

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS**  
**ESCOLA DE ENGENHARIA**  
**PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA**

Rogério Rodrigues da Silva Filho

**ANÁLISE NUMÉRICA DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE UMA  
ASA DE BAIXO ALONGAMENTO COM PROPULSÃO DISTRIBUÍDA**

Belo Horizonte

2020

Rogério Rodrigues da Silva Filho

**ANÁLISE NUMÉRICA DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE UMA  
ASA DE BAIXO ALONGAMENTO COM PROPULSÃO DISTRIBUÍDA**

**Versão Final**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, como requisito parcial à obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Orientador: Guilherme de Souza Papini

Belo Horizonte

2020

S586a	<p>Silva Filho, Rogério Rodrigues da.  Análise numérica das características aerodinâmicas de uma asa de baixo alongamento com propulsão distribuída [recurso eletrônico] / Rogério Rodrigues da Silva Filho. - 2020.  1 recurso online (149 f. : il., color.) : pdf.</p> <p>Orientador: Guilherme de Souza Papini.</p> <p>Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Minas Gerais, Escola de Engenharia.</p> <p>Apêndices: f. 128-149.</p> <p>Bibliografia: f. 122-127.  Exigências do sistema: Adobe Acrobat Reader.</p> <p>1. Engenharia mecânica - Teses. 2. Análise numérica - Teses. 3. Aerodinâmica - Teses. 4. Dinâmica dos fluidos computacional - Teses. I. Papini, Guilherme de Souza. II. Universidade Federal de Minas Gerais. Escola de Engenharia. III. Título.</p> <p style="text-align: right;">CDU: 621 (043)</p>
-------	--



UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS  
ESCOLA DE ENGENHARIA  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

**"ANÁLISE NUMÉRICA DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE UMA ASA DE BAIXO ALONGAMENTO COM PROPULSÃO DISTRIBUÍDA"**

**ROGÉRIO RODRIGUES DA SILVA FILHO**

Dissertação submetida à Banca Examinadora designada pelo Colegiado do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, constituída pelos Professores: Dr. Guilherme de Souza Papini (orientador/DEMEC/UFMG), Dr. Fernando Diogo de Carvalho Grossi (EMBRAER S.A.) e Dr. Eduardo Bauzer Medeiros (DEMEC/UFMG), como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de **"Mestre em Engenharia Mecânica"**, na área de concentração de **"Projeto e Sistemas"**.

Dissertação aprovada no dia 15 de junho de 2020.

Por:



Documento assinado eletronicamente por **Guilherme de Souza Papini, Coordenador(a) de curso**, em 16/06/2020, às 14:39, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



Documento assinado eletronicamente por **Eduardo Bauzer Medeiros, Membro**, em 19/06/2020, às 09:36, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



Documento assinado eletronicamente por **Fernando Diogo de Carvalho Grossi, Usuário Externo**, em 19/06/2020, às 21:00, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site [https://sei.ufmg.br/sei/controlador\\_externo.php?acao=documento\\_conferir&id\\_orgao\\_acesso\\_externo=0](https://sei.ufmg.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0), informando o código verificador **0150812** e o código CRC **BE204EFC**.



*Dedico este trabalho aos meus pais Rogério e Sandra, aos meus irmãos Arthur, Paulo Jr. e Rafaela, também ao meu amor Vitória. Obrigado pelo apoio nessa caminhada.*

## AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus pais, Rogério e Sandra, aos meus irmãos Arthur, Paulo Jr. e Rafaela, que apoiaram na minha decisão de partir em busca de novos desafios profissionais e que sempre me ajudaram a superar as dificuldades de morar longe da família. O maior desafio que encontrei até aqui é de conviver com a saudade de vocês.

Agradeço à minha namorada Vitória, e aos meus sogros Catarina e Vivaldo, pelo apoio nessa caminhada. Vi, obrigado pelo companheirismo e pela paciência durante todo esse tempo.

Ao meu orientador, Dr. Guilherme de Souza Papini, que sempre ajudou quando possível e pelo exemplo de profissional que luta pelo desenvolvimento acadêmico e profissional de seus alunos.

A CAPES pelo auxílio financeiro durante a realização dessa pesquisa.

Ao programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais pela oportunidade de realizar o Mestrado.

Às pessoas que trabalham no túnel de vento, professores Papini e Vagner, pela disponibilidade de recursos computacionais. Agradeço também pelos ensinamentos sobre aerodinâmica.

Agradeço ao amigo Rodrigo Santana, que durante minha graduação abriu as portas para que eu pudesse buscar conhecimentos na área aeronáutica. Bons tempos de equipe Aerococcus AeroDesign.

Aos amigos Bruno, Felipe e Lucas, pela amizade de sempre.

E a todos que, de alguma forma, contribuíram para esse trabalho.

“A conquista do ar se revelará o maior e mais glorioso triunfo da humanidade.  
O que as ferrovias fizeram pelas nações, as aerovias farão pelo mundo.”  
(Claude Grahame-White, aviador britânico, 1914)

## RESUMO

O conceito de propulsão distribuída expande as fronteiras do projeto aeronáutico, com isso, o estudo dos efeitos aerodinâmicos devido às interações entre propulsão distribuída/asa é de extrema importância para a elaboração de uma asa o mais eficiente possível no âmbito aerodinâmico e estrutural. O objetivo do presente trabalho é analisar os efeitos do conceito de propulsão distribuída, na configuração *tractor*, sobre o campo de escoamento em torno de uma asa de baixo alongamento, além de avaliar as alterações das características aerodinâmicas da asa. Foram utilizados métodos numéricos baseados nas equações Reynolds-Averaged Navier-Stokes, incluindo o modelo de turbulência  $k-\omega$  SST e um modelo de disco atuador baseado na teoria do elemento de pá, que representa a propulsão; quando validados através de dados experimentais encontrados na literatura, esses métodos numéricos apresentaram boa representação da física do escoamento, especialmente em regiões da asa diretamente afetadas pelo escoamento produzido pela propulsão. Os resultados demonstram a propulsão distribuída altera significativamente o campo de escoamento em torno da asa e como consequência, alteram as características aerodinâmicas da asa. Quando comparada a asa de propulsão distribuída com uma asa livre de efeito de interação, observaram-se: *i*) o deslocamento da curva de sustentação, alterando a sustentação para um determinado ângulo de ataque; *ii*) a alteração do coeficiente angular da curva de sustentação; *iii*) o aumento do valor do coeficiente de sustentação máxima. Além disso, as combinações dos sentidos de rotação das hélices podem modificar consideravelmente as distribuições de pressão, de sustentação e das tensões de cisalhamento sobre a asa, podendo alterar também as regiões de início de separação do escoamento e as distribuições das cargas sobre a asa. Quando considerado em voo de cruzeiro, a asa apresentou um aumento da eficiência aerodinâmica, o que indica a redução de arrasto devido à interação propulsão/asa.

**Palavras-chaves:** Aerodinâmica. Propulsão distribuída. Dinâmica dos fluidos computacional.

## ABSTRACT

Distributed propulsion concept expands the boundaries of aircraft designs, therefore, the study of aerodynamic effects due to propulsion/wing interaction is extremely important for the elaboration of a wing as efficient as possible in the aerodynamic and structural scope. The objective of the present research is to analyze the effects of the distributed propulsion concept, in tractor configuration, on the flow field around a low-aspect-ratio wing and evaluating the changes in aerodynamic characteristics. Numerical methods based in Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations were used, including the  $k-\omega$  SST turbulence model and an actuator disk model based on blade element theory that represent the propulsion; when validated through experimental data found in literature, numerical methods showed good representation of the flow physics, especially in wing regions directly affected by the propulsion flow-field. Results demonstrate that the flow induced by the distributed propulsion significantly alters the flow field around the wing and consequently alters the aerodynamic characteristics of the wing. When comparing the distributed propulsion concept with a base wing without interaction effects, it was observed that: *i*) there was a displacement of the lift curve, changing the lift to a certain angle of attack; *ii*) the change in lift curve slope and *iii*) increase the maximum lift coefficient value. In addition, the combinations of the propeller rotation directions can considerably modify the pressure, lift and shear stress distributions on the wing that being able to change the regions where the flow begins to separate from the wing surface and changing the load distributions. When considered in a cruise flight, the wing showed an increase in the aerodynamic efficiency which indicates drag reduction due to propulsion/wing interaction.

**Keywords:** Aerodynamics. Distributed propulsion. Computational fluid dynamics.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Aeronave MB-E1. Primeiro voo de uma aeronave com propulsão elétrica.....	23
Figura 2 – Voo da aeronave conceito Greased Lightning. ....	27
Figura 3 – Aeronave conceito e-ATLIT. ....	28
Figura 4 – Aeronave conceito LEAPTech.....	29
Figura 5 - Aeronave conceito SCEPTOR (Mod I) em diferentes configurações. ....	30
Figura 6 – Ensaio do SCEPTOR Mod 1. ....	31
Figura 7 – NASA X-57 "Maxwell". Aeronave demonstradora da tecnologia DEP.....	33
Figura 8 – Ilustração da aeronave Joby S2 em diferentes configurações.....	34
Figura 9 – Aeronave Lilium Jet. Detalhe dos motores elétricos dutados.....	35
Figura 10 – Representação do perfil aerodinâmico de uma asa. ....	36
Figura 11 – Nomenclatura de um perfil aerodinâmico.....	36
Figura 12 – Nomenclatura de asa finita.....	37
Figura 13 – Definições de forças, momento, ângulo de ataque e vento relativo.....	38
Figura 14 – Curva $c_l$ versus $\alpha$ típica para um perfil aerodinâmico. ....	39
Figura 15 – Representação do escoamento associado ao estol.....	40
Figura 16 – Distribuição de $C_p$ típica sobre um perfil aerodinâmico.....	41
Figura 17 – Distribuição de $C_p$ sobre o extradorso e intradorso de um perfil.....	42
Figura 18 – Representação da camada limite.....	43
Figura 19 – Vórtices de ponta de asa.....	44
Figura 20 – Representação do efeito <i>downwash</i> no escoamento local de uma asa finita.....	45
Figura 21 – Dados obtidos por Prandtl para asas retangulares de diferentes alongamentos. ...	46
Figura 22 – Ilustração de hélice e a variação do ângulo de arfagem ao longo da pá. ....	47
Figura 23 – Representação da geração de tração de uma hélice. ....	48
Figura 24 – Variação das propriedades dentro da <i>slipstream</i> , teoria do disco atuador.....	49
Figura 25 – Efeitos da posição e sentido de rotação da hélice na aerodinâmica da asa.....	51
Figura 26 – Efeitos separados devido ao aumento das velocidades axial e tangencial na .....	53
Figura 27 – Efeito do campo de escoamento da hélice sobre a asa.....	54
Figura 28 – Transição da camada limite.....	55
Figura 29 – Variação no ângulo de ataque da pá de hélice. ....	55

Figura 30 – Comportamento típico da vel. em ponto fixo de um escoamento turbulento. ....	61
Figura 31 – Teoria do elemento de pá. ....	66
Figura 32 – Asa base. ....	70
Figura 33 – Asa DEPWIM. ....	71
Figura 34 – Dimensões da hélice de cruzeiro. ....	72
Figura 35 – Distribuições radiais da corda e do ângulo de pá das hélices. ....	73
Figura 36 – Dimensões do domínio computacional. ....	73
Figura 37 – Volumes de refinamento da malha. ....	75
Figura 38 – Histograma dos valores de $y^+$ . ....	77
Figura 39 – Malha na superfície da asa. ....	77
Figura 40 – Histograma da razão de volume. ....	78
Figura 41 – Histograma da qualidade de célula. ....	79
Figura 42 – Histograma do ângulo <i>skewness</i> . ....	79
Figura 43 – Local das condições de contorno no domínio. ....	80
Figura 44 – Modelo PROWIM. ....	85
Figura 45 – Domínio das simulações para validação dos modelos computacionais. ....	85
Figura 46 – Distribuição de pressão em diferentes regiões ao longo da semi-envergadura. ....	87
Figura 47 – Variação radial do coeficiente de pressão total. ....	87
Figura 48 – Gráficos $C_L$ versus $\alpha$ e polar de arrasto. Modelo PROWIM. ....	88
Figura 49 – Posições das linhas sonda. ....	89
Figura 50 – Variação de $V_x$ ao longo da semi-envergadura. Combinação de rotação 1. ....	90
Figura 51 – Contornos da velocidade $V_x$ , em diferentes planos. Combinação de rotação 1. ....	91
Figura 52 – Variação de $V_y$ ao longo da semi-envergadura. Combinação de rotação 1. ....	92
Figura 53 – Variação de $V_x$ ao longo da semi-envergadura. Combinação de rotação 1. ....	92
Figura 54 – Visualização de contornos das velocidades $V_y$ e $V_z$ . Combinação de rotação 1. ....	93
Figura 55 – Variação de $V_y$ ao longo da semi-envergadura. Combinação de rotação 4. ....	93
Figura 56 – Variação de $V_y$ ao longo da semi-envergadura. Combinação de rotação 5. ....	94
Figura 57 – Variação de $V_y$ ao longo da semi-envergadura. Combinação de rotação 6. ....	94
Figura 58 – Distribuição de $C_p$ sobre o escoamento em torno da asa DEPWIM, $\alpha = 0^\circ$ . ....	96
Figura 59 – Distribuição de $C_p$ sobre o escoamento em torno da asa DEPWIM, $\alpha = 4^\circ$ . ....	97
Figura 60 – Distribuição de $C_p$ sobre o escoamento em torno da asa DEPWIM, $\alpha = 8^\circ$ . ....	98

Figura 61 – Gráficos $C_L$ versus $\alpha$ da asa base e da asa DEPWIM (combinação 1).....	99
Figura 62 – Influência do coeficiente de tração sobre a curva $C_L$ versus $\alpha$ .....	100
Figura 63 – Polar de arrasto e gráfico $C_M$ versus $\alpha$ da asa base e da asa DEPWIM (combinação de rotação 1). .....	101
Figura 64 – Gráficos $C_L$ versus $\alpha$ da asa base e da asa DEPWIM (combinação 2).....	102
Figura 65 – Comparação entre as curvas $C_L$ versus $\alpha$ para as combinações 1 e 3. ....	103
Figura 66 – Comparação entre polares de arrasto para as combinações 1 e 3. ....	104
Figura 67 – Gráficos $C_L/C_D$ em função de $C_L$ e de $\alpha$ , para as combinações 1 e 3. ....	104
Figura 68 – Uso de flape na asa DEPWIM . ....	106
Figura 69 – Contornos de $C_p$ para asa base e combinações 1 e 2 ( $\alpha = 0^\circ$ ).....	107
Figura 70 – Indicação das regiões afetadas pela velocidade tangencial. Combinação 1.....	108
Figura 71 – Distribuição de $C_p$ . Combinações 1 e 2.....	109
Figura 72 – Contornos de $C_p$ para as combinações 1 e 2 ( $\alpha = 4^\circ$ ).....	110
Figura 73 – Comparação entre distribuições de $C_f$ e previsão de separação.....	111
Figura 74 – Contornos de $C_p$ para as combinações 4, 5 e 6 ( $\alpha = 0^\circ$ ).....	112
Figura 75 – Distribuições de $C_f$ e zonas de separação. Combinação de rotação 5.....	113
Figura 76 – Comparação entre distribuições de sustentação entre a asa base e a asa DEPWIM, considerando combinação 1.....	115
Figura 77 – Comparação entre distribuições de sustentação entre as asas DEPWIM, considerando combinações 1 e 3. ....	115
Figura 78 – Comparação entre distribuições de sustentação entre a asa base e a asa DEPWIM, considerando combinação 4.....	116
Figura 79 – Comparação entre distribuições de sustentação entre a asa base e a asa DEPWIM, considerando combinação 5.....	117
Figura 80 – Comparação entre distribuições de sustentação entre a asa base e a asa DEPWIM, considerando combinação 6.....	117
Figura 81 – Distribuições de $C_p$ . Asa base ( $\alpha = 0^\circ$ ).....	129
Figura 82 – Distribuições de $C_p$ . Asa base ( $\alpha = 4^\circ$ ).....	130
Figura 83 – Distribuições de $C_p$ . Asa base ( $\alpha = 6^\circ$ ).....	131
Figura 84 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 1 ( $\alpha = 0^\circ$ ).....	132
Figura 85 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 1 ( $\alpha = 4^\circ$ ).....	133
Figura 86 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 1 ( $\alpha = 6^\circ$ ).....	134



Figura 87 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 2 ( $\alpha = 0^\circ$ ).....	135
Figura 88 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 2 ( $\alpha = 4^\circ$ ).....	136
Figura 89 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 2 ( $\alpha = 6^\circ$ ).....	137
Figura 90 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 3 ( $\alpha = 0^\circ$ ).....	138
Figura 91 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 3 ( $\alpha = 4^\circ$ ).....	139
Figura 92 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 3 ( $\alpha = 6^\circ$ ).....	140
Figura 93 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 4 ( $\alpha = 0^\circ$ ).....	141
Figura 94 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 4 ( $\alpha = 4^\circ$ ).....	142
Figura 95 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 4 ( $\alpha = 6^\circ$ ).....	143
Figura 96 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 5 ( $\alpha = 0^\circ$ ).....	144
Figura 97 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 5 ( $\alpha = 4^\circ$ ).....	145
Figura 98 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 5 ( $\alpha = 6^\circ$ ).....	146
Figura 99 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 6 ( $\alpha = 0^\circ$ ).....	147
Figura 100 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 6 ( $\alpha = 4^\circ$ ).....	148
Figura 101 – Distribuições de $C_p$ . Combinação de rotação 6 ( $\alpha = 6^\circ$ ).....	149

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Comparação entre motores a combustão e motores elétricos atuais.....	25
Tabela 2 – Revisões do projeto SCEPTOR.....	32
Tabela 3 – Dimensões dos volumes de refinamento da malha.....	75
Tabela 4 – Tamanho dos elementos de malha para as diferentes regiões. ....	76
Tabela 5 – Descrição das condições de contorno.....	81
Tabela 6 – Condições de referência.....	81
Tabela 7 – Condições da propulsão.....	82
Tabela 8 – Diferentes combinações para o sentido de rotação das hélices. ....	82
Tabela 9 – Métodos da solução numérica. ....	83
Tabela 10 – Estudo de independência de malha.....	86
Tabela 11 – Comparação entre os valores de $C_L$ e $C_D$ calculados numericamente e dados experimentais.....	88

## LISTA DE SÍMBOLOS

### Alfabeto Latino

$a$	Inclinação da curva de sustentação para asa finita ( $dC_L/d\alpha$ )
$a_0$	Inclinação da curva de sustentação para perfil aerodinâmico ( $dc_l/d\alpha$ )
$AR$	Alongamento
$b$	Envergadura
$c$	Corda
$c_l$	Coefficiente de sustentação do perfil aerodinâmico
$c_{l_{max}}$	Coefficiente de sustentação máxima do perfil aerodinâmico
$c_r$	Corda na raiz da asa
$c_t$	Corda na ponta da asa
$C_D$	Coefficiente de arrasto da asa finita
$C_f$	Coefficiente de atrito
$C_l$	Coefficiente de sustentação local (asa finita)
$C_L$	Coefficiente de sustentação da asa finita
$C_{L_{max}}$	Coefficiente de sustentação máxima da asa finita
$C_M$	Coefficiente de momento da asa finita
$C_p$	Coefficiente de pressão
$C_{p_l}$	Coefficiente de pressão sobre o intradorso
$C_{p_u}$	Coefficiente de pressão sobre o extradorso
$C_{p_t}$	Coefficiente de pressão total
$C_T$	Coefficiente de tração
$CD_{k\omega}$	Termo de difusão cruzada do modelo $k-\omega$ SST
$CG$	Centro de gravidade
$D$	Força de arrasto
$D_i$	Força de arrasto induzido
$D_p$	Diâmetro da hélice
$F$	Função de correção de perdas de pá
$F_1, F_2$	Funções de mistura do modelo $k-\omega$ SST
$h_n$	Comprimento característico de referência (malha)

$J$	Razão de avanço
$k$	Energia cinética turbulenta
$L$	Força de sustentação
$L/D (C_L/C_D)$	Eficiência aerodinâmica
$L/D_{max}$	Máxima eficiência aerodinâmica
$M$	Momento
$n$	Velocidade de rotação
$N$	Número de pás
$p$	Pressão estática
$p_t$	Pressão total
$p_\infty$	Pressão estática do escoamento de corrente livre
$\tilde{P}_k$	Produção de energia cinética turbulenta
$q_\infty$	Pressão dinâmica do escoamento de corrente livre
$r$	Raio
$R$	Força aerodinâmica resultante
$R_p$	Raio externo da hélice
$Re$	Número de Reynolds
$S$	Área da asa
$S_t$	Taxa de deformação
$t$	Tempo
$T$	Força de tração
$T_A$	Força de tração líquida
$u_i, u_j$	Vetor de velocidade em notação tensorial
$u'$	Flutuação temporal da velocidade
$U$	Velocidade média
$v_a$	Velocidade axial
$v_t$	Velocidade tangencial
$V_1$	Velocidade axial sobre o disco atuador
$V_x$	Componente de velocidade na direção de coordenada $x$ .
$V_y$	Componente de velocidade na direção de coordenada $y$ .
$V_z$	Componente de velocidade na direção de coordenada $z$ .
$V_\infty$	Velocidade do escoamento de corrente livre

$x_i, x_j$	Vetor de posição
$x_p, y_p, z_p$	Posição da propulsão
$y^+$	Adimensional de distância de parede
$w$	Velocidade <i>downwash</i>
$W_1$	Velocidade relativa da pá em um determinado raio

### Alfabeto Grego

$\alpha$	Ângulo de ataque
$\alpha_{eff}$	Ângulo de ataque efetivo
$\alpha_i$	Ângulo de ataque induzido
$\alpha_{L=0}$	Ângulo de ataque para sustentação zero
$\alpha_{C_{Lmax}}$	Ângulo de ataque para coeficiente de sustentação máxima
$\beta$	Ângulo de pá
$\Delta$	Espessura da camada limite
$\delta_f$	Deflexão do flape
$\delta_{ij}$	Delta de Kronecker
$\Delta t$	Intervalo de tempo
$E$	Taxa de dissipação viscosa
$\lambda$	Afilamento
$\mu$	Viscosidade dinâmica molecular
$\mu_t$	Viscosidade dinâmica turbulenta
$\mu_\infty$	Viscosidade dinâmica de corrente livre
$\nu$	Viscosidade cinética molecular
$\nu_t$	Viscosidade cinética turbulenta
$\rho$	Massa específica
$\rho_\infty$	Massa específica de corrente livre
$\tau$	Tensão de cisalhamento
$\tau_w$	Tensão de cisalhamento na superfície
$\phi$ (propulsão)	Ângulo entre o vento relativo e o plano de rotação da hélice
$\phi$ (turbulência)	Variável qualquer
$\omega$ (propulsão)	Velocidade angular
$\omega$ (turbulência)	Taxa de dissipação específica

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CAFE	Comparative Aircraft Flight Efficiency
CFD	Computational Fluid Dynamics
DEP	Distributed Electric Propulsion
DEPWIM	Distributed Electric Propulsion Wing Interference Model
DNS	Direct Numerical Simulation
EASA	European Union Aviation Safety Agency
ID	Inboard Down
IU	Inboard Up
LAExp	Laboratório de Aerodinâmica Experimental da UFMG
LEAPTech	Leading Edge Asynchronous Propellers Technology
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PROWIM	Propeller Wing Interference Model
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
SCEPTOR	Scalable Convergent Electric Propulsion Technology Operations Research
SST	Shear-Stress Transport
UFMG	Universidade Federal de Minas Gerais
VTOL	Vertical Take-off and Landing

## SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO .....	20
1.1	Objetivos.....	20
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	22
2.1	Aeronaves a propulsão elétrica.....	22
2.2	Propulsão elétrica distribuída .....	26
2.3	Aerodinâmica subsônica de asas .....	35
2.3.1	<i>Definições básicas</i> .....	35
2.3.2	<i>Forças aerodinâmicas e momento</i> .....	37
2.3.3	<i>Distribuição de pressão</i> .....	41
2.3.4	<i>Arrasto</i> .....	42
2.4	Hélices .....	47
2.5	Interferência hélice-asa.....	50
2.5.1	<i>Hélices montadas na ponta de asa</i> .....	50
2.5.2	<i>Efeito do campo de escoamento da hélice sobre a asa</i> .....	52
2.5.3	<i>Efeito da asa sobre a hélice</i> .....	55
2.6	Métodos numéricos .....	56
2.6.1	<i>Dinâmica dos fluidos computacional</i> .....	56
2.6.2	<i>Equações fundamentais</i> .....	57
2.6.3	<i>Turbulência</i> .....	58
2.6.4	<i>Equações RANS</i> .....	60
2.6.5	<i>Modelo de turbulência k-<math>\omega</math> SST</i> .....	63
2.6.6	<i>Modelo de disco atuador</i> .....	66
3	METODOLOGIA .....	70
3.1	Características geométricas da asa e da propulsão .....	70
3.2	Domínio computacional .....	73
3.3	Malha.....	74
3.4	Condições de contorno .....	80
4	VALIDAÇÃO DOS MÉTODOS COMPUTACIONAIS .....	84
4.1	Modelo PROWIM .....	84
4.1.1	<i>Teste de independência de malha</i> .....	86
4.1.2	<i>Validação dos resultados para o modelo PROWIM</i> .....	86

5	RESULTADOS.....	89
5.1	Influência da propulsão distribuída no escoamento em torno da asa .....	89
5.2	Influência da propulsão distribuída nos coeficientes aerodinâmicos .....	99
5.2.1	<i>Uso de flape</i> .....	105
5.3	Distribuições de pressão e tensões de cisalhamento.....	106
5.4	Distribuições de sustentação.....	114
5.5	Considerações sobre a propulsão distribuída no projeto de aeronaves .....	118
6	CONCLUSÃO .....	119
	REFERÊNCIAS .....	122
	APÊNDICE A – Distribuições de $C_p$ sobre a asa base e asa DEPWIM .....	128



# 1 INTRODUÇÃO

Com os recentes desenvolvimentos tecnológicos dos motores elétricos, os quais tornaram esses motores seguros, leves e com uma alta relação potência/peso, tornou-se viável a possibilidade de distribuir o sistema propulsivo sobre a aeronave, o que pode alterar fundamentalmente a maneira que as aeronaves são projetadas e operadas na atualidade.

Uma das possíveis formas de realocar a propulsão de uma aeronave é distribuí-la em toda a extensão da envergadura e à montante da asa (configuração *tractor*). Diante disso, é esperado que a propulsão distribuída altere consideravelmente o campo de escoamento em torno da asa e influencie nas suas características aerodinâmicas devido à interação propulsão/asa.

A propulsão elétrica vem mostrando ser uma forma em potencial de aumento da eficiência propulsiva de uma aeronave, em comparação aos atuais motores a combustão que são limitados à eficiência dos ciclos termodinâmicos; o que pode resultar em reduções do consumo de combustíveis fósseis, dos custos de manutenção e operacionais, entre outros (HEPPERLE, 2012; PATTERSON; GERMAN; MOORE, 2012). As atuais limitações nos sistemas de armazenamento de energia sugerem, até o momento, que o conceito de aeronave elétrica seja viável para aeronaves leves da aviação geral e para aeronaves remotamente pilotadas (MOORE; FREDERICKS, 2014).

Estudos aerodinâmicos em torno de uma asa exigem análises teóricas, experimentais e/ou numéricas durante várias etapas de projeto, sendo hoje em dia, indissociável a utilização de simulações numéricas e ensaios em túneis de vento no intuito de visar o melhor custo/benefício para o projeto. O estudo numérico através de ferramentas computacionais, neste caso, é uma opção que torna possível a investigação dos efeitos da propulsão distribuída sobre asas, podendo variar configurações, condições da propulsão e do escoamento. Além disso, os dados obtidos numericamente referentes à força de sustentação, força de arrasto e campos de pressão podem ser comparados e validados diante de ensaios experimentais disponíveis na literatura.

## 1.1 Objetivos

O objetivo principal do presente trabalho é analisar numericamente os efeitos do conceito de propulsão distribuída, na configuração *tractor*, sobre o campo de escoamento em

torno de uma asa de baixo alongamento, além de avaliar as alterações das características aerodinâmicas da asa.

Os objetivos específicos do trabalho são:

- 1) Validar a malha computacional e os métodos numéricos através do estudo de independência de malha e através da comparação com dados experimentais dos coeficientes aerodinâmicos de sustentação e arrasto, além dos campos de pressão sobre a asa e procedente da propulsão.
- 2) Analisar os efeitos da propulsão distribuída sobre o escoamento próximo da asa.
- 3) Estudar os efeitos da propulsão distribuída sobre as características aerodinâmicas da asa, especialmente sobre os coeficientes de sustentação, arrasto e momento, além das distribuições de pressão, sustentação e tensões de cisalhamento sobre a asa. Analisar os efeitos de diferentes combinações dos sentidos de rotação.
- 4) Estudar diferentes maneiras de utilizar o conceito de propulsão distribuída durante as fases de voo em cruzeiro e em decolagem ou pouso.
- 5) Avaliar o efeito da propulsão distribuída no coeficiente de sustentação, quando associado a um dispositivo hipersustentador tipo flape.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nesta seção são apresentados o estado da arte em aeronaves elétricas e o conceito de propulsão elétrica distribuída. Também, são abordadas as fundamentações teóricas sobre os aspectos físicos envolvidos no escoamento aerodinâmico subsônico sobre asas e hélices, bem como os efeitos da interação propulsão/asa. Além disso, são apresentados os métodos numéricos utilizados na análise envolvendo a fluidodinâmica computacional.

### 2.1 Aeronaves a propulsão elétrica

Por volta dos anos 1950, o alemão e aeromodelista Fred Militky utilizou motores elétricos e baterias de chumbo na construção de seus aeromodelos, porém não obteve sucesso devido ao peso elevado desses componentes. No entanto, Militky seguiu sua ideia até finalmente conseguir introduzir no mercado (pela fabricante alemã Graupner), em 1960, o kit de aeromodelo para voo livre, denominado Silentius, com motor mais eficiente, mas ainda com baterias de chumbo. Mais tarde, em 1972, quando a fabricação de baterias de níquel-cádmio (Ni-Cd) com maior densidade energética tornou-se possível, Militky desenvolveu o primeiro aeromodelo rádio controlado que foi produzido comercialmente, denominado Hi-Fly (DESMOND, 2018).

Para Militky, o próximo passo deveria ser o voo de uma aeronave elétrica em escala real. Ele encontrou seu antigo colega de escola, Heinrich Brditschka, que fabricava motoplanadores, dentre eles o HB-3. Convencido por Militky, Brditschka aceita o desafio de modificar um motoplanador na tentativa de realizar um voo totalmente elétrico. A aeronave se chamou MB-E1 (Militky-Brditschka-Electric-1) e era equipada com um motor elétrico Bosch MK77 de 10 kW e baterias Ni-Cd, com autonomia de aproximadamente 15 minutos. No dia 21 de outubro de 1973, pilotado por Heino Brditschka (filho de Heinrich), o MB-E1 realiza o primeiro voo de uma aeronave com propulsão elétrica (DESMOND, 2018). O voo histórico e o sistema de propulsão da aeronave MB-E1 podem ser observados na Figura 1.

Figura 1 – Aeronave MB-E1. Primeiro voo de uma aeronave com propulsão elétrica.

(a) Registro do voo.



(b) Detalhes do sistema propulsor.



Fonte: Desmond (2018).

Atualmente, pesquisas indicam que o futuro da aviação será moldado por uma crescente demanda de mobilidade, pelos recursos limitados de energia fóssil e pela necessidade de proteção climática (EASA, 2016; EUROPEAN COMMISSION, 2011; KUHN; FALTER; SIZMANN, 2011).

Segundo Kuhn, Falter e Sizmann (2011), os meios de transportes em geral e particularmente a aviação, são os setores mais dependentes de combustíveis fósseis devido à alta densidade energética. Já uma aeronave totalmente elétrica seria o avanço mais radical na direção da redução do consumo de combustíveis fósseis: se alimentada apenas por baterias, essa aeronave produziria zero emissões em voo, superando até mesmo as metas ambiciosas propostas pela União Europeia em *Flightpath 2050* (EUROPEAN COMMISSION, 2011), que apresenta metas de redução, até 2050, de 75% nas emissões de CO<sub>2</sub> por quilômetro, para cada passageiro; redução de 90% na emissão de NO<sub>x</sub>, zero emissão de poluentes no procedimento de taxiamento e a redução de 65% da emissão de ruídos. Diante disso, Kuhn, Falter e Sizmann (2011) enfatizam que os desafios mais significativos para o futuro da aviação, neste contexto, são as substituições dos atuais combustíveis fósseis e sistemas de potência das aeronaves a fim de implementar sistemas mais eficientes.

Com o avanço tecnológico, o uso de motores elétricos destinados à propulsão de aeronaves é um tema que tem gerado elevado interesse no desenvolvimento de novos projetos de aeronaves, principalmente, segundo diversos autores (HEPPERLE, 2012; PATTERSON; GERMAN; MOORE, 2012), pelo fato do aumento significativo da eficiência dos motores elétricos em comparação com motores convencionais, estes limitados à eficiência dos ciclos

termodinâmicos. Sistemas propulsivos baseados em baterias (bateria, controlador, motor elétrico, reduções e hélices) podem apresentar eficiência na conversão da energia armazenada em potência propulsiva maiores que 70%; muito superior em relação aos sistemas turboélice e turbofan clássicos, cuja eficiência fica em torno de 40% (HEPPERLE, 2012).

Como exemplo real desse contexto, a NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) e a CAFE Foundation (*Comparative Aircraft Flight Efficiency Foundation*) patrocinaram, em 2011, o desafio “*Green Flight Challenge*”; em um esforço para promover o avanço tecnológico de aeronaves menos poluentes. Tal desafio oferecia prêmio monetário para a aeronave que tivesse condições de voar mais de 200 milhas em menos de duas horas, atingindo um consumo energético maior que o equivalente a 200 passageiro-milhas por galão e com ruído reduzido (WELLS, 2011). Dentre as aeronaves de propulsão elétrica, híbrida, a biodiesel e a etanol, as únicas duas aeronaves que atenderam às exigências do desafio eram totalmente elétricas, sendo a aeronave vencedora Pipistrel Taurus G4, que obteve a média de 403,5 passageiro-milhas por galão equivalente (TOMAŽIČ *et al.*, 2011).



A fim de comparação, a Tabela 1 apresenta certas características de motores convencionais de combustão interna (LYCOMING, 2007a, 2007b; ROTAX, 2019) e motores elétricos (EMRAX, 2019; SIEMENS, 2019; YASA, 2018) destinados à aviação geral. Nota-se uma diferença significativa da potência específica (potência por unidade de massa) e da eficiência energética (conversão da energia térmica/elétrica em trabalho) entre os dois conceitos de motores apresentados.

De acordo com Hepperle (2012), motores elétricos para aeronaves leves são compactos, silenciosos, leves e mais confiáveis do que motores de combustão interna. Patterson, German e Moore (2012) ainda acrescentam como benefícios a eliminação de emissões, redução de vibrações, redução da necessidade de manutenção e a redução do custo operacional. Além de evitar a alteração da posição do centro de gravidade (*CG*) durante o voo, devido à substituição do combustível por baterias.

As atuais desvantagens no uso da propulsão elétrica estão relacionadas, principalmente, às tecnologias das baterias, em função: do reduzido alcance, do elevado peso (e que não se altera entre a decolagem e o pouso) e dos problemas relacionados com a reciclagem de baterias (BOLAM; VAGAPOV; ANUCHIN, 2018). Atualmente, as tecnologias das baterias em produção ainda não permitem densidades energéticas específicas (Wh/kg) próximas aos combustíveis utilizados na aviação. Por exemplo, baterias de lítio-íon (Li-Ion) e hidróxido de lítio (LiOH) possuem densidades energéticas específicas em torno de 60 vezes menores do que a gasolina e o querosene (HEPPERLE, 2012). Entretanto, muitos esforços estão sendo aplicados

no desenvolvimento de baterias com maiores densidades energéticas específicas, de menor volume e mais eficientes, como novas baterias baseadas em lítio (HEPPERLE, 2012) e baseadas na tecnologia metal-ar (BOLAM; VAGAPOV; ANUCHIN, 2018).

Tabela 1 – Comparação entre motores a combustão e motores elétricos atuais.

Tipo de motor	Fabricante e Modelo	Imagem	Potência nominal	Massa	Potência específica	Eficiência energética
Combustão	Rotax 912 A/F		59,6 kW (80 hp) @5800 RPM	66,5 kg	0,90 $\frac{\text{kW}}{\text{kg}}$	29%
Elétrico	Emrax 268 MV		65 kW (87 hp) @3000 RPM	20,3 kg	3,20 $\frac{\text{kW}}{\text{kg}}$	95%
Elétrico	Yasa 750R		70 kW (94 hp) @3000 RPM	37 kg	1,89 $\frac{\text{kW}}{\text{kg}}$	92%
Combustão	Lycoming O-235-L2C		88 kW (118 hp) @2800 RPM	112,5 kg	0,78 $\frac{\text{kW}}{\text{kg}}$	31%
Combustão	Lycoming AEIO-580-B1A		235 kW (315 hp) @2700 RPM	202,3 kg	1,16 $\frac{\text{kW}}{\text{kg}}$	34%
Elétrico	Siemens SP260D		260 kW (349 hp) @2500 RPM	50 kg	5,20 $\frac{\text{kW}}{\text{kg}}$	95%

Fontes: Emrax (2019), Lycoming (2007a, 2007b), Rotax (2019), Siemens (2019) e Yasa (2018).

No que diz respeito às aeronaves de médio e grande porte, estudos de viabilidade da utilização de sistema propulsivo totalmente elétrico em aeronaves executivas a jato de médio porte, realizados por Lukasik e Wisniowski (2017), demonstram que o custo operacional de uma aeronave totalmente elétrica pode ser reduzido drasticamente, de acordo com um menor preço da energia elétrica em relação ao combustível atual. Além de que, uma aeronave totalmente elétrica teria impacto significativo na redução de poluentes. No entanto, não se torna viável em um futuro próximo, pois essas classes de aeronaves (jatos executivos de pequeno à médio porte)

necessitam uma demanda energética em níveis de Megawatt-hora (MWh) ou superior, o que é desproporcionalmente grande quando comparado com a capacidade de armazenamento de energia para as tecnologias de baterias ou células combustíveis previstas até daqui a 30 anos. Para esse tipo de aeronave, segundo os autores, uma solução viável para o futuro próximo seria a utilização de sistemas propulsivos híbridos.

Gohardani, Doulgeris e Singh (2011) citam que a desvantagem da baixa densidade energética específica, juntamente com o peso excessivo de baterias e/ou células de combustível, quando aplicado em aeronaves de grande porte, motivaram pesquisas aplicadas em aeronaves de baixa velocidade, aeronaves com asas de alto alongamento e aeronaves não tripuladas.

Já Moore e Fredericks (2014) comentam que, se as baterias continuarem a se desenvolver como nos últimos trinta anos, por volta de 2021 já seria alcançada a densidade energética razoavelmente suficiente para aeronaves da aviação geral.

Diante disso, a aplicação mais próxima de aeronaves totalmente elétricas será a aviação geral. Em particular, transporte *on-demand*, escolas de treinamento, clubes de voo ou recreação são, provavelmente, o mercado mais claro de adoção desse conceito nos próximos anos. Atualmente, algumas empresas já estão desenvolvendo e até produzindo esse tipo de aeronave, como exemplo as aeronaves Pipistrel Alpha Electro, Airbus E-Fan e ACS Sora-e<sup>1</sup>.

## 2.2 Propulsão elétrica distribuída

O conceito de propulsão distribuída em aeronaves está em desenvolvimento desde o início da década de 1920 (GOHARDANI; DOULGERIS; SINGH, 2011). Estudos realizados por Smith (1993) já demonstravam que a interação entre o sistema propulsivo e a fuselagem pode trazer efeitos benéficos, como o aumento da eficiência aerodinâmica e/ou propulsiva. No entanto, segundo Patterson, German e Moore (2012), esse conceito se tornou viável com o recente desenvolvimento tecnológico dos motores elétricos, onde há então a possibilidade de distribuir o sistema propulsivo em muitos locais com motores leves e pequenos. Assim, quando a propulsão distribuída é realizada através de motores elétricos, tal conceito é denominado *propulsão elétrica distribuída* (DEP – *Distributed Electric Propulsion*). Os autores ainda citam

---

<sup>1</sup> Sora-e foi a primeira aeronave elétrica tripulada desenvolvida no Brasil, a partir da aeronave CEA-306 CB.10 “Triathlon” projetada pelo Prof. Cláudio Barros no Centro de Estudos Aeronáuticos da Universidade Federal de Minas Gerais, onde foi instalado um sistema de propulsão elétrica desenvolvida pela empresa ACS Aviation. Realizou o primeiro voo em 18 de maio de 2015 (ACS, 2019).

que a natureza do conceito DEP pode também alterar fundamentalmente a maneira como as aeronaves são projetadas e operadas.

A agência americana NASA tem investigado os potenciais benefícios de aeronaves DEP. Um dos primeiros estudos, realizado por Fredericks, Moore e Busan (2013), focou em investigar como motores elétricos podem possibilitar aeronaves VTOL (*vertical take-off and landing*) altamente eficientes em voo de cruzeiro. Pelo menos cinco conceitos foram estudados, levando-se em consideração diferentes formas de propulsão distribuída na aeronave. O trabalho teve continuidade com a construção de um desses conceitos, o Greased Lightning, e um protótipo em escala reduzida realizou voos de ensaios com sucesso (FREDERICKS *et al.*, 2017), como pode ser observado na Figura 2. Ensaios em túnel de vento e em voo indicaram uma eficiência aerodinâmica máxima ( $L/D_{max}$ ) de 7,2; o que demonstra um aumento de 75% de eficiência quando comparado com desempenho médio de helicópteros convencionais ( $L/D_{max} = 4$ ). Os ensaios em voo também indicaram que o voo em cruzeiro de longa duração seria viável com apenas dois motores (MCSWAIN; GLAAB; THEODORE, 2017).

Figura 2 – Voo da aeronave conceito Greased Lightning.



Fonte: Fredericks *et al.* (2017).

Outro conceito de aeronave DEP desenvolvido por pesquisadores da NASA, como parte do estudo sobre potenciais sistemas de transporte *on-demand*, é a aeronave e-ATLIT (MOORE, 2012; MOORE *et al.*, 2013). O e-ATLIT possuía doze hélices distribuídas ao longo de sua envergadura e duas hélices maiores em cada ponta, todas a montante da asa. De acordo com



Moore *et al.* (2013), ao posicionar essas hélices na frente da asa com flape<sup>2</sup> em toda a extensão da envergadura, a velocidade induzida pelos propulsores aumentou a sustentação, de modo que o coeficiente de sustentação em baixas velocidades alcançou a ordem de cinco. Outro detalhe é que o conceito e-ATLIT utilizava os discos de hélices sobrepostos com intuito de que o escoamento das hélices afetasse ao máximo a asa; também, hélices com sincronização de fase e ligeiramente deslocadas longitudinalmente a fim de evitar choque entre as pás e indesejáveis interações acústicas (MOORE *et al.*, 2013). A aeronave conceito e-ATLIT pode ser observada na Figura 3.

Figura 3 – Aeronave conceito e-ATLIT.



Fonte: Moore *et al.* (2013).

Uma versão revisada da aeronave e-ATLIT foi proposta por Moore e Fredericks (2014), denominada *Leading Edge Asynchronous Propellers Technology* (LEAPTech). Esse conceito de aeronave DEP consistia em dez hélices distribuídas ao longo de sua envergadura, a montante da asa; e duas hélices em cada ponta de asa, a jusante. Também incluiu uma asa de ângulo de incidência variável, assim como o Greased Lightning, com o intuito de alcançar alta sustentação para distâncias curtas de pouso. Outra particularidade do LEAPTech é a operação das hélices; os autores propuseram que as hélices fossem operadas em rotações ligeiramente diferentes (assíncronas), pois se as pás passarem pela frente da asa com diferentes frequências, os harmônicos associados com a frequência de passagem das pás poderiam ser reduzidos, consequentemente, reduzindo potencialmente os ruídos. Outro detalhe é a pequena hélice na extremidade traseira da aeronave, com intuito de acelerar o escoamento da parte traseira da

---

<sup>2</sup> Flape (flap): dispositivos hipersustentadores localizado no bordo de fuga da asa. Possuem a função de aumentar a sustentação da asa e reduzir a velocidade de estol através de mudanças das características aerodinâmicas, principalmente durante as fases de decolagem e pouso de uma aeronave.

fuselagem e reduzir o arrasto causado pela separação da camada limite (MOORE; FREDERICKS, 2014). A aeronave conceito LEAPTech pode ser observada na Figura 4.

Figura 4 – Aeronave conceito LEAPTech. Detalhe na variação do ângulo de incidência da asa.



Fonte: Moore e Fredericks (2014).

Para entender o ganho de eficiência aerodinâmica, Stoll *et al.* (2014a) compararam o conceito LEAPTech com a aeronave Cirrus SR22, que representa o estado da arte atual para a classe da aviação geral. Disso, Stoll *et al.* (2014a) obtiveram valores de eficiência aerodinâmica ( $L/D$ ) de aproximadamente 20 para o LEAPTech e 11 para o SR22, em voo de cruzeiro; o que representou um aumento significativo da eficiência aerodinâmica. Ainda, o projeto de asa do LEAPTech obteve um coeficiente máximo de sustentação ( $C_{L_{max}}$ ) de aproximadamente 5,2.

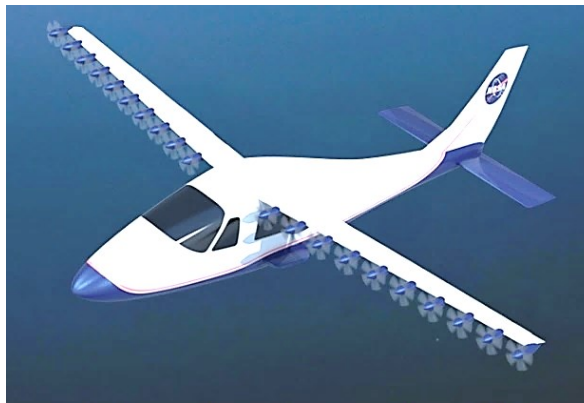
Os estudos mais recentes da NASA referente ao conceito DEP em aeronaves pequenas incluem pesquisas detalhadas em todos os níveis de sistemas em que o conceito DEP pode impactar. Esse projeto se chama *Scalable Convergent Electric Propulsion Technology Operations Research* (SCEPTOR) e é uma evolução dos projetos conceituais e-ATLIT e LEAPTech. O conceito SCEPTOR, Figura 5, tem como base a aeronave Tecnam P2006T que opera em velocidades de cruzeiro entre 67 e 72 m/s (130 e 140 *knots*) e tem peso total de aproximadamente 1230 kgf (TECNAM, 2017), sendo a asa original substituída por uma asa menor com hélices distribuídas ao longo de sua envergadura e nas pontas, a montante da asa (BORER; MOORE, 2015).

Uma das características do conceito DEP é que os propulsores distribuídos ao longo da envergadura (a montante da asa) aumentam a pressão dinâmica sobre a asa em baixas velocidades, com intuito de aumentar a sustentação, conforme pode ser observado pela Figura 5-a. Como o propósito desses propulsores é o mesmo dos dispositivos de alta sustentação (como o flape, por exemplo), Borer, Moore e Turnbull (2014) os nomearam de “propulsores de alta

sustentação” e sugerem que, em elevadas velocidades, suas hélices sejam passivamente dobradas e acondicionadas nas naceles, como pode ser observado na Figura 5-b. Já, os propulsores de ponta de asa deverão fornecer tração para a aeronave em todas as fases de voo e, especialmente em voo de cruzeiro, em que os propulsores de alta sustentação não são requeridos para o aumento de sustentação. Também, as hélices de cruzeiro deverão girar no sentido inverso aos vórtices de ponta de asa, com o intuito de reduzir o arrasto induzido. Uma maior atenção sobre a interação propulsão-asa será dada na Subseção 2.5.

Figura 5 - Aeronave conceito SCEPTOR (Mod I) em diferentes configurações.

(a) Voo em baixa velocidade.



(b) Voo em alta velocidade.



Fonte: Patterson, Borer e German (2016).

Estudos mais aprofundados em torno dos propulsores de alta sustentação (BORER; MOORE, 2015; BORER; MOORE; TURNBULL, 2014; PATTERSON; BORER; GERMAN, 2016; PATTERSON; DERLAGA; BORER, 2016) demonstram que o campo de velocidade induzida por estes propulsores de alta sustentação é mais importante do que a geração de tração. Os resultados sugerem que hélices não-convencionais, de pequenos diâmetros e elevado ângulo de incidência são mais eficientes para o aumento de sustentação sobre a asa em baixas velocidades. Porém, o aumento da velocidade tangencial das hélices causam uma variação significativa no ângulo de ataque local da asa, afetando fortemente a distribuição de sustentação da mesma (BORER; MOORE; TURNBULL, 2014). Patterson, Borer e German (2016) comentam que, pelo fato de que o propósito dos propulsores de alta sustentação é aumentar a sustentação ao invés de produzirem tração, métodos convencionais de projeto de hélices, provavelmente não produzirão hélices tão eficazes para o aumento de sustentação. O método de projeto de hélices dos propulsores de alta sustentação, proposto por Patterson, Borer e German (2016), podem induzir a mesma velocidade axial de hélices projetadas pela abordagem *minimum induced loss* (LARRABEE, 1979), porém com aproximadamente 15% menos

potência consumida e produzindo aproximadamente 11% menos tração. Já para o projeto dos “propulsores de cruzeiro”, Borer, Moore e Turnbull (2014) sugerem o uso da mesma abordagem, porém incluindo produção de tração moderada em baixas velocidades de ponta de hélice. Isso permitirá que os propulsores de cruzeiro produzam tração sem a necessidade de variação de incidência das hélices e redução de ruído devido à baixa velocidade nas pontas.

O projeto de asa utilizando-se o conceito LEAPTech foi testado, embora com número diferente de propulsores de alta sustentação. Assim, ensaios foram realizados em uma plataforma montada em um caminhão, denominado de *Hybrid Electric Systems Testbed* (HEIST), conforme pode ser observado pela Figura 6 (STOLL, 2015). Esse conceito foi denominado posteriormente de SCEPTOR Mod I (de “*modification*”) (BORER *et al.*, 2016).

Figura 6 – Ensaios do SCEPTOR Mod 1.

(a) Demonstração da asa.



(b) Plataforma de ensaios HEIST.

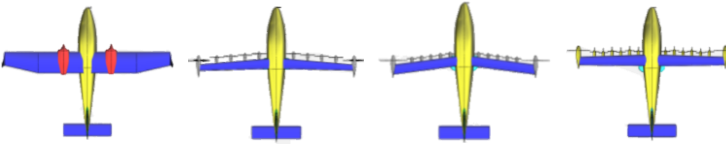


Fontes: (a) Borer *et al.* (2016); (b) Stoll (2015).

Stoll (2015) comparou estudos numéricos com dados dos ensaios experimentais e concluiu que, para a condição de velocidade de 31,38 m/s (61 knots), o conceito SCEPTOR Mod I atingiu o valor de  $C_{L_{max}}$  de 4,3. Estudos aerodinâmicos mais aprofundados foram realizados por Deere *et al.* (2017a), onde foram observados valores de  $C_{L_{max}}$  de 2,3 para a asa com 40° de deflexão de flape e sem a influência dos propulsores de alta sustentação (para baixa velocidade, 73 mph). Nas mesmas condições, agora utilizando todos os propulsores ativos, obteve-se um  $C_{L_{max}}$  de 5,61 para condições de decolagem e  $C_{L_{max}}$  de 5,2 para condições de pouso; obtendo assim, um fator de 2,4 no aumento de sustentação. Ainda, a asa com sistema de propulsores de alta sustentação poderia ter cerca de 42% da área de uma asa sem esses propulsores, o que permitiria uma asa otimizada para o voo de cruzeiro, podendo voar próximas da condição de  $L/D_{max}$  (DEERE *et al.*, 2017a).

O projeto SCEPTOR sofreu algumas revisões posteriores. A Tabela 2 apresenta uma comparação entre as principais características de algumas versões. Nota-se uma redução de área e um aumento do alongamento da asa quando comparado com a aeronave base Tecnam P2006T (BORER *et al.*, 2016).

Tabela 2 – Revisões do projeto SCEPTOR.



Modelo	P2006T (base)	Rev 1.2	Rev 2.0	Rev 3.3
Envergadura, ft (m)	37,4 (11,4)	33,0 (10,1)	29,2 (8,9)	31,6 (9,6)
Área da asa, ft <sup>2</sup> (m <sup>2</sup> )	158,9 (14,8)	56,9 (5,3)	57,5 (5,3)	66,7 (6,2)
Carga alar, lbf/ft <sup>2</sup> (kg/m <sup>2</sup> )	17,1 (0,04)	52,7 (2,22)	52,2 (2,19)	45,0 (1,89)
Alongamento	8,8	19,1	14,8	15,0
Corda da raiz, ft (m)	4,57 (1,40)	2,25 (0,68)	1,97 (0,60)	2,48 (0,75)
Corda da ponta, ft (m)	2,90 (0,88)	1,20 (0,36)	1,97 (0,60)	1,74 (0,52)
Enflechamento, graus	0,0	5,0	7,5	1,9
Diâmetro do propulsor de cruzeiro, ft (m)	5,84 (1,78)	4,70 (1,43)	5,74 (1,68)	5,00 (1,52)
Velocidade do propulsor de cruzeiro, rpm	2250	2470	1500	2250
Número de propulsores de alta sustentação	0	8	10	12

Fonte: Borer *et al.* (2016). Adaptado pelo autor.

Na primeira grande revisão do modelo (Rev 1.2), a asa apresentou alta carga alar; além de elevado alongamento, que combinado com a pequena área de asa, resultaria em cordas da raiz e da ponta da asa muito pequenas; também apresentou um enflechamento para fornecer aos propulsores de alta sustentação uma separação longitudinal. Essa revisão apresenta apenas oito propulsores de alta sustentação com grandes diâmetros, devido às preocupações com a redução do efeito de aumento de sustentação associado ao tamanho da esteira de ar. Porém, o grande diâmetro das hélices produziria tração em excesso na configuração de pouso, o que dificultaria a aproximação em baixas velocidades (BORER *et al.*, 2016).

Outros problemas com a primeira revisão foram apontados pela equipe estrutural do projeto SCEPTOR, com respeito à corda da ponta da asa ser muito pequena, uma vez que se necessita alojar a estrutura dos motores de cruzeiro. Dadas essas preocupações, a equipe sugeriu uma nova configuração (Rev 2), que manteve uma asa pequena e altamente carregada, porém sem afilamento e reduzindo o alongamento para permitir uma corda da ponta maior. Entretanto,

isso trouxe preocupações quanto aos esforços devido à flexão e torção na raiz da asa. Com isso, a equipe rapidamente avançou para a Rev 3 (BORER *et al.*, 2016).

Já a configuração Rev 3.3 incorporou maiores modificações. Primeiramente, o carregamento da asa foi ligeiramente reduzido demandando uma asa maior, necessária devido aos esforços estruturais. Em seguida, o enflechamento da asa foi essencialmente eliminado; com isso, os propulsores de alta sustentação foram escalonados, para frente e para trás, no intuito de garantir uma separação adequada entre as hélices adjacentes. Também, aumentou-se para doze o número de propulsores de alta sustentação (BORER *et al.*, 2016).

A revisão mais recente é a configuração denominada SCEPTOR 4.0; que possui as especificações semelhantes da Rev 3.3 com algumas modificações incorporadas, especialmente em relação ao motor, nacele de cruzeiro e hélices (BORER *et al.*, 2016). Esta revisão é a mais próxima do “congelamento” de projeto que dará origem à aeronave demonstradora da tecnologia de propulsão elétrica distribuída da NASA, o X-57 “Maxwell”, que pode ser observado na Figura 7 (BORER *et al.*, 2016, 2017).

Figura 7 – NASA X-57 "Maxwell". Aeronave demonstradora da tecnologia DEP.



Fonte: Borer *et al.* (2017).

Estudos numéricos referente à aerodinâmica da aeronave NASA X-57 Maxwell foram realizados por Deere *et al.* (2017b), apontando uma redução de 7,5% de arrasto induzido devido ao propulsor de cruzeiro girando no sentido contrário em relação ao vórtice de ponta de asa, em ângulo de ataque ( $\alpha$ ) de  $0,6^\circ$ . Considerando o coeficiente de sustentação máxima, sem a influência dos propulsores de alta sustentação, obteve-se  $C_{L_{max}} = 2,43$ ; quando o sistema DEP está operando em potência de 164,4 hp, apresentou  $C_{L_{max}} = 4,20$  em  $\alpha = 12^\circ$ , significando um fator de aumento de sustentação de 1,7.

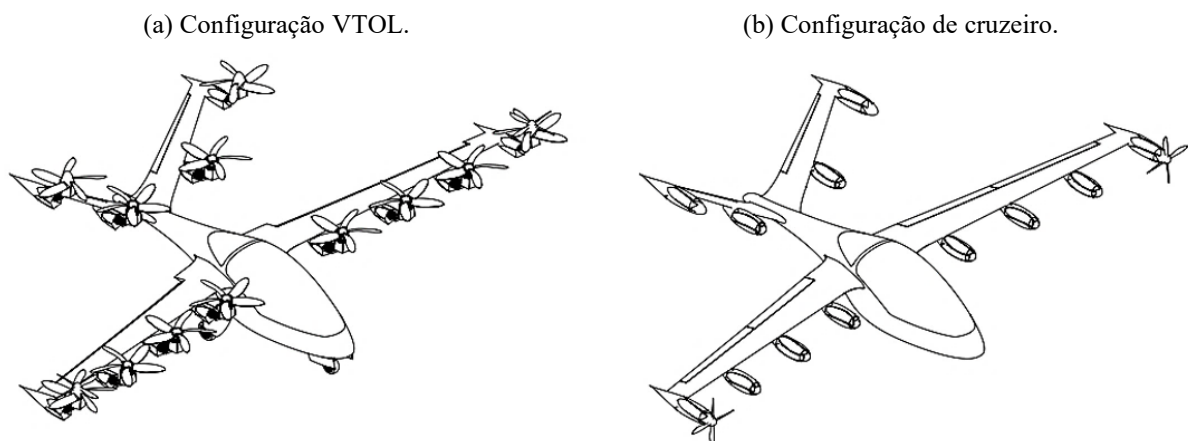


Viken *et al.* (2017) propuseram uma nova versão do perfil GA(W)-1, especialmente modificado para a aeronave DEP, com intuito de reduzir arrasto da aeronave.

Diversos outros estudos referente ao projeto NASA X-57 Maxwell foram recentemente desenvolvidos, como a previsão de ruído causado pelas hélices de alta sustentação (NARK *et al.*, 2017) e o estudo físico-acústico para entender o incômodo em humanos dos ruídos causados pelo conceito DEP (RIZZI *et al.*, 2017); análises aeroelásticas (MASSEY *et al.*, 2017) e de *flutter* associado com a propulsão (HOOVER; SHEN; KRESHOCK, 2018); também estudos de sistemas para resfriamento dos motores elétricos (CHRISTIE; DUBOIS; DERLAGA, 2017), análise térmica dos motores de ponta de asa (SCHNULO *et al.*, 2017) e dos sistemas elétricos passivos (CHIN; SCHNULO; SMITH, 2017).

Outros conceitos em potencial de aeronaves leves DEP têm sido desenvolvidos recentemente, como por exemplo a aeronave Joby S2, que consiste em doze motores distribuídos pela estrutura, com a capacidade de transicionar entre o voo vertical e horizontal (aeronave VTOL); podendo ser alojados em naceles com o intuito de minimizar o arrasto em voo de cruzeiro (STOLL *et al.*, 2014b). O conceito de aeronave Joby S2 pode ser observado na Figura 8.

Figura 8 – Ilustração da aeronave Joby S2 em diferentes configurações.



Fonte: Stoll *et al.* (2014b).

Também, a aeronave Lilium Jet vem sendo desenvolvido na Alemanha (LILIUM, 2019). Possui uma configuração não convencional, que consiste em uma aeronave VTOL DEP de configuração *canard*. Para essa aeronave, o controle de atitude, bem como a transição entre voo vertical e horizontal são realizados através da rotação de motores elétricos dutados,

posicionados no extradorso e próximo ao bordo de fuga da asa e da superfície *canard*, como pode ser observado na Figura 9.

Figura 9 – Aeronave Lilium Jet. Detalhe dos motores elétricos dutados  
(a) Configuração VTOL. (b) Configuração de cruzeiro.



Fonte: Lilium (2019). Adaptado pelo autor.

Essa configuração de distribuição de motor da aeronave Lilium Jet vem sendo estudada como uma forma de “ingerir” a camada limite, com intuito de aumentar a eficiência propulsiva e reduzir arrasto causado pela presença da camada limite turbulenta (KIN; PERRY; ANSELL, 2018).

Diversos conceitos utilizando propulsão elétrica necessitam de muita pesquisa e estudo; e diversos conceitos ainda irão surgir, pois a natureza do conceito de propulsão distribuída permite expandir as fronteiras do projeto aeronáutico.

## 2.3 Aerodinâmica subsônica de asas

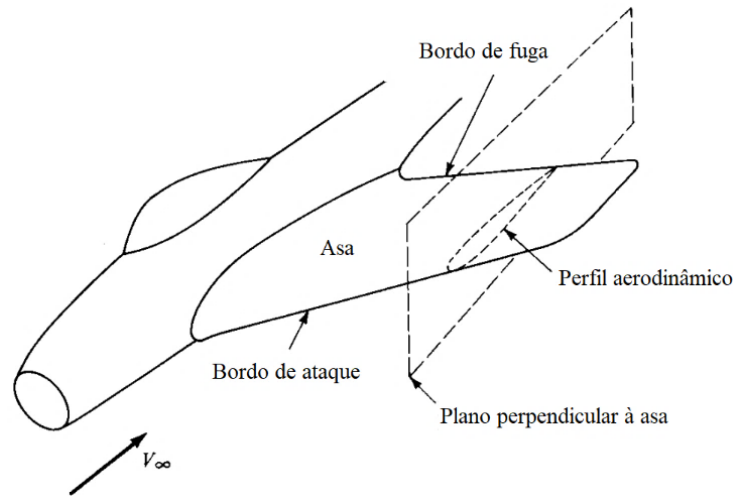
Nas subseções anteriores, apresentou-se o estado da arte em aeronaves elétricas e o conceito de propulsão elétrica distribuída. Nesta subseção, é brevemente apresentada a fundamentação teórica sobre os aspectos físicos envolvidos no escoamento aerodinâmico de uma asa. Considerou-se um escoamento aerodinâmico em regime subsônico e incompressível, sendo suas definições e características básicas apresentadas a seguir.

### 2.3.1 Definições básicas

Considere a asa de um avião, como a representada pela Figura 10. A seção transversal obtida por um plano perpendicular à asa é chamada de *perfil aerodinâmico* ou *aerofólio* (ANDERSON, 1989).



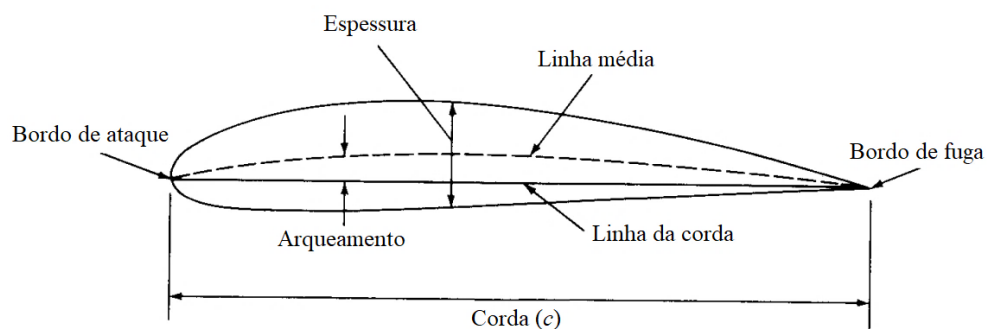
Figura 10 – Representação do perfil aerodinâmico de uma asa.



Fonte: Anderson (1989). Adaptado pelo autor.

O perfil aerodinâmico e sua terminologia estão representados na Figura 11. Os pontos mais dianteiros e traseiros são o *bordo de ataque* e o *bordo de fuga*, respectivamente. A linha reta que liga os bordos de ataque e de fuga é denominada de *corda* ( $c$ ). Já, a *linha média* é formada por pontos intermediários entre as superfícies superior e inferior, sendo o *arqueamento* a máxima distância entre a linha média e a corda, mensurada perpendicularmente à corda. O arqueamento, a forma da linha média e a distribuição de espessura do perfil, basicamente controlam as características de sustentação e momento de um perfil (ANDERSON, 1989).

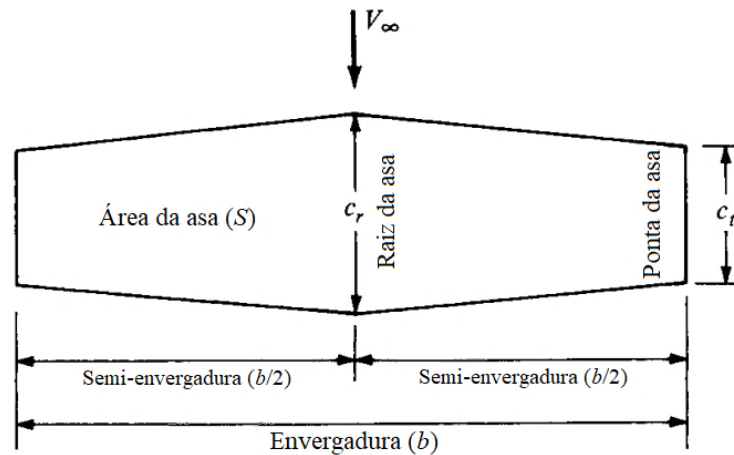
Figura 11 – Nomenclatura de um perfil aerodinâmico.



Fonte: Anderson (1989). Adaptado pelo autor.

Em uma asa finita, como mostrada pela vista superior na Figura 12, a distância entre as duas pontas da asa é definido como *envergadura* ( $b$ ) e a *área da asa* nesta visão planiforme é designada como  $S$ .

Figura 12 – Nomenclatura de asa finita.



Fonte: Anderson (1989). Adaptado pelo autor.

A relação entre a área e a envergadura da asa nos fornece uma relação muito importante no projeto de uma asa, denominado *alongamento* ou *razão de aspecto* ( $AR$ ), e é dada pela Equação 1 (ANDERSON, 1989).

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (1)$$

O alongamento de uma asa está diretamente relacionada com o arrasto induzido. Comentários mais aprofundados sobre arrasto serão apresentados em seções subsequentes. Ainda, a relação entre o tamanho da corda na ponta da asa ( $c_t$ ) e a corda da raiz de asa ( $c_r$ ) é denominada *afilamento* ( $\lambda$ ), e é dada pela Equação 2.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (2)$$

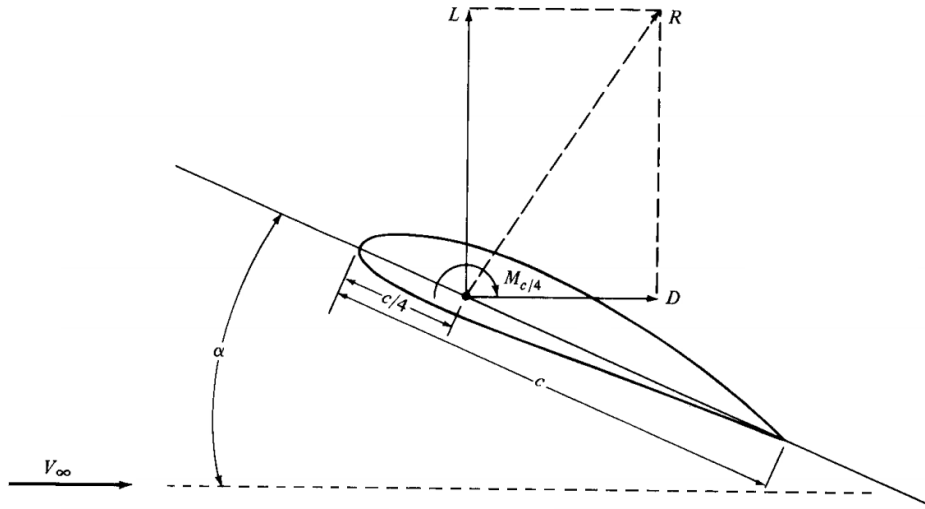
Para uma asa de forma geométrica retangular, por exemplo, o afilamento vale  $\lambda = 1$ , já que as cordas da raiz e da ponta da asa possuem o mesmo comprimento.

### 2.3.2 Forças aerodinâmicas e momento

Não importando o quão complexa a forma de um corpo seja, as forças aerodinâmicas e momentos sobre ele são devidos apenas pela ação de distribuições de pressão e tensões de cisalhamento, sendo que a pressão ( $p$ ) atua normal à superfície e a tensão de cisalhamento ( $\tau$ )

tangencial a ela. O efeito líquido das distribuições de pressão e tensão de cisalhamento integrados sobre toda a superfície do corpo resulta em uma força aerodinâmica resultante ( $R$ ) e momento ( $M$ ) sobre o corpo, como apresentada pela Figura 13 (ANDERSON, 2001).

Figura 13 – Definições de forças, momento, ângulo de ataque e vento relativo.



Fonte: Anderson (2001).

A Figura 13 apresenta um perfil aerodinâmico com uma certa inclinação em relação ao escoamento local. A *velocidade de corrente livre* ( $V_\infty$ ) é a velocidade do escoamento distante a montante em relação ao corpo, sendo a direção de  $V_\infty$  definida como *vento relativo*. O ângulo formado entre o vento e a corda do perfil aerodinâmico é definido como *ângulo de ataque* ( $\alpha$ ). A força aerodinâmica resultante  $R$  é geralmente decomposta em duas forças: caso decompostas em relação ao vento relativo, tem-se a *força de arrasto* ( $D$ ) que é definida como a componente da força resultante  $R$  paralela ao vento relativo; e a *força de sustentação* ( $L$ ) que é definida como a componente da força resultante  $R$  perpendicular ao vento relativo. Partindo de uma análise dimensional, a força de sustentação pode ser escrita pela Equação 3.

$$L = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S C_L \quad (3)$$

onde,  $C_L$  representa o coeficiente adimensional de sustentação e  $\rho_\infty$  a massa específica do escoamento de corrente livre. A Equação 3 pode ser reescrita em termos de pressão dinâmica ( $q_\infty$ ), conforme a Equação 4.

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (4)$$

Com isso, a equação da força de sustentação, Equação 3, pode ser reescrita isolando o coeficiente de sustentação:

$$C_L = \frac{L}{q_{\infty} S} \quad (5)$$

De maneira similar para a força de arrasto e momento, temos que:

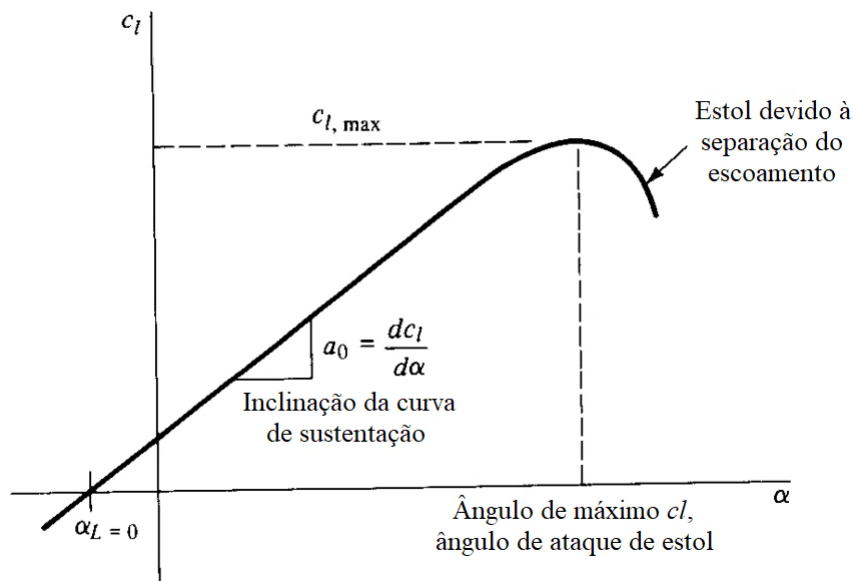
$$C_D = \frac{D}{q_{\infty} S} \quad C_M = \frac{M}{q_{\infty} c S} \quad (6)$$

onde,  $C_D$  e  $C_M$  são os coeficientes adimensionais de arrasto e momento, respectivamente.

Vale ressaltar que a nomenclatura das forças e momento para uma asa finita se diferencia da nomenclatura para um perfil aerodinâmico. Sendo normalmente escrito em maiúsculo para asa finita e em minúsculo representando forças e momento *por unidade de comprimento* para perfil aerodinâmico.

A Figura 14 apresenta uma curva típica da variação do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque para um perfil aerodinâmico.

Figura 14 – Curva  $c_l$  versus  $\alpha$  típica para um perfil aerodinâmico.

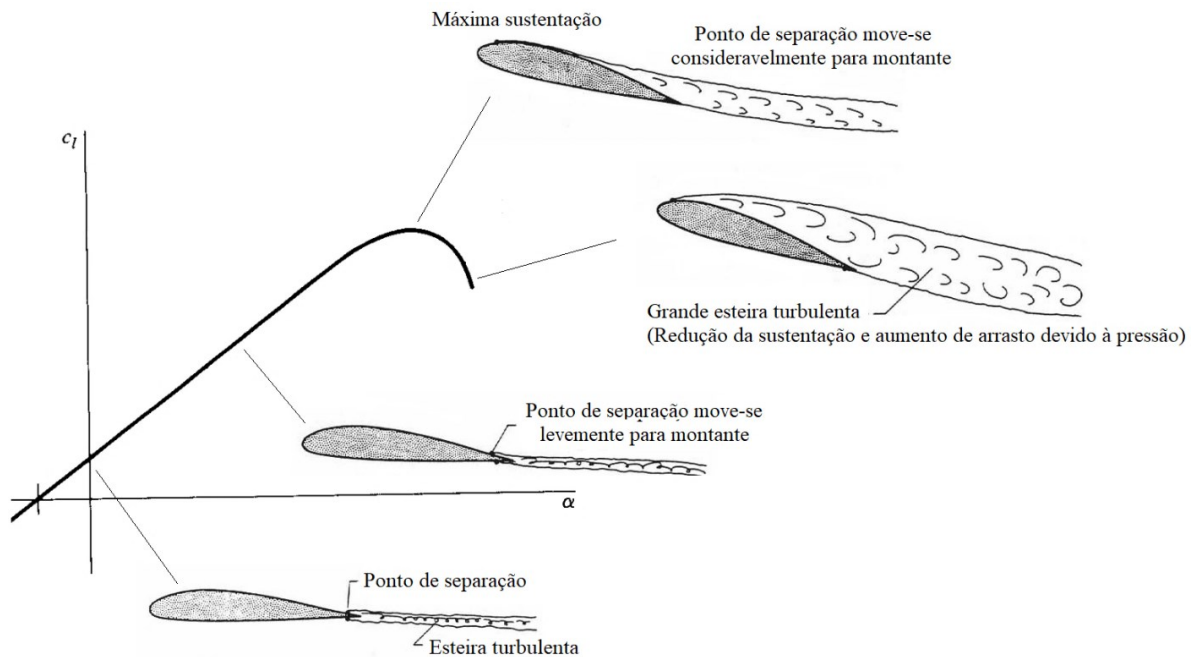


Fonte: Anderson (1989). Adaptado pelo autor.

A figura indica que  $c_l$  varia *linearmente* com  $\alpha$  em uma faixa de ângulos, sendo a inclinação da porção linear da curva designada por  $a_0 = dc_l/d\alpha$ . O *ângulo de ataque para sustentação nula* é definido por  $\alpha_{L=0}$  e está relacionado com o arqueamento do perfil aerodinâmico: se o perfil for simétrico (sem arqueamento) então  $\alpha_{L=0}$  será zero; para um perfil arqueado,  $\alpha_{L=0}$  será diferente de zero (ANDERSON, 1989).

Pode-se observar pelas Figuras 14 e 15 que, à medida em que  $\alpha$  aumenta, a curva deixa de ser linear e o valor de  $c_l$  atinge um determinado valor máximo,  $c_{l_{max}}$ , e então diminui rapidamente à medida que  $\alpha$  continua a aumentar. Nessa condição, na qual a sustentação diminui rapidamente, o perfil aerodinâmico está em *estol*.

Figura 15 – Representação do escoamento associado ao estol.



Fonte: Houghton et al. (2012). Adaptado pelo autor.

O fenômeno de estol em uma asa é um parâmetro crítico no projeto de aeronaves. O efeito das forças viscosas tende a desacelerar o escoamento na região da camada limite próximo à superfície; somando a existência de um gradiente de pressão adverso que se torna mais forte à medida que o ângulo  $\alpha$  aumenta, até o momento em que o escoamento separa da superfície e, por consequência, a sustentação diminui drasticamente e o arrasto aumenta rapidamente (ANDERSON, 2001).

### 2.3.3 Distribuição de pressão

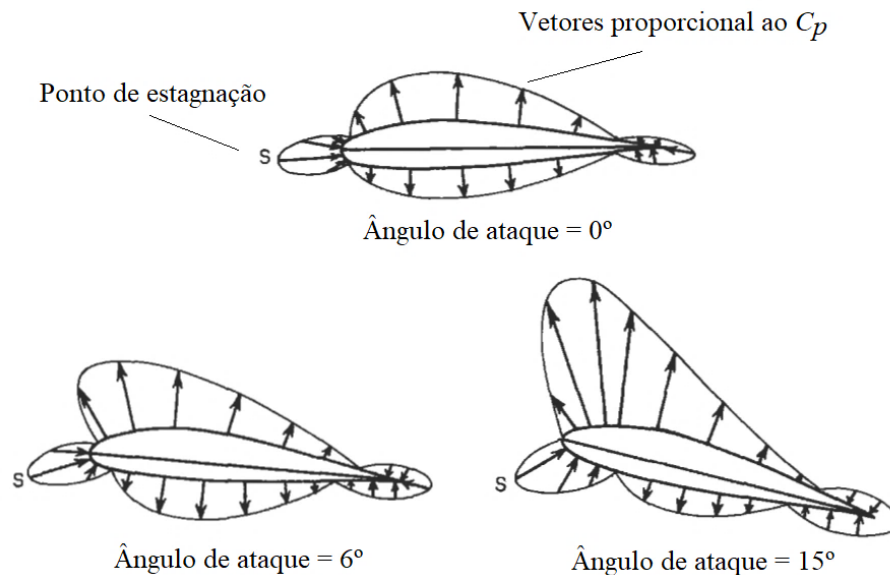
A distribuição de pressão sobre a superfície de um perfil aerodinâmico é importante pois leva diretamente ao valor de  $c_l$  (ANDERSON, 2001). É conveniente expressar a pressão em termos de *coeficiente de pressão* ( $C_p$ ), que utiliza a pressão estática de corrente livre ( $p_\infty$ ) e a pressão dinâmica de corrente livre como referência. A definição de  $C_p$  é dada pela Equação 7.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (7)$$

onde,  $p$  representa a pressão estática local.

A Figura 16 apresenta esquematicamente a distribuição do coeficiente de pressão sobre um perfil aerodinâmico assimétrico para diferentes ângulos de ataque.

Figura 16 – Distribuição de  $C_p$  típica sobre um perfil aerodinâmico.

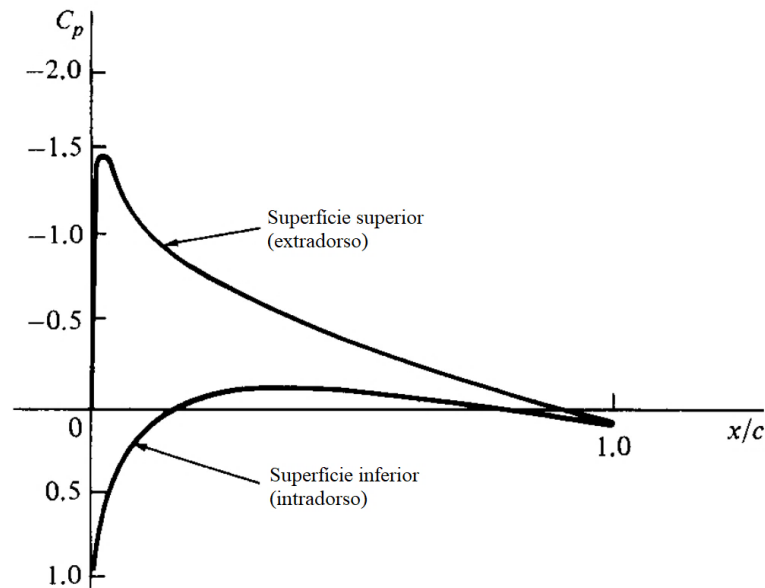


Fonte: Houghton *et al.* (2012). Adaptado pelo autor.

Quando  $\alpha = 0$ , percebe-se que em pequenas regiões  $C_p$  é positivo (vetores “encontrando” o perfil), porém sobre a maioria da seção  $C_p$  é negativo (vetores “deixando” o perfil). A redução de pressão no extradorso tende a puxar o perfil para cima, enquanto no intradorso tende a puxar para baixo; porém a redução de pressão no extradorso é maior do que no intradorso, criando uma força resultante para cima, isto é, sustentação. À medida que o ângulo de ataque aumenta, alguns comportamentos na distribuição de pressão podem ser

notados: a redução de pressão no extradorso aumenta em intensidade e em extensão; o ponto de estagnação move-se progressivamente à jusante no intradorso e a redução de pressão no intradorso diminui simultaneamente em intensidade e extensão (HOUGHTON *et al.*, 2012).

Figura 17 – Distribuição de  $C_p$  sobre o extradorso e intradorso de um perfil aerodinâmico.  
(Perfil NACA 0012 com ângulo de ataque de  $3,98^\circ$ ,  $M = 0,354$  e  $Re = 3,245 \times 10^6$ )



Fonte: Anderson (1989). Adaptado pelo autor.

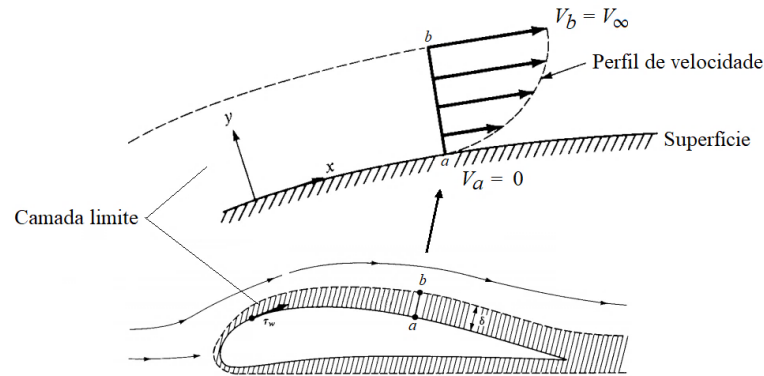
O gráfico da Figura 17 apresenta a distribuição de pressão, em termos de  $C_p$ , ao longo da corda de um perfil. É possível observar que  $C_p$  no bordo de ataque é positivo, pois  $p > p_\infty$ . Contudo, à medida que o escoamento se expande em torno do extradorso,  $p$  diminui rapidamente e se torna negativo nas regiões em que  $p < p_\infty$  (ANDERSON, 1989).

### 2.3.4 Arrasto

O arrasto total é formalmente definido como a força correspondente à taxa da diminuição da quantidade de movimento do escoamento que envolve o corpo. Pode-se decompor o arrasto baseado em dois efeitos físicos fundamentais: arrasto devido aos efeitos do atrito (fricção) da superfície e devido à pressão (HOUGHTON *et al.*, 2012).

Da condição de não-deslizamento entre um fluido e a superfície de um corpo, em que, exatamente na superfície a velocidade do escoamento é zero; origina-se uma região fina onde a velocidade do escoamento é diminuída na vizinhança da superfície devido aos efeitos viscosos. Essa região do escoamento é chamada de *camada limite*, e está representada pela Figura 18.

Figura 18 – Representação da camada limite (a espessura da camada limite  $\delta$  está aumentada para fins didáticos).



Fonte: Anderson (1989). Adaptado pelo autor.

A espessura da camada limite ( $\delta$ ) aumenta à medida que o escoamento avança sobre o corpo e, além disso, a presença do atrito cria uma tensão de cisalhamento sobre a superfície ( $\tau_w$ ) que atua na direção tangencial à superfície e origina a uma componente de arrasto chamada de *arrasto de atrito* (ANDERSON, 1989). A tensão de cisalhamento sobre a superfície é dada pela Equação 8.

$$\tau_w = \mu \left( \frac{dV}{dy} \right)_{y=0} \quad (8)$$

onde,  $(dV/dy)_{y=0}$  é definido como o gradiente de velocidade na superfície (na direção normal a ela) e  $\mu$  a viscosidade molecular dinâmica do fluido. A tensão de cisalhamento pode ser reescrita de forma adimensional através do coeficiente de atrito ( $C_f$ ), conforme Equação 9.

$$C_f = \frac{\tau_w}{q_\infty} \quad (9)$$

Em fluidos viscosos, existem basicamente dois regimes de escoamento: o escoamento laminar no qual as linhas de corrente são suaves, regulares e as partículas de fluido se movem suavemente ao longo de uma linha de corrente; e o escoamento turbulento no qual as linhas de corrente são irregulares e as partículas de fluido se movem de forma aleatória. Isso implica que a camada limite turbulenta tenha uma espessura  $\delta$  e um gradiente de velocidade na parede maiores do que a camada limite laminar. Com isso, partindo da Equação 8, conclui-se que  $\tau_w (laminar) < \tau_w (turbulento)$ . Logo, a força de arrasto devido ao atrito depende da camada limite sobre a superfície ser laminar ou turbulenta (ANDERSON, 1989).



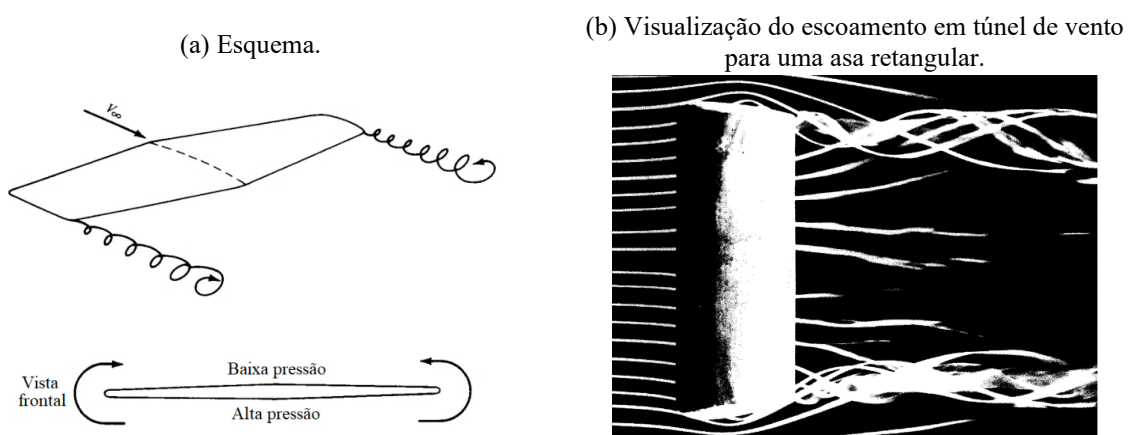
Além do arrasto devido aos efeitos de atrito da superfície, os efeitos viscosos também podem causar a separação do escoamento, que por sua vez cria outra fonte de arrasto aerodinâmico, chamado de *arrasto de pressão devido à separação* (no regime subsônico). O arrasto de pressão devido à separação tem origem no gradiente de pressão adverso ( $dp/dx > 0$ ) e no perfil de velocidade da camada limite. Quando  $dp/dx$  for negativo, então as partículas de fluido que se movem ao longo de uma linha de corrente necessitam ter quantidade de movimento suficiente para avançar contra a pressão adversa, desacelerando devido à presença dos efeitos viscosos na camada limite (ANDERSON, 1989).

Ainda, segundo Anderson (1989), uma camada limite turbulenta possui maior quantidade de movimento do que uma camada limite laminar devido à difusividade da turbulência, isso faz com que uma camada limite turbulenta troque mais energia cinética entre as regiões superiores e inferiores (próximo à superfície), e com isso, o escoamento tenha menor tendência de se separar. Conclui-se então que a camada limite laminar se separa mais facilmente do que a camada limite turbulenta.

Para o arrasto total de uma asa finita, em regime subsônico, adiciona-se outra fonte de arrasto devido à geração de sustentação: o *arrasto induzido*.

O mecanismo físico para a geração de sustentação em uma asa cria regiões de alta pressão no intradorso e baixa pressão no extradorso. Entretanto, essa diferença de pressão faz com que o escoamento próximo a ponta da asa seja forçado a passar da região de alta para a região de baixa pressão. Isso faz com que o escoamento que deixa a asa crie um movimento circulatório, denominado de *vórtice* (ANDERSON, 2001). Os vórtices de ponta de asa podem ser observados pela Figura 19.

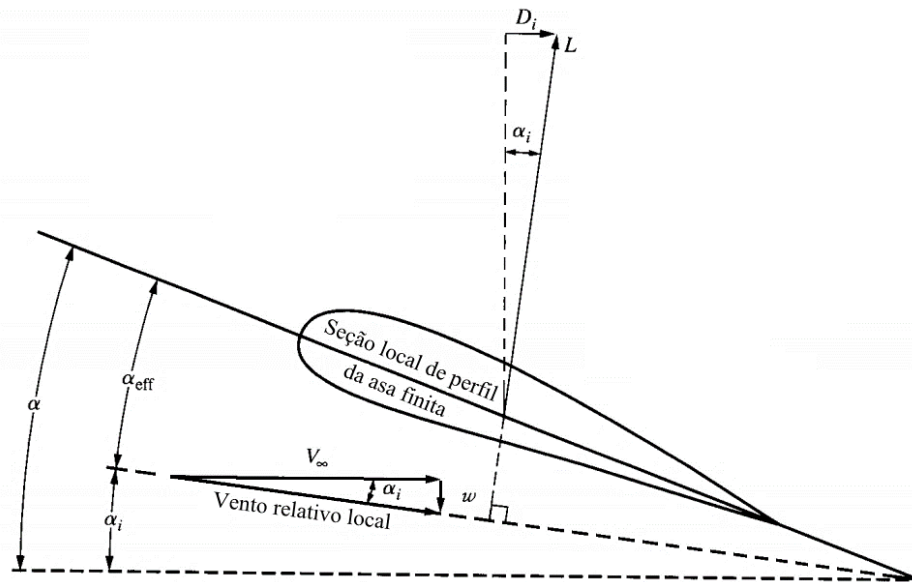
Figura 19 – Vórtices de ponta de asa.



Fonte: Anderson (2001). Adaptado pelo autor.

Esses vórtices induzem uma pequena componente de velocidade na direção descendente em relação à asa. Essa componente de velocidade descendente é denominado de *downwash* ( $w$ ). Por sua vez, o *downwash* combinado com a velocidade de corrente livre  $V_\infty$  produzem um *vento relativo local* inclinado para baixo, nas proximidades de cada seção da asa. A Figura 20 apresenta uma representação do efeito *downwash* no escoamento local em uma seção de uma asa finita. Como já visto, o ângulo entre a linha da corda e a direção de  $V_\infty$  é o ângulo de ataque  $\alpha$ ; porém, considera-se agora  $\alpha$  sendo o ângulo de ataque *geométrico*. A presença do *downwash* faz com que o vento local relativo se incline na direção descendente, sendo a inclinação definida pelo ângulo de ataque *induzido* ( $\alpha_i$ ) (ANDERSON, 2001).

Figura 20 – Representação do efeito *downwash* no escoamento local de uma asa finita.



Fonte: Anderson (2001). Adaptado pelo autor.

Conforme Anderson (2001), a presença do *downwash* e seu efeito de inclinar o vento relativo na direção descendente causa dois efeitos importantes no escoamento local:

- a) O ângulo de ataque “visto” pelo perfil aerodinâmico local é o ângulo da linha da corda em relação ao vento local relativo. Esse ângulo é denominado como *ângulo de ataque efetivo* ( $\alpha_{eff}$ ). O ângulo de ataque efetivo é relacionado com o ângulo de ataque geométrico pela Equação 10 e suas relações geométricas podem ser observados pela Figura 20.

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (10)$$

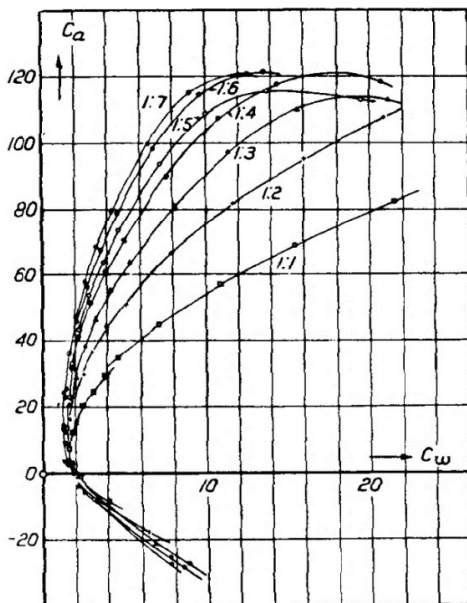
- b) O vetor de sustentação local é alinhado perpendicularmente ao vento relativo local, e assim, inclinada para trás pelo ângulo  $\alpha_i$ , como mostrado pela Figura 20. Conseqüentemente, origina-se uma componente de força do vetor de sustentação local alinhado com o vento relativo  $V_\infty$ , criando assim arrasto devido ao efeito do *downwash*. Essa força de arrasto é denominado de *arrasto induzido* ( $D_i$ ).

Ainda, segundo Anderson (2001), o arrasto induzido pode ser alternativamente explicado devido ao escoamento tridimensional induzido pelo vórtice de ponta de asa alterar a distribuição de pressão local em uma asa finita, de certa forma, criando um desequilíbrio de pressão líquido na direção do vento relativo  $V_\infty$ .

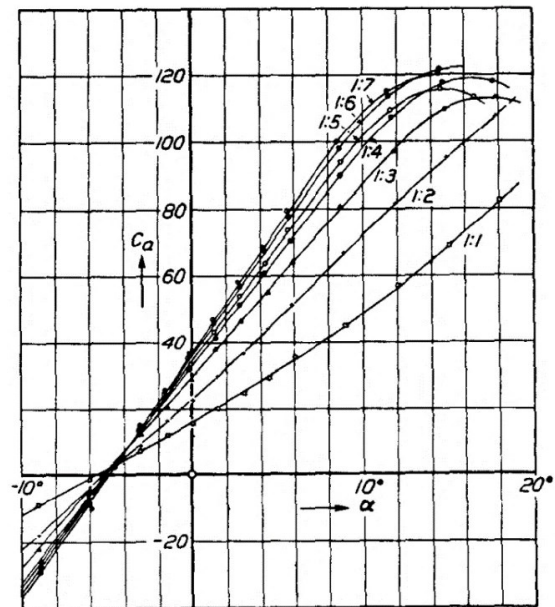
Prandtl (1921) demonstrou pela sua teoria da linha sustentadora e por dados experimentais que o coeficiente de arrasto induzido para uma distribuição de sustentação qualquer é inversamente proporcional ao alongamento, como pode ser observado pela Figura 21-a.

Figura 21 – Dados obtidos por Prandtl para asas retangulares de diferentes alongamentos.  
(Detalhe para nomenclatura:  $C_a$  = coeficiente de sustentação e  $C_w$  = coeficiente de arrasto)

(a) Gráfico  $C_L$  versus  $C_D$  (Polar de arrasto).



(b) Gráfico  $C_L$  versus  $\alpha$ .



Fonte: Prandtl (1921).

Outro efeito importante demonstrado por Prandtl (1921) é que o alongamento altera a inclinação da curva de sustentação de uma asa finita, como pode ser observado pela Figura 21-b. A inclinação da porção linear da curva, para uma asa finita, é designada por  $a = dC_L/d\alpha$ .

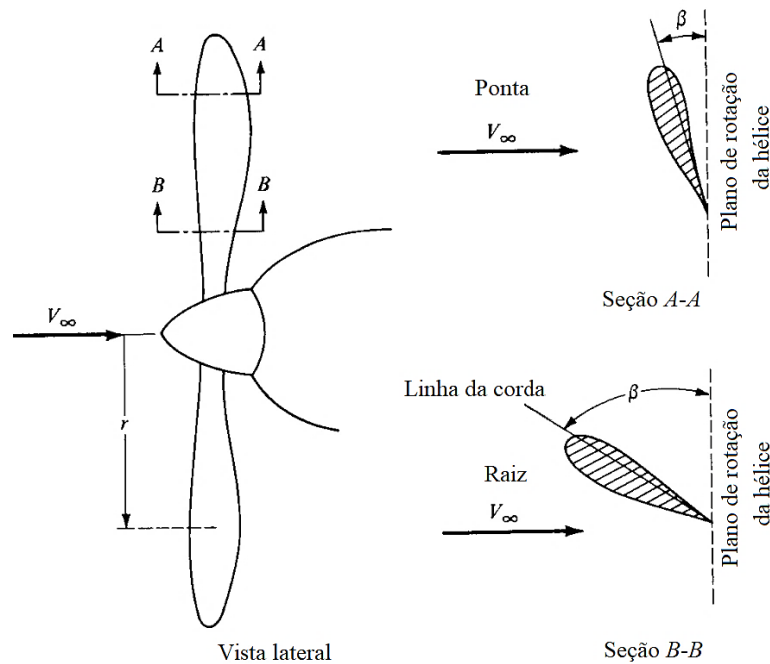
Nota-se que, à medida que  $AR$  diminui, há uma redução significativa da inclinação da curva e que, à medida que  $AR$  tende a um valor infinito, a inclinação da curva para uma asa finita ( $a$ ), tende ao valor da inclinação da curva para uma asa infinita ( $a_0$ ).

## 2.4 Hélices

Semelhante às asas, as hélices de aviões também são compostas de seções aerodinâmicas, projetadas para gerar forças de tração.

Os perfis aerodinâmicos de seções da pá de hélice possuem torções diferentes ao longo do raio, como mostra a Figura 22. O ângulo entre a corda do perfil de uma seção e o plano de rotação da hélice é definido como *ângulo de arfagem* ou *ângulo de pá* ( $\beta$ ); e a distância da raiz até uma seção qualquer é  $r$  (ANDERSON, 1989).

Figura 22 – Ilustração de hélice e a variação do ângulo de arfagem ao longo da pá.



Fonte: Anderson (1989). Adaptado pelo autor.

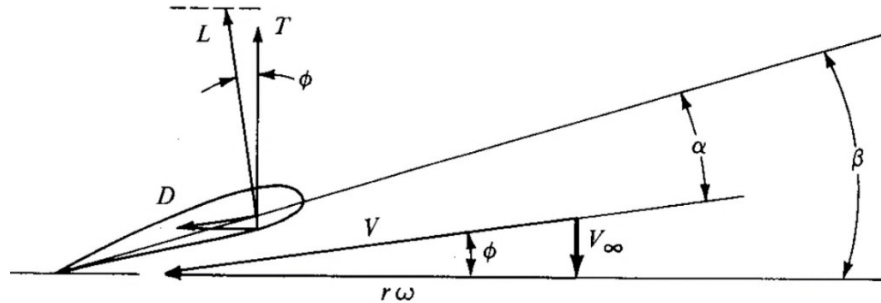
O escoamento sentido por uma determinada seção da hélice é uma combinação entre o movimento frontal da aeronave e da rotação da hélice em si, ou seja, o vento relativo local em uma seção local da hélice é a soma vetorial do vento relativo da aeronave ( $V_\infty$ ) e a velocidade local da pá devido à rotação,  $r\omega$ ; onde,  $\omega$  denota a velocidade angular da hélice (ANDERSON, 1989), como pode ser observado pela Figura 23.

A corda do perfil aerodinâmico de uma determinada seção da hélice está formando um ângulo de ataque  $\alpha$  com relação ao vento relativo local  $V$ , com isso, são gerados forças de sustentação e arrasto (perpendicular e paralelo ao vento local, respectivamente). Por sua vez, as componentes de  $L$  e  $D$  na direção de  $V_\infty$  geram uma *força de tração* ( $T$ ), dada pela Equação 11.

$$T = L \cos \phi - D \sin \phi \quad (11)$$

onde,  $\phi$  representa o ângulo formado entre o vento relativo e o plano de rotação, sendo obtido pela relação  $\phi = \beta - \alpha$ . A tração, quando somada em todo o comprimento das pás da hélice, resulta em uma tração disponível líquida ( $T_A$ ). Contudo, a previsão real do desempenho de uma hélice é complexa. Logo, a aerodinâmica de hélices é influenciada pelo escoamento induzido causado pelos vórtices de ponta de pá e por outros efeitos tridimensionais como o gradiente de pressão que surge na direção radial devido à rotação. Maiores informações sobre teoria das hélices podem ser encontradas em Glauret (1935, 1943) e Dommash, Serbey e Connolly (1961).

Figura 23 – Representação da geração de tração de uma hélice.



Fonte: Anderson (1989).

Ao se referir às hélices, alguns coeficientes adimensionais são utilizados. Os coeficientes de sustentação e arrasto de uma pá de hélice servem para encontrar o coeficiente de tração, tomando o eixo de rotação como referência (DIMCHEV, 2012). O coeficiente de tração ( $C_T$ ), quando relacionado apenas à velocidade de corrente livre, é dado pela Equação 12.

$$C_T = \frac{T}{\rho_\infty n^2 D_p^4} \quad (12)$$

onde,  $D_p$  representa o diâmetro da hélice e  $n$  a rotação por unidade de tempo.

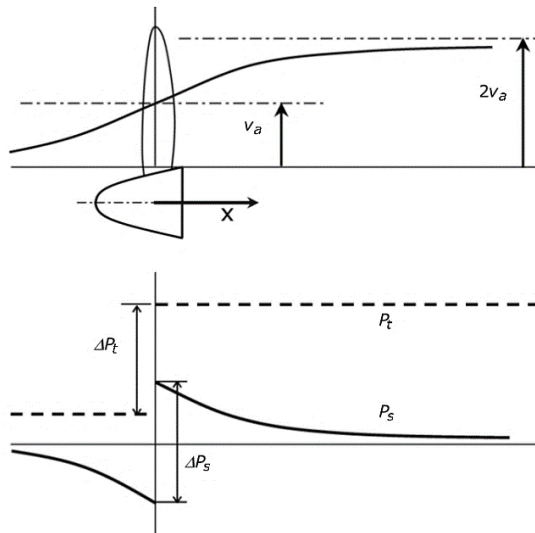
Outro parâmetro adimensional complementar é a *razão de avanço* ( $J$ ), dada pela Equação 13.

$$J = \frac{V_{\infty}}{nD_p} \quad (13)$$

Ainda, é importante conhecer o conceito de *slipstream*, que é a região do escoamento definida pelo “tubo de corrente” que passa pelo disco formado pela hélice em rotação, tanto a montante quanto a jusante. As esteiras helicoidais das pás em rotação, além dos gradientes criados pela conservação da massa e da quantidade de movimento, tendem a induzir velocidades dentro do tubo de corrente formado, resultando em gradientes significativos no escoamento, tanto na direção axial, quanto na direção radial da *slipstream* (VELDHUIS, 2005).

Dentro da *slipstream* há um aumento contínuo no incremento da velocidade axial ( $v_a$ ) do escoamento, enquanto considera-se um incremento instantâneo da velocidade tangencial ( $v_t$  ou *swirl*), da pressão estática ( $p$ ) e da pressão total ( $p_t$ ), conforme a teoria do disco atuador (apresentado na Subseção 2.6.6) e ilustrado pela Figura 24.

Figura 24 – Variação das propriedades dentro da *slipstream*, segundo a teoria do disco atuador.



Fonte: Veldhuis (2005).

Ainda em relação à *slipstream*, conforme prevê a lei da conservação da massa, para conservar a vazão mássica à medida que a velocidade axial aumenta, o diâmetro da *slipstream* tende a reduzir à jusante. No entanto, para hélices com baixo carregamento, a contração do tubo de corrente pode ser desprezada (VELDHUIS, 2005).

## 2.5 Interferência hélice-asa

Nessa subseção são apresentados os efeitos da interação entre propulsão, asa e nacele, relevantes na análise de uma asa com propulsão distribuída.

O maior foco é dado nos efeitos do campo de escoamento gerado pela propulsão sobre a asa. Os efeitos da asa sobre a propulsão são brevemente mencionados, porém essa abordagem não é implementada no método numérico, como será mencionado na Subseção 2.6.6.

Apesar de existirem diversas configurações de propulsão, tanto em configuração *tractor* (hélice à montante da asa) quanto em configuração *pusher* (hélice à jusante da asa), o presente trabalho tem como foco o estudo do comportamento aerodinâmico de asas com hélices em configuração *tractor*.

### 2.5.1 Hélices montadas na ponta de asa

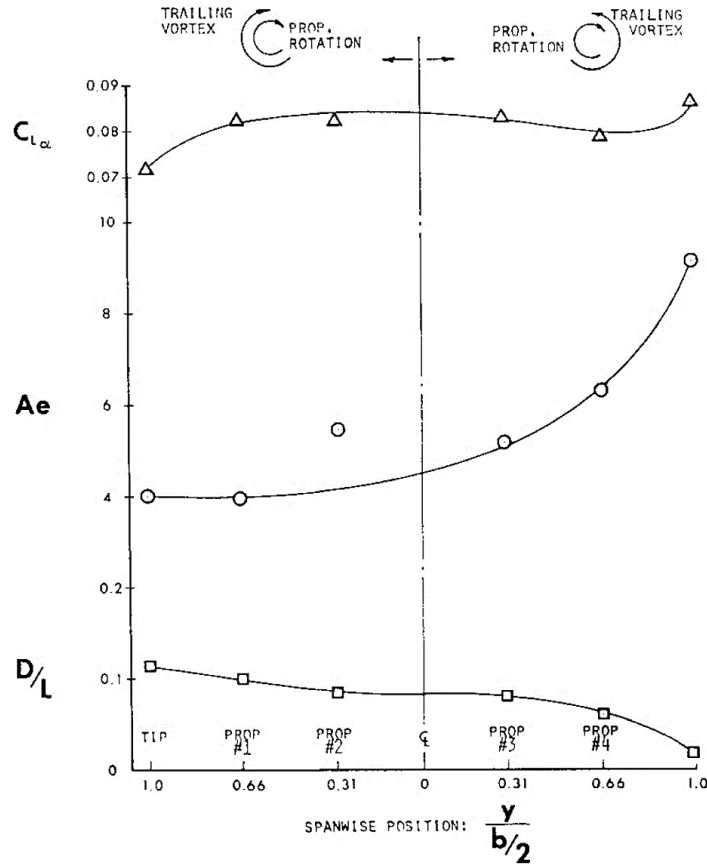
Um dos primeiros estudos sobre os efeitos aerodinâmicos de hélices montadas na ponta de asa foram realizados por Snyder e Zumwalt (1969), em que conduziram ensaios experimentais em túnel de vento de uma asa com  $AR = 8$  e hélice montada na ponta de asa em configuração *tractor*. Os estudos demonstraram que, com a hélice girando no sentido contrário em relação aos vórtices de ponta de asa, houve um aumento de sustentação e uma redução de arrasto induzido; principalmente, pela alteração do ângulo de ataque local e aumento de pressão dinâmica causados pela hélice com uma devida potência. Os autores também demonstram que, com a hélice girando no mesmo sentido do vórtice de ponta de asa, o arrasto induzido é aumentado.

Pelos gráficos na Figura 25, Snyder e Zumwalt (1969) apresentam os efeitos da posição e sentido de rotação da hélice nas características aerodinâmicas de uma asa. Do lado esquerdo da linha de referência (linha vertical na posição  $2y/b = 0$ ), a hélice está girando no mesmo sentido em relação aos vórtices de ponta de asa; e no lado direito da linha de referência, a hélice está girando no sentido inverso em relação aos vórtices de ponta de asa.

Os dados apresentados por Snyder e Zumwalt (1969) (Figura 25) referem-se a apenas um propulsor em funcionamento em diferentes posições da envergadura ( $2y/b$ ). Nota-se que, para a hélice girando no sentido oposto aos vórtices de ponta de asa, obtêm-se melhores eficiências aerodinâmicas à medida que a hélice é posicionada próximo à ponta de asa ( $2y/b = 1$ ): os resultados experimentais apresentam uma maior inclinação da curva de sustentação,

aumento o alongamento efetivo (indicado por  $Ae$ , na Figura 25) e, como consequência, a redução do arrasto.

Figura 25 – Efeitos da posição e sentido de rotação da hélice na aerodinâmica da asa.



Fonte: Snyder e Zumwalt (1969).

Loth e Loth (1984) investigaram analiticamente e experimentalmente a redução do arrasto induzido por hélice montada na ponta de asa. Concluíram que o efeito no arrasto, devido à hélice montada na ponta de asa e com sentido de rotação oposta ao vórtice, resultaria em uma redução de até aproximadamente 10% na tração requerida pela propulsão. Também, que a redução no consumo de combustível devido ao campo de escoamento do propulsor é menor quando há aumento da velocidade de voo, aumento do diâmetro da hélice e aumento do alongamento. Os autores ainda destacam que apenas pequenas hélices com alto carregamento aerodinâmico produzem fortes esteiras de vorticidade.

Estudos experimentais (PATTERSON; BARTLETT, 1985, 1987), analíticos (MIRANDA; BRENNAN, 1986) e numéricos (JANUS; CHATTERJEE; CAVE, 1996) com hélices montadas na ponta de asa em configuração *pusher* apresentam um aumento no desempenho propulsivo devido à imersão das hélices no escoamento atrás da ponta de asa e



também apresentam redução no arrasto induzido, considerando as hélices girando no sentido oposto ao vórtice de ponta de asa.

Considerando o efeito da nacele em propulsores montados na ponta de asa, dois aspectos podem ser discutidos: o efeito da nacele sobre a propulsão e o efeito da nacele sobre a asa. O efeito da nacele sobre a propulsão se dá pelo fato de que a presença da nacele restringe o escoamento, introduzindo efeitos de bloqueio. Conseqüentemente, a distribuição das velocidades axial e tangencial no escoamento da hélice será alterada e a distribuição de carga ao longo das pás será modificada. Como resultado, a tração para uma determinada configuração de potência será alterada em regimes de baixo número de Mach (VELDHUIS, 2005).

Em asas com baixo alongamento, o efeito da nacele na distribuição de sustentação da asa não pode ser ignorado. Diederich e Foss (1952) apresentam estudos aerodinâmicos de como tanques montados na ponta de asa afetam as características aerodinâmicas e aeroelásticas, incluindo a modificação na distribuição de sustentação em uma asa.

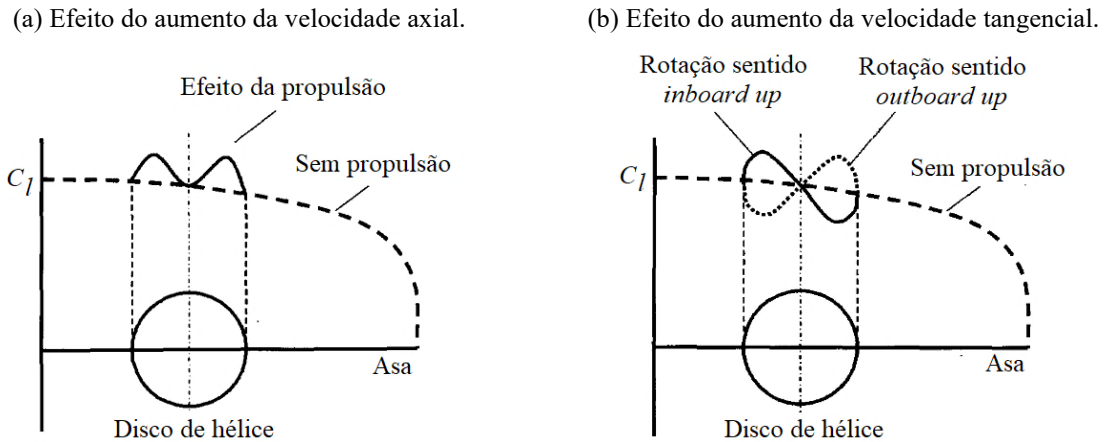
Apesar da propulsão montada na ponta de asa ter um efeito benéfico nas características aerodinâmicas de uma asa, o desligamento de um propulsor em voo resultaria em tração assimétrica considerável, que poderia prejudicar consideravelmente a qualidade e a segurança de voo; asas com baixo alongamento teriam menos efeito de assimetria de tração do que asas com alto alongamento (DIMCHEV, 2012).

### 2.5.2 *Efeito do campo de escoamento da hélice sobre a asa*

Quando a propulsão está a montante da asa, esta última é influenciada pela esteira das hélices em rotação. Combinando os efeitos do campo de pressão e das componentes de velocidade axial e tangencial do campo de escoamento gerado pela hélice, haverá alterações do escoamento local da asa, resultando em uma grande deformação da distribuição de sustentação e, conseqüentemente, nas cargas sobre a asa (VELDHUIS, 2005). De acordo com Kroo (1986), a distribuição ótima de sustentação da asa na presença de um propulsor difere significativamente da distribuição de sustentação de uma asa isolada, especialmente hélices com elevado carregamento.

A Figura 26 apresenta uma representação simplificada dos efeitos separados devido ao aumento das velocidades axial e tangencial gerados por uma hélice na configuração *tractor*, que acarretam a alteração do coeficiente de sustentação local ( $C_l$ ) da asa.

Figura 26 – Efeitos separados devido ao aumento das velocidades axial e tangencial na distribuição de sustentação local da asa posicionada atrás de uma hélice.

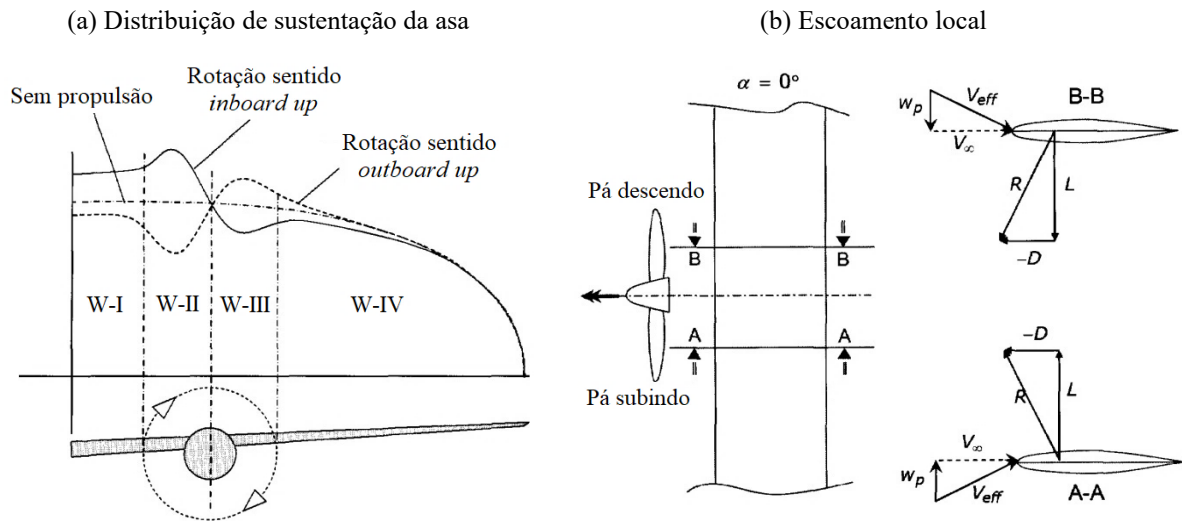


Fonte: Veldhuis (2005). Adaptado pelo autor.

Nota-se que o incremento da velocidade axial aumenta o  $C_l$  de maneira aproximadamente simétrica, enquanto a componente tangencial da velocidade possui influência assimétrica. Neste caso, na região da asa que recebe o escoamento com velocidade vertical positiva devido à pá que está em movimento ascendente, o  $C_l$  local aumenta pelo fato do ângulo de ataque local efetivo ser maior do que o da asa em escoamento livre. Analogamente, na região onde o escoamento está com velocidade vertical negativa devido à pá estar em movimento descendente, o  $C_l$  se reduz.

Os efeitos combinados do aumento da velocidade axial e da velocidade tangencial na distribuição de  $C_l$  são ilustrados pela Figura 27-a. Considerando o sentido de rotação em que a pá de hélice sobe na região próxima à raiz da asa (sentido *inboard up*), na região W-II a sustentação é aumentada devido ao aumento do ângulo de ataque local, causado pelo escoamento induzido *upwash* (como pode ser observado pela seção A-A da Figura 27-b) e também pelo aumento da pressão dinâmica do escoamento. Na região W-III, a diminuição do ângulo de ataque local, causado pelo escoamento induzido *downwash* (como pode ser observado pela seção B-B da Figura 27-b), bem como o aumento da pressão dinâmica, resultam em uma diferença menor na sustentação local da asa. Porém, o efeito na sustentação não é limitado à região diretamente atrás do propulsor; a distribuição de sustentação nas regiões W-I e W-IV também são afetadas devido à distorção no campo de vorticidade que deixa a asa (VELDHUIS, 2005).

Figura 27 – Efeito do campo de escoamento da hélice sobre a asa.

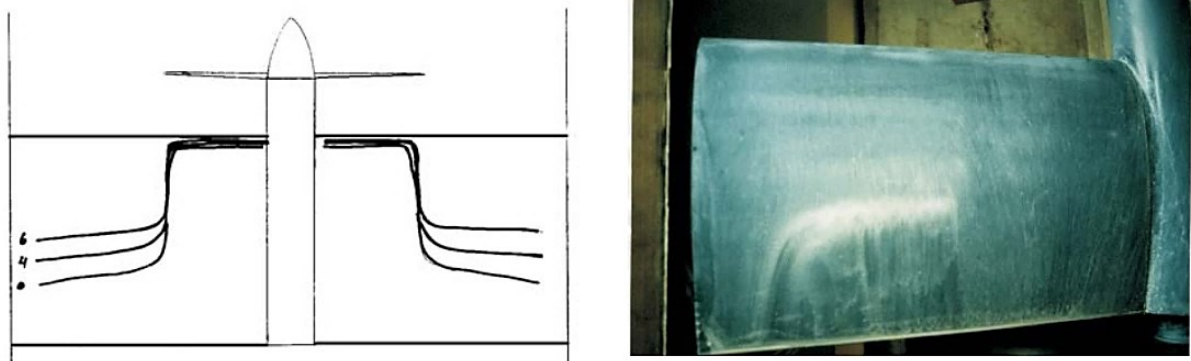


Fonte: Veldhuis (2005). Adaptado pelo autor.

Segundo Kroo (1986), a posição da hélice em relação à asa é de grande importância. Em relação à posição vertical da hélice, há a alteração da velocidade axial e a área da asa afetada pelo escoamento da propulsão devido ao perfil radial da distribuição da pressão dinâmica na *slipstream*. Já, a posição longitudinal da hélice em relação à asa possui pequena interferência na distribuição de sustentação da asa. Veldhuis (2005) apresenta estudos aprofundados sobre os efeitos na interação propulsão/asa causado por diferentes posições vertical, longitudinal e inclinação da hélice em relação à asa.

Outro aspecto importante é que o campo de escoamento gerado pelas hélices afeta diretamente as características da camada limite sobre a asa. Estudos realizados por Miley, Howard e Holmes (1987) demonstram que a camada limite laminar da asa é afetada pelo fluxo helicoidal causada pelo escoamento viscoso de uma hélice com duas pás, resultando em uma transição periódica da camada limite: camada limite laminar para turbulenta, em seguida transição e reversão para laminar. Catalano (2004) estudou experimentalmente o comportamento da camada limite de uma asa sob efeito da *slipstream* de uma hélice; os resultados mostraram que a hélice tende a deslocar permanentemente a posição da transição da camada limite para próximo ao bordo de ataque na região da asa dentro da *slipstream*, como pode ser observado pela Figura 28. Além disso, o aumento da frequência de passagem das pás produz uma camada limite turbulenta mais intensa. Ainda, uma hélice com mais de duas pás ( $J = 0,43$ ) destrói a intermitência da camada limite observada por Miley, Howard e Holmes (1987).

Figura 28 – Transição da camada limite, observado por técnicas de visualização do escoamento.



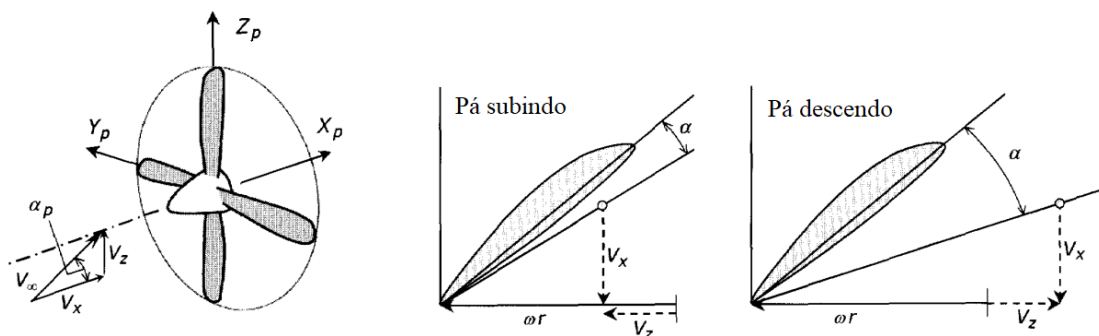
Fonte: Catalano (2004).

Assim, é inevitável que o coeficiente de arrasto local seja afetado devido à presença do campo de escoamento gerado pelas hélices (tanto o arrasto de pressão, quanto o arrasto devido às forças viscosas).

### 2.5.3 Efeito da asa sobre a hélice

Segundo Witkowski, Johnston e Sullivan (1989), o ângulo de ataque local das pás de hélice na configuração *tractor* é alterado devido ao escoamento *upwash* induzido pela asa. A Figura 29 apresenta os vetores velocidade e o ângulo de ataque induzido para uma pá.

Figura 29 – Variação no ângulo de ataque da pá de hélice.



Fonte: Veldhuis (2005). Adaptado pelo autor.

Devido à variação de ângulo de ataque local e da pressão dinâmica sobre as pás, a pá que desce experimenta um aumento de carregamento aerodinâmico e a pá que sobe experimenta uma diminuição de carregamento aerodinâmico. Disso, altera-se as forças resultantes devido à variação do ângulo de ataque local, em diferentes seções da pá (VELDHUIS, 2005).

Para Kroo (1986), o projeto de uma asa com sistema de propulsão integrado é mais impactado pela presença da hélice do que o projeto de uma hélice é impactado pela presença da asa. Por simplificação, os efeitos da asa sobre a hélice são desconsideradas na implementação do método numérico disponível no programa de fluidodinâmica computacional. Essa simplificação é pertinente, pois o foco do presente estudo está sobre as características aerodinâmicas da asa e não nas características propulsivas. Entretanto, é de crucial importância o desenvolvimento de abordagens numéricas, em estudos futuros, que considerem a variação das forças nas pás de uma hélice. O método numérico que representa o sistema propulsivo é apresentado detalhadamente na Subseção 2.6.6.

## 2.6 Métodos numéricos

Nesta subseção são descritas as principais características e técnicas utilizadas na modelagem da fluidodinâmica computacional. São apresentadas as equações de transporte que representam matematicamente a física do escoamento, bem como as considerações sobre turbulência e seu tratamento matemático. Além disso, é apresentado o método numérico utilizado na representação da propulsão.

### 2.6.1 *Dinâmica dos fluidos computacional*

A dinâmica dos fluidos computacional (ou CFD – *Computational Fluid Dynamics*) é a análise de sistemas que envolvem escoamento de fluidos, transferência de calor e fenômenos associados, por meio de simulações baseadas em computadores (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

Para o escoamento em torno de uma asa, tais análises são realizadas através de métodos numéricos no qual resolvem as equações conservativas de transporte de massa, quantidade de movimento e energia para um domínio (GONÇALVES, 2019). Inicialmente, o domínio precisa ser discretizado, gerando uma malha de pequenos elementos no qual torna-se possível a solução discreta das equações de transporte, no qual são transformadas em um sistema de equações algébricas (MALISKA, 1995).

Basicamente, os códigos CFD são estruturados em três etapas principais: o pré-processamento, o *solver* e o pós-processamento. Na etapa do pré-processamento, é inserido pelo usuário o problema em que um programa de CFD irá resolver numericamente pelo *solver*. O

pré-processamento envolve basicamente os seguintes passos (GONÇALVES, 2019; VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007):

- a) Definição do domínio computacional;
- b) Seleção dos fenômenos físicos e/ou químicos;
- c) Geração de malha;
- d) Definição das propriedades do fluido;
- e) Especificação das condições de contorno.

Na etapa do *solver*, é solucionado o problema definido durante a etapa de pré-processamento através de um método numérico que resolve as equações diferenciais. A solução numérica é realizada discretizando as equações de transporte em equações algébricas e resolvendo-as por método iterativo (GONÇALVES, 2019; VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). O programa de fluidodinâmica computacional utilizado no presente estudo, o *STAR-CCM+*, utiliza como método numérico o método dos volumes finitos (STAR-CCM+, 2019).

Na etapa de pós-processamento são obtidos os resultados quantitativos e qualitativos extraídos da solução numérica.

### 2.6.2 Equações fundamentais

Para um escoamento considerado contínuo e em baixas velocidades, as equações que representam matematicamente o escoamento de um fluido são compostas pelas equações de conservação da massa e quantidade de movimento.

A conservação da massa é dada através da equação da continuidade que relaciona a taxa de variação da massa dentro de um volume de controle com a taxa líquida de fluxo de massa que deixa o volume de controle (FOX; PRITCHARD; MCDONALD, 2011), conforme representada pela Equação 14.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (14)$$

onde,  $u_i$  e  $x_i$  são a representação dos vetores de velocidade e posição, respectivamente; sendo o índice  $i$  representando um sistema de coordenadas qualquer, definido para o escoamento.

A equação da quantidade de movimento relaciona a aceleração do fluido com as forças atuantes em um volume de controle (FOX; PRITCHARD; MCDONALD, 2011), conforme representada pela Equação 15.

$$\rho \frac{Du_i}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + S_{x_i} \quad (15)$$

onde  $\tau_{ij}$  e  $S_{x_i}$  representam as componentes de tensões e os termos fonte devido às forças de corpo, respectivamente.

Diante da hipótese de escoamento contínuo de um fluido newtoniano incompressível, a equação da quantidade de movimento é relacionada com as tensões atuantes sobre um volume de controle e as deformações do fluido através da equação de Navier-Stokes, conforme representada pela Equação 16.

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (16)$$

sendo os índices  $i$  e  $j$  representando um sistema de coordenadas qualquer, definido para o escoamento (WILCOX, 2006).

### 2.6.3 Turbulência

A turbulência é conhecida como o movimento irregular de partículas de um fluido em que suas propriedades variam de forma aleatória através do espaço e do tempo (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). Segundo Gonçalves (2019), um escoamento turbulento contém estruturas rotacionais denominados turbilhões, sendo que os turbilhões maiores são anisotrópicos e dominados por efeitos de inércia no qual considera-se os efeitos viscosos desprezíveis. Os turbilhões maiores extraem energia cinética do escoamento para a conservação de sua quantidade de movimento e parte dessa energia é dissipada para turbilhões menores, que são dominados por efeitos viscosos, esses transferindo parte de sua energia cinética para turbilhões cada vez menores. Tal processo é conhecido como *energia em cascata* (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

Para Tennekes e Lumley (1972), o escoamento turbulento possui as seguintes características:

- a) **Irregularidade.** O escoamento turbulento é irregular e aleatório. Isso faz com que não seja possível a abordagem determinística para problemas de turbulência, sendo assim analisadas através de métodos estatísticos;
- b) **Difusividade.** A difusividade eleva as taxas de mistura e aumenta as taxas de quantidade de movimento, transferência de calor e massa. Em algumas situações, a difusividade é benéfica, como por exemplo, na prevenção da separação da camada limite sobre a superfície de uma asa em elevados ângulos de ataque, devido ao aumento da quantidade de movimento do escoamento turbulento.
- c) **Flutuações tridimensionais de vorticidade.** A turbulência é rotacional e tridimensional, sendo caracterizada por altos níveis de flutuações em sua vorticidade.
- d) **Dissipação.** Escoamentos turbulentos são dissipativos, pois as tensões de cisalhamento devido à viscosidade realizam trabalho devido às deformações, que aumenta a energia interna do fluido e consomem energia cinética da turbulência. Com isso, a turbulência necessita de uma fonte de energia constante para compensar as perdas pelas interações viscosas, caso contrário, a turbulência decai rapidamente.
- e) **Continuidade.** A turbulência é um fenômeno contínuo (governada pelas equações fundamentais da mecânica dos fluidos). As menores escalas que ocorrem em um escoamento turbulento são maiores do que qualquer escala molecular.
- f) **Grandes números de Reynolds.** A turbulência origina-se da instabilidade de escoamentos laminares quando o número de Reynolds ( $Re$ ) se torna muito grande. Tais instabilidades são relacionadas aos termos viscosos e de inércia nas equações de quantidade de movimento.

Sobre a resolução de escoamentos turbulentos por meio de simulações numéricas, Pedreiro (2017, p. 55) comenta que:

Qualquer escoamento, tanto laminar como turbulento, pode ser descrito pelas equações de Navier-Stokes, que são um conjunto de equações diferenciais parciais sem solução analítica que necessitam de métodos numéricos de CFD para sua resolução. Em teoria, CFD tem a capacidade de simular qualquer escoamento em sua total complexidade, resolvendo as menores estruturas turbulentas, as *microescalas de*



*Kolmogorov*<sup>3</sup>. A simulação numérica direta, DNS (*Direct numerical simulation*) é a técnica que poderia ser utilizada para isso. No entanto, seria necessária uma malha computacional extremamente fina com um passo de tempo demasiadamente pequeno para resolver todas as estruturas turbulentas, que torna tal simulação computacionalmente inviável para aplicações industriais.

De acordo com Wilcox (2006), o custo computacional de uma simulação DNS cresce, aproximadamente, na ordem de  $Re^3$ ; fazendo disso seu uso restrito a casos simples e de baixo número de Reynolds.

Portanto, para a utilização prática de CFD com um custo computacional menor (referente à capacidade de *hardware* e, como consequência, ao tempo de simulação), a turbulência deve ser modelada de alguma forma, ao invés de ser calculada diretamente.

#### 2.6.4 Equações RANS

Nos modelos RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*), as equações de Navier-Stokes são resolvidas através de métodos que obtêm as propriedades médias do escoamento, bem como as escalas de turbulência pela média no tempo, ocultando a maioria das instabilidades presentes no escoamento turbulento (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). Além disso, Pedreiro (2017) enfatiza que os modelos RANS possibilitam a utilização de uma malha menos refinada, por não precisar resolver as escalas de turbulência e que, diante disso, é amplamente utilizado no meio acadêmico e, principalmente, no setor industrial.

Ao medir a velocidade em um ponto fixo de um escoamento turbulento ao longo do tempo, nota-se que a velocidade varia aleatoriamente ao redor de um valor médio; sendo que o vetor velocidade pode ser decomposto em dois termos:  $u(t) = U + u'(t)$ , onde  $U$  representa a velocidade média do escoamento e  $u'$  a flutuação temporal (PEDREIRO, 2017). O comportamento típico da velocidade em ponto fixo de um escoamento turbulento pode ser observado pela Figura 30.

De forma análoga, todas as propriedades do escoamento turbulento variam de maneira aleatória ao redor de um valor médio. Dessa forma, uma variável qualquer  $\phi$  pode ser representada pela soma de uma componente média  $\bar{\phi}$  e uma componente flutuante  $\phi'$ ,

---

<sup>3</sup> Escalas dissipativas de *Kolmogorov* são as menores escalas turbulentas em um escoamento. Escala de comprimento:  $\eta/\ell \approx Re_\ell^{-3/4}$ ; Escala de tempo:  $\tau/T \approx Re_\ell^{-1/2}$ ; Escala de velocidade:  $u/v \approx Re_\ell^{-1/4}$  (PEDREIRO, 2017; VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

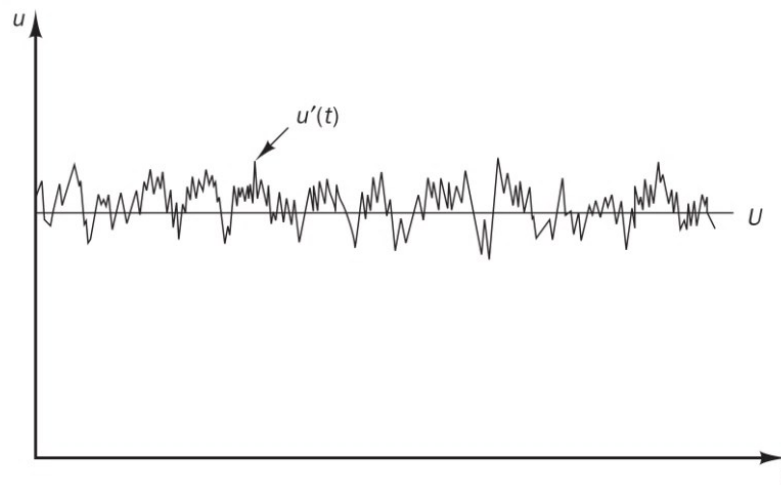
denominada de decomposição de Reynolds (GONÇALVES, 2019; VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007), sendo  $\phi(t) = \bar{\phi} + \phi'(t)$ .

A média no tempo da variável  $\phi$  pode ser obtida a partir da Equação 17.

$$\bar{\phi} = \frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \phi(t) dt \quad (17)$$

onde, o termo  $\Delta t$  representa um intervalo de tempo relativamente maior do que a escala de tempo associada com as variações mais lentas da variável  $\phi$  (GONÇALVES, 2019; VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

Figura 30 – Comportamento típico da velocidade em ponto fixo de um escoamento turbulento.



Fonte: Versteeg e Malalasekera (2007).

Para a obtenção das equações RANS, a equação de Navier-Stokes (Equação 16) é reescrita novamente para melhor compreensão:

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (16)$$

Reescreve-se o termo convectivo da Equação 16 na forma conservativa a fim de simplificar a medição no tempo:

$$u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j) \quad (18)$$

Combinando as Equações 16 e 18, a equação de Navier-Stokes pode ser expressa por:

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (19)$$

Considerando a medição das propriedades médias no tempo, obtém-se as equações Navier-Stokes com média de Reynolds (RANS) para o escoamento considerado incompressível, conforme as Equações 20 e 21.

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (20)$$

$$\rho \frac{\partial U_i}{\partial t} + \rho U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \overline{\rho u'_i u'_j} \right] \quad (21)$$

sendo o termo  $-\overline{\rho u'_i u'_j}$  conhecido como *tensor de tensões de Reynolds*. A equação da conservação da massa média de Reynolds (Equação 20) é idêntica à equação instantânea (Equação 14) no qual o parâmetro de velocidade instantânea ( $u_i$ ) é substituído pela velocidade média ( $U_i$ ) (WILCOX 2006).

O tensor de tensões de Reynolds  $-\overline{\rho u'_i u'_j}$  é um produto de termos não-lineares flutuantes que se origina dos termos advectivos da equação de quantidade de movimento (GONÇALVES, 2019). Pedreiro (2017, p. 56) enfatiza que “a adição do tensor de Reynolds resulta na possibilidade de utilização de uma malha computacional menos refinada, por não precisar resolver as escalas de turbulência”, sendo que “o aumento de variáveis implica no aumento do número de equações para resolvê-las”. Diante disso, é necessário desenvolver equações adicionais que envolvem as novas incógnitas e que modelem as tensões de Reynolds através de relações que incluam as médias temporais das variáveis do escoamento. Esse problema de fechamento do sistema de equações é resolvido pela modelagem da turbulência (GONÇALVES, 2019; VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

“A maioria dos modelos de turbulência partem da analogia existente entre as tensões de Reynolds no escoamento médio e as tensões viscosas” (PEDREIRO, 2017, p. 56). Disso, as tensões devido à turbulência aumentam à medida que as velocidades flutuantes do escoamento aumentam, o que resulta no aumento da taxa média de deformação do fluido e que, segundo a

hipótese de Boussinesq<sup>4</sup>, o tensor de Reynolds é proporcional à taxa média de deformações do escoamento médio (PEDREIRO, 2017; WILCOX, 2006), conforme Equação 22.

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (22)$$

onde,  $\mu_t$  representa a viscosidade turbulenta dinâmica;  $\delta_{ij}$  o delta de Kronecker, em que  $\delta_{ij} = 1$  se  $i = j$  e  $\delta_{ij} = 0$  se  $i \neq j$ ; e  $k$  representa a energia cinética turbulenta por unidade de massa, dada pela Equação 23.

$$k = \frac{1}{2} \left( \overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2} \right) \quad (23)$$

Através da hipótese de Boussinesq, os tensores de tensões de Reynolds relacionam-se com a viscosidade turbulenta e com a energia cinética turbulenta, as quais devem ser modeladas (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). Neste trabalho, utilizou-se o modelo de turbulência  $k-\omega$  SST.

#### 2.6.5 Modelo de turbulência $k-\omega$ SST

Menter (1994) propôs o modelo de turbulência  $k-\omega$  SST (*Shear-Stress Transport*) com intuito de obter um modelo mais preciso do que os modelos de duas equações existentes, especialmente em simulações de escoamentos no qual apresentam regiões com gradientes de pressão adversos e separação da camada limite. Diante disso, Menter (1994) sugere um modelo híbrido que combina dois modelos de turbulência: *i*) o modelo  $k-\varepsilon$ , que prediz com uma boa aproximação escoamentos distantes da parede, mas que possui um desempenho insatisfatório em regiões da camada limite com gradientes adversos de pressão; *ii*) e o modelo  $k-\omega$  que apresenta bom desempenho para os escoamentos dentro da camada limite com moderados gradientes de pressão, mas apresenta sensibilidade com relação aos valores das taxas de dissipação específicas ( $\omega$ ) em regiões de corrente livre (GONÇALVES, 2019; VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

---

<sup>4</sup> A hipótese proposta por Boussinesq, em 1877, baseia-se em uma analogia entre as tensões turbulentas e viscosas do escoamento laminar, onde assume-se que as tensões turbulentas são proporcionais ao gradiente de velocidade média do escoamento e o coeficiente de proporcionalidade é chamado de viscosidade turbulenta (WILCOX, 2006).

O modelo  $k$ - $\omega$  SST apresenta a relação  $\omega = k/\varepsilon$  (sendo  $\varepsilon$  denotando a taxa de dissipação viscosa), em que a formulação para a equação de  $k$  e  $\omega$  são semelhantes ao do modelo  $k$ - $\omega$  padrão (GONÇALVES, 2019; MENTER; KUNTZ; LANGTRY, 2003), como apresentado pelas Equações 24 e 25.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} = \tilde{P}_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (24)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} = \alpha \rho S_t^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (25)$$

onde,  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\beta^*$ ,  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\omega$  e  $\sigma_{\omega 2}$  representam as constantes do modelo de turbulência;  $F_1$  representa uma função de mistura;  $S_t$  denota a taxa de deformação e  $\tilde{P}_k$  denota o termo de produção de energia cinética turbulenta contendo um limitador no qual evita o acúmulo de turbulência em regiões de estagnação (MENTER; KUNTZ; LANGTRY, 2003), conforme Equação 26.

$$\tilde{P}_k = \min(P_k, 10\beta^* \rho k \omega) \rightarrow P_k = \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (26)$$

A função de mistura  $F_1$  é definida por

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500 \nu_t}{y^2 \omega} \right), \frac{4 \rho \sigma_{\omega 2} k}{y^2 CD_{k\omega}} \right] \right\}^4 \right\} \quad (27)$$

onde, a variável  $y$  corresponde à distância em relação a uma superfície mais próxima;  $\nu_t$  representa a viscosidade cinética turbulenta; e  $CD_{k\omega}$  representa parte positiva do termo de difusão cruzada, dada pela Equação 28.

$$CD_{k\omega} = \max \left( 2 \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (28)$$

Ainda, a viscosidade cinética turbulenta é definida por

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, S_t F_2)} \quad (29)$$

onde  $a_1$  representa uma constante do modelo e  $F_2$  representa uma segunda função de mistura, dada pela Equação 30.

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[ \max \left( \frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500 v_t}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\} \quad (30)$$

As constantes do modelo de turbulência  $k-\omega$  SST são computadas através de uma combinação das constantes dos modelos  $k-\varepsilon$  e  $k-\omega$  (GONÇALVES, 2019). Para uma constante qualquer  $\phi$ , a combinação é dada por:

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad (31)$$

Os valores das constantes para o modelo de turbulência  $k-\omega$  SST são (MENTER; KUNTZ; LANGTRY, 2003):

$$\begin{aligned} \beta^* &= 0,09 & \alpha_1 &= \frac{5}{9} & \beta_1 &= \frac{3}{40} & \sigma_{k1} &= 0,85 & \sigma_{\omega1} &= 0,5 \\ \alpha_2 &= 0,44 & \beta_2 &= 0,0828 & \sigma_{k2} &= 1 & \sigma_{\omega2} &= 0,856 \end{aligned}$$

Menter (1994) comparou resultados numéricos obtidos a partir do modelo  $k-\omega$  SST com resultados experimentais e conclui que o modelo possui a capacidade de prever com precisão a separação induzida por gradientes de pressão e a interação entre regiões viscosa/invíscida; e, portanto, pode ser o modelo escolhido para aplicações aerodinâmicas.

A distância adimensional  $y^+$  que relaciona a distância do primeiro elemento de malha fora da parede, uma velocidade de referência e a viscosidade do fluido é dada pela Equação 32.

$$y^+ = \frac{y u^*}{\nu} \quad (32)$$



As forças de sustentação e arrasto, agindo em um determinado raio  $r$  da pá, são dados pelas Equações 33 e 34; que consideram implicitamente as características aerodinâmicas e geométricas das pás.

$$dL = \frac{1}{2} \rho W_1^2 c_l c dr \quad (33)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho W_1^2 c_d c dr \quad (34)$$

onde,  $W_1$  denota a velocidade relativa ao perfil aerodinâmico em um determinado raio  $r$ , e pode ser obtida pela Equação 35.

$$W_1 = \sqrt{(V_\infty + v_a)^2 + (\omega r - v_t)^2} \quad (35)$$

onde,  $v_a$  e  $v_t$  denotam as velocidades axial e tangencial induzidas, respectivamente.

A força de tração é obtida a partir das forças de sustentação e arrasto,

$$dT = dL \cos \phi_1 - dD \sin \phi_1 \quad (36)$$

onde o ângulo  $\phi_1$ , formado entre a velocidade local para uma determinada seção da pá e o plano do disco, é dado pela Equação 37.

$$\phi_1 = \arctan\left(\frac{V_\infty + v_a}{\omega r + v_t}\right) \quad (37)$$

Combinando as Equações 33, 34 e 36, obtém-se a relação para a força de tração local, conforme Equação 38. Para a força de tração total sobre o disco atuador, deve-se integrá-la

$$dT = \frac{1}{2} \rho W_1^2 c (c_l \cos \phi_1 - c_d \sin \phi_1) dr \quad (38)$$

O acréscimo de pressão no disco atuador é relacionado com a tração local da hélice produzida por unidade de área do disco, através da Equação 39.



$$\Delta p = \frac{NdT}{2\pi r dr} = \frac{N}{4\pi r} \rho W_1^2 c (c_l \cos \phi_1 - c_d \sin \phi_1) \quad (39)$$

onde,  $N$  denota o número de pás.

Já o acréscimo da velocidade tangencial induzida é dada pela Equação 40.

$$\Delta v_t = \text{sign}(\omega, 1) \frac{NdT}{4\pi r V_1} W_1^2 c (c_l \sin \phi_1 + c_d \cos \phi_1) \quad (40)$$

Para modelos de disco atuador analíticos, é importante calcular a velocidade axial induzida  $v_a$ , e assim, a velocidade axial sobre o disco atuador ( $V_1$ ) pode ser calculada. Enquanto nos modelos utilizados em CFD, desde que a velocidade axial se mantenha contínua, a velocidade  $V_1$  sobre o disco atuador é igual ao valor da célula da malha adjacente à montante. Disso, o cálculo de  $v_a$  pode ser negligenciado e o problema é então simplificado (LI; LU; DENG, 2014).

De acordo com Li, Lu e Deng (2014), a velocidade tangencial induzida  $v_t$  sobre o disco atuador é a metade da velocidade da velocidade tangencial induzida no *slipstream*, desde que o acréscimo de  $v_t$  mantenha-se axialmente constante após a hélice. Com isso, o valor de  $v_t$  atrás do disco atuador pode ser utilizado para calcular  $v_t$  sobre o disco.

Por fim, a velocidade radial induzida  $v_r$  é negligenciada no modelo, por analisar o escoamento bidimensional em cada seção de pá ao longo do raio; e são irrelevantes para o escoamento aerodinâmico das pás, de acordo com estudos experimentais realizados por Glauert (1935). A velocidade radial induzida próxima à ponta da pá pode ser tratada como perdas de ponta de pá (LI; LU; DENG, 2014).

As perdas de ponta de pá se dão devido à formação de vórtices nas pontas das pás, que reduzem gradualmente a geração de sustentação nessa região. O método de correção de perda de ponta de pá é baseado na teoria desenvolvida por Prandtl e aplicado em estudos realizados por Glauert (1935), que considera um fator de correção  $F$  sobre o campo de velocidade tangencial. Com isso, a velocidade tangencial corrigida é dada pela Equação 41.

$$\Delta v'_t = F \Delta v_t \quad (41)$$

Sendo o fator de correção  $F$  dado como uma função cosseno, pela Equação 42.

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} e^{-\frac{N_p(R_p-r)}{2R_p \sin\phi_1}} \quad (42)$$

onde,  $R_p$  denota o raio total do disco.

Li, Lu e Deng (2014) comparam resultados experimentais e numéricos para uma hélice com perfil aerodinâmico Clark Y, velocidade do escoamento de 30 m/s e rotações de 2420 rpm e 3200 rpm. Neste caso, foi utilizado o método numérico de disco atuador baseado na teoria do elemento de pá. Os autores demonstraram que o desvio dos resultados para tração e torque, obtidos numericamente, é menor que 4% quando comparado com resultados experimentais. Este resultado evidencia a efetividade do modelo de disco atuador baseado na teoria do elemento de pá.

Para a configuração do modelo de disco atuador baseado na teoria do elemento de pá, no programa *STAR-CCM+*, é necessário descrever as características aerodinâmicas das pás por meio de dados sobre as curvas de sustentação e polar de arrasto do perfil aerodinâmico médio. Além das características geométricas da hélice, como por exemplo, o raio do cubo de hélice, o raio externo da pá e as distribuições radial da corda e do ângulo de pá (para obter a distribuição de torção). Ainda, o *solver* do *STAR-CCM+* possui um algoritmo implementado para o controle de tração e/ou torque, no qual o ângulo de passo da pá é alterado para obter a tração e/ou torque especificado (*STAR-CCM+*, 2019).

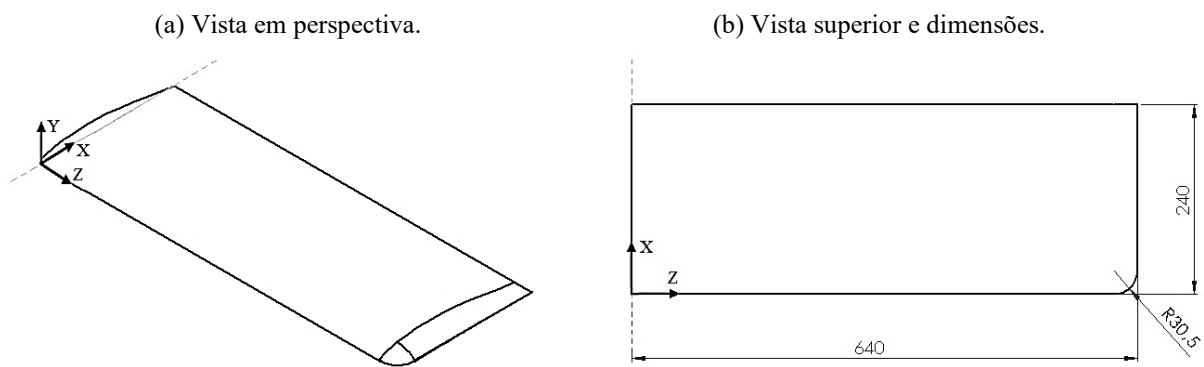
### 3 METODOLOGIA

O intuito dessa seção é apresentar a metodologia utilizada na análise numérica do presente. Sendo assim, a seguir são apresentadas as características geométricas do modelo de asa e sua propulsão, bem como informações pertinentes aos procedimentos adotados no presente estudo numérico.

#### 3.1 Características geométricas da asa e da propulsão

A asa base para os estudos numéricos do conceito de propulsão distribuída é baseada no modelo PROWIM (VELDHUIS, 2005); e consiste em uma asa sem torção, sem enflechamento, de baixo alongamento ( $AR = 5,33$ ), de corda constante ( $c = 240$  mm) e perfil aerodinâmico simétrico (NACA 64<sub>2</sub>-A015), conforme apresentada pela Figura 32.

Figura 32 – Asa base (dimensões em milímetros).

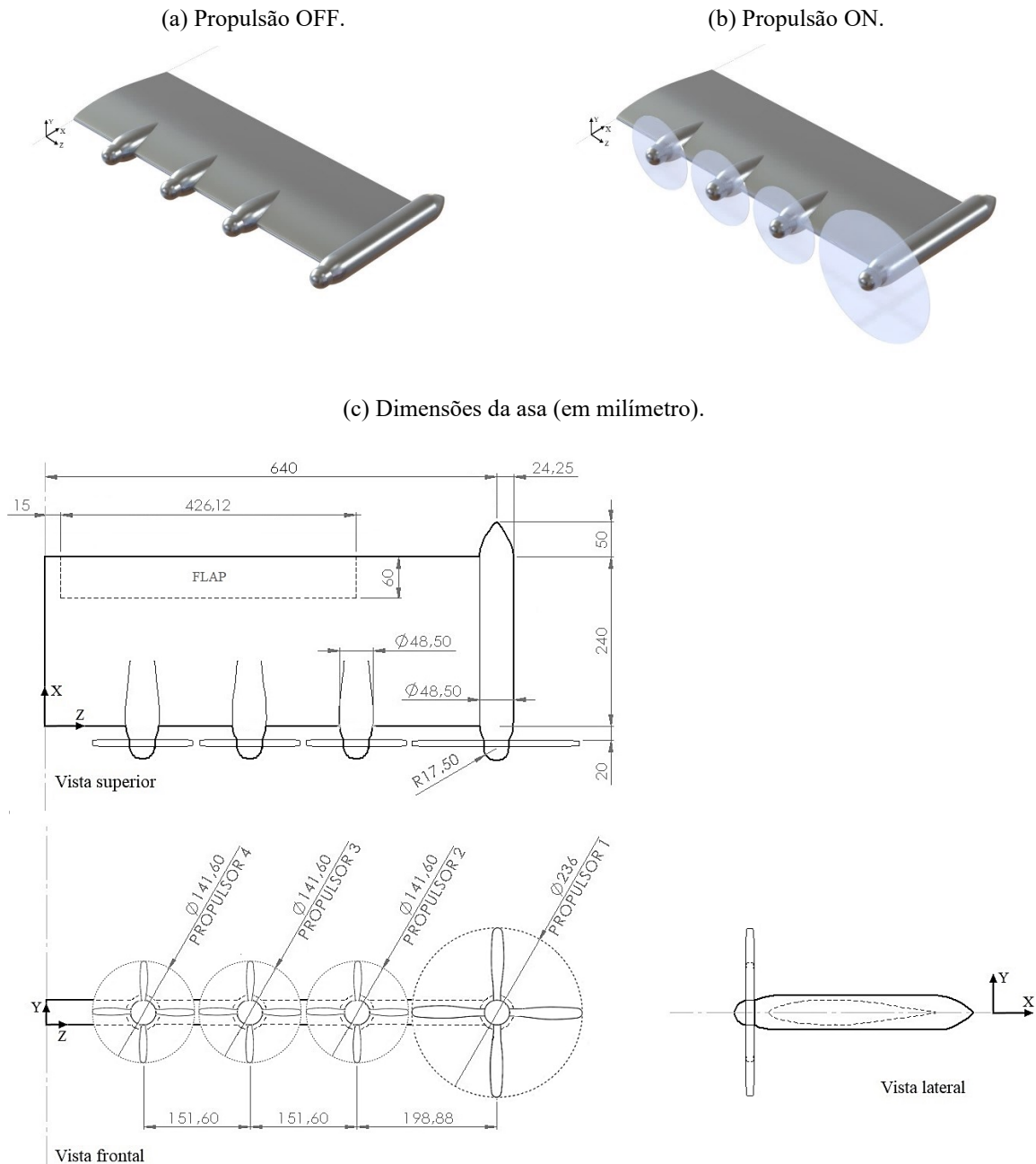


Fonte: Autor.

A partir da asa base são adicionados propulsores e suas respectivas naceles distribuídas ao longo da envergadura e na ponta de asa, na configuração *tractor*, como demonstrado pela Figura 33. Por questão didática, o autor denomina a asa contendo a propulsão distribuída pela abreviatura DEPWIM – *Distributed Electric Propulsion Wing Interference Model*.

As Figuras 33-a e 33-b apresentam a asa DEPWIM nas configurações considerando a propulsão desligada (OFF) e propulsão ligada (ON), respectivamente, e suas dimensões podem ser observadas na Figura 33-c.

Figura 33 – Asa DEPWIM.



Fonte: Autor.

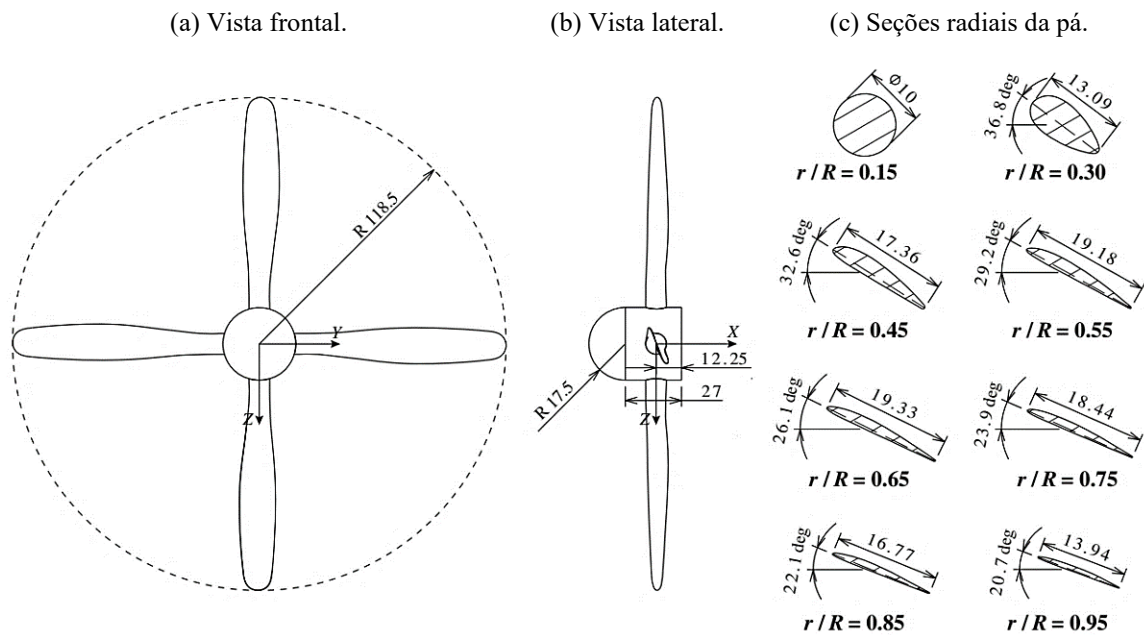
A asa DEPWIM possui quatro hélices posicionadas verticalmente com seus eixos de rotação paralelos e coincidentes com a corda ( $y_p/c = 0$ ); posicionadas longitudinalmente à uma distância  $x_p/c = 0,0833$  a montante do bordo de ataque; e o distanciamento dos propulsores e das naceles ao longo da semi-envergadura é dado para que as pontas das pás adjacentes mantenham uma distância de  $z_p/c = 0,0416$ , a fim de evitar choque entre as pás e para que a asa tenha uma região não afetada diretamente pela *slipstream* de hélices adjacentes com o intuito de observar a distribuição de pressão nesta região. O diâmetro das naceles são definidos para

alojar motores elétricos comerciais no caso de reprodução do trabalho, em trabalhos futuros, de forma experimental em túnel de vento.

As hélices possuem quatro pás cada, com perfil aerodinâmico Clark Y e são divididas em *hélice de cruzeiro*, que é a hélice montada na ponta de asa (denominada de “propulsor 1” na Figura 33-c); e *hélices distribuídas* que são as hélices ao longo da envergadura (denominadas “propulsor 2”, “propulsor 3” e “propulsor 4” na Figura 33-c).

As dimensões da hélice de cruzeiro são baseadas no modelo PROWIM (VELDHUIS, 2005) e são descritas detalhadamente por Sinnige *et al.* (2018). As informações sobre a geometria da hélice de cruzeiro e suas distribuições radiais da corda e do ângulo de pá, podem ser observadas detalhadamente pelas Figuras 34 e 35, respectivamente.

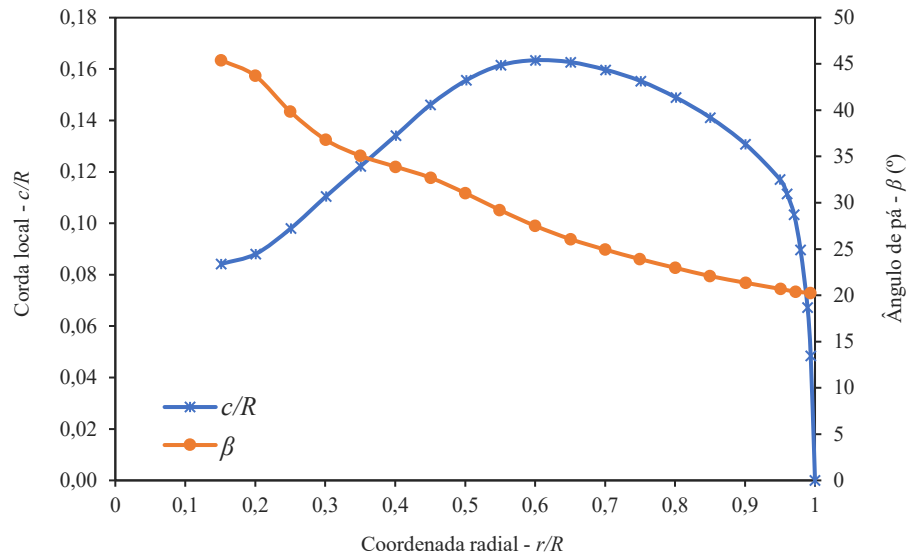
Figura 34 – Dimensões da hélice de cruzeiro (em milímetro).



Fonte: Sinnige *et al.* (2018).

Para as hélices distribuídas, considera-se uma escala de 60% do raio externo da pá, em relação à hélice de cruzeiro. Decidiu-se pela hélice de cruzeiro ser maior do que as hélices distribuídas para que a hélice de cruzeiro tenha maiores interações com os vórtices de ponta de asa. As distribuições radiais da corda e do ângulo de pá também reduzirão na mesma proporção, já que as dimensões estão normalizadas em função do raio através da Figura 35. Os dados da propulsão são fundamentais para configurar o modelo de disco atuador no programa de fluidodinâmica computacional.

Figura 35 – Distribuições radiais da corda e do ângulo de pá das hélices.



Fonte: Sinnige *et al.* (2018).

### 3.2 Domínio computacional

O domínio computacional para o estudo numérico da asa DEPWIM e suas respectivas dimensões podem ser observados pela Figura 36.

As dimensões foram definidas de forma que o campo de escoamento em torno do corpo não seja influenciado pelas fronteiras do domínio. A maior distância do domínio à jusante da asa foi definido para que a esteira de vórtices que deixa a asa possa desenvolver-se.

Figura 36 – Dimensões do domínio computacional (normalizadas em função da corda).

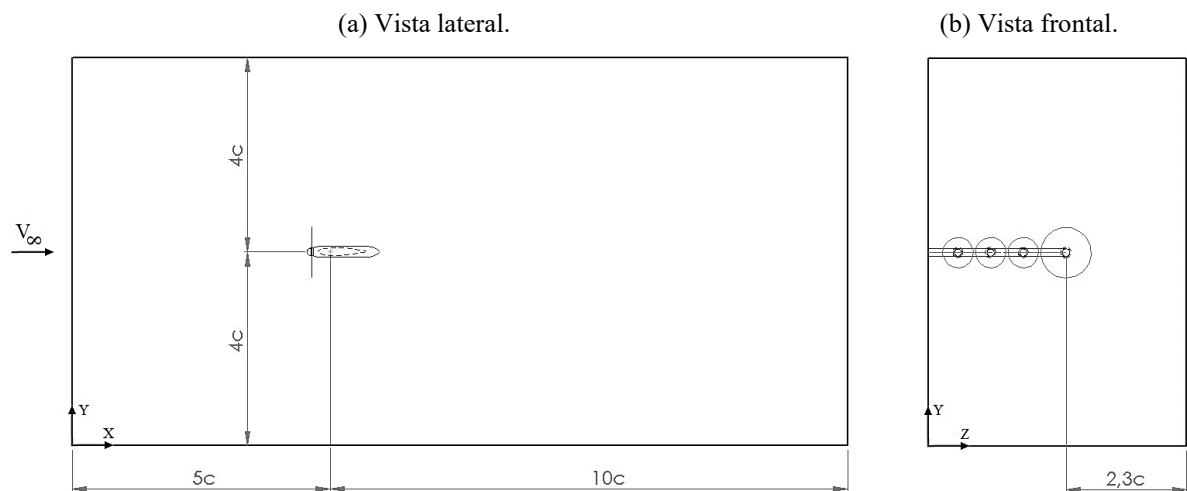
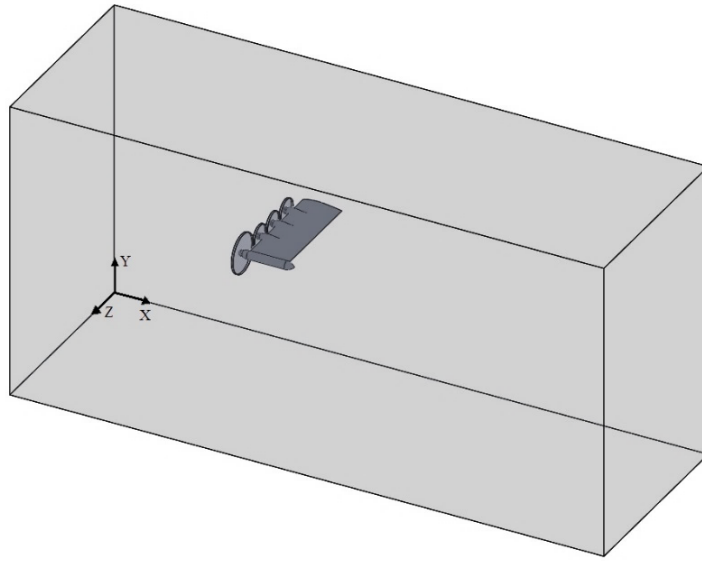


Figura 36 – (continuação).

(c) Vista em perspectiva.



Fonte: Autor.

### 3.3 Malha

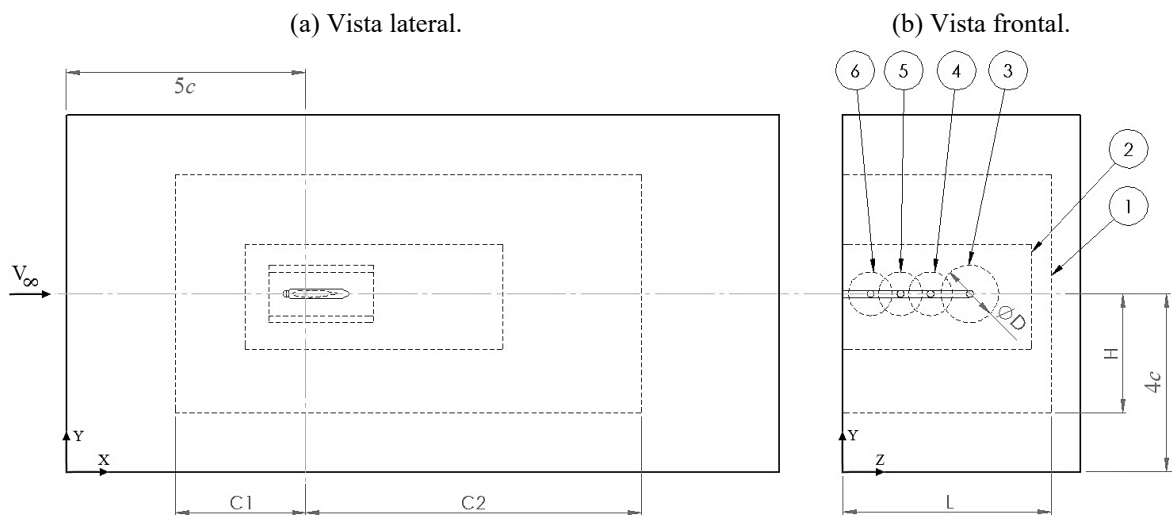
Para uma análise bem detalhada do campo de escoamento, necessita-se de uma malha refinada em nível adequado. Entretanto, um refinamento total do domínio torna-se inviável pelo aumento desnecessário da quantidade de elementos da malha em regiões distantes do corpo e, conseqüentemente, um grande aumento do custo computacional. Como estratégia para manter um equilíbrio entre o refinamento da malha e o custo computacional, refina-se regiões do domínio que são importantes na análise aerodinâmica de uma asa. Tais regiões são:

- a) **Região no entorno próximo à asa.** Com intuito de obter uma transição suave do tamanho da malha (*smoothness*) e para melhor desenvolvimento da esteira de turbulência e dos vórtices que deixam a mesma;
- b) **Superfície da asa.** A fim de melhorar a solução numérica do escoamento e com o intuito de obter fielmente as propriedades aerodinâmicas sobre o corpo;
- c) **Região do escoamento próximo e normal à superfície da asa.** No intuito de reproduzir os efeitos de gradientes de pressão devido a presença da camada limite. Além de obter faixas de valores para  $y^+$  exigido pelo modelo de turbulência  $k-\omega$  SST;

- d) **Campo de escoamento do disco atuador.** Para obter uma boa resolução do disco atuador e uma melhor previsão do campo de escoamento nas regiões da asa afetada pela propulsão.

Desta forma, a Figura 37 apresenta os volumes de refinamento da malha, representados pelas linhas tracejadas e indicados pela numeração dos balões. Cada volume de refinamento está dimensionado por seu respectivo comprimento  $C1 + C2$  (comprimentos em relação à uma referência posicionada à  $0,25c$  na corda da asa, a partir do bordo de ataque), largura  $L$  e altura  $2H$  (ou diâmetro  $D$  no caso dos discos). A Tabela 3 apresenta as dimensões para cada volume de refinamento, normalizados em função da corda  $c$ .

Figura 37 – Volumes de refinamento da malha (linhas tracejadas).



Fonte: Autor.

Tabela 3 – Dimensões dos volumes de refinamento da malha (normalizadas em função da corda).

Volume de refinamento	Dimensões			
	$C1$	$C2$	$L$	$H$ ou $D$
1	$2,7c$	$7,0c$	$4,4c$	$2,5c$
2	$1,3c$	$4,1c$	$4,0c$	$1,1c$
3	$0,8c$	$1,4c$	-	$1,2c$
4	$0,8c$	$1,4c$	-	$0,9c$
5	$0,8c$	$1,4c$	-	$0,9c$
6	$0,8c$	$1,4c$	-	$0,9c$

Fonte: Autor.



Para reduzir suficientemente os erros numéricos devido ao tamanho da malha, é recomendado por ASME (2009) a realização do estudo de independência de malha: refina-se a malha até que parâmetros de verificação não alterarem de forma significativa entre diferentes níveis de refinamento. No caso de um escoamento aerodinâmico sobre uma asa, normalmente considera-se como parâmetro de verificação o  $C_L$  e o  $C_D$ . No estudo de independência de malha, inicia-se uma malha com um comprimento característico de referência ( $h_n$ ), e para cada nível de refinamento ( $h_{n+1}$ ), o comprimento característico é reduzido por um fator  $f = \sqrt{2}$ . Para o presente trabalho, o teste de independência de malha é demonstrado na validação dos métodos numéricos, Subseção 4.1.1.

Todas as dimensões referentes ao tamanho dos elementos de malha foram normalizados em função de um comprimento característico  $h_n$ . Isso auxilia no refinamento da malha, pois ao se reduzir o valor de  $h_n$ , toda malha é refinada nas devidas proporções definidas pelo usuário. A Tabela 4 apresenta os respectivos tamanhos dos elementos de malha utilizadas nas regiões de refinamento apresentadas anteriormente.

Tabela 4 – Tamanho dos elementos de malha para as diferentes regiões (normalizadas em função de  $h_n$ ).

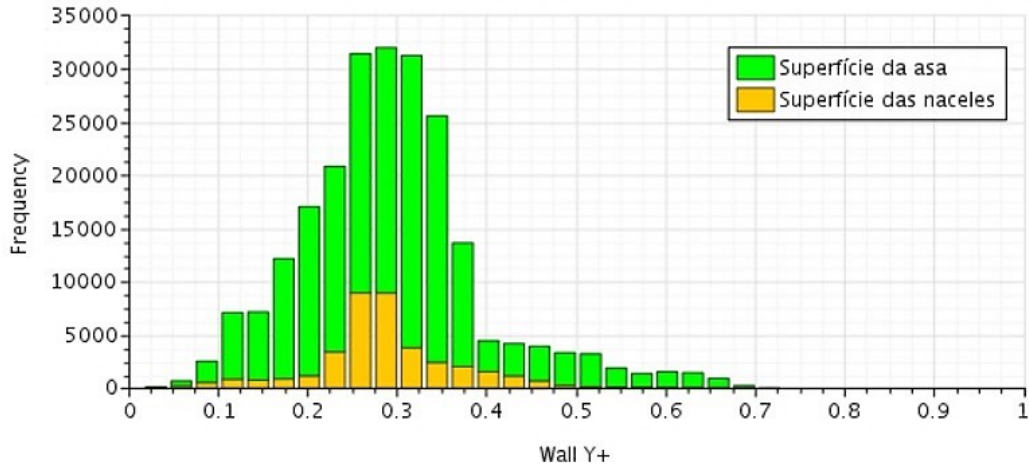
Local	Tamanho dos elementos de malha	
	Mínimo	Máximo
Regiões mais externas do domínio	$0,25h_n$	$0,60h_n$
Volume de refinamento 1	$0,23h_n$	$0,23h_n$
Volume de refinamento 2	$0,09h_n$	$0,09h_n$
Volume de refinamento 3	$0,033h_n$	$0,033h_n$
Volume de refinamento 4	$0,033h_n$	$0,033h_n$
Volume de refinamento 5	$0,033h_n$	$0,033h_n$
Volume de refinamento 6	$0,033h_n$	$0,033h_n$
Superfície da asa	$0,0019h_n$	$0,0124h_n$

Fonte: Autor.

Além da redução do tamanho dos elementos na superfície da asa, também são utilizadas camadas de prismas acima da superfície a fim de refinar a malha nas regiões da camada limite. Camadas de prismas são extrusões dos elementos superficiais na direção normal à superfície, resultando em camadas de elementos e que apresentam características de uma malha estruturada. Nesta malha, foram utilizadas 28 camadas de prisma, com espessura normalizada de  $0,031h_n$  (baseado na espessura da camada limite turbulenta para uma placa plana) e com fator de expansão de 1,3. Além disso, definiu-se a altura do primeiro elemento prismático após

a superfície de  $5,5 \times 10^{-6}$  m, no intuito de obter os valores ideais de  $y^+$ . A Figura 38 apresenta o histograma dos valores  $y^+$  de sobre a superfície da asa; nota-se que os valores de  $y^+$  estão na faixa de valores aceitáveis para o modelo de turbulência  $k-\omega$  SST ( $y^+ < 2$ ).

Figura 38 – Histograma dos valores de  $y^+$ .



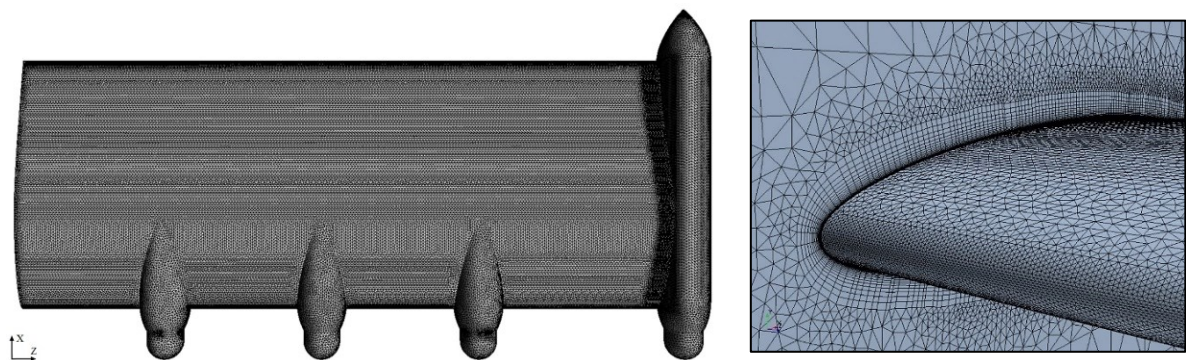
Fonte: Autor.

A geração da malha computacional foi realizada através do programa *STAR-CCM+*. A malha na superfície da asa e as camadas de prismas podem ser observadas através da Figura 39.

Figura 39 – Malha na superfície da asa.

(a) Malha na superfície da asa.

(b) Detalhe para as camadas de prisma.

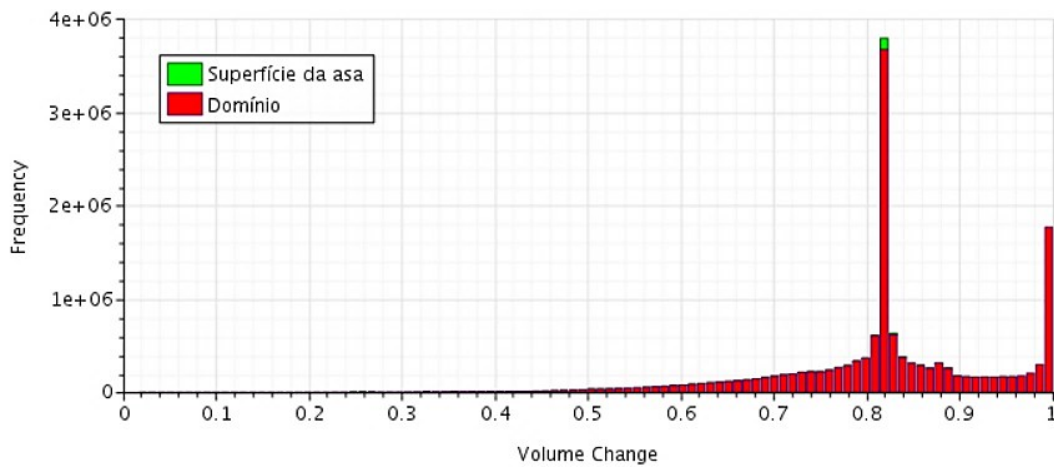


Fonte: Autor.

Para evitar erros numéricos e obter boa convergência da solução, existem alguns critérios de avaliação da qualidade de malha, que é dada devido às características das suas células e faces. Para a presente malha, os critérios mais importantes são:

- a) **Razão de volume (*volume change ratio*)**. Consiste em uma métrica da variação de volume que descreve a proporção entre o volume de uma célula com relação às maiores células da vizinhança. Grandes variações de volume podem causar potencial imprecisões e instabilidades durante o processamento numérico. Valores de 1,0 indicam que a célula tem o volume igual ou superior do que seus vizinhos, sendo que valores menores que 0,01 consideradas células ruins (STAR-CCM+, 2019). A Figura 40 apresenta o histograma para a razão de volume da malha, indicando boa qualidade de malha para esse critério.

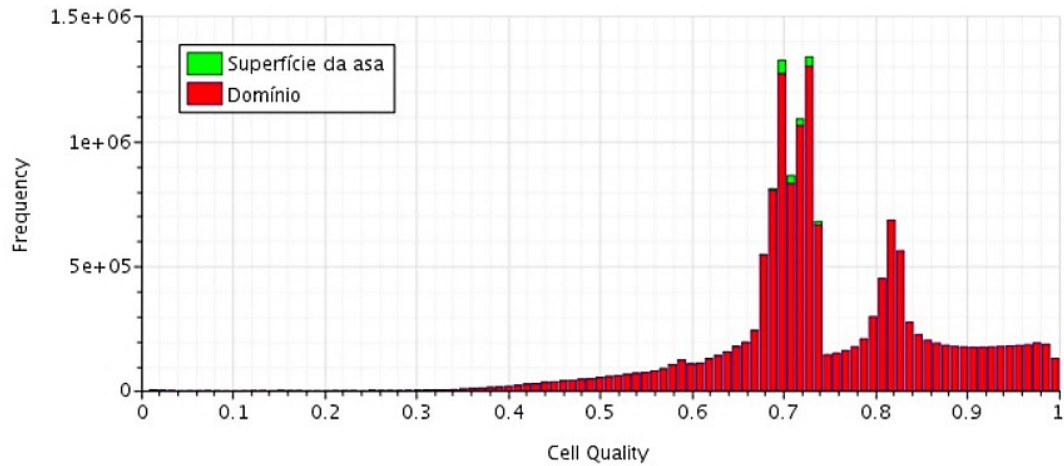
Figura 40 – Histograma da razão de volume.



Fonte: Autor.

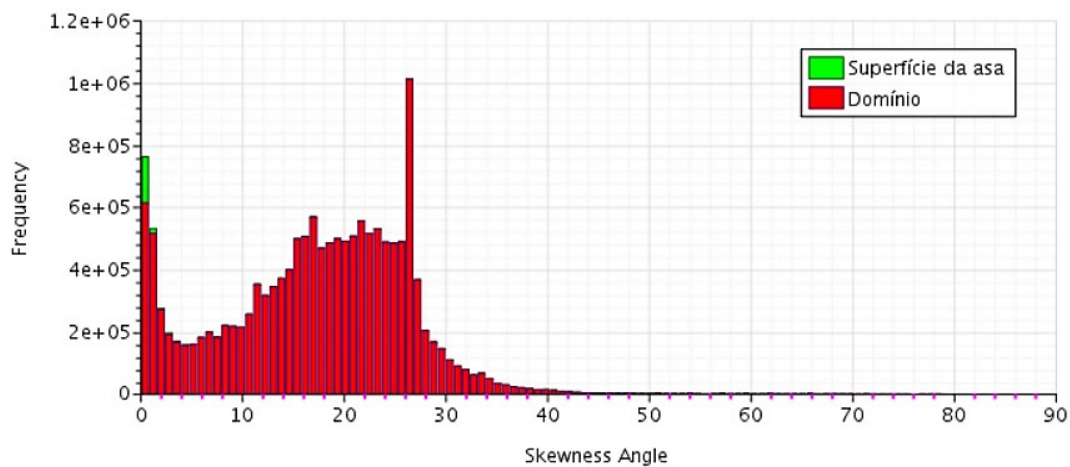
- b) **Qualidade de célula (*cell quality*)**. Consiste em uma métrica baseado em cálculos de gradientes nas células; sendo uma função da distribuição geométrica relativa dos centroides das células em relação aos centroides das faces da vizinhança, também é uma função da orientação das faces da célula. Qualidades razoavelmente baixas podem fornecer uma solução válida, porém podem afetar a estabilidade e a precisão da solução numérica. Valores de qualidade igual a 1,0 indicam uma célula perfeita e próximo de 0,0 para uma célula degradada (STAR-CCM+, 2019). A Figura 41 apresenta o histograma da qualidade de célula para a malha, indicando boa qualidade de malha para esse critério.

Figura 41 – Histograma da qualidade de célula.



Fonte: Autor.

- c) **Ângulo de assimetria (*cell skewness angle*)**. Consiste em uma métrica para analisar se as células dos dois lados de uma mesma face são formadas de maneira a permitir a difusão das quantidades físicas, sem torná-las limitadas. Ângulo igual a  $0,0^\circ$  indica uma malha perfeitamente ortogonal, sendo ângulos maiores que  $85^\circ$  consideradas células ruins. Ângulos de  $90^\circ$  ou maiores causam problemas nos termos difusivos das variáveis escalares de transporte, causando redução da precisão nos cálculos de difusão (STAR-CCM+, 2019). A Figura 42 apresenta o histograma do ângulo *skewness* para a malha, indicando boa qualidade de malha para esse critério.

Figura 42 – Histograma do ângulo *skewness*.

Fonte: Autor.

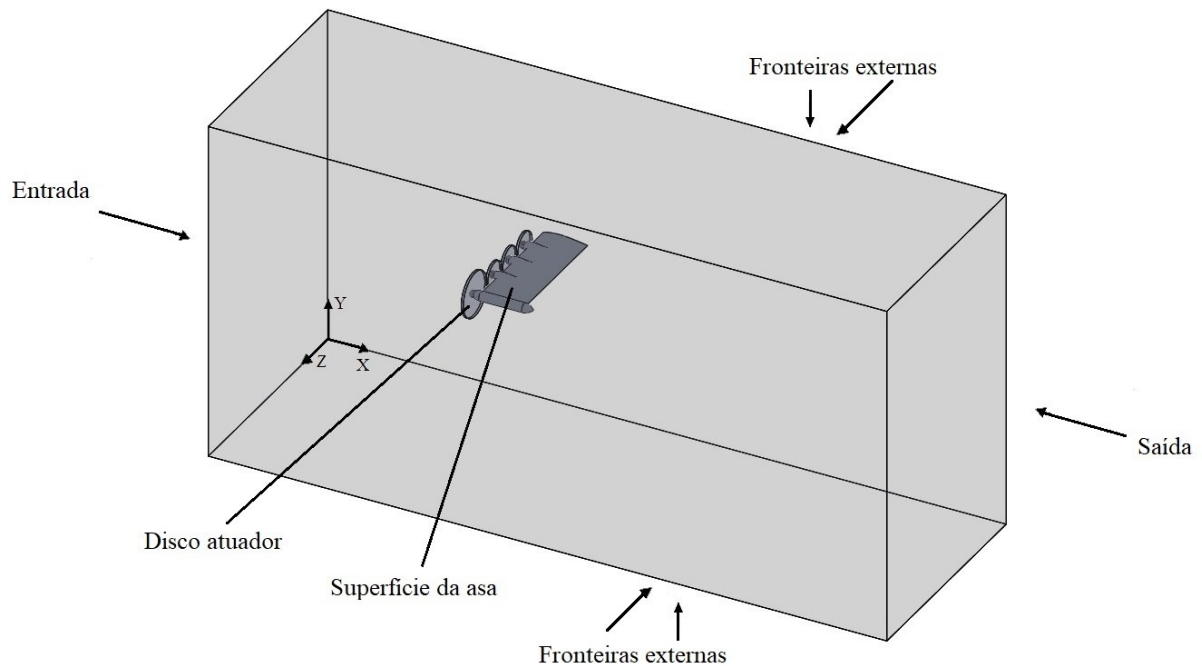
### 3.4 Condições de contorno

Em análises de fluidodinâmica computacional, deve-se configurar as condições de contorno do escoamento e da propulsão, bem como especificar os métodos de solução numérica.

Referente às condições de contorno do domínio, as condições de entrada e saída do domínio foram definidas como *velocidade de entrada* e *pressão de saída*, respectivamente, sendo que a velocidade de entrada foi definida para a possibilidade de reproduzir o estudo numérico, como sugestão de trabalho futuro, sob condições de similaridade possíveis de serem obtidas experimentalmente através de ensaios em túnel de vento no laboratório de aerodinâmica experimental (LAExp) da Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG).

A superfície da asa foi definida como *condição de não-deslizamento*. Por fim, as fronteiras externas foram definidas como *condição de simetria*, pois considera os gradientes de qualquer variável e a velocidade, normais à fronteira, sendo nula; além de considerar as tensões de cisalhamento, tangenciais a fronteira, também nula (STAR-CCM+, 2019). A localização das condições de contorno no domínio e suas definições físicas estão apresentadas na Figura 43 e na Tabela 5, respectivamente.

Figura 43 – Local das condições de contorno no domínio.



Fonte: Autor.

Tabela 5 – Descrição das condições de contorno.

Local	Tipo	Definição
Entrada	Velocidade	$V_x = 30 \text{ m/s}, V_y = 0, V_z = 0$
Saída	Pressão	$p_\infty = 101325 \text{ Pa}$
Superfície da asa	Condição de não-deslizamento	$V_{parede} = 0$
Fronteiras externas	Condição de simetria	$\frac{\partial \phi}{\partial \bar{n}} = 0$ (paralelo à fronteira) $\tau = 0$ (normal à fronteira)

Fonte: Autor.

A Tabela 6 apresenta as condições de referências geométricas do modelo, propriedades do fluido (ar) e as condições do escoamento, utilizadas como parâmetros de referência para o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos.

Tabela 6 – Condições de referência.

Propriedades da geometria	$S/2$	0,15365 m <sup>2</sup>
	$c$	0,240 m
Propriedades do fluido	$\rho_\infty$	1,225 kg/m <sup>3</sup>
	$\mu_\infty$	$1,8551 \times 10^{-5}$
Propriedades do escoamento	$p_\infty$	101325 Pa
	$V_\infty$	30 m/s
	$Re$	$4,75 \times 10^5$

Fonte: Autor.

Com o intuito de estudar o efeito do carregamento das pás das hélices nas características aerodinâmicas da asa, foram analisados diferentes coeficiente de tração, variando a rotação das hélices, conforme as condições da propulsão apresentadas na Tabela 7. Para a tração das hélices, definiu-se que a hélice de cruzeiro (propulsor 1) gerasse 60% da tração total e os 40% da tração restantes fossem distribuídos igualmente nas hélices internas (propulsores 2, 3 e 4). A maior tração da hélice de cruzeiro é definida pela suposição de que a hélice de cruzeiro manteria a tração requerida para uma determinada aeronave em voo de cruzeiro, sem a contribuição das hélices distribuídas.

Tabela 7 – Condições da propulsão.

	Propulsor			
	1	2	3	4
Tração (N)	8,00	2,88	2,88	2,88
$C_T = 0,28$ ( $J = 1,46$ )	87,07	145,11	145,11	145,11
Rotação (rps) $C_T = 0,21$ ( $J = 1,27$ )	100,09	166,82	166,82	166,82
$C_T = 0,09$ ( $J = 0,85$ )	149,55	249,25	249,25	249,25

Fonte: Autor.

Para a análise da distribuição de pressão e tensões de cisalhamento, alterou-se os sentidos de rotação das hélices em diferentes combinações, conforme a Tabela 8. A abreviação IU refere-se à *inboard up*, que é o sentido de rotação em que a pá de hélice sobe na região próxima à raiz da asa (região interna); de forma oposta, a abreviação ID refere-se à *inboard down*, que é o sentido de rotação em que a pá de hélice desce na região próxima à raiz da asa (região interna).

Tabela 8 – Diferentes combinações para o sentido de rotação das hélices.

Propulsor	Combinação de rotação					
	1	2	3	4	5	6
1	IU	OFF	IU	IU	IU	IU
2	IU	OFF	OFF	ID	ID	IU
3	IU	OFF	OFF	ID	IU	ID
4	IU	OFF	OFF	ID	ID	ID

Fonte: Autor.

Como exemplo, para a “combinação 1” descrita na Tabela 8, são considerados todos propulsores ativados e com o mesmo sentido de rotação (*inboard up*); para a “combinação 2” é considerado que todos os propulsores estão desligados (considerando apenas a nacele); a “combinação 3” considera a condição em que apenas o propulsor de cruzeiro está ligado. As combinações restantes são analisadas alterando os sentidos de rotação.

Por fim, demais configurações referentes aos métodos de solução numérica, discretização espacial e informações de *hardware* estão mostradas pela Tabela 9.

Tabela 9 – Métodos da solução numérica.

Dados da simulação	
Regime do escoamento	Permanente
Métodos de solução	Acoplamento pressão-velocidade: SIMPLE Método de gradiente: Hybrid LSQ-Gauss
Método de discretização	Pressão: <i>Upwind</i> de segunda ordem Velocidade: <i>Upwind</i> de segunda ordem Energia cinética turbulenta: <i>Upwind</i> de segunda ordem Taxa de dissipação específica: <i>Upwind</i> de segunda ordem
Fatores de relaxação	Pressão: 0,3 Quantidade de movimento: 0,6 Energia cinética turbulenta: 0,8 Taxa de dissipação específica: 0,8
Critério de convergência	$10^{-4}$
<i>Hardware</i>	Memória RAM: 32 GB Processador: 8 núcleos de 3,20 GHz cada

Fonte: Autor.



## 4 VALIDAÇÃO DOS MÉTODOS COMPUTACIONAIS

O intuito desta seção é apresentar a validação dos métodos computacionais, incluindo o modelo de turbulência e o modelo de disco atuador utilizados no desenvolvimento do presente estudo. Foi reproduzido, por meio da fluidodinâmica computacional, um trabalho científico disponível na literatura em que se investigou experimentalmente (em túnel de vento) a interação aerodinâmica entre propulsão e asa de baixo alongamento, conforme será apresentado na subseção seguinte. São comparadas grandezas físicas, como distribuições de pressão, além das variações dos coeficientes de sustentação e de arrasto, em função do ângulo de ataque. Também, a validação do campo de pressão gerado pelo modelo de disco atuador que representa a propulsão.

### 4.1 Modelo PROWIM

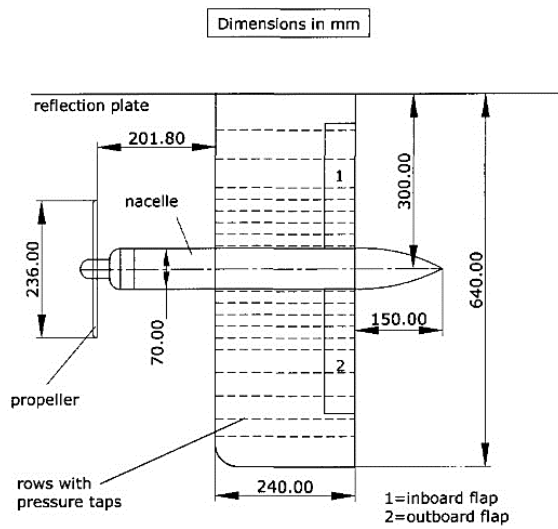
O modelo utilizado para validação dos métodos computacionais é baseado nos estudos experimentais em túnel de vento do modelo denominado PROWIM (*PROpeller Wing Interference Model*), realizado por Veldhuis (2005). O modelo PROWIM consiste em uma asa sem torção, sem enflechamento, de baixo alongamento ( $AR = 5,33$ ) e com a corda e o perfil aerodinâmico (NACA 64<sub>2</sub> - A015) constantes ao longo da envergadura. Possui um propulsor montado em uma nacele, sendo a geometria e as distribuições radiais da corda e do ângulo de pá idênticas às apresentadas pelas Figuras 34 e 35, respectivamente. A Figura 44 apresenta as dimensões geométricas do modelo PROWIM e o modelo instalado na seção de testes do túnel de vento.

Para o domínio das simulações, utiliza-se a geometria da seção de testes do túnel de vento empregado nos ensaios realizado por Veldhuis (2005). O túnel de vento possui nível de turbulência na seção de testes de 0,025% (em 40 m/s); suas dimensões e o domínio para a simulação estão ilustrados na Figura 45.

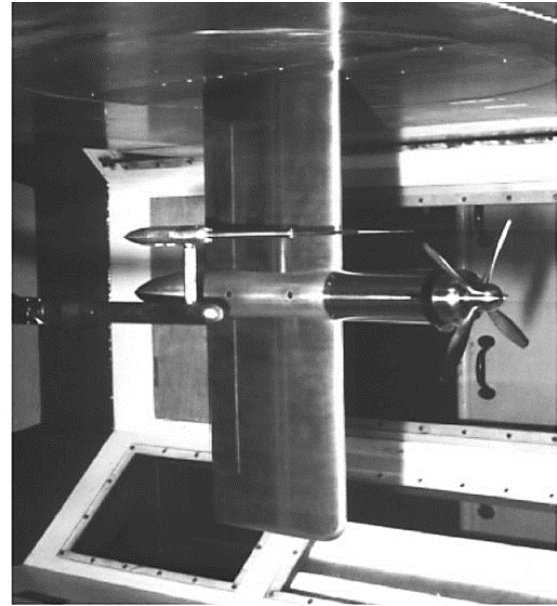
Para as condições de contorno, utiliza-se a condição de não-deslizamento nas paredes do domínio que representam as paredes do túnel de vento e na superfície do modelo PROWIM; na entrada do domínio utiliza-se condições de velocidade e na saída condições de pressão. Os parâmetros de similaridade do escoamento e da propulsão utilizados nos ensaios do modelo PROWIM são  $Re = 8,0 \times 10^5$ ,  $C_T = 0,168$  e  $J = 0,85$  (VELDHUIS, 2005).

Figura 44 – Modelo PROWIM.

(a) Dimensões do modelo.



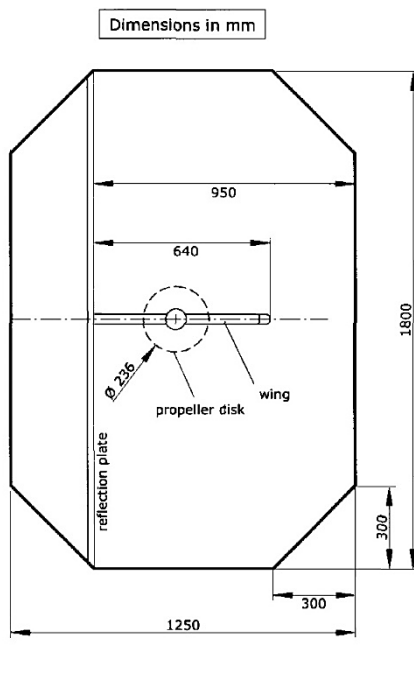
(b) Modelo na seção de teste.



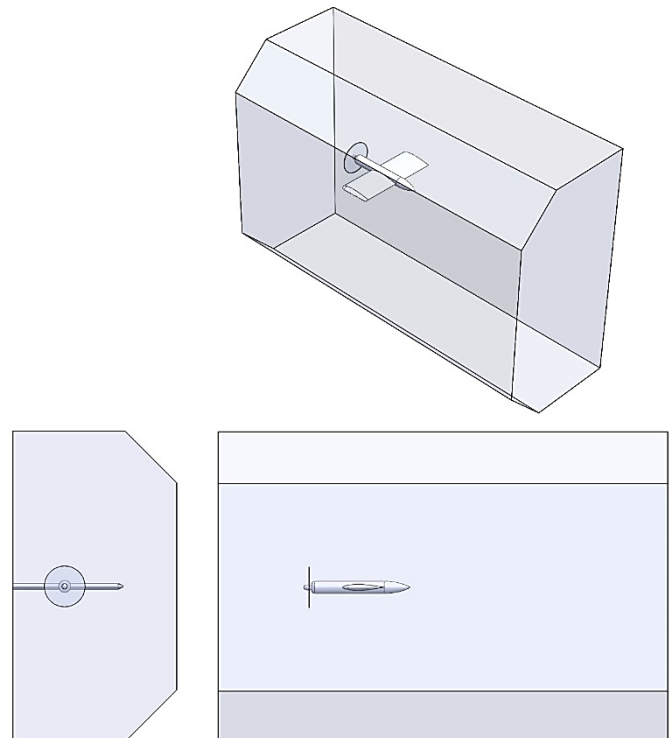
Fonte: Veldhuis (2005).

Figura 45 – Domínio das simulações para validação dos modelos computacionais.

(a) Dimensões da seção de testes.



(b) Domínio para simulação.



Fontes: (a) Veldhuis (2005); (b) Autor.

#### 4.1.1 Teste de independência de malha

A Tabela 10 apresenta os resultados obtidos para os parâmetros de verificação de independência de malha, em cada nível de refinamento, considerando o sentido de rotação IU e  $\alpha = 4,2^\circ$ .

Tabela 10 – Estudo de independência de malha.

Nível de refinamento	$C_L$	$C_D$	Diferença em relação ao nível anterior		Número de elementos	Tempo computacional por iteração (s)
			$C_L$	$C_D$		
Nível 0 ( $h_0$ )	0,300	0,0191	-	-	3170124	49,7
Nível 1 ( $h_1$ )	0,352	0,0285	17,2 %	33,0 %	5969543	90,7
Nível 2 ( $h_2$ )	0,331	0,0271	5,9 %	4,9 %	10152575	152,3
Nível 3 ( $h_3$ )	0,336	0,0275	1,5 %	1,4 %	21340579	380,8

Fonte: Autor.

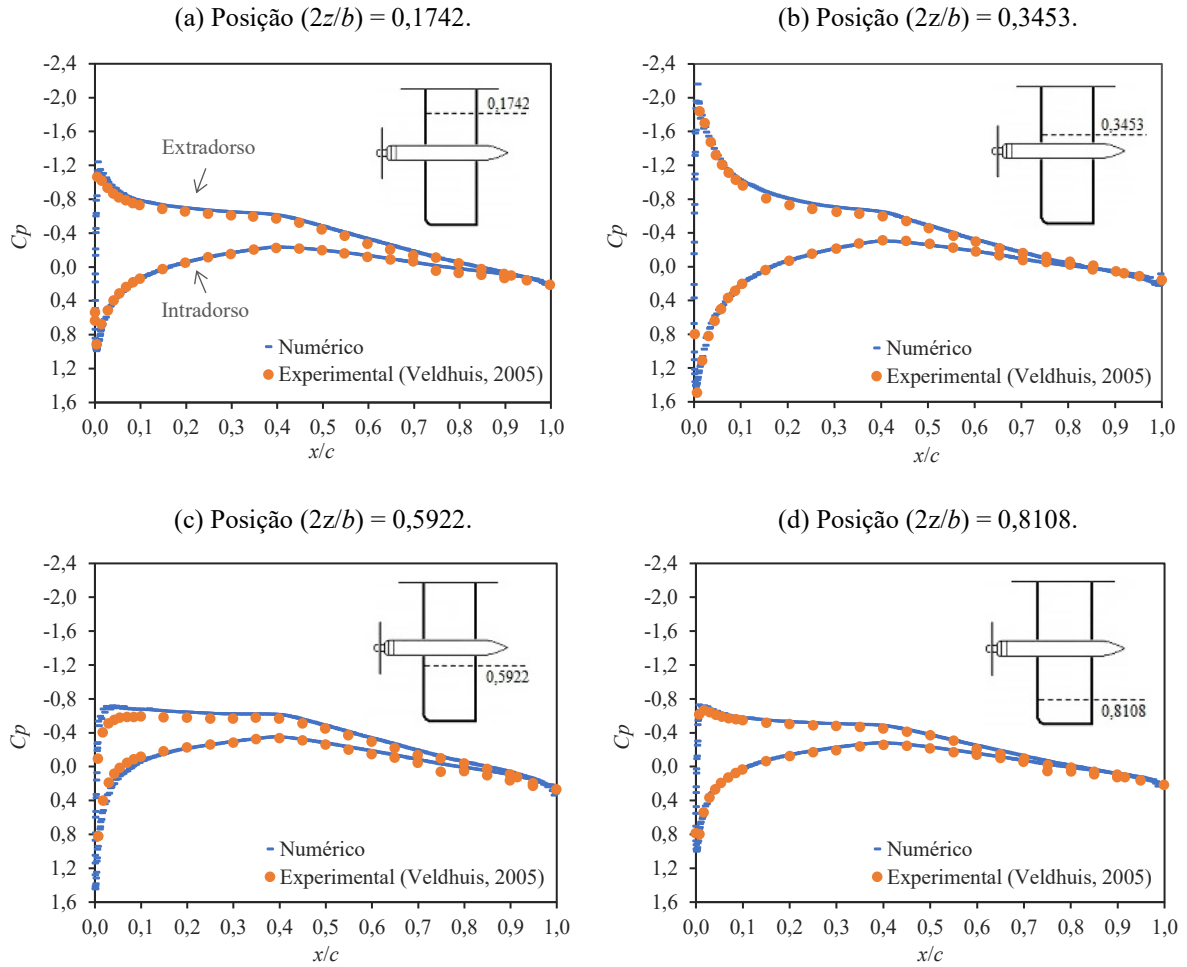
Pode-se analisar que a diferença dos valores de  $C_L$  e  $C_D$  entre os níveis de refinamento 2 e 3 são pequenas (1,5% e 1,4%, respectivamente), que o número de elementos da malha do nível 3 é 52,4% maior em relação ao nível 2 e que, conseqüentemente, exige-se um tempo computacional muito maior. Diante disso, considerou-se o emprego da malha com refinamento nível 2 para o restante das simulações realizadas no presente trabalho.

#### 4.1.2 Validação dos resultados para o modelo PROWIM

As distribuições de pressão sobre o modelo PROWIM, em diferentes posições ao longo da semi-envergadura, podem ser observadas através da Figura 46. Nota-se uma boa representação das distribuições de pressão sobre a asa obtidas pelo método numérico, incluindo as regiões da asa afetadas pelo *slipstream*.

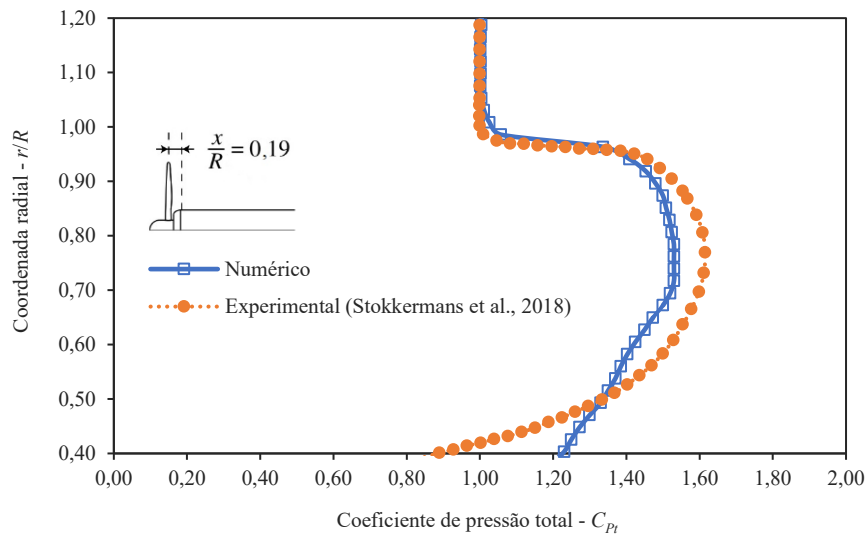
A Figura 47 apresenta a variação radial do coeficiente de pressão total ( $C_{p_t}$ ) obtido numericamente pelo modelo de disco atuador que representa a propulsão, em comparação com dados experimentais (STOKKERMANS *et al.*, 2018). O perfil de  $C_{p_t}$  obtido através do disco atuador sugere uma hélice com menor carregamento, quando comparado com dados experimentais, fornecendo uma representação razoável (limitada) do escoamento gerado pela hélice.

Figura 46 – Distribuição de pressão em diferentes regiões ao longo da semi-envergadura (Modelo PROWIM, sentido de rotação IU,  $\alpha = 4,2^\circ$ ,  $Re = 8,0 \times 10^5$  e  $J = 0,85$ ).



Fonte: Autor.

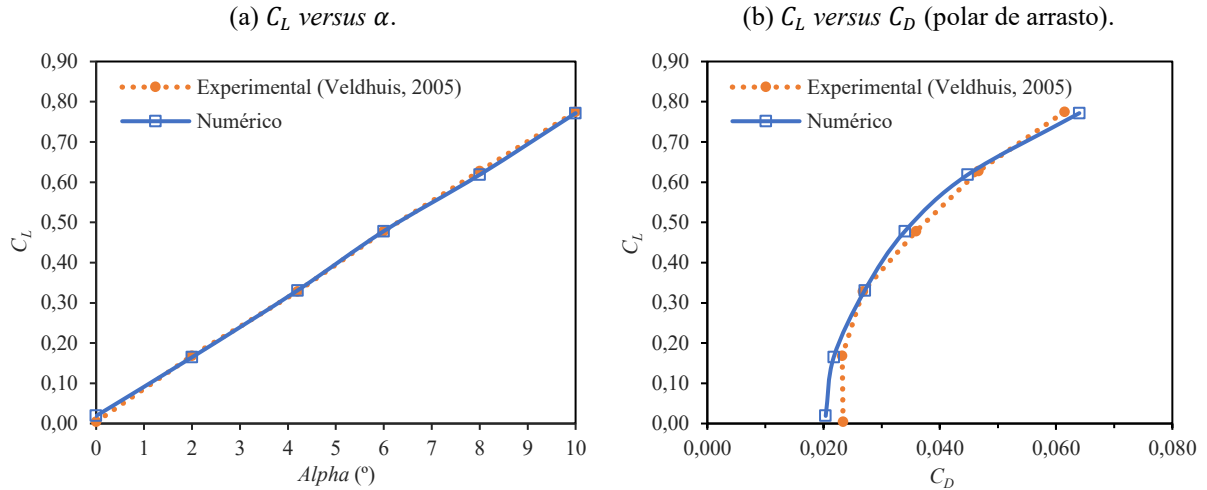
Figura 47 – Variação radial do coeficiente de pressão total.



Fonte: Autor

Por fim, a Figura 48 apresenta os gráficos  $C_L$  versus  $\alpha$  e as polares de arrasto obtidos pelo método numérico, em comparação com dados experimentais, para o modelo PROWIM.

Figura 48 – Gráficos  $C_L$  versus  $\alpha$  e polar de arrasto. Modelo PROWIM.  
(sentido de rotação IU,  $\alpha = 4,2^\circ$ ,  $Re = 8,0 \times 10^5$  e  $J = 0,85$ )



Fonte: Autor.

A comparação entre valores de  $C_L$  e  $C_D$  obtidos numericamente e através de dados experimentais, estão apresentados na Tabela 11.

Tabela 11 – Comparação entre os valores de  $C_L$  e  $C_D$  calculados numericamente e dados experimentais.

Método	$\alpha$	$C_L$	$C_D$	Diferença em relação ao experimental	
				$C_L$	$C_D$
Experimental	$4,2^\circ$	0,3287	0,0267	-	-
	$8,0^\circ$	0,6277	0,0466	-	-
Numérico	$4,2^\circ$	0,3310	0,0271	0,7 %	1,5 %
	$8,0^\circ$	0,6186	0,0448	1,4 %	3,9 %

Fonte: Autor.

Os modelos computacionais apresentaram boa representação física do escoamento sobre a asa, principalmente em baixos  $\alpha$ , em que a curva  $C_L$  é linear. Para condições próximo ao estol, pode haver maiores erros numéricos devido à complexidade do escoamento e devido às restrições de refinamento de malha impostas pelos limites computacionais disponíveis; entretanto, o comportamento de estol pode ser avaliado e comparado entre as asas.

## 5 RESULTADOS

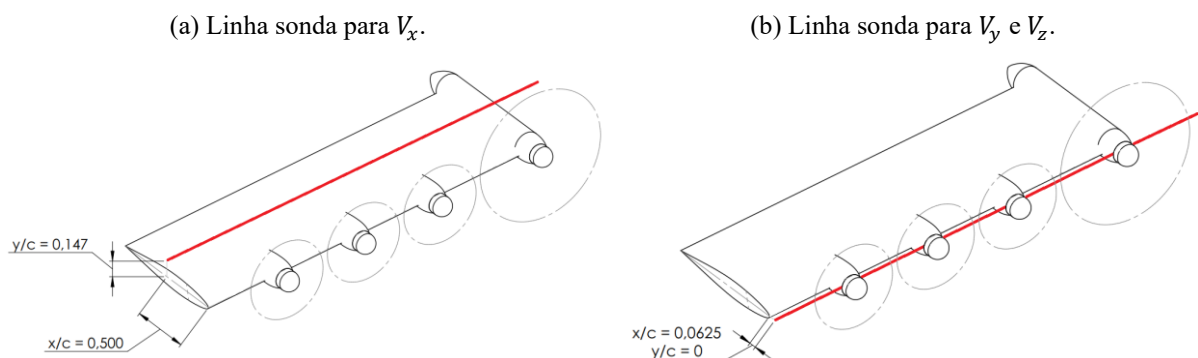
O intuito desta seção é apresentar os resultados obtidos pela análise numérica no que diz respeito ao campo de escoamento em torno da asa e às alterações das características aerodinâmicas sob o efeito da propulsão distribuída. A asa DEPWIM é comparada com a asa base (ambas de mesma área) e são discutidas as influências da interação propulsão/asa sobre os aspectos aerodinâmicos e de projeto de asa.

### 5.1 Influência da propulsão distribuída no escoamento em torno da asa

É esperado que a presença da propulsão distribuída posicionada a montante da asa afete todo o campo de escoamento em torno da asa. Disso, é de extrema importância compreender as alterações no escoamento devido a presença das hélices girando em um determinado sentido e analisar as consequências sobre as características aerodinâmicas da asa.

A variação da componente vetorial de velocidade na direção da coordenada  $x$  ( $V_x$ ) é tomada através de uma “linha sonda”, traçada ao longo da semi-envergadura da asa. Esta linha está posicionada no centro da corda,  $x/c = 0,500$ , e a uma altura  $y/c = 0,147$  acima do extradorso da asa, conforme a Figura 49-a. As variações das componentes vetoriais de velocidade nas direções das coordenadas  $y$  ( $V_y$ ) e  $z$  ( $V_z$ ) são tomadas através de outra “linha sonda” posicionada entre a propulsão e a asa, a uma distância  $x/c = 0,0625$  à frente do bordo de ataque e alinhada com a corda,  $y/c = 0$ , conforme a Figura 49-b.

Figura 49 – Posições das linhas sonda.



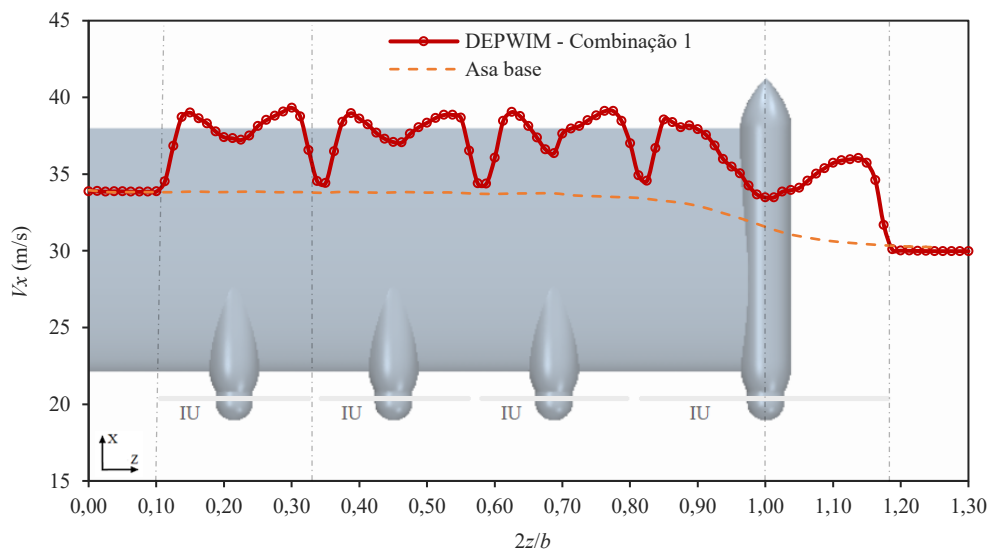
Fonte: Autor.

O gráfico da Figura 50 apresenta a variação de  $V_x$  ao longo da semi-envergadura ( $2z/b$ ), para a asa base e para a asa DEPWIM; sendo a última considerando a combinação dos sentidos de rotação 1 (combinações estão descritas na Tabela 8). Vale ressaltar que o escoamento de corrente livre é orientado na direção da coordenada  $x$ , com isso, o valor de  $V_x$  longe da asa é igual a  $V_\infty$  (30 m/s). Nota-se que, na região próxima à raiz da asa ( $0,00 \leq 2z/b < 0,10$ ), a velocidade do escoamento para ambas as asas se encontram uniformes e com valor de aproximadamente  $V_x = 34$  m/s, indicando uma aceleração natural do escoamento sobre o extradorso da asa.

Entretanto, para as regiões do escoamento diretamente atrás das hélices (por exemplo,  $0,10 < 2z/b < 0,34$ ), que são afetadas pelos tubos de corrente que passam pelos discos formados pelas hélices em rotação (*slipstream*), há um acréscimo significativo em  $V_x$  devido ao aumento da quantidade de movimento do escoamento através da velocidade axial induzida pela propulsão. Esse acréscimo em  $V_x$  é “sentido” pela asa como um aumento da pressão dinâmica local. Para a asa DEPWIM, o aumento de  $V_x$  ainda se estende na região após a ponta de asa ( $1,00 < 2z/b < 1,18$ ), devido ao aumento da velocidade axial induzida pelo disco de hélice do propulsor de cruzeiro; diferentemente da asa base em que o escoamento desacelera suavemente até o valor de  $V_\infty$ , conforme pode ser observado pela Figura 50.

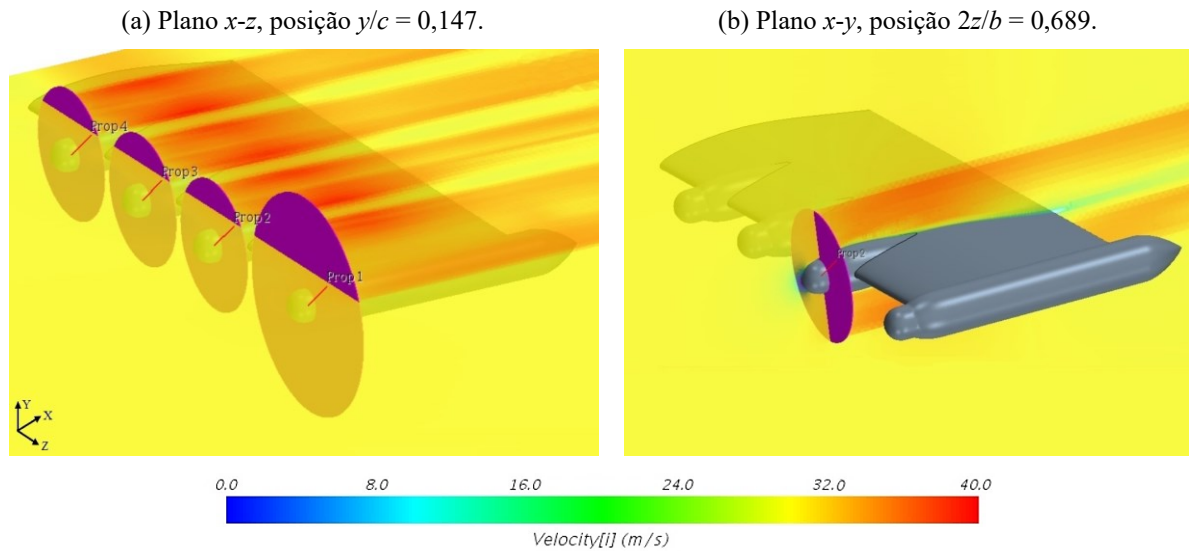
A fim de uma melhor visualização do escoamento axial induzido pelos propulsores, a Figura 51 apresenta os contornos da velocidade  $V_x$  em dois planos distintos.

Figura 50 – Variação de  $V_x$  ao longo da semi-envergadura da asa. Combinação de rotação 1.  
( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



Fonte: Autor.

Figura 51 – Visualização de contornos da velocidade  $V_x$ , em diferentes planos. Combinação de rotação 1.  
( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



Fonte: Autor.

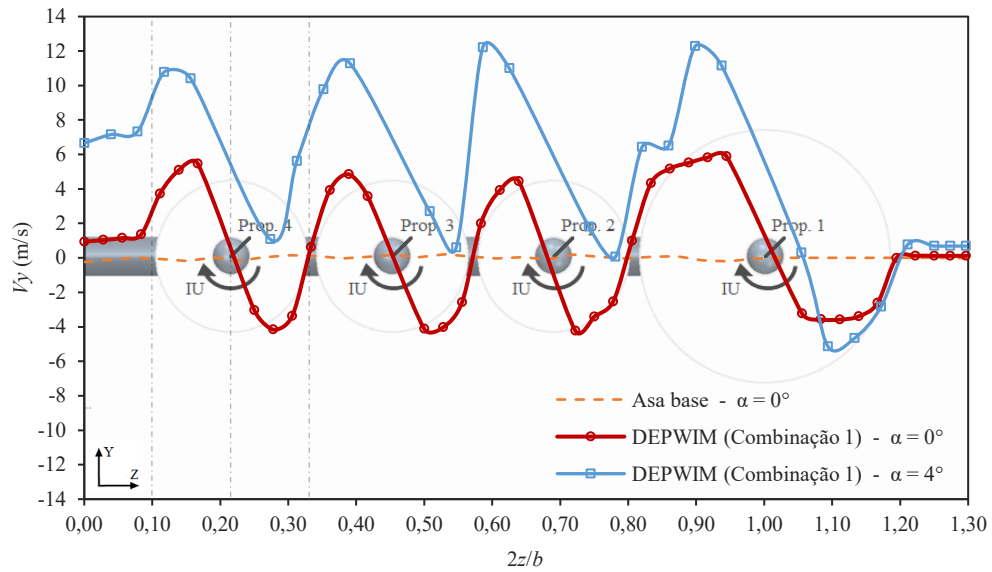
Os gráficos das Figuras 52 e 53 apresentam as variações de  $V_y$  e  $V_z$ , respectivamente, ao longo da semi-envergadura da asa base e da asa DEPWIM (combinação 1). Pode-se observar pela Figura 52 que, nas regiões dentro da *slipstream* em que as pás das hélices estão em movimento ascendente (para o propulsor 4, por exemplo,  $0,10 < 2z/b < 0,21$ ), há vetores de velocidade  $V_y$  positivos. Entretanto, nas regiões dentro da *slipstream* em que as pás das hélices estão em movimento descendente (para o propulsor 4, por exemplo,  $0,21 < 2z/b < 0,32$ ), há vetores de velocidade  $V_y$  negativos. Pode-se observar também que o perfil de velocidade  $V_y$  para a asa DEPWIM é consideravelmente diferente do perfil de velocidade da asa base, o qual permanece praticamente constante e sem alteração ao longo da semi-envergadura.

Tanto as alterações em  $V_y$ , quanto em  $V_z$ , são efeitos da velocidade tangencial provocada pelas pás das hélices em rotação; sendo a componente  $V_y$  impactando mais significativamente na aerodinâmica da asa, pois são “sentidas” pela asa como uma alteração no ângulo de ataque local: quando a componente de  $V_y$  é positiva, somada com a componente de velocidade do vento relativo, faz com que o ângulo de ataque local aumente (*upwash*); de maneira oposta, quando a componente de velocidade  $V_y$  é negativa, somado com a componente de velocidade do vento relativo, faz com que o ângulo de ataque local diminua (*downwash*).

Nota-se que, na condição em que a asa está com ângulo de ataque de  $4^\circ$ , também ocorre aumento de  $V_y$  devido à aceleração natural do escoamento no bordo de ataque. Por outro lado, o perfil de  $V_z$  praticamente não se altera (em baixo  $\alpha$ ).

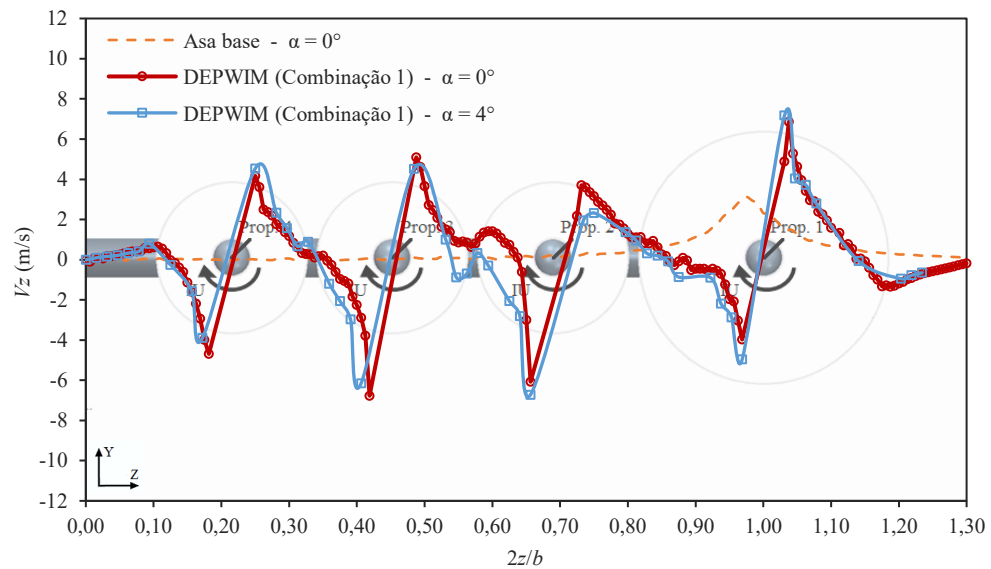


Figura 52 – Variação de  $V_y$  ao longo da semi-envergadura da asa. Combinação de rotação 1.  
( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



Fonte: Autor.

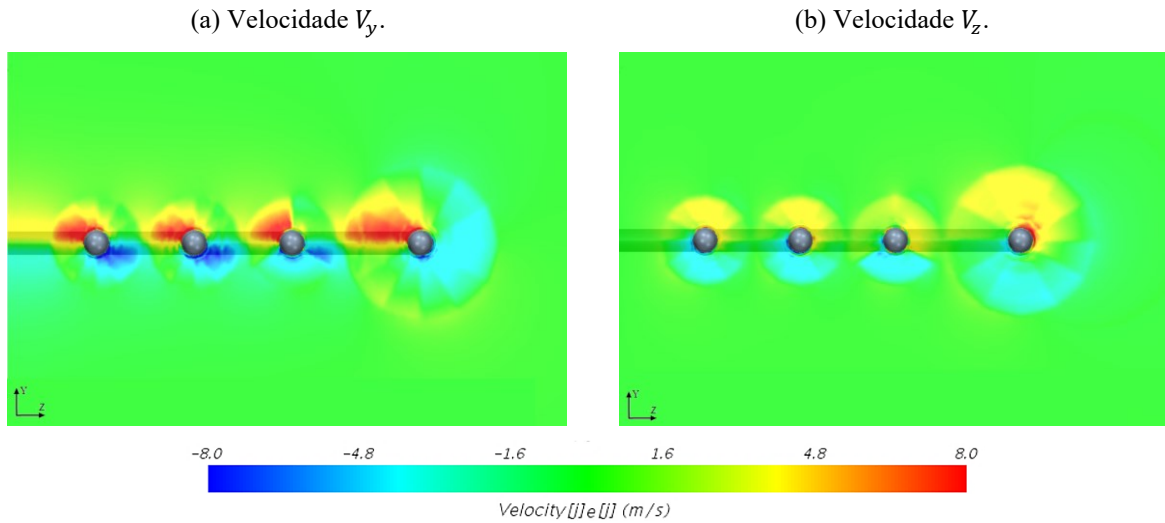
Figura 53 – Variação de  $V_z$  ao longo da semi-envergadura da asa. Combinação de rotação 1.  
( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



Fonte: Autor.

A fim de uma melhor visualização do escoamento tangencial induzido pelos propulsores, a Figura 54 apresenta os contornos das velocidades  $V_y$  e  $V_z$ .

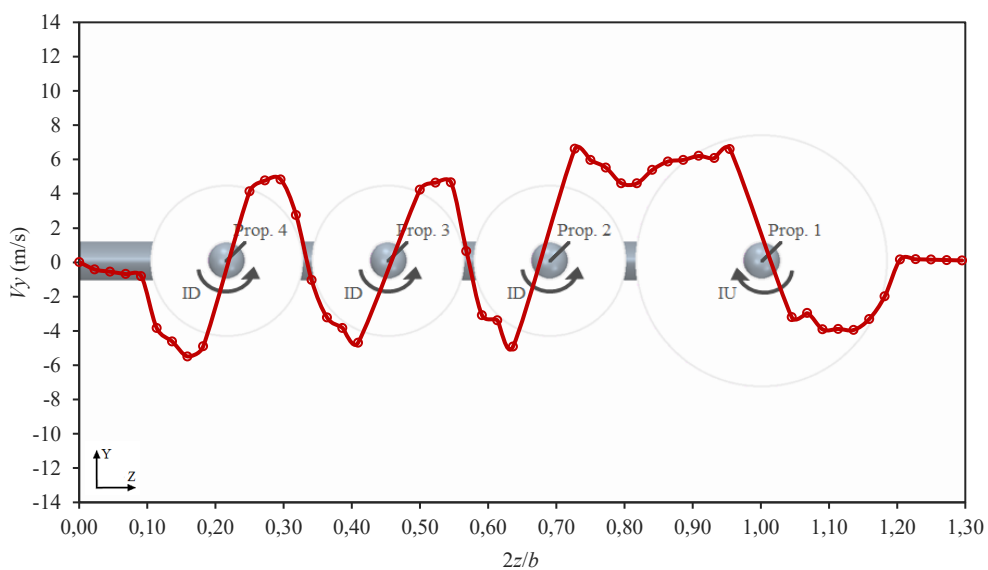
Figura 54 – Visualização de contornos das velocidades  $V_y$  e  $V_z$ . Combinação de rotação 1.  
(Plano  $y$ - $z$ , posição  $x/c = 0,0625$  à montante do bordo de ataque.  $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



Fonte: Autor.

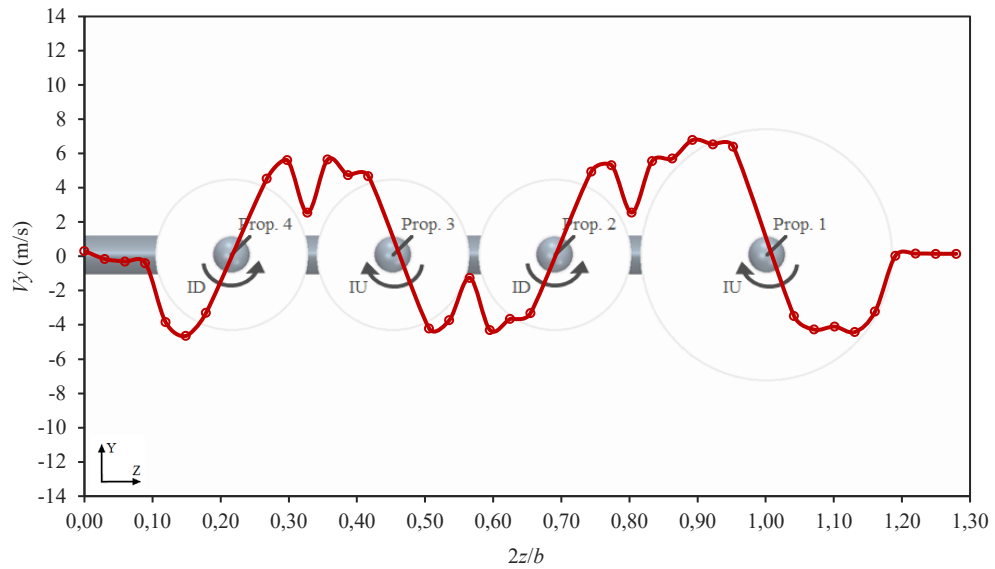
Como as variações da componente de velocidade  $V_y$  nas regiões da asa dentro da *slipstream* são causadas pela velocidade tangencial induzida pelas pás das hélices em rotação, o campo de escoamento em torno da asa é modificado dependendo do sentido de rotação das hélices. As Figuras 55, 56 e 57 apresentam as variações de  $V_y$ , ao longo da semi-envergadura, para a asa DEPWIM considerando as combinações dos sentidos de rotação 4, 5 e 6, respectivamente.

Figura 55 – Variação de  $V_y$  ao longo da semi-envergadura da asa. Combinação de rotação 4.  
( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



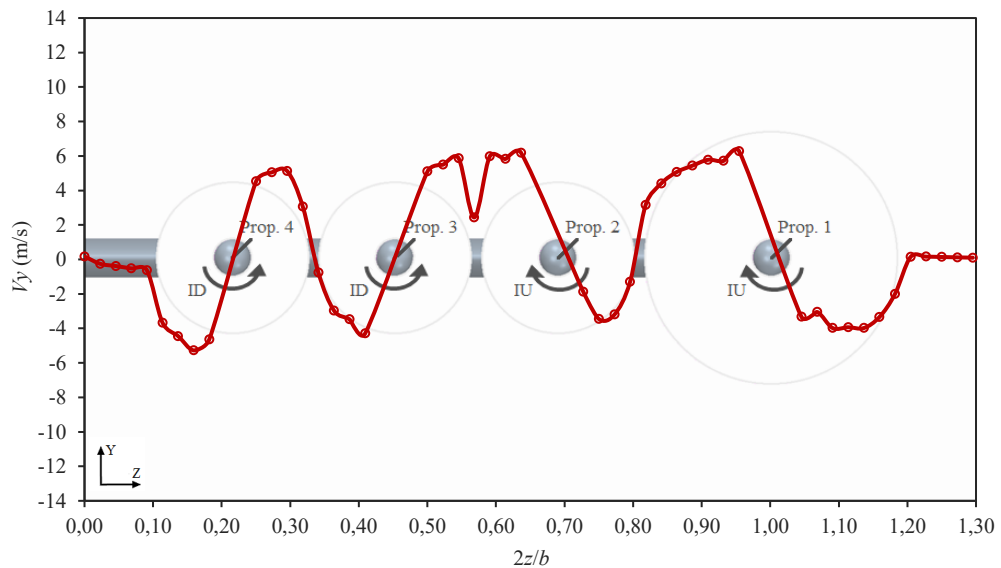
Fonte: Autor.

Figura 56 – Variação de  $V_y$  ao longo da semi-envergadura da asa. Combinação de rotação 5.  
 $(\alpha = 0^\circ, Re = 4,75 \times 10^5 \text{ e } J = 1,27)$



Fonte: Autor.

Figura 57 – Variação de  $V_y$  ao longo da semi-envergadura da asa. Combinação de rotação 6.  
 $(\alpha = 0^\circ, Re = 4,75 \times 10^5 \text{ e } J = 1,27)$



Fonte: Autor.

O perfil de velocidade  $V_y$  é alterado significativamente dependendo do sentido rotação de cada hélices e, com isso, as alterações do ângulo de ataque local ao longo de toda a asa também são dependentes do sentido de rotação de cada propulsor. Isso acarreta que a combinação de sentidos de rotação modifica as distribuições de pressão e tensões de cisalhamento que, por consequência, alteram significativamente as distribuições de sustentação sobre a asa (conforme detalhado na Subseção 5.4)

As Figuras 58, 59 e 60 apresentam as alterações das distribuições de  $C_p$  sobre o campo de escoamento próximo da asa DEPWIM devido à presença da propulsão, para as combinações de rotação 2 (propulsão OFF) e 1 (propulsão ON), em  $\alpha = 0^\circ$ ,  $4^\circ$  e  $8^\circ$ , respectivamente. Nota-se que o campo de pressão é alterado devido à propulsão, para todos  $\alpha$  demonstrados nas figuras, especialmente nas regiões próximas ao bordo de ataque, à montante e a jusante próximo ao disco de hélice, além de alterar o ponto de estagnação do escoamento sobre a asa.

As alterações dos pontos de estagnação ficam mais evidentes em  $\alpha = 0^\circ$ , conforme destacadas pelas setas tracejadas na Figura 58. Considerando a seção da asa em que a pá de hélice está em movimento ascendente ( $2z/b = 0,3970$ ), observa-se que o ponto de estagnação se encontra na região do bordo de ataque sobre o intradorso; já para a seção da asa em que a pá de hélice está em movimento descendente ( $2z/b = 0,5077$ ), o ponto de estagnação se encontra sobre a região do extradorso.

Ainda, observa-se para  $\alpha = 0^\circ$ , a alteração do campo de pressão sobre o intradorso e extradorso, deixando de haver uma simetria de distribuições de pressão (mesmo para um perfil aerodinâmico simétrico em  $\alpha = 0^\circ$ ), conforme destacado pelas setas contínuas na Figura 58.

Para  $\alpha = 4^\circ$  e  $8^\circ$ , a seção da asa em que a pá de hélice está em movimento ascendente ( $2z/b = 0,3970$ ) apresenta alterações significativas no campo de pressão sobre o extradorso e próximas ao bordo de ataque, conforme indicado pelas setas contínuas nas Figuras 59 e 60. Além disso, nota-se o aumento de  $C_p$  na região do escoamento entre a propulsão e o ponto de estagnação devido ao aumento de pressão causado pela hélice.

Essas alterações do campo de pressão sobre o escoamento em torno da asa são efeitos do escoamento produzido pela propulsão, alterando o ângulo de ataque local e podem causar elevados gradientes de pressão adverso sobre o extradorso da asa. Análises da distribuição de  $C_p$  sobre a superfície da asa estão apresentadas na Subseção 5.3.

Figura 58 – Distribuição de  $C_p$  sobre o escoamento em torno da asa DEPWIM, para  $\alpha = 0^\circ$ .  
( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )

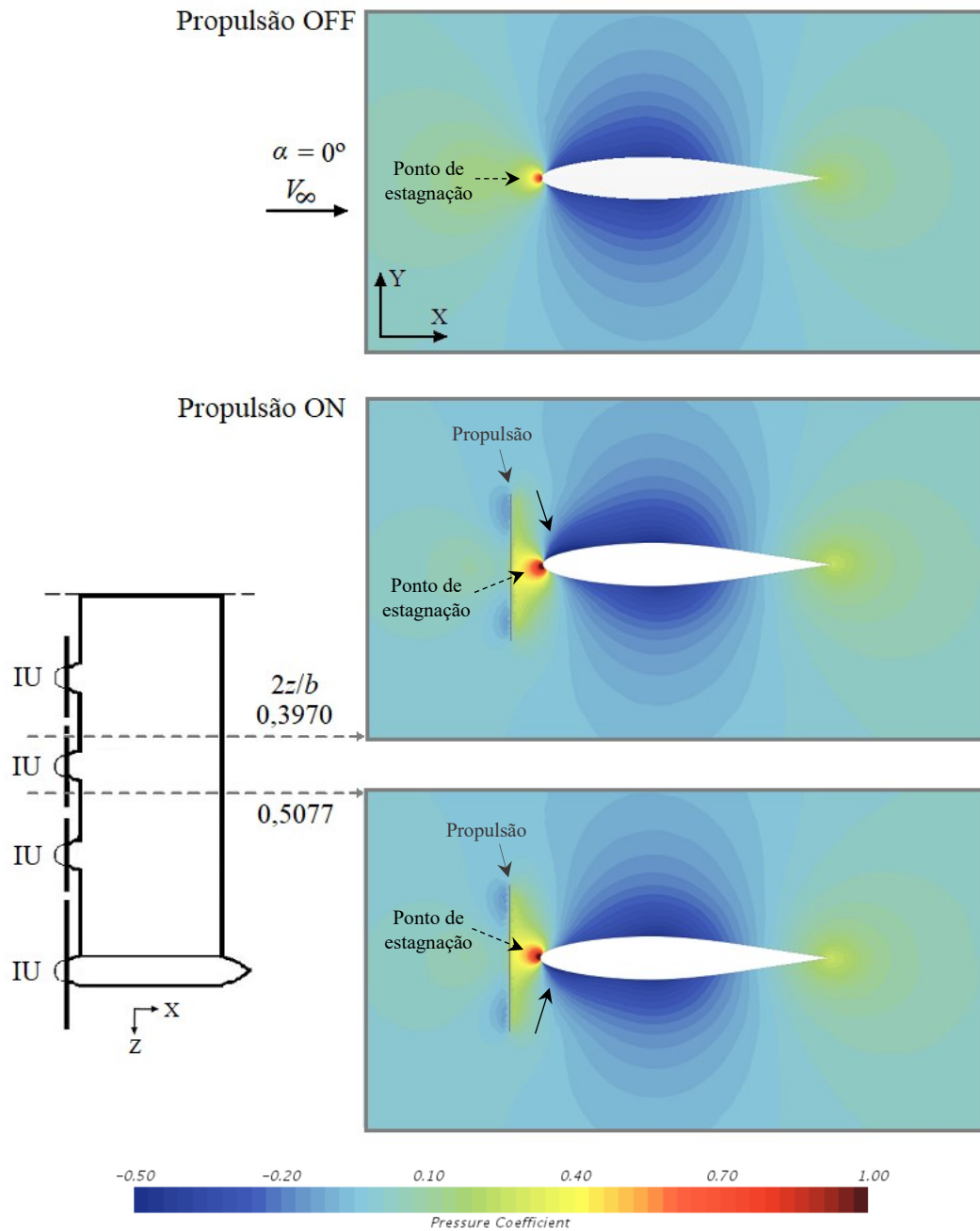
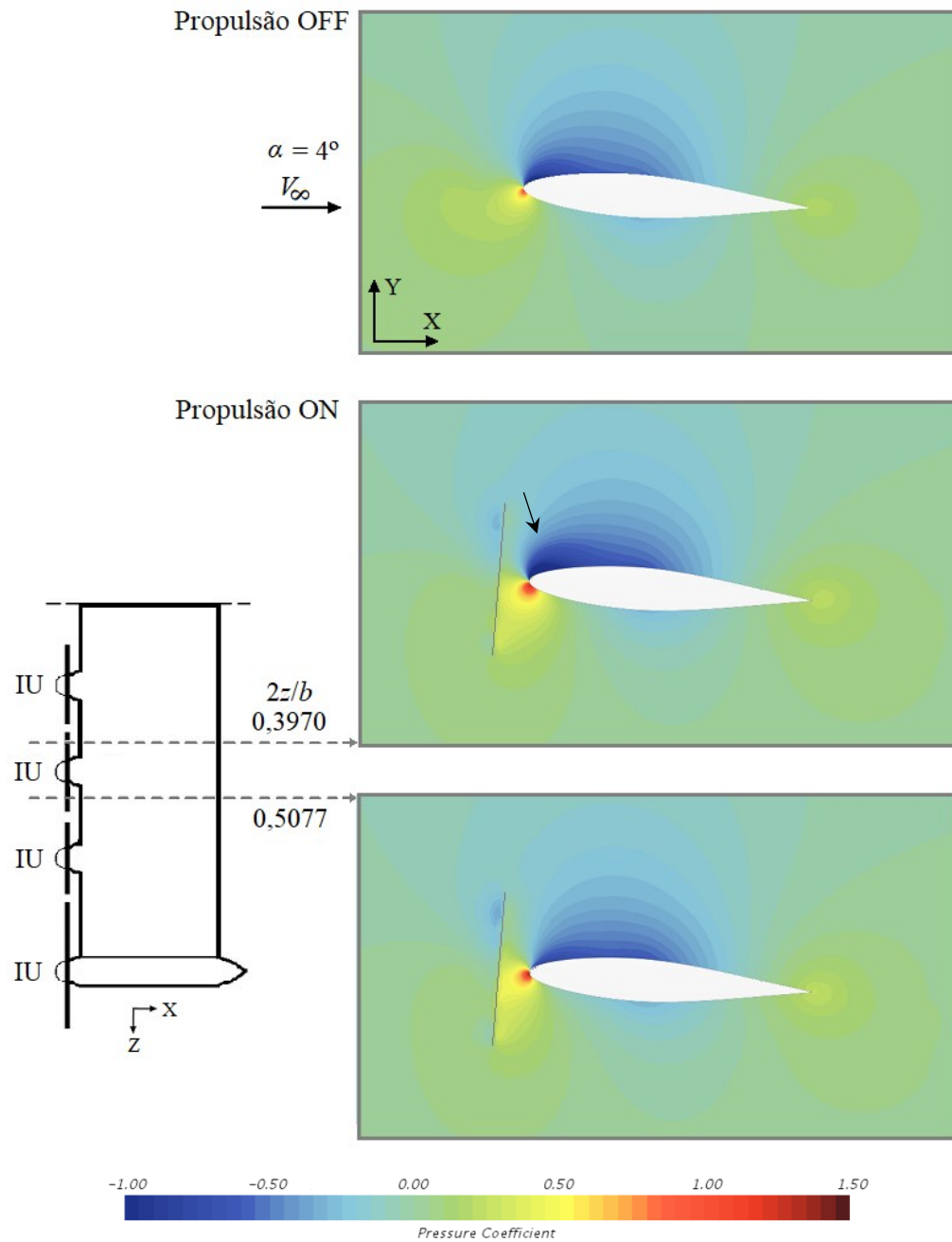
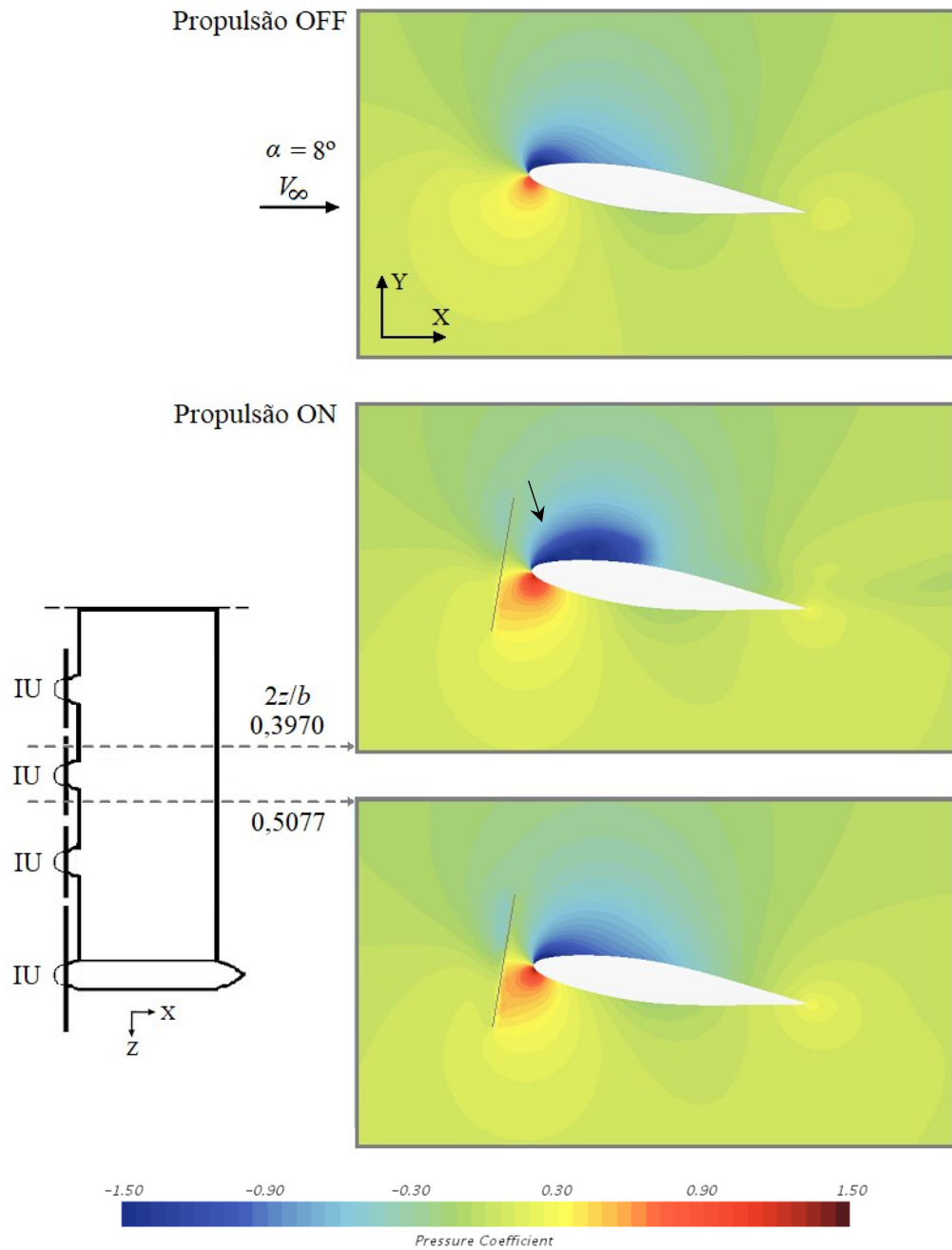


Figura 59 – Distribuição de  $C_p$  sobre o escoamento em torno da asa DEPWIM, para  $\alpha = 4^\circ$ .  
 ( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



Fonte: Autor.

Figura 60 – Distribuição de  $C_p$  sobre o escoamento em torno da asa DEPWIM, para  $\alpha = 8^\circ$ .  
 ( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



Fonte: Autor.

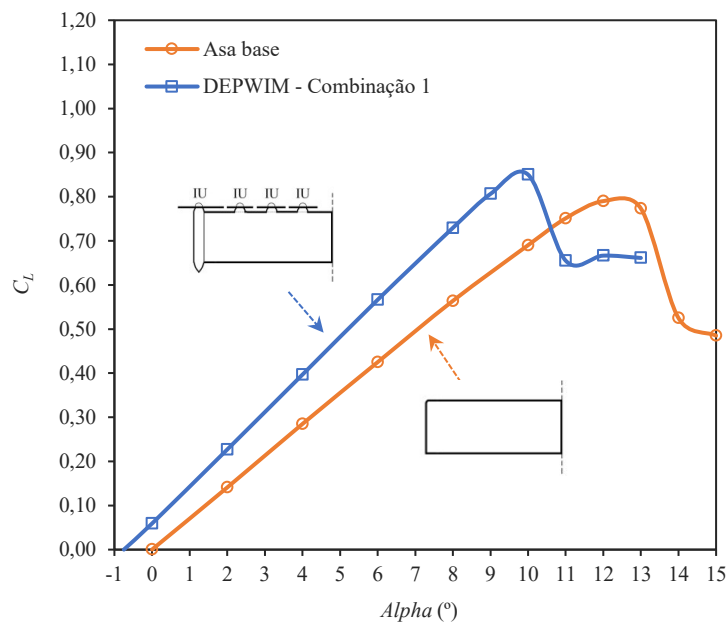
## 5.2 Influência da propulsão distribuída nos coeficientes aerodinâmicos

Como observado na subseção anterior, a presença dos propulsores distribuídos à montante da asa altera significativamente todo o campo de escoamento. Como consequência, espera-se que também ocorra alterações das características aerodinâmicas da asa devido à interação propulsão/asa.

A Figura 61 apresenta a comparação entre as curvas de  $C_L$ , em relação à variação do ângulo  $\alpha$ , para a asa base e para a asa DEPWIM; sendo a última considerando a combinação de sentidos de rotação 1. Podemos observar que o conceito de propulsão distribuída produz os seguintes efeitos:

- Desloca a curva  $C_L$  versus  $\alpha$  para a esquerda.** Isso faz com que  $\alpha_{L=0}$  se torne um valor finito, mesmo para uma asa com perfil aerodinâmico simétrico; ainda, faz com que haja um aumento do valor de  $C_L$  para um determinado ângulo  $\alpha$  fixo. Esse fenômeno é semelhante ao aumento do arqueamento do perfil e aumenta o carregamento efetivo da asa.

Figura 61 – Gráficos  $C_L$  versus  $\alpha$  da asa base e da asa DEPWIM considerando a combinação de rotação 1.  
( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )

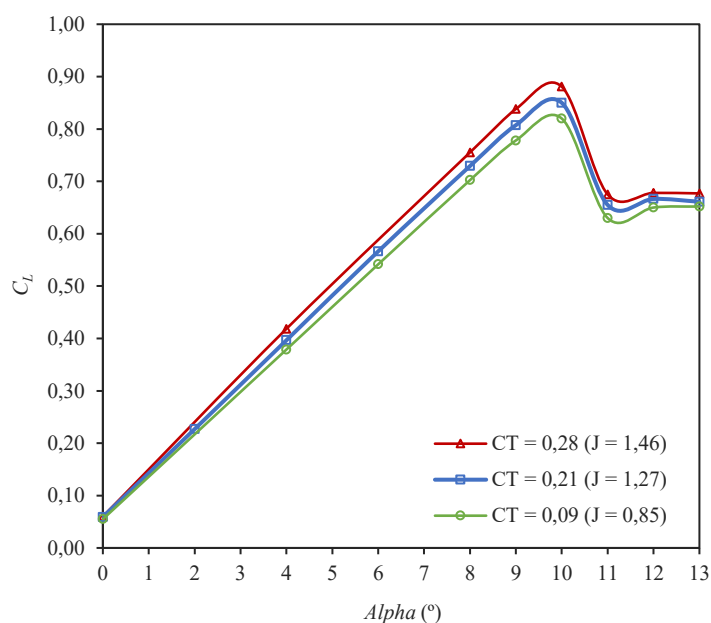


Fonte: Autor.



- b) **Aumenta o valor de  $C_{L_{max}}$ .** A asa DEPWIM, com todas as hélices ativas e considerando a combinação dos sentidos de rotação 1, apresenta um maior valor de  $C_{L_{max}}$  de aproximadamente 7,6%. Entretanto, o ângulo de ataque em que o valor do coeficiente de sustentação máxima é atingido ( $\alpha_{C_{L_{max}}}$ ) é levemente reduzido. O aumento do  $C_{L_{max}}$  pode ser associado ao aumento da pressão dinâmica sobre a asa.
- c) **Aumenta a inclinação da curva ( $dC_L/d\alpha$ ).** Esse aumento da inclinação pode ser associado principalmente ao aumento da pressão dinâmica do escoamento, induzido pelas hélices em rotação. Sendo assim, o aumento na inclinação da curva torna-se proporcional à energia fornecida pela propulsão e ao carregamento aerodinâmico das pás, como pode ser observado pela Figura 62 que apresenta a influência do coeficiente de tração ( $C_T$ ), sobre a curva  $C_L$  versus  $\alpha$  para a asa DEPWIM. Sendo que, maiores coeficientes de tração implicam em maiores carregamentos aerodinâmico das pás e vice-versa.

Figura 62 – Influência do coeficiente de tração sobre a curva  $C_L$  versus  $\alpha$ .



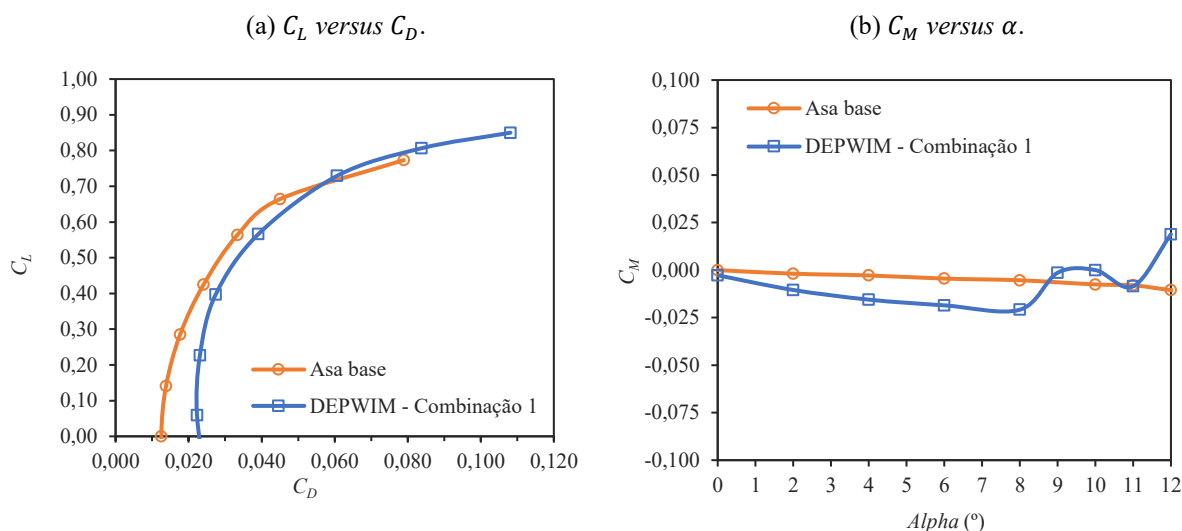
Fonte: Autor.

Porém, há um aumento do arrasto total da asa DEPWIM quando comparada com a asa base, como pode ser observado pelas polares de arrasto (curvas  $C_L$  versus  $C_D$ ) da Figura 63-a, que indica um aumento do arrasto para  $C_L$  menores que 0,70 e indicando aumento do arrasto parasita para sustentação zero, possivelmente pela presença das naceles e devido ao aumento

das tensões de cisalhamento do escoamento turbulento nas regiões da asa diretamente afetadas pelo *slipstream* das hélices (análises mais detalhadas em torno do coeficiente de atrito sobre a superfície são apresentadas na Subseção 5.3).

Já, a Figura 63-b apresenta as curvas  $C_M$  versus  $\alpha$  para as duas asas. Percebe-se que a asa DEPWIM atinge valores de  $C_M$  mais negativos para um determinado ângulo  $\alpha$  e torna a inclinação da curva  $dC_M/d\alpha$  também mais negativa, principalmente em baixos ângulos  $\alpha$ . Isso indica em implicações no nível de estabilidade estática longitudinal da asa com propulsão distribuída e no arrasto de trimagem. Esse efeito é causado devido às alterações no carregamento aerodinâmico sobre a asa.

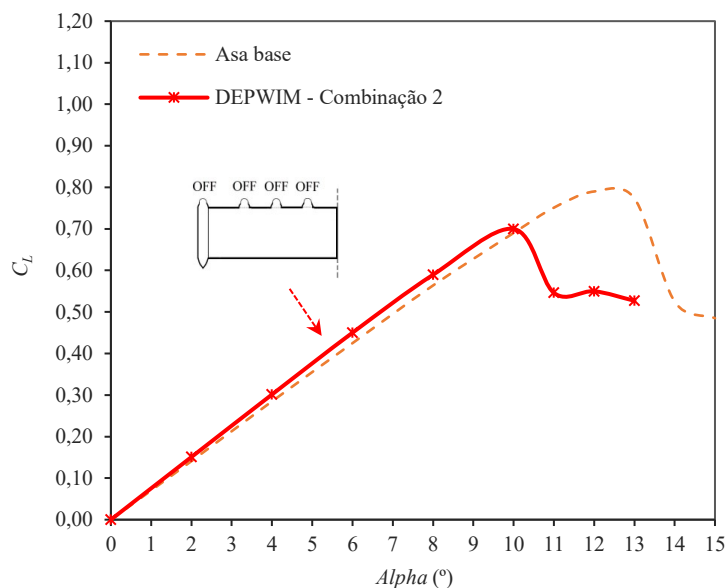
Figura 63 – Polar de arrasto e gráfico  $C_M$  versus  $\alpha$  da asa base e da asa DEPWIM (combinação de rotação 1).  
( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



Fonte: Autor.

Nota-se que a asa DEPWIM com todos os propulsores desligados (condição de rotação 2) apresenta a curva  $C_L$  versus  $\alpha$  semelhante à da asa base, com um leve aumento da inclinação, como pode ser observado na Figura 64. Esse leve aumento da inclinação pode ser associado em parte ao efeito *end plate* resultante da presença das naceles. Entretanto, a asa DEPWIM apresenta redução do valor de  $C_{L_{max}}$ , sendo alcançado também em um ângulo  $\alpha$  menor. Diante disso, pode-se observar que a provável causa da antecipação indesejada do estol nas asas DEPWIM se deve a uma alteração no mecanismo de estol devido às interferências aerodinâmicas causadas pelas naceles dos propulsores distribuídos.

Figura 64 – Gráficos  $C_L$  versus  $\alpha$  da asa base e da asa DEPWIM com a combinação de rotação 2 (prop. OFF).  
( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



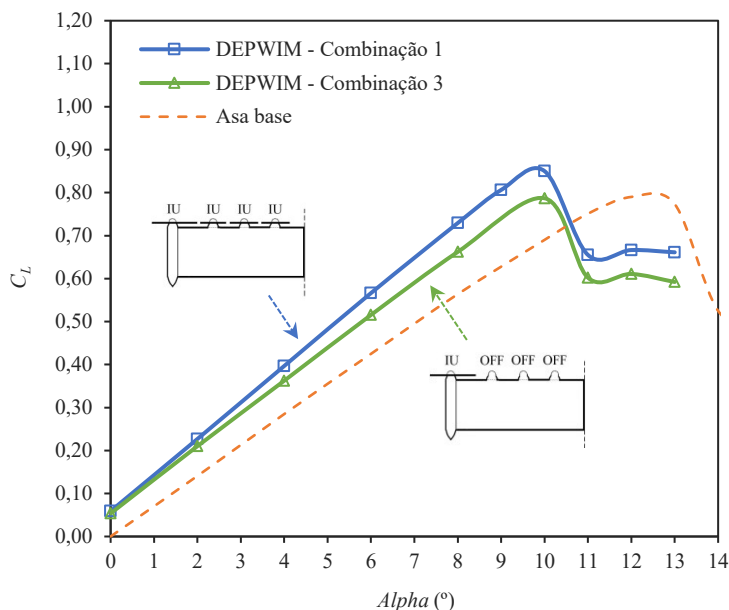
Fonte: Autor.

Quando comparadas com a asa base, as alterações nas curvas dos coeficientes aerodinâmicos devido à presença dos propulsores distribuídos apresentam aumento de sustentação. Sendo assim, o conceito de propulsão distribuída pode ser utilizado como um dispositivo de aumento de sustentação sem a necessidade de complexos sistemas tradicionais. Com isso, a propulsão distribuída pode ser utilizado de diferentes maneiras em relação às diferentes fases de voo:

- a) **Em cruzeiro.** Na fase de voo em cruzeiro, as hélices de ponta de asa (hélices de cruzeiro) podem fornecer a tração necessária para o voo, enquanto as pás das hélices distribuídas ao longo da envergadura podem ser supostamente alojadas nas naceles com intuito de reduzir o arrasto;
- b) **Decolagem e pouso.** Nas fases de decolagem ou pouso (ou fases que demandam aumento de  $C_L$ ), as hélices distribuídas podem ser acionadas juntamente com outros dispositivos de alta sustentação (como por exemplo, o próprio flape).

A Figura 65 apresenta a comparação entre as curvas  $C_L$  versus  $\alpha$  da combinação de rotação 1 (que representa a configuração da fase de pouso ou decolagem, com todos propulsores ativos) e da combinação 3 (que representa a fase de voo em cruzeiro com apenas o propulsor de ponta de asa ativo).

Figura 65 – Comparação entre as curvas  $C_L$  versus  $\alpha$  para as combinações de rotação 1 e 3.  
( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



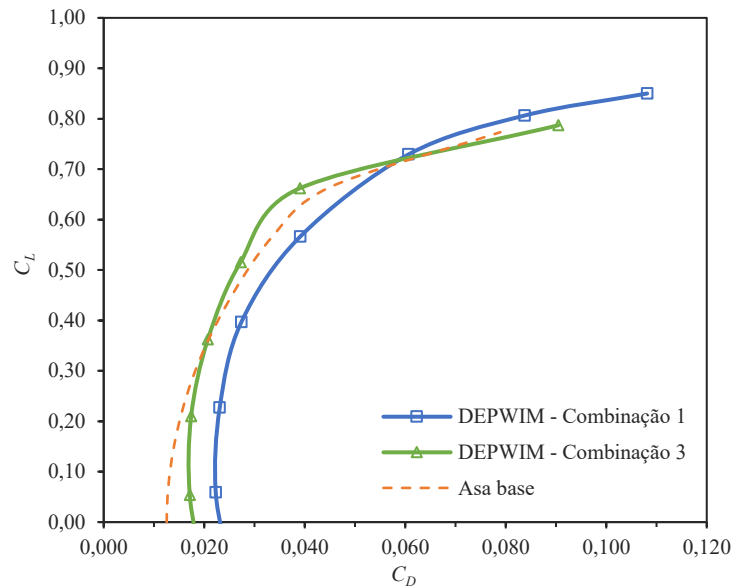
Fonte: Autor.

Nota-se, pela Figura 65, que a asa DEPWIM na configuração de fase de voo em cruzeiro (combinação de rotação 3), comparada com a asa base, também desloca a curva  $C_L$  versus  $\alpha$  para a esquerda, fazendo com que  $\alpha_{L=0}$  se torne um valor finito; entretanto, a inclinação da curva  $dC_L/d\alpha$  não é significativamente aumentada.

Quando acionado os propulsores internos (combinação de rotação 1), a inclinação da curva  $dC_L/d\alpha$  e o valor de  $C_{L_{max}}$  aumentam aproximadamente 11,6% e 8,0%, respectivamente, se comparado com a asa DEPWIM considerando a combinação de rotação 3.

Ao analisar a polar de arrasto, através da Figura 66, percebe-se que a asa DEPWIM em configuração de cruzeiro possui menor arrasto parasita (em  $C_L = 0$ ) e menor arrasto induzido para valores de  $C_L$  menores que 0,70, quando comparada com a asa DEPWIM com todos os propulsores ativos. Se comparada com a asa base, a asa DEPWIM em configuração de cruzeiro apresenta maior arrasto parasita em  $C_L = 0$  e menor arrasto na faixa entre  $0,35 < C_L < 0,70$ , o que pode ser associado com a redução do arrasto induzido pela atenuação dos efeitos causados pelos vórtices de ponta de asa.

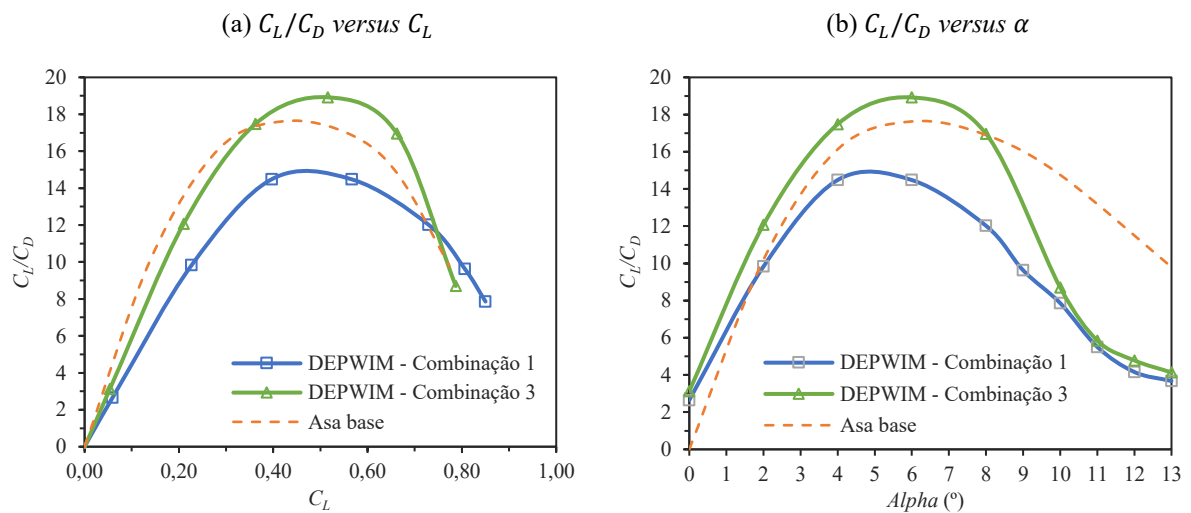
Figura 66 – Comparação entre polares de arrasto para as combinações de rotação 1 e 3.  
( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



Fonte: Autor.

A eficiência aerodinâmica ( $C_L/C_D$ ), em função de  $C_L$  e de  $\alpha$ , é apresentada através dos gráficos da Figura 67.

Figura 67 – Gráficos  $C_L/C_D$  em função de  $C_L$  e de  $\alpha$ , para as combinações de rotação 1 e 3.  
( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



Fonte: Autor.

A asa DEPWIM em configuração de cruzeiro apresenta um aumento significativo da eficiência aerodinâmica máxima de aproximadamente 31%, quando comparada com a asa DEPWIM com todos propulsores ativos e de 7,3% quando comparada com a asa base; ainda,

apresentando maiores eficiências na faixa entre  $0,35 < C_L < 0,75$  em relação à asa base. Se analisado em função de  $\alpha$ , a asa DEPWIM em configuração de cruzeiro apresenta um aumento na eficiência aerodinâmica de aproximadamente 19%, para  $\alpha = 2^\circ$ , quando comparada com a asa base. Sendo que, o aumento de  $C_L/C_D$  é obtido em todos valores de  $\alpha$  menores que  $8^\circ$ . Para  $\alpha$  maiores que  $8^\circ$ , a eficiência aerodinâmica da asa DEPWIM decai rapidamente pois encontra-se em estol. O aumento significativo da eficiência aerodinâmica da asa DEPWIM em configuração de cruzeiro, quando comparada com a condição em que todos os propulsores distribuídos estão ativos, indica que a utilização do conceito de propulsão distribuída de diferentes formas, dependendo da fase de voo, é viável.

### 5.2.1 *Uso de flape*

Como visto através da Figura 61, a asa DEPWIM altera as características da asa de forma semelhante à um dispositivo de alta sustentação, aumentando os coeficientes aerodinâmicos e, especialmente, o  $C_{L_{max}}$ . Os benefícios da asa DEPWIM no aumento de sustentação podem ser somados a um dispositivo hipersustentador propriamente dito, como o flape, por exemplo.

A Figura 68 apresenta a comparação entre as curvas  $C_L$  versus  $\alpha$  da asa DEPWIM considerando a combinação de rotação 1 e da asa DEPWIM com todos propulsores desativados (combinação 2), ambas asas com  $0^\circ$  e  $10^\circ$  de deflexão do flape ( $\delta_f$ ). As dimensões do flape pode ser observado pela Figura 33-c.

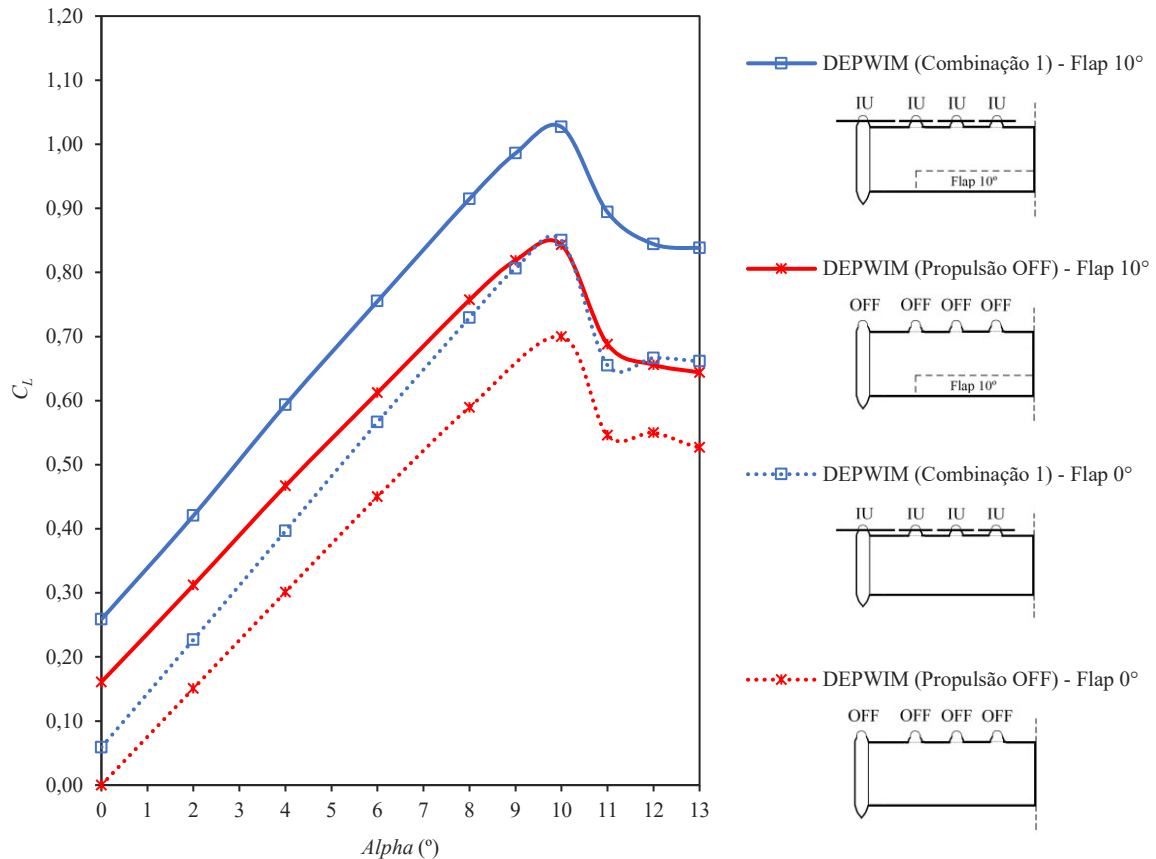
A asa DEPWIM com todos propulsores ativos e  $\delta_f = 0^\circ$  apresenta o  $C_{L_{max}}$  semelhante ao da asa DEPWIM com os propulsores desligados e sob a influência do flape ( $\delta_f = 10^\circ$ ), além de apresentar maior inclinação da curva  $dC_L/d\alpha$ .

A asa DEPWIM considerando a combinação de rotação 1 e com  $\delta_f = 10^\circ$  apresenta um aumento de  $\Delta C_{L_{max}} = 0,184$ , comparado com a asa DEPWIM com todos propulsores desligados e com  $\delta_f = 10^\circ$ ; o que corresponde um aumento de aproximadamente 21,8%. Isso indica que o escoamento proveniente da propulsão pode acarretar o aumento da efetividade das superfícies defletidas através do aumento da pressão dinâmica.

Já, a asa DEPWIM com todos propulsores ativos e  $\delta_f = 10^\circ$  apresenta um aumento de  $\Delta C_{L_{max}} = 0,327$  em relação à asa DEPWIM com os propulsores desligados e sem flape ( $\delta_f = 0^\circ$ ), o que corresponde um aumento de aproximadamente 46,7%. Além de apresentar um

aumento de  $\Delta C_{L_{max}} = 0,254$  em relação à asa base sem flape ( $\delta_f = 0^\circ$ ), o que corresponde um aumento de aproximadamente 32,8%.

Figura 68 – Uso de flape na asa DEPWIM ( $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



Fonte: Autor.

Com isso, a combinação propulsão distribuída e flape pode aumentar consideravelmente o  $C_{L_{max}}$  e, como consequência, podendo reduzir a velocidade de estol que é amplamente desejado no desempenho durante as fases de decolagem e pouso de uma aeronave.

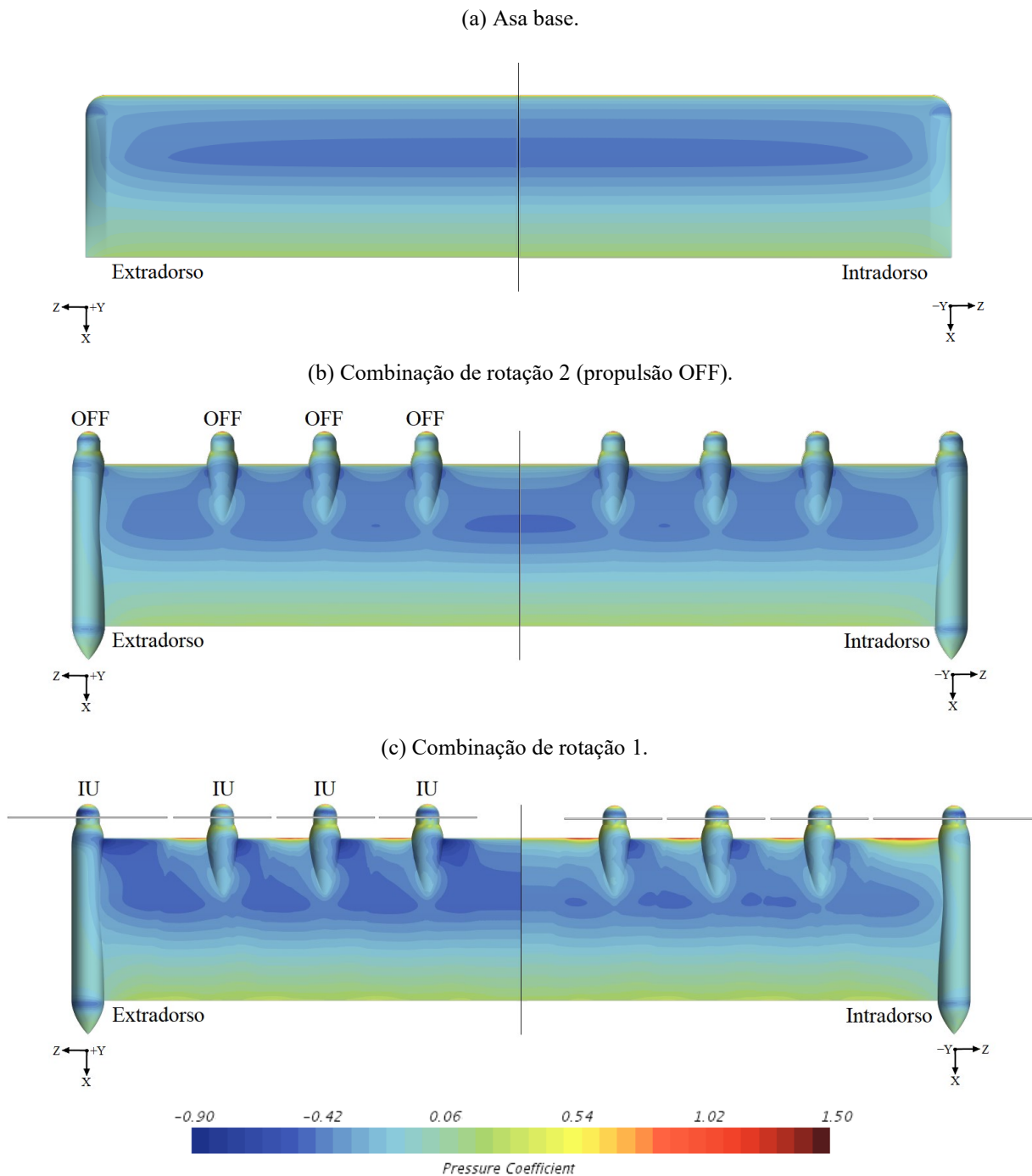
### 5.3 Distribuições de pressão e tensões de cisalhamento

Esta subseção apresenta as análises numéricas das distribuições de pressão sobre a asa DEPWIM para as diferentes combinações dos sentidos de rotação das hélices (ver Tabela 8).

A Figura 69 apresenta os contornos de  $C_p$  sobre o extradorso (semi-envergadura esquerda) e o intradorso (semi-envergadura direita) da asa base e da asa DEPWIM considerando as combinações de rotação 1 e 2, para  $\alpha = 0^\circ$ . Na asa base (Figura 69-a) e na asa DEPWIM

considerando a combinação de rotação 2 (Figura 69-b) onde não há influência do campo de escoamento induzido pelos propulsores, observa-se em ambas as asas que a pressão no extradorso é similar à pressão no intradorso, não havendo diferença de pressão significativa. Isso indica que a força de sustentação é praticamente nula para  $\alpha = 0^\circ$ , já que o perfil da asa é simétrico, como pode ser visto através do gráfico  $C_L$  versus  $\alpha$  da Figura 64 para ambas as asas.

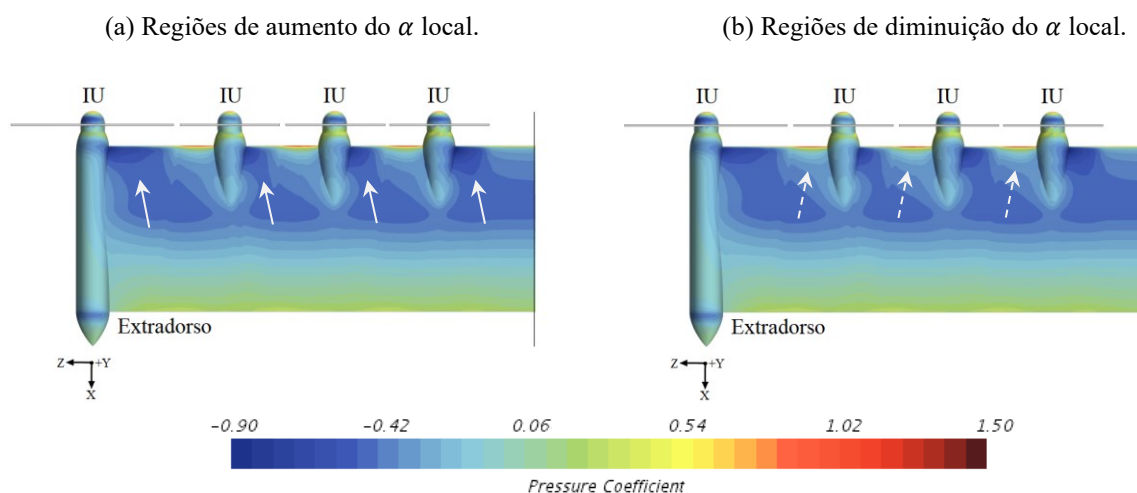
Figura 69 – Contornos de  $C_p$  para asa base e combinações 1 e 2 ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).





Os efeitos da velocidade tangencial induzida pelas pás são visíveis pela Figura 69-c; sendo que, no extradorso da asa (semi-envergadura esquerda) ocorre redução do  $C_p$  próximo ao bordo de ataque nas regiões em que a pá está movendo-se no sentido ascendente (indicado pelas setas contínuas na Figura 70-a); e ocorre aumento do  $C_p$  em regiões que a pá está movendo-se no sentido descendente (indicado pelas setas tracejadas na Figura 70-b); já, os efeitos sobre o  $C_p$  no intradorso são opostos (como pode ser observado pela semi-envergadura direita na Figura 69-c). Esse efeito sobre a distribuição de  $C_p$  é resultado da alteração no ângulo de ataque local.

Figura 70 – Indicação das regiões afetadas pela velocidade tangencial induzida pelas pás, para a combinação 1. ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )

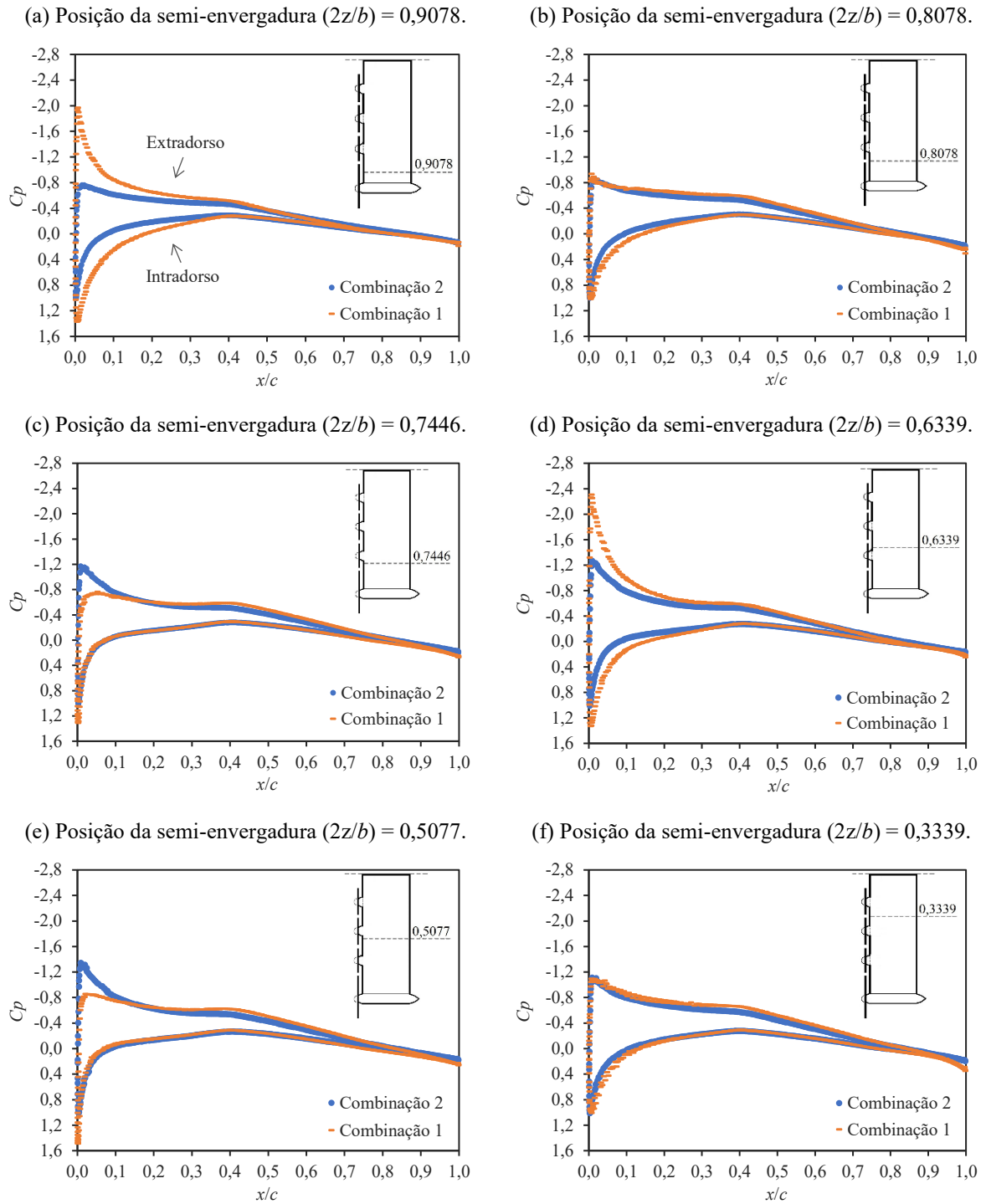


A Figura 71 apresenta a comparação das distribuições de  $C_p$  ao longo da corda para  $\alpha = 4,0^\circ$ , em diferentes seções da semi-envergadura ( $2z/b$ ) da asa DEPWIM considerando as combinações dos sentidos de rotação 1 e propulsão OFF (combinação 2). Pode-se notar claramente pelas Figuras 71-a e 71-d que as distribuições de  $C_p$  refletem o aumento do ângulo de ataque local sobre as regiões da asa afetadas pela pá que está em movimento ascendente devido à velocidade tangencial provocada pela pá. Esse aumento do ângulo de ataque local da asa resulta em regiões do extradorso com elevados gradientes de pressão adverso, especialmente próximo ao bordo de ataque da asa. De forma oposta, as Figuras 71-c e 71-e apresentam redução do ângulo de ataque local sobre as regiões em que a pá está em movimento descendente; porém, devido ao aumento da pressão dinâmica, resulta em uma diferença menos acentuada. Já, nas regiões entre as pontas das pás de dois propulsores adjacentes, Figuras 71-b e 71-f, ocorrem menores alterações na distribuição de  $C_p$ , especialmente nas regiões distantes

da ponta de asa. Para uma melhor visualização, a Figura 72 apresenta os contornos de  $C_p$  para as combinações de rotação 1 e 2, em  $\alpha = 4^\circ$ .

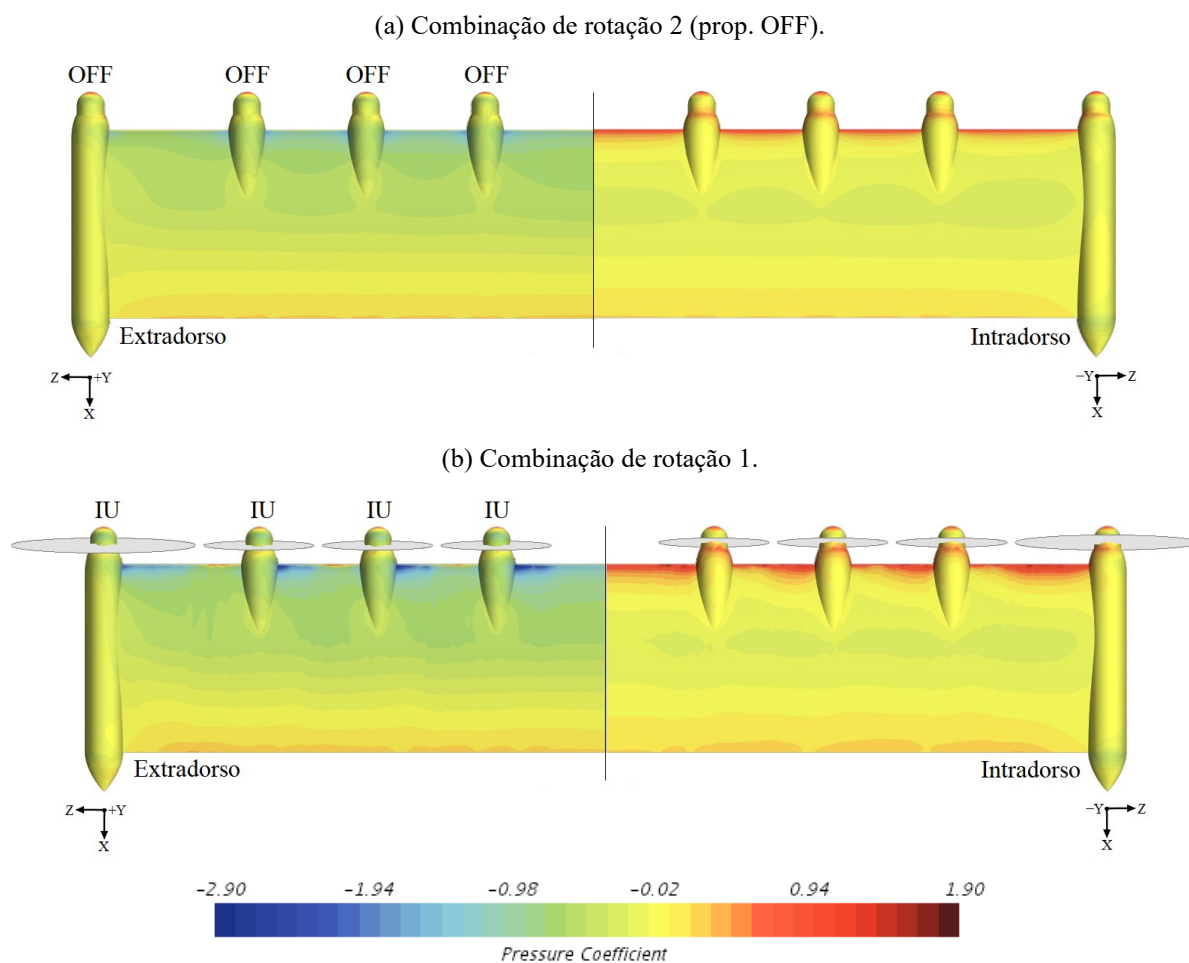
Figura 71 – Distribuição de  $C_p$  em diferentes posições da semi-envergadura, para combinações 1 e 2.

( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ . Combinação de rotação 2 refere-se à propulsão OFF)



Fonte: Autor.

Figura 72 – Contornos de  $C_p$  para as combinações 1 e 2 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



Como o escoamento induzido pelas pás altera o ângulo de ataque local, a presença da propulsão distribuída e naceles podem alterar as regiões propícias para o início da separação do escoamento sobre e superfície da asa.

A Figura 73 apresenta a distribuição das tensões de cisalhamento na forma de coeficiente adimensional de atrito ( $C_f$ ), sobre o extradorso da asa base ( $\alpha = 12^\circ$ ) e da asa DEPWIM ( $\alpha = 8^\circ$ ). A previsão do início de estol para uma asa de forma em planta retangular (como a asa base) é de que o estol inicie próximo da raiz e do bordo de fuga da asa, como indicado pela linha tracejada na Figura 73-a.

Devido às perturbações no escoamento causado pela presença das naceles distribuídas ao longo da asa, o início da separação do escoamento para a asa DEPWIM com todos propulsores desligados é esperado que inicie nas regiões que apresentam vórtices ferradura devido à interferência nacele/asa. Esses vórtices estão indicados pelas setas na Figura 73-b e apresentam regiões de baixas tensões de cisalhamento causados pela separação e recirculação

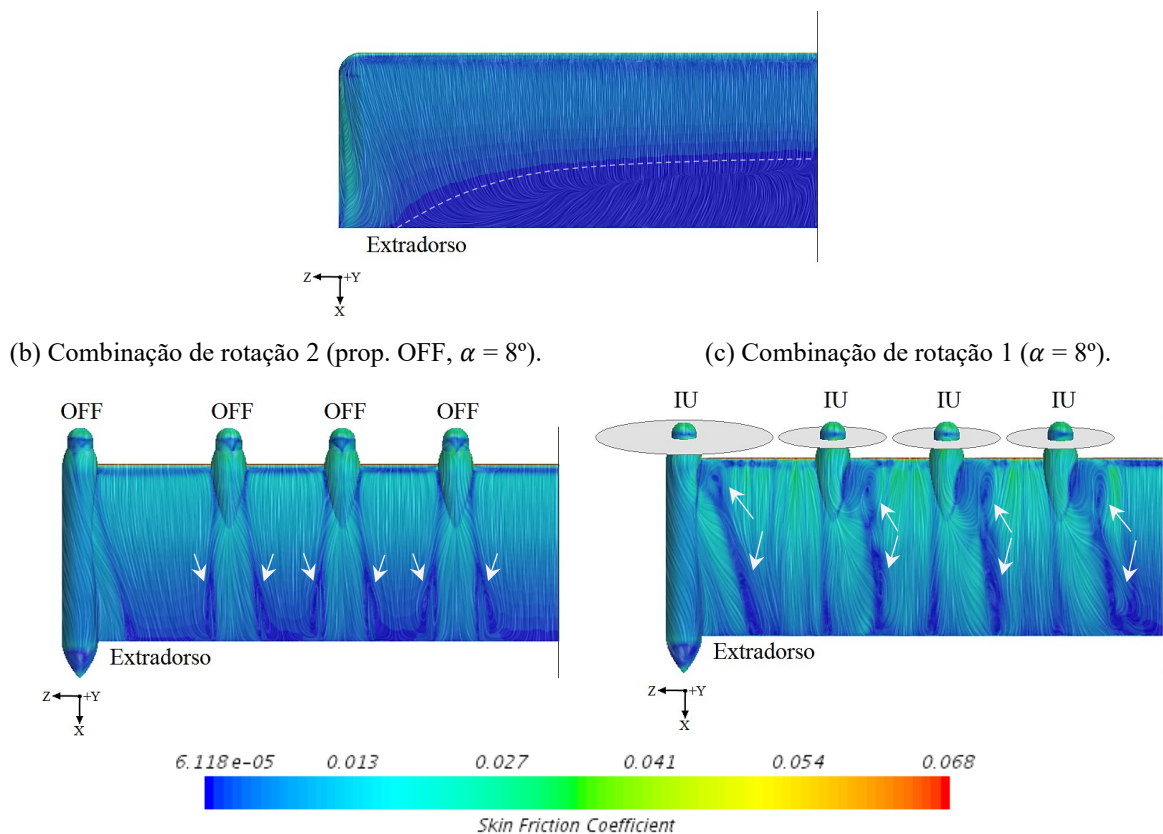
do escoamento. A presença das naceles antecipa o estol da asa, como já observado pela comparação dos gráficos  $C_L$  versus  $\alpha$  da asa base e da asa DEPWIM (combinação de rotação 2) através da Figura 64.

Quando os propulsores estão acionados, nota-se pela Figura 73-c que ocorre o aumento das tensões de cisalhamento sobre a superfície da asa devido ao aumento da pressão dinâmica e que, conseqüentemente, haverá aumento do arrasto por atrito. Considerando a combinação dos sentidos de rotação 1, regiões de separação do escoamento estão indicadas pelas setas na Figura 73-c. Nota-se que o descolamento da camada limite tende a acontecer na região de interferência de cada nacele em que as pás das hélices estão em movimento ascendente (maior ângulo de ataque local) e próximo ao bordo de ataque.

Figura 73 – Comparação entre distribuições de  $C_f$  e previsão de separação do escoamento.

$$(Re = 4,75 \times 10^5 \text{ e } J = 1,27)$$

(a) Asa base ( $\alpha = 12^\circ$ ).

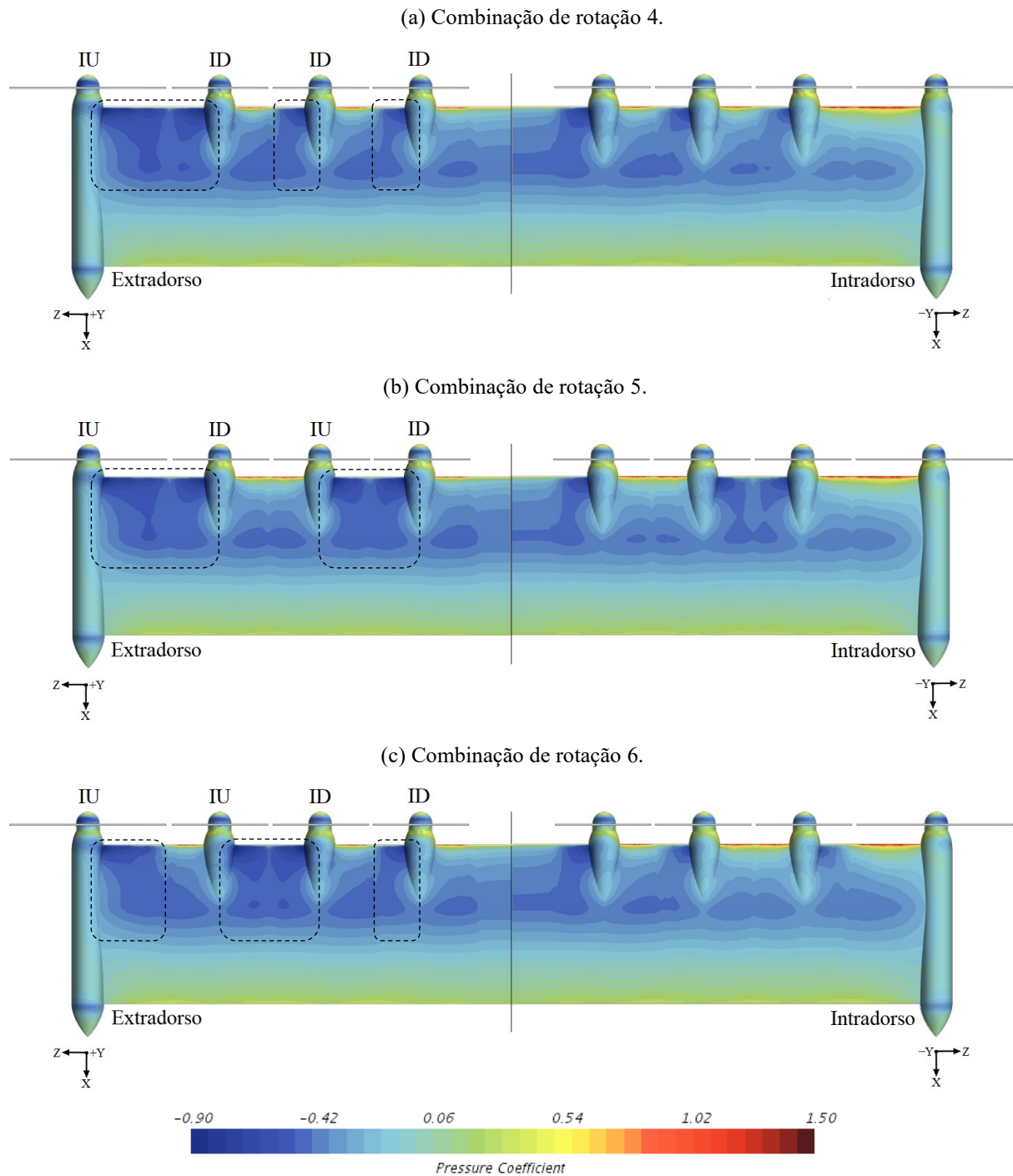


Fonte: Autor.

Para as combinações dos sentidos de rotação 4, 5 e 6, haverá hélices adjacentes que giram no sentido oposto e que tendem a aumentar ou reduzir o ângulo de ataque local em toda

a região entre as naceles adjacentes, causando alterações específicas nas distribuições de  $C_p$  sobre a asa. A Figura 74 apresenta a distribuição de  $C_p$  sobre a asa DEPWIM para as combinações dos sentidos de rotação 4, 5 e 6, em  $\alpha = 0^\circ$ .

Figura 74 – Contornos de  $C_p$  para as combinações 4, 5 e 6 ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).

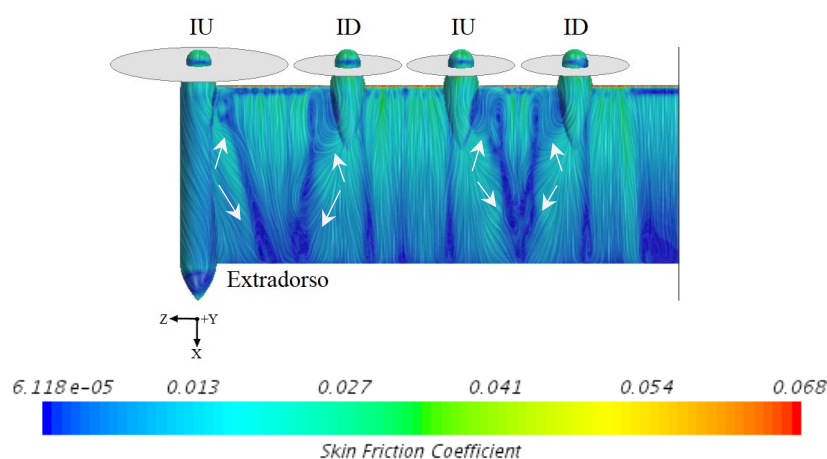


Fonte: Autor.

Para a combinação de rotação 4, as hélices adjacentes que estão com os sentidos de rotação opostos são os propulsores 1 e 2, apresentando uma grande região de aumento no ângulo de ataque local, como indicado na Figura 74-a através do retângulo de linhas tracejadas maior, localizado próximo à ponta de asa. Para os propulsores 3 e 4 que são adjacentes, mas com o mesmo sentido de rotação, as regiões de aumento do ângulo de ataque local são menores e limitados à região de cada hélice, conforme indicados pelos retângulos menores. Porém, as regiões de aumento no ângulo de ataque local alteram-se de acordo com as combinações de rotação, como pode ser observado para as combinações 5 e 6, conforme indicados pelos retângulos tracejados nas Figuras 74-b e 74-c, respectivamente.

Além disso, as regiões em que ocorrerá o início da separação do escoamento também podem ser alteradas, dependendo dos sentidos de rotação das hélices. Como exemplo, a asa DEPWIM com a combinação dos sentidos de rotação 5 em que o ângulo de ataque local é aumentado nas regiões entre os propulsores 1-2 e 3-4 (devido as pás das hélices girando no sentido ascendente, conforme regiões indicadas pelos retângulos na Figura 74-b), tem como consequência maiores gradientes de pressão adversos. A distribuição das tensões de cisalhamento sobre a asa DEPWIM, é mostrada na Figura 75. Essas regiões estão indicadas pelas setas e indicam baixos valores de  $C_f$  devido à separação e recirculação do escoamento.

Figura 75 – Distribuições de  $C_f$  e zonas de separação do escoamento. Combinação de rotação 5.  
( $\alpha = 8^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ )



Fonte: Autor.

Para o caso da asa DEPWIM com a combinação de rotação 5, as regiões de separação do escoamento entre os propulsores 1 e 2, que se encontram próximos à ponta de asa, afetam diretamente o local de possíveis superfícies de controle de rolamento; e entre os propulsores 3

e 4, uma grande área do flape. Sendo assim, na escolha dos sentidos de rotação das hélices deve-se levar em consideração o efeito na efetividade das superfícies de controle e dos dispositivos hipersustentadores.

As distribuições de  $C_p$  ao longo da corda e os contornos de  $C_p$  sobre o extradorso e intradorso da asa DEPWIM, para todas as combinações dos sentidos de rotação descritos na Tabela 8, estão apresentados no Apêndice A (para  $\alpha = 0^\circ, 4^\circ$  e  $6^\circ$ ).

#### 5.4 Distribuições de sustentação

Como visto nas subseções anteriores, a presença da propulsão distribuída afeta consideravelmente o ângulo de ataque local, a pressão dinâmica e, conseqüentemente, as distribuições de pressão e tensão de cisalhamento sobre a asa; o que também implicará na alteração do carregamento aerodinâmico e das distribuições de forças sobre a asa.

Com o intuito de comparar as distribuições de sustentação ao longo da semi-envergadura, os coeficientes de pressão são integrados ao longo da corda em diferentes seções da asa. Uma aproximação dos coeficientes de sustentação local,  $C_l$ , pode ser obtida pela Equação 43 utilizando o método de integralização numérica a partir da *regra trapezoidal* de Newton-Cotes.

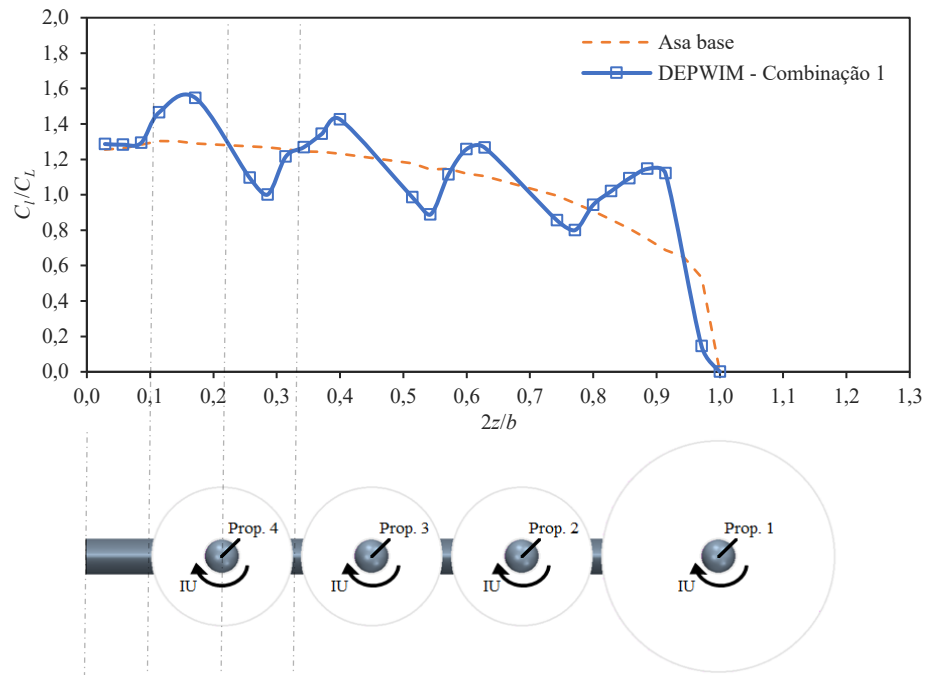
$$C_l = \cos \alpha \left[ \int_0^1 (C_{p_l} - C_{p_u}) d\left(\frac{x}{c}\right) \right] \quad (43)$$

onde  $C_{p_l}$  e  $C_{p_u}$  denotam a pressão sobre o intradorso e extradorso, respectivamente.

A Figura 76 apresenta a comparação entre as distribuições de sustentação ao longo da semi-envergadura da asa base e da asa DEPWIM considerando a combinação de sentidos de rotação 1, em  $\alpha = 4^\circ$ . Percebe-se uma grande alteração na distribuição de sustentação da asa DEPWIM, quando comparada com a asa base, apresentando maiores valores de  $C_l$  para as regiões em que as pás das hélices estão em movimento ascendente (por exemplo, para o propulsor 4 na região entre  $0,10 < 2z/b < 0,21$ ) e menores valores de  $C_l$  para as regiões em que as pás estão em movimento descendente (por exemplo, para o propulsor 4 na região entre  $0,21 < 2z/b < 0,32$ ).

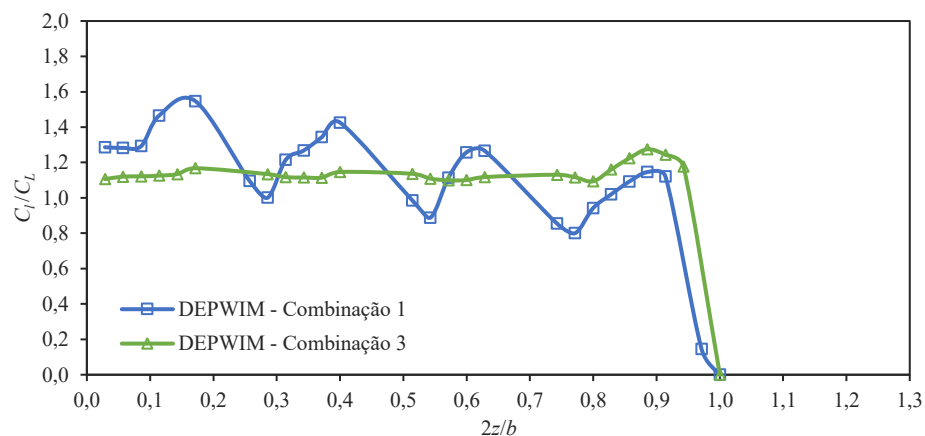


Figura 76 – Comparação entre distribuições de sustentação entre a asa base e a asa DEPWIM, considerando a combinação de rotação 1 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



Considerando as diferentes fases de voo, a Figura 77 apresenta a comparação entre as distribuições de sustentação das asas DEPWIM com as combinações de rotação 1 (todos propulsores ativados) e 3 (apenas o propulsor de cruzeiro). Para a combinação 3, há um aumento de sustentação na ponta de asa, devido ao aumento do ângulo de ataque local causado pelo propulsor de cruzeiro; além de apresentar uma distribuição de sustentação mais uniforme ao longo da asa.

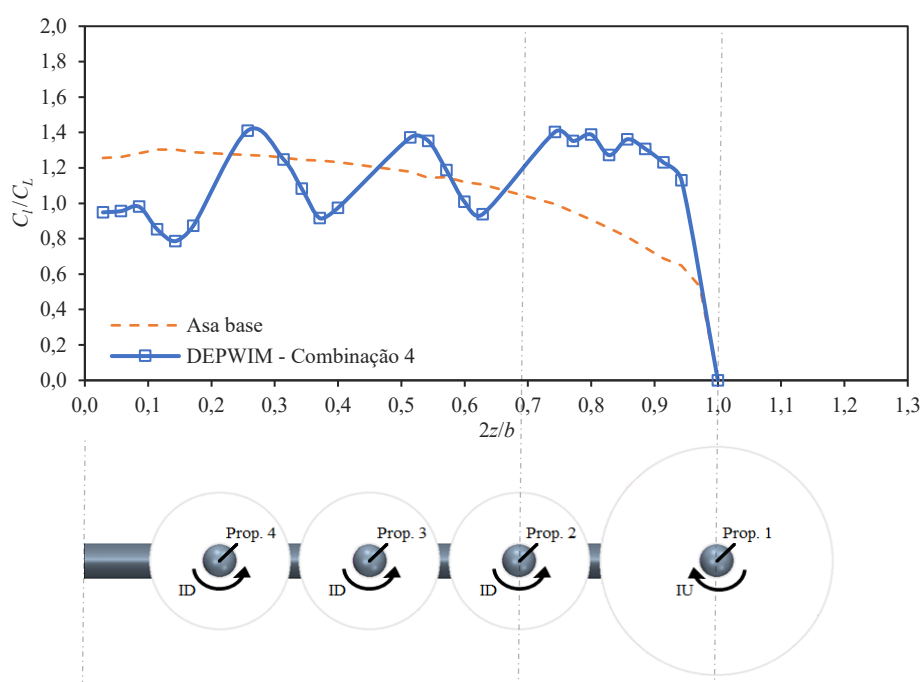
Figura 77 – Comparação entre distribuições de sustentação entre as asas DEPWIM, considerando as combinações de rotação 1 e 3 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).





As Figuras 78, 79 e 80 apresentam as distribuições de sustentação para as combinações dos sentidos de rotação 4, 5 e 6, respectivamente. Para a combinação de rotação 4, nota-se um maior aumento de sustentação na região de ponta de asa onde há propulsores adjacentes girando em sentido opostos e as pás das hélices em movimento ascendente, conforme pode ser observado na região entre os propulsores 1 e 2, destacada pelas linhas tracejadas ( $0,69 < 2z/b < 1,00$ ) no gráfico da Figura 78.

Figura 78 – Comparação entre distribuições de sustentação entre a asa base e a asa DEPWIM, considerando a combinação de rotação 4 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



Fonte: Autor.

Para a combinação de rotação 5, em que todos os propulsores adjacentes estão girando em sentidos de rotação opostos, há regiões de aumento e diminuição de sustentação bem definidas: nas regiões em que as pás estão em movimento ascendente há o aumento da sustentação, como pode ser observado pela Figura 79 nas regiões entre os propulsores adjacentes 1-2 ( $0,69 < 2z/b < 1,00$ ) e 3-4 ( $0,21 < 2z/b < 0,45$ ); já, nas regiões em que as pás estão em movimento descendente há diminuição da sustentação, como pode ser observado nas regiões entre os propulsores adjacentes 2-3 ( $0,45 < 2z/b < 0,69$ ) e também entre o propulsor 4 e a raiz da asa ( $0,00 < 2z/b < 0,21$ ).

Figura 79 – Comparação entre distribuições de sustentação entre a asa base e a asa DEPWIM, considerando a combinação de rotação 5 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).

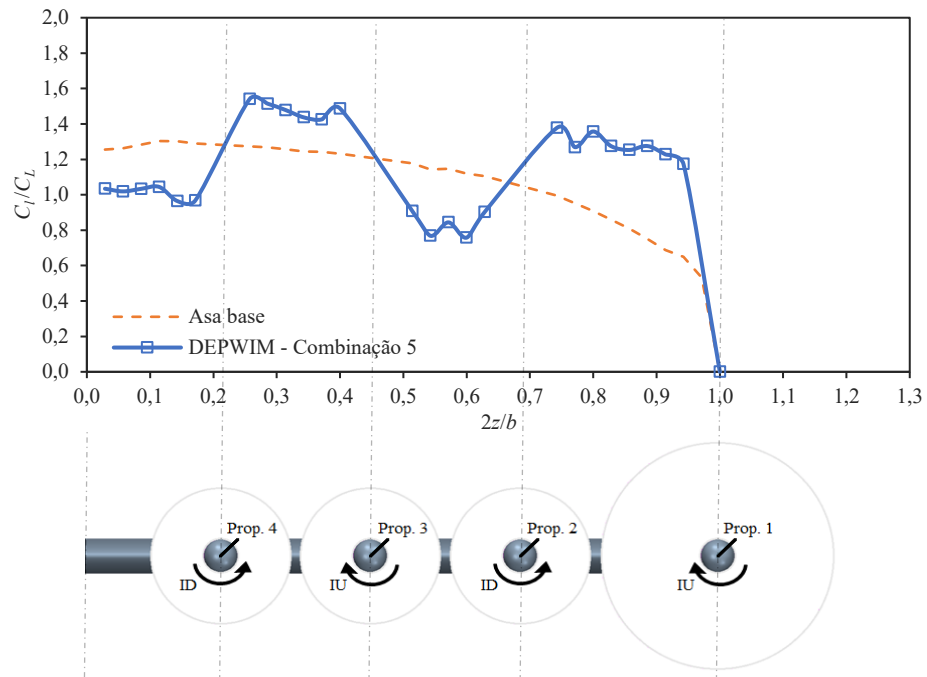
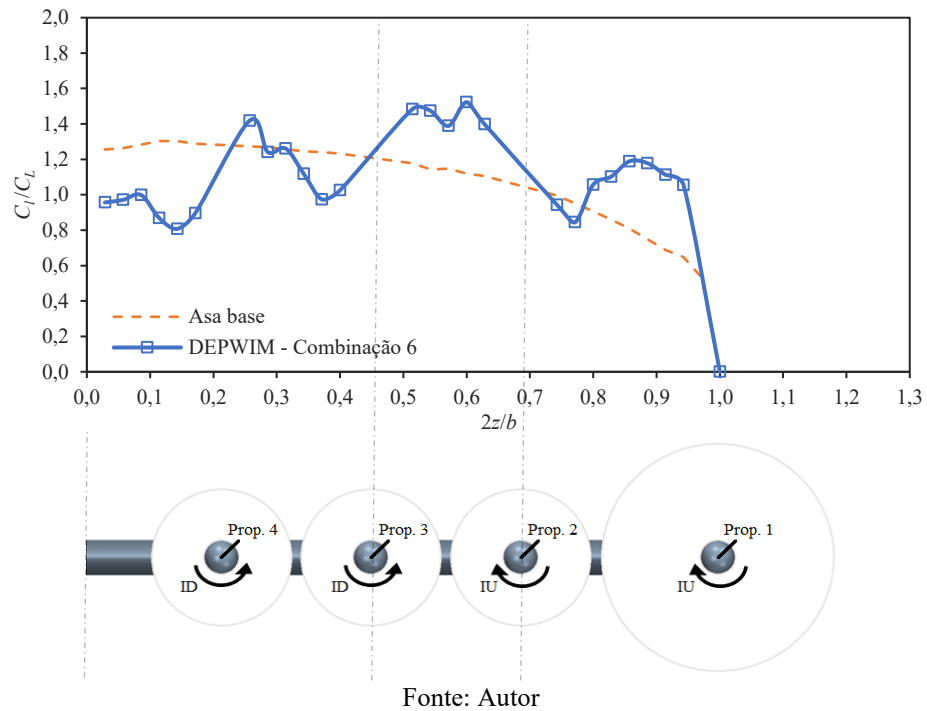


Figura 80 – Comparação entre distribuições de sustentação entre a asa base e a asa DEPWIM, considerando a combinação de rotação 6 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



Por fim, a distribuição de sustentação para a combinação de rotação 6 também apresenta um maior aumento de sustentação onde há hélices adjacentes girando em sentido opostos e as pás em movimento ascendente, neste caso, entre os propulsores 2 e 3 ( $0,45 < 2z/b < 0,69$ ), conforme destacada pelas linhas tracejadas no gráfico da Figura 80.

As distribuições de sustentação para a asa DEPWIM com todos os propulsores ativos sugerem maiores cargas sobre as regiões próximas da ponta de asa, principalmente para as combinações de rotação 4 e 5, pode indicar maiores momentos fletores sobre a estrutura da asa.

## 5.5 Considerações sobre a propulsão distribuída no projeto de aeronaves

Esta subseção cita algumas considerações que, junto com as considerações aerodinâmicas já apresentadas nas subseções anteriores, o autor entende como relevantes sobre o conceito de propulsão elétrica distribuída no projeto de uma aeronave:

- a) **Alterações no projeto da asa.** Como observado, a asa DEPWIM em configuração de cruzeiro apresenta maiores valores de  $C_L$  em relação à asa base. Isso indica que se pode obter uma asa mais eficiente com mudanças de geometria da asa, menores ângulos de incidência e diferentes planejamentos de operações.
- b) **Redução do estabilizador vertical.** O conceito DEP pode ser integrado a sistemas de controle modernos com o intuito de gerar momentos de guinada pela alteração da tração dos motores que estão à uma determinada distância lateral do  $CG$ . Com isso, as superfícies de controle tradicionais podem ser reduzidas, diminuindo o peso estrutural.
- c) **Redundância da propulsão.** Uma asa DEP pode dispor de redundância de sistemas propulsivos. Assim, caso um motor ou sistema falhe, os outros motores podem manter a propulsão requerida para um voo seguro.
- d) **Redução de guinada assimétrica devido à falha de um motor.** Em uma aeronave bimotora, por exemplo, caso aconteça a falha de um dos motores, a tração do motor operante combinado com a sua distância lateral em relação ao centro de gravidade geram um grande momento de guinada que deve ser equilibrado pela ação do piloto utilizando as superfícies de controle, o que causa uma degradação significativa do desempenho da aeronave. Uma asa com propulsão elétrica distribuída pode reduzir ou, até mesmo, anular a assimetria devido a falha de um dos propulsores pelo aumento a tração dos motores opostos.

## 6 CONCLUSÃO

Este estudo numérico mostrou o fato de que a propulsão distribuída a montante de uma asa altera consideravelmente o campo de escoamento em torno da mesma e suas características aerodinâmicas.

Para o estudo numérico, primeiramente foram realizadas as avaliações dos modelos computacionais. Quando comparados os valores de  $C_L$  e  $C_D$  da asa PROWIM obtidos de forma experimental (literatura) com os valores obtidos de forma numérica, obteve-se diferenças pequenas e satisfatórias. Ao se analisar as distribuições de pressão, notou-se uma boa representação obtida pelo método numérico, quando comparando com valores experimentais; mesmo em regiões da asa afetadas pelo escoamento induzido através do disco atuador que representa a propulsão. Com isso, conclui-se que o modelo numérico apresentou boa representação física do escoamento, principalmente em baixos ângulos de ataque em que a curva de  $C_L$  é linear. Para condições próximo ao estol, pode haver maiores erros devido as complexidades do escoamento, devido às limitações dos modelos de turbulência e restrições de refinamento de malha impostas pelos limites computacionais disponíveis; entretanto, o comportamento de estol pode ser avaliado e comparado entre as asas. Diante do exposto, recomenda-se a utilização da abordagem RANS, bem como o modelo de disco atuador baseado na teoria dos elementos de pá, para o estudo da configuração de asa testada, respeitando as limitações dos métodos numéricos.

Os propulsores distribuídos a montante da asa afetam o escoamento de modo que o acréscimo na componente de velocidade  $V_x$ , devido ao escoamento axial produzido pela propulsão, é “sentida” pela asa como aumento da pressão dinâmica. Já, a componente de velocidade  $V_y$  é significativamente alterada devido ao escoamento tangencial induzido pelas hélices e que, somando com o vento relativo, aumentam o ângulo de ataque local nas regiões aonde as pás das hélices estão em movimento ascendente; de forma oposta, reduz o ângulo de ataque local nas regiões em que as pás estão em movimento descendente. Com isso, a variação do ângulo de ataque local ao longo de toda a asa depende das combinações dos sentidos de rotação dos propulsores.

Ao comparar as curvas  $C_L$  versus  $\alpha$  da asa base e das asas DEPWIM, ambas de mesma área, notou-se que o conceito de propulsão distribuída a montante da asa desloca a curva  $C_L$  versus  $\alpha$ , fazendo com que  $\alpha_{L=0}$  se torne um valor finito, mesmo para a asa com perfil

aerodinâmico simétrico. A presença dos propulsores também altera a inclinação da curva ( $dC_L/d\alpha$ ) e é influenciado pela energia fornecida pelos propulsores no escoamento sobre a asa. Além disso, o conceito de propulsão distribuída apresentou aumento do  $C_{L_{max}}$ . Esses efeitos são causados pelo aumento da pressão dinâmica e pelo aumento do ângulo de ataque efetivo da asa, devido ao escoamento induzido pela propulsão. Porém, o valor de  $C_{L_{max}}$  da asa DEPWIM é alcançado em menores ângulos de ataque ( $\alpha_{C_{L_{max}}}$ ), principalmente devido à presença das naceles ao longo da envergadura da asa que antecipam o estol.

Quando ativo todos os propulsores, a asa DEPWIM apresentou aumento do arrasto parasita (em  $C_L = 0$ ) e do arrasto induzido para valores de  $C_L$  menores que 0,75, em relação a asa base; além de demonstrar uma inclinação da curva  $C_M$  versus  $\alpha$  mais negativa, o que indica uma alteração do nível de estabilidade estática longitudinal em baixos ângulos  $\alpha$ .

Entretanto, o conceito de propulsão distribuída pode ser utilizado de diferentes formas, dependendo da fase de voo. Para a fase de voo em cruzeiro, no qual pode-se considerar que os propulsores distribuídos estão desligados e suas pás alojadas dentro das naceles e apenas com o propulsor de cruzeiro (ponta de asa) acionado, a asa DEPWIM apresentou menor arrasto parasita (em  $C_L = 0$ ) e menor arrasto induzido para valores de  $C_L$  menores que 0,70, quando comparada com a asa DEPWIM com todos os propulsores ativos. Se comparado com a asa base, a asa DEPWIM em configuração de cruzeiro apresentou menor arrasto na faixa entre  $0,35 < C_L < 0,70$ . Além disso, a asa DEPWIM em condição de cruzeiro apresentou maior eficiência aerodinâmica máxima do que as asas base e DEPWIM com todos propulsores ativos. O que indica a redução do arrasto induzido pela atenuação dos efeitos causados pelos vórtices de ponta de asa, aumentando o ângulo de ataque efetivo da asa.

A asa DEPWIM com todos propulsores ativados, quando associada a um flape com  $10^\circ$  de deflexão, apresentou um acréscimo considerável do valor de  $C_{L_{max}}$  em comparação com a asa DEPWIM com todos propulsores desligados e com flape com  $10^\circ$  de deflexão. O que indica que o escoamento proveniente da propulsão pode acarretar o aumento da efetividade das superfícies defletidas através do aumento da pressão dinâmica e, com isso, reduzir a velocidade de estol.

Devido aos maiores gradientes de pressão adversos que a camada limite enfrenta sobre o extradorso da asa, principalmente nas regiões em que há o aumento do ângulo de ataque local pelo escoamento tangencial produzido pela propulsão, o conceito de propulsão distribuída pode alterar as regiões de início de separação do escoamento e essas regiões são dependentes dos sentidos de rotação das hélices. Deve-se ter o cuidado para evitar uma combinação de rotação

que favoreça o início da separação do escoamento entre toda a região próxima da ponta de asa, onde encontra-se as superfícies de controle de rolamento.

As distribuições de sustentação das asas DEPWIM diferem significativamente da asa base retangular, principalmente devido às alterações locais do ângulo de ataque. Sendo que, as distribuições de sustentação para a asa DEPWIM com todos os propulsores ativos sugerem maiores cargas sobre as regiões próximas da ponta de asa, principalmente para as combinações de rotação 4, 5 e 6, o que pode indicar maiores momentos fletores sobre a estrutura da asa.

Como sugestão de trabalhos futuros, pode-se variar as condições da propulsão, como por exemplo, as condições de tração, condições de rotação, a geometria das hélices e suas posições em relação à asa, já que a propulsão tem um papel fundamental no escoamento devido às interações propulsão/asa. Além disso, a utilização de vários propulsores pode alterar os níveis de ruído de uma aeronave, podendo ser estudado uma melhor forma de distribuição e/ou condições de operação das hélices com intuito de reduzir as emissões de ruídos. Pode-se estudar, também, interações fluido/estrutura da asa com propulsores distribuídos; controle automático dos motores em busca de melhores características aerodinâmicas dependendo do regime de voo; diferentes formas de distribuir a propulsão, como por exemplo, configurações *pusher* ou alternadas (*tractor* e *pusher* combinadas na mesma asa). Para um melhor entendimento das características aerodinâmicas e das limitações dos modelos numéricos, as análises apresentadas neste trabalho podem ser reproduzidas de forma experimental, através de túneis de vento.

## REFERÊNCIAS

ACS, Aviation. Disponível em: <https://www.acs-solutions.com.br/index.php/produtos>. Acesso em: 10 fev. 2019.

ANDERSON Jr., J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. 3rd ed. New York: McGraw-Hill, 2001.

ANDERSON Jr., J. D. **Introduction to flight**. 3rd ed. New York: McGraw-Hill, 1989.

ASME. **Standard for verification and validation in computational fluid dynamics and heat transfer**. New York: The American Society of Mechanical Engineers, 2009.

BOLAM, R. C.; VAGAPOV, Y.; ANUCHIN, A. Review of electrically powered propulsion for aircraft. *In: 53<sup>rd</sup> INTERNATIONAL UNIVERSITIES POWER ENGINEERING CONFERENCE*, Glasgow, 4-7 set. 2018.

BORER, N. K.; MOORE, M. D. Integrated propeller-wing design exploration for distributed propulsion concept. *In: 53<sup>rd</sup> AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING*, Kissimmee, 5-9 jan. 2015.

BORER, N. K.; MOORE, M. D.; TURNBULL, A. Tradespace exploration of distributed propulsors for advanced on-demand mobility concepts. *In: 14<sup>th</sup> AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE*, Atlanta, 16-20 jun. 2014.

BORER, N. K. *et al.* Comparison of aero-propulsive performance predictions for distributed propulsion configurations. *In: 55<sup>th</sup> AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING*, Grapevine, 9-13 jan. 2017.

BORER, N. K. *et al.* Design and performance of the NASA SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator. *In: 16<sup>th</sup> AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE*, Washington, 13-17 jun. 2016.

CATALANO, F. M. On the effects of an installed propeller slipstream on wing aerodynamic characteristics. **Acta Polytechnica**, v. 44, n. 3, p. 8-14, 2004.

CHEN, Y.S. *et al.* New actuator disk model for propeller-aircraft computation. **Science China Technological Sciences**, v. 59, n. 8, p. 1201-1207, 2016.

CHIN, J.; SCHNULO, S. L.; SMITH, A. Transient thermal analyses of passive systems on SCEPTOR X-57. *In: 17<sup>th</sup> AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE*, Denver, 5-9 jun. 2017.

CHRISTIE, R. J.; DUBOIS, A.; DERLAGA, J. M. Cooling of electric motors used for propulsion on SCEPTOR. **NASA Technical Memorandum**, TM-2017-219134, 2017.

DEERE, A. K. *et al.* Computational analysis of powered lift augmentation for the LEAPTech distributed electric propulsion wing. *In: 35<sup>th</sup> AIAA APPLIED AERODYNAMICS CONFERENCE*, Denver, 5-9 jun. 2017a.

DEERE, A. K. *et al.* Computational analysis of a wing designed for the X-57 distributed electric propulsion aircraft. *In: 35<sup>th</sup> AIAA APPLIED AERODYNAMICS CONFERENCE*, Denver, 5-9 jun. 2017b.

DESMOND, K. **Electric airplanes and drones: a history**. Jefferson: McFarland & Company, 2018.

DIEDERICH, F. W.; FOSS, K. A. The calculation of certain static aeroelastic phenomena of wings with tip tanks or boom-mounted lifting surfaces. **NACA Research Memorandum**, RM-L52A22, 1952.

DIMCHEV, M. **Experimental and numerical study on wingtip mounted propellers for low aspect ratio UAV design**. 2012. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeroespacial) - Delft University of Technology, Delft, 2012.

DOMMASH, D. O.; SERBEY, S. S., CONNOLLY, T. F. **Airplane aerodynamics**. 3rd ed. New York: v Pitman, 1961.

EASA. **European aviation environmental report 2016**. Luxembourg: Publications Office, 2016.

EMRAX. **Emrax 268/268 VHML technical datasheet (dynamometer test data)**. Disponível em : <https://emrax.com/products/emrax-268/>. Acesso em: 23 jan. 2019.

EUROPEAN COMMISSION. **Flightpath 2050 Europe's vision for aviation: report of the high-level group on aviation research**. Luxembourg: Publications Office, 2011.

FOX, R. W.; PRITCHARD, P. J.; MCDONALD, A. T. **Introdução à mecânica dos fluidos**. 7ed. Rio de Janeiro: LTC Editora, 2011.

FREDERICKS, W. J.; MOORE, M. D.; BUSAN, R. C. Benefits of hybrid-electric propulsion to achieve 4x cruise efficiency for a VTOL UAV. *In: 2013 INTERNATIONAL POWERED LIFT CONFERENCE*, Los Angeles, 12-14 ago. 2013.

FREDERICKS, W. J. *et al.* Greased Lightning (GL-10) flight testing campaign. **NASA Technical Memorandum**, TM-2017-219643, 2017.

GLAUERT, H. **Airplane propellers**. Berlin: Springer, 1935.

GLAUERT, H. **The elements of aerofoil and airscrew theory**. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 1983.

GOHARDANI, A. S.; DOULGERIS, G.; SINGH, R. Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 47, n. 5, p. 369-391, 2011.



GONÇALVES, V. H. P. **Análise numérica da aplicação do controle ativo de arrasto em um modelo automobilístico simples**. 2019. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia, Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2019.

HEPPERLE, M. Electric flight - potential and limitations. *In: ENERGY EFFICIENT TECHNOLOGIES AND CONCEPTS OF OPERATION WORKSHOP*, Lisboa, out. 2012.

HOOVER, C. B.; SHEN, J.; KRESHOCK, A. R. Propeller whirl flutter stability and its influence on X-57 aircraft design. **Journal of Aircraft**, v. 55, n. 5, p. 2169-2175, 2018.

HOUGHTON, E. L. *et al.* **Aerodynamics for engineering students**. 6th ed. Waltham: Elsevier, 2012.

JANUS, M. J.; CHATTERJEE, A.; CAVE, C. Computational analysis of a wingtip-mounted pusher turboprop. **Journal of Aircraft**, v. 33, n. 2, p. 441-444, 1996.

KIN, H. D.; PERRY, A. T.; ANSELL, P. J. A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology. *In: 2018 AIAA/IEEE ELECTRIC AIRCRAFT TECHNOLOGIES SYMPOSIUM*, Cincinnati, 9-11 jul. 2018.

KROO, I. Propeller-wing integration for minimum induced loss. **Journal of Aircraft**, v. 23, n. 7, p. 561-565, 1986.

KUHN, H.; FALTER, C.; SIZMANN, A. Renewable energy perspectives for aviation. *In: 3<sup>rd</sup> CONFERENCE OF THE COUNCIL OF EUROPEAN AEROSPACE SOCIETIES AND 21<sup>st</sup> ITALIAN ASSOCIATION OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS CONGRESS*, Venice, p. 1249-1259, out. 2011.

LARRABEE, E. Practical design of minimum induced loss propellers. *In: BUSINESS AIRCRAFT MEETING AND EXPOSITION*, SAE Technical Paper 790585, 1979.

LI, B.; LU, H.; DENG, S. Validation of an actuator disk model for numerical simulation of propeller. **Journal of Aerospace Engineering**, v. 229, n. 8, p. 1454-1463, 2014.

LILIUM. Lilium Jet aircraft. Disponível em: <https://lilium.com/technology/>. Acesso em: 09 mar. 2019.

LOTH, J. L.; LOTH, F. Induced drag reduction with wing tip mounted propellers. *In: 2<sup>nd</sup> AIAA APPLIED AERODYNAMICS CONFERENCE*, Seattle, 21-23 ago. 1984.

LUKASIK, B.; WISNIOWSKI, W. All-electric propulsion for future business jet aircraft: a feasibility study. **Journal of Aerospace Engineering**, v. 231, n. 12, p. 2203-2213, 2017.

LYCOMING. **AEIO-580-B1A operation and installation manual**. Williamsport: Lycoming Engines, 2007. Disponível em: <https://www.lycoming.com/content/operator%27s-manual-aeio-580-b1a-60297-32>. Acesso em: 22 jan. 2019.

LYCOMING. **O-235 and O-290 series operator's manual**. 5. ed. Williamsport: Lycoming Engines, 2007. Disponível em: <https://www.lycoming.com/content/operator%27s-manual-O-235-O-290-60297-9>. Acesso em: 22 jan. 2019.

MALISKA, C. R. **Transferência de calor e mecânica dos fluidos computacional: fundamentos e coordenadas generalizadas**. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 1995.

MASSEY S. J. *et al.* Aeroelastic analysis of a distributed electric propulsion wing. *In: 58<sup>th</sup> AIAA/ASCE/AHS/ASC STRUCTURES, STRUCTURAL DYNAMICS, AND MATERIALS CONFERENCE*, Grapevine, 9-13 jan. 2017.

MCSWAIN, R. G.; GLAAB, L. J.; THEODORE, C. R. Greased Lightning (GL-10) performance flight research – flight data report. **NASA Technical Memorandum**, TM-2017-219794, 2017.

MENTER, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. **AIAA Journal**, v. 32, n. 8, p. 1598-1605, 1994.

MENTER, F. R.; KUNTZ, M.; LANGTRY, R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. **Turbulence, Heat and Mass Transfer**, Citeseer, v. 4, n. 1, p. 625-632, 2003.

MILEY, S. J.; HOWARD, R. M.; HOLMES, B. J. Wing laminar boundary layer in the presence of a propeller slipstream. **Journal of Aircraft**, v. 25, n. 7, p. 606-611, 1987.

MIRANDA, L.; BRENNAN, J. Aerodynamic effects of wingtip-mounted propellers and turbines. *In: 4<sup>th</sup> AIAA APPLIED AERODYNAMICS CONFERENCE*, San Diego, 8-11 jul. 1986.

MOORE, M. D. Concept of operations for highly autonomous electric Zip Aviation. *In: 12<sup>th</sup> AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE AND 14<sup>th</sup> AIAA/ISSMO MULTIDISCIPLINARY ANALYSIS AND OPTIMIZATION CONFERENCE*, Indianapolis, 17-19 set. 2012.

MOORE, M. D.; FREDERICKS, B. Misconceptions of electric aircraft and their emerging aviation markets. *In: 52<sup>nd</sup> AEROSPACE SCIENCES MEETING*, National Harbor, 13-17 jan. 2014.

MOORE, M. D. *et al.* High speed mobility through on-demand aviation. *In: 2013 AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE*, Los Angeles, 12-14 ago. 2013.

NARK, D. M. *et al.* High-lift propeller noise prediction for a distributed electric propulsion flight demonstrator. *In: 23<sup>rd</sup> AIAA/CEAS AEROACOUSTICS CONFERENCE*, Denver, 5-9 jun. 2017.

PATTERSON, M. D.; BORER, N. K.; GERMAN, B. A. Simple method for high-lift propeller conceptual design. *In: 54<sup>TH</sup> AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING*, San Diego, 4-8 jan. 2016.

PATTERSON, M. D.; DERLAGA, J. M.; BORER, N. K. High-lift propeller system configuration selection for NASA's SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator. *In: 16<sup>th</sup> AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE*, Washington, 13-17 jun. 2016.

PATTERSON, M. D.; GERMAN, B. J.; MOORE, M. D. Performance analysis and design of on-demand electric aircraft concepts. *In: 12<sup>th</sup> AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE AND 14<sup>th</sup> AIAA/ISSMO MULTIDISCIPLINARY ANALYSIS AND OPTIMIZATION CONFERENCE*, Indianapolis, 17-19 set. 2012.

PATTERSON Jr., J. C.; BARTLETT, G. R. Effect of a wing-tip mounted pusher turboprop on the aerodynamic characteristics of a semi-span wing. *In: 21<sup>st</sup> AIAA/SAE/ASME/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE*, Monterey, 8-11 jul. 1985.

PATTERSON Jr., J. C.; BARTLETT, G. R. Evaluation of installed performance of a wing-tip-mounted pusher turboprop on a semispan wing. **NASA Technical Paper**, nº 2739, 1987.

PEDREIRO, L. N. **Estudo e otimização de uma asa sob efeito de hélice na configuração tractor para redução de arrasto**. 2017. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia, Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2017.

PRANDTL, L. Applications of modern hydrodynamics to aeronautics. **NACA Technical Report**, TR-116, 1921.

RIZZI, S. A. *et al.* Annoyance to noise produced by a distributed electric propulsion high-lift system. *In: 23<sup>rd</sup> AIAA/CEAS AEROACOUSTICS CONFERENCE*, Denver, 5-9 jun. 2017.

ROTAX. **Aircraft Engine type 912 UL/A/F (80hp) datasheet**. Disponível em: <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-ul-a-f.html>. Acesso em: 22 jan. 2019.

SCHNULO, S. L. *et al.* Steady state thermal analyses of SCEPTOR X-57 wingtip propulsion. *In: 17<sup>th</sup> AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE*, Denver, 5-9 jun. 2017.

SIEMENS. **Technische daten rekord-elektroantrieb SP260D**. Disponível em: <https://www.siemens.com/press/pool/de/feature/2015/corporate/2015-03-electromotor/factsheet-erstflug-weltrekordmotor-d.pdf>. Acesso em: 23 jan. 2019.

SINNIGE, T. *et al.* Unsteady pylon loading caused by propeller-slipstream impingement for tip-mounted propellers. **Journal of Aircraft**, v. 55, n. 4, 2018.

SMITH Jr., L. H. Wake ingestion propulsion benefit. **Journal of Propulsion and Power**, v. 9, n. 1, p. 74-82, 1993.

SNYDER Jr., M. H.; ZUMWALT, G. W. Effects of wingtip-mounted propellers on wing lift and induced drag. **Journal of Aircraft**, v. 6, n. 5, p. 392-397, 1969.

STAR-CCM+. Simcenter STAR-CCM+ help guide. Acesso em: 10 jan. 2019.

STOKKERMANS, T. C. A. *et al.* Validation and comparison of RANS propeller modeling methods for tip-mounted applications. **AIAA Journal**, v. 57, n. 2, 2018.

STOLL, A. M. Comparison of CFD and experimental results of the LEAPTech distributed electric propulsion blown wing. *In: 15<sup>th</sup> AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE*, Dallas, 22-26 jun. 2015.

STOLL, A. M. *et al.* Drag reduction through distributed electric propulsion. *In: 14<sup>th</sup> AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE*, Atlanta, 16-20 jun. 2014a.

STOLL, A. M. *et al.* Conceptual design of the Joby S2 electric VTOL PAV. *In: 14<sup>th</sup> AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE*, Atlanta, 16-20 jun. 2014b.

TECNAM, Costruzioni Aeronautiche. **P2006T - Aircraft flight manual**. 4th ed. Cápuá: Tecnam, 2017. Doc. No. 2006/044.

TENNEKES, H.; LUMLEY, J. L. **A first course in turbulence**. Cambridge: The MIT Press, 1972.

TOMAŽIČ, T. *et al.* Pistrel Taurus G4: on creation and evolution of the winning aeroplane of NASA Green Flight Challenge 2011. **Strojniski Vestnik - Journal of Mechanical Engineering**, Ljubljana, v. 57, n. 12, p. 869-878, 2011.

VELDHUIS, L. L. M. **Propeller wing aerodynamic interference**. 2005. Tese (Doutorado) - Delft University of Technology, Delft, 2005.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method**. 2nd ed. Harlow: Pearson Education Limited, 2007.

VIKEN, J. K. *et al.* Design of the cruise and flap airfoil for the X-57 Maxwell distributed electric propulsion aircraft. *In: 35<sup>th</sup> AIAA APPLIED AERODYNAMICS CONFERENCE*, Denver, 5-9 jun. 2017.

WEELS, D. P. NASA Green Flight Challenge: conceptual design approaches and technologies to enable 200 passenger miles per gallon. *In: 11<sup>th</sup> AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION, AND OPERATIONS CONFERENCE*, Virginia Beach, 20-22 set. 2011.

WILCOX, D. **Turbulence modeling for CFD**. 3rd ed. La Cañada Flintridge: DCW Industries, 2006.

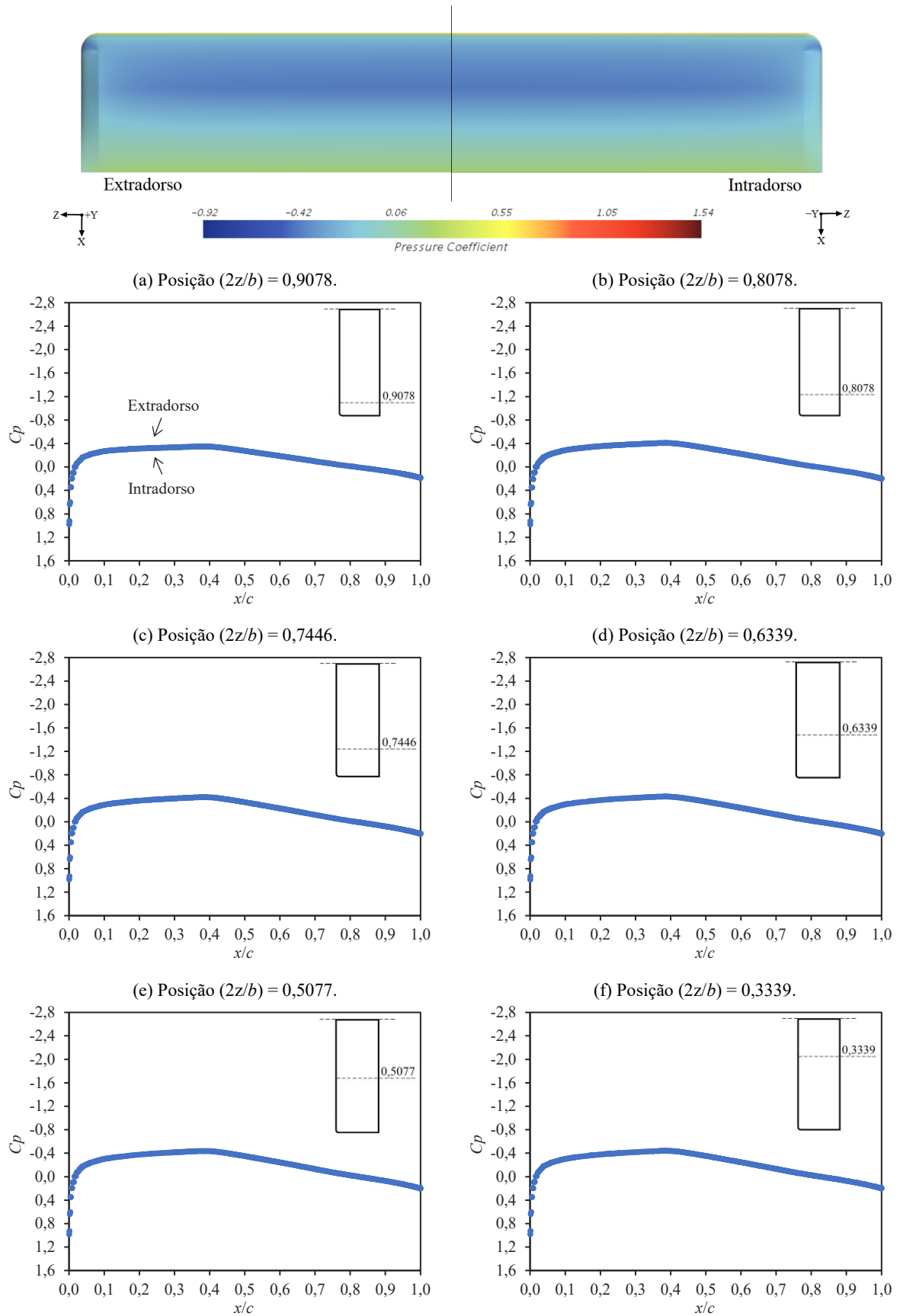
WITKOWSKI, D.P.; JOHNSTON, R.T.; SULLIVAN, J.P. Propeller/wing interaction. *In: 27<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting*, Reno, 9-12 jan. 1989.

YASA. **Yasa 750R E-motor product datasheet**. Oxford: YASA Limited, 2018. Disponível em: <https://www.yasa.com/yasa-750/>. Acesso em: 23 jan. 2019.

## APÊNDICE A – Distribuições de $C_p$ sobre a asa base e asa DEPWIM

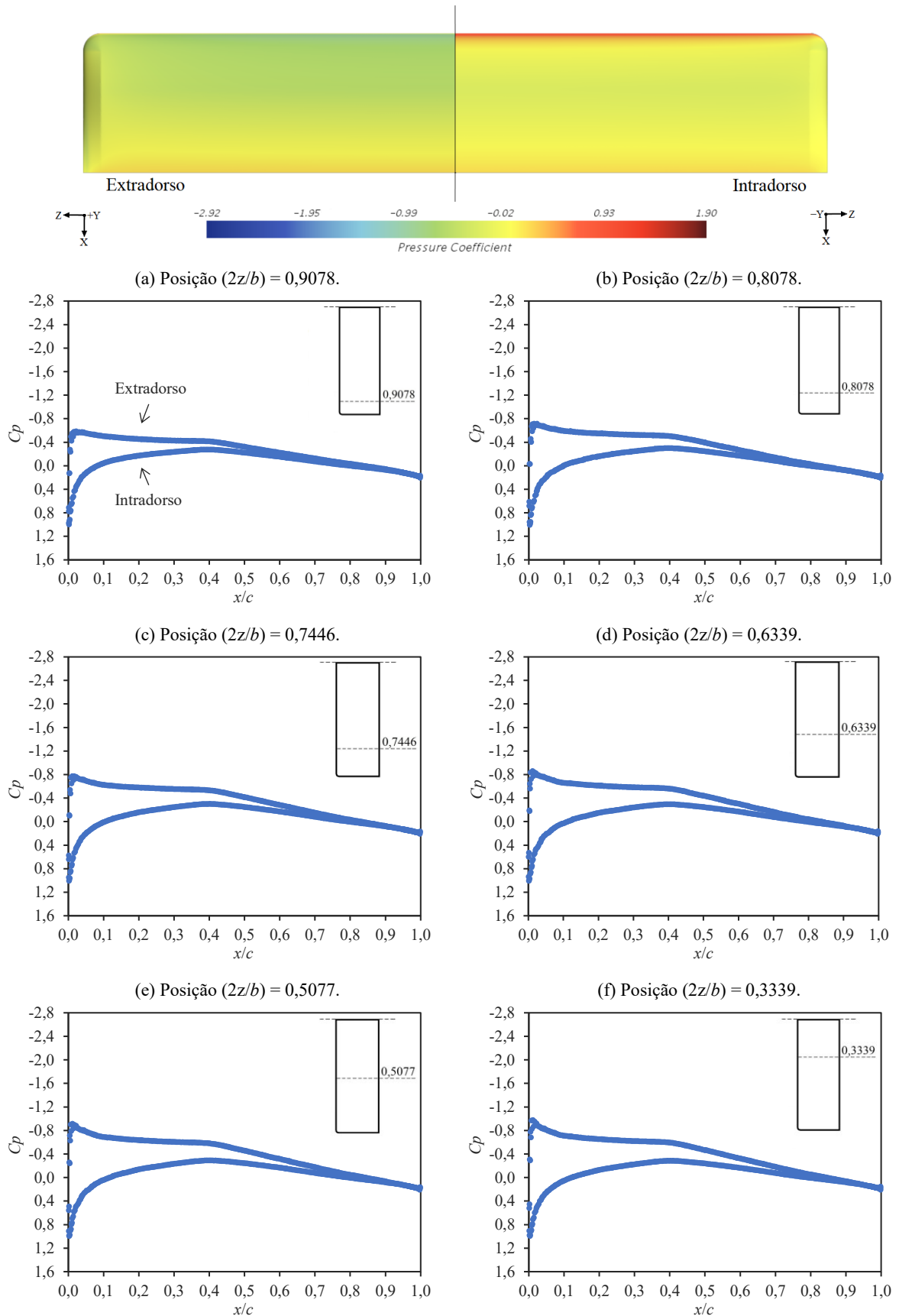
Este apêndice apresenta a distribuição de  $C_p$ , ao longo da corda, em diferentes seções da semi-envergadura da asa base e da asa DEPWIM (para todas as combinações de sentidos de rotação, conforme a Tabela 8). São apresentados as distribuições de  $C_p$  para os ângulos de ataque de  $0^\circ$ ,  $4^\circ$  e  $6^\circ$ , considerando  $Re = 4,75 \times 10^5$  ( $V_\infty = 30$  m/s) e  $J = 1,27$ . Ainda, no topo das figuras são apresentados os contornos de  $C_p$  sobre o extradorso e intradorso da asa.

Figura 81 – Distribuições de  $C_p$ . Asa base ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



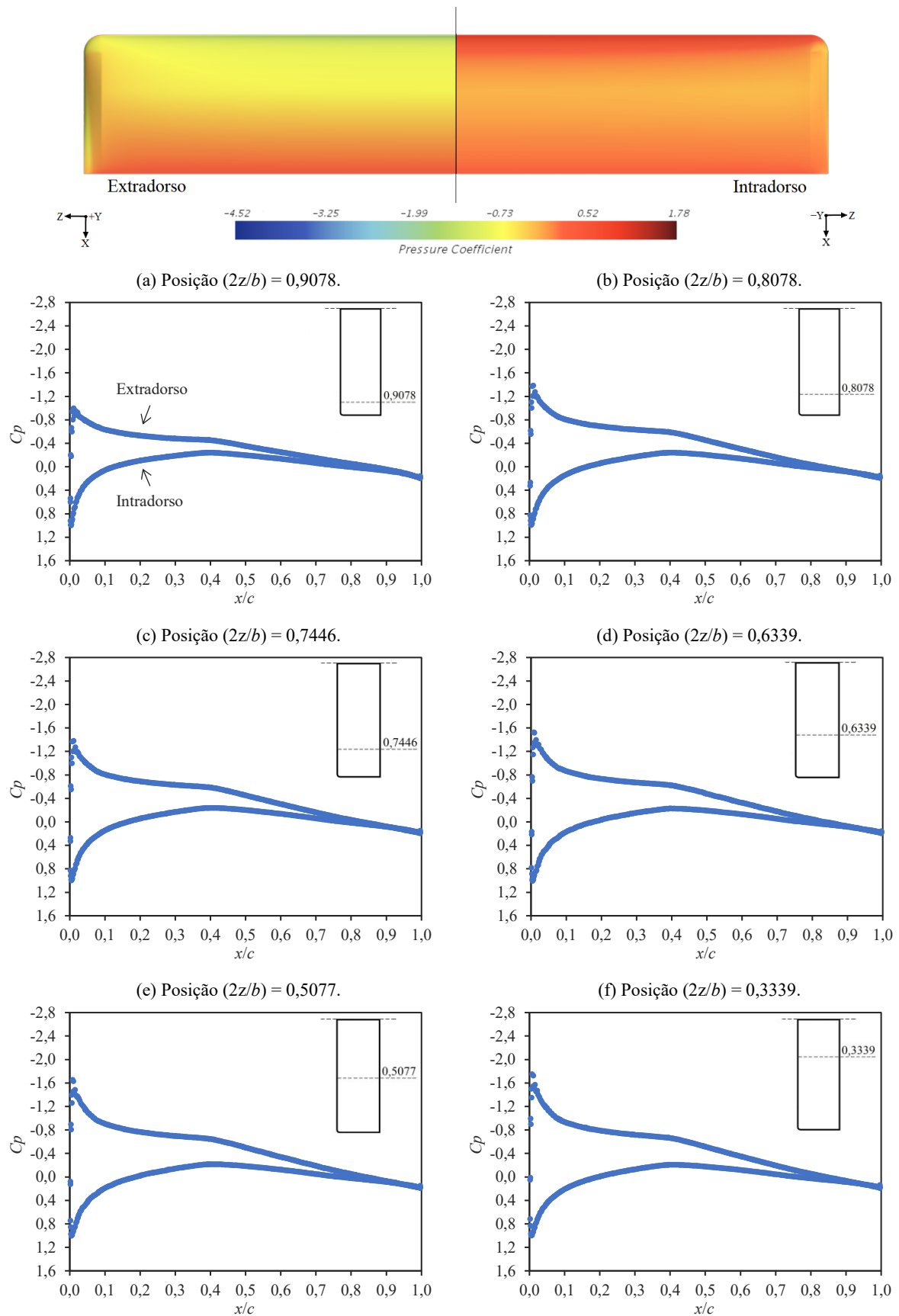
Fonte: Autor.

Figura 82 – Distribuições de  $C_p$ . Asa base ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



Fonte: Autor.

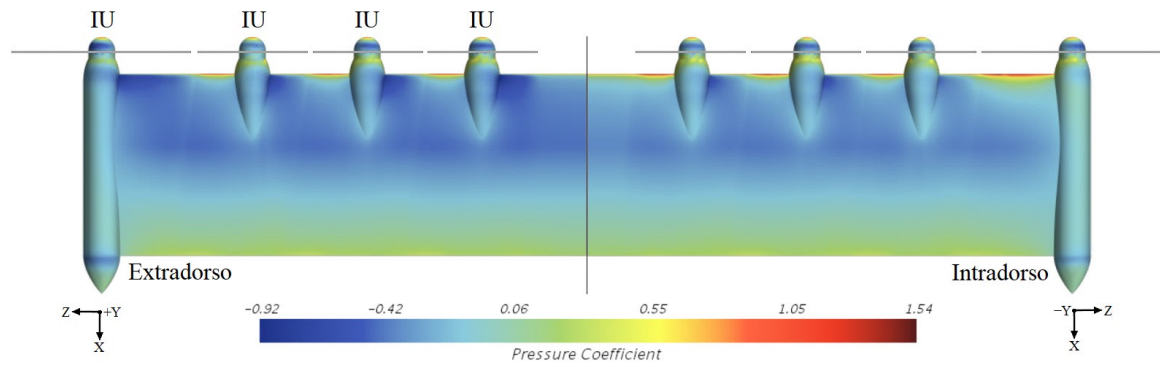
Figura 83 – Distribuições de  $C_p$ . Asa base ( $\alpha = 6^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



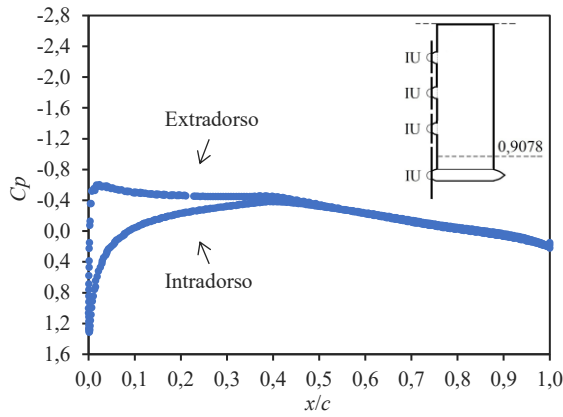
Fonte: Autor.



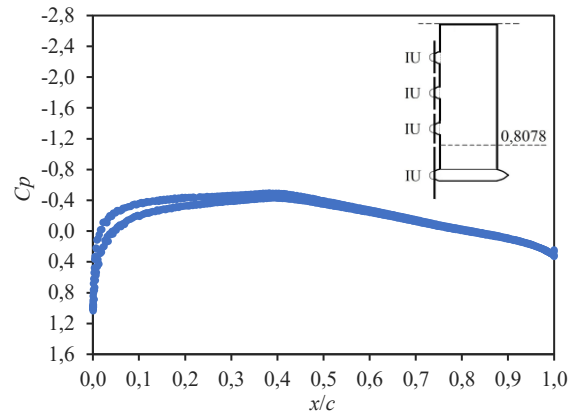
Figura 84 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 1 ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



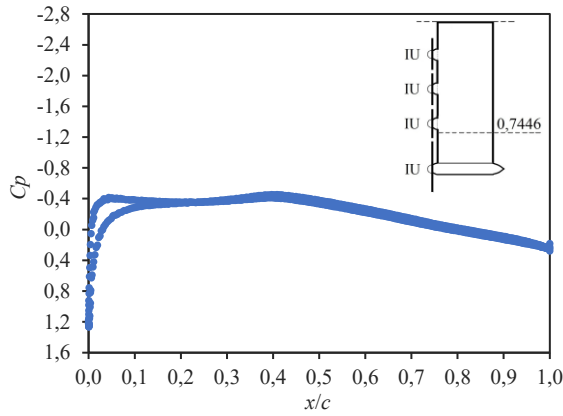
(a) Posição ( $2z/b$ ) = 0,9078.



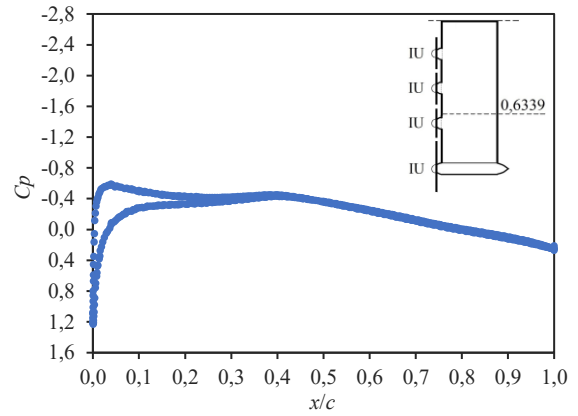
(b) Posição ( $2z/b$ ) = 0,8078.



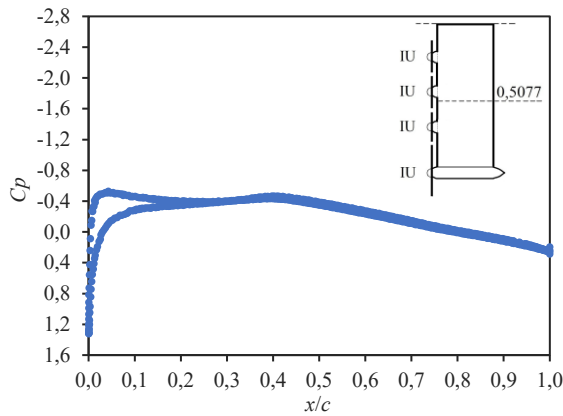
(c) Posição ( $2z/b$ ) = 0,7446.



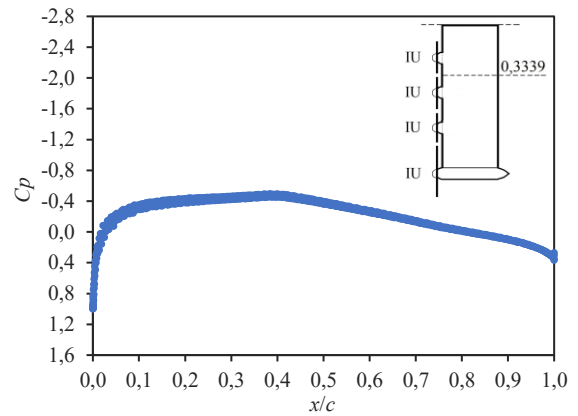
(d) Posição ( $2z/b$ ) = 0,6339.



(e) Posição ( $2z/b$ ) = 0,5077.

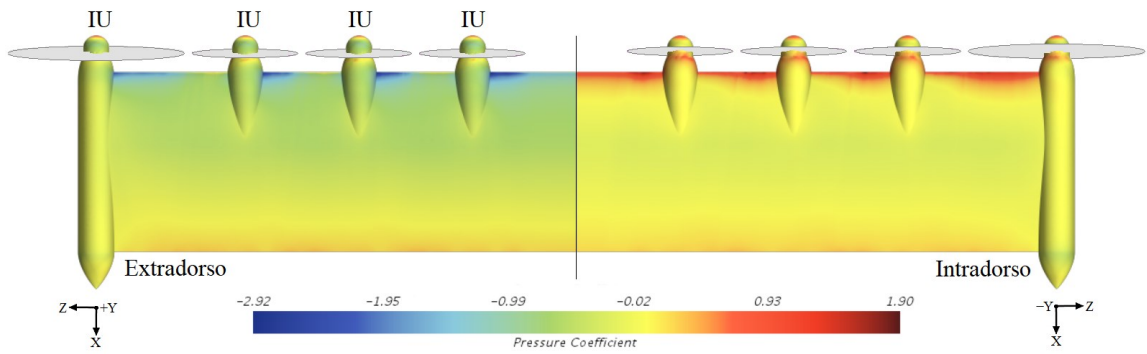


(f) Posição ( $2z/b$ ) = 0,3339.

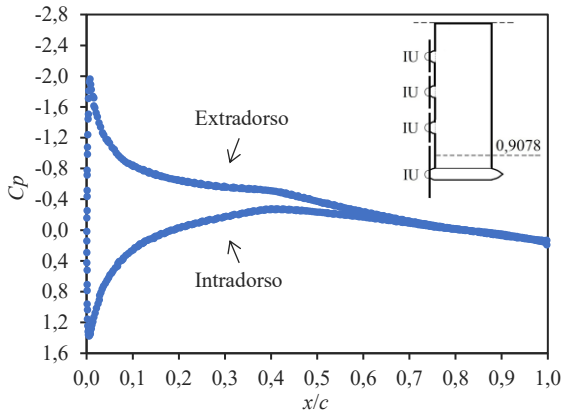


Fonte: Autor.

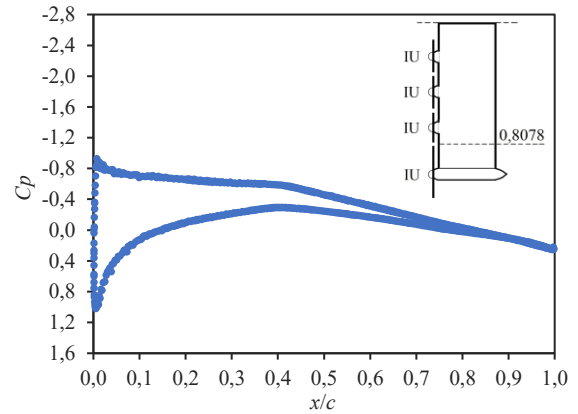
Figura 85 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 1 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



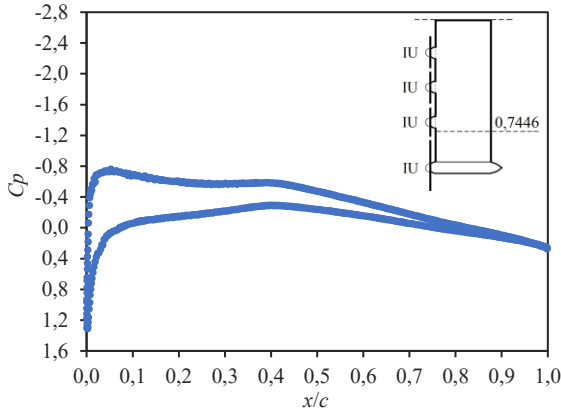
(a) Posição ( $2z/b$ ) = 0,9078.



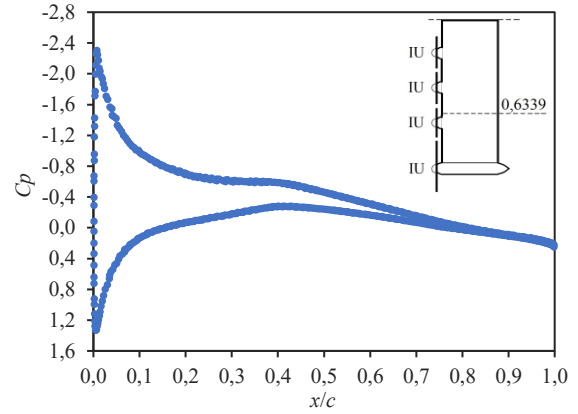
(b) Posição ( $2z/b$ ) = 0,8078.



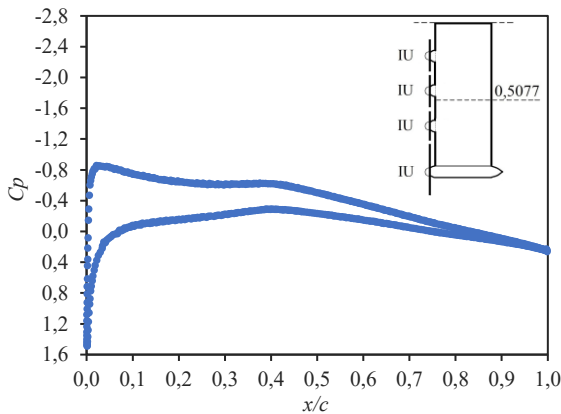
(c) Posição ( $2z/b$ ) = 0,7446.



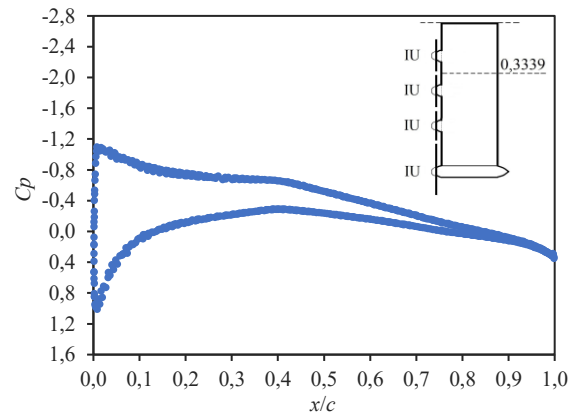
(d) Posição ( $2z/b$ ) = 0,6339.



(e) Posição ( $2z/b$ ) = 0,5077.

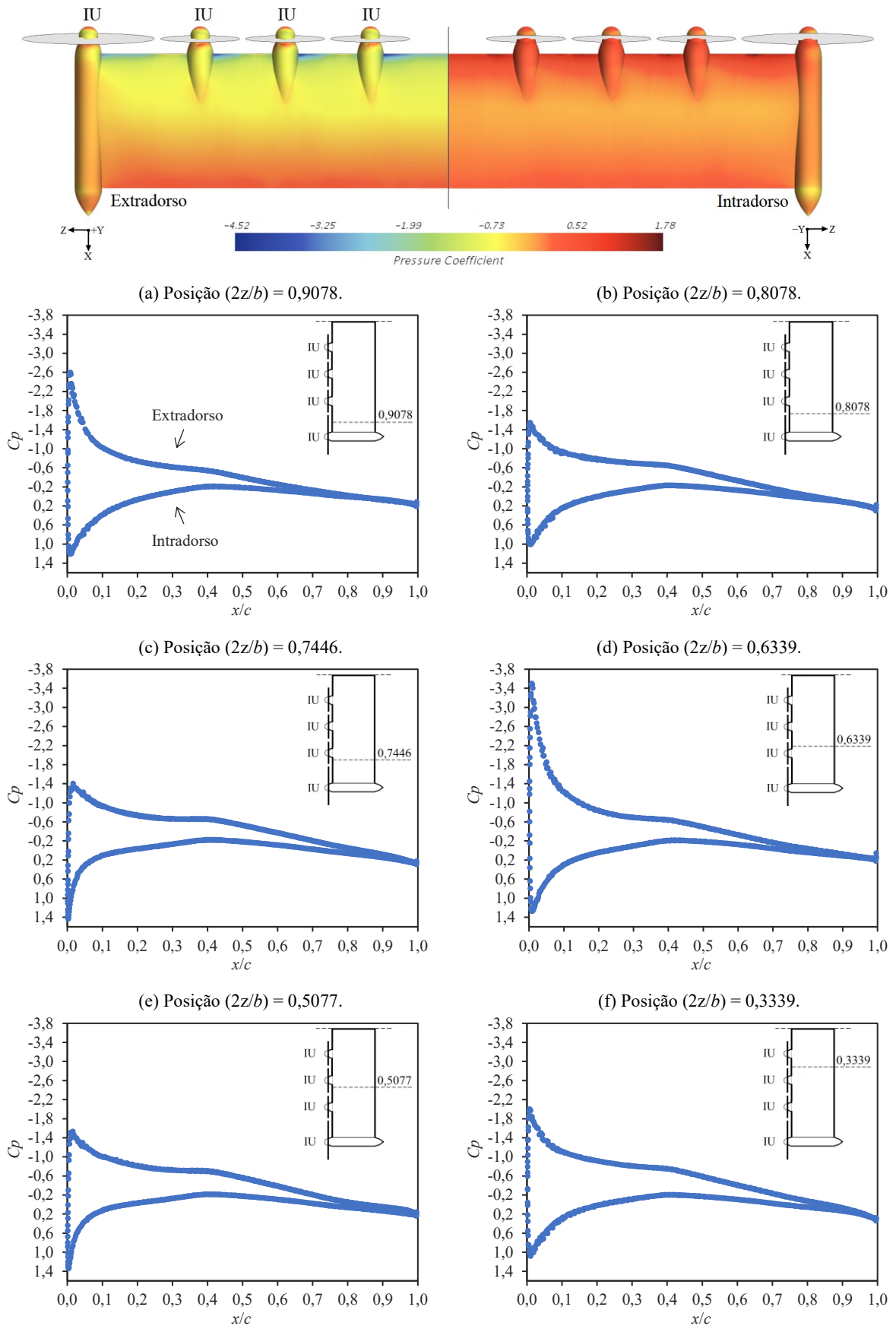


(f) Posição ( $2z/b$ ) = 0,3339.



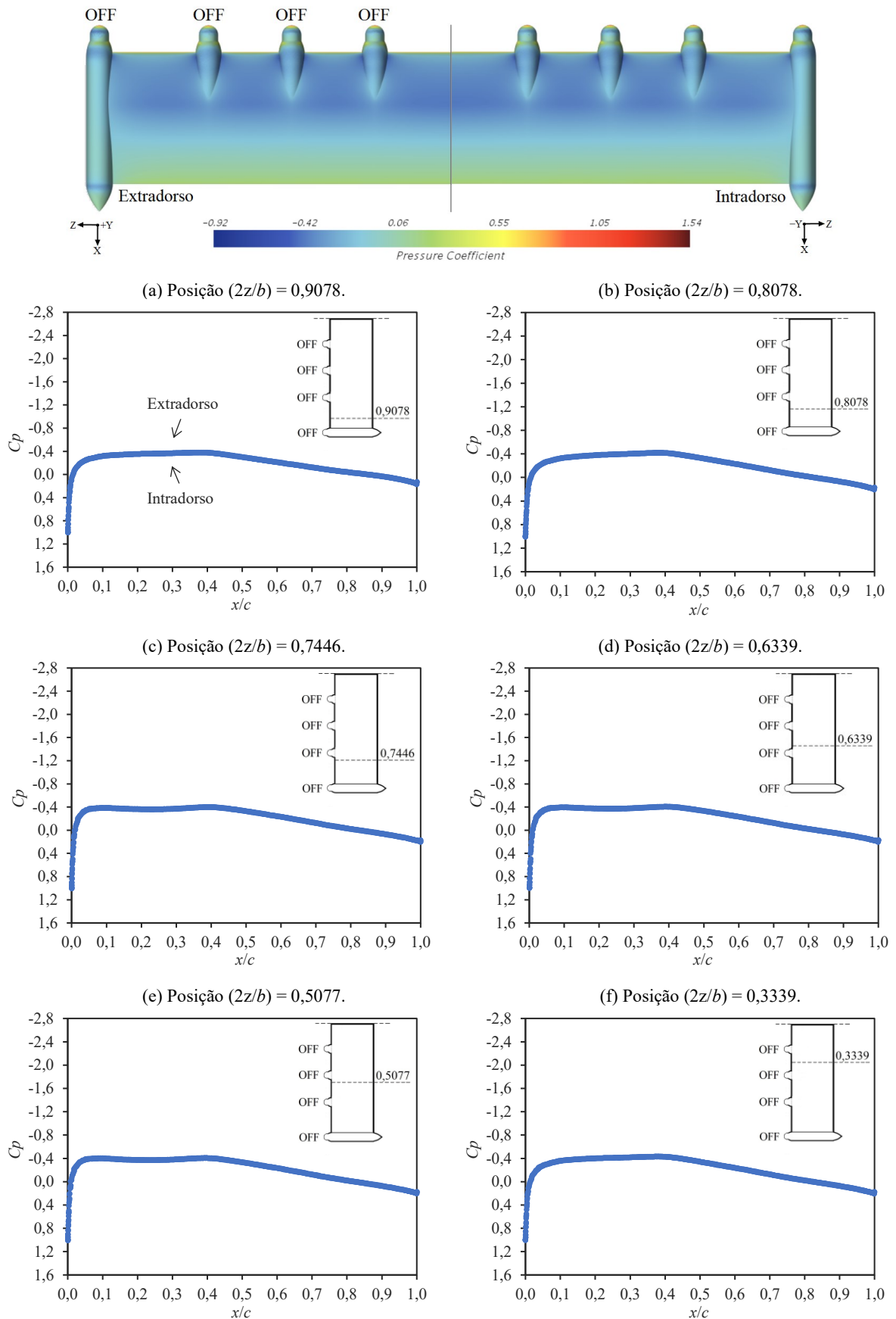
Fonte: Autor.

Figura 86 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 1 ( $\alpha = 6^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



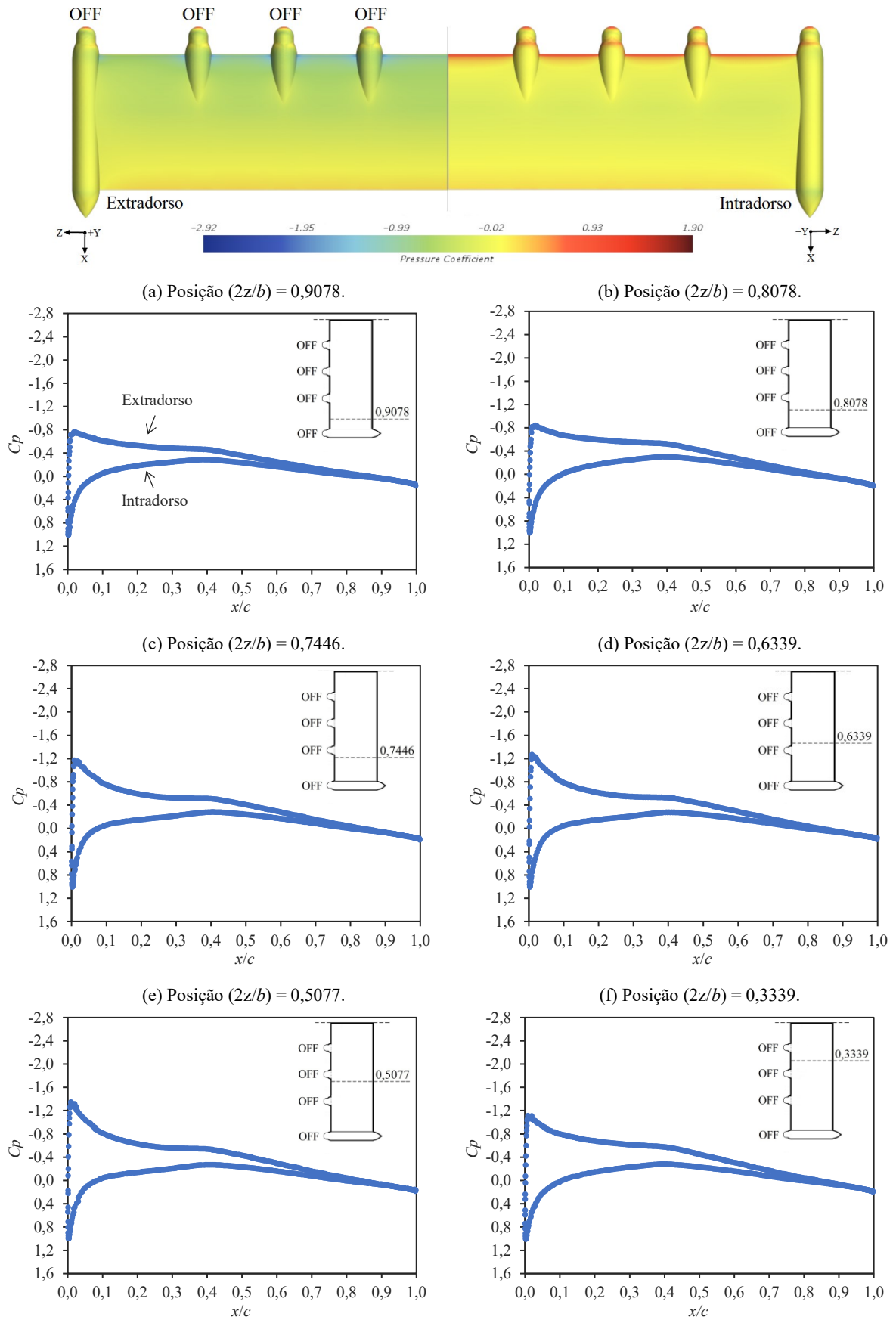
Fonte: Autor.

Figura 87 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 2 ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



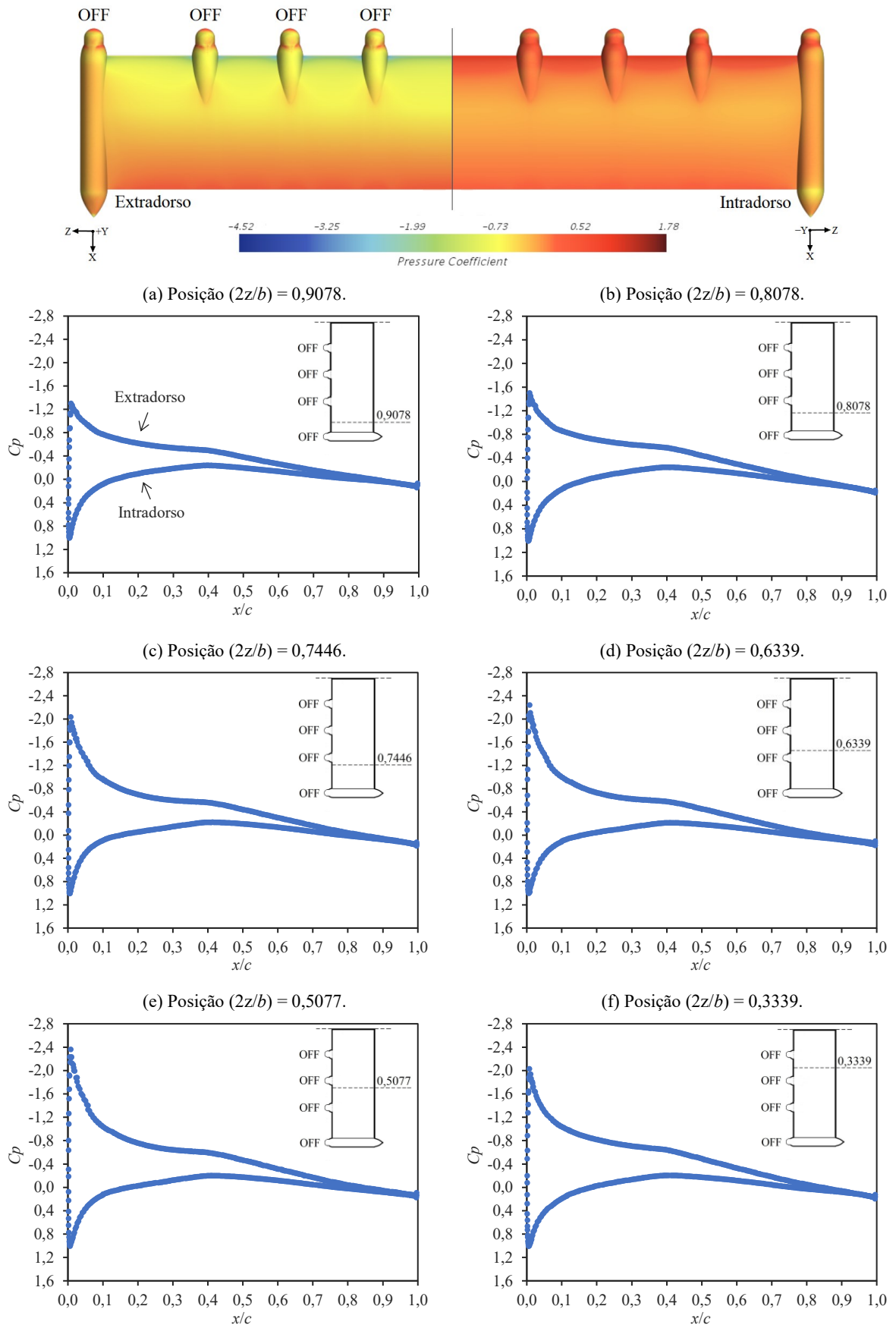
Fonte: Autor.

Figura 88 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 2 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



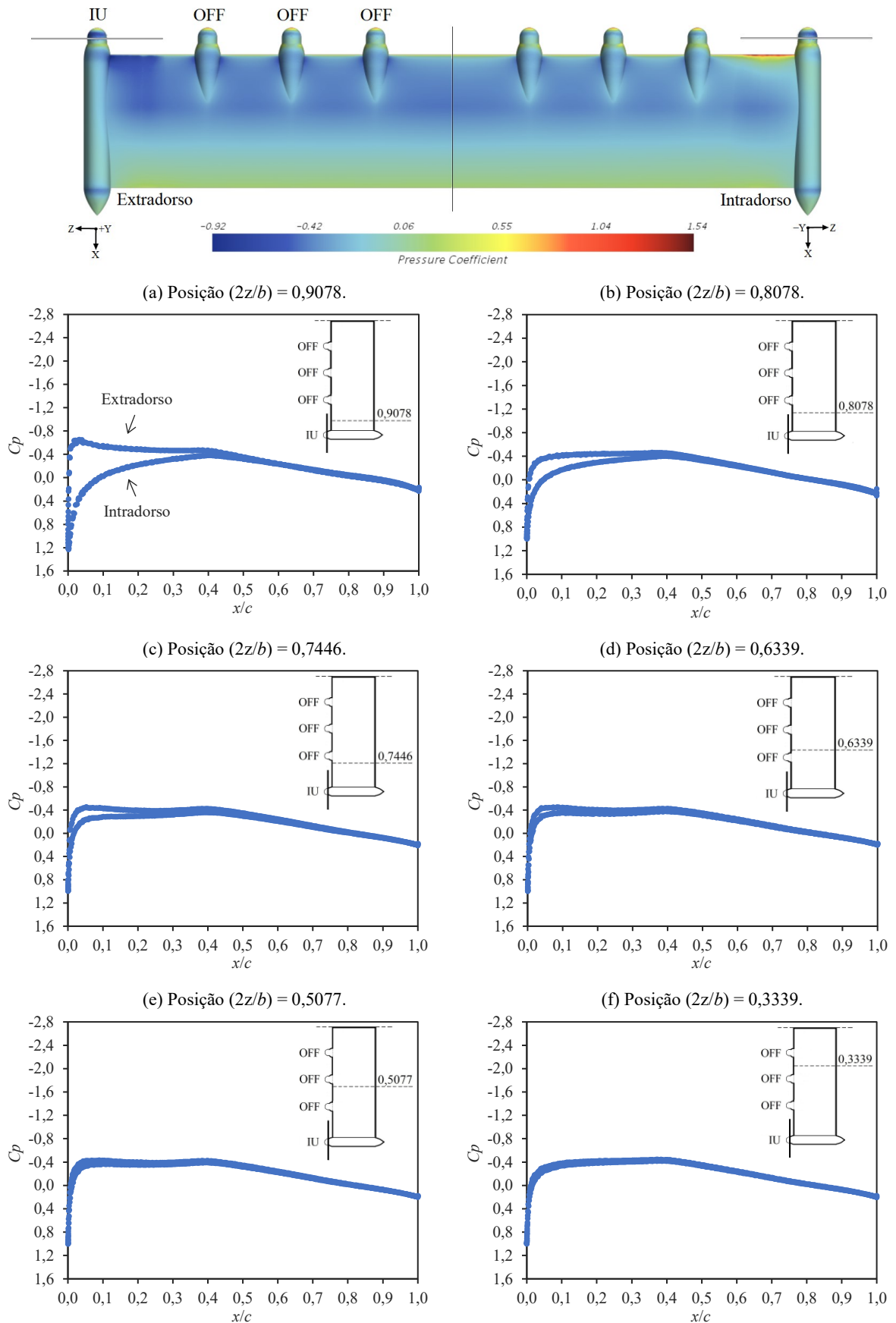
Fonte: Autor.

Figura 89 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 2 ( $\alpha = 6^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



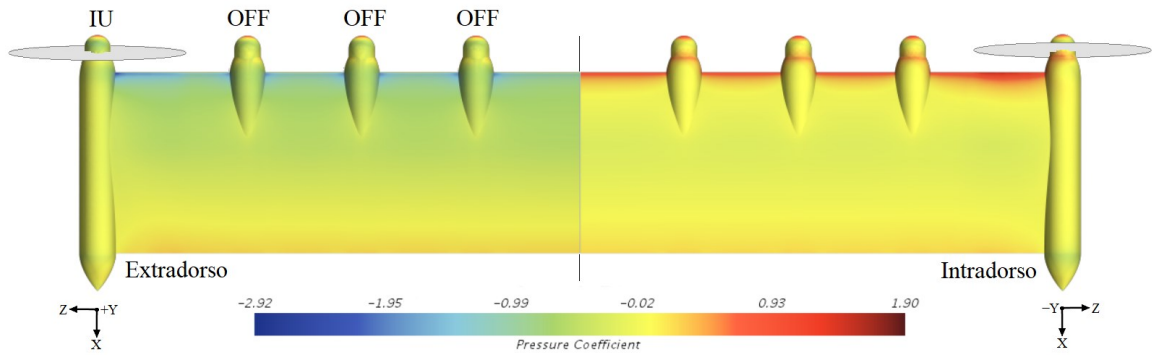
Fonte: Autor.

Figura 90 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 3 ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).

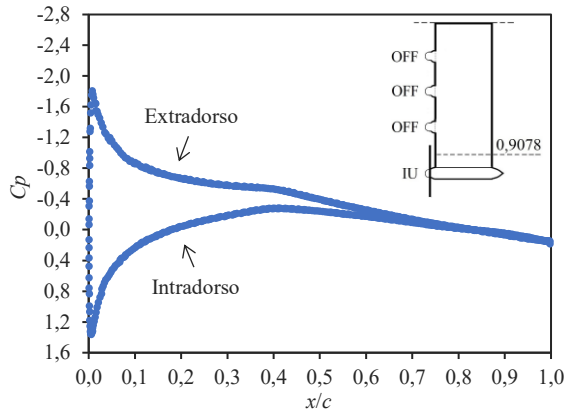


Fonte: Autor.

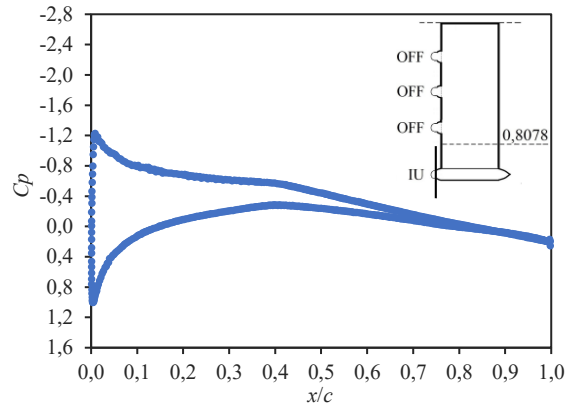
Figura 91 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 3 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



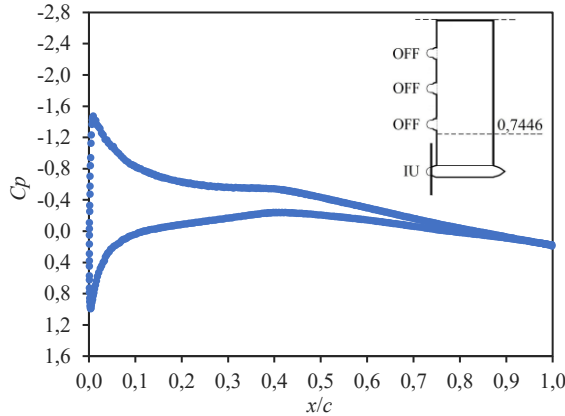
(a) Posição ( $2z/b$ ) = 0,9078.



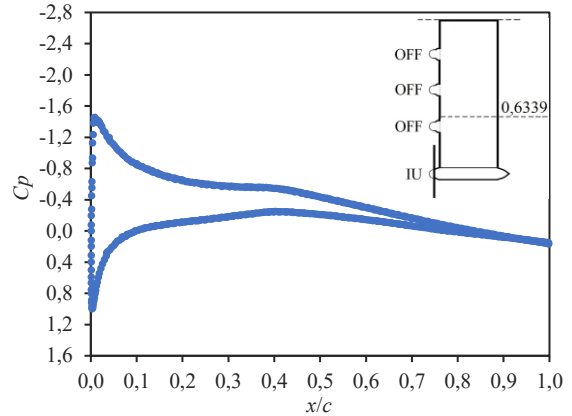
(b) Posição ( $2z/b$ ) = 0,8078.



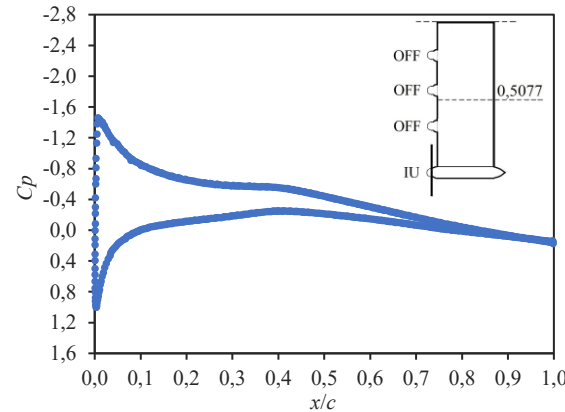
(c) Posição ( $2z/b$ ) = 0,7446.



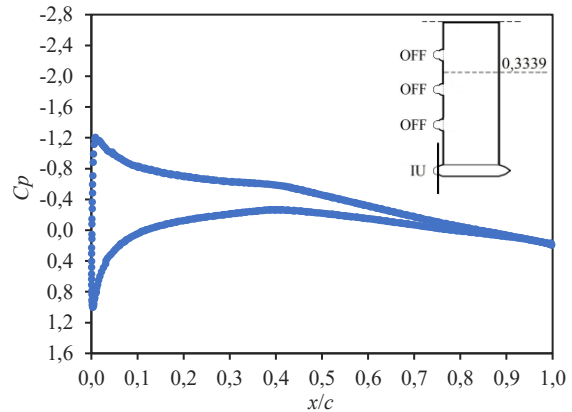
(d) Posição ( $2z/b$ ) = 0,6339.



(e) Posição ( $2z/b$ ) = 0,5077.



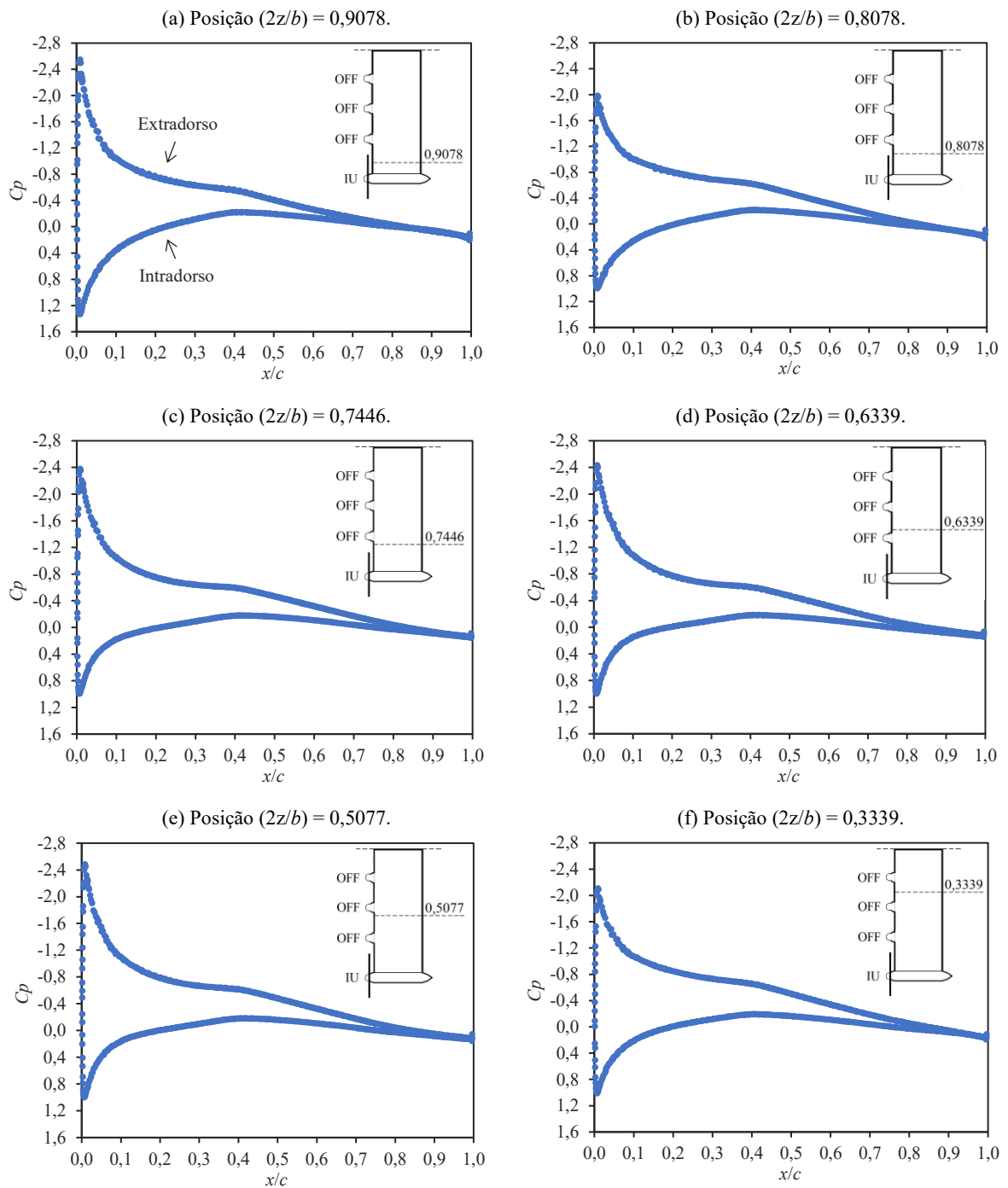
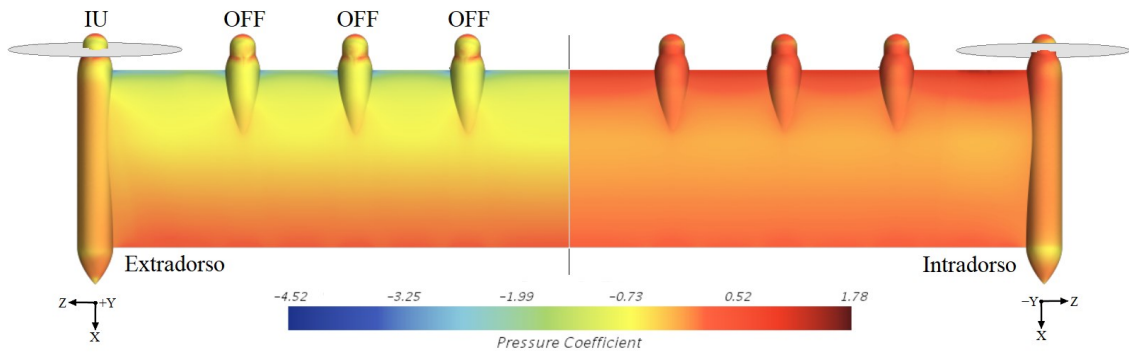
(f) Posição ( $2z/b$ ) = 0,3339.



Fonte: Autor.

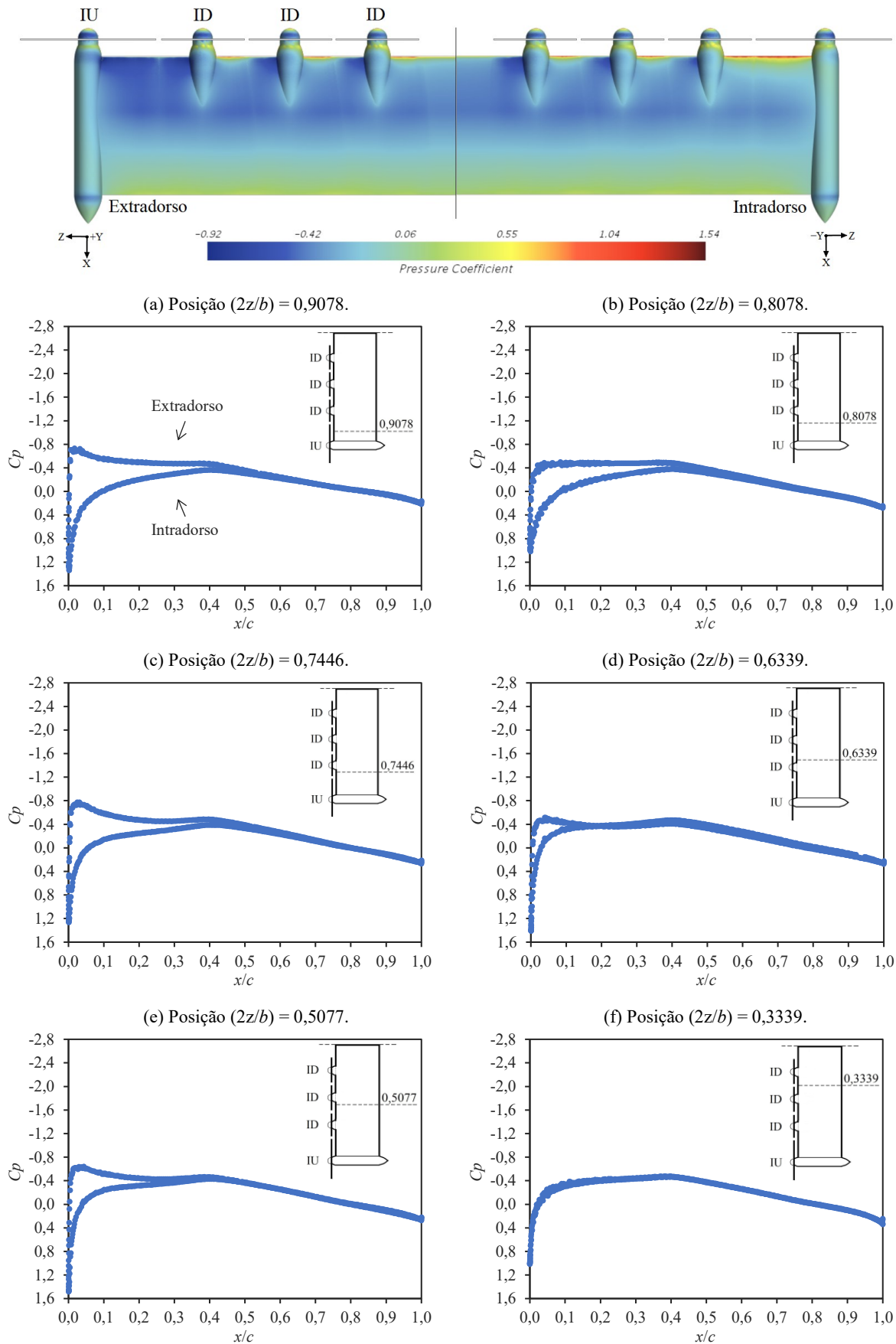


Figura 92 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 3 ( $\alpha = 6^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



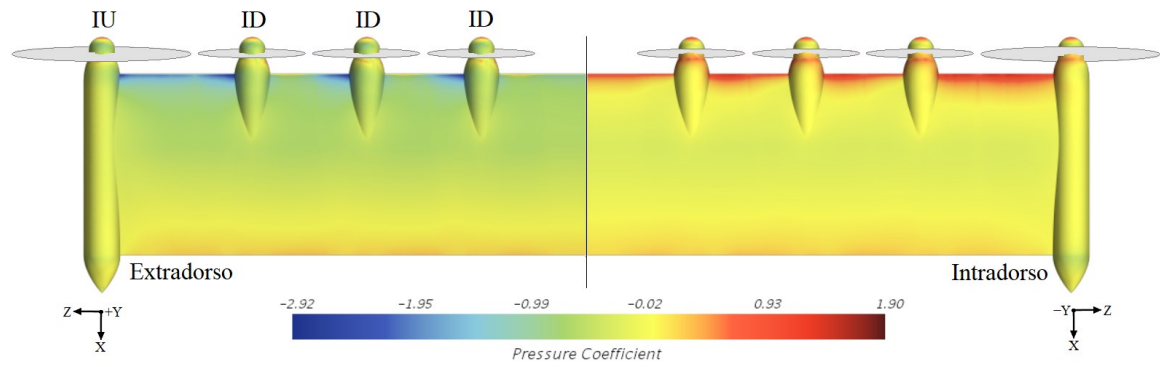
Fonte: Autor.

Figura 93 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 4 ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).

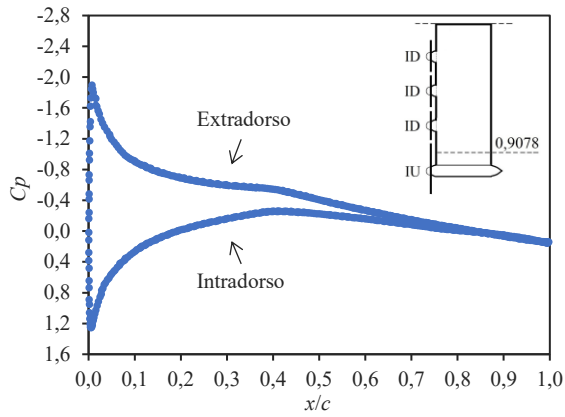


Fonte: Autor.

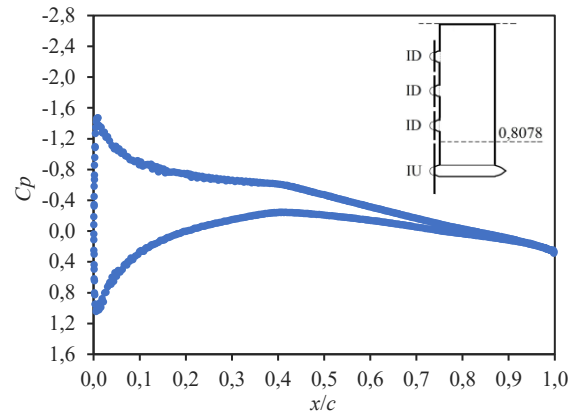
Figura 94 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 4 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



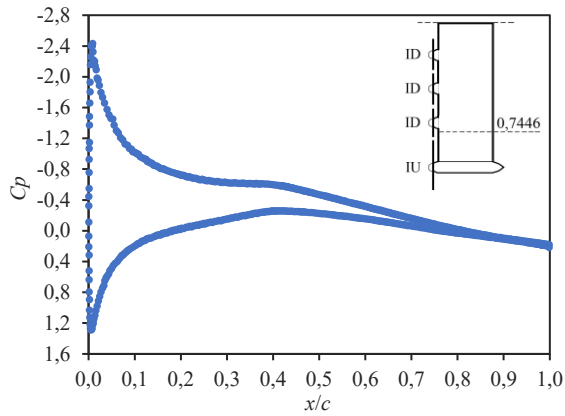
(a) Posição ( $2z/b$ ) = 0,9078.



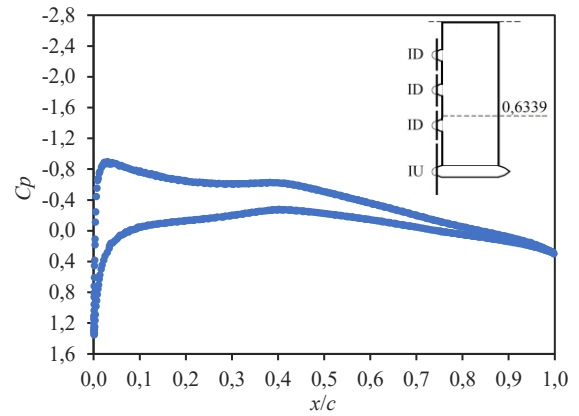
(b) Posição ( $2z/b$ ) = 0,8078.



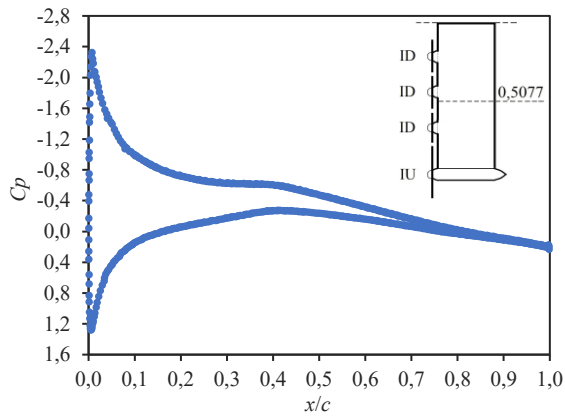
(c) Posição ( $2z/b$ ) = 0,7446.



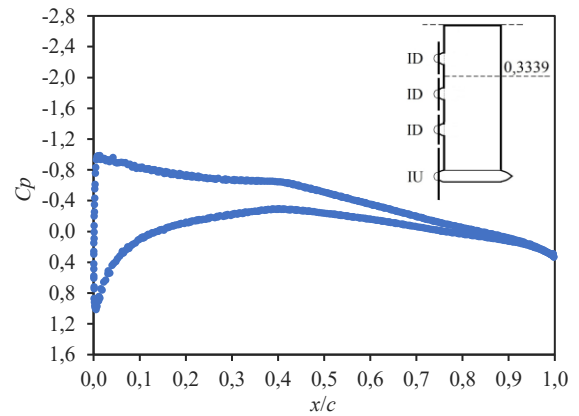
(d) Posição ( $2z/b$ ) = 0,6339.



(e) Posição ( $2z/b$ ) = 0,5077.

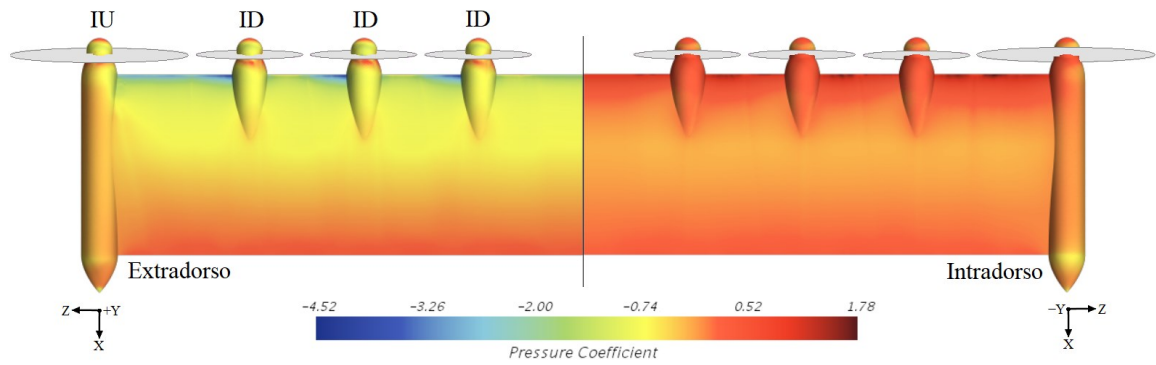


(f) Posição ( $2z/b$ ) = 0,3339.

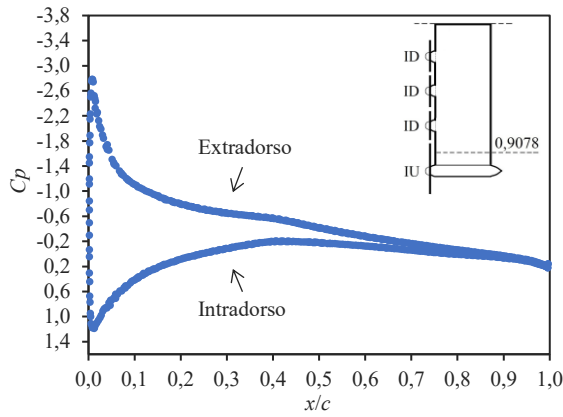


Fonte: Autor.

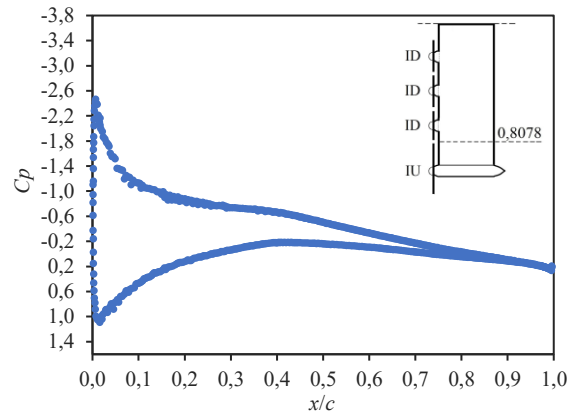
Figura 95 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 4 ( $\alpha = 6^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



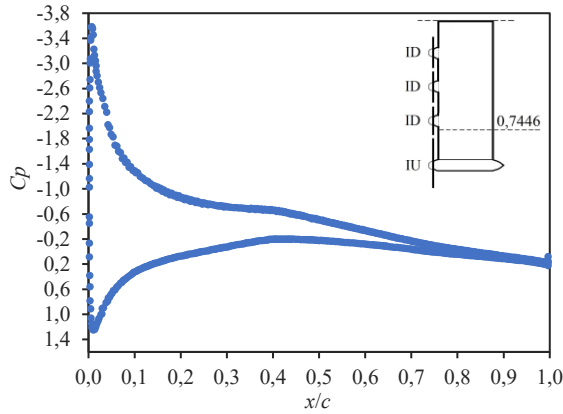
(a) Posição ( $2z/b$ ) = 0,9078.



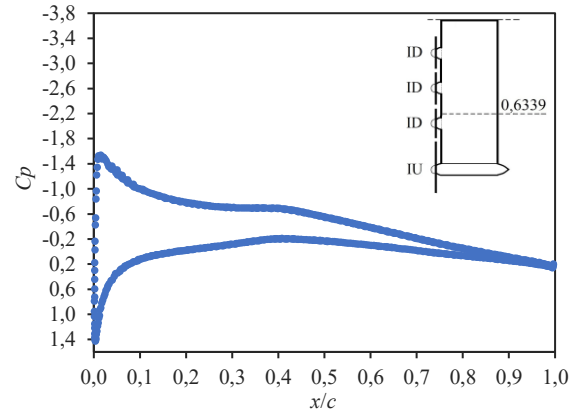
(b) Posição ( $2z/b$ ) = 0,8078.



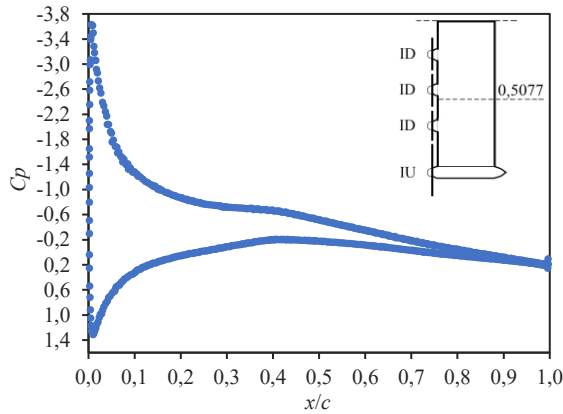
(c) Posição ( $2z/b$ ) = 0,7446.



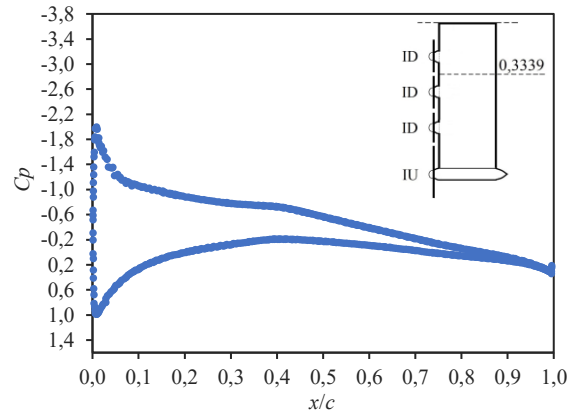
(d) Posição ( $2z/b$ ) = 0,6339.



(e) Posição ( $2z/b$ ) = 0,5077.

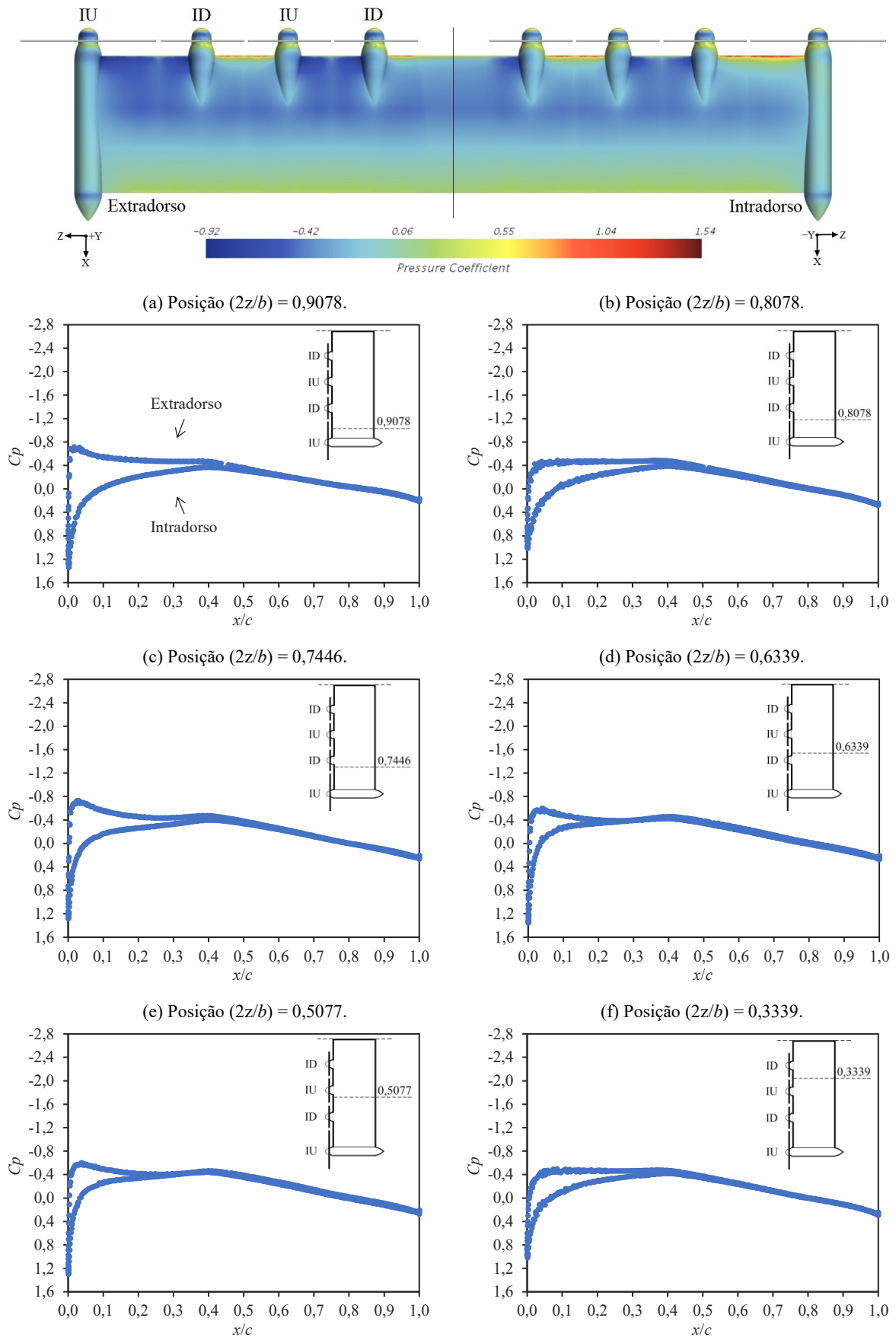


(f) Posição ( $2z/b$ ) = 0,3339.



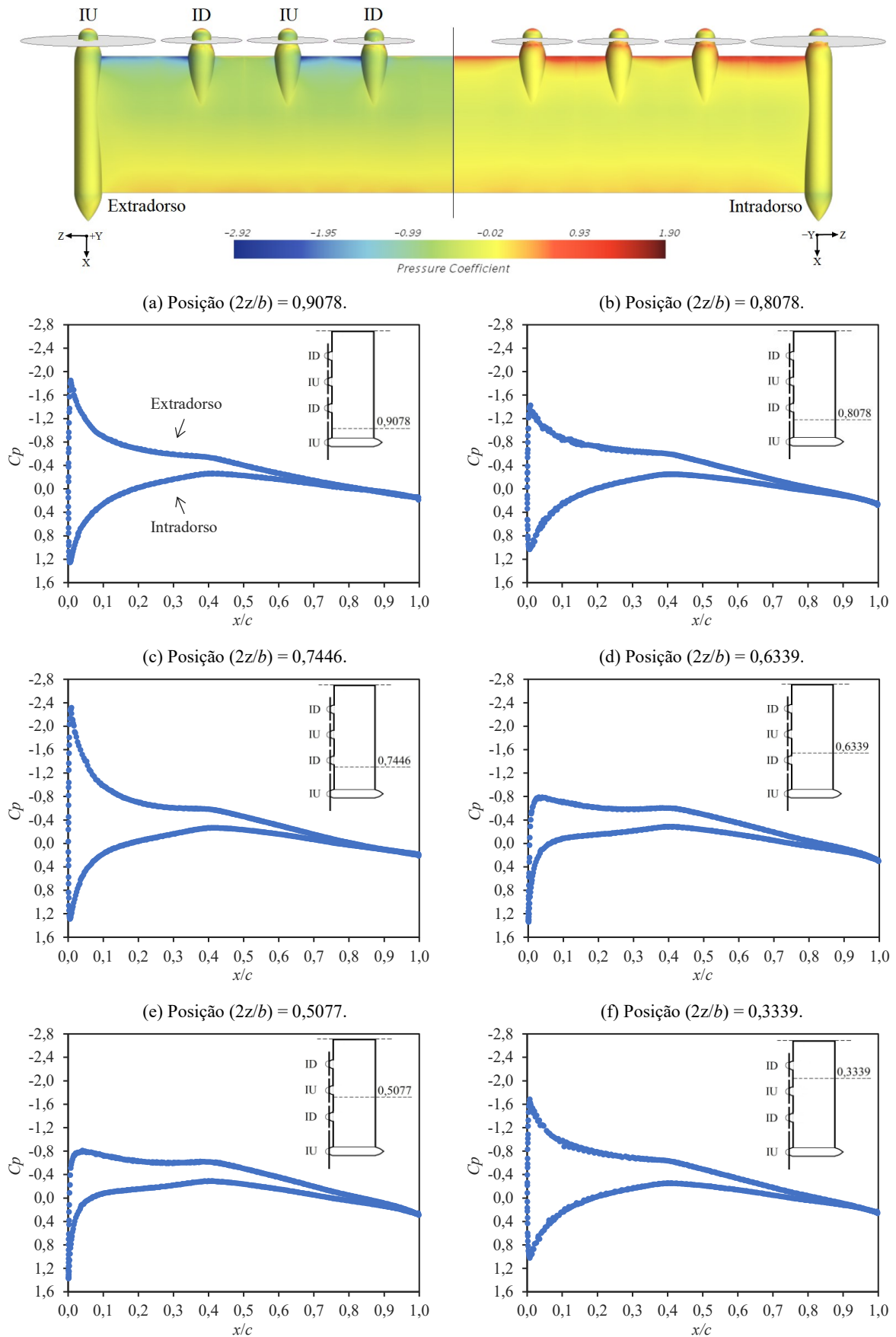
Fonte: Autor.

Figura 96 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 5 ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



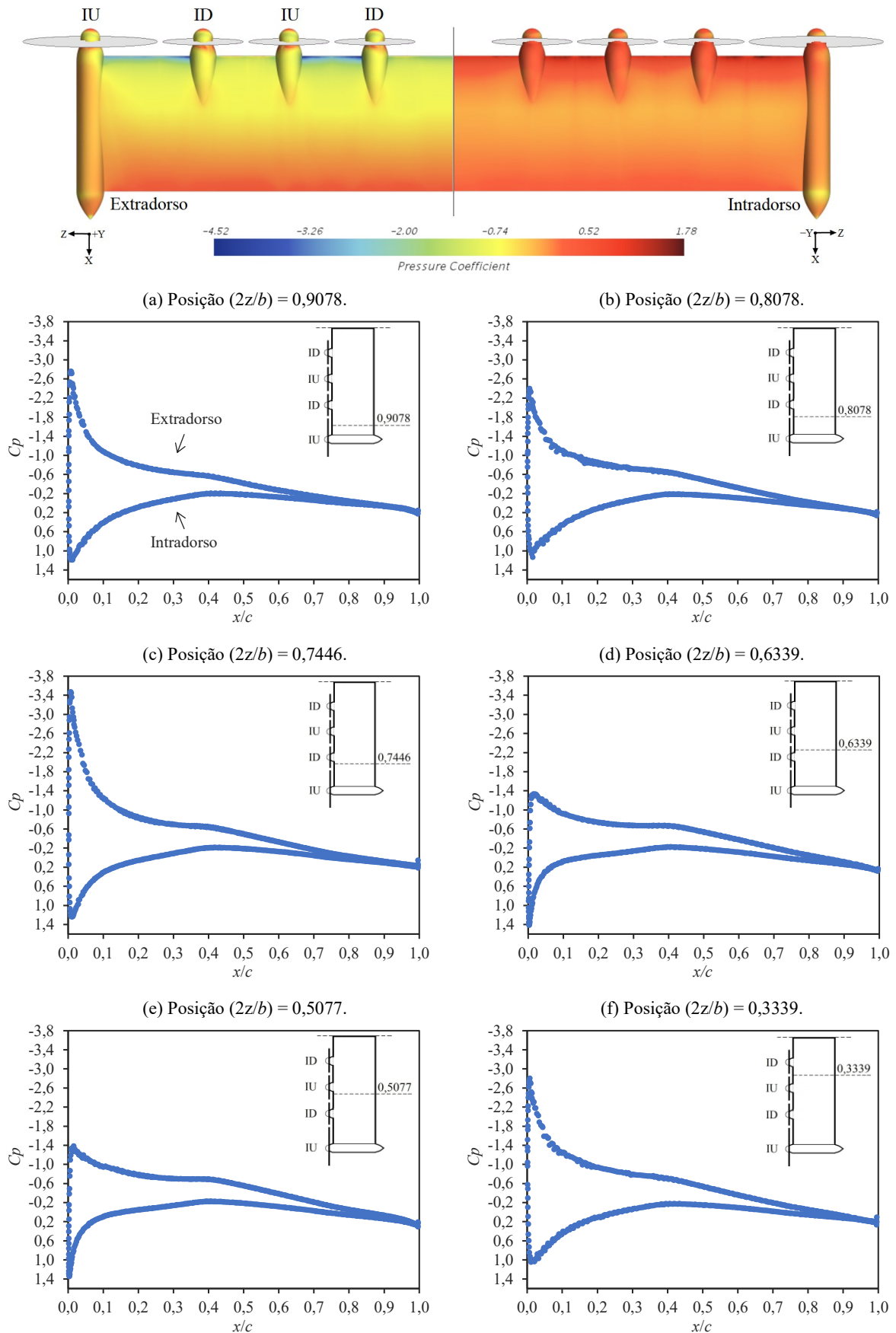
Fonte: Autor.

Figura 97 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 5 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



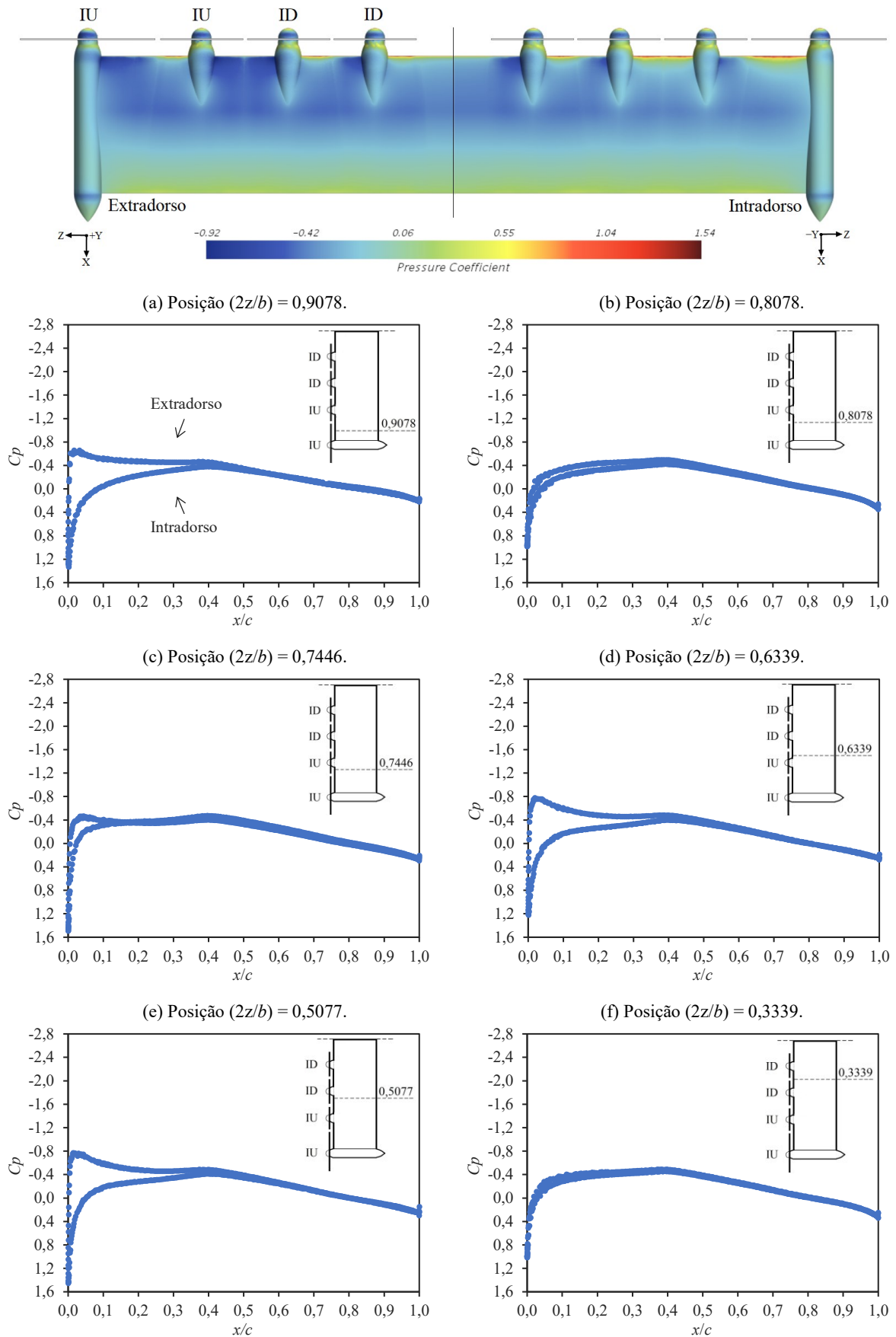
Fonte: Autor.

Figura 98 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 5 ( $\alpha = 6^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



Fonte: Autor.

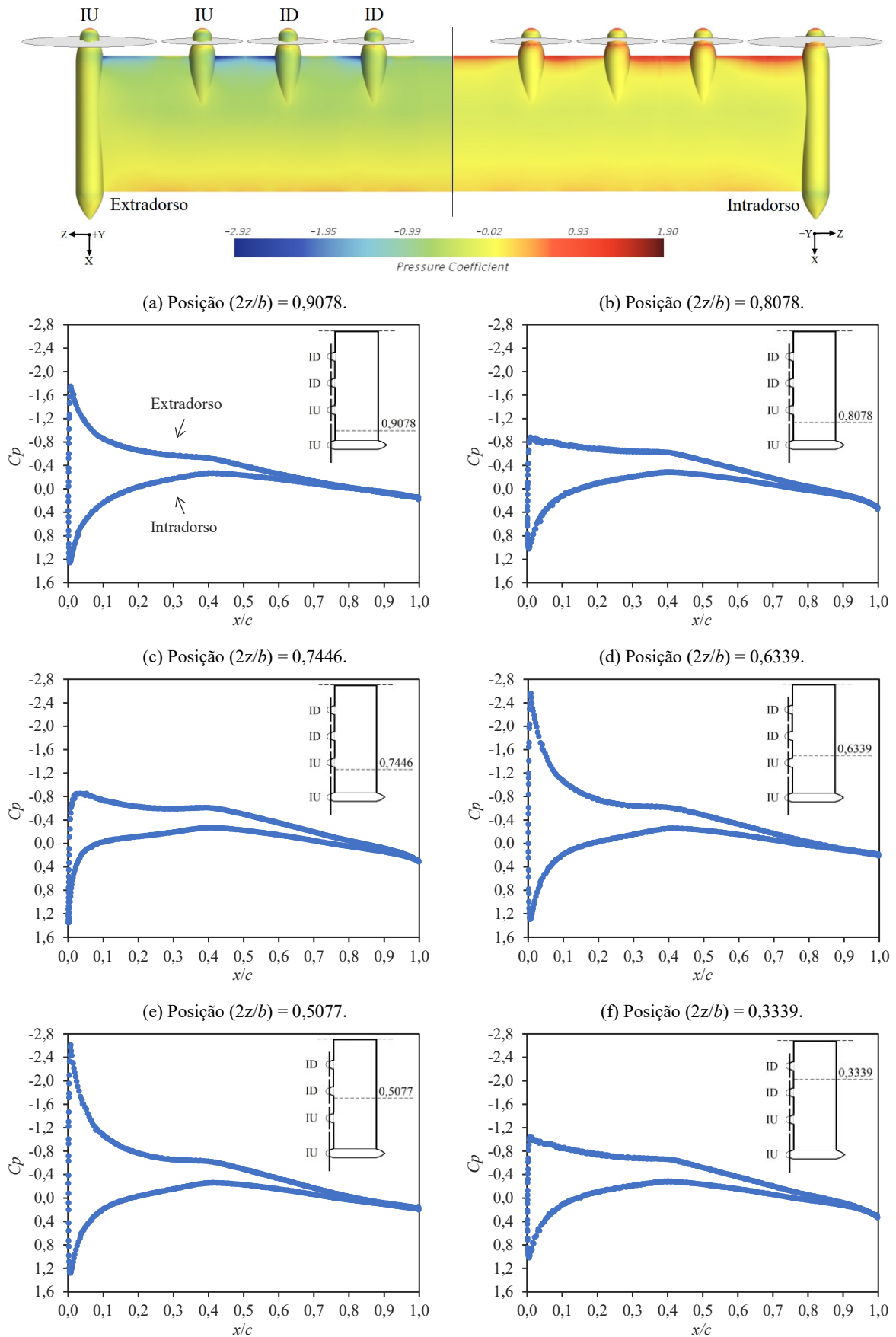
Figura 99 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 6 ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



Fonte: Autor.

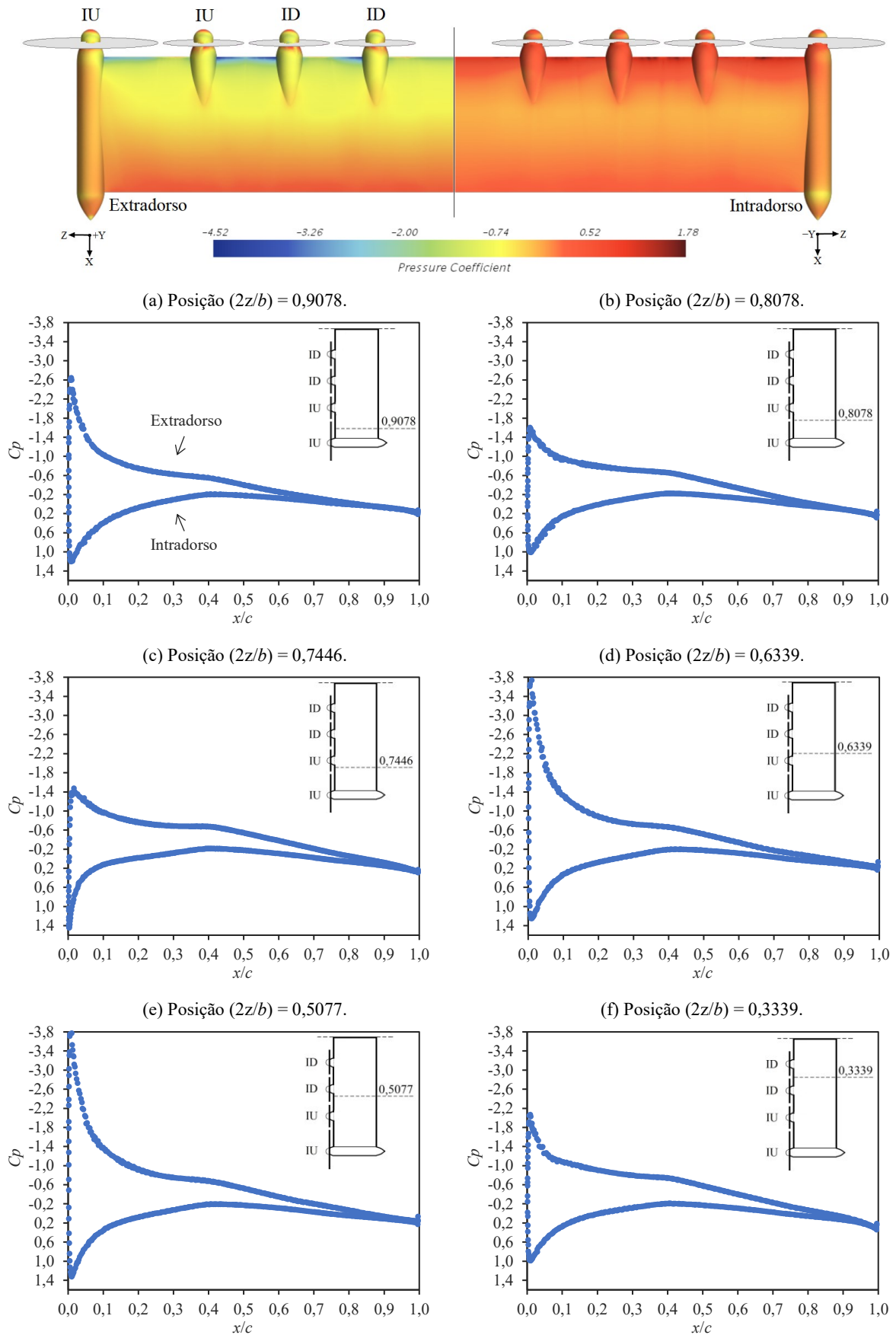


Figura 100 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 6 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



Fonte: Autor.

Figura 101 – Distribuições de  $C_p$ . Combinação de rotação 6 ( $\alpha = 6^\circ$ ,  $Re = 4,75 \times 10^5$  e  $J = 1,27$ ).



Fonte: Autor.