

LUCAS DE ANDRADE GONÇALVES

**Projeto de uma aeronave biplana rádio controlada para participar da
competição SAE Brasil Aerodesign 2019**

Lucas de Andrade Gonçalves

**Projeto de uma aeronave biplana rádio controlada para participar da
competição SAE Brasil Aerodesign 2019**

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica.

Orientador : Prof. Dr. Marcos Valério Ribeiro

G635p Gonçalves, Lucas de Andrade
Projeto de uma aeronave biplana rádio controlada para participar da competição SAE Brasil Aerodesign / Lucas de Andrade Gonçalves – Guaratinguetá, 2020.
77 f : il.
Bibliografia: f. 76-77

Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2020.
Orientador: Prof. Dr. Marcos Valério Ribeiro

1. Aeronaves. 2. Competições. 3. Projetos de engenharia.
4. Algoritmos genéticos. I. Título.

CDU 629.733

Luciana Máximo

Bibliotecária CRB-8/3595


LUCAS DE ANDRADE GONÇALVES

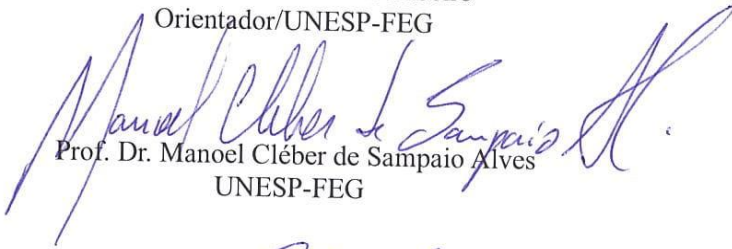
ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO
PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE
GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA


Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. Marcos Valério Ribeiro
Orientador/UNESP-FEG


Prof. Dr. Manoel Cléber de Sampaio Alves
UNESP-FEG


Prof. MSc. Luiz Antônio de Azevedo Rosa
UNESP-FEG

Dezembro de 2019

dedico este trabalho
de modo especial, à equipe Aerofeg

AGRADECIMENTOS

Agradeço a todos que de algum modo contribuíram com meu desenvolvimento ao longo desse período, em especial a minha família, equipe e amigos;

ao meu orientador, *Prof. Dr. Marcos Valério Ribeiro* não só pela orientação no desenvolvimento deste trabalho, mas também pela amizade e tudo que fez e faz por mim e pela equipe Aerofeg;

aos amigos *Gabriel Malvão, Gil Guilherme, Guilherme Antunes, Felipe Brandino, Lucas Reis, Mariele Faria e Thiago Antônio* pela amizade e apoio ao longo dos anos na faculdade;

aos meus pais *Luiz e Cristina*, que apesar das dificuldades enfrentadas, sempre incentivaram meus estudos;

“A excelência pode ser obtida se você se importa mais do que os outros julgam ser necessário, se arrisca mais do que os outros julgam ser seguro, sonha mais do que os outros julgam ser prático, e espera mais do que os outros julgam ser possível.”

Vinci Lombardi

RESUMO

No projeto aerodesign, a cada ano as equipes de estudantes de diversas universidades do Brasil e exterior são desafiadas a desenvolver projetos cada vez mais ousados devido as desafiadoras regras da competição. Para 2019 a configuração biplana se mostra promissora. Contudo, o estudo de aeronaves não convencionais como biplanos e asas voadoras nunca foi validado pela equipe Aerofeg. Deste modo, este trabalho visa analisar e desenvolver uma metodologia de projeto que abranja estes tipos de configuração, focando nas fases de pré-projeto, projeto conceitual e projeto preliminar que abrangem a escolha da configuração da aeronave bem como suas dimensões bases. A metodologia de projeto desenvolvida se baseia em uma otimização multidisciplinar via algoritmo genético, cujo objetivo é gerar uma extensa população de aeronaves de diferentes configurações buscando a maximização da pontuação de voo na competição. O projeto desenvolvido, a primeira aeronave biplana da equipe a validar um voo na competição, obteve a segunda posição geral e transportou a segunda maior carga paga na competição *SAE Brasil Aerodesign 2019* qualificando a equipe Aerofeg para participar da quarta competição internacional de sua história.

PALAVRAS-CHAVE: VANT. Multiplano. Otimização de projeto. Aeronave. Competição.

ABSTRACT

Each year in the aerodesign project, student teams from several universities from Brazil and the world are challenged to design airplanes more and more audacious due to the challenging rules of the competition. In 2019, the biplane configuration seems very promising. However, the Aerofeg team never validated the study of non-conventional aircrafts such as biplanes and flying wings. This way, this document aims to analyze and develop a design methodology that includes these configurations, focusing on the stages of pre-design, conceptual design and preliminary design, which comprise the selection of the aircraft configuration as well as its base dimensions. The design methodology developed is based on a multidisciplinary optimization by a genetic algorithm, whose objective is to create a large population of aircrafts of different configurations focusing on the maximization of the flight score in the competition. The aircraft designed, the first team's biplane aircraft to fly in a competition, achieved the second place overall and transported the second highest payload in the *SAE Brasil aerodesign 2019* competition. This result qualified the Aerofeg team to participate of the fourth international competition of its history.

KEYWORDS: UAV. Multiplane. Project optimization. Airplane. Competition.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Componentes principais de uma aeronave	17
Figura 2 – Convenção de eixos	18
Figura 3 – Forças em uma aeronave	19
Figura 4 – <i>GAP</i>	22
Figura 5 – <i>Stagger</i> – (a) positivo; (b) negativo.....	23
Figura 6 – Decalagem.....	23
Figura 7 – Fator de interferência de biplanos	25
Figura 8 – Estabilidade – (a) estável; (b) instável; (c) neutra.....	26
Figura 9 – Estabilidade longitudinal.....	27
Figura 10 – Gráfico C_m x α	28
Figura 11 – Gráfico C_m x CL_{trim}	29
Figura 12 – Ponto neutro	30
Figura 13 – Relação entre ponto neutro e CG	30
Figura 14 – Margem estática	31
Figura 15 – Fluxograma de algoritmo genético.....	34
Figura 16 – Metodologia de projeto Aerofeg	37
Figura 17 – Restrição geométrica.....	39
Figura 18 – Análise de pontuação.....	40
Figura 19 – Resultados da competição <i>SAE Brasil Aerodesign 2018</i>	40
Figura 20 – Comparação da sensibilidade de parâmetros	43
Figura 21 – Ensaio de tração dinâmica.....	44
Figura 22 – Tração dinâmica	45
Figura 23 – CL das asas em função do <i>stagger</i>	48
Figura 24 – CL das asas em função do <i>GAP</i>	49
Figura 25 – Parâmetros do algoritmo genético.....	50
Figura 26 – Fator de eficiência de Oswald	52
Figura 27 – Dimensionamento da empenagem horizontal	53
Figura 28 – Geometria da asa na otimização.....	54
Figura 29 – Convergência em termos de alongamento da asa (AR_w)	56
Figura 30 – Convergência em termos de área da asa (S_w).....	56
Figura 31 – Comparação entre configurações de aeronave	57
Figura 32 – Convergência de biplanos em termos de perfil aerodinâmico da asa	57

Figura 33 – Convergência de biplanos em termos de área da asa (S_w)	58
Figura 34 – Convergência de biplanos em termos de envergadura da asa (B_w).....	58
Figura 35 – Convergência de biplanos em termos de envergadura da EH (B_{ht}).....	59
Figura 36 – Convergência de biplanos em termos de volume de cauda (V_{ht}).....	59
Figura 37 – Convergência de biplanos em termos de razão de subida (R/C).....	60
Figura 38 – Configuração biplana ótima	60
Figura 39 – (a) e (b) protótipo de validação de conceitos	61
Figura 40 – Parâmetros de entrada da 2ª geração.....	63
Figura 41 – Convergência da 2ª geração em termos de área da asa (S_w)	63
Figura 42 – Convergência da 2ª geração em termos de envergadura da EH (B_{ht})	64
Figura 43 – Convergência da 2ª geração em termos de razão de subida (R/C).....	64
Figura 44 – Comparação das aeronaves ótimas da 1ª e 2ª geração	65
Figura 45 – Simulação da aeronave em AVL	66
Figura 46 – Efeito do <i>GAP</i> no CL	67
Figura 47 – Efeito do <i>GAP</i> no CL máximo	67
Figura 48 – Efeito do <i>GAP</i> no MTOW, PV e CP	68
Figura 49 – Comprimento longitudinal a frente do bordo de ataque	69
Figura 50 – Efeito do <i>stagger</i> no CL	69
Figura 51 – Deslocamento do ponto neutro.....	70
Figura 52 – Formatos de <i>endplate</i>	71
Figura 53 – <i>Endplate</i> escolhido.....	71
Figura 54 – Segundo protótipo	72
Figura 55 – Equipe Aerofeg 2019.....	73
Figura 56 – Aeronave na fila de voo da competição	73
Figura 57 – Equipe Aerofeg recebendo troféu de vice-campeã.....	74
Quadro 1 – Comparação de configurações	46

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Histórico da equipe Aerofeg	16
Tabela 2 – Resultados da análise de sensibilidade	43
Tabela 3 – Parâmetros do algoritmo genético	50
Tabela 4 – Parâmetros de entrada da 1ª geração	54
Tabela 5 – Restrições da 1ª geração.....	55
Tabela 6 – Parâmetros de entrada da 2ª geração	62
Tabela 7 – Classificação final da <i>SAE Brasil Aerodesign 2019</i>	74

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CG	centro de gravidade
CMA	corda média aerodinâmica
CP	carga paga
EH	empenagem horizontal
EV	empenagem vertical
FPR	fator de pontuação de relatório
FPV	fator de peso vazio
ME	margem Estática
MTOW	maximum take-off weight (peso máximo de decolagem)
NR	nota de relatório
PN	ponto neutro
PV	peso vazio
R/C	rate of climb (razão de subida)
SAE	society of automotive engineers
TOW	take-off weight (peso de decolagem)
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
VANT	Veículo aéreo não tripulado

LISTA DE SÍMBOLOS

B_{maior}	maior envergadura do biplano
B_{med}	envergadura média das asas do biplano
B_{menor}	menor envergadura do biplano
B_w	envergadura da asa
B_{ht}	envergadura da empenagem horizontal
C_1	corda na raiz
CD	coeficiente de arrasto
CD_g	coeficiente de arrasto corrigido para efeito solo
C_{ht}	corda da empenagem horizontal
Cl	coeficiente de momento de rolagem
Cl_β	derivada de Cl em relação ao ângulo de derrapagem
CL	coeficiente de sustentação
CL_α	derivada de CL em relação ao ângulo de ataque
CL_g	coeficiente de sustentação corrigido para efeito solo
$CL_{\text{máx}}$	coeficiente de sustentação máximo
C_m	coeficiente de momento de arfagem
C_m_α	derivada de C_m em relação ao ângulo de ataque
C_n	coeficiente de momento de guinada
$C_n\beta$	derivada de C_n em relação ao ângulo de derrapagem
D	força de arrasto
e	fator de eficiência de Oswald
H_{asa}	altura da asa em relação ao solo
i_w	ângulo de incidência da asa
i_{ht}	ângulo de incidência da empenagem horizontal
L	força de sustentação
P_{cp}	pontuação de carga paga
P_{voo}	pontuação de voo
S_{maior}	área da maior asa do biplano
S_w	área em planta da asa ou do conjunto de asas em caso de biplanos
S_{ht}	área em planta da empenagem horizontal
T	tração
$T_{\text{estática}}$	tração do motor para caso estático (velocidade nula)
W	força peso
α	ângulo de ataque
β	ângulo de derrapagem
δ_{asas}	decalagem das asas
Γ	ângulo de diedro
λ	afilamento
Λ	ângulo de enflechamento
μ	coeficiente de atrito
σ	fator de interferência de biplanos

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
2	REVISÃO TEÓRICA	17
2.1	COMPONENTES PRINCIPAIS DE UMA AERONAVE	17
2.2	EIXOS E SUPERFÍCIES DE CONTROLE	17
2.3	FORÇAS AUANTES DE UMA AERONAVE	18
2.4	PARÂMETROS GEOMÉTRICOS DE UMA AERONAVE	19
2.4.1	Envergadura (B)	19
2.4.2	Corda (C) e afilamento (λ)	20
2.4.3	Área Alar (S_w) e alongamento (AR)	20
2.4.4	Ângulo de ataque (α) e ângulo de incidência (i_w)	20
2.5	BIPLANOS	21
2.5.1	Biplanos na história	21
2.5.2	Parâmetros geométricos da configuração biplano	21
2.5.2.1	<i>GAP</i>	22
2.5.2.2	<i>Stagger</i>	22
2.5.2.3	Decalagem	23
2.5.3	Teoria do monoplaneo equivalente	23
2.5.3.1	Fator de envergadura de Munk	24
2.5.3.2	Fator de interferência de biplanos (σ)	24
2.6	ESTABILIDADE	26
2.6.1	Estabilidade longitudinal	27
2.6.2	Ponto neutro	29
2.6.3	Margem estática	31
2.7	OTIMIZAÇÃO	32
2.7.1	Variáveis de projeto	33
2.7.2	Função objetivo	33
2.7.3	Funções de restrição	33
2.7.4	Algoritmos genéticos	33
2.7.4.1	Operadores genéticos	35
2.7.4.2	Seleção para reprodução	35
2.7.4.3	Cruzamento	35
2.7.4.4	Mutação	36
2.7.4.5	Elitismo	36
2.7.4.6	<i>MOGA</i> (Multi-objective optimization genetic algorithm)	36

3	METODOLOGIA DE PROJETO	37
3.1	METODOLOGIA AEROFEG	37
3.2	MISSÃO	38
3.3	ANÁLISE DO REGULAMENTO	39
3.4	ESTUDO DE RESULTADOS DA COMPETIÇÃO 2018	40
4	PROJETO CONCEITUAL	42
4.1	ANÁLISE DE SENSIBILIDADE DE PARÂMETROS	42
4.1.1	Tração estática	44
4.1.2	CL máximo	45
4.1.3	Área alar	46
4.2	CONFIGURAÇÕES DE AERONAVE	46
4.3	PERFIS AERODINÂMICOS	47
5	PROJETO PRELIMINAR	48
5.1	ESTUDO PRELIMINAR DE <i>GAP</i> E <i>STAGGER</i>	48
5.2	ALGORÍTMO DE OTIMIZAÇÃO	49
5.3	PRIMEIRA GERAÇÃO	53
5.3.1	Parâmetros de entrada	53
5.3.2	Restrições	55
5.3.3	Resultados da primeira geração	56
5.4	PROTÓTIPO PARA VALIDAÇÃO DE CONCEITOS	60
5.5	SEGUNDA GERAÇÃO	61
5.5.1	Parâmetros de entrada	61
5.5.2	Restrições	62
5.5.3	Resultados da segunda geração	62
6	PROJETO DETALHADO	66
6.1	<i>GAP</i> E <i>STAGGER</i>	66
6.2	<i>ENDPLATE</i>	70
7	TESTES DE VOO E COMPETIÇÃO	72
7.1	TESTES DE VOO	72
7.2	COMPETIÇÃO <i>SAE BRASIL AERODESIGN 2019</i>	72
8	CONCLUSÃO	75
	REFERÊNCIAS	76
	BIBLIOGRAFIA CONSULTADA	77

1 INTRODUÇÃO

A SAE Brasil é uma associação sem fins lucrativos que congrega pessoas físicas (engenheiros, técnicos e executivos) unidas pela missão comum de disseminar técnicas e conhecimentos relativos à tecnologia da mobilidade em suas variadas formas: terrestre, marítima e aeroespacial.

O projeto Aerodesign, organizado pela SAE Brasil, consiste em uma competição de engenharia aberta a estudantes universitários de graduação e pós-graduação. A competição oferece uma oportunidade única de estudantes desenvolverem um projeto aeronáutico desde a concepção até sua construção e voos.

Os desafios são baseados em problemas reais enfrentados pela indústria aeronáutica como, por exemplo, otimização multidisciplinar para atendimento de requisitos conflitantes, redução de peso através de otimização estrutural, instrumentação e ensaios em voo de protótipos, entre outros. Os estudantes devem colocar em prática o que aprendem em sala de aula, além de exercitarem a convivência em grupo.

Existem três classes na competição SAE Brasil Aerodesign: Micro, Regular e Advanced. A classe mais disputada e com maior número de inscritos é a classe Regular, na qual a equipe Aerofeg compete anualmente. Os primeiros dois colocados na classe Regular ganham a oportunidade de representar o Brasil na Competição Internacional que acontece anualmente nos Estados Unidos da América. A competição brasileira atingiu um nível elevado, isso é verificado pelo fato de que as equipes brasileiras classificadas para a competição internacional sempre obtêm ótimos resultados em solo estrangeiro. Devido à grande visibilidade da competição nacional e o alto nível tecnológico, equipes de diversos países têm sido atraídas, dentre eles: México, Venezuela, Chile e Polônia, para competir em nosso território.

A equipe Aerofeg foi criada em 2006 por estudantes da Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá (FEG-UNESP), com o intuito de desenvolver anualmente um projeto aeronáutico para participar da competição *SAE Brasil Aerodesign*. Este projeto consiste em conceber, projetar, construir e voar um avião cargueiro rádio controlado que satisfaça os requisitos do regulamento e seja o mais otimizado possível, através de soluções de projetos criativas.

Apesar da renovação anual de integrantes da equipe, a sabedoria e conhecimento são repassados pelas gerações, por isso desde a primeira participação a equipe Aerofeg vem mostrando significativo progresso. De modo que os resultados da equipe, mostrados na tabela

1, deixam evidente essa evolução. Em destaque os anos em que o autor participou como membro da equipe.

Tabela 1 – Histórico da equipe Aerofeg

Ano	Colocação geral da equipe
2006	52°
2007	44°
2008	18°
2009	5°
2010	3°
2011	2°
2012 – SAE International	3°
2012	32°
2013	11°
2014	8°
2015	2°
2016 - SAE International	1°
2016	5°
2017	2°
2018 – SAE International	2°
2018	6°

Fonte: Produção do próprio autor

A equipe Aerofeg representou o Brasil em três oportunidades nos Estados Unidos da América, sempre conquistando o pódio da competição: 3° Lugar Geral em 2012, 1° Lugar Geral Em 2016 e 2° Lugar Geral em 2018.

A cada competição, a equipe Aerofeg é desafiada por um novo regulamento. Em 2019, a utilização de aeronaves não-convencionais, como biplanos e asas voadoras, aparenta ser promissora. Deste modo, o objetivo deste trabalho é desenvolver uma metodologia de projeto que abranja estes tipos de aeronaves não-convencionais, cujo projeto nunca foi validado pela equipe Aerofeg, focando nas fases de pré-projeto, projeto conceitual e projeto preliminar que compreendem a escolha da configuração da aeronave bem como suas dimensões bases.

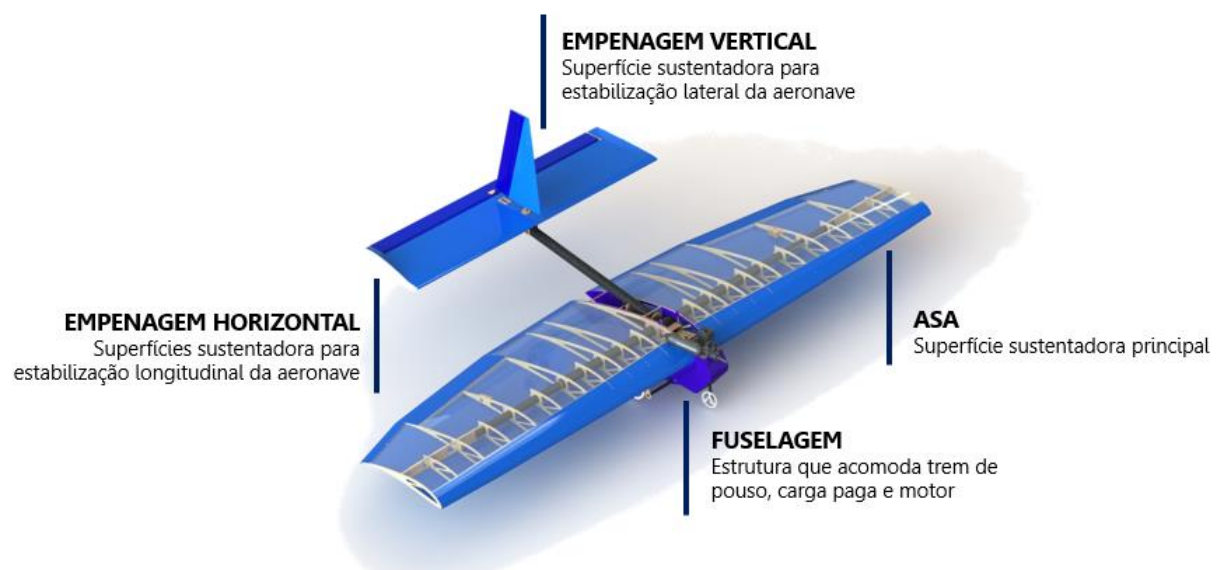
2 REVISÃO TEÓRICA

2.1 COMPONENTES PRINCIPAIS DE UMA AERONAVE

A figura 1 apresenta os principais componentes estruturais de uma aeronave. Sendo estes:

- **Asa:** superfície sustentadora principal da aeronave, responsável pela geração da sustentação que mantém um avião em voo;
- **Fuselagem:** estrutura onde são acomodados a carga paga, trem de pouso e motor;
- **Empenagem horizontal:** Superfície sustentadora responsável pela estabilização longitudinal da aeronave;
- **Empenagem vertical:** Superfície sustentadora responsável pela estabilização lateral da aeronave.

Figura 1 – Componentes principais de uma aeronave



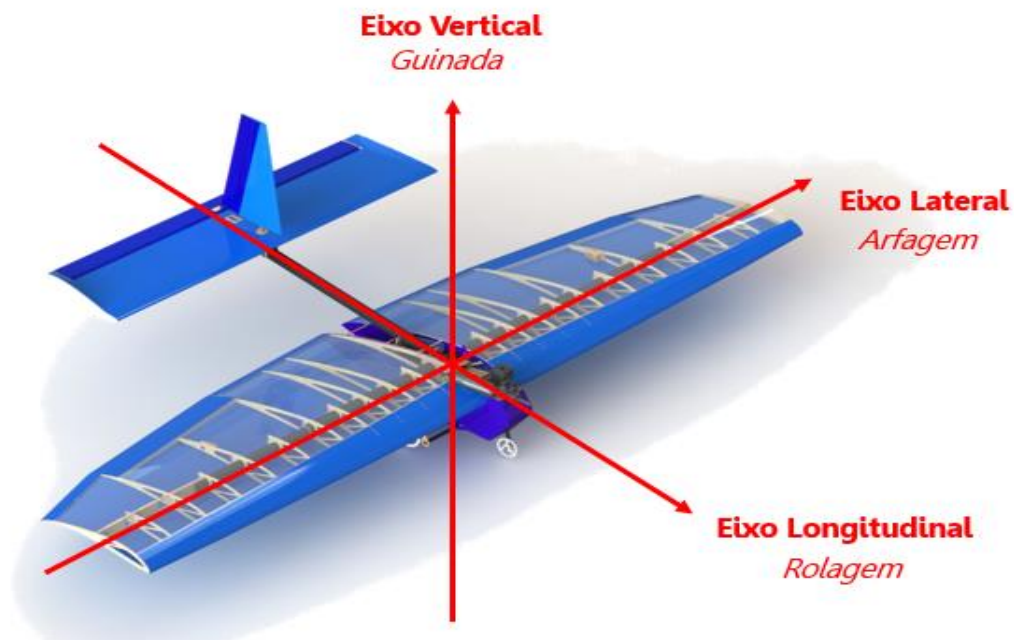
Fonte: Produção do próprio autor

2.2 EIXOS E SUPERFÍCIES DE CONTROLE

Em aeronáutica, define-se os eixos de referência para análise da aeronave como:

- **Eixo Longitudinal:** eixo que cruza o avião do nariz à cauda. O movimento em torno deste eixo é chamado de rolagem e a superfície de controle responsável por este movimento é o aileron localizado na asa;
- **Eixo Vertical:** eixo que atravessa o avião de cima para baixo. O movimento em torno deste eixo é chamado guinada e a superfície de controle responsável por este movimento é o leme localizado na empennagem vertical;
- **Eixo Lateral:** eixo que cruza o avião de uma lateral à outra, paralelo à asa. O movimento em torno deste eixo é chamado arfagem e a superfície de controle responsável por este movimento é o profundor localizado na empennagem horizontal.

Figura 2 – Convenção de eixos

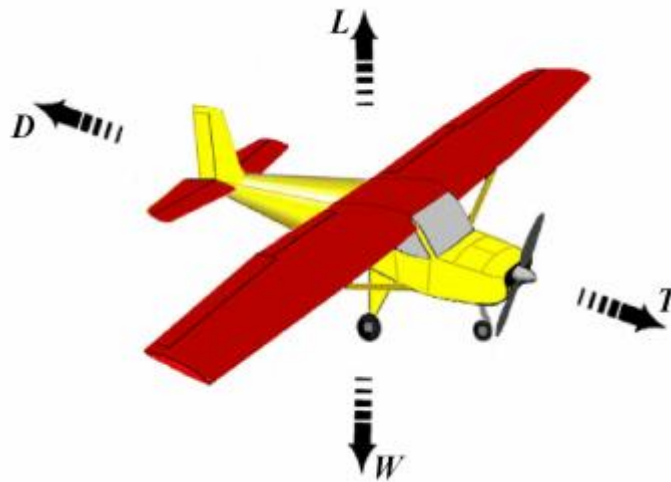


Fonte: Produção do próprio autor

2.3 FORÇAS ATUANTES DE UMA AERONAVE

De acordo com MIRANDA (2014), para uma condição de voo reto e nivelado são quatro as forças atuantes em uma aeronave: a força de sustentação (L), a força de arrasto (D), a tração do conjunto motopropulsor (T) e o peso da aeronave (W).

Figura 3 – Forças em uma aeronave



Fonte: Miranda (2014).

A força de sustentação é a responsável por garantir o voo. Ela é gerada pela diferença de pressão existente entre a parte inferior da asa, chamada intradorso, e a parte superior da asa, chamada extradorso.

O arrasto é uma força de oposição ao movimento da aeronave. Para velocidade subsônicas, *Mach* menor que 1, como é o caso no aerodesign, o arrasto pode ser dividido em arrasto parasita e arrasto induzido (MIRANDA, 2014). O arrasto parasita está associado ao “atrito” e fricção existente entre o ar e as superfícies da aeronave. Já o arrasto induzido é o arrasto produzido devido à geração de sustentação. Quanto maior a sustentação maior será o arrasto induzido de uma asa (Anderson, 2001).

A tração é a força fornecida pelo conjunto motor/hélice e é responsável por impulsionar a aeronave durante o voo.

Por fim, o peso da aeronave é inerente da força gravitacional direcionado verticalmente para baixo associada a massa total da aeronave.

2.4 PARÂMETROS GEOMÉTRICOS DE UMA AERONAVE

2.4.1 Envergadura (B)

Envergadura é definida como a maior distância entre as pontas das asas de uma aeronave.

2.4.2 Corda (C) e afilamento (λ)

Em um perfil aerodinâmico de uma asa, a parte mais dianteira que entra em contato com o ar primeiro é chamada bordo de ataque, enquanto a parte mais traseira de bordo de fuga.

A distância entre o bordo de ataque e bordo de fuga de um perfil é chamada corda.

Uma asa pode possuir cordas diferentes ao longo da sua envergadura. Define-se afilamento de uma seção da asa como a razão entre a corda no fim desta seção e a corda no início desta seção. O afilamento é sempre menor ou igual a 1, sendo igual para asas retangulares e menor que 1 para asas com afilamento.

2.4.3 Área alar (S_w) e alongamento (AR)

Em aeronáutica, a área em planta da asa é chamada de área alar (S_w) e é um parâmetro de suma importância no projeto de uma aeronave.

O alongamento de uma asa é um parâmetro adimensional referente a geometria da aeronave que relaciona a envergadura e área alar.

$$AR = B_w^2/S_w \quad (1)$$

A importância do alongamento em um projeto de uma asa está associada ao fato de que quanto maior o alongamento menor é o arrasto induzido produzido por uma asa. Assim como, um maior valor de alongamento resulta em um maior CL_{max} .

2.4.4 Ângulo de ataque (α) e ângulo de incidência (i_w)

O ângulo de ataque (α) é o ângulo formado pela corda do perfil aerodinâmico e a direção do vento relativo. O ângulo de ataque é um dos principais fatores que determinam a quantidade de sustentação e arrasto produzido por um perfil. O ângulo de ataque pode, portanto, variar durante o voo. Já o ângulo de incidência é uma característica geométrica da aeronave, e é, portanto, fixo. O ângulo de incidência corresponde ao ângulo entre a corda do perfil e um eixo paralelo ao solo.

2.5 BIPLANOS

Por definição, um biplano é uma aeronave dotada de duas superfícies de sustentação principais, superpostas (GUDMUNDSSON, 2013).

2.5.1 Biplanos na história

O uso de uma configuração de asas superpostas iniciou-se com sucesso na década de 1890 por pilotos e projetistas de planadores. Na época, o projeto de biplanos em relação a monoplanos era favorecido pela falta de tecnologia tanto em termos construtivos quanto de propulsão (motores) (GUDMUNDSSON, 2013). A baixa tração fornecida por motores da época fazia necessário o uso de áreas de asa demasiadamente altas para atingir o objetivo de decolagem de determinado peso. Como, devido às limitações da época, o projeto estrutural de uma asa muito grande se tornava inviável do ponto de vista da relação de peso e resistência, superpor duas asas menores e de mais fácil construção foi a solução encontrada (MIRANDA, 2014).

Em meados dos anos 40 os monoplanos começaram a tomar os céus em função dos avanços tecnológicos. Além do desenvolvimento de melhores sistemas de propulsão também foram sendo desenvolvidos perfis aerodinâmicos mais eficientes. Estes fatores colaboraram para a diminuição cada vez mais abrupta de projetos de biplanos, que de modo geral são menos eficientes aerodinamicamente que os monoplanos, visto que uma asa acaba influenciando negativamente na performance da outra (GUDMUNDSSON, 2013).

Na competição *SAE Aerodesign*, o conjunto de regras pode vir a favorecer o uso da configuração biplana em virtude das restrições geométricas impostas aos competidores. Ao longo dos anos, diversas equipes já apostaram nesta configuração, e por vezes obtiveram excelentes resultados.

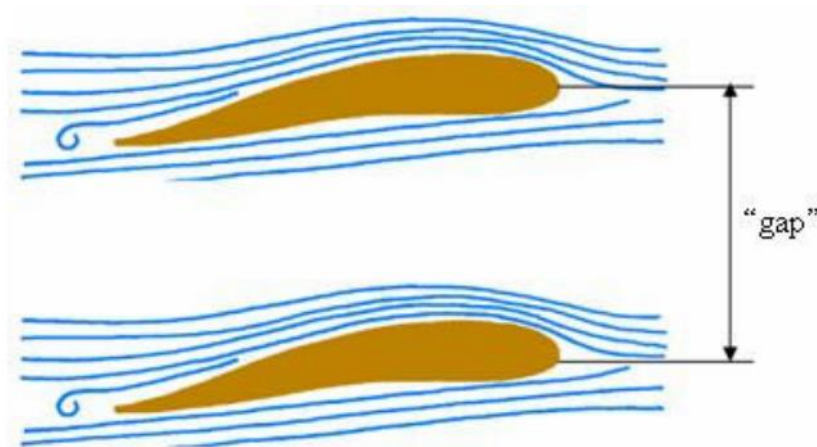
2.5.2 Parâmetros geométricos da configuração biplano

A configuração biplano apresenta características geométricas particulares, devido a presença de duas superfícies sustentadoras principais, que não são observadas em monoplanos convencionais. Ressaltamos o *GAP*, *stagger* e a decalagem das asas.

2.5.2.1 GAP

O *GAP* representa a distância vertical entre as asas de um biplano e deve ser medido perpendicularmente ao eixo longitudinal da aeronave. Geralmente o *GAP* de um biplano é representado pela relação $GAP/corda$, ou seja, se esta relação é igual a 1, significa que a distância vertical entre as duas asas é igual ao comprimento da corda da asa.

Figura 4 – *GAP*

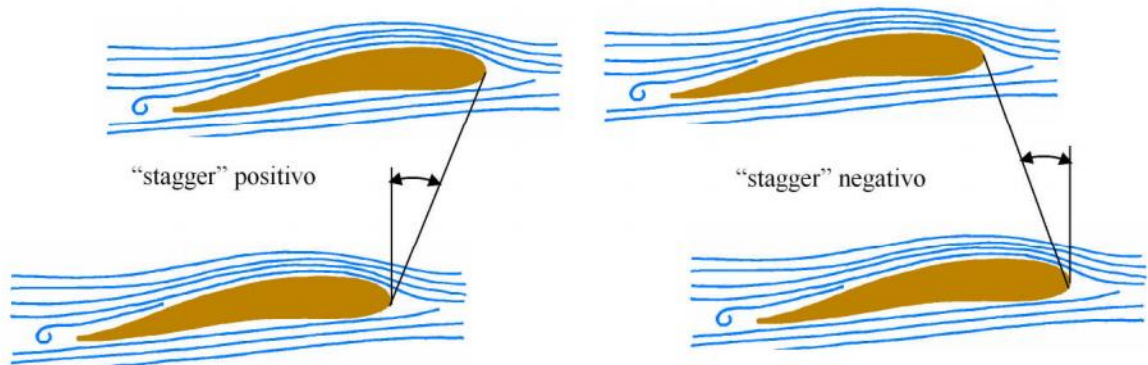


Fonte: Miranda (2014).

2.5.2.2 Stagger

O termo *stagger* é definido como a diferença de posição entre o bordo de ataque das duas asas. O *stagger* é considerado positivo quando o bordo de ataque da asa superior estiver a frente do bordo de ataque da asa inferior, e considerado negativo quando o bordo de ataque da asa superior estiver posicionado atrás do bordo de ataque da asa inferior.

Figura 5 – *Stagger* – (a) positivo; (b) negativo

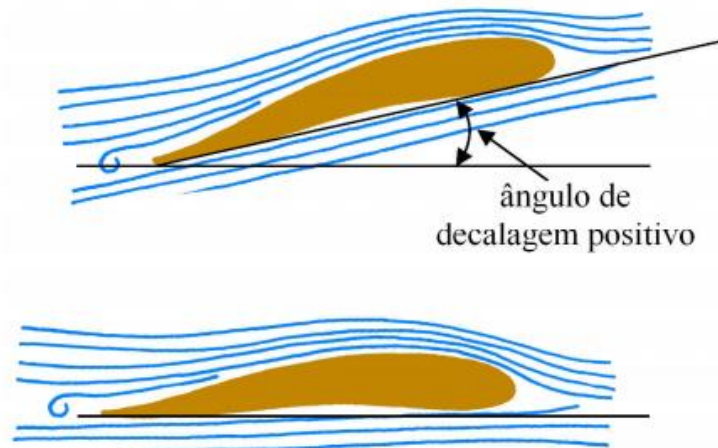


Fonte: Miranda (2014).

2.5.2.3 Decalagem

O termo decalagem representa a diferença entre os ângulos de incidência das asas de um biplano. A decalagem é considerada positiva quando o ângulo de incidência da asa superior for maior que o ângulo de incidência da asa inferior da aeronave.

Figura 6 – Decalagem



Fonte: Miranda (2014).

2.5.3 Teoria do monoplaneo equivalente

O conceito de um monoplaneo equivalente foi proposto por Munk no começo dos anos 90 para ajudar a simplificar análises de biplanos. A teoria presume que a configuração biplana

a ser analisada pode ser substituída por uma asa monoplane de igual área alar e arrasto induzido (GUDMUNDSSON, 2013).

2.5.3.1 Fator de envergadura de Munk

Como dito na seção 1.4.3, o teorema do monoplane equivalente de Munk substitui as asas do biplano por uma única asa de área idêntica a área das duas asas do biplano e mesmo arrasto induzido que estas. Assim, se a maior envergadura do biplano é B , então a envergadura do monoplane equivalente será $K \cdot B$, onde K é chamado fator de envergadura de Munk. O fator K tem valor 1 para monoplanos, mas para biplanos é sempre maior que 1 e depende dos seguintes fatores:

- Razão GAP /envergadura = GAP/B_{med} ;
- Razão de envergadura, envergadura menor pela envergadura maior, $\mu = B_{menor}/B_{maior}$;
- Razão de áreas, $r = S_{maior}/S$.

Onde:

h = Tamanho do GAP ;

$B_{med} = \frac{1}{2}(B_{maior} + B_{menor})$;

S = Área total de ambas as asas;

S_{maior} e S_{menor} = Área em planta da asa maior e menor, respectivamente.

O fator de envergadura de Munk (K) pode ser calculado da seguinte forma:

$$K = \sqrt{\frac{2}{1 + \sigma}} \quad (2)$$

2.5.3.2 Fator de interferência de biplanos (σ)

O fator de interferência de biplanos leva em conta o fato de que duas superfícies sustentadoras em proximidade afetam o escoamento resultante. Em outras palavras, a asa superior afeta a inferior e vice-versa. Esta interação é medida pelo fator σ . Um método desenvolvido por Prandtl pode ser usado para estimar o valor do fator σ se ambas as asas têm

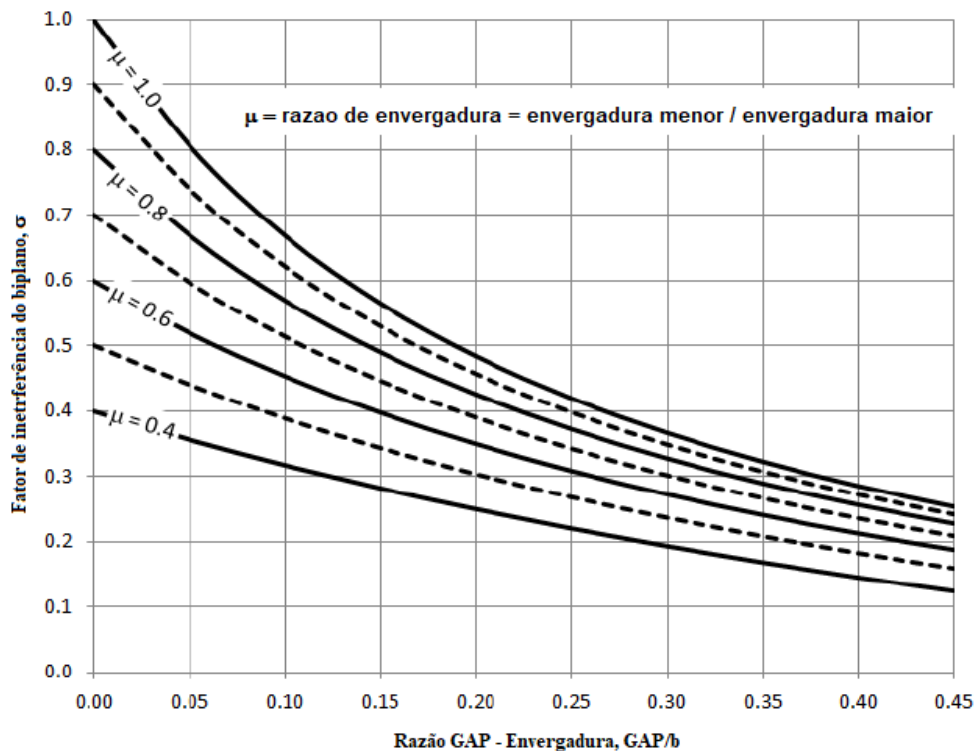
a mesma envergadura (GUDMUNDSSON, 2013). A equação apresentada a seguir é válida para $0,05 < (h/B_{med}) < 0,5$.

$$\sigma = \frac{1 - 0,66 \cdot (h/b_{med})}{1,055 + 3,7 \cdot (h/b_{med})} \quad (3)$$

A figura 7 apresenta um gráfico para o fator de interferência de biplanos para outras razões de envergadura (μ). Os dados são válidos para $0,4 < \mu < 1,0$ e $0,05 < (h/B_{med}) < 0,5$.

$$\sigma = \left(\frac{6}{75}\right) \cdot \frac{75\mu - (28 + 20\mu) \cdot (h/b_{med})}{6 + (29\mu - 5) \cdot (h/b_{med})} \quad (4)$$

Figura 7 – Fator de interferência de biplanos



Fonte: Gudmundsson (2013).

2.6 ESTABILIDADE

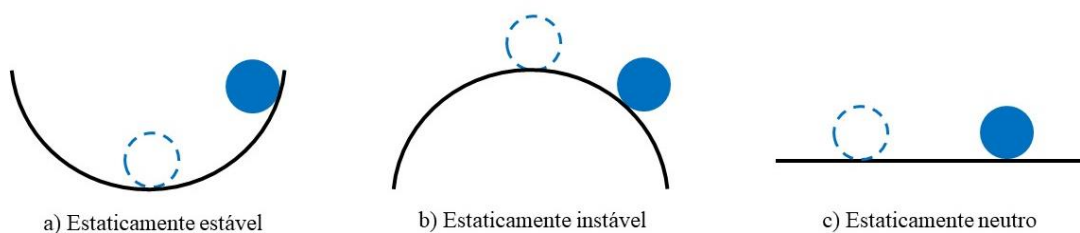
Estabilidade, em geral, está relacionado com um estado de equilíbrio. Se uma aeronave permanece em um voo estável, a força resultante assim como o momento resultante em torno do centro de gravidade devem ser ambos iguais a zero. Um avião que cumpra o requerimento proposto é dito em um estado de equilíbrio ou voando em uma condição de trimagem (NELSON, 1989).

Em aeronáutica, estabilidade está associada a tendência da aeronave de retornar ao seu ponto de equilíbrio depois de sofrer uma perturbação. A perturbação pode ser gerada por ação do piloto ou por fenômenos atmosféricos como rajadas de vento ou turbulências (MIRANDA, 1989).

Uma aeronave deve apresentar estabilidade suficiente para que o piloto não tenha que, constantemente, controlar o avião contra perturbações externas.

O estudo da estabilidade de uma aeronave é geralmente dividido em estabilidade estática e dinâmica. A estabilidade estática é a tendência inicial de um corpo de retornar ao seu estado de equilíbrio após sofrer uma perturbação (MIRANDA, 2014). Um exemplo dos vários tipos de estabilidade estática que podem existir é representado na figura 8.

Figura 8 – Estabilidade – (a) estável; (b) instável; (c) neutra



Fonte: Produção do próprio autor

Na figura 8.a, ao ser deslocada do fundo do recipiente a bola retorna, por meio da força da gravidade, para o fundo do mesmo, ou seja, a força e momento resultantes tendem a retornar a bola ao seu estado de equilíbrio. Esta situação é dita como estado de equilíbrio estável. Por outro lado, na figura 8.b, qualquer deslocamento do ponto de equilíbrio leva a bola a rolar para fora do recipiente. Neste caso, classificaríamos o ponto de equilíbrio como instável. Por fim, no exemplo da figura 8.c, ao ser deslocado de seu ponto de equilíbrio original a bola se mantém parada em uma nova posição, um novo ponto de equilíbrio. Este

exemplo seria classificado como estabilidade neutra. A estabilidade neutra é o limite que existe entre a estabilidade e a instabilidade.

No estudo na estabilidade dinâmica, a preocupação é com o comportamento da aeronave com o passar do tempo após uma perturbação que a afaste de um ponto de equilíbrio. Uma aeronave pode ser estaticamente estável, mas dinamicamente instável. Contudo, se for dinamicamente estável ela é obrigatoriamente estável estaticamente (NELSON, 1989).

2.6.1 Estabilidade longitudinal

Ao ser deslocado de seu ponto de equilíbrio, seja por ação externa ou por ação do piloto, a aeronave deve ser capaz de retornar a este ponto. Para isso, é necessário que um momento restaurador seja gerado toda vez que o avião sai do ponto de equilíbrio (NELSON, 1989).

Em estabilidade longitudinal é avaliada a tendência da aeronave de criar um momento restaurador em torno do eixo lateral. O movimento da aeronave ao redor desse eixo é denominado arfagem. E o coeficiente de momento de arfagem da aeronave é denotado por C_m (MIRANDA, 2014).

Figura 9 – Estabilidade Longitudinal

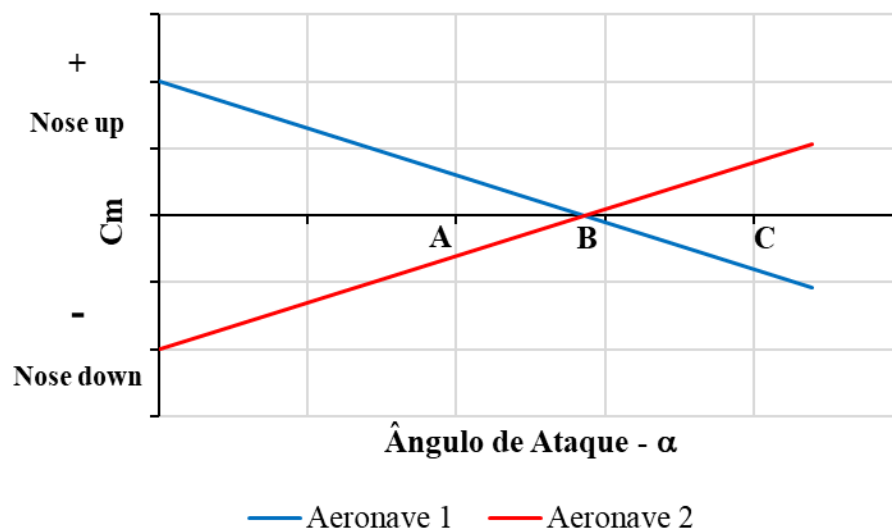


Fonte: Produção do próprio autor

A figura 10 apresenta a curva que relaciona o momento de arfagem de duas aeronaves em função do ângulo de ataque. O ponto B representa o ponto de equilíbrio ou de trimagem de ambas as aeronaves, onde o momento resultante em torno da aeronave é nulo ($C_m = 0$). Se uma perturbação causar o deslocamento da aeronave do ponto B para o ponto A, ou seja, uma diminuição do ângulo de ataque, a aeronave 1 gera um momento positivo que tende a levantar o nariz do avião e retorná-lo a sua posição de equilíbrio. Já a aeronave 2 criaria um momento negativo que tende a diminuir ainda mais o ângulo de ataque, afastando a aeronave da sua posição de equilíbrio. Caso a perturbação aumente o ângulo de ataque da aeronave fazendo

ela sair do ponto de equilíbrio B em direção ao ponto C, a aeronave 1 geraria um momento negativo que abaixa o nariz do avião levando a aeronave de volta a sua posição de equilíbrio. Já a aeronave 2, geraria um momento positivo que a afastaria ainda mais do ponto de equilíbrio. Assim, a aeronave 1 apresenta estabilidade longitudinal. Enquanto a aeronave 2 é instável longitudinalmente.

Figura 10 – Gráfico $C_m \times \alpha$



Fonte: Produção do próprio autor

O coeficiente angular da curva de coeficiente de momento de arfagem (C_m) por ângulo de ataque (α) deve ser sempre negativo para que uma aeronave seja considerada longitudinalmente estável (NELSON, 1989).

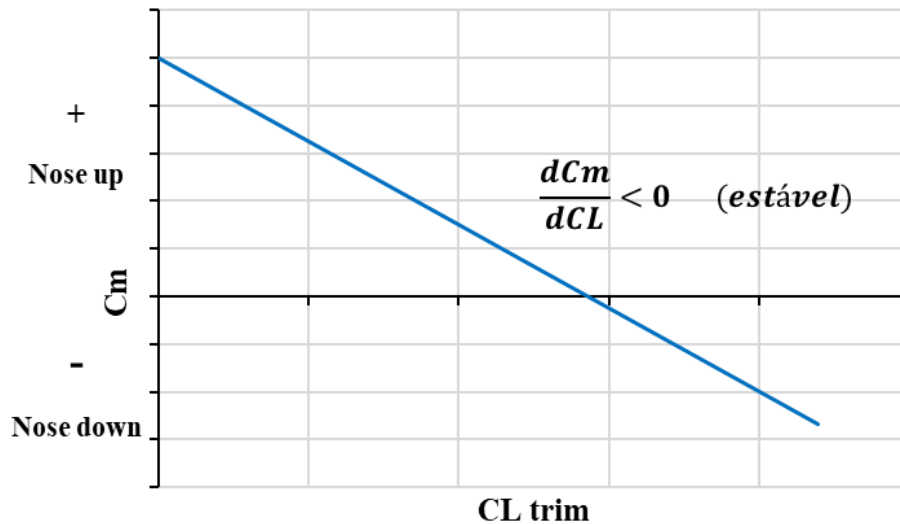
$$C_{m\alpha} = \frac{dC_m}{d\alpha} < 0 \quad (\text{estável}) \quad (5)$$

$$C_{m\alpha} = \frac{dC_m}{d\alpha} = 0 \quad (\text{neutro}) \quad (6)$$

$$C_{m\alpha} = \frac{dC_m}{d\alpha} > 0 \quad (\text{instável}) \quad (7)$$

Um outro modo de verificar a estabilidade longitudinal de uma aeronave é construir o gráfico que relaciona o momento de arfagem com o coeficiente de sustentação para diferentes condições de trimagem. O coeficiente angular desta curva também deve ser negativo para inferir estabilidade longitudinal (NELSON, 1989).

Figura 11 – Gráfico C_m x C_L trim



Fonte: Produção do próprio autor

A utilização do gráfico da figura 11 é interessante pois o módulo do coeficiente angular (dC_m/dC_L) é numericamente igual a margem estática da aeronave, que é um parâmetro de extrema importância no projeto de aeronaves (NELSON, 1989).

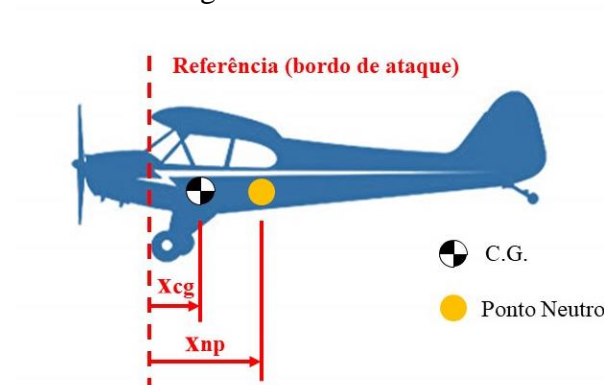
$$-\frac{dC_m}{dC_L} = ME \quad (8)$$

2.6.2 Ponto neutro

O ponto neutro de uma aeronave pode ser definido como a localização mais posterior do centro de gravidade para a qual a empennagem horizontal ainda consegue exercer controle sobre a aeronave e garantir a estabilidade longitudinal estática, ou seja, representa a condição para a qual a aeronave possui estabilidade neutra (MIRANDA, 2014).

As posições do CG e do ponto neutro são medidas de uma referência que, normalmente, é definida como o bordo de ataque da asa.

Figura 12 – Ponto neutro



Fonte: Produção do próprio autor

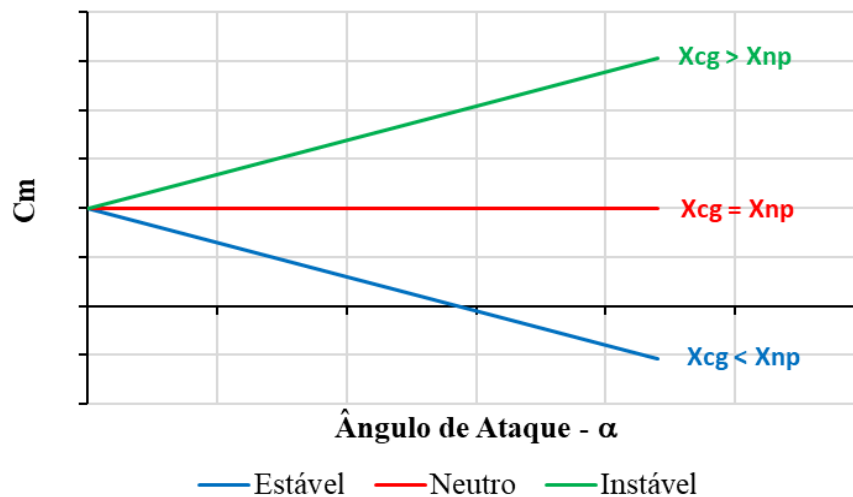
Estas posições também podem ser expressas em porcentagem de CMA.

$$h_{PN} = \frac{X_{PN}}{CMA} \cdot 100 \quad (9)$$

$$h_{CG} = \frac{X_{CG}}{CMA} \cdot 100 \quad (10)$$

O conceito do ponto neutro pode ser utilizado como um processo alternativo para se verificar a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, pois de acordo com a posição do CG em relação à posição do ponto neutro, o coeficiente angular da curva momento de arfagem (C_m) por ângulo de ataque (α) pode ser negativo, nulo ou positivo como apresentado na figura 13.

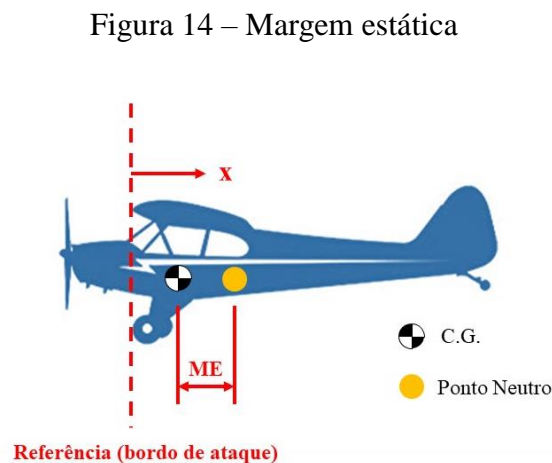
Figura 13 – Relação entre ponto neutro e CG



Fonte: Produção do próprio autor

2.6.3 Margem estática

A margem estática representa um elemento importante para se definir o grau de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave e para maximizar sua performance em voo. A margem estática representa a distância entre o ponto neutro e o CG da aeronave (MIRANDA, 2014).



Fonte: Produção do próprio autor

Normalmente, a margem estática é medida em termos de porcentagem de CMA, e é calculada levando em conta a posição do CG e do ponto neutro a partir da referência que é, usualmente, o bordo de ataque da asa.

$$ME = \frac{X_{PN} - X_{CG}}{CMA} \cdot 100 = h_{PN} - h_{CG} \quad (11)$$

A margem estática deve ser sempre positiva, indicando que o CG está posicionado antes do ponto neutro. Como a margem estática indica a característica de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, pode-se concluir que quanto menor for o seu valor menor será a distância entre o CG e o ponto neutro e conseqüentemente menor será a estabilidade estática da aeronave. (NELSON, 1989)

Uma menor margem estática também significa melhor desempenho, já que com a diminuição da estabilidade menos *downforce* do profundor é necessária para estabilizar a aeronave e conseqüentemente menos arrasto é gerado. Contudo, deve-se buscar um equilíbrio

entre estabilidade e performance, para que a aeronave tenha bom desempenho e características de estabilidades adequadas para controle do piloto durante sua missão (NELSON, 1989).

2.7 OTIMIZAÇÃO

Como ensina SILVA (2007), a melhor forma de entender a importância de se estudar técnicas de otimização é analisar um problema típico de engenharia.

Consideremos o projeto de asa de um avião onde se deseja maximizar a rigidez flexional. Suponhamos que os parâmetros que possam ser alterados no projeto sejam a espessura das nervuras, momento de inércia das longarinas, distância entre as nervuras, distância entre as longarinas, espessura de chapa em diferentes pontos, material da estrutura, totalizando 10 parâmetros. Suponha ainda que cada parâmetro possa assumir 10 valores definidos devido a restrições de fabricação e que será usado em software de elementos finitos (MEF) para a simulação da estrutura da asa. A abordagem tradicional seria construir um modelo parametrizado de elementos finitos da asa com os parâmetros acima e rodar várias análises de MEF considerando as diversas combinações dos parâmetros acima. Para cada resultado de análise (obtido para uma combinação de parâmetros), calcula-se o valor correspondente da rigidez da asa. De posse dos valores de rigidez da asa para as diferentes combinações de parâmetros, pode-se tomar uma decisão sobre a combinação ótima dos valores desses parâmetros. Essa abordagem é denominada abordagem de análise. No entanto, essa abordagem apresenta uma grande limitação. Suponha que tivéssemos apenas 3 parâmetros (dos 10 acima) para considerar no projeto da asa. Como cada parâmetro pode assumir 10 valores, teríamos 10^3 combinações possíveis para serem analisadas. Se cada análise de MEF demora 0,1s (supor um modelo simples de MEF) o tempo total para analisar essas 1000 combinações seria 100s. Agora, considerando os 10 parâmetros, teríamos 10^{10} combinações de parâmetros para serem analisadas, e considerando agora que cada análise de MEF demora 10s, o tempo total passa a ser 10^{11} s, ou seja, 3200 anos! (SILVA, 2007, p. 10)

Assim, a abordagem de análise somente faz sentido quando se considera um número muito reduzido de casos a serem estudados, do contrário é necessária uma busca racionalizada da solução por meio de algoritmos de otimização, o que reduz drasticamente o tempo para encontrar a solução ótima. Pode-se, portanto, definir o processo de otimização como a busca automática, sistemática e dirigida para obter a melhor solução dentro do universo de soluções existentes.

As variáveis de projeto, ou variáveis de otimização, são aquelas que caracterizam o projeto e precisam ser definidas pelo projetista. Essas variáveis agrupam-se em um vetor, constituído de n variáveis independentes, definido como:

$$\mathbf{X} = (x_1, x_2, x_3, x_4 \dots x_n)^T \quad (12)$$

2.7.1 Variáveis de projeto

Essas variáveis serão consideradas determinísticas, isto é, não estarão sujeitas a uma distribuição de probabilidades. Podem ter um espectro contínuo ao longo de um intervalo, como no caso da envergadura de uma asa, ou podem estar restritas a valores discretos, como no caso da espessura de chapas (definidas por restrições do fabricante).

2.7.2 Função objetivo

A função objetivo é uma função escalar de variáveis de projeto a ser otimizada. Esta função pode ser definida, genericamente, como:

$$f(X) = f(x_1, x_2, x_3, x_4 \dots x_n) \quad (13)$$

O ponto X que apresenta o menor valor da função objetivo dentro de toda a região viável, delimitada pelas restrições, é denominado mínimo absoluto ou mínimo global. Já o ponto que apresenta um valor da função objetivo mínimo entre todos os pontos situados numa sub-região, convenientemente definida, é denominada mínimo local.

2.7.3 Funções de restrição

Os problemas práticos de projeto geralmente estão sujeitos a uma série de restrições que podem ser expressas, de modo geral, como:

$$g_j(X) \geq k \text{ ou } g_j(X) \leq k \quad (14)$$

para $j = 1, 2, \dots, n$

2.7.4 Algoritmos genéticos

Segundo Goldberg (1989) os algoritmos genéticos são técnicas de busca inspirada em mecanismos de genética e seleção natural. Dada uma população inicial de soluções, esta evolui até os indivíduos convergirem para uma solução, por meio da aplicação de operadores genéticos de seleção, cruzamento e mutação.

Considerando um problema de otimização qualquer, os algoritmos genéticos iniciam a busca da melhor solução a partir de um conjunto inicial de soluções aleatórias. Cada elemento do conjunto inicial de soluções é denominado indivíduo ou cromossomo. Um indivíduo é representado por uma cadeia de símbolos, geralmente, uma cadeia binária. É importante que cada indivíduo da população seja capaz de representar completamente uma possível solução do problema tratado.

Em seguida, uma nova população ou geração é construída a partir da população inicial. Para criar os indivíduos da nova população, são utilizados operadores genéticos de cruzamento e mutação. Uma população é obtida a partir de anterior aplicando-se o cruzamento para aqueles indivíduos com maior valor de aptidão, simulando o processo de seleção natural.

O processo de geração de novas populações é repetido iterativamente até que o algoritmo genético chegue a uma solução aceitável, ou satisfaça alguma condição de parada. A representação do algoritmo genético na forma de fluxograma está ilustrada na figura 15.

Figura 15 – Fluxograma de algoritmo genético



Fonte: Produção do próprio autor

2.7.4.1 Operadores genéticos

Nesta seção serão abordados os principais operadores genéticos. É importante ressaltar que os conceitos aqui descritos representam as linhas gerais do processo, pois cada algoritmo evolucionário pode apresentar variações específicas nestes procedimentos.

2.7.4.2 Seleção para reprodução

A seleção é o processo pelo qual os indivíduos com melhor valor de aptidão têm a maior probabilidade de gerar um ou mais descendentes para a geração seguinte. Esse operador é a versão artificial da seleção das espécies do Darwinismo, que estabelece que os seres mais aptos têm maiores chances de sobreviver, ou seja, os mais fortes e menos vulneráveis aos predadores e doenças (GOLDBERG, 1989).

O objetivo principal do operador de seleção é copiar boas soluções, eliminando soluções de baixa aptidão, mantendo o tamanho da população constante. As melhores soluções são guardadas em uma lista de soluções escolhidas e utilizadas para realizar as operações de cruzamento e mutação.

2.7.4.3 Cruzamento

Este operador gera novas soluções (filhas) a partir de soluções escolhidas da lista de soluções (pais) produzida no processo de seleção. O operador de cruzamento possui diferentes variações, muitas delas específicas de um determinado problema. A forma mais simples de cruzamento é conhecida como cruzamento em um ponto (GOLDBERG, 1989).

Este procedimento consiste em escolher arbitrariamente dois indivíduos na lista de soluções, selecionar dentro da cadeia do indivíduo uma posição k chamada posição de cruzamento e, por fim, criar novos descendentes trocando as cadeias parciais de cada um dos indivíduos.

“Apesar das operações de seleção e cruzamento parecerem muito simples, é nelas que se concentra o poder dos algoritmos genéticos.” (GOLDBERG, 1989).

2.7.4.4 Mutação

A mutação é um operador que produz uma alteração aleatório em uma posição de um pequeno número de indivíduos. A mutação é a segunda maneira de os algoritmos genéticos explorarem o espaço de busca. Essa pequena alteração impede que o algoritmo tenha convergência muito rápida, evitando sua estabilização em regiões de mínimos locais.

2.7.4.5 Elitismo

O operador de elitismo transfere as melhores soluções encontradas para a geração seguinte, evitando que a melhor solução se deteriore ao longo das gerações.

Uma forma de implementar elitismo é copiar diretamente as melhores soluções da população atual para a população seguinte. As demais soluções são geradas usando os operadores genéticos de cruzamento e mutação sobre a população atual. Desta forma, as melhores soluções passam diretamente para a população seguinte, além de participar da criação do restante das soluções da população seguinte.

Outra forma de elitismo consiste em criar a população seguinte a partir da população atual utilizando os operadores genéticos usuais e escolher as melhores soluções de ambas as populações para compor a geração seguinte.

2.7.4.6 *MOGA* (Multi-objective optimization genetic algorithm)

O algoritmo genético de múltiplos objetivos (*MOGA*) é uma das muitas técnicas de otimização de engenharia, um método de pesquisa aleatória guiada. É adequado para resolver problemas relacionados à otimização multi-objetivo, com a capacidade de explorar as diversas regiões do espaço da solução. Assim, é possível pesquisar um conjunto diversificado de soluções com mais variáveis que podem ser otimizadas ao mesmo tempo. Soluções de *MOGA* são ilustradas usando as frentes de Pareto. Um conjunto ideal de Pareto é um conjunto de soluções que são fronteira de soluções não dominadas. Com o conjunto ideal de Pareto, os valores da função objetivo correspondente no espaço objetivo são chamados de frente de Pareto (FONSECA, 2009).

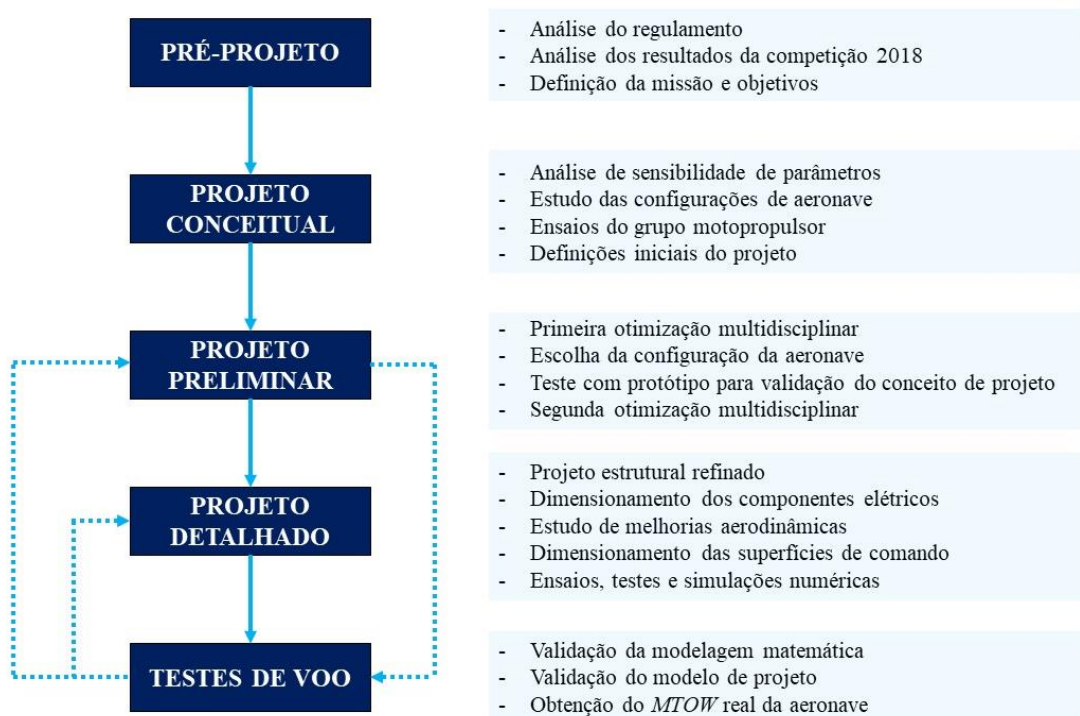
3 METODOLOGIA DE PROJETO

Nesta seção, serão abordados a metodologia de projeto desenvolvida pela equipe, a definição da missão e objetivos da equipe na competição bem como uma análise do regulamento e suas implicações no desenvolvimento do projeto.

3.1 METODOLOGIA AEROFEG

A metodologia de projeto da equipe baseia-se em conceitos propostos por RAYMER (1992), ANDERSON (2001), NELSON (1989), BARROS (2011), GUDMUNDSSON (2013) e suas próprias experiências ao longo dos anos. Divide-se o projeto em cinco etapas: pré-projeto, projeto conceitual, projeto preliminar, projeto detalhado e teste de voo.

Figura 16 – Metodologia de projeto Aerofeg



Fonte: Produção do próprio autor

A primeira etapa consiste na fase de pré-projeto, no qual a equipe realiza uma análise criteriosa do regulamento da competição, restrições geométricas, pontuação de voo, e faz uma reflexão sobre o último ano de trabalho e os resultados da competição anterior. Nesta fase a equipe define sua missão e objetivos propostos para a competição.

No projeto conceitual estuda-se configurações de aeronaves a serem analisadas nas próximas etapas e define-se aspectos iniciais do projeto tais como tipo de instalação do motor e configuração de trem de pouso.

Na etapa de projeto preliminar através de um processo de otimização multidisciplinar por algoritmo genético, busca-se a configuração ideal para a competição, norteado pela função objetivo de maximização de pontuação. Na fase preliminar a equipe constrói um primeiro protótipo para validação de conceitos a partir da aeronave ótima obtida durante a otimização. Este primeiro protótipo é construído com materiais menos sofisticados que a futura aeronave oficial, a ideia é economizar custos e validar o conceito de projeto desenvolvido como suas características aerodinâmicas, de desempenho e estabilidade. O resultado desse teste de voo é utilizado como feedback para uma possível segunda rodada de otimização, caso julgue-se pertinente a modificação de alguns parâmetros de otimização.

Por fim, na fase de projeto detalhado visa-se o dimensionamento final das estruturas da aeronave bem como a escolha dos materiais utilizados. Realiza-se análises mais aprofundadas buscando melhorias aerodinâmicas e de performance. A última etapa de projeto são os testes de voo com a aeronave final. Os testes são feitos com telemetria embarcada com o intuito de validar o projeto e seu desempenho real.

Se em qualquer umas das fases de projeto é verificada uma discrepância entre algum modelo e teste, ensaio ou simulação, a equipe retorna à fase de projeto pertinente para corrigi-la.

O escopo deste trabalho é detalhar principalmente as fases de pré-projeto, projeto conceitual e preliminar que compreendem a definição da configuração da aeronave e suas dimensões base.

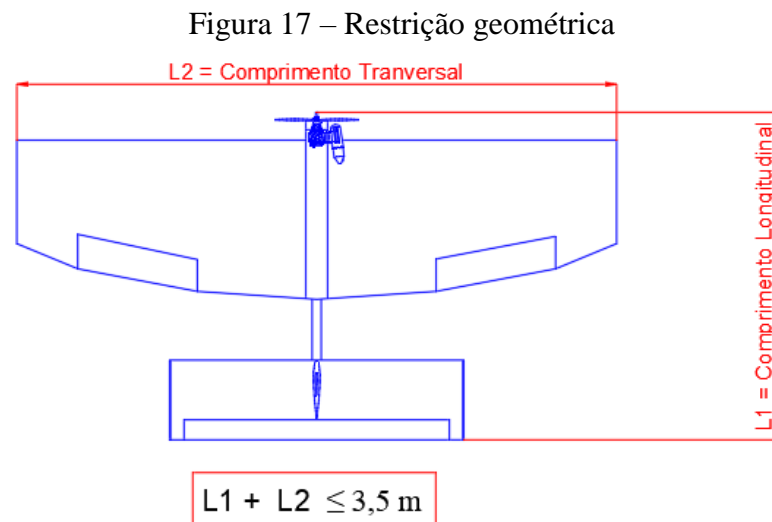
3.2 MISSÃO

Como missão, a equipe definiu dois objetivos principais: ocupar o pódio da categoria regular e buscar alternativas inovadoras de projeto, mesmo que isto implique em maiores dificuldades.

3.3 ANÁLISE DO REGULAMENTO

A equipe Aerofeg compete na classe regular. Nesta categoria o principal objetivo do projeto é o transporte de carga paga. Define-se carga paga como todo o peso que a aeronave transporta descontado seu próprio peso (peso vazio) e peso de combustível.

O regulamento da competição 2019 é muito parecido com o da competição anterior e compreende uma única restrição geométrica: o somatório dos comprimentos longitudinal e transversal da aeronave não deve ultrapassar 3,7 m. Sua altura total e as demais envergaduras, em caso de multiplanos, não são contabilizadas, incentivando o estudo de outras configurações além do monoplano.



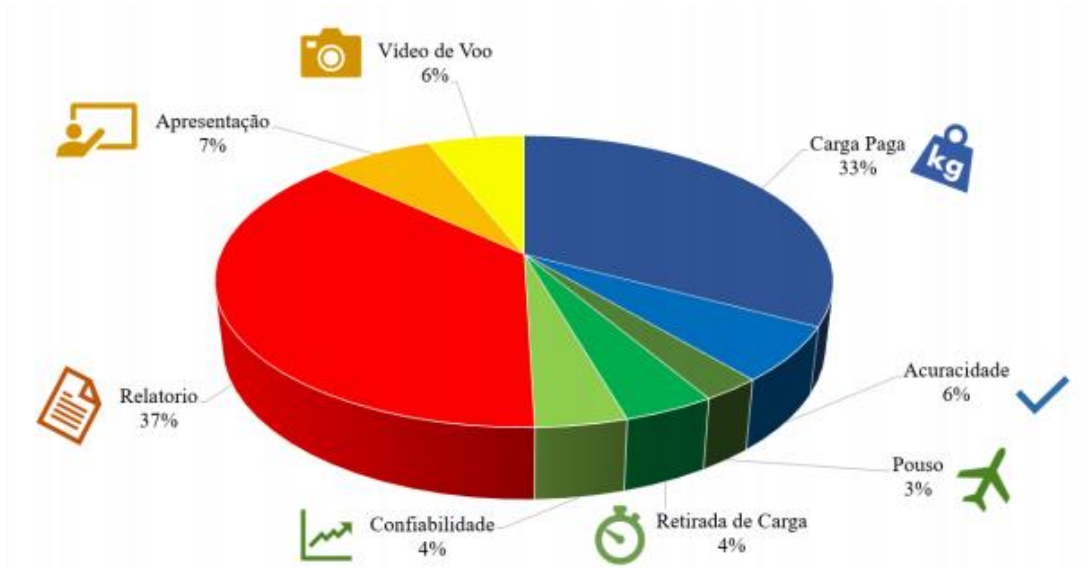
Fonte: Produção do próprio autor

Os principais pontos do regulamento 2019 são:

- Comprimento Longitudinal da aeronave + Comprimento Transversal (maior envergadura) $\leq 3,7$ metros;
- Decolagem em 50 metros;
- Motor à combustão limitado pelo regulamento;
- Pouso em 100 metros para obter bonificação de pouso.

Uma análise da pontuação do regulamento 2019 foi realizada como apresentado na figura 18. Verifica-se que entre os aspectos inerentes a competição de voo, a carga paga é o fator mais influente na pontuação, sua maximização está associada ao aumento da pontuação total da aeronave.

Figura 18 – Análise da pontuação

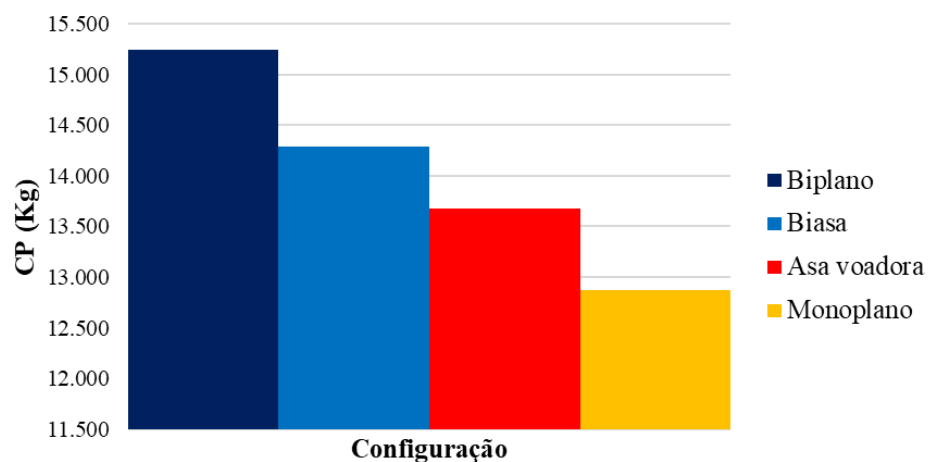


Fonte: Produção do próprio autor

3.4 ESTUDO DE RESULTADOS DA COMPETIÇÃO 2018

Como relatado, o regulamento da competição de 2019 se diferencia do regulamento da competição anterior apenas no somatório dimensional que passou de 3,5 m para 3,7 m e no comprimento de pista máximo para decolagens e pousos que passou de 60 m e 120 m para 50 m e 100 m, respectivamente. Sendo assim, a equipe realizou uma análise dos resultados das melhores aeronaves de cada configuração presentes na competição 2018.

Figura 19 – Resultados da competição SAE Aerodesign 2018



Fonte: Produção do próprio autor

A aeronave monoplana de maior carga paga da competição de 2018 foi projetada pela equipe Aerofeg. Contudo, observa-se que as demais configurações apresentaram desempenho superior. A configuração biplana se mostrou a configuração mais competitiva da competição passada.

O sucesso das configurações na última competição não garante bom desempenho em 2019, porém é importante no sentido de apontar falhas na metodologia de projeto da equipe e a necessidade de abranger tipos diferentes de aeronaves no desenvolvimento do projeto. Assim, a análise dos resultados levou a equipe Aerofeg a se aprofundar no estudo de configurações no qual não está acostumada a trabalhar.

Das quatro configurações apresentadas na figura 19, a equipe optou por analisar nas fases de projeto subsequentes as configurações: monoplano, biplano e asa voadora. Optou-se por não trabalhar com asas voadoras biplanas por se tratar de um conceito de projeto duplamente desconhecido pela equipe: o de asa voadora e de multiplano.

4 PROJETO CONCEITUAL

A etapa de projeto conceitual visa determinar os aspectos iniciais do projeto e as configurações mais promissoras em termos de pontuação de voo. Inicia-se por uma análise de sensibilidade de parâmetros.

4.1 ANÁLISE DE SENSIBILIDADE DE PARÂMETROS

Com o intuito de verificar quais os parâmetros da aeronave são mais influentes na pontuação de voo, elaborou-se uma análise de sensibilidade de parâmetros. Utilizou-se como base a aeronave da competição *SAE Brasil Aerodesign 2018*, projetada pela equipe Aerofeg. A aeronave de 2018 teve 6 parâmetros variados e observou-se a influência da variação individual de cada parâmetro na pontuação de voo desta aeronave, utilizando como base o regulamento 2019 para o cálculo desta. Assim, pode-se comparar os resultados e verificar quais parâmetros da aeronave são mais influentes na pontuação, e assim, verificar quais destes requerem maior atenção nas etapas de projeto.

Os parâmetros escolhidos para a análise foram:

- Área alar (S_w);
- Máximo coeficiente de sustentação da asa ($CL_{máx}$);
- Peso vazio da aeronave (PV);
- Tração estática do grupo motopropulsor ($T_{estática}$);
- Coeficiente de sustentação da asa na corrida de decolagem sob efeito solo (CL_g);
- Coeficiente de arrasto da asa na corrida de decolagem sob efeito solo (CD_g).

Os parâmetros foram escolhidos pois são os principais fatores associados ao desempenho de decolagem da aeronave. Ou seja, são os parâmetros do projeto que tem influência direta na carga paga máxima que pode ser transportada, e por consequência, na pontuação de voo.

Na análise cada parâmetro foi variado em 5 % de modo a aumentar a pontuação de voo. A tabela 2 apresenta os resultados obtidos na análise.

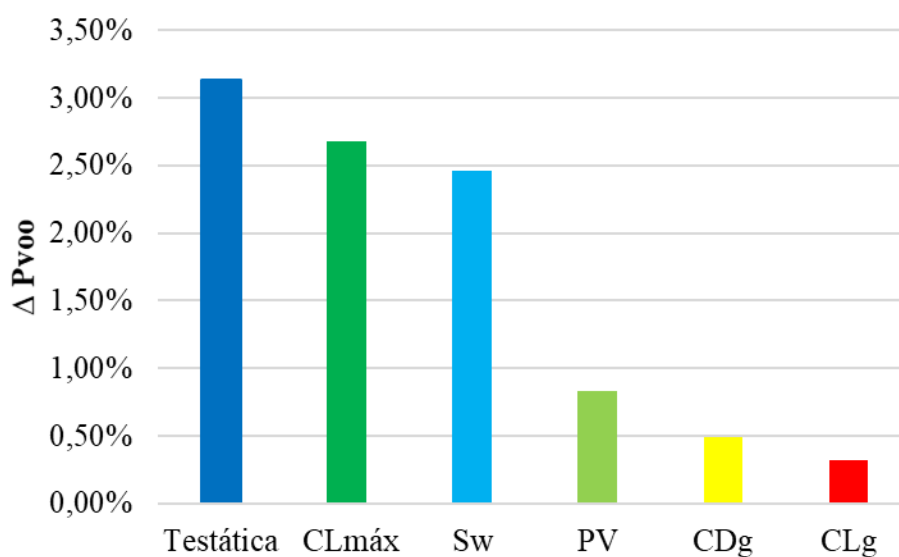
Tabela 2 – Resultados da análise de sensibilidade

Parâmetro	Valor inicial	Valor modificado	Carga Paga Inicial	Carga paga modificada	Pontuação de voo inicial	Pontuação de voo modificada	Varição na pontuação de voo
Sw	1,200 m ²	1,260 m ²	13,555 kg	13,888 kg	169,44	173,60	2,46 %
CL _{máx}	1,800	1,890	13,555 kg	13,919 kg	169,44	173,99	2,68 %
PV	2,250 kg	2,138 kg	13,555 kg	13,667 kg	169,44	170,84	0,83 %
T _{estática}	38,800 N	40,740 N	13,555 kg	13,979 kg	169,44	174,44	3,13 %
CL _g	1,047	1,099	13,555 kg	13,598 kg	169,44	169,98	0,32 %
CD _g	0,09	0,086	13,555 kg	13,621 kg	169,44	170,26	0,49 %

Fonte: Produção do próprio autor

O gráfico da figura 20 apresenta os parâmetros estudados na ordem de maior sensibilidade na pontuação de voo.

Figura 20 – Comparação da sensibilidade dos parâmetros



Fonte: Produção do próprio autor

Da análise, observa-se que os fatores mais relevantes na pontuação de voo em ordem de importância são: tração estática do conjunto motopropulsor, CL máximo da asa e área alar. Sendo estes, os fatores os quais maiores atenções devem ser dadas na escolha da configuração da aeronave.

A escolha do motor é limitada pelo regulamento da competição, e sua escolha independe da configuração da aeronave. Portanto, o CL máximo da asa e sua área são os fatores principais na definição da configuração escolhida.

4.1.1 Tração estática

O regulamento da competição *SAE Brasil Aerodesign 2019* permite a escolha entre 7 motores diferentes. A escolha do motor e da hélice que apresenta melhor performance é feito através de ensaios estáticos e dinâmicos de vários conjuntos motopropulsores.

O objetivo dos ensaios é selecionar qual combinação de motor e hélice proporciona maior tração para a faixa de velocidades operacional. Ademais, a obtenção da equação de tração em função da velocidade é fundamental para análise da corrida de decolagem na etapa de projeto preliminar. Para o ensaio dinâmico, considerou-se a estrutura mostrada na figura 21 posicionada na saída do túnel de vento. Aferiu-se a velocidade do vento na saída do túnel com um anemômetro. Por questões de disponibilidade da equipe, testou-se 3 motores, permitidos pelo regulamento, todos foram testados com 6 hélices (APC 13" x 4"; 12,25" x 3,75"; 12" x 7"; 12" x 6"; 11" x 8" e 11" x 7").

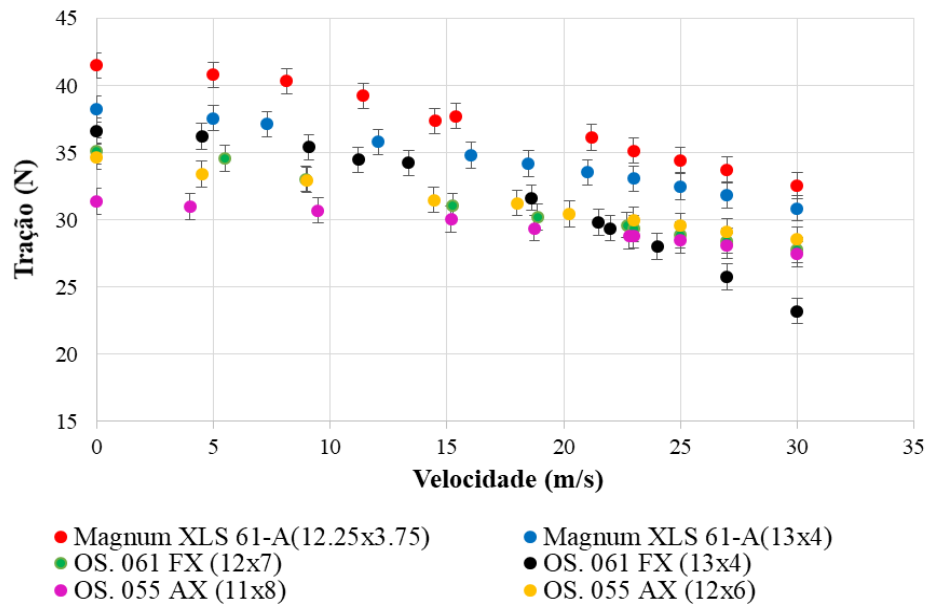
Figura 21 – Ensaio de tração dinâmica



Fonte: Produção do próprio autor

A tração é lida diretamente na balança em quilogramas. Como a leitura não se mantém estável adicionou-se ao gráfico barras de erro no sentido vertical, sendo a ordem de variação de cada leitura de 2 N. As barras de erro garantem maior precisão para a escolha do conjunto que se destacou, independente de erros de leitura. Na figura 22, apresenta-se apenas os dois melhores resultados de tração dinâmica de cada motor para melhor visualização.

Figura 22 – Tração dinâmica



Fonte: Produção do próprio autor

Considerando-se a decolagem como momento crítico, o conjunto que proporcionasse a maior velocidade ao fim de 50 metros seria o escolhido. Selecionou-se o motor Magnum XLS-61A combinado à hélice APC 12,25” x 3,75”.

A equação a seguir descreve a tração do conjunto selecionado em função da velocidade.

$$T_d = -0,0037 \cdot V^2 - 0,1946 \cdot V + 41,6680 \text{ (N)} \quad (15)$$

Contudo, a escolha do motor em si é indiferente a configuração de aeronave escolhida. Sua maximização é benéfica ao projeto, porém sem interferir na escolha do tipo de avião projetado.

4.1.2 CL máximo

O máximo coeficiente de sustentação que uma asa pode atingir (CL máximo) é dependente do perfil aerodinâmico utilizado, da sua forma em planta e do alongamento desta.

A forma em planta da asa influencia como a sustentação é distribuída ao longo de sua envergadura. A escolha da forma em planta pode ser um ponto importante na busca de uma aeronave mais eficiente. A equipe optou este ano por dividir a asa em 3 seções, permitindo 3

afilamentos diferentes ao longo da envergadura cobrindo uma vasta faixa de formas em planta diferentes para a asa: retangular, trapezoidal, bi-trapezoidal, tri-trapezoidal e mista.

Assim, os fatores envolvidos na maximização do CL máximo seriam variáveis de otimização sendo, portanto, definidas na fase de projeto preliminar.

O projeto de asas voadoras faz uso de perfis de menor sustentação o que por consequência leva à um menor CL máximo para este tipo de configuração em comparação as outras.

4.1.3 Área alar

A maximização da área alar visando a maximização da pontuação está diretamente atrelada a escolha da configuração da aeronave visto que o regulamento favorece a utilização de uma configuração em relação à outra. Biplanos, por exemplo, respeitando a restrição geométrica são capazes de alcançar maiores áreas alares que monoplanos.

4.2 CONFIGURAÇÕES DE AERONAVE

Com base no estudo da competição 2018 e do regulamento 2019 e na análise de sensibilidade de parâmetros a equipe comparou as três configurações de aeronave pré-escolhidas. O monoplane, para efeitos comparativos e pela confiabilidade de projeto da equipe nesta configuração. Asa voadora, devido a possibilidade de melhor aproveitamento da restrição geométrica devido à ausência de empenagens. E biplano, que permite um bom aproveitamento da restrição geométrica devido à ausência de limites de altura e possibilidade de sobrepor-se superfícies sustentadoras.

O quadro 1 apresenta as configurações selecionadas para análises assim como possíveis aspectos positivos e negativos de cada configuração em relação ao monoplane convencional.

Quadro 1 – Comparação de configurações

<i>Configuração</i>	<i>Motivações</i>	<i>Vantagens</i>	<i>Desvantagens</i>
<i>Monoplano</i>	<i>Experiência construtiva</i>	-	-
<i>Biplano</i>	<i>Altura irrestrita do regulamento</i>	- <i>Maior área alar</i> - <i>Maior alongamento</i> - <i>Maior CL máximo</i>	- <i>Maior arrasto</i>
<i>Asa voadora</i>	<i>Menor comprimento longitudinal</i>	- <i>Maior envergadura</i> - <i>Maior área alar</i>	- <i>Perfis de baixa sustentação</i>

Fonte: Produção do próprio autor

4.3 PERFIS AERODINÂMICOS

Durante a fase de Projeto Conceitual a equipe pré-selecionou perfis aerodinâmicos para serem utilizados dentro do processo de otimização na fase de Projeto Preliminar.

Buscando encontrar o perfil mais adequado à missão do projeto definida selecionou-se inicialmente para análise um conjunto de 25 perfis de alta sustentação para monoplanos e biplanos e 8 perfis para asas voadoras. Esta seleção inicial envolve os perfis mais utilizados nas competições *SAE Aerodesign* ao longo dos anos, juntamente com perfis encontrados durante a pesquisa feita pela equipe no banco de dados disponível no site da *UICC airfoil data base*, da universidade de Illinois. Deste conjunto, filtraram-se os perfis mais promissores seguindo os critérios de maximização do coeficiente de sustentação máximo e da eficiência aerodinâmica. Definiu-se os critérios com base no objetivo estipulado para o projeto de maximização de carga paga.

Pré-selecionou-se os perfis: Selig 1223, Selig 1221 e Eppler 423 para monoplanos e biplanos, e ESA40 e MH80 para asas voadoras.

5 PROJETO PRELIMINAR

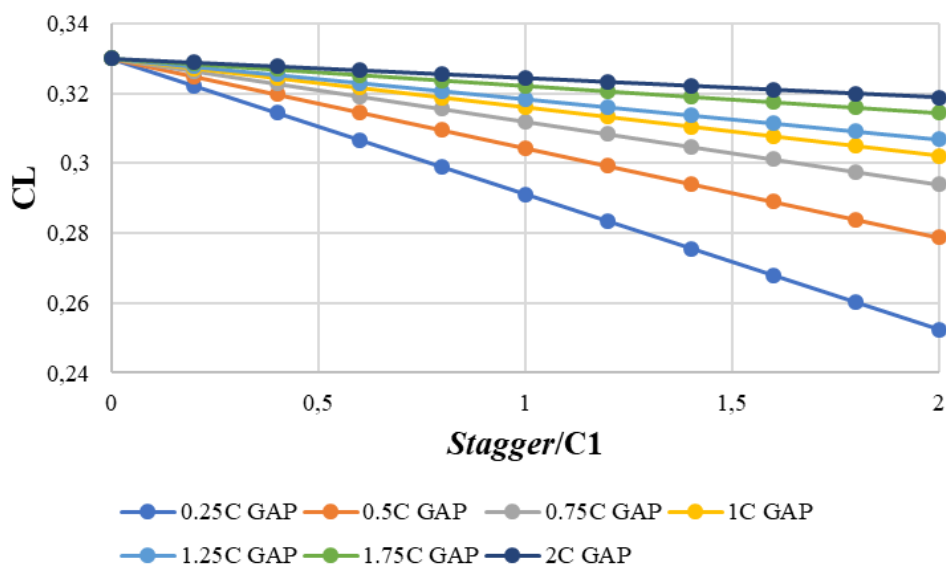
Das análises do regulamento e definições do Projeto Conceitual, iniciou-se o Projeto Preliminar. Neste, realizou-se otimizações multidisciplinares de projeto (*MDO*), por meio dos softwares *Matlab*® e *ModeFrontier*®. O objetivo das otimizações é determinar a configuração de aeronave que maximiza a pontuação de voo bem como suas dimensões base.

5.1 ESTUDO PRELIMINAR DE GAP E STAGGER

Em um estudo feito por KANG (2009) em biplanos, foi verificado o efeito do *GAP* e *stagger* na geração de sustentação do conjunto de asas. Este estudo foi o ponto de partida da equipe na análise desses dois parâmetros geométricos e em como seriam avaliados na fase de Projeto Preliminar. Kang parte da teoria geral dos biplanos proposta por Munk e baseia-se em dados teóricos e experimentais.

A análise foi feita para um ângulo de ataque de 5° adotado pelo autor para demonstrar o efeito do *GAP* e *stagger* na faixa de pré-estol. Tanto *GAP* quanto *stagger* são indicados em função da corda na raiz (C_1).

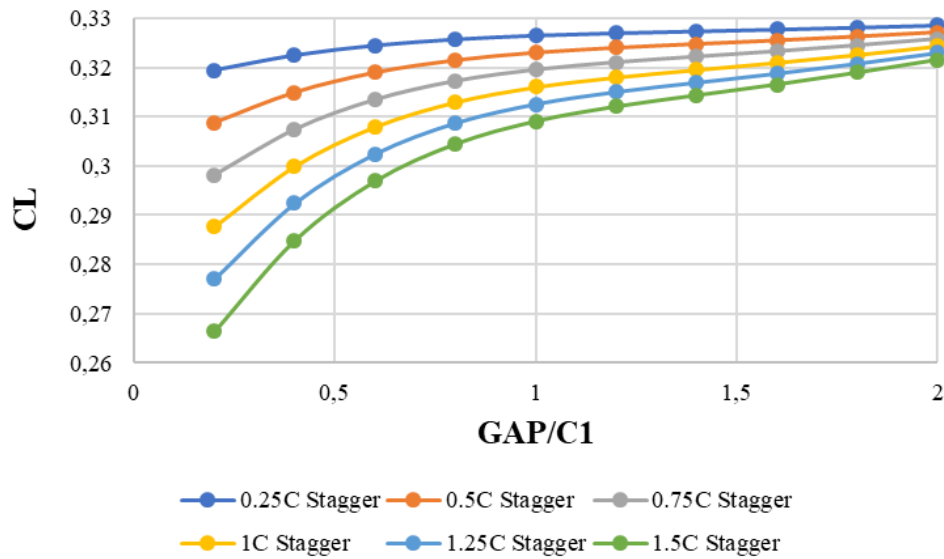
Figura 23 - CL das asas em função do *stagger*



Fonte: Produção do próprio autor

Observou-se que o aumento do *stagger* tende a proporcionar uma maior variação no CL das asas, contudo esse efeito diminui à medida que o *GAP* é maior.

Figura 24 - CL das asas em função do GAP



Fonte: Produção do próprio autor

O aumento do *GAP* tende a aumentar o CL do conjunto de asas, contudo esse aumento torna-se menor a medida que o *GAP* cresce.

O *GAP* também é um fator que afeta outras áreas de projeto além de aerodinâmica, visto que o aumento do *GAP* proporciona efeitos em estabilidade e o aumento da estrutura necessária para ligar as asas e por consequência do peso vazio. Assim, a equipe optou por limitar o *GAP* em 1,5 vezes o valor da corda da raiz, onde já se observa uma estabilização da variação de CL, e por não considerar o uso de *stagger* nesta etapa de projeto. Ambos fatores seriam revisados no Projeto Detalhado.

5.2 ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO

No software *Matlab*® desenvolveu-se o código que continha os cálculos envolvidos na otimização. O *script* é dividido em 6 módulos: Geométrico, Aerodinâmica, Desempenho, Dimensionamento Estrutural, Estabilidade e Pontuação. Os dados de entrada são gerados pelo software *ModeFrontier*® que também realiza a otimização por algoritmo genético (*MOGA*) da população de aeronaves criadas. Os parâmetros de otimização são apresentados na tabela 3.

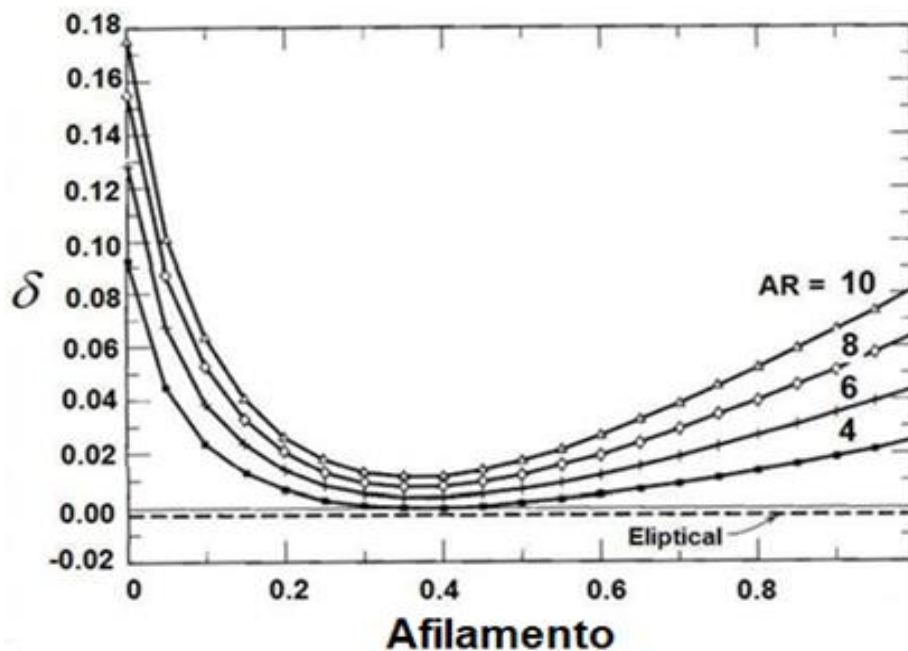
Tabela 3 – Parâmetros do algoritmo genético

ModeFrontier® - Multi-Objective Genetic Algorithm (MOGA)	
Número de populações	10 * Número de parâmetros de entrada
Número de gerações	150
Probabilidade de Cross-over	0,5
Probabilidade de mutação	0,1

Fonte: Produção do próprio autor

A otimização começa pela geração dos parâmetros de entrada de um indivíduo. No módulo de geometria, a partir dos dados de entrada, são realizados os cálculos pertinentes à geometria da aeronave e a restrição geométrica é verificada. Feito isto, o algoritmo segue para o módulo de aerodinâmica. Neste, pelo método proposto por NICOLAI (2009) o arrasto parasita é estimado multiplicando-se a área molhada de cada componente pelo seu coeficiente de atrito (C_f) e fator de forma (FF), para posteriormente dividir pela área de referência (S_w). Da figura 25 obtém-se σ usado para calcular o fator de eficiência de Oswald, necessário para estimar o arrasto induzido segundo ANDERSON (2001).

Figura 25 – Fator de eficiência de Oswald



Fonte: Anderson (2001).

$$e = 1/(1 + \delta) \quad (16)$$

Na correção para asa finita e estimativa do valor de $CL_{m\acute{a}x}$, utiliza-se a teoria da linha sustentadora linear moderna proposta por PHILIPS (2000). Para ângulos de ataque elevados aplica-se a teoria da linha sustentadora não-linear clássica contida no trabalho de CARVALHO (2017). Análises de efeito solo são realizadas seguindo a teoria proposta por ANDERSON (2001).

No módulo de desempenho, a partir das curvas de tração e da polar de arrasto, calcula-se as principais velocidades da aeronave. Para estimativa do *MTOW* do indivíduo, simula-se a corrida de decolagem, considerando a rotação da aeronave no fim da pista e a consequente variação dos coeficientes aerodinâmicos. A tração para cada velocidade é determinada da curva de tração dinâmica obtida experimentalmente. O coeficiente de atrito é estimado com base em dados históricos da equipe.

Na previsão do *MTOW* também se realiza uma análise de subida. O *MTOW* do indivíduo é aquele em que a aeronave é capaz de decolar dentro do limite de 50 m e com uma razão de subida mínima de 0,6 m/s, escolhida com base na experiência da equipe.

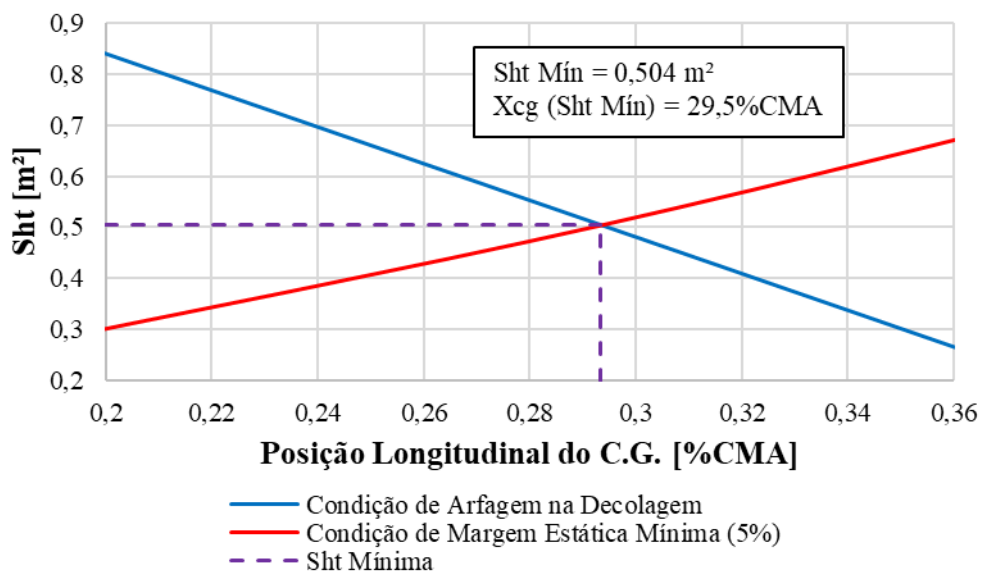
No módulo de dimensionamento estrutural, para dimensionar as longarinas calcula-se o momento fletor nas superfícies sustentadoras. Depois disso, o peso vazio é estimado considerando a asa, fuselagem, cauda e empenagens (para biplanos e monoplanos). Para a asa, considera-se a longarina tipo tubular de carbono. O peso de balsa foi estimado de acordo com o tamanho das cordas, fuga e bordo de ataque, gerados pelo algoritmo. Já o peso da fuselagem considera a estrutura principal feita em madeira compensado e varetas de carbono para o alojamento dos componentes com massas conhecidas (motor, rodas, trem de pouso, tanque, servos, receptor e bateria). Para biplanos estima-se o peso da estrutura de ligação das asas em função do *GAP* e considerando uma estrutura treliçada de varetas de carbono. O peso do tubo de cauda é considerado sendo laminado em fibra de carbono. Finalmente, o peso de tela considera a área superficial dos componentes.

No módulo de estabilidade, calcula-se os coeficientes $Cl\beta$, $Cn\beta$ e $Cm\alpha$, e verifica-se as restrições: $Cl\beta < 0$, $Cn\beta > 0$ e $Cm\alpha < 0$. Também se realiza o dimensionamento preliminar da EH e do profundor para monoplanos e biplanos. Este procedimento é dividido em 3 etapas:

- Inicia-se pelo cálculo da área de EH necessária para manter a margem estática (ME) mínima igual a 5% para diferentes posições longitudinais do CG;
- Calcula-se a *downforce* necessária para rotacionar o avião em torno do trem principal na decolagem para diferentes posições longitudinais do CG. Assim, calcula-se a área de EH necessária, estipulando-se uma área de profundor e deflexão requerida;
- Por fim, determina-se a posição do CG que resulta em menor área de EH atendendo os 2 critérios supracitados, reduzindo o peso e arrasto na decolagem.

A figura 26 ilustra a metodologia, apresentando o dimensionamento obtido para a aeronave oficial 2019.

Figura 26 – Dimensionamento da empenagem horizontal



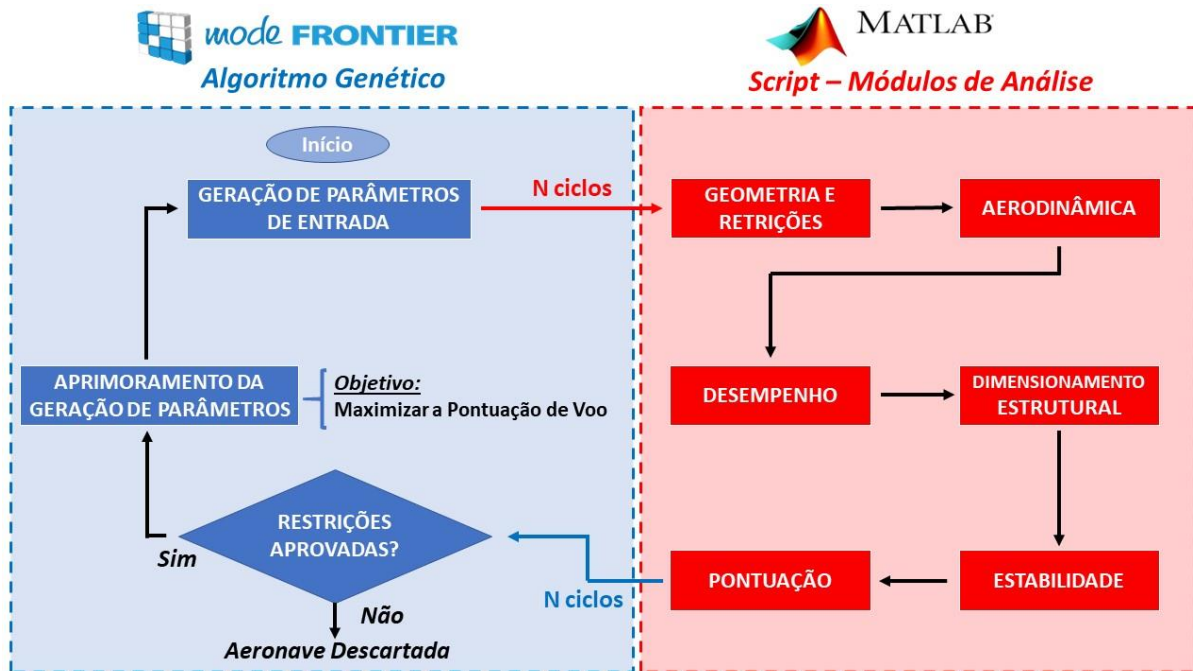
Fonte: Produção do próprio autor

Finalmente, no módulo de pontuação, obtém-se a carga paga máxima do indivíduo, pela diferença entre o *MTOW* e o peso vazio, para cálculo da pontuação de voo, parâmetro maximizado na otimização.

Nesta etapa do projeto, os biplanos são modelados utilizando a teoria do monoplane equivalente proposta por Munk.

Finalizado o *script*, os dados são enviados de volta ao software *ModeFrontier*®, prosseguindo com a geração e otimização da população de aeronaves.

Figura 27 – Fluxograma do método de otimização da equipe



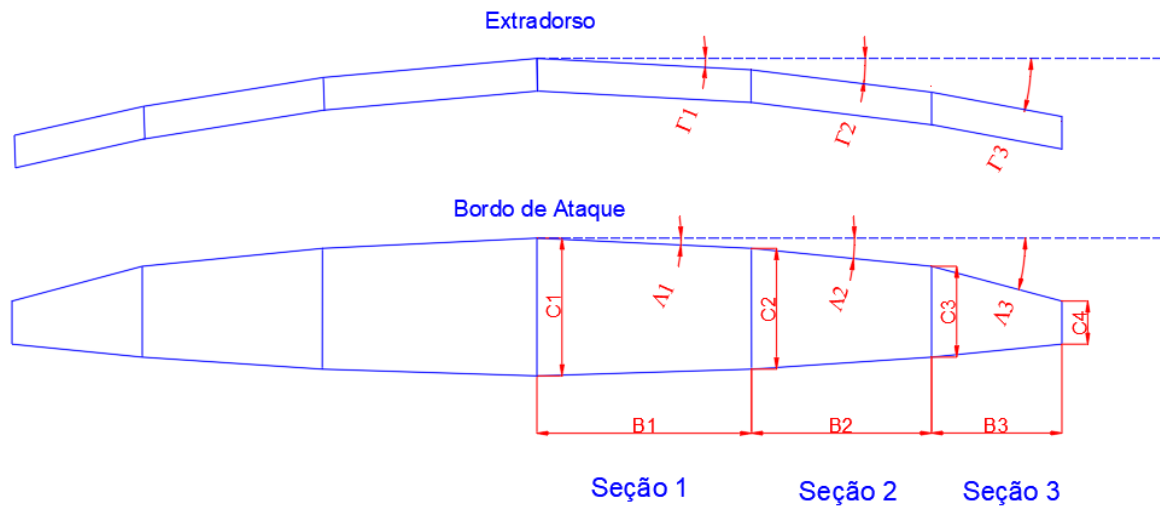
Fonte: Produção do próprio autor

5.3 PRIMEIRA GERAÇÃO

5.3.1 Parâmetros de entrada

Conforme descrito na fase de pré-projeto 3 tipos de aeronave foram selecionados para serem avaliadas através de gerações independentes: monoplano, biplano e asa voadora. Para todas, a asa foi dividida em 3 seções, resultando em 13 parâmetros geométricos que a definem: ângulos de diedro (Γ_i) e enflechamento (Λ_i), corda na raiz (C_1), afilamentos (λ_i) e semi-envergadura de cada seção (B_i). Estes parâmetros são apresentados na figura 28.

Figura 28 – Geometria da asa na otimização



Fonte: Produção do próprio autor

Nesta etapa do projeto as asas do biplano foram modeladas com mesma geometria, permitindo variações de *GAP* e decalagem entre as asas. *Stagger* ainda não foi avaliado. Os parâmetros geométricos de entrada utilizados são apresentados na tabela 4.

Tabela 4 – Parâmetros de entrada da 1ª geração

Parâmetro	Intervalo	Passo
Afilamentos (λ_i)	$0,5 \leq \lambda_i \leq 1$	0,01
Altura da asa (H_{asa})	$200 \leq H_{asa} \leq 600$ mm	5 mm
Ângulos de diedro (Γ_i)	$0 \leq \Gamma_i \leq 20^\circ$	$0,5^\circ$
Ângulos de enflechamento (Λ_i)	$0 \leq \Lambda_i \leq 20^\circ$	$0,5^\circ$
Ângulo de incidência da asa (i_w)	$0 \leq i_w \leq 7^\circ$	$0,5^\circ$
Decalagem (δ_{asas})**	$0 \leq \delta_{asas} \leq 4^\circ$	$0,5^\circ$
Corda na raiz (C_1)	$200 \leq C_1 \leq 600$ mm	5 mm
Corda da empenagem	$150 \leq C_{ht} \leq 350$ mm	5 mm
Perfil da asa	[Projeto conceitual]	-
Semi-envergadura de cada seção	$300 \leq B_i \leq 750$ mm	5 mm
Razão <i>GAP</i> por corda na raiz	$0,5 \leq GAP/C_1 \leq 1,5$	0,1

*Somente monoplanos e biplanos

**Somente biplanos

Fonte: Produção do próprio autor

5.3.2 Restrições

A equipe inclui restrições no *script* de otimização para garantir que cada aeronave criada e aprovada respeite o regulamento 2019 e seja capaz de cumprir a sua missão de voo.

Tabela 5 – Restrições da 1ª geração

Restrição	Módulo de Análise	Descrição (Motivo) [Referência]
Somatório dos comprimentos longitudinal e transversal	Geometria	$S_{\text{total}} \leq 3700 \text{ mm}$ [Regulamento 2019]
Envergadura da Empenagem Horizontal	Geometria	$B_{\text{ht}} \leq 1500 \text{ mm}$ (Limitação na otimização) [Equipe]
Alongamentos da Asa e Empenagem Horizontal	Geometria	$AR_w \geq 4$ e $AR_{\text{ht}} \geq 4$
Razão de subida	Desempenho	$R/C \geq 0.6 \text{ m/s}$ (Desempenho de subida) [Equipe]
Pista de decolagem	Desempenho	$S_{\text{to}} \leq 50 \text{ m}$ [Regulamento 2019]
Ângulo de arfagem	Desempenho	$\hat{\alpha} \geq 12^\circ$ (Desempenho de decolagem) [Equipe]
$C_{m\alpha}$	Estabilidade	$C_{m\alpha} < 0$ (Requerimento para estabilidade estática) [Nelson, 1989]
$C_{l\beta}$	Estabilidade	$C_{l\beta} < 0$ (Requerimento para estabilidade estática) [Nelson, 1989]
$C_{n\beta}$	Estabilidade	$C_{n\beta} > 0$ (Requerimento para estabilidade estática) [Nelson]
Volume de cauda horizontal	Estabilidade	$0,20 \leq V_{\text{ht}} \leq 0,45$
Volume de cauda vertical	Estabilidade	$0,018 \leq V_{\text{vt}} \leq 0,040$
Posição do C.G.	Dimensionamento Estrutural	CG localizado antes do PN (Margem estática positiva) [Nelson, 1989]
Objetivo da Otimização:		Maximizar Pontuação de Voo

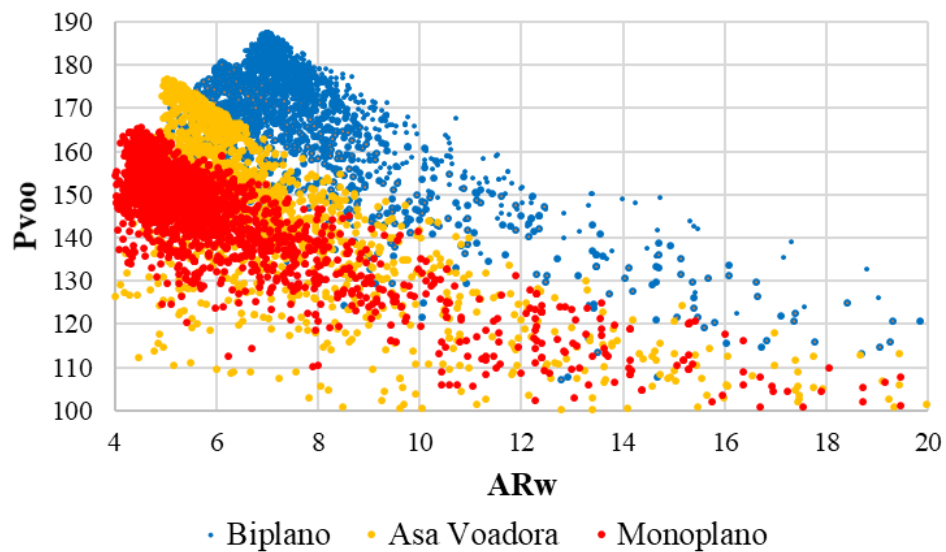
Fonte: Produção do próprio autor

5.3.3 Resultados da primeira geração

Na análise das otimizações feitas para as configurações biplano, asa voadora e monoplane, verificou-se um melhor desempenho dos biplanos.

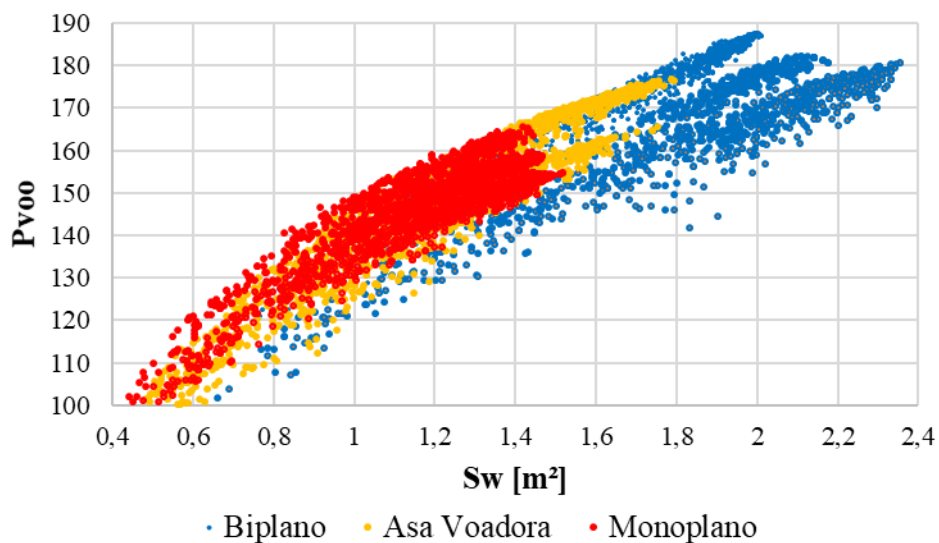
As figuras 29 e 30 apresentam a população de aeronaves geradas em função da pontuação de voo e os parâmetros geométricos alongamento e área alar.

Figura 29 – Convergência em termos de alongamento da asa (AR_w)



Fonte: Produção do próprio autor

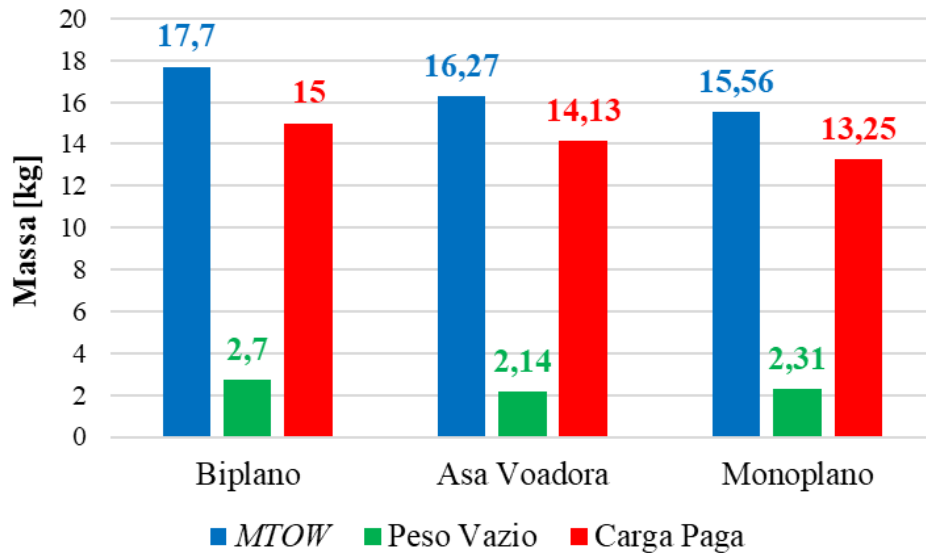
Figura 30 – Convergência em termos de área da asa (S_w)



Fonte: Produção do próprio autor

A configuração biplana alcançou maiores pontuações de voo dentro do processo de otimização devido a maior previsão de carga paga para esta configuração.

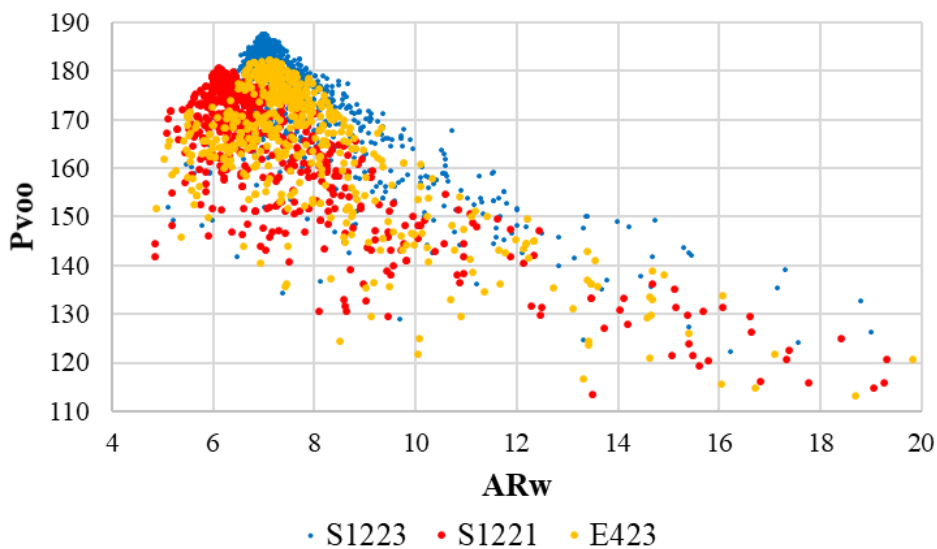
Figura 31 – Comparação entre configurações de aeronave



Fonte: Produção do próprio autor

Posteriormente, analisou-se a convergência da geração feita somente para biplanos. Em termos de perfil da asa, verificou-se que os melhores resultados foram obtidos com o perfil Selig 1223.

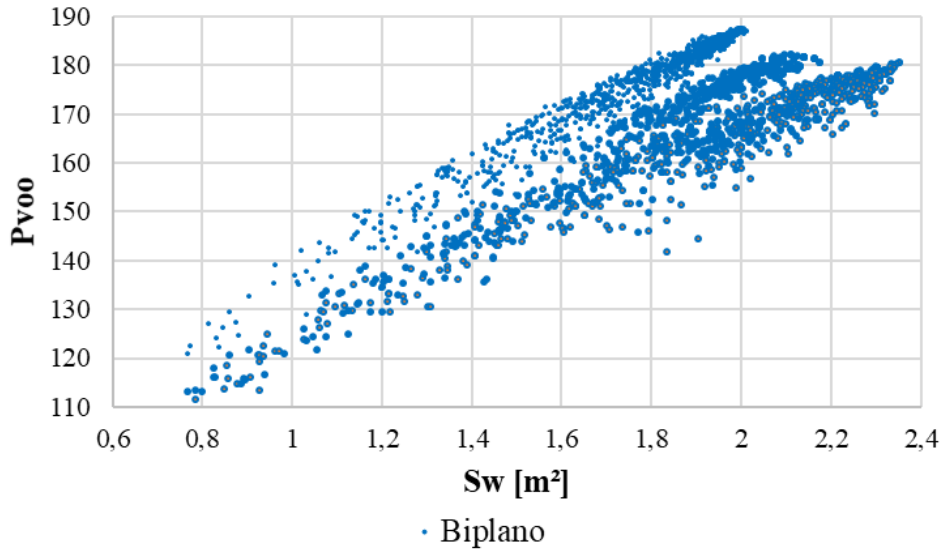
Figura 32 – Convergência de biplanos em termos perfil aerodinâmico da asa



Fonte: Produção do próprio autor

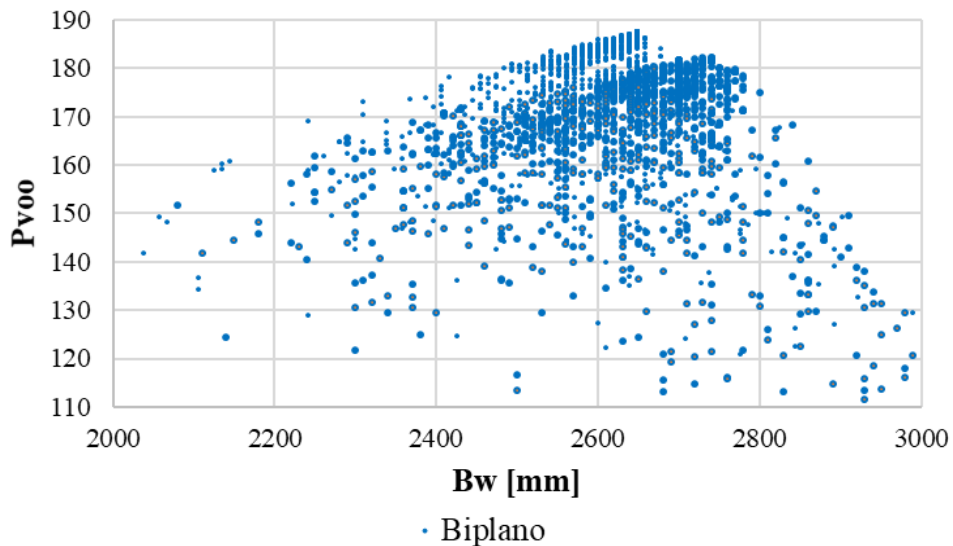
Em relação aos parâmetros geométricos da aeronave, a configuração convergiu para asas de $1,002\text{m}^2$ de área cada, totalizando $2,004\text{m}^2$ de área alar e 2650 mm de envergadura. Resultando em um alongamento de 7 para as asas.

Figura 33 – Convergência de biplanos em termos de área da asa (S_w)



Fonte: Produção do próprio autor

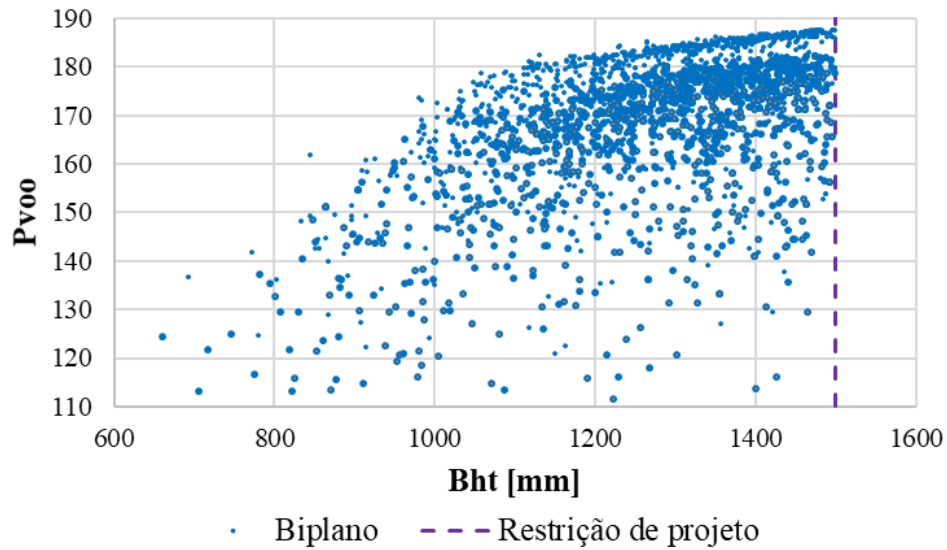
Figura 34 – Convergência de biplanos em termos de envergadura da asa (B_w)



Fonte: Produção do próprio autor

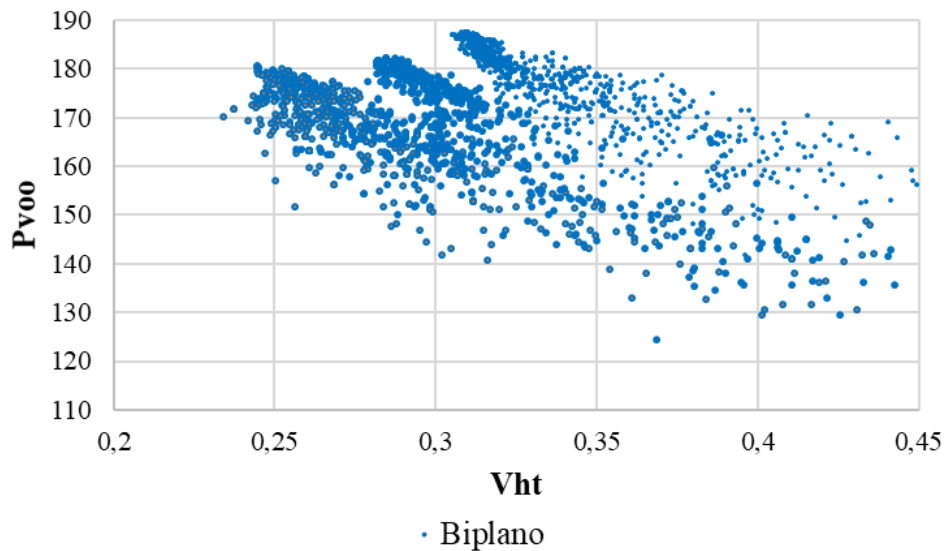
Em relação a empennagem horizontal, sua envergadura tendeu para o limite superior definido de 1500 mm . E o volume de cauda horizontal convergiu para o valor de $0,34$.

Figura 35 – Convergência de biplanos em termos de envergadura da EH (B_{ht})



Fonte: Produção do próprio autor

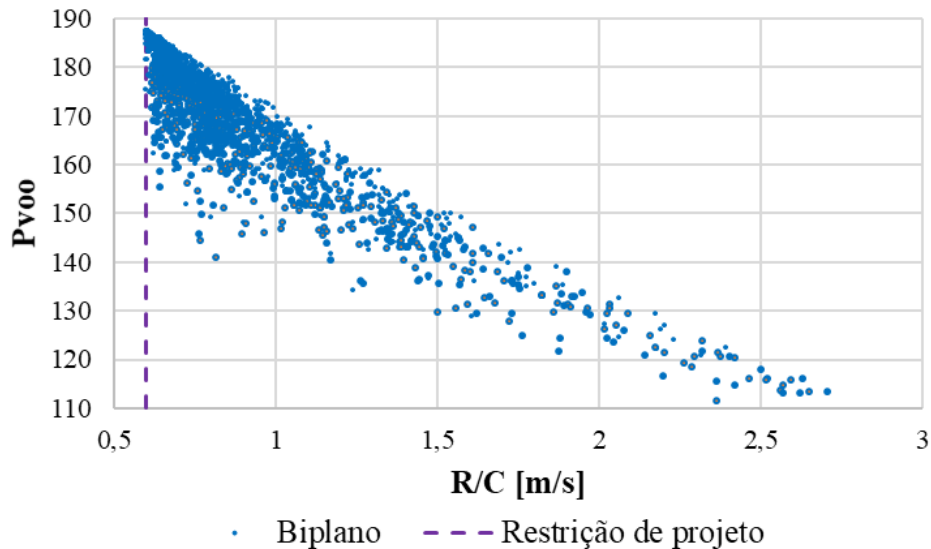
Figura 36 – Convergência de biplanos em termos de volume de cauda (V_{ht})



Fonte: Produção do próprio autor

Em relação a razão de subida, verificou-se que este foi um parâmetro limitante no projeto da aeronave, já que as melhores aeronaves biplanas convergiram para o valor mínimo aceito de 0,6 m/s.

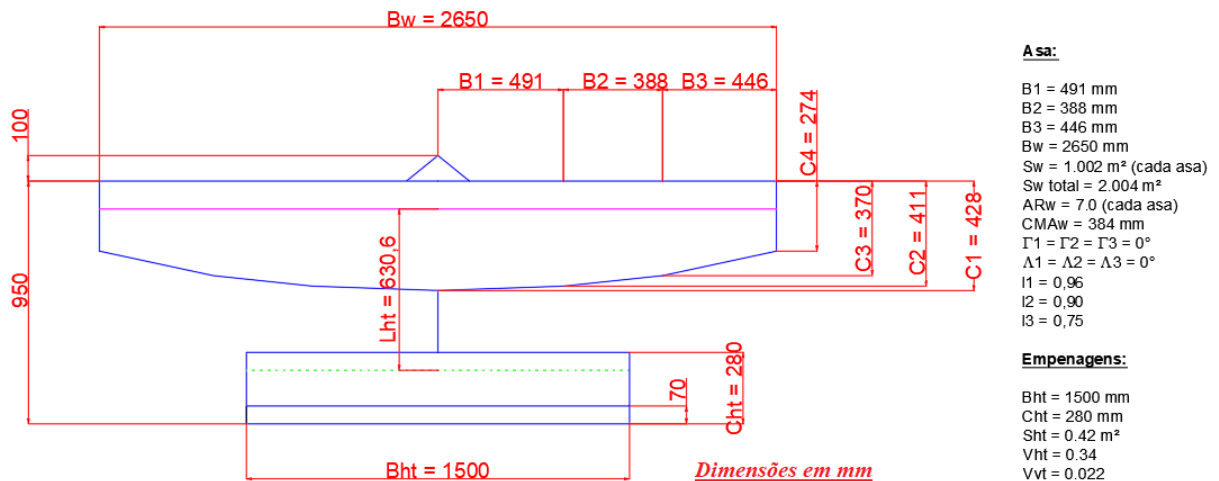
Figura 37 – Convergência de biplanos em termos de razão de subida (R/C)



Fonte: Produção do próprio autor

A figura 38 apresenta a vista em planta com as principais dimensões da aeronave de maior pontuação de voo no processo de otimização.

Figura 38 – Configuração biplana ótima



Fonte: Produção do próprio autor

5.4 PROTÓTIPO PARA VALIDAÇÃO DE CONCEITOS

Visto que o projeto de biplanos nunca foi validado pela equipe, após a definição dessa configuração, optou-se por construir um protótipo com materiais de baixo custo para validar o conceito de projeto, seus aspectos aerodinâmicos, desempenho real e características de

estabilidade.

Realizou-se 8 voos com incrementos graduais de massa até chegar a condição limite da aeronave para um *MTOW* de 17,3 kg, que representa cerca de 97% do previsto. Os voos foram feitos com telemetria embarcada com o intuito de validar os modelos matemáticos utilizados.

Figura 39 – (a) e (b) protótipo de validação de conceitos



Fonte: Produção do próprio autor

5.5 SEGUNDA GERAÇÃO

Visando tornar o projeto mais competitivo, uma segunda rodada de otimizações foi realizada apenas para a configuração biplana, obtida na primeira geração. Nela, buscou-se manter características da aeronave já validada nos voos.

5.5.1 Parâmetros de entrada

Após a validação do primeiro protótipo a equipe estudou quais parâmetros poderiam ser otimizados e, então, realizar uma segunda geração. As asas do biplano foram modeladas com mesma geometria, permitindo variações de *GAP* e decalagem. *Stagger* ainda não foi avaliado. Manteve-se envergadura, forma em planta das asas e perfis constantes assim como a posição longitudinal do bordo de ataque, permitindo apenas variação das cordas. Corda e envergadura da empenagem horizontal poderiam variar, mas mantendo o valor margem estática do protótipo validado. A faixa de variação dos parâmetros de entrada foi ajustada para se alinhar com a convergência de resultados da primeira otimização e tiveram seus passos de variação diminuídos.

Tabela 6 – Parâmetros de entrada da 2ª geração

Parâmetro	Intervalo	Passo
Afilamentos (λ_i)	$0,5 \leq \lambda_i \leq 1$	0,01
Altura da asa (H_{asa})	$200 \leq H_{asa} \leq 400$ mm	1 mm
Ângulo de incidência da asa (i_w)	$2 \leq i_w \leq 7^\circ$	0,1°
Decalagem (δ_{asas})**	$0 \leq \delta_{asas} \leq 4^\circ$	0,1°
Corda na raiz (C_1)	$350 \leq C_1 \leq 600$ mm	1 mm
Corda da empenagem	$200 \leq C_{ht} \leq 350$ mm	1 mm
Razão GAP por corda na raiz	$0,5 \leq GAP/C_1 \leq 1,5$	0,1

Fonte: Produção do próprio autor

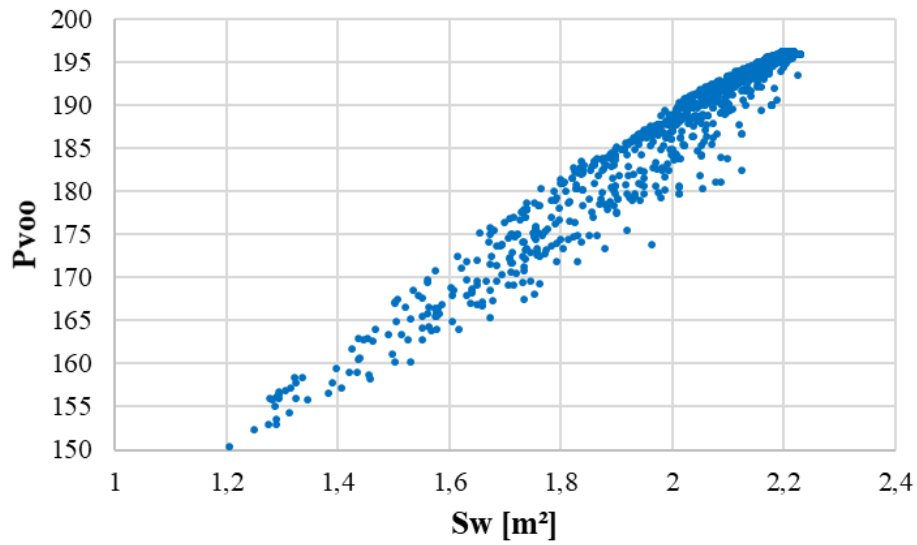
5.5.2 Restrições

Mantiveram-se a base de restrições da tabela 5. As únicas modificações ficaram por conta da envergadura da empenagem horizontal e da diminuição da razão de subida mínima. Como a primeira otimização convergiu para o limite superior de 1500 mm para a envergadura da EH, a equipe optou por aumentar a restrição para 1800 mm permitindo a geração de uma maior gama de aeronaves. A razão de subida, limitante de *MTOW*, teve seu valor mínimo aceitável diminuído de 0,6 para 0,5 m/s, como base nos testes de voo, permitindo a geração de conjuntos de asas com área superior ao protótipo validado.

5.5.3 Resultados da segunda geração

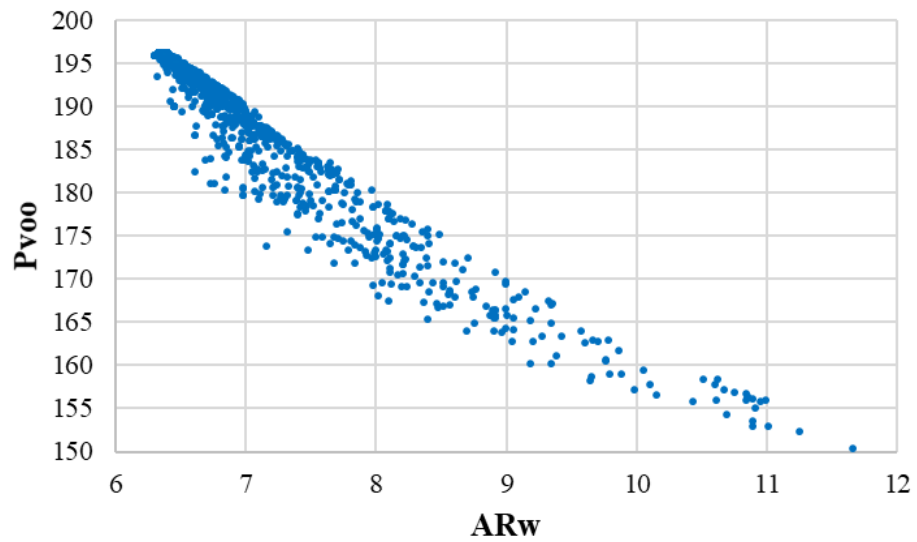
Com a envergadura fixada em 2650 mm, observou-se a convergência da área alar em 2,2 m², resultando em um AR de 6,38 para cada asa.

Figura 40 – Convergência da 2ª geração em termos de área da asa (S_w)



Fonte: Produção do próprio autor

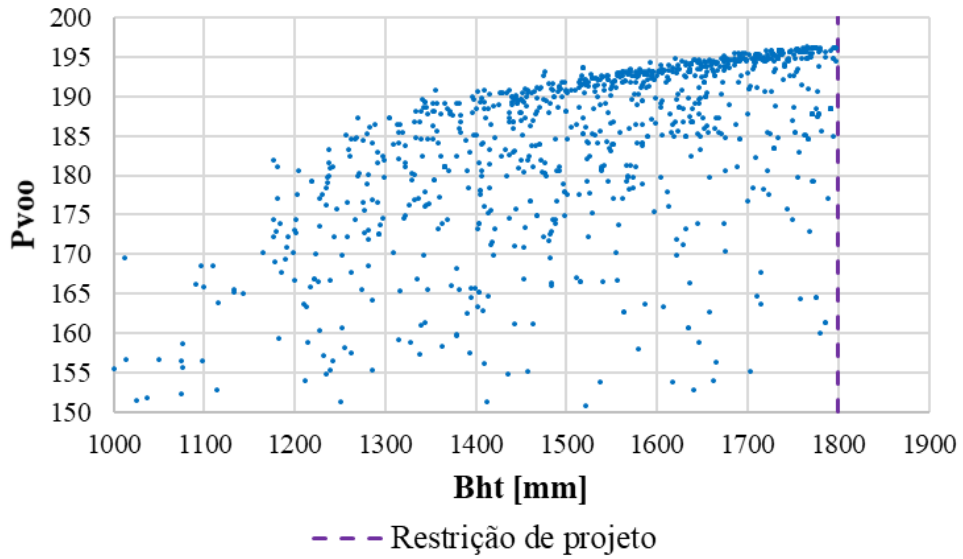
Figura 41 – Convergência da 2ª geração em termos de aongamento da asa (AR_w)



Fonte: Produção do próprio autor

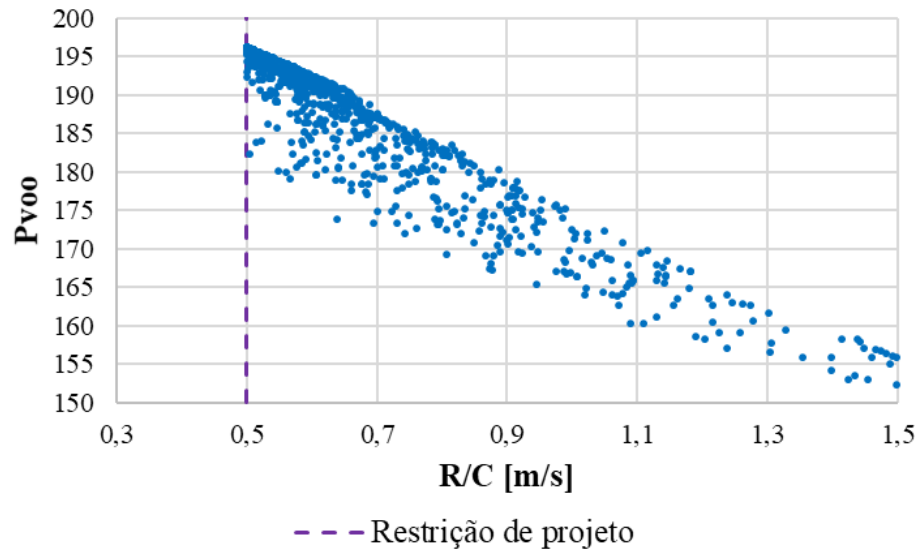
Em relação à envergadura da EH houve convergência para o novo limite construtivo adotado de 1800 mm. Assim como para razão de subida, na qual as aeronaves de maiores pontuações tenderem para a mínima razão permitida.

Figura 42 – Convergência da 2ª geração em termos de envergadura da EH (B_{ht})



Fonte: Produção do próprio autor

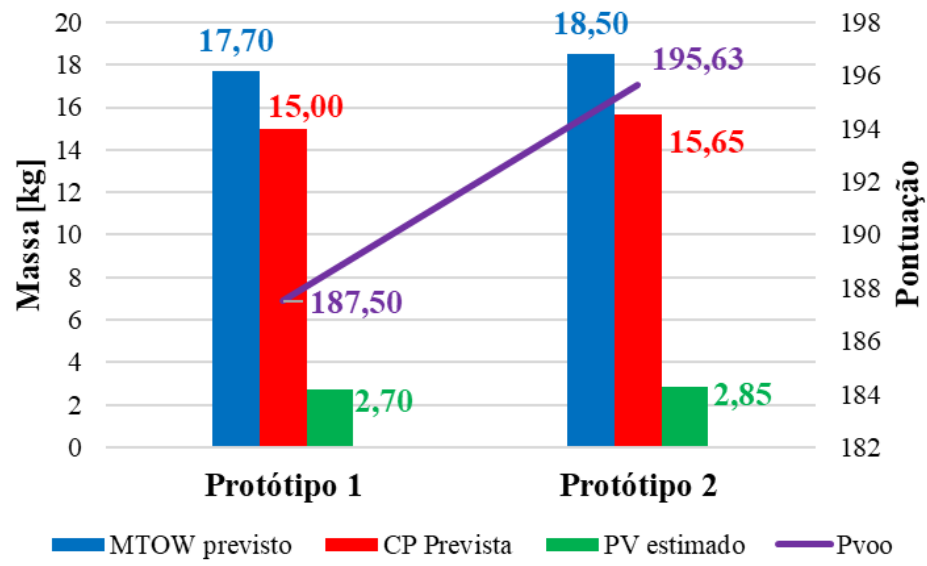
Figura 43 – Convergência da 2ª geração em termos de razão de subida (R/C)



Fonte: Produção do próprio autor

Na figura 44 observa-se uma comparação entre o primeiro e o segundo protótipos.

Figura 44 – Comparação das aeronaves ótimas da 1ª e 2ª geração



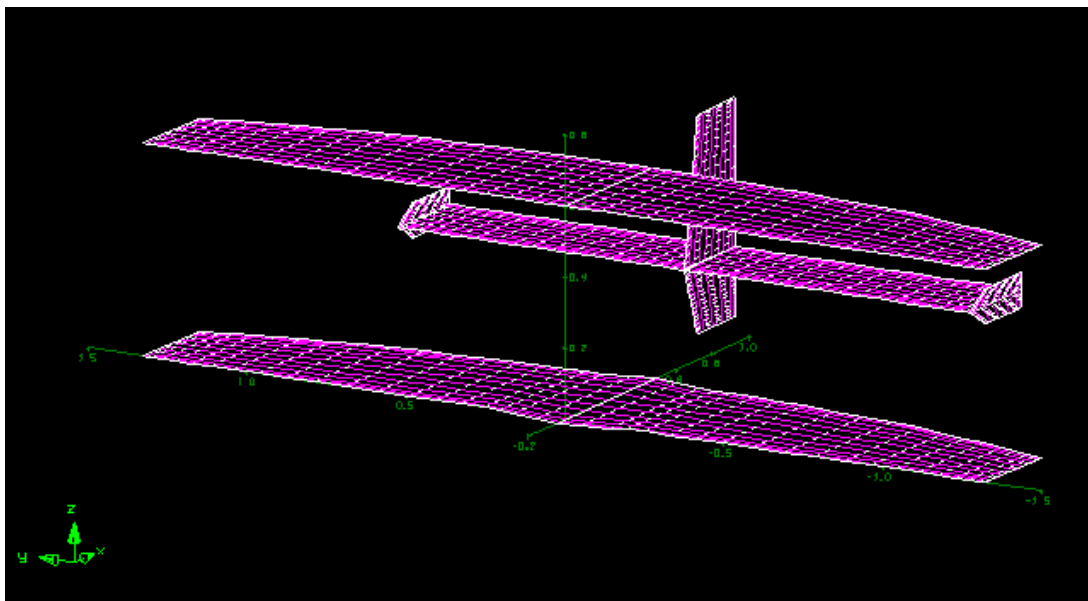
Fonte: Produção do próprio autor

6 PROJETO DETALHADO

6.1 GAP E STAGGER

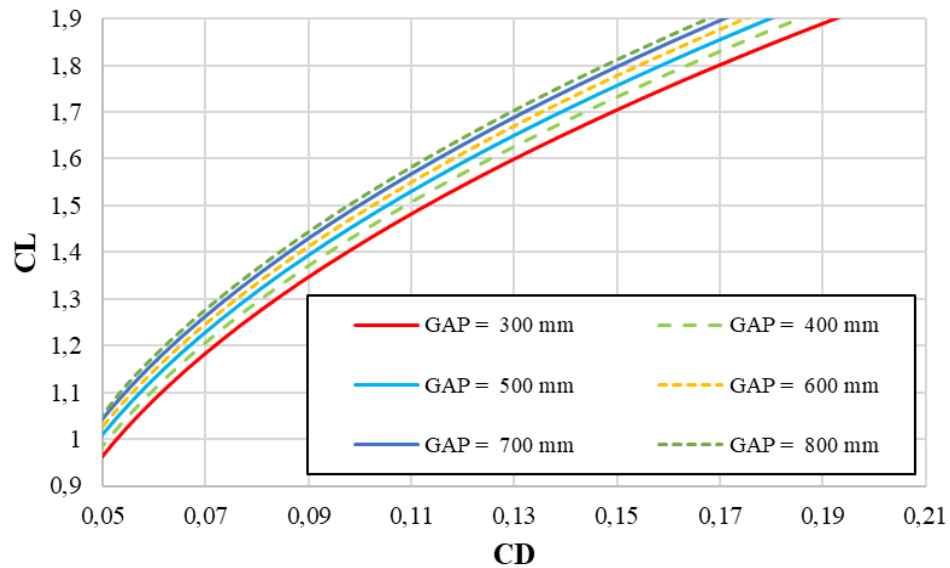
Com o intuito de determinar o valor final do *GAP* entre as asas simulou-se as superfícies sustentadoras da aeronave no software AVL variando o *GAP* de 300 a 800 mm para verificar a variação dos coeficientes aerodinâmicos da aeronave. Variou-se o *GAP* de 100 em 100 mm.

Figura 45 – Simulação da aeronave em AVL



Fonte: Produção do próprio autor

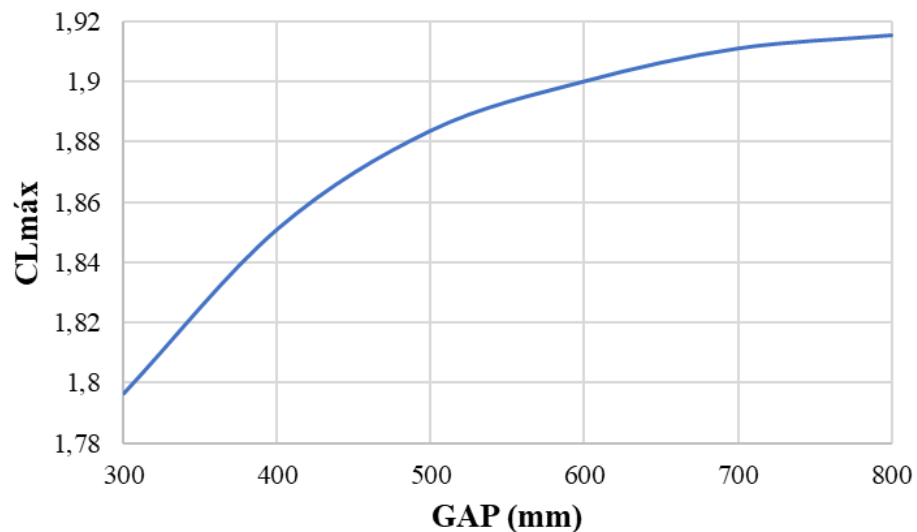
O objetivo é prever o ganho em *MTOW* proporcionado pelo aumento do *GAP* e verificar qual valor resulta em maior ganho de carga paga. Nessa primeira análise não se considerou *stagger*.

Figura 46 – Efeito do *GAP* no CL 

Fonte: Produção do próprio autor

Observou-se um aumento da eficiência aerodinâmica da aeronave a medida que o *GAP* aumenta. Contudo, a melhora torna-se cada vez menos significativa para *GAP* maiores.

Também se verificou o ganho em $CL_{\text{máx}}$ para cada *GAP* analisado por meio do método da seção crítica no *AVL*. O método consiste em avaliar a distribuição de CL ao longo da envergadura das asas do biplano até chegar ao ponto que o CL local atinja o $CL_{\text{máx}}$ do perfil para aquelas condições de Reynolds.

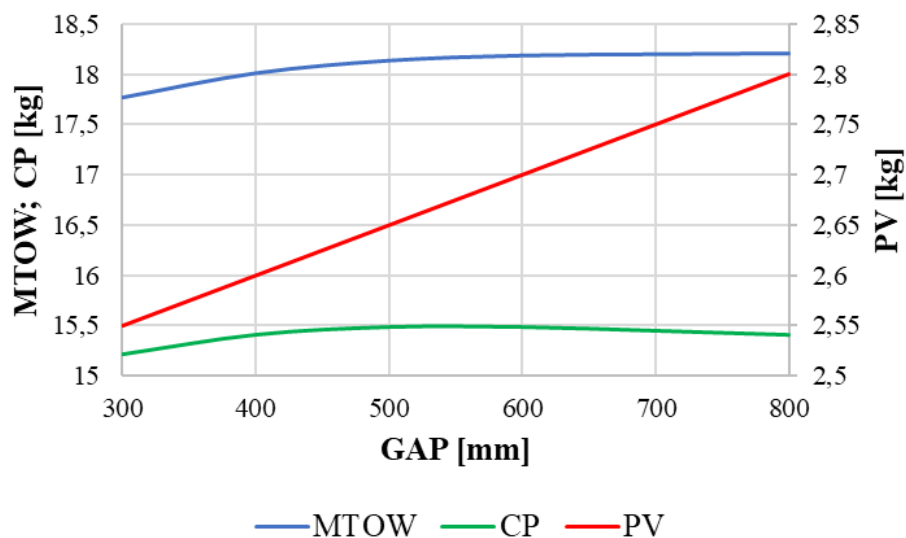
Figura 47 – Efeito do *GAP* no $CL_{\text{máx}}$ 

Fonte: Produção do próprio autor

Observou-se um aumento do $CL_{m\acute{a}x}$ da aeronave à medida que o GAP aumenta. Este aumento é cada vez menos significativo a medida que o GAP cresce.

Com os valores de $CL_{m\acute{a}x}$ e os coeficientes aerodinâmicos simulou-se a corrida de decolagem corrigindo os coeficientes aerodinâmicos para considerar a presença de efeito solo. Assim estimou-se o $MTOW$ para cada valor de GAP , e realizou-se uma estimativa do peso vazio do avião considerando a variação da estrutura de ligação das asas. Deste modo, calculou-se a carga paga máxima do projeto em função do GAP .

Figura 48 – Efeito do GAP no $MTOW$, PV e CP

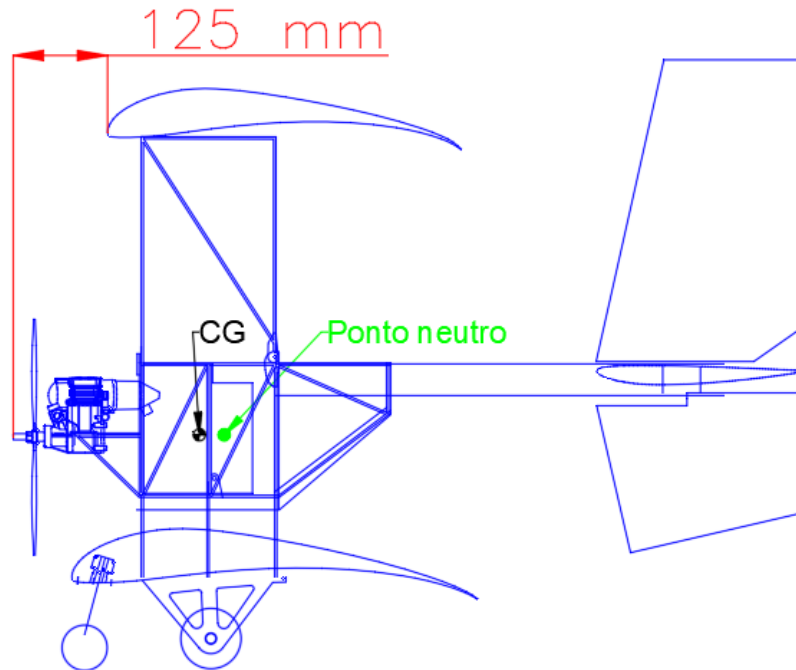


Fonte: Produção do próprio autor

Da análise verificou-se que o ganha máximo de carga paga ocorre para um valor de GAP próximo a 600 mm, valor adotado para o projeto 2019.

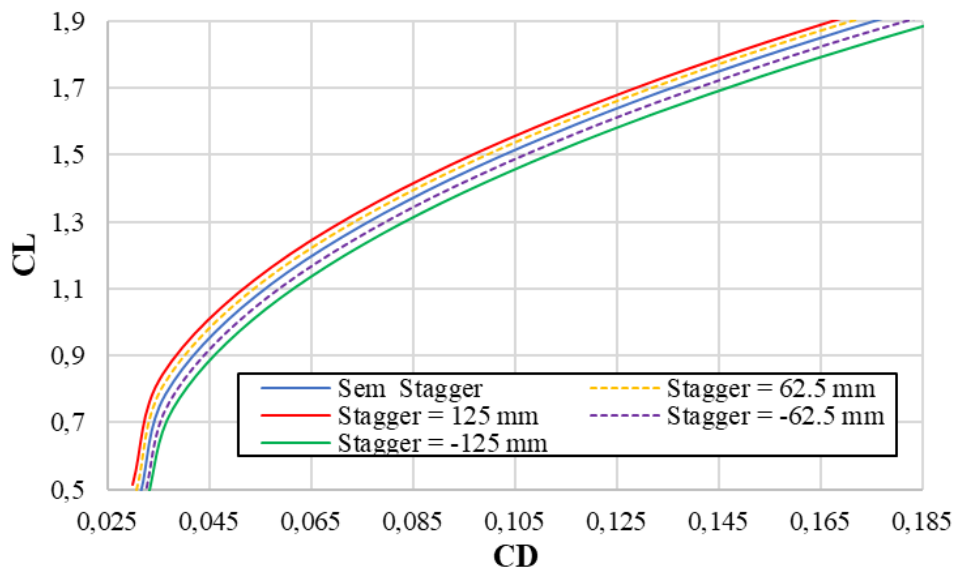
Na seção 4.1 foi verificado que para altos valores de GAP a influência do *stagger* se torna cada vez menos relevante. Mantendo-se o GAP em 600 mm, avaliou-se em *AVL* a aeronave com a presença de *stagger* positivo e negativo. Considerou-se a aeronave com um *stagger* positivo máximo de 125 mm aproveitando ao máximo o comprimento longitudinal da aeronave sem ultrapassar a restrição geométrica. A figura 50 apresenta os resultados obtidos.

Figura 49 – Comprimento longitudinal a frente do ataque da asa



Fonte: Produção do próprio autor

Figura 50 – Efeito do stagger no CL

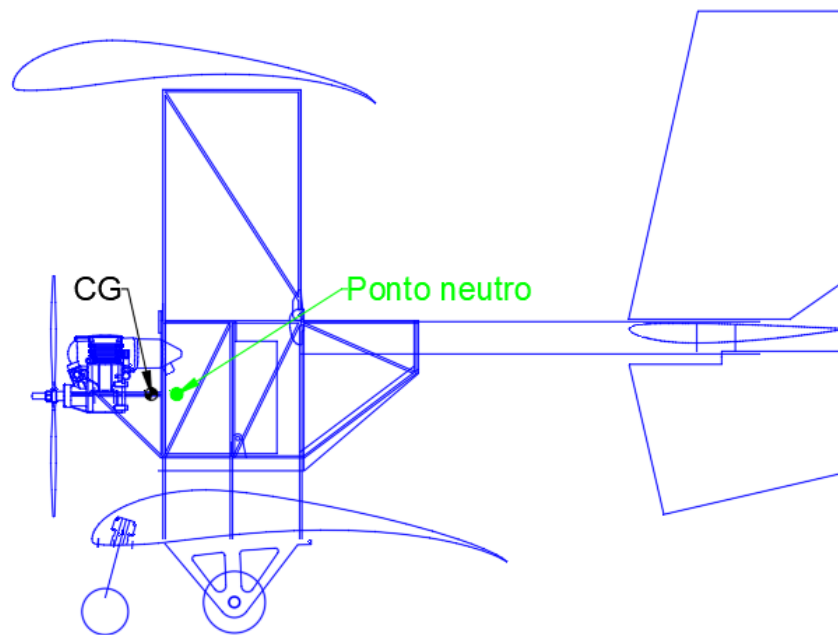


Fonte: Produção do próprio autor

O *stagger* negativo acarreta numa piora da eficiência aerodinâmica assim como menores valores de $CL_{m\acute{a}x}$ e conseqüentemente, em menor *MTOW*. Assim, foi descartado. Já a implementação do *stagger* positivo acarreta em um problema para o projeto que é a variação da posição do ponto neutro. O *stagger* positivo tornaria o ponto neutro mais dianteiro,

fazendo necessário modificar o CG também para uma posição mais dianteira para manter o mesmo critério de margem estática. Isto se torna complicado para o balanceamento da aeronave devido a limitação de comprimento longitudinal.

Figura 51 – Deslocamento do ponto neutro



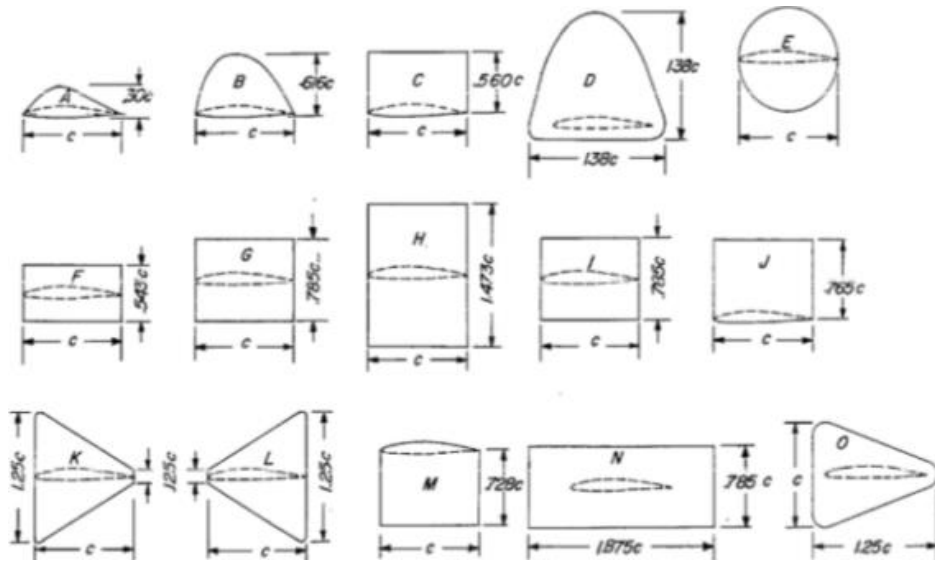
Fonte: Produção do próprio autor

Sendo assim, a equipe descartou a utilização de *stagger*.

6.2 ENDPLATE

Obteve-se no processo de otimização de aeronaves um modelo de asa de moderado alongamento. Como o somatório de dimensões é restringido pelo regulamento, o aumento da envergadura da asa é limitado de modo a cumprir esta restrição. Portanto, uma maneira alternativa para aumentar o efeito do alongamento seria a utilização de dispositivos como *endplates* e *winglets*. O estudo para projeto de um *endplate* foi realizado, devido sua facilidade construtiva e menor peso estimado comparado ao *winglet*.

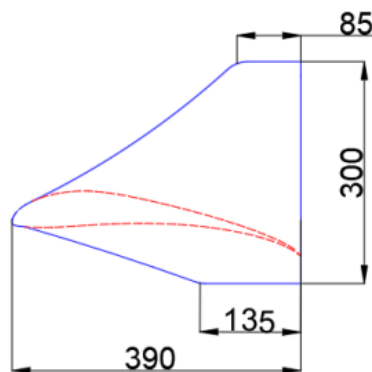
A figura 52 apresenta os *endplates* analisados teoricamente e em túnel de vento por RILEY (2007). Nela comprovou-se, matematicamente e experimentalmente, que o uso de *endplates* aumenta o alongamento efetivo, por diminuir os efeitos dos vórtices de ponta, diminuindo o arrasto induzido.

Figura 52 – Formatos de *endplate*

Fonte: Riley (2007).

Analisou-se estas e outras geometrias de *endplates*, desenvolvidas pela própria equipe, nas simulações. O objetivo foi de obter-se os coeficientes aerodinâmicos da asa para cada um dos *endplates* e compará-los com o da asa sem nenhum dispositivo. Com os coeficientes aerodinâmicos executava-se o algoritmo de simulação da corrida de decolagem para quantificar o ganho em *MTOW* proporcionado pelo dispositivo analisado.

Das simulações e análises verificou-se que o maior aumento de *MTOW* foi proporcionado pelo *endplate* apresentado na figura 53. O ganho estimado foi de 2,9%, aproximadamente 450g. Visto que os *endplates* feitos em depron (poliestireno extrudado) pesam ao total 30g, tem-se um aumento previsto de cerca de 420g na carga paga máxima do projeto.

Figura 53 – *Endplate* escolhido

Fonte: Produção do próprio autor

7 TESTES DE VOO E COMPETIÇÃO

7.1 TESTES DE VOO

Com o intuito de verificar na prática o desempenho da aeronave em voo e validar o projeto aerodinâmico, das estruturas e o *MTOW* da aeronave, foram realizados voo com um segundo protótipo construído em materiais oficiais.

Figura 54 – Segundo protótipo



Fonte: Produção do próprio autor

Foram realizados voo com incremento gradativo de carga paga com o intuito de validar o *MTOW* real da aeronave. Chegou-se ao limite de 18,220 kg, que representa cerca de 98% do valor estimado.

Os voos também foram importantes para verificação por parte do piloto da boa controlabilidade da aeronave.

7.2 COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN 2019

Dos dias 24 a 27 de novembro de 2019, a equipe Aerofeg representou a FEG-UNESP na *29ª Competição SAE Brasil Aerodesign*. O primeiro dia foi destinado as apresentações dos projetos. A partir do dia 25, iniciaram-se as baterias de voo.

Figura 55 – Equipe Aerofeg 2019



Fonte: Produção do próprio autor

A aeronave apelidada de “Beep”, realizou três voos válidos na competição.

Figura 56 – Aeronave na fila de voo da competição



Fonte: Produção do próprio autor

Em uma competição repleta de imprevistos e com equipes tradicionais sem sequer conseguir realizar um único voo válido, a equipe Aerofeg alcançou o objetivo proposto e

terminou a competição no pódio da categoria, obtendo o título de vice-campeã nacional e tendo carregado a 2ª maior carga da competição 13,210 kg.

Tabela 7 – Classificação Final da *SAE Brasil Aerodesign 2019*

Colocação	Equipe	Universidade
1°	F-CARRANCA	UNIVASF
2°	AEROFEG	UNESP
3°	URUBUS	UNICAMP
4°	ALBATROZ AERODESIGN	UDESC
5°	AERO VITÓRIA ESPIRÍTO SANTO	UFES

Fonte: Produção do próprio autor

Figura 57 – Equipe Aerofeg recebendo troféu de vice-campeã



Fonte: Produção do próprio autor

A conquista do vice-campeonato qualifica a equipe Aerofeg para representar a UNESP e o Brasil na competição internacional *SAE East Aero design 2020* a ser realizada em março de 2020 em Lakeland, EUA.

8 CONCLUSÃO

Após o ano de trabalho, o cerne deste trabalho de preencher a lacuna de conhecimento da equipe Aerofeg em projetos de aeronaves não-convencionais, como biplanos, foi alcançado. A conclusão do objetivo proposto prepara a equipe Aerofeg para futuras competições onde a utilização da configuração estudada possa vir a ser promissora. Do mais, este trabalho serve como instrumento de passagem do conhecimento adquirido às futuras gerações da equipe.

O projeto desenvolvido ao longo do ano levou a equipe ao pódio da competição *SAE Brasil Aerodesign 2019*, com a conquista do quarto vice-campeonato de sua história. O excelente resultado classifica a equipe a representar o Brasil nos Estados Unidos da América na competição internacional cujo regulamento de 2020 favorece a utilização de multiplanos, tornando este trabalho ainda mais relevante para o futuro da equipe.

Como sugestão para trabalhos futuros, sugiro à equipe Aerofeg o estudo aprofundado de outras configurações consideradas não convencionais como asas voadoras e biasas voadoras, visando expandir ainda mais o repertório de conhecimento da equipe em diversos tipos de configurações de aeronave e tornando-a mais preparada para competições futuras onde estes tipos de configuração serão favorecidos.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. 3. ed. Maryland: McGra-Hill, 2001. p. 243-268.
- BARROS, C. P. **Metodologia de projeto de aeronaves**. Belo Horizonte: CEA-UFMG, 2001. p. 26-52.
- CARVALHO, A. R. D.; BRITO, P. P. C. Nonlinear lifting line implementation and validation for aerodynamics. *In: IBERO-LATIN-AMERICAN CONGRESS ON COMPUTATIONAL METHODS IN ENGINEERING*, 2017, Florianópolis. **Anais [...]**. Florianópolis, 2017.
- FONSECA, C. M. Fleming, p. Genetic algorithms for multiobjective optimization: formulations, discussion and generalization. *In: CONGRESSO INTERNACIONAL DE ALGORITMOS GENÉTICOS*, 5., 1999, San Mateo. **Anais [...]**. San Mateo, 1999.
- GOLDBERG, D. **Genetic algorithms in search, optimization and machine learning**. Boston: Addison-Wesley Longman publishing, 1989. 10 p.
- GUDMUNDSSON, S. **General aviation aircraft design**. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2013. p. 22-65.
- KANG, H.; GENCO, N. Gap and stagger effects on biplanes with endplates. *In: AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING INCLUDING THE NEW HORIZONS FORUM AND AEROSPACE EXPOSITION*, 47., 2009, Orlando. **Anais [...]**. Orlando, 2009.
- MIRANDA, L. E. **Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-Aerodesign**. Salto: Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo - Campus Salto, 2014. p. 47-56.
- NELSON, R. **Airplane stability and control**. New York: McGraw-Hill Book, 1989. p. 31-83.
- NICOLAI, L. **Estimating R/C model aerodynamics and performance**. Illinois: Illinois Institute of Technology, 2009. p. 3-8.
- PHILIPS, S. **Modern adaptation of Prandtl's classic lifting-line theory**. Logan: Utah State University, 2000. p. 4-9.
- RAYMER, D. P. **Aircraft design: a conceptual approach**. Sylmar: AIAA, 1992. p. 85-124
- RILEY, D. Wind-tunnel investigation of the effects of endplates on the aerodynamic characteristics of an unswept wing. **National Advisory Committee for Aeronautics**. Washington, n. 2440, p. 17-35, 1951.

BIBLIOGRAFIA CONSULTADA

MIYADAIRA, G. H. G.; MORAIS T. S. Processo de otimização multidisciplinar de aeronaves por evolução diferencial. *In: FÓRUM SAE BRASIL AERODESIGN*, 6., 2018, São José dos Campos. **Anais** [...]. São José dos Campos: SAE Brasil Aerodesign, 2018.

ROSKAM, J. **Airplane design**: part I. Lawrence: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 2001.

ROSKAM, J. **Airplane flight dynamics and automatic flight control**. Lawrence: Roskam Aviation and Engineering, 2001.