

UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

LUCAS PARREIRA DE ABREU PEREIRA

**OTIMIZAÇÃO DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE SUPERFÍCIES
SUSTENTADORAS UTILIZANDO ALGORITMOS GENÉTICOS**

Uberlândia

2021

LUCAS PARREIRA DE ABREU PEREIRA

**OTIMIZAÇÃO DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE SUPERFÍCIES
SUSTENTADORAS UTILIZANDO ALGORITMOS GENÉTICOS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à
Faculdade de Engenharia Mecânica da
Universidade Federal de Uberlândia como
requisito parcial para obtenção do título de
bacharel em engenharia aeronáutica

Área de concentração: Mecânica do Voo

Orientador: Prof. Dr. Tobias Souza Morais

Uberlândia

2021



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
Coordenação do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica
Rodovia BR 050, KM 78, Bloco 1D, 2º andar - Bairro Glória, Uberlândia-MG, CEP 38400-902
Telefone: (34) 2512-6768 - www.mecanica.ufu.br - coceaero@mecanica.ufu.br



ATA DE DEFESA - GRADUAÇÃO

Curso de Graduação em:	ENGENHARIA AERONÁUTICA				
Defesa de:	PROJETO DE CONCLUSÃO DE CURSO - FEMEC43100				
Data:	17/06/2021	Hora de início:	09:00	Hora de encerramento:	11:30
Matrícula do Discente:	11421EAR004				
Nome do Discente:	LUCAS PARREIRA DE ABREU PEREIRA				
Título do Trabalho:	Otimização das características aerodinâmicas de superfícies sustentadoras utilizando algoritmos genéticos				

Reuniu-se remotamente, por meio da Plataforma Digital "Google Meet, em meet.google.com/rfq-ivwo-kfu, a Banca Examinadora, designada pelo Colegiado do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica, assim composta: Professores: Odenir de Almeida, FEMEC/UFU; Felipe Machini Malachias Marques, FEMEC/UFU e Tobias Souza Moraes, FEMEC/UFU, orientador do candidato.

Iniciando os trabalhos, o(a) presidente da mesa, Dr. Tobias Souza Moraes, apresentou a Comissão Examinadora e o candidato, agradeceu a presença do público, e concedeu ao discente a palavra, para a exposição do seu trabalho. A duração da apresentação do discente e o tempo de arguição e resposta foram conforme as normas do curso.

A seguir o(a) senhor(a) presidente concedeu a palavra, pela ordem sucessivamente, aos(às) examinadores(as), que passaram a arguir o(a) candidato(a). Ultimada a arguição, que se desenvolveu dentro dos termos regimentais, a Banca, em sessão secreta, atribuiu o resultado final, considerando o(a) candidato(a):

Aprovado, Nota: 80.

Nada mais havendo a tratar foram encerrados os trabalhos. Foi lavrada a presente ata que após lida e achada conforme foi assinada pela Banca Examinadora.

Documento assinado eletronicamente por **Felipe Machini Malachias Marques, Usuário Externo**, em 17/06/2021, às 11:29, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



Documento assinado eletronicamente por **Tobias Souza Moraes, Professor(a) do Magistério Superior**, em 17/06/2021, às 11:29, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



Documento assinado eletronicamente por **Odenir de Almeida, Professor(a) do Magistério Superior**, em 17/06/2021, às 11:29, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site https://www.sei.ufu.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **2841962** e o código CRC **C19ACDCC**.

AGRADECIMENTOS

Agradeço à minha família pelo apoio, pela compreensão e pelos momentos de descontração que foram essenciais ao longo de toda essa jornada. Em especial aos meus pais que escutaram longas explicações sobre a dinâmica de aeronaves em seis graus de liberdade.

À minha namorada por todo apoio e auxílio ao longo do curso e desse trabalho, por me motivar a sempre continuar.

Aos meus colegas da engenharia aeronáutica, em especial aos amigos que viram o dia raiar antes da prova de Mecânica dos Sólidos, que dividiram a régua de energia durante as aulas de Sistemas Térmicos e que adicionaram risadas e experiências culinárias aos momentos de estudos.

Aos professores e amigos Felipe Machini Malachias Marques e Tobias Souza Morais, pela sugestão do trabalho e pelos conselhos ao longo do mesmo.

Agradeço à Faculdade de Engenharia Mecânica (FEMEC) pelas aulas, eventos e oportunidades disponibilizadas ao longo do curso, agradeço também à Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de nível Superior (CAPES) pela viabilização do intercâmbio realizado pelo programa BRAFITEC, que gerou uma experiência única e sempre recomendo a todos que me perguntam sobre.

Agradeço, por último, à Universidade Federal de Uberlândia (UFU) por toda sua infraestrutura e diversidade, que me proporcionou uma nova visão de mundo.

RESUMO

O objetivo desse trabalho é desenvolver uma rotina que possibilite a otimização de valores geométricos permitindo a definição de superfícies sustentadoras que atendam os requisitos da missão otimizada e que cumpram os requisitos de estabilidade estática longitudinal. O processo de otimização é composto por um algoritmo genético que utiliza de um módulo aerodinâmico baseado em *Vortex-Lattice Method (VLM)* não linear e de outro módulo que certifica o cumprimento dos critérios de estabilidade estática longitudinal para avaliar o desempenho do modelo analisado. Nesse caso, os resultados obtidos foram comparados com um modelo de aeronave convencional já existente no mercado e observou-se um aumento na eficiência aerodinâmica dos modelos gerados, além de possuírem a condição estável não só para a fase de cruzeiro, mas também para a situação de *stall*, pois apresentou um momento restaurador e sustentação suficiente para suportar o peso máximo de decolagem. Assim, a utilização desse algoritmo permite um melhor aproveitamento do tempo quando se passa da etapa de projeto Conceitual para a etapa Preliminar, sendo possível validar as características geométricas da asa e da empenagem horizontal.

Palavras-chave: Algoritmo Genético. Otimização. Aerodinâmica. Estabilidade. Longitudinal. Preliminar.

ABSTRACT

The purpose of this work is to develop a routine that enables the optimization of geometric values, allowing the resulting lifting surfaces to meet the requirements of the optimized mission and longitudinal static stability. The optimization process consists of a genetic algorithm that uses an aerodynamic module based on a non-linear Vortex-Lattice Method (VLM) and another module that certifies compliance with the criteria of longitudinal static stability to verify the analyzed model's performance. In this case, the results obtained were compared with a conventional off-the-shelf aircraft model and was noticed an increase in the aerodynamic efficiency of the optimized models, they also have a stable condition for the cruise phase and the stall situation, as it has a restoring momentum and is able to lift the maximum take-off weight. Thus, the use of this algorithm allows to enhance the user experience during the transition from the Conceptual to Preliminary design phases, so it is possible to validate the geometric features from the wing and from the horizontal tail.

Keywords: Genetic Algorithm. Optimization. Aerodynamics. Stability. Longitudinal. Preliminary.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Os três tipos de reprodução utilizado pelo Algoritmo Genético do <i>software</i> MatLab	15
Figura 2 - Fluxo de Vórtice	18
Figura 3 - Filamento de vórtice de intensidade Γ	18
Figura 4 - Representação de um vórtice ferradura	19
Figura 5 - Distribuição de vórtices ferradura utilizado no método proposto	20
Figura 6 - Sistema de vórtice adotado	21
Figura 7 - Representação dos ângulos de ataque do escoamento não perturbado (α^∞), efetivo (α_{eff}), induzido (α_{ind}), e ângulo de incidência local (i_w)	24
Figura 8 - Estol previsto pelo <i>VLM</i> Não linear.....	25
Figura 9 - Orientação dos eixos do escoamento ou eixos aerodinâmicos	26
Figura 10 - Exemplos de equilíbrio estável, instável e neutro em um sistema mecânico	27
Figura 11 - Representação esquemática dos pontos de referência para o cálculo da estabilidade longitudinal.....	28
Figura 12 - O comportamento do escoamento perante a presença da asa	30
Figura 13 - Coeficiente de momento em torno do centro de gravidade em função do ângulo de ataque.....	32
Figura 14 - Fluxograma do programa de otimização do conjunto asa-empenagem.....	34
Figura 15 - Possibilidades de malhas a serem implementadas.....	40
Figura 16 - Convergência de Malhas.....	40
Figura 17 - Três vistas do Modelo B200	45
Figura 18 - Modelo escolhido como parâmetro representado no módulo de aerodinâmica ...	48
Figura 19 - Coeficientes de sustentação e arrasto do modelo escolhido como parâmetro em função do ângulo de ataque	49
Figura 20 - Coeficiente de momento em torno do centro de gravidade do modelo escolhido como parâmetro em função do ângulo de ataque	50
Figura 21 - Acompanhamento da otimização da asa limitada a dois dias.....	53
Figura 22 - Acompanhamento da otimização da asa limitada 150 gerações.....	54
Figura 23 - Acompanhamento da otimização do conjunto asa-EH limitado a 24 horas	57
Figura 24 - Acompanhamento da otimização do conjunto asa-EH limitado a 50 gerações....	58
Figura 25 - <i>CMCG</i> em função de α para o conjunto asa-empenagem resultante do 1º Ciclo..	59
Figura 26 - <i>CMCG</i> em função de α para o conjunto asa-empenagem resultante do 2º Ciclo..	59

Figura 27 - <i>CMCG</i> em função de α para o conjunto asa-empenagem resultante do 3º Ciclo..	60
Figura 28 - <i>CMCG</i> em função de α para o conjunto asa-empenagem resultante do 4º Ciclo .	60
Figura 29 - Vista Isométrica dos 4 Casos analisados	61
Figura 30 - Vista Superior dos 4 casos analisados	62
Figura 31 - Vista Lateral dos 4 Casos Analisados.....	62
Figura 32 - Comparação gráfica das forças aerodinâmicas entre os modelos resultantes da otimização e o parâmetro.....	64
Figura 33 - Comparação gráfica dos coeficientes aerodinâmicos entre os modelos resultantes da otimização e o parâmetro	64
Figura 34 - Comparação gráfica do coeficiente de momento e do momento em torno do centro de gravidade entre os modelos resultantes da otimização e o parâmetro	65
Figura 35 - Comparação gráfica das forças aerodinâmicas entre os modelos resultantes da otimização e o parâmetro para uma situação de <i>stall</i>	67
Figura 36 - Comparação gráfica do coeficiente e do momento em torno do centro de gravidade entre os modelos resultantes da otimização e o parâmetro para uma situação de <i>stall</i>	67

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Vetor de variáveis fixas utilizadas para o parâmetro <i>B200</i>	46
Tabela 2 - Vetor de variáveis da asa utilizadas para o parâmetro <i>B200</i>	46
Tabela 3 - Vetor de variáveis da EH utilizadas para o parâmetro <i>B200</i>	47
Tabela 4 - Valores de referência da asa do modelo <i>B200</i>	48
Tabela 5 - Valores de referência da EH do modelo <i>B200</i>	49
Tabela 6 - Forças e eficiência aerodinâmicas do modelo <i>B200</i>	50
Tabela 7 - Intervalo utilizado para a otimização da asa	51
Tabela 8 - Intervalo utilizado para a otimização do conjunto asa-empenagem	51
Tabela 9 - Vetor de variáveis fixas utilizadas para a otimização	52
Tabela 10 - Análise das pontuações para sete gerações	54
Tabela 11 - Valores geométricos obtidos para as otimizações da asa realizadas.....	55
Tabela 12 - Valores geométricos obtidos para as otimizações do conjunto asa-empenagem realizadas.....	56
Tabela 13 - Valores de Sustentação dos modelos analisados.....	63
Tabela 14 - Valores de Arrasto dos modelos analisados	63
Tabela 15 - Eficiência Aerodinâmica dos modelos analisados	66

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	11
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	13
2.1	O processo de otimização.....	13
2.1.1	<i>Algoritmo Genético</i>	13
2.1.2	<i>A função Genetic Algorithm no software MatLab</i>	14
2.2	Aerodinâmica.....	16
2.2.1	<i>Equação de Laplace</i>	16
2.2.2	<i>Filamento de vórtice tridimensional</i>	18
2.2.3	<i>Vortex-Lattice Method (VLM).....</i>	20
2.2.4	<i>VLM Não-Linear</i>	23
2.3	Estabilidade.....	26
2.3.1	<i>Estática</i>	27
2.3.2	<i>Longitudinal.....</i>	28
3	METODOLOGIA.....	34
3.1	O processo de otimização.....	34
3.1.1	<i>Algoritmo Genético e a função GA</i>	34
3.1.2	<i>Função Objetivo</i>	35
3.1.3	<i>Entrada de dados</i>	36
3.1.4	<i>Valores Fixos de Entrada</i>	37
3.1.5	<i>Valores Variáveis de Entrada.....</i>	38
3.1.5.1	Valores Variáveis da Superfície Sustentadora Primária	38
3.1.5.2	Valores Variáveis da Empenagem Horizontal.....	38
3.2	Módulo de Aerodinâmica.....	39
3.3	Módulo de Estabilidade	41
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	44
4.1	Escolha do parâmetro	44
4.2	Resultados da otimização.....	51
4.3	Comparação entre resultados e parâmetro.....	61
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS.....	68
	REFERÊNCIAS	69

1 INTRODUÇÃO

O projeto de uma aeronave pode ser dividido em 5 etapas. A primeira é a Fase de Requisitos, quando é feita uma lista de expectativas sobre o modelo da aeronave, por exemplo, velocidade máxima, autonomia, altitude máxima e número de ocupantes. A segunda é Fase Conceitual, em que são coletados dados históricos de outros modelos para prover um entendimento básico do escopo, performance e visual da aeronave, normalmente define-se a missão, a configuração das empenagens e a organização dos assentos da aeronave. A Fase Preliminar dedica-se a determinar se a ideia é viável ou não, aqui é a última fase antes do início da construção de um protótipo, portanto, detalhes da geometria, estimativa do peso e estabilidade e controle são características determinadas durante essa fase. A quarta etapa é a Detalhada, aqui haverão desde detalhes sobre o plano de manutenção, quanto detalhes sobre a ergonomia dos assentos, por exemplo. A última etapa é a Prova do Conceito, onde o protótipo construído ao longo da fase Detalhada será testado buscando a validação do modelo teórico.

A natureza desse trabalho surgiu graças às disciplinas de Projetos de Aeronaves 1 e Projetos de Aeronaves 2, ministradas no oitavo e nono períodos, do curso de engenharia aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia e que podem ser equiparadas às fases de projeto conceitual e preliminar, respectivamente. Nessas fases deve-se definir a missão da aeronave e as principais características geométricas, durante o Projeto de Aeronaves 2 buscou-se não só validar os valores geométricos obtidos a partir dos valores históricos, mas também obter um modelo otimizado para a missão determinada.

Como afirmado por CARVALHO (2018), as fases de projeto conceitual e preliminar correspondem a uma grande porcentagem dos custos totais do programa de desenvolvimento. Essas etapas de projeto possuem tomadas de decisão que serão cruciais nos parâmetros finais de uma aeronave, ou seja, as premissas e escolhas realizadas durante o início do projeto influenciarão o andamento do todo, por isso devem ser fundamentadas. Isto posto, é essencial a validação dos valores resultantes antes do término da etapa preliminar.

A proposta dos professores de Projetos de Aeronaves 1 e 2 era desenvolver uma aeronave cargueira de curto alcance. Inicialmente foi construído um modelo baseado em dados históricos. Na segunda etapa, o objetivo foi a validação desse modelo, dessa necessidade surgiu a ideia de não só validar, mas de otimizar para uma dada missão, assim, os alunos da disciplina poderiam se dedicar em áreas mais críticas do projeto, como a estabilidade dinâmica da aeronave ou os critérios de aeroelasticidade.

Dessa forma, a motivação desse trabalho adveio do interesse por possibilitar que as etapas conceitual e preliminar de um projeto sejam profícuas, quanto ao tempo e custo dispendido para a realização do mesmo.

O intuito é desenvolver uma rotina que possibilite a otimização de valores geométricos permitindo a definição de superfícies sustentadoras que atendam os requisitos da missão otimizada e que cumpram os requisitos de estabilidade estática longitudinal.

São requisitos metodológicos que o otimizador encontre um modelo que cumpra com os requisitos da missão em um curto intervalo de tempo. Os módulos de aerodinâmica e estabilidade devem ser capazes de simular configurações genéricas de superfícies sustentadoras, altos ângulos de ataque e manter baixo custo computacional. Para tal, utilizou-se um otimizador baseado em algoritmo genético, do código baseado em um *Vortex-Lattice Method (VLM)* não linear desenvolvido por CARVALHO (2018) e nos equacionamentos presentes na literatura que definem os critérios da Estabilidade Estática Longitudinal.

Os capítulos subsequentes serão apresentados da seguinte forma: No Capítulo 2, são discutidos os fundamentos teóricos que constituem os módulos de otimização, aerodinâmica e estabilidade. O Capítulo 3 apresenta a relação entre os três métodos e o passo a passo para a implementação deles. No Capítulo 4, são analisados os resultados obtidos nas simulações e comparados com uma aeronave real e conhecida no mercado de aeronaves. Por fim, no Capítulo 5, as conclusões sobre a pesquisa e sugestões para futuros estudos sobre otimização do projeto preliminar.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Este capítulo apresentará as bases teóricas utilizadas ao longo desse Projeto de Conclusão de Curso. O primeiro subcapítulo trata sobre o processo de otimização, o segundo sobre aerodinâmica e o terceiro sobre estabilidade.

Um processo de otimização trata de um algoritmo de busca que tem como objetivo minimizar uma função custo a partir da escolha das variáveis de projeto. Embora, esse processo possa ser realizado, inclusive, manualmente, foi utilizado algoritmos de busca para a automatização desse sistema, tais algoritmos serão apresentados na sub seção 2.1.

2.1 O processo de otimização

Um processo de otimização pode ser solucionado através de um método determinístico ou probabilístico. Conforme MEDEIROS, G.; KRIPKA, M (2012), métodos determinísticos ou métodos clássicos são baseados nos cálculos de derivadas de primeira ou segunda ordem ou de uma aproximação dessas derivadas. Enquanto isso, os métodos baseados nos algoritmos probabilísticos introduzem no processo de otimização dados e parâmetros estocásticos resolvendo o problema do ponto de vista probabilístico.

De acordo com ALBUQUERQUE, DEBS e MELO (2010), os métodos convencionais de otimização apresentam algumas limitações tais como dificuldade de identificar soluções ótimas globais, pois são dependentes do ponto de partida, dificuldade de trabalhar com variáveis discretas e dificuldade de operar com funções não diferenciáveis. Devido a isso, muitas pesquisas têm-se voltado para métodos mais flexíveis e simples, como os heurísticos. Dentre os métodos heurísticos, os algoritmos genéticos têm-se destacado pela sua eficiência e simplicidade

2.1.1 Algoritmo Genético

John Holland desenvolveu o algoritmo genético, cujo princípio é baseado na mecânica de solução natural, conforme GOLDBERG (1989). Dessa forma, o resultado final de um algoritmo genético consiste no indivíduo mais apto para um determinado objetivo, essa no caso consiste na função objetivo. Os algoritmos genéticos utilizam um conjunto de possíveis soluções, conforme BECK (2000), aumentando a rapidez e a eficiência da busca, e permitindo que se explore as características desejáveis comuns a boas soluções. Além disso, ainda conforme

BECK (2000), não se sacrifica, em outras palavras, ampla aplicabilidade por poder de busca, e nem vice-versa.

Utiliza-se da analogia genética para explicar de maneira mais didática o funcionamento do algoritmo. Inicialmente uma população é formada, através da definição de um critério certos indivíduos são escolhidos e se reproduzem de alguma maneira, o resultado da reprodução é melhoria do material genético, ou seja, dos dados que compõe aquele indivíduo. Visando aumentar a diversidade da população, a mutação é um efeito desejado, pois essa traz um pouco de aleatoriedade para o material genético, possibilitando a descoberta de novos resultados.

Os novos indivíduos substituem os antigos à medida que se mostrarem mais aptos, todo esse processo se repete a cada geração, assim ao fim do processo de otimização via algoritmo genético é possível garantir que o indivíduo mais apto seja obtido.

GOLDBERG (1989) resume os algoritmos genéticos a quatro peculiaridades:

- Trabalham com uma codificação do conjunto de parâmetros e não diretamente com os parâmetros;
- Fazem a busca com uma população de pontos e não com um único ponto;
- Usam informação de recompensa (payoff), a função-objetivo, e não derivadas destas, ou conhecimento auxiliar;
- Usam regras de transição probabilísticas e não determinísticas.

2.1.2 A função Genetic Algorithm no software MatLab

A função *Genetic Algorithm (GA)* representa cada indivíduo por uma sequência numérica com tamanho definido pelo usuário. O desempenho de cada indivíduo é definido por uma função objetiva, após a avaliação individual é feito o escalonamento para melhor representação desse indivíduo perante a população. A seleção para reprodução é feita através de três possibilidades (perpetuação, cruzamento ou mutação). A explicação detalhada será apresentada a seguir.

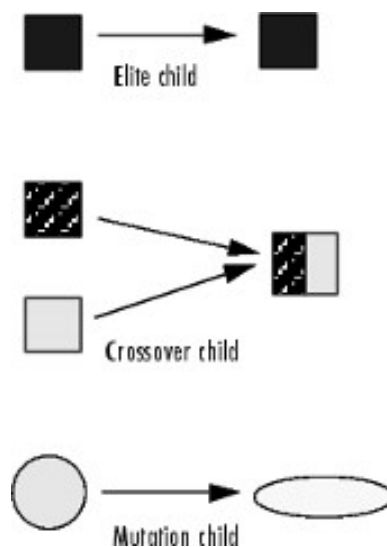
De acordo com MATLAB (2021), a primeira ação constitui da geração de uma população inicial de forma aleatória, após, os melhores indivíduos serão escolhidos para evoluírem à próxima geração e, assim, formarem uma nova população.

Cada indivíduo de uma população é pontuado pela função objetiva (*fitness function*), esses valores são chamados de Pontuação Bruta de Aptidão (PBA) (*raw fitness score*). Os indivíduos são escalonados dentro da sua população conforme tal pontuação, os valores escalonados são

chamados de pontuação esperada (*expectation values*). Aqueles que possuírem menor PBA, serão chamados de elite, pois foram melhores na classificação, e continuarão na próxima geração, os outros vetores serão descartados.

A próxima geração é constituída dos membros da elite (perpetuação), de seus filhos (cruzamento) e de mutações (mutação). Na perpetuação, os antigos membros da elite continuam sem alteração. No cruzamento, é formado um novo indivíduo através de valores escolhidos de forma aleatória de dois sobreviventes da última geração, de acordo com MATLAB (2021), esse novo indivíduo recebe a denominação de resultado cruzado ou *crossover child*. Na mutação, resultados aleatórios são inseridos de forma aleatória no cromossoma de indivíduos da geração anterior. A Figura 1 expressa, de forma simplificada, o processo de criação de uma nova geração:

Figura 1 - Os três tipos de reprodução utilizado pelo Algoritmo Genético do *software* MatLab



Fonte: MATLAB (2021)

O código *GA* pode ser encerrado se um dos critérios de parada abaixo for atingido:

- *MaxGenerations*: o algoritmo para quando o número máximo de gerações (*MaxGenerations*) é atingido;
- *MaxTime*: o algoritmo para quando o tempo de execução total (*MaxTime*) é atingido;
- *FitnessLimit*: o algoritmo para quando o melhor resultado dentro de uma população é menor ou igual ao valor do limite da função objetivo (*FitnessLimit*);

- *MaxStallGenerations* ou *FunctionTolerance*: o algoritmo para quando a média relativa de mudanças no valor da função objetiva é menor que a tolerância da função;
- *MaxStallTime*: o algoritmo para se não houver melhoria no resultado da função objetiva dentro de um intervalo de tempo igual a *MaxStallTime*.

2.2 Aerodinâmica

Nessa seção será apresentada toda a base teórica e todo o processo para a definição e cálculo do *Vortex-Lattice Method (VLM)* Não Linear.

2.2.1 Equação de Laplace

Conforme ANDERSON (2010), há um grande número de casos práticos nos problemas de aerodinâmica em que o escoamento é irrotacional, um deles é o escoamento subsônico sobre aerofólios. Entretanto, nesse caso, há uma fina camada adjacente à superfície que possui escoamento viscoso com alta rotação, essa camada é denominada camada limite. Contudo, a análise aerodinâmica realizada nesse trabalho enfatiza o comportamento aerodinâmico, dessa forma, é possível ter uma visão macroscópica e, portanto, os efeitos internos à camada limite serão desconsiderados. Além dessa consideração o fluido também será considerado invíscido, ou seja, as forças inerciais prevalecem no sistema, pode-se considerar a viscosidade do fluido aproximadamente zero ($\mu \approx 0$), pois, de acordo com ANDERSON (2010), há vários exemplos de escoamentos aerodinâmicos práticos onde a influência dos fenômenos de transporte é pequena, e nós podemos modelar o escoamento como invíscido.

Em um escoamento irrotacional, para qualquer ponto, a vorticidade é zero ($\xi = \nabla \times \mathbf{V} = 0$). Sabe-se que o rotacional de um gradiente de uma função escalar é zero ($\nabla \times (\nabla \phi) = 0$), logo pode se concluir que para um escoamento irrotacional, haverá o gradiente de uma função escalar que determinará a função velocidade ($\mathbf{V} = \nabla \phi$). Conforme ANDERSON (2010) p. 182, como os escoamentos irrotacionais podem ser descritos pela velocidade potencial (ϕ), tais escoamentos são chamados de escoamentos potenciais.

$$\mathbf{V} = u\mathbf{i} + v\mathbf{j} + w\mathbf{k} = \frac{\partial \phi}{\partial x}\mathbf{i} + \frac{\partial \phi}{\partial y}\mathbf{j} + \frac{\partial \phi}{\partial z}\mathbf{k} \quad (1)$$

Se considerarmos que o escoamento potencial também é incompressível, ou seja, sua densidade (ρ) é constante. Então, o divergente da velocidade é zero ($\nabla \cdot \mathbf{V} = 0$), essa simplificação pode ser obtida através da equação de *Bernoulli*. Anteriormente mostrou-se que a velocidade consiste no gradiente da velocidade potencial, substituindo na equação advinda do escoamento incompressível, conclui-se que em um escoamento invíscido, incompressível e irrotacional, o divergente do gradiente da velocidade potencial é zero. Tal formulação recebe o nome de equação de Laplace.

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (2)$$

De acordo com ANDERSON (2010), as soluções para a equação de Laplace são chamadas de funções harmônicas. Conforme CARVALHO (2018), a equação de Laplace é linear, logo, é possível somar um conjunto de soluções particulares (singularidades) para obter uma nova solução.

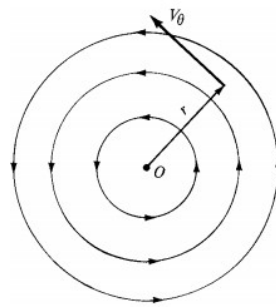
Devido ao método de singularidades, não é necessário discretizar o domínio da solução, apenas a superfície da geometria a ser simulada. Dessa forma, economiza-se no custo computacional, bem como em maior agilidade na preparação do modelo para simulação, como pontuado por CARVALHO (2018). O autor também pontua duas singularidades que utiliza no desenvolvimento do seu código, o escoamento uniforme e o vórtice.

Um escoamento uniforme com velocidade V_∞ movendo-se na direção $\vec{x}$ pode ser representado pela equação:

$$\phi = V_\infty \vec{x} \quad (3)$$

Para a segunda singularidade, considera-se um vórtice bidimensional, onde todas as linhas de corrente são concêntricas e a velocidade em um dado ponto P é proporcional à sua distância até o centro. Sendo Γ a intensidade do vórtice, θ a posição radial do ponto, é possível determinar a solução para equação de Laplace considerando:

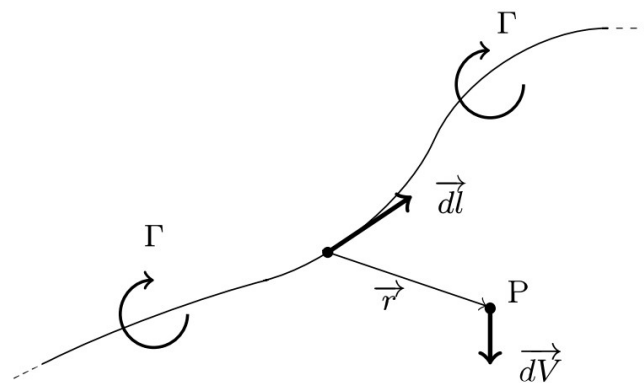
$$\phi = -\frac{\Gamma}{2\pi} \theta \quad (4)$$

Figura 2 - Fluxo de Vórtice**Fonte:** ANDERSON (2010)

2.2.2 Filamento de vórtice tridimensional

De acordo com ANDERSON (2010), o conceito do vórtice pode ser estendido para problemas tridimensionais, para isso considera-se um filamento de vórtices.

Um filamento de vórtices é relacionado matematicamente a um campo de fluxo no espaço a sua volta. Se a circulação percorre um caminho que fecha o filamento de vórtices, então é obtido um valor constante para a força do filamento de vórtices (Γ).

Figura 3 - Filamento de vórtice de intensidade Γ **Fonte:** CARVALHO (2018)

Considerando um segmento direto do filamento ($d\mathbf{l}$), como mostrado na Figura 3. O vetor $\mathbf{r}$ é a distância entre $d\mathbf{l}$ e um ponto P arbitrário no espaço. O segmento $d\mathbf{l}$ induz uma velocidade em P igual a:

$$d\mathbf{V} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{d\mathbf{l} \times \mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} \quad (5)$$

A equação 5 é conhecida como Lei de Biot-Savart, é de suma importância tratando sobre escoamentos incompressíveis e invíscidos e também na definição da força de um campo magnético.

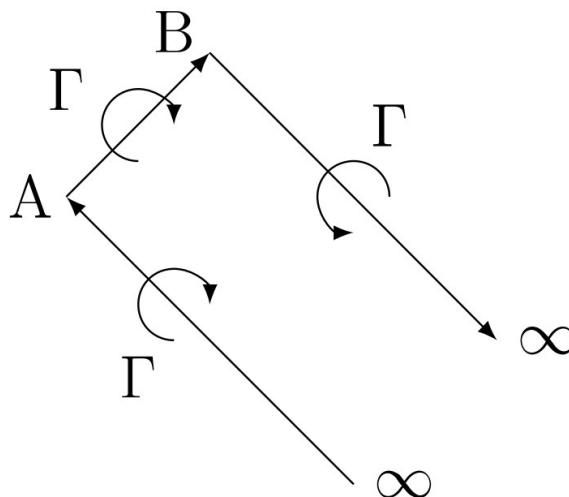
No desenvolvimento do código que será utilizado no módulo de Aerodinâmica, CARVALHO (2018) utiliza um filamento de vórtice que é conhecido como vórtice ferradura, tal singularidade é composta por três segmentos de vórtices, sendo um deles o vórtice limitado (*bounded vortex*) e, os outros dois, os vórtices livres. Na figura 4, o segmento AB representa o vórtice limitado (*bounded vortex*), cada um dos outros dois segmentos representa um vórtice livre.

O teorema de vórtices de Helmholtz consiste de:

1. A força de um filamento de vórtice é constante ao longo de seu comprimento.
2. Um filamento de vórtice não pode ser encerrado em meio fluido. Deve ser estendido até as fronteiras do meio (podendo essa ser o infinito) ou ser um caminho fechado.

Além do segmento AB, o vórtice ferradura apresentado na Figura 4 é composto de outros segmentos de vórtice. Obedecendo ao teorema de Helmholtz, esses segmentos chamados de vórtices livres se estendem das extremidades do vórtice limitado (*bounded vortex*) até o infinito. No *solver* desenvolvido por CARVALHO (2018), os vórtices livres se estendem até um valor suficientemente grande, no caso utilizou-se vinte envergaduras.

Figura 4 - Representação de um vórtice ferradura



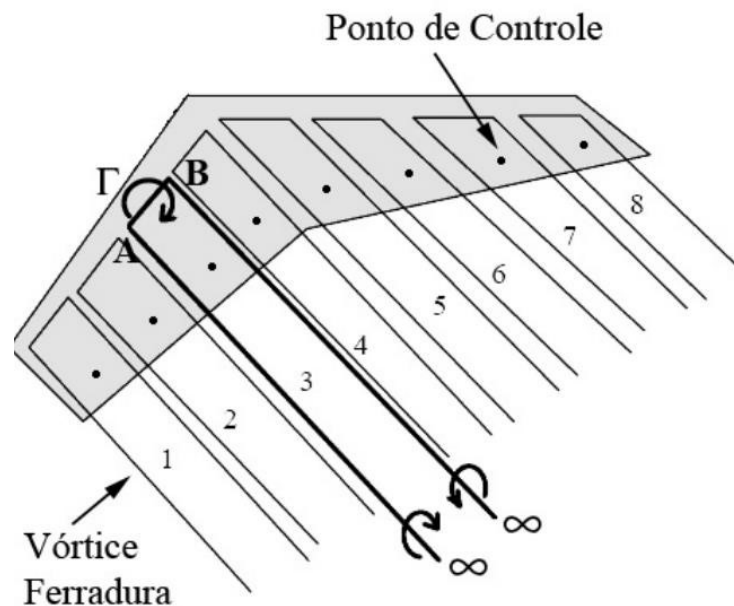
Fonte: CARVALHO (2018)

2.2.3 Vortex-Lattice Method (VLM)

De acordo com CARVALHO (2018), o método *Vortex-Lattice* é capaz de simular geometrias de baixo alongamento ao discretizar a superfície não apenas na envergadura, mas também ao longo da corda por meio de anéis de vórtice ou vórtices ferradura. Além disso, o emprego da condição de contorno de impermeabilidade na superfície faz com que seja possível simular geometrias não-planares e escoamento assimétrico. Uma das desvantagens do método é a não previsão de efeitos da espessura dos perfis, uma vez que apenas a linha cambra é discretizada.

Na implementação do *VLM* em seu *solver* aerodinâmico, CARVALHO (2018) discretizou apenas no sentido da envergadura, ou seja, utilizou vórtices ferraduras em que o eixo do vórtice limitado (*bounded vortex*) fica sobreposto à linha de 25% da corda.

Figura 5 - Distribuição de vórtices ferradura utilizado no método proposto



Fonte: VARGAS (2006)

Utilizando pontos de controle em 75% da corda, o método calcula as velocidades induzidas sobre esses pontos. Através de um sistema linear, determina o valor da intensidade (Γ) de cada vórtice.

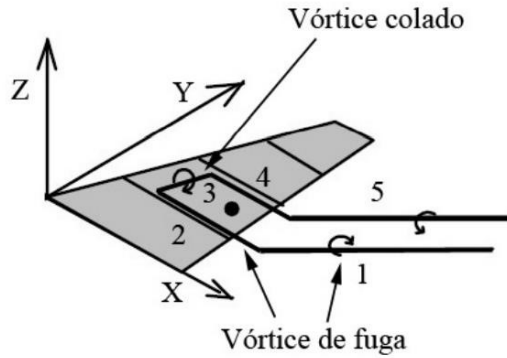
$$\begin{pmatrix} w_{11} & \cdots & w_{1n} \\ \vdots & & \vdots \\ w_{m1} & \cdots & w_{mn} \end{pmatrix} \times \begin{Bmatrix} \Gamma_1 \\ \vdots \\ \Gamma_n \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} B_1 \\ \vdots \\ B_n \end{Bmatrix} \quad (6)$$

Os coeficientes de influência w_{ij} podem ser calculados conforme:

$$w_{ij} = \sum_{k=1}^{n_{seg}} \overrightarrow{V_{ijk}} \cdot \overrightarrow{n_i} \quad (7)$$

Considerando que $\overrightarrow{n_i}$ são as normais ao painel no ponto de controle i ; $\overrightarrow{V_{ijk}}$ é a velocidade induzida pelo segmento k do vórtice j sobre o painel i ; n_{seg} é a quantidade de segmentos do vórtice adotado, para o caso utilizado por CARVALHO (2018), constituindo de vórtices ferradura com esteiras alinhadas, o valor de $n_{seg} = 5$, pois é feita a divisão dos vórtices livres em dois segmentos, sendo um que vai do vórtice limitado (*bounded vortex*) até o bordo de fuga e outro que vai do bordo de fuga até o infinito, de maneira alinhada ao escoamento livre, conforme Figura 6.

Figura 6 - Sistema de vórtice adotado



Fonte: VARGAS (2006)

Os termos independentes do sistema linear constituem de um somatório entre as influências do escoamento sem perturbação e de componentes devido a uma possível manobra. As formas de obtenção dos valores de B_i , $\overrightarrow{V_\infty}$ e $\overrightarrow{V_m}$ são apresentadas nas equações 8, 9 e 10, respectivamente.

$$B_i = (\overrightarrow{V_\infty} + \overrightarrow{V_m}) \cdot \overrightarrow{n_i} \quad (8)$$

$$\vec{V}_\infty = V_\infty [\cos(\alpha) \cos(\beta) \vec{i} - \cos(\alpha) \sin(\beta) \vec{j} + \sin(\alpha) \vec{k}] \quad (9)$$

$$\vec{V}_m = \vec{r}_{3/4} \times \vec{\Omega} \quad (10)$$

Na equação referente à $\vec{V}_\infty$, as variáveis α e β são os ângulos de ataque e de derrapagem e V_∞ denota o módulo da velocidade não perturbada. Na equação 10, a variável $\vec{\Omega}$ corresponde as componentes de rolagem, arfagem e guinada, respectivamente $[p \ q \ r]$, e $\vec{r}_{3/4}$ é a distância do ponto de controle até o centro de rotação da aeronave, na maioria dos casos corresponde ao centro de gravidade.

A obtenção das intensidades Γ advém da solução do sistema linear. Logo, é possível calcular as forças aerodinâmicas que atuam sobre a superfície através do teorema de Kutta-Joukowski.

$$\vec{F} = \rho \vec{V}_{1/4} \times \vec{\Gamma}_{bound} \quad (11)$$

Considera-se $\vec{\Gamma}_{bound}$ como o vetor que representa a intensidade e direção do vórtice limitado (*bounded vortex*), $\vec{V}_{1/4}$ como a velocidade total em 1/4 das cordas, incluindo as velocidades induzidas pela esteira, o escoamento não perturbado e as velocidades devido à manobra e ρ é a densidade do fluido. Conforme descrito em VARGAS (2006), a equação resulta em uma distribuição tridimensional de forças, sendo respectivamente as componentes de sustentação, arrasto e força lateral. Dessa forma, seria possível obter os coeficientes dessas três forças, entretanto, obter as velocidades induzidas em 25% de todas as cordas é um processo computacionalmente custoso. A solução proposta por CARVALHO (2018) é recomendada para situações onde não há forças laterais assimétricas, nessas condições é possível obter os coeficientes de sustentação e arrasto através do coeficiente de sustentação ao longo da envergadura, obtido por meio da equação 12. As equações que possibilitam o cálculo dos coeficientes de sustentação e arrasto induzido são 13 e 14, respectivamente.

$$c_l(y) = \frac{2\Gamma(y)}{V_\infty c(y)} \quad (12)$$

$$C_L = \left(\frac{1}{S}\right) \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) c_l(y) dy \quad (13)$$

$$C_{D,i} = \left(\frac{2}{V_\infty S}\right) \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \alpha_i(y) dy \quad (14)$$

As variáveis de $c(y)$ são as cordas locais, $\Gamma(y)$ são os valores das intensidades dos vórtices e α_i denota o ângulo de ataque induzido, cuja demonstração estará presente na seção 2.2.4.

2.2.4 VLM Não-Linear

Visando englobar perfis genéricos e incorporar efeitos viscosos na execução de seu *solver*, CARVALHO (2018) adaptou o método *decambering* proposto por MUKHERJEE, GOPALARATHNAM e KIM (2003) e ajustado por VARGAS (2006) para o VLM. O autor do *solver* aerodinâmico apresenta o procedimento numérico da seguinte maneira:

- 1) São atribuídos valores iniciais nulos para as variáveis auxiliares $\delta^i(y)$ e $\Delta c_l(y)$ para cada painel da asa;
- 2) Inicia-se a variável auxiliar $\alpha_{decamb}(y)$ com valores iguais ao ângulo de ataque do escoamento não perturbado (α_∞):

$$\alpha_{decamb}(y) = \alpha_\infty \quad (15)$$

- 3) A distribuição dos coeficientes de sustentação ($c_{l,invisc}(y)$) é calculada pelo método linear para o ângulo de ataque $\alpha_{decamb}(y)$;
- 4) Calcula-se os ângulos de ataque efetivos dos painéis ($\alpha_{eff}(y)$) corrigidos pela variável $\delta^i(y)$:

$$\alpha_{eff}(y) = \frac{c_{l,invisc}(y)}{2\pi} - \delta^i(y) \quad (16)$$

- 5) Busca-se nas polares bidimensionais ($c_{l,2D}$) os coeficientes locais de sustentação ($c_{l,visc}(y)$) para os ângulos $\alpha_{eff}(y)$:

$$c_{l,visc}(y) = c_{l,2D}(\alpha_{eff}(y)) \quad (17)$$

- 6) Calcula-se os valores de $\Delta c_l(y)$ para cada painel:

$$\Delta c_l(y) = c_{l,visc}(y) - c_{l,invisc}(y) \quad (18)$$

7) A variável auxiliar $\delta^i(y)$ é atualizada:

$$\delta^i(y) = \delta^{i-1}(y) + \frac{\Delta c_l(y)}{2\pi} \quad (19)$$

8) A variável $\alpha_{decamb}(y)$ sofre um acréscimo de $\delta^i(y)$ em relação ao seu valor inicial:

$$\alpha_{decamb}(y) = \alpha_\infty + \delta^i(y) \quad (20)$$

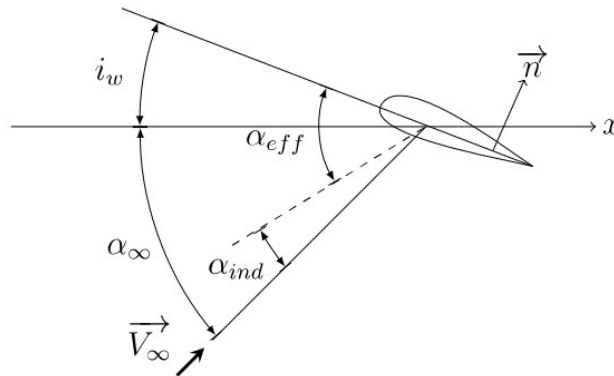
9) Retorna-se ao item 3, iniciando um processo iterativo. O critério de convergência pode ser uma dada tolerância no máximo valor de $\Delta c_l(y)$ entre duas iterações.

Dessa forma, é possível determinar o ângulo de ataque induzido ($\alpha_{ind}(y)$)

$$\alpha_{ind}(y) = (\alpha_\infty + i_w(y)) - \alpha_{eff}(y) \quad (21)$$

Na Figura 7 é possível visualizar os ângulos citados anteriormente.

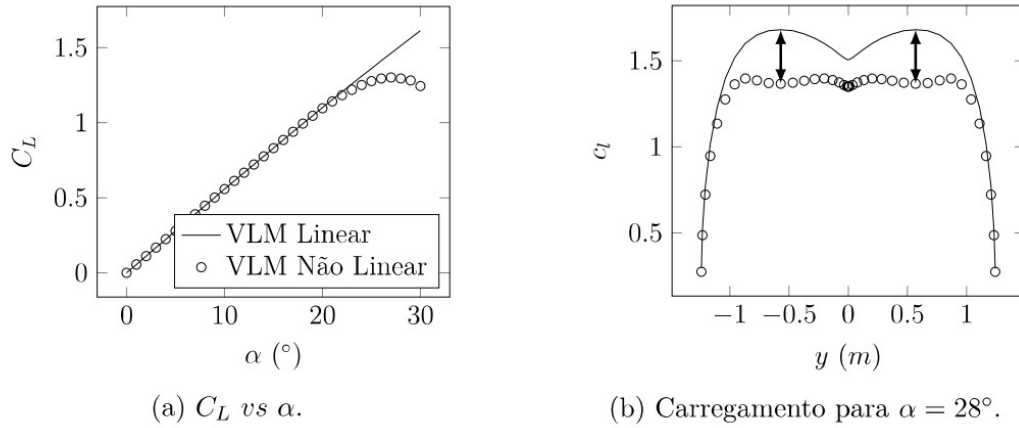
Figura 7 - Representação dos ângulos de ataque do escoamento não perturbado (α_∞), efetivo (α_{eff}), induzido (α_{ind}), e ângulo de incidência local (i_w)



Fonte: CARVALHO (2018)

Na Figura 8, CARVALHO (2018) apresenta os resultados calculados utilizando esse método de não linearidade para uma configuração genérica. Na figura da direita (b), as setas indicam a região onde o estol acontece.

Figura 8 - Estol previsto pelo *VLM* Não linear



Fonte: CARVALHO (2018)

Utilizando do ângulo de ataque efetivo para cada seção da asa ($\alpha_{eff}(y)$) e das polares bidimensionais é possível determinar os valores de arrasto parasita do perfil ($c_{d,0}$) e do coeficiente de momento (c_m). Com tais dados, juntamente com a coordenada y e sua respectiva corda (c) é possível determinar os coeficientes de arrasto parasita da asa ($C_{D,0}$), de momento (C_m), de rolagem (C_l), de guinada induzida ($C_{n,i}$) e de guinada parasita ($C_{n,0}$), as equações para tal são representadas pelas equações 22 a 26. Utiliza-se também os valores da área de referência (S), corda média aerodinâmica ($\bar{c}$) e envergadura de referência (b).

$$C_{D,0} = \left(\frac{1}{S}\right) \int_{-b/2}^{b/2} c_{d,0}(y) c(y) dy \quad (22)$$

$$C_m = \left(\frac{1}{S \bar{c}}\right) \int_{-b/2}^{b/2} c_m(y) c(y)^2 dy \quad (23)$$

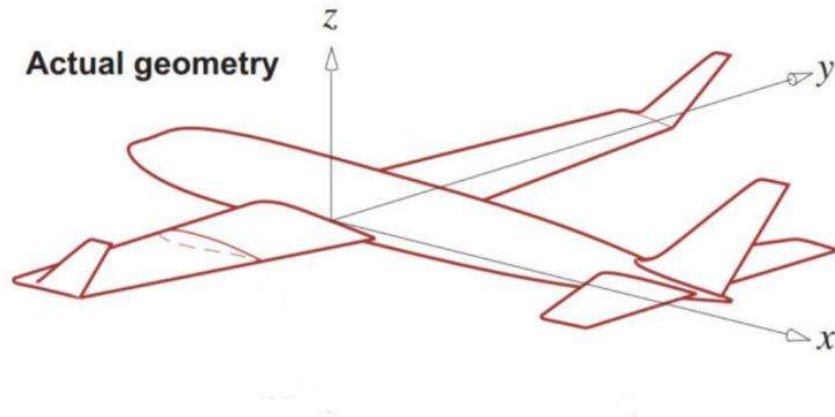
$$C_l = -\left(\frac{1}{S b}\right) \int_{-b/2}^{b/2} c_l(y) c(y) y dy \quad (24)$$

$$C_{n,i} = \left(\frac{1}{S b} \right) \int_{-b/2}^{b/2} \frac{\pi c_l(y) c(y) \alpha_i(y)}{180} y dy \quad (25)$$

$$C_{n,0} = \left(\frac{1}{S b} \right) \int_{-b/2}^{b/2} c_{d,0}(y) c(y) y dy \quad (26)$$

Como destacado por CARVALHO (2018), os resultados das equações acima é dado em relação aos eixos de referência do escoamento, popularmente conhecido como eixo aerodinâmico.

Figura 9 - Orientação dos eixos do escoamento ou eixos aerodinâmicos



Fonte: DRELA (2014)

2.3 Estabilidade

RODRIGUES (2013) define estabilidade como a tendência de um objeto retornar a sua posição de equilíbrio após qualquer perturbação sofrida. O conceito de estabilidade para aeronaves consiste em duas situações, estabilidade estática e estabilidade dinâmica. Além disso, cada uma dessas situações pode ser dividida em longitudinal e latero-direcional.

Conforme NELSON (1998), a estabilidade estática é a tendência inicial de um veículo de retornar para a situação de equilíbrio após sofrer um distúrbio. Enquanto estabilidade dinâmica é, definida por ROSKAM (2001), a tendência das amplitudes de uma aeronave em estado

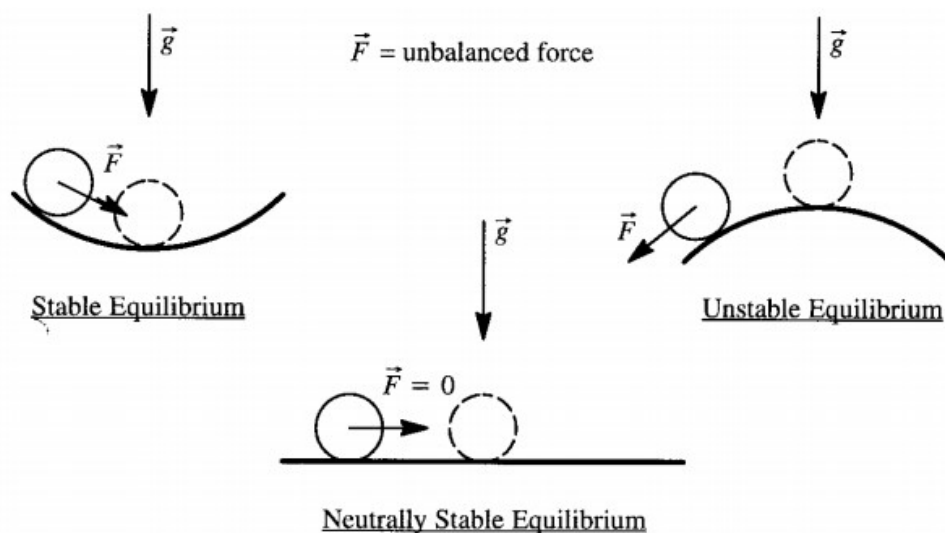
perturbado caírem a zero, ou a valores correspondentes para um novo estado de equilíbrio, algum tempo depois que a causa do distúrbio se encerrou.

A proposta desse módulo consiste em garantir a estabilidade estática longitudinal de uma aeronave. A seguir, esses dois conceitos são melhores apresentados.

2.3.1 Estática

A estabilidade estática é definida por RODRIGUES (2013) como a tendência de um corpo voltar a sua posição de equilíbrio após qualquer distúrbio sofrido, ou seja, se após uma perturbação sofrida existirem forças e momentos que tendem a trazer o corpo de volta a sua posição inicial, este é considerado estaticamente estável (*Stable Equilibrium*). Se após um distúrbio o corpo atinge um novo equilíbrio diferente do inicial, então é um equilíbrio estaticamente neutro (*Neutrally Stable Equilibrium*). Portanto, se após um distúrbio o corpo não retorna a nenhuma situação de equilíbrio, então é estaticamente instável (*Unstable Equilibrium*). Essas três situações são mostradas na Figura 10.

Figura 10 - Exemplos de equilíbrio estável, instável e neutro em um sistema mecânico



Fonte: ROSKAM (2001)

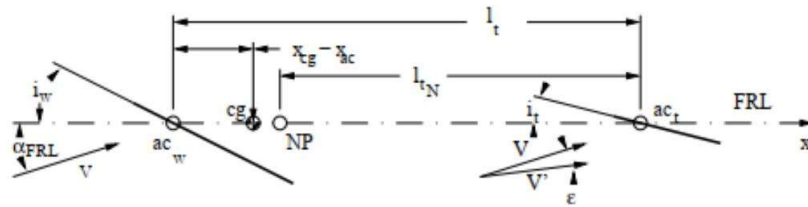
Para a aviação é sempre desejável a condição estaticamente estável, pois durante o voo há vários distúrbios ocorrendo sobre a aeronave, seja por rajadas de vento ou comandos do piloto, o que pode variar é o quanto uma aeronave é estaticamente estável. Dependendo da aplicação

a aeronave pode possuir uma resposta mais lenta aos comandos do piloto, como o caso das aeronaves cargueiras. Entretanto, em caças supersônicos deseja-se um menor tempo de resposta, por consequência a capacidade de manobra ser elevada.

2.3.2 Longitudinal

Para determinação da estabilidade estática longitudinal da aeronave, calcula-se o momento em torno do Centro de Gravidade (M_{CG}), considerando momento horário como positivo e momento anti-horário como negativo.

Figura 11 - Representação esquemática dos pontos de referência para o cálculo da estabilidade longitudinal



Fonte: NELSON (1998)

A Figura 11 mostra uma representação de um conjunto asa mais Empenagem Horizontal (EH), ambas as superfícies aerodinâmicas são representadas com suas cordas média aerodinâmica (ac_w e ac_t), nas equações serão tratadas como $\bar{c}_w$ e $\bar{c}_{ht}$ para manter-se a nomenclatura utilizada até então.

Utilizando do método *build-up* é possível definir M_{CG} como um somatório entre os momentos gerados por cada superfície aerodinâmica em torno do centro de gravidade. A demonstração a seguir será realizada com base na configuração apresentada na Figura 11, ou seja, utiliza-se uma configuração de asa mais empenagem horizontal, entretanto, o método é válido independente da quantidade de superfícies sustentadoras.

$$M_{CG} = M_{CGw} + M_{CGht} \quad (27)$$

O coeficiente de momento em torno do Centro de Gravidade (CG) é definido como a adimensionalização do momento em torno do CG, a maneira que essa operação é realizada é apresentada na equação 28.

$$C_{m_{CG}} = \frac{m_{CG}}{q S \bar{c}} \quad (28)$$

Onde, q representa a pressão dinâmica, S é a área de referência e $\bar{c}$ é a corda média aerodinâmica. A mesma consideração feita na equação 27 pode agora ser realizada para o $C_{m_{CG}}$. Dessa forma, é possível determinar $C_{m_{CG}}$ como um somatório do coeficiente de momento de cada superfície sustentadora em torno do centro de gravidade, para o caso proposto tem-se que:

$$C_{m_{CG}} = C_{m_{CG_w}} + C_{m_{CG_{ht}}} \quad (29)$$

A equação 30 foi demonstrada por NELSON (1998):

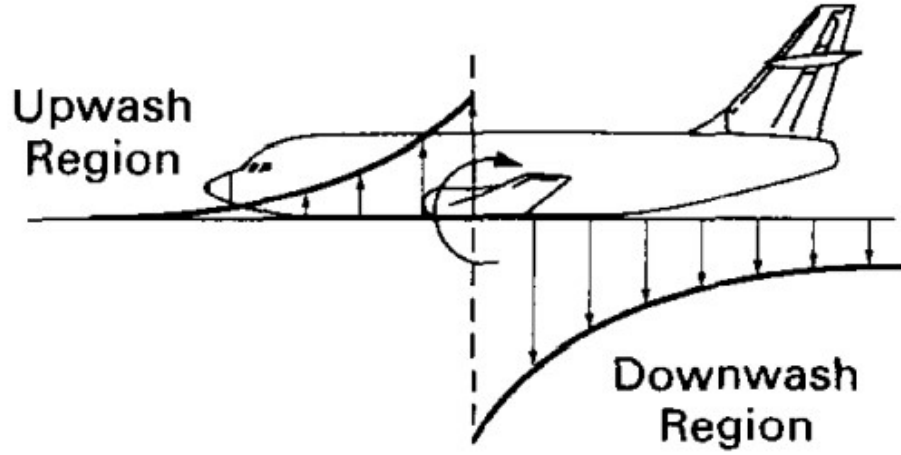
$$\begin{aligned} C_{m_{CG_w}} = & \left(\frac{x_{AC_w}}{\bar{c}} - \frac{x_{CG}}{\bar{c}} \right) * [C_{L_w} \cos(\alpha_w - i_w) - C_{D_w} \sin(\alpha_w - i_w)] \\ & - \left(\frac{z_{AC_{wt}}}{\bar{c}} - \frac{z_{CG}}{\bar{c}} \right) * [C_{L_w} \sin(\alpha_w - i_w) + C_{D_w} \cos(\alpha_w - i_w)] \\ & + C_{m_{AC_w}} \end{aligned} \quad (30)$$

Esta equação não pode ser utilizada para a EH, pois como pontuado por RODRIGUES (2013):

- Devido ao escoamento induzido na asa, o vento relativo que atua na superfície horizontal da empenagem não possui a mesma direção do vento relativo que atua na asa;
- Devido ao atrito de superfície e ao arrasto de pressão atuantes sobre a asa, o escoamento que atinge a empenagem possui uma velocidade menor que o escoamento que atua sobre a asa e, portanto, a pressão dinâmica na empenagem é menor que a pressão dinâmica atuante na asa.

De acordo com NELSON (1998), mesmo em uma configuração canard, a EH sofre influência do escoamento criado sobre a asa, pois na configuração normal está exposta ao downwash, enquanto na configuração canard está exposta ao upwash.

Figura 12 - O comportamento do escoamento perante a presença da asa



Fonte: NELSON (1998)

A equação do momento devido à empenagem horizontal (EH) gerado em torno do centro de gravidade é descrita pela equação 31:

$$C_{m_{CG_{ht}}} = \eta_{ht} \frac{S_h}{S} \left\{ \left(\frac{x_{AC_{ht}}}{\bar{c}} - \frac{x_{CG}}{\bar{c}} \right) [C_{L_{ht}} \cos(\alpha_{ht}) - C_{D_{ht}} \sin(\alpha_{ht})] - \left(\frac{z_{AC_{ht}}}{\bar{c}} - \frac{z_{CG}}{\bar{c}} \right) [C_{L_{ht}} \sin(\alpha_{ht}) + C_{D_{ht}} \cos(\alpha_{ht})] + C_{m_{ac_{ht}}} \right\} \quad (31)$$

O ângulo de ataque enxergado pela EH consiste não só da soma entre o ângulo de ataque visto pela aeronave mais a incidência da superfície, esse α_{ht} acaba sofrendo do efeito do downwash ou upwash, aqui representado pela variável ε .

$$\alpha_{ht} = \alpha - \varepsilon + i_{ht} \quad (32)$$

A variável ε acaba variando em função do ângulo de ataque, portanto pode ser escrita da seguinte forma:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha \quad (33)$$

Simplificando o valor de α_{ht} pode-se defini-la como:

$$\alpha_{ht} = \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \alpha + i_{ht} - \varepsilon_0 \quad (34)$$

Os coeficientes de todas as superfícies sustentadoras são calculados pelo módulo de aerodinâmica, as fórmulas para o cálculo desses coeficientes já foram apresentadas na seção anterior. De acordo com ROSKAM (2001), a pressão dinâmica exercida sobre a EH é potencialmente diferente daquela exercida sobre a asa, NELSON (1998) define um intervalo para a eficiência aerodinâmica da EH (η_{ht}) entre 0.8 e 1.2.

$$\eta_{ht} = \frac{\frac{1}{2} \rho_{ht} V_{ht}^2}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2} \quad (35)$$

Sendo ρ a densidade do escoamento livre e ρ_{ht} implica na densidade do escoamento sobre a EH. A variável V_{∞} representa a velocidade do escoamento livre e V_{ht} a velocidade do escoamento sobre a EH.

O código desenvolvido por CARVALHO (2018), leva em conta os valores de downwash ou upwash e a adimensionalização em função da área de referência ao realizar o cálculo desses coeficientes, garantindo, portanto, mais confiabilidade ao resultado.

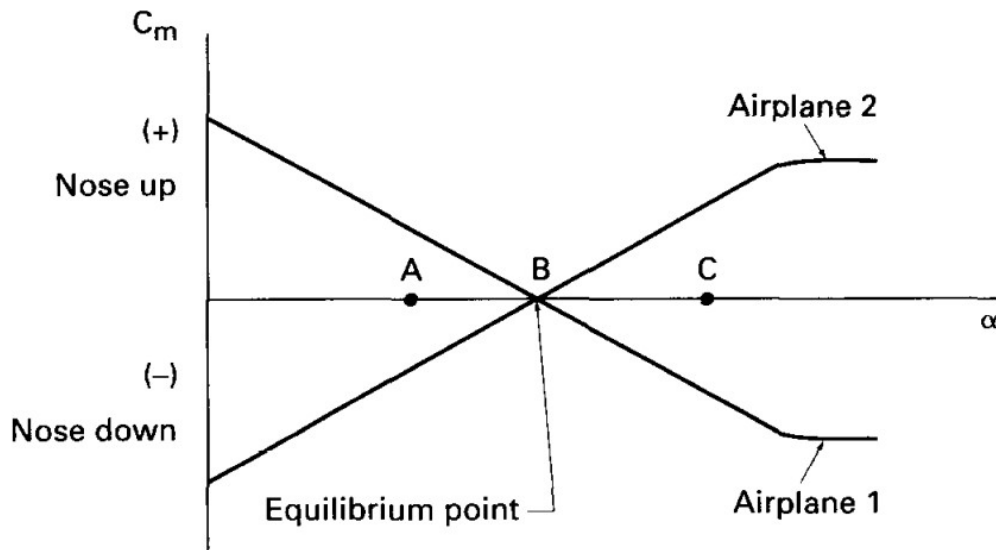
Uma aeronave só estará em equilíbrio se o seu coeficiente de momento for zero, portanto, o seu momento em torno do CG for zero.

$$C_{m_{CG}} = m_{CG} = 0 \quad (36)$$

Contudo, não se pode garantir que o $C_{m_{CG}}$ seja zero para todos os ângulos de ataque, por isso, é comum a relação entre $C_{m_{CG}}$ e α .

Considerando a Figura 13, é possível visualizar duas curvas, cada uma dessas curvas representa a relação entre o $C_{m_{CG}}$ de um avião com a mesma faixa de ângulo de ataque.

Figura 13 - Coeficiente de momento em torno do centro de gravidade em função do ângulo de ataque



Fonte: NELSON (1998)

Supondo uma rajada de vento que gere um aumento de α é possível analisar que o Avião 2 possuirá um aumento do seu coeficiente de momento, e um C_{mCG} positivo implica em uma tendência de nariz para cima, ou seja, de aumento do ângulo de ataque, portanto, apesar de possuir uma condição de equilíbrio para α igual a 0, o avião 2 não é estável longitudinalmente. Entretanto, realizando essa análise para o avião 1 é possível observar que com o aumento do ângulo de ataque haverá um C_{mCG} restaurador, ou seja, a medida que o nariz sobe, as forças atuantes na aeronave geram um momento que tende a retornar a aeronave para a sua posição inicial.

Conforme apresentado por RODRIGUES (2013), um dos critérios para se garantir a estabilidade estática longitudinal da aeronave é quando o coeficiente angular do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque é negativo, simplificando, é quando a curva de C_{mCG} em função de α é decrescente. Esse primário critério para a estabilidade estática longitudinal também é representado por:

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = C_{m_\alpha} < 0 \quad (37)$$

Outro critério para a determinação da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave é que a curva de C_{mCG} em função de α deve cruzar o valor zero do eixo horizontal, ou seja, deve

haver um valor de α para o qual o valor de $C_{m_{CG}}$ é zero. Lembrando que a curva é decrescente e que a aeronave deve possuir um ângulo de equilíbrio positivo, isto é, o valor de α para qual $C_{m_{CG}}$ é zero deve ser maior que zero para que a aeronave possa voar de forma reta e nivelada, conclui-se que o coeficiente de momento em torno do centro de gravidade para um ângulo de ataque nulo (C_{m_0}) deve ser maior ou igual a zero, assim é possível atender a equação 37 e garantir que o ângulo de equilíbrio ou ângulo de trimagem da aeronave é maior ou igual a zero.

Além desses dois critérios, é importante analisar de forma quantificada a estabilidade e manobrabilidade de uma aeronave, tal estudo é feito pelo valor da margem estática. De acordo com ROSKAM (2001), a margem estática é um valor adimensionalizado da distância do centro aerodinâmico até o centro de gravidade, esse valor é dado em porcentagem da corda média aerodinâmica.

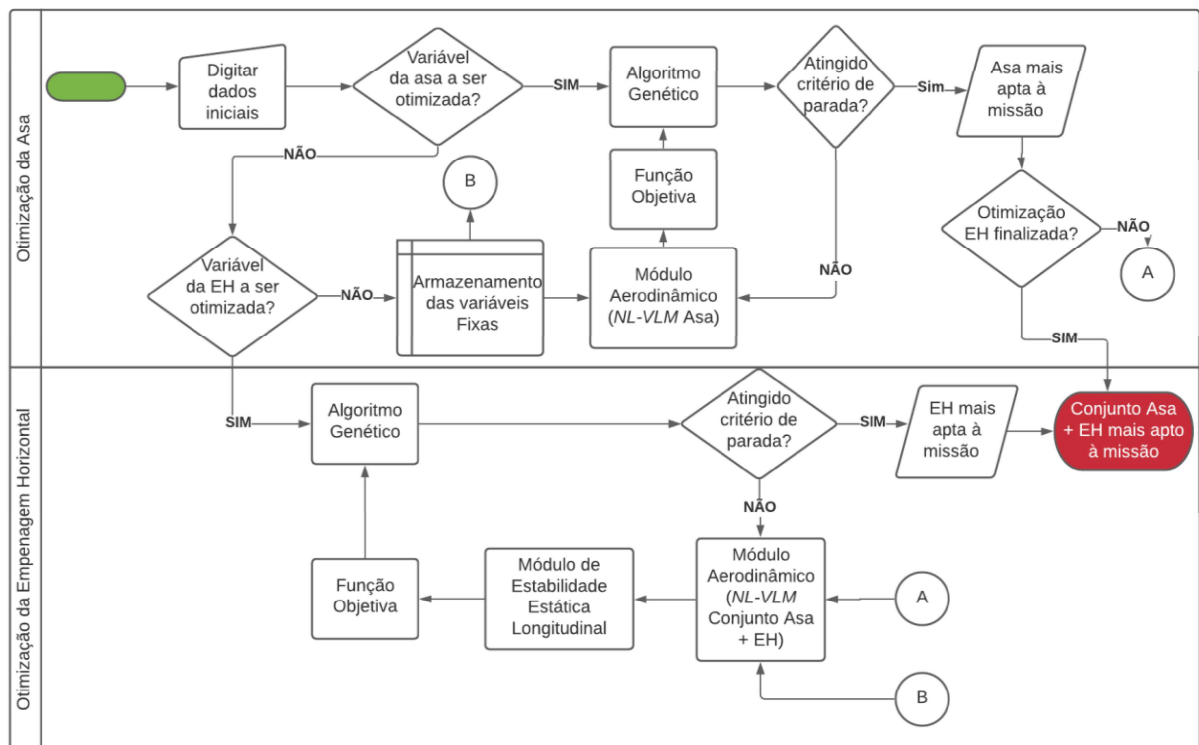
$$ME = \left(\frac{x_{AC_w} - x_{CG}}{\bar{c}} \right) 100\% \quad (38)$$

RODRIGUES (2013) afirma que a Margem Estática (ME) normalmente está compreendida entre 10 e 20%, para que assim traga bons resultados quanto à estabilidade e manobrabilidade de manche fixo da aeronave, tal expressão representa o controle que se há sobre uma aeronave sem a ação de nenhum componente eletrônico. Cada vez maior a ME menor é a manobrabilidade de manche fixo de uma aeronave, ou seja, menor é a reação aos comandos do piloto e efeitos externos, mas se a margem estática for próxima a 0, o tempo de resposta será muito rápido, podendo ocasionar em perda de controle do avião.

3 METODOLOGIA

Para a realização deste estudo foram utilizados os métodos de Algoritmo Genético, *Vortex-Lattice* e os critérios de Estabilidade Estática Longitudinal. A forma de interação entre os módulos é mostrada na Figura 14:

Figura 14 - Fluxograma do programa de otimização do conjunto asa-empenagem



Fonte: O autor

3.1 O processo de otimização

O processo de otimização consiste da função *GA* do software MatLab comandada por uma função objetivo e recebe os dados de entrada definidos pelo usuário.

3.1.1 Algoritmo Genético e a função *GA*

Em suma, os motivos da escolha pelo Algoritmo Genético foram geração de uma população e não de um indivíduo único a cada iteração e facilidade de implementação através da função *GA* no software MATLAB.

Os métodos clássicos de otimização não foram cogitados, pois dependendo da combinação dos valores das variáveis a serem otimizadas é possível que o resultado dos coeficientes aproxime de infinito. Assim, como o método escolhido gera uma população a cada iteração, os indivíduos que apresentem descontinuidades não serão escolhidos para avançar no processo da otimização.

A função GA permite a definição dos parâmetros: tamanho da população inicial e critérios de parada. É padrão da função o tamanho da população inicial igual a 200 quando há mais de 5 variáveis de decisão, como o estudo da variação desse valor não entra no escopo da pesquisa, foi mantido o valor padrão do software.

São quatro os critérios de parada considerados pela função GA, há o critério do máximo número de gerações (por padrão consiste 100 vezes o número de variáveis), o tempo máximo de execução em segundos e a variação do valor da função objetiva considerando o tempo (*stall time limit*) e considerando o número de gerações (*stall generations limit*).

3.1.2 Função Objetivo

A função objetiva escolhida utiliza os seguintes resultados advindos do Algoritmo Genético: a área de referência, o coeficiente de sustentação e de arrasto e três variáveis binárias que correspondem ao cumprimento do critério de Cm_0 , das condições de *trimagem* e de margem estática dentro do módulo de estabilidade. Além dessas, também recebe os seguintes valores fixos definidos pelo usuário previamente à execução da otimização: a Velocidade de voo (V_∞), a densidade do ar na altitude de voo (ρ), a massa alvo a ser carregada (M_{alvo}) e o fator de significância do coeficiente de arrasto ($Fator_{arrasto}$). Esse último é crítico em situações onde a motorização do projeto é limitada, como por exemplo, o caso das competições do SAE Aerodesign.

A partir dos valores recebidos define-se a variável L_{alvo} como sendo a força de sustentação alvo a ser alcançada pela função objetiva, essa variável é calculada através da multiplicação de M_{alvo} , gravidade (considerando $g = 9,81 \text{ m/s}^2$) e da divisão pelo cosseno do ângulo de ataque (para o caso tratado $\alpha = 0$).

A função objetiva é mostrada na equação 39, uma única função é utilizada para os processos de otimização da asa e da empenagem horizontal (EH). Entretanto, durante o processo de otimização das superfícies primárias, as variáveis Coeficiente de momento para ângulo de ataque zero (Cm_0), *Trimagem* (*Trim*) e Margem Estática (ME) assumem o valor de zero.

Durante a otimização das superfícies secundárias essas variáveis podem assumir o valor 0 ou 1, dependendo se atendem ou não aos critérios definidos no módulo de estabilidade.

$$F_{obj} = 100^{(3-(Cm_0 + Trim + ME))} * \left(\left(\frac{L - L_{alvo}}{L_{alvo}} \right)^2 + \left(\frac{D}{L} \right)^2 * Fator_{arrasto} \right) \quad (39)$$

A equação 39 foi escolhida como função objetivo pois:

- Visa otimizar a eficiência aerodinâmica da aeronave, buscando resultados não só na sustentação, mas também no arrasto;
- Não tende a maximizar a força de sustentação, mas sim de encontrar um valor mais próximo do alvo;
- Potenciação quadrática impede que o otimizador busque um arrasto negativo;
- Os critérios de estabilidade estática longitudinal afetam de forma exponencial o resultado, evidenciando o grau de importância de se obter um conjunto *trimável* e que possua condições de carregar a massa alvo determinada pelo usuário;
- O número 100 foi escolhido para uma melhor análise dos casos de convergência, assim é possível acompanhar o processo de otimização e visualizar a mudança da ordem de grandeza dos resultados da função objetivo à medida que as gerações passam a cumprir com os critérios de estabilidade.

3.1.3 Entrada de dados

A entrada de dados foi dividida em três matrizes, a primeira matriz a ser preenchida pelo usuário consiste, na verdade, de um vetor e são os valores de referência para a otimização, daqui para frente esses valores serão chamados de Valores Fixos de Entrada.

A segunda matriz é preenchida com os dados que serão variados pelo processo de otimização das superfícies primárias, são duas colunas contendo o número de mínimos e máximos. A ordem de preenchimento das linhas será tratada mais a frente desse capítulo.

A última matriz a ser preenchida pelo usuário corresponde a empenagem horizontal. Além dos dados aerodinâmicos, uma variação da posição das superfícies primárias e do centro de gravidade também deve ser preenchida para que o otimizado possa definir a melhor condição estável do conjunto. A sequência de preenchimento é melhor detalhada nos subcapítulos a seguir.

3.1.4 Valores Fixos de Entrada

Normalmente, um processo de otimização multidisciplinar possui uma grande quantidade de variáveis a serem otimizadas, entretanto há aqueles valores que são de referência para o código de otimização.

No que tange esse trabalho, as variáveis abaixo foram definidas como constantes e, portanto, independentes do processo de otimização:

- A quantidade de superfícies sustentadoras que serão otimizadas e para cada uma delas há também os valores de:
 - Número de seções que a superfície será dividida
 - Número de superfícies de comando presente na superfície
 - Caso o item acima seja diferente de zero, deverá ser preenchido qual seção corresponde àquela superfície de comando.
 - O perfil aerodinâmico utilizado em cada seção
- A velocidade de voo da aeronave, o processo de otimização considera apenas uma velocidade para a aeronave;
- A densidade do ar, essa variável está interligada com a altitude, assim a missão da aeronave está praticamente definida, faltando apenas a autonomia da mesma. Contudo, esse valor não será necessário para o processo de otimização;
- O menor e o maior ângulo de ataque que a aeronave percorrerá durante todo o ciclo de voo (desde a decolagem até o pouso);
- O ângulo de ataque alvo a qual a aeronave será otimizada;
- A massa alvo, ou seja, a quantidade de carga em quilogramas que a aeronave almeja carregar;
- O fator multiplicativo de arrasto na função objetivo, esse fator influencia de forma gradativa se a otimização deve se preocupar em diminuir o arrasto ou em incrementar a sustentação. Para situações onde a motorização é limitada, como o caso do Aerodesign, esse fator pode ser maior do que zero.

3.1.5 Valores Variáveis de Entrada

Nesta seção serão apresentadas as variáveis que serão otimizada, inicialmente apenas as da asa e após as da empenagem horizontal juntamente com as responsáveis pela posição das superfícies primárias e do centro de gravidade.

3.1.5.1 Valores Variáveis da Superfície Sustentadora Primária

É obrigatória a presença de uma superfície sustentadora primária, porém não há um valor máximo, permitindo aviões biplanos e triplanos no otimizador. Contudo, a entrada das variáveis a serem otimizadas deve seguir a ordem:

- O ângulo de incidência da asa;
- Os itens abaixo são dependentes do número de seções:
 - Envergadura
 - Enflechamento
 - Diedro
 - Torção
 - Corda

O preenchimento da variável Corda implicará em uma linha a mais que as outras, pois cada seção possui uma variável na raiz e a última linha será a variável na ponta da última seção que é aquela que define o fim da envergadura.

Caso haja N seções o intervalo para cada variável deve ser colocado na sequência de 1 até N. Exemplo: Envergadura 1 até Envergadura N, aí só depois ir para Enflechamento 1 até Enflechamento N. Por último a variável Corda, sendo Corda 1 até Corda N+1, onde a Corda 1 é a corda da Raiz e a Corda N+1 é a corda da ponta.

Se houver mais de uma asa, após a inserção dos dados da primeira é só repetir o processo para as asas subsequentes.

3.1.5.2 Valores Variáveis da Empenagem Horizontal

A empenagem horizontal consiste em uma superfície sustentadora que garante a estabilidade longitudinal da aeronave, logo, ela não é um item obrigatório, como o caso de asas voadoras. Assim o usuário pode definir, através de uma variável lógica chamada EH, se haverá ou não uma empenagem horizontal.

Todo o processo de definição da empenagem horizontal ocorre praticamente igual ao da asa, com exceção que, obrigatoriamente, as três primeiras variáveis referem-se à posição da empenagem horizontal nos eixos X, Y e Z, respectivamente. Vale considerar que a orientação adotada para a inserção de valores no código de entrada corresponde à orientação aerodinâmica, como mostrado na Figura 9.

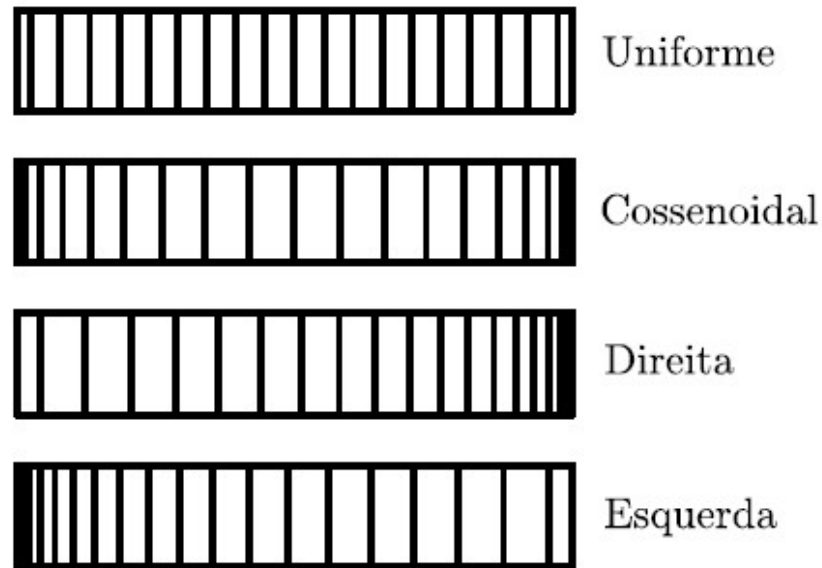
Como visto anteriormente, a última variável geométrica da EH a ser definida é a corda da ponta, após esse valor construtivo, define-se o intervalo de otimização das posições das superfícies sustentadoras.

As três últimas variáveis a serem definidas na matriz da empenagem horizontal devem ser a posição do Centro de Gravidade (X, Y e Z, respectivamente). Vale ressaltar que os valores de posição para a asa, empenagem horizontal e centro de gravidade devem seguir o mesmo ponto de referência.

Um exemplo da ordem de preenchimento será apresentado no capítulo 4 desse trabalho, quando serão tratados os dados resultantes da otimização de uma aeronave de configuração convencional.

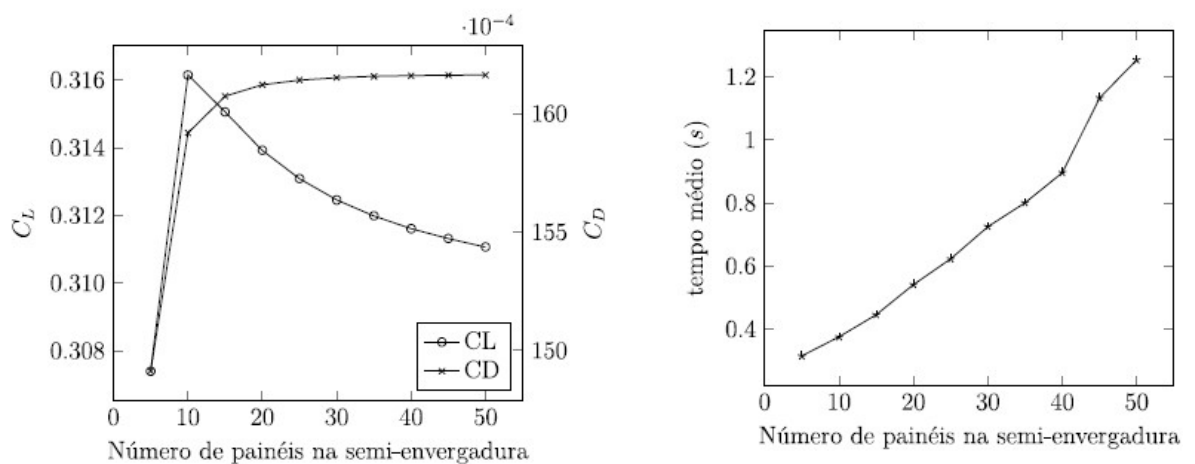
3.2 Módulo de Aerodinâmica

O trabalho desenvolvido por CARVALHO (2018) possibilitou a implementação de um módulo aerodinâmico que recebe os valores geométricos arbitrados pelo Algoritmo Genético em forma de um vetor e através da teoria de escoamento potencial é capaz de simular conjuntos de superfícies sustentadoras de geometria arbitrária, em regime assimétrico, inclusive próximo à região de estol por meio do *Vortex Lattice Method (VLM)* com correções viscosas e utilizando uma discretização cossenoidal de painéis, como mostrado na Figura 15.

Figura 15 - Possibilidades de malhas a serem implementadas

Fonte: CARVALHO (2018)

Como observado na figura 16 e comprovado por CARVALHO (2018), a variação do Coeficiente de Sustentação tende a convergência a partir de 20 painéis presentes na semi-envergadura.

Figura 16 - Convergência de Malhas

Fonte: CARVALHO (2018)

Através do método *VLM*, o módulo aerodinâmico obtém os valores do Coeficiente de Sustentação (C_L), Coeficiente de Arrasto Induzido ($C_{D,i}$) e Coeficiente de Sustentação ao longo da envergadura (c_l) utilizando as equações 12, 13 e 14, apresentadas no capítulo 2.

Para os outros coeficientes são utilizadas as equações fornecidas por NACA TECHNICAL NOTE No. 1269 (1947), que buscando nas polares bidimensionais e juntamente dos valores de coordenadas y dos pontos de controle e das respectivas cordas (c) é possível obter os Coeficientes de Arrasto Parasita ($C_{D,0}$), de Momento (C_m), de Rolagem (C_l), de Guinada Induzida ($C_{n,i}$) e de Guinada Parasita ($C_{n,0}$), sendo S a área de referência, $\bar{c}$ a corda média aerodinâmica e b a envergadura de referência, como apresentado nas equações 22 a 26.

A variável de saída disponibilizada pelo módulo de aerodinâmica é do tipo *struct* contendo os valores geométricos e aerodinâmicos definidos pelo Algoritmo Genético, os coeficientes citados acima, a área de referência e o tamanho e posição da corda média aerodinâmica.

3.3 Módulo de Estabilidade

O módulo de estabilidade inicia com as transformações dos eixos aerodinâmicos para os eixos de estabilidade utilizando as matrizes de transformação

$$\begin{bmatrix} \vec{X}_{std} \\ \vec{Y}_{std} \\ \vec{Z}_{std} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \vec{X}_{aero} \\ \vec{Y}_{aero} \\ \vec{Z}_{aero} \end{bmatrix} \quad (40)$$

Após, define a origem do eixo de coordenadas no centro de gravidade do indivíduo escolhido pelo algoritmo genético. Assim é possível calcular o coeficiente de momento em torno do centro de gravidade devido às forças aerodinâmicas, conforme demonstrado a seguir, ressaltando que a posição de cada superfície sustentadora equivale à distância entre o centro aerodinâmico da superfície e o centro de gravidade da aeronave.

$$Cm_{j,\alpha} = - \begin{bmatrix} 0 & Z_j & -Y_j \\ -Z_j & 0 & X_j \\ Y_j & -X_j & 0 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} -CD_j \\ 0 \\ -CL_j \end{bmatrix} \quad (41)$$

O resultado dessa multiplicação será uma matriz de três linhas e uma coluna, em que cada linha representa o coeficiente de momento, em função das forças aerodinâmicas, exercido em torno do centro de gravidade por aquela superfície sustentadora (j) naquele determinado ângulo de ataque (α) sobre os eixos de estabilidade X, Y e Z, respectivamente.

O objetivo desse trabalho gira em torno da determinação da estabilidade longitudinal estática da aeronave, portanto, uma vez que o ângulo de derrapagem é considerado nulo, o único coeficiente de momento em função das forças aerodinâmicas que é de interesse para esse trabalho é o coeficiente de momento em torno de Y, representado na equação 42 pela variável $Cm_{j,\alpha}(2)$. O coeficiente de momento em função do ângulo de ataque (Cm_α) depende de cada superfície sustentadora (j) e é um vetor de três linhas, onde a primeira linha representa o Cm_α em torno de X, o segundo em torno de Y e o terceiro em torno de Z.

$$Cm_{j,\alpha}(2) = (X_j * \sin \alpha + Z_j * \cos \alpha) * CD_j + (Z_j * \sin \alpha - X_j * \cos \alpha) * CL_j \quad (42)$$

Dessa forma, é possível determinar o coeficiente de momento global em torno do centro de gravidade exercido por uma determinada superfície sustentadora em um determinado ângulo de ataque. Ao calcular-se $Cm_{j,\alpha}(2)$, as variáveis de posição (X_j e Z_j) não foram adimensionalizadas, assim o $Cm_{j,\alpha}(2)$ será dividido pela corda de referência global ($\bar{c}$). Portanto, o resultado do somatório do coeficiente de momento devido às forças aerodinâmicas adimensionalizado pela corda de referência global da aeronave e do coeficiente de momento constante gerado no centro aerodinâmico de uma determinada superfície sustentadora será o coeficiente de momento global de uma dada superfície sustentadora em um determinado ângulo de ataque.

$$Cm_j(\alpha) = \frac{Cm_{j,\alpha}(2)}{\bar{c}} + Cm_{C.A.} \quad (43)$$

Caso a superfície sustentadora seja uma empenagem horizontal, os coeficientes de CD_j , CL_j e $Cm_{C.A.}$ são calculados considerando a eficiência aerodinâmica da empenagem horizontal e o ângulo de downwash (ε), de forma que o ângulo de ataque que a EH enxerga será:

$$\alpha_{EH} = \alpha + i_{EH} - \varepsilon \quad (44)$$

Como apresentado na equação 33 ($\varepsilon = \varepsilon_0 + \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\alpha$), pode-se reescrever α_{EH} como:

$$\alpha_{EH} = i_{EH} - \varepsilon_0 + \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)\alpha \quad (45)$$

Além dessa modificação no ângulo de ataque visto pela EH, também há a multiplicação pela eficiência aerodinâmica da superfície sustentadora (η_j). Após essa preparação matemática, podemos definir os critérios de estabilidade.

A estabilidade da aeronave será definida a partir de três valores, sendo o Coeficiente de Momento para um ângulo de ataque nulo (Cm_0), a Margem Estática e a *Trimagem*.

Caso o coeficiente Cm_0 seja maior que zero, uma variável lógica receberá valor unitário, comprovando que o critério foi atendido, se o coeficiente Cm_α for negativo e a Margem Estática da aeronave for positiva e menor que 20%, então outra variável lógica receberá valor unitário, comprovando a estabilidade longitudinal estática da aeronave, pois atende aos critérios de Cm_0 e Cm_α , e que a Margem Estática permite a manobrabilidade da aeronave, pois cada vez maior, menor é a manobrabilidade da aeronave. Logo, optou-se por 20% como explicado por RODRIGUES (2013).

A variável lógica referente à *Trimagem* só receberá valor unitário se possuir um coeficiente de sustentação global maior que o coeficiente de trimagem ($C_{L_{trim}}$) e obtiver um coeficiente de momento global (Cm_{trim}) maior que zero para o ângulo alvo determinado previamente pelo usuário e com um incremento de 0.1 grau o valor de Cm_{trim} for negativo, assim garantindo que esse ângulo seja o ponto neutro da aeronave.

Para auxiliar o cumprimento desse critério, o módulo de estabilidade varia a incidência da EH em três graus tanto negativos quanto positivos. O módulo de estabilidade possui como saída uma variável *struct* que reúne as três variáveis lógicas citadas anteriormente, dessa forma, as aeronaves longitudinalmente estáveis na condição estática serão melhores recompensadas pela função objetiva.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Esta seção será dividida em três partes, na primeira delas será apresentado um modelo de aeronave para ser utilizado como parâmetro visando a validação dos dados obtidos pelo otimizador. Na segunda seção serão apresentados modelos obtidos pelo otimizador, dentre eles três serão escolhidos para comparação com o parâmetro. A última seção será dedicada a comparação entre os dados obtidos e os dados do modelo escolhido.

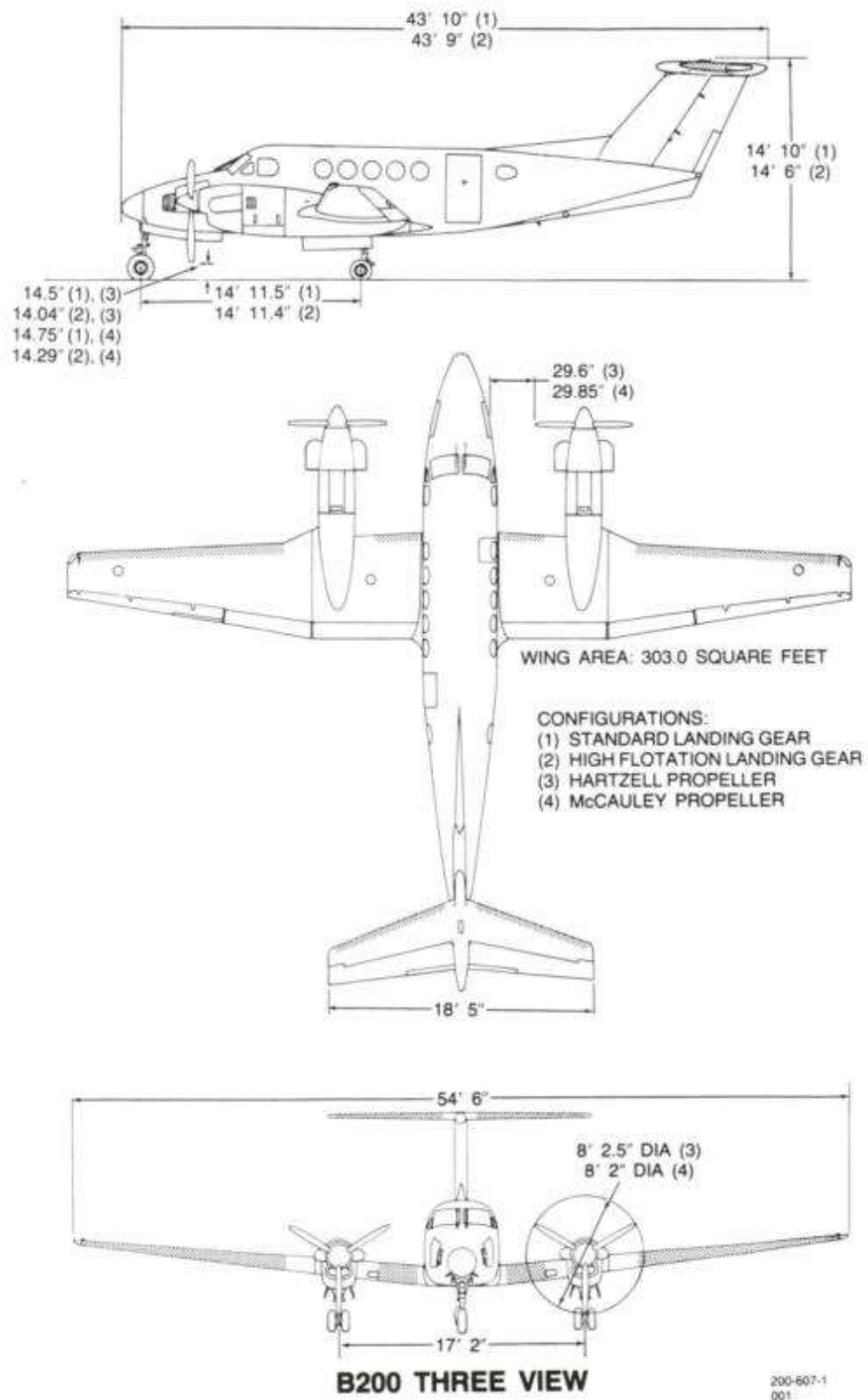
4.1 Escolha do parâmetro

Visando a validação do projeto, buscou-se uma aeronave bem reconhecida no mercado e que fosse um caso de sucesso. A escolha do modelo *King Air B200* da fabricante *Beechcraft* foi baseada na disponibilidade do autor em acessar os manuais dessa aeronave, podendo assim, obter informações precisas e confiáveis sobre as características geométricas da aeronave.

Os resultados obtidos, pela aeronave escolhida, nos módulos de aerodinâmica e estabilidade serão avaliados quanto a sustentação e o arrasto gerados, o cumprimento dos critérios de estabilidade estática longitudinal e o valor da Margem Estática para a condição de cruzeiro. Além disso, também será avaliada a pontuação obtida pela aeronave na função objetiva.

As Tabelas 1, 2 e 3 apresentam os valores geométricos conforme apresentado no capítulo 3 utilizados para a reprodução do modelo B200, apresentado na Figura 17. A Figura 18 mostra a representação desse modelo e como o método *VLM* foi distribuído ao longo das envergaduras.

Figura 17 - Três vistas do Modelo B200



Fonte: Beechcraft Super King Air B200 / B2000C (1994)

Tabela 1 - Vetor de variáveis fixas utilizadas para o parâmetro *B200*

Variáveis Fixas	Valor
Número de superfícies sustentadoras	2
Número de seções da asa	2
Número de seções da EH	1
Velocidade de voo (m/s)	134,000
Densidade do ar (Kg/m ³)	0,326
Menor ângulo de ataque (°)	-2,000
Maior ângulo de ataque (°)	5,000
Ângulo de ataque a ser otimizado (°)	0,000
Massa Alvo (Kg)	5.700,000
Fator Multiplicador do arrasto	1,000
Perfil Aerodinâmico da asa	NACA2412
Perfil Aerodinâmico da EH	NACA0012

Fonte: Beechcraft Super King Air B200 / B2000C (1994)

Tabela 2 - Vetor de variáveis da asa utilizadas para o parâmetro *B200*

Variáveis da Asa	Valor
Incidência (°)	3,000
Envergadura da 1ª Seção (m)	3,110
Envergadura da 2ª Seção (m)	5,260
Envergadura Total (m)	16,740
Enflechamento da 1ª Seção (°)	4,840
Enflechamento da 2ª Seção (°)	4,840
Diedro da 1ª Seção (°)	3,350
Diedro da 2ª Seção (°)	3,350
Torção da 1ª Seção (°)	2,080
Torção da 2ª Seção (°)	2,080
Corda da Raiz (m)	2,350
Corda Intermediária (m)	2,210
Corda da Ponta (m)	0,970

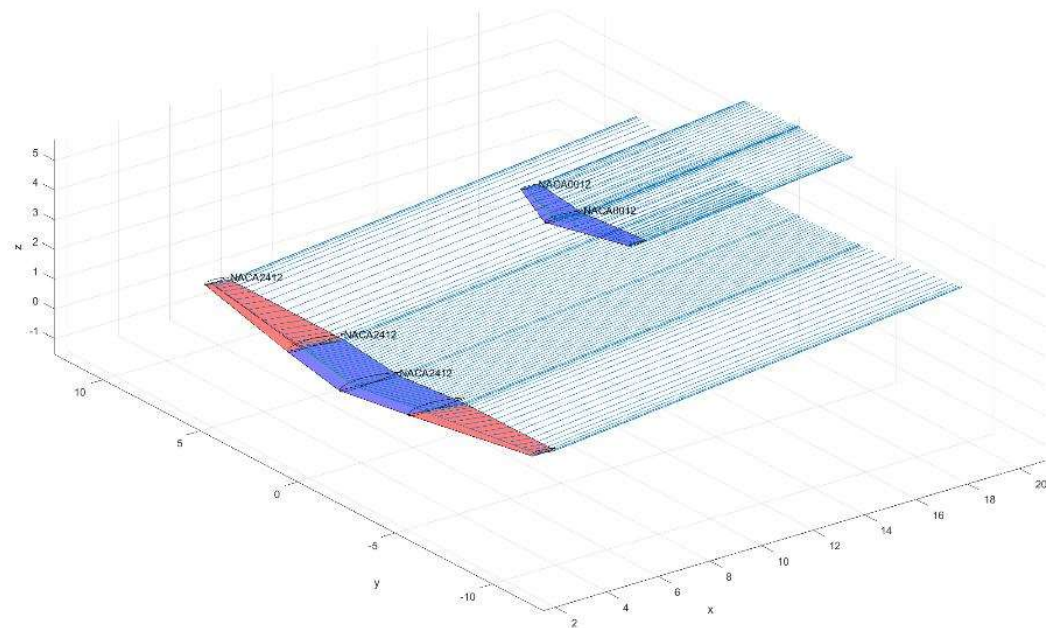
Fonte: Beechcraft Super King Air B200 / B2000C (1994)

Tabela 3 - Vetor de variáveis da EH utilizadas para o parâmetro *B200*

Variáveis da EH	Valor
Posição em X da EH(m)	11,490
Posição em Y da EH (m)	0,000
Posição em Z da EH (m)	4,710
Incidência (°)	3,810
Envergadura (m)	5,540
Enflechamento (°)	19,380
Diedro (°)	0,000
Torção (°)	-3,810
Corda da Raiz (m)	1,520
Corda da Ponta (m)	0,690
Posição em X da asa (m)	3,740
Posição em Y da asa (m)	0,000
Posição em Z da asa (m)	1,100
Posição em X do CG (m)	4,150
Posição em Y do CG (m)	0,000
Posição em Z do CG (m)	1,660

Fonte: Beechcraft Super King Air B200 / B2000C (1994)

Figura 18 - Modelo escolhido como parâmetro representado no módulo de aerodinâmica



Fonte: O autor

A esteira de vórtices gerada a partir da seção azul é o que influenciará o ângulo de downwash sobre a EH, portanto, uma discretização mais precisa é realizada, visando garantir que a influência de uma sobre a outra seja levada em conta pelo otimizador devido as consequências que tal efeito proporciona nos coeficientes aerodinâmicos.

Alguns valores de referência são apresentados nas Tabelas 4 e 5, esses valores foram calculados pelo próprio software a partir dos valores geométricos mostrados nas Tabelas 1, 2 e 3.

Tabela 4 - Valores de referência da asa do modelo *B200*

Variáveis da Asa	Valor
Alongamento	9,112
Afilamento da 1ª Seção	0,940
Afilamento da 2ª Seção	0,439
Área de referência (m ²)	30,753
Corda Média Aerodinâmica (m)	1,951

Fonte: O autor

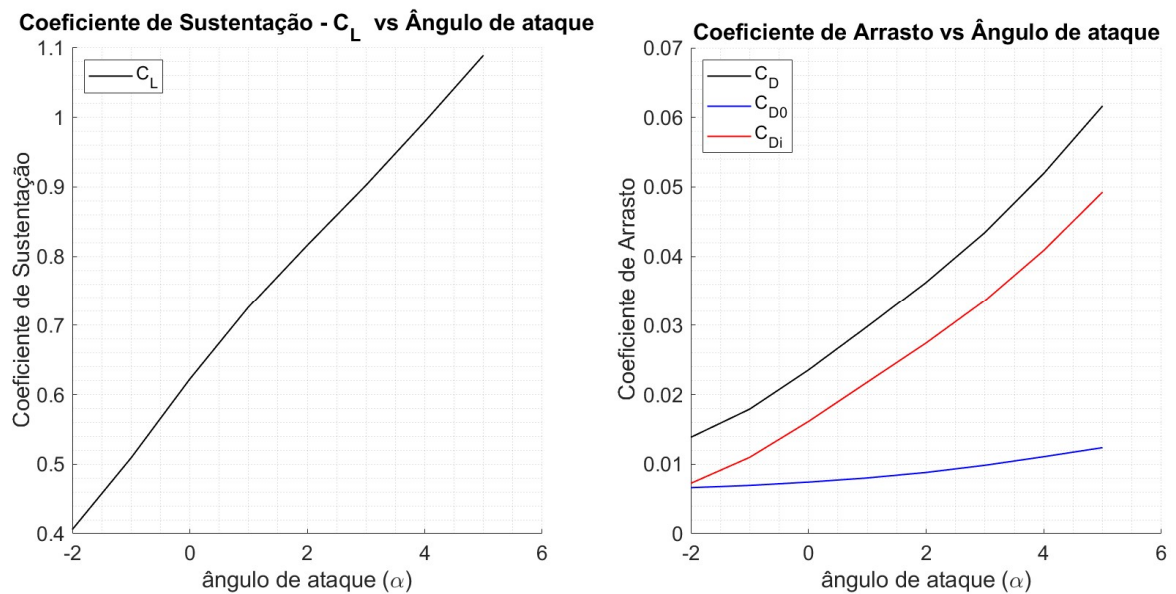
Tabela 5 - Valores de referência da EH do modelo B200

Variáveis da EH	Valor
Alongamento	5,021
Afilamento	0,454
Área de referência (m ²)	6,112
Corda Média Aerodinâmica (m)	1,157

Fonte: O autor

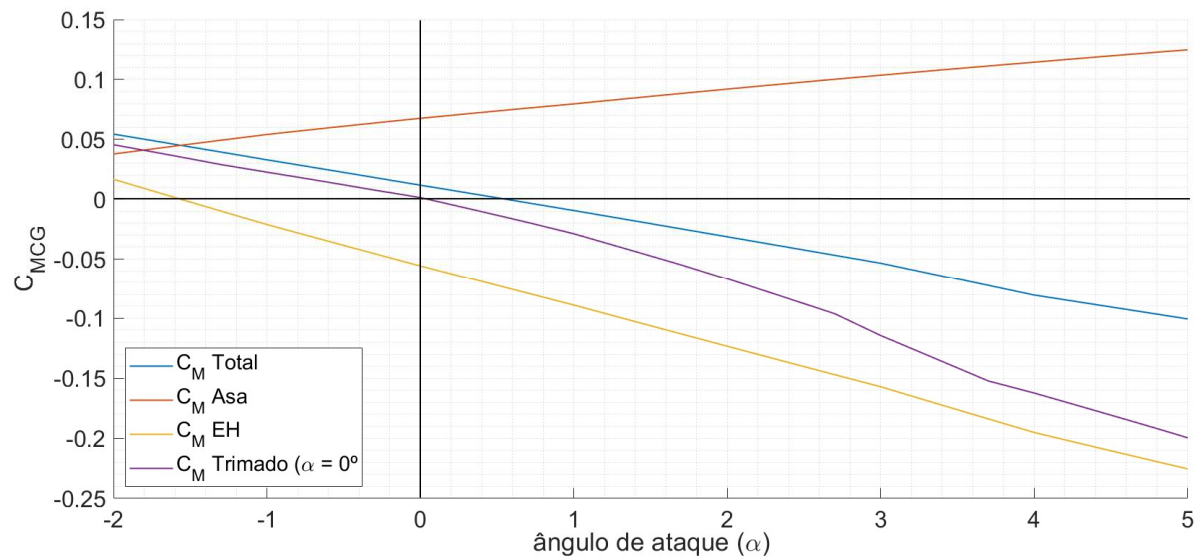
O intervalo de ângulo de ataque analisado para a condição de cruzeiro a qual a aeronave foi simulada foi de -2 a 5 graus. As Figuras 19 e 20 mostram as curvas para os coeficientes aerodinâmicos (C_L e C_D) e para C_M , respectivamente.

Figura 19 - Coeficientes de sustentação e arrasto do modelo escolhido como parâmetro em função do ângulo de ataque



Fonte: O autor

Figura 20 - Coeficiente de momento em torno do centro de gravidade do modelo escolhido como parâmetro em função do ângulo de ataque



Fonte: O autor

Ao analisar os valores das Tabelas 4 e 5 e das figuras 19 e 20, é possível determinar os valores para a sustentação, arrasto e eficiência aerodinâmica (L/D) da aeronave para um ângulo de ataque igual a zero. Também é possível calcular o valor da sustentação alvo a partir da massa a ser carregada, valor que foi informado pelo usuário anteriormente. Além disso, também está presente na Tabela 6 o valor obtido pela aeronave na função objetiva.

Tabela 6 - Forças e eficiência aerodinâmicas do modelo B200

Variável	Valor
Sustentação Alvo (N)	55.917,000
Sustentação (N)	56.022,000
Arrasto (N)	2.121,000
Eficiência Aerodinâmica	26,420
Função Objetiva	1,442e-3

Fonte: O autor

A curva azul representa o $C_{m_{CG}}$ original da aeronave B200, enquanto a curva roxa representa $C_{m_{trim}}$, ou seja, o código aplica uma variação de até 3,0 graus, tanto positiva quanto negativa, visando encontrar a deflexão para qual o ângulo escolhido pelo usuário seja o ângulo de equilíbrio. No caso, houve um aumento de 0,25 graus na incidência da empenagem horizontal para que o ângulo de equilíbrio passasse de 0,4° para 0°, como informado pelo

usuário no vetor de variáveis fixas. A Margem Estática da aeronave foi de 12,53%, obedecendo ao critério estabelecido no código de ser maior que 0% e menor que 20%.

4.2 Resultados da otimização

O intervalo de valores utilizados para a otimização estão presentes nas Tabelas 7 e 8, considerou-se uma variação de 50% dos valores de referência mostrados anteriormente. Esses valores não foram alterados para os diferentes ciclos que serão mostrados a seguir.

Tabela 7 - Intervalo utilizado para a otimização da asa

Variáveis da Asa	Valores Mínimos	Valores Máximos
Incidência (°)	1,500	4,500
Envergadura 1ª Seção (m)	1,560	4,670
Envergadura 2ª Seção (m)	2,650	7,900
Enflechamento 1ª Seção (°)	2,420	7,260
Enflechamento 2ª Seção (°)	2,420	7,260
Diedro 1ª Seção (°)	1,680	5,030
Diedro 2ª Seção (°)	1,680	5,030
Torção Perfil Intermediário (°)	1,040	3,120
Torção Perfil da Ponta (°)	1,040	3,120
Corda Raiz (m)	1,180	3,530
Corda Intermediária (m)	1,110	3,320
Corda Ponta (m)	0,490	1,460

Fonte: O autor

Tabela 8 - Intervalo utilizado para a otimização do conjunto asa-empenagem

(continua)

Variáveis da EH	Valores Mínimos	Valores Máximos
Posição em X da EH (m)	5,750	17,240
Posição em Y da EH (m)	0,000	0,000
Posição em Z da EH (m)	2,360	7,070
Incidência (°)	1,910	5,720
Envergadura (m)	1,390	4,160
Enflechamento (°)	9,690	29,070

(conclusão)

Variáveis da EH	Valores Mínimos	Valores Máximos
Diedro (°)	0,000	0,000
Torção (°)	-5,000	0,000
Corda da Raiz (m)	0,760	2,280
Corda da Ponta (m)	0,350	1,040
Posição em X da asa (m)	1,870	5,610
Posição em Y da asa (m)	0,000	0,000
Posição em Z da asa (m)	0,560	1,670
Posição em X do CG (m)	2,000	6,000
Posição em Y do CG (m)	0,000	0,000
Posição em Z do CG (m)	0,830	2,490

Fonte: O autor

Na Tabela 9, encontram-se os valores fixos utilizados ao longo da otimização. Como mostrado anteriormente, esses valores são os mesmos utilizado na análise do modelo B200.

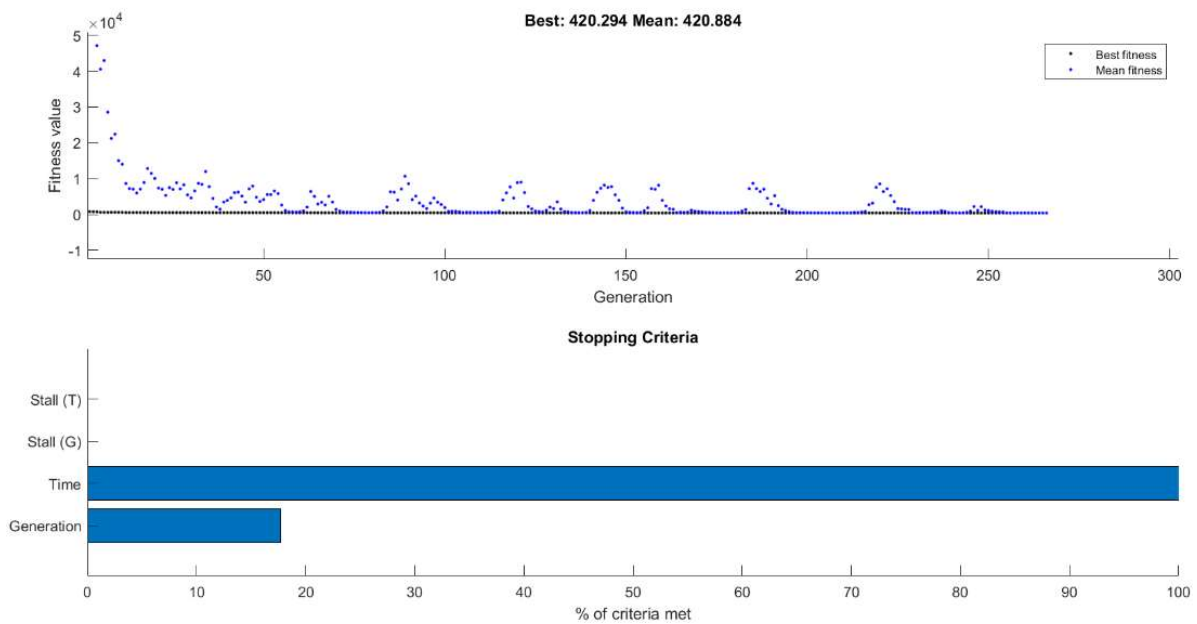
Tabela 9 - Vetor de variáveis fixas utilizadas para a otimização

Variáveis Fixas	Valor
Número de superfícies sustentadoras	2
Número de seções da asa	2
Número de seções da EH	1
Velocidade de voo (m/s)	134,000
Densidade do ar (Kg/m ³)	0,326
Menor ângulo de ataque (°)	-2,000
Maior ângulo de ataque (°)	5,000
Ângulo de ataque a ser otimizado (°)	0,000
Massa Alvo (Kg)	5.700,000
Fator Multiplicador do arrasto	1,000
Perfil Aerodinâmico da asa	NACA2412
Perfil Aerodinâmico da EH	NACA0012

Fonte: O autor

A primeira otimização da asa foi efetuada em cinco dias para a asa e dois para a EH, entretanto observou-se que valores bons eram obtidos já no início da otimização. Dessa forma, utilizou-se um limitador do tempo de dois dias para a asa e um dia para a EH. Após a execução de três vezes com o limitador de dois dias, alcançou-se valores aproximadamente iguais. A Figura 21 mostra o andamento da otimização e a proporção dos critérios de parada apresentados anteriormente.

Figura 21 - Acompanhamento da otimização da asa limitada a dois dias



Fonte: O autor

A Tabela 10 realiza uma análise comparativa da variação do melhor indivíduo de seis gerações presente na Figura 21, além disso, também apresenta o melhor resultado da otimização sem limitador realizada inicialmente. Vale ressaltar que considerando um algoritmo genético esses valores podem mudar, pois a reprodução de uma geração não será igual para todos os ciclos realizados e, por isso, é recomendável uma visão mais conservadora na definição de limitadores.

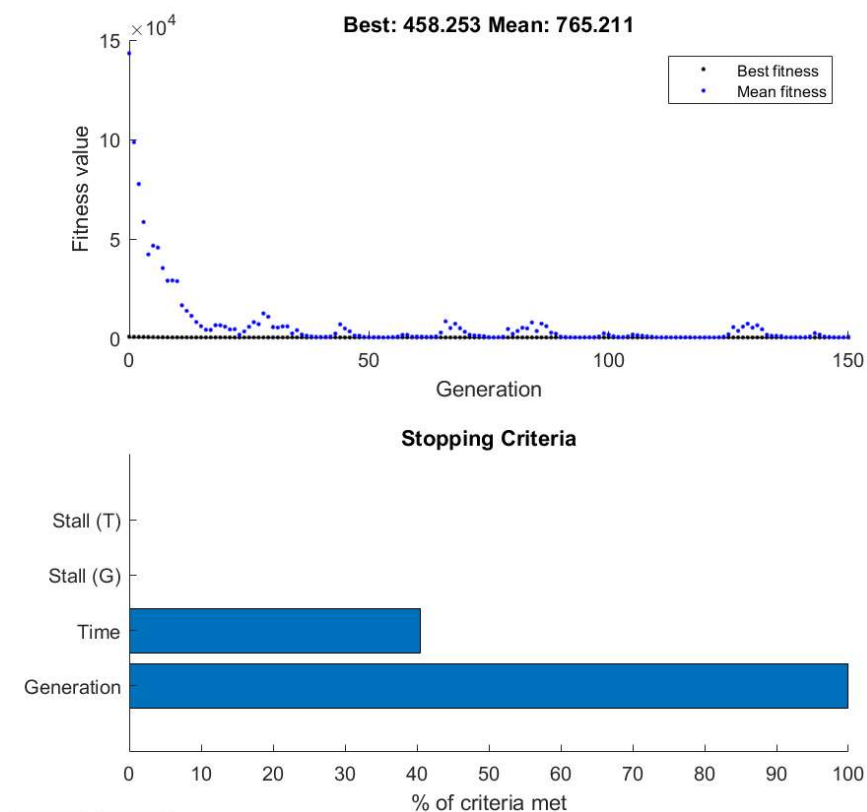
Tabela 10 - Análise das pontuações para sete gerações

Geração	Melhor Pontuação da Geração	Comparação com a Melhor Pontuação Global (%)
10 ^a	589,3	141,183
50 ^a	492,9	118,088
100 ^a	460,6	110,350
150 ^a	430,7	103,186
200 ^a	423,9	101,557
250 ^a	420,3	100,695
500 ^a	417,4	100,000

Fonte: O autor

Compreende-se que a busca por um resultado ótimo foge do escopo da proposta desse trabalho, bem como da etapa preliminar. Portanto, realizou-se mais um ciclo de otimização limitando-o até a 150^o geração, buscando comprovar a convergência da asa. É possível analisar o andamento dessa nova otimização realizada na Figura 22.

Figura 22 - Acompanhamento da otimização da asa limitada 150 gerações



Fonte O autor

A variável *Time* possuía o mesmo critério da asa anterior, portanto, é observável que, considerando a limitante de no máximo 150 gerações, o processo de otimização foi executado em 40% do tempo quando comparada a asa limitada por dois dias, a qual resultou em 250 gerações e obteve o resultado final da função objetiva como 420,294. Em comparação com o último processo, a função objetiva resultou em 458,253, logo, conforme equação 45, calculando o erro relativo entre as duas é possível obter que:

$$\Delta = \frac{FO_2 - FO_1}{FO_1} = \frac{458,253 - 420,294}{420,294} = 9\% \quad (46)$$

A demanda por agilidade depende do projeto em execução, para o caso das disciplinas de Projetos apresentado na Introdução o tempo de execução de dois dias é suficiente, pois permite que entre uma aula e outra seja executada tanto asa quanto empenagem pelo menos duas vezes.

Os valores geométricos obtidos para a otimização limitada pelo tempo de dois dias e pela limitada a 150 gerações são comparadas na Tabela 11.

Tabela 11 - Valores geométricos obtidos para as otimizações da asa realizadas

Variáveis da Asa	Valores Limitados por 2 dias	Valores Limitados a 150° geração
Incidência (°)	2,615	2,410
Envergadura 1ª Seção (m)	4,670	4,669
Envergadura 2ª Seção (m)	7,900	7,896
Enflechamento 1ª Seção (°)	2,401	2,401
Enflechamento 2ª Seção (°)	2,800	2,406
Diedro 1ª Seção (°)	1,679	1,687
Diedro 2ª Seção (°)	1,820	1,773
Torção Perfil Intermediário (°)	1,660	1,636
Torção Perfil da Ponta (°)	2,549	1,417
Corda Raiz (m)	1,398	1,903
Corda Intermediária (m)	1,308	1,529
Corda Ponta (m)	0,514	0,598
Alongamento	23,438	19,290

Fonte: O autor

Cada ciclo de execução gerou uma empenagem horizontal diferente, as quatro empenagens horizontal geradas são apresentadas na Tabela 12. Para cada asa gerada anteriormente, escolheu-se duas empenagens horizontais, portanto, o primeiro ciclo e o segundo ciclo referem-se à asa limitada por um intervalo de tempo igual a dois dias e o terceiro ciclo e quarto ciclo à asa limitada pelo número máximo de gerações igual a 150.

Durante o primeiro ciclo ainda não havia a limitação da média da Margem Estática menor que 20%, o que acabou resultando no melhor indivíduo com uma média de 35,38%. A estabilidade estática longitudinal continua garantida para esse modelo, entretanto, a resposta do conjunto aos comandos dados pelo piloto será mais lenta, ou seja, a aeronave aparenta ser robusta. Para todos os ciclos o perfil aerodinâmico utilizado em toda a EH foi o NACA0012.

Tabela 12 - Valores geométricos obtidos para as otimizações do conjunto asa-empenagem realizadas

Variáveis da EH	1º Ciclo	2º Ciclo	3º Ciclo	4º Ciclo
Posição em X da EH (m)	12,910	9,491	11,435	8,394
Posição em Y da EH (m)	0,000	0,000	0,000	0,000
Posição em Z da EH (m)	7,042	6,950	3,580	5,706
Incidência (°)	3,457	3,997	1,475	2,103
Envergadura (m)	7,924	6,600	4,857	4,849
Enflechamento (°)	11,583	9,719	13,788	11,053
Diedro (°)	0,000	0,000	0,000	0,000
Torção (°)	0,000	-0,333	-1,418	-3,868
Corda da Raiz (m)	1,008	1,464	1,000	1,026
Corda da Ponta (m)	0,654	0,459	0,465	0,463
Posição em X da asa (m)	3,743	2,389	3,582	2,337
Posição em Y da asa (m)	0,000	0,000	0,000	0,000
Posição em Z da asa (m)	0,601	0,581	1,558	1,601
Posição em X do CG (m)	4,679	3,122	3,730	2,483
Posição em Y do CG (m)	0,000	0,000	0,000	0,000
Posição em Z do CG (m)	2,391	1,930	1,941	1,024
Alongamento	9,554	6,880	6,632	6,511
Média da Margem Estática (%)	35,380	17,520	14,790	3,960
Função Objetiva	0,500e-3	0,499e-3	0,501e-3	0,505e-3

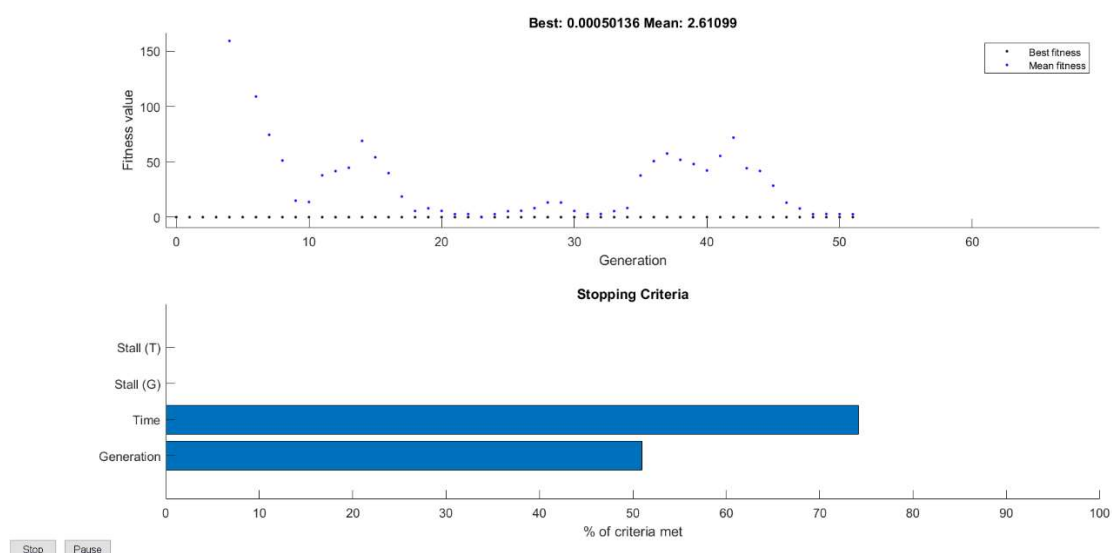
Fonte: O autor

A Função Objetivo para o Ciclo 1 foi calculada quando o módulo de estabilidade pontuava apenas se a margem estática fosse positiva. Após a atualização para o limite superior de 20%, o valor resultante da Função Objetivo para o Ciclo 1 é de cem vezes maior que o presente na Tabela 12. Esse ciclo não utilizou nenhum limitador para a empenagem horizontal, tendo esta sido otimizada em 51 gerações e com um tempo total de 18 horas.

O segundo ciclo foi o que mais se aproximou da sustentação alvo a ser carregada, além disso apresentou o menor arrasto possível e cumpriu os critérios de estabilidade estática longitudinal. Essa otimização também não foi limitada e obteve o mesmo número final de gerações.

O terceiro ciclo limitou a otimização da empenagem horizontal a 24 horas utilizando a asa limitada a 150 gerações como base. Assim como o primeiro e o segundo ciclo foram realizadas 51 gerações em 18 horas, as três otimizações foram encerradas pelo critério de *MaxStallTime*, ou seja, a média das variações no resultado da Função Objetiva dentro de um intervalo de tempo não foi maior do que a tolerância, tanto o intervalo de tempo quanto a tolerância não foram alteradas nesse trabalho, sendo ambos inerentes ao *GA* original. A média e o valor mínimo de cada geração durante esse ciclo estão presentes na Figura 23:

Figura 23 - Acompanhamento da otimização do conjunto asa-EH limitado a 24 horas



Fonte: O autor

O quarto ciclo foi o que apresentou um menor tempo computacional para o conjunto asa-empenagem, sendo esse igual a 38 horas e apresentou um valor final da mesma ordem de

grandeza dos outros ciclos. Esse ciclo foi limitado assim como os anteriores a 24 horas, entretanto também foi adicionada uma limitação ao número máximo de 50 gerações. A média e o valor mínimo de cada geração durante esse ciclo estão presentes na Figura 24:

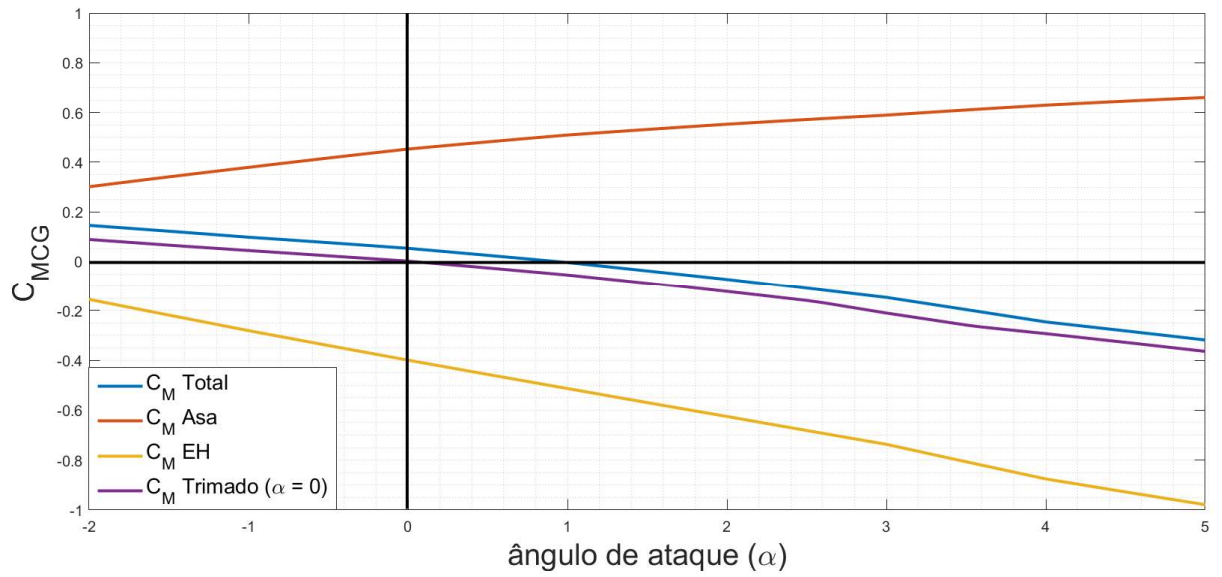
Figura 24 - Acompanhamento da otimização do conjunto asa-EH limitado a 50 gerações



Fonte: O autor.

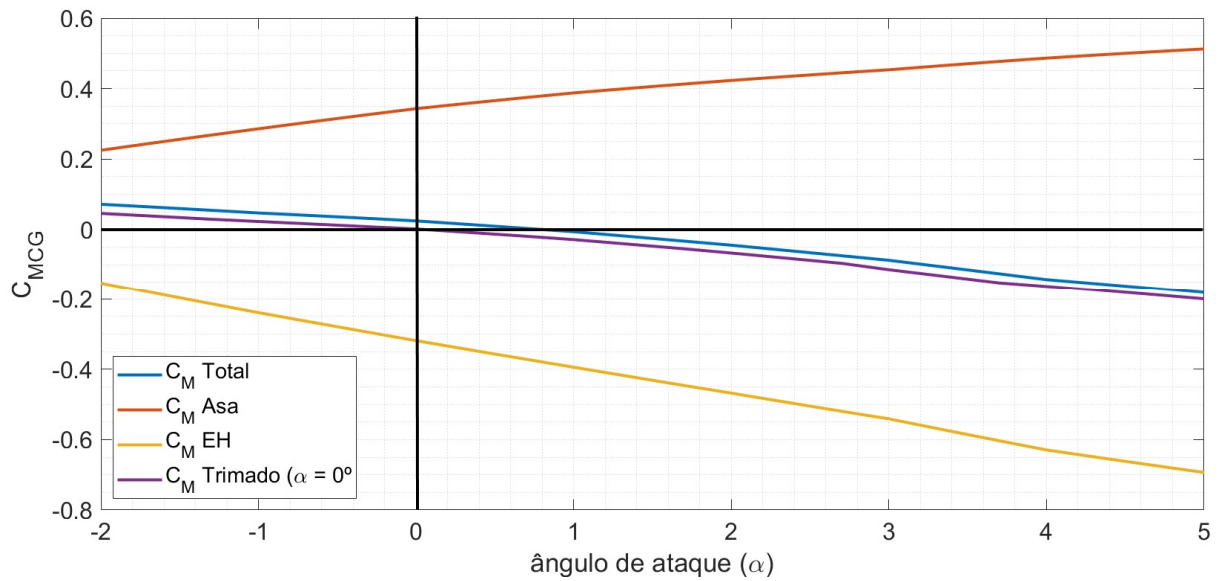
Em termo de se comparar os quatro ciclos, utilizou-se das curvas dos coeficientes de momento em torno do centro de gravidade em função do ângulo de ataque para que seja possível a validação dos cumprimentos dos critérios de estabilidade estática longitudinal.

Figura 25 - C_{MCG} em função de α para o conjunto asa-empenagem resultante do 1º Ciclo



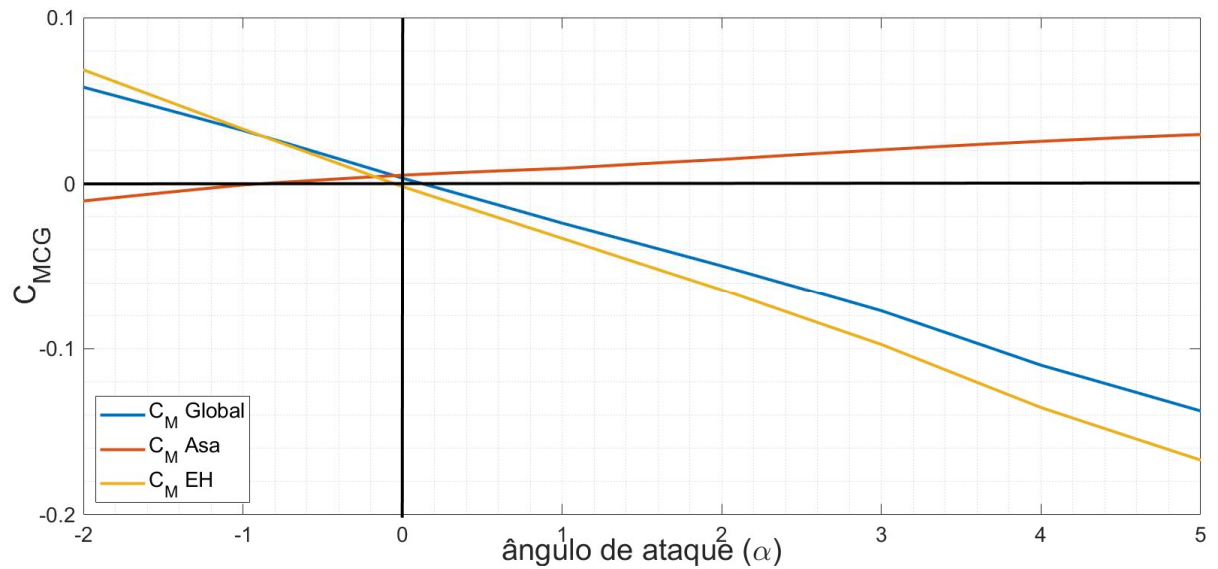
Fonte: O autor

Figura 26 - C_{MCG} em função de α para o conjunto asa-empenagem resultante do 2º Ciclo



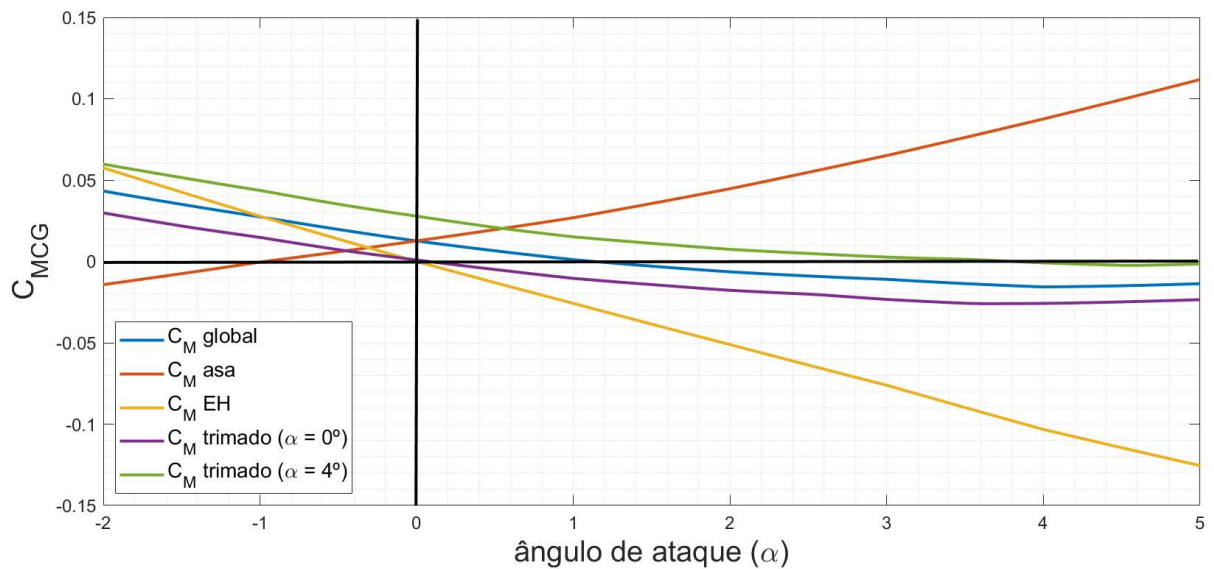
Fonte: O autor

Figura 27 - C_{MCG} em função de α para o conjunto asa-empenagem resultante do 3º Ciclo



Fonte: O autor

Figura 28 - C_{MCG} em função de α para o conjunto asa-empenagem resultante do 4º Ciclo



Fonte: O autor

Para o 1º ciclo é certo dizer que o conjunto é *trimável* para $\alpha = 1^\circ$, portanto o aumento de $0,45^\circ$ na incidência da EH visando garantir o equilíbrio para o ângulo de ataque definido pelo usuário (no caso $\alpha = 0$) não seria necessário para o primeiro ciclo. Assim como no 3º ciclo, o conjunto asa-empenagem não necessita dessa modificação no ângulo de incidência da EH, pois foi possível obter a *trimagem* do conjunto para $\alpha = 0^\circ$ sem deflexão.

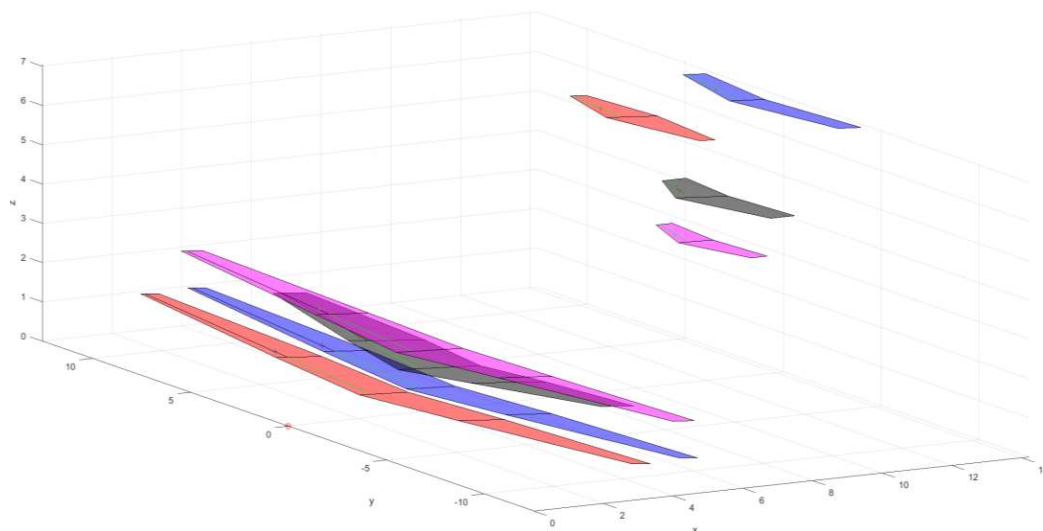
Contudo, a importância dessa etapa é evidenciada nos outros dois casos, pois no segundo ciclo é aplicada uma variação de $1,35^\circ$ na incidência da EH para reduzir o ângulo de equilíbrio

de $3,2^\circ$ para 0° . Já no quarto ciclo essa variação é crucial, pois o conjunto possui C_{M_α} variável. É importante ressaltar que a aeronave só possuirá equilíbrio estático quando o $C_{M_{CG}}$ for igual a zero, dito isso, o quarto ciclo só é *trimável* até 4° , para isso utiliza de uma diminuição de $0,5^\circ$ na incidência da EH. Agora visando o equilíbrio para um $\alpha = 0$, o conjunto deve aplicar um aumento de $0,5^\circ$ na incidência da EH. Por esse motivo, o quarto ciclo não será levado em conta na próxima seção e, também por isso, é recomendável múltiplas execuções do processo de otimização utilizando algoritmo genético e, antes de prosseguir com o projeto, a análise dos resultados após qualquer processo de otimização é crucial.

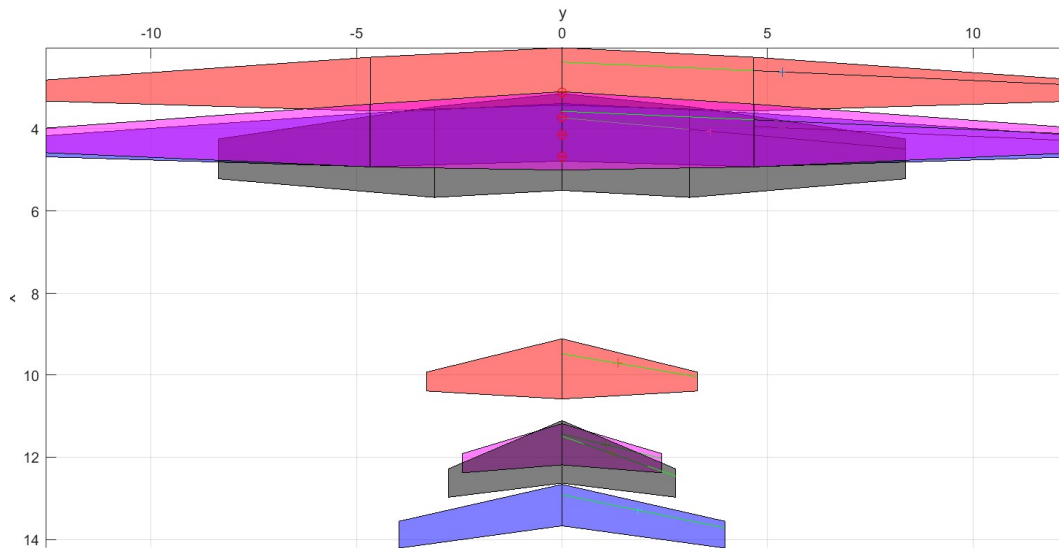
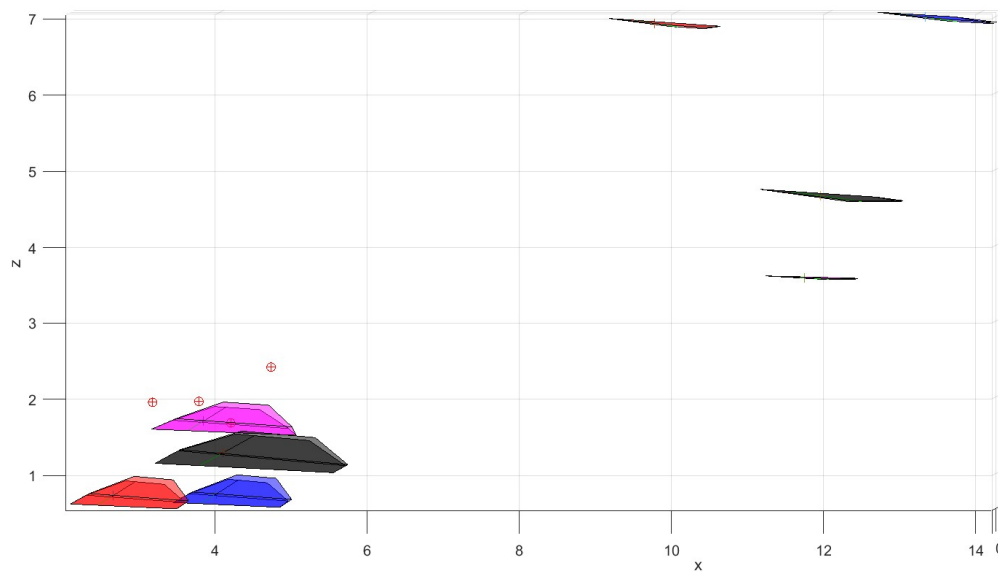
4.3 Comparação entre resultados e parâmetro

Nesta seção o Modelo apresentado na seção 4.1 será comparado com os três modelos eleitos na seção 4.2 quanto as forças de sustentação e arrasto e os coeficientes de momento. O objetivo é que os modelos resultados da otimização apresentem sustentação suficiente para carregar o Peso Máximo de Decolagem (PMD) do *Beechcraft King Air B200* nas condições de voo definidas pelo usuário, outro objetivo consiste em obter um arrasto menor que o do Modelo escolhido como referência.

Figura 29 - Vista Isométrica dos 4 Casos analisados



Fonte: O autor

Figura 30 - Vista Superior dos 4 casos analisados**Fonte:** O autor**Figura 31 - Vista Lateral dos 4 Casos Analisados****Fonte:** O autor

Conforme Beechcraft Super King Air B200 / B2000C (1994), o PMD da aeronave é de 5670 kg. Para o processo de otimização utilizou-se 5700 kg, o que é recomendável, pois é possível que a sustentação encontrada pelo código seja menor que a sustentação alvo definida pelo usuário, uma vez que a função objetiva não faz distinção entre os valores menores ou maiores que a sustentação alvo. O valor passado para a Função Objetiva foi de:

$$L_{alvo} = M_{alvo} * \frac{9,81}{\cos(\alpha)} = 5700 * \frac{9,81}{\cos(0)} = \frac{55.917,00}{1} [N] = 55,917 [kN] \quad (47)$$

Os valores de força de sustentação e arrasto em (kN) encontrados para o intervalo de ângulos de ataque de -2° a 5° estão presentes na Tabela 13 e 14, respectivamente:

Tabela 13 - Valores de Sustentação dos modelos analisados

α	L - B200 (kN)	L - Caso 1 (kN)	L - Caso2 (kN)	L - Caso3 (kN)
-2°	36,544	34,720	35,524	33,933
-1°	45,812	44,907	45,475	44,139
0°	56,022	55,651	55,877	55,902
1°	65,377	65,031	64,733	66,883
2°	73,452	73,336	72,680	76,228
3°	81,228	81,570	80,613	84,969
4°	89,464	91,319	90,123	94,411
5°	98,044	100,380	98,843	104,220

Fonte: O autor

Tabela 14 - Valores de Arrasto dos modelos analisados

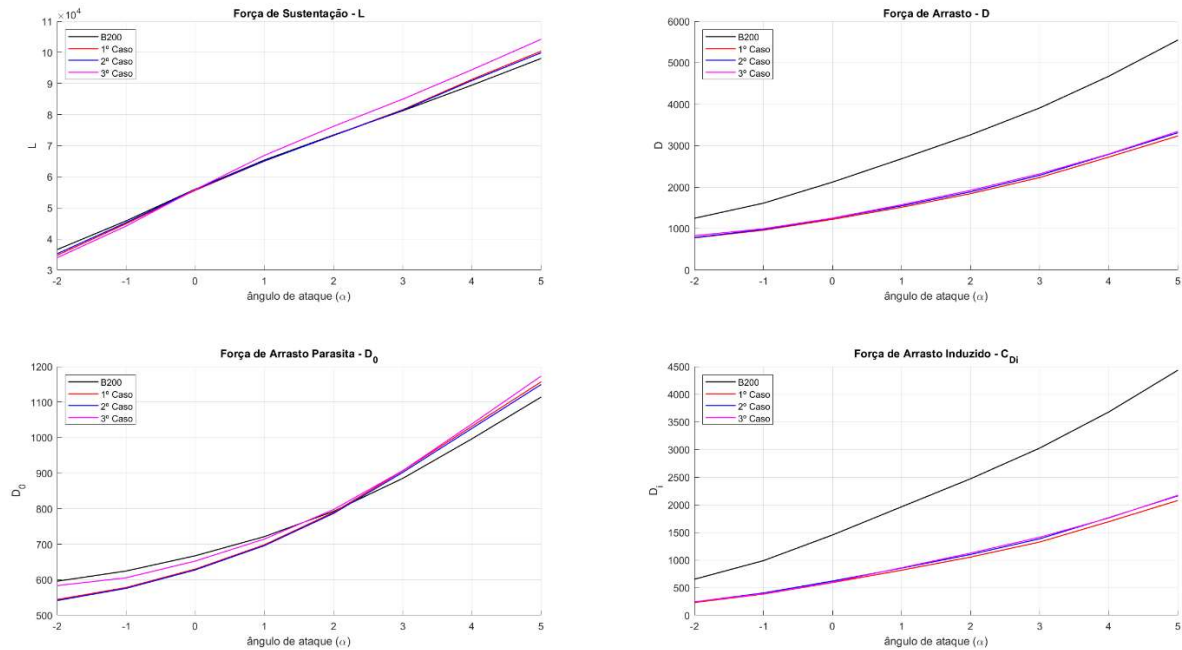
α	D - B200 (kN)	D - Caso 1 (kN)	D - Caso2 (kN)	D - Caso3 (kN)
-2°	1,247	0,774	0,767	0,828
-1°	1,612	0,962	0,955	0,996
0°	2,120	1,222	1,211	1,252
1°	2,684	1,514	1,494	1,574
2°	3,263	1,843	1,811	1,923
3°	3,910	2,232	2,184	2,320
4°	4,676	2,725	2,653	2,798
5°	5,549	3,234	3,134	3,344

Fonte: O autor

Os valores mostrados nas Tabelas 13 e 14 estão visualmente presentes na Figura 32, também é mostrado uma comparação entre os modelos quanto a arrasto parasita e arrasto induzido. Em sequência na Figura 33, são mostrados os coeficientes para que seja possível a compreensão da

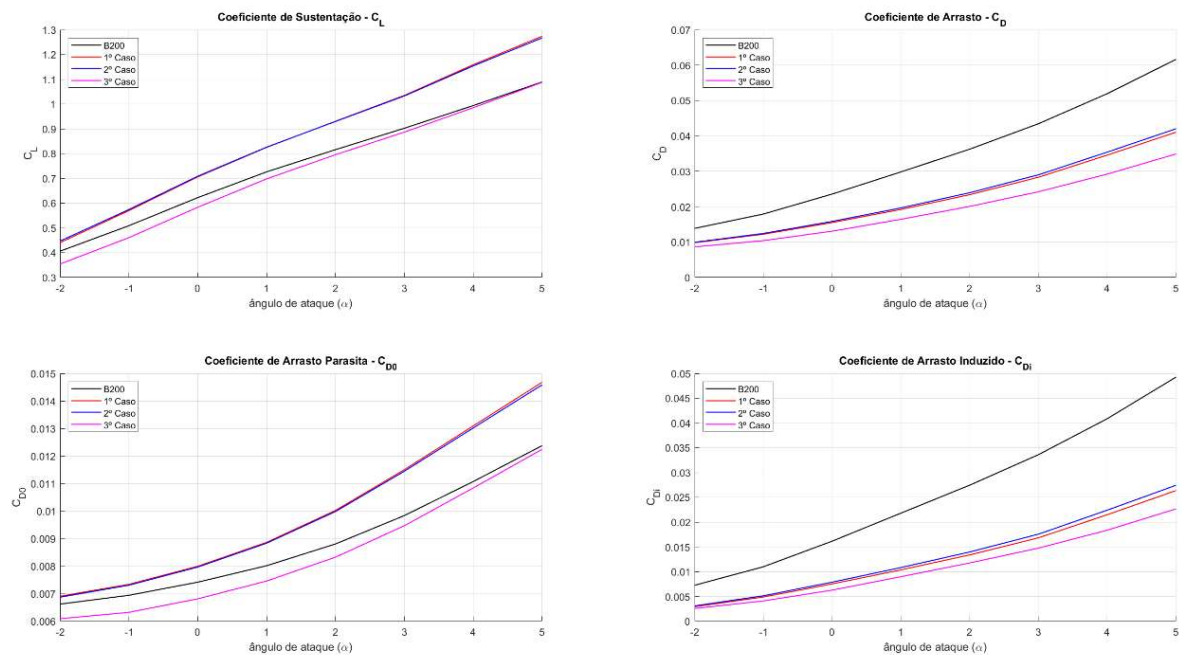
influência da área de referência em cada modelo, uma vez que, todos os valores foram obtidos para uma mesma velocidade e uma mesma densidade do ar.

Figura 32 - Comparação gráfica das forças aerodinâmicas entre os modelos resultantes da otimização e o parâmetro



Fonte: O autor

Figura 33 - Comparação gráfica dos coeficientes aerodinâmicos entre os modelos resultantes da otimização e o parâmetro

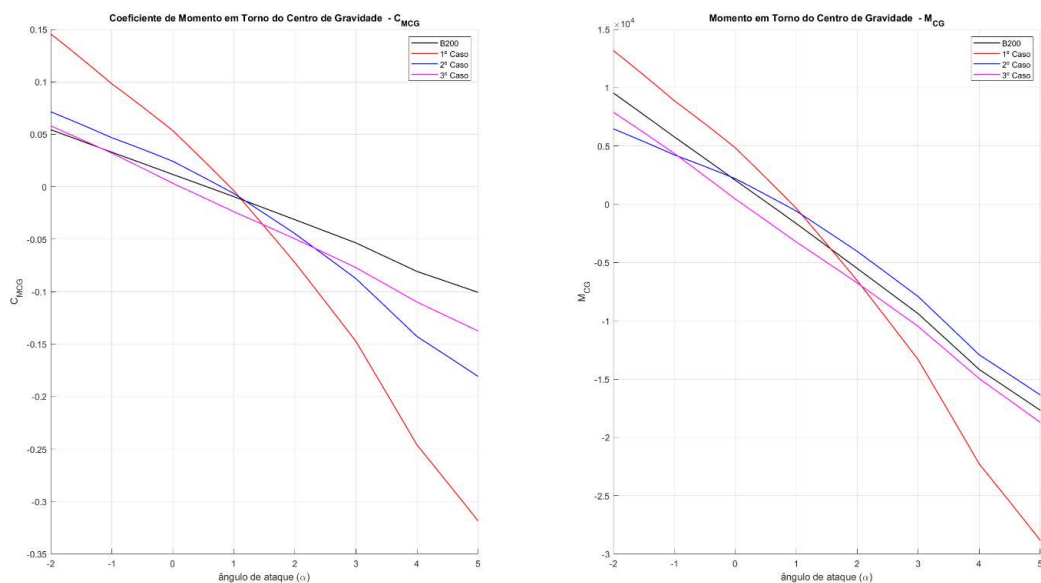


Fonte: O autor

Os valores apresentados até então tratam apenas de forças aerodinâmicas, entretanto também é escopo desse trabalho a estabilidade estática longitudinal. Como apresentado na seção 4.2, os valores de Margem Estática para os Casos 1, 2 e 3 respectivamente são 35,38%, 17,52% e 14,79%, já para o Modelo B200 esse valor é de 12,53%. Para uma melhor comparação do comportamento da aeronave deve-se analisar a Figura 34.

Conforme mostrado nas Figuras 32 e 33, os modelos resultantes da otimização possuem força e coeficiente de arrasto menor que o parâmetro *B200*. Essa diferença ocorre pelo coeficiente de arrasto induzido ser dependente do alongamento da aeronave, os três casos analisados são resultados de uma função objetivo que considerava a eficiência aerodinâmica, portanto o otimizador além de alcançar o valor de sustentação próximo ao desejado, também buscou reduzir o arrasto. O coeficiente de arrasto é composto por uma parcela parasita e por outra parcela induzida, sendo a primeira dependente das polares do perfil aerodinâmico e a segunda é diretamente proporcional ao coeficiente de sustentação, mas, como afirmado por ANDERSON (2010), é inversamente proporcional ao alongamento. Dito isso, o otimizador visou não só alcançar a sustentação alvo, mas maximizar o alongamento, o que ocasionou na diminuição do arrasto induzido e aumento da eficiência aerodinâmica. Essa maximização da envergadura pode ser evitada com o complemento de um módulo estrutural, entretanto não é o escopo desse trabalho.

Figura 34 - Comparação gráfica do coeficiente de momento e do momento em torno do centro de gravidade entre os modelos resultantes da otimização e o parâmetro



Fonte: O autor

Observa-se que todos os casos obedecem aos critérios de estabilidade estática longitudinal e que são *trimáveis* entre α 0° e 1°. Além disso, vale ressaltar que assim como o Modelo B200, os três casos resultantes da otimização são capazes de manter voo reto nivelado em situação de cruzeiro com carga igual ao PMD para esse mesmo intervalo de ângulo de ataque. Dessa forma, considera-se que todos os três casos aqui analisados podem ser considerados mais eficientes que o Modelo B200, pois como mostra a Tabela 15 possuem melhor eficiência aerodinâmica.

Tabela 15 - Eficiência Aerodinâmica dos modelos analisados

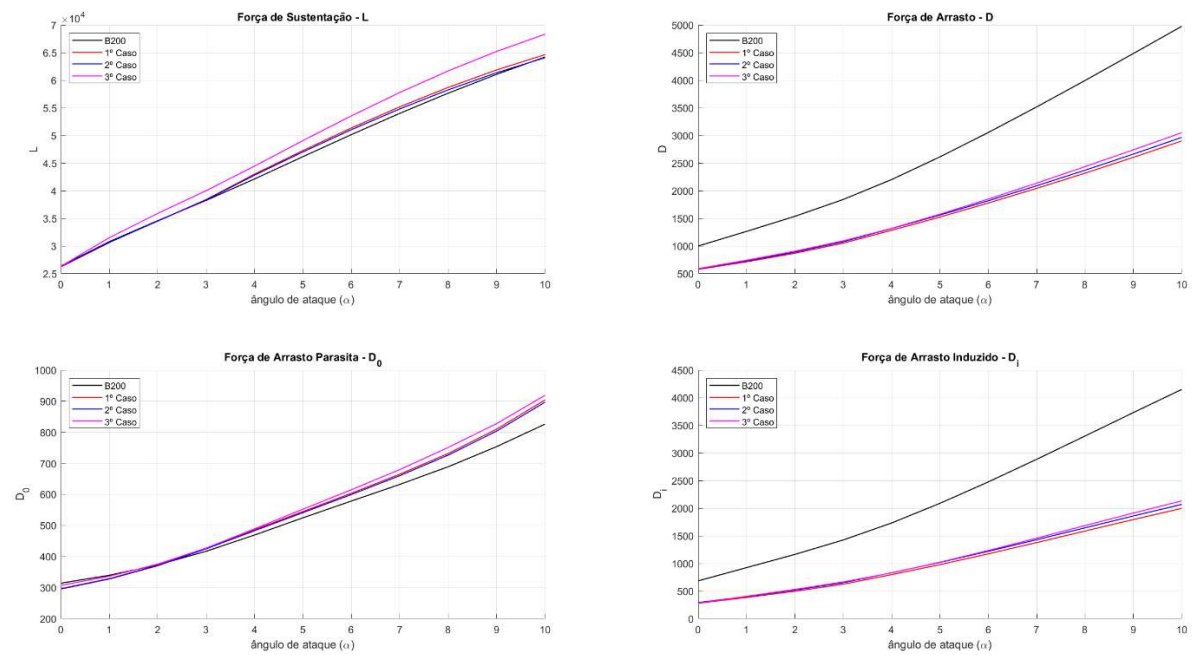
α	(L/D) B200	(L/D) Caso 1	(L/D) Caso2	(L/D) Caso3
-2°	29,295	44,845	44,953	40,989
-1°	28,413	46,688	46,227	44,309
0°	26,420	45,536	44,773	44,652
1°	24,358	42,953	42,046	42,480
2°	22,510	39,785	38,835	39,637
3°	20,772	36,550	35,605	36,630
4°	19,134	33,512	32,579	33,737
5°	17,669	31,035	30,157	31,162

Fonte: O autor

Para concluir a eficiência dos modelos gerados pelo otimizador, realizou-se uma nova missão para esses mesmos modelos modificando a Velocidade de voo para 52,5 m/s (valor determinado por Beechcraft Super King Air B200 / B2000C (1994) como o limite inferior da velocidade de stall para o peso máximo, com potência em *idle* e flaps recolhidos.), a densidade do ar ($\rho = 1 \frac{Kg}{m^3}$) e o novo intervalo de ângulo de ataque de 0° a 10°. As Figuras 35 e 36 apresentam, respectivamente, as forças aerodinâmicas e o Momento restaurador para essa situação crítica, uma situação de *stall*.

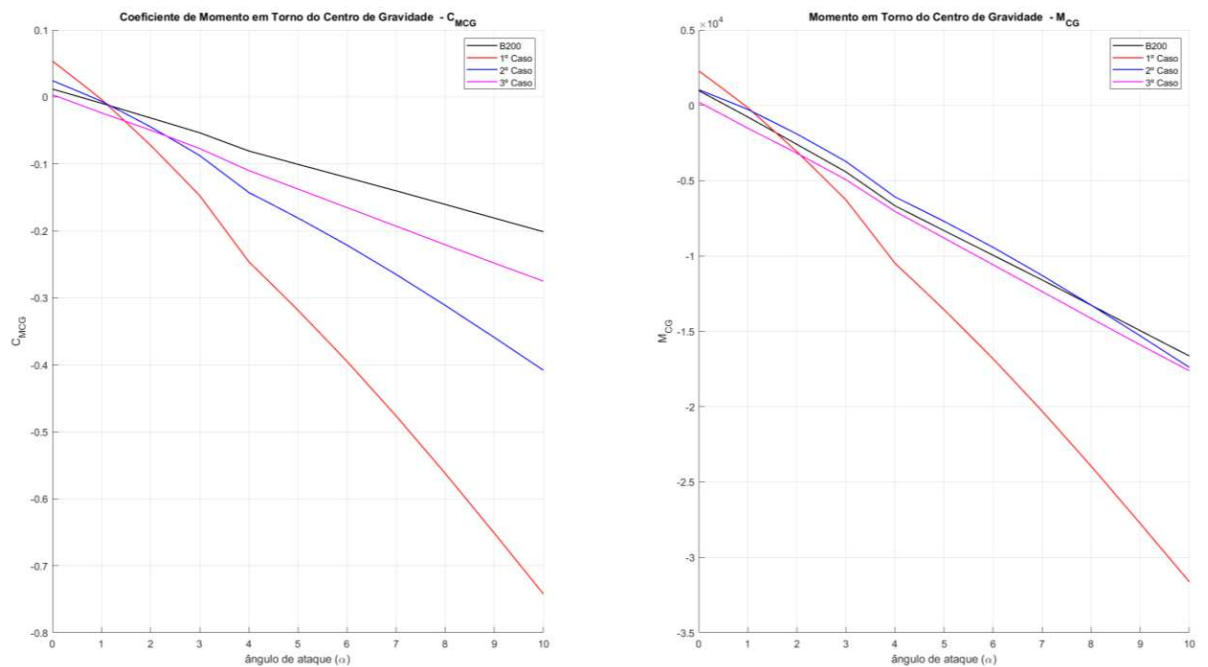
A sustentação alvo para essa situação será mais alta do que a apresentada anteriormente, pois o ângulo de ataque não mais será zero. Mesmo para o caso mais grave analisado ($\alpha = 10^\circ$), o valor da sustentação alvo não ultrapassa 60 [kN]. Pode-se concluir, observando a Figura 35, que um ângulo de ataque entre 7° e 8° é satisfatório para qualquer um dos quatro modelos e, portanto, o trabalho aqui desenvolvido auxilia também o restante da fase preliminar.

Figura 35 - Comparação gráfica das forças aerodinâmicas entre os modelos resultantes da otimização e o parâmetro para uma situação de *stall*



Fonte: O autor

Figura 36 - Comparação gráfica do coeficiente e do momento em torno do centro de gravidade entre os modelos resultantes da otimização e o parâmetro para uma situação de *stall*



Fonte: O autor

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

A partir dos resultados obtidos, é possível concluir a eficácia do módulo de aerodinâmica, uma vez que obteve uma força de sustentação suficiente para suportar, não só em condição de cruzeiro, mas também em situação de *stall*, o Peso Máximo de Decolagem da aeronave e também apresentou uma força de arrasto menor que o Modelo B200, garantindo maior eficiência aerodinâmica aos três modelos resultantes do programa de otimização desenvolvido neste trabalho.

Analisando a Figura 34 é possível observar que todos os modelos resultantes cumpriram os critérios de estabilidade estática longitudinal, pois apresentaram $C_{M_0} > 0$ e $C_{M_\alpha} < 0$. Assim, em uma situação de rajada que ocasionaria em uma ascensão do nariz, o conjunto asa-empenagem desenvolveria um momento restaurador, evitando a condição de *stall* da aeronave.

O algoritmo genético convergiu de forma satisfatória, sendo o resultado final obtido em menos de 72 horas e com variação da função objetivo inferior a 10%, considerando a limitação de 150 gerações. Em suma, visando o projeto preliminar, a utilização do algoritmo genético é profícua, pois gera resultados confiáveis e permite a inserção de limitantes, utilizados especialmente quando há rígidas restrições de tempo na execução de projeto.

Vale ressaltar a importância da análise de dados históricos no início do projeto conceitual, pois a ausência de um módulo estrutural permite que o módulo de aerodinâmica tenha a tendência de maximizar a envergadura e, por consequência, maximizar o alongamento, visando assim diminuir a influência do coeficiente de arrasto induzido e, portanto, diminuir o arrasto total da asa.

A pesquisa aqui apresentada pode ser continuada com a inserção de dois módulos, visando incluir os limitantes de um projeto preliminar. O primeiro módulo realizará cálculos estruturais, especialmente para penalizar a maximização da envergadura e a posição da EH ao longo do eixo longitudinal. O segundo realizará modificações nos perfis aerodinâmicos, possibilitando a utilização de torção aerodinâmica e também a determinação da deflexão do profundor e a utilização de flaps em situações de decolagem ou pouso.

REFERÊNCIAS

ALBUQUERQUE, A. T.; EL DEBS, M. K.; MELO, A. M. C.. **Otimização de pavimentos de edifícios com estruturas de concreto pré-moldado utilizando algoritmos genéticos**. Cadernos de Engenharia de Estruturas, São Carlos, v. 12, n. 54, p. 107-124, 2010. ISSN: 1809-5860.

ANDERSON, John David. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5. ed. New York, NY: The McGraw-Hill Companies, Inc, 2010.

BECK, Felipe Luís. **Escalonamento de tarefas job-shop realistas utilizando algoritmos genéticos em MATLAB**. Orientador: Thomalla, Cristoph Steffan. 2000. 104 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia elétrica, Centro Tecnológico, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, SC, 2000. Disponível em: <http://repositorio.ufsc.br/xmlui/handle/123456789/79269>. Acesso em: 1 jun. 2021.

BEEHCRAFT SUPER KING AIR B200 / B2000C. **The Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual**. Kansas: Raytheon Aircraft, 1994.

CARVALHO, André Rezende Dessimoni. Implementação de uma plataforma para análises aerodinâmicas não lineares de aeronaves de geometrias complexas em regime subsônico.. Orientador: João Marcelo Vedovoto. 2018. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Aeronáutica, Faculdade de Engenharia Mecânica, UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA, Uberlândia, 2018. Disponível em: <https://repositorio.ufu.br/handle/123456789/24008>. acesso em: 1 jun. 2021.

DRELA, Mark. **Flight Vehicle Aerodynamics**. Cambridge, Massachusetts: The MIT Press, 2014.

GOLDBERG, D. E. **Genetic Algorithms in search, optimization and machine learning**. U.S.A.:Addison-Wesley Publishing Company, 1989.

MATLAB. MathWorks. **How the Genetic Algorithm Works**. [S.l.]. The MathWorks, Inc., 2021. Disponível em: <https://www.mathworks.com/help/gads/how-the-genetic-algorithm-works.html>. Acesso em: 1 jun. 2021.

MEDEIROS, G.; KRIPKA, M. **ALGUMAS APLICAÇÕES DE MÉTODOS HEURÍSTICOS NA OTIMIZAÇÃO DE ESTRUTURAS**. Revista CIATEC-UPF, v. 4, n. 1, p. 19-32, 18 ago. 2012.

MUKHERJEE, Rinku; GOPALARATHNAM, Ashok; KIM, SungWan. AN ITERATIVE DECAMBERING APPROACH FOR POST-STALL PREDICTION OF WING CHARACTERISTICS USING KNOWN SECTION DATA. In: AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING, 41., 2003, Reno, Nevada. AIAA 2003-1097 [...]. Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. 1097. Disponível em: <https://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.7.8216&rep=rep1&type=pdf>. Acesso em: 1 jun. 2021.

NACA TECHNICAL NOTE No. 1269 - NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS. **METHOD FOR CALCULATING WING CHARACTERISTICS BY LIFTING -LINE THEORY USING NONLINEAR SECTION LIFT DATA**: By James C. Sivells and Robert H. Neely. Langley Memorial Aeronautical Laboratory Langley Field , Va.: NACA. 1947.

NELSON, Robert C. **Flight Stability and automatic control**. 2. ed. Singapore: The McGraw-Hill Companies, Inc, 1998.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. 1 ed. São Paulo: Cengage Learning, 2013.

ROSKAM, Jan. **Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls**. 3. ed. Lawrence, Kansas: Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation), v. 1, 2001.

VARGAS, Luiz Augusto Tavares de. **DESENVOLVIMENTO E IMPLEMENTAÇÃO DE UM PROCEDIMENTO NUMÉRICO PARA CÁLCULO DE CONJUNTOS ASA-EMPENAGENS DE GEOMETRIA COMPLEXA EM REGIME DE VÔO SUBSÔNICO**,

ASSIMÉTRICO E NÃO LINEAR. Orientador: Prof. Dr. Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira. 2006. 124 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA, Escola de Engenharia , UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS, Belo Horizonte, 2006. Disponível em: <http://hdl.handle.net/1843/SBPS-7B5MQT>. Acesso em: 1 jun. 2021.