José Manuel Alves Ribeiro

## Optimização da Forma Aerodinâmica

## de um Dirigível não Tripulado



UNIVERSIDADE DE TRÁS-OS-MONTES E ALTO DOURO

VILA-REAL 2008

Este trabalho foi expressamente elaborado com vista à obtenção do grau de Doutor em Ciências das Engenharias, de acordo com o disposto no Decreto-Lei n.º 216/92, de 31 de Outubro

•

Ao Professor Heitor Manuel Santos Almeida

### **RESUMO**

O presente trabalho faz parte dos esforços conjuntos desenvolvidos por investigadores do IDMEC/IST/UTL (controlo), do ISR/UC (electrónica e visão artificial) e do CITEPE/UM (aerodinâmica), integrados no projecto DIVA (Dirigível Inteligente para Vigilância Aérea), financiado pela FCT do Ministério da Ciência e do Ensino Superior português, e em estreita colaboração com o projecto AURORA desenvolvido em Campinas no Brasil. O projecto visa essencialmente o reconhecimento visual inteligente de padrões longínquos, o controlo autónomo de voo e a optimização da forma da aeronave.

A optimização da forma do envelope de uma aeronave mais leve do que o ar (LTA) passa pela determinação dos seus seis coeficientes aerodinâmicos de força e de momento, com recurso à simulação computacional, ou pela sua medição experimental em ensaios de modelo reduzido em túnel aerodinâmico. O conhecimento desses coeficientes é ainda essencial na implementação de modelos de controlo da aeronave. No presente trabalho, determinaram-se experimentalmente os coeficientes de um modelo à escala de 1/13 do dirigível AS800, com 800 mm de comprimento, 18 litros de volume e uma relação diâmetro máximo/comprimento de 0.25, na gama de Re ~ 10<sup>6</sup>, no túnel aerodinâmico do Laboratório de Aeronáutica da Academia da Força Aérea Portuguesa (AFA) em Sintra, equipado com uma balança electrónica de seis componentes e um sistema automático de aquisição de dados. A resposta ao vento relativo foi efectuada para ângulos de guinada de 0 a 180° e complementada com medições da distribuição de pressões (c<sub>p</sub>) em dois planos longitudinais médios e por visualizações do escoamento com tufos de lã e filetes de fumo, realizadas no Laboratório de Aerodinâmica Industrial (LAInd) da Universidade do Minho (UM).

As forças e os momentos aerodinâmicos, medidos e registados no referencial da balança, foram posteriormente adimensionalizados, convertidos para os eixos aerodinâmicos, na gama de ângulos de guinada  $\beta$  de - 4 a +180° e de ângulos de ataque  $\alpha = 0$ , -10 e +10°, para o envelope nu e equipado com gôndola e superfícies de cauda, e comparados com os existentes para a gama frontal da guinada. Dos ensaios preliminares, apresenta-se a variação em guinada das distribuições de c<sub>p</sub> nas 37 tomadas localizadas ao longo dos meridianos inferior e lateral do modelo, bem como as considerações sobre o comportamento global do escoamento, a partir das visualizações, assim como, através da simulação computacional do escoamento em torno do modelo, usando para o efeito o código comercial ANSYS (FLOTRAN) e recorreu-se ao método das médias de Reynolds e como modelo de turbulência usou-se o modelo K- $\epsilon$ .

### ABSTRACT

The main work of this thesis was the fruit of researchers collaborations of IDMEC/IST/UTL for the control process, the ISR/UC for the electronic and artificial vision process and finally the CITEPE/UM, where I was involved, for the aerodynamic process. These researchers were integrated in the financed project DIVA (Dirigivel Intelligente para Vigilânica Aérea), this project was supported by FCT (Foundation of Science and Technology) of Portuguese secretary of high education with the link of the project AURORA developed in the Campanias in Brasil. The main objectives of this project are essentially to improve the intelligent visual of "longs standards", to self control of the fly and the optimization of the aero nave form.

The optimization of the envelope of the aero-nave form LTA (Light Than Air), should be done by the determination of its six aerodynamics coefficients of the forces and momentum, using the numerical tools or/and using the experimental data of the reduced model in the wind tunnel. The knowledge of these coefficients is essential in the implantation of the aero-nave control model. In this research work, the aerodynamic coefficients of the reduced model,  $1/13^{\text{th}}$  for the scale, of the airship AS800 were determined. This reduced model is about 800 mm for the length, volume about 18 l and a fraction maximum diameter with length is equal to 0.25, in the case of Re ~  $10^6$ , in the wind tunnel of the Aeronautical laboratory of Portuguese air foces (AFA) at Sintra. This wind tunnel is equipped by electronic balance of six components and one automatic system data acquisition. The answer of the relative wind were done by angles in yaw from 0° to 180° and completed by the measurements of pressure coefficients (Cp) in the two medium longitudinal plans and with the flow visualization using "laine" fibers and smokes. This carried out in the Laboratory of Industrial Aerodynamics (LAInd) of University of Minho.

Data aerodynamics Forces and momentum from balance adimensionalized and converted in the aerodynamics axes in the flow plan (yaw) with  $\beta$  from - 4 to +180° and attack angles  $\alpha = 0$ , -10 and +10°. These measurements were made for the simple envelope and equipped with "gondola" and surface control. The presented results are compared with existents data in the literature for the flow frontal plan. The preliminary tests presented variations in plan flow yaw, cp profile in the 37 located points long down and lateral meridians of the model. From flow visualization, the global behaviors have been analyzed for the airship. In order complete this experimental work, numerical tests in the two-dimensional flow around the studied model have been carried out using commercial code (ANSYS) based of Finite Elements method and turbulent model k- $\epsilon$ 

### RESUMÉ

Le travail de cette these fait part des efforts de collaboration entre les chercheurs de IDMEC/IST/UTL pour le controle, de ISR/UC pour l electronique et la vision artificielle et finalement de CITEPE/UM, dont je fait partie, pour l'aerodynamique. Ces chercheurs sont integres dans le projet DIVA (Dirigível Inteligente para Vigilância Aérea), financé par la Fondation des Sciences et Technologies (FCT) du Ministère de la Science et de l'enseignement Superieur Portuguais, avec l'etroite collaboration avec le projet AURORA devellopé à Campinas au Bresil. Le projet vise essenciellement la reconnaissance visuelle intelligente des longs standards, le controle automatique des vols et l'optimisation de la forme aeronave.

L'optimisation, de la forme de l'envellope de l'aeronave plus legere que l'air (LTA : Light Than Air), passe par la determination de ses six coefficients aerodynamiques des forces et moments, avec des moyens de calculs numérique ou par des mesures experimentales des essais de model reduit dans un tunnel arerodynamique. La connaissance de ces coefficients é essentielle dans l'implantation de models de controls aeronave. Dans ce travail de these, les coefficients aerodynamique du model reduit a une echelle de 1/13<sup>eme</sup> du dirigeable AS800 ont été determines. Ce model reduit mesure 800 mm de longueur, 18 litres de volume interne et un rapport diametre maximum avec la longueur de 0.25, dans la gamme de Re  $\sim 10^6$ , dans le tunnel aerodynamique du Laboratoire de "Aeronáutica da Academia da Força Aérea Portuguesa (AFA)" à Sintra, equipé avec une balance electronique de six composents et un systeme automatique d'aquisition des données. La reponse au vent relatif a été effectué, par les angles dans le plan d'ecoulement "guinada" de 0 à 180°, et complementée avec les mesures des coefficients de pression (c<sub>p</sub>) dans les deux plans longitudinals médium et par les visualisations de l'ecoulement utilisant des petis morceaux de lain et les filets de fumée. Ces essais ont été réalisés dans le laboratoire "Laboratório de Aerodinâmica Industrial (LAInd)" de Université de Minho (UM).

Les forces et les moments aerodynamiques mesurés et enregistrés dans le referenciel de la adimensionalisés, balance. ont été posterieurement convertis dans les axes aérodynamiques, dans le plan d'écoulement "guinada" avec  $\beta$  de - 4 a +180° et des angules d'attaque  $\alpha = 0$ , -10 e +10°. Ces mesures ont été réalisées pour l'enveloppe nue equipée par une gondule et par des superficies de queue. Ces résultats ont été comparés avec ceux existants dans la literature pour la gamme frontale du plan d'écoulement. Les essais preliminaires, presente une variation, em ecoulement plan "guinada", des distributions de c<sub>p</sub> dans les 37 entrées localisées le long des meridiens inferieur et lateral du model. Des remarques ont été rapportées, à partir des visualisations, sur le comportement global de l'écoulement autour du dirigeable. Pour complementer ce travail experimental, des essais numériques bi-dimensional ont été realisés en utilisant un code commercial (ANSYS) basé sur la méthode des élements finis et le model k-e

### AGRADECIMENTOS

Vários agradecimentos são devidos tanto a nível institucional como individual; em particular:

À UTAD, UM e AFA pelos meios postos à minha disposição sem os quais não seria possível realizar o trabalho.

Ao meu orientador, Prof. Heitor Manuel dos Santos Almeida pelo seu constante apoio, incentivo, estímulo e disponibilidade com que sempre acompanhou a realização de todas as fases deste trabalho, enquanto o tivemos entre nós.

Ao meu colega, Prof. Amadeu Duarte da Silva Borges pela sua ajuda e constante disponibilidade.

Ao meu co-orientador Prof. Abel Ilah Rouboa, pela sua colaboração na escrita do presente trabalho.

Ao Tenente-coronel Alberto Costa, responsável pelo Laboratório de Aeronáutica da Academia da Força Aérea, onde decorreu o trabalho, por todos os conselhos e sugestões dadas fruto da sua experiência como Oficial de Engenharia Aeronáutica.

Aos restantes efectivos do Laboratório de Aeronáutica: Capitão Maria Madruga Matos e Tenente Luís Félix, pelas muitas horas despendidas durante a realização dos ensaios.

Não posso esquecer as horas de conversa e discussões com amigos e colegas, que ajudaram a ser o que sou.

À minha mulher Teresa Figueiredo pela sua inesgotável paciência.

## ÍNDICE

Resumo	i
Abstract	iii
Resumé	v
Agradecimentos	.vii
Índice de Figuras	. xv
Índice de Tabelas	xix
Glossário de Simbolos e Abreviaturas	xxi
1 INTRODUÇÃO	1.3
1.1 Breve Resenha Histórica	1.4
1.2 Vantagens e Dificuldades	1.5
1.3 Comportamento em Voo	1.8
1.4 Características de Fabrico	1.9
1.5 Parâmetros Relevantes para Projecto 1	.10
1.6 Os Projectos Aurora e Diva	.11
1.7 Organização da Tese1	.13
2 PERFIS AERODINÂMICOS	2.17
2.1 Escoamento Invíscido Bidimensional	2.18
2.1.1 A Condição de Kutta	2.19
2.1.2 Circulação e Vorticidade	2.21
2.1.3 Circulação e Força de Sustentação (Teorema de Kutta - Joukowski) 2	2.27
2.2 O Desenvolvimento da Teoria de Perfis	2.29
2.3 Teoria Geral dos Perfis Alares Finos	2.32
2.4 Solução da Equação Geral2	2.38

	2.5	Méte	odos de Cálculo de Perfis Bidimensionais	. 2.39
		2.5.1	O Método de Selig & Maughmer	. 2.39
	2.6	O Pr	ojecto Diva	. 2.40
		2.6.1	Princípios da Aerostática	. 2.41
		2.6.2	Força de Tracção	. 2.44
		2.6.3	Equilíbrio de Forças	. 2.45
3	М	IODELO	OS, EQUIPAMENTOS E TÉCNICAS EXPERIMENTAIS	. 3.49
	3.1	Con	cepção do Modelo	. 3.49
	3.2	Aspe	ectos Construtivos do Modelo	. 3.50
		3.2.1	Construção das Cavernas	. 3.51
		3.2.2	Colagem das Longarinas e Aplicação do Forro	. 3.53
		3.2.3	Acerto dos Topos (Nariz e Parte Posterior)	. 3.53
		3.2.4	Caixa de Fixação à Balança	. 3.54
		3.2.5	Regularização da Superfície do Modelo	. 3.55
		3.2.6	Forragem do Modelo com Fibra de Vidro	. 3.55
		3.2.7	Colocação das Tomadas de Pressão e Corte da Tampa de Ligação ao Cabeçote	. 3.56
		3.2.8	Construção das Derivas e da Gôndola	. 3.57
		3.2.9	Regularização da Superfície com Acabamento para Pintura	. 3.57
		3.2.10	Pintura e Acabamentos	. 3.58
		3.2.11	Forma Final	. 3.58
		3.2.12	Caixa de Transporte e Conjunto de Fixação	. 3.59
	3.3	Túne	el Aerodinâmico	. 3.59
		3.3.1	Caracterização do Túnel da Academia da Força Aérea Portuguesa	. 3.61
	3.4	Bala	nça de Seis Componentes	. 3.63
4	PI	ROGRA	MA EXPERIMENTAL	. 4.69

	4.1	Con	figuração da Secção de Ensaio	4.69
		4.1.1	Gama de Ângulos Utilizados	4.69
		4.1.2	Linhas de Referência do Modelo e da Balança	
	4.2	Ens	aios Preliminares de Visualização	
	4.3	Dete	erminação da Polar de Zeros da Balança	4.71
	4.4	Proc	cedimentos no Uso do Túnel	
		4.4.1	Arranque do Túnel	
		4.4.2	Aquecimento de Equipamentos e Instrumentação	
		4.4.3	Regulação da Velocidade	
		4.4.4	Activação e Cuidados com a Balança	
		4.4.5	Procedimentos de Segurança	
	4.5	Con	dução dos Ensaios	
	4.6	Aqu	iisição de Dados em cada Estação	4.73
		4.6.1	Recolha e Armazenamento de Dados Experimentais	4.73
	4.7	Visu	ualizações do Escoamento Sobre o Modelo	4.74
		4.7.1	Pente de Pitot Total	4.76
		4.7.2	Mecanismo de Posicionamento de Sondas (MPS)	
		4.7.3	Visualizações	4.79
		4.7.4	Visualizações com Injecção de Fumo	4.79
		4.7.5	Visualizações com Tufos de Lã	
5	R	ESULT	ADOS EXPERIMENTAIS – APRESENTAÇÃO E ANÁLISE	5.85
	5.1	Apr	esentação dos Resultados	5.85
		5.1.1	Tratamento de Dados	5.85
		5.1.2	Parâmetros em Estudo	5.85
		5.1.3	Apresentação de Resultados	5.87
	5.2	Res	ultados Qualitativos	5.87

	5.2.1	Exploração da Secção Vazia	5.87		
	5.2.2	Visualizações 3D	5.88		
	5.2.3	Visualizações 2D	5.88		
5.3	Res	ultados Quantitativos	5.89		
	5.3.1	Variação do Coeficiente de Pressão Cp	5.89		
	5.3.2 Repitabilidade dos Resultados				
	5.3.3	Validação e Exequibilidade da Técnica de Ensaio	5.90		
	5.3.4	Variação do Coeficiente de Resistência com o Ângulo de Guinada	5.91		
	5.3.5	Variação do Coeficiente de Sustentação com o Ângulo de Guinada	5.91		
	5.3.6	Variação do Coeficiente de Força Lateral com o Ângulo de Guinada	5.92		
	5.3.7	Variação do Coeficiente de Momento de Rolamento com o Ângulo de Guinada	5.92		
	5.3.8	Variação do Coeficiente de Momento de Derrapagem Com o Ângulo de Guinada	5.93		
	5.3.9	Variação do Coeficiente de Momento de Picada com o Ângulo de Derrapagem	5.93		
5.4	Not	a Final	5.94		
6 S	IMULA	AÇÃO COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO BIDIMENSIONAL EN	Л		
TORN	IO DO I	DIRIGÍVEL 6.	107		
6.1	Mét	todos para a Simulação de Escoamentos	108		
6.2	Mo	delos Matemáticos e Técnicas Numéricas	109		
	6.2.1	Equações Fundamentais e Modelação da Turbulência	110		
	6.2.2	Domínio de Cálculo e Condições de Fronteira	112		
6.3	Res	ultados e Discussão	114		
	6.3.1	Iso-contornos	114		
	6.3.2	Coeficiente de Pressão	120		
	6.3.3	Perfis de Velocidade	121		

	6.4	Conclusões	
7	CON	NCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES	
	7.1	Resultados	
	7.2	Modelo Túnel e Balança	
	7.3	Trabalho Complementar no AS800	
	7.4	Apreciação Final	
В	IBLIO	GRAFIA	B.137

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 A Passarola do frade português Bartolomeu de Gusmão	1.4
Figura 1.2 Tipos de dirigíveis	1.9
Figura 1.3 Projecto AURORA – o Conceito	1.12
Figura 2.1 Efeito da circulação num escoamento em torno de um perfil (Houghton	1 1993) 2 20
Figura 2.2 Constituição do Bordo de Fuga de um Perfil Bidimensional	2.21
Figura 2.3 (a) Escoamento potencial numa curva aberta; (b) Circulação numa fechada; A e B coincidem	1 curva 2.22
Figura 2.4 Circulação num escoamento (Houghton, 1993)	2.23
Figura 2.5 Relação entre Circulação e Vorticidade (Houghton, 1993)	2.24
Figura 2.6 Dois circuitos num escoamento em torno de um vórtice	2.25
Figura 2.7 Perfil 2D: Integração das Forças de Pressão na Fronteira Longínqua	2.28
Figura 2.8 Transformação de Joukowski	2.30
Figura 2.9 Distribuição de Singularidades na Linha de Curvatura	2.31
Figura 2.10 Perfil Bidimensional Fino - Nomenclatura	2.32
Figura 2.11 Efeito Combinado de Curvatura e Espessura	2.34
Figura 2.12 Distribuição de Vórtices na Linha de Curvatura	2.35
Figura 2.13 Velocidade Induzida pelo Sistema de Vórtices na Linha de Curvatura	2.37
Figura 3.1 Modelo do Dirigível AS800, obtido por prototipagem rápida	3.49
Figura 3.2 Cavernas de suporte do cabeçote, com reforços horizontais e verticais	3.51
Figura 3.3 Mesa de montagem do modelo. Com as longarinas, gomos, aros e seno visível o perfil em L para fecho da mesa	do bem 3.52
Figura 3.4 Topos de fecho do dirigível, sendo bem visíveis os quatro encaixes de n fêmea	nacho e 3.54

Figura 3.5 Suporte para apoio do modelo
Figura 3.6 Modelo AS8000 com as derivas e a gôndola
Figura 3.7 Forma final do modelo AS800, sendo visíveis a gôndola, as derivas e a caixa de fixação à balança da AFA
Figura 3.8 Diferentes configurações de túneis aerodinâmicos
Figura 3.9 Túnel Aerodinâmico da Academia da Força Aérea 3.61
Figura 3.10 Esquema do túnel da AFA
Figura 3.11 Balança Schenck
Figura 3.12 Sistema de eixos utilizados pela balança
Figura 4.1 Potência versus velocidade do túnel do LAInd 4.74
Figura 4.2 Túnel aerodinâmico subsónico aberto de sopro do LAInd 4.75
Figura 4.3 Pente de Pitot total com 31 tomadas espaçadas de 5 mm
Figura 4.4 Variação da velocidade na esteira com o pente no plano horizontal 4.77
Figura 4.5 Variação da velocidade na esteira com o pente no plano vertical 4.77
Figura 4.6 Mecanismo de atravessamento para posicionamento transversal de sondas 4.78
Figura 4.7 Escoamento sobre o modelo AS800 com o vaporizador fixo ao MPS 4.80
Figura 4.8 Fixação do modelo ao túnel do LAInd e, visualização do escoamento com o vaporizador movimentado manualmente
Figura 4.9 Visualização do escoamento com tufos de lã
Figura 5.1 Coeficiente de Pressão nos meridianos superior e lateral para $\alpha = 0^{\circ}$ , $\beta = 0$ 5.96
Figura 5.2 Coeficiente de Pressão nos meridianos superior e lateral para $\alpha = 0^{\circ}$ , $\beta = -15$ 5.96
Figura 5.3 Coeficiente de Pressão nos meridianos superior e lateral para $\alpha = 0^{\circ}$ , $\beta = -30$ 5.97
Figura 5.4 Coeficiente de Pressão nos meridianos superior e lateral para $\alpha = 0^{\circ}$ , $\beta = -6.0$

Figura 5.5 Coeficiente de Pressão nos meridianos superior e lateral para $\alpha = 0^{\circ}$ , $\beta = -90$ 5.98
Figura 5.6 Coeficiente de Pressão nos meridianos superior e lateral para $\alpha = 0^{\circ}$ e $\beta = -180^{\circ}$
Figura 5.7 Coeficiente de Pressão no meridiano superior para todos os valores de $\alpha$ e $\beta$ usados nos ensaios e referenciados na Tabela 5.1
Figura 5.8 Coeficiente de Pressão no meridiano lateral para todos os valores de $\alpha$ e $\beta$ usados nos ensaios e referenciados na Tabela 5.2
Figura 5.9 Variação do coeficiente de resistência do envelope simples e com gôndola e superfícies de cauda nos eixos aerodinâmicos, em guinada, para ângulo de ataque nulo
Figura 5.10 Variação do coeficiente de sustentação do envelope simples e com gôndola e superfícies de cauda nos eixos aerodinâmicos, em guinada, para ângulo de ataque nulo
Figura 5.11 Variação do coeficiente de força lateral do envelope simples e com gôndola e superfícies de cauda, nos eixos aerodinâmicos, em guinada, para ângulo de ataque nulo
Figura 5.12 Variação do coeficiente de momento de rolamento do envelope simples e com gôndola e superfícies de cauda nos eixos aerodinâmicos, em guinada, para ângulo de ataque nulo
Figura 5.13 Variação do coeficiente de momento de derrapagem do envelope simples e com gôndola e superfícies de cauda nos eixos aerodinâmicos, em guinada, para ângulo de ataque nulo
Figura 5.14 Variação do coeficiente de momento de picada do envelope simples e com gôndola e superfícies de cauda nos eixos aerodinâmicos, em guinada, para ângulo de ataque nulo
Figura 6.1 Domínio de cálculo e localização dos planos de amostragem 6.113
Figura 6.2 Aspecto da malha computacional
Figura 6.3 Iso-contornos de pressão

Figura 6.4 Iso-contornos da componente vertical da velocidade ( $\times 10^{-1} m/s$ ) 6.116
Figura 6.5 Iso-contornos da componente longitudinal da velocidade (×10 <sup>-1</sup> $m/s$ ) 6.116
Figura 6.6 Iso-contornos de velocidade (× $10^{-1} m/s$ )
Figura 6.7 Linhas de corrente
Figura 6.8 Viscosidade efectiva
Figura 6.9 Energia cinética turbulenta
Figura 6.10 Taxa de dissipação de energia turbulenta
Figura 6.11 Coeficiente de pressão da parte inferior
Figura 6.12 Coeficiente de pressão da parte superior
Figura 6.13 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em $X/L = -0,68$
Figura 6.14 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em $X/L = 0,00$ 
Figura 6.15 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em $X/L = 0,16$ 
Figura 6.16 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em $X/L = 0,46$ 
Figura 6.17 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em $X/L = 0.83$
Figura 6.18 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em $X/L = 1,00$ 
Figura 6.19 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em $X/L = 1,44$ 
Figura 6.20 Perfis de velocidade. Perfis deslocados de 10 unidades para melhor compreensão

### ÍNDICE DE TABELAS

Tabela	a 1.1	l -	Comparação	entre	os	diversos	meios	de	transporte	de	mercadorias,	sob	0
р	onto	de	vista de velo	cidade	, cc	onsumo es	specífic	o e	custo do fr	ete.		1	.7

Tabela 3.1 Modelo AS800 - Diâmetro de construção de cavernas, dimensões em mm,precisão das dimensões de torneamento  $\pm 0,1$  mm3.52

- Tabela 3.2 Modelo AS800 Cotas dos tubos de pressão do modelo AS800 ...... 3.56

# GLOSSÁRIO DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS

SÍMBOLOS		Unidades
	Latinos	
AR	Alongamento da asa	
b	Envergadura da asa do modelo	(m)
c	Corda do perfil	(m)
C <sub>D</sub>	Coeficiente de resistência	
C <sub>Di</sub>	Coeficiente de resistência induzido	
C <sub>L</sub>	Coeficiente de sustentação	
C <sub>MD</sub>	Coeficiente do momento de rolamento	
$C_{MY}$	Coeficiente do momento de picada	
$C_{MZ}$	Coeficiente do momento de derrapagem	
C <sub>P</sub>	Coeficiente de pressão	
D	Força de resistência	
2D	Bidimensional	
3D	Tridimensional	
$F_X$	Força longitudinal	(N)
$F_{\mathbf{Y}}$	Força lateral	(N)
$F_Z$	Força vertical	(N)
Ι	Força de impulsão	(N)
k	Distribuição de vórtices	
K <sub>cp</sub>	Coeficiente do centro de pressões	
kt	(Knott) $(1 825 \text{ km h}^{-1})$	Nó
Κ	Circulação	$(m^2.s^{-1})$

SÍMBOLOS		Unidades
L	Força de sustentação	(N)
L <sub>b</sub>	Força de sustentação na fronteira circular	(N)
$M_X$	Momento de rolamento	(N m)
$M_{\rm Y}$	Momento de picada	(N m)
$M_Z$	Momento de derrapagem	(N m)
nm	(Nautical mile) Milha Náutica (1 860 m)	
Po	Pressão estática	(N m <sup>-2</sup> )
$P_X$	Força de tracção	(N)
r	Distância ao núcleo do vórtice	(m)
R	Constante dos gases perfeitos	$(J \text{ mole}^{-1} \text{ K}^{-1})$
Re	Número de Reynolds	
$S_A$	Ponto de estagnação anterior	
$\mathbf{S}_{\mathrm{F}}$	Ponto de estagnação posterior	
u	Velocidade segundo x	$(m.s^{-1})$
u'	Velocidade de distúrbio ou perturbação segundo X	(m.s <sup>-1</sup> )
U	Velocidade do escoamento não perturbado	$(m.s^{-1})$
V	Velocidade induzida pela circulação; velocidade segundo Y	(m.s <sup>-1</sup> )
v'	Velocidade de distúrbio ou perturbação segundo Y	(m.s <sup>-1</sup> )
W	Peso do dirigível	
y1	Coordenada inferior do perfil	(m)
Yu	Coordenada superior do perfil	(m)

SÍMBOLOS		Unidades
	Gregos	
α	Ângulo de ataque	(graus; rad)
$\alpha_i$	Ângulo de ataque induzido	(graus; rad)
β	Ângulo de guinada; ângulo de inclinação local	(graus; rad)
$\delta_{s}$	Linha de curvatura	
μ	Viscosidade dinâmica do fluído	(N.s.m <sup>-2</sup> )
μ <sub>e</sub>	Viscosidade efectiva	(N.s.m <sup>-2</sup> )
$\mu_t$	Viscosidade turbulenta	(N.s.m <sup>-2</sup> )
ν	Viscosidade cinemática do fluido	$(m^2 s^{-1})$
ρ	Massa específica	(kg.m <sup>-3</sup> )
Φ	Função potencial de velocidades	
Ψ	Função de corrente	

#### ABREVIATURAS

AFA	Academia da Força Aérea Portuguesa
AURORA	Autonomous Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship
CITEP	Centro Integrado de Tecnologias de Produção e Energia
DIVA	Dirigível Instrumentado para Vigilância Aérea
DNS	Direct Numerical Simulation
EUA	Estados Unidos da América
FBW	Fly – by – Wire
FEUP	Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto
НТА	Heavier Than Air Vehicles

I&D	Investigação e Desenvolvimento
IDMEC	Instituto de Engenharia Mecânica (Pólo da FEUP e do IST)
ISA	International Standard Atmosphere
ISR	Instituto de Sistemas e Robótica
IST	Instituto Superior Técnico
ITI	Instituto de tecnologias de Informação
LAInd	Laboratório de Aerodinâmica Industrial
LES	Large Eddy Simulation
LTA	Lighter Than Air Vehicles
MPS	Mecanismo de Posicionamento de Sondas
OGMA	Oficinas Gerais de Material Aeronáutico
RaNS	Reynolds averaged Navier Stockes
RPV'S	Remotely Piloted Vehicles
TDMA	Tri-Diagonal Matrix Algorithms
UAV'S	Unmanned Air Vehicles
UIUC	University of Illinois at Urbana - Champaign
UM	Universidade do Minho
UTAD	Universidade de Trás-os-Montes e Alto Douro

1. INTRODUÇÃO

### 1 INTRODUÇÃO

Há quatro modos básicos de voo tecnicamente possíveis actualmente: aerostático, aerodinâmico, por foguete e balístico. O primeiro é, sem dúvida, o mais eficiente sob o ponto de vista energético e na perspectiva global de rápida exaustão de hidrocarbonetos no planeta, face à necessidade de resposta rápida em casos de catástrofes ecológicas em larga escala e ainda considerando o desempenho de missões especiais, seria de esperar que o interesse pelo voo aerostático renascesse (Kirilin, 2002).

Após largos anos adormecida, a indústria de aeronaves mais leves do que o ar (LTA) começa a ressurgir, timidamente embora, mas sob o olhar atento e interessado de todo o mundo aeronáutico. As leis físicas do voo de LTA's mostram que um metro cúbico de hélio permite elevar na atmosfera pouco mais do que um quilograma massa, enquanto que um metro quadrado de área sustentadora, em máquinas mais pesadas do que o ar (HTA), pode ter uma capacidade de sustentação entre 25 e 1000 kg. A diferença está na velocidade usada neste caso, pelo que as características comuns a todas as LTA's são a necessidade de ter grandes volumes e a possibilidade de pequenas velocidades.

O que tem então impedido o progresso dos dirigíveis? A anterior falta de soluções tecnologicamente satisfatórias na construção de máquinas de médio e grande porte e a má imagem retida dos grandes desastres havidos com as máquinas a hidrogénio, estão entre as razões para o atraso verificado. Os avanços na produção industrial de hélio, inerte e com boa diferença de densidade para o ar e o domínio da tecnologia de materiais compósitos, quer em estruturas e componentes, quer em tecidos mais leves e resistentes e menos permeáveis, permitem actualmente encarar a construção de máquinas grandes e rentáveis. Por outro lado, o desenvolvimento das aplicações de sistemas digitais dos últimos trinta anos, quer no processamento quer no controlo, permitem o tratamento automático e seguro de inúmeros parâmetros de voo anteriormente à conta da tripulação e a implementação à distância de ordens por sistemas "*by wire*" de uma forma mais simples e robusta.

Por último, há aplicações em que os dirigíveis são únicos, quer pela sua capacidade de voo pairado, quer pela possibilidade de serviço em zonas remotas. Especialmente na ajuda a

áreas de catástrofe ou às que sazonalmente restem sem comunicações terrestres, aonde haja dificuldades em infra-estruturas de apoio aeronáutico e/ou de pessoal de operação e manutenção qualificado, a operação de dirigíveis parece mais do que desejável, imprescindível. Por tudo isto, é de crer que em Portugal, com uma extensa orla marítima, cuja vigilância e controle efectivo são insuficientes, por razões económicas, os fogos florestais têm sido um flagelo nos últimos anos, com repercussões significativas na economia e no meio ambiente, linhas de transporte de energia a vigiar e limpar, o interesse pelo uso de dirigíveis venha eventualmente a despontar.

#### 1.1 Breve Resenha Histórica

Na enciclopédia portuguesa brasileira, da qual se extraiu a Figura 1.1, pode ver-se entre outros inventos do Padre Bartolomeu Lourenço de Gusmão, Sacerdote jesuíta (1685-1724), um seu invento aerostático, *a Passarola*. A 8 de Agosto de 1709, foram realizadas experiências que tiveram lugar na sala das embaixadas da casa da Índia, no castelo de S. Jorge, tendo aterrado no terreiro do passo ficando assim demonstrado a ascensão de um aparelho no ar pelo princípio de Arquimedes facto até então inédito nos anais da humanidade.



Figura 1.1 A Passarola do frade português Bartolomeu de Gusmão

Desde 1900 quando o conde Zeppelin realizou o primeiro voo num dirigível rígido, até à segunda guerra mundial, aquando do primeiro voo do último dirigível metálico alemão, passando pela queda do Hindenburg em 1937, a aviação evolui por dois caminhos diferentes: o do voo de máquinas mais leves do que o ar (os dirigíveis) e das mais pesadas do que o ar (aviões e helicópteros) tendo estes tido um incremento notável durante a

segunda guerra mundial, com a necessidade de voar mais alto e mais rápido, para se obter supremacia sobre o inimigo. Os dirigíveis ficaram como que adormecidos até à década de oitenta do século passado aparecendo como possíveis aeronaves a utilizar em zonas inóspitas e subdesenvolvidas.

Contudo, a crescente constatação de que as reservas de hidrocarbonetos à disposição não são infindáveis e de que a sua utilização depende largamente da crescente instabilidade nos países produtores, tem levado o dito mundo desenvolvido a procurar soluções alternativas, mais independentes do seu uso e energeticamente mais eficientes. Os transportes, qualquer que seja a sua forma, tem custos energéticos elevados e quanto mais rápidos, mais dependente e menos eficientes se tornam sob o ponto de vista energético. Num mundo em que tudo se passa cada vez mais depressa e em que as comunicações se fazem em tempo real, alguns já pararam para pensar que a Humanidade, que tem vindo a empenhar o seu futuro nessa febre de rapidez, tem forçosamente que abrandar. Alguns governos mais prudentes começam então a incentivar os esforços de I&D de busca de soluções alternativas e, portanto, o voo de LTA's tem merecido ultimamente a atenção das agências internacionais. A prova disso vem já do início da década de oitenta, quando se verificou um aumento do interesse por dirigíveis do qual resultaram entre outros os seguintes projectos: Cargolifter e Zeppelin na Alemanha, Rad na Holanda, Skycat na Inglaterra, DZN-180 na Rússia e AURORA no Brasil e em Portugal.

#### **1.2 Vantagens e Dificuldades**

Uma visão global de prós e contras no eventual desenvolvimento de dirigíveis com vista ao transporte aéreo de passageiros e carga e ao desempenho de missões mais específicas nos campos civis e militar, permite resumidamente concluir das vantagens a aproveitar e das desvantagens a ter em conta, relativamente às aeronaves HTA. Quanto às vantagens, podem dividir-se basicamente em três categorias:

Ecológicas:

- Pequeno consumo específico de hidrocarbonetos;
- Possibilidade de utilização de energia solar e a hidrogénio;
- Baixos custos iniciais, de manutenção e de exploração.

#### Económicas:

- Baixa relação impulso/peso;
- Poucos materiais e eficiência mássica de construção;
- Custos de operação baixos;
- Criação de veículos altamente eficientes para 1000 toneladas, ou mais.

#### Operacionais:

- Grandes autonomias e extensos raios de acção;
- Entrega de carga "porta-a-porta";
- Uso de combustíveis mais acessíveis e baratos gasolina e gasóleo vulgares;
- Conforto elevado no transporte de passageiros.

Mas a maior vantagem das LTA's comparativamente às HTA reside na sua capacidade inerente de pairar. Sendo possível serem usadas como intrinsecamente estáveis no plano vertical, não dependem da velocidade para a sustentação, logo não necessitam de potência dispendida para tal, o que as torna, desde logo, intrinsecamente seguras.

A comparação directa entre os meios de transporte actuais, apresentada na tabela seguinte, compilada com base em Kirilin, 2002, mostra que os dirigíveis ocupam o meio da gama nos tempos de transporte, na economia e no consumo específico de combustível. A dispensa de infra-estruturas elaboradas, ou de vias de comunicação naturais, torna-os ainda mais interessantes como veículos de transporte no futuro.

Na prática, surgem algumas dificuldades na operação de LTA's. Umas são inerentes à própria natureza do voo mais leve do que o ar, ou próximo do equilíbrio estático vertical, numa atmosfera cujas propriedades (temperatura, pressão e densidade) variam com a altitude e às quais a máquina se tem que adaptar. Para isso, existem mecanismos de controlo do volume do envelope (os balonetes), os quais permitem o voo dentro de limites considerados de segurança estrutural. Outras, surgem com o facto de que, normalmente, a atmosfera está longe de ser calma e se bem que haja épocas do ano em que o voo seja tradicionalmente mais tranquilo, ventos fortes ou tempestades podem afectar, decisivamente, a operação. Por fim, as operações de manobra de aproximação, amarração, parqueamento e abrigo de grandes máquinas, com volumes que podem chegar aos milhões
de metros cúbicos, apresentam problemas específicos que não podem ser ignorados (por exemplo, as cargas e descargas).

MEIO DE TRANSPORTE	VELOCIDADE (km h <sup>-1</sup> )	CONSUMO ESPECÍFICO (g ton <sup>-1</sup> km <sup>-1</sup> )	CUSTO (%) RELATIVO AO AVIÃO	LIMITAÇÕES DE OPERAÇÃO
Avião de carga	800	120	100	Aeroportos
Helicóptero	300	1000	830	Curtas distâncias
Dirigível	180	60	50	Sem limitações
Camião	110	30	25	Estradas
Comboio	100	10	8	Linhas-férreas
Navio	50	5	4	Vias fluv/marítima

Tabela 1.1 - Comparação entre os diversos meios de transporte de mercadorias, sob o ponto de vista de velocidade, consumo específico e custo do frete.

O peso aparente de uma aeronave LTA, ou seja a força com que a Terra a atrai, é a resultante da diferença entre o seu peso (estrutura + envelope + gás + gôndola + tripulação, passageiros e carga) e a impulsão do ar à sua roda. Por razões de segurança, é normal que a impulsão seja ligeiramente menor que o peso, de modo a que em emergência, a tendência seja de regresso ao solo. À medida que a aeronave sobe, a pressão atmosférica à sua roda diminui e o aumento de volume resultante da equalização das pressões interna e externa poderia por em perigo a estrutura da aeronave, se não se usassem um ou mais balonetes internos. Estes autênticos balões, flexíveis e pressurizados com ar atmosférico, podem chegar a ocupar, quando totalmente distendidos, cerca de 40% do volume total, sendo o restante ocupado pelo gás de enchimento, normalmente o hélio. Os balonetes são só parcialmente insuflados ao nível do solo e vão sendo esvaziados para a atmosfera na subida, compensando assim a expansão do gás de enchimento e mantendo o diferencial de pressões entre o interior e o exterior. Por seu lado, a perda de peso ao expulsar o ar comprimido dos balonetes compensa também parcialmente a perda de impulsão resultante da diminuição de densidade atmosférica com a altura. O dirigível atinge o seu tecto de servico quando forem completamente esvaziados os balonetes. Acima desse tecto, operarse-ia sem mecanismo de controlo da expansão subsequente, com sobrecarga da estrutura, a menos que se fosse expelindo gás de enchimento. Esta prática não é usada, tanto mais que o hélio é caro. Na descida, vão-se enchendo progressivamente os balonetes com ar atmosférico, aproveitando o fluxo da esteira das hélices, por exemplo. Os balonetes, normalmente montados nas extremidades do dirigível, podem também ajudar a compensar os desvios de atitude durante as operações de carga e descarga.

#### 1.3 Comportamento em Voo

O dirigível obtém a sua capacidade de pairar e voar através de uma força de sustentação produzida por um gás menos denso que o ar, normalmente o hélio. O que implica um ponto de aplicação para a força aerostática, bem como, para a força de sustentação, além de possuírem tradicionalmente um centro de massa mais baixo que os anteriormente referidos, o que conduz a uma estabilidade pendular elevada. Estas características físicas fazem com que os dirigíveis possuam características de estabilidade únicas, as quais, por sua vez, se reflectem em típicos problemas de Controlo.

Como o ponto de aplicação da força de sustentação depende do ângulo de ataque e da velocidade, as características de voo de um dirigível têm variações consideráveis à medida que a velocidade aumenta até à de cruzeiro, à medida que as forças aerodinâmicas aumentam relativamente à aerostática. A dinâmica de um dirigível depende em grande parte da posição do centro de massa e aerostático os quais por sua vez têm influência na estabilidade pendular. Do exposto se deduz que os dirigíveis são muito similares aos helicópteros em termos de controlo e estabilidade, contudo a velocidades elevadas a sustentação é gerada através de forças aerodinâmicas, o que implica que o controle de superfícies e de voo pode ser feito como tradicionalmente é feito em aeronaves com superfícies alares.

Em particular para os dirigíveis lenticulares, a mudança da estabilidade pendular para a aerodinâmica trás sérios problemas, pois a forma lenticular tende a colocar o centro da força de sustentação aerodinâmica à frente do centro de massa/força de sustentação aerostática do dirigível, o que induz forçosamente uma instabilidade longitudinal para velocidades mais elevadas.

## 1.4 Características de Fabrico

Quase todos os dirigíveis actuais possuem um envelope fechado, de um material maleável e tão impermeável quanto possível, no qual é insuflado um gás mais leve do que o ar, normalmente o hélio. O uso do hidrogénio foi posto de parte, após os horríveis desastres dos anos 30. Normalmente, o envelope tem a tradicional forma alongada, de charuto, com relações comprimento/diâmetro entre os 3 e os 5. Embora tenham sido já ensaiadas outras, parece que, na prática, essa é a que melhores características oferece globalmente. Nas pequenas LTA's, a forma é mantida pela ligeira sobrepressão interior, reforçando o envelope localmente em zonas onde possa haver deformação por via da concepção, como na ancoragem da gôndola, ou da operação como no nariz. Nas máquinas maiores, torna-se necessário usar uma estrutura de suporte da forma pretendida. Assim, os dirigíveis podem classificar-se em três grupos, como se mostra na Figura 1.2 extraída de Khoury & Gillet (2002).



Figura 1.2 Tipos de dirigíveis

- Rígidos grandes aeronaves dotadas de estrutura rígida, geodésica;
- Semi-rígidos nos quais uma quilha inferior confere rigidez parcial;
- Flexíveis nas máquinas pequenas, quando a rigidez é conferida pelo envelope.

Tradicionalmente, o transporte da tripulação e da carga faz-se numa gôndola, suspensa por cabos de amarração múltiplos, para melhor transferência do peso para o envelope. Normalmente, os motores de accionamento são montados também de ambos os lados da gôndola, de modo que o centro de massa fique abaixo do centro de impulsão, uma configuração inerentemente estável.

Modernamente, com a introdução dos sistemas de controlo de *fly-by-wire* (FBW) vão aparecendo soluções de comando de rota baseadas quer em motores de vectorização orientável, quer mesmo em pequenos motores adicionais de assistência de atitude e rota. Entre o equipamento standard, incluem-se ainda as superfícies de controlo de voo, os sistemas de protecção e amarração e os de controlo de flutuação.

A aplicação do controlo automático e inteligente circunscreve-se, presentemente, a pequenas aeronaves experimentais, tais como a do projecto brasileiro AURORA, embora se preveja que se venha a estender a outras máquinas maiores, num futuro mais ou menos próximo, à medida que os resultados de campo com os dirigíveis autónomos venham a amadurecer. Uma excepção já em serviço, é a da aplicação ao Sentinel 1000 americano, um protótipo de plataforma costeira de radar de detecção avançada, de sistemas automáticos de controlo de voo.

## 1.5 Parâmetros Relevantes para Projecto

Actualmente, a concepção destas aeronaves leva à consideração de requisitos para modernos dirigíveis que, por vezes, não são fáceis de conciliar entre si: capacidade de transporte de grandes cargas, da ordem das 50 a 150 toneladas; longas distâncias, com autonomias entre 5000 e 15000 km; uso de velocidades máximas da ordem dos 150 km.h<sup>-1</sup>, combinadas com o controle efectivo e seguro do voo a muito baixas velocidades, para a atracagem com segurança e, por último, a possibilidade de continuar a voar com danos no envelope.

O estudo aturado da missão e a optimização das soluções de projecto são pois essenciais ao êxito de qualquer novo desenho. Em Khoury & Gillet (2002) são consideradas, as três etapas mais importantes no projecto de um dirigível: a fase conceptual, a preliminar e a de projecto detalhado. Assim, partindo dos requisitos básicos da missão, dos parâmetros de voo pretendidos e do conhecimento dos materiais a utilizar na construção, chega-se às características aerostáticas e de comportamento mecânico geral da aeronave em desenho preliminar, para se considerarem de seguida os pormenores estruturais, os constrangimentos de fabricação e os requisitos funcionais.

É interessante constatar (*op. cit.*) que, embora a fase preliminar corresponda a cerca de 5% do esforço global do projecto, corresponde a 15% de todo o trabalho de engenharia.

## 1.6 Os Projectos Aurora e Diva

O projecto AURORA encontra-se em desenvolvimento há já alguns anos e tem por objectivo a implementação de um sistema autónomo e robusto de observação e reconhecimento, baseado num pequeno dirigível de 10 m de comprimento, o AS 800 de fabrico inglês. É um projecto do Instituto de Tecnologias de Informação (ITI) de Campinas, Brasil, com a colaboração do Laboratório de Sistemas e Robótica do IDMEC (IST), da Universidade Técnica de Lisboa. Esta entidade tem a cargo o desenvolvimento e implementação dos sistemas de controlo e comando da aeronave. A Figura 1.3, extraída de Azinheira et al (2001) mostra diagramaticamente o conceito básico: os sistemas de observação e reconhecimento transportados a bordo enviam a informação visual e de posição em tempo real para uma estação em terra, cumprindo uma missão pré-definida residente no computador de bordo, o qual toma decisões relativamente à rota, com base na informação de voo recolhida continuamente. Os parâmetros de missão podem ser alterados pela tripulação de terra, se e quando necessário.

As características típicas de missão e da aeronave são:

- Duração: 1- 2 horas
- Alcance: 1 10 km
- Carga: 10 kg
- Comprimento: 10 m
- Volume:  $10 \text{ m}^3$



Figura 1.3 Projecto AURORA – o Conceito

Aproveitando as valências adquiridas no trabalho desse projecto, a Secção de Sistemas e Robótica do IDMEC (IST) formou em 2001 uma equipa pluridisciplinar com o Instituto de Sistemas e Robótica (ISR) da Universidade de Coimbra, especialistas em visão artificial e com o Centro Integrado de Tecnologias de Produção e Energia (CITEPE) da Universidade do Minho, especialistas em aerodinâmica, para o estudo e implementação de um Dirigível Instrumentado para Vigilância Aérea (DIVA). Basicamente, é uma extensão portuguesa do sistema brasileiro, englobando a interpretação automática da visão artificial e a optimização da forma da aeronave, para além da investigação e desenvolvimento dos sensores e sistemas de controlo já iniciados no Brasil.

Os objectivos, do presente trabalho, centrar-se-ão no estudo em modelo reduzido de uma aeronave comercialmente disponível (similar, por exemplo, à usada por Ramos et al, (2000), através de ensaios em túnel aerodinâmico subsónico, de modo a determinar experimentalmente os coeficientes aerodinâmicos de força e momento, indispensáveis para o progresso do modelo de controlo automático.

## 1.7 Organização da Tese

Após esta Introdução, na qual são essencialmente referidos a finalidade e os objectivos do estudo, no segundo capítulo é feita uma resenha da teoria de perfis bidimensionais e da sua aplicação nos métodos de cálculo actuais, com menção particular ao método de projecto inverso de Michael Selig, a partir de uma dada distribuição de pressões. Também se apresenta neste capítulo uma breve resenha da aerostática.

No terceiro capítulo, é feita uma é feita uma descrição detalhada do modelo experimental do AS800, construído para os ensaios realizados no Túnel Aerodinâmico do Laboratório de Aeronáutica da Academia da Força Aérea em Sintra e, do túnel do LAInd da UM. São apresentadas fotografias que ilustram as técnicas utilizadas nas diferentes fases da construção, do corte do material de base até ao recobrimento com fibra de vidro/resina polimérica e dos acabamentos ao dispositivo especial de fixação à balança do túnel da AFA. Nesse capítulo, são também referidos sumariamente os tipos de túneis aerodinâmicos e é feita a caracterização do túnel da Academia da Força Aérea Portuguesa e da balança de seis componentes que equipa o referido túnel.

No quarto capítulo, é descrito pormenorizadamente o programa experimental levado a cabo, bem como os equipamentos e as técnicas de medição e de recolha de dados. No quinto, são apresentados e analisados os resultados dos ensaios em túnel do AS800.

No sexto capítulo, apresenta-se a simulação computacional do escoamento bidimensional em torno do modelo, obtido através do ANSYS.

Finalmente, no capítulo sétimo, são referidas as conclusões do estudo do comportamento do modelo, é feita uma apreciação global ao trabalho realizado e apresentadas sugestões sobre trabalho futuro neste tema.

# 2. PERFIS AERODINÂMICOS

## 2 PERFIS AERODINÂMICOS

A vela foi, certamente, a primeira superfície a ser usada para a locomoção humana tirando partido da interacção com o ar. Entre os povos a usá-la para esse efeito, estão os portugueses, nas suas extensas navegações em torno do globo. Anderson Jr., 1991, considera histórica a grande batalha naval de 1588, entre os navios ingleses de Drake e a grande armada de Filipe II de Espanha (onde certamente também participaram naus portuguesas então sob o domínio espanhol), por ter sido a primeira em que a propulsão dos barcos era exclusivamente por vela.

Mas a observação, o registo e o estudo dos fenómenos básicos da mecânica dos fluidos tem alguns séculos, de Leonardo da Vinci (1452-1519) até Prandtl, no início da primeira guerra, passando por Newton (1642-1727), cuja teoria corpuscular viria surpreendentemente a ser utilizada em aerodinâmica hiper-sónica, pelos estudos matemáticos de D'Alembert (1717-1783) e por Euler (1707-1783).

Por outro lado, as bases da aerodinâmica começam verdadeiramente com os trabalhos de Otto Lillienthal (1848-1896) e de Samuel Langley (1843-1896), os quais viriam a nortear os irmãos Wright na selecção e nos ensaios de perfis para as asas dos seus primeiros planadores, em túnel aerodinâmico rudimentar de sua autoria, no início do século 20.

Os métodos empíricos dos irmãos Wright foram rapidamente assimilados e, com os progressos no conhecimento da física dos fluidos reais, a sua simulação progrediu da aplicação dos métodos matemáticos em fluidos invíscidos, por Kutta e Joukowski, por exemplo, até ao tratamento informático das equações de Navier-Stokes. Os actuais códigos informáticos de projecto assumem escoamento potencial em torno do perfil, complementando essa solução de base com modelos semi-empíricos de desenvolvimento e transição da camada limite, com recurso a métodos de cálculo iterativos, sujeitos a critérios de convergência adequados.

Neste capítulo aplicam-se os conceitos básicos de mecânica dos fluidos, para análise de um escoamento, numa secção de um perfil aerodinâmico, assim como os princípios da

aerostática. Explica-se que a teoria do escoamento perfeito deve ser complementada com alguns efeitos de escoamentos reais.

Como resultado obtém-se uma teoria elementar para perfis aerodinâmicos com aplicação em aeronáutica. Esta teoria é relevante para perfis finos, no entanto podem ser adicionados parâmetros à espessura para aumentar as aplicações práticas do método. São também referidas soluções matemáticas clássicas, bem como, soluções computacionais.

## 2.1 Escoamento Invíscido Bidimensional

No final do século dezanove a teoria do escoamento perfeito, ou potencial, estava bem definida. O escoamento de um fluído invíscido era um problema matemático bem definido através de uma equação diferencial relativamente simples, a equação de Laplace, com condições de limite bem definidas. Muitos matemáticos desenvolveram métodos analíticos que permitem prever tal escoamento. O seu trabalho resolveu muitos problemas práticos, por exemplo o escoamento ao redor de aeróstatos, hidrodinâmica de navios e ondas de água. No entanto, essa teoria não resolvia aplicações práticas importantes em aerodinâmica.

A teoria do escoamento potencial prediz com exactidão o campo do escoamento para um fluído invíscido, o qual se verifica para números de Reynolds a infinito. No entanto em dois aspectos importantes essa teoria não corresponde ao escoamento de um fluído real, não importando qual o valor do número de Reynolds. Os escoamentos reais têm tendência para se separarem da superfície exposta ao escoamento, esta tendência aumenta para corpos não fuselados, como por exemplo, no caso de um cilindro circular. Escoamentos potenciais ao redor de um corpo fixo, independentemente da sua forma, não geram qualquer força. Este postulado é conhecido como o paradoxo d'Alembert. Assim sendo, não podemos usar a teoria do escoamento potencial para cálculo da força de sustentação e de resistência nas asas, bem como, implementar métodos de projecto aerodinâmico.

A separação do escoamento e o paradoxo d'Alembert devem-se ao efeito de viscosidade dos fluidos em movimento e para grandes números de Reynolds. A compreensão e o conhecimento dos efeitos de viscosidade, teve lugar nas primeiras décadas do século vinte, com Prandtl e a teoria da camada limite. Esta teoria explica o fenómeno da separação e permite-nos calcular a força de resistência e de atrito. Prandtl mostrou como um modelo teórico baseado em vórtices poderia ser desenvolvido para um escoamento ao redor de uma asa infinita.

Esta teoria aliada às características aerodinâmicas, coeficiente de sustentação e de resistência, de uma asa ou perfil infinitos, pode ser adaptada para nos fornecer as características aerodinâmicas de uma asa ou perfil finito. Este trabalho mostra o interesse do estudo de escoamentos bidimensionais ao redor de um perfil e é este o objectivo deste capítulo.

## 2.1.1 A Condição de Kutta

Como pode um escoamento potencial ser adaptado, de modo a fornecer um modelo teórico, para um campo de escoamento ao redor de um perfil para que este tenha sustentação? Pode-se demonstrar que quando num ponto é sobreposto um vórtice e um doublet num escoamento uniforme, é gerada uma força de sustentação. O doublet e o escoamento uniforme formam uma circulação irrotacional que flui de todos os pontos com uma vorticidade zero.

Em contraste quando existe um vórtice a vorticidade é zero em todos os pontos, com excepção da origem. A força de sustentação está sempre associada a uma circulação. Pode ser demonstrado que para um cilindro girando, a força de sustentação é directamente proporcional à circulação. Estes resultados podem ser aplicados a perfís.

Suponhamos que do mesmo modo é possível usar vórtices para gerar circulação e assim criar um escoamento ao redor de um perfil, como se mostra na Figura 2.1. A Figura 2.1(a) mostra um escoamento potencial sem circulação em torno de um perfil com determinado ângulo de ataque. Se adicionarmos uma pequena circulação os pontos de estagnação  $S_F$  e  $S_A$ . Movem-se como se mostra na Figura 2.1(b); neste caso o ponto de estagnação  $S_A$ desloca-se ao longo do extra dorso. Por outro lado se a circulação for relativamente maior o ponto de estagnação  $S_A$  desloca-se ao longo do intra dorso como se mostra na Figura 2.1(c). Nestes exemplos o escoamento dá-se através do bordo de fuga.

Para um fluído invíscido, isto implica que a velocidade do escoamento seja a velocidade a infinito no bordo de fuga; sendo esta condição inatingível num fluído real devido aos efeitos da viscosidade. De facto a única posição possível para o ponto de estagnação  $S_{A,}$  é no bordo de fuga como se mostra na Figura 2.1(d). Só com o ponto de estagnação no bordo

de fuga, se consegue que o escoamento se faça ao longo de todo o extra e intra dorso e ao mesmo tempo, abandone o bordo de fuga "suavemente". Esta é a essência de condição de Kutta.



(d) Circulação que satisfaz a condição de Kutta

Figura 2.1 Efeito da circulação num escoamento em torno de um perfil (Houghton 1993)

Impondo a condição de Kutta segundo Houghton e Carpenter, 1993, do qual se extraiu a Figura 2.2, temos um modo de escolher a circulação para um perfil e assim determinar a força de sustentação. Esta condição tem grande importância porque caso contrário haveria um número infinito de diferentes escoamentos para a força de sustentação, correspondendo cada, a um valor diferente de circulação, do mesmo modo no caso de um cilindro em circulação, a força de sustentação gerada depende da velocidade de rotação. Resumindo a condição de Kutta pode ser assim enunciada:

- Para um perfil com determinado ângulo de ataque, o valor da circulação deve ser tal que assegure que o escoamento deixe o bordo de fuga suavemente.
- Na prática para perfis com força de resistência, os quais no bordo de fuga formam um ângulo finito, esta condição implica que o ponto de estagnação posterior se encontre localizado no bordo de fuga.



Figura 2.2 Constituição do Bordo de Fuga de um Perfil Bidimensional.

(a) Bordo de fuga real; (b) Aproximação Teórica

Todos os perfis são como se mostra na Figura 2.2(a), mas por razões de ordem teórica é frequente considerar perfis infinitamente finos, Figura 2.2(b). Neste caso e para a generalidade das extremidades dos bordos de fuga, estes não necessitam de ser um ponto de estagnação para que o escoamento abandone o bordo de fuga suavemente.

 Se o ângulo formado pelo bordo de fuga for zero então as velocidades através do intra e extra dorso são finitas, com valores e direcções iguais.

#### 2.1.2 Circulação e Vorticidade

Do exposto torna-se evidente que a circulação e a vorticidade são conceitos fundamentais para a compreensão de como aparece a força de sustentação.

Houghton, 1993, do qual se reproduz a Figura 2.3. Considerou uma curva aberta imaginária A B, desenhada num escoamento potencial como se mostra na Figura 2.1(a). A variação da energia potencial  $\Phi$  entre A e B é dada pela integração da velocidade tangencial do escoamento ao longo da curva, i.e. Se a velocidade do escoamento ao longo de A B no ponto P for q, formando um ângulo  $\alpha$  em relação à tangente então:

$$\Phi_A - \Phi_B = \int_{AB} q \times \cos \alpha \, ds \qquad (2.1)$$

que pode ser rescrita na forma:

$$\Phi_A - \Phi_B = \int_{AB} (u dx + v dy)$$



Figura 2.3 (a) Escoamento potencial numa curva aberta; (b) Circulação numa curva fechada; A e B coincidem

A equação 2.1 pode ser vista como uma definição alternativa do potencial de velocidades.

Consideremos agora uma curva fechada num escoamento circular (Figura 2.3 (b)). O circuito é imaginário e não tem qualquer influência no escoamento. A circulação é definida como a integral circular à volta do circuito e é representada como K.

$$K = \oint q \cos \alpha \, ds \, \text{ou} \quad K = \oint (u dx + v dy)$$
 (2.2)

Das equações (2.1) e (2.2), torna-se evidente que o escoamento potencial para o qual  $\Phi_A = \Phi_B$  se verifica quando os dois pontos são coincidentes, a circulação é zero.

A circulação implica uma componente de rotação no sistema. No entanto, não quer dizer que existam linhas circulares de corrente, ou que partículas do fluído se movam em torno de uma linha fechada, contudo este é um escoamento possível.

A circulação num escoamento, significa que o sistema, pode ser resolvido como uma porção com escoamento uniforme sem circulação e outra com circulação. A Figura 2.4 ilustra um conceito idealizado. Isto implica se a circulação está presente num fluído em movimento, então existe vorticidade, mesmo que esta esteja confinada a um espaço restrito, por exemplo num núcleo de um vortex pontual. Alternativamente, como no caso de um cilindro circular com circulação, a vorticidade no centro do cilindro pode ser excluída da região de escoamento considerada, nomeadamente exterior ao cilindro.



Figura 2.4 Circulação num escoamento (Houghton, 1993)

Consideremos agora o argumento contrário. Observe-se novamente a fig.2.3b. Pela definição de potencial de velocidade de C em relação A ( $\Phi_{CA}$ ) tem que ser igual ao potencial de velocidade de C em relação a B ( $\Phi_{CB}$ ) num escoamento com potencial. Pela integração contínua em torno de ACB, origina:

$$\mathbf{K} = \Phi_{\mathrm{CA}} \pm \Phi_{\mathrm{CB}} = \mathbf{0}$$

Esta relação só se aplica a um escoamento potencial. Assim, se K é finito, a definição de potencial de velocidade é interrompido e a curva ACB deve conter a região de escoamento rotacional.

Uma equação alternativa para K pode ser encontrada considerando a integração através de um grande número de rectângulos elementares com o lado igual a  $\delta x \delta y$ . Aplicando a integral K =  $\int (udx + vdy)$  em torno de abcd, sendo este, o elemento para P (x,y) no qual a velocidade é u e y dá-nos (Figura 2.5):

$$\Delta K = \left(v + \frac{\partial v \,\delta x}{\partial x \,2}\right) \delta y - \left(u + \frac{\partial u}{\partial y} \frac{\delta y}{2}\right) \delta x - \left(v - \frac{\partial v}{\partial x} \frac{\delta x}{2}\right) \delta y + \left(u - \frac{\partial u}{\partial y} \frac{\delta y}{2}\right) \delta x$$
$$\Delta K = \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y}\right) \partial x \partial y$$

A soma da circulação de todas estas áreas é nitidamente a circulação do circuito no intervalo, uma vês que o  $\Delta K$  de cada elemento é somado ao do seu vizinho.



Figura 2.5 Relação entre Circulação e Vorticidade (Houghton, 1993)

Utilizando este argumento do elemento para o elemento vizinho ao longo da área, as únicas partes que contribuem para a circulação quando o  $\Delta$ Ks de todas as áreas for somado, são todos aqueles lados que actualmente formam o circuito. Isto significa que o circuito pode ser considerado como um todo.

$$\mathbf{K} = \iint \left( \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) dx dy = \oint \left( u dx + v dy \right)$$

e

$$\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} = \zeta$$

Assim sendo, a circulação é dada pela que contém a zona envolvida pelo circuito. Este é um resultado sem interesse imediato, mas que nos facilita a compreensão de muitos tópicos que não interessam neste estudo.

Se a resistência de circulação é constante ao longo de toda a área do rectângulo elementar, então:

$$\mathbf{K} = \zeta \ x \partial x \partial y = \zeta \ x \text{ área do elemento}$$

Então,

vorticidade = 
$$\lim_{\acute{a}rea \to 0} \frac{K}{\acute{a}rea \ do \ circuito}$$
 (2.3)

A definição de circulação (2.2), conforme demonstrado por Houghton 1993 do qual se reproduz a Figura 2.6, pode agora ser aplicada a dois casos particulares de circuitos em torno de um ponto (ver Figura 2.6). Um deles é uma circunferência, de raio  $r_1$  centrada no centro do vórtice. O outro circuito é ABCD, composto por dois arcos circulares de raio  $r_1$  e  $r_2$  e duas linhas radiais formando entre si um ângulo  $\beta$  no centro do vórtice. Para o circuito concêntrico a velocidade é constante e igual a:





Figura 2.6 Dois circuitos num escoamento em torno de um vórtice

Onde C é uma constante em função de qr

Enquanto o escoamento se der, pela definição de vórtice, através de um circulo,  $\alpha$  é em todos os lados zero e então o cos  $\alpha = 1$ . Então da eq. 2.2

$$\mathbf{K} = \oint \frac{C}{r_1} \, ds$$

Imaginemos um ângulo  $\theta$  medido no sentido contrário ao movimento dos ponteiros do relógio e num referencial arbitrado, como por exemplo OAB. Então:

$$ds = r_1 d\theta$$

Donde:

$$K = \int_{0}^{2\pi} \frac{C}{r_1} r_1 d\theta = 2 \pi C$$
 (2.4)

Enquanto C é uma constante, torna-se necessário que K também seja uma constante, independentemente do raio. Pode provar-se que, mantendo o circuito fechado no centro do vórtice, a circulação é igual a K, qualquer que seja a forma do circuito. A circulação K em torno de um circuito fechado com centro num vórtice é chamada resistência do vórtice, - as dimensões da circulação e da resistência do vórtice da eq. 2.2 são:  $L^2 T^{-1}$ . Assim K =2 $\pi$ C e C é definido como qr; então:

 $K = 2\pi qr$ 

e:

$$q = K/2\pi r \tag{2.5}$$

Tomando agora o segundo circuito ABCD, a contribuição para a circulação de cada uma das partes é calculada:

- (i) A linha radial AB enquanto escoamento em torno de um vórtice, forma círculos concêntricos, o vector velocidade é sempre perpendicular à linha radial, ou seja α = 90°, cos α = 0, enquanto que a componente tangencial da velocidade é zero ao longo de AB. Assim sendo esta componente não contribui para a circulação.
- (ii) No arco circular BC  $\alpha = 0$ , cos  $\alpha = 1$  então:

$$\delta \mathbf{K} = \int_{BC} q \cos \alpha \, ds = \int_{0}^{\beta} q r_2 d \, \theta$$

Da equação (2.5)

$$q = K/2\pi r_2$$

$$\delta \mathbf{K} = \int_{0}^{\beta} \frac{K}{2\pi r_2} r_2 \ d \ \theta = \frac{\beta \ K}{2 \ \pi}$$

- (iii) A linha radial CD assim como a AB, não contribuem para a circulação nesta parte do circuito.
- (iv) O arco circular DA é integrado de D a A, enquanto que a direcção da velocidade é de A a D, sendo  $\alpha = 180^{\circ}$ , cos  $\alpha = -1$ . Então:

$$\delta \mathbf{K} = \int_{0}^{\beta} \frac{K}{2 \pi r_{1}} (-1) r_{1} d \theta = -\frac{\beta K}{2 \pi}$$

Então a circulação total em torno do circuito ABCD é K.

$$K = 0 + \frac{\beta K}{2 \pi} + 0 - \frac{\beta K}{2 \pi}$$
(2.6)

Deste modo a circulação total em torno do circuito, o qual não englobe o núcleo do vórtice, é zero. Assim qualquer circuito pode ser dividido num número infinito de pequenos arcos circulares ligados com um número infinito de pequenas linhas radiais.

Aplicando este processo, de modo que o circuito seja moldado ao resultado de uma circulação em torno de um circuito, com qualquer forma, não englobe o núcleo de um vórtice é zero. O que está de acordo com a noção de que o escoamento potencial é irrotacional.

#### 2.1.3 Circulação e Força de Sustentação (Teorema de Kutta - Joukowski)

Pode-se demonstrar que a força de sustentação L por unidade de envergadura e a circulação K de um cilindro circular em rotação pode ser escrita como:

$$L = \rho V K$$

Onde  $\rho$  é a massa específica do fluído e V é a velocidade do escoamento em aproximação ao cilindro. De facto, como foi independentemente demonstrado por Kutta e Joukowski no início do século vinte, este resultado aplica-se a qualquer forma cilíndrica e, em particular a perfis alares. O resultado extremamente útil é também conhecido por teorema de Kutta -Joukowski, cuja validade é demonstrada a seguir.

A sustentação de qualquer perfil em movimento em relação a um fluído pode ser derivado por análise directa. Considere-se o perfil da Figura 2.7, extraída de Houghton 1993, gerando uma circulação K m<sup>2</sup> s<sup>-1</sup> quando a velocidade é V m s<sup>-1</sup>, a massa específica é  $\rho$  Kg m<sup>-3</sup> e pressão estática p<sub>0</sub> N m<sup>-2.</sup> A sustentação produzida pelo perfil deve ser mantida por qualquer fronteira (imaginária ou real) à volta do perfil.

Para um circuito de raio  $r_1$ , de grandes dimensões quando comparado com o perfil, a sustentação do perfil orientada para cima deve ser igual à soma da força de pressão estática na totalidade da periferia do circuito e a reacção à razão de alteração do momento

descendente do ar através da periferia. Os efeitos da distribuição da espessura do perfil podem ser desprezados e o perfil pode ser representado só pela circulação que ele gera.

A força vertical de pressão estática, ou sustentação,  $L_b$  na fronteira circular é a soma das componentes de pressão vertical que actuam nos elementos da periferia. Por elemento subentende-se  $\delta\theta$  no centro do perfil em que p é a pressão estática e a velocidade local é a resultante de V e v é a velocidade induzida pela circulação. Pela equação de Bernoulli.



Figura 2.7 Perfil 2D: Integração das Forças de Pressão na Fronteira Longínqua

$$p_0+1/2\rho V^2 = p+1/2\rho [V^2+v^2+2Vvsen\theta]$$

Dando

$$p = p_0 - \rho V v sen \theta$$

Se  $v^2$  pode ser desprezado em comparação com  $V^2$ , visto que r é grande. A componente vertical da força de pressão neste elemento é:

-pr sen θδθ

e, substituindo p e integrando, a contribuição para a sustentação devido à flutuação na fronteira é:

$$L_{b} = -\int_{0}^{2\pi} (p_{0} - \rho Vv \operatorname{sen} \theta) r \operatorname{sen} \theta \, d \, \theta$$
$$= \rho \operatorname{Vvr} \pi$$
(2.7)

 $Com p_0 e r constante.$ 

O escoamento da massa através da área elementar da fronteira é dado por  $\rho$ Vrcos  $\theta$   $\delta\theta$ . O escoamento da massa tem um aumento de velocidade vertical de vcos $\theta$ , e portanto a taxa de alteração do momento descendente através do elemento é - $\rho$ Vrcos $\theta\delta\theta$ . Assim por integração em torno da fronteira a contribuição inercial para a sustentação é:

$$L_{i} = \int_{0}^{2\pi} \rho \, V v r \cos^{2} \theta \, d \, \theta$$
$$= \rho V v r \pi$$
(2.8)

Então a sustentação total é:

$$L=2\rho V v r \pi$$
 (2.9)

Da eq. 2.5

$$v = K/2\pi r$$

dando finalmente a sustentação por unidade de envergadura, L:

$$L=\rho VK \tag{2.10}$$

Esta expressão pode ser obtida sem ter em consideração o comportamento do ar no circuito da fronteira, pela integração das expressões na superfície directamente. Pode ser demostrado que a força de sustentação é teoricamente independente da forma da secção do perfíl alar, o efeito principal é produzir um momento em escoamento potencial e uma resistência no caso prático do movimento de um fluído real viscoso.

## 2.2 O Desenvolvimento da Teoria de Perfis

A primeira teoria com sucesso do perfil alar foi desenvolvida por Joukowski. Esta foi baseada num conceito matemático muito elegante - a transformação conformal – que explora a teoria de variáveis complexas. Qualquer escoamento potencial a duas dimensões pode ser representado por uma função analítica de uma variável complexa.

Segundo Houghton 1993 do qual se extraiu a Figura 2.8. A ideia básica da teoria de Joukowski é tomar um círculo no plano  $\zeta = (\xi + i\eta)$  complexo e transforma-lo num perfil alar (vide Figura 2.8). O potencial de escoamento pode ser representado por um escoamento potencial complexo definido por  $\Phi = \phi + i \psi$  onde, como antes,  $\phi e \psi$  são o potencial de velocidade e a função de corrente respectivamente. A transformação de

Joukowski é expressa matematicamente como:  $Z = \zeta + \frac{C^2}{\zeta}$  (onde C é um parâmetro), poderia criar um mapa do potencial de escoamento complexo em torno do círculo e no plano  $\zeta$  para o escoamento correspondente em torno do perfil alar no plano z. Isto torna possível o uso de resultados para um cilindro com circulação para calcular o escoamento em torno do perfil alar. A magnitude da circulação é escolhida de forma a satisfazer a condição de Kutta no plano z.



Figura 2.8 Transformação de Joukowski

Do ponto de vista prático, a teoria de Joukowski sofreu um importante revés. Só se aplicou a uma família particular de perfis. Além disso, todos os membros dessa família tinham bordos de fuga revertidos (com curvatura inversa) enquanto que os casos reais têm bordos de fuga finitos.

Karmann e Treftz mais tarde criaram uma transformação conformal mais generalizada que permitiu dar à família um bordo de ataque finito. A teoria de perfil alar baseada na transformação conformal tornou-se numa ferramenta prática para projecto aerodinâmico em 1931, quando o engenheiro aerodinâmico americano Teodorsen desenvolveu um método de perfis de forma arbitrária. O método continuou a desenvolver-se até ao presente. As versões actuais deste método exploram técnicas de computação modernas como as transformadas rápidas de Fourrier.

O projecto aerodinâmico deve envolver apenas escoamentos bidimensionais a baixas velocidades, métodos de projecto baseados na transformação conformal seria a melhor escolha. Contudo, a técnica não pode ser estendida a escoamentos tridimensionais de alta velocidade. Sendo assim, não é correntemente utilizada em projecto aerodinâmico. Assim, os métodos conformais não serão mais abordados aqui. Em vez disso, duas formas de

projecto, nomeadamente a teoria de perfil fino e o método do elemento computacional de fronteira (ou painel), que podem ser estendidos a escoamentos tridimensionais serão descritos com algum detalhe.

A teoria de Joukowski não tem quase aplicação em projecto de perfis moderno. Contudo introduz certas características que são básicas na teoria de perfis alares. Em primeiro lugar, a sustentação global é proporcional à circulação gerada e em segundo lugar, a magnitude da circulação deve ser tal de forma a manter a velocidade finita no bordo de fuga, de acordo com a condição de Kutta.

Não é necessário concentrar-se na vorticidade que origina a circulação num único vórtice. Em vez disso, a vorticidade pode ser distribuída ao longo da região definida pelo perfil alar ou até a superfície alar. Mas a magnitude da circulação gerada por toda a vorticidade tem que ser de tal forma a satisfazer a condição de Kutta. Uma versão simples deste conceito é concentrar a distribuição do vórtice na linha de curvatura como sugere Houghton 1993 do qual se reproduz a Figura 2.9. Esta é a base da teoria clássica do perfil alar fino desenvolvida por Munk e Glauerts.



Figura 2.9 Distribuição de Singularidades na Linha de Curvatura

A versão da teoria de Glauerts foi baseada no inverso da transformação de Joukowski que explora a teoria de que os perfis alares correntes são finos. Ele foi capaz de determinar a forma de perfil requerida para determinadas características. Permitindo que a teoria se torna-se numa ferramenta prática para o projecto aerodinâmico. Contudo, o uso da transformação conformal é restrito a duas dimensões. Felizmente não é necessário utilizar a aproximação de Glauerts para obter resultados finais. Na secção 2.3 desenvolvimentos posteriores são usados com o método que não depende da transformação conformal e podem ser em parte estendidos a três dimensões.

A teoria do perfil alar simples, como sugere o nome, está restrita a perfis alares finos com reduzida curvatura e ângulos de ataque moderados. O que não é problemático, visto que a maior parte dos perfis são finos. O método computacional moderno não está restrito a

perfis finos, é baseado na extensão do método do painel de escoamentos com sustentação. Foi desenvolvido nos anos 50 e 60 por Hess e Smith da Douglas Aircraft Co.

## 2.3 Teoria Geral dos Perfis Alares Finos

Para o desenvolvimento desta teoria, Houghton 1993 do qual também se extraiu a Figura 2.10, assumiu que a espessura máxima do perfil é pequena em relação ao comprimento da corda. Também assumiu que a forma da linha de curvatura não se desvia muito da linha da corda. O corolário da segunda simplificação é que esta teoria deve ser restrita a ângulos de ataque baixos.



Figura 2.10 Perfil Bidimensional Fino - Nomenclatura

Considere-se um perfil alar com curvatura como ilustra a Figura 2.10. As curvas superiores e inferiores do perfil são denotadas por  $y_u$  e  $y_l$  respectivamente. As velocidades nas direcções x e y são dadas por u e v, podendo ser escritas da seguinte forma:

$$u = U \cos \alpha + u'$$
,  $v = U \sin \alpha + v'$ 

u' e v' representam o valor inicial da velocidade local de escoamento livre e inalterado, usualmente denominados velocidades de distúrbio ou perturbação. De facto, a teoria do perfil alar fino é um exemplo da teoria da pequena perturbação.

A componente da velocidade normal ao perfil alar é zero. Isto constitui a condição de fronteira para o escoamento potencial e pode ser expresso matematicamente como:

$$-Ux \operatorname{sen} \beta + vx \cos \beta = 0$$
 para  $y = y_u \operatorname{e} y_l$ 

Dividindo ambos os termos por  $\cos \beta$ , esta condição de fronteira pode ser rescrita como:

$$-(Ux\cos\alpha + U')\frac{dy}{dx} + Ux\sin\alpha + v' = 0 \quad \text{para} \quad y = y_u e y_1 \tag{2.11}$$

Com base nas simplificações supra citadas, a equação 2.11 pode ser simplificada matematicamente, estas simplificações podem ser escritas como:

$$y_u e y_l \ll c, \alpha, \frac{dy_u}{dx}, e \frac{dy_l}{dx} \ll 1$$

Note que a simplificação adicional da pequena inclinação do perfil alar foi feita. Estas simplificações de perfis finos implicam que as velocidades de perturbação sejam pequenas em comparação com a velocidade do escoamento livre sem perturbação.

Com base nas simplificações dadas, a equação 2.11 pode ser simplificada substituindo  $\cos \alpha$  e sen $\alpha$  por 1 e  $\alpha$  respectivamente. Além disso, produtos de pequenas quantidades podem ser desprezados, descartando o termo u'dy/dx de forma que a equação 2.11 fique:

$$\mathbf{v}' = \mathbf{U}\frac{dy_u}{dx} - U\alpha \quad \mathbf{e} \quad \mathbf{v}' = \mathbf{U}\frac{dy_L}{dx} - U\alpha \tag{2.12}$$

Uma simplificação posterior pode ser feita dado que se yu e y1 << c, então para uma aproximação suficientemente boa as condições de fronteira da eq. 2.12 podem ser aplicadas para y = 0 em vez de, para y =  $y_u$  ou  $y_l$ .

Como o escoamento potencial com a equação 2.12 como condição de fronteira é um sistema linear, segundo Houghton 1993 do qual também foi reproduzida a Figura 2.11, o escoamento em torno de um perfil com curvatura na incidência, ou ataque, pode ser tido como a sobreposição de dois escoamentos separados, um circulatório e outro não. Como se mostra na Figura 2.11.



Figura 2.11 Efeito Combinado de Curvatura e Espessura

O escoamento circulatório é em torno de uma placa infinitamente fina com camber e o escoamento não circulatório é em torno de um perfil simétrico com um ângulo de ataque de zero graus. Esta sobreposição pode ser demonstrada formalmente como se segue:

Sendo y = yc (x) a função que descreve a linha de curvatura e y = yt = (yu - yt)/2 é a função que descreve a espessura. Agora a equação 2.12 pode ser reescrita na forma:

$$v' = U \frac{dy_c}{dx} - U\alpha \pm U \frac{dy_t}{dx}$$

Onde o sinal + aplica-se para a superfície superior e o sinal - para a inferior.

Então o escoamento não circulatório é dado pela solução do escoamento potencial sujeito à condição de fronteira v' = +- Udyt / dx, que é aplicado em y= 0 para  $0 \le x \le c$ . As características de sustentação do perfil são determinadas somente pelo escoamento circulatório. Consequentemente, a solução deste problema é de importância primária.

Encare agora a formulação e solução do problema matemático para o escoamento circulatório. Pode ser visto da secção 2.1 ou 2.2 que os vórtices podem ser usados para representar o escoamento de sustentação. No caso presente, o escoamento de sustentação gerado por uma placa infinitamente fina com curvatura e com ataque está representado por uma série de vórtices em linha, cada um com força infinitesimal, ao longo da linha de curvatura como se mostra na Figura 2.12, extraída de Houghton 1993.



Figura 2.12 Distribuição de Vórtices na Linha de Curvatura

Assim, a linha de curvatura é substituída por uma linha de vórtices variável de modo que a circulação total em torno da corda seja a soma dos elementos do vórtice. Que pode ser escrito da seguinte forma:

$$\mathbf{K} = \int_{0}^{c} k ds \tag{2.13}$$

Em que  $\kappa$  é a distribuição de vórtices sobre o elemento da linha de camber  $\delta s$  e a circulação é tida como positiva no sentido horário. O problema torna-se na determinação da função  $\kappa(x)$  tal que a condição de fronteira:

$$\mathbf{v}' = U \frac{dy_c}{dx} - U\alpha \quad \text{para} \quad \mathbf{y} = 0, \ 0 \le x \le 1$$
(2.14)

seja satisfeita tal como a condição de Kutta (v. secção 2.1.1)

Não deve existir dificuldade em aceitar este conceito idealizado. Uma asa em sustentação pode ser substituída por, uma tela produzindo forças e perturbações idênticas a um sistema de vortex. A teoria clássica de asas finitas na qual o conceito de vortex "constrangido" é explorado. Uma asa substituída por uma tela de elementos de vortex distribuídos irá ter uma secção que é essencialmente a substituída pela linha de curvatura acima.

O bordo de ataque é tomado como a origem do par de eixos coordenados x e y; Ox ao longo da corda e Oy normal a esta. As simplificações básicas da teoria permitem a variação do vórtice ao longo da linha de curvatura, sendo assumidas como iguais À variação ao longo do eixo Ox, ou seja,  $\delta$ s quase não difere de  $\delta$ x, de forma que a eq. 2.13 pode ser reescrita:

$$\mathbf{K} = \int_{0}^{c} K dx \tag{2.15}$$

com base na eq. 2.10, por unidade de envergadura desta secção, a sustentação é dada por:

$$L = \rho U K = \rho U \int_{0}^{c} K dx \qquad (2.16)$$

por alternativa, a equação 2.16 podia ser escrita com  $\rho Uk = p$ :

$$L = \int_{0}^{c} \rho \, U K dx = \int_{0}^{c} p dx \tag{2.17}$$

considerando agora o comprimento unitário em termos de envergadura, p tem as unidades de força por unidade de área, ou pressão e o momento destas forças de pressão em relação à corda em torno do bordo de ataque, ou origem do sistema é:

$$M_{LE} = -\int_{0}^{c} pxdx = -\rho U \int_{0}^{c} Kxdx$$
 (2.18)

Note que o momento de cabrar é positivo.

A secção fina da asa foi substituída para efeitos analíticos por uma linha de descontinuidade no escoamento, na forma de distribuição de vórtices. Isto implica um aumento global da circulação, como o perfil alar, e produz uma variação de pressão ao longo da corda.

Para o perfil no escoamento de ar com uma velocidade sem distúrbio U e pressão  $p_0$ , a Figura 2.12 mostra as pressões estáticas  $p_1$  e  $p_2$  acima e abaixo do elemento  $\delta$ s onde as velocidades locais são U+u<sub>1</sub> e U+u<sub>2</sub> respectivamente. A diferença de pressões global p é  $p_2$ - $p_1$ . Através de Bernoulli:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho (U + u_1)^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho U^2$$
$$p_2 + \frac{1}{2} \rho (U + u_2)^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho U^2$$

e subtraindo:

$$p_{2} - p_{1} = \frac{1}{2} \rho U^{2} \left[ 2 \left( \frac{u_{1}}{U} - \frac{u_{2}}{U} \right) + \left( \frac{u_{1}}{U} \right)^{2} - \left( \frac{u_{2}}{U} \right)^{2} \right]$$

E com o perfil alar fino, com um ângulo de ataque pequeno, a relação de velocidades de perturbação  $u_1/U$  e  $u_2/U$  são tão pequenas comparadas com a unidade que  $(u_1/U)^2$  e  $(u_2/U)^2$  são desprezados em comparação com  $u_1/U$  e  $u_2/U$  respectivamente. Então:

$$p = p_2 - p_1 = \rho U (u_1 - u_2)$$
(2.19)

A distribuição de vórtices equivalente indica que a circulação devido ao elemento  $\delta s \in k \delta x$ ( $\delta x$  porque a linha de curvatura desvia-se ligeiramente do eixo Ox). Analisando a circulação em torno de  $\delta s$  e tomando o sentido horário como positivo neste caso, pela soma algébrica do escoamento do fluído ao longo do topo e fundo de  $\delta s$ , obtém-se:

$$K \,\delta x = (U+u_1)\delta x - (U+u_2)\delta x = (u_1-u_2)\delta x$$
(2.20)

Comparando 2.19 e 2.20 vemos que  $p = \rho Uk$  como introduzido na equação 2.17. Para um ângulo de bordo de fuga igual a zero, a condição de Kutta é satisfeita se:

$$\mathbf{K} = \mathbf{0} \quad \text{para} \quad \mathbf{x} = \mathbf{c} \tag{2.21}$$

A velocidade induzida v' da eq. 2.14 pode ser expressa em termos de k, considerando o efeito da circulação elementar k  $\delta x$  em x, à distância x-x<sub>1</sub> do ponto considerado, (Figura 2.13 extraída de Houghton 1993). A circulação k  $\delta x$  induz uma velocidade no ponto x<sub>1</sub> igual a :

$$\frac{1}{2\pi} \frac{K\delta x}{x - x_1}$$

que resulta da equação 2.5.



Figura 2.13 Velocidade Induzida pelo Sistema de Vórtices na Linha de Curvatura

O efeito destes elementos de circulação ao longo da corda é a velocidade induzida v' onde:

$$\mathbf{v'} = \frac{1}{2\pi} \int_{0}^{c} \frac{Kdx}{x - x_1}$$

e introduzindo na equação 2.14 obtemos:

$$U\left[\frac{dy_c}{dx} - \alpha\right] = \frac{1}{2\pi} \int_0^c \frac{Kdx}{x - x_1}$$
(2.22)

A solução para que k dx satisfaça a equação 2.22 para uma dada forma de linha de curvatura e ataque, pode ser introduzida nas equações 2.17 e 2.18 de forma a obter a sustentação e momento para a forma de perfil alar. As características  $c_L$  e  $c_{MLE}$  seguem-se directamente, sendo  $k_{CP}$  o coeficiente de centro de pressões e o ângulo para sustentação zero.

## 2.4 Solução da Equação Geral

No caso geral a equação 2.22 deve ser resolvida directamente para determinar a função k(x) que corresponde a uma forma de linha de curvatura específica. Alternativamente o problema de desenho inverso pode ser resolvido através da distribuição de pressões ou da variação da velocidade tangencial ao longo da superfície do perfil alar. O k(x) correspondente pode ser obtido da equação 2.19 e 2.20. O problema é então descobrir a forma da linha de camber especificada da equação 2.22.

De forma a usar certas relações trigonométricas é conveniente alterar as variáveis de x para  $\theta$  através de x= (c/2)(1-cos $\theta$ ) e x<sub>1</sub> para  $\theta_1$ , então os limites alteram-se como se segue:

$$\theta \approx 0 \rightarrow \pi \ como \ x \approx 0 \rightarrow c \ e \ dx = \frac{c}{2} \operatorname{sen} \theta \ d\theta$$

Então:

$$\int_{0}^{c} \frac{Kdx}{x - x_{1}} = \int_{0}^{\pi} \frac{K \sin \theta d\theta}{\left(\cos \theta - \cos \theta_{1}\right)}$$
(2.23)

Com a condição de Kutta equação (2.21) temos:

$$\mathbf{K} = \mathbf{0} \quad \text{para} \quad \mathbf{\theta} = \mathbf{\pi} \tag{2.24}$$

Pela avaliação dos dois integrais definidos obtêm-se as seguintes expressões:

$$\int_{0}^{\pi} \frac{\cos n\theta}{(\cos\theta - \cos\theta_{1})} d\theta = \pi \frac{\sin n\theta_{1}}{\sin \theta_{1}} ; n = 0, 1, 2...$$
(2.25)

$$\int_{0}^{\pi} \frac{\operatorname{sen} n\theta \, \operatorname{sen} \theta}{\left(\cos\theta - \cos\theta_{1}\right)} \, d\theta = -\pi \cos n\theta_{1} \, ; \, n = 0, 1, 2...$$

$$(2.26)$$

Não é necessário estar familiarizado com esta derivação para se usar as equações 2.25 e 2.26 nas aplicações da teoria de perfil alar fino.

## 2.5 Métodos de Cálculo de Perfis Bidimensionais

Os métodos de cálculo de perfis bidimensionais para regime subsónico assentam basicamente na teoria de escoamento potencial e agrupam-se, fundamentalmente em duas categorias:

- A prescrição de uma dada forma do perfil, através da imposição de uma linha de curvatura e de uma distribuição de espessuras e o cálculo dos campos de velocidades e da distribuição de pressões resultantes;
- A imposição, à partida, de um campo de velocidades (e de pressões) pretendido, constituindo agora a forma do perfil que permita obter tais distribuições o objecto do cálculo.

Os métodos de maior relevância para o presente estudo encontram-se nesta segunda categoria. Num primeiro grupo, situam-se os que se baseiam no método original de desenho inverso de Lightill, 1945, tal como os de Glauert, 1947, Timman, 1951, Nonweiler, 1968, Van Ingen, 1969, Arlinger, 1970 e de Strand, 1973, os quais se destinam ao projecto optimizado de um perfil para uma condição bem definida de utilização. Num segundo grupo, o cálculo do perfil é feito tendo em vista a sua optimização a mais do que uma condição de utilização - o método de projecto multiponto.

#### 2.5.1 O Método de Selig & Maughmer

Originalmente, deve-se a Eppler, 1957, a formulação das bases teóricas gerais do projecto inverso com capacidades de multi-função, baseado numa transformação conforme e ao

mesmo autor, em 1990, a publicação de uma vasta série de perfis obtidos dessa forma. Em 1980, Eppler e Somers sistematizam o método sob a forma de um programa para cálculo automático e, em1991, Eppler publica um guia de utilização do programa.

Curiosamente, as capacidades da teoria de projecto multi-função, delineada por Eppler, nunca viriam a ser exploradas pelo autor, o qual se limitou a aplicá-la com vista a uma utilização optimizada única, devendo-se a Selig e Maughmer, 1992, a adaptação e aplicação ao projecto inverso multi-função. Trata-se de um método potencial para escoamento incompressível com especificação dos parâmetros a optimizar, baseado numa transformação conforme de coordenadas, complementada por uma análise integral, directa, da camada limite. O método foi posteriormente apresentado pelos mesmos autores, ainda em 1992, sob forma generalizada e encontra-se disponível comercialmente como código de cálculo automático, sob a designação PROFOIL.

## 2.6 O Projecto Diva

Conforme já referido no Capítulo 1, secção 1.6, um dos objectivos que nortearam a realização do presente estudo foi o da primeira determinação experimental das características aerodinâmicas, em torno, do dirigível AS800.

A apresentação e a análise dos resultados do AS800, no Capítulo 5, fazem recurso à pesquisa bibliográfica realizada, nomeadamente sobre o comportamento e características aerodinâmicas de dirigíveis e, também sobre a redução e apresentação de dados experimentais de ensaios em túnel.

As características aerodinâmicas dos dirigíveis, nomeadamente a força de sustentação, como referido no capítulo 1, secção 1.3, podem ser de origem aerostática, muito embora a determinação desta força não constitua, *de per si*, um objectivo essencial do presente estudo, a apresentação sumária dos princípios da aerostática considera-se oportuna, pelo que são referidos nesta secção.

#### 2.6.1 Princípios da Aerostática

O termo aerostática refere-se à impulsão estática de qualquer tipo de corpo imerso na atmosfera, é baseado no princípio de Arquimedes que define a sustentação (impulsão) I como sendo a diferença de densidades do ar,  $\rho_A$  e do gás de enchimento  $\rho_G$  como:

$$I = V(\rho_A - \rho_G) = V\Delta\rho, \quad kg \tag{2.27}$$

Onde:

V - volume de gás no dirigível, m<sup>3</sup>;

 $\rho_A$ ,  $\rho_G$  - massas volúmicas do ar e gás, kg/m3;

 $\Delta \rho$  - flutuabilidade específica de 1 m<sup>3</sup> de gás;

As massas volúmicas do ar e do gás podem ser definidas de acordo com a equação de Clapeyron para o estado de gás ideal:

$$pv = RT;$$
  $v = \frac{RT}{p} = \frac{1}{\rho};$   $\rho = \frac{p}{RT},$  (2.28)

Onde:

v - volume específico do gás, m<sup>3</sup>/kg;

- R constante dos gases perfeitos, kgm/kg °C
- T temperatura absoluta, °K;
- P pressão atmosférica, kg/m<sup>2</sup>.

A troposfera, é a região da atmosfera a partir da superfície terrestre, na qual a temperatura decresce mais ou menos constantemente com a altitude. O gradiente térmico vertical é aproximadamente igual a 5.6 °C por km, no entanto as inversões são frequentes.

Do exposto, torna-se evidente a necessidade de utilização de parâmetros internacionalmente comparáveis, pelo que é comum recorrer-se à equação da atmosfera standard internacional (ISA):

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{H}{44300}\right)^{5.256}; \quad \frac{\rho_H}{\rho_o} = \Delta = \left(1 - \frac{H}{44300}\right)^{5.256}$$
(2.29)

 $t_{\rm H} = 15-0.0065$ H, °C;  $P_0 = B_0 = 760$  mm = 10331.7 kg/m<sup>2</sup>,

Onde:

H – altura, m;

 $t_H$  – temperatura na altura H, °C;

 $B_0$  – pressão atmosférica a nível do mar, kg/m<sub>2</sub>.

Na Tabela 2.1, compilada de konstantinov mostram-se os valores do coeficiente de viscosidade cinemática do ar v, do coeficiente de transferência térmica do ar  $\lambda_{A}$ , da impulsão específica de 1m<sup>3</sup> do hidrogénio e do hélio até a altura 5000 m.

Como já descrito no capítulo 1, secção 1.2, o peso aparente de uma aeronave LTA é a diferença entre o seu peso e a impulsão do ar à sua roda, o que leva a que haja uma constante modificação deste parâmetro à medida que a altitude muda. Assim sendo ao nível do mar a máquina tem uma impulsão adicional  $\Delta$ Ic, que pode ser calculada através da equação:

$$\Delta I_{c0} = V \Delta \rho_0 \Delta - G_{\Sigma}, \quad kg \tag{2.30}$$

A impulsão necessária para atingir determinada altitude H define-se como:

$$\Delta I_{cH} = v \Delta \rho_0 - G_{\Sigma}, \quad kg \tag{2.31}$$

Onde:

$$\Delta \rho_0 = \rho_A - \rho_B \quad \text{para} \quad H = 0$$

$$\Delta = \frac{\rho_P}{\rho_o}$$
 Calculado através dos valores ISA

O tecto de serviço, ou seja a altitude máxima a que o dirigível pode subir e operar em segurança (vide capítulo 1, secção 1.2.) é atingido quando:

$$\Delta I_{cH} = 0$$

ou

$$V\Delta\rho_0\Delta = G_{\Sigma},\tag{2.32}$$

A massa total do gás que perdeu durante a subida H=0 até H<sub>i</sub> pode ser calculada através da expressão:
$$\Delta G_G = v(1 - \Delta)\rho_0, \quad kg \tag{2.33}$$

Н	Р	Т	Δ	v.10 <sup>6</sup>	$\lambda_A.10^2$	$\Delta \rho = \rho_A - \rho_G$	
m	mm	°K		m <sup>2</sup> /s	Wt/(m.K)	hidrogénio	hélio
0	760.00	288.00	1.000	14.57	2.55	1.141	1.056
500	715.98	284.75	0.9528	15.15	2.52	1.087	1.007
1000	674.06	281.50	0.9074	15.77	2.50	1.035	0.959
1500	634.14	278.25	0.8636	16.42	2.48	0.985	0.912
2000	596.15	275.00	0.8215	17.20	2.45	0.937	0.868
2500	560.04	271.75	0.7810	17.82	2.43	0.891	0.825
3000	525.71	28.50	0.7420	18.60	2.40	0.847	0.784
3500	493.11	265.26	0.7045	19.45	2.38	0.804	0.744
4000	452.16	262.00	0.6685	20.30	2.35	0.763	0.706
4500	432.81	258.75	0.6339	21.20	2.33	0.723	0.670
5000	404.99	255.50	0.6007	22.10	2.30	0.685	0.635

Tabela 2.1 Valores ISA, para a pressão, temperatura, coeficiente de viscosidade cinemática e transferência térmica do ar, e impulsão específica de 1m<sup>3</sup> de Hidrogénio e Hélio até uma altura 5000 m

A impulsão do gás de enchimento, necessária para voo pairado a determinada altitude H, quando conhecido o volume do envelope, (vide capítulo1, introdução e secção 1.4). Pode ser calculada pela equação:

$$I_{H} = V\Delta\rho_{0}\Delta = G_{X}, \quad kg$$
(2.34)

Se o volume de gás de enchimento não corresponder ao volume máximo, ao nível do solo, ou seja (H=0), então a massa do gás e a impulsão disponível são:

 $G_G=V'\rho_H=\Delta\rho0\Delta$ , kg e seu valor é V':

$$I_{0} = V'\Delta\rho_{0} = V\Delta\rho_{0}\Delta = P_{L_{H}} = G_{\Sigma}, \quad kg$$
(2.35)

Assim, a sustentação aerostática é igual ao peso do dirigível e permanece constante durante a subida do solo, H=0, até uma altitude, H. Neste caso o volume é V= $\Delta$ , e significa que o dirigível está em equilíbrio instável, e torna-se necessário aplicar a impulsão adicional  $\Delta I_c$  para subir até à altitude H.

O equilíbrio instável do dirigível voando perto do solo cria dificuldades acrescidas e pode conduzir à catástrofe. A mudança da temperatura e da pressão do ar ao longo do trajecto de voo, as correntes ascendentes ou descendentes podem criar impulsão negativa provocando a queda do dirigível. Algumas catástrofes com dirigíveis compor exemplo o "Italy" em 1928, os americanos "Akron" e "Macon" em 1933 e em 1935, respectivamente e o dirigível soviético B-6 em 1938 foram causadas aparentemente pelas razões supra mencionadas.

#### 2.6.2 Força de Tracção

A força de tracção, necessária para movimentar o dirigível, é uma das características aerodinâmicas principais, que define a potência dos propulsores que é necessária para assegurar a velocidade de voo exigida. O impulso  $P_x$  está intimamente ligado com o coeficiente de resistência  $C_D$  e as outras peculiaridades do projecto e da aerodinâmica por um relacionamento:

$$P_{X} = c_{D} \rho S_{M} u^{2} / 2g, \quad kg$$
(2.36)

Onde;

- $\rho$  massas volúmicas do ar e do gás de enchimento, kg/m<sup>3</sup>;
- S<sub>M</sub> secção média (área frontal), m<sup>2</sup>;
- u-velocidade de voo, m/s;
- g aceleração gravítica, 9.8 m/s2.

A expressão de força N, [h.p.], corresponde ao impulso dado, pode ser dada pela expressão:

$$N = \frac{c_D \rho S_M u^3}{75.2g}, \quad [h.p.]$$
(2.37)

De acordo com konstantinov,  $C_D$  pode ser correlacionado com o coeficiente de fricção de uma placa lisa  $C_{Xf}$ , e com as características geométricas do corpo:

 $S=S/S_M$ , onde S e  $S_M$ - área da superfície exterior do corpo (exposta, ou área molhada) e semi-secção de área.

A seguinte fórmula pode ser usada:

$$C_{X\Sigma} = C_{Xw} + C_{Xb} + C_{Xf} S + \sum (C_{Xss} S_{Mss}) / S_{M}, \qquad (2.38)$$

Onde:

 $C_{Xw}$  – coeficiente de onda de impulsão, devendo ser tomado em consideração para velocidades supersónicas de voo;

 $C_{Xb}$  - coeficiente de impulsão da base, devendo ser tomado em consideração para corpos com a parte inferior da cauda lisa;

 $\eta_c$  - coeficiente de transição da placa lisa para um corpo fuselado;

C<sub>Xss</sub>.S<sub>Mss</sub> - coeficiente de impulsão da área e da semi-secção da estrutura respectivamente.

Os valores dos coeficientes  $C_{Xf} e \eta_c$ , dependem da relação de finesse (para um corpo de forma aerodinâmica alongada). Porque é óbvio na equação (2.38) que os seus primeiros e segundos membros podem ser desprezáveis em caso dos dirigíveis voarem à velocidade 100/200 km.h<sup>-1</sup>, e a parte da cauda do corpo do dirigível ser aerodinâmica. Contudo, o valor absoluto de  $C_{Dteor}$  é muito inferior ao real de  $C_{X\Sigma}$  típico para dirigíveis, esta discrepância é devida a perdas adicionais por fricção, geração do vortex, causado pelas características de projecto do envelope, vibração no voo, nos lemes e nos elevadores, a gôndola e outros factores de cálculo de difícil ponderação.

No entanto a força de tracção N calculada pela equação 2.37 é suficiente para garantir a velocidade de voo.

### 2.6.3 Equilíbrio de Forças

A força de impulsão I, equivalente à força de sustentação de uma aeronave HTA, tem sempre direcção vertical, ao contrário da força de sustentação L que, por definição, é sempre perpendicular à direcção da velocidade do escoamento não perturbado, ou a

infinito. Como consequência as forças axiais de resistência D e de tracção  $P_X$  não têm influência directa no equilíbrio entre a sustentação e o peso do dirigível W.

Nos dirigíveis actuais o equilíbrio ente I e W nem sempre é verificado, por razões de projecto ou factores exteriores, nomeadamente as condições meteorológicas. No caso do DIVA o peso é ligeiramente superior à força de impulsão por questões de segurança. (v. capítulo 1, secções 1.2 e 1.6). Sempre que o equilíbrio entre W e I é alterado, propositadamente ou não, torna-se necessário repô-lo, para tal actuamos na força que mais facilmente controlamos, ou seja, a tracção N, através da vectorização dos propulsores, para que N tenha uma componente vertical além da axial, esta é uma das formas de controlo do dirigível.

Para além da força de impulsão, o dirigível em movimento, está sujeito a forças aerodinâmicas que, é necessário conhecer para o controlo automático. Sendo este, como referido na introdução, o objectivo do presente trabalho, a determinação dos coeficientes de força e momento. Como o dirigível se move a baixa velocidade, da ordem dos 100Km.h<sup>-1</sup>, implica um número de Reynolds (R<sub>e</sub>) baixo, os citados coeficientes podem ser determinados como se de perfis alares para baixos números de Reynolds se tratasse, e os métodos usados para conseguir tal desiderato, já foram explanados no presente capítulo, secções 2.1 a 2.5.

# 3. MODELOS, EQUIPAMENTOS E TÉCNICAS

# **EXPERIMENTAIS**

# 3 MODELOS, EQUIPAMENTOS E TÉCNICAS EXPERIMENTAIS

O programa experimental levado a cabo incluiu ensaios de um modelo do dirigível AS 800 à escala de 1/13 com e sem gôndola e superfícies de controlo. Para tanto foi construído um primeiro modelo, como se mostra na Figura 3.1, recorrendo à prototipagem rápida no DEM da UM. Infelizmente, verificou-se não ser possível utilizar esse primeiro modelo por apresentar deformações superiores às consideradas razoáveis, tendo sido necessário construir outro modelo, à mesma escala por métodos tradicionais directos.

Neste capítulo descrevem-se os aspectos mais relevantes de construção do modelo e os equipamentos, a instrumentação e as técnicas utilizadas para a obtenção das curvas características do modelo ensaiado.



Figura 3.1 Modelo do Dirigível AS800, obtido por prototipagem rápida.

# 3.1 Concepção do Modelo

O modelo foi concebido para ensaios 2D no túnel do LAind, de circuito aberto, da UM e 3D na balança do túnel aerodinâmico subsónico, de circuito fechado da AFA, equipado com uma balança aerodinâmica de plataforma Schenck, ver Figura 3.11, de seis

componentes, destinada à medição das forças e momentos aerodinâmicos que actuam na superfície do modelo.

O tipo de construção do modelo foi o utilizado em aeromodelismo de alta competição, recoberto a balsa, reforçado e forrado a fibra de vidro, com regularização e acabamento superficial para pintura e envernizamento. O interior do modelo é oco, como se mostra na Figura 3.2, para poder comportar a fixação própria, com as dimensões adequadas à balança do túnel da AFA, assim como as ligações para as tomadas de pressão, (ver Tabela 3.2), ao longo do modelo. Conforme descrito em pormenor no ponto 3.2.7.

Foram previstos ensaios preliminares 2D no túnel do LAInd e, 3D no túnel da AFA, com montagem simples, horizontal, em secção aberta.

## 3.2 Aspectos Construtivos do Modelo

Na construção do modelo podemos distinguir as seguintes fases:

- 1. Construção das cavernas;
- 2. Colagem das longarinas e aplicação do forro;
- 3. Acerto dos topos (nariz e parte posterior);
- 4. Caixa de fixação à balança;
- 5. Regularização da superfície do modelo;
- 6. Forragem do modelo com fibra de vidro;
- Colocação das tomadas de pressão e corte da tampa de ligação ao cabeçote;
- 8. Construção das derivas e da gôndola;
- 9. Regularização da superfície com acabamento para pintura;
- 10. Pintura e acabamentos;
- 11. Forma final.

#### 3.2.1 Construção das Cavernas

As dezassete cavernas foram projectadas e construídas, a partir do desenho do modelo AS 800, após o seccionamento em quarenta secções espaçadas de 2 cm como se pode ver na Tabela 3.1. Estas são aros simples, seccionados em trinta e duas divisões de 3 x 3 mm excepto as do cabeçote que têm reforço horizontal e vertical, como se mostra na Figura 3.2, sendo o vertical superior, já que a parte inferior é a tampa para fecho do encaixe do cabeçote, como se pode ver na Figura 3.7. As cavernas aumentam de diâmetro até aproximadamente 2/3 do comprimento do modelo, diminuindo de seguida até à secção 35.

Do exposto, bem como, do número de cavernas para além das suas divisões, facilmente se conclui da necessidade de uma mesa de montagem. A mesa, como se mostra na Figura 3.3, de forma paralelepipédica com as dimensões: 100X40X16 cm em MDF de 18 mm de espessura, o tampo da qual, em MDF de 3mm de espessura, com a forma do perfil do dirigível no qual se marcaram a posição das cavernas, que servia de guia para posterior colocação das cavernas e, com o intuito de as alinhar, construiu-se um gabarito em madeira de balsa com 3 mm de espessura, este encaixava num rasgo coincidente com o eixo vertical das cavernas, de 15 mm de profundidade e, 3 mm de espessura, no qual foi fixada uma longarina de 3x3 mm na parte inferior da mesa, na qual foram montadas e coladas as cavernas.



Figura 3.2 Cavernas de suporte do cabeçote, com reforços horizontais e verticais.

O fecho das partes laterais, com o fundo da mesa, foi feito com duas calhas em L de alumínio amovíveis, ver Figura 3.3, permitindo assim rodar as cavernas após a colocação das quinze primeiras longarinas.

As dimensões do modelo usadas foram escolhidas de acordo com a largura da secção de ensaio do túnel a utilizar, de modo a que se pudesse usar a secção aberta para minimizar correcções de bloqueamento em conjunto com placas de bordo marginal para ensaios bidimensionais.



Figura 3.3 Mesa de montagem do modelo. Com as longarinas, gomos, aros e sendo bem visível o perfil em L para fecho da mesa.

differisoes de toffeamento ± 0,1 min						
Nº	RAIO	DIÂMETRO	DIÂMETRO COMPENSADO	QUADRADO	DIÂMETRO DE TORNEAMENTO	OBS
3	58,6	117,2	114,2	130x130	114,2	2 peças
5	73,1	146,2	143,2	155x155	143,2	
8	87,4	174,8	171,8	180x180	171,8	
11	96,3	192,6	189,6	200x200	189,6	
14	101,0	202,0	199,0	210x210	199,0	
15 A	102,0	204,0	201,0	210x210	201,0	
17	102,3	204,6	201,6	210x210	201,6	
18 A	101,9	203,8	200,8	210x210	200,8	
20	101,3	202,6	199,6	210x210	199,6	
23	98,5	197,0	194,0	210x210	194,0	
26	93,8	187,6	184,6	200x200	184,6	
29	86,8	173,6	170,6	180x180	170,6	
31	80,7	161,4	158,4	180x180	158,4	
33	73,0	146,0	143,0	155x155	143,0	
35	63,3	126,6	123,6	130x130	123,6	2 peças

Tabela 3.1 Modelo AS800 - Diâmetro de construção de cavernas, dimensões em mm, precisão das<br/>dimensões de torneamento  $\pm 0,1$  mm

### 3.2.2 Colagem das Longarinas e Aplicação do Forro

As trinta e duas longarinas com 640x3x3 mm foram coladas às cavernas nas respectivas secções, ver Figura 3.3, tendo sido coladas inicialmente as quinze da parte superior da mediatriz da secção do modelo. Acabado este processo as cavernas foram rodadas 180° para colocação de mais quinze longarinas, as duas restantes correspondiam ao tampo da mesa e ao perfil tendo sido coladas no fecho do forro.

A aplicação do forro, como se pode ver na Figura 3.3, foi feita através de 32 gomos em balsa com 640 mm de comprimento e 1.5 mm de espessura, variando a largura de 10 mm na caverna 3, aumentando progressivamente até 20 mm na caverna 17 e diminuído também progressivamente até 12 mm na caverna 35. O fecho foi efectuado com as duas longarinas em falta.

Seguidamente procedeu-se ao acerto dos topos correspondentes às cavernas 3 e 35 com taco em lixa de madeira nº 300. Finalmente foi marcada a abertura para aperto ao cabeçote da balança.

## 3.2.3 Acerto dos Topos (Nariz e Parte Posterior)

Para trabalhar os topos, ou seja a feitura do nariz e parte posterior do modelo, usou-se como referência o prolongamento de oito longarinas simétricas e opostas para a determinação do início e fim do modelo, tendo como referência o comprimento do eixo longitudinal.

Os topos foram construídos a partir de um bloco de madeira de balsa, tendo sido moldados com X-acto e lixa até ser levado à forma final com gabaritos da forma exterior longitudinal do dirigível. De seguida procedeu-se ao acabamento, com lâmina de barbear e afagado com taco em lixa de madeira nº 150, do nariz e parte posterior do modelo para se garantir uma sã ligação ao restante corpo do modelo.

Os topos, são amovíveis para facilitar o acesso ao interior do modelo, permitindo assim a ligação dos tubos às tomadas de pressão, bem como, facilitar o aperto do modelo ao cabeçote da balança. Os topos, como se mostra na Figura 3.4, são fixos às cavernas 3 e 35 através de quatro encaixes de macho e fêmea, sendo o macho constituído por um perno de carbono com 3 mm de diâmetro e 40 mm de comprimento penetrando 25mm na secção do nariz e parte posterior e, os restantes 15 mm encaixam na secção das cavernas 3 e 35 em

tubos de alumínio com 20 mm de comprimento e com diâmetros interior e exterior respectivamente de 3,2 e 4 mm.



Figura 3.4 Topos de fecho do dirigível, sendo bem visíveis os quatro encaixes de macho e fêmea

### 3.2.4 Caixa de Fixação à Balança

A caixa de fixação do modelo à balança, serve de apoio à base do cabeçote, foi feita das cavernas 14 à 20 inclusive, as cavernas 15 A e 18 A são intermédias entre as 14 e 17 e, 17 e 20 respectivamente, ver Tabela 3.1. Com a finalidade de conferir maior resistência aos pontos de aperto, assim como, às forças aerodinâmicas desenvolvidas durante os ensaios no túnel aerodinâmico, estas cinco cavernas diferem das restantes, ver Figura 3.2. As restantes cavernas, como descrito anteriormente no ponto 3.2.1 são de aro simples, enquanto estas cinco têm um T construído a partir da linha média horizontal e vertical com a largura de 3 e 2 cm respectivamente, sendo o comprimento igual ao diâmetro das respectivas cavernas.

Para o aperto do modelo ao cabeçote da balança, foi construída uma caixa a qual foi embutida nas supra citadas cavernas, com o formato do mecanismo de fixação à balança, furação do cabeçote, sendo o fundo em contraplacado de 5mm e um rebordo de 1,5 cm. A caixa, relativamente às dimensões do cabeçote, tinha uma folga de 3 mm para permitir uma rápida e precisa colocação do modelo no supra citado cabeçote.

### 3.2.5 Regularização da Superfície do Modelo

Para esta operação e seguintes, foi construído um suporte para apoio do modelo através de uma longarina de madeira com 8 mm de diâmetro, permitindo assim rodar o modelo em torno do eixo longitudinal sem este tocar no chão. Ver Figura 3.5.

Nesta fase, procedeu-se ao enchimento da superfície com betume de balsa (Hobbylite Balsa Colored Filler) e à posterior regularização superficial através de lixagem.

### 3.2.6 Forragem do Modelo com Fibra de Vidro

Seguiu-se a fase final da preparação, para a subsequente forragem com fibra de vidro. Para tal, preparam-se 100 g de resina, constituída por 62% de resina e 38% de secante, com mistura cuidadosa para boa homogeneização, seguida de diluição por 25% a 30% de metanol. Procedeu-se então à forragem da superfície, do dirigível (assente no suporte supra citado.) com fibra de vidro de 18g.m<sup>-2</sup>, com compressão por folha plástica transparente, estendida por toda a superfície para melhor acabamento e uniformização da distribuição da resina, sendo o excesso de fibra cortado com X-acto.



Figura 3.5 Suporte para apoio do modelo

### 3.2.7 Colocação das Tomadas de Pressão e Corte da Tampa de Ligação ao Cabeçote

As tomadas de pressão previamente marcadas, segundo as cotas da Tabela 3.2, foram, após a forragem com fibra de vidro, furadas para encaixe de tubos de latão com 20 mm de comprimento e 1,5 mm de diâmetro, colados à estrutura do modelo com cianoacrilato, aos quais posteriormente foram acoplados tubos em silicone para ligação ao manómetro multi tubos, para leitura das pressões nas respectivas secções, estas são 37 desfasadas de 90°, a primeira é comum, à segunda corresponde a vigésima, à terceira corresponde a vigésima primeira e assim sucessivamente até à décima nona à qual corresponde a trigésima sétima.

Pressão Vertical	Pressão Horizontal	COTAS mm
1	****	0
2	20	6
3	21	20
4	22	40
5	23	80
6	24	120
7	25	150
8	26	190
9	27	240
10	28	295
11	29	355
12	30	420
13	31	480
14	32	540
15	33	600
16	34	640
17	35	680
18	36	720
19	37	760

Tabela 3.2 - Modelo AS800 - Cotas dos tubos de pressão do modelo AS800

De seguida foi cortada a tampa de ligação ao cabeçote, corte efectuado junto às longarinas a fim de não diminuir a rigidez do modelo, a 43° com a finalidade de acompanhar a linha de curvatura, em forma de coroa circular com 16x12 mm, tendo um furo de 26 mm para permitir a entrada do veio da balança no modelo, reduzindo assim ao mínimo os fenómenos de interferência modelo/balança.

### 3.2.8 Construção das Derivas e da Gôndola

Foram construídas quatro derivas e a gôndola, amovíveis, utilizando a mesma escala do modelo, ou seja, 1/13, com o mesmo material do modelo. Ver Figura 3.6.

Cada deriva é fixada ao corpo do dirigível através de dois pernos em carbono, com 1 mm de diâmetro e quinze mm de comprimento, que encaixam em tubos de alumínio com 1,2 mm de diâmetro interno. A gôndola é fixa ao modelo do mesmo modo que as derivas sendo fixa por quatro pernos também em carbono.



Figura 3.6 Modelo AS8000 com as derivas e a gôndola.

### 3.2.9 Regularização da Superfície com Acabamento para Pintura

O acabamento superficial foi então iniciado com a regularização superficial de preparação para a pintura, através do enchimento da superfície não uniforme e dos poros com resina, seguido de lixagem com lixa de água (400 e 600) bem molhada para aumentar o deslize, ficando assim o dirigível pronto para a primeira demão de tinta.

### 3.2.10 Pintura e Acabamentos

A pintura da superfície do dirigível, foi feita com várias camadas de tinta acrílica negra mate (Spies Hecker, tipo Permacran Vorlack, série 293). Após a pintura de cada camada, o dirigível foi sucessivamente lixado com lixa de água 400 e água, fazendo-se aplicação localizada de uma mistura de pó de talco com tinta, para regularização superficial antes da demão de tinta seguinte.

Foram aplicadas cinco demãos de tinta, seguidas de três demãos de verniz acrílico (Spies Hecker Permacron Verdünnung 3363) com lixagem entre demãos com lixa de 800-1000, com água e polimento, até se obter uma superfície espelhada. Toda a pintura e aplicação de verniz foram feitas com aerógrafo.

Após a pintura foi verificada toda a tubagem, garantindo assim que esta se encontrava totalmente livre e desimpedida de possíveis resíduos, com a finalidade de garantir medições das pressões não falseadas.

### 3.2.11 Forma Final

A cor negra mate, como se mostra na Figura 3.7, foi escolhida para facilitar o contraste em visualizações com fumo e tufos de lã. O dirigível assim obtido apresentava uma forma dimensionalmente tão próxima quanto possível dos valores de projecto e mostrou-se extremamente rígida e resistente à utilização normal.



Figura 3.7 Forma final do modelo AS800, sendo visíveis a gôndola, as derivas e a caixa de fixação à balança da AFA.

#### 3.2.12 Caixa de Transporte e Conjunto de Fixação

Para minimizar os riscos de danos superficiais no transporte do modelo, aquele foi embalado com saco plástico acolchoante e foi também construída uma caixa de contraplacado, forrada interiormente com placas de espuma recortadas à medida, construída nas Oficinas Gerais da Universidade do Minho.

### 3.3 Túnel Aerodinâmico

Segundo Brederode, 1997, do qual se extraiu a Figura 3.7, a realização de ensaios em túnel aerodinâmico é validada por movimentos relativos, em que a dinâmica do processo se mantém. O modelo a testar está fixo relativamente à instalação experimental, mas imerso no seio de um escoamento uniforme de aproximação, promovido por um ventilador e uma conveniente configuração da instalação.

Existem diferentes configurações de túneis aerodinâmicos, na gama de baixos números de Reynolds: a de circuito fechado, no qual o ar percorre um circuito fechado aproximadamente rectangular e duas de túneis em circuito aberto: sucção e sopro. -v. (Figura 3.8).

No primeiro, o ar é aspirado da atmosfera envolvente e descarregado novamente para a mesma por um ventilador, colocado na extremidade de jusante da instalação; no segundo o ventilador é montado a montante da instalação.

A vantagem principal dos túneis de circuito fechado comparativamente aos de circuito aberto é que, no primeiro caso, uma vez acelerado o ar até a velocidade de operação, o grupo moto-propulsor apenas tem de continuamente fornecer energia suficiente ao escoamento para vencer as perdas na instalação, enquanto que, no segundo, para além desta parcela, toda a energia despendida para transmitir movimento ao ar na admissão é perdida; sendo assim, podemos dizer que os custos de operação de um túnel em circuito fechado são menores. Um dos inconvenientes dos túneis de circuito fechado é o de apresentarem custos de construção e instalação mais elevados.



Figura 3.8 Diferentes configurações de túneis aerodinâmicos

A vantagem dos túneis de circuito aberto de sucção é a maior regularidade de um escoamento directamente aspirado da atmosfera em repouso relativamente à do escoamento produzido por um ventilador, pelo que menores são os custos para uniformizar o escoamento de aproximação à secção de ensaio. Um dos inconvenientes dos túneis de sucção é que, sendo o ar aspirado à pressão atmosférica e ocorrendo perdas de energia de pressão ao longo da instalação experimental, a pressão na secção de ensaio é sub-atmosférica, podendo ocorrer jactos de ar à pressão atmosférica no interior da secção de ensaio, os quais perturbam o escoamento. No caso de túneis tipo sopro, ocorrendo o mesmo tipo de perdas de energia de pressão ao longo da instalação experimental, sendo a pressão de saída a atmosférica na secção de ensaio, existe uma sobrepressão no túnel, pelo que o escoamento não é perturbado. Outra vantagem dos túneis tipo sopro é que não requerem qualquer componente a seguir à secção de ensaio, pelo que facilmente se montam diferentes secções de ensaio, ou se opera em jacto livre, sem alterar a configuração base.

### 3.3.1 Caracterização do Túnel da Academia da Força Aérea Portuguesa

Os ensaios em túnel foram efectuados no túnel aerodinâmico do Laboratório de Aeronáutica da Academia da Força Aérea Portuguesa, ilustrado na Figura 3.9. Este túnel é subsónico, de circuito fechado, diagramaticamente representado na Figura 3.10 podendo funcionar com secção aberta ou fechada, com as seguintes características:



Figura 3.9 Túnel Aerodinâmico da Academia da Força Aérea

•	Secção de	trabalho:
---	-----------	-----------

	Comprimento	2.0 m
	Largura	1.3 m
	Altura	0.8 m
	Velocidade máxima	70 m.s-1
	Velocidade mínima	5 m.s-1
Câmara d	e estabilização:	
	Comprimento	2.2 m
	Largura	2.4 m
	Altura	2.4 m
	Duas redes de estabilização	
	Um favo de abelha	
	Um permutador de calor	

## • Ventilador axial:

Diâmetro das pás	1.6 m
Número de pás do rotor	8
Número de pás de pré rotação	8
Número máximo de rotações por minuto	1600
Potência ao veio	1500 KW

Na Figura 3.10, extraída de Baltazar e outros 1997, mostra-se a planta do túnel, na qual se representam e identificam os principais elementos.

Na câmara de estabilização estão instalados os seguintes dispositivos:

Um circuito de arrefecimento (1) constituído por 24 tubos de alumínio, com alhetas, no qual circula um caudal de 53 m<sup>3</sup>.h<sup>-1</sup> de água, podendo ser extraídos 190 kW de calor do ar. Um favo de abelha (2) para uniformização do escoamento, para a estabilização do escoamento é utilizado duas redes de estabilização (3). Nesta câmara também se encontram localizadas oito tomadas de pressão estática e um termómetro resistivo (Pt 100).

Após a câmara de estabilização, surge a contracção com uma razão de 5.53 / 1 Ao longo das paredes da contracção, estão instaladas sete tomadas de pressão estática que, em conjunto com as da câmara de estabilização, avaliam a simetria do escoamento. À saída da contracção, para eliminar as vibrações de baixa frequência, induzidas pelas camadas de mistura do escoamento livre, existem alhetas.

Entre o colector e primeiro difusor temos um respirador ajustável (4).

Em cada um dos quatro cantos do túnel, existe um conjunto de 17 pás de guiamento (5) para orientar e minimizar separações no escoamento.

O ventilador é axial de um andar com pás fixas, no cubo do qual está montado um motor de corrente contínua de 400 V, controlado através de um potenciómetro, que actua no sistema de regulação da velocidade de rotação do ventilador.

Segundo o trabalho de Baltazar, Nogueira e Carvalho, 1997, feito em secção aberta e fechada, para confirmar a qualidade e uniformidade do escoamento, o túnel apresenta as seguintes características:

- Volume de pressão uniforme de 0.6x1.1x1.4 m, com variação inferior a 4.0% em pressão dinâmica de acordo com as condições de projecto (uniformidade de velocidade inferior a 2.0%).
- Angularidade do escoamento a variar entre 0.0° e 1.2° em α, e entre -0.8° e 0.6° em β, não contabilizando a camada de mistura onde os ângulos são maiores, superiores aos 0.4° do projecto.
- À saída da contracção a camada limite turbulenta tem entre 15.10 e 17.50 mm.
- A camada de mistura cresce até aos 0.41 m, a uma distância de 1.5 m da contração.
- A intensidade de turbulência medida no centro da secção foi de 0.30%



Figura 3.10 Esquema do túnel da AFA

# 3.4 Balança de Seis Componentes

O túnel está equipado com uma balança aerodinâmica de plataforma Schenck, ver Figura 3.11, de seis componentes, destinada à medição das forças e momentos aerodinâmicos que actuam na superfície do modelo.

A balança pode ser utilizada em secção aberta ou fechada e tem as seguintes características:

Força axial  $\pm 670$  N

Força lateral	± 670 N
Força normal	0 N
Momento de rolamento	4 N.m
Momento de guinada	±68 N.m
Momento de picada	± 54 N.m



Figura 3.11 Balança Schenck

Possui uma resolução em forças e momentos respectivamente de: 0.01N e 0.01Nm. O erro combinado é  $F_{comb} < 0.25\%$ .

As componentes de forças e de momentos aerodinâmicos exercidos pelo escoamento sobre a superfície do modelo são transmitidos via suporte à plataforma da balança, cuja função é a distribuição dos esforços de carga. Os esforços são medidos por seis células de carga de extensómetros, montadas sob a plataforma da balança. A alimentação necessária às células de carga provém da unidade de alimentação instalada na consola de comando da balança, localizada no exterior da secção de ensaio.

O voltímetro digital (DVM) também instalado na consola, mede e digitaliza os sinais de tensão eléctrica obtidos da célula de carga.

A aquisição e o processamento das medidas é efectuado por intermédio de um computador, de controlo e comunicação com a consola de comando da balança. O sistema de eixos de referência XYZ utilizado pela balança encontra-se representado na Figura 3.12.



Figura 3.12 Sistema de eixos utilizados pela balança.

# 4. PROGRAMA EXPERIMENTAL

# **4 PROGRAMA EXPERIMENTAL**

Os ensaios realizados no túnel aerodinâmico do Laboratório de Aeronáutica da Academia da Força Aérea, em Sintra, e no LAInd (Laboratório de Aerodinâmica Industrial) do departamento de Engenharia Mecânica da UM (Universidade do Minho), permitiram obter os primeiros resultados experimentais, conhecidos, à roda do dirigível e, sobre o comportamento 3D do modelo AS800, já descrito em pormenor no capítulo anterior. Para além de visualizações do escoamento sobre o modelo, com 80 cm de comprimento, 20 cm de diâmetro, 18 l de volume e uma relação d/l de 0.25, usando três técnicas experimentais complementares: Estetoscopia, visualizações com tufos de lã, e visualizações com filetes de fumo, estas realizadas no LAInd da UM e descritas em pormenor no ponto 4.7, foram medidas e registadas as forças e momentos segundo os três eixos de referência, para a gama de Re de 10<sup>6</sup>, utilizando a balança de seis componentes descrita no capítulo anterior na secção 3.4 e o equipamento informático de controlo e registo existente no túnel da AFA.

## 4.1 Configuração da Secção de Ensaio

Os ensaios foram realizados em secção aberta, com o modelo fixo ao braço da balança, a gôndola invertida, ou seja, na parte superior do dirigível, esta posição foi ditada por aspectos construtivos do modelo, visto que a ligação deste à balança é feita no ponto de ancoragem da gôndola com o modelo.

## 4.1.1 Gama de Ângulos Utilizados

As forças e os momentos aerodinâmicos, medidos e registados no referencial da balança (Figura 3.12), foram posteriormente adimensionalizados, convertidos para os eixos aerodinâmicos, na gama de ângulos de guinada  $\beta$  de -4 a 180° e de ângulos de ataque  $\alpha$  = 0,-10 e 10° para o envelope nu e equipado com gôndola e superfícies de cauda, e comparados com os existentes para a gama frontal da guinada. Tendo o cuidado de varrer toda a gama de ângulos de guinada de – 180 a +4 graus, de +4 a -4, de -4 a -20, de -20 a - 90 e de -90 a -180, com incrementos de 2, 4,10 e 15 graus respectivamente. Casos houve

em que o incremento foi de 1º para se verificar com maior precisão a coincidência das leituras fornecidas pela balança, bem como, ter uma maior gama de pontos para a feitura dos diversos gráficos. Os momentos são referidos a um ponto no eixo longitudinal do envelope, situado no plano de junção dos dois meios elipsóides de revolução que o constituem, aproximadamente a 42% do comprimento, a partir do nariz.

### 4.1.2 Linhas de Referência do Modelo e da Balança

Após ser traçado na placa horizontal de base da secção de ensaio do túnel, uma linha longitudinal no plano médio, por medidas de esquadria da secção, ajustou-se visualmente a posição da balança para ângulo de guinada nulo, através de miradas a partir de uma posição por cima e por trás da secção de ensaio, no topo do difusor, alinhando o modelo já montado com a aresta horizontal superior da secção de saída da contracção do túnel. Essa posição foi tomada como a de ângulo de guinada nulo. Quanto ao ângulo de ataque nulo, foi obtido por alinhamento do eixo longitudinal do modelo com paralelas à placa horizontal de base, traçadas previamente e ajustado o zero da balança em picada nessa direcção.

# 4.2 Ensaios Preliminares de Visualização

Para além dos ensaios preliminares de visualização feitos no LAInd da UM, ver secção 4.7, procedeu-se a verificação do escoamento na secção de ensaio e em torno do modelo, por intermédio de um fio de lã montado numa haste fina e por injecção de fumo, foi possível visualizar o comportamento global e detalhado do escoamento em torno do AS800, para a gama de ângulos de guinada a utilizar nas medições. Assim, foram conduzidas as seguintes observações visuais:

- Exploração geral do escoamento na secção de ensaio;
- Idem à saída da contracção e à entrada do difusor;
- Exploração do escoamento em regiões vizinhas do suporte da balança;
- Idem, em redor do cabeçote da balança;
- Idem, em torno do modelo;
- Exploração global da deflexão do escoamento em torno do modelo, incluindo a verificação da sua simetria no plano central;

- Exploração do escoamento junto à superfície do modelo, para a gama de derrapagens a ensaiar;
- Exploração detalhada do escoamento junto ao nariz e parte posterior, para toda a gama de guinadas, incluindo o escoamento de aproximação;
- Exploração junto aos lemes de direcção e gôndola e detecção da posição dos vórtices marginais;
- Exploração da esteira próxima;

# 4.3 Determinação da Polar de Zeros da Balança

Para cada configuração obtiveram-se os zeros da balança sem corrente incidente no túnel e para a gama de ângulos de guinada a usar nos ensaios. O ângulo de ataque manteve-se constante e igual a zero.

# 4.4 Procedimentos no Uso do Túnel

- Arranque;
- Aquecimento de Equipamentos e Instrumentação;
- Regulação da velocidade;
- Activação e cuidados com a balança;
- Comando da balança para varrimento dos ângulos de ataque usados;
- Parâmetros medidos em cada estação;
- Procedimentos gerais de segurança;
- Recolha e Registo de Dados Experimentais;

# 4.4.1 Arranque do Túnel

Antes de arrancar com o túnel, deve ter-se o cuidado de verificar a secção de ensaio, para evitar que haja ferramentas ou quaisquer outros objectos "estranhos" de modo a evitar a possível deterioração do túnel. De seguida na consola de comando do túnel ligamos em primeiro lugar os equipamentos auxiliares do túnel e faz-se o arranque do túnel.

### 4.4.2 Aquecimento de Equipamentos e Instrumentação

Após o arranque do túnel, este deve funcionar durante algum tempo sem se alterar a velocidade do escoamento, para que o equipamento e instrumentação fiquem em condições normais de funcionamento e para que haja estabilização do escoamento.

### 4.4.3 Regulação da Velocidade

A velocidade é regulada através de um potenciómetro em consola com o túnel, tendo o cuidado de a aumentar paulatinamente, de modo a que o ventilador do túnel e o permutador de calor possam ter tempo para reagir ao aumento da velocidade.

### 4.4.4 Activação e Cuidados com a Balança

Através de pontos à saída da contracção e à entrada do difusor, foi traçada a linha de escoamento do túnel para alinhamento do centro da balança. De seguida alinhou-se a balança com a linha de escoamento, tendo o cuidado de manter uma folga uniforme entre o prato da balança e o fundo da secção de ensaio, folga esta verificada através de uma folha de papel. Verificando-se que o prato da balança rodava livremente. A consola de comando da balança está localizada fora do túnel e é independente da consola de arranque e comando do túnel, estando ligada a um computador. A balança sendo um instrumento de medida muito sensível deve estar perfeitamente apoiada e nivelada, evitando pancadas acidentais.

### 4.4.5 Procedimentos de Segurança

- Verificação do desimpedimento da secção de ensaio;
- Verificação das fixações da instrumentação;
- Verificação da fixação do modelo;
- Verificação da amarração de dispositivos auxiliares;
- Familiarização com sistemas de paragem de emergência;

# 4.5 Condução dos Ensaios

A condução dos ensaios deve ser feita com rigor, já que deles vão depender os resultados que pretendemos sejam o mais próximos possíveis do que se pode vir a esperar do AS800. Assim os ensaios cada per si devem seguir os seguintes passos:

- Verificações prévias;
- Início dos procedimentos com a inclusão da polar de zeros respeitante ao ensaio em causa;
- Regulação da velocidade;
- Varrimento de ângulos de guinada;
- Leitura dos parâmetros;
- Registo provisório de dados;
- Visualização dos resultados;
- Repetição de leituras;
- Registo definitivo de dados;
- Encerramento da sessão;

# 4.6 Aquisição de Dados em cada Estação

As medições experimentais obtidas em cada estação foram registadas e guardadas no sistema informático do túnel em files de DOS e a primeira visualização dos resultados feita no monitor, pontualmente era também obtida cópia em papel dos resultados mais importantes na plotter A3 que também faz parte do equipamento.

## 4.6.1 Recolha e Armazenamento de Dados Experimentais

A balança está ligada a um computador, em comunicação com a consola de comando da balança, que para cada posição do modelo ( de  $-180^{\circ}$  a  $+4^{\circ}$  ) faz três leituras, fornecendo de seguida a média das respectivas leituras para cada uma das três forças: F<sub>x</sub>, F<sub>y</sub>, F<sub>z</sub> e dos três momentos: M <sub>x</sub>, M <sub>y</sub> e M <sub>z</sub>, assim como a pressão dinâmica do escoamento, sendo necessário fornecer ao programa a temperatura exterior, a pressão atmosférica e o número do zero a utilizar em cada leitura.

### 4.7 Visualizações do Escoamento Sobre o Modelo

As visualizações do escoamento sobre o modelo, como referido no início do presente capítulo, foram realizadas no Laboratório de Aerodinâmica Industrial (LAInd), do departamento de Engenharia Mecânica da Universidade do Minho, este laboratório está dotado de um túnel aerodinâmico subsónico aberto, do tipo sopro, como se mostra na Figura 4.2, bem documentado em Nunes, A.V.A. 2003, do qual se extraíram as Figura 4.2, Figura 4.3, Figura 4.6. Na secção de ensaio de 1400 x 800 mm obtém-se uma corrente uniforme de velocidade regulável continuamente até aproximadamente 7 ms<sup>-1</sup>, com cerca de 0.5 % de velocidade de uniformidade, como se pode ver na Figura 4.1.

Para as visualizações com filetes de fumo e tufos de lã, a secção de ensaio foi forrada com cartolina preta para melhor visualização e, consequentemente maior contraste nas fotografias feitas durante as mesmas, como se descreve em pormenor na secção 4.7.4 do presente capítulo.



Figura 4.1 Potência versus velocidade do túnel do LAInd



Figura 4.2 Túnel aerodinâmico subsónico aberto de sopro do LAInd

### 4.7.1 Pente de Pitot Total

Da instrumentação auxiliar utilizada no túnel do LAind, destacamos o pente de Pitot total, assim como, o mecanismo de posicionamento de sondas (MPS), Figura 4.3 e Figura 4.6, respectivamente, utilizados para a exploração da esteira e para as visualizações com injecção de fumo respectivamente. O pente de tubos de Pitot-total, com 31 tubos, espaçados de 5 mm,



Figura 4.3 Pente de Pitot total com 31 tomadas espaçadas de 5 mm

associado a um tubo de pressão estática e a um manómetro auxiliar multitubos, construído no LAind, com álcool, de densidade ( $\delta$ ) 0.867 inclinado a 10°, para facilitação das leituras. Na exploração da esteira o pente foi utilizado na posição vertical e horizontal, com o intuito de ter uma ideia aproximada da esteira, tendo-se verificado uma esteira fina (Figura 4.4 e Figura 4.5), confirmada a posteriori pela simulação computacional, ver capítulo 6 secção 6.3.1, bem como, uma primeira avaliação do valor do coeficiente de resistência C<sub>D</sub>, através da variação da quantidade de movimento, tendo-se obtido resultados similares com o pente na posição vertical e horizontal C<sub>D</sub>= 0.02060 e 0.02088 respectivamente, valores muito próximos de 0.023 obtidos por medição para escoamento incidente alinhado com o eixo ver capítulo 5 secção 5.3.4. Verificando-se ainda a influência da gôndola no escoamento, bem patente na Figura 4.5. O manómetro multitubos também foi usado para a determinação dos coeficientes



Figura 4.4 Variação da velocidade na esteira com o pente no plano horizontal



Figura 4.5 Variação da velocidade na esteira com o pente no plano vertical

de pressão lateral e superficial utilizando para tal as 37 tomadas de pressão descritas em pormenor no capítulo 3, secção 3.2.7.

### 4.7.2 Mecanismo de Posicionamento de Sondas (MPS)

O programa experimental incluiu visualizações com injecção de fumo e tufos de lã. O deslocamento e posicionamento do vaporizador, foi conseguido com a ajuda do Mecanismo de Posicionamento de Sondas, (Figura 4.6 e Figura 4.8). Este mecanismo permite um posicionamento correcto do vaporizador, já que permite deslocamentos longitudinais, transversais e em altura. Para o seu alinhamento longitudinal perfeito, nas superfícies laterais exteriores foram colocadas escalas. Para o posicionamento transversal do vaporizador, a sua deslocação é efectuada por um motor eléctrico de corrente contínua a 12 V, que faz movimentar um veio roscado M8, o qual por sua vez, desloca o carro porta sondas (Figura 4.6), num perfil rectangular de alumínio de secção 84 x 42 mm, cujos lados superior e inferior foram maquinados em forma de canal, a fim de se poder ajustar a folga do carro porta sondas, por intermédio de excentricidades nos veios suportes das rodas. Numa das extremidades deste perfil, foi montada uma peça que suporta o motor eléctrico, enquanto na outra extremidade se encontra o suporte do veio. Estas duas peças, são ainda as que permitem fixar este perfil aos perfis longitudinais.

Finalmente para o deslocamento em altura da sonda, foi montada uma peça suporte que garante a perpendicularidade do suporte da sonda, este deslocamento é manual.





Legenda: A – Motor B – Contracção C – Suporte do carro D – Suporte da sonda

Figura 4.6 Mecanismo de atravessamento para posicionamento transversal de sondas
#### 4.7.3 Visualizações

As visualizações preliminares, como já referido, foram efectuadas no túnel do LAInd da UM, tendo sido a secção de ensaio previamente forrada com cartolina preta, esta acção, associada à cor negra mate do modelo, contribuíram para realçar o contraste em visualizações com injecção de fumo e tufos de lã, bem como, melhor qualidade das fotos. Estas foram obtidas com uma máquina fotográfica digital com uma velocidade de obturação e tempo de exposição, 4 e 8 segundos, apropriados a uma boa imagem dos fenómenos a registar.

Para conseguir este desiderato foi utilizada uma fonte de luz com 400W, (8 lâmpadas de 12 V x 50 W) embutidas numa caixa de alumínio, tendo esta na parte inferior uma fenda de aproximadamente 1 mm, esta fonte foi colocada na parte superior do túnel, sendo esta uma placa de vidro, a parte superior do túnel foi também tapado com cartolinas negras, no meio das quais existia uma fenda com 2 cm para colocação da fonte de luz. Tendo-se verificado um grande reflexo de luz no modelo alterou-se a altura da tampa da fonte de luz de 3 para 17 cm, para uniformização do feixe de luz, esta medida não foi proficua, pelo que se procedeu a substituição da fonte de luz por dois holofotes de 150 e 250 W. Após a colocação dos mesmos em vários pontos da secção de trabalho do túnel, optou-se por colocar o de 150 W à saída do túnel e o de 250 W na janela anterior à da secção de trabalho por fora do túnel, colocação esta e com a ajuda de panos de flanela negra a cobrir as janelas laterais e a parte superior do túnel conseguiu-se uma distribuição mais uniforme de luz, que mostrou ser aquela que correspondia à melhore qualidade das visualizações.

#### 4.7.4 Visualizações com Injecção de Fumo

Para a visualização do escoamento com fumo, o modelo foi fixo à placa base da secção de ensaio do túnel através de uma haste apertada à caixa de fixação com a balança na parte superior, sendo a parte inferior fixa a um suporte, executado para o efeito, fixo à placa de base do túnel por 4 parafusos. O suporte (Figura 4.8) podia ser rodado 360° existindo para o efeito neste uma escala graduada de 0° a 360°, podendo assim o modelo ser colocado com o ângulo de derrapagem escolhido. O ângulo de ataque nulo foi obtido através da colocação do modelo perfeitamente horizontal com a placa de base da secção de ensaio; foram efectuadas visualizações do escoamento de 0° a 360°, com e sem gôndola e derivas.

Para a obtenção de fumo foi utilizado um gerador de fumos, com uma bomba de 1 mA e um vaporizador de 3A, da Aerotech, modelo SGS – 90 da série 919A com uma tensão de 240 V e uma intensidade de corrente de 1A, o gerador permite regular a temperatura na ponta do vaporizador, assim como o caudal de fumo debitado. O vaporizador pode ser fixo ao MPS ou movimentado manualmente, como se mostra nas Figura 4.7 e Figura 4.8, respectivamente.



Figura 4.7 Escoamento sobre o modelo AS800 com o vaporizador fixo ao MPS

A velocidade do escoamento no túnel, que permitiu obter melhor visualização do escoamento em torno do modelo foi de aproximadamente 4.2 m.s<sup>-1</sup> correspondente a 60% da potência do túnel, como pode ser visto na Figura 4.1.

#### 4.7.5 Visualizações com Tufos de Lã.

Para a visualização do escoamento com tufos de lã, ver Figura 4.7, para além da fixação do modelo já descrita, procedeu-se à colocação de tufos de lã com aproximadamente 4 cm de comprimento no modelo, como pode ser visto na Figura 4.9.

A velocidade utilizada para este tipo de visualizações foi de aproximadamente 7.3 m.s<sup>-1</sup>, a que corresponde uma potência de 100% do túnel, como pode ser visto na Figura 4.1, como no caso anterior a gama de ângulos de guinada utilizado foi de 0° a 360°, tendo sido realizadas visualizações com e sem gôndola e superfícies de deriva.



Figura 4.8 Fixação do modelo ao túnel do LAInd e, visualização do escoamento com o vaporizador movimentado manualmente.



Figura 4.9 Visualização do escoamento com tufos de lã.

Da aplicação das técnicas referidas observou-se: O comportamento global do escoamento; a existência de uma reduzida zona de estagnação; marcadas diferenças na geometria das linhas de corrente na resposta em guinada; a presença de uma esteira comparativamente estreita, comparada com o diâmetro máximo do envelope, para escoamento incidente a derrapagem nula, mas com a maior parte da área das superfícies de guiamento e controlo da cauda nela imersas; a existência de extensas zonas de escoamento separado na resposta em guinada, com as superfícies de cauda nela imersas; a extensão da perturbação do escoamento global pela presença da gôndola.

## 5. RESULTADOS EXPERIMENTAIS – APRESENTAÇÃO E ANÁLISE

### 5 RESULTADOS EXPERIMENTAIS – APRESENTAÇÃO E ANÁLISE

Neste capítulo, são apresentados e discutidos os resultados experimentais obtidos nos ensaios para a obtenção das forças e momentos, assim como os respectivos coeficientes, do AS800 no túnel do Laboratório de Aeronáutica da Academia da Força Aérea, em Sintra.

#### 5.1 Apresentação dos Resultados

Para facilidade de leitura e de consulta, as tabelas com o resumo dos resultados mais importantes (Tabela 5.1 a Tabela 5.4) encontram-se no final do capítulo, bem como a sua representação gráfica, nas Figura 5.1 a Figura 5.14.

#### 5.1.1 Tratamento de Dados

Os resultados agora reportados resultam do tratamento adequado dos dados registados pelo equipamento informático do túnel durante os ensaios, de acordo com os procedimentos referidos em detalhe no capítulo anterior. São files originalmente em DOS, tanto as das polares de zeros da balança como as de resultados propriamente ditos, não tratados, as quais foram posteriormente importadas para o EXCEL da Microsoft, através de filtro próprio e organizadas em folhas de cálculo específicas, com figuras obtidas usando as capacidades residentes do programa.

#### 5.1.2 Parâmetros em Estudo

Os resultados agora apresentados podem apreciar-se em duas grandes divisões, a primeira dizendo respeito aos estudos qualitativos e a segunda aos resultados quantitativos. Ambas, por sua vez, se podem subdividir e sistematizar como segue:

#### Resultados qualitativos das visualizações:

- Visualizações em 3D;
- Visualizações em 2D.

#### Resultados quantitativos das medições:

- Variação do coeficiente de pressão, nos meridianos superior e lateral do envelope, para ângulo de ataque nulo e ângulos de guinada de 0 a -180°, para  $\text{Re} = 10^4$ ,  $10^5$ e  $10^6$ ;
- Variação do coeficiente de pressão, nos meridianos superior e lateral do envelope, para ângulos de ataque de -10, 0 e 10° e ângulos de guinada de 0 a -180°, para Re = 10<sup>6</sup>;
- Variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope nu;
- Variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope com gôndola e superfícies de cauda;
- Variação do coeficiente de resistência com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope nu;
- Variação do coeficiente de resistência com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope com gôndola e superfícies de cauda;
- Variação do coeficiente da força lateral com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope nu;
- Variação do coeficiente da força lateral com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope com gôndola e superfícies de cauda;
- Variação do coeficiente de momento de rolamento com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope nu;
- Variação do coeficiente de momento de rolamento com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope com gôndola e superfícies de cauda;
- Variação do coeficiente de momento de picada com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope nu;
- Variação do coeficiente de momento de picada com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope com gôndola e superfícies de cauda;
- Variação do coeficiente de momento de derrapagem com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope nu;

• Variação do coeficiente de momento de derrapagem com o ângulo de ataque e de guinada para o envelope com gôndola e superfícies de cauda.

#### 5.1.3 Apresentação de Resultados

Os resultados assim obtidos constituem tabelas e gráficos gerados pelo EXCEL. Em cada configuração utilizada, com envelope nu e com gôndola e superfícies de cauda, houve que ensaiar o sistema de suporte separadamente, de modo a determinar a sua interferência no modelo e vice-versa.

#### 5.2 Resultados Qualitativos

Além dos resultados quantitativos sobre o comportamento do AS800 no túnel da AFA apresentados na secção seguinte, procedeu-se também à visualização do escoamento na secção de ensaio do túnel e em redor do modelo e do braço da balança com e sem cabeçote, antes e durante o programa de medições de forças e momentos, quer para avaliações prévias, quer para interpretação do comportamento, em alguns casos específicos.

#### 5.2.1 Exploração da Secção Vazia

Mesmo antes dos procedimentos iniciais de alinhamento da balança e da montagem do modelo anteriormente descritos no Capítulo 4, foram executadas explorações breves do escoamento na secção de ensaio do túnel em vazio, só com o suporte da balança emergente da placa de chão, com um fio de lã montado numa haste de arame de aço inox de 3 mm de diâmetro, com vista à avaliação prévia do escoamento.

Nessa exploração, nada de anormal se verificou, não se registando qualquer comportamento menos são ou aberrante do escoamento na secção de ensaio. Sendo uma secção aberta, naturalmente que o nível de turbulência esperado na zona do modelo seria maior do que em secção fechada, mas a impressão subjectiva colhida foi de que seria perfeitamente adequado ao fim em vista.

Não se registou separação na boca do difusor, nem movimentos turbilhonares em nenhum ponto do espaço da secção de ensaio. O jacto apresentou abertura gradual normal, atingindo a camada de corte livre uma espessura de menos de 5 cm (embora não medida) a meio da secção de ensaio, na zona de implantação do modelo, com uma veia limpa da ordem de 1,20 m, perfeitamente adequada aos ensaios de um modelo de 80 cm de comprimento e um diâmetro máximo de 20 cm.

#### 5.2.2 Visualizações 3D

Após a montagem do modelo, para além da exploração com fio de lã, foram também feitas injecções de fumo em várias zonas a montante e noutras mais próximas do modelo, nomeadamente junto ao suporte principal da balança, a montante e próximo do nariz, a jusante e próximo da cauda, no plano médio a várias alturas. Estes testes foram levados a cabo para três velocidades do túnel, entre os 6 e os 20 ms<sup>-1</sup>, aproximadamente, correspondentes a valores de Re entre os  $10^5$  e os  $10^6$ .

Das observações levadas a cabo, pôde concluir-se da boa qualidade do desenho do modelo, uma das preocupações iniciais, bem patente na ausência de incidência anormal no nariz e na cauda do modelo. Puderam ainda ser visualizados a esteira apreciável do suporte principal da balança, entre várias outras observações de menor importância.

Estas visualizações foram levadas a cabo na gama de incidências a testar  $(-10, 0 + 10^{\circ})$  e guinada de 0 a -180° desde logo se verificaram indícios de um comportamento interessante do modelo.

De facto, para ângulos de guinada reduzidos, existe uma problemática eficiência das superfícies de cauda, e uma relativamente fraca perturbação da gôndola, comparativamente com a distorção global do escoamento em guinada. Interessante também foi o registo visual de um muito bom comportamento para incidências negativas.

#### 5.2.3 Visualizações 2D

Estas visualizações foram efectuadas no túnel aerodinâmico sub sónico do LAInd da UM, como descrito no capítulo 4, secção 4.7.4, 4.7.5 e 4.7.6. Para além dos efeitos visualizados e mencionados no capítulo 4, secção 4.7.6, foi detectado um silvo de média intensidade,

característico de separação laminar, repetidamente presente durante todo o restante programa de ensaios 2D.

#### 5.3 Resultados Quantitativos

A série de ensaios do modelo AS800 realizados no túnel da AFA, em Sintra, forneceu os primeiros resultados quantitativos conhecidos à roda do modelo e sobre o comportamento deste a baixos Números de Reynolds (nominalmente  $10^4$  e  $10^5$ ) em configuração 2D e  $10^6$  em configuração 3D.

As tabelas e gráficos de resultados, corrigidos da interferência do suporte da balança, estando os valores e gráficos comparativos agrupados no final deste Capítulo, para mais fácil localização e consulta.

#### 5.3.1 Variação do Coeficiente de Pressão Cp

As Figura 5.1 a Figura 5.6, no final do capítulo, mostram a variação do coeficiente de pressão Cp nos meridianos superior e lateral do modelo AS800 para ângulo de ataque  $\alpha$  nulo e ângulos de guinada  $\beta$  de 0 a -180°, obtidos nos ensaios da configuração bidimensional para os dois valores nominais de Re de 10<sup>4</sup> e 10<sup>5</sup>. Nas Figura 5.7 e Figura 5.8 para além do anteriormente referido acrescenta-se a variação de Cp para ângulos de ataque  $\alpha = 0$ , -10 e 10° e ângulos de guinada  $\beta$  de 0 a -180° para configuração tridimensional e Re de 10<sup>6</sup>, e assim poderem ser comparados os resultados das duas configurações.

Uma primeira apreciação da Figura 5.1 permite concluir, mesmo a Re ~  $10^4$ , para guinada nula, que o andamento da distribuição de pressões pode ser considerado normal, com sobrepressões no nariz, depressões nas zonas de maior velocidade e alguma recuperação da pressão na zona traseira; que, no nariz, o valor de Cp não atinge a unidade junto à superfície; que a gôndola tem influência na distribuição de pressões na sua vizinhança. Nas Figura 5.2 a Figura 5.8, podemos constatar andamentos gerais das curvas que se podem considerar normais, o andamento global encontrado é similar ao de mais baixos Re, no entanto, novamente, não se registaram Cp unitários, que pensamos pode ser devido a uma

bolha de separação frontal, todavia o andamento global é o esperado a ângulos de guinada  $\beta > 30^{\circ}$ .

#### 5.3.2 Repitabilidade dos Resultados

Quanto à repitabilidade dos resultados experimentais obtidos, verificou-se que, ao mais baixo número de Reynolds dos ensaios para envelope nu e com superfícies de cauda, o desvio máximo entre medições repetidas do Cp é da ordem dos 2.5%. Já para os coeficientes de força e momento para Re  $\sim 10^5$ , se registam diferenças apreciáveis, da ordem dos 10%, as quais não podem ser imputáveis a erros de medição, já que a aquisição de todos os parâmetros é completamente automática e mesmo que houvesse pequenas variações de velocidade ao longo do ensaio, esta entra na adimensionalização dos coeficientes em estudo.

Parece provável que essas diferenças sejam devidas aos fenómenos de histerese, os quais, curiosamente, se registaram afectando mais o desempenho do modelo a Re ~ 950 000 do que a 100 000. Embora não pareçam severas as distorções nas curvas dos coeficientes de força e momento, para um modelo com um diâmetro máximo apreciável para estes números de Reynolds baixos, este fenómeno não pode ser convenientemente investigado, pelo que, futuramente, deverá merecer a devida atenção.

#### 5.3.3 Validação e Exequibilidade da Técnica de Ensaio

Pelo que fica dito relativamente ao andamento geral das curvas dos coeficientes de força e momento obtidas experimentalmente no ensaio do modelo em estudo, pode concluir-se que ele é qualitativa e quantitativamente o esperado.

Porém, se os resultados experimentais dos coeficientes de força e momento a apresentar a seguir apontam no sentido da validade do procedimento experimental utilizado, há que salvaguardar algumas questões não totalmente conclusivas, as curvas dos coeficientes de força para envelope limpo são algo "agitadas" (Figura 5.11 a Figura 5.14), as variações são sistemáticas, simétricas e não podem ser apontadas a erros de balança ou leitura, parece ser mais provável estarem relacionadas com deslocamentos laminares, transições, recolamentos turbulentos os quais são destruídos com a presença da gôndola.

As Tabela 5.3 e Tabela 5.4 apresentam os resultados mais importantes dos valores dos coeficientes de força e de momento, corrigidos da interferência suporte modelo, para o envelope limpo e com gôndola e superfícies de cauda respectivamente, e a sua representação gráfica (Figura 5.9 a Figura 5.14) mostram o andamento dos coeficientes de força e de momento nos eixos aerodinâmicos, tomados em relação a X/L aproximadamente igual a 42%.

#### 5.3.4 Variação do Coeficiente de Resistência com o Ângulo de Guinada

A Figura 5.9 mostra a variação do coeficiente de resistência versus ângulo de guinada. Para além do anteriormente dito é de salientar que, para escoamento incidente alinhado com o eixo, os coeficientes de resistência  $C_D$ , para o envelope limpo e para o envelope com gôndola e superfícies de controlo é de aproximadamente 0,023 e de 0,045 respectivamente, estão de acordo com o que se antecipava, de acordo com resultados anteriores encontrados na literatura. Para o posicionamento a 90° com o escoamento incidente,  $C_D$  é cerca de 100 vezes maior que os valores anteriores, para vento de cauda alinhado com o eixo  $C_D$  é superior ao vento de frente com valores de aproximadamente 0,032 e 0,045 para o envelope nu e com gôndola e superfícies de cauda respectivamente. Para Re de 10<sup>5</sup>, o coeficiente de resistência mínimo  $C_{Dmin}$  tem os valores de 0,04 para envelope nu e 0,05 para o modelo completo, também aqui se verifica que  $C_D$  atinge valores 100 vezes maiores aos 90°. Ressalvando os detalhes apresentados na secção anterior, os andamentos globais das curvas parecem correctos e os resultados razoáveis.

#### 5.3.5 Variação do Coeficiente de Sustentação com o Ângulo de Guinada

A Figura 5.10 apresenta a variação do coeficiente de sustentação  $C_L$  com o ângulo de guinada  $\beta$ . Nesta figura é notória a diferença das curvas para envelope limpo e para o modelo completo, muito embora em ambos os casos elas sejam sistemáticas e simétricas. O coeficiente de sustentação  $C_L$  é negativo na configuração envelope limpo, atingindo valores positivos de aproximadamente 0,24 aos 90°, no entanto na configuração modelo completo o  $C_L$  tem um valor aproximado de 0,04 com o modelo alinhado ao escoamento incidente, diminuindo progressivamente até uma guinada de 15° onde troca de sinal, voltando a ser positivo aproximadamente aos 90° com um valor de 0,022, estes valores estão em linha com o que se encontra na literatura por exemplo em Kohoury & Gillet 2002

e em consonância com a teoria da impulsão dos dirigíveis, segundo a qual a sustentação tem origem no diferencial das massas volúmicas do gás de enchimento e do ar, como descrito no capítulo 2, secção 2.6. Do exposto se infere o quanto importante se torna uma correcta projecção das superfícies de controlo, assim como a correcta escolha dos perfís utilizados para a sua concepção e construção.

No modelo em estudo, o AS800, optou-se por colocar as superfícies de controlo com a configuração em X, esta configuração mostrou ser efectiva para o controlo da aeronave em voo, durante os ensaios levados a cabo no aeródromo municipal Bissaya Barreto em Coimbra. Como anteriormente descrito no capítulo 2, secção 2.6.3, uma das formas utilizadas para incrementar o controlo da aeronave, e por que não dize-lo aumentar a sua sustentação, é através da vectorização dos motores, esta foi efectuada para o modelo em estudo, mas infelizmente não foi testada em voo.

#### 5.3.6 Variação do Coeficiente de Força Lateral com o Ângulo de Guinada

A Figura 5.11 mostra a variação do coeficiente de força lateral com o ângulo de guinada. O andamento global das curvas para envelope nu e com acessórios é o esperado, sendo de destacar a perfeita simetria das curvas para as duas configurações com valores máximos de 0,85 e de 0,62 nas configurações de envelope com acessórios e nu, respectivamente, valores estes perfeitamente simétricos como eram de esperar.

#### 5.3.7 Variação do Coeficiente de Momento de Rolamento com o Ângulo de Guinada

A Figura 5.12 apresenta a variação do coeficiente de momento de rolamento  $C_{mD}$  com o ângulo de guinada  $\beta$ . As curvas, como nos casos anteriores, têm variações sistemáticas e simétricas, no entanto verifica-se que as curvas das duas configurações não passam pela origem. A explicação para este comportamento, pensamos que se pode encontrar num desvio da corrente incidente em guinada no túnel, basta um desvio de 0,25° para que apareça um momento, o comportamento de um modelo destes é muito similar ao de um cilindro, no qual esse efeito é grande. Todavia a variação de C<sub>mD</sub> em torno de 0 e 180° é consistente, no entanto em nenhum dos casos passa por zero, se fosse erro de atitude, em guinada, ele seria simétrico, ou, pelo menos, passaria por zero já que as medições foram em mais do que um arco de 180°. Dois factores podem estar na origem deste comportamento:

- Troca dos registos de polares de zeros aquando da operação com a balança, o que é possível, já que o programa residente é bastante fraco neste (e noutros) aspectos e a análise dos resultados só pode ser feita em data posterior ao seu registo;
- As forças registadas na balança do túnel do Laboratório de Aeronáutica da AFA estão no limite da sensibilidade da balança;
- Não foi possível levar a cabo uma parte dos ensaios de interferência mútua entre modelo e suporte, a qual, sendo muito pequena, pode, no entanto, ser responsável pelas diferenças registadas.

Sem dúvida que o segundo factor pesa na qualidade dos resultados, requerendo uma particular atenção aquando dos ensaios, já que, para os números de Reynolds pretendidos, as forças se situam nos limites da balança da AFA. Porém, parece ser o último factor o de maior peso nas diferenças agora apreciadas,  $C_{mD}$  em 0 e em 180° aparece com valores muito aproximadamente iguais, e deveu-se à impossibilidade de construção, em tempo útil, de um sistema de suporte adequado para prisão do modelo separadamente do suporte da balança.

# 5.3.8 Variação do Coeficiente de Momento de Derrapagem Com o Ângulo de Guinada

A Figura 5.13 apresenta a variação do coeficiente de momento de cabrada  $C_{mL}$  com o ângulo de guinada  $\beta$ , na gama de Re em estudo, mostrando, no global, o andamento antecipado nestes casos.

#### 5.3.9 Variação do Coeficiente de Momento de Picada com o Ângulo de Derrapagem

A Figura 5.14 apresenta a variação do coeficiente de momento de picada  $C_{mN}$  com o ângulo de guinada  $\beta$ , na gama de Re em estudo, mostrando, no global, o andamento antecipado nestes casos. Para o Re em estudo as curvas para as duas configurações, modelo limpo e completo, mostram um andamento são, já espectável das curvas de variação do coeficiente de força lateral versus ângulo de guinada.

#### 5.4 Nota Final

Foi construído um segundo modelo, à mesma escala, do dirigível Zodiac, manufacturado em fibra de vidro e resina époxica, com um acabamento rugoso, com tomadas de pressão ao longo de todo o meridiano superior e lateral, com gôndola e superfícies de cauda, para uma segunda série de ensaios mais detalhados, no mesmo túnel da AFA, na configuração tradicional de secção fechada, utilizando números de Reynolds mais elevados, com o intuito de dar resposta às questões inconclusivas supra reportadas.

Apesar dos ensaios estarem agendados, para o mês de Janeiro do ano em curso, e nos termos deslocado à AFA para a realização dos mesmos, infelizmente não foi possível realiza-los, pois o sistema informático residente da balança estava inoperativo e não foi possível pô-lo operacional em tempo útil.

	CP 01	CP 02	CP 03	CP 04	CP 05	CP 06	CP 07	CP 08	CP 09	CP 10	CP 11	CP 12
	α (°)=0	α (°)=0	α (°)=0	α (°)=0	α (°)=0	α (°)=0	α (°)=0	α (°)=10	α (°)=-10	α (º)=-10	α (º)=-10	α (°)=10
	β (°)=0	β (º)=-15	β (º)=-30	β (º)=-60	β (º)=-90	β (º)=-135	β (º)=-180	β (°)=0	β (°)=0	β (º)=10	β (º)=-10	β (º)=-10
X/L	Cp01	Cp02	Cp03	Cp04	Cp05	Cp06	Cp07	Cp08	Cp09	Cp10	Cp11	Cp12
0	0,73	0,57	0,14	-0,97	-0,30	-0,02	0,11	0,68	0,71	0,71	0,71	0,59
0,01	0,44	0,18	-0,21	-1,19	-0,30	-0,01	0,11	0,06	0,42	0,43	0,43	-0,01
0,02	0,11	0,00	-0,28	-1,19	-0,30	-0,03	0,08	-0,11	0,18	0,18	0,19	-0,17
0,05	0,01	-0,10	-0,42	-1,23	-0,31	-0,07	0,03	-0,16	0,24	0,21	0,17	-0,22
0,1	-0,04	-0,15	-0,47	-1,28	-0,32	-0,13	-0,01	-0,14	0,05	0,06	0,06	-0,20
0,15	-0,11	-0,20	-0,50	-1,26	-0,34	-0,21	-0,06	-0,17	-0,03	-0,02	-0,02	-0,23
0,19	-0,13	-0,22	-0,52	-1,24	-0,36	-0,28	-0,08	-0,17	-0,10	-0,10	-0,10	-0,23
0,24	-0,11	-0,20	-0,51	-1,19	-0,38	-0,27	-0,07	-0,10	-0,02	-0,05	-0,07	-0,16
0,3	-0,14	-0,22	-0,53	-1,23	-0,38	-0,27	-0,08	-0,15	-0,08	-0,07	-0,07	-0,20
0,37	0,27	0,08	-0,47	-1,14	-0,39	-0,50	0,05	0,25	0,26	0,26	0,27	0,16
0,44	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,52	-0,22	-0,44	-0,77	-0,96	-0,36	-0,41	0,72	-0,14	-0,19	-0,27	-0,39	-0,30
0,6	-0,04	-0,19	-0,44	-0,35	-0,58	-0,53	0,01	0,01	-0,02	-0,08	-0,13	-0,07
0,67	-0,08	-0,17	-0,36	-0,47	-0,57	-0,70	-0,05	-0,02	-0,06	-0,11	-0,15	-0,08
0,75	-0,08	-0,12	-0,39	-0,39	-0,66	-0,19	-0,06	-0,04	-0,04	-0,09	-0,11	-0,08
0,8	-0,08	-0,10	-0,42	-0,38	-0,54	-0,14	-0,07	-0,05	-0,04	-0,07	-0,08	-0,08
0,85	-0,06	-0,07	-0,42	-0,36	-0,53	-0,35	-0,04	-0,03	-0,04	-0,10	-0,07	-0,06
0,9	-0,03	-0,02	-0,24	-0,36	-0,53	-0,74	-0,02	-0,01	-0,01	-0,04	-0,04	-0,03
0,95	0,04	0,04	-0,11	-0,28	-0,54	-0,79	0,06	0,04	0,06	0,04	0,04	0,02

Tabela 5.1 Modelo AS800 – Valores de CP no meridiano superior do modelo para ângulos de ataque  $\alpha = 0, -10$  e 10° e ângulos de guinada  $\beta$  de 0 a -180°

Tabela 5.2 Modelo AS800 – Valores de CP no meridiano lateral do modelo para ângulos de ataque

 $\alpha = 0, -10^{\circ} e \ 10^{\circ} e \ angulos de guinada \beta de 0 a -180^{\circ}$ 

	CP 01	CP 02	CP 03	CP 04	CP 05	CP 06	CP 07	CP 08	CP 09	CP 10	CP 11	CP 12
	α (°)=0	α (°)=0	α (°)=0	α (°)=0	α (º)=0	α (°)=0	α (°)=0	α (°)=10	α (°)=-10	α (º)=-10	α (º)=-10	α (º)=10
	β (°)=0	β (º)=-15	β (º)=-30	β (º)=-60	β (°)=-90	β (º)=-135	β (º)=-180	β (°)=0	β (º)=0	β (º)=10	β (º)=-10	β (º)=-10
X/L	Cp01	Cp02	Cp03	Cp04	Cp05	Cp06	Cp07	Cp08	Cp09	Cp10	Cp11	Cp12
0	0,73	0,57	0,14	-0,97	-0,30	-0,02	0,11	0,68	0,71	0,71	0,71	0,59
0,01	0,39	0,68	0,73	0,18	-0,44	-0,04	0,08	0,35	0,41	0,41	0,41	0,53
0,02	0,16	0,53	0,71	0,50	-0,30	-0,04	0,10	0,14	0,19	0,20	0,19	0,36
0,05	0,05	0,39	0,62	0,65	-0,07	-0,13	0,08	0,04	0,05	0,05	0,05	0,23
0,1	-0,01	0,28	0,52	0,71	0,18	-0,07	0,02	-0,03	0,05	0,05	0,05	0,13
0,15	-0,08	0,18	0,43	0,71	0,38	-0,04	-0,05	-0,10	-0,02	-0,02	-0,02	0,04
0,19	-0,10	0,13	0,38	0,70	0,47	0,01	-0,08	-0,12	-0,08	-0,07	-0,07	0,00
0,24	-0,13	0,07	0,30	0,67	0,52	0,05	-0,11	-0,15	-0,13	-0,18	-0,02	-0,05
0,3	-0,13	0,04	0,25	0,64	0,56	0,15	-0,11	-0,15	-0,12	-0,15	-0,04	-0,07
0,37	-0,14	0,00	0,20	0,60	0,60	0,21	-0,12	-0,16	-0,14	-0,15	-0,08	-0,10
0,44	-0,14	-0,03	0,15	0,55	0,62	0,28	-0,10	-0,16	-0,14	-0,16	-0,10	-0,13
0,52	-0,13	-0,04	0,10	0,51	0,62	0,34	-0,08	-0,16	-0,13	-0,11	-0,11	-0,14
0,6	-0,11	-0,05	0,08	0,48	0,63	0,41	-0,06	-0,15	-0,12	-0,08	-0,11	-0,14
0,67	-0,10	-0,05	0,07	0,46	0,62	0,41	-0,06	-0,13	-0,11	-0,08	-0,11	-0,13
0,75	-0,10	-0,04	0,08	0,44	0,62	0,43	-0,07	-0,11	-0,10	-0,08	-0,08	-0,11
0,8	-0,09	-0,04	0,05	0,39	0,62	0,49	-0,07	-0,09	-0,10	-0,06	-0,05	-0,08
0,85	-0,07	-0,02	-0,02	0,25	0,59	0,59	-0,05	-0,05	-0,05	-0,02	-0,05	-0,06
0,9	-0,02	0,01	-0,13	0,02	0,34	0,66	-0,03	0,00	-0,01	0,01	-0,05	-0,05
0,95	0,05	-0,01	-0,12	-0,20	0,51	0,69	0,01	0,06	0,05	0,05	0,02	0,01



Figura 5.1 Coeficiente de Pressão nos meridianos superior e lateral para  $\alpha = 0^{\circ}$ ,  $\beta = 0$ 



Figura 5.2 Coeficiente de Pressão nos meridianos superior e lateral para  $\alpha = 0^{\circ}$ ,  $\beta = -15$ 



Figura 5.3 Coeficiente de Pressão nos meridianos superior e lateral para  $\alpha = 0^{\circ}$ ,  $\beta = -30$ 



Figura 5.4 Coeficiente de Pressão nos meridianos superior e lateral para  $\alpha = 0^{\circ}$ ,  $\beta = -60$ 



Figura 5.5 Coeficiente de Pressão nos meridianos superior e lateral para  $\alpha = 0^{\circ}$ ,  $\beta = -90$ 







Figura 5.7 Coeficiente de Pressão no meridiano superior para todos os valores de  $\alpha$  e  $\beta$  usados nos ensaios e referenciados na Tabela 5.1.



Figura 5.8 Coeficiente de Pressão no meridiano lateral para todos os valores de  $\alpha$  e  $\beta$  usados nos ensaios e referenciados na Tabela 5.2.

	ÂNGULOS (º)		ENVELOPE NÚ											
Ref	α	β	D [N]	Y	L	ROL	PIC	CAB	CD	CY	CL	CmD	CmN	CmL
1	0	-2,11	0,29	-0,46	-0,34	0,14	0,05	0,25	0,018	-0,029	-0,021	0,001	0,000	0,001
2	0	-0,11	0,29	-0,24	0,00	0,14	0,05	0,08	0,018	-0,015	0,000	0,001	0,000	0,000
3	0	1,89	0,29	0,16	-0,23	0,01	0,03	-0,12	0,018	0,010	-0,014	0,000	0,000	-0,001
4	0	3,89	0,29	0,31	-0,15	0,02	0,02	-0,29	0,018	0,020	-0,009	0,000	0,000	-0,002
5	0	5,89	0,33	0,70	-0,22	-0,11	0,04	-0,48	0,021	0,044	-0,014	-0,001	0,000	-0,003
6	0	9,89	0,54	1,18	-0,52	-0,15	-0,09	-0,80	0,034	0,074	-0,033	-0,001	0,000	-0,004
7	0	13,89	0,92	1,72	-1,27	-0,17	-0,20	-1,10	0,058	0,107	-0,079	-0,001	-0,001	-0,006
8	0	17,89	1,23	2,26	-1,31	-0,17	-0,27	-1,34	0,077	0,142	-0,082	-0,001	-0,001	-0,007
9	0	21,89	1,77	3,15	-2,34	-0,14	-0,42	-1,50	0,111	0,197	-0,146	-0,001	-0,002	-0,008
10	0	31,89	4,10	5,57	-4,70	0,30	-0,70	-1,55	0,256	0,349	-0,294	0,002	-0,004	-0,008
11	0	41,89	7,37	7,73	-7,10	0,67	-0,64	-1,30	0,461	0,484	-0,444	0,003	-0,003	-0,007
12	0	51,89	10,69	8,86	-5,66	0,43	0,07	-0,98	0,669	0,555	-0,354	0,002	0,000	-0,005
13	0	61,89	14,27	9,84	-3,71	0,36	0,52	-0,49	0,893	0,616	-0,232	0,002	0,003	-0,003
14	0	71,89	19,43	11,18	-4,03	1,36	0,79	-0,09	1,216	0,699	-0,252	0,007	0,004	0,000
15	0	81,89	20,87	4,43	1,24	0,66	0,86	0,29	1,306	0,277	0,078	0,003	0,005	0,002
16	0	91,89	20,22	-1,05	3,03	-0,12	0,84	1,18	1,265	-0,066	0,190	-0,001	0,004	0,006
17	0	106,9	20,16	-10,71	-9,92	0,00	1,51	2,19	1,262	-0,670	-0,621	0,000	0,008	0,011
18	0	121,9	12,92	-11,12	-3,23	-0,71	0,27	2,43	0,809	-0,696	-0,202	-0,004	0,001	0,013
19	0	136,9	7,55	-8,87	-3,39	-0,58	-0,29	2,45	0,472	-0,555	-0,212	-0,003	-0,002	0,013
20	0	151,9	3,27	-5,01	-2,64	-0,10	-0,36	2,10	0,205	-0,313	-0,165	-0,001	-0,002	0,011
21	0	166,9	1,00	-1,50	-0,57	0,04	-0,12	1,29	0,063	-0,094	-0,036	0,000	-0,001	0,007
22	0	181,9	0,52	0,10	0,43	-0,061	0,016	-0,15	0,032	0,006	0,027	0,000	0,000	-0,001

Tabela 5.3 Modelo AS800 - Valores das forças, momentos e respectivos coeficientes com o
envelope nu, Re 10 <sup>6</sup> , para o ângulo de ataque $\alpha = 0$ , e ângulos de guinada $\beta$ de 0 a -180°

Tabela 5.4 Modelo AS800 – Valores das forças, momentos e respectivos coeficientes com o modelo completo, Re  $10^6$ , para o ângulo de ataque  $\alpha = 0$  e ângulos de guinada  $\beta$  de 0 a -180°

	ÂNGU	LOS (º)					MO	DELO (	COMPLE	то				
Ref	α	β	Dc	Yc	Lc	ROLc	PICc	CABc	CDc	CYc	CLc	CmDc	CmNc	CmLc
1	0	-2,11	0,82	-0,92	0,46	0,05	0,18	0,09	0,044	-0,049	0,025	0,000	0,001	0,000
2	0	-0,11	0,81	-0,23	0,66	0,08	0,18	0,03	0,043	-0,012	0,035	0,000	0,001	0,000
3	0	1,89	0,84	0,63	0,48	0,08	0,19	-0,04	0,045	0,034	0,026	0,000	0,001	0,000
4	0	3,89	0,89	1,24	0,52	0,10	0,17	-0,11	0,048	0,067	0,028	0,000	0,001	0,000
5	0	5,89	1,03	1,84	0,36	0,11	0,15	-0,19	0,055	0,098	0,019	0,000	0,001	-0,001
6	0	9,89	1,43	3,25	-0,10	0,11	0,16	-0,33	0,076	0,174	-0,005	0,000	0,001	-0,001
7	0	13,89	2,01	4,49	-0,01	0,15	0,08	-0,50	0,108	0,240	-0,001	0,001	0,000	-0,002
8	0	17,89	2,51	5,53	-0,41	0,21	0,07	-0,65	0,134	0,296	-0,022	0,001	0,000	-0,003
9	0	21,89	3,40	6,75	-0,61	0,27	-0,03	-0,77	0,182	0,362	-0,033	0,001	0,000	-0,003
10	0	31,89	6,74	9,63	-1,00	0,58	0,13	-0,84	0,361	0,516	-0,054	0,003	0,001	-0,004
11	0	41,89	12,08	13,05	-2,37	0,94	0,53	-0,43	0,647	0,699	-0,127	0,004	0,002	-0,002
12	0	51,89	17,92	15,40	-3,80	1,50	0,97	0,09	0,960	0,825	-0,204	0,007	0,004	0,000
13	0	61,89	22,97	15,51	-1,53	1,77	1,27	0,35	1,230	0,831	-0,082	0,008	0,006	0,002
14	0	71,89	25,05	13,02	-1,12	1,68	1,54	0,52	1,342	0,697	-0,060	0,008	0,007	0,002
15	0	81,89	24,48	3,57	0,91	0,38	1,12	1,14	1,311	0,191	0,049	0,002	0,005	0,005
16	0	91,89	23,81	-3,51	2,17	-0,44	1,13	2,17	1,275	-0,188	0,116	-0,002	0,005	0,010
17	0	106,9	22,96	-10,36	1,93	-1,04	1,16	3,38	1,230	-0,555	0,103	-0,005	0,005	0,015
18	0	121,9	19,22	-14,73	2,50	-1,06	1,38	4,08	1,029	-0,789	0,134	-0,005	0,006	0,018
19	0	136,9	13,09	-15,08	0,17	-1,08	0,84	4,28	0,701	-0,808	0,009	-0,005	0,004	0,019
20	0	151,9	5,89	-10,46	0,31	-0,69	0,28	3,57	0,316	-0,561	0,017	-0,003	0,001	0,016
21	0	166,9	1,78	-3,71	0,22	-0,17	0,01	1,80	0,095	-0,199	0,012	-0,001	0,000	0,008
22	0	181,9	0,91	0,46	0,64	-0,033	0,067	-0,16	0,049	0,025	0,034	0,000	0,000	-0,001



Figura 5.9 Variação do coeficiente de resistência do envelope simples e com gôndola e superfícies de cauda nos eixos aerodinâmicos, em guinada, para ângulo de ataque nulo.



Figura 5.10 Variação do coeficiente de sustentação do envelope simples e com gôndola e superfícies de cauda nos eixos aerodinâmicos, em guinada, para ângulo de ataque nulo.



Figura 5.11 Variação do coeficiente de força lateral do envelope simples e com gôndola e superfícies de cauda, nos eixos aerodinâmicos, em guinada, para ângulo de ataque nulo.







Figura 5.13 Variação do coeficiente de momento de derrapagem do envelope simples e com gôndola e superfícies de cauda nos eixos aerodinâmicos, em guinada, para ângulo de ataque nulo.





## 6. SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO BIDIMENSIONAL EM TORNO DO DIRIGÍVEL

### 6 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO BIDIMENSIONAL EM TORNO DO DIRIGÍVEL

Tradicionalmente, apenas duas abordagens para o estudo da Mecânica de Fluidos associada ao escoamento em torno de corpos fuselados eram possíveis: a teórica e a experimental. O maior obstáculo da abordagem teórica é apenas ser possível, no estádio actual do conhecimento, resolver as equações de Navier-Stokes para escoamentos relativamente simples, de aplicação prática reduzida. Assim, a contribuição desta abordagem tem-se limitado à identificação dos parâmetros relevantes no estudo dos escoamentos e à previsão de algumas relações entre eles, a partir da análise dimensional ou das soluções que se logram alcançar para as equações de Navier-Stokes. Para estudos mais detalhados de um escoamento, o único meio era efectuar medições no escoamento real ou num modelo em laboratório (Borges, 2007).

Com o aparecimento dos computadores surgiu uma terceira alternativa para o estudo da Mecânica de Fluidos: a simulação numérica. À primeira vista, esta abordagem poderia concorrer com a experimentação, relativamente à qual apresenta vantagens como, por exemplo, a maior facilidade na reprodução das condições do escoamento real e a inexistência de qualquer perturbação do escoamento pelo equipamento de medição. Além disso, como a razão desempenho/custo dos computadores não tem parado de crescer (e.g., Stadtherr, 1998), a simulação numérica é cada vez mais atractiva. De facto, a evolução tem sido tão grande que, enquanto os primeiros computadores construídos efectuavam apenas algumas operações por segundo, em breve poderemos ter na nossa mesa de trabalho uma máquina capaz de efectuar um gigaflop (10<sup>9</sup> operações em vírgula flutuante por segundo) por processador. A capacidade de armazenamento de dados também tem crescido rapidamente e a quantidade de memória e de armazenamento em disco que podemos ter hoje é idêntica à dos super-computadores de há uma década atrás.

A simulação numérica e a experimentação complementam-se. As experiências são um meio eficiente de medir parâmetros globais, como a resistência ou a sustentação. Todavia, o desenvolvimento tecnológico e a optimização dos desenhos que lhe está associada requerem conhecimentos que muitas vezes não estão disponíveis na base de dados de experiências já realizadas. Obtê-los realizando novas experiências pode ser muito caro ou

muito demorado. Nesses casos, a simulação numérica pode ser capaz de fornecer a resposta adequada. Por isso, é comum utilizar a simulação numérica para estabelecer um desenho, durante a fase inicial de desenvolvimento de um produto, e um modelo para efectuar a optimização, na fase final (Borges, 2007).

Além destas contribuições no âmbito da engenharia, as simulações são capazes de fornecer dados que não podem ser obtidos nas experiências destinadas a um estudo mais fundamental dos escoamentos. Por exemplo, o alinhamento da vorticidade com as direcções principais das taxas de deformação foi descoberto por Kerr (1985) através de simulações.

#### 6.1 Métodos para a Simulação de Escoamentos

Como as equações que governam os escoamentos são conhecidas (a equação da continuidade e as equações de Navier-Stokes), à primeira vista seria sempre possível efectuar uma simulação e obter uma solução com a precisão pretendida, utilizando o método designado por simulação numérica directa (DNS Direct Numerical Simulation). No entanto, se os escoamentos forem turbulentos, que é o caso da maior parte dos com interesse para aplicações no domínio da engenharia (Moin and Kim, 1997), a gama de escalas de comprimento e de tempo que possuem obriga a utilizar recursos computacionais muito elevados.

Tal pode não ser realizável, seja por esses recursos não estarem disponíveis, seja por o custo da sua utilização não ser comportável. Por isso, as contribuições para a engenharia realizadas com este método limitam-se ao estudo do efeito da curvatura e da rotação em escoamentos turbulentos, embora seja de esperar, num futuro próximo, contribuições no estudo de escoamentos no interior de turbo-máquinas, devido à sua complexidade e ao número de Reynolds moderado.

A introdução de modelos que permitam obter resultados importantes para um dado projecto e necessitem de menos recursos computacionais torna-se uma necessidade. São possíveis duas abordagens: uma, usar o método das médias de Reynolds (RaNS - Reynolds averaged Navier-Stokes) e um modelo de turbulência ou, outra, o método das grandes escalas da turbulência (LES - Large Eddy Simulation) e um modelo de tensões residuais.

A maior parte das aplicações de engenharia usa o método das médias de Reynolds e um modelo de turbulência. Actualmente, o modelo k- $\varepsilon$  é o de utilização mais frequente, embora os modelos das tensões de Reynolds sejam considerados mais precisos (Rabbitt, 1997). Tal acontece porque os modelos das tensões de Reynolds necessitam de uma afinação cuidada das constantes do modelo cada vez que se pretenda simular um novo escoamento e a sua exigência em recursos computacionais faz com que nem sempre sejam competitivos quando comparados com o método das grandes escalas da turbulência, mais robusto e preciso. Além disso, existem variantes do modelo k- $\varepsilon$  (e.g., o modelo não-linear de Speziale, 1987) que permitem obter melhores resultados, sem que os recursos computacionais exigidos sejam significativamente maiores que os do modelo original.

O método das grandes escalas da turbulência pode ser considerado como intermédio entre o método das médias de Reynolds e o da simulação numérica directa, pois simula as escalas maiores da turbulência, que são responsáveis pela maior parte do transporte, de acordo com o que a malha utilizada permitir. Visto a turbulência ser inflacionária e quase sempre tridimensional, este método obriga a utilizar um modelo com as mesmas características, logo necessita de mais recursos computacionais que o método das médias de Reynolds. Contudo, não atinge os requisitos do método da simulação numérica directa. A sua vantagem é não necessitar de modelar as escalas maiores, que dependem necessariamente da geometria e para as quais não existe esperança de encontrar um modelo universal. Assim, é necessário apenas um modelo para as escalas mais pequenas, que se espera seja mais simples.

No presente estudo, foi usado o código comercial ANSYS (FLOTRAN) e recorreu-se ao método das médias de Reynolds e como modelo de turbulência usou-se o modelo k-ε.

#### 6.2 Modelos Matemáticos e Técnicas Numéricas

Nesta secção apresenta-se o sistema de equações de governo baseado no modelo k-ε, seguindo o modelo de solução com recurso ao solver TDMA (Tri-Diagonal Matrix Algorithms); o método usado no módulo de Mecânica dos Fluidos Computacional FLOTRAN do programa ANSYS.

O modelo matemático dos escoamentos incompressíveis é constituído por um sistema de equações diferenciais acopladas e não-lineares. Pode comportar simplificações das leis

exactas, destinadas a facilitar a resolução, sem que a precisão do resultado final seja afectada significativamente. O modelo matemático que consideramos é descrito na secção 6.2.2.

Para obter uma solução numérica, é necessário um método de discretização, a fim de aproximar as equações diferenciais por meio de um sistema de equações algébricas, cujas incógnitas são definidas num conjunto discreto de pontos no espaço e no tempo. Existem vários métodos, sendo os mais comuns os dos volumes finitos, o das diferenças finitas e o dos elementos finitos. Outros métodos, como os espectrais, também são utilizados, mas limitam-se a categorias específicas de problemas.

Após a escolha do método de discretização, é necessário seleccionar as aproximações a efectuar na discretização das equações.

Impõe-se, ainda, escolher um método para a resolução do sistema de equações algébricas obtido. Existem vários, baseados geralmente em métodos para a resolução de problemas de valor inicial. O problema cuja resolução se empreender determinará a escolha do mais apropriado.

É também necessário um algoritmo para resolver sistemas de equações algébricas lineares. A escolha do mais adequado depende do problema considerado.

#### 6.2.1 Equações Fundamentais e Modelação da Turbulência

A aplicação de princípios físicos de conservação à porção de fluido contida em certa região do espaço -- denominada volume de controlo -- resulta nas equações fundamentais da mecânica de fluidos. Ao longo deste trabalho, considerámos as seguintes hipóteses simplificativas: escoamentos incompressíveis, fluidos Newtonianos.

Neste trabalho considerou-se então o sistema de equações de Navier-Stokes para fluidos incompressíveis com o modelo k- $\epsilon$ . Este modelo está implementado no módulo FLOTRAN do ANSYS. De acordo com estas variáveis, a equação da continuidade (equação 6.1), as equações da conservação da quantidade de movimento (equações 6.2) e as equações do modelo k- $\epsilon$  (Spalding and Launder, 1974), para um fluido incompressível e em coordenadas cartesianas são escritas da seguinte forma:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial (\rho v)}{\partial y} = 0$$
(6.1)

$$\frac{\partial U}{\partial t} + U \cdot \nabla U + \nabla p + \nabla \cdot \left( \nu + c_{\mu} \frac{k^2}{\varepsilon} \right) \left( \nabla U + \nabla U^{\dagger} \right) = 0$$
(6.2)

A energia cinética turbulenta e a taxa de dissipação de energia turbulenta são dadas respectivamente pelas equações (4) e (5).

$$\frac{\partial\rho k}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u k)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v k)}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial y} \right) + \mu_t \phi - \rho \varepsilon + \frac{C_4 \beta \mu_t}{\sigma_t} \left( g_x \frac{\partial T}{\partial x} + g_y \frac{\partial T}{\partial y} \right)$$
(6.3)

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u \varepsilon)}{\partial x} + \frac{\partial (\rho v \varepsilon)}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} \right) + \\ + C_{1\varepsilon} \mu_t \frac{\varepsilon}{k} \phi - C_2 \frac{\rho \varepsilon^2}{k} + \frac{C_\mu (1 - C_3) \beta \rho k}{\sigma_t} \left( g_x \frac{\partial T}{\partial x} + g_y \frac{\partial T}{\partial y} \right)$$
(6.4)

onde *k* é a energia cinética turbulenta,  $\varepsilon$  é a taxa de dissipação de energia cinética, *u* e *v* representam as componentes segundo *x* e *y* da velocidade *U*,  $\mu_t$  é a viscosidade turbulenta,  $\rho$  representa a massa volúmica, *T* é a temperatura do fluido,  $\phi$  é a dissipação viscosa e *x* e *y* são respectivamente as coordenadas horizontais e verticais. As outras constantes são:

$$C_1 = 1.44;$$
  $C_2 = 1.92;$   $C_{\mu} = 0.09;$   
 $C_{\sigma} = 1.0;$   $\sigma y = 1.3;$   $\sigma t = 1.0;$   
 $C_1 = 1.0;$   $C_2 = 0.0;$   $\beta = 0.0$ 

A viscosidade turbulenta é dada por

$$\mu_t = C_\mu \frac{\rho k^2}{\varepsilon} \tag{6.5}$$

O método numérico usado pelo ANSYS é baseado na aproximação por elementos finitos. A solução final do sistema de equações que governa o problema é obtida em cada elemento do domínio total discretizado. De modo a resolver o sistema linear, o ANSYS adopta o solver TDMA (Tri-Diagonal Matrix Algorithms). São graus de liberdade de cada elemento, as componentes da velocidade, a pressão, energia cinética turbulenta, taxa de dissipação da energia cinética turbulenta e temperatura. O critério de convergência para o solver TDMA é 10<sup>-5</sup> para cada componente da velocidade, 10<sup>-3</sup> para a pressão, energia cinética turbulenta,

taxa de dissipação da energia cinética turbulenta e temperatura. Foram utilizados os elementos FLUID 141 na construção da malha.

A distinção entre escoamento laminar e turbulento é feita através do ratio dos transportes inerciais e viscosos. À medida que o ratio aumenta, as instabilidades desenvolvem-se e as flutuações na velocidade começam a ocorrer. O modelo turbulento toma em conta com os efeitos dessas flutuações no escoamento médio através do uso de uma viscosidade, a viscosidade efectiva, nas equações de governo. A viscosidade efectiva,  $\mu_e$ , é a soma da viscosidade laminar,  $\mu$  (que é propriedade do fluido) e da viscosidade turbulenta,  $\mu_t$  (que é calculada a partir do modelo de turbulência).

$$\mu_e = \mu + \mu_t \tag{6.6}$$

Geralmente, quanto mais turbulento for o campo, maior é a viscosidade efectiva.

O número de Reynolds mede o ratio das forças inerciais e viscosas e ajuda a determinar quando se torna necessário activar o modelo de turbulência. O número de Reynolds é definido em termos das propriedades do fluido, da velocidade característica e da dimensão característica:

$$\operatorname{Re} = \frac{\rho U L}{\mu} \tag{6.7}$$

#### 6.2.2 Domínio de Cálculo e Condições de Fronteira

A simulação numérica realizada pode ser caracterizada pelo estudo do desenvolvimento de um escoamento em torno de um dirigível de rugosidade desprezável (Figura 6.1). Devido às dimensões do dirigível, foi necessário realizar as simulações aplicando conceitos de análise dimensional. A aplicação dos conceitos de análise dimensional consistiu essencialmente na verificação do número de Reynolds do escoamento. Assim, para o comprimento característico de 80mm, o escoamento à entrada é caracterizado por uma velocidade segundo *x* igual a 200m/s e temperatura igual a  $20^{\circ}$ C. Na Figura 6.1 é mostrado o domínio de cálculo, bem como, representados os planos onde posteriormente serão analisados perfís de velocidade do escoamento. Um eixo longitudinal normalizado

 $x' = (X - X_0)/L$  é também utilizado, onde *L* é o comprimento do dirigível e  $x_0$  corresponde à posição do nariz do dirigível.



Figura 6.1 Domínio de cálculo e localização dos planos de amostragem.

A malha computacional tem espaçamento uniforme em torno do dirigível e foram utilizados 500000 nós para a simulação computacional (Figura 6.2). Junto à superfície do dirigível foi realizado um refinamento da malha de modo a melhor captar as estruturas junto da parede.



Figura 6.2 Aspecto da malha computacional.

O passo de integração temporal foi  $\Delta t = 1 \times 10^{-3}$ . O tempo de desenvolvimento do escoamento foi de 20000 intervalos temporais, correspondentes a 296713 iterações.

#### CONDIÇÕES DE FRONTEIRA:

Nas fronteiras superior e inferior todas as quantidades são obtidas por extrapolação linear a partir do interior do domínio, com excepção da componente vertical do vector velocidade

que é colocada a zero e na secção de saída todas as quantidades são obtidas por extrapolação a partir do interior do domínio. A componente do vector velocidade perpendicular à fronteira de saída é depois corrigida de modo a garantir conservação global de massa.

Na fronteira de entrada a componente longitudinal do vector velocidade é especificada e igual a 20 m/s (segundo a direcção do escoamento, tal como mostra a Figura 6.1). O campo de pressão é obtido a partir do interior do domínio de cálculo.

Nas fronteiras interiores são aplicadas condições de parede (u = 0 m/s) e v = 0 m/s). O campo de pressão é obtido por extrapolação linear a partir do interior do domínio de cálculo.

#### 6.3 Resultados e Discussão

Nesta secção apresentam-se os principais resultados das simulações efectuadas. Serão apresentados os iso-contornos de diversas grandezas seleccionadas de modo a poder-se identificar algumas características do escoamento. Posteriormente serão apresentados os valores obtidos para o coeficiente de pressão em torno do dirigível e finalmente os perfis de velocidade nos planos ao longo do escoamento e representados na Figura 6.1.

Dos resultados experimentais dispomos de valores para as força e os momentos, bem como dos seus respectivos coeficientes, assim os resultados numéricos vão permitir-nos obter uma imagem completa do escoamento em torno de um dirigível, e assim aferir da validade das visualizações efectuadas e descritas no capítulo 4.

#### 6.3.1 Iso-contornos

Na Figura 6.3, são representados os iso-contornos de pressão evidenciando a natureza simétrica do corpo, onde as diferenças de pressão entre as partes inferior e superior do dirigível são quase desprezáveis. No entanto, o valor mínimo de pressão é verificado na parte superior do dirigível enquanto o máximo surge no nariz.

Os iso-contornos da componente vertical da velocidade, Figura 6.4, evidenciam mais uma vez a simetria do dirigível. É de salientar os pontos onde ocorrem os valores mais
significativos para esta grandeza: imediatamente após o nariz do dirigível (simetria entre a parte superior e inferior) e imediatamente antes da cauda do dirigível (simetria entre a parte superior e inferior). Assim, devido à forma do nariz, que promove o brusco aparecimento da componente vertical da velocidade, chega-se a verificar velocidades próximas dos 13 m/s. A imagem dos valores de velocidade nas proximidades do nariz e da cauda fica completa com a observação da Figura 6.5 – componente longitudinal da velocidade. Nesta figura, verificam-se os seguintes aspectos: velocidades baixas na zona do nariz e na região da cauda, promovendo uma fina região de esteira, já verificada nas visualizações com injecção de fumo. Os valores mais significativos para esta componente da velocidade surgem no dorso do dirigível, contrastando com os valores baixos da componente vertical da velocidade.



Figura 6.3 Iso-contornos de pressão.

Como resultado do referido para as duas componentes da velocidade (vertical e longitudinal), na Figura 6.6 verifica-se a soma dos efeitos já observados. Salienta-se o ponto de velocidade nula no nariz do dirigível e a inexistência de velocidades negativas (ausência de recirculação em termos médios). Verifica-se ainda aquela que é uma característica dos dirigíveis: uma região de esteira fina e longa. No dorso do dirigível parece haver uma pequena separação.

Todos os aspectos referidos, não são mais do que a simples constatação de resultados já esperados, pois o escoamento em torno de corpos fuselados encontra-se bem estudado e documentado.



Figura 6.4 Iso-contornos da componente vertical da velocidade (× $10^{-1}$  *m/s*).



Figura 6.5 Iso-contornos da componente longitudinal da velocidade (× $10^{-1} m/s$ ).



Figura 6.6 Iso-contornos de velocidade (× $10^{-1} m/s$ ).

Como forma de reforçar o que atrás foi referido, na Figura 6.7, apresenta-se as linhas de corrente, que acima de tudo evidenciam dois aspectos: escoamento quase simétrico e ausência de separação.



Figura 6.7 Linhas de corrente.

As figuras que se seguem, ilustram características inerentes à existência de turbulência. Na Figura 6.8 apresenta-se a viscosidade efectiva,  $\mu_e$ . Esta viscosidade resulta da soma da viscosidade laminar,  $\mu$  (propriedade do fluido) e da viscosidade turbulenta,  $\mu_t$  (calculada a partir do modelo de turbulência), tal como indicado na equação (6.7). Assim, pode dizerse que a turbulência do escoamento existe mas é rapidamente atenuada à medida que o escoamento se afasta do nariz. Também se constata que a forte perturbação do escoamento existe numa região que não ultrapassa um diâmetro do dirigível em torno de si mesmo.

As Figura 6.9 e Figura 6.10 mostram respectivamente os iso-contornos da energia cinética turbulenta e os iso-contornos da taxa de dissipação de energia turbulenta.

O resultado obtido para a energia cinética turbulenta pode ser encarado coma a ilustração das alterações introduzidas no escoamento pela presença do corpo fuselado. De facto apenas numa região muito próxima do dirigível é que a energia cinética turbulenta (equação 6.4) apresenta valores superiores aos verificados nas regiões de escoamento não perturbado (por exemplo na secção de entrada). Mais uma vez, são evidenciadas as regiões de grande velocidade vertical e a região de esteira como zonas de elevada turbulência, bem como a quase simetria do escoamento em torno do dirigível.



Figura 6.8 Viscosidade efectiva.

Na Figura 6.10, os iso-contornos da taxa de dissipação de energia turbulenta mostram que a dissipação de energia ocorre essencialmente numa região muito próxima da superfície sólida do dirigível e na região de esteira. É na região próxima do nariz do dirigível que se verificam os valores mais elevados da taxa de dissipação, sendo consistente com os valores obtidos para a energia cinética turbulenta (Figura 6.9). Os resultados obtidos evidenciam as características pouco dissipativas do modelo k- $\varepsilon$  (Spalding and Launder, 1974).



Figura 6.9 Energia cinética turbulenta.



Figura 6.10 Taxa de dissipação de energia turbulenta.

#### 6.3.2 Coeficiente de Pressão

O coeficiente de pressão,  $C_p = 2(p_w - p_{ref})/\rho U_{ref}^2$ , onde  $p_w$  é a pressão na parede,  $p_{ref}$  é a pressão de referência e  $U_{ref}$  é a velocidade do escoamento não perturbado, é representado nas Figura 6.10 e Figura 6.11, respectivamente para os meridianos inferior e superior do dirigível.

A geometria do escoamento faz variar o gradiente de pressão. O escoamento acelera num forte gradiente de pressão favorável após o nariz do dirigível para depois desacelerar num gradiente de pressão desfavorável moderado na zona compreendida entre a secção do dirigível de maior diâmetro e o fim deste.

Por comparação dos valores do coeficiente de pressão nos meridianos superior e inferior, constata-se que estes são semelhantes, não apresentando diferenças que mereçam qualquer espécie de comentário. Assim, todos os comentários serão efectuados de modo indiferente em relação aos meridianos.

Verifica-se que o coeficiente de pressão varia de um máximo aproximadamente igual a 1, junto ao nariz do dirigível, e à medida que se aproxima da secção do dirigível de maior diâmetro diminui até atingir o valor mínimo de aproximadamente igual a -0,6. A jusante desta secção o coeficiente de pressão aumenta tornando-se novamente positivo, com valores próximos de 0,2.

O andamento do coeficiente de pressão é consistente com os medidos experimentalmente, no entanto, quando comparado com o medido experimentalmente para a situação de  $\alpha = 0$ e  $\beta = 0$ , constata-se que a simulação sobrestimou os valores em cerca de 67% na região de gradiente desfavorável (região de valores de  $C_p$  negativos), fornecendo valores concordantes nas regiões do nariz e da cauda do dirigível. Várias razões podem ser apontadas para a sobrestimativa verificada. Uma primeira razão poderá ter a ver com a resolução da malha junto às superfícies sólidas (limitações do software em termos do número de nós). A segunda razão e aquela que nos parece ser a principal, prende-se com o facto de a simulação ter tratado o dirigível como sendo estatisticamente bidimensional, pois a simulação foi realizada em 2D. Desta forma, não foram contabilizados os efeitos tridimensionais do escoamento, que neste caso são consideráveis, tendo em conta a forma do corpo fuselado.



Figura 6.11 Coeficiente de pressão da parte inferior

Quando os valores numéricos são comparados com os valores experimentais obtidos para a situação de  $\alpha = 0$  e  $\beta = 90$ , ou seja quando o dirigível se encontra perpendicular em relação à direcção do escoamento, os valores do coeficiente de pressão tornam-se comparáveis e concordantes na região de gradiente de pressão desfavorável. Esta situação traduz o que foi referido acerca da tridimensionalidade da geometria.

Assim, pode-se dizer que os resultados numéricos prevêem correctamente o andamento do coeficiente de pressão, mas não são conclusivos acerca do seu valor. Esta situação poderá ser verificada, realizando simulações numéricas considerando a natureza tridimensional da geometria.

#### 6.3.3 Perfis de Velocidade

De modo a poder-se estudar a evolução do escoamento, apresentam-se nas Figura 6.13 a Figura 6.20, os perfis das componentes vertical e longitudinal da velocidade nas posições do escoamento definidas pelos planos indicados na Figura 6.1.

Assim, a montante do dirigivel, posição X/L = -0,68 (Figura 6.11), o perfil da componente longitudinal da velocidade evidencia já a existência do obstáculo ao escoamento, provocado pelo dirigivel, apresentando para a velocidade valores inferiores aos do escoamento não perturbado na região central do dominio, correspondendo à posição do obstaculo.



Figura 6.12 Coeficiente de pressão da parte superior

Relativamente à componente vertical da velocidade, verifica-se a simetria do perfil, evidenciando a natureza simetrica do escoamento, apresentando valores relativamente baixos.

Na posição X/L = 0,00 (Figura 6.12), correspondente ao início do dirigivel, o perfil da componente longitudinal da velocidade comporta-se de acordo com a existência de um ponto de estagnação, apresentando valores de velocidade superiores numa região próxima da superficie do dirigivel e junto a este valores que tendem para zero. Já o perfil da componente vertical da velocidade, apresenta mais uma vez a necessária simetria em torno do nariz do dirigivel, embora, neste caso apresente valores superiores junto à superficie. Esta situação já tinha sido referida aquando da análise dos iso-contornos da componente vertical da velocidade. Os valores apresentados na região de escoamento não perturbado são comparaveis aos verificados na posição X/L = -0, 68.



Figura 6.13 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em X/L = -0,68



Figura 6.14 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em X/L = 0,00

Na posição X/L = 0,16 (Figura 6.13), os perfis resultantes são comparaveis aos verificados para a posição X/L = 0,00, embora os valores máximos para a componente longitudinal da velocidade sejam mais elevados e os da componente vertical estejam

atenuados, pois nesta secção, a jusante do nariz, os efeitos da curvatura acentuada, verificada para a zona do nariz, tendem a atenuar. É também, nas proximidades desta secção, que o coeficiente de pressão muda de sinal. Esta situação vai provocar alterações no escoamento que são visiveis quando analisamos os perfis das componentes vertical e longitudinal da velocidade na posição X/L = 0,46.



Figura 6.15 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em X/L = 0,16





De facto, na posição X/L = 0,46 (Figura 6.14), região de gradiente de pressão desfavoravel, a componente longitudinal da velocidade apresenta um andamento consistente com o verificado para a posição X/L = 0,16, mas a componete vertical da velocidade apresenta uma diminuição bastante significativa do seu valor máximo. Esta situação está ainda mais patente na posição X/L = 0,83 (Figura 6.15), onde a componente vertical da velocidade troca, ao longo de todo o perfil, de sinal relativamente ao eixo de simetria do escaomento. Mais uma vez, esta situação está bem patente na representação sob a forma de iso-contornos do escoamento. Nesta posição, também a componente longitudinal do escoamento tende a atenuar.



Figura 6.17 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em X/L = 0,83

Na posição correspondente à cauda do dirigivel, X/L = 1,00 (Figura 6.16), o perfil da componente logitudinal da velocidade, atenua-se ainda mais quando comparado com o verificado para a posição X/L = 0,83, apresentando um valor máximo idêntico ao do escoamento não perturbado. Nesta posição, evidenciam-se efeitos causados pela região de esteira, embora sejam melhor observados nos perfis da posição X/L = 1,44 (Figura 6.17). Nesta posição, a componente vertical a velocidade apresenta um andamento comparavel ao observado na posição a montante do dirigivel, embora de sinal contrário, pois esta componente da velocidade trocou de sinal quando o escoamento passou pelo dirigivel. A

componente longitudinal da velocidade apresenta um andamento tipico de escoamento sobre placa plana. Este efeito é provocado pela existência da região de esteira bastante fina e longa.



Figura 6.18 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em X/L = 1,00



Figura 6.19 Perfis das componentes longitudinal e vertical da velocidade em X/L = 1,44

Na Figura 6.19, apresenta-se a evolução dos perfis da velocidade média ao longo do escoamento em torno do dirigível. Nesta figura, para melhor compreensão deslocaram-se os perfis em 10 unidades. A natureza simétrica do escoamento é mais uma vez evidenciada, sendo observado o ponto de estagnação no nariz do dirigível, bem como os efeitos da região de esteira no final do dirigível. É ainda verificado o incremento de velocidade, nas proximidades da superfície, à medida que o escoamento atravessa o dirigível, atenuando-se à medida que se aproxima da cauda.



Figura 6.20 Perfis de velocidade. Perfis deslocados de 10 unidades para melhor compreensão.

#### 6.4 Conclusões

A simulação computacional é uma ferramenta útil na previsão de escoamentos sobre corpos fuselados e foi usada na previsão do escoamento sobre um dirigível. A simulação computacional pode ser usada para realizar uma total caracterização de um escoamento, pois a experimentação, devido aos custos associados, apenas se limitam a fornecer valores para algumas posições do escoamento.

Assim, no âmbito deste trabalho, realizaram-se simulações computacionais do escoamento em torno de um dirigível, para o qual se conheciam alguns parâmetros medidos experimentalmente. Estas simulações mostraram a evolução do escoamento através de diversas grandezas, evidenciando a existência de um ponto de estagnação e de uma região de esteira longa e fina. Mostraram também que o escoamento em torno da geometria considerada pode ser caracterizado como simétrico.

A comparação das previsões do coeficiente de pressão foi apenas possível em termos qualitativos, pois na simulação numérica não foi considerada a natureza tridimensional da geometria.

Tendo em conta a natureza da geometria, pode dizer-se que a simulação numérica foi capaz de prever todas as situações típicas de um escoamento sobre um corpo fuselado.

A simulação numérica, além do referido, fez a correcta previsão das mudanças de sinal no coeficiente de pressão, bem como, nos perfis da componente vertical da velocidade. Também, através dos resultados numéricos, torna-se evidente quais os efeitos da curvatura na evolução das grandezas estudadas.

Por fim, como aspecto a desenvolver no futuro, pretende-se realizar a simulação computacional do escoamento em torno da geometria estudada, considerando a sua natureza tridimensional.

# 7. CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES

## 7 CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES

Neste capítulo, apreciam-se, de forma crítica, os resultados obtidos e apresentam-se as principais conclusões do estudo. No seu decurso, surgiram algumas interrogações que ficaram sem resposta, pelo que se sugerem algumas pistas cuja exploração parece de levar a cabo. Inclui-se também uma apreciação global ao trabalho realizado e a sua apresentação.

### 7.1 Resultados

Os resultados obtidos no estudo da optimização da forma aerodinâmica do dirigível AS800, podem considerar-se globalmente satisfatórios, embora não houvesse oportunidade para o seu tratamento e análise na totalidade, em tempo útil.

Quanto aos resultados agora apresentados, uma análise mais geral pode filtrar alguns dos seus aspectos mais importantes:

- Serem estes os primeiros valores dos coeficientes de força e de momento conhecidos para rumos de vento a toda a roda do envelope;
- O comportamento global do escoamento;
- A existência de uma reduzida zona de estagnação;
- Marcadas diferenças na geometria das linhas de corrente na resposta em guinada;
- A presença de uma esteira comparativamente estreita, comparada com o diâmetro máximo do envelope, para escoamento incidente a derrapagem nula, mas com a maior parte das superfícies de guiamento e controlo da cauda nela imersas;
- A existência de extensas zonas de escoamento separado na resposta em guinada, com as superfícies de cauda nela imersas;
- A extensão da perturbação do escoamento global pela presença da gôndola;
- A problemática eficiência das superfícies de cauda para ângulos de guinada reduzidos;

- A relativamente fraca perturbação do gôndola, comparativamente com a distorção global do escoamento em guinada;
- Para números de Reynolds, Re, de aproximadamente 10<sup>4</sup>, para guinada nula, o andamento da distribuição de pressões pode ser considerado normal, com sobrepressões no nariz, depressões na zona de maior velocidade e alguma recuperação da pressão na cauda;
- No nariz o valor de Cp não atinge a unidade junto à superfície;
- A gôndola tem influência na distribuição de pressões na sua vizinhança;
- As curvas de variação dos coeficientes de resistência e sustentação com o ângulo de derrapagem exibem características que permitem confiar nos resultados encontrados;
- Para escoamento incidente alinhado com o eixo, os coeficientes de resistência C<sub>D</sub>, para o envelope limpo e para o envelope com gôndola e superfícies de controlo é de aproximadamente 0,023 e de 0,045, de acordo com resultados anteriores encontrados na literatura;
- Para posicionamento a 90° com o escoamento incidente, C<sub>D</sub> é cerca de 100vezes maior;
- Para vento de cauda alinhado com o eixo, C<sub>D</sub> é superior ao vento de frente com valores de aproximadamente 0,032 e 0,045 para o envelope nu e com gôndola e superfícies de cauda respectivamente
- Para números de Reynolds, Re, de aproximadamente 10<sup>5</sup>, o coeficiente de resistência mínimo C<sub>Dmin</sub> tem os valores de 0,04 para envelope nu e de 0,05 para o modelo completo, atingindo valores 100 vezes maiores aos 90°
- A baixa autoridade da cauda para contrariar o momento de guinada;
- A assimetria na distribuição de pressões causada pela gôndola e a sensibilidade global das forças e momentos aos desalinhamentos do escoamento.

### 7.2 Modelo Túnel e Balança

O modelo utilizado nos ensaios mostrou-se perfeitamente adequado ao fim em vista, superando em qualidade as características impostas, à partida, apresentando robustez, leveza, acabamento superficial e versatilidade óptimas.

O túnel do laboratório de Aeronáutica da AFA, embora basicamente destinado a trabalho a números de Reynolds mais elevados do que os usados no presente programa experimental, mostrou-se de fácil utilização e com características de escoamento na secção de ensaio adequadas ao fim em vista.

A balança, porém, pelas razões anteriores, designadamente com capacidade de cerca de 10 vezes mais do que os valores das forças agora em jogo, foi utilizada numa gama de cargas para a qual não está vocacionada, criando algumas dificuldades na obtenção e interpretação dos resultados de momento de rolamento do modelo. Contudo, para trabalho na gama de forças e momentos aerodinâmicos adequada é tudo o que um experimentador pode ambicionar. Pena é que o programa residente de recolha e armazenamento de dados possua algumas insuficiências de clareza.

Quanto ao Comando e ao pessoal que autorizaram, permitiram, ajudaram e encorajaram a realização dos ensaios, da Direcção ao último dos técnicos, não se poderia aspirar a melhor. Daí o nosso sincero reconhecimento e redobrado agradecimento.

#### 7.3 Trabalho Complementar no AS800

É de todo aconselhável que a presente série de resultados sobre o comportamento do modelo AS800 seja complementada com ensaios do modelo Zodiac, já construído, a números de Reynolds mais elevados, ou seja, mais próximo da gama de forças para as quais a balança está vocacionada, devidamente reduzidos e analisados. Por isso haverá que dedicar especial atenção a essa tarefa, já que algumas das dúvidas agora levantadas, nomeadamente quanto aos valores de  $c_{mD}$ , serão certamente esclarecidas.

O conhecimento do modelo aos números de Reynolds considerados e da extensão das várias interferências modelo/túnel e túnel/modelo, são também essenciais à caracterização complementar da performance do AS800.

### 7.4 Apreciação Final

O trabalho realizado, muito embora tenha levantado algumas dificuldades, trouxe os consequentes (e óbvios) benefícios de permitir alargar o leque de conhecimentos aprofundados sobre aerodinâmica, em particular ao tema do comportamento aerodinâmico dos dirigíveis.

Para além dos avanços no conhecimento científico que, pessoalmente, se reconhecem, outros aspectos de progresso haverá que realçar, desde o alargar do leque de novas técnicas, à aquisição da sensibilidade aos fenómenos em estudo por elas permitido e à organização mental e à disciplina de procedimentos que a escrita de uma tese acarretam. Por tudo isso e para além do que a modesta contribuição para o conhecimento este trabalho possa representar, o balanço global é manifestamente positivo.

## BIBLIOGRAFIA

### BIBLIOGRAFIA

Almeida, H. Brederode V. de Marcelino J. R. "Aerodynamic Design, Analysis and Tests of the ARMOR X7 UAV", 11th RPVs International Conferance, Bristol, 1994.

Althaus, D. and Wortmann, F. X. Stutgarter Profilkatalog I, Friedr. Vieweg & Sohn, 1981.

Althaus, D. <u>Profilpolaren Für Den Modellflug Band 1</u>, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart, 1980.

Althaus, D. <u>Profilpolaren Für Den Modellflug Band 2</u>, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart, 1985.

Anderson, J. D. Jr. <u>Fundamentals of Aerodynamics</u>, McGraw – Hill Series in Aeronautival and Aerospace Engineering, 1991.

Arlinger, G. "Na Exact Method of Two – Dimensional Airfoil Design" SAAB, Sweden, TN 67, Oct. 1970.

Azinheira, J.R. et al – AURORA, Unmanned Robotic Airship – Dans l'Air, Meetting de Bordéus, 2001.

Azinheira, J.R. et al – Identification methodology for the dynamics of AURORA project Airship, 4<sup>th</sup> Int. Airship Convention and Exhibition, 2002.

Baltazar, A. R. Carvalho, R. Q. Nogueira, J. R. Caracterização do Escoamento do Túnel Aerodinâmico da Academia da Força Aérea, Projecto Final de Curso, Engenharia Aeroespacial, IST, 1997.

Borges, A.D. S. "Simulação das Grandes Escalas de Escoamentos de Camada Limite Turbulenta, Tese de Doutoramento, UTAD 2007.

Brederode, V. de and Pina, H. L. "Concept Study of a Short – Range UAV", 10 th RPVs International Conferance, Bristol, 1993.

Brederode, V. de "ARMOR – The Portuguese UAV Programe", UV`94 European Unmanned (Aerial) Vehicle Conference, Paris, 1994.

Brederode, V. de <u>Fundamentos de Aerodinâmica Incompreensível</u>, Edição do autor, 1997.

Bibliografia

Brederode, V. de, Jorge, P. A., Marcelino, J. R. e Patraquim R. "Aerodynamics of the Armor X7 UAV" – AGARD FVP 95 Specialists. Meeting on the "Design and Operation of Unmanned Air Vehicles", Ankara, 1995.

Coutinho, N. P. Estudo das Características Aerodinâmicas e de Controlo de um Protótipo de UAV – Ensaios de Mecânica de Voo, Projecto Final de Curso, Engenharia Aeroespacial, IST, 1994.

Drela, M. "XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils", em Mueller, T. J. (Ed.): Low Reynolds Number Aerodynamics, Conf. Proc. Springer – Verlag, 1989.

Eppler, R. "Direct Calculation of Airfoils from Pressure Distribution", NASA TT F – 15, 417, Março, 1974. (Translated from Ingenieur – Archive, <u>25</u>, n° 1 pp 32 – 57, 1957).

Eppler, R. Airfoil Design and Data, Springer - Verlag, 1990.

Eppler, R. and Somers, D. M. "A Computer Program for the Design and Analysis of Low – Speed Airfoils", NASA TM – 80210, Aug. 1980.

Giguère, P. and Selig, M. "New Airfoils for Small Horizontal Axis Turbines", Trans. ASME, J. Solar Energy Eng. , <u>120</u> , May 1998.

Glauert, M. B. "The Application of the Exact Method of Airfoil Design" Aeronautical Research Council, R&M 2683, England, UK, Oct. 1947.

Glauert, M. B.. <u>The Elements of Aerofoil and Airscrew theory</u>, Cambridge University Press, 1959.

Hees, J. L. "The Problem of Three – Dimensional Lifting Potencial Flow and its Solution by Means of Surface Singularity Distribution", Comp- Meth. In Appl. Mech. Eng. <u>4</u>, pp 283 - 319, 1974.

Houghton E. L. and Carpenter P. W. <u>Aerodynamics for Engineering Students</u>, Fourth Edition, Edward Arnald, 1993.

Ingen, J. L. van "A Program for Airfoil Section Design Utilizing Computer Graphics" AGARD – VKI Short Course on High Reynolds Number Subsonic Aerodynamics, AGARD LS – 37-70, Von Kármán Inst. For Fluid Dynamics, Rhode – Saint – Genèse, Belgium, April, 1069. Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets, 1995.

Khoury, G.A. e Gillet, J.D.- <u>Airship Technology</u>, Canbridge Aerospace Series, 2002.

Kirilin, A.N.- Analysis of Technical and Economical Criteria of Advanced Transport Airships, 4<sup>th</sup> Int. Airship Convention and Exhibition, 2002.

Konstantinov, L. – The basis of Gas and Heat Aiship Theory, 4<sup>th</sup> Int. Airship Convention and Exhibition, 2002.

Launder, B.E., Spalding, D.B, "The Numerical Computation of Turbulent Flows", Computer Methods In Applied Mechanics and Engineering, Vol. 3, pp 269-289, 1974.

Le, H. Moin and Kim, J. Birect, "Numerical Simulation of Turbulent Flow over a Backward Facing Step", Journal of Fluid Mechanics, 330: 349-374, 1997

Leitão, J. Azinheira J. e Lourtie, P. "Integrated Comunications, Navigation and Guidance for the ARMOR UAV", 11th RPVs International Conferance, Bristol, 1994.

Lighthil, M. J. "A New Method of Two – Dimensional Aerodynamic Design", Aeronautical Research Council, Great Britian, R&M 2112, April 1945.

Lourtie, P. Azinheira, J. R. Rente, J. P. and Felício, P. "ARMOR Project – Autonomous Flight Capability", AGARD FVP 95 Specialists Meeting on on the Design and Operation of Unmanned Air Vehicles, Ankara, 1995.

Marcelino, J. R. "Considerations on the Main Gear Configuration for the ARMOR X7 Prototype" ARMOR internal report, 1994.

Nonweiler, T. R. F. "A New Series of Low – Drag Aerofoils", Aeronautical Research Council, Great Britain, R&M 3618, March 1968.

Nunes, A. V. A. – Injecção e Mistura de Jactos em Espaços Confinados, Tese de Doutoramento, U.M. Guimarães 2003.

Pinho, F. M. Estudo Experimental do Comportamento Aerodinâmico de Perfis Alares a Baixos Números de Reynolds, Dissertação de Mestrado, FEUP, 1986.

Ramos, J. A. G. Estudo das Características Aerodinâmicas e de Controlo de um Protótipo de UAV – Ensaios aerodinâmicos, Projecto Final de Curso, Engenharia Aeroespacial, IST, 1994. Rente J. P. M. S. Modelação e Análise do Comportamento Dinâmico de duas Aeronaves não Tripuladas, Dissertação de Mestrado, IST, 1995.

Santos, M. L. Estudo da Influência do Pod de Reconhecimento Fotográfico nas Características Aerodinâmicas do Alpha – Jet, Projecto Final de Curso, Engenharia Aeroespacial, IST, 1998.

Selig, M. and Maughmer, M. D. "Multipoint Inverse Design Method Based on Conformal Mapping", AIAA J. <u>30</u> n.º 5, pp. 1162 – 1170, 1992. (a).

Selig, M. and Maughmer, M. D. "Generalized Multipoint Inverse Airfoil Design", AIAA J. <u>30</u> n.º 11, pp. 2618 – 2625, 1992. (b).

Selig, M. "Multipoint Inverse Design of na Infinite Cascade of Airfoils", AIAA J. <u>32</u> n.º4 pp. 774 – 781, 1994

Selig, M. "An Introduction to Airfoil Design", Conf. Inst. Sup. Técn. 1995.

Simons, M. Model Aircraft Aerodynamics, Model & Allied Publications, 1978.

Speziale, C.Q. "On Nonlinear k-l and k-ɛ Models of Turbulence" Journal of Fluid Mechanics, 178: 459-475, 1987

Strand, T. "Exact Method of Designing Airfoil With Given Velocity Distribution in incompressible Flow" Journal of Aircraft, <u>10</u>, nº 11 pp 651 – 659, 1973.

Thies, W. und Hepperle, M. <u>Eppler – Profile</u> MTB – (Modell – Technik – Berater), Verlag für Technik und handwerk, 1992.

Timman, R. "The Direct and Inverse Problem of Airfoil Theory. A method to Obtain Numerical Solutions", Rept. F. 16, National Aeronautical Research Inst., Netherlands, 1951.

UIUC – Applied Aerodynamics Group – "Current Research Activities" – http : // ambber. Aac. Uiuc. Edu / ~ selig / projects, 1997.

Whalley, L. "Fire New Selig aero foils", SILENT FLIGHT, June/July, 1995.

Wortmann, F. X. "Progress in the Design of Low Drag Airfoils" Boundary Laayer and Flow Control edited by G. V. Lachmann, Pregamon Press, Londres, 1961.

Nasg.com/afdb/list-airfoil-e.pht ml – Airfoil Database.