

Universidade Federal de Minas Gerais  
Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

Estudo e otimização de uma asa sob efeito de  
hélice na configuração *tractor* para redução de  
arrasto

Leandro Neves Pedreiro

Belo Horizonte, MG, Brasil

2017

Leandro Neves Pedreiro

Estudo e otimização de uma asa sob efeito de hélice na  
configuração *tractor* para redução de arrasto

Dissertação apresentada ao programa de Pós-Graduação  
em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de  
Minas Gerais como parte dos requisitos para obtenção do  
título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de concentração: Energia e Sustentabilidade.

Universidade Federal de Minas Gerais

Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

Orientador: Rudolf Huebner

Coorientador: Fernando Diogo de Carvalho Grossi

Belo Horizonte, MG, Brasil

2017

P371e

Pedreiro, Leandro Neves.

Estudo e otimização de uma asa sob efeito de hélice na configuração *tractor* para redução de arrasto [manuscrito] Leandro Neves Pedreiro. – 2017.

150 f., enc.: il.

Orientador: Rudolf Huebner.

Coorientador: Fernando Diogo de Carvalho Grossi.

Dissertação (mestrado) Universidade Federal de Minas Gerais, Escola de Engenharia.

Anexos: f. 146-150.

Bibliografia: f. 141-145.

1. Engenharia mecânica - Teses. 2. Hélices de avião - Teses.  
3. Aviões - Asas - Teses. I. Huebner, Rudolf. II. Grossi, Fernando Diogo de Carvalho. III. Universidade Federal de Minas Gerais. Escola de Engenharia. IV. Título.

CDU: 621(043)



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

Av. Antônio Carlos, 6627 - Campus Universitário  
31270-901 - Belo Horizonte - MG  
Tel.: +55 31 3409.5145  
E-mail: [cpgmec@demec.ufmg.br](mailto:cpgmec@demec.ufmg.br)

**"ESTUDO E OTIMIZAÇÃO DE UMA ASA SOB EFEITO DE HÉLICE  
NA CONFIGURAÇÃO TRACTOR PARA REDUÇÃO DE ARRASTO"**

**LEANDRO NEVES PEDREIRO**

Dissertação submetida à Banca Examinadora designada pelo Colegiado do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de "**Mestre em Engenharia Mecânica**", na área de concentração de "**Energia e Sustentabilidade**".

Dissertação aprovada no dia 04 de maio de 2017.

Por:

**Dr. Rudolf Huebner**

Orientador - Departamento de Engenharia Mecânica/UFMG

**Dr. Fernando Diogo de Carvalho Grossi**

Coorientador - Embraer S.A.

**Dr. Guilherme de Souza Papini**

Departamento de Engenharia Mecânica/UFMG

**Dr. Fernando Martini Catalano**

Universidade de São Paulo

*Este trabalho é dedicado aos meus pais Edeldo e Ivone.*

# Agradecimentos

Gostaria de prestar meus agradecimentos, primeiramente, aos meus pais, Edeldo e Ivone, que me formaram para a vida com muito amor e dedicação, sempre incentivando meus estudos e apoiando todas as minhas escolhas.

À minha irmã, Liliane, por estar, carinhosamente, sempre presente em todas as etapas da minha vida. Por seus conselhos e ajuda com o desenvolvimento e revisão desta dissertação.

À minha namorada, Bárbara, por me incentivar desde o começo e estar ao meu lado durante esta jornada. Por todo seu amor, paciência e companheirismo, me ajudando de todas as formas possíveis e colaborando, gentilmente, com a revisão deste trabalho.

Aos meus orientadores, Rudolf, pela oportunidade dada, confiança e orientação e Fernando, pela disposição e orientações diárias, tão valorosas e proveitosas. Também ao exemplo de pesquisadores e excelentes profissionais nos quais busco me espelhar.

Aos meus amigos de trabalho, por me acompanharem e deixaram o ambiente cotidiano sempre agradável e prazeroso, em especial ao Leandro, Fernando, Cecil, João e Kelvin.

À Embraer pelo incentivo à formação continuada de seus profissionais e por disponibilizar os recursos computacionais para o desenvolvimento desta pesquisa.

À UFMG, pelo apoio institucional e colaboração em minha formação acadêmica.

À Escola de Engenharia de São Carlos, seus professores e funcionários, pela infraestrutura oferecida e graduação acadêmica de excelência que possibilitaram minha formação como Engenheiro Aeronáutico. E, também, à equipe EESC-USP de Aerodesign, por complementar minha graduação promovendo a elaboração de projetos aeronáuticos que incentivam o trabalho em equipe e o desenvolvimento do pensamento lógico e criativo.

*“Vi Veri Veniversum Vivus Vici”.*

*Pelo poder da verdade, eu, enquanto vivo,  
conquistei o universo.*

*(Citação da peça “A Trágica História do Doutor Fausto”,  
de Christopher Marlowe)*

# Resumo

O presente trabalho apresenta um estudo dos efeitos de hélice no arrasto de uma asa na configuração *tractor* e uma proposta de otimização de forma de uma asa representativa de uma aeronave turbohélice regional. Para o estudo, a hélice é modelada como um disco de espessura infinitesimal onde aplica-se a Teoria do Elemento de Pá com correções de ponta e de efeitos tridimensionais nas polares de suas seções devido à sua rotação. A modelagem é validada comparando com resultados experimentais de hélices disponíveis na literatura. Por meio de simulações RANS, obtém-se o efeito hélice nas asas consideradas e suas variações de arrasto advindas de modificações de forma. Inicialmente, é feito um estudo paramétrico em uma asa retangular acerca dos efeitos no arrasto de modificações de espessura e torção separadamente, para condições de voo representativas de cruzeiro e subida. Os resultados mostram que a redução de espessura da asa diminui o arrasto de forma, enquanto a alteração de torção altera seu arrasto induzido, modificando seu fator de *Oswald*. Em seguida é feito um estudo para uma proposta de otimização da asa de uma aeronave turbohélice, fundamentada na mudança simultaneamente de espessura e torção da região da asa imersa na esteira da hélice. Dentre as melhores asas analisadas, a redução de arrasto é de cerca de 3,2 *dc* na condição de cruzeiro. Ao considerar os efeitos combinados da redução de arrasto nas etapas de subida e cruzeiro de uma missão típica, a melhor asa possui redução de espessura e incidências opostas dentro da região com torção, sendo que sua utilização implica no aumento de 33% no alcance ou 46% na carga paga em relação a configuração original. A presente pesquisa mostra a importância de se levar em consideração o efeito de hélice *tractor* no projeto aerodinâmico das superfícies próximas a ela.

**Palavras-chaves:** Integração propulsiva, Hélice, Otimização de asa, CFD.

# Abstract

This thesis presents a study of propeller effects on drag of a tractor wing and a wing form optimization proposal of a representative regional turboprop wing. In this study, the propeller is modeled as a disk with infinitesimal thickness and is applied the Blade Element Method with tip loss and rotation effects correction. The propeller model is validated comparing with propeller experimental results available in literature. The propeller effects over the wings and the drag variation due to wing form modifications are obtained with RANS simulations. Initially, a parametric study is made with a rectangular wing in order to understand the effects of thickness and twist insulated modification on wing drag for representative flight conditions of cruise and climb. The results show the thickness reduction decreases the wing form drag and the twist modifications varies the wing induced drag, modifying the wing Oswald factor. Then, a study is made to propose a turboprop aircraft wing optimization based on simultaneously thickness and twist modifications on the wing area immersed in the propeller slipstream. Among the best analyzed wings, the wing drag reduction is about 3.2  $dc$  in cruise condition. With combined effects of reduction drag in climb and cruise conditions of a typical mission profile, the wing with best results has thickness reduction and opposite incidence angles in the twist region. This wing implies increase of 33% in aircraft range or 46% in the payload regarding the original configuration. This present work shows the value of considering the tractor propeller effect in the aerodynamic design of surfaces near to it.

**Key-words:** Propulsion integration, Propeller, Wing optimization, CFD

# Lista de ilustrações

Figura 1 – Eficiência propulsiva de diferentes tipos de motorização por <i>Mach</i> de voo . . .	24
Figura 2 – Histórico de preços e estimativa do valor do barril de petróleo para os próximos anos . . . . .	25
Figura 3 – Estimativa do aumento do número de aeronaves turboélices até 2035 . . . .	25
Figura 4 – Efeito separado do aumento de velocidade axial e rotacional na distribuição de $C_l$ na asa posicionada atrás de uma hélice . . . . .	26
Figura 5 – Distribuição de $C_l$ na asa alterada pela <i>slipstream</i> de uma hélice posicionada à sua frente . . . . .	27
Figura 6 – Aeronaves turboélices regionais atuais . . . . .	28
Figura 7 – Custo direto de operação por viagens para aeronaves regionais . . . . .	28
Figura 8 – Forças e momentos em uma hélice . . . . .	30
Figura 9 – Diagrama de forças e velocidades em uma seção $r$ de uma pá de hélice . . .	31
Figura 10 – <i>Slipstream</i> de uma hélice . . . . .	32
Figura 11 – Variação de pressão estática, total e do incremento de velocidade axial ao longo do sentido longitudinal da <i>slipstream</i> . . . . .	33
Figura 12 – Distribuições radiais típicas de velocidades axial, tangencial, pressão estática e total resultantes de uma hélice em rotação . . . . .	33
Figura 13 – Volume de controle aplicado ao disco atuador . . . . .	34
Figura 14 – Diagrama de forças e velocidades em um elemento de pá . . . . .	39
Figura 15 – Esteira de vórtices . . . . .	40
Figura 16 – Escoamento potencial 2D em placas paralelas semi-infinitas . . . . .	40
Figura 17 – $C_l$ local em seções radiais de uma hélice em rotação . . . . .	42
Figura 18 – Distribuição de sustentação ótima em uma asa para hélices na posição <i>tractor</i> e <i>pusher</i> . . . . .	43
Figura 19 – Distribuição de sustentação ótima em uma asa para hélices <i>inboard up</i> e <i>outboard up</i> . . . . .	44
Figura 20 – Efeitos aerodinâmicos em uma asa sob efeito da variação da razão de avanço de uma hélice . . . . .	45
Figura 21 – Geometria baseada no Fokker 50 utilizada para o processo de otimização . .	47
Figura 22 – Distribuição de circulação e torção ótimas para diferentes sentidos de rotação	48
Figura 23 – Geometria da asa otimizada para alta velocidade ( $C_L = 0,6$ ) e configuração <i>inboard up</i> . . . . .	48
Figura 24 – Influência da <i>slipstream</i> da hélice na curva de $C_L \times \alpha$ e nas posições de transição e separação da camada limite . . . . .	49
Figura 25 – Dispositivo patenteado para redução de arrasto causado pela interação hélice/asa . . . . .	50

Figura 26 – Asas inicial e otimizada . . . . .	51
Figura 27 – Variação de $C_{Di}$ para asas com números diferentes de pontos de controle . . .	52
Figura 28 – Medição típica de velocidade em ponto de um escoamento turbulento estacionário . . . . .	56
Figura 29 – Distribuição média das flutuações de velocidade na camada limite em uma placa plana . . . . .	57
Figura 30 – Comparação experimental e numérica da distribuição de $C_p$ e $C_f$ em um corpo rombudo . . . . .	61
Figura 31 – Seções de uma hélice . . . . .	63
Figura 32 – Comparação entre o modelo de rotor e resultados experimentais acerca do perfil de velocidade induzida por uma hélice . . . . .	64
Figura 33 – Distribuições de espessura, corda e passo da pá da hélice 5868-9 ao longo de seu raio . . . . .	65
Figura 34 – Refinamento da malha superficial do disco . . . . .	67
Figura 35 – Convergência de tração no disco . . . . .	67
Figura 36 – Corte longitudinal da malha com disco . . . . .	68
Figura 37 – Geometria ensaiada em túnel de vento . . . . .	69
Figura 38 – Convergência de arrasto na nacele . . . . .	69
Figura 39 – Refinamento da malha superficial da nacele . . . . .	70
Figura 40 – $C_l \times \alpha$ do perfil com diferentes espessuras relativas . . . . .	71
Figura 41 – Comparação entre CFD e a curva experimental de tração . . . . .	72
Figura 42 – Configuração da hélice e asa simulada em túnel de vento . . . . .	73
Figura 43 – Geometria e malha superficial simulada computacionalmente . . . . .	73
Figura 44 – Domínio das simulações para validação do campo do escoamento gerado pelo modelo de rotor . . . . .	74
Figura 45 – Comparação da distribuição de $C_p$ entre resultados encontrados via CFD e experimentais na asa para $\alpha = 0^\circ$ . . . . .	75
Figura 46 – Comparação da distribuição de $C_p$ entre resultados encontrados via CFD e experimentais na asa para $\alpha = 4^\circ$ . . . . .	76
Figura 47 – Geometria para análise paramétrica . . . . .	78
Figura 48 – Relações geométricas da asa e de condições de voo das aeronaves do banco de dados . . . . .	79
Figura 49 – Discretização de $f(y)$ . . . . .	81
Figura 50 – Distribuição de $C_l$ para a asa inicial com ( <i>Prop on</i> ) e sem hélice ( <i>Prop off</i> ) na condição de cruzeiro . . . . .	82
Figura 51 – Exemplos de geometrias alteradas para diferentes parâmetros de torção . . .	82
Figura 52 – Geometria e malha da asa para o estudo paramétrico . . . . .	84
Figura 53 – Refinamento da malha superficial da asa do modelo paramétrico . . . . .	85
Figura 54 – Convergência de arrasto na asa limpa . . . . .	85

Figura 55 – Influência do tamanho do domínio no arrasto da asa . . . . .	86
Figura 56 – Distribuição de corda e passo geométrico da hélice <i>Hamilton Standard 14RF-9</i>	87
Figura 57 – Refinamento da malha dos perfis da pá da hélice <i>Hamilton Standard 14RF-9</i>	88
Figura 58 – Curva de $C_l$ da seção $0,75R$ da hélice <i>Hamilton Standard 14RF-9</i> . . . . .	88
Figura 59 – Curvas $C_l \times \alpha$ para diferentes seções da hélice <i>Hamilton Standard 14RF-9</i> .	89
Figura 60 – Convergência dos resíduos para asa <i>baseline</i> na condição de cruzeiro . . . . .	90
Figura 61 – Convergência de $C_D$ para asa <i>baseline</i> na condição de cruzeiro . . . . .	90
Figura 62 – Resultados de $\Delta C_D$ para variação de torção - Cruzeiro . . . . .	91
Figura 63 – Resultados de $\Delta C_D$ para variação de torção - Cruzeiro . . . . .	92
Figura 64 – Distribuição de $C_f$ nas asas - Condição de cruzeiro . . . . .	93
Figura 65 – Distribuição de $C_p$ nas asas - Condição de cruzeiro . . . . .	94
Figura 66 – Cortes de $C_p$ na região da asa dentro da <i>slipstream</i> da hélice - Condição de cruzeiro . . . . .	95
Figura 67 – Distribuição dos coeficientes de força ao longo da envergadura para a condição de cruzeiro . . . . .	96
Figura 68 – Pressão total normalizada induzida pela hélice . . . . .	100
Figura 69 – Desenvolvimento da camada limite na região da asa dentro da <i>slipstream</i> da hélice - Condição de cruzeiro . . . . .	101
Figura 70 – Desenvolvimento da camada limite e espessura de deslocamento em uma placa plana 2D . . . . .	102
Figura 71 – Perfis de velocidade da camada limite na região da asa dentro da <i>slipstream</i> da hélice e espessuras de deslocamento no bordo de fuga - Condição de cruzeiro	103
Figura 72 – Resultados de $\Delta C_D$ para variação de torção - Subida . . . . .	104
Figura 73 – Resultados de $\Delta C_D$ para variação de espessura - Subida . . . . .	104
Figura 74 – Distribuição de $C_f$ nas asas - Condição de subida . . . . .	106
Figura 75 – Distribuição de $C_p$ nas asas na condição de subida . . . . .	107
Figura 76 – Cortes de $C_p$ na região da asa dentro da <i>slipstream</i> da hélice - Condição de subida . . . . .	108
Figura 77 – Distribuição dos coeficientes de força ao longo da envergadura para a condição de subida . . . . .	109
Figura 78 – Pressão total normalizada induzida pela hélice para a condição de subida . .	110
Figura 79 – Perfis de velocidade da camada limite na região da asa dentro da <i>slipstream</i> da hélice e espessuras de deslocamento no bordo de fuga - Condição de subida	111
Figura 80 – Três vistas da aeronave EMB-120 Brasília . . . . .	113
Figura 81 – Geometria para otimização . . . . .	114
Figura 82 – Malha computacional da asa a ser otimizada . . . . .	117
Figura 83 – Convergências de resíduos e $C_D$ da asa não modificada . . . . .	118
Figura 84 – Exemplo de cubo latino de ordem 4 . . . . .	118

Figura 85 – Exemplos de tipos de distribuições utilizando hipercubo latino com $n = 20$ e $d = 2$ : diagonal, aleatória e otimizada . . . . .	119
Figura 86 – Exemplo de hipercubo latino com $n = 15$ e $d = 3$ . . . . .	119
Figura 87 – Dispersão das variáveis das amostras nos lados <i>inboard</i> e <i>outboard</i> . . . . .	120
Figura 88 – Resultados de $\Delta C_D$ em função das variáveis de controle . . . . .	122
Figura 89 – Asas com menores valores de $\Delta C_D$ da amostragem . . . . .	123
Figura 90 – Distribuição dos coeficientes de força ao longo da envergadura das melhores amostras . . . . .	124
Figura 91 – Distribuição de $C_p$ nas melhores asas da amostragem . . . . .	126
Figura 92 – Cortes de $C_p$ na região da asa dentro da <i>slipstream</i> da hélice . . . . .	127
Figura 93 – Pressão total normalizada induzida pela hélice . . . . .	129
Figura 94 – Desenvolvimento da camada limite na região da asa dentro da <i>slipstream</i> da hélice para as asas original e modificadas . . . . .	130
Figura 95 – Perfis de velocidade da camada limite na região da asa dentro da <i>slipstream</i> da hélice e espessuras de deslocamento no bordo de fuga . . . . .	131
Figura 96 – Distribuição dos coeficientes de força ao longo da envergadura das melhores amostras para a condição de subida . . . . .	133
Figura 97 – Cortes de $C_p$ na região da asa dentro da <i>slipstream</i> da hélice . . . . .	134
Figura 98 – Parâmetros geométricos das aeronaves do banco de dados . . . . .	147

# Lista de tabelas

Tabela 1 – Resultados de arrasto induzido na asa otimizada para a condição de alta velocidade ( $C_L = 0,6$ e $T_C = 0,1$ ) . . . . .	47
Tabela 2 – Divisão das seções da hélice 5868-9 . . . . .	71
Tabela 3 – Parâmetros geométricos . . . . .	78
Tabela 4 – Parâmetros de voo . . . . .	80
Tabela 5 – Integrais de $f(y)$ . . . . .	81
Tabela 6 – Divisão das seções da hélice <i>Hamilton Standard 14RF-9</i> . . . . .	86
Tabela 7 – Decomposição de arrasto nas geometrias modificadas para condição de cruzeiro	92
Tabela 8 – Decomposição de arrasto e fator de Oswald das asas original e modificadas .	98
Tabela 9 – Diferença na composição do arrasto e fator de <i>Oswald</i> nas asas modificadas em relação à <i>baseline</i> em porcentagem . . . . .	98
Tabela 10 – Composição da variação de arrasto nas geometrias modificadas - Condição de subida . . . . .	105
Tabela 11 – Decomposição de arrasto e fator de Oswald das asas original e modificadas na condição de subida . . . . .	107
Tabela 12 – Diferença na composição do arrasto e fator de <i>Oswald</i> nas asas modificadas em relação à <i>baseline</i> em porcentagem para a condição de subida . . . . .	109
Tabela 13 – Parâmetros geométricos da asa a ser otimizada . . . . .	113
Tabela 14 – Parâmetros da hélice considerada . . . . .	114
Tabela 15 – Frações de peso sugeridas para cada fase de voo de um turboélice regional .	115
Tabela 16 – Parâmetros utilizados na equação de Breguet para a aeronave em questão na condição de cruzeiro . . . . .	115
Tabela 17 – Peso de combustível gasto nas fases de subida e cruzeiro . . . . .	116
Tabela 18 – Parâmetros da condição de cruzeiro utilizada para otimização . . . . .	116
Tabela 19 – Variáveis de controle para otimização e seu limites . . . . .	120
Tabela 20 – Decomposição do arrasto das asas limpa e <i>baseline</i> . . . . .	121
Tabela 21 – Parâmetros e resultados das melhores amostras em relação à variação de arrasto . . . . .	122
Tabela 22 – Decomposição da variação de arrasto nas melhores amostras em relação a asa <i>baseline</i> . . . . .	124
Tabela 23 – Decomposição de arrasto e fator de <i>Oswald</i> das asas original e modificadas .	128
Tabela 24 – Coeficiente de arrasto das asas com e sem hélice . . . . .	128
Tabela 25 – Parâmetros da condição de subida utilizada para simulação das asas modificadas	132
Tabela 26 – Decomposição de arrasto na asa original e nas geometrias modificadas para condição de subida . . . . .	133

Tabela 27 – Decomposição de arrasto e fator de <i>Oswald</i> das asas original e modificadas na condição de subida . . . . .	135
Tabela 28 – Efeito da redução de arrasto no aumento de combustível capaz de ser transportado . . . . .	137
Tabela 29 – Banco de dados de turboélices - informações de desempenho . . . . .	148
Tabela 30 – Banco de dados de turboélices - parâmetros das hélices . . . . .	149
Tabela 31 – Banco de dados de turboélices - parâmetros das asas . . . . .	150

# Lista de abreviaturas e siglas

ATR	Avions de Transport Régional
CAD	Desenho Auxiliado por Computador ( <i>Computer Aided Design</i> )
CFD	Dinâmica dos Fluidos Computacional ( <i>Computational Fluid Dynamics</i> )
CFL	Número de Courant–Friedrichs–Lewy
DNS	Simulação Numérica Direta ( <i>Direct numerical simulation</i> )
DOC	Custo Direto de Operação ( <i>Direct Operating Cost</i> )
DOE	Projeto de Experimentos ( <i>Design of Experiments</i> )
HLLC	Método numérico Harten-Lax-van Leer-Contact
RANS	Navier-Stokes com Média de Reynolds ( <i>Reynolds Averaged Navier-Stokes</i> )
SST	Transporte da Tensão Cisalhante ( <i>Shear Stress Transport</i> )
TVD	Redução da Variação Total ( <i>Total Variation Diminishing</i> )
USD	Dólar Americano
USG	Galão Americano

# Lista de símbolos

## Símbolos latinos

$a$	Fator de aumento de velocidade axial da hélice
$a'$	Fator de aumento de velocidade tangencial da hélice
$AR$	Alongamento da asa, $b^2/S_w$
$b$	Envergadura da asa; corda local da pá da hélice
$c$	Corda geométrica da asa
$c_r$	Corda na raiz da asa
$C_d$	Coefficiente de arrasto de um perfil, $d/(0,5\rho V_\infty^2 c)$
$C_D$	Coefficiente de arrasto de uma asa, $D/(0,5\rho V_\infty^2 S_w)$
$C_{D_i}$	Coefficiente de arrasto induzido
$C_{D_{pres}}$	Coefficiente de arrasto de pressão
$C_{D_{form}}$	Coefficiente de arrasto de forma
$C_{D_0}$	Coefficiente de arrasto parasita
$C_{D_{fric}}$	Coefficiente de arrasto de atrito
$C_f$	Coefficiente de atrito, $\tau_w/(0,5\rho V_\infty^2)$
$C_l$	Coefficiente de sustentação de um perfil, $l/(0,5\rho V_\infty^2 c)$
$C_L$	Coefficiente de sustentação de uma asa, $L/(0,5\rho V_\infty^2 S_w)$
$C_{l,0}$	Coefficiente de sustentação de um perfil em escoamento incompressível
$C_{l,rot}$	Coefficiente de sustentação de um perfil em rotação
$C_{l,pot}$	Coefficiente de sustentação de um perfil em escoamento potencial
$C_p$	Coefficiente de pressão, $(p - p_\infty)/(0,5\rho V_\infty^2)$
$CP$	Coefficiente de potência
$c_p$	Consumo específico de combustível
$C_T$	Coefficiente de tração

$c_v$	Calor específico a volume constante
$C_\mu$	Coefficiente de difusividade turbulenta
$dc$	Drag counts, 1 $dc$ equivale a $C_D$ de 0,0001
$D$	Arrasto; diâmetro da hélice
$e$	Número de Euler; fator de Oswald
$f_1, f_2, f_\mu$	Funções de amortecimento na parede para o modelo $k - \epsilon$
$F$	Fator de perda de eficiência da hélice devido ao efeito da ponta e do cubo
$h$	Espessura da pá da hélice
$h_0$	Tamanho inicial do elemento de malha
$i$	Energia interna; incidência local
$i_w$	Incidência da asa
$J$	Razão de avanço da hélice, $V/(nD)$
$k$	Condutividade térmica; energia cinética turbulenta
$L$	Sustentação
$M$	Número de Mach, $V_\infty/V_s$
$\dot{m}$	Vazão mássica
$n$	Rotação da hélice
$p$	Passo geométrico da hélice
$P$	Potência
$P_k$	Taxa de produção da energia cinética turbulenta
$\tilde{P}_k$	Limitador da produção de turbulência
$p_s$	Pressão estática
$p_t$	Pressão total
$q$	Pressão dinâmica
$Q$	Torque da hélice

$Q_C$	Coefficiente de torque
$r$	Posição radial na hélice; razão de refinamento de malha
$R$	Constante universal dos gases perfeitos; raio do disco da hélice
$R_{cr}$	Alcance em um voo de cruzeiro
$Re$	Número de Reynolds, $V_\infty c \rho / \mu$
$Re_y$	Número de Reynolds baseado na distância normal à parede $y$
$R_s$	Raio do tubo de corrente na teoria do disco atuador
$s_{ij}$	Taxa de deformação
$S_w$	Área da asa
$S, S_M$	Termo fonte das equações conservativas
$t$	Espessura do perfil da asa
$T$	Tração; temperatura
$T_C$	Coefficiente de tração
$T_t$	Estimativa realizável para a escala de tempo turbulenta
$\mathbf{u}$	Vetor velocidade, $\mathbf{u} = u, v, w$
$U$	Velocidade média na coordenada $x$
$u'$	Flutuação da componente $u$ da velocidade
$u_\tau$	Velocidade de atrito
$u^+$	Velocidade adimensionalizada pela velocidade de fricção
$V$	Velocidade helicoidal incidente em uma estação arbitrária da pá de uma hélice
$V_s$	Velocidade do som
$V_\infty$	Velocidade do escoamento não perturbado
$W$	Peso da aeronave
$W_{TO}$	Peso de decolagem
$x_p, y_p, z_p$	Posição da hélice

$y$	Distância à parede
$y^+$	Distância à parede adimensionalizada

### Símbolos gregos

$\alpha$	Ângulo de ataque
$\beta$	Ângulo de passo da hélice
$\gamma$	Diedro
$\Gamma$	Circulação; diedro
$\delta_{ij}$	Delta de Kronecker
$\Delta$	Variação
$\varepsilon$	Taxa de dissipação da turbulência por unidade de massa
$\eta$	Eficiência da hélice
$\kappa$	Constante de von Kármán
$\lambda$	Segunda viscosidade; afilamento da asa
$\Lambda$	Enflechamento da asa
$\mu$	Viscosidade dinâmica molecular
$\mu_\tau$	Viscosidade dinâmica turbulenta
$\nu$	Viscosidade cinemática molecular
$\rho$	Densidade
$\sigma$	Solidez da pá
$\tau_{ij}$	Tensor de cisalhamento
$\tau_w$	Tensão de cisalhamento na parede

### Subscritos

0, 1, 2, 3	Planos do volume de controle do disco atuador
<i>hub</i>	Cubo da hélice

<i>i</i>	Parte inboard da asa
<i>máx</i>	Máximo
<i>mín</i>	Mínimo
<i>o</i>	Parte outboard da asa
<i>p</i>	Hélice
<i>pot</i>	Potencial
<i>rot</i>	Rotação
<i>tip</i>	Ponta da hélice
$\infty$	Relativo ao escoamento livre

# Sumário

1	INTRODUÇÃO	23
1.1	Interação Hélice-Asa	26
1.2	Objetivo do Estudo	29
1.3	Estrutura do texto	29
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	30
2.1	Terminologia geral de hélices	30
2.2	Modelagem numérica de hélice	34
2.2.1	Disco Atuador	34
2.2.2	Teoria do Elemento de Pá	37
2.2.2.1	Análise de quantidade de movimento do disco	37
2.2.2.2	Análise do Elemento de Pá	38
2.2.2.3	Correções de efeitos de ponta	40
2.2.3	Efeito de Rotação	42
2.3	Interação hélice/asa e otimização de asa	43
3	MODELAGEM MATEMÁTICA	53
3.1	Equações dos fluidos	53
3.1.1	Equações de Navier-Stokes	54
3.1.2	Escoamento turbulento	55
3.1.2.1	Modelagem da turbulência	56
3.1.3	Solver CFD	61
3.1.3.1	Modificações no modelo $k - \varepsilon$ realizável	62
3.1.3.2	Modelo de Rotor do programa	62
4	VALIDAÇÃO DOS MODELOS COMPUTACIONAIS	64
4.1	Convergência de tração gerada pelo disco	66
4.2	Curva de tração	68
4.3	Campo de pressão	72
5	ESTUDO PARAMÉTRICO	77
5.1	Descrição da configuração	77
5.2	Metodologia	80
5.2.1	Modificação da geometria da asa	80
5.2.2	Geração da malha computacional	83
5.2.3	Modelagem da hélice	86

5.3	Simulações . . . . .	89
5.4	Resultados e discussões . . . . .	91
5.4.1	Condição de cruzeiro . . . . .	91
5.4.1.1	Decomposição do arrasto . . . . .	92
5.4.1.2	Desenvolvimento das camadas limites . . . . .	99
5.4.2	Condição de subida . . . . .	104
5.4.2.1	Decomposição do arrasto . . . . .	105
5.4.2.2	Desenvolvimento das camadas limites . . . . .	109
	<b>6 PROPOSTA DE OTIMIZAÇÃO DE UMA ASA . . . . .</b>	<b>112</b>
6.1	Configuração a ser otimizada . . . . .	112
6.2	Condição para a otimização . . . . .	114
6.3	Metodologia de análise . . . . .	116
6.4	Amostragens . . . . .	118
6.5	Resultados e discussões . . . . .	121
6.5.1	Decomposição do arrasto . . . . .	123
6.5.2	Desenvolvimento das camadas limites . . . . .	129
6.6	Verificação para a condição de subida . . . . .	132
6.7	Avaliação prática da variação de arrasto . . . . .	136
	<b>7 CONCLUSÕES . . . . .</b>	<b>138</b>
	<b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>	<b>141</b>
	<b>APÊNDICES . . . . .</b>	<b>146</b>
	<b>APÊNDICE A – BANCO DE DADOS DE TURBOÉLICES . . . . .</b>	<b>147</b>

## Capítulo 1

---

# Introdução

---

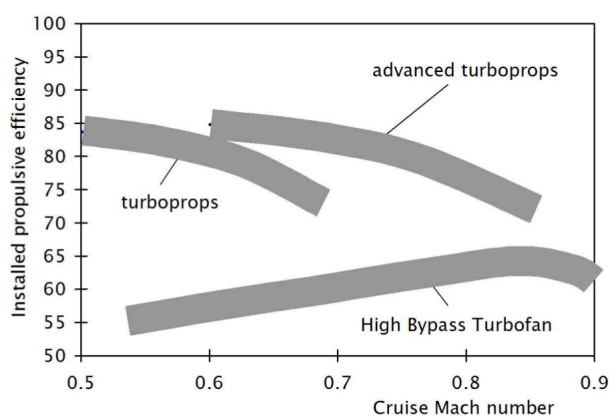
A propulsão à hélice foi utilizada nos voos dos primeiros aviões, o *Wright Flyer III* dos irmãos *Wright* em 1903 e o 14-Bis do Santos Dumont em 1906 e, mesmo passados mais de cem anos, ainda é amplamente empregada na aviação, sendo objeto de estudo em diversas áreas de pesquisa. Segundo relatório da JETNET (2016), a frota global de aeronaves turboélices em setembro de 2016 era de 21,1% na aviação comercial (de um total de 33287 aeronaves) e 41,6% na aviação executiva (de 35900 aviões). Deste modo, apesar do motor a jato ser o principal meio propulsivo da aviação militar, executiva e de grandes aeronaves comerciais, a propulsão a hélice se mostra bastante relevante em todas as categorias.

Na aviação comercial, os dois tipos de motorização não são concorrentes diretos, mas sim complementares, visto que, para cada missão, as empresas aéreas escolhem o tipo de motorização que lhes for mais vantajoso. Para missões de longo alcance com foco em reduzir o tempo total do percurso, por exemplo, motores a jato são mais convenientes. Já para rotas mais curtas, onde a economia de combustível é mais relevante do que reduzir o tempo de viagem, a propulsão à hélice torna-se mais adequada, como ocorre na categoria de aviação geral e na de transporte regional.

A economia de combustível, por sua vez, está diretamente ligada à eficiência propulsiva, que é cerca de 30% maior para hélices em comparação com motores *turbofan* para números de *Mach* de cerca de 0,5 (condição típica de cruzeiro de turboélices) como mostra a Figura 1, baseada no estudo de Rohrbach e Metzger (1975). Para velocidades mais baixas, como decolagem, pouso e subida, a eficiência é ainda maior, pois a hélice consegue movimentar grandes massas de ar em baixas velocidades, diferentemente dos motores *turbofan* (VELDHUIS, 2005). Desta forma, em voos relativamente curtos, onde tais missões representam uma porcentagem significativa do tempo de voo, turboélices mostram-se mais vantajosos que motores a jato. No entanto, a eficiência diminui com a

velocidade, de forma que, para ainda ser viável, as velocidades de cruzeiro de tais aeronaves são menores que a de motores *turbofan*. Assim, para a escolha do tipo de aeronave em relação ao grupo motopropulsor, deve-se analisar a relação de compromisso entre economia de combustível e velocidade de operação.

Figura 1 – Eficiência propulsiva de diferentes tipos de motorização por *Mach* de voo



Fonte: Veldhuis (2005)

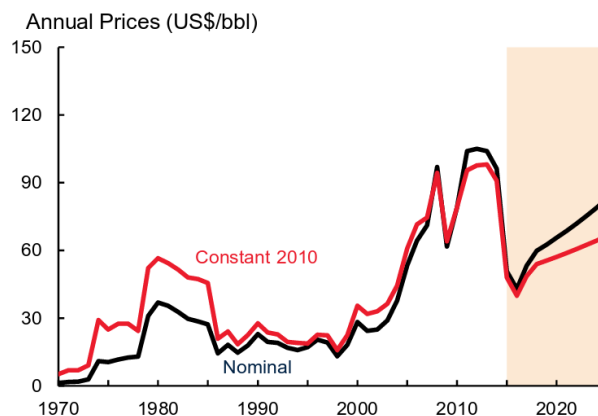
Como a economia de combustível é preponderante na escolha do tipo de aeronave para determinada missão, a escolha do grupo motopropulsor está diretamente ligada ao preço do petróleo. Dependendo de seu valor, para as empresas aéreas garantirem margem de lucro, a economia de combustível é imprescindível, tornando propício o mercado de turboélices na aviação regional.

A ascensão do valor do barril de petróleo da década de 1990 até 2011, como ilustra a Figura 2, mostrava um potencial do mercado de aeronaves à hélice na aviação comercial. Embora o preço tenha caído desde então, a conjectura das empresas aéreas para a próxima década é de que o valor do petróleo volte a subir, com aumento real de 65% no valor do barril em 2025 comparando-se com o preço médio praticado em 2016 (WORLD BANK GROUP, 2016).

Desta forma, o mercado de aeronaves turboélices tende a crescer para os próximos 20 anos. De acordo com a estimativa de mercado da empresa ATR, para as próximas duas décadas (2016 - 2035), a demanda de aviões turboélices deve aumentar em 2800 unidades (Figura 3), sendo 35% de reposição de aeronaves antigas e 65% de aumento real.<sup>1</sup> Do total, 22% é estimado como sendo aeronaves de 40 a 60 lugares e 78% de 61 a 80 assentos. Embora o número seja relativamente pequeno, o valor de mercado é estimado em cerca de US\$80 bilhões, e está atualmente dividido em, praticamente, duas fabricantes: ATR e Bombardier.

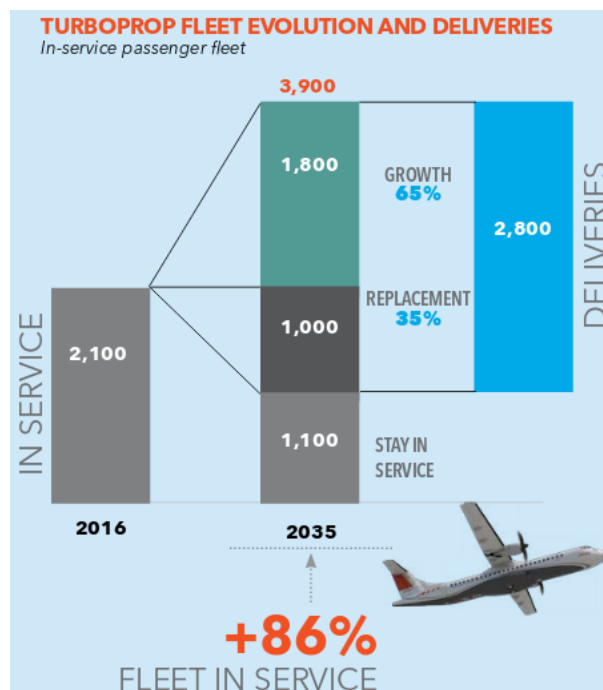
<sup>1</sup> A estimativa de 2014 era de 3400 novas aeronaves, ATR (2014).

Figura 2 – Histórico de preços e estimativa do valor do barril de petróleo para os próximos anos



Fonte: World Bank Group (2016)

Figura 3 – Estimativa do aumento do número de aeronaves turboélices até 2035



Fonte: ATR (2016)

As duas empresas já estão consolidadas no segmento de turboélices até 90 assentos, tornando difícil novas fabricantes adentrarem em seus mercados. Para isso ocorrer, uma nova aeronave deve possuir um diferencial competitivo atraente para os operadores, que implica em otimização de seu desempenho com emprego de novas tecnologias, ferramentas de projeto, processos produtivos e soluções criativas de problemas, que são decorrentes, dentre outros fatores, de investimento em pesquisa e na formação de profissionais capacitados.

Diante desse contexto, a integração do sistema propulsivo com a aerodinâmica da aeronave mostra-se um importante ponto a ser explorado. Tal integração consiste na

interferência mútua entre o grupo motopropulsor e a geometria do avião, sendo que a hélice afeta a aerodinâmica da aeronave e esta altera sua eficiência propulsiva. Por conseguinte, otimizar a integração resulta em obter uma melhor geometria do conjunto, minimizando e, até mesmo, aproveitando os efeitos de interação de forma a melhorar o desempenho da aeronave.

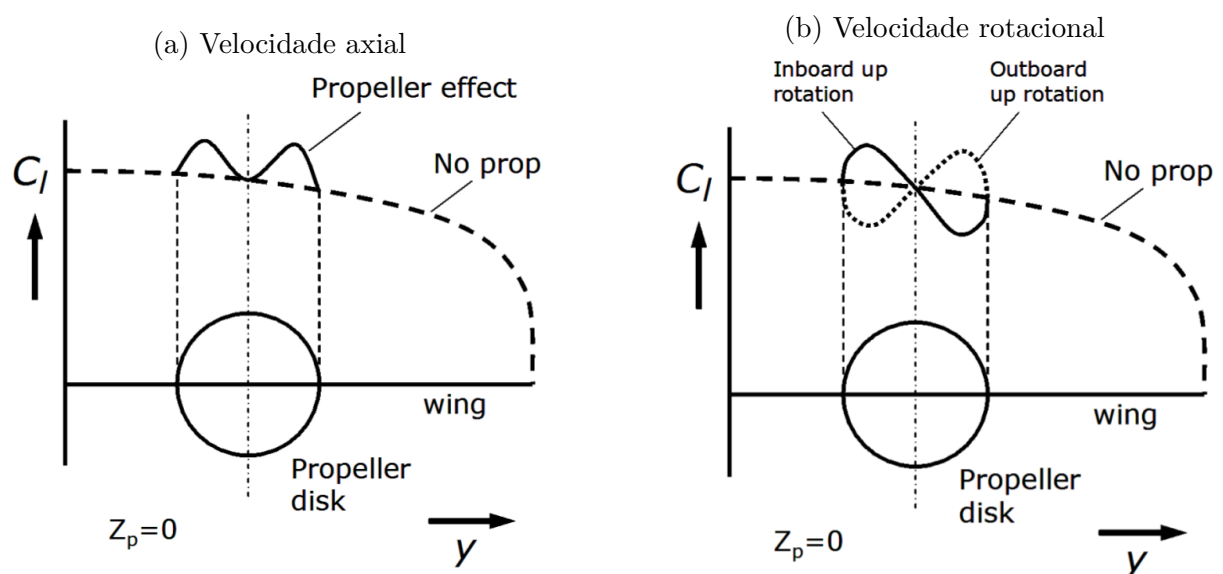
No intuito de auxiliar a compreensão dos efeitos dessa interação mútua entre o avião e a hélice no processo de otimização da integração, apresenta-se a seguir breve explanação sobre os principais efeitos de interferência entre os sistemas.

## 1.1 Interação Hélice-Asa

A hélice pode ser definida como uma asa rotativa que possui geometria tal que, ao girar em torno de seu eixo, modifica o escoamento com o incremento de quantidade de movimento e pressão. A diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso das pás da hélice resulta na tração da aeronave que, juntamente com o aumento das velocidades axial e tangencial, afetam os corpos e superfícies aerodinâmicas que estão sob sua influência, os quais, mutuamente, interferem no desempenho da hélice.

A Figura 4 mostra simplificada os efeitos segregados que os aumentos de velocidade axial e rotacional gerados por uma hélice acarretam na distribuição de  $C_l$  de uma asa na configuração *tractor* (típica de turbohélices comerciais), onde parte da asa está imersa no escoamento da hélice.

Figura 4 – Efeito separado do aumento de velocidade axial e rotacional na distribuição de  $C_l$  na asa posicionada atrás de uma hélice



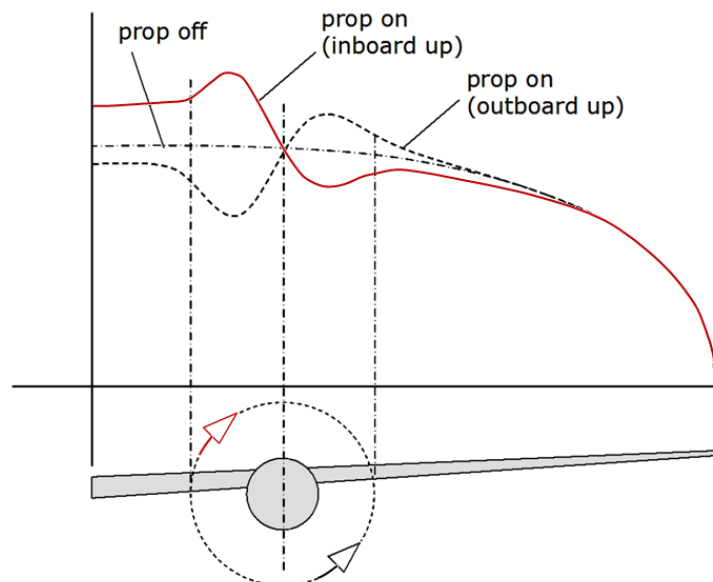
Fonte: Veldhuis (2005)

Nota-se que o incremento de velocidade axial (ou pressão dinâmica) aumenta o  $C_l$  local da asa de maneira simétrica, enquanto a componente rotacional de velocidade possui influência anti-simétrica. Neste caso, na região da asa que recebe o escoamento com velocidade vertical positiva devido à rotação da hélice, o  $C_l$  local aumenta, devido ao 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, o  $C_l$  se reduz.

Os efeitos combinados dos aumentos de pressão dinâmica e velocidade rotacional na distribuição de  $C_l$  de uma asa são ilustrados na Figura 5, onde também se verificam as diferenças entre as distribuições de  $C_l$  sob efeito de hélices com sentido de rotação opostos. No sentido *inboard up* as pás da hélice passam subindo na região *inboard* da asa (região definida entre a raiz da asa e o centro da hélice) e a distribuição de  $C_l$  é representada pela linha vermelha. Já no sentido *outboard up*, as pás sobem na região *outboard* da asa (entre o centro da hélice e a ponta de asa), resultando na distribuição representada pela linha tracejada. Estas definições são importantes pois serão utilizadas ao longo desta pesquisa.

Além disso, na Figura 5 também é possível notar que o efeito de hélice não se restringe somente à área da asa que está imersa em seu escoamento.

Figura 5 – Distribuição de  $C_l$  na asa alterada pela *slipstream* de uma hélice posicionada à sua frente



Fonte: Adaptado de Veldhuis (2005)

Embora as distribuições de  $C_l$  ao longo da envergadura sejam diferentes em função do sentido de rotação da hélice, observa-se que as aeronaves bimotoras turboélicas líderes de mercado (Figura 6) utilizam o mesmo sentido de rotação em asas simétricas, o que pode indicar não haver um aproveitamento otimizado da interação hélice/asa para ganho de desempenho.

Figura 6 – Aeronaves turboélices regionais atuais

(a) ATR-72 500



Fonte: Rodrigues (2010)

(b) Bombardier Q400

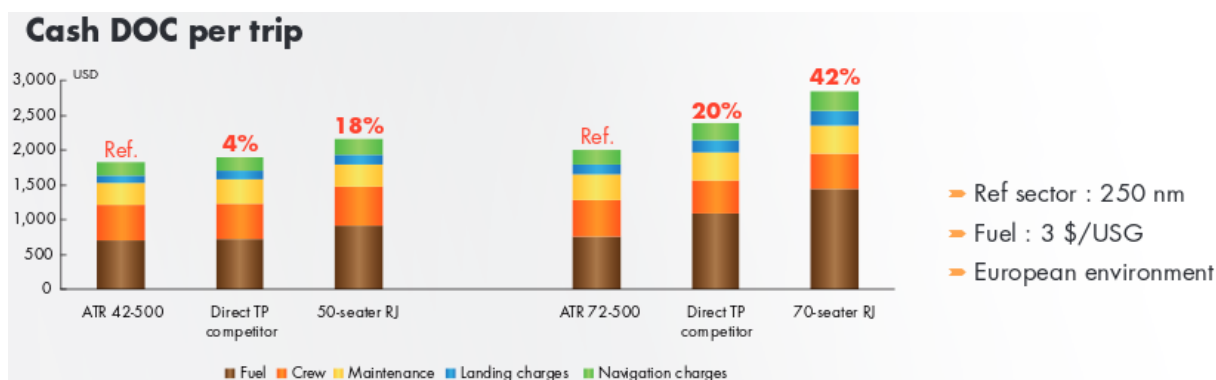


Fonte: Wedelstaedt (2016)

As empresas fabricantes de aeronaves costumam usar tal configuração pois, caso optassem por sentidos opostos de rotação, seria necessário possuir pares diferentes do conjunto motor/hélice, implicando em aumento de custo de fabricação, manutenção e estoque. Como resultado desta opção de projeto, além de não melhorar a interação hélice/asa, que pode acarretar no aumento do arrasto do conjunto, o carregamento assimétrico nas asas também gera um momento látero-direcional, que ao ser contraposto no intuito de balancear a aeronave, pode causar aumento de arrastos secundários no avião (arrasto de trimagem).

Na prática, aumento de arrasto significa aumento da tração requerida para manter a aeronave em um voo de mesma velocidade, ou seja, aumento no consumo de combustível, o qual é responsável por até 40% do custo total de operação de uma aeronave turboélice, como mostra a Figura 7, sendo que este valor é ainda maior para aviões com motores a jato.

Figura 7 – Custo direto de operação por viagens para aeronaves regionais



Fonte: ATR (2011)

Visto por outra óptica, se o consumo é maior, é necessário transportar mais combustível para uma dada rota, o que diminui a carga paga da aeronave. Ou ainda, mantando-se a mesma quantidade de combustível, o aumento do consumo implica em um menor alcance do avião. Desta forma, a redução do arrasto, e em consequência a redução do consumo, acarreta em uma série de melhorias intrínsecas não somente no campo econômico e comercial, como também no campo ambiental, uma vez que um menor consumo resulta em menores níveis de emissão de gases causadores do efeito estufa.

## 1.2 Objetivo do Estudo

Diante das questões apresentadas, este trabalho tem como objetivo, dada uma geometria previamente definida, propor uma otimização de forma de uma asa sob efeito de hélice com foco em redução de arrasto.

Para tanto, primeiramente é apresentado um estudo paramétrico de mudanças de forma na asa alterando-se a torção e espessura relativa em parte de sua área, com o propósito de redução de arrasto. A otimização é realizada para uma condição representativa de cruzeiro e o desempenho da geometria final proposta é verificada, também, para a condição de subida.

As análises de arrasto são feitas por meio de simulações *RANS* através do software *CFD++*. A modelagem da hélice é feita com o modelo de rotor disponível no código, o qual é fundamentado na teoria dos elementos de pá com correções para efeitos de ponta e cubo da hélice, sendo aplicado em um disco de espessura infinitesimal.

## 1.3 Estrutura do texto

A presente dissertação está estruturada em sete capítulos, nos quais serão primeiramente apresentados os referenciais teóricos e revisão bibliográfica de modelos de simulação de hélice, estudos de interação hélice/asa e de propostas de otimização de asa sob seu efeito. Em seguida, são explicitadas as modelagens numéricas utilizadas na pesquisa, como as equações que governam a dinâmica dos fluidos e características do *solver* de CFD utilizado. O Capítulo 4 contém a validação do modelo de hélice usado tanto para a geração de tração quanto para o campo de pressão que ele induz no escoamento. No capítulo seguinte é retratado um estudo paramétrico do efeito de modificações geométricas de uma asa com a finalidade de redução do arrasto em uma configuração com hélice. Sequencialmente, o Capítulo 6 destina-se a apresentar uma proposta de otimização de uma asa representativa de um avião turbohélice, com as metodologias, premissas e resultados. Por fim, o Capítulo 7 contém as conclusões do trabalho.

---

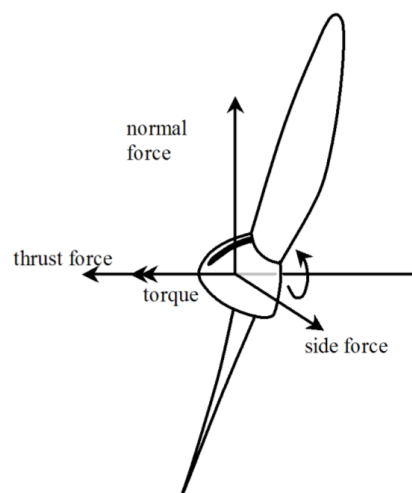
# Fundamentação Teórica

---

## 2.1 Terminologia geral de hélices

Para se iniciar a explanação sobre hélices, é necessário definir alguns termos e parâmetros específicos desse assunto que serão constantemente retomados ao longo do texto. Nesse viés, a Figura 8 ilustra as forças resultantes em uma hélice nos três eixos coordenados, onde a tração, no eixo axial, é a força mais importante para o desempenho de uma aeronave (VELDHUIS, 2005).

Figura 8 – Forças e momentos em uma hélice



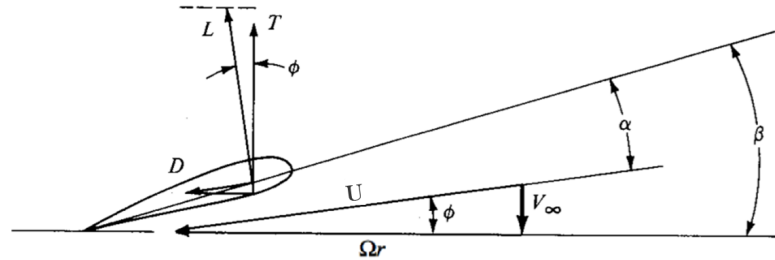
Fonte: Veldhuis (2005)

Entretanto, as forças normal e lateral também desempenham um papel significativo, principalmente para a estabilidade e controle da aeronave. Tais forças tornam-se mais relevantes conforme o ângulo de incidência do escoamento no plano da hélice se afasta de zero, que ocorre devido à interferência do escoamento com elementos do avião (como

o *upwash* da asa) e com a mudança no ângulo de ataque da aeronave. Ademais, a força normal ainda contribui para a sustentação total da aeronave.

Para uma análise mais específica de uma pá de hélice, considera-se uma seção arbitrária no raio  $r$  de uma hélice de diâmetro  $D$  com velocidade de rotação angular  $\Omega$ , em um escoamento com velocidade  $V_\infty$ , conforme demonstra a Figura 9.

Figura 9 – Diagrama de forças e velocidades em uma seção  $r$  de uma pá de hélice



Fonte: Adaptado de Anderson (1989)

O ângulo formado entre o plano da hélice e a linha de corda de cada seção é denominado de *ângulo de passo*,  $\beta$ , ou *pitch angle*. Já  $\phi$  é o ângulo entre a velocidade helicoidal  $U$  no perfil e o plano da hélice e, por consequência, o ângulo de ataque da seção,  $\alpha$ , é dado por  $\alpha = \beta - \phi$ .

Dada a tração resultante  $T$  e torque  $Q$ , alguns coeficientes adimensionais são amplamente utilizados para se descrever as características das hélices. Desta forma, de acordo com Veldhuis (2005), tem-se:

Coefficientes de tração:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (2.1)$$

$$T_C = \frac{T}{\rho V_\infty^2 D^2} \quad (2.2)$$

Coefficientes de torque:

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (2.3)$$

$$Q_C = \frac{Q}{\rho V_\infty^2 D^3} \quad (2.4)$$

onde  $n$  denota o número de revoluções por unidade de tempo. Nota-se que a adimensionação da tração e do torque pode ser feita com base na rotação da hélice (Equações 2.1 e 2.3) ou na velocidade do escoamento livre (Equações 2.2 e 2.4).

O coeficiente de potência é definido como:

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (2.5)$$

sendo  $P = 2\pi nQ$ .

A velocidade de rotação também pode ser tratada em termos adimensionais, na forma da *razão de avanço*  $J$ :

$$J = \frac{V_\infty}{nD} \quad (2.6)$$

A razão de avanço também é uma forma de analisar o carregamento de uma hélice, para o qual, em geral, um valor de  $J$  baixo representa um alto carregamento e vice-versa.

A eficiência é definida pela razão entre a potência útil da hélice e a potência de eixo, da forma:

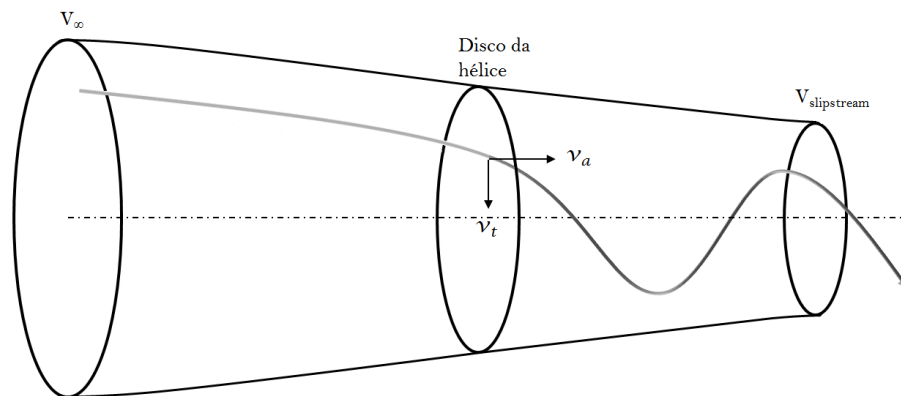
$$\eta = \frac{TV_\infty}{P} \quad (2.7)$$

ou em termos de coeficientes,

$$\eta = \frac{C_T}{C_P} J \quad (2.8)$$

Além disso, em relação à hélice, é importante conhecer o conceito de *slipstream*, que é a região do escoamento formada por todas as linhas do tubo de corrente que passa pelo disco formado pela hélice em rotação, tanto a montante quanto a jusante dela, como ilustra a Figura 10.

Figura 10 – *Slipstream* de uma hélice



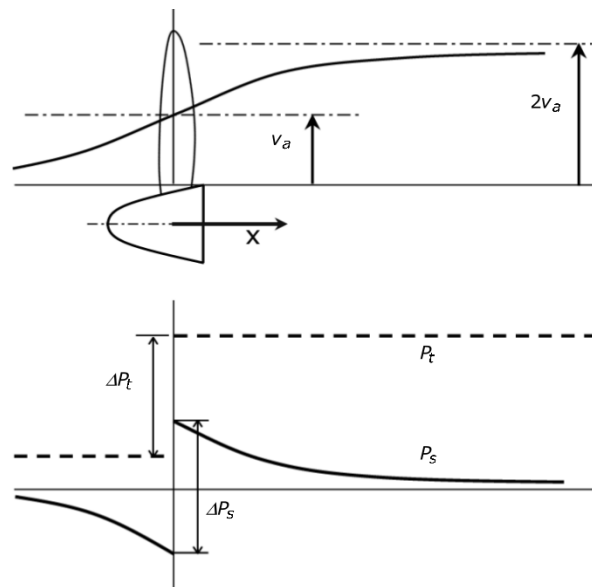
Fonte: Do autor

As esteiras helicoidais das pás em rotação tendem a induzir velocidades dentro do tubo de corrente formado, resultando em gradientes significativos do escoamento tanto na direção axial quanto radial da *slisptream*.

Dentro da *slipstream* há um aumento contínuo no incremento de velocidade axial ( $v_a$ ) do escoamento, enquanto as variações da velocidade tangencial ( $v_t$  ou *swirl*), pressão estática ( $p_s$ ) e pressão total ( $p_t$ ) podem ser aproximadas como um salto no plano da hélice, conforme ilustra a Figura 11.

Na direção radial, os incrementos de velocidade axial, tangencial, pressão estática e total não são uniformes devido à variação no carregamento ao longo da pá, possuindo

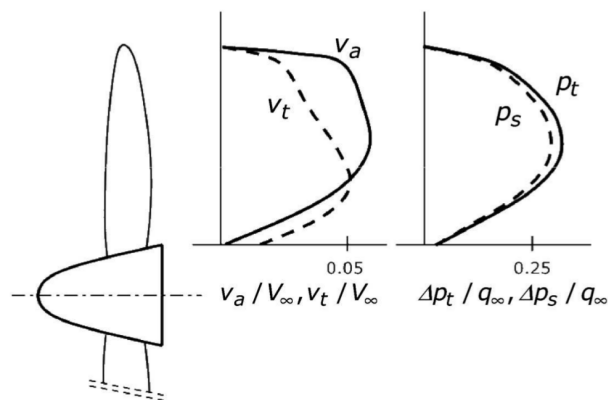
Figura 11 – Variação de pressão estática, total e do incremento de velocidade axial ao longo do sentido longitudinal da *slipstream*



Fonte: Veldhuis (2005)

valores máximos próximos à seção  $r/R = 0,75$ . Distribuições radiais típicas de tais propriedades são mostradas na Figura 12.

Figura 12 – Distribuições radiais típicas de velocidades axial, tangencial, pressão estática e total resultantes de uma hélice em rotação



Fonte: Veldhuis (2005)

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

## 2.2 Modelagem numérica de hélice

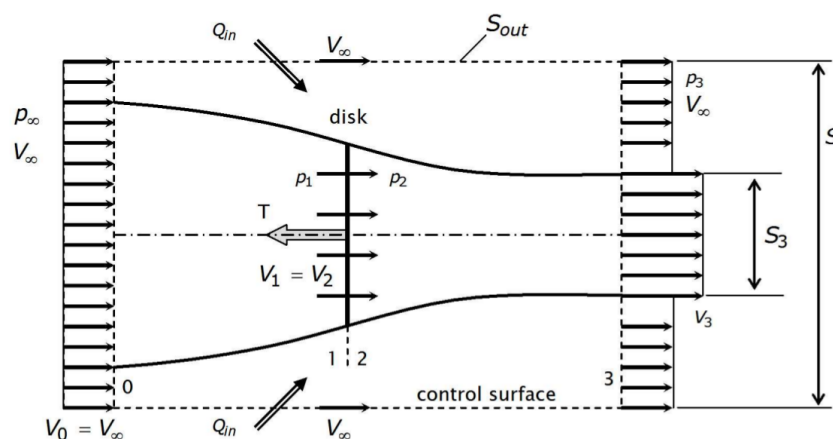
### 2.2.1 Disco Atuador

A maneira mais simples de modelar o comportamento de uma hélice é utilizando o método do disco atuador, desenvolvido originalmente por *Rankine* e *Froude* (VELDHUIS, 2005). Neste modelo, a hélice é substituída por um disco de espessura infinitesimal que impõe ao escoamento um incremento abrupto da pressão estática que, conseqüentemente, aumenta a quantidade de movimento axial do fluxo. Para o desenvolvimento do modelo, algumas considerações devem ser observadas:

- O escoamento é incompressível;
- Efeitos viscosos são desprezados;
- O escoamento só tem velocidade axial. Não se leva em conta a rotação (*swirl*);
- A pressão e velocidade no disco são uniformes;
- O fluxo que passa pelo disco é separado do restante por meio de um tubo de corrente.

A tração resultante é calculada através do balanço do fluxo de massa que passa dentro do tubo de corrente gerado pelo disco. A Figura 13 mostra o volume de controle considerado para a análise do disco atuador.

Figura 13 – Volume de controle aplicado ao disco atuador



Fonte: Veldhuis (2005)

São definidos quatro planos perpendiculares ao escoamento, de 0 a 3. O primeiro é o plano de entrada e o último o de saída do fluxo, que estão a distâncias do disco grandes o suficiente nas quais o escoamento está completamente desenvolvido. Os planos 1 e 2 são

posicionados imediatamente à montante e à jusante do disco, respectivamente. Dentro do volume de controle tem-se a diferença de vazão que sai em 3 menos o que entra em 0:

$$\Delta Q_v = S_3 V_3 + (S - S_3) V_\infty - S V_\infty \quad (2.9)$$

$$\Delta Q_v = S_3 (V_3 - V_\infty) \quad (2.10)$$

A pressão externa atuante no volume de controle é constante e, portanto, para a análise da quantidade de movimento, será cancelada. Desta forma, a força resultante é dada por:

$$T = \rho S_3 V_3^2 + \rho (S - S_3) V_\infty^2 - \rho S V_\infty^2 - \rho \Delta Q_v V_\infty \quad (2.11)$$

Substituindo  $\Delta Q_v$  da Equação 2.10 na Equação 2.11, tem-se a tração gerada pelo disco:

$$T = \rho S_3 V_3 (V_3 - V_\infty) \quad (2.12)$$

Observando que as velocidades antes e depois do discos são iguais ( $V_1 = V_2 = V_p$ ), a tração também pode ser calculada a partir das pressões estáticas atuantes no disco:

$$T = S_p (p_2 - p_1) \quad (2.13)$$

As pressões  $p_1$  e  $p_2$  podem ser relacionadas por meio da equação de *Bernoulli*:

$$p_\infty + \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 = p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 \quad (2.14)$$

$$p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho V_3^2 \quad (2.15)$$

Somando as Equações 2.14 e 2.15, chega-se na relação:

$$p_2 - p_1 = \frac{1}{2} \rho (V_3^2 - V_\infty^2) \quad (2.16)$$

Da equação da conservação de massa dentro do tubo de corrente, tem-se:

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_p \Rightarrow S_3 V_3 = S_p V_p \quad (2.17)$$

Substituindo esta relação nas equações 2.12, 2.13 e 2.16 e manipulando-as, chega-se na velocidade do escoamento na hélice:

$$V_p = \frac{V_3 + V_\infty}{2} \quad (2.18)$$

Tem-se, portanto, que a velocidade no plano da hélice é a média entre as velocidades na entrada e na saída do tubo de corrente. Ela pode ser escrita, também, como a velocidade de entrada do escoamento livre mais um incremento de velocidade axial  $v_a$  constante:

$$V_p = V_\infty + v_a \quad (2.19)$$

O incremento  $v_a$  pode ser expresso como um fator de aumento  $a$  multiplicado pelo escoamento livre  $V_\infty$ .

$$v_a = V_\infty a \quad (2.20)$$

A velocidade da hélice  $V_p$  pode ser reescrita, então, como:

$$V_p = V_\infty(1 + a) \quad (2.21)$$

Substituindo  $V_p$  da Equação 2.19 na Equação 2.18, encontra-se a velocidade na saída do tubo de corrente,  $V_3$ :

$$V_3 = V_\infty + 2v_a \quad (2.22)$$

que relacionando às Equações 2.12 e 2.17, resulta na tração no disco:

$$T = 2\rho S_p (V_\infty + v_a) v_a \quad (2.23)$$

Aqui, é conveniente definir um coeficiente de tração mais adequada para o disco atuador, da forma:

$$T'_C = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S_p} \quad (2.24)$$

de modo que, ao resolver a Equação 2.23, encontra-se o incremento de velocidade axial:

$$v_a = \frac{\sqrt{1 + T'_C}}{2} \quad (2.25)$$

A potência da hélice pode ser obtida do aumento de energia cinética do escoamento, resultando em:

$$P = 2\rho S_p v_a (V_\infty + v_a)^2 \quad (2.26)$$

que, substituindo na Equação 2.23, tem-se:

$$P = T(V_\infty + v_a) \quad (2.27)$$

Com a formulação da tração e da potência, é possível calcular a eficiência teórica do disco atuador por meio da Equação 2.7:

$$\eta = \frac{1}{1 + \frac{v_a}{V_\infty}} \quad (2.28)$$

ou em termos do coeficiente de tração,  $T'_C$ :

$$\eta = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + T'_C}} \quad (2.29)$$

O modelo do disco atuador possibilita, ainda, o cálculo do diâmetro do tubo de corrente ao longo da direção axial do disco. Para isso, considera-se o tubo de corrente

como um corpo de revolução com raio  $R_s$  que é alterado ao longo do eixo axial  $x$  do disco. Por meio da equação da continuidade, chega-se na relação:

$$\pi R_s^2 V_\infty (1 + v_x) = \pi R^2 V_\infty (1 + a) \quad (2.30)$$

onde  $a$  denota o fator de incremento de velocidade axial (Equação 2.20) e  $v_x(x)$  é a velocidade axial ao longo da *slipstream*. Após o desenvolvimento desta relação, encontra-se, por fim, a variação do raio do tubo de corrente em função da posição axial  $x$  (VELDHUIS, 2005):

$$\frac{R_s}{R} = \sqrt{\frac{1 + a}{1 + a \left(1 + \frac{x}{\sqrt{R^2 + x^2}}\right)}} \quad (2.31)$$

Embora a metodologia do disco atuador apresente bons resultados para a estimativa do incremento de velocidade axial e geometria do tubo de corrente para uma dada tração,  $T$ , a potência e, portanto, a eficiência, não são tão bem estimadas, devido à não se levar em consideração efeitos de ponta da pá e efeitos viscosos. Assim, a fim de se determinar o desempenho de uma hélice de modo mais preciso, é necessário utilizar uma teoria que leve em consideração as características geométricas e aerodinâmicas de suas pás, como a Teoria do Elemento de Pá, de Drzewiecki (1901).

## 2.2.2 Teoria do Elemento de Pá

Para a descrição da Teoria do Elemento de Pá, é necessário, inicialmente, o desenvolvimento de uma análise de quantidade de movimento (ou momentum linear) no disco da hélice.

### 2.2.2.1 Análise de quantidade de movimento do disco

De maneira análoga ao que foi desenvolvido na seção 2.2.1, o princípio da conservação de quantidade de movimento pode ser aplicado de maneira diferencial no disco de hélice. Considerando um anel circular de raio  $r$  e espessura  $dr$  no disco e utilizando as Equações 2.12 e 2.17, a tração pode ser escrita como (VELDHUIS, 2005):

$$dT = 2\pi r dr \rho (V_\infty + \bar{v}_a) \overline{V_3 - V_\infty} \quad (2.32)$$

onde  $\bar{v}_a$  e  $\overline{V_3 - V_\infty}$  são os incrementos de velocidade média no disco e no plano 3, respectivamente.

A relação entre a velocidade média e a velocidade relativa ao escoamento livre é dada por um fator de perda  $F = \bar{v}_a/v_a$  (WALD, 2006), que será explicado mais adiante.

Substituindo a Equação 2.22 na Equação 2.32, resulta no diferencial de tração:

$$dT = 4\pi r \rho V_\infty^2 (1 + a) a F dr \quad (2.33)$$

Na direção circunferencial, a diferença no momento é o torque resultante no disco da hélice,

$$dQ = 2\pi r dr \rho (V_\infty + \bar{v}_a) (\overline{V_{t3}} - V_{t\infty}) r \quad (2.34)$$

A velocidade tangencial na saída do volume de controle  $V_{t3}$  pode ser encontrada em análise análoga à Equação 2.22, de modo que pode ser escrita em termos da velocidade de rotação multiplicado por um fator  $a'$ :

$$V_{t3} = 2\Omega r a' \quad (2.35)$$

Assim, substituindo as Equações 2.35 e 2.21 na Equação 2.34, tem-se

$$\frac{dQ}{r} = 4\pi r^2 \rho \Omega V_\infty (1 + a) a' F dr \quad (2.36)$$

Os diferenciais de tração e torque do disco, Equações 2.33 e 2.36, respectivamente, obtidas pela lei da conservação da quantidade de movimento, são importantes resultados que serão retomados posteriormente.

### 2.2.2.2 Análise do Elemento de Pá

Na Teoria do Elemento de Pá (*Blade Element Theory*), a pá é dividida em seções independentes ao longo de seu raio e, para cada uma delas, considera-se o perfil aerodinâmico local para os cálculos das forças de sustentação e arrasto atuantes. Para a descrição da teoria a seguir, são utilizadas como referências principais as pesquisas de Wald (2006) e Rwigema (2010).

Como premissa, é considerada que uma pá de hélice em rotação está sujeita a diferentes componentes de velocidade: axial do escoamento livre,  $V_\infty$ , rotacional,  $\Omega r$  e velocidades induzidas pela própria hélice,  $v_a$  e  $v_t$ . Além disso, assume-se que a corda da pá é pequena o suficiente para que as velocidades induzidas não variem ao longo de sua corda, propiciando a utilização da teoria da linha sustentadora de *Prandtl* aplicada a hélices. A Figura 14 mostra o diagrama de forças e velocidades em um elemento de pá localizado em uma posição arbitrária  $r$  ao longo do raio da hélice.

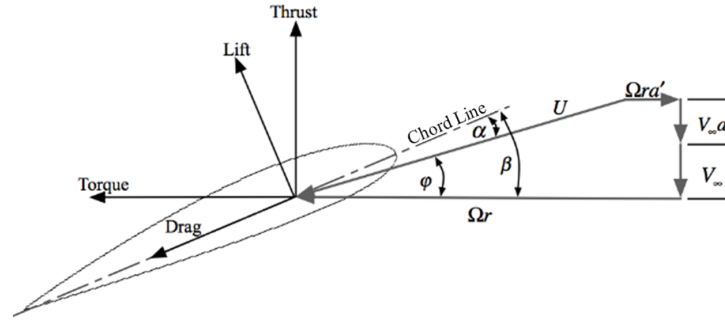
As velocidades induzidas axial e tangencial podem ser escritas como as velocidades incidentes multiplicadas por um fator de incremento, da forma:

$$v_a = V_\infty a \quad v_t = \Omega r a' \quad (2.37)$$

A velocidade efetiva no perfil  $U$  é a soma vetorial da velocidade axial na hélice  $V_\infty + v_a$  com a radial  $\Omega r - v_t$ , formando o ângulo  $\varphi$  entre ela e o plano da hélice.

$$U = \frac{V_\infty(1 + a)}{\text{sen}\varphi} \quad (2.38)$$

Figura 14 – Diagrama de forças e velocidades em um elemento de pá



Fonte: Adaptado de Rwigema (2010)

Assim, os diferenciais de tração e torque podem ser calculados utilizando as polares dos perfis.

$$dT = \frac{1}{2} \rho U^2 c (C_l \cos \varphi - C_d \sin \varphi) B dr \quad (2.39)$$

$$\frac{dQ}{r} = \frac{1}{2} \rho U^2 c (C_l \sin \varphi + C_d \cos \varphi) B dr \quad (2.40)$$

sendo  $c$  a corda local do perfil e  $B$  o número de pás da hélice.

Substituindo a Equação 2.38 nas Equações 2.39 e 2.40, tem-se:

$$dT = \frac{1}{2} \rho \frac{V_\infty^2 (1+a)^2}{\sin^2 \varphi} c (C_l \cos \varphi - C_d \sin \varphi) B dr \quad (2.41)$$

$$\frac{dQ}{r} = \frac{1}{2} \rho \frac{V_\infty^2 (1+a)^2}{\sin^2 \varphi} c (C_l \sin \varphi + C_d \cos \varphi) B dr \quad (2.42)$$

As Equações 2.41 e 2.42 também podem ser escritas em termos da solidez local de uma hélice, termo definido como sendo a porção do perímetro do disco ocupada pelo conjunto de cordas das pás da hélice, Equação 2.43.

$$\sigma(r) = \frac{Bc(r)}{2\pi r} \quad (2.43)$$

Isto posto, as Equações 2.41 e 2.42 são reescritas como:

$$dT = \rho \pi r \sigma \frac{V_\infty^2 (1+a)^2}{\sin^2 \varphi} (C_l \cos \varphi - C_d \sin \varphi) dr \quad (2.44)$$

$$\frac{dQ}{r} = \rho \pi r \sigma \frac{V_\infty^2 (1+a)^2}{\sin^2 \varphi} (C_l \sin \varphi + C_d \cos \varphi) dr \quad (2.45)$$

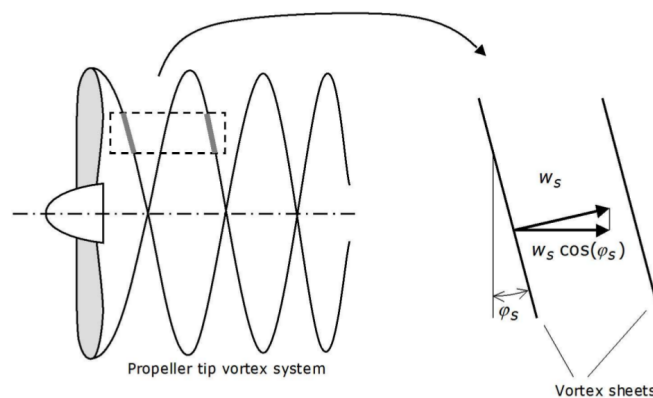
Para a determinação do ângulo de ataque local em cada estação da pá, a fim de se calcular as forças aerodinâmicas resultantes nos elementos, se faz necessário conhecer as

velocidades induzidas nas pás, cujas resoluções são provenientes dos efeitos de ponta de pá, explanados na sequência.

### 2.2.2.3 Correções de efeitos de ponta

A pá de uma hélice em rotação gera vórtices de ponta devido à diferença de distribuição de pressão entre o extradorso e o intradorso. Para computar o efeito de tais vórtices no desempenho da hélice, pode-se utilizar da teoria de vórtices de Betz, baseada na linha de sustentação de *Prandtl* (RWIGEMA, 2010). Neste contexto, considera-se um filamento de vórtice helicoidal de uma esteira de vórtices, como mostrado na Figura 15.

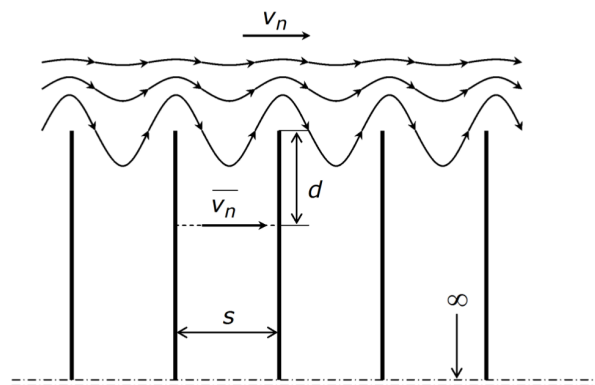
Figura 15 – Esteira de vórtices



Fonte: Veldhuis (2005)

A velocidade entre as esteiras é denotada por  $w_s$  e a velocidade de deslocamento axial,  $V_n = w_s \cos \varphi_s$ , sendo que o escoamento do conjunto de esteiras helicoidais de vórtices é similar a um escoamento potencial em placas paralelas semi-infinitas (VELDHUIS, 2005), ilustrada na Figura 16.

Figura 16 – Escoamento potencial 2D em placas paralelas semi-infinitas



Fonte: Veldhuis (2005)

Assim, para tal campo de escoamento, a razão entre a velocidade média do fluxo entre as placas  $\bar{V}_n$  e a velocidade das placas em relação a um escoamento não perturbado  $V_n$  é dado por:

$$\frac{\bar{V}_n}{V_n} = \frac{2}{\pi} \arccos \left( e^{-\frac{\pi d}{s}} \right) \quad (2.46)$$

Relacionando à geometria de uma hélice em que  $d$  é substituído por  $R - r$ , tem-se a relação entre as velocidades:

$$\frac{\bar{V}_{a3}}{V_{a3}} = \frac{\bar{V}_{t3}}{V_{t3}} = F \quad (2.47)$$

onde,

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-f}), \quad (2.48)$$

$$f = \frac{\pi d}{s}, \quad (2.49)$$

e para o efeito de ponta,

$$f_{tip} = \frac{B}{2} \frac{R - r}{r \operatorname{sen} \varphi} \quad (2.50)$$

De maneira similar à análise de perda de desempenho devido ao vórtices de ponta de pá, pode-se também equacionar o efeito do cubo da hélice no escoamento (RWIGEMA, 2010). Assim, chega-se em:

$$f_{hub} = \frac{B}{2} \frac{r - R_{hub}}{r \operatorname{sen} \varphi} \quad (2.51)$$

que ao substituir na Equação 2.48, resulta no fator de perda do cubo da hélice.

O fator de perda final é a multiplicação dos dois efeitos combinados.

$$F = f_{tip} \cdot f_{hub} \quad (2.52)$$

Neste ponto, retomam-se as equações diferenciais desenvolvidas para a tração e o torque por meio da análise da conservação da quantidade de movimento (Equações 2.33 e 2.36) e as relacionam com as Equações 2.44, 2.45 e 2.52 para descrever os fatores de incremento de velocidades axial e tangencial em função das polares dos perfis de uma pá, resultando em:

$$a = \left[ \frac{4F \operatorname{sen}^2 \varphi}{\sigma (C_l \cos \varphi - C_d \operatorname{sen} \varphi)} - 1 \right]^{-1} \quad (2.53)$$

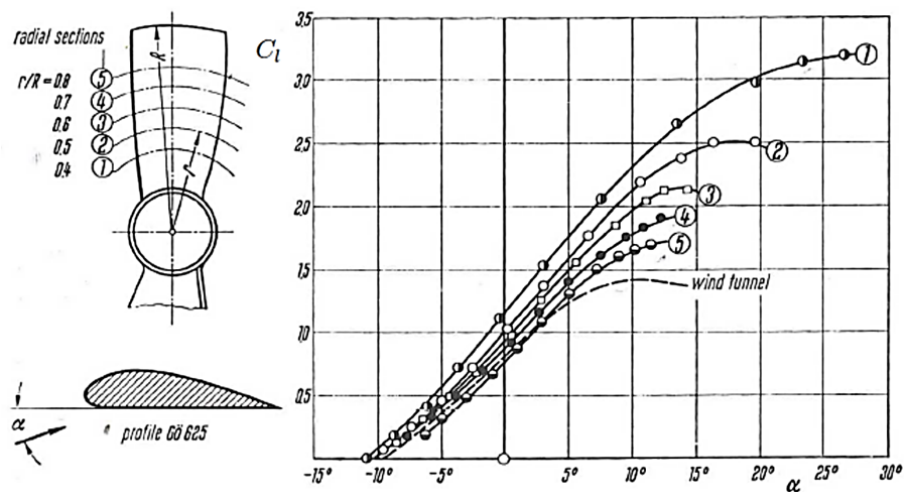
$$a' = \left[ \frac{4F \operatorname{sen} \varphi \cos \varphi}{\sigma (C_l \operatorname{sen} \varphi + C_d \cos \varphi)} + 1 \right]^{-1} \quad (2.54)$$

Desta maneira, as velocidades induzidas, e em consequência, as forças resultantes nos elementos de pás podem ser calculadas iterativamente, concluindo a Teoria do Elemento de Pá.

### 2.2.3 Efeito de Rotação

Himmelskamp (1945 apud LEEUW, 2013) observou, experimentalmente, que em uma hélice, devido aos efeitos de rotação, as polares de sustentação das seções são diferentes das polares dos perfis testados em túnel de vento, possuindo  $C_{l_{máx}}$  mais elevado e atraso no estol. Tal efeito é mais acentuado na raiz da hélice, como pode ser visto na Figura 17.

Figura 17 –  $C_l$  local em seções radiais de uma hélice em rotação



Fonte: Leeuw (2013)

Isso pode ser explicado pela existência das forças inerciais de efeito centrífugo e de Coriolis que geram um gradiente radial de pressão e influenciam no comportamento da camada limite da hélice. De acordo com Veldhuis (2005), a primeira transporta material da raiz para a ponta, reduzindo a espessura da camada limite local. Já a segunda, no sentido do bordo de ataque para o de fuga, atua no escoamento como um gradiente favorável de pressão. Os dois efeitos atrasam o descolamento da camada limite, resultando em aumento de  $C_l$  e estol em  $\alpha$  mais elevado, principalmente para região próximas à raiz da pá.

Para se considerar tal efeito de rotação no comportamento da polar de sustentação das seções de um pá, diversas aproximações podem ser feitas. A mais mencionada na literatura é a de Snel, Houwink e Bosschers (1993), que derivaram as equações de *Navier-Stokes* para camada limite 2D e de forma semi-empírica sugerem uma correção nos valores de  $C_l$  da forma:

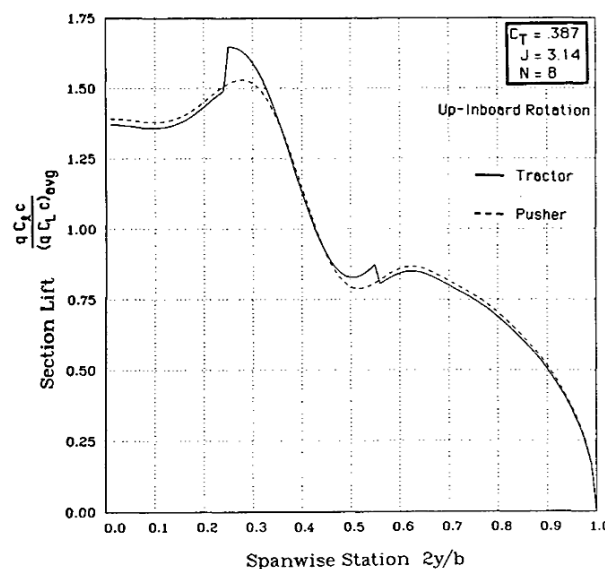
$$C_{l,rot} = C_l + 3 \left( \frac{c}{r} \right)^2 (C_{l,pot} - C_l) \quad (2.55)$$

## 2.3 Interação hélice/asa e otimização de asa

Os motores *propfan* desenvolvidos nas décadas de 1970-80 foram projetados para voos em regime alto subsônico. Desta forma, a fim de reduzir o *Mach* na ponta das pás, eles apresentam hélices com diâmetro menor em relação aos motores que operam em voos subsônicos, mas com uma maior quantidade de pás, o que aumenta a solidez da hélice. Neste caso, as hélices ficam mais carregadas, aumentando a perturbação que causam no escoamento. Em vista desses fatores, a busca por integrações propulsivas mais eficientes ganhou um papel mais relevante, sobretudo a partir da década de 1980, no projeto e desenvolvimento de novas aeronaves (LANGE, 1986).

Nesse sentido, Kroo (1986) analisou a interferência mútua entre hélice e asa para encontrar uma configuração com mínima perda de energia, para a qual considerou uma hélice sem deslocamento vertical em relação ao plano da asa. Adaptando o teorema de Munk (1921) sobre interação entre asas para hélice/asa e utilizando a teoria de vórtices de Goldstein (1929), ele pôde calcular, para um escoamento invíscido e incompressível, a distribuição de sustentação (calculada utilizando uma série de *Fourier* de senos) ideal em uma asa para o mínimo arrasto induzido, como mostrado na Figura 18.

Figura 18 – Distribuição de sustentação ótima em uma asa para hélices na posição *tractor* e *pusher*



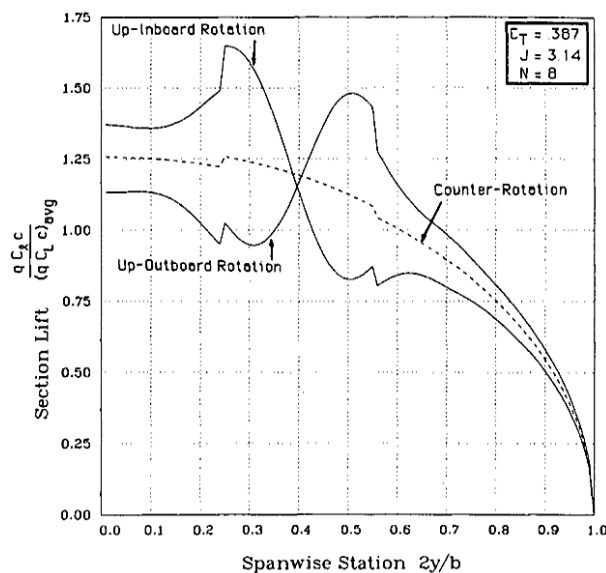
Fonte: Kroo (1986)

Kroo (1986) demonstrou que a asa tem função semelhante a de um estator, por reduzir a perda de energia rotacional causada pela hélice, efeito chamado de efeito estator ou *swirl recovery*. Desta forma, projetar uma asa que recupere esta energia perdida pela hélice é mais eficiente do que projetar uma asa tal que sua distribuição de sustentação

resultante seja próxima à elíptica, não havendo *swirl recovery*. Sendo assim, uma asa projetada para se reduzir o arrasto induzido pela hélice deveria possuir algum tipo de torção (geométrica e/ou aerodinâmica). A Figura 18 mostra que isto é válido em ambas as configurações de posicionamento de motor em relação a asa. A configuração *pusher* é menos intuitiva para tal conclusão, mas é explicada pelo fato da asa torcida pré-rotacionar o escoamento antes deste chegar na hélice, evitando perdas da mesma ordem de grandeza da condição *tractor* (KROO, 1986).

Além disso, Kroo (1986) demonstra ainda que o *swirl recovery* é maior para uma configuração onde a hélice passa subindo na região interna da asa (*inboard up*) do que quando ela passa subindo na região externa (*outboard up*). Tal fato pode ser explicado quando se analisa a distribuição de sustentação das configurações, como mostrado na Figura 19, por meio da qual se verifica que na região da asa que possui *upwash* induzido pela hélice (região em que a hélice passa subindo) há aumento de circulação. Segundo o autor, tal aumento na configuração *outboard up* a deixa mais distante da distribuição elíptica de sustentação. Assim, como os gradientes de carregamento são maiores perto da ponta da asa, à medida que uma hélice se afasta da raiz, seu efeito no carregamento da asa é maior, reduzindo a recuperação de energia rotacional da superfície sustentadora.

Figura 19 – Distribuição de sustentação ótima em uma asa para hélices *inboard up* e *outboard up*



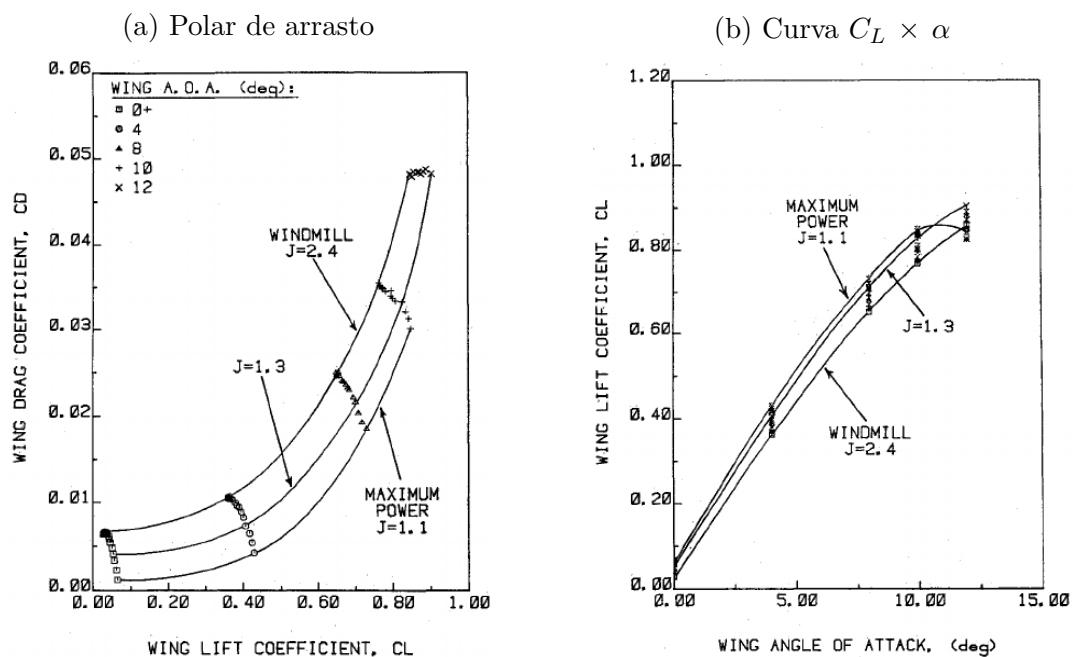
Fonte: Kroo (1986)

O autor ainda comenta que para se obter a distribuição de sustentação na asa ótima para minimizar o arrasto do conjunto, pode-se modificar tanto a torção, como a espessura e corda dos perfis (KROO, 1986).

A pesquisa de Witkowski, Lee e Sullivan (1989) também discorre sobre a interação mútua entre uma asa e uma hélice na posição *tractor*, tanto experimentalmente quanto

computacionalmente. Para tal, uma asa retangular de alongamento 8,25 e perfil NACA 0012 foi estudada sob efeito de uma hélice bipá distante  $c/2$  do bordo de ataque da asa, com variação da razão de avanço entre  $J = 1,1$  e  $J = 2,4$ . As análises foram feitas considerando o escoamento com  $M = 0,1$  e  $Re = 4,7.10^5$ . Os resultados nas polares de arrasto e sustentação da asa sob efeito da variação da razão de avanço da hélice são demonstrados na Figura 20.

Figura 20 – Efeitos aerodinâmicos em uma asa sob efeito da variação da razão de avanço de uma hélice



Fonte: Witkowski, Lee e Sullivan (1989)

De acordo com os autores, para uma condição típica de operação com  $C_L = 0,4$ , o  $C_D$  foi reduzido em 67% com o aumento da potência da hélice. Além disso, a derivada  $C_{L\alpha}$  apresentou aumento de 5,6% para potência máxima do motor em relação a *windmill* (configuração onde a hélice gira sem gerar tração) e, ademais, houve um incremento de  $C_L$  de 0,0386 para  $\alpha = 0^\circ$ . Os autores ainda comentam que a diminuição de arrasto da asa sob efeito hélice ocorre, principalmente, devido à redução do arrasto induzido em comparação com a asa limpa.

Em relação ao desempenho da hélice, Witkowski, Lee e Sullivan (1989) ressaltam que sua eficiência efetiva pode aumentar até 5% devido às interações com a asa, sobretudo para condições de baixa potência (alta razão de avanço) e que, se bem explorada, pode-se usar a interação hélice/asa para melhoria aerodinâmica de uma aeronave.

Veldhuis e Heyma (2000) propõem a otimização de asa para redução de seu arrasto total, adicionando efeitos viscosos e baseando os cálculos na análise do plano de *Trefftz*, que consiste em um plano infinitamente longe à jusante da aeronave onde o escoamento

está completamente desenvolvido. Nele, faz-se o balanço da quantidade de movimento para o cálculo do arrasto induzido pelo conjunto hélice/asa. O arrasto de pressão é estimado por meio da tridimensionalização do arrasto do perfil da asa.

Assim, Veldhuis e Heyma (2000) propõem encontrar a distribuição de sustentação na asa, por meio da teoria da linha sustentadora de *Prandtl*, dado um  $C_L$  e uma configuração de hélice para minimizar o arrasto total no plano de *Trefftz*. A *slipstream* é calculada com base na teoria do momentum do elemento de pá (subseção 2.2.2) com correção do efeito de ponta (subseção 2.2.2.3) tendo-se, ao longo do tubo de corrente, as variações de velocidade axial e tangencial. Por fim, a torção e/ou arqueamento<sup>1</sup> das seções da asa são modificados para se obter a distribuição de sustentação encontrada.

Como teste do programa de otimização, Veldhuis e Heyma (2000) utilizaram uma configuração similar a da aeronave Fokker 50, mostrada na Figura 21 e modificaram somente a torção da asa para encontrar a distribuição de sustentação ideal. Foram consideradas duas condições de voo (alta e baixa velocidade) e três configurações de sentido de rotação da hélice: *inboard up*, *outboard up* e hélices com o mesmo sentido de rotação (*co-rotating*). A Figura 22 (a) mostra o resultado de distribuição de circulação ótima para a condição de alta velocidade ( $C_L = 0,6$  e  $T_C = 0,1$ ) e a Figura 22 (b) a consequente distribuição de torção da asa ao longo de sua envergadura.

Nota-se que a torção ótima é alterada para toda a envergadura e não somente para a região da asa imersa na esteira da hélice. Além disso, para cada condição de voo, a distribuição ótima é diferente, implicando que a asa só pode ser otimizada para uma única condição.

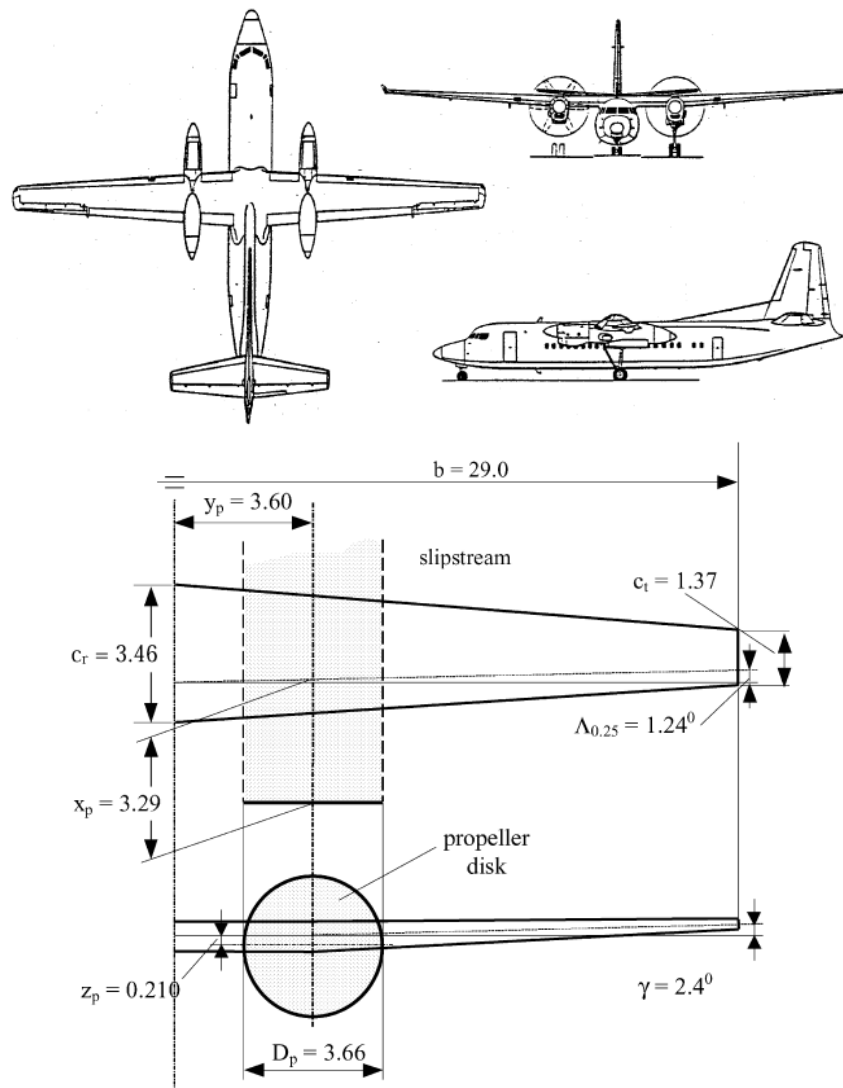
Veldhuis e Heyma (2000) simularam, ainda, as asas otimizadas para cada condição de rotação, com o método dos painéis, para obter o ganho em arrasto da nova configuração. A Figura 23 mostra a geometria final da asa otimizada para *inboard up*, onde se nota a mudança na torção das seções da asa.

A Tabela 1 compila os resultados de arrasto induzido para as asas inicial e otimizada para a condição de alta velocidade. O ganho nesta condição é de 10 *dc* (*drag counts*<sup>2</sup>) para as dadas configurações de hélice e que o  $C_{Di}$  é aproximadamente 5% menor para *inboard up* em relação à *outboard up*, o que corrobora com as conclusões apresentadas por Kroo (1986).

<sup>1</sup> Segundo Veldhuis (2005), a corda também poderia, teoricamente, ser alterada para se obter a distribuição de sustentação ótima. No entanto, os valores resultantes são irrealis, não sendo considerados como soluções viáveis pelo autor.

<sup>2</sup> Na presente pesquisa, os resultados são apresentados em termos de *drag counts*, de forma que é conveniente se ter noção da magnitude desta grandeza. Segundo (TORENBEEK, 1976), o arrasto de excrecência de uma aeronave a jato de transporte em voo de cruzeiro é da ordem de 17 *dc*, isto é, a soma de arrasto de componentes externos à aeronave, como antenas, portas, janelas, descontinuidades das superfícies, entradas e saídas de ar, dentre outros.

Figura 21 – Geometria baseada no Fokker 50 utilizada para o processo de otimização



Fonte: Veldhuis e Heyma (2000)

Tabela 1 – Resultados de arrasto induzido na asa otimizada para a condição de alta velocidade ( $C_L = 0,6$  e  $T_C = 0,1$ )

Configuração inicial	$C_{Di}$	Configuração otimizada	$C_{Di}$
Sem hélice	0,0101	Sem hélice	0,0091
<i>Inboard up</i>	0,0088	<i>Inboard up</i>	0,0078
<i>Outboard up</i>	0,0093	<i>Outboard up</i>	0,0083

Fonte: Baseado em Veldhuis e Heyma (2000)

Figura 22 – Distribuição de circulação e torção ótimas para diferentes sentidos de rotação

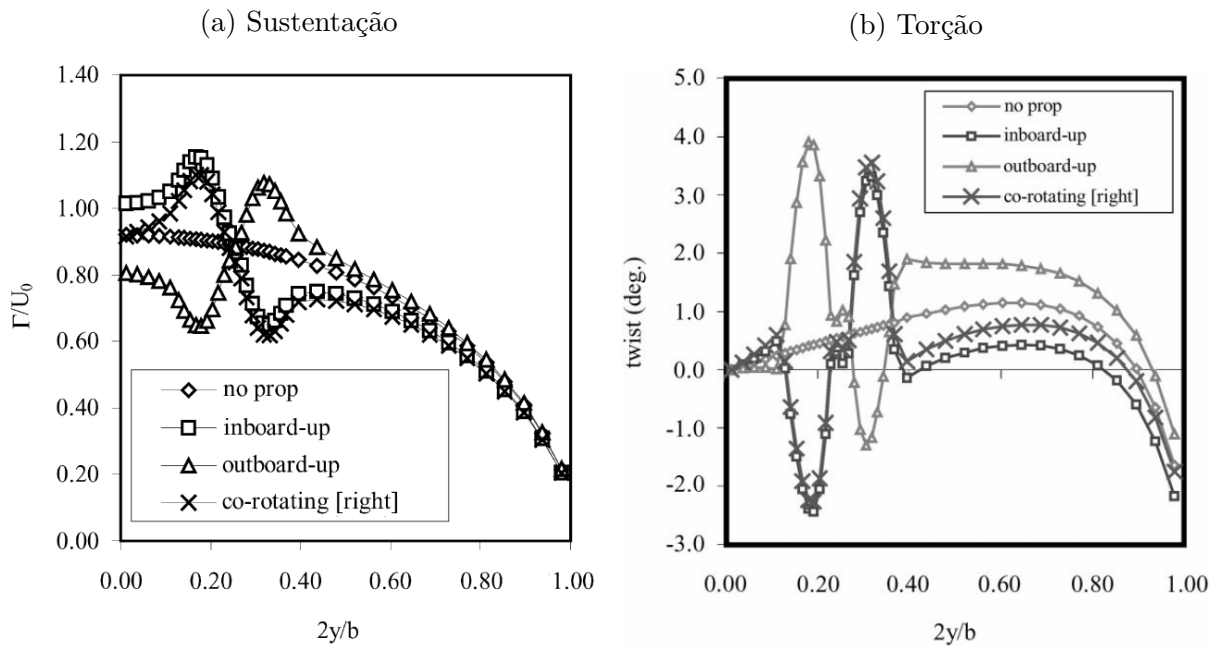
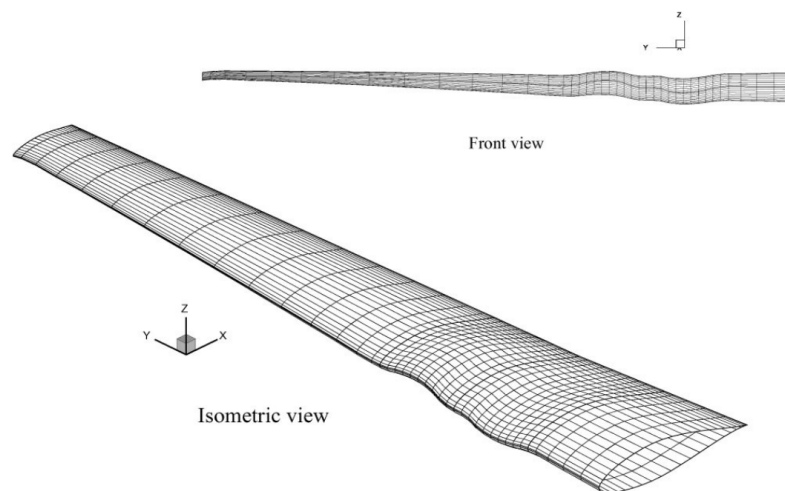


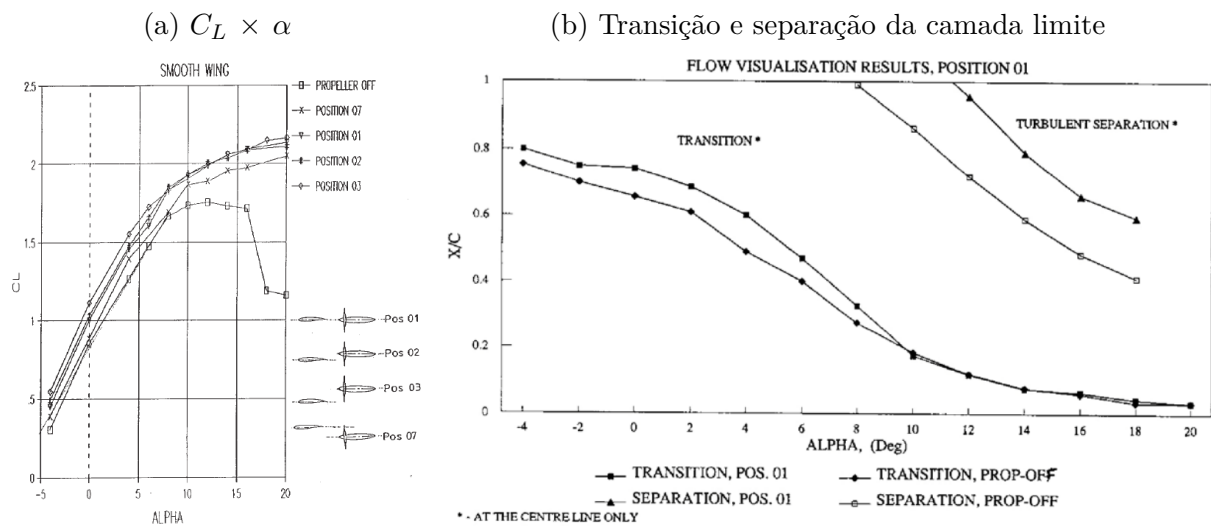
Figura 23 – Geometria da asa otimizada para alta velocidade ( $C_L = 0,6$ ) e configuração *inboard up*



Catalano (2004) estudou experimentalmente o comportamento da camada limite de uma asa bidimensional, sob efeito da *slipstream* de uma hélice, tanto para a posição *tractor* quanto *pusher*. Para a configuração *pusher*, foi avaliado o efeito do posicionamento vertical e horizontal da hélice em relação à asa com  $C_T = 0,15$  e  $J = 0,33$  em um escoamento com  $Re = 4,5 \cdot 10^5$ . Como resultado, verificou-se que o aumento da velocidade do escoamento induzida pela hélice gera um incremento no  $C_L$  da asa e atraso no estol, efeito que é mais evidente à medida que a hélice é posicionada acima do plano da asa, como mostra a Figura 24 (a).

O aumento da sucção no extradorso da asa também implica em um aumento no arrasto de pressão. Em contrapartida, o incremento de velocidade tem como consequência o atraso na transição da camada limite de laminar para turbulenta, devido à diminuição do gradiente adverso de pressão, que tende a diminuir o arrasto de atrito da asa para baixos ângulos de ataque. A separação da camada limite também é postergada, o que representa diminuição do arrasto de pressão para ângulos de ataque maiores, como mostra a Figura 24 (b).

Figura 24 – Influência da *slipstream* da hélice na curva de  $C_L \times \alpha$  e nas posições de transição e separação da camada limite



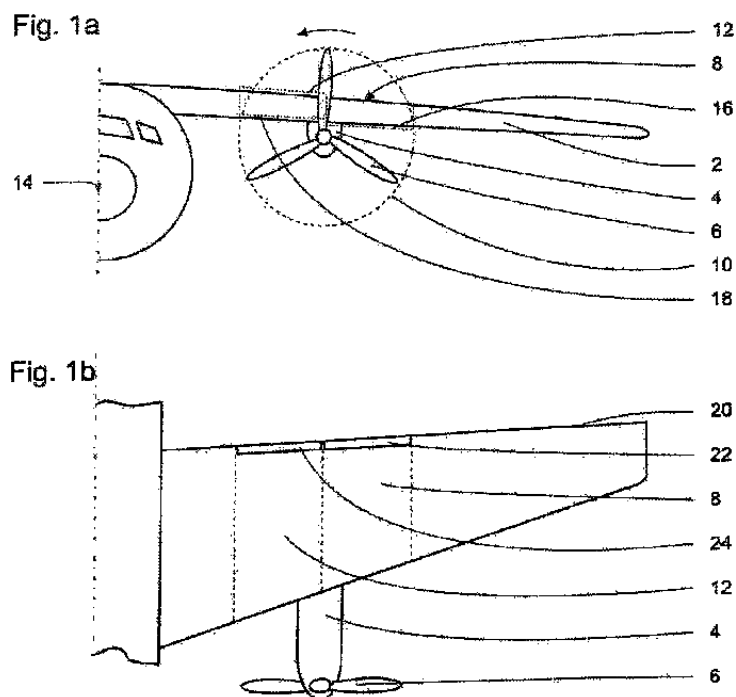
Fonte: Catalano (2004)

Os ensaios com hélice na posição *tractor* foram conduzidos para escoamento livre com  $Re = 3,5 \cdot 10^5$ , variação do número de pás da hélice e razão de avanço entre  $J = 0,43$  e  $J = 0,48$ . Os resultados mostraram que a hélice tende a levar a posição da transição da camada limite para próximo ao bordo de ataque na região da asa dentro da *slipstream*. Além disso, o aumento da frequência de passagem das pás induz maior intensidade da turbulência na camada limite.

Kelm (2012) patenteou um dispositivo (cujo funcionamento é o mesmo de um flape) para se alterar o arqueamento da asa na região imersa na *slipstream* da hélice, ilustrado

na Figura 25.

Figura 25 – Dispositivo patenteado para redução de arrasto causado pela interação hélice/asa



Fonte: Kelm (2012)

Como exemplo de funcionamento, considerando a hélice como *outboard up*, na região 12 da Figura 25 é induzido *downwash* pela hélice, que reduz o ângulo de ataque local e, conseqüentemente, o  $C_L$  local. O flape (parte 24) é então defletido para baixo com o intuito de aumentar o arqueamento da região, aumentando a sustentação local, a fim de compensar o efeito induzido pela hélice. O contrário deste processo ocorre na região 8 e no flape 22.

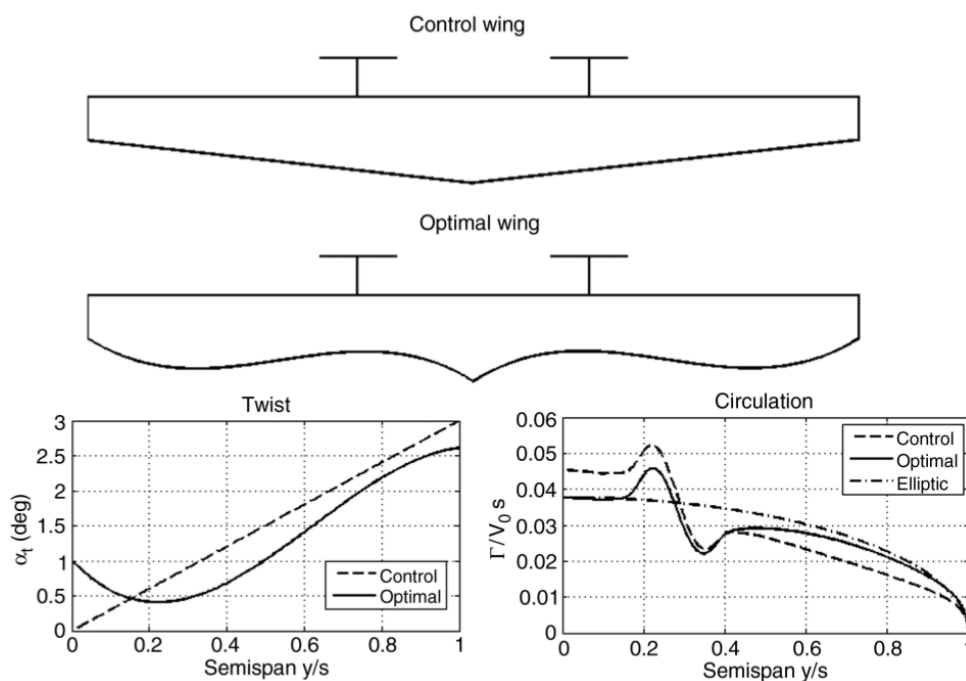
A patente de Kelm (2012) ainda inclui a rotação das regiões 12 e 8 para se alterar o ângulo de incidência local, de forma semelhante ao proposto por Veldhuis (2005).

Ainda relacionado a propostas de otimização da asa, Rakshith et al. (2015) apresentam uma outra abordagem de otimização: a da forma em planta da asa. Segundo ele, Veldhuis (2005) fez algumas considerações equivocadas que levaram à conclusão de que alterar a forma em planta da asa era inviável devido ao aumento irreal da corda na região imersa na *slipstream*. No entanto, tal conclusão mostra-se incorreta quando seu processo de cálculo é refeito com outra metodologia. Desta forma, Rakshith et al. (2015) propõem a otimização da asa cuja aerodinâmica é calculada utilizando a teoria da linha de sustentação de *Prandtl*, forma em planta feita por meio de curvas de Bézier e o desempenho da hélice dado por experimentos encontrados na literatura para a redução do arrasto total do conjunto hélice/asa.

As curvas de Bézier modificam o bordo de fuga da asa e, quanto mais pontos de controle a asa possui, menor é seu arrasto total, porém mais complexa fica sua geometria final. Curvas com ordens menores são mais suaves e, conseqüentemente, mais viáveis de serem implementadas na prática, principalmente com a utilização de materiais compósitos.

Como exemplo da otimização proposta, Rakshith et al. (2015) apresentam um caso cuja asa inicial possui alongamento de 12, afilamento de 0,5 e  $C_L$  requerido de 0,4. A Figura 26 mostra as formas em planta inicial e final, bem como a distribuição de torção e circulação, considerando um curva de Bézier com quatro pontos de controle.

Figura 26 – Asas inicial e otimizada

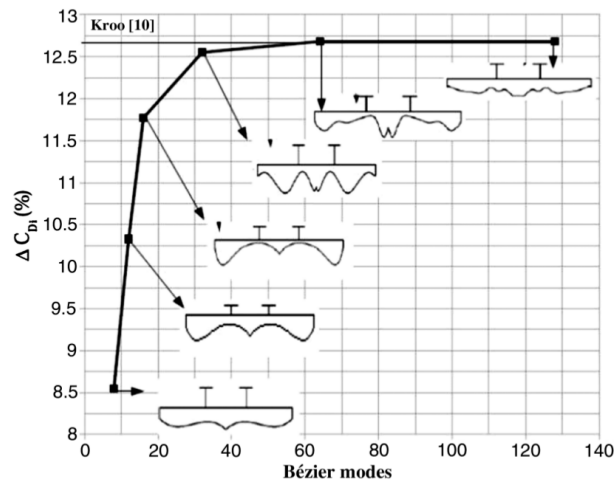


Fonte: Rakshith et al. (2015)

Neste caso, a asa otimizada apresentou  $C_{Di}$  9,35% menor e  $C_D$  3,82% menor que a asa de controle para a mesma condição de  $C_T$  da hélice. Nota-se ainda, que a asa otimizada possui corda menor na região imersa na *slipstream* da hélice, em decorrência do aumento da pressão dinâmica nesta região.

Na configuração estudada pelos autores, o arrasto induzido com hélice é menor que o arrasto induzido da mesma sem hélice. Isso se dá pelo fato de que a circulação requerida para um mesmo valor de sustentação é reduzida devido ao aumento da pressão dinâmica na *slipstream*. Assim, o arrasto induzido, que é diretamente ligado à circulação, também diminui (RAKSHITH et al., 2015).

Os autores compararam, então, a variação do  $C_{Di}$  com e sem hélice para asas com quantidades diferentes de números de controle da curva de Bézier. Os resultados são mostrados na Figura 27.

Figura 27 – Variação de  $C_{Di}$  para asas com números diferentes de pontos de controle

Fonte: Rakshith et al. (2015)

Diante destes elementos, verifica-se uma redução de  $C_{Di}$  com o incremento da ordem da curva de Bézier utilizada para descrever a forma em planta da asa, valor que tende assintoticamente para 12,75%, mesmo encontrado ao utilizar a metodologia proposta por Kroo (1986). No entanto, com o aumento do número de pontos de controle, mais complexa e inviável fica a geometria.

Salienta-se que o trabalho de Rakshith et al. (2015) possui o escopo de conceituar uma nova classe de asas<sup>3</sup>, não levando-se em conta todas as implicações que as geometrias propostas possam ter nas outras áreas de um projeto aeronáutico, como estabilidade, controle, estruturas e manufatura. Para isto, é necessário uma otimização multidisciplinar complexa, a qual não se apresentou como objetivo do autor.

É conveniente salientar que todas as propostas de otimização apresentadas somente consideram a influência da hélice na asa, não levando em consideração o efeito que esta causa no desempenho daquela. A utilização de CFD no estudo de otimização aerodinâmica possibilita a ponderação da influência mútua entre hélice e asa, permitindo uma análise mais fiel do problema. Na modelagem a que se propõe esta pesquisa, a hélice sente o efeito que a presença da asa causa no campo de pressão e velocidades no escoamento, de maneira que seu desempenho é impactado. Assim, os incrementos de velocidades da hélice podem não ser uniformes azimutalmente. Os detalhes do modelo de rotor utilizado e as técnicas numéricas de CFD são mostradas no Capítulo 3.

<sup>3</sup> O trabalho é originado a partir da patente de Narasimha et al. (2012)

---

# Modelagem Matemática

---

Neste capítulo são descritas as equações da mecânica dos fluidos, bem como as considerações sobre turbulência e modelos numéricos para seu tratamento. As principais características do *solver* de CFD e técnicas utilizadas para as simulações computacionais também são abordadas.

## 3.1 Equações dos fluidos

As equações que governam o comportamento dos fluidos em movimento representam, matematicamente, leis de conservação da física:

- Conservação de massa;
- Conservação da quantidade de movimento;
- Conservação de energia.

Para o desenvolvimento das equações em coordenadas cartesianas, faz-se a hipótese de que o fluido é contínuo e, considerando um volume de controle infinitesimal, tem-se que (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007):

*Conservação de massa*

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (3.1)$$

*Conservação de quantidade de movimento*

$$\rho \frac{Du_j}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} + S_{Mx_j} \quad (3.2)$$

*Conservação de energia*

$$\rho \frac{Di}{Dt} = -p \operatorname{div} \mathbf{u} + \operatorname{div}(k \operatorname{grad} T) + \tau_{ij} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + S \quad (3.3)$$

onde  $\mathbf{u} = \{u, v, w\}$  denota o vetor velocidade,  $k$  é a condutividade térmica e

$$\frac{D\phi}{Dt} = \frac{\partial \phi}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \operatorname{grad} \phi \quad (3.4)$$

é a derivada total, material ou substancial da propriedade  $\phi$ . A parcela  $S$  representa o termo fonte das equações, onde entram as forças de campo no fluido, como a gravidade, por exemplo.

O sistema de 5 equações de conservação descreve o comportamento do fluido possuindo 7 variáveis desconhecidas:  $u, v, w, \rho, p, i$  e  $T$ . Para relacionar estas 7 incógnitas, assume-se que haja no fluido *equilíbrio termodinâmico*. Desta forma, podem-se utilizar as equações de estado termodinâmico para descrever o comportamento do fluido. Considerando  $\rho$  e  $T$  como variáveis de estado, tem-se as funções para  $p$  e energia interna específica  $i$ :

$$p = p(\rho, T) \quad \text{e} \quad i = i(\rho, T) \quad (3.5)$$

Assumindo ainda que o gás seja caloricamente perfeito e ignorando as forças intermoleculares,

$$p = \rho RT \quad \text{e} \quad i = c_v T \quad (3.6)$$

**3.1.1 Equações de Navier-Stokes**

As equações da conservação de quantidade de movimento e de energia (3.2 e 3.3) possuem os termos desconhecidos de tensão viscosa  $\tau_{ij}$  que, em fluidos newtonianos, é proporcional à sua taxa de deformação (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). Assim,

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (3.7)$$

onde  $\mu$  é a viscosidade dinâmica,  $\delta_{ij}$  é o delta de Kronecker ( $\delta_{ij} = 1$  se  $i = j$  e  $\delta_{ij} = 0$  se  $i \neq j$ ) e  $\lambda$  é a segunda viscosidade, relacionada à deformação volumétrica e definida segundo a hipótese de Stokes como (WHITE, 1991):

$$\lambda = -\frac{2}{3}\mu \quad (3.8)$$

Substituindo estas relações nas equações 3.1 à 3.3, tem-se as equações de *Navier-Stokes*:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (3.9)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \text{div}(\rho u_i \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \text{div}(\mu \text{grad } u_i) + S_{Mx_i} \quad (3.10)$$

$$\frac{\partial(\rho i)}{\partial t} + \text{div}(\rho i \mathbf{u}) = -p \text{div } \mathbf{u} + \text{div}(k \text{grad } T) + \Phi + S \quad (3.11)$$

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>1</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. O uso de DNS atualmente se restringe a casos simples e em baixo número de Reynolds,  $Re^2$ .

Portanto, para a utilização prática de CFD, a turbulência do escoamento deve ser de alguma forma modelada, ao invés de ser calculada diretamente, permitindo a utilização de malhas computacionais menos refinadas.

### 3.1.2 Escoamento turbulento

Ao medir a velocidade de um escoamento turbulento estacionário ao longo do tempo, nota-se um comportamento como o da Figura 28, em que a velocidade parece variar de maneira aleatória ao redor de um valor médio.

A velocidade pode, então, ser decomposta em dois termos:  $u(t) = U + u'(t)$ , onde  $U$  é valor médio e  $u'$  é a flutuação temporal. De maneira análoga, as variáveis  $u$ ,  $v$ ,  $w$  e  $p$  também podem ser decompostas da mesma maneira.

Substituindo estes termos nas equações de *Navier-Stokes* e após alguma álgebra, obtém-se:

*Continuidade*

$$\text{div } \mathbf{U} = 0 \quad (3.12)$$

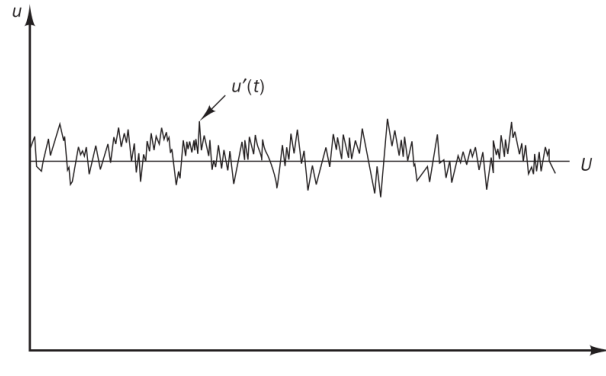
*Quantidade de movimento*

$$\frac{\partial U_j}{\partial t} + \text{div}(U_j \mathbf{U}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_j} + \nu \text{div}(\text{grad}(U_j)) + \frac{1}{\rho} \left[ \frac{\partial(-\overline{\rho u_i' u_j'})}{\partial x_i} \right] \quad (3.13)$$

<sup>1</sup> 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:  $v/\vartheta \approx Re_\ell^{-1/4}$  (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007)

<sup>2</sup> Wilcox (1998) comenta que o custo computacional de uma simulação DNS cresce, aproximadamente, da ordem de  $Re^3$

Figura 28 – Medição típica de velocidade em ponto de um escoamento turbulento estacionário



Fonte: Versteeg e Malalasekera (2007)

As componentes médias das correlações das flutuações de velocidade no lado direito das equações expandidas em forma matricial são:

$$\begin{bmatrix} \overline{\tau_{xx}'} & \overline{\tau_{yx}'} & \overline{\tau_{zx}'} \\ \overline{\tau_{xy}'} & \overline{\tau_{yy}'} & \overline{\tau_{zy}'} \\ \overline{\tau_{xz}'} & \overline{\tau_{yz}'} & \overline{\tau_{zz}'} \end{bmatrix} = -\rho \begin{bmatrix} \overline{u'^2} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{u'v'} & \overline{v'^2} & \overline{v'w'} \\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'^2} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

A matriz resultante é chamada de *tensor de Reynolds* ou *tensões aparentes*, escrita na forma compacta  $-\rho \overline{u_i' u_j'}$ .

As Equações 3.12 e 3.13 são chamadas de equações **RANS** - Navier-Stokes com média de Reynolds.

A adição das tensões aparentes resulta na possibilidade de utilização de uma malha computacional menos refinada, por não precisar resolver as escalas de turbulência. Entretanto, o aumento de variáveis implica no aumento do número de equações para resolvê-las. Esses novos termos são calculados por modelos de turbulência.

### 3.1.2.1 Modelagem da turbulência

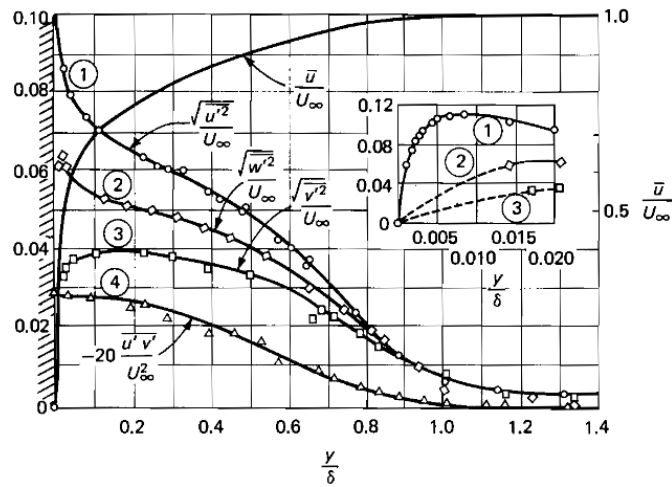
A maioria dos modelos parte do princípio de que existe uma analogia entre as tensões viscosas e o tensor de *Reynolds* no escoamento médio. Assim, segundo a hipótese de *Boussinesq*, o tensor de *Reynolds* é proporcional à taxa média de deformações do escoamento médio:

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u_i' u_j'} = \mu_\tau \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (3.15)$$

Onde  $k = \frac{1}{2}(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2})$  é a *energia cinética turbulenta* por unidade de massa e  $\mu_\tau$  é a viscosidade turbulenta.

Em qualquer escoamento incompressível, a soma das tensões normais é igual a  $-2\rho k$ . Na Equação 3.15, para assegurar que a soma sempre tenha valores fisicamente corretos, um terço é distribuído igualmente em cada componente da tensão normal, o que implica que esta hipótese considera o escoamento isotrópico (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). Porém, como é mostrado na Figura 29, existe diferença entre as tensões específicas normais em cada coordenada dentro da camada limite de uma placa plana, o que faz o escoamento ser anisotrópico.

Figura 29 – Distribuição média das flutuações de velocidade na camada limite em uma placa plana



Fonte: White (1991)

• **Modelo  $k - \varepsilon$  padrão**

O modelo  $k - \varepsilon$  padrão de Launder e Spalding (1977) foca nos mecanismos que afetam a energia cinética turbulenta  $k$ , cuja equação que a governa é dada por:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \text{div}(\rho k \mathbf{U}) = \text{div}(-\overline{p' \mathbf{u}'} + 2\mu \overline{\mathbf{u}' s'_{ij}} - \rho \frac{1}{2} \overline{u'_i \cdot u'_i u'_j}) - 2\mu \overline{s'_{ij} \cdot s'_{ij}} - \rho \overline{u'_i u'_j} \cdot S_{ij} \quad (3.16)$$

Onde  $s_{ij}$  é a taxa de deformação, da forma  $s_{ij}(t) = S_{ij} + s_{ij}'$ .

O quarto e o quinto termo do lado direito são, respectivamente, a taxa de dissipação e de produção de  $k$  por unidade de volume. A taxa de dissipação ( $\varepsilon$ ) por unidade de massa é escrita como:

$$\varepsilon = 2\nu \overline{s'_{ij} \cdot s'_{ij}} \quad (3.17)$$

e sua equação de transporte pode ser derivada de maneira similar à equação de transporte de  $k$ .

Definem-se a escala de velocidade  $\vartheta$  e as maiores escalas de comprimento  $\ell$  como:

$$\vartheta = k^{1/2} \quad \ell = \frac{k^{3/2}}{\varepsilon} \quad (3.18)$$

A viscosidade turbulenta é descrita em termos das escalas de velocidade e de comprimento,

$$\mu_t = C \rho \vartheta \ell = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3.19)$$

Por fim, as equações de transporte de  $k$  e  $\varepsilon$  são, respectivamente:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \text{div}(\rho k \mathbf{U}) = \text{div} \left[ \frac{\mu_t}{\sigma_k} \text{grad } k \right] + 2\mu_t S_{ij} \cdot S_{ij} - \rho \varepsilon \quad (3.20)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \text{div}(\rho \varepsilon \mathbf{U}) = \text{div} \left[ \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \text{grad } \varepsilon \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} \mu_t S_{ij} \cdot S_{ij} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3.21)$$

Com as seguintes constantes válidas para a maioria dos escoamentos turbulentos:

$$C_\mu = 0.09 \quad \sigma_k = 1.00 \quad \sigma_\varepsilon = 1.30 \quad C_{1\varepsilon} = 1.44 \quad C_{2\varepsilon} = 1.92 \quad (3.22)$$

Desta forma, o Modelo de turbulência  $k-\varepsilon$  padrão possui duas equações diferenciais parciais a mais (uma para  $k$  e outra para  $\varepsilon$ ) além das outras 5 equações de *Navier-Stokes*.

As equações deste modelo são válidas para alto  $Re_y$ , ou seja, para longe das paredes. Sendo  $y$  a coordenada normal à parede, a velocidade média em um ponto  $p$  distante  $y_p$  com  $30 < y_p^+ < 500$  satisfaz a lei logarítmica da camada limite, e uma função de parede pode ser usada para relacionar a tensão na parede com a velocidade média, energia cinética turbulenta e taxa de dissipação:

$$u^+ = \frac{U}{u_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln(E y_p^+) \quad k = \frac{u_\tau^2}{\sqrt{C_\tau}} \quad \varepsilon = \frac{u_\tau^3}{\kappa y} \quad (3.23)$$

$\kappa = 0,41$  é a constante de *von Kármán* e  $E = 9,8$ . Tem-se ainda, que dada a posição  $y$ ,

$$y^+ = \frac{\rho u_\tau y}{\mu} \quad (3.24)$$

e  $u_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho}$  é a velocidade de fricção.

Perto da parede, onde o número de  $Re_y$  é baixo e a lei logarítmica de camada limite não é válida, são necessárias funções de amortecimento,  $f_\mu$ ,  $f_1$  e  $f_2$ . As equações para  $k$  e  $\varepsilon$  são modificadas como:

$$\mu_t = \rho C_\mu f_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3.25)$$

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \text{div}(\rho k \mathbf{U}) = \text{div} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \text{grad } k \right] + 2\mu_t S_{ij} \cdot S_{ij} - \rho \varepsilon \quad (3.26)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \text{div}(\rho \varepsilon \mathbf{U}) = \text{div} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \text{grad } \varepsilon \right] + C_{1\varepsilon} f_1 \frac{\varepsilon}{k} \mu_t S_{ij} \cdot S_{ij} - C_{2\varepsilon} f_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3.27)$$

As funções de amortecimento na parede são dadas por:

$$f_\mu = [1 - \exp(-0.0165 Re_y)]^2 \left( 1 + \frac{20.5}{Re_t} \right) \quad (3.28)$$

$$f_1 = \left( 1 + \frac{0.05}{f_\mu} \right)^3 \quad (3.29)$$

$$f_2 = 1 - \exp(-Re_t^2) \quad (3.30)$$

#### • Modelo $k - \varepsilon$ realizável

Segundo Shih et al. (1994), o modelo  $k - \varepsilon$  padrão não apresenta bons resultados em escoamentos com alta taxa de cisalhamento médio e separação massiva pois nestes casos, a viscosidade turbulenta é superdimensionada. Além disso, a equação de transporte de  $\varepsilon$  nem sempre resulta em valores apropriados da escala de comprimento da turbulência. O termo realizável, portanto, significa que o modelo satisfaz certas condições matemáticas no tensor de *Reynolds*, que o deixa consistente com a física de escoamentos turbulentos. Em relação ao modelo padrão, há duas modificações: nova formulação da dissipação da energia cinética turbulenta ( $\varepsilon$ ) e da viscosidade turbulenta,  $\mu_t$  (SHIH et al., 1994). Desta maneira, a dissipação da energia cinética turbulenta passa a ser escrita como:

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \text{div}(\rho \varepsilon \mathbf{U}) = \text{div} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \text{grad } \varepsilon \right] + (C_{1\varepsilon} P_k - C_{2\varepsilon} \rho \varepsilon + E) T_t^{-1} \quad (3.31)$$

Onde  $P_k$  é a taxa de produção da energia cinética turbulenta e  $T_t$  é uma estimativa realizável para a escala de tempo turbulenta.

$$P_k = -\rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \quad (3.32)$$

$$T_t = \frac{k}{\varepsilon} \max(1, \zeta^{-1}) \quad \zeta = \sqrt{\frac{Re_t}{2}} \quad Re_t = \frac{\rho k^2}{\mu \varepsilon} \quad (3.33)$$

$E$  é um termo na dissipação da turbulência para melhorar a resposta do modelo sob gradientes adversos de pressão.

$$E = A_E \rho \sqrt{\varepsilon T_t} \Psi \max\{k^{1/2}, (\nu \varepsilon)^{1/4}\} \quad \Psi = \max\left\{\frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \tau}{\partial x_j}, 0\right\} \quad \tau = \frac{k}{\varepsilon} \quad (3.34)$$

Sendo  $A_E = 0.3$ . A nova formulação da viscosidade turbulenta é:

$$\mu_t = \min\left(C_\mu f_\mu \frac{\rho k^2}{\varepsilon}, \phi \frac{\rho k}{S}\right) \quad (3.35)$$

Por fim, a função de amortecimento na parede  $f_\mu$  também tem uma nova fórmula:

$$f_\mu = \frac{1 - \exp(-0.01 Re_t)}{1 - \exp(-\sqrt{Re_t})} \max\left(1, \sqrt{\frac{2}{Re_t}}\right) \quad (3.36)$$

A escolha do modelo de turbulência  $k - \varepsilon$  realizável a ser utilizado nas simulações da presente pesquisa foi baseada nos bons resultados que ele apresenta para escoamentos externos, mesmo sob gradiente adversos de pressão, comparáveis aos resultados dos modelos *Spalart-Allmaras* (*SA*) e *SST k -  $\omega$* , muito utilizados em simulações aeronáuticas<sup>3</sup> (LEVY; LAFLIN, 2013).

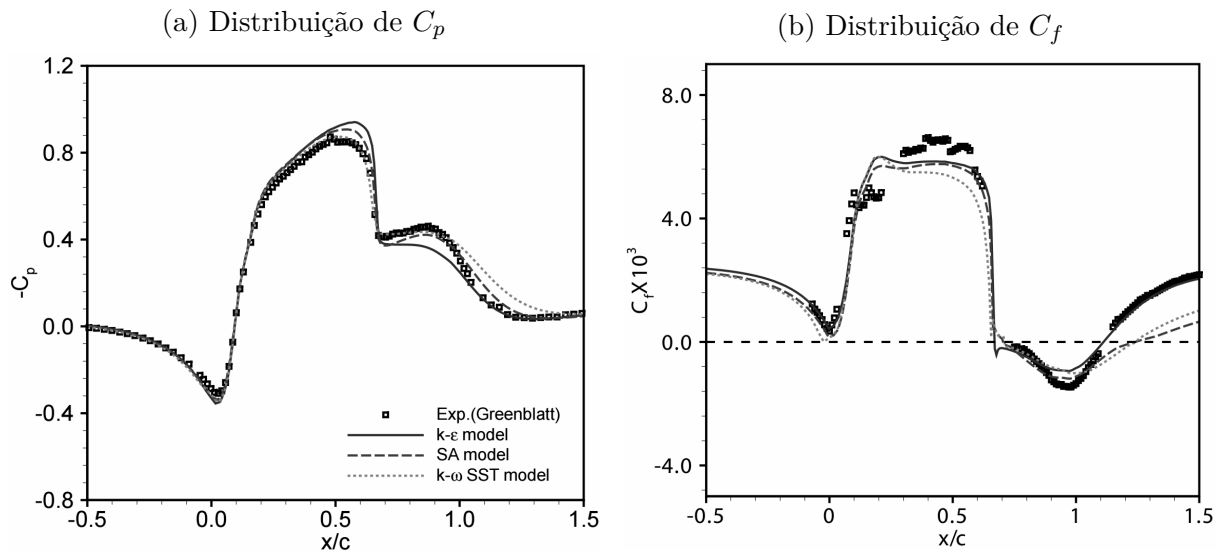
A Figura 30 mostra a comparação entre resultados experimentais e numéricos com diferentes modelos de turbulência das distribuições de  $C_f$  e  $C_p$  ao longo de uma rampa de separação (HE; CORKE; PATEL, 2007), onde pode-se notar boa concordância do modelo  $k - \varepsilon$  realizável com os valores experimentais.

As maiores diferenças no modelo  $k - \varepsilon$  realizável são notadas na distribuição de  $C_p$  após a separação do escoamento. No entanto, para as simulações do estudo vigente não são esperadas regiões com separação significativa.

Além da qualidade dos resultados, a formulação do modelo  $k - \varepsilon$  realizável não necessita do cálculo da distância de cada elemento da malha até a parede mais próxima, como os modelos *Spalart-Allmaras* e *SST k -  $\omega$* . Como a pesquisa está fundamentada em modificações geométricas, para cada uma feita seria necessário o cálculo de um novo arquivo de distância à parede. Sendo assim, a realização desta etapa de cálculos poderia aumentar consideravelmente o tempo de simulações e traria poucos avanços para o estudo.

<sup>3</sup> Detalhes dos modelos podem ser encontrados em Wilcox (1998).

Figura 30 – Comparação experimental e numérica da distribuição de  $C_p$  e  $C_f$  em um corpo rombudo



Fonte: He, Corke e Patel (2007)

### 3.1.3 Solver CFD

O *solver* utilizado para as simulações numéricas é o programa comercial CFD++ versão 15.1, (METACOMPTECH, 2015) baseado na formulação de volumes finitos, capaz de lidar com elementos volumétricos de formas hexaédrica, tetraédrica, piramidal e prismas triangulares.

Como esquema de discretização dos termos advectivos, utiliza-se o *TVD* (*Total Variation Diminishing*) com o limitador *Minmod* (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). Para o cálculo dos fluxos nas faces das células é usado a base polinomial nodal - *node-based scheme* (HOLMES; CONNELL, 1989), em que a propriedade na face é a média dos valores nos vértices que a compõem. Tal esquema é recomendado quando existem malhas computacionais híbridas de prismas e tetraedros (METACOMPTECH, 2015).

O solver de Riemann não linear HLLC (BATTEN; LESCHZINER; GOLDBERG, 1997) é usado para computar o fluxo *upwind* nas faces das células. Todas as simulações são feitas considerando gás perfeito, para regime permanente, com o método implícito de discretização temporal e com uma rampa de CFL (*Courant-Friedrichs-Lewy*) de 1 à 100 entre as iterações 100 a 300. O sistema de equações é resolvido pelo método de *Gauss-Seidel* simétrico. Por fim, como ferramentas para acelerar a convergência das simulações, são usados o passo de tempo local, a decomposição *multgrid* com ciclo W e pré-condicionamento (TURKEL, 1987).

Dentre as características numéricas das simulações, destacam-se as modificações no modelo  $k - \epsilon$  realizável.

### 3.1.3.1 Modificações no modelo $k - \varepsilon$ realizável

O CFD++ possui algumas modificações no modelo de turbulência  $k - \varepsilon$  realizável de forma a torná-lo mais robusto para diversas aplicações CFD (METACOMPTECH, 2015). Dentre elas, há um delimitador do termo de produção de  $k$ , de forma análoga ao *SST*  $k - \omega$ .

$$\tilde{P}_k = \min \left( P_k, \frac{\varphi C_\mu (\rho k)^2}{\mu_t} \right) \quad (3.37)$$

Onde  $\varphi = 1.065$ . Além disso, há a adição de uma nova constante,  $C_{3\varepsilon}$ , que multiplica o fator  $E$  na formulação de  $\varepsilon$ , evitando a previsão exagerada do tamanho da bolha de separação de certos escoamentos em baixas velocidades:

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \text{div}(\rho\varepsilon\mathbf{U}) = \text{div} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \text{grad } \varepsilon \right] + (C_{1\varepsilon}P_k - C_{2\varepsilon}\rho\varepsilon + C_{3\varepsilon}E) T_t^{-1} \quad (3.38)$$

Para balancear a inclusão deste novo termo, há ainda uma redução no termo multiplicador de  $Re_t$  na função de amortecimento na parede,  $f_\mu$ , caso contrário, a previsão de  $C_f$  seria superdimensionada ao longo da parede.

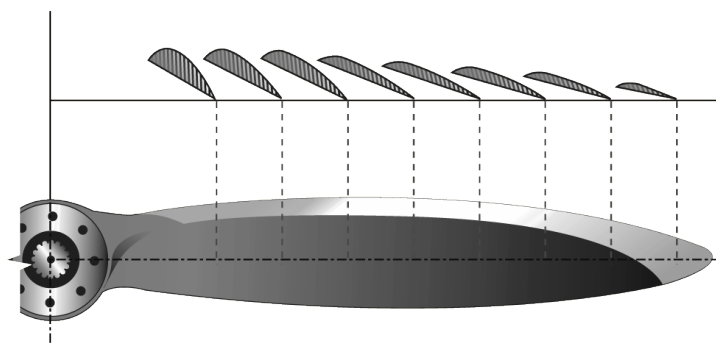
$$f_\mu = \frac{1 - \exp(-A_\mu Re_t)}{1 - \exp(-\sqrt{Re_t})} \max \left( 1, \sqrt{\frac{2}{Re_t}} \right) \quad (3.39)$$

As constantes que fecham o problema são  $A_\mu = 0.0015$  e  $C_{3\varepsilon} = 0.085$ .

### 3.1.3.2 Modelo de Rotor do programa

A base para o presente estudo está na utilização do modelo de rotor do CFD++. A partir de um disco com espessura infinitesimal, é modificada a quantidade de movimento e pressão do fluido que passa por ele. Tais mudanças são dependentes das propriedades das pás da hélice e das condições de operação do rotor (METACOMPTECH, 2015). O modelo é baseado na *Teoria do Elemento de Pá* com correções de efeito de ponta e do cubo da hélice (2.2.2), que simula um corpo de mínimo volume após o disco. Para descrever as características aerodinâmicas da pá, ela é, primeiramente, dividida em estações. Para cada estação deve-se informar ao programa as polares de arrasto e sustentação de um perfil 2D médio, que será integrado dentro dos limites de cada parte dividida. Além disso, pode-se informar para cada seção, o ângulo de incidência da pá, de forma a se construir a distribuição de torção da hélice e o ângulo de passo de referência em uma estação definida (usualmente utilizada a posição de  $75\%R$ ). A Figura 31 ilustra uma divisão arbitrária de uma pá em estações.

Figura 31 – Seções de uma hélice



Fonte: ASA (2016)

O *solver* CFD++ ainda possui uma ferramenta de controle de tração, em que o ângulo de passo de referência da hélice é alterado para atingir um valor de tração predefinido. Esta ferramenta é utilizada nas simulações como forma de se ter sempre a mesma tração nas análises de arrasto.

---

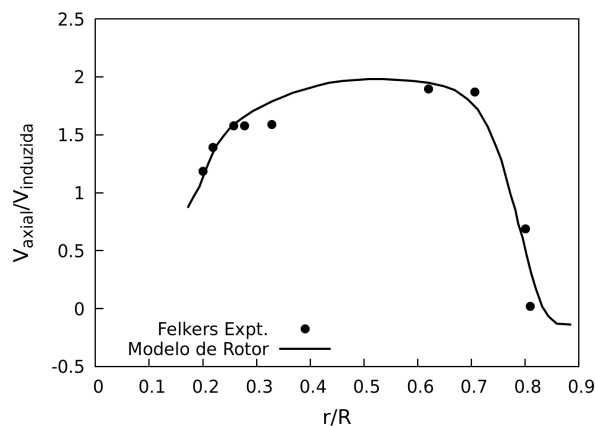
## Validação dos modelos computacionais

---

Neste capítulo, são apresentadas as validações do modelo de rotor para simulação de hélice utilizado na presente pesquisa.

Para as análises, foi considerada, inicialmente, a validação realizada por Metacomptech (2015). Para tanto, foi feita uma comparação do perfil de velocidade induzida resultante do modelo numérico com resultados experimentais de Felker e Light (1986) para um *tiltrotor*, conforme demonstrado na Figura 32.

Figura 32 – Comparação entre o modelo de rotor e resultados experimentais acerca do perfil de velocidade induzida por uma hélice



Fonte: Adaptado de Metacomptech (2015)

Contudo, apesar da boa concordância dos resultados numéricos com os experimentais, a fim de complementar a validação do modelo, são utilizados casos com maior similaridade aos problemas desta pesquisa, não se restringindo, somente, à validação apresentada por Metacomptech (2015).

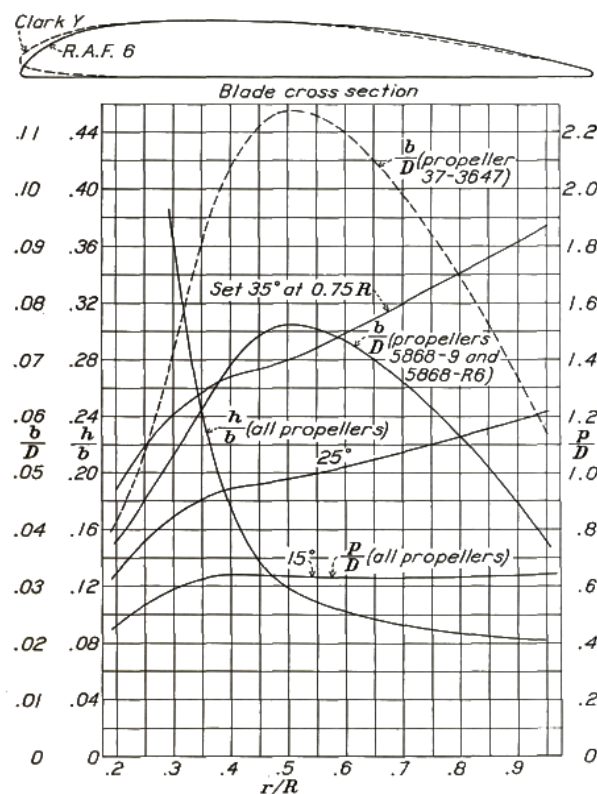
Isto posto, o processo de validação do modelo computacional de simulação de hélice

utilizado neste trabalho pode ser dividido em três partes:

- Estudo de independência da malha superficial para a convergência de tração produzida pelo disco;
- Validação da curva de desempenho da hélice ( $C_T \times J$ ) comparando-a com dados experimentais encontrados na literatura;
- Validação do campo de pressão resultante do modelo de rotor.

Como base de comparação entre os modelos computacionais e experimentais para as duas primeiras etapas, são utilizados resultados obtidos em ensaios em túnel de vento contidos na pesquisa de Hartman e Biermann (1938), na qual foi empregada uma hélice tripá, de perfil *Clark Y* e diâmetro de 3,048m (10ft), denominada 5868-9. As propriedades geométricas da pá são mostradas na Figura 33.

Figura 33 – Distribuições de espessura, corda e passo da pá da hélice 5868-9 ao longo de seu raio



Fonte: Hartman e Biermann (1938)

Esta hélice é selecionada para validação dos modelos computacionais apresentados nesta pesquisa, em razão de sua geometria ser relativamente simples se comparada a hélices mais atuais, uma vez que foi projetada para baixo *Mach* e não possui enflechamento nem alteração de sua linha de centro. Além disso, os experimentos e resultados obtidos por

Hartman e Biermann (1938) são detalhadamente descritos no relatório, permitindo uma reprodução fidedigna do ensaio.

Conjuntamente, são utilizados resultados experimentais das polares da família de aerofólios *Clark Y* para diferentes espessuras, retirados do estudo de Pinkerton e Greenberg (1938), com o objetivo de evitar incertezas adicionais que poderiam surgir com a utilização de CFD.

## 4.1 Convergência de tração gerada pelo disco

Na primeira etapa da validação, são realizados estudos acerca da independência da malha computacional para o cálculo da tração produzida pelo modelo de rotor. Conforme recomendações da ASME (2009), para a análise de convergência de malha, deve-se definir um comprimento característico inicial,  $h_0$ , dos elementos e, em cada refinamento, o comprimento característico deve ser dividido por um fator  $r$ , sendo  $r > 1,3$  (valor obtido por resultados empíricos). Assim, para o presente estudo, arbitra-se  $h_0 = D/40$  e utiliza-se  $r = \sqrt{2}$ , de forma que, a cada nível de refinamento, o número de elementos superficiais no disco seja dobrado.

Como condição de simulação para o estudo de convergência de malha do disco, é utilizado  $J = 1,3$ , velocidade de rotação de  $800 \text{ rpm}$  e ângulo de passo em  $0,75R$  de  $35^\circ$ . O domínio da simulação é definido com formato esférico, de diâmetro igual a  $60D$ . As condições de contorno empregadas são condição característica nos limites do domínio e modelo de rotor no disco.

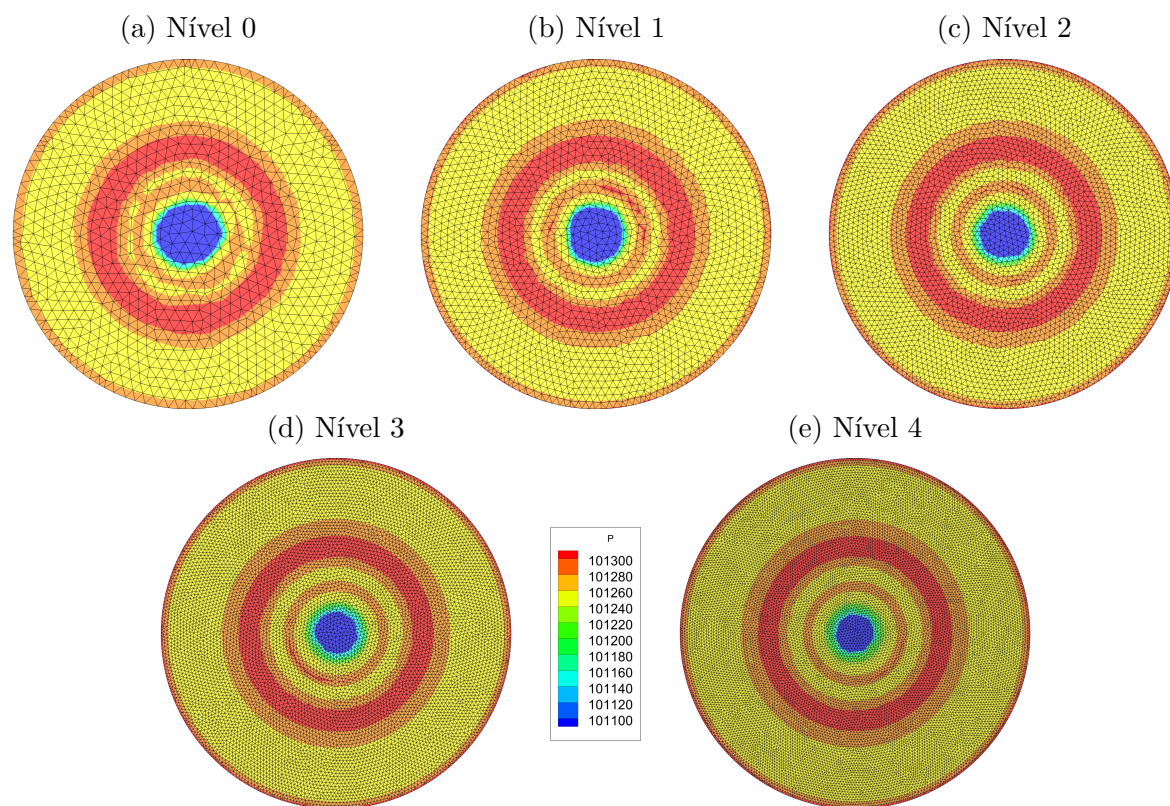
A Figura 34 ilustra as malhas superficiais triangulares do disco em cada nível de refinamento, bem como sua pressão estática resultante.

A Figura 35 mostra o desvio nos valores de tração para cada nível de refinamento (em relação ao último nível). O nível 3 de refinamento é considerado satisfatório para as análises do estudo, por apresentar diferença percentual na tração da ordem de 1,1%.

O nível de refinamento da malha do disco também está intrinsecamente relacionado ao refinamento da malha volumétrica, uma vez que, para assegurar que os gradientes sejam transportados à jusante do disco e interajam com as superfícies aerodinâmicas, deve-se garantir um refinamento volumétrico similar ao dos elementos do disco. Isto implica em uma malha volumétrica aproximadamente  $(\sqrt{2})^3$  vezes maior a cada nível de refinamento dos elementos superficiais. Desta maneira, o nível 3 de refinamento é escolhido pois garante uma boa precisão no cálculo de tração do disco, com custo computacional consideravelmente inferior a níveis maiores de refinamento.

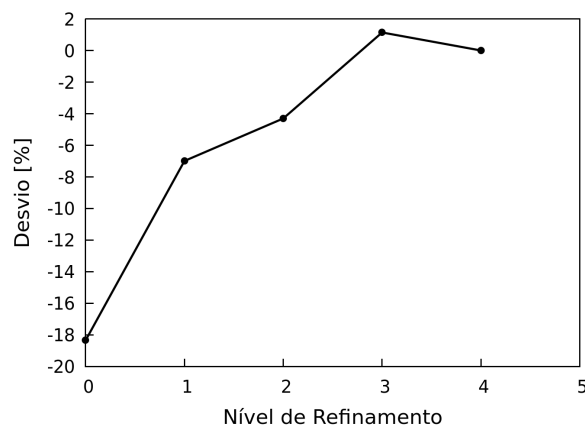
A Figura 36 mostra a diferença no transporte da velocidade axial  $U$  sem e com refinamento volumétrico da malha. Nota-se que há uma difusão e dissipação numérica

Figura 34 – Refinamento da malha superficial do disco



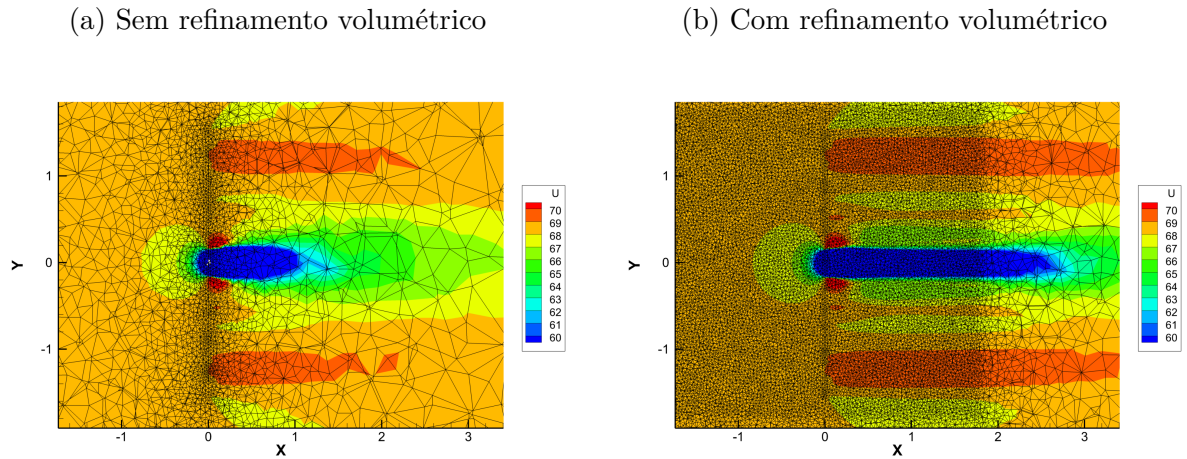
Fonte: Do autor

Figura 35 – Convergência de tração no disco



Fonte: Do autor

Figura 36 – Corte longitudinal da malha com disco



Fonte: Do autor

da velocidade à medida que a malha se torna menos refinada. Neste caso, o refinamento volumétrico envolvendo a região da asa assegura que tal superfície esteja sob o efeito do escoamento produzido pela hélice.

## 4.2 Curva de tração

Para a verificação da curva de tração obtida com diferentes valores de rotação (representada nas formas adimensionais  $C_T \times J$ ), são utilizados como referência os resultados correspondentes ao ensaio da hélice tripá 5868-9, com ângulo de passo de  $35^\circ$  em  $r/R = 0,75$  acoplada a uma nacele, descritos por Hartman e Biermann (1938), cujo conjunto pode ser visto na Figura 37 (a). A geometria da nacele foi reproduzida via CAD, de acordo com a descrição presente no estudo de Biermann e Hartman (1938), mostrada na Figura 37 (b).

A tração efetiva da hélice no experimento é dada por:

$$T_e = T - \Delta D \quad (4.1)$$

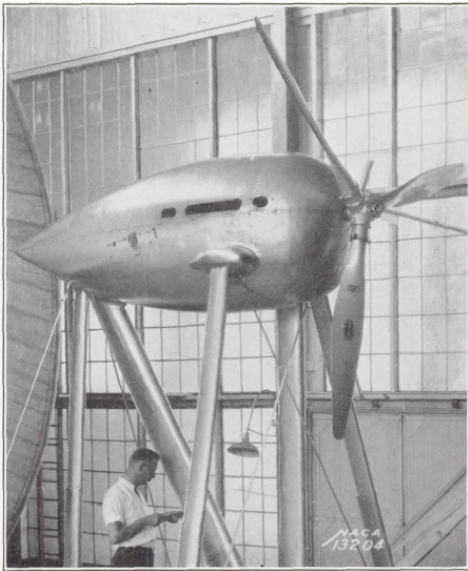
onde  $\Delta D$  denota a variação de arrasto na nacele devido à hélice.

O domínio utilizado nas simulações computacionais para validação da curva de tração é uma esfera de diâmetro  $60D$ . O fluido é considerado como viscoso e compressível e o modelo de turbulência empregado é o  $k - \varepsilon$  realizável. As condições de contorno empregadas são condição característica no domínio, modelo de rotor no disco e parede viscosa adiabática na nacele.

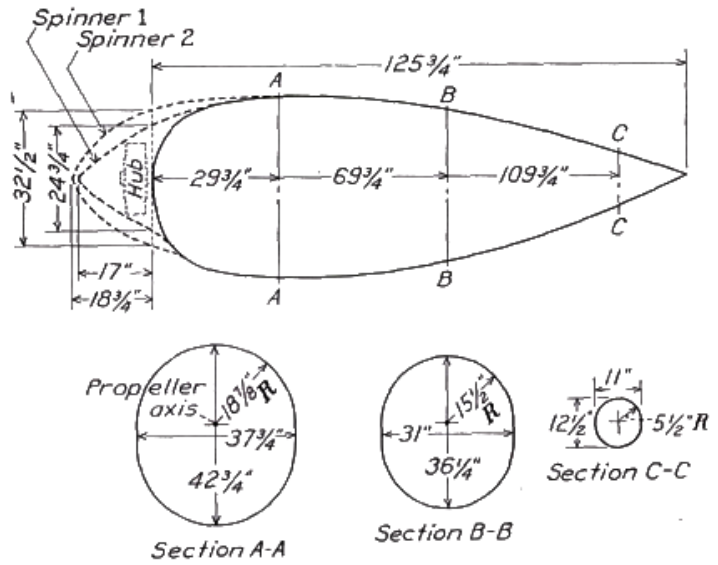
A fim de se ter maior confiabilidade no cálculo do arrasto da nacele, faz-se, de maneira análoga ao disco, estudo de convergência de sua malha superficial, onde define-se

Figura 37 – Geometria ensaiada em túnel de vento

(a) Conjunto hélice e nacele



(b) Descrição da nacele

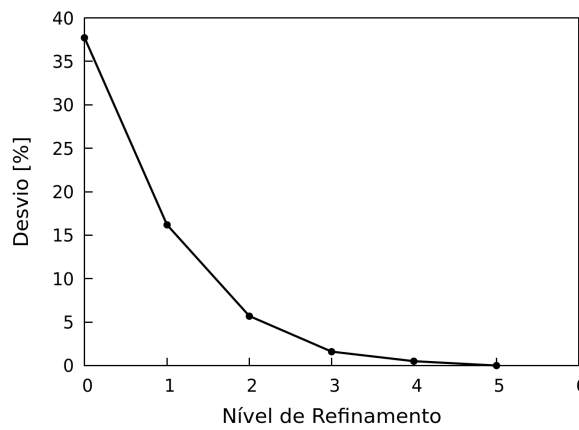


Fonte: Biermann e Hartman (1938)

$h_0 = D/33$  e  $r = \sqrt{2}$  como parâmetros de refinamento.

A Figura 38 mostra o desvio no cômputo do arrasto em função do nível de refinamento da malha superficial, a qual está ilustrada na Figura 39 para os níveis de refinamento 0, 2, 4 e 5. O nível 4 é considerado adequado para as análises, apresentando diferença percentual, referente ao maior refinamento, da ordem de 0,5%.

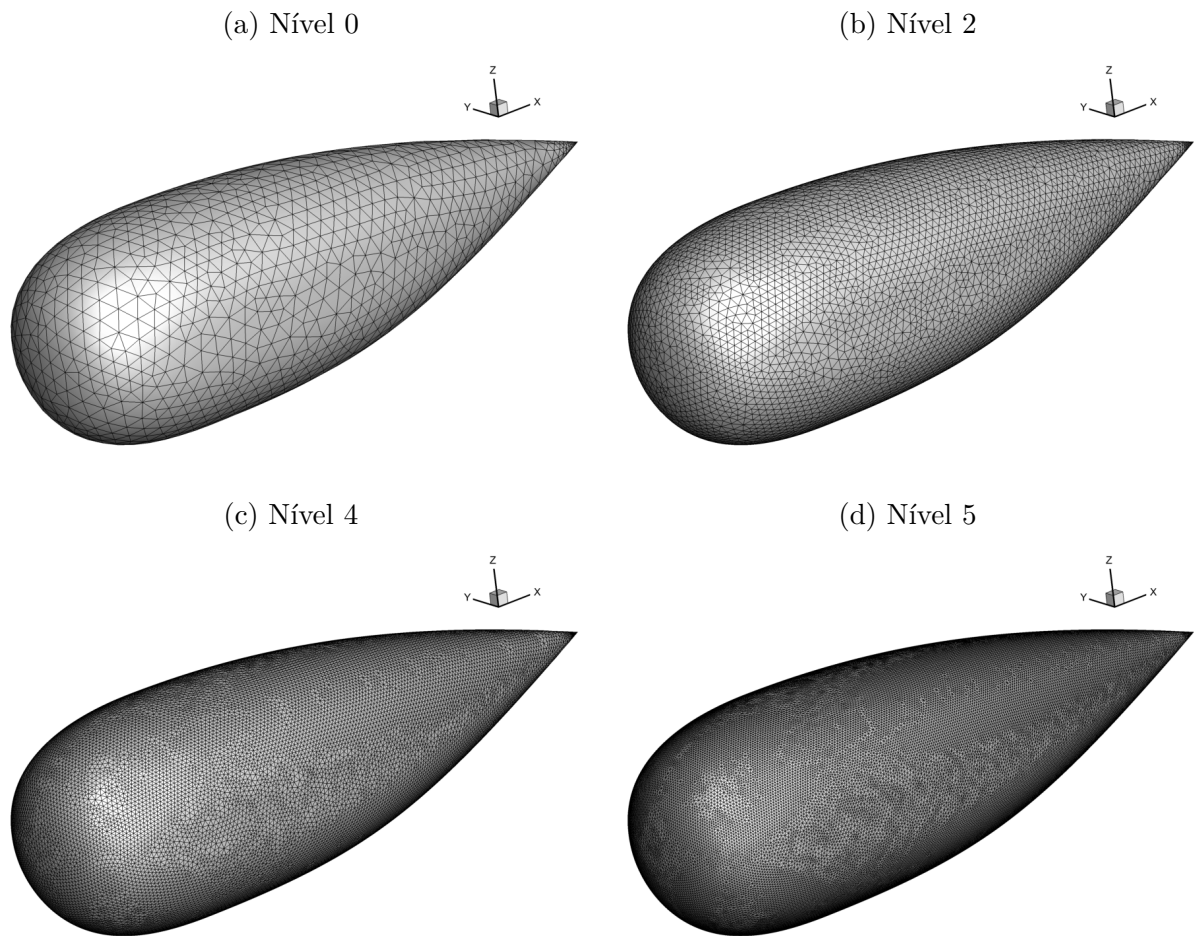
Figura 38 – Convergência de arrasto na nacele



Fonte: Do autor

A discretização da hélice em seções é feita de forma a se selecionar as posições radiais cujas espessuras relativas (de acordo com a Figura 33) sejam, exatamente, os valores para os quais se tem os resultados experimentais de Pinkerton e Greenberg (1938). Complementa-se, ainda, com mais duas seções na região próxima a  $0,75R$  (onde, tipicamente, ocorrem

Figura 39 – Refinamento da malha superficial da nacele



Fonte: Do autor

os maiores carregamentos em uma hélice), uma seção na ponta da pá e outra próxima ao cubo da hélice. Em cada seção, as polares são interpoladas (no caso da seção de menor raio, extrapolada) linearmente entre os valores de espessura relativa experimentais.

A Tabela 2 mostra a posição radial de cada seção considerada, sua espessura relativa e a origem de sua polar bidimensional.

As curvas de  $C_l$  são corrigidas para efeito de compressibilidade por meio da equação de *Prandtl-Glauert* (Equação 4.2) a partir do  $C_l$  para escoamento incompressível ( $C_{l,0}$ ), calculando-se, para cada razão de avanço simulado, o valor de *Mach* local resultante de cada seção.

$$C_l = \frac{C_{l,0}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (4.2)$$

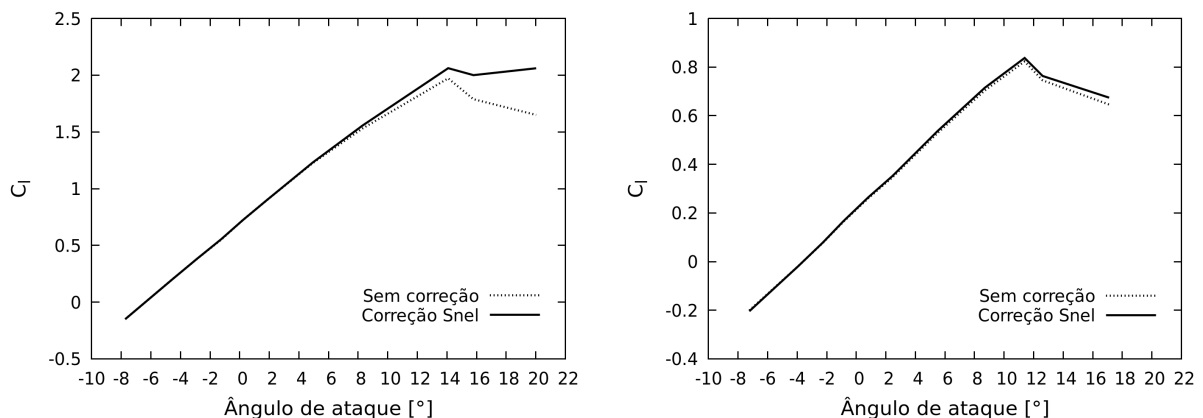
O fenômeno de atraso no estol dos perfis devido ao efeito de rotação, mostrado na subseção 2.2.3, é considerado por meio da correção de *Snel* (Equação 2.55). A Figura 40 ilustra as polares de  $C_l$  para as estações  $r/R = 0,445$  e  $r/R = 0,959$ , com as duas correções

Tabela 2 – Divisão das seções da hélice 5868-9

Seção	$r/R$	$h/b$	Polar
1	0,322	0,301	Extrapolada
2	0,363	0,220	Experimento
3	0,393	0,180	Experimento
4	0,445	0,140	Experimento
5	0,508	0,116	Experimento
6	0,623	0,099	Experimento
7	0,735	0,089	Interpolada
8	0,847	0,084	Interpolada
9	0,959	0,080	Experimento
10	0,990	0,077	Interpolada

Fonte: Do autor

aplicadas para  $J = 1, 3$ .

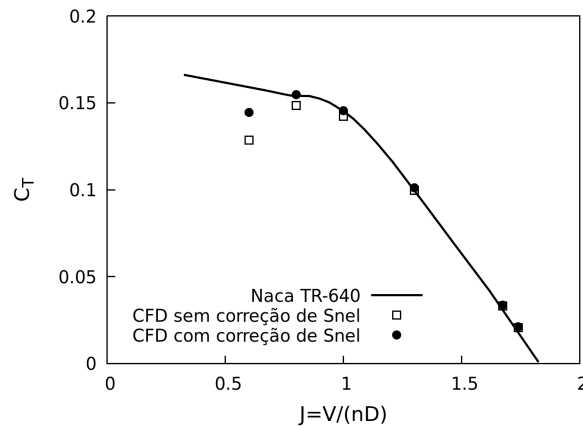
Figura 40 –  $C_l \times \alpha$  do perfil com diferentes espessuras relativas(a)  $r/R = 0,445$ (b)  $r/R = 0,959$ 

Fonte: Do autor

As simulações são feitas da mesma forma que o ensaio em túnel de vento: fixa-se a rotação da hélice em 800 rpm e altera-se a velocidade do escoamento de entrada de forma a variar a razão de avanço. Os resultados podem ser vistos na Figura 41, onde nota-se uma boa concordância entre os resultados de CFD e a curva experimental para a parte linear, mesmo sem a correção do efeito de rotação.

Entretanto, para valores mais baixos de  $J$ , o modelo numérico sem correção de rotação se distancia dos valores experimentais. Já com a correção de *Snel*, os valores de  $C_T$  se aproximam mais da curva empírica nessas regiões, sem influenciar o comportamento na parte linear. Nestes casos, ainda, para baixos valores de  $J$ , a tendência da curva não é representada pelas simulações CFD, devido a limitações do Método do Elemento de Pá. Nestas regiões da curva, a pá possui a camada limite parcialmente separada,

Figura 41 – Comparação entre CFD e a curva experimental de tração



Fonte: Do autor

caracterizando o estol da hélice. Sendo assim, a consideração do Método do Elemento de Pá de que as seções da hélice se comportam como seus perfis bidimensionais não é válida para a região de estol e pós-estol do perfil, pois tais fenômenos em asas rotativas ainda não são completamente entendidos e, portanto, modelados (GUR; ROSEN, 2005; DUMITRESCU; CARDOS, 2011; LINDENBURG, 2004).

Embora o modelo não preveja de maneira aceitável o desempenho da hélice para baixos valores de  $J$ , tais condições de operação não são típicas de voos em cruzeiro ou subida, de maneira que, para a região de interesse, o modelo é considerado adequado para o estudo.

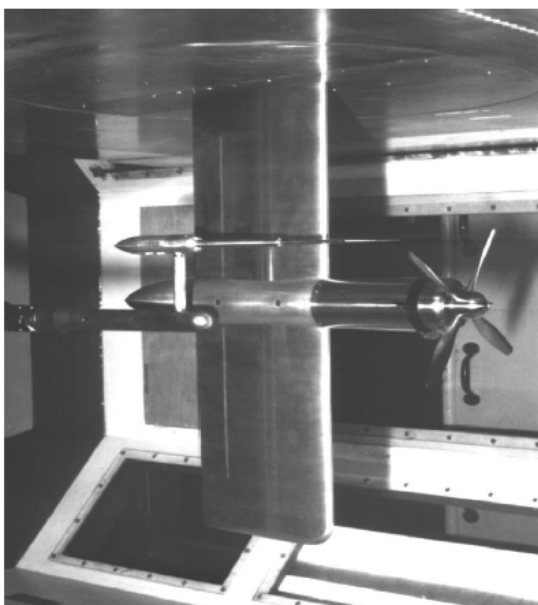
### 4.3 Campo de pressão

Verificado o modelo de hélice quanto à tração gerada, parte-se, por fim, para a verificação do campo de escoamento induzido por ele. Para isso, utiliza-se de comparações com resultados experimentais de distribuição de  $C_p$  em uma asa sob efeito hélice, disponíveis na pesquisa de Veldhuis (2005). Uma foto do ensaio em túnel pode ser vista na Figura 42 (a). A asa simulada em túnel de vento possui as dimensões mostradas na Figura 42 (b) e o modelo computacional e sua malha superficial são apresentados na Figura 43. A construção da malha segue o mesmo critério apresentado na seção 4.2 e o tamanho dos elementos é baseado nas simulações computacionais do próprio autor.

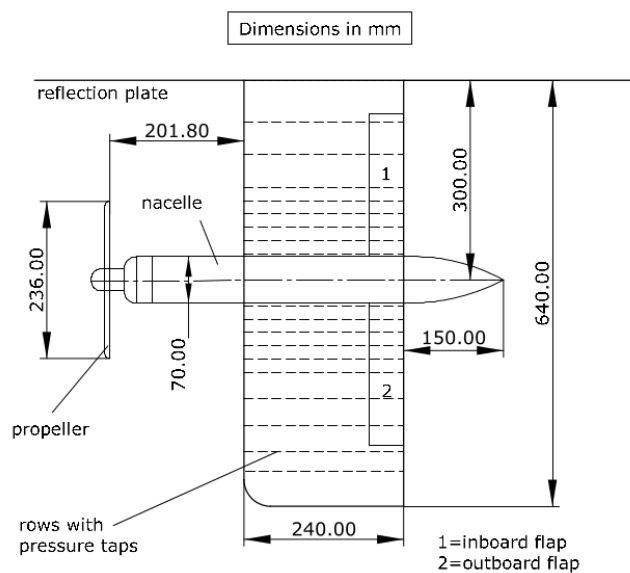
A hélice utilizada para tal ensaio trata-se de um modelo reduzido da hélice da aeronave *De Havilland Canada DHC-2 Beaver*. Uma vez que sua perfilagem não é disponibilizada, decidiu-se usar nas simulações computacionais o aerofólio *Clark-Y*, dado que este perfil era comumente empregado em hélices daquela época (HARTMAN; BIERMANN, 1938). Além disso, para as simulações computacionais, a tração da hélice é mantida fixa,

Figura 42 – Configuração da hélice e asa simulada em túnel de vento

(a) Foto do ensaio

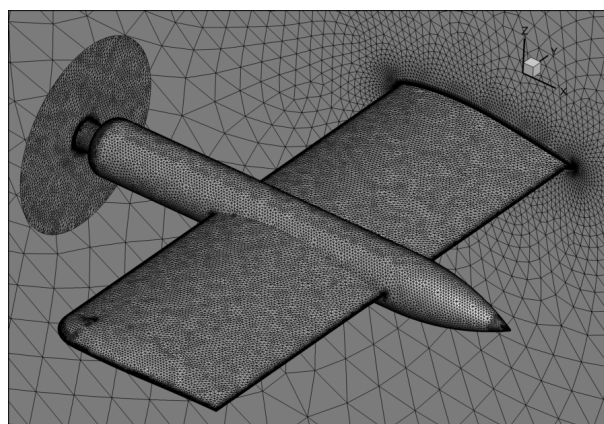


(b) Descrição da geometria



Fonte: Veldhuis (2005)

Figura 43 – Geometria e malha superficial simulada computacionalmente

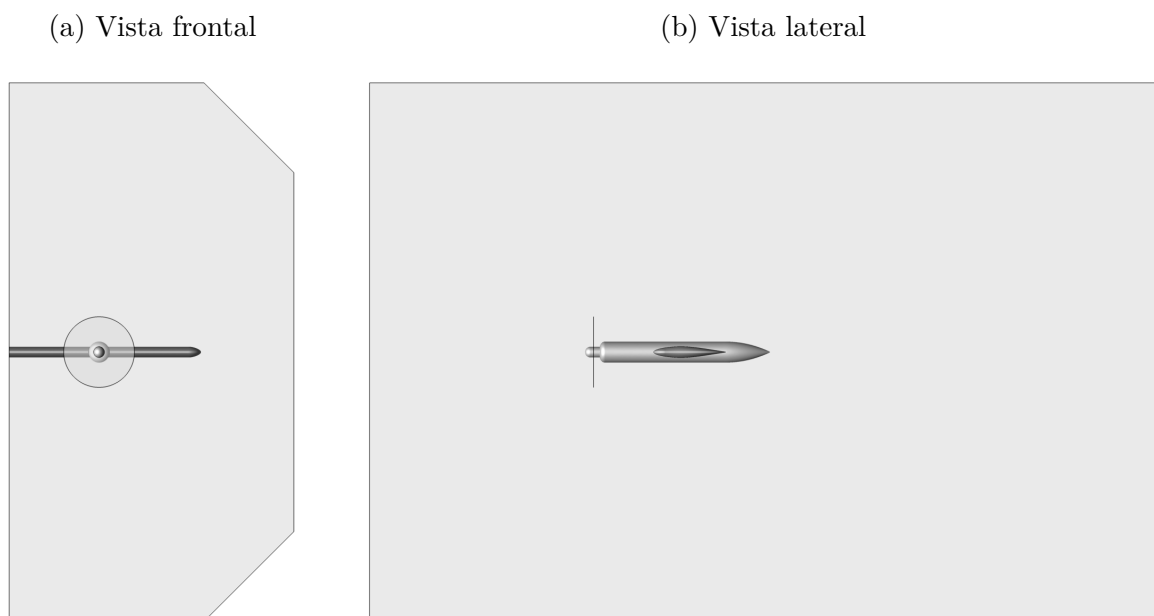


Fonte: Do autor

de modo que seu ângulo de passo é ajustado para tal fim, resultando em  $23,1^\circ$  em  $0,75R$ , próximo ao valor nominal de  $25^\circ$  utilizado no experimento de Veldhuis (2005), o que corrobora com a consideração feita para o perfil.

Como domínio das simulações, utiliza-se a geometria do túnel de vento empregado nos ensaios, descrita por Veldhuis (2005) e ilustrada na Figura 44. As condições de contorno são condição característica na entrada, imposição de pressão na saída, parede adiabática viscosa na asa e nacele, modelo de rotor no disco e parede invíscida nas paredes do túnel. O fluido é viscoso e compressível e o modelo de turbulência empregado é o  $k - \varepsilon$  realizável.

Figura 44 – Domínio das simulações para validação do campo do escoamento gerado pelo modelo de rotor



Fonte: Do autor

Na Figura 45 são apresentadas as distribuições de  $C_p$  ao longo da corda para  $\alpha = 0^\circ$ , com e sem hélice, em seções da asa dentro da *slipstream* nos lados *inboard* ( $y/(b/2) = 0,345$ ) e *outboard* ( $y/(b/2) = 0,62$ ) para  $J = 0,85$  e  $T_C = 0,168$ .

Nota-se uma boa concordância nos resultados encontrados via CFD em comparação com os experimentais para  $\alpha = 0^\circ$  nos dois lados da asa, com e sem hélice, embora haja uma diferença sistemática nos valores encontrados.

A Figura 46 mostra as distribuições de  $C_p$  para as mesmas seções da asa, com e sem hélice, para  $\alpha = 4^\circ$ . É possível observar que a diferença entre os resultados se mantém, o que sugere que ela não é originada do modelo de rotor empregado. Este possui boa conformidade nos resultados quando comparados com os experimentais, reproduzindo satisfatoriamente o efeito da hélice no campo, tanto sobre o intradorso quanto no extradorso da asa, bem como para suas regiões *inboard* e *outboard*.

Figura 45 – Comparação da distribuição de  $C_p$  entre resultados encontrados via CFD e experimentais na asa para  $\alpha = 0^\circ$

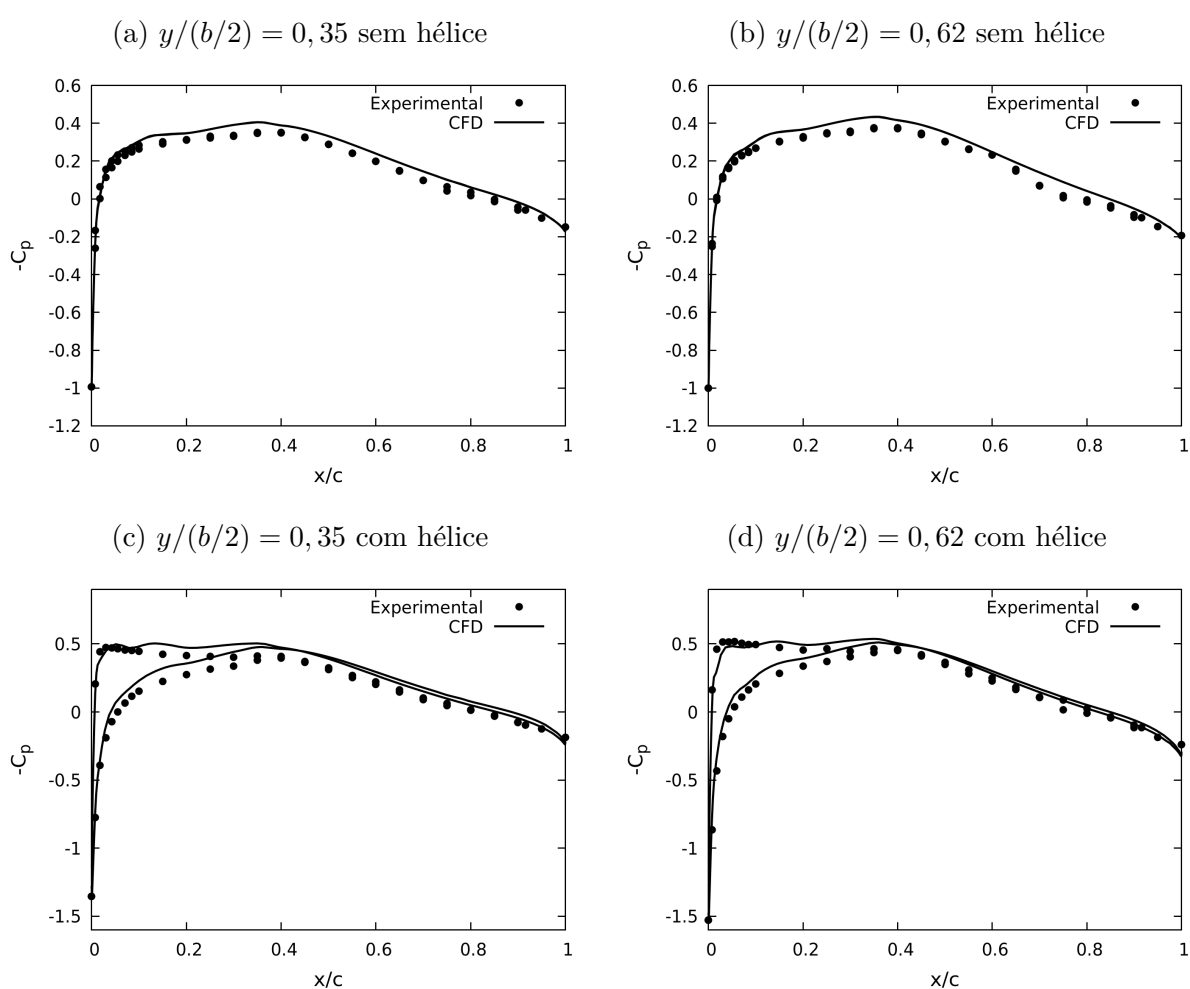
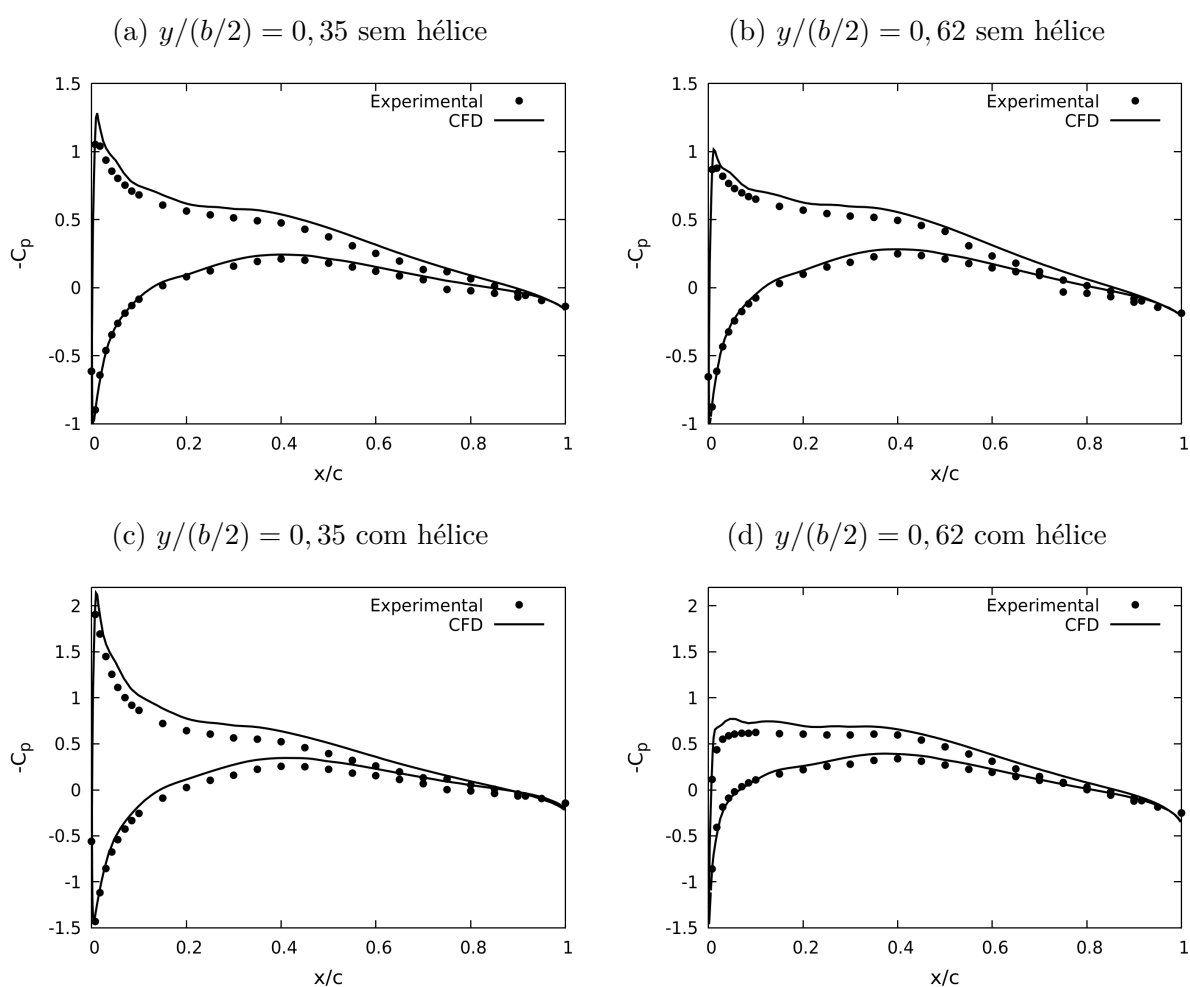


Figura 46 – Comparação da distribuição de  $C_p$  entre resultados encontrados via CFD e experimentais na asa para  $\alpha = 4^\circ$



---

# Estudo Paramétrico

---

Para melhor compreensão dos efeitos de modificações geométricas de uma asa em conjunto com hélice em termos de arrasto, faz-se uma análise paramétrica antes da otimização de fato. Desta forma, este capítulo contém toda metodologia de análise e resultados do estudo paramétrico de alteração da torção e espessura relativa de uma asa, sob efeito de uma hélice, como formas de se reduzir seu arrasto.

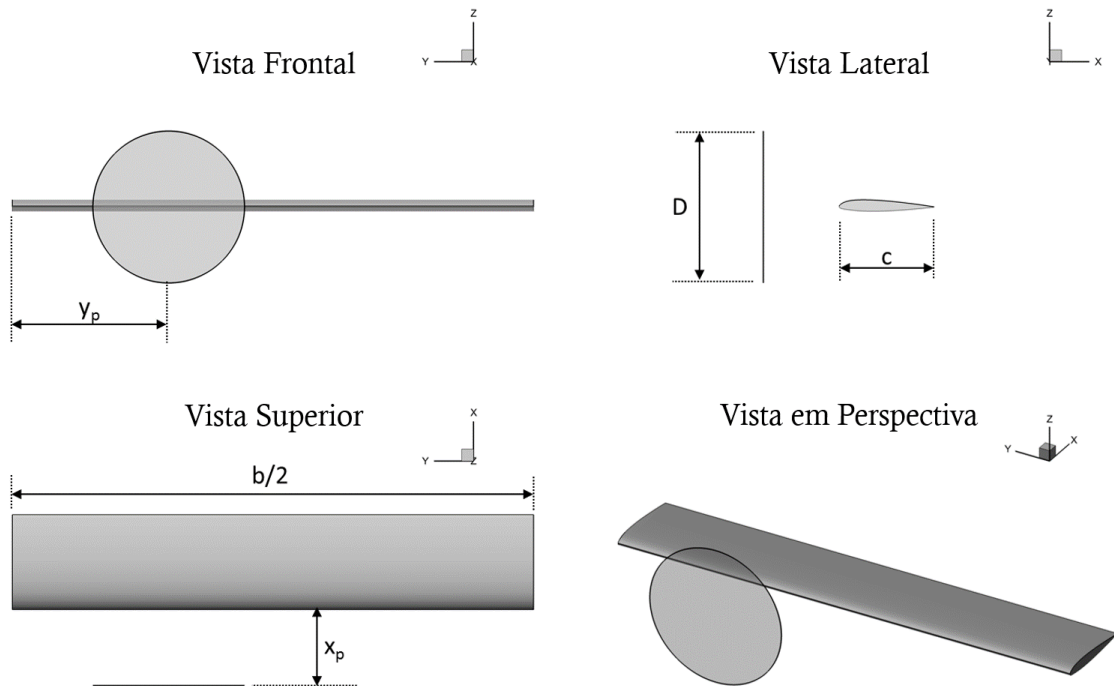
## 5.1 Descrição da configuração

Como o presente estudo trata, especificamente, dos efeitos de uma hélice em uma asa na configuração *tractor*, é utilizada como configuração base somente estes dois componentes (a hélice mais precisamente modelada como um disco de espessura infinitesimal), desprezando naceles e demais estruturas que poderiam, também, estar sob efeito da *slipstream*. Uma vez que os maiores incrementos de velocidade e pressão gerados por uma hélice se localizam em regiões afastadas da raiz da pá, não se espera que a nacele influencie de maneira significativa no campo de escoamento induzido pelo disco para valores típicos de ângulos de ataque, de forma que ela pode ser desconsiderada (VELDHUIS, 2005). Além disso, o modelo de rotor utilizado possui uma correção para o cubo da hélice, que simula um corpo de mínimo diâmetro após a hélice (como mostrado na seção 3.1.3.2 e na Figura 36 (b)), de maneira que, embora não tenha a geometria da nacele, seu efeito é minimamente representado.

Para definir a configuração a ser estudada, utiliza-se de um banco de dados com 36 aeronaves turbohélices bimotoras (vide Apêndice A). Com as relações geométricas definidas na Figura 47, inicialmente, é estabelecida a relação  $D/c = 1,6$  como o coeficiente angular da reta resultante da regressão linear das aeronaves analisadas no banco de dados, como mostra a Figura 48 (a). Os demais parâmetros são definidos como valores médios das

aeronaves próximas ao  $D/c$  encontrado. A Figura 48 mostra as relações entre  $D/c$  e os parâmetros  $c$ ,  $AR$ ,  $y_p/(b/2)$ ,  $x_p/D$ ,  $C_L$ ,  $Mach$  e Altitude entre as aeronaves consideradas.

Figura 47 – Geometria para análise paramétrica



Fonte: Do autor

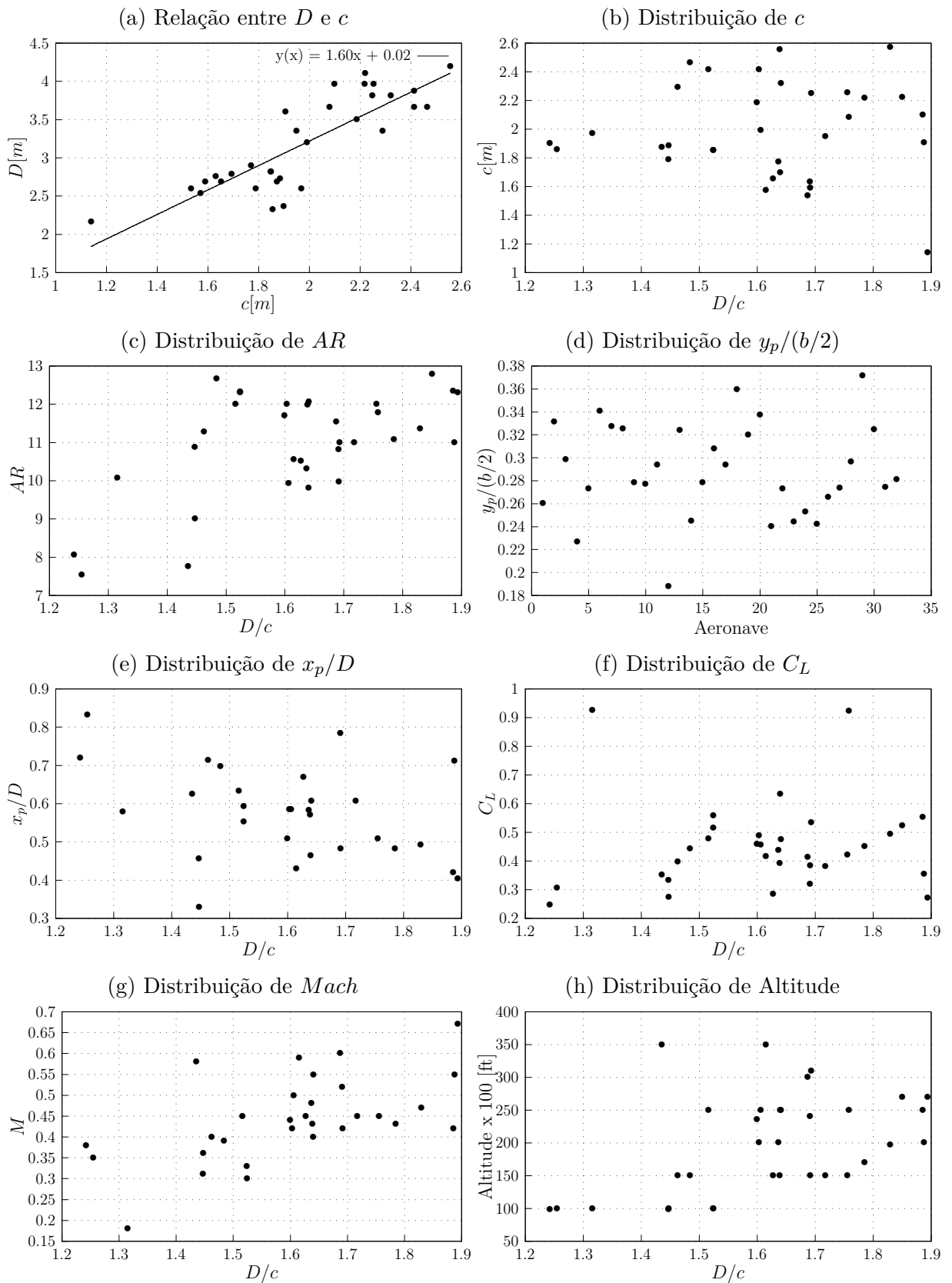
Os valores médios representativos dos parâmetros geométricos selecionados constam na Tabela 3.

Tabela 3 – Parâmetros geométricos

$AR$	11
$y_p/(b/2)$	0,3
$c$ [m]	2,0
$D/c$	1,6
$x_p/D$	0,5

A posição da hélice é definida como *tractor*, baseado no fato de que a grande maioria das aeronaves do banco de dados possui tal configuração. A asa é definida como retangular e o eixo da hélice no nível do plano da asa, de maneira a se focar nos efeitos da esteira da hélice na asa, não considerando outros parâmetros geométricos que poderiam influenciar nos resultados. O aerofólio selecionado para o estudo é o NACA 23012, presente em algumas aeronaves do banco de dados, como o EMB-120 Brasília (JANE, 1991). O coeficiente de tração é estimado a partir dos valores de potência e velocidade de cruzeiro das aeronaves do banco de dados, tomando como valor médio  $T_c = 0,05$ . Na condição de

Figura 48 – Relações geométricas da asa e de condições de voo das aeronaves do banco de dados



Fonte: Do autor

subida, são usados valores médios típicos de aeronaves turboélice segundo Roskam (1997) e as altitudes definidas para cruzeiro e subida são, respectivamente, 20000 *ft* e 10000 *ft*. Os parâmetros para cada condição de voo estudada estão presentes na Tabela 4.

Tabela 4 – Parâmetros de voo

	Cruzeiro	Subida
$C_L$	0,5	0,9
$Mach$	0,475	0,28
$Re/c$	$6,06 \cdot 10^6$	$4,86 \cdot 10^6$
$T_c$	0,05	0,15
$J$	2,15	1,33

Fonte: Do autor

## 5.2 Metodologia

### 5.2.1 Modificação da geometria da asa

De forma a se parametrizar a mudança de geometria para estudar seu efeito no arrasto da asa, opta-se por uma composição de funções trigonométricas, de maneira a se ter um aumento ou diminuição de um parâmetro escolhido da asa nas regiões *inboard* e *outboard*. As funções são construídas com o intuito de posicionar o ponto de máxima alteração da asa em uma posição arbitrária  $r$ , variando entre 0 e  $R$ , e mantendo tangência das extremidades das funções com as regiões da asa que permanecem inalteradas. A função desenvolvida é aplicada tanto no estudo de variação do ângulo de incidência local quanto no de espessura relativa.

Assim, sendo  $y$  a coordenada na direção da envergadura, sentido para a ponta de asa e  $0 \leq y \leq 2\pi$  dentro da região a ser modificada, tem-se:

$$f(y) = \begin{cases} \frac{1}{2} [1 - \cos(2Ay)], & \text{se } y \leq \pi(1 - r_i) \\ B \sin(C + y), & \text{se } \pi(1 - r_i) < y < \pi \text{ e } \pi < y \leq \pi(1 + r_o) \\ -\frac{1}{2} [1 - \cos(2A(2\pi - y))], & \text{se } y > \pi(1 + r_o) \end{cases} \quad (5.1)$$

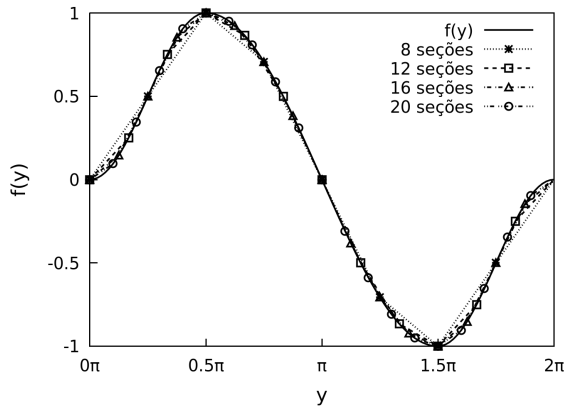
onde,

$$A = \frac{1}{2(1 - r)} \quad B = \frac{A}{2(A - 1)} \quad C = \frac{\pi}{B} - \pi \quad (5.2)$$

e  $r_i$  e  $r_o$  são as posições de máxima incidência (ou espessura) em relação ao raio da hélice ( $0 \leq r \leq 1$ ), para a região *inboard* e *outboard*, respectivamente.

Para uma melhor discretização da asa, o número de divisões necessárias para se obter uma geometria suave é estudado, comparando-se o valor da integral analítica de  $f(y)$

para  $0 \leq y \leq \pi$  e  $r = 0,5$  com os de integrações numéricas calculadas pelo método do trapézio para alguns valores de seções. O resultado é apresentado na Tabela 5 e a função e suas aproximações, na Figura 49. Além disso, a distribuição das seções também segue uma função trigonométrica, de modo a prover mais seções em regiões da função com maiores gradientes.

Figura 49 – Discretização de  $f(y)$ Tabela 5 – Integrais de  $f(y)$ 

Divisões	$\int f(y)$	Erro [%]
8	1,7335	-2,91
12	1,7624	-1,29
16	1,7725	-0,72
20	1,7772	-0,46
Analítico	1,7854	0

Fonte: Do autor

Sendo assim, é definido, portanto, o número mínimo de 20 seções para descrever as alterações geométricas da asa por apresentar um erro menor que 0,5% em relação ao valor analítico da integral de  $f(y)$ .

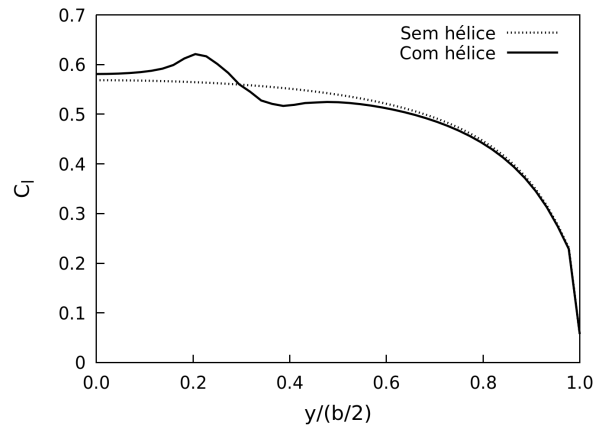
As duas metades de  $f(y)$  são separadas de forma a se ter valores de  $r$  e incidência máxima ( $i_{máx}$ ) independentes para os lados *inboard* e *outboard* da asa. Desta maneira, é possível construir uma matriz de simulações com incidências e espessuras variadas para ambos os lados da asa.

Para determinar as estações de máxima alteração,  $r$ , faz-se inicialmente uma asa retangular de referência sem modificações geométricas, a qual é simulada para as condições definidas na Tabela 3 para cruzeiro com e sem a hélice ligada. As distribuições de  $C_l$  ao longo da envergadura são apresentadas na Figura 50 e os pontos de máxima diferença entre as curvas são, então, considerados como valores de  $r$  ( $r_i = 0,65$  e  $r_o = 0,6$ ).

Para se construir a geometria, é desenvolvida uma rotina computacional que lê os parâmetros geométricos (Tabela 3), cria e distribui os perfis ao longo da asa, modifica-os conforme a função da Equação 5.1 e os pontos de máximo para as duas partes da asa e gera a superfície da asa a partir de *splines*.

A Figura 51 exemplifica algumas geometrias obtidas.

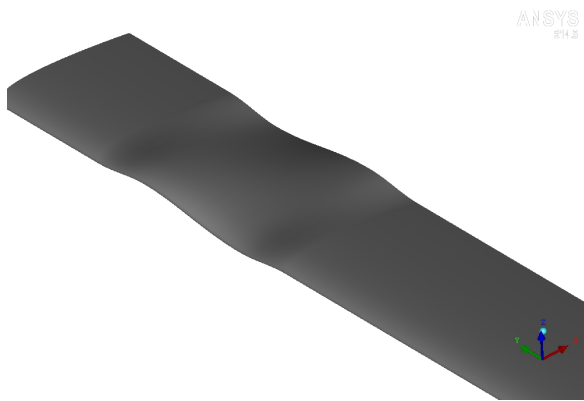
Figura 50 – Distribuição de  $C_l$  para a asa inicial com (*Prop on*) e sem hélice (*Prop off*) na condição de cruzeiro



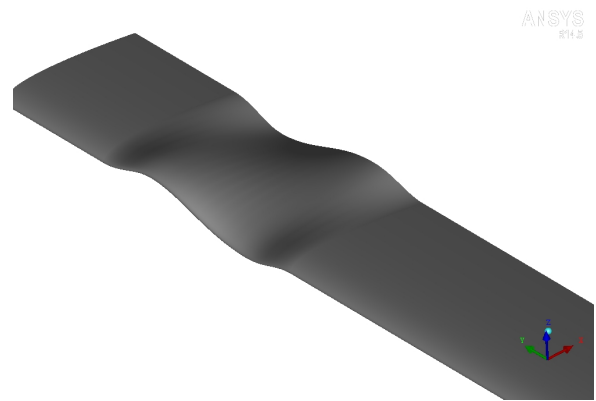
Fonte: Do autor

Figura 51 – Exemplos de geometrias alteradas para diferentes parâmetros de torção

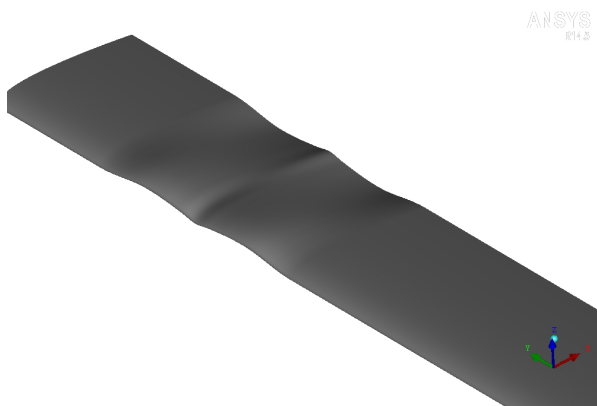
(a)  $r_i = r_o = 0,5, i_{máx} = \pm 5^\circ$



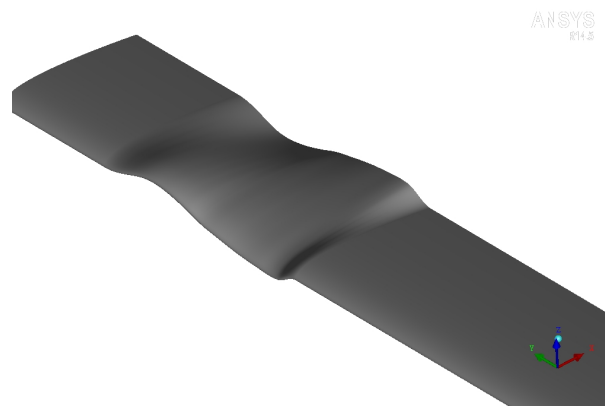
(b)  $r_i = r_o = 0,5, i_{máx} = \pm 10^\circ$



(c)  $r_i = r_o = 0,5, i_{máx} = +5^\circ$



(d)  $r_i = 0,5, r_o = 0,75, i_{máx} = \pm 10^\circ$



Fonte: Do autor

## 5.2.2 Geração da malha computacional

Como o objetivo do estudo paramétrico é o cálculo da diferença de arrasto entre as geometrias da asa para as dadas condições de voo, a malha computacional deve ser o mais semelhante possível entre um caso e outro, a fim de se reduzir incertezas devido a variações entre as malhas. Assim, utiliza-se da filosofia de malhas híbridas, constituídas por uma região ao redor da asa com malha estruturada e, no restante do volume, malha tetraédrica não estruturada.

Ao redor da asa, é criada uma blocagem na qual é construída uma malha estruturada utilizando uma rotina computacional. A blocagem é idêntica para todas as geometrias, sendo que somente a superfície da asa em seu interior é modificada. No interior da blocagem, a malha volumétrica é feita para se obter  $y^+ < 1$ , pois como deve-se determinar a variação de arrasto, é desejável resolver as equações do modelo de turbulência até a parede, a fim de obter, com maior confiabilidade, a tensão de cisalhamento na superfície. A razão de crescimento geométrico da malha é de 1,1, conforme sugerido por Bigarella e Azevedo (2007), visando resolver com precisão os gradientes de velocidade da camada limite na asa. A malha volumétrica tetraédrica é gerada com refinamento na *slipstream* da hélice englobando a parte da asa que está sob seu efeito. Ao final, para cada geometria estudada, concatena-se as duas partes da malha.

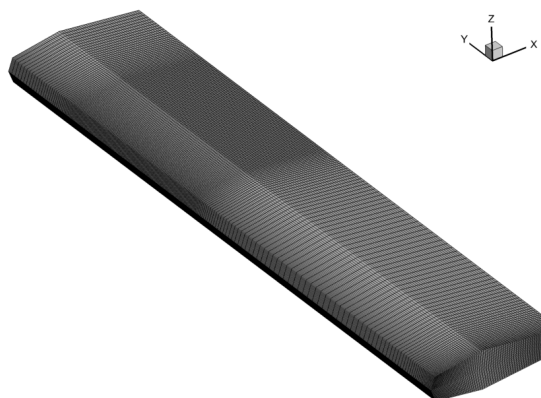
A Figura 52 ilustra a malha computacional construída, com detalhe para a junção entre a malha estruturada ao redor da asa e o restante do domínio. Nota-se, também, o refinamento volumétrico a jusante da hélice, para se transportar os gradientes gerados minimizando a dissipação e difusão numérica dos resultados.

Para a definição da malha superficial da asa, faz-se um estudo de independência de malha baseado no arrasto da condição asa limpa (sem hélice). A Figura 53 ilustra as malhas superficiais das asa dos níveis 1 a 4 e a Figura 54 a convergência de arrasto na asa limpa. Cada nível de refinamento contém o dobro de elementos superficiais do nível anterior. O nível 2 apresenta desvio de 0,2% no valor absoluto de  $C_D$  em relação ao último nível, sendo considerado suficiente para a análise em questão. Deve-se salientar que o número de elementos na malha superficial é diretamente proporcional ao da malha volumétrica dentro do bloco, de forma que a escolha do nível 2 de refinamento representa uma malha hexaédrica com 4 vezes menos elementos do que a do último nível, reduzindo o custo computacional sem afetar a confiabilidade dos resultados.

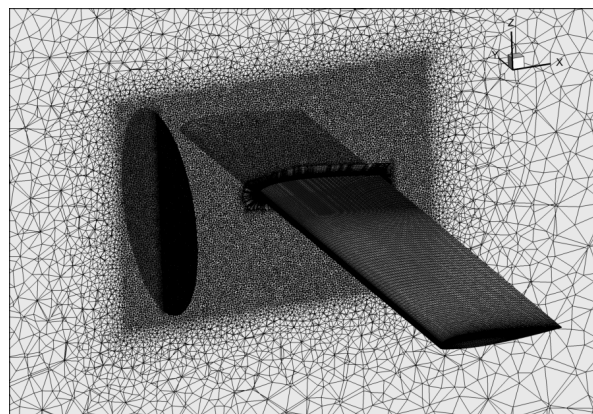
Devido à simetria do problema, o domínio foi definido como uma semi-esfera. Para garantir que este não interfira nos resultados de arrasto, seu tamanho foi estudado, como mostra a Figura 55, onde o raio do domínio é definido em termos do número de cordas da asa. Sendo assim, para o valor de  $25c$ , o desvio no valor do arrasto da asa em relação a geometria com  $100c$  é de  $-0,13\%$ . No entanto, o número de elementos da malha para

Figura 52 – Geometria e malha da asa para o estudo paramétrico

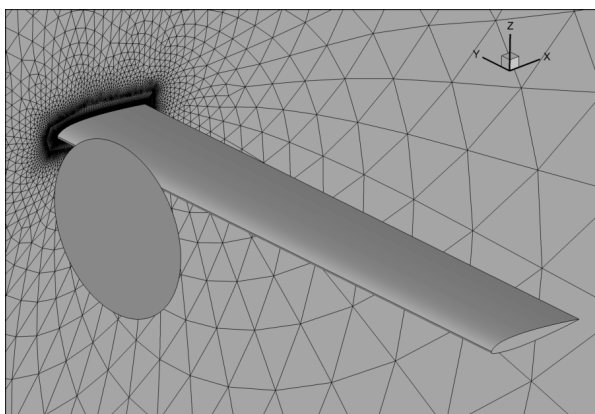
(a) Blocagem ao redor da asa



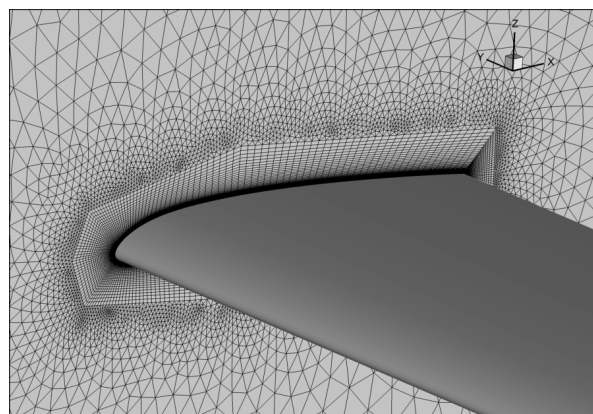
(b) Corte na malha volumétrica



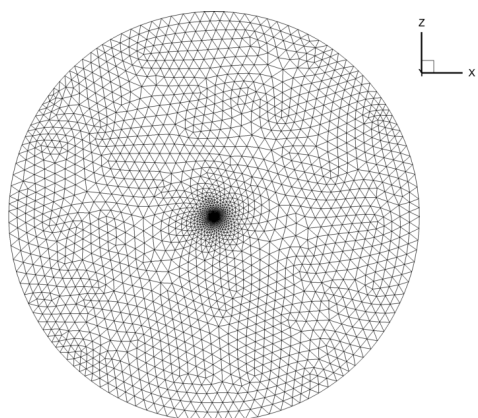
(c) Geometria e malha na simetria



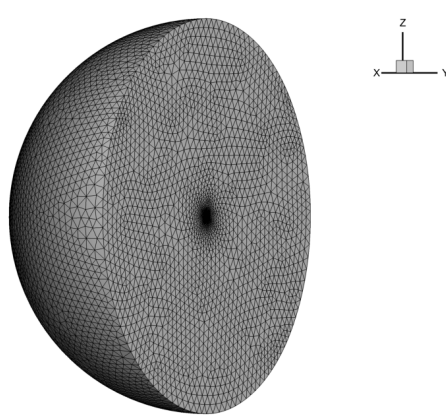
(d) Detalhe para a blocagem da asa na simetria



(e) Malha na simetria

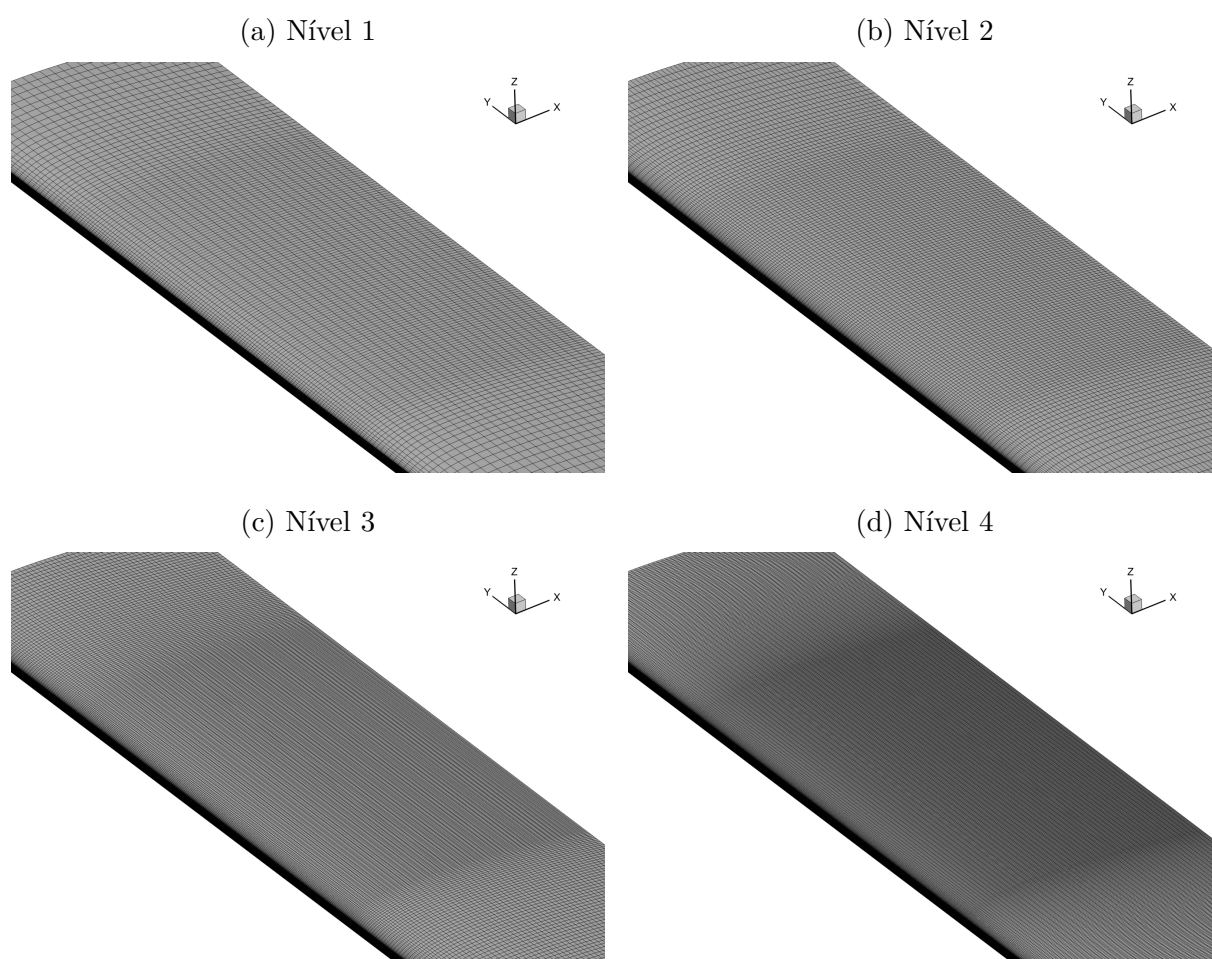


(f) Simetria e farfield



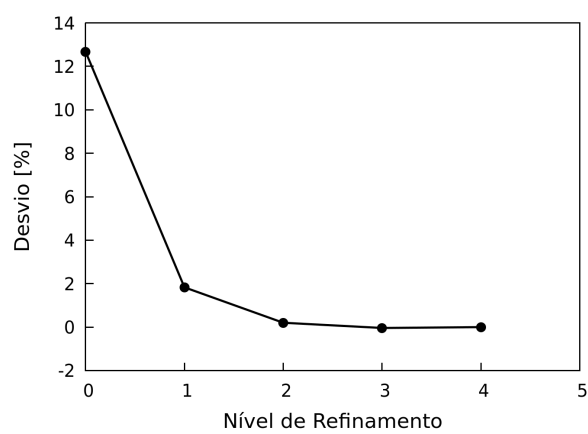
Fonte: Do autor

Figura 53 – Refinamento da malha superficial da asa do modelo paramétrico



Fonte: Do autor

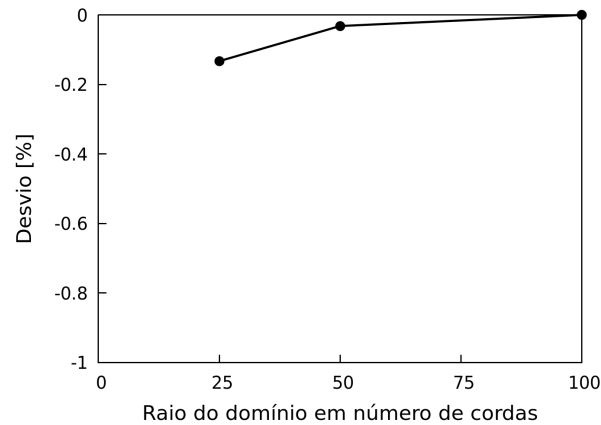
Figura 54 – Convergência de arrasto na asa limpa



Fonte: Do autor

este caso é apenas 0,4% maior que a primeira, não havendo acréscimo significativo em seu custo computacional. Desta forma, definiu-se o domínio com 100  $c$  de raio visando maior precisão nos resultados.

Figura 55 – Influência do tamanho do domínio no arrasto da asa



Fonte: Do autor

### 5.2.3 Modelagem da hélice

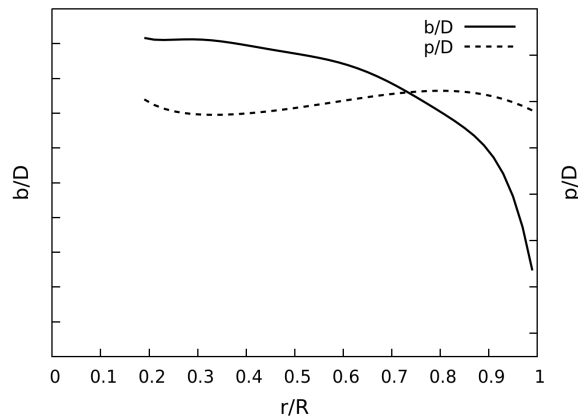
A escolha da hélice a ser utilizada no estudo paramétrico é baseada em dois pontos principais: o uso de uma hélice representativa das aeronaves presentes no banco de dados (que direcionou a definição da geometria da asa) e a necessidade de se obter a geometria precisa da pá da hélice para a correta imposição das condições de contorno no disco (distribuição de corda, passo e polares dos perfis ao longo da pá). Assim, opta-se pela hélice quadripá *Hamilton Standard 14RF-9*, utilizada na aeronave EMB-120 Brasília (JANE, 1991). A definição da geometria da pá é feita a partir de medições realizadas em um exemplar da pá da referida hélice, que deram origem às distribuições de corda e torção da pá adotadas e à construção de um modelo geométrico em CAD. As distribuições de corda e passo geométrico da pá, adimensionalizados pelo diâmetro da hélice para um ângulo de passo de  $35^\circ$  em  $0,75R$ , são vistas na Figura 56.

Como não se tem informação sobre as polares dos perfis da pá, foi utilizado CFD para obtenção de seus valores. Para tanto, 10 seções foram utilizadas, cujas posições ao longo do raio são apresentadas na Tabela 6.

Tabela 6 – Divisão das seções da hélice *Hamilton Standard 14RF-9*

Seção	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$r/R$	0,19	0,25	0,35	0,45	0,55	0,65	0,75	0,85	0,94	0,99

Fonte: Do autor

Figura 56 – Distribuição de corda e passo geométrico da hélice *Hamilton Standard 14RF-9*

Fonte: Do autor

A malha computacional estruturada dos perfis possui formato "O",  $y^+ < 1$ , razão de expansão de 1,1 e a quantidade de elementos superficiais é estudada visando a convergência do perfil quanto ao  $C_{l_{máx}}$ .

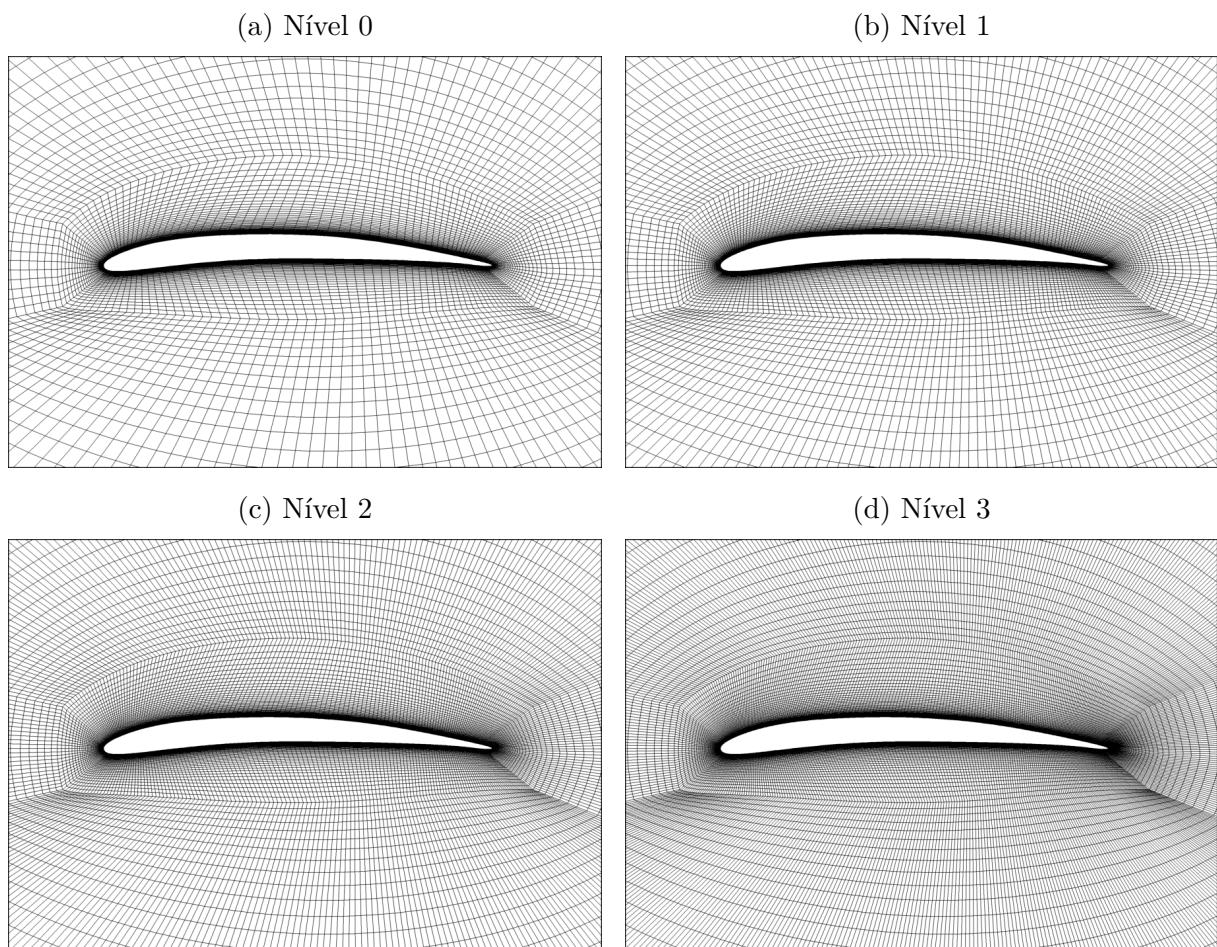
As simulações são realizadas no programa CFD++, com modelo de turbulência  $k - \varepsilon$  realizável e pré-condicionamento, considerando o valor de *Mach* resultante em cada seção. O estudo de convergência de malha é executado de maneira análoga ao descrito no item 5.2.2. Arbitrou-se, inicialmente a malha dos perfis com 139 elementos superficiais (divididos em 11 no bordo de ataque, 64 no intra e extradorso e 19 na região do bordo de fuga) e a cada nível de refinamento, o número de elementos era multiplicado por 1,5. A Figura 57 ilustra o refinamento da malha para o perfil da seção 7 da hélice, região responsável por maior parte do carregamento da pá.

A Figura 58 ilustra a curva de  $C_l \times \alpha$  para a seção  $r = 0,75R$  da pá na condição de cruzeiro. O nível 2 de refinamento é considerado adequado para as análises, com diferença de 0,067% no  $C_{l_{máx}}$  em relação ao nível mais refinado.

Por fim, as polares de sustentação dos perfis são corrigidas para o efeito de atraso no estol devido à rotação, por meio da equação de Snel (Equação 2.55). A Figura 59 mostra as curvas de  $C_l$  para as seções  $r = 0,55R$  e  $r = 0,85R$ , onde nota-se o efeito da correção de Snel no  $C_{l_{máx}}$  e pós-estol das polares.

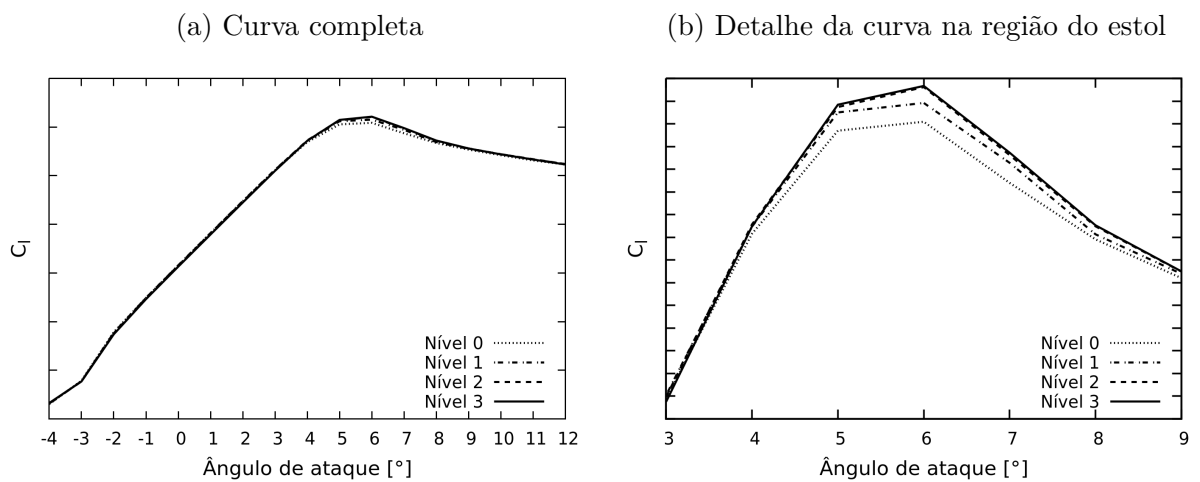
Definida a metodologia e tendo as polares dos perfis das pás da hélice para correta imposição das condições de contorno do modelo de rotor, faz-se as simulações computacionais para a análise paramétrica da mudança de forma da asa.

Figura 57 – Refinamento da malha dos perfis da pá da hélice *Hamilton Standard 14RF-9*

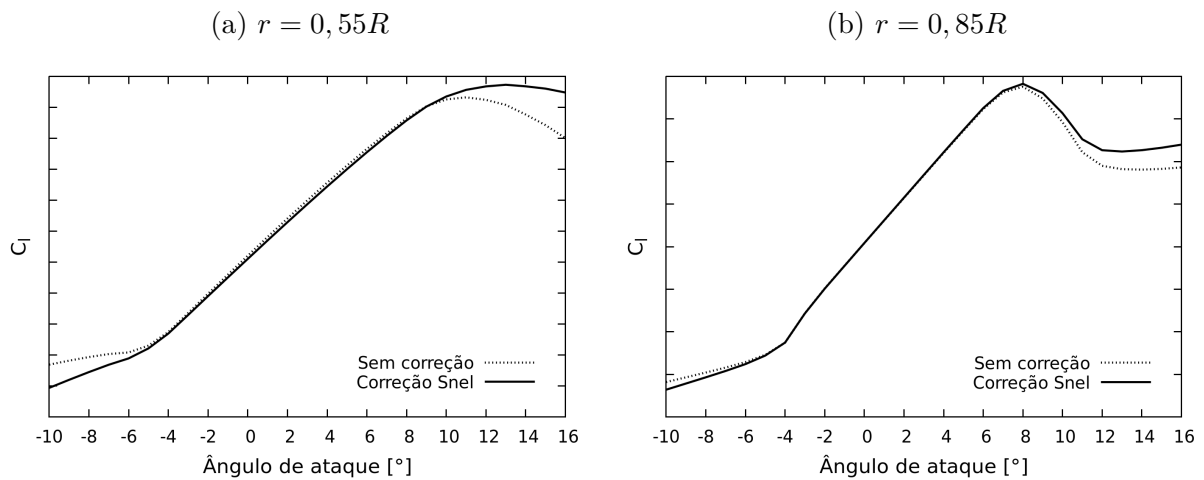


Fonte: Do autor

Figura 58 – Curva de  $C_l$  da seção  $0,75R$  da hélice *Hamilton Standard 14RF-9*



Fonte: Do autor

Figura 59 – Curvas  $C_l \times \alpha$  para diferentes seções da hélice *Hamilton Standard 14RF-9*

### 5.3 Simulações

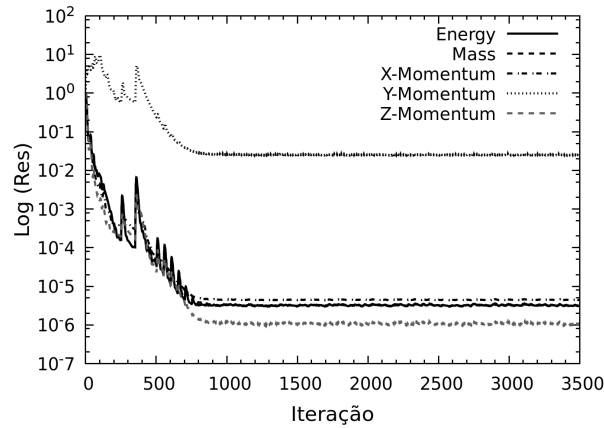
Para o estudo paramétrico, são feitas duas matrizes independentes de simulações: uma somente com alteração de torção e outra com variação da espessura relativa da asa, sendo que a primeira varia de  $-2^\circ$  a  $4^\circ$  (com intervalo de  $1^\circ$ ) no ponto máximo e a segunda, entre  $t/c = 6\%$  e  $t/c = 18\%$ , de forma a variar os parâmetros geométricos tanto positiva quanto negativamente. Após a realização das simulações, pôde-se comprovar que tais intervalos são suficientes para as análises de variação de arrasto com a mudança de forma da asa, conforme será apresentado nas Figuras 62 e 63.

As simulações são realizadas considerando o escoamento compressível, integração temporal implícita, pré-condicionamento e modelo de turbulência  $k - \varepsilon$  realizável. As condições de contorno são parede adiabática viscosa na asa, modelo de rotor no disco, simetria e condição característica no *farfield*, com imposição de velocidade, pressão, temperatura,  $k$  e  $\varepsilon$ . A inicialização de  $k$  e  $\varepsilon$  é feita a partir das recomendações de Spalart e Rumsey (2007), utilizando como base os valores de intensidade turbulenta  $Tu = 0,2\%$  e  $\mu_t/\mu = 50$ . Para uma correta comparação entre os valores de arrasto, a tração e o  $C_L$  são mantidos fixos, com o ajuste automático do passo da hélice e do ângulo de ataque do conjunto, respectivamente. As análises são realizadas com o sentido de rotação da hélice *inboard up*, tanto para cruzeiro como para a condição de subida.

As Figuras 60 e 61 mostram a convergência de resíduos e de  $C_D$  para a simulação da asa não modificada com hélice ligada (configuração base de comparações das análises) para voo de cruzeiro.

Nota-se que, em média, os resíduos caem quase 6 ordens de grandeza e o  $C_D$  apresenta variações máximas de  $0,004\%$  em relação a seu valor médio nas últimas 1000

Figura 60 – Convergência dos resíduos para asa *baseline* na condição de cruzeiro

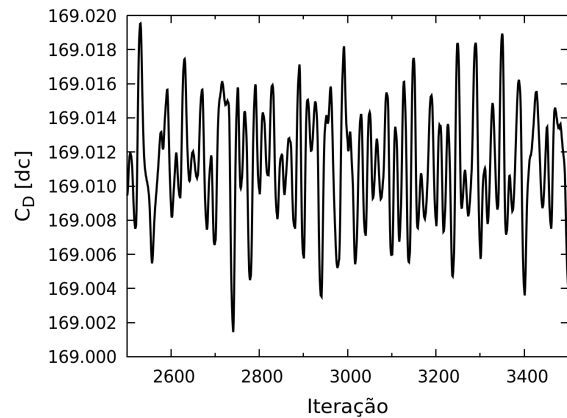
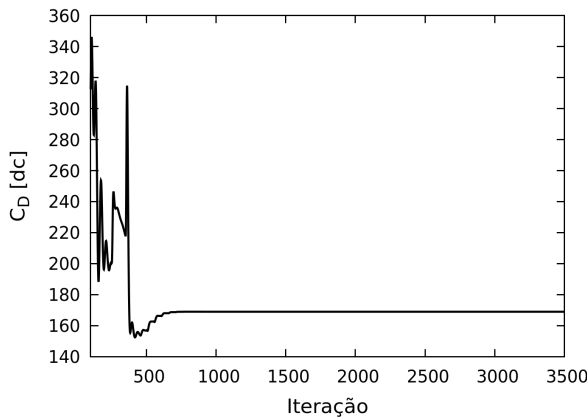


Fonte: Do autor

Figura 61 – Convergência de  $C_D$  para asa *baseline* na condição de cruzeiro

(a) Convergência completa

(b) Detalhe das últimas 1000 iterações



Fonte: Do autor

iterações, mostrando boa convergência. Percebe-se, também, uma discrepância na convergência da quantidade de movimento em  $y$ . No entanto, deve-se salientar que estes valores são adimensionalizados pelo resíduo da solução inicial e não é esperado que o escoamento na direção  $y$  da solução convergida seja significativamente diferente da condição inicial.

Todos os coeficientes de arrasto e sustentação globais são calculados como sendo uma média das últimas 200 iterações, onde, de acordo com a Figura 61 (b), tem-se como estimativa da incerteza de  $C_D$ ,  $\pm 0,01dc$ <sup>1</sup>.

<sup>1</sup> Incerteza somente na variação de  $C_D$  ao longo das iterações. São desprezadas aqui todas as incertezas relativas aos modelos e métodos numéricos utilizados nas simulações.

## 5.4 Resultados e discussões

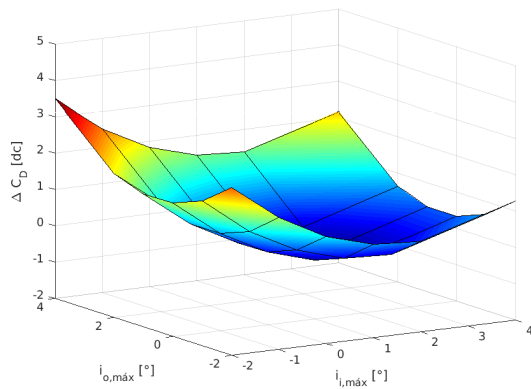
Nesta seção são apresentados os resultados e discussões acerca do estudo paramétrico de mudança de forma da asa. Deve-se salientar que os resultados, em sua maioria, são mostrados em termos de  $\Delta C_D$ , sendo este valor calculado como a diferença entre o  $C_D$  da asa modificada e o  $C_D$  da asa inicial. Desta forma, valores negativos de  $\Delta C_D$  representam redução de arrasto em relação a asa original, configuração *baseline*.

### 5.4.1 Condição de cruzeiro

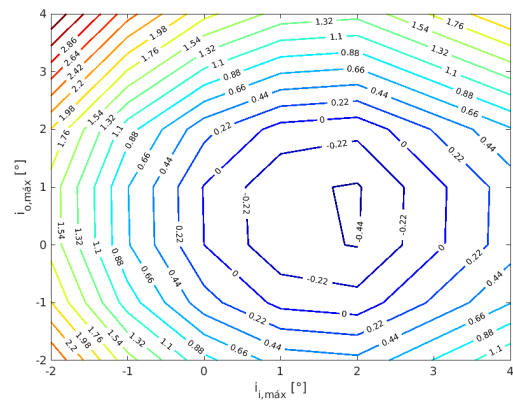
Para a condição de cruzeiro, a superfície de resposta e linhas de contorno da variação de arrasto com a alteração de torção são mostradas na Figura 62. Nota-se um ponto de mínimo arrasto para deflexões positivas, tanto na região *inboard*, quanto *outboard*, sendo que o menor valor encontrado é de  $\Delta C_D = -0.46 dc$  para as incidências de  $i_{i,máx} = 2^\circ$  e  $i_{o,máx} = 1^\circ$ .

Figura 62 – Resultados de  $\Delta C_D$  para variação de torção - Cruzeiro

(a) Superfície de resposta



(b) Linhas de contorno



Fonte: Do autor

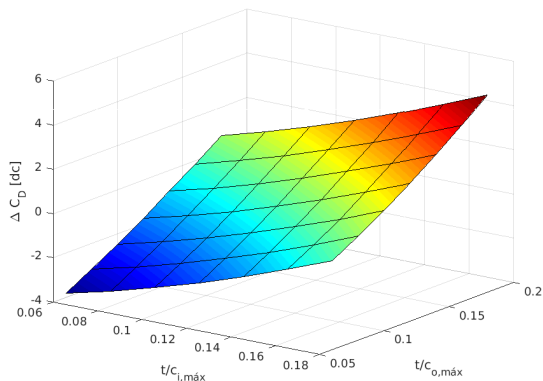
Tais resultados são parcialmente contrários aos encontrados por Veldhuis e Heyma (2000) (vide Figura 22), nos quais as deflexões para mínimo arrasto tendem a alinhar o perfil da asa com o escoamento induzido pela hélice, ou seja, incidência negativa na região *inboard* da asa e positiva do outro lado.

Já para a alteração de espessura relativa, quanto menor seu valor, maior é a variação de arrasto resultante, como mostra a Figura 63, chegando a  $\Delta C_D = -3,8 dc$  para  $t/c_{mín} = 6\%$  em ambos os lados da asa.

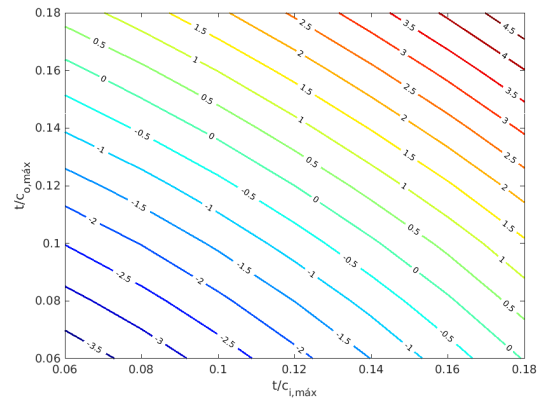
Para avaliar detalhadamente como são os mecanismos de redução de arrasto em cada tipo de alteração, dois casos são tomados para estudo: para torção,  $i_{i,máx} = 2^\circ$  com

Figura 63 – Resultados de  $\Delta C_D$  para variação de torção - Cruzeiro

(a) Superfície de resposta



(b) Linhas de contorno



Fonte: Do autor

$i_{o,máx} = 1^\circ$  e para espessura,  $t/c_{i,mín} = t/c_{o,mín} = 8\%$ , aqui chamados de  $T_{i2o1}$  e  $E_{i8o8}$ , respectivamente, por conveniência.

#### 5.4.1.1 Decomposição do arrasto

Inicialmente, é feita a decomposição do arrasto nas duas partes básicas que o compõem: componente de atrito (também chamado de arrasto de fricção ou arrasto viscoso) e de pressão. A Tabela 7 mostra o ângulo de ataque final de cada configuração, o arrasto absoluto, as componentes de atrito e pressão e a composição da variação de  $C_D$  nas geometrias modificadas.

Tabela 7 – Decomposição de arrasto nas geometrias modificadas para condição de cruzeiro

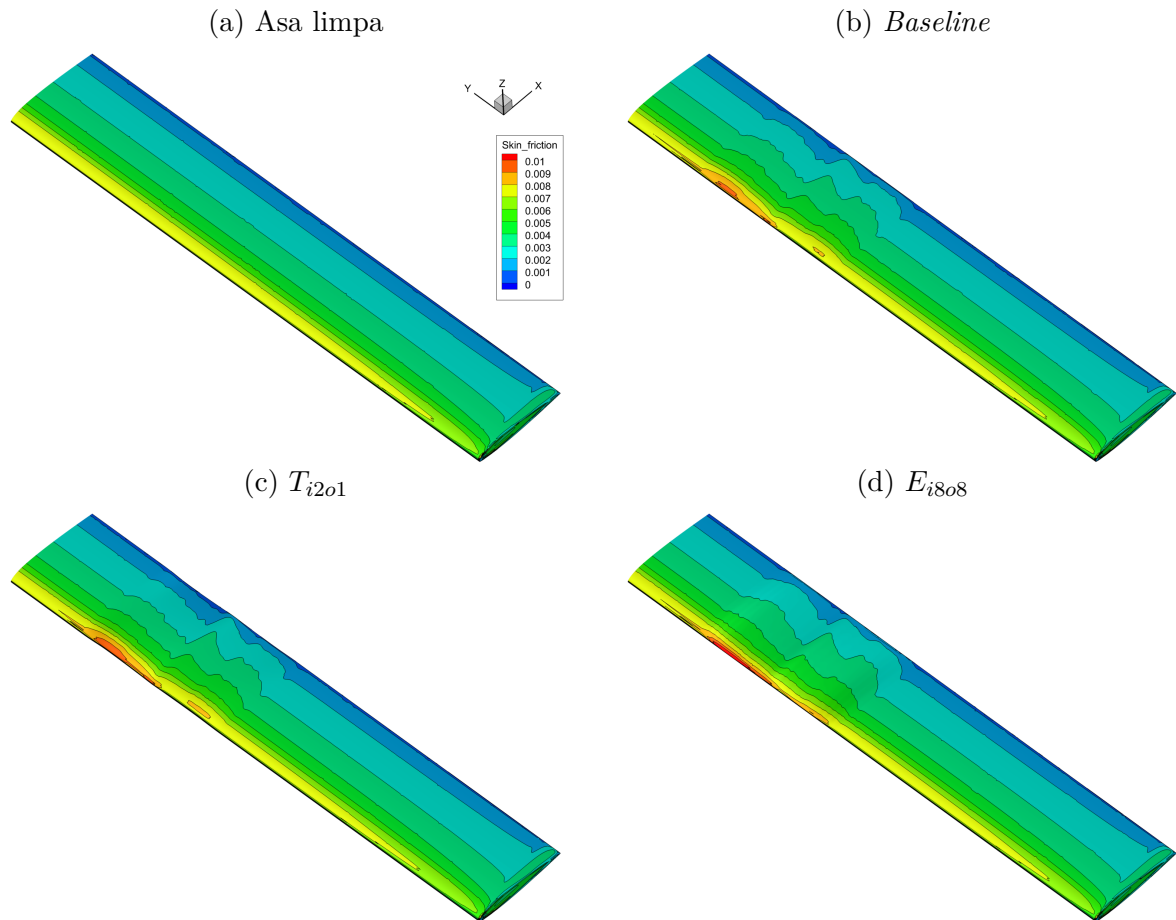
Caso	$\alpha [^\circ]$	$C_D [dc]$			$\Delta C_D [dc]$		
		Total	Atrito	Pressão	Total	Atrito	Pressão
Asa limpa	3,86	164,42	64,05	100,36	-4,59	-1,60	-3,01
<i>Baseline</i>	3,79	169,01	65,65	103,37	-	-	-
$T_{i2o1}$	3,50	168,55	65,62	102,93	-0,46	-0,03	-0,44
$E_{i8o8}$	3,86	166,33	65,34	100,98	-2,68	-0,31	-2,39

Fonte: Do autor

Pode-se observar que, da variação de arrasto de  $T_{i2o1}$ , apenas 6,5% é arrasto viscoso, isto é, causado pelo atrito da camada limite na superfície da asa, enquanto 95,7% é arrasto de pressão. Quando comparado com  $E_{i8o8}$ , nota-se que, da redução em arrasto, 11,6% é devido aos efeitos viscosos. O ganho maior em arrasto de atrito pode ser justificado pelo fato de que a redução da espessura relativa leva a diminuição da área molhada da asa e reduz a intensidade dos gradientes de pressão.

A Figura 64 mostra a distribuição do coeficiente de atrito no extradorso das asas limpa, *baseline* e modificadas, onde nota-se o aumento do  $C_f$  na região da asa dentro da *slipstream* em relação à configuração sem hélice. Para as outras regiões da asa, o  $C_f$  não sofre interferência significativa dos efeitos da hélice. Entre as geometria modificadas, as diferenças são pequenas, ficando mais restritas ao bordo de ataque da asa, resultando na redução de 0,47% no  $C_{D_{fric}}$  para  $E_{i808}$ .

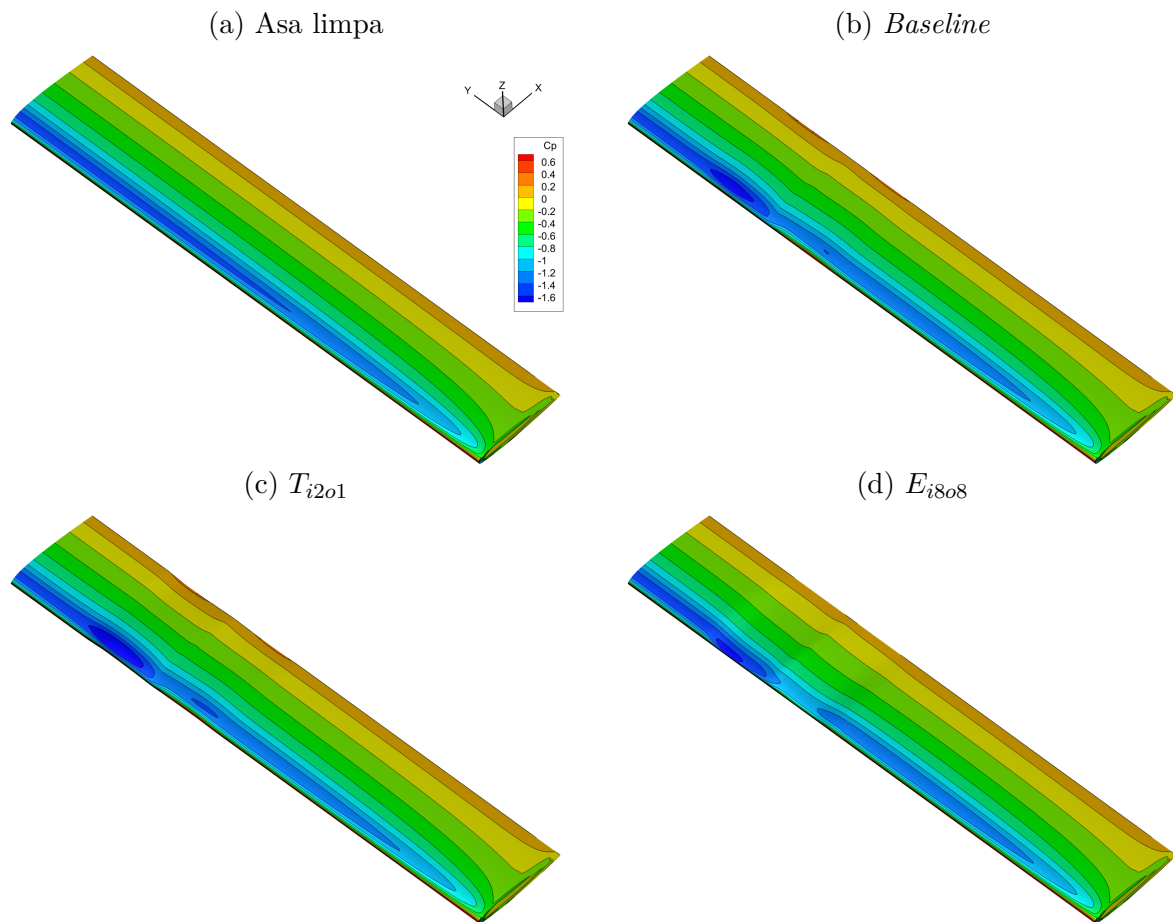
Figura 64 – Distribuição de  $C_f$  nas asas - Condição de cruzeiro



Fonte: Do autor

Qualitativamente, nas distribuições de pressão no extradorso das asas (Figura 65), é perceptível a diminuição de  $C_p$  na região *inboard* da asa em relação à configuração limpa, que ocorre devido ao aumento do ângulo de ataque efetivo que o sentido de rotação da hélice impõe ao escoamento. Além disso, na região *outboard*, o  $C_p$  é aumentado, principalmente nas proximidades do bordo de ataque. Tal efeito ocorre devido à diminuição do ângulo de ataque da asa, como mostra a Tabela 7. Em relação às asas modificadas, o efeito do aumento das incidências locais em  $T_{i2o1}$  acentuou os picos de sucção em ambos os lados da asa. Já a redução de espessura ( $E_{i808}$ ), por outro lado, tem ação de aumentar a pressão local.

Para melhor entendimento do efeito de hélice na distribuição de  $C_p$  das asas,

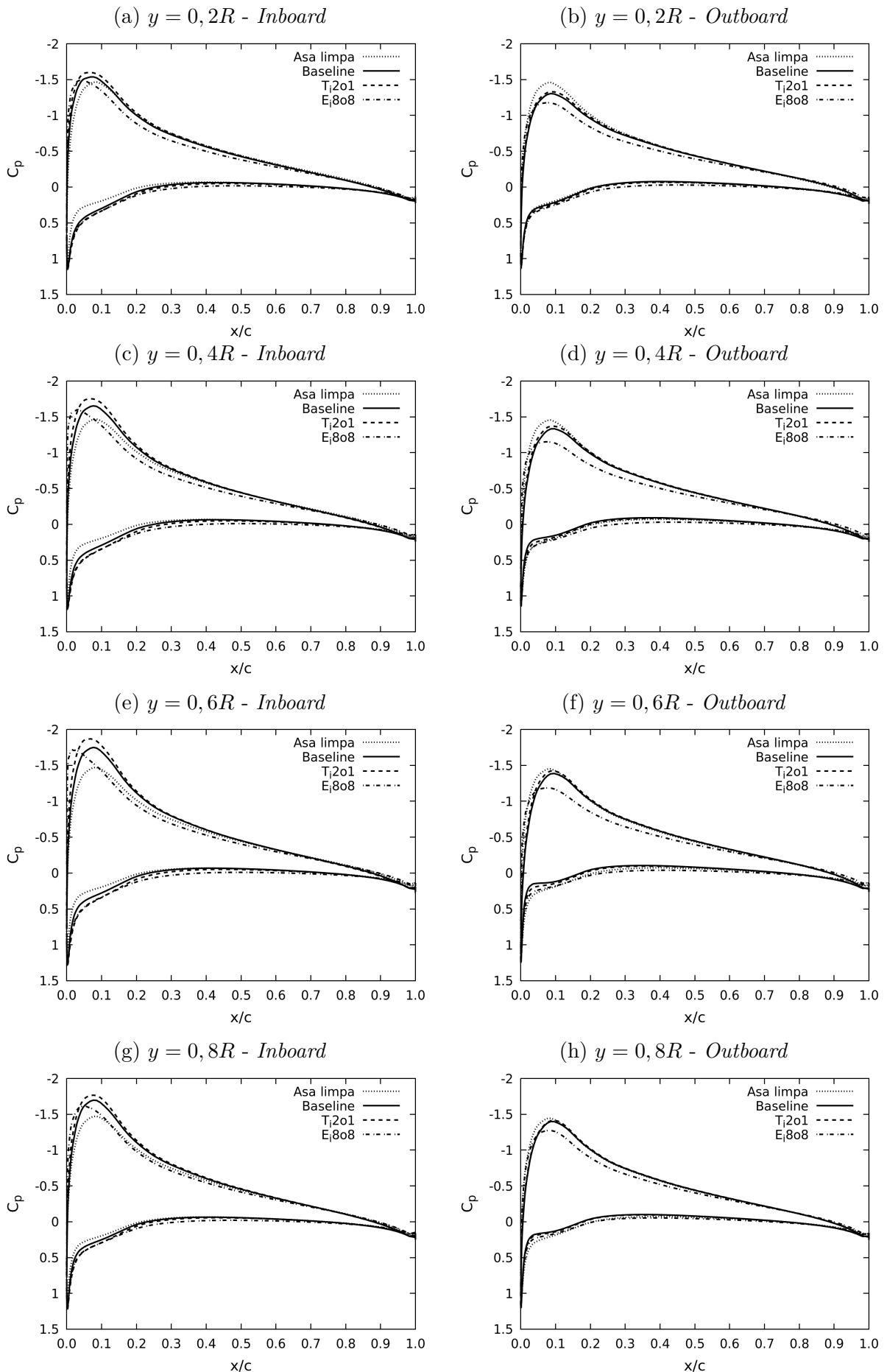
Figura 65 – Distribuição de  $C_p$  nas asas - Condição de cruzeiro

Fonte: Do autor

uma vez que as maiores variações de arrasto são devido à pressão, são apresentados na Figura 66 cortes de  $C_p$  nas asas em regiões dentro da *slipstream* da hélice, nas seções  $y/R = 0,2; 0,4; 0,6$  e  $0,8$  nos lados *inboard* (gráficos da esquerda) e *outboard* (gráficos da direita). Nestes casos, é notável o efeito que os incrementos de velocidade induzida pela hélice causam no  $C_p$  nos dois lados das asas. O pico de sucção da asa com hélice em relação à asa limpa, por exemplo, possui aumento de quase 20% em seu valor na seção  $y/R = 0,6$  *inboard*, devido ao efeito conjunto do aumento das velocidades axial e tangencial, que compensa o aumento da pressão local gerada pela hélice.

No lado *outboard*, pelo contrário, a asa limpa possui o pico de sucção maior em relação às asas sem hélice. Isso sugere que o efeito do incremento de velocidade axial é inferior ao efeito somado do aumento de pressão induzida pela hélice com a velocidade tangencial. Ademais, além da diminuição de  $C_p$  para  $T_{i2o1}$  causada pelo aumento da incidência local, observa-se, também, que  $E_{i8o8}$  possui o pico de sucção levemente adiantado e mais abrupto, principalmente no lado *inboard*. Isso pode ser explicado pela redução do raio do bordo de ataque causada pelo afinamento do perfil, que tende a adiantar o pico de sucção (ABBOTT; DOENHOFF; STIVERS, 1945). Outro efeito que a redução de

Figura 66 – Cortes de  $C_p$  na região da asa dentro da *slipstream* da hélice - Condição de cruzeiro



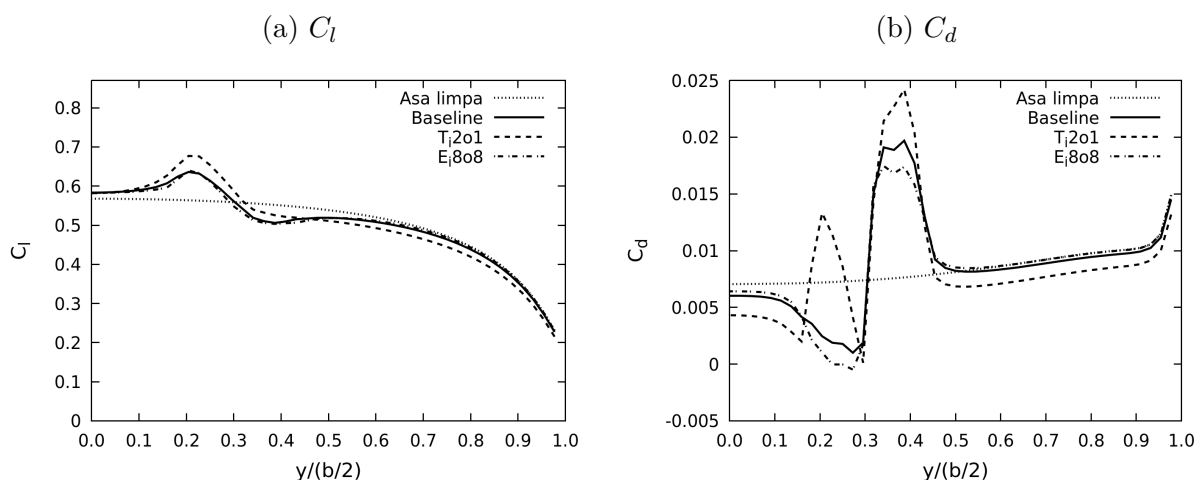
espessura ocasiona é o aumento geral da pressão estática na superfície devido aos menores gradientes de velocidade.

Da Tabela 7, percebe-se, também, que em  $T_{i2o1}$  o ângulo de ataque do conjunto é reduzido em 7,6%, enquanto que para  $E_{i8o8}$  houve um aumento de 1,8% para o mesmo  $C_L$  em relação à configuração *baseline*. Para o primeiro caso, o aumento da incidência nos dois lados da asa resultou em um incremento de  $C_l$  local, fazendo com que o ângulo de ataque reduzisse para manter a mesma sustentação global. Já para o segundo caso, a diminuição da espessura levou a um menor  $C_l$  local, necessitando de um acréscimo no ângulo de ataque (Tabela 7).

As mudanças no  $C_l$  da asa dentro da *slipstream* da hélice podem ser vistas na Figura 67 (a), com as distribuições de  $C_l$  ao longo da envergadura para os casos citados. É apresentada, também, a distribuição de  $C_l$  para a asa limpa (sem hélice) para efeitos de comparação com as configurações com hélice, onde nota-se que as distribuições com menor arrasto são significativamente diferentes da elíptica, corroborando com as conclusões de Kroo (1986). É importante ressaltar que as mudanças nos ângulos de ataque são exclusivamente devido ao efeito da *slipstream* da hélice na asa, já que a componente vertical da tração não está sendo levada em consideração no cômputo da sustentação.

Na Figura 67 (b), fica claro que o aumento da incidência em  $T_{i2o1}$ , de fato, implica em aumento de arrasto nessas regiões. No entanto, a redução de  $C_d$  no restante da asa, devido ao menor carregamento, compensa esse aumento local, totalizando na redução de 0,46 *dc*. Para o caso  $E_{i8o8}$ , é mostrado que a atenuação de  $C_d$  se dá na região de redução de espessura e que, embora haja aumento de arrasto nas demais regiões da asa, no somatório há diminuição de 2,68 *dc*.

Figura 67 – Distribuição dos coeficientes de força ao longo da envergadura para a condição de cruzeiro



Fonte: Do autor

Os casos podem, ainda, ser analisados em termos de arrasto induzido. Considerando

que o arrasto parasita,  $C_{D_0}$ , não varie com o  $C_L$ , o coeficiente de arrasto total pode ser aproximado pela soma entre  $C_{D_0}$  e  $C_{D_i}$  (HOUGHTON; CARPENTER, 2003):

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (5.3)$$

isto é, a soma das parcelas de arrasto para sustentação nula (arrasto de forma mais de fricção):

$$C_{D_0} = C_{D_{form}} + C_{D_{fric}} \quad (5.4)$$

e o arrasto induzido pela sustentação, dado por:

$$C_{D_i} = C_D - C_{D_0} = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (5.5)$$

O termo  $e$  é o fator de *Oswald*, ou fator de eficiência do carregamento aerodinâmico, que pode ser escrito como:

$$e = \frac{C_L^2}{(C_D - C_{D_0}) \pi AR} \quad (5.6)$$

O arrasto de forma pode ser entendido como a força oposta ao escoamento resultante da diferença de pressão integrada na asa no caso de  $C_L = 0$ . Em um escoamento invíscido, a velocidade no bordo de fuga de uma asa é nula, implicando em  $C_p = 1$  e a recuperação da pressão do bordo de ataque. Entretanto, em um escoamento viscoso, o desenvolvimento da camada limite faz com que a espessura de deslocamento seja finita no bordo de fuga, o que faz com que a velocidade do escoamento não caia a zero, impedindo a recuperação da pressão e causando o surgimento de uma esteira após o corpo. Assim, a diferença de pressão na asa resulta no arrasto de forma, ou arrasto de pressão da camada limite (HOUGHTON; CARPENTER, 2003). Este, embora seja arrasto de pressão, só existe devido aos efeitos viscosos e está intrinsecamente ligado à espessura de deslocamento da camada limite.

Como a geometria é diferente em cada caso, o efeito da *slipstream* é distinto entre um caso e outro, resultando em valores de  $C_{D_0}$  variados. Faz-se, então, simulações de cada configuração visando  $C_L = 0$  para obter  $C_{D_0}$  com a hélice ligada e assim, calcular o  $C_{D_i}$ . O coeficiente de arrasto de forma também é computado (Equação 5.4) e os resultados da composição do arrasto, bem como o fator de *Oswald*, são mostrados na Tabela 8. A Tabela 9 mostra a variação percentual das parcelas de arrasto das asas modificadas em relação à *baseline*.

Inicialmente, ao se comparar a *baseline* com a asa limpa, verifica-se um aumento de 46,9% no  $C_{D_{0_{form}}}$  e 2,5% no  $C_{D_{0_{fric}}}$  devido ao aumento do cisalhamento causado pelo incremento da velocidade axial do escoamento pelo efeito da hélice. Nota-se, também, redução de 6 dc no  $C_{D_i}$ , devido ao aproveitamento de energia da hélice, resultando em uma distribuição de carregamento mais eficiente, indo ao encontro com as conclusões de Witkowski, Lee e Sullivan (1989).

Tabela 8 – Decomposição de arrasto e fator de Oswald das asas original e modificadas

Caso	$C_D[dc]$	$C_{D_{0,fric}}[dc]$	$C_{D_{0,form}}[dc]$	$C_{D_i}[dc]$	$e$
Asa limpa	164,42	64,05	19,03	81,34	0,889
<i>Baseline</i>	169,01	65,65	27,95	75,41	0,959
$T_{i2o1}$	168,55	65,62	28,62	74,31	0,973
$E_{i8o8}$	166,33	65,34	24,68	76,31	0,948

Fonte: Do autor

Tabela 9 – Diferença na composição do arrasto e fator de *Oswald* nas asas modificadas em relação à *baseline* em porcentagem

Caso	$C_D$	$C_{D_{0,fric}}$	$C_{D_{0,form}}$	$C_{D_i}$	$e$
$T_{i2o1}$	-0,27%	-0,05%	+2,40%	-1,46%	+1,48%
$E_{i8o8}$	-1,59%	-0,47%	-11,70%	+1,19%	-1,18%

Fonte: Do autor

Em relação à configuração *baseline* (asa + hélice), para o caso  $E_{i8o8}$  a parcela mais significativa de redução de arrasto foi no  $C_{D_{0,form}}$ , pois a menor espessura do perfil implica em menor espessura de deslocamento da camada limite, reduzindo sua perda de pressão total. Além disso, a menor espessura da asa leva a menores gradientes adversos de pressão, que contribuem para a redução do arrasto de pressão da camada limite, bem como à redução do cisalhamento na superfície da asa, levando à diminuição de 0,47% no  $C_{D_{0,fric}}$ . Ademais, infere-se que, para o coeficiente de arrasto induzido aumentar em 1,19%, conclui-se que a eficiência do carregamento aerodinâmico desta asa é reduzida da mesma magnitude, uma vez que o  $C_L$  é fixo.

Já para  $T_{i2o1}$ , a eficiência do carregamento da asa aumentou 1,48%, ratificando as conclusões de Kroo (1986) de que, para reduzir o arrasto induzido na presença de hélice, a asa necessita de uma certa modificação para redistribuir seu carregamento aerodinâmico, neste caso, dado em termos de torção. A redução no arrasto viscoso é praticamente desprezível, tendo magnitude na mesma ordem da incerteza na previsão do arrasto absoluto, de acordo com a Figura 61 (b). Ao contrário de  $E_{i8o8}$ , houve um incremento no  $C_{D_{0,form}}$ , visto que o aumento de incidência leva a maiores gradientes adversos de pressão e, conseqüentemente, maiores valores na espessura de deslocamento.

Ainda acerca da Tabela 8, os valores de eficiência aerodinâmica com hélice ligada podem parecer exagerados quando comparado ao valor teórico máximo de 1 para uma distribuição de sustentação elíptica. Entretanto, tal valor considera uma asa isolada em escoamento livre. Sob influência do fluxo de uma hélice, o fator de *Oswald* pode ser, inclusive, superior a 1, de acordo com Veldhuis (2005), já que há energia sendo adicionada ao escoamento.

### 5.4.1.2 Desenvolvimento das camadas limites

Segundo Schlichting (1979), a definição de espessura da camada limite é, de certa forma, arbitrária, pois a transição da velocidade do escoamento dentro da camada para a região externa é assintótica. De acordo com o autor, pode-se defini-la como sendo a distância à parede onde a velocidade difere em 1% da velocidade externa. Entretanto, esta definição tem origem nos estudos de placa plana bidimensional. Para camadas limites tridimensionais, sob influência de diversos corpos e sob gradiente adverso de pressão, esta definição pode resultar em espessuras de camada limite irrealistas. Considerando, do mesmo autor, a camada limite como sendo a região do escoamento que sofre os efeitos de atrito de uma parede, pode-se definir sua espessura em função da energia perdida devido aos efeitos viscosos. Assim, se conceitua a espessura da camada limite,  $\delta$ , como sendo a distância à parede na qual há a perda de 0,5% da pressão total relativa disponível no escoamento, isto é:

$$\frac{p_t - p_{s_{ref}}}{p_{t_{ref}} - p_{s_{ref}}} = 0,995 \quad (5.7)$$

onde  $p_{t_{ref}}$  e  $p_{s_{ref}}$  são valores de referência para as pressões total e estática, respectivamente. Usualmente, as pressões de referência são adotadas como sendo as do escoamento livre. Entretanto, como nestes casos a hélice adiciona pressão total ao escoamento, a energia dentro da *slipstream* é maior, de maneira que é mais apropriado utilizar como referência a pressão do escoamento livre mais o incremento de pressão gerado pela hélice.

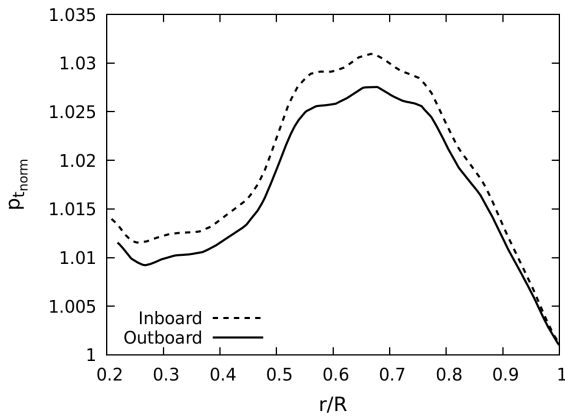
Assim, para uma correta análise da espessura da camada limite na região da asa sob influência da esteira da hélice, ao invés de se utilizar uma pressão de referência constante, a pressão total de referência é calculada a partir do perfil de pressão induzida pela hélice, ao longo da pá, no plano da asa. Em vista disso, a Figura 68 (a) apresenta a variação da pressão total normalizada ao longo da pá nos lados *inboard* e *outboard*, em um seção distante  $x_p/2$  do bordo de ataque da asa, mostrada na Figura 68 (b).

A Figura 69 ilustra o desenvolvimento da camada limite ao longo da corda da asa em quatro posições dentro da *slipstream* da hélice para as regiões *inboard* (gráficos do lado esquerdo) e *outboard* (gráficos do lado direito).

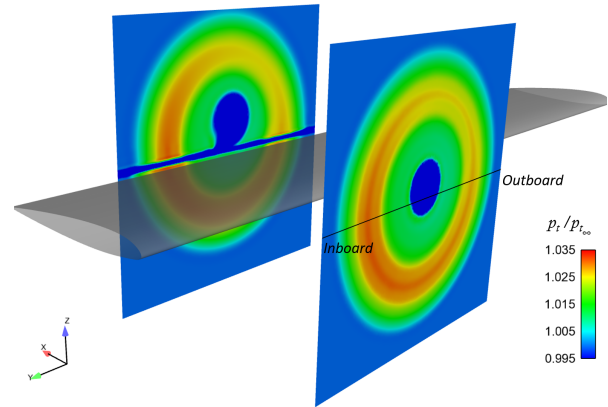
Observa-se que, na maioria das seções, as camadas limites da asa na presença da hélice são menores que da asa limpa, em consequência do incremento de velocidade axial que energiza o escoamento dentro de sua *slipstream*. Comparando as mesmas posições dos dois lados da asa, nota-se que o lado *inboard* possui qualitativamente espessuras maiores de camada limite, uma vez que o sentido de rotação da hélice induz velocidades verticais positivas nesta região. Para o caso  $T_{i2o1}$ , as espessuras da camada limite são ligeiramente maiores do que para a asa *baseline* e as maiores diferenças encontram-se para a posição  $y/R = 0,6$ , onde é localizado o ponto de maior incidência local. Ademais, observa-se que as espessuras para o caso  $E_{i8o8}$  são menores (mesmo com um maior ângulo de ataque

Figura 68 – Pressão total normalizada induzida pela hélice

(a) Variação de pressão total ao longo do raio



(b) Planos de pressão total



Fonte: Do autor

global), principalmente a partir de, aproximadamente,  $x/c = 0,5$ , que pode ser explicado pelo menor gradiente adverso de pressão devido à redução da espessura relativa da asa.

Além da espessura da camada limite, outra definição útil para a análise de arrasto é a de espessura de deslocamento. Esta pode ser entendida como a distância que a parede deveria se mover na ausência da camada limite para produzir o mesmo deslocamento no escoamento livre (HOUGHTON; CARPENTER, 2003), como ilustra a Figura 70.

A espessura de deslocamento em um escoamento compressível é definida matematicamente pela Equação 5.8 (ANDERSON, 2001) e está diretamente relacionada ao arrasto de forma de um corpo (HOUGHTON; CARPENTER, 2003).

$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{\rho u}{\rho_e u_e}\right) dy \quad (5.8)$$

A partir dos perfis de camada limite, calcula-se a espessura de deslocamento no bordo de fuga das asas, mostradas na Figura 71, juntamente com os perfis de velocidade para as mesmas seções da Figura 69. Os maiores valores de  $\delta^*$  para  $T_{i201}$  colaboram para explicar o aumento de 2,4% no  $C_{D_{form}}$  em relação à asa *baseline*. Além disso, as velocidades na borda da camada limite ilustram o perfil de incremento de velocidade imposta pela hélice, onde o máximo encontra-se próximo à seção  $y/R = 0,6$ , conforme demonstrado, também, na Figura 68. É interessante notar, ainda, que a configuração  $E_{i808}$  apresenta um perfil de velocidade mais achatado e os maiores valores de velocidade das camadas limites, que podem ser explicados pelos menores gradientes adversos de pressão em função da redução de espessura.

Por meio das análises para a condição de cruzeiro do efeito hélice nas asas modificadas, constata-se que as modificações na torção e na espessura têm efeitos físicos distintos na redução de arrasto, embora as duas maneiras sejam úteis para tal fim. A primeira

Figura 69 – Desenvolvimento da camada limite na região da asa dentro da *slipstream* da hélice - Condição de cruzeiro

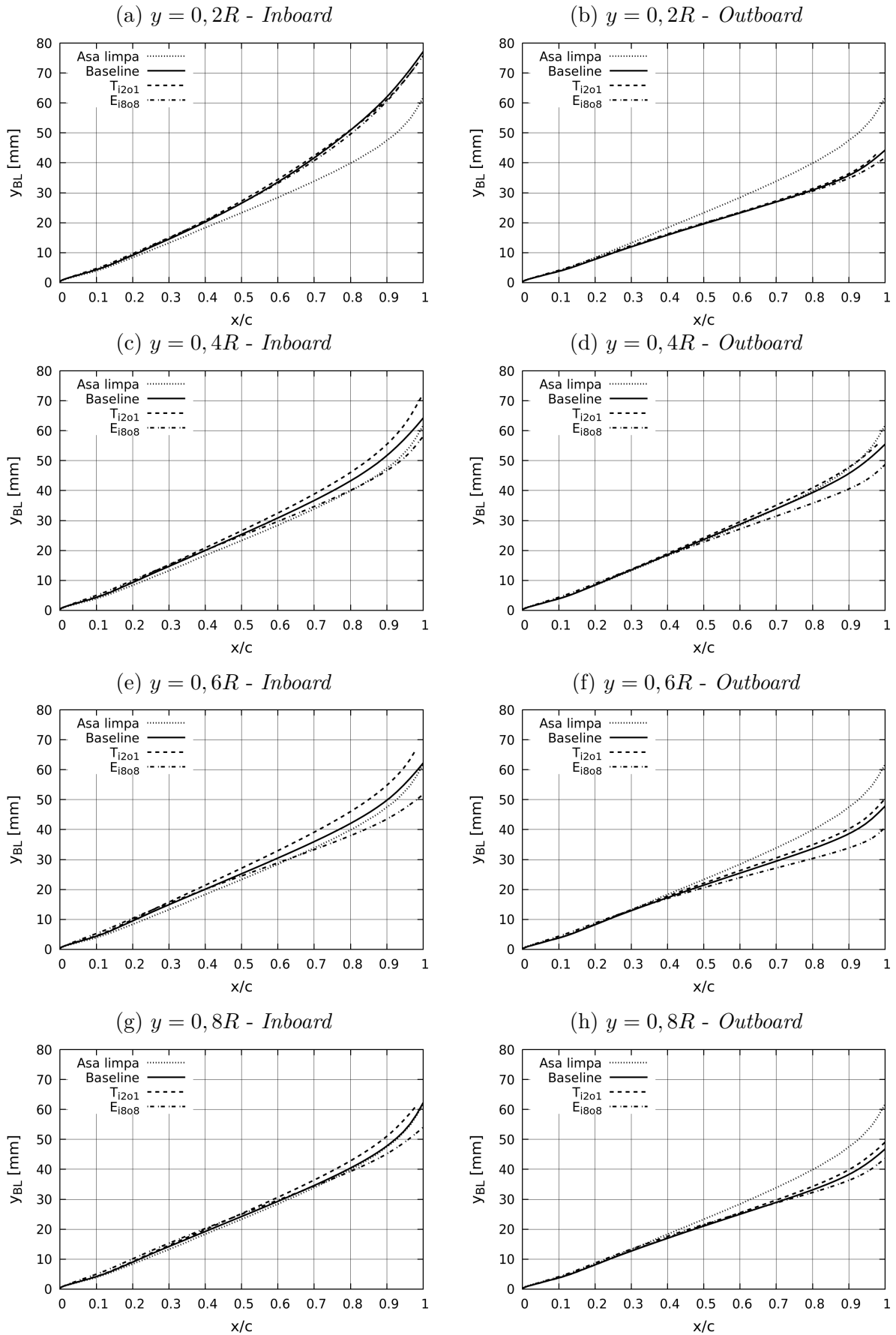
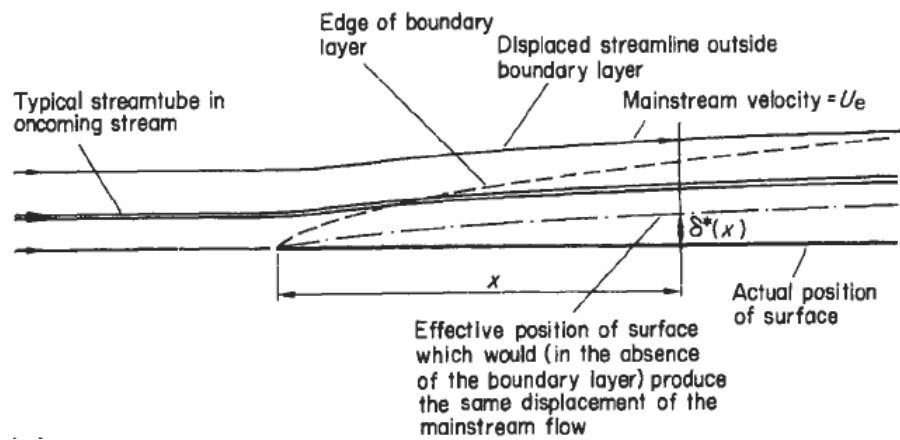


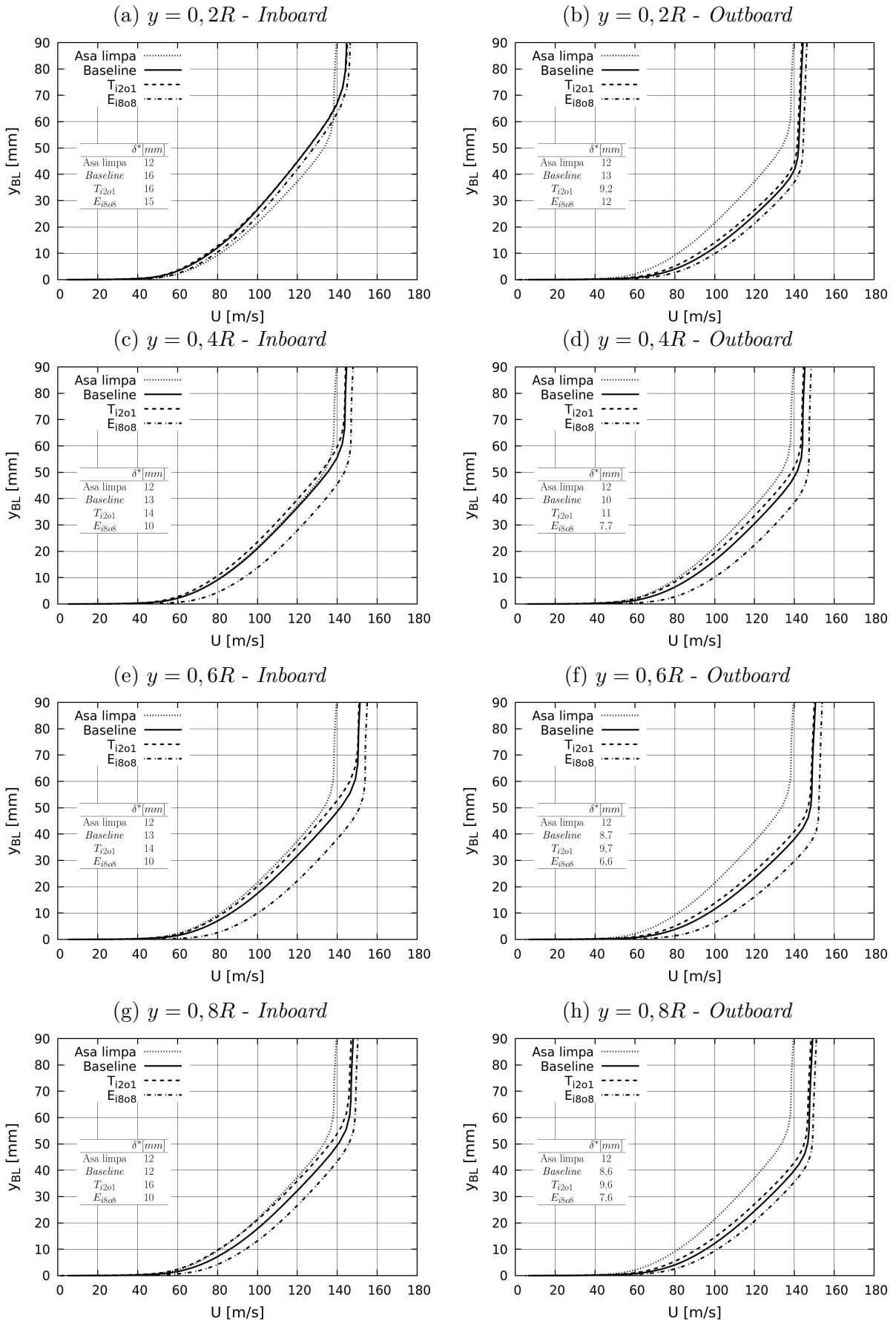
Figura 70 – Desenvolvimento da camada limite e espessura de deslocamento em uma placa plana 2D



Fonte: Houghton e Carpenter (2003)

reduz arrasto induzido ao melhorar a eficiência aerodinâmica da asa, enquanto a segunda diminui o arrasto parasita. Em ambas, a melhoria provém de um termo do arrasto, em detrimento do outro, como mostrado na Tabela 8.

Figura 71 – Perfis de velocidade da camada limite na região da asa dentro da *slipstream* da hélice e espessuras de deslocamento no bordo de fuga - Condição de cruzeiro



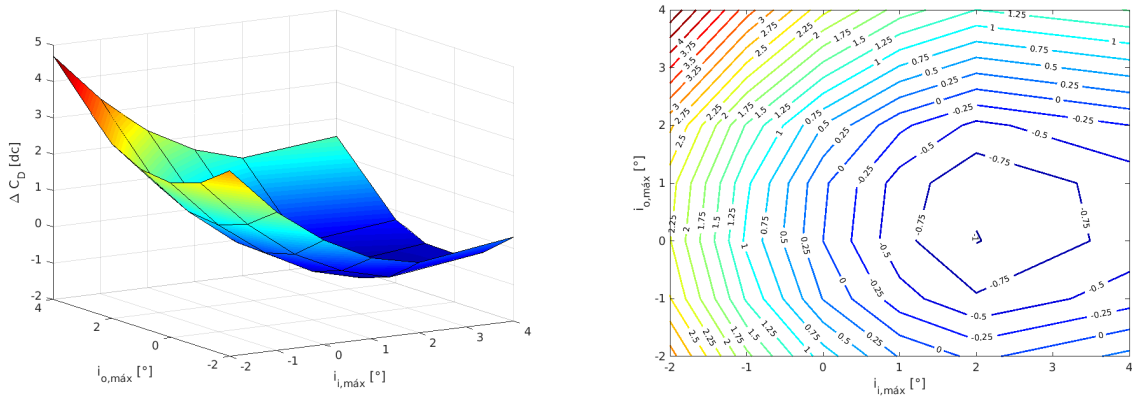
### 5.4.2 Condição de subida

Na condição de subida, o ponto de mínimo arrasto devido a mudança de torção da asa ocorre para as incidências de  $i_{i,máx} = 2^\circ$  e  $i_{o,máx} = 0^\circ$ , resultando em  $\Delta C_D = -1,01 dc$ , conforme mostra a superfície de resposta e curvas de nível da Figura 72.

Figura 72 – Resultados de  $\Delta C_D$  para variação de torção - Subida

(a) Superfície de resposta

(b) Linhas de contorno



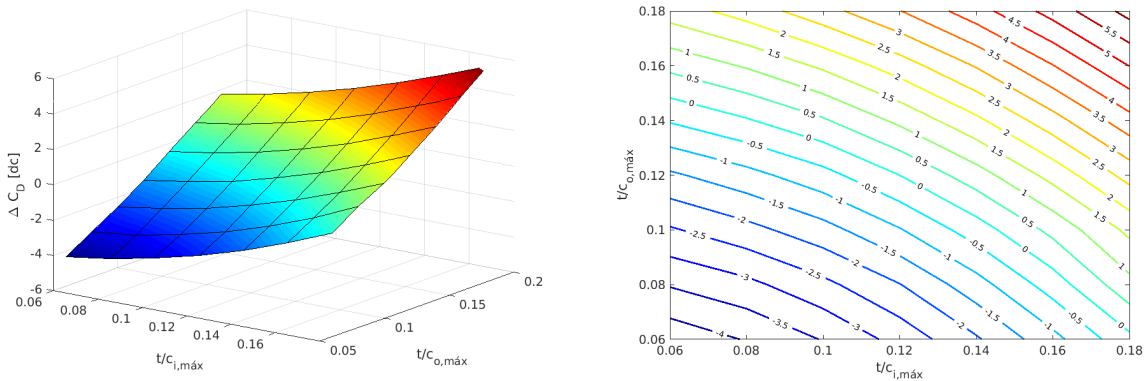
Fonte: Do autor

Acerca da alteração de espessura relativa, os resultados da variação de arrasto são da mesma ordem de grandeza dos obtidos para a condição de cruzeiro, com a maior redução encontrada de  $\Delta C_D = -4,3 dc$  para  $t/c_{mín} = 6\%$  (Figura 73). Já para a mudança de torção, o módulo da variação de arrasto em subida aumentou 120% em relação ao valor referente à condição de cruzeiro.

Figura 73 – Resultados de  $\Delta C_D$  para variação de espessura - Subida

(a) Superfície de resposta

(b) Linhas de contorno



Fonte: Do autor

De maneira semelhante à análise feita para a condição de cruzeiro, os mesmos dois casos são selecionados para um estudo mais detalhado:  $T_{i2o1}$  e  $E_{i8o8}$ .

### 5.4.2.1 Decomposição do arrasto

A Tabela 10 mostra o ângulo de ataque, o arrasto absoluto e as componentes de atrito e de pressão da variação do arrasto para a condição de subida.

Tabela 10 – Composição da variação de arrasto nas geometrias modificadas - Condição de subida

Caso	$\alpha [^\circ]$	$C_D [dc]$			$\Delta C_D [dc]$		
		Total	Atrito	Pressão	Total	Atrito	Pressão
Asa limpa	8,65	356,84	66,03	290,81	1,51	-6,22	7,73
<i>Baseline</i>	8,13	355,33	72,25	283,08	-	-	-
$T_{i2o1}$	7,83	354,38	72,19	282,19	-0,95	-0,06	-0,89
$E_{i8o8}$	8,21	352,19	71,47	280,72	-3,14	-0,78	-2,36

Fonte: Do autor

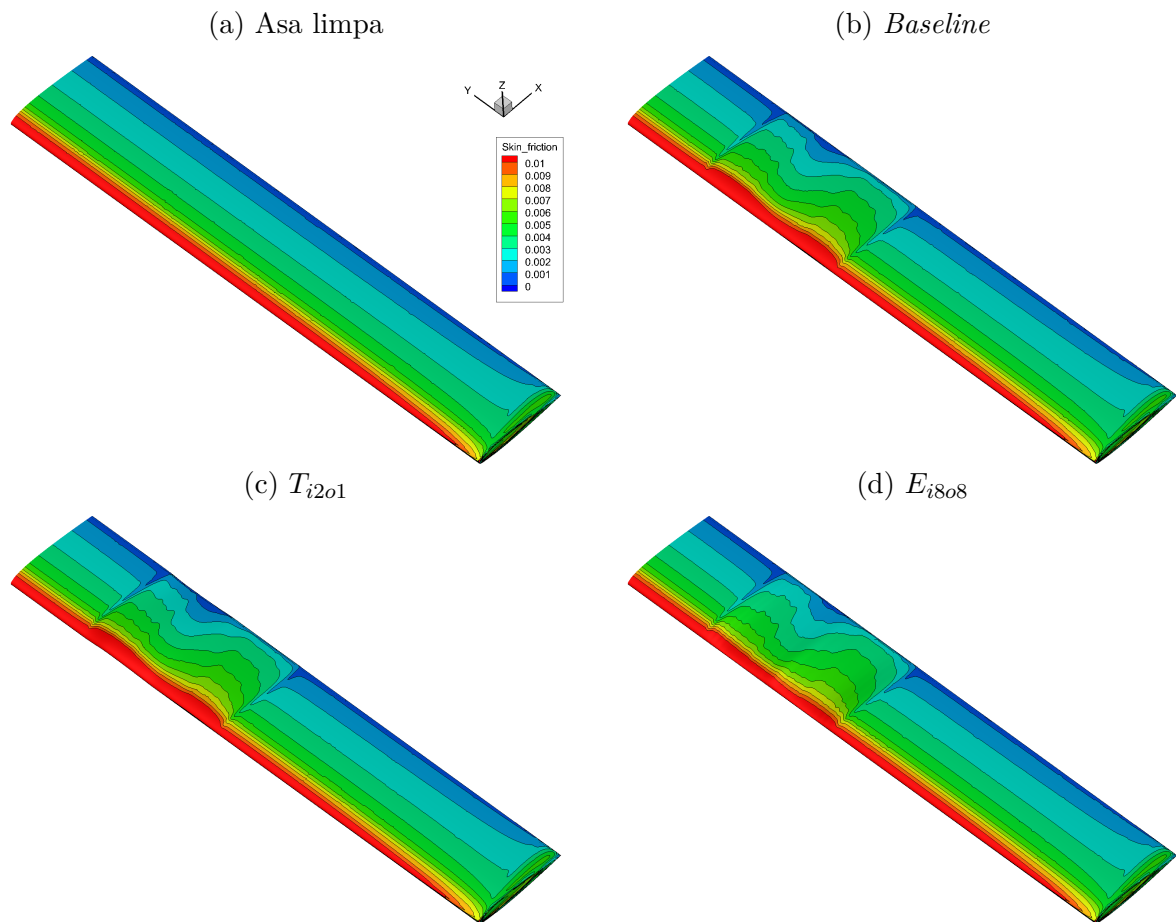
Comparando com os resultados para cruzeiro (Tabela 7), quatro principais diferenças são percebidas:

- o arrasto de atrito da asa *baseline* teve um incremento notadamente maior em relação à asa limpa (9,42% de aumento para subida e 2,5% para cruzeiro);
- o arrasto de pressão da asa sem hélice é maior do que com hélice (ao contrário do que ocorre em cruzeiro);
- o arrasto total da configuração com hélice ligada é menor que o da asa limpa;
- a composição da variação de arrasto para  $E_{i8o8}$  é significativamente diferente.

O maior acréscimo no arrasto de atrito em relação ao cruzeiro é de certa forma esperado, visto que seu coeficiente de tração é 3 vezes o de cruzeiro (Tabela 4). Assim, o incremento de velocidade axial é superior, aumentando a tensão cisalhante na parede e, conseqüentemente, o  $C_{D_{fric}}$  das configurações com hélice.

A Figura 74 mostra a distribuição de  $C_f$  nas asas para a condição de subida, onde verifica-se, qualitativamente, a maior influência da hélice em comparação com a Figura 64. Já a distribuição de  $C_p$  é mostrada na Figura 75, onde podem ser aplicadas as mesmas conclusões obtidas para cruzeiro na Figura 65.

Os cortes de  $C_p$  análogos aos apresentados na Figura 66 são apresentados na Figura 76. Os efeitos no  $C_p$  são amplificados pelo fato de a hélice possuir maior tração em subida em relação à cruzeiro. A curva para  $E_{i8o8}$  se destaca das outras devido ao pico de sucção abrupto, chegando a ser o dobro da asa *baseline*, que pode ser explicado pelo ângulo de ataque elevado e o raio do bordo de ataque reduzido desta configuração.

Figura 74 – Distribuição de  $C_f$  nas asas - Condição de subida

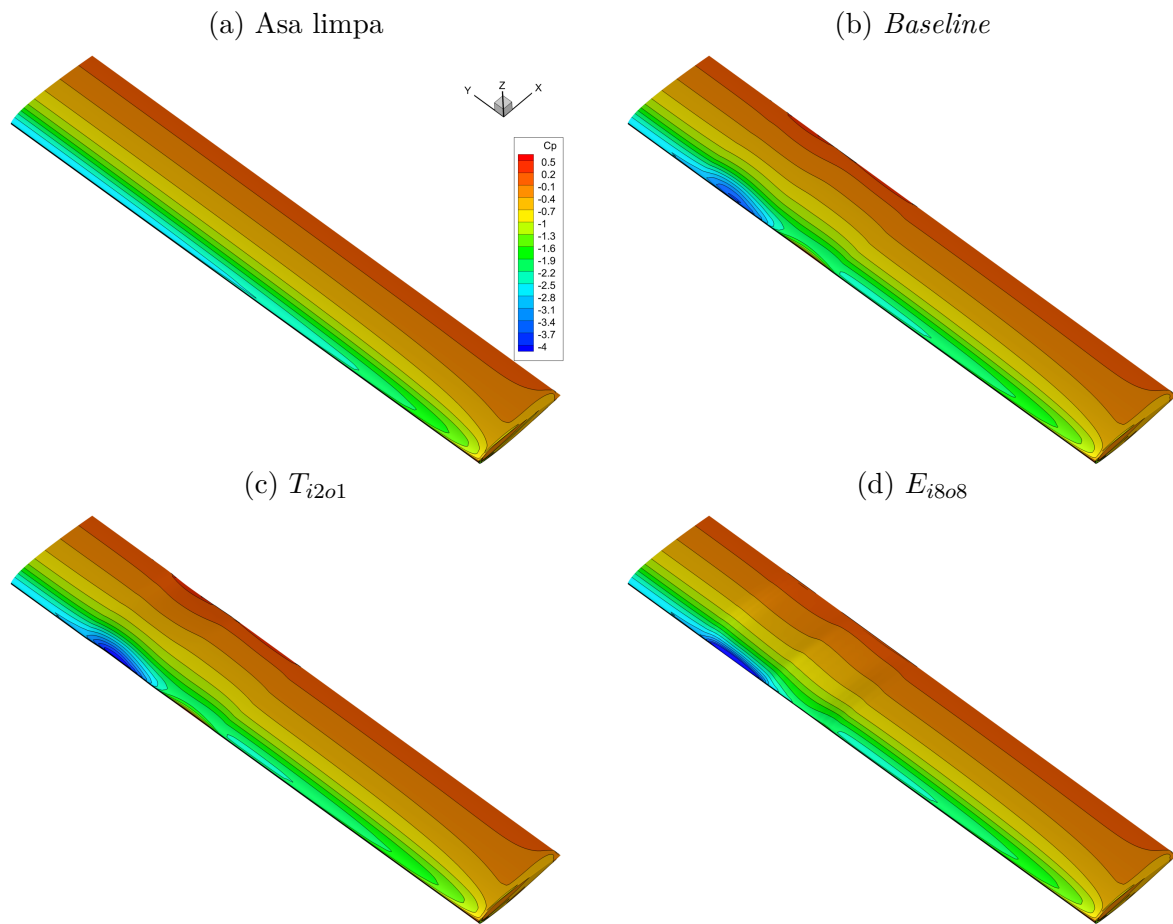
Fonte: Do autor

A Figura 77 mostra a distribuição de  $C_l$  e  $C_d$  ao longo das semi-envergaduras das asas original e modificadas. Comparando com as distribuições para a condição de cruzeiro (Figura 67), pode-se inferir que o comportamento das curvas seguem a mesma tendência, mudando somente os valores absolutos de cada uma. Da distribuição de  $C_l$ , é possível perceber que as curvas das geometrias com hélice se afastam mais da asa limpa em subida, devido ao maior efeito de hélice para esta condição, que eleva o  $C_l$  localmente na região da *slipstream* e, conseqüentemente, diminui no restante da asa, uma vez que o  $C_L$  global é fixo.

Da Figura 77 (b), nota-se que, para a asa  $E_{i8o8}$ , o ganho em arrasto em relação a asa *baseline* não é tão significativo como para cruzeiro, principalmente para a região *inboard*. Também é possível observar que os valores de  $C_d$  na asa limpa na região fora da *slipstream* estão sempre superiores às asas com hélice, fato que corrobora com o maior arrasto da asa sem hélice, conforme mostrado na Tabela 10.

Analogamente ao estudo para cruzeiro, faz-se a decomposição do arrasto total em arrasto parasita e induzido pela sustentação (Equação 5.3), cujos resultados, bem como o

Figura 75 – Distribuição de  $C_p$  nas asas na condição de subida



Fonte: Do autor

fator de *Oswald*, são apresentados na Tabela 11. A Tabela 12 mostra a variação percentual das parcelas de arrasto das asas modificadas em relação à *baseline*.

Tabela 11 – Decomposição de arrasto e fator de Oswald das asas original e modificadas na condição de subida

Caso	$C_D[dc]$	$C_{D_{0_{fric}}}[dc]$	$C_{D_{0_{form}}}[dc]$	$C_{D_i}[dc]$	$e$
Asa limpa	356,84	66,03	18,83	271,98	0,862
<i>Baseline</i>	355,33	72,25	19,03	264,05	0,888
$T_{i2o1}$	354,38	72,19	19,58	262,61	0,893
$E_{i8o8}$	352,19	71,47	14,76	265,96	0,881

Fonte: Do autor

O  $C_{D_0}$  da asa limpa na condição de subida aumentou 2,1% em relação ao valor para a condição de cruzeiro. A diferença entre os dois valores pode ser explicada pelo maior efeito de *Reynolds* para a condição de cruzeiro, que tende a diminuir o arrasto parasita (ANDERSON, 2001).

Comparando-se as Tabelas 8 e 11, pode-se perceber que o aumento do fator de

Figura 76 – Cortes de  $C_p$  na região da asa dentro da *slipstream* da hélice - Condição de subida

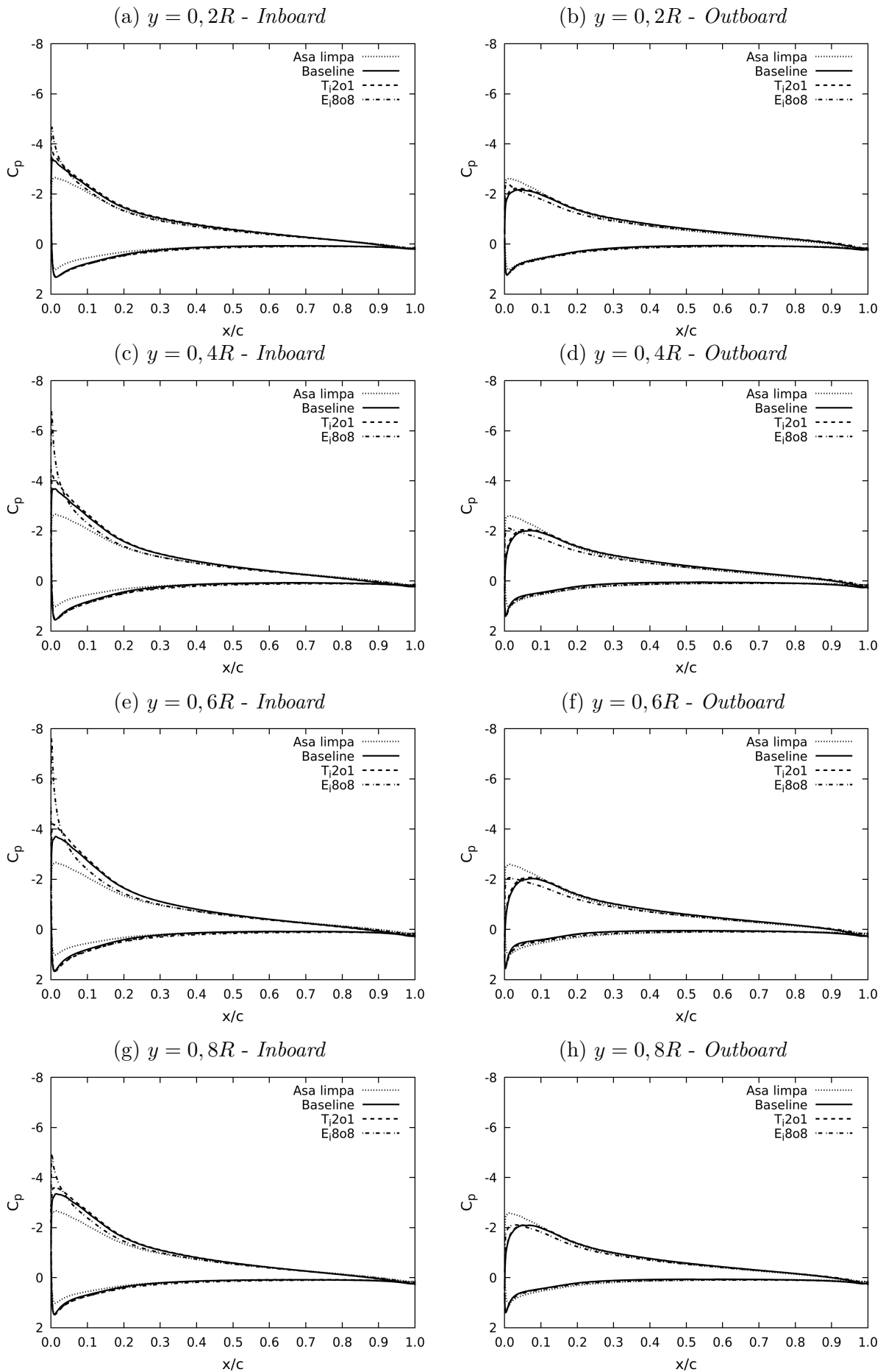
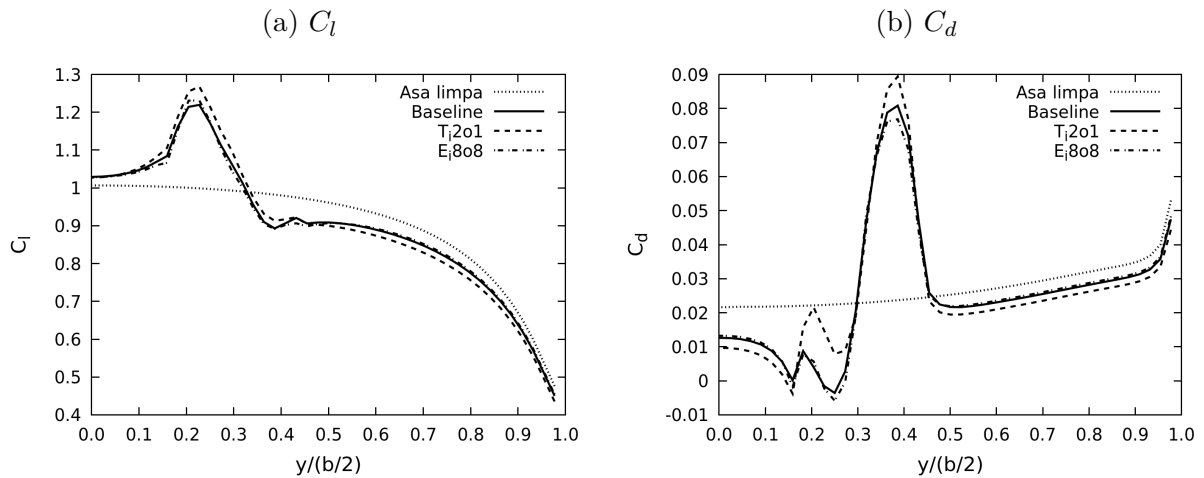


Figura 77 – Distribuição dos coeficientes de força ao longo da envergadura para a condição de subida



Fonte: Do autor

Tabela 12 – Diferença na composição do arrasto e fator de *Oswald* nas asas modificadas em relação à *baseline* em porcentagem para a condição de subida

Caso	$C_D$	$C_{D_{0_{fric}}}$	$C_{D_{0_{form}}}$	$C_{D_i}$	$e$
$T_{i2o1}$	-0,27%	-0,08%	+2,89%	-0,55%	+0,55%
$E_{i8o8}$	-0,88%	-1,08%	-22,44%	+0,72%	-0,72%

Fonte: Do autor

eficiência aerodinâmica da asa *baseline* em relação à asa limpa é maior para cruzeiro do que para subida (7,9% contra 3,0%), o que justifica a menor redução do arrasto induzido em subida para as configurações com hélice.

Ademais, é interessante observar que os coeficientes de arrasto de atrito e de forma tem comportamentos opostos para as duas condições de voo nas asas com hélice ligada em comparação com a asa limpa. Para cruzeiro, o arrasto de forma teve um acréscimo mais significativo do que o de atrito, ao contrário do que ocorreu para subida. Para melhor compreender tal fato, é conveniente analisar as camadas limites das asas em questão.

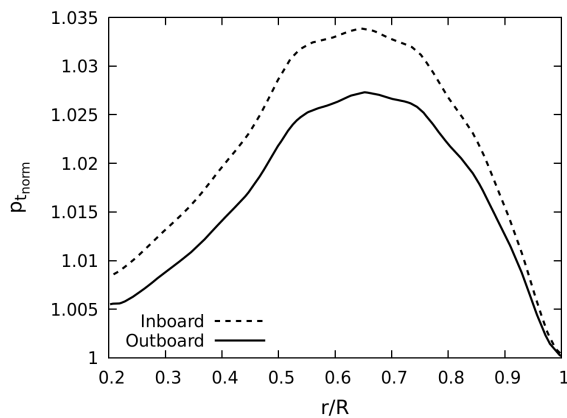
#### 5.4.2.2 Desenvolvimento das camadas limites

Da mesma forma que foi realizado para cruzeiro, faz-se o desenvolvimento das camadas limites das asas para a condição de subida. Para tanto, são utilizadas como pressão de referência dentro da *slipstream*, os perfis de pressão total induzida pela hélice, mostrados na Figura 78.

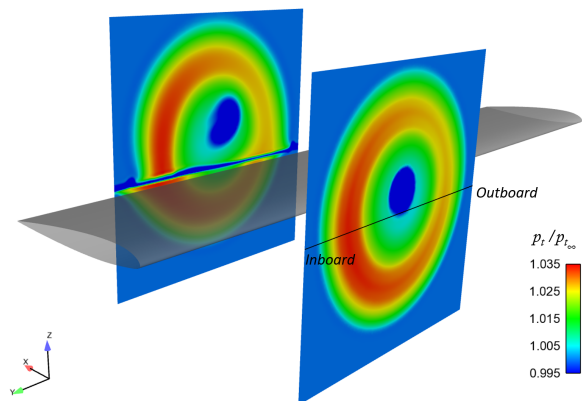
A Figura 79 mostra os perfis de velocidade das camadas limites no bordo de fuga para as partes *inboard* (gráficos da esquerda) e *outboard* (gráficos da direita) para as

Figura 78 – Pressão total normalizada induzida pela hélice para a condição de subida

(a) Variação de pressão total ao longo do raio



(b) Planos de pressão total



Fonte: Do autor

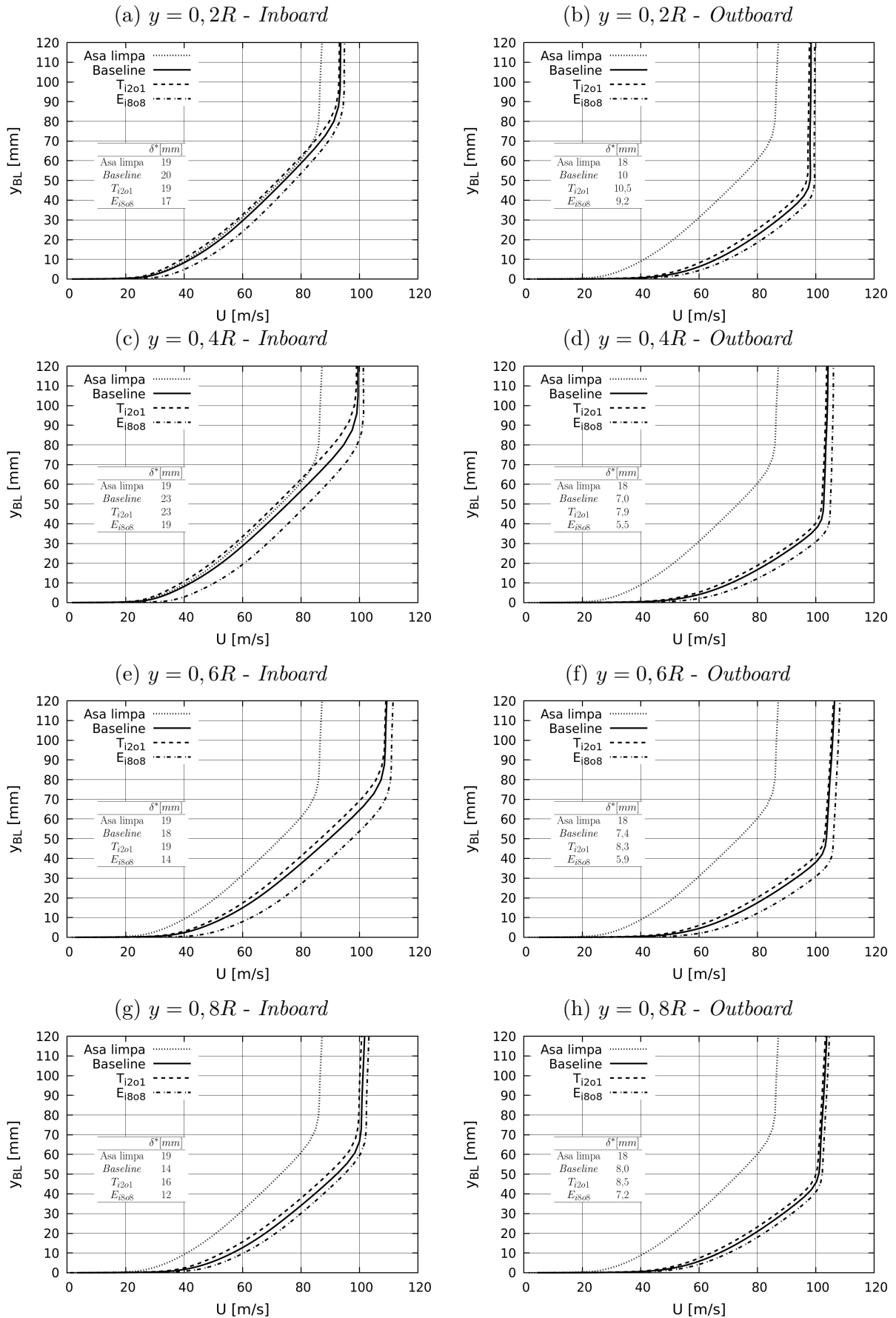
posições  $y/R = 0, 2; 0, 4; 0, 6$  e  $0, 8$ .

Pela análise da Figura 79, pode ser constatada a maior espessura da camada limite na condição de subida em comparação com cruzeiro para a asa limpa, devido ao maior ângulo de ataque da condição e menor velocidade do escoamento livre. No entanto, no lado *outboard*, a composição dos incrementos de velocidade axial e tangencial, impostos pela hélice, levam à redução da espessura das camadas limites, deixando-as com valores semelhantes aos de cruzeiro. Já no lado *inboard*, o *upwash* induzido pela hélice tende a espessar ainda mais as camadas limites, sobrepondo o efeito do incremento axial de velocidade, que reduz sua espessura.

De maneira geral, tanto para cruzeiro quanto para subida, os mecanismos de diminuição de arrasto para as duas modificações de asas estudadas são os mesmos: para a alteração de torção, o ganho maior é na redução do arrasto induzido pelo aumento da eficiência do carregamento aerodinâmico, enquanto para a variação de espessura, a parcela mais significativa é a redução do arrasto de forma, em consequência da menor espessura da asa.

É importante ressaltar que visando somente a redução de um tipo de arrasto, como feito por Kroo (1986), por exemplo, a solução encontrada pode não ser a melhor do ponto de vista global. Fica claro que para o projeto de uma asa otimizada aerodinamicamente, deve-se levar em consideração todos os aspectos que influenciam no arrasto da aeronave.

Figura 79 – Perfis de velocidade da camada limite na região da asa dentro da *slipstream* da hélice e espessuras de deslocamento no bordo de fuga - Condição de subida



---

## Proposta de Otimização de uma Asa

---

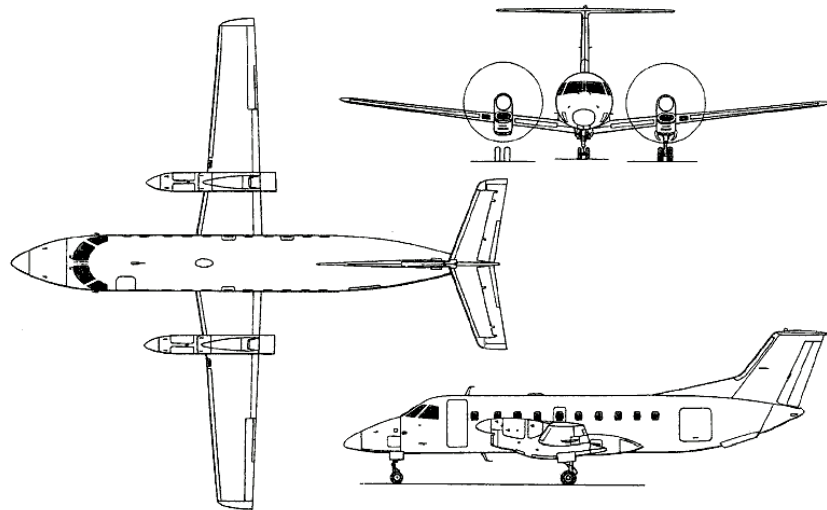
Feito o estudo paramétrico de mudança de forma da asa e entendido como os mecanismos de redução de arrasto atuam, faz-se uma proposta de otimização de uma asa realista representativa de uma aeronave turboélice, de forma a avaliar a aplicabilidade do método proposto. A otimização é fundamentada na alteração simultânea da torção e da distribuição de espessura da asa, bem como nas posições ao longo da envergadura da máxima modificação.

Neste contexto, primeiramente é apresentada a configuração geométrica a ser otimizada. Depois, a metodologia da escolha da condição de voo mais apropriada para a otimização é mostrada. A fim de avaliar a influência de cada variável na função objetivo de reduzir arrasto, uma matriz é construída para varrer toda a extensão das variáveis do problema, com o método de amostragem por hipercubo latino. São realizadas trezentas simulações e os melhores indivíduos são analisados. As melhores propostas de asa são avaliadas, por fim, em outra fase de voo.

### 6.1 Configuração a ser otimizada

Como já ressaltado, a validade dos resultados do modelo de rotor são dependentes da correta imposição das condições de contorno referentes à hélice. Desta maneira, opta-se por utilizar a mesma hélice empregada no estudo paramétrico, a *Hamilton Standard 14RF-9*, uma vez que sua geometria já havia sido definida e por ser representativa da aplicação visada. Com o intuito de se avaliar uma configuração que fosse realista relativa a um turboélice, foi estabelecido, por conseguinte, que a geometria base para otimização seria a da aeronave que utiliza a referida hélice. Assim, é escolhida a asa da aeronave EMB-120 Brasília, cujas três vistas são mostradas na Figura 80.

Figura 80 – Três vistas da aeronave EMB-120 Brasília



Fonte: Jane (1991)

Observa-se que a asa possui geometria bitrapezoidal, com uma descontinuidade no bordo de ataque na região da nacele do motor. Para simplificar a geometria, faz-se uma asa trapezoidal, isto é, com afluente único da raiz à ponta. O alongamento, afluente total e área alar são mantidos os mesmos da asa original, de forma que a envergadura e cordas na raiz e ponta sofrem modificações em relação a seus valores originais.

Os principais parâmetros geométricos da asa proposta são mostrados na Tabela 13 e os parâmetros da hélice e seu posicionamento, na Tabela 14, baseados em Jane (1991).

Tabela 13 – Parâmetros geométricos da asa a ser otimizada

$AR$	9,9
$\lambda$	0,5
$S_w [m^2]$	39,43
$c_r [m]$	2,661
$\Gamma_{66\%c} [^\circ]$	6,5
$\Lambda_{66\%c} [^\circ]$	0
$i_w [^\circ]$	2
Perfil na raiz	NACA 23018
Perfil na ponta	NACA 23012

Fonte: Do autor

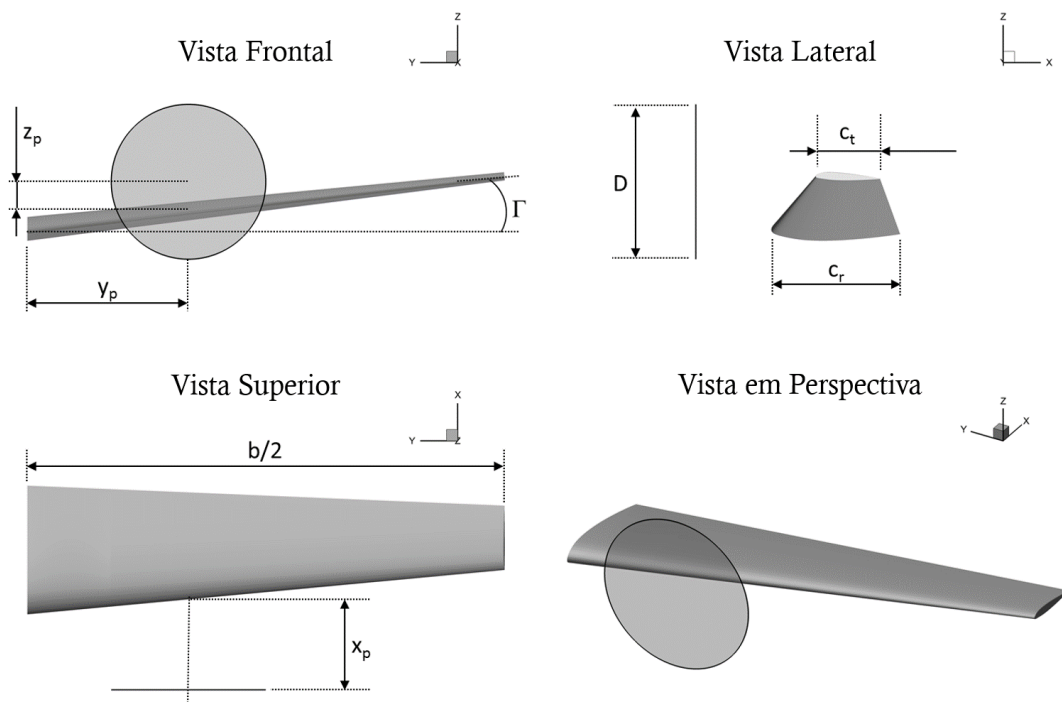
A geometria final da asa a ser otimizada é mostrada na Figura 81.

Tabela 14 – Parâmetros da hélice considerada

$N^{\circ}$ de pás	4
$D[m]$	3,2
Rotação [rpm]	1200
$x_p/D$	0,584
$y_p/(b/2)$	0,338
$z_p/D$	0,209

Fonte: Do autor

Figura 81 – Geometria para otimização



Fonte: Do autor

## 6.2 Condição para a otimização

Nesta seção, faz-se uma análise de qual etapa da missão da aeronave tem potencialmente os maiores ganhos para se realizar a otimização: subida, onde os motores operam com potência máxima e a hélice está mais carregada, gerando maiores influências nos corpos em sua proximidade, ou em cruzeiro, em que a hélice está menos carregada, porém esta parte da missão é percentualmente mais longa que a subida.

Para a análise, é escolhido o cruzeiro de longo alcance como missão típica da aeronave que, segundo Jane (1991), possui alcance de 2983 km, cruzando com altitude de 25000 ft e  $M = 0,433$ . Nesta condição, a carga paga da aeronave é de 21 passageiros

(1920 kg), que resulta no peso máximo de decolagem  $W_{TO} = 10700$  kg. A partir desses dados, estima-se a quantidade de combustível utilizada em cada etapa da missão, pelo método da fração de combustível, apresentado por Roskam (1997), cujos parâmetros são obtidos empiricamente. As fases e suas frações de peso de combustível, dadas pela razão entre o peso final e o inicial de cada etapa, são mostradas na Tabela 15.

Tabela 15 – Frações de peso sugeridas para cada fase de voo de um turboélice regional

Fase	Fração de peso	Valor
Partida do Motor	$W_1/W_{TO}$	0,990
Taxiamento	$W_2/W_1$	0,995
Decolagem	$W_3/W_2$	0,995
Subida	$W_4/W_3$	0,985
Cruzeiro	$W_5/W_4$	-
Espera	$W_6/W_5$	-
Descida	$W_7/W_6$	0,985
Pouso	$W_8/W_7$	0,995

Fonte: Roskam (1997)

As fases 5 e 6 são calculadas a partir do alcance da aeronave, dado em função de sua eficiência aerodinâmica ( $L/D$ ) e propulsiva ( $\eta_p$ ), consumo específico ( $c_p$ ) e fração de peso gasta ( $W_4/W_5$ ). Na condição de cruzeiro, o alcance, em milhas náuticas, é obtido pela equação de *Breguet*:

$$R_{cr} = 375 (\eta_p/c_p)_{cr} (L/D)_{cr} \ln (W_4/W_5) \quad (6.1)$$

A Tabela 16 mostra os parâmetros utilizados para a Equação 6.1, cujos valores são típicos para aeronaves regionais turboélices, sugeridos por Roskam (1997).

Tabela 16 – Parâmetros utilizados na equação de Breguet para a aeronave em questão na condição de cruzeiro

$\eta_p$	$c_p$	$L/D$
0,85	0,45	12

Fonte: Roskam (1997)

Resolvendo a Equação 6.1 para o alcance dado, tem-se a fração de combustível utilizada em cruzeiro como  $W_5/W_4 = 0,827$ . As frações de combustível em função de  $W_{TO}$  e o consumo em cada etapa são mostrados na Tabela 17. Acerca da condição de subida, considera-se a quantidade de combustível utilizado desde a decolagem até o final desta etapa, devido ao fato de o motor operar em condições semelhantes nestas fases. Já para a fase de cruzeiro, utilizou-se o consumo referente a esta etapa da missão, uma vez que a potência é menor do que as etapas anteriores.

Tabela 17 – Peso de combustível gasto nas fases de subida e cruzeiro

Condição	Fração	Valor	Consumo de combustível [kg]
Subida	$W_4/W_{TO}$	0,965	370
Cruzeiro	$W_5/W_{TO}$	0,799	1783

Fonte: Do autor

A partir da Tabela 17, estima-se que o consumo de combustível em cruzeiro seja cerca de 4,8 vezes superior ao de subida para a aeronave considerada. Comparando este dado com o ganho potencial de redução de arrasto durante a subida em relação a cruzeiro de cerca de 2 vezes (para variação de torção), exposto na seção 5.4.2 do estudo paramétrico, constata-se que otimizar a asa para a condição de cruzeiro é potencialmente mais benéfico que para a subida, sendo, portanto, essa condição escolhida como premissa de otimização.

Para determinar a tração da hélice nessa condição é feito o diagrama de corpo livre da aeronave em cruzeiro, onde o peso é igual a sustentação e a tração é igual ao arrasto. Desta maneira, utilizando o peso médio do avião em cruzeiro, encontra-se o valor de  $C_L$  desejado. Com a eficiência aerodinâmica,  $L/D$ , usada na equação de *Breguet* (Tabela 16), calcula-se o  $C_D$  de cruzeiro e, conseqüentemente, a tração. Por fim, a Equação 2.2 apresenta o valor de  $T_C$  por hélice. A Tabela 18 resume os parâmetros de voo utilizados para a otimização da asa, bem como o coeficiente de tração em cada hélice e sua razão de avanço.

Tabela 18 – Parâmetros da condição de cruzeiro utilizada para otimização

$Mach$	0,433
$Re/c$	$4,78 \cdot 10^6$
$C_L$	0,4777
$T_C$	0,0383
$J$	2,09

Fonte: Do autor

### 6.3 Metodologia de análise

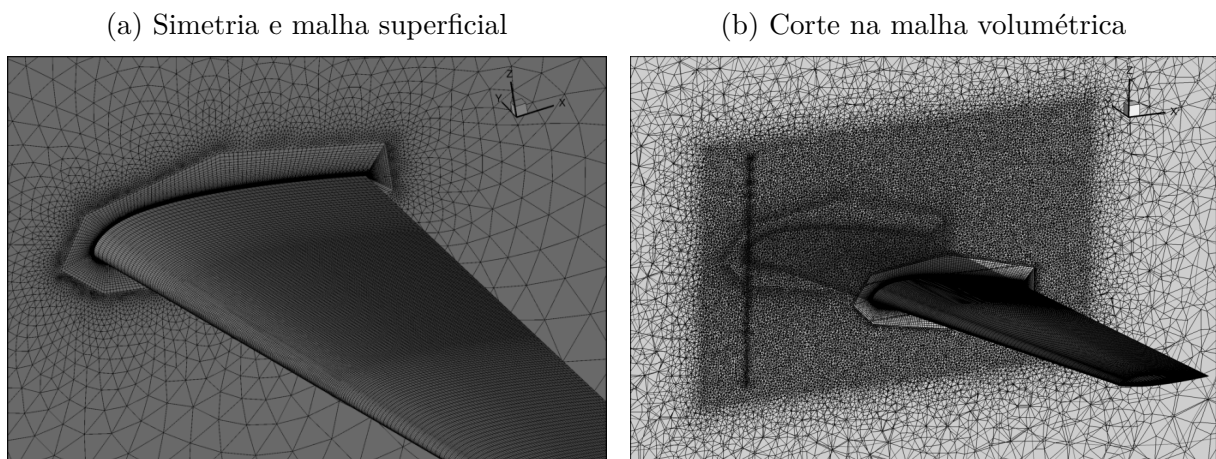
A alteração da geometria da asa é feita de forma análoga à apresentada na seção 5.2.1, com a adição de que a variação de torção e de espessura são feitas simultaneamente a partir do posicionamento de dois pontos de máximo ao longo da envergadura da asa, na região da esteira da hélice (lados *inboard* e *outboard*). A malha computacional é criada similarmente ao que foi explicitado na seção 5.2.2, com uma blocagem estruturada ao redor da asa, concatenada a uma malha tetraédrica do restante do volume, que é idêntica em todos os casos. Desta maneira, as malhas resultantes são o mais semelhante possível entre si, condição desejável para comparação de arrasto entre diferentes geometrias. O

primeiro elemento volumétrico ao redor da superfície da asa é posicionado de forma a se ter  $y^+ < 1$  e a expansão geométrica dos elementos possui razão de 1,1.

A malha superficial da asa foi feita com base nos resultados de convergência mostrados na Figura 54, com a escolha do nível 2 de refinamento. Para a simulação da hélice, a malha do disco foi gerada seguindo as mesmas conclusões da seção 4.1 e o modelo de rotor foi aplicado como descrito em 5.2.3, com polares 2D dos perfis simuladas para a exata condição de operação a ser otimizada (seção 6.2).

A malha computacional resultante possui  $15 \cdot 10^6$  elementos e detalhes como a junção da blocagem com a malha triangular da simetria e o refinamento volumétrico na região da esteira da hélice podem ser vistos na Figura 82.

Figura 82 – Malha computacional da asa a ser otimizada

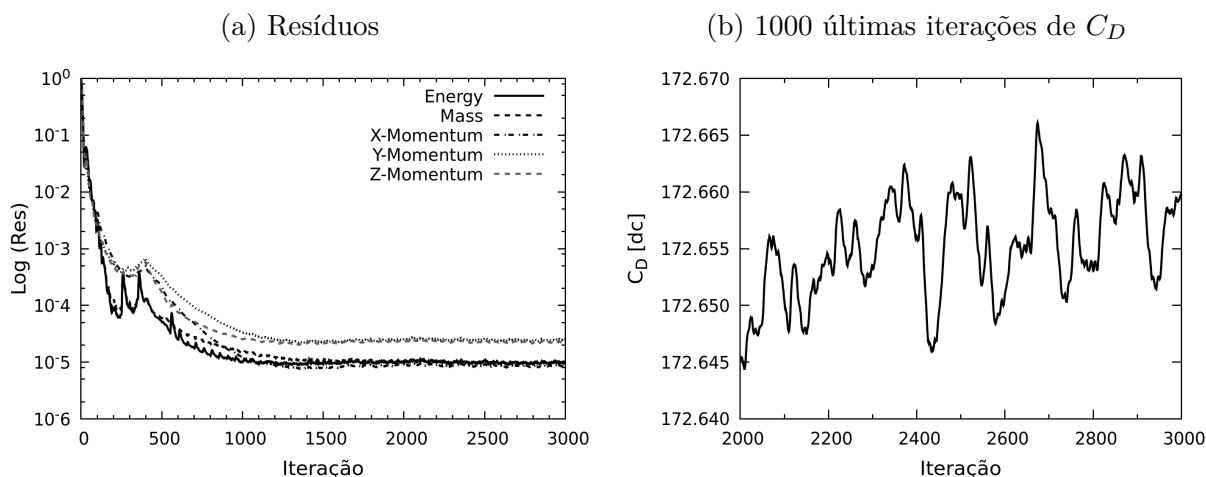


Fonte: Do autor

Todas as simulações são realizadas no programa CFD++, com as mesmas configurações numéricas utilizadas no estudo paramétrico (seção 5.3). Além disso, são mantidos fixos a tração e o  $C_L$  para todas as simulações, que são realizadas com sentido de rotação da hélice *inboard up* pois, como mostrado na seção 2.3, este sentido é mais vantajoso aerodinamicamente e, para um turbohélice de nova geração com asa otimizada, é esperado que as hélices possuam esse sentido de rotação ao invés de serem co-rotativas.

As convergências de resíduos e de  $C_D$  da asa original com hélice ligada são mostradas na Figura 83. Nota-se que os resíduos caem cerca de 5 ordens de grandeza e que, nas últimas 1000 iterações, a variação máxima em relação ao valor médio de  $C_D$  é de 0,007%, demonstrando boa convergência de forças. Assim como apresentado na seção 5.3, os coeficientes de arrasto e sustentação globais são calculados como sendo uma média das últimas 200 iterações, com estimativa da incerteza de  $C_D$ ,  $\pm 0,01 dc$ , de acordo com a Figura 83 (b).

Figura 83 – Convergências de resíduos e  $C_D$  da asa não modificada



Fonte: Do autor

## 6.4 Amostragens

A fim de se obter as geometrias a serem simuladas, faz-se o DOE (Projeto de Experimentos) utilizando o método *Hipercubo Latino* (MCKAY; BECKMAN; CONOVER, 1979), que é uma técnica de criação de uma amostragem estratificada para planejamentos de experimentos ou simulações computacionais. A estratificação consiste em dividir o espaço amostral em diferentes estratos, de forma que cada amostra faça parte de uma camada apenas. Ele é uma generalização do conceito de *quadrado latino* (WALLIS; GEORGE, 2011) para um número arbitrário de dimensões, que é definido para a ordem  $n$  como uma matriz de dimensão  $n \times n$  em um espaço  $S$  de  $n$  símbolos, com a propriedade de que cada linha e coluna contenha cada símbolo somente uma vez. Em outras palavras, cada linha e coluna é uma permutação de  $S$ . A Figura 84 ilustra um exemplo de cubo latino de ordem 4 definido no espaço  $S = [1, 4]$  e  $S \in \mathbb{N}$ , cuja interpretação pode ser a de um problema de 2 variáveis com amostragem estratificada em 4 partes.

Figura 84 – Exemplo de cubo latino de ordem 4

1	2	3	4
2	4	1	3
3	1	4	2
4	3	2	1

Fonte: Wallis e George (2011)

Para o hipercubo latino, considera-se uma amostragem de  $n$  pontos em  $d$  dimensões escrita como uma matriz  $n \times d$  onde cada coluna  $X = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$  representa uma variável e cada linha  $x_i = [x_i^{(1)}, x_i^{(n)}, \dots, x_i^{(d)}]$  representa uma amostra (VIANA, 2016). O

método é construído de forma que cada uma das  $d$  dimensões (variáveis) é dividida em  $n$  níveis e que haja somente uma amostra em cada nível. Originalmente, as amostras são definidas aleatoriamente, o que tende a aumentar a distribuição dos pontos dentro do espaço amostral, como mostra a Figura 85 que, além da distribuição aleatória, ilustra, também, uma distribuição diagonal e outra otimizada, ocupando de maneira mais uniforme todo o espaço amostral.

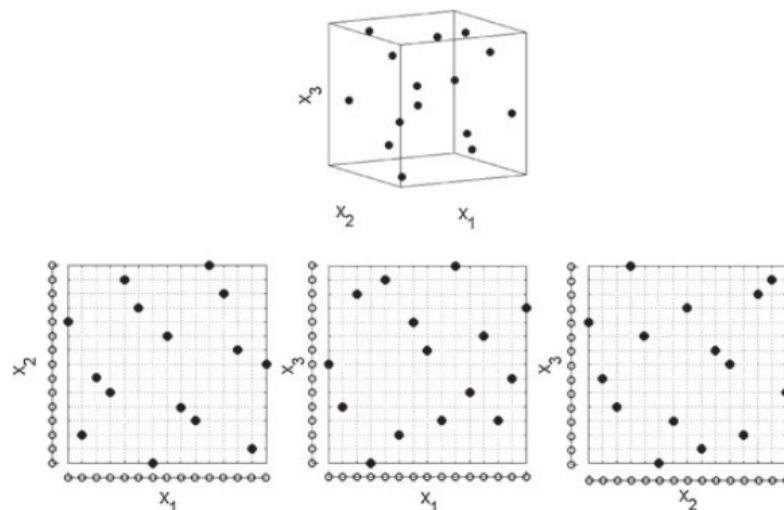
Figura 85 – Exemplos de tipos de distribuições utilizando hipercubo latino com  $n = 20$  e  $d = 2$ : diagonal, aleatória e otimizada



Fonte: Viana (2016)

A Figura 86 exemplifica uma distribuição de amostras com o método do hipercubo latino utilizando  $n = 15$  e  $d = 3$ . Nota-se que cada projeção 2D também é uma amostragem por hipercubo com os mesmos 15 pontos, mostrando a propriedade de não-colapso do método.

Figura 86 – Exemplo de hipercubo latino com  $n = 15$  e  $d = 3$



Fonte: Viana (2016)

Esta técnica de distribuição de amostragem é escolhida pois proporciona uma boa dispersão das amostras no espaço e melhores resultados com o uso de multivariáveis, quando comparada a outros métodos de amostragem, segundo Viana (2016), McKay, Beckman e Conover (1979) e Chrisman (2014).

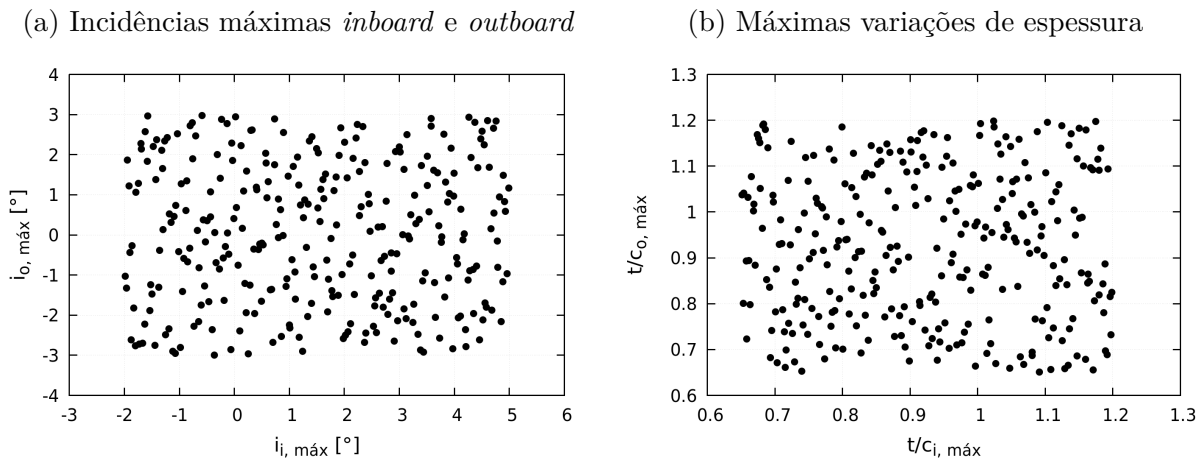
De forma a simular simultaneamente a variação de torção e espessura relativa da asa, são definidas 6 variáveis de controle:  $i_{máx}$  (incidência máxima),  $t/c_{máx}$  (variação de espessura máxima em relação a asa original) e  $r_{máx}$  (posição da máxima variação) para as partes *inboard* e *outboard* da asa independentemente. Os limites de cada variável, mostrados na Tabela 19, são definidos a partir dos resultados do estudo paramétrico (seção 5.4.1) de forma a abranger alterações tanto aumentando, quanto diminuindo a magnitude das variáveis.

Tabela 19 – Variáveis de controle para otimização e seu limites

Variável	Limites
$i_{i,máx}$	$[-2^\circ, 5^\circ]$
$i_{o,máx}$	$[-3^\circ, 3^\circ]$
$t/c_{i,máx}$	$[0,65, 1,2]$
$t/c_{o,máx}$	$[0,65, 1,2]$
$r_{i,máx}$	$[0,2, 0,8]$
$r_{o,máx}$	$[0,2, 0,8]$

Fonte: Do autor

A fim de conter todo o espaço amostral das variáveis, são utilizadas 300 estratificações, cujos valores são gerados aleatoriamente pelo método do hipercubo latino. A Figura 87 ilustra a dispersão de todas as amostras para as máximas incidências e variações de espessura para os lados da asa *inboard* e *outboard*.

Figura 87 – Dispersão das variáveis das amostras nos lados *inboard* e *outboard*

Fonte: Do autor

## 6.5 Resultados e discussões

Inicialmente, são simuladas as configurações com e sem hélice da asa não modificada para a condição de cruzeiro (Tabela 18). A Tabela 20 mostra a decomposição do arrasto da asa limpa (sem hélice) e *baseline* (com hélice), bem como o ângulo de ataque resultante das simulações, onde nota-se, conforme esperado, um aumento no arrasto de atrito devido ao incremento de velocidade axial imposto pela hélice. Ademais, diferentemente da asa do estudo paramétrico em cruzeiro, o arrasto total da asa com hélice é menor do que sem hélice, devido à maior redução da parcela de pressão do arrasto. Tal resultado sugere que a geometria do conjunto possui maior aproveitamento da energia imposta pela hélice se comparado ao caso paramétrico, que pode ser justificado em parte pelo fato de o eixo da hélice estar acima do plano da asa que, de acordo com Veldhuis (2005), induz maiores ângulos de ataque dentro da *slipstream* e aumenta a eficiência do carregamento aerodinâmico.

Tabela 20 – Decomposição do arrasto das asas limpa e *baseline*

Caso	$\alpha [^\circ]$	$C_D [dc]$			$\Delta C_D [dc]$		
		Total	Atrito	Pressão	Total	Atrito	Pressão
Asa limpa	1,77	174,73	67,82	106,91	2,07	-2,11	4,18
<i>Baseline</i>	1,65	172,66	69,93	102,73	-	-	-

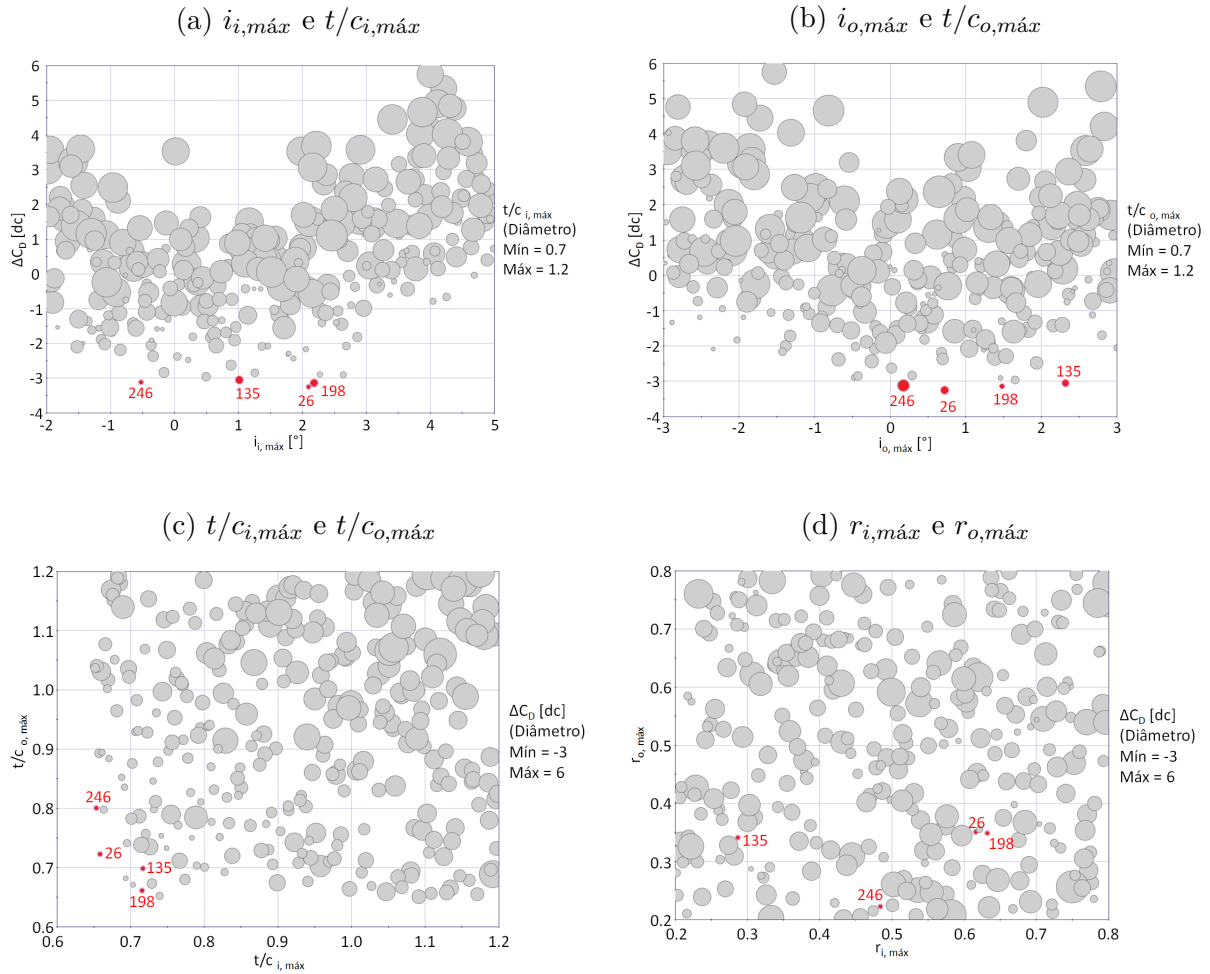
Fonte: Do autor

Em relação à configuração *baseline*, faz-se a diferença de arrasto das asas modificadas, cujos resultados em função das variáveis de controle utilizadas são mostrados na Figura 88.

A Figura 88 (a) ilustra a variação de arrasto em função da incidência máxima *inboard* (eixo das abscissas) e espessura máxima *inboard* (tamanho dos círculos), enquanto a Figura 88 (b) apresenta os resultados em função das mesmas variáveis, mas na região *outboard*. É possível notar que os resultados em ambas figuras indicam a existência de um ponto de mínimo arrasto, entre  $-1^\circ$  e  $2,5^\circ$  para o lado *inboard* e entre  $0^\circ$  e  $2,5^\circ$  para o lado *outboard*. Além disso, há a tendência das amostras com menores espessuras relativas apresentarem menores valores de  $\Delta C_D$ , que também pode ser observado na Figura 88 (c), onde a variação de arrasto é representada pelo diâmetro dos círculos. Quanto à variação da posição de máxima alteração, Figura 88 (d), não se notou uma tendência clara nos resultados, de forma que, em toda a extensão da variável simulada (entre  $0,2R$  e  $0,8R$ ), há valores de máximo e mínimo dispersos.

Visando um melhor entendimento dos resultados, faz-se, então, uma análise mais detalhada das configurações que obtiveram os maiores valores de redução de arrasto, destacadas nos gráficos da Figura 88. A Tabela 21 apresenta as quatro amostras que

Figura 88 – Resultados de  $\Delta C_D$  em função das variáveis de controle



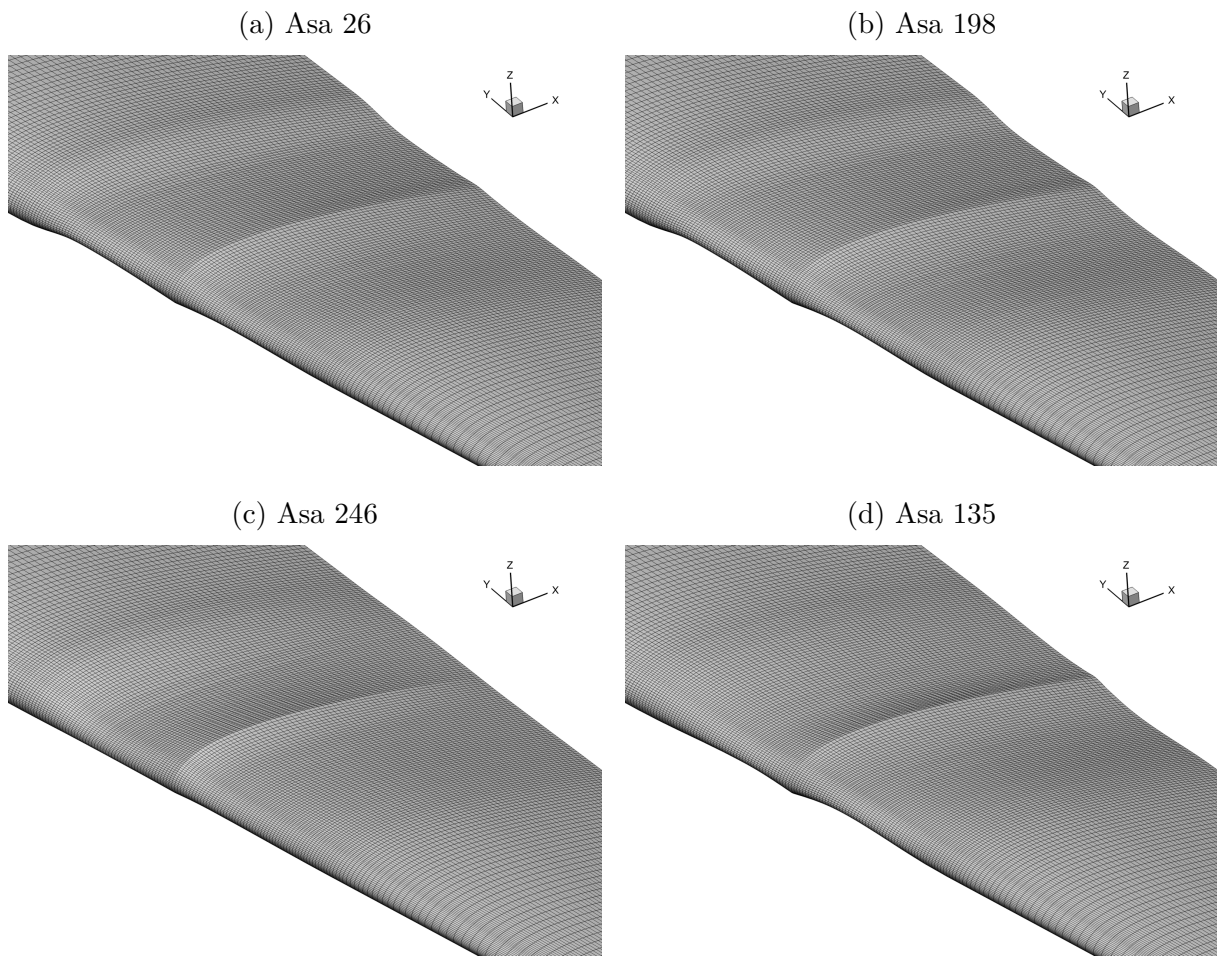
Fonte: Do autor

resultaram em  $\Delta C_D < -3 dc$ , com seu número de identificação, os valores de suas variáveis de controle, o ganho em arrasto e o ângulo de ataque final do conjunto. A Figura 89 ilustra as geometrias das asas em questão.

Tabela 21 – Parâmetros e resultados das melhores amostras em relação à variação de arrasto

ID	$i_{i,máx}$	$i_{o,máx}$	$t/c_{i,máx}$	$t/c_{o,máx}$	$r_{i,máx}$	$r_{o,máx}$	$\Delta C_D$	$\alpha$
26	2,094	0,718	0,658	0,723	0,616	0,351	-3,25	1,401
198	2,182	1,481	0,715	0,661	0,632	0,349	-3,14	1,315
246	-0,528	0,171	0,653	0,801	0,484	0,222	-3,12	1,741
135	1,010	2,316	0,717	0,699	0,286	0,341	-3,05	1,366

Fonte: Do autor

Figura 89 – Asas com menores valores de  $\Delta C_D$  da amostragem

Fonte: Do autor

### 6.5.1 Decomposição do arrasto

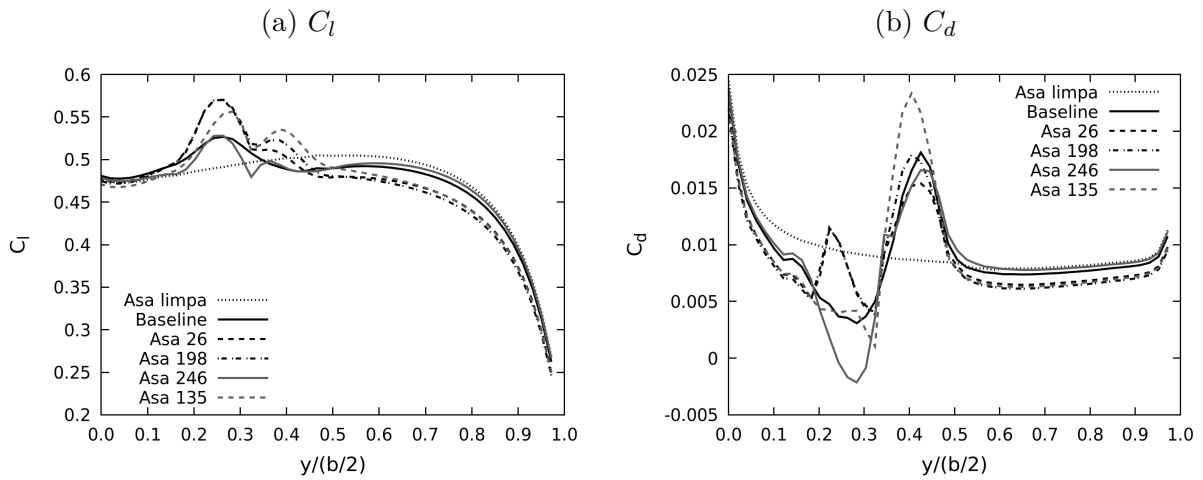
A Figura 90 mostra a distribuição de  $C_l$  e  $C_d$  ao longo da semi-envergadura das asas limpa, *baseline* e das quatro melhores configurações. Já a decomposição da variação de arrasto nos tipos atrito e pressão para as duas partes das asas são mostradas na Tabela 22.

Pela Figura 90 (a) nota-se que a distribuição do coeficiente de sustentação na asa limpa é típica de asas afiladas (TORENBEEK, 1976), com os maiores valores de  $C_l$  afastados da raiz.

A redução do arrasto de atrito ocorre em todas as configurações, da ordem de 0,35 *dc* a 0,49 *dc*, devido principalmente à diminuição da espessura das asas nos casos em destaque, não apresentando grandes diferenças entre eles.

Em contrapartida, as maiores divergências são nos valores de  $\Delta C_{D_{pres}}$  nos dois lados da asa. Os casos 26 e 198 possuem mecanismos semelhantes de redução de arrasto. Os aumentos de incidência em ambos lados da asa ocasionam incrementos locais no  $C_l$ , que levam a um menor ângulo de ataque global, já que o restante da asa necessita de menos

Figura 90 – Distribuição dos coeficientes de força ao longo da envergadura das melhores amostras



Fonte: Do autor

Tabela 22 – Decomposição da variação de arrasto nas melhores amostras em relação a asa *baseline*

ID	Parte	$\Delta C_D [dc]$			$\Delta C_D [\%]$		
		$C_{D_{total}}$	$C_{D_{fric}}$	$C_{D_{pres}}$	$C_{D_{total}}$	$C_{D_{fric}}$	$C_{D_{pres}}$
26	<i>Inboard</i>	2,10	-0,31	2,41	3,07	-1,10	6,01
	<i>Outboard</i>	-5,36	-0,15	-5,20	-5,14	-0,36	-8,30
	Total	-3,25	-0,47	-2,79	-1,88	-0,67	-2,72
198	<i>Inboard</i>	1,52	-0,27	1,80	2,22	-0,96	4,49
	<i>Outboard</i>	-4,67	-0,21	-4,45	-4,48	-0,50	-7,11
	Total	-3,14	-0,49	-2,65	-1,82	-0,70	-2,58
246	<i>Inboard</i>	-4,88	-0,19	-4,69	-7,14	-0,67	-11,7
	<i>Outboard</i>	1,76	-0,15	1,91	1,69	-0,36	3,05
	Total	-3,12	-0,35	-2,77	-1,81	-0,50	-2,70
135	<i>Inboard</i>	-4,24	-0,18	-4,06	-6,20	-0,64	-10,1
	<i>Outboard</i>	1,19	-0,26	1,46	1,14	-0,62	2,33
	Total	-3,05	-0,45	-2,60	-1,77	-0,64	-2,53

Fonte: Do autor

circulação, uma vez que o  $C_L$  é fixo. Observa-se, na Figura 90, que as regiões *inboard* para esses dois casos possuem distribuições de  $C_l$  e  $C_d$  praticamente iguais, já que seus parâmetros geométricos são semelhantes. Além disso, é notável o incremento de arrasto de pressão nesta região (6,01% e 4,49% para os casos 26 e 198, respectivamente), como indica a Figura 90 (b). Na parte *outboard*, o menor  $C_l$  fora da *slipstream* propicia uma redução no  $C_d$  que compensa o aumento na parte interna da asa.

Por outro lado, a geometria 246 possui mecanismos diferentes dos dois casos anteriores. Ao contrário dos antecessores, ela possui menor incidência na parte *inboard*, que reduz o arrasto de pressão em 11,7% nesta região (vê-se na Figura 90 (b) significativa

diferença na distribuição de  $C_d$  em relação à configuração *baseline*). Em contrapartida, o ângulo de ataque global é aumentado para compensar o menor  $C_l$  na parte interna da asa e, conseqüentemente o  $C_{D_{pres}}$  na região *outboard* possui um incremento de 3,05%.

Por fim, o caso 135 possui aumento de incidência nos dois lados, porém com maior valor no lado *outboard*, que leva ao maior pico de incremento de  $C_d$  dentro da *slipstream*. E, embora a distribuição de  $C_d$  tenha menores valores na região *outboard* fora da esteira da hélice, o aumento dentro do tubo de corrente é superior, ocasionando incremento de 2,33% de  $C_{D_{pres}}$ . A parte *inboard* também possui aumento de incidência, porém seu ponto de máxima alteração é mais interno em relação aos casos 26 e 198, levando a menores diferenças em relação à *baseline* dentro da *slipstream*. Fora da esteira da hélice, devido à menor circulação, o arrasto também se reduz, sendo 10,1% menor que a *baseline*.

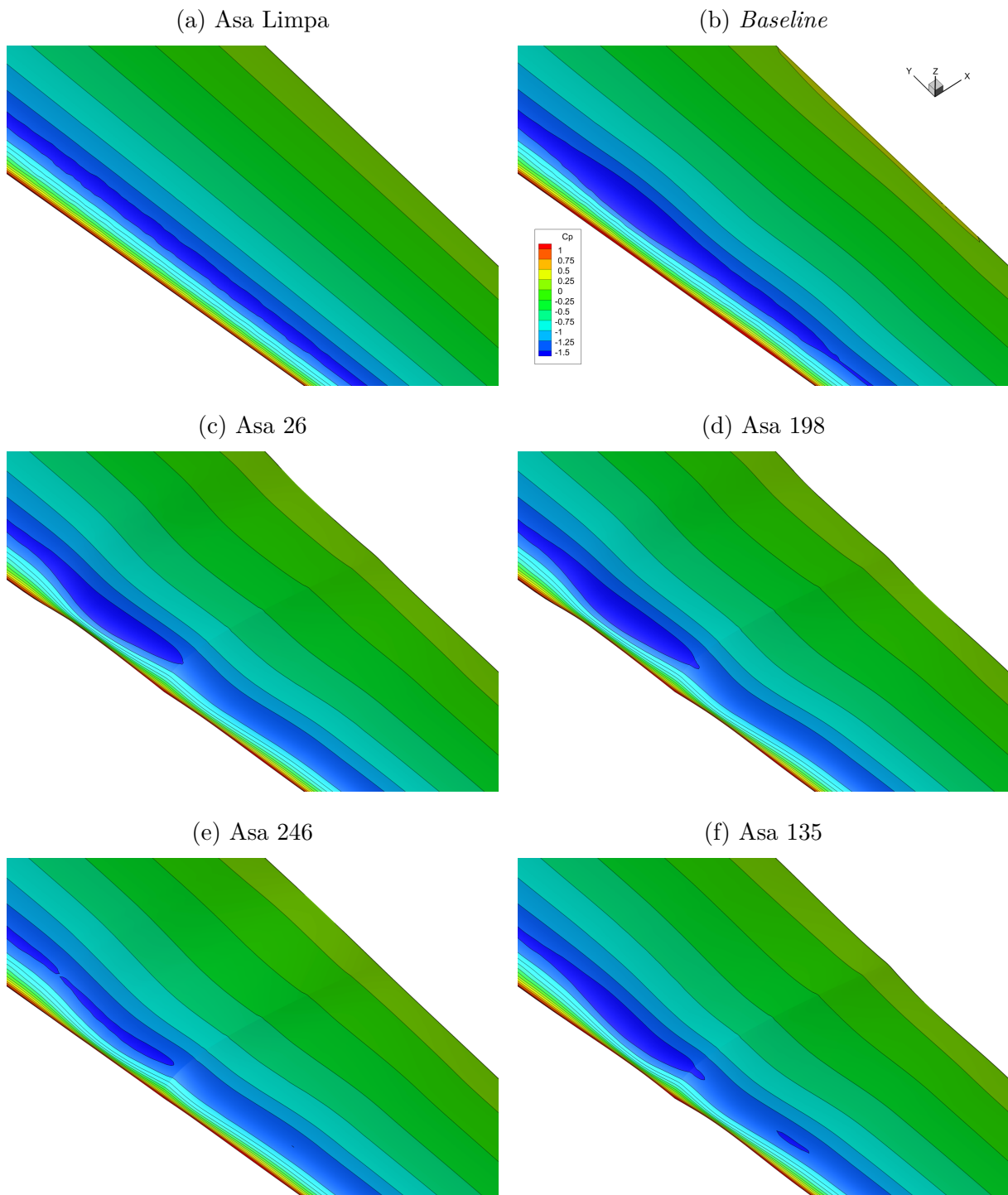
Embora, individualmente as asas tenham mecanismos distintos de variação de arrasto de pressão nos lados *inboard* e *outboard*, globalmente o efeito final é praticamente o mesmo, resultando em aproximadamente 2,7 *dc* de redução nesta parcela de arrasto.

Complementarmente à análise da redução do arrasto de pressão nas asas, a Figura 91 mostra a distribuição de  $C_p$  com detalhe para a região dentro da *slipstream* na asa limpa, *baseline*, bem como para as asas modificadas, onde nota-se a diferença qualitativa principalmente na região de sucção nos dois lados das asas.

Dentro ainda deste contexto, a Figura 92 mostra cortes de  $C_p$  nas asas em seções dentro da esteira da hélice, onde pode ser visto que no lado *outboard* da asa *baseline* a pressão é levemente maior que na asa limpa (gráficos da direita), em virtude *downwash* induzido pela hélice nesta região. Tal fenômeno é ainda mais evidenciado nas asas modificadas, em que a redução de espessura implica em menores gradientes de pressão, mesmo com o aumento da incidência na parte externa das asas em todas as amostras. Efeito contrário ocorre no lado *inboard*, em que o *upwash* gerado pela hélice tende a reduzir a pressão no pico de sucção da asa (gráficos da esquerda). Entretanto, mesmo sob efeito da hélice, a asa 246 apresenta níveis de pressão máxima maiores do que os da asa limpa, fato que pode ser justificado pela diminuição da incidência da asa nesta região.

Semelhante ao apresentado no item 5.4.1.1, a decomposição do arrasto em parcelas de atrito, de forma e induzido é feita para as asas em questão, cujos resultados são mostrados na Tabela 23.

O aumento de 17% no fator de *Oswald* da asa *baseline* em relação à asa limpa pode ser explicado, em parte, pelo posicionamento da hélice acima do plano da asa. Nesta posição, o efeito da contração da esteira da hélice induz aumento de ângulo de ataque local e, conseqüentemente, aumento de sustentação local (VELDHUIS, 2005). Ademais, os fatores de *Oswald* das asas com hélice resultam em valores superiores ao valor máximo teórico de 1 para asas elípticas. Conforme já mencionado na seção 5.4.1.1 e, de acordo

Figura 91 – Distribuição de  $C_p$  nas melhores asas da amostragem

Fonte: Do autor

com Veldhuis (2005), o máximo teórico é calculado para uma asa limpa em escoamento livre. Como a hélice adiciona energia ao escoamento, o fator de eficiência do carregamento aerodinâmico pode ser superior a 1.

Nota-se, também, que as asas modificadas, apesar de possuírem menor eficiência de carregamento em relação à asa *baseline*, possuem menor arrasto total, decorrente,

Figura 92 – Cortes de  $C_p$  na região da asa dentro da *slipstream* da hélice

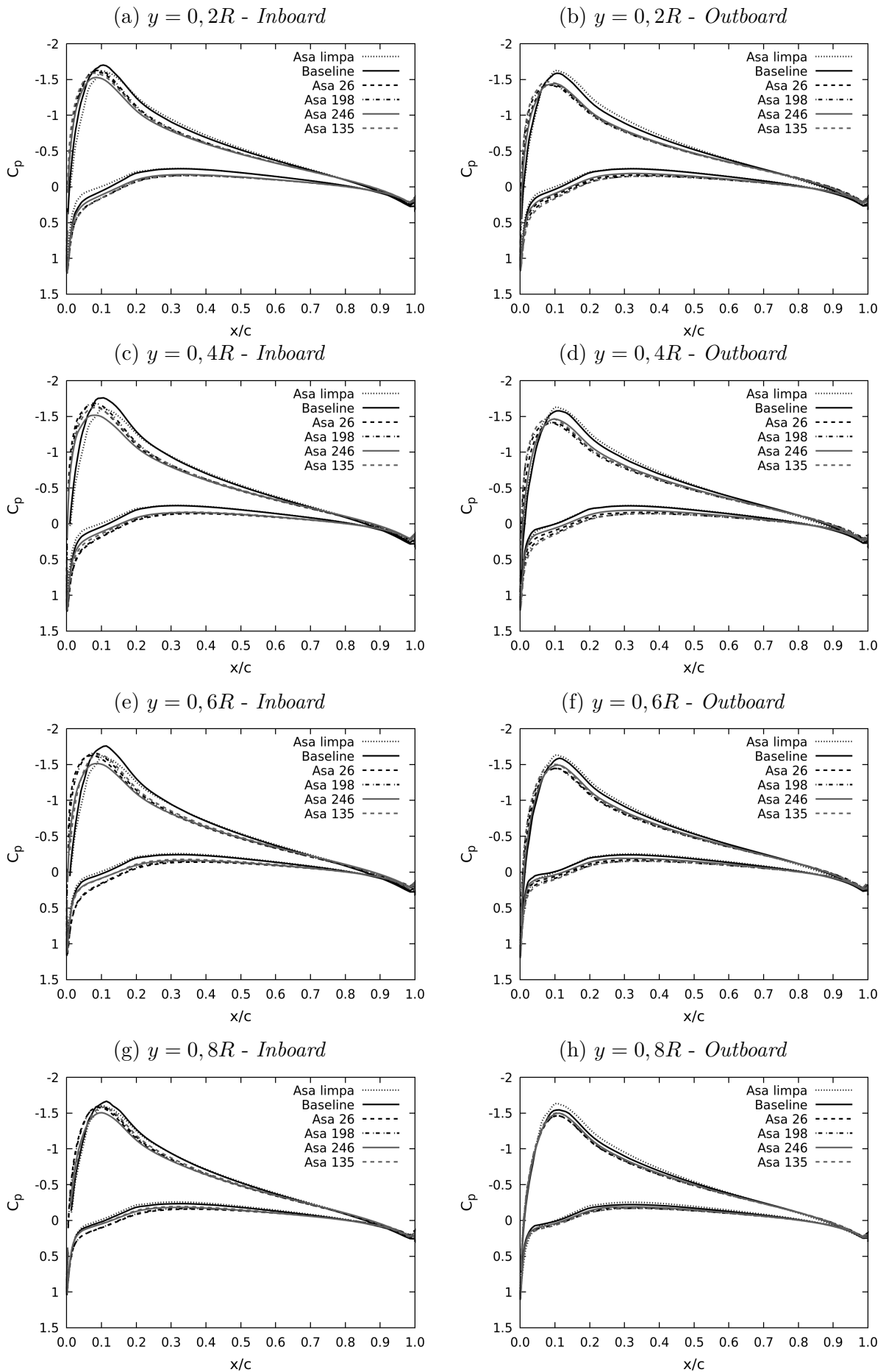


Tabela 23 – Decomposição de arrasto e fator de *Oswald* das asas original e modificadas

Caso	$C_D [dc]$	$C_{D_{0_{fric}}} [dc]$	$C_{D_{0_{form}}} [dc]$	$C_{D_i} [dc]$	$e$
Asa limpa	174,73	67,82	27,48	79,43	0,924
<i>Baseline</i>	172,66	69,93	35,21	67,52	1,087
Asa 26	169,41	69,46	31,60	68,35	1,073
Asa 198	169,52	69,44	31,80	68,28	1,075
Asa 246	169,54	69,58	31,74	68,22	1,076
Asa 135	169,61	69,48	31,89	68,23	1,075

Fonte: Do autor

principalmente, da redução do arrasto de forma. Desta maneira, é possível afirmar que as asas modificadas seguem a mesma tendência da asa somente com alteração de espessura do estudo paramétrico, mostrada na Tabela 8. As variações de arrasto em relação à asa *baseline* são da mesma ordem de grandeza de  $E_{i808}$ , com ganho mais significativo em arrasto de forma ( $\Delta C_D \approx -10\%$ ) em detrimento do arrasto induzido ( $\approx +1,2\%$ ) e arrasto de atrito ( $\approx +0,67\%$ ). Isso indica que, embora tenha mudança de torção nessas asas, o efeito da redução de espessura relativa é mais expressivo, sendo dominante na diminuição de arrasto global das asas.

A redução de espessura da asa é, de certa forma, uma maneira evidente de diminuição de arrasto, devido ao menor arrasto de forma resultante. Desta modo, poderia ser questionável se essa melhoria é inerente à mudança de forma da asa e independente da interação com a hélice, isto é, se esta diminuição de arrasto depende da hélice estar ligada. Para tanto, são feitas simulações das asas apresentadas na Figura 89 sem hélice para as mesmas condições de voo, cujos resultados de arrasto são mostrados na Tabela 24.

Tabela 24 – Coeficiente de arrasto das asas com e sem hélice

	$C_D [dc]$		$\Delta C_D [dc]$
	Sem hélice	Com hélice	
<i>Baseline</i>	174,73	172,66	-2,07
Asa 26	172,84	169,41	-3,44
Asa 198	172,95	169,52	-3,43
Asa 246	172,96	169,54	-3,42
Asa 135	173,03	169,61	-3,42

Fonte: Do autor

Nota-se que, ao ligar a hélice, há a redução de 2,07 *dc* de arrasto na asa *baseline*, em decorrência do aumento do fator de eficiência aerodinâmica e consequente diminuição do  $C_{D_i}$ , vide Tabela 23. No entanto, em relação às asas modificadas, a redução é da ordem de 3,42 *dc*, isto é, ganho líquido de, pelo menos, 1,35 *dc* com referência à asa original. Isto revela que, embora as mudanças na geometria da asa sem hélice reduzam arrasto, o ganho

em arrasto com a influência da hélice é notadamente maior, indicando que há um melhor aproveitamento da energia imposta pela hélice ao escoamento.

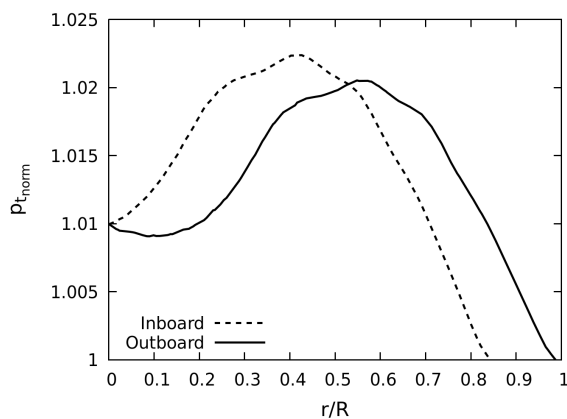
A otimização da asa, portanto, é intrinsecamente vinculada à condição de operação da hélice, sendo que para uma nova aeronave turbohélice que visa competir com os expoentes do mercado neste nicho, pode ser importante levar em conta o efeito da hélice no projeto da asa.

### 6.5.2 Desenvolvimento das camadas limites

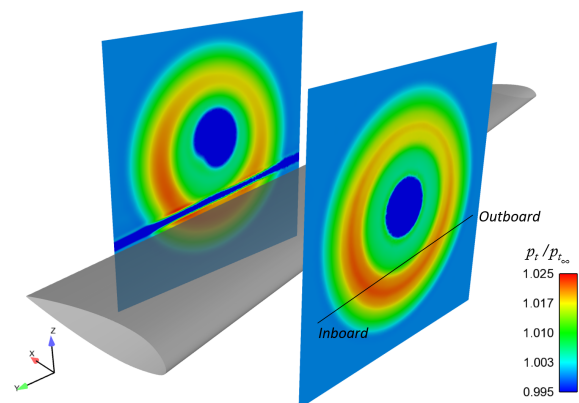
Analogamente ao que foi realizado no item 5.4.1.2, é feita a análise das camadas limites das asas em questão na região imersa na esteira da hélice. Com esta finalidade, é utilizado o perfil de pressão total induzida pela hélice, no plano da asa, como pressão de referência para a definição da espessura da camada limite. Neste contexto, a Figura 93 (a) mostra o perfil resultante para as posições ilustradas na Figura 93 (b) em um plano distante  $x_p/2$  do bordo de ataque da asa.

Figura 93 – Pressão total normalizada induzida pela hélice

(a) Variação de pressão total dentro da esteira da hélice



(b) Planos de pressão total



Fonte: Do autor

Assim, o desenvolvimento das camadas limites das asas dentro da *slipstream* da hélice é mostrado na Figura 94, para as mesmas seções feitas na Figura 69. Adicionalmente, os perfis de velocidade das camadas limites, no bordo de fuga de tais seções, são apresentados na Figura 95.

De mesma forma que as análises para o estudo paramétrico, nota-se que o efeito da hélice na asa tende a reduzir a espessura da camada limite, principalmente na região *outboard* em decorrência do *downwash* induzido, embora todas as asas modificadas apresentem aumento de incidência nesta região. Ademais, é interessante notar que no lado *inboard*, a asa 246 se destaca por apresentar os perfis de velocidade mais achatados (relacionados a

Figura 94 – Desenvolvimento da camada limite na região da asa dentro da *slipstream* da hélice para as asas original e modificadas

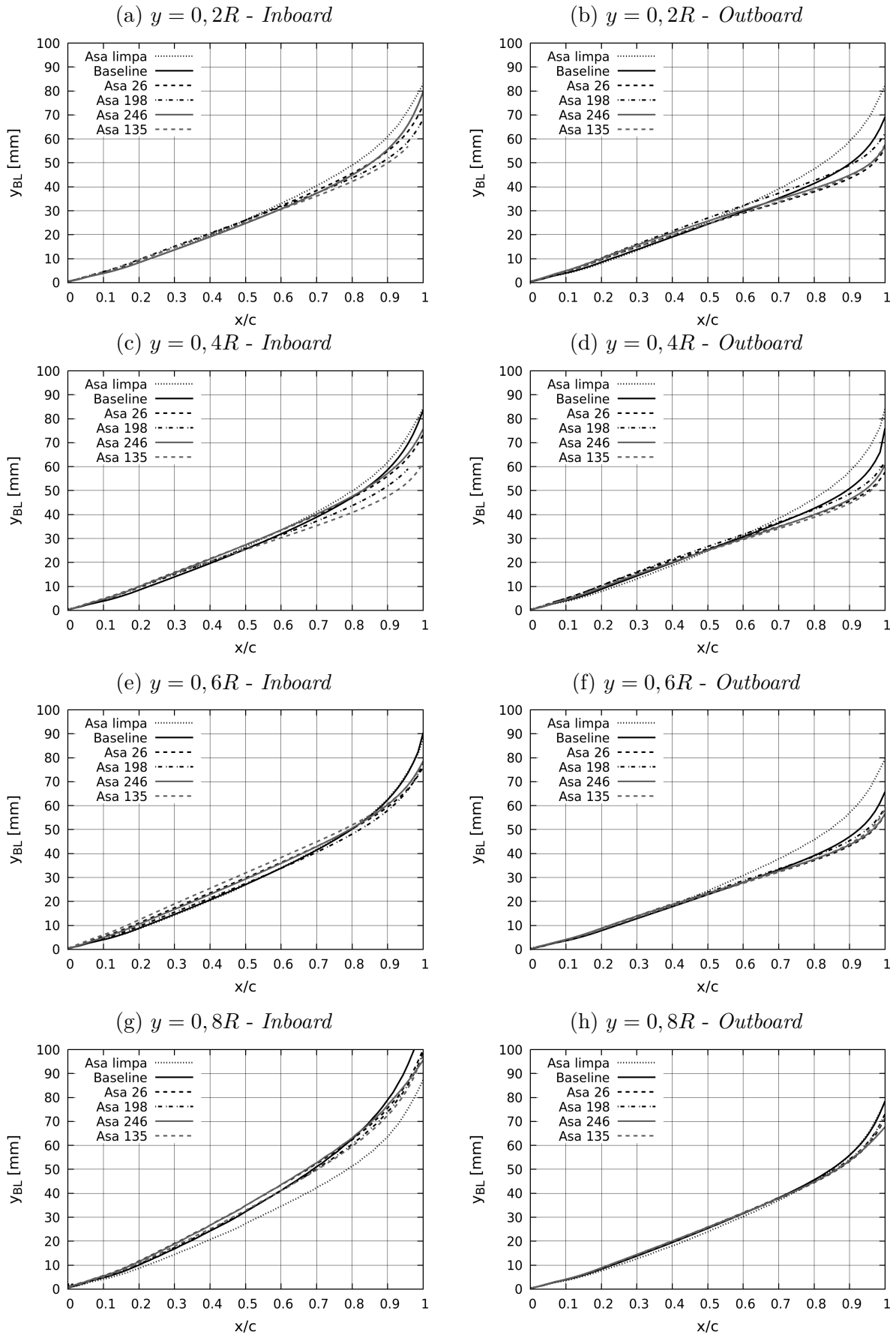
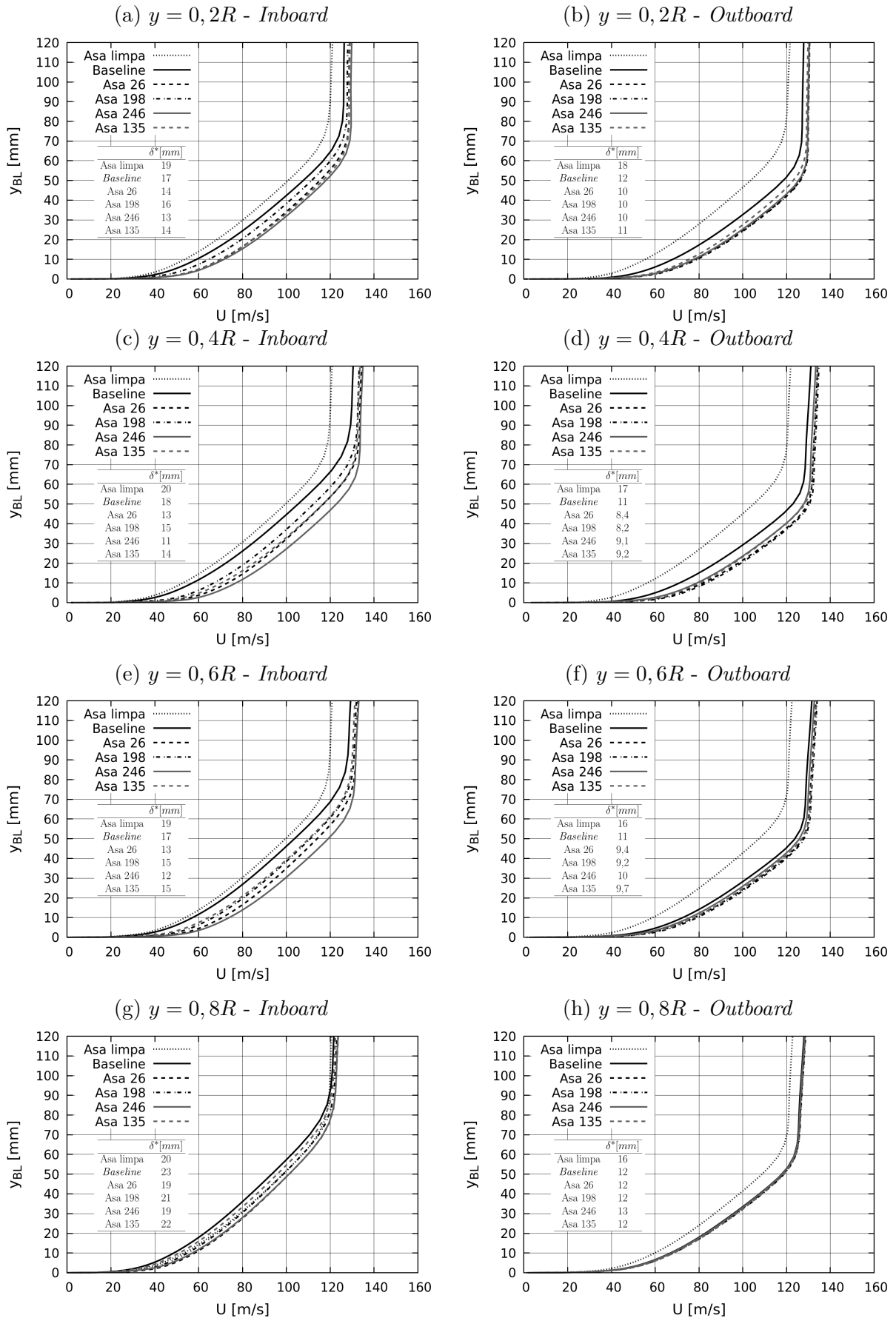


Figura 95 – Perfis de velocidade da camada limite na região da asa dentro da *slipstream* da hélice e espessuras de deslocamento no bordo de fuga



uma camada limite mais energizada), que podem ser justificados pela redução da incidência local, ao contrário das outras geometrias, implicando em menores gradientes adversos de pressão e, também, nas menores espessuras de deslocamento.

É importante observar como geometrias distintas, com diferentes mecanismos de redução de arrasto levaram a resultados semelhantes no valor total de  $\Delta C_D$ , com diferença máxima de 6,1% entre eles. O resultado sugere que uma asa ótima pode ter diferentes geometrias, não sendo óbvia a escolha de sua melhor configuração para determinada condição de voo.

## 6.6 Verificação para a condição de subida

Por fim, a asa original e as modificadas que apresentaram os melhores resultados em cruzeiro são simuladas, também, para a condição de subida, como forma de avaliar as alterações de forma da asa sob um efeito hélice mais expressivo e *off design*. Para tanto, de forma a definir a condição de simulação, são utilizadas as mesmas relações dos parâmetros  $Mach$ ,  $Re$ ,  $C_L$  e  $T_C$  entre as condições de cruzeiro e subida do estudo paramétrico, conforme apresentado na Tabela 4. Destarte, a condição representativa de subida é caracterizada pelos parâmetros indicados na Tabela 25.

Tabela 25 – Parâmetros da condição de subida utilizada para simulação das asas modificadas

$Mach$	0,255
$Re/c$	$3,83 \cdot 10^6$
$C_L$	0,8599
$T_C$	0,1149
$J$	1,29

Fonte: Do autor

A Tabela 26 apresenta o ângulo de ataque final, os valores de arrasto decomposto nas parcelas de atrito e pressão, bem como suas variações em relação à asa *baseline*.

É interessante observar que o maior efeito hélice implica na redução de 10 *dc* em relação à asa limpa, ou 2,8%, que representa uma redução 2,3 vezes maior do que para a condição de cruzeiro (Tabela 20). Além disso, o aumento de  $C_L$  na região da asa dentro da esteira da hélice devido, principalmente, ao incremento de velocidade axial, resulta na redução de 9,15% no ângulo de ataque global em relação à asa limpa, mostrado na Tabela 26, enquanto que para cruzeiro a diminuição é de 6,25%. Entretanto, em relação à asa *baseline*, as asas modificadas apresentam redução de arrasto percentualmente inferior aos resultados para cruzeiro. Todavia, a configuração 246 destaca-se por apresentar uma diminuição em arrasto 34% superior a da asa 26, a qual possui os melhores resultados na condição de cruzeiro. Essa asa difere das outras por apresentar incidências opostas em sua

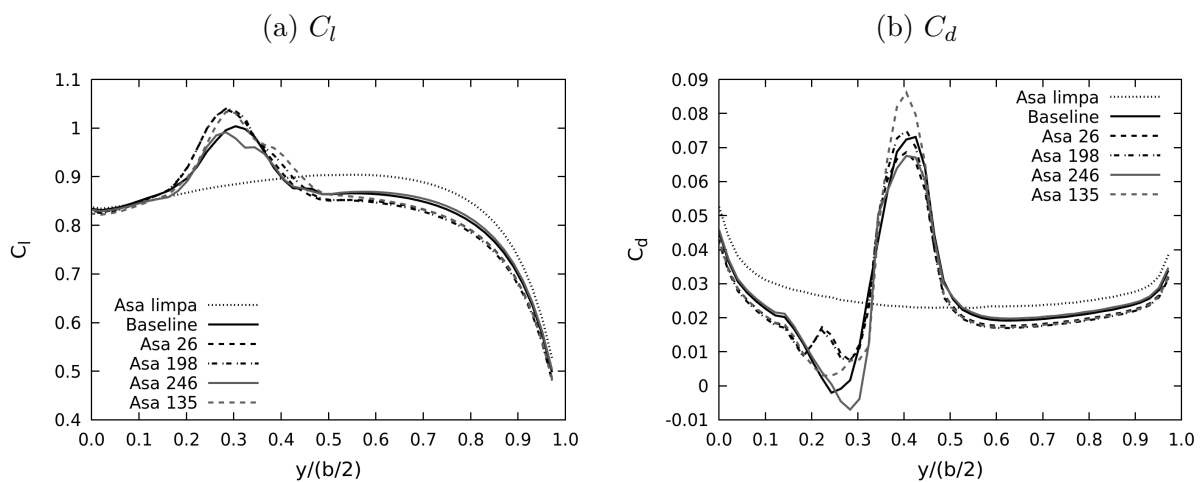
Tabela 26 – Decomposição de arrasto na asa original e nas geometrias modificadas para condição de subida

Caso	$\alpha[^\circ]$	$C_D[dc]$			$\Delta C_D[dc]$		
		Total	Atrito	Pressão	Total	Atrito	Pressão
Asa limpa	6,34	358,51	69,69	288,83	10,37	-5,83	16,21
Baseline	5,76	348,14	75,52	272,62	-	-	-
Asa 26	5,53	345,13	74,65	270,48	-3,01	-0,87	-2,14
Asa 198	5,44	345,24	74,68	270,57	-2,90	-0,84	-2,05
Asa 246	5,87	344,11	74,73	269,37	-4,04	-0,79	-3,25
Asa 135	5,49	345,14	74,74	270,40	-3,00	-0,78	-2,22

Fonte: Do autor

superfície, com diminuição do lado *inboard*, onde há *upwash* induzido pela hélice. Assim, como forma de compreender melhor os efeitos da hélice no arrasto das asas nesta condição, a Figura 96 apresenta as distribuições de  $C_l$  e  $C_d$  ao longo da semi-envergadura das asas e a Figura 97, a distribuição de pressão em cortes na asa dentro da esteira da hélice.

Figura 96 – Distribuição dos coeficientes de força ao longo da envergadura das melhores amostras para a condição de subida



Fonte: Do autor

As curvas apresentam a mesma tendência que para cruzeiro, diferindo dos valores absolutos. Em decorrência da diminuição de incidência da configuração 246 na região *inboard* em relação à asa original, seus valores de pressão são os mais altos em relação às asas com hélice nesta região, como mostra a Figura 97. E, apesar de apresentar o maior ângulo de ataque global entre todas as configurações, possui significativa redução de arrasto na região interna da asa, como pode ser visto na Figura 96 (b).

Por fim, faz-se a análise do arrasto de atrito e eficiência do carregamento aerodinâmico das asas, analogamente ao que foi apresentado para a condição de cruzeiro. A

Figura 97 – Cortes de  $C_p$  na região da asa dentro da *slipstream* da hélice

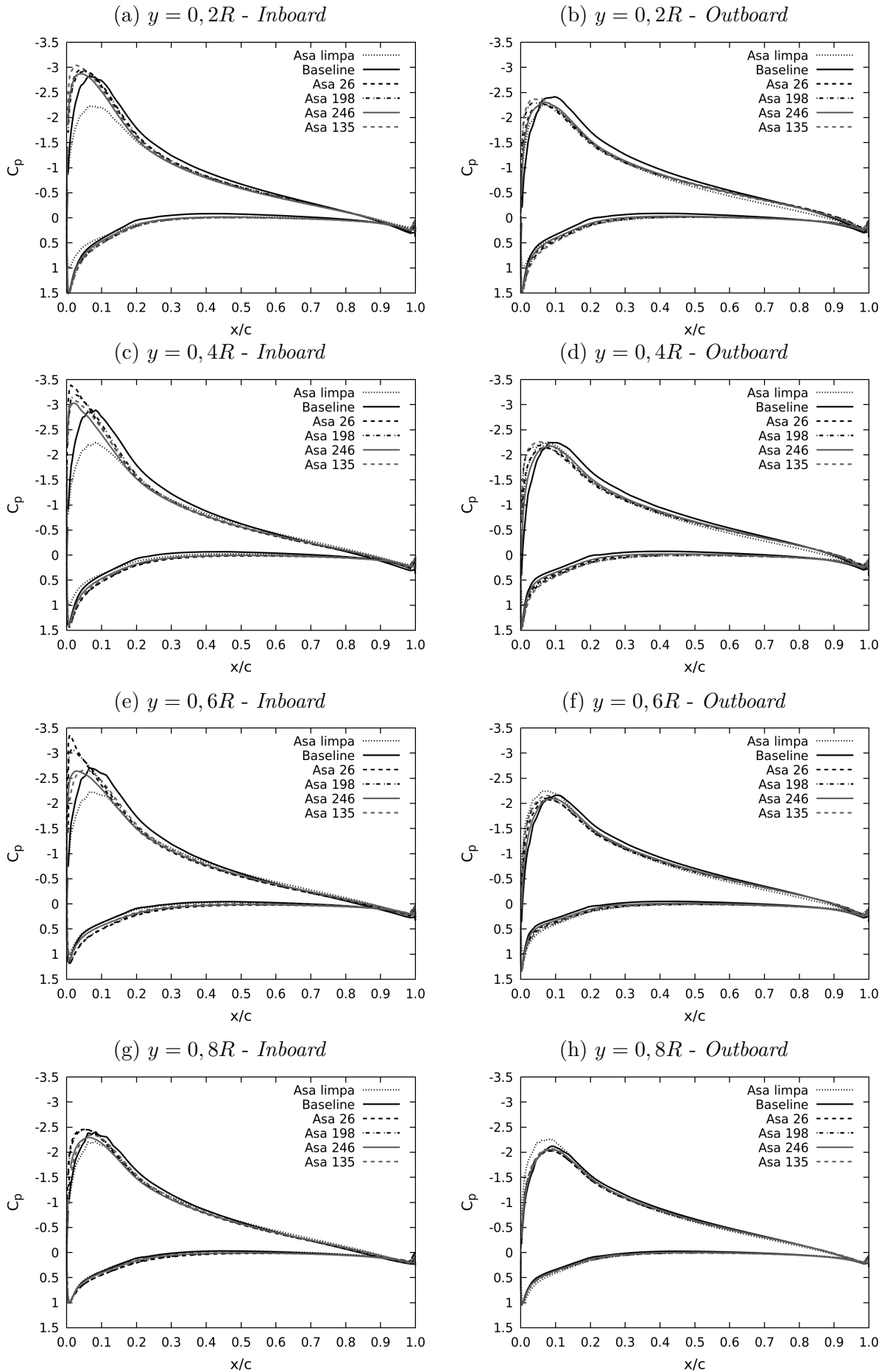


Tabela 27 ilustra decomposição do arrasto nos termos de arrasto de atrito, de forma e induzido, bem como o fator de *Oswald* resultante para a condição de subida.

Tabela 27 – Decomposição de arrasto e fator de *Oswald* das asas original e modificadas na condição de subida

Caso	$C_D[dc]$	$C_{D_{0,fric}}[dc]$	$C_{D_{0,form}}[dc]$	$C_{D_i}[dc]$	$e$
Asa limpa	358,51	69,69	27,90	260,93	0,911
<i>Baseline</i>	348,14	75,52	27,81	244,81	0,971
Asa 26	345,13	74,65	21,69	248,87	0,956
Asa 198	345,24	74,68	21,69	248,87	0,955
Asa 246	344,11	74,73	23,61	245,77	0,967
Asa 135	345,14	74,74	22,78	247,62	0,960

Fonte: Do autor

A asa 246, embora tenha o maior arrasto de forma entre as asas modificadas, possui a melhor distribuição aerodinâmica e, como nesta condição o  $C_L$  é maior do que para cruzeiro, a redução do arrasto induzido passa a ser mais significativa para subida. Neste caso, portanto, a asa 246, com torção oposta nos dois lados da asa, passa a ser a melhor solução dentre as configurações estudadas.

Nesse viés, as conclusões se aproximam das de Veldhuis e Heyma (2000), apresentadas na seção 2.3. Neste caso, os autores propuseram uma asa com incidências opostas nos dois lados, baseada na otimização da distribuição de sustentação, para minimizar seu arrasto, resultando em 10 *dc* de redução. Entretanto, é importante salientar que a condição de voo utilizada por Veldhuis e Heyma (2000) para a otimização, apesar de ser citada como “alta velocidade”, apresenta coeficiente de tração mais similar à condição de baixas velocidades. Além disso, o valor de  $T_C = 0,1$  usado pelos autores é equivalente ao utilizado no presente estudo para a condição de subida, em que a tração é significativamente maior do que em cruzeiro. Desta forma, uma tração maior que a da condição típica resulta em maiores efeitos sobre as superfícies próximas, o que facilita o aproveitamento de energia para minimizar o arrasto. Ademais, na condição de subida, a redução de arrasto induzido é a contribuição mais representativa na diminuição de arrasto total, conforme mostrado na Tabela 27 e apoiando-se nas conclusões de Kroo (1986), que sugeriu uma asa torcida a fim de otimizar a distribuição de sustentação de uma asa sob efeito de hélice em escoamento potencial.

## 6.7 Avaliação prática da variação de arrasto

No presente estudo, os valores expostos de  $C_D$  e  $\Delta C_D$  são apresentados em *drag counts* ( $dc$ ), em que 1  $dc$  equivale a  $C_D = 10^{-4}$ . Todavia, é interessante saber o que representa a redução de arrasto em termos de ganho em carga paga e/ou aumento de alcance da aeronave. Tomando o voo em cruzeiro da aeronave, faz-se seu diagrama de corpo livre e pode-se deduzir a relação entre a variação de massa total transportada pelo avião em função da variação de arrasto da asa, dada pela Equação 6.2.

$$\Delta W_{TO} = 0,5\rho V_\infty^2 S_w \frac{L}{D} (-\Delta C_D) \quad (6.2)$$

onde a razão  $L/D$  é a eficiência aerodinâmica da aeronave em cruzeiro, mostrada na Tabela 16.

Desta forma, estima-se que cada *drag count* de arrasto reduzido na asa equivale a um aumento de 233 kg no  $W_{TO}$  da aeronave, ou o equivalente a 2,5 passageiros a mais para a missão considerada. Pode-se, também, considerar este aumento de  $W_{TO}$  como a adição de 8,3% na massa de combustível capaz de ser transportada pela aeronave e, após a nova distribuição de combustível gasta em cada etapa do voo (Tabela 15), calcula-se o alcance pela equação de *Breguet* (Equação 6.1), resultando em 267 km (8,9%) a mais com a diminuição de 1  $dc$ . O aumento de alcance é aproximadamente linear em função da redução de arrasto, de forma que, para a asa em questão, pode-se estimar como regra prática que:

$$\frac{\Delta W_{Fuel}}{W_{Fuel}} = 0,083(-\Delta C_D) \quad e \quad \frac{\Delta R_{cr}}{R_{cr}} \approx 0,089(-\Delta C_D) \quad (6.3)$$

de maneira que, para as asas modificadas da Tabela 21, que possuem diminuição de  $C_D$  da ordem de 3  $dc$  em cruzeiro, o aumento de  $W_{Fuel}$  e  $R_{cr}$  são, respectivamente, de 698 kg (25,0%) e 782 km (26,2%).

A análise na condição de subida sugere, no entanto, que a otimização focada para uma condição de voo específica pode não ser a melhor solução global quando se avalia toda a missão da aeronave. Destarte, a fim de se comparar as melhores geometrias das asas modificadas de maneira mais completa, considera-se o efeito da redução de arrasto no aumento da massa de combustível transportada e aumento no alcance da aeronave em função da redução de arrasto conjunto das etapas de subida e cruzeiro da missão típica avaliada. Em cruzeiro, o aumento de combustível em função da variação de arrasto é dado pela Equação 6.3. Já para subida, a variação da massa de combustível é estimada a partir da razão entre o consumo em cada etapa (Tabela 17), a razão entre as reduções de arrasto nas duas condições e o aumento potencial de combustível em cruzeiro.

A Tabela 28 mostra o aumento potencial da quantidade de combustível capaz de ser transportada em função da redução de arrasto nas duas etapas do voo e o consequente

aumento no alcance em cada uma delas. Neste contexto, pode-se concluir que a asa 246, em virtude de sua redução total de arrasto, é a melhor escolha dentre as avaliadas para a otimização global da asa, possuindo alcance de 993 km a mais do que a asa original, sendo este valor 1,5% maior que o resultante para a asa 26, que possui menor arrasto em cruzeiro. Ou ainda, caso seja considerada a mesma missão, as asas modificadas resultam em uma aeronave capaz de transportar o equivalente a 10 passageiros a mais (46%) do que a asa original.

Tabela 28 – Efeito da redução de arrasto no aumento de combustível capaz de ser transportado

		Asa 26	Asa 246
$\Delta C_D [dc]$	Cruzeiro	-3,25	-3,12
	Subida	-3,01	-4,04
$\Delta W_{Fuel} [kg]$	Cruzeiro	752	722
	Subida	129	173
	Total	881	895
$\Delta R_{Total} [km]$		978	993

Fonte: Do autor

Com isso, constata-se a relevância da diminuição de arrasto para o desempenho da aeronave e o impacto que o estudo em questão pode ter em um projeto de asa otimizada considerando os efeitos de hélice.

---

## Conclusões

---

O presente trabalho apresentou um estudo dos efeitos de hélice *tractor* no arrasto de uma asa e uma proposta de otimização de forma de uma asa representativa de uma aeronave turbohélice regional. É importante salientar que a pesquisa teve foco no estudo aerodinâmico das asas, não incluindo outros aspectos que impactam em seu projeto, como análise estrutural e manufatura, o que não descarta a relevância dos resultados obtidos.

Primeiramente, o modelo de rotor do *solver* CFD++ mostra-se adequado para as simulações de hélice, reproduzindo satisfatoriamente tanto a tração, como o campo do escoamento, em comparação com resultados experimentais. O modelo, entretanto, exige o conhecimento prévio da geometria da pá para correta imposição das condições de contorno no disco, como as distribuições de corda, passo e perfil ao longo do raio, de maneira que tal restrição pode vir a ser impeditiva em simulações de hélices genéricas.

Acerca das mudanças de forma da asa como meios a se reduzir arrasto, ambos os parâmetros utilizados, espessura e torção na região da asa dentro da esteira da hélice, apresentam resultados positivos para tal fim, embora decorrentes de efeitos físicos distintos. A redução de espessura tende primariamente a diminuir o arrasto por atenuar os gradientes de pressão na asa, enquanto a mudança de torção pode reduzir o arrasto induzido ao melhorar a eficiência do carregamento aerodinâmico, aproveitando com mais eficiência a energia adicionada ao escoamento pela hélice. Para o caso analisado, a mudança de torção de asa com melhores resultados apresenta aumento de incidência nos dois lados da região dentro da esteira da hélice. Desta forma, o carregamento na região da *slipstream* aumenta, possibilitando redução no ângulo de ataque da asa, diminuindo, principalmente, seu arrasto de pressão.

É observado, também, que para a asa em questão, a redução de espessura mostra ter um maior potencial de redução de arrasto de forma em comparação com o ganho em induzido ocasionado pela torção da asa. Ademais, considerando as alterações isoladamente,

a redução de um tipo de arrasto ocorre em detrimento do outro e que a ordem de grandeza do ganho é dependente da condição de voo. Em uma condição de subida, por exemplo, tanto a hélice quanto a asa estão mais carregadas aerodinamicamente, de forma que o efeito hélice é mais significativo e o ganho em redução de arrasto absoluto, devido à componente induzida, tende a ser maior do que em cruzeiro.

Com o estudo paramétrico pôde-se, ainda, inferir que a otimização aerodinâmica de uma asa não deve ser pautada em reduzir somente um tipo de arrasto, como realizado por Kroo (1986), que focou na diminuição do arrasto induzido. Considerar o máximo de fatores possíveis que influenciam no arrasto pode prover melhores resultados em um âmbito global.

Neste viés, a otimização de asa representativa de um turbohélice é fundamentada na alteração da torção e espessura simultaneamente, bem como na posição da máxima mudança. Este último parâmetro, entretanto, não demonstra ter grande influência nos resultados de arrasto das asas modificadas. Dentre as melhores asas analisadas, a redução de arrasto é de cerca de 3,2 *dc* na condição de cruzeiro, principalmente devido à diminuição do arrasto de forma, que pode ser explicado pela menor espessura dessas asas em relação à asa original.

As modificações das asas ocasionam, não só a redução de arrasto com hélice, como também o arrasto das mesmas sem hélice. Este, no entanto, é bastante potencializado com a hélice em funcionamento, mostrando a relação entre as geometrias alteradas e o escoamento dentro da esteira da hélice.

De maneira similar aos resultados do estudo paramétrico, a melhor asa em cruzeiro possui incidência positiva dos dois lados. Porém, geometrias de asas distintas, com diferentes mecanismos de redução de arrasto, alcançam resultados semelhantes, implicando não ser trivial a escolha da melhor configuração. Desta forma, uma análise em outras condições de voo se mostra importante para a correta conclusão sobre a asa otimizada, uma vez que uma solução baseada em uma condição específica pode não ser o melhor resultado global.

Neste contexto, para a condição de subida, em que a hélice e a asa estão mais carregadas e, portanto, há maiores efeitos sobre as superfícies em suas proximidades, a melhor configuração apresentou incidências opostas nos dois lados da asa (diminuindo na região onde há *upwash* da hélice e aumentando onde há *downwash*), aproximando das conclusões de Veldhuis e Heyma (2000). Neste caso, a redução do arrasto induzido passou a ser mais significativa, de maneira que a asa com maior eficiência do carregamento aerodinâmico apresentou os melhores resultados em termos de arrasto.

Ao considerar, por conseguinte, os efeitos combinados da redução de arrasto das melhores asas nas etapas de subida e cruzeiro de uma missão típica, a melhor asa, dentre as analisadas, possui reduções de espessura e incidências opostas dentro da região modificada,

sendo que sua utilização implica no aumento potencial de quase 1000 km de alcance ou o equivalente ao peso de aproximadamente 10 passageiros a mais em relação a configuração original, aproximadamente 33% e 46% de aumento, respectivamente.

O presente estudo indica a importância de se levar em consideração o efeito de hélice no projeto aerodinâmico das superfícies próximas a ela em configuração *tractor*. Em um mercado acirrado como o da indústria aeronáutica, qualquer pequena melhoria no desempenho das aeronaves pode implicar em um diferencial competitivo que represente o sucesso comercial do projeto. Nesta conjuntura, o estudo aponta que a integração aerodinâmica e propulsiva tem potencial para ser explorada a fim de otimizar a performance de aviões propelidos à hélice. No entanto, para a implementação em novas aeronaves, ainda é preciso investimento em pesquisas visando a análise multidisciplinar de todos os aspectos de um projeto aeronáutico que sofrem influência do efeito de uma hélice.

---

## Referências

---

- ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. von; STIVERS, J. L. S. *Summary of Airfoil Data*. [S.l.], 1945. Naca Report 824. Citado na página 94.
- ANDERSON, J. D. *Introduction to Flight*. [S.l.]: McGraw-Hill, 1989. Citado na página 31.
- ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. [S.l.]: McGraw-Hill, 2001. Citado 2 vezes nas páginas 100 e 107.
- ASA. *Learn to Fly: Aerodynamics: Propeller basics*. 2016. Acessado em: 14/01/2017. Disponível em: <<http://learntoflyblog.com/2016/07/05/aerodynamics-propeller-basics/>>. Citado na página 63.
- ASME. *ASME V & V 20-2009: Standard for Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics and Heat Transfer*. New York, NY: American Society of Mechanical Engineers, 2009. Citado na página 66.
- ATR. *ATR-500 Series Brochure*. França, 2011. Citado na página 28.
- ATR. *Regional Turboprop Market Outlook 2014-2033*. França, 2014. Citado na página 24.
- ATR. *Turboprop Market Forecast 2016-2035*. França, 2016. Citado na página 25.
- BATTEN, P.; LESCHZINER, M. A.; GOLDBERG, U. C. Average-State Jacobians and Implicit Methods for Compressible Viscous and Turbulent Flows. *Journal of Computational Physics*, v. 137, n. 1, p. 38–78, Outubro 1997. Citado na página 61.
- BIERMANN, D.; HARTMAN, E. P. *Tests of Five Full-Scale Propellers in the Presence of a Radial and a Liquid-Cooled Engine Nacelle, Including Tests of Two Spinners*. [S.l.], 1938. Naca Report 642. Citado 2 vezes nas páginas 68 e 69.
- BIGARELLA, E. D. V.; AZEVEDO, J. L. F. Advanced Eddy-Viscosity and Reynolds-Stress Turbulence Model Simulations of Aerospace Applications. *AIAA Journal*, v. 45, n. 10, Outubro 2007. Citado na página 83.
- 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. Citado na página 49.
- CHRISMAN, L. 2014. Lumina Decision Systems. [Acessado em 25/10/2016]. Disponível em: <<http://www.lumina.com/blog/latin-hypercube-vs.-monte-carlo-sampling>>. Citado na página 119.

DRZEWIECKI, S. Du Choix des Elements Determinant les Helices Propulsives Permettant Leur Facile Comparaison Entre Elles. *Bulletin de l'Association Technique Maritime*, n. 12, 1901. Paris. Citado na página 37.

DUMITRESCU, H.; CARDOS, V. Fundamental and Advanced Topics in Wind Power. In: \_\_\_\_\_. [S.l.]: Institute of Statistical Mathematics and Applied Mathematics of the Romanian Academy, 2011. cap. Inboard Stall Delay Due to Rotation, p. 39–64. InTech. Citado na página 72.

FELKER, F.; LIGHT, J. Aerodynamic Interaction Between a Rotor and Wing in Hover. In: *42nd AHS Annual Forum*. Washington, DC.: [s.n.], 1986. Citado na página 64.

GOLDSTEIN, S. On the Vortex Theory of Screw Propellers. *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, The Royal Society, v. 123, n. 792, p. 440–465, 1929. Citado na página 43.

GUR, O.; ROSEN, A. Propeller Performance at Low Advance Ratio. *Journal of Aircraft*, v. 42, n. 2, March-April 2005. Citado na página 72.

HARTMAN, E. P.; BIERMANN, D. *The Aerodynamic Characteristics of Full-Scale Propellers Having 2, 3, and 4 Blades of Clark Y and R.A.F. 6 Airfoil Sections*. [S.l.], 1938. Naca Report 640. Citado 4 vezes nas páginas 65, 66, 68 e 72.

HE, C.; CORKE, T.; PATEL, M. Numerical and Experimental Analysis of Plasma Flow Control Over a Hump Model. In: *45th Aerospace Sciences Meeting*. [S.l.]: AIAA, 2007. Citado 2 vezes nas páginas 60 e 61.

HIMMELSKAMP, H. *Profiluntersuchungen an einem umlaufenden Propeller*. [S.l.], 1945. Citado na página 42.

HOLMES, D. G.; CONNELL, S. D. Solution of the 2D Navier-Stokes Equations on Unstructured Adaptive Grids. In: *Adaptive Grids AIAA 9th Computational Fluid Dynamics Conference*. [S.l.]: AIAA Paper, 1989. Citado na página 61.

HOUGHTON, E.; CARPENTER, P. *Aerodynamics for Engineering Students*. 5ª edição. [S.l.]: Butterworth Heinemann, 2003. Citado 3 vezes nas páginas 97, 100 e 102.

JANE, F. *Jane's All the World's Aircraft 1991-92*. [S.l.]: Jane's Information Group, 1991. Citado 4 vezes nas páginas 78, 86, 113 e 114.

JETNET. *JETNET Realeases September 2016 and First Nine Months of 2016 Pre-Owned Business Jet, Businnes Turboprop, Helicopter and Commercial Airliner Market Information*. EUA, 2016. Citado na página 23.

KELM, R. *Wing and method for reducing effects of propeller airflow on lift distribution*. 2012. Patente: 8136757. Disponível em: <<http://www.freepatentsonline.com/8136757.html>>. Citado 2 vezes nas páginas 49 e 50.

KROO, I. Propeller Wing Integration for Minimum Induced Loss. *Journal of Aircraft*, v. 23, n. 7, p. 561–565, 1986. Citado 9 vezes nas páginas 43, 44, 46, 52, 96, 98, 110, 135 e 139.

- LANGE, R. H. A Review of Advanced Turboprop Transport Aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, v. 23, n. 2, p. 151 – 166, 1986. ISSN 0376-0421. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0376042186900035>>. Citado na página 43.
- LAUNDER, B. E.; SPALDING, D. B. The Numerical Computation of Turbulent Flows. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, p. 269–289, 1977. Citado na página 57.
- LEEuw, T. D. *Investigation on the Influence of Scaling Effects in Propeller Testing Through the Use of Theoretical Prediction Codes*. Dissertação (Mestrado) — Delft University of Technology, 2013. Citado na página 42.
- LEVY, D.; LAFLIN, K. Summary of Data from the Fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop. In: *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. [S.l.]: AIAA, 2013. Citado na página 60.
- LINDENBURG, C. Modelling of Rotational Augmentation Based on Engineering Considerations and Measurements. In: *European Wind Energy Conference*. London: [s.n.], 2004. Energy Research Centre of the Netherlands. Citado na página 72.
- MCKAY, M. D.; BECKMAN, R. J.; CONOVER, W. J. A Comparison of Three Methods for Selecting Values of Input Variables in the Analysis of Output from a Computer Code. *Technometrics*, v. 21, n. 2, p. 239–245, Maio 1979. Citado 2 vezes nas páginas 118 e 119.
- METACOMPTECH. *Metacomptech CFD++ v15.1.1 User Manual*. [S.l.]: METACOMP TECHNOLOGIES, 2015. Citado 3 vezes nas páginas 61, 62 e 64.
- MUNK, M. *Minimum Induced Drag of Airfoils*. [S.l.], 1921. Naca Report 121. Citado na página 43.
- NARASIMHA, R. et al. *Optimal Wing Planforms For Reducing The Induced Or Total Drag Of The Wing Of An Aircraft Driven By Wing-Mounted Tractor Propellers/Rotors*. 2012. Patente: 20120104183. Disponível em: <<http://www.freepatentsonline.com/y2012/0104183.html>>. Citado na página 52.
- PINKERTON, R. M.; GREENBERG, H. *Aerodynamic Characteristics of a Large Number of Airfoil Tested in the Variable Density Wind Tunnel*. [S.l.], 1938. Naca Report 628. Citado 2 vezes nas páginas 66 e 69.
- RAKSHITH, B. R. et al. Optimal Low-Drag Wing Planforms for Tractor-Configuration Propeller-Driven Aircraft. *Journal of Aircraft*, v. 52, n. 6, p. 1791–1801, 2015. Citado 3 vezes nas páginas 50, 51 e 52.
- RODRIGUES, R. *PP-PTR TRIP Linhas Aéreas ATR 72-500*. 2010. [Acessado em 04/01/2016]. Disponível em: <<https://www.planespotters.net/photo/290936>>. Citado na página 28.
- ROHRBACH, C.; METZGER, F. The Prop-Fan: A New Look in Propulsors. In: *11th Propulsion Conference*. CA, EUA: AIAA, 1975. Citado na página 23.
- ROSKAM, J. *Aiplane Design. Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. [S.l.]: DARcorporation, 1997. Citado 2 vezes nas páginas 80 e 115.

RWIGEMA, M. K. Propeller Blade Element Momentum Theory With Vortex Wake Deflection. In: ICAS. *27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*. Nice, France, 2010. Citado 4 vezes nas páginas 38, 39, 40 e 41.

SCHLICHTING, H. *Boundary-Layer Theory*. 6ª edição. [S.l.]: MCGRAW-HILL BOOK COMPANY, 1979. Citado na página 99.

SHIH, T. et al. A New Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Development and Validation. *NASA TM 106721*, 1994. National Aeronautics and Space Administration. Citado na página 59.

SNEL, H.; HOUWINK, R.; BOSSCHERS, J. Sectional prediction of lift coefficients on rotating wind turbine blades in stall. *ECN*, 1993. Citado na página 42.

SPALART, P. R.; RUMSEY, C. L. Effective Inflow Conditions for Turbulence Models in Aerodynamic Calculations. *AIAA Journal*, v. 45, n. 10, Outubro 2007. Citado na página 89.

TORENBEEK, E. *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. 6ª edição. [S.l.]: Delft University Press, 1976. Citado 2 vezes nas páginas 46 e 123.

TURKEL, E. Preconditioning Methods for Solving the Incompressible and Low Speed Compressible Equations. *Journal of Computational Physics*, v. 72, p. 277–298, 1987. Citado na página 61.

VELDHUIS, L. L. M. *Propeller Wing Aerodynamic Interference*. Tese (Doutorado) — Technische Universiteit Delft, 2005. Citado 22 vezes nas páginas 23, 24, 26, 27, 30, 31, 33, 34, 37, 40, 42, 46, 50, 72, 73, 74, 77, 98, 121, 125, 126 e 147.

VELDHUIS, L. L. M.; HEYMA, P. Aerodynamic Optimisation of Wings in Multi-engined Tractor Propeller Arrangements. *Aircraft Design*, v. 3, p. 129–149, 2000. Citado 7 vezes nas páginas 45, 46, 47, 48, 91, 135 e 139.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics - The Finite Volume Method*. Second edition. [S.l.]: Pearson Education, 2007. Citado 6 vezes nas páginas 53, 54, 55, 56, 57 e 61.

VIANA, F. A. C. A Tutorial on Latin Hypercube Design of Experiments. *Quality and Reliability Engineering International*, v. 32(5), p. 1975–1985, Julho 2016. Citado 2 vezes nas páginas 118 e 119.

WALD, Q. R. The Aerodynamics of Propellers. *Progress in Aerospace Sciences*, v. 42, n. 2, p. 85 – 128, 2006. ISSN 0376-0421. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042106000455>>. Citado 2 vezes nas páginas 37 e 38.

WALLIS, W. D.; GEORGE, J. C. *Introduction to Combinatorics*. [S.l.]: CRC Press, 2011. Citado na página 118.

WEDELSTAEDT, K. von. *Bombardier DHC-8-402 Q400 - Air Baltic*. 2016. [Acessado em 05/01/2017]. Disponível em: <<http://www.airliners.net/photo/3855205>>. Citado na página 28.

WHITE, F. M. *Viscous Fluid Flow*. 2ª edição. [S.l.: s.n.], 1991. Citado 2 vezes nas páginas 54 e 57.

---

WILCOX, D. *Turbulence Modeling for CFD*. 2ª edição. [S.l.]: DCW Industries, Incorporated, 1998. Citado 2 vezes nas páginas 55 e 60.

WITKOWSKI, D. P.; LEE, A. K. H.; SULLIVAN, J. P. Aerodynamic Interaction Between Propellers and Wings. *Journal of Aircraft*, v. 26, n. 9, Setembro 1989. Citado 3 vezes nas páginas 44, 45 e 97.

WORLD BANK GROUP. *Commodity Markets Outlook*. Washington, DC, EUA, 2016. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 25.

# Apêndices

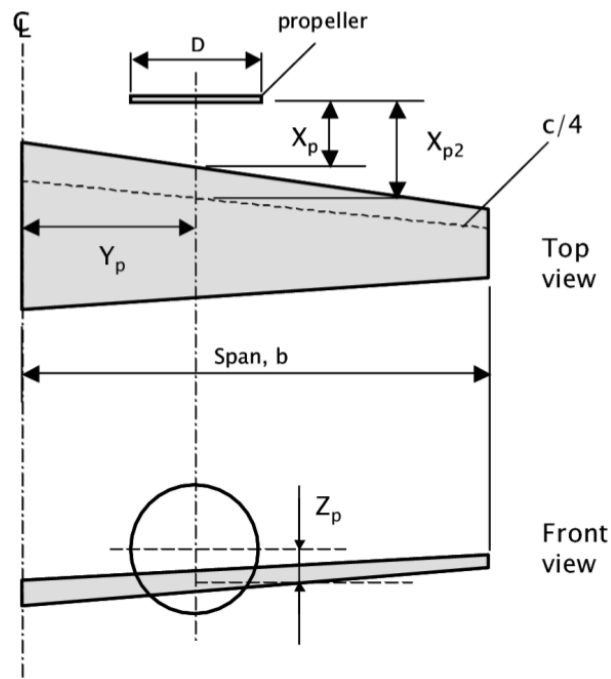
## APÊNDICE A

# Banco de dados de turboélices

A fim de se estabelecer parâmetros plausíveis para a asa e hélice do estudo paramétrico, um banco de dados de aeronaves turboélices foi montado, baseado no apresentado por Veldhuis (2005), com alguns complementos.

A Figura 98 mostra os parâmetros geométricos apresentados no banco de dados, exposto nas Tabelas de 29 a 31.

Figura 98 – Parâmetros geométricos das aeronaves do banco de dados



Fonte: Veldhuis (2005)

Tabela 29 – Banco de dados de turboélices - informações de desempenho

ID	Aeronave	Ano	Assentos	MTOW [kg]	Alcance [km]	$Alt_{cr}$ [ft]	$M_{cr}$
1	Antonov AN-32	1955	50	27000	2520	19685	0,47
2	Antonov AN-140	1997	52	21500	2420	25000	0,42
3	ATR-42/300	1959	46	16700	4482	16995	0,43
4	ATR-72-100	1986	66	21500	1528	15010	0,45
5	Bae 748-2b	1966	58	21092	2372	15010	0,39
6	Bae ATP	1968	64	22930	3444	15010	0,43
7	BAe jetstream 31	1969	19	6950	2053	14993	0,42
8	BAe jetstream 41	1969	29	10886	1433	20013	0,48
9	Beech 1900	1970	19	7530	1578	25000	0,40
10	Beech 99	1974	15	4717	1770	10007	0,35
11	Beech Super King Air 350	1990	12	6804	2319	23999	0,52
12	Beechcraft 2000 Starship	1991	11	6350	3691	35007	0,59
13	CN-235	1976	44	15100	3908	14993	0,40
14	Convair CV-580	1968	52	24766	2980	20013	0,49
15	Convair CV-240	1947	40	19278	1200	16001	0,40
16	DHC -6 Twin Otter	1981	20	5670	1198	10007	0,18
17	Dash 8-100	1981	37	15650	1546	25000	0,42
18	Dash 8-300	1989	56	19500	1558	25000	0,48
19	Dash 8-400	2000	86	29574	2522	27000	0,58
20	Dornier 228-200	1982	19	5700	600	10007	0,36
21	Dornier 328-100	1982	33	13990	1666	20013	0,55
22	Embraer 110	1983	16	5300	2050	9843	0,38
23	Embraer 120ER	1983	30	11990	3017	25000	0,50
24	Embraer CBA-123	1986	19	8500	3521	30020	0,60
25	Fairchild Metro 3	1986	19	6577	1065	15010	0,45
26	Fokker F27	1957	48	19731	1805	20013	0,42
27	Fokker 50	1985	50	19950	2033	25000	0,45
28	LET 410	1988	19	5700	1300	9843	0,31
29	LET 610	1988	40	14000	2406	23622	0,44
30	IPTN Nurtanio N-250	1995	64	24800	1270	25000	0,55
31	Piaggio Avanti P-180	1991	9	4767	3335	27001	0,67
32	Piper Cheyenne 4	1994	9	5466	3375	35007	0,58
33	Saab 340b	1989	35	13155	1491	15010	0,45
34	Saab 2000	1994	58	22800	2869	31000	0,62
35	Shorts 330	1989	30	10387	876	10007	0,30
36	Shorts 360	1989	36	11999	1667	10007	0,33

Tabela 30 – Banco de dados de turboélices - parâmetros das hélices

ID	Aeronave	$D$ [m]	Pás	$X_p$ [m]	$Y_p$ [m]	$Z_p$ [m]
1	Antonov AN-32	4,7	4	2,31	3,8	0,77
2	Antonov AN-140	3,66	6	-	-	-
3	ATR-42/300	3,96	4	1,91	4,07	-0,32
4	ATR-72-100	3,96	4	2,01	4,04	-0,3
5	Bae 748-2b	3,66	4	2,55	3,54	0,56
6	Bae ATP	4,19	6	2,39	4,18	0,6
7	BAe jetstream 31	2,69	4	1,3	2,7	0,3
8	BAe jetstream 41	2,9	6	1,69	2,99	0,45
9	Beech 1900	2,78	4	1,29	2,7	0,43
10	Beech 99	2,33	3	1,94	1,94	0,1
11	Beech Super King Air 350	2,76	4	2,16	2,59	0,32
12	Beechcraft 2000 Starship	2,54	4	1,09	1,56	0,55
13	CN-235	3,35	5	2,39	4,18	0,6
14	Convair CV-580	4,11	4	2,39	3,93	0,17
15	Convair CV-240	-	3	-	-	-
16	DHC -6 Twin Otter	2,59	3	1,5	2,76	0
17	Dash 8-100	3,96	4	1,66	3,99	-0,33
18	Dash 8-300	-	4	-	-	-
19	Dash 8-400	4,11	6	-	-	-
20	Dornier 228-200	2,73	4	0,9	2,49	-0,34
21	Dornier 328-100	3,6	6	2,56	3,77	0,4
22	Embraer 110	2,36	3	1,7	2,45	0,21
23	Embraer 120ER	3,2	4	1,87	3,34	0,67
24	Embraer CBA-123	2,59	6	4,49	2,13	1,54
25	Fairchild Metro 3	2,69	4	1,8	2,37	0,11
26	Fokker F27	3,87	4	2,26	3,54	-0,48
27	Fokker 50	3,66	6	2,32	3,67	-0,39
28	LET 410	2,59	5	1,18	2,36	-0,47
29	LET 610	3,5	4	1,78	3,4	-0,32
30	IPTN Nurtanio N-250	3,81	6	2,31	3,83	-0,37
31	Piaggio Avanti P-180	2,16	5	0,87	2,08	0,35
32	Piper Cheyenne 4	2,69	4	1,68	2,7	0,37
33	Saab 340b	3,35	4	2,03	3,48	0,72
34	Saab 2000	3,81	6	-	-	-
35	Shorts 330	2,82	5	1,56	3,12	-0,16
36	Shorts 360	2,82	6	1,67	3,2	-0,28

Tabela 31 – Banco de dados de turboélices - parâmetros das asas

ID	Aeronave	$b$ [m]	$c_r$ [m]	$c_t$ [m]	$c_{ma}$ [m]	AR
1	Antonov AN-32	29,20	3,60	1,26	2,57	11,37
2	Antonov AN-140	24,51	-	-	2,08	11,77
3	ATR-42/300	24,57	2,57	1,41	2,22	11,08
4	ATR-72-100	27,05	2,57	1,59	2,26	12,00
5	Bae 748-2b	31,23	3,49	1,19	2,47	12,67
6	Bae ATP	30,63	3,83	1,53	2,56	11,98
7	BAe jetstream 31	15,85	2,19	0,80	1,59	9,97
8	BAe jetstream 41	18,29	2,70	0,89	1,77	10,32
9	Beech 1900	16,61	2,18	0,91	1,69	9,80
10	Beech 99	14,00	2,15	1,07	1,86	7,54
11	Beech Super King Air 350	17,65	2,18	0,90	1,63	10,82
12	Beechcraft 2000 Starship	16,60	5,53	1,11	1,57	10,56
13	CN-235	25,81	3,00	1,20	2,29	11,27
14	Convair CV-580	32,12	3,76	1,37	2,57	12,52
15	Convair CV-240	27,97	-	-	2,71	10,31
16	DHC -6 Twin Otter	19,81	1,98	1,98	1,97	10,06
17	Dash 8-100	25,91	2,56	1,00	2,10	12,34
18	Dash 8-300	27,43	-	-	2,05	13,39
19	Dash 8-400	28,40	-	-	2,22	12,79
20	Dornier 228-200	16,97	2,38	1,70	1,89	9,00
21	Dornier 328-100	20,98	2,48	0,29	1,91	11,00
22	Embraer 110	15,32	2,32	1,35	1,90	8,07
23	Embraer 120ER	19,78	2,81	1,40	1,99	9,93
24	Embraer CBA-123	17,72	2,50	0,99	1,54	11,54
25	Fairchild Metro 3	17,37	2,59	0,79	1,65	10,51
26	Fokker F27	29,00	3,46	1,40	2,41	12,01
27	Fokker 50	29,00	3,46	1,40	2,41	12,01
28	LET 410	19,48	2,53	1,27	1,79	10,89
29	LET 610	25,60	2,92	1,46	2,19	11,70
30	IPTN Nurtanio N-250	28,00	2,80	1,45	2,32	12,06
31	Piaggio Avanti P-180	14,03	1,82	0,62	1,14	12,30
32	Piper Cheyenne 4	14,53	3,12	0,97	1,87	7,76
33	Saab 340b	21,44	2,75	0,87	1,95	10,99
34	Saab 2000	24,76	-	-	2,25	11,01
35	Shorts 330	22,76	1,85	1,85	1,85	12,30
36	Shorts 360	22,80	1,78	1,78	1,85	12,32