



INSTITUTO SUPERIOR TÉCNICO
Universidade Técnica de Lisboa

Controlo Passivo de Perda em Micro-Veículos Aéreos Usando Bordos de Ataque Sinusoidais

Estudos em Túnel Aerodinâmico

João Luís Esteves Guerreiro

Dissertação para a obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Aeroespacial

Júri:

Presidente: Prof. Doutor Fernando José Parracho Lau

Orientador: Prof. Doutor João Manuel Melo de Sousa

Vogal: Prof. Doutor José Carlos Fernandes Pereira

Dezembro de 2010

Agradecimentos

Agradeço ao meu orientador o Professor João Melo de Sousa pelo incansável apoio em todas as vertentes do projecto.

Agradeço ao meu colega Jorge Câmara toda a sua disponibilidade, as discussões e permutas de ideias, que ajudaram a enriquecer o trabalho.

À minha família por todo o amor e carinho.

À Catarina um muito obrigado...

Resumo

Nos últimos anos, a desafiante aerodinâmica de baixo número de Reynolds dos Micro-veículos Aéreos (MAVs), tornou-se um tema emergente na comunidade de investigação aeronáutica.

Nesta tese investigamos a aplicação de um bordo de ataque sinusoidal — solução inspirada nas barbatanas peitorais da baleia-de-bossa (*Megaptera novængliæ*) — ao projecto de MAVs, como método de controlo passivo de perda. Testes em túnel de vento de asas rectangulares de baixo alongamento — 1 e 1,5 — e com 5 geometrias de bordo de ataque distintas — 4 sinusoidais e uma normal, para cada alongamento —, foram realizados a ângulos de guinada de 0, 15 e 30 graus. A geometria do bordo de ataque sinusoidal é definida pela sua amplitude e comprimento de onda. Escolhemos uma amplitude de onda de 6% e 12% do valor da corda média; e um comprimento de onda de 25% e 50% do valor da corda média. As experiências foram conduzidas a números de Reynolds na gama de 70000–150000.

Os resultados mostram que os modelos com bordo de ataque sinusoidal, em virtude do carácter mais gradual da sua perda e da menor sensibilidade a variações do número de Reynolds e do ângulo de guinada, têm o potencial de aumentar substancialmente a gama de operação de um MAV.

Palavras Chave: Micro-veículos Aéreos, Aerodinâmica de Baixo Número de Reynolds, Controlo de Escoamento, Bordo de Ataque Sinusoidal, Testes em Túnel de Vento.

Abstract

In the last years, the challenging low Reynolds number aerodynamics of Micro Air Vehicles (MAVs) has become a hot subject in the aeronautical research community.

In this thesis we investigate the application of a sinusoidal leading edge — a solution inspired in the pectoral flippers of the humpback whale (*Megaptera novaeangliae*) — to the design of MAVs, as a method of passive stall control. Wind tunnel tests of wings with low aspect ratios of 1 and 1.5, rectangular planforms, and 5 distinct leading edges — 4 sinusoidal leading edges and 1 baseline leading edge for each aspect ratio — have been conducted at yaw angles of 0, 15 and 30 degrees. The sinusoidal leading edge is defined by its amplitude and wavelength. The amplitudes were 6% and 12% of the mean chord length and the wavelengths were 25% and 50% of the mean chord length. The Reynolds numbers considered were in the range from 70000 to 150000.

The results show that the sinusoidal leading edge wings have the potential to substantially increase the operational range of a MAV. This is due to the more gradual nature of the stall and the reduced sensitivity to variations of Reynolds number and yaw angle.

Keywords: Micro Air Vehicles, Low Reynolds Number Aerodynamics, Flow Control, Sinusoidal Leading Edge, Wind Tunnel Tests.

Conteúdo

1	Introdução	1
1.1	Aerodinâmica de Baixo Número de Reynolds	4
1.1.1	Comportamento da Camada Limite	5
1.1.2	Bolha de Separação Laminar	5
1.1.3	Considerações sobre o Alongamento	7
1.2	Controlo do Escoamento	9
1.2.1	<i>Megaptera novængliæ</i> : A Inspiração do Bordo de Ataque Sinusoidal	10
1.2.2	Estudos Anteriores	12
1.2.3	Aplicações	12
1.3	Contribuições e Estrutura da Tese	13
2	Metodologia Experimental	15
2.1	Configuração dos Modelos de Asa	15
2.2	Túnel de Vento	19
2.3	Instrumentação	19
2.4	Procedimento Experimental	20
2.5	Visualização do Escoamento	22
2.6	Quantificação das Incertezas	24
3	Resultados a Número de Reynolds Moderado	27
3.1	Alongamento 1	28
3.1.1	Ângulo de Guinada de 0°	28
3.1.2	Ângulo de Guinada de 15°	30
3.1.3	Ângulo de Guinada de 30°	34
3.1.4	Sumário	37
3.2	Alongamento 1,5	38
3.2.1	Ângulo de Guinada de 0°	38
3.2.2	Ângulo de Guinada de 15°	42
3.2.3	Ângulo de Guinada de 30°	45
3.2.4	Sumário	49
4	Resultados a Número de Reynolds Baixo	51
4.1	Alongamento 1	51
4.1.1	Ângulo de Guinada de 0°	51
4.1.2	Ângulo de Guinada de 15°	53
4.1.3	Ângulo de Guinada de 30°	58
4.1.4	Sumário	58

4.2	Alongamento 1,5	64
4.2.1	Ângulo de Guinada de 0°	64
4.2.2	Ângulo de Guinada de 15°	67
4.2.3	Ângulo de Guinada de 30°	73
4.2.4	Sumário	76
4.2.5	Teste a Ângulos de Ataque Negativos	77
5	Conclusões e Trabalhos Futuros	79
5.1	Conclusões	79
5.2	Trabalhos Futuros	80
A	Rugosidade da Superfície dos Modelos	81
A.1	Definição dos Parâmetros de Rugosidade	81
A.2	Resultados das Medições de Rugosidade	82
B	Placa de Interface	85
C	Interferência do Suporte	87
D	Resumo Alargado - Parte B	91

Lista de Figuras

1.1	Comparação entre o tamanho de UAVs existentes e MAVs propostos.	2
1.2	Carga útil vs envergadura para MAVs e UAVs.	2
1.3	Envergadura vs massa para pequenos UAVs e MAVs.	3
1.4	Número de Reynolds vs massa para pequenos UAVs e MAVs.	3
1.5	Desempenho do perfil em função do número de Reynolds de corda.	4
1.6	Esquema ilustrativo da histerese aerodinâmica.	6
1.7	Bolha de separação laminar.	7
1.8	Distribuição de pressão num perfil com bolha curta, longa e sem bolha.	8
1.9	Tipo de perda de perfis com bolha curta e longa.	8
1.10	Inter-relação entre os objectivos de controlo de escoamento.	10
1.11	Baleia-de-bossa a emergir no oceano Antártico e imagem aproximada da sua barbatana peitoral.	11
1.12	Secção transversal da barbatana peitoral da baleia-de-bossa.	11
1.13	Pá de turbina com bordo de ataque sinusoidal.	13
1.14	Superfícies de controlo de um submarino de propulsão humana com bordo de ataque sinusoidal.	13
2.1	Asas de $\mathcal{R} = 1$	17
2.2	Asas de $\mathcal{R} = 1, 5$	18
2.3	Perfil NASA LS(1)-0417.	18
2.4	Desenho esquemático do túnel de vento do DEM.	19
2.5	Balança aerodinâmica compacta <i>Schenck</i>	21
2.6	Caixa de controlo.	22
2.7	Gerador de fumo.	23
2.8	Laser e sistema óptico.	23
3.1	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$	29
3.2	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$	29
3.3	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$	31
3.4	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$	31
3.5	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15°	32
3.6	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15°	33
3.7	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$	33
3.8	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$	34
3.9	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30°	35
3.10	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30°	35
3.11	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$	36

3.12	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$	37
3.13	C_L normalizado vs α para o modelo S1-LL, para todos os ângulos de guinada. . .	38
3.14	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$	40
3.15	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$	40
3.16	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$	41
3.17	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$	42
3.18	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15°	43
3.19	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15°	43
3.20	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 15^\circ$	44
3.21	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 15^\circ$	44
3.22	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 15^\circ$	45
3.23	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 15^\circ$	46
3.24	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30°	47
3.25	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30°	47
3.26	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 30^\circ$	48
3.27	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 30^\circ$	48
3.28	C_L normalizado vs α para o modelo S1.5-LL, para todos os ângulos de guinada. .	49
4.1	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$	52
4.2	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$	52
4.3	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$	54
4.4	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$	54
4.5	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, aos dois números de Re	55
4.6	C_L vs α para o modelo S1-LL, aos dois números de Re	56
4.7	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15°	56
4.8	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15°	57
4.9	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$	57
4.10	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$	58
4.11	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30°	59
4.12	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30°	59
4.13	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$	60
4.14	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$	61
4.15	C_L vs α para o modelo S1-SS, a $\Lambda = 30^\circ$	61
4.16	C_L vs α para o modelo S1-LL, a $\Lambda = 30^\circ$	62
4.17	C_L vs α para o modelo S1-LL, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30°	63
4.18	C_L normalizado vs α para o modelo S1-LL, para todos os ângulos de guinada. . .	63
4.19	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$	64
4.20	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$	65
4.21	Visualização do escoamento no modelo base ao ângulo de ataque de perda. . . .	65
4.22	Visualização do escoamento no modelo base, 1 grau após o ângulo de ataque de perda.	66
4.23	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$	67
4.24	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$	68
4.25	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, aos dois números de Re	68
4.26	C_L vs α para o modelo S1.5-LL, aos dois números de Re	69
4.27	Visualização do escoamento no modelo base a $Re = 70000$, $\alpha = 3^\circ$	69
4.28	Visualização do escoamento no modelo base a $Re = 140000$, $\alpha = 3^\circ$	70

4.29	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15°	71
4.30	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15°	71
4.31	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 15^\circ$	72
4.32	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 15^\circ$	72
4.33	C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30°	73
4.34	C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30°	74
4.35	C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 30^\circ$	75
4.36	C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 30^\circ$	75
4.37	C_L vs α para o modelo S1.5-LL, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30°	76
4.38	C_L normalizado vs α para o modelo S1.5-LL, para todos os ângulos de guinada. .	77
4.39	C_L vs α para o modelo base e modelo S1.5-LL, a ângulos de ataque negativos. .	78
A.1	Perfil de rugosidades de um comprimento de avaliação l_n	82
A.2	Desenho esquemático da localização dos perfis de rugosidade lidos e o respectivo número de leitura, no modelo S1-SL.	83
B.1	Desenho técnico da placa de interface (dimensões em mm).	86
B.2	Fixação do modelo ao suporte, através da placa de interface.	86
C.1	Sistema de eixos da balança aerodinâmica.	87
C.2	Evolução da força de resistência do suporte com a pressão dinâmica, a $\Lambda = 0^\circ$. .	88
C.3	Evolução da força de sustentação do suporte com a pressão dinâmica, a $\Lambda = 0^\circ$. .	88

Lista de Tabelas

2.1	Dimensões dos modelos.	16
3.1	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$	30
3.2	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$	32
3.3	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$	36
3.4	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$	41
3.5	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 15^\circ$	45
3.6	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 30^\circ$	46
4.1	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$	53
4.2	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$	55
4.3	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$	60
4.4	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$	67
4.5	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 15^\circ$	70
4.6	Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 30^\circ$	74
A.1	Parâmetros de rugosidade.	82
C.1	Influência do suporte a ângulos de guinada de 0° , 15° e 30°	89

Lista de Abreviaturas

MAV	Micro Aerial Vehicle
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
EUA	Estados Unidos da América
RCS	Radar Cross Section
GPS	Global Positioning System
MIT	Massachusetts Institute of Technology
PIV	Particle Image Velocimetry
CAD	Computer-aided Design
CNC	Computer Numerical Code
DEM	Departamento de Engenharia Mecânica
IST	Instituto Superior Técnico
GPIB	General Purpose Interface Bus
PCI	Peripheral Component Interconnect
rms	root mean square

Lista de Símbolos

A	=	amplitude de onda
\mathcal{R}	=	alongamento
b	=	envergadura
C_D	=	coeficiente de resistência
C_L	=	coeficiente de sustentação
C_p	=	coeficiente de pressão
c	=	corda média
D	=	força de resistência
L	=	força de sustentação
R_a	=	rugosidade média
Re	=	número de Reynolds
R_q	=	rugosidade rms
R_y	=	rugosidade máxima
R_z	=	média das alturas máximas entre picos e vales
S	=	área alar
t	=	espessura do perfil alar
V_∞	=	velocidade do escoamento não-perturbado
y	=	desvio do perfil de rugosidade a partir da linha média
α	=	ângulo de ataque
λ	=	comprimento de onda
Λ	=	ângulo de guinada
μ	=	viscosidade dinâmica do ar
ρ	=	massa específica do ar

Capítulo 1

Introdução

Os esforços no desenvolvimento de MAVs têm aumentado exponencialmente no decorrer dos últimos anos, motivado pelo potencial das suas aplicações e pela crescente capacidade de miniaturização dos equipamentos electrónicos. Actualmente, é possível obter cargas úteis da ordem das 18 gramas. Apesar de alguns UAVs existentes, tais como o Predator, o Hunter ou o Pioneer terem tido sucesso em missões de combate pelos EUA, são demasiado grandes e dispendiosos para determinadas tarefas de recolha de dados científicos, monitorização e vigilância [1, 2]. As figuras 1.1 a 1.4 comparam diversas características de UAVs e MAVs ¹.

As vantagens de um MAV incluem: um sistema compacto, fácil de transportar por um único operador, capacidades de aquisição de dados em tempo real, uma baixa assinatura radar (RCS), uma baixa emissão de ruído e um baixo custo de produção ². Estas características tornam-os ideais para as seguintes missões: reconhecimento, que pode incluir a transmissão em tempo real de imagens de vídeo e de infravermelhos do campo de batalha ou de áreas urbanas; detecção de agentes biológicos, compostos químicos e materiais nucleares; colocação de sensores. Este tipo de missões é extremamente útil em cenários de guerra, resgate de reféns, operações anti-droga e missões de salvamento, permitindo, por exemplo, localizar as forças inimigas ou os feridos. Outra missão possível é no melhoramento de comunicações [1, 4].

Existem 3 tipos de configurações de MAVs: asa fixa, asa rotativa e ornitópteros [5]. Cada configuração tem os seus prós e contras, dependendo do tipo de missão. No entanto, e por questões de implementação tecnológica, esta tese centra-se exclusivamente em modelos de asa fixa. O objectivo a longo prazo passa pelo desenvolvimento de veículos com uma massa inferior a 30 gramas e uma envergadura de 8 cm, que possam voar entre 20 a 30 minutos com velocidades entre os 30 e os 65 km/h. O objectivo actual aponta para uma envergadura da ordem dos 15 cm e uma massa de aproximadamente 90 gramas [6]. Existe, também, o interesse em MAVs de dimensões ligeiramente superiores, com a capacidade de transportarem uma maior carga útil (sob a forma de sensores, pilotos automáticos, ou sistemas de navegação GPS, bem como, uma superior capacidade de armazenamento de energia para um maior alcance/tempo de voo) [2].

Na secção 1.1 são revistos os conceitos indispensáveis da aerodinâmica de baixo número de Reynolds, intrínseca a estas aeronaves, e na secção 1.2 apresenta-se a solução de controlo de escoamento estudada.

¹Para o leitor interessado numa perspectiva histórica, desde do desenvolvimento de UAVs até aos MAVs, recomenda-se Mueller [3].

²A título de curiosidade refere-se que o seu custo, em produção de larga escala, foi estimado em aproximadamente 3000 US\$, contrastando com o alto custo por unidade do *Predator* de 2 milhões de US\$ [1].

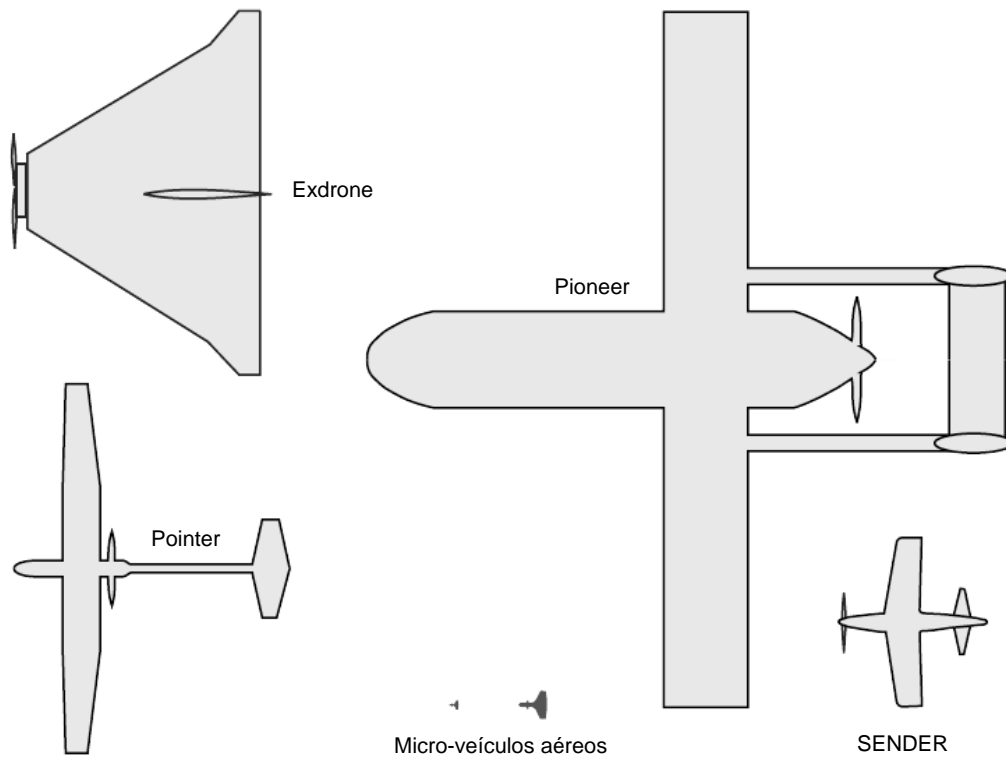


Figura 1.1: Comparação entre o tamanho de UAVs existentes e MAVs propostos pelo *Lincoln Laboratory*, MIT. Os MAVs têm envergaduras de 7,4 cm e 15 cm. Adaptado de [7].

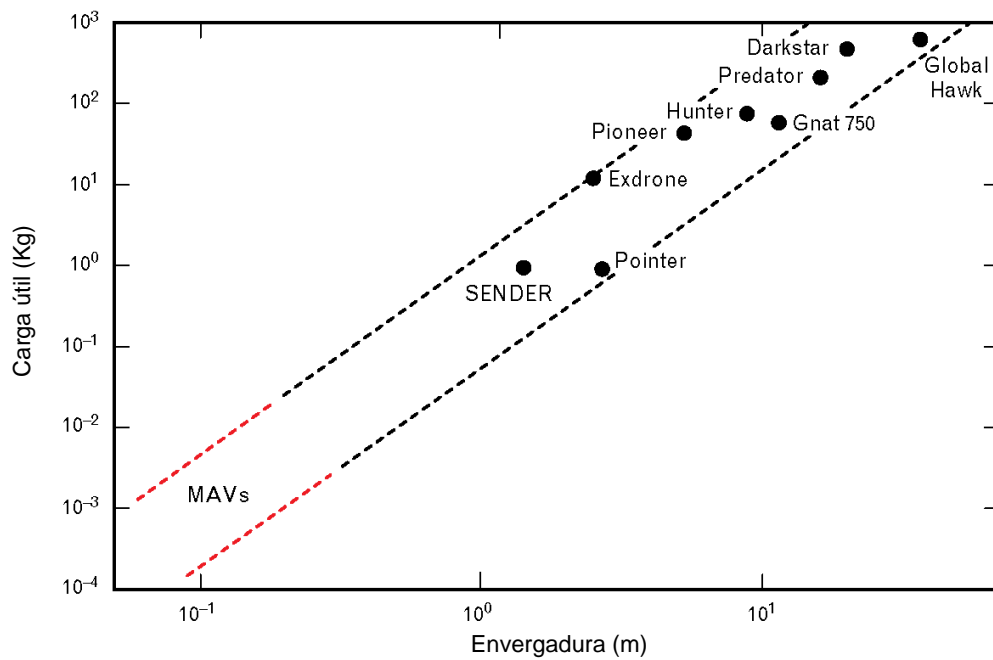


Figura 1.2: Carga útil vs envergadura para MAVs e UAVs. Retirado de [7].

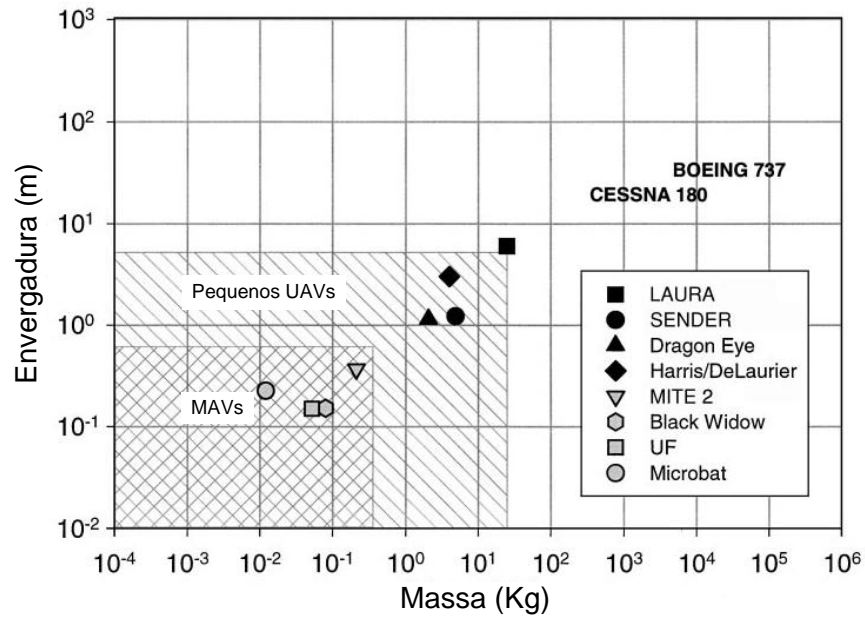


Figura 1.3: Envergadura vs massa para pequenos UAVs e MAVs. Retirado de [4].

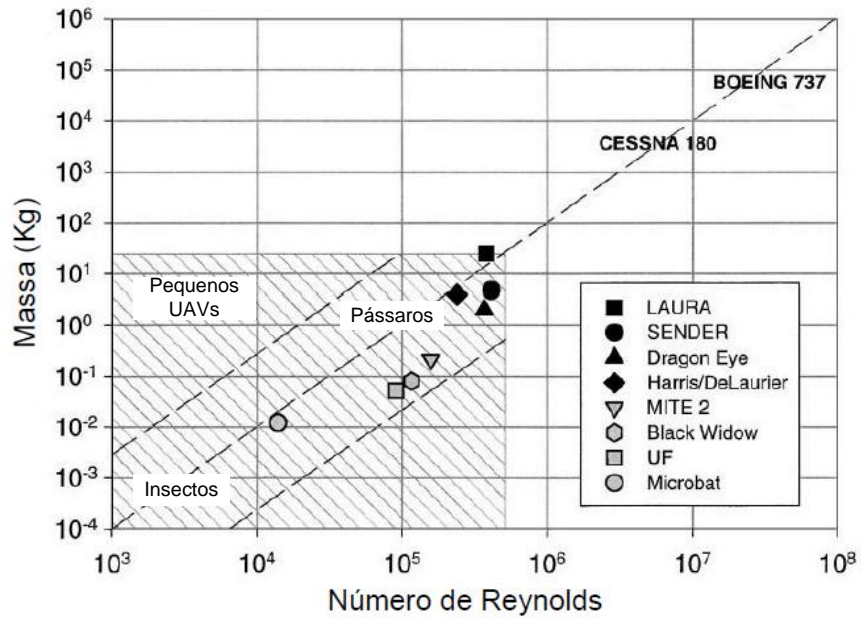


Figura 1.4: Número de Reynolds vs massa para pequenos UAVs e MAVs. Retirado de [4].

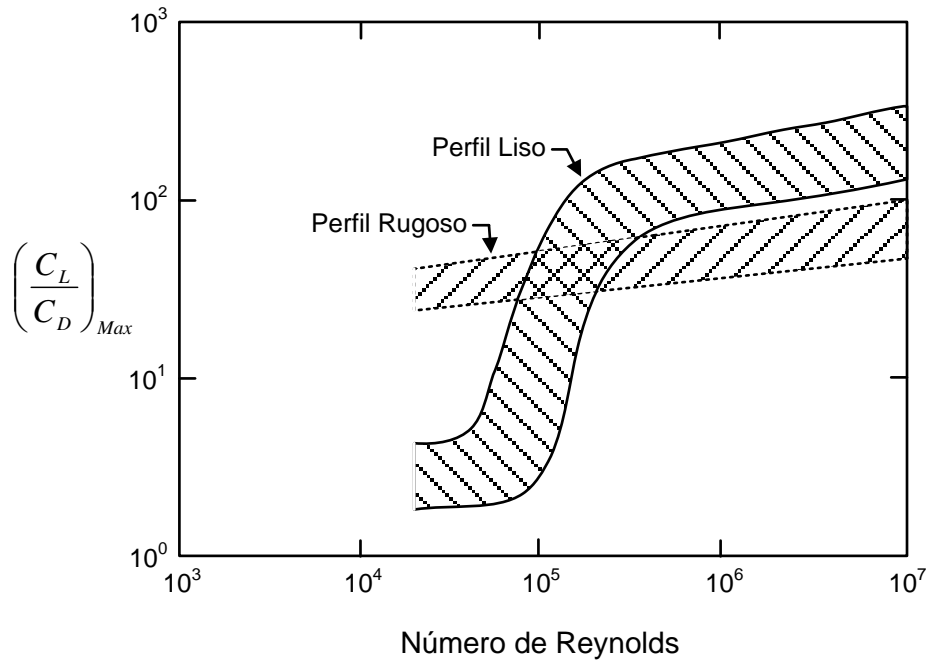


Figura 1.5: Desempenho do perfil em função do número de Reynolds de corda. Adaptado de [1].

1.1 Aerodinâmica de Baixo Número de Reynolds

Com o crescente interesse em MAVs o problema da aerodinâmica de baixo número de Reynolds tornou-se um assunto emergente na comunidade aeronáutica. Devido às suas dimensões reduzidas e baixas velocidades, os MAVs operam na gama dos baixos números de Reynolds ($Re < 200000$ ³). Neste regime, os efeitos viscosos são dominantes e surgem uma série de problemas que podem afectar drasticamente a eficiência das superfícies sustentadoras, como a ocorrência de separação laminar, os fenómenos de transição e recolamento, e efeitos de escoamento não-permanente [5]. Estes problemas tornam-se particularmente evidentes quando é considerado o objectivo a longo prazo: desenvolvimento de MAVs com 8 cm de dimensão máxima e velocidades entre os 30 e os 65 km/h. Estes valores indicam números de Reynolds máximos entre 45000 e 100000, e é sabido que a eficiência aerodinâmica, definida pela razão entre a sustentação e a resistência, se deteriora rapidamente, para perfis hidrodinamicamente lisos, quando o valor do número de Reynolds se reduz abaixo de 100000 (Figura 1.5) [6].

Qualquer projecto de uma aeronave partilha o objectivo final de obter um voo controlado e estável, com o melhor desempenho aerodinâmico possível. Uma vez que os MAVs de asa fixa são essencialmente asas voadoras de pequenas dimensões, existe a necessidade de desenvolver asas eficientes, de baixo alongamento e para baixo número de Reynolds, e que não sejam demasiado sensíveis às condições ambientais (e.g. precipitação e rajadas de vento) [6]. Por esta razão, é fundamental ter um conhecimento adequado do comportamento da camada limite (secção 1.1.1) — no qual se destaca a formação da bolha de separação laminar (secção 1.1.2) — e do efeito do alongamento nas características aerodinâmicas (secção 1.1.3).

³O número de Reynolds na aviação comercial é da ordem dos 10^7 [1]; por questões de simplicidade, e salvo indicação em contrário, o número de Reynolds referido tem sempre por base a corda da superfície sustentadora.

1.1.1 Comportamento da Camada Limite

Embora os métodos de projecto estabelecidos ao longo das últimas quatro a cinco décadas permitam o desenvolvimento de perfis eficientes para números de Reynolds de corda superiores a 200000, estes são, de uma forma geral, inadequados para números de Reynolds inferiores. Quando se analisa o comportamento da camada limite em torno de um perfil, as áreas de maior interesse são as regiões de escoamento separado que ocorrem nas proximidades do bordo de ataque e/ou do bordo de fuga e a transição do escoamento de regime laminar para turbulento, caso esta ocorra. Estes fenómenos são bastante sensíveis ao número de Reynolds, gradiente de pressão e a pequenas perturbações do ambiente, desempenhando um papel fundamental na determinação do desenvolvimento da camada limite, que por sua vez afecta o comportamento global do perfil [6]. Consequentemente, um bom controlo da camada limite é crucial.

A seguinte discussão de regimes de escoamento, entre $30000 \leq Re \leq 200000$, adaptada por Mueller [4], a partir do trabalho original de Carmichael [8], é um importante ponto de partida na descrição das características do escoamento a baixo número de Reynolds:

- A gama de $30000 \leq Re \leq 70000$ é de grande interesse para os projectistas de MAVs e praticantes de aeromodelismo. Neste regime, a escolha do perfil é bastante importante, dado que, perfis alares mais espessos (i.e., 6% da corda e superiores) podem apresentar significativos efeitos de histerese, relacionados com o processo de separação laminar com transição para regime turbulento (Figura 1.6). Normalmente, para os valores inferiores deste regime ($Re \lesssim 50000$), quando o escoamento separa já não consegue recolar. No entanto, nos valores superiores desta gama, perfis de secção alar mais delgada (i.e., 6% da corda e inferiores) podem apresentar um desempenho aerodinâmico bastante razoável.
- Para $70000 \leq Re \leq 200000$, consegue-se obter escoamento laminar numa grande extensão do perfil, o que leva a um aumento do desempenho. Contudo, a bolha de separação laminar ainda pode ser um problema. Vários MAVs e pequenos UAVs voam neste regime.
- No regime de números de Reynolds superiores a 200000 é ainda relativamente fácil obter escoamento laminar e o desempenho aumenta substancialmente (a extensão do perfil ocupada pela bolha é bastante reduzida). Nesta gama, encontramos o homem e a natureza juntos em voo: grandes aves planadoras, grandes aviões controlados por rádio e aviões de propulsão humana são alguns dos exemplos.

1.1.2 Bolha de Separação Laminar

No regime de escoamento de baixo número de Reynolds, a camada limite, devido à sua maior estabilidade [9], permanece frequentemente laminar até à região de recuperação de pressão. Como é sabido, a capacidade de uma camada limite laminar resistir a um gradiente de pressão adverso é bastante inferior à de uma camada limite turbulenta, redundando, vulgarmente, numa separação laminar. Em resultado do perfil de velocidades com ponto de inflexão da camada de corte separada, desenvolvem-se instabilidades de Kelvin-Helmholtz (instabilidades do tipo invíscido), que por sua vez, levam à geração e amplificação de vórtices e subsequente transição para o regime turbulento ⁴ [11]. Após a transição, e devido ao arrastamento turbulento de fluido exterior (de

⁴Tipicamente para $Re > 10^6$, a transição para o regime turbulento ocorre a montante do ponto teórico de separação laminar. A transição resulta da amplificação da magnitude das ondas TS (Tollmien-Schlichting); instabilidades do tipo viscoso. A camada limite turbulenta que se forma, consegue suportar gradientes adversos significativos, sem separar, e a perda deste tipo de superfícies sustentadoras é habitualmente uma perda de bordo de fuga a ângulos de ataque relativamente elevados [1, 10].

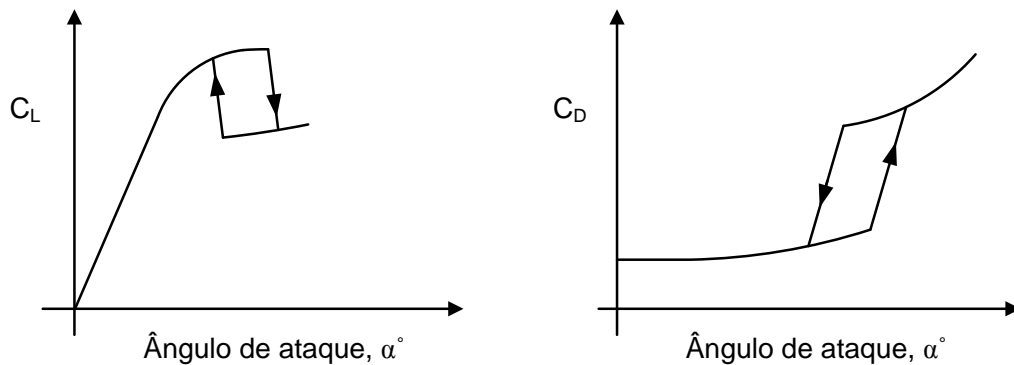


Figura 1.6: Esquema ilustrativo da histerese aerodinâmica. Curva de sustentação (lado esquerdo) e curva de resistência (lado direito).

elevada velocidade), a camada de corte pode recuperar quantidade de movimento suficiente para recolocar à superfície, formando-se a bolha de separação laminar (Figura 1.7). O recolamento é um fenómeno não-permanente e a sua localização aparenta mover-se periodicamente, em torno de um valor médio [12].

Condições para a Formação da Bolha

A formação da bolha está confinada a um determinado intervalo de número de Reynolds, o qual varia de um perfil para outro (e.g. diferentes distribuições de pressão e de rugosidade da superfície), bem como, de um ambiente para outro (e.g. diferentes intensidades de turbulência do escoamento não-perturbado) [1]. Uma regra grosseira, de acordo com Carmichael [8], indica que o número de Reynolds baseado na velocidade do escoamento não-perturbado e na distância da separação à transição é de aproximadamente 5×10^4 . Desta forma, para números de Reynolds inferiores a este valor, não há comprimento de perfil suficiente para o escoamento recolocar antes do bordo de fuga. Para valores ligeiramente superiores, é esperada a ocorrência de uma bolha longa e para números de Reynolds mais elevados formam-se bolhas curtas.

Tipos de Bolha: Curta e Longa

A figura 1.8 é um bom ponto de partida para uma análise qualitativa das diferenças entre uma bolha de separação curta e uma bolha de separação longa. Uma bolha de separação curta ocupa apenas uma pequena percentagem da corda do perfil e não tem um efeito significativo na distribuição de pressão. Esta origina um patamar de pressão constante na região laminar da bolha, seguido de um intenso gradiente de pressão na região turbulenta, permitindo que, no ponto de recolamento, a pressão recupere para um valor semelhante ao que estaria presente na ausência da bolha. À medida que o ângulo de ataque aumenta, a bolha de separação move-se em direcção ao bordo de ataque e contrai longitudinalmente. Se o gradiente de pressão for suficientemente intenso, esta rebenta e o escoamento ou não recola, ocorrendo uma perda de bordo de ataque — à qual estão associados efeitos de histerese aerodinâmica, já que uma posterior redução do ângulo de ataque não conduz à imediata restauração da bolha [13] —, ou recola, dando origem a uma bolha longa.

Por sua vez, uma bolha longa, que ocupa uma grande extensão do perfil e modifica a sua

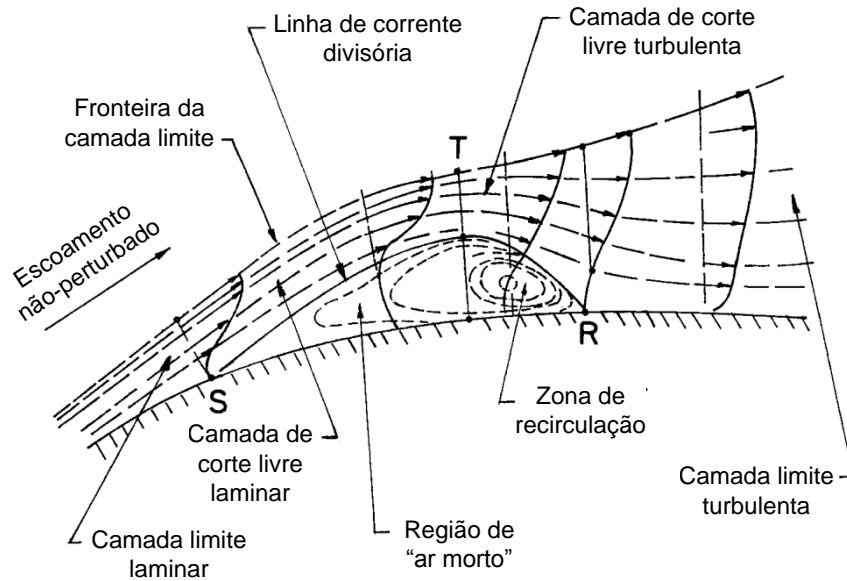


Figura 1.7: Bolha de separação laminar. Os pontos S, T e R denotam respectivamente a localização da separação, transição e recolamento. A bolha apresenta duas zonas de escoamento distintas, uma não-permanente e outra relativamente permanente, respectivamente a jusante e a montante do ponto de deslocamento máximo vertical. Retirado de [4].

“forma efectiva”, altera drasticamente a distribuição de pressão. Neste caso, a perda ocorre quando a bolha se estende até ao bordo de fuga, o que acontece com o progressivo aumento da incidência (perda de perfil delgado) [1]. A figura 1.9 permite apreciar a diferença do comportamento em perda.

Deve-se notar, contudo, que as investigações da formação das bolhas de separação, bem como, das suas características, se revelaram sempre um grande desafio, quer pela complexidade do fenómeno em si, quer pela sua sensibilidade ao ambiente da secção de testes [14].

1.1.3 Considerações sobre o Alongamento

No início da secção 1.1 fez-se a seguinte afirmação: “Uma vez que os MAVs de asa fixa são essencialmente asas voadoras de pequenas dimensões, existe a necessidade de desenvolver asas eficientes, de **baixo alongamento** e para baixo número de Reynolds”.

Porquê asas de baixo alongamento?

A escolha de asas de baixo alongamento (considera-se $\mathcal{R} < 2$) é ditada por restrições de tamanho e requisitos de eficiência aerodinâmica. Para uma determinada envergadura — que é, normalmente, uma restrição dimensional em MAVs —, as asas de baixo alongamento são as que proporcionam a maior área alar, logo, potencialmente a maior sustentação [16].

Como esta diminuição do alongamento é conseguida à custa de um aumento da corda, o número de Reynolds também aumenta e o comportamento da camada limite melhora. Adicionalmente, a estas baixas velocidades, as asas de baixo alongamento oferecem uma vantagem em relação às asas de alongamento superior, devido à formação de fortes vórtices marginais ⁵.

⁵A intensidade dos vórtices diminui com o aumento da espessura relativa do perfil, já que a maior espessura do bordo marginal dificulta o movimento de fluido do intradorso para o extradorso [17].

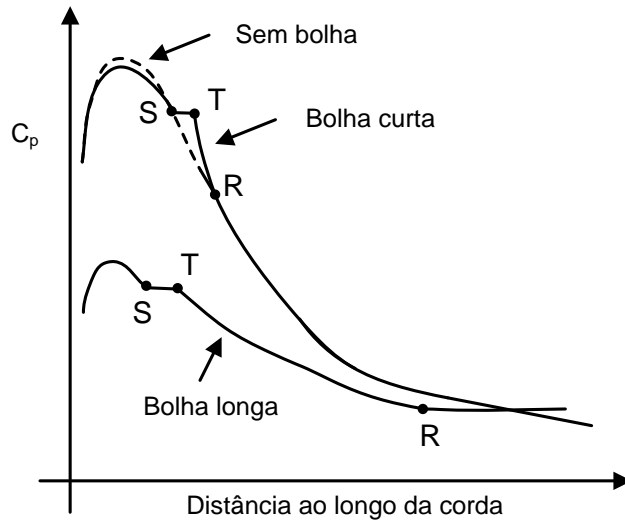


Figura 1.8: Desenho esquemático da distribuição de pressão num perfil com bolha curta, longa e sem bolha. S, T e R designam, respectivamente, os pontos de separação, transição e recolamento. Retirado de [8].

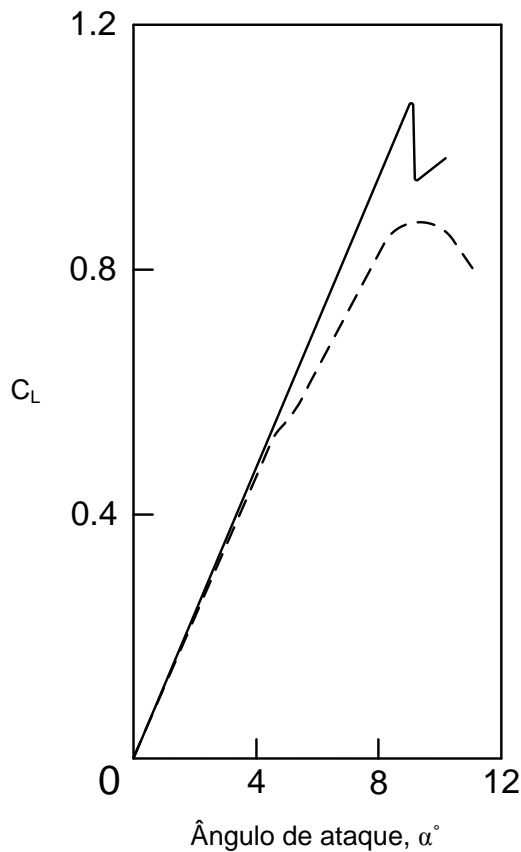


Figura 1.9: Curvas de sustentação dos perfis NACA 63-009 (linha contínua) e NACA 64A006 (linha descontinua) a $Re = 5,8 \times 10^6$. Uma bolha de separação laminar forma-se, a baixas incidências, para ambas as secções. O perfil NACA 63-009 ($t/c = 9\%$) sofre uma perda abrupta, de bordo de ataque, quando a bolha rebenta aproximadamente a 9° . A perda do perfil NACA 64A006 ($t/c = 6\%$) é gradual, dado que, o escoamento recol após a bolha rebentar, para $\alpha \approx 5^\circ$, e a perda resulta do movimento do ponto de recolamento em direcção ao bordo de fuga, com o aumento do ângulo de ataque. Adaptado de [15].

As regiões de baixa pressão, que por esta via se formam no extradorso, conduzem a um aumento da sustentação e do ângulo de ataque de perda [2]. No entanto, as asas de baixo alongamento também têm desvantagens. O aumento da resistência induzida, assimetrias quer na libertação de vórtices quer no recolamento da camada de corte ou na formação dos vórtices marginais, bem como a não-estacionaridade dos fenómenos, diminuem a eficiência aerodinâmica e colocam problemas ao nível da estabilidade. Principalmente neste último ponto, a instabilização dos vórtices marginais, à qual estão associadas oscilações na sua posição e intensidade, provocam sérias instabilidades de rolamento — um estudo recente indica, inclusive, que este problema não é exclusivo das asas de baixo alongamento e que é despoletado pelo não recolamento da camada de corte [18] —, podendo até, a superfície sustentadora, entrar em auto-rotação [19]. Acresce que o aumento na intensidade dos vórtices a ângulos de ataque elevados diminui a eficácia das superfícies de controlo [5].

Controlar o comportamento da camada limite, em especial da bolha de separação laminar, e estabilizar estas pequenas aeronaves faz do “mundo dos MAVs” um verdadeiro desafio!

Na próxima secção, apresenta-se o método de controlo de escoamento estudado no presente trabalho, que pretende ‘responder’ a alguns desses mesmos desafios.

1.2 Controlo do Escoamento

Entre os diferentes objectivos de controlo do escoamento, fazem parte: o controlo da separação e recolamento, o atraso ou antecipação da transição, o aumento da sustentação e a redução da resistência. Devido à sua inter-ligação, uma solução que melhore determinado ‘parâmetro’ conduz, muitas vezes, ao agravar de outro. Por exemplo, a resistência de atrito de uma camada limite laminar pode ser de uma ordem de grandeza inferior à de uma turbulenta. Consequentemente, se a transição for atrasada obtém-se uma resistência de atrito inferior. Por outro lado, uma camada limite laminar só é capaz de suportar gradientes de pressão adversos reduzidos, sendo, portanto, mais susceptível a separar-se, o que, por sua vez, diminui a sustentação e aumenta a resistência. Para a gama de baixo número de Reynolds, devido à formação da bolha de separação laminar, as inter-relações entre as diferentes metas de controlo tornam-se particularmente complexas (Figura 1.10) [20]. Em resumo, um método de controlo simultaneamente simples, barato de construir e sem aspectos negativos não existe. Para atingir um determinado objectivo é necessário desenvolver uma solução de compromisso.

A investigação de métodos de controlo do escoamento, no regime dos MAVs, tem como principal objectivo evitar a ocorrência de separações laminares massivas. Estas soluções, que promovem a transição ⁶, podem ir de métodos passivos, tais como arames de transição [21] e alterações da superfície [22], a métodos activos, tais como excitação acústica [23, 24] e actuadores de plasma [25]. Para mais informações sobre este tema, consulte Gad-el-Hak [1, 20, 26].

Nesta tese a solução estudada é um **método passivo** para controlo de perda, que consiste na utilização de um **bordo de ataque sinusoidal**. Esta opção resulta do seguinte par de premissas:

1. A solução tinha de ser relativamente simples, estável e fácil de operar → **método passivo**
2. O mais ‘inovadora’ possível, ou seja, dentro das hipóteses existentes tentar encontrar uma

⁶Para prevenir a separação laminar ou simplesmente diminuir a extensão da bolha de separação laminar.

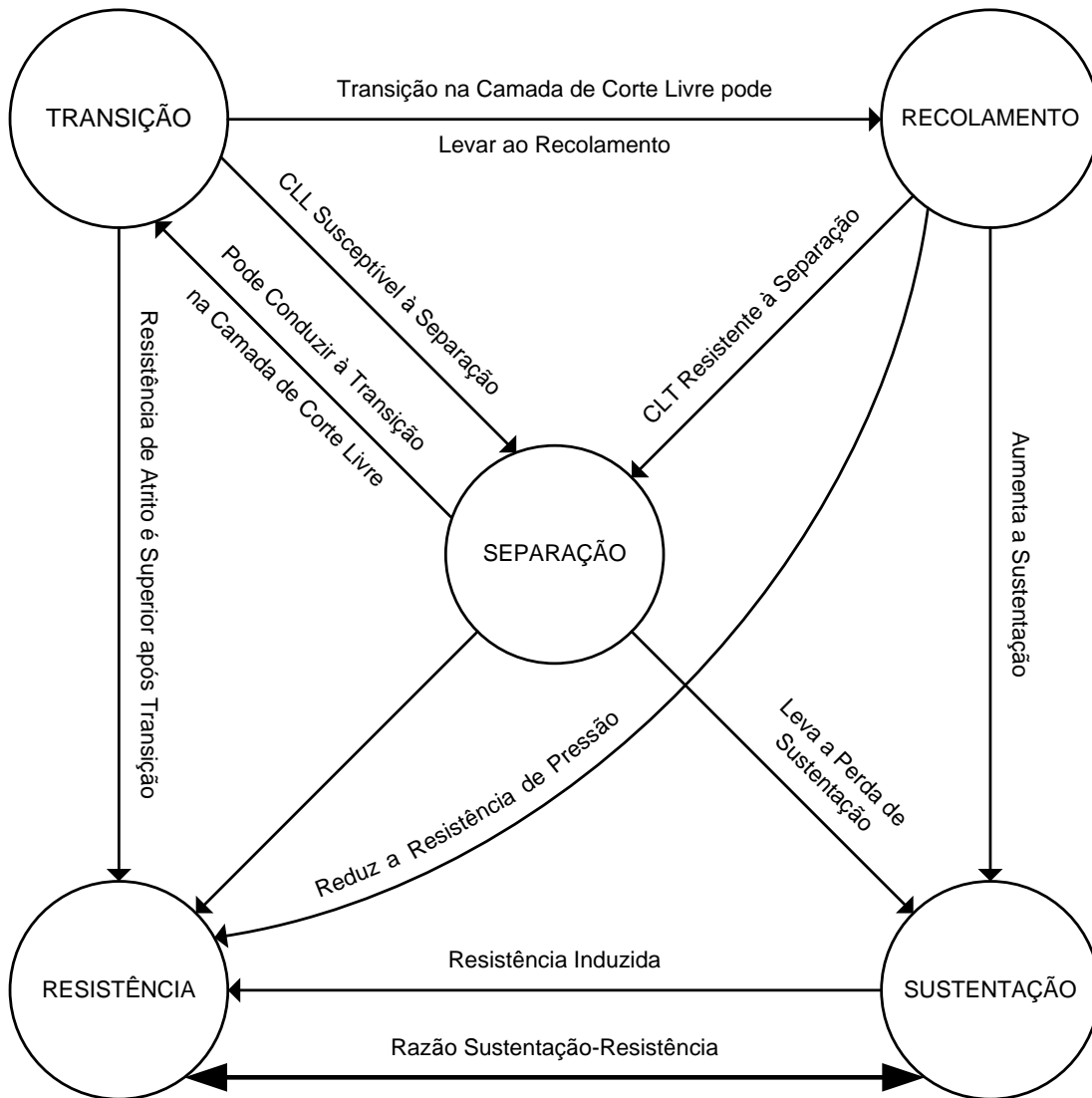


Figura 1.10: Inter-relação entre os objectivos de controlo de escoamento (CLL – Camada Limite Laminar e CLT – Camada Limite Turbulenta). Retirado de [20].

cuja aplicabilidade aos MAVs ainda não tivesse sido sistematicamente testada e que, ao mesmo tempo, respeitasse o ponto 1 → **bordo de ataque sinusoidal**

1.2.1 *Megaptera novængliæ*: A Inspiração do Bordo de Ataque Sinusoidal

A grande manobrabilidade da *Megaptera novængliæ* (baleia-de-bossa), associada à forma peculiar do bordo de ataque das suas barbatanas peitorais — formado por diversos tubérculos que lhe conferem um aspecto sinusoidal (Figura 1.11)—, despertou a curiosidade dos cientistas; inicialmente, de biólogos marinhos. Esta espécie é conhecida por ser a mais acrobática entre as baleias. Observações de campo apontam que este magnífico animal ⁷ tem um vasto e exigente reportório de técnicas de caça — onde se incluem curvas rápidas e apertadas, *loops* e rotações completas em torno do seu eixo longitudinal (!) —, das quais depende a sua sobrevivência [28].

⁷Um adulto pode crescer até aos 11-15 metros de comprimento e pesar 32 toneladas [27].



Figura 1.11: Baleia-de-bossa a emergir no oceano Antártico e imagem aproximada da sua barbatana peitoral; onde são bem visíveis as protuberâncias ao longo do bordo de ataque. Retirada de [27].



Figura 1.12: Seccção transversal da barbatana peitoral da baleia-de-bossa. Retirada de [30].

A sua barbatana peitoral, aproximadamente elíptica, de elevado alongamento ($\mathcal{R} \approx 6$) e com uma ligeira flecha positiva, é a maior no mundo dos cetáceos — entre 25% a 33% do comprimento total do seu corpo — e é a única que apresenta protuberâncias. Na figura 1.12 pode-se ver uma secção transversal da barbatana, que é sensivelmente simétrica e cuja espessura relativa varia entre 20% a 28% do comprimento da corda, com um valor médio de 23% [29].

Obviamente, os investigadores questionaram-se se os tubérculos seriam uma adaptação funcional para aumentar a eficiência hidrodinâmica. No entanto, e em qualquer estudo com uma fonte de inspiração biológica, é importante notar que os seres vivos evoluem em resposta a diversas pressões de selecção, e que, por isso, é improvável que um determinado comportamento ou característica morfológica surja como resposta a apenas uma dessas pressões. Concretamente, no caso da baleia-de-bossa, é reconhecido que as barbatanas peitorais têm funções termoreguladoras e os tubérculos poder-se-iam ter desenvolvido, somente, para potenciar a troca de calor [29]. Ainda assim, o assunto merecia ser estudado . . .

1.2.2 Estudos Anteriores

Os primeiros estudos em túnel de vento foram realizados por Miklosovic et al. [31], com um modelo reduzido em escala da barbatana peitoral. A adição de tubérculos atrasou a ocorrência de perda — ângulo de perda superior em 40% —, aumentou o coeficiente de sustentação máximo e diminuiu a resistência numa parte significativa do envelope de operação. O número de Reynolds do teste, com base no valor da corda média, foi de aproximadamente 500000⁸. Stanway [27] testou um modelo semelhante a números de Reynolds entre 45000 e 120000. A perda foi novamente atrasada tornando-se mais gradual. No entanto, a sustentação máxima diminuiu para todos os casos, exceptuando o de número de Reynolds mais elevado.

Num outro tipo de abordagem, Custodio [32] — a $Re = 183000$ — e Miklosovic et al. [33] — a $Re \approx 275000$ — analisaram modelos de envergadura infinita — caso ‘bidimensional’⁹ — para estudarem a natureza fundamental do escoamento imposto pelas protuberâncias. Os resultados foram substancialmente diferentes dos obtidos para os modelos finitos. Há um aumento global da resistência e o modelo sinusoidal entra em perda mais cedo. No entanto, esta é menos intensa e os valores de sustentação, após o modelo de bordo de ataque liso entrar em perda, continuam a ser superiores. Outra descoberta interessante, de Custodio, é que a influência da amplitude dos tubérculos nos resultados é muito superior à do comprimento de onda e do raio de bordo de ataque.

Visualizações de escoamento realizadas por Stanway — estudos com PIV — e Custodio — estudos com tufo e tinta — mostram que as protuberâncias geram vórtices longitudinais que energizam o escoamento. Aparentemente, cada protuberância gera dois vórtices contra-rotativos, de forma semelhante aos que se formam numa asa em delta¹⁰. Adicionalmente, reportaram que o escoamento separa primeiro nos ‘vales’ das protuberâncias, permanecendo colado aos seus ‘picos’ até elevados ângulos de ataque.

Mais recentemente, Pedro e Kobayashi [35] reproduziram computacionalmente a experiência de Miklosovic [31] e concluíram que os vórtices gerados não só energizam o escoamento, atrasando a separação junto ao bordo de fuga na região da raiz da barbatana — onde os números de Reynolds locais são mais elevados ($Re > 500000$) —, como também impedem que a separação junto ao bordo de ataque na região da ponta da barbatana — onde os números de Reynolds locais são inferiores ($Re < 200000$) — se propague até à raiz.

Globalmente, os estudos sugerem que uma asa com bordo de ataque sinusoidal pode beneficiar de efeitos tridimensionais que são função da forma da área alar e do número de Reynolds.

1.2.3 Aplicações

Teoricamente, e pelo menos dentro de um determinado intervalo de número de Reynolds, a solução de bordo de ataque sinusoidal pode ter um efeito extremamente benéfico em superfícies sustentadoras que necessitem de funcionar a ângulos de ataque elevados e/ou sejam susceptíveis a separação prematura, aumentando assim a sua gama de funcionamento. Deste modo, pode encontrar aplicação na concepção de UAVs, de turbinas eólicas (Figura 1.13) — onde a extracção de energia a baixas velocidades permanece um problema — e nas superfícies de controlo de

⁸Estima-se que o valor para um espécime adulto esteja na vizinhança de 10^6 .

⁹Nota-se que apesar de se eliminarem os efeitos tridimensionais mais importantes de uma asa finita (vórtices marginais), o escoamento em torno das protuberâncias é inerentemente tridimensional, mesmo a baixos ângulos de ataque.

¹⁰O fluxo de ar separa no bordo de ataque da asa e recolha no extradorso dando origem a dois vórtices de geometria cónica. A velocidade axial no núcleo destas estruturas pode ser quatro ou cinco vezes superior à velocidade do escoamento não-perturbado. Estas velocidades devem-se às pressões bastante reduzidas nos núcleos dos vórtices, gerando um acréscimo de sustentação [34].

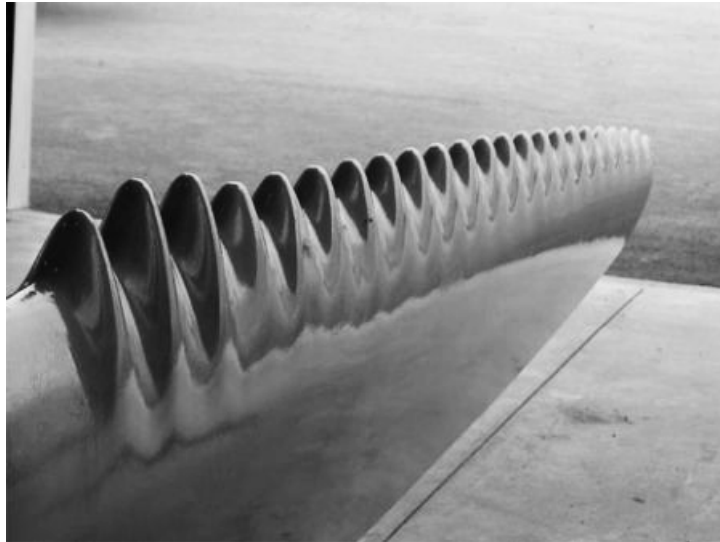


Figura 1.13: Pá de turbina com bordo de ataque sinusoidal. Retirado de [36].



Figura 1.14: Superfícies de controlo de um submarino de propulsão humana com bordo de ataque sinusoidal. Retirado de [36].

veículos marítimos (Figura 1.14) [33, 36].

E pensando noutras aplicações futuras, será possível que as lições aprendidas com a barbatana da baleia-de-bossa sejam úteis ao mundo dos MAVs?

Esta é a questão que queremos ajudar a responder, através do estudo combinado de asas de baixo alongamento — os estudos tridimensionais anteriores utilizaram modelos de barbatana com alongamentos ligeiramente superiores a 4 — , a baixo número de Reynolds e variando parametricamente as características das protuberâncias.

1.3 Contribuições e Estrutura da Tese

As principais contribuições da tese incluem:

- Demonstração da aplicabilidade de um bordo de ataque sinusoidal no projecto de MAVs,

como método de controlo passivo de perda.

- Uma extensão significativa da gama de funcionamento investigada em trabalhos anteriores, com especial destaque para os números de Reynolds associados aos objectivos de desenvolvimento a longo prazo de MAVs (Re entre 45000 – 100000).
- Teste dos limites da balança aerodinâmica para medir, com a precisão exigida, as pequenas cargas de resistências associadas às superfícies sustentadoras de MAVs.

A tese estrutura-se em cinco capítulos. Após este primeiro capítulo de introdução, a tese foca-se nas várias componentes da investigação experimental realizada. O capítulo 2 apresenta a metodologia experimental, onde se inclui a parametrização dos modelos de teste, a descrição do túnel de vento e da instrumentação envolvida nas medições, bem como da técnica de visualização de escoamento utilizada e a quantificação das incertezas experimentais.

Os resultados das medições de força — sustentação, resistência e lateral — do modelo liso e dos modelos com tubérculos são apresentados e analisados nos capítulos 3 e 4. O primeiro destes contém os resultados a números de Reynolds de 140000 e 150000, designado de “número de Reynolds moderado”, e o segundo a número de Reynolds de 70000, designado de “número de Reynolds baixo”. Em cada capítulo é analisada a dependência do alongamento, ângulo de guinada e geometria do bordo de ataque sinusoidal (definida pela amplitude e comprimento de onda).

Os pontos-chave do estudo são sumarizados no último capítulo. Os resultados são enquadrados na problemática global dos MAVs e são dadas sugestões para futuras investigações.

Capítulo 2

Metodologia Experimental

2.1 Configuração dos Modelos de Asa

Um total de dez modelos, de área alar rectangular, foram fabricados para as experiências. O software de CAD SolidWorks foi utilizado para desenhar os modelos, que foram maquinados a partir de blocos de duralumínio nas oficinas da empresa Micronorma ¹, com uma máquina CNC de 3 eixos. Após a maquinação, a superfície dos modelos foi polida manualmente com um esfregão abrasivo, resultando uma rugosidade média R_a — medida com um rugosímetro mecânico Mitutoyo SJ-201 — inferior a $1 \mu\text{m}$ ². A análise completa — e.g. valores dos parâmetros de rugosidade R_q , R_y e R_z — pode ser consultada no anexo A).

De modo a garantir que as asas teriam a mesma área alar ou corda média foi necessário respeitar duas condições:

1. Os pontos de inflexão da sinusóide têm de coincidir com a linha de bordo de ataque do modelo base (modelo com bordo de ataque liso).
2. Os planos dos bordos marginais têm de intersectar o plano da sinusóide, ao qual são perpendiculares, em pontos de inflexão; obviamente, equidistantes do ponto de envergadura média.

Os modelos têm uma corda média de 232 mm e podem ser divididos em dois grupos, de acordo com o seu alongamento ($\mathcal{R} = 1$ e $\mathcal{R} = 1,5$). Cada grupo é constituído por um modelo base e quatro modelos com bordo de ataque sinusoidal. A geometria da sinusóide é definida pela sua amplitude A e comprimento de onda λ . Escolheram-se duas amplitudes (6% e 12% do valor da corda média) e dois comprimentos de onda (25% e 50% do valor da corda média). Os valores escolhidos baseiam-se em investigações anteriores [32] e encontram-se dentro da gama de valores associada às baleias de bossa. Para designar cada modelo utiliza-se a seguinte nomenclatura: os primeiros caracteres definem o tipo de modelo (B – Modelo **B**ase; S – Modelo **S**inusoidal) e o alongamento, os restantes caracteres, separados dos primeiros por um hífen, definem a amplitude e comprimento de onda (S (*Small*) e L (*Large*) para amplitudes e comprimentos de onda, respectivamente, pequenos ou grandes). São dados dois exemplos:

- **B1.5** – Modelo base, alongamento 1,5;

¹<http://www.micronorma.pt>

²A precisão na manufactura dos modelos de teste é essencial para se ter confiança nos resultados. A maquinação por CNC, bem como a aplicação de técnicas de acabamento superficial são indispensáveis, no processo de fabrico de um MAV [5].

Tabela 2.1: Dimensões dos modelos.

Modelo	c (mm)	b (mm)	\mathcal{R}	A	λ
B1	232	232	1	–	–
S1-LL	232	232	1	0,12c	0,50c
S1-LS	232	232	1	0,12c	0,25c
S1-SL	232	232	1	0,06c	0,50c
S1-SS	232	232	1	0,06c	0,25c
B1.5	232	348	1,5	–	–
S1.5-LL	232	348	1,5	0,12c	0,50c
S1.5-LS	232	348	1,5	0,12c	0,25c
S1.5-SL	232	348	1,5	0,06c	0,50c
S1.5-SS	232	348	1,5	0,06c	0,25c

- **S1-LS** – Modelo sinusoidal, alongamento 1, amplitude de onda grande (0,12c), comprimento de onda pequeno (0,25c);

Nas figuras 2.1 e 2.2 podem ser visualizados os diferentes modelos, com as suas dimensões geométricas a serem apresentadas na tabela 2.1.

Os modelos baseiam-se no perfil NASA LS(1)-0417, também conhecido por GA(W)-1, que tem uma espessura máxima de 0,17c e uma curvatura máxima de 0,02c (Figura 2.3). Comparando com os perfis NACA convencionais, este perfil foi especialmente projectado para aplicações aeronáuticas de baixa velocidade ($Re_{projecto} = 6 \times 10^6$). Algumas características-chave da sua concepção são [37]:

- Um grande raio de bordo de ataque para atenuar o pico de sucção e “desencorajar” a separação.
- Um bordo de fuga cortado a direito, com inclinações semelhantes nas superfícies do extradorso e do intradorso, para moderar a recuperação de pressão e atrasar a perda.

Nota-se, contudo, que quando nos referimos a ‘aplicações de baixa velocidade’ estamos a falar de aplicações comerciais, bem diferentes das realmente baixas velocidades de um MAV. Neste caso, é perfeitamente legítimo que o leitor coloque a seguinte questão: se o objectivo deste trabalho é testar a viabilidade de um determinado método de controlo, com aplicação directa a um MAV, então porque é que se escolhe um perfil que à partida poderá ser inapropriado para este tipo de aeronaves? Há quatro razões fundamentais que sustentam esta escolha:

1. O comportamento da camada limite em torno deste perfil está muito bem documentado na gama de número de Reynolds dos MAVs [13, 38, 39].
2. Neste regime, forma-se uma bolha de separação laminar no seu extradorso e a perda é de bordo de ataque. Este é um problema comum a ‘perfis de MAVs’ e é do maior interesse o seu estudo.
3. Os valores de resistência são superiores, o que potencialmente seria uma vantagem face à limitada sensibilidade da balança aerodinâmica disponível.
4. Por último, e não menos importante, simplifica o fabrico dos modelos. Quer pelo bordo de fuga cortado, quer pelo valor da sua espessura relativa, que facilita a exigente maquinação da geometria sinusoidal.

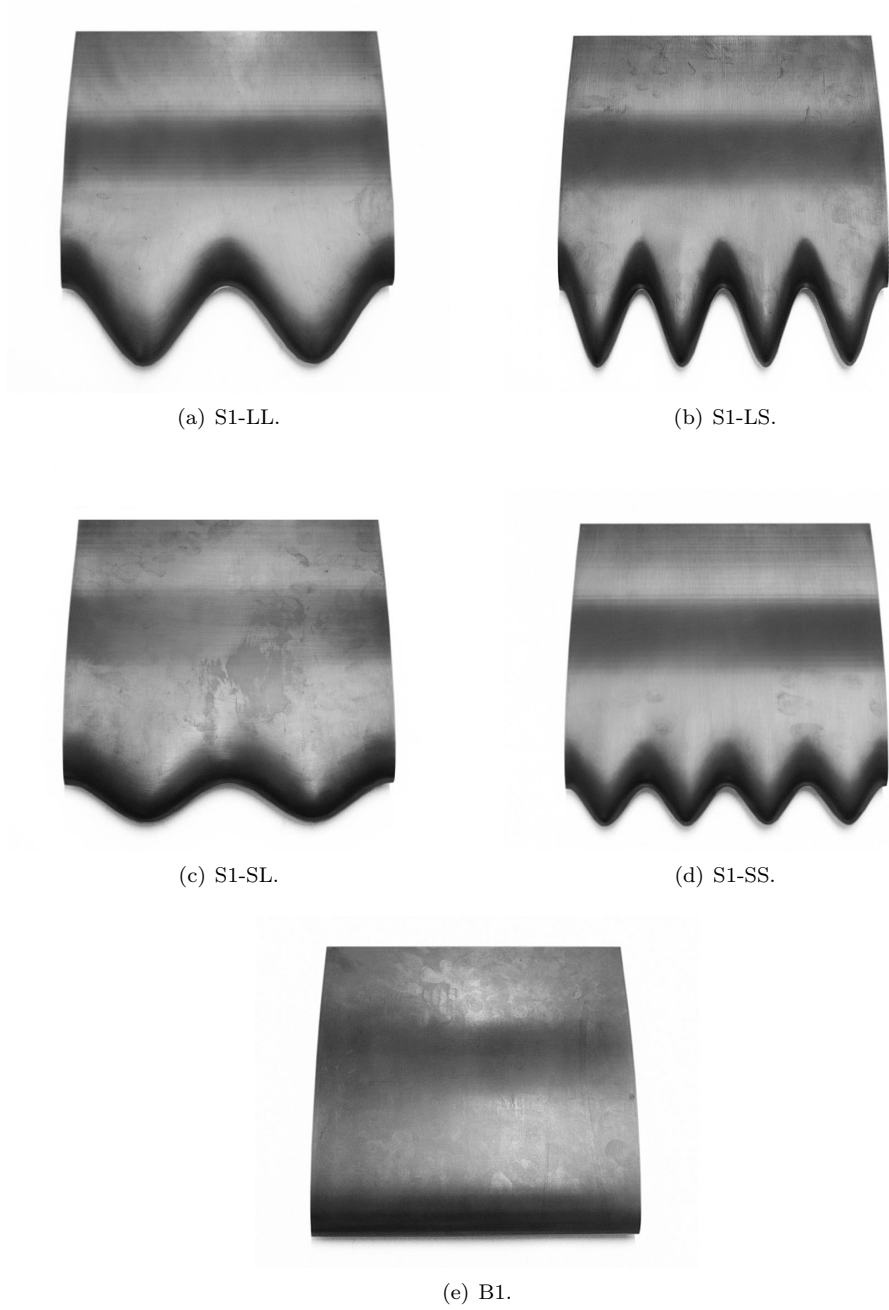
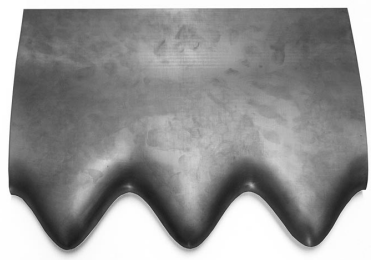
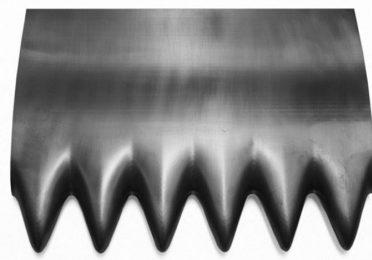


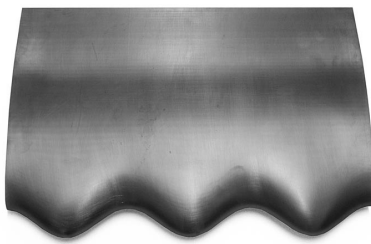
Figura 2.1: Asas de $\mathcal{R} = 1$.



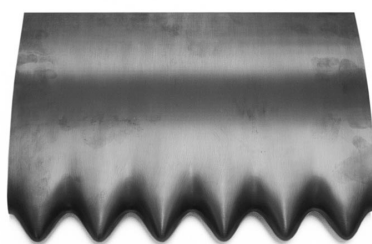
(a) S1.5-LL.



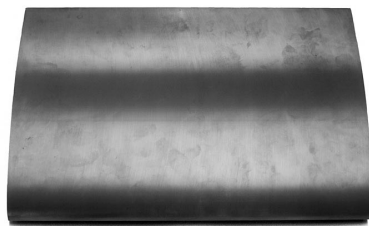
(b) S1.5-LS.



(c) S1.5-SL.



(d) S1.5-SS.



(e) B1.5.

Figura 2.2: Asas de $\mathcal{R} = 1,5$.

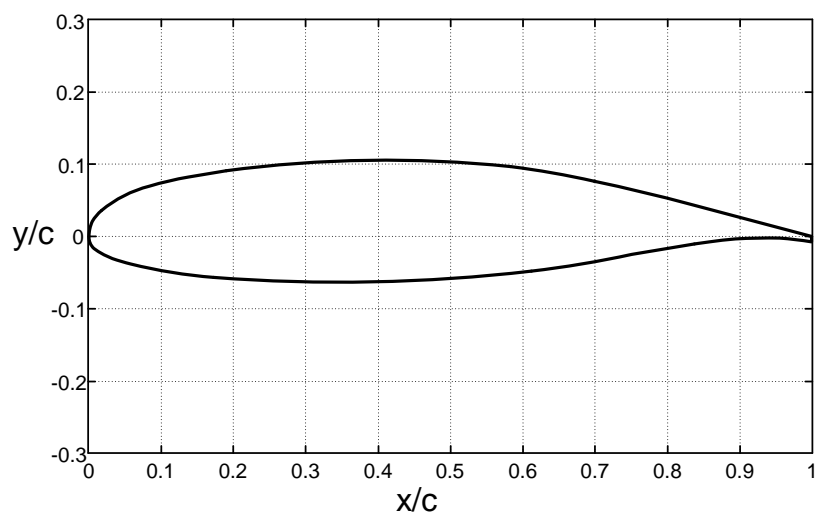


Figura 2.3: Perfil NASA LS(1)-0417.

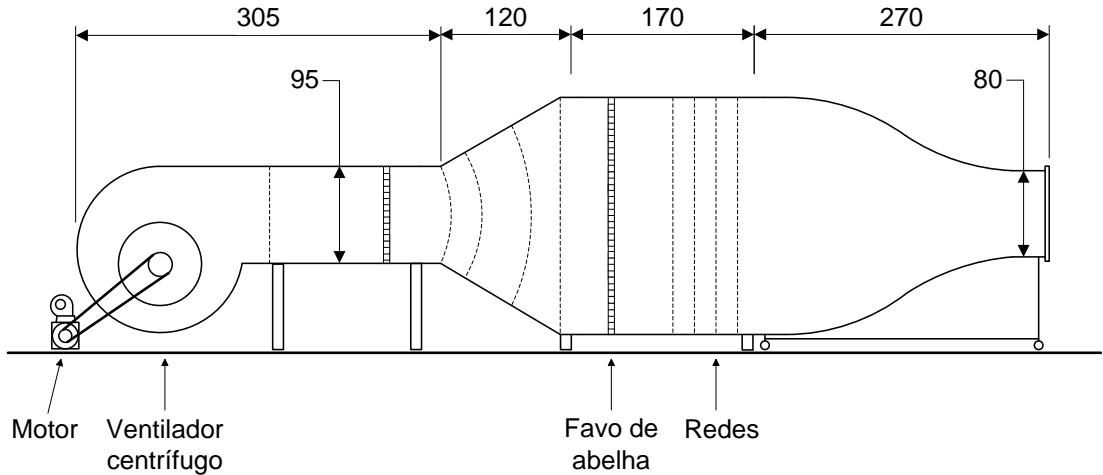


Figura 2.4: Desenho esquemático do túnel de vento do DEM (dimensões em cm); com um total de 9 redes e 2 favos de abelha.

Os modelos foram fixados ao suporte da balança aerodinâmica por intermédio de um furo no intradorso — aproximadamente no seu centro de gravidade ³— e uma placa de interface, que foi desenhada no SolidWorks e, posteriormente, construída nas oficinas do DEM. Para mais detalhes — e.g. desenho técnico — consultar o anexo B.

2.2 Túnel de Vento

Os testes experimentais foram conduzidos no túnel de vento de circuito aberto tipo sopra, localizado no DEM do IST (Figura 2.4). O túnel de vento funciona no regime de escoamento de baixas velocidades (escoamento incompressível) e atinge uma velocidade máxima de aproximadamente 10 m/s na secção de trabalho. O fluxo de ar é assegurado pelo ventilador centrífugo à entrada da instalação experimental, que é accionado por um motor de corrente contínua de 21,5 KW [40]. Os testes podem ser realizados em jacto livre a descarregar para a atmosfera ou numa secção de trabalho com uma área transversal de 135×80 cm. Neste caso, em que se estuda o escoamento em torno de uma asa finita, a primeira opção é a escolha natural por reduzir o número de correcções a efectuar ⁴. A secção de trabalho é precedida de uma câmara de estabilização, dotada de favos de abelha e de redes, e uma contracção com uma razão de áreas de 3:1 (contrai somente na vertical), para assegurar uma boa qualidade do escoamento de aproximação — uniforme e de baixa intensidade de turbulência — ao modelo a testar [41]. Na gama de velocidades utilizada, estima-se uma intensidade de turbulência máxima na secção de teste de 0,15%.

2.3 Instrumentação

O sistema de aquisição de dados é formado por três componentes: a balança aerodinâmica compacta *Schenck* (Figura 2.5) — com as células de carga, codificadores absolutos de ângulos e motores para variação do ângulo de ataque e guinada —, a caixa de controlo (Figura 2.6) —

³A localização do furo, por questões de uniformidade de interferência, tem de ser igual para todos os modelos. Por esta razão, e como o centro de gravidade dos modelos varia ligeiramente com a geometria do bordo de ataque, os modelos são fixados aproximadamente no seu centro de gravidade (e não exactamente).

⁴Em secção aberta corrige-se somente a interferência do suporte, sem termos de nos preocupar com os efeitos de bloqueio.

que inclui um multímetro, botoneira de controlo dos motores da balança e um conversor série-paralelo, com ligação ao computador (PC) e ao mostrador dos valores dos ângulos na própria caixa — e o PC.

As forças — sustentação, resistência e lateral — e momentos aerodinâmicos — rolamento, picada e guinada — são transmitidos através do suporte à balança de seis componentes. Os valores são medidos pelas células de carga HBM-Z6, que trabalham com tensões na ordem dos mV, e lidos por um multímetro digital PREMA 5001 de 6 1/2 dígitos. Este envia os dados para o computador, utilizando o protocolo GPIB para se ligar a uma placa PCI da National Instruments (colocada no PC). A taxa de amostragem máxima do sistema é de 5 Hz, o que equivale a dizer que este varre cinco canais por segundo, ou seja, demora 1.2 s a varrer, sequencialmente, os seis canais e a actualizar os valores.

A variação dos ângulos é realizada manualmente na caixa de controlo e a velocidade do escoamento é regulada através de um potenciómetro — ligado a uma unidade de variação de frequência SIMOREG DC-Master que controla o motor —, e monitorizada usando um micromanómetro digital FC012 da Furness Controls.

2.4 Procedimento Experimental

Inicialmente, pretendia-se realizar o teste de todos os modelos a dois números de Reynolds (140000 e 70000) e a três ângulos de guinada (0°, 15° e 30°). Contudo, a números de Reynolds de 140000 e ângulos de guinada positivos, as asas de alongamento unitário vibravam. A solução passou por aumentar ligeiramente o número de Reynolds. Deste modo, os testes das asas de $\mathcal{R} = 1$ a ângulos de guinada de 15° e 30° foram realizados a um número de Reynolds de 150000. Em cada teste variou-se o ângulo de ataque de 0° até 30°. Após a alteração do ângulo aguardava-se alguns segundos — o tempo necessário para garantir que o multímetro percorria duas vezes os seis canais — antes de começar a gravar os dados, de forma a eliminar/reduzir qualquer efeito transiente. No final, os modelos eram trazidos de volta à sua posição inicial, verificando-se sempre se estavam presentes efeitos de histerese aerodinâmica. A cada ângulo de ataque, eram adquiridas entre 15 a 30 amostras por canal a uma taxa de amostragem efectiva de 0.87 Hz (6.9 segundos para varrer os 6 canais).

Adicionalmente, e como os modelos se encontram ligados a um suporte, é necessário analisar a sua interferência e aplicar as devidas correcções aos valores de força medidos. Portanto, a cada ângulo de guinada e velocidade, realizaram-se estudos apenas com o suporte (placa de interface incluída), sendo o seu valor médio quantificado e subtraído aos valores do conjunto ‘*modelo+suporte*’. Para mais detalhes consultar o anexo C.

Para se regular correctamente a velocidade do túnel é necessário adoptar o seguinte procedimento:

1. Medir a temperatura do ar
2. Calcular o valor correcto da massa específica por

$$\rho = \frac{p_{atm}}{RT} \quad (2.1)$$

3. Determinar o valor da velocidade, correspondente ao número de Reynolds desejado, pela equação

$$V_{\infty} = \frac{\mu Re}{\rho c} \quad (2.2)$$



Figura 2.5: Balança aerodinâmica compacta *Schenck*.



Figura 2.6: Caixa de controlo.

4. Por (2.3) calcular a pressão dinâmica e converter para unidades de mm de coluna de água (utilizando a seguinte correspondência de unidades, $9.8 \text{ Pa} = 1 \text{ mm c.a.}$)

$$p_{dinâmica} = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 \quad (2.3)$$

5. Regular a velocidade do motor até o manómetro — com uma das entradas ligada à sonda de pressão total do túnel e a outra entrada à pressão atmosférica — indicar o valor de pressão dinâmica calculado no ponto anterior.

Nota-se, contudo, que só foi necessário aplicar este procedimento três vezes, para obter um valor de referência da pressão dinâmica para cada número de Reynolds. Variações até 5% no número de Reynolds podem ser consideradas desprezáveis. Deste modo, e apenas se a temperatura ambiente variar significativamente, é que se torna necessário repetir o procedimento acima descrito.

2.5 Visualização do Escoamento

Foram realizados ensaios de visualização do escoamento em torno dos modelos B1.5 e S1.5-LL, a um ângulo de guinada de zero graus e a ambos os números de Reynolds, usando fumo branco e uma folha laser como fonte de iluminação. Na figura 2.7 pode-se ver o gerador de fumo Safex Nebelgerat Fog 2001 e na figura 2.8 o laser da Ion Laser Technology e sistema óptico utilizado para criar e direccionar a folha laser, constituído por uma lente cilíndrica e um espelho plano. O plano de visualização é aproximadamente o plano de semi-envergadura. O escoamento foi documentado através de fotografias com uma máquina fotográfica digital Sony DSLR-A200.

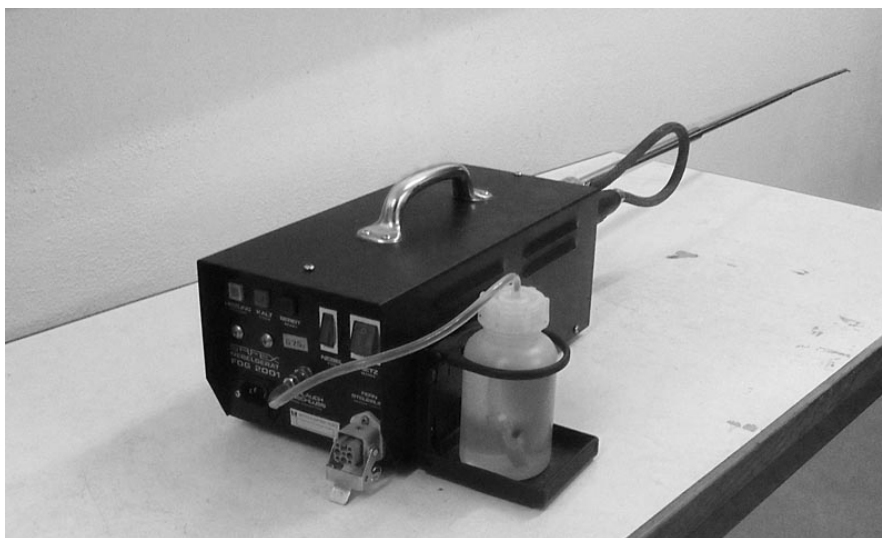


Figura 2.7: Gerador de fumo. O fumo é gerado através da evaporação de um óleo que passa por um fio metálico aquecido electricamente.



Figura 2.8: Laser e sistema óptico.

2.6 Quantificação das Incertezas

Em qualquer medição experimental existem erros, associados às técnicas aplicadas e às limitações dos instrumentos. Uma análise das incertezas envolvidas é indispensável para que os resultados permitam obter conclusões de confiança.

A incerteza (U) é a estimativa do erro cometido, ou seja, a estimativa da diferença entre o valor determinado experimentalmente e o valor real (que é desconhecido). Existem várias fontes de incerteza, que se vão propagar para os resultados finais (i.e., para o valor dos coeficientes aerodinâmicos), como é exemplo a incerteza na tensão de saída das células de carga, que se traduz numa incerteza na força de sustentação de $\pm 0,01$ N e nas forças de resistência e lateral de $\pm 0,04$ N. Também, existem, incertezas na medição da temperatura e da pressão dinâmica — indicada pelo manómetro que é utilizado para controlar a velocidade na secção de trabalho — que se manifestam em incertezas percentuais na velocidade, da ordem dos 0,4%, para os testes a número de Reynolds moderado, e 0,1%, para os testes a número de Reynolds elevado. A própria maquinação dos modelos, apesar de extremamente precisa, não é perfeita; quer pelas incertezas inerentes ao processo mecânico, quer por erros humanos. O erro máximo cometido, em qualquer dimensão dos modelos, é de 0,1 mm ⁵.

O objectivo final, em termos de quantificação das incertezas, passa pela construção de um intervalo $\pm U$ para cada medição — em torno do valor médio dos coeficientes aerodinâmicos, determinado a partir das 15 a 30 leituras realizadas —, a cada ângulo de ataque. Habitualmente, para que o resultado final tenha significado estatístico, é exigido um intervalo de confiança de 95%. Ou seja, é esperado que em 100 medições, sobre as mesmas condições e usando os mesmos instrumentos, o valor real caia 95 vezes dentro da banda construída. A fim de obter este intervalo, é necessário estimar e combinar os limites de precisão (P) com os limites do erro sistemático (B), definidos como [42]:

- O intervalo $\pm P$ de um resultado é a estimativa da banda na qual 95% da média dos resultados cairia, em caso de repetição. O limite de precisão é, portanto, uma estimativa da dispersão (ou falta de repetibilidade) causada por erros aleatórios e instabilidades.
- O limite dos erros sistemáticos, de que são exemplo as incertezas nas dimensões do modelo e na velocidade do ar, é uma estimativa da magnitude dos erros fixos. Estes provocam um regular acréscimo ou defeito nos valores obtidos. Definindo o verdadeiro erro sistemático por β , a quantidade B é a estimativa do experimentalista de que 95 vezes em 100 teremos $|\beta| \leq B$.

Seguindo o procedimento preconizado por Coleman e Steele [42], os limites de precisão dos coeficientes aerodinâmicos são estimados a partir do cálculo do desvio padrão da sua média e multiplicados por um factor de 2 ⁶, para um intervalo de confiança de 95%. Estes valores são combinados com as estimativas dos erros sistemáticos, para construir o intervalo global de confiança de 95%. As incertezas percentuais em C_L são da ordem dos 4,5%, para o regime de número de Reynolds moderado, e 5,5%, para o regime de número de Reynolds baixo. De forma análoga, as incertezas em C_D , no regime de número de Reynolds moderado, são da ordem dos 20%, e no regime de número de Reynolds baixo são da ordem dos 30% e 45%, respectivamente, para os modelos de maior e menor alongamento. As forças laterais são muito pequenas, da ordem dos valores de incerteza da célula de carga, conseqüentemente os resultados não têm significado, pelo que não serão apresentados.

⁵Informação fornecida pelo fabricante.

⁶Válido apenas para grandes amostras (≥ 10 leituras); recorda-se que efectuamos entre 15 a 30 leituras.

Em relação aos ângulos de ataque e ângulo de guinada esperam-se incertezas na ordem dos $0,1^\circ$ a $0,2^\circ$.

Capítulo 3

Resultados a Número de Reynolds Moderado

Os resultados, e respectiva discussão das características aerodinâmicas dos modelos, têm essencialmente por base a evolução dos coeficientes aerodinâmicos — de sustentação e resistência, dados respectivamente por (3.1) e (3.2) — com o ângulo de ataque.

$$C_L = \frac{2L}{\rho V_\infty^2 S} \quad (3.1)$$

$$C_D = \frac{2D}{\rho V_\infty^2 S} \quad (3.2)$$

Na secção 3.1 são apresentados os resultados para os modelos de alongamento 1 e na secção 3.2 para os modelos de alongamento 1,5. Ambos os estudos começam com o caso mais simples, de uma asa com bordo de ataque liso, a ângulo de guinada nulo. De seguida, as alterações da geometria de bordo de ataque são introduzidas e os resultados comparados. Este procedimento é repetido para ângulos de guinada de 15° e 30°. No final de cada secção sumarizam-se os pontos mais importantes.

O seguinte conjunto de ‘linhas orientadoras’, destinadas a simplificar e auxiliar a análise dos resultados, é definido:

- Por uma questão de simplicidade, os modelos de bordo de ataque liso e sinusoidal serão designados, respectivamente, de modelo base e modelo sinusoidal.
- Sempre que mencionarmos o ‘regime pré-perda’ ou o ‘regime pós-perda’ é subentendido que nos referimos, respectivamente, à **gama de ângulos de ataque antes ou após a perda do modelo base** (salvo indicação em contrário).
- Devido às incertezas envolvidas na medição das forças de resistência (ver secção 2.6), qualquer análise deste parâmetro (na forma adimensional) tem de ser feita com bastantes reservas. Por esta razão, é frequente apresentar-se gráficos do coeficiente de resistência vs ângulo de ataque sem efectuar qualquer tipo de discussão.
- Como consequência do ponto anterior, os termos ‘eficiência’ e ‘performance’ são utilizados para classificar o desempenho aerodinâmico da asa, tendo por base os valores do coeficiente de sustentação (e não da habitual razão entre a sustentação e a resistência).

- Em cada subsecção as características aerodinâmicas relevantes (da análise) — e.g. $C_{L_{max}}$, $\alpha_{C_{L_{max}}}$, $C_{L_{perda}}$, α_{perda} e $C_{L_{\alpha=0}}$ — podem ser consultadas numa tabela. A natureza inerentemente não-linear das asas de baixo alongamento — em especial para números de Reynolds moderados — torna difícil a definição do declive da curva de sustentação, $dC_L/d\alpha$, para alguns ensaios. Por uma questão de uniformidade este valor nunca é apresentado.
- Para considerarmos que um modelo entra em perda é necessário que ocorra uma redução abrupta e bem visível da sustentação ou, em alternativa, uma tendência suave — mas consistente — de redução de sustentação; qualquer alteração pontual que se encontre dentro dos limites de incerteza é ignorada.
- O escoamento em torno das asas é extremamente complexo. Uma percepção mais completa da física do escoamento só seria possível com extensas e morosas visualizações em túnel de água ou com avançados métodos numéricos. Para explicar ou tentar compreender alguns dos resultados obtidos avançam-se com explicações plausíveis, mas não totalmente confirmadas, escritas em *itálico*.

Recorda-se que, neste capítulo, todos os testes são conduzidos a um número de Reynolds de 140000, com excepção dos testes dos modelos de alongamento 1 a ângulo de guinada de 15° e 30° , em que o número de Reynolds é de 150000 (pelas razões referidas na secção 2.4).

3.1 Alongamento 1

3.1.1 Ângulo de Guinada de 0°

Modelo Base

A evolução do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque é mostrada na figura 3.1. O coeficiente de sustentação aumenta, a uma taxa ($dC_L/d\alpha$) aproximadamente constante, até ao ângulo de ataque de perda a 21° . A perda é pouco intensa e posteriores aumentos da incidência conduzem a um aumento da sustentação. O seu valor máximo ($C_{L_{max}} \approx 0.79$), atingido a $\alpha = 30^\circ$, é 13% superior ao valor de sustentação no ângulo de ataque de perda.

Este tipo de comportamento é explicado pela formação de fortes vórtices marginais — cuja intensidade aumenta com a incidência —, típicos de asas de baixo alongamento. Torres e Mueller [2, 43] sumarizam o mecanismo de sustentação destas asas como a adição de duas fontes: uma linear e uma não linear. A fonte de sustentação linear advém da existência de circulação em torno da asa e a fonte de sustentação não-linear, dominante a ângulos de ataque elevados, resulta da formação dos vórtices marginais. Investigações anteriores [13] com o mesmo perfil e número de Reynolds semelhante ($Re = 160000$), mostraram um ângulo de perda bastante inferior, de 15° , para uma situação bidimensional (i.e., sem vórtices marginais). *Pode-se especular que os vórtices energizam o escoamento nos bordos marginais, limitando a bolha de separação laminar — que se forma no extradorso — à secção interior da asa e que o campo de velocidades descendentes que induzem nesta região, também contribui para manter o escoamento colado. Desta forma, o efeito destas estruturas pode ser duplo: aumento contínuo de C_L na gama de ângulos de ataque elevados e elevação do ângulo de ataque de perda.*

Na figura 3.2 pode-se ver a variação do coeficiente de resistência com o ângulo de ataque. Para baixos ângulos, a curva é mais irregular. À medida que nos aproximamos do ângulo de ataque de perda, a taxa de crescimento vai aumentando, até que sofre um aumento súbito, e bem visível, para α_{perda} . Após a perda, a resistência aumenta a uma taxa superior.

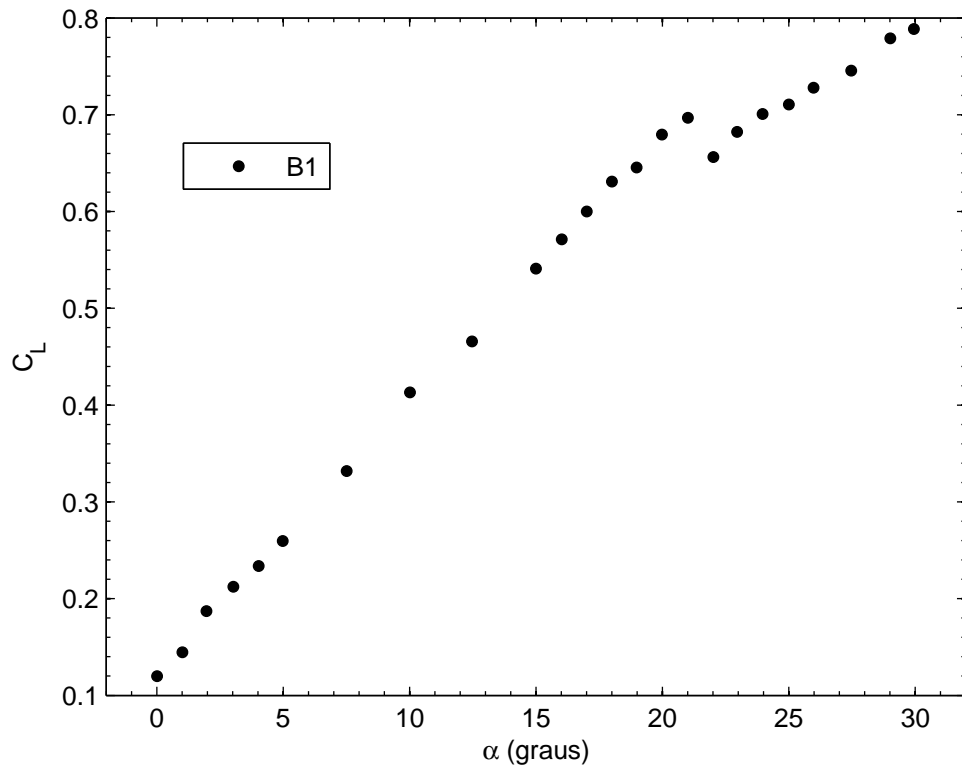


Figura 3.1: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$.

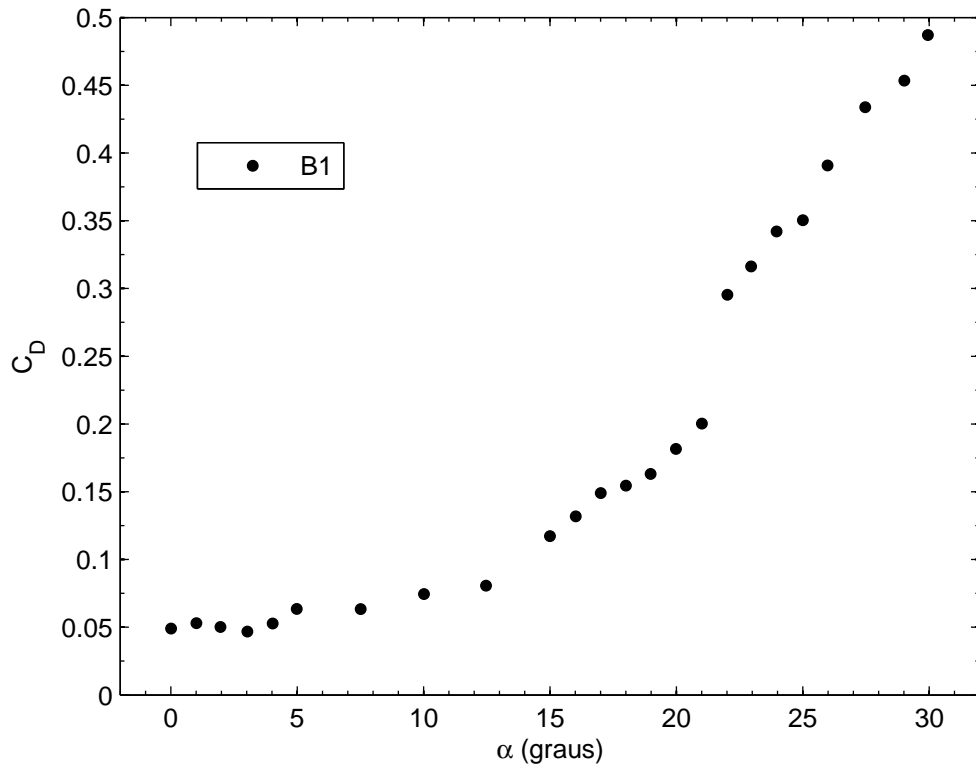


Figura 3.2: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$.

Tabela 3.1: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$.

Modelo	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$ ($^\circ$)	$C_{L_{perda}}$	α_{perda} ($^\circ$)
B1	0,120	0,79	30	0,70	21
S1-LL	0,142	0,82	30	–	–
S1-LS	0,136	0,75	30	0,64	20
S1-SL	0,143	0,78	27	0,78	27
S1-SS	0,140	0,79	30	–	–

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

Os efeitos decorrentes da introdução de um bordo de ataque sinusoidal podem ser visualizados na figura 3.3, em que se apresenta novamente, e para comparação, as curvas do modelo base. No regime pré-perda o comportamento das asas é semelhante, no entanto, a taxa de crescimento da sustentação com o ângulo de ataque do modelo base é superior. Os valores inferiores de $dC_L/d\alpha$ são compatíveis com maiores espessuras da camada limite, em consequência da “mistura” providenciada pelos vórtices gerados pelas sinusóides. A perda dos modelos sinusoidais é mais suave e os modelo S1-LL e S1-SS não entram sequer em perda, na gama de ângulos de ataque estudada. No regime pós-perda, as diferenças também não são significativas, apesar de o modelo S1-LL apresentar, globalmente, um ligeiro acréscimo de sustentação face ao modelo de bordo de ataque liso. Mais evidente é o decréscimo de performance do modelo S1-LS.

Face à ausência de uma perda mais intensa do modelo base — comportamento indissociável da existência dos vórtices marginais — não há vantagem aparente em alterar a geometria do bordo de ataque, pelo menos a ângulo de guinada nulo. Aliás, pode-se constatar que a evolução da sustentação de qualquer modelo, a ângulos de ataque elevados, é ditada por estas estruturas. *A maior ou menor eficiência de um ou de outro modelo sinusoidal — e.g. modelo S1-LL vs modelo S1-LS — pode ser uma consequência directa do tipo de interacção entre os vórtices marginais e os vórtices gerados pelas protuberâncias. Neste caso, a interacção seria benéfica para o primeiro modelo e prejudicial para o segundo.*

Relativamente à curva de resistência (figura 3.4), os seus valores, de uma forma geral, parecem ser superiores para os modelos sinusoidais antes da ocorrência de perda. Após a perda, já não é claro e parece depender do tipo de sinusóide. As características aerodinâmicas são resumidas na tabela 3.1.

Vejamos o que acontece se alterarmos o ângulo de guinada.

3.1.2 Ângulo de Guinada de 15°

Modelo Base

A performance do modelo base, a ângulo de guinada de 15° pode ser visualizada nas figuras 3.5 e 3.6. Os resultados a ângulo de guinada nulo são novamente apresentados. Esta metodologia será sempre seguida para enriquecer a análise, no entanto, e para este caso em particular chama-se a atenção para a diferença do número de Reynolds (ainda que pequena). As ‘formas’ das curvas de sustentação são semelhantes e o ângulo de ataque de perda é igual. Contudo, para $\Lambda = 15^\circ$, o declive da região linear é superior o que leva a um aumento global da sustentação. Apesar da pequena variação no número de Reynolds, não é possível determinar a contribuição deste efeito para as diferenças observadas, sendo certo que a variação de guinada constituirá o efeito dominante. Após a asa entrar em perda a sustentação continua a aumentar,

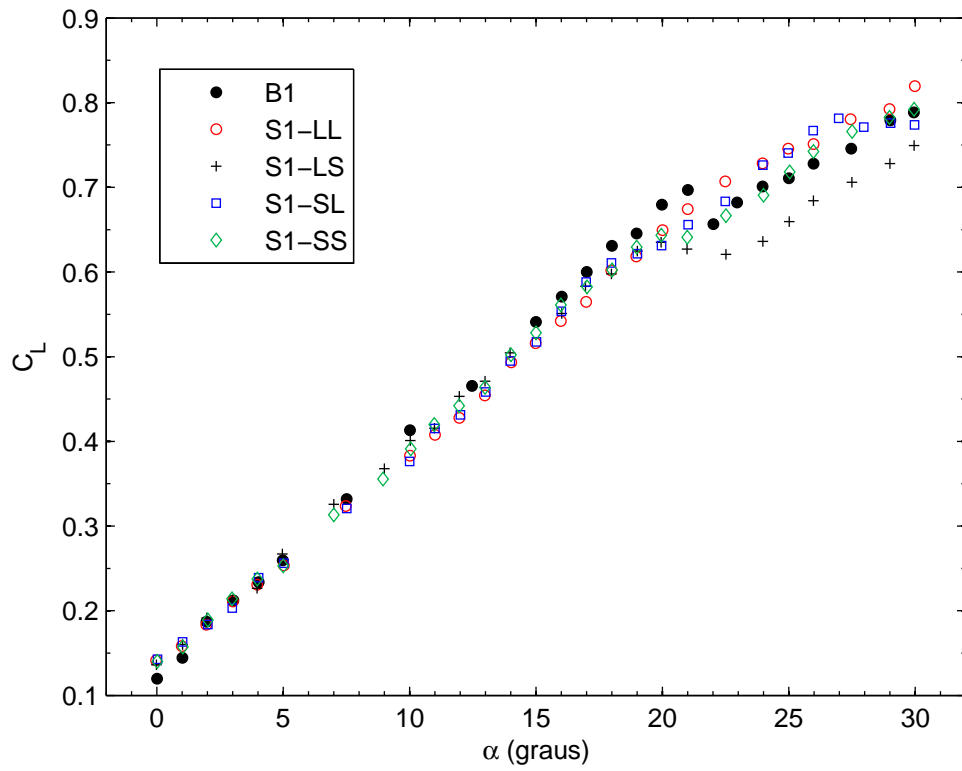


Figura 3.3: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$.

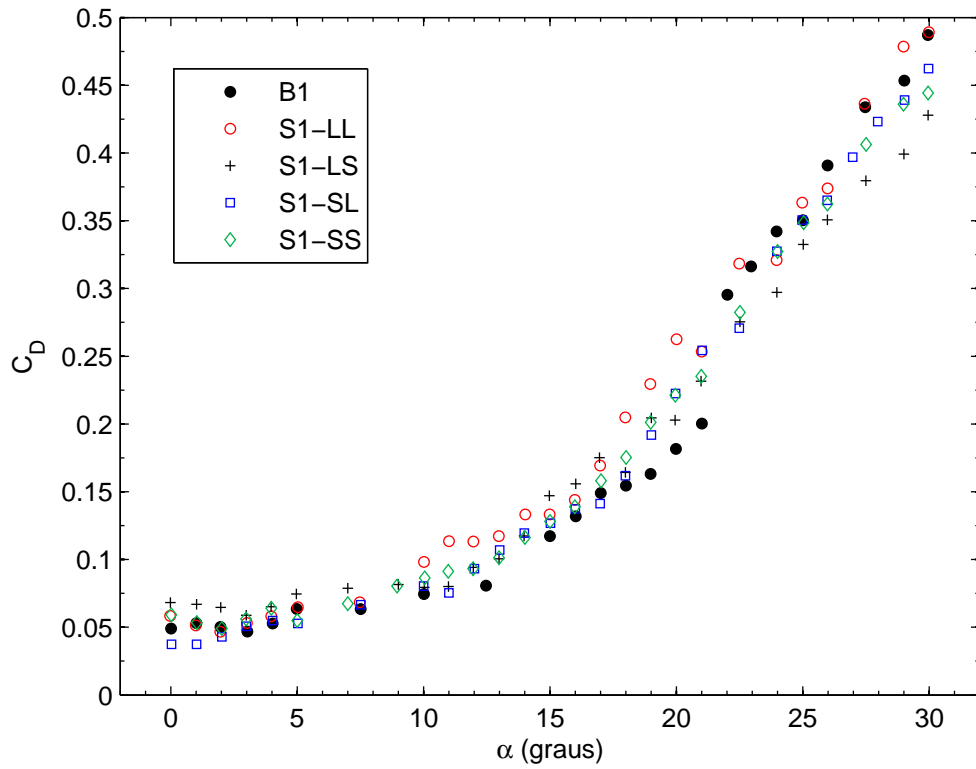


Figura 3.4: C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$.

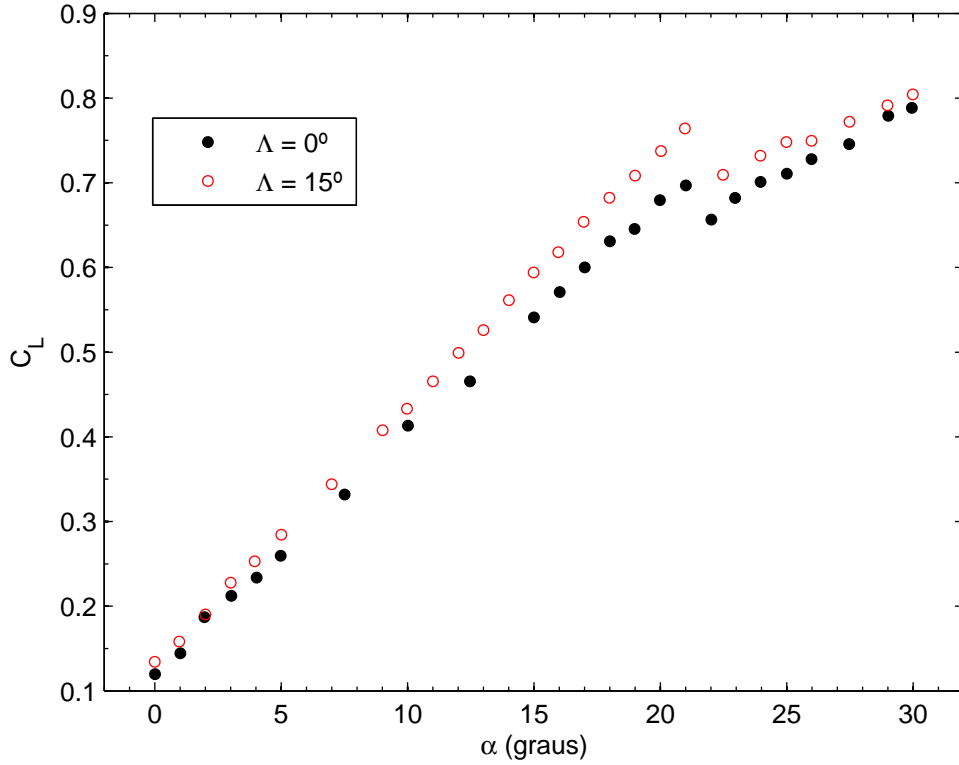


Figura 3.5: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15° .

Tabela 3.2: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$.

Modelo	$C_{L\alpha=0^\circ}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$ ($^\circ$)	$C_{L_{perda}}$	α_{perda} ($^\circ$)
B1	0,124	0,79	30	0,75	21
S1-LL	0,125	0,86	30	—	—
S1-LS	0,113	0,73	30	—	—
S1-SL	0,120	0,87	30	—	—
S1-SS	0,118	0,80	30	—	—

ainda que a uma taxa inferior. *É provável que os vórtices marginais ainda estejam presentes mas que o seu efeito seja atenuado.*

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

As figuras 3.7 e 3.8 mostram as curvas aerodinâmicas de todos os modelos, com as suas características a serem resumidas na tabela 3.2. Neste caso, pode-se dizer que o aumento do ângulo de guinada acentuou um pouco as diferenças. Por um lado, no regime pré-perda, os modelos sinusoidais, em maior ou menor grau, apresentam uma redução de eficiência mais visível. De notar ainda que, também no regime pós-perda, os ganhos dos modelos S1-LL e S1-SL — modelos de maior comprimento de onda — aumentam com a incidência.

Importa destacar que nenhum modelo sinusoidal chega a entrar em perda na gama de incidências estudada.

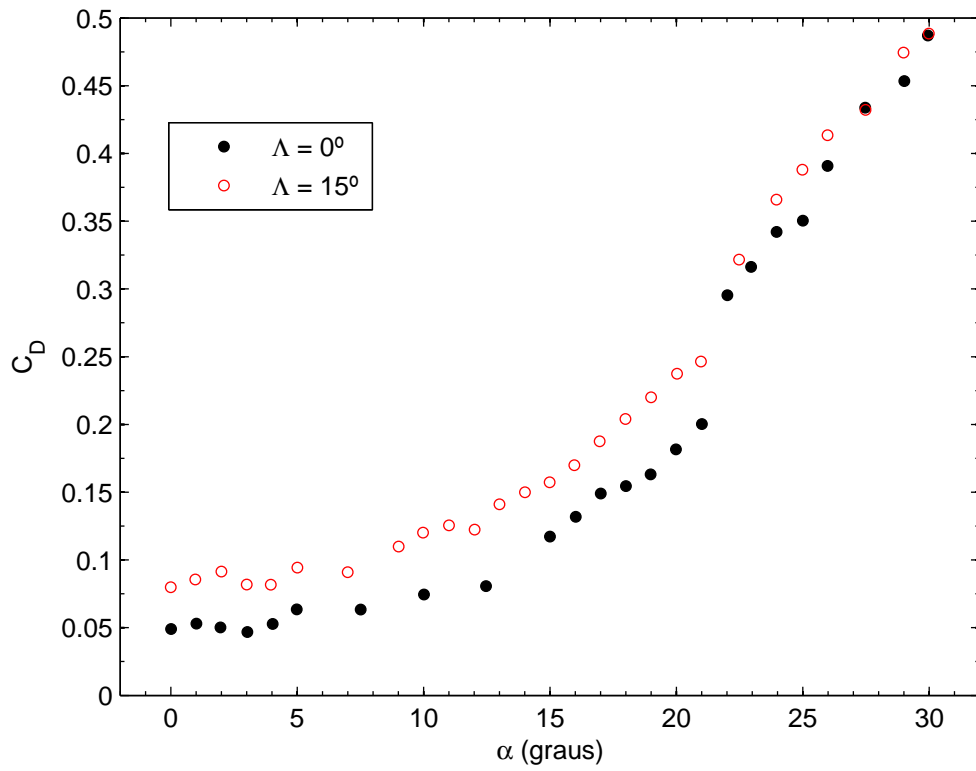


Figura 3.6: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15° .

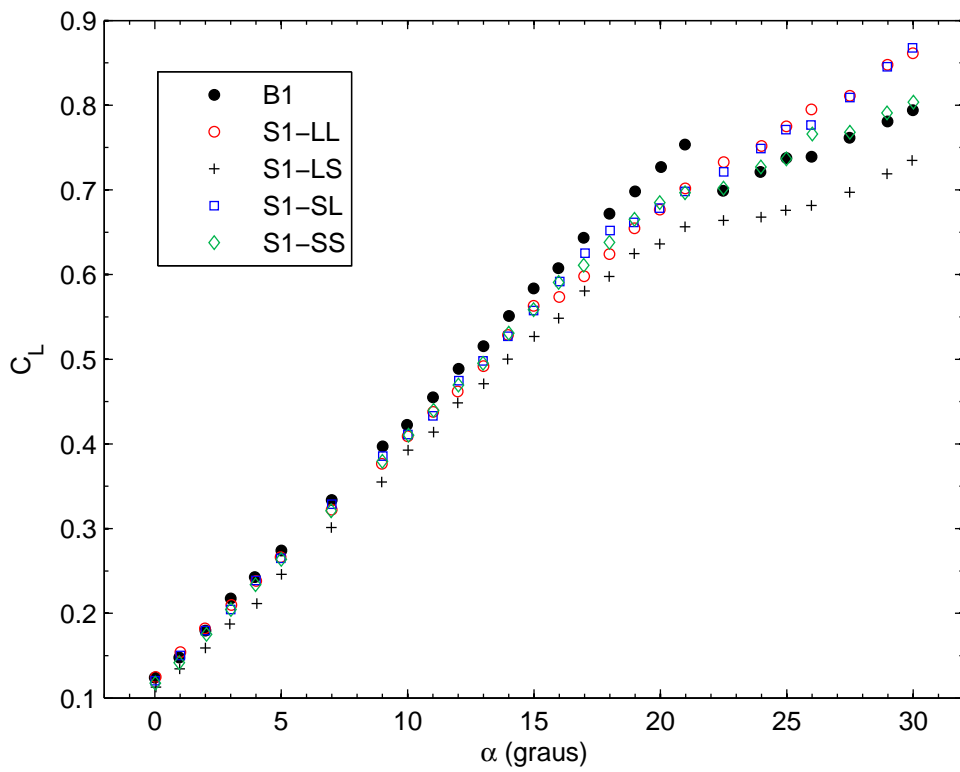


Figura 3.7: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$.

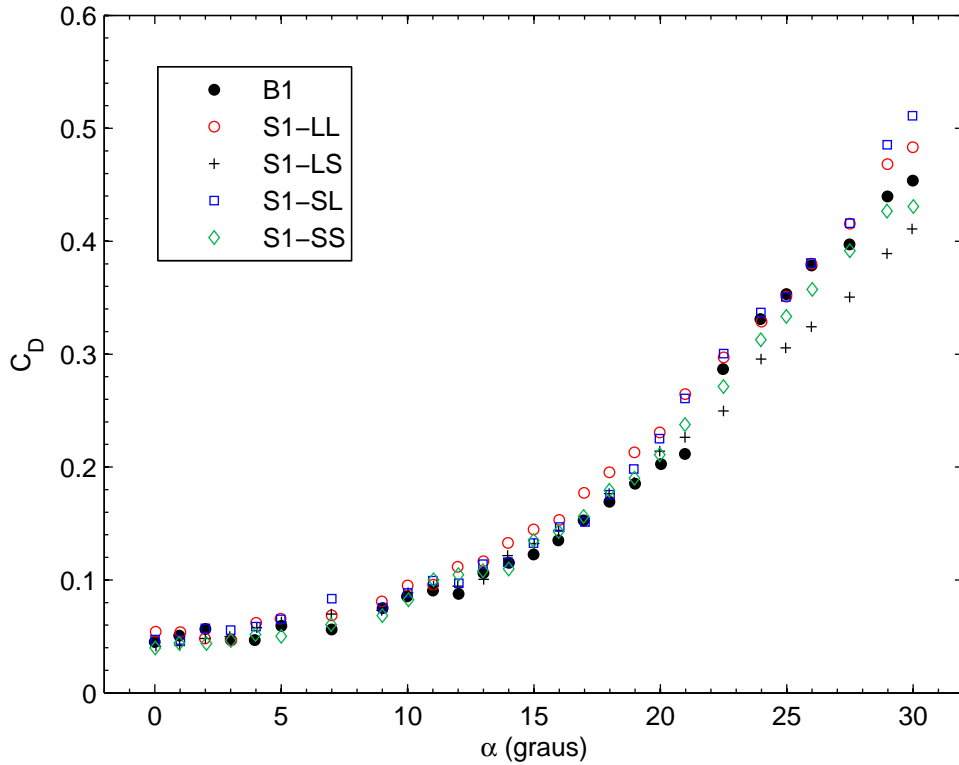


Figura 3.8: C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$.

3.1.3 Ângulo de Guinada de 30°

Modelo Base

Os resultados para o modelo base, a 30° de guinada, são apresentados e comparados com o comportamento a 0° e 15° nas figuras 3.9 e 3.10. Um novo incremento de 15° resulta num aumento significativo do ângulo de ataque de perda e do valor máximo de sustentação — $\alpha_{perda} = 26^\circ$ e $C_{L_{max}} \approx 0,85$ —, com uma taxa de crescimento semelhante na região linear. Após a perda (mais intensa), a sustentação diminui continuamente, em contraste com o que vinha sucedendo. *Este resultado sugere que a influência dos vórtices marginais pode ter sido eliminada, o que de certa forma seria consistente com a diminuição da taxa de crescimento da sustentação, na gama de elevados ângulos de ataque, aquando da passagem de 0° para 15° .*

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

Como se pode ver na figura 3.11 o uso de um bordo de ataque sinusoidal introduz uma penalização global na força de sustentação. Este resultado está associado ao considerável aumento do ângulo de ataque de perda do modelo base. Como ponto positivo, refere-se que a perda dos modelos sinusoidais ocorre posteriormente — caso ocorra — e é menos intensa.

A curva de resistência é apresentada na figura 3.12 e as características aerodinâmicas podem ser consultadas na tabela 3.3.

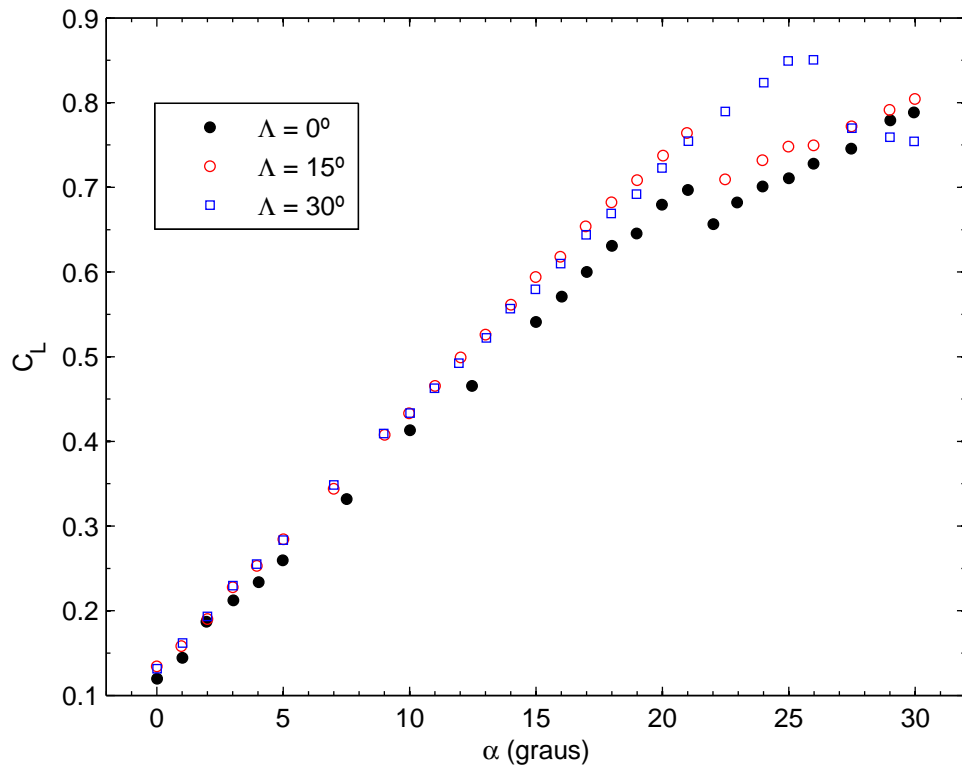


Figura 3.9: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$, 15° e 30° .

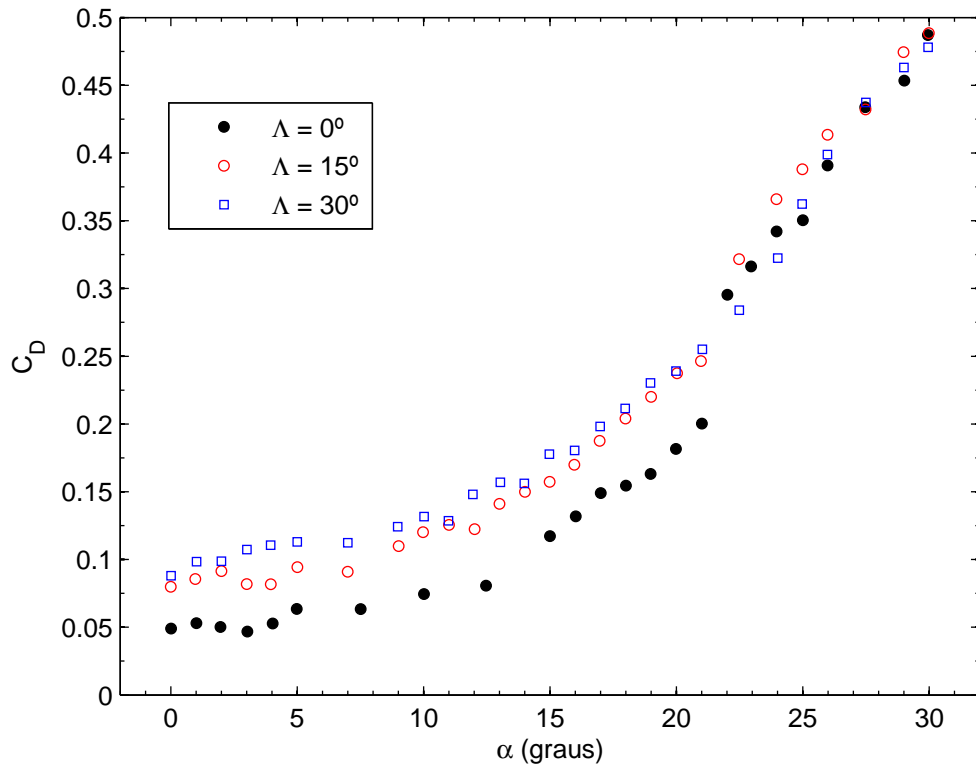


Figura 3.10: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$, 15° e 30° .

Tabela 3.3: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$.

Modelo	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}} (^\circ)$	$C_{L_{perda}}$	$\alpha_{perda} (^\circ)$
B1	0,126	0,85	26	0,85	26
S1-LL	0,106	0,79	30	–	–
S1-LS	0,104	0,75	29	–	–
S1-SL	0,118	0,80	26	0,80	26
S1-SS	0,119	0,82	27,5	–	–

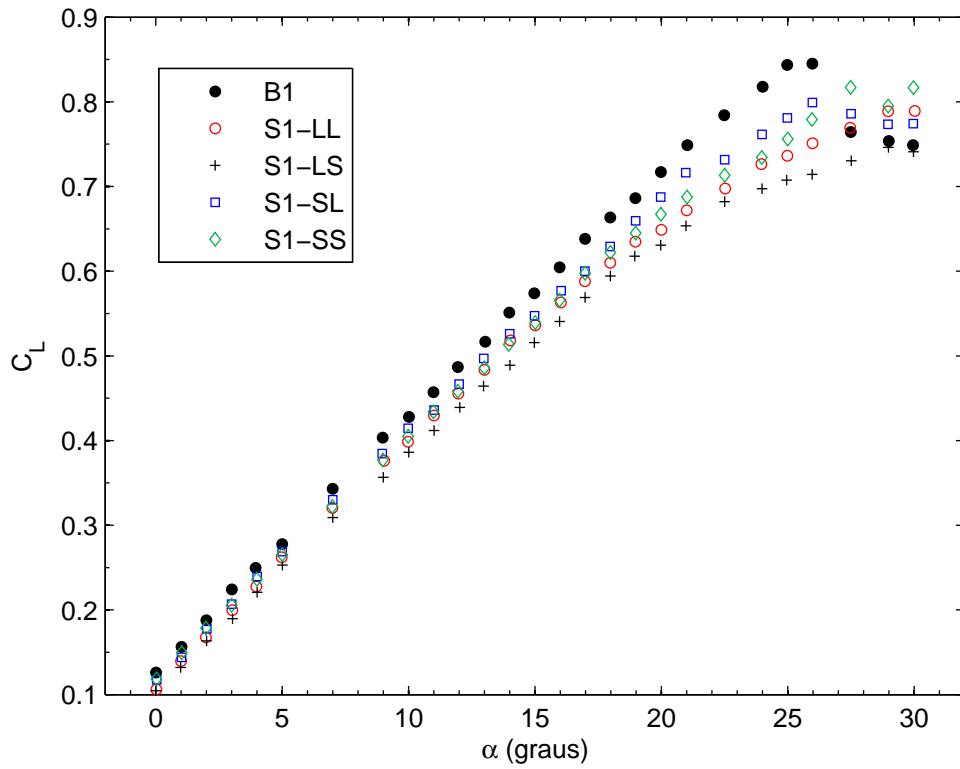


Figura 3.11: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$.

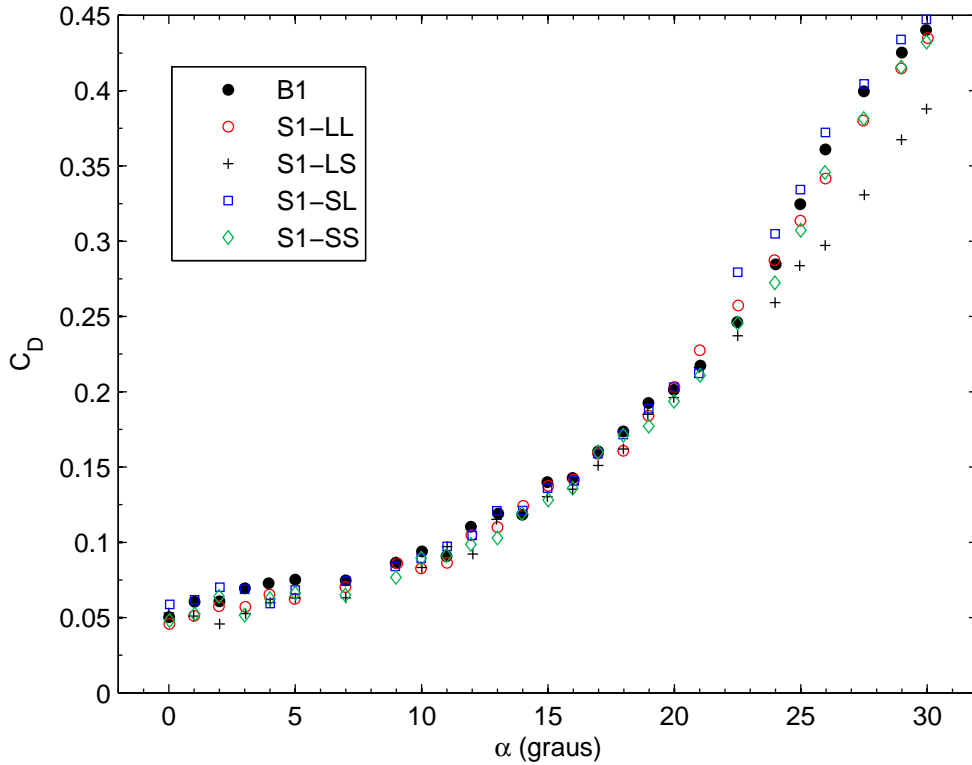


Figura 3.12: C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$.

3.1.4 Sumário

Sublinham-se os seguintes pontos — que o leitor deve reter — da análise dos modelos de alongamento 1 a números de Reynolds moderados:

1. Para ângulos de ataque elevados é sabido serem os vórtices marginais a principal fonte de sustentação (de qualquer modelo). *Aparentemente, a sua influência diminui com o aumento do ângulo de guinada.*
2. Com o aumento do ângulo de guinada de 15° para 30° — em que o valor do número de Reynolds permanece exactamente igual e permite uma comparação sem quaisquer reservas — as características sustentadoras do modelo base melhoram, nomeadamente, a perda é atrasada e o valor de $C_{L_{max}}$ aumenta. Nota-se, contudo, que a perda é mais intensa.
3. Considerando toda a gama de ângulos de ataque e de ângulos de guinada estudada, a melhor escolha seria utilizar o modelo de bordo de ataque liso. Claramente, as vantagens no regime pré-perda compensam a menor sustentação no regime pós-perda.

Ainda assim, destaca-se pela positiva os modelos de maior comprimento de onda, que permitem obter alguns ganhos no regime pós-perda (ganhos máximos da ordem dos 8%, para $\Lambda = 15^\circ$). Adicionalmente, o modelo S1-LL nunca entrou em perda. Na figura 3.13 mostram-se os valores de sustentação deste modelo normalizados pelos valores do modelo base (C_L normalizado = C_{LS1-LL}/C_{LB1})¹.

¹A opção de mostrar os valores de sustentação normalizados do modelo S1-LL, em vez do modelo S1-SL, enquadra-se numa perspectiva global. Nas próximas secções, deste capítulo e do seguinte, ficará bem claro o maior interesse em comparar os valores deste modelo com o modelo base.

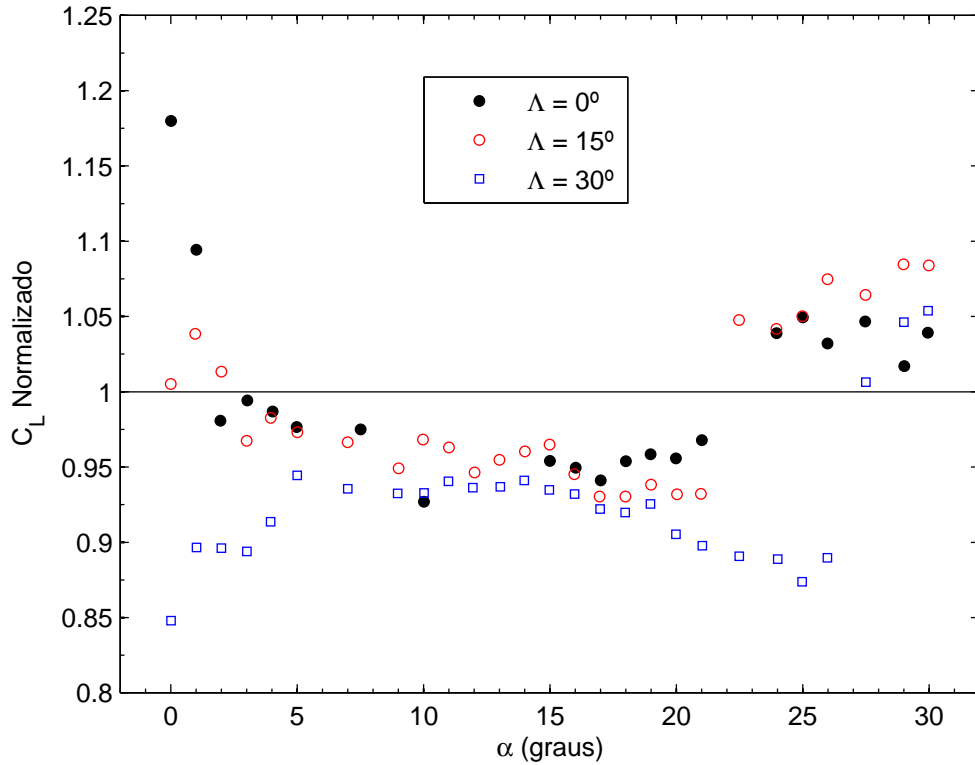


Figura 3.13: C_L normalizado vs α para o modelo S1-LL, para todos os ângulos de guinada.

É interessante verificar que, entre os modelos sinusoidais, o S1-SL e o S1-LS são os que apresentam, respectivamente, uma maior e menor taxa de crescimento no regime pré-perda. Curiosamente, estes modelos são os que mais se ‘aproximam’ e ‘afastam’ da geometria do bordo de ataque base.

Para modelos de alongamento inferior é previsível que a solução também não seja vantajosa, já que os vórtices marginais ocuparão uma maior extensão da asa e a sua influência será superior. E se considerações de projecto permitirem o uso de uma asa de alongamento superior? Será que esta solução pode ser útil?

Na próxima secção, apresentam-se os resultados para uma asa de alongamento 1,5, que pretendem ‘responder’ a estas questões.

3.2 Alongamento 1,5

3.2.1 Ângulo de Guinada de 0°

Modelo Base

As curvas de C_L vs C_D são mostradas, respectivamente, nas figuras 3.14 e 3.15. Durante os testes, verificou-se a ocorrência de histerese aerodinâmica. Deste modo, para além de serem apresentadas as medições efectuadas no sentido ascendente do ângulo de ataque — como sempre se fez, e esteve implícito, até aqui —, mostram-se, também, as medições no sentido descendente, que permitem apreciar o fenómeno (note-se a excelente repetibilidade da curva de sustentação).

Como se pode ver, um ligeiro aumento do alongamento tem, neste caso, um forte impacto na evolução da sustentação.

No sentido ascendente do ângulo de ataque, a força de sustentação aumenta — de um modo razoavelmente linear — até ao ângulo de ataque de perda, a 19° , onde atinge o seu valor de C_L máximo ($\approx 0,78$). Um posterior aumento da incidência conduz a uma perda intensa e abrupta de sustentação. A visualização do escoamento permitiu observar uma perda de bordo de ataque, no entanto, e devido ao reduzido tamanho da bolha, não foi possível documentá-la fotograficamente. Após a perda, a sustentação diminui até aproximadamente 24° , a partir do qual começa a subir gradualmente. *Acredita-se que este aumento de sustentação, a ângulos de ataque elevados, está relacionado com os vórtices marginais.*

No sentido descendente do ângulo de ataque, e numa primeira fase, a curva de sustentação acompanha na perfeição os valores de C_L ascendentes, no entanto, a asa é incapaz de recuperar do seu estado de perda a 19° . Para que o escoamento volte a recolar — o que só acontece a um ângulo de ataque de 17° — é necessário reduzir mais a incidência.

Comparando esta evolução da força de sustentação, com a do modelo de alongamento 1 (ver figura 3.1), não pudemos deixar de colocar a seguinte questão:

O que é que pode justificar tamanha diferença no comportamento em perda (que também ocorre mais cedo)?

À priori, somente os vórtices marginais. Na sub-secção 3.1.1 foi dito que estas estruturas energizam o escoamento junto das pontas da asa e confinam a bolha de separação laminar à secção interior. Portanto, em termos relativos, os vórtices marginais ocuparão uma maior área — ou extensão (ao longo da envergadura) — numa asa de alongamento 1 do que numa asa de alongamento 1,5. O que é exactamente o mesmo que dizer que a bolha de separação laminar ocupará uma menor extensão na asa de alongamento 1. Por sua vez, o diferencial de pressões entre o intradorso e extradorso aumenta com o ângulo de ataque, intensificando os vórtices marginais e diminuindo, conseqüentemente, a extensão da bolha.

No fundo, o que se sugere é que quando o modelo de $R = 1$ entra em perda, a extensão da bolha já é de tal forma reduzida que o efeito no sistema de vórtices é pequeno, e rapidamente se geram maiores forças sustentadoras. Por outro lado, para o modelo de $R = 1,5$ a extensão da bolha é superior e a separação do escoamento provoca uma intensa redução da sustentação acompanhado por um ‘colapso’ do sistema de vórtices marginais. Para ‘realimentar/reactivar’ a influência destas estruturas é necessário aumentar a diferença de pressões entre intradorso e extradorso; o que parece suceder para $\alpha > 24^\circ$.

Vejamos se neste caso, em que ocorreu uma perda abrupta e intensa, é vantajoso alterar a geometria do bordo de ataque.

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

As figuras 3.16 e 3.17 mostram, respectivamente, as curvas de sustentação e resistência, do modelo base e modelos sinusoidais; com as características aerodinâmicas a serem apresentadas na tabela 3.4.

O modelo base é mais eficiente antes da perda — maior $dC_L/d\alpha$ — e exhibe o maior valor de sustentação, na gama de ângulos de ataque estudada. Apesar da perda dos modelos com protuberâncias ocorrer primeiro, esta é mais gradual, e a performance destas asas a ângulos

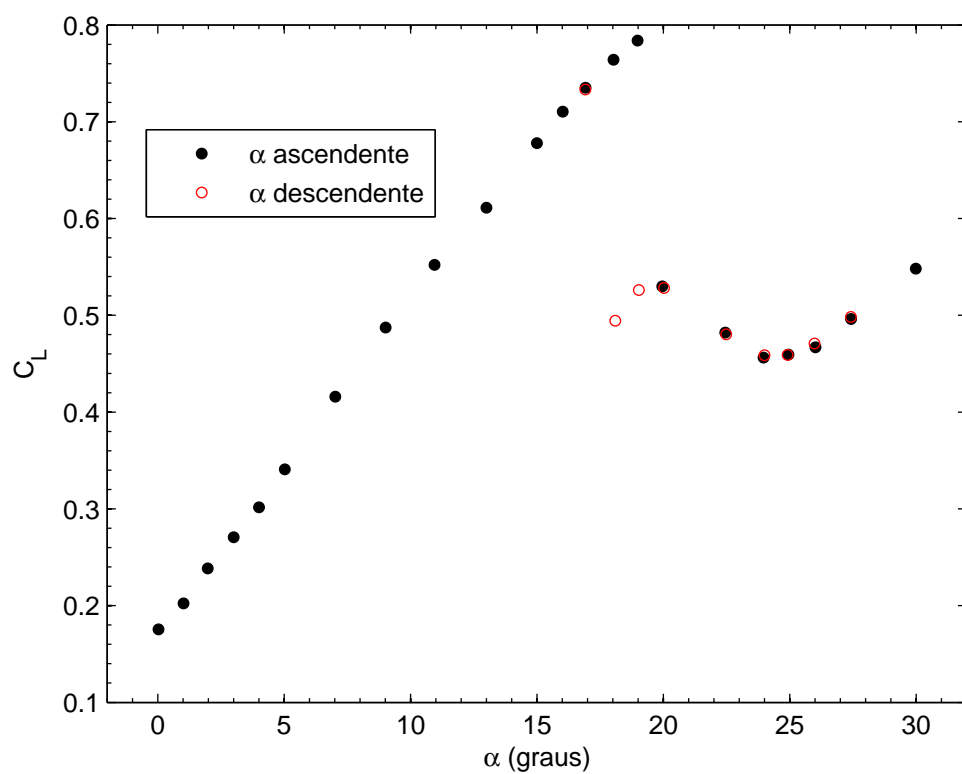


Figura 3.14: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$.

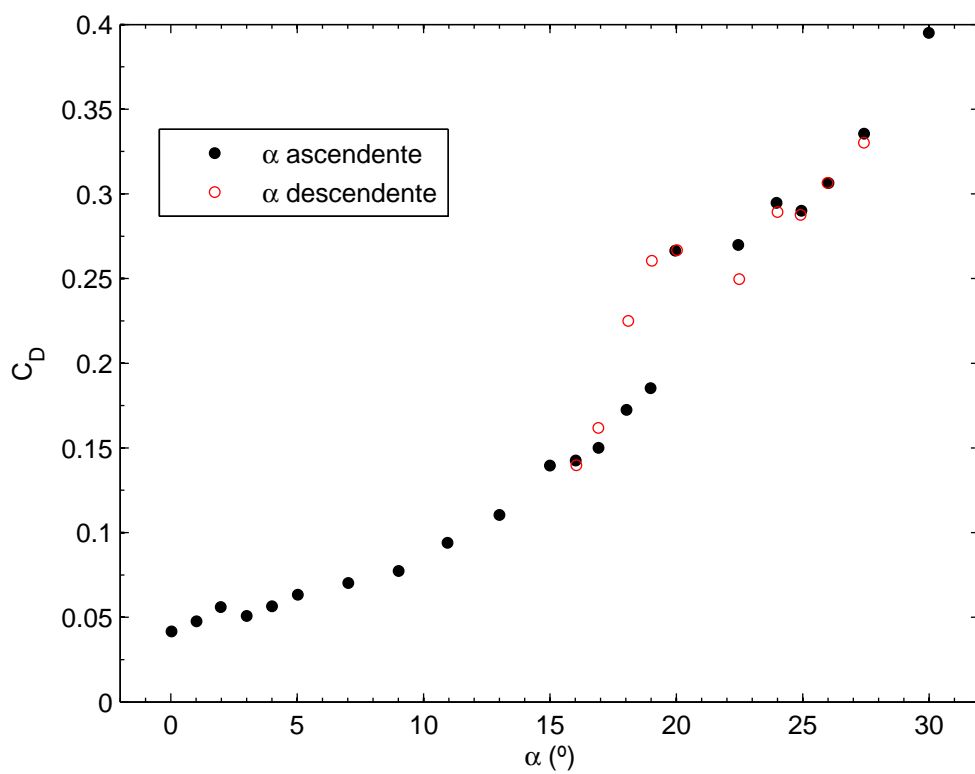


Figura 3.15: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$.

Tabela 3.4: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$.

Modelo	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$ ($^\circ$)	$C_{L_{perda}}$	α_{perda} ($^\circ$)
B1.5	0,176	0,78	19	0,78	19
S1.5-LL	0,178	0,74	29	0,67	16
S1.5-LS	0,175	0,68	17	0,68	17
S1.5-SL	0,188	0,74	17	0,74	17
S1.5-SS	0,173	0,69	17	0,69	17

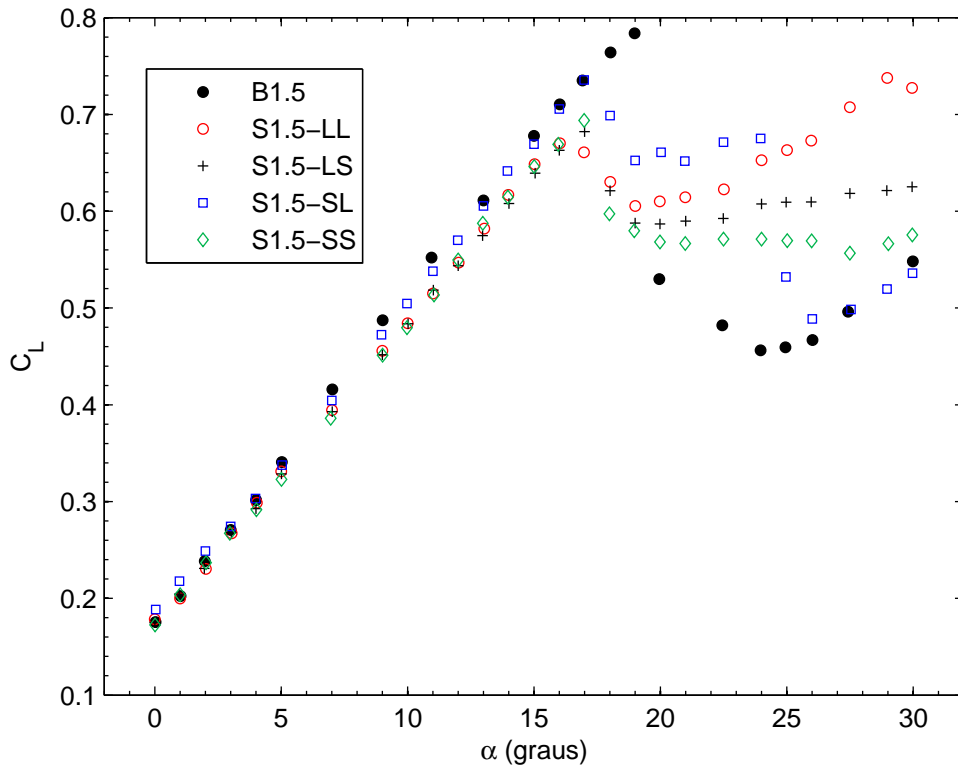


Figura 3.16: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$.

de ataque elevados é inquestionavelmente superior. A dimensão da superioridade depende da amplitude e comprimento de onda da sinusóide.

Os modelos de menor comprimento de onda — S1-LS e S1-SS — têm um comportamento semelhante; entram em perda a $\alpha = 17^\circ$ e após uma diminuição inicial da sustentação o seu valor permanece mais ou menos estável. Por sua vez, os modelos de maior comprimento de onda são os que geram maiores ganhos. Porém, enquanto que o modelo de maior amplitude apresenta um crescimento sustentado de C_L — o seu valor máximo de sustentação é atingido a 29° e é 10% superior ao valor em α_{perda} —, o modelo de menor amplitude tem uma queda abrupta a 24° (sem qualquer tipo de histerese associada). É curioso verificar que a taxa de crescimento da sustentação do modelo base, modelo S1.5-LL e modelo S1.5-LS é similar, a ângulos de ataque elevados. *O que indicia que partilham o principal mecanismo condutor (que se sugeriu ser os vórtices marginais).*

O modelo S1-LL permite obter ganhos máximos em C_L da ordem dos 45%.

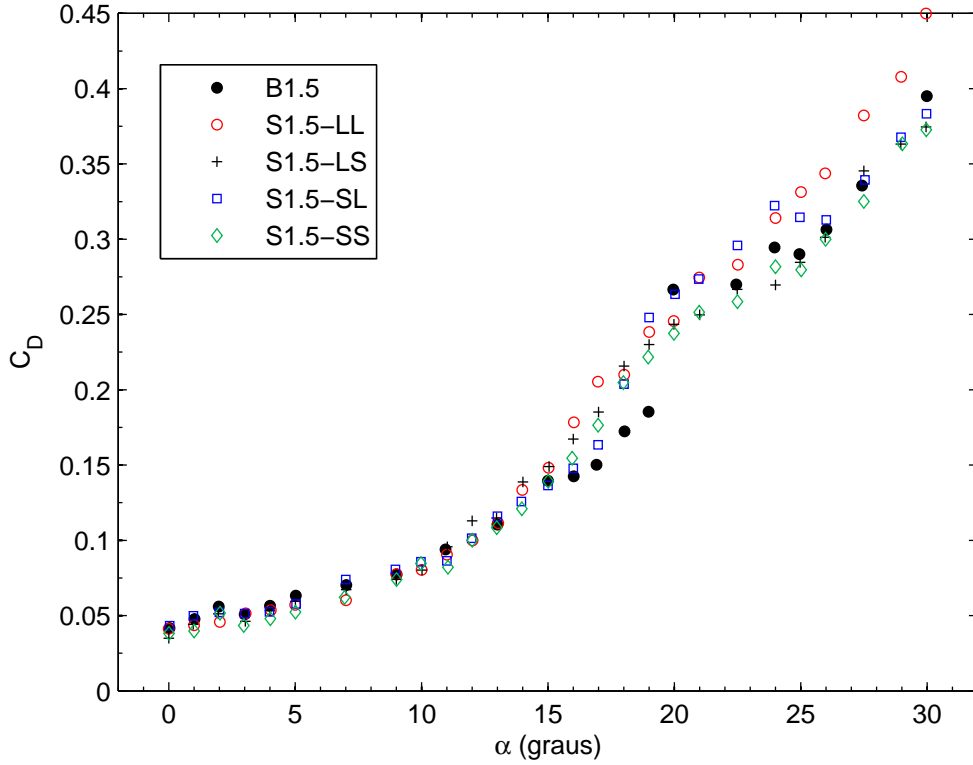


Figura 3.17: C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$.

3.2.2 Ângulo de Guinada de 15°

Modelo Base

Nas figuras 3.18 e 3.19, pode-se apreciar o efeito de um ângulo de guinada não nulo. O valor de sustentação a ângulo de ataque nulo ($C_{L_{\alpha=0}}$) diminui ligeiramente, no entanto, o maior declive da região ‘linear’ resulta num $C_{L_{\alpha_{perda}}} (= C_{L_{max}})$ superior. O ângulo de perda permanece igual — o mesmo já acontecia para o modelo de $\mathcal{R} = 1$ —, e a perda é abrupta. Após a separação do escoamento, e com o subsequente aumento da incidência, os valores de sustentação permanecem estáveis — num patamar de valores superiores aos de guinada nula —, numa primeira fase, precedida de uma redução contínua (*o que sugere a perturbação da estrutura de vórtices marginais*). Adicionalmente, verificou-se a ocorrência de histerese, que pode ser visualizada nas figuras 3.20 e 3.21. O ciclo de histerese encurtou, ou seja, o modelo consegue recuperar com maior facilidade da situação de perda.

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

Como se pode ver na figura 3.22, antes de o modelo base entrar em perda, o comportamento das cinco curvas é semelhante ao de ângulo de guinada nulo. Apesar das diferenças globais serem ligeiras, a seguinte tendência foi detectada: o incremento do ângulo de guinada reduz o valor de $C_{L_{\alpha=0}}$ e aumenta o declive $dC_L/d\alpha$. A respectiva diminuição de um valor e aumento de outro é mais vincada para o modelo base, seguido do modelo S1.5-SL (o que mais se aproxima do modelo base). O valor máximo de sustentação aumentou para todas as asas e, à excepção dos dois modelos já referidos, a perda foi atrasada.

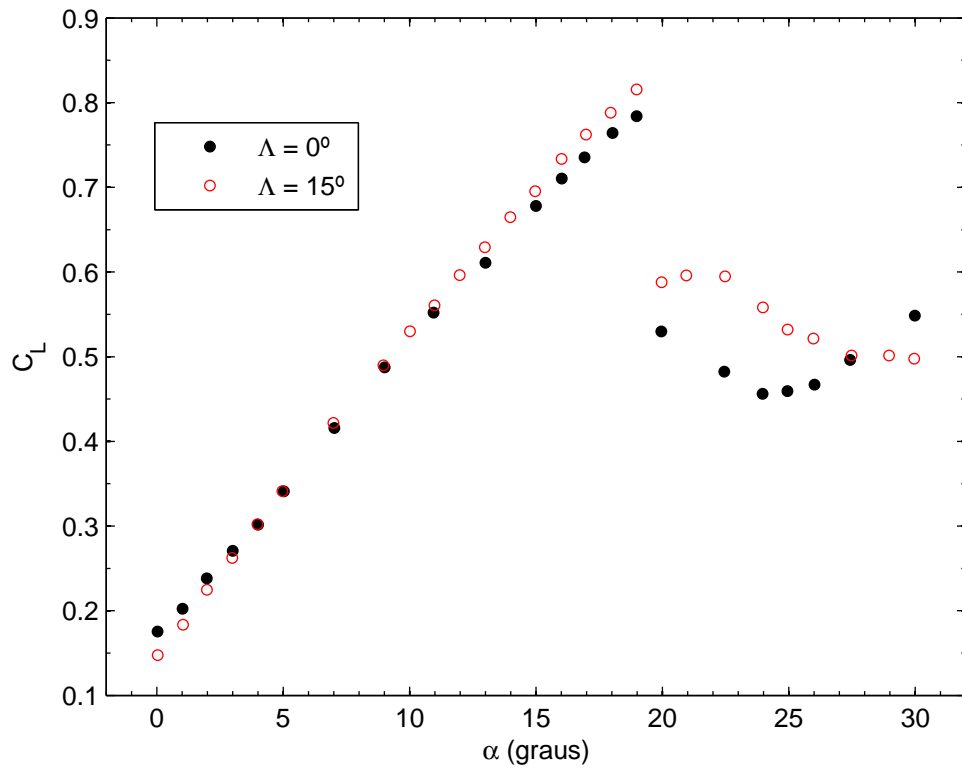


Figura 3.18: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15° .

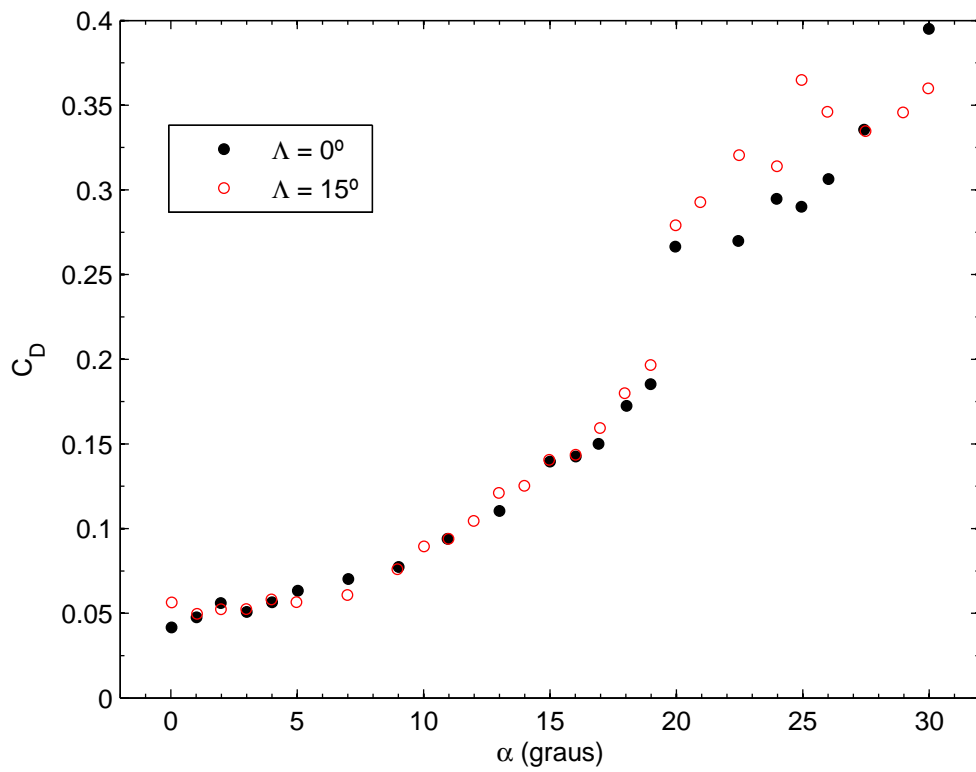


Figura 3.19: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15° .

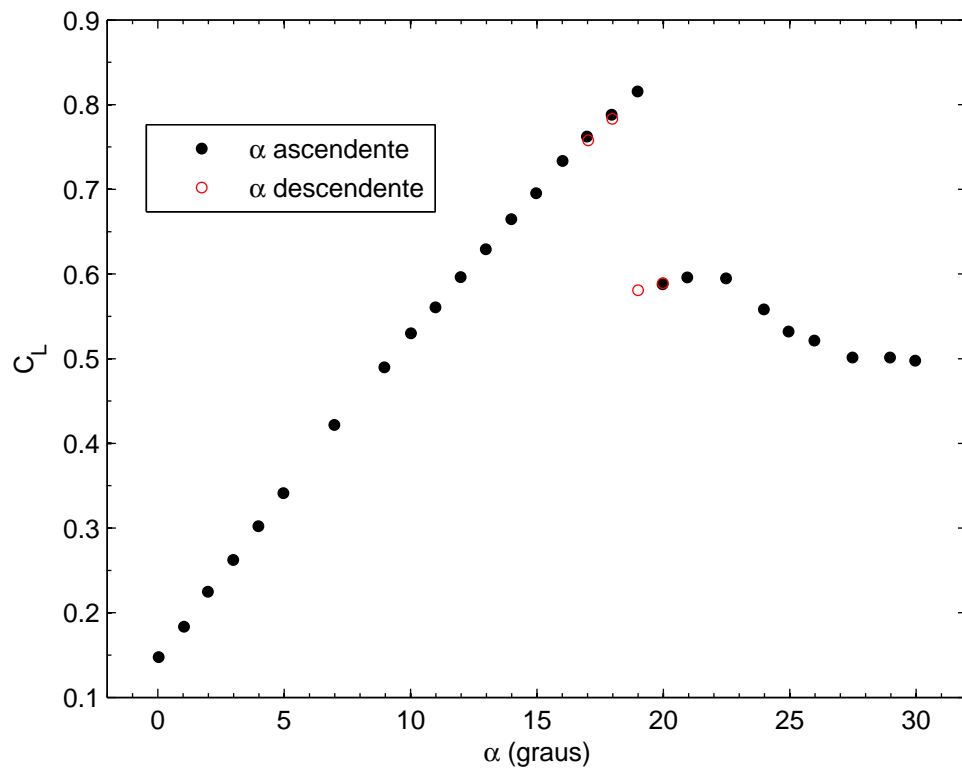


Figura 3.20: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 15^\circ$.

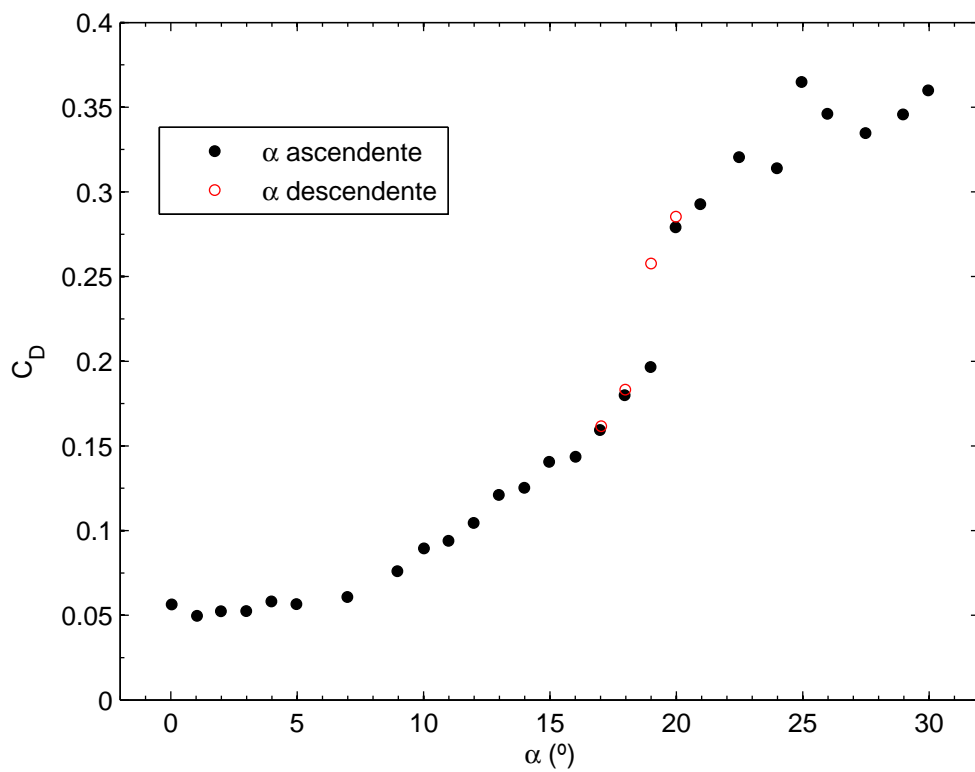


Figura 3.21: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 15^\circ$.

Tabela 3.5: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 15^\circ$.

Modelo	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$ ($^\circ$)	$C_{L_{perda}}$	α_{perda} ($^\circ$)
B1.5	0,148	0,82	19	0,82	19
S1.5-LL	0,163	0,77	30	0,68	17
S1.5-LS	0,160	0,70	19	0,70	19
S1.5-SL	0,157	0,74	17	0,74	17
S1.5-SS	0,165	0,74	20	0,73	18

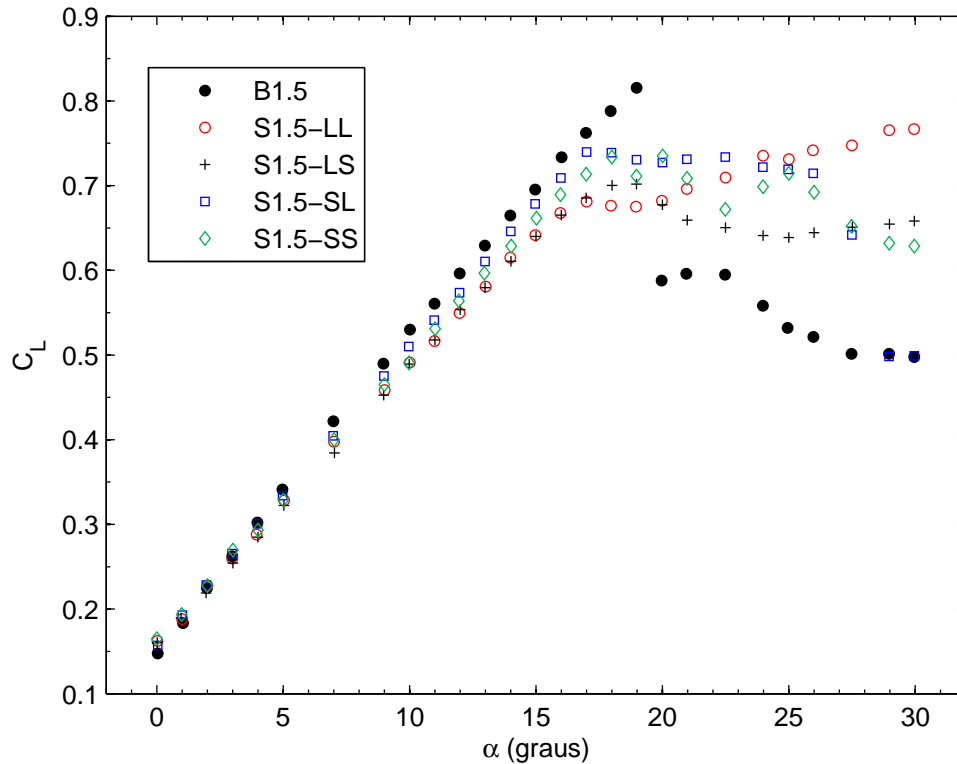


Figura 3.22: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 15^\circ$.

No regime pós-perda, os valores de sustentação dos modelos com protuberâncias são bastante superiores aos do modelo base — efectuando uma comparação, apenas entre modelos sinusoidais, a introdução da guinada aumentou consistentemente os seus valores de sustentação face aos de guinada nula — e a diferença chega a ser tremenda para o modelo S1.5-LL, com ganhos máximos da ordem dos 55%.

A curva de resistência é apresentada na figura 3.23 e as características aerodinâmicas podem ser consultadas na tabela 3.5.

3.2.3 Ângulo de Guinada de 30°

Modelo Base

Como se pode ver na figura 3.24, um novo incremento do ângulo de guinada, de 15° , resulta numa enorme melhoria do comportamento em perda — que ocorre a um ângulo de ataque superior, de 21° —, apesar de acarretar uma penalização no regime pré-perda (menor taxa de crescimento

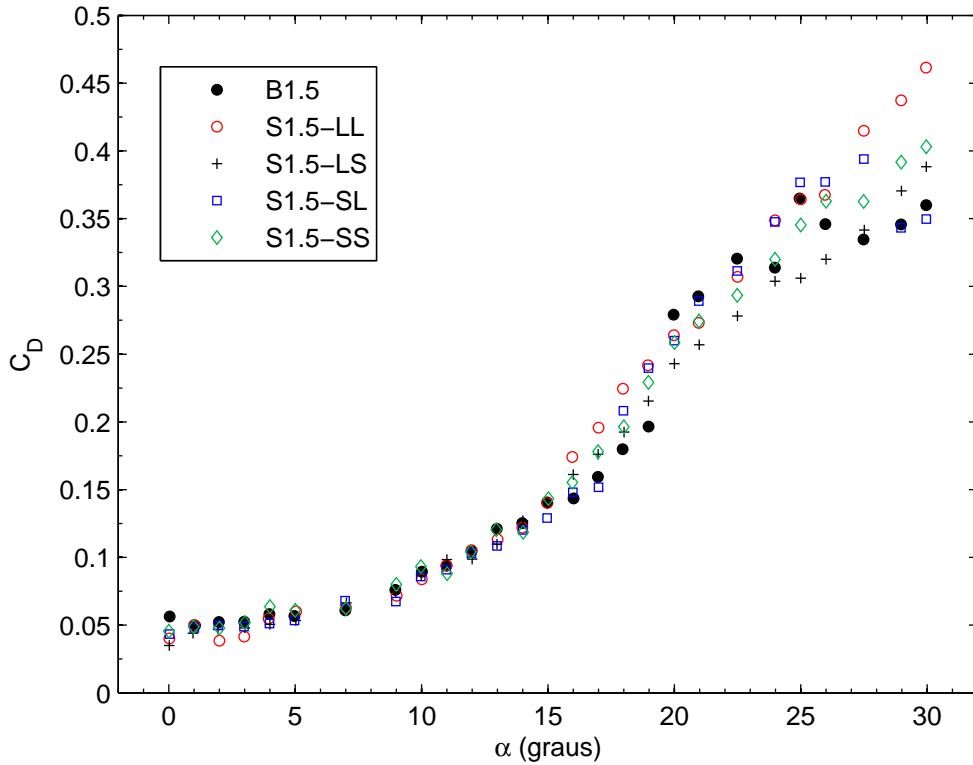


Figura 3.23: C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 15^\circ$.

Tabela 3.6: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 30^\circ$.

Modelo	$C_{L\alpha=0^\circ}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$ ($^\circ$)	$C_{L_{perda}}$	α_{perda} ($^\circ$)
B1.5	0,138	0,81	21	0,81	21
S1.5-LL	0,136	0,81	29	0,81	29
S1.5-LS	0,123	0,73	26	0,73	22,5
S1.5-SL	0,134	0,76	27,5	0,73	20
S1.5-SS	0,121	0,79	26	0,79	26

de C_L). Adicionalmente, a histerese aerodinâmica foi eliminada.

Os valores da resistência — ver figura 3.25 — antes da perda, parecem não diferir significativamente (pelo menos a consistência dos resultados assim o indica). Após a perda dá-se um aumento brusco. No entanto, e devido ao comportamento inesperado da curva a ângulo de guinada de 15° , evita-se fazer mais comparações.

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

A curva de C_L vs α é mostrada na figura 3.26 e a de C_D vs α na figura 3.27. Como seria de esperar, em virtude do atrasar da perda do modelo base e principalmente da melhoria substancial do seu comportamento após a perda, as vantagens dos modelos sinusoidais nesta zona de operação diminuem. Concretamente, estas ficam restringidas a ângulos de ataque superiores a 25° e a ganhos máximos da ordem dos 10%.

As características aerodinâmicas são resumidas na tabela 3.6.

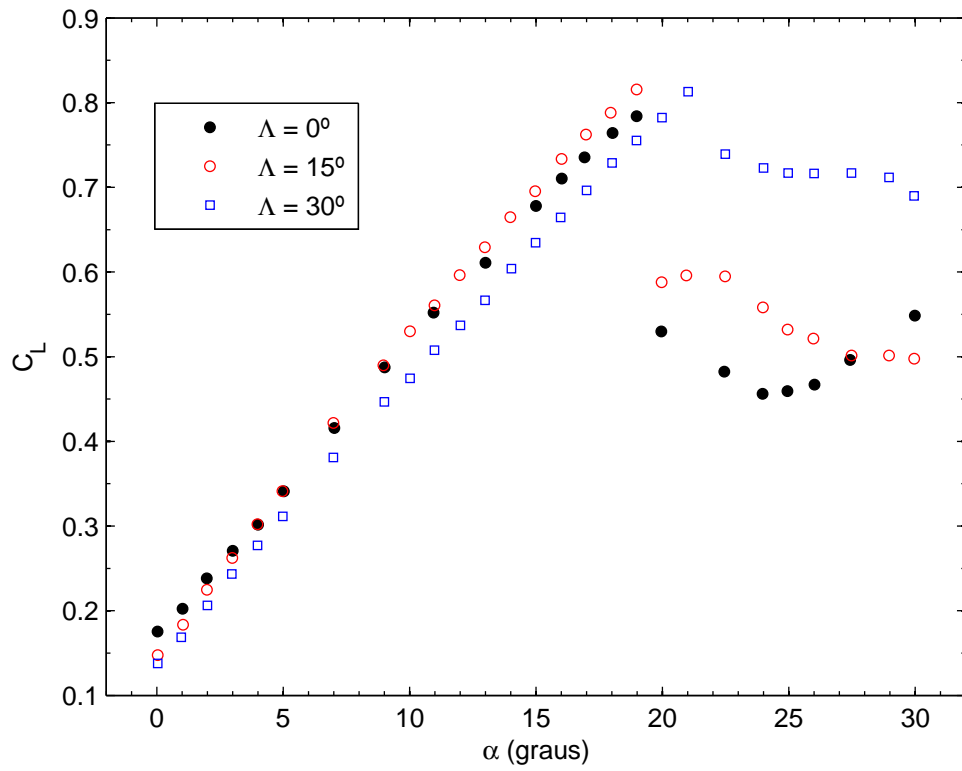


Figura 3.24: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30° .

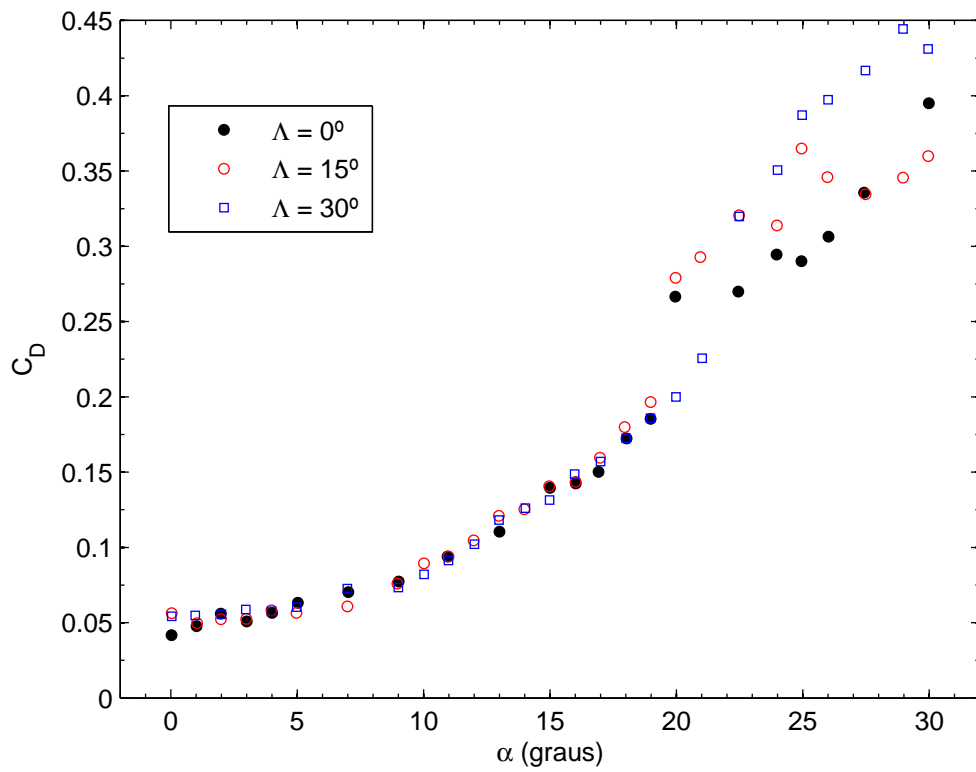


Figura 3.25: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30° .

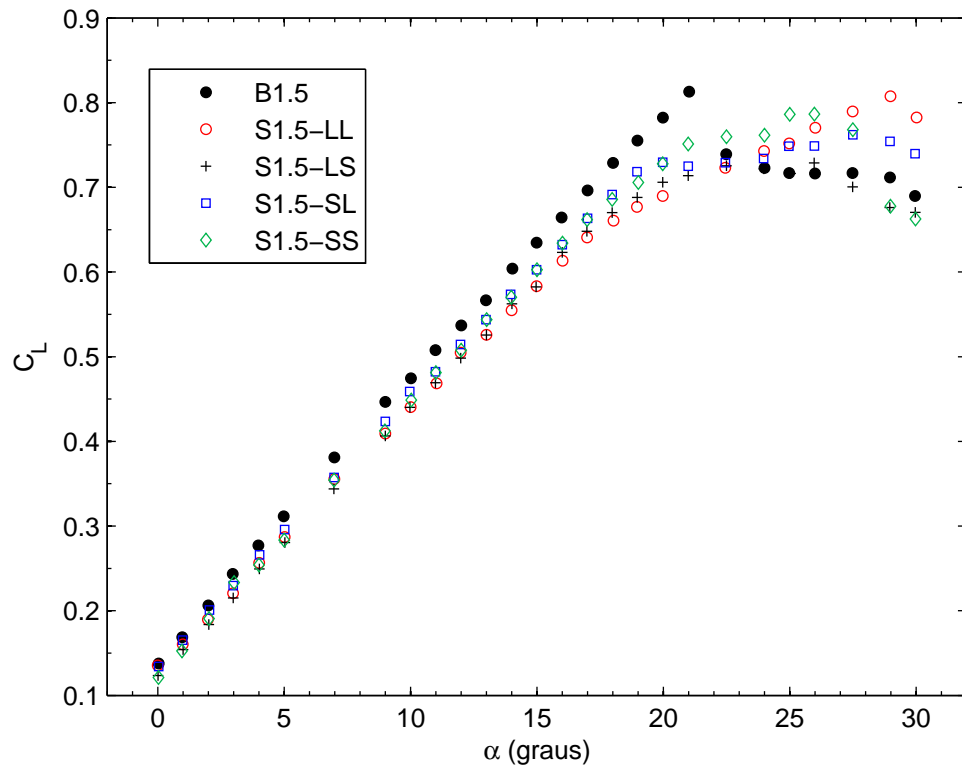


Figura 3.26: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 30^\circ$.

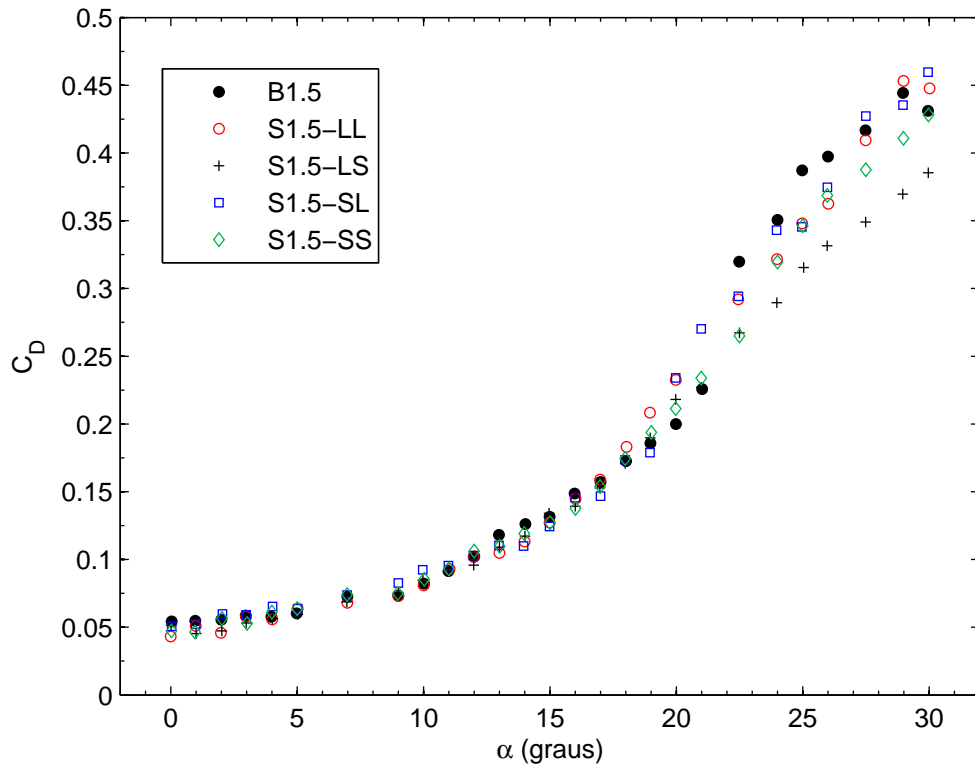


Figura 3.27: C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1, 5$, a $\Lambda = 30^\circ$.

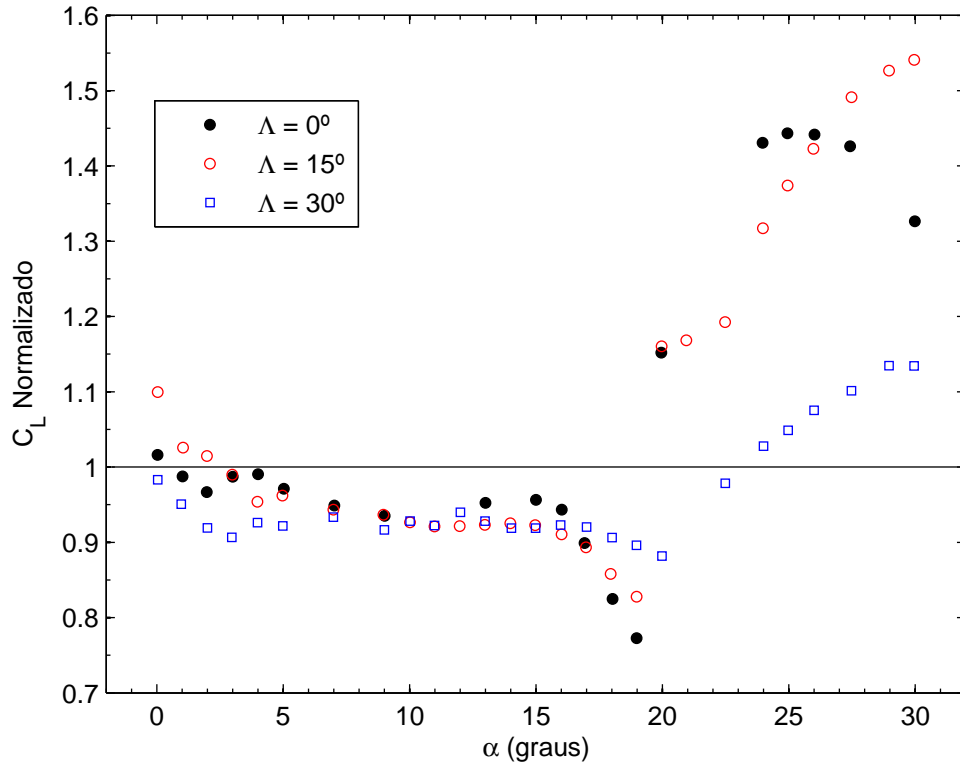


Figura 3.28: C_L normalizado vs α para o modelo S1.5-LL, para todos os ângulos de guinada.

3.2.4 Sumário

Os seguintes pontos, da análise dos modelos de alongamento 1,5 a números de Reynolds moderados, merecem destaque:

- A solução de bordo de ataque sinusoidal pode ser utilizada beneficemente, como método de controlo de perda. Com a escolha de uma geometria adequada obtêm-se ganhos substanciais, especialmente a ângulos de guinada de 0° e de 15° . O modelo de maior amplitude e maior comprimento de onda (S1.5-LL) permite obter ganhos máximos da ordem dos 55% (!), a ângulo de guinada de 15° , com prejuízos da ordem dos 10% no regime pré-perda (ver figura 3.28, em que se mostra os valores de sustentação deste modelo normalizados pelos valores do modelo base).
- O incremento do ângulo de guinada de 0° para 15° tem um efeito global mais positivo nos modelos sinusoidais do que no modelo base (e.g., α_{perda} aumenta, perda mais gradual, subida global dos valores de sustentação para ângulos de ataque elevados).
- Por outro lado, o incremento de 15° para 30° é claramente mais benéfico para o modelo base. Nessas circunstâncias, as vantagens como método de controlo de perda são significativamente reduzidas.
- A histerese aerodinâmica do modelo base — que poderá constituir uma desvantagem face aos restantes modelos — é eliminada com o sucessivo incremento do ângulo de guinada.

Capítulo 4

Resultados a Número de Reynolds Baixo

Neste capítulo, apresentam-se os resultados para números de Reynolds de 70000, que pertencem à gama de valores associada aos objectivos de desenvolvimento de MAVs a longo prazo. Por esta razão, os resultados que se apresentam de seguida são do maior interesse. A estrutura do capítulo mantém-se, com excepção de uma subsecção extra — um teste a ângulos de ataque negativos —, a finalizar o capítulo.

4.1 Alongamento 1

Para números de Reynolds moderados, mostrou-se que, aparentemente, não há nenhuma vantagem em utilizar um bordo de ataque sinusoidal. A ângulos de ataque elevados, os fortes vórtices marginais geram uma fonte de sustentação extra (não-linear) que conduz ao aumento contínuo da sustentação com a incidência. É expectável que a diminuição do número de Reynolds e o consequente aumento da coerência das estruturas no escoamento, possa acentuar o efeito dos vórtices marginais. Resta saber, quais os restantes efeitos na eficiência dos modelos. . .

4.1.1 Ângulo de Guinada de 0°

Modelo Base

A figura 4.1 mostra a evolução da sustentação com o ângulo de ataque. Nota-se que a evolução da sustentação até ao ângulo de ataque de perda ($\alpha_{perda} = 19^\circ$) tem um comportamento altamente não-linear. A asa recupera rapidamente da perda — como já acontecia a números de Reynolds superiores — e a sua sustentação aumenta até $\alpha = 30^\circ$. Como se pode ver pela figura 4.2, a elevada incerteza nos valores de C_D para o presente número de Reynolds reflecte-se nos resultados (em especial, antes de ocorrer a perda, ou seja, quando os valores da força de resistência são mais reduzidos).

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

As figuras 4.3 e 4.4 comparam as curvas de sustentação e resistência de todos os modelos. Os resultados são francamente encorajadores. Para baixos ângulos de ataque, qualquer asa com um bordo de ataque sinusoidal consegue gerar uma quantidade de sustentação muito superior ao modelo base. Adicionalmente, a sua evolução com o ângulo de ataque é mais linear no regime

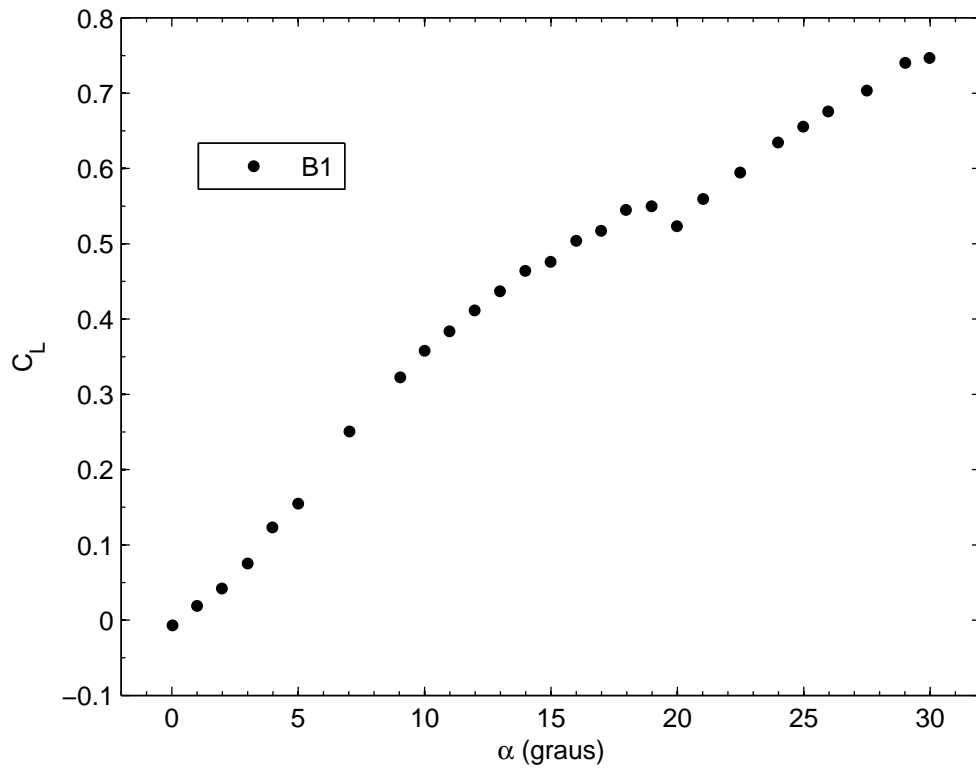


Figura 4.1: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$.

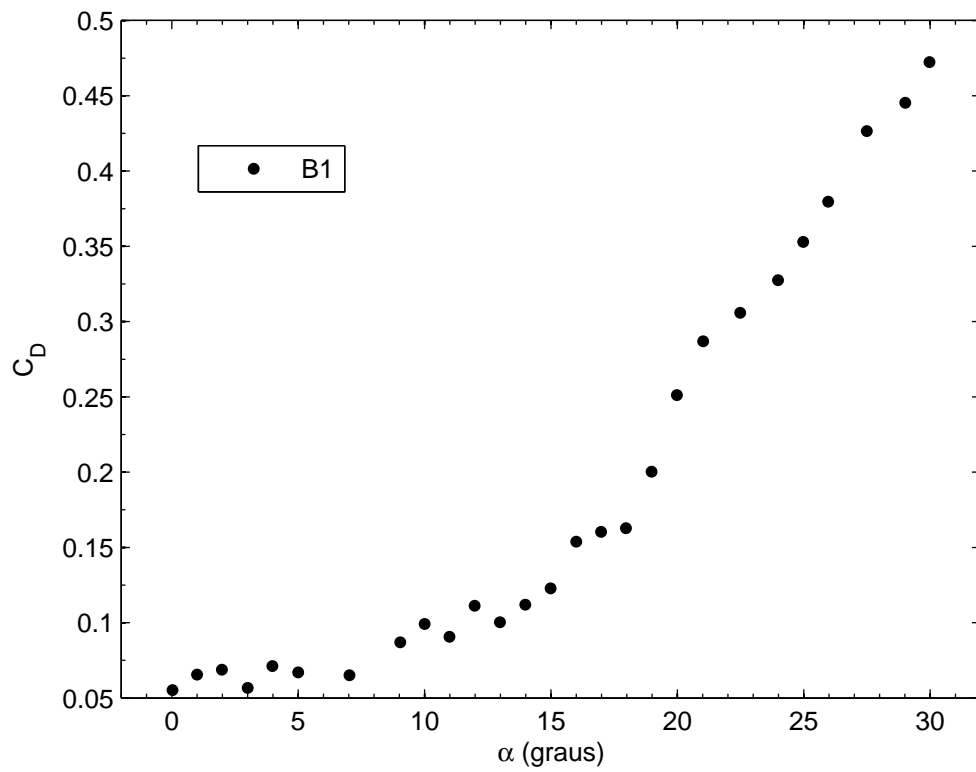


Figura 4.2: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$.

Tabela 4.1: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$.

Modelo	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$ ($^\circ$)	$C_{L_{perda}}$	α_{perda} ($^\circ$)
B1	-0,007	0,75	30	0,55	19
S1-LL	0,143	0,82	30	–	–
S1-LS	0,121	0,70	30	0,58	20
S1-SL	0,093	0,77	30	–	–
S1-SS	0,130	0,76	30	–	–

pré-perda. Comparando a figura 4.3 com a figura 3.3, pode-se verificar que o valor de sustentação a ângulo de ataque nulo ($C_{L_{\alpha=0}}$) dos modelos sinusoidais permanece, em maior ou menor grau, semelhante, enquanto que, este mesmo valor para o modelo base tem uma descida enorme (da ordem dos 0,1) ¹. Esta descida deve-se a uma significativa região de escoamento separado junto ao bordo de fuga, que é inexistente ou menor para os modelos sinusoidais. Este comportamento é analisado em maior detalhe — com o auxílio de visualização do escoamento — para os modelos de alongamento 1,5, na secção 4.2.1.

Nas figuras 4.5 e 4.6 mostram-se, na mesma imagem, os resultados a números de Reynolds baixo e moderado, respectivamente, para o modelo base e modelo S1-LL (que tem o melhor comportamento global em termos de C_L). Como se pode ver, a performance do modelo base é substancialmente inferior ao número de Reynolds baixo, enquanto o modelo sinusoidal apresenta uma performance bastante estável. Esta menor sensibilidade ao número de Reynolds também é comum, em maior ou menor grau, aos restantes modelos sinusoidais.

As características aerodinâmicas podem ser consultadas na tabela 4.1.

4.1.2 Ângulo de Guinada de 15°

Modelo Base

Na figura 4.7 pode-se apreciar o efeito da introdução de um ângulo de guinada de 15° . Resumidamente, os valores de sustentação a baixos ângulos de ataque aumentam (bastante), a curva é mais linear na região pré-perda, sendo que esta é atrasada ($\alpha_{perda} = 20^\circ$) e o valor de $C_{L_{perda}}$ aumenta significativamente. Contudo, o valor de $C_{L_{max}}$ é semelhante, porque a taxa de crescimento de C_L após a perda é inferior (*o que pode significar uma diminuição da influência dos vórtices marginais*). Nota-se que este último resultado é consistente com o da subsecção 3.1.1 a número de Reynolds moderado (ver figura 3.5).

A evolução do coeficiente de resistência pode ser apreciada na figura 4.8. À priori, seríamos levados a concluir que a introdução de guinada diminui um pouco a resistência. No entanto, esta diferença pode ser simplesmente explicada pelas incertezas envolvidas e não é um resultado consistente com o de número de Reynolds moderado.

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

Os resultados para todos os modelos, a ângulo de guinada de 15° , são mostrados nas figuras 4.9 e 4.10. Com o melhoramento das características aerodinâmicas do modelo base, as

¹O modelo sinusoidal mais afectado é precisamente aquele que mais se aproxima do modelo de bordo de ataque liso, o S1-SL, o que parece confirmar a consistência dos resultados obtidos.

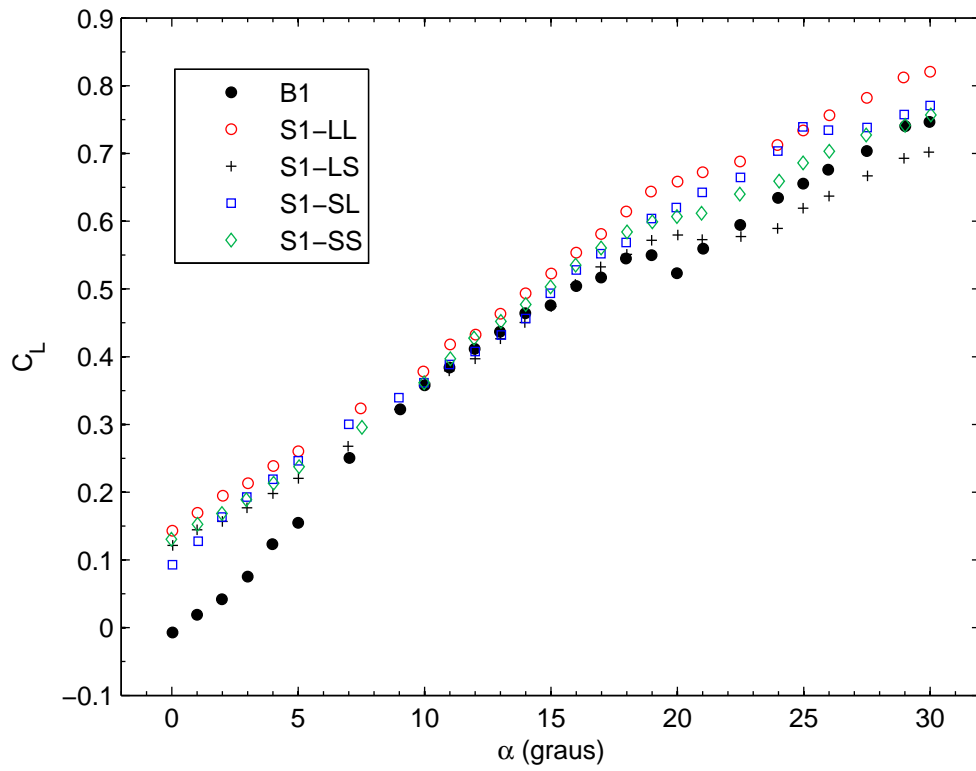


Figura 4.3: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$.

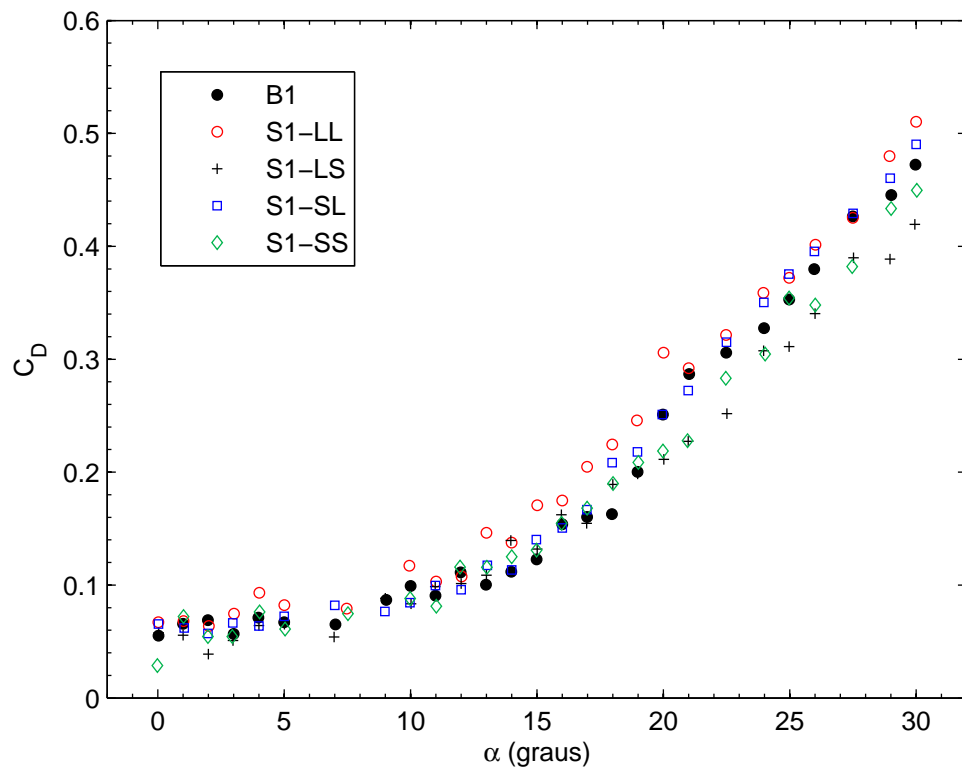


Figura 4.4: C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$.

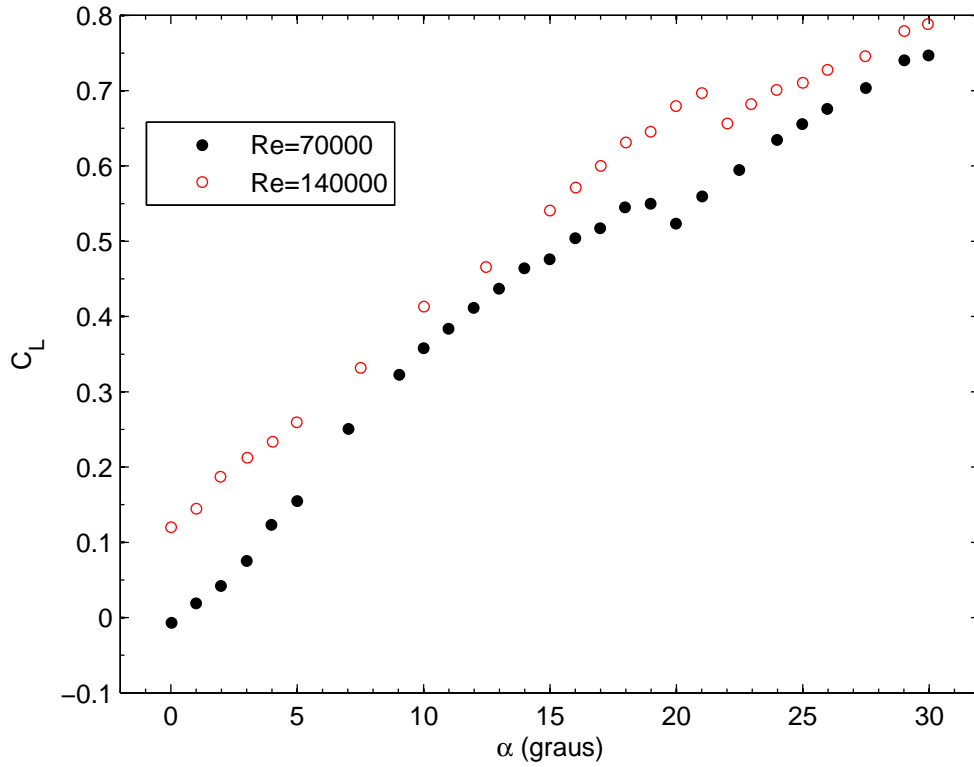


Figura 4.5: C_L vs α para o modelo base de alongamento 1, a número de Reynolds de 70000 e 140000.

vantagens dos modelos sinusoidais são mitigadas. A principal razão para o atenuar das diferenças reside na evolução de $C_{L_{\alpha=0}}$. Enquanto que este valor aumenta significativamente para o modelo base — o que acaba por se traduzir numa melhoria global das suas características aerodinâmicas —, nos modelos sinusoidais, com exceção do modelo S1-SL, este valor permanece igual. Avaliando a sustentação e, considerando todo o envelope de operação, os modelos de maior comprimento de onda — S1-LL e S1-SL — são, ainda assim, globalmente superiores (ganhos nos intervalos $0^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$ e $20^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$). Resumem-se as características aerodinâmicas na tabela 4.2.

Tabela 4.2: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$.

Modelo	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}} (^\circ)$	$C_{L_{perda}}$	$\alpha_{perda} (^\circ)$
B1	0,071	0,76	30	0,65	20
S1-LL	0,125	0,81	30	—	—
S1-LS	0,126	0,72	30	—	—
S1-SL	0,122	0,82	30	—	—
S1-SS	0,140	0,78	30	—	—

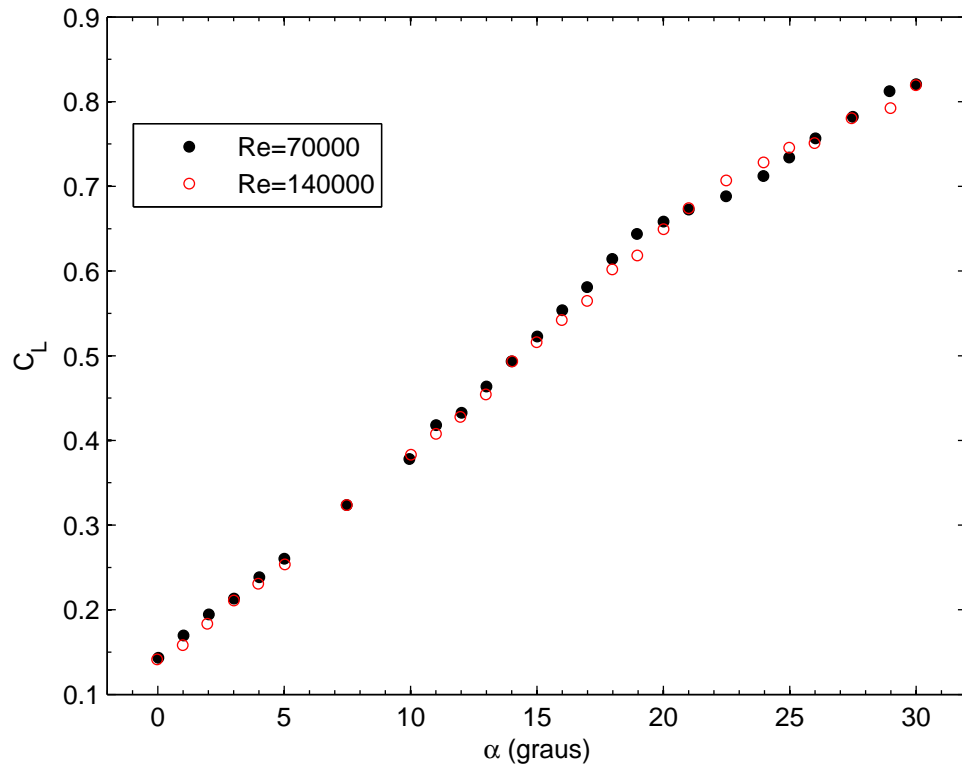


Figura 4.6: C_L vs α para o modelo S1-LL, a número de Reynolds de 70000 e 140000. Note-se a insensibilidade à variação do número de Reynolds.

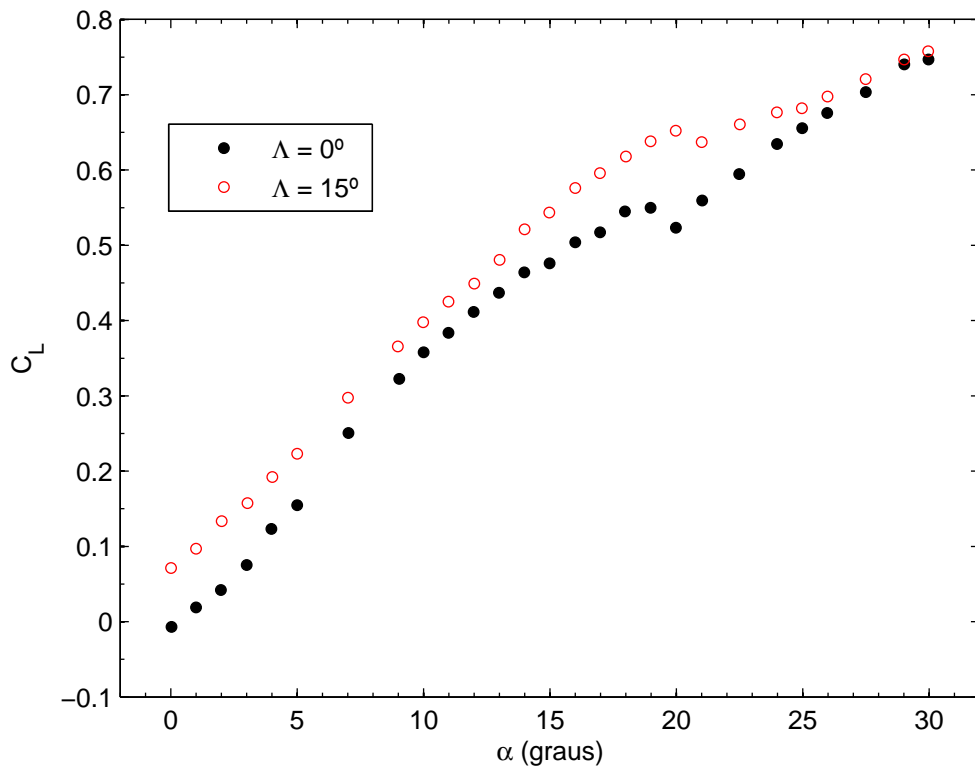


Figura 4.7: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15° .

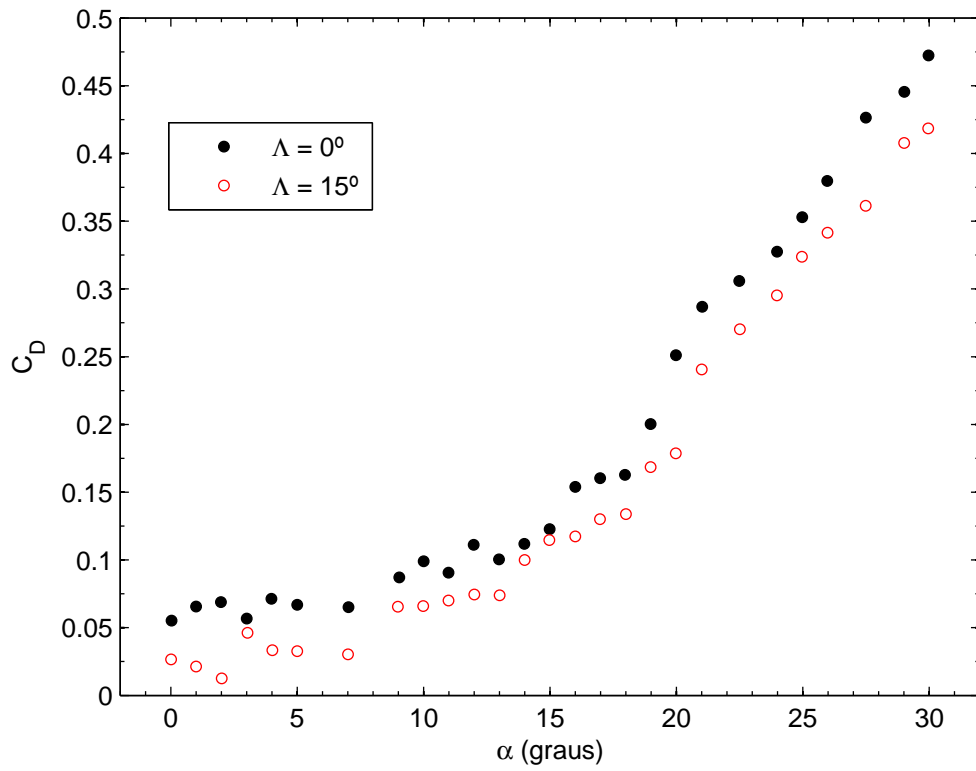


Figura 4.8: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15° .

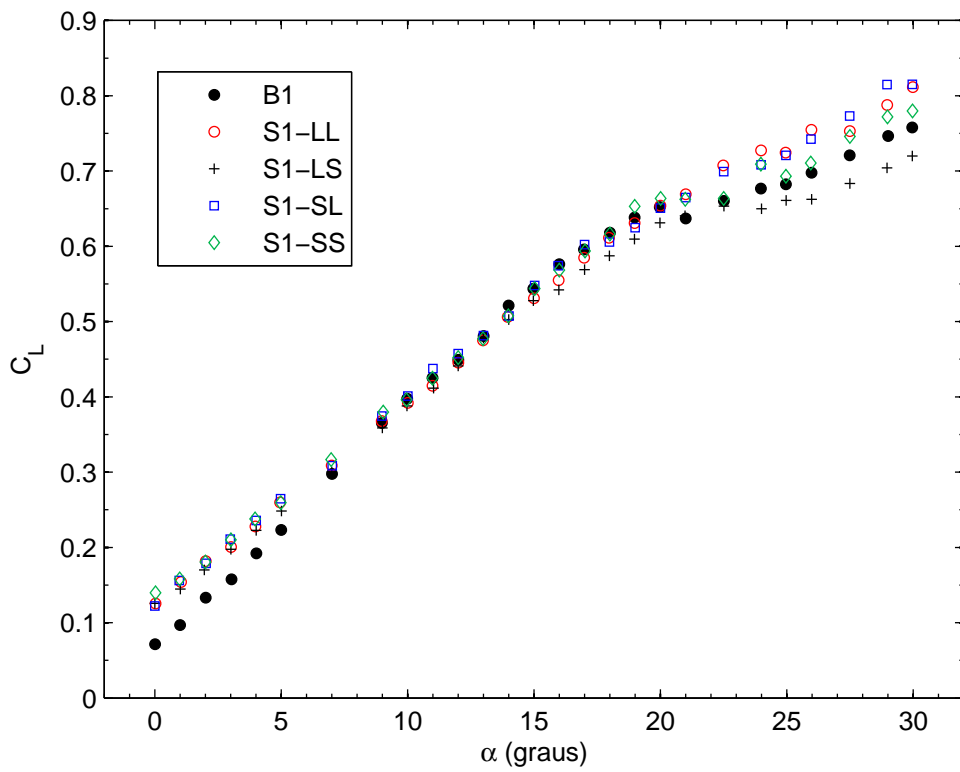


Figura 4.9: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$.

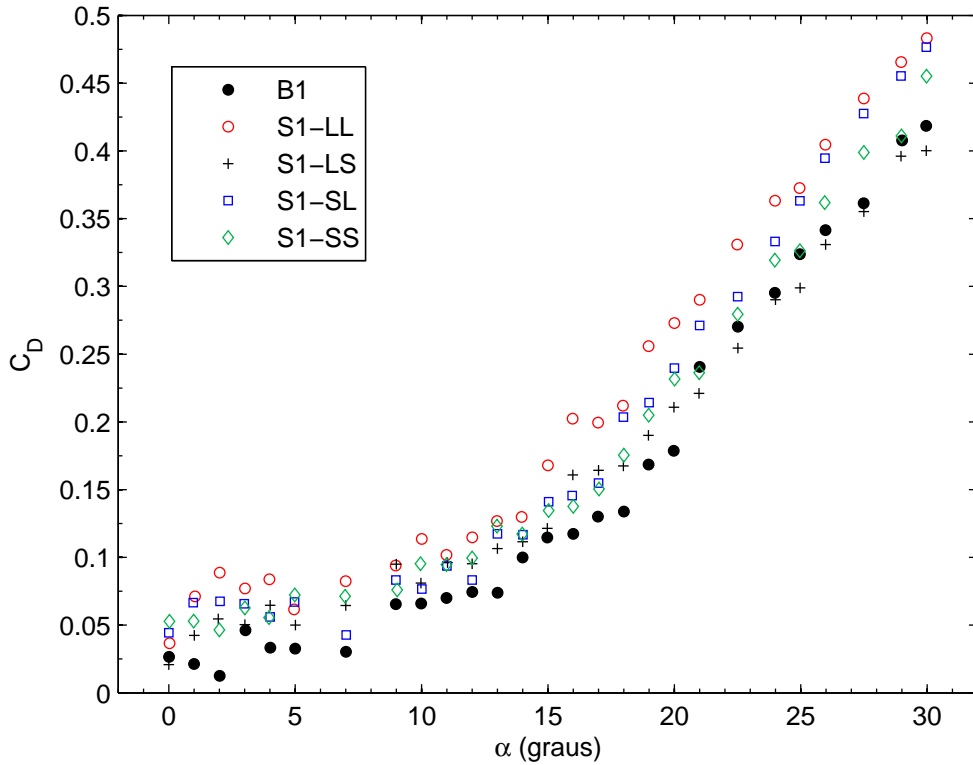


Figura 4.10: C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 15^\circ$.

4.1.3 Ângulo de Guinada de 30°

Modelo Base

Um novo incremento do ângulo de guinada conduz a um melhoramento global das características sustentadoras do modelo base — e.g. a perda é atrasada e o valor de $C_{L_{max}}$ aumenta—, como se pode ver na figura 4.11. Todavia, e de modo semelhante ao comportamento a número de Reynolds moderado, o modelo já não consegue recuperar da perda. A curva de resistência é mostrada na figura 4.12.

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

As figuras 4.13 e 4.14 mostram a evolução da sustentação e resistência para todas as asas. As vantagens que os modelos sinusoidais apresentavam, quer na gama de baixos ângulos de ataque, quer na de ângulos de ataque elevados, diminuem — o que, aliás, é uma constante com o aumento da guinada — e o modelo S1-LS não apresenta qualquer vantagem. No entanto, e como habitual, o ângulo de ataque de perda é superior. Nota-se que os modelos S1-SS e S1-LL sofrem de uma perda abrupta a 29° à qual estão associados efeitos de histerese (ainda que pequenos). As figuras 4.15 e 4.16 documentam este fenómeno.

Na tabela 4.3 mostram-se as características aerodinâmicas.

4.1.4 Sumário

Resumem-se os seguintes pontos fundamentais, da análise das asas de $\mathcal{R} = 1$ a números de Reynolds de 70000:

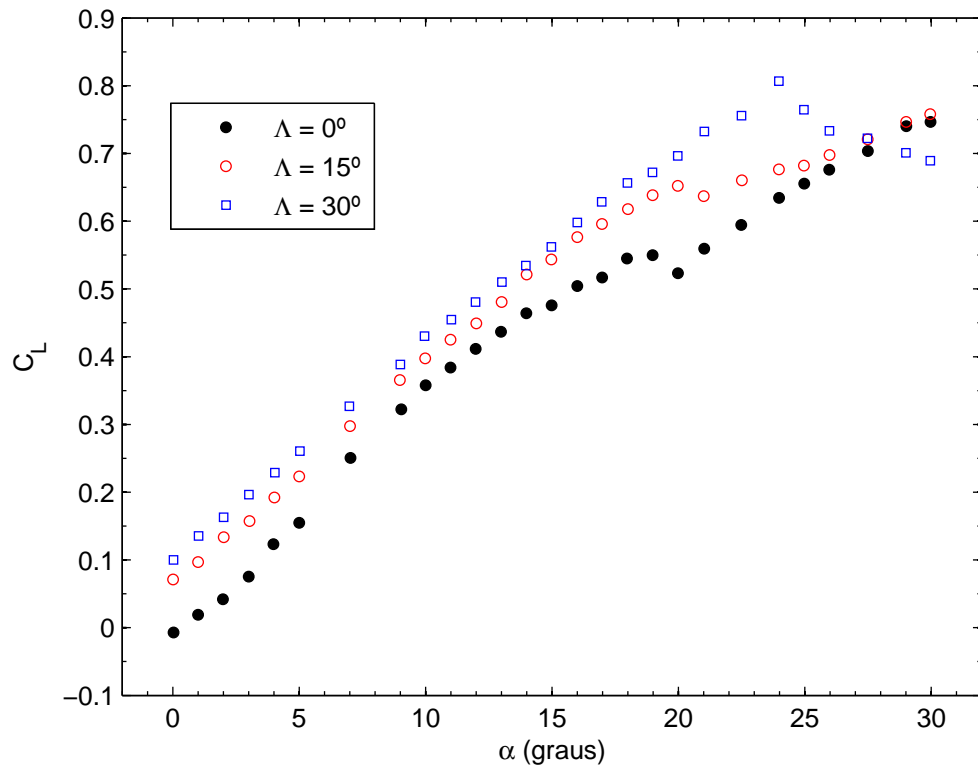


Figura 4.11: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$, 15° e 30° .

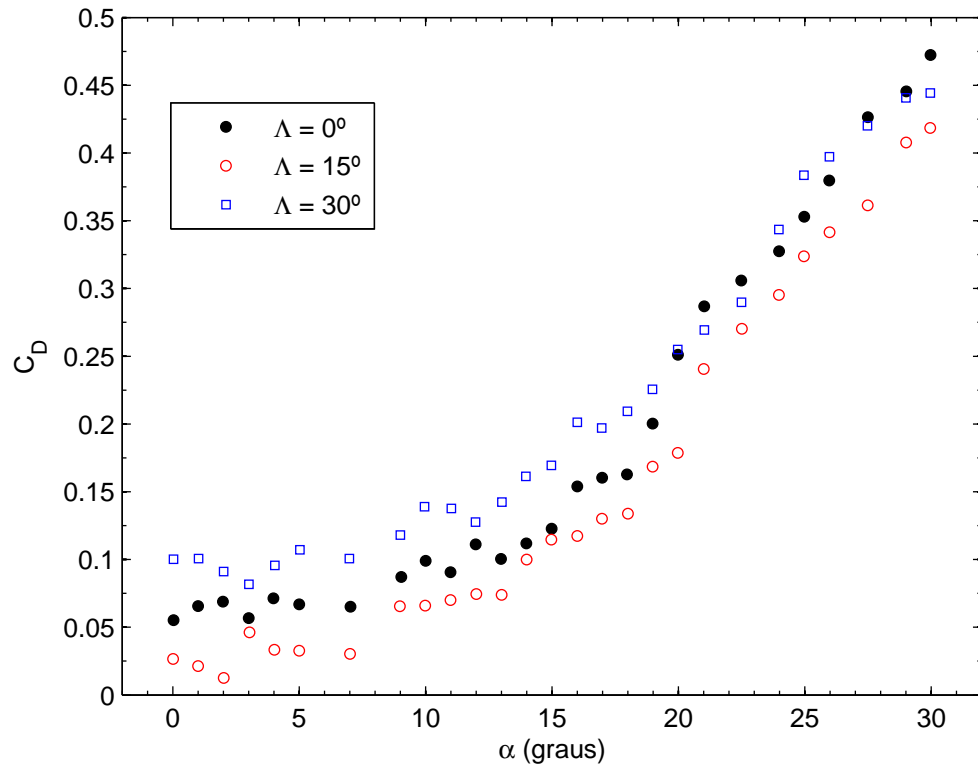


Figura 4.12: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 0^\circ$, 15° e 30° .

Tabela 4.3: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$.

Modelo	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}} (^\circ)$	$C_{L_{perda}}$	$\alpha_{perda} (^\circ)$
B1	0,100	0,81	24	0,81	24
S1-LL	0,139	0,79	29	0,79	29
S1-LS	0,110	0,69	24	0,69	24
S1-SL	0,134	0,75	26	0,75	26
S1-SS	0,135	0,80	29	0,80	29

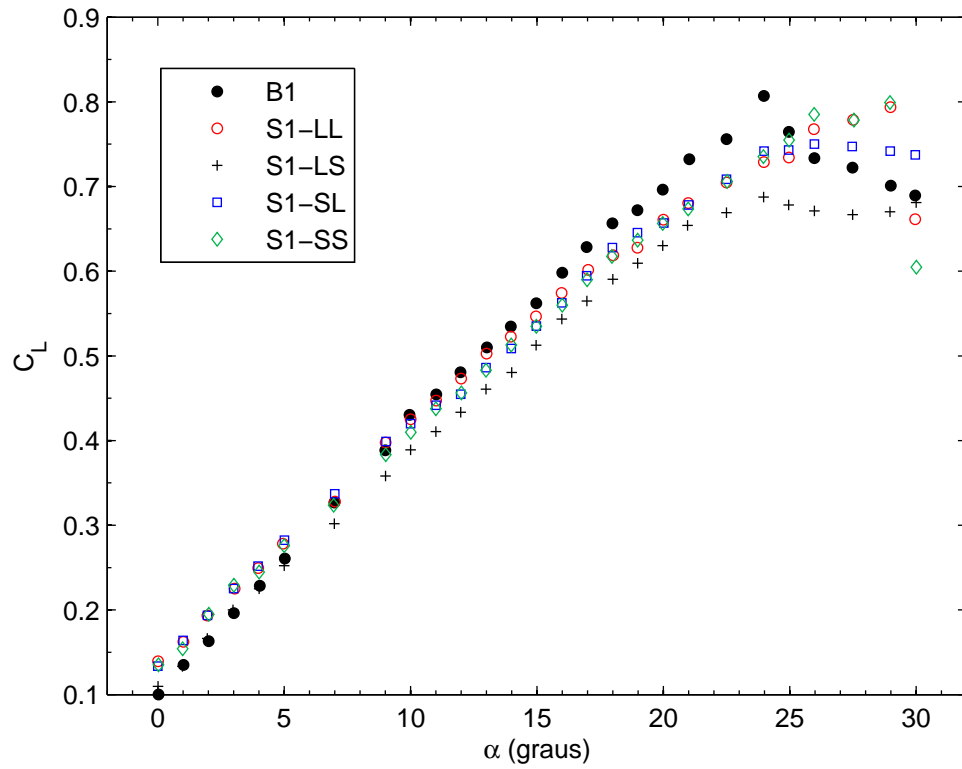


Figura 4.13: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$.

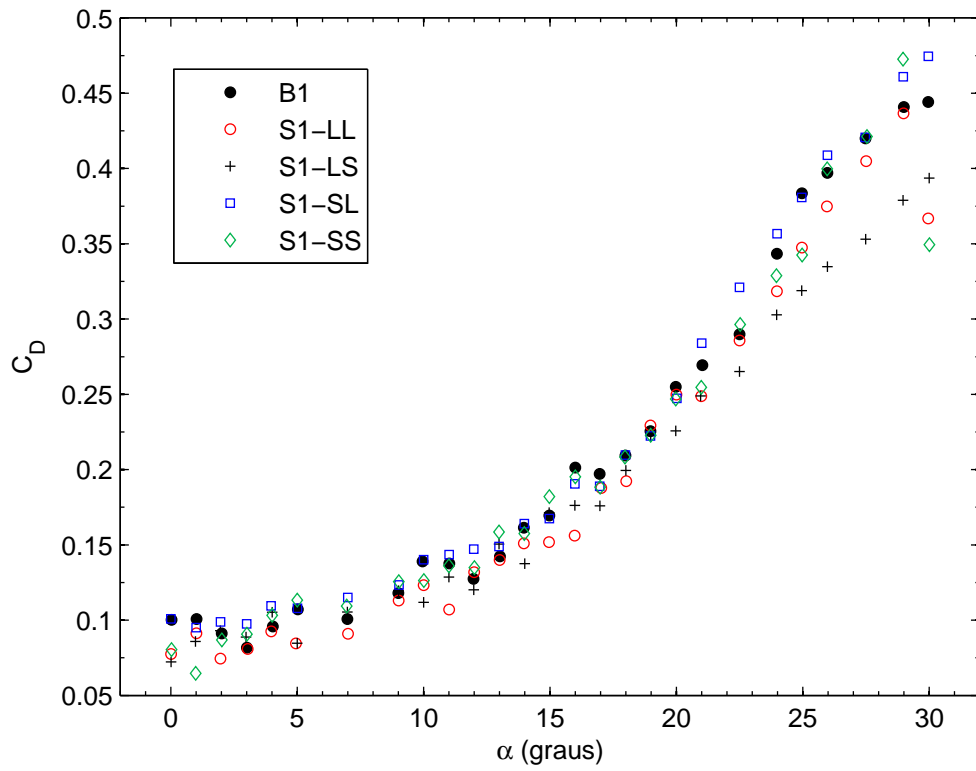


Figura 4.14: C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1$, a $\Lambda = 30^\circ$.

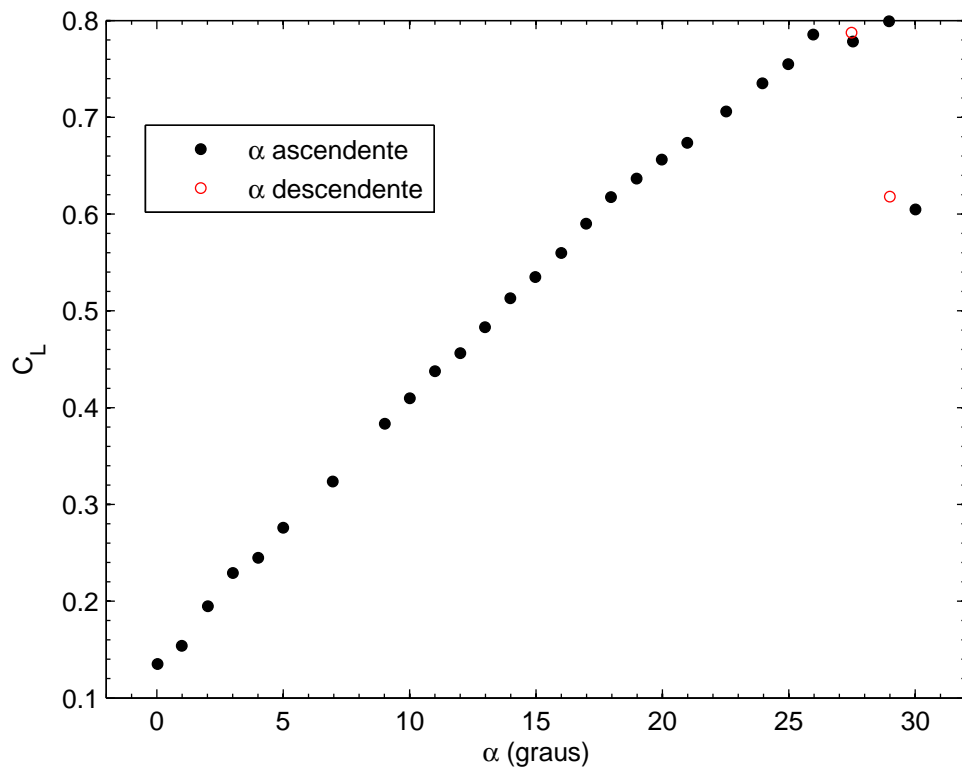


Figura 4.15: C_L vs α para o modelo S1-SS, a $\Lambda = 30^\circ$.

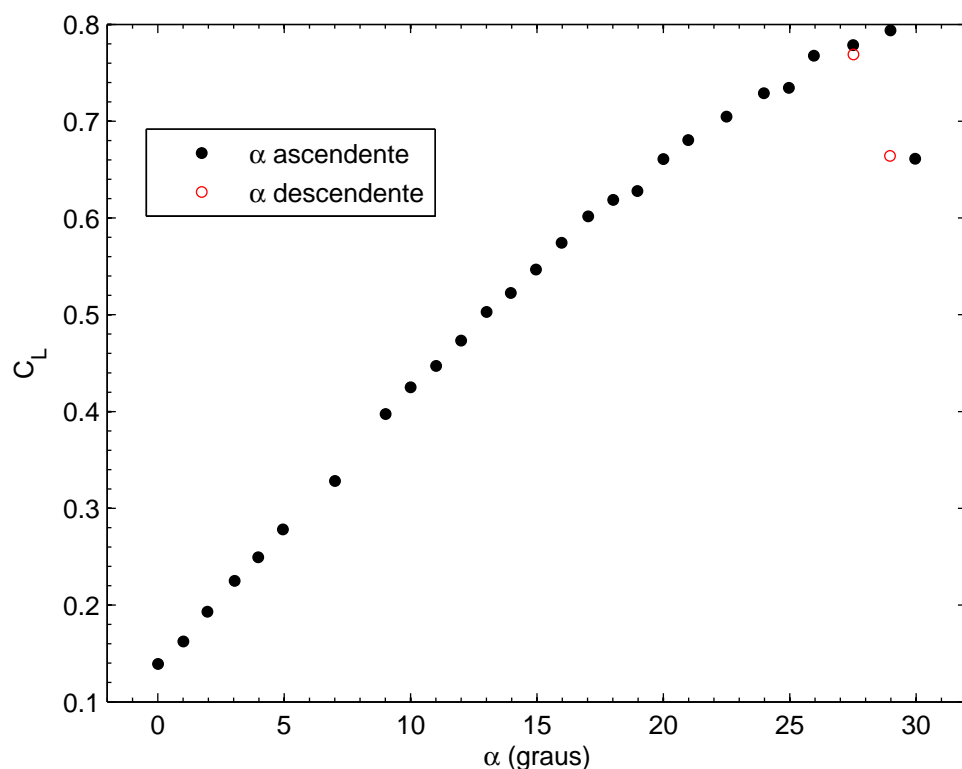


Figura 4.16: C_L vs α para o modelo S1-LL, a $\Lambda = 30^\circ$.

- A escolha adequada de um bordo de ataque sinusoidal tem o potencial de gerar ganhos interessantes — em contraste com os resultados a número de Reynolds superior —, principalmente, na gama dos baixos ângulos de ataque ($0^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$). O modelo que apresenta a melhor performance é o modelo sinusoidal S1-LL.
- O modelo base é muito mais sensível ao número de Reynolds, o que diminui a sua eficiência, e ao ângulo de guinada, que tem o efeito contrário ². Mostra-se, agora, a evolução da sustentação do modelo S1-LL para todos os ângulos de guinada, na figura 4.17, que pode ser comparada com a respectiva evolução do modelo base (figura 4.11).
- O efeito efectivo da variação do ângulo de guinada, nos resultados, pode ser apreciado na figura 4.18, em que se mostra os valores de sustentação do modelo S1-LL normalizados (pelo modelo base), para $\alpha \geq 10^\circ$ ³. Os ganhos diminuem genericamente com o aumento da guinada. Por outro lado, o facto do modelo S1-LL ser muito pouco sensível ao número de Reynolds e ao ângulo de guinada é extremamente interessante e vantajoso.
- A evolução da sustentação com o ângulo de ataque, no regime pré-perda, é mais linear para os modelos sinusoidais.

²A maior sensibilidade do modelo base a variações do ângulo de guinada também se verifica a Re elevado. No entanto, preferimos destacar esta tendência em conjunto com a sua maior sensibilidade a variações do número de Reynolds, para que fique bem claro na mente do leitor que este modelo apresenta uma menor estabilidade global quando sujeito a diferentes ‘condições de teste’.

³Por razões de clareza mostram-se apenas os resultados para $\alpha \geq 10^\circ$. Recordar-se que, a baixos ângulos de ataque há uma diferença considerável entre os valores de C_L e que estes são particularmente baixos para o modelo base. Deste modo, os valores de C_L normalizados resultariam demasiadamente elevados face aos da restante gama de ângulos ataque, dificultando uma análise global.

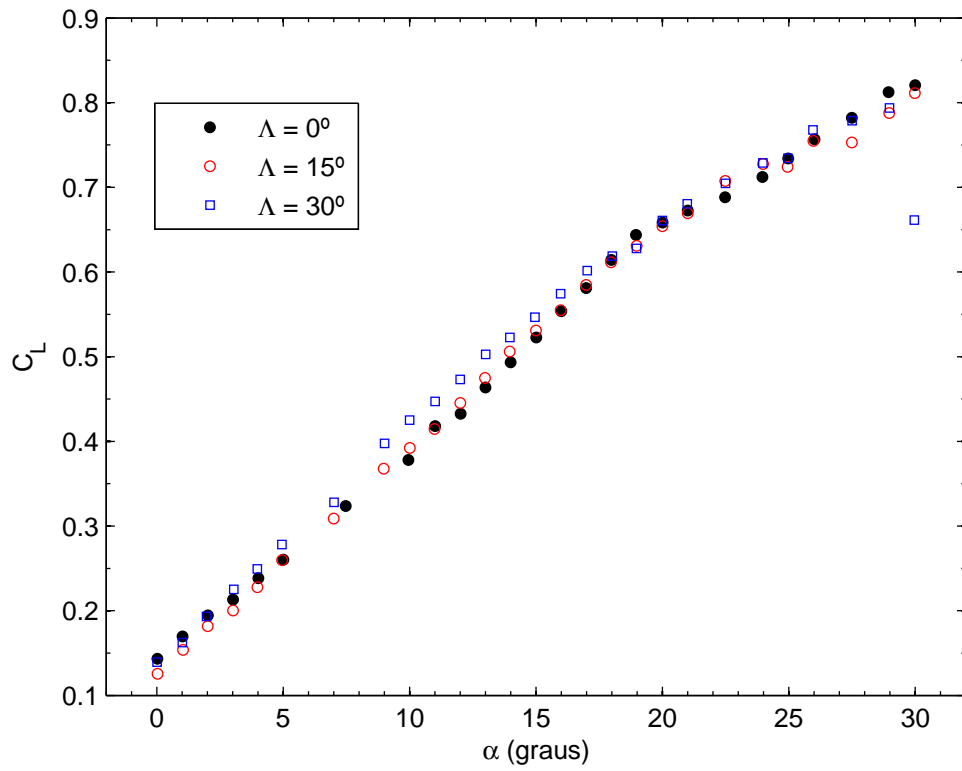


Figura 4.17: C_L vs α para o modelo S1-LL, a $\Lambda = 0^\circ$, 15° e 30° .

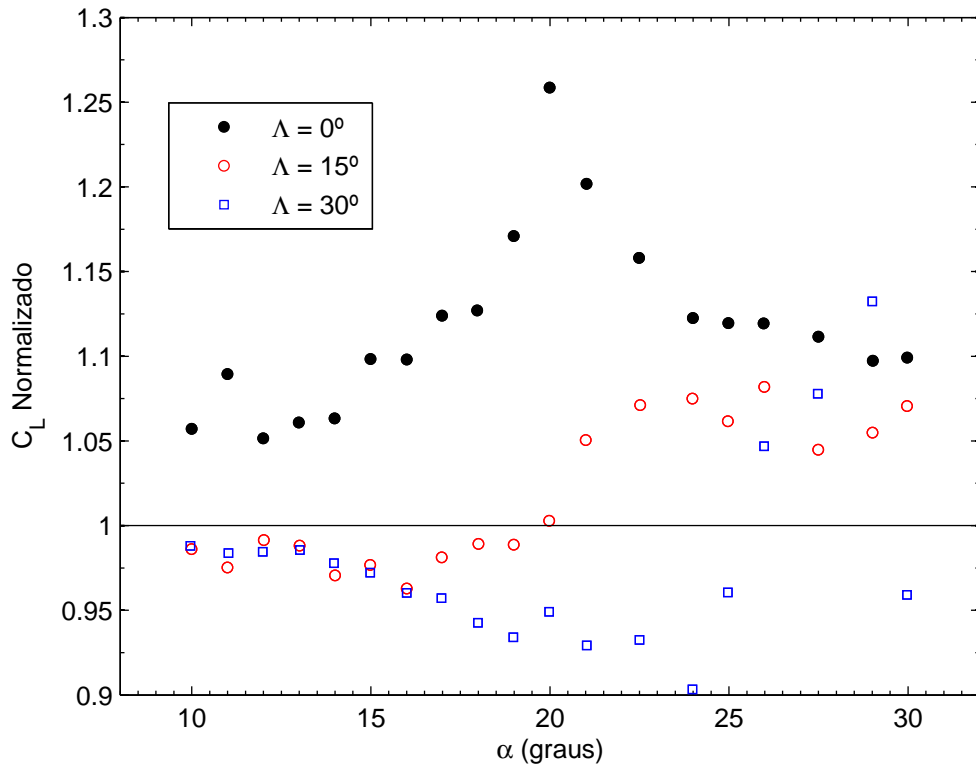


Figura 4.18: C_L normalizado vs α para o modelo S1-LL, para todos os ângulos de guinada.

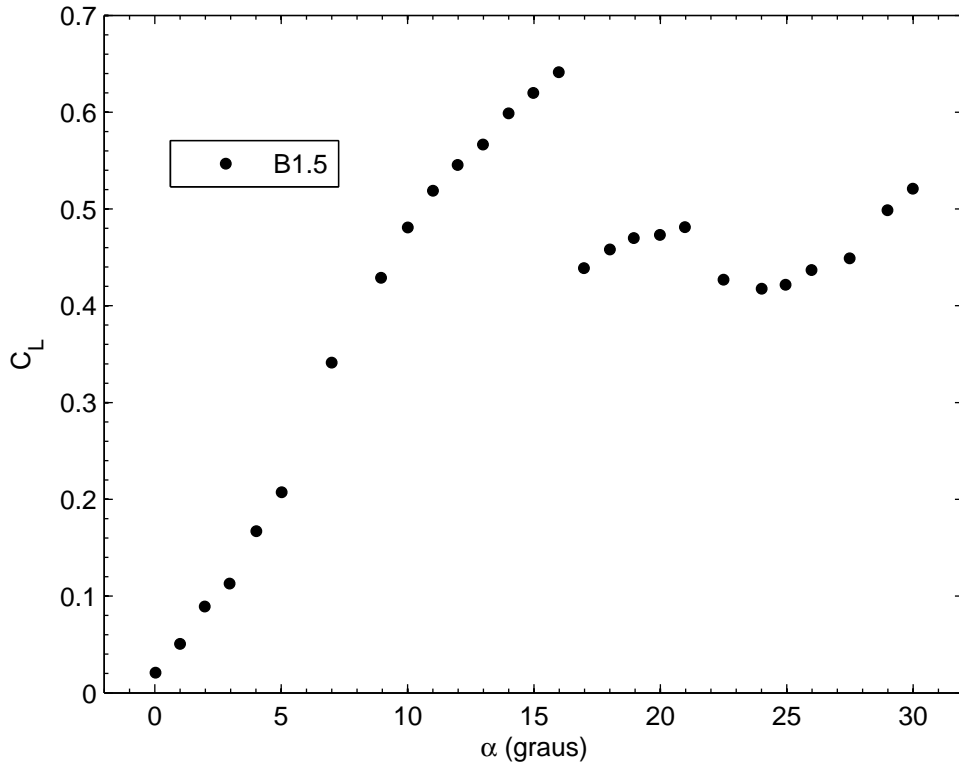


Figura 4.19: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$.

4.2 Alongamento 1,5

4.2.1 Ângulo de Guinada de 0°

Modelo Base

As figuras 4.19 e 4.20 mostram as evoluções da sustentação e resistência com o ângulo de ataque, para o modelo base de alongamento 1,5. Como se pode ver, o crescimento da sustentação até ao ângulo de ataque de perda não é linear — compare-se com a figura 3.14 para apreciar a diferença —, à semelhança do que já acontecia para as asas de alongamento 1. O seu valor de sustentação máxima ($C_{L_{max}} \approx 0,64$) é atingido no ângulo de ataque de perda ($\alpha_{perda} = 16^\circ$). Através da visualização do escoamento verificou-se ocorrer uma perda do tipo bordo de ataque, que devido ao maior tamanho da bolha, a este baixo número de Reynolds, é possível observar nas figuras 4.21 e 4.22.

Após a perda a sustentação aumenta até $\alpha = 21^\circ$, onde sofre uma nova redução. A partir de $\alpha = 25^\circ$ tem uma evolução semelhante à de número de Reynolds moderado.

Não foi detectada histerese aerodinâmica, apesar da perda abrupta.

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

Os resultados são mostrados nas figuras 4.23 e 4.24. Analogamente aos testes de alongamento 1, conseguem-se obter ganhos substanciais no intervalo $0^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$ com os modelos sinusoidais, cuja evolução de C_L também é mais linear na região pré-perda. Nota-se, de novo, que o valor de $C_{L_{\alpha=0^\circ}}$ do modelo S1.5-SL se encontra a ‘meio termo’ entre os valores do modelo base e dos restantes modelos sinusoidais. A sua taxa de crescimento, antes da perda, também é a maior entre

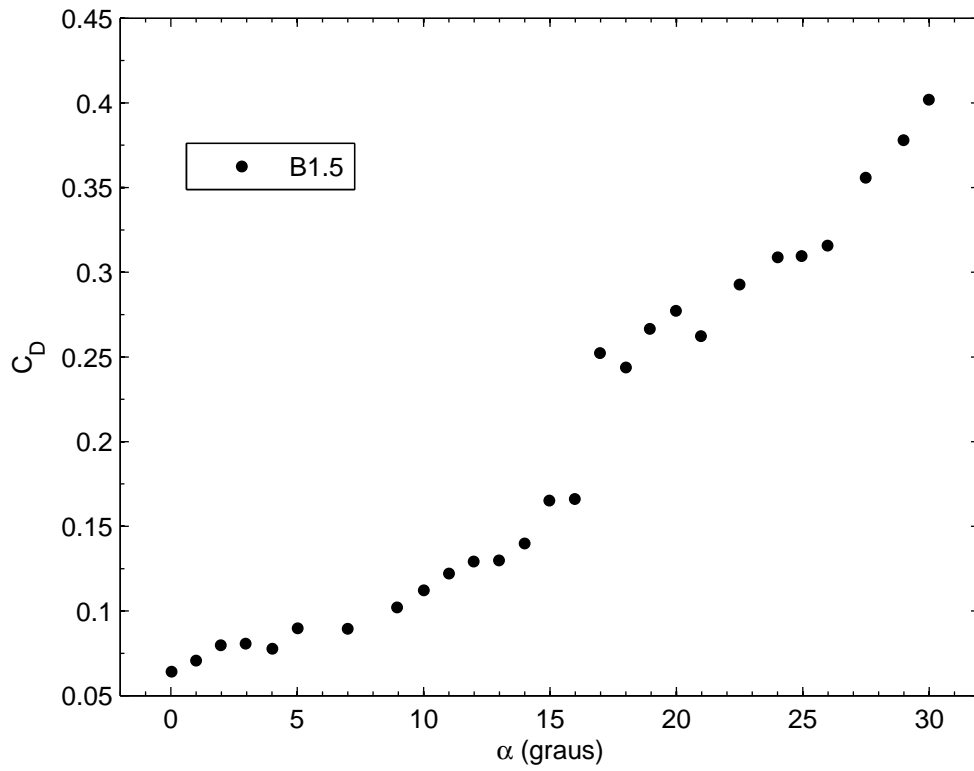


Figura 4.20: C_D vs α para o modelo base de $R = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$.



Figura 4.21: Visualização do escoamento no modelo base ao ângulo de ataque de perda. Note-se a bolha de separação laminar próximo do bordo de ataque.



Figura 4.22: Visualização do escoamento no modelo base, 1 grau após o ângulo de ataque de perda. Note-se o escoamento completamente separado.

os modelos sinusoidais. Para vincar a maior sensibilidade do modelo base ao número de Reynolds, mostram-se nas figuras 4.25 e 4.26 os resultados a $Re = 140000$ e $Re = 70000$, respectivamente, para o modelo base e modelo S1.5-LL. A substancial redução de performance do modelo base com a diminuição do número de Reynolds é facilmente entendida analisando as figuras 4.27 e 4.28, que ilustram o comportamento da camada limite a números de Reynolds baixo e moderado. Como se pode ver, a camada limite separa perto do bordo de fuga em ambos os casos. Contudo, a número de Reynolds moderado, esta consegue recolar novamente à superfície do modelo — formando uma bolha relativamente extensa mas de espessura reduzida —, ao contrário do que sucede a número de Reynolds baixo. O sucessivo aumento da incidência elimina a separação junto do bordo de fuga, a $Re = 70000$ e $Re = 140000$. Percebe-se, assim, a redução de sustentação a baixos ângulos de ataque. Adicionalmente, a visualização do escoamento no modelo sinusoidal S1.5-LL revelou a formação de uma bolha bastante pequena — completamente desprezável se comparada com as anteriores — e que, portanto, foi impossível documentar fotograficamente. Deste modo, também se entende a menor sensibilidade dos modelos sinusoidais ao número de Reynolds.

É interessante comparar, em maior detalhe, os resultados a número de Reynolds baixo (figura 4.23) com os de número de Reynolds moderado (figura 3.16). Para $Re = 140000$, o valor de $C_{L_{\alpha_{perda}}}$ do modelo base é bastante superior ao dos modelos sinusoidais. Por outro lado, agora a $Re = 70000$, e devido à maior sensibilidade do modelo base a variações do número de Reynolds, que tem como consequência a diminuição da sua eficiência, os valores de $C_{L_{\alpha_{perda}}}$ aproximam-se.

A perda dos modelos com protuberâncias continua a ser mais gradual e o modelo S1.5-LL permite obter ganhos máximos da ordem dos 45%, a ângulos de ataque elevados. De resto, a evolução das forças de sustentação dos modelos sinusoidais, no regime pré-perda, é comparável à de número de Reynolds moderado (e.g., o modelo S1.5-SL sofre uma perda abrupta em ambos os

Tabela 4.4: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$.

Modelo	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$ ($^\circ$)	$C_{L_{perda}}$	α_{perda} ($^\circ$)
B1.5	0,021	0,64	16	0,64	16
S1.5-LL	0,161	0,65	27,5	0,61	15
S1.5-LS	0,158	0,62	16	0,62	16
S1.5-SL	0,101	0,63	16	0,63	16
S1.5-SS	0,154	0,63	16	0,63	16

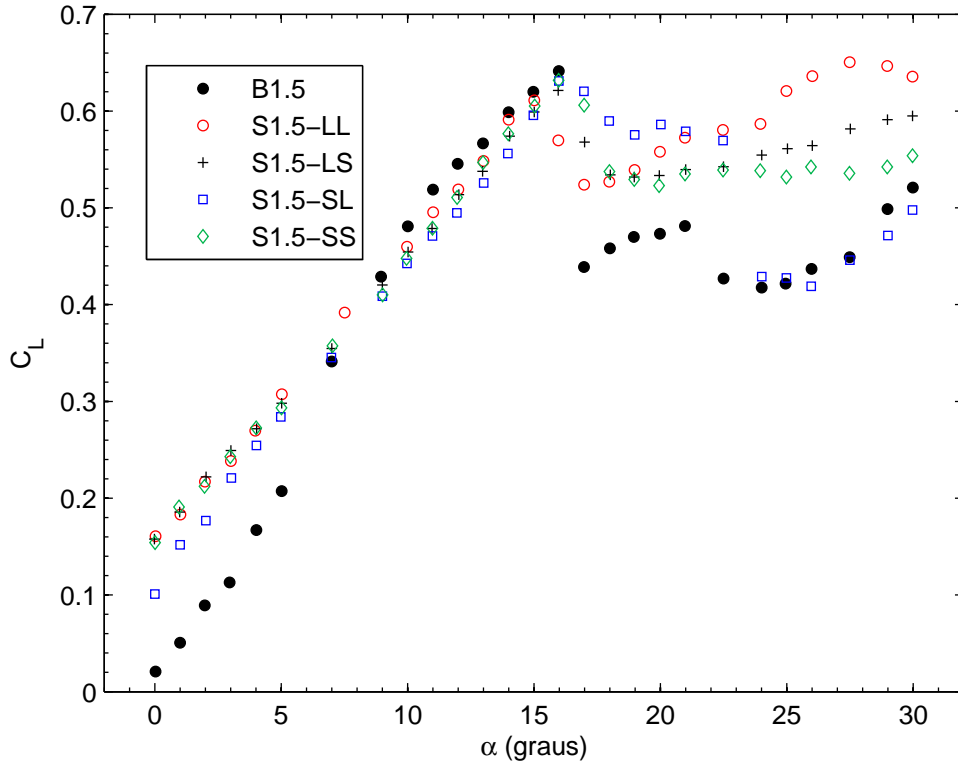


Figura 4.23: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$.

casos, recuperando, depois, com uma taxa de crescimento de C_L semelhante à do modelo base).

As características aerodinâmicas podem ser consultadas na tabela 4.4.

4.2.2 Ângulo de Guinada de 15°

Modelo Base

O aumento do ângulo de guinada beneficia bastante o modelo base, como se pode ver na figura 4.29. As vantagens são mais evidentes nos baixos ângulos de ataque e nos valores de sustentação após a perda (que continua a ser abrupta). A perda é atrasada ($\alpha_{perda} = 17^\circ$) e o valor de $C_{L_{max}}$ aumenta ($\approx 0,70$). De resto, e para além do ‘deslocamento’ para valores superiores, a principal diferença reside no comportamento para ângulos de ataque superiores a 21° em que os valores de sustentação diminuem progressivamente (resultado consistente com o de Re moderado). Nota-se que a forma da curva, exceptuando a menor linearidade na região pré-perda, tem muitas semelhanças com a de números de Reynolds de 140000 (ver figura 3.18).

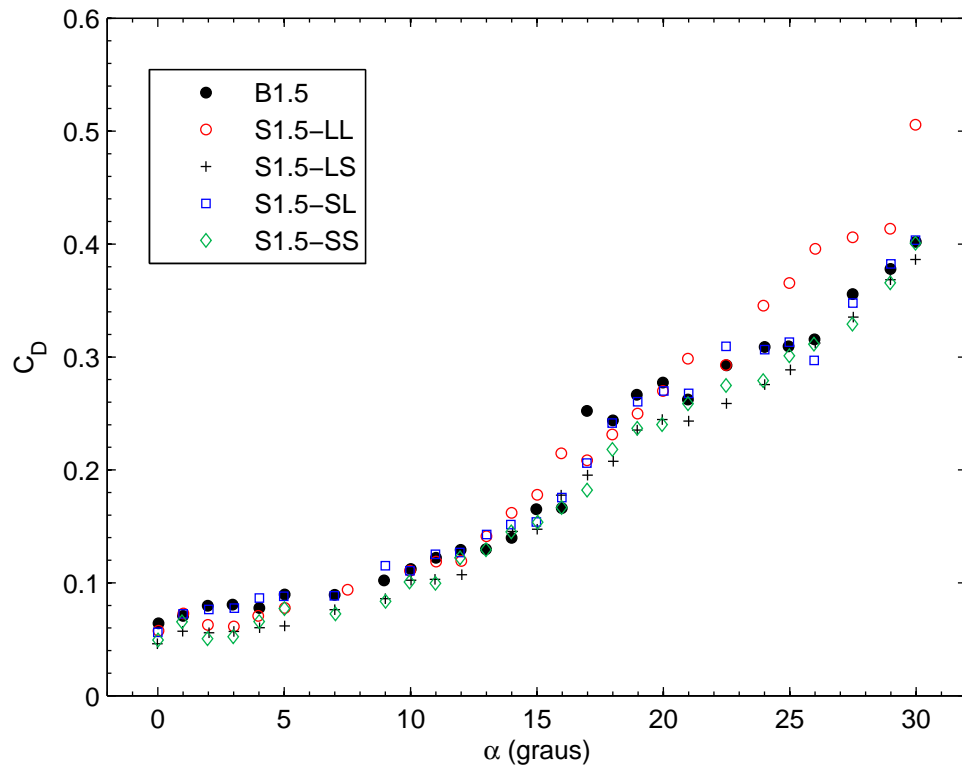


Figura 4.24: C_D vs α para todos os modelos de $Re = 1, 5$, a $\Lambda = 0^\circ$.

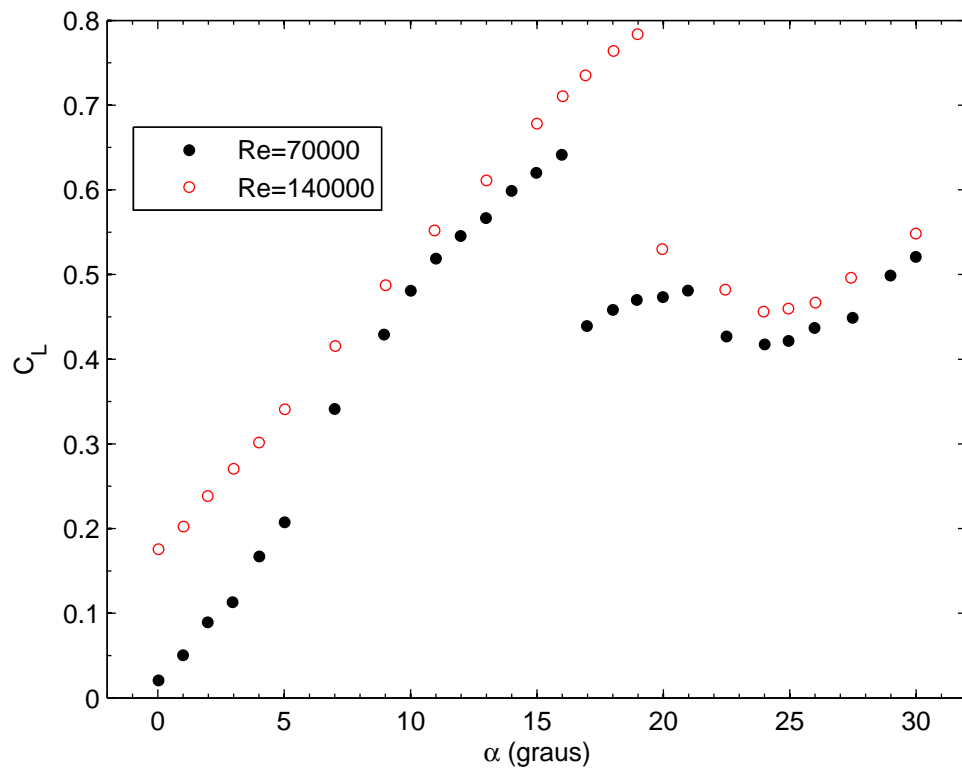


Figura 4.25: C_D vs α para o modelo base de alongamento 1.5, a número de Reynolds de 70000 e 140000.

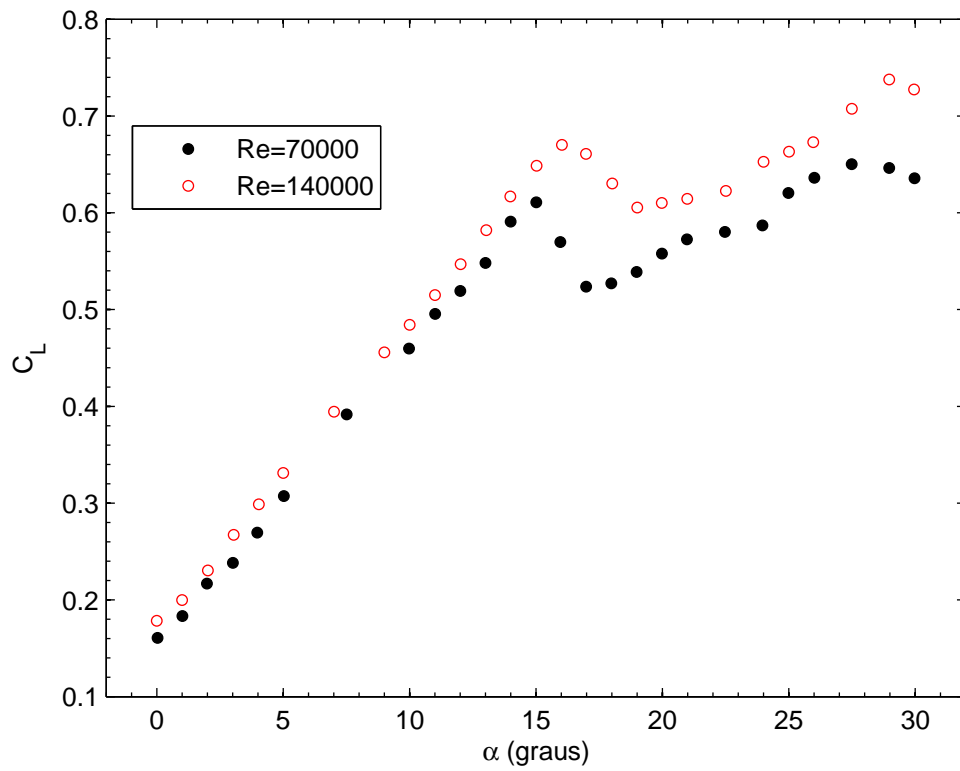


Figura 4.26: C_D vs α para o modelo S1.5-LL, a número de Reynolds de 70000 e 140000. Note-se a menor sensibilidade ao número de Reynolds, em especial antes da perda.

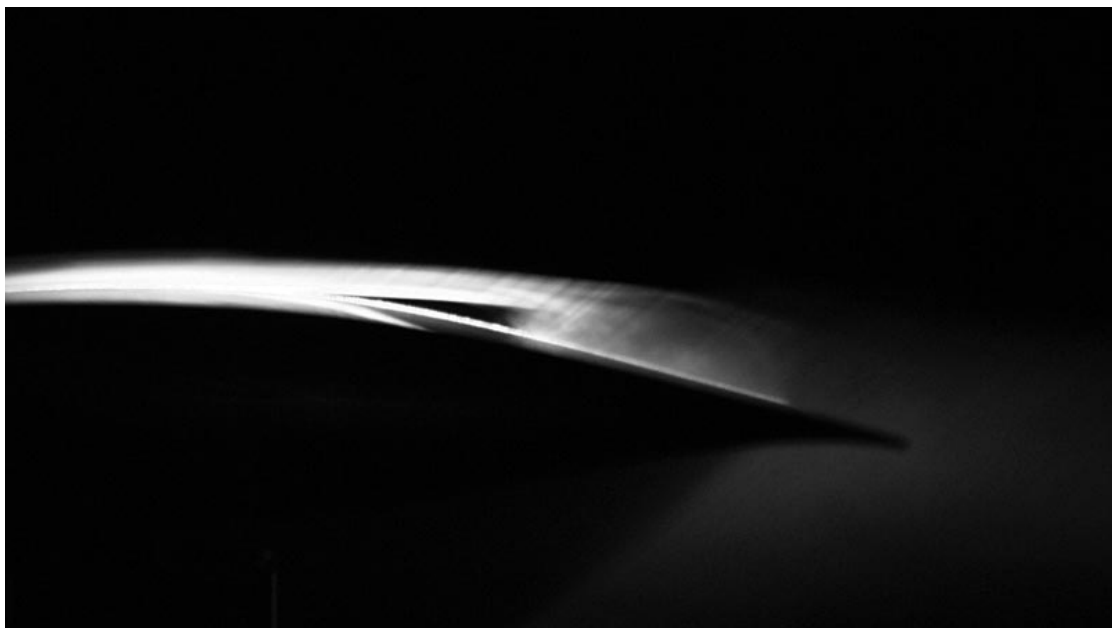


Figura 4.27: Visualização do escoamento no modelo base a $Re = 70000$, $\alpha = 3^\circ$

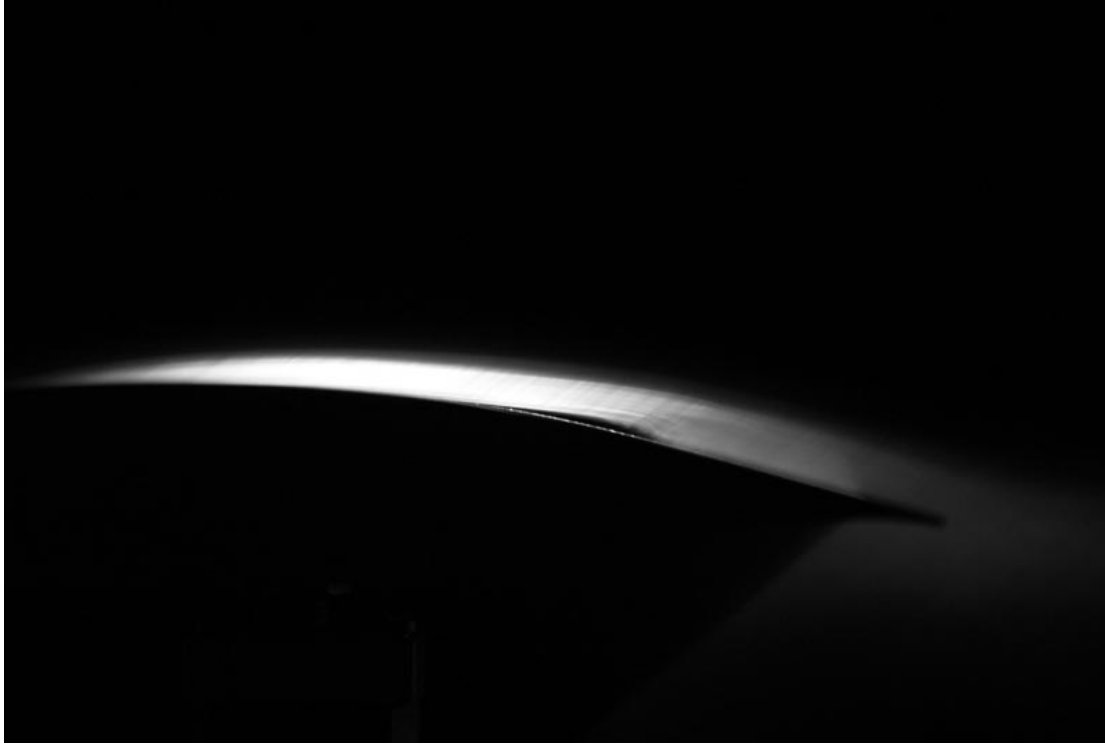


Figura 4.28: Visualização do escoamento no modelo base a $Re = 140000$, $\alpha = 3^\circ$.

Tabela 4.5: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 15^\circ$.

Modelo	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}} (^\circ)$	$C_{L_{perda}}$	$\alpha_{perda} (^\circ)$
B1.5	0,078	0,70	17	0,70	17
S1.5-LL	0,156	0,73	29	0,62	16
S1.5-LS	0,152	0,68	21	0,68	21
S1.5-SL	0,142	0,68	22,5	0,67	26
S1.5-SS	0,152	0,70	20	0,69	17

A curva de resistência em função do ângulo de ataque é mostrada na figura 4.30.

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

Os efeitos resultantes da introdução de um bordo de ataque sinusoidal podem ser visualizados nas figuras 4.31 e 4.32. O valor de $C_{L_{\alpha=0}}$ do modelo S1.5-SL também aumenta com a guinada — mas menos que o modelo base —, enquanto que o valor dos restantes modelos sinusoidais permanece igual (comparar com a figura 4.23, a $\Lambda = 0^\circ$). Deste modo, as diferenças de sustentação a ângulos de ataque baixos diminuem (mas ainda são relevantes).

Curiosamente, o aumento da guinada diminui as diferenças entre o modelo base e os modelos sinusoidais no intervalo $0^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$, mas aumenta-as no intervalo $20^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ (com ganhos máximos da ordem dos 55% para o modelo S1.5-LL). Ou seja, proporcionalmente, a guinada é mais benéfica para o modelo base nos baixos ângulos de ataque e mais benéfica para os modelos sinusoidais nos elevados ângulos de ataque. A ocorrência de histerese não foi detectada em nenhum caso.

As características aerodinâmicas encontram-se resumidas na tabela 4.5.

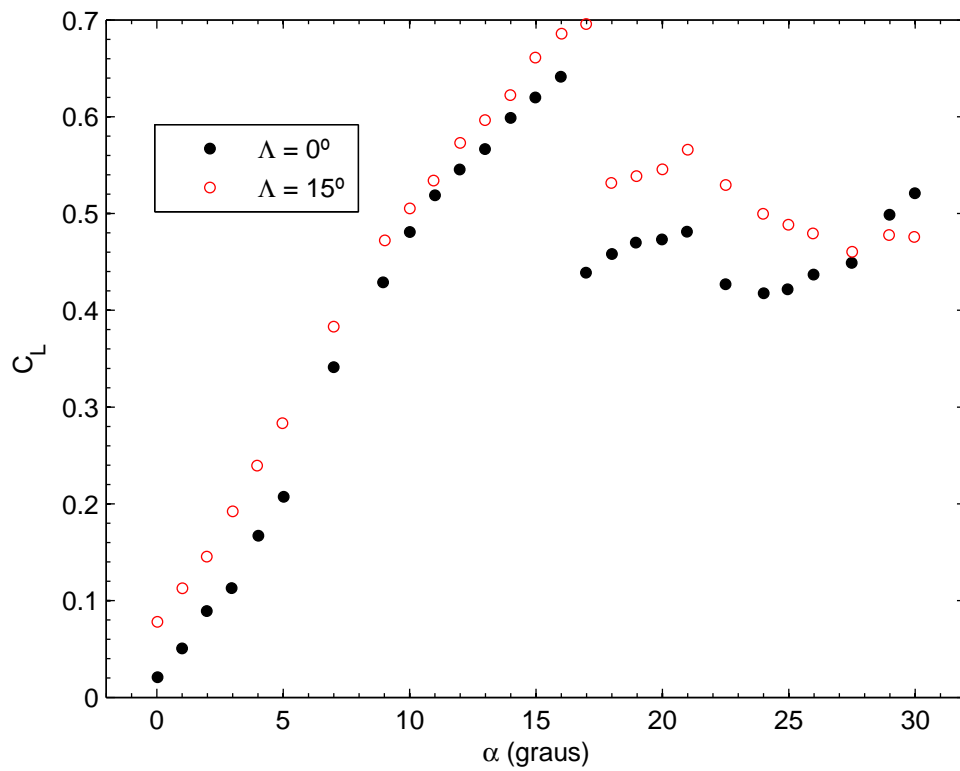


Figura 4.29: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15° .

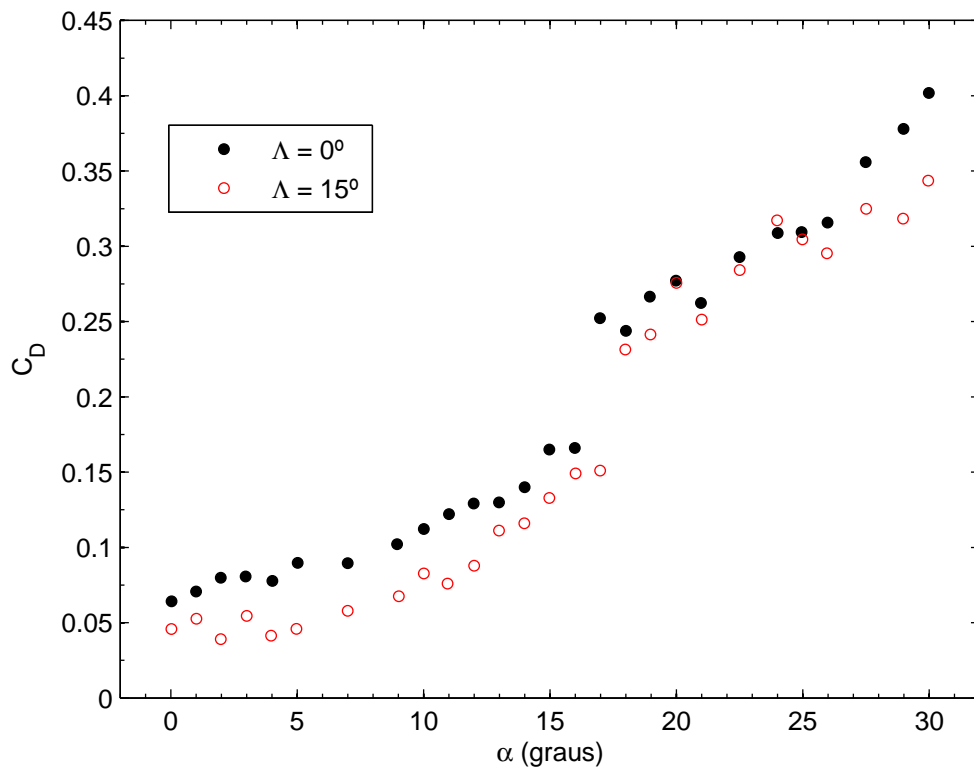


Figura 4.30: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$ e 15° .

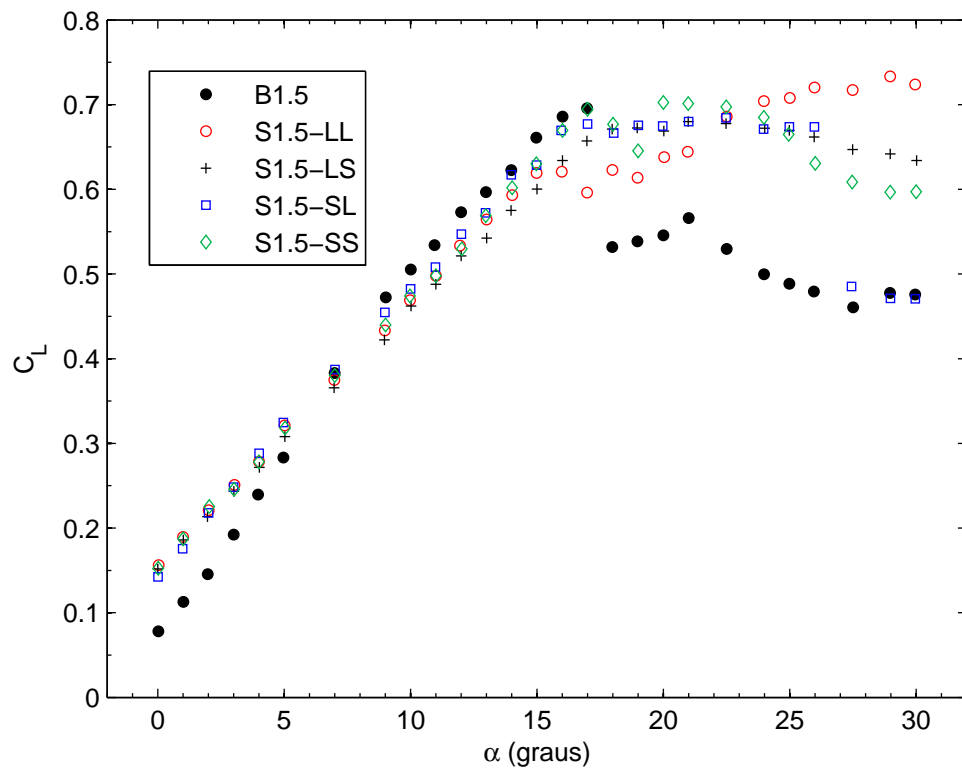


Figura 4.31: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 15^\circ$.

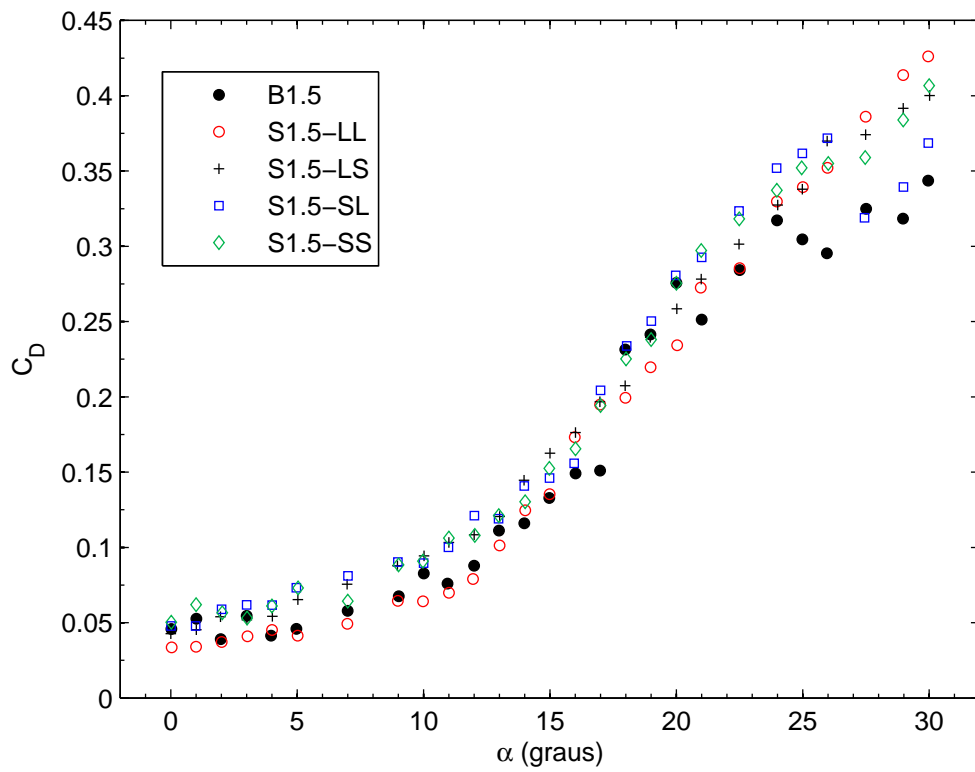


Figura 4.32: C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 15^\circ$.

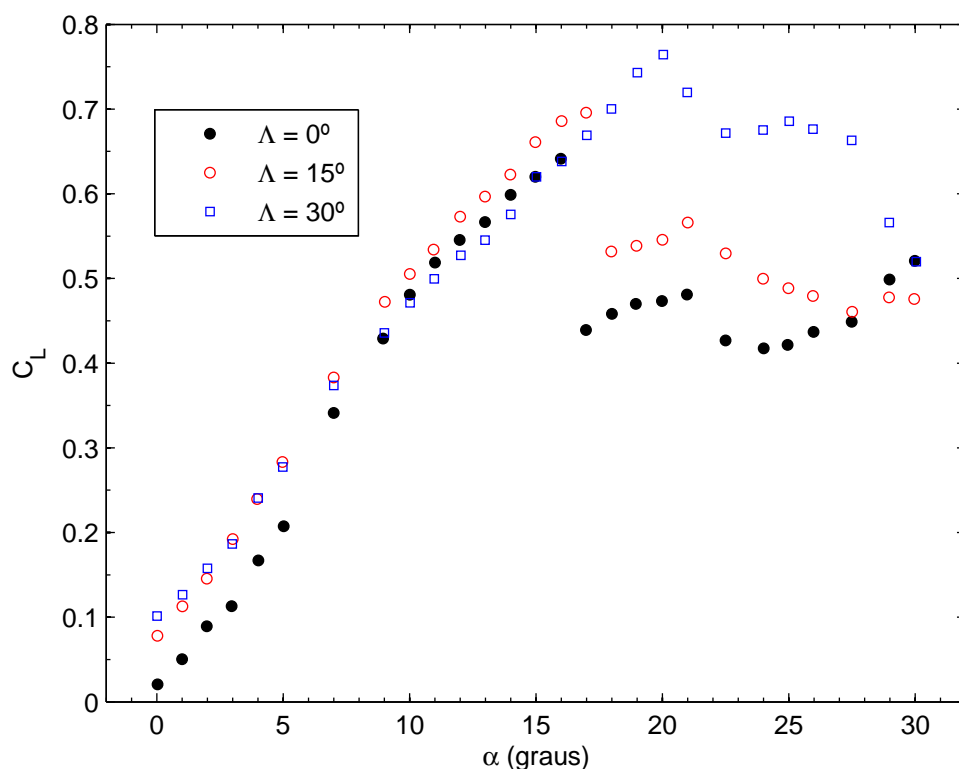


Figura 4.33: C_L vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ$, 15° e 30° .

4.2.3 Ângulo de Guinada de 30°

Modelo Base

As figuras 4.33 e 4.34 mostram as características aerodinâmicas, de sustentação e resistência, do modelo base. A principal alteração é no comportamento da perda e após a perda. O $C_{L_{\alpha_{perda}}}$ — que coincide com o ponto de sustentação máxima — aumenta e a perda é atrasada e menos intensa. Após a perda, temos um patamar de sustentação aproximadamente constante entre os $22,5^\circ$ e os $27,5^\circ$, seguido de uma forte descida. Pode-se dizer que o incremento de 15° para 30° tem um efeito extremamente benéfico (como já tinha a número de Reynolds moderado, ver figura 3.24).

Influência do Bordo de Ataque Sinusoidal

Os resultados são apresentados nas figuras 4.35 e 4.36 e na tabela 4.6. Em relação aos modelos sinusoidais, o efeito de um novo incremento do ângulo de guinada resume-se a uma deterioração dos valores de sustentação para ângulos de ataque baixos e moderados ($\alpha \leq 20^\circ$) — em que o menos afectado é o modelo S1.5-LL — e uma ligeira melhoria para ângulos de ataque elevados ($\alpha \geq 20^\circ$). Contudo, o impacto (benéfico) é muito maior para o modelo base, o que conduz a uma diminuição das vantagens. Ainda assim, o modelo S1.5-LL apresenta mais aspectos positivos do que a número de Reynolds moderados (figura 3.26). Nomeadamente, a ângulos de ataque superiores a 27° , onde impressiona a sua capacidade de produzir uma sustentação estável e elevada (um ganho de aproximadamente 40% a 30°).

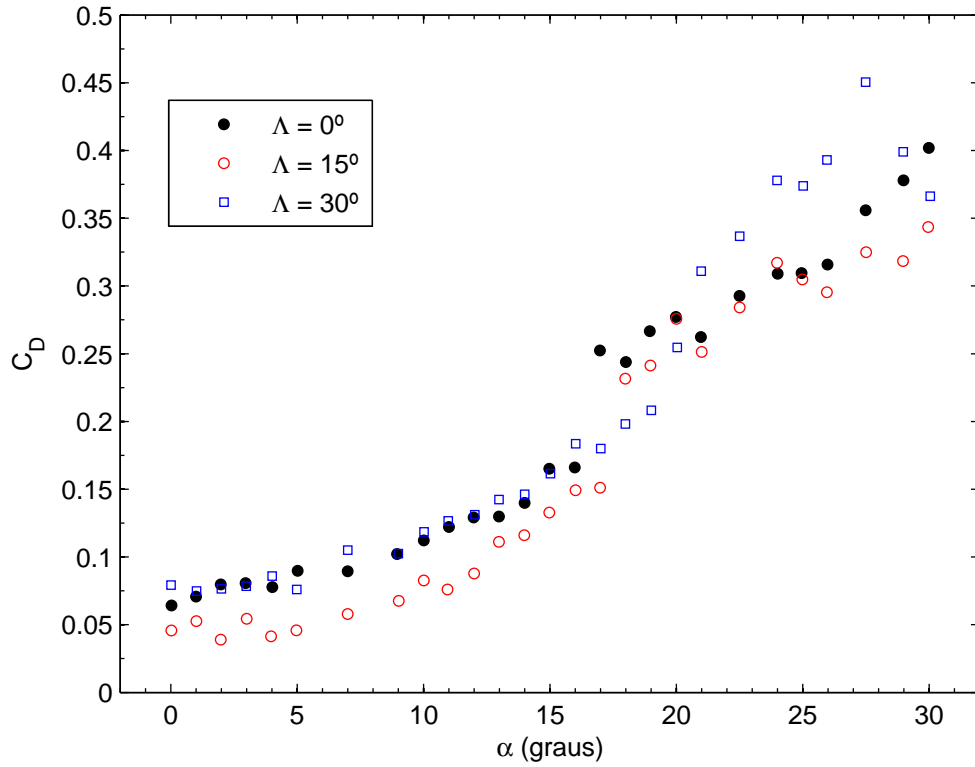


Figura 4.34: C_D vs α para o modelo base de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ$ e 30° .

Tabela 4.6: Características aerodinâmicas dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 30^\circ$.

Modelo	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$ ($^\circ$)	$C_{L_{perda}}$	α_{perda} ($^\circ$)
B1.5	0,101	0,76	20	0,76	20
S1.5-LL	0,148	0,75	29	–	–
S1.5-LS	0,124	0,67	20	0,67	20
S1.5-SL	0,121	0,73	27,5	0,73	27,5
S1.5-SS	0,129	0,74	25	0,72	21

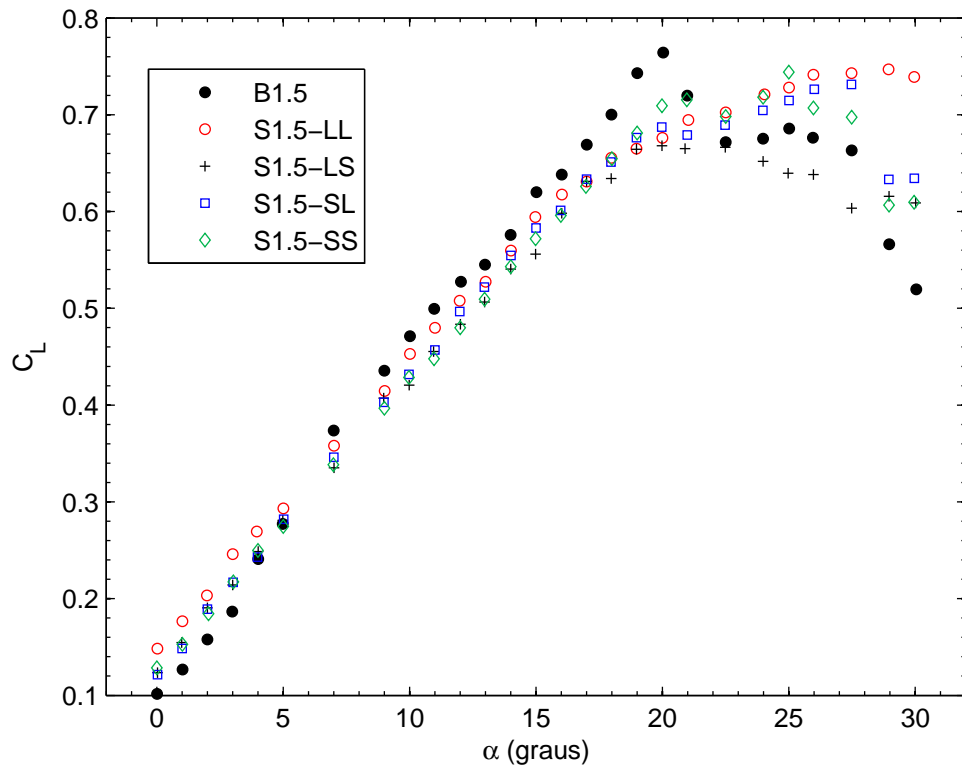


Figura 4.35: C_L vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 30^\circ$.

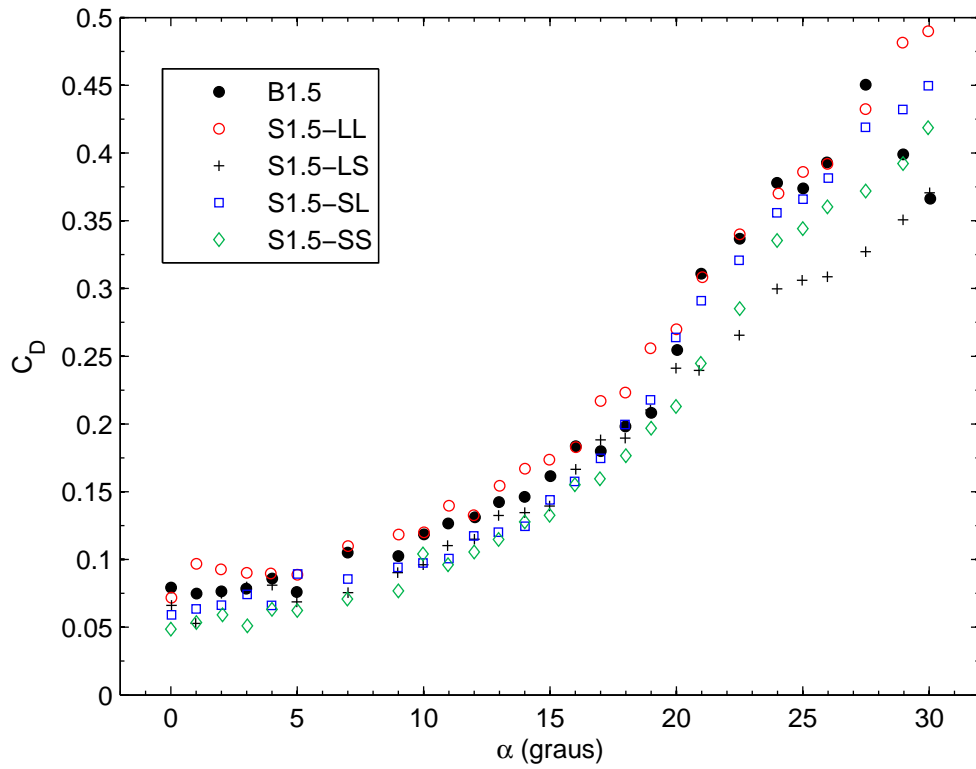


Figura 4.36: C_D vs α para todos os modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a $\Lambda = 30^\circ$.

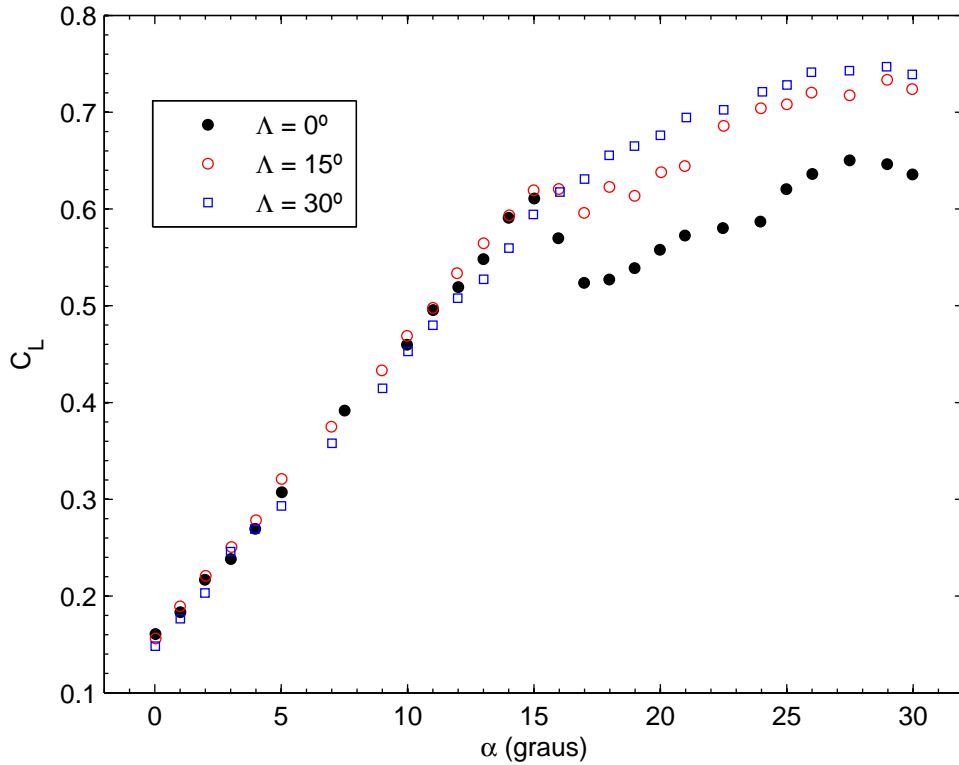


Figura 4.37: C_L vs α para o modelo S1.5-LL, a $\Lambda = 0^\circ$, 15° e 30° .

4.2.4 Sumário

Resumem-se os seguintes pontos, da análise aerodinâmica dos modelos de $\mathcal{R} = 1,5$, a números de Reynolds de 70000:

- Considerando todo o envelope de operação estudado (i.e, toda a gama de ângulos de ataque e de guinada), os modelos com bordo de ataque sinusoidal apresentam um enorme potencial no controlo de perda. A isso acrescem ganhos consideráveis de sustentação para baixos ângulos de ataque e uma maior linearidade da curva C_L vs α , antes da perda. A escolha indicada seria, novamente, o modelo de maior amplitude e maior comprimento de onda.
- O modelo base de alongamento 1,5 continua a ser bastante mais sensível ao número de Reynolds e ao ângulo de guinada. Como exemplo deste último caso, sugere-se que o leitor compare as figuras 4.33 e 4.37.
- O efeito efectivo da variação do ângulo de guinada, nos resultados, pode ser apreciado na figura 4.38, em que se mostra os valores de sustentação do modelo S1.5-LL normalizados pelos do modelo base, para $\alpha \geq 10^\circ$ (a baixos ângulos de ataque os ganhos diminuem com o aumento da guinada).
- Ao contrário dos resultados a $Re = 140000$, não se detectou histerese aerodinâmica no modelo base.

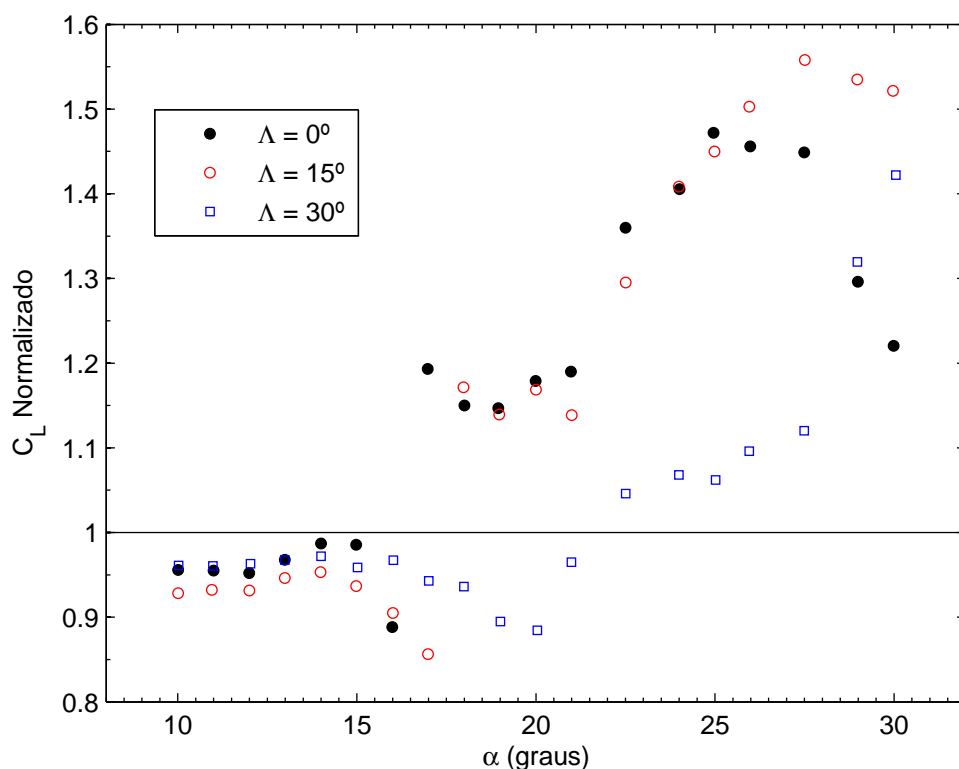


Figura 4.38: C_L normalizado vs α para o modelo S1.5-LL, para todos os ângulos de guinada.

4.2.5 Teste a Ângulos de Ataque Negativos

Os resultados apresentados nesta secção não se inserem directamente nos objectivos do trabalho e devem ser entendidos num âmbito de abertura de perspectivas futuras. Ainda assim, são considerados suficientemente interessantes para merecerem referência.

Pede-se, então, ao leitor que observe a figura 4.23 e compare os valores de sustentação do modelo base e do modelo S1.5-LL, a $\alpha = 5^\circ$. A diferença é substancial, mas se for caminhando em direcção a $\alpha = 0^\circ$ esta aumenta (tem um carácter divergente). Sendo assim, não pudemos deixar de colocar a seguinte questão:

O que é que acontece se continuarmos a diminuir o ângulo de ataque?

Deste modo, testamos estes dois modelos a ângulos de ataque negativos — até $\alpha = -15^\circ$ — e a um ângulo de guinada nulo ⁴, com os resultados a serem exibidos na figura 4.39. Na fase inicial, com a redução para $\alpha = -1^\circ$, a diferença de sustentação acentua-se. No entanto, para este ângulo de ataque o carácter da evolução inverte-se — passa a convergente —, e posteriores decrementos diminuem a diferença de valores. A partir de $\alpha = 7,5^\circ$ esta torna-se desprezável. Todavia, não deixa de impressionar a capacidade do modelo sinusoidal em produzir uma sustentação, a $\alpha = -3^\circ$, equivalente à sustentação do modelo base a $\alpha = 0^\circ$.

⁴Por as diferenças de sustentação serem mais acentuadas neste caso.

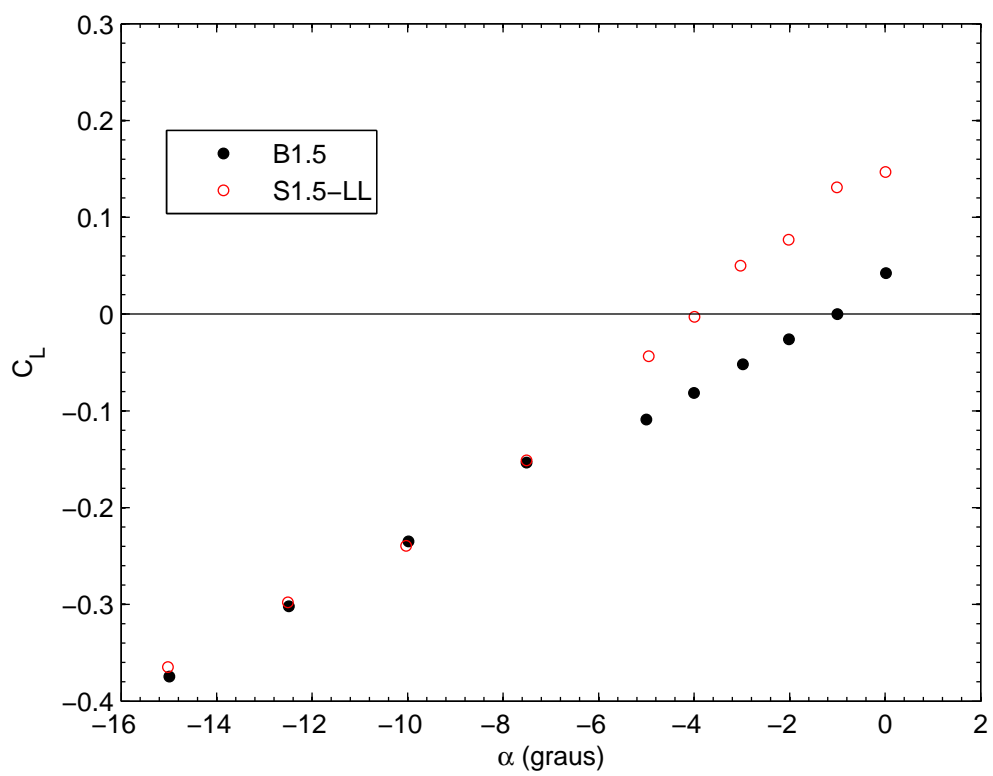


Figura 4.39: C_L vs α para o modelo base e modelo S1.5-LL, a ângulos de ataque negativos.

Capítulo 5

Conclusões e Trabalhos Futuros

5.1 Conclusões

As características aerodinâmicas de asas de alongamento 1 e 1,5, com um bordo de ataque sinusoidal, foram estudadas experimentalmente — ensaios em túnel de vento — e comparadas com as de asas de bordo de ataque liso. Os testes foram conduzidos a três ângulos de guinada — 0° , 15° e 30° — e a dois regimes de número de Reynolds: um de Re moderado (≈ 140000 – 150000) e outro de Re baixo (≈ 70000). Os resultados obtidos mostram uma grande dependência do número de Reynolds e do alongamento.

A número de Reynolds moderado e a ângulos de ataque antes da perda do modelo base, as protuberâncias causam uma redução de sustentação. Após a perda, os resultados são fortemente dependentes do alongamento. Para um alongamento de 1,5, o modelo base sofre uma perda abrupta e intensa — ao contrário dos modelos sinusoidais, cuja perda é sempre mais gradual e menos intensa —, conseguindo-se ganhos máximos de sustentação da ordem dos 50–55% com o modelo de maior amplitude e comprimento de onda. Por sua vez, o modelo base de alongamento 1, sofre apenas uma perda ligeira da qual recupera rapidamente e, por acção dos vórtices marginais, a sua sustentação aumenta continuamente até ao ângulo de ataque máximo ($\alpha = 30^\circ$), pelo que os ganhos que se conseguem (com os modelos sinusoidais) são superados pelas perdas.

A diminuição do número de Reynolds tem efeitos bastante distintos nos modelos. Se, por um lado, os modelos sinusoidais são praticamente insensíveis à variação deste parâmetro, os modelos base vêem a sua performance ser significativamente deteriorada, o que conduz a um aumento dos ganhos em toda a gama de operação (nomeadamente a $\alpha \leq 5^\circ$). Identicamente, os modelos base são muito mais sensíveis a variações do ângulo de guinada, contudo, neste caso, estas tendem a ser benéficas. Concretamente, a variação do ângulo de guinada de 15° para 30° mitiga as vantagens dos modelos sinusoidais.

Outra descoberta interessante é que tanto a amplitude como o comprimento de onda desempenham um papel determinante nos valores de força de sustentação gerada (recorda-se que Custodio [32], para um caso bidimensional, tinha demonstrado que o comprimento de onda desempenhava um papel secundário). **Uma escolha adequada da geometria do bordo de ataque sinusoidal é fundamental.**

Quando se desenvolve um MAV queremos que este seja o mais eficiente — em toda a gama de velocidades de operação — e manobrável possível. É principalmente, sobre este prisma, que a solução de um bordo de ataque com protuberâncias ganha ‘força’. Os resultados podem ser

resumidos numa frase:

A reduzida sensibilidade dos modelos sinusoidais a variações do número de Reynolds e do ângulo de guinada, aliada ao seu potencial como método de controlo de perda, podem levar a uma extensão global e significativa da gama de funcionamento.

Nota-se que, no futuro, é importante quantificar com precisão as forças de resistência para se saber quanto se tem de ‘pagar’ em troca destas vantagens. Esta foi uma limitação com que tivemos de lidar e, pelo menos, estes ensaios permitiram-nos concluir que a balança actual não é suficientemente precisa para medir as pequenas cargas (de resistência), associadas às superfícies sustentadoras de MAVs (pelo menos para o valor mais baixo de número de Reynolds).

5.2 Trabalhos Futuros

Neste trabalho, demonstramos o potencial da presente solução para controlo passivo de perda no contexto de desenvolvimento de um MAV, essencialmente com base na avaliação das forças de sustentação. Deste modo, e numa perspectiva abrangente, há uma série de questões que permanecem em aberto, tais como:

- Conseguir uma melhor compreensão da física dos fenómenos (complexos), em particular da interacção entre os vórtices marginais e os vórtices gerados pelas protuberâncias.
- Estender este estudo a asas com um perfil delgado e/ou com uma maior curvatura (as investigações anteriores utilizaram sempre perfis de elevada espessura relativa ($\approx 20\%$) e este trabalho foi, inclusive, o primeiro a usar perfis não simétricos; ainda assim de baixa curvatura).
- Determinar qual a geometria da sinusóide que maximiza o binómio vantagens/desvantagens (certamente indissociável dos pontos anteriores.)
- Avaliar o efeito do bordo de ataque sinusoidal na estabilidade de um MAV (como referido na secção 1.1.3, as asas de baixo alongamento são especialmente susceptíveis a instabilidades de rolamento). Uma das hipóteses passa pela realização de testes de voo, permitindo assim, também, avaliar a resposta a rajadas de vento. Neste caso, seria necessário, não só implementar a solução num MAV (protótipo), como desenvolver um método para avaliar a qualidade de voo (Ifju et al. [44] desenvolveram um método que permite quantificar a acção do operador nas superfícies de controlo).

Esta é sem dúvida uma área cheia de desafios e acreditamos que os resultados deste trabalho fornecem uma motivação extra!

Apêndice A

Rugosidade da Superfície dos Modelos

A.1 Definição dos Parâmetros de Rugosidade

A rugosidade de uma superfície é quantificada ao longo de um determinado comprimento de avaliação ($l_n = n \times l$), formado por n comprimentos de amostragem (de um valor fixo l). Tipicamente, temos cinco comprimentos de amostragem. Na figura A.1 mostra-se um perfil de rugosidades. Com base nesta figura, define-se a altura máxima entre picos e vales, no comprimento de amostragem i , por $Z_i = P_i - V_i$. Os parâmetros de rugosidade utilizados na análise, de acordo com a norma ANSI, são [45]:

1. Rugosidade média, R_a

R_a é a média aritmética dos valores absolutos dos desvios do perfil (y_i) a partir da linha média, ao longo de todo o comprimento de avaliação.

$$R_a = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^n |y_i| \quad (\text{A.1})$$

2. Rugosidade rms, R_q

R_q é a raiz quadrada da média aritmética dos quadrados dos desvios do perfil, face à linha média, ao longo de todo o comprimento de avaliação.

$$R_q = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^n y_i^2} \quad (\text{A.2})$$

3. Rugosidade máxima, R_y

R_y é o valor máximo de todos os Z_i ¹.

$$R_y = \max(Z_i) \quad (\text{A.3})$$

4. Média das alturas máximas entre picos e vales, R_z

¹Atenção, não confundir com a rugosidade total $R_t = \max(P_i) - \min(V_i)$.

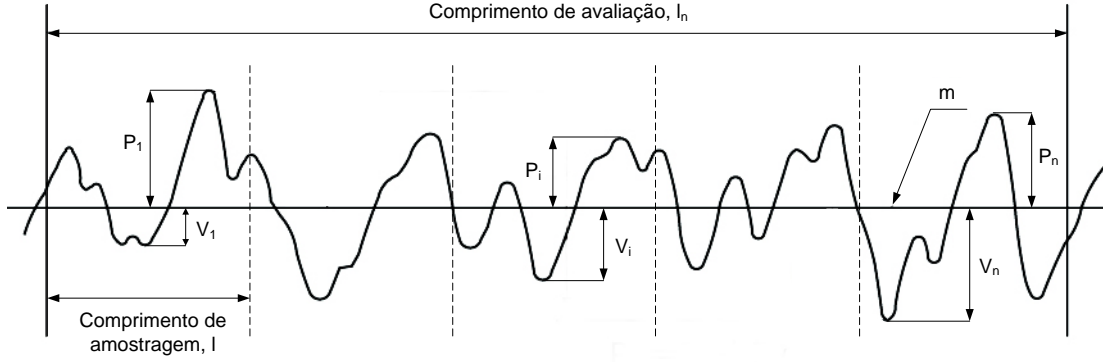


Figura A.1: Perfil de rugosidades de um comprimento de avaliação l_n . Em que m é a linha média e P_i e V_i são, respectivamente, a distância vertical máxima (positiva e negativa) a partir da linha média, no comprimento de amostragem i .

Tabela A.1: Parâmetros de rugosidade.

Medição #	R_a (μm)	R_q (μm)	R_y (μm)	R_z (μm)
1	0,37	0,47	3,14	2,58
2	0,37	0,47	2,59	2,33
3	0,45	0,56	3,25	2,77
4	0,53	0,65	3,78	3,08
5	0,59	0,72	3,74	3,00

O parâmetro de rugosidade de superfície R_z é definido como a média da soma dos Z_i , de cada comprimento de amostragem.

$$R_z = \frac{1}{5} \sum_{i=1}^5 Z_i \quad (\text{A.4})$$

A.2 Resultados das Medições de Rugosidade

O objectivo da análise era obter uma ordem de grandeza dos valores de rugosidade — sem ter de realizar estudos extensivos —, neste sentido, e visto observações preliminares indicarem tipos de acabamento semelhantes, em todos os modelos maquinados, o único requisito era ter um bordo de ataque sinusoidal. O modelo escolhido foi o S1-SL.

A sua superfície foi examinada em cinco localizações diferentes (cinco perfis de rugosidade), com um comprimento de amostragem de 0,8 mm, perfazendo um comprimento total de avaliação de 4 mm. Na figura A.2 é mostrado um desenho esquemático do modelo, com as localizações aproximadas dos perfis de rugosidade — medidos ao longo da envergadura —, e na tabela A.1 apresentam-se os valores dos parâmetros de rugosidade ². O parâmetro mais utilizado é o R_a e os seus valores são sempre inferiores a 1 μm , indicando uma boa qualidade de acabamento para a aplicação em causa, sendo expectável que os resultados obtidos não tenham sido afectados pela rugosidade. É interessante verificar que os valores de rugosidade são superiores em regiões de maior curvatura — a primeira medição foi realizada na região de menor curvatura e procurámos, progressivamente, aumentar este parâmetro —, onde é mais difícil o polimento manual.

²Infelizmente, por problemas técnicos aquando da recolha dos dados, não é possível apresentar as figuras dos perfis de rugosidade, associados a cada teste.

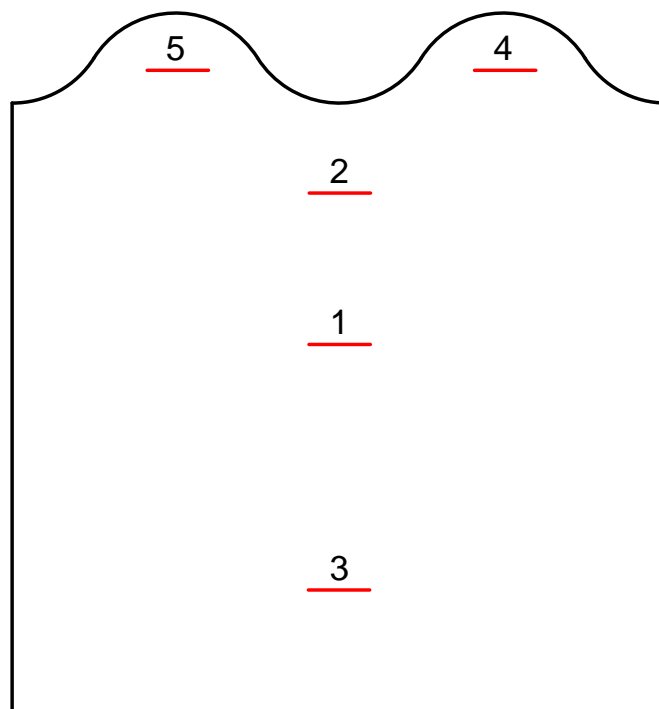


Figura A.2: Desenho esquemático da localização dos perfis de rugosidade lidos e o respectivo número de leitura, no modelo S1-SL. Nota-se que só se estudou a superfície do extradorso (por ser a mais relevante no contexto dos estudos efectuados e não haver razão para o acabamento da superfície do intradorso apresentar características distintas).

Apêndice B

Placa de Interface

A figura B.1 mostra o desenho técnico da placa de interface com o suporte da balança aerodinâmica. A placa, fabricada a partir de um bloco de alumínio, é bastante simples, bem como, a fixação ao suporte — realizada por intermédio de 2 parafusos M5 — e a ligação ao modelo (através de um parafuso M12 com cabeça de embutir). O conjunto das ligações pode ser visualizado na figura B.2.

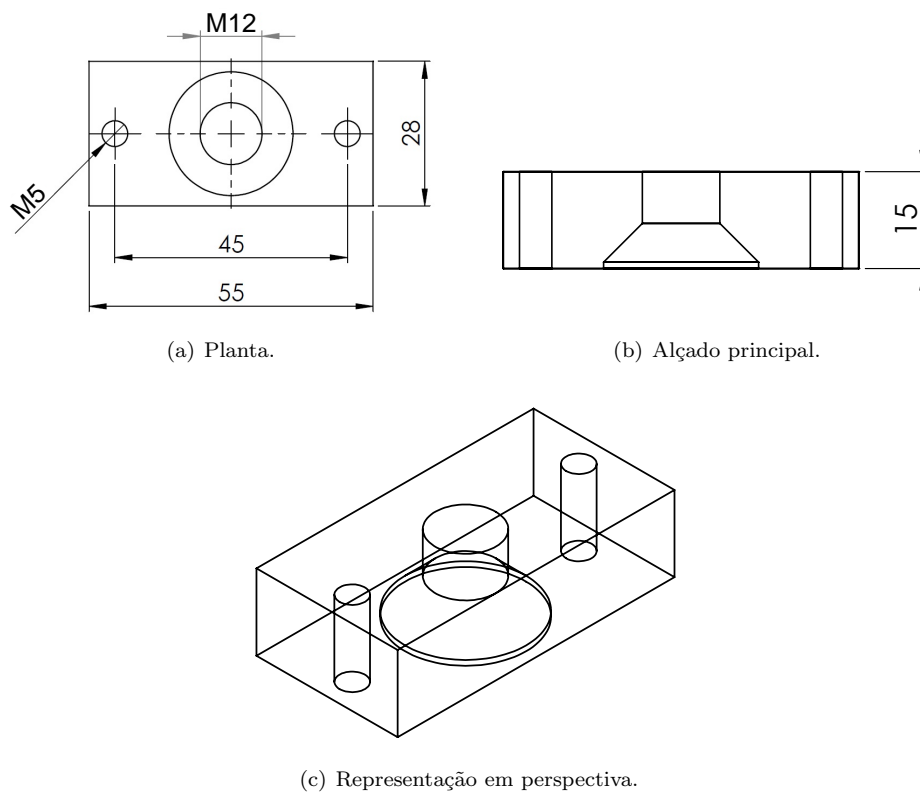


Figura B.1: Desenho técnico da placa de interface (dimensões em mm).

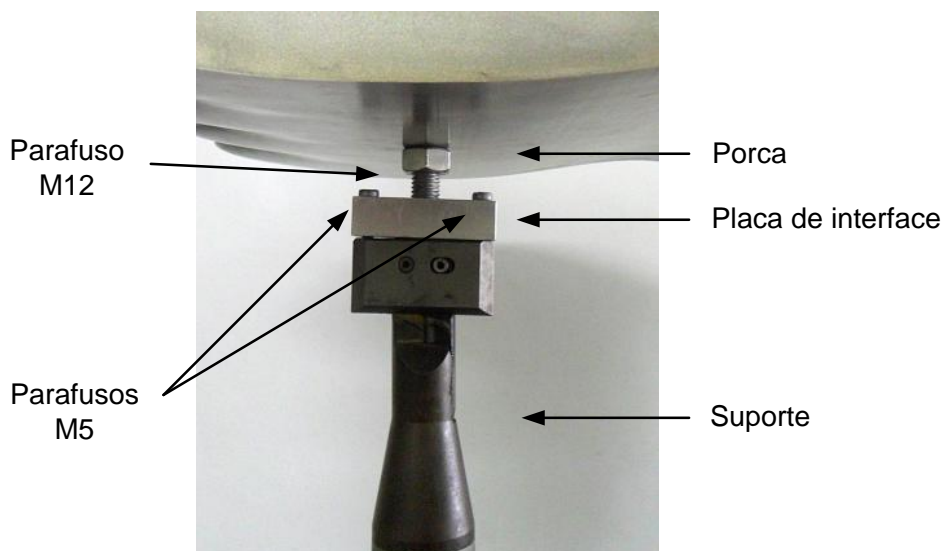


Figura B.2: Fixação do modelo ao suporte, através da placa de interface. Note-se que é utilizada uma porca para fixar correctamente a asa e impedir que esta rode em torno do seu eixo de guinada.

Apêndice C

Interferência do Suporte

Realizámos um total de quatro estudos de interferência do suporte (e placa de interface), para cada ângulo de guinada. Um destes foi efectuado a uma pressão dinâmica de 1,5 mm c.a., correspondente ao número de Reynolds baixo ($Re = 70000$) e outros dois a pressões dinâmicas de 5,5 mm c.a e 5,96 mm c.a., relativos aos números de Reynolds moderados ($Re = 140000$ e $Re = 150000$). No entanto, e como a 5,5 mm c.a. o suporte apresentava vibrações indesejadas, efectuamos uma quarta análise, a uma pressão inferior, de 4,25 mm c.a. — imediatamente antes de estas surgirem —, para verificar a validade dos resultados (para além de, obviamente, retirarmos um maior número de amostras).

Na figura C.2 mostra-se a evolução da força de resistência com a pressão dinâmica para o suporte, a um ângulo de guinada nulo. Analogamente, na figura C.3 apresentam-se os resultados para a força de sustentação. Ambos os casos exibem uma tendência consistente que valida a nossa abordagem; estas conclusões são extensíveis a ângulos de guinada de 15° e 30° , cujas figuras são omitidas por questões de brevidade. Os resultados são resumidos na tabela C.1, em que P_{din} é a pressão dinâmica e F_x , F_z e F_y são, respectivamente, as forças de resistência, sustentação e lateral, de acordo com o sistema de eixos da balança aerodinâmica (ver figura C.1).

Estes dados podem ser utilizados em novas experiências.

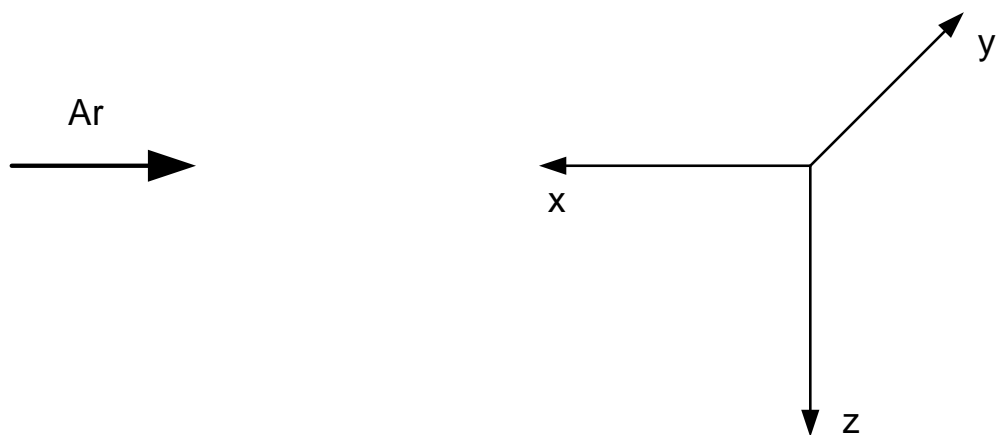


Figura C.1: Sistema de eixos da balança aerodinâmica.

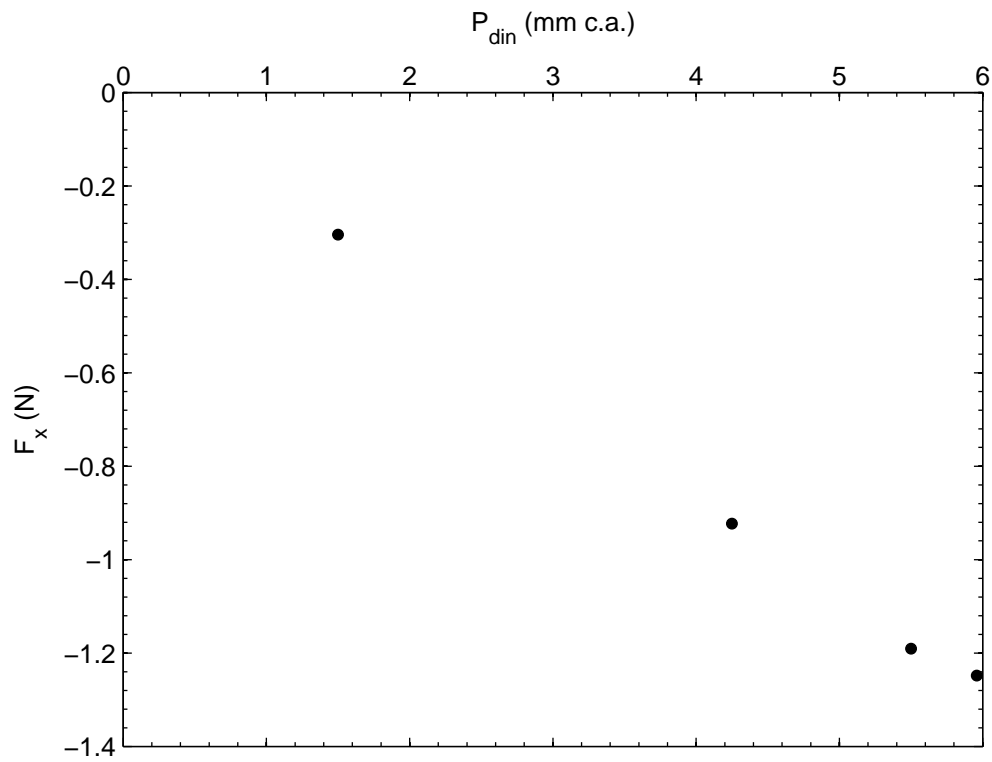


Figura C.2: Evolução da força de resistência do suporte com a pressão dinâmica, a $\Lambda = 0^\circ$.

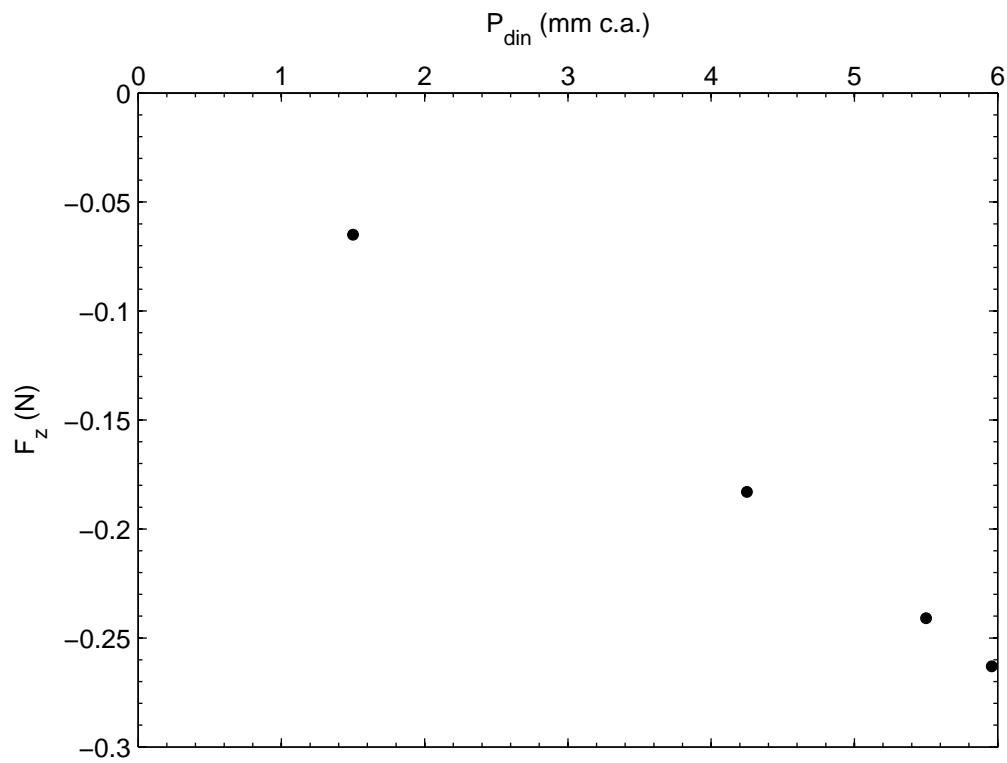


Figura C.3: Evolução da força de sustentação do suporte com a pressão dinâmica, a $\Lambda = 0^\circ$.

Tabela C.1: Influência do suporte a ângulos de guinada de 0°, 15° e 30°.

Λ (°)	P_{din} (mm c.a.)	F_x (N)	F_z (N)	F_y (N)
0	1,50	-0,304	-0,065	–
	4,25	-0,923	-0,183	–
	5,50	-1,191	-0,241	–
	5,96	-1,248	-0,263	–
15	1,50	-0,310	-0,060	-0,091
	4,25	-0,868	-0,182	-0,321
	5,50	-1,124	-0,244	-0,407
	5,96	-1,233	-0,277	-0,454
30	1,50	-0,249	-0,064	-0,195
	4,25	-0,744	-0,206	-0,571
	5,50	-0,949	-0,274	-0,725
	5,96	-1,068	-0,292	-0,823

Apêndice D

Resumo Alargado - Parte B

Passive Stall Control in MAVs Using Sinusoidal Leading Edges - Part B: The Effects of Yaw Angle

João L. Guerreiro*

Department of Mechanical Eng., Instituto Superior Técnico, Lisbon, Portugal

This paper is the second of a series of two papers. The first paper (Part A) presents the investigation of the application of a sinusoidal leading edge to the design of MAVs at a yaw angle of 0 degrees. Wind tunnel tests of wings with low aspect ratios of 1 and 1.5, rectangular planforms, and 5 distinct leading edges — 4 sinusoidal leading edges and 1 baseline leading edge for each aspect ratio — have been conducted. The Reynolds numbers considered were in the range of 70000 and 150000. This paper presents the results at yaw angles of 15 and 30 degrees. The results show that both baseline and sinusoidal leading edge models may benefit from a delayed stall and higher lift after stall. However, the impact is higher in the baseline model. This has a twofold meaning, one, the advantages of the sinusoidal leading edge models are mitigated, two, the sinusoidal leading edge models are more insensitive to yaw angle.

Nomenclature

\mathcal{R}	= aspect ratio, b^2/S
b	= wing span
C_D	= drag coefficient, $D/0.5\rho V_\infty^2 S$
C_L	= lift coefficient, $L/0.5\rho V_\infty^2 S$
c	= mean chord length
D	= drag force
L	= lift force
Re	= Reynolds number, $\rho V_\infty c/\mu$
S	= wing area
V_∞	= freestream velocity
α	= angle of attack, deg
Λ	= yaw angle
μ	= viscosity
ρ	= air density

I. Introduction

IN the last years, the challenging low Reynolds number aerodynamics of Micro Air Vehicles (MAVs) has become a subject of great interest in the aeronautical research community. These small vehicles fly at Reynolds number below 200000¹ and for this range is well known that the aerodynamic performance is significantly affected because of laminar boundary layer separation.² Figure 1 shows the aerodynamic performance of airfoils defined by the lift to drag ratio as a function of Reynolds number. Additionally, the stability and control problems associated with the low moments of inertia, small weight, and wind gusts, presents plenty of challenges.¹

Here, we investigate a passive method, inspired in the leading-edge of the humpback whale pectoral flippers (*Megaptera novaeangliae*), to control stall and increase the range of operation. The humpback whale despite its large size is highly maneuverable. This characteristic is attributed to the unusual leading edge of its pectoral flippers, made up of several tubercles which gives it an aspect resembling a sinusoidal pattern³ (Fig. 2). For more information on the morphology of the humpback whale pectoral flippers refer to Fish and Battle.⁴

The first wind tunnel experiments conducted by Miklosovic et al.⁵ used a scale model of an idealized humpback whale flipper. They showed a delay stall angle by about 40%, while increasing the maximum lift and reducing the drag over a portion of the operational envelope. The Reynolds number was about 500000, estimated to be half of the value of an adult humpback whale.

Bidimensional investigations were also conducted by Miklosovic et al.⁶ (at $Re \approx 275000$) and Johari et al.⁷ (at $Re \approx 183000$), to study the fundamental nature of the resulting flow from the presence of protuberances. The results were substantially different from the finite scale models. There is an overall increase in drag and the models with a sinusoidal leading-edge stalls first. However, the stall behavior is better (i.e. more gradual) and the lift coefficients are still higher beyond the point of stall of the baseline model (i.e. without tubercles). Another interesting finding from Johari et al. is that the amplitude of the protuberances had a much greater effect on the results than the wavelength. Flow visualization⁸ and numerical simulation⁹ studies suggests that two longitudinal counter-rotating vortices are formed at each protuberance, in a manner similar to the leading edge vortices of a delta wing; by energizing the flow they delay stall.

In part A, we have seen that the protuberances can increase the overall range of operation. Namely, the lifting surfaces performance is much less affected by the decrease in Reynolds number. As our primary goal is to investigate the applicability of this solution to the design of MAVs, we complement the results shown in part A by studying the effects of a non-zero yaw angle.

II. Experimental Apparatus

A. Wing Model Configuration

Ten rectangular wings based on the NASA LS(1)-0417 profile (Fig. 3) were machined from duralumin blocks and polished.

The wings can be divided in two sets accordingly to its aspect ratio of 1 or 1.5. Each set is formed by the baseline model and four models with a sinusoidal leading edge. To define the sine wave, two amplitudes of 0.06c and 0.12c were chosen with two wavelengths of 0.25c and 0.50c. The models designation is as follow: the first characters define the type of model (B for baseline model and S for sinusoidal model) and the aspect ratio; the last characters, separated from the previous by a hyphen and used only for the sinusoidal models, refers to its amplitude (L stands for large amplitude, i.e. 0.12c, and S stands for small amplitude, i.e. 0.06c) and the wavelength (analogous, L for 0.5c and S for 0.25c). For further details refer to part A.

For simplicity, the models with and without protuberances along the leading edge are termed sinusoidal models and baseline models.

B. Wind Tunnel and Instrumentation

The experiments were performed in the open-circuit blow-down wind tunnel located at the Department of Mechanical

*MSc Student, Department of Mechanical Eng., Instituto Superior Técnico.

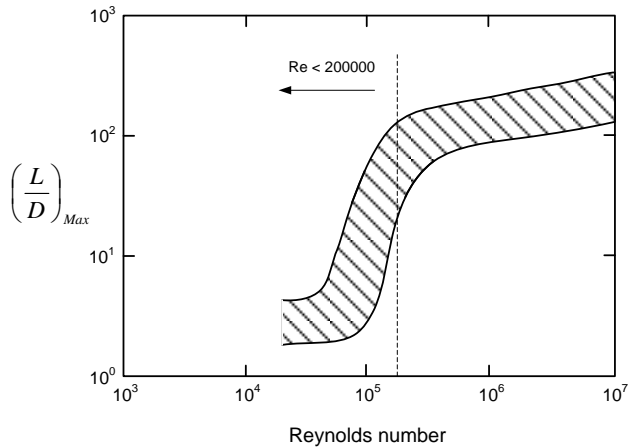


Fig. 1 Aifoil performance as a function of Reynolds number. Adapted from McMasters and Henderson.¹⁰



Fig. 2 Humpback whale breaching in the Southern Ocean and a close-up shot of its pectoral flipper (from Ref. 8).

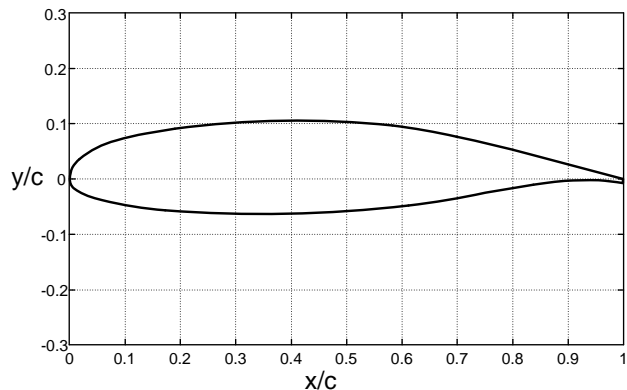


Fig. 3 NASA LS(1)-0417 profile.

Eng. The wind tunnel works in the low speed (incompressible) flow regime. The tests can be operated in free jet or in a test section with a square cross-sectional area of 1.35 m × 0.8 m. Since we are studying the tridimensional flow that develops around the models, we chose to operate in free jet to reduce the number of corrections to be applied to the results. The test section is preceded by honeycombs, screens, and a contraction ratio of 3 to 1 to provide uniform low turbulent incoming flow. Over the speed range used, the maximum freestream turbulence intensity is estimated to be 0.15%.

The aerodynamic forces and moments are transmitted to a six-component Schenck compact balance through the model support. The values measured by the load cells are acquired using a PREMA 5001 digital multimeter of 6 1/2 digits which communicates with the host computer using the GPIB protocol. Scan rates of 5 channels per second can be executed with this system.

Table 1 Aerodynamic characteristics of the wings with aspect ratio 1, $\Lambda = 15^\circ$.

Wing	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$, deg	α_{stall} , deg
B1	0.124	0.79	30	21
S1-LL	0.125	0.86	30	–
S1-LS	0.113	0.73	30	–
S1-SL	0.120	0.87	30	–
S1-SS	0.118	0.80	30	–

C. Experimental Procedures and Uncertainty

The initial idea was to conduct tests at two Reynolds number of 70000 and 140000. However, the combination of the higher Reynolds number with yaw angles of 15° and 30° would cause the wing models of aspect ratio 1 to suffer from undesirable vibrations. The solution found was to slightly increase the Reynolds number from 140000 to 150000; the tests for the wings with aspect ratio 1.5 were conducted at 140000.

The angle of attack was varied from $\alpha = 0$ deg to $\alpha = 30$ deg. After this point, the wings were brought back to $\alpha = 0$ deg to check if hysteresis was present. For each angle of attack we acquired between 15 to 30 samples at an effective scan rate of 0.87 channels per second.

To predict the overall 95% confidence limits for C_L and C_D we followed the procedure given by Coleman and Steele.¹¹ Percentage uncertainties for C_L are on the order of 4.5% for the moderate Reynolds numbers ($Re = 140000$ and 150000) and 5.5% for the low Reynolds numbers ($Re = 70000$). Analogous, percentage uncertainties for C_D are on the order of 20% for the moderate Reynolds numbers; for the low Reynolds numbers are on the order of 30% and 45% for the models with aspect ratios 1.5 and 1, respectively. Therefore only the lift coefficient variation with angle of attack will be presented.

The uncertainty in the angle of attack and in the yaw angle is estimated to be of the order of 0.2 deg.

III. Results for Moderate Reynolds Number

A. Aspect ratio 1

1. Yaw angle of 15 degrees

The lift coefficient for all the wings is plotted in Fig. 4 as a function of angle of attack.

The baseline model C_L increases at a linear rate up to the stall angle of 21° . The lift coefficient is slightly reduced in 7% and afterwards it keeps increasing up to the maximum angle of attack. The maximum C_L of 0.79 is approximately 5% higher than the value at stall angle.

The sinusoidal models have a lower average slope; being the lowest the one of the S1-LS model, which has the leading edge geometry that moves away more from the baseline. So, all models with protuberances along the leading edge introduce a certain degree of penalization in lift coefficient, for angles of attack below the baseline model stall angle. Nonetheless, is noteworthy that none of these models stall. And for angles of attack greater than the baseline model stall angle, the models with large wavelength — S1-LL e S1-SL — have higher C_L values, that seems to increase with incidence.

Table 1 lists the aerodynamic characteristics including the maximum C_L , angle of maximum C_L , stall angle, and $C_{L_{\alpha=0^\circ}}$.

2. Yaw angle of 30 degrees

Figure 5 shows the lift coefficient variation with angle of attack for all the models.

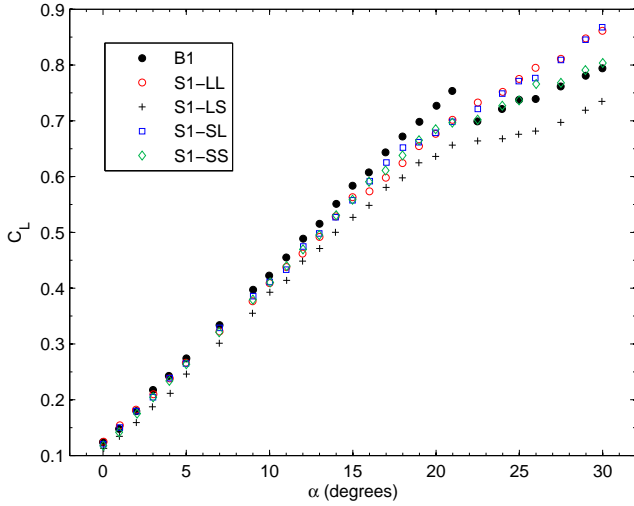


Fig. 4 C_L vs α for the models with $\mathcal{R} = 1$, $\Lambda = 15^\circ$.

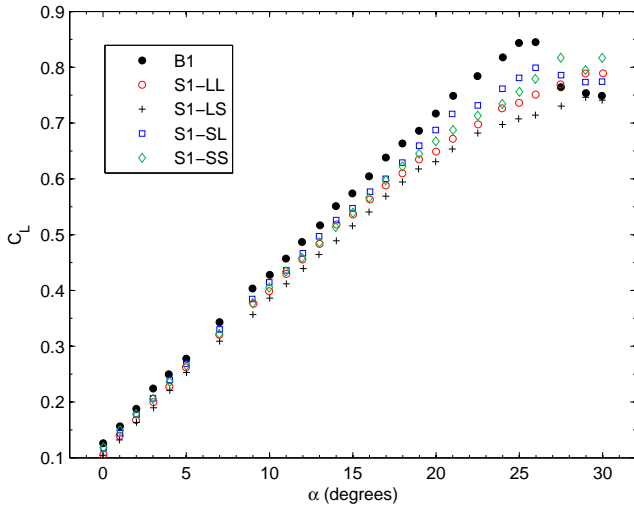


Fig. 5 C_L vs α for the models with $\mathcal{R} = 1$, $\Lambda = 30^\circ$.

The lift coefficient of the baseline model increases at a linear rate up to 25° and the maximum C_L of 0.85 is reached at the stall angle of 26° . Increases in incidence beyond this angle leads to a somewhat more abrupt stall — with a reduction of 10% in C_L — followed by a consistent reduction in lift; contrary to previous results. However, the stall is considerably delayed — from 21° at $\Lambda = 15^\circ$ to 26° at $\Lambda = 30^\circ$ — and the maximum C_L is increased by 8%.

Again, the sinusoidal models have a lower average slope. Interestingly, now it is possible to clearly observe that the S1-SL and S1-LS have the highest and lowest slope, respectively. This means that for a fixed wavelength increasing the protuberances amplitude will decrease $dC_L/d\alpha$. The only model that stalls is the S1-SL and it occurs at the same angle of the baseline model. The maximum C_L of the models with large wavelength is decreased while the others is increased.

The aerodynamic characteristics are listed in Table 2.

3. Discussion

The yaw angle effects can be easily appreciated in Fig. 6 by plotting the lift coefficient of the S1-LL model — the best overall sinusoidal model of the study — normalized by those of the baseline model against angle of attack, for all yaw angles studied. It should be noted that for a yaw angle of 15° and 30° the Reynolds number is slightly higher than for 0° , so care should be taken when comparing the results; in the remainder work there will be no more conflicts. As can be seen, increasing the yaw angle from 15° to 30° has a

Table 2 Aerodynamic characteristics of the wings with aspect ratio 1, $\Lambda = 30^\circ$.

Wing	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$, deg	α_{stall} , deg
B1	0.126	0.85	26	26
S1-LL	0.106	0.79	30	—
S1-LS	0.104	0.75	29	—
S1-SL	0.118	0.80	26	26
S1-SS	0.119	0.82	27.5	—

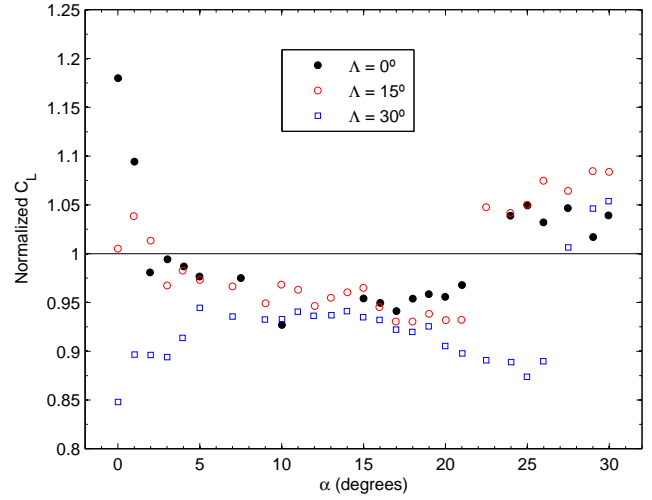


Fig. 6 The S1-LL lift values normalized by the baseline lift values.

more beneficial effect in the baseline model. The maximum gain in C_L of 8% for $\Lambda = 15^\circ$ achieved with the sinusoidal model is reduced and not only the penalties — before the stall angle of the baseline model — increase in magnitude as they extend to higher angles of attack. In conclusion, the disadvantages of modifying the leading edge geometry clearly overshadow the gains that can be obtained; specially, when the yaw angle is increased to 30° .

B. Aspect ratio 1.5

1. Yaw angle of 15 degrees

The lift coefficient vs angle of attack for all the wings with aspect ratio 1.5 is presented in Fig. 7.

The baseline C_L keeps increasing at an approximately linear rate up to the angle of stall — $\alpha = 19^\circ$ —, where the maximum C_L of 0.82 is reached. The stall is abrupt and the lift is reduced in 28%. In a first stage, the lift coefficient remains stable, but for $\alpha > 22.5^\circ$ it begins to decrease continuously, for a total decrease in C_L from its maximum value of about 39% at $\alpha = 30^\circ$. Aerodynamic hysteresis was found to be present and it can be observed in Fig. 8. The wing stalls at 19° , but in can only recover from the stall state at 18° .

For the wings with aspect ratio 1.5, the sinusoidal models stall first, but the nature of stall is much softer and significant gains can be obtained for each model. Above all, the model with a large amplitude and wavelength protuberance impresses by its ability to consistently increase the lift coefficient past its stall angle; this feature is unique to this model. This is particularly interesting, since it diverges from the baseline model behavior. Its maximum C_L of 0.77 is 13% higher than the C_L at stall. We also note that there is no aerodynamic hysteresis associate with the sudden loss of lift of the S1-SL model at $\alpha = 27.5^\circ$.

The aerodynamic characteristics are listed in Table 3.

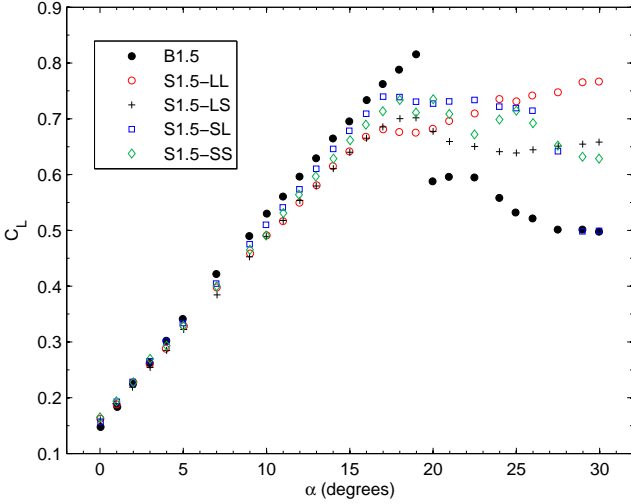


Fig. 7 C_L vs α for the models with $\mathcal{R} = 1.5$, $\Lambda = 15^\circ$.

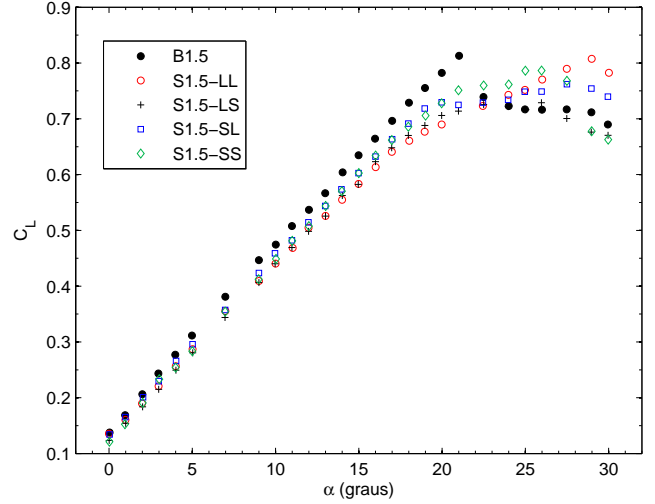


Fig. 9 C_L vs α for the models with $\mathcal{R} = 1.5$, $\Lambda = 30^\circ$.

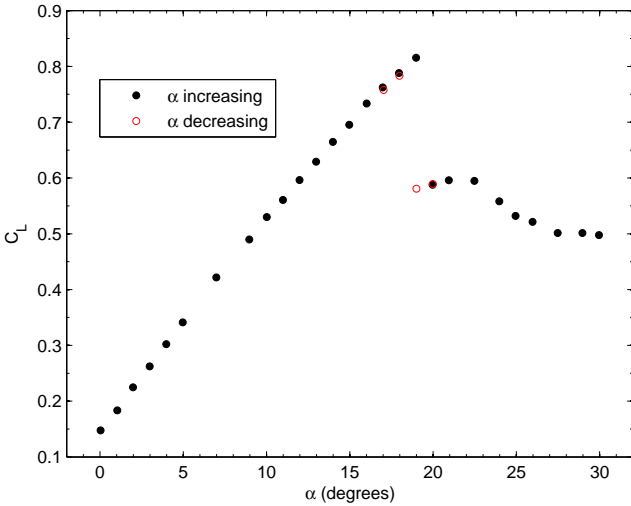


Fig. 8 C_L vs α for the baseline model with hysteresis loop, $\Lambda = 15^\circ$.

Table 3 Aerodynamic characteristics of the wings with aspect ratio 1.5, $\Lambda = 15^\circ$.

Wing	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$, deg	α_{stall} , deg
B1.5	0.148	0.82	19	19
S1.5-LL	0.163	0.77	30	17
S1.5-LS	0.160	0.70	19	19
S1.5-SL	0.157	0.74	17	17
S1.5-SS	0.165	0.74	20	18

2. Yaw angle of 30 degrees

The data for the wings at a yaw angle of 30° is shown in Fig. 9.

A new increase in yaw angle completely changes the nature of the results. It has a dramatic effect in the baseline model and results in a considerable improvement over the stall behavior; the stall is delayed — as was for the wings of $\mathcal{R} = 1$ — and the lift coefficient is only reduced in 9%, which is approximately 3 times lower than the stall at $\Lambda = 15^\circ$. After stall, C_L remains fairly constant. Plus, no hysteresis was found at this yaw angle.

As a result of the delayed stall and mainly the higher values of C_L in the poststall regime, the advantages of the sinusoidal models are mitigated. Specifically, they become restricted to angles of attack above 25° . Despite the favor-

Table 4 Aerodynamic characteristics of the wings with aspect ratio 1.5, $\Lambda = 30^\circ$.

Wing	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$, deg	α_{stall} , deg
B1.5	0.138	0.81	21	21
S1.5-LL	0.136	0.81	29	29
S1.5-LS	0.123	0.73	26	22.5
S1.5-SL	0.134	0.76	27.5	20
S1.5-SS	0.121	0.79	26	26

able effect that is also exerted on the sinusoidal models, as can be seen in the values of stall angle and maximum C_L in Table 4.

3. Discussion

Figure 10 shows the lift coefficient of the S1.5-LL model normalized by the baseline model, for yaw angles of 0° , 15° and 30° .

With the increase in yaw angle from 0° to 15° the maximum C_L gain increases from approximately 45% to 55%, while the maximum penalty is reduced from 23% to 17%; although the average penalty remains similar. Additionally, the trend at high angles of attack is divergent, benefiting the behavior at a yaw angle of 15° .

On the other hand the increase in 15° to 30° limit the gains to higher angles of attack and to a maximum of 14%. Therefore, one can say that the first change in yaw angle as a more positive effect in the S1.5-LL model — this also true for the other sinusoidal models — while the reverse happens with the second change.

It is also important to note that the successive increment in yaw eliminates the aerodynamic hysteresis. For $\Lambda = 0^\circ$ the wing stalls at 19° and can only recover at 17° , for $\Lambda = 15^\circ$ it stalls again at 19° but can recover at 18° , and for $\Lambda = 30^\circ$ no hysteresis is present.

Considering the whole range of analysis the best choice — in terms of lift forces — would be the sinusoidal model with large amplitude and wavelength.

IV. Results for Low Reynolds Number

A. Aspect ratio 1

1. Yaw angle of 15 degrees

The lift coefficient vs angle of attack for all the wings with aspect ratio 1 is presented in Fig. 11.

The baseline model C_L increases at a reasonable linear rate up to the angle of stall, $\alpha = 20^\circ$; After stall, the lift

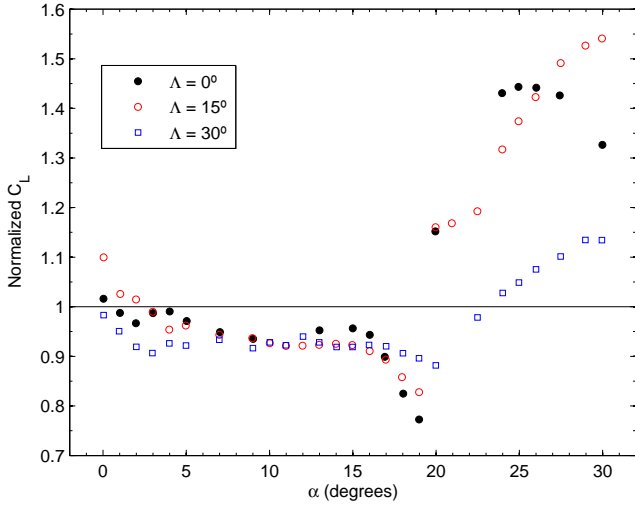


Fig. 10 The S1.5-LL lift values normalized by the baseline lift values.

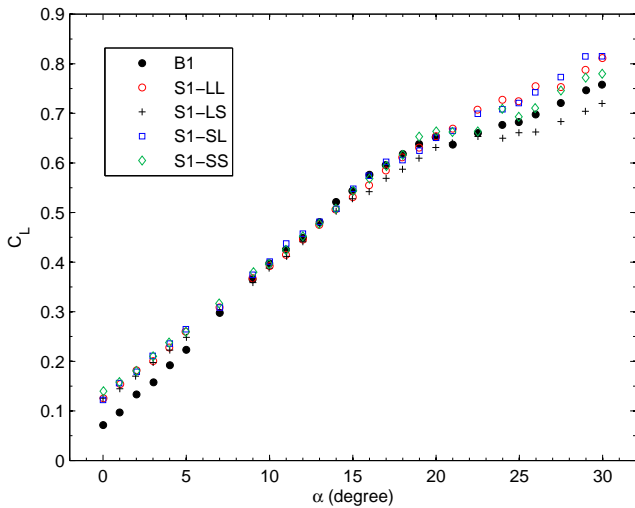


Fig. 11 C_L vs α for the models with $\mathcal{R} = 1$, $\Lambda = 15^\circ$.

Table 5 Aerodynamic characteristics of the wings with aspect ratio 1, $\Lambda = 15^\circ$.

Wing	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$, deg	α_{stall} , deg
B1	0.071	0.76	30	20
S1-LL	0.125	0.81	30	—
S1-LS	0.126	0.72	30	—
S1-SL	0.122	0.82	30	—
S1-SS	0.140	0.78	30	—

coefficient increases with angle of attack achieving a maximum C_L of 0.76 at $\alpha = 30^\circ$, which is 16% higher than the value at stall angle.

The sinusoidal models have the potential to generate higher lift coefficients at low and high angles of attack. More specifically, in the range of $0^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$ for all the models and in the range of $20^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ for the models with large wavelength protuberances; with small penalizations in remaining range of angles of attack. It is also, noteworthy that these models do not stall.

The aerodynamic characteristics are listed in Table 5.

2. Yaw angle of 30 degrees

Figure 12 shows the lift coefficient against angle of attack for all the models.

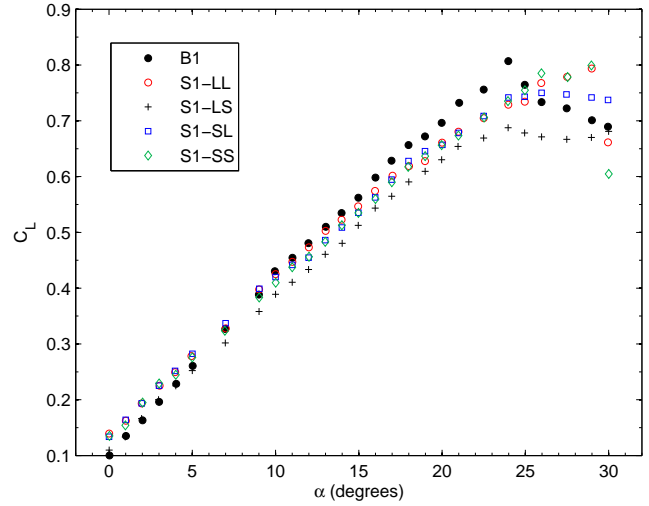


Fig. 12 C_L vs α for the models with $\mathcal{R} = 1$, $\Lambda = 30^\circ$.

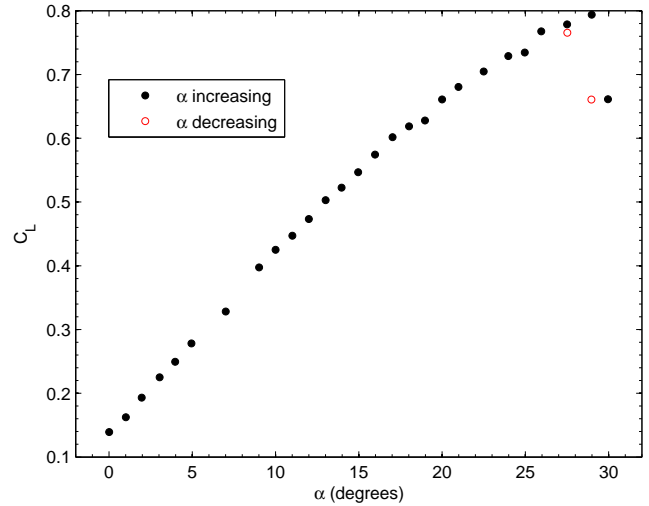


Fig. 13 C_L vs α for the S1-LL model with hysteresis loop, $\Lambda = 30^\circ$.

The lift coefficient of the baseline model increases till $\alpha = 24^\circ$, where the wing stalls. This represents a considerable delay in stall, from 20° at $\Lambda = 15^\circ$. In the same manner, the maximum C_L is increased by approximately 7%; this trend is consistent with the results at higher Re . Afterwards, C_L decreases with increasing incidence; which is contrary to the behavior at $\Lambda = 0^\circ$ and 15° at this lower Reynolds number, but consistent with the result at $\Lambda = 30^\circ$ for the higher Reynolds number.

The advantages presented by the sinusoidal models in the range of low and high angles of attack diminish. As a matter of fact, the S1-LS model introduces no benefits across the entire range. Plus, while at $\Lambda = 15^\circ$ no sinusoidal model stalled they all stall for $\Lambda = 30^\circ$ and aerodynamic hysteresis was found to be associated with the sudden loss of lift of both S1-SS e S1-LL models at $\alpha = 29^\circ$. The phenomenon can be depicted in Figs. 13 and 14.

The aerodynamic characteristics are listed in Table 6

3. Discussion

The benefits of the sinusoidal models seem to be reduced with increased yaw angle. In Fig. 15 the lift coefficient of the S1.5-LL model normalized by the baseline model is plotted for yaw angles of 0° , 15° and 30° . We only show the results for $\alpha \geq 10^\circ$, because the large difference between the values at low angles of attack plus the low values of the baseline model lift coefficient would preclude a proper visualization. For $\alpha \geq 10^\circ$, we can see that the gains are reduced. In the

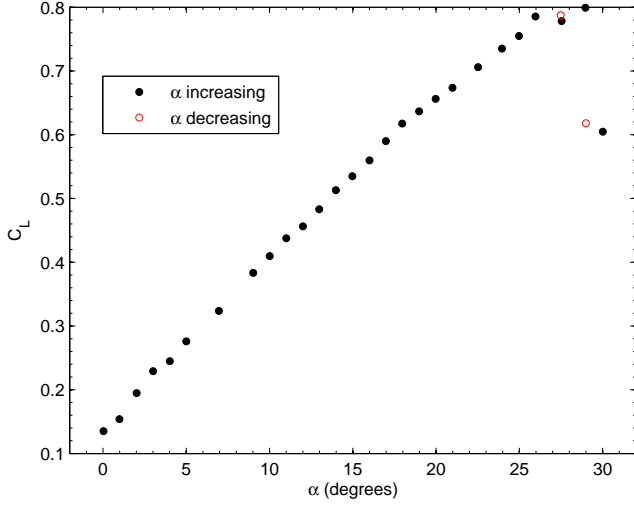


Fig. 14 C_L vs α for the S1-SS model with hysteresis loop, $\Lambda = 30^\circ$.

Table 6 Aerodynamic characteristics of the wings with aspect ratio 1, $\Lambda = 30^\circ$.

Wing	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$, deg	α_{stall} , deg
B1	0.100	0.81	24	24
S1-LL	0.139	0.79	29	29
S1-LS	0.110	0.69	24	24
S1-SL	0.134	0.75	26	26
S1-SS	0.135	0.80	29	29

low angles of attack, the S1-LL model is always superior, but its superiority is also reduced in the same way. To better understand this trend in Figs. 16 and 17 the C_L vs α is plotted for all yaw angles for the baseline and S1-LL model, respectively.

The baseline model lift performance is greatly improved with the increase in yaw angle. Stall is successively delayed, maximum C_L increases, the evolution becomes more linear before stall angle and most important the performance at low angles of attack increases substantially; which directly affects the value of maximum C_L . So one can say that the performance deterioration caused by the Reynolds number decrease — seen in Part A — is somehow ameliorated with the increase in yaw angle. On the other hand, the sinusoidal model is almost insensitive to yaw angle.

Considering the whole range of analysis the best choice — in terms of lift forces — would still be the sinusoidal model with large amplitude and wavelength, because it outperforms the baseline model for yaw angles of 15° and 30° . Plus, its insensitivity to yaw angle variations may reveal quite profitable.

B. Aspect ratio 1.5

1. Yaw angle of 15 degrees

The lift coefficient for all the wings with aspect ratio 1.5 is plotted in Fig. 18 against angle of attack. It is clear that the use of a sinusoidal leading edge can lead to substantial benefits.

The baseline model stalls at $\alpha = 17^\circ$. The maximum C_L of 0.70 is achieved at this angle. Stall is accompanied by a reduction in lift coefficient of the order of 24%. After stall, C_L slightly increases with incidence up to 21° , but for higher angles of attack lift is reduced. At $\alpha = 30$ deg, there is a total reduction of about 32% in C_L from its maximum value.

As a result of this trend, all sinusoidal models have a better lift performance. The gains over the baseline model are identical at low angles of attack, but for high angles of

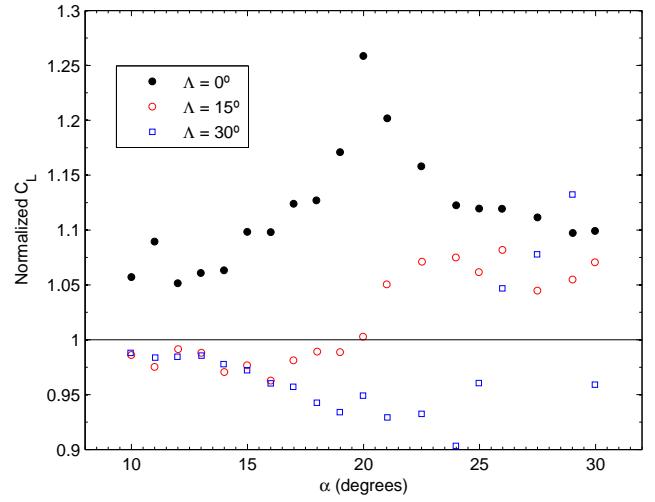


Fig. 15 The S1-LL lift values normalized by the baseline lift values.

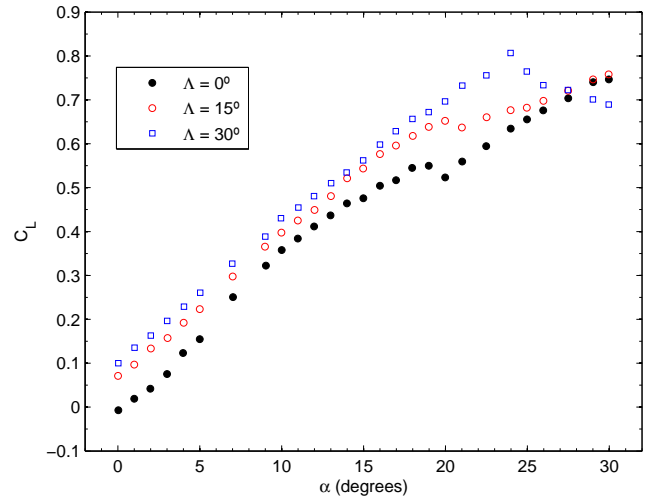


Fig. 16 C_L vs α for the B1 model, $\Lambda = 0, 15$ e 30° .

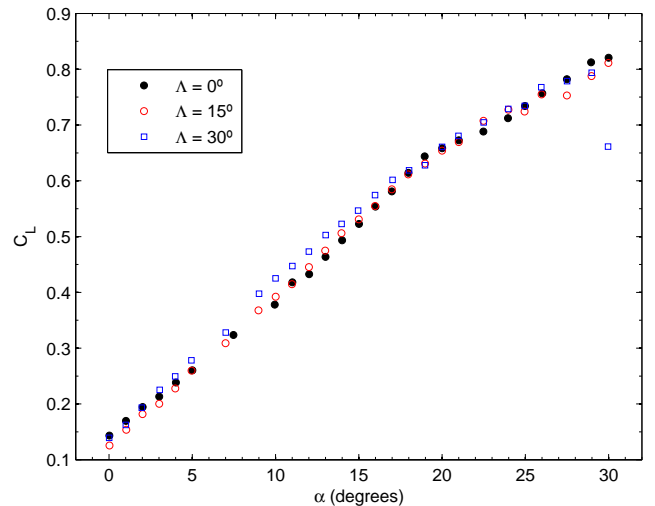


Fig. 17 C_L vs α for the S1-LL model, $\Lambda = 0, 15$ e 30° .

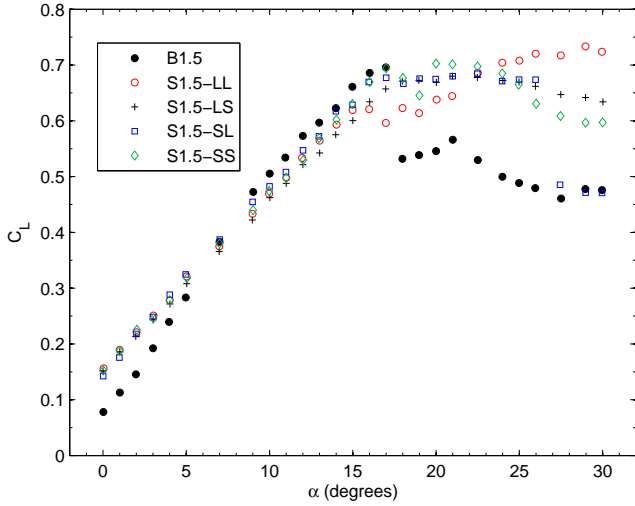


Fig. 18 C_L vs α for the models with $R = 1.5$, $\Lambda = 15^\circ$.

Table 7 Aerodynamic characteristics of the wings with aspect ratio 1.5, $\Lambda = 15^\circ$.

Wing	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$, deg	α_{stall} , deg
B1.5	0.078	0.70	17	17
S1.5-LL	0.156	0.73	29	16
S1.5-LS	0.152	0.68	21	21
S1.5-SL	0.142	0.68	22.5	26
S1.5-SS	0.152	0.70	20	17

Table 8 Aerodynamic characteristics of the wings with aspect ratio 1.5, $\Lambda = 30^\circ$.

Wing	$C_{L_{\alpha=0^\circ}}$	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{max}}}$, deg	α_{stall} , deg
B1.5	0.101	0.76	20	20
S1.5-LL	0.148	0.75	29	—
S1.5-LS	0.124	0.67	20	20
S1.5-SL	0.121	0.73	27.5	27.5
S1.5-SS	0.129	0.74	25	21

attack the S1.5-LL model stands out. It stalls at 16° with a C_L of 0.62, however at the maximum angle of attack it reaches a C_L of 0.73, representing an increase of 18%.

The aerodynamic characteristics are listed in Table 7.

2. Yaw angle of 30 degrees

The lift coefficient vs angle of attack for all the wings is presented in Fig. 19.

Consistently with previous results, the stall of the baseline model is less severe and is delayed, occurring at $\alpha = 20^\circ$, and the maximum C_L is increased by approximately 9%. The lift coefficient remains fairly constant between $\alpha = 22.5^\circ$ and $\alpha = 27.5^\circ$, beyond which it is significantly reduced; C_L at maximum angle of attack is 32% inferior than the value at stall angle.

As a consequence the overall gains diminish. However, it still impresses the capability of the S1.5-LL model to produce high amounts of lift — at a constant plateau — at angles of attack near 30° . Additionally, this is the only model that never stalls.

The aerodynamic characteristics are listed in Table 8

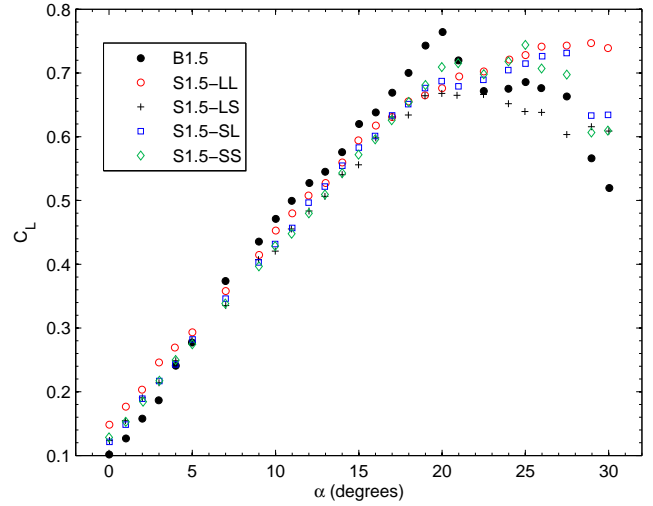


Fig. 19 C_L vs α for the models with $R = 1.5$, $\Lambda = 30^\circ$.

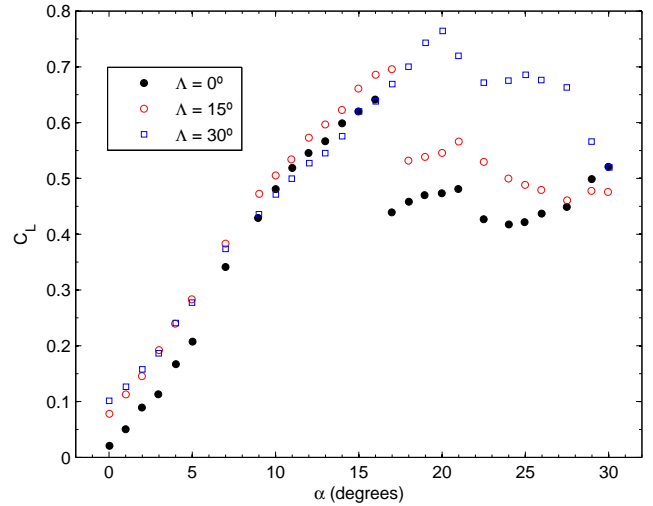


Fig. 20 C_L vs α for the B1.5 model, $\Lambda = 0, 15$ e 30° .

3. Discussion

To better understand the effects of the yaw angles in Figs. 20 and 21 is show the lift coefficient evolution for all yaw angles for the baseline and S1.5-LL, respectively; as was done for the wings with aspect ratio 1.

While the increase in yaw angle only improves the C_L characteristics of the S1.5-LL model, for angles of attack higher than 15° — the stall angle at $\Lambda = 0^\circ$ —, it improves the C_L characteristics of the baseline model in almost the entire range and in a much larger magnitude. Another interesting difference, regarding the poststall regime, is that the largest uplift of the baseline model happens with the change of $\Lambda = 15^\circ$ to 30° and for the sinusoidal model it happens in the change of $\Lambda = 0^\circ$ to 15° . This is summarized in Fig. 22, where the S1.5-LL lift values are normalized by the baseline lift values. It shows that maximum gains above 55% can be achieved at $\Lambda = 15^\circ$. However, the extent of penalties introduced by the sinusoidal leading edge increases with yaw angle, due to the higher angles of stall of the baseline model.

V. Conclusions

The aerodynamic characteristics of wings with low aspect ratio, rectangular planforms, and sinusoidal leading edges, were studied through a series of wind tunnel tests at yaw angles of 15 and 30 degrees, and compared with the results of a baseline model. Of primary interest in this paper were the effects of yaw angle on the lift forces. The amplitude of leading edge protuberances were 6% and 12% of the mean

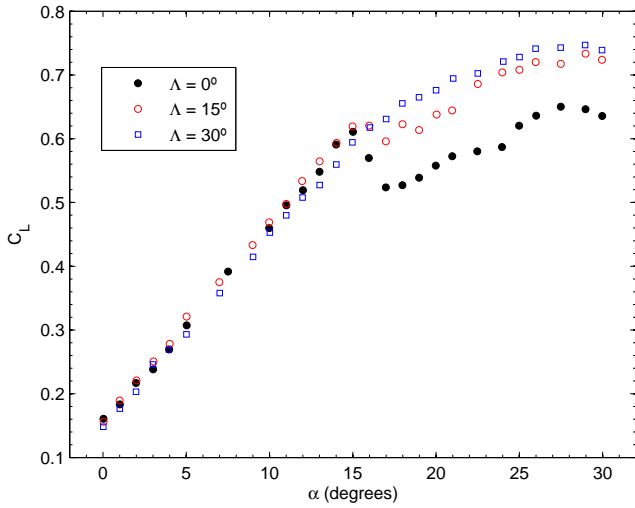


Fig. 21 C_L vs α for the S1.5-LL model, $\Lambda = 0, 15$ e 30° .

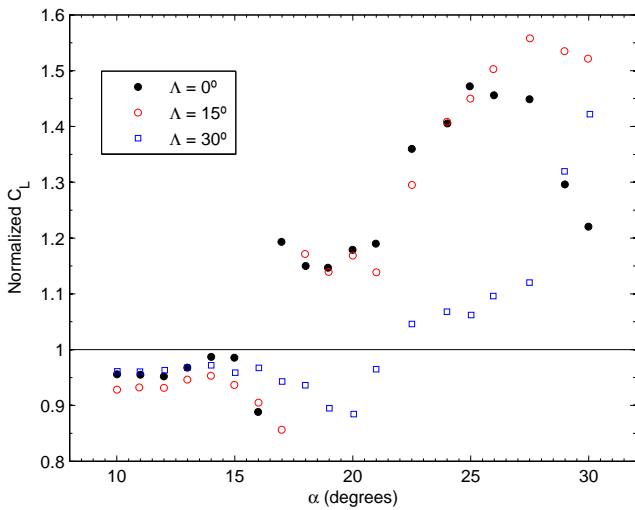


Fig. 22 The S1.5-LL lift values normalized by the baseline lift values.

chord length and the wavelength were 25% and 50% of the mean chord length.

The results show that both baseline and sinusoidal models may benefit from a non-zero yaw angle. Still, the improvement in the baseline models is much higher. Specifically, the increment from $\Lambda = 15^\circ$ to 30° strongly mitigates the benefits from the sinusoidal models.

However, the most important finding is that a wing with a sinusoidal leading edge — specially with the proper combination of wavelength and amplitude protuberance — is much less sensitive to yaw angle. This is particularly significant if we recall from part A, that these models are also much less sensitive to Reynolds number, which caused a significant deterioration of the baseline model performance. The combined insensitivity to Reynolds number and yaw angle may lead to a more reliable flight over the entire range of operation.

References

¹Al-Qadi, I.M., and Al-Bahi, A.M., “Micro Aerial Vehicles Design Challenges: State of The Art Review,” *SSAS UAV Scientific Meeting & Exhibition*, Jeddah, Saudi Arabia, 2006.

²Gad-el-Hak, M., “Micro-Air-Vehicles: Can They be Controlled Better?” *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 3, 2001, pp. 419–429.

³Woodward, B.L., Winn, J.P., and Fish, F.E., “Morphological Specializations of Baleen Whales Associated With Hydrodynamic Performance and Ecological Niche,” *Journal of Morphology*, Vol. 267, No. 11, Nov. 2006, pp. 1284–1294.

⁴Fish, F.E., and Battle, J.M., “Hydrodynamic Design of the Humpback Whale Flipper,” *Journal of Morphology*, Vol. 225, No. 1, Nov. 1995, pp. 51–60.

⁵Miklosovic, D.S., Murray, M.M., Howle, L.E., and Fish, F.E., “Leading-Edge tubercles Delay Stall on Humpback whale (Megaptera Novaeangliae) Flippers,” *Physics of Fluids*, Vol. 16, No. 5, May 2004, pp. 39–42.

⁶Miklosovic, D.S., Murray, M.M., and Howle, L.E., “Experimental Evaluation of Sinusoidal Leading Edges,” *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 4, 2007, pp. 1404–1407.

⁷Johari, H., Henoch, C., Custodio, D., and Levshin, A., “Effects of Leading-Edge Protuberances on Airfoil Performance,” *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 11, 2007, pp. 2634–2642.

⁸Stanway, M.J., *Hydrodynamic Effects of Leading-Edge Tubercles on Control Surfaces and in Flapping Foil Propulsion*, Master of science in ocean engineering, Massachusetts Institute of Technology, Feb. 2008.

⁹Pedro, H.T.C., and Kobayashi, M.H., “Numerical Study of Stall Delay on Humpback Whale Flippers,” *AIAA Paper 2008-584*, Jan. 2008.

¹⁰McMasters, J.H., and Henderson, M.L., “Low Speed Single Element Airfoil Synthesis,” *Technical Soaring*, Vol. 6, 1980, pp. 1–21.

¹¹Coleman, H.W., and Steele, W.G., “Engineering Application of Experimental Uncertainty Analysis,” *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 10, 1995, pp. 1888–1896.

Bibliografia

- [1] Gad-el-Hak, M., “Micro-Air-Vehicles: Can They be Controlled Better?” *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 3, 2001, pp. 419–429.
- [2] Torres, G.E. e Mueller, T.J., “Low-Aspect-Ratio Wing Aerodynamics at Low Reynolds Numbers,” *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 5, 2004, pp. 865–873.
- [3] Mueller, T.J., “Overview of Micro-Air-Vehicle,” Thomas J. Mueller, James C. Kellog, Peter G. Ifju e Sergey Shkarayev [46], pp. 1–38.
- [4] Mueller, T.J. e DeLaurier, J.D., “Aerodynamics of Small Vehicles,” *Annu. Rev. Fluid Mech.*, Vol. 35, 2003, pp. 89–111.
- [5] Al-Qadi, I.M. e Al-Bahi, A.M., “Micro Aerial Vehicles Design Challenges: State of The Art Review,” *SSAS UAV Scientific Meeting & Exhibition*, Jeddah, Saudi Arabia, 2006.
- [6] Mueller, T.J., “Aerodynamic Measurements at Low Reynolds Numbers for Fixed Wing Micro-Air Vehicles,” *Development and Operation of UAVs for Military and Civil Applications Short Course*, von Karman Inst., 1999.
- [7] Davis Jr., W.R., Kosicki, B.B., Boroson, D.M. e Kostishack, D.F., “Micro Air Vehicles for Optical Surveillance,” *The Lincoln Laboratory Journal*, Vol. 9, No. 2, 1996, pp. 197–214.
- [8] Carmichael, B. H. , “Low Reynolds Number Airfoil Survey,” Tech. rep., volume 1, NASA, 1981.
- [9] Schmidt, G.S. e Mueller, T.J., “Analysis of Low Renolds Number Separation Bubbles Using Semiempirical Methods,” *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 8, 1989, pp. 993–1001.
- [10] Lin, J.C. e Pauley, L.L., “Low-Reynolds-Number Separation on an Airfoil,” *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 8, 1996, pp. 1570–1577.
- [11] Hain, R., Kahler, C.J. e Radespiel, R., “Dynamics of Laminar Separation Bubbles at Low-Reynolds-Number Aerofoils,” *J. Fluid Mech.*, Vol. 630, 2009, pp. 129–153.
- [12] Brendel, M. e Mueller, T.J., “Boundary Layer Measurements on an Airfoil at a Low Reynolds Number,” *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 7, 1987, pp. 612–617.
- [13] Yang, Z., Igarashi, H., Martin, M. e Hu, H. , “An Experimental Investigation on Aerodynamic Hysteresis of a Low-Reynolds Number Airfoil,” *AIAA Paper 2008-0315*, 2008.
- [14] Yarusevych, S., Sullivan, P.E., e Kawall, J.G., “Coherent Structures in an Airfoil Boundary Layer and Wake at Low Reynolds Numbers,” *Physics of Fluids*, Vol. 18, No. 4, 2008.

- [15] McCullough, G.B. e Gault, D.E., “Examples of Three Representative Types of Airfoil-Section Stall at Low Speed,” NACA TN 2502, 1951.
- [16] Kellogg, J.C., “Case Study: Micro Tactical Expendable Rigid-Wing Micro Air Vehicle,” Thomas J. Mueller, James C. Kellog, Peter G. Ifju e Sergey Shkarayev [46], pp. 151–184.
- [17] Hsiao, F.B., Lin, C.Y., Liu, Y.C., Wang, D.B., Hsu, C.C. e Chiang, C.H. , “Thickness Effect on Low-Aspect-Ratio Wing Aerodynamic Characteristics at a Low Reynolds Number,” *Journal of Mechanics*, Vol. 24, No. 3, 2008, pp. 223–228.
- [18] Gresham, N.T., Wang, Z. e Gursul, I., “Low Reynolds Number Aerodynamics of Free-to-Roll Low Aspect Ratio Wings,” *Experiments in Fluids*, published online by Springer-Verlag, 2009.
- [19] Levin, D. e Katz, J., “Self-Induced Roll Oscillations of Low-Aspect-Ratio Rectangular Wings,” *Journal of Aircraft*, Vol. 29, 1992, pp. 698–702.
- [20] Gad-el-Hak, M., “Control of Low-Speed Airfoil Aerodynamics,” *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 9, 1990, pp. 1537–1552.
- [21] Huber II, A.F. e Mueller, T.J., “The Effect of Trip Wire Roughness on the Performance of the Wortmann FX 63 – 137 Airfoil at Low Reynolds Numbers,” *Experiments in Fluids*, Vol. 5, No. 4, 1987, pp. 263–272.
- [22] Santhanakrishnan, A. e Jacob, J.D., “Effect of Regular Surface Perturbations on Flow Over an Airfoil,” *AIAA Paper 2005-5145*, 2005.
- [23] Yarusevych, S. e Sullivan, P., “Effect of Acoustic Excitation Amplitude on Airfoil Boundary Layer and Wake Development,” *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 4, 2007, pp. 760–771.
- [24] Zaman, K.B.M.Q. e McKinzie, D.J., “Control of Laminar Separation Over Airfoils by Acoustic Excitation,” *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 7, 1991, pp. 1075–1083.
- [25] Post, M.L. e Corke, T.C., “Separation Control on High Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuators,” *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 11, 2004, pp. 2177–2184.
- [26] Gad-el-Hak, M., “Flow Control: The Future,” *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 3, May–June 2001, pp. 419–429.
- [27] Stanway, M.J., *Hydrodynamic Effects of Leading-Edge Tubercles on Control Surfaces and in Flapping Foil Propulsion*, Master of science in ocean engineering, Massachusetts Institute of Technology, 2008.
- [28] Woodward, B.L., Winn, J.P. e Fish, F.E., “Morphological Specializations of Baleen Whales Associated With Hydrodynamic Performance and Ecological Niche,” *Journal of Morphology*, Vol. 267, No. 11, 2006, pp. 1284–1294.
- [29] Fish, F.E. e Battle, J.M., “Hydrodynamic Design of the Humpback Whale Flipper,” *Journal of Morphology*, Vol. 225, No. 1, 1995, pp. 51–60.
- [30] Fish, F.E. e Lauder, G.V., “Passive and Active Flow Control by Swimming Fishes and Mammals,” *Annu. Rev. Fluid Mech.*, Vol. 38, 2006, pp. 193–224.

- [31] Miklosovic, D.S., Murray, M.M., Howle, L.E. e Fish, F.E., “Leading-Edge tubercles Delay Stall on Humpback whale (Megaptera Novaeangliae) Flippers,” *Physics of Fluids*, Vol. 16, No. 5, 2004, pp. 39–42.
- [32] Custodio, D., *The Effect of Humpback Whale-like Leading Edge Protuberances on Hydrofoil Performance*, Master of science in mechanical engineering, Worcester Polytechnic Institute, 2007.
- [33] Miklosovic, D.S., Murray, M.M. e Howle, L.E., “Experimental Evaluation of Sinusoidal Leading Edges,” *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 4, 2007, pp. 1404–1407.
- [34] Gursul, I., “Review of Unsteady Vortex Flows over Slender Delta Wings,” *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 2, 2005, pp. 299–317.
- [35] Pedro, H.T.C. e Kobayashi, M.H., “Numerical Study of Stall Delay on Humpback Whale Flippers,” *AIAA Paper 2008-584*, 2008.
- [36] Fish, F. E., “Biomimetics: Determining engineering opportunities from nature,” *Proceedings SPIE Conference*, Vol. 7401, 2009.
- [37] McGhee, R.J. e Beasley, W.D., “Low-speed Aerodynamics Characteristics of a 17-Percent-Thick Airfoil Section Designed for General Aviation Applications,” NASA TN D-7428, 1973.
- [38] Hu, H. e Yang, Z., “An Experimental Study of the Laminar Flow Separation on a Low-Reynolds-Number Airfoil,” *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 130, No. 5, May 2008.
- [39] Tamai, M., Wang, Z., Rajagopalan, G., Hu, H. e He, G., “Aerodynamic Performance of a Corrugated Dragonfly Airfoil Compared with Smooth Airfoils at Low-Reynolds-Numbers,” *AIAA Paper 2007-0483*, 2007.
- [40] Duarte, F., “Validation of the Flow in the DEM Atmospheric Boundary Layer Wind Tunnel,” *Proj. Fin. Curso Eng. Mec.*, 1994, IST.
- [41] Brederode, V., *Fundamentos de Aerodinâmica Incompressível*, Edição do Autor, Departamento de Engenharia Mecânica, Instituto Superior Técnico, Lisboa, 1997.
- [42] Coleman, H.W. e Steele, W.G., “Engineering Application of Experimental Uncertainty Analysis,” *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 10, 1995, pp. 1888–1896.
- [43] Torres, G.E. e Mueller, T.J., “Aerodynamic Characteristics of Low Aspect ratio Wings at Low Reynolds Numbers,” *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*, edited by T. Mueller, Vol. 195 of *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, Reston, 2001, pp. 115–141.
- [44] Ifju, P.G., Albertani, R., Stanford, B.K., Claxton, D.J. e Sytsma, M.J., “Flexible-Wing Micro Air Vehicles,” Thomas J. Mueller, James C. Kellog, Peter G. Ifju e Sergey Shkarayev [46], pp. 185–240.
- [45] Shaw, R., Lemon, P. e Thorpe, S., “Development of a more accurate assessment of roughness parametrs for flooring,” HSE Research Report RR732, 2009.
- [46] Thomas J. Mueller, James C. Kellog, Peter G. Ifju e Sergey Shkarayev, editor, *Introduction to the Design of Fixes-Wing Micro Air Vehicle: Including Three Case Studies*, AIAA Education Series, AIAA, Reston, 2007.