



Atlântica - Instituto Universitário
Mestrado em Engenharia de Materiais
Tese de Mestrado

Estudo em túnel de vento de asas retangulares,
lisas e com texturas funcionais, fabricadas por
impressão 3D

Elaborado por Simão Sena Esteves

20162040

Dissertação orientada por:

Professor Doutor Diogo Chambel Lopes

Professor Doutor Pedro Rodrigues da Costa

Barcarena

Julho de 2023

Atlântica - Instituto Universitário
Mestrado em Engenharia de Materiais

Tese de Mestrado

Estudo em túnel de vento de asas retangulares, lisas
e com texturas funcionais, fabricadas por impressão
3D

Elaborado por Simão Sena Esteves

20162040

Dissertação orientada por:

Professor Doutor Diogo Chambel Lopes

Professor Doutor Pedro Rodrigues da Costa

Barcarena

Julho de 2023

O autor é o único responsável pelas ideias expressas neste relatório.

AGRADECIMENTOS

Quero agradecer à minha família que sempre me deu forças no decorrer de todo o meu percurso acadêmico. Agradeço sinceramente toda a ajuda, tempo, paciência e orientação dos Professores Doutores Diogo Chambel Lopes e Pedro Rodrigues da Costa que tornaram possível o desenvolvimento desta dissertação. Gostaria também de agradecer a todos os restantes docentes da universidade que me acompanharam e prepararam para esta dissertação.

LISTA DE ABREVIATURAS

A0A	Angle of Attack	Ângulo de Ataque
AR	Aspect ratio	Proporção
BSOD	Blue Screen of Death	
CFD	Computational Fluid Dynamics	Dinâmica de Fluidos Computacional
CO2	Carbon Dioxide	Dióxido de Carbono
CPU	Central Processing Unit	Processador
FDM	Fused Deposition Modeling	Modelação por Deposição Fundida
KB	Kilobyte	
MLT	Mass, Length, Time	Massa, Comprimento, Tempo
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics	
NASA	National Aeronautics and Space Administration	
PLA	Polylactic Acid	Ácido Polilático
STL	Standard Triangle Language or Standard Tessellation Language or Stereolithography	
SW	Solidworks	
TPU	Thermoplastic Polyurethane	Poliuretano Termoplástico

LISTA DE SÍMBOLOS

$(L/D)_{max}$	Valor máximo do rácio sustentação/arrasto
A_0 e A_n	Coefficientes de Fourier da teoria dos perfis delgados
$\alpha_{A_{CL,max}}$	Ângulo de ataque onde o coeficiente de sustentação é máximo
$\alpha_{A_{L=0}}$	Ângulo de ataque cuja sustentação é zero
C_D	Coefficiente de arrasto
$C_{D,i}$	Coefficiente do arrasto induzido
$C_{D,liso}$	Coefficiente de arrasto de modelos lisos sem penas
$C_{D,penas}$	Coefficiente de arrasto de modelos com penas
$C_{D,vareta\%}$	Coefficiente de arrasto percentual da vareta
C_D/C_L	Polar de arrasto
C_L	Coefficiente de sustentação
$C_{L,penas}$	Coefficiente de sustentação de modelos com penas
$C_{L,liso}$	Coefficiente de sustentação de modelos lisos sem penas
$C_{L,max}$	Coefficiente de sustentação máximo
$C_{M,ac}$	Coefficiente de momento em torno do centro aerodinâmico
$C_{M,c/4}$	Coefficiente de momento a 1/4 da corda
M'_{LE}	Momento associado ao bordo de ataque
M'_{ac}	Momentos em torno do centro aerodinâmico
P_0	Pressão total
$V_{\infty,n}$	Componente de V_{∞} normal à linha de curvatura
V_{θ}	Velocidade induzida por um vórtice
α_0	Declive da curva do coeficiente de sustentação
c_l	Coefficiente de sustentação de um perfil alar
$c_{m,c/4}$	Coefficiente de momento em torno de 1/4 da corda de um perfil alar
$c_{m,ac}$	Coefficiente de momento em torno do centro aerodinâmico de um perfil alar
$c_{m,le}$	Coefficiente de momento em torno do bordo de ataque de um perfil alar
m_0	Declive da curva do coeficiente do momento
q_{∞}	Pressão dinâmica
x_{ac}	Localização do centro aerodinâmico
x_{ac}/c	Posição do centro aerodinâmico sob a corda
x_{cp}	Localização do centro de pressão
x_{cp}/c	Localização do centro de pressão sob a corda
a	Declive da curva de sustentação
b	Envergadura
c	Corda
C	Área de secção transversal ao escoamento na secção de testes
f	Flecha

g	Aceleração da gravidade
h	Altura
H	Altura da secção de testes
L	Sustentação
L	Comprimento característico
P	Pressão estática
r	Raio ou Distância
Re	Número de Reynolds
S	Área de superfície da asa projetada
t	Espessura
U	Velocidade do fluido
V_∞	Velocidade do escoamento não perturbado
w	Componente da velocidade normal à corda
x	Eixo x
z	Eixo z
L/D	Eficiência aerodinâmica
L'	Força de sustentação por unidade de envergadura
k_1 e τ_1	Coefficientes para o cálculo do <i>blockage</i>
$\alpha_{L=0}$	Ângulo de ataque cuja sustentação equivale a zero
ϵ_{sb}	Solid Blockage
ϵ_{wb}	Wake Blockage
Θ	Diâmetro
α	Ângulo de ataque
γ	Intensidade da folha de vórtices
Γ	Circulação total da folha de vórtices
θ	Ângulo
ξ	Distância dos vórtices ao longo da corda
π	Pi
ρ	Densidade
δ_{bl}	Espessura da camada limite (Boundary Layer)
δ	Fator de correção para o coeficiente de arrasto induzido
μ	Viscosidade dinâmica
τ	Fator de correção de α , para asas não-elípticas (teoria da linha sustentadora)

RESUMO

Com a crescente preocupação com o meio ambiente, é necessário arranjar soluções para a excessiva emissão de CO_2 e gases de efeito de estufa. Com isso em mente, e com o objetivo de reduzir o impacto ambiental das aeronaves convencionais, a presente tese realizou o estudo e desenvolvimento de um mecanismo de redução das forças de arrasto através da adição de texturas funcionais no extradorso das asas de aeronaves, inspirados nas penas das aves. Para a realização deste estudo foi necessário construir modelos de asas retangulares com o perfil NACA 2412, através de fabrico aditivo com recurso a uma impressora 3D de *Fused Deposition Modelling*, FDM, e medir as suas características aerodinâmicas num túnel de vento Gunt Hamburg HM 170. Foi inicialmente realizado um estudo para a seleção das dimensões ideais da asa para o Gunt Hamburg antes de iniciar o estudo da redução da força de arrasto. Os modelos de asas texturadas obtiveram melhorias mais significativas no coeficiente de sustentação, no entanto também obtiveram melhorias no coeficiente de arrasto, ambos na região de perda de sustentação. Estas melhorias têm um impacto direto no ângulo de perda aerodinâmica que se consegue assim atrasar entre 1 e 2°.

PALAVRAS CHAVE:

NACA 2412; Gunt Hamburg HM 170; Fabrico Aditivo; Superfícies com Texturas Funcionais; Perda de Sustentação.

ABSTRACT

With the growing concern about the environment, it is necessary to find solutions for the excessive emission of CO_2 and greenhouse gases. With this in mind, and with the aim of reducing the environmental impact of conventional aircraft, the present master's thesis studied and developed a mechanism for reducing aerodynamic drag by adding textured surfaces on the upper surface of aircraft wings inspired by bird feathers. To carry out this study, rectangular wing models with the NACA 2412 airfoil were produced through additive manufacturing using a Fused Deposition Modelling, FDM, 3D printer and subsequently tested in a Gunt Hamburg HM 170 wind tunnel to get their aerodynamic characteristics. A study of the optimal wing dimensions for the Gunt Hamburg was initially carried out before starting the study of aerodynamic drag reduction. The textured wing models obtained more significant improvements in the lift coefficient, however they also obtained improvements in the drag coefficient, both improvements were mainly in the stall region. These improvements have a direct impact on the stall angle, which can thus be delayed by between 1 and 2°.

KEYWORDS:

NACA 2412; Gunt Hamburg HM 170; Additive Manufacturing; Surfaces with Functional Textures; Stall.

ÍNDICE

1	Introdução.....	1
1.1	Estado da arte	1
2	Conceitos teóricos	7
2.1	Forças aerodinâmicas e nomenclatura de um perfil alar	7
2.2	Teoria de Bernoulli.....	9
2.3	Teoria dos perfis delgados.....	10
2.4	Teoria da linha sustentadora de <i>Prandtl</i>	17
2.5	Camada limite	18
2.6	Número de Reynolds.....	19
2.7	Efeito da rugosidade.....	21
2.8	Análise dimensional	22
2.9	Análise e correção do fenómeno <i>blockage</i>	24
2.10	Correção da força de arrasto da vareta	24
3	Procedimentos e desenvolvimento técnico.....	27
3.1	Modelação 3D	28
3.2	Fabrico aditivo de perfis alares	36
3.3	Varetas de suporte	40
3.4	Testes em túnel de vento Gunt Hamburg HM 170.....	41
4	Análise inicial a modelos lisos de secção variável	45
4.1	Força de sustentação.....	45
4.1.1	Coeficiente de sustentação	46
4.1.2	Declive do coeficiente de sustentação.....	48
4.1.3	Ângulo de ataque de sustentação nula.....	50
4.1.4	Coeficiente de sustentação máximo	53
4.1.5	Ângulo de ataque do coeficiente de sustentação máximo	54
4.2	Momentos aerodinâmicos	55
4.2.1	Coeficiente de momento a 1/4 da corda	55
4.2.2	Centro aerodinâmico	57
4.2.3	Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.....	58
4.2.4	Centro de pressão	60
4.3	Coeficiente de arrasto.....	62
4.3.1	Coeficiente de arrasto percentual da vareta de suporte	64

4.4	Eficiência aerodinâmica	66
4.4.1	Valor máximo da eficiência aerodinâmica	68
4.5	Polar de arrasto.....	69
4.6	<i>Aspect ratio</i> (AR) selecionado	71
5	Análise a modelos com penas simuladas.....	73
5.1	Coeficiente de arrasto.....	74
5.2	Coeficiente de sustentação	77
5.3	Coeficiente de sustentação máximo	80
5.4	Ângulo de ataque do coeficiente de sustentação máximo	81
5.5	Simulação computacional em Solidworks	82
6	Conclusão	83
6.1	Trabalhos futuros.....	84
7	Referências	85
8	Anexos.....	87
8.1	Coeficiente de sustentação	87
8.2	Coeficiente de momento a $\frac{1}{4}$ da corda	91
8.3	Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.....	95
8.4	Centro de pressão	99
8.5	Coeficiente de arrasto.....	103
8.6	Coeficiente de arrasto percentual da vareta de suporte	107
8.7	Eficiência aerodinâmica	111
8.8	Polar de arrasto.....	115

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Vista em corte de protuberâncias em V, U e L (Filippone, 2023).	3
Figura 2 - Pele de tubarão (Sharkskin) (Biomimicry Shark Denticles, s.d.).	4
Figura 3 - Organização das escamas da pele nos peixes (Muthukumar Muthuramalingam, 2020).	4
Figura 4 - Espinhos num peixe balão (Honggen Zhou, 2021).....	4
Figura 5 – Nomenclatura de perfis alares (Brederode, 2014).	8
Figura 6 - Exemplos de perfis (John D. Anderson, 2017).....	9
Figura 7 - Folhas de vórtices na linha da corda (John D. Anderson, 2017).	11
Figura 8 - Velocidade ao longo do escoamento (John D. Anderson, 2017).....	12
Figura 9 - Folha de vórtices ao longo da corda (John D. Anderson, 2017).....	12
Figura 10 - Típica linha do coeficiente de sustentação CL (John D. Anderson, 2017).	15
Figura 11 - Corte de seção de um perfil com a representação do momento a $\frac{1}{4}$ da corda e a distância xac do bordo de ataque ao centro aerodinâmico ac (John D. Anderson, 2017).	16
Figura 12 - Comparação dos escoamentos em torno de uma placa fina com número de Reynolds diferentes: a) Re baixo e b) Re alto (White, 2011).	20
Figura 13 - Efeito da rugosidade na parte inferior de uma esfera. Adaptado de (F.Brown, 1971) Pg.38.....	21
Figura 14 - Modelo NACA 2412 com um furo.	28
Figura 15 - Detalhes do furo localizado a $\frac{1}{4}$ da corda.	28
Figura 16 - Vista do furo na outra extremidade do mesmo modelo.	28
Figura 17 – Falcão Peregrino.....	30
Figura 18 - Detalhe da pena.....	31
Figura 19 - LF Vista de cima e vista isométrica do modelo com penas em linha.	31
Figura 20 - LFA Vista de cima e vista isométrica do modelo com penas em linha e alternadas.	32
Figura 21 - TF Vista de cima e vista isométrica do modelo com penas reduzidas e alinhadas.	33
Figura 22 - TFA Vista de cima e vista isométrica do modelo com penas em linha e alternadas.	34
Figura 23 – Última versão do <i>design</i> com mini penas denominada TTFA.	35

Figura 24 - Impressão de um corte de secção a meio de um modelo para verificar o encaixe da vareta.	37
Figura 25 -Impressora (esquerda) e dois perfis alares acabados de imprimir (direita).	37
Figura 26 - LF à esquerda e LFA à direita.	39
Figura 27 - TF à esquerda e TFA à direita.	39
Figura 28 - TTFA.	40
Figura 29 - Vareta onde em A encaixa no sensor de forças e B localiza-se a meio do modelo.	40
Figura 30 - Alguns dos modelos lisos testados.	41
Figura 31 - Detalhes do túnel de vento Gunt Hamburg HM 170.	42
Figura 32 - Túnel de vento com um modelo pronto para testes.	43
Figura 33 - Modelo na secção de testes do túnel de vento.	44
Figura 34 - Coeficiente de sustentação, CL	46
Figura 35 – Declive do coeficiente de sustentação dos modelos, α_0	48
Figura 36 – Mapa da influência de AR e b/H sob o parâmetro α_0	49
Figura 37 – Ângulo de ataque cuja sustentação é zero, $A0AL = 0$	50
Figura 38 – Mapa da influência de AR e b/H sob o ângulo de ataque cuja sustentação é zero.	51
Figura 39 – Pontos usados para extrapolar e gerar as figuras 36 e 37.	52
Figura 40 – Coeficiente de sustentação máximo, CL, max	53
Figura 41 – Ângulo de ataque onde o coeficiente de sustentação é máximo, $A0ACL, max$	54
Figura 42 – Coeficiente de momento a $1/4$ da corda, $CM, c/4$	55
Figura 43 – Posição do centro aerodinâmico sob a corda, xac/c	57
Figura 44 – Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico, CM, ac	58
Figura 45 – Localização do centro de pressão, xcp/c	60
Figura 46 - Coeficiente de arrasto, CD	62
Figura 47 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta nos modelos lisos, $CD, vareta\%$	64
Figura 48 - Eficiência aerodinâmica, L/D	66
Figura 49 - Valor máximo da eficiência aerodinâmica, $(L/D)max$	68
Figura 50 - Polar de arrasto, CD/CL	69
Figura 51 - Coeficiente de arrasto a 10, 15 e 19 m/s, CD	74
Figura 52 - Diferenças do coeficiente de arrasto, $CD, penas - CD, liso$	76

Figura 53 – Coeficiente de sustentação a 10, 15 e 19 m/s, CL	77
Figura 54 - Diferenças do coeficiente de sustentação, CL , <i>penas</i> – CL , <i>liso</i>	79
Figura 55 - Coeficiente de sustentação máximo, CL, max	80
Figura 56 - Ângulo de ataque do coeficiente de sustentação máximo, $AOACL, max$	81
Figura 57 - Modelo nº1 - Coeficiente de sustentação.....	87
Figura 58 - Modelo nº2 - Coeficiente de sustentação.....	88
Figura 59 - Modelo nº3 - Coeficiente de sustentação.....	88
Figura 60 - Modelo nº4 - Coeficiente de sustentação.....	89
Figura 61 - Modelo nº5 - Coeficiente de sustentação.....	89
Figura 62 - Modelo nº6 - Coeficiente de sustentação.....	90
Figura 63 - Modelo nº7 - Coeficiente de sustentação.....	90
Figura 64 - Modelo nº8 - Coeficiente de sustentação.....	91
Figura 65 - Modelo nº1 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.	91
Figura 66 - Modelo nº2 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.	92
Figura 67 - Modelo nº3 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.	92
Figura 68 - Modelo nº4 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.	93
Figura 69 - Modelo nº5 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.	93
Figura 70 - Modelo nº6 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.	94
Figura 71 - Modelo nº7 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.	94
Figura 72 - Modelo nº8 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.	95
Figura 73 - Modelo nº1 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.	95
Figura 74 - Modelo nº2 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.	96
Figura 75 - Modelo nº3 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.	96
Figura 76 - Modelo nº4 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.	97
Figura 77 - Modelo nº5 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.	97
Figura 78 - Modelo nº6 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.	98
Figura 79 - Modelo nº7 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.	98
Figura 80 - Modelo nº8 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.	99
Figura 81 - Modelo nº1 - Localização do centro de pressão.	99
Figura 82 - Modelo nº2 - Localização do centro de pressão.	100
Figura 83 - Modelo nº3 - Localização do centro de pressão.	100
Figura 84 - Modelo nº4 - Localização do centro de pressão.	101

Figura 85 - Modelo nº5 - Localização do centro de pressão.	101
Figura 86 - Modelo nº6 - Localização do centro de pressão.	102
Figura 87 - Modelo nº7 - Localização do centro de pressão.	102
Figura 88 - Modelo nº8 - Localização do centro de pressão.	103
Figura 89 - Modelo nº1 - Coeficiente de arrasto.	103
Figura 90 - Modelo nº2 - Coeficiente de arrasto.	104
Figura 91 - Modelo nº3 - Coeficiente de arrasto.	104
Figura 92 - Modelo nº4 - Coeficiente de arrasto.	105
Figura 93 - Modelo nº5 - Coeficiente de arrasto.	105
Figura 94 - Modelo nº6 - Coeficiente de arrasto.	106
Figura 95 - Modelo nº7 - Coeficiente de arrasto.	106
Figura 96 - Modelo nº8 - Coeficiente de arrasto.	107
Figura 97 - Modelo nº1 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.	107
Figura 98 - Modelo nº2 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.	108
Figura 99 - Modelo nº3 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.	108
Figura 100 - Modelo nº4 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.	109
Figura 101 - Modelo nº5 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.	109
Figura 102 - Modelo nº6 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.	110
Figura 103 - Modelo nº7 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.	110
Figura 104 - Modelo nº8 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.	111
Figura 105 - Modelo nº1 - Eficiência aerodinâmica.	111
Figura 106 - Modelo nº2 - Eficiência aerodinâmica.	112
Figura 107 - Modelo nº3 - Eficiência aerodinâmica.	112
Figura 108 - Modelo nº4 - Eficiência aerodinâmica.	113
Figura 109 - Modelo nº5 - Eficiência aerodinâmica.	113
Figura 110 - Modelo nº6 - Eficiência aerodinâmica.	114
Figura 111 - Modelo nº7 - Eficiência aerodinâmica.	114
Figura 112 - Modelo nº8 - Eficiência aerodinâmica.	115
Figura 113 - Modelo nº1 - Polar de arrasto.	115
Figura 114 - Modelo nº2 - Polar de arrasto.	116
Figura 115 - Modelo nº3 - Polar de arrasto.	116
Figura 116 - Modelo nº4 - Polar de arrasto.	117

Figura 117 - Modelo nº5 - Polar de arrasto.	117
Figura 118 - Modelo nº6 - Polar de arrasto.	118
Figura 119 - Modelo nº7 - Polar de arrasto.	118
Figura 120 - Modelo nº8 - Polar de arrasto.	119

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Diferentes modelos lisos modelados, produzidos e testados a diferentes velocidades.	29
Tabela 2 - Diferentes modelos com o design de penas no extradorso modelados, produzidos e testados a diferentes velocidades.	29
Tabela 3 - Legenda dos modelos com penas.	30
Tabela 4 - Fatores de impressão FDM.	38
Tabela 5 - Diferentes modelos com o design de penas no extradorso modelados, produzidos e testados a diferentes velocidades.	73
Tabela 6 - Legenda dos modelos com penas.	73

INTRODUÇÃO

Com a crescente preocupação com o meio ambiente, é necessário arranjar soluções para a excessiva emissão de CO_2 e outros gases de efeito de estufa que têm continuamente crescido a níveis preocupantes nos últimos anos (Agency, 2023).

A presente tese de mestrado tem como objetivo o estudo e desenvolvimento de um mecanismo de redução da força de arrasto de aeronaves através da adição de texturas funcionais no extradorso das asas de aeronaves.

A escolha da geometria das texturas funcionais é baseada nos milhões de anos de seleção natural. A evolução de diversas espécies levou ao desenvolvimento de superfícies redutoras de arrasto e antiaderentes presentes na pele de animais aquáticos e também nas penas das aves.

Para a realização deste estudo foram empregues técnicas de fabrico aditivo para a produção de diversos modelos de asas retangulares com o perfil NACA 2412, com e sem protuberâncias semelhantes a pequenas penas de aves.

Estado da arte

A título de exemplo a pele de tubarão, através de biomimética, é já aplicada em vários campos de engenharia como o interior das condutas de gás natural, cascos de navios, fatos de natação, aeronaves, comboios de alta velocidade, entre outros. Em muitos destes casos é conseguida uma redução da força de arrasto significativa que pode variar entre 1% a 10% (Yuehao Luo, 2016).

Em 1986 a NASA realizou um dos primeiros testes de protuberâncias patenteadas e produzidas em filmes 3M e aplicadas numa aeronave Learjet. Foi conseguida uma redução de cerca de 8% da força de arrasto. Dois anos depois, em 1989, a Airbus cobriu cerca de 70% de um A320 com a mesma técnica e foi conseguida uma redução da força de arrasto na ordem dos 2%. Posteriormente, e em colaboração com a Lufthansa e a Cathy Pacific Airways, foram aplicados filmes 3M em aeronaves A340 e chegou-se à conclusão que, de forma a manter o desempenho das protuberâncias, era necessário realizar a substituição do filme a cada 2 a 3 anos de serviço (Choi, 2013).

Atualmente a Lufthansa usa esta tecnologia com o nome AeroSHARK na sua frota de 10 aeronaves de carga comercial e estima poupar por ano cerca de 3,700 toneladas de querosene,

evitando assim que quase 11,700 toneladas de CO_2 sejam libertadas para a atmosfera (Jens-uwe Mueller, 2023).

O uso de protuberâncias microscópicas de tamanho variável na fuselagem e asas de uma aeronave não tripulada conseguiu uma redução da força de arrasto na ordem dos 5%, resultando num aumento de 7% do alcance (+45min) para a mesma carga ou num aumento de 5% (+2kg) na capacidade de carga mantendo o alcance da aeronave não tripulada (Chris Bliamis, 2022).

Variados estudos indicam que as protuberâncias limitam as flutuações turbulentas do escoamento e causam assim uma redução da força de arrasto. Por outras palavras, as paredes longitudinais das protuberâncias podem limitar a migração de escoamento turbulento ao longo da envergadura da asa e assim reduzir a força de arrasto. Além disso, é proposto que o baixo perfil das protuberâncias mantém os vórtices de escoamento turbulento afastados sem arrasto adicional (Choi, 2013).

Os corpos rugosos podem assim ter um impacto positivo na camada limite superficial. Fazem com que o fluido adjacente se desenvolva num regime turbulento mais cedo e com uma dimensão menor de vórtices do que quando este se forma mais tarde, diminuindo assim a força de arrasto relacionada com o regime turbulento. Este escoamento turbulento agarra e arrasta o fluido na superfície do extradorso da asa de forma que este se separe mais tarde, e crie um escoamento com uma componente de força na direção perpendicular à asa que resulta num aumento da força de sustentação (Sena Esteves, 2019).

O estudo realizado por Prasath et al. indica que um dos mecanismos de redução da força de arrasto associado à adição de texturas funcionais na superfície deve-se a vórtices gerados que diminuem a separação do fluido e reduzem assim o crescimento da camada limite ao longo da corda. Os vórtices são responsáveis por atrasarem a separação da camada limite o que resulta numa diminuição da força de arrasto associada à pressão e ainda num aumento do ângulo de perda (Prasath. M. S, 2017).

Honggen Zhou et al. realizou um estudo à pele e espinhos do peixe balão e chegou à conclusão de que uma organização geométrica da combinação pele/espinhos escalonada e alternada e, ao mesmo tempo com a menor altura, cerca de 0,2mm neste caso, é a que inflige a maior redução da força de arrasto (Honggen Zhou, 2021).

No estudo de Zhang et al. foram comparados experimentalmente e numericamente superfícies lisas e de pele de tubarão. As conclusões do estudo adicionam um motivo para a redução da força de arrasto: “O gradiente de velocidade na camada limite e consequentemente a tensão de corte na parede é reduzida quando comparada com uma superfície lisa” (D. Y. Zhang, 2011).

Mais um caso de estudo realizou testes com um *design* semelhante a escamas de peixes impressas num filme 3D através do método FDM (*Fused Deposition Modeling*) e com o material TPU (Poliuretano termoplástico). Estas escamas encontravam-se sobrepostas umas nas outras alternadamente e em escada à medida que se avança ao longo da corda de um perfil. Este *design* através de testes numéricos CFD (*Computational Fluid Dynamics*) e de testes realizados num túnel de vento, conseguiu uma redução máxima do coeficiente de arrasto de 9,57% e ainda um aumento do coeficiente de sustentação de 1,80%. Estes resultados foram obtidos para um número de Reynolds de aproximadamente $2,46 \times 10^5$. É apontada como motivo destes melhoramentos o *design* biomimético de escamas de peixe alternadas, sobrepostas e em escada. O intervalo ótimo para o funcionamento deste *design* encontrou-se entre 0° e 10° do ângulo de ataque. (Ganesh Natarajan S, 2022)

Para uma melhor compreensão visual dos exemplos descritos de corpos rugosos, vejamos as seguintes figuras:

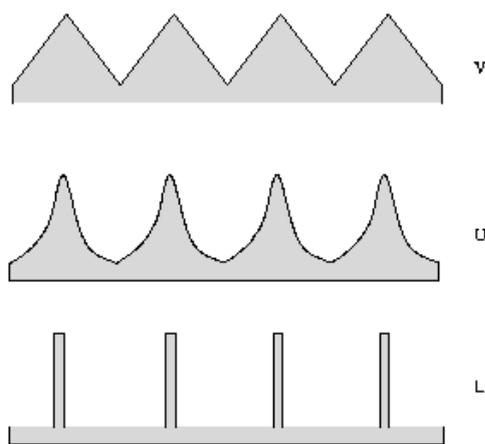


Figura 1 – Vista em corte de protuberâncias em V, U e L (Filippone, 2023).

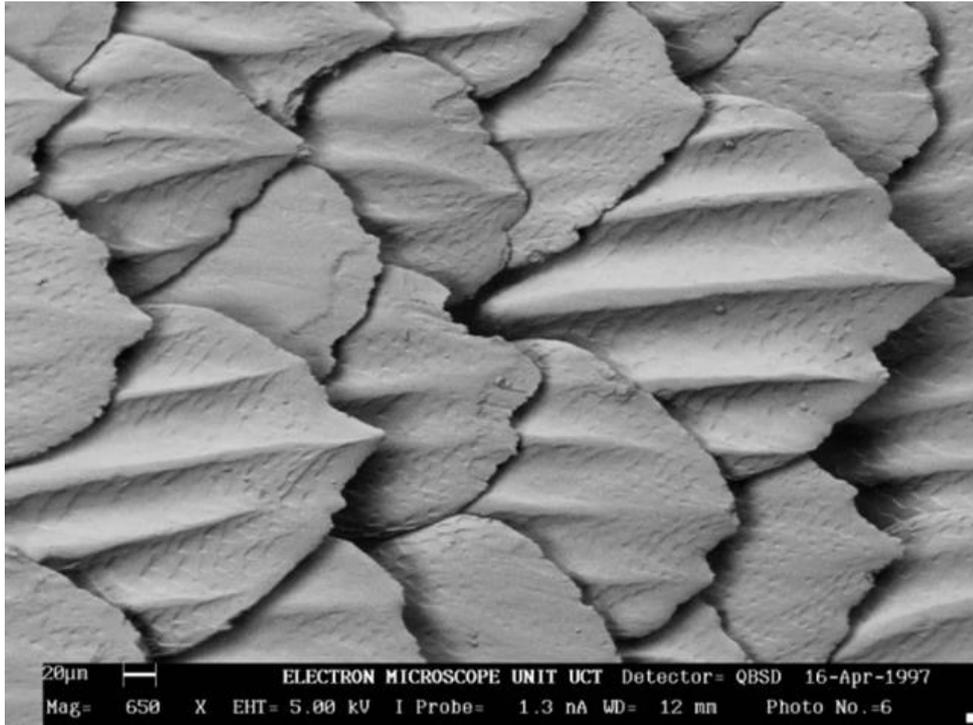


Figura 2 - Pele de tubarão (Sharkskin) (Biomimicry Shark Denticles, s.d.).

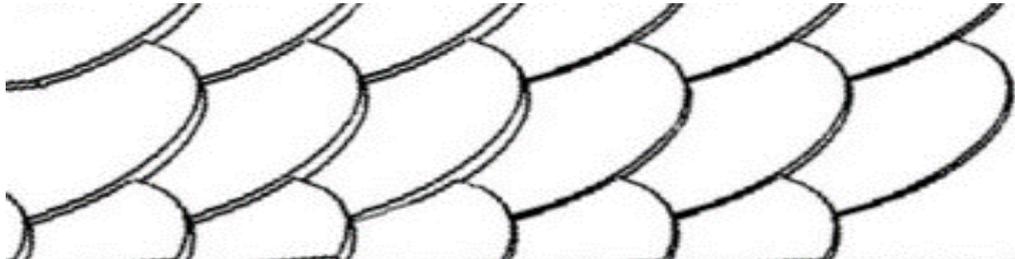


Figura 3 - Organização das escamas da pele nos peixes (Muthukumar Muthuramalingam, 2020).

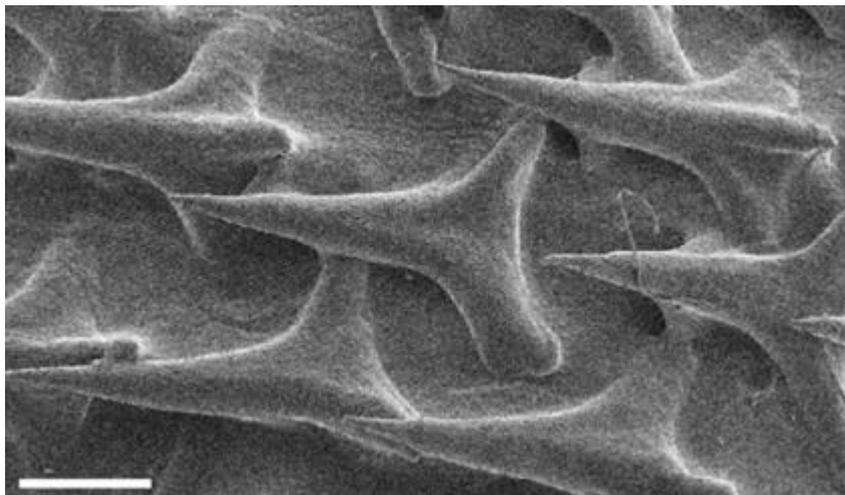


Figura 4 - Espinhos num peixe balão (Honggen Zhou, 2021).

Todos os presentes conceitos de aerodinâmica importantes na compreensão dos fenómenos que ocorrem em superfícies lisas e com texturas funcionais sujeitas a escoamento serão descritos em detalhe no capítulo 3.

Com base nos casos de estudo descritos na presente dissertação, e com o intuito de reduzir a força de arrasto e, simultaneamente, aumentar a força de sustentação, procurou-se replicar o design de penas de aves e aplicá-lo ao extradorso de uma asa. O perfil foi modelado em SW (Solidworks), foi impresso numa impressora 3D, e testado experimentalmente num túnel de vento. Foi ainda equacionado recorrer a testes computacionais CFD através do módulo *Flow Simulation* presente no SW.

CONCEITOS TEÓRICOS

Neste capítulo vou resumir conceitos teóricos importantes para uma melhor compreensão do trabalho realizado e essenciais para a análise de resultados obtidos experimentalmente presentes nos capítulos 4 e 5.

Forças aerodinâmicas e nomenclatura de um perfil alar

Existem quatro forças principais associadas a uma asa num avião durante o voo: sustentação, peso, arrasto e impulso. Cada uma dessas forças tem um papel importante no desempenho e controlo da aeronave:

- **Sustentação:** A sustentação é a força aerodinâmica que faz com que a asa do avião se eleve. É gerada pela diferença de pressão entre a parte superior e inferior da asa, como explicado pela teoria de Bernoulli. A curvatura superior da asa faz com que o ar se mova mais rápido e a pressão do ar diminua, enquanto a curvatura inferior da asa faz com que o ar se mova mais devagar e a pressão do ar aumente. A sustentação é uma força perpendicular à direção do voo.
- **Peso:** O peso é a força que atua para baixo numa aeronave devido à gravidade. É determinado pela massa total da aeronave e é uma força vertical no sentido descendente.
- **Arrasto:** O arrasto é a força aerodinâmica que atua na direção oposta ao movimento da aeronave. É causada pela resistência do ar à medida que a aeronave se move pelo ar.
- **Impulso:** O impulso é a força que empurra a aeronave. É gerado pelos motores ou outras fontes de propulsão da aeronave e é uma força que atua na mesma direção que o movimento da aeronave. O impulso é responsável por mover a aeronave através do ar e superar a força de arrasto.

O equilíbrio destas forças controla o movimento e define o desempenho de uma aeronave.

Na figura 5 observa-se a nomenclatura geral de um perfil alar:

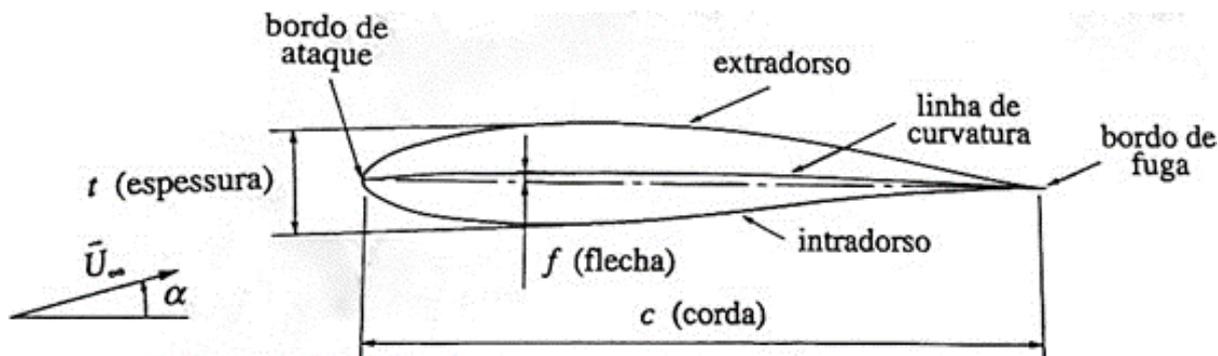


Figura 5 – Nomenclatura de perfis alares (Brederode, 2014).

No seguimento da figura 5, o bordo de ataque é a secção da asa que primeiro entra em contacto com o ar; o bordo de fuga é a última secção da asa a entrar em contacto com o ar; a corda é a linha reta que une o bordo de ataque ao bordo de fuga; o extradorso é a superfície superior do perfil alar; o intradorso é a superfície inferior do mesmo; a linha de curvatura é a linha média entre o extradorso e o intradorso da asa; o ângulo de ataque é o ângulo entre a velocidade relativa do vento e a corda.

É importante também distinguir o centro de pressão do centro aerodinâmico. O centro de pressão refere-se ao ponto na asa onde se situa a resultante de todas as forças aerodinâmicas. O centro aerodinâmico é o ponto em torno do qual o coeficiente de momento é independente do ângulo de ataque e conseqüentemente neste ponto o momento de picada não varia com o coeficiente de sustentação. Mais à frente, nos capítulos 4 e 5, estas definições serão úteis para a análise de resultados.

Os perfis NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) são definidos com uma nomenclatura que indica a geometria do perfil alar de uma asa através de uma série de números. É uma forma de organizar os perfis existentes com base na sua geometria. Na seguinte figura 6, apresentam-se alguns exemplos. No presente caso de estudo foi aplicado o perfil NACA 2412, desenhado em 1933.

Designation	Date	Diagram
Wright	1908	
Bleriot	1909	
R.A.F. 6	1912	
R.A.F. 15	1915	
U.S.A. 27	1919	
Joukowsky (Göttingen 430)	1912	
Göttingen 398	1919	
Göttingen 387	1919	
Clark Y	1922	
M-6	1926	
R.A.F. 34	1926	
N.A.C.A. 2412	1933	

Figura 6 - Exemplos de perfis (John D. Anderson, 2017).

No caso do perfil 2412, o primeiro dígito, número 2, indica em percentagem a flecha máxima, que neste caso é de 2%, em relação à corda. O segundo dígito, número 4, indica a posição ao longo da corda onde se encontra a flecha máxima, neste caso a uma distância de 40% da corda, medida a partir do bordo de ataque. Os últimos dois dígitos, 12, indicam a espessura máxima do perfil entre o intradorso e o extradorso na posição de flecha máxima, neste caso corresponde a 12% do comprimento total da corda.

Teoria de Bernoulli

A equação 1 é a equação de Bernoulli que relaciona a pressão, a velocidade e a altura para um fluido invíscido, incompressível e em regime permanente. Nesta equação ρ representa a densidade do fluido, U a velocidade do fluido, g a aceleração da gravidade e h indica a altura do ponto em estudo.

$$P + \frac{1}{2}\rho U^2 + \rho gh = P_0 \quad (1)$$

De acordo com esta equação 1, para um determinado ponto do escoamento, a soma da pressão estática P , da pressão dinâmica $\frac{1}{2}\rho U^2$, e da pressão hidrostática ρgh , resulta na pressão total P_0 . A equação de Bernoulli é válida ao longo de uma linha de corrente ou para todo o escoamento se este for irrotacional.

A ideia foi formulada por Daniel Bernoulli em 1738. Mais tarde em 1755, Leonhard Euler apresentou a dedução completa da equação.

Normalmente, em aerodinâmica a pressão hidrostática ρgh não é considerada. Uma vez que como estamos a lidar com o ar, cuja densidade é relativamente baixa, e qualquer variação de altura devido à espessura da asa não é relevante, podemos assim desprezar este termo. A equação 1 fica então reduzida aos primeiros membros, como apresentado na seguinte equação 2:

$$P + \frac{1}{2}\rho U^2 = P_0 \quad (2)$$

Apesar da equação ter sido desenvolvida para um fluido invíscido, incompressível e em regime permanente, esta permite calcular aproximações a casos reais. No caso de interesse, onde existe viscosidade, a equação possibilita comparar dois pontos localizados na mesma linha de corrente, com o seguinte significado físico: quando a velocidade de um fluido aumenta, a sua pressão diminui, e vice-versa.

Teoria dos perfis delgados

Um perfil delgado é um corte de uma secção de uma asa com espessura fina. É, portanto, um desenho bidimensional que é projetado para provocar diferenças na direção e velocidade do fluido que o encontra, com o propósito de gerar forças aerodinâmicas.

A teoria dos perfis delgados descreve o comportamento do escoamento de ar em torno de perfis aerodinâmicos com uma espessura pequena em relação à sua corda.

É assumido que o escoamento de ar em torno do perfil é irrotacional, incompressível e que não é viscoso. Além disso, considera-se que o escoamento é bidimensional, ou seja, não há variação na terceira dimensão. Com base nessas suposições é possível calcular as características

aerodinâmicas do perfil, como por exemplo, o coeficiente de sustentação e o ângulo de perda aerodinâmica.

A teoria dos perfis delgados permite simular perfis alares colocando uma folha de vórtices na corda e fazendo com que a linha de curvatura seja uma linha de corrente. A sustentação pode depois ser calculada usando o teorema de Kutta-Joukowski. A velocidade do escoamento não perturbado é V_∞ e o ângulo de ataque é α . O eixo x está orientado ao longo da corda, o eixo z é perpendicular à corda. A função que define a linha de curvatura do perfil é definida analiticamente por $z = z(x)$.

Na figura 7, $w(x)$ é a componente da velocidade normal à corda que é induzida pela folha de vórtices.

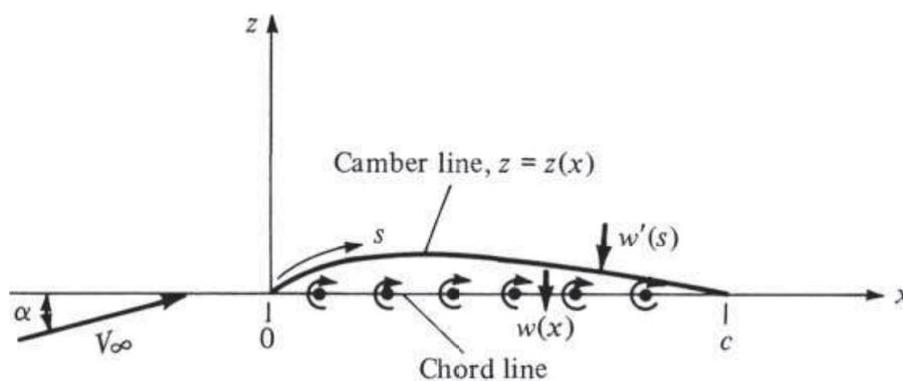


Figura 7 - Folhas de vórtices na linha da corda (John D. Anderson, 2017).

A velocidade em qualquer ponto do escoamento equivale à soma das contribuições do escoamento uniforme e da velocidade induzida pela folha de vórtices.

Sendo $V_{\infty,n}$ a componente de V_∞ normal à linha de curvatura, para que a linha de curvatura seja uma linha de corrente é necessário satisfazer a equação 3 em todos os pontos ao longo da linha de curvatura, ou seja, a componente normal da velocidade é igual a zero na linha de curvatura.

$$V_{\infty,n} + w(x) = 0 \quad (3)$$

Tomemos agora atenção à figura 8. O declive da linha de curvatura em qualquer ponto P da mesma é definida por $\frac{dz}{dx}$, e conseqüentemente a componente de V_∞ normal à linha de curvatura equivale a:

$$V_{\infty,n} = V_\infty \sin \left[\alpha + \tan^{-1} \left(-\frac{dz}{dx} \right) \right] \quad (4)$$

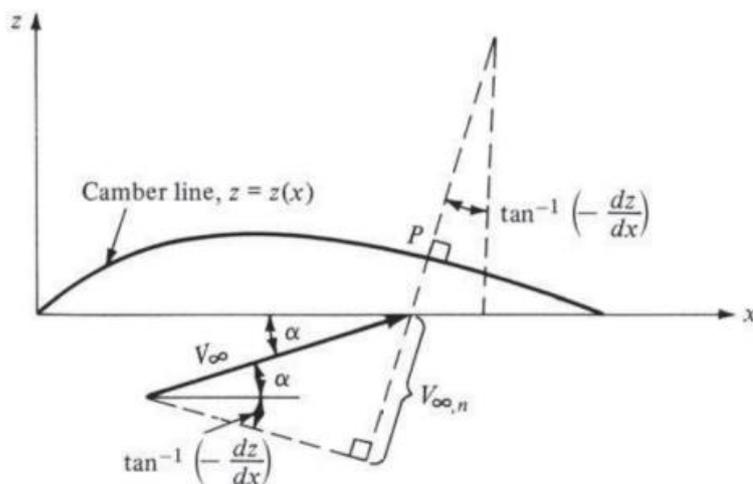


Figura 8 - Velocidade ao longo do escoamento (John D. Anderson, 2017).

Para um perfil delgado e para um ângulo de ataque pequeno, ou seja, para valores onde θ é próximo de zero, podemos considerar que $\sin\theta \approx \tan\theta \approx \theta$ e assim $V_{\infty,n}$:

$$V_{\infty,n} = V_{\infty} \left(\alpha - \frac{dz}{dx} \right) \quad (5)$$

De forma a obter uma expressão para $w(x)$ em função da intensidade da folha de vórtices é necessário realizar a integração de todos os pontos da folha de vórtices para a velocidade num ponto x . Para uma melhor compreensão serve de exemplo a figura 9 abaixo, onde a intensidade da folha de vórtices, definida por γ , varia com a distância ao longo da corda, logo equivale à equação 6 abaixo:

$$\gamma = \gamma(\xi) \quad (6)$$

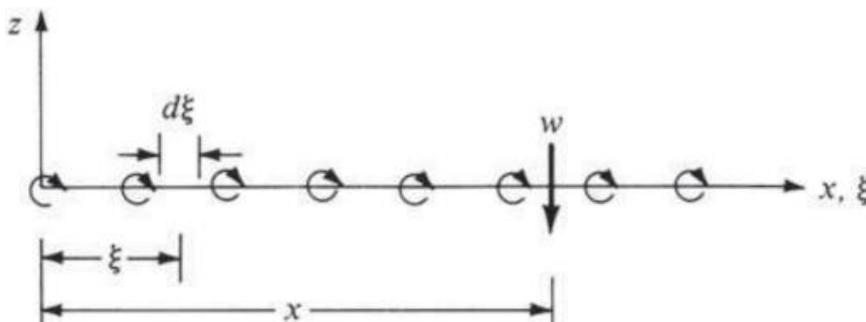


Figura 9 - Folha de vórtices ao longo da corda (John D. Anderson, 2017).

A velocidade induzida por um vórtice é dada por:

$$V_{\theta} = -\frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (7)$$

Onde Γ é substituído por $\gamma d\xi$ e r é igual à distância entre o vórtice a medir e os vórtices que influenciam o vórtice a medir. Desta forma a folha de vórtices num determinado ponto é dada por:

$$dw = \frac{\gamma d\xi}{2\pi(x-\xi)} \quad (8)$$

A velocidade $w(x)$ induzida no ponto x por toda a folha de vórtices é, portanto, obtida pela integração de todos os vórtices ao longo da corda:

$$w(x) = - \int_0^c \frac{\gamma(\xi)d\xi}{2\pi(x-\xi)} \quad (9)$$

Consequentemente, de modo a que a linha de curvatura seja uma linha de corrente, obtemos a equação fundamental da teoria dos perfis delgados:

$$\frac{1}{2\pi} \int_0^c \frac{\gamma(\xi)d\xi}{x-\xi} = V_\infty \left(\alpha - \frac{dz}{dx} \right) \quad (10)$$

A equação anterior é um integral cuja solução é a função $\gamma(\xi)$ de modo a que a linha de curvatura seja uma linha de corrente do escoamento, sujeita à condição de Kutta $\gamma(c) = 0$. A solução da equação integral 10, é obtida com a seguinte substituição de variáveis de ξ para θ ($\xi = 0$ corresponde a $\theta = 0$ e $\xi = c$ corresponde a $\theta = \pi$):

$$\xi = \frac{c}{2}(1 - \cos\theta) \rightarrow d\xi = \frac{c}{2} \sin\theta d\theta \quad (11)$$

Se o perfil for assimétrico, não existe uma solução analítica simples para $\gamma(\theta)$ como no caso do perfil simétrico, e por isso a solução da equação tem a seguinte forma:

$$\gamma(\theta) = 2V_\infty \left(A_0 \frac{1+\cos\theta}{\sin\theta} + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\theta \right) \quad (12)$$

Os coeficientes A_0 e A_n ($n = 1, 2, 3, \dots$) são obtidos de modo a que a linha de curvatura seja uma linha de corrente. Com alguma manipulação matemática obtêm-se os coeficientes A_0 e A_n :

$$A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{dz}{dx} d\theta_0 \quad (13)$$

$$A_n = \frac{2}{\pi} \int_0^\pi \frac{dz}{dx} \cos n\theta_0 d\theta_0 \quad (14)$$

A circulação total devida a toda a folha de vórtices desde o bordo de ataque até ao bordo de fuga é dada por:

$$\Gamma = \int_0^c \gamma(\xi) d\xi \quad (15)$$

Aplicando o teorema de Kutta-Joukowski:

$$L' = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma \quad (16)$$

$$c_l = \frac{L'}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 c(1)} = \pi(2A_0 + A_1) \quad (17)$$

$$c_l = 2\pi \left[\alpha + \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} (\cos\theta_0 - 1) d\theta_0 \right] \quad (18)$$

O declive da curva de $c_l(\alpha)$ é igual a 2π . Por comparação com a equação geral de uma reta, o termo com o integral na equação 18 para c_l está relacionado com $\alpha_{L=0}$ da seguinte forma:

$$c_l = \frac{dc_l}{d\alpha} (\alpha - \alpha_{L=0}) \leftrightarrow c_l = 2\pi(\alpha - \alpha_{L=0}) \quad (19)$$

$$\leftrightarrow \alpha_{L=0} = -\frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} (\cos\theta_0 - 1) d\theta_0 \quad (20)$$

A solução da equação 20 define o valor teórico do ângulo de ataque para qual a sustentação é zero. Fazendo os cálculos para o perfil NACA 2412, obtemos:

$$\alpha_{L=0} = -2,08^{\circ}$$

Como podemos verificar na figura 10, este valor corresponde à interseção da linha do coeficiente de sustentação com o eixo horizontal, o ângulo de ataque:

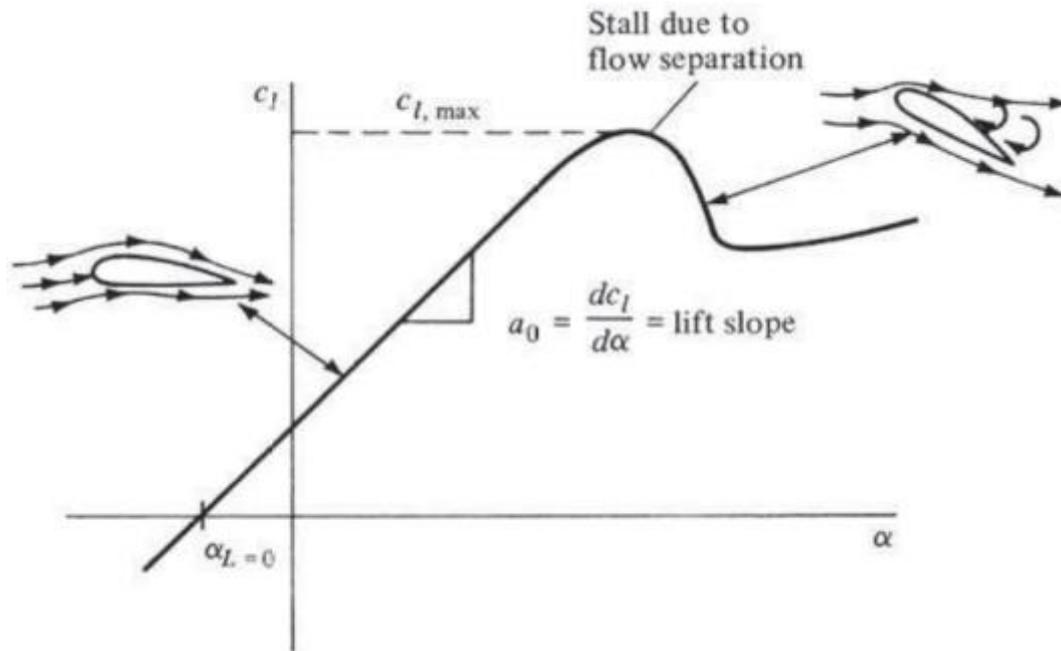


Figura 10 - Típica linha do coeficiente de sustentação C_L (John D. Anderson, 2017).

A equação 20 é também válida para perfis simétricos, resultando em $\alpha_{L=0} = 0$.

O coeficiente de momento em torno do bordo de ataque ($le \rightarrow leading\ edge$) é dado por:

$$c_{m,le} = -\frac{\pi}{2} \left(A_0 + A_1 - \frac{A_2}{2} \right) \quad (21)$$

$$\leftrightarrow c_{m,le} = -\left[\frac{c_l}{4} + \frac{\pi}{4} (A_1 - A_2) \right] \quad (22)$$

A equação anterior também é válida para perfis simétricos, uma vez que neste caso:

$$\frac{dz}{dx} = 0 \quad \wedge \quad A_1 = A_2 = 0 \quad (23)$$

Para obter o coeficiente de momento em torno do ponto $\frac{c}{4}$:

$$c_{m,\frac{c}{4}} = c_{m,le} + \frac{c_l}{4} \quad (24)$$

$$\leftrightarrow c_{m,\frac{c}{4}} = \frac{\pi}{4} (A_2 - A_1) \quad (25)$$

Ao contrário do que se passa com um perfil simétrico, em que $c_{m,\frac{c}{4}} = 0$, para um perfil assimétrico $c_{m,\frac{c}{4}}$ tem um valor finito, e consequentemente, o ponto $\frac{c}{4}$ não é o centro de pressão para um perfil assimétrico. Uma vez que A_1 e A_2 não dependem de α , $c_{m,\frac{c}{4}}$ é independente de

α , e consequentemente, o ponto $c/4$ é a localização teórica do centro aerodinâmico para um perfil assimétrico.

A localização do centro de pressão é dada por:

$$x_{cp} = -\frac{M'_{LE}}{L'} = -\frac{c_{m,le}c}{c_l} \quad (26)$$

Substituindo na equação 26 a equação 22 obtida anteriormente para $c_{m,le}$, obtemos:

$$x_{cp} = \frac{c}{4} \left[1 + \frac{\pi}{c_l} (A_1 - A_2) \right] \quad (27)$$

A equação anterior mostra que o centro de pressão para um perfil alar varia com c_l , e consequentemente, também varia com o ângulo de ataque.

Quando c_l tende para zero, x_{cp} desloca-se para o infinito, saindo do perfil alar, e por esta razão, o centro de pressão nem sempre é um ponto conveniente para representar o sistema de forças. Por este motivo, é mais conveniente representar no centro aerodinâmico o sistema força-momento num perfil alar.

Apesar da teoria dos perfis delgados prever que o centro aerodinâmico se localiza em $c/4$, a localização real deste pode ser obtida a partir de dados experimentais.

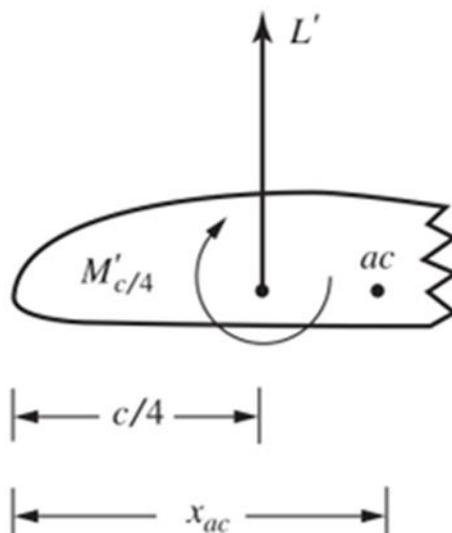


Figura 11 - Corte de seção de um perfil com a representação do momento a $1/4$ da corda e a distância x_{ac} do bordo de ataque ao centro aerodinâmico ac (John D. Anderson, 2017).

Com base na figura 11, podemos calcular os momentos em torno do centro aerodinâmico:

$$M'_{ac} = L' \left(x_{ac} - \frac{c}{4} \right) + M'_{c/4} \quad (28)$$

Dividindo todos os termos da equação 28 por $q_{\infty}Sc$ obtemos o coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico em função do coeficiente de momento em torno de $c/4$:

$$c_{m,ac} = c_l(x_{ac} - 0,25) + c_{m,c/4} \quad (29)$$

Na equação anterior, a posição do centro aerodinâmico, x_{ac} , é calculada através dos declives das curvas do coeficiente do momento $c_{m,c/4}$ e do coeficiente de sustentação c_l , m_0 e a_0 respetivamente, como podemos ver na seguinte equação 30.

$$x_{ac} = -\frac{m_0}{a_0} + 0,25 \quad (30)$$

Teoria da linha sustentadora de Prandtl

A teoria da linha sustentadora de *Prandtl* é uma teoria mais avançada que a teoria dos perfis delgados anteriormente descrita. Esta descreve o comportamento do escoamento de ar em torno de uma asa de envergadura finita, considerando a sua forma tridimensional.

A teoria considera a asa como uma sucessão de perfis aerodinâmicos ao longo da sua envergadura, em vez de tratar a asa como um objeto aerodinâmico único. Assume que o escoamento de ar ao redor de cada perfil é descrito pela teoria dos perfis delgados, mas leva em conta a influência das extremidades da asa na distribuição de pressão ao longo da envergadura.

Segundo a teoria da linha sustentadora de *Prandtl*, a asa gera sustentação principalmente através de uma "linha sustentadora" que percorre a envergadura da asa. A sustentação é gerada principalmente pela diferença de pressão entre a parte superior e inferior da linha sustentadora.

A teoria da linha sustentadora de *Prandtl* é importante porque permite calcular com precisão a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa, incluindo os efeitos das extremidades da asa.

O arrasto induzido é o arrasto devido aos vórtices gerados nas pontas das asas e a sua fórmula é obtida através da teoria de Prandtl:

$$C_{D,i} = \frac{c_l^2}{\pi AR} (1 + \delta) \quad (31)$$

Como se verifica na equação 31 o arrasto induzido está diretamente ligado à sustentação gerada pela asa. Delta, δ , depende da distribuição da sustentação ao longo da envergadura da asa, e

portanto, depende também da forma geométrica da asa, e ainda, está relacionado com a eficiência de Oswald, $e = 1/(1 + \delta)$.

Outro parâmetro importante que podemos observar na figura 10 é o declive da linha do coeficiente de sustentação. O valor do declive é igual ao fator a . Este fator a é depois transformado através de alguma manipulação matemática em a_0 através da seguinte equação 33, onde τ corresponde ao fator de correção de a , para asas não-elípticas:

$$a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi AR}(1 + \tau)} \quad (32)$$

$$\leftrightarrow a_0 = \frac{a}{1 - \frac{a}{\pi AR}(1 + \tau)} \quad (33)$$

Teoricamente o valor do declive para um perfil alar é $a_0 = 2\pi$ e, substituindo na equação 33 os valores experimentais obtidos para a , obtemos os valores experimentais de a_0 que podem ser comparados com o valor teórico. Mais à frente, na análise de resultados, estes valores vão ser importantes para encontrar o *aspect ratio*(AR) ideal para o Gunt Hamburg.

Camada limite

O comportamento do escoamento na região da camada limite tem um grande impacto nas características aerodinâmicas do objeto, bem como na transferência de calor e massa entre a superfície e o ar circundante.

Considerando um escoamento numa placa plana lisa, a camada limite é a região do escoamento próxima da placa em que as tensões de corte não são desprezáveis, e em que a velocidade das partículas de fluido varia desde a velocidade da parede (que é zero, pela condição de não escorregamento) até à velocidade do escoamento exterior à camada limite (White, 2011).

Na camada limite junto ao objeto em estudo, a velocidade do ar é mais baixa do que a velocidade do ar livre. Isto ocorre porque o atrito entre o ar e a superfície cria uma força de arrasto que desacelera o ar próximo à superfície. À medida que o ar se afasta da superfície, a força de arrasto diminui e a velocidade do ar aumenta gradualmente até chegar à velocidade livre.

Existem dois tipos de escoamento no interior de uma camada limite: laminar e turbulenta. A camada limite laminar é caracterizada por um escoamento suave e organizado, enquanto a camada limite turbulenta é caracterizada por um fluxo de ar caótico e irregular.

A transição da camada limite laminar para a camada limite turbulenta pode ser influenciada por vários fatores, como a rugosidade da superfície do objeto, a velocidade do escoamento e a viscosidade do ar.

Em geral, a camada limite pode ser uma região de grande perda de energia do escoamento, o que pode resultar num aumento da força de arrasto e diminuição da eficiência aerodinâmica. É por esta razão que são realizados muitos esforços para minimizar a espessura da camada limite e assim otimizar as características aerodinâmicas dos objetos em estudo.

Resumindo, a camada limite pode afetar a força de arrasto e a capacidade de gerar sustentação do objeto em estudo.

Número de Reynolds

O número de Reynolds é um número adimensional usado para definir o tipo de escoamento de um fluido, que pode ser laminar ou turbulento. Também pode ser interpretado como uma razão entre as forças de inércia e as forças viscosas. O número relaciona as seguintes propriedades do fluido: densidade ρ , velocidade U , comprimento característico L do problema em análise, e ainda a viscosidade dinâmica μ , e é calculado pela equação:

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (34)$$

O tipo de escoamento para tubagens é definido da seguinte forma: para um número de Reynolds igual ou inferior a 2300, o escoamento diz-se laminar; entre 2300 e 4000, o fluido encontra-se num regime de transição; se o número for superior a 4000, o escoamento diz-se turbulento.

Como é possível observar na seguinte figura 12, uma placa fina de comprimento L é colocada paralelamente a um escoamento de velocidade uniforme U .

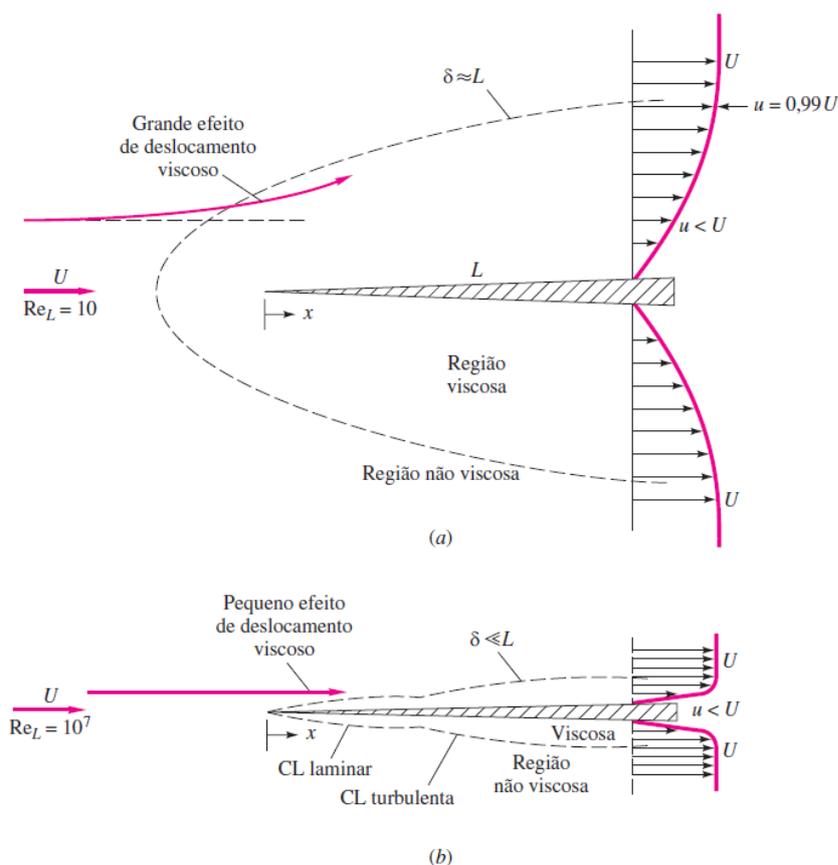


Figura 12 - Comparação dos escoamentos em torno de uma placa fina com número de Reynolds diferentes: a) Re baixo e b) Re alto (White, 2011).

Se o número de Reynolds for baixo (figura 12 (a)), a região viscosa é muito mais ampla e estende-se bem a montante e para os lados da placa. A placa faz com que a velocidade do escoamento de aproximação diminua significativamente e pequenas variações nos parâmetros do escoamento causam grandes mudanças na distribuição de pressão ao longo da placa. Devido à sua forte interação, complexidade, e não linearidade, embora seja possível, não existe uma teoria simples para a análise de escoamentos externos com números de Reynolds em torno de 1 a 1000. O estudo destes escoamentos com número de Reynolds pequeno é, por isso, remetido para análises experimentais ou computacionais.

Assim sendo, e também porque é o mais importante para o estudo pretendido, irei tratar com mais detalhe escoamentos em que o número de Reynolds é alto (Figura 12 (b)).

O estudo de escoamentos com elevado número de Reynolds foi inicialmente estudado por *Ludwig Prandtl* em 1904. *Prandtl* verificou que estes tipos de escoamentos podem ser tratados com a formulação da camada limite.

As camadas limites, tanto laminares como turbulentas, são bastante delgadas, sendo a sua representação exagerada para facilitar a sua observação/análise. A sua espessura é representada por δ_{bl} , parâmetro que representa o lugar geométrico dos pontos em que a velocidade na direção do escoamento u atinge 99% da velocidade exterior U . Ao longo de uma placa plana, a relação entre o número de Reynolds local ($Re_x = \frac{Ux}{\nu}$) e a espessura da camada limite é dada pela fórmula 35:

$$\frac{\delta_{bl}}{x} \approx \begin{cases} \frac{5,0}{Re_x^{\frac{1}{2}}} & \textit{laminar} & 10^3 < Re_x < 10^6 \\ \frac{0,16}{Re_x^{\frac{1}{7}}} & \textit{turbulento} & 10^6 < Re_x \end{cases} \quad (35)$$

Para concluir, a espessura da camada limite δ_{bl} é tipicamente muito fina, e é tanto mais delgada quanto maior for o número de Reynolds, ou seja, quanto mais turbulento for o escoamento.

Efeito da rugosidade

Observemos com atenção o efeito da rugosidade numa esfera, como apresentado na figura abaixo:

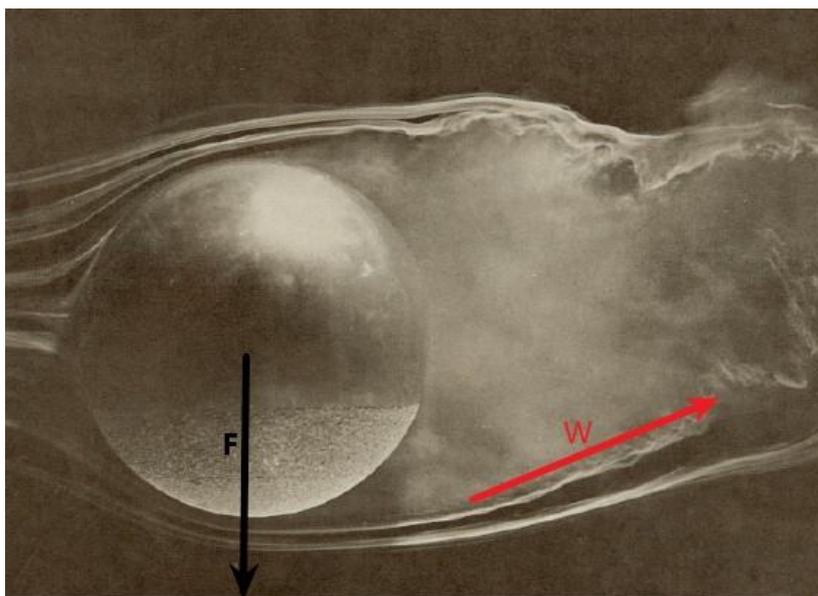


Figura 13 - Efeito da rugosidade na parte inferior de uma esfera. Adaptado de (F.Brown, 1971) Pg.38.

É possível verificar que a rugosidade tem um efeito muito interessante na camada limite, e consequentemente no tipo de escoamento na esteira da esfera. A adição de uma superfície rugosa na parte inferior da esfera aumenta a interação do fluido com a esfera, de um modo que o fluido é arrastado, provocando uma deflexão do fluido W para cima, resultando numa força F para baixo. Outro efeito que é possível de se observar na esteira da esfera: o escoamento mantém-se laminar durante mais tempo após passar pela superfície rugosa e, portanto, o valor da força de arrasto é menor (Sena Esteves, 2019).

O escoamento, quando passa na zona superior da esfera, que é lisa, entra claramente mais cedo num regime de transição e consequentemente torna-se turbulento, aumentando o valor da força de arrasto.

O *design* da *sharkskin*, segue o mesmo raciocínio e cria pequenas zonas de turbulência controlada na camada limite de ar que flui sobre a superfície da asa. Essas zonas de turbulência ajudam a quebrar o fluxo de ar em pequenos vórtices, o que ajuda a manter a camada limite mais fina e reduzir a zona de separação do escoamento. Isso, por sua vez, diminui a área da região de alta pressão na parte traseira da asa, reduzindo assim a força de arrasto. Ao contrário da rugosidade convencional, que pode perturbar o escoamento de forma irregular, o *design* da *sharkskin* consegue gerar turbulência numa escala específica que melhora a eficiência do escoamento.

Análise dimensional

Neste subcapítulo é realizada uma análise dimensional, através do teorema Pi de Buckingham, aos parâmetros relacionados com as forças que para este caso serão a força de sustentação, e força de arrasto. A força é uma variável dependente que por sua vez é uma função que depende das seguintes variáveis:

$$F = f(\rho, \mu, V, c, b, H) \quad (36)$$

Em primeiro lugar é necessário identificar as variáveis dependentes e independentes. F é a variável força em análise dependente de: ρ a densidade do ar, μ a viscosidade dinâmica, V a velocidade do fluido, c a corda do perfil, b a envergadura da asa e H a altura da secção de testes do túnel de vento.

Em segundo lugar temos de definir as dimensões destas variáveis no sistema MLT (*Mass, Length, Time*):

$$[F] = MLT^{-1} \quad (37)$$

$$[\mu] = ML^{-1}T^{-1} \quad (38)$$

$$[V] = LT^{-1} \quad (39)$$

$$[c] = [b] = [H] = L \quad (40)$$

$$[\rho] = ML^{-3} \quad (41)$$

Em terceiro lugar, e através do teorema Pi de Buckingham, com alguma manipulação matemática, obtêm-se os parâmetros pi adimensionais que regem o escoamento e que serviram como guias na análise de resultados:

$$\pi_1 = C_F = \frac{F}{V^2 \rho b^2} = \frac{F}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (42)$$

$$\pi_2 = Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (43)$$

$$\pi_3 = AR \quad (44)$$

$$\pi_4 = \frac{b}{H} \quad (45)$$

Resumindo e concluindo:

$$F = f(\rho, \mu, V, c, b, H) \quad (46)$$

$$\leftrightarrow C_F = f\left(Re, AR, \frac{b}{H}\right) \quad (47)$$

Análise e correção do fenómeno *blockage*

Os testes realizados em túnel de vento estão sujeitos à limitação da secção de testes por onde o fluido passa pelo modelo em análise. O facto da secção de testes ser fechada impede que o fluido se comporte como na realidade uma vez que é limitado pelas paredes da secção de testes e fica assim constringido a esse espaço. Por outras palavras, o escoamento ao estar constringido pelas paredes da secção de testes, e pelo facto de se encontrar lá um modelo, ocorre um aumento da velocidade do fluido junto ao modelo. A este fenómeno dá-se o nome de *solid blockage* (ε_{sb}). Uma outra componente é denominada por *wake blockage* (ε_{wb}), que tem origem de igual modo nas paredes da secção de testes, mas que desta vez restringe o desenvolvimento da esteira a jusante do modelo.

De forma a corrigir esta situação, foi consultada a literatura (B.Barlow, Jr., & Pope, 1999) que explica e fornece uma forma analítica para a correção da velocidade dentro do túnel de vento que mitiga este fenómeno. A secção de testes é quadrada com 292 mm de lado, como podemos verificar nas figuras 31, 32 e 33 presentes no capítulo 3.4. A velocidade corrigida ($V_{corrigida}$) é dada pela equação 48.

$$V_{corrigida} = V[1 + (\varepsilon_{sb} + \varepsilon_{wb})] \quad (48)$$

Onde os coeficientes de *solid blockage* e *wake blockage* são dadas por:

$$\varepsilon_{sb} = \frac{K_1 \tau_1}{C^{3/2}} \quad \wedge \quad \varepsilon_{wb} = \frac{S}{\Delta C} C_D \quad (49)$$

Os valores para k_1 e τ_1 variam para cada tipo de perfil e podem ser consultados na literatura (B.Barlow, Jr., & Pope, 1999). C é a área de secção transversal ao escoamento na secção de testes que corresponde a $0,292^2 \text{ m}^2$. S é a área da asa projetada e C_D é o coeficiente da força de arrasto antes da correção.

A velocidade corrigida foi então usada para corrigir os valores dos parâmetros aerodinâmicos apresentados nos capítulos 4 e 5.

Correção da força de arrasto da vareta

Foram realizados testes aerodinâmicos à vareta, com esta a ocupar a altura total da secção de testes, de forma a medir o seu impacto na força de arrasto e com a intenção de a subtrair aos resultados de cada modelo testado. Testes iniciais realizados às mesmas velocidades que a dos

modelos, mostraram que a força de arrasto medida e provocada pela vareta é pequena para ângulos de ataque elevados, mas pode ser significativa para ângulos de ataque pequenos, especialmente para os modelos de envergadura menor.

Os valores do coeficiente de arrasto dos modelos foram então corrigidos e foi subtraído o valor provocado pela vareta. Nos gráficos do coeficiente de arrasto dos capítulos 4 e 5, estas correções são ilustradas por linhas a tracejado.

PROCEDIMENTOS E DESENVOLVIMENTO TÉCNICO

O presente capítulo descreve detalhadamente a metodologia de trabalho realizada. Como anteriormente descrito, a presente dissertação estudou a resposta aerodinâmica de perfis alares convencionais e de perfis alares com um *design* original com a presença de protuberâncias no extradorso dos perfis.

Após a modelação em 3D através do software Solidworks 2022, todos os perfis alares aqui estudados foram fabricados pelo processo FDM com o polímero PLA (*Polylactic acid*).

Para a realização do estudo da resposta de todos os perfis alares manufaturados foi utilizado o túnel de vento Gunt Hamburg HM 170.

Como vimos anteriormente no capítulo dos conceitos teóricos, existem teorias que explicam o comportamento dos fluidos ao redor de perfis e ainda calculam valores para diversos parâmetros que descrevem esse comportamento. De forma a obter resultados experimentais no túnel de vento que retratem a descrita teoria, foi necessário realizar testes a diferentes envergaduras e cordas e comparar o seu desempenho aerodinâmico. Foi, portanto, necessário determinar os comprimentos máximo e mínimo de envergadura que os perfis poderiam ter. O comprimento máximo de envergadura é limitado pelas paredes da secção de testes do túnel de vento, e o comprimento mínimo tem de ser suficiente para que não haja interferência significativa entre os vórtices que se desenvolvem nas pontas das asas.

Foram então realizados testes com diferentes proporções (*aspect ratio*) entre corda e envergadura de asa para determinar as respetivas propriedades aerodinâmicas e comparar as mesmas com a literatura, nomeadamente com a teoria dos perfis delgados e a teoria da linha sustentadora de *Prandtl*.

Uma vez acertado o *aspect ratio* das asas a usar, foram iniciados os testes das asas com o *design* alterado e inspirado na natureza.

Modelação 3D

Através do software Solidworks 2022 foi realizada a modelação através de um perfil alar base do tipo NACA 2412, não modificado. Foi também desenhado um furo na localização teórica do centro aerodinâmico, a um quarto da corda do perfil, desde o bordo de ataque, para acomodar uma vareta metálica necessária para o encaixe do modelo ao sensor de forças HM 170.40 do túnel de vento. Nas seguintes figuras 14, 15 e 16 são apresentados os detalhes da modelação.

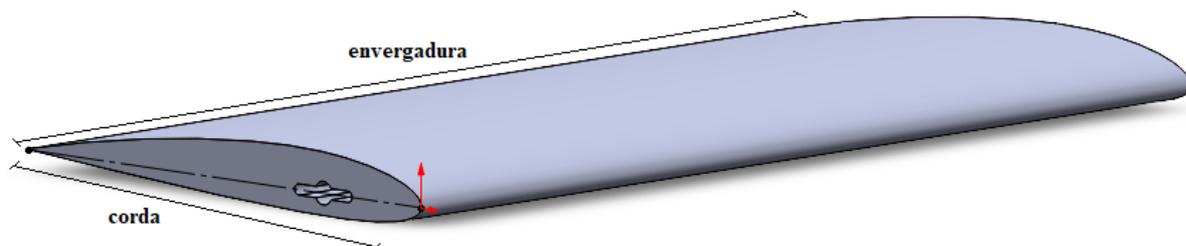


Figura 14 - Modelo NACA 2412 com um furo.

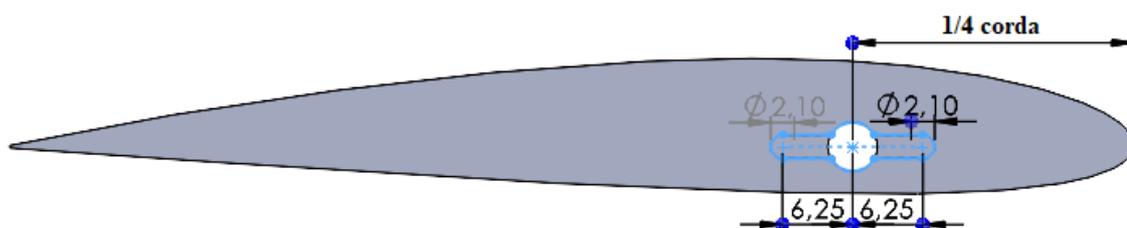


Figura 15 - Detalhes do furo localizado a 1/4 da corda.

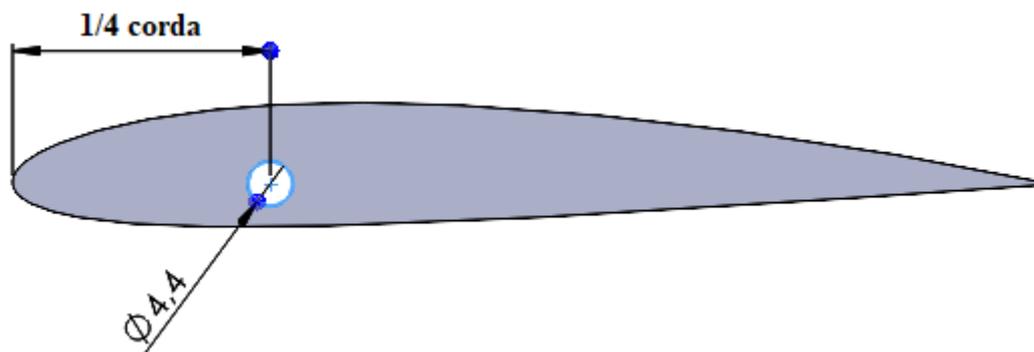


Figura 16 - Vista do furo na outra extremidade do mesmo modelo.

Este modelo base foi modelado para diferentes cordas e envergaduras e na seguinte tabela podemos ver um resumo das asas modeladas:

Tabela 1 - Diferentes modelos lisos modelados, produzidos e testados a diferentes velocidades.

Modelos	Corda (mm)	Envergadura (mm)	Velocidade (m/s)
Modelo nº1	100	100	10, 15
Modelo nº2	100	150	10,15
Modelo nº3	100	282	10,15
Modelo nº4	100	250	10, 15, 17
Modelo nº5	100	200	10, 15, 17, 18, 19
Modelo nº6	80	250	10, 15, 17
Modelo nº7	80	200	10, 15, 17, 19, 20, 21
Modelo nº8	80	240	10, 15, 17

Foi equacionado trabalhar com modelos com uma corda de 60 mm, no entanto a geometria do NACA 2412 com a junção do furo a $\frac{1}{4}$ da corda não permitiu que a sua impressão 3D fosse viável. Neste caso o espaçamento entre o intradorso do modelo e a parede do furo seria de 0,33 mm (ao invés de 1,18 mm no caso do modelo com 80 mm de corda) e após imprimir um modelo teste, verificou-se que nessa localização a parede externa do intradorso do modelo apresentava uma saliência que teria de ser polida para se obter um acabamento que dificilmente iria ser perfeitamente liso.

Para além dos perfis alares base, foram também modeladas 5 diferentes versões de um modelo com pequenas penas simuladas no seu extradorso. Na seguinte tabela 2 são apresentadas as dimensões de cada diferente modelo rugoso com penas fabricado. É ainda atribuída uma sigla com a sua legenda na tabela 3.

Tabela 2 - Diferentes modelos com o design de penas no extradorso modelados, produzidos e testados a diferentes velocidades.

Modelos	Corda (mm)	Envergadura (mm)	Velocidade (m/s)
LF-<i>Large Feathers</i>	100	200	10, 15, 18, 19
TF-<i>Tiny Feathers</i>	100	200	10, 15, 19
LFA-<i>Large Feathers Alternate</i>	100	200	10, 15, 19
TFA-<i>Tiny Feathers Alternate</i>	100	200	10, 15, 19
TTFA-<i>Tiny Tiny Feathers Alternate</i>	100	200	-

Tabela 3 - Legenda dos modelos com penas.

Nome	Tipo de <i>design</i>
LF-<i>Large Feathers</i>	Detalhe grande em linha
TF-<i>Tiny Feathers</i>	Detalhe pequeno em linha
LFA-<i>Large Feathers Alternate</i>	Detalhe grande em linha e alternado
TFA-<i>Tiny Feathers Alternate</i>	Detalhe pequeno em linha e alternado
TTFA-<i>Tiny Tiny Feathers Alternate</i>	Detalhe mínimo em linha e alternado

O *design* da pena criado é apresentado na figura 18 onde é atribuído variáveis às principais dimensões, a e b . A aresta superior foi também arredondada. Este *design* foi inspirado na superfície da asa do falcão peregrino, a ave mais rápida do mundo. Na seguinte figura 17 podemos ver um falcão peregrino e uma ampliação da superfície que se tentou replicar através da multiplicação da figura 18 ao longo dos modelos.

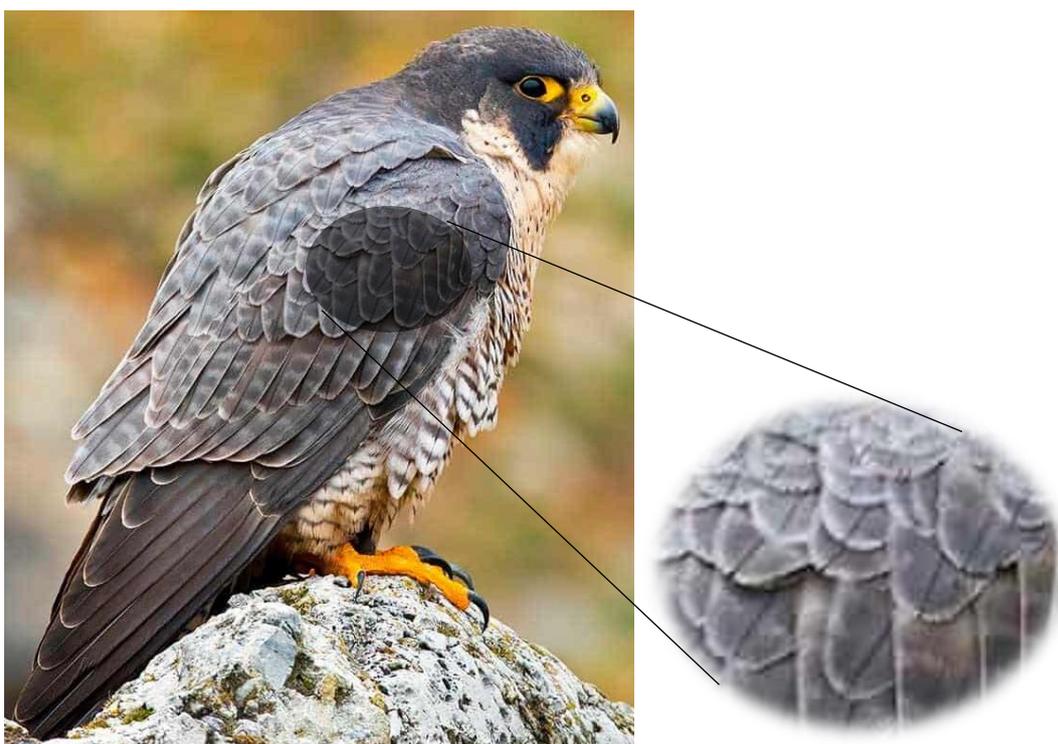


Figura 17 – Falcão Peregrino.

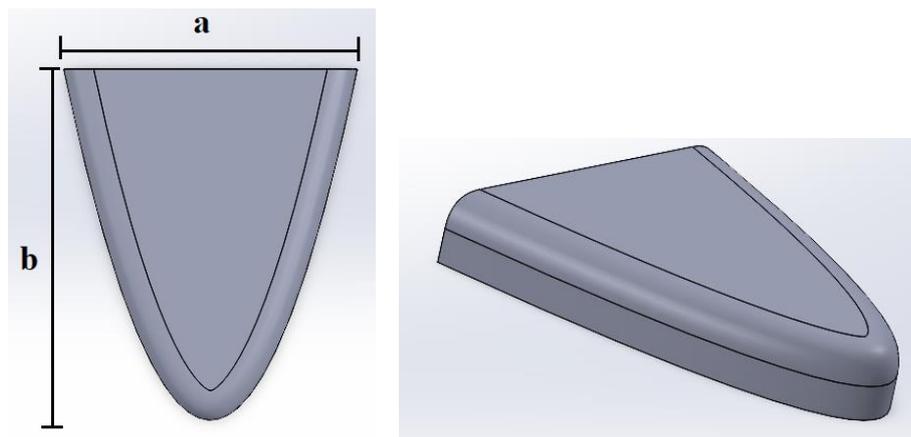


Figura 18 - Detalhe da pena.

A pena da figura 18 foi multiplicada na superfície do extradorso ao longo da corda e da envergadura. Uma primeira versão LF do design do modelo com penas no extradorso foi modelada com penas com 5 mm na direção da envergadura (a) e 6 mm na direção da corda (b) produzindo o efeito presente na figura 19 abaixo.

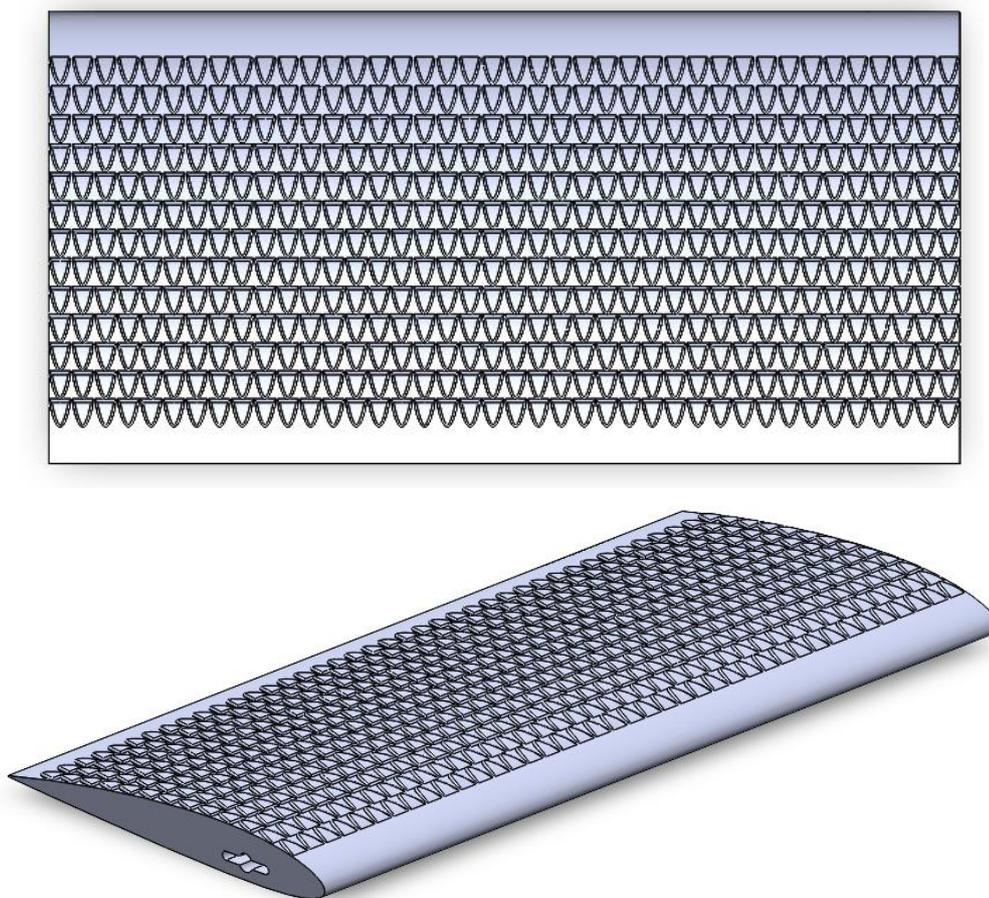


Figura 19 - LF Vista de cima e vista isométrica do modelo com penas em linha.

Visível na figura 20 abaixo, um segundo modelo LFA foi modelado com as penas alternadas, e com as mesmas dimensões de pena que as do modelo LF. Importante referir que o conjunto de linhas pares a contar desde o extradorso, e adicionadas para criar o efeito alternado, localizam-se exatamente no meio de cada linha impar(as unicas linhas existentes no modelo LF) e ainda exatamente no meio de cada espaçamento entre penas ao longo da envergadura.

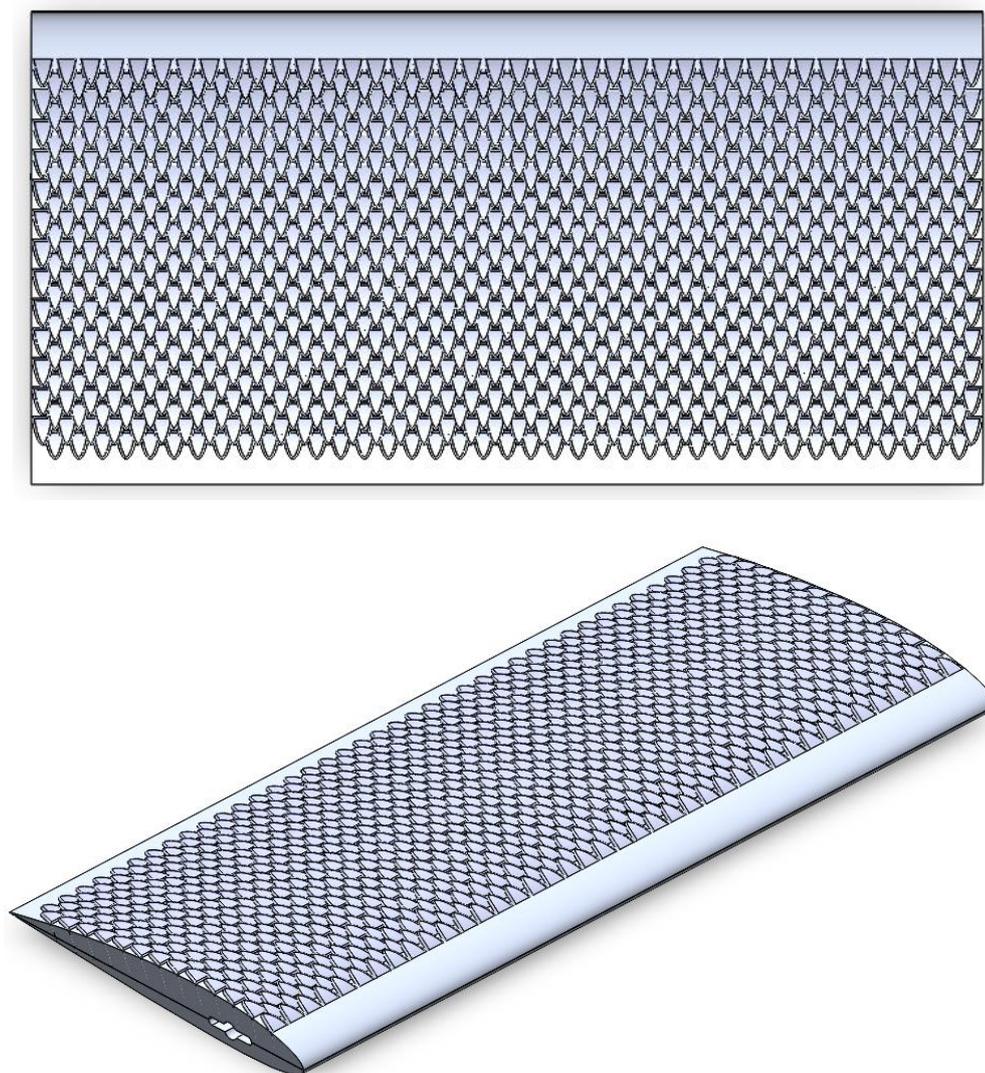


Figura 20 - LFA Vista de cima e vista isométrica do modelo com penas em linha e alternadas.

De seguida as dimensões da pena foram reduzidas para $a=2,5$ mm e $b=2,5$ mm. Com estas dimensões foram também modelados dois modelos, um com as penas em linha, TF, e outro com as penas em linha e alternadas, TFA. Na figura 21 abaixo apresenta-se o modelo TF.

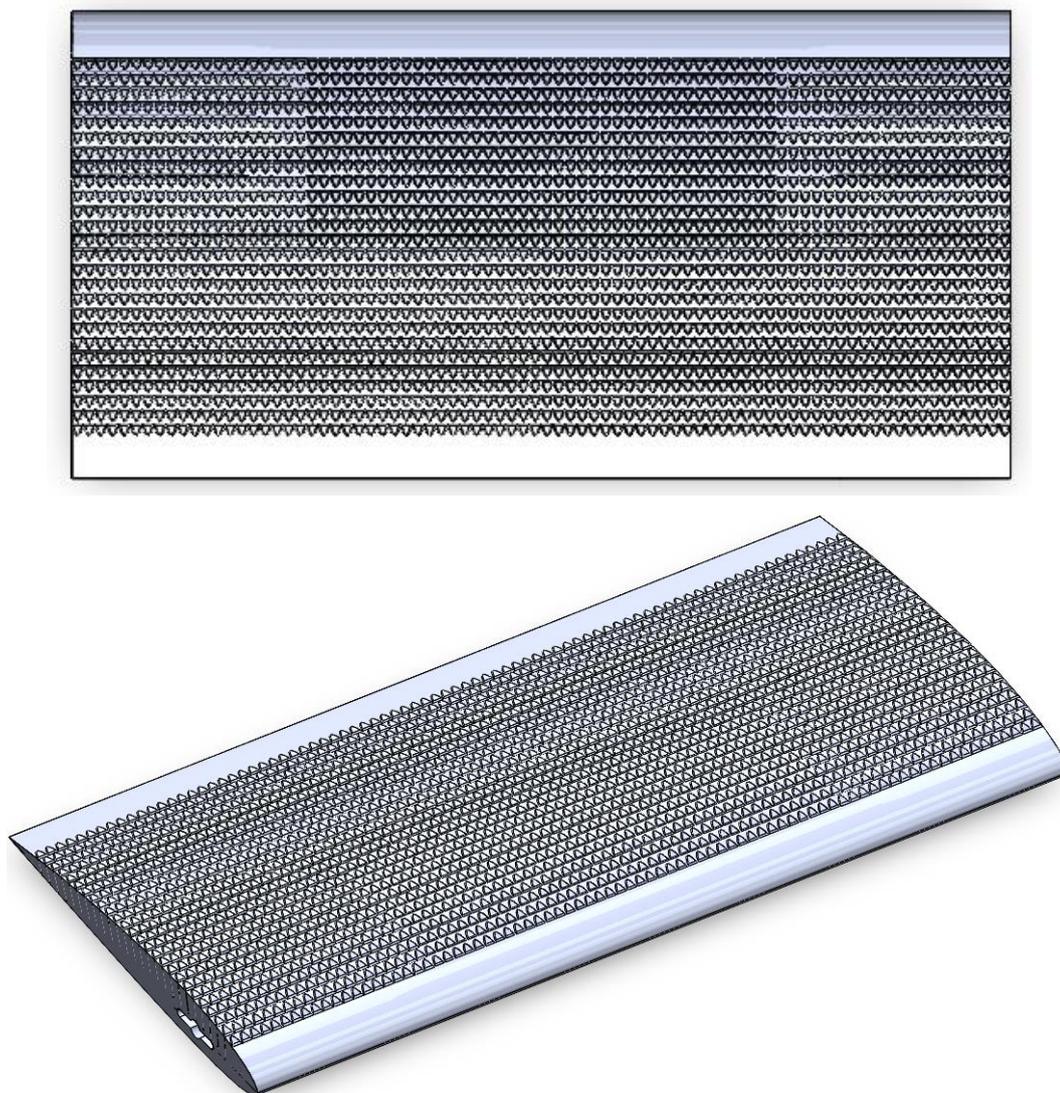


Figura 21 - TF Vista de cima e vista isométrica do modelo com penas reduzidas e alinhadas.

Na figura 22 é apresentado o modelo TFA. Este modelo replicou a geometria e organização de penas do modelo LFA, no entanto com dimensões de penas menores.

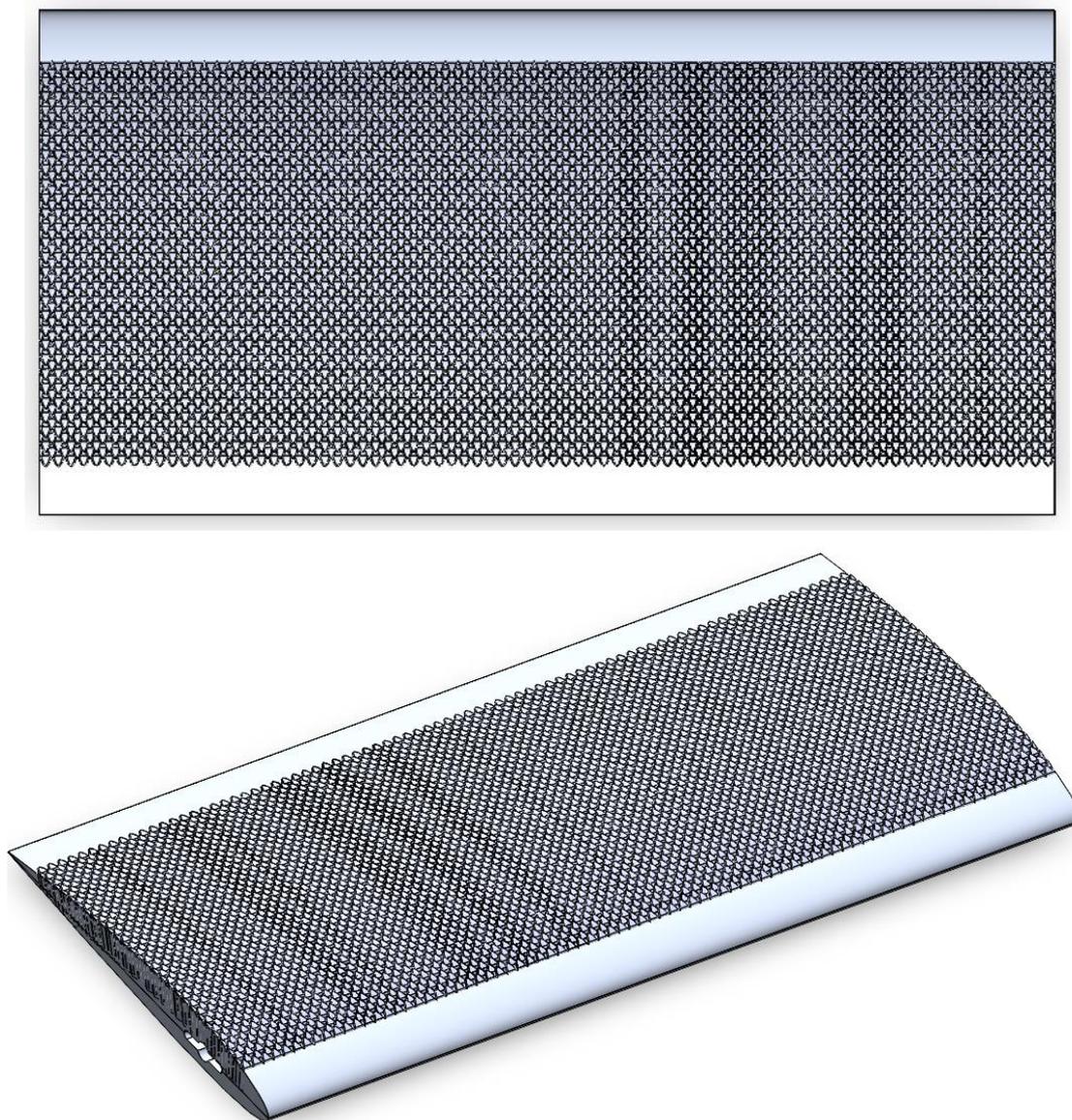


Figura 22 - TFA Vista de cima e vista isométrica do modelo com penas em linha e alternadas.

Em último lugar foi modelado um modelo em que as penas tinham metade da dimensão das últimas citadas, ou seja, $a=b=1,25$ mm, denominado TTFA (figura 23).



Figura 23 – Última versão do *design* com mini penas denominada TTFA.

Esta última, apesar de ser a mais promissora por se aproximar às dimensões ótimas para obter uma redução da força de arrasto segundo os artigos revistos no subcapítulo 2.1 do estado da arte, não foi possível de testar em túnel de vento. Como será observado no próximo subcapítulo 4.2, foi atingido o limite de resolução de impressão e, apesar de ser visível os detalhes na modelação, o modelo saiu liso da impressora 3D.

Fabrico aditivo de perfis alares

As asas foram produzidas na impressora 3D do laboratório de materiais da atlântica. A impressora 3D usada para o fabrico dos perfis alares foi a Ender 5 Plus e o software para preparar os detalhes e definições de impressão foi o PrusaSlicer 2.5.0.

O método de fabrico aditivo do presente equipamento denomina-se FDM (*Fused Deposition Modeling*).

O método de fabrico aditivo por FDM é um processo no qual um material termoplástico em filamento é extrudido por um bocal aquecido que derrete o material e o deposita numa cama/plataforma. Depois de ser depositado, o material arrefece e solidifica na posição em que foi colocado. Desta forma é possível criar objetos físicos camada a camada.

É usado o software Prusa Slicer para fazer a tradução de um ficheiro STL para um ficheiro gcode. Este gcode é um conjunto de instruções para a impressora que indica, para além das diversas posições do bocal que este tem de percorrer para gerar a peça em questão, vários fatores de impressão como: Temperatura da cama, temperatura de extrusão associada ao bocal, velocidade de deposição, aceleração do movimento da deposição. Todos estes fatores foram ajustados de forma a produzir os modelos com a melhor qualidade possível.

Ao imprimir as asas foi necessário ter em conta as limitações da impressora e a resolução de impressão conseguida através do bocal/ponteira que tem 0,4 mm de diâmetro. Como visto anteriormente, os detalhes do último modelo denominado TTFA não foram possíveis de replicar. Para futuras experiências em que a precisão de impressão é importante, deve-se equacionar o uso de um bocal com menor diâmetro que o utilizado neste trabalho e ainda diminuir a altura de camada de impressão.

Surgiram também algumas imperfeições não desejadas na asa, como fios finos de material e excesso de material no canto da asa que ficou junto à cama da impressora. Estas imperfeições tiveram de ser retiradas e polidas para obter o acabamento desejado.

A orientação da impressão foi também importante de ter em conta. Em primeiro lugar o furo, como é visível na figura 24, a meio do modelo, tem uma secção onde deixa de ser um furo simples e passa a ser um furo com extensões para acomodar a cavilha da vareta de fixação. Esta transição implica a criação de uma parede que ocorre na horizontal aquando da impressão. O

modelo foi então posicionado de forma que esta parede se tratasse de um chão ao invés de um teto, evitando assim que a força da gravidade pudesse ter algum impacto na qualidade final desta parede de transição de furos.



Figura 24 - Impressão de um corte de secção a meio de um modelo para verificar o encaixe da vareta.

Em segundo lugar foi tido em conta o sentido da impressão. Ao contrário do que aconteceu na figura 25 (direita), quando foram impressos mais do que um modelo de cada vez, estes foram colocados em fila, ou seja, onde se situava o bordo de fuga do primeiro modelo, uns milímetros à frente iria-se encontrar o bordo de ataque do segundo modelo. Deste modo evita-se que ocorra uma distorção na impressão devido a movimentos ao longo da espessura do modelo.

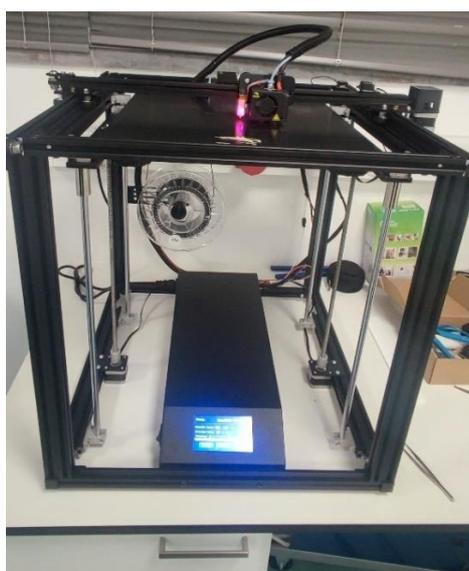


Figura 25 -Impressora (esquerda) e dois perfis alares acabados de imprimir (direita).

Outra forma de evitar estas distorções foi através da diminuição da velocidade de impressão e a diminuição da aceleração associada ao arranque do movimento da cabeça da impressora. Na tabela 4 encontram-se os valores de referência/base do software Prusa Slicer para um filamento PLA comum considerando a impressora usada (figura 25), e os valores empregues na impressão 3D de todos os perfis alares manufacturados e testados nesta dissertação.

Tabela 4 - Fatores de impressão FDM.

Fator de impressão	Referência	Empregue
Altura de cada camada (mm)	0.2	0.1
Perímetros (mm/s)	40	15
Perímetros pequenos (mm/s)	25	10
Perímetros externos (mm/s)	25	10
Enchimento (mm/s)	50	25
Enchimento sólido (mm/s)	40	25
1ª Camada enchimento sólido (mm/s)	30	20
Enchimento de pequenas falhas (mm/s)	30	25
Movimento da ponteira entre camadas (mm/s)	150	50
1ª Camada (mm/s)	20	15
Aceleração do movimento da ponteira (mm/s ²)	500	200
Densidade do enchimento (%)	15	25
Padrão de enchimento	Rede	Cubico
Posição do <i>seam</i> (início e fim de camada)	Próximo	Alinhado
Perímetros extra onde necessário	Não	Sim
Evitar cruzar perímetros	Não	Sim
Temperatura da ponteira em todas as camadas (°C)	200	210

Nas seguintes figuras 26 e 27, apresento o resultado da impressão dos perfis alares com pequenas penas no extradorso:

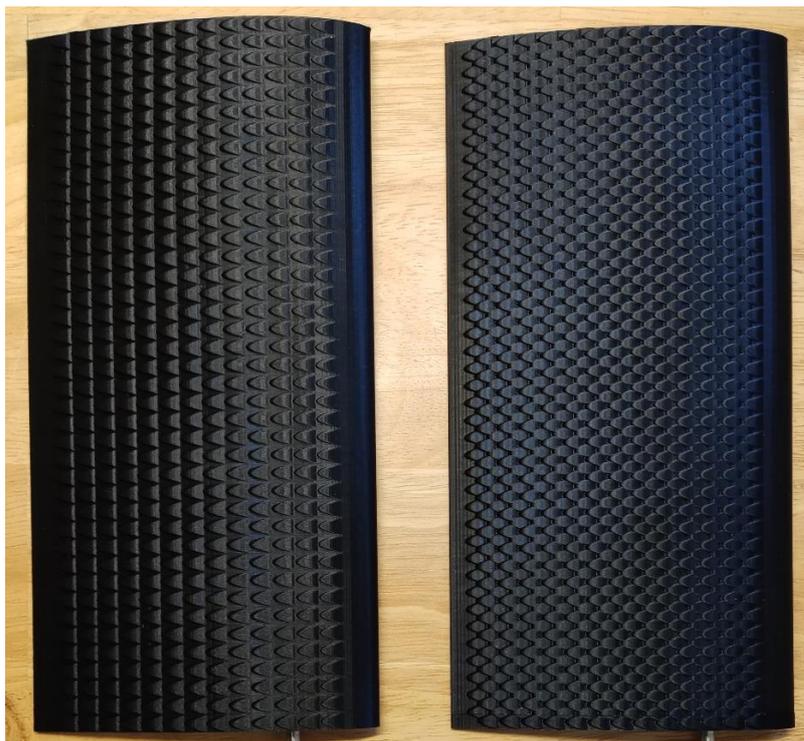


Figura 26 - LF à esquerda e LFA à direita.

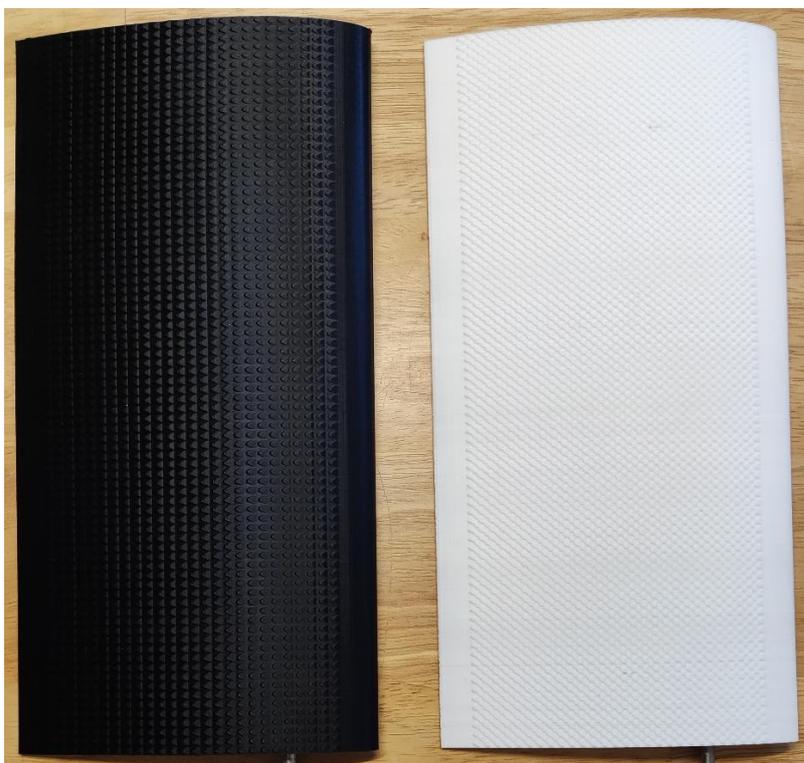


Figura 27 - TF à esquerda e TFA à direita.



Figura 28 - TTFA.

Como foi referido anteriormente, a impressão do último modelo resultou numa asa praticamente lisa por ultrapassar as capacidades de resolução da impressora (Figura 28).

Varetas de suporte

Para cada modelo testado foi necessário maquinar varetas metálicas como apresentado na figura 29. As varetas têm 4 mm de diâmetro com duas cavilhas A e B atravessadas de 2 mm de diâmetro. A vareta é serrada com o comprimento correto para que a asa se encontre sempre a meio da seção de testes do túnel de vento e para que na extremidade oposta ao sensor de forças não excedesse a envergadura máxima do modelo em questão. Foi necessário lixar e polir todos os cantos uma vez que o encaixe no sensor de forças tem uma precisão de maquinação com muito pouca tolerância. Também as varetas A e B tiveram de ser maquinadas, serradas e lixadas.



Figura 29 - Vareta onde em A encaixa no sensor de forças e B localiza-se a meio do modelo.

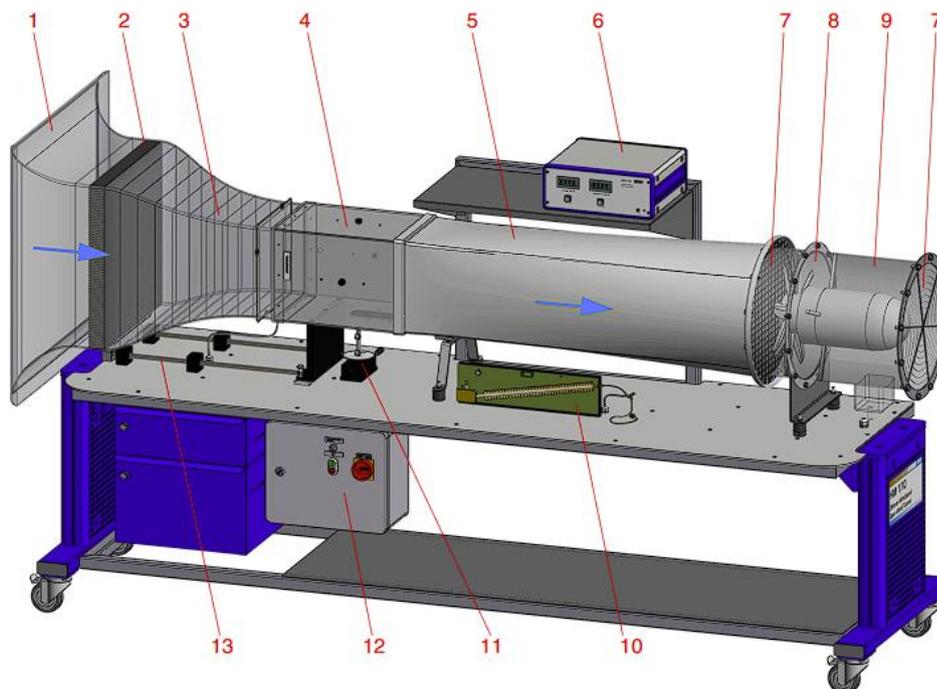
De modo a fixar a vareta ao modelo, foi usado um adesivo convencional ´super cola`. Na figura 30 podemos ver o resultado de alguns dos modelos lisos prontos para testes no túnel de vento.



Figura 30 - Alguns dos modelos lisos testados.

Testes em túnel de vento Gunt Hamburg HM 170

Uma vez com os modelos prontos para testes iniciou-se a análise do seu desempenho aerodinâmico no túnel de vento Gunt Hamburg 170 disponível no laboratório de aerodinâmica da Atlântica, apresentado na figura 31.



1	Inlet funnel (shown transparent)	8	Fan
2	Flow straightener	9	Fan tube (shown transparent)
3	Nozzle (shown transparent)	10	Inclined tube manometer
4	Measuring section	11	Force sensor
5	Diffuser	12	Switch box
6	Measuring amplifier	13	Guide rail
7	Safety guard		

Figura 31 - Detalhes do túnel de vento Gunt Hamburg HM 170.

O túnel de vento Gunt Hamburg 170 é uma máquina bastante sensível com sensores que têm de ser devidamente calibrados sempre que um modelo é testado. Os testes foram realizados com o seguinte procedimento:

1. Ligar máquina, sensor 170.40, unidade de aquisição de dados 170.60 e aguardar 30 minutos para que os sensores aqueçam e anulem flutuações nas suas medições;
2. Calibrar o sensor de forças com ângulo de ataque através do software do túnel de vento, acertando as posições -90° , 0° , $+90^\circ$, uma de cada vez.
3. Posicionamento do modelo em estudo dentro da secção de testes e encaixado no sensor de forças.
4. Acertar o ângulo de ataque desejado para medição, por exemplo -10° , e de seguida, através do instrumento de medição (6), anular as suas medições residuais de forças de sustentação, arrasto e momentos e colocar a zero.

5. Ligar o ventilador e atingir a velocidade desejada, por exemplo 10 *m/s*. Esperar uns segundos para que as forças medidas estabilizem e de seguida gravar os dados desse ponto de medição. Uma vez guardados os dados, desligar o ventilador.
6. Repetir passos 4º e 5º para os seguintes ângulos de ataque em geral, sem alterar o valor da velocidade: -10º, -5º, 0º, 5º, 10º, 15º. Normalmente, a partir dos 10º aproxima-se o momento em que ocorre o a perda aerodinâmica e portanto, fazem-se medições menos espaçadas.
7. Uma vez desenhada a curva de performance desejada para o modelo em testes, deve-se gravar os dados obtidos no computador.
8. Repetir passos 4º a 7º, para o mesmo modelo, mas a diferentes velocidades, como por exemplo, 15 *m/s*, 17 *m/s*, 18 *m/s*, 19 *m/s*, 20 *m/s*, 21 *m/s*.
9. Repetir passos 3º a 8º para um modelo diferente.



Figura 32 - Túnel de vento com um modelo pronto para testes.

Nas figuras 32 e 33, podemos ver um modelo dentro da secção de testes do túnel de vento pronto para ser testado a diferentes ângulos de ataque e velocidades.



Figura 33 - Modelo na secção de testes do túnel de vento.

Não foi possível testar velocidades superiores às indicadas na tabela 5 do subcapítulo 5.1, uma vez que o sensor de forças tem um limite de 4 Newtons. Os modelos foram, portanto, testados ao limite possível nunca chegando aos 4 Newtons para não danificar o instrumento. Como veremos à frente no capítulo 5, este limite complicou a obtenção de resultados úteis nos modelos com pequenas penas no extradorso.

Após realizar os testes em túnel de vento obtêm-se os dados num ficheiro de texto com as informações de cada ponto de dados gravado: força de sustentação, força de arrasto, momento, velocidade e ângulo de ataque. A partir destes pontos podemos obter gráficos do desempenho aerodinâmico como veremos no capítulo à frente.

ANÁLISE INICIAL A MODELOS LISOS DE SECÇÃO VARIÁVEL

Neste capítulo vou abordar todos os dados obtidos experimentalmente. Como explicado anteriormente, o primeiro passo para a validação dos resultados do túnel de vento passou pela realização de testes de resposta aerodinâmica a modelos de asas retangulares com diferentes dimensões de corda e envergadura. No capítulo seguinte apresento os resultados obtidos para os modelos com pequenas penas simuladas no extradorso.

Força de sustentação

Inicialmente, e através dos testes em túnel de vento, são obtidos os dados das curvas de sustentação gerada para cada ângulo de ataque testado. A sustentação é depois transformada no coeficiente de sustentação a partir da equação abaixo onde $S = b \times c$, b =envergadura, c =corda:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S} \quad (50)$$

Na figura 34 podemos observar os resultados desta transformação matemática.

Coefficiente de sustentação

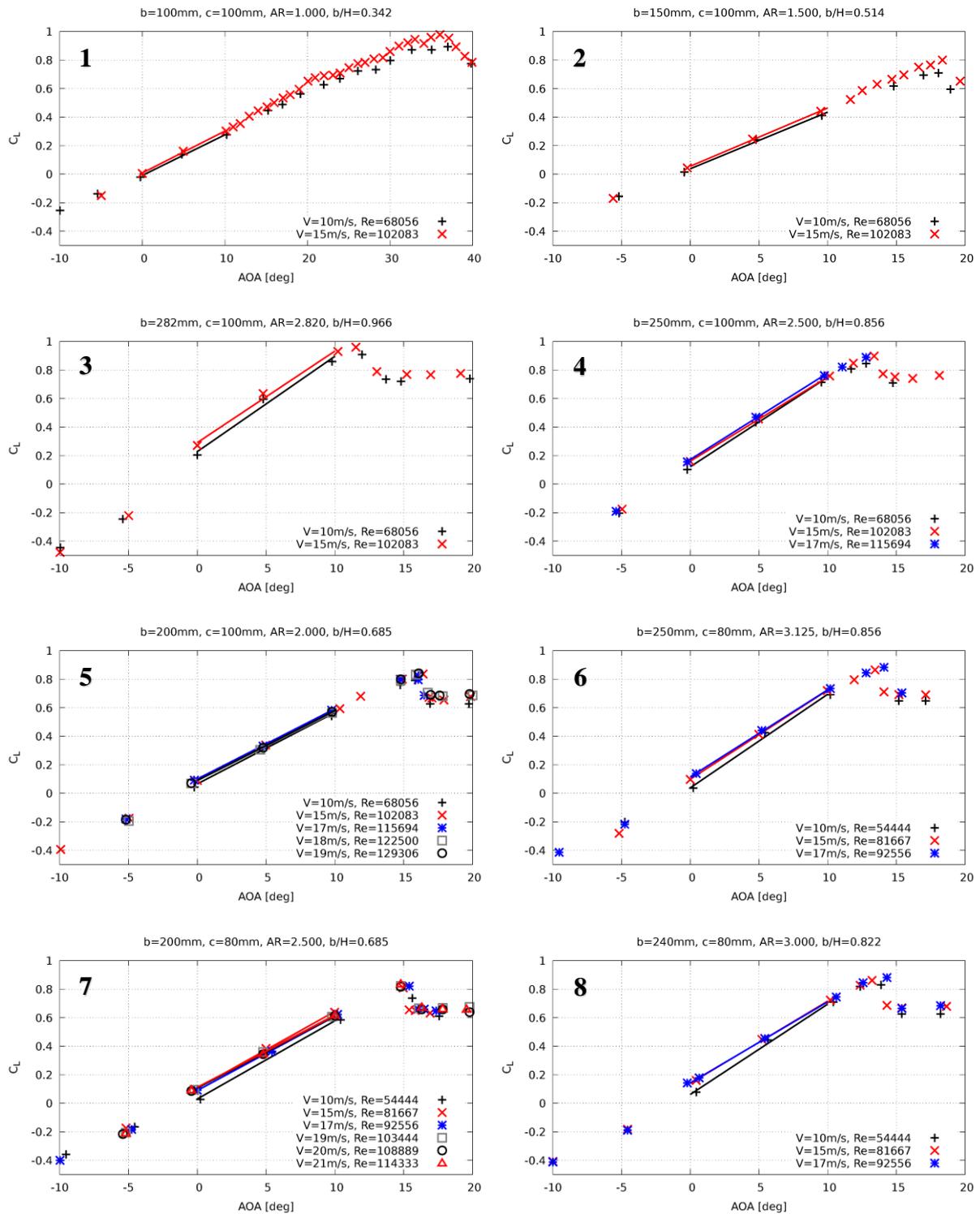


Figura 34 - Coeficiente de sustentação, C_L .

Cada um dos gráficos da figura 34 apresenta os valores do coeficiente de sustentação para cada modelo liso a diferentes velocidades.

O coeficiente de sustentação é um parâmetro adimensional utilizado para descrever a força de sustentação. Quanto mais elevado for este valor, maior é a sustentação gerada, como podemos verificar pela equação 54.

No gráfico nº1 da figura 34, que corresponde ao modelo nº1 com 100 mm de corda e 100 mm de envergadura, a perda de sustentação ocorreu a cerca de 35°, uma vez que este modelo tem um *aspect ratio* igual a 1 e ocorre um aumento da força de sustentação devido aos vórtices criados nas pontas da asa que se interferem entre si e entre o extradorso do modelo. Apesar da perda ocorrer mais tarde para este modelo, uma vez que o declive da curva é menor, o valor máximo de CL é da mesma ordem de grandeza dos restantes modelos. Houve, no entanto, uma flutuação perto dos 20°. Como podemos verificar em todos os outros gráficos desta figura, o ângulo de perda de sustentação ocorre entre 10° e 15°.

Podemos ainda observar os segmentos de reta definidos entre 0° e 10° utilizados para o cálculo do declive na região linear da curva, que equivale ao parâmetro a anteriormente referido.

A teoria da linha sustentadora permite converter por meio das equações 32 e 33 este declive de uma asa tridimensional para um perfil alar e vice-versa. De modo a comparar este parâmetro entre todos os modelos, o valor de declive do perfil alar a_0 obtido a partir de a está representado na figura 35.

Para uma melhor visualização dos resultados obtidos para cada modelo liso, apresento no anexo 8.1 os gráficos do coeficiente de sustentação em tamanho grande.

Declive do coeficiente de sustentação

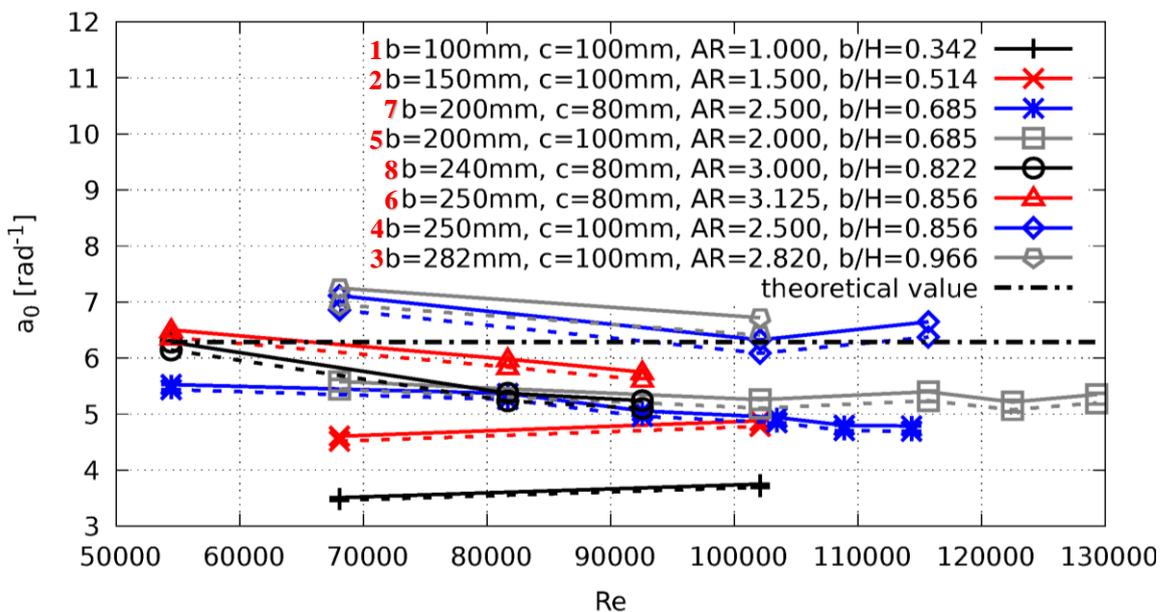


Figura 35 – Declive do coeficiente de sustentação dos modelos, a_0 .

Segundo a teoria dos perfis delgados o valor teórico para a_0 é exatamente 2π , e está representado com uma linha de traço e ponto preto na figura 35. Nessa mesma figura são também apresentados os valores obtidos para cada modelo e velocidade testada. Os números a vermelho ao lado de cada configuração de modelo, fazem referência à numeração de cada modelo.

Pela figura 35 verificamos que, quanto maior for o AR, mais próximo do valor teórico estão os valores experimentais para este parâmetro. As linhas tracejadas que estão próximo de cada curva representam os valores corrigidos para o fenómeno de blockage, descrito no capítulo 2.9. A diferença entre os valores medidos e os valores corrigidos não é significativa, no entanto, é interessante verificar que caso do modelo nº4, os valores corrigidos estão muito próximos do valor teórico.

Tanto o modelo nº1 como o modelo nº2 têm resultados que estão bastante longe do que é previsto pela teoria da linha sustentadora, o que torna complicada a comparação entre valores teóricos e experimentais, ou seja, o teoria dos da linha sustentadora não é uma boa representação para modelos com valores baixos de *aspect ratio* AR, da ordem de 1,5.

Podemos ainda verificar na figura 35 que o fator a_0 se mantem praticamente constante com a variação do número de Reynolds.

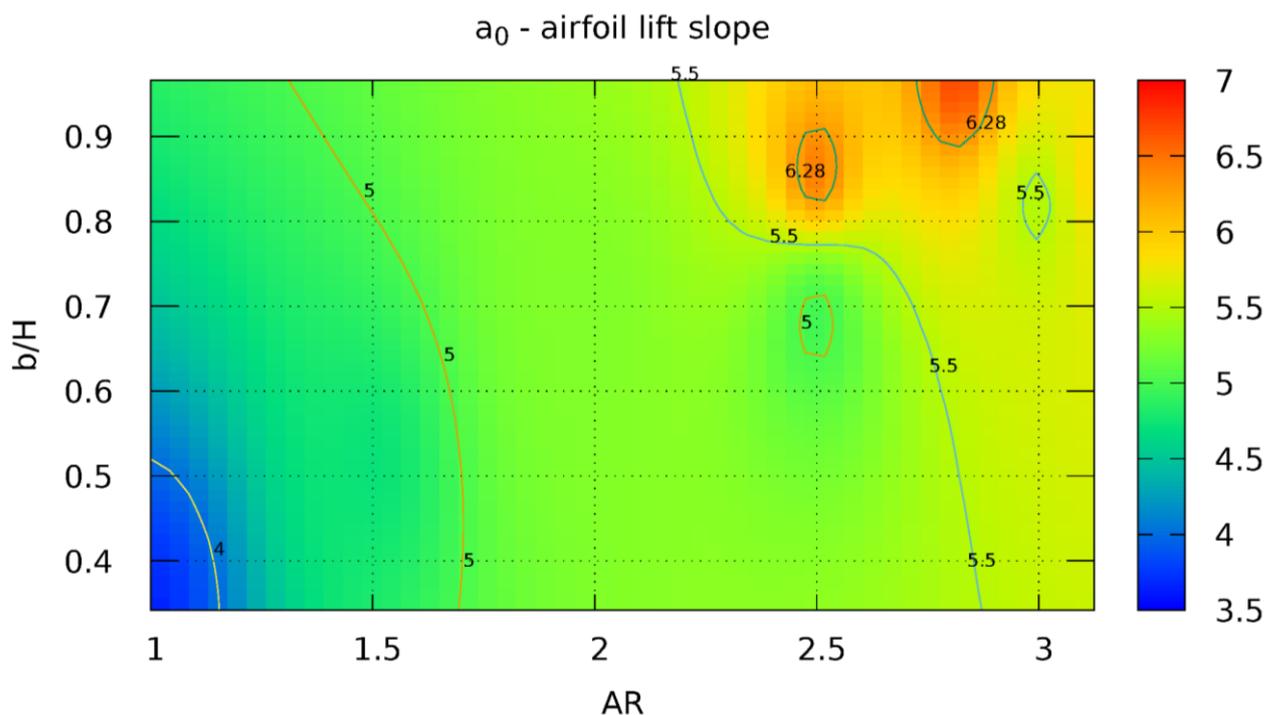


Figura 36 – Mapa da influência de AR e b/H sob o parâmetro a_0 .

Na figura 36 está representado um mapa com a influência que os parâmetros AR e b/H têm sob o parâmetro a_0 . Pode-se verificar que a região ótima do parâmetro a_0 que equivale a 2π , ou aproximadamente 6,28, ocorre para valores de AR entre 2,4 e 2,8 em simultâneo com valores de b/H entre 0,81 e 1.

Ângulo de ataque de sustentação nula

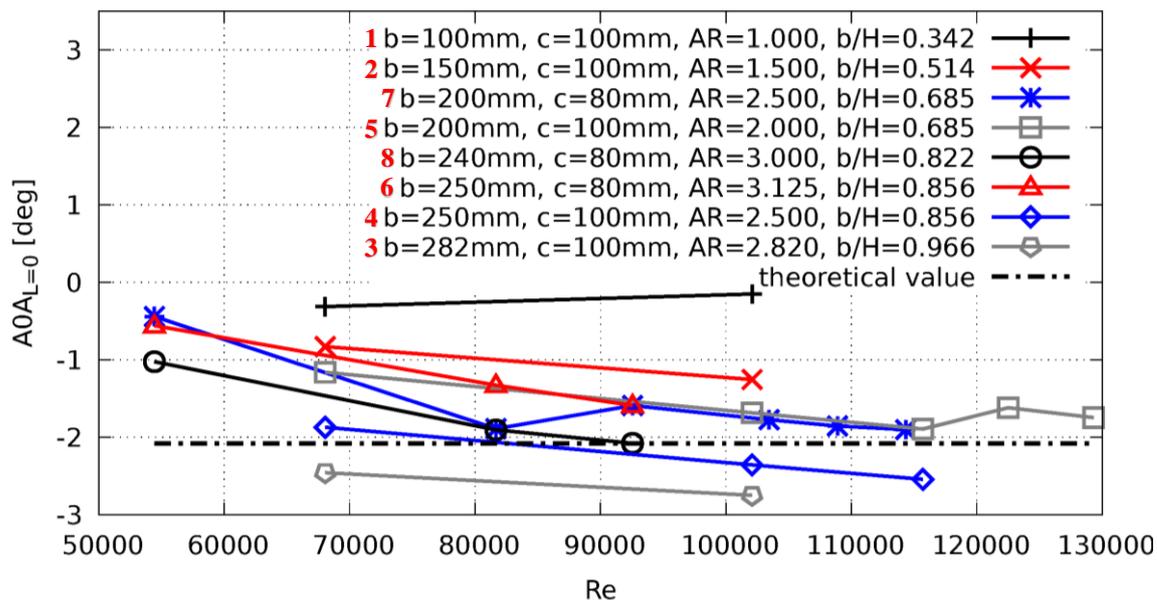


Figura 37 – Ângulo de ataque cuja sustentação é zero, $AOA_{L=0}$.

Outro parâmetro experimental que pode ser comparado com o obtido teoricamente com a teoria dos perfis delgados é o ângulo de ataque para o qual a sustentação é nula. Na figura 37 acima são apresentados os valores experimentais obtidos para este parâmetro e está também representado com linha de traço e ponto a preto o valor teórico de $-2,08^\circ$, calculado pela teoria dos perfis delgados tal como é explicado no subcapítulo 3.3.

O valor de $\alpha_{L=0}$ é igual para um mesmo perfil 2D e asa 3D. Neste caso o modelo que se ajusta melhor à realidade é também o n°4.

Mais uma vez os modelos n°1 e n°2 estão completamente desajustados com a teoria dos perfis delgados. Uma vez que um perfil equivale a uma asa de envergadura infinita, este parâmetro confirma que é necessário um valor mínimo de AR para que a teoria dos perfis delgados seja aplicável.

Podemos verificar que, para os modelos que se aproximam dos valores teóricos, com o aumento do número de Reynolds o ângulo de ataque de sustentação nula tende a diminuir.

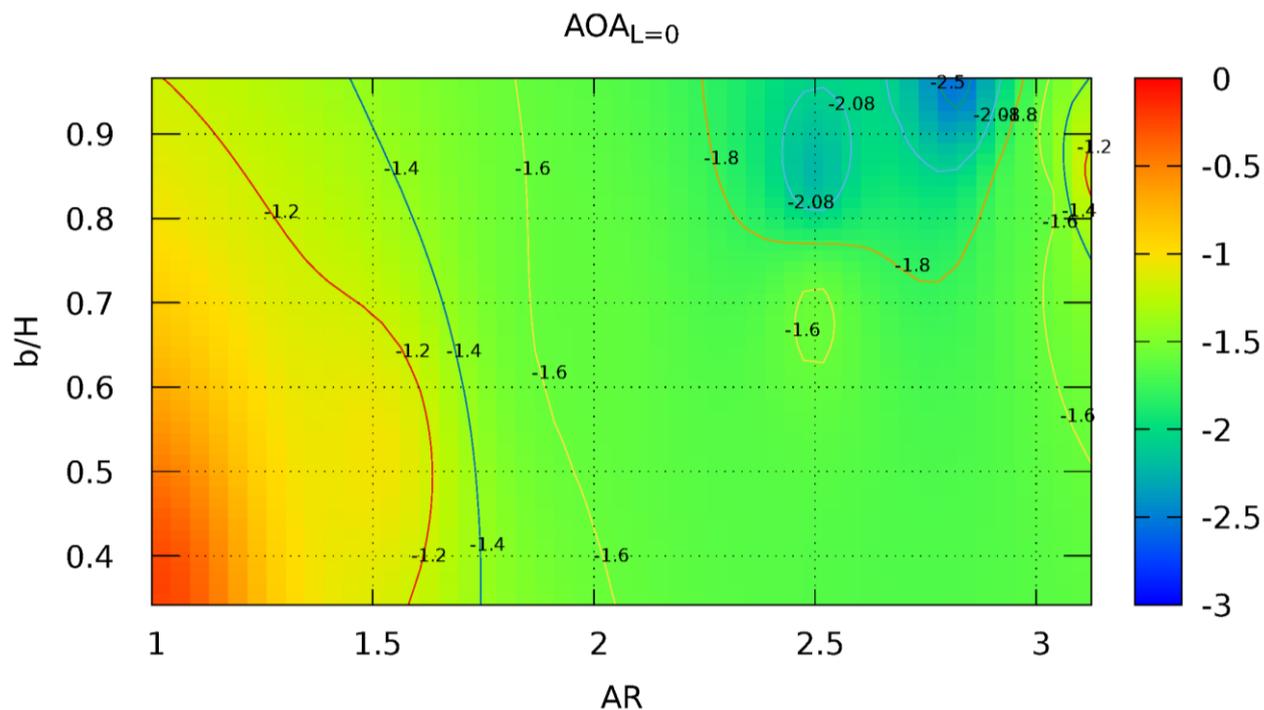


Figura 38 – Mapa da influência de AR e b/H sob o ângulo de ataque cuja sustentação é zero.

Na figura 38 está representado um mapa com a influência que os parâmetros AR e b/H têm sob o ângulo de ataque cuja sustentação é zero. Pode-se verificar que a região ótima deste parâmetro $AOA_{L=0}$ que equivale a $-2,08^\circ$, ocorre novamente para valores de AR entre 2,4 e 2,8 em simultâneo com valores de b/H entre 0,81 e 1.

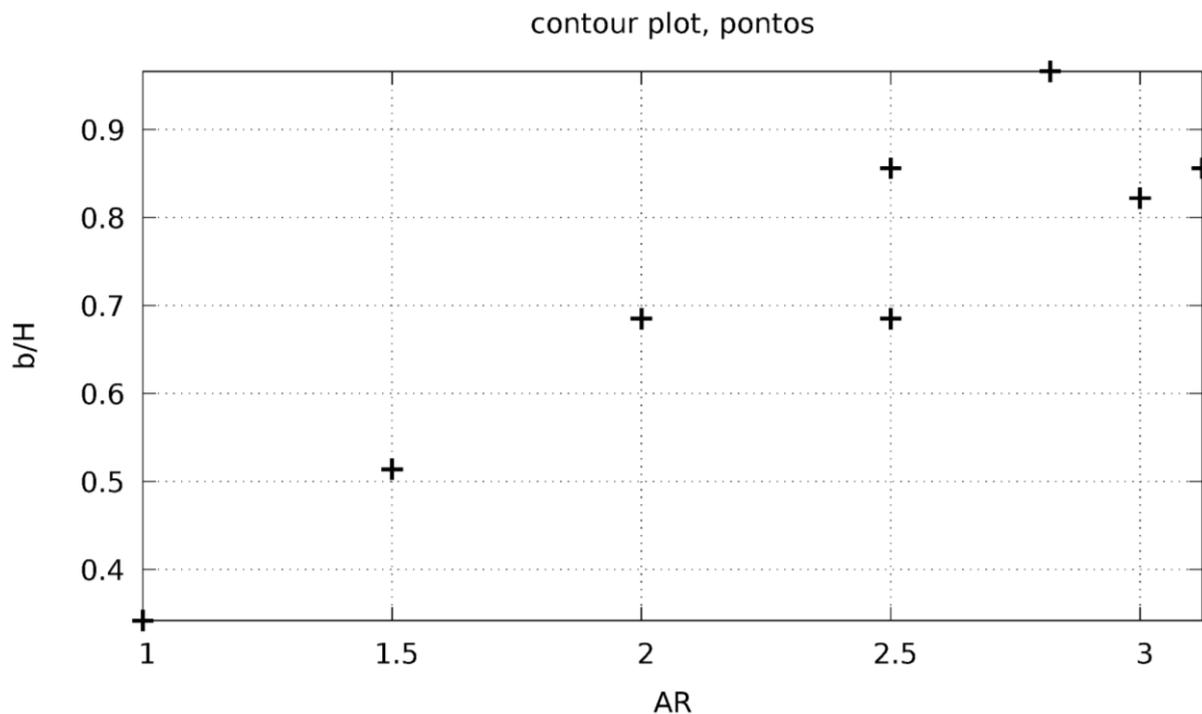


Figura 39 – Pontos usados para extrapolar e gerar as figuras 36 e 37.

Na figura 39 estão representados os pontos de dados utilizados para extrapolação e assim gerar as figuras 36 e 38. É de referir que não foram testadas mais configurações de modelos pelas limitações impostas referidas e explicadas anteriormente, nomeadamente a área de seção de testes do túnel de vento e a corda de perfil mínima compatível com a vareta de suporte. Por este motivo e por considerar que os dados são muito espaçados, os resultados deste tipo de gráficos podem não corresponder à realidade.

Coeficiente de sustentação máximo

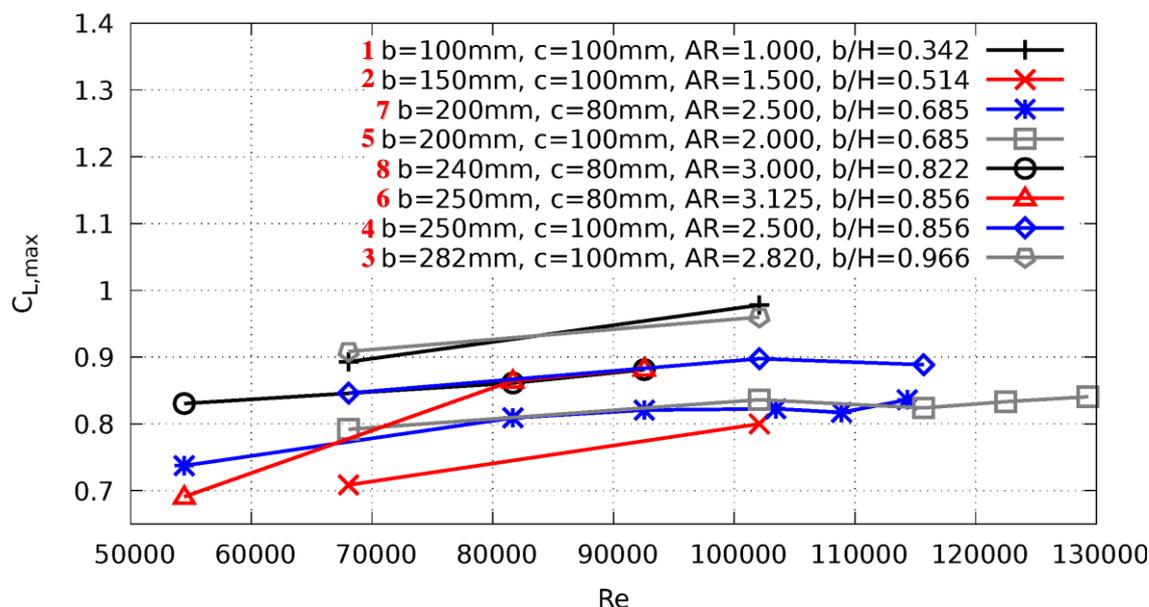


Figura 40 – Coeficiente de sustentação máximo, $C_{L,max}$.

Na figura 40 são apresentados os valores máximos do coeficiente de sustentação. Quanto mais elevado for este valor, menor é a velocidade de perda. Normalmente, e segundo valores experimentais disponíveis na literatura, o coeficiente de sustentação máximo aumenta com o número de Reynolds (Ira H. Abbott, 1959). Nesta mesma literatura são apresentados valores do coeficiente de sustentação máximo da mesma ordem de grandeza que os resultados obtidos experimentalmente e apresentados na figura 40.

Excluindo os modelos nº1 e nº2 por motivos anteriormente explicados, os modelos que apresentam um valor mais elevado são os modelos nº3, nº4 e o nº8.

Ângulo de ataque do coeficiente de sustentação máximo

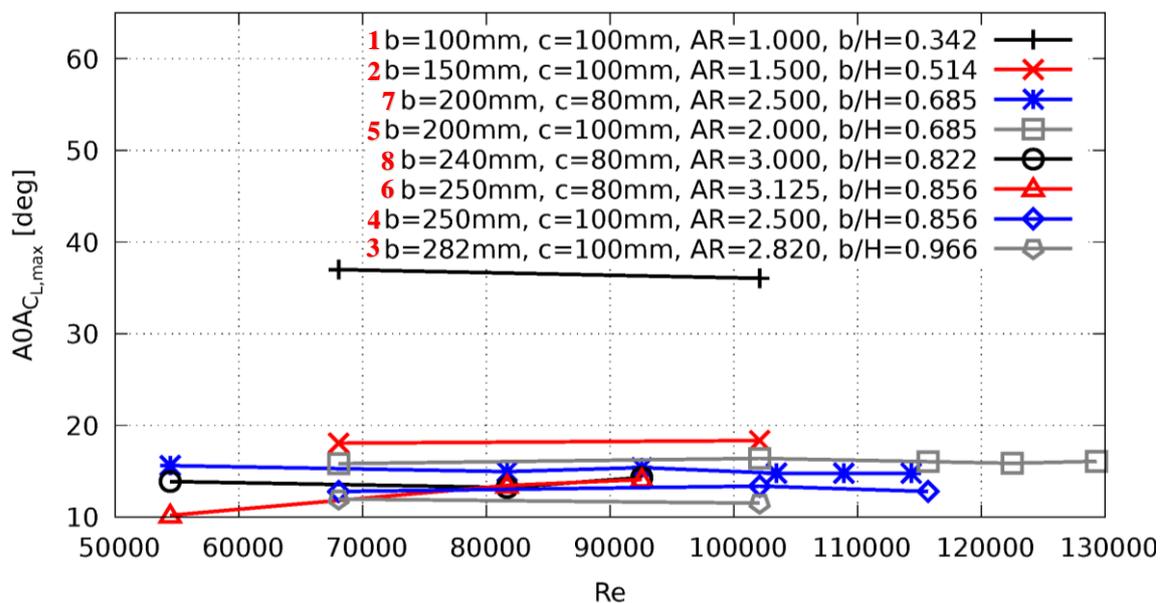


Figura 41 – Ângulo de ataque onde o coeficiente de sustentação é máximo, $A0A_{CL,max}$.

Na figura 41 é apresentado o ângulo de ataque cujo coeficiente de sustentação é máximo, ou, por outras palavras, o ângulo de perda. Mais uma vez o modelo nº1 não retrata a realidade e apresenta um ângulo de perda perto dos 37°. Os restantes modelos já apresentam resultados esperados que rondam os 15°. Também se verifica que à medida que AR aumenta, o ângulo de perda aerodinâmica diminui.

Momentos aerodinâmicos

Coeficiente de momento a 1/4 da corda

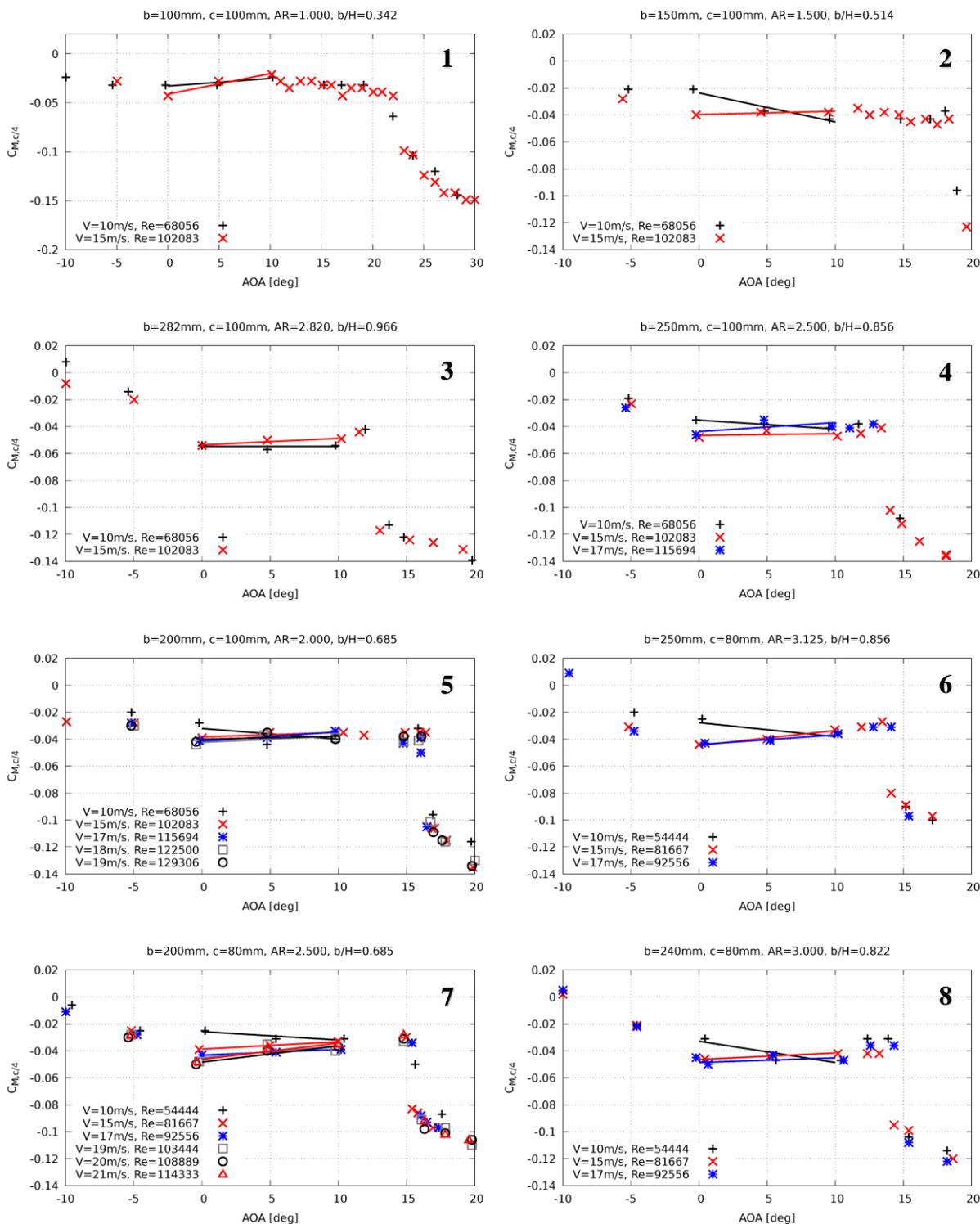


Figura 42 – Coeficiente de momento a $\frac{1}{4}$ da corda, $C_{M,c/4}$.

Uma vez que o suporte dos modelos foi colocado a $1/4$ da corda, os momentos que são medidos diretamente pelo sensor HM170.40 são em torno deste ponto visível nas figuras 15 e 16. Os coeficientes respectivos podem ser calculados diretamente com a equação 25.

Na figura 42 são apresentados os valores calculados dos coeficientes de momento a $1/4$ da corda de cada modelo de asa e a sua variação com cada velocidade testada.

O coeficiente de momento a $1/4$ da corda (localização da vareta e sensor de forças) indica a tendência que o modelo tem para rodar no sentido dos ponteiros do relógio. Quando positivo, indica uma tendência para levantar o bordo de ataque, e o contrário quanto o coeficiente é negativo.

Ainda na figura 42 estão representados os segmentos de reta que foram utilizados, através dos seus declives, para o cálculo do centro aerodinâmico.

Para uma melhor visualização dos resultados obtidos para cada modelo liso, apresento no anexo 8.2 os gráficos do coeficiente de momento a $1/4$ da corda em tamanho grande.

Centro aerodinâmico

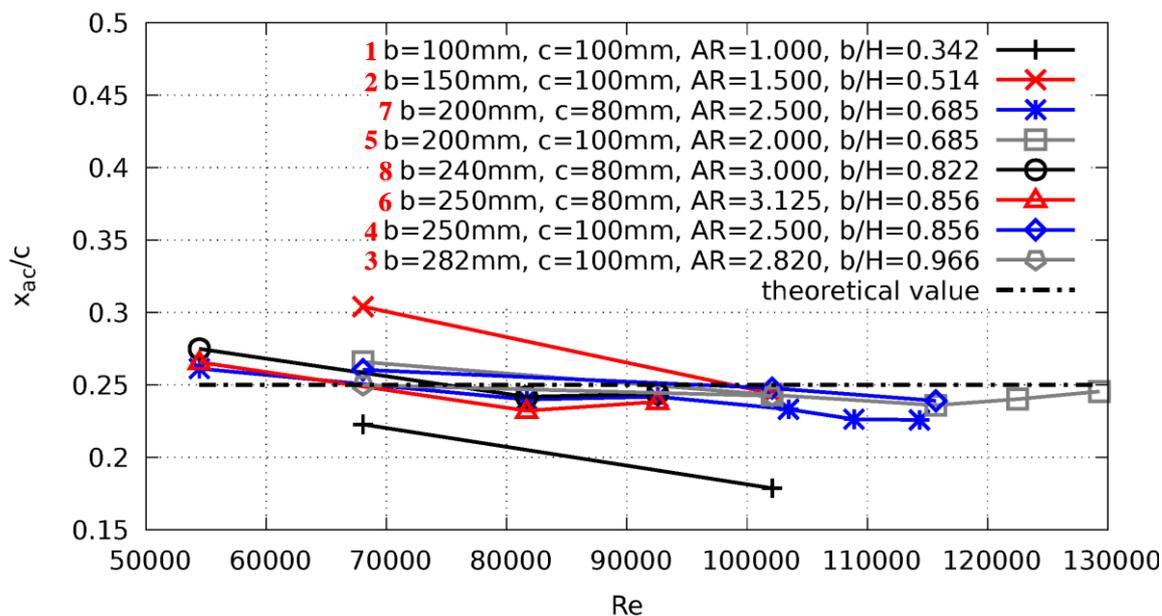


Figura 43 – Posição do centro aerodinâmico sob a corda, x_{ac}/c .

Na figura 43 acima o valor teórico para a localização do centro aerodinâmico, que foi calculado pela equação 30, é representado pela linha de traço e ponto a preto. Este valor varia com a corda de cada modelo uma vez que é definido por $\frac{c}{4}$.

Podemos verificar novamente que os modelos nº1 e nº2 são os que apresentam os piores resultados. Todos os restantes modelos têm valores aceitáveis e muito consistentes para a localização do centro aerodinâmico.

Podemos verificar que a posição do centro aerodinâmico sob a corda tem uma variação muito pequena com o aumento do número de Reynolds.

Coefficiente de momento em torno do centro aerodinâmico

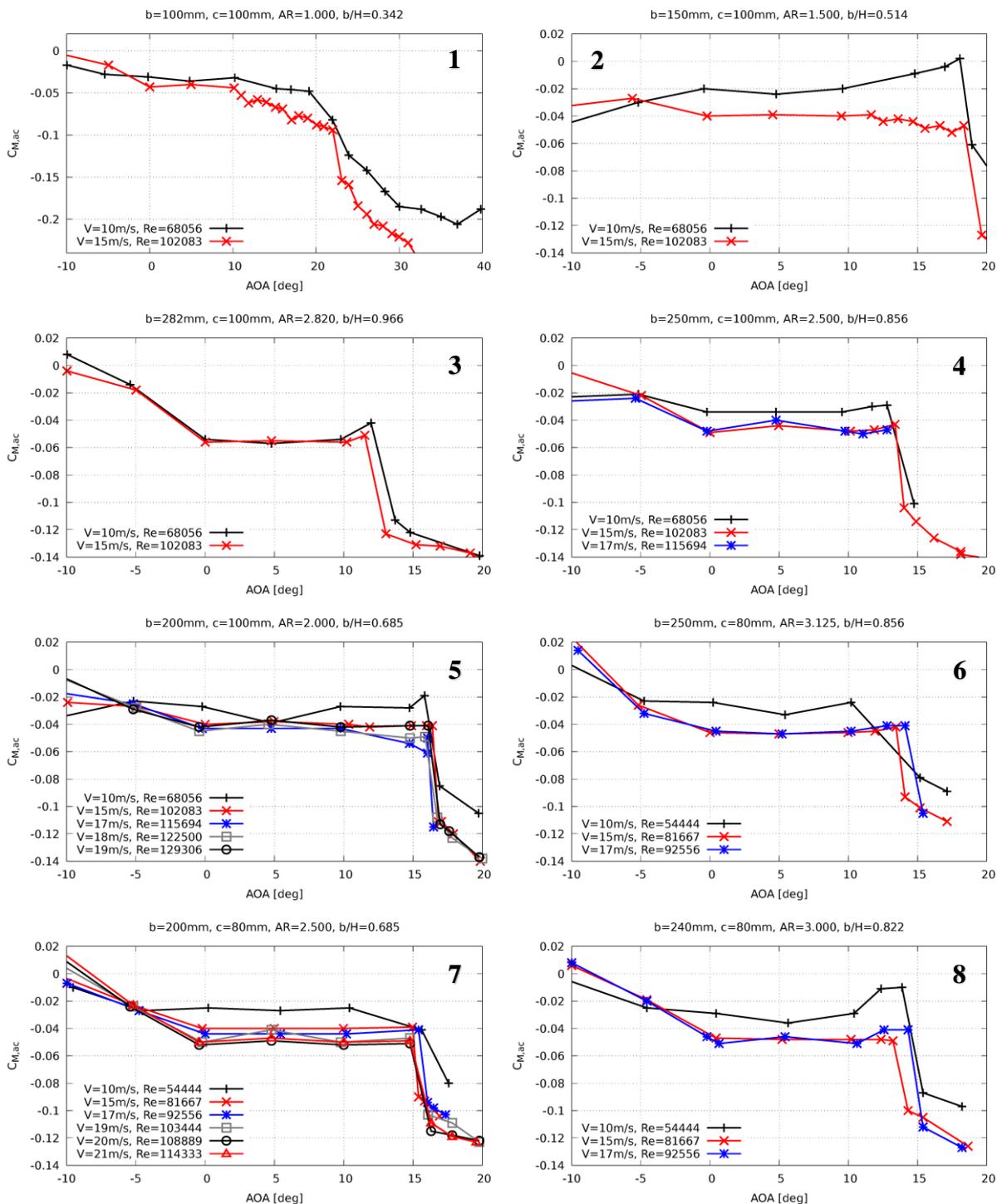


Figura 44 – Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico, $C_{M,ac}$.

Na figura 44 é apresentado o coeficiente de momento no centro aerodinâmico para cada modelo e velocidade testada.

O coeficiente de momento no centro aerodinâmico indica a tendência que o modelo tem para rodar no sentido dos ponteiros do relógio. Neste caso esta tendência é medida na posição do centro aerodinâmico.

Teoricamente é esperado que este coeficiente seja estável entre -5° e 10° e podemos confirmar que na maioria dos modelos testados o mesmo aconteceu entre 0° e 10° .

Para uma melhor visualização dos resultados obtidos para cada modelo liso, apresento no anexo 8.3 os gráficos do coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico em tamanho grande.

Centro de pressão

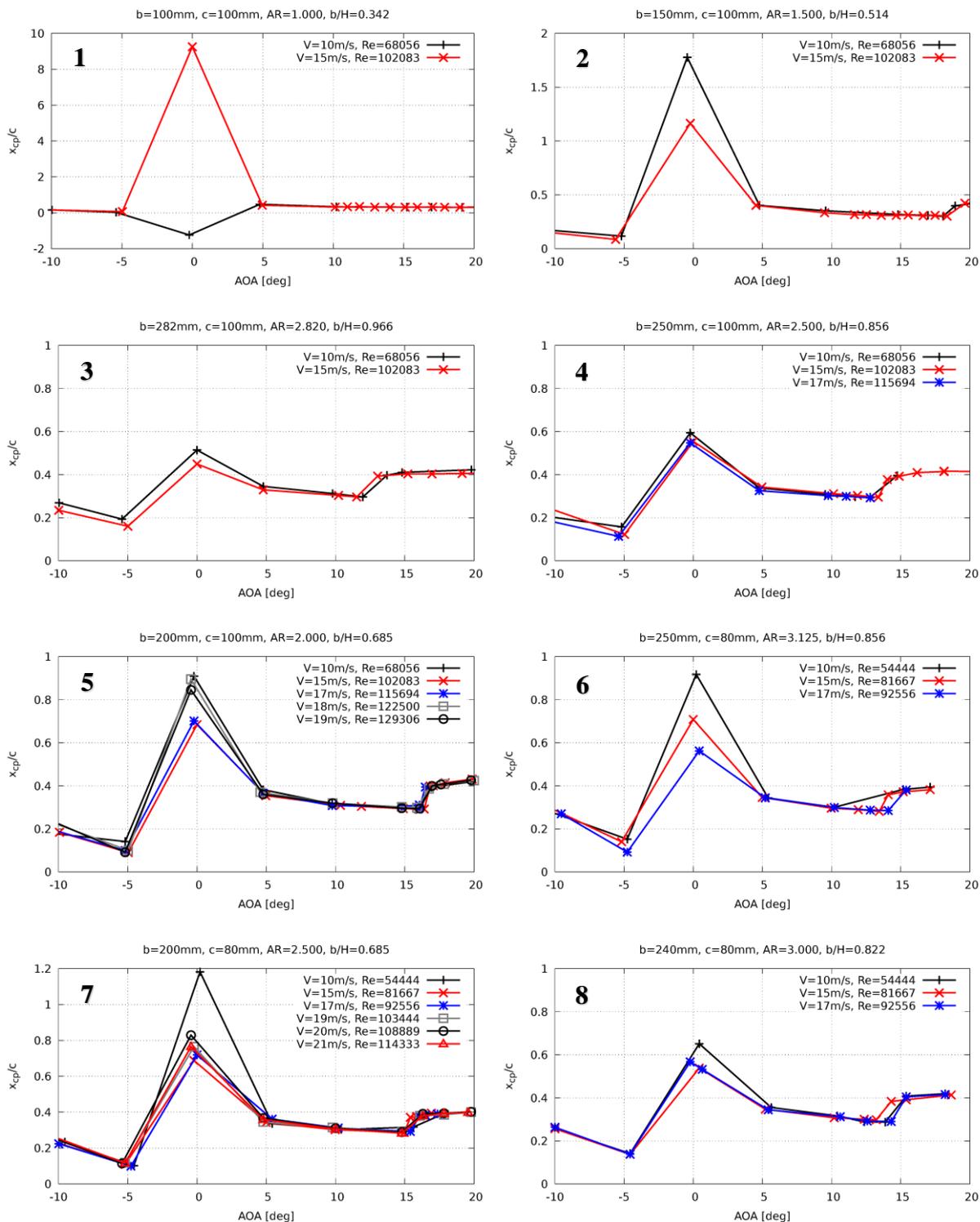


Figura 45 – Localização do centro de pressão, x_{cp}/c .

Na figura 45 é apresentada a localização do centro de pressão para cada modelo e velocidade testada.

O centro de pressão, que é calculado através da equação 26, é um ponto de aplicação da resultante de todas as forças aerodinâmicas. De acordo com a teoria dos perfis delgados, o centro de pressão desloca-se para o infinito quando o coeficiente de sustentação tende para zero. Este ponto move-se ao longo da corda e pode mesmo sair da corda da asa como podemos verificar no gráfico nº1. O centro de pressão para o modelo nº1 chegou a estar localizado a jusante do modelo a uma distância de quase 10 vezes a corda.

Para uma melhor visualização dos resultados obtidos para cada modelo liso, apresento no anexo 8.4 os gráficos da localização do centro de pressão em tamanho grande.

Coeficiente de arrasto

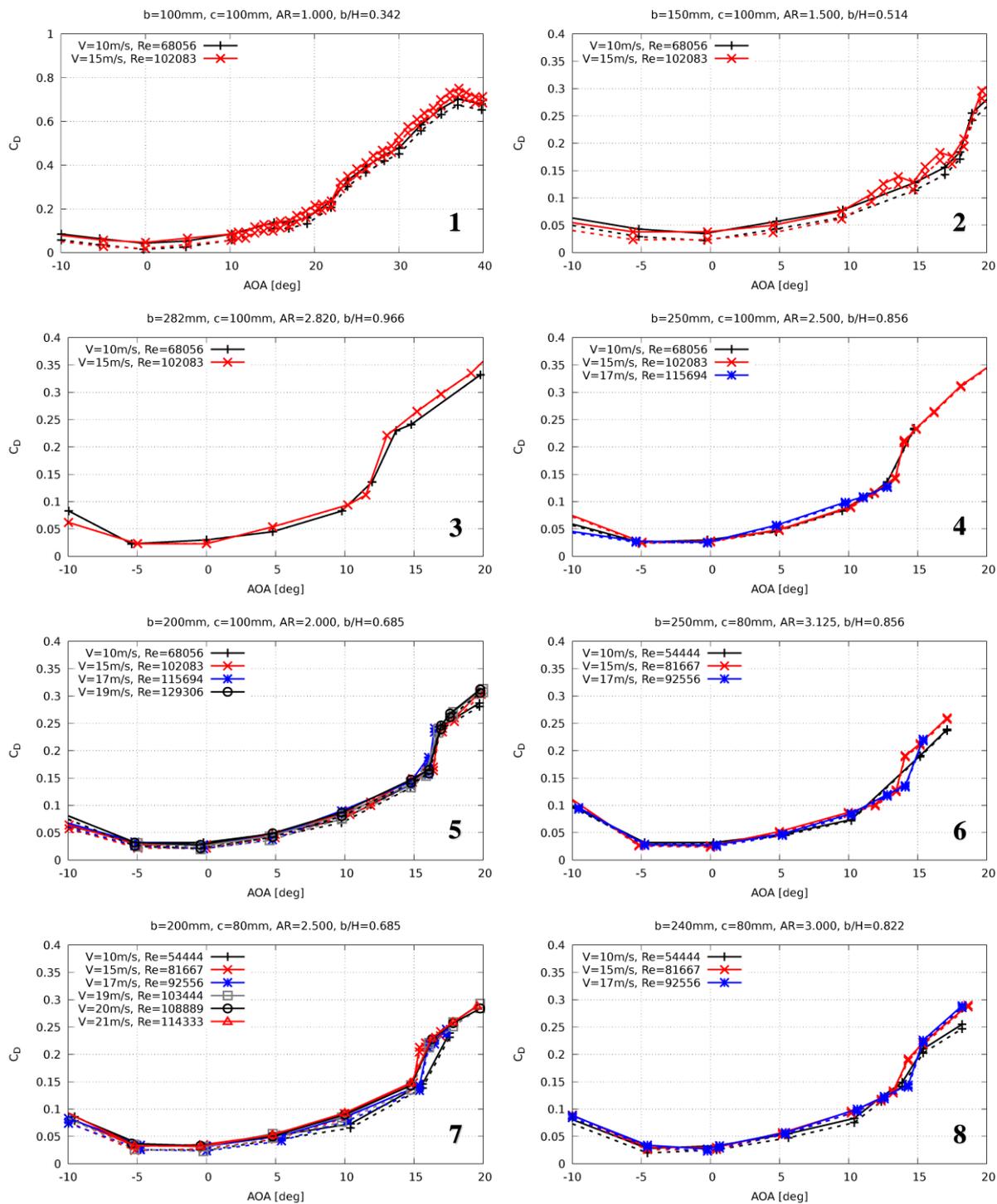


Figura 46 - Coeficiente de arrasto, C_D .

Na figura 46 é apresentado o coeficiente de arrasto para cada modelo de asa e velocidade testada.

O coeficiente de arrasto é um parâmetro adimensional utilizado para descrever a resistência aerodinâmica. Quanto mais elevado for este valor, pior é o desempenho aerodinâmico do modelo.

Neste conjunto de gráficos que se encontram todos na mesma escala, à exceção do modelo nº1, podemos verificar que o coeficiente de arrasto varia muito pouco de modelo para modelo. Como esperado, a forma dos gráficos é semelhante a uma parábola, até ser atingida a região de perda. Os valores de C_D obtidos sem a influência da vareta são da mesma ordem de grandeza dos valores encontrados na literatura (Hoerner, 1965) para uma asa tridimensional, mas um pouco acima destes. Esta discrepância poderá estar relacionada com o acabamento da superfície que apesar de ser bastante satisfatório, é mais rugoso do que uma superfície polida.

A tracejado é apresentado o valor do coeficiente de arrasto corrigido, ou seja, sem o arrasto da vareta.

Os valores obtidos para o modelo nº1 são explicados pelo enorme arrasto induzido presente, causado pelo baixo valor de AR e ainda pelo arrasto gerado pela interação do vórtice de ponta de asa com o extradorso da mesma.

Para uma melhor visualização dos resultados obtidos para cada modelo liso, apresento no anexo 8.5 os gráficos do coeficiente de arrasto em tamanho grande.

Coeficiente de arrasto percentual da vareta de suporte

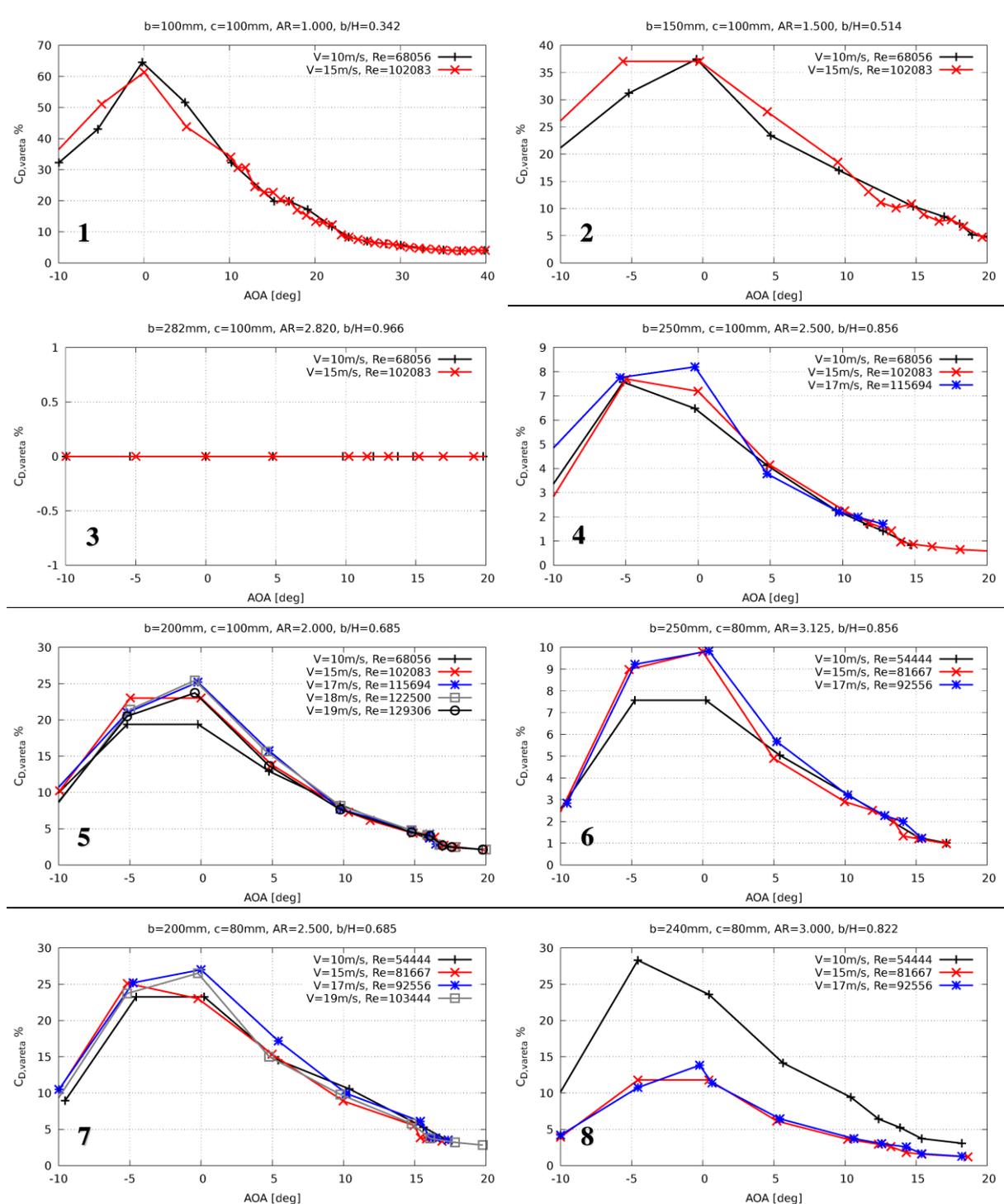


Figura 47 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta nos modelos lisos, $C_{D,vareta}\%$.

Na figura 47 é apresentado o coeficiente de arrasto percentual da vareta para cada modelo de asa lisa e velocidade testada. O valor da força de arrasto na vareta não varia com o ângulo de ataque, uma vez que a respetiva forma é simétrica em relação ao seu eixo. Quanto menor for a envergadura do modelo, maior será o comprimento de vareta exposto ao escoamento, e maior será a contribuição desta para o arrasto. O modelo 3 da figura 47 ocupa toda a secção de teste e como não há nenhum comprimento de vareta exposto na secção de teste, para este modelo a contribuição da vareta para a força de arrasto é nula. Na figura 46, é possível ver que a contribuição da vareta é pequena em geral, mas tratando-se de um valor constante, e considerando que o arrasto associado ao modelo também é pequeno quando a sustentação se aproxima de zero, a contribuição da vareta poderá ser significativa em proporção, podendo chegar a 65% no modelo 1 que tem o maior comprimento exposto de vareta, como mostrado na figura 47.

A força de arrasto foi medida para diferentes velocidades, para uma vareta de comprimento suficiente para ocupar toda a secção de testes. De seguida foi realizada uma proporção das forças medidas consoante o comprimento exposto de vareta em cada modelo.

Para uma melhor visualização dos resultados obtidos para cada modelo liso, apresento no anexo 8.6 os gráficos do coeficiente de arrasto percentual da vareta de suporte em tamanho grande.

Eficiência aerodinâmica

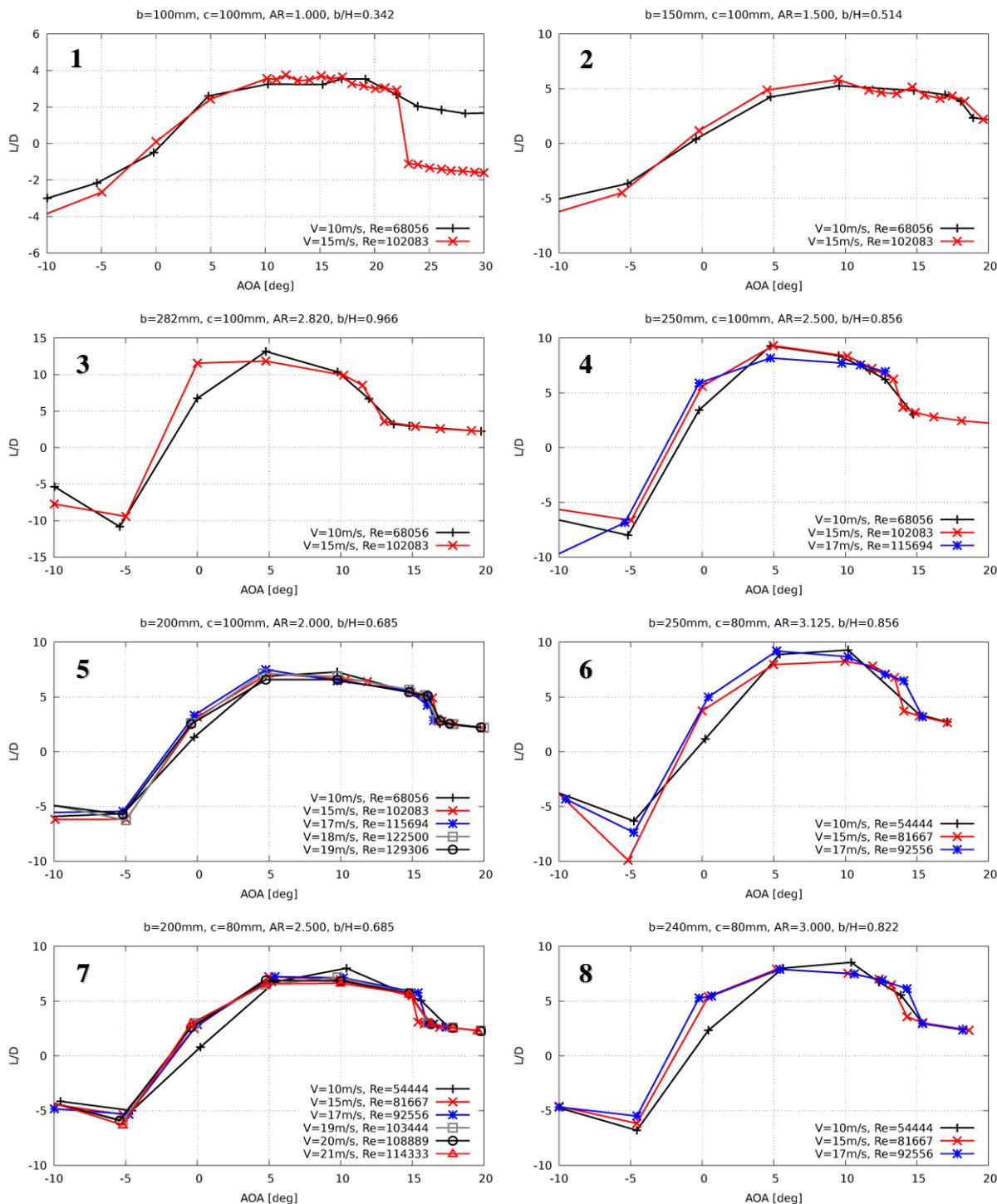


Figura 48 - Eficiência aerodinâmica, L/D .

Na figura 48 é apresentada a eficiência aerodinâmica de cada modelo e velocidade testada.

Esta compara a quantidade da força de sustentação gerada com a quantidade da força de arrasto. Quanto mais elevada for a razão entre ambas, mais eficiente é a aerodinâmica envolvida. Um valor positivo indica uma força de sustentação mais elevada que a força de arrasto. Um valor negativo indica que a força de arrasto é superior à sustentação gerada nesse instante.

O gráfico nº3, que representa o modelo nº3, é o que obtém a maior eficiência aerodinâmica. São os resultados esperados uma vez que é o modelo para o qual o declive da curva de C_L é mais elevado (figura 35), o que faz com que no ângulo de ataque de maior eficiência aerodinâmica, a razão entre sustentação e arrasto seja maior do que nos outros modelos.

Para uma melhor visualização dos resultados obtidos para cada modelo liso, apresento no anexo 8.7 os gráficos da eficiência aerodinâmica em tamanho grande.

Valor máximo da eficiência aerodinâmica

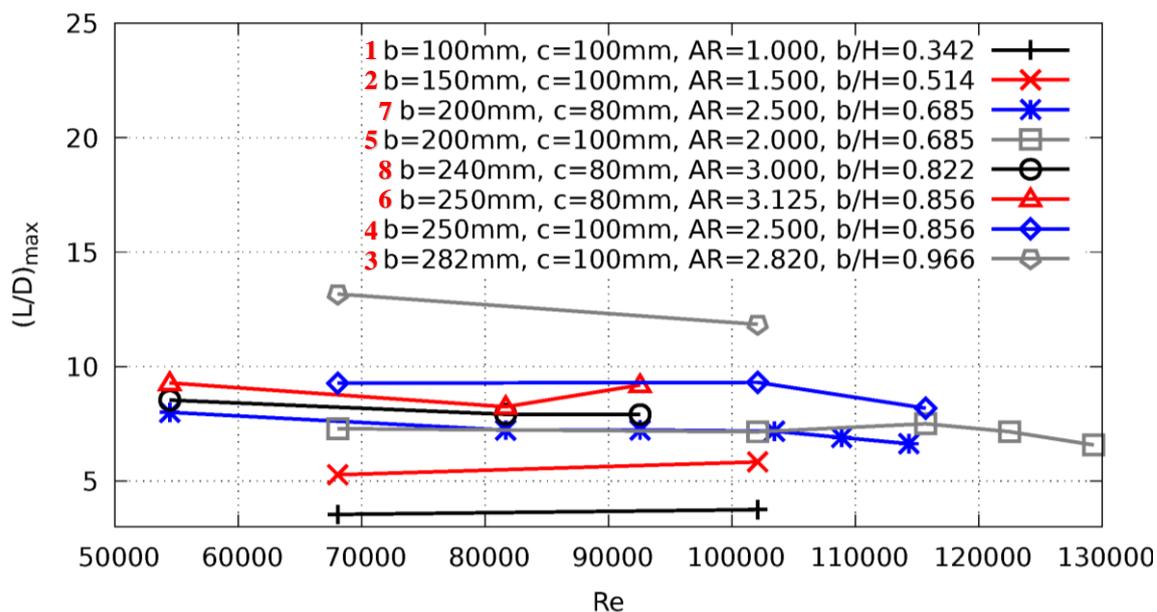


Figura 49 - Valor máximo da eficiência aerodinâmica, $(L/D)_{max}$.

Na figura 49 é apresentado para cada modelo o valor máximo da eficiência aerodinâmica. Por apresentar a maior área de superfície, o modelo nº3 é o que gera mais força de sustentação por unidade de arrasto. O pior modelo neste caso é mais uma vez o nº1 e o nº2. Todos os restantes apresentam resultados relativamente próximos uns dos outros.

Polar de arrasto

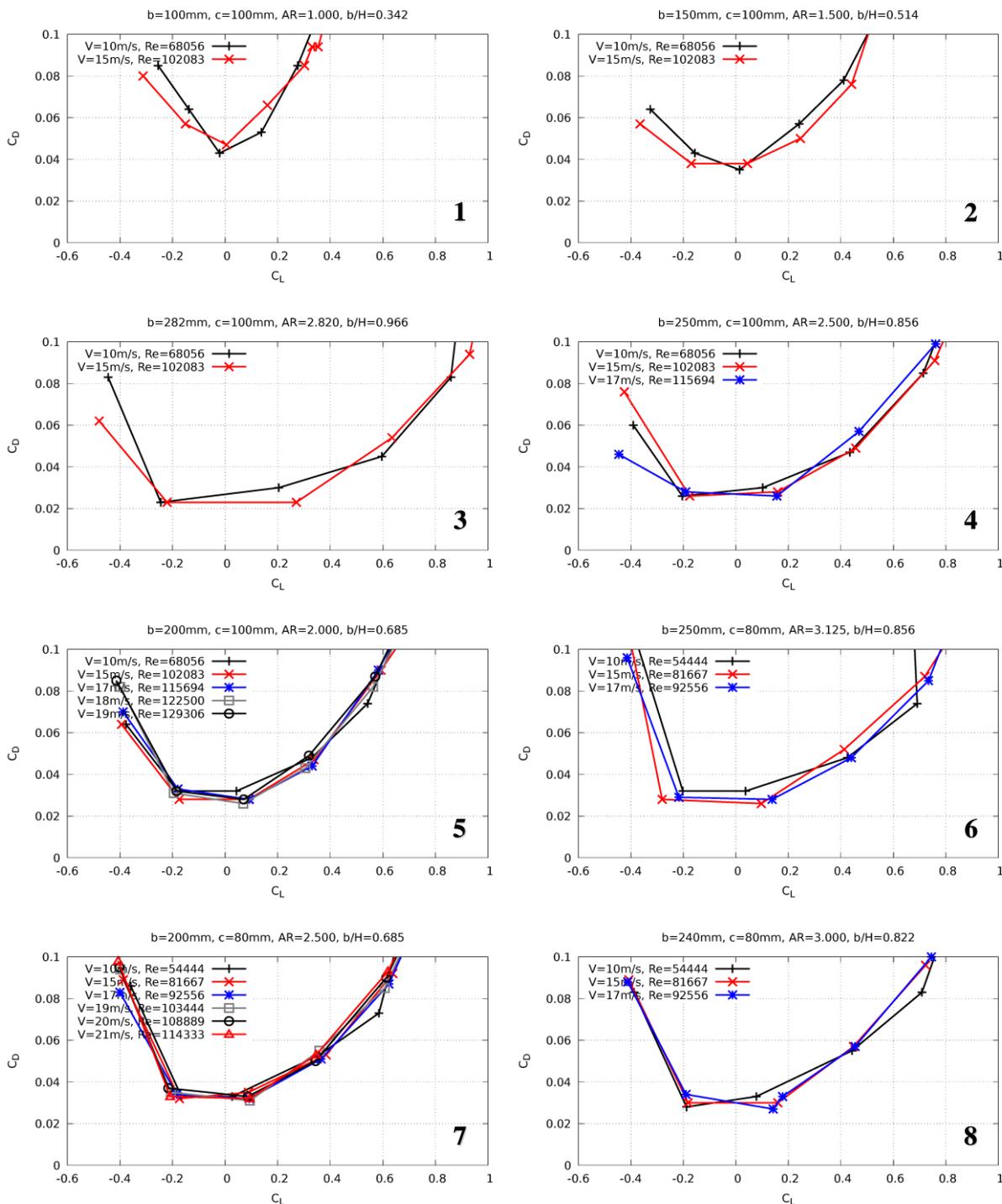


Figura 50 - Polar de arrasto, C_D/C_L .

Na figura 50 é apresentada a polar de arrasto que consiste em traçar o gráfico do coeficiente de arrasto *versus* o coeficiente de sustentação para cada modelo de asa e velocidade testada.

Estes gráficos descrevem a *performance* aerodinâmica de cada modelo e indicam a melhor condição de voo possível e onde este é mais eficiente. (John D. Anderson, 2017)

O gráfico nº3 apresenta o modelo mais eficiente que obtém um menor coeficiente de arrasto.

Os valores obtidos nesta figura são consistentes com a magnitude de resultados obtidos por um estudo semelhante onde foi testado no mesmo modelo de túnel de vento um corte de secção de uma aeronave M-346 também ela impressa em 3D. (Katarzyna Szwedziak, 2022)

Para uma melhor visualização dos resultados obtidos para cada modelo liso, apresento no anexo 8.8 os gráficos da polar de arrasto em tamanho grande.

Aspect ratio (AR) selecionado

Com base em todos os dados apresentados até ao momento, os modelos que se adaptam melhor e apresentam bons resultados quando comparados com a teoria são:

- Modelo nº4 (b=250 mm, c=100 mm, AR=2,5)
- Modelo nº5 (b=200 mm, c=100 mm, AR=2)
- Modelo nº6 (b=250 mm, c=80 mm, AR=3,125)
- Modelo nº7 (b=200 mm, c=80 mm, AR=2,5)
- Modelo nº8 (b=240 mm, c=80 mm, AR=3)

Podemos verificar que todos eles apresentam um *AR* entre 2 e 3,125. Tal como foi apresentado nos mapas de influência do capítulo 4.1.3, todos os modelos fora da região ótima foram excluídos.

Os modelos com 80 mm de corda foram excluídos pela necessidade de maximizar a área possível no extradorso para aplicar os formatos texturados de penas ao longo da corda. Uma vez que as penas só são aplicadas entre 10% e 90% da corda, deixando o bordo de ataque e o bordo de fuga dos modelos livres por se tratar de zonas em que não interessa perturbar o fluido e para que este se mantenha contínuo (Ganesh Natarajan S, 2022).

Os modelos com 240 mm e 250 mm de envergadura foram excluídos de forma a minimizar a força total medida pelo sensor de forças do túnel de vento e assim ser possível testar velocidades mais elevadas, sendo este um fator importante para os testes com mini penas no capítulo 5.

Foi então selecionado o modelo nº5 com 200 mm de envergadura e 100 mm de corda para os testes de *performance* aerodinâmica com os *designs* já apresentados.

ANÁLISE A MODELOS COM PENAS SIMULADAS

Uma vez selecionado o AR ideal com 100 mm de corda e 200 mm de envergadura, foram realizados testes a variados *designs* e a múltiplas velocidades para obter as curvas de desempenho aerodinâmico. Volto a apresentar as tabelas com todos os modelos com penas simuladas no extradorso, velocidades aplicadas a cada, e legenda dos mesmos com detalhes do design.

Tabela 5 - Diferentes modelos com o design de penas no extradorso modelados, produzidos e testados a diferentes velocidades.

Modelos	Corda (mm)	Envergadura (mm)	Velocidade (m/s)
LF-<i>Large Feathers</i>	100	200	10, 15, 18, 19
TF-<i>Tiny Feathers</i>	100	200	10, 15, 19
LFA-<i>Large Feathers Alternate</i>	100	200	10, 15, 19
TFA-<i>Tiny Feathers Alternate</i>	100	200	10, 15, 19
TTFA-<i>Tiny Tiny Feathers Alternate</i>	100	200	-

Tabela 6 - Legenda dos modelos com penas.

Nome	Tipo de <i>design</i>
LF-<i>Large Feathers</i>	Detalhe grande em linha
TF-<i>Tiny Feathers</i>	Detalhe pequeno em linha
LFA-<i>Large Feathers Alternate</i>	Detalhe grande em linha e alternado
TFA-<i>Tiny Feathers Alternate</i>	Detalhe pequeno em linha e alternado
TTFA-<i>Tiny Tiny Feathers Alternate</i>	Detalhe mínimo em linha e alternado

O sensor de forças do túnel de vento foi um fator limitador dos testes realizados por possuir um limite de forças de 4 N o que impossibilitou testar velocidades superiores a 19 m/s. Segundo alguns estudos referidos no subcapítulo 2.1, as melhorias deste tipo de *design* começam a ser mais visíveis em velocidades iguais ou superiores a 30 m/s e entre os ângulos de ataque 0° e 10°. Nos seguintes capítulos apresento diferentes características aerodinâmicas que descrevem o comportamento de todos os modelos com penas testados até à velocidade máxima de 19 m/s.

Coeficiente de arrasto

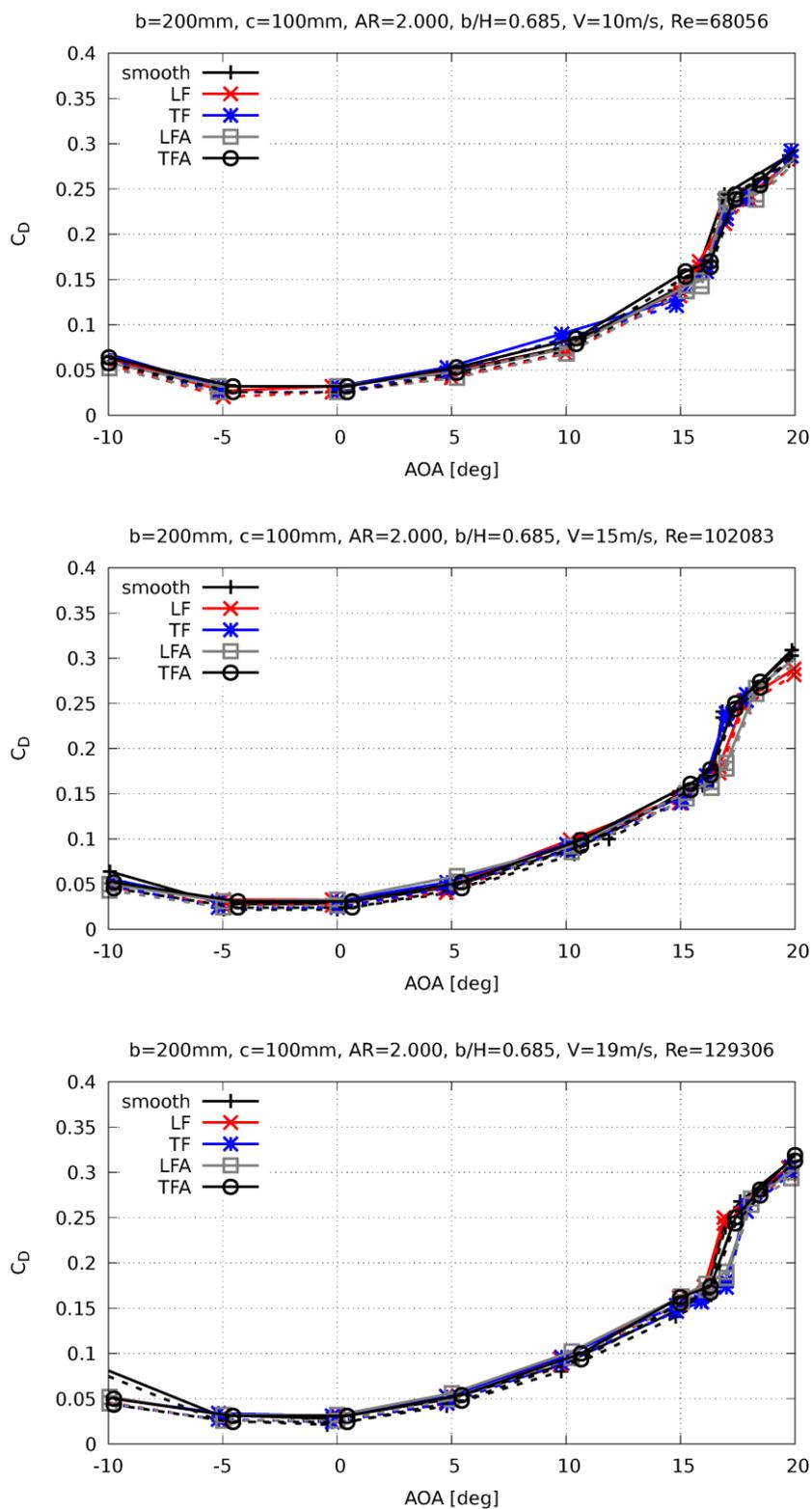


Figura 51 - Coeficiente de arrasto a 10, 15 e 19 m/s, C_D .

Nos gráficos da figura 51 observam-se os resultados obtidos experimentalmente para o coeficiente de arrasto para as velocidades testadas, 10, 15 e 19 m/s.

Pode-se verificar que a adição de pequenas penas no extradorso do modelo teve um impacto quase inexistente a estas velocidades. No entanto, e para que os resultados entre os modelos fossem mais visíveis, foram desenhados gráficos com as diferenças do coeficiente de arrasto entre os modelos com penas e o modelo liso, para as diferentes velocidades testadas, presente na seguinte figura 52.

Na figura 52 podemos ver, para diferentes ângulos de ataque, o resultado da subtração do coeficiente de arrasto entre o modelo texturado e o modelo liso. Resultados abaixo de zero indicam que houve uma melhoria deste coeficiente, indicando que o modelo texturado obteve um menor coeficiente de arrasto.

Tendo em conta a escala do coeficiente de arrasto no eixo vertical, verifica-se que os modelos texturados obtiveram um comportamento semelhante aquando da chegada dos 15° do ângulo de ataque, região do ângulo de perda aerodinâmica. Nesta região todos os modelos obtiveram uma redução do coeficiente de arrasto.

A 10 m/s nota-se um aumento do coeficiente para alguns dos modelos até um máximo de 0,015 que na região de perda diminui para valores entre -0,01 e -0,03. A esta velocidade o modelo LFA aparenta ter os melhores resultados gerais.

A 15 m/s também se observa piores resultados na ordem máxima de 0,01 até ao ângulo de perda, região que depois melhora este coeficiente para um intervalo entre 0,01 e -0,058. A esta velocidade o modelo LFA aparenta ter novamente os melhores resultados gerais.

A 19 m/s o coeficiente foi aumentando até ao máximo de 0,01 e, na região de perda aerodinâmica ocorre uma diminuição do coeficiente para valores entre 0 e -0,067. A esta velocidade os modelos têm um comportamento muito semelhante, no entanto, sobressaindo os modelos LFA e TF com melhores resultados gerais.

Nota-se ainda que com o aumento da velocidade ocorre uma melhoria do coeficiente de arrasto para ângulos negativos, onde o primeiro contacto que o fluido tem com o modelo ocorre diretamente na superfície texturada.

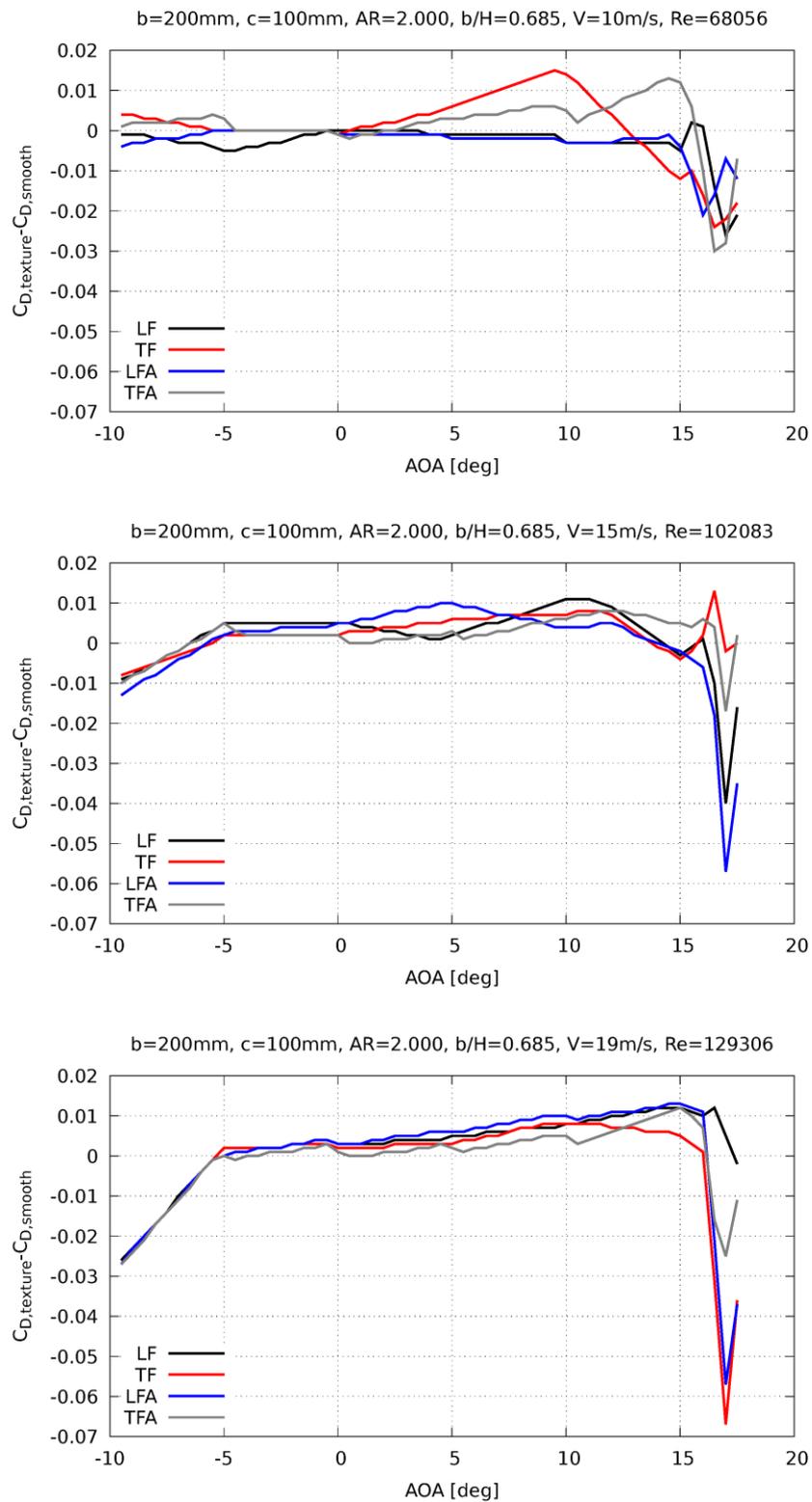


Figura 52 - Diferenças do coeficiente de arrasto, $C_{D,penas} - C_{D,liso}$.

Coeficiente de sustentação

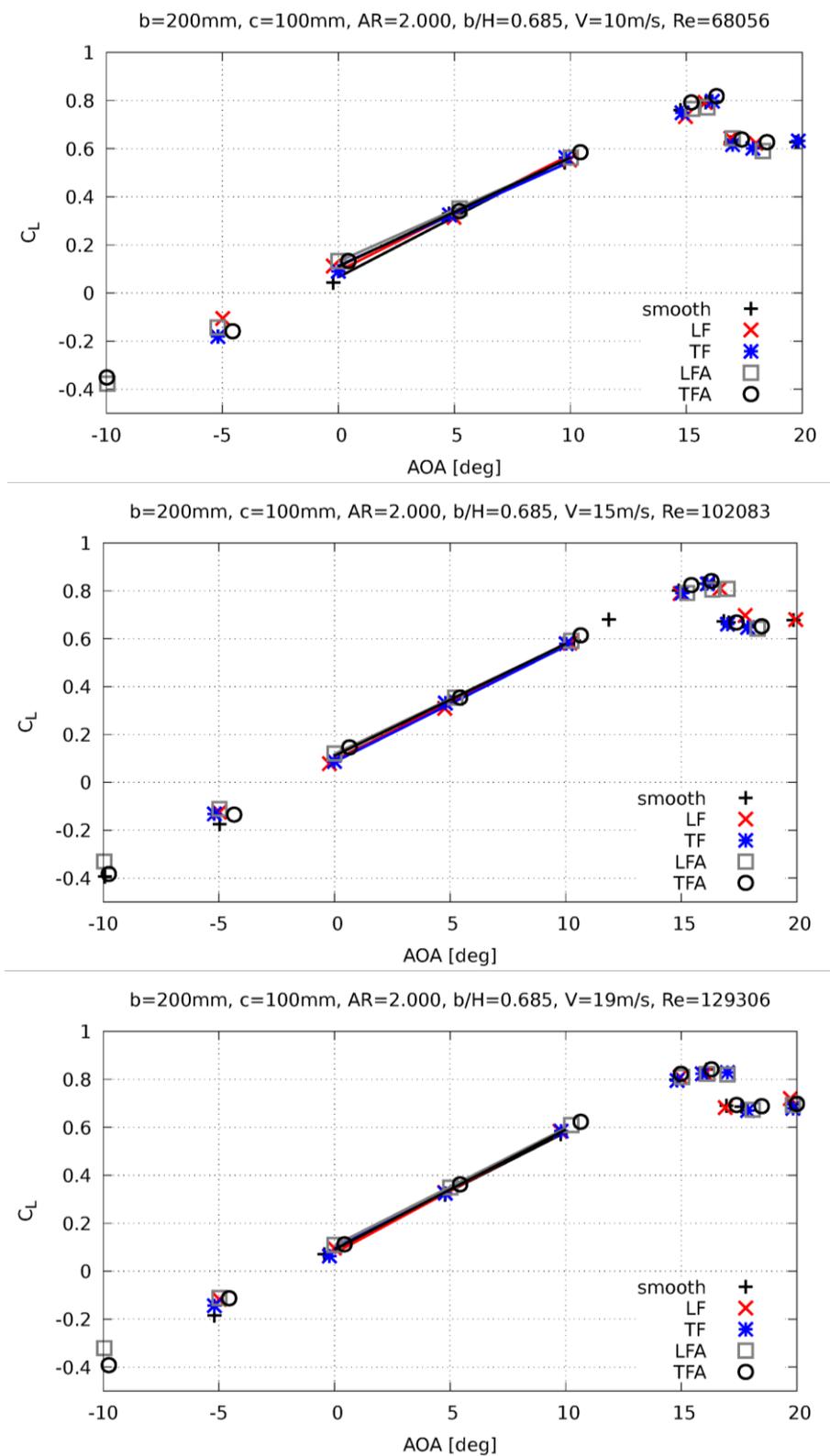


Figura 53 – Coeficiente de sustentação a 10, 15 e 19 m/s, C_L .

Nos gráficos da figura 53 observam-se os resultados obtidos experimentalmente para o coeficiente da sustentação para as velocidades testadas, 10, 15 e 19 m/s.

Mais uma vez, pode-se verificar que a adição de pequenas penas no extradorso do modelo teve um impacto quase inexistente a estas velocidades. Para uma melhor visualização dos resultados, foram desenhados gráficos com as diferenças do coeficiente de sustentação entre os modelos com penas e o modelo liso nº5 com as mesmas dimensões para as diferentes velocidades testadas, presentes na seguinte figura 54. Neste caso, quando a sustentação é positiva, uma diferença positiva representa uma melhoria, e quando a sustentação é negativa, uma melhoria está associada a uma diferença negativa.

Verifica-se que os modelos texturados obtiveram um comportamento semelhante. Inicialmente obtêm um pico de melhoria do coeficiente de sustentação que depois diminui e mantem-se relativamente constante até ao angulo de perda, região na qual as melhorias têm outro pico.

A 10 m/s nota-se que o primeiro pico de melhoria do coeficiente de sustentação ocorre a 0° e tem valores entre 0,035 e 0,08. O segundo pico, depois dos 15° , obtêm melhorias com valores entre 0,015 e 0,095. A esta velocidade destacam-se os modelos LFA e TFA com os melhores resultados gerais.

A 15 m/s observa-se um comportamento semelhante, no entanto, o primeiro pico ocorre a -5° e tem valores entre 0,01 e 0,06. O segundo pico, depois dos 15° , obtêm resultados com valores entre -0,04 e quase 0,14. A esta velocidade destacam-se também os modelos LFA e TFA com os melhores resultados gerais.

A 19 m/s o primeiro pico também ocorre a -5° e obtêm resultados entre 0,04 e 0,06. No segundo pico estes resultados são entre -0,02 e 0,14. A esta velocidade foram os modelos TF e LFA que apresentaram os melhores resultados gerais.

Com o aumento da velocidade nota-se que a distância entre os picos aumenta e a região entre os mesmos tende a achatar e a manter-se constante.

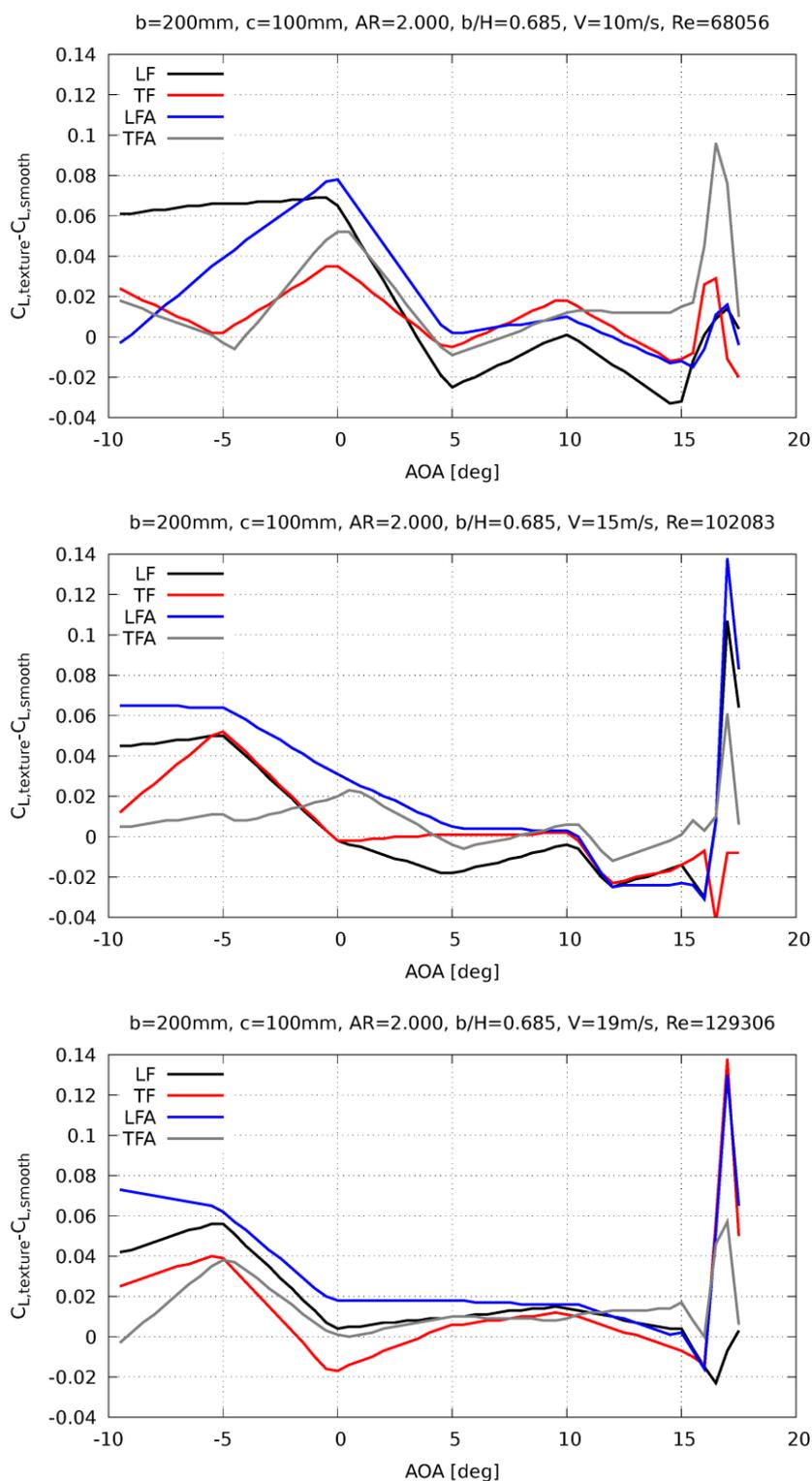


Figura 54 - Diferenças do coeficiente de sustentação, $C_{L,penas} - C_{L,liso}$.

Coeficiente de sustentação máximo

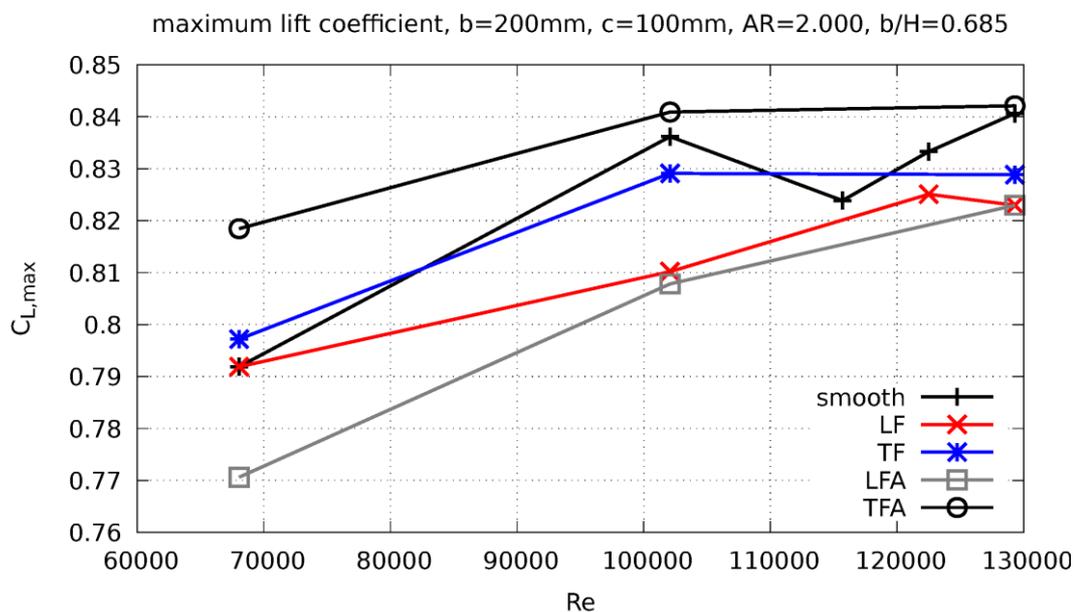


Figura 55 - Coeficiente de sustentação máximo, $C_{L,max}$.

Na figura 55 podemos comparar os resultados do coeficiente de sustentação máximo obtidos para o modelo liso e todos os modelos com pequenas penas no extradorso.

É possível verificar que o modelo TFA consegue ter um coeficiente mais elevado que o modelo liso em todas as velocidades testadas. Tanto o modelo LF como o LFA obtiveram um resultado pior. O modelo TF é comparável com o modelo liso. Como seria de esperar, o coeficiente de sustentação máximo aumenta com o aumento do número de Reynolds.

Ângulo de ataque do coeficiente de sustentação máximo

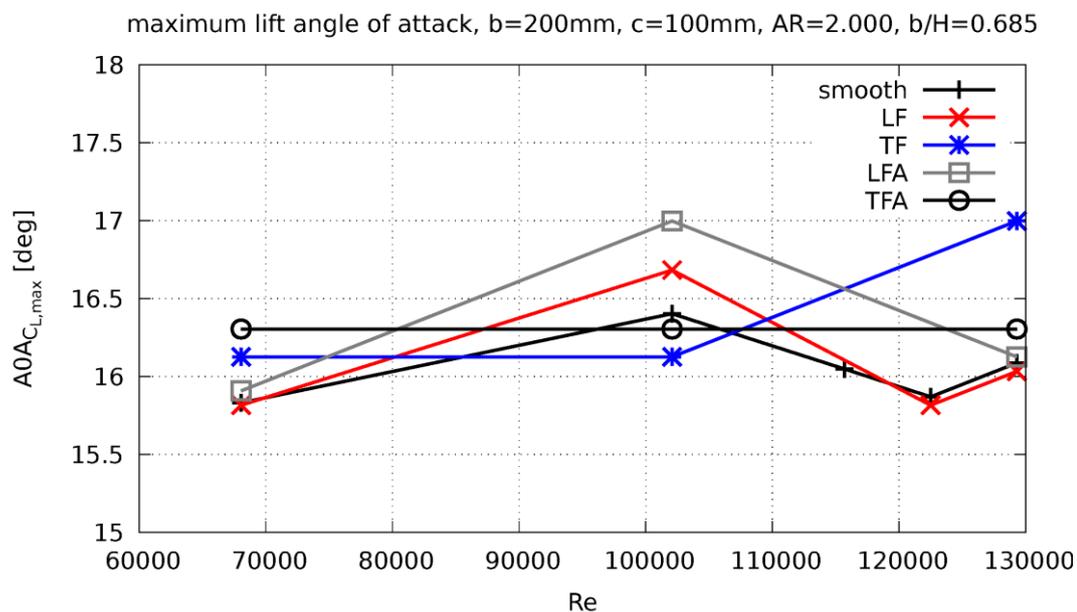


Figura 56 - Ângulo de ataque do coeficiente de sustentação máximo, $AOA_{C_{L,max}}$.

Na figura 56 podemos comparar o ângulo de ataque do coeficiente de sustentação máximo que corresponde ao ângulo de perda de sustentação.

Pode-se verificar que o modelo TFA é aquele que se mantém constante ao longo das diferentes velocidades testadas, sendo, portanto, o modelo mais estável aerodinamicamente.

Simulação computacional em Solidworks

Foi investigada a possibilidade de realizar os testes aerodinâmicos do modelo TTFA em ambiente computacional, através de testes CFD com a ferramenta já incorporada no software SW denominada *Flow Simulation*. Este estudo foi realizado por dois motivos: primeiro porque não foi possível imprimir o modelo igual ao modelado; segundo porque mesmo que tivesse sido possível imprimir o modelo, este teria de ser testado a velocidades superiores às possíveis do túnel de vento, uma vez que iria exceder o limite do sensor de forças do túnel de vento.

Para este efeito foi requisitado à universidade um computador com um poder de computação mais elevado. Mesmo assim, chegou-se à conclusão que não seria viável um estudo deste tipo. O modelo TTFA é muito complexo quando comparado com um modelo liso. Um modelo liso gera um ficheiro com cerca de 170 KB (*kilobyte*) enquanto o modelo TTFA gerou um ficheiro com cerca de 1470000 KB. Pode-se tratar de um problema de otimização do *design*, no entanto, não foi algo que conseguisse simplificar. A própria modelação deste modelo levou semanas a ser concluída pela falta de otimização do SW a utilizar os recursos de computação disponíveis. O SW é apenas capaz de usar um *thread* de um *core* do processador. No meu caso o computador possuía um CPU com 6 *cores* e 2 *threads* por *core*. O SW usa um único *thread* de um *core*, ou seja, 1/12 da performance total possível. A complexidade do modelo e a forma de gerir os recursos levou a que o SW se tornasse muito pouco responsivo e demorasse longos períodos para simplesmente abrir o ficheiro e impor as condições iniciais da análise CFD. Decorreram ainda variadas tentativas para testar uma simples malha (que ainda teria de ser refinada e testada com outras opções e combinações de malha possíveis) e posteriormente correr a análise para tentar obter alguns resultados. Apesar de na fase de correr a análise CFD o SW utilizar todos os *cores* disponíveis, deparei-me com longas horas de espera que terminavam ou com diversos *crashes* do SW ou mesmo com o Windows a apresentar o conhecido BSOD (*Blue Screen of Death*). Por estes motivos foi decidido abandonar as análises CFD.

CONCLUSÃO

Com o realizar desta dissertação foi possível facilitar e abrir caminho a novos estudos no túnel de vento do Instituto Universitário Atlântica. O projeto definiu um conjunto de *aspect ratios* que têm comportamentos aerodinâmicos ideais do perfil NACA 2412 para o túnel de vento em questão, o Gunt Hamburg HM 170, sendo estes os modelos 4, 5, 6, 7 e 8, e com valores de AR entre 2 e 3,125.

Este estudo possibilitou ainda afirmar que o modelo que acompanha o túnel de vento para demonstrações e que tem 100 mm de envergadura e 100 mm de corda, apresenta um *aspect ratio* fora do ideal e, portanto, produz resultados que não retratam a teoria dos perfis delgados e a teoria da linha sustentadora de *Prantdl*.

Foi ainda possível inferir que o uso de FDM para a produção de modelos a usar em estudos aerodinâmicos em tuneis de vento é fiável, no entanto, apresenta limitações no fabrico de superfícies com texturas funcionais por estas requererem dimensões muito reduzidas.

Para os modelos texturados, e apesar do limite de velocidade imposto de 19 m/s, foi possível verificar melhorias no desempenho aerodinâmico, mais especificamente na região do ângulo de perda, onde o coeficiente de arrasto obteve uma redução máxima de 0,065 e, simultaneamente, o coeficiente de sustentação obteve um aumento máximo de 0,14. Estas melhorias têm um impacto direto no ângulo de perda que se consegue atrasar entre 1° e 2°. Estes resultados podem ter aplicações em aeronaves onde a alta manobrabilidade é um fator importante. É esperado que estas melhorias tenham valores mais elevados para velocidades superiores a 19m/s.

Verificou-se também que para os modelos texturados, e com o aumento das velocidades testadas, ocorreu uma melhoria do coeficiente de arrasto para ângulos negativos, onde o primeiro contacto que o fluido tem com o modelo ocorre diretamente na superfície texturada, concluindo assim que, se o objetivo for unicamente reduzir a força de arrasto, deve-se cobrir toda a aeronave e não só o extradorso das asas. No entanto, a melhoria do coeficiente de sustentação deve-se principalmente ao facto da superfície texturada ter sido aplicada unicamente no extradorso dos modelos, uma vez que retardou a separação do fluido da superfície da asa. De forma complementar, quando ocorre a separação, esta ocorre no sentido descendente, aumentando a sustentação pela terceira lei de Newton, lei da ação-reação.

Trabalhos futuros

O software SW utilizado ao longo da dissertação é, na minha opinião, desaconselhado para a modelação de peças complexas como qualquer um dos modelos com mini penas, por ser altamente ineficiente. Foi, no entanto, o software disponibilizado pela universidade. Deve-se, portanto, recorrer a outro software para o efeito como o *Ansys*, tanto para a modelação como para análises CFD.

Para que seja possível continuar o estudo da adição de corpos rugosos em modelos, é necessário solucionar os problemas da precisão da produção 3D e do limite de forças do túnel de vento. Deve-se, portanto, testar novos métodos de impressão 3D e/ou novas máquinas de impressão 3D que sejam mais precisas que a utilizada nesta dissertação. Para resolver o problema da velocidade máxima testada, deve-se recorrer a outro túnel de vento, ou então, à alteração do sensor de forças por um com o limite de força mais elevado, que se considerarmos a velocidade máxima do túnel de vento e o modelo com maior área projetada, seria da ordem de 14 N.

Ficam por estudar texturas funcionais com outros ou semelhantes designs e diferentes dimensões. O impacto da área de aplicação das texturas funcionais também deve ser estudado em trabalhos futuros.

Por fim devem-se estudar os métodos de produção disponíveis e possíveis para este tipo de texturas funcionais. Por consequência, deve-se também estudar os materiais compatíveis com o método de fabrico e com as condições de voo desejadas. Para estes estudos é aconselhada a utilização do software *Ansys Granta EduPack*.

REFERÊNCIAS

- Agency, I. I. (2023). *CO2 Emissions in 2022*. IEA Publications.
- B.Barlow, J., Jr., W. H., & Pope, A. (1999). *Low-Speed Wind Tunnel Testing*. John Wiley & Sons.
- Biomimicry Shark Denticles*. (s.d.). Obtido em 21 de 06 de 2023, de Smithsonian Ocean Portal: <https://ocean.si.edu/ocean-life/sharks-rays/biomimicry-shark-denticles>
- Brederode, V. d. (2014). *Aerodinâmica Incompressível: Fundamentos*. IST - Instituto Superior Técnico.
- Choi, K.-S. (2013). Smart Flow Control with Riblets. *Advanced Materials Research*.
- Chris Bliamis, Z. V. (2022). Numerical Evaluation of Riblet Drag Reduction on a male UAV. *MDPI aerospace*, 9,218.
- D. Y. Zhang, Y. H. (2011). Numerical simulation and experimental study of drag-reducing surface of a real shark skin. *Journal of Hydrodynamics*, vol.23, no.2,pp. 204-211.
- F.Brown. (1971). *See the wind blow*. Notre Dame.
- Filippone, A. (05 de 06 de 2023). Obtido de aerodyn: <https://aerodyn.org/riblets/>
- Ganesh Natarajan S, B. R. (2022). Performance enhancement of futuristic airplanes by nature inspired biomimetic fish scale arrays - A design approach. *Elsevier, Biomimetic Intelligence and Robotics*.
- Hoerner, S. F. (1965). *Fluid-Dynamic Drag*.
- Honggen Zhou, Y. Z. (2021). Experimental Investigations of the Turbulent Boundary Layer for Biomimetic Surface with Spine-Covered Protrusion Inspired by Pufferfish Skin. *Arabian Journal for Science and Engineering*, 46:2865–2875.
- Ira H. Abbott, A. E. (1959). *Theory of wing sections*. Dover Publications, inc. New York.
- Jens-uwe Mueller, L. t. (15 de 05 de 2023). Obtido de Lufthansa Technik: <https://www.lufthansa-technik.com/en/aeroshark>
- John D. Anderson, J. (2017). *Fundamentals of Aerodynamics, 6th ed*. McGraw-Hill.

- Katarzyna Szwedziak, T. Ł. (2022). Wind Tunnel Experiments on an Aircraft Model Fabricated Using a 3D Printing Technique. *MDPI Journal of Manufacturing and Materials Processing*.
- Muthukumar Muthuramalingam, D. K. (03 de 09 de 2020). Transition delay using biomimetic fish scale arrays.
- Prasath. M. S, I. A. (2017). Effect of Dimples on Aircraft Wing. *GRD Journals- Global Research and Development Journal for Engineering*.
- Sena Esteves, S. (2019). *Análise Causa-efeito da Força Magnus (Projeto Final de Licenciatura)*. Barcarena: Atlântica.
- White, F. M. (2011). *Mecânica dos Fluidos, 6ªed.* McGraw-Hill.
- Yuehao Luo, D. Z. (2016). Recent drag reduction developments derived from different biological functional surfaces: A review. *Journal of Mechanics in Medicine and Biology*.

ANEXOS

Para uma melhor visualização dos resultados obtidos para os modelos lisos, apresento aqui os gráficos em tamanho grande para: Coeficiente de sustentação; Coeficiente de momento a $\frac{1}{4}$ da corda; Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico; Centro de pressão; Coeficiente de arrasto; Coeficiente de arrasto percentual da vareta de suporte; Eficiência aerodinâmica; Polar de arrasto.

Coeficiente de sustentação

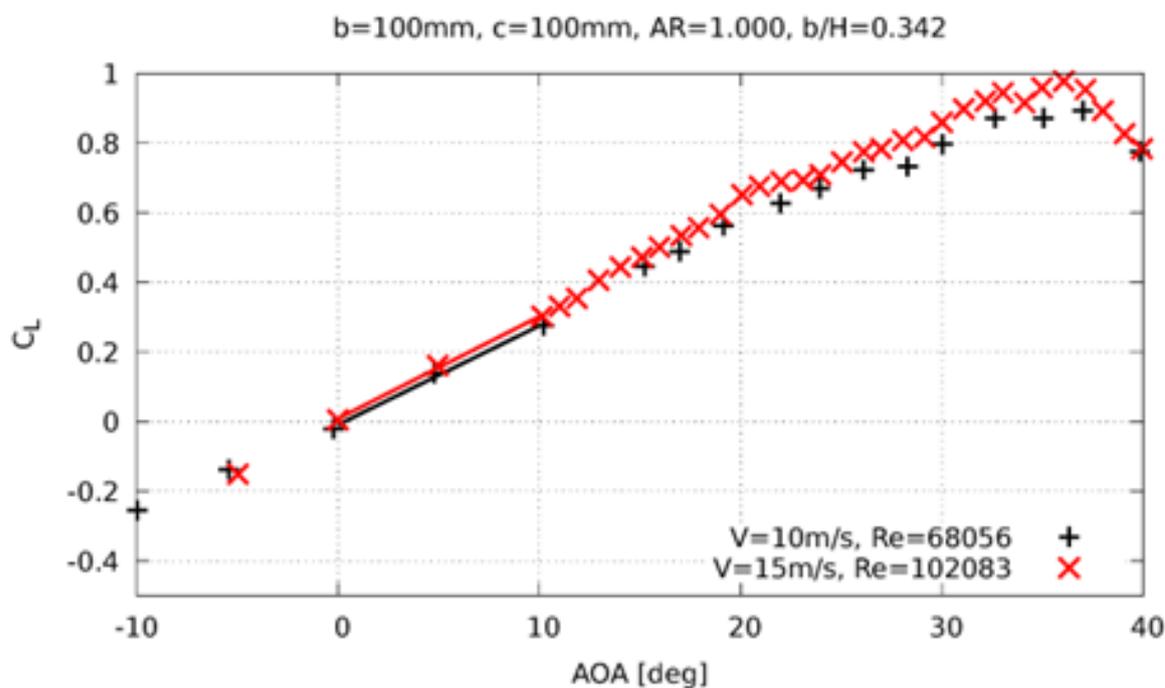


Figura 57 - Modelo nº1 - Coeficiente de sustentação.

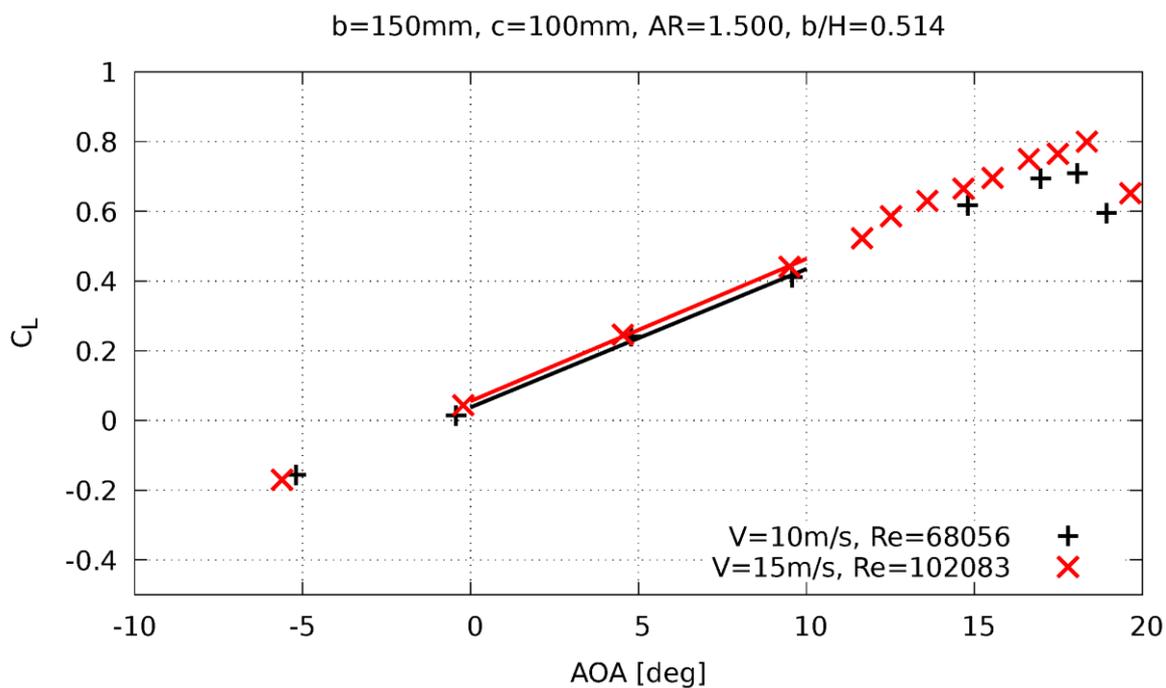


Figura 58 - Modelo nº2 - Coeficiente de sustentação.

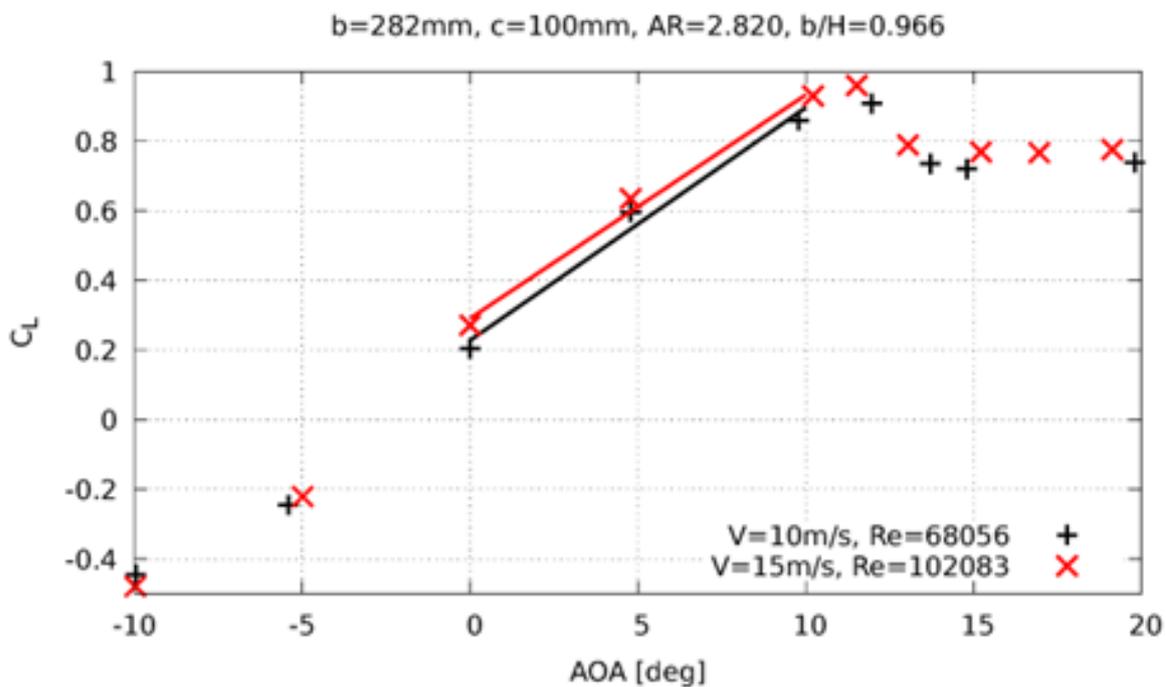


Figura 59 - Modelo nº3 - Coeficiente de sustentação.

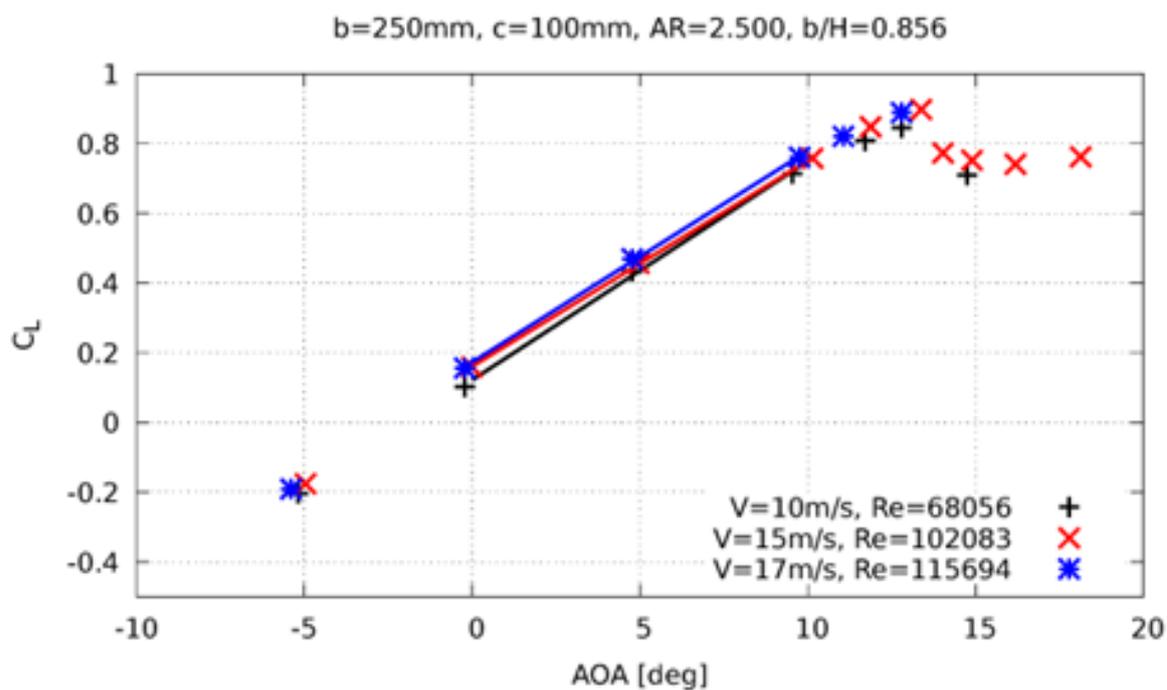


Figura 60 - Modelo n°4 - Coeficiente de sustentação.

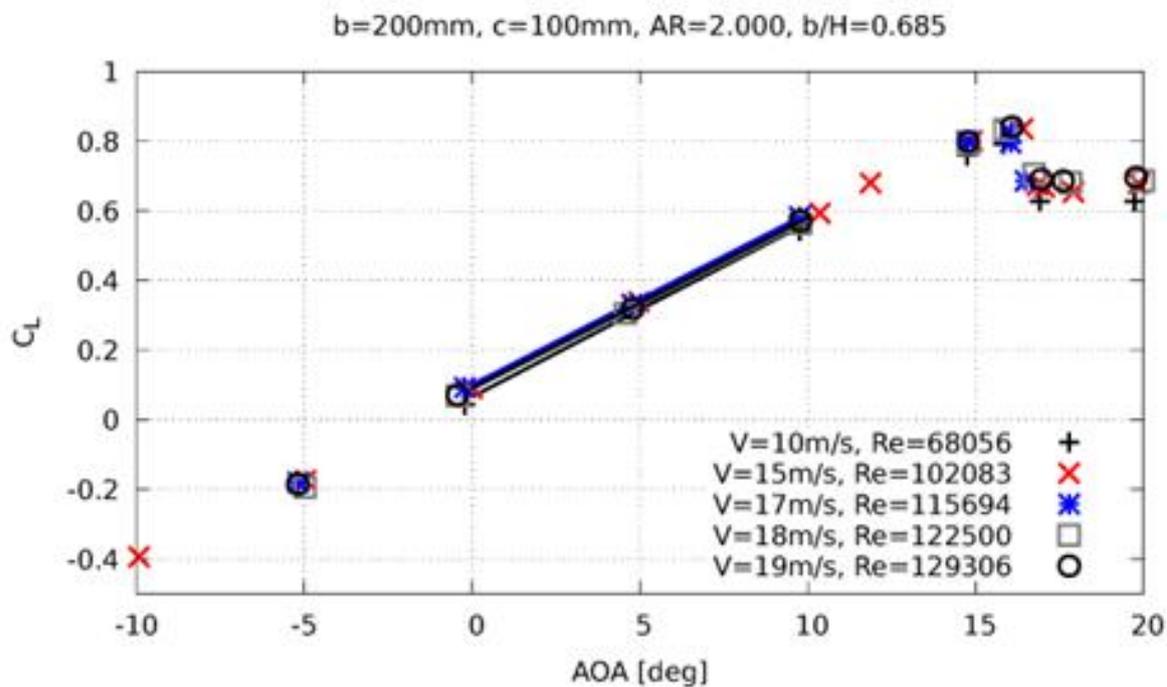


Figura 61 - Modelo n°5 - Coeficiente de sustentação.

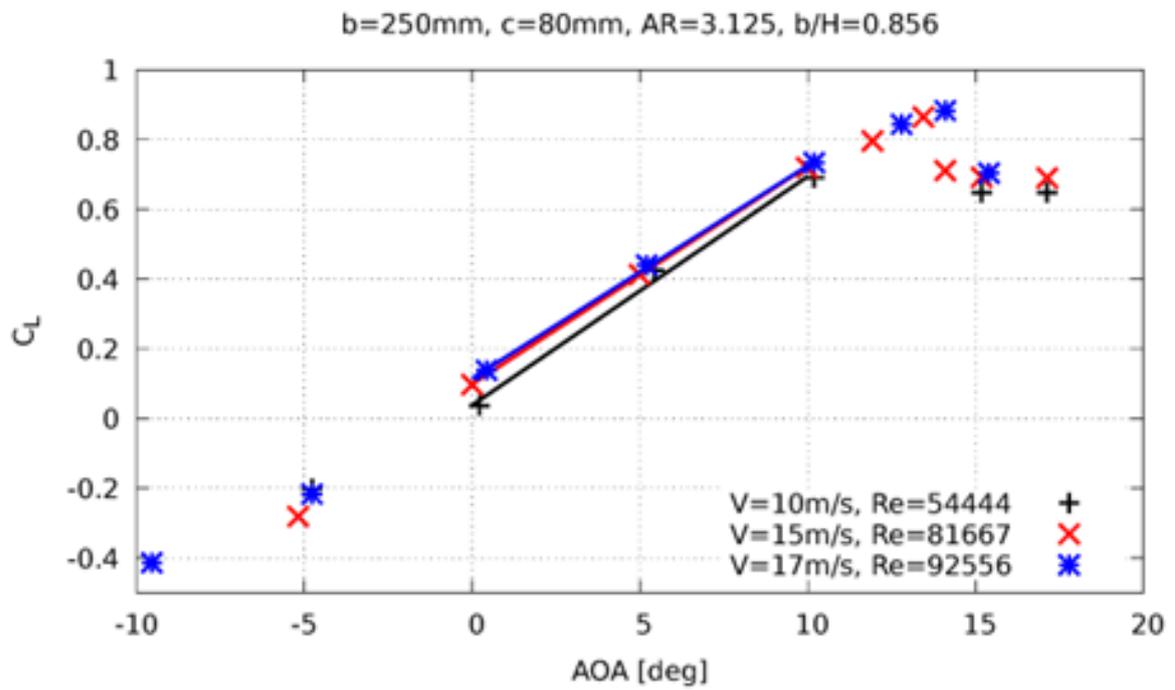


Figura 62 - Modelo nº6 - Coeficiente de sustentação.

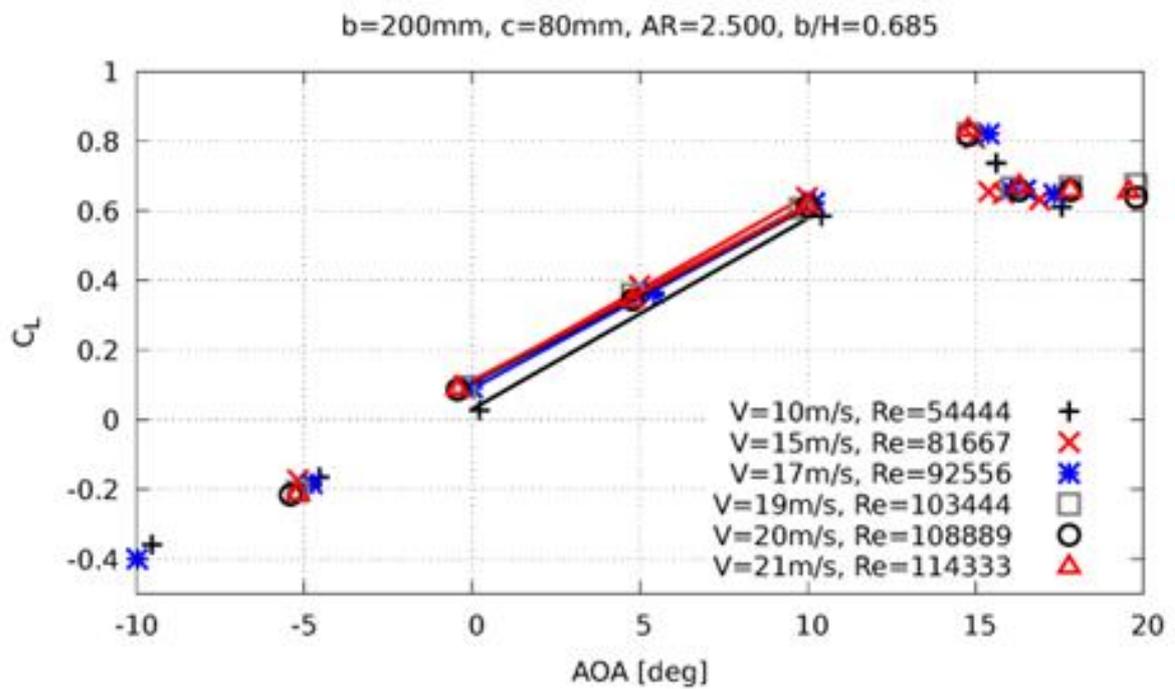


Figura 63 - Modelo nº7 - Coeficiente de sustentação.

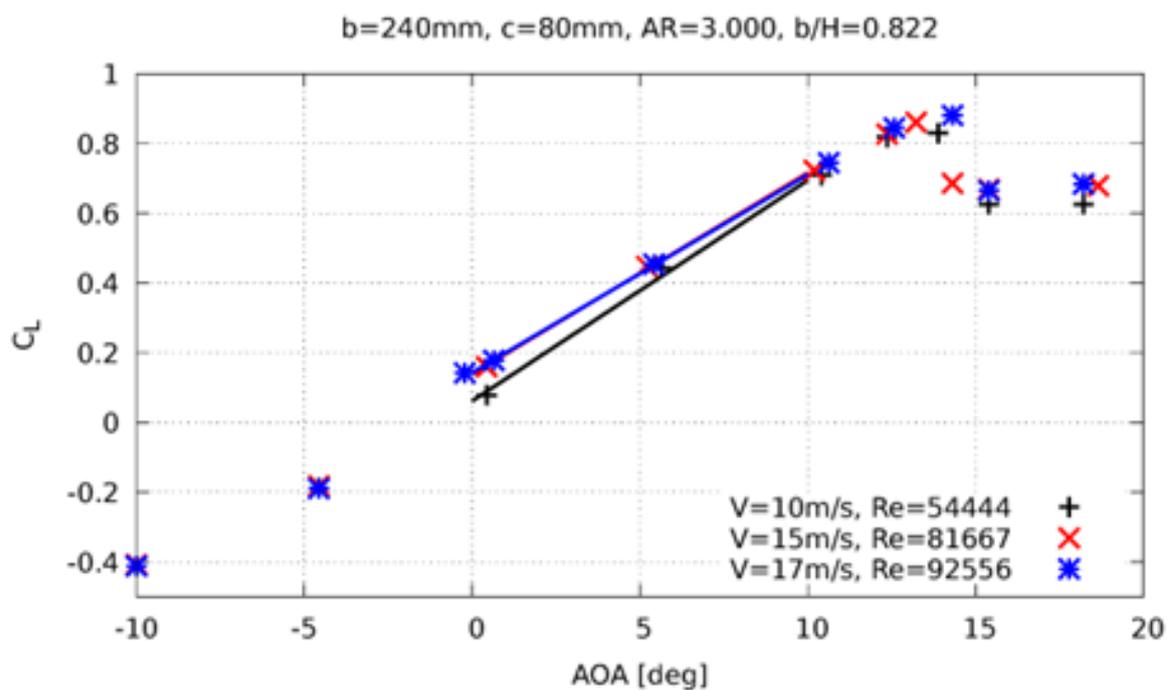


Figura 64 - Modelo n°8 - Coeficiente de sustentação.

Coeficiente de momento a $\frac{1}{4}$ da corda

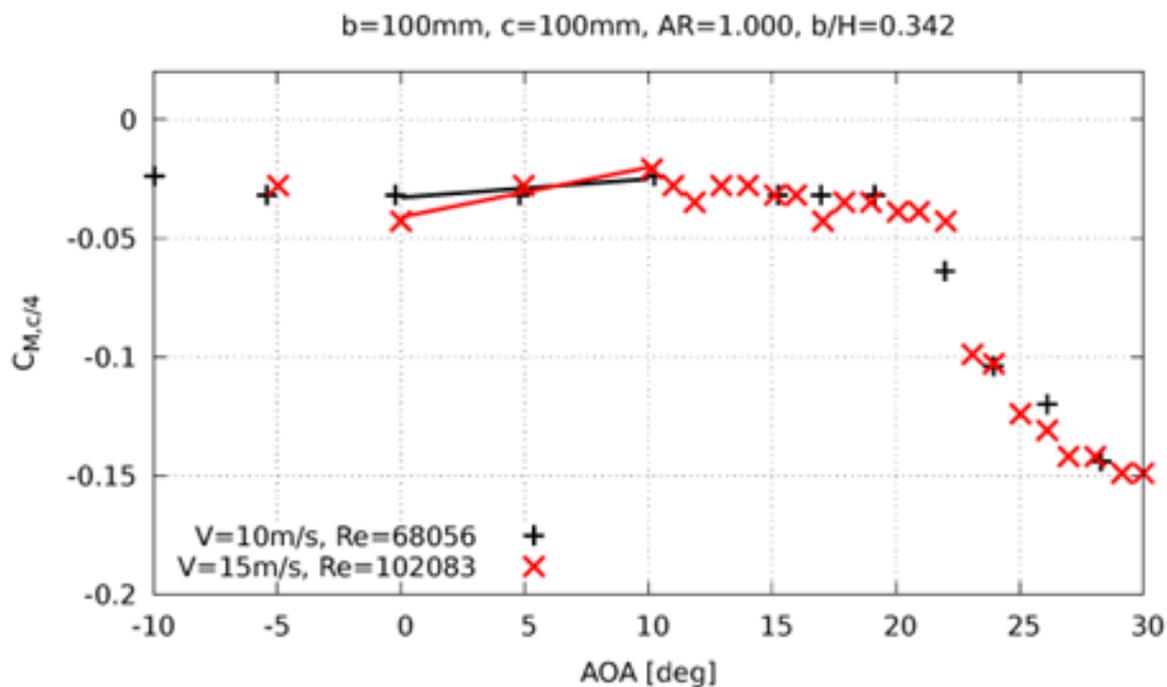


Figura 65 - Modelo n°1 - Coeficiente de momento a $\frac{1}{4}$ da corda.

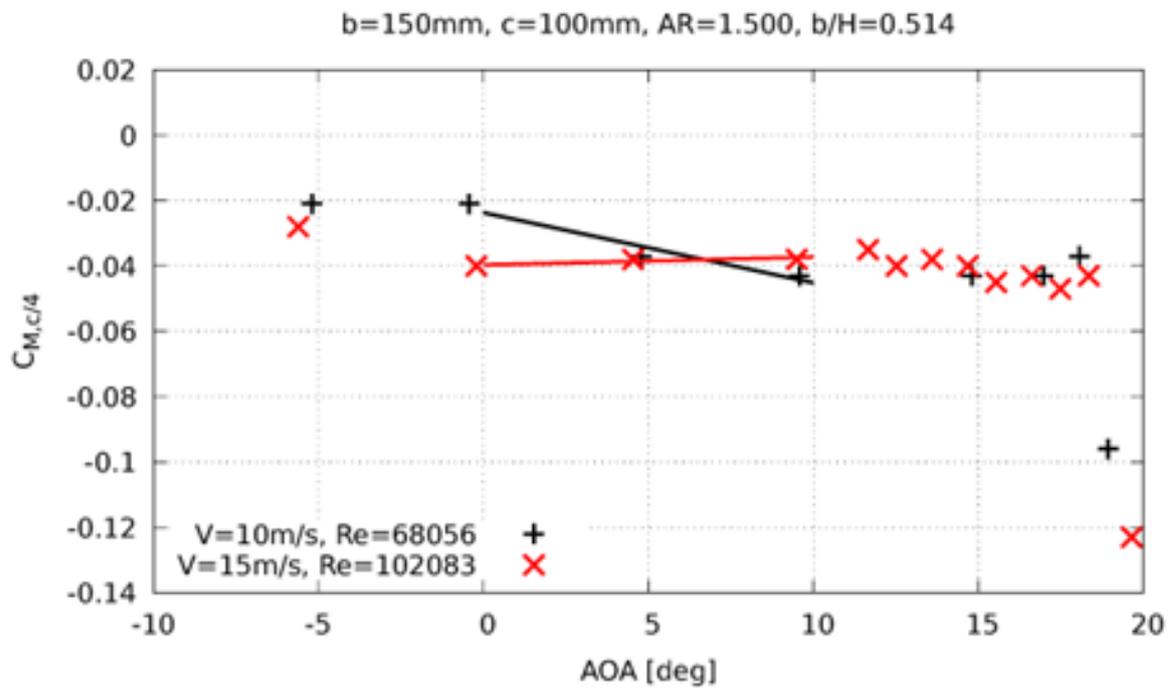


Figura 66 - Modelo n°2 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.

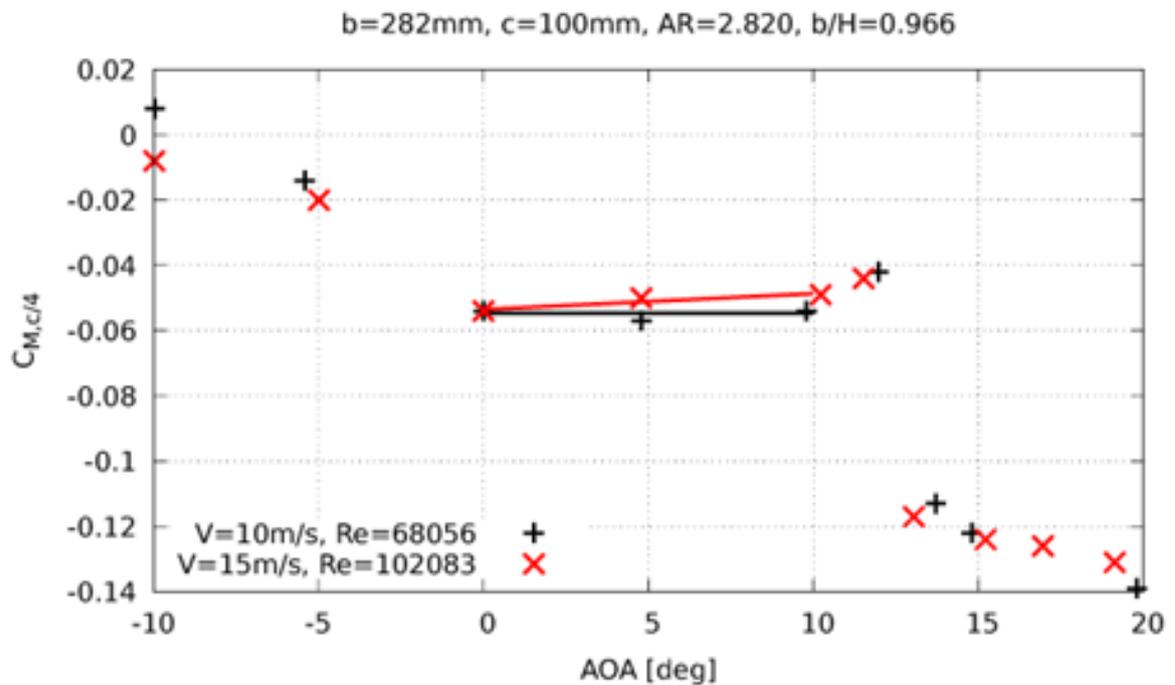


Figura 67 - Modelo n°3 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.

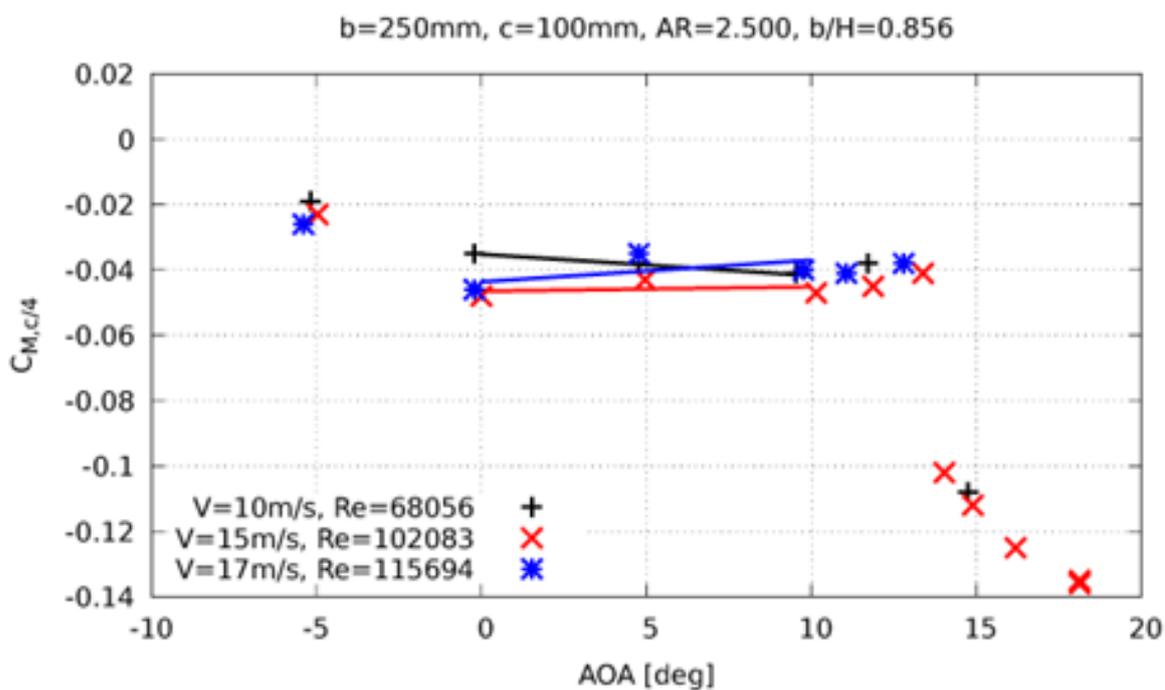


Figura 68 - Modelo n°4 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.

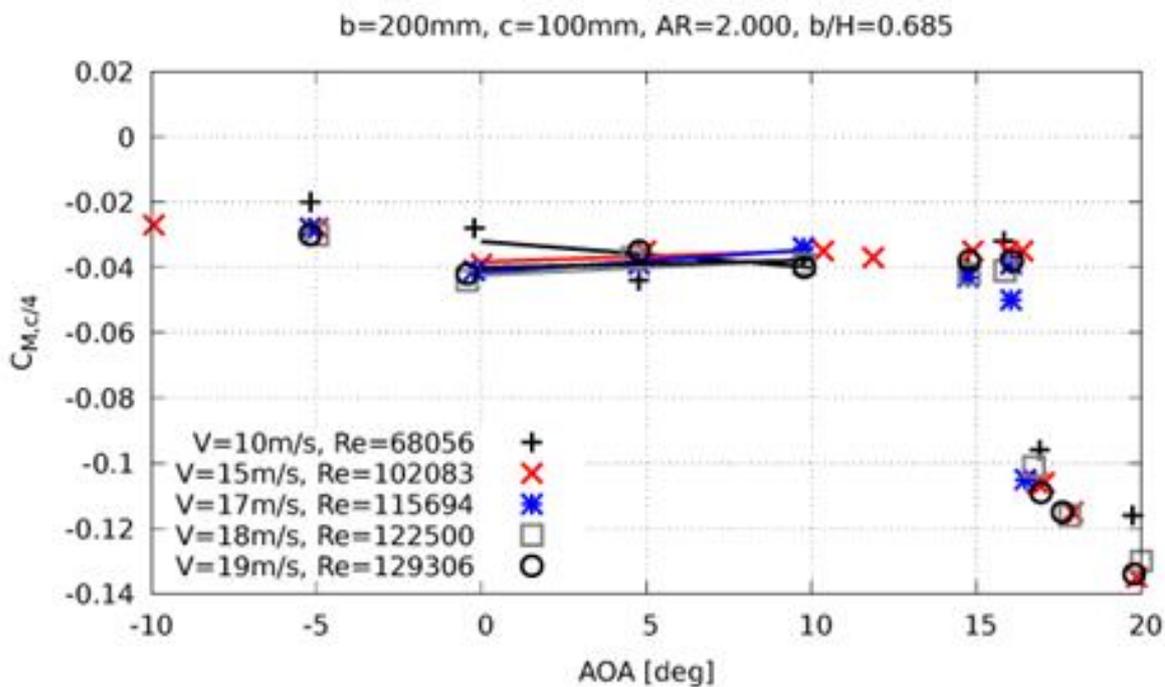


Figura 69 - Modelo n°5 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.

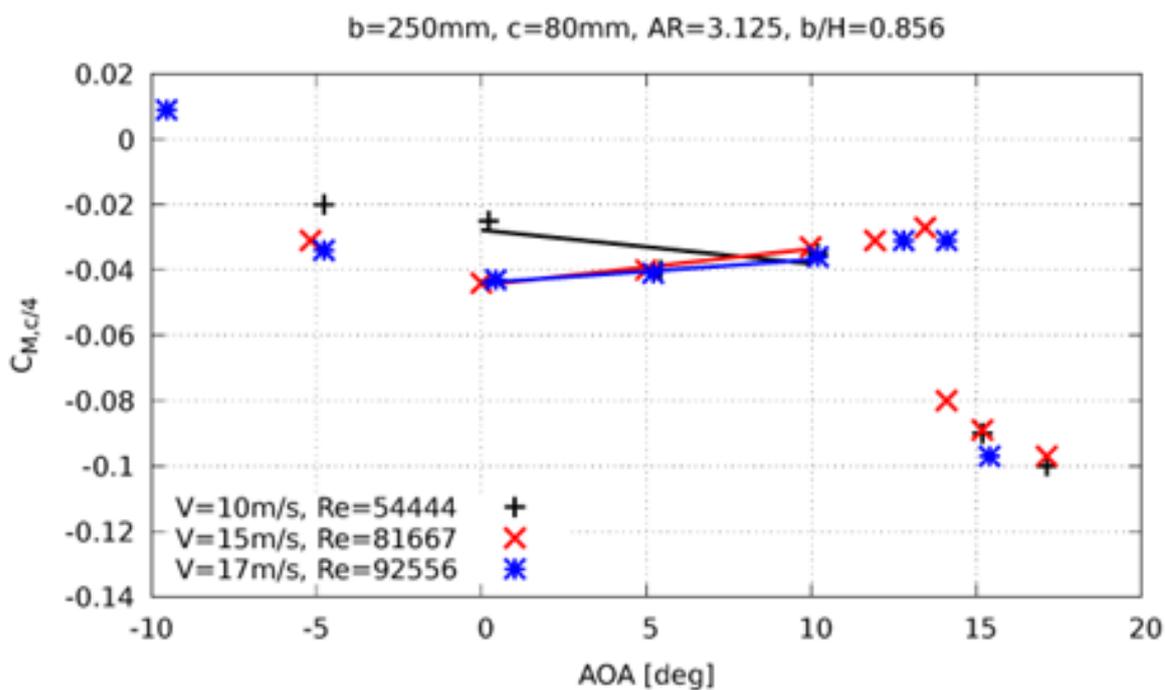


Figura 70 - Modelo n°6 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.

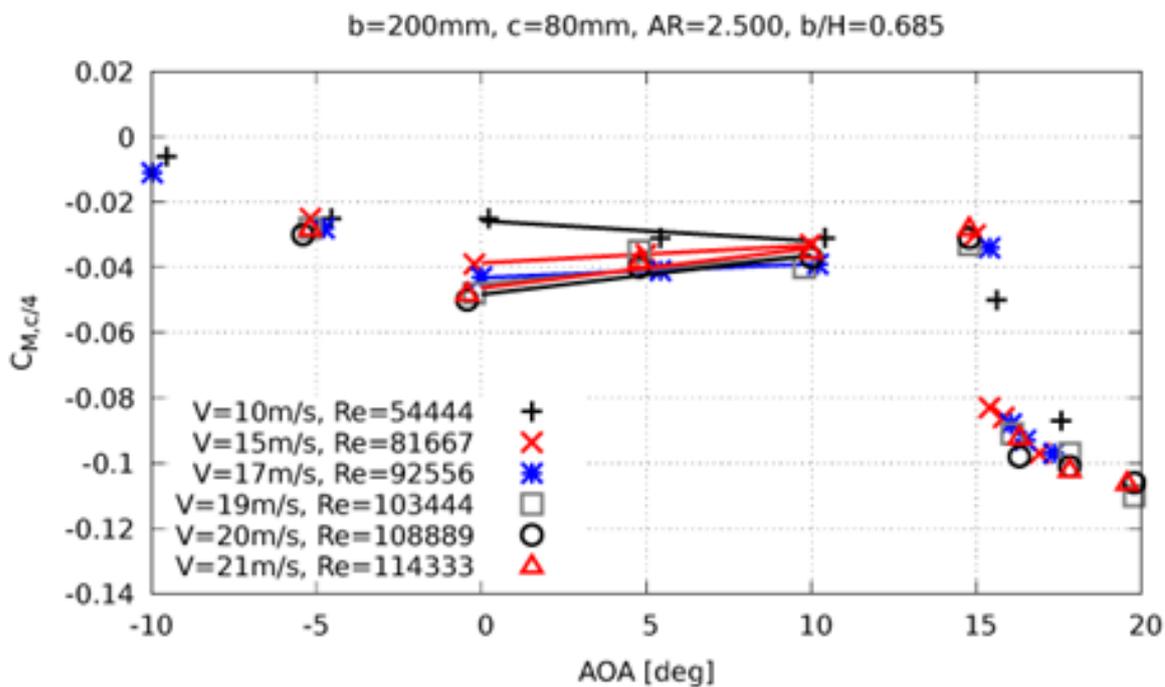


Figura 71 - Modelo n°7 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.

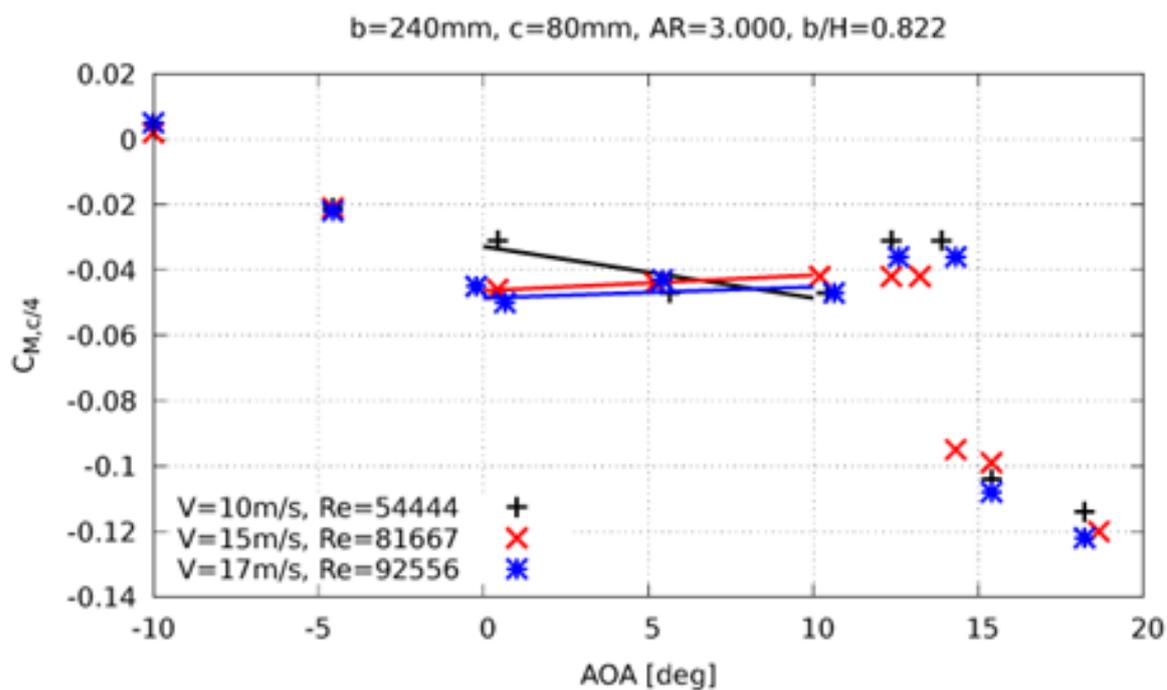


Figura 72 - Modelo n°8 - Coeficiente de momento a 1/4 da corda.

Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico

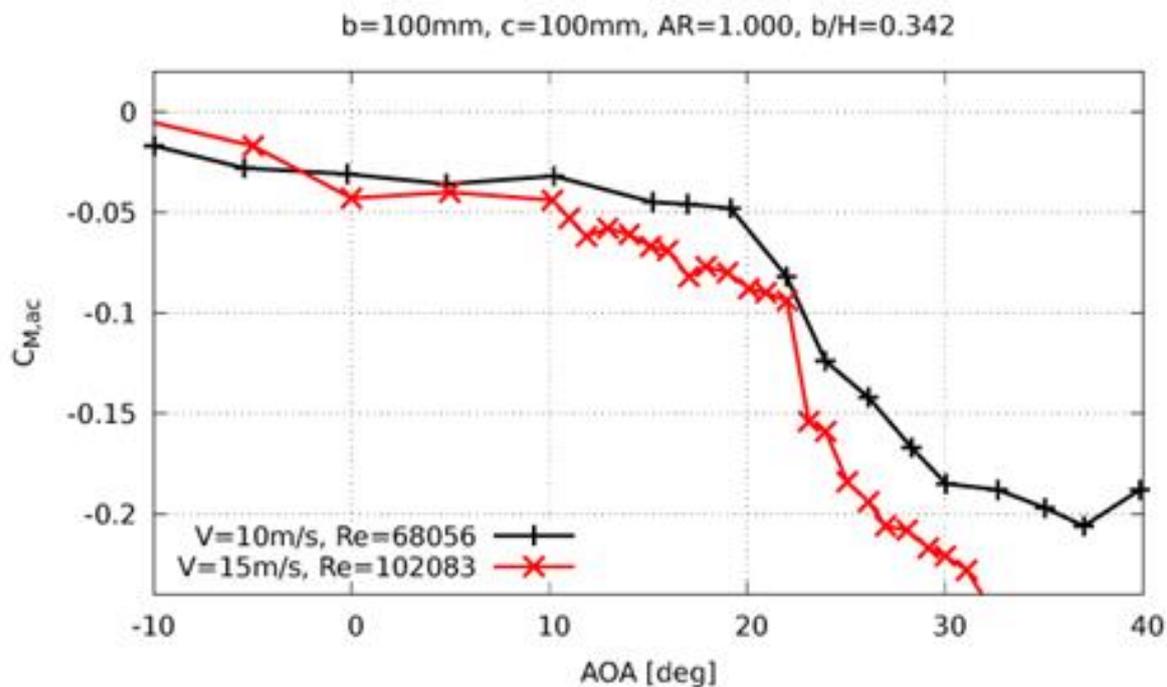


Figura 73 - Modelo n°1 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.

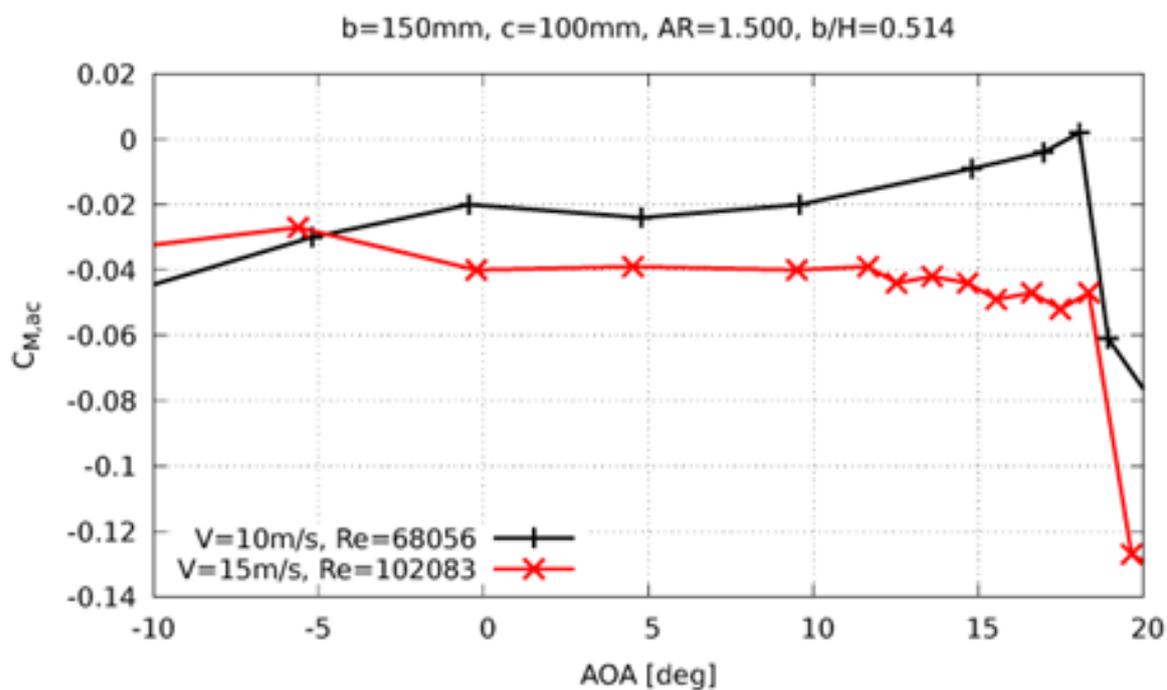


Figura 74 - Modelo n°2 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.

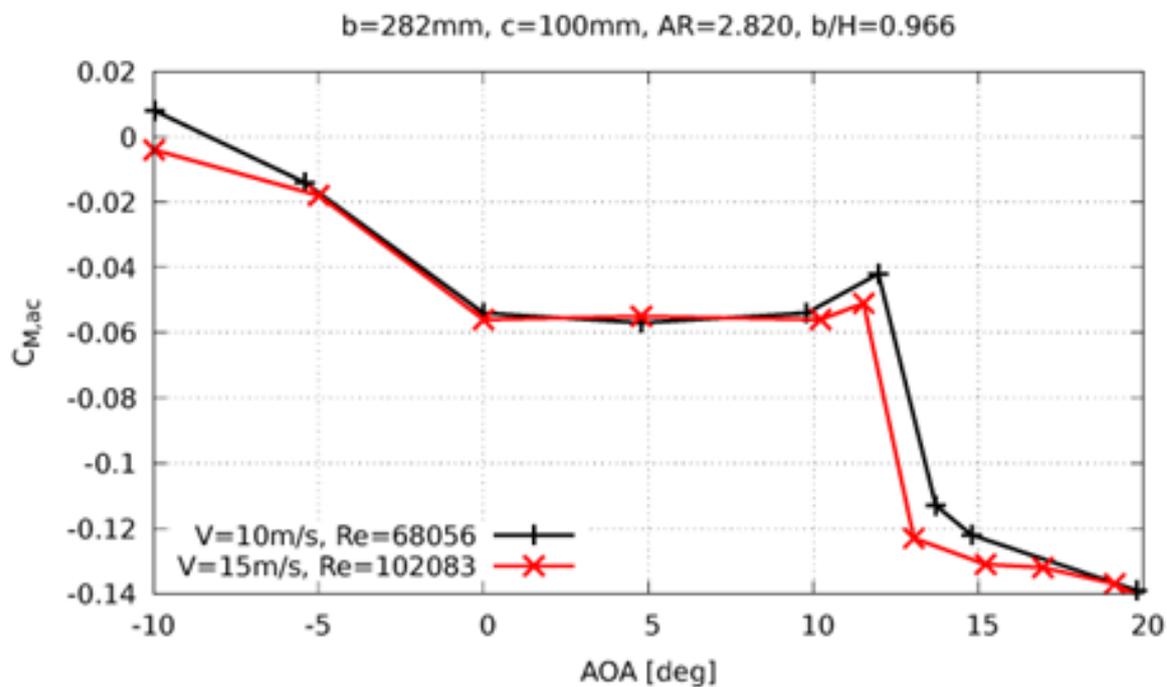


Figura 75 - Modelo n°3 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.

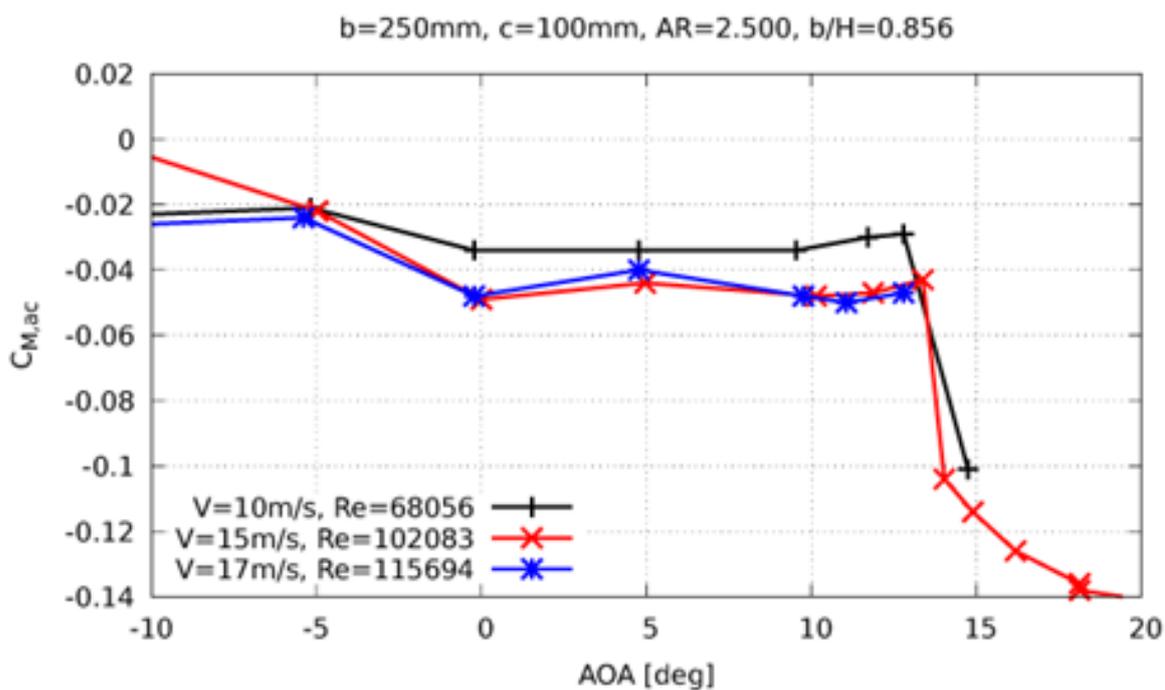


Figura 76 - Modelo n°4 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.

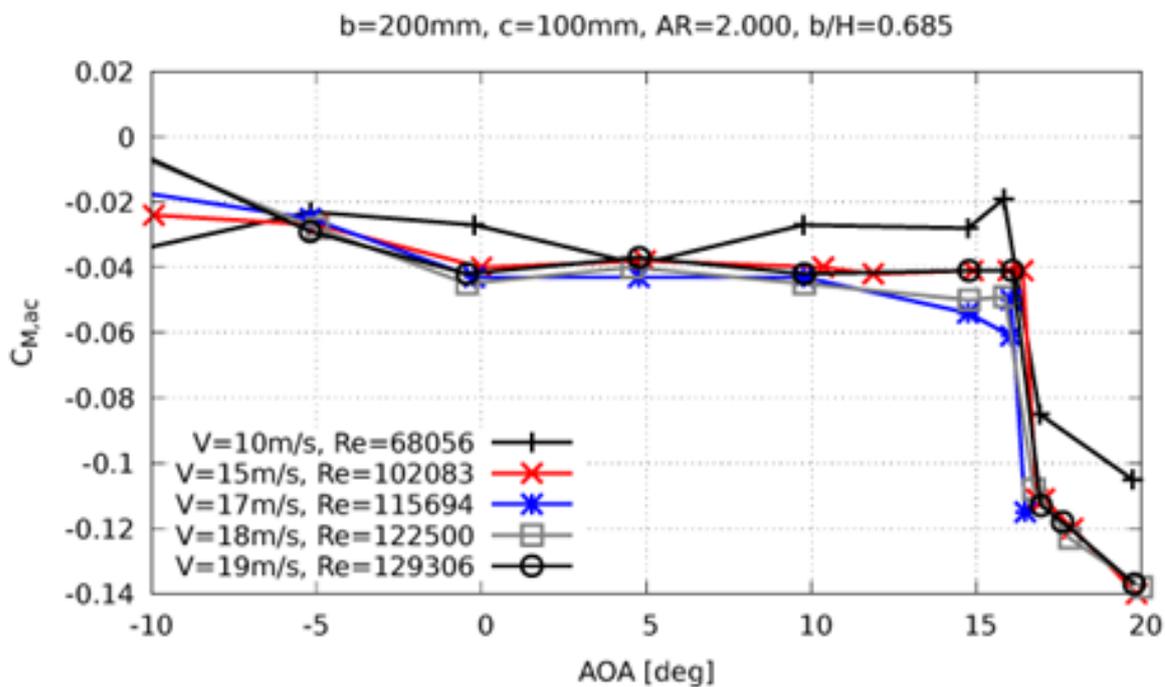


Figura 77 - Modelo n°5 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.

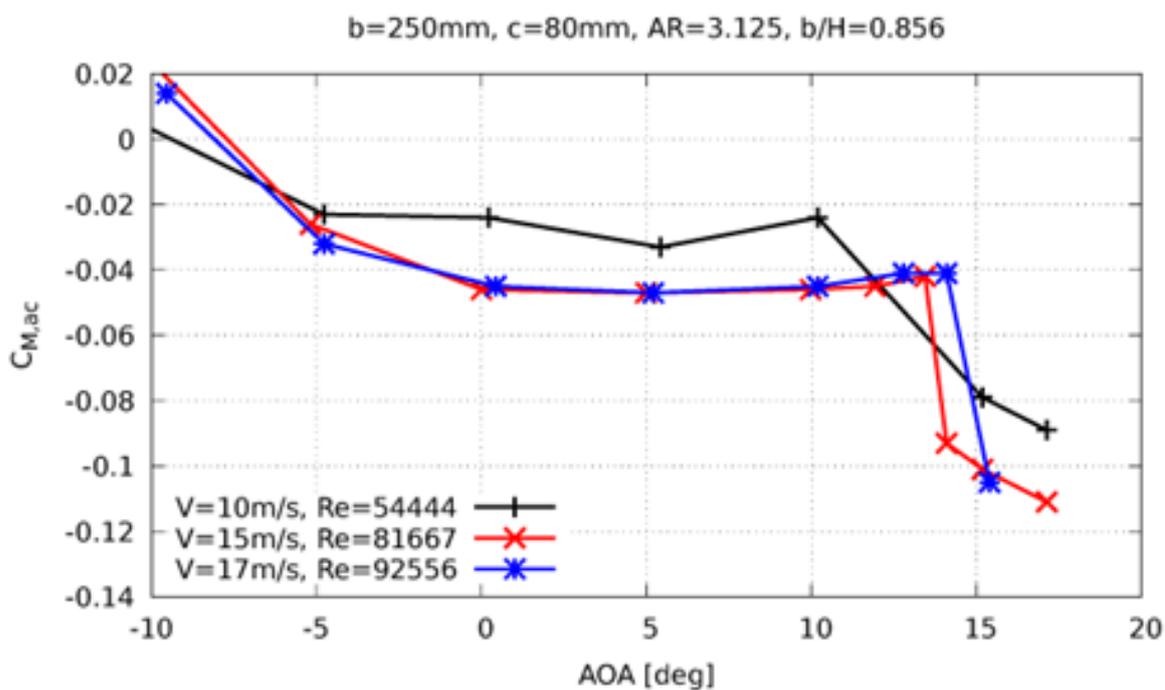


Figura 78 - Modelo n°6 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.

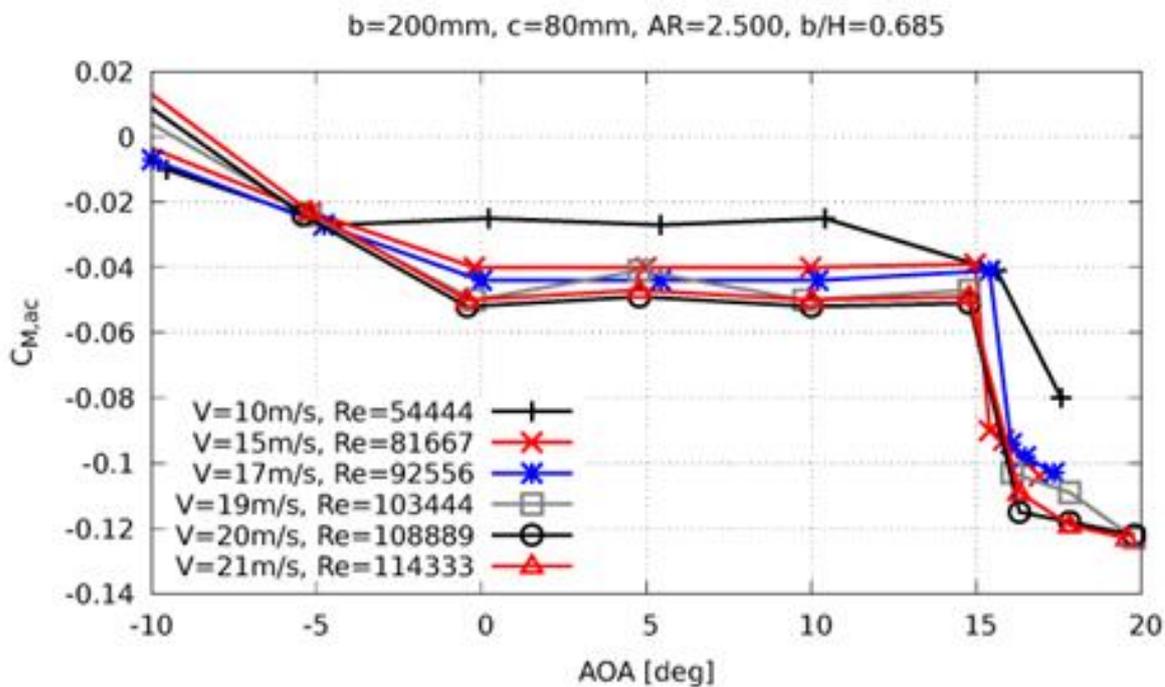


Figura 79 - Modelo n°7 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.

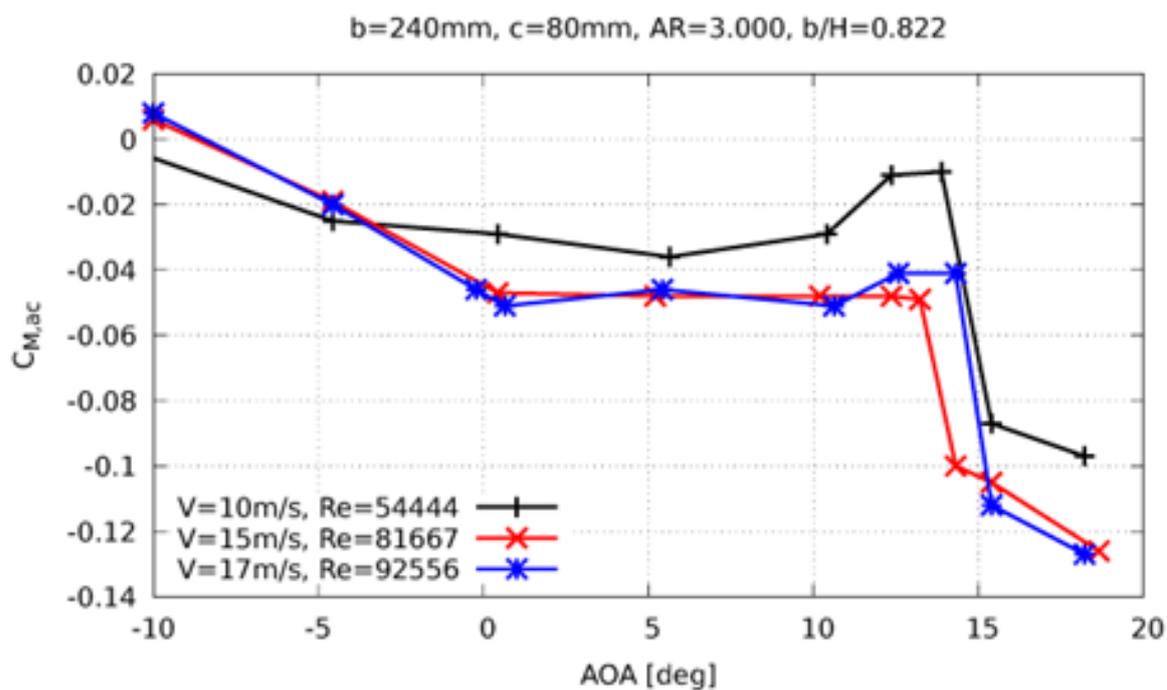


Figura 80 - Modelo nº8 - Coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico.

Centro de pressão

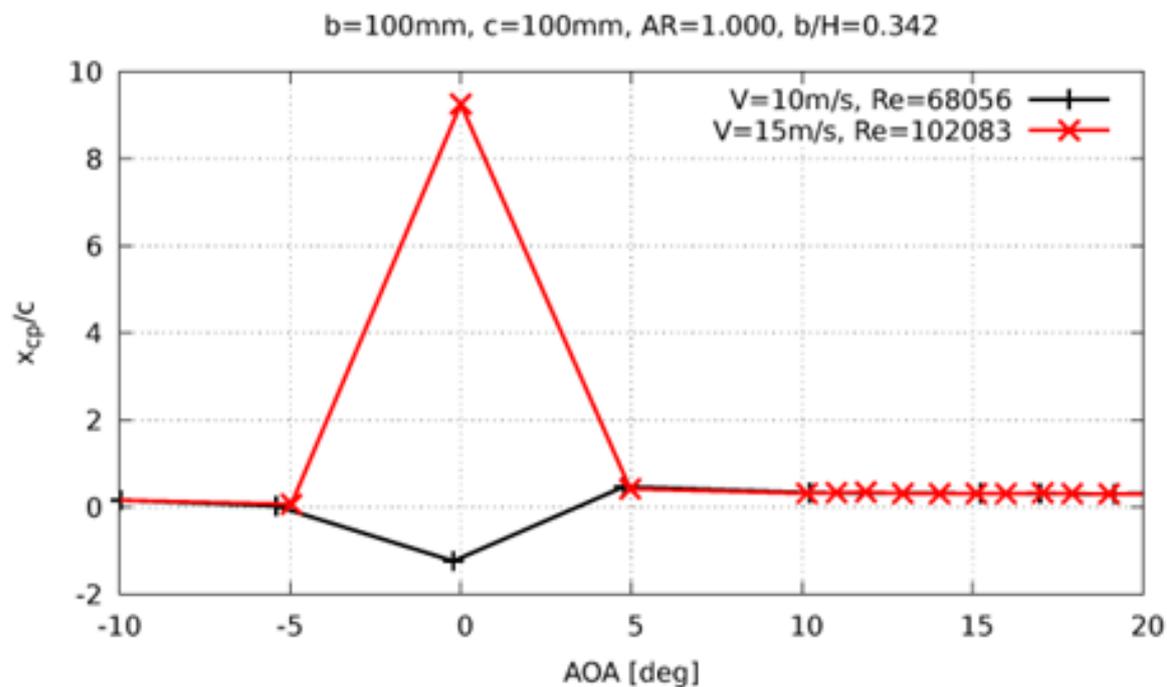


Figura 81 - Modelo nº1 - Localização do centro de pressão.

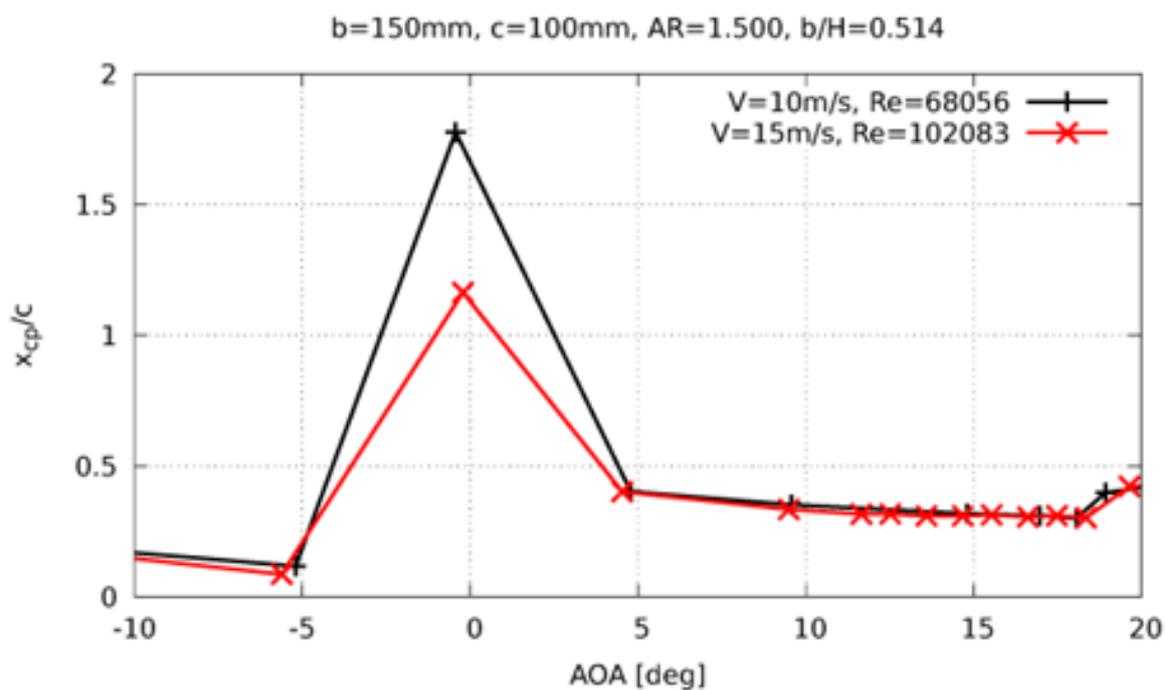


Figura 82 - Modelo n°2 - Localização do centro de pressão.

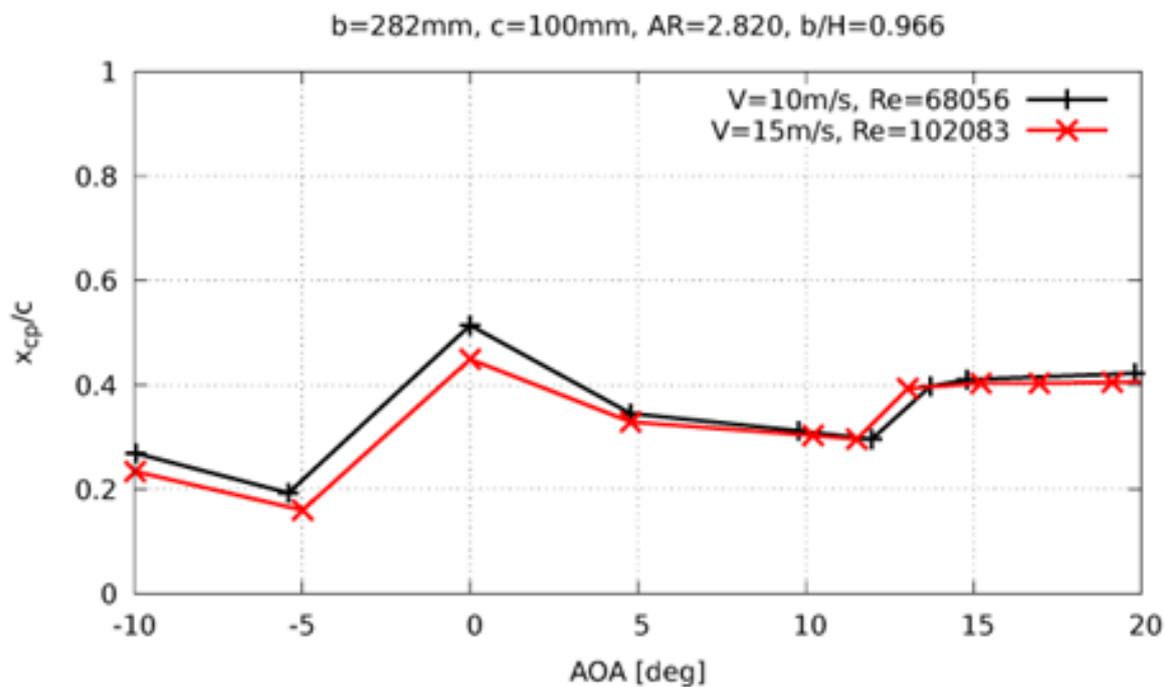


Figura 83 - Modelo n°3 - Localização do centro de pressão.

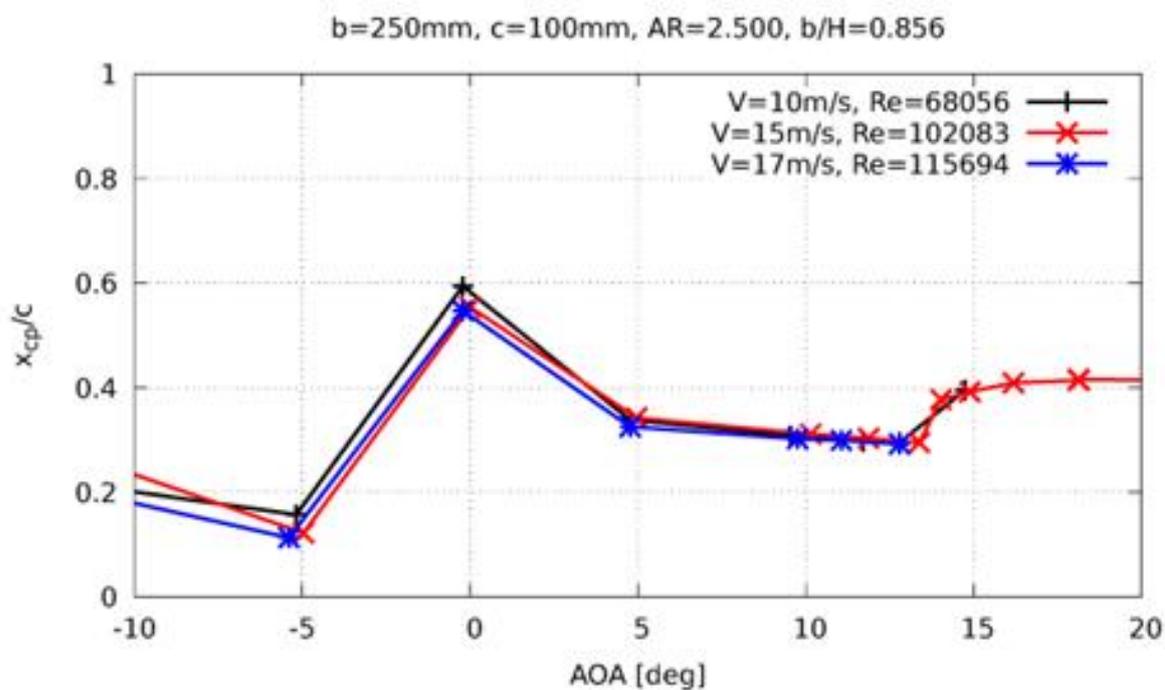


Figura 84 - Modelo n°4 - Localização do centro de pressão.

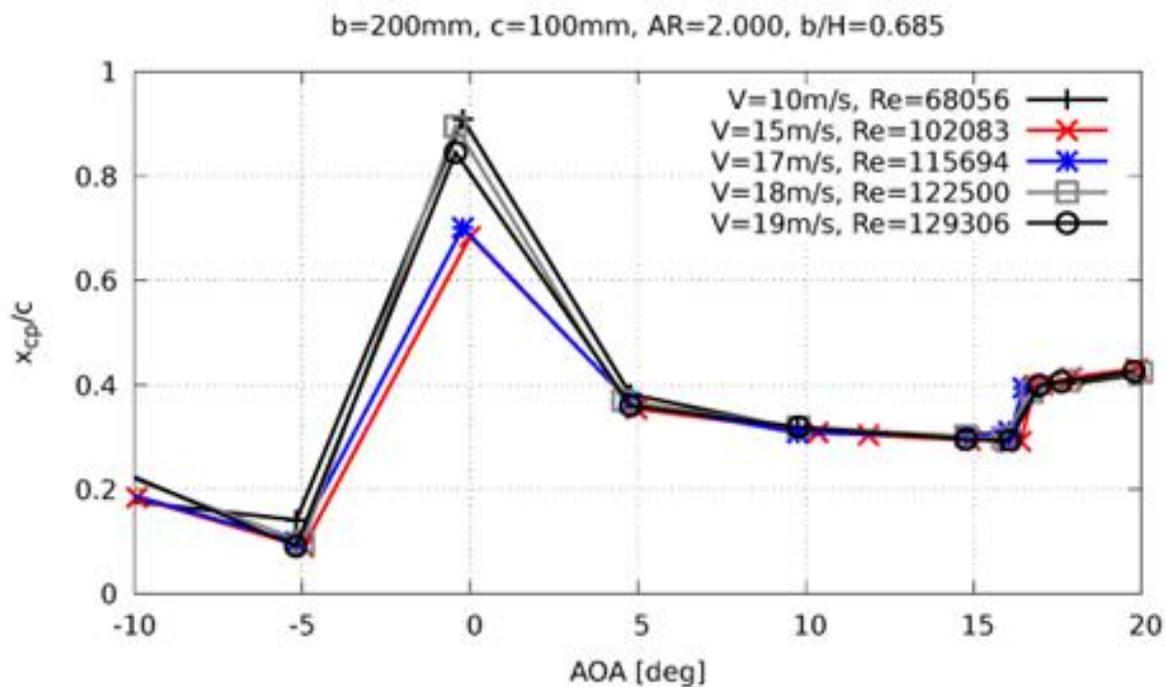


Figura 85 - Modelo n°5 - Localização do centro de pressão.

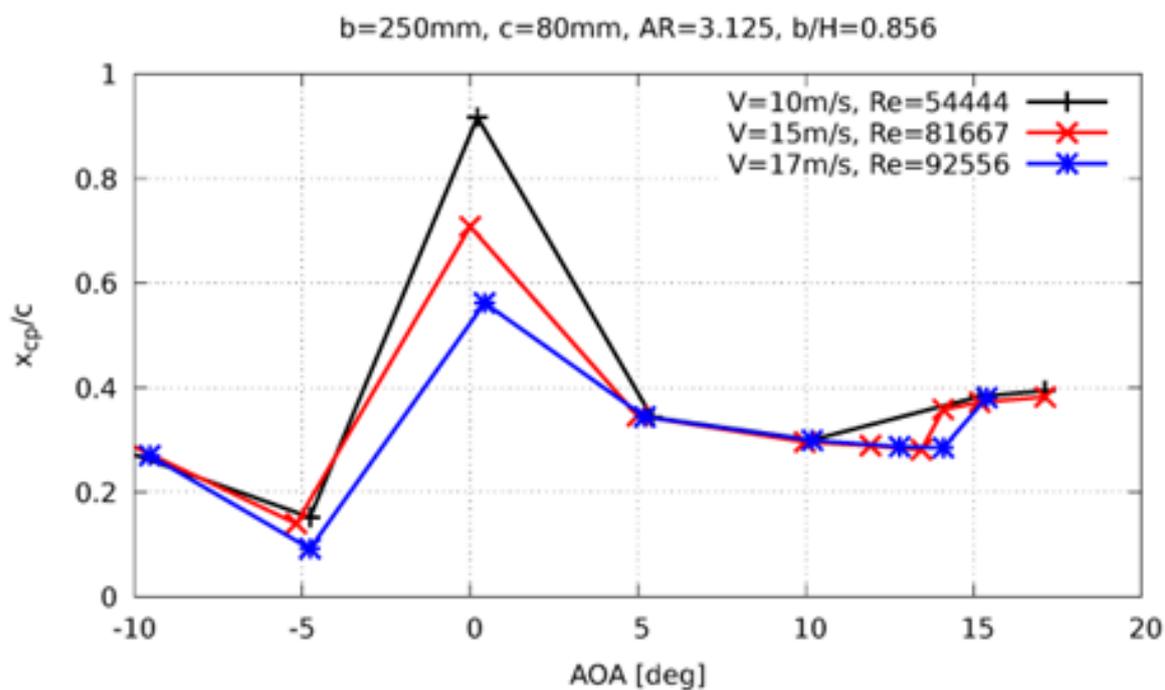


Figura 86 - Modelo n°6 - Localização do centro de pressão.

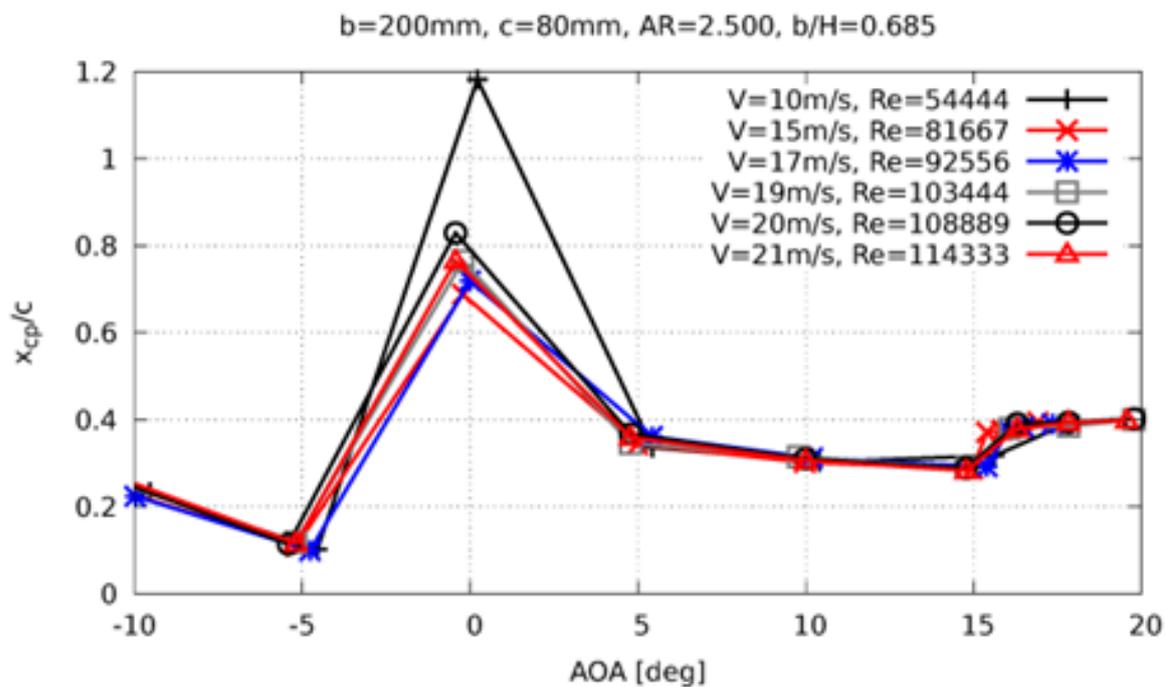


Figura 87 - Modelo n°7 - Localização do centro de pressão.

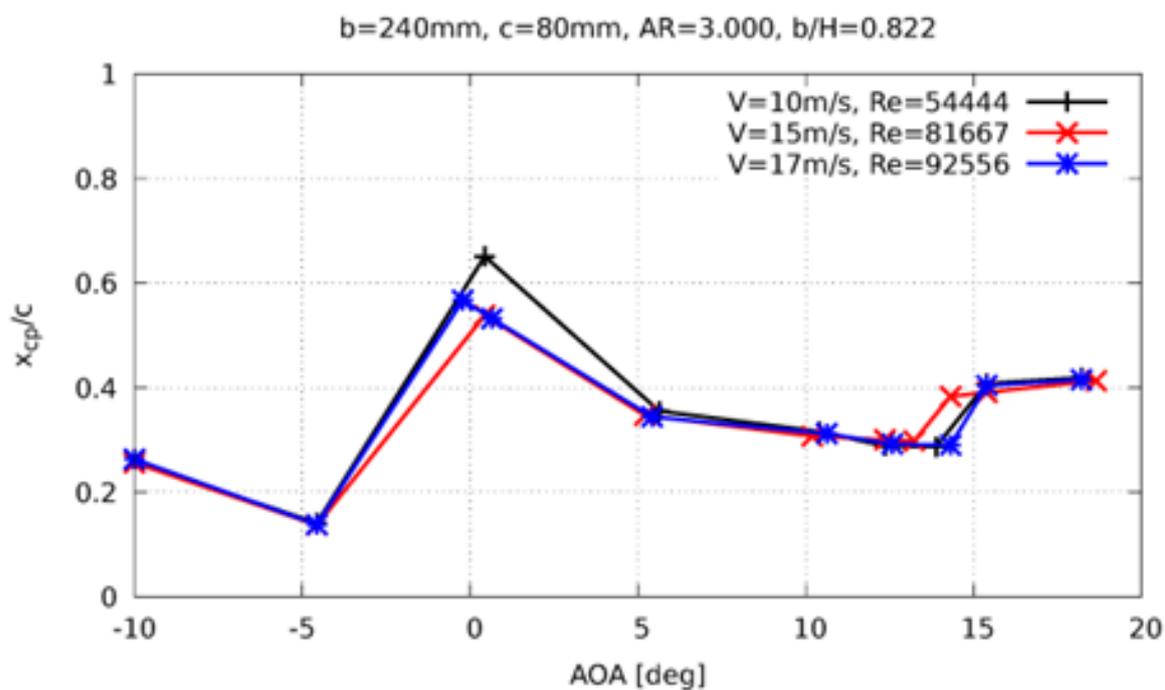


Figura 88 - Modelo n°8 - Localização do centro de pressão.

Coeficiente de arrasto

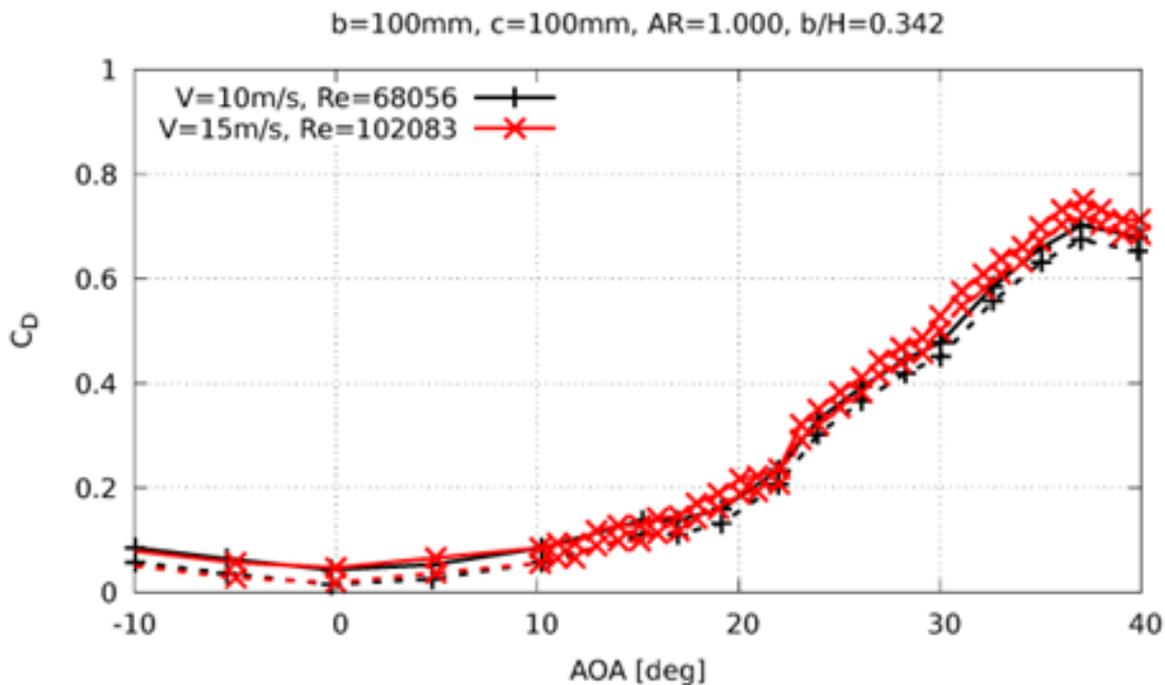


Figura 89 - Modelo n°1 - Coeficiente de arrasto.

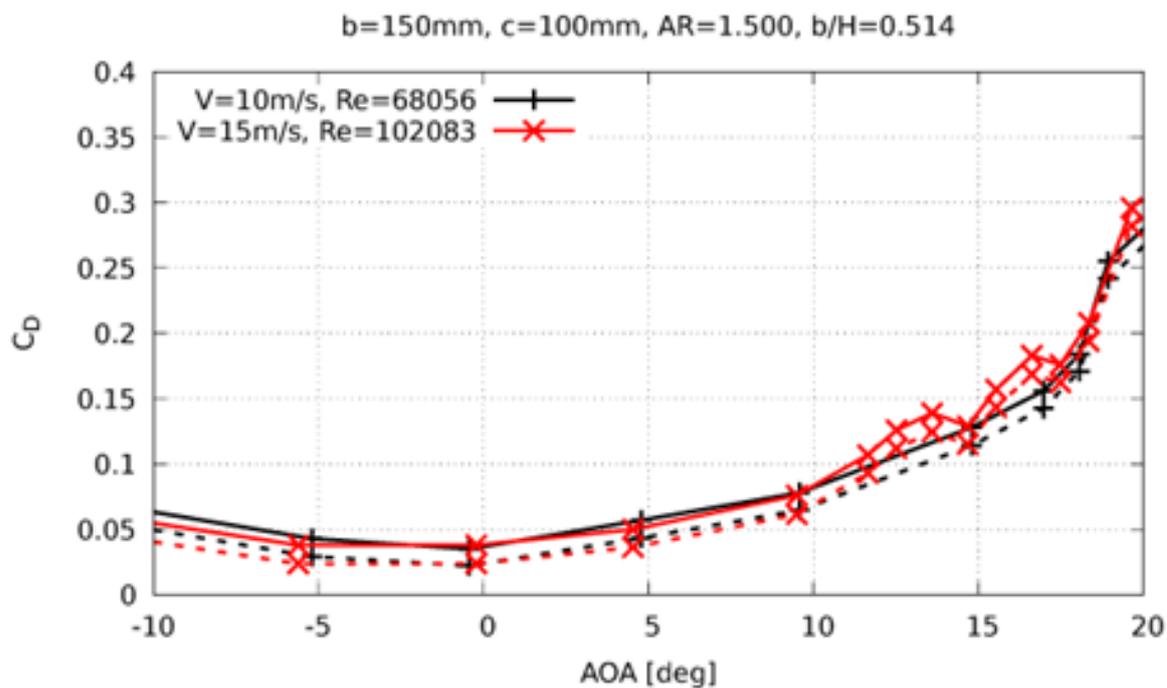


Figura 90 - Modelo n°2 - Coeficiente de arrasto.

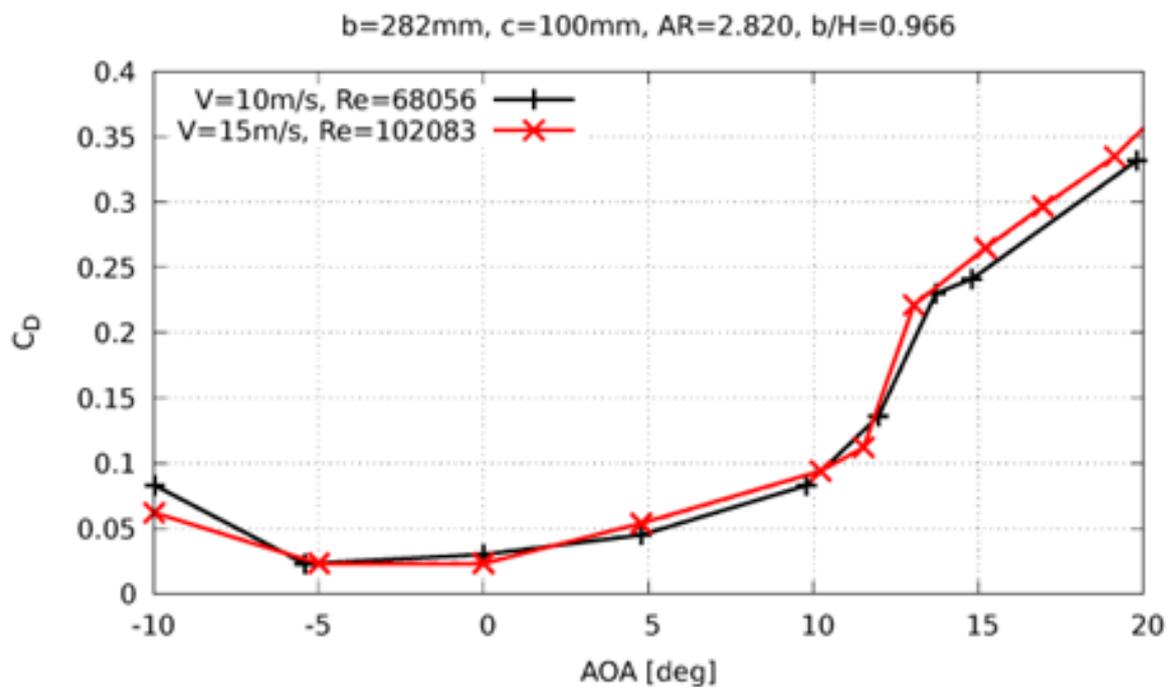


Figura 91 - Modelo n°3 - Coeficiente de arrasto.

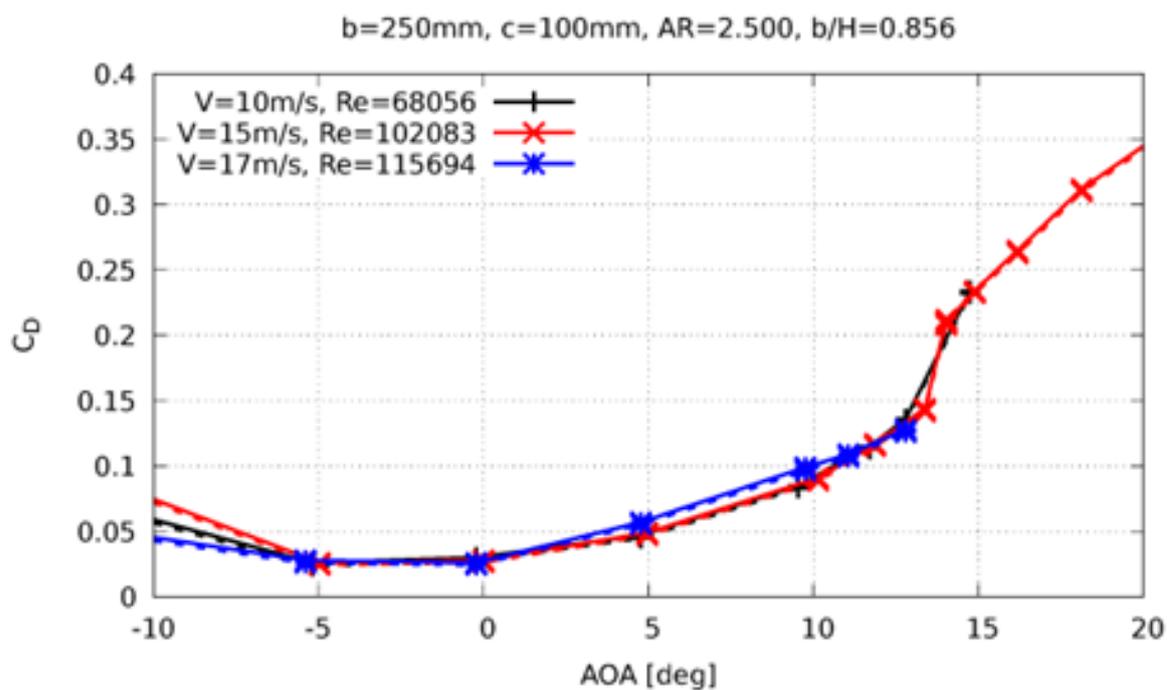


Figura 92 - Modelo n°4 - Coeficiente de arrasto.

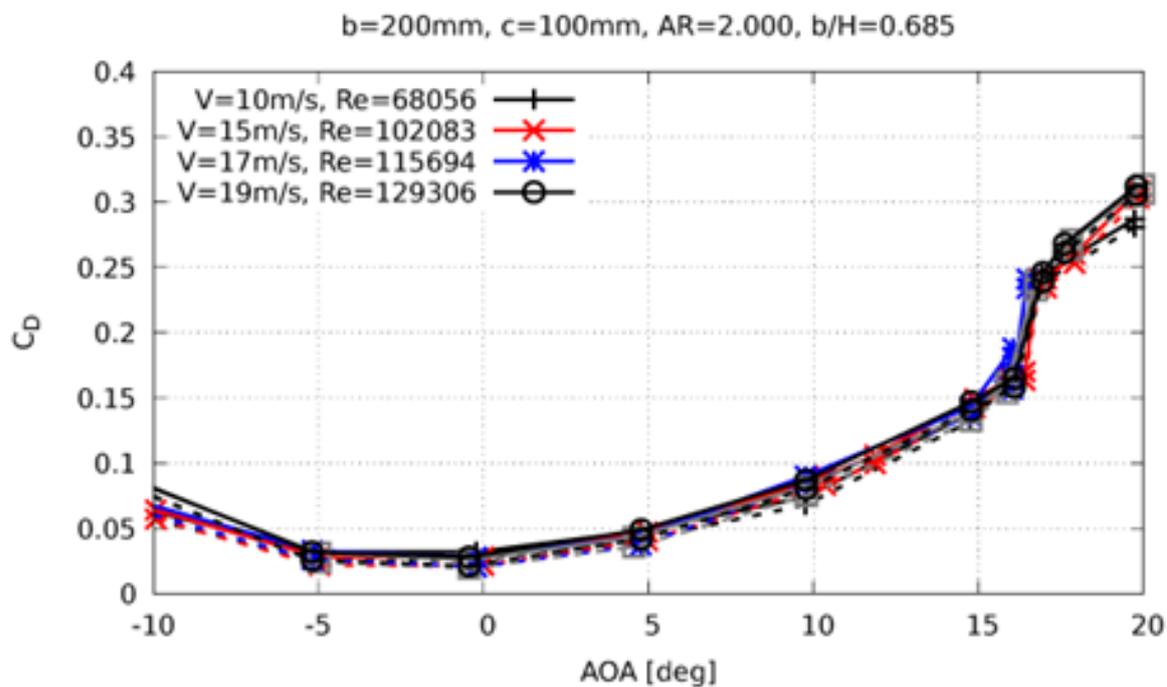


Figura 93 - Modelo n°5 - Coeficiente de arrasto.

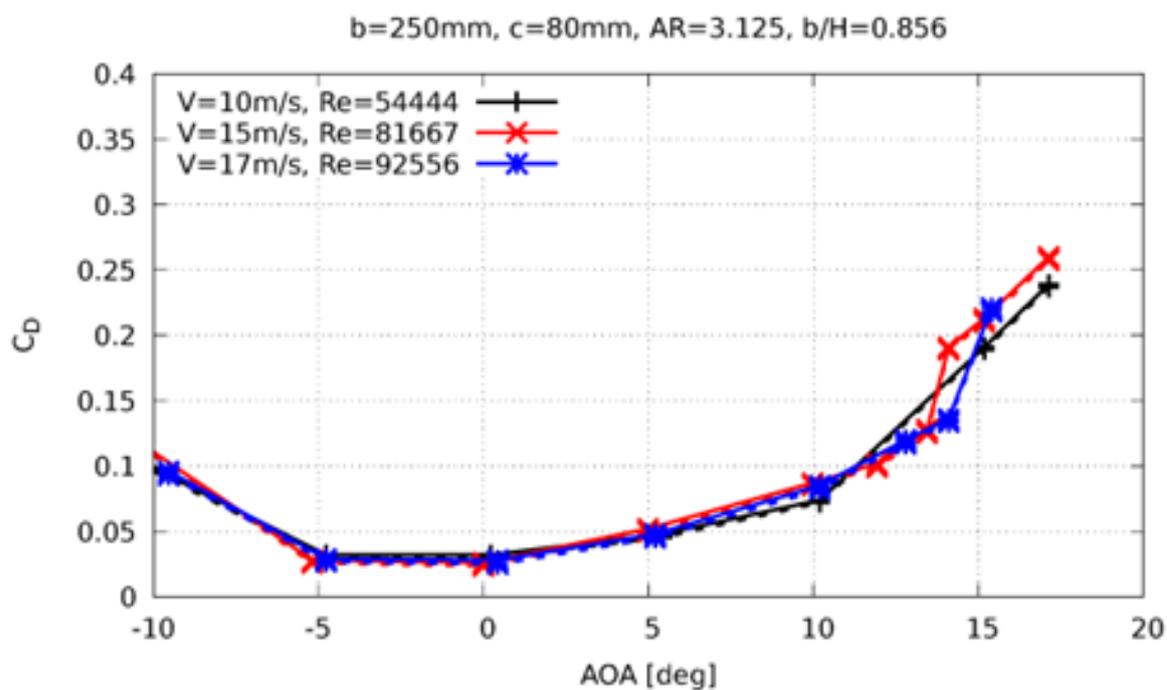


Figura 94 - Modelo n°6 - Coeficiente de arrasto.

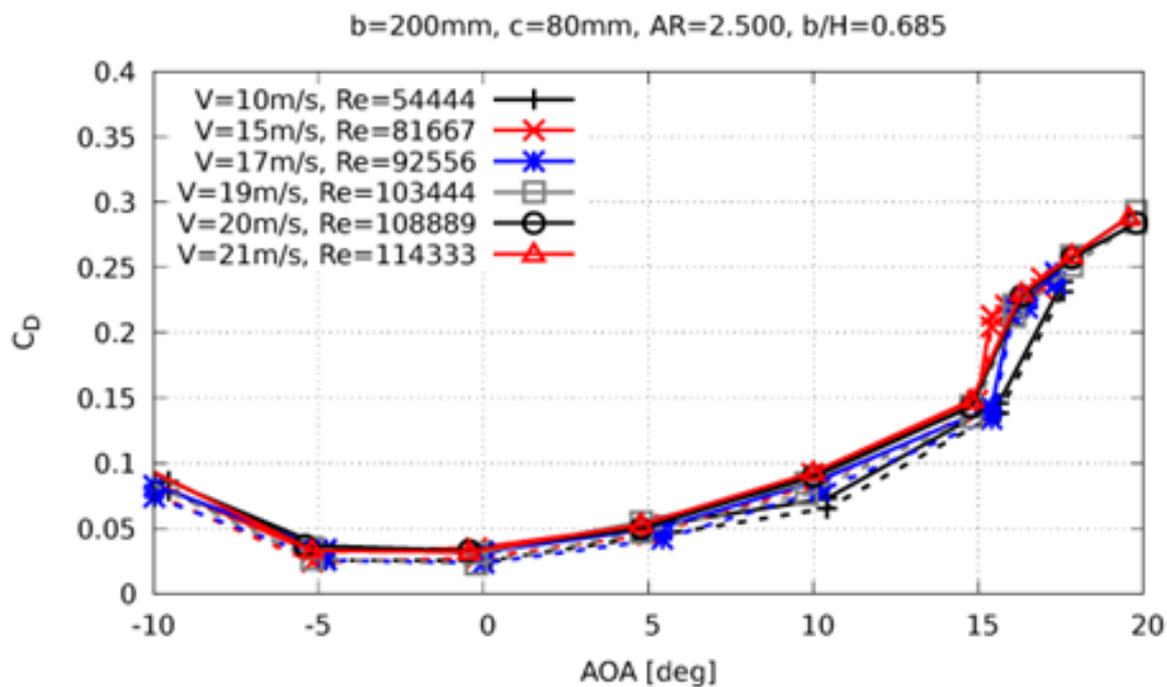


Figura 95 - Modelo n°7 - Coeficiente de arrasto.

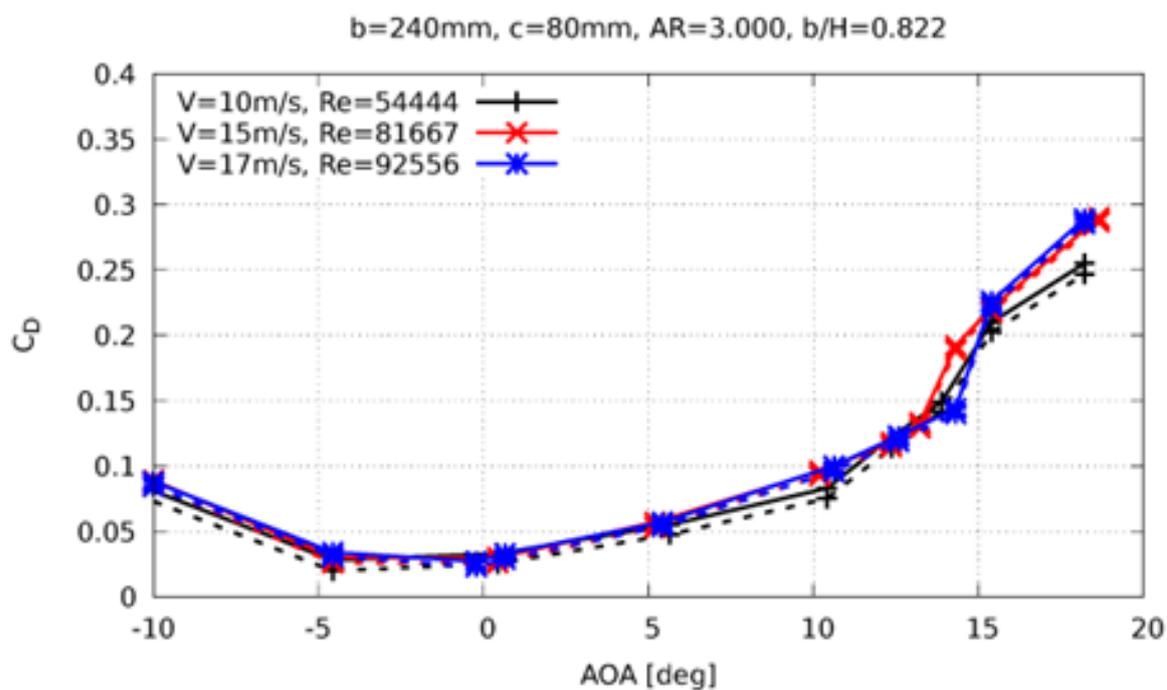


Figura 96 - Modelo nº8 - Coeficiente de arrasto.

Coeficiente de arrasto percentual da vareta de suporte

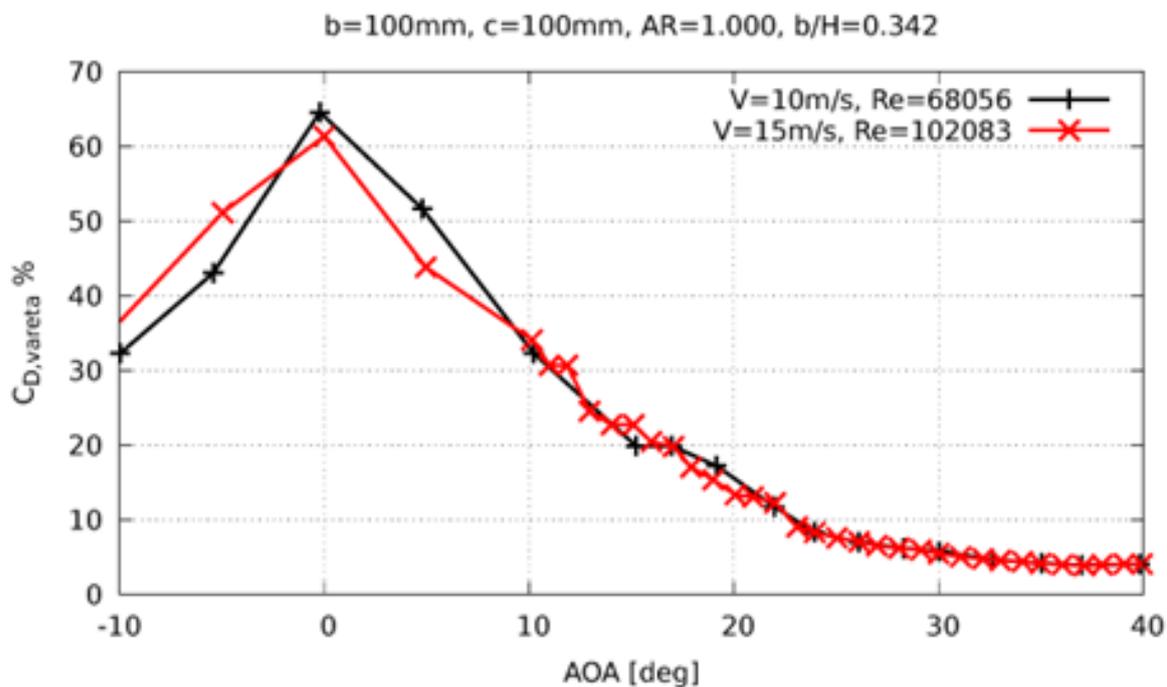


Figura 97 - Modelo nº1 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.

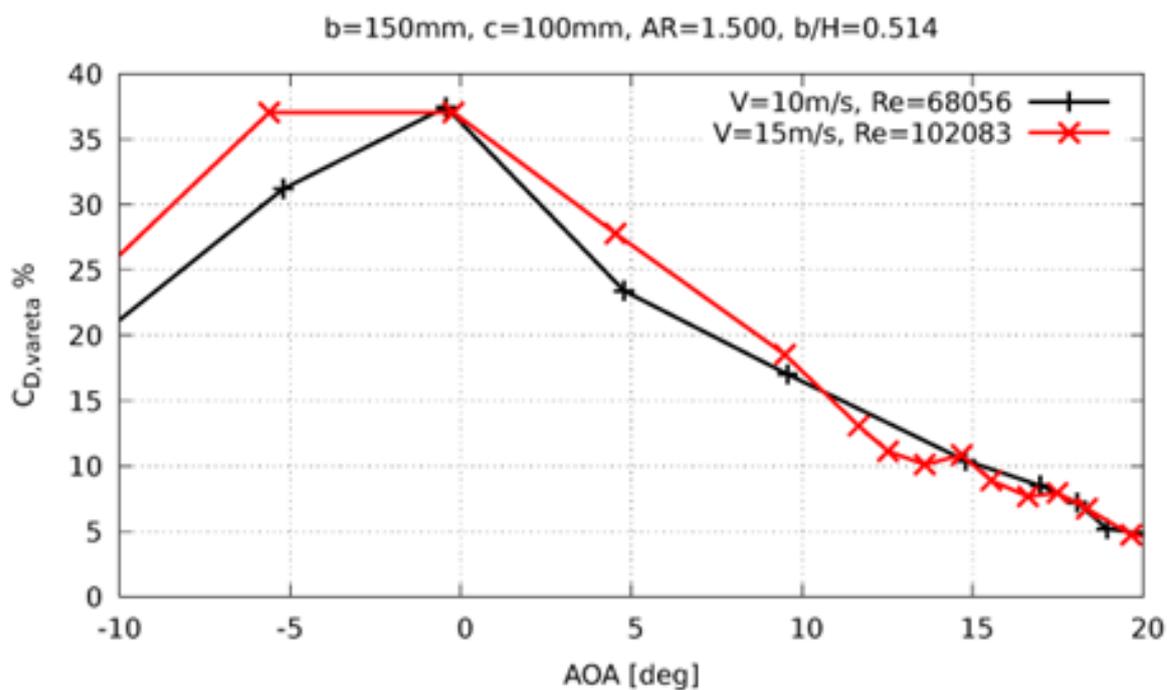


Figura 98 - Modelo n°2 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.

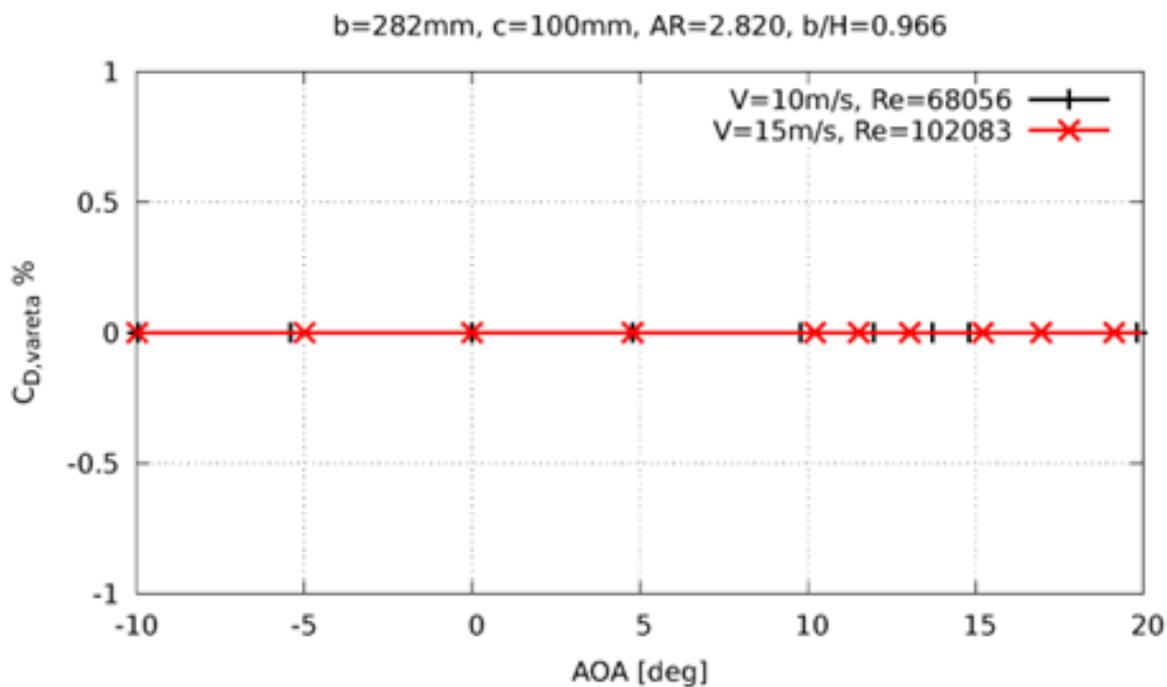


Figura 99 - Modelo n°3 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.

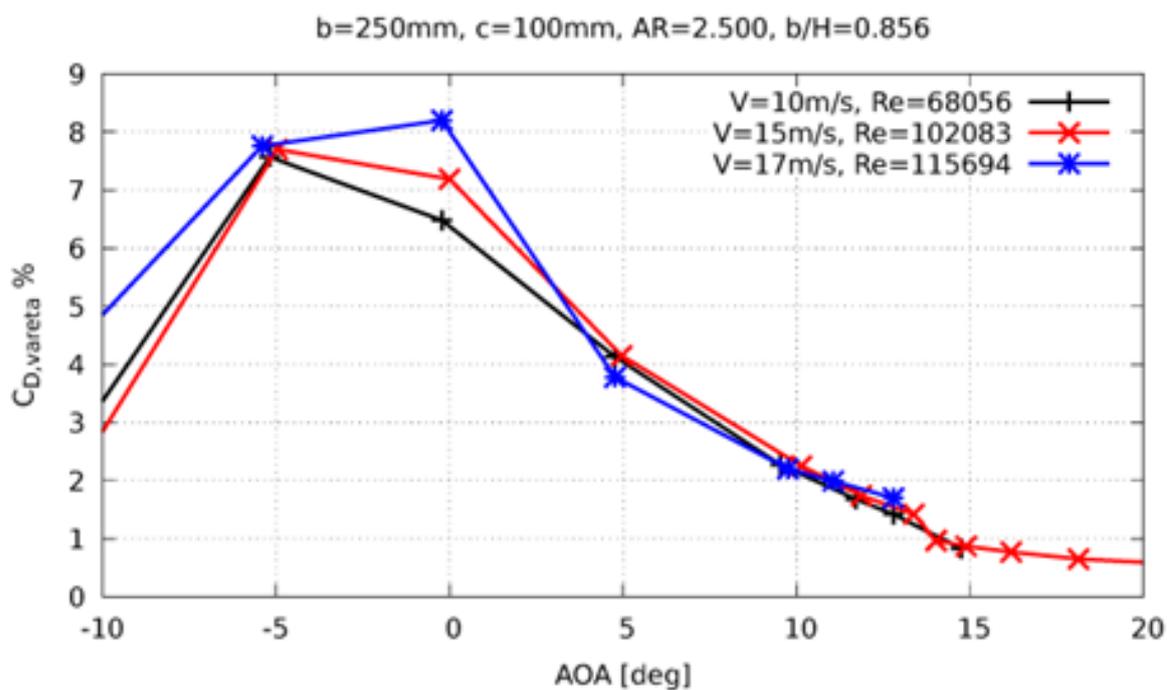


Figura 100 - Modelo n°4 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.

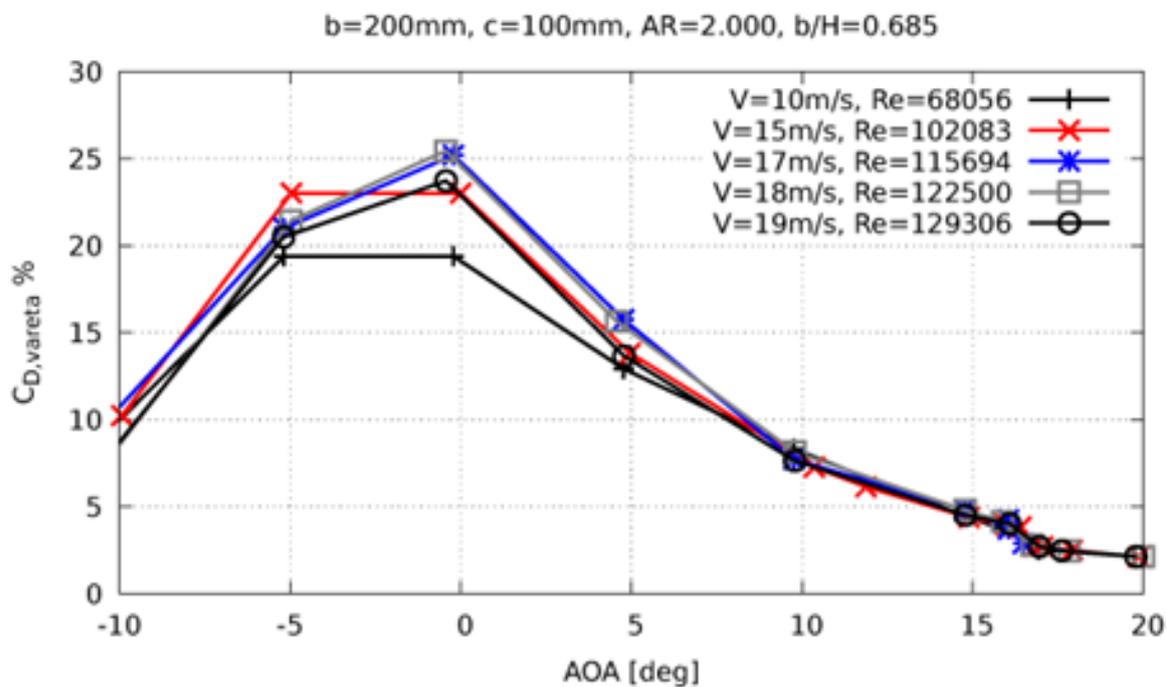


Figura 101 - Modelo n°5 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.

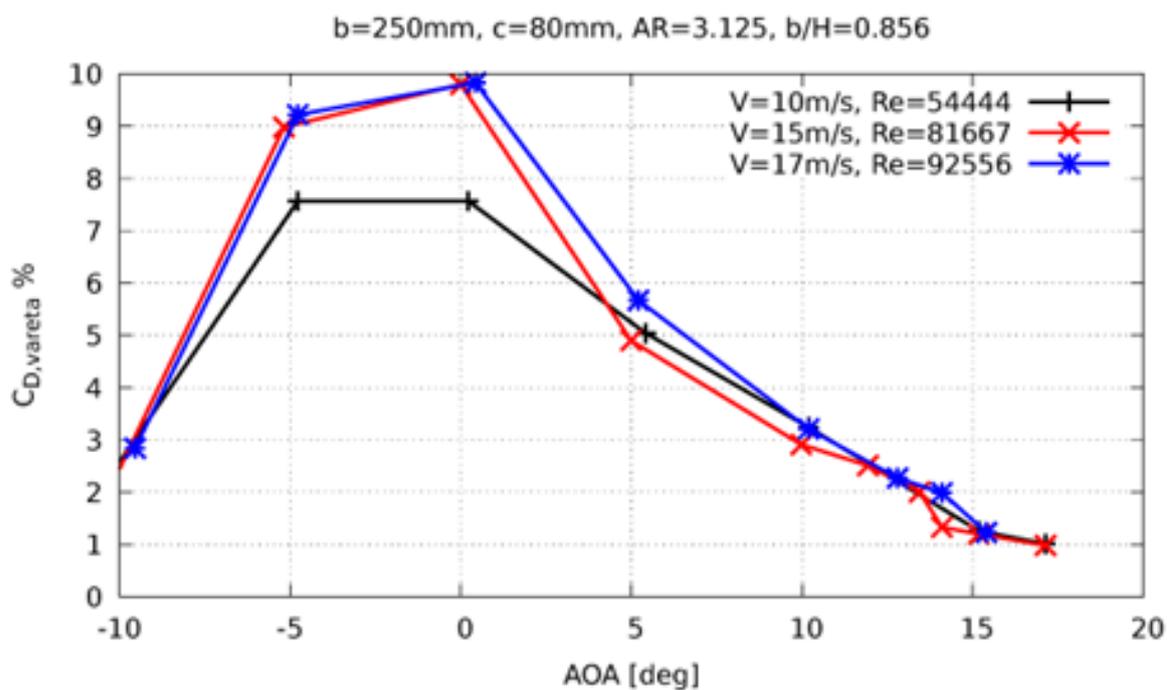


Figura 102 - Modelo n°6 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.

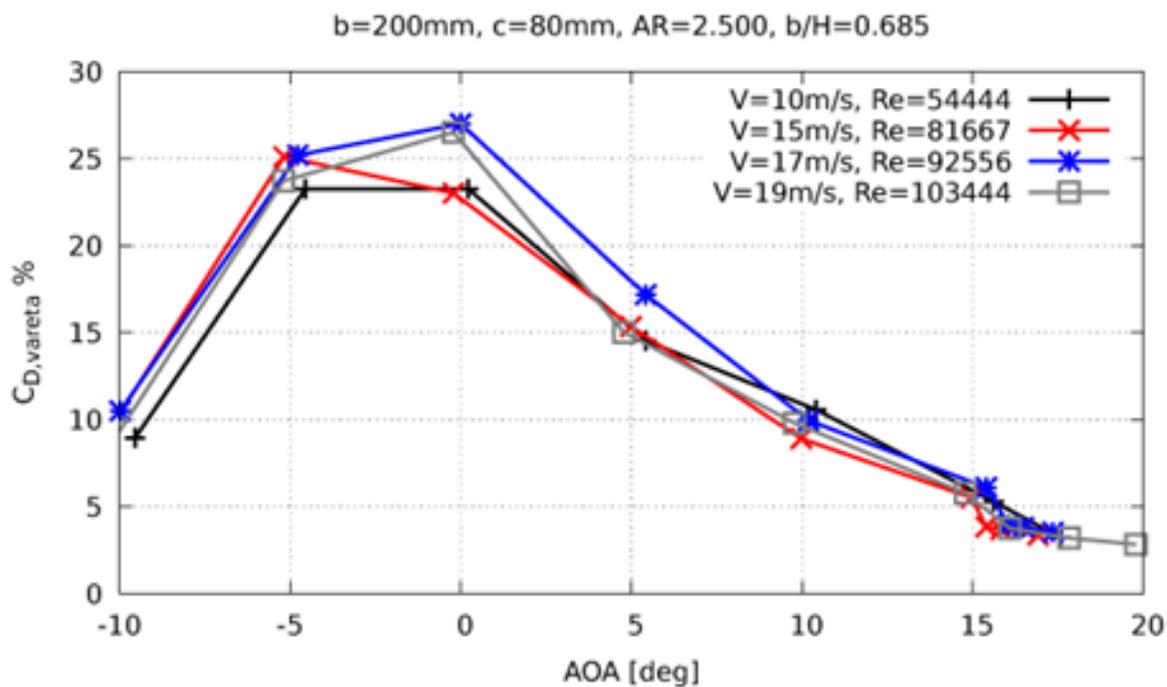


Figura 103 - Modelo n°7 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.

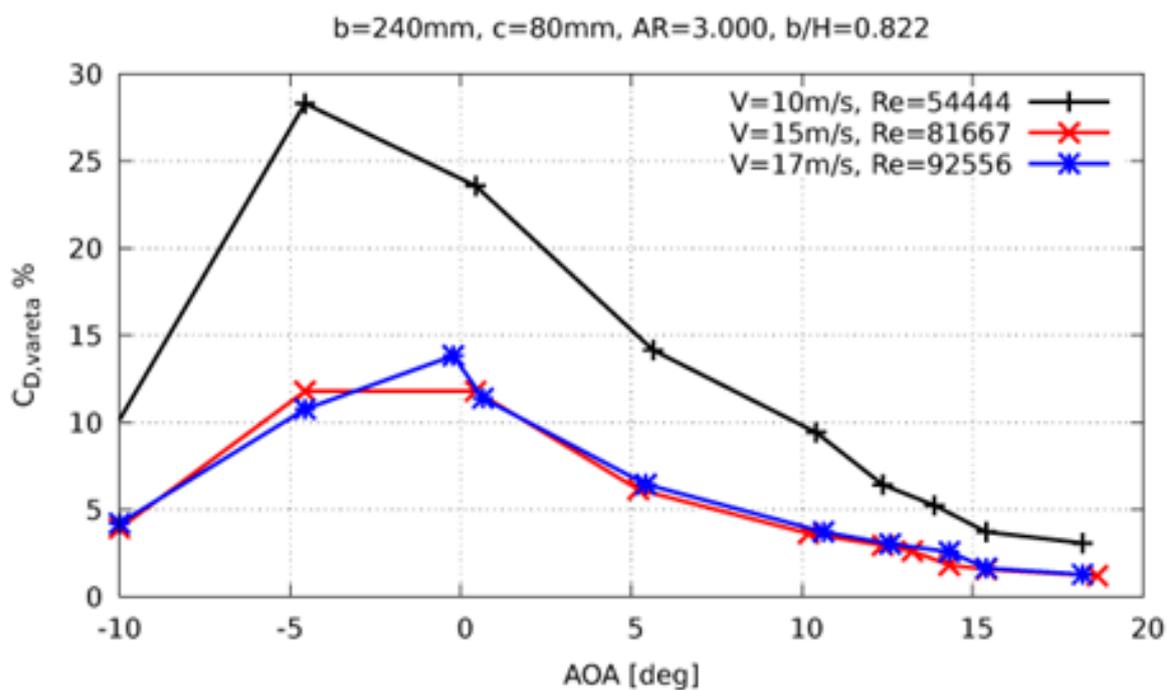


Figura 104 - Modelo nº8 - Coeficiente de arrasto percentual da vareta.

Eficiência aerodinâmica

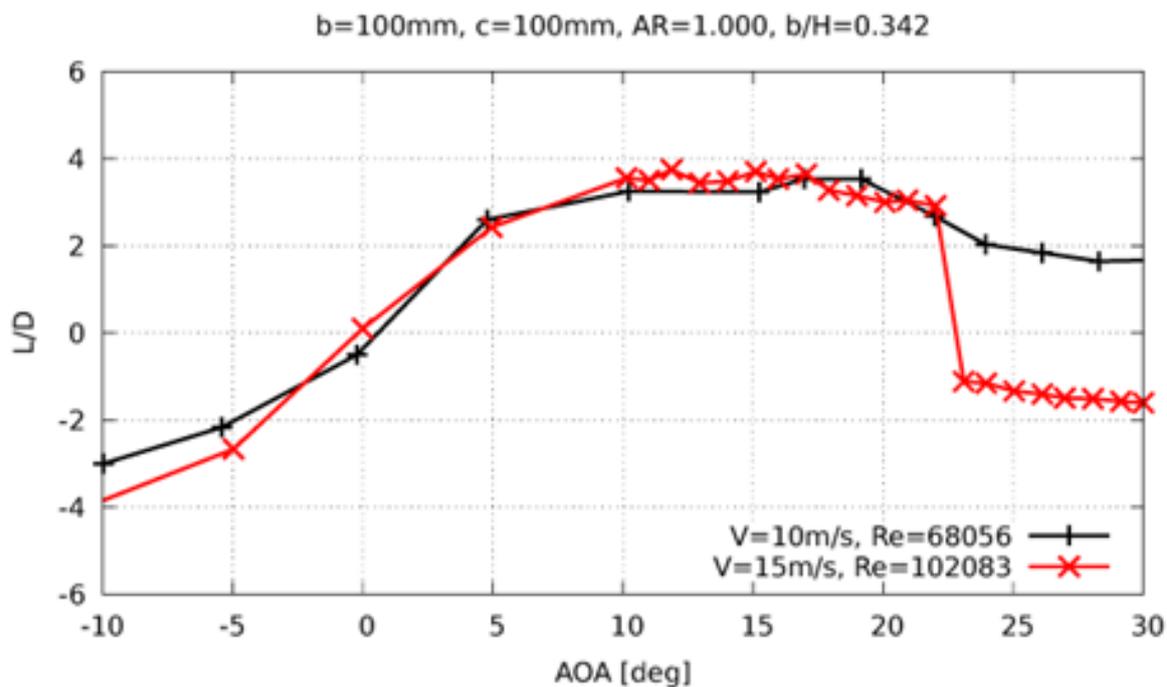


Figura 105 - Modelo nº1 - Eficiência aerodinâmica.

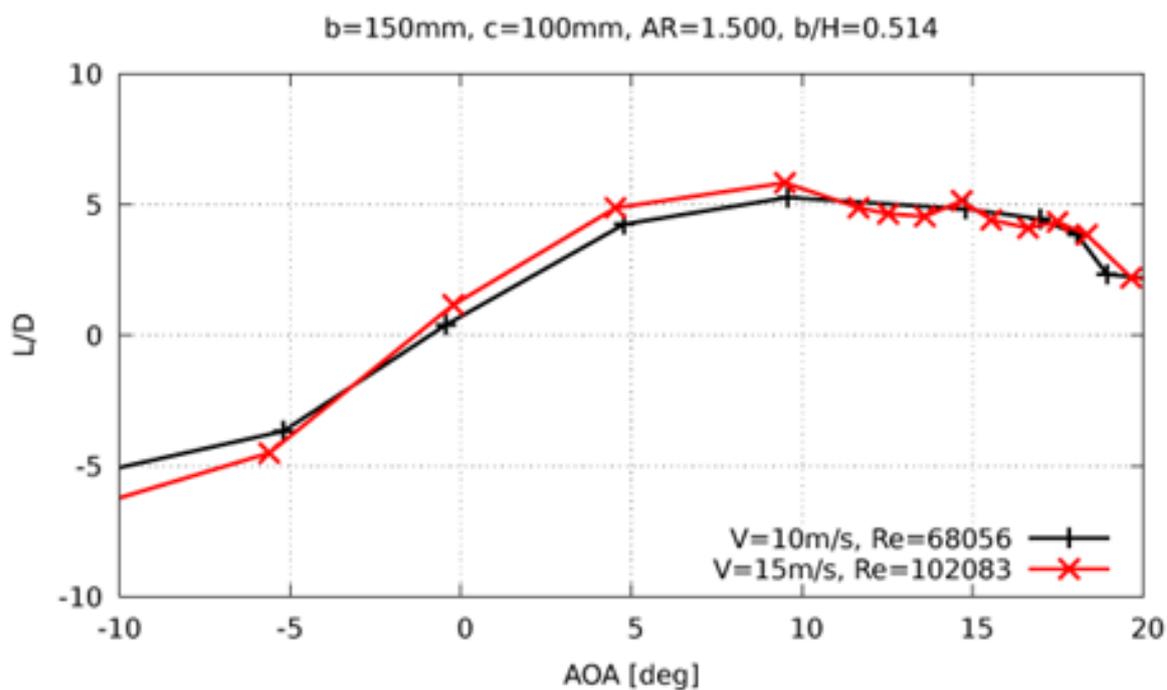


Figura 106 - Modelo n°2 - Eficiência aerodinâmica.

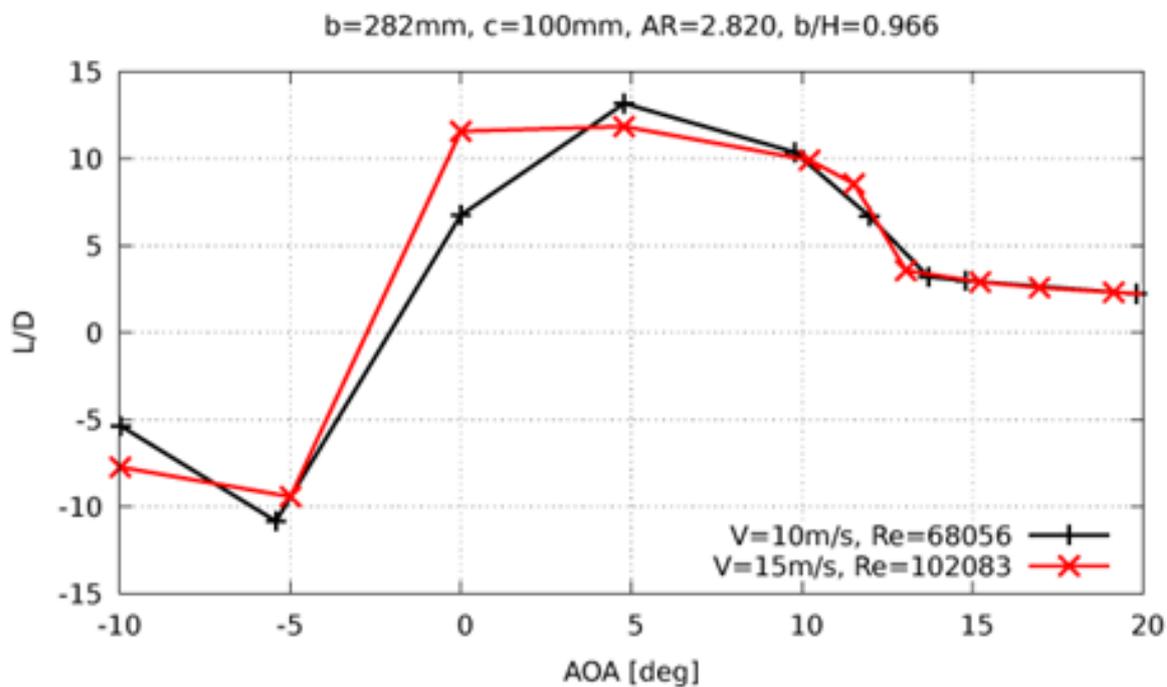


Figura 107 - Modelo n°3 - Eficiência aerodinâmica.

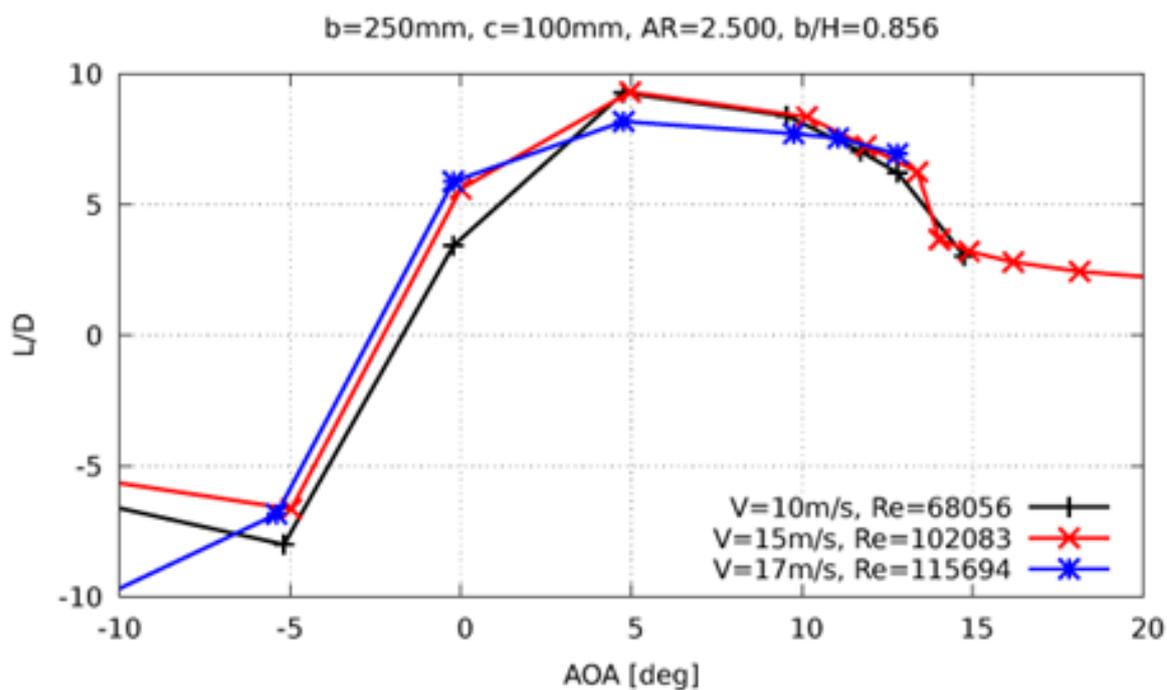


Figura 108 - Modelo n°4 - Eficiência aerodinâmica.

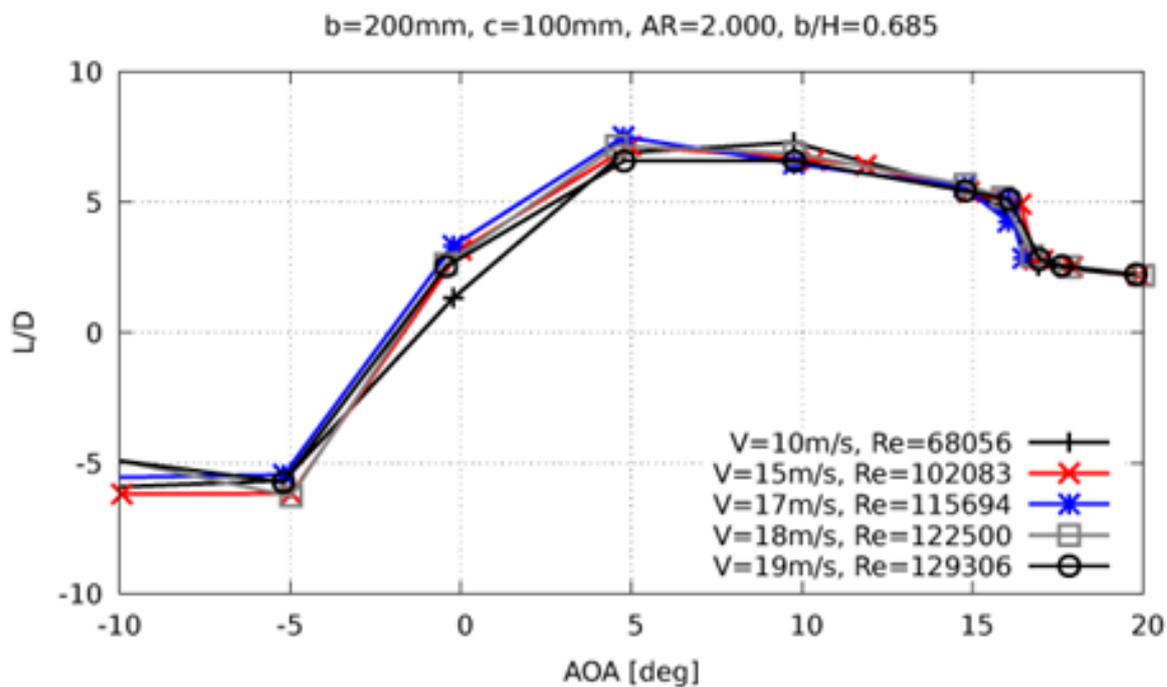


Figura 109 - Modelo n°5 - Eficiência aerodinâmica.

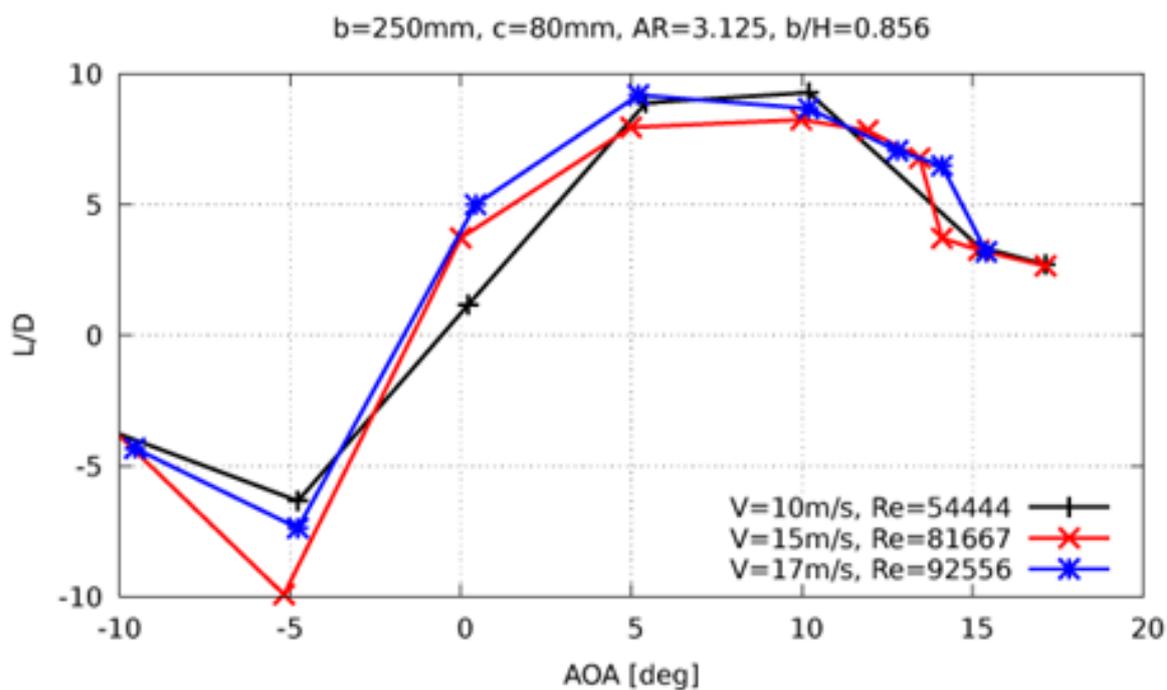


Figura 110 - Modelo n°6 - Eficiência aerodinâmica.

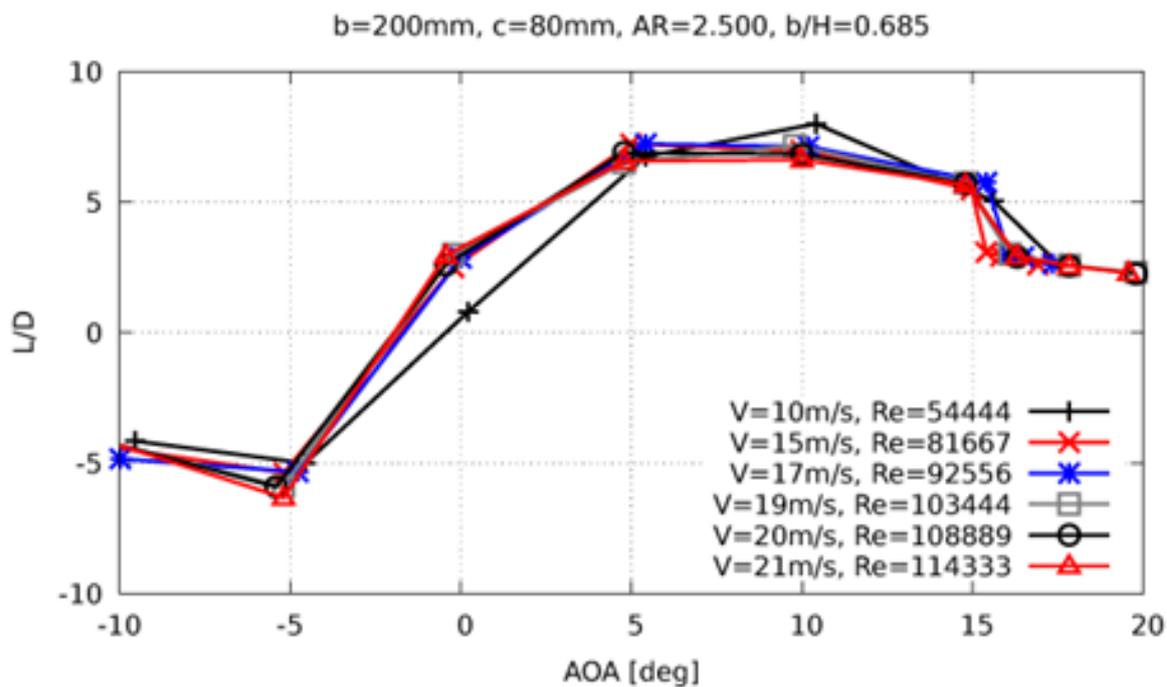


Figura 111 - Modelo n°7 - Eficiência aerodinâmica.

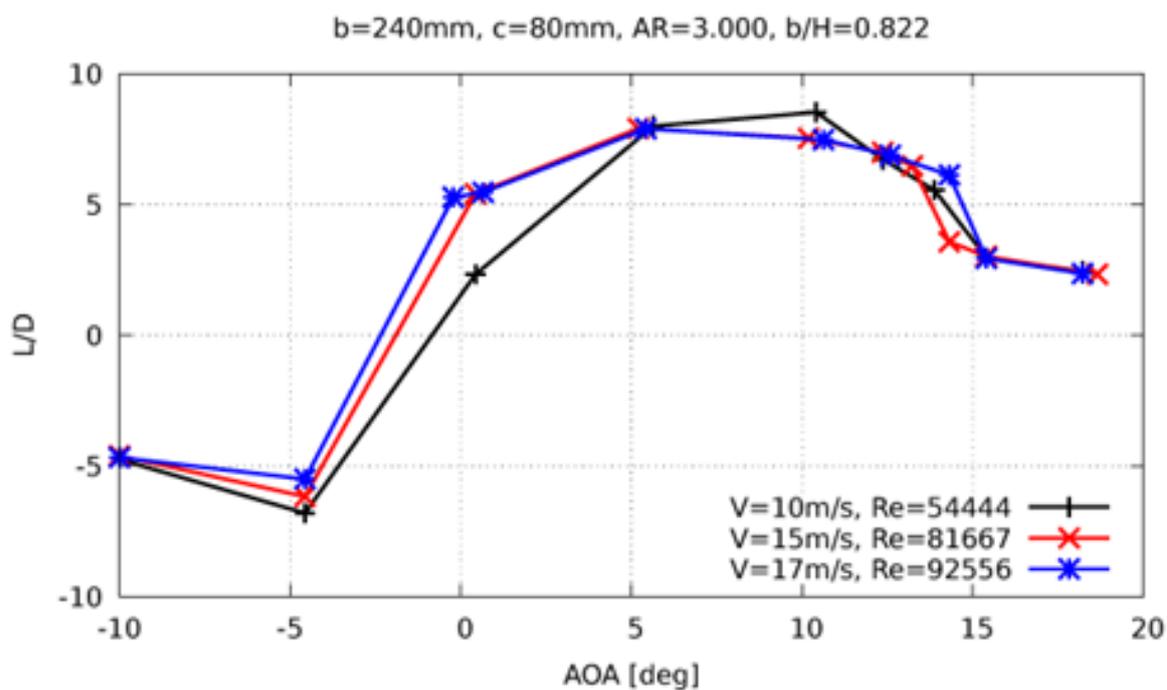


Figura 112 - Modelo nº8 - Eficiência aerodinâmica.

Polar de arrasto

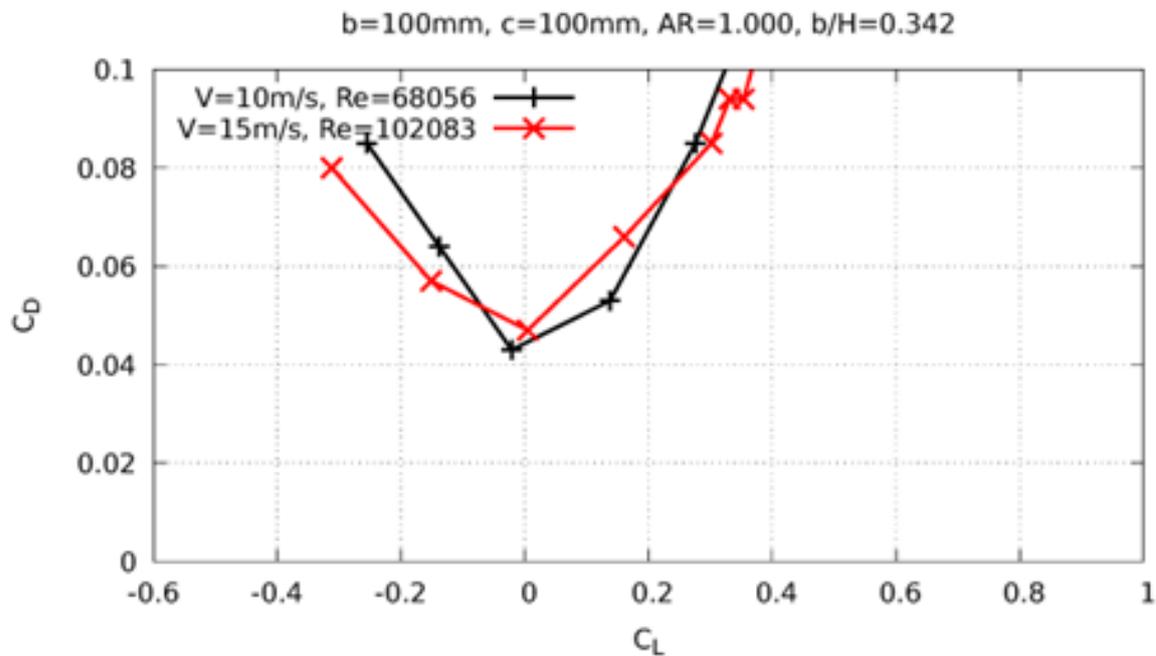


Figura 113 - Modelo nº1 - Polar de arrasto.

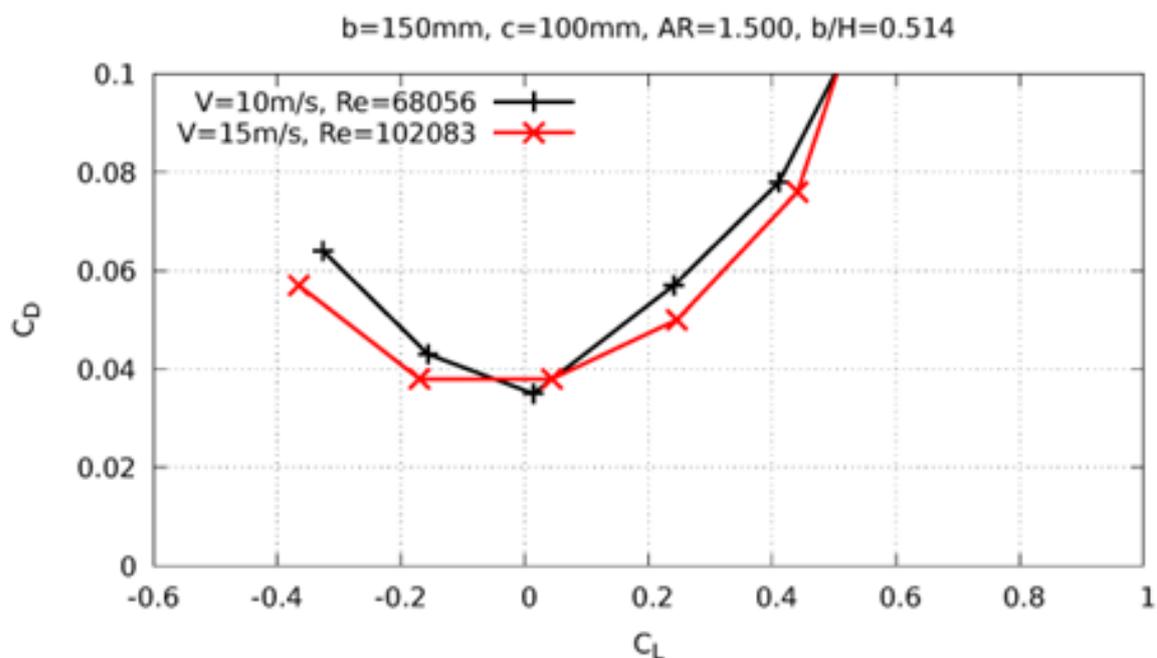


Figura 114 - Modelo nº2 - Polar de arrasto.

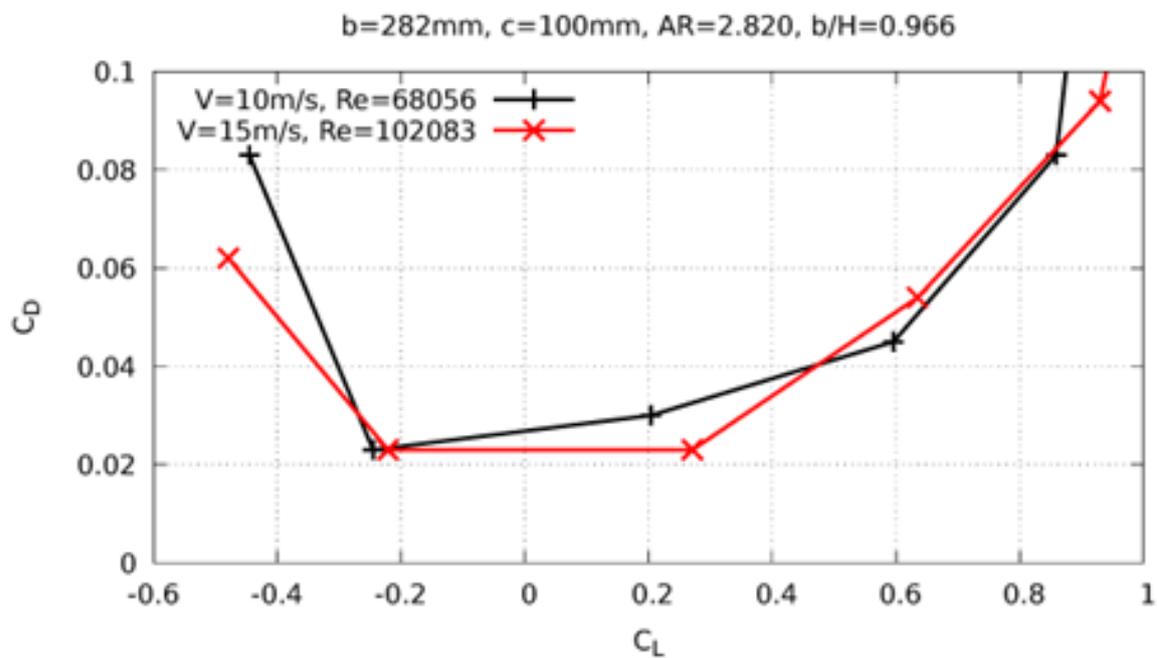


Figura 115 - Modelo nº3 - Polar de arrasto.

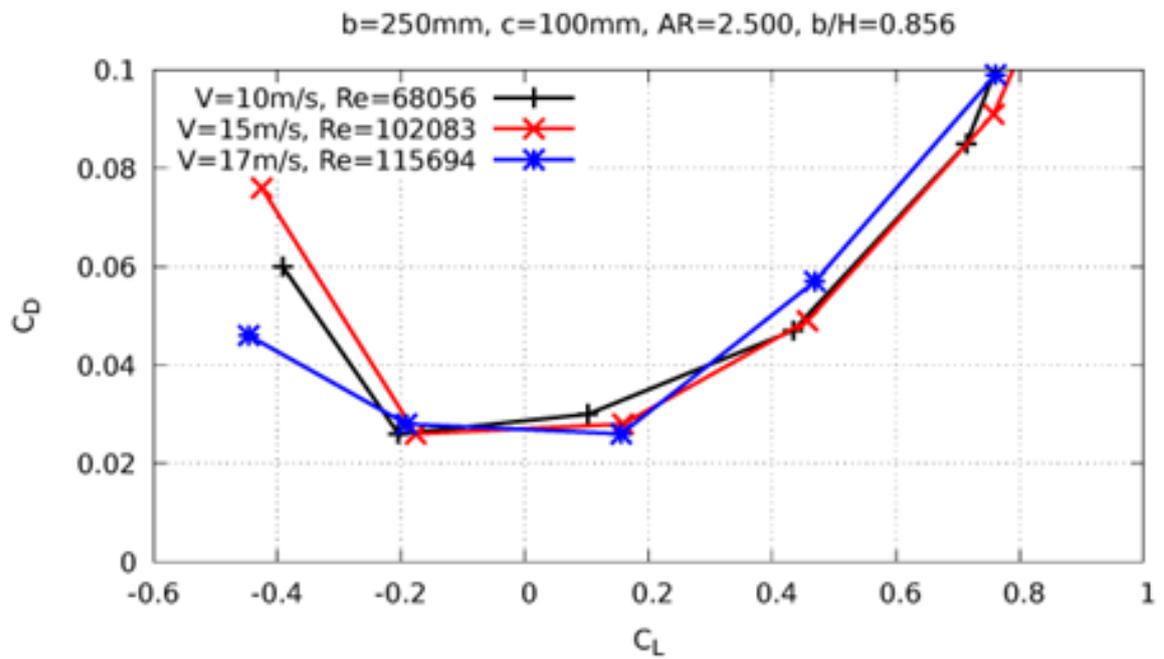


Figura 116 - Modelo nº4 - Polar de arrasto.

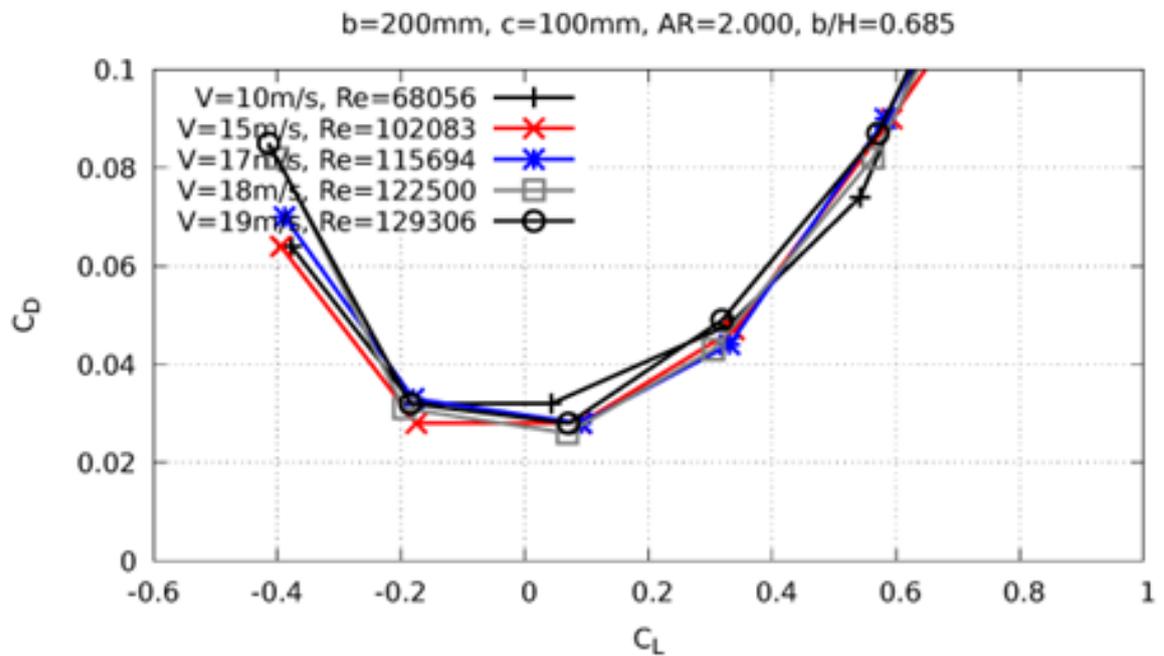


Figura 117 - Modelo nº5 - Polar de arrasto.

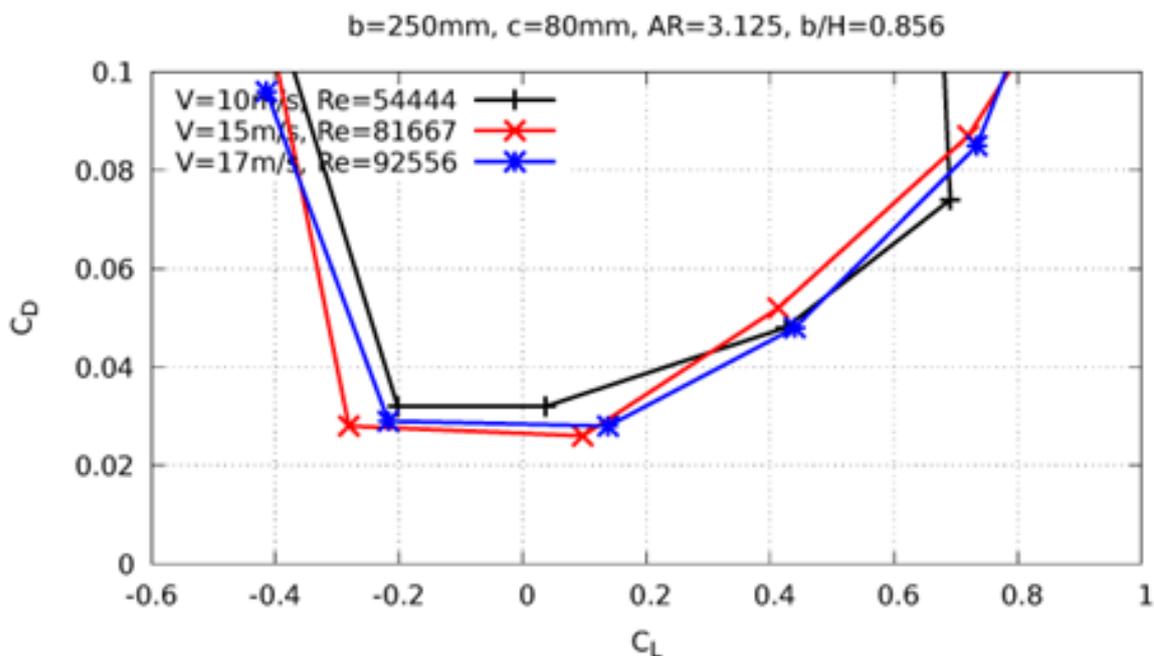


Figura 118 - Modelo nº6 - Polar de arrasto.

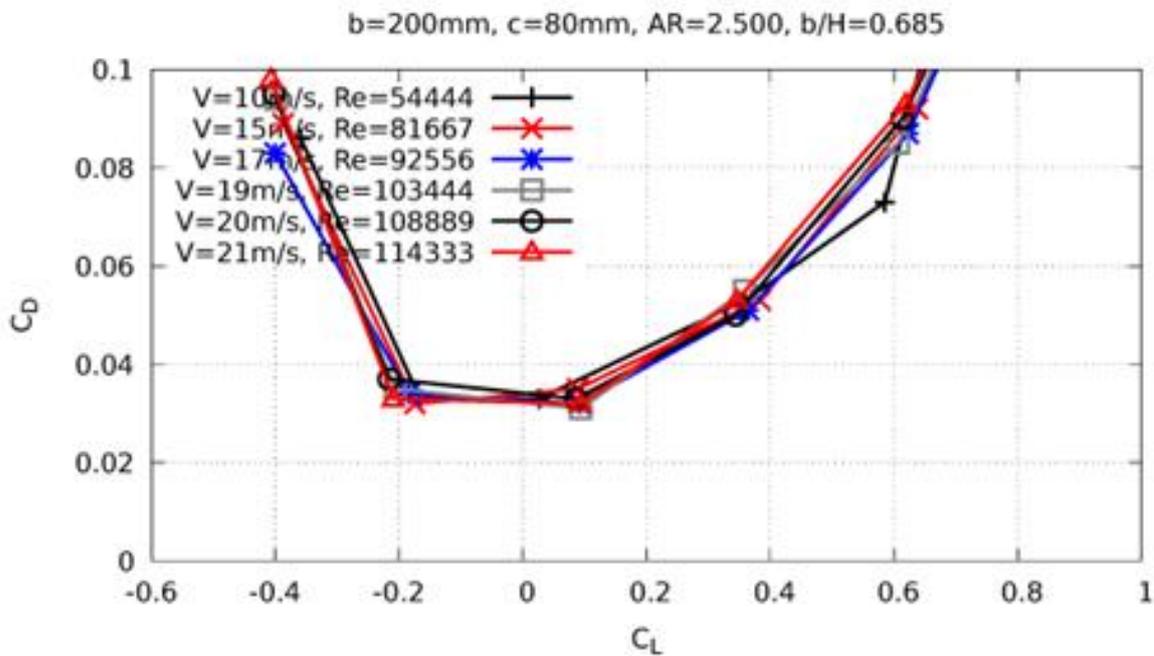


Figura 119 - Modelo nº7 - Polar de arrasto.

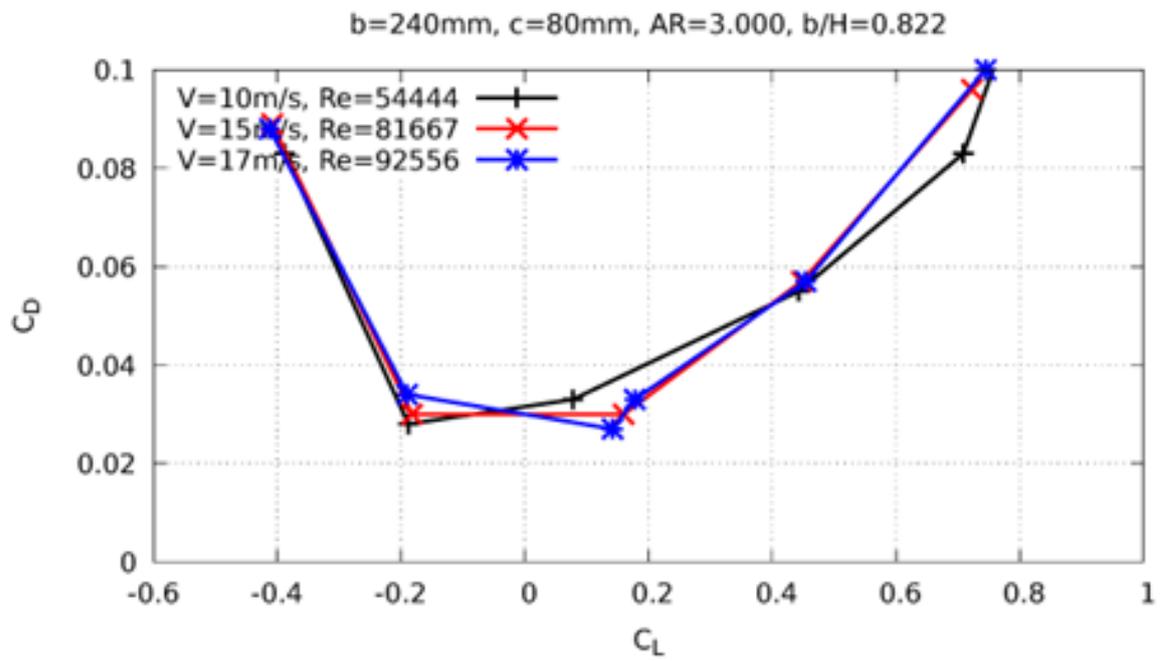


Figura 120 - Modelo nº8 - Polar de arrasto.