

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO - ESCOLA POLITÉCNICA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**PROJETO DE AERONAVE MOVIDA A PROPULSÃO HUMANA**

**Gustavo Eidji Camarinha Fujiwara**

**São Paulo  
2011**

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO - ESCOLA POLITÉCNICA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**PROJETO DE AERONAVE MOVIDA A PROPULSÃO HUMANA**

**Gustavo Eidji Camarinha Fujiwara**

**Trabalho de Formatura apresentado à  
Escola Politécnica da Universidade de  
São Paulo para obtenção do título de  
Graduado em Engenharia Mecânica**

**Orientador: Prof. Dr. Livre Docente  
Otávio de Mattos Silveiras**

**Área de Concentração:  
Engenharia Mecânica**

**São Paulo  
2011**

## FICHA CATALOGRÁFICA

**Fujiwara, Gustavo Eidji Camarinha**  
**Projeto de aeronave movida à propulsão humana / G.E.C.**  
**Fujiwara. -- São Paulo, 2011.**  
**82 p.**

**Trabalho de Formatura - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica.**

**1. Engenharia de aeronaves 2. Aeronaves (Projeto) 3. Aerodinâmica 4. Mecânica de vôo (Simulação) 5. Otimização global**  
**I. Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Mecânica II. t.**

## EPÍGRAFE

“A percepção do desconhecido é a mais fascinante das experiências. O homem que não tem os olhos abertos para o mistério passará pela vida sem ver nada.”

Albert Einstein

“Se eu vi mais longe, foi por estar de pé sobre os ombros de gigantes.”

Isaac Newton

## **AGRADECIMENTOS**

Aos meus pais e irmão pelo amor e carinho sempre.

Ao amigo e orientador Prof. Otávio de Mattos Silveiras pela orientação e todo o apoio durante este projeto.

Ao amigo Mestre Luciano Stefanini pela co-orientação e conselhos.

Aos amigos e companheiros do aerodesign, em especial os amigos Rodrigo Lavieri, Danilo Salgado, Mauricio Medaets, Felipe Lopes, e todos os outros da Equipe Keep Flying Poli-USP pelos anos de aprendizado e companheirismo que muito me motivaram durante a graduação, e ao amigo orientador da equipe Prof. Antonio Mariani.

## RESUMO

O presente trabalho apresenta o projeto de uma aeronave movida à propulsão humana, com principal foco nos aspectos de aerodinâmica, mecânica de voo e otimização multidisciplinar, sem a intenção de construção da mesma.

A primeira etapa do projeto consiste de uma revisão bibliográfica, visando identificar os projetos e realizações mais significativas deste segmento até o momento.

A segunda etapa consiste do projeto da aeronave, a ser feito em três etapas: projeto conceitual, preliminar e detalhado.

No projeto conceitual, define-se a missão e configuração básica da aeronave.

No projeto preliminar, utiliza-se um código de otimização multidisciplinar, composto por um algoritmo de síntese paramétrica e outro de otimização. No algoritmo de síntese paramétrica, aeronaves aleatórias são geradas e submetidas a diversos filtros de restrições intrinsecamente impostas (como a potência biomecânica disponível, comprimento máximo de pista, carga útil mínima, etc) e restrições de características desejáveis (aerodinâmica, estabilidade & controle, desempenho, estruturas, e peso & centragem). As aeronaves que passam por todos os filtros são, então, armazenadas até compor uma população crítica mínima. A seguir, dois critérios de otimização são escolhidos, de modo a melhor atender o cumprimento da missão dada, para compor a função objetivo que otimizará esta população inicial. Após um número suficientemente grande de iterações do algoritmo de otimização para adensar a população próxima à fronteira de Pareto, a aeronave é finalmente escolhida.

No projeto detalhado, os cálculos realizados nos filtros do algoritmo de otimização são refeitos com modelos mais refinados e detalhes finais do projeto são definidos.

Por fim, a aeronave projetada tem suas características aerodinâmicas, e suas qualidades de voo verificadas uma última vez, por meio de um simulador de voo.

Palavras-chave: Design de aeronave, HPA, Otimização multidisciplinar, Aerodinâmica, Mecânica de voo, Simulador de voo.

## ABSTRACT

This work presents the design project of a human-powered aircraft, with its main focus on aerodynamics, flight mechanics and multidisciplinary optimization, with no intention to construct it.

The first project stage consists of a detailed bibliographical review in order to identify the main and most significant achievements in the field so far.

The second stage is the aircraft design, to be done in 3 steps: conceptual project, preliminary project, and detailed project.

In the conceptual phase, the aircraft mission and basic configuration are defined.

In the preliminary phase, a multidisciplinary optimization program is implemented, through a parametric synthesis model and an optimization model. In the former (synthesis model), random aircraft are generated and subjected to several filters of intrinsic constraints such as biomechanical available power or maximum takeoff distance allowed, and desirable constraints such as good aerodynamic, stability & control, performance, structures and weight characteristics. The aircraft which pass through all the filters are, then, stored until a minimum critical population number is reached. Next, two optimization criteria are chosen to be the objective function that will optimize the initial population so that the mission is accomplished in the best possible way. After a sufficiently large number of iterations to thicken the population next to Pareto's frontier, the final aircraft is selected.

In the detailed phase, the calculations made in the optimization routine filters are recalculated with more refined models and final project details are defined.

At last, the designed aircraft has its aerodynamic and flying qualities assessed through a flight simulator coded by the author.

Keywords: Aircraft design, HPA, Multidisciplinary optimization, Aerodynamics, Flight mechanics, Flight simulator.

## SUMÁRIO

|   |             |
|---|-------------|
| <b>EPÍGRAFE</b> .....   | <b>iv</b>   |
| <b>AGRADECIMENTOS</b> .....   | <b>v</b>    |
| <b>RESUMO</b> .....   | <b>vi</b>   |
| <b>LISTA DE FIGURAS</b> .....   | <b>x</b>    |
| <b>LISTA DE TABELAS</b> .....   | <b>xiii</b> |
| <b>LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS</b> .....                                 | <b>xiv</b>  |
| <b>LISTA DE SÍMBOLOS</b> .....  | <b>xv</b>   |
| <b>1. INTRODUÇÃO</b> .....  | <b>1</b>    |
| 1.1    Objetivos .....  | 2           |
| 1.2    Metodologia .....  | 2           |
| 1.3    Cronograma de Atividades.....  | 3           |
| <b>2. NOMENCLATURA AERONÁUTICA</b> .....                                    | <b>4</b>    |
| <b>3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b> .....                                       | <b>9</b>    |
| <b>4. MODELOS FÍSICO E MATEMÁTICO</b> .....                                 | <b>17</b>   |
| 4.1    AERODINÂMICA .....   | 17          |
| 4.1.1    XFOIL (Aerodinâmica 2D).....                                       | 17          |
| 4.1.2    Programa de Linhas de Sustentação Linear (Linear LLT).....         | 18          |
| 4.1.3    Programa de Linhas de Sustentação Não-Linear (Non-Linear LLT)..... | 23          |
| 4.1.4    Comparação entre os programas Linear LLT e Non-Linear LLT.....     | 25          |
| 4.1.5    Programa de Vórtices Discretos (VLM – Vortex Lattice Method).....  | 35          |
| 4.1.6    Cálculo do Arrasto Parasita.....                                   | 44          |
| 4.2    MECÂNICA DE VOO .....  | 46          |
| 4.2.1    Estabilidade Estática .....  | 46          |
| 4.3    PESO.....  | 54          |
| 4.4    DESEMPENHO.....  | 56          |
| 4.4.1    Decolagem.....   | 56          |
| 4.4.2    Subida.....  | 58          |
| 4.4.3    Cruzeiro.....  | 59          |
| 4.5    MODELO DE SÍNTESE .....  | 60          |
| 4.5.1    Gera Avião (Geometria).....  | 60          |

|           |  |           |
|-----------|--|-----------|
| 4.5.2     | Aerodinâmica .....                     | 61        |
| 4.5.3     | Estabilidade & Controle .....          | 61        |
| 4.5.4     | Peso .....                             | 61        |
| 4.5.5     | Desempenho .....                       | 62        |
| 4.6       | ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO .....          | 62        |
| 4.6.1     | Algoritmo Genético.....                | 63        |
| 4.6.2     | Killer Queen .....                     | 63        |
| <b>5.</b> | <b>PROJETO DA AERONAVE .....</b>       | <b>64</b> |
| 5.1       | Projeto Conceitual.....                | 64        |
| 5.2       | Projeto Preliminar .....               | 67        |
| 5.3       | Projeto de Detalhes .....              | 68        |
| <b>6.</b> | <b>RESULTADOS.....</b>                 | <b>74</b> |
| <b>7.</b> | <b>CONCLUSÃO .....</b>                 | <b>79</b> |
|           | <b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....</b> | <b>81</b> |
|           | <b>ANEXO .....</b>                     | <b>83</b> |

## LISTA DE FIGURAS

|  |    |
|--|----|
| Figura 1.1- Cronograma de atividades para o trabalho de formatura .....                              | 3  |
| Figura 2.1 – Anatomia do avião .....   | 4  |
| Figura 2.2.a - Eixos do corpo.     b - Eixos de estabilidade .....                                   | 5  |
| Figura 2.3 - Eixos do Vento .....  | 5  |
| Figura 2.4 - Parâmetros geométricos de uma superfície aerodinâmica .....                             | 6  |
| Figura 2.5 - Alguns conceitos de aeronaves.....  | 8  |
| Figura 3.1 - Aeronave Aviette, 1921.....   | 9  |
| Figura 3.2 - Três vistas do veículo de Bossi-Bonomi .....  | 9  |
| Figura 3.3 - Aeronave MUFLI, 1936.....   | 10 |
| Figura 3.4 - SUMPAC da Southampton University, UK no Solent Sky Museum ....                          | 10 |
| Figura 3.5 - Gossamer Condor [JOURNAL OF THE IHPVA].....   | 11 |
| Figura 3.6 - Gossamer Albatroz .....   | 11 |
| Figura 3.7 - Monarch B do MIT, 1984.....   | 12 |
| Figura 3.8 - Daedalus do MIT [DORSEY,GARY].....  | 13 |
| Figura 3.9 - “Snow Bird” da University of Toronto .....  | 13 |
| Figura 4.1 - Esquema do modelo de linhas de sustentação.....   | 19 |
| Figura 4.2 - Lei de Biot-Savart para vórtice semi-infinito.....                                      | 19 |
| Figura 4.3 - Fluxograma de passos para implementação do Non-linear LLT .....                         | 24 |
| Figura 4.4 - Dados exp.2D e 3D. Asa:AR=9,02. $\lambda = 0,4$ . $\alpha_{tip} = -2^\circ$ .....       | 25 |
| Figura 4.5 - Curvas $CL\alpha$ Linear LLT,Non-Linear LLT,Exp.[McCormick] .....                       | 27 |
| Figura 4.6 - Comparação $CL_{m\acute{a}x}$ Linear LLT,Non-Linear LLT,Exp.[McCormick].                | 28 |
| Figura 4.7 - Polares de arrasto 3D para Linear LLT e Non-Linear LLT .....                            | 29 |
| Figura 4.8 – Dados exp. e do método Non-Linear LLT de ANDERSON .....                                 | 30 |
| Figura 4.9 – Resultados Linear LLT, Non-Linear LLT, Exp[ANDERSON] .....                              | 30 |
| Figura 4.10 – $CL\alpha$ do perfil KF51 ( XFOIL:Re=300k,M=0,Ncr=9,160 painéis).....                  | 31 |
| Figura 4.11 – Varredura de $CL_{m\acute{a}x}$ para vários AR e $\lambda$ via LLT (linear/non-linear) | 32 |
| Figura 4.12 – Fator de arrasto induzido $\delta$ para vários AR e $\lambda$ .....                    | 33 |
| Figura 4.13 - Fluxograma de programação do VLM.....  | 36 |
| Figura 4.14 - Localização do ponto de controle (BERTIN&SMITH fig. 7.26).....                         | 37 |

|   |    |
|---|----|
| Figura 4.15 - Esteira alinhada com escoamento no infinito ( $\beta=+15^\circ$ ).....                | 38 |
| Figura 4.16 - Velocidade induzida em z no plano por um horseshoe .....                              | 39 |
| Figura 4.17 - Obtenção da área do painel .....  | 40 |
| Figura 4.18 – Validação: $CL_\alpha$ x AR x $\Lambda$ .a) Presente código.b) KATZ-12.16 .....       | 41 |
| Figura 4.19 – Validação: Cl/CL x $\Lambda$ . a) Presente código. b) KATZ-fig.12.17.....             | 42 |
| Figura 4.20 – Validação:Cl/CL x $\lambda$ .a) Presente código.b) KATZ-12.19 .....                   | 42 |
| Figura 4.21 – Validação: $CL_\alpha$ x AR(efeito solo) a) Presente código.b) KATZ-12.20             | 43 |
| Figura 4.22 – Validação: $CL_\alpha$ x $\Gamma$ (efeito solo) a) Presente código b) KATZ-12.21 .... | 43 |
| Figura 4.23 – Vistas do campo de velocidades de solução do escoamento (VLM)...                      | 44 |
| Figura 4.24 - Estabilidade estática longitudinal: instável, neutro, estável.....                    | 47 |
| Figura 4.25 - Contribuição da asa e estabilizador horizontal para CM.....                           | 47 |
| Figura 4.26 - Procedimento para obter o menor arrasto de trimagem em cruzeiro ...                   | 51 |
| Figura 4.27 - Estabilidade estática direcional .....  | 52 |
| Figura 4.28 - Estabilidade estática lateral .....   | 52 |
| Figura 4.29 - Trechos da missão .....   | 56 |
| Figura 4.30 – Diagrama de forças na decolagem.....  | 57 |
| Figura 4.31 - Diagrama de forças na subida .....  | 58 |
| Figura 4.32 - Diagrama de forças no cruzeiro.....   | 59 |
| Figura 4.33 - Fluxograma do modelo de síntese paramétrica .....                                     | 60 |
| Figura 4.34 - Parâmetros de entrada e respectivos intervalos.....                                   | 61 |
| Figura 4.35 - DNA do avião.....   | 63 |
| Figura 5.1 - Potência humana disponível.....  | 64 |
| Figura 5.2 - a) Potência disponível por duração b) Potência específica .....                        | 65 |
| Figura 5.3 - Potência requerida x Velocidade de Estol da população inicial.....                     | 67 |
| Figura 5.4 - Potência requerida x Velocidade Estol da população otimizada.....                      | 68 |
| Figura 5.5 - Potência requerida x perfil da asa.....  | 69 |
| Figura 5.6 - Potência requerida x área da asa.....  | 69 |
| Figura 5.7 - Potência requerida x $CL_{max}$ .....  | 69 |
| Figura 5.8 - Potência requerida x peso vazio avião .....  | 70 |
| Figura 5.9 - Potência requerida x volume de cauda .....   | 70 |
| Figura 5.10 - Volume de cauda x área da empenagem horizontal.....                                   | 71 |
| Figura 5.11 - Volume de cauda x $CL_{max}$ .....  | 71 |

|   |    |
|---|----|
| Figura 5.12 - Potência requerida x envergadura asa .....                            | 72 |
| Figura 5.13 - Massa vazia x envergadura asa .....                                   | 72 |
| Figura 5.14 - Massa vazia x área asa .....  | 72 |
| Figura 5.15 - Massa vazia x enflechamento.....                                      | 73 |
| Figura 5.16 - Massa vazia x diedro .....  | 73 |
| Figura 6.1 - Saída da interface gráfica com o avião escolhido .....                 | 74 |
| Figura 6.2 - Perfis da asa, empenagens, fuselagem e hélice do avião escolhido ..... | 74 |
| Figura 6.3 - Vista oblíqua do avião escolhido.....                                  | 75 |
| Figura 6.4 - Controle USB e computador pessoal.....                                 | 76 |
| Figura 6.5 - Duas vistas da tela do simulador de voo em Simulink.....               | 77 |
| Figura 6.6 - Resposta longitudinal do simulador para entrada no profundor.....      | 78 |

## LISTA DE TABELAS

|   |    |
|---|----|
| Tabela 2.1 - Configurações de subsistemas de aeronaves.....   | 7  |
| Tabela 3.1 - HPA's mais importantes da história .....   | 14 |
| Tabela 4.1 - Progressão do estol pelo LLT. Asa: AR=9,02. $\lambda= 0,4$ . $\alpha_{tip} = -2^\circ$ ..... | 26 |
| Tabela 4.2 – Comparação de acuracidade entre LLT (linear/Non-Linear).....                                 | 34 |
| Tabela 4.3 – Custo computacional de LLT (linear/Non-Linear) .....   | 34 |
| Tabela 4.4 – Coeficientes para cálculo do arrasto parasita .....  | 45 |
| Tabela 4.5 - Fórmulas Estabilidade Estática Longitudinal .....  | 50 |
| Tabela 4.6 - Fórmulas Estabilidade Estática Látero-Direcional .....                                       | 53 |
| Tabela 4.7 - Formulação para cálculo das massas .....   | 55 |
| Tabela 4.8 - Sensibilidade da potência requerida.....   | 59 |
| Tabela 5.1 - Configuração da aeronave.....  | 66 |
| Tabela 5.2 - Lista de perfis selecionados .....   | 66 |
| Tabela 5.3 - Perfis selecionados e características .....  | 66 |
| Tabela 6.1 - Parâmetros do avião escolhido.....   | 75 |
| Tabela 6.2 - Dados do avião escolhido .....   | 75 |

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

|      |  |
|------|--|
| HPA  | Human Powered Aircraft (aeronave movida à propulsão humana)      |
| HPV  | Human Powered Vehicle (veículo movido à propulsão humana)        |
| EUA  | Estados Unidos da América  |
| AIAA | American Institute of Aeronautics and Astronautics               |
| NACA | National Advisory Comitee for Aeronautics                        |
| NASA | National Aeronautics and Space Administration                    |
| FAA  | Federal Aviation Agency  |
| FAR  | Federal Aviation Regulation                                      |
| ANAC | Agência Nacional de Aviação Civil                                |
| EASA | European Aviation Safety Agency                                  |
| FAI  | Fédération Aéronautique Internationale                           |
| MIT  | Massachusetts Institute of Technology                            |
| LLT  | Lifting Line Theory (Linhas de Sustentação)                      |
| VLM  | Vortex Lattice Method (Método dos Vórtices Discretos)            |
| CFD  | Computational Fluid Dynamics (Dinâmica de Fluidos Computacional) |
| 2D   | Bidimensional  |
| 3D   | Tridimensional   |

## LISTA DE SÍMBOLOS

|                                   |  |
|-----------------------------------|--|
| $\alpha$                          | Ângulo de ataque   |
| $\alpha_{L=0}$                    | Ângulo de ataque de sustentação nula                     |
| Cl                                | Coeficiente de sustentação (2D - perfil)                 |
| Cl <sub>máx</sub>                 | Coeficiente de sustentação máximo (2D - perfil)          |
| Cd                                | Coeficiente de arrasto (2D - perfil)                     |
| Cm                                | Coeficiente de momento de arfagem (2D - perfil)          |
| Cl <sub><math>\alpha</math></sub> | Derivada de Cl em relação a $\alpha$                     |
| CL                                | Coeficiente de sustentação 3D                            |
| CL <sub>máx</sub>                 | Coeficiente de sustentação máximo 3D                     |
| CL <sub><math>\alpha</math></sub> | Derivada de CL em relação a $\alpha$                     |
| CD                                | Coeficiente de arrasto total (3D)                        |
| CD <sub>0</sub>                   | Coeficiente de arrasto em $\alpha = 0^\circ$ (3D)        |
| CD <sub>i</sub>                   | Coeficiente de arrasto induzido (3D)                     |
| L                                 | Força de sustentação                                     |
| D                                 | Força de arrasto   |
| Di                                | Força de arrasto induzido                                |
| $\Gamma$                          | Circulação (aerodinâmica) / Ângulo de diedro (geometria) |
| V <sub><math>\infty</math></sub>  | Velocidade do escoamento ao longe (não perturbado)       |
| $\rho$                            | Massa específica do ar                                   |
| b                                 | Envergadura da asa                                       |
| c                                 | Comprimento de corda (asa/perfil)                        |
| c <sub>r</sub>                    | Corda na raiz (“Root chord”)                             |
| c <sub>t</sub>                    | Corda na ponta (“Tip chord”)                             |
| $\bar{c}$ ou MAC                  | Corda média aerodinâmica (“Mean aerodynamic chord”)      |
| y                                 | Coordenada ao longo da envergadura da asa                |
| AR                                | Alongamento da asa (“Aspect Ratio”)                      |
| $\lambda$                         | Afilamento da asa (“Taper Ratio”)                        |
| e                                 | Fator de eficiência da asa (“span efficiency factor”)    |
| dw                                | Velocidade de downwash infinitesimal                     |
| w                                 | Velocidade de downwash                                   |

|               |   |
|---------------|---|
| $\varepsilon$ | Ângulo de downwash  |
| $\Lambda$     | Ângulo de enflechamento (“sweep angle”)                             |
| CX            | Coefficiente de força longitudinal                                  |
| CY            | Coefficiente de força lateral                                       |
| CZ            | Coefficiente de força vertical                                      |
| CR            | Coefficiente de momento de rolamento (“rolling moment coefficient”) |
| CM            | Coefficiente de momento de arfagem (“pitching moment coefficient”)  |
| CN            | Coefficiente de momento de guinada (“yawing moment coefficient”)    |
| $\beta$       | Ângulo de derrapagem (“sideslip angle”)                             |

## 1. INTRODUÇÃO

A notável evolução da aviação no último século contempla desde o advento do primeiro voo controlado de um veículo mais pesado que o ar até a concepção de aeronaves extremamente sofisticadas capazes de quebrar a barreira do som e cobrir distâncias intercontinentais em curto espaço de tempo.

Um particular campo da engenharia aeronáutica se dedica ao estudo de aeronaves tão energeticamente eficientes, que a potência gerada por um ser humano é capaz de colocá-las em voo sustentado sem auxílio de energia externa ou armazenada. Essas aeronaves são conhecidas como HPA (Human Powered Aircrafts).

O presente trabalho tem como objetivo projetar uma aeronave movida à propulsão humana, com principal foco nos aspectos de aerodinâmica, mecânica de voo e otimização multidisciplinar, sem haver a intenção de construção da mesma.

A metodologia adotada é aquela proposta por Raymer que divide o projeto em três etapas: Conceitual, Preliminar, e Detalhado.

Na etapa conceitual, a configuração geral da aeronave é definida para restringir o espaço de aeronaves buscado na etapa de projeto preliminar, o qual é realizado com o auxílio de uma ferramenta de otimização multidisciplinar com ênfase principal nas áreas de aerodinâmica e mecânica de voo. Por fim, no projeto de detalhes, estudos comparativos são realizados para incluir pequenas alterações para definir a aeronave final.

Ao final do projeto, um simulador de voo é feito para verificar as características aerodinâmicas e as qualidades de voo da aeronave.

## 1.1 Objetivos

O trabalho de formatura em questão busca sedimentar as bases do conhecimento adquiridos ao longo da graduação em Engenharia Mecânica através de um trabalho prático, de duração de três semestres.

A aeronave a ser projetada tem como missão a decolagem, cruzeiro e pouso não-auxiliado, i.e., dispondo apenas da limitada propulsão humana como potência disponível, ser estável e controlável em todos os regimes operacionais de vôo, e apresentar estrutura leve e resistente.

O projeto será auxiliado pela programação de um código de otimização multidisciplinar, no qual será possível analisar diversas aeronaves simultaneamente de modo a escolher aquela que melhor atenda a missão, de maneira global.

## 1.2 Metodologia

A primeira tarefa realizada é o levantamento das referências publicadas na área para a revisão e familiarização com o objeto em estudo. Após essas etapas, serão modelados diversos códigos capazes de avaliar as características aerodinâmicas (2D e 3D) de uma aeronave, seus parâmetros de estabilidade (estática e dinâmica), calcular seus carregamentos, pré-dimensionar sua estrutura e estimar sua massa total, com a finalidade de quantificar um critério de classificação entre aeronaves para escolher aquela que melhor cumpre a missão dada, segunda uma função objetivo definida.

As atividades apresentada acima são descritas a seguir de maneira sintetizada.

|  |  |
|--|--|
| <b><u>A) Aerodinâmica 3-D</u></b>            | Linhas de Sustentação Linear (Linear LLT)<br>Linhas de Sustentação Não-Linear (Non-Linear LLT)<br>Métodos dos Vórtices Discretos (VLM) |
| <b><u>B) Mecânica de Voo</u></b>             | Cálculo de Estabilidade Estática<br>Cálculo de Estabilidade Dinâmica   |
| <b><u>C) Otimização Multidisciplinar</u></b> | Algoritmo de Síntese (projeto paramétrico)<br>Algoritmos de Otimização   |

**D) Human-Powered Aircraft**

Projeto de HPA (implementação das ferramentas desenvolvidas)

**E) Simulador de Voo 3-D**

Simulador de Voo 3D (Linear)

Simulador de Voo 3D (Não-Linear) → caso haja tempo

Construção de um protótipo aeromodelo → caso haja tempo

**1.3 Cronograma de Atividades**

O cronograma com as atividades propostas encontra-se detalhado na figura 1.1.

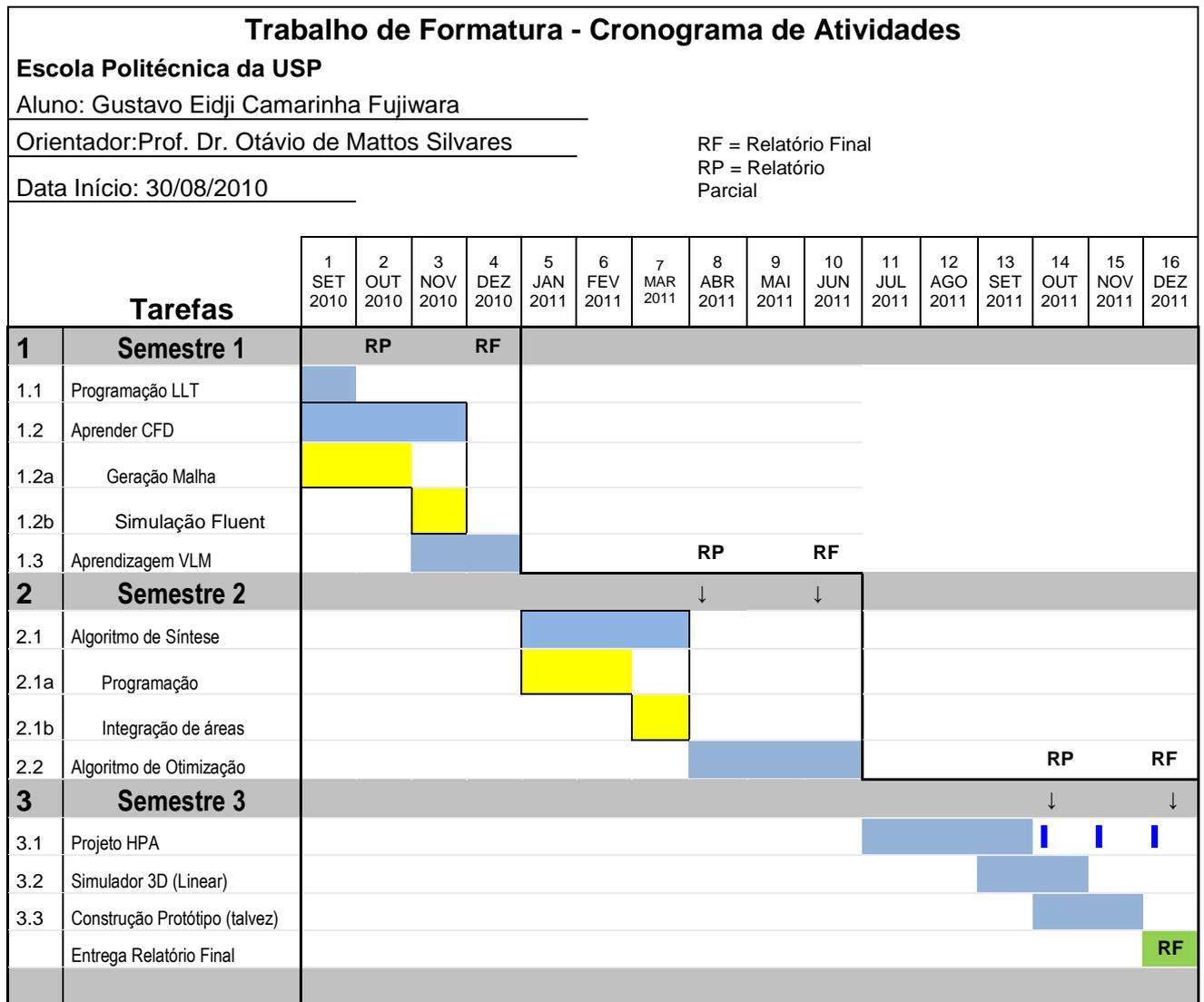


Figura 1.1- Cronograma de atividades para o trabalho de formatura

## 2. NOMENCLATURA AERONÁUTICA

Com o intuito de ambientar o leitor à linguagem aeronáutica, este capítulo destina-se a nivelar os conhecimentos e termos básicos largamente utilizados neste setor.

A anatomia básica de uma aeronave convencional é composta por cinco subsistemas principais: asa, fuselagem, empenagem, motor, e trem de pouso, como dispostos na figura 2.1. Na asa, são encontrados dispositivos (superfícies móveis) com diferentes funções: flaps e slats são elementos denominados hipersustentadores, pois auxiliam a decolagem e o pouso, que ocorrem em baixas velocidades, aumentando a sustentação através de mecanismos de aumento do arqueamento do perfil da asa e retardamento do descolamento da camada limite na asa, enquanto os ailerons são superfícies de controle que defletem assimetricamente (exemplo: aileron esquerdo para baixo e aileron direito para cima) para controlar o rolamento da aeronave. A fuselagem, em geral, abriga a carga a ser transportada e integra os demais subsistemas. A empenagem é um conjunto de superfícies aerodinâmicas responsável por estabilizar e controlar a aeronave longitudinal e direcionalmente. A empenagem vertical é composta por uma parte fixa (estabilizador vertical) e uma parte móvel (leme) que controla a guinada. A empenagem horizontal é composta por uma parte fixa (estabilizador horizontal) e outra móvel (profundor) que controla a arfagem. O motor propulciona a aeronave, e é em geral envolto por uma carenagem aerodinâmica denominada nacele, que quando integrada à asa, é feita através de uma estrutura chamada pilone. Por fim, o trem de pouso é composto por um componente principal, sobre o qual se apóia a maior parte do peso da aeronave, e outra secundária responsável pelo controle direcional em solo.

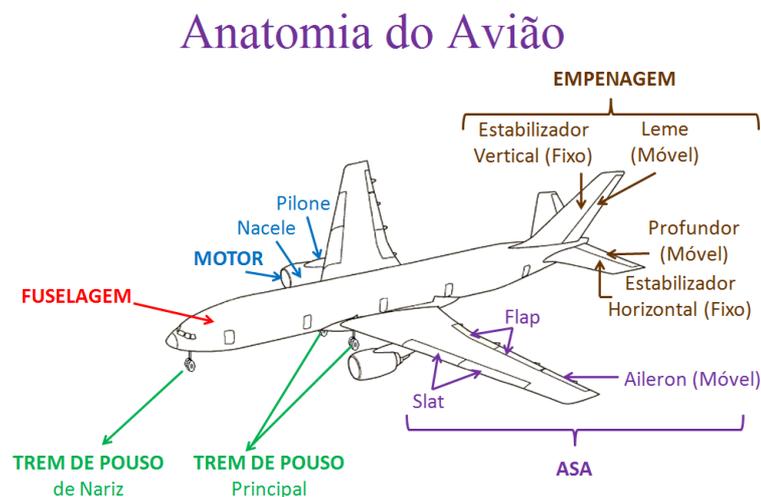


Figura 2.1 – Anatomia do avião

O movimento do avião pode ser representado por um modelo de corpo rígido, definindo-se 3 eixos e suas correspondentes forças e momentos. Quando esses eixos são solidários ao avião e a origem do sistema de coordenadas está no centro de gravidade da aeronave, são chamados eixos do corpo (figura 2.2.a): eixo X sai do nariz, eixo Y da asa direita, e eixo Z para baixo da fuselagem. Como as forças e momentos experimentados pelo avião possuem origem aerodinâmica, é comum se definir outro sistema de eixos chamados de eixos de estabilidade (figura 2.2.b), usualmente adotados pela mecânica de vôo, obtidos pela rotação dos eixos do corpo em torno do eixo Y de  $\alpha$  (ângulo de ataque), respectivamente associados aos coeficientes adimensionais de força  $C_X$ ,  $C_Y$ ,  $C_Z$  e momento  $C_R$ ,  $C_M$ ,  $C_N$ .

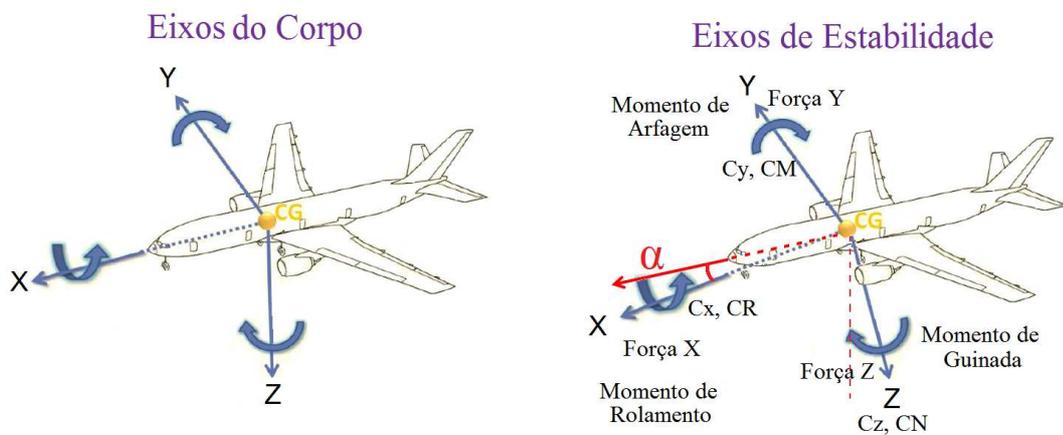


Figura 2.2.a - Eixos do corpo.

b - Eixos de estabilidade

Um terceiro sistema de eixos utilizado em aerodinâmica possui referência no vento (escoamento), chamado eixos do vento (figura 2.3), obtido através de uma rotação de  $\beta$  (ângulo de derrapagem) em torno do eixo Z a partir dos eixos de estabilidade. Nos eixos do vento, os coeficientes de força de arrasto  $C_D$  (paralelo ao vetor velocidade), de força lateral  $C_Y$ , e força de sustentação  $C_L$  (perpendicular ao vetor velocidade) serão iguais aos coeficientes de força  $C_X$ ,  $C_Y$ , e  $C_Z$  sempre que o ângulo de derrapagem  $\beta$  for nulo.

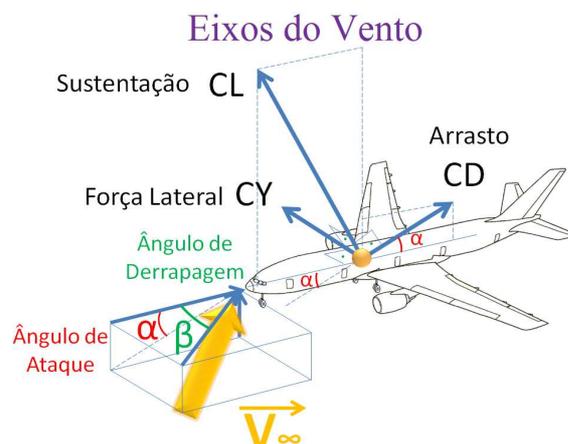


Figura 2.3 - Eixos do Vento

As principais características geométricas de um avião são descritas primordialmente pelas características geométricas de suas superfícies aerodinâmicas (asas, empenagem horizontal, e empenagem vertical). Um desenho em 3 vistas de uma asa genérica está disposto na figura 2.4 para ilustrar a terminologia que descreve sua geometria. A envergadura  $b$  é a distância medida de uma ponta à outra da asa. A área  $S$  é aquela projetada no plano horizontal, e inclui as porções onde possa haver superposição entre a asa e fuselagem, por exemplo. O comprimento de uma seção transversal qualquer da asa é denominado corda  $c$ , e é de grande interesse em três posições principais: a corda na raiz da asa  $c_r$ , a corda na ponta  $c_t$ , e a corda média aerodinâmica MAC ou  $\bar{c}$ , cuja posição está entre a raiz e a ponta. O ângulo de enflechamento  $\Lambda$  é medido entre o bordo de ataque e uma linha reta de referência. O ângulo de diedro  $\Gamma$  é medido entre a semi-envergadura e o plano horizontal. Existem ainda outros parâmetros geométricos de interesse derivados dos parâmetros definidos anteriormente que serão base para descrever importantes propriedades aerodinâmicas mais adiante. O alongamento  $AR$  é definido pela razão da área do quadrado de lado igual a envergadura sobre a área da asa ( $AR = b^2/S$ ). O afilamento  $\lambda$  é definido pela razão da corda na ponta sobre a corda na raiz ( $\lambda = c_t/c_r$ ). E finalmente, a corda média aerodinâmica MAC é a corda que uma asa retangular de mesma área teria ( $MAC = S/b$ ).

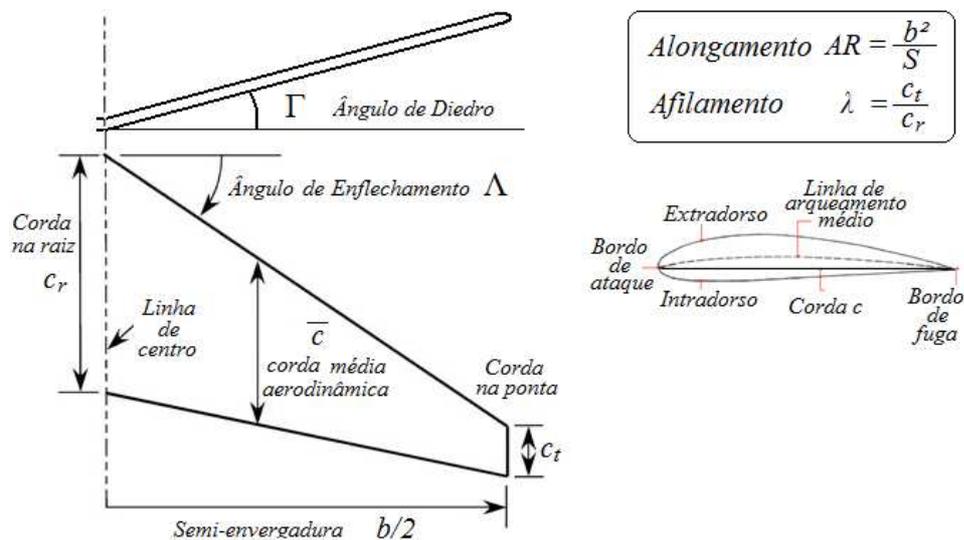
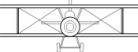
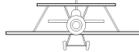
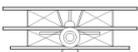
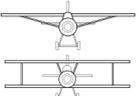
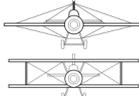
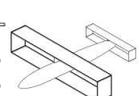
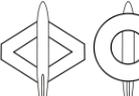
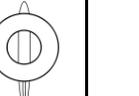
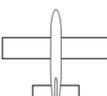
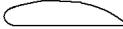
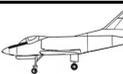
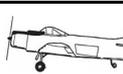
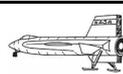


Figura 2.4 - Parâmetros geométricos de uma superfície aerodinâmica

O conceito da aeronave apresentada na figura 2.1 é chamado convencional, e é um de inúmeros conceitos possíveis para uma aeronave. Apesar desta grande variedade, os principais subsistemas apresentados na figura 2.1 estão presentes na maioria dos casos. A título de exemplo, a tabela 2.1 apresenta várias configurações possíveis por subsistema e a figura 2.5, exemplos de alguns conceitos.

Tabela 2.1 - Configurações de subsistemas de aeronaves

|                          |   |   |  |   |   |   |   |   |   |   |
|--------------------------|---|---|--|---|---|---|---|---|---|---|
| ASA                      | Posição Vertical  | Monoplano   |     |      |     |    |    |   |   |   |
|                          |   | Biplano   |     |   |     |    |   |   |   |   |
|                          |   | Multiplano  |     |   |     |    |   |   |   |   |
|                          | Posição Horizontal  |    |  |     |    |   |   |   |   |   |
|                          | Tipo de Estrutura   |    |     |      |     |    |    |    |   |   |
|                          | Forma em Planta   | Alongamento AR  |     |   |      |   |    |   |   |   |
|                          |   | Afilamento $\lambda$  |    |     |     |    |   |   |   |   |
|                          |   | Enflechamento $\Lambda$   |   |    |    |    |   |  |  |  |
|                          |   | Diedro $\Gamma$   |   |    |    |   |  |  |  |   |
|                          | Progressão do Estol   |  |   |    |  |  |  |   |   |   |
| Perfil                   |  |  |  |  |  |   |  |   |   |   |
| ESTABILIZADOR HORIZONTAL |  |   |   |   |  |  |   |   |   |   |
|                          |  |  |   |   |  |  |  |   |   |   |
| ASA-FUSELAGEM            |  |   |  |   |  |   |  |   |   |   |
| TREM DE POUSO            |  |   |  |   |  |   |   |   |   |   |

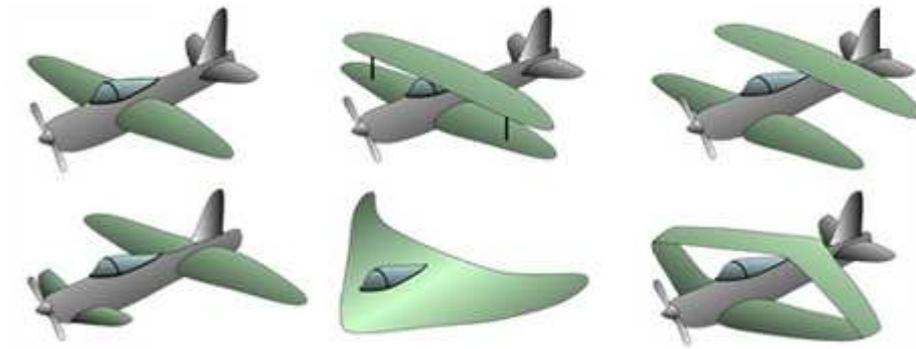


Figura 2.5 - Alguns conceitos de aeronaves

Pode-se observar que a tabela com o resumo das várias configurações de subsistemas de um avião pode ser combinada para formar diversos conceitos de aeronaves diferentes, como os 6 conceitos apresentados na figura 2.5. Uma descrição mais completa sobre as diferentes configurações e características geométricas por subsistema do avião pode ser encontrada em RAYMER.

### 3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O desenvolvimento dos HPAs (Human-Powered Aircraft) esteve sempre intimamente ligado aos prêmios criados no mesmo setor, com o intuito de fomentar os projetos na área.

O primeiro voo de uma aeronave inteiramente movida à propulsão humana da qual se dispõe de registros é clamado, sob muita disputa, ter sido realizado em 1921, por Gabriel Poulain a bordo da aeronave Aviette, figura 3.1, durante a conquista do “Prix Peugeot”, criado pelo industrial francês Robert Peugeot, em 1912.



Figura 3.1 - Aeronave Aviette, 1921

Em 1936, os engenheiros italianos Enea Bossi e Vittorio Bonomi realizaram o primeiro vôo a bordo da aeronave "Pedalianti" ("pedal glider"), figura 3.2, dispoñdo de duas hélices, capaz de decolar usando energia armazenada (arremessada), e planar por meio da potência transmitida por pedais. Segundo MITROVICH, o problema de peso vazio excessivo (superior a 100kg) permitia à aeronave voar apenas por curtas distâncias, não obtendo um desempenho suficientemente satisfatório para receber o prêmio italiano dado a quem completasse um percurso de 1km em voo. Há registros de que o mérito de seus vôos se devia, em grande parte, à distinta força e resistência física do piloto, não concebível por uma pessoa comum. Outras tentativas realizadas em 1937 e 1938 chegaram a alcançar a distância em vôo estabelecida de 1km, porém devido à utilização de uma catapulta que lançava a aeronave a quase 9m de altura para a decolagem, o prêmio foi recusado à dupla de projetistas.

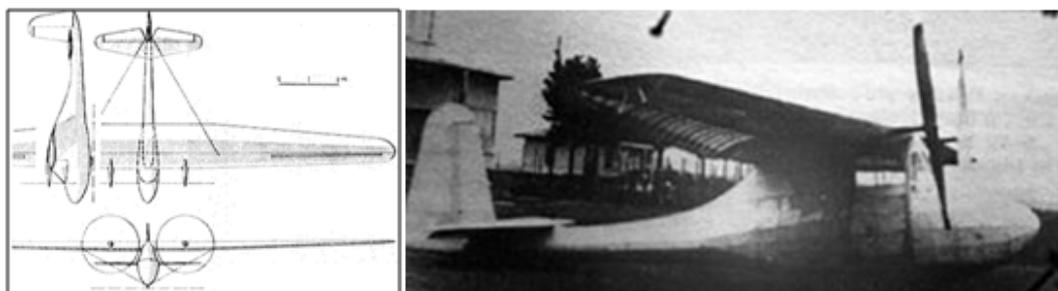


Figura 3.2 - Três vistas do veículo de Bossi-Bonomi

Aproximadamente na mesma época (1936) na Alemanha, Helmut Haessler e Frank Villinger projetaram o MUFLI (figura 3.3), um avião convencional, monoposto, com hélice em configuração propulsora, capaz de voar, após decolagem assistida (catapultado por elástico), por uma distância de quase 700m a uma altura de 3m do solo, conquistando o prêmio de 5 mil marcos oferecido pelo Muskelflug-Institut (Institute of Muscle-Powered-Flight) a quem completasse um voo de 500m em trajetória retilínea.

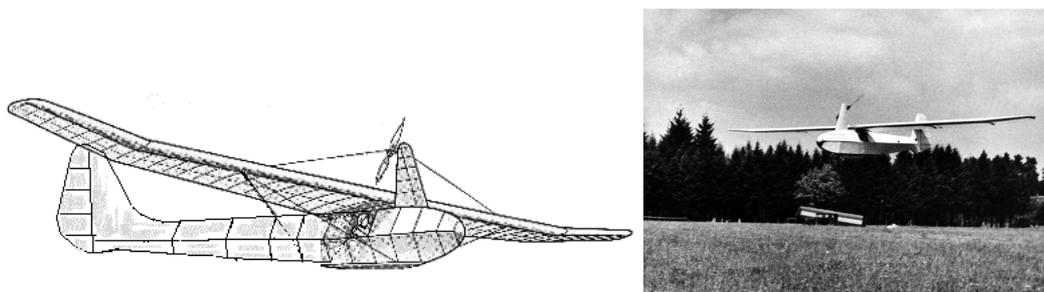


Figura 3.3 - Aeronave MUFLI, 1936

Motivado pelo tema, em 1959, o industrialista britânico Henry Kremer criou um prêmio (Kremer Prize) oferecendo 50 mil libras ao primeiro grupo que concebesse uma aeronave movida à propulsão humana capaz de percorrer um trajeto em formato do dígito “oito”, por uma distância de 1 milha (1,6 km), sem dispor de energia armazenada.

O primeiro voo oficialmente autenticado com decolagem e pouso realizados dispendo apenas da força humana foi realizado em 9 de Novembro de 1961, por Derek Piggott a bordo do Southampton University's Man Powered Aircraft (SUMPAC), figura 3.4.



Figura 3.4 - SUMPAC da Southampton University, UK no Solent Sky Museum

Em 23 de Agosto de 1977, cerca de quase vinte anos após a criação do prêmio, o engenheiro aeronáutico Dr. Paul B. MacCready e o Dr. Peter B. S. Lissaman, ambos da empresa mundialmente famosa AeroVironment criada por MacCready conquistaram o primeiro Prêmio Kremer, em Shafter, Califórnia-EUA, com a aeronave Gossamer Condor (figura 3.5), um canard de longarinas de alumínio e inúmeras partes feitas de polímeros. O recorde foi estabelecido no avião pilotado pelo ciclista amador Bryan Allen. O mesmo prêmio

foi oferecido ao 1º grupo não-americano, tendo sido conquistado pela aeronave alemã MUSCULAIR projetada por Günter Rochelt, apenas em 1984.



Figura 3.5 - Gossamer Condor [JOURNAL OF THE IHPVA]

Logo após a conquista do 1º Kremer Prize por MacCready com o Gossamer Condor, foi instituído o 2º Kremer Prize, possuindo a maior premiação já oferecida a um HPA (100 mil libras), desafiando a travessia do Canal da Mancha (35,8km) abordo de um HPA. Ao contrário do que se imaginava de que se levariam outros 20 anos para a conquista do 2º prêmio, com algumas modificações e melhorias em cima do Gossamer Condor, em 12 de Junho de 1979, MacCready receberia seu segundo Prêmio Kremer, desta vez realizando o provável voo mais famoso de um HPA na história. Com o Gossamer Albatroz (figura 3.6), Bryan Allen atravessou o Canal da Mancha na Inglaterra, percorrendo cerca de 35,8km a uma altura média de 1,5m. O voo teve duração de 2h49min e uma velocidade máxima de 29km/h, requerendo uma potência entre 250 e 300W ao piloto. Sua estrutura feita de fibra de carbono, com nervuras de poliestireno expandido, era revestida por um fino filme plástico (PET), contribuindo para seu notável peso vazio de 32kg, tendo voado com um peso total de aproximadamente 100kg, incluindo o piloto a bordo. A aeronave encontra-se atualmente no Museum of Flight, em Seattle, Washington nos Estados Unidos.

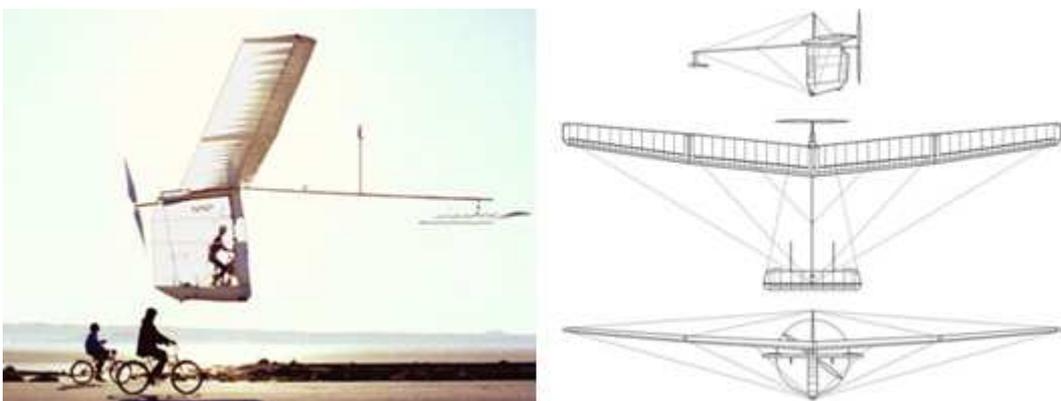


Figura 3.6 - Gossamer Albatroz

Após a conquista do 2º Kremer Prize, foi instituída a série de prêmios “Kremer International Competition for World Speed Records”, oferecendo um montante total de £ 100 mil, a serem distribuídas em £ 20k para o primeiro HPA a completar um percurso retilíneo de 1500m em menos de 3 minutos, e £ 5k para cada novo recordista que superasse o recorde anterior por uma margem mínima de 5%. Os recordes estabelecidos encontram-se abaixo.

- Maio, 1984 → Monarch B (MIT – Drela/Langford). Piloto: Frank Scarabino (30 km/h)
- Julho, 1984 → Bionic Bat (MacCready). Piloto: Parker MacCready
- Agosto, 1984 → Musclair I. Piloto: Holger Rochelt
- Dezembro, 1984 → Bionic Bat (MacCready). Piloto: Bryan Allen
- Outubro, 1985 → Musclair II. Piloto: Holger Rochelt (44,3 km/h)



Figura 3.7 - Monarch B do MIT, 1984

No início dos anos 80, os alunos de graduação e pós-graduação do MIT (Massachusetts Institute of Technology) se juntaram ao grupo de designers de aeronaves movidas à propulsão humana, sob comando do professor Dr. Mark Drela. O primeiro HPA desenvolvido foi o Monarch B (figura 3.7), destinado a bater o recorde do Kremer Prize de Velocidade. Após o Monarch B, outro projeto foi iniciado com o objetivo de bater outros recordes de HPA mais amplos. O início do projeto se deu com o Light Eagle, um protótipo de 43kg que viria a ser substituído pela versão de testes da aeronave, o Daedalus 87, avião convencional de 31kg testado em 1988. Ainda em 1988, no dia 23 de Abril, o Daedalus 88, figura 3.8 [NASA], recebeu o reconhecimento da FAI (Fédération Aéronautique Internationale), responsável por todos os recordes mundiais em esportes aéreos, aeronáutica e astronáutica, pelo vôo mais longo (3h54min) e mais distante (115,11km) de um HPA, ao percorrer o trajeto de Iraklion, na ilha de Creta (Grécia) para a ilha de Santorini, vôo feito por Daedalus (na mitologia grega) e pilotado pelo ciclista olímpico Kanellos Kanellopoulos. O vôo terminou a 7m da praia de Perissa em Santorini, após problemas na estrutura do tailboom

da cauda devido ao forte vento. Com a perda de controle, o avião arfou levantando o nariz, e uma nova rajada causou a falha estrutural da longarina principal da asa. O ciclista nadou até a praia.



Figura 3.8 - Daedalus do MIT [DORSEY,GARY]

Outro esforço recente feito em aeronaves movidas a propulsão humana inclui mecanismos de batimento de asas (“flapping wings HPA”), aviões também conhecidos por ornitópteros. A figura 3.9 ilustra a aeronave “Snow Bird” desenvolvido pelo professor James DeLaurier e um time da University of Toronto do Canada, a qual completou um vôo no dia 2 de Agosto de 2010 por 19,3 segundos com o mecanismo de bater de asas, fato esse sendo analisado pela FAI para o estabelecimento de um novo recorde internacional como primeiro HPA a voar batendo asas.

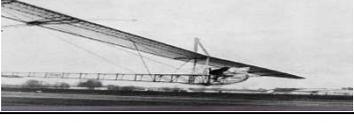


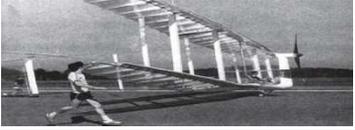
Figura 3.9 - “Snow Bird” da University of Toronto

Apesar dos HPAs mais importantes terem sido descritos ao longo deste capítulo, na tabela 3.1 estão os HPAs relevantes desde o surgimento do projeto dos mesmos, com o objetivo de se observar uma tendência cronológica no projeto conceitual das aeronaves.

Tabela 3.1 - HPA's mais importantes da história

| Ano  | País   | Nome                 | Avião  |                     |            |  | Foto  |
|------|--|----------------------|--------|---------------------|------------|--|---|
|      |  |                      | Enver. | Área                | Peso Vazio | Config   |   |
| 1921 | <br>FRA   | Aviette              | 6,00m  | 12,08m <sup>2</sup> | 91kg       | Convencional<br>Bicicleta<br>Sem empenagem vert.                   |    |
| 1935 | <br>ITA   | Pedaliante           | 17,7m  | 23,2m <sup>2</sup>  | 100kg      | Convencional<br>Tratora<br>Asa Alta                                |    |
| 1936 | <br>ALE   | MUFLI                | -      | -                   | -          | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Alta                             |   |
| 1961 | <br>UK  | SUMPAC               | 24,4m  | 27,9m <sup>2</sup>  | 58,1kg     | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Alta                             |  |
| 1961 | <br>UK  | Puffin I             | 25,6m  | 30,7m <sup>2</sup>  | 53,5kg     | Convencional<br>Propulsora<br>Asa média                            |  |
| 1965 | <br>UK  | Puffin II            | 28,3m  | 36,2m <sup>2</sup>  | 63,5kg     | Convencional<br>Propulsora<br>Asa média                            |  |
| 1969 | <br>UK  | LiverPuffin          | 19,5m  | 28,3m <sup>2</sup>  | 63,5kg     | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Alta                             |  |
| 1955 | <br>UK  | Reluctant<br>Phoenix | 9,5m   | -                   | 17,7kg     | Asa Voadora<br>Propulsora<br>Empen. vertical central<br>e Winglets |  |
| 1966 | <br>JAP | Linnet I             | -      | -                   | -          | Convencional<br>Propulsora<br>Hélice na emp. hor.<br>Asa Baixa     |  |
| 1967 | <br>AUS | Malliga              | 26,0m  | -                   | 51,2kg     | Twin Boom<br>Propulsora<br>Asa Baixa                               |  |
| 1971 | <br>UK  | SM-OX                | -      | -                   | -          | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Média                            |  |

|      |  |                     |       |                    |         |   |   |
|------|--|---------------------|-------|--------------------|---------|---|---|
| 1971 | <br>UK    | Dumbo               | 36,6m | -                  | -       | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Baixa<br>Biposto (2 assentos) |    |
| 1974 | <br>UK    | Mercury             | 36,6m | -                  | -       | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Baixa<br>Biposto (2 assentos) |    |
| 1975 | <br>UK    | Jupiter             | 24,3m | 27,9m <sup>2</sup> | 66,2kg  | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Média                         |    |
| 1972 | <br>UK    | Wright              | 25,9m | 48,4m <sup>2</sup> | 43kg    | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Média                         |    |
| 1972 | <br>UK    | Toucan              | 42,4m | 64,7m <sup>2</sup> | 109,3kg | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Média                         |    |
| 1975 | <br>JAP  | Egret A             | -     | -                  | -       | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Baixa                         |   |
| 1976 | <br>JAP | Stork               | -     | -                  | -       | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Média                         |  |
| 1978 | <br>JAP | Ibis A              | -     | -                  | -       | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Média                         |  |
| 1974 | <br>FRA | Hurel's<br>Aviette  | 42,0m | -                  | -       | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Parasol                       |  |
| 1972 | <br>EUA | BURD (MIT)          | 19,2m | 59,5m <sup>2</sup> | 50,8kg  | Biplano<br>Canard<br>Propulsora<br>Biposto (2 assentos)         |  |
| 1977 | <br>EUA | ICARUS              | -     | -                  | -       | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Baixa                         |  |
| 1978 | <br>UK  | MK II               | 24,4m | -                  | 86kg    | Convencional<br>Tratora<br>Asa Alta                             |  |
| 1975 | <br>UK  | Newbury<br>Manflier | 42m   | 18,4m              | -       | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Média                         |  |

|      |  |                       |                        |  |        |  |   |
|------|--|-----------------------|------------------------|--|--------|--|---|
| 1977 | <br>EUA   | Gossamer<br>Condor    | 29,7m(asa)<br>6,7m(HT) | 45,3m <sup>2</sup> (asa<br>)                         | 32kg   | Canard<br>Propulsora<br>Rolagem por torção asa |    |
| 1979 | <br>EUA   | Gossamer<br>Albatross | 29,7m                  | 45,3m <sup>2</sup>                                   | 32kg   | Canard<br>Propulsora<br>Rolagem por torção asa |    |
| 1979 | <br>EUA   | Chrysalis<br>(MIT)    | 22,9m                  | -  | -      | Biplano<br>Tratora                             |    |
| 1982 | <br>UK    | Phoenix               | 30,5m                  | -  | 38,5kg | Convencional<br>Tratora<br>Wingtips p/ Baixo   |    |
| 1983 | <br>EUA   | Bionic Bat            | 16,9m                  | 13,8m <sup>2</sup>                                   | 32,7kg | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Alta         |    |
| 1984 | <br>ALE  | Musculair I           | -                      | -  | 28kg   | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Alta         |   |
| 1985 | <br>ALE | Musculair II          | -                      | -  | -      | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Alta         |  |
| 1990 | <br>JAP | Swift A               | -                      | -  | -      | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Alta         |  |
| 1988 | <br>NEW | Boffin Coffin         | 13,7m                  | 13m <sup>2</sup> (frente)<br>11m <sup>2</sup> (trás) | 57kg   | Tandem<br>Propulsora                           |  |
| 1988 | <br>EUA | Daedalus 88<br>(MIT)  | 34m                    | 30m <sup>3</sup>                                     | 31kg   | Convencional<br>Tratora<br>Asa Alta            |  |
| 1989 | <br>ALE | Velair 89             | -                      | -  | -      | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Parasol      |  |
| 1990 | <br>UK  | Airglow<br>HPA        | 26,2m                  | 23,6m <sup>2</sup>                                   | 31kg   | Convencional<br>Propulsora<br>Asa Alta         |  |

## 4. MODELOS FÍSICO E MATEMÁTICO

### 4.1 AERODINÂMICA

A principal função dos códigos de aerodinâmica é avaliar as forças e momentos aerodinâmicos que surgem em uma dada geometria de avião para uma dada condição de escoamento. Na prática, deseja-se obter o  $CL_{máx}$  (coeficiente máximo de sustentação 3D), a curva polar de arrasto (curva  $CL \times CD$ ), a curva de momento de arfagem com ângulo de ataque ( $C_m \times \alpha$ ) para a aeronave, e o gradiente de downwash na esteira da asa (para cálculos de estabilidade e controle, que necessitam do downwash no estabilizador horizontal).

Para tanto, há dois grandes blocos de códigos aerodinâmicos: 2D e 3D.

O código 2D utilizado é o XFOIL, largamente utilizado na indústria aeronáutica como ferramenta de síntese e análise viscosa/invíscida de perfis. Já os códigos 3D serão implementados pelo autor com os métodos de Linhas de Sustentação (LLT) e Vórtices Discretos (VLM).

#### 4.1.1 XFOIL (Aerodinâmica 2D)

O programa XFOIL, originalmente escrito em linguagem Fortran, foi concebido por Mark Drela (MIT) como ferramenta de desenvolvimento da aeronave Daedalus (descrita no capítulo 2) nos anos 1980.

O programa de cálculo aerodinâmico 2D é baseado em um método potencial de resolução do escoamento via método dos painéis bidimensional, com a superposição de um modelo de camada limite, permitindo a análise viscosa de perfis.

Dentre os parâmetros permitidos pelo programa estão as opções de transição forçada da camada limite via distância do bordo de ataque e de fuga, e transição livre via método do "N crítico" (parâmetro de crescimento exponencial da camada limite cujo valor padrão é 9 para asas 2D, 5 para asas finitas sem enflechamento, e 3 para asas significativamente

enflechadas), transição de bolhas de separação, descolamento no bordo de fuga, além do efeito de diferentes Reynolds e correções de compressibilidade quando usado  $Mach > 0$ .

Para fins de projeto, o programa permite obter as curvas  $C_l \times \alpha$ ,  $C_m \times \alpha$ , e  $C_l \times C_d$  (polar de arrasto 2D), além de distribuições de pressão ao redor do perfil, dados que serão exportados para os cálculos aerodinâmicos tridimensionais. Permite também alterar a geometria do perfil para incluir uma porção flapeada, para análise do perfil com deflexão de comandos.

O programa apresenta boa precisão na predição de arrasto e determinação da curva de  $C_l \times \alpha$  no regime linear. Já o regime não-linear (próximo ao estol) exige mais cautela e conhecimento prévio dos parâmetros para os quais o perfil será usado ( $Re$ ,  $Mach$ , rugosidade superficial), o que faz com que a captura de  $C_{l\max}$  (2D) possa apresentar ligeira diferença dos dados experimentais, dependendo da geometria do perfil, número de pontos de mapeamento e Reynolds. É necessário reforçar que, ainda assim, é a melhor ferramenta aerodinâmica bidimensional disponível em código aberto, e portanto, é adotada neste trabalho.

#### **4.1.2 Programa de Linhas de Sustentação Linear (Linear LLT)**

O programa aerodinâmico 3D de Linhas de Sustentação Linear foi implementado seguindo duas referências principais presentes em ANDERSON e KUETHE&CHOW.

Uma breve apresentação da teoria por trás do código é feita, destacando as hipóteses adotadas e condições de validade para o uso da ferramenta.

A premissa inicial é que a asa toda é substituída por uma linha retilínea de vórtice preso à asa (“bound vortex”), conforme figura 4.1.

Os dois vórtices de ponta de asa (“trailing edge vortex” ou “free trailing vortex”) que compõem o vórtice ferradura (“horseshoe vortex”) junto ao “bound vortex” são modelados como vários vórtices de menor intensidade desprendidos ao longo envergadura sempre que ocorre mudança da circulação entre duas cordas adjacentes da asa, como prevê o teorema de Kelvin.

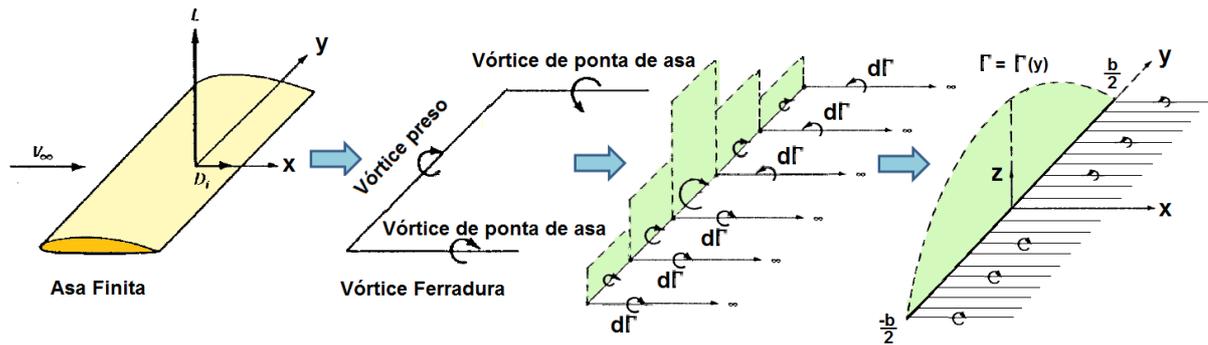


Figura 4.1 - Esquema do modelo de linhas de sustentação

A asa é, então, representada agora por um vórtice de intensidade  $\Gamma(y)$  variável ao longo da envergadura chamado linha sustentadora. Pela Lei de Biot-Savart, as velocidades induzidas por um vórtice semi-infinito em um ponto P tal que AP é perpendicular ao vórtice são dados pela figura 4.2.

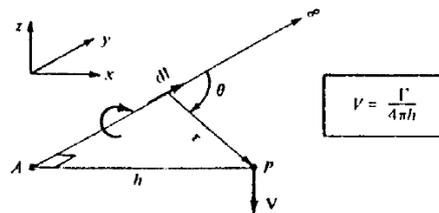


Figura 4.2 - Lei de Biot-Savart para vórtice semi-infinito

Logo, as velocidades induzidas no interior do vórtice ferradura (região da esteira da asa) são para baixo (“downwash”) e no exterior do mesmo para cima (“upwash”). Assim, é possível calcular as velocidades induzidas para baixo  $w(y_0)$  no ponto arbitrário  $y_0$  da linha sustentadora pelos vários vórtices desprendidos (não são computados as velocidades induzidas pela linha sustentadora, já que um vórtice não induz velocidade nele mesmo) como sendo a soma das velocidades induzidas por cada vórtice  $dw(y_0)$  no ponto  $y_0$

$$dw(y_0) = \frac{(d\Gamma/dy)dy}{4\pi(y_0 - y)}$$

$$w(y_0) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{+b/2} \frac{(d\Gamma/dy)dy}{4\pi(y_0 - y)}$$

As velocidades induzidas ao longo da envergadura diminuem o ângulo de ataque efetivo enxergado por cada seção da asa de uma quantidade  $\alpha_i$  (ângulo induzido). Assim, o ângulo de ataque efetivo de cada estação, que é composto pelo ângulo enxergado pela asa  $\alpha_{wing}$  mais a torção geométrica local (caso haja)  $\alpha_{twist}(y_0)$ , fica diminuído de  $\alpha_i(y_0)$

$$\alpha_{eff}(y_0) = \alpha_{wing} + \alpha_{twist}(y_0) - \alpha_i(y_0)$$

O ângulo induzido no ponto  $y_0$  é calculado por

$$\alpha_i(y_0) = \tan^{-1} \left( \frac{-w(y_0)}{V_\infty} \right) \cong \frac{-w(y_0)}{V_\infty} = \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{+b/2} \frac{(d\Gamma/dy)dy}{(y_0 - y)}$$

Assim, cada seção tem seu coeficiente de sustentação  $Cl$  calculado usando o valor teórico de  $Cl_\alpha$  da teoria dos fólhos esbeltos (“thin airfoil theory”):  $Cl_\alpha = 2\pi$ . Daí o nome do programa ser de Linhas de Sustentação Linear, pois se considera que para qualquer  $\alpha$ , o coeficiente angular da curva de  $Cl$  x  $\alpha$  é constante e igual a  $2\pi$ , o que é válido apenas no regime linear da curva  $Cl$  x  $\alpha$ . Note que  $\alpha_{L=0}(y_0)$  é o ângulo de sustentação nula do perfil da seção.

$$Cl(y_0) = 2\pi[\alpha_{eff}(y_0) - \alpha_{L=0}(y_0)]$$

Para deixar a equação do ângulo de ataque efetivo em função da circulação  $\Gamma(y_0)$ , ao invés da variável  $Cl(y_0)$ , escreve-se a sustentação por unidade de comprimento de envergadura de duas formas: pelo Teorema de Kutta-Joukowski e pela equação da sustentação 2D

$$\left| \begin{array}{l} L' = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 c(y_0) Cl \rightarrow Cl = \frac{2\Gamma(y_0)}{V_\infty c(y_0)} \\ L' = \rho_\infty V_\infty \Gamma(y_0) \end{array} \right.$$

Assim, reescreve-se o ângulo de ataque efetivo de cada seção de duas formas para se obter a clássica equação da linha sustentadora de Prandtl

$$\left| \begin{array}{l} \alpha_{eff}(y_0) = \frac{\Gamma(y_0)}{\pi V_\infty c(y_0)} + \alpha_{L=0}(y_0) \\ \alpha_{eff}(y_0) = \alpha_{wing} + \alpha_{twist}(y_0) - \alpha_i(y_0) \rightarrow \end{array} \right.$$

$$\boxed{\alpha_{wing} + \alpha_{twist}(y_0) = \frac{\Gamma(y_0)}{\pi V_\infty c(y_0)} + \alpha_{L=0}(y_0) + \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{+b/2} \frac{(d\Gamma/dy)dy}{(y_0 - y)}}$$

Note que a única incógnita da equação integral é a circulação ao longo da envergadura  $\Gamma(y)$ . No intuito de tornar essa equação integral em um sistema de equações algébricas, assume-se que a circulação  $\Gamma$  é dada por uma série de Fourier. Para tanto, a envergadura é dividida em  $N$  estações segundo uma distribuição co-senoidal.

$$y = -\frac{b}{2} \cos\theta, \quad 0 < \theta < \pi$$

ANDERSON observa a forma que a circulação assumiria em uma série de Fourier para o caso de uma distribuição elíptica de sustentação, e então conclui que uma expressão geral adequada em série de Fourier para a circulação de uma distribuição arbitrária de sustentação é dada por

$$\Gamma(\theta) = 2bV_\infty \sum_{n=1}^N A_n \sin(n\theta)$$

Reescrevendo a equação da linha sustentadora de Prandtl

$$\alpha_{wing} + \alpha_{twist}(\theta_0) = \frac{2b}{\pi c(\theta_0)} \sum_{n=1}^N A_n \sin(n\theta_0) + \alpha_{L=0}(\theta_0) + \sum_{n=1}^N nA_n \frac{\sin(n\theta_0)}{\sin(\theta_0)}$$

A equação integral em  $\Gamma(y)$  agora se resume a um sistema linear  $N \times N$  para determinar os coeficientes  $A_n$  que descrevem a circulação  $\Gamma(\theta)$ . Durante a programação implementada em Matlab®, o sistema linear foi reescrito na sua forma matricial, com  $i = \theta_0$  e  $j = n$ , facilitando a programação da rotina.

$$\begin{matrix} & j=1 & j=2 & j=3 & & & \\ \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix}_{N \times N} & \begin{bmatrix} A_1 \\ A_2 \\ A_3 \end{bmatrix}_{N \times 1} & = & \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \\ B_3 \end{bmatrix}_{N \times 1} & i=1 \\ & & & & i=2 \\ & & & & i=3 \end{matrix}$$

$$C_{i,j} = \frac{2b}{\pi c(i)} \sin(j \cdot \theta(i)) + j \cdot \frac{\sin(j \cdot \theta(i))}{\sin(\theta(i))} \rightarrow \boxed{A = \text{inv}(C) * B}$$

$$B_i = \alpha_{wing} + \alpha_{twist}(i) - \alpha_{L=0}(i)$$

Dispondo de  $\Gamma(y)$ , é possível calcular as forças e coeficientes de sustentação e arrasto induzido da asa. São calculados os ângulos induzidos em cada estação da asa  $\alpha_i$ , o coeficiente tridimensional de sustentação da asa  $CL$ , o fator de arrasto induzido  $\delta$  relacionado ao fator de eficiência da asa “e”, e por fim o coeficiente tridimensional de arrasto induzido da asa  $CDi$ .

$$\alpha_i(\theta_0) = \sum_{n=1}^N nA_n \frac{\sin(n\theta_0)}{\sin(\theta_0)}$$

$$CL = A_1 \pi AR$$

$$\delta = \sum_{n=2}^N n \left( \frac{A_n}{A_1} \right)^2$$

$$e = \frac{1}{(1 + \delta)}$$

$$CDi = \frac{CL^2}{\pi e AR}$$

Quando a distribuição é elíptica, os ângulos induzidos  $\alpha_i$  em cada estação da asa são iguais, o que faz com que todas as estações tenham o mesmo  $Cl$  (2D) e atinjam  $Cl_{máx}$  (2D) juntas, o que faz com que a asa elíptica tenha o maior  $CL_{máx}$  (3D) e menor arrasto induzido. Para a asa elíptica, o fator de eficiência  $e = 1$ ,  $\delta = 0$ .

Avaliam-se agora as hipóteses sob as quais a teoria apresentada é válida.

Primeiramente, como o “bound vortex” é uma linha reta, apesar de o programa capturar a influência do alongamento (AR) e do afilamento (Taper Ratio  $\lambda$ ), o mesmo não é sensível aos parâmetros de diedro e enflechamento da asa.

Além disso, como em asas de baixo alongamento o efeito dos vórtices de ponta de asa distorce a curva  $CL \times \alpha$  (devido ao “vortex lift”) não capturadas por uma única linha de sustentação na asa, o modelo de LLT não é apropriado para asas de AR inferior a 4.

Por fim, como o programa assume  $Cl_\alpha$  linear e constante para a curva 2D do perfil em toda a sua extensão, a curva  $CL \times \alpha$  (3D) também é uma reta infinita (não há ponto de máximo), o que não permite capturar o  $CL_{máx}$ . Para tanto, é necessário utilizar em conjunto o método da seção crítica, em que se assume que o  $CL_{máx}$  da asa é o  $CL$  no ângulo de ataque em que a primeira estação da asa atinge o  $Cl_{máx}$  bidimensional.

### 4.1.3 Programa de Linhas de Sustentação Não-Linear (Non-Linear LLT)

O programa aerodinâmico 3D de Linhas de Sustentação Não-Linear foi implementado seguindo a referência de ANDERSON.

A principal diferença no programa de Linhas de Sustentação Não-Linear em relação ao LLT está no fato de que ao invés de assumir  $Cl_\alpha = 2\pi$  para o coeficiente angular da curva 2D do perfil, é utilizado o  $Cl$  da curva 2D não-linear do perfil para cada ângulo de ataque efetivo  $\alpha_{\text{eff}}$  da respectiva seção. No caso, a curva não-linear de  $Cl$  x  $\alpha$  do perfil pode ser obtida tanto experimentalmente no túnel de vento ou estimada pelo XFOIL.

Como neste caso  $Cl$  não é linear com  $\alpha$ , não é possível realizar uma substituição algébrica de  $Cl$  por  $\Gamma$  para a obtenção da equação de  $\alpha_{\text{eff}}$  apenas em função da incógnita  $\Gamma$ . Portanto, ao invés da solução do problema se resumir a uma simples inversão matricial, o problema passa a ser iterativo em  $\Gamma$ , como descrito no fluxograma da figura 4.3.

Apesar de o passo 2 do fluxograma indicar que uma distribuição de circulação inicial elíptica foi adotada, foi constatado que utilizar o  $\Gamma$  calculado via Linear LLT como valor inicial para  $\Gamma$  dentro do programa de Non-Linear LLT se mostrou mais rápido, já que se aproxima mais do  $\Gamma$  esperado, requerendo assim, menos iterações e implicando menor custo de tempo (em cerca de 20%).

O passo 3, no qual os ângulos de ataque induzidos em cada seção são calculados segundo a Lei de Biot-Savart é o coração do código. Se esta parte do código apresentar erros, de certo os resultados serão inconsistentes, visto que o problema é iterativo. Muitos problemas de singularidades (divisões por zero) foram encontrados no método presente em ANDERSON, e a equação presente no fluxograma é a adaptação realizada pelo autor para possibilitar a implementação do código livre de problemas numéricos.

Assim como o Linear LLT, o Non-Linear LLT é insensível aos parâmetros de diedro e enflechamento da asa, e não apresenta bom comportamento para asas com baixos valores de AR. No entanto, difere do Linear LLT no fato de que como as características de  $Cl$  bidimensional são extraídas da curva não-linear, a própria curva de  $CL$  x  $\alpha$  já inclui as não-linearidades esperadas, não sendo necessário um método complementar para a captura do  $CL_{\text{máx}}$ .

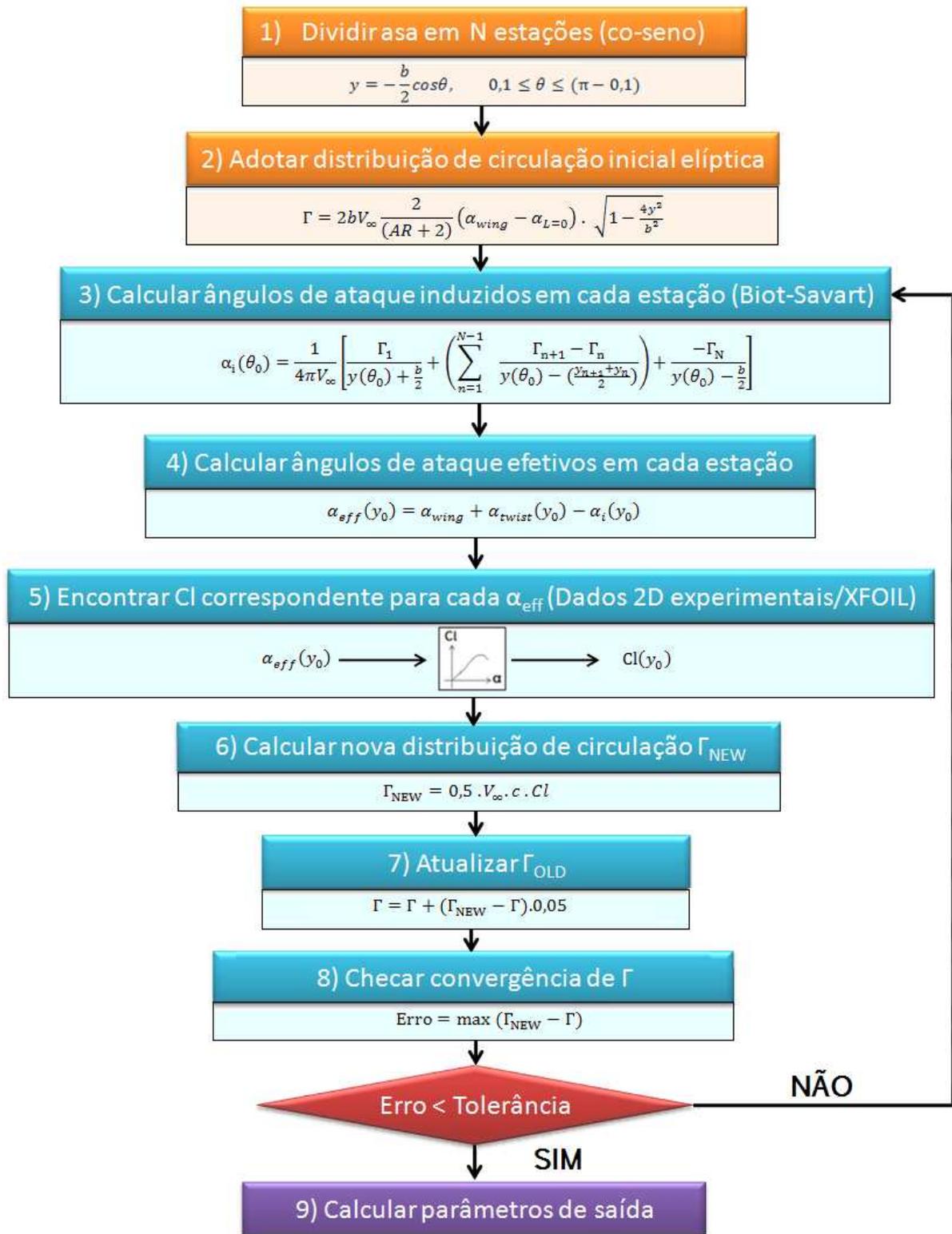


Figura 4.3 - Fluxograma de passos para implementação do Non-linear LLT

#### 4.1.4 Comparação entre os programas Linear LLT e Non-Linear LLT

No intuito de validar os códigos e determinar qual deles melhor atende a finalidade de projeto (precisão x tempo) dentro do algoritmo de síntese, os programas de Linear LLT e Non-Linear LLT são comparados com dados experimentais retirados de literatura aeronáutica, quanto a 4 critérios: progressão do estol ( $C_l$  bidimensionais ao longo da envergadura), predição da curva de  $C_L$  x  $\alpha$ , predição de  $C_{Lm\acute{a}x}$ , e polar de arrasto ( $C_L$  x  $C_D$ ).

Os dois códigos ainda são comparados entre si em mais 4 critérios: a influência de diversos AR e Taper Ratio sobre  $C_{Lm\acute{a}x}$  e sobre fator de arrasto induzido  $\delta$ , comparação de precisão com número de estações, e comparação do custo computacional (tempo requerido).

O primeiro caso experimental avaliado é de uma asa cujos dados experimentais estão dispostos na figura 4.4, retirados de MCCORMICK. Esta asa foi o principal caso adotado para testar a validade dos códigos, pois além de ser capaz de avaliar todos os parâmetros de entrada de uma asa (AR em uma faixa apropriada para o uso da ferramenta, taper ratio diferente de 1, presença de torção geométrica), também se dispõe dos dados experimentais 2D do perfil utilizado na asa, o que exclui os possíveis erros incorporados na solução 3D, caso o perfil tivesse que ser avaliado no XFOIL na ausência de dados experimentais 2D.

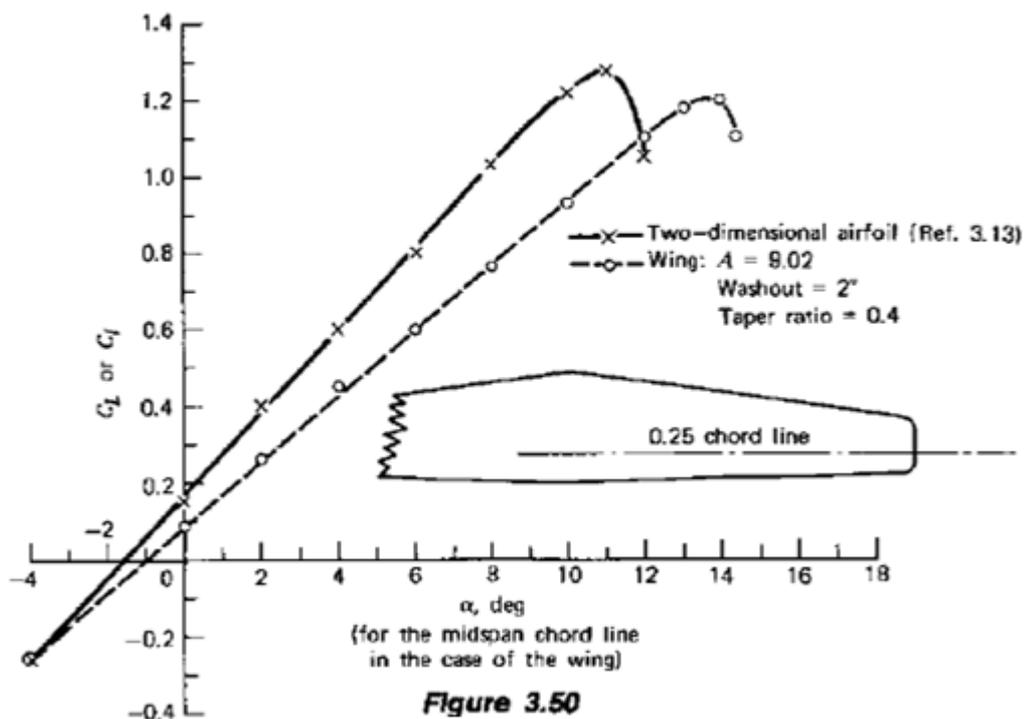


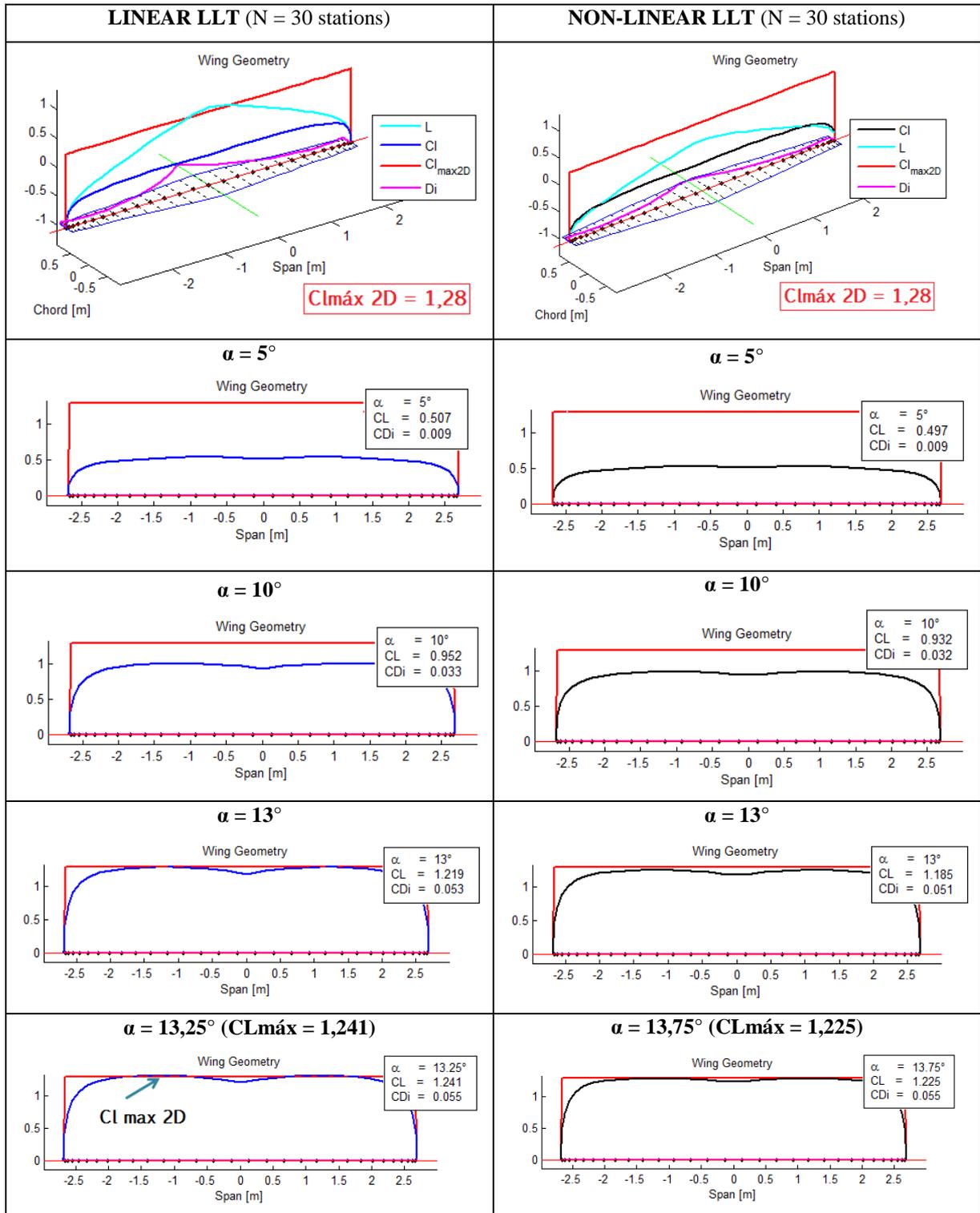
Figure 3.50 Comparison of NACA 65-210 airfoil lift curve with a wing using the same airfoil.

Figura 4.4 - Dados exp.2D e 3D. Asa:AR=9,02.  $\lambda=0,4$ .  $\alpha_{tip} = -2^\circ$

PROGRESSÃO DO ESTOL (Cl bidimensionais ao longo da envergadura) - McCormick

A tabela 4.1 traz a comparação da progressão do estol, ou seja, como os Cl 2D crescem ao longo da envergadura com ângulos de ataque crescentes.

Tabela 4.1 - Progressão do estol pelo LLT. Asa: AR=9,02.  $\lambda=0,4$ .  $\alpha_{tip} = -2^\circ$



Observando a tabela 4.1, é possível notar que para ambos os métodos, o crescimento e a geometria da distribuição de  $Cl$  ao longo da envergadura estão em comum acordo para ângulos de ataque crescentes. Tanto o Linear LLT quanto Non-Linear LLT prevêem que o estol ocorrerá, para a asa monotrapezoidal da figura 4.4, primeiro próximo ao meio de cada semi-asa, progredindo posteriormente para a raiz e para a ponta da asa simultaneamente, como esperado para uma asa afilada.

A principal diferença entre os métodos se dá no fenômeno que ocorre após a primeira estação da asa atingir  $Cl_{máx}$ . Enquanto para o Non-Linear LLT, a estação passa a enxergar  $Cl$  menores (para um  $\alpha_{eff}$  na seção  $> \alpha$  de  $Cl_{máx}$  2D), no Linear LLT o  $Cl$  continuará crescendo indefinidamente já que assume-se que  $Cl = Cl_{\alpha} \cdot \alpha$ , com  $Cl_{\alpha} = 2\pi$  (constante). Por este motivo, para a captura de  $Cl_{máx}$  3D com o Linear LLT, utilizou-se o método da seção crítica, em que considera-se que o estol da asa ocorre quando sua primeira estação bidimensional atinge  $Cl = Cl_{máx}$  (2D), sendo no caso anterior, quando  $\alpha = 13,25^{\circ}$ , capturando  $Cl = Cl_{máx} = 1,241$ .

#### PREDIÇÃO DE $Cl$ x $\alpha$ (Experimental, Linear LLT, Non-Linear LLT) - McCormick

As curvas de  $Cl$  x  $\alpha$  são plotadas em um único gráfico contendo os dados experimentais, e os resultados obtidos pelo Linear-LLT e Non-Linear LLT, na figura 4.5.

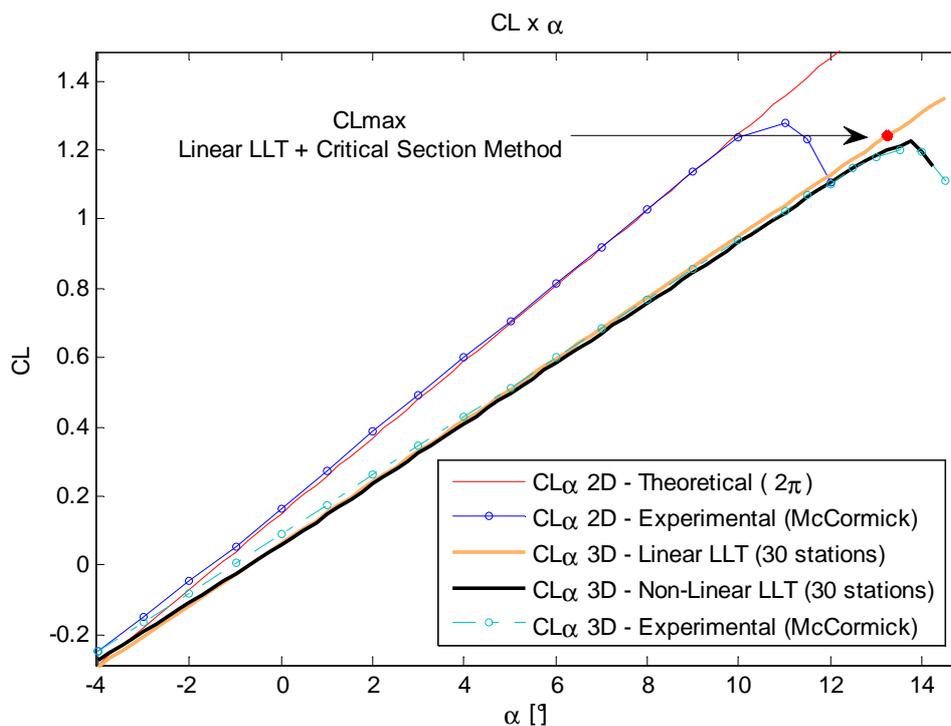


Figura 4.5 - Curvas  $Cl$ x $\alpha$  Linear LLT, Non-Linear LLT, Exp. [McCormick]

Dois aspectos principais são observados. Primeiramente, em ambos os métodos, o comportamento geral da curva de  $CL \times \alpha$  foi bem previsto ao longo de toda a curva experimental 3D. O pico de  $CL$  (3D) apresenta atraso em relação ao pico de  $Cl$  (2D), pois o  $CL_{m\acute{a}x}$  depende de todas as estações alcançarem elevados  $Cl$  em conjunto, e como para asas não elípticas as estações não seguem o mesmo  $Cl$ , quando a primeira estação atinge  $Cl_{m\acute{a}x}$ , as demais ainda estão em  $Cl$  menos elevados, fazendo com que o pico de  $CL$  (3D) apresente um atraso em ângulo de ataque  $\alpha$  em relação ao pico de  $Cl$  (2D).

Em segundo lugar, o Linear LLT não deve jamais ser utilizado para prever qualquer característica para  $\alpha$  maiores que o  $\alpha$  de estol. Como o método de Linear LLT permite determinar o comportamento da curva de  $CL$  apenas até o estol (quando a primeira estação atinge  $Cl_{m\acute{a}x}$ ), fica evidente a vantagem do Non-Linear LLT quando se está interessado em conhecer as características pós-estol da asa, como situações de parafusos chatos (em que  $\alpha$  pode variar entre  $40^\circ$  e  $90^\circ$ ), ou em caças modernos em que se usa de elevados ângulos de ataque em manobras táticas em velocidades subsônicas, como exemplifica ANDERSON.

Uma observação se faz necessária sobre o caso hipotético da não disposição dos dados 2D experimentais, em que seria necessário avaliar o perfil com o auxílio do XFOIL. Consultando ABBOTT e NACA REPORT 824 para o perfil em questão NACA65-210, foi identificado que os dados dispostos na figura 4.4 eram para  $Re = 3.10^6$ . Utilizando esse  $Re$  e desconsiderando os efeitos de compressibilidade ( $Mach = 0$ ), os resultados obtidos via XFOIL destoam muito dos dados da figura 4.4, com um  $Cl_{max}$  da ordem de 1,5 ao invés do experimentado 1,28. Apenas em  $Mach = 0,25$  os dados começam a se assemelhar. Fica claro, então, a alta probabilidade de erro na estimação das características 2D do perfil pelo XFOIL sem conhecimento prévio de  $Re$ ,  $Mach$  e característica de transição da camada limite.

### PREDIÇÃO DE $CL_{m\acute{a}x}$ - McCormick

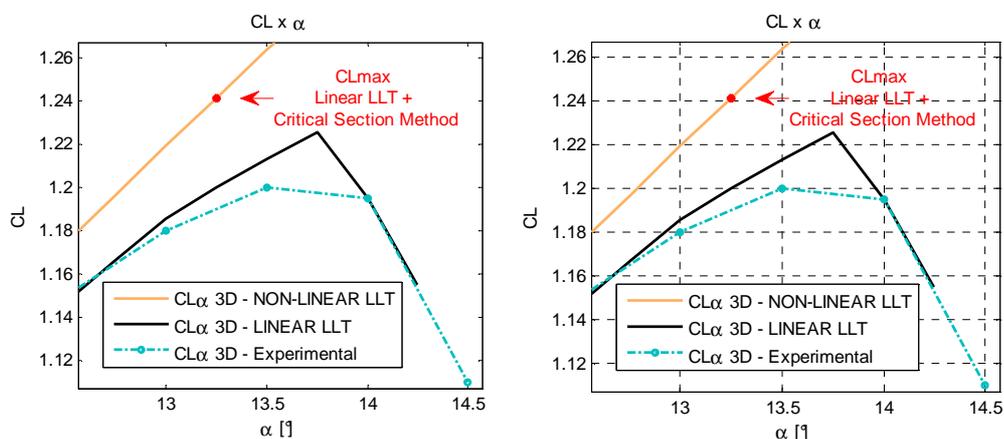


Figura 4.6 - Comparação  $CL_{m\acute{a}x}$  Linear LLT, Non-Linear LLT, Exp. [McCormick]

As mesmas curvas de  $CL \times \alpha$  são olhadas com amplificação para comparação do  $CL_{m\acute{a}x}$ , figura 4.6.

Nota-se boa predição do  $CL_{m\acute{a}x}$ , com erro percentual inferior a 2% no método das Linhas de Sustentação Não-Linear ( $CL_{m\acute{a}x} = 1,22$ ), e inferior a 4% para o modelo de Linear LLT ( $CL_{m\acute{a}x} = 1,24$ ), em comparação ao valor experimental ( $CL_{max} = 1,20$ )

#### POLARES DE ARRASTO $CL \times CD$ - McCormick

Por fim, ambos os métodos são comparados quanto ao arrasto induzido, observando a polar de arrasto tridimensional gerada em cada caso, figura 4.7.

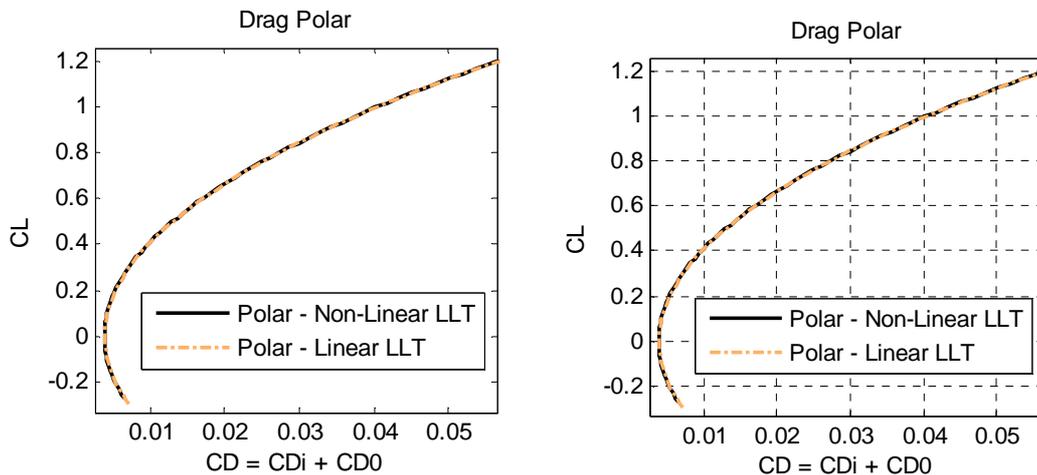


Figura 4.7 - Polares de arrasto 3D para Linear LLT e Non-Linear LLT

Como as curvas de  $CL \times \alpha$  se assemelham bastante para os dois métodos, é uma consequência direta que suas polares de arrasto também o façam visto que o único arrasto computado na figura 4.7 é da asa sozinha, sem a presença de elementos que poderiam justificar a diferença entre as polares como cauda, fuselagem, etc.

#### PREDIÇÃO DE $CL \times \alpha$ e $CL_{m\acute{a}x}$ (Experimental, Linear LLT, Non-Linear LLT) - Anderson

O segundo caso experimental avaliado é de uma asa apresentada em ANDERSON, mas neste caso infelizmente, se dispõe apenas dos dados 3D, não sendo informados  $Re$ , Mach ou outro parâmetro do perfil 2D a não ser sua geometria (NACA0015) e a geometria da asa (retangular – taper ratio = 1,  $AR = 5,536$ ). Os dados estão dispostos na figura 4.8.

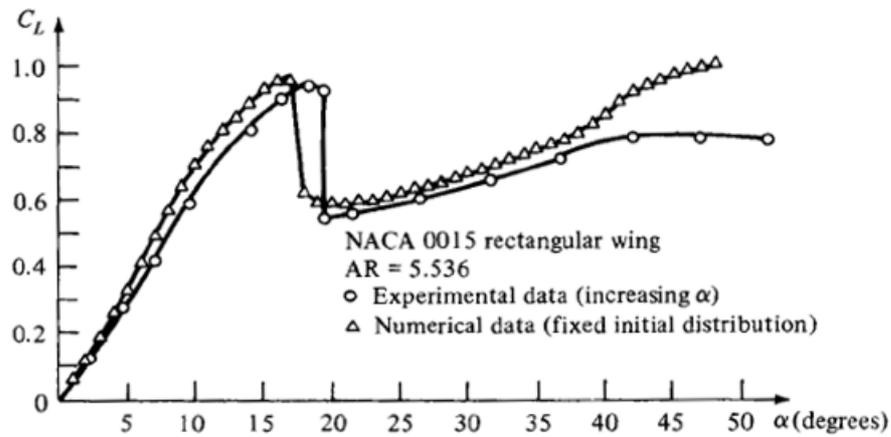


Figura 4.8 – Dados exp. e do método Non-Linear LLT de ANDERSON

Desta forma, os dados 2D do perfil foram estimados via XFOIL para  $Re = 5 \cdot 10^5$  e  $Mach = 0,00$ , pois apresentaram  $Cl_{m\acute{a}x}$  da ordem de 1,3 próximo aos dados 3D, enquanto para  $Re > 10^6$   $Cl_{m\acute{a}x}$  é da ordem de 1,5. As curvas  $CL \times \alpha$  estão dispostas na figura 4.9.

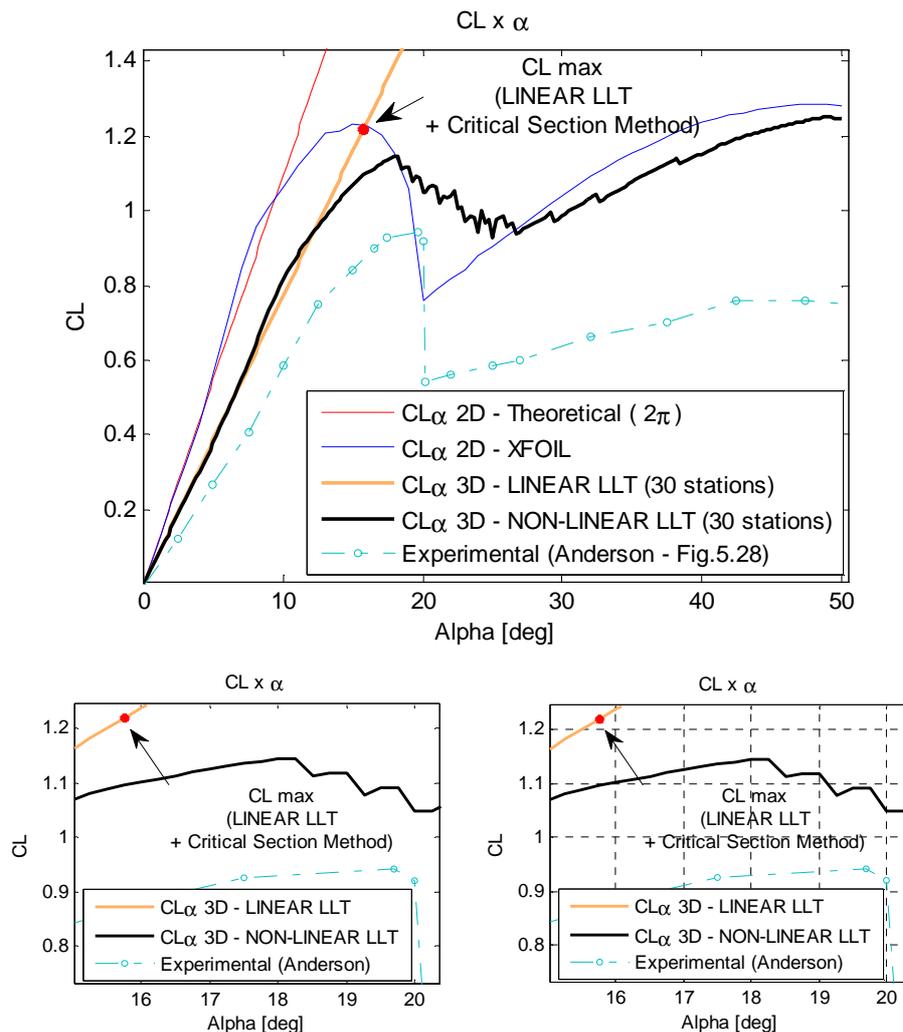


Figura 4.9 – Resultados Linear LLT, Non-Linear LLT, Exp[ANDERSON]

Observa-se um erro significativamente grande entre as curvas de  $CL \times \alpha$  dos modelos de LLT com a curva experimental. Como ressaltado anteriormente, não é possível afirmar que o método apresenta comportamento insatisfatório no regime pós-estol, pois como não se dispunha dos dados experimentais 2D do perfil da asa, erros externos foram introduzidos na solução 3D no momento em que se necessitou estimar os dados 2D com o XFOIL, desconhecendo qualquer informação de  $Re$  ou  $Mach$ . Mesmo assim, percebe-se grande coerência entre os resultados numéricos 3D e os dados do perfil 2D estimado com o XFOIL, em todo o domínio de  $\alpha$ .

Observando os gráficos ampliados, percebe-se um erro de 30% para o Linear LLT ( $CL_{m\acute{a}x} = 1,223$ ), e de 20% para o Non-Linear LLT ( $CL_{m\acute{a}x} = 1,146$ ), em comparação ao valor experimental ( $CL_{m\acute{a}x} = 0,94$ ).

### VARREDURA DE $CL_{m\acute{a}x}$ para diferentes AR e $\lambda$

A segunda parte da comparação ocorre entre os dois códigos. A figura 4.11 avalia a influência de AR e  $\lambda$  sobre  $CL_{m\acute{a}x}$  (3D), com AR variando entre 4 e 10, e  $\lambda$  variando entre 0 (asa losangular) e 1 (asa retangular). O perfil adotado para a varredura de  $CL_{m\acute{a}x}$  de diversas asas foi o KF51, desenvolvido pela equipe de Aerodesign “Keep Flying Poli-USP” da qual o autor fez parte, e cujos dados foram extraídos através do XFOIL para  $Re = 300k$ ,  $Mach = 0,00$ ,  $Ncr = 9$ , 160 painéis (figura 4.10). O perfil apresenta  $Cl_{m\acute{a}x} = 2,37$  para as condições listadas anteriormente. A análise feita é para um  $Re$  fixo, ou seja, não são interpolados os valores das curvas de  $Cl \times \alpha$  para o  $Re$  correspondente ao tamanho da corda na seção.

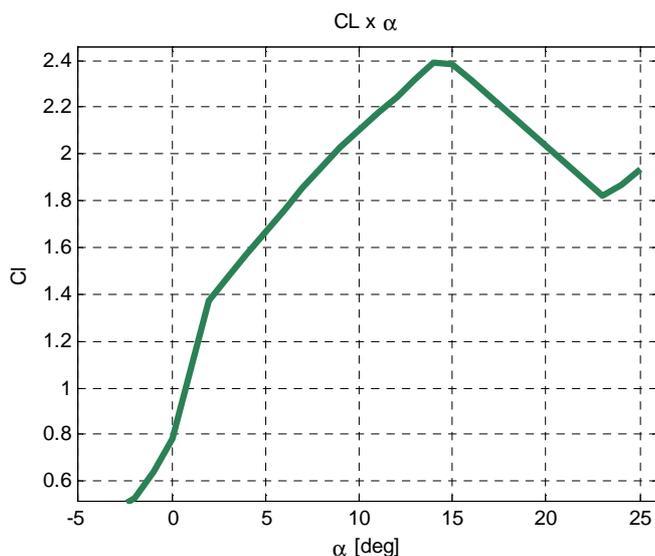


Figura 4.10 –  $Cl \times \alpha$  do perfil KF51 ( XFOIL:  $Re=300k, M=0, Ncr=9, 160$  painéis)

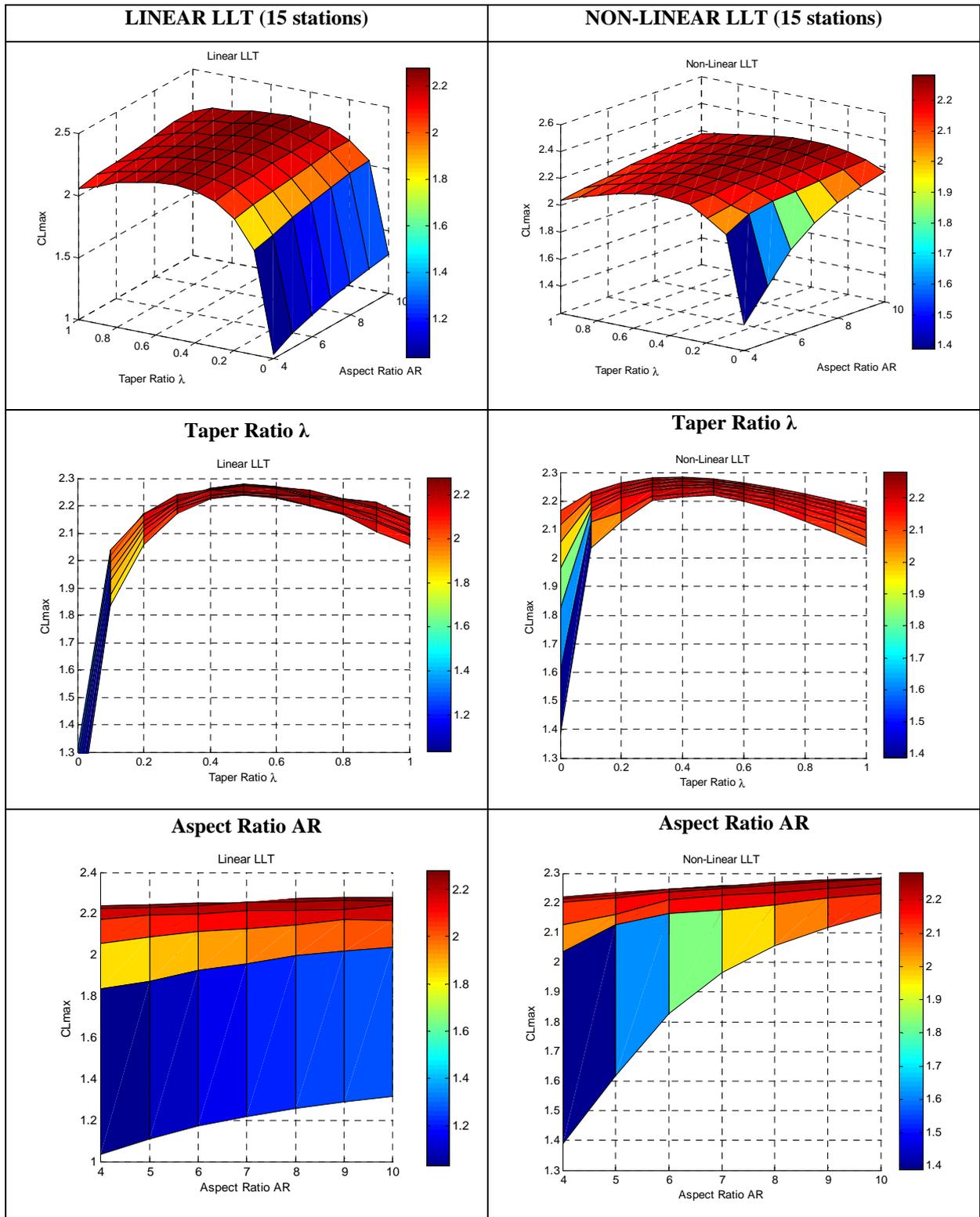


Figura 4.11 – Varredura de  $CL_{m\acute{a}x}$  para vários AR e  $\lambda$  via LLT (linear/non-linear)

Da figura 4.11, se observa boa aderência dos métodos aos resultados esperados. Para AR crescentes,  $CL_{m\acute{a}x}$  também cresce pois a asa tem características cada vez mais bi-dimensionais fazendo  $CL_{m\acute{a}x}$  tender a  $CL_{m\acute{a}x}$ . Para  $\lambda$  entre 0 e 1, se observa um máximo para  $\lambda \approx 0,4$  correspondente  a distribuição mais próxima da elíptica para uma asa monotrapezoidal.

## COMPARAÇÃO do FATOR DE ARRASTO INDUZIDO $\delta$

Seguindo o mesmo intuito de testar a consistência dos dois métodos, foram plotados os gráficos de fator de arrasto induzido  $\delta$  para diferentes AR e  $\lambda$ , de modo a comparar com a figura encontrada em ANDERSON, retirada de MCCORMICK. Os três gráficos estão dispostos na figura 4.12.

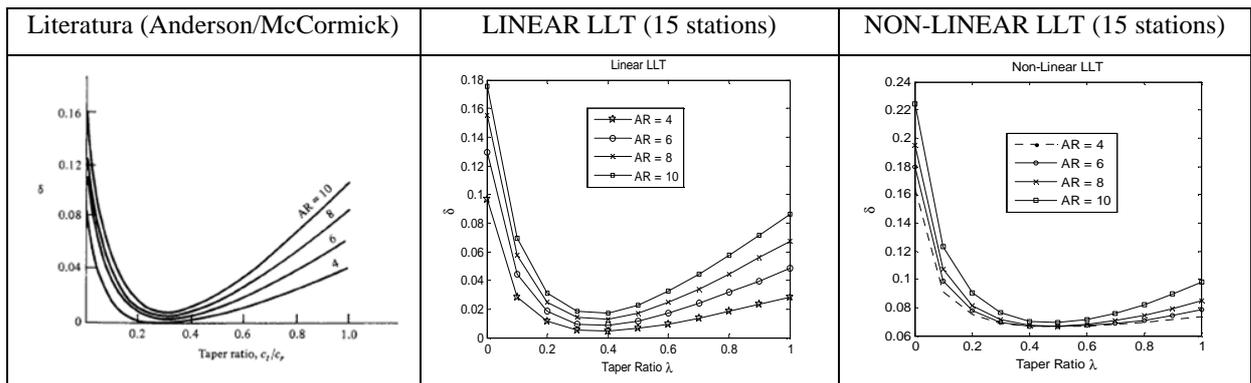


Figura 4.12 – Fator de arrasto induzido  $\delta$  para vários AR e  $\lambda$

Assim como a discussão feita para a figura 4.11, da figura 4.12, nota-se que o fator de eficiência aerodinâmica “e” é máximo quando delta é mínimo, o que ocorre para diferentes AR em Taper entre 0,3 e 0,4, ou seja, quando uma asa monotrapezoidal melhor se aproxima da asa ótima (cuja distribuição de sustentação é elíptica). Como para cada caso de asa (determinado por um AR e um  $\lambda$ ), o fator  $\delta$  varia para diferentes ângulos de ataque no método Non-Linear LLT, utilizou-se o menor  $\delta$  encontrado em uma varredura de  $\alpha$  de 0 a 20°. Já para o método Linear LLT, o fator  $\delta$  é constante para qualquer  $\alpha$ , o que justifica a maior semelhança entre o gráfico retirado de Anderson (também mostrado para um método linear) e o método Linear LLT.

## COMPARAÇÃO ACURACIDADE x NÚMERO DE ESTACÕES

Para comparar a precisão de cada método em função do número de estações N em que a envergadura é dividida, utilizou-se o exemplo da figura 4.4 para calcular CL e Cdi em um ângulo de ataque arbitrário, neste caso adotado como  $\alpha = 10^\circ$ , como visto na tabela 4.2.

É possível observar que para uma precisão de aproximadamente 0,01 na estimativa de CL e de 0,001 em CDi, deve-se adotar N=25 para Non-Linear LLT, e N=15 para Linear-LLT.

Tabela 4.2 – Comparação de acuracidade entre LLT (linear/Non-Linear)

| OBS: $\alpha = 10^\circ$ |           | N = 10 | N = 20 | N = 30 | N = 40 | N = 50 | N = 75 |
|--------------------------|-----------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| <b>LINEAR LLT</b>        | CL        | 0,896  | 0,925  | 0,932  | 0,935  | 0,937  | 0,939  |
|                          | CDi       | 0,032  | 0,032  | 0,032  | 0,032  | 0,032  | 0,032  |
|                          | Tempo [s] | 0,058  | 0,092  | 0,080  | 0,099  | 0,117  | 0,139  |
| <b>NON-LINEAR LLT</b>    | CL        | 0,958  | 0,953  | 0,952  | 0,952  | 0,952  | 0,951  |
|                          | CDi       | 0,033  | 0,033  | 0,033  | 0,033  | 0,033  | 0,033  |
|                          | Tempo [s] | 0,020  | 0,019  | 0,029  | 0,024  | 0,025  | 0,073  |

OBS: Caso rodado: AR=9,02,  $\lambda=0,4$ ,  $a_{tip}=-2^\circ$ ,  $\alpha = 10^\circ$ . Tempos computados para 1 único caso rodado.

### **COMPARAÇÃO CUSTO COMPUTACIONAL (Tempo)**

Para a comparação de custo computacional entre os dois métodos, garantiu-se que um número suficientemente grande de casos fosse rodado para que o valor médio de tempo por caso rodado fosse menos afetado pelo desvio padrão. Foram rodados, para cada método, casos variando  $\alpha$  de 0 a  $25^\circ$  com passo de  $1^\circ$  (26 casos), AR de 4 a 10 com passo 1 (7 casos), e  $\lambda$  de 0 a 1 com passo de 0,1 (11 casos), totalizando assim 2002 casos, como apresentado na tabela 4.3.

Tabela 4.3 – Custo computacional de LLT (linear/Non-Linear)

|                                     | LINEAR LLT  | NON-LINEAR LLT |
|-------------------------------------|-------------|----------------|
| Tempos [s]                          | 99,8        | 456,8          |
| Casos Rodados                       | 2002        | 2002           |
| <b>Custo Computacional [s/caso]</b> | <b>0,05</b> | <b>0,228</b>   |

OBS<sup>1</sup>: Computador pessoal com 3GHz de memória RAM

OBS<sup>2</sup>: Cada caso é definido por uma tríade:  $\alpha$ , AR,  $\lambda$

Da tabela 4.3, nota-se que o Linear LLT cerca de 4,5 vezes mais rápido que o Non-Linear LLT com erro para N=25 de apenas 3% em CL, e 3% em CDi em relação ao Non-Linear LLT. Utilizando os tempos calculados, percebe-se que para a extração de um CL<sub>máx</sub> (com  $\alpha$  de 0 a  $25^\circ$ ) pelo método linear leva-se cerca de 1s, e cerca de 5s pelo não-linear. Em geral, um método de vórtices discretos (VLM) não-linear, apresentado em KATZ&PLOTKIN, levaria em torno de 60 a 90s para fazer o mesmo, o que dificultaria muito sua implementação durante o algoritmo de síntese, bem como o LLT de alta ordem de PHILLIPS & SNYDER. Os tempos foram obtidos pelo Matlab® via comandos “tic” e “toc”.

#### 4.1.5 Programa de Vórtices Discretos (VLM – Vortex Lattice Method)

O terceiro código de análise aerodinâmica 3D é o VLM linear, que utiliza o método dos vórtices discretos. Ao contrário dos códigos de linhas de sustentação, o VLM é capaz de analisar asas com alongamento  $AR < 4$ , enflechamento  $\Lambda$ , diedro, influência entre múltiplas superfícies, efeito solo, e coeficientes de força (CY) e momentos látero-direcionais (CR,CN) quando em ângulo de derrapagem  $\beta \neq 0$ .

A motivação para a implementação deste código vem do fato de que como os aviões movidos à propulsão humana são tipicamente bastante flexíveis para manter uma estrutura leve, as deflexões da asa fazem com que o ângulo de diedro seja significativo, parâmetro ao qual os códigos de linhas de sustentação não são sensíveis. Em particular, o VLM fornece os carregamentos completos em 6 coeficientes (3 de força:  $C_D, C_Y, C_L$  e 3 de momento:  $C_R, C_M, C_N$ ), além de permitir calcular derivadas aerodinâmicas em  $\beta$ , que serão úteis posteriormente para a rotina de Estabilidade&Controle.

O código implementado teve como principais referências BERTIN&SMITH, PHILLIPS&SNYDER e KATZ&PLOTKIN, e uma síntese da programação descrita pelo autor em 6 passos está presente no fluxograma da figura 4.13.

Primeiramente, recebe-se a geometria das superfícies aerodinâmicas como entrada para a geração da malha (determinação dos vértices dos painéis – 4 vértices por painel).

No passo 1, é feita a panelização das superfícies em que a geometria (asa, estabilizadores horizontal e vertical) é dividida em painéis (quadriláteros planos), em que os pontos (X,Y,Z) determinam os vértices de todos os painéis.

No passo 2, são definidas as posições dos pontos de controle.

A linearidade do presente método vem da hipótese de que a curva bidimensional de  $C_l$  x  $\alpha$  se comporta como uma reta ( $C_l \alpha = 2\pi$ ), e está incorporada através da escolha da posição dos pontos de controle, onde é aplicada a condição de contorno de impermeabilidade das superfícies aerodinâmicas. Assume-se que em cada painel, os vórtices presos (“bound vortices”) dos vórtices ferraduras são posicionados no quarto de corda ( $c/4$ ) do painel, enquanto os pontos de controle são colocados nos três quartos de corda ( $3c/4$ ), na metade da envergadura do painel. A explicação para esta escolha de  $c/4$  e  $3c/4$  fazer com que a hipótese de  $C_l \alpha = 2\pi$  seja automaticamente inclusa está presente na figura 4.14 e nas fórmulas que seguem logo abaixo da mesma.

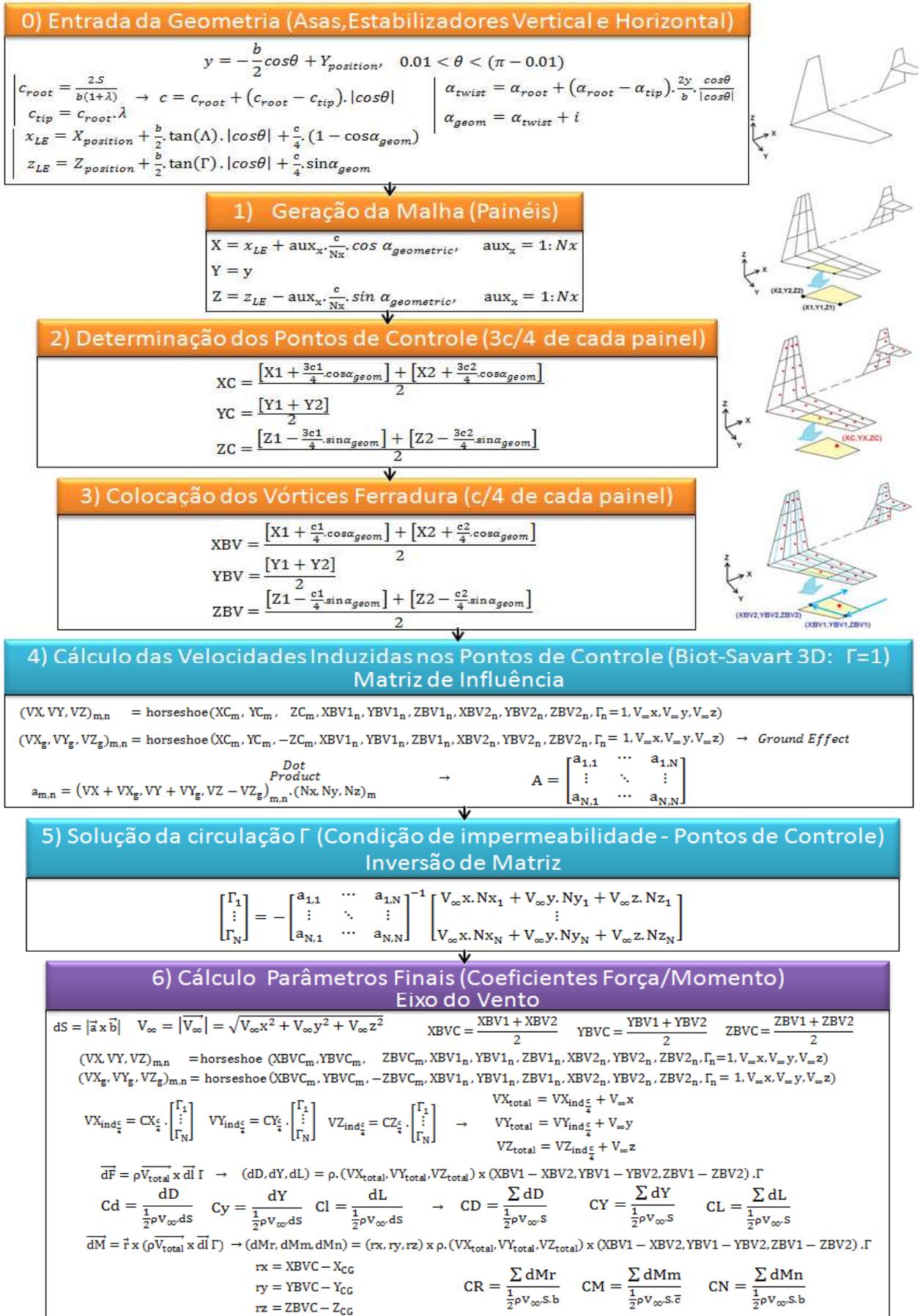


Figura 4.13 - Fluxograma de programação do VLM

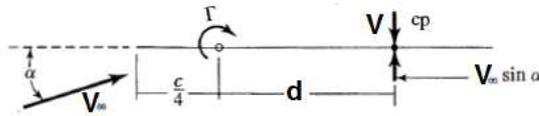


Figura 4.14 - Localização do ponto de controle (BERTIN&SMITH fig. 7.26)

Dada a velocidade induzida por um vórtice 2D(infinito) em um ponto distante de  $d$

$$V = \frac{\Gamma}{2\pi d}$$

A variável  $d$  pode ser isolada na imposição de  $Cl_\alpha=2\pi$  e seguinte substituição

$$L' = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 \cdot c \cdot Cl, \quad \text{usando } Cl = 2\pi\alpha \Rightarrow L' = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 \cdot c \cdot 2\pi\alpha$$

$$L' = \rho \cdot V_\infty \cdot \Gamma, \quad \text{usando } V = \frac{\Gamma}{2\pi \cdot d} \Rightarrow L' = \rho \cdot V_\infty \cdot V \cdot 2\pi \cdot d \rightarrow d = c \cdot \alpha \cdot V_\infty / (2 \cdot V)$$

Decompondo a componente de  $V_\infty$  normal à superfície no ponto cp, vem

$$\alpha \cong \sin\alpha = V/V_\infty$$

Substituindo em  $d$ , vem finalmente que

$$d = c/2$$

Ou seja, a posição do ponto de controle no painel que faz com que as componentes normais da velocidade induzida pelo vórtice do painel e do escoamento no infinito se anulem é a posição  $3c/4$ . Por este motivo, ao adotar o ponto cp em  $3c/4$ , a hipótese de  $Cl_\alpha=2\pi$  está automaticamente adotada.

No passo 3, é necessário fazer uma observação quanto à orientação da esteira formada pelos vórtices desprendidos dos vórtices ferraduras. BERTIN&SMITH sugere que a esteira seja alinhada com o eixo do veículo (ou seja, paralela à corda da asa, independentemente de  $\alpha$ ) para facilitar o cálculo das velocidades induzidas pelos vórtices ferradura nos pontos de controle. Entretanto, como a formulação utilizada é geral para o cálculo da velocidade induzida em um ponto de controle qualquer do espaço  $PC=(XC,YC,ZC)$  por um vórtice ferradura cujo vórtice preso é um segmento de reta em posição qualquer do espaço formado pelos vértices  $P1=(XBV1,YBV1,ZBV1)$  e  $P2=(XBV2,YBV2,ZBV2)$ , com sentido de P1 para P2, a esteira foi alinhada conforme recomenda PHILLIPS&SNYDER, de modo que não haja força atuando sobre os vórtices desprendidos no escoamento. Apesar de PHILLIPS&SNYDER mencionar que o erro envolvido entre alinhar a esteira com a corda ou com o vetor velocidade no infinito  $V_\infty$  ser de inferior a 1%, a esteira foi alinhada com  $V_\infty$ , permitindo posterior análise com  $\beta \neq 0$  (quando  $V_\infty$  possui componentes laterais), como exemplificado na figura 4.15 em que os vórtices desprendidos de uma asa e estabilizador horizontal estão alinhados com um escoamento com  $\beta=15^\circ$ .

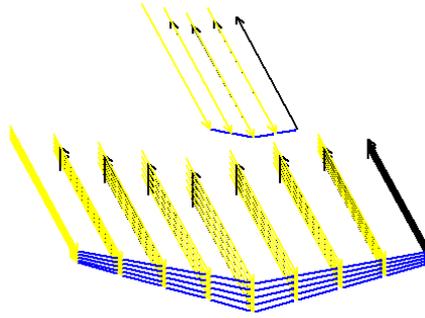


Figura 4.15 - Esteira alinhada com escoamento no infinito ( $\beta=+15^\circ$ )

No passo 4, após definidas as posições dos vórtices ferradura e dos pontos de controle, são calculadas as velocidades  $(VX, VY, VZ)$  em cada um dos  $N$  pontos de controle  $PC=(XC, YC, ZC)$  notados pelo índice  $m$ , devido a cada um dos  $N$  vórtices ferradura notados pelo índice  $n$ , adotando o valor da intensidade de cada vórtice (circulação)  $\Gamma=+1$ . Assim, será formada uma matriz  $N \times N$  que, após ser multiplicada escalarmente pelos versores normais à superfície em cada ponto de controle, será chamada matriz dos coeficientes de influência. Nesse ponto é que se pode incluir a influência do efeito solo, sem aumento significativo do custo computacional (mantém a ordem da matriz  $N \times N$ ), fazendo com que as velocidades induzidas nos pontos de controle passem a ser  $(VX+VX_{solo}, VY+VY_{solo}, VZ-VZ_{solo})$ , em que  $(VX, VY, VZ)$  são as velocidades induzidas pelos vórtices ferradura no ponto  $PC=(XC, YC, ZC)$  como descrito anteriormente, e  $(VX_{solo}, VY_{solo}, VZ_{solo})$  são as velocidades induzidas pelos vórtices ferradura no ponto  $PC_{solo}=(XC, YC, -ZC)$ . Para negligenciar o efeito solo, pode-se adotar uma altura  $Z$  position no passo 0 suficientemente grande, ou fazer  $(VX_{solo}, VY_{solo}, VZ_{solo})=(0, 0, 0)$ .

Ainda no passo 4, a função “horseshoe” é a responsável por calcular o vetor velocidade induzido em um ponto qualquer do espaço por um vórtice ferradura cujo segmento do “bound vortex” está em posição arbitrária no espaço e os “trailing vortices” estão alinhados com o escoamento no infinito. A formulação mais clara e objetiva encontrada para este cálculo é a encontrada em PHILLIPS&SSNYDER, como segue

$$[Vx, Vy, Vz] = \frac{\Gamma}{4\pi} \left[ \underbrace{\frac{\vec{u}_\infty \times \vec{r}_2}{r_2(r_2 - \vec{u}_\infty \cdot \vec{r}_2)}}_{\text{Right Trailing Vortex}} + \underbrace{\frac{(r_1 + r_2)(\vec{r}_1 \times \vec{r}_2)}{r_1 r_2 (r_1 r_2 + \vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2)}}_{\text{Bound Vortex}} - \underbrace{\frac{\vec{u}_\infty \times \vec{r}_1}{r_1(r_1 - \vec{u}_\infty \cdot \vec{r}_1)}}_{\text{Left Trailing Vortex}} \right]$$

$\vec{u}_\infty =$  Versor unitário da velocidade no infinito (Norma=1)

$\vec{r}_1 = (XC - XB1, YC - YB1, ZC - ZB1)$

$\vec{r}_2 = (XC - XB2, YC - YB2, ZC - ZB2)$

A função “horseshoe” é a aplicação da Lei de Biot-Savart 3D, e de certa forma é o núcleo do código. Durante a implementação, um teste de consistência da função “horseshoe” foi a plotagem das velocidades em z induzidas por um único vórtice ferradura no plano do vórtice ferradura, que está demonstrada na figura 4.16.

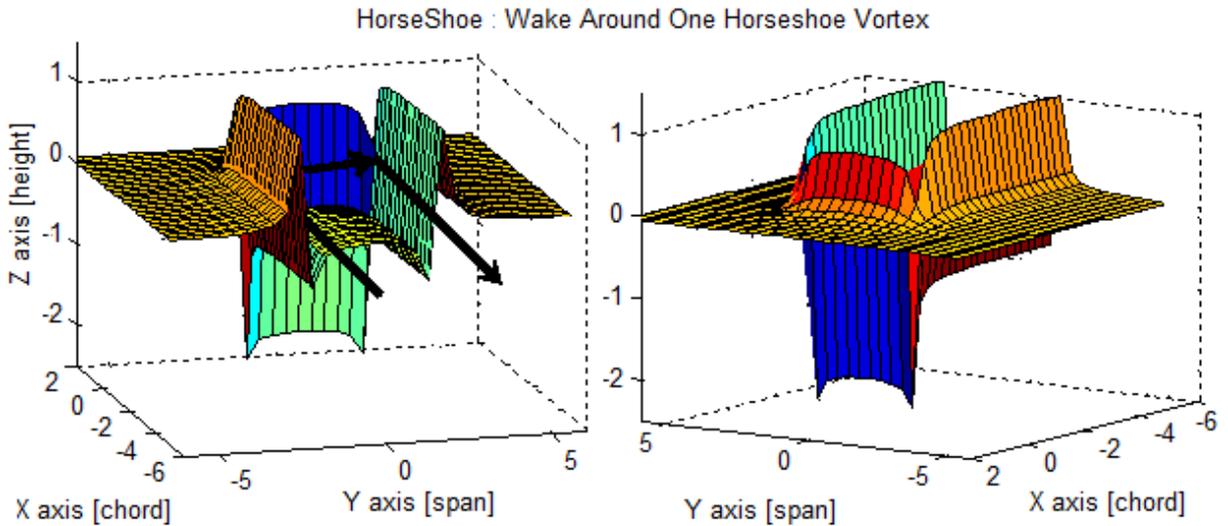


Figura 4.16 - Velocidade induzida em z no plano por um horseshoe

Apesar de o fluxograma da figura 4.13 mostrar uma formulação no passo 4 que sugere que a obtenção dos coeficientes  $a_{m,n}$  da matriz A requeriu o encadeamento de 2 loops de “for” para realizar os produtos escalares com os versores normais de cada painel, uma notação matricial alternativa foi utilizada pelo autor, evitando custo computacional devido aos loops, como segue

$$\begin{aligned}
 CX_{\frac{3c}{4}} &= \begin{bmatrix} (VX + VX_g)_{1,1} & \cdots & (VX + VX_g)_{1,N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ (VX + VX_g)_{N,1} & \cdots & (VX + VX_g)_{N,N} \end{bmatrix} \\
 CY_{\frac{3c}{4}} &= \begin{bmatrix} (VY + VY_g)_{1,1} & \cdots & (VY + VY_g)_{1,N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ (VY + VY_g)_{N,1} & \cdots & (VY + VY_g)_{N,N} \end{bmatrix} \\
 CZ_{\frac{3c}{4}} &= \begin{bmatrix} (VZ + VZ_g)_{1,1} & \cdots & (VZ + VZ_g)_{1,N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ (VZ + VZ_g)_{N,1} & \cdots & (VZ + VZ_g)_{N,N} \end{bmatrix} \\
 A &= CX_{\frac{3c}{4}} \cdot \begin{bmatrix} Nx_1 & \cdots & Nx_1 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ Nx_N & \cdots & Nx_N \end{bmatrix} + CY_{\frac{3c}{4}} \cdot \begin{bmatrix} Ny_1 & \cdots & Ny_1 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ Ny_N & \cdots & Ny_N \end{bmatrix} + CZ_{\frac{3c}{4}} \cdot \begin{bmatrix} Nz_1 & \cdots & Nz_1 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ Nz_N & \cdots & Nz_N \end{bmatrix} \rightarrow \text{"Double Dot Products"}
 \end{aligned}$$

No passo 5, a condição de contorno de que não deve haver fluido atravessando a asa (também chamada de condição de impermeabilidade ou não-transpiração) é aplicada nos pontos de controle, fazendo com que a soma das componentes normais das velocidades induzidas pelos vórtices ferradura da asa nos pontos de controle (VX,VY,VZ) à velocidade do

escoamento no infinito  $V_\infty=(V_{\infty x},V_{\infty y},V_{\infty z})$  seja nula. Isso é feito pelo produto escalar entre as velocidades e os versores (vetores de norma unitária) normais à superfície  $(N_x,N_y,N_z)$ . Assim, o problema de encontrar a circulação de cada vórtice ferradura da asa resume-se à resolução de um sistema linear através de uma inversão da matriz de coeficientes de influência e multiplicação por um vetor. Como descreve KATZ&PLOTKIN, como a diagonal da matriz dos coeficientes de influência tem diagonal dominante pela natureza dos vórtices induzirem velocidades mais intensas quanto menor a distância a eles, a inversão da matriz é estável e o método é livre de complicações numéricas.

No passo 6, após encontrado o vetor de circulações  $\Gamma$ , os 3 coeficientes de força  $(C_D,C_Y,C_L)$  são obtidos pela lei de Kutta-Joukowski envolvendo um produto vetorial entre o vetor  $V_\infty$  e o vetor formado pelos vértices do vórtice preso, e os 3 coeficientes de momento  $(C_R,C_M,C_N)$  por sua vez, vem do produto vetorial entre as componentes de força e o braço de cálculo dos momentos, todos no eixo do vento. Esta etapa final é infelizmente de certa forma negligenciada pela literatura encontrada, sendo que a formulação mais clara para o cálculo de coeficiente de força/momento encontrada foi a presente em PHILLIPS&SNYDER.

A última observação sobre a formulação do método se faz sobre como a área de cada painel é obtida. A área  $dS$  é obtida pelo módulo do produto vetorial da corda média do painel com sua envergadura, como segue na fórmula abaixo e na figura 4.17.

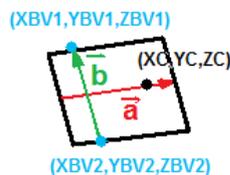


Figura 4.17 - Obtenção da área do painel

$$dS = \frac{|\vec{a} \times \vec{b}|}{\sqrt{(\overline{XBV1 - XBV2, YBV1 - YBV2, ZBV1 - ZBV2})^2 \times (2 \cdot (XC - XBVC), 2 \cdot (YC - YBVC), 2 \cdot (ZC - ZBVC))}}$$

Por fim, a última passagem não explicitada na formulação da figura 4.13 são as matrizes

$$CX_c = \begin{bmatrix} (VX + VX_g)_{1,1} & \cdots & (VX + VX_g)_{1,N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ (VX + VX_g)_{N,1} & \cdots & (VX + VX_g)_{N,N} \end{bmatrix}$$

$$CY_c = \begin{bmatrix} (VY + VY_g)_{1,1} & \cdots & (VY + VY_g)_{1,N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ (VY + VY_g)_{N,1} & \cdots & (VY + VY_g)_{N,N} \end{bmatrix}$$

$$CZ_c = \begin{bmatrix} (VZ + VZ_g)_{1,1} & \cdots & (VZ + VZ_g)_{1,N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ (VZ + VZ_g)_{N,1} & \cdots & (VZ + VZ_g)_{N,N} \end{bmatrix}$$

## VALIDAÇÃO DO CÓDIGO

Para a validação do código, a principal referência utilizada foi PHILLIPS&SNYDER, que apesar de prover gráficos para a validação do código para diversos parâmetros como alongamento AR, afilamento  $\lambda$ , enflechamento  $\Lambda$ , diedro, e efeito solo, só fornece dados para a validação do coeficiente de sustentação CL, ou de sua derivada na curva CL x  $\alpha$ . As figuras 4.18 a 4.22 apresentam, à esquerda, o resultado obtido com o presente código e, à direita, o resultado previsto pela literatura de referência.

Primeiro avaliou-se o efeito do alongamento AR e enflechamento  $\Lambda$  na  $CL_{\alpha}$ , figura 4.18. Como esperado, AR crescentes aumentam a derivada e  $\Lambda$  crescentes diminuem a derivada, sendo que para asa reta de  $AR \rightarrow \infty$ ,  $CL_{\alpha}(3D) \rightarrow 2\pi$  (2D teórico).

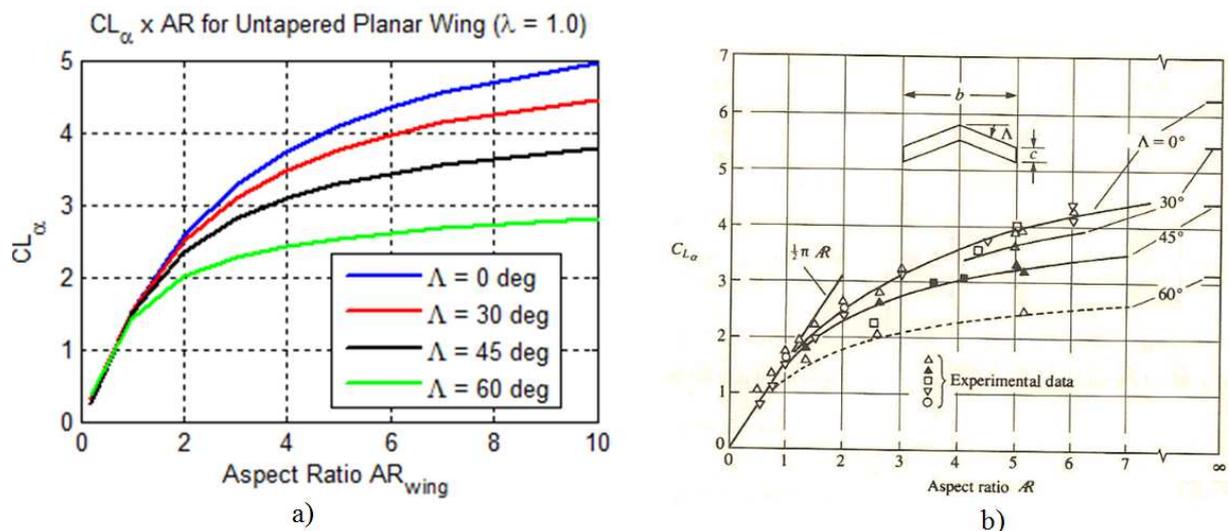


Figura 4.18 – Validação:  $CL_{\alpha}$  x  $AR$  x  $\Lambda$ . a) Presente código. b) KATZ-12.16

Em segundo, foi avaliado o efeito do enflechamento  $\Lambda$  no formato do carregamento na asa, figura 4.19. Quanto mais positivo o enflechamento (para trás), maior o carregamento central, e quanto mais negativo (para frente) maior o carregamento nas pontas de asa. Esse fato é particularmente interessante, pois para enflechamentos negativos, o momento torçor na raiz tende a ser mais positivo (“nose up”), que ao ser somado com o momento aerodinâmica das seções (geralmente negativo), ajuda a descarregar a asa em momento torçor, vantagem essa utilizada no projeto estrutural do X-29, avião experimental da NASA (1984) de enflechamento negativo, que marcou por grandes inovações na área de controle e estruturas. Em relação ao estol,  $\Lambda > 0$  estola primeiro a raiz, enquanto  $\Lambda < 0$ , primeiro a ponta.

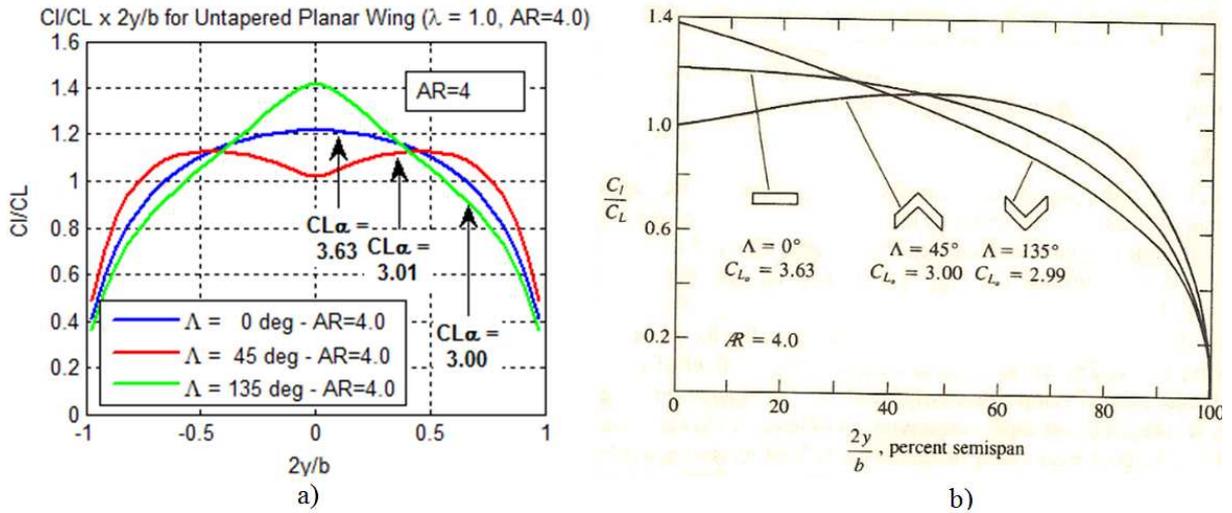


Figura 4.19 – Validação:  $C_l/C_L \times \Lambda$ . a) Presente código. b) KATZ-fig.12.17

Em terceiro, um estudo da influência do afilamento  $\lambda$  na geometria do carregamento na asa, figura 4.20. De forma similar ao enflechamento, quanto menor  $\lambda$ , mais para a ponta da asa começa o estol. Como visto na seção de códigos de Linhas de Sustentação, para uma asa monotrapezoidal,  $\lambda=0,4$  fornece a distribuição de  $C_l$  mais homogênea, se aproximando da asa elíptica.

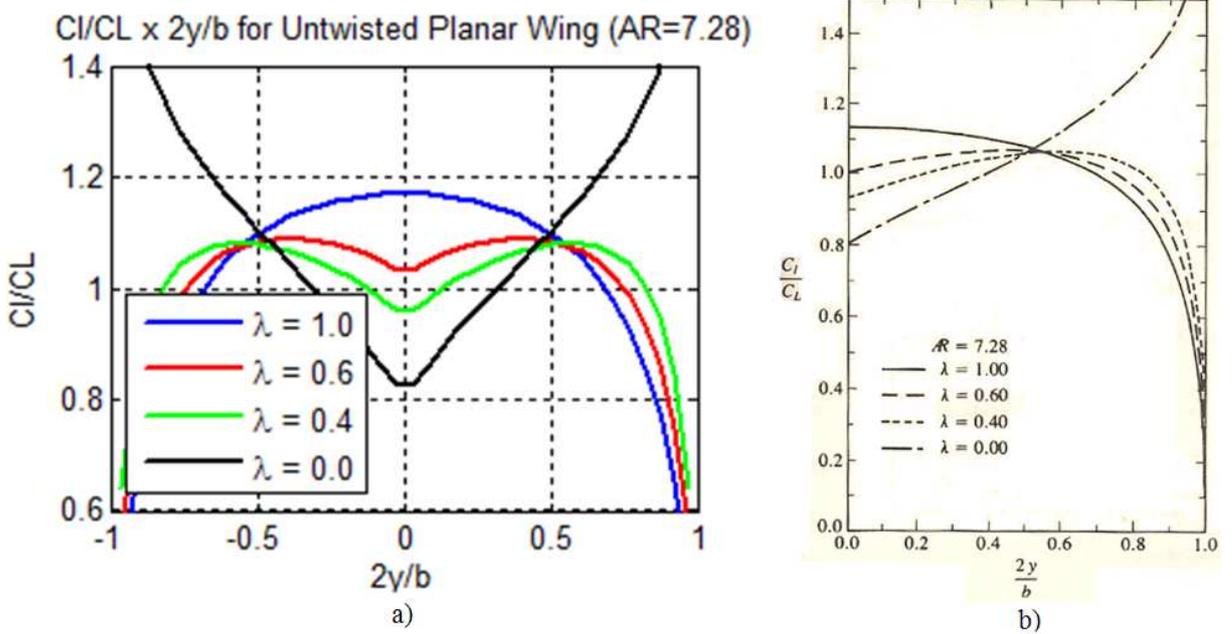


Figura 4.20 – Validação:  $C_l/C_L \times \lambda$ . a) Presente código. b) KATZ-12.19

Em quarto, foi averiguado como o efeito solo aumenta a  $CL_\alpha$  quanto mais próximo do chão, figura 4.21. A mesma tendência de aumento da  $CL_\alpha$  com  $AR$  crescente é observada.

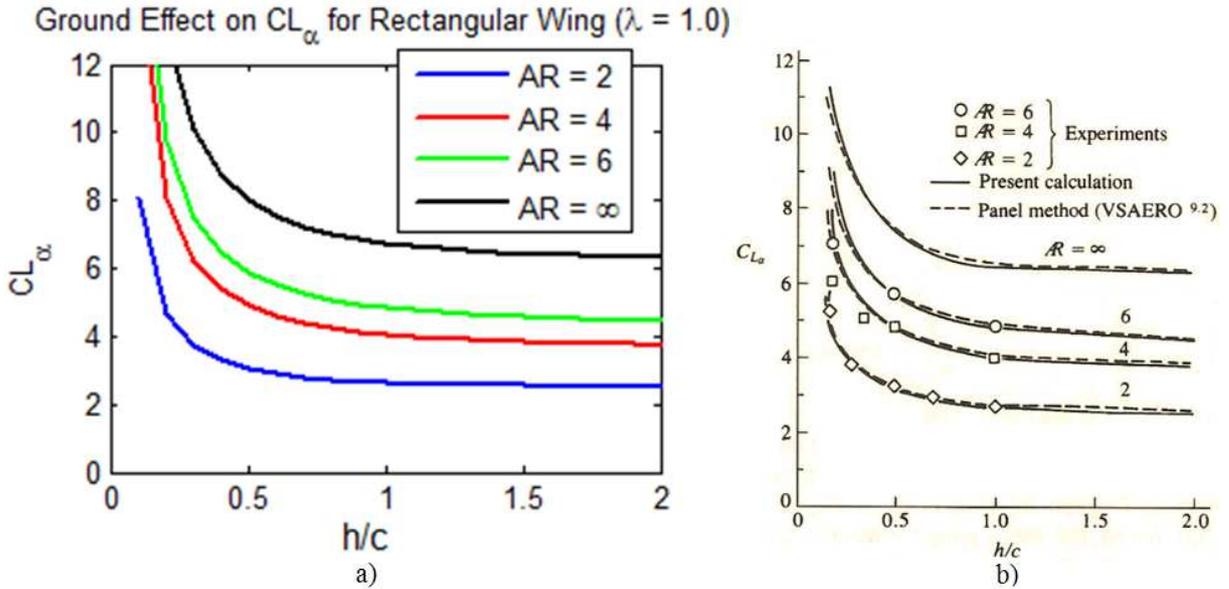


Figura 4.21 – Validação:  $CL_{\alpha}$  x AR (efeito solo) a) Presente código. b) KATZ-12.20

Em quinto, é observada a influência do diedro na  $CL_{\alpha}$ , figura 4.22. Longe do solo ( $h/c = \text{altura do solo}/\text{corda}$ ), o diedro ( $>0$  ou  $<0$ ) diminui  $CL_{\alpha}$ . Entretanto, nas proximidades do solo, diedros negativos (anedros) fazem com que o efeito solo aumente a  $CL_{\alpha}$ , fato utilizado pelos ekranoplanos ao cruzar mares. Se o anedro continuar a aumentar, todavia, a aceleração no intradorso da asa supera a do extradorso, perdendo  $Cl$ , voltando a diminuir a  $CL_{\alpha}$ .

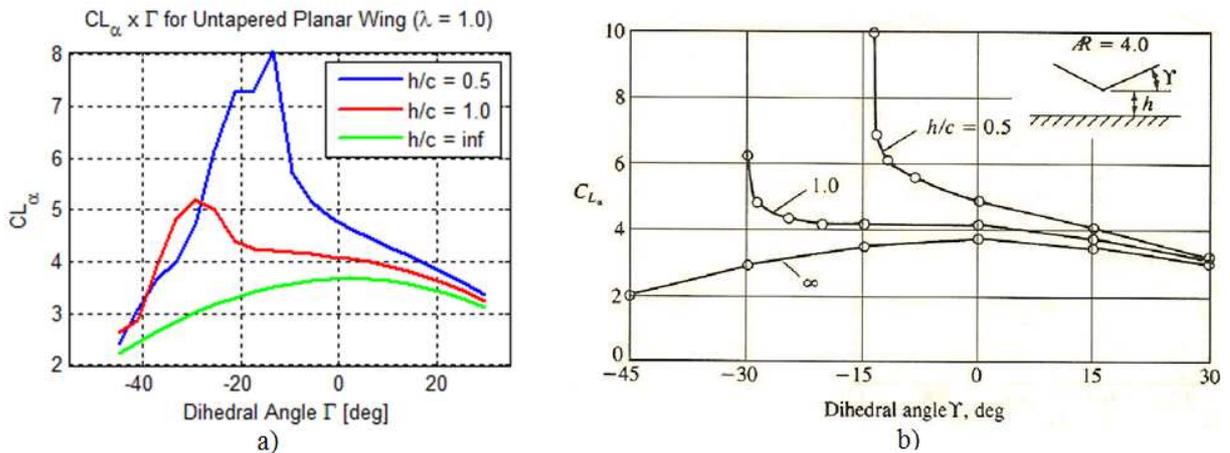


Figura 4.22 – Validação:  $CL_{\alpha}$  x  $\Gamma$  (efeito solo) a) Presente código b) KATZ-12.21

Utilizando as funções quiver3 para desenhar os vetores velocidade da solução do escoamento, slice para plotar a intensidade do campo de velocidades através de uma escala de cores, e plot3 para desenhar a geometria do avião, é possível gerar a partir do código de VLM programado uma saída gráfica para pós-processamento da solução do escoamento no “far-field” (volume de controle) estudado, como exemplificado na figura 4.23.

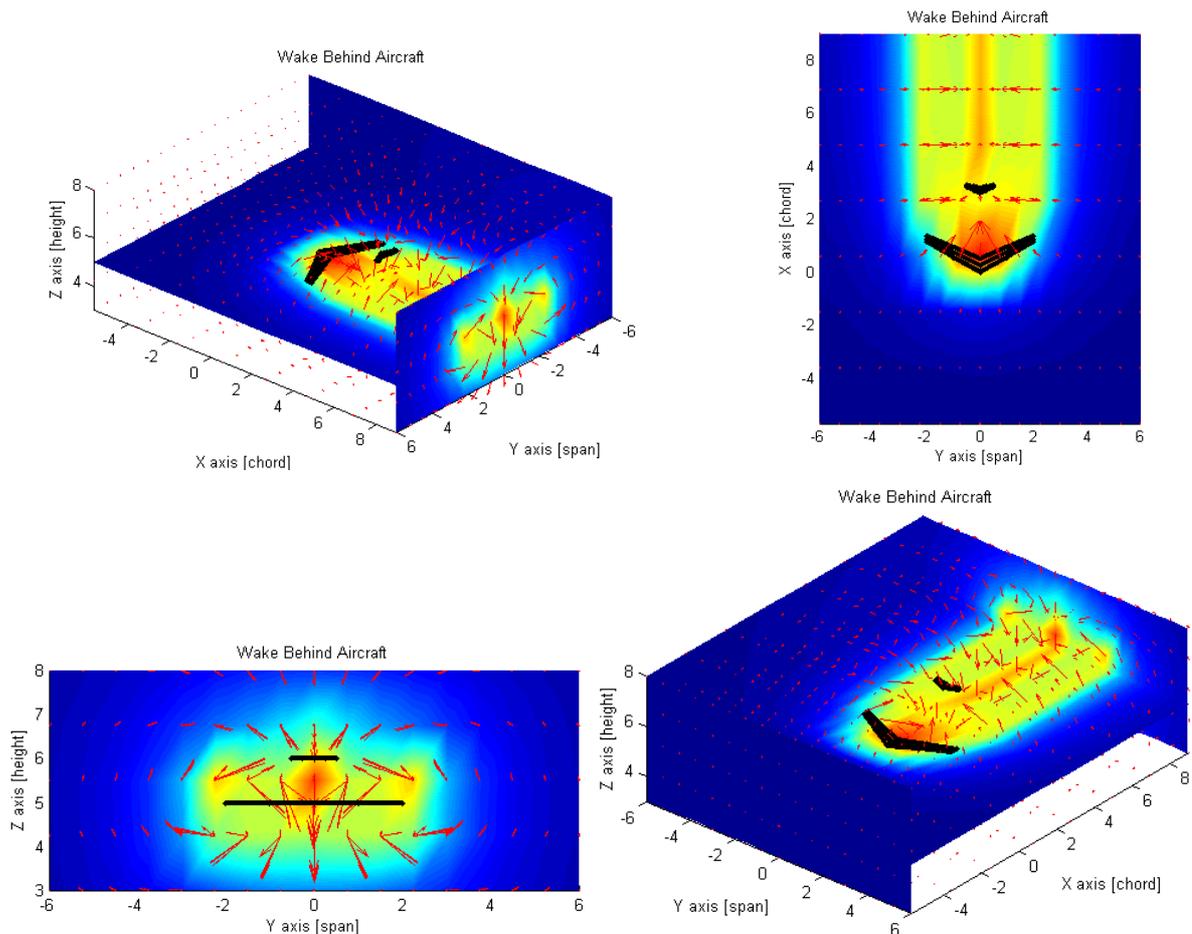


Figura 4.23 – Vistas do campo de velocidades de solução do escoamento (VLM)

#### 4.1.6 Cálculo do Arrasto Parasita

A força de arrasto experimentada pela aeronave pode ser subdividida em duas categorias: o arrasto induzido, aquele gerado sempre que houver criação de sustentação, e o arrasto parasita, vinculado a uma parcela de arrasto de pressão e outra ao arrasto de cisalhamento. O arrasto induzido, por se tratar de um fenômeno potencial, pois independe da viscosidade fluídica, é calculado nas rotinas de cálculo aerodinâmico tridimensional apresentadas nas seções anteriores. Já o arrasto parasita, por depender primordialmente da parcela de separação da camada limite no escoamento ao redor de corpos menos esbeltos, como a geometria da fuselagem, na determinação do arrasto de pressão (“form drag”) e da área molhada (superfície total) da aeronave e número de Reynolds para a determinação do arrasto devido ao cisalhamento (“skin friction drag”), será estimado através de um método comumente adotado, chamado “Component Drag Build-up Method”, presente em RAYMER (12.5 – Parasite Drag). Nele, o coeficiente de arrasto parasita  $CD_0$  é calculado pela

composição da contribuição dos arrastos individuais de cada componente do avião como a asa, empenagens, trem de pouso, e fuselagem. No presente trabalho, foi considerada ainda, uma margem 20% superior ao calculado, de modo a incluir os demais componentes como antenas, links de atuadores, etc.

$$CD_0 = (CD_{0asa} + CD_{0HT} + CD_{0VT} + CD_{0trem\ de\ pouso} + CD_{0fus}) \cdot 1,2$$

Em que a contribuição de cada superfície aerodinâmica e componente é dada por

$$CD_{0\ superfície\ aerodinâmica} = C_{f\ superfície} \cdot FF_{superfície} \cdot Q_{superfície} \cdot \left(1 + 0,2 \cdot \frac{t}{c}\right) \cdot 2 \cdot \frac{S_{superfície}}{S_{asa}}$$

$$CD_{0\ fuselagem} = C_{f\ fuselagem} \cdot FF_{fuselagem} \cdot Q_{fuselagem} \cdot (1) \cdot 2 \cdot \frac{S_{fuselagem}}{S_{asa}}$$

$$CD_{0\ trem\ de\ pouso} = 0,25 \cdot N_{rodas} \cdot \frac{S_{frontal\ rodas}}{S_{asa}} + 0,30 \cdot N_{trens\ de\ pouso} \cdot \frac{S_{frontal\ trem}}{S_{asa}}$$

Sendo que os demais coeficientes presentes na formulação apresentadas se encontram na tabela 4.4.

Tabela 4.4 – Coeficientes para cálculo do arrasto parasita

| Coeficiente de Atrito/Fricção<br>(Arrasto de Cisalhamento)<br>Cf   | Fator de Forma<br>(Arrasto de Pressão)<br>FF   | Coeficiente de Arrasto<br>de Interferência<br>Q  |
|--|--|--|
| <p>Assume-se transição de escoamento laminar para turbulento nos primeiros 10% da corda de cada superfície, considerando a placa plana equivalente</p> $C_f = C_{f_{turb}}(Re) - C_{f_{turb}}(Re, 0,1) + C_{f_{lam}}(Re, 0,1)$ $Re = \frac{\rho \cdot V \cdot MAC}{\mu}$ $C_{f_{lam}} = \frac{1,328}{\sqrt{Re}} \quad [\text{HOERNER-II.3-eq. 23}]$ $C_{f_{lam}} = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,581}} [\text{HOERNER-II.4-eq. 24}]$ | $FF_{sup} = \left(1 + \frac{0,6}{x \frac{t}{c}} \cdot \frac{t}{c} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^4\right) \cdot 1,34 \cdot \left(\frac{V}{340}\right)^{0,18} \cdot \cos \Lambda^{0,28}$ $FF_{fus} = 60 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^3 + \frac{1}{\frac{t}{c} \cdot 400}$ | $Q_{asa} = 1,4 \cdot (1 + 0,06 \cdot \sin(\Gamma^\circ))$ $Q_{HT} = 1 + 0,06 \cdot \sin(0^\circ)$ $Q_{VT} = 1 + 0,06 \cdot \sin(90^\circ)$ $Q_{fus} = 1,2$ |

## 4.2 MECÂNICA DE VOO

A mecânica de vôo é a área cujo foco de estudo está no comportamento da aeronave nas diferentes fases de vôo, estando suas atividades relacionadas ao dimensionamento dos estabilizadores e respectivas superfícies móveis para garantir níveis aceitáveis de estabilidade estática e dinâmica, à seleção dos atuadores mecânicos, à verificação de níveis aceitáveis de força no manche do piloto, e à resposta da aeronave no tempo através da programação de simuladores de vôo.

### 4.2.1 Estabilidade Estática

O conceito de estabilidade estática vem da tendência de um sistema em recuperar sua condição de equilíbrio, dada uma perturbação. Uma aeronave pode ser estável, neutra, ou instável estaticamente. Em geral, o estudo de estabilidade é subdividido em dois grupos: longitudinal e látero-direcional, pois a hipótese de desacoplamento do movimento da aeronave nesses dois eixos é válida na maioria dos casos de estudo.

#### 4.2.1.a Estabilidade Estática Longitudinal

O movimento longitudinal restringe-se ao deslocamento da aeronave ao longo dos eixos de estabilidade X e Z, e rotação em torno do eixo Y (momento de arfagem). A condição para uma aeronave ser estaticamente estável longitudinalmente é ter derivada negativa do momento de arfagem do avião completo com ângulo de ataque, i.e.,  $CM_{\alpha} = \frac{dCM}{d\alpha} < 0$ , para que o momento resultante devido a qualquer variação de ângulo de ataque seja sempre restaurador à condição de equilíbrio. A figura 4.24 apresenta um avião estável, um neutro, e outro instável estaticamente. Observa-se que só o avião cuja derivada da curva de coeficiente de momento de arfagem com ângulo de ataque é negativa apresenta estabilidade estática longitudinal, pois partindo do ponto de equilíbrio P em que o momento de arfagem é nulo, uma perturbação qualquer, seja uma entrada exógena como uma rajada de vento ou o próprio comando do piloto, que leve a um aumento no ângulo de ataque acarretará um momento de arfagem negativo (nariz para baixo), causando a diminuição do ângulo de ataque de volta à condição de equilíbrio. Comportamento análogo ocorre para a diminuição de  $\alpha$  em torno de P.

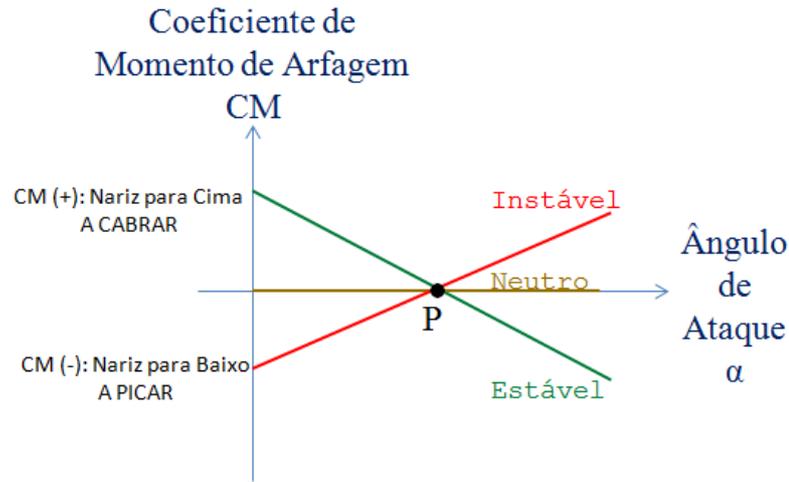


Figura 4.24 - Estabilidade estática longitudinal: instável, neutro, estável

Para se obter a derivada da curva do coeficiente de momento de arfagem CM do avião completo em função do ângulo de ataque  $\alpha$ , parte-se do equacionamento de momentos no eixo Y com pólo no centro de gravidade, levando em consideração a contribuição da asa, estabilizador horizontal, fuselagem, e unidade propulsiva, e em seguida adimensionaliza-se a equação dividindo-a pela pressão dinâmica, área, e corda média da asa ( $1/2 \rho V^2 \cdot S \cdot \bar{c}$ ), e por fim, deriva-a em  $\alpha$ . Em geral, as contribuições mais significativas são da asa e estabilizador horizontal, apresentados esquematicamente na figura 4.25.

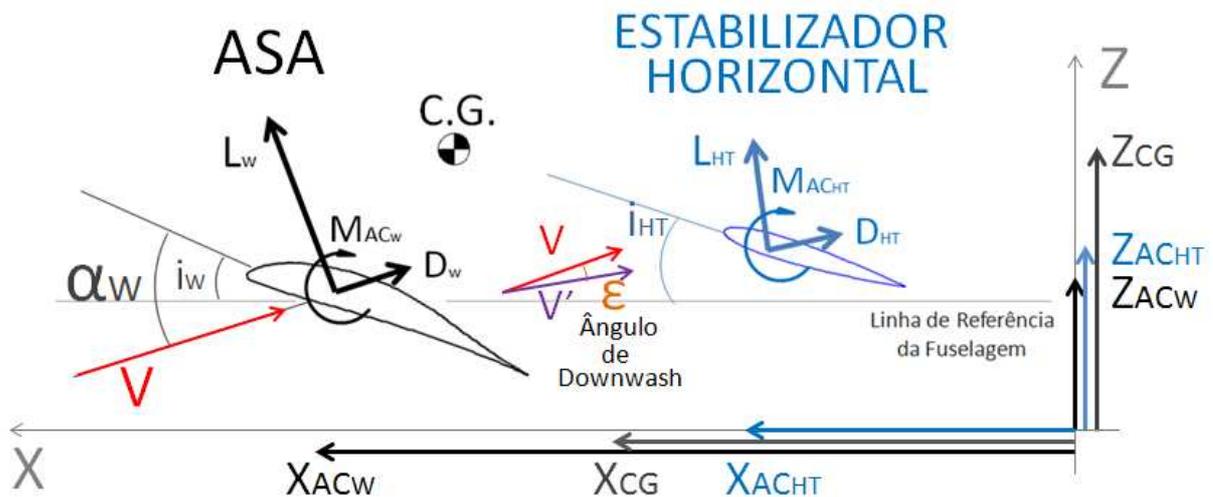


Figura 4.25 - Contribuição da asa e estabilizador horizontal para CM

$$\sum M(CG) =$$

$$M_{ACW} + L_w \cdot \cos(\alpha_w - i_w) \cdot (X_{ACW} - X_{CG}) - D_w \cdot \cos(\alpha_w - i_w) \cdot (Z_{CG} - Z_{ACW})$$

$$+ L_w \cdot \sin(\alpha_w - i_w) \cdot (Z_{CG} - Z_{ACW}) + D_w \cdot \sin(\alpha_w - i_w) \cdot (X_{ACW} - X_{CG})$$

$$+ M_{ACHT} - L_{HT} \cdot \cos(\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_{HT}) \cdot (X_{CG} - X_{ACHT}) - D_{HT} \cdot \cos(\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_{HT}) \cdot (Z_{CG} - Z_{ACHT})$$

$$+ L_{HT} \cdot \sin(\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_{HT}) \cdot (Z_{CG} - Z_{ACHT}) - D_{HT} \cdot \sin(\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_{HT}) \cdot (X_{CG} - X_{ACHT})$$

Observe que no equacionamento anterior, todas as distâncias ( $X_1-X_2$ ) ou ( $Z_1-Z_2$ ) foram escritas de modo a serem quantidades positivas. Tomando as aproximações de pequenos ângulos (até  $15^\circ$ ) tal que  $\sin(x) \approx x$  e  $\cos(x) \approx 1$ , introduz-se erros inferiores a 4% na aproximação da função cosseno e inferiores a 1% na aproximação da função seno. Além disso, como  $L \gg D$ , em geral da ordem de 10 e 40 vezes maior para alongamentos observados em HPAs, as equações de equilíbrio de momento em torno do C.G. simplificam-se a

$$M_{CG} = M_{AC_w} + L_w \cdot (X_{AC_w} - X_{CG}) + L_w \cdot (\alpha_w - i_w) \cdot (Z_{CG} - Z_{AC_w}) \\ + M_{AC_{HT}} - L_{HT} \cdot (X_{CG} - X_{AC_{HT}}) + L_{HT} \cdot (\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_{HT}) \cdot (Z_{CG} - Z_{AC_{HT}})$$

Assumindo ainda que as contribuições de componentes horizontais sejam desprezíveis

$$M_{CG} = M_{AC_w} + L_w \cdot (X_{AC_w} - X_{CG}) \\ + M_{AC_{HT}} - L_{HT} \cdot (X_{CG} - X_{AC_{HT}})$$

Adimensionalizando, agora, a equação ao dividir por  $(\frac{1}{2}\rho V^2 \cdot S \cdot \bar{c})$  se obtém

$$CM_{CG} = CM_{AC_w} + CL_w \cdot \left(\frac{X_{AC_w} - X_{CG}}{\bar{c}}\right) \\ + CM_{AC_{HT}} - CL_{HT} \cdot \left(\frac{X_{CG} - X_{AC_{HT}}}{\bar{c}}\right) \cdot \left(\frac{S_{HT}}{S_w}\right) \cdot \left(\frac{1/2\rho V_{HT}^2}{1/2\rho V_w^2}\right)$$

Em que a razão entre pressões dinâmicas experimentadas pelo estabilizador horizontal e a asa é chamada eficiência da cauda  $\eta = \left(\frac{1/2\rho V_{HT}^2}{1/2\rho V_w^2}\right)$ , variando em geral entre 0,8-1,2 dependendo se a cauda está na esteira da fuselagem ou da asa, ou se existe um motor cujo bocal de saída esteja soprando sobre a cauda. Já o produto da distância adimensional do estabilizador horizontal ao C.G. pela razão de área do estabilizador horizontal e asa é chamado coeficiente de volume de cauda horizontal  $C_{HT} = \left(\frac{X_{CG} - X_{AC_{HT}}}{\bar{c}}\right) \cdot \left(\frac{S_{HT}}{S_w}\right)$ , e seus valores típicos variam entre 0,40 – 0,70, segundo RAYMER (tabela 6.4).

Finalmente, substituindo  $CL_w = CL_{\alpha_w} \cdot (\alpha_w - i_w)$  e  $CL_{HT} = CL_{\alpha_{HT}} \cdot (\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_{HT})$ , e derivando em  $\alpha$ , lembrando que a definição centro aerodinâmico (AC) de uma superfície aerodinâmica é o ponto em que o momento de arfagem não se altera com ângulo de ataque, vem

$$CM_{CG\alpha} = \frac{dM_{CG}}{d\alpha} = \underbrace{CL_{\alpha_w} \cdot \left(\frac{X_{AC_w} - X_{CG}}{\bar{c}}\right)}_{Asa} - \underbrace{CL_{\alpha_{HT}} \cdot \left(\frac{X_{CG} - X_{AC_{HT}}}{\bar{c}}\right) \cdot \left(\frac{S_{HT}}{S_w}\right) \cdot \left(\frac{1/2\rho V_{HT}^2}{1/2\rho V_w^2}\right)}_{Estabilizador Horizontal} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

Em que o termo  $\left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$  é conhecido como o gradiente de downwash, ou seja, o quanto esteira do escoamento da asa diminui o ângulo efetivo enxergado pela cauda. Valores típicos para este parâmetro giram em torno de 0,20 – 0,30 em voo, e diminuem significativamente

quando sob efeito solo. Uma análise preliminar é feita neste ponto para se entender o efeito de um C.G. mais dianteiro ou mais traseiro sobre a estabilidade. Todos os termos da equação anterior são quantidades positivas, com exceção das distâncias dos centros aerodinâmicos da asa e estabilizador horizontal ao centro de gravidade. Como demonstrado anteriormente, para uma aeronave ser estaticamente estável longitudinalmente, deve-se satisfazer  $CM_{CG\alpha} < 0$ . Como o eixo X é orientado positivamente no sentido do nariz da aeronave, mantendo fixas as posições da asa e estabilizador horizontal, quanto mais dianteiro o centro de gravidade, mais negativas serão as contribuições da asa  $(\frac{X_{ACw}-X_{CG}}{\bar{c}})$  e do estabilizador horizontal  $-(\frac{X_{CG}-X_{ACHT}}{\bar{c}})$  para a  $CM_{CG\alpha}$  e, portanto, mais estável será o avião. Analogamente, quanto mais traseiro o centro de gravidade, menos estável será a aeronave.

Dispondo da equação de  $CM_{CG\alpha}$ , é possível encontrar o ponto neutro NP de manche fixo resolvendo a equação anterior para a posição  $X_{CG}$  impondo  $CM_{CG\alpha} = 0$ . O ponto neutro é o ponto de estabilidade neutra do avião, ou seja, o C.G. à frente do ponto neutro resultará um avião estável, C.G. sobre o ponto neutro resultará um avião neutro, e o C.G. posterior ao ponto neutro resultará um avião instável. A análise em questão é dita ser de manche fixo, pois se considera que o estabilizador horizontal não altera sua incidência ao realizar a derivada de CM com ângulo de ataque, como se o piloto estivesse mantendo o manche fixo naquela posição de profundor/estabilizador horizontal, mesmo variando  $\alpha$  do avião todo.

$$\frac{X_{NP}}{\bar{c}} = \frac{\frac{X_{ACw}}{\bar{c}} \cdot CL_{\alpha w} + \frac{X_{ACHT}}{\bar{c}} \cdot CL_{\alpha HT} \cdot \left(\frac{S_{HT}}{S_w}\right) \cdot \left(\frac{1/2\rho V_{HT}^2}{1/2\rho V_w^2}\right) \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)}{CL_{\alpha w} + CL_{\alpha HT} \cdot \left(\frac{S_{HT}}{S_w}\right) \cdot \left(\frac{1/2\rho V_{HT}^2}{1/2\rho V_w^2}\right) \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)}$$

A equação anterior do cálculo do ponto neutro pode ser simplificada adotando-se valores típicos de  $\eta = \left(\frac{1/2\rho V_{HT}^2}{1/2\rho V_w^2}\right) = 1$ , e  $\left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) = 0,30$  ou, de maneira alternativa, através da aproximação de alguns termos por funções exclusivamente dependentes da geometria, como

$CL_{\alpha w} = \frac{2\pi}{1 + \frac{2}{AR_w}}$  e  $CL_{\alpha HT} = \frac{2\pi}{1 + \frac{2}{AR_{HT}}}$  retirados de KUETHE&CHOW, e  $\left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) = \frac{2 \cdot CL_{\alpha w}}{\pi \cdot AR_w}$  de NELSON

$$\frac{X_{NP}}{\bar{c}} = \frac{\frac{X_{ACw}}{\bar{c}} \cdot \left(\frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{2}{AR_w}}\right) + \frac{X_{ACHT}}{\bar{c}} \cdot \left(\frac{S_{HT}}{S_w}\right) \cdot \left(\frac{4}{AR_w \left(1 + \frac{2}{AR_{HT}}\right)}\right)}{\left(\frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{2}{AR_w}}\right) + \left(\frac{S_{HT}}{S_w}\right) \cdot \left(\frac{4}{AR_w \left(1 + \frac{2}{AR_{HT}}\right)}\right)}$$

Finalmente, tendo definido o ponto neutro, pode-se introduzir o conceito de margem estática S.M. de manche fixo, definida pela distância em porcentagem da corda média aerodinâmica que o C.G. encontra-se à frente do ponto neutro NP. Análoga ao conceito de

$CM_\alpha$ , o avião é estável se a margem estática  $S.M. > 0$ , neutro se  $S.M. = 0$ , e instável se  $S.M. < 0$ . RAYMER descreve que para aviões de aviação geral, um típico valor para a margem estática varia entre 5% e 15%.

$$S.M. = \frac{X_{CG} - X_{NP}}{\bar{c}} = -\frac{CM_{CG\alpha}}{CL_\alpha}$$

Todo o equacionamento desde a figura 4.25 foi feito com fins demonstrativos para se entender o conceito de estabilidade estática longitudinal, determinação do ponto neutro, e margem estática de manche fixo. Na demonstração em questão, foram consideradas apenas as contribuições mais significativas, correspondentes às da asa e do estabilizador horizontal. Neste ponto, o cálculo das contribuições de CM é estendido ao avião completo, incluindo também, a contribuição da fuselagem e da unidade propulsiva (empuxo da hélice), segundo as fórmulas apresentadas em NELSON e PHILLIPS, e resumidas na tabela 4.5.

$$CM_{CG} = CM_{CG_0} + CM_{CG\alpha} \cdot \alpha \quad \rightarrow \quad CM_{CG_0} = CM_{w_0} + CM_{HT_0} + CM_{fus_0} + CM_{hélice_0}$$

$$CM_{CG\alpha} = CM_{w\alpha} + CM_{HT\alpha} + CM_{fus\alpha} + CM_{hélice\alpha}$$

Tabela 4.5 - Fórmulas Estabilidade Estática Longitudinal

| Contrib           | Fórmula – Estabilidade Longitudinal   | Significado                | Fonte    |
|-------------------|---|----------------------------|----------|
| Asa               | $CM_{0_w} = CM_{AC_w} + CL_{0_w} \cdot \left( \frac{X_{AC_w} - X_{CG}}{\bar{c}} \right)$  | CM em $\alpha=0^\circ$     | NELSON   |
|                   | $CM_{\alpha_w} = CL_{\alpha_w} \cdot \left( \frac{X_{AC_w} - X_{CG}}{\bar{c}} \right)$  | Derivada de CM em $\alpha$ |          |
| Estab. Horizontal | $CM_{0_{HT}} = -CL_{\alpha_{HT}} \cdot \left( \frac{X_{CG} - X_{AC_{HT}}}{\bar{c}} \right) \cdot \left( \frac{S_{HT}}{S_w} \right) \cdot \left( \frac{1/2\rho V_{HT}^2}{1/2\rho V_w^2} \right) \cdot (-i_w - \varepsilon_0 + i_{HT})$                                   | CM em $\alpha=0^\circ$     | NELSON   |
|                   | $CM_{\alpha_{HT}} = -CL_{\alpha_{HT}} \cdot \left( \frac{X_{CG} - X_{AC_{HT}}}{\bar{c}} \right) \cdot \left( \frac{S_{HT}}{S_w} \right) \cdot \left( \frac{1/2\rho V_{HT}^2}{1/2\rho V_w^2} \right) \cdot \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$              | Derivada de CM em $\alpha$ |          |
| Fuselagem         | $CM_{0_{fus}} = \frac{2 \cdot S_{fus} \cdot X_{fus_{max}}}{S_w \cdot \bar{c}} \cdot \left( 1 - 1,76 \cdot \sqrt[3]{\left( \frac{d_{fus}}{l_{fus}} \right)^2} \cdot \alpha_0 \right)$  | CM em $\alpha=0^\circ$     | PHILLIPS |
|                   | $CM_{\alpha_{fus}} = \frac{2 \cdot S_{fus} \cdot X_{fus_{max}}}{S_w \cdot \bar{c}} \cdot \left( 1 - 1,76 \cdot \sqrt[3]{\left( \frac{d_{fus}}{l_{fus}} \right)^2} \right)$  | Derivada de CM em $\alpha$ |          |
| Hélice            | $CM_{0_{hél}} = \left( \frac{Z_{hél}}{\bar{c}} \right) \cdot C_D + \left( 2 \cdot d_{hélice} \cdot \frac{X_{hél}}{S_w \cdot \bar{c}} \right) \cdot \frac{CN_{hél}}{J^2} \cdot \left( i_{hél} - kv \left( \frac{-4\pi^2}{kh} \right) \frac{CL_{\alpha_w}}{AR_w} \right)$ | CM em $\alpha=0^\circ$     | PHILLIPS |
|                   | $CM_{\alpha_{hél}} = \left( 2 \cdot d_{hélice} \cdot \frac{X_{hél}}{S_w \cdot \bar{c}} \right) \cdot \frac{CN_{hél}}{J^2} \cdot \left( 1 - kv \left( \frac{-4\pi^2}{kh} \right) \frac{CL_{\alpha_w}}{AR_w} \right)$   | Derivada de CM em $\alpha$ |          |

Em que

$C_{HT} = \left( \frac{X_{CG} - X_{AC_{HT}}}{\bar{c}} \right) \cdot \left( \frac{S_{HT}}{S_w} \right)$  é o coeficiente de volume de cauda horizontal (0,40-0,70)

$\eta = \left( \frac{1/2\rho V_{HT}^2}{1/2\rho V_w^2} \right)$  é a eficiência da cauda, cujos valores típicos estão entre (0,8 – 1,2)

$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$  é o gradiente de downwash, cujos valores típicos estão na faixa de (0,20 – 0,30)

### Otimização do arrasto de trimagem para o cruzeiro

Como em geral o cruzeiro é a mais longa das fases de voo, é de grande interesse minimizar o arrasto de trimagem, ou seja, aquele devido à deflexão das superfícies de controle para garantir o voo equilibrado/compensado, para esta condição de voo visando um menor consumo de energia e menor potência requerida para realizar o percurso. Para tanto, deve-se garantir que, no ângulo de ataque da condição de cruzeiro  $\alpha_{\text{cruzeiro}}$ , a asa e fuselagem tenham momento de arfagem nulo para que o estabilizador horizontal e o profundor não necessitem gerar sustentação para a trimagem, pois desta forma estabilizador horizontal e profundor estarão contribuindo apenas com seu arrasto parasita (intrínseco), não gerando arrasto induzido pela sustentação. Esta condição é obtida posicionando o centro de gravidade de modo que a curva de CM da asa-fuselagem cruze o eixo x (em que o CM = 0) no ângulo de ataque igual a  $\alpha_{\text{cruzeiro}}$ , e posteriormente, ajuste-se a incidência do estabilizador horizontal de modo que o mesmo gere sustentação nula em  $\alpha_{\text{cruzeiro}}$ , levando em consideração o ângulo de “downwash” nele induzido pela asa.

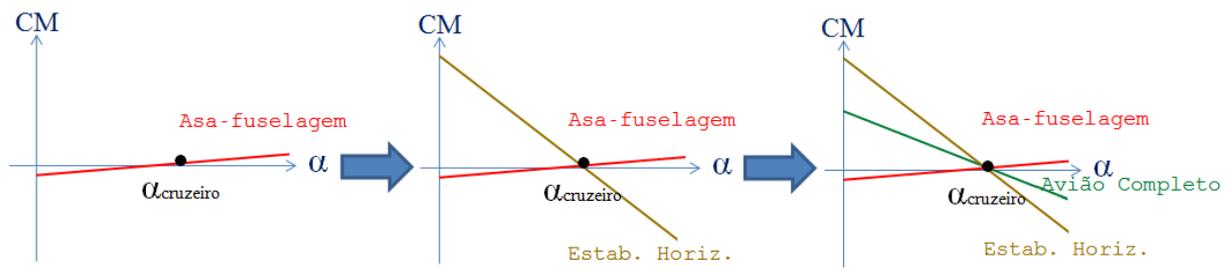


Figura 4.26 - Procedimento para obter o menor arrasto de trimagem em cruzeiro

O raciocínio por trás deste procedimento está no fato de que a asa, por ter um alongamento muito maior que do estabilizador horizontal, é mais aerodinamicamente eficiente que o estabilizador horizontal e, portanto, para gerar a mesma sustentação possui um custo muito menor de arrasto induzido que o estabilizador horizontal. Por exemplo, se a asa gera um  $CL = 1.0$  tendo  $L/D = 20$ , e o estabilizador gera um  $CL = 0.1$  tendo  $L/D = 5$ , a asa gerará um coeficiente de arrasto  $CD = 0.05$ , enquanto o estabilizador horizontal gerará  $CD = 0.02$ , ou seja, o estabilizador horizontal gerará um coeficiente de arrasto de cerca de 40% do gerado pela asa, mesmo com um  $CL$  10 vezes menor. Como em aviões convencionais a fuselagem é longa o suficiente para permitir uma margem grande de posicionamento do CG, é possível posicioná-lo de modo que a garantir esta condição de mínimo arrasto de trimagem no cruzeiro. Já nos HPAs, como a fuselagem é curta, nem sempre é possível realizar o mesmo procedimento. Neste caso, busca-se uma configuração em que no  $\alpha_{\text{cruzeiro}}$ , o estabilizador horizontal gere a mínima sustentação possível.

#### 4.2.1.b Estabilidade Estática Látero-Direcional

O movimento látero-direcional restringe-se ao deslocamento no eixo Y e rotações nos eixos X (rolamento) e Z (guinada).

Para se ter uma aeronave estaticamente estável direcionalmente, deve-se satisfazer a condição da derivada do momento de guinada  $CN$  com o ângulo de derrapagem  $\beta$  seja positiva para que o momento de guinada resultante ao surgimento de qualquer ângulo de derrapagem  $\beta \neq 0$  seja restaurador, ou seja,  $CN_{\beta} > 0$ , como observado na figura 4.27.

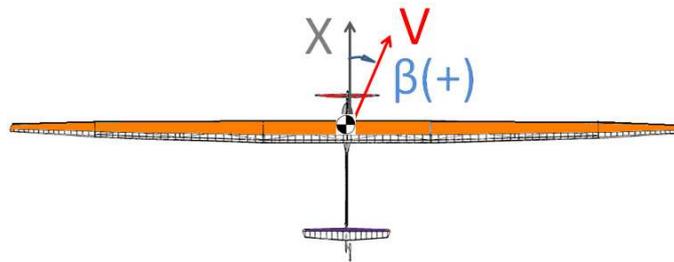


Figura 4.27 - Estabilidade estática direcional

Em geral, a fuselagem possui contribuição desestabilizante pois possui bastante área à frente do C.G., enquanto o estabilizador vertical é o principal responsável por prover estabilidade estática direcional, por ter área bem para trás do C.G. Isso se deve, pois as forças aerodinâmicas laterais que surgem no estabilizador vertical sempre que este não estiver alinhado com o escoamento geram um momento de guinada que tende a realinhar o avião com o vento, da mesma maneira que as penas na extremidade posterior de uma flecha garantem a sua trajetória retilínea, sem desvio de direção. Como proposto por NESLON,  $CN$  é dividido na contribuição da asa, estabilizador vertical, e fuselagem.

$$CN_{CG\beta} = CN_{w\beta} + CN_{VT\beta} + CN_{fus\beta}$$

Para se ter uma aeronave estaticamente estável lateralmente, deve-se satisfazer a condição de derivada do momento de rolamento  $CR$  com o ângulo de derrapagem  $\beta$  seja negativa para que o momento de rolamento resultante ao surgimento de qualquer ângulo de derrapagem  $\beta \neq 0$  seja restaurador, ou seja,  $CR_{\beta} < 0$ , como observado na figura 4.28.

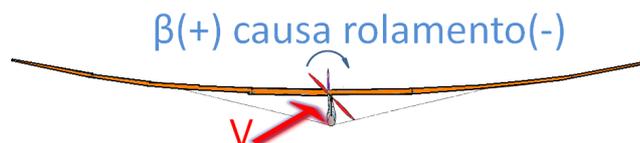


Figura 4.28 - Estabilidade estática lateral

Em geral, o diedro positivo na asa é o maior contribuinte estabilizante para estabilidade estática lateral. Como proposto por NELSON,  $CR$  é dividido na contribuição da asa, estabilizador vertical e fuselagem

$$CR_{CG\beta} = CR_{w\beta} + CR_{VT\beta} + CR_{fus\beta}$$

Outro parâmetro que aumenta a estabilidade estática lateral é a posição da asa em relação à fuselagem. Asas baixas forçam o escoamento lateral contornar a fuselagem e modo a conferir um efeito de diedro negativo (menos estável), asas médias são neutras, e asas altas conferem efeito de diedro positivo (mais estável lateralmente), como mostrado em NELSON.

O resumo das formulas utilizadas para o cálculo do  $CN_{\beta}$  e  $CR_{\beta}$  está na tabela 4.6.

Tabela 4.6 - Fórmulas Estabilidade Estática Látero-Direcional

| Contribuição    | Fórmula – Estabilidade Direcional   | Significado               | Fonte    |
|-----------------|---|---------------------------|----------|
| Asa             | $CN_{w\beta} = \frac{CL^2}{4 \cdot \pi \cdot AR_w}$   | Derivada de CN em $\beta$ | PHILLIPS |
| Estab. Vertical | $CN_{VT\beta} = -CL_{\alpha VT} \cdot \left( \frac{x_{CG} - x_{ACVT}}{b_w} \right) \cdot \left( \frac{S_{VT}}{S_w} \right) \cdot \left( \frac{1/2\rho V_{VT}^2}{1/2\rho V_w^2} \right) \cdot \left( 1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right)$ | Derivada de CN em $\beta$ | NELSON   |
| Fuselagem       | $CM_{\alpha fus} = \frac{2 \cdot S_{fus} \cdot X_{fus max}}{S_w \cdot b_w} \cdot \left( 1 - 1,76 \cdot \sqrt[3]{\left( \frac{d_{fus}}{l_{fus}} \right)^2} \right)$  | Derivada de CN em $\beta$ | PHILLIPS |
| Contribuição    | Fórmula – Estabilidade Lateral  | Significado               | Fonte    |
| Asa             | $CR_{w\beta} = \frac{CL_{\alpha w}}{6} \cdot \frac{(1 + 2 \cdot \lambda_w)}{1 + \lambda_w} \cdot \Gamma_{rad w}$  | Derivada de CR em $\beta$ | PHILLIPS |
| Estab. Vertical | $CR_{VT\beta} = -CL_{\alpha VT} \cdot \left( \frac{z_{CG} - z_{ACVT}}{b_w} \right) \cdot \left( \frac{S_{VT}}{S_w} \right) \cdot \left( \frac{1/2\rho V_{VT}^2}{1/2\rho V_w^2} \right) \cdot \left( 1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right)$ | Derivada de CR em $\beta$ | NELSON   |
| Fuselagem       | $CR_{fus\beta} = 2,4 \cdot \sqrt{AR_w \left( \frac{Z_{ACw}}{b_w} \right) \cdot \left( \frac{d_{fus}}{b_w} \right)}$   | Derivada de CR em $\beta$ | PHILLIPS |

Em que

$C_{VT} = \left( \frac{x_{CG} - x_{ACVT}}{b_w} \right) \cdot \left( \frac{S_{VT}}{S_w} \right)$  é o coeficiente de volume de cauda vertical (0,02 – 0,08)  
 $\eta = \left( \frac{1/2\rho V_{VT}^2}{1/2\rho V_w^2} \right)$  é a eficiência da cauda  
 $\left( 1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) = 0,724 + 306 \cdot \frac{S_{VT}/S_w}{1 + \cos \frac{\Lambda_c}{4} w} + 0,4 \cdot \frac{Z_{ACw}}{d_{fus}} + 0,009 \cdot AR_w$  é o gradiente de sidewash  
 $\Lambda_{\frac{c}{4}w}$  é o ângulo de enflechamento da asa no quarto de corda  
 $\lambda_w$  é o afilamento da asa  
 $\Gamma_{rad w}$  é o ângulo de diedro da asa em radianos

Uma última observação se faz sobre os coeficientes de volume de cauda horizontal  $C_{HT}$  e vertical  $C_{VT}$ , em que há uma diferença na ordem de grandeza dos valores ( $C_{HT}$  típico entre 0,40 – 0,70, e  $C_{VT}$  típico entre 0,02 – 0,08), pois as distâncias dos coeficientes longitudinais são adimensionalizados pela corda média da asa  $\bar{c}$ , enquanto as distâncias dos coeficientes látero-direcionais são adimensionalizados pela envergadura da asa  $b_w$ .

### 4.3 PESO

A rotina de peso tem por objetivo estimar o peso vazio da aeronave, necessário para o posterior cálculo dos parâmetros de desempenho do avião. Considera-se que a massa da aeronave é composta pela soma das massas de seus componentes, a listar: asa, estabilizador horizontal, estabilizador vertical, hélice, fuselagem/estrutura, tubo de cauda (tailboom), e demais componentes (links/cabos/aviônica/etc), utilizando como base dados históricos das massas de outros HPAs.

$$M_{vazia} = M_{asa} + M_{est.hor.} + M_{est.vert.} + M_{hélice} + M_{fuselagem} + M_{tailboom} + M_{micelânea} \\ \text{estrutura}$$

Dentre os componentes mencionados, alguns são considerados tendo massas fixas independentes das dimensões da asa como a fuselagem/estrutura e links/cabos/aviônica, enquanto a massa da asa, estabilizadores, hélice, e tubo de cauda variam de acordo com as dimensões do avião.

Para as superfícies da asa, estabilizadores horizontal e vertical, e hélice, a massa foi calculada considerando que o revestimento das mesmas é composto do mesmo polímero utilizado no Daedalus 88 (mylar de 12  $\mu\text{m}$  de espessura), com uma estrutura interna (longarinas) composta por tubos cônicos vazados de fibra de carbono, e as nervuras feitas de espuma de PVC expandido, considerando o espaçamento entre nervuras o do Daedalus 88. Enquanto a massa do revestimento é apenas função da área de cada superfície e a massa das nervuras é função apenas do número de nervuras, que por sua vez depende apenas da envergadura de cada superfície, a massa da longarina depende da envergadura, área, enflechamento e diedro de cada superfície, variando linearmente em cada um desses parâmetros nos diagramas de momento fletor e torção de esforços solicitantes da estrutura da longarina. Os momentos de inércia à flexão e à torção variam com a espessura da seção transversal dos tubos cônicos elevada à quarta potência, todavia, uma asa de maior área combinada a um também maior enflechamento possui maior espessura interna, podendo se aumentar o momento de inércia de área sem necessariamente aumentar também a espessura da seção. Portanto, ao invés de se utilizar uma relação à quarta potência entre envergadura/área/enflechamento/diedro com a massa da longarina, uma correlação baseada em dados históricos foi preferida na estimação da massa das longarinas das superfícies.

Já para o tubo de cauda, foi considerado um tubo também cônico vazado de fibra de carbono de extensão da posição da hélice até a junção no bordo de ataque do estabilizador vertical.

As fórmulas utilizadas para o cálculo do peso vazio total da aeronave estão resumidas na tabela 4.7.

Tabela 4.7 - Formulação para cálculo das massas

| Componente      |                                      |                                      |   | Subcomponente                                 | MASSA                                |
|-----------------|--------------------------------------|--------------------------------------|---|---|--------------------------------------|
| ASA             | Nervuras                             | Nº de nervuras                       | $3 / [m] \text{ envergadura}$                 | $M_{nerv} = (N \cdot A \cdot e) \rho$         | $M_{ASA}$                            |
|                 |                                      | Área lateral [m <sup>2</sup> ]       | $MAC \cdot (t/c \cdot MAC)$                   |   |                                      |
|                 |                                      | Espessura [m]                        | 0,01 m  |   |                                      |
| ESTAB. HORIZ.   | Revestimento                         | Área molhada [m <sup>2</sup> ]       | $2 \cdot S$                                   | $M_{rev} = (A) \rho$                          | = $M_{nerv} + M_{revest} + M_{long}$ |
| ESTAB. VERT.    | Longarina                            | Área Seção Transv. [m <sup>2</sup> ] | $\pi \cdot (R^2 - r^2)$                       | $M_{long} = (A \cdot b \cdot F \cdot F) \rho$ |                                      |
|                 |                                      | Comprimento [m]                      | $b$   |   |                                      |
|                 |                                      | Fator de enflechamento               | $1 + 0,75 \cdot (\Lambda_{deg}/15)$           |   |                                      |
|                 |                                      | Fator de diedro                      | $1 + 0,25 \cdot (\Gamma_{deg}/5)$             |   |                                      |
| HÉLICE          | Nervuras                             | Nº de nervuras                       | $4 / [m] \text{ envergadura}$                 | $M_{nerv} = (N \cdot A \cdot e) \rho$         | $M_{hélice}$                         |
|                 |                                      | Área lateral [m <sup>2</sup> ]       | $MAC \cdot (t/c \cdot MAC)$                   |   |                                      |
|                 |                                      | Espessura [m]                        | 0,01 m  |   |                                      |
|                 | Revestimento                         | Área molhada [m <sup>2</sup> ]       | $2 \cdot S$                                   | $M_{rev} = (A) \rho$                          | = $M_{nerv} + M_{revest} + M_{long}$ |
| Longarina       | Área Seção Transv. [m <sup>2</sup> ] | $\pi \cdot (R^2 - r^2)$              | $M_{long} = (A \cdot b \cdot F \cdot F) \rho$ |   |                                      |
|                 | Comprimento [m]                      | $b$                                  |   |   |                                      |
|                 | Fator de enflechamento               | 1                                    |   |   |                                      |
|                 |                                      | Fator de diedro                      | 1   |   |                                      |
| FUSELAGEM       | Revestimento                         | Área molhada [m <sup>2</sup> ]       | $2 \cdot S$                                   | $M_{rev} = (A) \rho$                          | $M_{fus} = M_{revest} + M_{long}$    |
|                 | Estrutura                            | -                                    | -   | $M_{estr} = 13 \text{ kg}$                    |                                      |
| TUBO DE CAUDA   |                                      | Área Seção Transv. [m <sup>2</sup> ] | $\pi \cdot (R^2 - r^2)$                       | $M_{tubo} = (A \cdot \Delta X) \rho$          | $M_{tubo}$                           |
|                 |                                      | Comprimento [m]                      | $X_{hélice} - X_{stab. vert.}$                |   |                                      |
| LINKS/CABOS/ETC |                                      | -                                    | -   | $M_{micelanea} = 5 \text{ kg}$                | $M_{micelanea}$                      |

- Propriedades de massa específica dos materiais utilizadas

$$\rho_{PVC} = 30 \text{ [kg/m}^3\text{]}$$

$$\rho_{mylar} = 0,015 \text{ [kg/m}^2\text{]} \rightarrow \text{Espessura: } 12\mu\text{m}$$

$$\rho_{carbono} = 1750 \text{ [kg/m}^3\text{]} \rightarrow \text{Varia de } 800 \text{ a } 2500 \text{ kg/m}^3$$

#### 4.4 DESEMPENHO

Os cálculos de desempenho visam quantificar quão bem a aeronave cumpre sua missão em termos de parâmetros como alcance, autonomia, teto, velocidades (de estol, decolagem, cruzeiro, mergulho, etc), raios de curva, comprimento de pista requeridos, empuxo e potência requeridos e disponíveis, consumo de combustível, entre outros.

Em geral esses cálculos são segmentados por trecho da missão, figura 4.29. Para o presente projeto, os trechos de maior importância são a decolagem, subida e cruzeiro, que terão seus cálculos detalhados a seguir, nos parâmetros de maior interesse para o projeto do HPA em questão.

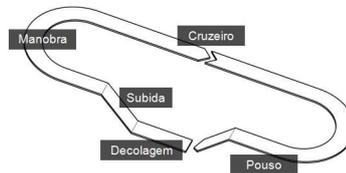


Figura 4.29 - Trechos da missão

##### 4.4.1 Decolagem

Três parâmetros principais são calculados: a velocidade de estol, a velocidade de decolagem, e o comprimento de pista para decolagem.

A velocidade de estol  $V_{estol}$  é a mínima velocidade em que a sustentação equilibra o peso  $W$ , pois na  $V_{estol}$ ,  $CL = CL_{máx}$ .

$$W = L$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V_{estol}^2 \cdot S \cdot CL_{max} \quad \rightarrow \quad V_{estol} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot CL_{max}}}$$

A velocidade de decolagem é, em geral, determinada por normas regulamentadores dos órgãos certificadores dos países em que se pretende operar o avião, como a ANAC-Agência Nacional de Aviação Civil no Brasil, a FAA-Federal Aviation Administration nos Estados Unidos da América, ou a EASA-European Aviation Safety Agency na Europa. No caso do projeto em questão, os HPAs são classificados como aviação experimental, em que não há uma regulamentação formalizada. Tomando como base a FAR-Federal Aviation Regulation Part 23 (Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Airplanes)-seção 51 e Part 25 (Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes)-seção 107 da FAA, a velocidade de decolagem para um avião monomotor fica definida por

$$V_{decolagem} = 1,2 \cdot V_{estol}$$

A rolagem ou corrida em pista (“ground roll”) corresponde ao segmento da decolagem desde o início da aceleração em pista até a perda de contato do trem de pouso com o solo (“lift-off”), enquanto a decolagem engloba ainda a subida até 50 pés após o “lift-off”. A equação diferencial da corrida em pista, para o esquema da figura 4.30, é dada por

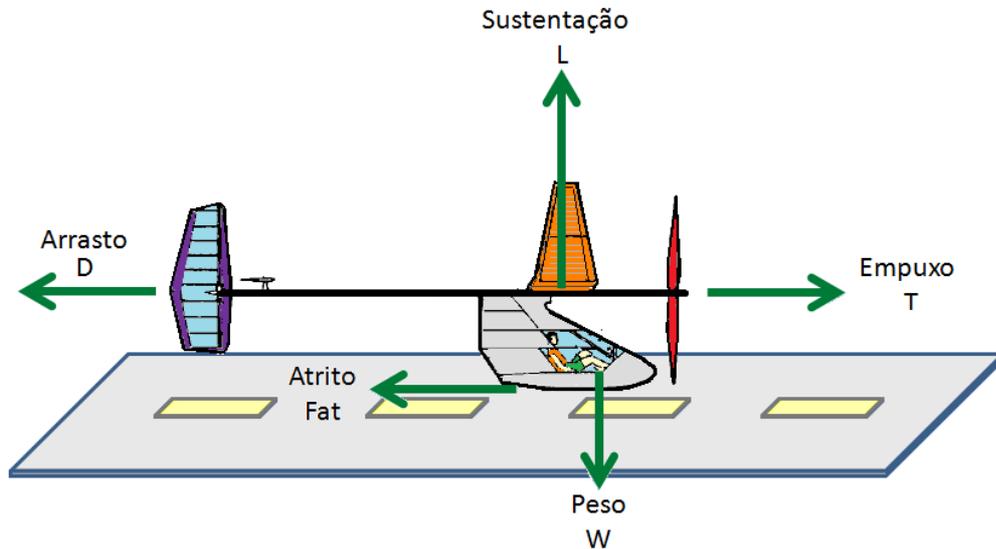


Figura 4.30 – Diagrama de forças na decolagem

$$\left\{ \begin{array}{l} M \frac{dV(i)}{dt} = T - F_{at} - D \\ L = W \end{array} \right. \rightarrow \frac{dV(i)}{dt} = \frac{1}{M} \left[ (T(i) - \mu \cdot M \cdot g) + (\mu \cdot CL_{solo} - CD_{solo}) \cdot \left( \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V(i)^2 \cdot S \right) \right]$$

A única informação faltante para a determinação completa da equação anterior é a curva de tração do conjunto propulsivo, ou seja, a força de empuxo em função da velocidade para a hélice escolhida. Como não se dispunha desses dados, foi considerada uma potência disponível pelo piloto de 0,25 HP (187 W) considerando uma eficiência da hélice de  $\eta=0,80$ , para se obter o empuxo pela seguinte equação

$$T = \frac{P}{V \cdot \eta} \rightarrow T(V) = 60 - 0,96 \cdot V - 0,02 \cdot V^2 \text{ [N]}$$

De posse da equação diferencial da corrida em pista, basta realizar duas integrações no tempo para se obter, respectivamente, a velocidade e posição da aeronave em cada instante. Desta forma, a distância de decolagem em pista será a diferença entre a posição inicial (velocidade nula) e a posição em que a velocidade  $V = V_{decolagem} = 1,2 \cdot V_{estol}$ .

$$V = \int \frac{dV}{dt} dt$$

$$S = \iint_{V=0}^{V=V_{decolagem}} \frac{dV}{dt} dt^2$$

#### 4.4.2 Subida

Os parâmetros de desempenho da fase de subida são o ângulo de trajetória ou de subida  $\gamma$ , a taxa ou razão de subida (“rate of climb”) RC, a velocidade de subida  $V_V$ , e a razão requerida de tração por peso  $T/W_{req}$  para um determinado ângulo de subida estabelecido. Considera-se a hipótese de subida equilibrada, i.e., não-acelerada. A figura 4.31 explicita a relação entre o ângulo de ataque  $\alpha$  (formado com o vetor velocidade), o ângulo de trajetória (formado entre o vetor velocidade e a horizontal), e o ângulo de atitude (formado entre o nariz do avião e a horizontal).

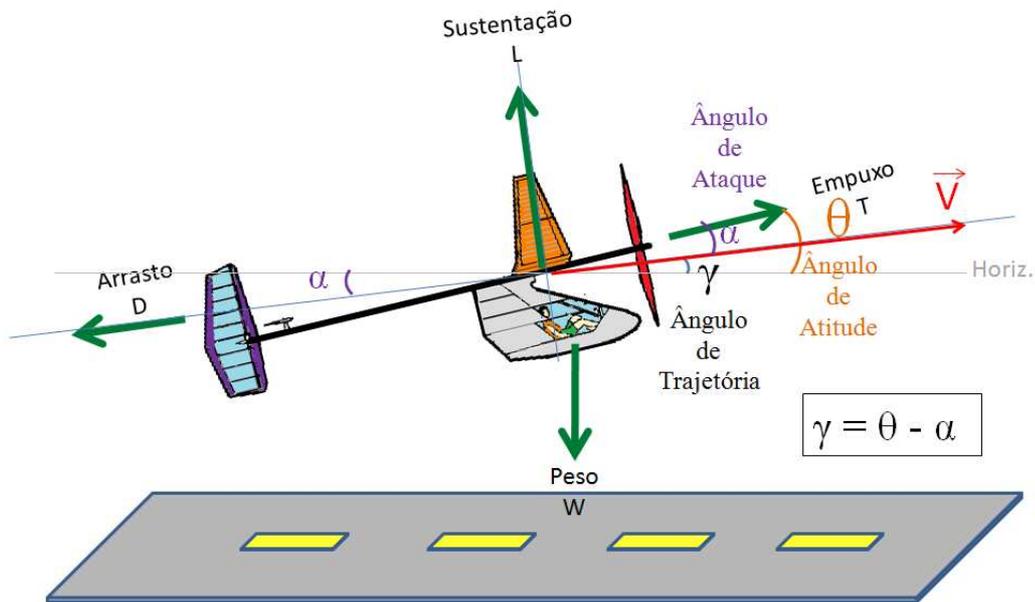


Figura 4.31 - Diagrama de forças na subida

Considerando a aproximação de alinhamento do empuxo da hélice com o vetor velocidade, e subida equilibrada no eixo vertical, pode-se escrever

$$\gamma = \sin^{-1} \left( \frac{T - D}{W} \right)$$

$$RC = \tan \gamma$$

$$V_V = V \cdot \sin \gamma$$

Observa-se, então, que o excesso de tração é o que controla a subida ou descida da aeronave em regime permanente. De forma análoga, é possível estabelecer um  $\gamma$ , e verificar qual a razão de empuxo por peso requerida para subir naquele  $\gamma$  estipulado

$$\frac{T}{W_{req}} = \sin \gamma + \frac{1}{CL/CD}$$

### 4.4.3 Cruzeiro

Na fase de cruzeiro, considera-se a hipótese de voo nivelado (equilibrado) e não-acelerado, figura 4.32. O parâmetro de maior interesse é a potência requerida para manter o voo equilibrado, obtida pelas relações de equilíbrio

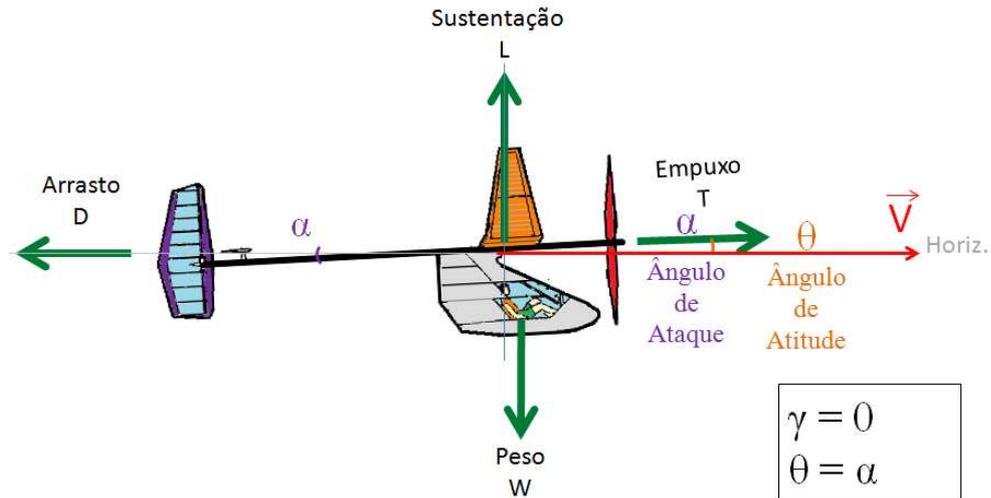


Figura 4.32 - Diagrama de forças no cruzeiro

$$P = T \cdot V$$

$$\text{Eixo X: } T = D \rightarrow \text{isola T: } T = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S \cdot C_D$$

$$\text{Eixo Y: } W = L \rightarrow \text{isola V: } V = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_L}}$$

Substituindo T e V na equação da potência P vem a potência requerida para se manter o voo equilibrado e não-acelerado, e simplificando vem

$$P_{req} = \frac{W}{C_L/C_D} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_L}}$$

Sendo os pares Velocidade- $C_L$  associados a cada potência requerida dados por

$$V(C_L) = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_L}}$$

Ou seja, tendo a curva polar de arrasto da aeronave  $C_L \times C_D$ , é possível se determinar a curva de Potência Requerida x Velocidade. A tabela 4.8 resume a sensibilidade dos parâmetros da  $P_{requerida}$ .

Tabela 4.8 - Sensibilidade da potência requerida

| Varição da $P_{requerida}$ | Parâmetro e Sensibilidade                    |
|----------------------------|--|
| Cresce ↑                   | Peso: $W^{1,5}$                              |
| Decresce ↓                 | Eficiência Aerodinâmica: $\frac{C_L^1}{C_D}$ |
| Decresce ↓                 | Sustentação: $C_L^{0,5}$                     |
| Decresce ↓                 | Área: $S^{0,5}$                              |
| Decresce ↓                 | Densidade do ar: $\rho^{0,5}$                |

## 4.5 MODELO DE SÍNTESE

O modelo de síntese paramétrica é um algoritmo de concepção de aeronaves viáveis de acordo com as restrições pré-estabelecidas ao projeto, através de sucessivas rotinas de cálculos a partir da sua geometria. Primeiro, gera-se uma aeronave aleatória representada por um vetor de parâmetros geométricos, a entrada do modelo de síntese. A aeronave passa então por uma rotina de cálculo dos seus parâmetros aerodinâmicos, e de estabilidade e controle. Se a aeronave é estável, ela tem sua massa estimada pela rotina de peso, e então, seus cálculos finais de desempenho são realizados. Se a aeronave gerada passa por todos as rotinas, ela é então chamada de solução e armazenada para formar uma população crítica inicial, que será posteriormente otimizada. Caso a aeronave viole a condição de algum filtro, ela é descartada e outra aeronave é gerada, de forma iterativa. Na figura 4.33 é apresentado o fluxograma do modelo.

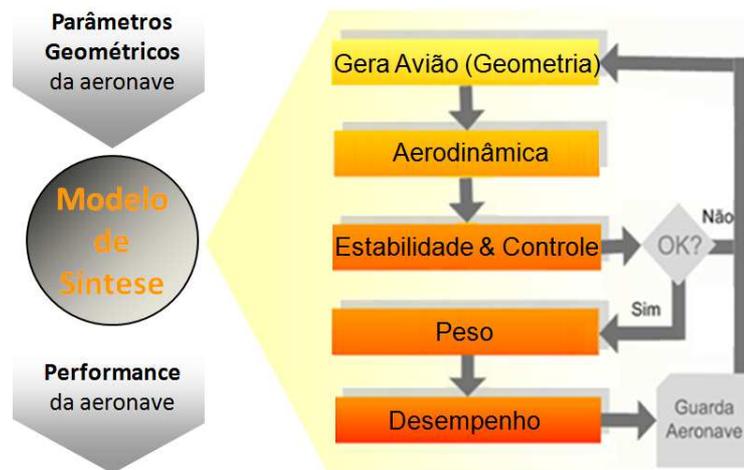


Figura 4.33 - Fluxograma do modelo de síntese paramétrica

### 4.5.1 Gera Avião (Geometria)

A rotina de geração da aeronave é feita de forma a sortear valores para cada um dos parâmetros que descrevem a geometria da aeronave, dentro de intervalos permitidos. Uma interface gráfica no Matlab permite ao usuário impor quais os limites de intervalo (valor máximo e mínimo) para cada parâmetro, antes de iniciar a geração aleatória de aeronaves. Os parâmetros e seus intervalos de variação permitidos estão dispostos na figura 4.34. Há um total de 80 parâmetros geométricos que descrevem a aeronave, mas muitos são parâmetros fixos como os da fuselagem e da hélice, e outros ainda estão atrelados a outros já definidos, como por exemplo, a posição do estabilizador vertical, que deve estar no fim do horizontal.

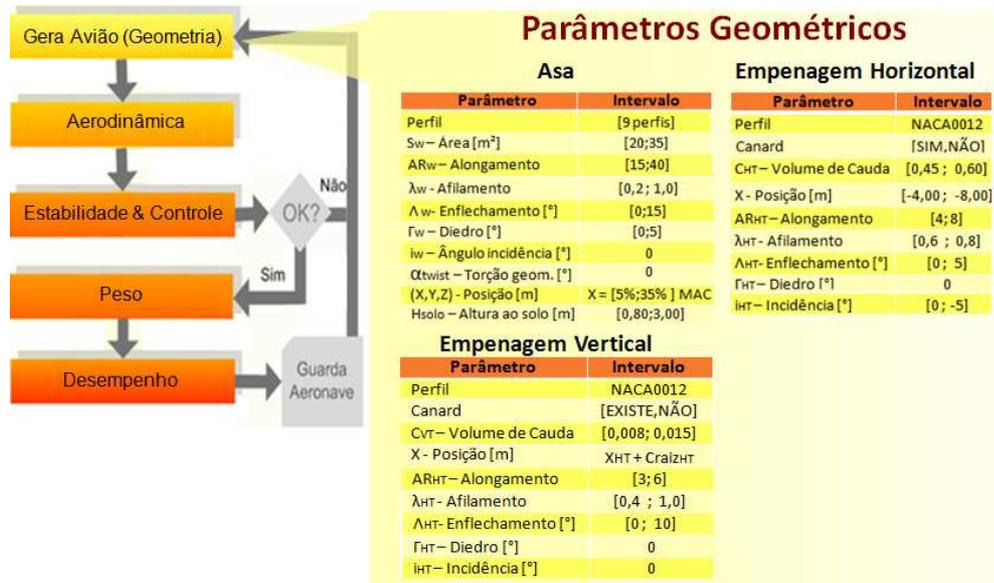


Figura 4.34 - Parâmetros de entrada e respectivos intervalos

#### 4.5.2 Aerodinâmica

Na rotina de aerodinâmica, o programa de vórtices discretos 3-D (VLM) calcula os coeficientes de arrasto  $C_D$ , sustentação  $C_L$ , momento de arfagem  $C_M$ , e eficiência aerodinâmica  $C_L/C_D$  varrendo uma faixa de ângulos de ataque de  $0^\circ$  até o ângulo de estol (obtido via método da seção crítica), tanto para voo quanto sob efeito solo na corrida em pista, pelo método das imagens. A partir daí são obtidas as derivadas  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{M\alpha}$  para o avião completo (com e sem efeito solo), e também são calculadas as derivadas látero-direcionais  $C_{N\beta}$  e  $C_{R\beta}$  em  $\alpha = 0^\circ$ .

#### 4.5.3 Estabilidade & Controle

Na rotina de estabilidade, as derivadas de estabilidade  $C_{M\alpha}$ ,  $C_{N\beta}$ ,  $C_{R\beta}$  são recalculadas dessa vez utilizando as formulações semi-empíricas apresentadas na seção 4.2, como redundância para garantir um cálculo conservador. A condição estabelecida para o filtro

$$C_{M\alpha} < 0$$

$$C_{N\beta} > 0$$

$$C_{R\beta} > 0$$

#### 4.5.4 Peso

A rotina de peso atua como função penalizante a asas muito longas, ou de áreas muito elevadas, ou muito enflechadas, ou com diedros excessivos, evitando a que o programa convirja para aviões excessivamente grandes simplesmente por apresentarem boas características puramente aerodinâmicas.

#### 4.5.5 Desempenho

Tendo todos os parâmetros aerodinâmicos calculados com razoável precisão e a massa vazia estimada, é possível calcular todos os parâmetros que descrevem o desempenho da aeronave. Como descrito na seção 4.4, os parâmetros aqui calculados são só os de maior interesse para o projeto do HPA, sendo os mais importantes da decolagem a velocidade de estol, e os mais importantes do cruzeiro sendo a potência requerida e o respectivo par (CL, Velocidade) associado à potência obtida.

#### 4.6 ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO

Como os algoritmos utilizados a seguir são baseados em teorias evolucionárias, convém descrever brevemente os termos e significados da linguagem empregada. Tomando o ser humano como exemplo, em uma única molécula de DNA, há 23 pares (46) de longas seqüências do DNA chamados cromossomos. Em cada cromossomo, há inúmeros genes (cerca de 20 mil) formados por seqüências específicas de ácidos nucléicos, responsáveis por determinar uma série de características físicas de uma pessoa.

Uma analogia não totalmente correspondente pode ser feita entre as características de um avião e o DNA de um ser vivo, ao imaginar que o avião sob foco deste projeto pode ter seu DNA dividido em 5 cromossomos: geometria, aerodinâmica, estabilidade, peso, e desempenho, tendo cada um desses cromossomos diversos genes que determinam as características do avião completo, por exemplo, os genes da envergadura e área no cromossomo da geometria, ou os genes do  $CL_{max}$  e  $CD_0$  no cromossomo da aerodinâmica, como exemplificado pela figura 4.35.

Em ambos os algoritmos descritos adiante, as características transmitidas à geração seguinte (seja por meio de reprodução sexuada ou mutação) são apenas em relação ao cromossomo geometria, de modo que todos os demais cromossomos (aerodinâmica, estabilidade, peso, desempenho) são consequência direta dela, não sendo transmitidos diretamente da geração parental à filial. Em outras palavras, só as características geométricas são transmitidas, e as demais são calculadas a partir da geometria.

Além disso, a seleção de quais os indivíduos que transmitirão suas características aos descendentes deve ser feita por meio de classificações entre os elementos de uma população, segundo uma ou mais funções objetivo escolhidas para guiar a direção da otimização.



Figura 4.35 - DNA do avião

#### 4.6.1 Algoritmo Genético

Segundo GOLDBERG, existem 3 mecanismos inerentes à evolução: reprodução sexuada dos mais adaptados via divisões meióticas, recombinação (*crossing-over*) de genes, e mutação. O conceito da seleção natural entra no fato de apenas uma porcentagem das melhores aeronaves pais (por ex: os 30% melhores) transmitirem suas características às aeronaves filhas (da próxima geração da população). Considera-se que na reprodução sexuada, metade das características é proveniente da mãe e os demais 50%, do pai. Além da hereditariedade, é incluída a taxa de recombinação de genes, que ocorre na natureza durante o emparelhamento das cromátides irmãs, em que pedaços de genes (das características geométricas apenas) são trocados entre si. Por fim, introduz-se uma taxa de mutação para garantir a variabilidade da próxima população gerada, garantindo que a solução convirja para um máximo global e não local. Esse processo de evolução da população é feito iterativamente, até que se observe a estabilização dos parâmetros da função de mérito no tempo (número de gerações), o que indica a convergência para a fronteira de Pareto.

#### 4.6.2 Killer Queen

O Killer Queen é outro algoritmo evolucionário utilizado em otimizações multidisciplinares e difere-se do algoritmo genético por não existir divisões meióticas, apenas mitóticas. O algoritmo é baseado na reprodução de formigas, em que população da geração seguinte é sempre gerada a partir de mutações do melhor indivíduo da geração parental. Ou seja, após classificados os indivíduos da população inicial, a próxima geração será obtida através de mutações das características do melhor indivíduo (formiga rainha).

## 5. PROJETO DA AERONAVE

Tendo descrito todos os modelos a serem utilizados para o projeto do HPA, parte-se para o projeto propriamente dito. A metodologia adotada é a proposta por RAYMER, que divide o projeto em conceitual, preliminar e de detalhes.

### 5.1 Projeto Conceitual

Na etapa conceitual a configuração geral da aeronave é definida, para posterior detalhamento na etapa preliminar. Esta configuração será ditada primordialmente pela missão da aeronave, no caso: decolar e manter voo sustentado dispondo apenas da potência humana.

Buscando entender melhor as limitações impostas à potência humana disponível, uma série de referências foi levantada, baseadas em experimentos e medições. A figura 5.1, retirada de ROPER, fornece a potência que um ser humano consegue manter para uma determinada duração de exercício (pedalar, remar, correr em plano inclinado). A curva foi levantada para homens adultos comuns e atletas, de pesos não especificados.

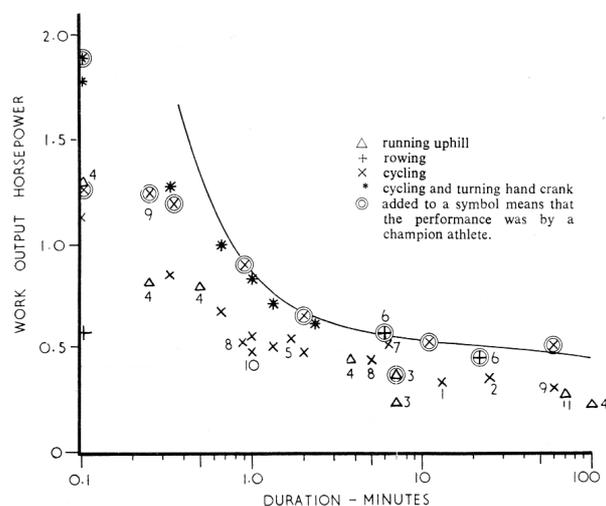
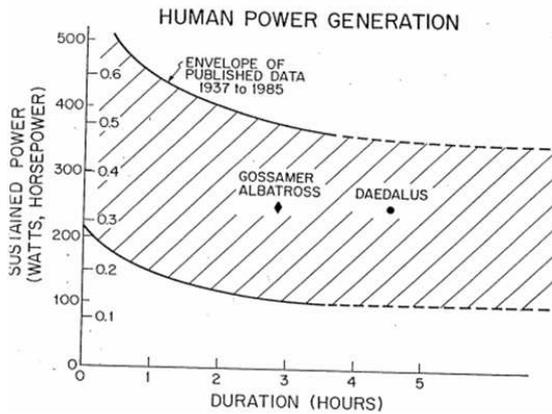


Figura 5.1 - Potência humana disponível

A figura 5.2a, da coletânea de papers do MIT-Daedalus Project Working Group, mostra dados semelhantes, compilados de 1937 a 1985, estando a potência disponível numa faixa entre 150 e 400W para exercícios de até 4 horas de duração. Já a figura 5.2b mostra o volume de O<sub>2</sub> consumido durante o exercício em plena carga e 70% da carga, listando outro importante parâmetro conhecido como a potência específica, dada em [W/kg]. Observa-se uma média de 4 W/kg para plena carga e 3W/kg em 70% da carga.



a)

TABLE IV-1

RESULTS OF INITIAL SCREENING TESTS

| VO <sub>2</sub> max<br>(ml/min/kg) | Wt<br>(kg) | Max P<br>(watt) | 100% P/Wt.<br>(watt/kg) | 70% P/Wt.<br>(watt/kg) |
|------------------------------------|------------|-----------------|-------------------------|------------------------|
| 55                                 | 51.2       | 206             | 4.03                    | 2.82                   |
| 47                                 | 82.6       | 280             | 3.39                    | 2.37                   |
| 59                                 | 55.6       | 235             | 4.24                    | 2.97                   |
| 60                                 | 52.8       | 206             | 3.90                    | 2.73                   |
| 66                                 | 73.0       | 324             | 4.44                    | 3.11                   |

b)

Figura 5.2 - a) Potência disponível por duração b) Potência específica

Segundo WILSON, pesquisador do MIT no tópicos de biomecânica e bicicleta, em um terreno plano uma pessoa de 70kg necessita de 30 W para caminhar a 5 km/h. Essa mesma pessoa, produzindo a mesma potência, consegue pedalar a 15 km/h de modo que a energia gasta por distância pedalando é aproximadamente 1/3 da gasta andando para cobrir a mesma distância. Em geral, os dados de energia gasta por distância por unidade de massa de referência são 1,62 kJ/(km.kg) pedalando e 3,78 kJ/(km.kg) andando. WILSON menciona ainda que um ciclista amador produz tipicamente 3 W/kg por duração superior a 1 hora (por volta de 210W para um ciclista de 70kg), enquanto ciclistas profissionais produzem cerca de 5 W/kg para a mesma duração de tempo, podendo atletas de elite chegar à marca de 6 W/kg. Corredores de pista curta conseguem produzir valores instantâneos de até 25 W/kg (cerca de 2000 W), enquanto ciclistas de elite podem atingir até 1600 – 1700 W/kg nos instantes finais dos sprints de chegada, mesmo após longas corridas de estrada com duração de até 5 horas. Na média, dados estatísticos mostram que ciclistas do sexo masculino conseguem produzir cerca de 400W-440W durante uma corrida, sendo os dados de potência específica para homens variando de 2,0W/kg para uma pessoa destreinada, 2,5W/kg para um iniciante, 3,0W/kg para um corredor intermediário, 4,5W/kg para um atleta profissional, 5W/kg para atletas de nível internacional, e 6W/kg para top do mundo.

Baseados em lições aprendidas de outros projetos de aviões de missões similares e em dados históricos de outros HPAs, a tabela 5.1 resume a configuração escolhida para a aeronave. As escolhas de maior interesse estão na posição da fuselagem para trás da asa para evitar arrasto de interferência, tailboom feito de um único tubo de carbono, e a opção por se permitir gerar tanto aeronaves com cauda convencional ou canard, esta última baseada no sucesso dos dois maiores HPAs: Gossamer Albatross (canard) e Daedalus 88 (convencional).

Tabela 5.1 - Configuração da aeronave

| Subsistema           | Configuração  |
|----------------------|---|
| Propulsão            | 1 Hélice bi-pá/transmissão por correia/pedal          |
| Trem de Pouso        | Convencional/Em linha/ 2 rodas                        |
| Asa                  | Alta/9 perfis selecionados                            |
| Fuselagem            | Carenada/cockpit: piloto deitado/início no fim da asa |
| Empenagem Horizontal | Convencional ou Canard                                |
| Empenagem Vertical   | Única/convencional                                    |
| Tailboom             | Tubo de carbono                                       |

Além disso, os perfis para a fuselagem, empenagens e hélice foram escolhidos sendo o NACA0021-65 para a fuselagem, o NACA0012 para as empenagens, e o DAE51 para a hélice. Já para a asa, o critério de escolha foi o de menor potência requerida para o voo. Visando minimizar a potência requerida, cuja equação foi deduzida na seção 4.3, foram listados os perfis que apresentam o maior produto  $CL^{1.5}/CD$ , na tabela 5.2, cujas características principais e geometria encontram-se na tabela 5.3.

Tabela 5.2 - Lista de perfis selecionados

| Drela    | Eppler | Wortmann             | Lissamann |
|----------|--------|----------------------|-----------|
| DAE - 11 | E395   | FX 63 - 137          | L7769     |
| DAE - 21 | E396   | FX 63-137(suavizado) |           |
| DAE - 31 | E397   | FX 05-188            |           |
| DAE - 41 | E398   | FX 76 mp- 140        |           |
| DAE - 51 | E399   | FX 76 mp-160         |           |

Tabela 5.3 - Perfis selecionados e características

|                              |   |   |
|------------------------------|---|---|
| Wortmann FX 63137            | O primeiro perfil desenvolvido especificamente para HPA, década de 1960.  |  |
| WortmannFX 76MP120, 140, 160 | A família de perfis com elevadas razões L/D e características de estol suave.   |  |
| Lissaman 7669                | Perfil refletido utilizado pelo Gossamer Condor e Albatross. Destinado a HPAs de asa bem enflechada, com pouco deslocamento do centro de pressão. |  |
| Drela DAE 11,21,31,41        | Perfis utilizados no Daedalus. cuja asa interpola os perfis desde o DAE11 na raiz até o DAE41 na ponta.   |  |
| Wortmann FX 76MP100          | Perfil simétrico projetado para os estabilizadores de HPA.  |  |

## 5.2 Projeto Preliminar

Tendo definido a configuração geral da aeronave, pode-se implementar o programa de busca extensiva de aeronaves pelo modelo de síntese, gerando aeronaves dentro dos intervalos estabelecidos na seção 4.5.1 para os parâmetros que determinam a geometria dos aviões, até que se forme uma população inicial. No caso, a população inicial contém 180 indivíduos, cuja disposição segundo as funções objetivo de potência requerida e velocidade de estol está presente na figura 5.3.

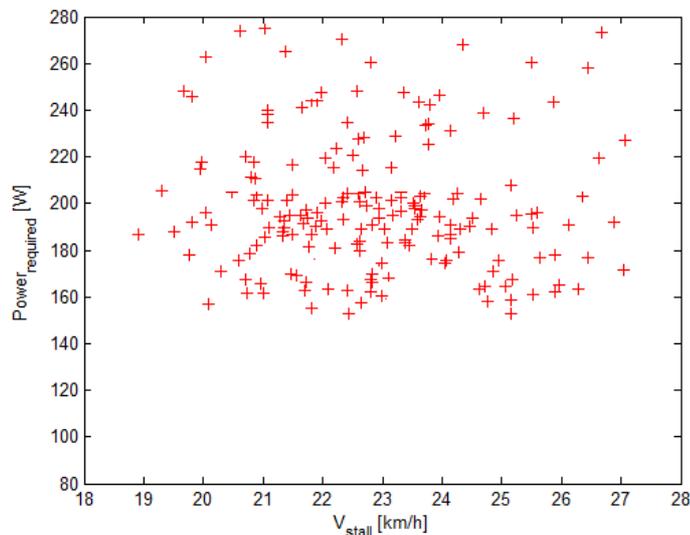


Figura 5.3 - Potência requerida x Velocidade de Estol da população inicial

Observe que cada um dos 180 pontos da figura 5.3 representa uma aeronave que passou por todos os filtros e rotinas do modelo de síntese e foi, então, armazenada para compor essa população inicial. A partir desta população, aplica-se os algoritmos de otimização multidisciplinar descritos na seção 4.6. As duas funções objetivo a serem otimizadas são a mínima potência requerida e a mínima velocidade de estol que representam, respectivamente, a facilidade de manter a aeronave em voo e o nível de segurança da mesma no caso de alguma falha, já que quanto menor a velocidade de estol mais devagar pode-se estar voando ainda mantendo a sustentação em equilíbrio com o próprio peso. Em um caso extremo, uma velocidade de estol tão baixa quanto a velocidade de uma pessoa correndo garantiria que a aeronave poderia decolar com os próprios pés (“foor launched”).

A figura 5.4 mostra a evolução das gerações de populações a partir da população inicial da figura 5.3, em que estão dispostas as 10 melhores aeronaves de cada uma das 100 gerações rodadas, totalizando 1900 aeronaves dispostas no gráfico. As faixas na forma de coroa circular indicam a evolução “temporal” das populações, em que se observa um

adensamento da população próximo à região de interesse de mínima potência requerida e mínima velocidade de estol, indicando a convergência para a fronteira de Pareto para as restrições impostas inicialmente ao definir os intervalos permitidos de variação dos parâmetros geométricos da aeronave.

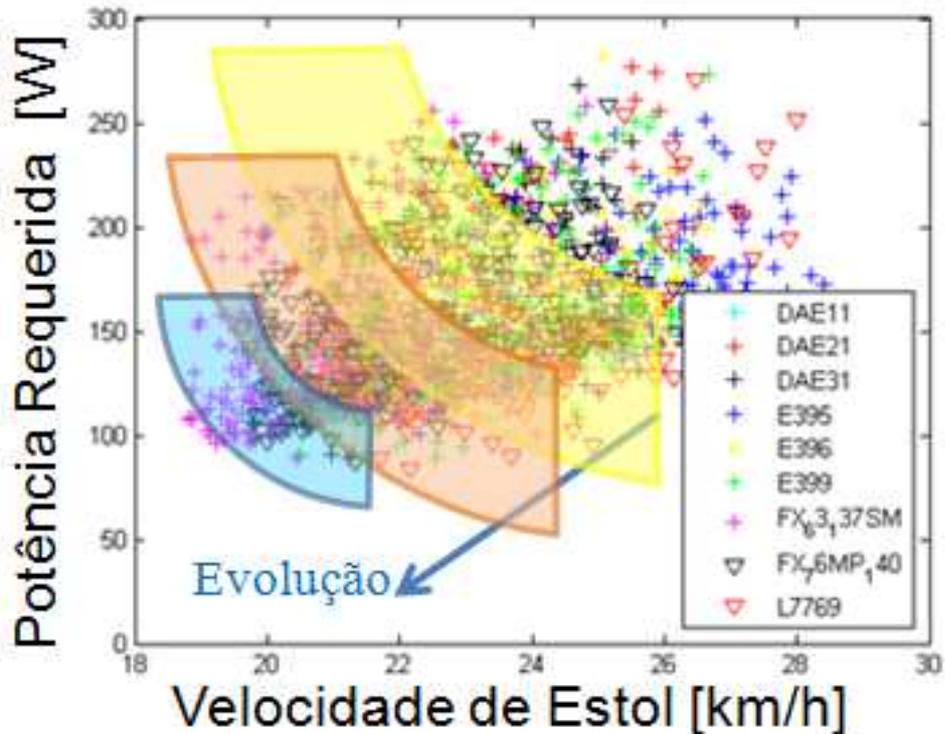


Figura 5.4 - Potência requerida x Velocidade Estol da população otimizada

Ainda observando a figura 5.4, pode-se notar que uma terceira informação foi plotada no gráfico que é o perfil da asa de cada uma das aeronaves, evidenciando a tendência da escolha por uma aeronave que emprega o perfil Wortmann FX63137 suavizado, já que são aviões que povoam bem a região de interesse do gráfico.

### 5.3 Projeto de Detalhes

Para observar outras tendências da evolução da população pode-se, através da interface gráfica do programa, reorganizar as aeronaves segundo outros 2 critérios quaisquer.

A figura 5.5 dispõe a potência requerida pelos 9 diferentes perfis possíveis para a asa, observando uma inclinação aos perfis 3, 7 e 8 (DAE31,FX63137-SM, eFX76MP-140) para menores potências requeridas.

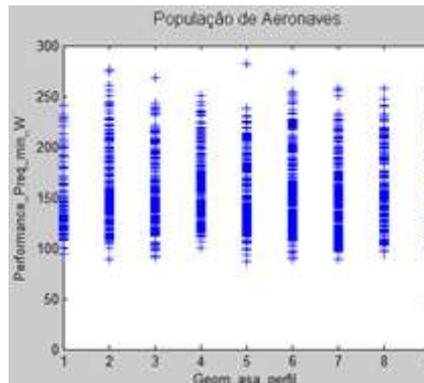


Figura 5.5 - Potência requerida x perfil da asa

A figura 5.6 mostra a sensibilidade entre potência requerida e área da asa. Como esperado da dependência da fórmula da potência requerida da seção 4.3 com o inverso da raiz da área da asa, quanto maior a área de asa, menor a potência requerida.

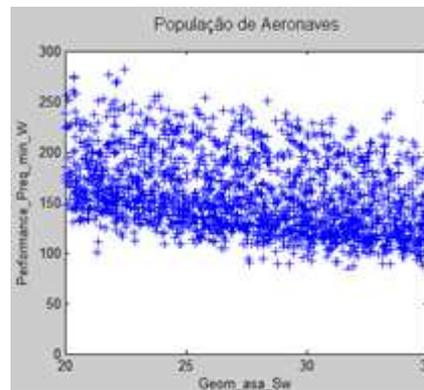


Figura 5.6 - Potência requerida x área da asa

A figura 5.7 captura a influência do  $CL_{max}$  sobre a potência requerida, em que nenhuma tendência significativa é observada, já que a potência requerida cai linearmente com a razão  $L/D$ , e em geral, nos ângulos de ataque em que o  $CL_{max}$  ocorre, o arrasto  $CD$  é também elevado, causando a razão  $L/D$  atingir seu pico antes do  $\alpha$  de  $CL_{max}$ , o que explica a pouca influência do mesmo sobre o parâmetro de potência requerida.

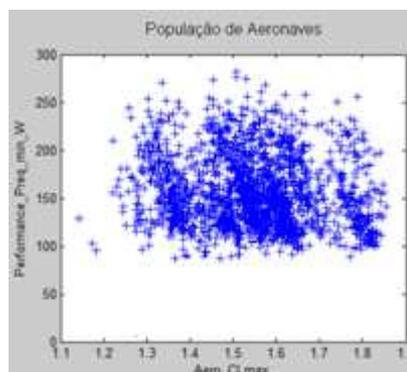


Figura 5.7 - Potência requerida x  $CL_{max}$

Na figura 5.8 é possível observar como a potência requerida cai com o peso vazio, como esperado da relação de decaimento da potência com o peso vazio elevado a 1,5. O mesmo expoente não é observado na figura, pois os cálculos de potência requerida são realizados para a massa vazia total em que se adiciona os 70kg do piloto considerado à massa do avião vazio.



Figura 5.8 - Potência requerida x peso vazio avião

Buscando a visualização de uma possível tendência por um avião canard em detrimento a um avião convencional, foi plotado na figura 5.9 a potência requerida pelo coeficiente de volume de cauda horizontal, em que valores positivos correspondem a aeronaves convencionais, enquanto valores negativos correspondem à canards. Há uma ligeira tendência em os canards requererem potências menores, mesmo com coeficientes de volume de cauda próximos em módulo, o que indica que o produto de área por distância ao C.G. dos estabilizadores horizontais estão próximos entre si.

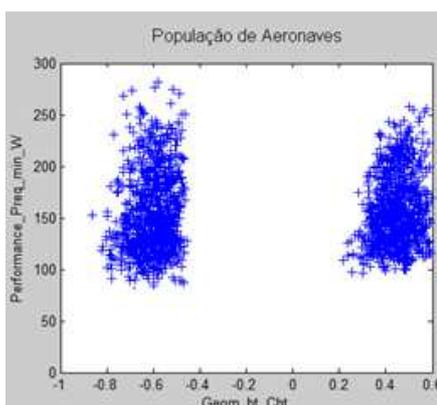


Figura 5.9 - Potência requerida x volume de cauda

Para saber se o comportamento observado na figura 5.9 não é devido à maiores áreas das empenagens horizontais observadas nos canards, a figura 5.10 foi plotada, verificando que de fato, as áreas das empenagens horizontais dos aviões gerados são de fato próximas entre si,

o que leva a conclusão de que realmente existe uma certa vantagem dos canards sobre os aviões convencionais no quesito de mínima potência requerida. Os motivos pelo qual a maioria dos HPAs são aviões convencionais como o Daedalus 88, e não canards como o Gossamer Albatross são ligados à estabilidade látero-direcional, o que ocasionou uma das quedas do Gossamer Condor.

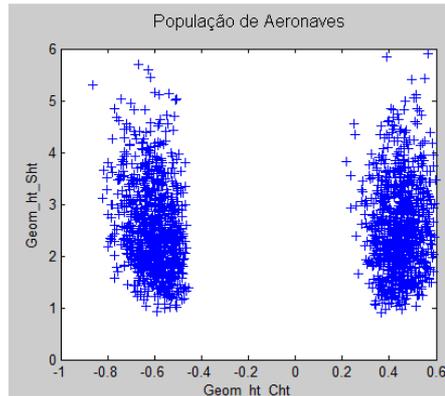


Figura 5.10 - Volume de cauda x área da empenagem horizontal

Sendo que as áreas dos aviões gerados convencionais e canards não diferem muito entre si, é de se esperar que os  $CL_{max}$  também não sejam muito diferentes entre convencionais e canards, figura 5.11.

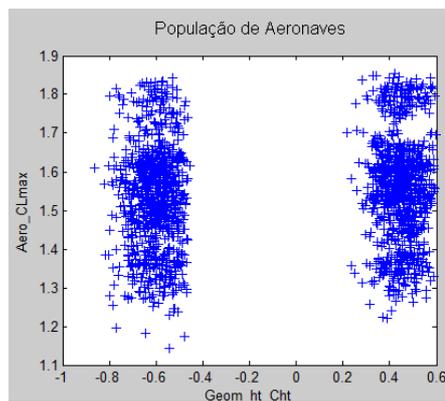


Figura 5.11 - Volume de cauda x  $CL_{max}$

Outro comportamento já esperado é a diminuição da potência requerida com o aumento da envergadura da asa, figura 5.12, mas note que esta não é uma conclusão trivial pois o peso vazio da aeronave também cresce com a envergadura.

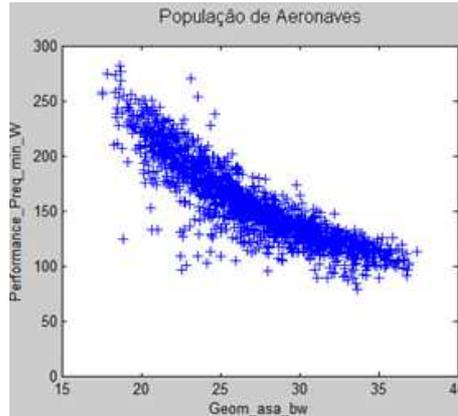


Figura 5.12 - Potência requerida x envergadura asa

Por fim, para verificar a robustez dos modelos de cálculo dentro das rotinas do modelo de síntese, são checados agora o comportamento da rotina estimadora de peso vazio, com vários parâmetros geométricos da asa, o principal componente que muda de um avião gerado para outro dentro do programa. Na figura 5.13, há um comportamento bem linear e esperado da massa vazia com envergadura da asa.

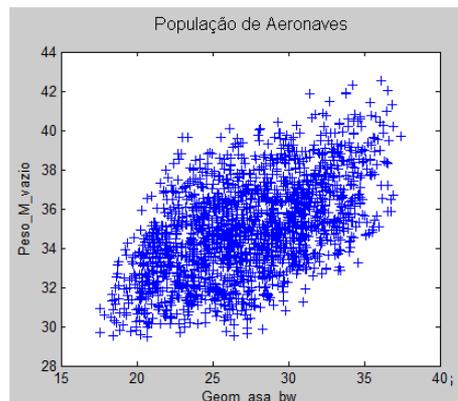


Figura 5.13 - Massa vazia x envergadura asa

Na figura 5.14, estão as massas vazias dos aviões por área da asa.

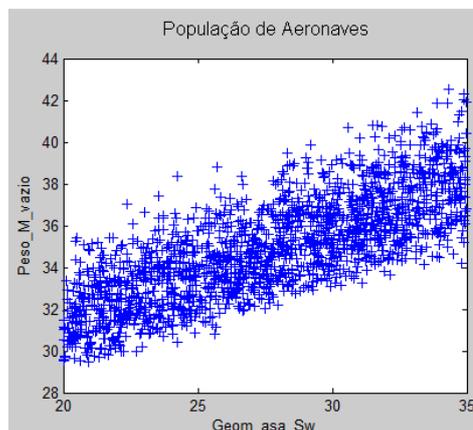


Figura 5.14 - Massa vazia x área asa

Na figura 5.15, estão as massas vazias dos aviões por enflechamento.

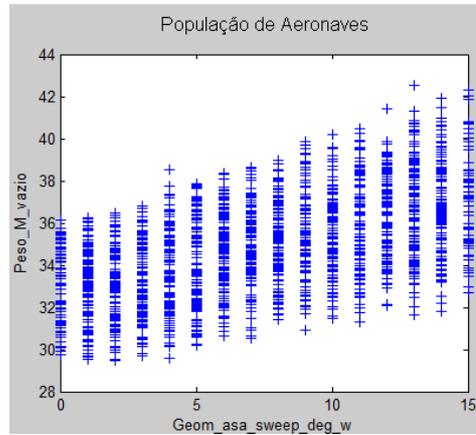


Figura 5.15 - Massa vazia x enflechamento

E na figura 5.16, estão as massas vazias dos aviões por diedro, concluindo que a rotina estimadora de peso está saudável e bem modelada, não condenando os resultados coletados para a população gerada.

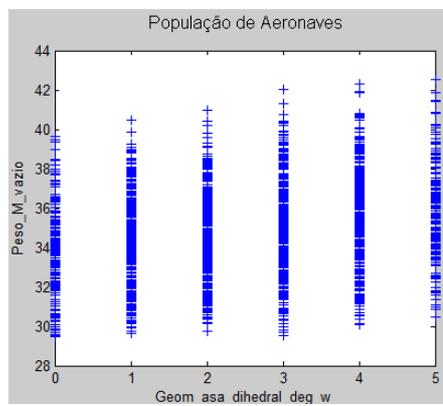


Figura 5.16 - Massa vazia x diedro

## 6. RESULTADOS

O avião final escolhido é então mostrado na figura 6.1, que é a tela da interface gráfica do programa de análise dos aviões gerados. Nela é possível reorganizar toda a população de aeronaves segundo 2 critérios quaisquer no gráfico do canto à esquerda, sejam eles geométricos, aerodinâmicos, de estabilidade, peso ou desempenho, visualizando a evolução das gerações de população em diversos aspectos. Ainda é possível visualizar todos os dados e parâmetros calculados do avião selecionado do gráfico na lista do canto inferior, e plotar sua geometria 3-D no gráfico do canto à direita.

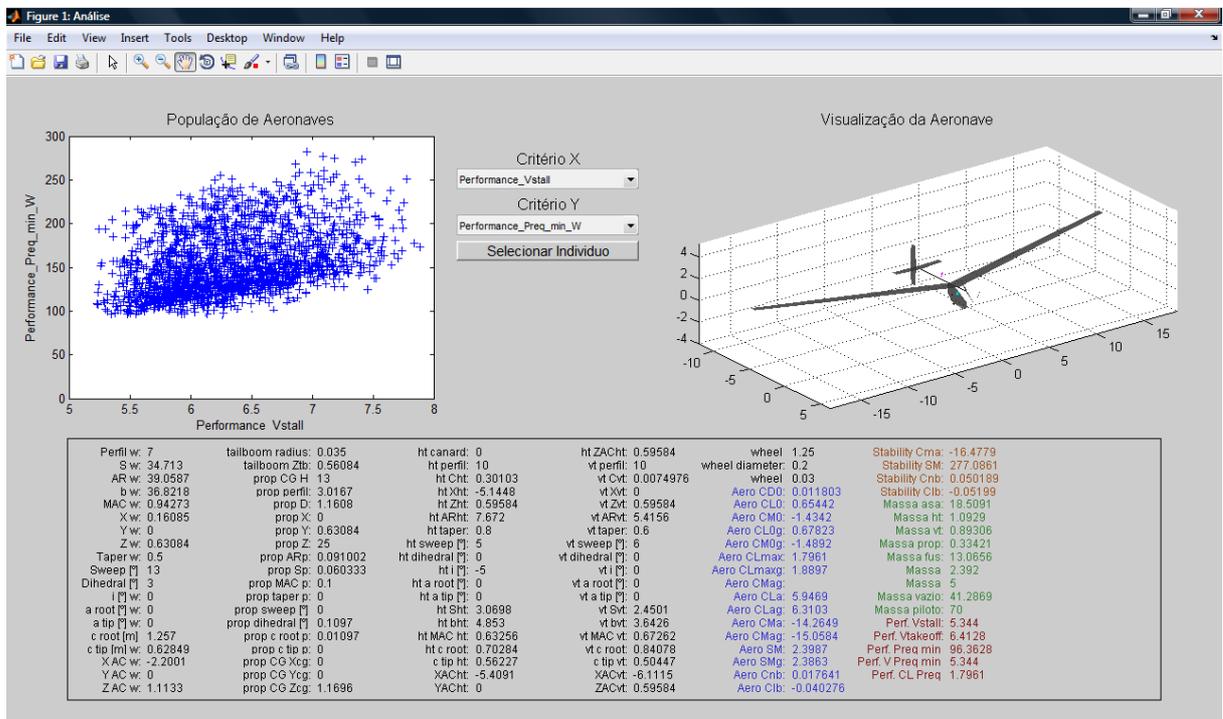


Figura 6.1 - Saída da interface gráfica com o avião escolhido

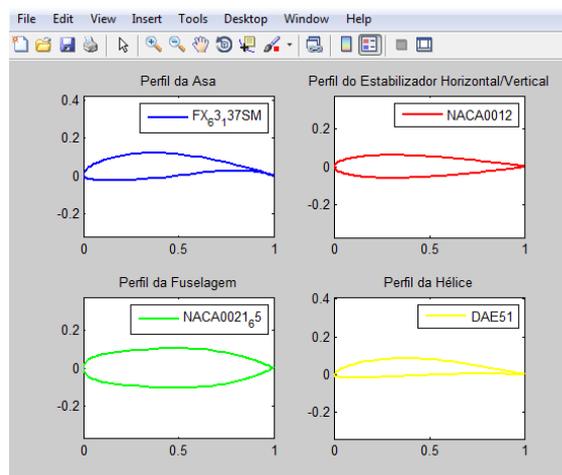


Figura 6.2 - Perfis da asa, empenagens, fuselagem e hélice do avião escolhido

## Visualização da Aeronave

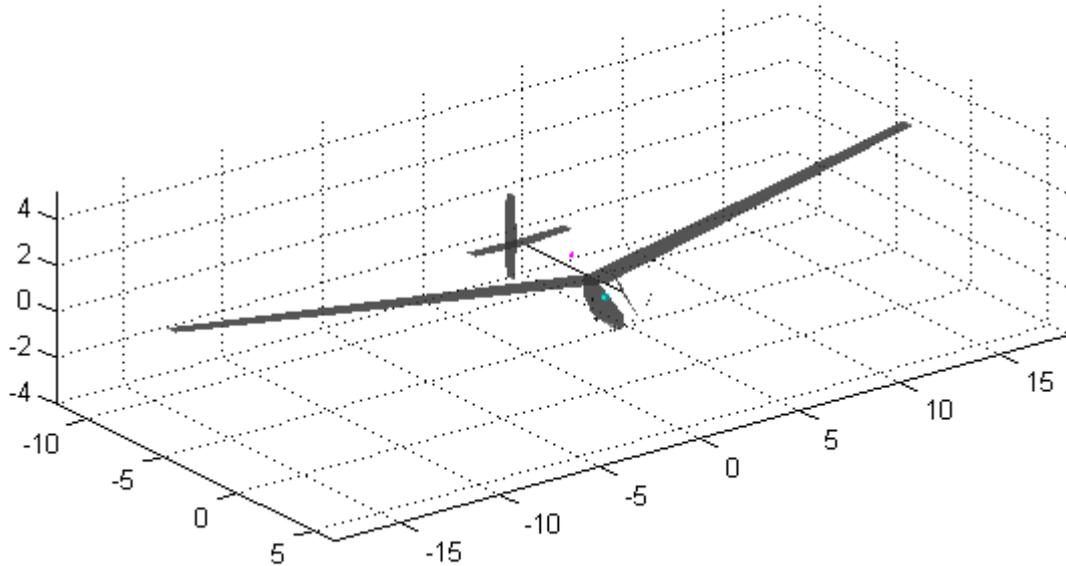


Figura 6.3 - Vista oblíqua do avião escolhido

A tabela 6.1 é parte da saída da interface gráfica utilizada para a escolha do avião final. Nela estão listados todos os parâmetros geométricos e os principais parâmetros aerodinâmicos, de estabilidade, de peso e de desempenho.

Tabela 6.1 - Parâmetros do avião escolhido

|                      |                           |                    |                    |                     |                         |
|----------------------|---------------------------|--------------------|--------------------|---------------------|-------------------------|
| Perfil w: 7          | tailboom radius: 0.035    | ht canard: 0       | ht ZAch: 0.59584   | wheel 1.25          | Stability Cma: -16.4779 |
| S w: 34.713          | tailboom Ztb: 0.56084     | ht perfil: 10      | vt perfil: 10      | wheel diameter: 0.2 | Stability SM: 277.0861  |
| AR w: 39.0587        | prop CG H: 13             | ht Cht: 0.30103    | vt Cvt: 0.0074976  | wheel 0.03          | Stability Cnb: 0.050189 |
| b w: 36.8218         | prop perfil: 3.0167       | ht Xht: -5.1448    | vt Xvt: 0          | Aero CD0: 0.011803  | Stability Clb: -0.05199 |
| MAC w: 0.94273       | prop D: 1.1608            | ht Zht: 0.59584    | vt Zvt: 0.59584    | Aero CL0: 0.65442   | Massa asa: 18.5091      |
| X w: 0.16085         | prop X: 0                 | ht ARht: 7.672     | vt ARvt: 5.4156    | Aero CM0: -1.4342   | Massa ht: 1.0929        |
| Y w: 0               | prop Y: 0.63084           | ht taper: 0.8      | vt taper: 0.6      | Aero CLDg: 0.67823  | Massa vt: 0.89306       |
| Z w: 0.63084         | prop Z: 25                | ht sweep [°]: 5    | vt sweep [°]: 6    | Aero CM0g: -1.4892  | Massa prop: 0.33421     |
| Taper w: 0.5         | prop ARp: 0.091002        | ht dihedral [°]: 0 | vt dihedral [°]: 0 | Aero CLmax: 1.7961  | Massa fus: 13.0656      |
| Sweep [°]: 13        | prop Sp: 0.060333         | ht i [°]: -5       | vt i [°]: 0        | Aero CLmaxg: 1.8897 | Massa 2.392             |
| Dihedral [°]: 3      | prop MAC p: 0.1           | ht a root [°]: 0   | vt a root [°]: 0   | Aero CMag: 0        | Massa 5                 |
| i [°] w: 0           | prop taper p: 0           | ht a tip [°]: 0    | vt a tip [°]: 0    | Aero CLa: 5.9469    | Massa vazio: 41.2869    |
| a root [°] w: 0      | prop sweep [°]: 0         | ht Sht: 3.0698     | vt Svt: 2.4501     | Aero CLag: 6.3103   | Massa piloto: 70        |
| a tip [°] w: 0       | prop dihedral [°]: 0.1097 | ht bht: 4.853      | vt bvt: 3.6426     | Aero CMa: -14.2649  | Perf. Vstall: 5.344     |
| c root [m]: 1.257    | prop c root p: 0.01097    | ht MAC ht: 0.63256 | vt MAC vt: 0.67262 | Aero CMag: -15.0584 | Perf. Vtakeoff: 6.4128  |
| c tip [m] w: 0.62849 | prop c tip p: 0           | ht c root: 0.70284 | vt c root: 0.84078 | Aero SM: 2.3987     | Perf. Preq min: 96.3628 |
| XAC w: -2.2001       | prop CG Xcg: 0            | c tip ht: 0.56227  | c tip vt: 0.50447  | Aero SMg: 2.3863    | Perf. V Preq min: 5.344 |
| YAC w: 0             | prop CG Ycg: 0            | XAch: -5.4091      | XACvt: -6.1115     | Aero Cnb: 0.017641  | Perf. CL Preq: 1.7961   |
| ZAC w: 1.1133        | prop CG Zcg: 1.1696       | YAch: 0            | ZACvt: 0.59584     | Aero Clb: -0.040276 |                         |

Os principais dados do avião escolhido encontram-se novamente dispostos na tabela 6.2, para visualização mais clara.

Tabela 6.2 - Dados do avião escolhido

|                    |      |                   |
|--------------------|------|-------------------|
| Envergadura        | 36,8 | [m]               |
| Altura             | 2,3  | [m]               |
| Comprimento        | 7,9  | [m]               |
| Área asa           | 34,7 | [m <sup>2</sup> ] |
| Massa Vazia        | 41,3 | [kg]              |
| Potência Requerida | 97   | [W]               |

Escolhido a aeronave, a última etapa do trabalho é a programação de um simulador de voo. Para a programação do simulador, foi utilizado o ambiente Simulink do Matlab, que permite razoável facilidade em se conectar um controle via USB ao computador pessoal, para pilotar o mesmo. No presente caso, foi utilizado um controle de 4 canais de aeromodelo, com saída USB para o computador, como disposto na figura 6.4



Figura 6.4 - Controle USB e computador pessoal

O simulador foi feito de modo a resolver as equações do movimento com as contribuições da força peso e das forças e momentos aerodinâmicos obtidos por meio de interpolações de um banco de dados aerodinâmico e de derivadas de estabilidade. Tal banco de dados foi obtido com o programa aerodinâmico desenvolvido do método dos vórtices discretos (VLM), e então armazenado e carregado no simulador antes de se iniciar as simulações, pois rodar as rotinas do VLM durante a simulação impediria que o simulador fosse em tempo real.

Para a confecção do ambiente do mundo de simulação, foi utilizado o editor de mundos do V-Realm Builder 2.0 - [VRML1]. Após gerado os ambientes, é possível utilizar a biblioteca de objetos do V-Realm Builder para adicionar árvores, casas, e outros objetos que venham a compor o mundo criado. Já para a criação do avião, é necessário desenhá-lo com o auxílio do software 3DMAX e exportá-lo no formato “.wrl”, ou de maneira mais imediata, abrir a figura de plotagem do avião na tela da interface gráfica, em que os comandos surf

foram utilizados, e usar o comando “vrml (gca, 'aviao.wrl');” para converter a figura do avião em um objeto que pode ser importado e animado dentro o ambiente criado. Duas imagens da saída gráfica do avião desenhado e do mundo criado para o simulador estão dispostas na figura 6.5.

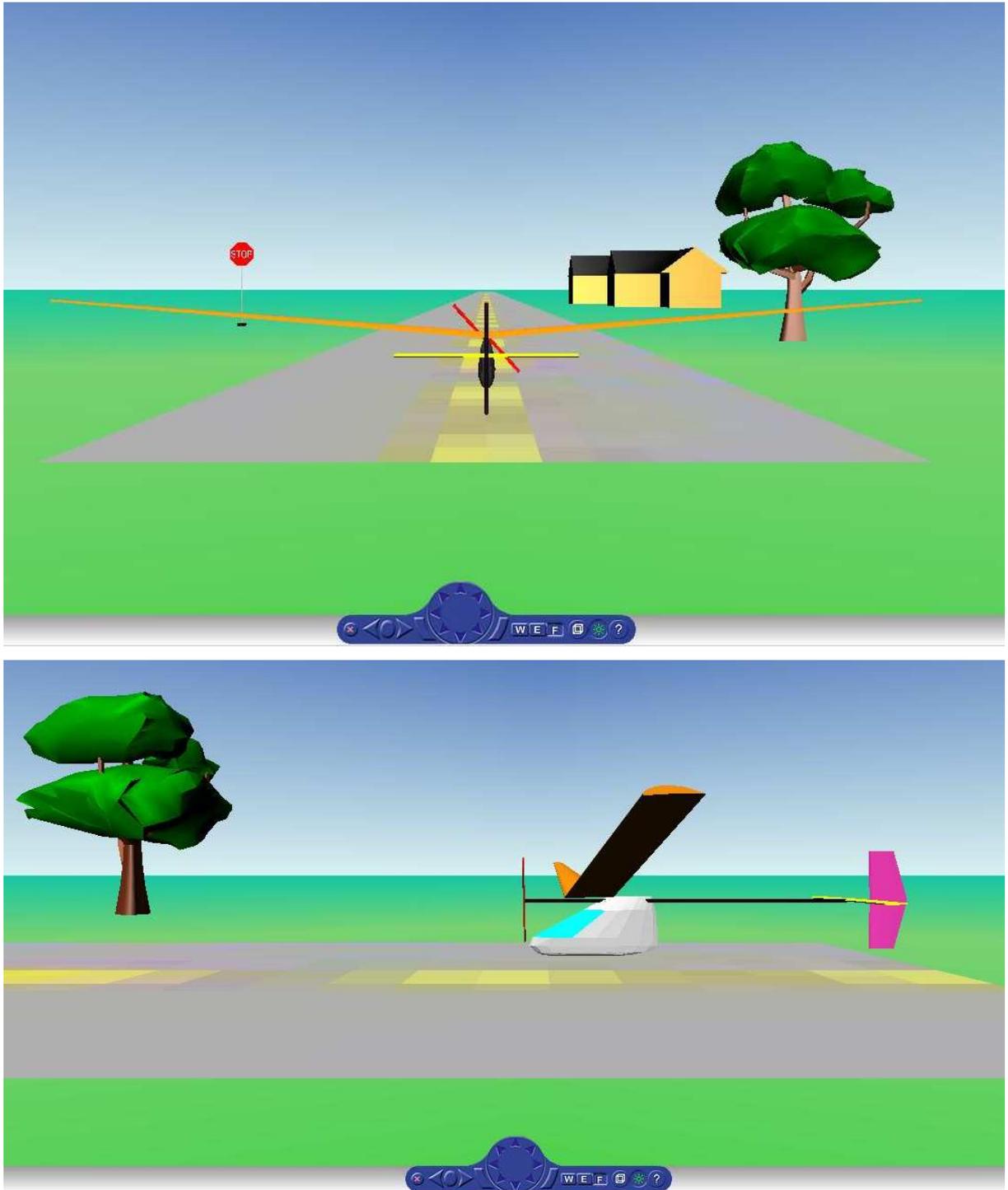


Figura 6.5 - Duas vistas da tela do simulador de voo em Simulink

Uma resposta da simulação é visualizada na figura 6.6, em que foi dada uma entrada rampa no comando de profundor e observada a resposta longitudinal: velocidades horizontal  $U$  e vertical  $W$ , taxa de arfagem  $q$ , e ângulo de ataque  $\alpha$ . Observa-se uma aeronave estável dinamicamente. Resta agora construir um protótipo do avião projetado para comparação das qualidades de voo com o simulador.

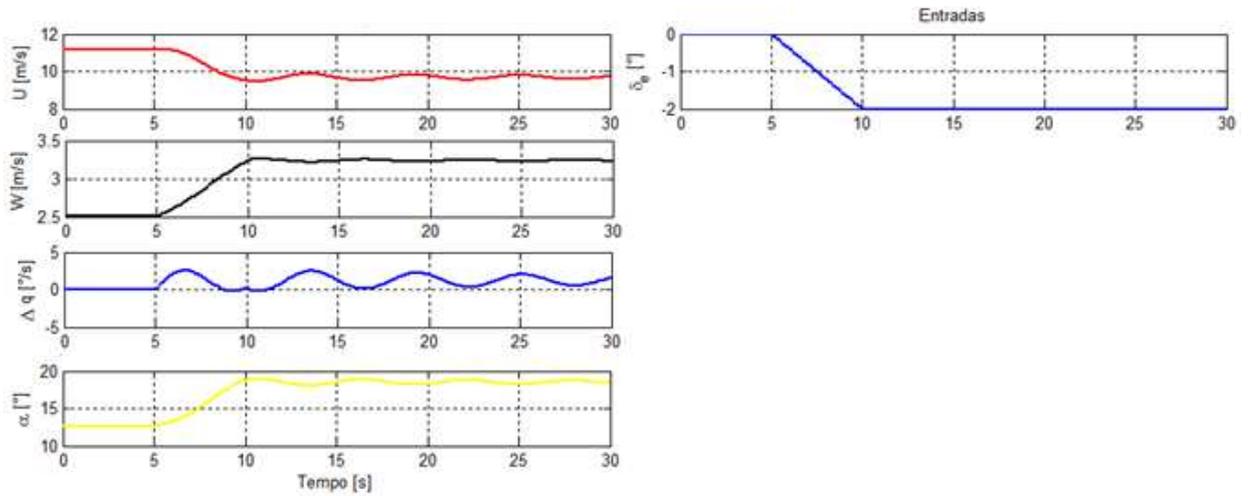


Figura 6.6 - Resposta longitudinal do simulador para entrada no profundor

## 7. CONCLUSÃO

O projeto de design de um avião movido a propulsão humana em questão caracteriza um enorme aprendizado para o autor, cumprindo o objetivo principal deste trabalho em sedimentar as bases dos conhecimentos técnicos adquiridos no curso de engenharia mecânica da Escola Politécnica da USP. As frentes de maior enfoque, a reiterar, aerodinâmica, mecânica de voo, e otimização multidisciplinar foram estudadas e aprofundadas de maneira vasta, exemplificado pela programação do código aerodinâmico tridimensional de vórtices discretos (VLM) com capacidade de capturar interação entre múltiplas superfícies, com enflechamento, diedro, e efeito solo, pela programação das rotinas de cálculo de estabilidade estática no modelo de síntese, pela programação de um modelo de síntese paramétrica de aeronaves consistente e robusto em sua multidisciplinaridade com outras áreas (aerodinâmica, estabilidade, peso, e desempenho), e extremamente útil para a aplicação dos algoritmos de otimização baseados em teorias evolucionárias, e por fim, pela programação de um simulador de voo em tempo real, feito a partir de um banco de dados aerodinâmicos e de estabilidade. O resultado final do trabalho é uma ferramenta multidisciplinar de projeto de aeronaves, capaz de analisar sensibilidades múltiplas entre parâmetros, e com uma interface gráfica que permite checar visualmente possíveis inconsistências nos modelos físico e matemático do modelo de síntese.

Dentre os pontos fracos do projeto em questão estão o fato de que, como o foco do trabalho não está no cálculo estrutural, é possível que a rotina de estimação de peso da aeronave não estivesse bem representativa, o que faria os resultados da rotina de desempenho, principalmente no tocante ao cálculo da potência requerida que varia com o peso vazio elevado a 1,5, perder credibilidade. Para sanar este possível problema, as rotinas que estimam o peso vazio da aeronave foram feitas de maneira conservadora e baseando em dados históricos de outros HPAs, variando cada uma das características geométricas da asa (área, envergadura, enflechamento, diedro, etc). Mesmo possuindo um cálculo conservador para o peso, ainda é necessário conceber uma estrutura igualmente eficiente a dos HPAs nos quais as correlações de estimação de peso foram baseadas, o que por si só, já representa um enorme desafio de engenharia.

Finalmente, os objetivos propostos no início deste projeto de um ano e meio de duração foram todos cumpridos, rendendo elevado grau de aprendizado e desperto para aprofundar os estudos em aerodinâmica, mecânica de voo, otimização multidisciplinar e

projeto de aeronaves. Um último próximo passo deve ser a construção de um protótipo em escala pra se comparar as qualidades de voo observadas no simulador com as do protótipo.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABBOTT, I. H., DOENHOFF, A. E. V., **Theory of Wing Sections**, Dover Edition, Dover Publications, Inc., p. 612-613 Nova Iorque, 1959

ABBOT, I. H., DOENHOFF, A. E. V., STIVERS, L. S. JR, **Summary of Airfoil Data**, NACA Report No 824, p. 390, 564 – 565, 612 – 613, 1949.

ANDERSON, J. D., **Fundamentals of Aerodynamics**, 3ª edição, McGraw-Hill, Inc. p.237 – 260, 1984

BERTIN, J. J., SMITH, M. L.. **Aerodynamics for Engineers**, 3ª edição, Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, “Incompressible flow about wings of finite span”, p. 353-373, 1998

DORSEY, G., **The Fullness of Wings: The Making Of A New Daedalus**. ISBN 0-670-82444-5, 1990.

FAR – Federal Aviation Regulation – Part 23.51

Disponível em: < [http://www.flightsimaviation.com/data/FARS/part\\_23-51.html](http://www.flightsimaviation.com/data/FARS/part_23-51.html) >

Último acesso em: 10 de Novembro, 2011.

FAR – Federal Aviation Regulation – Part 25.107

Disponível em: <[http://www.flightsimaviation.com/data/FARS/part\\_25-107.html](http://www.flightsimaviation.com/data/FARS/part_25-107.html)>

Último acesso em: 10 de Novembro, 2011.

GOLDBERG, D. E.. **Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning**. EUA: Addison-Wesley, 1989.

HOERNER, S. F., **Fluid Dynamic Drag**, Brick Town, NJ, EUA, cap. II – cap. III, 1985

KATZ, J., PLOTKIN, A. **Low-Speed Aerodynamics**. Cambridge University Press, New York, 2001.

KUETHE & CHOW, **Foundations of Aerodynamics**, 5ª Edição, John Willey & Sons, Inc., p. 169 – 200, 1998

MCCORMICK, B. W., **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics** s. John Willey & Sons, Inc., Nova Iorque, 1979.

MIT – Department of Aeronautics and Astronautics, SMITHSONIAN INSTITUTION – National Air and Space Museum, **The Feasibility of A Human-Powered Flight Between Crete and Mainland of Greece**, Collected Papers of the Daedalus Project Working Group – Volume II. April, 1986.

Disponível em: <[http://web.mit.edu/drela/Public/web/hpa/Daedalus\\_feasibility\\_study\\_II.pdf](http://web.mit.edu/drela/Public/web/hpa/Daedalus_feasibility_study_II.pdf)>

Último acesso em: 3 de Outubro, 2011.

MITROVICH, M. **Man-Powered Flight: Achievements to Date with a New Suggestion** Avco Systems Division, Wilmington, Massachusetts. *Journal of Aircraft*, Vol.7 - no3 - p. 246. 6 de Outubro de 1969.

NASA (AGÊNCIA ESPACIAL NORTE-AMERICANA), **Artigo sobre o Daedalus**.

Disponível em:<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/Daedalus/index.html>>

Último acesso em: 20 de Outubro, 2010.

NELSON, R. C., **Flight Stability and Automatic Control**, McGraw Hill, 1996

RAYMER, D. P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, 4ª Edição, 869 pp., 28 de Julho de 2006.

TECHNICAL JOURNAL OF THE IHPVA, **Human Power**. Edição 32, Vol. 10 no 1, 1992.

PHILLIPS, W. F., SNYDER, D. O., **Modern Adaptation of Prandtl's Classic Lifting-Line Theory**. *Journal of Aircraft*, vol.37 no.4, 2000.

ROPER, C. *Human Powered Flying*.

Disponível em:< <http://www.humanpoweredflying.propdesigner.co.uk/index.html> >

Último acesso em: 3 de Outubro, 2011.

WILSON, D. G., PAPADOPOULOS, J., **Bicycling Science**, 3a edição. The MIT Press. p. 126., 2004

## ANEXO

## ANEXO A – Datos históricos de HPAs anteriores

| Name              | Wing      |                |                           | Empty Weightlb | Structure         | Drive  | Config. | SEAT | Prop posn | Lateral control   | Special features & innovations | First Flight | Achievements                         | Designer         | Previous Experience   | Place of Origin             |
|-------------------|-----------|----------------|---------------------------|----------------|-------------------|--------|---------|------|-----------|-------------------|--------------------------------|--------------|--------------------------------------|------------------|-----------------------|-----------------------------|
|                   | Span Feet | Area square ft | Section                   |                |                   |        |         |      |           |                   |                                |              |                                      |                  |                       |                             |
| Mufli             | 44        | 104            | Gottingen535              | 80             | spruce WB SS      | T belt | C       | R    | pylon     | moving wing       | king-post=pylon                | Aug-35       | 779 yards from bungee launch         | Helmut Haessler  | industry/glider pilot | Frankfurt Germany           |
| Pedalante         | 58        | 250            | NACA 0012-F1              | 220            | wood WB SS        | BGS    | C       | R    | wing      | spoilers          | Two propellers                 | 1936         | ? 40 unaided flights ?               | Enea Bossi       | aircraft design       | Italy                       |
| Sumpac            | 80        | 300            | NACA 65 <sub>3</sub> 818  | 128            | spruce IG         | T belt | C       | R    | pylon     | ailerons          |                                | 09/nov/61    | First independently observed unaided | Marsden et al    | Graduates             | Southampton Univ. UK        |
| Puffin I          | 84        | 330            | Hybrid                    | 118            | Balsa/spruce SS   | BGS    | C       | U    | fin       | ailerons          |                                | 16/nov/61    | 993 yards                            | Wimpenny/Vann    | industry              | c/o de Havilland UK         |
| Vine              | 40        | 220            | ? Go535 ?                 | 205            | ? spruce ? WBT    |        | C       | R    | nose      | ailerons          | hand and foot driven           | 17-May-62    | 200 yards. One flight only.          | S.W.Vine         | gliding/engineering   | South Africa                |
| Puffin II         | 93        | 390            | FX 63137                  | 140            | Balsa/spruce IG   | BGS    | C       | U    | fin       | ailerons+various  |                                | 27-Aug-65    | 875 yards height 17 feet turns       | Wimpenny/Vann    | Puffin I              | c/o de Havilland UK         |
| Reluctant Phoenix | 33        | 250            | symmetrical               | 38             | inflated nylon    |        | D       | R    | fin       | elevons           | first inflatable               | 1965         | Inside airship hangars Cardington UK | D.Perkins        | civil servant         | c/o RAE Cardington UK       |
| Linnet I          | 73        | 280            | NACA 63 <sub>3</sub> 1218 | 111            | spruce/Balsa ?SS? | BGS    | C       | R    | fin       | ailerons          | foam-sheet-covered             | 26-Feb-66    | 47 yards height 9 feet               | Prof. Kimura     |                       | c/o Nihon University Japan  |
| Linnet II         | 73        | 280            | NACA 63 <sub>3</sub> 1218 | 98             | spruce/Balsa ?SS? | BGS    | C       | U    | fin       | ailerons          |                                | 19-Feb-67    | 100 yards height 5 feet              | Kimura et al     | LinnetI               | c/o Nihon University Japan  |
| Malliga           | 65-85     | 262-~300       | Malliga                   | 113-126        | alum/EPS/plywood  | BGS    | BB      | R    | pod       | various           | one-person-built               | Autumn 1967  | 380 yards height 3 feet              | Josef Malliga    | jet pilot             | Austria                     |
| SM-OX             | 72        | 291            |                           | 121            |                   |        | ? S ?   | C    | U         | fin               | ?                              | 24-Aug-69    | 31 yards height 6 feet               | Sato Maeda       | gliding               | Japan                       |
| Linnet III        | 83        | 325            | NACA8418-8415             | 110            | spruce/Balsa ?SS? | BGS    | C       | U    | fin       | ailerons          |                                | 26/mar/70    | 34 yards                             | Kimura et al     | Linnet II             | c/o Nihon University Japan  |
| Linnet IV         | 83        | 325            | NACA8418                  | 121            | spruce/Balsa ?SS  | BGS    | C       | U    | fin       | ailerons          |                                | 13/mar/71    | 66 yards                             | Kimura et al     | Linnet III            | c/o Nihon University Japan  |
| Dumbo-Mercury     | 123       | 484            | <a href="#">Wortmann</a>  | 178            | lashed alum. tube | BGS    | C       | R    | fin       | moving wing       |                                | 18-Sep-71    |                                      | Phil Green et al | . industry            | c/o BAC Weybridge U.K       |
| Wright            | 71        | 486            | FX08-5-176                | 90             | first carbon/EPS  | Ch+S   | C       | R    | fin       | rudder only       | elevator not used              | Feb-72       | 300 yards at 4 feet                  | Peter Wright     | production engineer   | Nottingham England          |
| Jupiter           | 80        | 300            | NACA 65 <sub>3</sub> 618  | 146            | Balsa/spruce SS   | T Ch   | C       | U    | pylon     | ailerons          | Balsa-plywood                  | 09-Feb-72    | 1171 yards 30 lb payload             | Chris Roper      | industry              | Woodford Essex England      |
| LiverPuffin       | 64        | 305            | FX63-137                  | 140            | EPS on Puffin II  |        | B       | U    | pod       | rudder only       | first tail boom                | 18/mar/72    | 20 yards at 1 foot                   | Dr Sherwin       |                       | c/o Liverpool University UK |
| Toucan I          | 123       | 600            | NACA 63 <sub>3</sub> 618  | 209            | spruce/Balsa IG   | T Ch+S | C       | UU   | fin       | slot lip ailerons | no rudder                      | 23-Dec-72    | 2 person Bryan Bowen & Derek May     | Pressnell et al  | industry              | c/o Handley Page Ltd. UK    |
| Egret I           | 74        | 306            | FX61-184                  | 125            | ??                | Belt   | C       | R    | pylon     | ailerons          |                                | 28-Feb-73    | 37 yards                             | Kimura et al     | Linnet IV             | c/o Nihon University Japan  |
| Egret II          | 74        | 306            | FX61-184                  | 123            | ??                | Belt   | C       | R    | pylon     | ailerons          |                                | 30-Oct-73    | 168 yards                            | Kimura et al     | Egret I               | c/o Nihon University Japan  |
| Egret III         | 75        | 306            | FX61-184                  | 134            | ??                | belt   | C       | R    | pylon     | ailerons          |                                | 16/nov/74    | 222 yards                            | Kimura et al     | Egret II              | c/o Nihon University Japan  |

|                    |        |                        |                |     |                        |        |    |    |        |                              |                       |                 |  |                                  |                    |                            |
|--------------------|--------|------------------------|----------------|-----|------------------------|--------|----|----|--------|------------------------------|-----------------------|-----------------|--|----------------------------------|--------------------|----------------------------|
| Aviette            | 137    | 581                    |                | 145 | spruce/Balsa           |        | C  | U  | nose   | ailerons                     | outrigger foils       | 1974            | 1100 yards                               | Maurice Hurel                    |                    | France                     |
| VMM                | 85     |                        |                | 117 |                        |        |    |    |        |                              |                       | 1974            | Heights of 15 ft                         | Verstralte/Masschelin/Masschelin |                    | Belgium                    |
| Toucan II          | 139    | 696                    | NACA 63,618    | 241 | spruce/Balsa IG        | T Ch+S | C  | UU | fin    | slot-lip-ailerons            |                       | 1974 until 1978 | 500 yards                                | Pressnell et al                  | Toucan I           | Radlett Herts England      |
| Dragonfly          | 80     | 213                    | FX63167        | 95  | spruce/Balsa           |        | C  | U  | pylon  | ailerons                     | no innovations        | 1975            | short flights                            | Roger Hardy                      | industry/Jupiter   | Prestwick Scotland         |
| Stork A            | 69     | 226                    | FX61-184-63137 | 79  | Balsa/spruce SQ        | T Ch   | C  | U  | pylon  | ailerons                     | easier pilot access   | 12/mar/76       | 651 yards                                | J. Ishii et al                   | students           | c/o Nihon University Japan |
| Phillips           | 80     |                        |                | 95  | aluminium SS           |        | B  |    | pylon  |                              |                       | ? 1976 ?        | First female pilot                       | Ron Phillips                     |                    | Humberside England         |
| Olympian ZB 1      | 79     | 312                    | FX63137        | 150 | spruce/birch/Balsa     |        | B  |    | pod    | Rudder only                  |                       | 21-Apr-76       | First controlled flight in Americas      | Joseph Zinno                     | pilot              | North Kingstown R.I. USA   |
| Stork B            | 69     | 226                    | FX61-184-63137 | 79  | Balsa/spruce SQ        | T Ch   | C  | U  | pylon  | ailerons                     | customised for pilot  | 24/nov/76       | 2290 yards                               | J. Ishii et al                   | Stork A            | c/o Nihon University Japan |
| Gossamer Condor    | 96     | <a href="#">712.5#</a> | Lissaman7769   | 70  | alum.tubing WBT        | T Ch   | CN | R  | pod    | wingwarp+banking e/v         | hang-glider           | 26-Dec-76       | Kremer Figure-Eight Prize                | Paul MacCready                   | industry/gliders   | California USA             |
| Icarus             | 41     | ~250                   |                |     | alum.tubing Ca         | ? T Ch | B  | U  | pod    | rudder only                  | very low wing         | Aug-77          | flights with towed launch                | Taras Kiceniuk                   | student            | California USA             |
| Ibis               | 64     | 194                    | FX72-MS-150A   | 86  | carbon/honeycomb Ca    |        | C  | U  | pylon  | ailerons                     | mid-wing position     | 11/mar/78       | 1300 yards                               | Naito et al.                     | Stork B            | c/o Nihon University Japan |
| Gossamer Albatross | 96     | 500                    | Lissaman7769   | 55  | carbon WBT h           | T Ch   | CN | U  | pod    | wingwarp+banking e/v         | Kevlar                | Jul/78          | Kremer Prize for first England to France | Paul MacCready                   | Gossamer Condor    | California USA             |
| Chrysalis          | 72     | 748                    | Lissaman7769   | 93  | alum.tubing WBT        | T Ch   | C  | R  | nose   | rudder+wingwarp              | scaled up model plane | 05/jun/79       | 40 pilots some inexperienced.            | Parks/Youngren et al             | students           | c/o MIT USA                |
| Bliesner 4         | 80     | 300                    |                |     | spruce/foam Ca         |        | B  | R  | pylon  | ailerons                     |                       | 1979            | 100 yards                                | Wayne T. Bliesner                | industry           | Seattle USA                |
| Newbury Manflrier  | 138    | ~600                   | Wortmann       | 167 | spruce/Balsa PT        | T Ch   | *  | UU | pylons | each pilot had elevator only | twin pods             | nov/79          | Pilot control tasks shared               | Nick Goodhart                    | navy/gliders       | Newbury Berks England      |
| Bliesner 5         | 80     | 300                    |                |     | spruce/foam Ca         |        | B  | U  | nose   | ailerons                     | two mainwheels        | 1980            | No ground crew. One mile flights.        | Wayne T. Bliesner                | Bliesner 4         | Seattle USA                |
| Bliesner 7         | 80     | 300                    |                |     | spruce/foam Ca         |        | B  | R  | pylon  | ailerons                     |                       | 1981            | 300 yards                                | Wayne T. Bliesner                | Bliesner 5         | Seattle USA                |
| MiLan'81           | 82     | 403                    | NACA 4412      | 75  | carbon WBT             |        | BB | U  | pod    | ailerons                     |                       | 21-Dec-81       | 645 yards                                | Naito et al.                     | Ibis               | c/o Nihon University Japan |
| Phoenix            | 100    | 1666                   | Wortmann       | 105 | inflated WBT           | T Ch   | *  | U  | nose   | elevons                      | remote control        | 28/mar/82       | flew from sports grounds                 | Fred To                          | solar-power a/c    | Hampstead London England   |
| Man-Eagle 1        | 110-63 | 324-200                | WBT3           | 134 | carbon Ca              |        | B  | R  | pylon  | ailerons                     | V tail                | 1982            | short flights                            | Wayne T. Bliesner                | Bliesner 7         | Seattle USA                |
| HVS                | 54     | 153                    | FX63137        | 110 | carbon Ca              | *      | B  | R  | pylon  |                              | pedals non-rotating   | Jun/82          | operated in 20 mph winds                 | Hutter/Villinger/Schule          | Mufli              | Germany                    |
| MiLan'82           | 82     | 457                    | NACA 4412      | 60  | carbon WBT             |        | BB | R  | pod    | rudder only                  |                       | 16-Oct-82       | 1800 yards                               | Naito et al.                     | MiLan'81           | c/o Nihon University Japan |
| Man-Eagle 3        | 63     | 200                    | WBT3           | 134 | Carbon Ca              |        | B  | R  | nose   | ailerons                     | rubber-energy-storage | 1983            | Kremer Speed Course                      | Wayne T. Bliesner                | Man-Eagle 1        | Seattle USA                |
| Monarch A          | 62     | 178                    | Lissaman7769   | 68  | alum.tubing WBT        | T Ch   | B  | U  | nose   | wingwarp                     | fast-build            | 14-Aug-83       | 29 Flights                               | Drela et al                      | Chrysalis          | c/o MIT USA                |
| Bionic Bat         | 42-56  | 149                    | Liebeck LH110  | 72  | <a href="#">carbon</a> | T Ch   | B  | R  | boom   | ailerons                     | propeller around boom | 20-Aug-83       | Kremer Speed Prize                       | Paul MacCready                   | Gossamer Albatross | California USA             |
| Monarch B          | 62     | 178                    | Lissaman7769M  | 72  | alum.tubingWBT         | T Ch   | B  | R  | nose   | ailerons                     |                       | 02-Sep-83       | First Kremer Speed Prize                 | Drela et al                      | MonarchA           | c/o MIT USA                |
| Pelargos 2         | 89     | 710                    | Dubs ?         | 79  | carbon                 |        | B  | U  | nose   | ? rudder ?                   | carbon 2ary structure | Dec-83          | 1100 yards                               | Horlacher/Mohlin/Dubs            | Pelargos I         | Mohlin Switzerland         |

