



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DE PERNAMBUCO  
UNIDADE ACADÊMICA DO CABO DE SANTO AGOSTINHO  
BACHARELADO EM ENGENHARIA MECÂNICA

RENAN DE ARAÚJO ABREU

Análise de desempenho do conjunto motor-hélice para veículo aéreo não tripulado  
transportador de carga.

Cabo de Santo Agostinho – PE

2023

RENAN DE ARAÚJO ABREU

Análise de desempenho do conjunto motor-hélice para veículo aéreo não tripulado transportador de carga.

Monografia apresentada ao Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Unidade Acadêmica do Cabo de Santo Agostinho da Universidade Federal Rural de Pernambuco para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Área de concentração: Engenharia Mecânica

Orientador: Alexandre Douglas Araujo de Moura

Coordenador: Felipe Orlando Centeno González

Cabo de Santo Agostinho – PE

2023

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação  
Universidade Federal Rural de Pernambuco  
Sistema Integrado de Bibliotecas  
Gerada automaticamente, mediante os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

---

- A162a Abreu, Renan de Araujo  
Análise de desempenho do conjunto motor-hélice para veículo aéreo não tripulado transportador de carga / Renan de Araujo Abreu. - 2023.  
59 f. : il.
- Orientador: Alexandre Douglas Araujo de Moura.  
Inclui referências e apêndice(s).
- Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Universidade Federal Rural de Pernambuco, Bacharelado em Engenharia Mecânica, Cabo de Santo Agostinho, 2023.
1. aeromodelo. 2. motor. 3. hélice. 4. sustentação. 5. arrasto. I. Moura, Alexandre Douglas Araujo de, orient. II. Título

CDD 620.1

---

RENAN DE ARAÚJO ABREU

Análise de desempenho do conjunto motor-hélice para veículo aéreo não tripulado  
transportador de carga.

Dissertação apresentada ao Programa de Graduação em Engenharia Mecânica da Unidade Acadêmica do Cabo de Santo Agostinho da Universidade Federal Rural de Pernambuco para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica

Aprovada em:

Banca Examinadora

---

Orientador

---

Examinador externo

---

Examinador interno

## **DEDICATÓRIA**

A Deus e a Maria, a Virgem Santíssima

Aos meus pais

Ricardo José de Abreu e Geruza de Araújo Vanderlei Abreu

A minha irmã

Geovanna de Araújo Abreu

A todos os familiares e amigos que estiveram comigo nesta jornada

## AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço a Deus e a Santa Maria, a Virgem Puríssima, por terem me protegido e me permitirem realizar o meu sonho em ser engenheiro.

Agradeço aos meus pais, Ricardo Abreu e Geruza de Araújo, e a minha irmã, Geovanna Abreu, que sempre acreditaram no meu potencial, estiveram ao meu lado nunca me deixando desistir mesmo em todos os momentos ruins, aos quais eu entrego todo o meu amor eterno e todo o mérito por ter me tornado quem sou hoje.

Aos meus padrinhos, Flávio Wanderley e Suely Sales, por sempre estarem ao meu lado dando todo o suporte, atenção, carinho e amor.

Aos meus familiares que sempre torceram por mim, mesmo que alguns não estejam por perto, em especial aos meus avós, Marlene de Araújo e José de Abreu, por alimentarem o meu sonho, aos meus primos Italo Honório e Amanda Wanderley com os quais tive vários momentos de aprendizado, crescimento e felicidade, e ao meu tio, Fábio, que fez de tudo para me ajudar nesta carreira.

Aos meus amigos de todos os dias, agradeço por todos os bons momentos que vivemos e, em especial, a Ana Karla que sempre me apoiou em todas as decisões que tomei.

Agradeço aos meus amigos de SESI e SENAI por sempre me ajudarem em todos os quesitos da vida e por fazerem os três anos de ensino médio os melhores da minha vida. Em especial agradeço ao meu grande amigo, irmão e mestre, Philippe William ao qual tenho grande admiração e amor, e a quem sempre tenho como modelo de pessoa e profissional.

Aos meus professores de ensino médio, agradeço por toda a dedicação e empenho para. Em especial, a Brailino Fortunato, por me ensinar além de todas as matérias de escola, também a Adageisa Barbosa por ter confirmado em mim o desejo de ser Engenheiro Mecânico e por me ensinar todas as bases técnicas que uso até hoje.

Agradeço a todos os meus companheiros de universidade em especial, Matheus Silvestre, Matheus Victor, Victor Hugo, Aristóteles Cantarelle e João Alberto sem os quais não teria conseguido passar por esta graduação. Por fim, agradeço a todos os professores da universidade por me entregarem o seu conhecimento o que me permitiu ser hoje engenheiro. Em especial agradeço ao orientador desta monografia, Alexandre Douglas, pelo empenho, paciência e dedicação para extrair de mim sempre o melhor.

## RESUMO

Um dos pilares, atualmente, em uma civilização moderna é a aviação e a mobilidade, facilidade e comodidade que esta tecnologia entrega ao ser humano. Os pioneiros da aviação começaram com a construção de modelos em escala, chamados de aeromodelos, os quais serão tratados neste trabalho. Um dos pontos mais importantes na construção de um aeromodelo são o motor e o hélice, também chamados de conjunto motopropulsor, neste trabalho poderá ser visto como se deu a determinação do desempenho deste conjunto para a construção de um veículo aéreo não tripulado transportador de carga, dentro do projeto do aero design na universidade, vamos mostrar como foram utilizados os softwares Excel e Propeler Selector para adquirir os dados das curvas de desempenho que a aeronave deveria ter partindo dos dados vindos do setor de aerodinâmica que entrega os coeficientes de sustentação e arrasto da aeronave, entre outros parâmetros, foram realizados todos os cálculos visando compreender o desempenho da aeronave em condições de decolagem, voo de cruzeiro e aterrissagem, sempre tendo em conta a norma FAR-Part 23. O motor já havia sido definido como sendo o modelo OS.61FX, assim como, o hélice também foi determinado como sendo o modelo de diâmetro de 13” e passo de 7”, sendo possível determinar o desempenho do veículo para voar com um peso total de 10 kg.

**Palavras-chave:** aeromodelo; motor; hélice; sustentação; arrasto.

## ABSTRACT

One of the pillars, currently, in a modern civilization is aviation and the mobility, ease and convenience that this technology provides to human beings. The pioneers of aviation began with the construction of scale models, called model airplanes, which will be treated in this work. One of the most important points in the construction of a model airplane are the engine and the propeller, also called powertrain set, in this work it will be possible to see how the performance of this set was determined for the construction of an unmanned aerial vehicle carrying cargo, Within the aero design project at the university, we are going to show how the Excel and Propeler Selector software were used to acquire the data of the performance curves that the aircraft should have starting from the data coming from the aerodynamics sector that delivers the lift and drag coefficients of the aircraft, among other parameters, all calculations were carried out in order to understand the performance of the aircraft in takeoff, cruise flight and landing conditions, always taking into account the FAR-Part 23 standard. The engine had already been defined as the OS model .61FX, as well as, the propeller was also determined to be the model with a diameter of 13” and pitch of 7”, being possible to determine the performance of the vehicle to fly with a total weight of 10 kg.

**Keywords:** airplane model; engine; propeller; support; drag.



## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 01 – Componentes principais de um avião. ....	21
Figura 02 – Classificação de asas de acordo com a sua fixação.....	22
Figura 03 – Empenagem convencional. ....	23
Figura 04 – Classificação do trem de pouso conforme a disposição das rodas.....	23
Figura 05 – Superfícies de controle e suas localizações.....	24
Figura 06 – Variação de velocidade e pressão na superfície de um perfil de asa. ....	25
Figura 07 – Principais perfis utilizados em aeronaves não tripuladas.....	26
Figura 08 – Propagação do estol na asa de acordo com a geometria. ....	27
Figura 09 – Espectros aerodinâmicos para várias geometrias.....	28
Figura 10 – Efeito solo. ....	29
Figura 11 – Modelo de hélice 13” x 7”. ....	30
Figura 12 – Sobreposição das curvas de tração disponível e tração requerida.....	31
Figura 13 – Curvas de potência disponível e potência requerida. ....	32
Figura 14 – Sobra de potência. ....	34
Figura 15 – Curvas dos quatro parâmetros de velocidade calculado. ....	36
Figura 16 – Envelope de voo limitado pelas velocidades de estol e do ponto de manobra. ....	36
Figura 17 – Motor a combustão, tipo glow, OS.61.FX. ....	45
Figura 18 – Curvas de tração requerida da aeronave e tração disponível para o hélice 13” x 7”. .....	46
Figura 19 - Curvas de potência requerida da aeronave e potência disponível do hélice 13” x 7”. .....	46
Figura 20 – Razão de subida do aeromodelo em função da velocidade.....	48
Figura 21 – Razão de descida do aeromodelo. ....	49
Figura 22 – Envelope de voo do aeromodelo. ....	51

## LISTA DE TABELAS

Tabela 01 – Coeficiente de atrito equivalente. ....	29
Tabela 02 – Coeficiente de atrito para diferentes tipos de superfície de pista. ....	33
Tabela 03 – Inputs da área de desempenho. ....	37
Tabela 04 – Características técnicas do modelo de hélice 13” x 7”.....	38
Tabela 05 – Fator de carga máximo. ....	44
Tabela 06 – Características finais do motor OS.61.FX escolhido para o projeto.....	45
Tabela 07 – Velocidade de máximo alcance e máxima autonomia.....	47
Tabela 08 – Parâmetros para a decolagem do aeromodelo. ....	47
Tabela 09 – Parâmetros para realização de curvas pelo aeromodelo. ....	49
Tabela 10 – Distância de planeio em função da altitude. ....	50
Tabela 11 – Parâmetros para o pouso do aeromodelo. ....	50
Tabela 12 – Outputs de desempenho para o aeromodelo de 2020. ....	52

## LISTA DE SÍMBOLOS

$L$	Força de sustentação da asa
$\rho$	Densidade do ar
$v$	Velocidade do escoamento
$S$	Área da asa
$C_L$	Coefficiente de sustentação da asa
$D$	Força de arrasto da asa
$C_D$	Coefficiente de arrasto total da asa
$M$	Momento atuante na asa
$C_M$	Coefficiente de momento na asa
$c_d$	Coefficiente de arrasto do perfil
$C_{Di}$	Coefficiente de arrasto induzido
$\phi$	Fator de efeito solo
$h$	Altura da asa em relação ao solo
$b$	Envergadura da asa
$C_{D0}$	Coefficiente de arrasto parasita
$S_{wet}$	Área da asa imersa no escoamento
$C_F$	Coefficiente de atrito equivalente
$T_R$	Tração requerida pela aeronave
$W$	Peso da aeronave
$P_R$	Potência requerida
$C_{LLO}$	Coefficiente de sustentação ideal para a decolagem
$e_0$	Fator de eficiência de envergadura de Oswald
$AR$	Alongamento da asa

$\mu$	Coeficiente de atrito entre os pneus e a pista
$v_{sen\theta}$	Velocidade vertical
$R$	Raio de curvatura da curva feita
$g$	Aceleração da gravidade
$n$	Fator de carga atuante na curva
$\varphi$	Inclinação das asas durante as curvas
$\gamma$	Ângulo de planeio
$V^*$	Velocidade do ponto de manobra
$V_{estol}$	Velocidade de estol do aeromodelo
$n_{m\acute{a}x}$	Fator de carga máximo
$T_{V=0}$	Tração estática
$K_{T0}$	Coeficiente de tração estática
$P_e$	Potência de eixo do hélice
$N$	Rotação do motor
$D$	Diâmetro do hélice
$V$	Velocidade do aeromodelo
$\eta_h$	Eficiência do hélice
$\rho_H$	Densidade do ar para a altitude média definida
$\rho_0$	Densidade do ar ao nível do mar
$V_{T_r\ min}$	Velocidade onde a tração requerida será mínima
$K$	Constante de proporcionalidade
$V_{P_r\ min}$	Velocidade onde a potência requerida será mínima
$V_{lo}$	Velocidade de decolagem
$S_{Lo}$	Comprimento de pista necessária para a decolagem

$R/C$	Razão de subida
$R_{\min}$	Raio de curvatura mínimo
$T_{\max}$	Tração máxima para a velocidade de estol
$V_{R\min}$	Velocidade para um raio de curvatura mínimo
$n_{\min}$	Fator de carga para o raio de curvatura mínimo
$V_{pl}$	Velocidade de planeio
$V_x$	Velocidade horizontal
$RD$	Razão de descida
$Dist$	Distância de planeio do aeromodelo
$H$	Altitude da aeronave
$V_{ap}$	Velocidade de aproximação
$S_L$	Comprimento de pista necessária para o pouso

## LISTA DE EQUAÇÕES

Equação 01 .....	26
Equação 02 .....	26
Equação 03 .....	26
Equação 04 .....	28
Equação 05 .....	29
Equação 06 .....	29
Equação 07 .....	31
Equação 08 .....	32
Equação 09 .....	33
Equação 10 .....	34
Equação 11 .....	34
Equação 12 .....	34
Equação 13 .....	35
Equação 14 .....	36
Equação 15 .....	38
Equação 16 .....	38
Equação 17 .....	38
Equação 18 .....	38
Equação 19 .....	39
Equação 20 .....	39
Equação 21 .....	39
Equação 22 .....	40
Equação 23 .....	40
Equação 24 .....	40
Equação 25 .....	41
Equação 26 .....	41
Equação 27 .....	41
Equação 28 .....	41
Equação 29 .....	42
Equação 30 .....	42
Equação 31 .....	42
Equação 32 .....	42

Equação 33 .....	42
Equação 34 .....	42
Equação 35 .....	43
Equação 36 .....	43
Equação 37 .....	44

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b> .....	<b>18</b>
1.1	MOTIVAÇÃO .....	19
1.2	OBJETIVO GERAL .....	20
1.3	OBJETIVOS ESPECÍFICOS .....	20
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b> .....	<b>21</b>
2.1	VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO (VANT) .....	21
2.2	PRINCIPAIS COMPONENTES DE UM AVIÃO .....	21
2.2.1	Asas .....	22
2.2.2	Empenagem .....	23
2.2.3	Trem de Pouso.....	23
2.2.4	Superfícies de Controle .....	24
2.3	AERODINÂMICA .....	24
2.3.1	Sustentação .....	25
2.3.2	Resistência do Ar .....	27
2.4	CONJUNTO MOTOPROPULSOR .....	30
2.5	ANÁLISE DE DESEMPENHO .....	31
2.5.1	Tração .....	31
2.5.2	Potência.....	32
2.5.3	Desempenho em voo .....	33
2.5.4	Envelope de Voo e Teto Absoluto.....	35
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA</b> .....	<b>37</b>
3.1	INPUTS .....	37
3.2	ANÁLISE DE DESEMPENHO DO CONJUNTO MOTOR-HÉLICE .....	37
3.3	DESEMPENHO EM VOO.....	39
3.3.1	Velocidade de máximo alcance e máxima autonomia .....	39
3.3.2	Desempenho de decolagem.....	39



3.3.3	Desempenho de subida .....	40
3.3.4	Desempenho em curvas durante o voo.....	40
3.3.5	Desempenho de planeio .....	41
3.3.6	Desempenho de pouso.....	43
3.3.7	Envelope de voo.....	43
4	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES.....</b>	<b>45</b>
4.1	ANÁLISE DE DESEMPENHO DO CONJUNTO MOTOR-HÉLICE .....	45
4.2	DESEMPENHO EM VOO .....	47
4.2.1	Velocidade de máximo alcance e máxima autonomia .....	47
4.2.2	Desempenho de decolagem.....	47
4.2.3	Desempenho de subida .....	48
4.2.4	Desempenho em curvas durante o voo.....	48
4.2.5	Desempenho de planeio .....	49
4.2.6	Desempenho de pouso.....	50
4.2.7	Envelope de voo.....	51
4.3	OUTPUTS .....	51
5	<b>CONCLUSÃO.....</b>	<b>53</b>
	<b>REFERÊNCIAS.....</b>	<b>55</b>
	<b>APÊNDICE A – Variação dos parâmetros do hélice 13” x 7” para o range de velocidade analisado. ....</b>	<b>56</b>
	<b>APÊNDICE B – Variação da razão de subida de acordo com o range de velocidade analisado, considerando-se as características do hélice 13” x 7”. ....</b>	<b>57</b>
	<b>APÊNDICE C – Variação da razão de descida e do ângulo de ataque em função da velocidade horizontal.....</b>	<b>58</b>
	<b>APÊNDICE D – Variação das velocidades mínimas e máximas em função das trações e da altitude. ....</b>	<b>59</b>

## 1 INTRODUÇÃO

Poder voar, desde os primórdios na pré-história, sempre foi um desejo do homem, cruzar o ar sem barreiras e com toda a liberdade se tornou uma obsessão. Voar é, por definição, sustentar-se ou mover-se pelo ar por meio de asas ou de máquinas, aviões, balões e planadores (AURÉLIO, 2002). O primeiro registro, considerado como uma tentativa de voo, é o conto grego sobre Ícaro e seu pai Dédalo, que construíram asas de bronze fixadas as suas vestes utilizando cera (PALHARES, 2002). O famoso inventor, Leonardo da Vinci, idealizou uma máquina voadora em 1487, mas nunca conseguiu construí-la. Ao longo da história muitos deram a vida por este sonho, podemos citar os pioneiros Simón, o Mago, e Paolo Guidotti (DE LA TORRE, 2003). O grande passo para esta realização se deu por meio da construção dos primeiros balões, sendo o primeiro projeto com sucesso em voos tripulados desenvolvido pelos irmãos Montgolfier, na França, em 1783 (PALHARES, 2002).

A aviação como a conhecemos hoje, deve-se ao empenho de muitos pioneiros ao longo da história e a invenção de tecnologias que permitiram o seu desenvolvimento, Alberto Santos Dumont foi o primeiro a utilizar um motor a combustão para construir um modelo auto propélido, tendo os irmãos Wright desenvolvido o famoso *Flyer*, o sistema de controle de três eixos utilizado até os dias de hoje. As duas grandes guerras foram essenciais no desenvolvimento tecnológico e por tornar a aviação comercial possível (SILVA, 2009).

Já o aeromodelismo, tem uma história tão antiga quanto a aviação, pois podemos considerar que as primeiras ideias de máquina voadoras são aeromodelos. O precursor de aeromodelismo é o francês, Alphonse Penaud importante inventor e matemático (FARIA, 2011). No ano de 1870, Penaud inventou o motor elástico com tiras de retorcidas, esta torção aumentava a força propulsora destes elásticos. Utilizando este motor, em 1871, Penaud construiu o primeiro modelo propélido a elásticos, o *Planophore*, que possuía apenas um hélice bi-pá, sendo construído com bambu, tendo 500 mm de comprimento, 460 mm de envergadura e 16 gramas, definindo o modelo básico dos aeromodelos construídos até os dias de hoje (FARIA, 2011).

Penaud foi aclamado pela Sociedade Francesa de Navegação Aérea, após fazer um voo de demonstração em 18 de agosto de 1871, em Paris, sendo o primeiro aeroplano a fazer um voo livre e estável, tendo voada por 60 metros a uma altura de 20 metros por 13 segundos. Em 1955 a Comissão Internacional de Aeromodelismo, deu o nome de Alphonse Penaud a taça

oferecida pela Federação Aeronáutica Internacional (FAI) a equipe vencedora do Campeonato Mundial de “*Wakefields*”, como uma homenagem póstuma ao pioneiro (FARIA, 2011).

Dessa maneira, o presente trabalho, trata da análise do motor OS.61FX trabalhando em conjunto com o hélice 13” x 7”, levando em consideração os dados aerodinâmicos do aeromodelo e o parâmetro de massa total de 10 kg. Este material se encontra dividido em cinco tópicos, partindo das fundamentações teóricas acerca do funcionamento geral de uma aeronave até a determinação do desempenho e todo o envelope de voo do aeromodelo. O primeiro capítulo traz a contextualização do tema, os objetivos do trabalho e a motivação do mesmo. Toda a fundamentação teórica, utilizada como base para a análise de desempenho, está discutida no segundo capítulo. O terceiro capítulo traz, de forma detalhada, as metodologias utilizadas para determinar o desempenho e as condições em que o aeromodelo pode ser submetido durante o voo. Os resultados obtidos são apresentados no quarto capítulo, acompanhados de uma discussão detalhada. Por fim, no quinto capítulo, temos as conclusões e sugestões para futuros trabalhos.

## 1.1 MOTIVAÇÃO

Durante o processo de formação de um engenheiro, é importante que seja feita uma união entre os conhecimentos adquiridos em sala de aula e as problemáticas reais da engenharia. Esta união pode ser feita de várias maneiras, o que inclui projetos de extensão, como o aero design, iniciações científicas e os trabalhos de conclusão de curso. De toda forma, o objetivo final deve ser alcançado, ou seja, garantir uma formação sólida do engenheiro, que será capaz de constituir uma grande e sólida “caixa de ferramentas” e utiliza-la com maestria para solucionar as demandas encontradas no mundo real.

Cada engenharia, apesar de todas serem interdisciplinares, possuem seus ramos específicos de trabalho, com a engenharia mecânica isto não é diferente, dentre todos estes ramos vamos destacar aqui, neste trabalho, o ramo da aeronáutica, que pode ser dividido em vários outros sub-ramos. Um destes sub-ramos é a área de desempenho que trata do projeto, análise e implementação dos sistemas de propulsão, assim como, a determinação de todos os parâmetros de voo para uma aeronave específica, ou seja, é estabelecida a forma como esta aeronave decola, pousa e se mantém em voo de cruzeiro, indicando também o teto absoluto e as velocidades mínimas e máximas para cada condição de voo, delineando todas as condições em que a aeronave pode ser colocada sem sofrer uma falha crítica.

Utilizando estas práticas, este trabalho surge formado pela necessidade de determinarmos todo o desempenho de um aeromodelo, desenvolvido no projeto AeroDesign da Universidade Federal Rural de Pernambuco (UFRPE), utilizando o motor OS.61FX e o hélice 13" x 7" para voar, transportando cargas, com uma massa total de 10 kg.

## 1.2 OBJETIVO GERAL

Determinar todo o desempenho entregue pelo motor OS.61FX e o hélice 13" x 7", para que o aeromodelo consiga transportar cargas e voar com uma massa total de 10 kg.

## 1.3 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Determinar a tração e potência disponíveis e requeridas;
- Determinar a velocidade de máximo alcance e máxima autonomia;
- Determinar o desempenho da aeronave em decolagem, subida, curvas, planeio e no pouso;
- Determinar o envelope de voo.

## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

### 2.1 VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO (VANT)

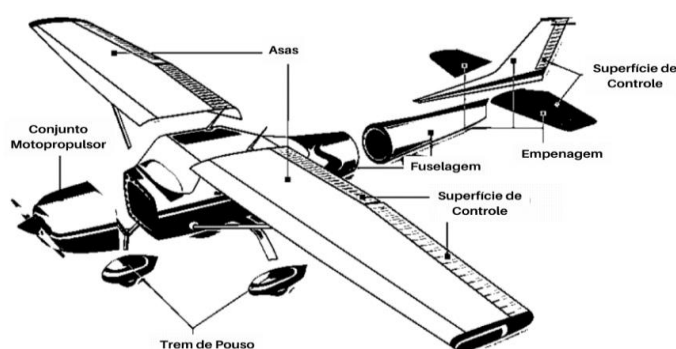
O veículo aéreo não tripulado (VANT) é um avião que não possui um piloto, sendo pilotado de forma remota. Após os esforços de tantos pioneiros, para transportar o homem pelos céus, surge o VANT na década de 1950 com a introdução do modelo Ryan Firebee, usado em missões de reconhecimento no Vietnã (ANDERSON JUNIOR, 2015).

Inicialmente chamado de veículo aéreo remotamente pilotado (VARP), sendo Israel o primeiro país a utiliza-lo para missões de combate, já que a perda de um VARP era menos custosa em todos os sentidos, sendo a mudança de nome ocorrendo no final do século XX. O projeto de um VANT é mais amplo pois não são precisos equipamentos de suporte de vida, segurança e conforto, o que reduz o peso e não se prende as limitações físicas do ser humano (ANDERSON JUNIOR, 2015). O VANT é um grande passo para humanidade, já que se torna possível concluir missões antes impossíveis devido as limitações físicas do ser humano.

### 2.2 PRINCIPAIS COMPONENTES DE UM AVIÃO

Por definição, o avião é uma máquina de asa fixa mais pesada que ar e se move através de propulsão mecânica, devido à reação do ar que flui através das asas (MIRANDA, 2014). Podem ser projetados de várias formas, mas todos possuem os mesmos componentes principais, com as características e dimensões determinadas pelo projeto, sendo estes a fuselagem, asas, empenagem, trem de pouso, conjunto motopropulsor, sendo este discutido no item 2.5 deste trabalho, e as superfícies de controle. Podemos observar estes componentes na Figura 01.

Figura 01 – Componentes principais de um avião.

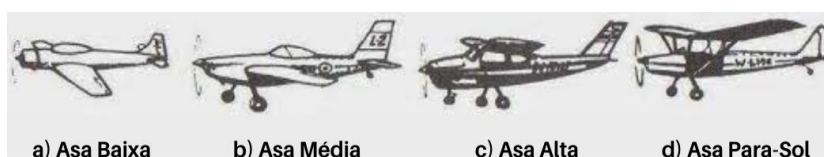


Fonte: Adaptado de FAA (2013).

### 2.2.1 Asas

As asas são componentes fundamentais para o avião se sustentar em voo, um avião é capaz de voar sem o motor, tendo velocidade horizontal, mas não é capaz de voar sem as asas. Existem vários tipos de projetos, tamanhos e formas para as asas, mas de uma forma geral, podem ser classificadas de acordo com a sua fixação na fuselagem sendo, baixa, média, alta ou para-sol (MIRANDA, 2014). A Figura 02, mostra como é o posicionamento de cada fixação.

Figura 02 – Classificação de asas de acordo com a sua fixação.



Fonte: Adaptado de Paiva (2017).

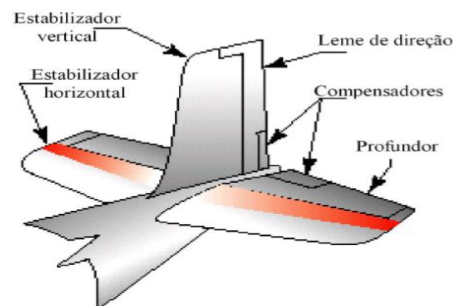
As asas também são utilizadas para classificar os aviões, sendo um par de asas chamado de monoplano e dois pares chamados de biplano, podendo ainda haver aviões com mais de dois pares de asas (MIRANDA, 2014). Para uma asa revestida com tela ou metal, temos como elementos estruturais as nervuras, longarina, bordo de ataque e bordo de fuga. As nervuras são responsáveis pela geometria da asa e a transmissão os esforços, a longarina o principal componente da asa responsável por suportar os esforços de cisalhamento, flexão e torção, o bordo de ataque a parte frontal da asa e o bordo de fuga a parte traseira da asa que irá servir como alojamento para as superfícies de controle (MIRANDA, 2014).

A geometria de uma asa varia de acordo com os requisitos do projeto da aeronave, sendo as mais comuns, para aeromodelos, a retangular, elíptica e trapezoidal. Asa retangular é a que tem a menor eficiência aerodinâmica por conta do grande arrasto na ponta da asa, mas possui um menor custo de fabricação por ser mais simples. Já uma asa elíptica representa uma asa ideal, ela proporciona a máxima eficiência, mas é uma asa de alto custo devido à complexidade. Uma asa trapezoidal tem uma boa eficiência aerodinâmica, pois o arrasto na ponta de asa é reduzido, tendo custos e complexidade intermediários. As asas e o perfil, possuem determinadas nomenclaturas para regiões específicas, sendo estas, a envergadura que é a distância entre uma ponta e outra da asa, a área da asa que é a área, em vista, de toda a asa o que inclui a parte da fuselagem e as cordas da raiz e da ponta, que são o tamanho da asa nestas regiões (MIRANDA, 2014).

### 2.2.2 Empenagem

Este componente tem a função principal de estabilizar e controlar a aeronave em voo, sendo dividida em duas superfícies, horizontal e vertical. A superfície horizontal é a seção responsável pelo movimento de levantar e baixar o nariz do avião, onde estão o estabilizador horizontal, região fixa, e o profundor, região móvel. Já a superfície vertical é responsável pelo movimento de deslocar o nariz para a esquerda ou à direita, formada pelo estabilizador vertical, região fixa, e o leme de direção, região móvel (MIRANDA, 2014). A Figura 03 ilustra um modelo de empenagem convencional e os seus componentes.

Figura 03 – Empenagem convencional.



Fonte: Miranda (2014).

### 2.2.3 Trem de Pouso

O trem de pouso serve para apoiar o avião no solo e manobra-lo durante o taxiamento, decolagem e pouso. A maioria dos trens de pouso possuem rodas, mas podem ter flutuadores, para hidroaviões, ou esquis, para operações na neve. A classificação é feita de acordo com a disposição das rodas, podendo ser um triciclo ou convencional. No triciclo, o trem principal fica embaixo das asas e o trem do nariz fica embaixo do nariz do avião. Já no convencional, o trem principal fica próximo do nariz e uma bequilha é colocada no fim do cone de calda (MIRANDA, 2014). Na Figura 04 podemos ver estes dois tipos de trem de pouso.

Figura 04 – Classificação do trem de pouso conforme a disposição das rodas.

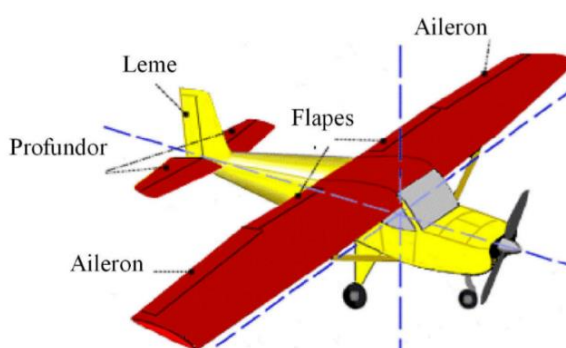


Fonte: Adaptado de Montoro (2017).

## 2.2.4 Superfícies de Controle

O sistema de três eixos, o *Flyer*, inventado pelos irmãos Wright, é utilizado até hoje para o controle de qualquer aeronave (SILVA, 2009). O sistema possui três superfícies de controle, os ailerons, posicionado um em cada asa e responsável pelos movimentos de rolagem, o profundor, localizado no estabilizador horizontal e responsável pelos movimentos de arfagem e o leme de direção, montado no estabilizador vertical e dá ao avião os movimentos de guinada (MIRANDA, 2014). A Figura 05 ilustra estas três superfícies e as suas localizações.

Figura 05 – Superfícies de controle e suas localizações.



Fonte: Miranda (2014).

Os ailerons são localizados no bordo de fuga nas extremidades das asas, utilizados para realizar os movimentos de rolagem da aeronave, ou seja, o movimento das asas para esquerda ou para a direita. Quanto ao profundor são responsáveis pelo movimento de arfagem da aeronave, ou seja, subir ou descer o nariz do avião. Ao defletir o profundor para cima o aumento da sustentação fará o nariz levantar. O leme de direção tem a finalidade de realizar os movimentos de guinada do avião, ao redor do seu eixo vertical, virando o nariz para direita ou para a esquerda (MIRANDA, 2014).

## 2.3 AERODINÂMICA

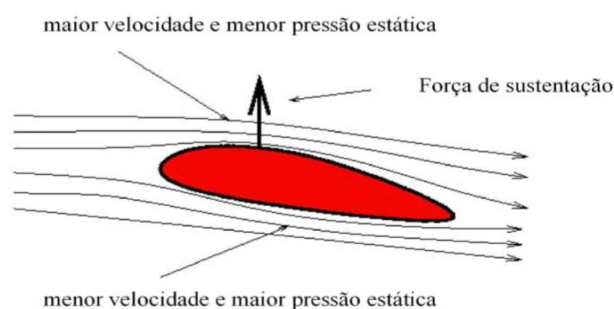
Aeronaves não podem executar um bom voo se as leis da aerodinâmica não forem bem aplicadas, mesmo tendo as melhores técnicas de fabricação (RODRIGUES, 2004). Este é o ramo que estuda o movimento de fluídos gasosos, propriedades, características e às forças que exercem nos corpos. Estando antes ligado a hidrodinâmica, seu desenvolvimento cresceu com a popularização dos aviões e dos automóveis, e os estudos mais aprofundados dos perfis e aerofólios (MIRANDA, 2014).



### 2.3.1 Sustentação

A sustentação é a força mais importante na aeronáutica, sendo esta a força que permitir o avião voar. O ar, ao encontrar a asa, se divide em duas partes, uma parte irá por cima da asa e a outra parte irá por baixo. Podemos explicar a sustentação utilizando a terceira lei de Newton ou o princípio de Bernoulli, que é a linha que iremos explorar neste trabalho, sendo assim, o princípio de Bernoulli define que a velocidade do fluido e a sua pressão são inversamente proporcionais. Assim sendo, a parcela do ar que vai por baixo da asa é mais lenta, logo com maior pressão, do que a parcela de cima da asa, o que gera a sustentação (MIRANDA, 2014). Na Figura 06 é possível analisar a divisão do escoamento e a diferença de velocidade e pressão.

Figura 06 – Variação de velocidade e pressão na superfície de um perfil de asa.





Fonte: Miranda (2014).

A forma do escoamento, laminar ou turbulento, tem um impacto direto na sustentação e no arrasto da aeronave, utilizamos o número de Reynolds para definir o tipo do escoamento e o melhor perfil de asa. Outro fator importante para a sustentação é ângulo de ataque,  $\alpha$ , definido como o ângulo formado entre a linha da corda do perfil e a direção do vento relativo, é este ângulo que define a divisão do escoamento sobre a asa. O aumento do ângulo de ataque aumenta a sustentação, até o ângulo de ataque crítico, acima disto o escoamento se descola da asa e causa o estol, onde a asa perde a sustentação. O ângulo de ataque crítico é em torno de  $15^\circ$ , para perfis normais, podendo variar de  $20^\circ$  a  $45^\circ$  para os hipersustentadores. Temos ainda o ângulo de incidência, formado entre a corda do perfil e a direção do voo reto e nivelado, as asas já são montadas com um pequeno ângulo de incidência positivo, da ordem de  $5^\circ$ , sendo o ângulo ideal o que proporciona a maior eficiência aerodinâmica. Para selecionarmos o melhor perfil aerodinâmico, é preciso levar em consideração várias características, como o número de Reynolds, as características aerodinâmicas e dimensionais do perfil e o tipo de operação da aeronave (MIRANDA, 2014).

Para aeromodelos não tripulados é muito importante que os perfis escolhidos tenham o máximo de sustentação possível, na Figura 07 é possível visualizar os principais perfis utilizados para este fim e suas principais características.

Figura 07 – Principais perfis utilizados em aeronaves não tripuladas.

Perfil	Características principais
 Selig 1223	Espessura máxima: 12,1% a 20,3% da corda Curvatura máxima: 8,67% a 49,9 da corda Raio de curvatura bordo de ataque: 3,085% Espessura do bordo de fuga: 0,0000%
 Selig 1210	Espessura máxima: 11,9% a 23,2% da corda Curvatura máxima: 7,2% a 51,9 da corda Raio de curvatura bordo de ataque: 1,801% Espessura do bordo de fuga: 0,0000%

Fonte: Adaptado de Miranda (2014)

Um parâmetro utilizado para melhorar a sustentação é o alongamento da asa, definido como a relação entre a envergadura e a área da asa. Um avião com alto alongamento terá uma grande envergadura e uma corda pequena, já o baixo alongamento trará uma envergadura pequena e uma corda grande. Quanto maior o alongamento da asa, menor será o arrasto induzido na ponta, mas o excesso traz problemas estruturais e de manobrabilidade. Assim como no perfil, a asa também tem certas características para gerar a sustentação e o arrasto desejados. Estas são, a força de sustentação, calculada pela Equação 01, a força de arrasto definida pela Equação 02 e o momento atuante é expresso pela Equação 03 (MIRANDA, 2014).

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (01)$$

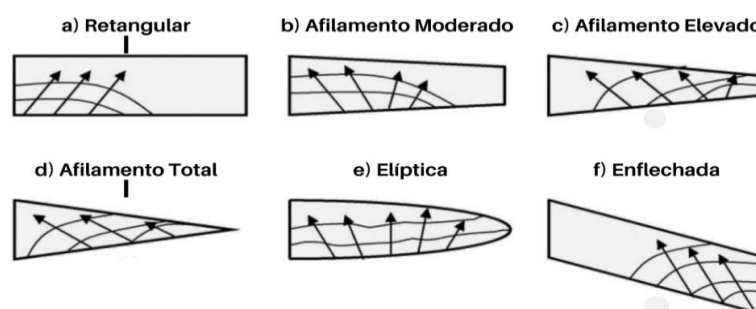
$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (02)$$

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_M \quad (03)$$

No qual,  $L$  é a força de sustentação da asa,  $\rho$  a densidade do ar,  $v$  a velocidade do escoamento,  $S$  a área da asa,  $C_L$  o coeficiente de sustentação da asa definido pela sua geometria,  $D$  a força de arrasto da asa,  $C_D$  o coeficiente de arrasto da asa definido pela sua geometria,  $M$  o momento atuante na asa,  $\bar{c}$  a corda média aerodinâmica e o  $C_M$  o coeficiente de momento da asa definido pela sua geometria.

O aumento do ângulo de ataque tem um limite, chamado ângulo crítico, nesta situação a asa perde a capacidade de gerar sustentação e entra em uma situação chamada de estol que ocorre quando o escoamento se descola da superfície da asa, a determinação deste ponto de estol da aeronave é de suma importância pois é quando conseguimos determinar a velocidade mínima do avião e as condições para o comprimento de pista, na decolagem e no pouso. Para que a aeronave tenha o máximo desempenho é preciso que ela tenha uma baixa velocidade de estol, pois assim o avião consegue voar, decolar e aterrissar com a velocidade mais baixa, utilizando menos comprimento de pista para a decolagem e o pouso. É importante entender como o estol se propaga na asa, devido a sua geometria, para determinar a posição dos ailerons e dos flaps. Esse entendimento proporciona que evitemos que as primeiras superfícies a entrar em estol sejam os ailerons, pois isto faz com que a aeronave perca capacidade de manobra (MIRANDA, 2014). Na Figura 08 é possível visualizar a forma como o estol se propaga em asas de diferentes geometrias.

Figura 08 – Propagação do estol na asa de acordo com a geometria.



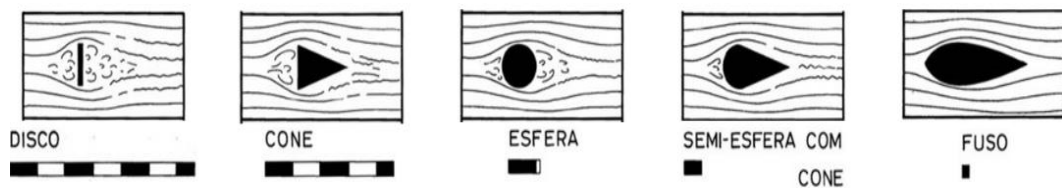
Fonte: Adaptado de Miranda (2014).

### 2.3.2 Resistência do Ar

Para um corpo se mover em um fluido, este deve expulsar o fluido do seu caminho pois, de acordo com a teoria da impenetrabilidade, dois corpos não podem ocupar um mesmo espaço ao mesmo tempo. A quantidade do fluido que este corpo deve expulsar, chama-se resistência ou atrito do ar, que varia de acordo com a geometria do corpo, então, quanto maior for a área frontal mais fluido ele irá deslocar e assim gerar uma maior resistência. Durante a passagem do corpo pelo fluido vai existir uma zona de alta pressão na frente do corpo e uma zona de baixa pressão atrás, o fluido então irá tender a preencher esta zona de baixa pressão (RODRIGUES, 2004).

Como o fluido precisa contornar o corpo, se torna mais fácil realizar o contorno se a curva for o mais suave, pois a separação do fluido será menor e o corpo será dito mais aerodinâmico. A velocidade do corpo é diretamente proporcional a resistência do ar, devido as maiores forças de inércia, o corpo precisará fazer mais força para tirar o fluido do caminho (RODRIGUES, 2004). A Figura 09 ilustra os espectros aerodinâmicos de diferentes geometrias.

Figura 09 – Espectros aerodinâmicos para várias geometrias.



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2004).

Existem alguns tipos de arrastos que podem ser estudados. O arrasto de atrito é aquele que atua de forma perpendicular a aeronave, devido as tensões de cisalhamento na superfície. Já o arrasto de pressão é gerado pelo desbalanceamento de pressão na separação das linhas de fluido causadas pela área frontal do corpo. O arrasto de perfil é soma dos arrastos de atrito e de pressão. O arrasto de interferência, é uma representação do arrasto de pressão, analisando a interação do fluido com cada componente da aeronave de forma isolada. Já o arrasto induzido é o mais preocupante, pois é gerado pela força de sustentação, devido ao escoamento induzido, *downwash*, que são vórtices gerados nas pontas das asas. Estes vórtices são causados pois o ar que está embaixo da asa está com uma pressão mais alta do que o ar que está por cima da asa, sendo assim, o ar com maior pressão irá tender a preencher o espaço com a menor pressão, tendendo a sair de baixo para cima da asa, o arrasto induzido está diretamente ligado ao coeficiente de sustentação, sendo o preço que deve ser pago pela força de sustentação. Já o coeficiente de arrasto total da asa é dado pela Equação 04 (MIRANDA, 2014).

$$C_D = c_d + C_{Di} \quad (04)$$

No qual  $C_D$  é o coeficiente total de arrasto da asa,  $c_d$  o coeficiente de arrasto do perfil e o  $C_{Di}$  o coeficiente de arrasto induzido. Um efeito, chamado efeito solo, ocorre quando a aeronave está próxima ao solo e os vórtices gerados pelas pontas das asas se dissipam ao tocar o solo, diminuindo o arrasto induzido, assim a aeronave precisa usar menos o motor para manter a velocidade e a sustentação (MIRANDA, 2014). Este efeito pode ser visto na Figura 10.

Figura 10 – Efeito solo.



a) Vórtices formadas em altitude

b) Vórtices formados próximos ao solo

Fonte: Adaptado de Miranda (2014).

O efeito solo só atua quando a aeronave está a uma altura, em relação ao solo, inferior a envergadura da asa, podendo haver uma redução de até 50% no arrasto induzido, devido a isto a aeronave é capaz de decolar com um comprimento de pista menor (MIRANDA, 2014). Podemos expressar o fator do efeito solo através da Equação 05.

$$\phi = \frac{(16 \cdot h/b)^2}{1 + (16 \cdot h/b)^2} \quad (05)$$

Sendo  $\phi$  o fator do efeito solo, que será um valor menor ou igual a 1,  $h$  é a altura da asa em relação ao solo e  $b$  é a envergadura da asa. O principal arrasto em uma aeronave é o arrasto parasita, que é a parcela do arrasto total menos o arrasto induzido, sendo este um o arrasto que não está ligado a sustentação. É comumente utilizado para descrever o arrasto de perfil no avião inteiro e sendo expresso pela Equação 10 (MIRANDA, 2014).

$$C_{D0} = \frac{S_{wet}}{S} \cdot C_F \quad (06)$$

Onde  $C_{D0}$  é o coeficiente de arrasto parasita,  $S_{wet}$  é área da asa imersa no escoamento e  $C_F$  o coeficiente de atrito equivalente, determinado pelo tipo da aeronave, conforme a Tabela 01.

Tabela 01 – Coeficiente de atrito equivalente.

Aeronave	$C_F$ (subsônico)
Aeronave leve – monomotor	0,0055
Aeronave leve – bimotor	0,0045
Aeronave anfíbio	0,0065

Fonte: Adaptado de Miranda (2014).

## 2.4 CONJUNTO MOTOPROPULSOR

Sendo responsável por dar velocidade horizontal ao aeromodelo, em solo e em voo, o conjunto motopropulsor é composto por duas partes, o motor e o hélice, para aeromodelos. Em aeronaves monomotor, o conjunto pode ser montado em duas configurações, tractor e *pusher*. Na configuração tractor, o conjunto é montado a frente do avião onde o hélice irá puxar a aeronave, utilizada em 99% dos aviões, tem a vantagem de o hélice operar em um escoamento limpo, ajudando na distribuição de peso e na refrigeração do motor, a desvantagem são os vórtices formados pelo hélice que vão para cima da asa. Na configuração *pusher*, o conjunto é montado na parte de trás do avião fazendo o hélice empurrar a aeronave, mas são utilizados em aviões anfíbios. As asas terão um escoamento mais laminar e o ruído do motor é reduzido na cabine de passageiros, mas o avião terá problemas de estabilidade devido a distribuição de peso (MIRANDA, 2014).

O hélice é um dos elementos mais importantes em um avião, fornece tração a aeronave para que ela possa ganhar velocidade e realizar o voo. De forma geral, o hélice é um aerofólio giratório com um ângulo de ataque positivo e produz tração de forma paralela a aeronave. O hélice possui duas características principais, o diâmetro e o passo. O diâmetro é o tamanho da circunferência descrita pelas pontas das pás e o passo é a distância percorrida pelo hélice em uma rotação completa. Assim como uma asa, o hélice gera sustentação nas pás, então podemos dizer que o hélice é uma asa giratória. A pá é composta de algumas partes, o cubo, que é a região central, o bordo de ataque, que é a parte da frente do hélice, o bordo de fuga, que é a parte de trás, e a ponta da pá (RODRIGUES, 2004).

Um hélice de bom desempenho terá um passo constante, e a angulação da pá fica maior quanto mais próximo do cubo (RODRIGUES, 2004). Os aeromodelos possuem um limite de rotação do hélice devido a potência do motor, hélices com diâmetros menores darão mais manobrabilidade e menos velocidade, já os com diâmetros maiores darão mais velocidade mas retiram manobrabilidade. Sendo o modelo de hélice mais utilizado, para aeromodelos, o 13" x 7", pois entrega satisfatoriamente o desempenho que o aeromodelo necessita (MIRANDA, 2014). A Figura 11 mostra o modelo de hélice 13" x 7".

Figura 11 – Modelo de hélice 13" x 7".



Fonte: Adaptado de Miranda (2014).

## 2.5 ANÁLISE DE DESEMPENHO

O objetivo principal da análise de desempenho, no aeromodelismo, é definir as condições de voo em que o avião pode entrar. São determinadas então, as curvas de tração e potência, e calculado o desempenho em voo do aeromodelo.

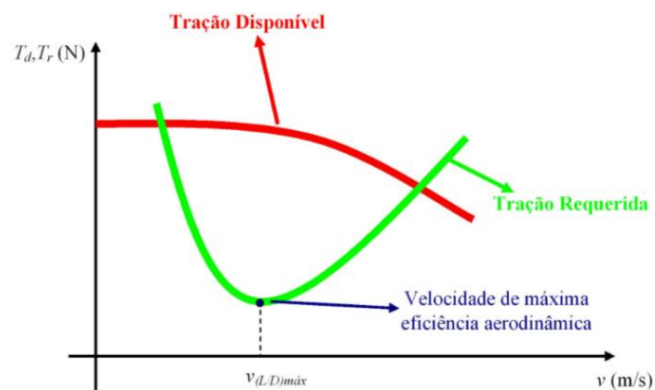
### 2.5.1 Tração

Os cálculos de tração são fundamentais para definir a capacidade de voo do aeromodelo, podendo ser dividida em tração disponível e tração requerida. Todos os cálculos são baseados nas equações de equilíbrio, sustentação e arrasto. A tração disponível é o quanto de empuxo o hélice pode entregar para a aeronave, sendo, as curvas de tração disponível, definidas em túneis de vento com a utilização de dinamômetros e *softwares* especializados. Já a tração requerida é o empuxo que o aeromodelo precisa para realizar o voo, tendo influência do peso e da eficiência aerodinâmica da aeronave, sendo expressa pela Equação 07 que também irá gerar uma curva de tração de requerida pelo aeromodelo (MIRANDA, 2014).

$$T_R = \frac{W}{C_L/C_D} \quad (07)$$

Onde,  $T_R$  é a tração requerida pela aeronave e  $W$  o peso do avião. É possível ver que quanto maior o peso do avião maior será a tração requerida e quanto maior a eficiência aerodinâmica menor será a tração requerida. Com as curvas de tração requerida e disponível é preciso fazer uma sobreposição destas curvas para entender em quais velocidades o aeromodelo pode operar, esta sobreposição pode ser vista na Figura 12.

Figura 12 – Sobreposição das curvas de tração disponível e tração requerida.



Fonte: Miranda (2014).

O ponto identificado na curva, mostra onde a aeronave estará em uma velocidade onde terá a maior eficiência aerodinâmica, portanto, é o ponto de mínima tração requerida, representando então um voo com o máximo alcance onde o avião irá percorrer a maior distância possível com uma determinada quantidade de combustível. Importante lembrar que a altitude altera a forma como o hélice entrega a tração pois, com o aumento da altitude a densidade do ar diminui, então, a tração disponível também diminui (MIRANDA, 2014).

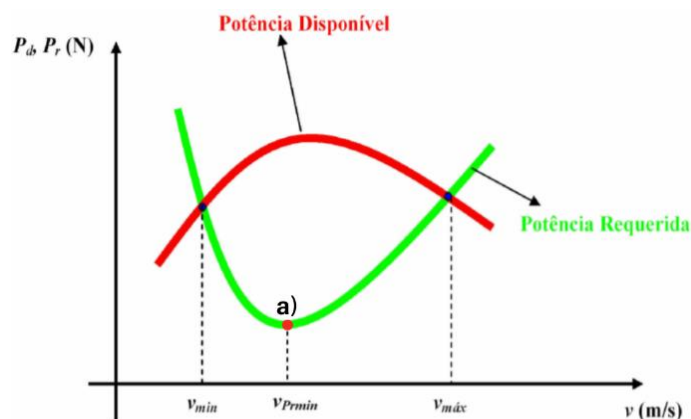
### 2.5.2 Potência

É muito importante determinar a potência do aeromodelo, pois só assim se torna possível avaliar a máxima autonomia e as condições de subida. A potência também pode ser dividida em duas, a potência disponível e a requerida. A potência disponível é, por definição, toda a potência que o conjunto motopropulsor pode oferecer para a aeronave, sendo expressa pela multiplicação entre a tração disponível e a velocidade do avião. Já a potência requerida é aquela que a aeronave necessita para manter o voo em diferentes condições de velocidade e altitude, sendo expressa pela multiplicação entre a tração requerida e a velocidade da aeronave ou em função da eficiência aerodinâmica, visto na Equação 08 (MIRANDA, 2014).

$$P_R = \sqrt{\frac{2 \cdot W^3 \cdot C_D^2}{\rho \cdot S \cdot C_L^3}} \quad (08)$$

Onde,  $P_R$  é a potência requerida pela aeronave, tendo influência direta do peso e da altitude em que o aeromodelo está voando. No caso estudado, de aeronaves a hélice, as curvas de potência disponível e potência requerida assumem a forma genérica mostrado na Figura 13.

Figura 13 – Curvas de potência disponível e potência requerida.



Fonte: Adaptado de Miranda (2014).



O ponto *a*, mostrado na Figura 13, é o ponto onde a potência requerida pela aeronave é mínima, dessa forma, a aeronave vai possuir máxima autonomia, ou seja, consegue voar a máxima distância com o tanque cheio de combustível.

### 2.5.3 Desempenho em voo

Para o desempenho de decolagem, no aeromodelo, é importante determinar a distância necessária para a decolagem em que o avião irá desenvolver a velocidade necessária. O primeiro passo é calcular a velocidade de decolagem que, para a norma FAR-Part 23 da *Federal Aviation Regulation* (FAR), não deve ser inferior a 20% da velocidade de estol, para evitar que o cone de calda toque no solo ou que o avião faça uma excursão de pista. Após o cálculo da velocidade de decolagem, já é possível encontrar o comprimento de pista necessário para a decolagem, que terá influência direta do peso do avião e da altitude do local de decolagem (MIRANDA, 2014).

Para determinação da distância de decolagem, é preciso ter em mãos o coeficiente de atrito entre as rodas e a superfície da aeronave, expresso pela letra grega  $\mu$ , este coeficiente depende do tipo de superfície da pista como mostrado na Tabela 02.

Tabela 02 – Coeficiente de atrito para diferentes tipos de superfície de pista.

Tipo de superfície	$\mu$
Asfalto, concreto	0,02 até 0,03
Terra	0,05
Gramma	0,075

Fonte: Adaptado de Miranda (2014).

Para diminuir a distância de decolagem, para que fique dentro dos limites do regulamento, pode-se encontrar um coeficiente de sustentação ideal, que terá grande influência do efeito solo, este coeficiente é expresso pela Equação 09 (MIRANDA, 2014).

$$C_{LLO} = \frac{\pi \cdot e_0 \cdot AR \cdot \mu}{2 \cdot \phi} \quad (09)$$

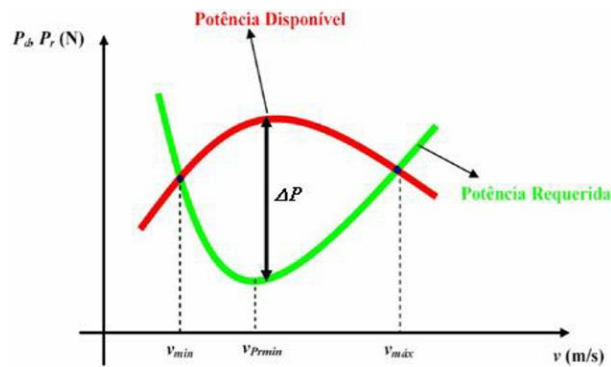
Onde,  $C_{LLO}$  é o coeficiente de sustentação ideal para a decolagem,  $e_0$  o fator de eficiência de envergadura de Oswald e  $AR$  o alongamento da asa. Importante resalta que, neste momento crítico do voo, deve-se ter muito cuidado para não colocar a aeronave em estol pois, em baixas altitudes, se torna praticamente impossível recuperar o voo.

Quanto ao desempenho de subida, esta análise é importante para definir o quanto o avião é capaz ou não de subir, sendo esta capacidade chamada de razão de subida, podendo ser calculada pela Equação 10 (MIRANDA, 2014).

$$v_{sen\theta} = \frac{P_D - P_R}{W} \quad (10)$$

Onde,  $v_{sen\theta}$  é a velocidade vertical da aeronave e  $P_D$  a potência disponível. Analisando a Equação 10 é possível entender que a velocidade vertical depende da sobra de potência da aeronave. A Figura 16 ilustra a sobra de potência de uma aeronave.

Figura 14 – Sobra de potência.



Fonte: Miranda (2014).

Durante as curvas, o avião é submetido a muitas tensões, por isto é preciso entender o desempenho nesta ocasião para evitar o estol e problemas estruturais. Então, para evitar estes problemas, é preciso calcular o raio de curvatura da curva a ser feita, expresso pela Equação 11 e o fator de carga atuante na aeronave, demonstrado pela Equação 12 (MIRANDA, 2014).

$$R = \frac{v^2}{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}} \quad (11)$$

$$n = \frac{1}{\cos\varphi} \quad (12)$$

No qual,  $R$  é o raio de curvatura,  $g$  a aceleração da gravidade e  $n$  o fator de carga atuante na aeronave durante a curva e  $\varphi$  o ângulo de inclinação das asas durante as curvas, que também possui um limite onde, a partir dele, o avião entrará em estol.

Para um aeromodelo, é fundamental que o desempenho em curva seja muito bem determinado, pois sempre estão operando em condições alto estresse, sendo assim, as curvas

precisam ser feitas com o menor raio de curvatura possível para que se possa ter um elevado ângulo de inclinação das asas sem que a aeronave entre em estol. Este raio mínimo de curvatura é calculado e função de uma velocidade ideal para o raio mínimo, estes dois parâmetros são intimamente ligados ao peso da aeronave, a tração e a altitude de voo. No desempenho de planeio é preciso entender como o avião funciona durante a descida, para que seja feito um pouso suave e seguro, essa descida é feita de forma não tracionada, ou seja, com o motor em marcha lenta. Então é preciso calcular o ângulo de planeio, através da Equação 13, onde a aeronave irá conseguir manter o equilíbrio (MIRANDA, 2014).

$$tg\gamma = \frac{1}{(L/D)} \quad (13)$$

No qual,  $\gamma$  é o ângulo de planeio, que deve ser bem calculado para que o aeromodelo consiga planar o máximo possível. Determinado o ângulo de planeio da aeronave, é preciso calcular a velocidade de planeio e a razão de descida, que são definidas em função do ângulo de planeio. Neste caso, para aeromodelos, é interessante que o planeio seja feito próximo de uma condição ideal, para isto sendo preciso calcular o ângulo de planeio ideal, e deve-se determinar o quanto o aeromodelo pode planar a partir da altitude do início do voo de planeio, para saber o momento correto do início do voo de planeio para que o avião consiga chegar até a pista (MIRANDA, 2014).

Para o desempenho de pouso é importante determinar se a aeronave consegue parar com segurança dentro dos limites da pista. Então deve-se definir a velocidade de aproximação que, de acordo com a FAR-Part 23 da FAR deve ser 30% maior que a velocidade de estol. Após o cálculo da velocidade de aproximação, é possível encontrar o comprimento de pista necessário para um pouso seguro, sendo diretamente ligado ao peso da aeronave, da densidade do ar do local do pouso e do coeficiente de atrito entre os pneus e a superfície da pista, coeficiente este já demonstrado na Tabela 02 (MIRANDA, 2014).

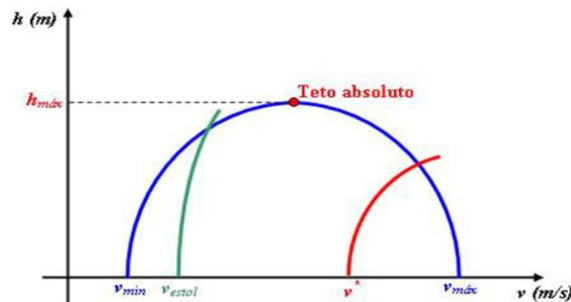
#### **2.5.4 Envelope de Voo e Teto Absoluto**

O envelope de voo mostra as condições de operação do avião em função da velocidade e da altitude, sendo representado através de uma curva gráfica, que leva em consideração quatro parâmetros de velocidade, as velocidades mínimas e máximas, a velocidade de estol e a velocidade do ponto de manobra da aeronave, expressa pela Equação 14 (MIRANDA, 2014).

$$V^* = V_{estol} \cdot \sqrt{n_{m\acute{a}x}} \quad (14)$$

Onde,  $V^*$  é a velocidade do ponto de manobra da aeronave,  $V_{estol}$  a velocidade de estol da aeronave e  $n_{m\acute{a}x}$  o fator de carga m\acute{a}ximo atuante. Com estes quatro par\^ametros de velocidade, \^e poss\^ivel tra\^car um primeiro gr\^afico, mostrado na Figura 15.

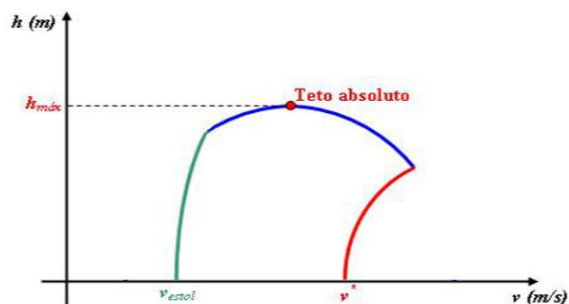
Figura 15 – Curvas dos quatro par\^ametros de velocidade calculado.



Fonte: Miranda (2014).

Na Figura 15, observamos que o envelope de voo \^e limitado pelas velocidades de estol e do ponto de manobra. Como a aeronave sobe de altitude, a sobra de pot\^encia dispon\^ivel diminui, reduzindo a diferen\^ca entre as velocidades m\^inimas e m\^aximas da aeronave, essa redu\^c\~ao ocorre at\^e o ponto onde estas velocidades s\~ao iguais, neste ponto temos o teto absoluto, ou seja, a altitude m\^axima. Assim, \^e poss\^ivel tra\^car a curva do envelope de voo conforme mostrado na Figura 16.

Figura 16 – Envelope de voo limitado pelas velocidades de estol e do ponto de manobra.



Fonte: Miranda (2014).

### 3 METODOLOGIA

#### 3.1 INPUTS

O primeiro passo para a determinação do desempenho do aeromodelo é reunir os inputs disponíveis do projeto do aero design desenvolvido na universidade, estes inputs veem da equipe de aerodinâmica e estão dispostos na Tabela 03.

Tabela 03 – Inputs da área de desempenho.

Símbolo	Descrição	Valor	Unidade
$\rho_H$	Densidade do ar – Altitude de 600m	1,0927	kg/m <sup>3</sup>
g	Aceleração da gravidade	9,81	m/s <sup>2</sup>
b	Envergadura da asa	2	m
S	Área da asa	0,8	m <sup>2</sup>
AR	Alongamento da asa	5	
h	Altura da asa para o solo	0,2	m
$\mu$	Coefficiente de atrito das rodas com o piso	0,03	
K	Constante do coeficiente de arrasto induzido	0,0457	
Cd <sub>0</sub>	Coefficiente de arrasto parasita	0,0205	
Cl <sub>máx</sub>	Coefficiente de sustentação máxima	1,9	
m <sub>T</sub>	Massa total do aeromodelo	10	kg

Fonte: O Autor (2023).

Sendo um dos momentos mais importantes no projeto de um aeromodelo, as análises de desempenho veem determinar quais serão as condições de voo do avião. Então, foram determinados fatores como, o comprimento de pista necessário para a decolagem, velocidade de estol, entre outros. As análises foram feitas utilizando o *Propeller Selector*, para encontrar os parâmetros do hélice, e o *Excel* para construção dos gráficos de desempenho.

#### 3.2 ANÁLISE DE DESEMPENHO DO CONJUNTO MOTOR-HÉLICE

No projeto do aeromodelo abordado neste trabalho, foi utilizado o motor a combustão, tipo *glow*, OS.61.FX e o modelo de hélice 13"x7" que pode ser vista na Figura 11. Então, determinamos todos os parâmetros de voo para entender o desempenho do aeromodelo e saber se este era capaz de voar com uma massa total de 10 kg a uma altitude máxima de 700 m.

Começamos então, reunindo as características técnicas do modelo de hélice utilizado, que estão dispostas na Tabela 04.

Tabela 04 – Características técnicas do modelo de hélice 13” x 7”.

<b>Passo (p)</b>	<b>Diâmetro (D)</b>	<b>Coef. de tração estática (K<sub>T0</sub>)</b>	<b>Tração estática (T<sub>v=0</sub>)</b>
7 pol.	13 pol.	81597,69	33,5041 N

Fonte: O Autor (2023).

Segundo Miranda (2014), a tração estática é calculada a partir da Equação 15, sendo o resultado expresso em libras (lb) e convertido para newton (N). Foram utilizados uma potência de eixo (P<sub>e</sub>) igual a 1,25 hp, rotação do motor (N) igual a 12500 rpm e o diâmetro (D) de cada modelo de hélice em pés (ft).

$$T_{V=0} = K_{T0} \cdot \frac{P_e}{N \cdot D} \quad (15)$$

Com as características do hélice definidas, determinamos se este hélice entrega o que a aeronave precisa com eficiência. Para isto, primeiro calculamos a tração e a potência requerida pela aeronave, através da Equação 16 e 17 respectivamente, então é possível determinar se o hélice supre as demandas da aeronave (MIRANDA, 2014).

$$T_r = 0,5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{D0} + \frac{4 \cdot W^2}{\rho^2 \cdot V^4 \cdot S^2 \cdot \pi \cdot e_0 \cdot AR} \quad (16)$$

$$P_r = T_r \cdot V \quad (17)$$

Onde  $\rho$  a densidade do ar para uma altitude média de voo e para isto consideramos a altitude de 600m,  $V$  a velocidade da aeronave para um range entre 5 m/s e 45,5 m/s com incremento de 1,5 m/s. Após os cálculos da tração e potência requerida, foi encontrada a eficiência e a potência de eixo para o hélice utilizado para um range de velocidade entre 5 m/s e 45,5 m/s com um incremento de 1,5 m/s, considerando o parâmetro de rotação do motor e as características físicas do hélice, através do *Propeller Selector*. Com estes parâmetros estabelecidos, definimos a tração disponível, ou seja, a tração que o hélice é capaz de entregar para um range de velocidade entre 5 m/s e 45,5 m/s incrementado em 1,5 m/s, a tração disponível foi definida pela Equação 18 (MIRANDA, 2014).

$$T_d = \frac{P_e \cdot \eta_H}{V} \cdot \frac{\rho_H}{\rho_0} \quad (18)$$

No qual,  $T_d$  é a tração disponível,  $P_e$  potência de eixo,  $\eta_H$  a eficiência do hélice na altitude média,  $\rho_H$  a densidade do ar para a altitude média e  $\rho_0$  a densidade do ar no nível do mar. Em seguida foi calculada a potência disponível para o hélice, dentro do range de velocidade analisado, através da Equação 19 (MIRANDA, 2014).

$$P_d = T_d \cdot V \quad (19)$$

Após a definição dos parâmetros citados anteriormente, foram delineadas duas curvas, a curva de tração requerida e disponível e a curva de potência requerida e disponível para o range de velocidade analisado. Com estas duas curvas definidas foi possível entender o comportamento do hélice e as necessidades de tração e potência da aeronave, e se, de fato, este hélice supre as necessidades do aeromodelo.

### 3.3 DESEMPENHO EM VOO

#### 3.3.1 Velocidade de máximo alcance e máxima autonomia

Seguindo as definições do desempenho de voo do aeromodelo, foram determinadas as velocidades de máximo alcance, onde o aeromodelo irá voar com a tração mínima requerida e irá o mais distante possível com uma quantidade de combustível determinada, e a velocidade de máxima autonomia, em que o aeromodelo irá voar com a potência mínima requerida e irá voar a maior distância possível com a capacidade máxima de combustível do tanque. A velocidade de máximo alcance foi determinada pela Equação 20 e a velocidade de máxima autonomia pela Equação 21 (MIRANDA, 2014).

$$V_{Tr\ min} = \left( \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S} \right)^{1/2} \cdot \left( \frac{K}{C_{D0}} \right)^{1/4} \quad (20)$$

$$V_{Pr\ min} = 0,76 \cdot V_{Tr\ min} \quad (21)$$

#### 3.3.2 Desempenho de decolagem

Para fins de certificação é importante definir o desempenho de decolagem, então para a definição dos parâmetros para esta fase do voo foram utilizadas as minutas da norma FAR-Part 23. Sendo assim, foi definido primeiramente a velocidade de decolagem, que deve ser 20%

maior que a velocidade de estol, segundo a norma, a velocidade de decolagem foi determinada com a Equação 22 (MIRANDA, 2014).

$$V_{lo} = 1,2 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lm\acute{a}x}}} \quad (22)$$

Onde,  $V_{lo}$  é a velocidade de decolagem e  $C_{Lm\acute{a}x}$  o coeficiente de sustentação máximo. Após a definição desta velocidade, foi determinada a quantidade de pista que a aeronave precisa para decolar. Sendo esta distância definida pela Equação 23 (MIRANDA, 2014).

$$S_{lo} = \frac{1,44 \cdot W^2}{g \cdot \rho_H \cdot S \cdot C_{Lm\acute{a}x} \cdot \{T - [D + \mu \cdot (W - L)]\}_{0,7V_{lo}}} \quad (23)$$

Onde,  $S_{lo}$  é a distância de decolagem,  $\rho_H$  a densidade do ar para a altitude média. Com a determinação da distância de decolagem é possível realizar a certificação do aeromodelo.

### 3.3.3 Desempenho de subida

Quanto ao desempenho de subida, foi preciso calcular a razão de subida da aeronave, o *rate of climb* (R/C), ou seja, a capacidade do avião em ganhar altitude. Esta razão de subida foi definida pela Equação 24 (MIRANDA, 2014). Em seguida foi traçado um gráfico da polar da velocidade de subida para melhor entendimento da capacidade da aeronave.

$$R/C = \frac{P_d - P_r}{W} \quad (24)$$

No qual,  $R/C$  é a razão de subida. Esta razão de subida foi analisada para um range de velocidade horizontal entre 5 m/s e 41 m/s, com um incremento de 1,5 m/s. Cada velocidade analisada determinou a potência disponível e a potência requerida pela aeronave, assim sendo possível visualizar a capacidade da aeronave em ganhar altitude durante o voo para uma massa total de 10 kg.

### 3.3.4 Desempenho em curvas durante o voo

Durante as curvas, o aeromodelo está sendo submetido a estresses gigantescos e assim é preciso determinar como a aeronave deve fazer curvas sem que entre em uma situação onde os estresses estruturais ultrapassem os limites operacionais do avião (MIRANDA, 2014). Para



isto foi preciso calcular o raio mínimo para a curva e a velocidade para o raio mínimo, para isto foram utilizadas a Equação 25 e a Equação 26 respectivamente.

$$R_{mín} = \frac{4 \cdot K \cdot (W/S)}{\rho_H \cdot g \cdot \left(\frac{T_{máx}}{W}\right) \cdot \sqrt{\frac{1 - (4 \cdot K \cdot C_{D0})}{\left(\frac{T_{máx}}{W}\right)^2}}} \quad (25)$$

$$V_{Rmín} = \sqrt{\frac{4 \cdot K \cdot (W/S)}{\rho_H \cdot \left(\frac{T_{máx}}{W}\right)}} \quad (26)$$

Onde,  $R_{mín}$  é o raio mínimo para a curva e  $V_{Rmín}$  a velocidade para que o raio mínimo para a curva seja aplicado. Sendo a tração máxima ( $T_{máx}$ ), presente nas Equações 25 e 26, a tração disponível para a velocidade de estol. Após a determinação destes parâmetros, foi calculado o fator de carga mínimo, através da Equação 27, e o ângulo máximo permissível para as asas durante a rolagem, definido pela Equação 28 (MIRANDA, 2014).

$$n_{mín} = \sqrt{2 - \left[ \frac{4 \cdot K \cdot C_{d0}}{\left(\frac{T_{máx}}{W}\right)} \right]} \quad (27)$$

$$\varphi = \cos^{-1} \left( \frac{1}{n_{mín}} \right) \quad (28)$$

Onde,  $n_{mín}$  é o fator de carga mínimo, sendo importante lembrar que o ângulo  $\varphi$  é indispensável pois, se a aeronave ultrapassar este ângulo  $\varphi$ , irá entrar em uma situação de estol.

### 3.3.5 Desempenho de planeio

O voo de planeio é o momento em que a aeronave está realizando a aproximação para o pouso de forma não tracionada, ou seja, o motor está operando em marcha lenta. Neste caso, são consideradas apenas as forças de arrasto, sustentação e o peso da aeronave. Para a análise do desempenho nesta situação, todo o processo foi calculado para um range de coeficiente de sustentação entre 0,3 e 1,9 com um incremento de 0,2. Primeiro foi calculado o coeficiente de arrasto para cada um dos coeficientes de sustentação analisados, utilizando a Equação 29 (MIRANDA, 2014).

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 \quad (29)$$

Onde,  $K$  é a constante do coeficiente de arrasto induzido. Então, calculamos os ângulos de planeio para o range de coeficiente de sustentação, com a Equação 30.

$$\gamma = \tan^{-1} \left( \frac{1}{C_L/C_D} \right) \quad (30)$$

Após o cálculo dos ângulos de planeio, foi possível calcular a velocidade de planeio para cada um desses ângulos através da Equação 31.

$$V_{pl} = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot \cos(\gamma)}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \quad (31)$$

No qual,  $V_{pl}$  é a velocidade de planeio. Com os parâmetros em mãos, foram calculadas a velocidade horizontal da aeronave e a razão de descida, utilizando as Equações 32 e 33 respectivamente.

$$V_x = V_{pl} \cdot \cos(\gamma) \quad (32)$$

$$RD = V_{pl} \cdot \sin(\gamma) \quad (33)$$

Onde,  $V_x$  é a velocidade horizontal e  $RD$  a razão de descida da aeronave. Utilizando a velocidade horizontal ( $V_x$ ) e a razão de descida ( $RD$ ) foi delineado uma curva que mostra a velocidade com que a aeronave pode descer de acordo com a sua velocidade horizontal. Por fim, foi calculada a distância horizontal que a aeronave consegue planar estando a partir de uma determinada altitude no começo do voo de planeio, com a Equação 34 (MIRANDA, 2014).

$$Dist = \frac{H}{\tan(\gamma)} \quad (34)$$

Onde o  $Dist$  é a distância horizontal que a aeronave consegue percorrer e  $H$  a altitude em que a aeronave se encontra no momento do início do voo de planeio, sendo analisado um range de altitude entre 10 m e 30 m com um incremento de 5 m. Esta distância é fundamental para entender se o aeromodelo consegue chegar até o local do pouso mesmo estando sem a tração do hélice, pois é preciso ter certeza de que o avião consegue planar até a pista no momento em que o motor for colocado em marcha lenta.

### 3.3.6 Desempenho de pouso

Após a realização do voo de planeio, a aeronave faz a aproximação final para o pouso, então foi determinado as condições para que o avião pudesse realizar o pouso em segurança. Primeiro determinamos a velocidade de aproximação que, segundo a norma FAR-Part 23, deve ser 30% maior do que a velocidade de estol, expressa pela Equação 35 (MIRANDA, 2014).

$$V_{ap} = 1,3 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lm\acute{a}x}}} \quad (35)$$

Onde  $V_{ap}$  é a velocidade de aproximação. Com a velocidade de aproximação, foi encontrado o comprimento de pista necessário para que a aeronave realize o pouso e pare ainda dentro da pista. Este comprimento de pista é determinado por uma expressão muito semelhante a Equação 23, mas para este caso não consideramos a tração, então utilizamos a Equação 36.

$$S_L = \frac{W^2}{\rho \cdot g \cdot S \cdot C_{Lm\acute{a}x} \cdot [D + \mu \cdot (W - L)]_{0,7V_{ap}}} \quad (36)$$

No qual,  $S_L$  é o comprimento de pista para o pouso. Para que houvesse uma melhora no desempenho de pouso, ou seja, diminuir o comprimento de pista necessário para o pouso, foi feito com que a aeronave passasse a realizar o pouso estando na velocidade de estol e não mais na velocidade de aproximação (MIRANDA, 2014).

### 3.3.7 Envelope de voo

O último parâmetro para determinação do desempenho da aeronave é o envelope de voo, sendo este as condições onde o avião pode operar sem entrar em uma situação de estol ou sofrer uma falha estrutural catastrófica. Para determinação do envelope de voo, primeiro foi preciso encontrar, para um range de altitude entre 0 m e 700 m com um incremento de 100 m, a velocidade mínima, que é a velocidade onde a partir dela a tração disponível do hélice supera a tração requerida pelo avião, e a velocidade máxima, sendo a velocidade onde a partir dela a tração requerida pelo avião supera novamente a tração disponível pelo hélice, da aeronave. Com a definição das velocidades mínimas e máximas, para as altitudes analisadas, foram definidas as velocidades de estol, para o mesmo range de altitude, assim como a velocidade de manobra que é definida como sendo a velocidade onde a acima dela a aeronave irá atingir o seu limite estrutural e pode vir a ter uma falha crítica, sendo definida pela Equação 37 (MIRANDA, 2014).

$$V^* = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lm\acute{a}x}}} \cdot \sqrt{n_{m\acute{a}x}} \quad (37)$$

Onde  $V^*$  é a velocidade de manobra e o  $n_{m\acute{a}x}$  o fator de carga máximo, sendo este fator de carga pré-determinado de acordo com o modelo e aplicação da aeronave conforme mostrado na Tabela 05 (MIRANDA, 2014).

Tabela 05 – Fator de carga máximo.

<b>Modelo e aplicação</b>	<b><math>n_{m\acute{a}x}</math></b>
Pequeno porte	$2,5 \leq n \leq 3,8$
Acrobático	6
Transporte civil	$3 \leq n \leq 4$
Caças militares	$6,5 \leq n \leq 9$

Fonte: Adaptado de Miranda (2014).

Com isto, foi possível traçar um gráfico para analisar o envelope de voo da aeronave, para isto delineamos as curvas das velocidades mínima e máxima e as curvas das velocidades de estol e de manobra, estas duas últimas irão delimitar as curvas de velocidades mínima e máxima e assim conseguimos restringir as condições de operação da aeronave e determinar o seu envelope de voo.

## 4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

### 4.1 ANÁLISE DE DESEMPENHO DO CONJUNTO MOTOR-HÉLICE

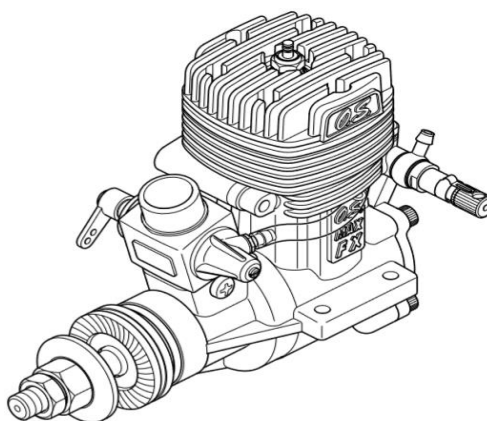
Como mostrado no item 3.2 deste documento, o motor utilizado no aeromodelo foi o motor a combustão, tipo *glow*, OS.61.FX que tem as suas características mostradas na Tabela 06, e uma ilustração na Figura 17, tendo este motor a vantagem de ser mais leve.

Tabela 06 – Características finais do motor OS.61.FX escolhido para o projeto.

Característica	Valor
Cilindrada	9.95 c.c.
Curso do pistão	22,0 mm
Rotação	2000 - 17000 rpm
Rotação média	12000 rpm
Potência do eixo	1,7 hp a 17000 rpm
Massa	550 g
Capacidade sugerida do tanque de combustível	350 cc
Tipo de Carburador	60C

Fonte: Adaptado de O.S. Engine (2001).

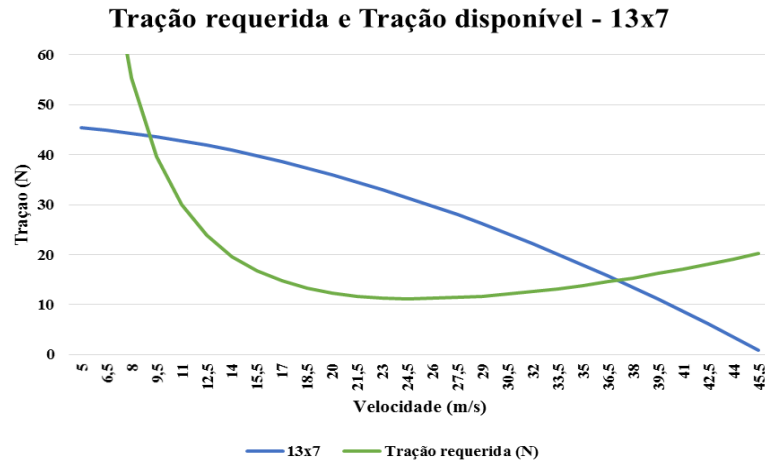
Figura 17 – Motor a combustão, tipo *glow*, OS.61.FX.



Fonte: O.S. Engine (2001)

Quanto ao hélice, analisamos se o modelo 13" x 7", utilizado no aeromodelo, supria as necessidades do avião. Então, foram delineadas as curvas de tração requerida da aeronave e tração disponível para o modelo de hélice utilizado para um range de velocidade de 5 m/s até 45,5 m/s com um incremento de 1,5 m/s, estas curvas podem ser vistas na Figura 18.

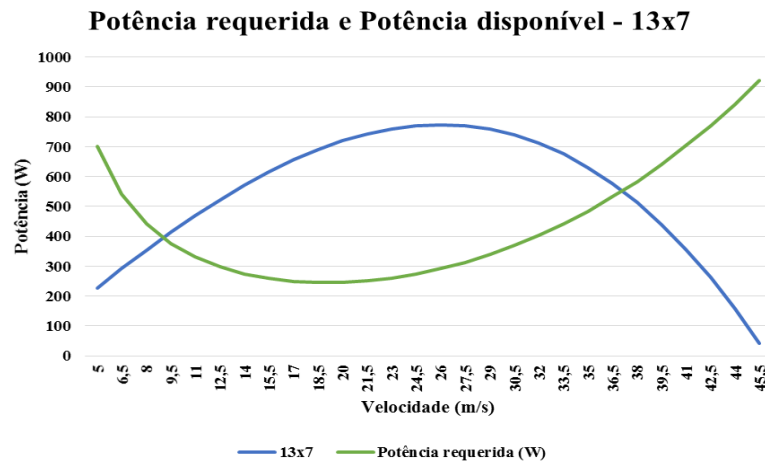
Figura 18 – Curvas de tração requerida da aeronave e tração disponível para o hélice 13” x 7”.



Fonte: O Autor (2023).

Na Figura 18 vemos que, o hélice 13” x 7”, supre as necessidades de tração do aeromodelo pois existe um range de velocidade onde a tração requerida é menor do que a tração disponível, com isto, para finalizar a análise do desempenho do conjunto motor-hélice, foram delineadas as curvas de potência requerida e disponível para um range de velocidade entre 5 m/s e 45,5 m/s com um incremento de 1,5 m/s, estas curvas podem ser vistas na Figura 19.

Figura 19 - Curvas de potência requerida da aeronave e potência disponível do hélice 13” x 7”.



Fonte: O Autor (2023).

Com as curvas de tração, na Figura 18, e as curvas de potência, na Figura 19, podemos ver que o modelo de hélice 13” x 7” supre as necessidades de potência da aeronave pois há um range de velocidade onde a potência requerida é menor do que a potência disponível. No apêndice A, deste trabalho, é possível ver uma tabela da variação dos parâmetros de desempenho do hélice 13” x 7” para o range de velocidade analisado.

## 4.2 DESEMPENHO EM VOO

### 4.2.1 Velocidade de máximo alcance e máxima autonomia

As velocidades de máximo alcance e máxima autonomia determinam o quanto se pode voar com o aeromodelo. Então, utilizando a Equação 20 e a Equação 21 conseguimos definir estas velocidades que podem ser vistas na Tabela 07.

Tabela 07 – Velocidade de máximo alcance e máxima autonomia.

<b>Velocidade</b>	<b>Valor (m/s)</b>
Máximo alcance	18,3
Máxima autonomia	13,9

Fonte: O Autor (2023).

Analiando a Tabela 07, é possível ver que a velocidade de máximo alcance ainda está bem acima da velocidade de estol, já a velocidade de máxima autonomia é mais próxima da velocidade de estol pois ela tem que ser a menor velocidade possível para que se possa consumir a menor quantidade de combustível possível.

### 4.2.2 Desempenho de decolagem

Para o desempenho de decolagem, o que mais precisamos saber é a distância e a velocidade para a decolagem tendo o aeromodelo uma massa total de 10 kg, para isto utilizamos a Equação 22 e a Equação 23. Estes parâmetros estão expressos na Tabela 08.

Tabela 08 – Parâmetros para a decolagem do aeromodelo.

<b>Massa (kg)</b>	<b>Velocidade de decolagem (m/s)</b>	<b>Distância de decolagem (m)</b>
10	13,1	21,7

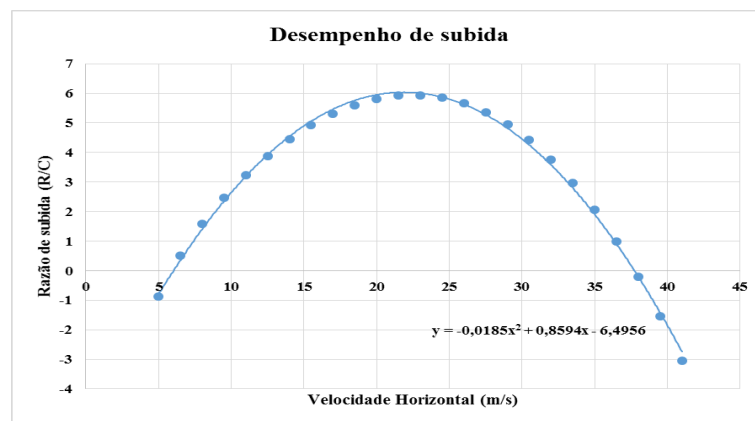
Fonte: O Autor (2023).

Na Tabela 08, vemos que a distância de decolagem é consideravelmente pequena, sendo assim, é possível decolar de praticamente qualquer lugar, o que é muito importante ainda mais quando falamos de uma operação acontecendo em grandes centros urbano. E a velocidade de decolagem é muito próxima da velocidade de estol, o que permite decolar com uma tração mais baixa e, por consequência, consumir menos combustível na decolagem.

### 4.2.3 Desempenho de subida

Após a decolagem, temos a subida até a altitude de cruzeiro, para isto a aeronave precisa obedecer uma razão de subida (R/C) que irá variar de acordo com a velocidade da aeronave, pois para cada velocidade o conjunto motopropulsor irá entregar uma tração diferente e, para que o avião suba, é preciso que esta tração seja maior do que a tração requerida pela aeronave. Então, determinamos a R/C do aeromodelo utilizando a Equação 24 e chegamos ao gráfico mostrado na Figura 20, que correlaciona a R/C com a velocidade do aeromodelo.

Figura 20 – Razão de subida do aeromodelo em função da velocidade.



Fonte: O Autor (2023).

Vemos na Figura 20, que a razão de subida pode ser positiva ou negativa, com a razão de subida negativa a aeronave não tem desempenho para subir de altitude, já com a razão de subida positiva a aeronave pode subir de altitude pois terá desempenho para isto. No apêndice B é possível ver uma tabela que mostra a variação da razão de subida para as velocidades analisadas, considerando as características do hélice 13" x 7". Ainda é possível ver que, quanto mais próxima a velocidade da aeronave estiver da velocidade de estol ou da velocidade máxima, menor será a razão de subida pois, para a velocidade de estol, o aeromodelo pode perder sustentação se fizer uma subida muito rápida e, para a velocidade máxima, se aeronave subir muito rápido poderá ultrapassar os seus limites estruturais e sofrer uma falha catastrófica.

### 4.2.4 Desempenho em curvas durante o voo

Precisando garantir que o aeromodelo consiga fazer curvas sem perder sustentação ou ter uma falha catastrófica, foram calculados os parâmetros para que o aeromodelo pudesse realizar estas curvas, estes parâmetros estão dispostos na Tabela 09.



Tabela 09 – Parâmetros para realização de curvas pelo aeromodelo.

Parâmetro	Valor
Velocidade mínima para a curva (m/s)	6,9
Fator de carga mínimo	1,41
Raio mínimo para a curva (m)	2,10
Ângulo máximo permissível (°)	44,9

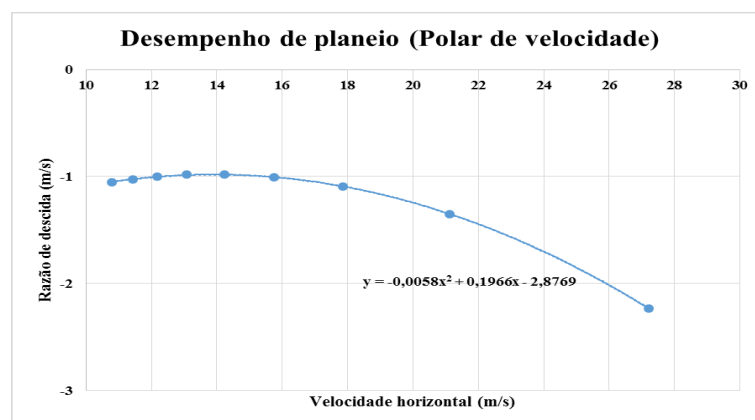
Fonte: O Autor (2023).

Estes parâmetros precisam ser seguidos no momento da escolha da forma como o aeromodelo irá realizar as curvas, para que consiga realiza-las sem problemas. Importante ser visto que para o raio mínimo, teremos um grande ângulo de inclinação das asas e uma velocidade mínima muito baixa, por isto, precisamos realizar as curvas com um raio maior para não ser preciso aumentar demais o ângulo de inclinação das asas e ter uma velocidade mínima mais alta, para que o aeromodelo não entre em uma situação de perda de sustentação já que, em curvas, a posição da aeronave não favorece a geração de sustentação na sua capacidade máxima.

#### 4.2.5 Desempenho de planeio

Para o desempenho de planeio precisamos entender se o aeromodelo, sem receber tração do hélice, conseguirá chegar até a pista planando para realizar o pouso, para isto foi calculado a razão de descida (RD) do aeromodelo, esta razão de descida está mostrada na Figura 21.

Figura 21 – Razão de descida do aeromodelo.



Fonte: O Autor (2023).

É possível ver, na Figura 21, que a razão de descida depende diretamente da velocidade horizontal, pois, quanto menor for esta velocidade, menor será a distância de planeio, então é

preciso utilizar uma razão de descida menor com um ângulo de planeio menor para que se ter a maior distância de planeio possível. Uma tabela com a variação destes parâmetros de planeio, em função da velocidade horizontal, pode ser vista no apêndice C. Ainda para o desempenho de planeio, utilizando a Equação 34, calculamos o quanto a aeronave consegue planar partindo de uma determinada altitude, estas distâncias de planeio estão dispostas na Tabela 10.

Tabela 10 – Distância de planeio em função da altitude.

<b>Altitude (m)</b>	<b>Distância em planeio (m)</b>
10	102,4
15	153,7
20	204,9
25	256,1
30	307,3

Fonte: O Autor (2023).

Como já era esperado, os dados da Tabela 10, mostram que a máxima distância em planeio é diretamente proporcional a altitude em que o aeromodelo se encontra, então para que a aeronave consiga planar até o local de pouso é preciso que ela esteja em uma altitude compatível com a distância a ser percorrida no momento em que se iniciar o voo não tracionado.

#### 4.2.6 Desempenho de pouso

Assim como na decolagem, foi preciso entender a velocidade de pouso e a quantidade de pista necessária para que a aeronave pouse e pare em segurança, tendo uma massa total de 10 kg, estes parâmetros estão dispostos na Tabela 11.

Tabela 11 – Parâmetros para o pouso do aeromodelo.

<b>Massa (kg)</b>	<b>Velocidade de pouso (m/s)</b>	<b>Distância de pouso (m)</b>
10	10,9	61,2

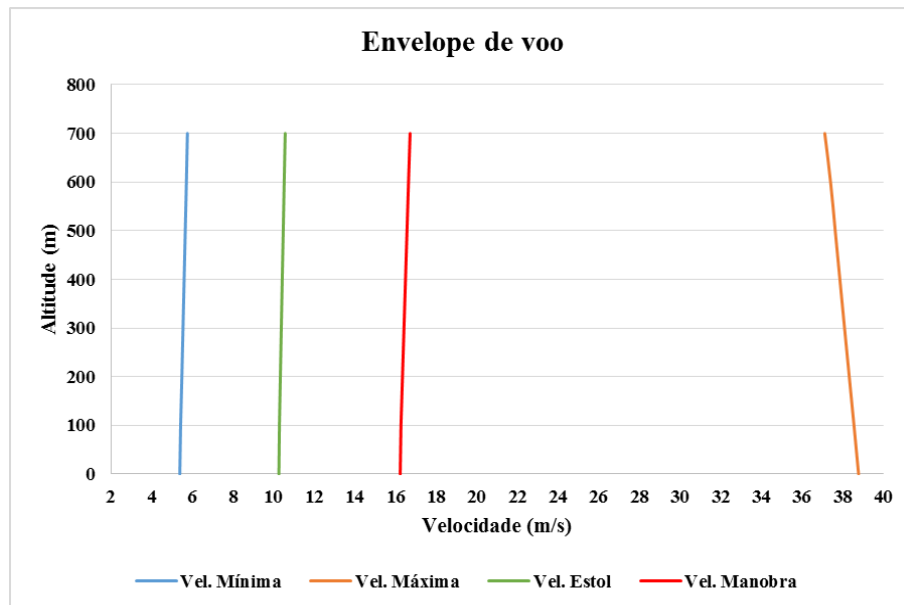
Fonte: O Autor (2023).

Durante os cálculos, foi visto que o aeromodelo consumiria muita pista para pousar na velocidade de pouso calculada, assim sendo, ficou definido que o pouso seria feito na velocidade de estol, indicada na Tabela 11 como a velocidade de pouso, e que seriam realizadas manobras de zigue-zague em solo depois do pouso, para aumentar o coeficiente de atrito entre o pneu e a pista, para reduzir a distância para o pouso.

### 4.2.7 Envelope de voo

Após todas as análises de desempenho foi possível determinar quais são as condições de voo em que o aeromodelo pode operar, tendo como fator principal a altitude do avião, essas condições são chamadas de envelope de voo e está ilustrada na Figura 22.

Figura 22 – Envelope de voo do aeromodelo.



Fonte: O Autor (2023).

Como visto, na Figura 22, o envelope de voo é formado pelas curvas de velocidades mínimas e máximas, sendo estas delimitadas pelas curvas das velocidades de estol e de manobra, todas em função da altitude. Então, o aeromodelo só poderá voar em velocidades que estão dentro destas curvas para não perder sustentação no caso de velocidades mais baixas, ou uma falha estrutural no caso de velocidades mais altas. No apêndice D, deste trabalho, é possível ver como as velocidades de estol e de manobra variam em função da altitude.

### 4.3 OUTPUTS

Como vimos, todos estes cálculos de desempenho geram parâmetros que regem a forma como o aeromodelo deve voar e, estes parâmetros, devem ser seguidos rigorosamente durante todas as fases do voo, estes parâmetros são entregues para as próximas equipes para seja dada

continuidade ao desenvolvimento do aeromodelo dentro do projeto do aero design na universidade, os parâmetros de desempenho estão reunidos na Tabela 12.

Tabela 12 – Outputs de desempenho para o aeromodelo de 2020.

<b>Símbolo</b>	<b>Descrição</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
$m_T$	Massa total	10	Kg
$W$	Peso total	91,8	N
$L$	Força de sustentação	10,75	N
$D$	Força de arrasto	0,85	N
$V_{estol}$	Velocidade de estol	10,9	m/s
$V_{Tmin}$	Velocidade de máximo alcance	18,3	m/s
$V_{Prmin}$	Velocidade de máxima autonomia	13,9	m/s
$V_{min}$	Velocidade mínima	5,4	m/s
$V_{máx}$	Velocidade máxima	38,8	m/s
$V_{lo}$	Velocidade de decolagem	13,1	m/s
$S_{lo}$	Distância de decolagem	21,7	m
$S_l$	Distância de pouso	61,2	m
Dist	Distância média em planeio	204,9	m

Fonte: O Autor (2023).

## 5 CONCLUSÃO

Foi possível encontrar, com a finalização deste trabalho, uma enorme compreensão sobre a aeronáutica, em especial, o desempenho dos sistemas de propulsão aeronáuticos. Estes sistemas devem ser cuidadosamente projetados visando a total conclusão das missões atribuídas a aeronave. Sendo assim, este projeto trouxe uma grande bagagem técnica em relação ao desenvolvimento de um projeto de um sistema de propulsão aeronáutico, envolvendo conhecimentos de aerodinâmica, mecânica dos fluídos, mecânica estrutural, sistemas de propulsão e de engenharia de projetos, estes conhecimentos podem ser observados nos resultados alcançados.

Sabendo que iríamos utilizar o motor OS.61.FX e o hélice 13" x 7", para propulsionar uma aeronave, do tipo VANT, pesando um total de 10 kg, foi preciso determinar se o sistema de propulsão iria entregar tração e potência suficientes para que o VANT consiga realizar o voo. Isto foi feito utilizando os parâmetros operacionais do motor e do hélice obtidos com o *software Propeller Selector* onde foi possível visualizar que o conjunto entrega tudo o que a aeronave precisa em relação a tração e potência.

Foram determinadas as velocidades de máximo alcance, sendo esta 18,3 m/s, e a velocidade de máxima autonomia sendo 13,9 m/s, preciso ressaltar que a velocidade de máxima autonomia precisa ser mais baixa do que a velocidade de máximo alcance já que esta é a velocidade na qual o avião tem que voar para percorrer a máxima distância possível com o tanque cheio de combustível. Em seguida determinamos a velocidade e a distância de decolagem, para a aeronave com uma massa total de 10 kg, a velocidade foi de 13,1 m/s e a distância de decolagem fixada em 21,7 m.

Após a determinação do desempenho de decolagem, foi analisada a capacidade da aeronave em realizar uma subida sem perder sustentação, esta capacidade é representada por uma curva que demonstra o quanto o avião consegue subir de acordo com a sua velocidade horizontal. Determinamos então o desempenho em curvas da aeronave, sendo expressas a velocidade mínima para a curva de 6,9 m/s, o fator de carga mínimo de 1,41, o raio mínimo para a curva de 2,1 m e o ângulo máximo permissível de 44,9°.

Em seguida determinamos o desempenho de planeio, neste momento é determinado o ângulo de planeio que é o ângulo de voo que a aeronave deve voar para que haja a máxima

distância em planeio, sendo esta distância de planeio também determinada com uma média de 204,9 m voados em planeio para uma altitude de início do voo de planeio de 20 m.

Quanto a capacidade de pouso da aeronave, foram determinados a velocidade do pouso, sendo esta de 10,9 m/s, e a distância de pouso, sendo 61,2 m, importante inferir que todos os pousos da aeronave serão realizados estando o avião na velocidade de estol e, para que haja uma diminuição da distância de pouso, foram realizadas manobras de zigue-zague, em solo, para que o avião possa parar mais rapidamente.

Por fim, foi determinado o envelope de voo da aeronave, que irá representar todas as condições de voo em que a aeronave pode operar, sendo este envelope limitado pelas velocidades mínima e máxima e as velocidades de estol e de manobra da aeronave, sendo importante entender este envelope de voo para que a aeronave não entre em uma situação de perda de estol ou de uma falha catastrófica.

Para trabalhos futuros, deixamos como sugestão a análise de um hélice, combinado ao motor OS.61.FX que permita a aeronave decolar em uma distância menor, voar em altitudes maiores para evitar turbulência e carregar uma carga útil maior. Espera-se, também, que este trabalho contribua para o meio acadêmico, podendo inspirar e servir de modelo para outras discentes e docentes que buscam trabalhar com problemáticas aeronáuticas.

## REFERÊNCIAS

- ANDERSON JUNIOR, John D.. **Fundamento da Engenharia Aeronáutica**: Introdução ao Voo. 7. ed. Brasil: McGraw Hill, 2015. 944 p. v. 1. ISBN 978-8580554816.
- AURÉLIO, Aurélio Buarque de Holanda. **Mini Aurélio**: O minidicionário da língua portuguesa. 4. ed. rev. e aum. Rio de Janeiro: Nova Fronteira, 2002. 790 p. ISBN 978-8520911143.
- DE LA TORRE, Francisco. **Sistema de Transporte Turístico**. 1. ed. São Paulo: ROCA, 2002. 296 p. ISBN 978-8572413794.
- FARIA, Ferdinando. **História do Aeromodelismo**. 1.0. São Paulo: Confederação Brasileira de Aeromodelismo, 2016. Disponível em: <https://www.cobra.org.br/historia-do-aeromodelismo#:~:text=COBRA%20%2D%20Confedera%C3%A7%C3%A3o%20Brasileira%20de%20Aeromodelismo&text=O%20PercurorAlphonse%20Penaud%20Nascido%20na,resolver%20problemas%20relacionados%20a%20v%C3%B4o>. Acesso em: 15 fev. 2023.
- MIRANDA, Luiz Eduardo. **Fundamento da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign**: Aerodinâmica e Desempenho. 1. ed. São Paulo: Edição do Autor, 2014. 320 p. v. 1. ISBN 978-8591811304.
- PALHARES, Guilherme Lohmann. **Transportes Turísticos**. 1. ed. Rio de Janeiro: Aleph, 2002. 348 p. ISBN 978-8585887674.
- RODRIGUES, José Carlos. **Aeromodelismo**: Teórico e Prático. 1. ed. S.l.: Serviço de Publicações da Mocidade Portuguesa, 2004. 220 p. v. 1.
- SILVA, Odair Vieira da; SANTOS, Rosiane Cristina dos. Trajetória Histórica da Aviação Mundial. **Revista Científica Eletrônica de Turismo**, São Paulo, ano 2, ed. 11, 2009. DOI 1806-9169. Disponível em: [http://faef.revista.inf.br/imagens\\_arquivos/arquivos\\_destaque/WydybjUDpYtjIL4\\_2013-5-23-10-51-57.pdf](http://faef.revista.inf.br/imagens_arquivos/arquivos_destaque/WydybjUDpYtjIL4_2013-5-23-10-51-57.pdf). Acesso em: 15 fev. 2023.

**APÊNDICE A – Variação dos parâmetros do hélice 13” x 7” para o range de velocidade analisado.**

<b>V (m/s)</b>	<b><math>\eta_H</math></b>	<b>Pe (W)</b>	<b>T<sub>r</sub> (N)</b>	<b>T<sub>d</sub> (N)</b>	<b>P<sub>r</sub> (W)</b>	<b>P<sub>d</sub> (W)</b>
5	0,17401	1463,8	62,4733	45,4413	312,367	227,207
6,5	0,22401	1461,5	37,2125	44,9281	241,881	292,032
8	0,27256	1457,9	24,8896	44,3062	199,117	354,45
9,5	0,3195	1453	18,0522	43,5891	171,496	414,096
11	0,36467	1446,4	13,9456	42,7721	153,402	470,493
12,5	0,40795	1437,9	11,3599	41,8592	141,999	523,239
14	0,44923	1427,9	9,69615	40,8699	135,746	572,178
15,5	0,4884	1414,8	8,63023	39,7653	133,769	616,362
17	0,52537	1399,7	7,97437	38,5848	135,564	655,941
18,5	0,56003	1381,9	7,61367	37,3148	140,853	690,324
20	0,59228	1361,4	7,47464	35,9623	149,493	719,246
21,5	0,622	1338	7,50847	34,5281	161,432	742,355
23	0,64904	1311,4	7,68175	33,0099	176,68	759,227
24,5	0,67321	1281,5	7,97097	31,41	195,289	769,545
26	0,69431	1248	8,35917	29,7276	217,339	772,917
27,5	0,71204	1211	8,83393	27,9692	242,933	769,154
29	0,72604	1170,1	9,38593	26,1307	272,192	757,789
30,5	0,73583	1125,2	10,0081	24,2143	305,247	738,537
32	0,74076	1076,2	10,6949	22,2221	342,238	711,108
33,5	0,73996	1022,9	11,4422	20,154	383,315	675,159
35	0,73222	965,03	12,2466	18,0086	428,63	630,3
36,5	0,71583	902,57	13,1053	15,7893	478,342	576,309
38	0,68829	835,31	14,0162	13,4959	532,614	512,842
39,5	0,6458	763,1	14,9775	11,1288	591,611	439,587
41	0,58236	685,79	15,9878	8,68888	655,499	356,244
42,5	0,48813	603,41	17,0458	6,18193	724,448	262,732
44	0,34389	515,21	18,1507	3,59183	798,629	158,041
45,5	0,11322	421,65	19,3014	0,9359	878,216	42,5834



**APÊNDICE B – Variação da razão de subida de acordo com o range de velocidade analisado, considerando-se as características do hélice 13” x 7”.**

<b>V (m/s)</b>	<b>T<sub>r</sub> (N)</b>	<b>P<sub>r</sub> (W)</b>	<b><math>\eta_h</math></b>	<b>Pe (W)</b>	<b>T<sub>d</sub> (N)</b>	<b>P<sub>d</sub> (W)</b>	<b>R/C</b>
5	62,4733	312,367	0,17401	1463,8	45,4413	227,207	-0,86809
6,5	37,2125	241,881	0,22401	1461,5	44,9281	292,032	0,511226
8	24,8896	199,117	0,27256	1457,9	44,3062	354,45	1,583416
9,5	18,0522	171,496	0,3195	1453	43,5891	414,096	2,472988
11	13,9456	153,402	0,36467	1446,4	42,7721	470,493	3,232329
12,5	11,3599	141,999	0,40795	1437,9	41,8592	523,239	3,886244
14	9,69615	135,746	0,44923	1427,9	40,8699	572,178	4,44885
15,5	8,63023	133,769	0,4884	1414,8	39,7653	616,362	4,919399
17	7,97437	135,564	0,52537	1399,7	38,5848	655,941	5,304558
18,5	7,61367	140,853	0,56003	1381,9	37,3148	690,324	5,601129
20	7,47464	149,493	0,59228	1361,4	35,9623	719,246	5,807886
21,5	7,50847	161,432	0,622	1338	34,5281	742,355	5,921737
23	7,68175	176,68	0,64904	1311,4	33,0099	759,227	5,938292
24,5	7,97097	195,289	0,67321	1281,5	31,41	769,545	5,853785
26	8,35917	217,339	0,69431	1248	29,7276	772,917	5,663389
27,5	8,83393	242,933	0,71204	1211	27,9692	769,154	5,364128
29	9,38593	272,192	0,72604	1170,1	26,1307	757,789	4,950021
30,5	10,0081	305,247	0,73583	1125,2	24,2143	738,537	4,416819
32	10,6949	342,238	0,74076	1076,2	22,2221	711,108	3,760138
33,5	11,4422	383,315	0,73996	1022,9	20,154	675,159	2,974972
35	12,2466	428,63	0,73222	965,03	18,0086	630,3	2,055761
36,5	13,1053	478,342	0,71583	902,57	15,7893	576,309	0,998644
38	14,0162	532,614	0,68829	835,31	13,4959	512,842	-0,20155
39,5	14,9775	591,611	0,6458	763,1	11,1288	439,587	-1,54969
41	15,9878	655,499	0,58236	685,79	8,68888	356,244	-3,05051

**APÊNDICE C – Variação da razão de descida e do ângulo de ataque em função da velocidade horizontal.**

<b>C<sub>D</sub></b>	<b>C<sub>L</sub></b>	<b><math>\gamma</math> (°)</b>	<b>v (m/s)</b>	<b>V<sub>x</sub> (m/s)</b>	<b>RD (m/s)</b>
0,02461	0,3	4,69023	27,3064	27,215	-2,23281
0,03193	0,5	3,65338	21,1654	21,1224	-1,34867
0,04289	0,7	3,50646	17,8895	17,856	-1,09414
0,05752	0,9	3,65667	15,7758	15,7436	-1,00614
0,0758	1,1	3,94181	14,2674	14,2336	-0,98079
0,09773	1,3	4,29936	13,1211	13,0842	-0,98366
0,12333	1,5	4,7001	12,2117	12,1707	-1,00063
0,15257	1,7	5,12849	11,4672	11,4213	-1,02505
0,18548	1,9	5,57552	10,843	10,7917	-1,05348

**APÊNDICE D – Variação das velocidades mínimas e máximas em função das trações e da altitude.**

<b>Altitude (m)</b>	<b>Densidade do ar (kg/m<sup>3</sup>)</b>	<b>Velocidade mínima (m/s)</b>	<b>Velocidade Máxima (m/s)</b>	<b>Velocidade de estol (m/s)</b>	<b>Velocidade de manobra (m/s)</b>
0	1,2250	5,39	38,78	10,27	16,23
100	1,2190	5,43	38,55	10,29	16,27
200	1,2082	5,49	38,32	10,34	16,34
300	1,1973	5,55	38,09	10,38	16,42
400	1,1866	5,60	37,86	10,43	16,49
500	1,1759	5,66	37,63	10,48	16,57
600	1,1653	5,71	37,40	10,52	16,64
700	1,1547	5,77	37,11	10,57	16,72