

Marlon Sproesser Mathias

Projeto aerodinâmico de aerofólios e asa
para um avião da classe *commuter*

Trabalho de conclusão de curso apresentado
como exigência parcial para a obtenção do
título de Engenheiro Aeronáutico pela Escola
de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo.

Orientador:

Prof. Dr. Marcello A. Faraco de Medeiros

São Carlos
2015

Resumo

Mathias, M. S. (2015). *Projeto aerodinâmico de aerofólios e asa para um avião da classe commuter*. São Carlos (2015). Trabalho de conclusão de curso. Escola de Engenharia de São Carlos. Universidade de São Paulo.

Este trabalho é parte do desenvolvimento de uma aeronave *commuter* fictícia para operação na região Sul do Brasil. Aqui é desenvolvido o projeto aerodinâmico de uma asa ao otimizar sua planta e torção, além de desenvolver seus perfis, com o objetivo de reduzir seu arrasto e, consequentemente, seu consumo de combustível e custo de operação. Ambas as etapas são realizadas com o auxílio de códigos computacionais de otimização e avaliação, tanto desenvolvidos durante o projeto da aeronave quanto adaptados para este objetivo. Múltiplas fases de voo são consideradas e ponderadas de acordo com sua importância no consumo final da aeronave em uma missão típica, neste caso, por se tratar de um avião para transporte regional, a fase de subida é tão importante quanto a de cruzeiro. Dois conjuntos de aerofólios são criados, um com boa performance em todas as fases de voo e outro, laminar, com performance consideravelmente melhor em condição de cruzeiro. O primeiro conjunto, que tem uma dependência menor da laminaridade, é escolhido para a aeronave final.

Palavras-chave: aerodinâmica, escoamento laminar, parametrização CST, projeto de asa, projeto de perfil, otimização.

Abstract

Mathias, M. S. (2015). *Aerodynamic project of airfoils and wing for a commuter class aircraft*. São Carlos (2015). Trabalho de conclusão de curso. Escola de Engenharia de São Carlos. Universidade de São Paulo.

This work is part of the development of a fictional commuter aircraft for operation in southern Brazil. The wing's aerodynamic project is described as its planform and twist are optimized as well as the airfoils are developed, aiming to reduce its drag and thus the fuel consumption and operational cost. Both stages are done with the aid of computational optimization and evaluation software, either developed entirely during the project or adapted for this specific goal. Multiple flight phases are considered and weighted according to its relevance in the overall fuel consumption in a standard mission, in this case, for a regional transport aircraft, the climbing phase becomes as important as the cruising phase. Two sets of airfoils are created, one with good performance at all flight phases and other, laminar, with a considerably better performance at cruise condition. The first set, which depends less on the laminarity, is chosen for the final aircraft.

Keywords: aerodynamics, airfoil project, CST parametrization, laminar flow, optimization, wing project.

Sumário

1	Introdução e Objetivos	1
1.1	Contexto	1
1.1.1	Rota de Operação	2
1.1.2	A Aeronave	3
1.2	Objetivo	4
2	Revisão Bibliográfica	7
2.1	Projeto Inicial da Asa	7
2.2	Projeto da Planta da Asa	9
2.3	Projeto de Aerofólios	11
3	Planta da Asa	19
3.1	Introdução	19
3.2	Missão Típica	20
3.3	Método da Linha de Sustentação	21
3.4	Otimização da Torção	22
3.4.1	Definição do Problema	22
3.4.2	Método de Otimização	24
3.5	Resultados	24
4	Desenvolvimento de Perfil	27
4.1	Introdução	28
4.2	Objetivos da Otimização	28
4.3	Métodos de Otimização de Perfis	29
4.3.1	Parametrização CST	30
4.3.2	Gerador de Perfis Naca de 5 Dígitos	32
4.3.3	Avaliação do Perfil	33
4.3.4	Condições Iniciais	35
4.4	Resultados da Otimização	35
4.4.1	Perfis Harpia	36
4.4.2	Perfis Harpia LR	36
4.4.3	Iterações	38
4.5	Características dos Perfis	42
4.5.1	Perfis Harpia	43
4.5.2	Perfis Harpia LR	46

5	Resultados e Conclusões	51
5.1	Resultados	51
5.2	Conclusões	56
5.2.1	Perfis Desenvolvidos	56
5.2.2	Planta da Asa	56
5.2.3	Itens para Aprimoramento	57
5.2.4	Considerações Finais	57

Anexos

A	Base de Dados	59
B	Códigos Computacionais	63
B.1	Linha de Sustentação	64
B.1.1	linhaDeSustentacao.m	64
B.1.2	definirAsa.m	66
B.1.3	carregarPerfil.m	66
B.2	Otimização de Torção	68
B.2.1	otimizarAsa.m	68
B.2.2	avaliarAsa.m	68
B.2.3	linhaDeSustentacaoSimp.m	69
B.3	Otimização de Perfis	70
B.3.1	otimizarPerfil.m	70
B.3.2	avaliarPerfil.m	71
B.3.3	rodarPerfil.m	72
B.3.4	gerarPerfilN5.m	73
B.3.5	gerarPerfilCST.m	74
B.3.6	importarPerfil.m	74
B.3.7	plotarDados.m	75
B.3.8	escreverDados.m	75

Lista de Figuras

1.1	Rota proposta de operação	2
1.2	Ilustração da aeronave e de seu <i>layout</i> externo	3
2.1	Douglas DC-3 e Airbus A350 XWB	8
2.2	Parcela de cada tipo de arrasto no total da aeronave e potenciais reduções . . .	9
2.3	Esquematização da formação do vórtice de ponta de asa e de distribuição de sustentação	10
2.4	Esquematização das diferentes regiões de uma camada limite em transição . . .	12
2.5	Esquematização das perturbações em uma camada limite	13
2.6	Ilustração da evolução de ondas TS	14
2.7	Efeito do gradiente de pressão sobre a curva neutra	15
2.8	Exemplos de aerofólios Naca das séries 4, 5, 6 e 7	16
2.9	Honda Jet e seu aerofólio SHM-1	16
2.10	Perfil SNLF (<i>Slotted natural laminar flow</i>) S204	17
3.1	Missão padrão considerada	20
3.2	Vórtices ferradura para método da linha de sustentação	22
3.3	Variáveis para otimização de torção na asa	23
3.4	Resultados da otimização de torção na asa	25
3.5	Distribuição de sustentação na asa linearizada	26
4.1	Aerofólios usados como base para otimização	28
4.2	Polinômio de Bernstein de quarta ordem	31
4.3	Exemplo de curva modificada por CST	31
4.4	Perfis Harpia	36
4.5	Perfis Harpia LR	37
4.6	Evolução do arrasto do perfil Harpia 1	38
4.7	Evolução do arrasto do perfil Harpia 1	39
4.8	Evolução do arrasto do perfil Harpia 1 LR	39
4.9	Evolução do momento do perfil Harpia 1	40
4.10	Evolução do momento do perfil Harpia 1 LR	40
4.11	Evolução da espessura a 75% da corda nos perfis	41
4.12	Polar de arrasto dos perfis Harpia	43
4.13	Gráfico de $C_l \times \alpha$ dos perfis Harpia	44
4.14	Gráfico de $C_m \times C_l$ dos perfis Harpia	44
4.15	Gráfico de ponto de transição por C_l dos perfis Harpia	45

4.16	C_p ao longo da corda dos perfis Harpia para $C_l = 0,5$	46
4.17	C_p ao longo da corda dos perfis Harpia para $C_l = 1$	46
4.18	Polar de arrasto dos perfis Harpia LR	47
4.19	Gráfico de $C_l \times \alpha$ dos perfis Harpia LR	48
4.20	Gráfico de $C_m \times C_l$ dos perfis Harpia LR	48
4.21	Gráfico de ponto de transição por C_l dos perfis Harpia LR	49
4.22	C_p ao longo da corda dos perfis Harpia LR para $C_l = 0,5$	50
4.23	C_p ao longo da corda dos perfis Harpia LR para $C_l = 1$	50
5.1	Ilustração da asa final	52
5.2	Curva $C_L \times \alpha$ da asa em diferentes condições	53
5.3	Polar de arrasto da asa em diferentes condições	53
5.4	Curvas $C_L \times \alpha$ da asa em diferentes condições	54
5.5	Distribuição de C_l da asa em diferentes condições	54
5.6	Distribuição de sustentação da asa em diferentes condições	55

Lista de Tabelas

3.1	Condições de voo para otimização da asa	21
3.2	Resultados da otimização de torção aerodinâmica	24
4.1	Condições de voo para otimização dos perfis	29
4.2	Valores tabelados para geração de perfil Naca de 5 dígitos	32
4.3	Parâmetros da otimização de perfis	34
4.4	Sustentação e dimensões dos perfis para otimização	35
4.5	Dados para geração dos perfis Harpia	36
4.6	Dados para geração dos perfis Harpia LR	37
4.7	Arrasto dos perfis Harpia nas diferentes condições de voo	42
4.8	Arrasto dos perfis Harpia LR nas diferentes condições de voo	42
5.1	Características aerodinâmicas da asa nas condições consideradas	52

CAPÍTULO 1

Introdução e Objetivos

Conteúdo

1.1	Contexto	1
1.1.1	Rota de Operação	2
1.1.2	A Aeronave	3
1.2	Objetivo	4

1.1. Contexto

Este trabalho é parte do projeto desenvolvido nas disciplinas SAA-200 - Projeto de Aeronaves I e SAA-201 - Projeto de Aeronaves II, obrigatórias para a conclusão do curso de engenharia aeronáutica. Nestas disciplinas, é realizada parte do projeto de uma aeronave completa, este ano cada grupo de alunos ficou responsável por desenvolver uma aeronave da classe *commuter* para uma região específica do Brasil, neste caso, o sul do país.

Os principais requisitos, limitações e dificuldades do projeto foram: as curtas distâncias para pousos e decolagens e a operação em pistas não preparadas; encontrar uma motorização de baixo consumo; velocidade de cruzeiro em torno de 250 a 350 km/h; ter um baixo custo de

1. Introdução e Objetivos

operação direto; ter uma manutenção simples e de baixo custo; fazer uso de um *glass cockpit*; possibilidade de uso de materiais compósitos; oferecer conforto e facilidade de embarque aos passageiros; capacidade entre 8 e 19 passageiros.

1.1.1. Rota de Operação

A região Sul do Brasil, composta pelos estados do Paraná, Santa Catarina e Rio Grande do Sul foi estudada e diversas rotas tiveram sua viabilidade analisada por meio de fatores como a disponibilidade de pistas e aeroportos; a existência de outros meios de transporte ou outras rotas aéreas entre as cidades; população e PIB das regiões urbanas; correlações entre as atividades de cada uma das cidades; distância entre os aeroportos.

O grupo definiu rota para a qual a aeronave foi projetada como Londrina, Ponta Grossa, Navegantes; as duas primeiras cidades no estado do Paraná e a terceira, em Santa Catarina. Cidades para possíveis expansões são Foz do Iguaçu, no Paraná, Criciúma e Joaçaba em Santa Catarina e Marília e Bauru, em São Paulo. Estas rotas estão ilustradas na Figura 1.1.



Figura 1.1.: Rota proposta de operação (Fonte do mapa de fundo: IBGE¹)

Com estas rotas, a missão média da aeronave terá entre 200 km e 500 km de distância. Nesta fase do projeto, a altitude de cruzeiro foi estimada em 15000 pés, cerca de 5000 m, a uma velocidade próxima de 110 m/s.

¹Disponível em: http://7a12.ibge.gov.br/images/7a12/mapas/Brasil/brasil_grandes_regioes.pdf

1.1.2. A Aeronave

A aeronave recebeu do grupo o nome Harpia. Em seu projeto conceitual, decidiu-se por um avião com asa baixa e trapezoidal, empenagem em “T”, dois motores turbohélice *pusher* localizados na parte traseira e trem-de-pouso triciclo. A Figura 1.2 ilustra o projeto conceitual.

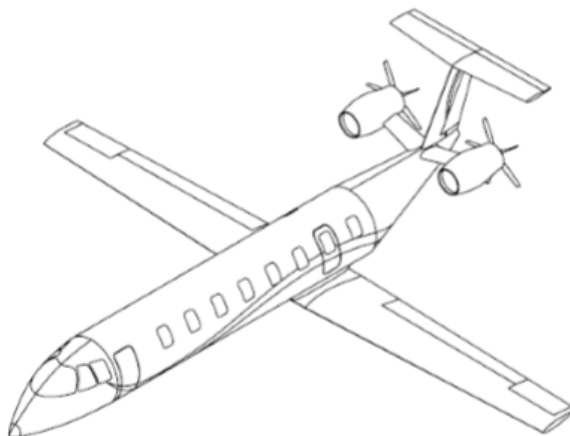


Figura 1.2.: Ilustração da aeronave e de seu *layout* externo

O formato trapezoidal da asa é usado como forma de simplificar e baratear a produção da aeronave e sua posição baixa, escolhido como forma de evitar a interferência da esteira nos motores, além de simplificar a estrutura pois a fixação do trem-de-pouso principal compartilhará uma região reforçada com a fixação da longarina, caso uma configuração de asa alta fosse escolhida, o grupo precisaria optar entre criar duas regiões reforçadas na fuselagem ou projetar um trem-de-pouso consideravelmente mais longo, fixado à asa, de onde precisaria alcançar o solo. Devido à menor estabilidade lateral em uma aeronave com asa baixa, um pequeno diedro poderá ser necessário.

O uso de *winglets*, ou outros dispositivos de pontas de asa, foi inicialmente desconsiderado para simplificar o projeto e a construção da asa. Esse tipo de dispositivo também aumentaria o carregamento aerodinâmico próximo à ponta da asa, aumentando o momento fletor em toda a longarina que necessitaria de um reforço estrutural.

A posição traseira do motor foi escolhida como forma de evitar a interferência da esteira da hélice na asa, deixando o escoamento limpo, melhorando sua performance. Além disso, a região de baixa pressão à frente das hélices e posterior à asa cria um gradiente de pressão favorável, que evita a separação e atrasa o estol. Outro ponto positivo é a redução do ruído na cabine de passageiros. A configuração *pusher* para as hélices foi escolhida por apresentar uma maior eficiência por não haver nada a jusante em suas esteiras.

1. Introdução e Objetivos

A cauda em “T” se faz necessária pelo posicionamento dos motores, apesar de ser mais pesada que uma convencional devido à estrutura reforçada na empenagem vertical para suportar a horizontal.

Como requisito de projeto, a aeronave deverá ser certificável pela regulamentação RBAC n° 23, equivalente à FAR Part 23 (AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL, 2013). O que a limita a um peso de 19000 libras e a um máximo de 19 passageiros, entre outros requisitos.

A partir de estudo de viabilidade financeira, o grupo decidiu que a aeronave deve prezar pelo conforto dos passageiros, mesmo que isso a deixe ligeiramente maior e mais cara, já que o principal meio de transporte entre as cidades escolhidas são linhas de ônibus intermunicipais, das quais muitas possuem suas passagens do tipo “leito”, mais caras e confortáveis, rapidamente esgotadas.

1.2. Objetivo

O principal objetivo deste trabalho é o projeto aerodinâmico da asa, o que inclui tanto sua planta quanto seus perfis aerodinâmicos. Este projeto deve ser feito de forma condizente ao resto da aeronave, oferecendo a melhor performance, sem comprometer as outras áreas do projeto.

Em termos práticos, isso significa que a asa deve oferecer um mínimo de arrasto durante o voo, consequentemente causando uma redução no consumo de combustível e uma diminuição dos custos de operação. A asa deve ter uma espessura suficiente para que sua estrutura interna seja leve e seu volume interno, suficiente para o armazenamento de combustível. Pelos mesmos motivos, o alongamento também deve estar dentro de uma certa faixa de valores. O momento de arfagem também deve ser mantido baixo, o que reduz a sustentação negativa requerida da empenagem horizontal, reduzindo seu arrasto.

A asa projetada deve ser capaz de atender a aeronave em todas suas fases de voo, dos altos coeficientes de sustentação necessários em pousos e decolagens com carga máxima aos menores coeficientes de sustentação e maiores velocidades em cruzeiro. A otimização será feita para todos os estágios do voo, isso é especialmente importante para uma aeronave desta classe pois, como as distâncias de voo são relativamente curtas, a parcela de tempo em condição de cruzeiro é reduzida quando comparada a voos entre cidades mais distantes.

Outro ponto a se considerar é que, devido às condições dos aeroportos em que se pretende operar, a aeronave estará sujeita a detritos e sujeira, o que pode causar uma contaminação turbulenta no escoamento da asa, portanto esta condição de voo também foi considerada durante a execução do trabalho.

1.2. Objetivo

Com esse objetivo, diferentes métodos de otimização foram tentados, este desenvolvimento será detalhado nos capítulos seguintes. Durante toda execução do projeto, informações foram trocadas entre os membros do grupo para garantir a convergência das áreas de trabalho de cada um, impondo restrições, condições e objetivos diferentes a cada iteração do projeto.

Por fim, obteve-se um formato de planta da asa e os perfis aerodinâmicos que otimizam a performance aerodinâmica da aeronave, levando em conta todas as restrições impostas pelas outras áreas do projeto. As torções geométrica e aerodinâmica foram projetadas de forma a minimizar o arrasto induzido. Durante a otimização, os perfis projetados puderam se beneficiar de um escoamento laminar em boa parte de sua corda, mas havia a condição de não dependerem deste efeito para ter uma boa performance.

CAPÍTULO 2

Revisão Bibliográfica

Conteúdo

2.1	Projeto Inicial da Asa	7
2.2	Projeto da Planta da Asa	9
2.3	Projeto de Aerofólios	11

2.1. Projeto Inicial da Asa

No início da era da aviação comercial, na primeira metade do século XX, as decisões de engenharia muitas vezes eram tomadas de forma bastante empírica, pois o conhecimento teórico e técnico não estava maduro o suficiente (HANSEN, 2009). Itens como a planta e o perfil da asa não passavam por um longo processo de otimização antes de a aeronave entrar em operação, pois ainda não se sabia como estimar as características aerodinâmicas das diferentes partes com precisão.

O *layout* padrão de uma aeronave sofreu poucas mudanças nas últimas oito décadas. O Douglas DC-3, produzido entre 1936 e 1953, já possuía uma fuselagem metálica e cilíndrica, sobre uma asa baixa, onde estão seus dois motores.

2. Revisão Bibliográfica



Figura 2.1.: Douglas DC-3 e Airbus A350 XWB (Fonte: Wikimedia¹)

Na Figura 2.1 nota-se a semelhança entre os *layouts* do Douglas DC-3 e do Airbus A350 XWB, separados por mais de 70 anos de evolução tecnológica. Apesar das semelhanças, há uma enorme diferença no desempenho das duas aeronaves devida não somente ao surgimento de novos materiais e tecnologias de manufatura, mas também à maior possibilidade de otimização durante o projeto.

Dados de projetos anteriores e ferramentas analíticas possibilitam estimar o desempenho de uma aeronave já em seus estágios iniciais. Muitos livros trazem dados e equações empíricas para o projeto conceitual, além de indicar quais equações e métodos analíticos podem ser usados ao se aumentar o detalhamento do projeto. (ROSKAM, 1985a; RAYMER, 1989; KUNDU, 2010)

TORENBEEK, 2013 diz que, em condição de cruzeiro, o arrasto induzido de uma aeronave corresponde a cerca de 40% de seu arrasto total. Já em condição de decolagem ou subida, com maiores valores de C_L , este tipo de arrasto é proporcionalmente aumentado, podendo chegar a 90% em condições críticas, como decolagens a baixa velocidade.

A Figura 2.2 exemplifica a parcela de cada tipo de arrasto no total da aeronave, assim como potenciais reduções.

Por se tratar de uma aeronave para distâncias relativamente curtas de cruzeiro, o arrasto na condição de subida ganha importância pois a aeronave passa uma grande parcela do tempo com altos valores de C_L .

O projeto da asa foi desenvolvido em paralelo com o resto da aeronave Harpia. Com isso, seu dimensionamento inicial, assim como o de boa parte da aeronave, foi dado por métodos

¹Disponíveis em: [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/b/bf/Dodson_International_-_Douglas_DC-3_-_N4550J_\(3651559390\).jpg](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/b/bf/Dodson_International_-_Douglas_DC-3_-_N4550J_(3651559390).jpg) e https://commons.wikimedia.org/wiki/File:A350_First_Flight_-_Low_pass_03.jpg

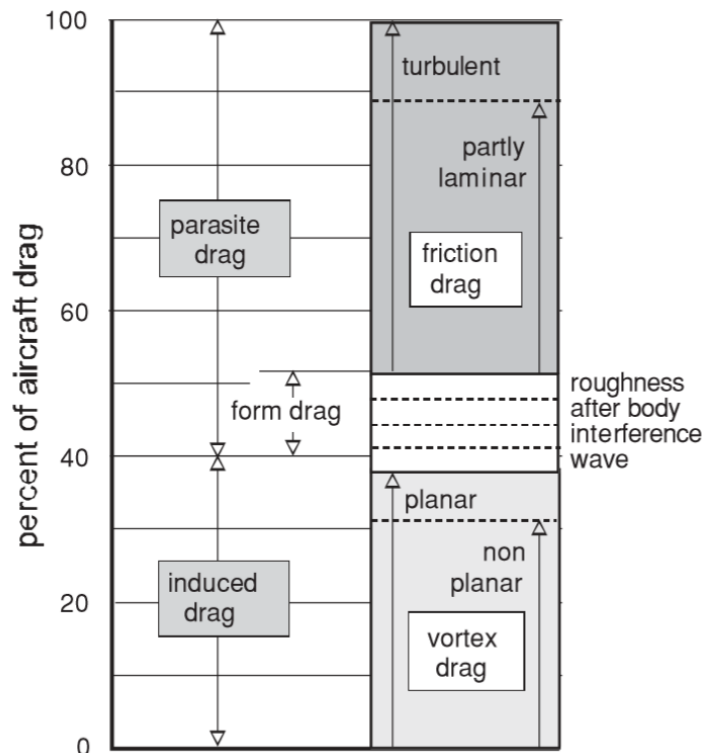


Figura 2.2.: Parcela de cada tipo de arrasto no total da aeronave e potenciais reduções (TORENBECK, 2013)

empíricos propostos pelos livros mencionados anteriormente.

Uma busca de aeronaves semelhantes foi realizada e uma base de dados com 30 entradas foi montada pelo grupo de projeto, muitos dados foram retirados de JANE; JACKSON, 2007, informações sobre aerofólios e suas coordenadas são dadas por SELIG, 2015. Estes dados serviram para corrigir e atualizar os métodos empíricos usados e podem ser encontrados no Anexo A.

2.2. Projeto da Planta da Asa

O desenho em planta da asa está fortemente ligado aos efeitos tridimensionais no escoamento, além disso, há uma importante interação com o projeto estrutural. (ROSKAM, 1985b)

Asas mais alongadas, isto é, com uma maior relação de envergadura sobre corda, tendem a ter um melhor desempenho aerodinâmico, mas um momento fletor muito maior, o que necessitaria de uma estrutura muito mais forte e pesada. Assim como uma asa mais alongada, uma distribuição elíptica de carregamento contribui para a melhora da aerodinâmica.

Em ambas as situações, isso se deve à redução do arrasto induzido, causado pela tridimensio-

2. Revisão Bibliográfica

nalidade do escoamento, que é induzido pela diferença de pressão a ir do intradorso ao extradorso, alterando o ângulo de ataque aparente de cada seção bidimensional da asa. (ANDERSON, 2010; HOUGHTON et al., 2012)

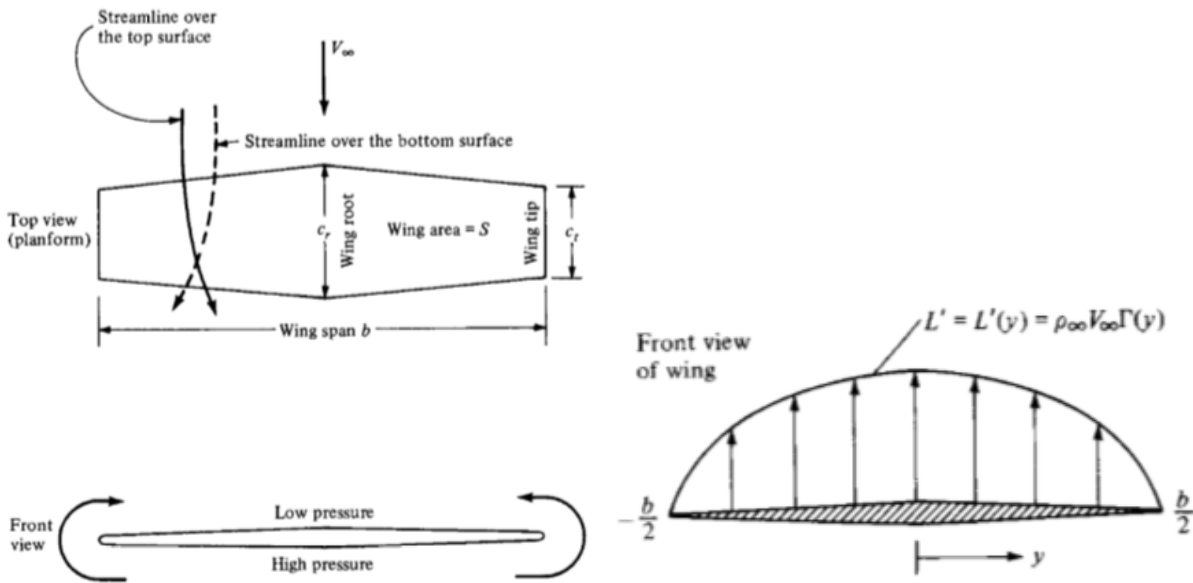


Figura 2.3.: Esquemática da formação do vórtice de ponta de asa e de distribuição de sustentação (ANDERSON, 2010)

Esta componente do escoamento, o vórtice de ponta de asa, pode ser reduzida, por exemplo por dispositivos de ponta de asa, como *winglets* ou *endplates*, mas seu uso nesse projeto foi evitado por aumentar a complexidade de fabricação e, conseqüentemente, o custo, além de aumentar o carregamento próximo à ponta da asa, aumentando o momento fletor nas longarinas.

Além disso, o formato de planta da asa pode ser escolhido de forma a priorizar um carregamento elíptico. Uma asa também em formato elíptico minimizaria o arrasto induzido, mas apresenta diversos desafios estruturais e construtivos. Na fase conceitual do projeto, optou-se por uma asa trapezoidal por sua simplicidade. NITA; SCHOLZ, 2012 conclui que para este formato de asa, um afilamento de $\lambda = 0,45$ é o que mais aproxima o carregamento elíptico.

Outra forma de se reduzir o arrasto induzido é por meio de uma torção aerodinâmica ou geométrica na asa. Assim, o perfil e o ângulo de ataque de cada seção pode ser escolhido separadamente, tornando o carregamento mais próximo do elíptico.

Na base de dados, o alongamento varia entre 6,6 e 12,3, com as aeronaves Pacific Aerospace P750 XTOL e Piaggio Avanti P180, respectivamente. Sendo que 17 das 30 aeronaves estão na faixa entre 8 e 10,5.

2.3. Projeto de Aerofólios

Quanto ao afilamento, o menor encontrado na base de dados é 0,21, do Aero Commander 500; ao se considerar apenas aviões com número de passageiros semelhante ao Harpia, o menor valor se torna 0,33, do Beechcraft Kingair B200, já próximo de vários outros exemplares. O maior afilamento encontrado é 1, o que significa uma asa retangular, presente em 7 das 30 aeronaves. O valor médio desta variável na base de dados, desconsiderando as asas retangulares, é 0,47.

2.3. Projeto de Aerofólios

O desenvolvimento de aerofólios se iniciou no fim do século XIX, quando foi percebido que uma asa com camber poderia produzir muito mais sustentação que uma placa plana com um ângulo de ataque. Essa observação se deve, em grande parte, ao se observar os formatos das asa de pássaros. (AIRCRAFT AERODYNAMICS AND DESIGN GROUP, 1999)

Nessa época, acreditava-se que o sucesso do primeiro voo de uma máquina mais pesada que o ar dependeria do bom projeto de seus aerofólios. Os irmãos Wright conduziram uma extensa pesquisa em túneis de vento rudimentares para escolher a seção de suas asas. Santos Dumont também usou asas com camber em seu 14-bis, mas preferiu mantê-lo a um mínimo para reduzir o momento de arfagem e melhorar a controlabilidade de sua aeronave. (GARRISON, 2009)

Com a evolução da aviação nas décadas seguintes, as asas passaram de finas estruturas de madeira cobertas por pano para construções rígidas com maiores espessuras, suficientes para estruturas mais robustas e armazenamento de combustível, permitindo voos mais seguros e longos.

Paralelamente a esse desenvolvimento empírico, teorias matemáticas e físicas eram buscadas para explicar o fenômeno da sustentação. Devido ao grande desafio matemático presente na dinâmica de fluidos, aplicações práticas só foram possíveis após simplificações. Como por exemplo, a teoria do aerofólio fino de Prandtl (ANDERSON, 2010), que considera apenas o efeito do camber em um escoamento incompressível e invíscido para estimar sua sustentação. Esta teoria consegue prever consideravelmente bem a sustentação e o momento de arfagem de um perfil a baixos ângulos de ataque, mas não estima seu arrasto.

Ludwig Prandtl também estudou a formação e a evolução de camadas limite (PRANDTL, 1904), que seria de fundamental importância para a estimativa do arrasto de um perfil. A camada limite possui dois regimes principais: laminar e turbulento, além de uma região de transição entre eles; essa mudança de regime e seu efeito no arrasto foram observados no icônico experimento de Osbourne Reynolds (REYNOLDS, 1883).

A transição do regime laminar para o turbulento tem um importante papel no arrasto gerado

2. Revisão Bibliográfica

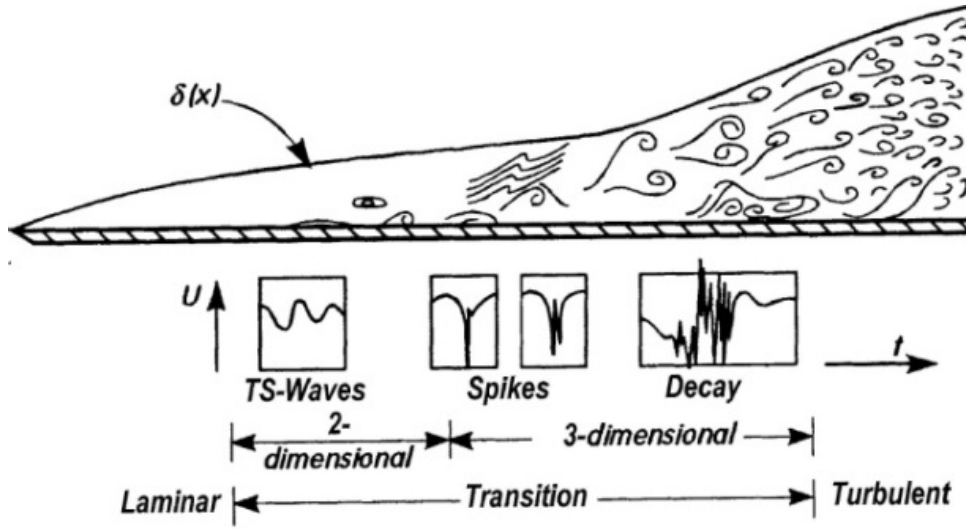


Figura 2.4.: Esquematisação das diferentes regiões de uma camada limite em transição (SCHLICHTING; GERSTEN, 2000)

por um perfil (TAYLOR; LASAUSKAS, 2010) e tem sido estudada por diversos pesquisadores no último século, mas continua sem resposta definitiva. RAYLEIGH, 1879 já havia observado que um escoamento poderia se tornar instável sob certas condições, isto é, uma pequena perturbação no escoamento base seria amplificada, e não atenuada, como em um escoamento instável.

Orr e Sommerfeld deduziram a equação que determina a estabilidade e os modos instáveis de um escoamento paralelo viscoso, que levaria seus nomes (ORR, 1909). Tollmien e Schlichting, dois alunos de Prandtl, estudaram os efeitos de perturbações em um perfil de Blasius, encontrado em camadas limite laminares, no formato de ondas que são atenuadas ou amplificadas dependendo da estabilidade do escoamento. Estas ondas hoje são conhecidas como ondas de Tollmien-Schlichting (ou TS). De forma resumida, o primeiro desenhou uma região no plano de número de Reynolds por número de onda onde as perturbações se tornam instáveis, o segundo calculou os níveis de amplificação, ou atenuação, das ondas neste plano. (TOLLMIEN, 1932)

Um escoamento aerodinâmico pode ser separado em componentes base (\bar{U}) e componentes de perturbação (U'), somando-se as duas, retorna-se ao escoamento original. Em uma camada limite, \bar{U} é seu perfil padrão, por exemplo Blasius, e U' são as perturbações sobre o escoamento, por exemplo, as ondas TS. Num escoamento bidimensional, a taxa de aumento da energia cinética da perturbação é dada por $-\rho u'v'u_y$ mais termos de alta ordem. (HOUGHTON et al., 2012)

Num escoamento invíscido, a diferença de fase entre u' e v' é 90° , fazendo com que a integral do produto seja nula, não havendo crescimento da perturbação. Prandtl concluiu que a viscosidade tende a aumentar essa diferença de fase, causando uma transferência de energia para as

perturbações, como ilustra a Figura 2.5.

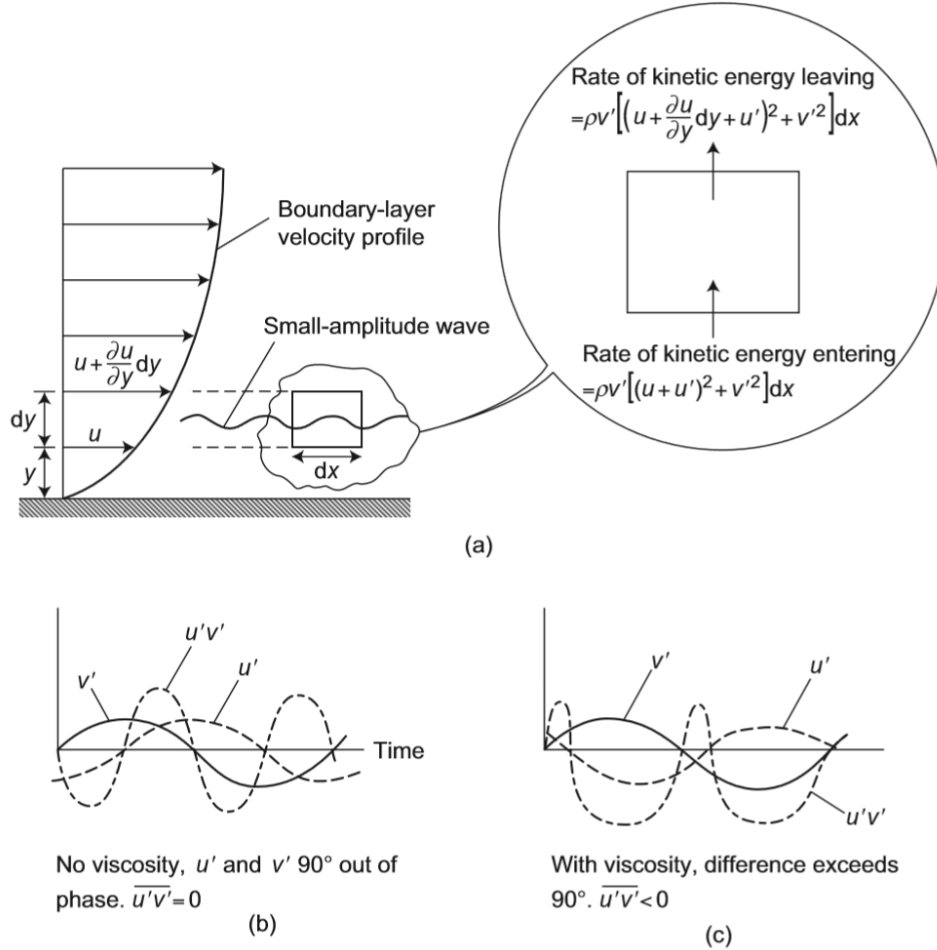


Figura 2.5.: Esquematização das perturbações em uma camada limite (HOUGHTON et al., 2012)

SCHUBAUER; SKRAMSTAD, 1943 verificaram experimentalmente a existência e o comportamento das ondas TS ao forçar perturbações em uma camada limite e observar a evolução de sua amplitude, como ilustrado na Figura 2.6.

A curva mostrada no canto superior direito da Figura 2.6 é conhecida como curva neutra de estabilidade, ela sua ordenada se relaciona à frequência das perturbações e sua abscissa, ao número de Reynolds local. Note onde as ondas (a), (b) e (c) se posicionam sobre a curva e seu comportamento de atenuação ou amplificação.

A curva neutra se modifica de acordo com o gradiente de pressão na camada limite, como ilustra a Figura 2.7. A região instável aumenta quando o gradiente é desfavorável, ou seja, a pressão aumenta ao longo do escoamento, facilitando a transição.

2. Revisão Bibliográfica

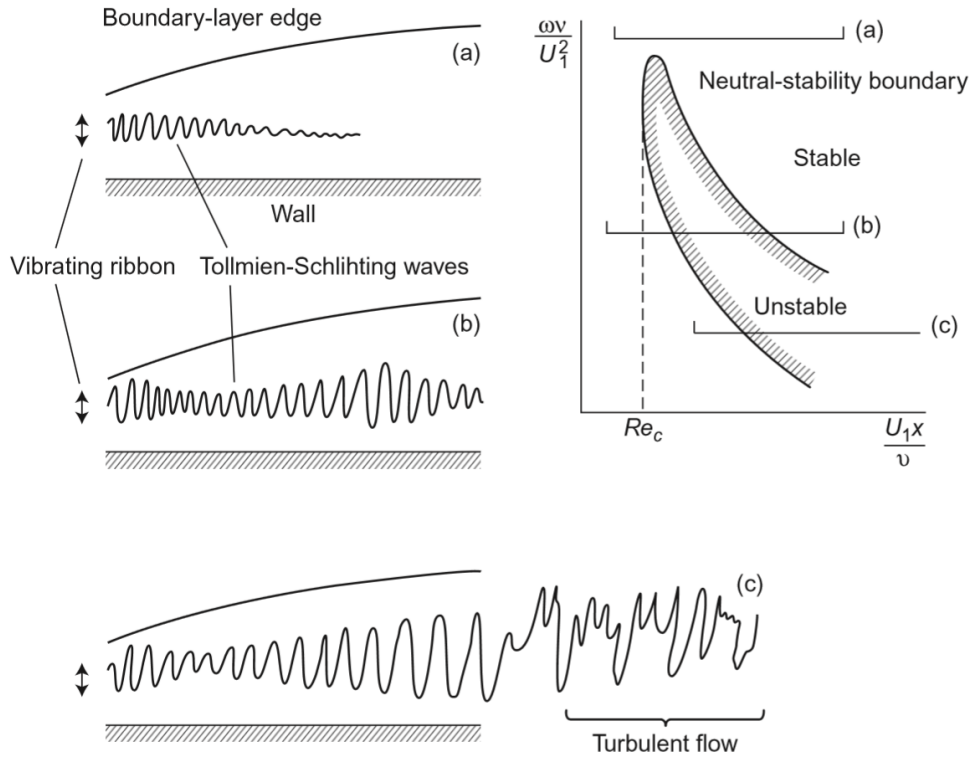


Figura 2.6.: Ilustração da evolução de ondas TS (HOUGHTON et al., 2012)

A partir da taxa de amplificação das ondas TS na camada limite, INGEN, 1956 propôs o método que veio a ser conhecido por e^n , que se resume a integrar os fatores de amplificação ao longo do escoamento e assumir que a transição ocorre quando esta integral ultrapassa um determinado valor, ou seja, $\frac{a}{a_0} > e^n$, onde a_0 é a amplitude inicial da perturbação e a , a amplitude das ondas TS na transição. Como regra geral, $n = 9$ é um valor bem aceito. Para voos a maiores altitudes, em geral cruzeiro, pode-se usar valores mais elevados de n , pois o escoamento livre possui um menor nível de ruído inicial.

Este método é usado no programa *XFOIL* (DRELA; GILES, 1987), largamente usado para o projeto de aerofólios para diversas aplicações. Este programa calcula o desempenho de um aerofólio de maneira iterativa. Inicialmente, é realizado um cálculo invíscido do escoamento, que é usado para estimar a espessura de deslocamento da camada limite, incorporada ao aerofólio na próxima iteração de cálculo invíscido. O processo é repetido até que haja convergência. Este código está limitado a escoamentos de baixas velocidades, podendo apenas fazer correções de similaridade para considerar baixos números de Mach. Vale notar que o método e^n é simplificado neste programa, assim como na maioria de seus semelhantes, pois a integração do fator de amplificação não é feita para cada uma das possíveis frequências de interesse, mas sim para um

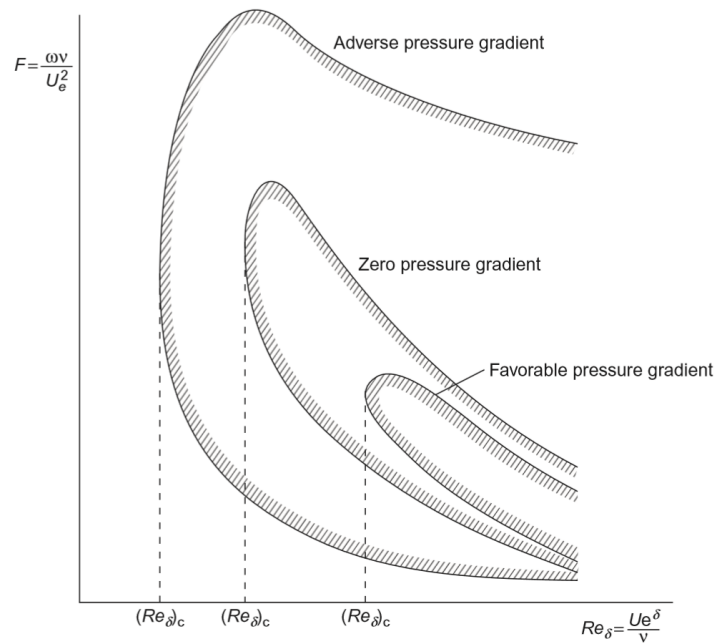


Figura 2.7.: Efeito do gradiente de pressão sobre a curva neutra (HOUGHTON et al., 2012)

valor único que representa todo o espectro, essa simplificação foi escolhida por representar uma grande economia no custo computacional.

Enquanto a teoria estava sendo trabalhada, muitos aerofólios foram desenvolvidos e usados com sucesso. Notavelmente, as séries de quatro e cinco dígitos da NACA, *National Advisory Committee for Aeronautics*, precursora da NASA, nos EUA. Estes perfis são usados até os dias atuais, a série de cinco dígitos é encontrada em muitas das asas das aeronaves na base de dados criada para este projeto e a série de quatro dígitos, em suas empenagens. (STIVERS et al., 1945; JANE; JACKSON, 2007)

As séries seguintes, seis, sete e oito, foram criadas posteriormente e com o objetivo de obter melhoras no desempenho ao se aumentar a região laminar do escoamento. Os perfis da série seis, também usados em aeronaves da base de dados, possuem boas características de sustentação máxima e baixo arrasto em certas condições de voo, mas seu momento de arfagem é bastante elevado.

Os perfis das séries sete e oito são pouco usados, mas apresentam uma maior região de escoamento laminar e maior eficiência quando operam em sua condição de projeto. Sua performance é drasticamente reduzida em outras condições, quando a região laminar é menor, o que limita suas aplicações práticas.

Mais recentemente, tem havido um foco no desenvolvimento dos chamados perfis laminares,

2. Revisão Bibliográfica

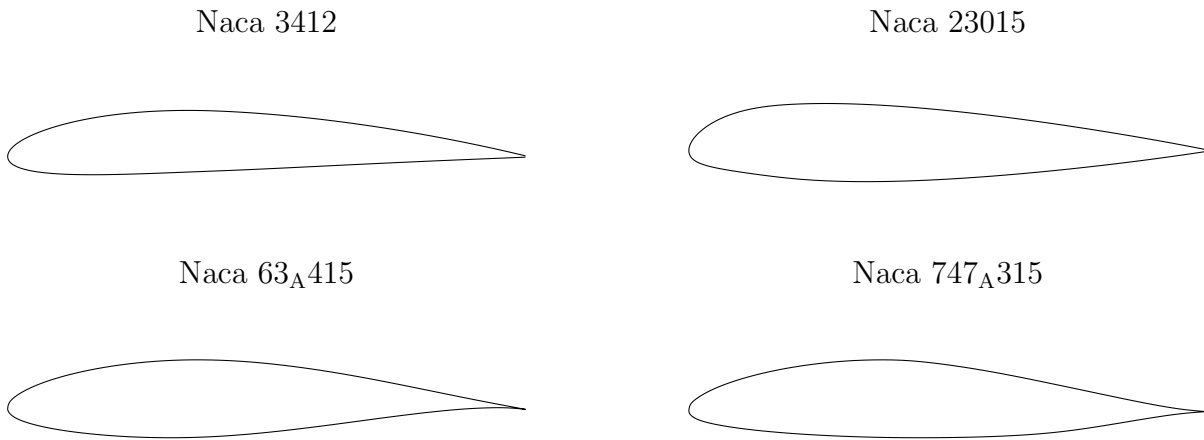


Figura 2.8.: Exemplos de aerofólios Naca das séries 4, 5, 6 e 7

que mantém o escoamento neste regime por boa parte de sua corda, em geral esta tecnologia é conhecida como *Natural laminar flow*, ou NLF.

Um exemplo de aeronave que usa esse tipo de tecnologia é o Honda Jet, que teve seus perfis e a frente de sua fuselagem desenvolvidos para manter o escoamento laminar. (FUJINO, 2005) Nesta aeronave, o posicionamento dos motores afastados verticalmente da asa evita que sua esteira perturbe o escoamento na asa, afetando a laminaridade.

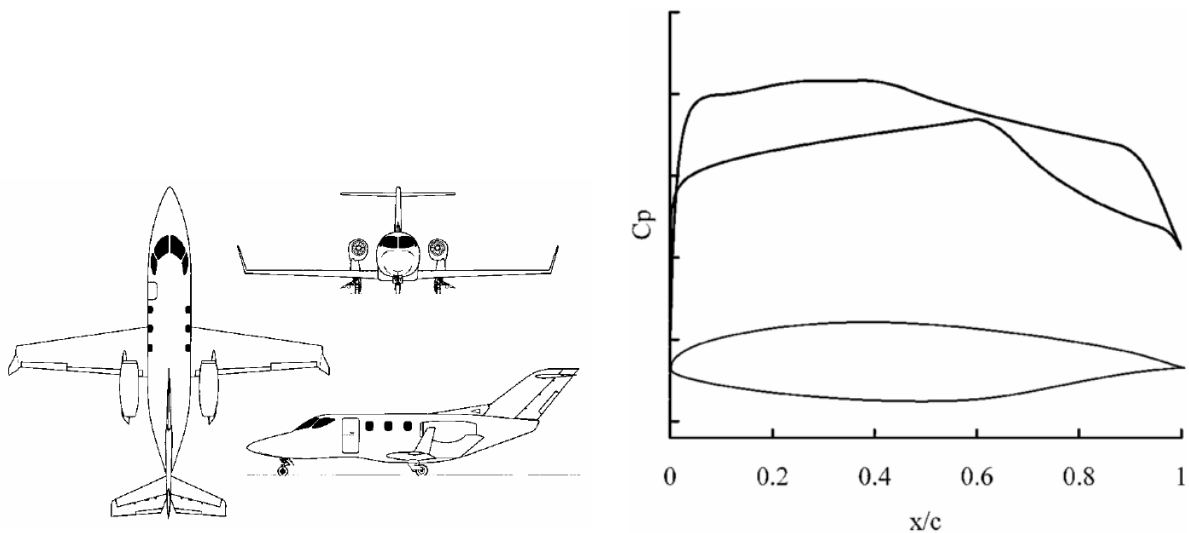


Figura 2.9.: Honda Jet e seu aerofólio SHM-1 (FUJINO, 2005; FUJINO; YOSHIKAWA; KAWAMURA, 2003)

2.3. Projeto de Aerofólios

Outro exemplo de aerofólio laminar é o NLF(1)-0115, projetado para operar em condições de C_l semelhantes ao Naca 23015, sem concentrar sua sustentação no bordo de fuga, reduzindo o esforço necessário para operar flaps e ailerons, além de diminuir o momento de arfagem e, consequentemente, o arrasto de trimagem causado pelo estabilizador horizontal. (SELIG; MAUGHMER; SOMERS, 1995)

O NLF(1)-0115 opera em regime laminar com $C_l = 0,1$ e $Re = 9,0 \times 10^6$, como condição de cruzeiro e $C_l = 0,6$ e $Re = 4,0 \times 10^6$, como condição de subida. Podendo atingir $C_l = 1,5$ em $Re = 2,6 \times 10^6$ sem flaps para decolagem e pouso. Esses valores de sustentação estão abaixo do requerido para este projeto, como decidido pelo grupo.

Outro conceito no desenvolvimento de aerofólios laminares foi usado por SOMERS, 2012, que criou o perfil S204, eslotado, ou seja, dividido em dois elementos principais que se sobrepõem. O elemento anterior ocupa a maior parte da corda e é separado do elemento posterior por um vão que leva o escoamento do intradorso ao extradorso, funcionando de maneira semelhante a um slat. Este perfil, apesar de ser um conceito interessante e com bons resultados, não foi considerado para a presente aeronave por seu elevado momento de arfagem e por complicações estruturais e de fabricação.

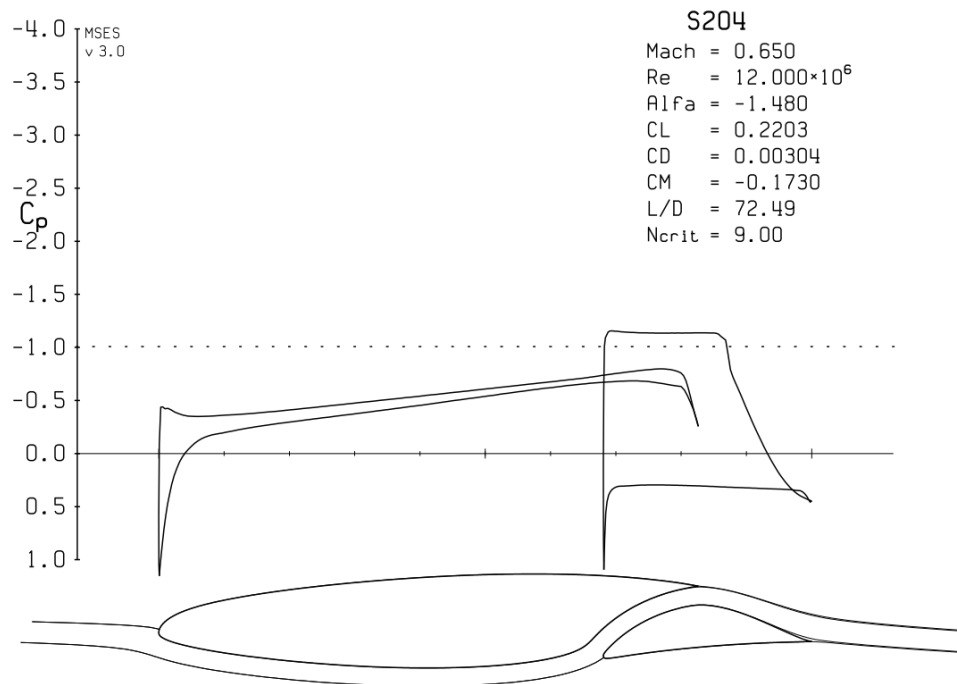


Figura 2.10.: Perfil SNLF (*Slotted natural laminar flow*) S204 (SOMERS, 2012)

CAPÍTULO 3

Planta da Asa

Conteúdo

3.1	Introdução	19
3.2	Missão Típica	20
3.3	Método da Linha de Sustentação	21
3.4	Otimização da Torção	22
3.4.1	Definição do Problema	22
3.4.2	Método de Otimização	24
3.5	Resultados	24

3.1. Introdução

A primeira etapa do desenvolvimento da asa foi a definição de sua planta. Na fase conceitual do projeto da aeronave, optou-se por uma asa baixa e afilada. Os motores foram posicionados na cauda do avião para deixar o escoamento sobre a asa livre de esteiras e perturbações.

3. Planta da Asa

Foi decidido pelo grupo de projeto que o afilamento seria constante ao longo de toda a asa para simplificar sua construção. Seu valor foi escolhido como $\lambda = 0,45$, como desenvolvido por NITA; SCHOLZ, 2012.

Como requisito do projeto estrutural, o alongamento estava limitado a $AR \leq 10$ para que o momento fletor na raiz da asa não fosse muito alto, reduzindo o esforço estrutural e, consequentemente, o peso.

O objetivo deste capítulo é definir a torção aerodinâmica e geométrica da asa a fim de reduzir seu arrasto induzido. Para isso, diversas condições de voo ao longo de uma missão típica serão estudadas e consideradas para a decisão final.

3.2. Missão Típica

Foi considerada uma missão típica de 300 quilômetros a 15000 pés de altitude e 110 m/s, partindo-se com peso máximo de decolagem.

Inicia-se o voo a 50 m/s e nível do mar, atingindo-se 70 m/s e 1000 metros após 200 segundos e 90 m/s e 5000 m após 1000 segundos, quando o cruzeiro é iniciado. Ao iniciar a descida, a velocidade é reduzida a 80 m/s, depois de 800 segundos, atinge-se 65 m/s e 1000 m, tocando o solo a 50 m/s, no nível do mar, 1000 segundos após o início da descida.

Foi considerado um consumo específico $SFC = 4,0 \times 10^{-5} kg/s/N$, uma eficiência aerodinâmica média de $L/D = 10$, uma massa inicial $MTOW = 7211kg$ e uma área de asa $A_{asa} = 35.2m^2$.

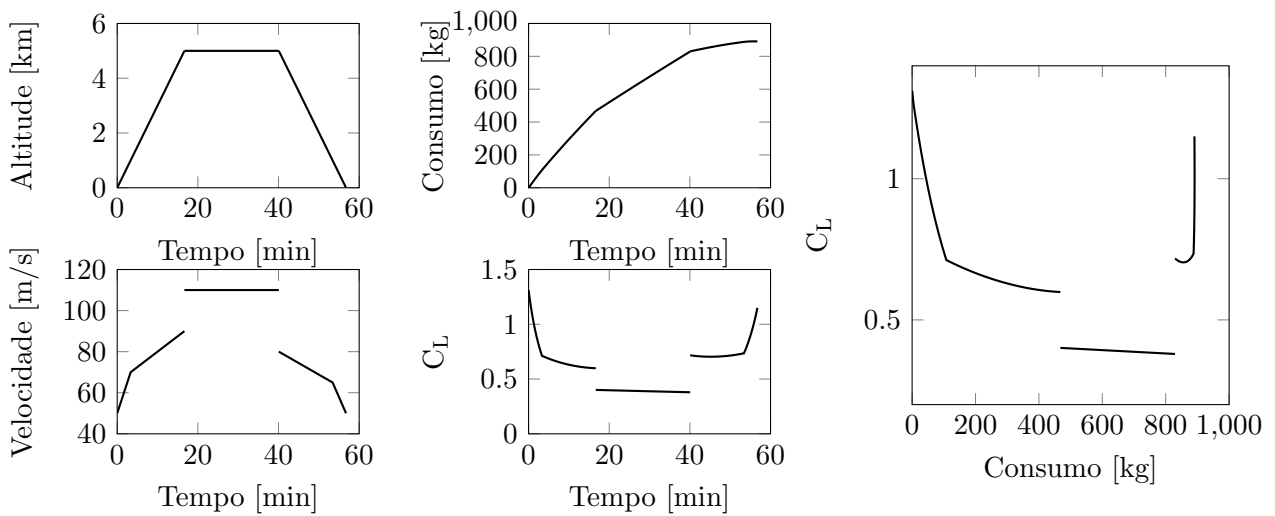


Figura 3.1.: Missão padrão considerada

3.3. Método da Linha de Sustentação

Nesta simulação, a subida se deu por 76 km, o cruzeiro, por 154,5 km e a descida, por 69,5 km, totalizando os 300 km de distância entre os dois aeroportos fictícios e consumiu-se 891 kg de combustível. Vale notar que todos os dados aqui utilizados foram levantados rapidamente pela equipe de projetos e servem apenas para uma primeira estimativa das características de cada trecho da missão.

Os resultados deste estudo serviram para estimar o C_L requerido e o consumo de combustível associado a cada fase do voo. Como o objetivo final deste trabalho é reduzir o consumo de combustível total da aeronave em uma missão, a importância de cada fase de voo na otimização foi ponderada pelo total de combustível consumido.

O gráfico em destaque na Figura 3.1 mostra o C_L estimado em função do consumo de combustível ao longo do voo. Com isso é possível determinar as fases do voo para que se deve otimizar a asa e qual o peso de cada uma durante o processo de otimização.

Foram definidas cinco condições de voo para a otimização. Elas e seus respectivos pesos são mostrados na Tabela 3.1.

Tabela 3.1.: Condições de voo para otimização da asa

Fase do voo	Peso na otimização	Massa [kg]	Densidade do ar [kg/m ³]	Velocidade de voo [m/s]	C_L
Decolagem	10%	7211	1,2	50	1,34
Subida	40%	7211	0,9	80	0,70
Cruzeiro 1	20%	7211	0,7	110	0,47
Cruzeiro 2	20%	6009	0,7	110	0,40
Cruzeiro 3	10%	3869	0,7	110	0,25

A condição de cruzeiro 1 corresponde ao peso máximo da aeronave, a condição 2 corresponde à aeronave com carga máxima e um mínimo de combustível, a condição 3 corresponde à aeronave com peso mínimo para voo.

A partir destes dados, percebe-se que a performance da asa em alto C_L , durante a subida, tem tanta importância quanto em C_L de cruzeiro, como esperado, dada a curta distância entre os aeroportos propostos para operação.

3.3. Método da Linha de Sustentação

Para prever o desempenho da asa em voo foi empregado o método da linha de sustentação de Prandtl. (ANDERSON, 2010)

3. Planta da Asa

Este método é baseado em se colocar um número finito de vórtices tipo ferradura ao longo da asa e resolver a circulação de cada um, obedecendo a certas condições de contorno, ilustrado na Figura 3.2. Ao se considerar a sustentação do aerofólio como linear com o ângulo de ataque, pode-se resolver estas equações de forma matricial.

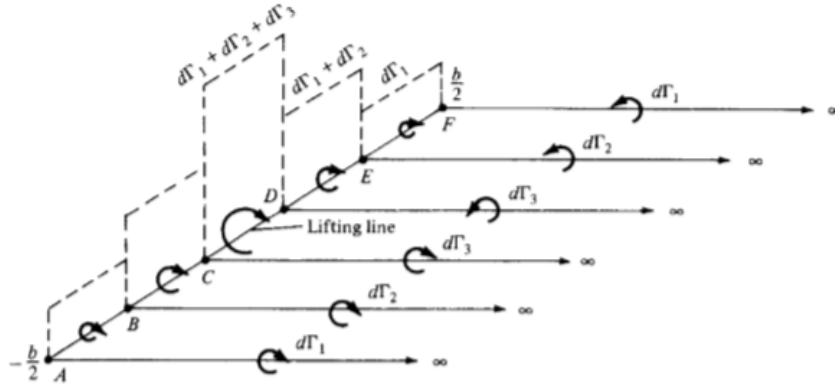


Figura 3.2.: Vórtices ferradura para método da linha de sustentação (ANDERSON, 2010)

A rotina desenvolvida em Matlab pode operar tanto de forma linear, resolvendo uma única operação matricial, quanto não-linear, resolvendo uma série iterativa de operações até que haja convergência. Esta segunda opção produz resultados mais precisos, em especial quando a asa está próxima do estol.

Também foi implementada a capacidade de o programa usar o *XFOIL* de maneira automática, analisando as seções 2D para diferentes perfis, números de Reynolds ou deflexões de flap, sempre que necessário.

O método produz diversas saídas, notadamente: os coeficientes de sustentação, arrasto e momento da asa e suas distribuições; o arrasto induzido da asa; e o ângulo de ataque aparente de cada seção discreta da asa.

O programa está disponível no Anexo B.1. Nesta seção, será usada sua versão simplificada e apenas linear, como no Anexo B.2.3.

3.4. Otimização da Torção

3.4.1. Definição do Problema

O código de linha de sustentação desenvolvido foi usado para se definir a torção aerodinâmica e geométrica da asa, além de fornecer as condições para as quais os aerofólios devem ser otimizados.

3.4. Otimização da Torção

Como entrada da otimização são dadas as condições de voo, incluindo o peso de cada uma, e o número de perfis de controle ao longo da asa. Entende-se por perfil de controle uma posição na envergadura com uma dada torção aerodinâmica ou geométrica.

A função de otimização pode variar tanto a posição quanto a torção de cada um dos perfis de controle. A torção é dada como um coeficiente de sustentação relativo. A Figura 3.3 ilustra as variáveis disponíveis para a otimização de torção.

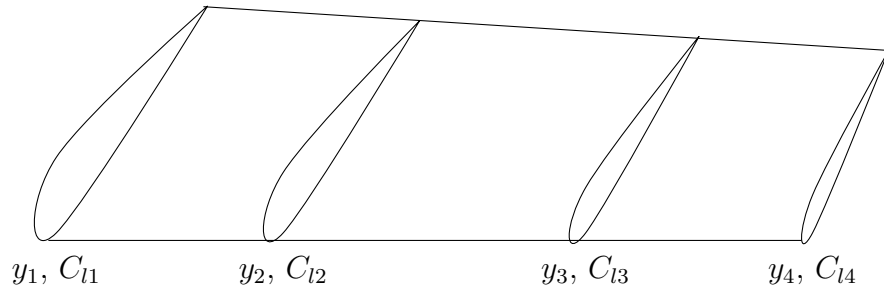


Figura 3.3.: Variáveis para otimização de torção na asa

Na figura, as variáveis y_i indicam a posição na direção da envergadura do perfil de controle na envergadura da asa. Sendo que a primeira e a última seção têm este valor fixo, respectivamente às coordenadas da raiz e da ponta da asa.

Os valores C_{li} representam o coeficiente de sustentação do perfil da seção relativo ao C_l da raiz da asa. Note que C_{l1} está fixo em zero pois está na raiz. Com isso, o número de variáveis a se otimizar é $2n - 3$, onde n é o número de perfis de controle definidos.

Isso significa que, quando o perfil da raiz estiver a um ângulo em que não gera sustentação, o próximo perfil de controle, localizado em y_2 , deverá estar posicionado de forma que geraria sustentação C_{l2} bidimensionalmente e assim por diante. Nesta etapa, considera-se que todos os perfis possuem a mesma derivada de C_l por α .

O alongamento da asa foi fixado em $AR = 10$ por requisitos estruturais. Inicialmente planejou-se incluir o afilamento como variável na otimização, mas percebeu-se que seu valor influenciava pouco na performance final da asa já que para cada afilamento, as outras variáveis poderiam ser modificadas para se encontrar um novo ponto ótimo. Observou-se que os pontos ótimos para cada afilamento geravam asas de performance muito parecida.

Assim, decidiu-se usar o afilamento $\lambda = 0,45$, como desenvolvido por NITA; SCHOLZ, 2012.

3. Planta da Asa

3.4.2. Método de Otimização

Foi criada em Matlab uma função objetiva para a otimização que, dadas as entradas descritas acima, calcula, via métodos da linha de sustentação, o arrasto induzido da asa em cada uma das condições de voo consideradas. A pontuação final da otimização é dada pela média ponderada dos coeficientes de arrasto induzido da asa nas cinco situações de voo consideradas.

Esta rotina interpola linearmente as características do perfil entre cada um dos perfis de controle escolhidos e divide a asa em um número definido de seções, concentradas próximas à ponta da asa. Como os dados dos perfis ainda não estão disponíveis nesse ponto do projeto, a curva $C_l \times \alpha$ é calculada como uma reta de coeficiente angular 2π que passa por um valor $C_l = C_{l0}$ em $\alpha = 0$.

A otimização é realizada pela função *fminsearch* do Matlab, (MATHWORKS, 2015). O código está disponível no Anexo B.2. Essa função executa uma rotina de otimização local, ou seja, busca a solução ótima a partir de um ponto inicial fornecido.

3.5. Resultados

Após diversas execuções da função, optou-se por usar quatro perfis de controle pois um número superior não melhorou os resultados significativamente a ponto de compensar a complexidade extra de projeto e de construção.

A Tabela 3.2 mostra os resultados obtidos após a otimização além de indicar qual foi o C_l real dos perfis de controle na asa tridimensional calculado pelo método da linha de sustentação. A otimização dos perfis considerou este valor para cada condição de voo mostrada na Tabela 3.1.

Tabela 3.2.: Resultados da otimização de torção aerodinâmica

	Seção 1	Seção 2	Seção 3	Seção 4
y [m]	0,00	5,12	7,89	9,38
C_{l0}	0,00	0,29	0,16	-0,52
C_l Decolagem	1,29	1,44	1,27	0,00
C_l Subida	0,65	0,77	0,66	0,00
C_l Cruzeiro 1	0,42	0,53	0,44	0,00
C_l Cruzeiro 2	0,35	0,45	0,36	0,00
C_l Cruzeiro 3	0,21	0,30	0,23	0,00

Estes valores serão dados de entrada para a otimização de perfis no Capítulo 4.

3.5. Resultados

A Figura 3.4 mostra alguns resultados desta rotina de otimização. O gráfico da esquerda indica a variação dos parâmetros de entrada e o da direita, os valores do arrasto induzido para cada condição de voo normalizados pelo arrasto obtido no início da rotina.

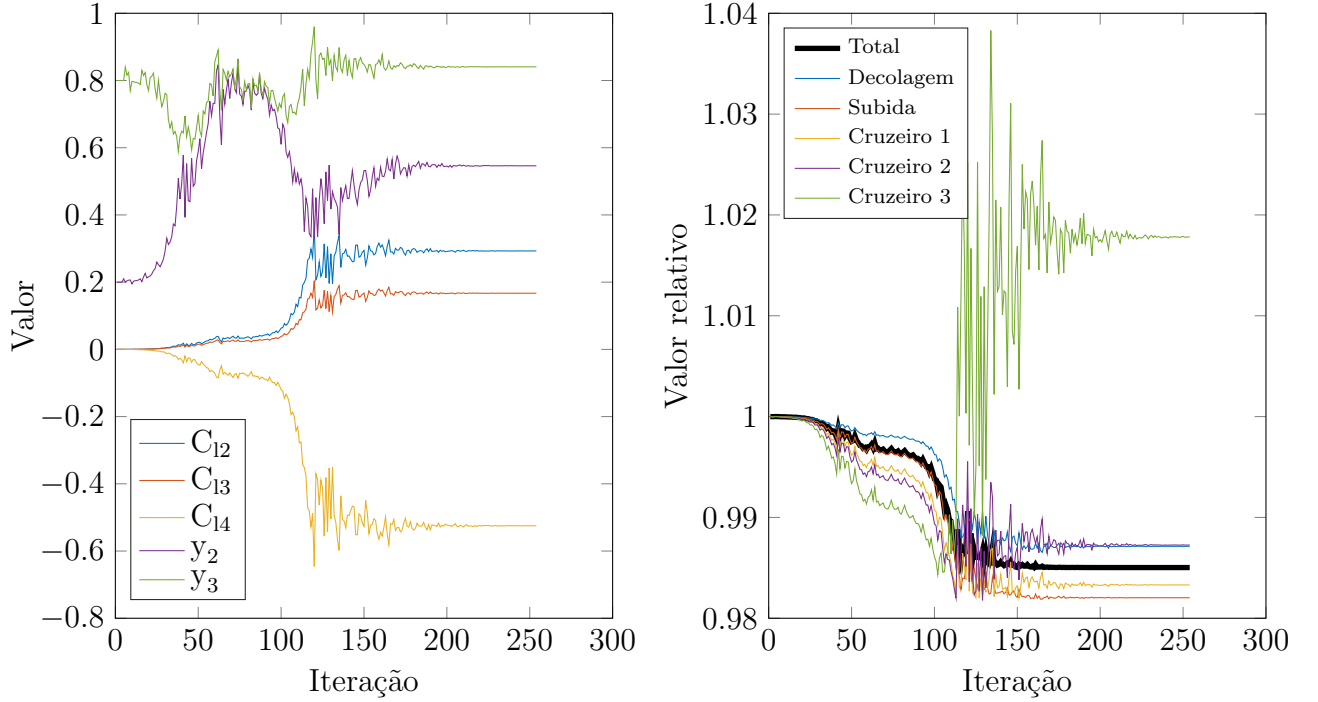


Figura 3.4.: Resultados da otimização de torção na asa: (a)Entradas e (b)Saídas

A Figura 3.5 Compara a distribuição da sustentação na asa em diferentes condições. O gráfico da esquerda mostra o valor do C_l de cada seção além da mudança de C_{l0} causada pela torção.

O gráfico da direita mostra a sustentação gerada por cada seção. Para possibilitar a comparação, todas as curvas foram normalizadas para ter integral unitária. Observa-se que a condição que se aproxima mais da distribuição elíptica é a de subida, que teve maior peso dado durante a otimização.

A condição de cruzeiro leve se afastou da elipse, a performance nesta situação foi reduzida para possibilitar a otimização em condições com maior influência no consumo de combustível da aeronave, como também pode ser percebido na Figura 3.4(b).

Para efeitos de comparação, a distribuição de sustentação obtida antes de aplicar a torção foi adicionada à comparação e está visivelmente mais afastada quando comparada à asa otimizada.

3. Planta da Asa

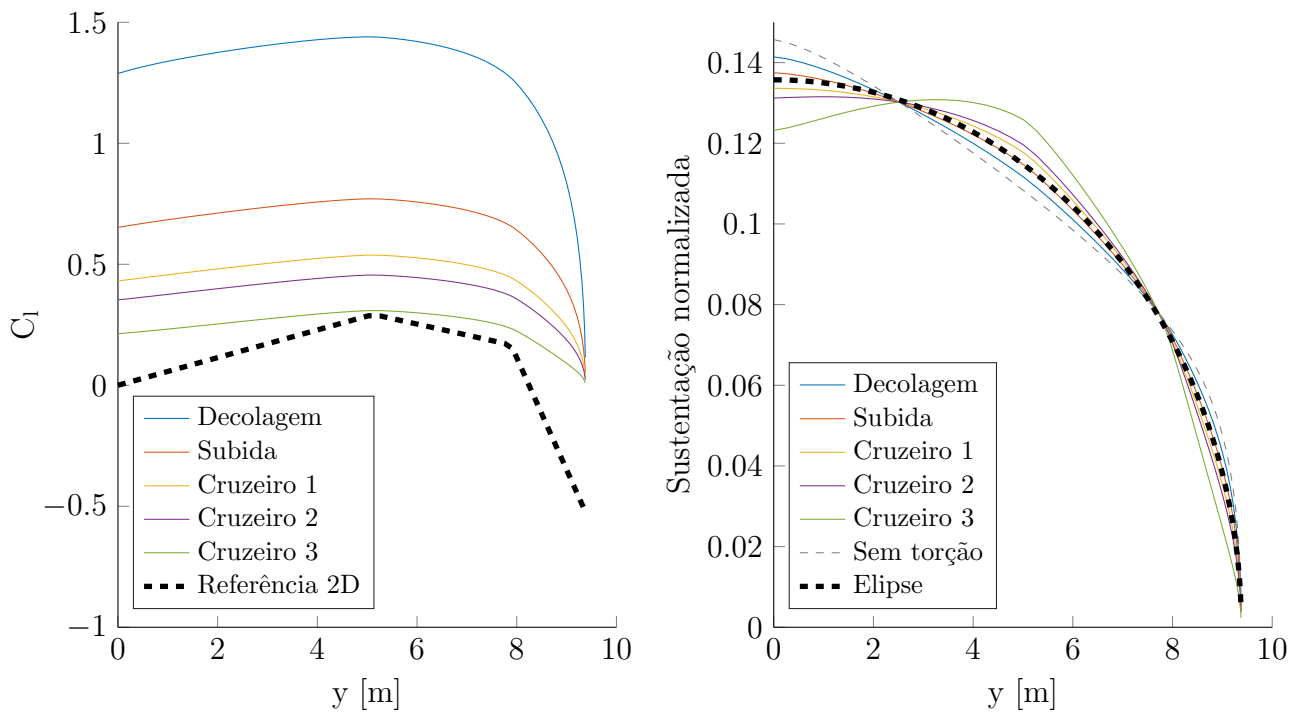


Figura 3.5.: Distribuição de sustentação na asa linearizada: (a) C_l e (b) Sustentação normalizada

CAPÍTULO 4

Desenvolvimento de Perfil

Conteúdo

4.1	Introdução	28
4.2	Objetivos da Otimização	28
4.3	Métodos de Otimização de Perfis	29
4.3.1	Parametrização CST	30
4.3.2	Gerador de Perfis Naca de 5 Dígitos	32
4.3.3	Avaliação do Perfil	33
4.3.4	Condições Iniciais	35
4.4	Resultados da Otimização	35
4.4.1	Perfis Harpia	36
4.4.2	Perfis Harpia LR	36
4.4.3	Iterações	38
4.5	Características dos Perfis	42
4.5.1	Perfis Harpia	43
4.5.2	Perfis Harpia LR	46

4. Desenvolvimento de Perfil

4.1. Introdução

Após o desenvolvimento da planta da asa e da definição de qual deve ser sua torção, partiu-se para o projeto dos perfis a serem usados em cada seção da asa.

Vários perfis já existentes foram analisados, em especial ao aerofólios Naca 23015, Naca 63_A415, Naca 747_A315, NLF₁ 0115, NLF₁ 0215f e NLF 1015, ilustrados na Figura 4.1.

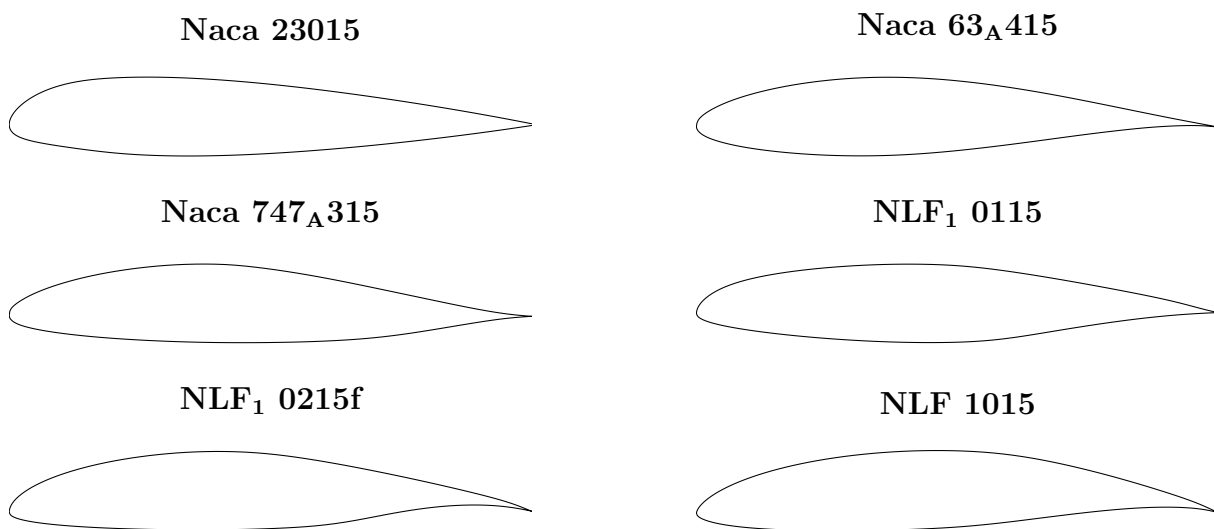


Figura 4.1.: Aerofólios usados como base para otimização

Assim como na otimização da asa, esta etapa considerou as fases de voo na Tabela 3.1.

Uma importante consideração a se fazer, especialmente lidando com perfis laminares, é a perda de performance no caso de um escoamento turbulento, ainda mais considerando-se a condição dos aeroportos onde a aeronave deve operar, com pouco movimento e sujeitos a sujeira e detritos, que podem danificar a asa e causar uma contaminação turbulenta.

Como requisito estrutural, a espessura na raiz da asa foi limitada a 15% de corda, podendo ser reduzida a 12% na ponta. Além disso, foi determinado que a 75% da corda a espessura não deve ser menos de 2/3 da máxima, isso se deve ao fato de esta ser a posição da longarina secundária, próxima à fixação dos flaps e ailerons.

4.2. Objetivos da Otimização

O objetivo final desta otimização é reduzir o arrasto da aeronave em suas diferentes condições de voo durante uma missão típica. Para isso, além das condições de voo usadas na otimização da

4.3. Métodos de Otimização de Perfis

torção da asa, foram adicionadas duas condições de escoamento com contaminação turbulenta, uma correspondente ao cruzeiro e outra, à subida. Para certas fases do voo, também foi criada uma condição de momento de arfagem máximo, para se reduzir o arrasto de trimagem.

A Tabela 4.1 mostra as condições consideradas e seus respectivos pesos. As duas últimas condições, indicadas pela letra *B*, têm a transição para turbulência forçada a 10% da corda para ambos os lados do perfil. A coluna n_{crit} indica o máximo crescimento das ondas TS antes da transição natural, de acordo com o método e^n .

Tabela 4.1.: Condições de voo para otimização dos perfis

Fase do voo	Massa [kg]	Densidade do ar [kg/m ³]	Velocidade de voo [m/s]	Transição forçada	n_{crit}
Decolagem	7211	1,2	50	-	9
Subida	7211	0,9	80	-	9
Cruzeiro 1	7211	0,7	110	-	12
Cruzeiro 2	6009	0,7	110	-	12
Cruzeiro 3	3869	0,7	110	-	12
Subida B	7211	0,9	80	10%	9
Cruzeiro 2B	6009	0,7	110	10%	12

O C_l usado em cada perfil foi calculado pelo método da linha de sustentação, como mostrado na Tabela 3.2. O último perfil, por estar na ponta da asa, sempre teve sua sustentação calculada como zero. Para que haja um valor não-nulo de sustentação, foi usada metade do C_l do aerofólio anterior como dado de entrada para este perfil.

A pontuação final dada a um aerofólio é a média ponderada dos coeficientes de arrasto nas diferentes condições de voo somada às penalidades dadas caso seu momento de arfagem seja muito alto ou sua espessura a 75% da corda seja muito pequena.

4.3. Métodos de Otimização de Perfis

Cada perfil é descrito por um arquivo de coordenadas de seus pontos, em geral, 151 pontos em x e em y , totalizando 302 valores, um número proibitivo de variáveis para se otimizar diretamente, em especial considerando a forte relação entre eles e a sensibilidade do *XFoil* a um perfil suave e com painéis bem espaçados. Foram buscados métodos para se descrever um perfil usando-se o mínimo possível de variáveis, preferencialmente mantendo-as tão independentes quanto possível.

4. Desenvolvimento de Perfil

4.3.1. Parametrização CST

Um método encontrado para se simplificar a descrição de um aerofólio é a *Class-Shape function Transformation*, ou CST. (CEZE; HAYASHI; VOLPE, 2009)

Este método envolve duas curvas, a primeira é a chamada função de classe, representada por $C(\eta)$, ela descreve a forma básica do que se está sendo parametrizado, neste caso, um aerofólio. A segunda é chamada de função de forma, representada por $S(\eta)$, que é multiplicada à função de classe para se obter a curva final.

CEZE; HAYASHI; VOLPE, 2009 usam duas parametrizações CST em um aerofólio, uma para seu extradorso e outra para seu intradorso. Neste trabalho foi usada uma parametrização para a espessura e outra para o camber do perfil.

A função de classe para a espessura pode ser dada por:

$$C(\eta) = \eta^{p_1} (1 - \eta)^{p_2} \quad (4.1)$$

Onde η é a posição relativa na corda do perfil e p_1 e p_2 são parâmetros de forma.

A função de forma deve ser analítica e é usada para modificar a função de classe. Ela pode ser dada de diversas formas, por exemplo splines ou polinômios. Neste trabalho, polinômios de Bernstein são usados, eles são da forma:

$$B_{pn}(\eta) = \sum_{i=0}^n [p_i K_{i,n} \eta^i (1 - \eta)^{n-i}] \quad ; \quad K_{i,n} = \frac{n!}{i!(n-i)!} \quad (4.2)$$

Estes polinômios têm a propriedade de serem não-negativos no intervalo de zero a um, além de ter soma unitária neste mesmo intervalo quando todos os valores p_i são unitários.

A Figura 4.2 mostra um polinômio de quarta ordem e suas parcelas. Cada termo ponderado por seu respectivo valor p_i .

Note que cada polinômio age mais sobre uma determinada região da curva final. Esta propriedade se torna bastante útil pois cada variável da otimização se torna responsável por uma parte distinta do aerofólio sem comprometer sua continuidade.

A Figura 4.3 ilustra uma curva modificada por um polinômio de Bernstein, trazendo a curva original, ou função de classe, e a curva de modificação, ou função de forma.

Assim, para este trabalho, são calculadas três curvas para cada perfil. A primeira, $C_e(\eta)$, é a função de classe da espessura, dada pela Equação 4.1, esta curva tem dois parâmetros a serem modificados. O primeiro parâmetro é limitado a menos que um, para que o bordo de ataque tenha seu formato arredondado característico e o segundo parâmetro, limitado a maior que ou igual a um, para que o bordo de fuga tenha o formato esperado.

4.3. Métodos de Otimização de Perfis

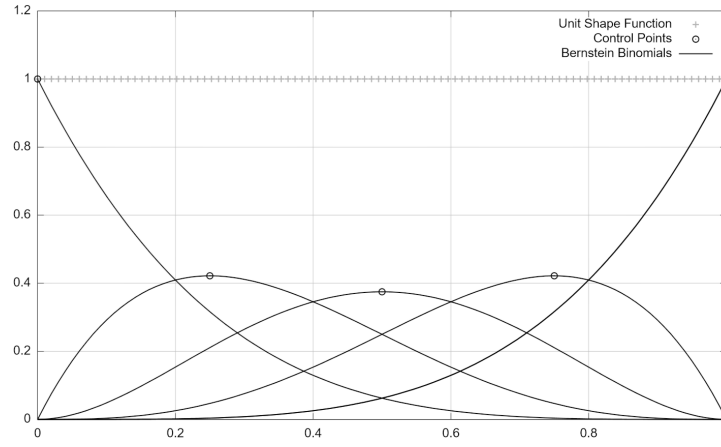


Figura 4.2.: Polinômio de Bernstein de quarta ordem (CEZE; HAYASHI; VOLPE, 2009)

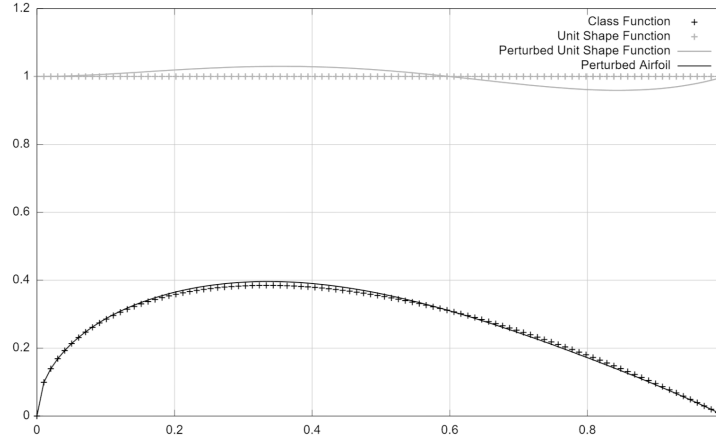


Figura 4.3.: Exemplo de curva modificada por CST (CEZE; HAYASHI; VOLPE, 2009)

A segunda, $S_e(\eta)$, é a função de forma da espessura, dada pela Equação 4.2, esta curva tem um número variável de parâmetros, definido como N_e , que define a ordem do polinômio usado. Nesta curva, o último parâmetro é unitário e fixo, um valor variável possibilitaria a produção de bordos de fuga exageradamente finos. A alteração do ângulo do bordo de fuga ainda é possível ao se modificar a função de classe. Os parâmetros desta curva devem ser sempre positivos, para que se produza uma espessura positiva.

A terceira, $S_c(\eta)$, é a função de forma do camber, também dada pela Equação 4.2, e com número variável de parâmetros, definido como N_c . Sendo que o primeiro e o último parâmetros são sempre nulos para que a linha de camber passe pelo zero nos bordos de ataque e de fuga. Neste caso, os parâmetros podem ser positivos ou negativos.

A função de classe da espessura é sempre unitária.

4. Desenvolvimento de Perfil

Com isso, há um total de $N_e + N_c - 1$ variáveis para se definir o aerofólio. A forma do aerofólio é dada por:

$$y^* = S_c(\eta) \pm C_e(\eta)S_e(\eta) \quad (4.3)$$

O valor final de y é obtido ao se transformar linearmente y^* para se obter a espessura máxima desejada.

Foi desenvolvido um código em Matlab que lê um arquivo de coordenadas de um perfil e calcula os parâmetros p_i que melhor o aproximam por um método de mínimos quadrados, ele é mostrado no Anexo B.3.6. O código que gera as coordenadas a partir dos parâmetros dados está no Anexo B.3.5.

4.3.2. Gerador de Perfis Naca de 5 Dígitos

Durante os trabalhos desenvolvidos, foi percebido que os perfis Naca da série de cinco dígitos possuem uma excelente performance para esta classe de aeronave, sendo muito usados em aeronaves semelhantes. Estes aerofólios são descritos por expressões analíticas de espessura e camber.

Sua numeração é dada da forma $LPQTT$, onde L se refere ao camber, sendo 15% do C_l de projeto. P se refere à posição de máximo camber, sendo um vigésimo deste valor. Q indica o tipo de linha de camber, sendo 0 a linha padrão. TT é a espessura máxima do perfil em porcentagem da corda.

A linha de camber é definida por:

$$y_c(\eta) = \frac{k}{6} [\eta^3 - 3r\eta^2 + r^2(3 - r)\eta] \quad (4.4)$$

Onde r e k dependem do segundo dígito, como definido pela Tabela 4.2.

Tabela 4.2.: Valores tabelados para geração de perfil Naca de 5 dígitos

P	r	k
1	0,0580	361,40
2	0,1260	51,640
3	0,2025	15,957
4	0,2900	6,6430
5	0,3910	3,2300

4.3. Métodos de Otimização de Perfis

A espessura, assim como na série de quatro dígitos, é definida pela equação:

$$y_t(\eta) = 5T (a_0\eta^{0.5} + a_1\eta^1 + a_2\eta^2 + a_3\eta^3 + a_4\eta^4) \quad (4.5)$$

Onde T é a espessura e a_i são coeficientes do polinômios definidos como $a_0 = 0.2969$, $a_1 = -0.126$, $a_2 = -0.3516$, $a_3 = 0.2843$ e $a_4 = -0.1015$.

Como definido, existe um número finito de perfis de cinco dígitos, já que os parâmetros de entrada são números inteiros. Neste trabalho, foi criada uma função que pode variar os valores de entrada de maneira contínua, possibilitando a criação de um número infinito de perfis. Para isso, os valores da Tabela 4.2 são interpolados de maneira cúbica, se necessário. Também foi dada a possibilidade de se variar os parâmetros a_i , para se alterar a espessura, notando-se que sua soma deve se manter constante para que o bordo de fuga tenha sempre a mesma espessura. A função criada para isto está no Anexo B.3.4.

4.3.3. Avaliação do Perfil

Foi criada uma rotina de avaliação que recebe os parâmetros para sua criação, gera o perfil, o analisa no *XFoil* (DRELA; GILES, 1987) nas condições de voo e o pontua com base nos parâmetros de entrada. Esta rotina, implementada em Matlab, é capaz de utilizar a capacidade de processamento paralelo disponível em computadores modernos ao analisar as diferentes condições de voo para um aerofólio de maneira concorrente, iniciando diversas instâncias concorrentes do *XFoil*.

O código foi preparado para ser compatível tanto como o sistema operacional Windows quanto com o Linux. Essa diferenciação foi necessária devido à interação do programa com o sistema ao chamar o arquivo executável do *XFoil* e monitorar seu processo, inclusive reagindo corretamente a eventuais travamentos ou não-convergências. A alternância dos comandos de um sistema para outro se dá de maneira automática.

Diversas rotinas de otimização foram tentadas. De métodos de otimização global, que exploram todo o domínio de soluções, um algoritmo genético, por exemplo, a métodos locais, que partem de um ponto inicial e realizam uma busca a seu redor.

Métodos globais tiveram muita dificuldade de encontrar perfis com boa performance nas condições escolhidas e foram descartados.

Entre os métodos de otimização local tentados, os melhores resultados foram obtidos com a função *fminsearch* do Matlab, assim como na otimização da torção da asa. Seu método de busca não depende do gradiente da função. (MATHWORKS, 2015)

O código completo de otimização de perfis se encontra no Anexo B.3.

4. Desenvolvimento de Perfil

Para aumentar a performance, evitando o uso excessivo de escritas e leituras no disco rígido, a pasta onde os comandos para o *XFoil* são gravados e de onde seus resultados são lidos foi criada como um *hardlink* à pasta */dev/shm* do Linux. Assim, os dados nesta pasta são armazenados na memória RAM, e não no disco rígido. (SPI, 2014)

Cada execução para os quatro perfis necessários leva poucos minutos em um servidor equipado com dois processadores Intel Xeon E5-2690, totalizando 16 núcleos e 32 *threads* lógicos, sendo que apenas quatro *threads* foram disponibilizados ao Matlab.

A pontuação final de um perfil é dada por:

$$P = \sum (p_i C_{d,i}) + \sum [P_{C_{m,i}} \max(C_{m,min,i} - C_{m,i}, 0)] + P_e \max(e_{75\%} - e_{75\%,max}, 0) + N_f \quad (4.6)$$

Onde p_i é o peso de cada situação na otimização e $C_{d,i}$, seu respectivo arrasto. $P_{C_{m,i}}$ e $C_{m,i}$ indicam o coeficiente de momento do perfil em cada condição e seu peso, sendo $C_{m,min,i}$ o valor mais negativo que não recebe nenhuma penalidade. P_e é o coeficiente de penalidade para um bordo de fuga muito fino, sendo $e_{75\%}$ e $e_{75\%,max}$ a espessura a 75% da corda e a mínima espessura desejada, respectivamente. N_f indica o número de condições de voo que não convergiram no *XFoil*.

A Tabela 4.3 mostra os valores usados durante a otimização. A penalidade para um bordo de fuga muito fino foi definida como $P_e = 10$.

Tabela 4.3.: Parâmetros da otimização de perfis

Fase do voo	p_i	$P_{C_{m,i}}$	$C_{m,min,i}$
Decolagem	10%	1	-0,02
Subida	20%	1	-0,02
Cruzeiro 1	20%	1	-0,02
Cruzeiro 2	10%	1	-0,04
Cruzeiro 3	10%	0	-
Subida B	20%	0	-
Cruzeiro 2B	10%	0	-

A espessura dos perfis foi definida em conjunto com o projeto estrutural da aeronave, foi decidido que a espessura na raiz da asa deve ser 15% da corda e na ponta, 12%. Os valores de C_l para cada condição e as cordas e espessuras de cada perfil são mostradas na Tabela 4.4. Os números de Reynolds e de Mach são calculados com base nestes dados e nas condições de voo fornecidas.

4.4. Resultados da Otimização

Tabela 4.4.: Sustentação e dimensões dos perfis para otimização

		Perfil 1	Perfil 2	Perfil 3	Perfil 4
C_l	Decolagem	0,2090	0,3035	0,2306	0,1153
	Subida	0,3460	0,4476	0,3624	0,1812
	Cruzeiro 1	0,4230	0,5286	0,4365	0,2183
	Cruzeiro 2	0,6526	0,7701	0,6575	0,3489
	Cruzeiro 3	1,2887	1,4390	1,2696	0,6699
	Subida B	0,3460	0,4476	0,3624	0,1812
	Cruzeiro 2B	0,6526	0,7701	0,6575	0,3489
	Corda	2,5878	1,8108	1,3920	1,1652
	Espessura	15,00%	13,36%	12,48%	12,00%

4.3.4. Condições Iniciais

A otimização foi executada diversas vezes com parâmetros de entrada diferentes. Foi observado que os algoritmos de busca local usados raramente fazem grandes mudanças ao aerofólio inicial, apenas o otimizam para as condições de voo desejadas.

Todos os perfis da Figura 4.1 foram usados como entrada para a otimização com parametrização CST.

Esta condição inicial é usada apenas para o primeiro perfil de uma série pois o ponto ótimo encontrado para cada perfil é usado como condição inicial para o próximo.

4.4. Resultados da Otimização

A partir das rodadas de otimização, dois conjuntos de perfis foram selecionados como tendo os melhores resultados.

O primeiro, com os perfis Harpia 1, 2, 3 e 4, foi escolhido para uso na aeronave de projeto, ele foi obtido com o gerador de perfis Naca de cinco dígitos, também modificando-se o polinômio de espessura da Equação 4.5.

O segundo, denominado de Harpia LR (*Long Range*), foi criado a partir do perfil Naca 747_A315, da série 7. Estes perfis obtiveram uma pontuação semelhante ao conjunto anterior, mas com uma grande vantagem em condição de cruzeiro e uma desvantagem nas outras, além de um C_l máximo menor. No caso de uma aeronave para missões mais longas, por exemplo um avião executivo, em que se passa muito mais tempo em cruzeiro, estes aerofólios se mostrariam mais interessantes.

4. Desenvolvimento de Perfil

4.4.1. Perfis Harpia

O conjunto de perfis Harpia é mostrado na Figura 4.4, com os dados para sua geração, na Tabela 4.5. Estes valores, quando entrados na função do Anexo B.3.4, retornam as coordenadas dos aerofólios.

Com base na torção aerodinâmica necessária, mostrada na Tabela 3.2, os ângulos de fixação dos perfis devem ser, respectivamente, $-1,2^\circ$, $1,1^\circ$, $0,0^\circ$ e $-5,4^\circ$. Esses valores são relativos a um ângulo de ataque em que o perfil da raiz da asa gere sustentação nula.

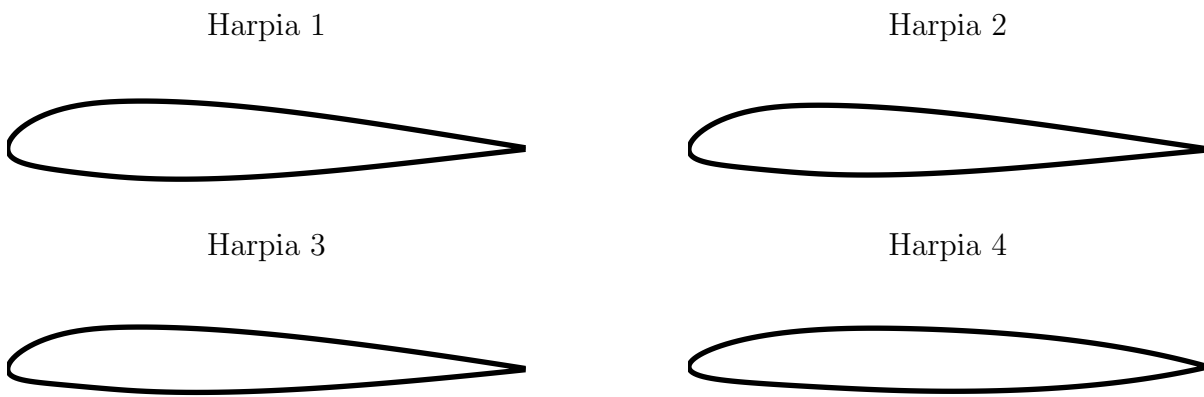


Figura 4.4.: Perfis Harpia

Tabela 4.5.: Dados para geração dos perfis Harpia

	Espessura	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6	p_7
Harpia 1	15.00%	1.926	33.453	0.3216	-0.1262	-0.3874	0.2397	-0.1007
Harpia 2	13.36%	2.054	35.096	0.3261	-0.1311	-0.3855	0.2328	-0.0913
Harpia 3	12.48%	2.135	34.456	0.3393	-0.1329	-0.3841	0.2361	-0.0889
Harpia 4	12.00%	1.204	52.102	0.3598	-0.1201	-0.2626	0.2557	-0.0859

4.4.2. Perfis Harpia LR

O conjunto de perfis Harpia LR está ilustrados na Figura 4.5, os dados para sua geração estão na Tabela 4.6 e, ao dados como entrada para a função do Anexo B.3.5 geram suas coordenadas. Neste caso foram usados $Ne = Nc = 10$ nos polinômios de Bernstein.

A partir da torção aerodinâmica necessária, mostrada na Tabela 3.2, o ângulo de fixação dos perfis foi calculado como $-0,6^\circ$, $1,8^\circ$, $0,8^\circ$ e $-2,3^\circ$, nas mesmas condições dos perfis anteriores.

4.4. Resultados da Otimização

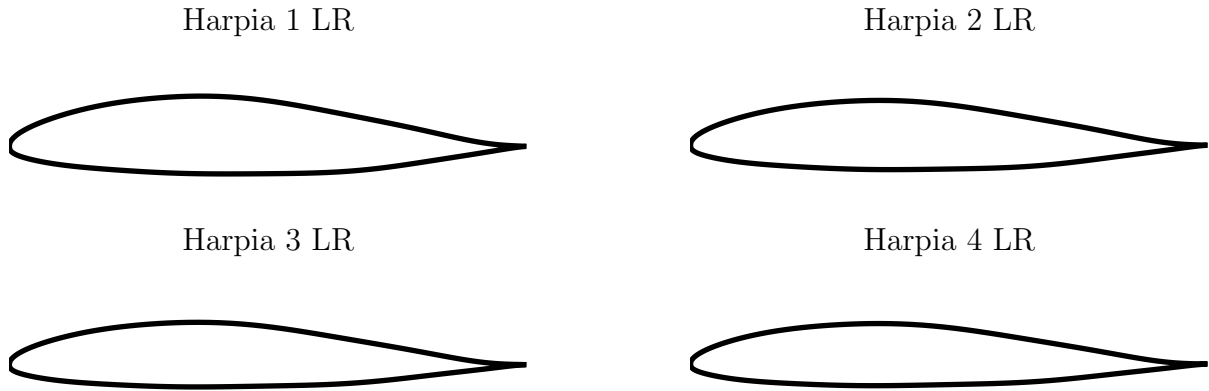


Figura 4.5.: Perfis Harpia LR

Tabela 4.6.: Dados para geração dos perfis Harpia LR

Parâmetros de classe da espessura	Espessura	p_1	p_2
Harpia 1 LR	15.00%	0.4403	1.1737
Harpia 2 LR	13.36%	0.4343	1.2176
Harpia 3 LR	12.48%	0.4343	1.2638
Harpia 4 LR	12.00%	0.4372	1.2653

Parâmetros de forma da espessura	p_3	p_4	p_5	p_6	p_7	p_8	p_9	p_{10}	p_{11}
Harpia 1 LR	1.157	1.676	0.801	2.627	1.203	1.883	1.845	2.298	1.512
Harpia 2 LR	1.177	1.665	0.796	2.634	1.197	1.867	1.866	2.307	1.519
Harpia 3 LR	1.175	1.666	0.797	2.633	1.198	1.868	1.866	2.308	1.518
Harpia 4 LR	1.267	1.663	0.801	2.644	1.204	1.881	1.854	2.322	1.521

Parâmetros de forma do camber	p_{12}	p_{13}	p_{14}	p_{15}	p_{16}	p_{17}	p_{18}	p_{19}
Harpia 1 LR	0.1750	-0.0603	0.9173	-1.2611	2.2734	-1.8127	1.0251	-0.3249
Harpia 2 LR	0.1737	-0.0624	0.9125	-1.2583	2.2541	-1.7910	1.0404	-0.3240
Harpia 3 LR	0.1738	-0.0624	0.9124	-1.2578	2.2794	-1.7915	1.0404	-0.3238
Harpia 4 LR	0.1744	-0.0611	0.9024	-1.2663	2.2710	-1.7609	1.0243	-0.3232

4. Desenvolvimento de Perfil

4.4.3. Iterações

A Figura 4.6 mostra a evolução do arrasto médio ao longo da otimização para os oito perfis.

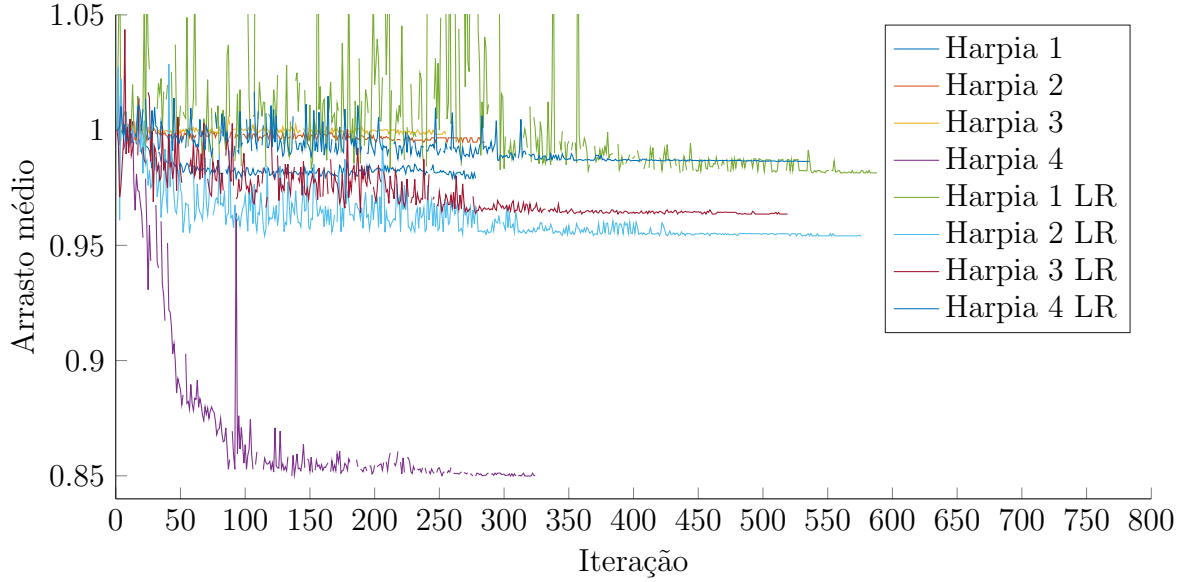


Figura 4.6.: Evolução do arrasto do perfil Harpia 1

As Figuras 4.7 e 4.8 mostram a variação do arrasto dos perfis Harpia 1 e Harpia 1 LR ao longo da otimização. Os valores foram normalizados pelo arrasto inicial de cada condição.

Para o perfil Harpia 1, todas as condições tiveram seu arrasto reduzido, entre 0,5% e 4%. A média ponderada da redução foi de aproximadamente 2%.

A otimização do perfil Harpia 1 LR teve diversos picos de arrasto e mais pontos não convergidos, isso provavelmente se deve à sua dependência da laminaridade do escoamento para manter sua performance, aumentando a sensibilidade a pequenas mudanças. Sua média de redução de arrasto também foi próxima de 2%.

As Figuras 4.9 e 4.10 mostram a evolução do C_m dos perfis ao longo da otimização.

O perfil Harpia 1 teve o módulo de seu momento aumentado, mas ainda dentro da margem definida como boa.

O momento do perfil Harpia 1 LR se manteve praticamente constante ao longo das iterações.

A Figura 4.11 mostra a evolução da espessura dos bordos de fuga dos perfis. Em geral, esse valor se manteve próximo ao inicial. As exceções são o perfil Harpia 4, que teve sua espessura aumentada, como pode-se perceber na Figura 4.4, e o Harpia 1, que teve a espessura próxima ao bordo de fuga reduzida.

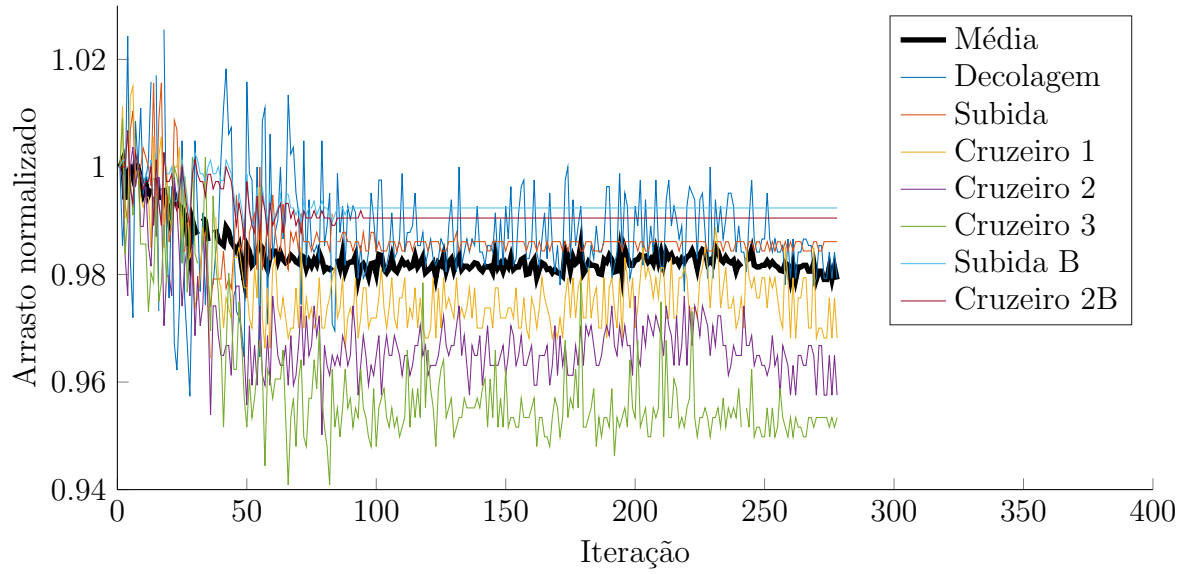


Figura 4.7.: Evolução do arrasto do perfil Harpia 1

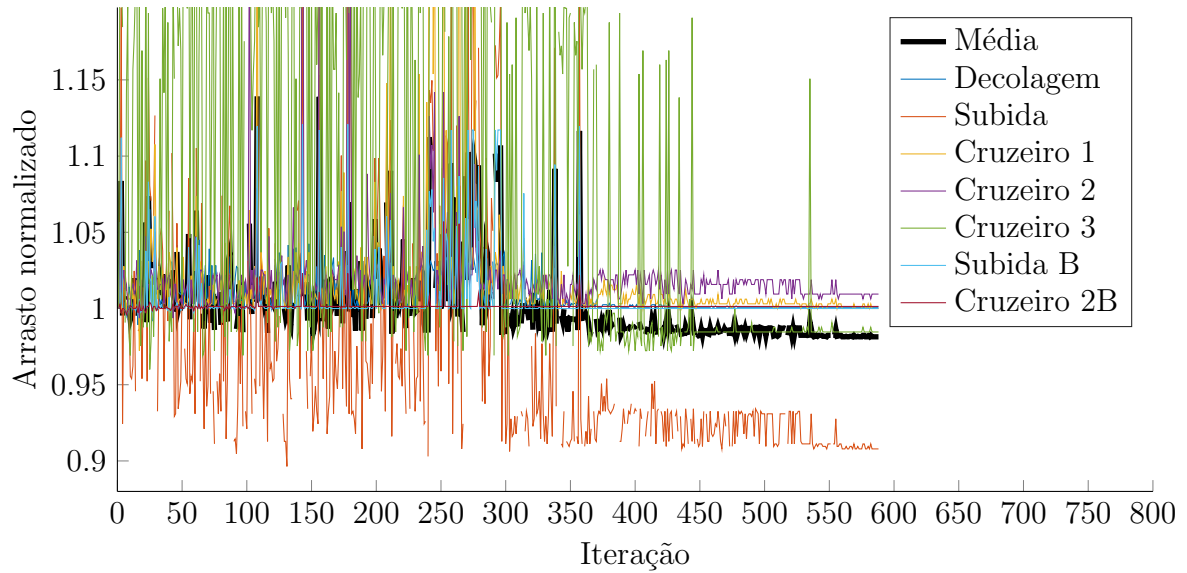


Figura 4.8.: Evolução do arrasto do perfil Harpia 1 LR

4. Desenvolvimento de Perfil

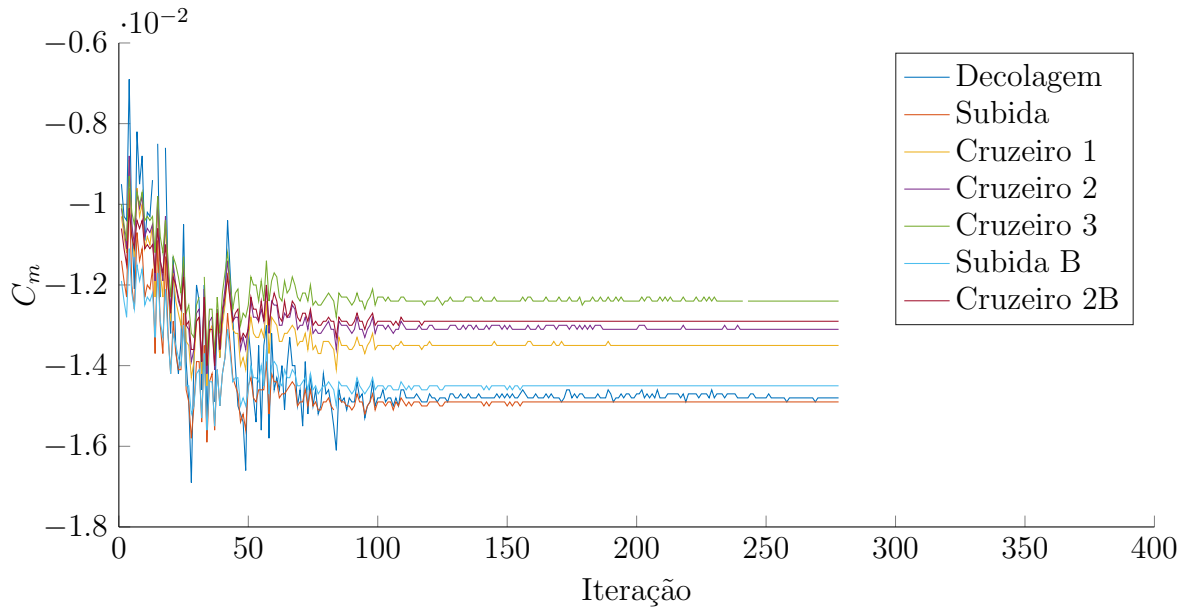


Figura 4.9.: Evolução do momento do perfil Harpia 1

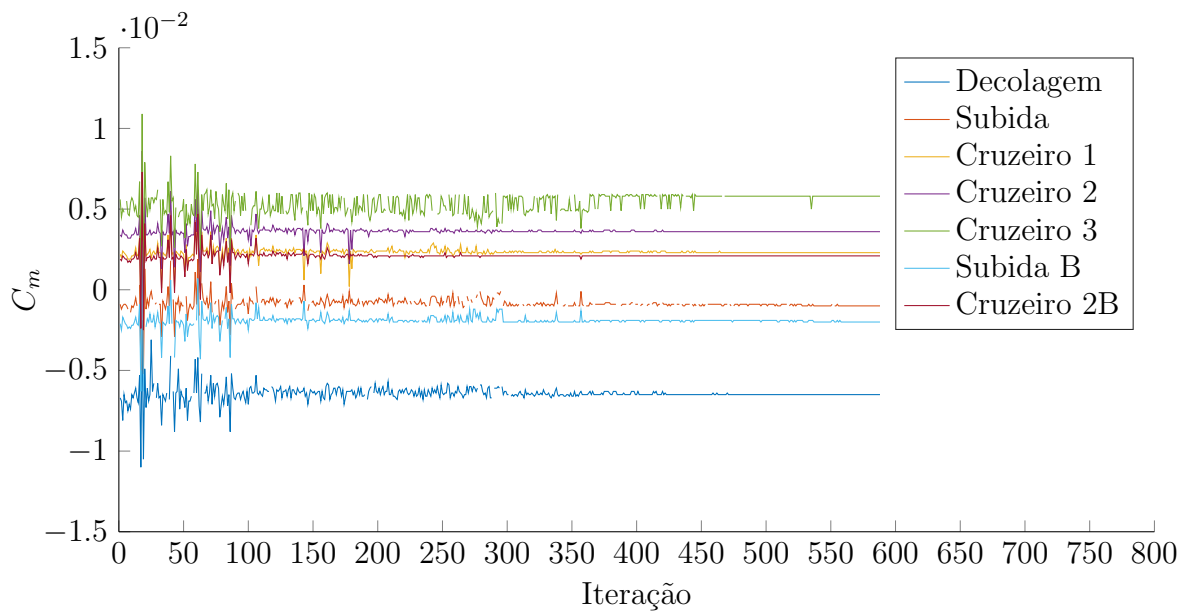


Figura 4.10.: Evolução do momento do perfil Harpia 1 LR

4.4. Resultados da Otimização

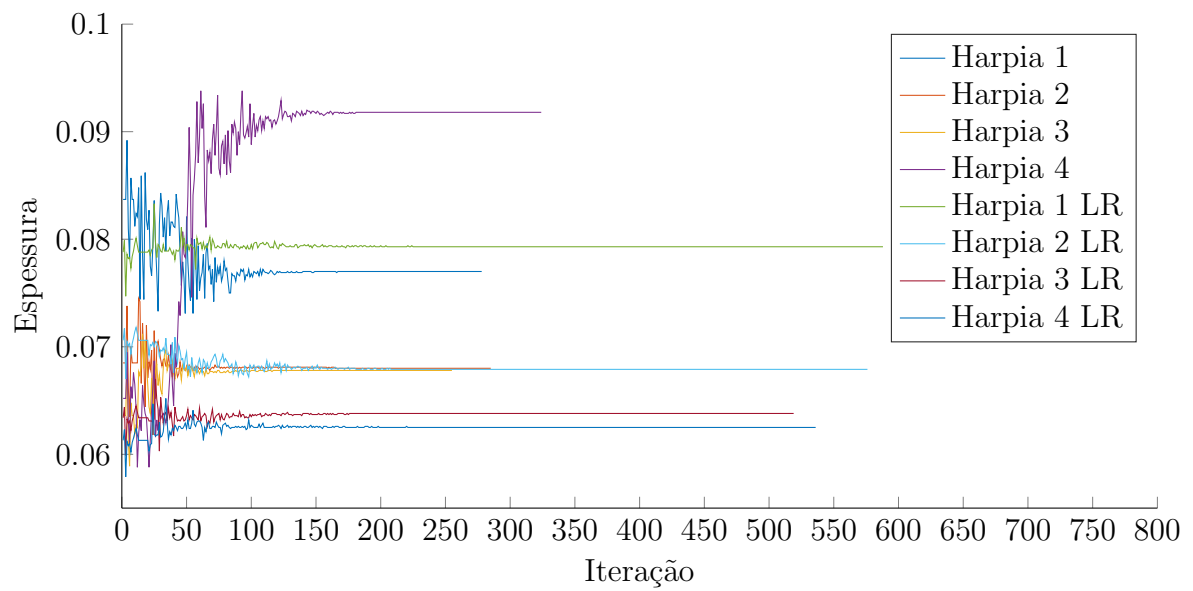


Figura 4.11.: Evolução da espessura a 75% da corda nos perfis

4. Desenvolvimento de Perfil

4.5. Características dos Perfis

O arrasto dos perfis desenvolvidos para cada condição de voo é mostrado nas Tabelas 4.7 e 4.8.

Tabela 4.7.: Arrasto dos perfis Harpia nas diferentes condições de voo (Em *Drag counts*)

	Harpia 1	Harpia 2	Harpia 3	Harpia 4
Decolagem	80,4	108,9	92,4	65,8
Subida	56,8	59,4	56,8	44,7
Cruzeiro 1	51,7	52,9	51,8	37,9
Cruzeiro 2	51,9	52,2	52,0	37,0
Cruzeiro 3	53,2	52,5	54,3	36,6
Subida B	78,1	84,5	84,5	82,8
Cruzeiro 2B	73,0	77,7	78,5	79,7
Média	63,2	68,5	66,3	55,0

Tabela 4.8.: Arrasto dos perfis Harpia LR nas diferentes condições de voo (Em *Drag counts*)

	Harpia 1 LR	Harpia 2 LR	Harpia 3 LR	Harpia 4 LR
Decolagem	120,1	166,2	130,5	67,5
Subida	55,2	74,3	61,5	36,3
Cruzeiro 1	32,5	38,2	35,7	33,7
Cruzeiro 2	32,0	35,6	34,8	33,7
Cruzeiro 3	32,0	33,9	34,1	33,7
Subida B	79,4	89,5	84,2	79,3
Cruzeiro 2B	73,8	77,7	77,9	76,0
Média	59,2	71,7	64,0	50,9

Nota-se que os perfis Harpia LR possuem um arrasto muito menor em condição de cruzeiro, mas uma performance ligeiramente pior em subida e e muito pior em decolagem, além de terem uma perda considerável de performance no caso de um escoamento com contaminação turbulenta.

Estes perfis seriam muito mais indicados para uso, por exemplo, em um avião executivo, que percorre distâncias muito maiores em cruzeiro e opera, geralmente, em aeroportos de maior movimento, longe de sujeira e detritos que podem comprometer a laminaridade do escoamento.

Os perfis Harpia, apesar do arrasto médio ligeiramente maior, foram escolhidos por terem um comportamento mais constante, além de um C_l máximo maior, simplificando o sistema de hipersustentação.

4.5.1. Perfis Harpia

As Figuras 4.12, 4.13 e 4.14 mostram a curva $C_l \times \alpha$, a polar de arrasto e a curva $C_m \times C_l$ para os perfis Harpia, além do perfil Naca 23015, usado como condição inicial na otimização. Os valores foram obtidos com o *XFoil* usando número de Reynolds 6 milhões, número de Mach 0,3 e parâmetro n crítico 12. Vale notar que o número de Reynolds das curvas é o mesmo, enquanto na asa ele varia devido ao afilamento.

Nota-se que a sustentação máxima se manteve praticamente inalterada, próxima de $C_l = 1,8$, com exceção do perfil da ponta da asa, que estola com $C_l = 1,45$, o que não se torna um problema, já que este perfil está presente apenas muito próximo da ponta da asa, onde a sustentação real é bastante reduzida devido ao ângulo de ataque induzido nesta região.

O arrasto, principal objetivo desta otimização, foi reduzido em toda a faixa operacional, o perfil original só se mostra vantajoso acima de $C_l = 1,5$. O perfil Harpia 4 apresenta um arrasto muito reduzido a baixas sustentações, isso se deve a sua camada limite, laminar por uma fração maior da corda nesta condição.

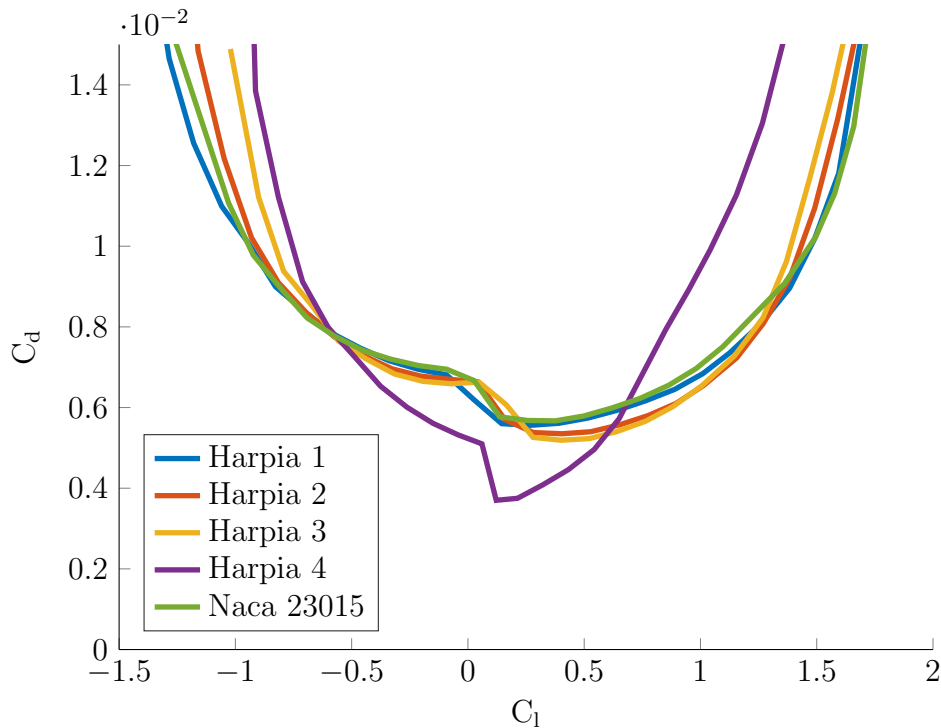


Figura 4.12.: Polar de arrasto dos perfis Harpia

4. Desenvolvimento de Perfil

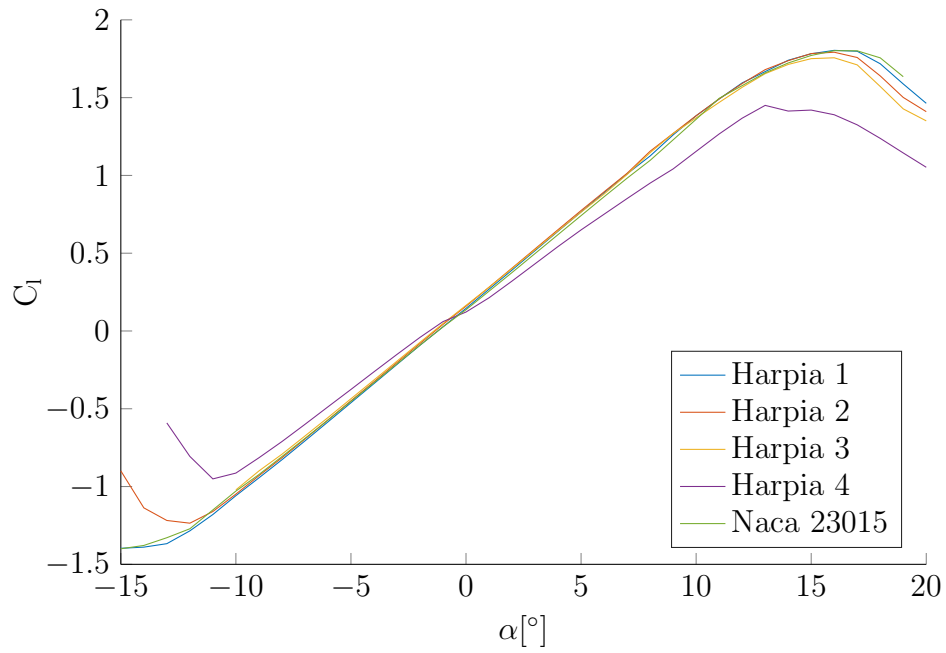


Figura 4.13.: Gráfico de $C_l \times \alpha$ dos perfis Harpia

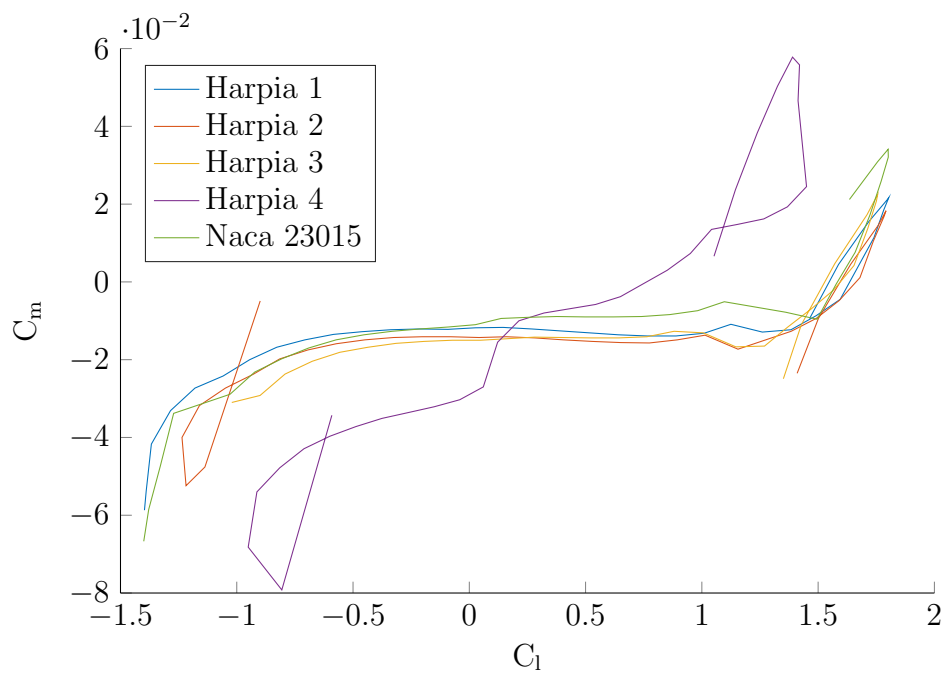


Figura 4.14.: Gráfico de $C_m \times C_l$ dos perfis Harpia

4.5. Características dos Perfis

A Figura 4.15 mostra como varia o ponto de transição com o coeficiente de sustentação. As linhas cheias se referem ao extradorso e as tracejadas, ao intradorso.

Em condição de cruzeiro, o XFOIL considera a transição próxima de 25% da corda, exceto para o perfil da ponta da asa, que está entre 40% e 50%. Em condição de subida, as transições são consideradas próximas de 20%. Nota-se que houve um pequeno deslocamento deste ponto à jusante em relação ao perfil Naca 23015.

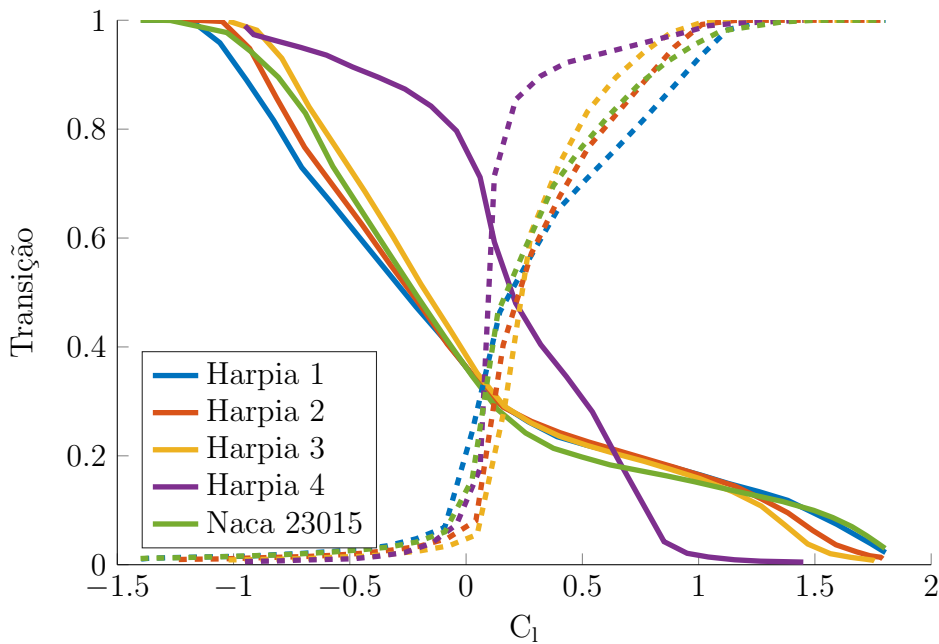


Figura 4.15.: Gráfico de ponto de transição por C_l dos perfis Harpia

A Figura 4.16 mostra a distribuição de pressão nos perfis para $C_l = 0,5$. Note o pico de sucção e, logo depois, o gradiente de pressão desfavorável. Esse rápido aumento na pressão facilita a transição ao alterar o perfil do escoamento na camada limite e torná-la mais receptiva a perturbações, o que causa uma amplificação na amplitude das ondas TS, levando à transição. O perfil Harpia 4, da ponta da asa, difere um pouco deste comportamento devido ao deslocamento à jusante de seu ponto de maior espessura.

A Figura 4.17 mostra a mesma distribuição de pressão, mas para $C_l = 1$, a mesma observação da imagem anterior é válida para esta.

4. Desenvolvimento de Perfil

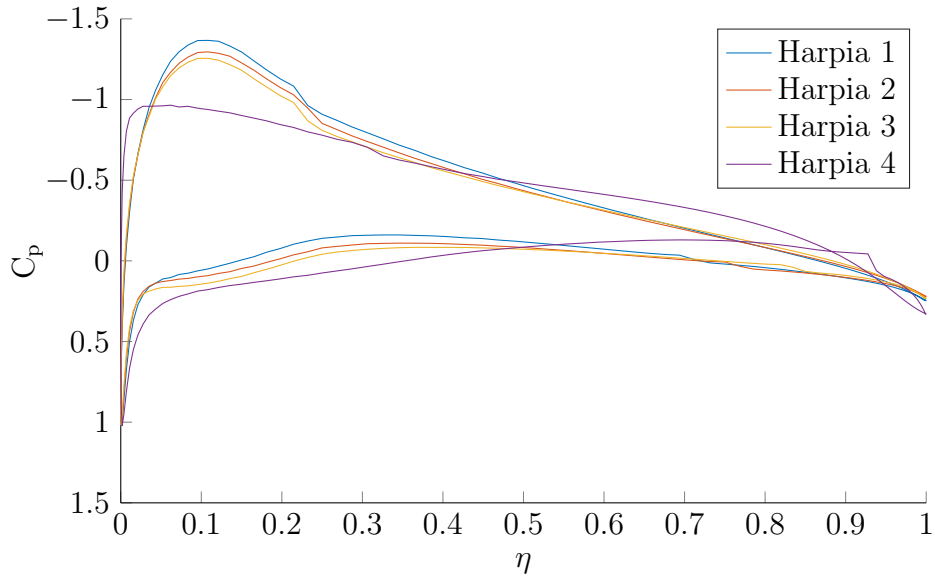


Figura 4.16.: C_p ao longo da corda dos perfis Harpia para $C_l = 0,5$

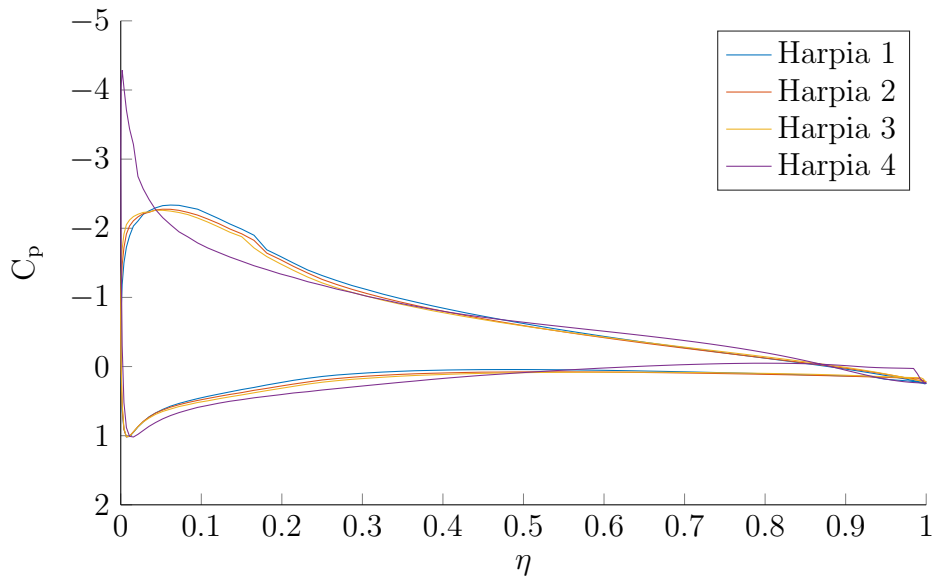


Figura 4.17.: C_p ao longo da corda dos perfis Harpia para $C_l = 1$

4.5.2. Perfis Harpia LR

As Figuras 4.18 a 4.19, e 4.20 mostram as mesmas curvas, nas mesmas condições, para os perfis Harpia LR, comparados ao Naca 747_A315, sua condição inicial.

Para os perfis Harpia LR, houve uma perda de C_l máximo após a otimização, passando de 1,6 no Naca 747_A315 para cerca de 1,5. Isso significa que o sistema de hipersustentação deveria

4.5. Características dos Perfis

ser capaz de gerar um aumento de C_l consideravelmente maior que o que é necessário para os perfis Harpia. Isso implicaria em um aumento de custos ou a necessidade de pistas maiores para a operação da aeronave.

Estes aerofólios apresentam escoamento laminar em boa parte de sua corda, mas isto só é observado em uma certa faixa de C_l e Reynolds, pode-se observar a chamada bacia laminar na Figura 4.18. Verifica-se que esta bacia foi deslocada para uma faixa menor de sustentação após a otimização.

Nota-se, além disso, uma considerável melhora no C_m dos perfis Harpia LR em relação ao Naca 747_A315, chegando, inclusive a momentos de arfagem ligeiramente positivos em algumas condições.

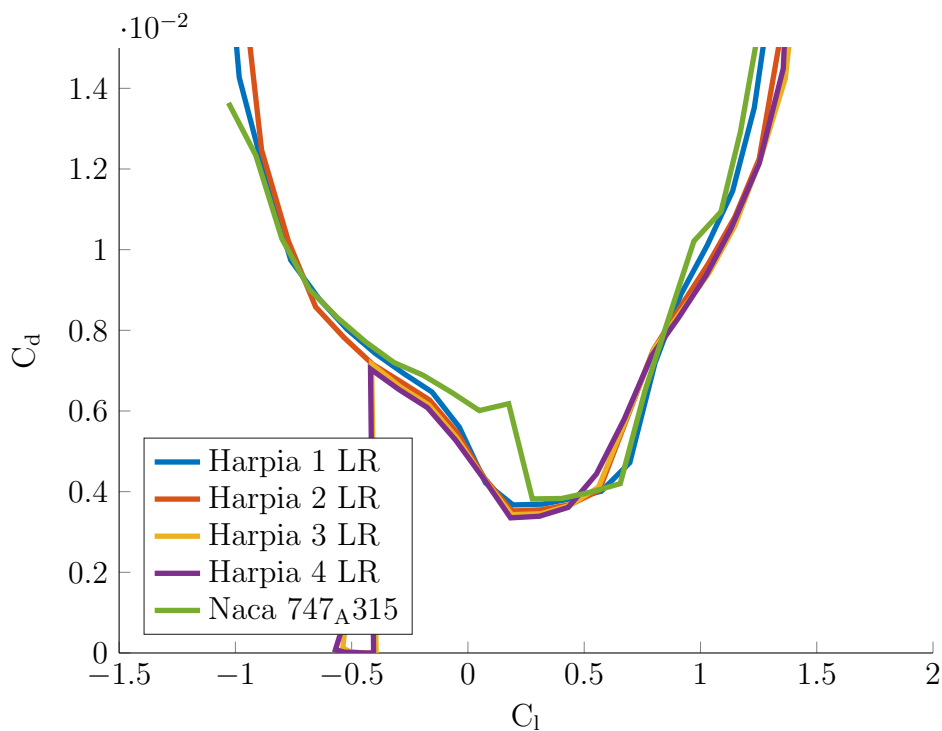


Figura 4.18.: Polar de arrasto dos perfis Harpia LR

4. Desenvolvimento de Perfil

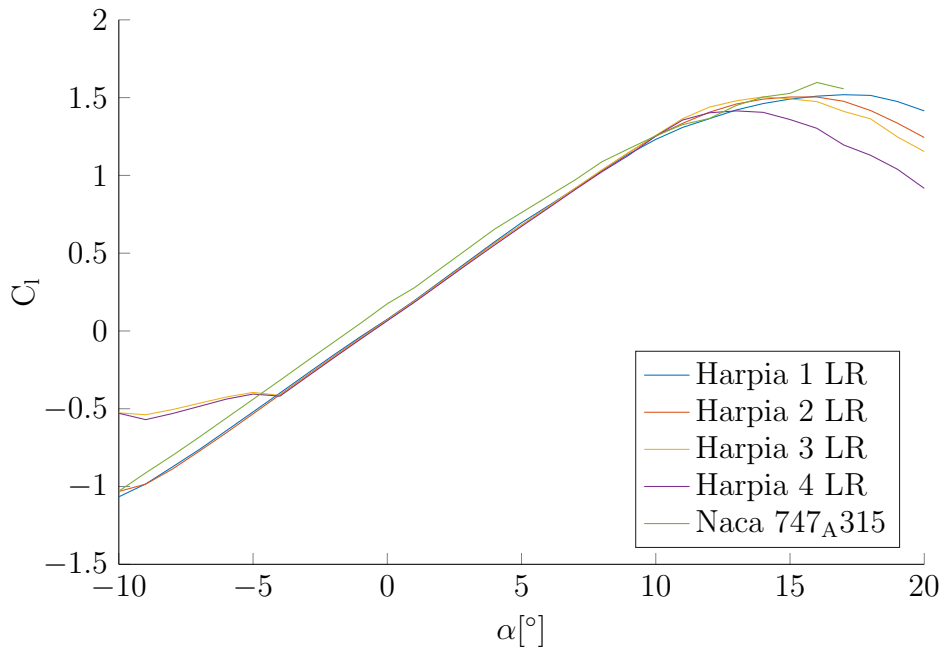


Figura 4.19.: Gráfico de $C_l \times \alpha$ dos perfis Harpia LR

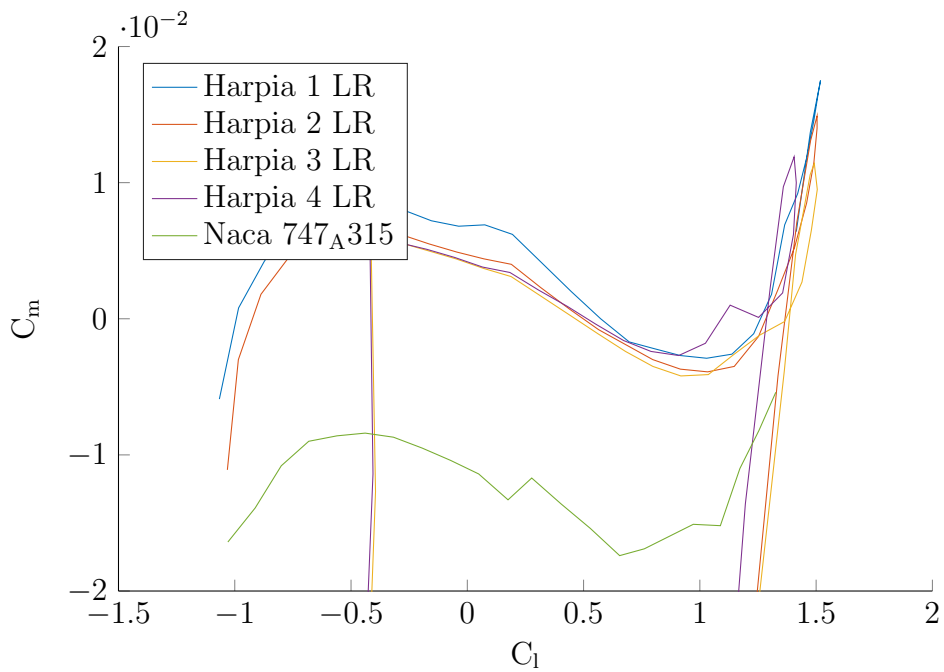


Figura 4.20.: Gráfico de $C_m \times C_l$ dos perfis Harpia LR

4.5. Características dos Perfis

A Figura 4.21 mostra como varia o ponto de transição com o coeficiente de sustentação. Novamente, as linhas cheias se referem as extradorso e as tracejadas, ao intradorso.

Em condição de cruzeiro, o XFOil considera a transição próxima de 50% da corda, pouco a jusante do perfil Naca 747_A315. Em condição de subida, os perfis estão próximos ao fim da bacia laminar, onde a transição prevista varia rapidamente entre 10% e 45%, o que pode causar uma grande variação na performance, muito sensível a qualquer perturbação no perfil.

Nota-se a correspondência entre a transição tardia em ambos os lados do perfil na faixa $0 < C_l < 0,5$ e a região de menor arrasto observada na Figura 4.18.

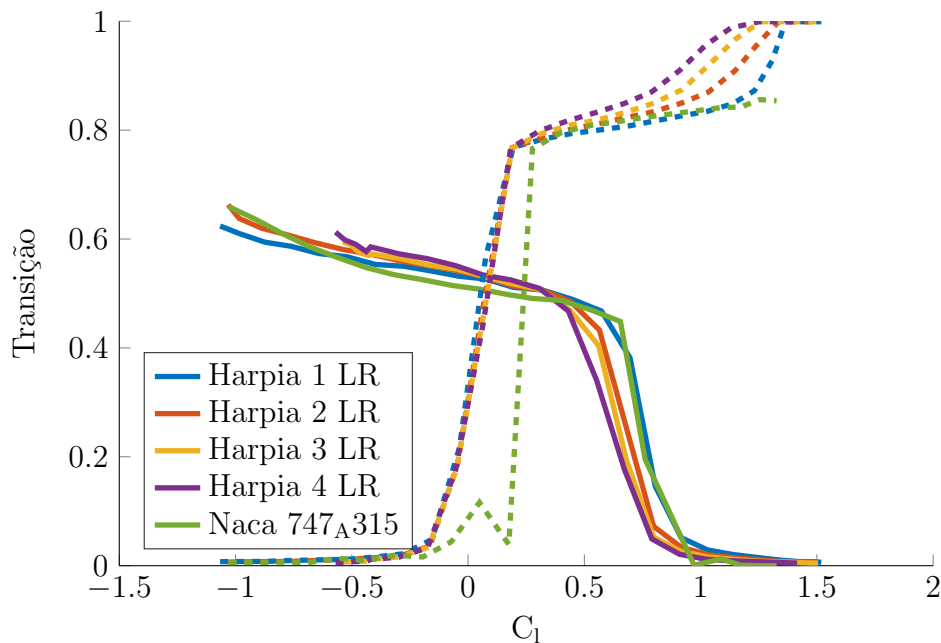


Figura 4.21.: Gráfico de ponto de transição por C_l dos perfis Harpia LR

A Figura 4.16 mostra a distribuição de pressão nos perfis para $C_l = 0,5$. Ao contrário dos perfis anteriores, a sucção está mais bem distribuída ao longo do aerofólio, em especial na parte da frente. Isso reduz a intensidade do gradiente de pressão adverso, favorecendo a estabilidade do escoamento e levando a transição mais à jusante.

Esta distribuição é característica de perfis laminares, apesar da vantagem da maior laminaridade, ela também tende a aumentar o momento de arfagem negativo da asa, demanda um maior esforço por parte da empenagem para manter a aeronave trimada, além de esforço torcional na estrutura da asa. Vale notar que, como exceção à regra, os perfis aqui desenvolvidos apresentam baixo momento de arfagem.

4. Desenvolvimento de Perfil

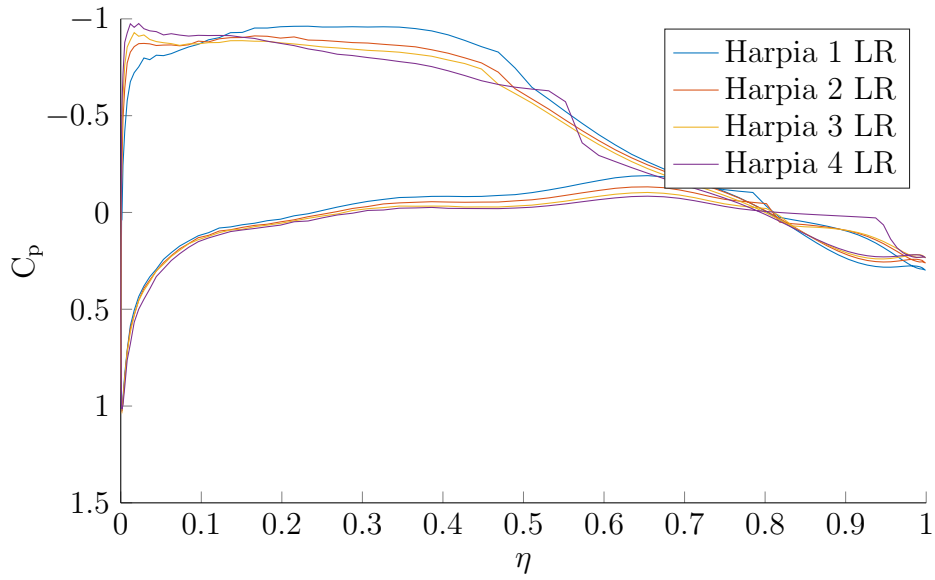


Figura 4.22.: C_p ao longo da corda dos perfis Harpia LR para $C_l = 0,5$

A Figura 4.23 mostra a mesma distribuição de pressão, mas para $C_l = 1$, note que os picos de sucção estão mais aparentes nesta situação, maiores que os observados na Figura 4.17, para os perfis Harpia. Após esses picos, há um grande gradiente de pressão adverso, que acelera a transição e nega os benefícios da laminaridade para esta condição de voo.

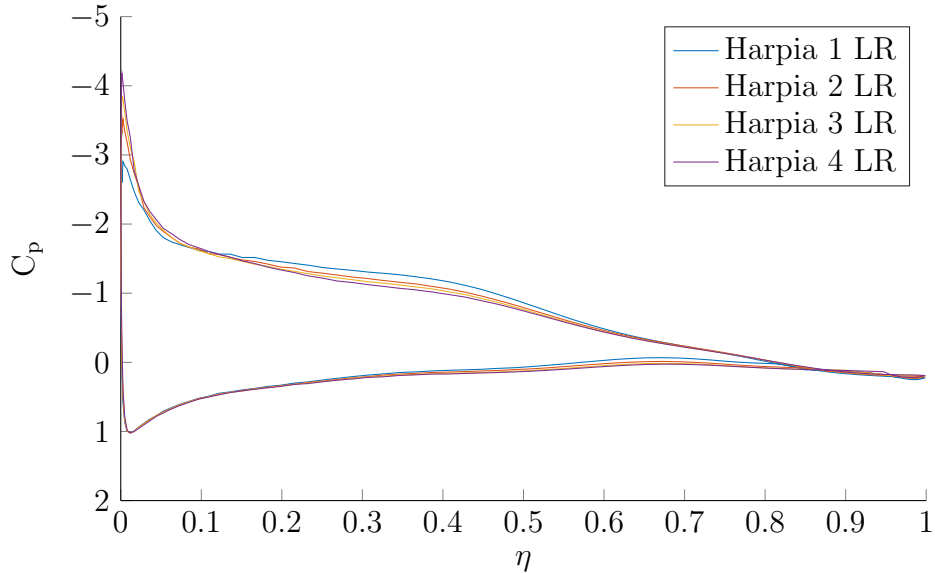


Figura 4.23.: C_p ao longo da corda dos perfis Harpia LR para $C_l = 1$

CAPÍTULO 5

Resultados e Conclusões

Conteúdo

5.1	Resultados	51
5.2	Conclusões	56
5.2.1	Perfis Desenvolvidos	56
5.2.2	Planta da Asa	56
5.2.3	Itens para Aprimoramento	57
5.2.4	Considerações Finais	57

5.1. Resultados

A asa foi montada com os resultados dos capítulos anteriores e é mostrada na Figura 5.1. Nesta imagem são mostrados os perfis em escala e com a devida torção, a planta da asa e uma vista tridimensional.

O programa de linha de sustentação desenvolvido, disponível no Anexo B.1 foi usado para se obter a performance tridimensional final da asa.

5. Resultados e Conclusões

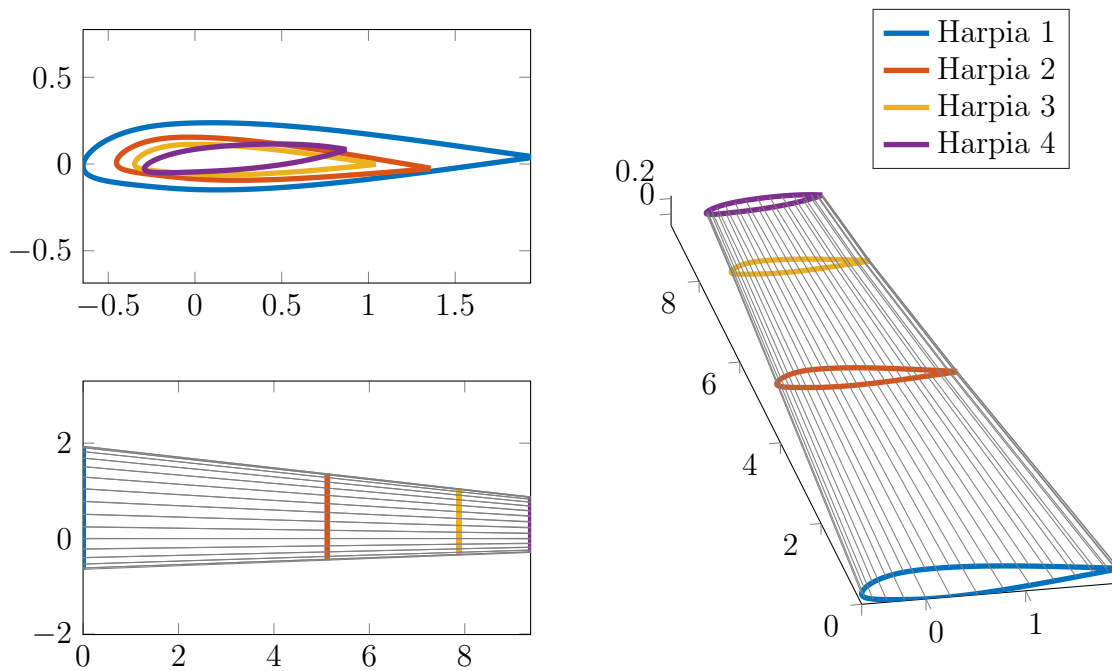


Figura 5.1.: Ilustração da asa final

Os dados com flap consideram que este elemento cobre os primeiros 30% da envergadura da asa e o últimos 25% de sua corda. A deflexão usada é de 20° .

Há pouca variação entre as curvas para as três condições de voo sem flap, elas diferiram apenas nos números de Reynolds e de Mach usados.

Com flap, o C_L máximo atingido é 1,9. Suficiente para pousar e decolar nas pistas onde se deseja operar.

As Figuras 5.5 e 5.6 mostram as distribuições de C_l e de sustentação na asa em diferentes condições de voo. A condição de decolagem considera o flap a 20° .

A Tabela 5.1 mostra o arrasto final obtido com ambas as asas, usando os perfis Harpia e os perfis Harpia LR.

Tabela 5.1.: Características aerodinâmicas da asa nas condições consideradas

	Harpia				Harpia LR			
	C_L	C_D	C_{Dp}	C_M	C_L	C_D	C_{Dp}	C_M
Decolagem	1,6203	0,09359	0,01679	-0,06314	1,6203	0,10450	0,02804	-0,04665
Subida	0,6978	0,02087	0,00545	-0,01533	0,6978	0,02149	0,00609	-0,00216
Cruzeiro 1	0,4745	0,01217	0,00515	-0,01460	0,4745	0,01084	0,00375	0,00062
Cruzeiro 2	0,3954	0,00996	0,00514	-0,01436	0,3954	0,00834	0,00347	0,00168
Cruzeiro 3	0,2546	0,00716	0,00530	-0,01401	0,2546	0,00523	0,00333	0,00362

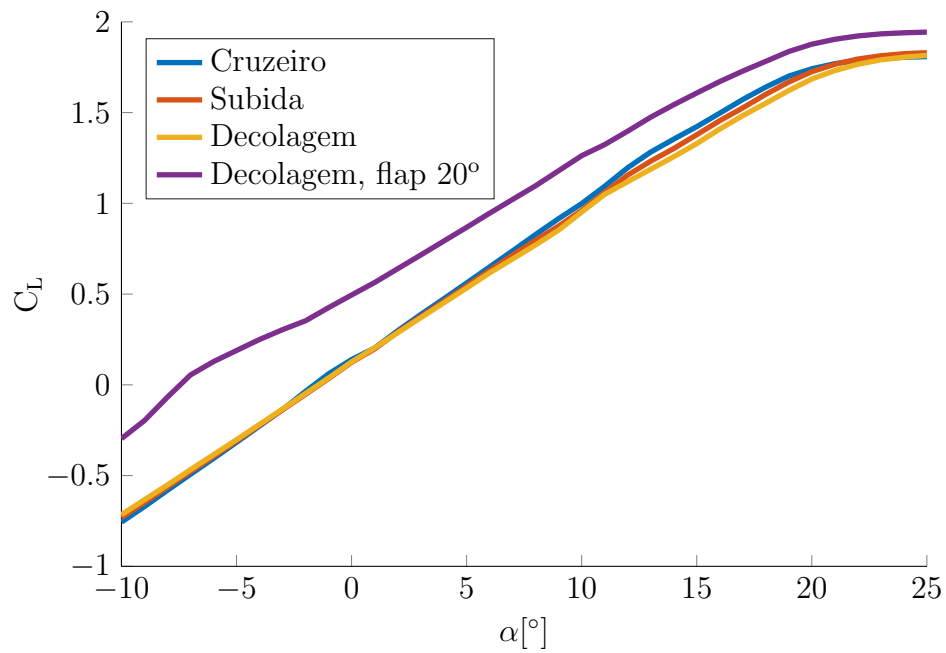


Figura 5.2.: Curva $C_L \times \alpha$ da asa em diferentes condições

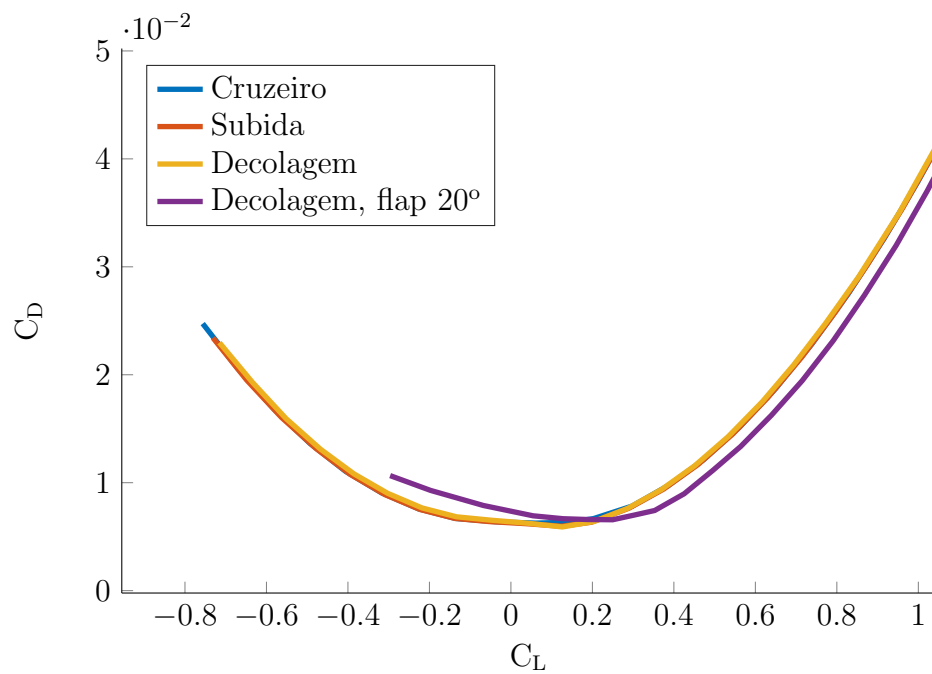


Figura 5.3.: Polar de arrasto da asa em diferentes condições

5. Resultados e Conclusões

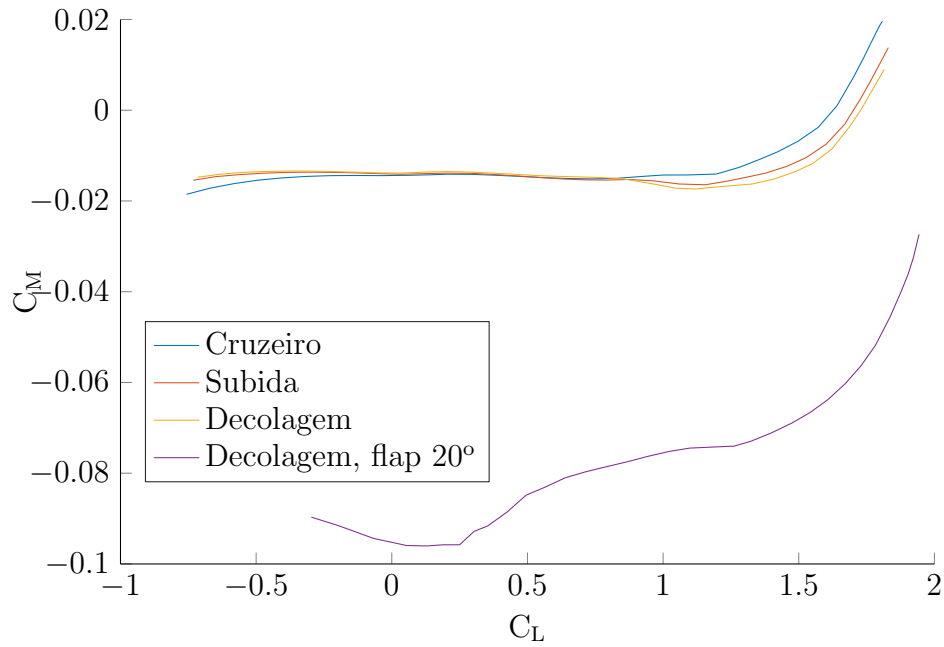


Figura 5.4.: Curvas $C_L \times \alpha$ da asa em diferentes condições

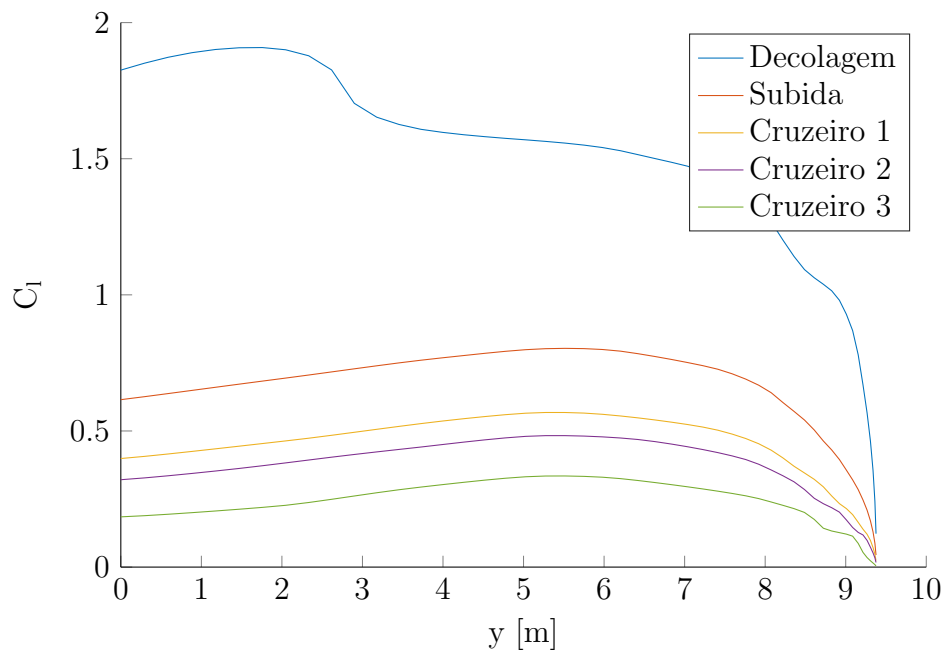


Figura 5.5.: Distribuição de C_l da asa em diferentes condições

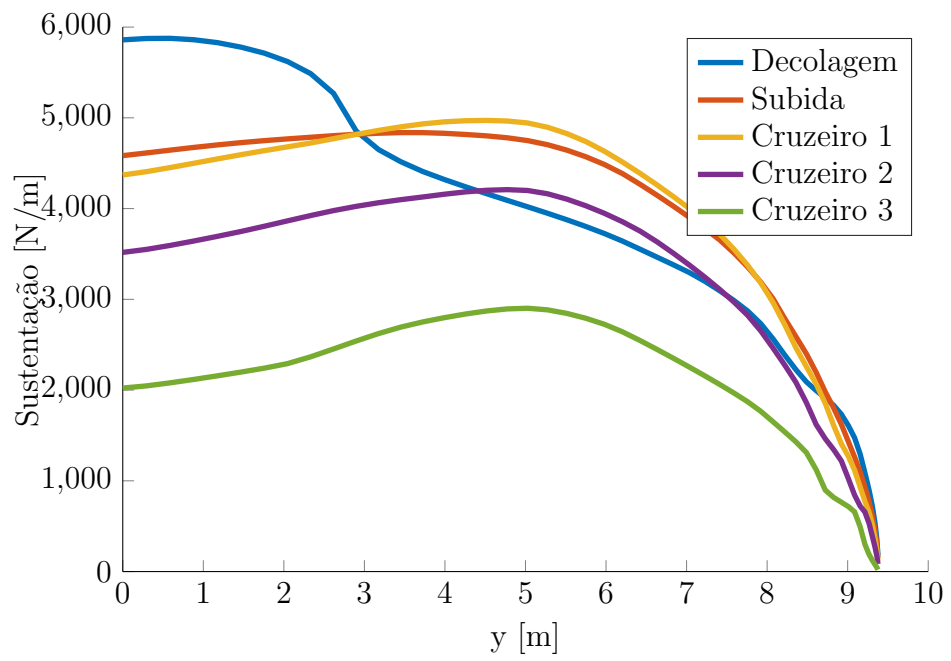


Figura 5.6.: Distribuição de sustentação da asa em diferentes condições

5. Resultados e Conclusões

5.2. Conclusões

As características da asa foram repassados ao resto do grupo de projeto para que pudessem continuar suas tarefas e finalizar o desenvolvimento da aeronave Harpia.

5.2.1. Perfis Desenvolvidos

Os dois conjuntos de perfis criados possuem características bastante distintas, adequadas para tipos diferentes de missão.

Os aerofólios Harpia apresentam boa performance tanto em cruzeiro quanto em subida, além de serem pouco afetados por contaminações turbulentas.

Estas características são bastante desejáveis em aeronaves de transporte regional, uma vez que uma parcela considerável do consumo de combustível se dá na fase de subida, e não em cruzeiro. Além disso, por operar em aeroportos menores e com menos movimento, está mais sujeita a sujeira e detritos, que podem causar uma contaminação turbulenta no escoamento. Estas propriedades também são encontradas nos perfis Naca de 5 dígitos, nos quais este conjunto foi baseado.

Já o conjunto Harpia LR apresenta uma performance muito superior em cruzeiro, mas inferior em subida, além de ter um coeficiente de sustentação máximo consideravelmente menor e de ter uma perda de performance maior quando há uma transição forçada para escoamento turbulento.

Estes atributos seriam desejáveis, por exemplo, em uma variação executiva da aeronave sendo projetada, pois a fase de cruzeiro seria muito mais longa, tendo uma influência muito maior sobre o consumo final de combustível, além de, em geral, operar em pistas maiores, onde o menor C_L máximo não seria problema, e com melhor manutenção e limpeza, evitando problemas de contaminação turbulenta no escoamento.

5.2.2. Planta da Asa

A planta da asa foi criada de maneira a simplificar e baratear sua construção ao máximo. O afilamento constante foi escolhido com este propósito.

A otimização da torção da asa, tanto geométrica quanto aerodinâmica, foi o método encontrado para reduzir o arrasto induzido sem necessitar de dispositivos de ponta de asa como *winglets* ou *end plates*. Estes dispositivos contribuem com complexidade de fabricação e aumentam o carregamento próximo à ponta, afetando o momento fletor na raiz da asa, possivelmente necessitando de reforços estruturais.

5.2.3. Itens para Aprimoramento

O longo do trabalho foram percebidos diversos pontos onde existem oportunidades para se aprimorar o resultado final, que nem sempre foram realizados devido à falta de tempo hábil ou de experiência com as ferramentas necessárias.

Durante a otimização da planta da asa, uma maior interação com o projeto estrutural poderia ter existido, isso possibilitaria, por exemplo, variar o alongamento da asa junto com a sua torção e afilamento, sendo que a restrição de projeto seria o máximo momento fletor nas longarinas. O próximo passo seria integrar o projeto das longarinas ao da planta da asa, encontrando um ponto ótimo entre o peso e complexidade estrutural e a eficiência aerodinâmica da asa.

Na otimização dos perfis, apenas métodos de busca local foram utilizados, limitando as soluções possíveis a um espaço próximo às já existentes. Rotinas de otimização global foram tentadas mas descartadas por não terem encontrado boas soluções. Um algoritmo de otimização global, como por exemplo o algoritmo genético, poderia encontrar perfis completamente novos e com performance superior aos já existentes.

Neste trabalho, usou-se um método direto de projeto de perfis, no qual sua geometria é definida e, depois, avaliada. Melhores resultados poderiam ter sido obtidos com técnicas de projeto inverso, no qual uma certa característica é definida, geralmente a curva de C_p , e a geometria é definida a partir dela. Com isso, a teoria de amplificação das ondas TS poderia ter sido levada em conta para se ter maior controle sobre a extensão da região de escoamento laminar sobre o perfil.

A avaliação dos perfis foi realizada pelo programa *XFoil* compilado em precisão simples, o que limita o número de dígitos significativos que se pode obter das características de um aerofólio. Este programa poderia ter sido recompilado em precisão dupla, ou até mesmo trocado por um novo programa de avaliação de perfis melhor integrado com os outros códigos computacionais.

5.2.4. Considerações Finais

Neste trabalho foi utilizado conhecimento adquirido ao longo de todo o curso como parte de um projeto fictício que simula o desenvolvimento de uma nova aeronave. Foi realizado um estudo de mercado e escolhida uma categoria de operação, além das possíveis rotas. O grupo de projeto se dividiu em áreas de conhecimento, cada uma responsável por parte do desenvolvimento da aeronave. Ao longo da execução deste trabalho, as diferentes áreas de conhecimento interagiram na busca de uma solução ótima para o desafio proposto.

O desenvolvimento da aerodinâmica da asa aqui descrito está de acordo com o que foi decidido em conjunto com as outras áreas, em especial a área de estruturas, que definiu quais deveriam

5. Resultados e Conclusões

ser as restrições das tensões criadas pela asa e a área de estabilidade e controle, que definiu o máximo momento de arfagem gerado pela asa para que a empenagem não seja sobrecarregada.

ANEXO A

Base de Dados

Foi montada uma base de dados de aeronaves semelhantes à que está sendo desenvolvida. Seus dados foram buscados em diversas fontes, principalmente as páginas dos respectivos fabricantes e em JANE; JACKSON, 2007. Estas informações foram usadas e compartilhadas por todas as áreas do projeto.

		Geral			Asa										Empenagem Horizontal		
Fabricante	Aeronave	País	Ano	Passageiros	Área	Semi-envergadura	Alongamento	Corda raiz	Corda ponta	Aflamento	Enflechamento (graus)	Perfil Raiz	Perfil Ponta	Carga alar	Área	Alongamento	Semi-envergadura
Embraer	CBA-123 Vector	Brasil/Argentina	1990	19	27.20	8.86	11.54	2.54	1.07	0.42	5.70	EA160316	EA 160313	2781	8.04	4.63	3.05
Beech	99	EUA	1968	15	26.00	7.00	7.54	2.43	1.17	0.48	3.45	NACA 23018	NACA 23018	1934	9.12	5.30	3.48
Evektor-Aerotechnik	55-Outback	Republica Checa	2011	9-14	24.07	8.05	10.77	1.81	1.18	0.65	3.44			1875	9.50	2.42	2.40
The British Aerospace	Jetstream 31/Super 31	Reino Unido	1982	19	25.10	7.93	10.01	2.38	0.84	0.35	2.44	NACA 63A418	NACA 63A412	2716	8.40	6.17	3.60
Dornier GmbH	228	Alemanha	1982	15-19	32.00	8.49	9.00	2.05	0.13	0.63	4.79	doa5	doa5	1962	6.10	4.87	2.73
Embraer	EMB-110 Bandeirante	Brasil	1972	18-23	29.10	7.65	8.04	2.53	1.27	0.50	3.95	NACA 23016	NACA 23012	1989	8.95	5.27	3.44
Cessna	208	EUA	1984	14	25.90	7.90	9.64	2.05	1.27	1.00	3.97	NACA 23017.424	NACA 23012	1504	6.15	6.27	3.11
Grumman	G-159 Gulfstream I	EUA	1958	19	56.70	11.96	10.09	4.24	1.47	0.35	5.14	NACA 63A214	NACA 63A314	2757	12.12	5.02	3.90
De Havilland Canada	DHC-6 Twin Otter	Canada	1966	19	39.00	9.90	10.05	2.10	2.10	1.00	0.00	NACA 63A516 mod	NACA 63A516 mod	1320	10.47	4.15	3.30
Beechcraft	Beech 1900	EUA	1984	19	28.80	8.82	10.80	2.32	0.96	0.41	6.12	NACA 23018	NACA 23012	2555	6.61	4.71	2.79
Harbin Aircraft Industry Group	Y-12	China	1985	19	34.27	8.60	8.63	1.98	1.98	1.00	0.00	LS(1)-0417	LS(1)-0417	1517	6.67	3.88	2.55
Antonov	Na-28 / PZL M28	Ucrânia/Polónia	1986	19	39.70	11.00	12.19	2.20	1.30	0.59	2.58	TsAGI R-II-14	TsAGI R-II-14	1507	9.74	3.21	2.80
Let Kunovice	L-410 Turbolet	Republica Checa	1970	19	34.86	9.74	10.89	2.50	1.40	0.56	1.72	NACA 63A418	NACA 63A412	1801	12.10	4.77	3.80
Handley Page/Scottish Aviation	Page Jetstream	Reino Unido	1969	16	25.08	7.90	9.95	2.27	0.78	0.34	4.23	NACA 63A418	NACA 63A412	2230	5.38	5.75	2.78
Short Brothers and Harland Ltd	SC.7 Skyvan	Reino Unido	1963	19	35.12	9.90	11.16	1.85	1.85	1.00	0.00	NACA 63A414	NACA 63A414	1592	7.72	4.05	2.80
National Aerospace Laboratories	NAL Saras	India	2004	14	25.36	7.35	8.52	2.55	0.90	0.35	4.15	NASA GA(W)-2 mod	NASA GA(W)-2 mod	2360	6.93	5.19	3.00
Beechcraft	1900	EUA	1984	19	28.80	8.82	10.80	1.76	0.60	0.34	4.16	NACA 23018	NACA 23012	2180	6.61	4.71	2.79
Government Aircraft Factories	GAF Nomad	Australia	1975	12	31.10	8.26	8.78	2.35	2.35	1.00	0.00	NACA 23018 mod	NACA 23018 mod	1325	7.64	3.69	2.66
Britten-Norman	Trislander	Reino Unido	1970	16	31.31	8.05	8.28	2.87	2.87	1.00	0.00	NACA 23012	NACA 23012	1410	8.42	4.57	3.10
Fairchild	Swearingen Metroliner	EUA	1968	19	28.71	7.05	6.92	2.54	1.11	0.44	4.72	NACA 65A215	NACA 65A215	1937	6.77	3.25	2.35
Britten-Norman	Islander	Reino Unido	1965	9	30.20	7.47	7.39	2.17	1.73	0.80	0.00	NACA 23012	NACA 23012	942	6.97	3.10	2.33
Mitsubishi	MU-2	Japão	1963	12	16.55	5.97	8.61	1.90	1.12	0.59	3.59	NACA 64A415	NACA 63A212	2786	6.11	4.48	2.62
Aero Commander	500	EUA	1986	6	23.69	7.48	9.43	2.51	0.52	0.21	0.00	NACA 23012	NACA 23012		14.20	5.28	4.33
Quest	Kodiak	EUA	2007	10	22.30	6.85	8.42	1.62	0.80	0.49				1448			
Piaggio	Avanti P180	Itália	1990	9	16.00	7.02	12.30	1.70	0.65	0.38	0.94			3188			
Pilatus	PC12	Suíça	1991	9	25.80	6.89	7.36	2.07	1.10	0.53	1.61	NASA LS(1)-0417MOD	NASA LS(1)-0313	1802			
Pacific Aerospace	Pac P750 XTOL	Nova Zelândia	2001	9	24.88	6.40	6.59	2.23	2.23	1.00	0.00	NACA 4415	NACA 4415	1339			
Beechcraft	Kingair B200	EUA	1974	12	28.20	8.31	9.78	2.31	0.76	0.33	5.18	NACA 23018	NACA 23012	1972			
Cessna	404 Titan	EUA	1976	10	22.48	7.06	8.87	1.90	0.98	0.52	1.35	NACA 23018	NACA 23019	1663			
Cessna	441 Conquest II	EUA	1977	10	23.56	7.52	9.60	1.95	1.16	0.59	0.00	NACA 23018	NACA 23019	1860			

		Empenagem Vertical			Dimensões				Motorização					Performance						
Fabricante	Aeronave	Área	Alongamento	Altura	Comprimento	Altura	MTOW	EW	Número	Potência (kW)	Tipo motor	T/W	Velocidade máxima	Velocidade de cruzeiro	Alcance (km)	Distância de decolagem	Distância de pouso	Teto de serviço	Teto absoluto	Taxa de subida (ft/min)
Embraer	CBA-123 Vector	10.90	0.92	3.17	18.09	5.97	7711	4900	2	969	Turboprop	0.14	165	158	1852	1300	1150	10670		
Beech	99	3.30	1.35	2.11	13.58	4.38	5125	3040	2	535	Turboprop	0.14	138	128	1686	2480	1810	7620	7988	2090
Evektor-Aerotechnik	55-Outback	6.08	1.38	2.90	14.30	4.60	4600	2626	2	400	Turboprop		113		2222	420	510	8839		
The British Aerospace	Jetstream 31/Super 31	6.08	2.01	3.50	14.37	5.37	6950	4360	2	700	Turboprop	0.15	134	118	1260					
Dornier GmbH	228	3.90	1.36	2.30	15.03	4.86	6400	3739	2	535	Turboprop		120		1111	671	402	9022.1	8534	1450
Embraer	EMB-110 Bandeirante	4.85	1.59	2.78	15.10	4.92	5900	3590	2	560	Turboprop	0.05	124	90	1900	540	680	7315.2	8534	1300
Cessna	208	2.52	1.70	2.07	11.40	4.50	3970	2073	1	505	Turboprop	0.12	94	89	1692	740	550	7315.2	8230	770
Grumman	G-159 Gulfstream I	8.32	1.55	3.59	19.43	6.94	15935	9942	2	1485	Turboprop	0.13	156	129	4087	1280	850	8229.6	9144	1500
De Havilland Canada	DHC-6 Twin Otter	7.09	1.84	3.61	15.70	5.90	5246	2653	2	410	Turboprop	0.04	91	85	920	460	590	6400.8	7925	1600
Beechcraft	Beech 1900	3.81	0.97	1.92	17.60	4.70	7500	4732	2	955	Turboprop	0.16	149	136	1240	1140	844	8839.2	10058	2400
Harbin Aircraft Industry Group	Y-12	5.05	1.61	2.85	14.80	5.60	5300	2840	2	462	Turboprop	0.22	91	69	720	490	480	6400.8	7010	1600
Antonov	Na-28 / PZL M28	4.63	1.73	2.83	12.98	4.60	6100	3900	2	715	Turboprop	0.22	97	93	510	370	590	6000	7500	12
Let Kunovice	L-410 Turbolet	6.90	1.60	3.32	14.43	5.83	6400	3985	2	560	Turboprop	0.15	117	101	1380	685	480	5486.4	7468	1300
Handley Page/Scottish Aviation	Page Jetstream	5.61	1.57	2.97	14.30	5.30	5700	3485	2	687	Turboprop	0.17	126	120	2221	760	700	8229.6	9754	2200
Short Brothers and Harland Ltd	SC.7 Skyvan	3.99	1.92	2.77	12.20	4.60	5700	3331	2	533	Turboprop	0.18	90	88	1117	512	622	5120.6	7010	1000
National Aerospace Laboratories	NAL Saras	6.12	1.09	2.58	15.00	5.20	6100	4125	2	895	Turboprop	0.18	153	144	1627	570	6000	9144	10973	2300
Beechcraft	1900	3.81	0.97	1.92	12.56	4.72	6400	3985	2	827	Turboprop				2778					
Government Aircraft Factories	GAF Nomad	9.68	1.64	3.98	17.70	5.52	4200	2150	2	313	Turboprop	0.15	128	86	1074			5486.4	6401	1410
Britten-Norman	Trislander	9.05	0.92	2.88	15.00	4.30	4500	2650	3	190	Pistão	0.16	81	69	1609	590	440	3048	3962	980
Fairchild	Swearingen Metroliner	5.12	2.13	3.30	18.09	5.08	5670	3380	2	745.5	Turboprop				1065					
Britten-Norman	Islander	3.15	1.78	2.37	10.86	4.18	2900	1667	2	195	Pistão	0.16	76	71	1400	330	350	3962.4	4877	1000
Mitsubishi	MU-2	3.13	1.46	2.14	12.01	4.17	4700	3433	2	579	Turboprop	0.16	152	134	2334	660	670	8534.4	8839	3500
Aero Commander	500	5.43	1.78	3.11	11.22	4.42			2	216	Pistão				1030					
Quest	Kodiak				10.20	4.69	3291	1710	1	559	Turboprop	0.16		94	1911	213.4	228.6	7620		1700
Piaggio	Avanti P180				14.41	3.97	5200	3400	2	634	Turboprop	0.12	205	183	1700	870	880	10668	12497	2950
Pilatus	PC12				13.96	4.14	4740	2761	2	894	Turboprop				2804					
Pacific Aerospace	Pac P750 XTOL				11.84	4.04	3395	1410	1	560	Turboprop				2183					
Beechcraft	Kingair B200				13.34	4.57	5670	3926	2	634	Turboprop				3338					
Cessna	404 Titan				12.04	4.04	3810	2192	2	280	Pistão				3410					
Cessna	441 Conquest II				11.89	4.01	4468	2577	2	474	Turboprop				4064					

ANEXO B

Códigos Computacionais

Conteúdo

B.1	Linha de Sustentação	64
B.1.1	linhaDeSustentacao.m	64
B.1.2	definirAsa.m	66
B.1.3	carregarPerfil.m	66
B.2	Otimização de Torção	68
B.2.1	otimizarAsa.m	68
B.2.2	avaliarAsa.m	68
B.2.3	linhaDeSustentacaoSimp.m	69
B.3	Otimização de Perfis	70
B.3.1	otimizarPerfil.m	70
B.3.2	avaliarPerfil.m	71
B.3.3	rodarPerfil.m	72
B.3.4	gerarPerfilN5.m	73
B.3.5	gerarPerfilCST.m	74
B.3.6	importarPerfil.m	74
B.3.7	plotarDados.m	75
B.3.8	escreverDados.m	75

B. Códigos Computacionais

B.1. Linha de Sustentação

B.1.1. linhaDeSustentacao.m

```
1 function [CL, CD, CM, CDp, CDi, Cl, Cd, ... 33 [x,y] = ndgrid(asa.secao.X, ...
    Cm, alphaSec, X] = ...          asa.secao.alpha*pi/180);
    linhaDeSustentacao(asa, alpha) 34
2                                     35 ClInt = griddedInterpolant(x, y, ...
3 % Calcula a distribuicao de sustentacao em ...   asa.secao.Cl, interpMethod, extrapolMethod);
    uma asa tridimensional          36 CdInt = griddedInterpolant(x, y, ...
4 % Entradas:                               asa.secao.Cd, interpMethod, extrapolMethod);
5 %   asa -> Estrutura com dados da asa ... 37 CmInt = griddedInterpolant(x, y, ...
    gerada pelo script definirAsa.m   asa.secao.Cm, interpMethod, extrapolMethod);
6 %   alpha -> Angulo de ataque da asa em graus38
7 % Saidas:                                39 ClFlapInt = griddedInterpolant(x, y, ...
8 %   CL, CD, CM, CDp, CDi -> Coeficientes ...   asa.secao.ClFlap, interpMethod, ...
    aerodinamicos da asa             extrapolMethod);
9 %   Cl, Cd, Cm -> Coeficientes ...          40 CdFlapInt = griddedInterpolant(x, y, ...
    aerodinamicos de cada secao calculada  asa.secao.CdFlap, interpMethod, ...
10 %   alphaSec -> angulo de ataque aparente ...   extrapolMethod);
    de cada secao                    41 CmFlapInt = griddedInterpolant(x, y, ...
11 %   X -> Posicao de cada secao              asa.secao.CmFlap, interpMethod, ...
12                                           extrapolMethod);
13 % Converter para radianos                42
14 alpha = alpha*pi/180;                    43 dClInt = griddedInterpolant(x(:,1:end-1), ...
15                                           (y(:,2:end)+y(:,1:end-1)) / 2, ...
16 % Definir numero de secoes e se metodo ...   diff(asa.secao.Cl,[],2), interpMethod, ...
    usado e linear ou nao             extrapolMethod);
17 nSecoes = 50;                            44 dClFlapInt = ...
18 linear = 0;                               griddedInterpolant(x(:,1:end-1), ...
19                                           (y(:,2:end)+y(:,1:end-1)) / 2, ...
20 % Dividir asa em secoes e marcar quais ...   diff(asa.secao.ClFlap,[],2), ...
    possuem flap                      interpMethod, extrapolMethod);
21 theta = linspace(pi/2,pi,nSecoes+1);      45
22 theta = theta(1:end-1);                  46 x = x(:);
23 Xnorm = abs(-cos(theta));                47 Y1 = asa.secao.Cl(:);
24 X = asa.envergadura/2 * Xnorm;            48 Y2 = asa.secao.ClFlap(:);
25 if asa.flapEnvergadura > 0                49 Z = repmat(asa.secao.alpha*pi/180, ...
26     envFlap = X <= asa.flapEnvergadura * ...   [length(asa.secao.X) 1]);
    asa.envergadura/2;                  50 Z = Z(:);
27 end                                       51 [Y1,i1] = unique(Y1,'rows');
28                                           52 [Y2,i2] = unique(Y2,'rows');
29 % Criar interpoladores                    53
30 interpMethod = 'linear';                  54 alphaInt = scatteredInterpolant(x(i1), Y1, ...
31 extrapolMethod = 'nearest';                Z(i1), 'linear','nearest');
32                                           55 alphaFlapInt = scatteredInterpolant(x(i2), ...
                                           Y2, Z(i2), 'linear','nearest');
```

B.1. Linha de Sustentação

```

56                                     envFlap;
57 corda = interp1(asa.secao.X, ...    92 erro = max(abs(Cl - ClOld));
    asa.secao.corda, Xnorm);          93 alphaSec = alphaSec + ...
58 twist = interp1(asa.secao.X, ...    max(min(alphaSecNovo - ...
    asa.secao.twist, Xnorm)*pi/180;    alphaSec,deltaMax),-deltaMax);
59 n = 1:2:(2*nSecoes-1);             94
60                                     95 % No modo linear, nao e necessario ...
61 % Prealocar variaveis               continuar iterando
62 alphaSec = zeros(1,nSecoes);        96 if linear == 1
63 erro = 1;                           97 erro = 0;
64 iter = 0;                           98 alphaSec = alphaSecNovo;
65 deltaMax = 1*pi/180; % Mudanca maxima de ... 99 end
    alpha a cada iteracao              100 end
66                                     101
67 % Iniciar iteracoes                102 % Obter valores finais
68 while erro > 1e-6 && iter < 100      103 Cl = Cl';
69     iter = iter + 1;                 104 CL = pi*A(1)*asa.alongamento;
70                                     105
71 % Obter caracteristicas das secoes   106 delta = sum(n(2:end).*((A(2:end)/A(1)).^2));
72 dCl = dClInt(Xnorm', alphaSec)';     107 delta(isnan(delta)) = 0;
73 Cl = ClInt(Xnorm', alphaSec)';       108 CDi = CL^2/(pi*asa.alongamento*(1+delta));
74 dClFlap = dClFlapInt(Xnorm', alphaSec)'; 109
75 ClFlap = ClFlapInt(Xnorm', alphaSec)'; 110 Cd = CdInt(Xnorm',alphaSec)';
76 dCl = dCl .* (1-envFlap) + dClFlap .* ... 111 CdFlap = CdFlapInt(Xnorm',alphaSec)';
    envFlap;                           112 Cd = Cd .* (1-envFlap) + CdFlap .* envFlap;
77 Cl = Cl .* (1-envFlap) + ClFlap .* envFlap; 113
78                                     114 Cm = CmInt(Xnorm',alphaSec)';
79 % Montar e resolver sistema linear   115 CmFlap = CmFlapInt(Xnorm',alphaSec)';
80 a0 = alphaSec - Cl./dCl;             116 Cm = Cm .* (1-envFlap) + CmFlap .* envFlap;
81 mu = corda.*dCl / (4*asa.envergadura); 117
82 b = mu.*(alpha+twist'-a0');          118 lSec = diff(X);
83 M = sin(theta'*n) .* (1 + ...        119 lSec = [X(1)+lSec(1)/2 ...
    bsxfun(@rdivide, (mu'*n), sin(theta'))); (lSec(1:end-1)+lSec(2:end))/2 ...
84 A = M\b;                             lSec(end)*3/2];
85                                     120 CDp = 2* sum(Cd.*corda.*lSec) / ...
86 % Atualizar informacoes              (asa.cordaMedia*asa.envergadura);
87 ClOld = Cl';                         121 CM = 2* sum(Cm.*corda.*lSec) / ...
88 Cl = 4*asa.envergadura./corda' .* ... (asa.cordaMedia*asa.envergadura);
    sum(sin(theta'*n)*A,2);             122 CD = CDp + CDi;
89 alphaSecNovo = alphaInt(Xnorm,Cl)';   123 alphaSec = alphaSec * 180/pi;
90 alphaSecNovoFlap = alphaFlapInt(Xnorm,Cl)'; 124 end
91 alphaSecNovo = alphaSecNovo .* ...
    (1-envFlap) + alphaSecNovoFlap .* ...

```

B. Códigos Computacionais

B.1.2. definirAsa.m

```
1 % Define asa para ser usada no metodo da ... 34 % ar.viscosidadeDin = 1.73e-5;
    linha de sustentacao
2
34 % ar.mach = ar.velocidade/340;
3 % Definir parametros da asa
36 % asa.flapDeflexao = 30;
4 asa.area = 35.2;
37
38 % Calcular valores dependentes
5 asa.alongamento = 10;
39 asa.envergadura = ...
6 asa.afilamento = 0.45;
    sqrt(asa.area*asa.alongamento);
7
40 asa.cordaMedia = asa.area / asa.envergadura;
8 asa.ncrit = 12;
41 asa.cordaRaiz = asa.cordaMedia / ...
9 asa.transicao = 0;
    (1-(1-asa.afilamento)/2);
10
42 asa.cordaPonta = asa.cordaRaiz * ...
11 asa.secao.twist = [-1.184 1.100 0.0446 ...
    -5.4210];
43
44 for i = 1:length(asa.secao.X)
12 asa.secao.perfil{1} = 'Harpia1';
45     asa.secao.corda(i) = ...
13 asa.secao.perfil{2} = 'Harpia2';
    asa.cordaRaiz*(1-asa.secao.X(i)) + ...
14 asa.secao.perfil{3} = 'Harpia3';
    asa.cordaPonta*asa.secao.X(i);
15 asa.secao.perfil{4} = 'Harpia4';
46     asa.secao.Re(i) = ar.densidade * ...
16
47     ar.velocidade * asa.secao.corda(i) / ...
17 asa.secao.X = [0 5.1236 7.8855 9.381]/9.381;
    ar.viscosidadeDin;
18
48     [asa.secao.alpha, asa.secao.Cl(i,:), ...
19 asa.flapPosicao = 0.75;
    asa.secao.Cd(i,:), ...
20 asa.flapEnvergadura = 0.3;
    asa.secao.Cm(i,:)] = ...
21 asa.angulo = 0;
    carregarPerfil(asa.secao.perfil{i}, ...
22
49     asa.secao.Re(i), ar.mach, 0, 0, ...
23 % Definir condicao de voo
    asa.ncrit, asa.transicao);
24 % Cruzeiro
25 ar.velocidade = 110;
26 ar.densidade = 0.7;
27 ar.viscosidadeDin = 1.62e-5;
28 ar.mach = ar.velocidade/340;
29 asa.flapDeflexao = 0;
30
31 % Pouso e decolagem
32 % ar.velocidade = 45;
33 % ar.densidade = 1.225;
```

B.1.3. carregarPerfil.m

```
1 function [alpha, Cl, Cd, Cm] = ... 4 % Deve haver uma pasta 'Perfis' no mesmo ...
    carregarPerfil(perfil, reynolds, mach, ... 5     directorio da funcao com
    flapPos, flapDeflexao, ncrit, transicao) 6 % o arquivo de coordenadas e o executavel ...
2
    do XFoil
3 % Estima as caracteristicas aerodinamicas ... 6
    de um perfil com o XFoil
4
7 if flapDeflexao == 0
```

B.1. Linha de Sustentação

```

8     flapPos = 0;
9 end
10
11 % Gerar nome do arquivo de resultados
12 arquivo = [perfil '-re' ...
            num2str(reynolds,1) '-ma' ...
            num2str(mach,1) '-f' ...
            num2str(flapPos,2) '-' ...
            num2str(flapDeflexao,2) '-n' ...
            num2str(ncrit) '-tr' ...
            num2str(transicao) '.txt'];
13
14 % Se o caso ja foi rodado, nao e ...
    necessario rodar outra vez
15 if ~exist(['Perfis\' arquivo], 'file')
16     cd('Perfis')
17
18 % Escrever arquivo com comandos para o XFoil
19 arquivoCmd = fopen('cmdXfoil.txt','wt');
20 fprintf(arquivoCmd,['load ' perfil ...
                    '.dat\n\n']);
21 if flapDeflexao ~= 0
22     fprintf(arquivoCmd,'gdes\n');
23     fprintf(arquivoCmd,['flap ' ...
                        num2str(flapPos) ' 0 ' ...
                        num2str(flapDeflexao) '\n\n']);
24     fprintf(arquivoCmd,'exec\n');
25     fprintf(arquivoCmd,'\n');
26 end
27 fprintf(arquivoCmd,'oper\n');
28 fprintf(arquivoCmd,'iter 100\n');
29 fprintf(arquivoCmd,['visc ' ...
                    num2str(reynolds,1) ' \n\n']);
30 fprintf(arquivoCmd,['mach ' ...
                    num2str(mach,1) ' \n\n']);
31 fprintf(arquivoCmd,'vpar\n');
32 if transicao ~= 0
33     fprintf(arquivoCmd,'xtr\n');
34     fprintf(arquivoCmd, ...
            [num2str(transicao) ' \n\n']);
35     fprintf(arquivoCmd, ...
            [num2str(transicao) ' \n\n']);
36 end
37 fprintf(arquivoCmd,['n ' num2str(ncrit) ...
                    ' \n\n']);
38 fprintf(arquivoCmd,['a 0\ na -5\ na -10\ na ...
                    -15\n\n']);
39 fprintf(arquivoCmd,'pacc\n');
40 fprintf(arquivoCmd,[arquivo '\n\n']);
41 fprintf(arquivoCmd,'\n\n');
42 fprintf(arquivoCmd,'aseq -15 -11 1\n');
43 fprintf(arquivoCmd,'init\n');
44 fprintf(arquivoCmd,'aseq -10 -5 1\n');
45 fprintf(arquivoCmd,'init\n');
46 fprintf(arquivoCmd,'aseq -4 10 1\n');
47 fprintf(arquivoCmd,'init\n');
48 fprintf(arquivoCmd,'aseq 11 20 1\n');
49 fprintf(arquivoCmd,'init\n');
50 fprintf(arquivoCmd,'aseq 21 25 1\n');
51 fprintf(arquivoCmd,'pacc\n');
52 fprintf(arquivoCmd,'\n');
53 fprintf(arquivoCmd,'quit\n');
54 fclose(arquivoCmd);
55
56 % Executar XFoil
57 system('xfoil < cmdXfoil.txt 1 > NUL 2 > ...
        NUL');
58 system('del cmdXfoil.txt');
59 cd('..')
60 end
61
62 % Ler resultados
63 file = fopen(['Perfis\' arquivo]);
64 temp = fgets(file);
65 while ischar(temp)
66     if ~isempty(strfind(temp,'---'))
67         break
68     end
69     temp = fgets(file);
70 end
71 data = [];
72 temp = fgets(file);
73 while ischar(temp)
74     data = [data; temp];
75     temp = fgets(file);
76 end
77 fclose(file);
78
79 data = str2num(data);
80 data(any(isnan(data),2),:) = [];
81 alphaTemp = data(:,1);
82 ClTemp = data(:,2);
83 CdTemp = data(:,3);
84 CmTemp = data(:,5);
85
86 % Remover dados pos-estol
87 neg = diff(ClTemp) <= 0;
88 while any(neg)

```

B. Códigos Computacionais

```
89  apagar = ([neg; 0] & alphaTemp < 0) | ... 99  ClInt = griddedInterpolant(alphaTemp, ...
      ([0; neg] & alphaTemp > 0);          ClTemp, 'linear', 'nearest');
90  alphaTemp(apagar) = [];                100  CdInt = griddedInterpolant(alphaTemp, ...
91  ClTemp(apagar) = [];                    CdTemp, 'linear', 'nearest');
92  CdTemp(apagar) = [];                    101  CmInt = griddedInterpolant(alphaTemp, ...
93  CmTemp(apagar) = [];                    CmTemp, 'linear', 'nearest');
94  neg = diff(ClTemp) <= 0;                102  Cl = ClInt(alpha);
95  end                                     103  Cd = CdInt(alpha);
96                                         104  Cm = CmInt(alpha);
97  % Completar dados faltantes            105  end
98  alpha = -20:25;
```

B.2. Otimização de Torção

B.2.1. otimizarAsa.m

```
1  global asaGlobal condicoes              12
2                                          13  % Numero de perfis de controle
3  % Definir condicoes para otimizacao    14  nPar = 4;
4  asaGlobal.alongamento = 10;            15
5  asaGlobal.area = 35.2;                  16  % Otimizar
6  asaGlobal.afilamento = 0.45;           17  par = ...
7                                          fminsearch(@avaliarAsa,[zeros(1,nPar-1) ...
8  condicoes.massa = [3869 6009 7211 7211 7211];    linspace(0.2,0.8,nPar-2)]);
9  condicoes.densidade = [0.7 0.7 0.7 0.9 1.2]; 18
10 condicoes.velocidade = [110 110 110 80 50]; 19  % Recuperar resultados
11 condicoes.peso = [0.1 0.2 0.2 0.4 0.1]; 20  [pontuacao, asa] = avaliarAsa(par);
```

B.2.2. avaliarAsa.m

```
1  function [pontuacao, asa] = avaliarAsa(par) 11
2  disp(par)                                  12  % Criar interpolante de Cl base
3                                          13  nPar = round((length(par)+1)/2);
4  % Recuperar variaveis                    14  try
5  global asaGlobal condicoes                15  asa.Cl0Int = griddedInterpolant([0 ...
6  asa = asaGlobal;                          par(nPar+1:end) 1],[0 par(1:nPar)], ...
7  asa.envergadura = ...                      'linear');
      sqrt(asa.area*asa.alongamento);        16  catch
8  asa.cordaMedia = asa.area / asa.envergadura; 17  pontuacao = inf;
9  asa.cordaRaiz = asa.cordaMedia / ...        18  return
      (1-(1-asa.afilamento)/2);              19  end
10 asa.cordaPonta = asa.cordaRaiz * ...        20
      asa.afilamento;                         21  % Gerar condicoes de teste
```


B.2. Otimização de Torção

```

22 CLs = 9.81.*condicoes.massa ./ ...
    (0.5.*condicoes.densidade .* ...
    condicoes.velocidade.^2 .* asa.area);
23
24 % Alocar variaveis e definir pontos
25 nSecoes = 50;
26 CDis = zeros(1,length(CLs));
27 theta = linspace(pi/2,pi,nSecoes+1);
28 theta = theta(1:end-1);
29 Xnorm = -cos(theta);
30
31 asa.corda = asa.cordaRaiz * (1-Xnorm) + ...
    asa.cordaPonta * Xnorm;
32
33 % Iterar para cada condicao
34 for i = 1:length(CLs);
35
36     % Encontrar alpha para sustentacao requerida
37     func = ...
        @(alpha) (linhaDeSustentacaoSimp(asa, ...
            alpha, nSecoes)-CLs(i));
38     alpha = fzero(func,0);
39
40     % Calcular arrasto induzido
41     [~,CDi,C1] = linhaDeSustentacaoSimp(asa, ...
        alpha,nSecoes);
42     CDis(i) = CDi;
43
44     % Se necessario, calcular outras ...
        variaveis e plotar resultados
45     if nargout == 2
46         hold on
47         plot(Xnorm*asa.envergadura/2,C1)
48         plot(Xnorm*asa.envergadura/2,C1' .* ...
            asa.corda / ((asa.corda(1) + ...
            asa.corda(end))/2), '--')
49
50     asa.secPos = asa.envergadura/2*[0 ...
        par(nPar+1:end) 1];
51     asa.CLsec(i,:) = interp1(Xnorm,C1,[0 ...
        par(nPar+1:end) 1]);
52     asa.secCl0Rel = [0 par(1:nPar)];
53     end
54 end
55
56 pontuacao = sum(condicoes.peso.*CDis);
57 disp(pontuacao)
58 end

```

B.2.3. linhaDeSustentacaoSimp.m

```

1 function [CL, CDi, C1] = ...
    linhaDeSustentacao(asa, alpha, nSecoes)
2
3 % Esta e uma versao simplificada do codigo ..
    de linha de sustentacao
4
5 % Converter para radianos
6 alpha = alpha*pi/180;
7
8 % Dividir asa em secoes
9 theta = linspace(pi/2,pi,nSecoes+1);
10 theta = theta(1:end-1);
11 Xnorm = -cos(theta);
12
13 % Obter caracteristicas de cada secao
14 Cl0 = asa.Cl0Int(Xnorm);
15 corda = asa.cordaRaiz * (1-Xnorm) + ...
    asa.cordaPonta * Xnorm;
16 n = 1:2:(2*nSecoes-1);
17 dCl = 2*pi;
18
19 % Montar e resolver sistema linear
20 b = (Cl0' + dCl*alpha) ./ ...
    (8.*asa.envergadura).*corda'.*sin(theta');
21 A = sin(theta'*n).*(sin(theta') * ...
    ones(1,nSecoes)+ones(nSecoes,1) * ...
    (dCl*n.*corda/(8*asa.envergadura)));
22 x = A\b;
23
24 % Calcular resultados
25 CL = pi*asa.area / (asa.cordaMedia^2)*x(1);
26 CDi = pi*asa.area / (asa.cordaMedia^2) * ...
    sum(n.*x'.^2);
27 C1 = 4*asa.envergadura./corda' .* ...
    sum(sin(theta'*n)*x,2);
28
29 end

```

B.3. Otimização de Perfis

B.3.1. otimizarPerfil.m

```
1 %% Parametros da asa
2 CLs =[
3 0.2090 0.3460 0.4230 0.6526 ...
4 1.2887 0.3460 0.6526;
5 0.3035 0.4476 0.5286 0.7701 ...
6 1.4390 0.4476 0.7701;
7 0.2306 0.3624 0.4365 0.6575 ...
8 1.2696 0.3624 0.6575;
9 0.1153 0.1812 0.2183 0.3489 ...
10 0.6699 0.1812 0.3489];
11 cordas = [2.5878, 1.8108, 1.3920, 1.1652];
12 espessuras = [0.15, 0.1336, 0.1248, 0.12];
13
14 global condicoes parametros iter
15 nPontos = 151; % Numero de pontos no ...
16 perfil
17 espessura = 0.15; % Espessura do perfil
18 parametros.Nt = 10; % Numero de ...
19 polinomios para espessura para CST
20 parametros.Nc = 10; % Numero de ...
21 polinomios para camber para CST
22 parametros.nPontos = nPontos;
23 parametros.espessura = espessura;
24
25 % Gerar condicao inicial
26 %perfilBase = 'naca23015';
27 %p0 = ...
28 importarPerfil(perfilBase,parametros); ..
29 % Para CST
30 p0 = [2 30 0.2969 -0.126 -0.3516 0.2843 ...
31 -0.1015];
32
33 % Forma do vetor CST: [Expoente_de_forma_1 ..
34 Expoente_de_forma_2 ...
35 Multiplicadores_de_espessura ...
36 Multiplicadores de camber]
37
38 nPerfis = length(espessuras);
39 for p = 1:nPerfis
40 %% Parametros do problema
41 %% Condicoes
42 condicoes.cl = CLs(p,:);
43 condicoes.visc = ...
44 [2.21 2.21 2.21 1.86 1.46 2.21 ...
45 1.86]*1e-5;
46 condicoes.velocidade = ...
47 [111 111 111 80 50 111 80 ];
48 condicoes.reynolds = ...
49 condicoes.velocidade ./ ...
50 condicoes.visc*cordas(p);
51 condicoes.mach = ...
52 condicoes.velocidade/340;
53 condicoes.valor = ...
54 [0.1 0.1 0.2 0.2 0.1 0.1 0.2 ];
55 condicoes.flap = ...
56 [0 0 0 0 0 0 0 ];
57 condicoes.transicao = ...
58 [0 0 0 0 0 0.1 0.1 ];
59 condicoes.ncrit = ...
60 [12 12 12 9 9 9 9 ];
61 condicoes.cmMin = ...
62 [-0.02 -0.02 -0.02 -0.04 0 0 0 ];
63 condicoes.cmPen = ...
64 [1 1 1 1 0 0 0 ];
65 condicoes.flapPos = 0.75;
66 condicoes.espBFMin = 2/3*espessuras(p);
67 condicoes.espBFX = 0.75;
68 condicoes.espPen = 10;
69
70 %% Parametros do gerador de perfis
71 nPontos = 151; % Numero de pontos no ...
72 perfil
73 espessura = espessuras(p); % Espessura do ...
74 perfil
75 parametros.espessura = espessura;
76
77 %% Iniciar workers para paralelizacao
78 nWorkers = 4; % Numeros de processos paralelos
79 if 1 == 0 % Ativar paralelizacao
80 try
81 try
82 matlabpool('local',nWorkers); ...
83 %#ok<DPOOL> % Versoes anteriores ...
84 do Matlab
85 catch
86 catch
```

B.3. Otimização de Perfis

```

64     parpool(nWorkers); % Versoes ...
        recentes do Matlab
65     end
66     catch
67     end
68 end
69
70 %% Otimizacao
71 iter = 0;
72 options = optimset('TolX', 1e-3);
73 perfil_otm = ...
    fminsearch(@avaliarPerfil,p0,options);
74 p0 = perfil_otm;
75
76 %% Gerar perfil final
77 [X, Y, OK] = gerarPerfilN5(perfil_otm, ...
    parametros);
78 [X, Y, OK] = gerarPerfilCST(perfil_otm, ...
    parametros);
79 nomePerfil = ['Harpia' num2str(p)];
80 arquivoPerfil = fopen([nomePerfil ...
    '.dat'],'wt');
81 fprintf(arquivoPerfil,['Harpia' num2str(p) ...
    '\n']);
82 for i = 1:nPontos
83     fprintf(arquivoPerfil,'      %f      ...
        %f\n',X(i), Y(i));
84 end
85 fclose(arquivoPerfil);
86 copyfile('Iter.txt',['Iter-' perfilBase ...
    '-' num2str(p) '.txt']);
87 end

```

B.3.2. avaliarPerfil.m

```

1 function pontuacao = avaliarPerfil(x_perfil)
2 % Avalia perfil dado com base nos ...
    parametros e condicoes escolhidos
3 % Recuperar variaveis globais e ...
    inicializar novas
4 global condicoes parametros iter
5 iter = iter + 1;
6 nPontos = parametros.nPontos;
7 valor = condicoes.valor;
8 cmMin = condicoes.cmMin;
9 cmPen = condicoes.cmPen;
10 espBFMin = condicoes.espBFMin;
11 espBFX = condicoes.espBFX;
12 espPen = condicoes.espPen;
13 parametros_local = parametros;
14 condicoes_local = condicoes;
15 nCond = length(valor);
16 Cd = zeros(1,nCond);
17 Cm = zeros(1,nCond);
18
19 % Gerar pontos do perfil
20 [X, Y, OK] = gerarPerfilN5(x_perfil, ...
    parametros_local);
21 [X, Y, OK] = gerarPerfilCST(x_perfil, ...
    parametros_local);
22 if OK == 0 % Em caso de problemas, parar
23     pontuacao = nan;
24 else
25     parfor i = 1:nCond % Rodar condicoes ...
        paralelamente
26         % Criar arquivo com pontos para cada ...
            thread
27         nomePerfil = ['perfil' num2str(i)];
28         arquivoPerfil = fopen(['Perfis/' ...
            nomePerfil '.dat'],'wt');
29         fprintf(arquivoPerfil,'Perfil\n');
30         for j = 1:nPontos
31             fprintf(arquivoPerfil,'      %f      %f\n', ...
                X(j), Y(j));
32         end
33         fclose(arquivoPerfil);
34
35         cl = condicoes_local.cl(i);
36         reynolds = condicoes_local.reynolds(i);
37         mach = condicoes_local.mach(i);
38         flap = condicoes_local.flap(i);
39         flapPos = condicoes_local.flapPos;
40         transicao = condicoes_local.transicao(i);
41         ncrit = condicoes_local.ncrit(i);
42         % Rodar perfis
43         [Cd(i), Cm(i)] = ...
            rodarPerfil(nomePerfil, cl, ...
            reynolds, mach, flap, flapPos, ...
            transicao, ncrit);

```

B. Códigos Computacionais

```

44  end
45  % Calcular pontuacao
46  Xesp = find(X <= espBFX);
47  espBF = abs(Y(Xesp(1))-Y(Xesp(end)));
48  pontuacao = sum(valor.*Cd + ...
    max(cmMin-Cm,0).*cmPen) + sum(Cd <= ...
    0) + espPen * max(espBFMin-espBF,0);
49  end
50  pontuacao = pontuacao*1000; % Multiplicar ...
    por 1000 para facilitar visualizacao
51  if strcmp(getenv('os'),'Windows_NT') % ...
    Apenas para Windows
52  system('taskkill /im xfoil.exe /f 1>NUL ...
    2>NUL'); % Fechar instancias do ...
    Xfoil eventualmente travadas
53  end
54  plotarDados
55  escreverDados
56  end

```

B.3.3. rodarPerfil.m

```

1  function [Cd, Cm] = rodarPerfil(perfil, ...
    cl, reynolds, mach, flap, flapPos, ...
    transicao, ncrit)
2  % Roda perfil no Xfoil dadas condicoes do ...
    escoamento e Cl necessario
3
4  % Se necessario, limpar dados anteriores
5  noWindows = strcmp(getenv('os'),'Windows_NT');
6  if exist(['Perfis/' perfil '.txt'],'file')
7  delete(['Perfis/' perfil '.txt']);
8  end
9
10 % Escrever arquivo de comandos
11 arquivoCmd = fopen(['Perfis/' perfil ...
    '-cmd.txt'],'w');
12 fprintf(arquivoCmd,'plop\ng\n\n'); % ...
    Desativar graficos
13 fprintf(arquivoCmd,['load Perfis/' perfil ...
    '.dat\n\n\n']);
14 if flap ~= 0
15 fprintf(arquivoCmd,'gdes\n');
16 fprintf(arquivoCmd,['flap ' ...
    num2str(flapPos) ' 0 ' num2str(flap) ...
    '\n\n']);
17 fprintf(arquivoCmd,'exec\n');
18 fprintf(arquivoCmd,'\n');
19 end
20 fprintf(arquivoCmd,'oper\n');
21 fprintf(arquivoCmd,'iter 100\n');
22 fprintf(arquivoCmd,['visc ' ...
    num2str(reynolds) ' \n\n']);
23 fprintf(arquivoCmd,['mach ' num2str(mach) ...
    ' \n\n']);
24 fprintf(arquivoCmd,'vpar\n');
25 if transicao ~= 0
26 fprintf(arquivoCmd,'xtr\n');
27 fprintf(arquivoCmd,[num2str(transicao) ' ...
    \n\n']);
28 fprintf(arquivoCmd,[num2str(transicao) ' ...
    \n\n']);
29 end
30 fprintf(arquivoCmd,['n ' num2str(ncrit) ' ...
    \n\n']);
31 fprintf(arquivoCmd,'p\n\n\n');
32 fprintf(arquivoCmd,['cl ' num2str(cl) ' \n\n']);
33 fprintf(arquivoCmd,'p\n');
34 fprintf(arquivoCmd,'visc\n');
35 fprintf(arquivoCmd,'\n');
36 fprintf(arquivoCmd,'oper\n');
37 fprintf(arquivoCmd,'pwrt\n');
38 fprintf(arquivoCmd,['Perfis/' perfil ...
    '.txt\n\n']);
39 fprintf(arquivoCmd,'\nquit\n');
40 fclose(arquivoCmd);
41
42 % Rodar Xfoil
43 if noWindows
44 system(['start /b xfoil < Perfis\'\' ...
    perfil '-cmd.txt 1>NUL 2>NUL']);
45 else
46 setenv('GFORTRAN_STDIN_UNIT', '5')
47 setenv('GFORTRAN_STDOUT_UNIT', '6')
48 setenv('GFORTRAN_STDERR_UNIT', '0')
49 [~,PID] = system(['./xfoil < Perfis/' ...
    perfil '-cmd.txt > /dev/null 2>&1 & ...
    echo $!']);
50 end

```

B.3. Otimização de Perfis

```

51 tempo_maximo = 1; % Espera maxima pelo ...
    processo
52 tempo_teste = 0.1; % Tempo entre verificacoes
53 tempo_contagem = 0;
54 % Aguardar resultados
55 while ~exist(['Perfis/' perfil ...
    '.txt'],'file');
56     tempo_contagem = tempo_contagem+tempo_teste;
57     if tempo_contagem >= tempo_maximo
58         if ~noWindows
59             system(['kill ' PID ' > /dev/null ...
                2>&1']);
60         end
61         Cd = 0;
62         Cm = 0;
63         return
64     else
65         pause(tempo_teste);
66     end
67 end
68 % Ler resultados
69 file = fopen(['Perfis/' perfil '.txt']);
70 data = textscan(file, ...
    '%s%s%s%s%s%s%s%s%s%s%[\n\r]');
71 fclose(file);
72 delete(['Perfis/' perfil '.txt']);
73 if length(data{1}) >= 8
74     Cd = str2double(data{3}{8});
75     Cm = str2double(data{5}{8});
76 else
77     Cd = 0;
78     Cm = 0;
79 end
80 end

```

B.3.4. gerarPerfilN5.m

```

1 function [X,Y,OK] = ...
    gerarPerfil(x_perfil,parametros)
2 % Gera perfil baseado na familia Naca ...
    serie 5
3 nPontos = parametros.nPontos;
4 nPontos2 = floor(nPontos/2)+1;
5 espessura = parametros.espessura;
6
7 % Separar entradas
8 cld = x_perfil(1)*3/20;
9 p = x_perfil(2)/200;
10 % Se for o caso, alterar coeficientes dos ...
    polinomios
11 if length(x_perfil) == 2
12     a = [0.2969 -0.126 -0.3516 0.2843 -0.1015];
13 else
14     a = [x_perfil(3:6) ...
        0.0021-sum(x_perfil(3:6))];
15 end
16 x = 0.5*(1-cos(linspace(0,pi,nPontos2)));
17 yt = a(1)*x.^0.5 + a(2)*x + a(3)*x.^2 + ...
    a(4)*x.^3 + a(5)*x.^4;
18 yt = yt/max(yt) * espessura/2;
19 r = interp1(0.01*[5 10 15 20 25], [0.0580 ...
    0.1260 0.2025 0.2900 0.3910], p, ...
    'pchip', 'extrap');
20 k = interp1(0.01*[5 10 15 20 25], [361.4 ...
    51.640 15.957 6.643 3.230], p, ...
    'pchip', 'extrap');
21 yc(x<r) = k/6*(x(x<r).^3 - 3*r*x(x<r).^2 + ...
    r^2*(3-r)*x(x<r));
22 yc(x>=r) = k*r^3/6*(1-x(x>=r));
23 yc = yc/0.3*cld;
24 yu = yc+yt;
25 yl = yc-yt;
26
27 % Checar perfil
28 if any(yu<yl)
29     OK = 0;
30 else
31     OK = 1;
32 end
33 X = [x(end:-1:2) 0 x(2:end)];
34 Y = [yu(end:-1:2) 0 yl(2:end)];
35 end

```

B. Códigos Computacionais

B.3.5. gerarPerfilCST.m

```
1 function [X, Y, OK] = ...
    gerarPerfil(x_perfil, parametros)
2 % Gera perfil pelo metodo CST com uma ...
    curva para o camber e uma para a espessura
3 % Recuperar parametros
4 nPontos = parametros.nPontos;
5 espessura = parametros.espessura;
6 Nt = parametros.Nt;
7 Nc = parametros.Nc;
8
9 % Prealocar variaveis
10 X = 0.5-0.499 * ...
    cos(linspace(0,pi,floor((nPontos+1)/2)));
11 Sc = zeros(1,ceil(nPontos/2));
12 C = X.^x_perfil(1).*(1-X).^x_perfil(2);
13 % Calcular CST
14 St = (X).^(Nt) + (1-X).^(Nt);
15 for i = 1:Nt-1
16     S = factorial(Nt) ./ ...
        (factorial(i)*factorial(Nt-i)) .* ...
        X.^i.*(1-X).^(Nt-i);
17     St = St + x_perfil(i+2)*S;
18 end
19 for i = 1:Nc-2
20     S = factorial(Nc) ./ ...
        (factorial(i)*factorial(Nc-i)) .* ...
        X.^i.*(1-X).^(Nc-i);
21     Sc = Sc + x_perfil(i+1+Nt)*S;
22 end
23 Yup = C .* St + Sc;
24 Ydown = - C .* St + Sc;
25
26 % Checar perfil
27 OK = 1;
28 if any(Yup<=Ydown)
29     OK = 0;
30 end
31 % Acertar espessura
32 espCurrent = max(Yup-Ydown);
33 Yup = Yup*espessura/espCurrent;
34 Ydown = Ydown*espessura/espCurrent;
35 if mod(nPontos,2) == 0
36     X = [X(end:-1:1) X];
37     Y = [Yup(end:-1:1) Ydown];
38 else
39     X = [X(end:-1:1) 0 X];
40     Y = [Yup(end:-1:1) 0 Ydown];
41 end
42 end
```

B.3.6. importarPerfil.m

```
1 function par = importarPerfil(perfil, ...
    parametros)
2 % Importa coordenadas de um perfil e ...
    encontra parametros CST para o reproduzir
3 nPontos = parametros.nPontos;
4 espessura = parametros.espessura;
5 Nt = parametros.Nt;
6 Nc = parametros.Nc;
7 % Importar perfil original
8 raw_data = importdata(['Perfis-padroao/' ...
    perfil '.dat']);
9 X0 = raw_data(:,1);
10 Y0 = raw_data(:,2);
11 % Valores de X a serem usados
12 X = 0.5-0.499 * ...
    cos(linspace(0,pi,floor((nPontos+1)/2)));
13 % Separar intradorso e extradorso e ...
    interpolar pontos
14 [~,divisao] = min(X0);
15 Y0e = interp1(X0(divisao:-1:1), ...
    Y0(divisao:-1:1), X, 'spline', 'extrap');
16 Y0i = interp1(X0(divisao:end), ...
    Y0(divisao:end), X, 'spline', 'extrap');
17 espCurrent = max(Y0e-Y0i);
18 Y0e = Y0e*espessura/espCurrent;
19 Y0i = Y0i*espessura/espCurrent;
20
21 if mod(nPontos,2) == 0
22     Y0 = [Y0e(end:-1:1) Y0i];
```

B.3. Otimização de Perfis

```
23 else
24     Y0 = [Y0e(end:-1:1) 0 Y0i];
25 end
26 [par, res] = lsqnonlin(@erro, [0.5 1 ...
    1.0*ones(1,Nt-1) 0.0*ones(1,Nc-2)]);
27 disp(res)
```

```
28
29 function distancia = erro(par)
30     [~,Y] = gerarPerfilCST(par, parametros);
31     distancia = Y-Y0;
32 end
33 end
```

B.3.7. plotarDados.m

```
1 % Plota na tela o perfil atual e a ...
    evolucao da pontuacao
2 if iter == 1
3     clf
4 end
5 if ~isnan(pontuacao)
6     subplot(2,1,1)
7     hold on
8     plot(iter,pontuacao,'bo')
```

```
9     subplot(2,1,2)
10    [X, Y] = gerarPerfilN5(x_perfil, ...
        parametros);
11    %[X, Y] = gerarPerfilCST(x_perfil, ...
        parametros);
12    plot(X,Y);
13    axis equal
14    drawnow
15 end
```

B.3.8. escreverDados.m

```
1 % Escreve dados atuais da otimizacao na ...
    tela e num arquivo
2 if mod(iter,10) == 1
3     str = '\tIter\tPontuacao\t';
4     for j = 1:nCond
5         str = [str 'DC' num2str(j) '\t\t']; ...
            %#ok<AGROW>
6     end
7     for j = 1:nCond
8         str = [str 'Cm' num2str(j) '\t\t']; ...
            %#ok<AGROW>
9     end
10    str = [str 'EspBF\n'];
11    fprintf(str);
12 end
13 if iter == 1
14     file = fopen('Iter.txt','w');
15     fprintf(file,str);
16     fclose(file);
```

```
17 end
18 if ~isnan(pontuacao)
19     str = ['\t' num2str(iter) '\t' ...
        num2str(pontuacao,'%8.3f') '\t\t'];
20     for j = 1:nCond
21         str = [str num2str(1e4*Cd(j),'%8.1f') ...
            '\t\t'];
22     end
23     for j = 1:nCond
24         str = [str num2str(Cm(j),'%8.4f') '\t\t'];
25     end
26     str = [str num2str(espBF,'%8.4f') '\n'];
27 else
28     str = ['\t' num2str(iter) '\n'];
29 end
30 fprintf(str)
31 file = fopen('Iter.txt','a');
32 fprintf(file,str);
33 fclose(file);
```

Bibliografia

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. *Regulamento Brasileiro da Aviação Civil n° 23. Emenda n° 61. Requisitos de Aeronavegabilidade: Aviação Categoria Normal, Utilidade, Acrobática e Transporte Regional*. 2013. URL: <http://www2.anac.gov.br/biblioteca/rbha.asp> (ver p. 4).

AIRCRAFT AERODYNAMICS AND DESIGN GROUP. *History of Airfoil Development*. 1999. URL: <http://adg.stanford.edu/> (ver p. 11).

ANDERSON, J. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill Education, 2010. ISBN: 9780073398105. URL: <https://books.google.com.br/books?id=xwY8PgAACAAJ> (ver pp. 10, 11, 21, 22).

CEZE, M.; HAYASHI, M.; VOLPE, E. A Study of the CST Parameterization Characteristics. Em: *27th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics e Astronautics, jun. 2009. ISBN: 978-1-62410-130-4. DOI: 10.2514/6.2009-3767. URL: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2009-3767> (ver pp. 30, 31).

DRELA, M.; GILES, M. B. Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils. *AIAA Journal*, v. 25, n. 10, p. 1347–1355, 1987. ISSN: 0001-1452. DOI: 10.2514/3.9789 (ver pp. 14, 33).

FUJINO, M. Design and Development of the HondaJet. *Journal of Aircraft*, v. 42, n. 3, p. 755–764, 2005. ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/1.12268 (ver p. 16).

Bibliografia

- FUJINO, M.; YOSHIKAWA, Y.; KAWAMURA, Y. Natural-Laminar-Flow Airfoil Development for a Lightweight Business Jet. *Journal of Aircraft*, v. 40, n. 4, p. 609–615, 2003. ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/2.3145 (ver p. 16).
- GARRISON, P. Technicalities: A Short History of Airfoils. *Flying Magazine*, set. 2009. URL: <http://www.flyingmag.com/technicalities/technicalities-short-history-airfoils> (ver p. 11).
- HANSEN, J. R. *The Wind and Beyond: A Documentary Journey Into the History of Aerodynamics in America, V. 2: Reinventing the Airplane*. Nasa History: SP 2007-2009. Bernan Assoc, 2009. ISBN: 9780160831560. URL: <https://books.google.com.br/books?id=ks887EpTBFMC> (ver p. 7).
- HOUGHTON, E. L. et al. *Aerodynamics for Engineering Students*. Elsevier Science, 2012. ISBN: 9780080966335. URL: <https://books.google.com.br/books?id=rA6mIXaF69kC> (ver pp. 10, 12–15).
- INGEN, J. van. A suggested semi-empirical method for the calculation of the boundary layer transition region. Em: *Second European Aeronautical Congress, Scheveningen, Netherlands*. Technische Hogeschool. Delft, Netherlands, 1956 (ver p. 14).
- JANE, F. T.; JACKSON, P. *Jane's All the World's Aircraft*. Jane's Information Group, 2007. URL: <https://books.google.com.br/books?id=0zRKAQAAIAAJ> (ver pp. 9, 15, 59).
- KUNDU, A. K. *Aircraft Design*. Cambridge Aerospace Series. Cambridge University Press, 2010. ISBN: 9781139487450. URL: <https://books.google.com.br/books?id=NeHoahlhCGMC> (ver p. 8).
- MATHWORKS. *MATLAB documentation*. 2015. URL: <http://www.mathworks.com/help/matlab/> (ver pp. 24, 33).
- NITA, M.; SCHOLZ, D. Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, v. 281424, p. 1–19, 2012 (ver pp. 10, 20, 23).
- ORR, W. M. F. The Stability or Instability of the Steady Motions of a Perfect Liquid and of a Viscous Liquid. Part II: A Viscous Liquid. *Proceedings of the Royal Irish Academy. Section A: Mathematical and Physical Sciences*, v. 27, p. 69–138, 1909 (ver p. 12).

PRANDTL, L. Motion of Fluids with Very Little Viscosity. Em: *Internationalen Mathematiker-Kongresses*. Heidelberg, 1904, p. 1–8 (ver p. 11).

RAYLEIGH, L. On the stability, or instability, of certain fluid motions. *Proceedings of the London Mathematical ...* V. x, p. 57–72, 1879. ISSN: 0024-6115. DOI: 10.1112/plms/s1-27.1.5. URL: <http://plms.oxfordjournals.org/content/s1-11/1/57.short> (ver p. 12).

RAYMER, D. P. *Aircraft design: a conceptual approach*. Educ Series. American Institute of Aeronautics e Astronautics, 1989. ISBN: 9780930403515. URL: <https://books.google.com.br/books?id=Q9QeAQAAIAAJ> (ver p. 8).

REYNOLDS, O. An Experimental Investigation of the Circunstances Which Determine Whether the Motion of Water Shall Be Direct or Sinuous, and of the Law of Resistance in Parallel Channels. *Proceedings of the Royal Society of London*, v. 35, p. 84–99, 1883 (ver p. 11).

ROSKAM, J. *Airplane Design: Part 1 - Preliminary Sizing of Airplanes*. DARcorporation, 1985. ISBN: 9781884885426. URL: <https://books.google.com.br/books?id=usXVaf8Qu0cC> (ver p. 8).

ROSKAM, J. *Airplane Design: Part 6 - Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*. DARcorporation, 1985. URL: <https://books.google.com.br/books?id=S3HVMgEACAAJ> (ver p. 9).

SCHLICHTING, H.; GERSTEN, K. *Boundary-Layer Theory*. Physic and astronomy. Springer Berlin Heidelberg, 2000. ISBN: 9783540662709. URL: <https://books.google.com.br/books?id=8YugVtomly4C> (ver p. 12).

SCHUBAUER, G.; SKRAMSTAD, H. Laminar boundary-layer oscillations and transition on a flat plate. *Journal of Research of the National Bureau of Standards*, v. 38, n. 2, p. 251, 1943. ISSN: 0091-0635. DOI: 10.6028/jres.038.013 (ver p. 13).

SELIG, M. S. *UIUC Applied Aerodynamics Group*. 2015. URL: <http://m-selig.ae.illinois.edu/> (ver p. 9).

SELIG, M. S.; MAUGHMER, M. D.; SOMERS, D. M. Natural-laminar-flow airfoil for general-aviation applications. *Journal of Aircraft*, v. 32, n. 4, p. 710–715, 1995. ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/3.46781 (ver p. 17).

Bibliografia

- SOMERS, D. M. *Design of a Slotted , Natural-Laminar-Flow Airfoil for Business-Jet Applications*. Rel. téc. July. Hampton, USA: NASA Langley Research Center, 2012. URL: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20120013091> (ver p. 17).
- SPI. *Debian - Documentation*. 2014. URL: <https://www.debian.org/doc/> (ver p. 34).
- STIVERS, L. S. et al. *Summary of Airfoil Data*. Rel. téc. 824. National Advisory Committee for Aeronautics, 1945. URL: <http://hdl.handle.net/2060/19930092747> (ver p. 15).
- TAYLOR, P.; LASAUSKAS, E. Influence of transition location on airfoil drag. N. May 2015, p. 37–41, 2010. DOI: 10.1080/16487788.2005.9635906 (ver p. 12).
- TOLLMIEEN, W. *The production of turbulence*. Rel. téc. NACA Technical Memorandum, 1932 (ver p. 12).
- TORENBEEK, E. *Synthesis of Subsonic Airplane Design: An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Springer Netherlands, 2013. ISBN: 9789401732024. URL: <https://books.google.com.br/books?id=6nX7CAAAQBAJ> (ver pp. 8, 9).