

UNIVERSIDADE FEDERAL DE VIÇOSA
CENTRO DE CIÊNCIAS EXATAS E TECNOLÓGICAS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA

PAULO MIGUEL MOREIRA E OLIVEIRA

**PROJETO CONCEITUAL E PRELIMINAR DE AERONAVES
DESTINADAS À COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN**

VIÇOSA
2012

PAULO MIGUEL MOREIRA E OLIVEIRA

**PROJETO CONCEITUAL E PRELIMINAR DE AERONAVES
DESTINADAS À COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN**

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia Elétrica do Centro de Ciências Exatas e Tecnológicas da Universidade Federal de Viçosa, para a obtenção dos créditos da disciplina ELT 490 – Monografia e Seminário e cumprimento do requisito parcial para obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Elétrica.

Orientador: Prof.Ms. Paulo César Büchner.

VIÇOSA
2012

PAULO MIGUEL MOREIRA E OLIVEIRA

**PROJETO CONCITUAL E PRELIMINAR DE AERONAVES
DESTINADAS À COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN**

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia Elétrica do Centro de Ciências Exatas e Tecnológicas da Universidade Federal de Viçosa, para a obtenção dos créditos da disciplina ELT 490 – Monografia e Seminário e cumprimento do requisito parcial para obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Elétrica.

Aprovada em 06 de setembro de 2012.

COMISSÃO EXAMINADORA

Prof.Ms. Paulo César Buchner - Orientador
Universidade Federal de Viçosa

Prof. Dr. Denilson Eduardo Rodrigues - Membro
Universidade Federal de Viçosa

Prof.Ms. Geice Paula Villibor - Membro
Universidade Federal de Viçosa

“Não se espante com a altura do vôo. Quanto mais alto, mais longe do perigo. Quanto mais você se eleva, mais tempo há de reconhecer uma pane. É quando se está próximo do solo que se deve desconfiar”.

(Alberto Santos Dumont)

Dedicado aos alunos da UFV entusiastas das Ciências Aeronáuticas, e a todos a quem este trabalho possa ser útil.

Agradecimentos

Agradeço a todos os integrantes que passaram pela equipe Skywards de Aerodesign nos últimos anos, pois cada um deles contribui de alguma forma para este trabalho.

Agradeço também ao professor Paulo Cezar Büchner por acolher nosso projeto desde o início, e ao professor Ricardo Capúcio, por orientar a bolsa de iniciação da qual esta monografia se originou.

Por fim, agradeço ao CNPq por financiar a bolsa de iniciação que originou este projeto, e a FAPEMIG, por financiar o projeto Aerodesign da UFV nos últimos três anos.

Resumo

Ao longo deste trabalho, pretende-se desenvolver um compendio sobre os três anos de experiência em projeto de aeronaves na equipe Skywards de Aerodesign da UFV. Será descrita e testada uma metodologia para o projeto conceitual e preliminar das aeronaves da equipe. Tal metodologia utiliza conceitos de projeto baseados tanto na bibliografia genérica para projeto de máquinas como também bibliografias específicas da engenharia aeronáutica, tanto genéricas quanto as voltadas para a competição Aerodesign. Dessa forma, após uma análise dos requisitos de projeto, utilizando ferramentas como o QFD e listas de requisitos, serão propostas soluções para o formato conceitual da aeronave, que serão valoradas a fim de definir qual a melhor solução para o projeto. A seguir será proposto um método para o projeto preliminar de aeronaves, avaliando as melhores soluções geométricas para as formas propostas pelo projeto conceitual. Por fim, conclui-se que as aeronaves geradas por este método conseguem o objetivo de cumprir os requisitos da aeronave na competição, além de abrir novas possibilidades para a efetivação deste projeto.

Abstract

Throughout this work, is intended the development of a compendium concerning three years of experience in aircraft design by the Skywards Aerodesign team of the UFV. A methodology will be described and tested for the conceptual and preliminary design of the aircraft. This methodology uses design concepts based both on literature for generic machine design as well as bibliographies of specific aeronautical engineering, including the generic ones as those facing the Aerodesign competition. Thus, after an analysis of design requirements, using tools such as QFD and lists of requirements, solutions will be proposed for the conceptual format of the aircraft, which will be valued in order to define the best solution for the project. In the sequence, will be proposed a method for the preliminary design of aircraft, evaluating the best solutions to geometric forms proposed by the conceptual design. Finally, it is concluded that the aircraft generated by this method can in order to meet the requirements of the aircraft in the competition, besides opening new possibilities for the realization of this project.

.

Sumário

Sumário

1. Introdução.....	14
1.1. Objetivo	15
2. Revisão Bibliográfica.....	16
2.1. Nomenclatura Aeronáutica	16
2.2. Projeto de Aeronaves.....	21
2.3. Projeto Conceitual de Aeronaves	22
2.4. Projeto Preliminar de Aeronaves.....	23
2.5. Projeto Detalhado de Aeronaves	24
2.6. Metodologia da Equipe Skywards de Aerodesign.....	25
3. Materiais e Métodos	28
3.1. Proposta de projeto a ser executado	28
3.2. Materiais utilizados	28
3.3. Testes da aeronave.....	28
4. Desenvolvimento da Aeronave	29
4.1. Execução do projeto conceitual.....	29
4.1.1. Missão e Desempenho almejado	29
4.1.2. Estudos preliminares	29
4.1.3. Delimitação do Protótipo.....	32
4.2. Projeto preliminar da aeronave.....	37
5. Resultados e discussão	41
5.1. Análises aerodinâmicas da aeronave	41
5.2. Análises de desempenho e estabilidade da aeronave.....	43
6. Conclusão	48
6.1. Considerações Finais	Erro! Indicador não definido.
7. <i>Bibliografia</i>	49

Lista de Figuras

Figura 1 - Anatomia básica de uma aeronave(Roskam J. , 1985)	16
Figura 2 - Eixos do corpo (a) e de estabilidade (b)(Roskam & Lan, 1985)	17
Figura 3 - Eixos do vento(Roskam & Lan, 1985)	18
Figura 4 - Planta em 3 vistas de uma asa genérica(Pullin, 1976)	18
Figura 5 - Alguns conceitos de aeronave	21
Figura 6 - Exemplos de projetos conceituais (TU Delft)	23
Figura 7 - Detalhes do projeto preliminar da aeronave	24
Figura 8 - Projeto detalhado da fuselagem da aeronave 2012 da equipe Skywards	25
Figura 9 - Sequência de projeto (Barros, Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas, 2000)	26
Figura 10 - Função Global da Aeronave	32
Figura 11 - Estrutura de funções de uma aeronave radio-controlada	33
Figura 12 - Perfis Eppler 423 (esq) e NACA 0009 (direita)	37
Figura 13 - Fluxograma de decisão para a avaliação de uma aeronave	38
Figura 14 - Planta em 3 vistas da aeronave desenvolvida	40
Figura 15 - Modelo tridimensional da aeronave	41
Figura 16 - Distribuição das forças de sustentação ao longo da asa	42
Figura 17 - Polar de arrasto da aeronave	43
Figura 18 - Modelo da aeronave em decolagem(Roskam & Lan, 1985)	44
Figura 19 - Gráfico de distância de decolagem	44
Figura 20 - Distância de pouso x peso	45
Figura 21 - Posições de equilíbrio de um balde e de uma bola	46
Figura 22 - Gráficos que representam uma aeronave estável, neutra e instável.	47
Figura 23 - Coeficiente de momento x angulo de ataque	47

Lista de Tabelas

Tabela 1- Configurações possíveis para uma aeronave.....	20
Tabela 2 - Requisitos conceituais propostos.....	31
Tabela 3-Requisitos técnicos propostos	31
Tabela 4 – Esquema classificatório das possíveis soluções de cada subfunção da aeronave...	34
Tabela 5 - Características Analisadas	35
Tabela 6 - Variante de solução adotada.....	36
Tabela 7 - Cálculo de peso e posição do CG.....	39
Tabela 8 - Dados aerodinâmicos da aeronave	43

1. Introdução

A Sociedade de Engenheiros de Mobilidade (SAE) promove anualmente, no Brasil, a competição Aerodesign nas dependências da Embraer e do ITA. O objetivo dessa competição é desenvolver o potencial dos estudantes de engenharia das universidades brasileiras na área de engenharia aeronáutica.

As equipes participantes da competição Aerodesign da SAE são desafiadas a projetar, construir e testar uma aeronave leve não tripulada, que é comandada por rádio à distância. Todo o desenvolvimento da aeronave deve seguir o regulamento da competição estabelecido pela SAE Brasil. A avaliação do desempenho das equipes se dá por meio da análise do projeto da aeronave desenvolvida pelos estudantes de engenharia e por uma competição de voo. No relatório de projeto escrito as equipes explanam sobre sua metodologia de projeto e desenvolvimento da aeronave. Na prova de voo as aeronaves desenvolvidas pelas equipes devem carregar o maior peso possível, sendo capaz de pousar com segurança.

A Universidade Federal de Viçosa (UFV) conta com uma equipe de Aerodesign, liderada pelo Professor Ms. Paulo Cezar Büchner, do Departamento de Engenharia de Produção e Mecânica (DEP). A equipe da UFV foi criada há dois anos e atualmente conta com 22 estudantes de engenharia e já participou das competições realizadas nos anos de 2010, quando foi 30ª colocada, e 2011, quando foi 40ª.

Atualmente, a equipe se prepara para a competição de 2012, contando com financiamento da FAPEMIG, através do projeto Santos Dumont. A equipe sempre utiliza sua aeronave, inteiramente desenvolvida e construída nesta Universidade. Para este ano, o projeto de uma aeronave já foi iniciado, visando competição a ser realizada em novembro de 2012.

Para este ano, é necessária a melhoria dos resultados, visto que a colocações obtidas pela equipe em anos anteriores não foram consideradas satisfatórias pelos membros. Logo, mudanças no método de desenvolvimento do projeto pela equipe eram consideradas necessárias. As principais medidas tomadas foram a implantação de ferramentas de gestão, a adoção de um cronograma rígido por parte da equipe e, por fim, a documentação do processo criativo da aeronave, para que em anos posteriores a equipe tenha que se preocupar apenas em evoluir, além do que isto facilita o processo de elaboração do relatório de projeto.

Ao longo destes três anos, foi elaborada na equipe uma metodologia própria de projeto, baseada em diversas bibliografias aeronáuticas, porém a mesma não possuía um compendio de suas características e etapas. Desta forma, inicialmente foi elaborada uma

metodologia que contempla fases, ferramentas, fluxo de informação, processo de tomadas de decisões, dentre outras etapas do projeto da aeronave, tendo como base as bibliografias aeronáuticas comumente utilizadas pela equipe, associadas à metodologia de projeto de máquinas. Esta metodologia, porém, ainda não foi aplicada completamente em uma aeronave pela equipe, tendo sua eficácia testada nas diversas etapas do projeto. Desta forma, propõe-se aqui a descrição desta metodologia, bem como a verificação da aeronave desenvolvida através de ferramentas computacionais comumente utilizadas na competição, visto que os projetos da equipe sempre foram realizados com um forte embasamento teórico e se mostraram competitivos, porém, devido à falta de um documento que compreendesse todos estes métodos, ocorriam atrasos no projeto, o que prejudicava a construção da aeronave, atrasando e prejudicando seus resultados em voo.

1.1. Objetivo

Este trabalho tem por objetivo descrever e testar os métodos desenvolvidos ao longo dos últimos três anos pela equipe de Aerodesign da UFV para realizar seu projeto conceitual e preliminar.

Serão descritos aqui os métodos empregados, bem como o embasamento teórico do projeto, visando detalhar o conhecimento armazenado, permitindo um rápido treinamento de novos membros, o que resultará em maior rapidez para a aquisição de conhecimentos mais avançados na área.

Dentre os objetivos específicos, destacam-se:

- Aplicar a metodologia desenvolvida para o projeto conceitual e preliminar da aeronave;
- Verificar, por meio de simulações computacionais, se a aeronave desenvolvida através desta metodologia possui características satisfatórias de voo, sendo estável e controlável, e cumprindo seus requisitos de projeto.

2. Revisão Bibliográfica

2.1. Nomenclatura Aeronáutica

A título de esclarecimento são apresentadas as nomenclaturas da aeronáutica, as quais serão utilizadas ao longo do presente texto.

A anatomia básica de uma aeronave convencional é composta, segundo (Torenbeck, 1981) por cinco subsistemas principais: asa, fuselagem, empennagem, motor, e trem de pouso, como dispostos na Figura 1.

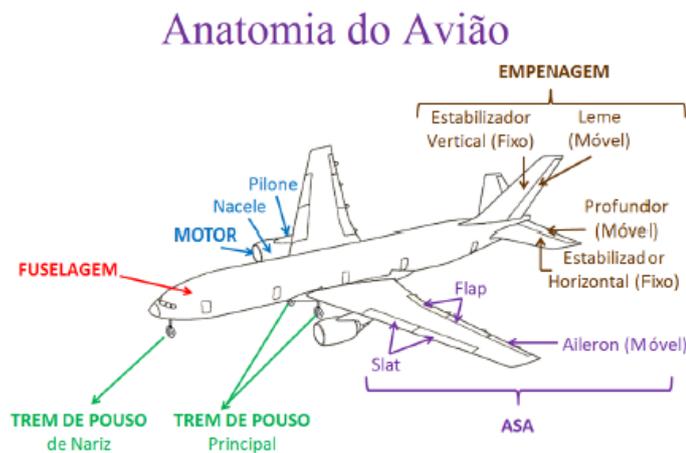


Figura 1 - Anatomia básica de uma aeronave (Roskam J., 1985)

Na asa, superfície responsável por gerar a força de sustentação que irá fazer com que a aeronave voe, são encontrados dispositivos (superfícies móveis), segundo (Barros, Introdução ao Projeto de Aeronaves Leves, 1989), com diferentes funções: flaps e slats são elementos denominados hipersustentadores, pois auxiliam a decolagem e o pouso, que ocorrem em baixas velocidades, aumentando a sustentação através de mecanismos de aumento do arqueamento do perfil da asa e retardamento do descolamento da camada limite na asa, enquanto os ailerons são superfícies de controle que defletem assimetricamente (exemplo: aileron esquerdo para baixo e aileron direito para cima) para controlar o rolamento da aeronave. A fuselagem, em geral, abriga a carga a ser transportada e integra os demais subsistemas. A empennagem é um conjunto de superfícies aerodinâmicas responsáveis por estabilizar e controlar a aeronave longitudinal e direccionalmente. A empennagem vertical é composta por uma parte fixa (estabilizador vertical) e uma parte móvel (leme) que controla a

guinada. A empenagem horizontal é composta por uma parte fixa (estabilizador horizontal) e outro móvel (profundor) que controla a arfagem. O motor propuliona a aeronave, e é em geral envolto por uma carenagem aerodinâmica denominada nacele, que quando integrada à asa, é feita através de uma estrutura chamada pilone. Por fim, o trem de pouso é composto por um componente principal, sobre o qual se apoia a maior parte do peso da aeronave, e outra secundária responsável pelo controle direcional em solo.

O movimento do avião pode ser representado por um modelo de corpo rígido, definindo-se três eixos e suas correspondentes forças e momentos, segundo (Roskam & Lan, 1985). Quando esses eixos são solidários ao avião e a origem do sistema de coordenadas está no centro de gravidade da aeronave, são chamados eixos do corpo (Figura 2a): eixo X sai do nariz, eixo Y da asa direita, e eixo Z para baixo da fuselagem. Como as forças e momentos experimentados pelo avião possuem origem aerodinâmica é comum se definir outro sistema de eixos chamados de eixos de estabilidade (Figura 2b), usualmente adotados pela mecânica de voo, obtidos pela rotação dos eixos do corpo em torno do eixo Y de α (ângulo de ataque), respectivamente associados aos coeficientes adimensionais de força C_X , C_Y , C_Z e momento C_R , C_M , C_N .

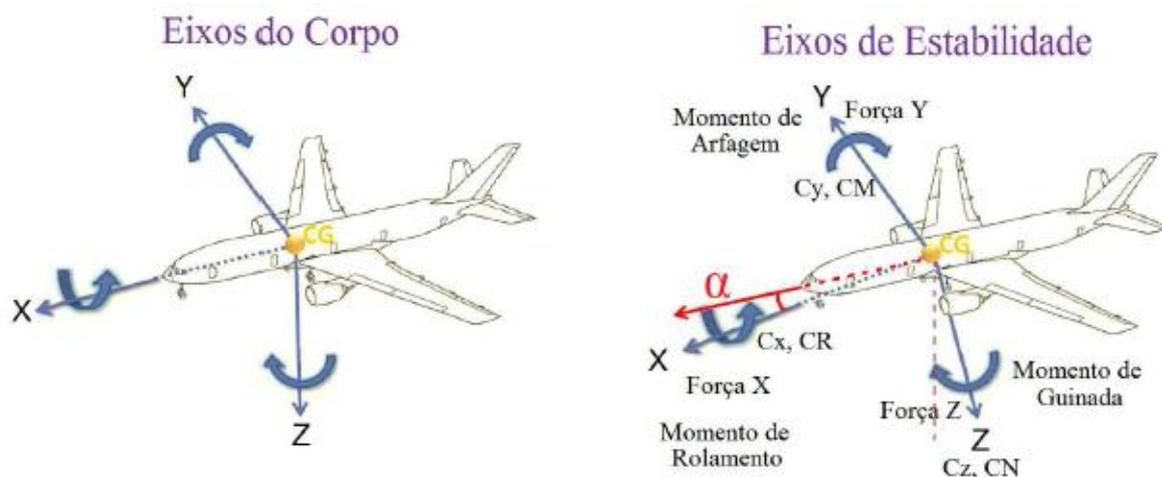


Figura 2 - Eixos do corpo (a) e de estabilidade (b)(Roskam & Lan, 1985)

Um terceiro sistema de eixos utilizado em aerodinâmica possui referência no vento (escoamento), chamado eixos do vento (Figura 3), obtido através de uma rotação de β (ângulo de derrapagem) em torno do eixo Z a partir dos eixos de estabilidade. Nos eixos do vento, os coeficientes de força de arrasto C_D (paralelo ao vetor velocidade), de força lateral C_Y , e força de sustentação C_L (perpendicular ao vetor velocidade) serão iguais aos coeficientes de força C_X , C_Y , e C_Z sempre que o ângulo de derrapagem β for nulo.

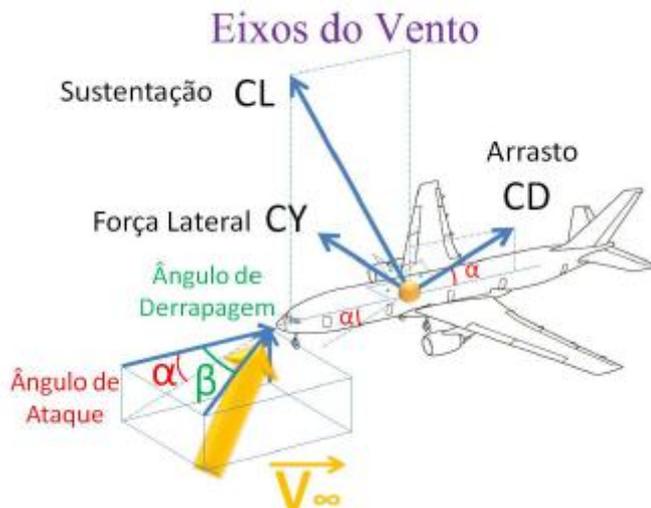


Figura 3 - Eixos do vento(Roskam & Lan, 1985)

As principais características geométricas de um avião são descritas primordialmente pelas características geométricas de suas superfícies aerodinâmicas (asas, empenagem horizontal, e empenagem vertical). Um desenho em três vistas de uma asa genérica está disposto na Figura 4 para ilustrar a terminologia que descreve sua geometria.

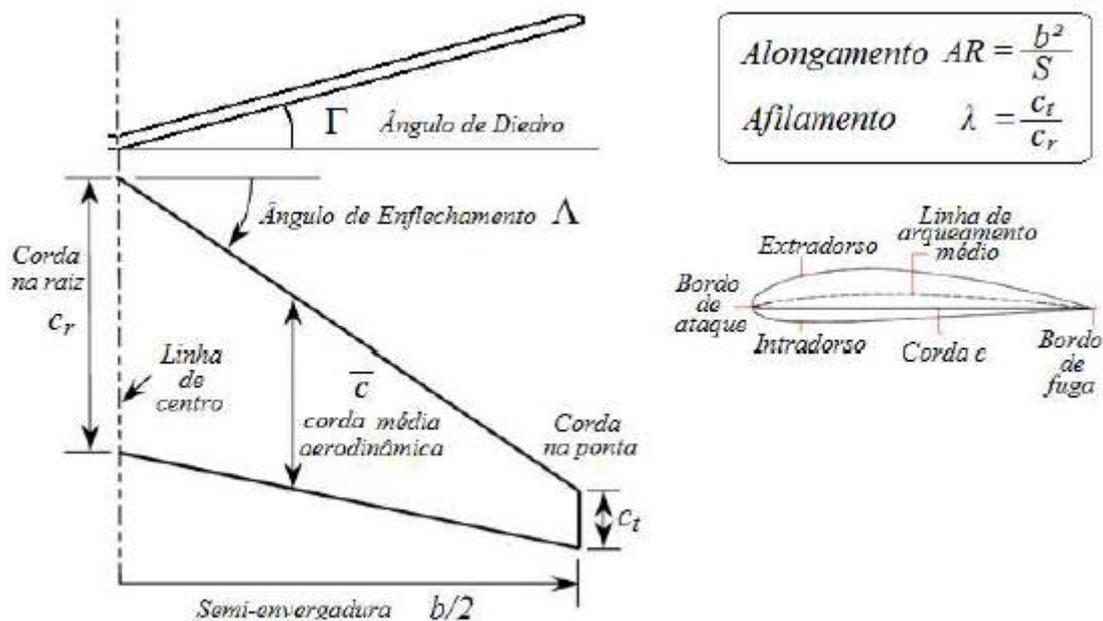


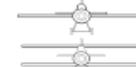
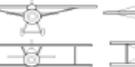
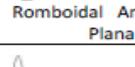
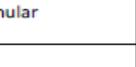
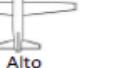
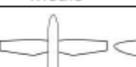
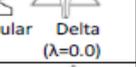
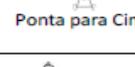
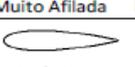
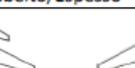
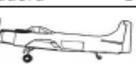
Figura 4 - Planta em três vistas de uma asa genérica(Pullin, 1976)

Segundo (Pullin, 1976), a envergadura b é a distância medida de uma ponta à outra da asa. A área S é aquela projetada no plano horizontal, e inclui as porções onde possa haver superposição entre a asa e fuselagem, por exemplo. O comprimento de uma seção transversal qualquer da asa é denominado corda c , e é de grande interesse em três posições principais: a corda na raiz da asa c_r , a corda na ponta c_t , e a corda média aerodinâmica MAC ou \bar{c} , cuja

posição está entre a raiz e a ponta. O ângulo de enflechamento A é medido entre o bordo de ataque e uma linha reta de referência. O ângulo de diedro Γ é medido entre a semi-envergadura e o plano horizontal. Existem ainda outros parâmetros geométricos de interesse derivados dos parâmetros definidos anteriormente que serão base para descrever importantes propriedades aerodinâmicas mais adiante. O alongamento AR é definido pela razão da área do quadrado de lado igual a envergadura sobre a área da asa ($AR = b^2/S$). O afilamento λ é definido pela razão da corda na ponta sobre a corda na raiz ($\lambda = ct/cr$). E finalmente, a corda média aerodinâmica MAC é a corda que uma asa retangular de mesma área teria ($MAC = S/b$).

O conceito da aeronave apresentada nas figuras anteriores é chamado convencional, e é um de inúmeros conceitos possíveis para uma aeronave. Apesar desta grande variedade, os principais subsistemas apresentados nestas figuras estão presentes na maioria dos casos. A título de exemplo, a Tabela 1 apresenta várias configurações possíveis por subsistema e a Figura 5, exemplos de alguns conceitos.

Tabela 1- Configurações possíveis para uma aeronave

ASA	Posição Vertical	Monoplano									
		Biplano									
		Multiplano									
	Posição Horizontal										
	Tipo de Estrutura										
	Alongamento AR										
	Afilamento λ										
	Enflechamento Λ										
	Diedro Γ										
	Progressão do Estol										
Perfil											
ESTABILIZADOR HORIZONTAL											
											
ASA-FUSELAGEM											
TREM DE POUSO											

Pode-se observar que a tabela com o resumo das várias configurações de subsistemas de um avião pode ser combinada para formar diversos conceitos de aeronaves diferentes, como os seis conceitos apresentados na Figura5.

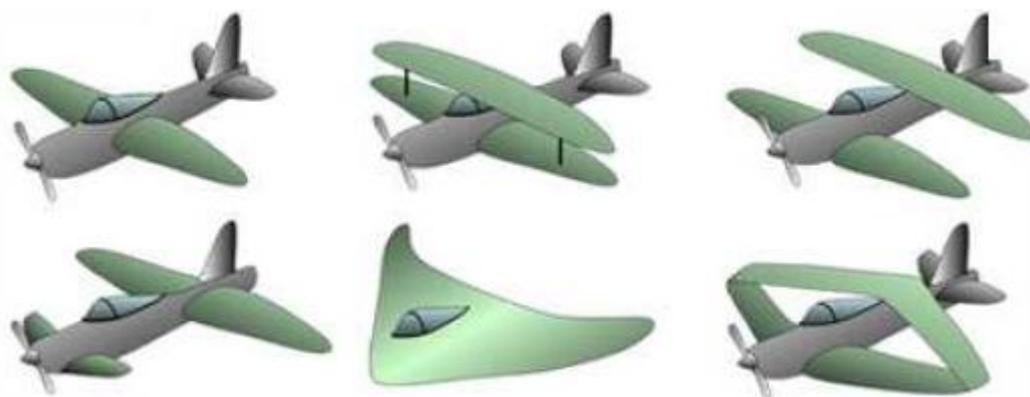


Figura 5 - Alguns conceitos de aeronave

Para que uma dada configuração seja uma solução ótima para as especificações e requisitos da aeronave desejada, é necessário que seja realizado um projeto eficiente, baseado em uma metodologia bem fundamentada, que será apresentada a seguir.

2.2. Projeto de Aeronaves

Para que se possa projetar uma aeronave, bem como qualquer produto a ser desenvolvido, é necessário especificar a função a que se destina o projeto. No caso das aeronaves, esta função é denominada missão. As especificações da missão de uma aeronave vêm em diferentes formas, dependendo do tipo de aeronave, do fabricante, e até mesmo do cliente ao qual o produto é destinado (Roskam & Lan, 1985).

Este projeto, comumente chamado de design de aeronaves, não é apenas um desenvolvimento de uma forma específica de uma aeronave, e sim, da escolha de um formato de aeronave adaptado às necessidades, bem como todo o processo analítico para determinar tal formato, quais soluções deverão ser desenvolvidas, e quais as modificações deverão ser feitas ao longo do projeto para atender aos requerimentos e especificações (Raymer, 1992).

Ao longo deste processo diversas ideias surgem, dando fluidez à criação e propiciando aos projetistas grandes oportunidades de desenvolverem soluções que, se não aplicáveis no projeto atualmente em desenvolvimento, podem ser utilizadas em outras oportunidades, gerando um intenso ciclo de produtividade que engloba as diversas áreas envolvidas no projeto de uma aeronave.

Para que tal processo aconteça, faz-se necessária a utilização de uma metodologia de projeto condizente com as necessidades de cada tipo de aeronave, empresa ou até mesmo de

cliente, o que possibilita um projeto ágil e lucrativo, tanto do ponto de vista financeiro como científico.

Um tipo específico de aeronave a ser projetado são as aeronaves leves subsônicas, que são, mais especificamente, pequenas aeronaves monomotoras, como aeronaves de treinamento, aeronaves agrícolas e aeronaves não tripuladas de pequeno porte, as quais obedecem a uma mesma metodologia de projeto e também às mesmas normas regulamentadoras (FAA, 1996). Tais aeronaves, por serem de fácil construção e com larga aplicabilidade, são muito úteis para validação de conceitos científicos que podem ser aplicados a aeronaves maiores, bem como a outras ciências.

Desta forma, o projeto de uma aeronave, mesmo em escala reduzida, representa um grande desafio, e a Equipe Skywards de Aerodesign da UFV tem como objetivo realizar um projeto nestes moldes, conforme proposto pela competição SAE Aerodesign.

2.3. Projeto Conceitual de Aeronaves

O projeto de aeronaves, segundo (Raymer, 1992), inicia-se pelo projeto conceitual, onde são definidas as características externas básicas da aeronave. Para (Barros, Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas, 2000), esta etapa se divide em duas, sendo que na primeira são definidas especificações e requisitos para a aeronave, e em seguida, são realizados estudos preliminares, a fim de delimitar o protótipo da aeronave.

Para a etapa de especificações e requisitos, é definida a finalidade da aeronave, qual é o desempenho almejado pela mesma, suas missões típicas a serem realizadas, ou seja, o conjunto de manobras a que ela se destina (como pouso, decolagem, possíveis acrobacias, etc) e suas características desejáveis, a fim de elaborar uma lista de requisitos, que serve de base para a realização dos estudos preliminares, que culminarão com a delimitação de um esboço inicial de projeto (Barros, Introdução ao Projeto de Aeronaves Leves, 1989).

Para a delimitação deste esboço, utilizam-se métodos comparativos entre as diversas aeronaves existentes para identificar características essenciais e desejáveis para a aeronave a se projetar. No Aerodesign, como estes dados são muitas vezes restritos, utilizam-se diversas estimativas, obtidas tanto da análise de fotografias de outras aeronaves, como observações feitas em apresentações orais de projeto de outras equipes. Uma fonte comumente usada é a pontuação do ano anterior, da qual é possível observar características de carga paga (peso da carga transportada internamente pela aeronave e que não é responsável pelo seu

funcionamento), peso vazio, bonificações, dentre outras características que permitem avaliar se aquele formato de aeronave possui características desejáveis ou não.

Utilizando essas observações, é possível elaborar uma lista de prioridades para a aeronave, que permite a avaliação das diversas características da mesma, de forma a definir um protótipo, estimando suas características externas básicas, como posicionamento de asas, motor e empenagens e parâmetros básicos de desempenho, como estimativas de peso desejado, possível área alar e envergadura da asa (Barros, Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas, 2000). Com base nestes dados, escolhe-se o propulsor para a aeronave, estimam-se suas características de potencia, e inicia-se a etapa de projeto preliminar da mesma.

A Figura (6) abaixo nos mostra exemplos de projetos conceituais de aeronaves, cada uma sendo gerada a partir da variação de quatro elementos constituintes, visando o mesmo objetivo de transportar um elevado número de passageiros, cada um contemplando um aspecto diferente, como maior velocidade, capacidade de carga, dificuldade de produção e manutenção, dentre outros:

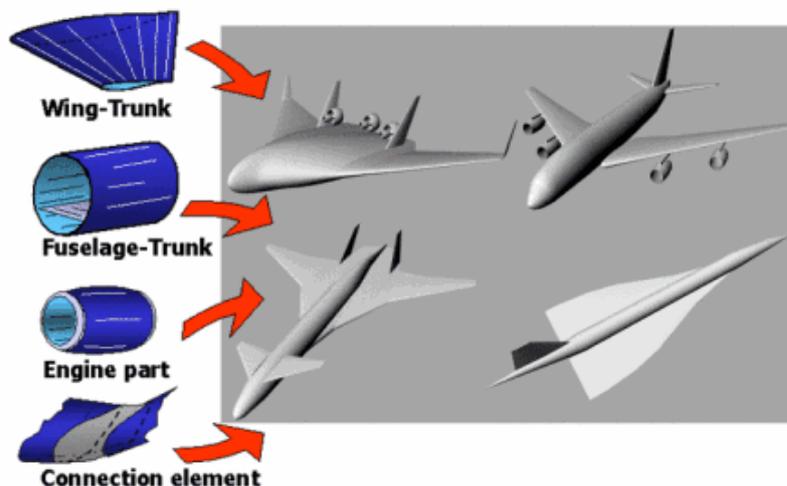


Figura 6 - Exemplos de projetos conceituais (TU Delft)

2.4. Projeto Preliminar de Aeronaves

Para dar prosseguimento ao projeto, é realizada a etapa de projeto preliminar da aeronave. (Raymer, 1992) define esta etapa como sendo a que se inicia quando não há mais mudanças profundas a serem feitas no esboço da aeronave, sendo que aqui são realizadas definições geométricas mais precisas e fundamentadas na bibliografia de projeto aeronáutico. (Roskam J. , 1985) e (Torenbeck, 1981) indicam um método baseado em equacionamentos e levantamentos estatísticos de aeronaves existentes para que esta parte seja

concluída, mas que não é aplicável ao Aerodesign. (Barros, Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas, 2000), por sua vez, introduz uma etapa chamada Anteprojecto, na qual o esboço inicial tem sua forma em planta da asa definida, bem como suas características de estol, ou seja, a distribuição de sustentação ao longo da asa. A seguir, é feita uma estimativa dos pesos da aeronave, como carga paga e peso vazio, para que sejam feitas estimativas de estabilidade e controle da mesma, para que sejam selecionados os perfis de asas, dimensões de empenagens e suas perfilagens. A seguir, o centro de gravidade, importante para o equilíbrio da aeronave, é estimado, para que se possa definir um modelo geométrico final da mesma, a ser estudado em um posterior projeto detalhado. A Figura (7) abaixo exibe os resultados do projeto preliminar final da aeronave 2011 da equipe Skywards de Aerodesign, e contém o detalhamento das dimensões da aeronave, bem como alguns gráficos que mostram características básicas da aeronave, como desempenho e estabilidade em voo:

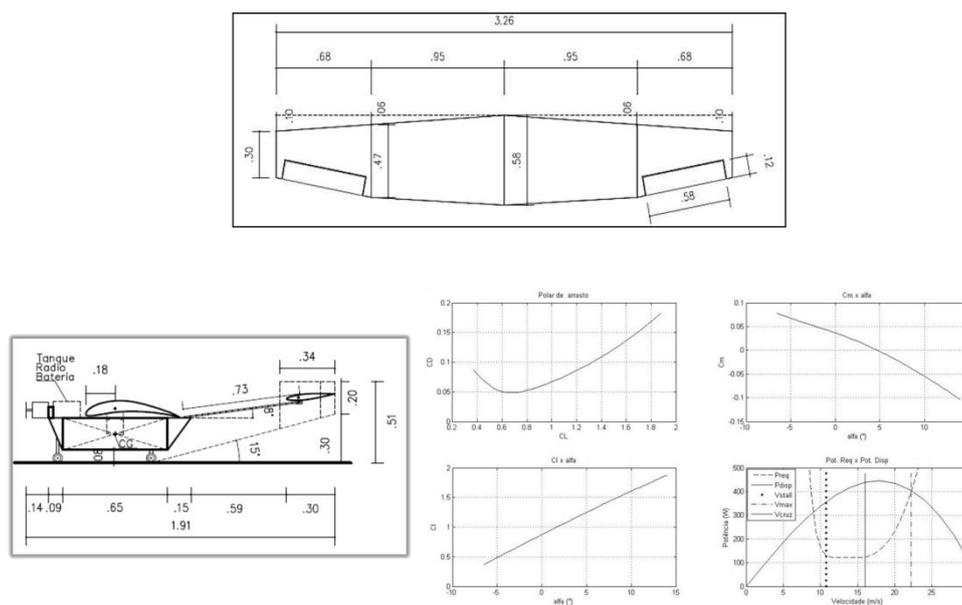


Figura 7 - Detalhes do projeto preliminar da aeronave

2.5. Projeto Detalhado de Aeronaves

Para finalizar o projeto, é realizada a etapa de projeto detalhado da aeronave, em que são realizados os cálculos finais que garantem que a aeronave cumpre seus requisitos, além de serem desenhadas e fabricadas as peças constituintes da aeronave, bem como são definidos os processos de fabricação, teste e validação da aeronave, segundo (Raymer, 1992). Para (Barros, Introdução ao Projeto de Aeronaves Leves, 1989), esta etapa se traduz em Projeto, onde são realizados os cálculos de aerodinâmica, estabilidade e controle e desempenho. A

partir destes, as cargas na aeronave são definidas e seus componentes estruturais são dimensionados. A seguir vem a etapa de fabricação, na qual a aeronave é construída de acordo com suas especificações, sendo em seguida realizados testes em solo, como ensaios de estruturas, motores, componentes eletro-eletrônicos, hidráulicos, dentre outros. Por fim, considerando-se que a aeronave está apta ao voo, são realizados os testes de voo, para definir as características finais de desempenho da aeronave.

A título de exemplo, exhibe-se na Figura 8 a seguir o desenho detalhado para a fabricação da fuselagem da aeronave 2012 da aeronave da equipe Skywards, em que são exibidas dimensões, materiais e instruções de fabricação.

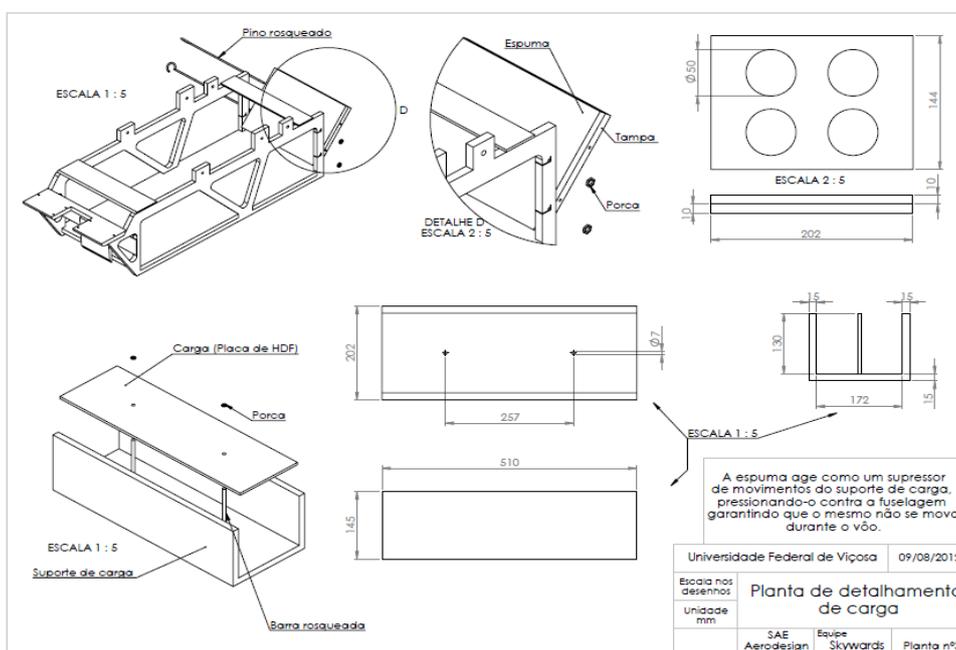


Figura 8 - Projeto detalhado da fuselagem da aeronave 2012 da equipe Skywards

2.6. Metodologia da Equipe Skywards de Aerodesign

A metodologia adotada usualmente pela equipe de Aerodesign da UFV é a metodologia proposta por (Barros, Introdução ao Projeto de Aeronaves Leves, 1989), ilustrada na Figura (9) abaixo, porém ajustada as necessidades e limitações da equipe, visto que algumas limitações são impostas devido à inexperiência e ao fato de informações de outras aeronaves serem pouco disponibilizadas pelas equipes.

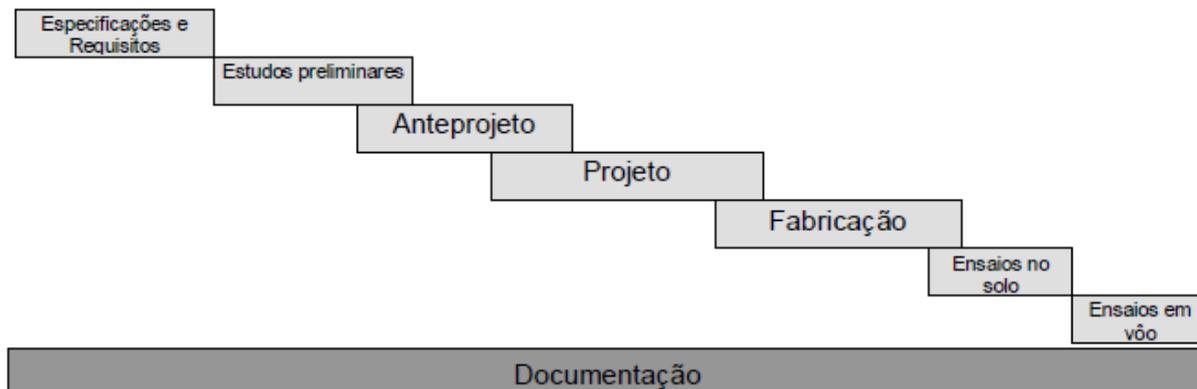


Figura 9 - Sequência de projeto (Barros, Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas, 2000)

Desta forma, o projeto se inicia com a análise da documentação da competição, que consiste no regulamento oficial da competição, bem como dos registros relativos à participação da equipe em anos anteriores, como materiais utilizados, metodologias de projeto, memórias de cálculo, dentre outros, bem como a análise das outras equipes concorrentes, criando um banco de dados útil para a definição dos objetivos da equipe. Tais objetivos, associados à análise comparativa com elementos e dados conhecidos de aeronaves de destaque no ano anterior, são transformados em requisitos de projeto, sintetizados no método QFD que, segundo (Pahl & Beitz, 2005), é útil para o planejamento do produto e do processo, e é voltado para preencher os requisitos do cliente, que são convertidos em características do produto, e essas, novamente, em sequenciamentos de fabricação e exigências de produção, que aqui é utilizado com eficácia para escalonar as prioridades da equipe, visando não apenas a delimitação do protótipo, mas também como ferramenta de tomada de decisões no decorrer do projeto, para que a equipe obtenha a maior pontuação possível.

A principal ferramenta deste método, que visa integrar todas as sub-etapas do processo de criação de um produto, é a chamada casa da qualidade, a qual permite converter as vontades do cliente, usualmente descritas de forma vaga, em características de qualidade do produto a ser desenvolvido, e suas principais qualidades estão relacionadas à uma melhor elaboração da lista de requisitos do projeto; identificação das funções críticas do projeto, bem como definição das exigências técnicas críticas (Pahl & Beitz, 2005).

Desta forma, utilizando os dados e conclusões obtidos do QFD, é desencadeado um processo criativo orientado, utilizando a metodologia proposta por (Pahl & Beitz, 2005), que consiste na elaboração de uma lista de requisitos técnicos desejados, utilizados para definir uma função global para a aeronave, bem como as subfunções a serem realizadas pela mesma,

que descrevem as interações entre os diversos componentes da aeronave, e as relações entrada-saída de materiais, energia e sinais da mesma. Para realizar estas funções, como controlar e estabilizar o voo, apoiar a aeronave no solo, dentre outras, propõem-se soluções para cada uma delas. Tais soluções são valoradas seguindo um processo metódico, que culmina em um esboço externo da aeronave, contendo posicionamento de motor, asa, trem de pouso, bem como indicações sobre formato de asa e empenagens. Esta etapa anteriormente descrita é chamada projeto conceitual (Raymer, 1992). A partir destes detalhes, inicia-se a busca por formatos e dimensões da aeronave, como área, dimensão e formatos de asa, e suas respectivas posições na aeronave, visando gerar uma aeronave estável, controlável e que cumpra os requisitos da competição, levantando a maior carga possível, num processo denominado projeto preliminar.

Após a definição do projeto preliminar e conclusão do projeto detalhado, etapa onde as características aerodinâmicas, estruturais, de estabilidade e de desempenho da aeronave são detalhadas e definidas, são realizados testes em voo e solo, a fim de certificar que a aeronave atende os requisitos propostos, e para corrigir eventuais problemas não previstos no decorrer do projeto, obedecendo a rígido cronograma, no chamado projeto detalhado.

Ao longo do projeto da aeronave também é produzida documentação conforme orientação de (Barros, Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas, 2000), associada à metodologia proposta por (Pahl & Beitz, 2005), baseada em listas de requisitos, estruturas de funções e demais ferramentas, a fim de facilitar a comunicação interna da equipe e confecção deste relatório, bem como garantir uma gestão do conhecimento eficiente.

3. Materiais e Métodos

3.1. Proposta de projeto a ser executado

Este trabalho aplicará a metodologia desenvolvida pela equipe em seus três anos de experiência na competição SAE Aerodesign na realização do projeto da aeronave de 2012, utilizando o regulamento da competição, e as restrições para o mesmo. Para isto, serão delimitados os objetivos da equipe, e, baseado nestes objetivos, serão definidos os requisitos para a aeronave, sendo realizado seu projeto conceitual e preliminar.

3.2. Materiais utilizados

Para a realização deste trabalho, foram utilizados os softwares Microsoft Excel e Microsoft Word, que permitiram uma fácil documentação do processo de produção, através de suas tabelas e ferramentas gráficas que permitiram uma melhor visualização do projeto proposto. Também foram utilizados os softwares Matlab, para realização de cálculos avançados, como integrações realizadas nas simulações de decolagem, e o software XFRL5, que é um software de código aberto que permite cálculos aerodinâmicos e de estabilidade da aeronave projetada com acurácia comprovada para aeronaves de pequeno porte como as utilizadas na competição SAE Aerodesign.

3.3. Testes da aeronave

Para verificar a validade deste trabalho, serão realizados cálculos aerodinâmicos, de desempenho e estabilidade para testar se os seguintes critérios de projeto foram verificados pela aeronave desenvolvida utilizando a metodologia apresentada:

- Respeito às restrições geométricas da competição;
- Decolagem em 50 m de pista;
- Aeronave com peso máximo de decolagem superior a 14,5 Kg;
- Pouso em 100 m de pista;
- Aeronave estável e controlável;

4. Desenvolvimento da Aeronave

4.1. Execução do projeto conceitual

4.1.1. Missão e Desempenho almejado

Conforme descrito anteriormente, a missão da aeronave é realizar um circuito de voo de 360°, decolando em 50m e, se possível, pousando na mesma distância, carregando a maior carga possível, visando obter a maior pontuação possível. Além de obter a maior pontuação possível utilizando o conhecimento e recursos disponíveis para a equipe, espera-se também um desenvolvimento dos conhecimentos da área aeronáutica.

A equipe espera, como desempenho almejado, que a pontuação obtida (adotada como medida de desempenho da aeronave) coloque o projeto entre os 20 primeiros da competição, desempenho esperado para uma equipe que caminha para a terceira competição. Tal resultado garante maior destaque para a equipe, trazendo retorno a nossos patrocinadores e reconhecimento à nossa universidade.

4.1.2. Estudos preliminares

Inicialmente realiza-se uma análise aprofundada do regulamento da competição do ano corrente, buscando por alterações que facilitem o projeto, ou que indiquem a necessidade de atenção a pontos críticos não existentes em anos anteriores, como alterações profundas nas restrições dimensionais ou motorização da aeronave.

De posse destes dados, inicia-se a análise do banco de dados da equipe, que contém os registros relativos à participação da equipe em anos anteriores, como materiais utilizados, metodologias de projeto, memórias de cálculo, dentre outros,

Também é contemplada neste banco de dados a análise das características de outras equipes concorrentes, o que permite a equipe entender quais serão as dificuldades que ela enfrentará ao longo do projeto como, por exemplo, a necessidade de desenvolver um componente da aeronave para se adequar ao regulamento que ainda não havia sido desenvolvido anteriormente, com materiais nunca antes utilizados pela equipe, bem como identificar tendências de projeto que serão úteis na elaboração e validação de soluções.

A título de exemplo, no ano de 2012, foi introduzida uma restrição geométrica que exigia aeronaves com dimensões totais (soma das envergaduras de asas e empenagens, comprimento total e altura) 700mm menores que no ano anterior, e com compartimentos de carga que obedeciam a uma restrição de densidade que os tornava até 40 % maiores, o que dificultava o projeto em todas as suas características básicas, como menor peso máximo de decolagem, maior pista de decolagem, aumento do arrasto, dentre outras características que exigiram soluções cada vez mais avançadas na busca de uma aeronave vencedora.

Então, a fim de delimitar algumas características da aeronave, alguns estudos comparativos utilizando os dados obtidos na etapa anterior foram iniciados. Devido à falta de dados geométricos precisos, a análise comparativa recaiu primeiramente sobre a pontuação do ano anterior, que possuía um regulamento mais próximo ao deste ano. A perda de 700 mm no somatório de dimensões e a alteração da pontuação de carga paga também será considerada.

Para que a aeronave se situe entre as 20 primeiras equipes da competição, observamos que as médias para peso vazio e peso máximo de decolagem (considerando-se 228 g de combustível) foram 3,55 e 13,78 kg, respectivamente. Para essa condição média, a carga transportada seria de 10 Kg, valor considerado baixo pela experiência da equipe. Dessa forma, consideramos que uma relação entre a carga transportada e o peso vazio da aeronave de três seria mais adequada, pois poucas equipes (oito entre as 20 primeiras) conseguiram superar este valor. Logo, iniciamos nossa busca por uma aeronave de aproximadamente 14,5 kg de peso máximo de decolagem, e 3,55 kg de peso vazio.

Observando as apresentações das demais equipes, bem como fotografias, pode-se notar também que havia uma convergência para valores de relação de aspecto, envergaduras, e valores de volume de cauda horizontal e vertical (relação entre a área das empenagens e a área da asa, o que nos dá uma relação de dimensões útil para os cálculos iniciais). Tais aspectos foram condensados em um uma linha mestra de projeto, contendo as características conceituais essenciais e desejáveis para a aeronave, englobando fatores como restrições geométricas e dinâmicas, considerações sobre segurança, produção e operação da aeronave, bem como observações sobre custos, prazos e reciclagem do material, sendo que os principais tópicos para esta etapa de projeto são exibidos abaixo na Tabela 2 a seguir:

Tabela 2 - Requisitos conceituais propostos

Leve	Fácil retirada de carga	Decolagem em 50 m
Grande CP	Robustez ao vento e clima	Pouso em 100 m
Fácil construção	Baixo Arrasto e Atrito	Pouso em 50 m
Manobrável	Rapidez de montagem	Resistente
Compacta	Baixo Custo	Rapidez de projeto

Posteriormente, elaborou-se uma matriz QFD, que relacionou estas características conceituais com valores e conceitos técnicos passíveis de serem valorados e mensurados, descritos a seguir na Tabela 3, e que possibilitam uma delimitação da lista de prioridades da aeronave.

Tabela 3-Requisitos técnicos propostos

Requisito	Quantificação
Relação de aspecto	$5 < RA < 7$
Restrição Dimensional	Somatório de dimensões menor que 5800 mm
Volume de cauda	$VEH < 0,4$; $VEV < 0,04$;
Envergadura	$2,1 < b < 2,7$ (considerando redução do RAD)
Margem Estática	$8\% < ME < 18\%$
Motor	OS FX. 61
Autonomia	Tempo de voo maior que 5 min.
Bonificação de pouso	Uso de freios
Número de Unidades Produzidas	Entre 2 e 5 aeronaves
Prazos impostos	Testes de voo antes de Junho 2012
Posição da asa e trem de pouso	Asa alta e trem triciclo
Formato da asa	Asas trapezoidais e reto-trapezoidais
Corte a Laser	Rapidez de construção de peças
Aplicação de materiais compósitos	Redução de peso

Tais requisitos (conceituais e técnicos) foram associados por meio da ferramenta QFD, que foi utilizado para a elaboração de uma lista de requisitos técnicos, necessária ao esclarecimento da tarefa a ser cumprida pela equipe, e que contém tanto requisitos básicos, como os necessários ao cumprimento do regulamento, como também requisitos técnicos específicos da equipe, obtidos de experiências anteriores e bibliografias especializadas, contemplando e delimitando as características dos diversos itens descritos na linha mestra definida anteriormente. Tais requisitos foram classificados em necessários, ou seja, características indispensáveis ao sucesso do projeto, e desejáveis, contemplando características que, se contempladas, trariam benefícios ao projeto, mas cuja não observação não acarretaria prejuízos. Esta lista de prioridades indicava uma aeronave eficiente e de baixo

custo, associados à facilidade construtiva, o que permite a fabricação de mais aeronaves, aumentando nossas tentativas na competição de voo em caso de quedas. Para evitar tais quedas, a robustez ao vento e demais condições adversas também será priorizada, visando aumentar o número de tentativas de voo de nossas aeronaves, além do que tais condições (vento forte e alta humidade) usualmente permitem que a aeronave carregue mais peso, aumentando sua pontuação. Sendo assim, iniciamos a delimitação do protótipo.

4.1.3. Delimitação do Protótipo

Para Pahl e Beitz (2005), os requisitos de um equipamento determinam a função que representa as relações entre a entrada e a saída de um sistema. Portanto se houver uma definição do núcleo da tarefa, podemos indicar uma função global para o problema. Para esclarecer esta função global, é proposta a utilização de um diagrama de blocos que representa as interações entre as variáveis de entrada e saída do sistema, fazendo referência às conversões de energia, material e sinais presentes no sistema. Tais relações devem, ainda, ser especificadas da forma mais concreta possível. Em busca deste objetivo, foi proposta uma função global para aeronave, que incluía as entradas e saídas do projeto, conforme mostra a Figura 10.

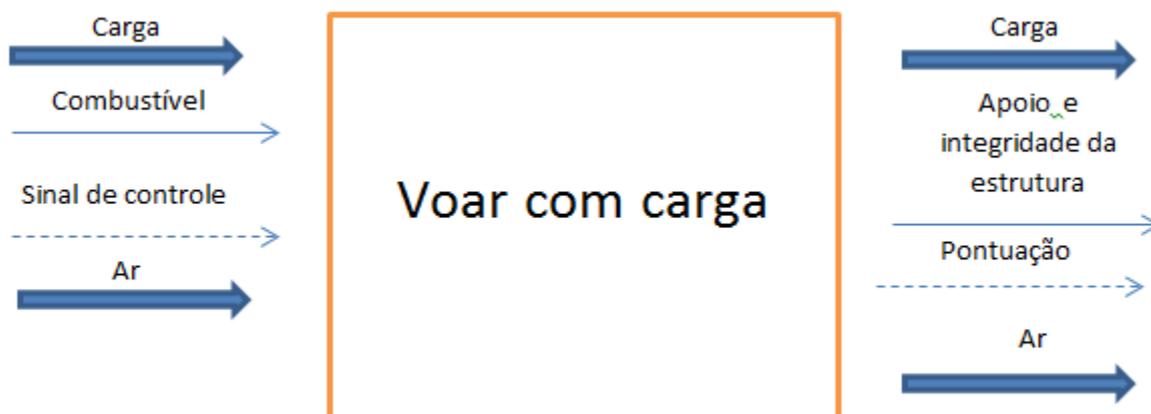


Figura 10 - Função Global da Aeronave

A seguir, tal função foi desdobrada em subfunções, devido à complexidade da tarefa a ser desenvolvida, aumentando a transparência das relações de entrada e saída. Tal divisão traz diversos benefícios, sendo os principais a divisão e simplificação do problema de busca de soluções, bem como a possibilidade de desdobrar tais funções em novas subfunções, o que facilita soluções para problemas subsequentes que possam surgir ao longo do processo, dando

fluidez ao projeto. De posse das diversas estruturas de funções estudadas, foi escolhida uma que melhor se ajustava aos objetivos do projeto conceitual, exibida a seguir, na Figura 11.

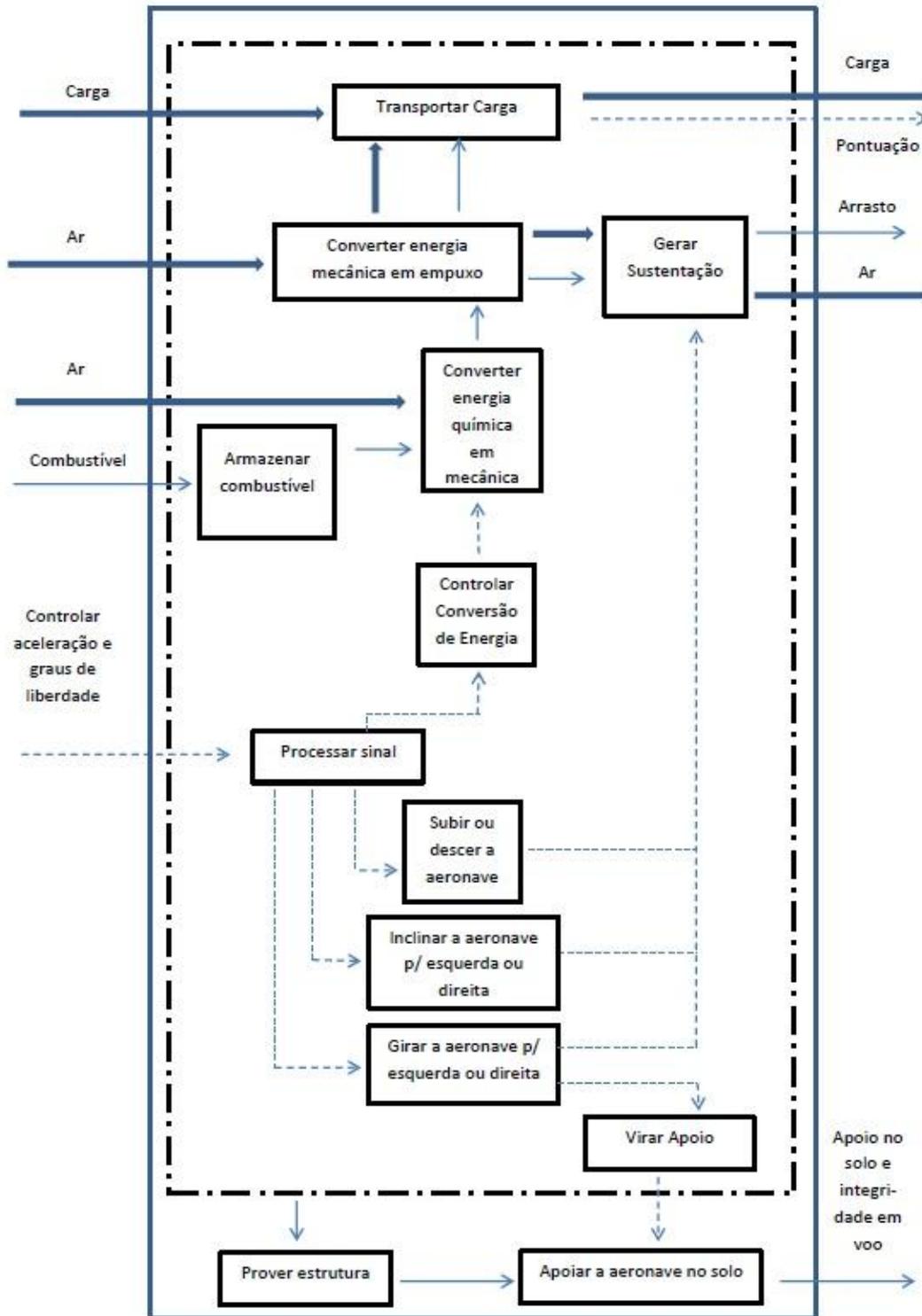


Figura 11 - Estrutura de funções de uma aeronave radio-controlada

Utilizando uma matriz (Tabela 4) que permitia classificar os princípios de trabalho possíveis para solucionar as subfunções descritas na estrutura de funções da aeronave, foram elaboradas variantes de solução, ou seja, conjuntos destas propostas de soluções que combinavam diversas estruturas de funcionamento diferentes para aeronave (Tabela 5).

Tabela 4–Esquema classificatório das possíveis soluções de cada subfunção da aeronave

Subfunção		Soluções						
		1	2	3	4	5	6	
A	Armazenar Energia	Elétrica	Bateria Ni-Cd	Bateria Li-Po				
B		Mecânica	Tanque plástico	Tanque fabricado				
C	Fixar motor na estrutura	Motor Dianteiro	Motor Traseiro	Motor Central				
D	Converter energia Mecânica em Expuxo	Hélice 2 pás	Hélice 3 pás	Hélice 4 pás	Hélice multipá			
E	Modelos de motor	OS FX 61	OS AX 55	K&B 61 RC/ABC	Magnum XLS-61A			
F	Associar ar e energia	Asa Alta	Asa Baixa	Asa Média	Biplano	Multiplano		
G	Controlar e estabilizar o voo	Empenagem em T	Empenagem em T invertido	Empenagem convencional	Empenagem em V	Sem Empenagem (Asa Voadora)	Empenagem em H	
H	Prover Estrutura	Corpo de fuselagem sólido	Corpo de fuselagem treliçado	Integrado a asa (BWB)				
I	Sustentação auxiliar	Sem hipersustentador	Asa com flaps	Asa com slats	Asa com flaps e slats	Asa com flaperon		
J	Apoiar a aeronave no solo	Trem triciclo	Trem convencional					
K	Reter a aeronave em solo	Sem freios	Freios convencionais	Atrito de elemento com o solo				
L	Processar Sinal	Radio 2.4 GHz	Rádio e Telemetria Auxiliar					
M	Aplicar Comandos	Servo motores com links rígidos	Servo motores com links flexíveis	Híbrido (links rígidos e flexíveis)				

Tabela 5-Variantes de Solução Adotadas

Subfunções		Variantes de Soluções						
		V1	V2	V3	V4	V5	V6	
A	Armazenar Energia	Elétrica	Bateria Ni-Cd	Bateria Ni-Cd	Bateria Ni-Cd	Bateria Li-Po	Bateria Li-Po	Bateria Ni-Cd
B		Mecânica	Tanque plástico	Tanque plástico	Tanque plástico	Tanque fabricado	Tanque fabricado	Tanque plástico
C	Fixar motor na estrutura	Motor Dianteiro	Motor Dianteiro	Motor Traseiro	Motor Dianteiro	Motor central	Motor Dianteiro	
D	Converter energia Mecânica em Empuxo	Hélice 2 pás	Hélice 2 pás	Hélice 2 pás	Hélice 2 pás	Hélice 3 pás	Hélice 2 pás	
E	Modelos de motor	OS FX 61	OS FX 61	OS AX 55	OS FX 61	Magnum XLS-61A	OS FX 61	
F	Associar ar e energia	Asa Alta	Asa Alta	Asa média	Asa Alta	Asa Baixa	Asa Alta	
G	Controlar e estabilizar o voo	Empenagem em T invertido	Empenagem em T invertido	Sem Empenagem (Asa Voadora)	Empenagem em T	Empenagem em H	Empenagem em H	
H	Prover Estrutura	Corpo de fuselagem treliçado	Corpo de fuselagem treliçado	Integrado a asa (BWB)	Integrado a asa (BWB)	Corpo de fuselagem sólido	Integrado a asa (BWB)	
I	Sustentação auxiliar	Sem hipersustentador	Asa com flaperon	Sem Hipersustentador	Asa com Flaps	Asa com slats	Asa com flaps e slats	
J	Apoiar a aeronave no solo	Trem triciclo	Trem triciclo	Trem triciclo	Trem triciclo	Trem triciclo	Trem triciclo	
K	Reter a aeronave em solo	Sem freios	Sem freios	Freios convencionais	Sem freios	Atrito de elemento com o solo	Freios convencionais	
L	Processar Sinal	Radio 2.4 GHz	Rádio e Telemetria Auxiliar	Rádio e Telemetria Auxiliar	Rádio e Telemetria Auxiliar	Radio 2.4 GHz	Rádio e Telemetria Auxiliar	
M	Aplicar Comandos	Híbrido (links rígidos e flexíveis)	Híbrido (links rígidos e flexíveis)	Servo motores com links rígidos	Híbrido (links rígidos e flexíveis)	Híbrido (links rígidos e flexíveis)	Híbrido (links rígidos e flexíveis)	

Tais variantes foram valoradas utilizando uma árvore de objetivos, ferramenta proposta por (Pahl & Beitz, 2005) na qual cada um dos objetivos de projeto é subdividido em uma ordem hierárquica, definida por setor ou importância (principais e secundárias), num procedimento que facilita ao projetista julgar se foram incluídas todas as metas relevantes para a tomada de decisão. Tais características são valoradas através da definição de um peso para cada uma das diversas características necessárias e desejáveis para a aeronave, baseando-se no QFD e na Lista de Requisitos do projeto. Uma tabela que resume a árvore de objetivos, constando o peso relativo de cada característica (entre 0 e 1) é exibida na Tabela (6) a seguir.

Tabela 6 - Características Analisadas

1º nível	Peso	2º nível	Peso	3º nível	Peso
Cumprir os requisitos da competição	1	Alta capacidade de carga	0,3	Alta relação LD	0,12
				Leve	0,18
		Fácil construção e operação	0,5	Baixo custo	0,075
				Rápida Montagem	0,225
				Peças Padronizadas	0,025
				Facilmente substituível	0,15
				Reaproveitável	0,025
		Manobrável e estável	0,2	Não prejudica a estabilidade	0,06
				Baixa influência do vento	0,04
				Fácil posicionamento do CG	0,1

Desta forma, cada uma destas características foi avaliada nas variantes de soluções desenvolvidas, e receberam notas de 0 (insatisfatória) a 4 (muito boa ou ideal), de acordo com a diretriz VDI 2225 exibida por (Pahl & Beitz, 2005), e estes valores foram multiplicados pelo peso definido na árvore de critérios. Através da soma destes valores, foi possível obter uma nota global para cada variante de solução, além de se poderem identificar pontos fracos e fortes em cada uma delas, visando sempre obter uma solução ótima para a aeronave. Ao fim desta valoração, podemos então definir uma solução base que finaliza o projeto conceitual da aeronave. Então, concluímos que a configuração externa da aeronave será adotada primeiramente como monoplane por, segundo (Barros, 2000), esta configuração apresentar

maior eficiência aerodinâmica e construção mais fácil. A asa alta será adotada, visando facilidade construtiva e um bom aproveitamento do efeito solo, além da minimização do risco de contato com o solo, fator importante para aeronaves sensíveis ao vento como as da competição. O motor será o OS.61 FX, por possuir uma boa relação peso-potência e ser largamente utilizado na competição, em configuração tratora, para que o mesmo receba um fluxo de ar limpo e tenha sua refrigeração propiciada pelo fluxo da hélice, além de facilitar o ajuste do CG, que este ano não será ajustado com lastros. O trem de pouso terá a configuração triciclo, por propiciar uma maior estabilidade no solo. Visando a facilidade construtiva, mas mantendo a eficiência aerodinâmica, adotaremos a asa trapezoidal, bem como descartaremos o enflechamento e o diedro, pois acarretam dificuldade construtiva. Também descartaremos o uso de BWB (blended wing body), pois ele acarreta, além de dificuldade construtiva, dificuldade para o posicionamento do CG, devido às atuais restrições de densidade. Adotaremos também, devido à redução de peso e a um grande uso na competição, o uso de empenagens horizontais completamente móveis. Esta solução adotada está resumida na tabela 7 a seguir:

Tabela 7 - Variante de solução adotada

Subfunções			V1		Subfunções	V1
A	Armazenar Energia	Elétrica	Bateria Ni-Cd	H	Prover Estrutura	Corpo de fuselagem treliçado
B		Mecânica	Tanque plástico	I	Sustentação auxiliar	Sem hipersustentador
C	Fixar motor na estrutura		Motor Dianteiro	J	Apoiar a aeronave no solo	Trem triciclo
D	Converter energia Mecânica em Empuxo		Hélice 2 pás	K	Reter a aeronave em solo	Sem freios
E	Modelos de motor		OS FX 61	L	Processar Sinal	Radio 2.4 GHz
F	Associar ar e energia		Asa Alta	M	Aplicar Comandos	Híbrido (links rígidos e flexíveis)

Definida a configuração externa da aeronave, iremos dar início ao projeto preliminar da aeronave.

4.2. Projeto preliminar da aeronave

Para o início do projeto preliminar da aeronave, definimos uma geometria para a asa que melhor se encaixe no objetivo da equipe, visto que seu posicionamento já foi definido. Fatores como dificuldade construtiva e características desejáveis como uso de dispositivos como flaps e slats influenciam nessa decisão. A seguir, baseado nas características de peso máximo de decolagem e restrições geométricas da competição, são criadas diversas geometrias do conjunto asa empenagem, levando em conta fatores como Relações de Aspecto usuais, sobras dimensionais para o posicionamento do motor e altura da fuselagem e empenagem vertical. Tais geometrias são analisadas em um software, XFRL5, que permitem que estas análises sejam feitas de forma rápida. Para esta análise, recomenda-se o uso dos perfis E423 na asa e NACA 0009 na empenagem horizontal, visto que os mesmos apresentam boas características de sustentação e momento, o que permite um equilíbrio mais refinado das forças atuantes na aeronave. Estes perfis não necessitam ser definitivos, mas por serem calculados pelo XFRL5 com maior acurácia, permitem definir de forma confiável se a geometria estudada possui características promissoras para atingir os objetivos desejados. A geometria destes perfis é exibida na Figura 12 abaixo:

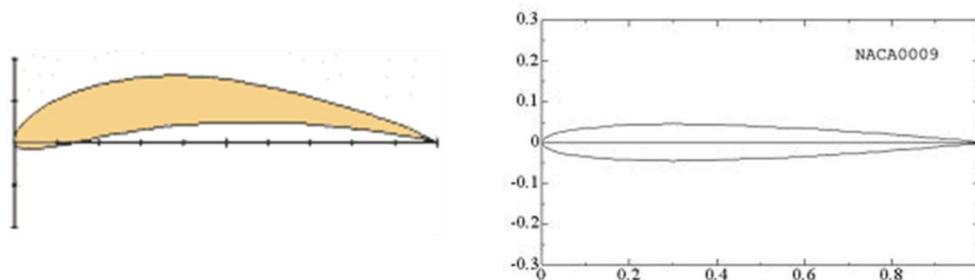


Figura 12 - Perfis Eppler 423 (esq) e NACA 0009 (direita)

A definição sobre uma geometria ser promissora ou não recai sobre uma análise conjunta entre o XFRL5, que nos dá as características de sustentação e arrasto da aeronave, bem como garante se a mesma será estável, e um algoritmo desenvolvido no ambiente Matlab, que permite, através de uma integral proposta por (Roskam & Lan, 1985), descobrir se a aeronave consegue decolar na distância estabelecida pelo regulamento da competição. Dessa forma, após estudar diversas geometrias, podemos encontrar uma geometria que possa garantir não só que os requisitos de elegibilidade para a competição sejam atendidos, bem como os requisitos de desempenho almejado para a equipe, através de um processo orientado

por passos, sendo que o aumento gradual da envergadura da asa é a base para indicar uma direção de melhoria.

Então, inicia-se a busca por uma aeronave de aproximadamente 14,5 kg de MTOW (Peso Máximo de Decolagem), e 3,55 kg de peso vazio, com relação de aspecto entre 5 e 7, e envergaduras próximas de 2,5 m. Para as asas geradas com o perfil E423, devido ao seu menor momento, foram geradas 12 geometrias de asa para cada perfil, contemplando diferentes valores de AR e b, e tendo suas empenagens desenvolvidas para que fosse possível estabelecer critérios mínimos de estabilidade longitudinal estática ($10\% < ME < 20\%$) com ângulos de profundor para trimagem entre -6 e 6° , valores estes que estão em baixos valores de Cd para o perfil NACA0009.

Dos conjuntos estudados, realizamos a análise de decolagem baseada na integral proposta por (Roskam & Lan, 1985), solucionada numericamente através do Matlab, considerando um erro de 7% no valor de C_{lmax} . Sendo assim, a aeronave que se mostrou mais promissora decolava com 15,13 kg (148 N) a 1000m de Altitude-Densidade, em 49 metros de pista, o que é 4,3% superior ao peso de decolagem desejado no projeto (14,5 Kg). Este processo pode ser resumido com base no fluxograma proposto na Figura (13) abaixo:

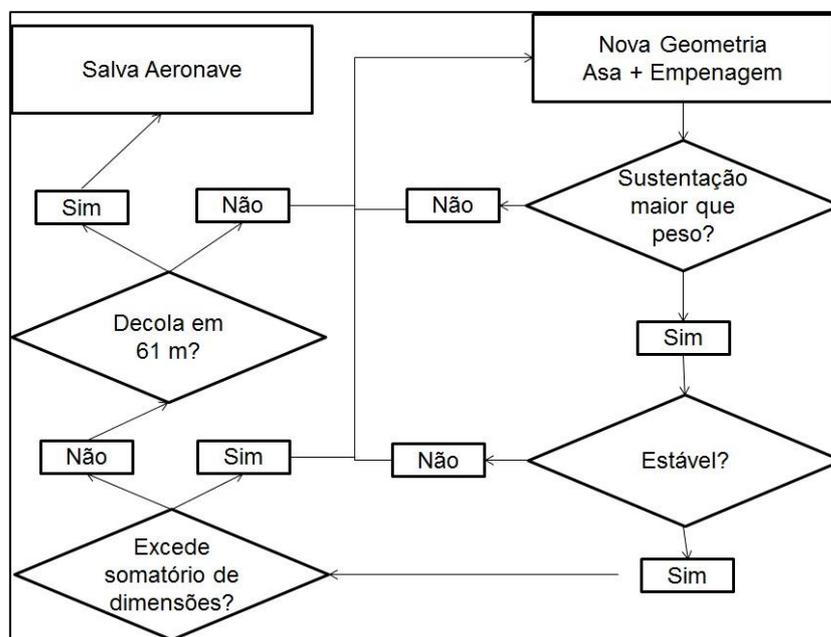


Figura 13 - Fluxograma de decisão para a avaliação de uma aeronave

A seguir, realiza-se um estudo, baseado nesta configuração, sobre os possíveis pesos dos elementos constituintes da aeronave, utilizando como base o banco de dados da equipe, e os possíveis materiais a serem utilizados na competição, para verificar se o peso da aeronave é

aceitável para os objetivos de carga paga a ser levada pela equipe. Nesta etapa, também podemos verificar se o centro de gravidade da aeronave, cuja localização para garantir a estabilidade da aeronave pode ser obtida anteriormente, é de certa forma praticável, o que garante, finalmente, que a aeronave está apta para ter seus cálculos detalhados iniciados.

Observando a tabela de pesos da aeronave anterior, efetua-se a substituição de estruturas e materiais a fim de obter uma tabela de pesos para a aeronave, bem como uma estimativa do seu centro de gravidade. Considerando a carga paga de aproximadamente 12 kg, pode-se estimar as dimensões da fuselagem para uma relação de esbeltez (comprimento dividido pela área frontal) de 4,5, considerada pela equipe satisfatória. Utilizando o método proposto por (Iscol, 2002), no qual o bico da aeronave é considerado a coordenada $X=0$, e a partir daí são calculados os momentos de cada componente de acordo com a Equação (1),

$$\tau = X * m \quad (1)$$

Aonde τ representa o momento de cada componente, X representa sua coordenada e m sua massa, é possível, utilizando a Equação (2),

$$X_{cg} = \frac{\sum \tau}{\sum m} \quad (2)$$

Aonde X_{cg} representa o centro de gravidade da aeronave, $\sum \tau$ representa o somatório de momentos e $\sum m$ a massa total da aeronave, no permite encontrar o centro de gravidade da aeronave, conforme descrito na Tabela (8).

Tabela 8 - Cálculo de peso e posição do CG

SW-04 Taurus	CG a 14 cm do BA		ME=8%
Item	Peso(Kg)	Braço(m)	Momento
Boom	0,113	1,08	0,12204
Leme	0,08	1,475	0,118
Empenagem Horizontal	0,17	1,475	0,25075
Fuselagem	0,7	0,32	0,224
Trem de pouso	0,124	0,42	0,05208
Conjunto motriz	0,81	0,02	0,0162
Bateria	0,093	0,14	0,01302
Rádio	0,011	0,14	0,00154
Tanque	0,295	0,14	0,0413
Bequilha+Servos (M & B)	0,17	0,14	0,0238
Servos Emp	0,03	1,5	0,045
Asa	1,2	0,32	0,384
Total	3,796		1,29173
CG (Base no nariz)	0,340287144	ΔCG	0,000287144

Analisando a aeronave com o tanque cheio, seu peso passa de 0,065 para 0,295 kg, ocasionando um passeio de 2 cm no centro de gravidade da aeronave. Desta forma, sugere-se alocar a carga em 13 cm do bordo de ataque, aumentando a margem estática da aeronave. O peso vazio é 240g superior ao desejado (3,55 Kg), o que é considerado satisfatório, pois este peso pode ser reduzido ao longo do projeto. Dessa forma, consideramos que a aeronave está apta para iniciarmos os cálculos que definiram quais são os resultados obtidos por essa aeronave. A seguir, é exibido na Figura 14 o desenho da aeronave em três vistas, mostrando suas principais dimensões.

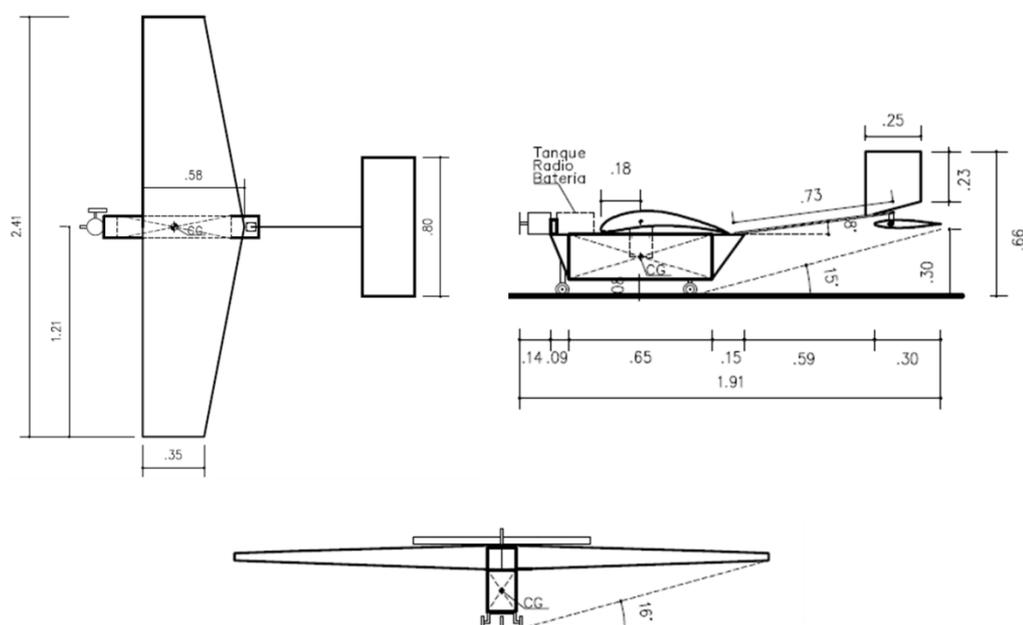


Figura 14 - Planta em 3 vistas da aeronave desenvolvida

5. Resultados e discussão

5.1. Análises aerodinâmicas da aeronave

Através do projeto preliminar, obteve-se a configuração externa da aeronave, incluindo a forma em planta da asa e das empenagens, bem como suas perfilagens. Para analisar a configuração, a fim de obter os coeficientes aerodinâmicos, foram utilizados dois métodos: Painéis 3D, utilizando o software XFRL5, e o método de Anderson, descrito em (Anderson, 1999), visto que, baseado na experiência da equipe e no contato com outras equipes, apenas os dados fornecidos pelo XFRL5, não se mostraram suficientemente confiáveis. Para a análise 3D, os elementos de singularidade do programa são dipolo e sorvedouro constantes e as condições de contorno são as de Dirchlet. Todos os painéis são planos e os coeficientes são calculados através do plano de Trefftz. Para tais análises, foi utilizada uma malha composta de 1360 painéis, que foram considerados satisfatórios. A seguir, na Figura 15, é exibido o modelo da aeronave e 3 dimensões elaborado no software XFRL5:

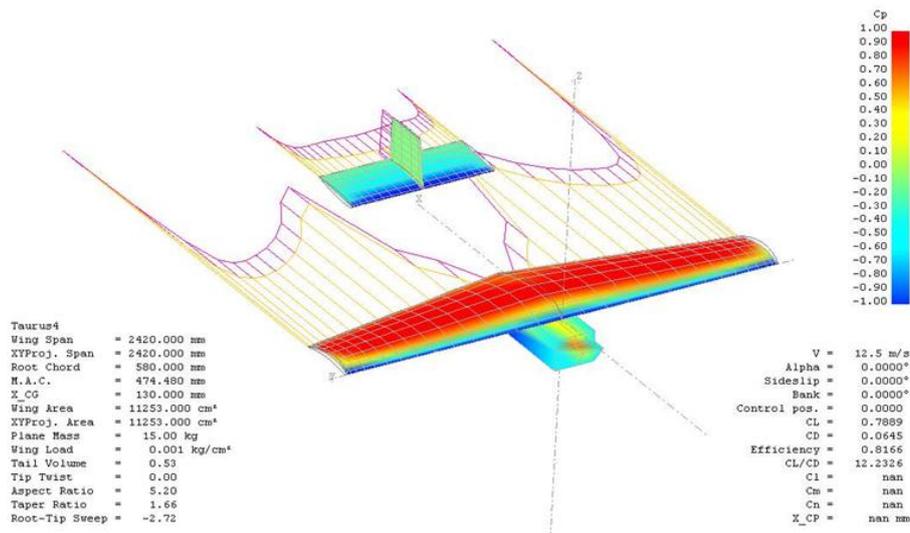


Figura 15 - Modelo tridimensional da aeronave

Visando a realização de análises confiáveis de decolagem para a aeronave, iniciou-se o processo do cálculo dos coeficientes de sustentação. Para a velocidade de decolagem de 11,6 m/s o C_l de estol é de 1,825, e o de decolagem é 0,966, ambos utilizando as condições críticas e o MTOW de 14,5 Kg. Para verificar se seria possível atingir tais condições foram realizadas

análises nos dois métodos propostos anteriormente para um refinamento de malha considerado satisfatório, visto que, a equipe não dispõe de túnel de vento nem equipamentos que permitam uma comprovação experimental dos cálculos.

Dados experimentais do perfil E423 também foram utilizados. Para todos os métodos, o ângulo de estol da asa foi aproximadamente $18,0^\circ$. Para o conjunto asa fuselagem esse ângulo caiu para $16,0^\circ$, com um C_l máximo de 1,825. Pelo gráfico da Distribuição da Sustentação ao longo da semi-envergadura (Figura 16) verificou-se que, pelo método de Anderson, o estol inicia a 40 cm da raiz enquanto pelo método Painéis 3D este inicia a 60 cm da raiz. Logo, os dois métodos indicam que o estol se inicia afastado da posição onde se encontram os ailerons, o que é satisfatório para garantir a controlabilidade da aeronave.

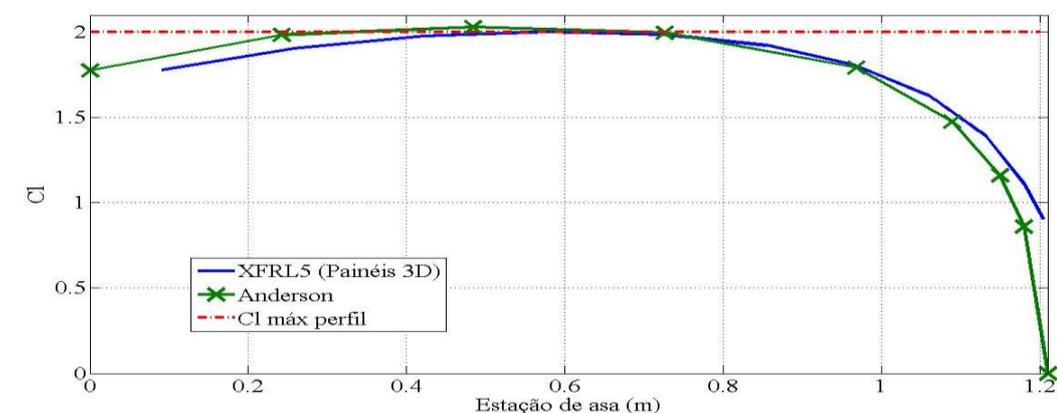


Figura 16 - Distribuição das forças de sustentação ao longo da asa

Para a empenagem horizontal verificou-se ainda que, para os ângulos de ataque prováveis de operação da aeronave (-7° até 9°), o perfil escolhido, NACA 63012A, foi selecionado por trabalhar em seu balde laminar em pelo menos 80% da envergadura, o que é de grande valia na redução de arrasto e aumento da sustentação da empenagem.

Por fim a determinação da polar de arrasto foi feita através de dois métodos; painéis 3D, utilizando o software XFLR5 e o método descrito por (Anderson, 1999), visto que, baseado na experiência da equipe e no contato com outras equipes, apenas os dados fornecidos pelo XFLR5 não se mostraram suficientemente confiáveis. Desta forma considera-se que a aeronave, do ponto de vista aerodinâmico, está apta a realizar suas metas.

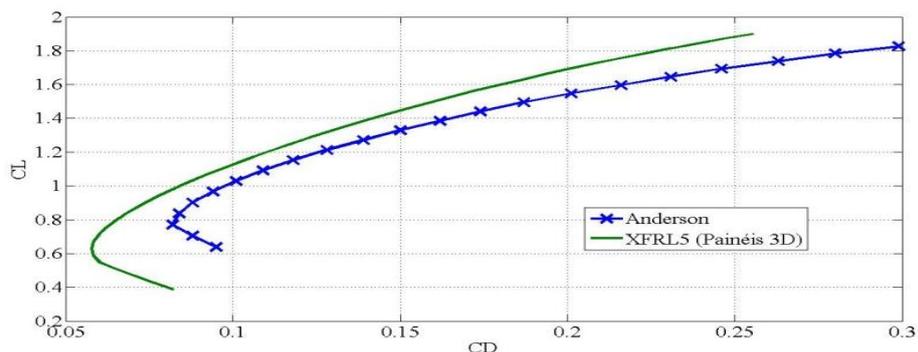


Figura 17 - Polar de arrasto da aeronave

Por fim, exibimos a Tabela 9 na qual são exibidos os principais dados obtidos no projeto aerodinâmico, úteis para assegurar o desempenho e a estabilidade da aeronave.

Tabela 9 - Dados aerodinâmicos da aeronave

Coeficientes Aerodinâmicos	Método de Anderson	Painéis 3D
$Cl \alpha$ (rad ¹)	4,07	4,24
Cl máx	1,825	1,9
Cl_0	0,966	0,863
Oswald	0,99	0,99
α máx (°)	16	16
Cd_0	0,136	0,064

5.2. *Análises de desempenho e estabilidade da aeronave*

Inicialmente é realizada a análise de decolagem da aeronave, que é um fator muito importante visto que na competição as equipes têm como uma das restrições o comprimento de pista. O método utilizado foi o proposto por (Roskam & Lan, 1985) baseado no princípio fundamental da dinâmica (2ª lei de Newton). Foi adotada uma velocidade de decolagem 20% maior que a velocidade de estol devido à norma (FAA, 1996) por motivos de segurança.

Segundo (Roskam & Lan, 1985), as forças atuantes na aeronave em decolagem (Figura 18) são o arrasto (D), sustentação (Lg), tração dos motores (T) e a gravidade (W), que provoca a reação normal (Nn (trem de pouso dianteiro) e Nm (trem traseiro)), sujeitos à constante de atrito dinâmico (μ_g) nos dão o modelo abaixo, para uma pista com inclinação constante (φ):

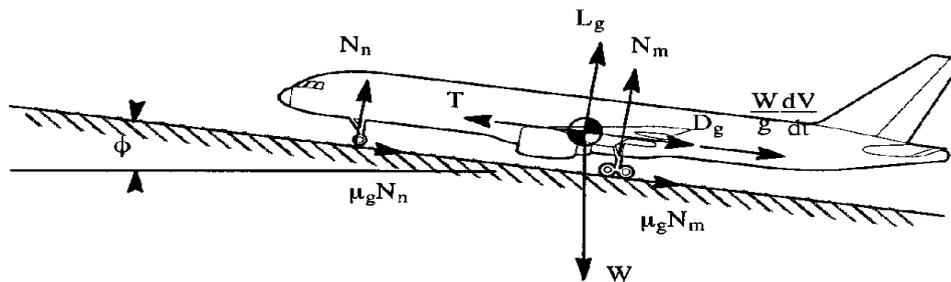


Figura 18 - Modelo da aeronave em decolagem(Roskam & Lan, 1985)

Desta forma, podemos através de integração, conhecendo a velocidade de decolagem V_{lof} , e a velocidade do vento V_w , definir qual a distância de decolagem da aeronave S_G , de acordo com Equação (3) abaixo, proposta por (Roskam & Lan, 1985):

$$S_G = \int_{\mp V_w}^{V_{LOF}} \frac{V \pm V_w}{g \left\{ \left(\frac{T}{W} - \mu_g \right) - \frac{(C_{Dg} - \mu_g C_{Lg}) \bar{q}}{W/S} - \phi \right\}} dV \tag{3}$$

Nela o arrasto é descrito em função do coeficiente de arrasto C_{Dg} , e a sustentação é descrita através do coeficiente de sustentação C_{Lg} . O valor de \bar{q} corresponde à pressão dinâmica, descrita por $\frac{1}{2} \rho V^2$, aonde ρ é a densidade do ar. Para a densidade do ar média de $1,11 \text{ Kg/m}^3$ foi calculada para cada peso em análise a distância percorrida em função da velocidade. As linhas horizontais representam as velocidades de decolagem de seus respectivos pesos. Quando estes atingem essa velocidade a decolagem é efetivada. Através da Figura 19, podemos constatar que o avião, com peso de decolagem de $14,5 \text{ kg}$ (148 N), decolará antes dos 50 m permitidos.

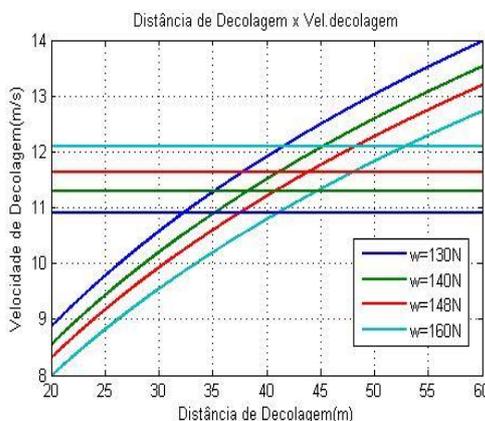


Figura 19 - Gráfico de distância de decolagem

No pouso não há tração disponível, o coeficiente de sustentação iguala-se ao da decolagem, e o efeito solo atua na força de arrasto da aeronave. A equipe seguiu a recomendação da norma (FAA, 1996) e adotou uma velocidade de aproximação de 30% maior que a velocidade de estol. Considerando o peso máximo total calculado de 148N para o projeto, o resultado do comprimento necessário para pista de pouso foi 69,72m para um valor de densidade do ar de 1.1117 (Kg/m^3), respeitando o limite estipulado pelo regulamento da competição. A Figura 13 representa o comprimento de pista de pouso necessário para os pesos em diferentes altitudes (800m, 1000m e 1300m). Dentro das especificações de peso deste projeto, 148N, a aeronave não terá problemas quanto ao pouso.

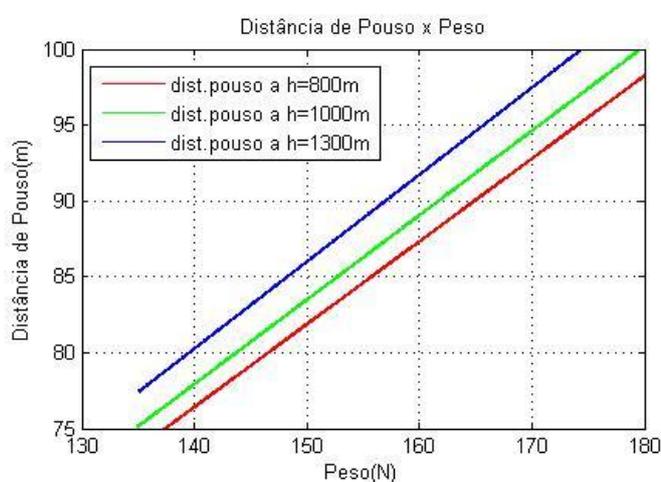


Figura 20 - Distância de pouso x peso

O projeto na área de estabilidade e controle tem por objetivo conseguir uma aeronave estável e facilmente controlada pelo piloto. O principal requisito desta análise é a margem estática pré-definida. Esta foi adotada de 10% para o projeto preliminar, a qual garante uma boa controlabilidade além de garantir a estabilidade do avião. Os dados necessários foram retirados do programa XFRL5 e XFOIL, e os cálculos foram feitos em MATLAB. O conceito de estabilidade estática vem da tendência de um sistema em recuperar sua condição de equilíbrio, dada uma perturbação. Uma aeronave pode ser estável, neutra, ou instável estaticamente. Em geral, o estudo de estabilidade é subdividido em dois grupos: longitudinal e látero-direcional, pois a hipótese de desacoplamento do movimento da aeronave nesses dois eixos é válida na maioria dos casos de estudo.

Os cálculos de estabilidade estática foram feitos através dos métodos propostos por (Anderson, 1999), calculando a contribuição da asa, empenagem horizontal, empenagem vertical e fuselagem.

Para se entender o conceito de estabilidade estática, a Figura (21) abaixo é de grande auxílio:

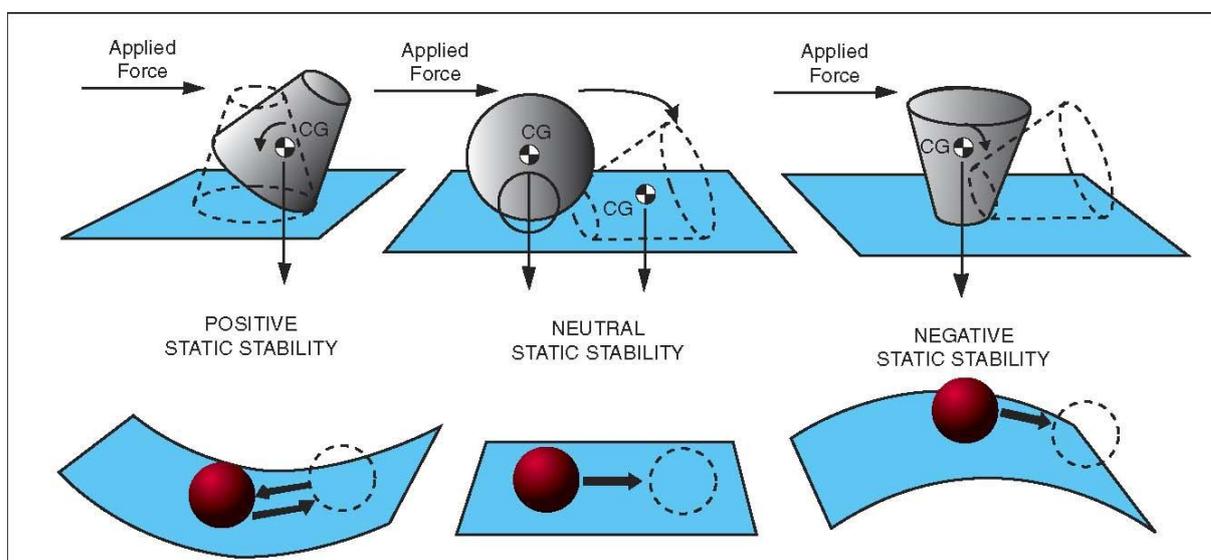


Figura 21 - Posições de equilíbrio de um balde e de uma bola

Observando a figura, os objetos que possuem estabilidade estática positiva possuem um movimento estabilizador contrário à força que o originou, fazendo o objeto retornar à sua posição original. Para objetos com uma estabilidade estática neutra, eles irão se deslocar para uma posição diferente da original, até que sua energia se dissipe. Por fim, um objeto com estabilidade estática negativa irá ganhar energia ao ser iniciado qualquer movimento, indicando sua instabilidade de movimento.

Para uma aeronave, isto ocorre quando a mesma é atingida por uma força como um comando do piloto ou uma rajada de vento. Desta forma, se a mesma for estável, ela irá retornar à posição original. Ou seja, se seu nariz for apontado para cima ou para baixo, e o comando cessar, a mesma deve voltar à posição original.

Isto pode ser traduzido no seguinte gráfico de força, representada pelo coeficiente de momento da mesma, pelo deslocamento, representado pelo ângulo de ataque, e exibido na Figura (22) a seguir:

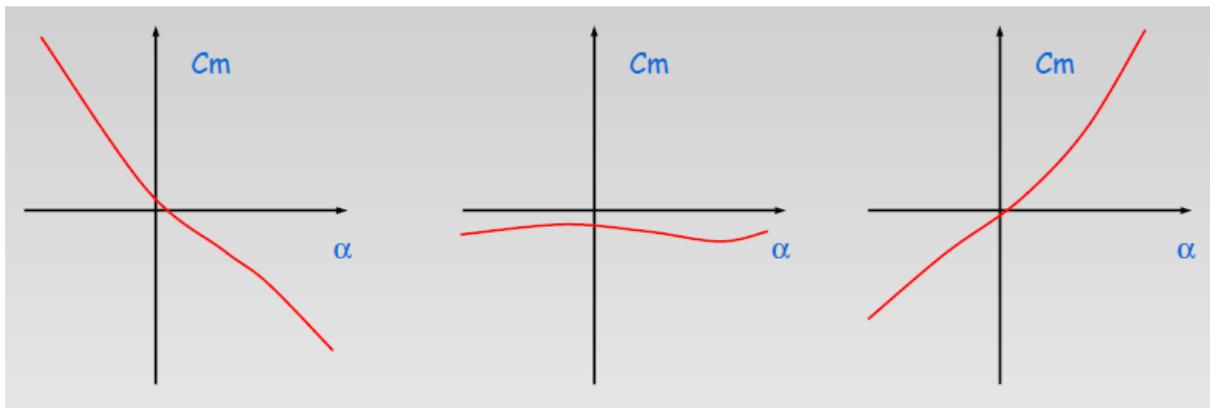


Figura 22 - Gráficos que representam uma aeronave estável, neutra e instável.

Inicialmente pode-se concluir que o avião é estável longitudinalmente, pois o coeficiente de momento para o ângulo de ataque nulo, $C_{m0a} = 0,0486$, é positivo, e a derivada do coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque, $C_{m\alpha} = -0,0078 \text{ Graus}^{-1}$ é negativo, atendendo assim os dois requisitos para a estabilidade neste eixo. A partir desta análise longitudinal, obtêm-se o seguinte gráfico da Figura 14 abaixo.

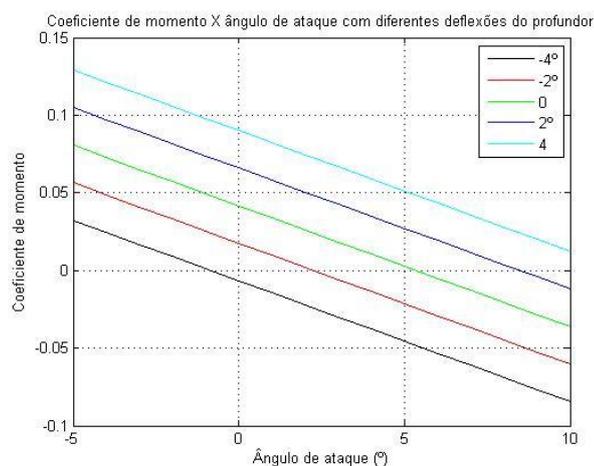


Figura 23 - Coeficiente de momento x angulo de ataque

A estabilidade estática direcional é garantida através do valor positivo do coeficiente $C_{n\beta} = 0,0037 \text{ Graus}^{-1}$, o qual é obtido com a contribuição da empenagem vertical, pois esta possui um valor também positivo, ao contrario da contribuição do conjunto asa-fuselagem.

Já para a estabilidade lateral, podemos considerar que $C_{l\beta}$ é praticamente nulo, devido a inexistência do ângulo de diedro da asa. E como a aeronave Taurus possui asa alta e o CG se encontra localizado abaixo dela, podemos considerar que isto já proporciona estabilidade ao avião.

6. Conclusão

6.1. Conclusão

O projeto Aerodesign, por si só, caracterizou um enorme aprendizado para o autor ao longo dos três anos em que participou do projeto, e este presente trabalho, sendo um compêndio da experiência adquirida e técnicas desenvolvidas, cumpriu o objetivo principal de sedimentar as bases dos conhecimentos técnicos adquiridos não só na competição, como também no curso de engenharia elétrica da Universidade Federal de Viçosa. As frentes de maior enfoque, a reiterar, projeto preliminar, conceitual, aerodinâmica e mecânica de voo foram estudadas e aprofundadas de maneira vasta, exemplificado pela aeronave projetada ao longo deste trabalho, que teve suas características projetadas, verificadas e aprovadas ao longo deste projeto. O resultado final do trabalho é uma metodologia consistente de projeto de aeronaves, capaz de analisar sensibilidades múltiplas entre parâmetros.

Desta forma, considera-se que os objetivos propostos no início deste projeto foram todos cumpridos, rendendo elevado grau de aprendizado e desperto para aprofundar os estudos em aerodinâmica, mecânica de voo, e projeto de aeronaves.

6.2. Considerações finais

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

7. Bibliografia

- Anderson, J. (1999). *Aircraft Performance and Design*. New York: McGraw-Hill.
- Barros, C. (1989). *Introdução ao Projeto de Aeronaves Leves*. Belo Horizonte: UFMG.
- Barros, C. (2000). *Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas*. Fórum SAE.
- Da Rosa, E. (2005). *Introdução ao Projeto Aeronáutico*. Florianópolis: UFSC.
- FAA, F. A. (1996). *FAR, Federal Aviation Regulations, Part 23*. USA: FAA.
- Iscold, P. H. (2002). *Introdução às cargas nas aeronaves*. Belo Horizonte: UFMG.
- Pahl, G., & Beitz, W. (2005). *Projeto na Engenharia: Fundamentos do Desenvolvimento Eficaz de Produtos. Métodos e Aplicações*. Alemanha: Blucher.
- Pullin, D. (1976). *Apostila de Aerodinâmica do Avião*. Belo Horizonte: UFMG.
- Raymer, D. (1992). *Aircraft Design - A conceptual approach*. Reston, EUA: AIAA Education Series.
- Roskam, J. (1985). *Airplane Design*. DAR Corporation.
- Roskam, J., & Lan, C. (1985). *Airplane Aerodynamics and Performance*. DAR Corporation.
- Torenbeck, E. (1981). *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft.