ÁTILA ANTUNES FRANÇA BARBOSA

**Influência da asa em gaivota
nos coeficientes aerodinâmicos
de uma aeronave**

São Carlos

2015

ÁTILA ANTUNES FRANÇA BARBOSA

**Influência da asa em gaivota
nos coeficientes aerodinâmicos
de uma aeronave**

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de Concentração: Aeronaves

Orientador: Prof. Titular Fernando Martini Catalano

ESTE EXEMPLAR TRATA-SE DA VERSÃO CORRIGIDA. A VERSÃO ORIGINAL ENCONTRA-SE DISPONÍVEL JUNTO AO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA DA EESC-USP

São Carlos

2015

Autorizo a reprodução e divulgação total ou parcial deste trabalho, por qualquer meio convencional ou eletrônico, para fins de estudo e pesquisa, desde que citada a fonte.

B238i Barbosa, Átila Antunes França
Influência da asa em gaivota nos coeficientes aerodinâmicos de uma aeronave / Átila Antunes França Barbosa; orientador Fernando Martini Catalano. São Carlos, 2015.

Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica e Área de Concentração em Aeronaves -- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, 2015.

1. Asa em gaivota. 2. Asa com diedro variável. 3. Ensaio em túnel de vento. I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **ÁTILA ANTUNES FRANÇA BARBOSA.**

Título da dissertação: "Influência da asa em gaivota nos coeficientes aerodinâmicos de uma aeronave".

Data da defesa: 02/09/2015

Comissão Julgadora:

Resultado:

Prof. Titular **Fernando Martini Catalano**
(Orientador)
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

APROVADO

Prof. Dr. **Hernan Dario Ceron Muñoz**
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

APROVADO.

Prof. Dr. **Roberto Gil Annes da Silva**
(Instituto Tecnológico de Aeronáutica/ITA)

Aprovado

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica:
Prof. Associado **Gherhardt Ribatski**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:
Prof. Associado **Paulo César Lima Segantine**

À minha família

Agradecimentos

Ao meu orientador, Prof. Titular Fernando Martini Catalano, pelos ensinamentos, pelo incentivo e pela amizade.

Aos membros da banca de qualificação Prof. Doutor Álvaro Martins Abdalla e Prof. Doutor Ricardo Afonso Angélico, pelos conselhos valiosos.

Aos funcionários do Departamento de Engenharia de Aeronáutica, em especial ao Osnam e ao Mario, pela imensa ajuda, sem os quais não seria possível a execução deste trabalho.

Ao engenheiro Lourenço Tércio, pelo auxílio no processamento dos dados de túnel.

À Escola de Engenharia de São Carlos, pela infraestrutura concedida.

À EMBRAER S. A., por apoiar a realização do mestrado.

Aos meus pais, José Nelson e Marilda, e aos meus irmãos, pelo carinho, encorajamento e compreensão.

À Vera, minha companheira, pelo apoio em todos os momentos.

.

Não importa quão bonita a sua teoria é, não importa quão inteligente você é. Se ela não estiver de acordo com dados experimentais, ela está errada.

Richard P. Feynman

Resumo

BARBOSA, A. A. F. (2015). **Influência da asa em gaivota nos coeficientes aerodinâmicos de uma aeronave**. 159p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2015.

Desde o início da década de 2010, o aumento do preço do combustível de aviação e a pressão da sociedade para redução da emissão de gases nocivos ao meio ambiente, junto com a necessidade de redução de ruído durante as fases de decolagem e pouso, levaram as companhias aéreas a buscar aeronaves mais eficientes. Para suprir essa demanda, os fabricantes de aviões comerciais solucionaram esse problema através do uso de motores de maior desempenho, que apresentam maior diâmetro que motores de gerações passadas. Desse modo, foi necessário projetar asas com maior diedro na região da raiz, possibilitando a instalação desses novos motores, e diedro menor após a seção do motor, adotando assim a solução de asa em gaivota. O presente trabalho visa analisar o impacto de diferentes tipos de asas em gaivota nos coeficientes aerodinâmicos de uma aeronave de configuração comercial típica. Para tanto, foi realizada uma revisão bibliográfica dos estudos envolvendo asas em gaivota. Numa primeira fase foi feito um estudo analítico das características aerodinâmicas de alguns modelos de aeronaves com asa em gaivota, e em uma segunda fase, foram empregadas ferramentas computacionais para analisar seus comportamentos aerodinâmicos. Posteriormente, em uma terceira fase, esses modelos foram ensaiados no túnel de vento do LAE (Laboratório de Aerodinâmica da EESC/USP), e os resultados das três fases foram comparados.

Palavras-chave: asas em gaivota, asas com diedro variável, ensaio em túnel de vento.

Abstract

BARBOSA, A. A. F. (2015). **Influence of gull wing on the aerodynamic coefficients of an airplane**. 159p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2015.

Since the beginning of the 2010s, the increasing price of aviation fuel and the pressure of society to reduce the emission of harmful gases into the environment, coupled with the need of noise reduction during the takeoff and landing, induce carrier companies to look for more efficient airplanes. To furnish this demand, the airplane manufacturers solved the problem using high performance engines, which present a larger diameter than the engines from previous generations. Thereby, it was necessary to project wing with higher dihedral on the root portion, enabling the installation of these new engines, and a lower dihedral after the engine section, thus adopting a gull wing solution. This research project aims at analyzing the impact of different types of gull wing on the aerodynamic coefficients of a typical commercial configuration airplane. For this purpose, a bibliographic review about the studies related to gull wings was performed. In a first phase, an analytical analysis of the aerodynamic characteristics of some airplane model with gull wings was done, and in a second phase, computational programs was used to study their aerodynamic behavior. Later, in a third phase, these models were tested in the wind tunnel of LAE (Laboratory of Aerodynamics of EESC/USP), and the results from the three phases were compared.

Keywords: gull wing, multi dihedral wing, wind tunnel testing.

Lista de Figuras

Figura 1.1: Deflexão asa Boeing 787 (OSTROWER, 2008).....	32
Figura 1.2: Processo de desdobramento de uma asa inflável (LANDON, 2007).....	33
Figura 2.1: Caça a pistão polonês PZL P11 (CYNK, 1971).....	39
Figura 2.2: Hidroavião russo Beriev Be-12 (GUNSTON, 1995).....	40
Figura 2.3: Asa em gaivota invertida do Vought F4U <i>Corsair</i> (GREEN, 1973).....	41
Figura 4.1: Metodologia do projeto de pesquisa.....	45
Figura 4.2: C_L x alfa [graus] para várias condições de número de Reynolds (SELIG; DONOVAN; FRASER, 1989).....	48
Figura 4.3: Geometria do aerofólio Clark-Y (SELIG; DONOVAN; FRASER, 1989).....	49
Figura 4.4: Resultados Túnel (SELIG; DONOVAN; FRASER, 1989) x XFoil	50
Figura 4.5: Vista frontal e forma em planta da asa	51
Figura 4.6: Desenho esquemático de uma asa de diedro variável (ESDU, 1988).....	59
Figura 4.7: Exemplo de análise via programa Tornado realizada pelo autor.....	65
Figura 4.8: Vista em planta do túnel de vento LAE EESC/USP (Catalano, 2010).....	66
Figura 4.9: Esquema do aparato usado para medição do ensaio oscilatório	68
Figura 4.9: Curva de calibração da balança do túnel de vento - Sustentação.....	69
Figura 4.10: Vista frontal de uma semi-asa do modelo de túnel.....	74
Figura 4.11: Seção da raiz da asa - CAD.....	74
Figura 4.12: Seção da raiz da asa - Foto modelo.....	75
Figura 4.13: Foto da forma em planta da asa.....	76
Figura 4.14: Metodologia para avaliar incertezas de medição (AGARD, 1994)	77

Figura 4.15: Erro de medição de X para um número infinito de tomadas (Coleman e Steele, 1995)	78
Figura 5.1: Curva C_L x α – Diedro interno 5 graus e diedro externo 2 graus	87
Figura 5.2: Curva C_L x α – Diedro interno 5 graus e diedro externo 5 graus	87
Figura 5.3: Curva C_L x α – Diedro interno 5 graus e diedro externo 8 graus	88
Figura 5.4: Curva C_L x α – Diedro interno 8 graus e diedro externo 2 graus	88
Figura 5.5: Curva C_L x α – Diedro interno 8 graus e diedro externo 5 graus	89
Figura 5.6: Curva C_L x α – Diedro interno 8 graus e diedro externo 8 graus	89
Figura 5.7: Curva C_L x α – Diedro interno 11 graus e diedro externo 2 graus	90
Figura 5.8: Curva C_L x α – Diedro interno 11 graus e diedro externo 5 graus	90
Figura 5.9: Curva C_L x α – Diedro interno 11 graus e diedro externo 8 graus	91
Figura 5.10: Comparação parâmetros C_L x α – Diedro interno 5 graus	93
Figura 5.11: Comparação parâmetros C_L x α – Diedro interno 8 graus	93
Figura 5.12: Comparação parâmetros C_L x α – Diedro interno 11 graus	93
Figura 5.13: Curva C_D x C_L – Diedro interno 5 graus e variação diedro externo	95
Figura 5.14: Curva C_D x C_L – Diedro interno 8 graus e variação diedro externo	95
Figura 5.15: Curva C_D x C_L – Diedro interno 11 graus e variação diedro externo	96
Figura 5.16: Curva C_D x C_L^2 – Diedro interno 5 graus e variação diedro externo	98
Figura 5.17: Curva C_D x C_L^2 – Diedro interno 8 graus e variação diedro externo	98
Figura 5.18: Curva C_D x C_L^2 – Diedro interno 11 graus e variação diedro externo	98
Figura 5.19: Curva C_M x C_L – Diedro interno 5 graus e diedro externo 2 graus	100
Figura 5.20: Curva C_M x C_L – Diedro interno 5 graus e diedro externo 5 graus	100
Figura 5.21: Curva C_M x C_L – Diedro interno 5 graus e diedro externo 8 graus	101
Figura 5.22: Curva C_M x C_L – Diedro interno 8 graus e diedro externo 2 graus	101
Figura 5.23: Curva C_M x C_L – Diedro interno 8 graus e diedro externo 5 graus	102

Figura 5.24: Curva $C_M \times C_L$ – Diedro interno 8 graus e diedro externo 8 graus	102
Figura 5.25: Curva $C_M \times C_L$ – Diedro interno 11 graus e diedro externo 2 graus	103
Figura 5.26: Curva $C_M \times C_L$ – Diedro interno 11 graus e diedro externo 5 graus	103
Figura 5.27: Curva $C_M \times C_L$ – Diedro interno 11 graus e diedro externo 8 graus	104
Figura 5.28: Comparação parâmetros $C_M \times C_L$ – Diedro interno 5 graus	106
Figura 5.29: Comparação parâmetros $C_M \times C_L$ – Diedro interno 8 graus	106
Figura 5.30: Comparação parâmetros $C_M \times C_L$ – Diedro interno 11 graus	106
Figura 5.31: Comparação $C_{Y\beta}$ – Diedro interno 5 graus	108
Figura 5.32: Comparação $C_{Y\beta}$ – Diedro interno 8 graus	108
Figura 5.33: Comparação $C_{Y\beta}$ – Diedro interno 11 graus	108
Figura 5.34: Amplitude adimensional – Diedro interno 8 graus, externo 5	110
Figura 5.35: Amplitude adimensional – Diedro interno 11 graus, externo 8	110
Figura 5.36: $\ln(\beta_m/\beta_0) \times$ Número de ciclos – Diedro interno 11 graus, externo 8	111
Figura 5.37: $\ln(\beta_m/\beta_0) \times$ Número de ciclos – Diedro interno 8 graus, externo 5	111
Figura 5.38: Comparação $C_{R\beta}$ – Diedro interno 5 graus	113
Figura 5.39: Comparação $C_{R\beta}$ – Diedro interno 8 graus	113
Figura 5.40: Comparação $C_{R\beta}$ – Diedro interno 11 graus	113
Figura 5.41: Comparação C_{Yp} – Diedro interno 5 graus	115
Figura 5.42: Comparação C_{Yp} – Diedro interno 8 graus	115
Figura 5.43: Comparação C_{Yp} – Diedro interno 11 graus	115
Figura 5.44: Comparação C_{Lq} – Diedro interno 5 graus	117
Figura 5.45: Comparação C_{Lq} – Diedro interno 8 graus	117
Figura 5.46: Comparação C_{Lq} – Diedro interno 11 graus	117
Figura 5.47: Comparação C_{Mq} – Diedro interno 5 graus	119
Figura 5.48: Comparação C_{Mq} – Diedro interno 8 graus	119

Figura 5.49: Comparação C_{Mq} – Diedro interno 11 graus.....	119
Figura 5.50: Comparação C_{Rr} – Diedro interno 5 graus	121
Figura 5.51: Comparação C_{Rr} – Diedro interno 8 graus	121
Figura 5.52: Comparação C_{Rr} – Diedro interno 11 graus	121
Figura 5.53: Amplitude adimensional para as 2 configurações - Túnel ligado.....	122
Figura APÊNDICE A.1: Refinamento de malha – $C_{L\alpha}$ x Número de Elementos	136
Figura APÊNDICE A.2: Refinamento de malha – Tempo x Número de Elementos ..	136
Figura APÊNDICE B.1: Rótulas e longarinas do modelo de ensaio em túnel	137
Figura APÊNDICE B.2: Detalhe de rótula do modelo de ensaio em túnel.....	137
Figura APÊNDICE D.1: Matriz de ensaio em túnel de vento.....	141
Figura APÊNDICE E.1: Ensaio de meio modelo	143
Figura APÊNDICE E.2: Ensaio de modelo completo	143
Figura APÊNDICE F.1: Configuração diedro interno -20 graus, exteno 20 graus	146
Figura APÊNDICE F.2: Configuração diedro interno 20 graus, exteno -20 graus	146
Figura APÊNDICE F.3: Configuração diedro interno -20 graus, exteno -20 graus.....	146
Figura APÊNDICE F.4: Resultados diedro interno -20 graus e externo 20 graus	147
Figura APÊNDICE F.5: Resultados diedro interno 20 graus e externo -20 graus	148
Figura APÊNDICE F.6: Resultados diedro interno -20 graus e externo -20 graus.....	148
Figura ANEXO A.1: Diagrama do eixo de estabilidade (UWAL, 2013).....	149
Figura ANEXO A.2: Diagrama do eixo do vento (UWAL, 2013)	149
Figura ANEXO A.3: Diagrama do eixo do corpo (UWAL, 2013).....	149

Lista de Tabelas

Tabela 2.1: Impacto de parâmetros geométricos na estabilidade lateral.....	35
Tabela 4.1: Parâmetros geométricos do modelo de ensaio em túnel.....	51
Tabela 4.2: Variação do diedro da asa – em graus.....	53
Tabela 4.3: Parâmetros de calibração da balança	70
Tabela 4.4: Simplificação dos parâmetros para correção de túnel	73
Tabela 5.1: Limites do erro de viés	82
Tabela 5.2: Cálculo dos coeficientes para estimativa de incertezas	84
Tabela 5.3: Resultado das funções de sensibilidade	84
Tabela 5.4: Valores de incerteza no medição do coeficientes C_L , C_D e C_M	84
Tabela 5.5: Compilação dos parâmetros medidos em túnel – resultados de C_L (valores dos ângulos de diedro em graus)	91
Tabela 5.6: Compilação dos parâmetros medidos em túnel – resultados de C_D (valores dos ângulos de diedro em graus)	96
Tabela 5.7: Compilação dos parâmetros medidos em túnel – resultados de C_M (valores dos ângulos de diedro em graus)	104
Tabela 5.8: Comparação razão de decaimento μ – valores em segundo ⁻¹	110
Tabela APÊNDICE A.1: Avaliação do refinamento de malha Tornado	135
Tabela APÊNDICE C 1: Correções aplicadas no dados de túnel de vento	139
Tabela APÊNDICE F.1: Razão de decaimento μ – valores em segundo ⁻¹	147

Lista de Símbolos

b	Envergadura da asa	-	[m]
$\bar{c}$	Corda média aerodinâmica	-	[m]
c	Corda local de uma estação	-	[m]
i	Ângulo de incidência	-	[graus]
p	Velocidade angular de rotação	-	[rad/s]
q	Velocidade angular de arfagem	-	[rad/s]
r	Velocidade angular de guinada	-	[rad/s]
S	Área da asa	-	[m ²]
V	Velocidade do escoamento livre	-	[m/s]
M	Número de Mach	-	[-]
D	Arrasto	-	[N]
L	Sustentação	-	[N]
Y	Força lateral	-	[N]
M	Momento de arfagem	-	[N]
N	Momento de guinada	-	[N]
R	Momento de rolamento	-	[N]
α	Ângulo de ataque	-	[graus]
β	Ângulo de derrapagem	-	[graus]
β	Fator de Compressibilidade	$(1 - M^2)^{1/2}$	[graus]

ε	Ângulo de torção	-	[graus]
ρ	Densidade do ar	-	[kg/m ³]
Γ	Ângulo de diedro	-	[graus]
Λ	Enflechamento em uma posição da corda	-	[graus]
Ψ	Ângulo de proa	- β	[graus]
A	Alongamento	$\frac{b^2}{S}$	[-]
λ	Afilamento	$\frac{c_t}{c_r}$	[-]
C_D	Coeficiente de arrasto	$\frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$	[-]
C_L	Coeficiente de sustentação	$\frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$	[-]
C_Y	Coeficiente de força lateral	$\frac{Y}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$	[-]
C_M	Coeficiente de momento de arfagem	$\frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c}}$	[-]
C_N	Coeficiente de momento de guinada	$\frac{N}{\frac{1}{2}\rho V^2 S b}$	[-]
C_R	Coeficiente de momento de rolamento	$\frac{R}{\frac{1}{2}\rho V^2 S b}$	[-]
$C_{L\alpha}$	Derivada de C_L devido a α	$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$	[1/rad]
$C_{M\alpha}$	Derivada de C_M devido a α	$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha}$	[1/rad]
$C_{Y\beta}$	Derivada de C_Y devido a β	$\frac{\partial C_Y}{\partial \beta}$	[1/rad]
$C_{R\beta}$	Derivada de C_R devido a β	$\frac{\partial C_R}{\partial \beta}$	[1/rad]
C_{Yp}	Derivada normalizada de C_Y devido a p	$\frac{\partial C_Y}{\partial \frac{pb}{2V}}$	[1/rad]
C_{Np}	Derivada normalizada de C_N devido a p	$\frac{\partial C_N}{\partial \frac{pb}{2V}}$	[1/rad]
C_{Rp}	Derivada normalizada de C_R devido a p	$\frac{\partial C_R}{\partial \frac{pb}{2V}}$	[1/rad]
C_{Yq}	Derivada normalizada de C_Y devido a q	$\frac{\partial C_Y}{\partial \frac{qb}{2V}}$	[1/rad]

C_{Nq}	Derivada normalizada de C_N devido a q	$\frac{\partial C_N}{\partial \frac{qb}{2V}}$	[1/rad]
C_{Rq}	Derivada normalizada de C_R devido a q	$\frac{\partial C_R}{\partial \frac{qb}{2V}}$	[1/rad]
C_{Yr}	Derivada normalizada de C_Y devido a r	$\frac{\partial C_Y}{\partial \frac{rb}{2V}}$	[1/rad]
C_{Nr}	Derivada normalizada de C_N devido a r	$\frac{\partial C_N}{\partial \frac{rb}{2V}}$	[1/rad]
C_{Rr}	Derivada normalizada de C_R devido a r	$\frac{\partial C_R}{\partial \frac{rb}{2V}}$	[1/rad]

Subscritos

0	Simboliza efeito em $\alpha=0$ ou $C_L=0$
r	Simboliza a contribuição da raiz
t	Simboliza a contribuição da ponta
w	Simboliza a contribuição da asa
int	Contribuição da região interna da asa
ext	Contribuição da região externa da asa
$\frac{1}{2}$	Simboliza posição a $\frac{1}{2}$ da corda
$\frac{1}{4}$	Simboliza posição a $\frac{1}{4}$ da corda
BA	Coeficientes no eixo do corpo
SA	Coeficientes no eixo do vento
WA	Coeficientes no eixo de estabilidade

Sumário

1	Introdução	29
2	Revisão Bibliográfica.....	35
2.1	Influência aerodinâmica do diedro.....	35
2.2	Asa em gaivota.....	39
3	Objetivos	43
4	Metodologia.....	45
4.1	Descrição da geometria	47
4.1.1	Escolha do perfil	47
4.1.2	Definição da forma em planta.....	50
4.1.3	Geometria da asa em gaivota	52
4.2	Análise analítica	53
4.2.1	Coeficiente de sustentação	53
4.2.2	Coeficiente de momento de arfagem.....	55
4.2.3	Coeficiente de força lateral	56
4.2.4	Coeficiente de momento de rolamento	57
4.2.5	Derivadas dinâmicas	59
4.2.5.1	Derivadas devido a p	59
4.2.5.2	Derivadas devido a q	61

4.2.5.3	Derivadas devido a r	62
4.3	Análise computacional	63
4.3.1	Descrição dos programas computacionais	63
4.3.2	Implementação da asa em gaivota	64
4.4	Análise experimental	65
4.4.1	Descrição dos túneis de vento	65
4.4.2	Aparato para medição de ensaio oscilatório	67
4.4.3	Calibração da balança	69
4.4.4	Correções dos dados	70
4.4.5	Modelo usado no ensaio em túnel de vento	73
4.4.6	Análise de incertezas	76
5	Resultados e Discussões	81
5.1	Análise de incertezas	81
5.2	Coeficiente de sustentação	85
5.3	Coeficiente de arrasto	94
5.4	Coeficiente de momento de arfagem	99
5.5	Coeficiente de força lateral	107
5.6	Coeficiente de momento de guinada	109
5.7	Coeficiente de momento de rolamento	112
5.8	Derivadas dinâmicas	114
5.8.1	Derivadas devido a p	114
5.8.2	Derivadas devido a q	116

5.8.3	Derivadas devido a r.....	120
6	Conclusões	123
7	Perspectivas Futuras.....	125
8	Referências Bibliográficas	127
	APÊNDICE A - Efeito do refinamento de malha.....	135
	APÊNDICE B - Figura das rótulas e longarinas	137
	APÊNDICE C - Aplicação das correções de túnel.....	139
	APÊNDICE D - Matriz de ensaio de túnel de vento.....	141
	APÊNDICE E - Fotos dos ensaios em túnel de vento	143
	APÊNDICE F - Configurações multi-diedro não típicas.....	145
	ANEXO A - Diagrama dos sistemas de coordenada	149
	ANEXO B - Fórmulas para transformação de eixos	151
	ANEXO C - Pontos de construção do perfil Clark-Y	153
	ANEXO D - Determinação de $C_{N\beta}$ e C_{Nr}	155

1 Introdução

O combustível de aviação representa uma grande parcela no custo de operacional de uma companhia aérea, sendo da ordem de 40% do custo total de operação (ROSKAM, 1990). Além disso, o preço do barril de petróleo aumentou mais de 100% quando comparado aos valores praticados em 1990 e 2010, e a previsão é que esse valor aumente ainda em 50% até 2040, com relação ao ano de 2010 (US ENERGY INFORMATION ADMINISTRATION - EIA, 2013).

Os motores de aeronaves têm como produto de sua combustão interna alguns gases responsáveis pelo efeito estufa, sendo o CO₂ e o NO_x os mais relevantes (RYPDAL, 2000). A contribuição da emissão de CO₂ de todas as aeronaves do planeta correspondia a cerca de 2% do volume gerado pelos seres humanos em 1990 (INTERGOVERNMENTAL PANEL ON CLIMATE CHANGE - IPCC, 1990). A sociedade e os governos, por meio de acordo internacionais, como o Protocolo de Kyoto, pressionam as companhias aéreas e fabricantes de aeronaves a reduzir o volume de emissão desses gases.

Além disso, embora os aviões comerciais tenham reduzido em 75% o nível de ruído nos últimos 30 anos, o crescimento do tráfego aéreo aumenta o tempo de exposição das pessoas ao redor dos aeroportos ao ruído das aeronaves, principalmente durante as fases de pouso e decolagem. A Organização de Aviação Civil Internacional (OACI) estabelece limites de ruído, valores que devem ser respeitados nos países membros da organização. Os aviões produzidos a partir de 2006 devem cumprir as normas estabelecidas na Convenção da Aviação Civil Internacional, volume I, Parte II.

Tendo em vista esses três principais fatores, as companhias aéreas apresentaram a necessidade de novos aviões, mais eficientes, com menor consumo de combustível, que emitissem menor quantidade de gases poluentes e mais silenciosos. Como solução os fabricantes decidiram implementar novos propulsores em seus aviões, passando a adotar motores de alta razão de diluição, ou *bypass ratio* (razão entre o fluxo de massa que passa pelo exterior do motor e a outra parcela que passa pela região interna), como por exemplo as turbinas da família PurePower® 1000G (*bypass ratio* 12:1), presentes nos Mitsubishi Regional Jets, Airbus A320neo, Bombardier CSeries, Ilkurt MC-21 (PRATT & WHITNEY - PW, 2012) e Embraer E-Jets E2 (MORELL, 2013), e da família CFM International LEAP, instaladas no Boeing 737 MAX, Airbus A320neo e Comac 919.

Um dos grandes desafios dessas novas turbinas é a instalação sob as asas. Como elas possuem um diâmetro maior do que as turbinas de gerações passadas, é necessário aumentar a distância entre a asa e o solo para garantir o espaçamento do motor com o terreno. A solução adotada por alguns dos fabricantes foi aumentar o diedro da asa na região da raiz, e diminuir o diedro depois da seção de instalação do motor, criando uma asa com diedro variável ao longo da envergadura. As asas com esse tipo de segmentação são conhecidas como asas em gaivota, como referência à ave marinha de mesmo nome.

Como uma modificação adicional à implementação de novos motores, os fabricantes de aeronaves optaram também por aumentar o alongamento da asa de seus aviões a partir do aumento da envergadura, como por exemplo, o Boeing 777-300ER passou de uma envergadura 64.8 metros para 71.1 metros na sua versão Boeing 777-8X, representando o maior comprimento de asa já projetado pela companhia (NORRIS, 2013). Os novos aviões Embraer E-Jets E2 também

aumentaram de envergadura, sendo que a versão do E190-E2 teve sua dimensão acrescida em 2 metros com relação ao sua versão anterior, passando para 33.5 metros (POLEK, 2013).

O aumento do alongamento possibilita uma redução do arrasto induzido, pois quanto mais afastados os vórtices de ponta de asa, menor será a sua efetividade em gerar arrasto (HOUGHTON; CARPENTER, 2003). Com a redução do arrasto, há consequentemente uma redução do consumo de combustível.

Todavia esse alongamento possibilita maiores deflexões da asa. Fazendo uma analogia a uma viga simples engastada, para uma mesma rigidez, quanto maior o comprimento da viga, maiores serão os deslocamentos da sua extremidade livre quando submetida a um mesmo tipo de carregamento distribuído. Para exemplificar esse comportamento da estrutura, os deslocamentos da ponta da asa do Boeing 787 *Dreamliner* são da ordem de 3 metros para cargas normais de voo e aproximadamente 8 metros na condição de 1.5 vezes a carga de voo limite, critério que necessita ser cumprido como requisito de certificação (OSTROWER, 2008).

Assim, além da própria construção geométrica para instalação dos motores, para asas que não apresentam grande rigidez, a flexão da asa ao longo da envergadura quando submetidas a um carregamento acaba alterando seu diedro de maneira não uniforme, em uma configuração que pode ser aproximada por uma configuração de asa em gaivota. O desenho esquemático mostrado na Figura 1.1, indica que até a posição onde está instalado o motor, o deslocamento da asa é pequeno (pouca variação do diedro), enquanto que na região mais externa, ocorre uma mudança não desprezível do ângulo de diedro.

Figura 1.1: Deflexão asa Boeing 787 (OSTROWER, 2008)

Em aeronaves de menores dimensões, o estudo do diedro variável ao longo da envergadura também pode ser empregado, principalmente no desenvolvimento de Veículos Aéreos Não Tripulado (VANT, tradução de *Unmanned Aircraft Vehicle* – UAV), como o projeto de asas infláveis. Embora o conceito de asas infláveis tenha se originado há algum tempo, apenas recentemente a construção desse tipo de estrutura tornou-se viável (SIMPSON et al, 2005).

Um exemplo desse tipo de trabalho é o projeto *Wide Area Surveillance Projectile* – WASP (LANDON, 2007), que consiste em um projétil concebido de modo que, após ser lançado pela artilharia por meio de um canhão, a sua superfície se abre e asas se desdobram do interior, transformando o equipamento em um VANT, capaz de fazer imagens de reconhecimento e transmiti-las ao solo (KESSLER, SPEARING e KIRKOS, 2000).

Outra aplicação em potencial da tecnologia das asas infláveis é o uso de VANT no planeta Marte (LANDON, 2007). Os planos atuais para exploração de Marte incluem o uso de pequenas aeronaves batedoras para explorar uma determinada área. Motivada pela necessidade de ocupação do menor espaço possível, uma alternativa é

a asa inflável impregnada em resina de cura por radiação UV. Assim, depois que a asa é pressurizada, a exposição aos raios UV a enrijece, evitando a necessidade de pressurização contínua (KEARNS et al, 2004).

Antes da completa extensão, as asas infláveis assumem uma configuração de gaivota, pois o sistema de pressurização, responsável por desdobrar a asa, está localizado na fuselagem, fazendo com que a região próxima à raiz tenha uma rigidez maior, assumindo uma forma estendida, enquanto que a porção mais próxima à ponta ainda tenha uma grande flexibilidade e acabe cedendo ao próprio peso, inclinando para baixo. A dinâmica de pressurização faz com que o diedro seja variável durante o ciclo de abertura das asas infláveis.

Figura 1.2: Processo de desdobramento de uma asa inflável (LANDON, 2007)

As asas em gaivota podem alterar o comportamento aerodinâmico de uma aeronave, e entender, quantificar e prever o impacto da geometria em gaivota é de fundamental importância para um projeto de desenvolvimento aeronáutico.

Diante do que foi supracitado justifica-se, assim, a realização de um projeto que aborde como tema a influência da asa em gaivota nos coeficientes aerodinâmicos de uma aeronave.

Para o desenvolvimento desse projeto, foi realizada uma revisão bibliográfica sobre o efeito do diedro e das asas em gaivota, que é apresentada no Capítulo 2. Neste capítulo é feita uma descrição de quais parâmetros aerodinâmicos são influenciados pelos ângulos de diedro da asa, servindo como base para a estruturação do projeto de pesquisa.

No Capítulo 3 são apresentados os objetivos do trabalho, listando de maneira macro todas atividades realizadas no escopo do projeto.

O Capítulo 4 descreve a metodologia a ser empregada, com a apresentação esquemática do processo selecionado. Nesse capítulo é feito o detalhamento da geometria adotada, com as justificativas de sua escolha. Também no Capítulo 4, é mostrado o equacionamento de cada um dos coeficientes calculados usando a análise analítica. Em seguida, as análises computacionais são abordadas, apresentando os modelos e as características das ferramentas. O último tópico abordado no Capítulo 4 é a análise experimental, com a apresentação do modelo de ensaio em túnel, do aparato experimental usado, das correções aplicadas e das incertezas envolvidas no processo de medição em túnel de vento.

No Capítulo 5 são apresentados os resultados para cada um dos coeficientes, e para cada uma das configurações estudadas, com comparação dos dados obtidos pelos três tipos de análise, destacando a faixa de incerteza dos resultados da medição experimental.

As conclusões das comparações são apresentadas no Capítulo 6. Também é apresentado uma recomendação de método para análise da influência da asa em gaivota. No Capítulo 7 são destacadas as perspectivas futuras na área de estudo das asas em gaivota.

2 Revisão Bibliográfica

Em uma condição de equilíbrio, uma aeronave voa com o ângulo de derrapagem e o ângulo de rolamento iguais a zero. Para que a aeronave apresente uma estabilidade estática direcional e lateral (ou em rolamento), quando ela for deslocada da condição de equilíbrio, o seu comportamento deve ser no sentido de reduzir a perturbação, e de retornar ao ponto de equilíbrio (ETKIN e REID, 1996).

A Tabela 2.1 apresenta a influência de alguns parâmetros da aeronave na estabilidade estática lateral, adaptado de Roskam (1990).

Tabela 2.1: Impacto de parâmetros geométricos na estabilidade lateral

Parâmetro	Característica	Influência na estabilidade
Diedro	Positivo	Aumenta estabilidade
	Negativo	Diminui estabilidade
Enflechamento	Positivo	Aumenta estabilidade
	Negativo	Diminui estabilidade
Posição da asa	Alta	Aumenta estabilidade
	Baixa	Diminui estabilidade
Posição da empenagem	Acima do CG	Aumenta estabilidade
	Abaixo do CG	Diminui estabilidade

2.1 Influência aerodinâmica do diedro

A escolha do ângulo de diedro de uma aeronave deve se basear no equilíbrio entre estabilidade estática direcional e estabilidade em rolamento. Outro fator importante é a distância do solo na altitude de arredondamento (*flare*) para um ângulo de rolamento igual a 5 graus (ROSKAM, 1990).

De acordo com Raymer (1992), como consideração inicial de projeto, o diedro da asa não tem influência na inclinação da curva de sustentação de uma asa, sendo que o alongamento e o ângulo de enflechamento são as duas características geométricas importantes para esse parâmetro aerodinâmico. Todavia Freeman e Yeager (1978) afirmam que essa inclinação diminui com o aumento do ângulo de diedro, pois há uma redução da área horizontal projetada.

Maggin e Shanks (1946), ensaiaram em túnel de vento uma asa com enflechamento 40 graus e alongamento 3, e obtiveram uma boa correlação entre os resultados experimentais da variação da inclinação da curva $C_L \times \text{Alfa}$ com o ângulo de diedro e a estimativa teórica, apresentada na Equação (2.1), descrita inicialmente por Purser e Campbell (1945).

$$C_{L\alpha\Gamma} = C_{L\alpha\Gamma=0} \cos^2 \Gamma \quad (2.1)$$

Com relação ao $C_{L\max}$, Teplitz (1944) obteve resultados experimentais que mostraram um pequeno aumento do valor desse parâmetro com o aumento do diedro para asas enflechadas em configuração flapeada. Shortal (1935) testou diversas configurações empregando uma asa retangular com perfil de aerofólio Clark-Y e concluiu em seu trabalho que para os ângulos de diedro normalmente empregados (em torno de 5 graus), o efeito no $C_{L\max}$ é desprezível.

Os resultados de Bamber e House (1939) para dois ângulos de diedro diferentes não indicaram nenhuma variação nas curvas de sustentação com o ângulo de ataque para uma asa retangular com perfil NACA 23012, porém apresentaram comportamentos ligeiramente diferentes para as curvas de momento de arfagem, sendo que a derivada das curvas de C_M com relação à C_L diminuía (aumento de

estabilidade) com aumento do ângulo de diedro. Esse comportamento foi observado tanto na configuração não flapeada quanto na configuração flapeada. Entretanto, Maggin e Shanks (1946) chegaram a resultados contrários em seu experimento. Para valores de C_L próximos a condição de estol, valores de diedro positivos geraram um momento de arfagem instabilizante, com a tendência de levantar o nariz do avião, enquanto que valores negativos proporcionaram uma característica estabilizante.

Com relação a força lateral, Teplitz (1944) observou que o diedro tem efeito pequeno nesse coeficiente para configuração de asa não flapeada. Roskam (1990) sugere como estimativa inicial da força lateral gerada pela asa um fator constante multiplicado pelo módulo do ângulo de diedro. Os resultados de Maggin e Shanks (1946) indicam um aumento do coeficiente de força lateral com o aumento do diedro da asa, tanto para valores positivos quanto negativos de diedro. Queijo e Jaquet (1948) chegaram às mesmas conclusões ao realizarem ensaio em túnel usando um modelo com 45 graus de enflechamento.

Queijo e Jaquet (1948) observaram também que a derivada do coeficiente de força lateral com ângulo de derrapagem mostrou-se praticamente invariante para valores baixos e moderados de C_L , mas tornou-se mais positiva para valores elevados de coeficiente de sustentação.

Para avaliar o impacto do ângulo de diedro no coeficiente de rolamento, Henderson (1971) empregou o parâmetro de diedro efetivo, que corresponde a inclinação da curva de coeficiente de rolamento por ângulo de diedro, obtida para um determinado ângulo de ataque. Roskam (1990) utilizou esse mesmo parâmetro para quantificar o efeito diedro, todavia em sua estimativa, ele considerou a influência de três outras características geométricas: o alongamento, o afilamento e o ângulo de enflechamento, sendo esse último o fator que mais influência no resultado.

Levacic (1945) concluiu em seu trabalho que o momento de rolamento de uma asa elíptica é proporcional ao ângulo de rolamento, ao alongamento e ao ângulo de diedro, sendo que a porcentagem da semi-envergadura a partir da qual o diedro passa a ser diferente de zero é de fundamental importância para o comportamento da asa. Ele concluiu também que para estimativas iniciais, o comportamento de uma asa com afilamento pode ser aproximado por uma asa elíptica. Os resultados de Maggin e Shanks (1946) mostram que, para o valores de ângulo de ataque inferiores aos de estol, a estabilidade com relação ao rolamento é diretamente proporcional ao ângulo de diedro da asa.

McKinney (1946) realizou ensaios em túnel para avaliar o efeito do diedro negativo na estabilidade lateral e nas características de controle de uma aeronave quando em alto valores de coeficientes de sustentação. McKinney (1946) concluiu que a medida que o ângulo de diedro é reduzido de 0 graus para -15 graus, a dificuldade de se controlar o modelo aumenta, pois ocorre uma degradação no coeficiente de rolamento com ângulo de derrapagem. Para -15 graus de diedro, os momentos instabilizantes são grandes e o controle se torna praticamente impossível. Outro ponto observado foi que com o aumento do C_L as características de voo do modelo foram se deteriorando.

Na literatura, o efeito do diedro nos coeficientes de arrasto (SHORTAL, 1935) e de momento de guinada (BAMBER e HOUSE, 1939, QUEIJO e JAQUET, 1948) foi considerado desprezível em grande parte dos resultados.

2.2 Asa em gaivota

No final da década de 1920, o piloto e engenheiro polonês Zygmunt Puławski aplicou a configuração de asa alta em gaivota para o caça a pistão PZL P11 (Figura 2.1). Seu objetivo com a gaivota foi aumentar a visibilidade do piloto, sem que a asa encobrisse parcialmente a visão, como acontecia com os biplanos da época. Pulawski patenteou sua invenção em 1929. Assim ele ficou conhecido como o inventor da asa em gaivota, também conhecida como “asa Pulawski” (CYNK, 1971).

A asa em gaivota começou a ser empregada em planadores alemães do tipo *Weltensegler*, na década de 20. Na década seguinte, o pioneiro da aviação Alexander Lippisch projetou o planador *Fafnir* usando a asa em gaivota, com o objetivo de aumentar a distância entre a ponta da asa e solo durante pouso e decolagem. Acreditava-se também que a gaivota poderia aumentar a estabilidade em curvas (FAFNIR...,2004).

Figura 2.1: Caça a pistão polonês PZL P11 (CYNK, 1971)

Também na década de 1930, as asas em gaivota começaram a ser usadas em hidroaviões. Como a potência dos motores aumentou, foi necessário o aumento

do diâmetro das pás para adequada conversão de potência em tração. Para garantir a distância correta entre a ponta das pás e a superfície da água, adotou-se a configuração de asa em gaivota, posicionando o motor no ponto mais alta da asa. Alguns exemplos de avião desse tipo são o inglês *Short Knuckleduster*, o alemão Dornier Do 26, os americanos *Martin PBM Mariner* e *Martin P5M Marlin*, e o russo Beriev Be-12, Figura 2.2 (GUNSTON, 1995).

Com criação de uma estrutura aeroviária baseada nos aeródromos em terra, os hidroaviões deixaram gradualmente de ser empregados (GUNSTON, 1995).

Figura 2.2: Hidroavião russo Beriev Be-12 (GUNSTON, 1995).

Na mesma época em que o emprego das asas em gaivota iniciou-se nos hidroaviões, a asa de gaivota invertida começou a ser usada em aviões monomotores baseados em terra. Pelo mesmo motivo dos hidroaviões, as pás das hélices tiveram que aumentar de diâmetro, mas nesse caso como o motor era localizado na fuselagem, adotou-se a gaivota invertida para garantir o espaçamento das pás com o solo e sem necessitar de um trem de pouso muito longo (GREEN, 1973). São

exemplos desses aviões o americano Vought F4U *Corsair* (Figura 2.3), o japonês Aihci B7A e o alemão Junkers Ju-87 *Stuka*.

Estudos científicos foram conduzidos pela NACA, atualmente NASA, em 1946 para avaliar o impacto da gaivota invertida (ANKENBRUCK, 1946). Segundo os estudos, a asa em gaivota invertida apresenta uma oscilação lateral anormal em alto C_L , causada pela redução do amortecimento do rolamento devido ao estol precoce na região de mudança de diedro. Não foi observada nenhuma diferença nas características de voo para baixos valores de C_L .

Figura 2.3: Asa em gaivota invertida do Vought F4U *Corsair* (GREEN, 1973)

Abdulharim e Lind (2004) concluíram em seu trabalho que as asas sem variação de diedro apresentam a melhor razão de planeio, enquanto que a asa em gaivota apresenta aumento da estabilidade lateral e a asa em gaivota invertida apresenta redução da estabilidade lateral. Além disso, a asa com gaivota invertida apresentou um estol mais agressivo.

Obradovic (2004) realizou o estudo da asa em gaivota por meio de análise via Vórtice-Lattice, e obteve conclusões semelhantes a apresentadas por Abdulharim e Lind (2004), cujo trabalho foi em grande parte experimental.

Pearson e Jones (1938) concluíram por meio de comparação de resultados teóricos e experimentais que a variação do coeficiente de rolamento com o ângulo de derrapagem de uma asa em gaivota pode ser feita considerando o efeito das regiões com diedro diferentes separadamente.

Henderson (1971) realizou experimentos para avaliar o impacto da posição de mudança do diedro na asa e também estudou vários ângulos de diedro para um modelo de alto enfilechamento (74 graus no bordo de ataque). Seus resultados indicaram que quanto mais próxima da ponta está localizada a quebra do diedro, menor o impacto no coeficiente de rolamento. Ele também observou que variando os ângulos de diedro sem alterar a posição da ponta da asa, as características aerodinâmicas longitudinais e látero-direcionais são pouco alteradas, sendo que o maior impacto aparece na variação da curva de momento de arfagem com sustentação.

Burnhans, Jr et al (1996) propuseram em sua patente substituir a empenagem vertical de uma aeronave, com o objetivo de reduzir peso, e incluir uma asa em gaivota para garantir sua estabilidade e controle. Além disso, com a geometria em gaivota nas asas, eles buscaram assegurar uma estabilidade positiva com ângulo de derrapagem, independente do coeficiente de sustentação da aeronave.

3 Objetivos

O objetivo geral do trabalho proposto consiste em avaliar a influência da asa em gaivota nos seis coeficientes aerodinâmicos de uma aeronave, considerando para tanto diferentes ângulos de diedro da gaivota. Além disso, busca-se prever essas características via simulação computacional, e validar os resultados por meio de ensaio em túnel de vento. O objetivo geral pode ser dividido nos objetivos específicos a seguir:

1. Realizar uma pesquisa bibliográfica tendo em vista analisar os trabalhos científicos sobre o tema das características da asa em gaivota.
2. Projetar um modelo de túnel de vento representativo de uma asa de aeronave comercial típica, com uma asa em gaivota que possibilite a variação dos ângulos de diedro da mesma.
3. Realizar um estudo das metodologias empíricas e semi-empíricas presentes na literatura que descrevem o comportamento de asas em gaivota, visando verificar suas potencialidades e limitações.
4. Implementar modelos computacionais, comparando com as análises anteriores visando melhorar a capacidade de previsão das características aerodinâmicas da aeronave.
5. Realizar ensaio em túnel de vento do modelo proposto com o objetivo de avaliar o comportamento das asa em gaivota e comparar com a solução computacional adotada.

Com base nos objetivos específicos apresentados, sugere-se uma metodologia global para o desenvolvimento do projeto, que consiste na implementação, aplicação e validação dos métodos de cálculo.

4 Metodologia

A metodologia que será adotada para este projeto de pesquisa pode ser sintetizada em três fases. A Fase 1 é dividida em 4 etapas: 1) Revisão bibliográfica sobre as asa em gaivota; 2) Estudo dos modelos aerodinâmicos presentes na literatura; 3) Implementação dos modelos da literatura e 4) Avaliação dos modelos com base em resultados experimentais.

Figura 4.1: Metodologia do projeto de pesquisa

Após a avaliação dos modelos da literatura, prossegue-se para a Fase 2, que possui 4 etapas: 5) Projeto do modelo de ensaio em túnel; 6) Realização dos ensaios

em túnel de vento; 7) Implementação do modelo computacional e 8) Avaliação do modelo utilizado.

Finalizada a validação do modelo computacional, segue-se para a Fase 3, a qual é segmentada em apenas uma etapa: 9) Consolidação da proposta de metodologia de cálculo para asa em gaivota.

A Etapa 1 da Fase 1 visa realizar uma pesquisa de trabalhos científicos desenvolvidos nos tópicos abordados por este projeto, em particular, podem-se citar: análise do comportamento longitudinal de uma aeronave com asa em gaivota, análise do comportamento látero-direcional e análise do comportamento dinâmico de asa com diedro variável. Na Etapa 2 da Fase 1, os modelos analíticos presentes na literatura serão estudados. Após estudo, estes modelos serão implementados em planilhas de cálculo. Na Etapa 4 da Fase 1, caso não ocorra convergência entre os ensaios experimentais da literatura e o cálculo analítico, retorna-se a Etapa 3 da Fase 1.

Entretanto constatando-se coerência entre ambas, avança-se para a Etapa 7 da Fase 2, na qual será implementado em uma ferramenta de MatLab um modelo computacional da aeronave com asa em gaivota. Verifica-se na Fase 2 que o procedimento científico adotado é semelhante ao da Fase 1. Dessa forma, o modelo computacional será avaliado na Etapa 8 da Fase 2, e será considerado aceitável se houver coerência dos resultados numéricos com os resultados do ensaio em túnel de vento com o modelo projetado na Etapa 5 e ensaiado na Etapa 6 da Fase 2. Considerando a avaliação da Etapa 8 da Fase 2 adequado, avança-se para a Etapa 9 da Fase 3.

4.1 Descrição da geometria

4.1.1 Escolha do perfil

A escolha do perfil aerodinâmico empregado no modelo foi baseada levando em consideração as características do túnel de vento do Laboratório de Aerodinâmica da EESC/USP, que são detalhadas no item 4.4.1. Devido as dimensões da seção de teste, a envergadura do modelo foi definida igual a 1.2 m.

Considerando que a velocidade do escoamento na seção de ensaio é aproximadamente 25 m/s, o número de Reynolds baseado na corda do modelo é da ordem de 1×10^5 .

Outro fator fundamental para a definição do perfil foi a escolha do coeficiente de sustentação para a condição de ângulo de ataque próxima a zero. Essa condição corresponde a uma fase de voo de cruzeiro voo reto nivelado. Um valor de C_L igual a 0.50 é um valor típico para aeronave comerciais. Esses dados foram adotados para buscar o aerofólio de projeto.

Assim, foi feito um levantamento na literatura de possíveis perfis de aerofólio a serem empregados. Selig, Donovan e Fraser (1989) publicaram uma coletânea de resultados de mais 54 aerofólios para regime de baixo Reynolds, que varia entre 0.5×10^5 a 5×10^5 . Todos esses aerofólios foram ensaiados no túnel de fumaça de baixa velocidade e baixa turbulência da Universidade de Princeton.

Em publicações mais recentes, Selig et al (1995), Selig et al (1996) e Lyon et al (1998) apresentaram resultados de ensaio em túnel de baixa velocidade para um grupo de mais de 90 aerofólios, sendo que o intervalo de número de Reynolds estudado variou de 0.4×10^5 a 5×10^5 .

Analisando os dados de Selig, Donovan e Fraser (1989), selecionou-se o aerofólio Clark-Y (Figura 4.2). Selig, Donovan e Fraser (1989) afirmam que ocorre bolha de separação laminar apenas para números de Reynolds inferiores a 0.6×10^5 . Além disso, observa-se na Figura 4.2 que o valor de C_{Lmax} é pouco afetado pela variação do número de Reynolds na faixa entre 0.6×10^5 a 2×10^5 .

**Figura 4.2: C_L x alfa [graus] para vários condições de número de Reynolds
(SELIG; DONOVAN; FRASER, 1989)**

Além disso, outras características que favorecem a escolha do aerofólio Clark-Y são sua região inferior plana a partir de 30 % da corda (Figura 4.3), que facilita a medição de ângulos e a construção do modelo, e sua espessura de 11.72 % que permite uma concepção mais simples dos componentes de fixação da asa, como

por exemplo, o uso de um sistema de dobradiças, possibilitando que esses componentes sejam posicionados dentro da linha de sistema do perfil. As coordenadas do aerofólio Clark-Y da Figura 4.3 são apresentadas no ANEXO C.

Figura 4.3: Geometria do aerofólio Clark-Y (SELIG; DONOVAN; FRASER, 1989)

Após a seleção do perfil Clark-Y, foi realizada uma análise computacional visando verificar a coerência com os resultados em túnel. Para tanto foi empregado o programa XFoil versão 6.96, desenvolvido pelo professor Mark Drela do *Massachusetts Institute of Technology* (MIT). As análises foram feitas para dois valores de número de Reynolds (1×10^5 e 3×10^5), considerando transição livre e escoamento com viscosidade.

Os resultados são apresentados na Figura 4.4. Pode-se observar que os resultados obtidos via XFoil indicam um valor de ângulo de ataque para C_L igual a 0.50 próximo ao encontrado nos testes experimentais. Enquanto na simulação computacional obteve-se um valor de alfa de 1.0 grau, Selig, Donovan e Fraser (1989) mediram um valor igual a 1.2 grau. Assim, atende-se o critério estabelecido para seleção do aerofólio. Desse modo, decidiu-se continuar o projeto empregando o perfil Clark-Y no desenvolvimento do modelo de ensaio em túnel.

A variação do número de Reynolds nos resultados via XFoil não alterou o resultado das curva de coeficiente de sustentação versus alfa, para valores de ângulo

de ataque positivo. Essa característica também é observada em Selig, Donovan e Fraser (1989) para valores de Reynolds maiores do que 1×10^5 .

Figura 4.4: Resultados Túnel (SELIG; DONOVAN; FRASER, 1989) x XFOil

4.1.2 Definição da forma em planta

A definição da forma em planta do modelo foi baseada na configuração de referência de aeronaves comerciais a jato. Esses valores típicos, dimensionados para o tamanho do túnel de vento, foram obtidos através da literatura de projeto de aeronaves (TORENBEEK, 1982, ROSKAM, 1990 e RAYMER, 1992).

A Figura 4.5 apresenta a forma em planta do modelo. As características geométricas são listadas na Tabela 4.1.

Tabela 4.1: Parâmetros geométricos do modelo de ensaio em túnel

	Valor	Unidade
Envergadura	1.20	[m]
Área da asa	0.17	[m ²]
Alongamento	8.40	[-]
Enflechamento linha 1/4 de corda	26.70	[graus]
Corda na raiz	0.255	[m]
Corda média aerodinâmica	0.160	[m]
Corda na ponta	0.061	[m]
Afilamento	0.29	[-]

Figura 4.5: Vista frontal e forma em planta da asa

Para o estudo da variação dos ângulos de diedro da gaivota, a posição de mudança do ângulo de diedro foi mantida constante, localizada a 35 % da semi-envergadura da asa.

Na região mais próxima a raiz da asa, foi projetada uma região sem enflechamento, para representar a junção com a fuselagem.

Para o projeto aerodinâmico desse asa, não foi implementada nenhuma torção geométrica entre a raiz e a ponta da asa.

4.1.3 Geometria da asa em gaivota

A representação da asa em gaivota foi feita por meio de uma articulação localizada a 35 % da semi-envergadura. Uma segunda articulação foi projetada na região da raiz da asa. Essas articulações são dobradiças que possibilitam o posicionamento da asa em vários ângulos de diedro (APÊNDICE B).

O diedro de referência para a geometria é igual a 8 graus na seção interna e 5 graus na externa. As outras três deflexões de diedro de cada porção da asa estudadas no projeto são listadas na Tabela 4.2. Com as articulações propostas, foi possível realizar todas as combinações possíveis, gerando um total de nove configurações. Além das 9 combinações da Tabela 4.2, foram ensaiadas outras 3 configurações de asa multi-diedro não típicas, detalhadas no APÊNDICE D, cujos resultados são apresentados no APÊNDICE F.

De acordo com Raymer (1992), aeronaves subsônicas com asa baixa e enflechada, sem gaivota, apresentam valores de diedro que variam entre 3 a 7 graus. Assim, os valores adotados nesse projeto compreendem o intervalo das aeronaves comerciais atualmente em operação.

Tabela 4.2: Variação do diedro da asa – em graus

Seção da asa	Menor ângulo	Ângulo médio	Maior ângulo
Interna	5	8	11
Externa	2	5	8

Essas múltiplas combinações permitem que os seguintes pontos sejam analisados: 1) Ao se considerar o ângulo das seções interna e externa iguais, obtém-se uma asa convencional, sem gaivota. Assim é possível comparar os métodos convencionais de análise de diedro. 2) Ao se variar as seções interna e externa independentemente, pode-se avaliar qual das regiões apresenta maior influência nas características aerodinâmicas da aeronave.

4.2 Análise analítica

Os modelos teóricos empregados foram obtidos de diversas referências, dependendo do coeficiente aerodinâmico a ser quantificado. As metodologias de cálculo são detalhadas a seguir.

Como levantado na revisão bibliográfica, os coeficientes de arrasto e de momento de guinada são pouco influenciados pelo diedro da asa, e assim não foram levados em conta nesse estudo.

4.2.1 Coeficiente de sustentação

A estimativa da curva do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque usada nesse trabalho foi obtida baseando-se em Roskam (1990), Raymer (1992) e ESDU (2012). A maioria das estimativas teóricas desse parâmetro levantadas na bibliografia não considera a influência do diedro. Todavia, como destacado no item

2.1, alguns resultados experimentais mostram a variação do comportamento da sustentação em função do ângulo de diedro.

De acordo com Roskam (1990), a inclinação da curva $C_L \times \alpha$ para asas afiladas com ângulo de enflechamento moderado em regime de voo subsônico é dada pela Equação (4.1):

$$C_{L_{\alpha w}} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{\frac{A^2 \beta^2 \left[1 + \frac{\tan^2(\Lambda_{c/2})}{\beta^2} \right]}{k^2}} + 4} \quad (4.1)$$

onde A é alongamento da asa, β é dado pela Equação (4.2), k é dado pela Equação (4.3) e $\Lambda_{c/2}$ é o ângulo de enflechamento da asa medido na semi-corda.

$$\beta = (1 - M^2)^{1/2} \quad (4.2)$$

$$k = \frac{cl_{\alpha} \beta}{2\pi} \quad (4.3)$$

sendo cl_{α} a inclinação da curva $C_L \times \alpha$ para o aerofólio empregado. Roskam (1990) sugere que deve-se utilizar esse parâmetro obtido de informações experimentais. Assim, foram empregados os dados do aerofólio Clark-Y medido por Selig, Donovan e Fraser (1989).

De acordo com ESDU (2012), o método descrito pela Equação (4.1) apresenta um erro médio de cerca de 5% com relação aos dados experimentais.

O valor do coeficiente de sustentação para ângulo de ataque igual a zero, apresentado na Equação (4.4), foi obtido da formulação proposta por Roskam (1990), que pode ser empregado para asa com seção de aerofólio constante ao longo da envergadura e torção da asa linear.

$$C_{L_{0w}} = (i_w - \alpha_{0w}) C_{L_{\alpha w}} \quad (4.4)$$

onde i_w é o ângulo de incidência da asa e α_{0w} é o ângulo de ataque no qual a sustentação gerada pela asa é nula, descrito pela Equação (4.5).

$$\alpha_{0w} = \alpha_{0l} + \left(\frac{\Delta \alpha_0}{\varepsilon_t} \right) \varepsilon_t \quad (4.5)$$

onde α_{0l} é ângulo de ataque para sustentação nula do aerofólio, $\left(\frac{\Delta \alpha_0}{\varepsilon_t} \right)$ é a variação do ângulo de ataque para sustentação nula com a torção da asa e ε_t é a torção da asa. Para obtenção de α_{0l} , foram empregados os dados do aerofólio Clark-Y medido por Selig, Donovan e Fraser (1989)

4.2.2 Coeficiente de momento de arfagem

O coeficiente de momento de arfagem teórico foi derivado usando a metodologia proposta por Roskam (1990). A inclinação da curva $C_M \times \alpha$ pode ser obtida pela Equação (4.6).

$$C_{M_{\alpha w}} = \left(\frac{dC_M}{dC_L} \right)_w C_{L_{\alpha w}} \quad (4.6)$$

sendo $\left(\frac{dC_M}{dC_L} \right)_w$ calculado usando a Equação (4.7).

$$\left(\frac{dC_M}{dC_L} \right)_w = \frac{(n_{ref} - n_{ac})}{\bar{c}} \quad (4.7)$$

onde n_{ref} é ponto de referência do cálculo do momento e n_{ac} é a posição do centro aerodinâmico na asa, sendo os parâmetros medidos com relação ao apex da asa (intersecção do bordo de ataque das duas semi-asas). $\bar{c}$ é a corda média aerodinâmica da asa (cma). Uma estimativa inicial para n_{ac} é considerá-lo a 25% do

bordo de ataque da cma, para asa com alongamento maior do que 5 e enflechamento menor do que 35 graus (ROSKAM, 1990).

Da mesma forma que para a inclinação da curva do coeficiente de sustentação com ângulo de ataque, ESDU (2012), estima que o método descrito pela Equação (4.6) apresenta um erro médio de cerca de 5% com relação aos dados experimentais.

A estimativa do coeficiente de momento de arfagem para sustentação nula, foi baseado na formula de Roskam (1990), dada pela Equação (4.8).

$$C_{M_{0w}} = \left(\frac{A \cos^2 \Lambda_{c/4}}{A + 2 \cos \Lambda_{c/4}} \right) \left(\frac{cm_{0r} + cm_{0t}}{2} \right) + \left(\frac{\Delta C_{M_0}}{\varepsilon_t} \right) \varepsilon_t \quad (4.8)$$

onde cm_{0r} e cm_{0t} são os coeficientes de momento de arfagem para sustentação nula do aerofólio da ponta e da raiz da asa, respectivamente, e $\left(\frac{\Delta C_{M_0}}{\varepsilon_t} \right)$ é a variação do momento de arfagem para sustentação nula com a torção da asa. Foram usados os dados do aerofólio Clark-Y medido por Lyon et al (1989) para cálculo dos coeficientes cm_{0r} e cm_{0t} .

De acordo com Roskam (1990), essa estimativa é válida para asa afiladas com enflechamento menor que 45 graus e alongamento maior que 2.5.

4.2.3 Coeficiente de força lateral

O coeficiente de força lateral foi baseado usando estimativas de Roskam (1990) e de ESDU (1999). De acordo com Roskam (1990), a derivada da força lateral de uma asa sem gaivota com o ângulo de derrapagem é dada pela Equação (4.9).

$$C_{Y_{\beta w}} = -0.00573 (|\Gamma|) \quad (4.9)$$

onde Γ é o ângulo de diedro da asa, em graus.

De acordo com ESDU (1999), o método descrito pela Equação (4.9), que considera apenas a influência da asa, mostra um erro médio absoluto de cerca de ± 0.05 com relação às informações medidas em túnel de vento.

Como as estimativas de Roskam (1990) e de ESDU (1999) não levam em conta o efeito da gaivota na asa, foi proposta pelo autor uma nova metodologia de análise, descrita na Equação (4.10).

$$C_{Y_{\beta w}} = -0.00573 \frac{b_{int} |\Gamma_{int}| + b_{ext} |\Gamma_{ext}|}{b/2} \quad (4.10)$$

onde b_{int} e Γ_{int} correspondem ao comprimento e ao diedro da seção interna, respectivamente, e de maneira análoga para a seção externa da asa, e b corresponde a envergadura da asa (Figura 4.5).

É importante destacar que a Equação (4.9) foi obtida empiricamente para valores de diedro entre -10 graus e +10 graus. Assim, a aplicação da Equação (4.10) também deve ser limitada a valores de diedro nesse intervalo.

4.2.4 Coeficiente de momento de rolamento

Da mesma forma que coeficiente de força lateral, o coeficiente de rolamento estimado por Roskam (1990) considera o ângulo de diedro constante na semi-envergadura, como apresentado na Equação (4.11), desprezando a influência da fuselagem e dos efeitos de compressibilidade. Uma ponderação semelhante à apresentada no item 4.2.3, foi empregada pelo autor na Equação (4.12) para estimar o coeficiente de momento de rolamento de uma asa.

$$C_{R\beta w} = 57.3 \left\{ C_{Lw} \left[\left(\frac{C_{R\beta}}{C_{Lw}} \right)_{\Lambda_{c/2}} + \left(\frac{C_{R\beta}}{C_{Lw}} \right)_A \right] + \Gamma \left(\frac{C_{R\beta}}{\Gamma} \right) \right\} \quad (4.11)$$

onde $\left(\frac{C_{R\beta}}{C_{Lw}} \right)_{\Lambda_{c/2}}$ é a influência do enflechamento da asa no coeficiente de rolamento,

$\left(\frac{C_{R\beta}}{C_{Lw}} \right)_A$ é a parcela do alongamento da asa no coeficiente de rolamento, $\left(\frac{C_{R\beta}}{\Gamma} \right)$ é o

efeito do diedro da asa no coeficiente de rolamento.

$$C_{R\beta w} = 57.3 \left\{ C_{Lw} \left[\left(\frac{C_{R\beta}}{C_{Lw}} \right)_{\Lambda_{c/2}} + \left(\frac{C_{R\beta}}{C_{Lw}} \right)_A \right] + \left(\frac{b_{int}\Gamma_{int} + b_{ext}\Gamma_{ext}}{b/2} \right) \left(\frac{C_{R\beta}}{\Gamma} \right) \right\} \quad (4.12)$$

Diferentemente do que foi proposto pelo autor para o coeficiente de força lateral, deve-se empregar na Equação (4.12) o valor do diedro absoluto das seções interna e externa e não apenas o valor do módulo dos diedros.

O modelo de cálculo teórico do coeficiente de momento de rolamento para asa em gaivota usado é detalhado em ESDU (1988). Como os ábacos de ESDU (1988) são dados para uma asa com diedro na região interna e sem diedro na região externa, como mostrado na Figura 4.6, é necessário fazer uma composição de casos para obter o efeito de rolamento para a geometria descrita no item 4.1, por exemplo, subtrair de uma asa com diedro constante ao longo da envergadura uma geometria semelhante a do ESDU (1988) com o mesmo diedro interno, obtendo assim o efeito da região externa da asa, e em seguida somar ao resultado o efeito de uma asa com a geometria do ESDU (1988) com o diedro interno desejado.

ESDU (1988) afirma que no cálculo do coeficiente de $C_{R\beta w}$ para asa em gaivota, o erro médio encontrado é de cerca de $\pm 10\%$ com relação aos dados experimentais.

Figura 4.6: Desenho esquemático de uma asa de diedro variável (ESDU, 1988)

4.2.5 Derivadas dinâmicas

4.2.5.1 Derivadas devido a p

As análises do efeito do diedro nos coeficientes devido a velocidade angular p foram baseados nas estimativas propostas por Roskam (1990), ESDU (1955), ESDU (1981) e ESDU (1985).

De acordo com ESDU (1985), o ângulo de diedro da asa apresenta uma contribuição significativa na derivada C_{Yp} , para asas com diedro moderado, variando entre 5 a 10 graus. Essa contribuição é descrita por ESDU (1985) como apresentado pela Equação (4.13), sendo que a parcela $C_{Yp\Gamma}$, devido ao diedro, necessita ser somada a parcela de influência da forma em planta, dada pela Equação (4.14) para escoamentos incompressíveis (ESDU, 1981), para que seja obtida a contribuição completa da asa em C_{Yp} .

$$\frac{C_{Yp\Gamma}}{C_{Rp\Gamma=0}} = \frac{4\text{sen}\Gamma}{1 + 3\lambda} [(1 + 2\lambda - 3\zeta(1 + \lambda)\text{sen}\Gamma)] \quad (4.13)$$

onde $C_{Rp\Gamma=0}$ é a contribuição apenas da forma em planta da asa no coeficiente C_{Rp} , detalhado por ESDU (1955), Γ é o ângulo de diedro da asa, λ é o valor do afilamento, ζ é a distância perpendicular entre a corda da asa localizada na linha de

centro e o ponto de referência do momento. Em geral, o valor de ζ é pequeno e pode ser desprezado.

$$\frac{C_{Y_{p\Gamma=0}}}{C_L} = \frac{1}{2} \left(\frac{A + \cos\Lambda_{1/4}}{A + 4\cos\Lambda_{1/4}} \right) \tan\Lambda_{1/4} + \frac{1}{2A} \quad (4.14)$$

onde C_L é o coeficiente de sustentação da asa, A é o alongamento da asa e $\Lambda_{1/4}$ é o ângulo de enflechamento no ponto a $1/4$ de corda.

ESDU (1981) afirma que o seu método consegue estimar, para 90% dos pontos experimentais avaliados, o valor de $C_{Y_{p\Gamma=0}}$ dentro da faixa de erro de ± 0.05 .

Como a Equação (4.13) não considera o efeito da asa em gaivota em sua formulação, um novo equacionamento para $C_{Y_{p\Gamma}}$ é proposto pelo autor na Equação (4.15), de maneira semelhante ao proposto para o coeficiente $C_{Y_{\beta w}}$. Na Equação (4.15) o efeito de ζ é desprezado, como sugerido por ESDU (1985).

$$\frac{C_{Y_{p\Gamma}}}{C_{R_{p\Gamma=0}}} = 4 \sin \left(\frac{b_{int} |\Gamma_{int}| + b_{ext} |\Gamma_{ext}|}{b/2} \right) \frac{1}{1 + 3\lambda} [(1 + 2\lambda)] \quad (4.15)$$

ESDU (1985) afirma que o efeito do diedro nos coeficiente C_{R_p} e C_{N_p} é pequeno para configurações típicas de aeronaves, quando comparado com a contribuição da forma em planta. Além disso, Roskam (1990) mostra que o coeficiente C_{N_p} também é influenciado em grande parte pela eficiência e pelo posicionamento da empenagem vertical.

Como apenas a asa está sendo avaliada, uma abordagem mais aprofundada do efeito do diedro nesses dois coeficientes não será apresentada neste trabalho. Entretanto, como o coeficiente $C_{R_{p\Gamma=0}}$ é usado para o análise de $C_{Y_{p\Gamma}}$, o seu cálculo foi realizado conforme as relações matemáticas e os ábacos descritos por ESDU (1955), com base no trabalho desenvolvido por DeYoung (1951).

4.2.5.2 Derivadas devido a q

O estudo dos coeficientes aerodinâmicos induzidos pela velocidade de rotação q foi embasado nos trabalhos realizados por Toll e Queijo (1948), Roskam (1990) e ESDU (1990), que utilizam em grande parte a teoria de linha sustentadora para a modelagem do efeito dinâmico.

Dos três coeficientes abordados, a componente C_{Dq} pode ser desprezada, de acordo com Roskam (1990). Os outros dois coeficientes, C_{Lq} e C_{Mq} , são detalhados, sendo que nenhum efeito de diedro é considerado na formulação presente na bibliografia, apenas parâmetros geométricos da forma em planta.

Dessa forma, decidiu-se estudar o efeito do diedro e da asa em gaivota nesses coeficientes. As estimativas iniciais foram feitas usando o equacionamento descrito por ESDU (1990), apresentado na Equação (4.16), para o coeficiente C_{Lq} no ponto de $\frac{1}{4}$ da corda de referência, e na Equação (4.17), para o coeficiente C_{Mq} também no ponto de $\frac{1}{4}$ da corda de referência.

$$C_{Lq} = C_{L\alpha w} \left[\frac{1}{4} + \left(\frac{n_{ac}}{\bar{c}} - 0.25 \right) \right] \quad (4.16)$$

onde $C_{L\alpha w}$ é a derivada do coeficiente de sustentação da asa, apresentado no item 4.2.1, e os parâmetros n_{ac} e $\bar{c}$ foram apresentados no item 4.2.2.

$$C_{Mq} = -C_{L\alpha w} \left[\frac{1}{4} \left(\frac{n_{ac}}{\bar{c}} - 0.25 \right) + \left(\frac{n_{ac}}{\bar{c}} - 0.25 \right)^2 \right] - F \left\{ \frac{cl_\alpha \cos \Lambda_{1/4}}{48\beta'} \left[\frac{\beta' A^3 \tan^2 \Lambda_{1/4}}{(\beta' A + 6 \cos \Lambda_{1/4})} + 3 \right] \right\} \quad (4.17)$$

sendo F um fator de correção empírico, cl_α a inclinação da curva $C_L \times \alpha$ para o aerofólio empregado (item 4.2.1), A é o alongamento da asa, $\Lambda_{1/4}$ é o ângulo de

enflechamento no ponto a $\frac{1}{4}$ de corda e β' é dado pela Equação (4.18), semelhante a β , apresentado na Equação (4.2), mas que leva em consideração o ângulo de enflechamento.

$$\beta' = (1 - M^2 \cos^2 \Lambda_{1/4})^{1/2} \quad (4.18)$$

4.2.5.3 Derivadas devido a r

Os coeficientes devido à velocidade de guinada r foram baseados usando estimativas de Roskam (1990) e de ESDU (1972).

Segundo Roskam (1990), a derivada da força lateral C_{Y_r} é influenciada principalmente pela empenagem vertical, de modo que a componente da asa não é contemplada na formulação. Para o coeficiente de momento de guinada C_{N_r} , além da empenagem vertical, que contribui majoritariamente com o coeficiente, apenas os dados de forma em planta são usados no equacionamento. Desse modo, essas duas parcelas não foram abordadas via método analítico nesse trabalho.

Já para o coeficiente C_{R_r} , o diedro da asa é um importante parâmetro a ser considerado, além da própria forma em planta, da torção e do efeito de superfícies hiper-sustentadoras no bordo de fuga. A formulação apresentada por ESDU (1972) é mostrada na Equação (4.19), com os dois últimos termos omitidos.

$$C_{R_r} = C_{R_{r\Gamma=0}} + C_{R_{r\Gamma}} \quad (4.19)$$

onde $C_{R_{r\Gamma=0}}$ é obtido via ábacos, usando como dados de entrada o afilamento λ , o enflechamento $\Lambda_{1/4}$ e o C_L total da asa; e a parcela $C_{R_{r\Gamma}}$ também é estimada via ábacos, sendo que nesse caso os dados de entrada são o enflechamento $\Lambda_{1/4}$ e o ângulo de diedro da asa.

Como ESDU (1972) considera apenas um ângulo de diedro para o cálculo de $C_{R_{\Gamma}}$, uma nova metodologia é proposta pelo autor, semelhante a usada para o cálculo de $C_{R_{\beta w}}$, na qual o valor de diedro efetivo a ser empregado é igual a cada diedro da asa em gavota ponderado pelo seu comprimento ao longo da semi-envergadura.

4.3 Análise computacional

4.3.1 Descrição dos programas computacionais

As análises computacionais foram realizadas usando o programa Tornado versão 135, desenvolvido por Tomas Melin como parte de seu trabalho de mestrado no *Royal Institute of Technology* (KTH), em Estocolmo, Suécia. Esse programa é baseado na teoria clássica de *vortex lattice*, derivada da teoria de escoamento potencial. Esse programa utiliza uma solução na qual a esteira de vórtices da asa se alinha com o escoamento livre, levando em conta o efeito dos ângulos de ataque e de derrapagem, ao invés de continuar alinhada com a direção da corda (MELIN, 2000).

Tendo em vista sua formulação, o programa Tornado deve ser empregado apenas para condições onde o regime aerodinâmico é linear, os ângulos são pequenos e a velocidade é baixa (efeitos de compressibilidade desprezíveis). Além disso, o arrasto de fricção não é considerado no código.

Após o usuário determinar a geometria de análise, a discretização dos painéis a ser empregada na geometria e a condição de voo desejada, o programa Tornado calcula as forças e momentos agindo nas três direções, usando como referência o eixo do corpo. Esses componentes são, então, convertidos para o eixo do vento, e são gerados os coeficientes aerodinâmicos (MELIN, 2000).

Também foi usado para análise computacional o programa XFLR5 v06.10.03, que apresenta como base para análise 2D o mesmo código do programa XFoil, todavia reescrito de linguagem Fortran para C/C++ (DEPERROIS, 2013).

As análises usando XFLR5 foram feitas com o módulo de cálculo pelo Método dos Painéis, sem modelagem dos efeitos viscosos. Optou-se por empregar os resultados longitudinais e os dados com variação de ângulo de derrapagem obtidos via XFLR5, porém, de acordo com Deperrois (2009), resultados de $C_{R\beta}$ apresentam variação com relação aos resultados experimentais.

4.3.2 Implementação da asa em gaivota

Para realizar as análises, a geometria descrita no item 4.1 foi implementada no Tornado. A velocidade de escoamento estabelecida no programa foi 25 m/s. Para cada uma das seções da asa, foi empregada uma discretização de 10 painéis tanto na direção da corda quanto na direção da envergadura, totalizando 100 painéis por seção (Figura 4.7). A escolha do grau de discretização dos painéis foi feita após estudo de refinamento de malha, apresentado no APÊNDICE A. De acordo com Melin (2000), ao se usar apenas 8 painéis por seção, os resultados do programa já apresentam boa concordância com os resultados experimentais. As mesmas geometrias e condição de escoamento foram usadas nas análises via XFLR5.

Foram feitas análises variando, separadamente, o ângulo de ataque e o ângulo de derrapagem, de -5 graus a +5 graus com uma discretização de 0.5 grau, para cada uma das 9 combinações de diedro descritas na Tabela 4.2 (página 53), obtendo-se os seis coeficientes de cada configuração.

Figura 4.7: Exemplo de análise via programa Tornado realizada pelo autor

4.4 Análise experimental

4.4.1 Descrição dos túneis de vento

O túnel de vento do Laboratório de Aerodinâmica da EESC/USP (LAE EESC/USP), usado para os ensaios de modelo completo, é um túnel de circuito fechado, cuja construção iniciou em 1997 e foi finalizada em 2002 (SANTANA; CARMO; CATALANO, 2014). Inicialmente o emprego do túnel seria voltado para indústria automobilística, todavia com o declínio da mesma e o desenvolvimento da indústria aeronáutica brasileira, a proposta inicial foi modificada, sendo ele re-projetado e instrumentado para múltiplos fins, podendo ser usado para estudo de aerodinâmica básica, testes aerodinâmicos de modelos de carros, aviões e paraquedas, e também para ensaios aero acústicos, para avaliar, por exemplo, possíveis soluções para redução de ruído de uma asa em configuração de pouso.

A seção de ensaio do túnel apresenta as seguintes dimensões: 1.29 m de altura, 1.67 m de largura e 3 m de comprimento útil (Figura 4.8). A contração apresenta uma razão de 1:8. Na seção de estabilização, o túnel possui duas telas com 54% de porosidade, para controlar o escoamento.

O envelope de velocidade controlável varia de 10 m/s a 55 m/s, com um valor de turbulência de 0.25% (CATALANO, 2004). Atualmente a velocidade máxima do túnel de vento é limitada a 45 m/s.

Figura 4.8: Vista em planta do túnel de vento LAE EESC/USP (Catalano, 2010)

O escoamento do túnel é movimentado por um motor de 150HP, conectado a uma hélice de 2.4m de diâmetro, com oito pás de 0.6m de envergadura cada, projetadas com um perfil de aerofólio Eppler 662, que proporciona grande sustentação com baixo arrasto em regime de baixo número de Reynolds. Além disso, como ele é um túnel de circuito fechado, uma menor quantidade de energia é necessária para acelerar o escoamento (POPE; RAE, 1984). A jusante do *fan* estão posicionadas 7 estruturas que proporcionam o alinhamento do escoamento após impulsionado (CATALANO, 2001).

Para o ensaio de meio modelo foi empregado o túnel de seção aberta do Departamento de Engenharia Aeronáutica, localizado no Campus 2 da USP São Carlos. Esse túnel apresenta uma seção de ensaio de 1 m de altura e 1.1 m de largura, e uma câmara de estabilização com dupla tela.

Nesse túnel, o escoamento é acelerado por ventilador centrífugo BSD BerlinerLuft de dupla aspiração, de pás curvadas para frente, possibilitando velocidades na seção de ensaio de até 28 m/s e número de Reynolds de até 2.5×10^5 .

4.4.2 Aparato para medição de ensaio oscilatório

O aparato experimental utilizado para medição durante o ensaio oscilatório é apresentado esquematicamente na Figura 4.9. Nesse ensaio foi utilizada a geometria de modelo completo, com as configurações de diedro descritas no APÊNDICE D.

Uma fonte de corrente contínua de 5 volts foi conectada a um osciloscópio, este por sua vez era ligado a um potenciômetro acoplado ao eixo no qual a asa estava fixada. A ele também foram conectadas duas molas de rigidez conhecida.

A medida que a asa em gaivota rotacionava na direção do ângulo de derrapagem, uma diferença de tensão era provocada devido ao movimento no

potenciômetro. Essa diferença de tensão era capturada pelo osciloscópio, e era gravada em um arquivo de saída do formato.csv (*Comma Separated Values*).

Para cada configuração ensaiada foi gerado um arquivo de saída usando uma taxa de aquisição de 1250 Hertz, o que resultou em uma tabela de duas colunas (tensão e tempo) com 62500 pontos cada. Em seguida, esses dados brutos foram tratados usando ferramentas de filtragem de sinais do programa MatLab®.

Figura 4.9: Esquema do aparato usado para medição do ensaio oscilatório

Após os dados filtrados e o número de pontos reduzido para cerca de 2500, foi aplicado o método de oscilações livres para determinação das taxas de decaimento e dos coeficientes $C_{N\beta}$ e C_{Nr} das asas com diedro variável, de acordo com a metodologia detalhada no ANEXO D.

4.4.3 Calibração da balança

Para realizar a calibração da balança para o ensaio de meio modelo, foi necessário que massas conhecidas fossem por ela medidas, e assim a correlação de calibração foi obtida como a variação do sinal elétrico pelo valor da força proporcionada pelas massas.

A Figura 4.10 apresenta a curva de calibração da balança para a força de sustentação. Pode-se perceber que na faixa em que os esforços foram aplicados, a relação entre os dois parâmetros é linear, e não acontece o fenômeno de histerese quando executado o carregamento e posterior descarregamento.

Figura 4.10: Curva de calibração da balança do túnel de vento - Sustentação

Também foi realizada a calibração da força de arrasto e do momento de arfagem. Como para o caso da força de sustentação, foi observada uma relação

linear entre a força aplicada e a carga elétrica na balança, e não foi notada nenhuma histerese no instrumento de medição.

As constantes de calibração obtidas são apresentadas na Tabela 4.3. O intervalo de incerteza observado no processo de calibração da balança é de $\pm 1\%$.

Tabela 4.3: Parâmetros de calibração da balança

	Valor	Unidade
Sustentação	131.12	[N/V]
Arrasto	90.52	[N/V]
Momento de arfagem	8.56	[Nm/V]

4.4.4 Correções dos dados

Como as condições nas quais o modelo é ensaiado no túnel de vento são diferentes das condições reais de voo, correções nos dados medidos em túnel precisam ser aplicadas (POPE e RAE, 1984).

De acordo com Pope e Rae (1984), a diferença de pressão estática ao longo da seção de ensaio fechada, causada pelo espessamento da camada limite, provoca um arrasto adicional, conhecido como *buoyancy*. Além da parcela de *buoyancy*, Pope e Rae (1984) afirmam que é necessário corrigir o efeito de bloqueio sólido, o efeito de bloqueio de esteira e também o efeito da curvatura das linhas de corrente, gerado pela presença das paredes, que impedem o livre deslocamento do escoamento.

ESDU (1995) afirma que para modelos que são relativamente pequenos comparados com a altura do túnel, as correções podem ser calculadas teoricamente, através da teoria de escoamento potencial linearizado, na qual as mudanças na direção do escoamento e na curvatura da linha de corrente são associadas à

interferência de sustentação, e as mudanças na velocidade do escoamento e no gradiente longitudinal de velocidade são referenciadas como interferência de bloqueio.

A interferência de sustentação, causada pelas paredes do túnel, é ligada às mudanças induzidas na circulação e na vorticidade ao redor do modelo, e é considerada independente da interferência de bloqueio.

Já a interferência de bloqueio está relacionada à presença do modelo, que provoca uma distorção do escoamento na seção de ensaio. A interferência de bloqueio é a soma do bloqueio sólido, associado ao volume ocupado pela asa na seção de ensaios, com o bloqueio da esteira, a jusante do modelo, ligado ao volume da esteira gerada pela asa (ESDU, 1995).

De acordo com ESDU (1995), os coeficientes corrigidos podem ser calculados usando a Equação (4.20) à Equação (4.22). No cálculo de todos os coeficientes da Equação (4.20) à Equação (4.22), deve ser empregada a pressão dinâmica não corrigida, e em seguida o fator de correção de pressão dinâmica G deve ser aplicado.

$$(C_L)_f = (C_L + \Delta C_L)G \quad (4.20)$$

$$(C_{M1/4})_f = (C_{M1/4} + \Delta C_{M1/4})G \quad (4.21)$$

$$(C_D)_f = (C_D + \Delta C_{DB} + \Delta C_{DR})G \quad (4.22)$$

onde o subscrito f indica os coeficientes corrigidos, C_L , $C_{M1/4}$, C_D indicam os coeficientes medidos, ou seja, sem correção, ΔC_L , $\Delta C_{M1/4}$, ΔC_{DB} , ΔC_{DR} e G indicam as parcelas de correção, apresentadas a seguir pela Equação (4.23) à Equação (4.27).

$$\Delta C_L = -\frac{\pi}{2} \left(\frac{c}{h} \right)^2 \frac{\delta_1}{\beta^2} C_L \quad (4.23)$$

$$\Delta C_{M1/4} = -\frac{\Delta C_L}{4} \quad (4.24)$$

$$\Delta C_{DB} = -\frac{72\beta^2 h \varepsilon_{sc}^2 K}{\pi^2 c} - C_D \Omega_s \varepsilon_{sc} \quad (4.25)$$

$$\Delta C_{DR} = \left(\frac{c}{h}\right) \delta_0 C_L^2 \quad (4.26)$$

$$G = \frac{1}{1 + (2 + M^2) \varepsilon_B} \quad (4.27)$$

onde c é a corda de referência, h é a altura da seção de ensaios do túnel, δ_1 é o parâmetro de interferência de sustentação ligado à curvatura da linha de corrente, β é o fator de compressibilidade, dado pela Equação (4.2), ε_{sc} é o fator de bloqueio ligado ao bloqueio sólido, dado pela Equação (4.29), K é o fator de bloqueio sólido, Ω_s é a razão de bloqueio para bloqueio sólido, δ_0 é o parâmetro de interferência de sustentação associado à direção do escoamento, M é o número de Mach e ε_B é o fator de bloqueio ligado ao bloqueio total, dado pela Equação (4.28).

$$\varepsilon_B = \Omega_s \varepsilon_{sc} + \Omega_w \varepsilon_{wc} \quad (4.28)$$

$$\varepsilon_{sc} = \frac{\pi A}{6\beta^3 h^2} \left[1 + 1.2\beta \left(\frac{t}{c}\right) \right] \left[\left(1 + 1.1 \left(\frac{c}{t}\right) \alpha^2 \right) \right] \quad (4.29)$$

$$\varepsilon_{wc} = 0.25 \left(\frac{c}{h}\right) \frac{(1 + 0.4M^2)}{\beta^2} C_D \quad (4.30)$$

onde Ω_w é a razão de bloqueio para bloqueio de esteira, ε_{wc} é o fator de bloqueio ligado ao bloqueio de esteira, dado pela Equação (4.30), A é a área de seção do aerofólio, t é a espessura máxima do aerofólio e α é o ângulo de ataque.

Para ser usado com os coeficientes corrigidos da Equação (4.20) à Equação (4.22), o ângulo de ataque também precisa ser corrigido. A correção a ser aplicada é descrita pela Equação (4.31) e pela Equação (4.32).

$$(\alpha)_f = \alpha + \Delta\alpha \quad (4.31)$$

$$\Delta\alpha = \left(\frac{c}{h}\right) \delta_0 C_L + \left(\frac{c}{h}\right)^2 \frac{\delta_1}{\beta} \left(\frac{C_L}{4} + C_{M1/4}\right) \quad (4.32)$$

Para as seções de ensaio aberta e fechada, com as paredes não perfuradas, as simplificações apresentadas na Tabela 4.4 podem ser feitas.

Tabela 4.4: Simplificação dos parâmetros para correção de túnel

Parâmetro	Seção Aberta	Seção Fechada
δ_0	-0.25	0.0
δ_1	$-\pi / 12$	$\pi / 24$
Ω_S	-0.5	1.0
Ω_W	0.0	1.0
K	0.0	0.0

4.4.5 Modelo usado no ensaio em túnel de vento

O modelo ensaiado em túnel de vento tem as dimensões apresentadas no item 4.1. Ele foi desenhado usando o programa CAD 3D *UGS Solid Edge V18®*, por meio dos módulos de ferramenta Part e Assembly. Foram projetadas as 3 semi-asas, sendo que uma junção rotativa entre cada uma delas possibilita a variação dos ângulos de diedro da asa.

A forma em planta do modelo é mostrada na Figura 4.5. A região de cor verde representa a zona da fuselagem. As regiões interna e externa da asa são ilustradas pelas cores bronze e azul, respectivamente. Os ângulos de diedro são variados nas linhas onde acontece a mudança de região, ou seja, onde a cor do componente é alterada.

Na Figura 4.11 é apresentada uma imagem da semi-asa em gaivota (apenas as regiões interna e externa), para dado um ângulo de diedro interno fixo, com a variação do diedro externo para os 3 ângulos de diedro propostos na Tabela 4.2. Pode-se perceber que como a mudança dos ângulos é pequena, a variação do comprimento da semi-envergadura é pequena.

Figura 4.11: Vista frontal de uma semi-asa do modelo de túnel

O modelo CAD da seção da raiz da asa é exibido na Figura 4.12, e uma foto da mesma seção do modelo físico é mostrada na Figura 4.13. Nota-se que a estrutura é composta por uma casca externa, com espessura de aproximadamente 2 mm, e duas longarinas, com uma área vazada entre elas. Nesse canal foi instalada uma longarina metálica, necessária para aumentar a rigidez da asa, evitando deformações não desejadas durante o ensaio em túnel.

Figura 4.12: Seção da raiz da asa - CAD

A construção das asas foi realizada pelo Núcleo de Prototipagem Rápida do Parqtec de São Carlos, por meio do processo de manufatura *Fused Deposition Modelling* (FDM), que trabalha através da adição controlada de camadas de material termo-plástico (ABS) em uma superfície móvel. Devido às limitações de deslocamento da base móvel, a região externa foi construída em duas partes, criando uma outra junção nessa porção da asa (Figura 4.14).

Figura 4.13: Seção da raiz da asa - Foto modelo

O acabamento superficial da asa após o processo de prototipagem rápida não era adequado para o ensaio em túnel, pois as fibras de ABS criavam uma rugosidade muito elevada, o que prejudicaria o comportamento aerodinâmico do modelo. Desse modo, foi necessário lixar toda a superfície, aplicar um selante e por último uma tinta de uso automotivo, proporcionando a qualidade necessária. A rugosidade R_a final na superfície da asa ficou inferior a $6\mu\text{m}$, um valor típico para superfícies pintadas com bom acabamento (RAYMER, 1992).

Embora apresente a desvantagem destacada anteriormente, escolheu-se a fabricação das semi-asas via prototipagem rápida pois esse processo permitiu a construção de uma estrutura bastante leve, em um tempo de manufatura pequeno, inferior a 1 mês, e a custo relativamente baixo.

Figura 4.14: Foto da forma em planta da asa

As longarinas metálicas das asas e as peças móveis, que desempenham a função de dobradiças, foram construídas no próprio Laboratório de Aerodinâmica (LAE), usando barras de aço padrão.

Para controlar adequadamente os ângulos de diedro das juntas, foram feitos furos nos olhais que correspondem a rotação necessária da peça para obter o ângulo desejado de diedro.

No APÊNDICE B são apresentadas figuras que mostram o conjunto completo das asas, longarinas e rótulas.

4.4.6 Análise de incertezas

Como toda análise experimental, o ensaio de túnel de vento apresenta incertezas no processo medição dos dados, ou seja, existem erros associados aos resultados que o afastam do valor verdadeiro. Essas incertezas podem ser originadas de diversas fontes, como por exemplo, incertezas de instrumentação, do sistema de aquisição de dados, das correções aplicadas aos dados brutos e a fatores ambientais (STERN et al, 1999).

Estimar essas incertezas é de fundamental importância para a avaliação do resultado final, pois os dados medidos são geralmente usados na elaboração de um

projeto de engenharia, na calibração de uma simulação computacional ou em um ajuste de uma estimativa analítica.

Nesse trabalho, optou-se por adotar a metodologia de análise de incertezas proposta pelo *Advisory Group for Aerospace Research & Development* – AGARD (1994), apresentada na Figura 4.15.

Figura 4.15: Metodologia para avaliar incertezas de medição (AGARD, 1994)

Se um experimento apresenta uma taxa significativa de amostragem, a melhor estimativa do resultado final $\bar{r}$ (Figura 4.15) é o seu valor médio, como apresentado na Equação (4.33) (AGARD, 1994).

$$\bar{r} = \frac{1}{M} \sum_{k=1}^M r_k \quad (4.33)$$

onde M é o número de repetições independentes do experimento. Em geral, considera-se que o número de repetições é representativo quando $M \geq 10$, como sugerido por Stern et al (1999).

Na Figura 4.15, dois tipos de erro são apresentados, o erro de precisão (P) e o erro de viés (B), ilustrados na Figura 4.16. O erro de precisão pode ser entendido como a falta de repetibilidade, causada por erros aleatórios ou fatores ambientais, por exemplo. Já o erro de viés representa um deslocamento sistemático com relação ao valor de $X_{\text{verdadeiro}}$ (AGARD, 1994)

**Figura 4.16: Erro de medição de X para um número infinito de tomadas
(Coleman e Steele, 1995)**

O intervalo de incerteza U_r correspondente ao dado medido $\bar{r}$ pode ser descrito pela Equação (4.34), como sendo a raiz quadrada da soma dos quadrados dos erros de precisão e de viés. AGARD (1994) assume em seu trabalho um nível de confiança de 95%, ou seja, a cada 100 medições, em 95 delas o resultado estará contido dentro da faixa de incerteza U_r .

$$U_r = (B_r^2 + P_r^2)^{1/2} \quad (4.34)$$

Os limites do erro de precisão para o resultado médio $\bar{r}$ são dados pela Equação (4.35).

$$P_r = \frac{KS_r}{\sqrt{M}} \quad (4.35)$$

onde K é o fator de cobertura e é igual a 2, para o nível de confiança de 95%, e S_r é o desvio padrão para uma amostragem de M elementos da variável r, e é definido pela Equação (4.36).

$$S_r = \left[\sum_{k=1}^M \frac{(r_k - \bar{r})^2}{M-1} \right]^{1/2} \quad (4.36)$$

Já o intervalo do erro de viés para o resultado r, sendo que $r = r(X_1, X_2, \dots, X_N)$, como mostrado na Figura 4.15, independente se for usado o valor médio, é dado pela Equação (4.37).

$$B_r^2 = \sum_{i=1}^N \theta_i^2 B_i^2 + 2 \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{k=i+1}^N \theta_i \theta_k B_{ik} \quad (4.37)$$

onde θ_i são os fatores de sensibilidade, definidos na Equação (4.38), B_i são os limites do erro de viés de X_i , e B_{ij} são os fatores que correlacionam os limites de viés das variáveis X_i e X_k , apresentados na Equação (4.39).

$$\theta_i = \frac{\partial r}{\partial X_i} \quad (4.38)$$

$$B_{ik} = \sum_{a=1}^L (B_i)_a (B_k)_a \quad (4.39)$$

sendo L o número de fonte de erros correlacionadas entre as variáveis X_i e X_k .

Cada uma das variáveis X_i pode ter o seu de erro de viés B_i separado em erros de viés elementares, por exemplo, erros de calibração, erro na aquisição dos dados e erros nas técnicas de ensaio. Assim o erro de viés B_i pode ser calculado como a raiz quadrada da soma dos quadrados dos erros elementares, como apresentado na Equação (4.40) (AGARD, 1994).

$$B_i = \left[\sum_{e=1}^E (B_i)_e^2 \right]^{1/2} \quad (4.40)$$

onde E é o número de fontes que pode gerar erros de viés elementares.

Os limites do erro de viés de cada um dos elementos $(B_i)_e$ podem ser estimados usando a melhor informação disponível no momento da análise. Em uma fase preliminar, por exemplo, pode-se empregar as especificações dos fornecedores de equipamentos, dados analíticos ou dados de medições anteriores. A medida que o experimento avança, essas informações podem ser atualizadas usando dados de calibração do próprio ensaios e através de procedimento de ajuste de curvas, como documentado por Stern et al (1999).

5 Resultados e Discussões

Os resultados apresentados neste capítulo já consideram a aplicação das correções de túnel de vento descritas no item 4.4.4, exceto o tópico 5.1, que aborda diretamente as incertezas de túnel de vento. Detalhes das correções aplicadas são mostrados no APÊNDICE C.

Para os coeficientes de sustentação, arrasto e momento de arfagem, os ensaios foram realizados na configuração meio modelo, ou seja, apenas uma semi-asa foi medida na seção de ensaio (túnel de seção aberta). Para o coeficiente de momento de guinada, o modelo completo foi testado no túnel de seção fechada.

No APÊNDICE E são apresentadas imagens dos ensaios de meio modelo e modelo completo.

5.1 Análise de incertezas

A avaliação das incertezas foi realizada usando o método detalhado no item 4.4.6. As equações de redução de dados (Figura 4.15) usadas para os coeficientes de sustentação, arrasto e momento de arfagem são apresentadas pela Equação (5.1), Equação (5.2) e Equação (5.3), respectivamente

$$C_L = \frac{2L}{\rho S V^2} = \frac{2L}{\left(\frac{P_{atm}}{RT}\right) S V^2} \quad (5.1)$$

$$C_D = \frac{2D}{\rho S V^2} = \frac{2D}{\left(\frac{P_{atm}}{RT}\right) S V^2} \quad (5.2)$$

$$C_M = \frac{2M}{\rho S c V^2} = \frac{2M}{\left(\frac{P_{atm}}{RT}\right) S c V^2} \quad (5.3)$$

onde L é a força de sustentação, D é a força de arrasto, M é o momento de arfagem, ρ é a densidade, S é área da asa, V é a velocidade do escoamento, P_{atm} é a pressão

atmosférica, R é a constante dos gases ideias ($287.28 \text{ Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}$), T é a temperatura e c é a corda de referência da asa.

Usando a Equação (5.1), podem ser obtidos os fatores de sensibilidade, descritos pela Equação (4.38), para o coeficiente de sustentação, descritos pela Equação (5.4) à Equação (5.7).

$$\theta_L = \frac{\partial C_L}{\partial L} = \frac{2RT}{P_{\text{atm}}SV^2} \quad (5.4)$$

$$\theta_T = \frac{\partial C_L}{\partial T} = \frac{2RL}{P_{\text{atm}}SV^2} \quad (5.5)$$

$$\theta_{P_{\text{atm}}} = \frac{\partial C_L}{\partial P_{\text{atm}}} = \frac{-2RLT}{P_{\text{atm}}^2SV^2} \quad (5.6)$$

$$\theta_V = \frac{\partial C_L}{\partial V} = \frac{-4RLT}{P_{\text{atm}}SV^3} \quad (5.7)$$

Analogamente podem ser obtidas as funções de sensibilidade para os coeficientes de arrasto e momento de arfagem, substituindo na Equação (5.4) à Equação (5.7) a força de sustentação pela força de arrasto e pelo momento de arfagem. Para este último, deve ser inserido o termo da corda de referência.

As variáveis S e c correspondem aos valores de referência, detalhados na Tabela 4.1, e assim não foram usadas para análise do erro de viés.

Tabela 5.1: Limites do erro de viés

	Símbolo	Erro de viés	Unidade
Força de sustentação	L	± 0.06	$[\text{N}]$
Força de arrasto	D	± 0.02	$[\text{N}]$
Momento de arfagem	M	± 0.01	$[\text{N m}]$
Temperatura	T	± 0.1	$[\text{K}]$
Pressão atmosférica	P_{atm}	± 100.0	$[\text{Pa}]$
Velocidade	V	± 0.1	$[\text{m/s}]$

Os limites do erro de viés considerados para as variáveis presentes na Equação (5.1) a Equação (5.3) são mostrados na Tabela 5.1. Para os parâmetros de força e momento esses limites foram obtidos durante o processo de calibração da balança, enquanto que para as outras variáveis foi considerado o dado fornecido pelo fabricante do equipamento.

Com a definição das funções de sensibilidade e dos limites do erro de viés para cada uma das variáveis, aplicou-se a análise de incerteza para múltiplas amostras. Foram realizadas 10 medições, amostragem indicada como adequada por Stern et al (1999), na posição de ângulos de ataque e de derrapagem iguais a zero.

O resultado do cálculo dos coeficientes é apresentado na Tabela 5.2. Aplicando os valores médio das variáveis da Tabela 5.2 no cálculo das funções de sensibilidade foram obtidos os dados apresentados na Tabela 5.3.

Usando os resultados de sensibilidade e os limites de erro de viés na Equação (4.37), calculou-se o erro de viés, apresentado na Tabela 5.4. Também na Tabela 5.4 é apresentado o erro de precisão, através da Equação (4.35), considerando o desvio padrão mostrado na Tabela 5.2 e o número de amostras igual a 10. Com o erro de viés e de precisão, pôde-se calcular a incerteza total do coeficiente, usando a Equação (4.34), cujo resultado é mostrado na Tabela 5.4.

Na Tabela 5.4 ainda é apresentado o valor da incerteza em dados percentuais, com relação aos valores médios dos coeficientes calculados na Tabela 5.2. Pode-se perceber que para os três coeficientes a incerteza é inferior a 1.5%. Esses resultados são adequados à análise experimental, pois são próximos aos limites estabelecidos por Pope e Rae (1984) como boas práticas de engenharia em ensaios em túnel.

Tabela 5.2: Cálculo dos coeficientes para estimativa de incertezas

Rodada	L [N]	D [N]	M [N m]	T [K]	P _{atm} [Pa]	V [m/s]	C _L [-]	C _D [-]	C _M [-]
1	6.135	1.5282	-0.555	298.0	9.2E+04	22.73	0.26	0.0645	-0.147
2	6.206	1.5371	-0.561	298.0	9.2E+04	22.65	0.26	0.0653	-0.150
3	6.236	1.5556	-0.562	298.1	9.2E+04	22.78	0.26	0.0654	-0.149
4	6.219	1.5518	-0.561	298.1	9.2E+04	22.74	0.26	0.0654	-0.149
5	6.202	1.5580	-0.561	298.2	9.2E+04	22.73	0.26	0.0658	-0.149
6	6.257	1.5551	-0.563	298.2	9.2E+04	22.72	0.26	0.0657	-0.150
7	6.206	1.5677	-0.560	298.2	9.2E+04	22.80	0.26	0.0658	-0.148
8	6.227	1.5627	-0.561	298.2	9.2E+04	22.76	0.26	0.0658	-0.149
9	6.281	1.5656	-0.563	298.2	9.2E+04	22.78	0.26	0.0658	-0.149
10	6.240	1.5617	-0.561	298.2	9.2E+04	22.75	0.26	0.0658	-0.149
Média	6.221	1.5543	-0.561	298.09	9.2E+04	22.7	0.26	0.0655	-0.149
Desvio Padrão	0.039	0.0126	0.002	0.08	7.9E+00	0.04	0.00	0.0004	0.001

Tabela 5.3: Resultado das funções de sensibilidade

Função de sensibilidade	C _L	C _D	C _M
θ_L	4.22E-02	-	-
θ_D	-	4.22E-02	-
θ_M	-	-	2.65E-01
θ_T	8.80E-04	2.20E-04	-4.99E-04
θ_{Patm}	-2.84E-06	-7.11E-07	1.61E-06
θ_V	-2.31E-02	-5.76E-03	1.31E-02

Tabela 5.4: Valores de incerteza no medição do coeficientes C_L, C_D e C_M

	C _L	C _D	C _M
Erro de viés [-]	± 0.003	± 0.0009	± 0.0019
Erro de precisão [-]	± 0.001	± 0.0003	± 0.0005
Incerteza [-]	± 0.004	± 0.0009	± 0.0019
Incerteza [%]	± 1.4	± 1.4	± 1.3

Os valores de incerteza apresentados na Tabela 5.4 são válidos para todas as curvas deste capítulo que envolvem os coeficientes de sustentação, arrasto e momento de arfagem.

5.2 Coeficiente de sustentação

Os valores do coeficiente de sustentação medidos em túnel de vento foram calculados usando a Equação (5.1).

A Figura 5.1 à Figura 5.9 apresentam curvas de C_L x α para as nove combinações de ângulo de diedro interno e externo avaliadas, conforme as configurações descritas na Tabela 4.2. Nesses gráficos, os resultados de túnel são comparados às metodologias analítica e computacional.

Uma compilação dos parâmetros básicos das curvas de C_L x α medidas em túnel é apresentada na Tabela 5.5(a) à Tabela 5.5(d).

Analisando os dados de túnel da Figura 5.1 à Figura 5.9, da Tabela 5.5(a) e da Tabela 5.5(b), pode-se afirmar que os valores de α para C_L igual a zero e C_L para α igual a zero são pouco influenciados pelos ângulos dos diedros internos e externos, permanecendo praticamente inalterados independente dos diedros.

O ângulo de ataque no qual ocorre o C_L máximo apresenta a mesma sensibilidade com a mudança do diedro externo e com o interno, se tornando cada vez menor a medida que esse ângulo aumenta (Tabela 5.5(c)).

Embora a variação do C_L máximo com os ângulos de diedro seja pequena, nota-se uma maior sensibilidade desse parâmetro com o diedro interno. Na Tabela 5.5(d) pode-se perceber que na configuração de diedro interno 5 graus não existe variação do valor de C_L máximo. Para o caso de diedro interno 8 graus, a variação com diedro externo é pequena. Porém, para o diedro externo 8 graus, ocorre uma

mudança de 0.05 em C_L máximo ao se comparar o menor ângulo de diedro interno com o maior. Na condição de diedro interno 2 graus, essa variação em C_L máximo é igual a 0.03.

Ao se avaliar ângulo de ataque para o C_L máximo em conjunto com o valor de C_L máximo, nota-se uma mudança de comportamento da asa na região próxima ao estol. A medida que o ângulo de diedro externo aumenta, a característica de estol se torna menos abrupta. Para os ângulos de diedro externo igual a 8 graus, o valor de C_L para alfas maiores que os alfas de estol permanecem próximo ao valor de C_L máximo. Não foi observada nenhuma relação entre a mudança de comportamento próximo ao estol e o ângulo do diedro interno.

Uma possível explicação para esse fenômeno está relacionada ao ponto de estol ao longo da envergadura. Assumindo que o estol da asa comece na seção externa, para ângulos pequenos de diedro externo, a contribuição dessa região para o C_L total da asa é maior, pois maior força é gerada no sentido da sustentação. Assim, para um dado ângulo de diedro interno, o estol da parte externa terá um impacto mais significativo na perda de C_L , caracterizado pela queda mais abrupta no coeficiente de sustentação.

Já para valores de diedro externo mais elevados, a parcela da seção externa é menor no somatório total da asa. Desse modo, quando essa região sofre estol, a perda de sustentação total da asa é menos afetada.

Durante os ensaios em túnel não foi feito nenhum tipo de visualização do escoamento, por exemplo, com o auxílio de tufo, o que poderia ajudar a esclarecer o comportamento da asa no estol.

Figura 5.1: Curva C_L x α – Diedro interno 5 graus e diedro externo 2 graus

Figura 5.2: Curva C_L x α – Diedro interno 5 graus e diedro externo 5 graus

Figura 5.3: Curva C_L x α – Diedro interno 5 graus e diedro externo 8 graus

Figura 5.4: Curva C_L x α – Diedro interno 8 graus e diedro externo 2 graus

Figura 5.5: Curva C_L x α – Diedro interno 8 graus e diedro externo 5 graus

Figura 5.6: Curva C_L x α – Diedro interno 8 graus e diedro externo 8 graus

Figura 5.7: Curva C_L x α – Diedro interno 11 graus e diedro externo 2 graus

Figura 5.8: Curva C_L x α – Diedro interno 11 graus e diedro externo 5 graus

Figura 5.9: Curva C_L x α – Diedro interno 11 graus e diedro externo 8 graus

Tabela 5.5: Compilação dos parâmetros medidos em túnel – resultados de C_L
(valores dos ângulos de diedro em graus)

(a) Alfa para $C_L=0$ (em graus)

Diedro Interno	Diedro Externo		
	2	5	8
5	-3.6	-3.7	-3.7
8	-3.7	-3.7	-3.7
11	-3.7	-3.7	-3.7

(b) C_L para $\alpha = 0$

Diedro Interno	Diedro Externo		
	2	5	8
5	0.29	0.30	0.29
8	0.31	0.30	0.29
11	0.30	0.32	0.28

(c) Alfa para C_L máximo (em graus)

Diedro Interno	Diedro Externo		
	2	5	8
5	16.6	16.5	16.3
8	16.7	16.3	16.2
11	16.4	16.2	16.0

(d) C_L máximo

Diedro Interno	Diedro Externo		
	2	5	8
5	1.27	1.27	1.27
8	1.25	1.25	1.23
11	1.24	1.25	1.22

Comparando os resultados da Figura 5.1 à Figura 5.9 pode-se afirmar que o comportamento das curvas de túnel na região linear é capturado tanto pela metodologia analítica quanto pelos métodos computacionais. Para os ângulos de diedro externo 2 graus e 5 graus, independente do diedro interno, existe uma melhor correlação entre as três ferramentas de cálculo.

Na Figura 5.10 à Figura 5.12 são apresentadas comparações entre os parâmetros de inclinação das curvas C_L x α e os valores de C_L para α igual a zero. Em cada um dos gráficos o diedro interno é mantido constante enquanto o diedro externo é variado.

Pode-se perceber que, para os dados de túnel de vento, a inclinação das curvas C_L x α diminui à medida que o ângulo de diedro externo aumenta. Esse fenômeno não foi capturado pelos programas Tornado e XFLR5. Essa mudança da derivada $C_{L\alpha}$ pode ser explicada pela variação do alongamento da asa a medida que o ângulo de diedro externo é variado, ou seja, ocorre uma redução da envergadura e da área projetada no sentido da sustentação. Inicialmente acreditava-se que a alteração na derivada $C_{L\alpha}$ não seria significativa, pois a mudança dos ângulos de diedro é pequena, e ela varia com o quadrado do cosseno do diedro, de acordo com Purser e Campbell (1945), todavia os resultados de túnel mostram uma variação significativa dessa derivada com o ângulo de diedro externo.

Com relação aos valores de C_L para α igual a zero, observa-se que as quatro metodologias apresentam resultados quantitativos bastante próximos para os casos de diedro interno 5 graus e 8 graus, indicando uma invariância desse parâmetro com o diedro externo. Já para a condição de diedro interno 11 graus, os resultados de túnel mostram uma pequena variação desse parâmetro com o ângulo externo, não observada nos resultados computacionais.

Figura 5.10: Comparação parâmetros C_L x alfa – Diedro interno 5 graus

Figura 5.11: Comparação parâmetros C_L x alfa – Diedro interno 8 graus

Figura 5.12: Comparação parâmetros C_L x alfa – Diedro interno 11 graus

5.3 Coeficiente de arrasto

Os valores do coeficiente de arrasto medidos em túnel de vento foram calculados usando a Equação (5.2).

A Figura 5.13 à Figura 5.15 apresentam curvas de $C_D \times C_L$ para as nove combinações de ângulo de diedro interno e externo avaliadas, conforme as configurações descritas na Tabela 4.2. A Figura 5.16 à Figura 5.18 mostram os resultados $C_D \times C_L^2$ para as mesmas configurações.

Considerando que o coeficiente de arrasto pode ser aproximado pela Equação (5.8), como descrito por Raymer (1992), o fator de eficiência de Oswald pôde ser calculado para cada uma das nove combinações de diedro. Os resultados são apresentados na Tabela 5.6(a) e na Tabela 5.6(b).

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (5.8)$$

onde C_{D0} corresponde ao arrasto parasita, que não depende do coeficiente de sustentação, A é o alongamento da asa e e é o fator de eficiência de Oswald.

De acordo com Raymer (1992), para o alongamento e enflechamento do bordo de ataque da asa ensaiada em túnel, o fator de eficiência de Oswald aproximadamente igual a 0.89.

Analisando os gráficos da Figura 5.13 à Figura 5.15, pode-se afirmar que o comportamento de todas as configurações é semelhante. Todas as curvas apresentam arrasto mínimo para C_L próximo a zero, e o coeficiente de arrasto aumenta consideravelmente a partir de um valor de C_L de 1.20, no qual a asa se aproxima do ponto de estol.

Figura 5.13: Curva C_D x C_L – Diedro interno 5 graus e variação diedro externo

Figura 5.14: Curva C_D x C_L – Diedro interno 8 graus e variação diedro externo

Figura 5.15: Curva $C_D \times C_L$ – Diedro interno 11 graus e variação diedro externo

Tabela 5.6: Compilação dos parâmetros medidos em túnel – resultados de C_D
(valores dos ângulos de diedro em graus)

(a) C_D para $C_L=0$			
Diedro Interno	Diedro Externo		
	2	5	8
5	0.0660	0.0663	0.0661
8	0.0663	0.0662	0.0665
11	0.0665	0.0661	0.0669

(b) Fator de eficiência de Oswald			
Diedro Interno	Diedro Externo		
	2	5	8
5	0.92	0.88	0.87
8	0.90	0.86	0.85
11	0.88	0.85	0.84

Observado os dados apresentados na Tabela 5.6(a), pode-se afirmar que o valor de C_D para C_L igual a zero é semelhante para todas as configurações, sendo que as variações estão dentro do intervalo de incerteza do processo de medição do túnel de vento, descrito no item 5.1.

Essa invariância do C_D para C_L igual a zero com os ângulos de diedro era esperada, pois a principal parcela do arrasto parasita é proveniente do arrasto de fricção, e como a área molhada das nove configurações é, grosso modo, igual em todos os casos, o valor do arrasto parasita permanece inalterado.

Com relação ao fator de eficiência de Oswald, apresentado na Tabela 5.6(b), nota-se uma dependência tanto com o ângulo de diedro interno quanto com o diedro externo, sempre diminuindo a medida que um ângulo de diedro é mantido constante e o outro é amplificado.

Na Figura 5.16 à Figura 5.18 observa-se que quanto maior o ângulo do diedro externo, maior a inclinação da curva $C_D \times C_L^2$, ou seja, menor o valor do fator de eficiência de Oswald.

Pode-se entender essa diminuição do fator de Oswald como um aumento do gradiente do coeficiente sustentação da asa ao longo da envergadura, pois para um ângulo de diedro interno fixo e um dado C_L , quanto maior o ângulo do diedro externo, maior a diferença de sustentação entre as seções interna e externa da asa, o que por sua vez acaba aumentando a intensidade dos vórtices na zona de interseção das duas partes.

Um processo de varredura do campo de velocidades a jusante da asa, usando, por exemplo, anemometria a fio quente, poderia ajudar no melhor entendimento dessa diminuição do fator de Oswald, já que seria possível mapear os vórtices provenientes da asa.

Figura 5.16: Curva $C_D \times C_L^2$ – Diedro interno 5 graus e variação diedro externo

Figura 5.17: Curva $C_D \times C_L^2$ – Diedro interno 8 graus e variação diedro externo

Figura 5.18: Curva $C_D \times C_L^2$ – Diedro interno 11 graus e variação diedro externo

5.4 Coeficiente de momento de arfagem

Os valores do coeficiente de momento de arfagem medidos em túnel de vento foram calculados usando a Equação (5.3).

A Figura 5.19 à Figura 5.27 apresentam curvas de $C_M \times C_L$ para as nove combinações de ângulo de diedro interno e externo avaliadas. Nesses gráficos, os resultados obtidos em túnel são comparados às metodologias analítica e computacionais. Os resultados apresentados correspondem ao valor de C_M medido no ponto a 25% do bordo de ataque da corda média aerodinâmica.

Uma compilação dos parâmetros básicos das curvas de $C_M \times C_L$ medidas em túnel é apresentada na Tabela 5.7(a) e na Tabela 5.7(b).

Para todas as configurações nota-se um aumento da derivada, ou diminuição da estabilidade longitudinal, para C_L acima de 0.48, valor distante do ponto de estol. Essa mudança na derivada das curvas $C_M \times C_L$ pode ser entendida como o início de descolamentos no bordo de fuga da asa, que, por ser enflechada, acaba gerando um momento cabrador.

Para C_L maior que 1.20, a derivada muda bruscamente, caracterizando o estol. Na extremidade negativa, para C_L menor que -0.16, a derivada também sofre uma alteração significativa.

Comparando os dados da Tabela 5.7(a) e da Tabela 5.7(b), observa-se uma alteração dos parâmetros das curvas $C_M \times C_L$ com os diedros interno e externo, porém não é possível estabelecer uma dependência direta com esses ângulos da asa. Na Tabela 5.7(a), o valor de C_M para C_L igual a zero diminui com o diedro externo, no caso do diedro interno igual a 5 graus, mas aumenta e em seguida diminui para os dois outros valores internos ensaiados.

Figura 5.19: Curva C_M x C_L – Diedro interno 5 graus e diedro externo 2 graus

Figura 5.20: Curva C_M x C_L – Diedro interno 5 graus e diedro externo 5 graus

Figura 5.21: Curva C_M x C_L – Diedro interno 5 graus e diedro externo 8 graus

Figura 5.22: Curva C_M x C_L – Diedro interno 8 graus e diedro externo 2 graus

Figura 5.23: Curva C_M x C_L – Diedro interno 8 graus e diedro externo 5 graus

Figura 5.24: Curva C_M x C_L – Diedro interno 8 graus e diedro externo 8 graus

Figura 5.25: Curva C_M x C_L – Diedro interno 11 graus e diedro externo 2 graus

Figura 5.26: Curva C_M x C_L – Diedro interno 11 graus e diedro externo 5 graus

Figura 5.27: Curva $C_M \times C_L$ – Diedro interno 11 graus e diedro externo 8 graus

Tabela 5.7: Compilação dos parâmetros medidos em túnel – resultados de C_M
(valores dos ângulos de diedro em graus)

(a) C_M para $C_L=0$			
Diedro Interno	Diedro Externo		
	2	5	8
5	-0.077	-0.072	-0.063
8	-0.085	-0.067	-0.079
11	-0.071	-0.065	-0.077

(b) dC_M/dC_L			
Diedro Interno	Diedro Externo		
	2	5	8
5	-0.069	-0.059	-0.066
8	-0.060	-0.070	-0.063
11	-0.066	-0.066	-0.066

Os resultados de túnel mostrados na Figura 5.19 à Figura 5.27, não apresentam o mesmo nível de correlação com os dados analíticos e computacionais, na região linear, quanto o observado para as análises de C_L . Em alguns gráficos, os dados teóricos se aproximam mais do resultado de túnel, como na Figura 5.21 e na Figura 5.26, enquanto em outros os dados computacionais representam melhor o túnel, e em um terceiro cenário, os dados de túnel se encaixam entre as duas outras metodologias.

Essa dispersão dos resultados de túnel também pode ser analisada na Figura 5.28 à Figura 5.30, que trazem os gráficos de dC_M/dC_L e de C_M para C_L igual a zero para diedros internos constantes.

Pode-se notar na Figura 5.28 à Figura 5.30 que os resultados de túnel não apresentam o mesmo comportamento dos dados dos programas Tornado e XFLR5, que para a derivada dC_M/dC_L tende a diminuir a medida que o ângulo de diedro externo aumenta.

Na Figura 5.28 à Figura 5.30, são observados três comportamentos distintos nos resultados de túnel: para diedro interno igual a 5 graus, a derivada dC_M/dC_L aumenta e depois diminui com o diedro externo, para diedro interno igual a 8 graus acontece o fenômeno oposto, e para o diedro interno 11 graus não ocorre variação da derivada dC_M/dC_L com o ângulo de diedro externo. Esses resultados não permitem que seja obtida uma conclusão do efeito da asa em gaivota na derivada dC_M/dC_L .

No caso de C_M para C_L igual a zero, os métodos teóricos e os computacionais não indicam variação com o diedro externo, contudo, os resultados de túnel mostram uma mudança desses parâmetro, não indicando, porém, uma tendência conclusiva de aumento ou redução.

Figura 5.28: Comparação parâmetros C_M x C_L – Diedro interno 5 graus

Figura 5.29: Comparação parâmetros C_M x C_L – Diedro interno 8 graus

Figura 5.30: Comparação parâmetros C_M x C_L – Diedro interno 11 graus

5.5 Coeficiente de força lateral

Os valores do coeficiente de força lateral não foram medidos em túnel de vento. Na Figura 5.31 à Figura 5.33 são mostrados os resultados das comparações entre as metodologias analítica e computacionais.

Comparando a Figura 5.31, Figura 5.32 e Figura 5.33, pode-se perceber que as três ferramentas mostram uma redução da derivada $C_{Y\beta}$ com o incremento dos ângulos de diedro interno e externo.

Para um ângulo de diedro interno mantido constante, a variação dos resultados analíticos com o diedro externo apresenta, qualitativamente, uma concordância maior com as análises obtidas via XFLR5. O programa Tornado indica uma maior sensibilidade com o aumento do diedro externo do que as outras duas metodologias, principalmente quando este é elevado de 5 graus para 8 graus.

Com relação a influência do diedro interno no coeficiente $C_{Y\beta}$, nota-se que as metodologias computacionais mostram um peso maior desse ângulo no resultado final do que o método analítico. Por exemplo, para um ângulo de diedro externo de 5 graus, ao se variar o diedro interno de 5 graus para 11 graus, a metodologia analítica resultou em uma diminuição de 42%, de -0.029 rad^{-1} para -0.041 rad^{-1} , na derivada, enquanto que o programa Tornado mostrou uma redução de aproximadamente 2 vezes, de -0.019 rad^{-1} para -0.040 rad^{-1} , e o XFRL5 uma redução de mais de 4 vezes, de -0.013 rad^{-1} para -0.057 rad^{-1} .

É importante destacar que a metodologia analítica faz simplificações sobre distribuição de carregamento ao longo da envergadura, enquanto que as ferramentas computacionais consideram essa característica em cada configuração, o que pode esclarecer as diferenças entre os métodos.

Figura 5.31: Comparação $C_{Y\beta}$ – Diedro interno 5 graus

Figura 5.32: Comparação $C_{Y\beta}$ – Diedro interno 8 graus

Figura 5.33: Comparação $C_{Y\beta}$ – Diedro interno 11 graus

5.6 Coeficiente de momento de guinada

Os valores da derivada coeficiente de momento de guinada com o ângulo de derrapagem medidos em túnel de vento foram calculados usando o processo experimental descrito no ANEXO D, para as configurações de asa em gaivota descritas no APÊNDICE D.

A Figura 5.34 e a Figura 5.35 apresentam os resultados da amplitude adimensional, razão entre uma dada amplitude e a máxima amplitude, em função do tempo para as configurações de diedro interno 8 graus e diedro externo 5 graus, e diedro interno 11 graus e diedro externo 8 graus, respectivamente. Nesses gráficos são exibidos os dados para o túnel desligado, ou seja, apenas a oscilação do conjunto, sem nenhuma influência aerodinâmica, e para o túnel ligado a velocidade do escoamento de 20 m/s.

Pode-se perceber pelas Figura 5.34 e a Figura 5.35 que ao se considerar a influência aerodinâmica, o amortecimento da asa é superior ao caso com o túnel desligado. Essa característica também pode ser notada na Figura 5.36 e Figura 5.37, que mostram o logaritmo natural das amplitudes adimensionais máximas e mínimas pelo número de ciclos.

Obtendo a derivada das curvas da Figura 5.36 e da Figura 5.37, e dividindo pelo período de cada uma delas, foi possível obter a razão de decaimento para cada uma das condições, conforme apresentado na Tabela 5.8. Analisando os dados da Tabela 5.8, percebe-se que as razões de decaimento para os dois casos são próximas para o túnel desligado, com apenas 5% de diferença, todavia a configuração de diedro interno 11 graus e diedro externo 8 graus apresenta uma razão de decaimento mais acentuada na condição de túnel ligado.

Figura 5.34: Amplitude adimensional – Diedro interno 8 graus, externo 5

Figura 5.35: Amplitude adimensional – Diedro interno 11 graus, externo 8

Tabela 5.8: Comparação razão de decaimento μ – valores em segundo⁻¹

Configuração	Túnel	
	Ligado	Desligado
Diedro interno 8 graus, externo 5 graus	-0.221	-0.095
Diedro interno 11 graus, externo 8 graus	-0.278	-0.090

Figura 5.36: $\ln(\beta_m/\beta_0)$ x Número de ciclos – Diedro interno 11 graus, externo 8

Figura 5.37: $\ln(\beta_m/\beta_0)$ x Número de ciclos – Diedro interno 8 graus, externo 5

Aplicando os valores da Tabela 5.8 na Equação (D.14) e na Equação (D.18), foram obtidos os valores da $C_{N\beta}$ para as duas configurações: $3 \times 10^{-5} \text{ rad}^{-1}$ para diedro interno 8 graus, externo 5 graus e 0.001 rad^{-1} para diedro externo 11 graus, externo 8 graus. Assim, pode-se afirmar que, embora a magnitude da derivada $C_{N\beta}$ seja pequena, quanto maiores os ângulos de diedro da gaiivota, maior o efeito da asa no conjunto total da aeronave.

5.7 Coeficiente de momento de rolamento

Os valores de coeficiente de momento de rolamento não foram medidos em túnel de vento. Na Figura 5.38 à Figura 5.40 são apresentadas as comparações entre as metodologias analíticas, usando a proposta de estimativa e o cálculo via ESDU (1988), e computacionais.

Analizando a Figura 5.38 à Figura 5.40, pode-se afirmar que todos os métodos capturam a diminuição da derivada $C_{R\beta}$ com o aumento do ângulo de diedro, seja este interno e externo.

Os resultados obtidos via Tornado indicam uma variação mais acentuada de $C_{R\beta}$ com o diedro externo, para os três ângulos de diedro interno. Os dados calculados com o método teórico, ESDU (1988) e XFLR5 mostram aproximadamente a mesma sensibilidade de $C_{R\beta}$ com o mudança do diedro externo.

Com relação aos valores absolutos, mesmo para a configuração de ângulo de diedro continuo ao longo da envergadura, ou seja, sem gaivota, as metodologias apresentam resultados diferentes. Na Figura 5.38, por exemplo, na configuração de diedro interno e externo iguais a 5 graus, o valor de $C_{R\beta}$ varia de -0.109 rad^{-1} (XFLR5) para -0.054 rad^{-1} (ESDU, 1988), ou cerca 50% de variação. A mesma ordem de variação é encontrada entre esses 2 métodos para diedros externos e internos iguais a 8 graus. É importante destacar que, de acordo com Deperrois (2009), os resultados inviscidos de XFRL5 para $C_{R\beta}$ não apresentam boa correlação com os resultados de ensaio em túnel de vento.

Pode-se afirmar, entretanto, que nas três configurações de diedro interno a metodologia teórica gera estimativas que se posicionam entre os métodos computacionais e os resultados via ESDU.

Figura 5.38: Comparação $C_{R\beta}$ – Diedro interno 5 graus

Figura 5.39: Comparação $C_{R\beta}$ – Diedro interno 8 graus

Figura 5.40: Comparação $C_{R\beta}$ – Diedro interno 11 graus

5.8 Derivadas dinâmicas

Os dados para as derivadas dinâmicas apresentados nos itens 5.8.1 à 5.8.3 não consideram resultados de túnel para a asa em gaivota, exceto a derivada C_{N_r} , no item 5.8.3, no qual valores experimentais para cada uma das configurações ensaiadas conforme APÊNDICE D são apresentados.

5.8.1 Derivadas devido a p

A Figura 5.41 à Figura 5.43 apresentam os resultados da derivada de C_Y com relação a velocidades angular de rotação p. Nesses gráficos são comparados os dados calculados via metodologia analítica e computacional, usando o programa Tornado.

Pode-se perceber que as duas metodologias indicam uma relação diretamente proporcional entre C_{Yp} e os dois ângulos de diedro da asa. Entretanto a sensibilidade com a mudança do diedro externo é muito maior do que com o diedro interno. No método teórico, o valor C_{Yp} aumenta em 17% ao se variar diedro interno de 5 para 11 graus, mantendo o valor interno em 8 graus, enquanto que ao se manter o diedro interno em 8 graus, e aumentar o diedro externo de 2 para 8 graus, a mudança de C_{Yp} é de 41%.

Com relação a comparação entre os métodos, nota-se pela Figura 5.41 à Figura 5.43 que o programa Tornado mostrou uma suscetibilidade mais elevada de C_{Yp} à variação do diedro externo que o modelo teórico. Já no que diz respeito à mudança do diedro interno, a diferença entre as metodologias mostrou-se menor para todas as configurações.

Figura 5.41: Comparação C_{yp} – Diedro interno 5 graus

Figura 5.42: Comparação C_{yp} – Diedro interno 8 graus

Figura 5.43: Comparação C_{yp} – Diedro interno 11 graus

5.8.2 Derivadas devido a q

A Figura 5.44 à Figura 5.46 apresentam os resultados da derivada de C_L e a Figura 5.47 à Figura 5.49 mostram os dados da derivada de C_M com referência ao ponto de $\frac{1}{4}$ da corda média da asa, ambos com relação a velocidades angular de rotação q . Nessas seis figuras são comparados os valores calculados via métodos analítico e computacional.

Observando a Figura 5.44 à Figura 5.46, pode-se perceber que o programa Tornado não indica nenhuma variação de C_{Lq} com o ângulo de diedro externo. Com relação ao ângulo interno, nota-se uma pequena mudança, diminuindo de aproximadamente 3.0 rad^{-1} para 2.9 rad^{-1} , para os diedros internos de 5 graus e 11 graus respectivamente, o que representa uma variação de 3%.

A metodologia teórica não indica nenhuma variação com os ângulos de diedro, pois em sua formulação não existe nenhuma dependência com esse parâmetro geométrico da asa.

Comparando as duas metodologias apresentadas na Figura 5.44 à Figura 5.46, nota-se que os resultados absolutos da derivada C_{Lq} são próximos. Em todos os casos, o método teórico estima um valor de C_{Lq} igual a 2.64 rad^{-1} , o que representa uma diferença aproximada de 12% e 9%, para os resultados via Tornado, para diedro internos de 5 graus e 11 graus, respectivamente.

De acordo com ESDU (1990) a precisão obtida com o método teórico é suficientemente boa, pois a derivada C_{Lq} é um parâmetro cuja influência é relativamente baixa quando comparada aos outros coeficientes de C_L da asa, sendo que ele é usado principalmente na conversão de eixos, e para essa finalidade, a precisão teórica é aceitável.

Figura 5.44: Comparação C_{Lq} – Diedro interno 5 graus

Figura 5.45: Comparação C_{Lq} – Diedro interno 8 graus

Figura 5.46: Comparação C_{Lq} – Diedro interno 11 graus

Examinando a Figura 5.47 à Figura 5.49 nota-se que o programa Tornado não indica nenhuma variação de C_{Mq} com o diedro externo. Com relação ao ângulo de diedro interno, percebe-se uma ligeira mudança, de -1.08 rad^{-1} para -1.06 rad^{-1} , para os ângulos internos de 5 graus e 11 graus respectivamente, o que é equivalente uma alteração de 2%. Essa característica é coerente com o que foi observado para os resultados de C_{Lq} .

Como no caso de C_{Lq} , a estimativa teórica não captura nenhum efeito da variação dos valores de diedro, já que em sua formulação não é apresentada nenhuma correlação com esses ângulos da asa e C_{Mq} .

Confrontando as duas metodologias mostradas na Figura 5.47 à Figura 5.49, observa-se que os valores absolutos da derivada C_{Mq} são semelhantes. Em todos os casos, o método teórico estima um valor de C_{Mq} igual a -1.17 rad^{-1} , o que indica uma discrepância de 8% e 10%, para os resultados via Tornado, para diedro internos de 5 graus e 11 graus, nessa ordem.

De acordo com as comparações de C_{Mq} entre resultados estimados teoricamente e os obtidos em túnel de vento, usando testes com escoamento curvo e com equipamento oscilatório, realizadas por ESDU (1990), é esperada uma dispersão da ordem de 10%, para asas retas com afilamento. ESDU (1990) afirma que essa precisão teórica é boa, e pode ser assim usada como estimativa na fase inicial de desenvolvimento de uma aeronave.

Figura 5.47: Comparação C_{Mq} – Diedro interno 5 graus

Figura 5.48: Comparação C_{Mq} – Diedro interno 8 graus

Figura 5.49: Comparação C_{Mq} – Diedro interno 11 graus

5.8.3 Derivadas devido a r

A Figura 5.50 à Figura 5.52 apresentam os resultados da derivada de C_R com relação a velocidades angular de rotação r . Nessas figuras são comparados os valores calculados via método analítico e computacional.

Observando a Figura 5.50 à Figura 5.52, pode-se perceber que as duas metodologias mostram uma variação diretamente proporcional do coeficiente C_{Rr} com os dois ângulos de diedro, sendo que a sensibilidade à variação do diedro externo é maior do que ao interno. Essa característica era esperada do método teórico, porque foi usado um valor de diedro equivalente, que é ponderado pela proporção de cada diedro ao longo da envergadura.

Para um mesmo diedro interno, o programa Tornado, mostra uma influência maior do diedro externo do que a prevista pela estimativa teórica. Por exemplo, para ângulo interno igual a 8 graus, o valor de C_{Rr} varia de 0.046 rad^{-1} a 0.058 rad^{-1} quando o diedro externo é variado de 5 graus para 11 graus, segundo os resultados via Tornado, ou seja, um aumento de 25%. Entretanto, os resultados teóricos mostram um acréscimo de C_{Rr} de apenas 7%, passando de 0.051 rad^{-1} para 0.055 rad^{-1} , para as mesmas condições.

Comparando os resultados absolutos dos dois métodos, observa-se que para algumas configurações os valores de C_{Rr} são idênticos, como no caso de diedro interno e externo de 5 graus, no qual o valor de C_{Rr} 0.052 rad^{-1} , mas em outros existe uma diferença. A maior discrepância entre as duas metodologias acontece para diedro interno 11 graus e diedro externo 2 graus, quando ela assume o valor de 10%, sendo que a derivada C_{Rr} via Tornado é igual a 0.047 rad^{-1} , e via método teórico é 0.052 rad^{-1} .

Figura 5.50: Comparação C_{Rr} – Diedro interno 5 graus

Figura 5.51: Comparação C_{Rr} – Diedro interno 8 graus

Figura 5.52: Comparação C_{Rr} – Diedro interno 11 graus

Além da variação do coeficiente de C_R com relação a velocidade angular r , o coeficiente C_N também foi avaliado. Para tanto foi empregada a metodologia experimental apresentada no ANEXO D, a mesma usada para obtenção da derivada $C_{N\beta}$. Aplicando Equação (D.12) e a Equação (D.17) nos dados de razão de decaimento apresentados na Tabela 5.8, foram obtidos os valores de C_{Nr} .

Para a configuração de diedro interno 11 graus e externo 8 graus o valor de C_{Nr} obtido foi igual a -0.004 rad^{-1} , e a para a geometria em gaivota de diedro interno 8 graus e externo 5 graus o dado encontrado foi de -0.002 rad^{-1} . Os resultados do programa Tornado para essas duas configurações de asa em gaivota são, respectivamente, -0.003 rad^{-1} e -0.002 rad^{-1} .

A derivada C_{Nr} influencia diretamente a razão de decaimento, Equação (D.12), sendo que quanto mais negativa, mais amortecido é o movimento. Esse efeito pode ser observado na Figura 5.53, na qual são comparadas as respostas no tempo para as duas configurações de asa em gaivota.

Figura 5.53: Amplitude adimensional para as 2 configurações - Túnel ligado

6 Conclusões

Este trabalho abordou a influência de configurações de asa em gaivota nos coeficientes aerodinâmicos de uma aeronave. Um modelo para ensaio em túnel de vento com dois diedros variáveis ao longo da envergadura da asa foi projetado, construído e ensaiado. Para a geometria testada, foi realizada uma estimativa de coeficientes aerodinâmicos usando diversas metodologias analíticas e duas ferramentas computacionais, Tornado e XFLR5.

Pode-se concluir, dos resultados de túnel apresentados, que a asa em gaivota possui uma influência sobre os coeficientes de sustentação, arrasto e momento de arfagem, que não é prevista pelos métodos analíticos e computacionais. No item 5.2, observou-se dos resultados de túnel que o parâmetro $C_{L\alpha}$ tende a diminuir a medida que o ângulo de diedro interno ou externo aumenta. No item 5.3, notou-se dos dados de ensaio que quanto maior o ângulo de diedro externo, menor o valor do fator de eficiência de Oswald, para um mesmo o diedro interno. No item 5.4, pôde ser constatado que existe uma variação de C_M com os ângulos da gaivota, porém não foi possível identificar uma relação clara entre esses dois parâmetros. Para esse coeficiente, as ferramentas computacionais já indicavam uma mudanças com os ângulos de diedro da asa.

Para a análise do coeficiente de força lateral com ângulo beta, conclui-se que o comportamento encontrado pelos métodos computacionais e teórico são equivalentes, todavia os primeiros indicam uma influência maior do ângulo de diedro interno do que a estimativa teórica. Uma possível causa dessa diferença pode ser a simplificação teórica sobre a distribuição de carregamento na asa, enquanto que as formulações computacionais consideram detalhamento maior desse parâmetro.

Dos resultados do coeficiente de momento de rolamento com ângulo de derrapagem, pôde ser concluído que a metodologia teórica e o método via ESDU apresentam resultados próximos, e que para os resultados computacionais via Tornado, a dependência de $C_{R\beta}$ com os ângulos de diedro é maior do que com as estimativas feitas empregando os métodos analíticos. Além disso, os resultados via XFLR5 não apresentaram boa correlação com os outros métodos.

Com relação à dependência dos coeficientes aerodinâmicos com às velocidades angulares, p , q e r , conclui-se que as metodologias analítica e computacional indicam a mesma tendência do efeito da asa em gaivota sobre C_Y , para a primeira velocidade, C_L e C_M , para a segunda, e C_R para a última. Esses resultados mostram que as metodologias teóricas propostas para o cálculo de C_{Yp} e C_{Rr} são adequados para estimativa inicial dos coeficientes para uma asa em gaivota.

Deve-se usar, contudo, o método analítico com senso crítico pois em alguns casos, o efeito da variação dos ângulos de diedro foi mais pronunciado nos resultados do método computacional.

A implementação do método experimental de oscilação livre para determinação dos coeficientes $C_{N\beta}$ e C_{Nr} foi bem sucedida, sendo que os resultados obtidos foram importantes para caracterização do comportamento de duas diferentes configurações de asa em gaivota. Pode-se concluir que quanto maiores os ângulos de diedro, mais pronunciada é a influência da asa tanto em $C_{N\beta}$ quanto em C_{Nr} , o que aumenta o seu amortecimento.

7 Perspectivas Futuras

Como proposta de trabalhos futuros, têm-se as seguintes ações:

1) Realização de ensaios em túnel com ferramentas de visualização de escoamento, para melhor compreensão das características de estol de cada uma das configurações de asa em gaivota.

2) Medição de escoamento a jusante da asa com equipamento de anemometria a fio quente com objetivo de avaliar se existe influência dos ângulos de diedro nos vórtices oriundos da asa, e conseqüentemente nos valores de ângulo de *downwash* e *sidewash*, o que afetaria diretamente a eficiência das empenagens.

3) Verificação em túnel de vento do comportamento das derivadas $C_{Y\beta}$ e $C_{R\beta}$, e posterior comparação com resultado apresentados no item 5.7.

4) Concepção, preparação e execução de ensaios dinâmicos com relação às velocidades de rotação p e q , permitindo avaliar as estimativas realizadas usando as metodologias teóricas e computacionais.

5) Projeto de modelo de asa com configuração flapeada e diedro variável ao longo da envergadura, possibilitando estudo do efeito da asa em gaivota em superfícies hiper-sustentadoras.

8 Referências Bibliográficas

ABDULHARIM, M; LIND R. **Flight Testing and Response Characteristics of a Variable Gull-Wing Morphing Aircraft**. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. 16 - 19 August 2004, Providence, Rhode Island.

AGARD - Advisory Group for Aerospace Research & Development. **Quality assessment for wind tunnel testing**. Essex, Specialised Printing Services Limited (SPS), AGARD-AR-304, 1994.

ANKENBRUCK, H. **Effects of tip dihedral on lateral-stability and control characteristics as determined by tests of a dynamic model in the Langley free flight tunnel**. Washington: NACA, 1946

BAMBER M. J., HOUSE R. O. **Wind-tunnel investigation of effect of yaw on lateral-stability characteristics**. Washington: NACA Report 703, 1939.

BURNHANS JR W. R., KIRCHBAUM N., NASTASI R. F., **Gull Wing Aircraft**. US Patent Number 5,542,625, Mar. 26, 1993, Aug. 6, 1996.

CATALANO, F. M. **The new closed circuit wind tunnel of the aircraft laboratory of university of São Paulo**. 16º Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Vol.6, pp 306-312, 2001.

_____. **The new closed circuit wind tunnel of the aircraft laboratory of University of São Paulo**, Brazil. In: International Council of Aeronautical Sciences (ICAS), August 29 to September 3, 2004.

CYNK, J. B. **Polish Aircraft (1893-1939)**. London: Putnam & Company Ltd, 1971.

COLEMAN, H. W., STEELE, W. G. **Engineering Application of Experimental Uncertainty Analysis**. AIAA Journal, Vol 33, No 10, pp 1888-1896, 1995.

DeYOUNG, J. **Theoretical anti-symmetric span loading for wings of arbitrary planform at subsonic speeds**. Moffett Field, NACA Report. 1056, 1951.

DEPERROIS, A. **About XFLR5 calculations and experimental measurements**. XFLR5 Documentation, October 2009. Disponível em: <http://www.xflr5.com/docs/Results_vs_Prediction.pdf>. Acesso em: 17 janeiro 2015.

DEPERROIS, A. **Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers**. XFLR5 Documentation, February 2013. Disponível em: <<http://www.xflr5.com/xflr5.htm>>. Acesso em: 17 janeiro 2015.

ESDU – Engineering Science Data Unit. ESDU Aircraft.06.01.01: **Stability Derivative L_p , Rolling Moment Due to Rolling for Swept and Tapered Wings**. London, 1955.

_____. ESDU 72021: **Effect of wing on rolling moment due to yawing**. London, 1972.

_____. ESDU 81014: **Contribution of wing planform to derivatives of yawing moment and sideforce due to roll rate at subsonic speeds, $(N_p)_w$ and $(Y_p)_w$** . London, 1981.

_____. ESDU 85006: **Contribution of wing dihedral to sideforce, yawing moment and rolling moment derivatives due to rate of roll at subsonic speeds, $(Y_p)_r$, $(N_p)_r$ and $(L_p)_r$** . London, 1985.

_____. ESDU Aircraft 06.01.09: **Stability Derivative Contribution of Part-Span Dihedral to Rolling Moment due to Sideslip**. London, 1988.

_____. ESDU 90010: **Pitching moment and lift force derivatives due to rate of pitch for aircraft at subsonic speeds**. London, 1990.

_____. ESDU 76028: **Lift-interference and blockage corrections for two-dimensional subsonic flow in ventilated and closed wind-tunnels**. London, 1995.

_____. ESDU 79006: **Wing-body yawing moment and sideforce derivatives due to sideslip: N_v and Y_v (with Addendum A for nacelle effects)**. London, 1999.

_____. ESDU 70011: **Lift-curve Slope and Aerodynamic center position of wings in inviscid subsonic flow**. London, 2012.

ETKIN, B.; REID, L. D. **Dynamics of Flight – Stability and Control**. 3. ed. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1996.

FREEMAN C. E., YEAGER W. T. **Analysis of Stability Contribution of High Dihedral V-Tails**. Hampton, NASA Technical Memorandum 78729, Technical Report 78-34, 1978.

FAFNIR: **A mythical dragon**, Southampton, 2004. Disponível em <<http://www.scribd.com/doc/18019283/Fafnir-glider-history>>. Acesso em 03 dez 2013

GLAUERT, H. **The Interference on the Characteristics of an Airfoil in a Wind Tunnel of Rectangular Section**. Cranfield, R&M 1459, 1932.

GRENN, W. Vought F4U-1, F4U-4 (FG-1 Corsair); **War Planes of the Second World War**, Volume Four: Fighters. Garden City, New York: Doubleday & Company, 1973, pp. 188–194. ISBN 0-385-03259-5.

GUNSTON, B. **The Osprey Encyclopaedia of Russian Aircraft 1875 – 1995**. London, Osprey. 1995. ISBN 1-85532-405-9

HENDERSON, W. P. **Subsonic Aerodynamic Characteristics of Highly Swept Fixed-Wing Configuration with Variation in Wing-Dihedral Angle**. Hampton: NASA Report TM X-2261, 1971

HOUGHTON, E. L.; CARPENTER P. W. **Aerodynamics for engineering students**. 5. ed. Burlington: Butterworth-Heinemann, 2003.

IPPC, IPCC, **First Assessment Report**. Volume III: WG III Formulation of Response Option Strategies, 1990.

KEARNS J. et al. **Development of UV-Curable Inflatable Wings for Low Density Flight Applications**. AIAA-2004-1503, 45th AIAA Gossamer Spacecraft Forum, Palm Spring, CA, April 2004.

KESSLER, S., SPEARING, S., KIRKOS, G. **Design of a High-g Unmanned Aerial Vehicle Structure**. San Diego. World Aviation Conference, 2000.

LANDON, S. **Development of Deployable Wing for Small Unmanned Aerial Vehicles Using Compliant Mechanisms**. 2007. 137p. Master Thesis – Department of Mechanics Engineering, Brigham Young University, Brigham, 2007.

LEVACIC, I. **Rolling moment due to sideslip. Part I. The effect of dihedral**. London, RAE Rep. Aero. 2028, 1945.

LYON, C. A. et al. **Summary of Low-Speed Airfoil Data**, Vol. 3, Virginia Beach SoarTech Publications, 1998.

McKINNEY, M O. **Experimental determination of the effect of negative dihedral on lateral stability and control characteristics at high lift coefficients**. Langley Field, NACA Wartime Report No L5J02, 1946.

MAGGIN, B; SHANKS, R. E. **The Effect of Geometric Dihedral on the Aerodynamic Characteristics of a 40deg Swept-Back Wing of Aspect Ratio 3.** Langley, NACA Technical Note 1169, 1946.

MELIN, T. **A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamics Wing Application.** 2000. 45p. Master Thesis – Department of Aeronautics, Royal Institute of Technology (KTH), Stockholm, 2000.

MORELL, N. **Pronta para continuar líder.** Revista Bandeirante. São José dos Campos: junho 2013, p 7.

NORRIS, G. **Dubai Provides Runway For 777X Program Launch.** **Aviation Week & Space and Technology**, November 23, 2013. Disponível em <<http://aviationweek.com/awin/dubai-provides-runway-777x-program-launch>>. Acesso em: 03 maio 2014.

OBRADOVIC, B. **Modeling and simulation of the flight dynamics of morphing wing aircraft.** 2009. 107p. Dissertação (Master of Sciences in Aerospace Engineering). The University of Texas at Arlington, 2004.

OSTROWER, J. **A Closer Look at 787 Wing Flex.** Flight Global, May 30, 2008. Disponível em <http://www.flightglobal.com/blogs/flightblogger/2008/05/a_closer_look_at_787_wingflex/>. Acesso em: 03 maio 2014.

PEARSON, H. A., JONES R. T. **Theoretical stability and control characteristics of wings with various amounts of taper and twist.** Hampton: NACA Report 635, 1938.

PURSER, P. E.; CAMPBELL, J. P. **Experimental Verification of a Simplified Vee-Tail Theory and Analysis of Available Data on Complete Models with Vee Tails**. Langley, NACA ACR No L5AO3, 1945.

POLEK, G. **Embraer Reveals More E2 Suppliers, Design Deals**. Aviation International News Online (AINonline), August 5, 2013 Disponível em: <<http://www.ainonline.com/aviation-news/ain-air-transport-perspective/2013-08-05/embraer-reveals-more-e2-suppliers-design-details>>. Acesso em: 03 maio 2014.

POPE A., RAE W. H. **Low-speed wind tunnel testing**. Second Edition, New York, John Wiley & Sons, 1984.

PW, **PurePower® Family of Engines Brochure**, East Hartford: PW, 2012.

QUEJO, M. J.; JAQUET, B. M. **Investigation of effects of geometrical dihedral on low-speed static stability and yawing characteristics of an untapered 45deg swept-back model of aspect ratio 2.61**. Langley Field, NACA Technical Note 1668, 1948.

RAYMER, D. P. **Aircraft design: a conceptual approach**. 2 ed. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992

ROSKAM, J. **Aircraft Design**. Kansas: Hardbound, 1990.

ROSS, J.G., LOCK. R. C. **Wind-tunnel measurements of yawing moment due to yawing on a 1/5.5 scale model of the Meteor Mark F.III**. London, Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, 1952.

RYPDAL, K. Aircraft emissions. In: Institute for Global Environmental Strategies - IGES, **Good Practice Guidance and Uncertainty Management in National**

Greenhouse Gas Inventories Aircraft Emissions, Kanagawa: IGES, 2000, p 93-102.

SANTANA, L. D., CARMO, M., CATALANO, F. M. **The Update of an Aerodynamic Wind-Tunnel for Aeroacoustics Testing**. Journal of Aerospace Technology and Management (JATM), São José dos Campos, volume 6, No 2, pp.111-118, Apr. -Jun., 2014, doi: 10.5028/jatm.v6i2.308.

SELIG, M. S., DONOVAN J. F., FRASER D. B. **Airfoils at Low Speed**. Virginia Beach: H. A. Stokely, 1989.

SELIG, M. S. et al. **Summary of Low-Speed Airfoil Data**, Vol. 1, Virginia Beach SoarTech Publications, 1995.

SELIG, M. S. et al. **Summary of Low-Speed Airfoil Data**, Vol. 2, Virginia Beach SoarTech Publications, 1996.

SHORTAL J. A. **Effect of tip shape and dihedral on lateral-stability characteristics**. Hampton: NACA Report 548, 1935.

SIMPSON A et al. **Morphing of Inflatable Wings**. Lexington: American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper, 2005.

STERN, F., MUSTE M., BENINATI M. L., EICHINGER, W. E. **Summary of experimental uncertainty assessment methodology with example**. Iowa City, Iowa Institute of Hydraulic Research (IIHR) Technical Report No 406, 1999.

TEPLITZ, J. **Effects of small angles of sweep and moderate amounts of dihedral on stalling and lateral characteristics of a wing-fuselage combination equipped**

with partial and full span double slotted flaps. Hampton, NACA Report No 800, 1944.

TOLL, T. A., QUEIJO M. J. **Approximate relations and charts for low-speed stability derivatives of swept wings.** Washington, NACA Technical Note No 1581, 1948.

TORENBEEK, E. **Synthesis of Subsonic Airplane Design.** Delft: Delft University Press, 1982

US Energy Information Administration, **International Energy Outlook 2013**, Washington, July 2013, Disponível em: <[www.eia.gov/forecasts/ieo/pdf/0484\(2013\).pdf](http://www.eia.gov/forecasts/ieo/pdf/0484(2013).pdf)>. Acesso em: 03 dez. 2013.

UWAL - University of Washington Aeronautical Laboratory. **Axis Transfer.** Axes Diagrams - Aircraft. August 16, 2013. Disponível em <<https://www.uwal.org/download/documents>>. Acesso em: 17 janeiro 2015.

APÊNDICE A - Efeito do refinamento de malha

A Tabela APÊNDICE A.1 e a Figura APÊNDICE A.1 e Figura APÊNDICE A.2 apresentam o efeito do refinamento de malha do programa Tornado nos resultados computacionais.

Analisando a Tabela APÊNDICE A.1, pode-se perceber que a medida que o número de elementos aumenta, o valor da derivada $C_{L\alpha}$ diminui, até o número de elementos igual 10, sendo que a partir deste valor de refinamento o coeficiente permanece constante. Todavia, ao se observar o tempo de processamento do programa Tornado, nota-se que a duração dos cálculos aumenta continuamente com um maior refinamento de malha. A Figura APÊNDICE A.2 indica uma relação exponencial entre o tempo e número de elementos.

Assim, como o resultado permanece praticamente inalterado para refinamentos maiores que 10, mas o tempo de processamento praticamente dobra ao se usar 12, optou-se por empregar uma malha de 10 elementos nas análises.

Tabela APÊNDICE A.1: Avaliação do refinamento de malha Tornado

Número de elementos de malha	$C_{L\alpha}$ [1/rad]	Tempo de Processamento [s]
2	4.77	5.9
4	4.76	11.2
6	4.75	32.8
8	4.74	91.3
10	4.73	184.9
12	4.73	353.7

Figura APÊNDICE A.1: Refinamento de malha – $C_{L\alpha}$ x Número de Elementos

Figura APÊNDICE A.2: Refinamento de malha – Tempo x Número de Elementos

APÊNDICE B - Figura das rótulas e longarinas

Figura APÊNDICE B.1: Rótulas e longarinas do modelo de ensaio em túnel

Figura APÊNDICE B.2: Detalhe de rótula do modelo de ensaio em túnel

APÊNDICE C - Aplicação das correções de túnel

A Tabela APÊNDICE C 1 apresenta para a configuração de diedro interno 8 graus e externo 5 graus, os dados brutos, as correções aplicadas e os dados corrigidos, de acordo com a metodologia apresenta no item 4.4.4.

A posição de referência para o momento de arfagem é o ponto de $\frac{1}{4}$ da corda de referência.

Tabela APÊNDICE C 1: Correções aplicadas no dados de túnel de vento

(a) Dados medidos - sem correção			(b) Dados corrigidos		
	Valores			Valores	
Alfa (graus)	-1.74	2.26	Alfa (graus)	-1.74	2.26
C_L	0.182	0.498	C_L	0.180	0.493
C_M	-0.081	-0.108	C_M	-0.080	-0.107
C_D	0.0656	0.0798	C_D	0.0651	0.0791
$dC_L/dAlfa$	4.66		$dC_L/dAlfa$	4.60	
dC_M/dC_L	-0.062		dC_M/dC_L	-0.061	

(c) Fatores de bloqueio		
	Valores	
ϵ_{sc}	0.001	0.001
ϵ_{wc}	0.002	0.002
ϵ_B	0.003	0.004
G	0.994	0.993

(d) Correções		
	Valores	
$\Delta Alfa$ (graus)	-0.004	0.002
ΔC_L	-0.001	-0.002
ΔC_M	0.000	0.000

APÊNDICE D - Matriz de ensaio de túnel de vento

Corrida	Configuração	Alfa [graus]	Beta [graus]	Diedro Interno [graus]	Diedro Externo [graus]	Comentários
1	Meio modelo	A1	0	11	2	Fita transparente sobre fita alumínio
2	Meio modelo	A1	0	11	5	Fita transparente sobre fita alumínio
3	Meio modelo	A1	0	11	8	Fita transparente sobre fita alumínio
4	Meio modelo	A1	0	8	8	Mudança diedro interno
5	Meio modelo	A1	0	8	5	Fita transparente sobre fita alumínio
6	Meio modelo	A1	0	8	2	Fita transparente sobre fita alumínio
7	Meio modelo	A1	0	5	2	Mudança diedro interno
8	Meio modelo	A1	0	5	5	Fita transparente sobre fita alumínio
9	Meio modelo	A1	0	5	8	Fita transparente sobre fita alumínio
10	Modelo completo	0	B1	11	8	Ensaio de modelo completo - Túnel desligado
11	Modelo completo	0	B2	11	8	Túnel ligado
12	Modelo completo	0	B1	8	5	Mudança diedros interno e externo
13	Modelo completo	0	B2	8	5	Túnel ligado
14	Modelo completo	0	B1	-20	20	Mudança diedros interno e externo
15	Modelo completo	0	B2	-20	20	Túnel ligado
16	Modelo completo	0	B1	-20	-20	Mudança diedro externo
17	Modelo completo	0	B2	-20	-20	Túnel ligado
18	Modelo completo	0	B1	20	-20	Mudança diedro interno
19	Modelo completo	0	B2	20	-20	Túnel ligado

- A1

Ensaio estático
Varredura de -6 graus até 20 graus em incrementos de 2 graus
- B1

Ensaio dinâmico - Túnel desligado
Modelo posicionado em beta 30 graus e liberado
- B2

Ensaio dinâmico - Túnel ligado
Modelo posicionado em beta 30 graus e liberado

Figura APÊNDICE D.1: Matriz de ensaio em túnel de vento

APÊNDICE E - Fotos dos ensaios em túnel de vento

Figura APÊNDICE E.1: Ensaio de meio modelo

Figura APÊNDICE E.2: Ensaio de modelo completo

APÊNDICE F - Configurações multi-diedro não típicas

As três configurações de asa multi-diedro não típicas ensaiadas (Figura APÊNDICE F.1, Figura APÊNDICE F.2 e Figura APÊNDICE F.3) apresentam valores elevados de ângulo de diedro, ± 20 graus, conforme descrito no APÊNDICE D.

A combinação de diedro interno -20 graus e diedro externo 20 graus representa uma configuração semelhante ao avião Vought F4U *Corsair* (Figura 2.3). O ponto de diedro interno 20 graus e diedro externo -20 graus tem a distribuição dos diedros inversa da combinação anterior, e assemelha à configuração do hidroavião Beriev Be-12 (Figura 2.2), com o ângulo de diedro externo mais pronunciado. A última configuração não típica apresenta diedro -20 graus constante em toda a envergadura.

Na Figura APÊNDICE F.4 à Figura APÊNDICE F.6 são apresentados os resultados da amplitude adimensional, razão entre uma dada amplitude e a máxima amplitude, em função do tempo para as três configurações descritas no parágrafo anterior. Nesses gráficos são exibidos os dados para o túnel desligado e para o túnel ligado, com velocidade do escoamento de 20 m/s.

Pode-se perceber pela Figura APÊNDICE F.4 que ao se considerar a influência aerodinâmica, o amortecimento da asa é superior ao caso com o túnel desligado. Entretanto, na Figura APÊNDICE F.5 e Figura APÊNDICE F.6, o amortecimento com o túnel ligado é inferior a condição com o túnel desligado.

Calculando a razão de decaimento para cada uma das condições, usando o método descrito no item 5.6, foram obtidos os resultados apresentados na Tabela APÊNDICE F.1, da qual percebe-se que a razão de decaimento para os dois casos com diedro variável ao longo da envergadura são iguais para o túnel desligado. Para a mesma condição do túnel, a configuração de diedro constante -20 graus apresenta uma razão de decaimento 23% menor.

Figura APÊNDICE F.1: Configuração diedro interno -20 graus, exteno 20 graus

Figura APÊNDICE F.2: Configuração diedro interno 20 graus, exteno -20 graus

Figura APÊNDICE F.3: Configuração diedro interno -20 graus, exteno -20 graus

Para os casos com o túnel ligado, a Tabela APÊNDICE F.1 apresenta valores diferentes para cada configuração. A combinação de diedro interno -20 graus e externo 20 graus possui uma razão de decaimento de -0.210 s^{-1} , enquanto a outra configuração de diedro variável apresenta uma razão de -0.057 s^{-1} , aproximadamente 27% da primeira, e a configuração de diedro constante tem uma razão de -0.028 s^{-1} , cerca de apenas 13% da primeira. Embora com um amortecimento relativamente baixo, essa última configuração também apresentou um comportamento convergente.

Figura APÊNDICE F.4: Resultados diedro interno -20 graus e externo 20 graus

Tabela APÊNDICE F.1: Razão de decaimento μ – valores em segundo^{-1}

Configuração	Túnel	
	Ligado	Desligado
Diedro interno -20 graus, externo 20 graus	-0.210	-0.094
Diedro interno 20 graus, externo -20 graus	-0.057	-0.094
Diedro interno -20 graus, externo -20 graus	-0.028	-0.072

Figura APÊNDICE F.5: Resultados diedro interno 20 graus e externo -20 graus

Figura APÊNDICE F.6: Resultados diedro interno -20 graus e externo -20 graus

Analisando os dados da Tabela APÊNDICE F.1, pode-se afirmar que o diedro externo apresenta um efeito maior sobre o amortecimento que o diedro interno, pois partindo da configuração -20 graus constante na envergadura, ao se alterar o diedro externo para 20 graus, a razão de decaimento diminui 7.5 vezes, enquanto que para o diedro interno a redução foi de aproximadamente 2 vezes.

ANEXO A - Diagrama dos sistemas de coordenada

Figura ANEXO A.1: Diagrama do eixo de estabilidade (UWAL, 2013)

Figura ANEXO A.2: Diagrama do eixo do vento (UWAL, 2013)

Figura ANEXO A.3: Diagrama do eixo do corpo (UWAL, 2013)

ANEXO B - Fórmulas para transformação de eixos

Existem 3 sistemas de coordenada de eixos usados comumente em ensaios em túnel de vento: vento, corpo e estabilidade.

As transformações entre esses eixos descritos no ANEXO B foram obtidas de Pope e Rae (1984), usando os diagramas apresentados no ANEXO A.

O eixo do vento e o eixo de estabilidade são iguais com a variação do ângulo de ataque, mas com relação ao ângulo de derrapagem é necessário aplicar as transformações apresentadas pela Equação (B.1) à Equação (B.6), onde os subscritos “SA” e “WA” representam o eixo de estabilidade e o eixo do vento, respectivamente.

$$C_{LSA} = C_{LWA} \quad (B.1)$$

$$C_{DSA} = C_{DWA} \cos\beta + C_{YWA} \sin\beta \quad (B.2)$$

$$C_{MSA} = C_{MWA} \cos\beta - \left(\frac{b}{c}\right) C_{RWA} \sin\beta \quad (B.3)$$

$$C_{RSA} = C_{RWA} \cos\beta - \left(\frac{c}{b}\right) C_{RWA} \sin\beta \quad (B.4)$$

$$C_{NSA} = C_{NWA} \quad (B.5)$$

$$C_{YSA} = C_{YWA} \cos\beta - C_{DWA} \sin\beta \quad (B.6)$$

Para a transformação do eixo do corpo para o eixo do vento, devem ser aplicadas as correções apresentadas pela Equação (B.7) à Equação (B.12), onde os subscritos “WA” e “BA” representam os coeficientes no eixo do vento e no eixo do corpo, respectivamente.

$$C_{LWA} = -C_{DBA} \operatorname{sen}\alpha + C_{LBA} \cos\alpha \quad (\text{B.7})$$

$$C_{DWA} = C_{DBA} \cos\alpha \cos\beta - C_{YBA} \operatorname{sen}\beta - C_{LBA} \operatorname{sen}\alpha \cos\beta \quad (\text{B.8})$$

$$C_{MWA} = C_{MBA} \cos\beta - \left(\frac{b}{c}\right) C_{RBA} \cos\alpha \operatorname{sen}\beta - \left(\frac{b}{c}\right) C_{NBA} \operatorname{sen}\alpha \operatorname{sen}\beta \quad (\text{B.9})$$

$$C_{RWA} = C_{RBA} \cos\alpha \cos\beta + \left(\frac{c}{b}\right) C_{MBA} \operatorname{sen}\beta - C_{NBA} \operatorname{sen}\alpha \operatorname{sen}\beta \quad (\text{B.10})$$

$$C_{NWA} = C_{NBA} \cos\alpha - C_{RBA} \operatorname{sen}\alpha \quad (\text{B.11})$$

$$C_{YWA} = -C_{DBA} \cos\alpha \operatorname{sen}\beta + C_{YBA} \cos\beta + C_{NBA} \operatorname{sen}\alpha \operatorname{sen}\beta \quad (\text{B.12})$$

Na Equação (B.7) à Equação (B.12) o ângulo de ataque a ser empregado corresponde ao dado sem nenhuma aplicação de correção de túnel, ou seja, sem as correções de *upflow* e de parede, apresentadas no item 4.4.4.

ANEXO C - Pontos de construção do perfil Clark-Y

As coordenadas do perfil Clark-Y listadas abaixo foram obtidas de Selig, Donovan e Fraser (1989).

Ponto	x/c	y/c
1	1.00000	0.00000
2	0.99572	0.00115
3	0.98296	0.00448
4	0.96194	0.00972
5	0.93301	0.01656
6	0.89668	0.02475
7	0.85355	0.03400
8	0.80438	0.04394
9	0.75000	0.05412
10	0.69134	0.06405
11	0.62941	0.07319
12	0.56526	0.08105
13	0.50000	0.08719
14	0.43474	0.09128
15	0.37059	0.09312
16	0.33928	0.09318
17	0.30866	0.09266
18	0.27886	0.09158
19	0.25000	0.08996
20	0.22221	0.08774
21	0.19562	0.08483
22	0.17033	0.08113
23	0.14645	0.07660
24	0.12408	0.07134
25	0.10332	0.06552
26	0.08427	0.05939
27	0.06699	0.05313
28	0.05156	0.04677
29	0.03806	0.04027
30	0.02653	0.03352
31	0.01704	0.02652
32	0.00961	0.01943
33	0.00428	0.01254
34	0.00107	0.00616
35	0.00000	0.00047

Ponto	x/c	y/c
36	0.00107	-0.00453
37	0.00428	-0.00898
38	0.00961	-0.01296
39	0.01704	-0.01651
40	0.02653	-0.01959
41	0.03806	-0.02214
42	0.05156	-0.02414
43	0.06699	-0.02567
44	0.08427	-0.02680
45	0.10332	-0.02763
46	0.12408	-0.02816
47	0.14645	-0.02839
48	0.17033	-0.02832
49	0.19562	-0.02795
50	0.22221	-0.02734
51	0.25000	-0.02653
52	0.27886	-0.02559
53	0.30866	-0.02458
54	0.33928	-0.02351
55	0.37059	-0.02242
56	0.43474	-0.02018
57	0.50000	-0.01792
58	0.56526	-0.01566
59	0.62941	-0.01345
60	0.69134	-0.01131
61	0.75000	-0.00928
62	0.80438	-0.00741
63	0.85355	-0.00575
64	0.89668	-0.00429
65	0.93301	-0.00302
66	0.96194	-0.00190
67	0.98296	-0.00094
68	0.99572	-0.00025
69	1.00000	0.00000

ANEXO D - Determinação de $C_{N\beta}$ e C_{Nr}

A método descrito abaixo detalha o equacionamento para a determinação dos coeficientes $C_{N\beta}$ e C_{Nr} usando o método das oscilações livres, baseado na metodologia usada por Ross e Lock (1952).

Durante o movimento oscilatório em guinada, três termos podem ser identificados como responsável pelo momento de guinada, conforme descrito pela Equação (D.1) a Equação (D.3). A Equação (D.1) representa o momento de inércia, a Equação (D.2) indica a soma do amortecimento em guinada e fricção do conjunto de teste e a Equação (D.3) mostra a soma do momento aerodinâmico e do momento das molas.

$$I \frac{d^2\beta}{dt^2} \quad (D.1)$$

$$-(N_r - f) \frac{d\beta}{dt} \quad (D.2)$$

$$(VN_v + k)\beta \quad (D.3)$$

onde β é o ângulo de derrapagem, I é o momento de inércia do conjunto em torno do eixo vertical, N_r é o momento de guinada devido à taxa de guinada, f é a razão do momento de fricção mecânica por unidade de velocidade angular, k é a rigidez das molas, V é a velocidade do escoamento livre e N_v é o momento de guinada devido ao ângulo de derrapagem.

A equação de movimento para o sistema massa-mola com amortecimento pode ser escrita como apresentado pela Equação (D.4).

$$I \frac{d^2\beta}{dt^2} - (N_r - f) \frac{d\beta}{dt} + (VN_v + k)\beta = 0 \quad (D.4)$$

A solução geral para o tipo de Equação (D.4) tem a forma apresentada na Equação (D.5).

$$\beta = (A \cos \Omega t + B \sin \Omega t) e^{\mu t} \quad (D.5)$$

onde μ é a razão de decaimento.

Reescrevendo a Equação (D.5) na forma da Equação (D.6), e substituindo com os termos para o problema da oscilação livre, obtém-se a Equação (D.7).

$$\beta = \beta_0 e^{\mu t} \sin(\Omega t + \varepsilon) \quad (D.6)$$

$$\beta = \beta_0 \exp \left[\frac{N_r - f}{2I} t \right] \sin \left[\frac{\sqrt{[4I(N_v V + k) - (N_r - f)^2]}}{2I} t + \varepsilon \right] \quad (D.7)$$

O envelope de pontos de máximo deslocamento em cada ciclo é obtido quando $\sin(\Omega t + \varepsilon) = 1$ na Equação (D.7), ou seja, quando $(\Omega t + \varepsilon) = \pi/2, 5\pi/2, 9\pi/2$ etc. Assim, podem ser escritas a Equação (D.8) e Equação (D.9), que combinadas geram Equação (D.10).

$$\beta_{\max} = \beta_0 e^{\mu t} \quad (D.8)$$

$$\beta_{\min} = -\beta_0 e^{\mu t} \quad (D.8)$$

$$\mu t = \ln \left| \frac{\beta_{\max \text{ ou } \min}}{\beta_0} \right| \quad (D.10)$$

Ao se excitar o conjunto com o túnel de vento desligado, a parcela aerodinâmica da razão de decaimento μ é igual a zero, conforme mostrado pela Equação (D.11). Assim, o parâmetro N_r pode ser obtido pela Equação (D.12).

$$\mu_1 = -\frac{f}{2I} \quad (D.11)$$

onde μ_1 é a razão de decaimento sem o componente aerodinâmico.

$$N_r = 2I(\mu - \mu_1) \quad (D.12)$$

As frequências Ω e Ω_1 podem ser medidas escoamento aerodinâmico e sem escoamento, possibilitando escrever a Equação (D.13).

$$(\Omega^2 - \Omega_1^2) + (\mu^2 - \mu_1^2) = \frac{VN_v}{I} \quad (D.13)$$

Assim, o momento de guinada N_v pode ser escrito como na Equação (D.14)

$$N_v = \frac{I}{V} \left[4\pi^2 \left(\frac{1}{T^2} - \frac{1}{T_1^2} \right) + \Omega^2 - \Omega_1^2 \right] \quad (D.14)$$

onde T e T_1 são os periodos, escritos em termos das frequências pela Equação (D.15) e pela Equação (D.16), respectivamente.

$$T = \frac{2\pi}{\Omega} \quad (D.15)$$

$$T_1 = \frac{2\pi}{\Omega_1} \quad (D.16)$$

Ao se obter os momentos de guinada N_r e N_v , os coeficientes de C_{Nr} e $C_{N\beta}$ podem ser calculados usando a Equações (D.17) e a Equação (D.18).

$$C_{Nr} = \frac{N_r}{0.5\rho V S b^2} \quad (D.17)$$

$$C_{N\beta} = \frac{N_v}{0.5\rho V S b^2} \quad (D.18)$$