

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO DE ENGENHARIAS DA MOBILIDADE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

LUIZ FERNANDO DOS SANTOS SOUZA

PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE ELÉTRICA DA CATEGORIA ALE
(AERONAVE LEVE ESPORTIVA)

Joinville,

2015

LUIZ FERNANDO DOS SANTOS SOUZA

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE ELÉTRICA DA CATEGORIA
ALE (AERONAVE LEVE ESPORTIVA)**

Trabalho apresentado como requisito para obtenção de aprovação na disciplina Planejamento de TCC, no curso de Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientadora: Dr^a. Viviane Lilian Soethe

Joinville,
2015

LUIZ FERNANDO DOS SANTOS SOUZA

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE ELÉTRICA DA CATEGORIA
ALE (AERONAVE LEVE ESPORTIVA)**

Este trabalho de conclusão de curso foi julgado para obtenção do Título de Engenheiro Aeroespacial, e aprovado em sua forma final pelo Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Catarina.

Joinville, 10 de julho de 2015

Prof. Juan Pablo de Lima Costa Salazar, Dr.
Coordenador do Curso

Banca Examinadora:

Prof.^a Viviane Lilian Soethe, Dra.
Orientadora
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Rafael Galina Delatorre, Dr.
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Kleber Vieira de Paiva, Dr.
Universidade Federal de Santa Catarina

AGRADECIMENTOS

A minha mãe, Rosa e ao meu pai, Mirivaldo por tudo que sempre fizeram por mim, devo a eles toda a minha formação como pessoa.

A minha amada Vanessa que me apoiou durante todo o meu percurso e nunca deixou de acreditar em meus sonhos.

A minha amiga e orientadora, Viviane Lilian Soethe, que desde o início de minha carreira acadêmica nunca me deixou duvidar do meu potencial.

Ao amigo e conselheiro Lineu Del Ciampo pelo compartilhamento de sua experiência e pelos ensinamentos que levarei comigo por toda vida.

A professora Carolina Brandão pela oportunidade do intercâmbio na França onde pude adquirir grande parte dos conhecimentos aplicados neste trabalho.

Aos professores e servidores da UFSC/CEM. A disposição e dedicação destes profissionais durante o período de graduação foram essenciais no processo de formação de um profissional completo, o qual contempla conhecimento técnico e aspectos de responsabilidade social.

E a todos que direta ou indiretamente fizeram parte da minha formação, o meu muito obrigado.

RESUMO

Emissões de gases poluentes são uma preocupação a nível global, sendo os meios de transporte que utilizam combustíveis fósseis os maiores poluidores e o setor aeronáutico com significativa participação neste processo. Neste contexto, novas fontes de energia são alvo de pesquisas para redução dos danos ambientais relacionados aos diferentes meios de transporte. Seguindo nesta linha, o presente trabalho de conclusão de curso apresenta o projeto conceitual de uma aeronave da categoria ALE (Aeronave Leve Esportiva) com propulsão elétrica. Esta metodologia contempla as fases de projeto conceitual, a partir de uma análise comparativa entre diversos modelos de aeronaves elétricas e a combustão. Realizando um projeto preliminar da aeronave onde são apresentadas diversas considerações de projeto, finalizando com uma análise de desempenho da aeronave e uma pesquisa de campo com pessoas diretamente envolvidas no meio aeronáutico, demonstrando a viabilidade técnica de um projeto de aeronave elétrica. Tendo como principais resultados uma aeronave elétrica para duas pessoas com autonomia de aproximadamente uma hora e meia, velocidade de cruzeiro de 120 km/h e custo energético em torno de 10 reais por carga da bateria.

Palavras-Chave : Projeto de aeronaves, Propulsão Elétrica, Aeronaves Leves.

ABSTRACT

Gas pollution emissions are a global level preoccupation, being the transportation modes based on fossil fuels the most pollutants and having the aeronautical sector a significantly participation. In this context new energies sources are center of research to reduction of environmental damage linked to transportation modes. Following this line, this work show the preliminary project of an aircraft of category LSA (Light Sport Aircraft) with electric propulsion. This work includes the conceptual phase, from comparative analysis between several electric aircrafts models and combustion aircrafts. Furthermore, aircraft preliminary project where are shown several project considerations for the project and concluding with a performance analysis of the aircraft and a research field with people directly involved with the aeronautical environment, showing the technical feasibility of an electric aircraft project. The main result is an electric aircraft for two people with a range of about an hour and a half, cruise speed of 120 km/h and energy cost around 10 reais per battery charge.

Key words : Aircraft design, electric propulsion, light aircraft.

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	16
2.	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	18
2.1.	CATEGORIA DE AERONAVES LEVES ESPORTIVAS (ALE).....	18
2.2.	CARACTERÍSTICAS DE REGULAMENTAÇÃO PARA AERONAVES DA CATEGORIA ALE	20
2.3.	HISTÓRICO DE AERONAVES ELÉTRICAS E HÍBRIDAS.....	21
2.4.	DIFERENÇAS ENTRE AERONAVES ELÉTRICAS E AERONAVES CONVENCIONAIS	25
2.5.	SISTEMA PROPULSIVO DE VEÍCULOS ELÉTRICOS.....	27
3.	METODOLOGIA	29
4.	PROJETO CONCEITUAL	31
4.1.	ANÁLISE COMPARATIVA.....	31
4.2.	REQUISITOS DO PROJETO	38
4.3.	DIAGRAMA DE RESTRIÇÕES	39
4.4.	DEFINIÇÃO DA CONFIGURAÇÃO DA AERONAVE	41
5.	PROJETO PRELIMINAR	43
5.1.	PROJETO DA ASA	43
5.2.	PROJETO DA EMPENAGEM	45
5.3.	PROJETO DA FUSELAGEM.....	46
5.4.	PROJETO DO SISTEMA PROPULSOR.....	48
5.5.	PROJETO DO SISTEMA DE ENERGIA	51
6.	ANÁLISE REFINADA DO PESO E ESTIMATIVA DO CENTRO DE GRAVIDADE	53
7.	ANÁLISES DE DESEMPENHO.....	55
7.1.	CURVAS POLARES DA AERONAVE.....	55
7.2.	MODELAGEM DO CONSUMO DE ENERGIA NAS FASES DE OPERAÇÃO.....	57
7.2.1.	MANOBRAS EM SOLO	57
7.2.2.	DECOLAGEM.....	58
7.2.3.	SUBIDA.....	59
7.2.4.	VOO NIVELADO.....	60
7.2.5.	DESCIDA E POUSO.....	62
8.	EXEMPLO DE MISSÃO E AUTONOMIA ESTIMADA	63
9.	RESUMO DAS CARACTERÍSTICAS FINAIS DA AERONAVE E AVALIAÇÃO DO CUMPRIMENTO DOS REQUISITOS	65
10.	RESULTADOS DA PESQUISA DE CAMPO	67

11.	CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	72
11.1.	CONCLUSÃO	72
11.2.	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	73
	APENDICE A – MÉTODO DO ELEMENTO DE PÁ	74
	APENDICE B – QUESTIONÁRIO ELABORADO PELO AUTOR PARA PESQUISA DE CAMPO	77
	REFERÊNCIAS	79

INDICE DE FIGURAS

Figura 1 : Imagem ilustrativa do Avião Sunrise II.....	22
Figura 2 : Imagem ilustrativa da Aeronave Sunseeker.....	22
Figura 3: Imagem ilustrativa da Aeronave Electra.....	23
Figura 4: Imagem ilustrativa da Aeronave Electra One	23
Figura 5: Simulação computacional da Aeronave E-FAN desenvolvida pela Airbus	24
Figura 6: Simulação computacional da Aeronave E-FAN 2.0 projetada pela Airbus.....	24
Figura 7 Imagem ilustrativa de a) Motor rotax 912, b) Sistema elétrico da aeronave Sonex	25
Figura 8: Esquema da cadeia de eficiência de diferentes modelos propulsivos	26
Figura 9: Ilustração da cadeia de tração de um veículo elétrico.....	28
Figura 10: Etapas de desenvolvimento do projeto de aeronaves segundo Barros (2000)	29
Figura 11: Gráfico comparativo para as envergaduras das diferentes aeronaves analisadas	33
Figura 12: Gráfico comparativo da razão entre comprimento e envergadura	34
Figura 13 Gráfico comparativo para massa vazio e PMD.....	35
Figura 14: Gráfico comparativo para a relação peso/potência	36
Figura 15: Gráfico comparativo para velocidade de cruzeiro para aeronaves analisadas	37
Figura 16: Gráfico comparativo para velocidade de estol para aeronaves analisadas.....	37
Figura 17 : Diagrama de restrições	40
Figura 18 Ilustração da aeronave proposta.....	42
Figura 19 Ilustração da forma em planta da asa (unidades em milímetros).....	43
Figura 20 Polares do perfil NACA 65(2)415	45
Figura 21 Ilustração da empenagem da aeronave	46
Figura 22 Vista isométrica da fuselagem da aeronave	47
Figura 23 Planta em três vistas da aeronave.....	47
Figura 24 Curva Característica da potência do motor em função de sua rotação	49
Figura 25 Curva Característica do torque do motor em função de sua rotação.....	49
Figura 26 Captura de tela do software JAVAPROP, apresentando a entrada de dados para geração da hélice que é aplicada ao projeto.	50
Figura 27 Gráfico de tração disponível obtido através de análise no software JAVAPROP	51
Figura 28 Especificações Célula AMP20 produzida por A123 System.....	52
Figura 29: Coeficientes da componente de arrasto para aeronaves.....	56
Figura 30 Curva polar de arrasto para a aeronave em estudo.....	57
Figura 31: Curva polar da razão de subida.....	60
Figura 32 Diagrama de Potência e Tração requerida e disponível	61

Figura 33 Representação da autonomia e do alcance da aeronave para diferentes velocidades de cruzeiro.....	64
Figura 34 Resumo geral dos resultados obtidos na pesquisa de campo.	67
Figura 35 Análise detalhada das respostas relacionadas aos requisitos de projeto	69
Figura 36 Análise das respostas sobre autonomia esperada, organizada por grupos de estudo.	70
Figura 37: Ilustração da análise dos vetores de velocidade em um perfil de hélice.....	74

1. INTRODUÇÃO

Atualmente as emissões de gases poluentes são uma preocupação a nível global, sendo os meios de transporte que utilizam combustíveis fósseis os maiores poluidores. O setor aeronáutico contribui de forma significativa para o aumento da emissão de gases poluidores, aproximadamente 3,5% da emissão mundial é proveniente deste setor (DILLINGHAM, 2008).

As empresas ligadas ao transporte aéreo têm demonstrado esforços no sentido de diminuir o impacto ambiental das suas atividades. Um exemplo disso é a maior eficácia das turbinas atuais, que chega a ser 70% mais eficiente que as utilizadas nos anos 60 (GALANTE, 2007).

Outro problema enfrentado por proprietários de aeronaves e escolas de aviação é o custo de operação destes equipamentos, onde as maiores despesas recaem em processos de manutenção e aquisição de combustível. O conceito de aeronave apresentada neste trabalho pode reduzir em mais de 50% os custos de operação em comparação a aeronaves convencionais, diminuindo também a complexidade do sistema propulsor e aumentando a segurança em voo e em solo.

Atualmente é possível reduzir completamente as emissões de poluentes em certas categorias de aeronaves como as de recreação e treinamento básico, categorias que serão tratadas no presente estudo. A grande questão é que a tecnologia de veículos elétricos atuais esta em desenvolvimento, sendo assim, o projeto de um sistema como este deve possuir características de alto desempenho em todas as áreas envolvidas (HEPPERLE, 2012).

Seguindo a tendência mundial em eficiência energética e a busca por fontes de energia alternativas ao petróleo, uma aeronave a propulsão elétrica se encaixa perfeitamente no portfólio de desenvolvedores que buscam lançar no mercado produtos com alto grau de inovação tecnológica e que buscam um vasto mercado a explorar.

Unindo esta visão de mercado às demonstrações de viabilidade técnica deste tipo de produto por desenvolvedores da Europa, Estados Unidos e China, tendo em vista que no Brasil possuímos empresas que podem atuar como fornecedores de sistemas vitais para este novo segmento de mercado. A realização de um projeto como o realizado no presente trabalho se justifica devido, principalmente, a futura concorrência internacional deste mercado, que

possui como principais atrativos os fatores ambientais e também a redução dos custos de operação e manutenção devido à minimização da quantidade de componentes mecânicos aliado ao menor custo da energia elétrica quando comparado ao de combustíveis fósseis.

Sendo assim, trabalhos de pesquisa que envolvam o levantamento de dados comparativos dos produtos já existentes no mercado e ofereçam propostas alternativas às atualmente desenvolvidas são importantes para que se possa maximizar esta vertente da indústria aeronáutica em nosso país.

OBJETIVOS

Objetivo Geral

O presente trabalho de conclusão de curso apresenta como objetivo geral desenvolver a proposta de projeto de uma aeronave de pequeno porte com sistema propulsor elétrico movido a baterias, apresentando suas principais características de desempenho e as comparando a aeronaves do mercado atual.

Objetivos Específicos

- Realizar uma vasta pesquisa bibliográfica sobre as principais informações da categoria ALE;
- Fazer uma análise comparativa entre aeronaves elétricas e aeronaves convencionais existentes;
- Avaliar o mercado atual, por meio de pesquisa com público variado, de forma a identificar a aceitação de um projeto deste tipo por possíveis clientes;
- Desenvolver o projeto conceitual da aeronave com modelagem em CAD;
- Desenvolver o projeto preliminar da aeronave com estimativa das principais características de desempenho.
- Desenvolver análise de desempenho para posicionar o conceito proposto frente às aeronaves atualmente existentes no mercado.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. CATEGORIA DE AERONAVES LEVES ESPORTIVAS (ALE)

De acordo com a Organização Internacional de Aviação Civil (*International Civil Aviation Organization*, ICAO), a aviação geral compreende basicamente todos os serviços aéreos não operados por companhias aéreas, onde se define: ICAO(2009)

- *Serviços Aéreos* – Uma operação onde a aeronave é utilizada para serviços especializados como: agricultura, construção, fotografia, observação e patrulhamento, procura e resgate, propaganda aérea, etc.
- *Operações de Transportes Aéreos Comerciais* – Uma operação onde a aeronave é utilizada para transporte de passageiros, cargas ou correio por remuneração ou contratação.
- *Operações de Aviação Geral* – Uma operação onde a aeronave é utilizada para transporte aéreo comercial ou operações de trabalhos aéreos.

Dentro da categoria de aviação geral, existem outras subcategorias, dentre elas as aeronaves experimentais que podem ser utilizadas para lazer, recreação ou transporte pessoal. Dentro desta categoria se incluem atualmente, as aeronaves históricas, réplicas ou restauração, de exibição, planadores, de construção amadora e, agora, as aeronaves leves esportivas (ALE, em inglês LSA – *Light Sport Aircraft*).

No Brasil para que uma aeronave seja certificada como ALE, ela precisa ter sido projetada, ensaiada e aprovada de acordo com as normas consensuais ASTM F2245 e também garantir conformidade com a FAR 23 nos EUA, com RBAC23 no Brasil ou com CS-VLA na Europa, dependendo da região desejada para certificação (ANAC, 2011).

O número de aeronaves leves cresce ano a ano no mercado brasileiro, multiplicam-se os encontros de aviadores e a indústria aeronáutica leve evolui em ritmo acelerado. Novos materiais, projetos de otimização aerodinâmica e estrutural, sistemas embarcados de alta tecnologia, técnicas de construção aprimoradas tornaram as aeronaves leves cada vez mais potentes, seguras e econômicas.

Devido a esta rápida evolução, veio à tona uma importante questão no setor aeronáutico: a desatualização da legislação. Os avanços tecnológicos permitiram o acesso à aeronaves com um desempenho superior à pilotos sem preparo adequado, expondo assim o tráfego aéreo comercial a potenciais riscos. Dessa necessidade surgiram os primeiros estudos para a implementação da categoria ALE nos Estados Unidos em meados dos anos 2000 (LANZA, 2014).

Existem ainda, duas subdivisões dentro da categoria ALE, onde se tem o ALE Especial que é a aeronave entregue totalmente pronta ao operador, e que pode ser utilizada para atividades remuneradas e a ALE Experimental, onde as aeronaves deste tipo podem ser construídas por amadores, sendo que um conjunto é fornecido pelo fabricante. Para que exista a aprovação de comercialização do conjunto, o fabricante deve ter pelo menos uma aeronave do modelo certificada como ALE Especial.

O processo de certificação para esta classe de aeronaves é realizado utilizando normas consensuais específicas emitidas pela ASTM (*American Society for Testing and Materials*) que fornece uma base legal para a produção e comercialização seriada desse tipo de aeronave, permitindo assim com que os fabricantes possam pedir a emissão da Declaração de Conformidade, sem a necessidade de se submeter à aprovação da FAA (*Federal Aviation Administration*), economizando assim tempo e dinheiro em relação ao processo de certificação convencional (BARROS, 2013).

Como existe uma diferença, principalmente quanto à definição do peso máximo de decolagem (PMD), entre as normas ASTM e a norma Americana, no Brasil houve um período de transição. Após dezembro de 2014, toda e qualquer aeronave cujo PMD fosse maior que 600 kg é tratada como Aeronave de Construção Amadora (a não ser que seja homologada definitivamente com base no RBAC 23) sendo operada por pilotos com carteira de Piloto Privado, no mínimo.

Para as aeronaves elegíveis ALE (PMD máximo de 600 kg) e que já vinham sendo produzidas no Brasil no início do período de transição, essa extensão irá até dezembro de 2016. Após esse prazo, a empresa deverá ter comprovado o cumprimento pleno dos requisitos de projeto, fabricação e qualidade previstos nas normas ASTM e dos requisitos do RBAC 21 com documentação pertinente, além de ter sido aprovada nas auditorias da ANAC (Agencia Nacional Aviação Civil) para aeronaves entregues no Brasil, e do FAA – para aeronaves a serem exportadas para os EUA.

A comunidade aeronáutica brasileira parece entender que a implantação do ALE é justificável e altamente positiva, pois promoverá a viabilidade econômica de novos projetos, o

aumento da segurança de voo e operacional, o acesso a novas tecnologias (embarcadas, de voo e operação) e a legalização da categoria (LANZA, 2014).

2.2. CARACTERÍSTICAS DE REGULAMENTAÇÃO PARA AERONAVES DA CATEGORIA ALE

Em projetos aeronáuticos o processo de certificação exerce grande influencia em todas as fases que o precedem. A certificação é um importante processo de avaliação da aeronave (ou componentes) que permite assegurar que esta possua as características mínimas necessárias para o uso seguro e o tipo de operação pretendida. Este processo implica em uma série de requisitos que devem ser levados em consideração, iniciando juntamente com a concepção da aeronave, pois um erro nesta etapa pode custar à perda de uma quantidade expressiva do investimento.

Na sequencia são listados os principais requisitos para se obter a certificação de uma aeronave, sendo que a regulamentação base a ser utilizada para o projeto utiliza os seguintes documentos:

- ANAC – RBAC01
- FAA – FAR23
- JAR VLA
- CS-VLA: Certification Specification for Very Light Aeroplanes
- ASTM F2245: Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane
- CASA 95.32 e 95.55: Civil Aviation Safety Authority

Todos os documentos são semelhantes, sendo assim, quando forem citados os requisitos de regulamentação subentende-se que há um acordo entre as regulamentações, caso contrário será especificado durante o presente trabalho. A ANAC possui sua regulamentação baseada na FAA – FAR23, e em 2011 o órgão brasileiro realizou atualizações que devem ser respeitadas obrigatoriamente por aeronaves fabricadas a partir de 2014. A lista abaixo apresenta um resumo das principais características das normas apresentadas por diversos órgãos regulamentadores mundiais para aeronaves ALE:

- Peso máximo de decolagem menor ou igual a: 750 kg (Jar-VLA, CS-VLA, ASTM F2245) ; 600 kg para aeronave a ser operada a partir do solo apenas; ou 650Kg para aeronave a ser operada a partir da água. (CASA 95.32, RBAC01)

- Velocidade máxima em voo nivelado com potência máxima contínua (VH) menor ou igual a 120 knots CAS (222km/h), sob condições atmosféricas padrão ao nível do mar.
- Velocidade nunca exceder (VNE) menor ou igual a 120 kt CAS (222 km/h) para um planador.
- Velocidade de estol (ou velocidade mínima em voo estabilizado), sem o uso de dispositivos de hiper-sustentação em condições atmosféricas padrão ao nível do mar. (VS1), menor ou igual a 45 knots CAS (83 km/h) no peso máximo de decolagem certificado e centro de gravidade mais crítico.
- Razão de subida maior que 2m/s.
- Assentos para não mais do que duas pessoas, incluindo o piloto.
- Um único motor, alternativo, caso a aeronave seja motorizada.
- Uma hélice de passo fixo, ou ajustável I no solo, caso a aeronave seja motorizada, mas não seja um motoplanador.
- Uma cabine não pressurizada, caso a aeronave tenha uma cabine.
- Trem de pouso fixo, exceto para aeronave a ser operada a partir da água ou planador.
- Trem de pouso fixo ou retrátil, ou um casco, para aeronave a ser operada a partir da água.

2.3. HISTÓRICO DE AERONAVES ELÉTRICAS E HÍBRIDAS

Uma aeronave que possua sua propulsão oriunda de um motor elétrico que seja alimentado por células combustível, células solares ou baterias, ao invés de combustíveis fósseis pode ser configurada como aeronave elétrica. Este tipo de aeronave já vem sendo pesquisada desde a década de 60 (NOTH, 2008).

Durante a década de 60 inúmeros projetos de aeronaves elétricas foram desenvolvidas, principalmente aeronaves utilizando painéis solares. Em novembro de 1974, a aeronave rádio controlada *Sunrise I* fez seu primeiro voo utilizando apenas a energia proveniente das placas solares. Nos anos seguintes vários projetos foram realizados, incentivados cada vez mais por meio de desafios promovidos pelos governos americano e europeu. Na Figura 1 é possível observar uma imagem ilustrativa da aeronave *Sunrise II* em um destes desafios.

Figura 1 : Imagem ilustrativa do Avião Sunrise II



Fonte: Noth (2008).

Por volta dos anos 90 uma vasta gama de aeronaves movidas a energia solar já haviam sido desenvolvidas, sendo que um marco importante refere-se ao momento em que aeronave Sunseeker , que pode ser vista na Figura 2, atravessou os Estados Unidos da América em 21 voos, contabilizando 121 horas totais no ar.

Figura 2 : Imagem ilustrativa da Aeronave Sunseeker



Fonte: Noth (2008).

A primeira aeronave elétrica que fez uso apenas de baterias, realizou seu primeiro voo em 2007. Projetada e construída pela empresa ELECTRAVIA, a aeronave Electra, apresentada na Figura 3, equipada com um motor elétrico de 26 HP e 47 quilos de baterias de lithium-polímero sobrevoou 48 milhas náuticas. Este voo foi um marco devido ao fato desta aeronave não possuir características de planador (ELECTRAVIA, 2014).

Figura 3: Imagem ilustrativa da Aeronave Electra



Fonte: ELECTRAVIA (2014)

A partir de 2007 diversas outras fabricantes de pequenas aeronaves lançaram no mercado suas aeronaves puramente elétricas. Uma aeronave de destaque é a Electra One, apresentada na Figura 4, desenvolvida pela PC Aero que possui autonomia de três horas de voo.

Figura 4: Imagem ilustrativa da Aeronave Electra One



Fonte: PC-AERO (2014)

Como podemos verificar na Figura 4, a aeronave Electra One possui linhas aerodinâmicas que aumentam seu desempenho em voo, assim como um sistema de trem de pouso com peso reduzido, possuindo apenas uma roda como trem principal. A estabilidade lateral em solo desta aeronave é dada por duas outras pequenas rodas que se encontram no meio da asa (PC-AERO, 2014).

Na Europa, a empresa Airbus também possui um programa de desenvolvimento de uma aeronave elétrica, dando origem ao E-FAN ilustrado na Figura 5, que fez seu primeiro voo na França em março de 2014. Esta aeronave possui capacidade de carga apenas para o

piloto, porém a empresa já afirmou que este é o protótipo para o E-FAN 2.0, que terá capacidade para dois tripulantes, apresentado na Figura 6, e em seguida uma versão para quatro tripulantes e que será lançada na configuração híbrida, ou seja, um pequeno motor será montado dentro da aeronave para realimentar as baterias (THE HIGH FLYER, 2014)

Figura 5: Simulação computacional da Aeronave E-FAN desenvolvida pela Airbus



Fonte: THE HIGH FLYER (2014)

Figura 6: Simulação computacional da Aeronave E-FAN 2.0 projetada pela Airbus



Fonte: THE HIGH FLYER (2014)

No Brasil, a Itaipu Binacional (2014) através de seu programa de veículos elétricos, firmou parceria com a empresa ACS-Aviation para o desenvolvimento da aeronave elétrica para dois passageiros. Este projeto baseia-se na aeronave ACS 100 Sora, desenvolvida pela ACS Aviation. O conceito utiliza estrutura leve e a aerodinâmica refinada da aeronave ACS 100 Sora, juntamente com o sistema de propulsão elétrico e o banco de baterias desenvolvido pela Itaipu para fazer a primeira aeronave elétrica brasileira a voar. (ITAIPU BINACIONAL, 2014)

O programa de veículos elétricos da Itaipu (ITAIPU BINACIONAL, 2014), conta principalmente com veículos terrestres elétricos, e esta adaptação mostra que todo o

conhecimento adquirido até o momento pode ser utilizado para a fabricação de sistemas capazes de viabilizar também aeronaves elétricas.

2.4. DIFERENÇAS ENTRE AERONAVES ELÉTRICAS E AERONAVES CONVENCIONAIS

Externamente uma aeronave elétrica não possui grandes diferenças em relação a uma aeronave convencional, mas internamente, principalmente nos sistemas de armazenamento de combustível e no sistema de propulsão, estão as principais diferenças. A Figura 7a apresenta um sistema propulsivo convencional e um sistema propulsivo elétrico. Podemos verificar a diferença em termos da complexidade e tamanho entre os dois sistemas. Na Figura 7b pode-se observar que o motor elétrico é apenas o cilindro vermelho, a caixa preta é o sistema de controle e acoplado a um banco de baterias.

Figura 7 Imagem ilustrativa de a) Motor rotax 912, b) Sistema elétrico da aeronave Sonex



Fonte: GIZMODO (2014)

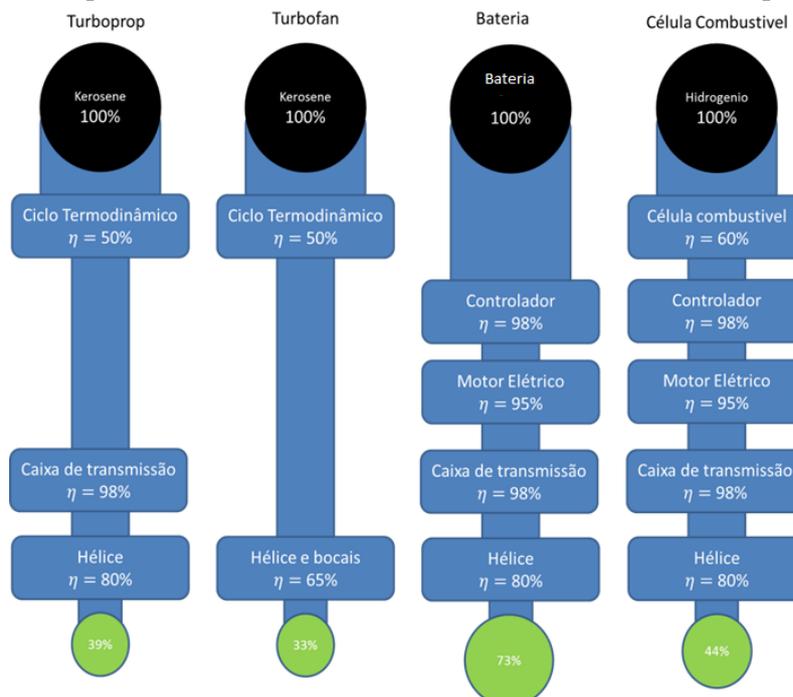
Os motores a combustão atuais são equipamentos de uma complexidade considerável, sendo que, devido ao seu funcionamento através da combustão do combustível líquido, um sistema de refrigeração é fundamental para garantir a integridade do bloco do motor. Na maioria dos casos não é possível fazer a refrigeração apenas com o escoamento proveniente do movimento da aeronave, ou seja, um sistema de refrigeração a água necessita ser empregado adicionando complexidade para manutenção e aumentando o peso final do sistema (SRILATHA 2012).

Outra questão primordial para o projeto da aeronave relaciona-se à vibração gerada pelo motor tornando necessário o desenvolvimento de uma estrutura mais rígida. Motores a

combustão, devido a seu princípio de funcionamento geram níveis de vibração superiores aos de motores elétricos. O projeto estrutural de uma aeronave elétrica pode levar em conta esse fator, menores níveis de vibração, para reduzir o peso de sua estrutura sem perder em eficiência estrutural (SRILATHA 2012).

De um ponto de vista energético, podemos analisar as eficiências ligadas aos diferentes tipos de propulsão, como Turboprop, Turbofan, elétrico e híbrido, tendo assim, uma visão geral da eficiência de cada sistema. De acordo com a Figura 8, pode-se observar que um sistema puramente elétrico proporciona melhor aproveitamento da energia disponível. Porém, os sistemas Turboprop e Turbofan são os mais utilizados atualmente devido ao fato de os combustíveis de aviação possuírem uma energia específica muito superior aos que a tecnologia atual de baterias conseguem armazenar, proporcionando, apesar de uma baixa eficiência, uma potência suficiente para aeronaves muito grandes.

Figura 8: Esquema da cadeia de eficiência de diferentes modelos propulsivos



Fonte: Hepperle (2012).

As aeronaves movidas à propulsão elétrica com armazenamento de energia baseado em baterias possuem como principais componentes:

- Motor elétrico;
- Controlador de potência;

- Baterias para armazenamento da energia.

Esta combinação de sistemas fornece várias vantagens se comparado as aeronaves que utilizam propulsão baseada em motores à combustão. Algumas destas vantagens segundo Srilatha (2012) são:

- Menor peso (20 kg para os motores elétricos se comparado a 180 kg para motores a combustão);
- Maior potência por unidade de peso;
- Maior eficiência na conversão da energia (90-95% motores elétricos, 20-25% motores a combustão);
- Menor ruído;
- Menores níveis de vibração;
- Alta confiabilidade e segurança;
- Baixo custo de operação (\$5-\$10/h motores elétricos, comparado a \$35-\$50 motores a combustão);
- Menores níveis de poluição.

Todas estas características demonstram que um sistema propulsivo elétrico pode aumentar as características de conforto em voo e também reduzir os custos de operação de uma aeronave leve.

2.5. SISTEMA PROPULSIVO DE VEÍCULOS ELÉTRICOS

Nos últimos anos diversos conceitos de veículos elétricos vêm sendo desenvolvidos em todo o mundo, desde bicicletas, passando por motos, carros, ônibus, trens e até mesmo aeronaves. Na grande maioria é possível identificar semelhanças entre estes projetos, no quesito sistema de propulsão e sistema de suprimento de energia.

Basicamente o sistema propulsivo de veículos elétricos é composto por um motor elétrico que é na maioria das vezes acoplado diretamente ao eixo onde se deseja entregar trabalho, visando a não utilização de uma caixa de redução, possibilitando assim uma diminuição do peso total da aeronave.

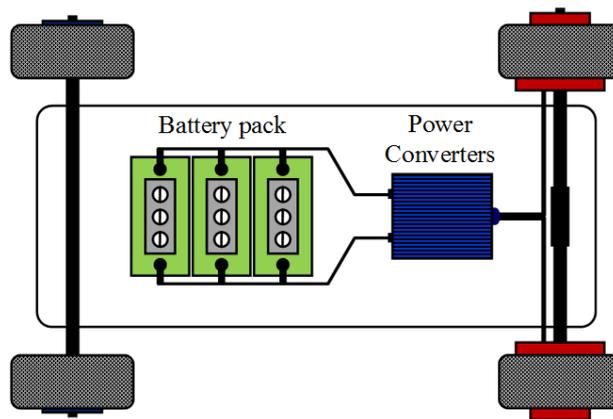
Os motores DC de ímãs permanentes são especialmente conhecidos pela sua elevada eficiência e elevada relação potência/volume, sendo assim comumente utilizados em veículos elétricos. A elevada relação potência/volume é consequência da presença de ímãs permanentes no motor, o que resulta numa diminuição significativa de volume e de peso. A utilização de ímãs permanentes afasta a necessidade de fornecer energia ao motor para produzir pólos magnéticos. Desta forma, estes motores atingem maiores eficiências do que os motores DC convencionais, motores de indução e motores de relutância comutada (FITZGERALD; KINGSLEY JUNIOR; UMANS, 2006).

Adicionalmente é necessário o uso de uma unidade de controle de motor, a qual será responsável pelo gerenciamento de energia fornecida ao motor e por transformar as ações do controlador (piloto) em informações que servirão para o correto acionamento do motor (SOYLU, 2011).

Por fim, o elemento que traz a maior complexidade em termos de aumento de desempenho é a fonte de energia, que devido a sua baixa densidade de energia quando comparada a de combustíveis líquidos faz o desenvolvimento de veículos desta natureza um processo custoso de alta complexidade (SOYLU, 2011).

Desta forma podemos ilustrar a partir da Figura 9 a cadeia de tração de um veículo elétrico.

Figura 9: Ilustração da cadeia de tração de um veículo elétrico
Brushless
in-wheel Motor



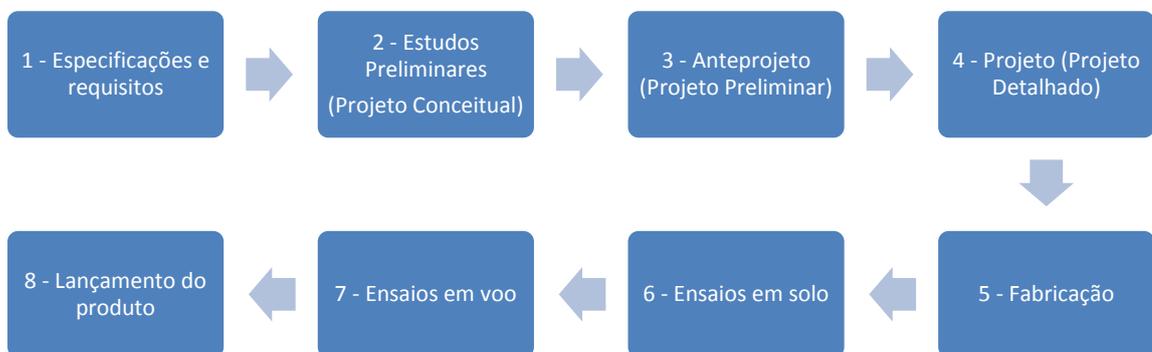
Fonte: (SOYLU, 2011)

3. METODOLOGIA

Para o desenvolvimento do presente Trabalho de Conclusão de Curso foi utilizada uma metodologia de projeto baseada nas quatro principais metodologias apresentadas pelos autores: Torenbeek, Roskan, Raymer, Vandaele. Estas foram estudadas e comparadas por Barros (2001) resultando em uma proposta de uma nova metodologia especificamente para desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas.

Utilizou-se então parte da metodologia de projeto proposta por Barros (2001), a qual é ilustrada na Figura 10, onde é apresentada de forma sequenciada as fases de projeto de uma aeronave. Este método prevê a documentação minuciosa das informações de engenharia, como cálculos e análises de desempenho, sendo de extrema importância para a rastreabilidade do projeto e também favorecendo o processo de homologação da aeronave.

Figura 10: Etapas de desenvolvimento do projeto de aeronaves segundo Barros (2001)



Fonte: Barros (2001)

No presente Trabalho de Conclusão de Curso não foram desenvolvidas todas as etapas, devido a limitações de recursos e tempo, sendo que as etapas efetivamente realizadas foram as etapas 1 e 2, assim como parte da etapa 3 apresentada na Figura 10. Para o desenvolvimento da etapa 1 foi realizada uma extensa revisão bibliográfica com a finalidade de contextualizar o assunto estudado, pesquisando-se projetos semelhantes aos existentes ao redor do mundo permitindo a definição de requisitos alcançáveis com a tecnologia disponível atualmente.

Na sequência foi realizada a etapa 2 , Projeto Conceitual, a partir da elaboração da análise de mercado, baseada em uma tabela comparativa com os principais parâmetros de aeronaves elétricas já produzidas e de aeronaves convencionais que possuíam a mesma finalidade do projeto proposto neste trabalho. Este levantamento contou com informações geométricas e de desempenho das aeronaves possibilitando o melhor conhecimento do estado da arte da tecnologia atualmente existente. Os principais aspectos analisados para a construção da análise comparativa foram levantados através de pesquisa em catálogos dos fabricantes das aeronaves selecionadas.

Através da análise detalhada dos dados coletados na tabela comparativa, foi possível a definição dos pré-requisitos da aeronave proposta, garantindo assim que o novo projeto fosse factível desde o início. Com os dados coletados foi possível finalizar a etapa 2, Estudos Preliminares, com a delimitação do protótipo.

Na sequência o Projeto Preliminar (Etapa 3) visou apresentar os principais sistemas para a elaboração de uma aeronave deste tipo bem como o dimensionamento aerodinâmico da mesma. No âmbito do projeto aerodinâmico foram apresentadas a escolha dos perfis aerodinâmicos, a definição da geometria da asa e a definição da geometria da fuselagem.

Por fim, um estudo de desempenho do conjunto como um todo é apresentado, de forma a validar o projeto e definir seus limites de operação.

Para a verificação da viabilidade do projeto, uma pesquisa de mercado foi realizada levantando o interesse de possíveis compradores e de pessoas envolvidas no meio aeronáutico para validar a importância de um projeto como este e também verificar o nível de satisfação dos entrevistados com a aeronave proposta.

4. PROJETO CONCEITUAL

4.1. ANÁLISE COMPARATIVA

Um projeto de um novo produto possui maiores chances de sucesso quando se tem um bom conhecimento do estado da arte da tecnologia empregada, desta forma vários erros podem ser evitados e o caminho até o lançamento no mercado pode ser mais curto. Um projeto de aeronave não é diferente, como ensaios em voo e testes em túneis de vento costumam ser de alto custo e levam certo tempo para serem elaborados e realizados, o conhecimento das características de aeronaves já presentes no mercado, que possuem certificação e uma boa aceitação do público, se torna de grande importância, pois diminui os riscos durante o desenvolvimento. Porém estas informações não devem inibir inovações, mas sim direcioná-las para que se possa aumentar as chances de sucesso (BARROS, 2001).

Seguindo este raciocínio, uma pesquisa de mercado foi realizada, listando primeiramente várias aeronaves com propulsão elétrica já presentes no mercado, com seus respectivos nomes comerciais, e em seguida as principais aeronaves convencionais da categoria ALE. Dentro desta lista podem ser observados itens relacionados às características geométricas e de desempenho, como pode ser observado na Tabela 1, para as aeronaves elétricas.

Tabela 1 : Comparativo entre aeronaves elétricas

	Fabricante	GreenWing	EADS	Lange Aviation	Lange Aviation	Pipstrel	Electraflyer	Electraflyer	Electraflyer	Electraflyer X	PCAero	Eurosport aircraft	PCAero
	Nome	GreenWing E430	E-FAN EADS	Arcus E	Antares 20E	Taurus Electro	Electraflyer ULS	Electraflyer C	Electraflyer X	Electra One	Crossover	Electra two standard	
Envergadura	m	13,8	9,5	20	20	14,97	11,28	13,9	15	8,6	9,6	14	
Comprimento total	m	6,98	6,67	8,73	7,4	7,27	6	6,5	7	6,5	6,9	7	
numero de assentos		2	2	2	1	2	1	1	2	1	2	2	
Massa vazio	kg	302	350	610	460	306	110	172	350	200	307	300	
MTOW	kg	472	550	810	660	450	240	283	550	300	600	472	
Velocidade de cruzeiro	km/h	95	169	115	115	120	65	112	130	160	200	140	
Vel estol c/ flapes	km/h	65	70	70	73	63	40,63	65	55	70	70	70	
Autonomia	horas		1				2	1,5	3	3		5	
Potencia	HP	64	80	56,32	57	53,64	20	18	50	21,46	80	40	
Peso/Potencia	lb/HP	16,23	15,13	31,64	25,47	18,46	26,40	34,59	24,20	30,75	16,50	25,96	

Fonte: O Autor

As mesmas informações foram levantadas para algumas aeronaves convencionais, esta pesquisa foi restrita a aeronaves que atendam as especificações de uma aeronave da categoria ALE. Também foi levado em consideração, para a escolha das aeronaves a serem analisadas, sua posição no mercado, ou seja, foi dada preferencia as aeronaves que apresentam grande aceitação no mercado. Com isto podemos delimitar o espaço de estudo e incorporar um pouco das necessidades dos clientes, pressupondo que as aeronaves mais vendidas são as que satisfazem melhor os clientes finais.

Tabela 2 : Comparativo entre aeronaves convencionais

	Fabricante	Flight Design	Legend	Remos	Tecnam	Carbon Cub Crafters	Evektor	Evektor	Sting	Paradise aircraft	Icon	Pipstrel
	Nome	CTLS Club	Legend Cub	Remos GX	P2008	Carbon Cub SS	Harmony LSA	EuroStar SL+	TL-2000 Sting	Paradise USA P1	Icon A5	Virus UL
Envergadura		8,53	10,67	9,3	9	10,36	9,25	8,15	9,11	9,44	10,36	12,46
Comprimento total		6,4	6,86	6,48	6,97	7	6,11	5,98	6,19	6,24	7,01	6,5
numero de assentos		2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
Massa vazio		330	371	320	367	406	311	288	285	370	408	284
MTOW		600	600	599	600	600	600	472,5	600	600	686,4	450
Velocidade de cruzeiro		212	174	198	219	162	212	200	214	209	182	225
Vel estol c/ flapes		72	51,5	71	70	51,5	74	65	63	64	83	62
Autonomia			3,5	6		4			5			5,7
Potencia		90	100	115	180	100	100	95	100	80	80	80
Peso/Potencia		14,67	13,20	11,46	7,33	13,20	13,20	10,94	13,20	16,50	18,88	12,38

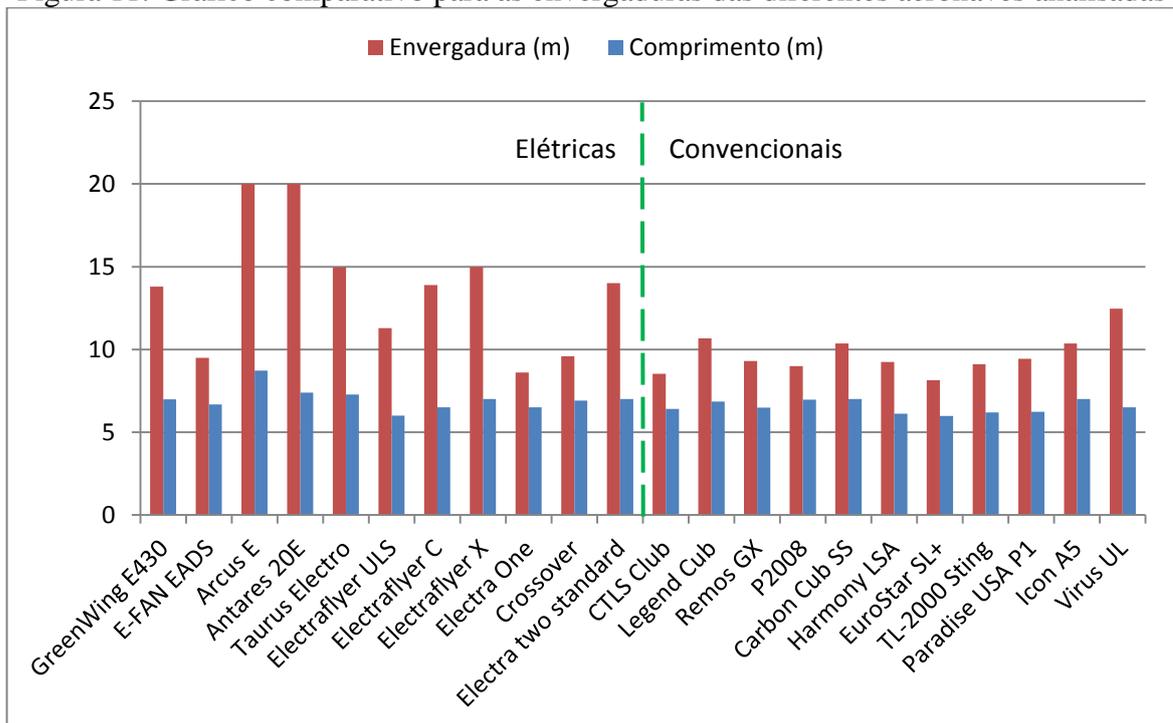
Fonte: O Autor

A partir destas informações podemos gerar gráficos das principais características para realizar a comparação entre as aeronaves elétricas e também destas com as convencionais.

Primeiramente, podemos avaliar as características geométricas, tendo como foco os parâmetros envergadura e comprimento total (Figura 11). Estas duas informações darão uma visão geral do porte das aeronaves estudadas e também das características aerodinâmicas das mesmas. Em termos de envergadura, podemos notar que as aeronaves elétricas possuem a tendência de apresentarem valores superiores às aeronaves à combustão, o que ocorre devido à busca de uma alta eficiência aerodinâmica para compensar a baixa potência do sistema propulsivo levando a aeronave a ter cada vez mais características de um planador, porém cada vez mais as aeronaves elétricas estão sendo projetados com envergadura próxima a 10 metros.

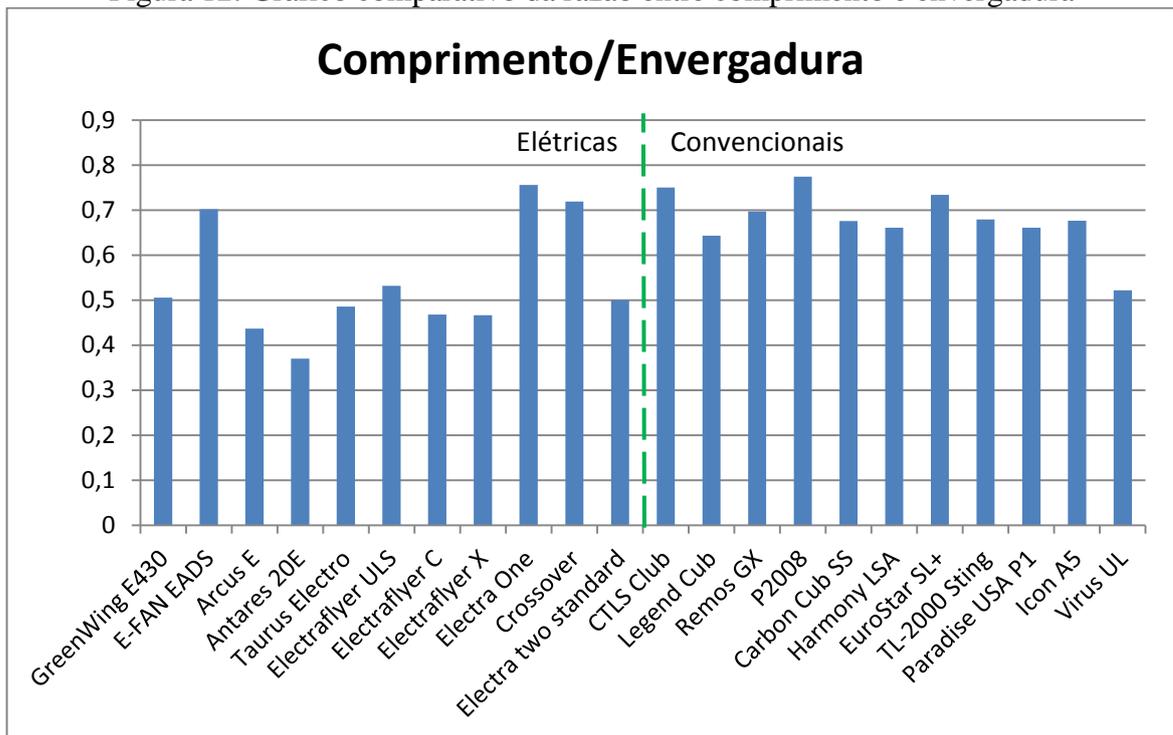
O comprimento total não varia significativamente entre as aeronaves analisadas, porém a razão entre o comprimento total e a envergadura é um parâmetro de projeto importante que podemos avaliar na Figura 12. Este parâmetro gira em torno de 0,5 para aeronaves elétricas e 0,7 para aeronaves a combustão. Com isto, podemos, após definir a envergadura, ter uma primeira estimativa do comprimento da aeronave.

Figura 11: Gráfico comparativo para as envergaduras das diferentes aeronaves analisadas



(Fonte: O Autor)

Figura 12: Gráfico comparativo da razão entre comprimento e envergadura



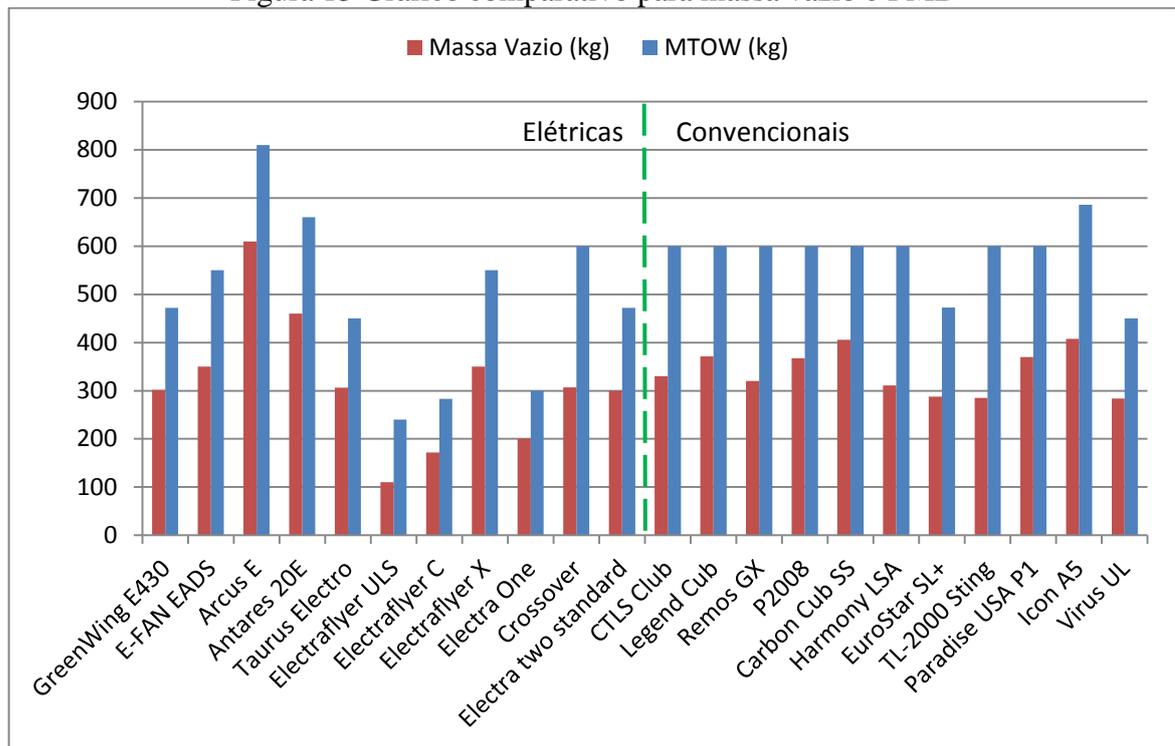
(Fonte: O Autor)

Em seguida analisamos as características de massa das aeronaves, estudando sua massa máxima de decolagem (PMD) e sua massa vazia. Colocando ambas no mesmo gráfico podemos verificar quanto à massa vazia é representativa em relação à massa total de decolagem, isto nos permitiu observar a eficiência estrutural das aeronaves.

Podemos observar na Figura 13 uma grande variação de massa para as aeronaves elétricas, isso se deve principalmente ao fato de ser uma tecnologia nova e cada fabricante estar desenvolvendo, na maioria dos casos, seus próprios sistemas, sendo assim pouco comum a utilização de componentes semelhantes entre as aeronaves. Além disso, a tecnologia de baterias também é variável o que promove alterações em termos de eficiência e de energia disponível por massa. É interessante também observar que as aeronaves elétricas mais leves possuem a capacidade de carregar apenas o piloto (Antares 20E, Electraflyer ULS, Electraflyer C, Electra One).

Dentre as aeronaves convencionais temos uma constante de massa na faixa dos 600 kg que é a limitação imposta pela regulamentação. Comparando os dois tipos de aeronaves, podemos observar que as elétricas de uma forma geral são um pouco mais leves que as convencionais, porém permanecem com valores próximos.

Figura 13 Gráfico comparativo para massa vazio e PMD

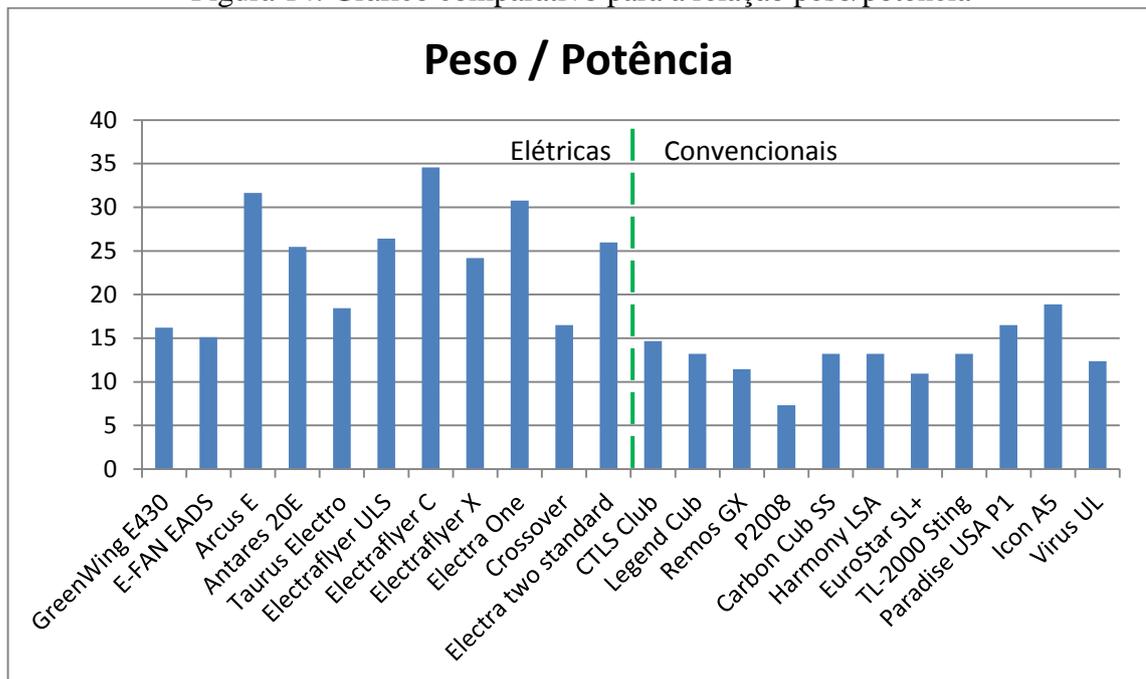


(Fonte: O Autor)

Uma relação importante a ser analisada é o peso/potência, sendo que este parâmetro representa o quanto de peso uma aeronave transporta por unidade de potência.

Na Figura 14 é evidente que em sua maioria as aeronaves elétricas possuem uma relação peso/potência mais elevada que as aeronaves convencionais. Isto se dá pelo fato de que os motores elétricos empregados não apresentam potência tão elevada, exigindo assim curvas muito mais aerodinâmicas para que a aeronave possa manter bom desempenho. Esta informação é de suma importância, pois nos permite ter uma estimativa da potência necessária de acordo com o peso esperado para a aeronave. A baixa relação peso/potência das aeronaves convencionais permite com que elas possuam características de voo mais agressivas, como por exemplo, uma maior razão de subida ou uma maior capacidade de aceleração.

Figura 14: Gráfico comparativo para a relação peso/potência

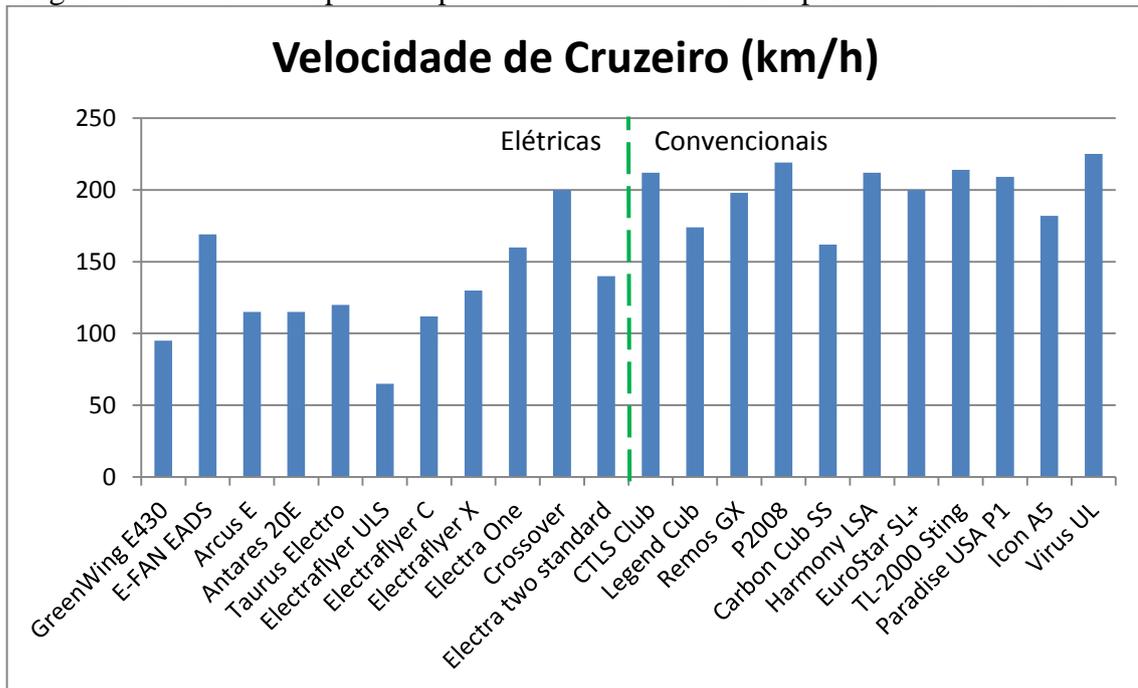


(Fonte: O Autor)

Duas características de desempenho muito importantes são a velocidade de cruzeiro e também a velocidade de estol. A velocidade de cruzeiro traz informações técnicas da aeronave, mas também informações sobre os clientes, ou seja, podemos saber quais são os intervalos destas velocidades que são mais aceitos no mercado para este tipo de aeronave.

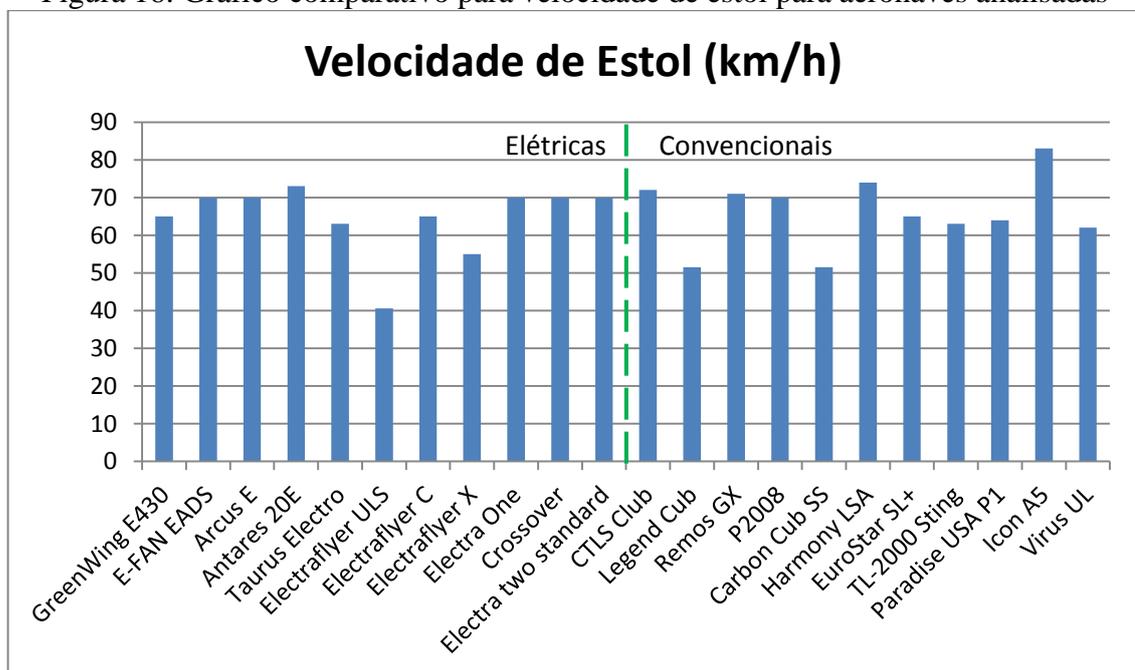
Em relação à velocidade de cruzeiro, podemos notar através da Figura 15 que as aeronaves convencionais mantêm este parâmetro acima de 150 km/h enquanto que poucas aeronaves elétricas atingem este valor, nos dando assim um bom parâmetro de competitividade acoplado a um aumento do grau de dificuldade para o projeto de aeronaves elétricas. Quanto à velocidade de estol, apresentado na Figura 16, temos que todas as aeronaves possuem valores em torno de 70 km/h, isto deve-se principalmente ao fato de que as normas exigem que esta velocidade seja menor que 83 km/h.

Figura 15: Gráfico comparativo para velocidade de cruzeiro para aeronaves analisadas



(Fonte: O Autor)

Figura 16: Gráfico comparativo para velocidade de estol para aeronaves analisadas



(Fonte: O Autor)

Após as análises é possível determinar os limites do projeto, ou seja, os valores máximos e mínimos aos quais podemos adotar inicialmente para que a aeronave tenha um bom rendimento mesmo em etapa inicial de projeto, minimizando assim o número de

iterações necessárias para se atingir um projeto ótimo. A Tabela 3 apresenta as médias dos parâmetros avaliados durante a análise comparativa.

Tabela 3 Resultado dos valores médios das características estudadas para aeronaves elétricas e convencionais

		Media Elétricos	Media Convencionais	Media Geral
Envergadura	m	13,9	9,3	10,36
Comprimento total	m	6,98	6,48	6,765
numero de assentos		2	2	2
Massa vazio	kg	306	330	315,5
MTOW	kg	472	600	599,5
Velocidade de cruzeiro	km/h	120	209	171,5
Vel estol c/ flapes	km/h	70	65	67,5
Autonomia	horas	2,5	5	3,5
Potencia	HP	53,64	100	80
Peso/Potencia	lb/HP	25,47	13,20	16,36
Com./Envergadura		0,5	0,676641	0,660779

(O Autor)

Os valores médios apresentados na Tabela 3 são de suma importância para a escolha dos valores iniciais para o projeto da aeronave, desta forma a primeira aproximação da configuração da aeronave esta dentro do espaço de soluções das aeronaves já em funcionamento, resultando em um caminho mais curto para que o projetista possa convergir em direção a aeronave mais indicada para o caso em estudo.

4.2. REQUISITOS DO PROJETO

Unindo as informações obtidas através da análise comparativa, seção 4.1, juntamente com as informações da regulamentação para certificação de aeronaves leves esportivas, apresentada na Seção 2.2, temos os principais requisitos do projeto e podemos definir as prioridades para iniciar a fase de projeto conceitual.

A Tabela 4 apresenta de forma resumida os principais limites estabelecidos para o projeto, sendo estes classificados também como requisitos funcionais, dados estes que resultaram das análises comparativas entre as aeronaves analisadas.

Tabela 4 Resumo dos limites de projeto para a aeronave proposta

Parâmetro	Restrição	SI	Americano
Envergadura	<	15 m	49,21 ft
numero de assentos	>=	2	2
Massa vazio	<	330 kg	727,52 lb
PMD (MTOW)	<=	600 kg	1322,77 lb
Teto de serviço	>	1000 m	3280 ft
Vel. cruzeiro	>	150 km/h	93,21 mph
Velocidade de estol	<	80 km/h	49,71 mph
Distância de decolagem	<	500 m	984 ft
distância de pouso	<	500 m	984 ft
Alcance	>=	300 km	186 mi
Autonomia	>=	2 h	2 h

(Fonte: O Autor)

4.3. DIAGRAMA DE RESTRIÇÕES

Partindo das restrições impostas pelas normas de certificação e tendo como base os conceitos básicos de aerodinâmica e desempenho de aeronaves é possível traçar um gráfico para ilustrar o espaço de solução que atenderá a todos os requisitos pré-definidos para o projeto. O diagrama de restrições consiste da apresentação da razão tração/peso em função da carga alar, ao nível do mar, considerando diversos requisitos de desempenho, principalmente os de regulamentação (ROSKAM, 1985)

Através deste diagrama é possível obter os primeiros dados numéricos da configuração da aeronave, dados estes que serão utilizados posteriormente para o dimensionamento de componentes da aeronave, como a asa, o motor, entre outros. No desenvolvimento do presente trabalho foram realizadas as seguintes análises:

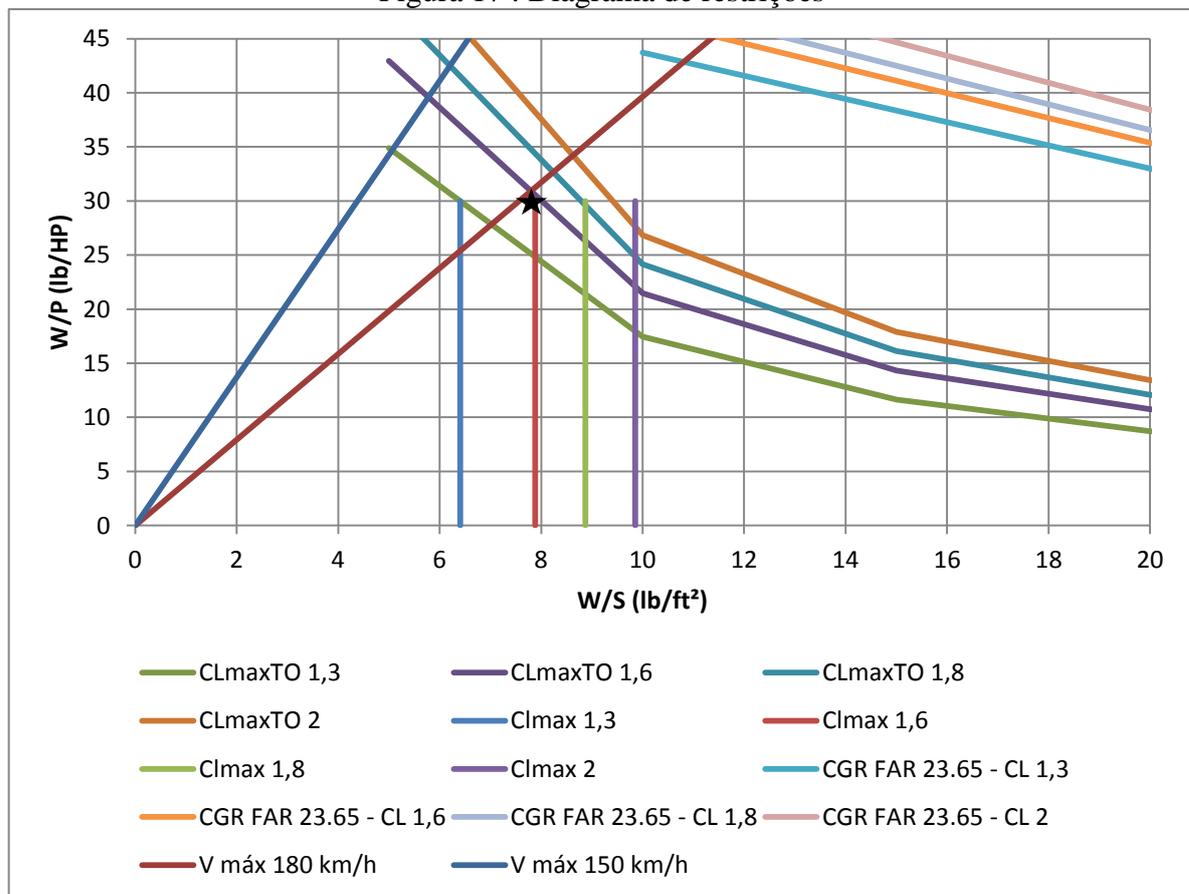
- Critério de Velocidade de estol
- Critério de distância de decolagem
- Critério de Razão de subida
- Velocidade Máxima

Associando todos os gráficos elaborados para cada critério avaliado em um único gráfico, podemos utilizá-lo para decidir o ponto de projeto. O critério mais importante para a escolha do ponto de projeto será a relação peso/potência, devido ao fato de que a aeronave usará apenas energia elétrica em sua propulsão. Neste sentido, a aeronave deve ser o mais

eficiente possível, ou seja, deve ter a capacidade de levar o maior peso possível para cada unidade de potência de seu sistema propulsivo. Este critério se deve ao fato da tecnologia de sistemas propulsivos elétricos não ter uma alta capacidade de geração de potência.

A partir do diagrama de restrições apresentado na Figura 17, é possível escolher um ponto de projeto para que seja desenvolvido posteriormente. O ponto escolhido é o de carga alar $W/S = 9,73 \text{ lbs/ft}^2$ e razão peso potência $W/P = 30 \text{ lbs/HP}$, onde W é o peso total da aeronave, S a área da asa e P a potência do sistema propulsor.

Figura 17 : Diagrama de restrições



Fonte (O Autor)

A partir do ponto selecionado no diagrama de restrições é possível identificar os coeficientes máximos de sustentação que permitirão o atendimento dos principais requisitos de regulamentação. Com isto temos um coeficiente máximo de sustentação durante a decolagem de 1,6, imposto pelo critério de distância de decolagem. Um coeficiente mínimo de estol de 1,6, imposto pelo critério de velocidade de estol que considera que a aeronave deve ter a capacidade de manter voo reto e nivelado abaixo dos 83 km/h sem a necessidade da utilização de qualquer tipo de dispositivo de hiper-sustentação.

Para este conceito será considerado um peso de decolagem máximo de 594 kg (1320 lbs), sendo que 200 kg (440 lbs) são reservados para a carga útil que consistirá do piloto um acompanhante e suas bagagens, o restante será distribuído entre peso vazio e peso da bateria, onde o objetivo é minimizar o peso vazio para que se possa levar o máximo em bateria, aumentando assim a autonomia da aeronave.

Com as razões W/S e W/P definidas e também a massa total da aeronave, pode-se derivar a potência necessária ($P=44$ HP) e a área alar necessária ($S=15$ m² (167 ft²)) para o cumprimento de todos os requisitos estipulados na construção do diagrama de restrições. A Tabela 5 apresenta de forma resumida os resultados obtidos..

Tabela 5 Características básicas da aeronave projetada levantadas a partir do diagrama de restrições

Parâmetros	Sistema Americano	SI
Peso máximo de decolagem	1320 lbs	594 kg
Carga útil	440 lbs	198 kg
Peso vazio	440 lbs	198 kg
Peso Baterias	440 lbs	198 kg
Cl _{max} : Velocidade de estol	1,6	1,6
CL _{max} TO: decolagem	1,6	1,6
CL _{max} L: Pouso	1,6	1,6
Carga Alar	7,9 lbs/ft ²	39,5 kg/m ²
Área da Asa	167,088608 ft ²	15,03797 m ²
Peso Potência	30 lbs/HP	13,5 kg/HP
Potência decolagem	44 HP	32,78 KW
Razão de aspecto	10	10
Envergadura	40,8764734 ft	12,26294 m
Velocidade de cruzeiro	111,85 mph	180 km/h
Velocidade de estol	44,74 mph	72 km/h
Distancia decolagem	820 ft	250 m

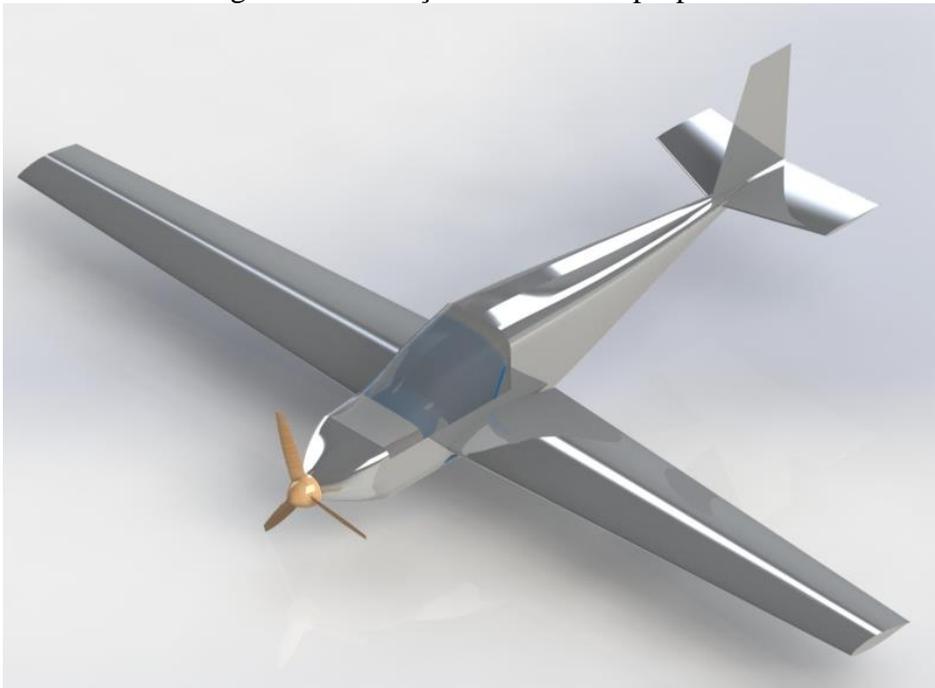
Fonte (O Autor)

4.4. DEFINIÇÃO DA CONFIGURAÇÃO DA AERONAVE

A configuração da aeronave em questão busca a forma mais eficiente e simples possível de atender a todos os requisitos estabelecidos anteriormente. Durante o processo de projeto de uma aeronave, diversas possibilidades de configuração devem ser analisadas a fim de buscar aquela que melhor atenda aos requisitos do projeto e que possibilite o melhor desempenho. Para este projeto uma série de conceitos diferentes foram avaliados sendo a configuração escolhida a descrita abaixo e apresentada esquematicamente na Figura 18:

- Monoplano
- Asa baixa
- Motor dianteiro
- Trem de pouso triciclo
- Empenagem convencional
- Diedro positivo

Figura 18 Ilustração da aeronave proposta



Fonte (O Autor)

Para aeronaves elétricas é muito importante que as linhas externas da aeronave permitam o máximo de redução no seu arrasto, devendo ser considerada as interferências, ou seja, a aerodinâmica das ligações fuselagem-asa e fuselagem empenagem (HEPPERLE 2012).

5. PROJETO PRELIMINAR

5.1. PROJETO DA ASA

Para o projeto da asa inicialmente é realizado um estudo de sua configuração em planta, fixando assim parâmetros importantes como envergadura, corda e diedros. Para a definição da forma em planta da asa foram considerados parâmetros como posição de início de estol, eficiência aerodinâmica e complexidade construtiva, com isto a configuração trapezoidal foi escolhida como mais indicada. Na Figura 19 temos uma ilustração da planta da asa.

Figura 19 Ilustração da forma em planta da asa (unidades em milímetros)



Fonte: O Autor

A seleção do perfil da asa é uma etapa muito importante no projeto aerodinâmico de uma aeronave, pois são estes parâmetros que definirão grande parte das características de desempenho. Para um projeto ótimo desta geometria uma análise minuciosa de diversos perfis diferentes deve ser conduzida servindo de base para a definição dos parâmetros da asa, de forma que atendam da melhor maneira possível os requisitos do projeto.

Neste trabalho não será realizado um projeto de perfil, mas sim a escolha de um já existente que atenda da melhor maneira requisitos. Desta forma foram selecionados uma série de perfis e comparadas suas características para que seja possível a escolha do mais apropriado. Para isto serão utilizados dados disponíveis em Turner (1943), o qual traz uma

compilação de diversos resultados obtidos experimentalmente, aumentando assim o nível de confiabilidade dos dados utilizados.

Como requisitos para o perfil da asa temos as informações levantadas durante o gráfico de restrições, onde precisamos de um coeficiente de sustentação máximo na condição de decolagem e também na condição de voo em velocidade próxima ao estol com aeronave limpa de no mínimo 1,6. Sendo assim é necessário um perfil que nos proporcione um coeficiente de sustentação máximo de no mínimo 1,6.

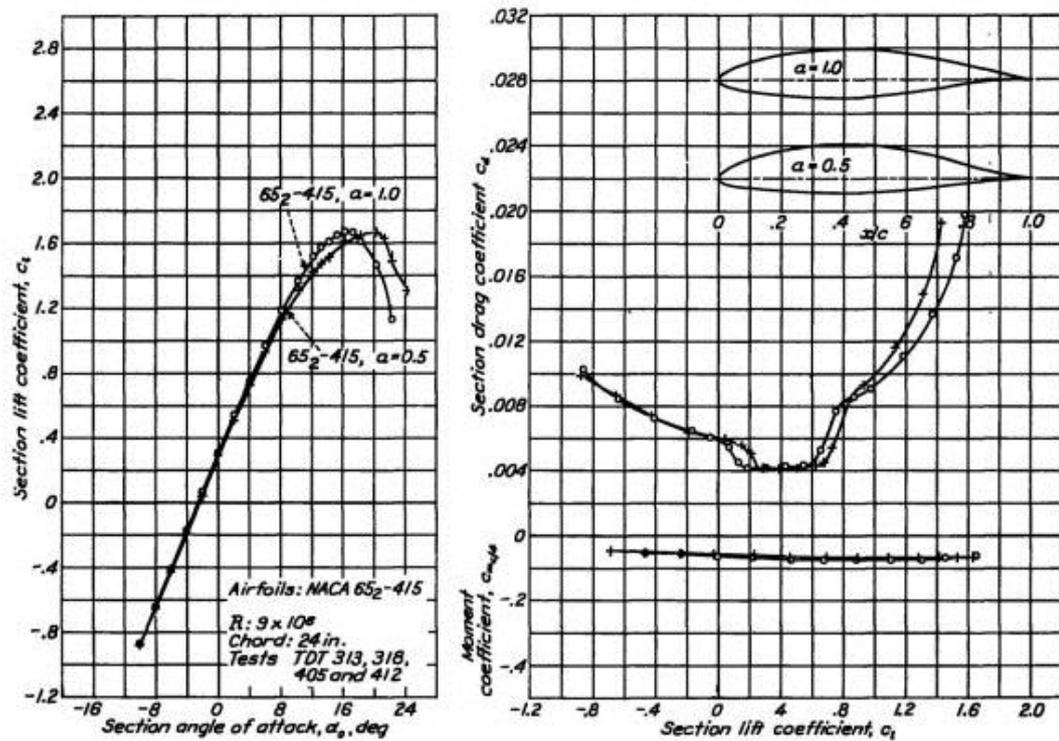
Como outros parâmetros a serem analisados temos:

- Comportamento em estol, preferência por estol suave a partir da raiz da asa;
- Relação máxima entre L/D;
- Menor coeficiente de arrasto possível;
- Baixo coeficiente de momento.

Os perfis analisados foram: NACA 63(3)-618, NACA 64(2)-415, NACA 65(2) 415, NACA 65-410, NASA NFL1015. Sendo o NACA 65(2)-415 o que melhor atendeu os requisitos pré-estabelecidos. A Figura 20 apresenta os gráficos de coeficiente de sustentação e de coeficiente de arrasto.

Estes dados podem ser utilizados para os cálculos da sustentação da asa, devido ao fato de termos uma razão de aspecto maior que 8. Anderson (1991) demonstra que para valores maiores que este temos uma excelente aproximação do comportamento de uma asa infinita.

Figura 20 Polares do perfil NACA 65(2)415



Fonte: Turner, 1943

5.2. PROJETO DA EMPENAGEM

O dimensionamento das empenagens é feito utilizando os coeficientes de volume de cauda horizontal (V_{HT}) e vertical (V_{VT}), que de acordo com RAYMER (1999), devem estar dentro do intervalo mostrado nas equações 1 e 2 para que a aeronave possua características de estabilidade lateral e longitudinal capaz de garantir um voo seguro e controlado.

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} S_{HT}}{\bar{c} S} \quad 0,35 < V_{HT} < 0,5 \quad (1)$$

$$V_{VT} = \frac{l_{VT} S_{VT}}{b S} \quad 0,03 < V_{VT} < 0,06 \quad (2)$$

Nas equações 1 e 2 l_{HT} representa a distância entre o centro aerodinâmico da asa e da empenagem horizontal, l_{VT} significa a distância entre o centro aerodinâmico da asa e da empenagem vertical, b é a envergadura da asa, S a área da asa, \bar{c} a corda média aerodinâmica da asa, S_{HT} e S_{VT} as áreas das empenagens horizontal e vertical, respectivamente.

Partindo das informações das tabelas comparativas para aeronaves convencionais, define-se que $V_{VT} = 0,04$ e $V_{HT} = 0,43$. Assim após algumas análises de configurações chegamos ao resultado mostrado na Tabela 6.

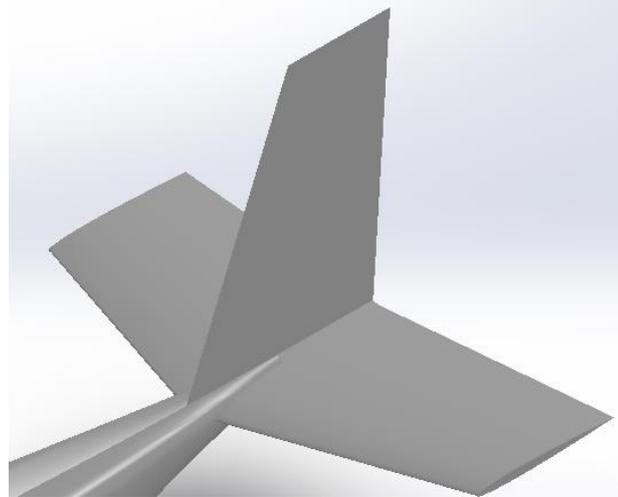
Tabela 6 Dados do dimensionamento da empenagem

	Empenagem Horizontal	Empenagem Vertical
Envergadura	2,5 m	1,45 m
Área	2,38 m ²	1,23 m ²
Corda média aerodinâmica	0,96	0,87
Razão de aspecto	2,63	3,41
Razão de afilamento	1,38	1,83
Distância l_{HT} e l_{VT}	3,7	4

Fonte: O Autor

A opção da empenagem do tipo convencional se deve ao fato de sua construção resultar em uma estrutura mais leve, como pode-se ser visto na Figura 21 ambas, empenagem horizontal e vertical possuem seus pontos de fixação diretamente na fuselagem, reduzindo assim a necessidade de reforços estruturais.

Figura 21 Ilustração da empenagem da aeronave



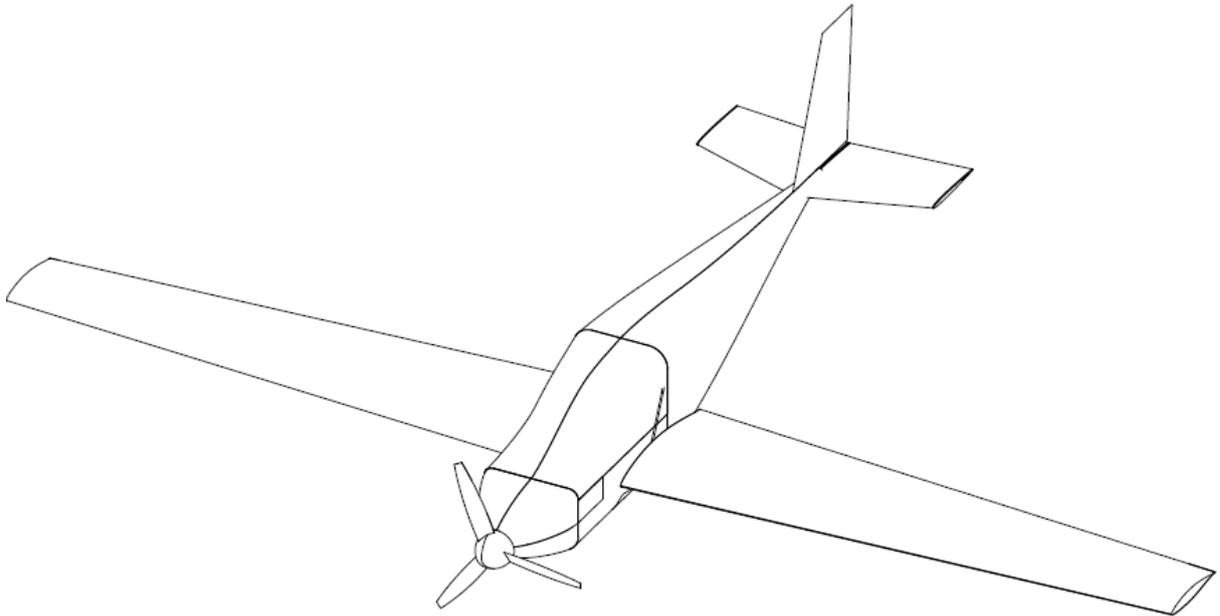
Fonte: O Autor

5.3. PROJETO DA FUSELAGEM

Como principal requisito para a fuselagem, temos a necessidade de um espaço interno suficiente para acomodar confortavelmente dois ocupantes, assim como o painel principal e todos os comandos necessários. Como este projeto não possui o foco de apresentar um projeto detalhado, não estão incluídos os componentes do interior da aeronave.

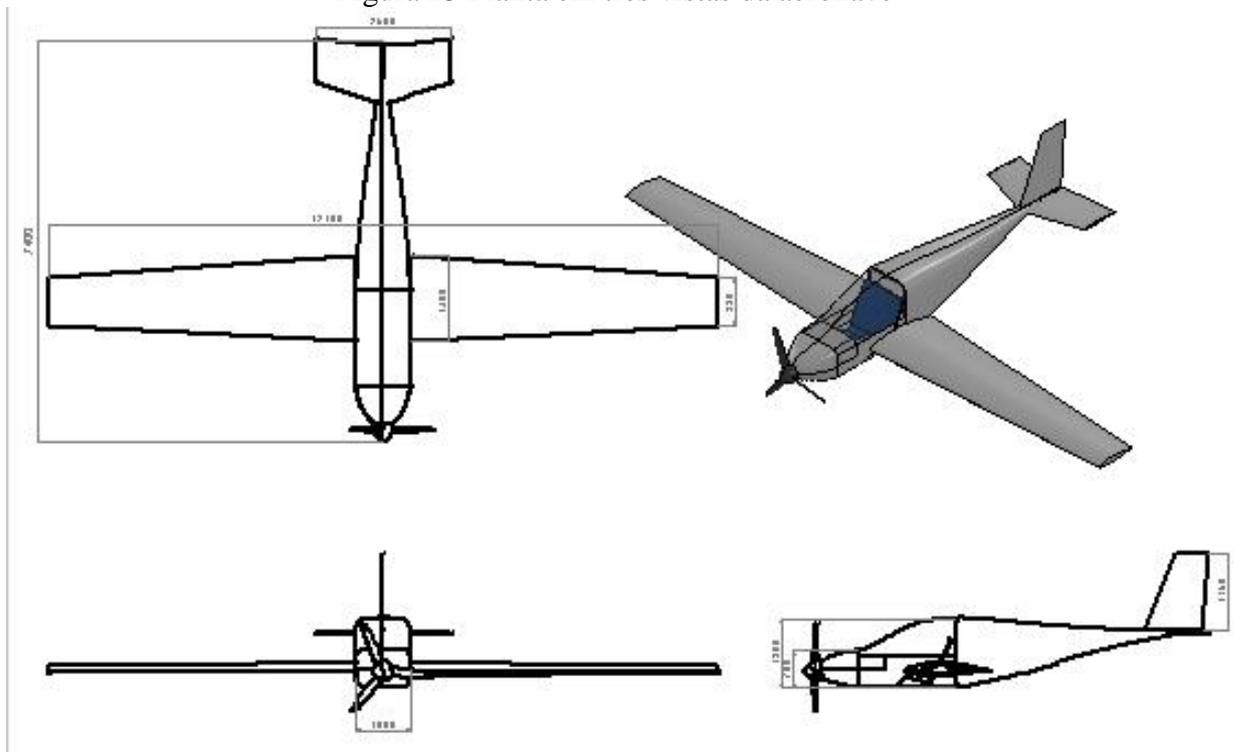
O perfil geral da fuselagem é apresentado na Figura 22, assim como a planta em 3 vistas na Figura 23.

Figura 22 Vista isométrica da fuselagem da aeronave



Fonte: O Autor

Figura 23 Planta em três vistas da aeronave



Fonte: O Autor

Com o modelo proposto de fuselagem se garante o acomodamento de todos os tripulantes e dos equipamentos necessários para o funcionamento da aeronave. É possível a

otimização desta configuração a partir da análise fluidodinâmica ao redor da fuselagem visando uma diminuição do arrasto da mesma, resultando assim em melhores características de desempenho.

5.4. PROJETO DO SISTEMA PROPULSOR

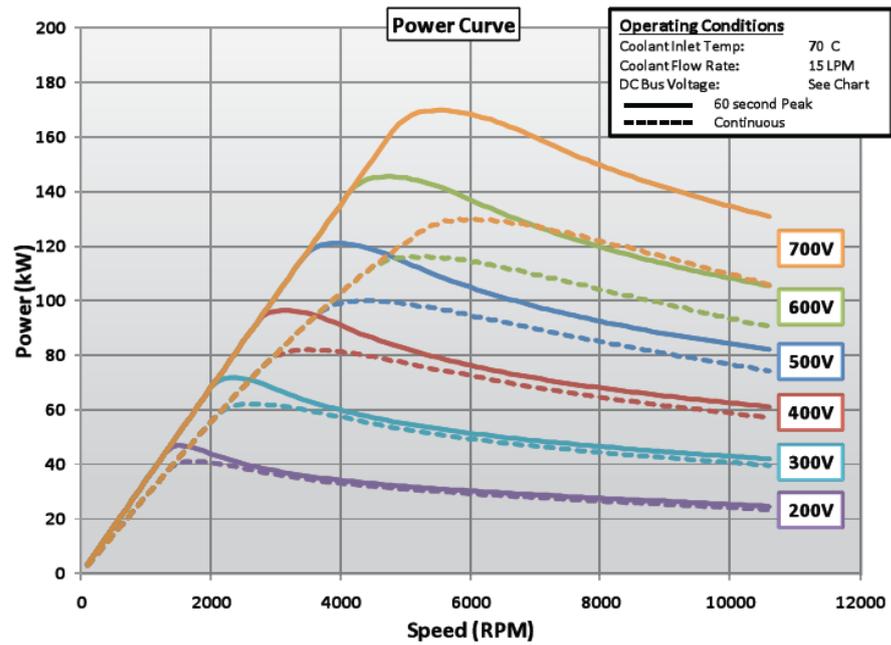
No desenvolvimento de uma aeronave elétrica o subsistema que precisa ser muito bem avaliado é o propulsivo, pois é onde as grandes mudanças são realizadas quando a comparamos a uma aeronave convencional.

Além de contar com todos os requisitos necessários de uma aeronave convencional para ser competitiva no mercado, a aeronave proposta precisa ter um desempenho diferenciado no aproveitamento da energia disponível, sendo assim o conjunto hélice motor deve ser dimensionado de forma a possuir um ponto de ótima eficiência que coincida com o ponto de mínimo arrasto aerodinâmico, sendo este o ponto de máxima autonomia, critério essencial para que a aeronave seja atrativa no mercado.

Partindo do requisito de potência levantado no gráfico de restrições (33 kW, Figura 17), realizou-se uma busca de possíveis motores a ser utilizado no projeto sendo que as características almejadas são em termos de capacidade de entregar potência, peso, e rotação em máxima potência. Este último parâmetro é de suma importância, pois motores que possuem alta eficiência em rotações de até 3000 rpm são preferíveis, uma vez que esta é a faixa de operação ideal da maior parte das hélices comerciais, possibilitando assim a conexão direta do eixo motor à hélice, evitando o aumento de peso devido a utilização de uma caixa de redução.

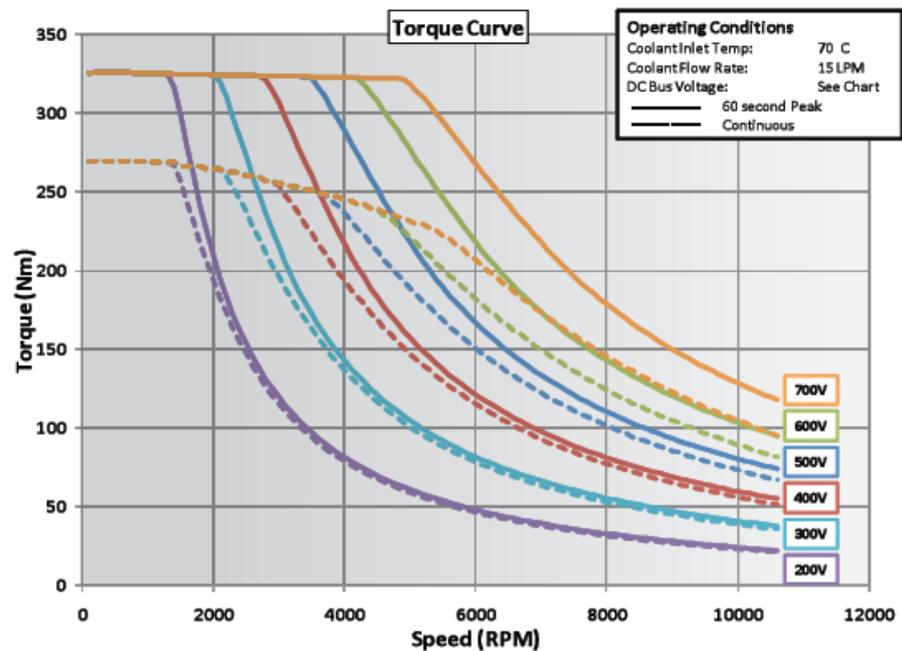
O motor escolhido foi o REMY HVH260-090, sendo sua escolha devida à alta relação peso potência, quando comparada a um motor a combustão, e também por sua disponibilidade no mercado. A Figura 24 apresenta as curvas de potência em função da rotação de operação para diversas configurações de alimentação. Tendo em vista que o projeto possui uma demanda de 33 kW de potência, pode-se utilizar uma alimentação de 220V visando uma diminuição na corrente necessária, diminuindo assim os requisitos do sistema de fornecimento de energia.

Figura 24 Curva Característica da potência do motor em função de sua rotação



Fonte : (MOTORS, 2015)

Figura 25 Curva Característica do torque do motor em função de sua rotação



Fonte : (MOTORS, 2015)

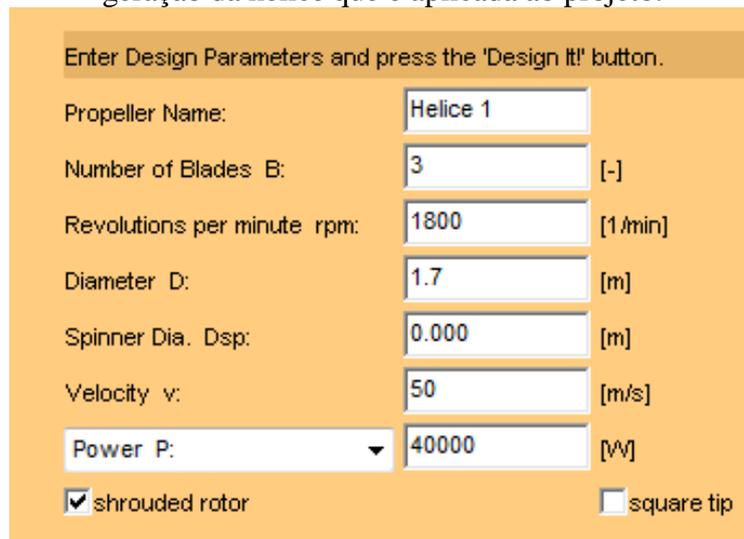
A Curva de potência apresentada na Figura 25 é de suma importância para a escolha da melhor hélice a ser empregada em conjunto com o motor escolhido, a principal informação

que podemos extrair desta curva é que a partir de 1800 rpm até um pouco mais de 2000 rpm o motor selecionado tem capacidade de entregar 40 kW de potência em regime contínuo.

O Software JAVAPROP desenvolvido pelo Dr. Martin Hepperle, realiza a aplicação do método do elemento de pá, descrito no Apêndice A, partindo de informações básicas fornecidas pelo usuário com o intuito de calcular as curvas de empuxo e eficiência da hélice.

As informações de potência e rotação do eixo do motor, juntamente com o diâmetro da hélice e o número de pás, são então inseridos no software JAVAPROP, onde o mesmo realiza a criação de uma hélice utilizando perfis Clark Y e calcula todas as características de desempenho. A Figura 26 mostra os dados de entrada utilizados para o dimensionamento da hélice a ser aplicada ao projeto, estas informações são baseadas em hélices comerciais, sendo assim o desempenho avaliado pelo JAVAPROP será sempre igual ou inferior ao de uma hélice comercial projetada para o mesmo regime de operação.

Figura 26 Captura de tela do software JAVAPROP, apresentando a entrada de dados para geração da hélice que é aplicada ao projeto.



Enter Design Parameters and press the 'Design It!' button.

Propeller Name:

Number of Blades B: [-]

Revolutions per minute rpm: [1/min]

Diameter D: [m]

Spinner Dia. Dsp: [m]

Velocity v: [m/s]

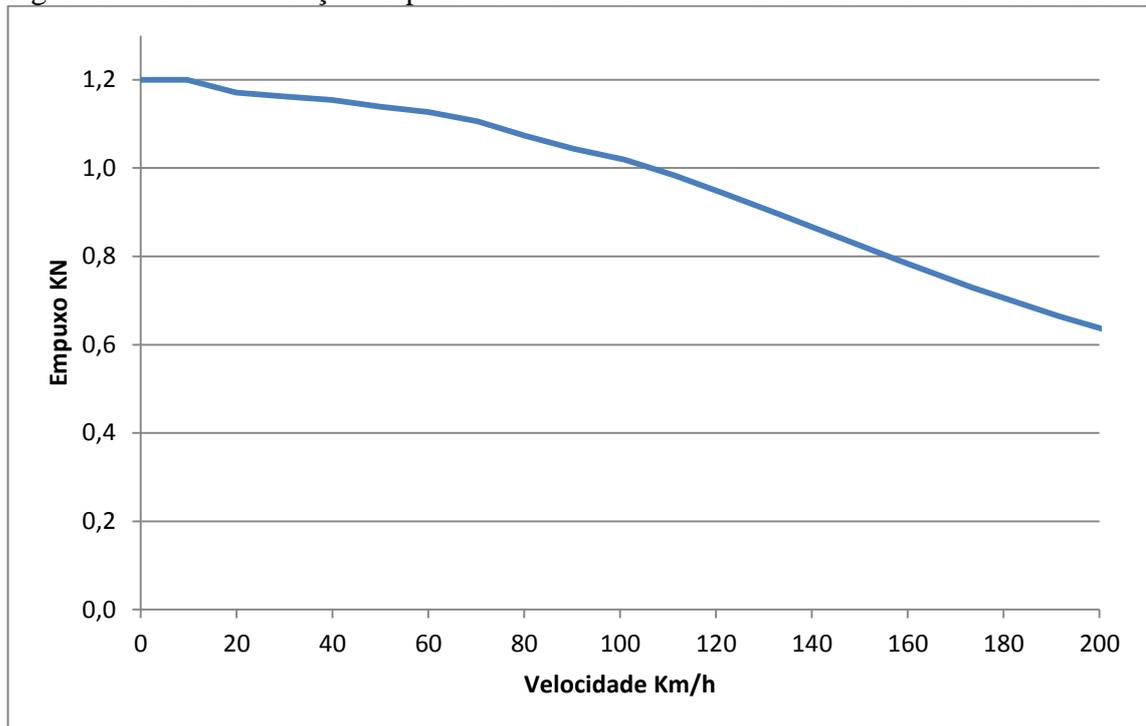
Power P: [W]

shrouded rotor square tip

Fonte : HEPERLE 1997

Para obter a curva de tração disponível foi realizada uma análise no JAVAPROP, fixando-se o torque disponível em 200 Nm. A Figura 27 apresenta o resultado da análise para o torque em função da velocidade de deslocamento da aeronave.

Figura 27 Gráfico de tração disponível obtido através de análise no software JAVAPROP



Fonte : O Autor

O decaimento do empuxo com o aumento da velocidade de voo é visível na Figura 27, ilustrando assim a importância da inclusão deste fator nos cálculos de desempenho da aeronave, justificando assim o uso da teoria do elemento de pá para prever as características iniciais da hélice selecionada.

5.5. PROJETO DO SISTEMA DE ENERGIA

O sistema de energia é composto por pacotes de baterias formados por células ligadas em paralelo e série fornecendo assim as características desejadas de tensão e corrente. Além disso, um sistema eletrônico de controle de carga das baterias precisa ser utilizado para realizar o gerenciamento da energia.

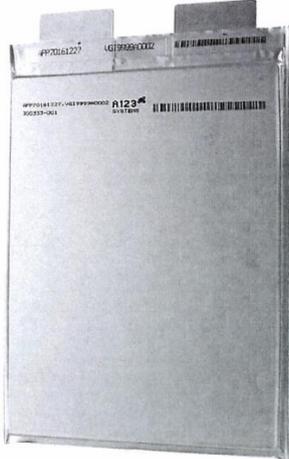
As baterias mais indicadas para o projeto em questão são as que estão sendo desenvolvidas especificamente para veículos elétricos, pois possuem uma alta energia específica e alto grau de segurança.

Para a aplicação de aeronaves elétricas o parâmetro mais importante na escolha da bateria é sua energia específica, sendo que esta deve ser a mais alta quanto possível para que

se possa ter um sistema leve e que tenha capacidade de armazenar energia suficiente para atender ao requisito de autonomia da aeronave. O segundo parâmetro a ser observado é a tensão de célula, pois é preciso conectar as células da bateria em série até que se obtenha a tensão necessária para alimentar o motor.

A empresa A123 Systems, atualmente produz baterias para o mercado de veículos elétricos e dentre sua gama de produtos tem a célula AMP20 que possui as especificações apresentadas na Figura 28.

Figura 28 Especificações Célula AMP20 produzida por A123 System



AMP20 Cell Specifications	
Cell Dimensions [mm]	7.25 x 160 x 227
Cell Weight [g]	496
Cell Capacity [minimum, Ah]	19.5
Energy Content [nominal, Wh]	65
Discharge Power [nominal, W]	1200
Voltage [nominal, V]	3.3
Specific Power [nominal, W/kg]	2400
Specific Energy [nominal, Wh/kg]	131
Energy Density [nominal, Wh/L]	247
Operating Temperature	-30°C to 55°C
Storage Temperature	-40°C to 60°C

Fonte: (SYSTEMS,2015)

Da especificação do motor elétrico a ser utilizado temos o requisito de um sistema de energia com tensão de alimentação de no mínimo 200 V, sendo que cada célula AMP20 possui tensão nominal de 3,3V será preciso 65 células ligadas em série para formar um pacote, isto resulta em uma massa de 32,24 kg por pacote.

Serão utilizados 6 pacotes ligados em paralelo que somarão 193,4 kg com capacidade de fornecer 117 Ah. Assim a aeronave contará com 25 kWh disponíveis para a execução de cada missão.

6. ANÁLISE REFINADA DO PESO E ESTIMATIVA DO CENTRO DE GRAVIDADE

Inicialmente durante a etapa do diagrama de restrições e da definição inicial da aeronave, o peso total foi estipulado tendo como referência as normas vigentes para aeronaves leves esportivas, ou seja, peso máximo de decolagem não superior a 600 kg. Para um melhor detalhamento do projeto, se faz uso de fórmulas empíricas apresentadas principalmente por Raymer (1999), que são obtidas através da análise estatística de uma grande quantidade de aeronaves da aviação geral. A cada iteração de projeto precisou-se recalculá-las.

Além das formulações empíricas apresentadas por Raymer (1991) também foram utilizados dados de massa disponibilizados por fabricantes de componentes como motor, hélice, rádio, baterias entre outros.

Na Tabela 7 são apresentados valores de massa dos diversos componentes obtidos para a última configuração analisada, assim como o posicionamento de cada componente tendo como ponto de referência ($x=0$) o nariz da aeronave.

Tabela 7 Detalhamento da massa dos principais componentes

Componente	Massa (kg)	Qtd	Total (kg)	Posição x (m)	Momento (Nm)
Piloto	80	1	80	2	1569,6
Passageiros	80	1	80	2	1569,6
Bagagens	10	2	20	2,5	490,5
Controle do motor	8,62	1	8,62	0,4	33,82488
Motor	34	1	34	0,2	66,708
Hélice	4	1	4	0	0
Sistema de navegação	3,5	1	3,5	1,1	37,7685
GPS	2,5	1	2,5	1,1	26,9775
Rádio	1	1	1	1,1	10,791
Assentos	3	2	6	2,1	123,606
Cintos de Segurança	2	2	4	2,1	82,404
Luzes de posição	1	1	1	2,1	20,601
Asas	66,76	1	66,76	2,1	1375,264
Fuselagem	43,69	1	43,69	2,5	1071,569
Empenagem horizontal	4,42	1	4,42	6,4	277,6891
Empenagem Vertical	5,54	1	5,54	6,4	347,9418

Trem de pouso Principal	4,50	1	4,50	2,2	97,119
Trem de Pouso Bequilha	3,00	1	3,00	1	29,43
Controles	6,07	1	6,07	3	178,7652
<i>Spinner</i>	0,8	1	0,8	0	0
<i>Canopy</i>	2	1	2	2	39,24
Baterias asa esquerda	32,24	2	64,48	2,1	1328,352
Baterias asa direita	32,24	2	64,48	2,1	1328,352
Baterias nariz 1	32,24	1	32,24	0,5	158,1372
Baterias nariz 2	32,24	1	32,24	0,5	158,1372
Massa total Vazio	201,41	kg			
Massa total Carga Útil	180	kg			
Massa Total de baterias	193,4	kg			
Massa Máxima de decolagem	574,85	kg		CG	1,848179

Fonte: O Autor

A Tabela 7 apresenta o resultado do posicionamento do Centro de Gravidade (CG) para a aeronave completa com carga máxima, resultando em 1,84 m, contando a partir do nariz da aeronave. Sabendo que a corda na raiz da asa é 1,6 m e também seu posicionamento, é possível calcular a posição relativa do centro de gravidade com o bordo de ataque da asa. Para a aeronave com peso máximo de decolagem temos o CG posicionado a 21,7% da corda da asa. Este resultado nos fornece uma visão preliminar da estabilidade estática longitudinal, sendo que segundo Raymer (1999) este valor deve estar em torno de 25%.

7. ANÁLISES DE DESEMPENHO

7.1. CURVAS POLARES DA AERONAVE

Para a estimativa da curva polar de arrasto da aeronave, foi utilizado um método simplificado proposto por Roskam (1973), este método foi escolhido, pois para as análises preliminares, que são o foco deste projeto, proporciona precisão aceitável nos resultados.

Basicamente o arrasto em uma aeronave possui duas componentes principais, arrasto parasita, que é devido às forças viscosas do escoamento, sendo fortemente influenciado pela área molhada da aeronave, e arrasto induzido que é devido principalmente a geração de sustentação pela asa. O equacionamento para o coeficiente de arrasto total pode ser visto na equação 3, onde C_D é o coeficiente de arrasto total, C_{D0} representa o coeficiente de arrasto parasita, e significa o coeficiente de Oswald da asa, AR é a relação de aspecto da asa. (ANDERSON 1991).

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (3)$$

Como pode ser observado na equação 13 existe uma dependência do coeficiente de arrasto com o coeficiente de sustentação (C_L) da asa, sendo esta parcela conhecida como arrasto induzido. A equação 4 apresenta o equacionamento apresentado por Roskam (1973) para a determinação do coeficiente de arrasto parasita.

$$C_{D0} = \frac{1}{S_{REF}} \sum C_{D\pi} A_{\pi} + \text{Incremento de arrasto devido a interferencias} \quad (4)$$

Na, a Figura 29 observa-se a proposta de Roskam (1973) para os coeficientes da equação 4.

Figura 29: Coeficientes da componente de arrasto para aeronaves

Table 2.2 Component Drag Coefficients for Propeller Driven Airplanes

COMPONENT	$C_{D\pi}$	A_{π}
Wing	.0070	S_{REF}
Fuselage multi engine single engine	.0800 .1100	S_B , maximum frontal area of fuselage
Nacelles	.0600	S_N , maximum frontal area of nacelles
Tail plane	.0080	S_{HREF} and (or) S_{VREF}
Interference		add 5% to C_{D0}
Roughness and Protuberances		add 10% to C_{D0}

Fonte : Roskam (1973)

Aplicando o método apresentado por Roskam (1973) na aeronave em estudo, temos os principais parâmetros apresentados na Tabela 8, resultando assim em um coeficiente de arrasto parasita de 0,02 o qual nos permitirá calcular o arrasto total da aeronave.

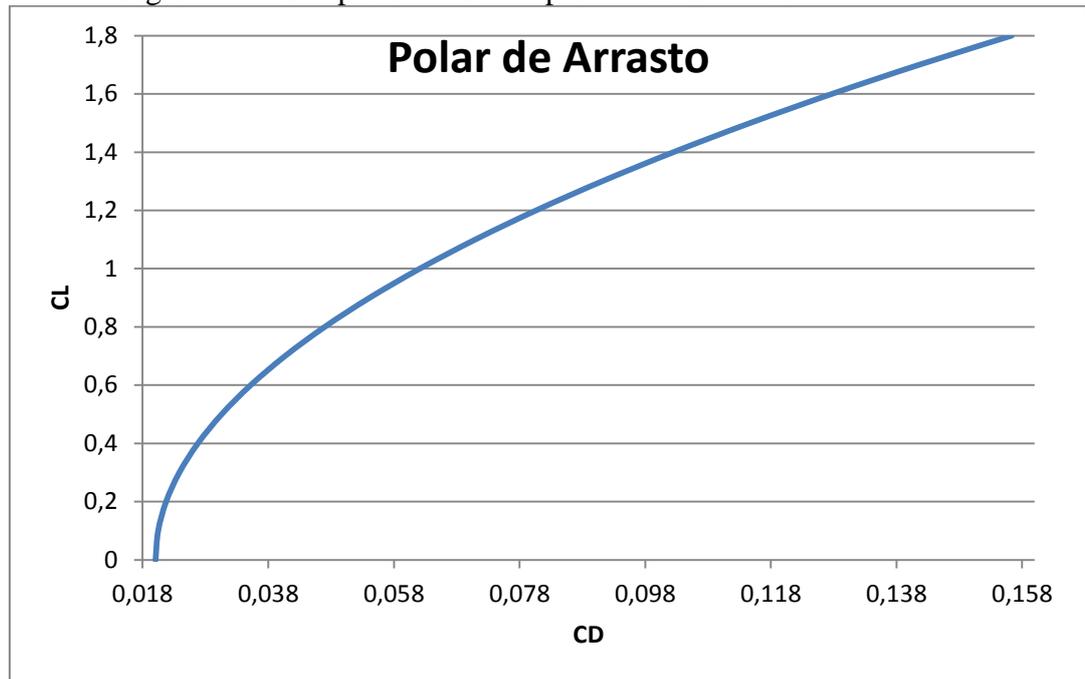
Tabela 8 Dados utilizados para aplicação do método de estimativa do coeficiente de arrasto

Componente	C_{dpi}	A_{pi}	Valor	Unidade
Asa	0,007	S_{ref}	167,08	ft ²
Fuselagem	0,11	S_b	13,99	ft ²
Cauda	0,008	S_{Href}	25,62	ft ²
Interferência		add 5%		
Rugosidade		add 10%		

Fonte : O Autor

Assim, com a equação 3 temos a polar de arrasto da aeronave como apresentado na Figura 30, sendo que esta curva é muito importante, pois é a base para a realização das estimativas de desempenho da aeronave.

Figura 30 Curva polar de arrasto para a aeronave em estudo



Fonte : O Autor

7.2. MODELAGEM DO CONSUMO DE ENERGIA NAS FASES DE OPERAÇÃO

7.2.1. Manobras em solo

Antes do alinhamento da aeronave na pista, é sempre necessário percorrer um determinado trajeto do hangar até a cabeceira da pista, e o mesmo trajeto é realizado após o pouso, desta forma é preciso contabilizar o gasto energético para percorrer esta distância. Em média pode-se considerar um tempo de 2 minutos para a realização de todas as manobras em solo antes da decolagem.

Neste deslocamento a principal força que se opõe ao movimento é o atrito das rodas na pista, desta forma é possível modelar o gasto de energia para esta manobra como apresentado na equação 5.

$$\Delta E = -\mu MTOW \Delta t \quad (5)$$

Onde, μ é o coeficiente de atrito, MTOW significa o peso máximo de decolagem e Δt é o tempo das manobras em solo.

7.2.2. Decolagem

Durante o processo de decolagem a configuração da aeronave, em termos de empuxo e configuração aerodinâmica é mantida constante. Assim que a aeronave ultrapassa o obstáculo de 15 metros de altura requerido na norma, inicia a subida até a altitude de cruzeiro, assim é descrito o procedimento de decolagem segundo Roskam & Lan (1997), a seguir é apresentado a modelagem utilizada no presente projeto a qual conta apenas com a descrição da fase de rolagem em solo da aeronave.

Roskam & Lan (1997) apresentam um método aproximado para o cálculo da distância de decolagem, este método assume que a aceleração no solo varia linearmente com o quadrado da velocidade durante todo o percurso até atingir a velocidade de decolagem (V_{LOF}). A equação 6 apresenta o cálculo do comprimento de pista (s_g) necessário para a decolagem, onde todas as variáveis que são dependentes da velocidade são calculadas considerando $V = V_{LOF}/\sqrt{2}$, sendo que g representa a aceleração a gravidade, T o empuxo, W o peso da aeronave, S a área da asa da aeronave e q a pressão.

$$s_g = \frac{V_{LOF}^2}{2g \left\{ \left(\frac{T}{W} - \mu_g \right) - \frac{(C_{Dg} - \mu_g C_{Lg})q}{S} \right\}_{@V = \frac{V_{LOF}}{\sqrt{2}}}} \quad (6)$$

Assim temos para o projeto em estudo uma distância de decolagem de 149 metros, sendo que este resultado nos dá uma aproximação mais precisa que a obtida através do diagrama de restrições inicialmente elaborado.

Além do comprimento de pista é preciso saber também o tempo necessário para a decolagem, possibilitando assim o cálculo da energia gasta durante a decolagem. Roskam & Lan (1997) apresentam também, um método para o cálculo do tempo de decolagem, que é baseada na velocidade de rotação (V_R), a qual por definição deve ser 10% superior à velocidade de estol e representa a velocidade a qual a aeronave irá iniciar o giro para aumentar seu ângulo de ataque no momento em que está saindo do solo. A equação 7 apresenta o cálculo para o tempo de decolagem.

$$t_g = \frac{V_R}{g \left\{ \left(\frac{T}{W} - \mu_g \right) - \frac{(C_{Dg} - \mu_g C_{Lg}) q}{S} \right\}}_{V = \frac{V_R}{\sqrt{2}}} \quad (7)$$

Temos então um tempo de 11,95 segundos para a corrida de decolagem. Após isto a aeronave inicia o procedimento de subida.

7.2.3. Subida

A razão de subida é um parâmetro muito importante no projeto de uma aeronave, pois existe, nas normas de aeronavegabilidade, um requisito específico para este parâmetro, sendo que a razão de subida deve ser superior a 2m/s. Sendo a definição de razão de subida (RC) apresentada na equação 8, onde dh é o diferencial de altitude e dt o diferencial de tempo.

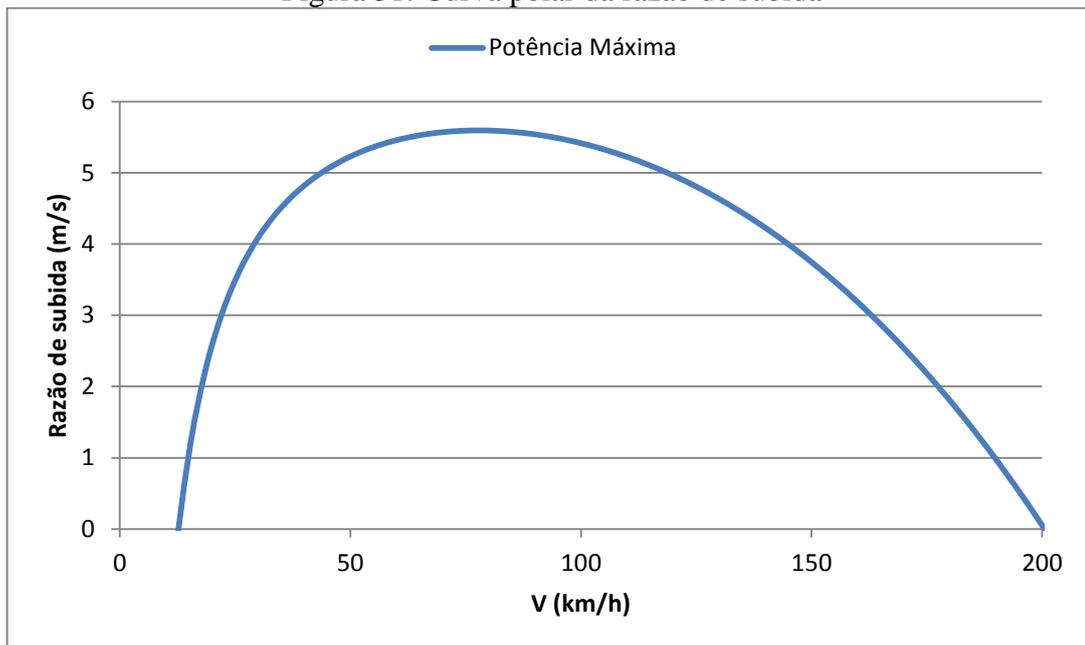
$$RC = \frac{dh}{dt} \quad (8)$$

Ou seja, a razão de subida (RC) é a variação da altitude com o tempo, desta forma, pode-se chegar a uma equação relacionando as potências, disponível (P_{disp}) e requerida (P_{req}), com o peso da aeronave (W) (ROSKAM; LAN, 1997), como apresentado na equação 9.

$$RC = \frac{P_{disp} - P_{req}}{W} \quad (9)$$

A Figura 31 apresenta a razão de subida máxima em função da velocidade de voo no nível do mar. Para avaliar o gasto energético durante a subida, devemos inicialmente definir qual a variação de altitude que devemos atingir e qual a razão de subida desejada. A partir da razão de subida desejada sabemos qual a potência deverá ser entregue ao motor e também quanto tempo será preciso para atingir a variação de altitude especificada.

Figura 31: Curva polar da razão de subida



Fonte : O Autor

7.2.4. Voo nivelado

Em voo nivelado, ou voo retilíneo uniforme, temos a condição em que a aeronave não sofre aceleração, ou seja, existe equilíbrio entre as forças peso e sustentação, arrasto e tração.

Assim a equação de movimento da aeronave pode ser simplificada. Desta forma conhecendo a polar de arrasto da aeronave é possível gerar a curva de tração requerida que nos mostra a evolução do arrasto em função da velocidade da aeronave. Assim, sobrepondo esta curva com a curva de tração disponível apresentada na Secção 5.5, identificamos as principais velocidades de projeto da aeronave.

Inicialmente calcula-se a força de empuxo necessária (T_{req}) para manter voo nivelado, a qual é de mesma intensidade que o arrasto total da aeronave, como apresentado na equação 10.

$$T_{req} = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D \quad (10)$$

Fazendo uso desta equação pode-se calcular a potência requerida em função da velocidade a partir da equação 11.

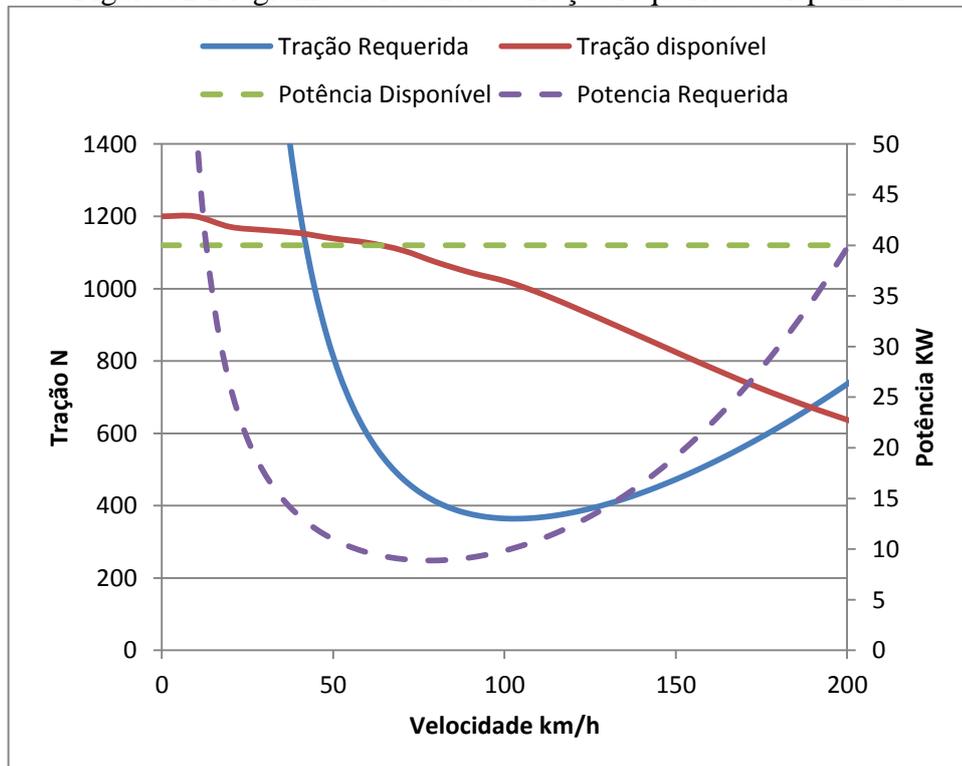
$$P_{req} = T_{req}V \quad (11)$$

Pode-se então calcular a energia gasta (ΔE_{VN}) por tempo de voo em determinada velocidade, usando-se a equação 12.

$$\Delta E_{VN} = -P_{req}(V)\Delta t \quad (12)$$

Por fim, é possível apresentar os resultados das equações 10 e 11 em forma gráfica (Figura 32), onde pode-se observar o comportamento do arrasto da aeronave e por consequência a demanda de energia para voo nivelado no intervalo de velocidade de operação da aeronave.

Figura 32 Diagrama de Potência e Tração requerida e disponível.



Fonte : O Autor

A partir da Figura 32 é possível se ter noção das principais velocidades da aeronave. No ponto mais à direita do gráfico apresentado na Figura 32 onde as curvas de tração disponível e tração requerida se encontram, temos a limitação de velocidade máxima da aeronave, 180 km/h. Para a velocidade mínima utilizamos como base o cálculo para velocidade de estol, resultando em 70,5 km/h. A velocidade de cruzeiro deve estar entre um

valor de 20% superior a velocidade estol e no máximo 90% da velocidade máxima, devido a requisitos de regulamentação. Assim, visando uma otimização na autonomia da aeronave, a velocidade de cruzeiro deve ser no ponto de menor consumo de energia, dentro dos limites estabelecidos. Desta forma a velocidade de 120 km/h é utilizada para velocidade de cruzeiro, deixando uma margem de 30% em relação à velocidade mínima estabelecida por norma.

7.2.5. Descida e pouso

A fase de voo de descida pode ser realizada basicamente de duas maneiras, descida acelerada ou descida não acelerada. Para o presente trabalho será realizada a análise da descida não acelerada, calculando assim as características de planeio da aeronave.

A análise do voo de planeio permite conhecer as condições para uma aterrissagem suave com uma velocidade segura, sendo que nesta análise considera-se a tração disponível como sendo nula. Para um planeio de máximo alcance, a aeronave deve estar numa condição de máxima eficiência aerodinâmica, assim, considera-se um ângulo de planeio mínimo de modo a permitir uma aterrissagem mais suave. O ângulo de planeio mínimo (γ_{min}) pode ser obtido em função de termos previamente especificados, utilizando a Equação 13 (ROSKAM; LAN, 1997).

$$\gamma_{min} = \tan^{-1} \frac{1}{(C_L/C_D)_{max}} = 3,32^\circ \quad (13)$$

Assim mostra-se possível a determinação da distância percorrida durante o planeio através da equação 24 (ROSKAM; LAN, 1997).

$$R_{maxglide} = \frac{\Delta h}{\tan(\gamma_{min})} \quad (14)$$

A análise do pouso é realizada de forma análoga a decolagem, porém considera-se que os motores estão desligados, não promovendo gasto de energia nesta fase.

8. EXEMPLO DE MISSÃO E AUTONOMIA ESTIMADA

Como exemplo de missão será considerado um percurso onde se deseja realizar a decolagem utilizando a potência máxima do motor, seguida de uma subida de até 2000 m e a razão máxima de subida. Ao atingir a altitude estabelecida, a aeronave irá entrar em voo de cruzeiro durante o máximo de tempo possível para então iniciar as manobras de descida e pouso, com uma reserva de 4,5 minutos a potência máxima (3000 Wh).

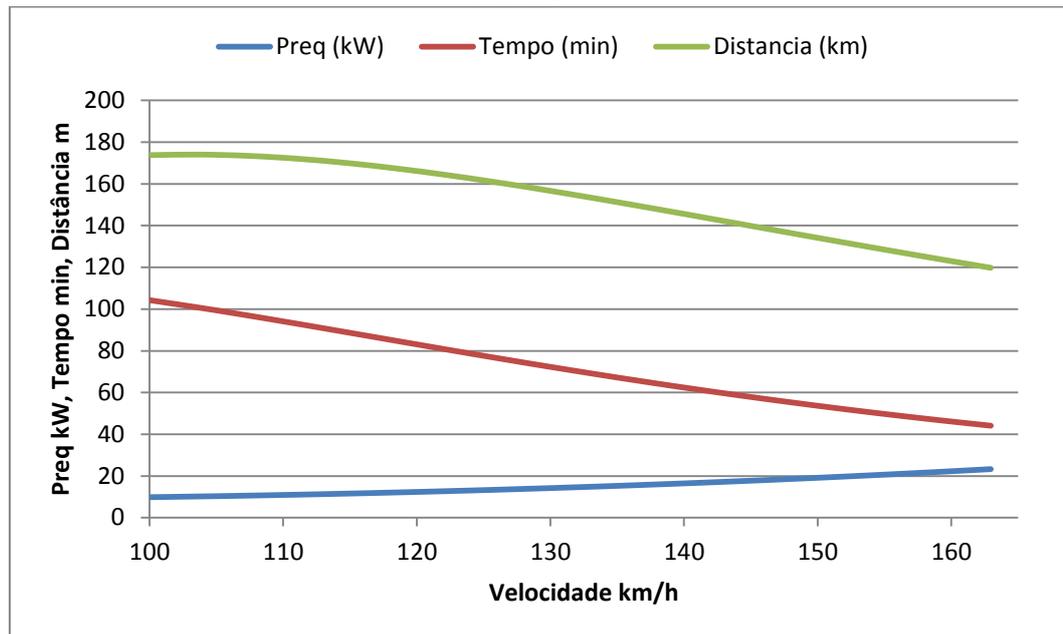
Utilizando o equacionamento apresentado na seção 7 podemos calcular a potência gasta durante as manobras de solo, considerando uma tração de 200 N, suficiente para superar o atrito das rodas. Considerando uma manobra de 2 minutos de duração teremos um consumo aproximado de 300 Wh.

Para a decolagem, utilizando-se potência máxima, aplicamos o equacionamento da seção 7.2.2 o qual produz um tempo para decolagem de 11,95 segundos, sendo que por questões de segurança será considerado um tempo total de decolagem de 15 segundos. Assim, temos um gasto de 167 Wh durante a decolagem.

A subida é uma manobra que possui um consumo relevante, para minimiza-lo é importante maximizar a razão de subida, visando diminuir o tempo necessário para atingir a altitude desejada. Para esta estimativa será considerado que se deseja um ganho de altitude de 2000 m com uma razão de subida de 5 m/s com um gasto energético de 4444 Wh.

Tendo o gasto energético calculado para as demais fases, a fase de voo de cruzeiro pode ser otimizada visando um aumento da autonomia de voo da aeronave. Para a aeronave em questão podemos observar na Figura 33, onde para diversas velocidades de cruzeiro temos o resultado do alcance e da autonomia.

Figura 33 Representação da autonomia e do alcance da aeronave para diferentes velocidades de cruzeiro.



Fonte : O Autor

Para a velocidade de cruzeiro de 120 km/h temos uma autonomia de 80 minutos com um alcance de 163 km, apenas na fase de cruzeiro. Adicionando os 6,5 minutos a 100 km/h da fase de subida, temos uma autonomia total de 86,5 minutos com alcance de 173 km. E como reserva podemos considerar os 10 km de alcance disponíveis na manobra de descida e também os 4,5 minutos da reserva de energia.

Para se ter uma estimativa do custo operacional da aeronave em termos apenas do custo energético, podemos utilizar a valor cobrado atualmente (2015) pelo Wh consumido em residências. No estado de Santa Catarina em junho de 2015 o custo é de 0,42 R\$/kWh, sabendo que são necessários de 25 kWh para carregar completamente um banco de baterias, se tem um gasto de aproximadamente R\$ 10,5. Em termos econômicos pode-se dizer tal tipo de transporte seria muito viável, uma vez que seria possível percorrer 173 km com apenas 10 reais como custo energético.

Este custo reduzido para um voo de aproximadamente 80 minutos é principalmente atraente para escolas de aviação, tendo em vista que as aulas de voo tem este mesmo tempo de duração.

9. RESUMO DAS CARACTERÍSTICAS FINAIS DA AERONAVE E AVALIAÇÃO DO CUMPRIMENTO DOS REQUISITOS

Primeiramente são apresentadas, na Tabela 9, as principais características da aeronave confrontada com os requisitos impostos na seção 4. Com isto podemos ter uma visão geral dos pontos a terem maior atenção na fase seguinte de projeto.

Tabela 9 Tabela comparativa entre requisitos, resultados obtidos no projeto conceitual e resultados obtidos no projeto preliminar.

		Requisitos	Resultado Diagrama de restrições	Resultado Final	Atende ao requisito?
Envergadura	m	15	12,26	12,4	sim
número de assentos		2	2	2	sim
Massa vazio	kg	330	396	238,13	sim
MTOW	kg	600	594	569	sim
Teto de serviço	m	1000		2000	sim
Velocidade de cruzeiro	km/h	150	180	120	não
Vel estol c/ flapes	km/h	80	72	72	sim
Razão de subida	m/s	2		5	sim
Autonomia	horas	2		1,35	não
Distancia decolagem	m	500	250	263	sim

Fonte : O Autor

É possível verificar que a aeronave desenvolvida está dentro dos padrões das aeronaves analisadas, apresentando alguns pontos positivos e negativos de forma sutil. Avaliando inicialmente as características geométricas constatamos que a aeronave possui envergadura e comprimento equivalente à maioria das aeronaves elétricas, porém maior do que as aeronaves convencionais.

Na comparação de massas atingimos uma proposta inicial da aeronave mais leve que a média geral das aeronaves analisadas, tanto em relação a massa vazia quanto a massa total.

Tendo em vista que este projeto se encontra em fase inicial é possível que este valor diminua, contribuindo para a melhoria de diversos parâmetros de desempenho.

No quesito velocidade de cruzeiro temos um valor superior a quase todas as aeronaves elétricas estudadas, porém ainda bem inferior às aeronaves convencionais. O mesmo ocorre em termos da autonomia de voo. Sendo assim, a continuação deste projeto deve seguir o caminho da otimização aerodinâmica da aeronave e da hélice a ser utilizada visando aumentar a tração disponível e diminuir o arrasto gerado pela aeronave permitindo com que se possa voar de forma eficiente a velocidades superiores a 160 km/h. Para otimização da autonomia o fator fundamental é a densidade energética das baterias, uma vez que a melhora neste quesito se transforma automaticamente em um aumento de autonomia.

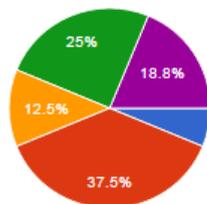
10. RESULTADOS DA PESQUISA DE CAMPO

Objetivando um melhor conhecimento do mercado em potencial para a aeronave elétrica projetada, uma pesquisa de campo foi realizada sob a forma de um questionário com seis perguntas, que podem ser visualizadas no Apêndice B, com a finalidade de obter-se informações sobre a opinião do público alvo quanto ao tema do projeto e também algumas informações técnicas e de preferências.

O resultado da pesquisa foi extremamente satisfatório principalmente devido ao número significativo de participantes proprietários de aeronaves e profissionais do setor aeronáutica. No total foram 34 participantes os quais possibilitaram compilar os dados apresentados na Figura 34.

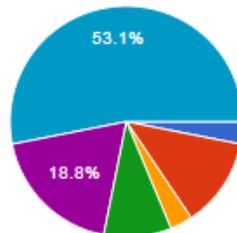
Figura 34 Resumo geral dos resultados obtidos na pesquisa de campo.

1 - Em qual grupo você se enquadra?



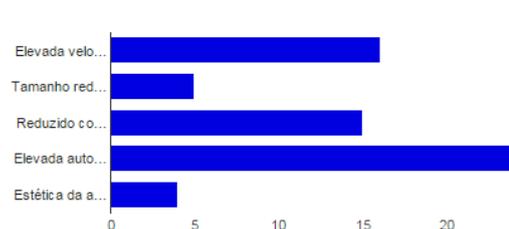
Comprador em potencial	2	6.3%
Proprietário de aeronave	12	37.5%
Piloto	4	12.5%
Profissional da área de aeronáutica	8	25%
Entusiasta	6	18.8%

2 - Qual é em média o custo operacional de sua aeronave?



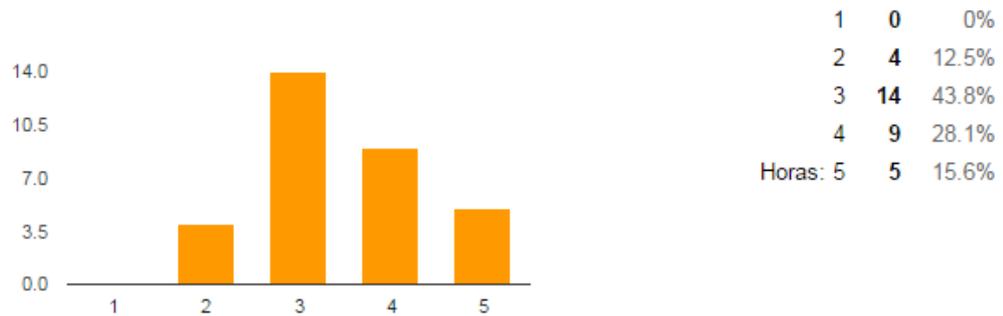
até 10 \$/h	1	3.1%
Entre 11 e 30 \$/h	4	12.5%
Entre 31 e 50 \$/h	1	3.1%
Entre 51 e 80 \$/h	3	9.4%
Superior a 80 \$/h	6	18.8%
Não possui aeronave	17	53.1%

3 - Qual dos aspectos a seguir você considera mais importante no momento da escolha de uma aeronave?

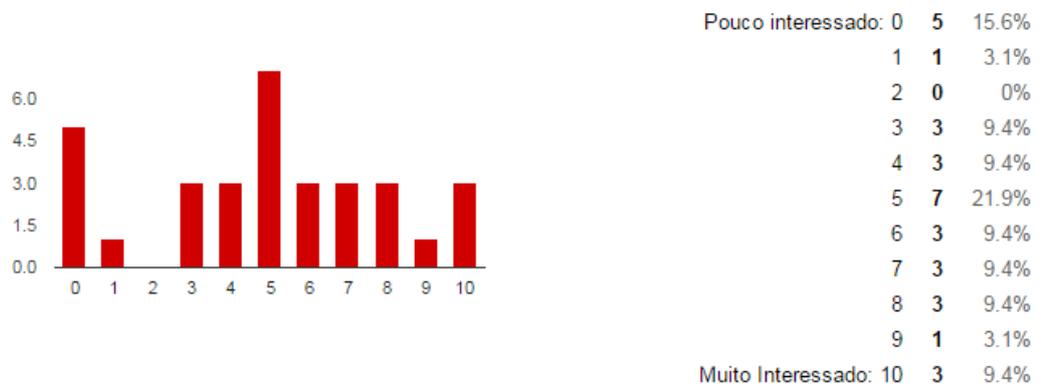


Elevada velocidade de cruzeiro	16
Tamanho reduzido da aeronave	5
Reduzido comprimento de pista para decolagem e pouso	15
Elevada autonomia	24
Estética da aeronave	4

4 - Em termos de autonomia de voo, qual a média admissível para uma aeronave elétrica?



5 - Qual seu nível de interesse em uma aeronave elétrica?



Fonte : O Autor

Os resultados apresentados na Figura 34 são de grande importância, pois evidenciam os principais pontos onde ainda se necessita melhorias no projeto da aeronave estudada e também revela o grande potencial do projeto, que mesmo em fase conceitual atrai a atenção de várias pessoas do meio aeronáutico. A Figura 34 apresenta os resultados gerais, os quais podemos interpretar da seguinte forma.

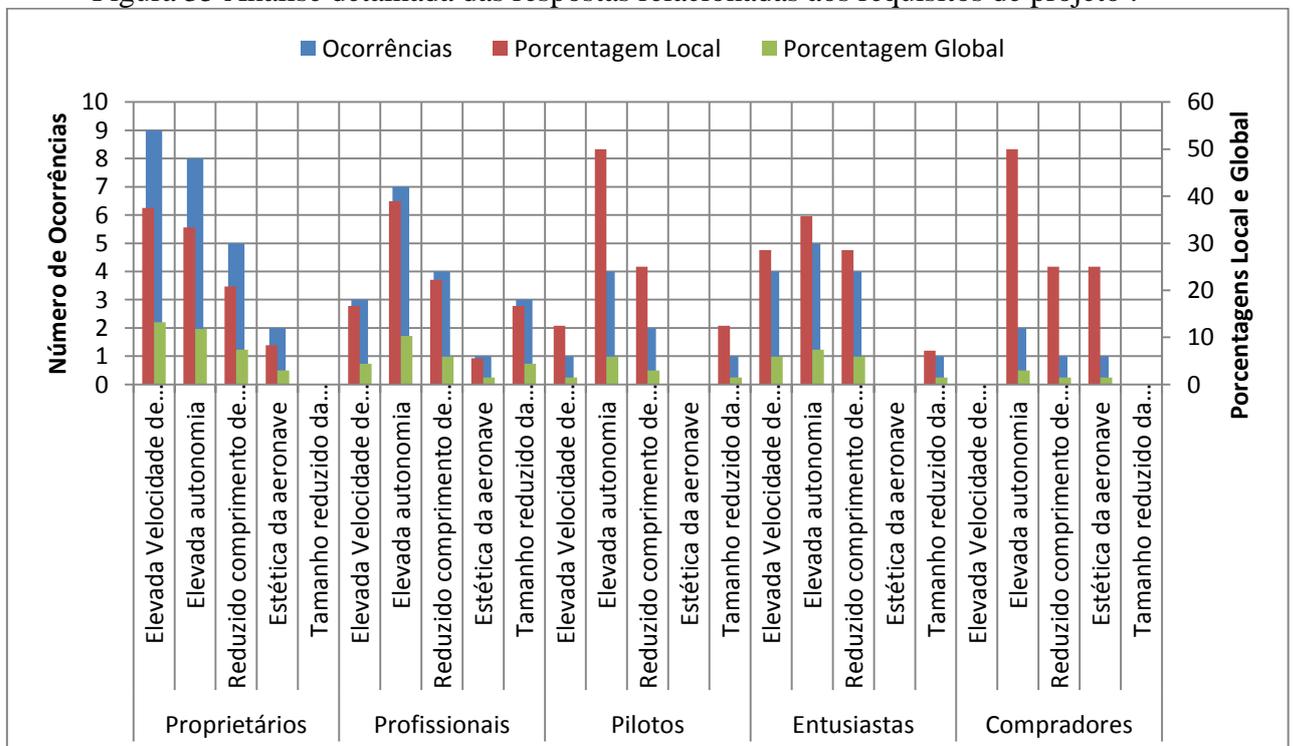
- Aeronaves convencionais possuem alto custo de operação, acima de 51 \$/h, resultando em ponto positivo para aeronaves elétricas que terão custo de operação em torno de 10 \$/h.
- Os principais requisitos indicados foram: elevada autonomia, elevada velocidade de cruzeiro e reduzido comprimento de pista para pouso e decolagem. Estes requisitos são dificilmente alcançados por aeronaves elétricas atualmente principalmente se o objetivo for alcança-los simultaneamente.
- Segundo os entrevistados a autonomia mais adequada seria superior a 3 horas de voo. Este requisito provavelmente é um dos mais difíceis de ser alcançando

atualmente para aeronaves puramente elétricas, porém possível, haja vista que a aeronave Electra One da PC-Aero possui esta capacidade.

- A questão numero 5 é um indicador interessante, tendo sua média em torno da nota 5 verificamos que mesmo para a configuração de aeronave apresentada, que não cumpre com todos os requisitos solicitados nas questões anteriores ainda assim temos uma quantidade significativa de pessoas interessadas. Esta questão ganha um peso ainda maior quando são analisados os comentários dos participantes.

Realizando uma análise mais detalhada, pode-se apresentar as respostas organizadas por grupos, avaliando assim as características de cada um deles. Na Figura 35 temos a apresentação do número de ocorrências dos requisitos considerados mais importantes, organizados por grupos. Assim é possível observar que apesar do critério de elevada velocidade de cruzeiro ser o segundo item mais votado em termos globais, este critério ocupa a primeira posição apenas para o grupo de proprietários de aeronaves, enquanto que para os demais grupos este requisito se encontra em segundo plano.

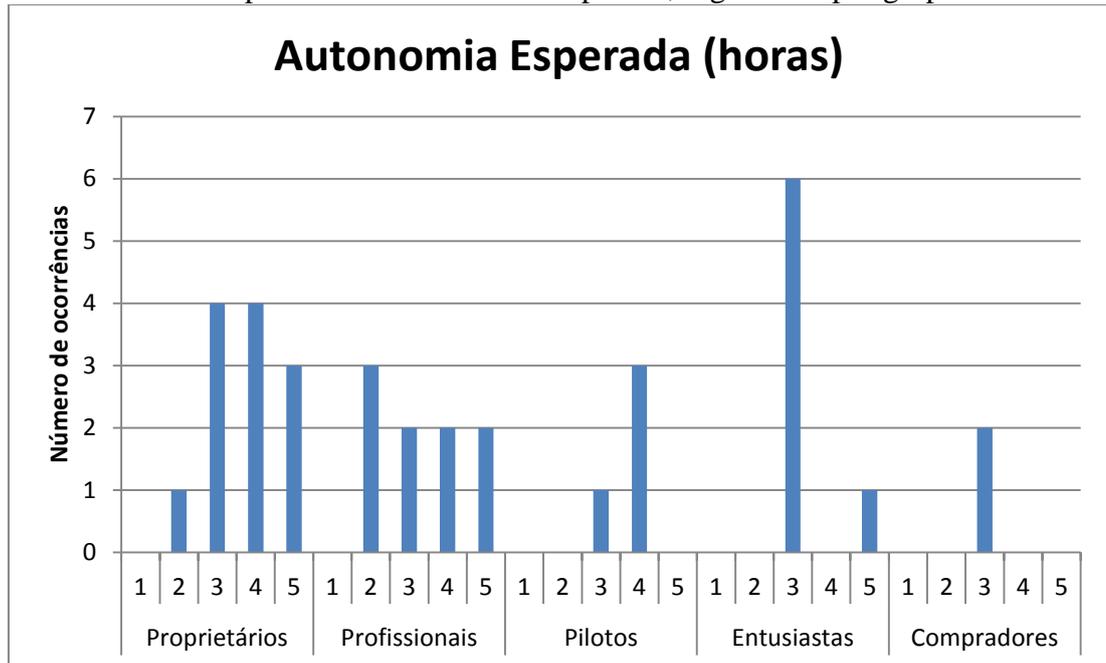
Figura 35 Análise detalhada das respostas relacionadas aos requisitos de projeto .



Fonte : O Autor

Como o critério de autonomia foi considerado o mais importante, uma análise mais detalhada foi realizada, para entender de forma quantitativa qual a autonomia esperada para uma aeronave desta categoria. A Figura 36 apresenta o número de ocorrência da escolha de qual seria a autonomia mais adequada para uma aeronave da categoria ALE, os resultados são apresentados em função dos grupos em estudo.

Figura 36 Análise das respostas sobre autonomia esperada, organizada por grupos de estudo.



Fonte : O Autor

A sexta e última questão elaborada teve por objetivo avaliar os entrevistados de forma global quanto ao assunto, o que possibilitou que respostas interessantes, como as apresentadas na sequência, pudessem ser obtidas:

- Vejo como sendo o futuro, principalmente dos LSA.
- É meu sonho ter um dia uma aeronave elétrica que tenha desempenho compatível com um ultraleve com motor de 100hp e uma autonomia de 4 a 5 horas. Falta o desenvolvimento das baterias para isso acontecer. No mais, as vantagens da aeronave elétrica são incomparáveis. Mas vai ter também que ter uma solução para o carregamento das baterias, porque a energia necessária para uma aeronave com essas características não é pouca coisa.
- Os motores já estão prontos. Mas, para aviação, o peso é fator decisivo. Como as baterias são muito pesadas, a autonomia fica prejudicada. Desta forma, em minha

opinião, para um futuro próximo, aeronaves híbridas são uma possibilidade mais realística, até que se desenvolvam baterias mais leves e com mais capacidade.

- Despertarão interesse quando puderem desenvolver pelo menos 160km/h, com autonomia de 4h, com 2 tripulantes e facilidade de recarga das baterias. E, claro, custos de aquisição e operação compatíveis com os dos convencionais.
- Acho que a falta de interesse econômico das grandes corporações neste nicho cria uma oportunidade enorme para empresas menores. Trata-se de uma necessidade real.
- aguardo uma aeronave elétrica viável há anos, penso que inicialmente serão híbridas
- Muito bom, a energia limpa é o futuro!

Estes comentários mostram que o desenvolvimento de aeronaves semelhantes a proposta no presente Trabalho de Conclusão de Curso são esperadas pelos consumidores e que se chegarem ao público final, mesmo com características de desempenho medianas tem um potencial considerável de ganhar espaço no mercado.

11. CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

11.1. CONCLUSÃO

Em uma sociedade onde a preocupação com o meio ambiente é cada vez mais evidente sendo estabelecidas normas cada vez mais rígidas quanto a emissões de gases poluentes, ruído sonoro e geração de fluidos contaminados, verifica-se a necessidade de inovação, porém levando-se sempre em consideração o atendimento a requisitos normativos. Dentro deste contexto, a proposta de projeto apresentada no presente Trabalho de Conclusão de Curso demonstrou a viabilidade técnica deste projeto que será provavelmente a nova geração de aeronaves leves esportivas.

Para isto uma ampla pesquisa bibliográfica foi elaborada resultando em um comparativo inédito entre aeronaves convencionais a combustão e aeronaves elétricas desenvolvidas até o momento. Este levantamento de informações forma uma base para o desenvolvimento de novas aeronaves deste tipo, ou seja, possibilitando ao projetista a opção de seguir uma tendência de desenvolvimento de acordo com os demais fabricantes.

Fazendo uso das informações coletadas a proposta de uma aeronave que faz uso de um motor elétrico alimentado por um banco de baterias foi apresentada, incluindo seu dimensionamento geométrico, assim como a especificação de um motor elétrico comercial e de um conjunto de baterias que também são encontradas no mercado atualmente, possibilitando que a implementação do projeto proposto possa ser realizada sem a necessidade da espera do amadurecimento tecnológico.

O estudo de desempenho realizado, concluiu que mesmo a aeronave proposta possuindo traços simples, a mesma pode atingir resultados de autonomia e velocidade de cruzeiro equiparáveis a aeronaves já desenvolvidas, deixando assim um ponto positivo para a justificativa da continuação deste projeto através da otimização do mesmo. Uma vez que para a missão proposta na seção 8 tem-se uma autonomia de 86 minutos a uma velocidade de 120 km/h, resultando assim em um alcance de 170 km de distância a um custo energético de 10 reais, o projeto apresenta-se muito atraente ao consumidor final, haja vista que uma aeronave

convencional possui um custo em média de 140 reais por hora de voo, considerando o custo médio do AVGAS no Brasil a 7 reais e como consumo médio 20 litros/h.

Os resultados da pesquisa de campo comprovam principalmente o alto custo operacional das aeronaves no mercado atualmente, assim como os principais requisitos de projeto que devem ser levados em consideração no âmbito da otimização de uma aeronave elétrica, evidenciando a necessidade de medidas principalmente para o aumento da autonomia.

De forma geral, o presente trabalho alcançou seus principais objetivos, apresentando uma proposta de aeronave elétrica que se enquadra nos requisitos normativos da categoria ALE (Aeronaves Leves Esportivas), gerando assim um material que poderá ser utilizado como base para o desenvolvimento de futuras aeronaves deste gênero.

11.2. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Como sugestões de trabalhos futuros baseados no presente estudo pode-se propor:

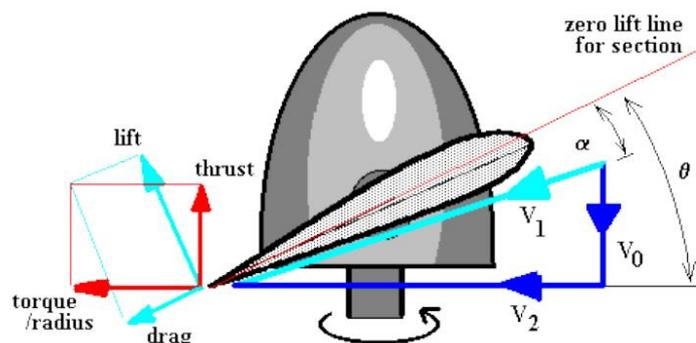
- Estudo para o dimensionamento estrutural de uma aeronave elétrica visando à redução do peso total;
- Estudar a viabilidade de um sistema híbrido para geração de energia elétrica visando o aumento da autonomia;
- Dimensionamento de um conjunto motor-hélice visando o aumento do desempenho da aeronave;
- Estudo mais aprofundado da aerodinâmica de asa e fuselagem, resultando em uma secção de fuselagem e um perfil alar que aumentem a relação L/D da aeronave.

APENDICE A – MÉTODO DO ELEMENTO DE PÁ

O desenvolvimento da teoria de elemento de pá é baseado na hipótese de que as forças atuantes em uma seção transversal de uma pá são as mesmas atuando em um perfil bidimensional em um escoamento com a mesma velocidade resultante e mesmo ângulo de ataque. A tração e torque total da pá são calculados somando-se todas as componentes dos elementos. A teoria assume que não há interferência entre os elementos de outras pás. Este método é interessante para uma previsão das principais características de uma hélice durante um projeto preliminar, pois possui resultados satisfatórios em termos de precisão e rapidez de cálculo (AULD; SRINIVAS, 2006).

A Figura 37 apresenta a configuração utilizada para a dedução da teoria de elemento de pá.

Figura 37: Ilustração da análise dos vetores de velocidade em um perfil de hélice



Fonte: (AULD; SRINIVAS, 2006)

Onde:

α = ângulo de ataque

θ = ângulo geométrico da pá

φ = ângulo entre a sustentação e o empuxo, sendo o mesmo ângulo entre v_1 e v_2

v_0 = velocidade meridional/axial de entrada

v_1 = velocidade relativa

v_2 = velocidade tangencial da pá (ωr)

dL = sustentação

dD = arrasto

dE = empuxo

dT = torque/raio

Para um elemento diferencial da pá, através de relações geométricas, temos o empuxo e o torque/raio como apresentado nas equações 15 e 16 respectivamente.

$$\sum F_{axial} \rightarrow dE = dL \cdot \cos \varphi - dD \cdot \sin \varphi \quad (15)$$

$$\sum F_{radial} \rightarrow dT = dL \cdot \sin \varphi + dD \cdot \cos \varphi \quad (16)$$

Sendo que as diferenciais de sustentação e arrasto na seção em estudo podem ser calculadas através das equações 17 e 18, respectivamente, equações estas provenientes do estudo de perfis aerodinâmicos.

$$dL = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot v_1^2 \cdot b \cdot dr \quad (17)$$

$$dD = \frac{1}{2} \cdot C_d \cdot \rho \cdot v_1^2 \cdot dr \quad (18)$$

C_L e C_d são, respectivamente, coeficientes de sustentação e arrasto que dependem do ângulo de ataque α . O empuxo e a relação torque/raio podem então ser escritos como nas equações 19 e 20.

$$dE = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_1^2 \cdot b \cdot dr (C_L \cdot \cos \varphi - C_d \cdot \sin \varphi) \quad (19)$$

$$dT = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_1^2 \cdot b \cdot dr (C_L \cdot \sin \varphi - C_d \cdot \cos \varphi) \quad (20)$$

A partir da análise do triângulo de velocidades v_0 , v_1 e v_2 , sabemos $v_0 = v_1 + v_2$ e assim, $v_1^2 = (v_0 + v_2)^2$.

Dessa forma podemos reescrever a diferencial do empuxo e torque/raio como nas equações 21 e 22 respectivamente.

$$dE = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_0 + v_2)^2 \cdot b \cdot dr (C_L \cdot \cos\varphi - C_d \cdot \sin\varphi) \quad (21)$$

$$dT = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_0 + v_2)^2 \cdot b \cdot dr (C_L \cdot \sin\varphi - C_d \cdot \cos\varphi) \quad (22)$$

Por fim, podemos escrever as integrais das equações 21 e 22 na forma discretizada exemplificando para uma hélice com 9 divisões, resultado exemplificado nas equações 23 e 24 :

$$\sum_{i=1}^9 E = \frac{1}{2} \rho \cdot \sum_1^9 b_i \cdot (v_0 - v_i)^2 (C_L \cdot \cos\varphi_i - C_d \cdot \sin\varphi_i) \quad (23)$$

$$\sum_{i=1}^9 T = \frac{1}{2} \rho \cdot \sum_1^9 b_i \cdot (v_0 - v_i)^2 (C_L \cdot \sin\varphi_i - C_d \cdot \cos\varphi_i) \quad (24)$$

Este equacionamento serve de base para a estimativas de desempenho do sistema propulsor a ser projetado posteriormente, com o auxílio do software JAVAPROP que utiliza a teoria do elemento de pá como base para obter seus resultados.

APENDICE B – QUESTIONÁRIO ELABORADO PELO AUTOR PARA PESQUISA DE CAMPO

1 - Em qual grupo você se enquadra?

Opções :

- Comprador em potencial
- Proprietário de aeronave
- Piloto
- Profissional da área de aeronáutica
- Entusiasta

2 - Qual é em média o custo operacional de sua aeronave?

Opções :

- Até 10\$/h
- Entre 11 e 30\$/h
- Entre 31 e 50\$/h
- Entre 51 e 80\$/h
- Superior a 80 \$/h
- Não possuo aeronave

3 - Qual dos aspectos a seguir você considera mais importante no momento da escolha de uma aeronave?

Opções (escolha de duas alternativas)

- Elevada velocidade de cruzeiro
- Tamanho reduzido da aeronave
- Reduzido comprimento de pista para decolagem e pouso
- Elevada autonomia
- Estética da aeronave

4 - Em termos de autonomia de voo, qual a média admissível para uma aeronave elétrica?
(Aeronave para 2 tripulantes, categoria LSA)

Possível a escolha entre 1 a 5 horas.

5 – Qual seu nível de interesse em uma aeronave elétrica ? (Principais características:
MTOW 540 kg, Velocidade de cruzeiro 120 km/h , Distancia de decolagem/pouso 250 m,
Autonomia 1 hora)

Opções :

Valor de 0 a 10 sendo 0 pouco interessado e 10 muito interessado.

6 – Qual sua opinião sobre o desenvolvimento de aeronaves elétricas? (opcional)

Questão aberta.

REFERÊNCIAS

ANAC. **RBAC01**: Definições, Regras de Redação e Unidades de Medida para uso nos RBAC. São Paulo: Anac, 2011.

ANDERSON, John D. **Fundamentals of Aerodynamics**. New York: Mcgraw-hill, 1991.

ASTM. **ASTM F2245**: Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane: Astm, 2007.

AULD, D.j.; SRINIVAS, K.. **Aerodynamics for Students**. 2006. Disponível em: <http://www.mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/contents.html>. Acesso em: 29 mar. 2015.

BARROS, Claudio Pinto de. **Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsonicas**. 2001. Tese (Doutorado) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2001.

BARROS, Jorge Felipe Almeida. **O Dilema dos LSA**. 2013. Disponível em: <http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/o-dilema-dos-lsa_1009.html>. Acesso em: 23 set. 2014.

DILLINGHAM, G.L. **Aviation and the Environment**, United States Government: Accountability Office, 2008.

ELECTRAVIA. **Avion BL1E Electra**. Disponível em: <<http://www.electravia.fr/>>. Acesso em: 15 set. 2014.

EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY. **CS-VLA**: Certification Specification for Very Light Aeroplanes. Easa, 2009.

FITZGERALD, A. E.; KINGSLEY JUNIOR, Charles; UMANS, Stephen D.. **Maquinas Elétricas**. 6. ed. Nova York: Artmed - Bookman, 2006.

GALANTE, Solange. A aviação no século do aquecimento global. **Flap Internacional**, São Paulo, p.1-11, 31 ago. 2007.

GIZMODO. **Electric Motor for Sonex Sports Aircraft Cleared for Take-Off**. Disponível em: <<http://gizmodo.com/282815/electric-motor-for-sonex-sports-aircraft-cleared-for-take-off>>. Acesso em: 10 nov. 2014.

HEPPERLE, Martin. **Electric Flight: Potential and Limitations**. Braunschweig: Nato Otan, 2012.

HEPPERLE, Martin. **JavaProp - Design and Analysis of Propellers**. 1997. Disponível em: <<http://www.mh-aerotools.de/airfoils/javaprop.htm>>. Acesso em: 15 abr. 2015.

ICAO. **Working paper: Review of the classification and definitions used for civil aviation activities**. Montréal: Icao, 2009.

ITAIPU BINACIONAL. **Projeto VE vai desenvolver o primeiro avião elétrico brasileiro.** Disponível em: <<https://www.itaipu.gov.br/sala-de-imprensa/noticia/projeto-ve-vai-desenvolver-o-primeiro-aviao-eletr>>. Acesso em: 15 set. 2014.

LANZA, Mauricio. **LSA**, um divisor de ares. 2014. Disponível em: <http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/lisa-um-divisor-de-ares_1392.html>. Acesso em: 20 set. 2014.

MOTORS, Remy Electric (Ed.). **Remy HVH250-090-SOM Electric Motor.** Pendleton: Remy International, 2015.

NOTH, André. **History of Solar Flight.** Zurich: Swiss Federal Institute Of Technology Zurich, 2008.

PC-AERO. **Electric Aircraft** - Electra One. Disponível em: <<http://www.aircraft-certification.de>>. Acesso em: 15 set. 2014.

RAYMER, Daniel P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach.** Reston: Aiaa Educational Series, 1999.

ROSKAM, Jan. **Airplane Design.** Lawrence: Roskam Aviation And Engineering Corporation, 1985. (I-VIII).

ROSKAM, Jan. **Methods for estimating drag polars of subsonic airplanes.** Lawrence, Kansas: The University Of Kansas, 1973.

ROSKAM, Jan; LAN, Chuan-tau Edward. **Airplane Aerodynamics and Performance.** Lawrence, Kansas: Darcorporation, 1997.

SRILATHA, Arvindhakshan Rajagopalan. **Design of a 4-Seat**, General Aviation, Electric Aircraft. 2012. 37 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Mechanical And Aerospace Engineering, San Jose State University, San Jose, 2012.

SYSTEMS, A123. **Nanophosphate Lithium Ion Prismatic Pouch Cell:AMP20M1HD-A.** Waltham: A123 Systems, 2015.

SOYLU, Seref. **Electric Vehicles: Modelling and Simulations.** Marrakech: Intech, 2011. Disponível em: <<http://www.intechopen.com/books/electric-vehicles-modelling-and-simulations>>. Acesso em: 29 abr. 2015.

THE HIGH FLYER. **The Plug-in plane.** Disponível em: <http://www.highflyer.airbus-group.com/04_2013_efan_and_ethrust.html>. Acesso em: 15 set. 2014.

TURNER, Harold R. **Effects of mean-line loading on the aerodynamic characteristics of some low-drag airfoils.** Langley Field: Naca, 1943. Disponível em: <<http://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc61373>>. Acesso em: 29 mar. 2015.