

# DIMENSIONAMENTO DO GRUPO MOTO-PROPULSOR DE UM AEROMODELO

## SIZING OF THE POWERPLANT GROUP FOR AN AEROMODEL

Leonardo Henrique Tavares Batista<sup>1</sup>  
Thiago Araujo Simões<sup>2</sup>

### RESUMO

A aviação destaca-se como um dos pilares essenciais na sociedade moderna, oferecendo mobilidade, praticidade e conforto aos indivíduos. Nesse aspecto, os aeromodelos, que representam o primeiro passo na jornada da aviação, são objetos de estudo neste trabalho. Um aspecto crucial na construção desses aeromodelos é o conjunto motopropulsor, formado pelo motor e pela hélice. Este estudo explora o processo de determinação do desempenho desse conjunto para o desenvolvimento da aeronave. Utilizando softwares como Excel e Propeller Selector, foram obtidos dados para a elaboração das análises de desempenho da aeronave. Esses dados, juntamente com outros fornecidos por diferentes áreas da aeronave, incluíram coeficientes de sustentação, de arrasto, entre outros parâmetros. Por meio de cálculos detalhados, foi realizada uma análise abrangente do desempenho da aeronave em diferentes fases de voo, desde a decolagem até a aterrissagem, sempre em conformidade com as normas da FAR-Part 23. O motor selecionado para o projeto foi o modelo elétrico D3542, enquanto a hélice escolhida tinha um diâmetro de 13 polegadas e um passo de 7 polegadas. Com essas especificações definidas, foi possível avaliar o desempenho do veículo para operar com um peso total de 12 kg. Essa análise foi essencial para garantir operações de voo eficientes e seguras, contribuindo para o avanço contínuo da aviação e da tecnologia aeroespacial.

**Palavras-chave:** desempenho; aeromodelo; motor; hélice; dimensionamento.

### ABSTRACT

Aviation stands out as one of the essential pillars in modern society, offering individuals mobility, convenience, and comfort. In this aspect, aeromodels, representing the first step in the aviation journey, are the subject of study in this work. A crucial aspect in the construction of these aeromodels is the powerplant assembly, formed by the engine and the propeller. This study explores the process of determining the performance of this assembly for aircraft development. Using software such as Excel and Propeller Selector, data were obtained for the elaboration of aircraft performance analyses. These data, along with others provided by different aircraft areas, included coefficients of lift, drag, among other parameters. Through detailed calculations, a comprehensive analysis of the aircraft's performance was conducted in different flight phases, from takeoff to landing, always in compliance with FAR-Part 23 regulations. The motor selected for the project was the electric model D3542, while the chosen propeller had a diameter of 13 inches and a pitch of 7 inches. With these specifications defined, it was possible to evaluate the vehicle's performance to operate with a total weight of 12 kg. This analysis was essential to ensure efficient and safe flight operations, contributing to the continuous advancement of aviation and aerospace technology.

**Keywords:** performance; model airplane; motor; propeller; sizing.

---

<sup>1</sup> Bacharelado em Engenharia Mecânica – Universidade Federal Rural de Pernambuco – Unidade Acadêmica do Cabo de Santo Agostinho. 2024.

<sup>2</sup> Doutor em Engenharia Mecânica – Universidade Federal Rural de Pernambuco – Unidade Acadêmica do Cabo de Santo Agostinho. 2024.

## INTRODUÇÃO

A aviação contemporânea, como a compreendemos na atualidade, é o resultado do comprometimento de inúmeros pioneiros ao longo da vasta trajetória histórica, aliado à criação de tecnologias inovadoras que propiciaram seu contínuo desenvolvimento. Alberto Santos Dumont, figura pioneira, destacou-se ao empregar um motor a combustão na concepção de um modelo auto-propelido, ao passo que os irmãos Wright deram vida ao famoso Flyer, introduzindo um sistema de controle de três eixos que perdura até os dias atuais. (Santos e Silva, 2009).

Em relação ao aeromodelismo, é válido ressaltar que sua história remonta a um período tão distante quanto a própria aviação, pois, de forma ponderada, podemos afirmar que as primeiras concepções de máquinas voadoras possuem características intrínsecas aos aeromodelos. Alphonse Penaud, um francês cujo nome ressoa no cenário do aeromodelismo, desempenhou um papel significativo como inventor e matemático (Faria, 2011). No ano de 1870, Penaud concebeu uma inovação ao criar o motor elástico com tiras torcidas, uma implementação que ampliou consideravelmente a força propulsora desses elásticos. Em um marco de destaque, em 1871, Penaud materializou o primeiro modelo impulsionado por elásticos, denominado Planophore. Ele era dotado de uma única hélice bipá, fabricado com materiais como bambu, apresentando dimensões de 500 mm de comprimento, 460 mm de envergadura e um peso de 16 gramas, estabelecendo, assim, um paradigma fundamental para os aeromodelos que se seguiram até os dias contemporâneos (Faria, 2011).

As modalidades proeminentes do aeromodelismo englobam uma diversidade significativa, caracterizando-se por distintas abordagens (Faria, 2011):

- Voo Circular Controlado: o

aeromodelo permanece interligado ao aeromodelista por meio de cabos, cujas extensões podem variar consideravelmente, oscilando entre 15 e 18 metros de comprimento. Durante a prática, o aeromodelista executa movimentos circulares e manobras por meio dos referidos cabos.

- Voo livre: o aeromodelo, após o lançamento, é desvinculado de qualquer interferência por parte do aeromodelista. Este pode assumir diferentes formatos, sendo dotado de motor, elástico, ou até mesmo desprovido de qualquer propulsão própria.
- Rádio controlado: o aeromodelo é regido por um transmissor de radiofrequências, que pode empregar diferentes tecnologias, como FM, AM, PCM para sistemas de rádio mais antigos, ainda amplamente utilizados. Por outro lado, para sistemas mais contemporâneos, adota-se a tecnologia 2.4Ghz, proporcionando uma camada adicional de segurança, eliminando o risco de interferências indesejadas.

Apesar de modalidades tradicionais, como o voo livre e o voo circular controlado, permanecerem em prática por alguns entusiastas, a predominância recai sobre o rádio controlado, no qual os aeromodelos são manejados por meio de controle remoto. Este cenário abre um vasto leque de possibilidades, contemplando uma ampla variedade de opções, tanto em termos de aeronaves quanto de equipamentos, além de possibilitar a execução de diversas manobras (Faria, 2011).

Os tipos mais usuais para os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) são os aeromodelos e os quadricópteros. A distinção entre eles reside na aplicação, em

que a velocidade do aeromodelo tende a ser maior do que a do drone, na maioria dos casos. No entanto, em termos de variedade de manobras, o quadricóptero mantém-se superior devido à sua ampla gama de movimentos possíveis, como ascender e descender verticalmente, retroceder e manter-se estável no ar. Estes são exemplos das possibilidades de movimentação de um quadricóptero (Silva e Moraes, 2014).

Os aeromodelos têm capturado e cativado o interesse de uma vasta gama de entusiastas, independentemente de idade ou origem. Essas reproduções em escala reduzida não apenas proporcionam diversão e entretenimento, mas também desempenham um papel multifacetado como ferramentas educacionais, de pesquisa e de experimentação.

Com o passar do tempo, à medida que novas tecnologias e aplicações foram incorporadas a essas aeronaves não tripuladas, foram desenvolvidas configurações que padronizam diversos aspectos, como tamanho, autonomia de voo e capacidades. Existem os modelos de asa fixa, que são capazes de atingir altas velocidades e cobrir grandes distâncias. Por outro lado, existem os modelos de asas rotativas, que se destacam pela capacidade de movimentação tanto horizontal quanto vertical, oferecendo uma ampla variedade de manobras e a possibilidade de pairar em um determinado ponto (Guimarães, 2012).

O presente trabalho visa compreender a área de desempenho de uma aeronave rádio controlada com capacidade máxima de carga de 12kg, bem como calcular e analisar os parâmetros fornecidos pelo grupo moto-propulsor (motor + hélice) escolhido para o aeromodelo, fornecendo dados de tração, potência, previsões de cargas e velocidades, comprimentos de pista necessários para pouso e decolagem, entre outros diversos fatores que influenciam no desempenho durante o voo.

## METODOLOGIA

Todos os dados foram obtidos baseando-se nas condições locais de altitude da cidade de Recife (PE) e foram trabalhados em softwares como Python, Excel e Propeler Selector. Assim, pôde-se observar com maior precisão os resultados obtidos, bem como confeccionar gráficos e tabelas para auxiliar na visualização.

### Seleção de motor e hélice

Existem 2 tipos de motor que são comumente utilizados em aeromodelos: o motor Glow, modelo à combustão, e o motor elétrico. Para este estudo, foi utilizado um motor elétrico Brushless, o qual ostenta uma potência máxima de 900W e uma rotação de 1450kv. Vale ressaltar que os parâmetros utilizados para realizar a análise foram retirados dos dados fornecidos pelo manual do fabricante, tendo sido devidamente organizados e apresentados na tabela que se encontra abaixo:

**Tabela 1:** Especificações do motor.

Modelo	Volts	KV(RPM/V)	Peso
D3542	7,4V - 14,8V	1450KV	130g
Dimensões	Diâmetro do Eixo	Potência Máx.	Máx. Corrente
35x42mm	5mm	900W	48A

Fonte: O autor, 2022.

Para compor o sistema moto-propulsor, foi escolhida uma hélice do modelo APC, com dimensões de 13 polegadas de diâmetro e um passo de 7 polegadas, e uma bateria de 8,6V.

### Determinação de inputs

A área de desempenho depende diretamente de alguns fatores relacionados a diferentes áreas de um aeromodelo, como aerodinâmica. Como o estudo foi focado apenas no dimensionamento de um grupo moto-propulsor, foram determinados dados iniciais para que os cálculos fossem realizados, como visto na tabela abaixo:

**Tabela 2:** Dados de inputs.

SÍMBOLO	DESCRIÇÃO	VALOR	UNIDADE
P	Passo da hélice	7	in
D	Diâmetro da hélice	13	in
RPM	Rotação do Motor	12500	rpm
$\rho$	Densidade do ar	1,201	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	0,7	m <sup>2</sup>
AR	Alongamento	5,71	-
h	Altura da asa para o solo	0,2	m
u	Coef. Atrito das rodas com o piso	0,03	-
k	Const. Coef. Arrasto Induzido	0,0509	-
$C_{do}$	Coef. Arrasto Parasita	0,0205	-
$C_{Lmáx}$	Coef. Sustentação Máxima	1,918	-
m	Massa total	12	kg
W	Peso	117,72	N

Fonte: O autor, 2022.

### Tração disponível e requerida

A tração é a força responsável por impulsionar o avião durante o voo, sendo ela uma resultante do torque do motor, convertido em empuxo. A tração disponível representa o empuxo fornecido pela hélice à aeronave, enquanto que a tração requerida representa o empuxo necessário para o voo (Rodrigues, 2014).

Para calcular as trações, é necessário encontrar primeiro coeficiente de sustentação, que descreve a capacidade de um objeto gerar sustentação. Ele é estabelecido como a relação entre a pressão exercida para sustentação e a pressão dinâmica do fluido, sendo influenciado pelas características específicas do formato do aerofólio da asa e pelo ângulo de ataque, que representa a inclinação do aerofólio em relação ao fluxo de ar circundante. (Rodrigues, 2014).

$$C_L = \frac{2W}{\rho \cdot v^2 \cdot S} \quad \text{Eq. (1)}$$

Onde:  $C_L$  – Coeficiente de sustentação;  
W – Peso total;  
 $\rho$  – Densidade do ar;  
v – Velocidade;  
S – Área da asa.

Com o coeficiente de sustentação, foi possível encontrar o coeficiente de arrasto através da equação 2 (Rodrigues, 2014).

$$C_D = C_{do} + k \cdot C_L^2 \quad \text{Eq. (2)}$$

Onde:  $C_D$  – Coeficiente de arrasto;  
 $C_{do}$  – Coeficiente de arrasto parasita;  
K – Constante do coeficiente de arrasto;  
 $C_L$  – Coeficiente de sustentação

O coeficiente de arrasto, conhecido também como coeficiente de resistência aerodinâmica, é um parâmetro adimensional, que tem como finalidade a quantificação da força de arrasto ou resistência experimentada por um objeto quando este se desloca através de um meio fluido, como é o caso do ar. Este coeficiente desempenha um papel importante na análise e projeto de aerodinâmica, fornecendo uma medida objetiva da eficiência aerodinâmica e da influência do formato do objeto na resistência ao movimento através do fluido circundante (Rodrigues, 2014).

Com as equações 1 e 2, foi possível deduzir a equação da tração requerida (Rodrigues, 2014):

$$T_R = \frac{W}{C_L/C_D} \quad \text{Eq. (3)}$$

Já a tração disponível, para encontrá-la basta associar os dados de potência de eixo e eficiência da hélice em cada velocidade atingida, levando em conta a densidade da altitude em que se encontra. Sendo assim, a ela pôde ser obtida pela equação 4 (Rodrigues, 2014):

$$T_d = \frac{P_e \cdot \eta_h}{v} \cdot \frac{\rho_h}{\rho_0} \quad \text{Eq. (4)}$$

Onde:  $T_d$  – Tração Disponível;  
 $\rho_0$  – Densidade do ar (nível do mar);  
 $\rho_h$  – Densidade do ar a em determinada altitude;  
 $P_e$  – Potência de eixo;  
 $\eta_h$  – Eficiência da hélice.

Como o cálculo se baseou em um voo a nível do mar, a relação  $\rho_h/\rho_0$  será 1.

Os dados referentes à eficiência da hélice, à potência no eixo e rotação foram obtidos a partir do programa de simulação PropSelector. Em seguida, foram calculadas as trações disponível e requerida em uma variação de velocidade de 5m/s a 41m/s, com um incremento de 2 m/s, para uma massa total de 12kg, através da linguagem de programação Python.

### Potência disponível e requerida

A potência, no contexto aeronáutico, é estabelecida como a relação entre a tração e a velocidade. Nesse cenário, a potência disponível corresponde à energia fornecida pela hélice, enquanto que a potência requerida representa a quantidade de energia necessária para sustentar e executar as operações de voo. Dessa forma, pôde-se chegar nas equações 5 e 6 (Rodrigues, 2014):

$$P_d = T_d \cdot v \quad \text{Eq. (5)}$$

$$P_r = T_r \cdot v \quad \text{Eq. (6)}$$

Onde:  $P_d$  – Potência Disponível;  
 $P_r$  – Potência Requerida;  
 $T_d$  – Tração Disponível;  
 $T_r$  – Tração Requerida;  
 $v$  – Velocidade.

Os cálculos foram realizados utilizando novamente uma variação de velocidades entre 5m/s e 41m/s para uma massa total de 12kg, com suas respectivas trações disponível e requerida.

### Velocidade de Máximo Alcance e Máxima Autonomia

A velocidade de máximo alcance é aquela que caracteriza um voo com a maior velocidade possível, cobrindo a maior distância em um determinado intervalo de tempo. Essa velocidade é calculada com base na tração mínima exigida pela aeronave. Em contrapartida, a velocidade de máxima autonomia é derivada da potência mínima necessária, proporcionando à aeronave uma extensão máxima de tempo de voo até que a bateria se esgote. Dessa forma, para realizar os cálculos da velocidade de máximo alcance ( $V_{T_r \min}$ ) e da máxima autonomia ( $V_{P_r \min}$ ), foram utilizadas as equações 7 e 8 (Rodrigues, 2014):

$$V_{T_r \min} = \left(\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S}\right)^{1/2} \cdot \left(\frac{K}{C_{d0}}\right)^{1/4} \quad \text{Eq. (7)}$$

$$V_{P_r \min} = 0.76 \cdot V_{T_r \min} \quad \text{Eq. (8)}$$

Onde:  $W$  – Peso total;  
 $\rho$  – Densidade do ar;  
 $S$  – Área da asa;  
 $K$  – Constante do coeficiente de arrasto;  
 $C_{d0}$  – Coeficiente de arrasto parasita.

Para realizar esses cálculos, foi considerado o aeromodelo com sua capacidade máxima de carga, de 12kg.

### Desempenho de decolagem

A análise do desempenho de decolagem é importante para determinar uma margem de segurança de comprimento de pista para a aeronave decolar de maneira segura (Rodrigues, 2014).

Em conformidade com as diretrizes estabelecidas pela norma FAR-Part 23, da Federal Aviation Regulation (FAR), é sugerido que a velocidade de decolagem seja mantida até 20% superior à velocidade de estol, com o propósito de garantir uma margem de segurança considerável ao longo do processo de decolagem. Dessa maneira, é possível expressar a velocidade de decolagem através da equação 9 (Rodrigues, 2014):

$$V_{lo} = 1,2 * V_{estol} \quad \text{Eq. (9)}$$

Como o cálculo da força de sustentação e arrasto se tornam mais complexos com o aumento da velocidade, é sugerido que se faça uma aproximação para a força requerida média, obtida em uma velocidade equivalente a 70% da velocidade de decolagem (Rodrigues, 2014).

$$V = 0.7 * V_{lo} \quad \text{Eq. (10)}$$

Utilizando essa porcentagem da velocidade de decolagem, foi calculada a tração disponível para uma variação de massa entre 7kg e 12kg. Aliando isso a outros fatores, foi possível obter a equação 11 (Rodrigues, 2014), que determina o comprimento de pista para decolagem:

$$S_{lo} = \frac{1,44 \cdot W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_{lmax} \cdot \{T - [D + \mu \cdot (W - L)]\}_{0,7V_{lo}}} \quad \text{Eq. (11)}$$

Onde:  $g$  – gravidade;  
 $\rho$  – Densidade do ar;  
 $S$  – Área da asa;  
 $C_{lmax}$  – Coeficiente de sustentação máximo;  
 $T$  – Tração disponível em função de  $0,7V_{lo}$ ;

$D$  – Força de arrasto;  
 $L$  – Força de sustentação;  
 $\mu$  – Força de atrito;  
 $w$  – Peso.

Realizando os cálculos, foi possível chegar aos comprimentos de pista requeridos para a execução da decolagem em diversas circunstâncias, considerando uma amplitude de massa que variava de 7kg a 12kg. Esses resultados foram organizados e apresentados de forma visual por meio de gráficos e tabelas, proporcionando uma melhor compreensão e análise dos dados obtidos.

### Desempenho de subida

O desempenho de subida remete à capacidade da aeronave de ganhar altitude e pode ser calculado a partir da razão de subida R/C (Rodrigues, 2014):

$$R/C = \frac{P_d - P_r}{W} \quad \text{Eq. (12)}$$

A análise da taxa de subida foi realizada em um intervalo de velocidade horizontal compreendido entre 5 m/s e 41 m/s, sendo incrementado a cada 2 m/s. Cada valor de velocidade analisado permitiu a determinação tanto da potência disponível quanto da potência requerida pela aeronave. Dessa maneira, foi possível visualizar a capacidade da aeronave em ascender verticalmente durante o voo, considerando uma massa total constante de 12kg.

### Desempenho em curvas

Ao realizar uma curva, o avião sofre uma inclinação lateral, permitindo o equilíbrio estático durante o movimento. A partir dessa inclinação, é possível calcular o raio mínimo de curvatura, que deve ser o menor possível para o avião possa realizar a curva com uma maior inclinação das asas sem que haja estol. O raio de curvatura mínimo foi calculado pela equação 13 (Rodrigues, 2014):

$$R_{\min} = \frac{V_{R\min}^2}{g \cdot \sqrt{n_{R\min}^2 - 1}} \quad \text{Eq. (13)}$$

onde a velocidade de raio mínimo, o fator de carga mínimo e o ângulo máximo permissível foram determinados de acordo com as equações 14, 15 e 16, respectivamente (Rodrigues, 2014):

$$V_{R\min} = \sqrt{\frac{4 \cdot K \cdot (W/S)}{\rho h \cdot \left(\frac{T_{\max}}{W}\right)}} \quad \text{Eq. (14)}$$

$$n_{R\min} = \sqrt{2 - \frac{4 \cdot K \cdot C_{do}}{\left(\frac{T_{\max}}{W}\right)}} \quad \text{Eq. (15)}$$

$$\alpha = \cos^{-1}\left(\frac{1}{n_{R\min}}\right) \quad \text{Eq. (16)}$$

Realizando os cálculos com o aeromodelo utilizando sua capacidade de carga máxima de 12kg e uma altitude de voo a nível do mar, foi deduzida a equação 17 para encontrar o raio mínimo (Rodrigues, 2014).

$$R_{\min} = \frac{4 \cdot K \cdot (W/S)}{\rho h \cdot g \cdot \left(\frac{T_{\max}}{W}\right) \cdot \sqrt{\frac{1 - 4 \cdot K \cdot C_{do}}{\left(\frac{T_{\max}}{W}\right)^2}}} \quad \text{Eq. (17)}$$

Onde: K – Constante do coeficiente de arrasto;  
W – Peso total;  
S – Área da asa;  
ρ – Densidade do ar;  
h – Altura da asa em relação ao solo;  
g – Gravidade;  
T<sub>d</sub> – Tração Disponível máxima;  
C<sub>do</sub> – Coeficiente de arrasto parasita.

### Desempenho de planeio

O voo de planeio busca uma condição desejada para aproximação à pista de pouso. Por estar operando em marcha lenta, considera-se que o avião realiza uma decida onde T = 0, ou seja, uma descida não tracionada, considerando

apenas as forças de arrasto, sustentação e o peso da aeronave. Dessa forma, é imprescindível que a soma das forças atuantes, tanto paralela quanto perpendicular à direção da aeronave, seja igual a zero para que as equações de equilíbrio estático sejam validadas (Rodrigues, 2014).

O ângulo de planeio (γ) desempenha um papel crucial na estabilidade da aeronave durante a descida, sendo influenciado pela relação entre a sustentação e o arrasto (L/D). Para minimizar o impacto da aeronave ao tocar o solo, é essencial estabelecer uma condição que maximize essa relação. A equação que fornece o ângulo de planeio é (Rodrigues, 2014):

$$\gamma = \tan^{-1}\left(\frac{1}{L/D}\right) \quad \text{Eq. (18)}$$

Com isso, é possível achar as velocidades horizontal e vertical, a partir da velocidade resultante e o ângulo de planeio. Sendo V<sub>x</sub> a velocidade horizontal e V<sub>y</sub> a velocidade vertical, como visto nas equações 19, 20 e 21, respectivamente (Rodrigues, 2014).

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot \cos \gamma}{\rho \cdot S \cdot Cl}} \quad \text{Eq. (19)}$$

$$V_x = v \cdot \cos \gamma \quad \text{Eq. (20)}$$

$$V_y = v \cdot \sin \gamma \quad \text{Eq. (21)}$$

### Desempenho em pouso

Para a avaliação de pouso da aeronave, considera-se que a decida é realizada em marcha lenta, ou seja, não tracionada. Com isso, a diferença da equação para o pouso com relação a equação para decolagem é apenas a tração, onde terá T = 0. Por medidas de segurança, a FAR Part-23 estabelece a recomendação de que a velocidade de aproximação seja mantida em um patamar 30% superior à velocidade de estol, como visto na equação 22 (Rodrigues, 2014).

$$V_{ap} = V_{stol} \cdot 1,3 \quad \text{Eq. (22)}$$

Assim como acontece na decolagem, o cálculo da força de sustentação e arrasto se tornam mais complexos com o aumento da velocidade, portanto é feito uma aproximação para a força requerida média, que será obtida em uma velocidade equivalente a 70% da velocidade de pouso (Rodrigues, 2014).

$$V = 0,7 \cdot V_{ap} \quad \text{Eq. (23)}$$

Sendo assim, a equação matemática que define o comprimento de pista com a manobra de arredondamento foi deduzida na equação 24 (Rodrigues, 2014).

$$S_L = \frac{W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_{lmax} \cdot [D + \mu \cdot (W - L)]_{0,7v_{lo}}} \quad \text{Eq. (24)}$$

Realizando os cálculos, pôde-se obter os comprimentos de pista necessários para realizar o pouso com arredondamento em diferentes situações, com uma variação de massa entre 12kg e 7kg.

## RESULTADOS E DISCUSSÕES

Após todas as simulações e cálculos realizados, foram feitas tabelas e gráficos no Excel para melhor analisar os dados obtidos.

### Trações e potências

Os dados de tração e potência, requeridas e disponíveis, foram calculados e colocados em uma tabela para melhor análise:

**Tabela 3:** Tração e Potência - Hélice APC 13"x7".

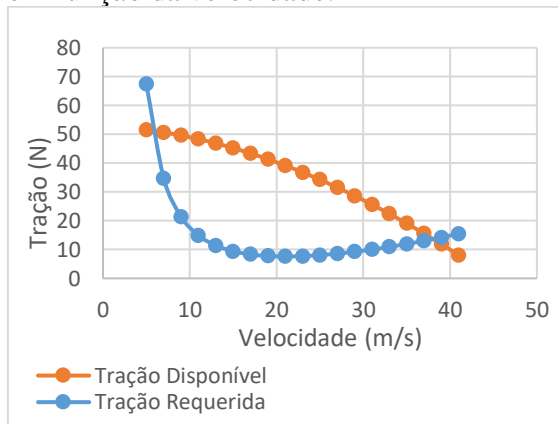
Velc.AR (m/s)	Pe (W)	Nh (%)	Td (N)	Tr (N)	Pd (W)	Pr (W)
5	1463,8	17,389	51,466	67,338	257,331	336,689
7	1460,5	24,024	50,627	34,668	354,386	242,678
9	1454,8	30,393	49,573	21,415	446,153	192,733
11	1446,4	36,456	48,311	14,911	531,418	164,020
13	1434,7	42,184	46,851	11,386	609,058	148,013
15	1419,3	47,549	45,197	9,397	677,957	140,954
17	1399,7	52,528	43,358	8,297	737,080	141,046
19	1375,5	57,098	41,339	7,759	785,433	147,424
21	1346,2	61,231	39,140	7,605	821,947	159,711
23	1311,4	64,897	36,767	7,731	845,630	177,804
25	1270,8	68,055	34,223	8,071	855,570	201,766
27	1223,8	70,648	31,512	8,584	850,813	231,762
29	1170,2	72,601	28,634	9,242	830,372	268,028
31	1109,5	73,804	25,592	10,027	793,358	310,845
33	1041,3	74,093	22,391	10,925	738,893	360,526
35	965,17	73,225	19,030	11,926	666,040	417,406
37	880,85	70,811	15,511	13,023	573,911	481,839
39	787,91	66,205	11,837	14,210	461,658	554,189
41	685,98	58,254	8,009	15,484	328,384	634,833

Fonte: O autor, 2022.



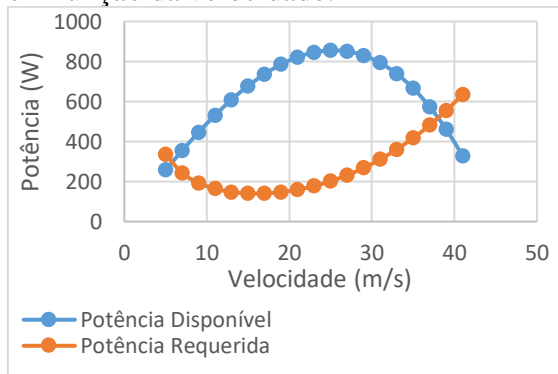
Com os dados obtidos, foram traçadas curvas em gráficos para melhor visualização. Essa abordagem gráfica visa facilitar a compreensão e interpretação das relações e variações presentes nos dados, contribuindo para uma análise mais aprofundada e embasada dos fenômenos estudados.

**Gráfico 1:** Tração disponível e requerida em função da velocidade.



Fonte: O autor, 2022.

**Gráfico 2:** Potência disponível e requerida em função da velocidade.



Fonte: O autor, 2022.

É possível analisar que existem dois pontos de intersecção em cada gráfico. Esses pontos indicam a velocidade em que as trações e as potências se igualam. A partir do primeiro ponto de intersecção, a tração e a potência disponíveis são maiores que as mesmas requeridas, sendo esse, o exato momento em que a aeronave terá capacidade de se manter em voo.

Quando as linhas se interceptam novamente, a tração e potência

requeridas superam novamente os valores das mesmas disponíveis, fazendo com que a aeronave perca sustentação e a capacidade de voar.

Ambos os gráficos demonstram que a combinação do motor com a hélice escolhidos são compatíveis com o aeromodelo e permitem o seu voo durante essa gama de velocidades entre os pontos de intersecção.

### Velocidades

Considerando que o aeromodelo estava com sua capacidade de carga máxima (12kg), foram encontradas as velocidades em diferentes etapas do voo, como pode ser analisado na tabela abaixo:

**Tabela 4:** Velocidades.

<b>Mínima</b>	12,08 m/s
<b>Máxima</b>	37,00 m/s
<b>Estol</b>	12,08 m/s
<b>Máx. Alcance</b>	19,15 m/s
<b>Máx. Autonomia</b>	14,55 m/s
<b>Decolagem</b>	14,50 m/s

Fonte: O autor, 2022.

A velocidade mínima de um avião, independente dos gráficos de tração e potência, sempre será equivalente a velocidade de estol, que representa um ponto crucial que delimita a capacidade mínima de sustentação aerodinâmica da aeronave, independentemente das condições específicas do voo.

Além disso, vale ressaltar que a velocidade de decolagem se aproxima significativamente da velocidade de estol, possibilitando iniciar a decolagem com uma tração mais moderada e, por conseguinte, resultando em uma menor demanda de combustível durante o processo de decolagem.

### Desempenho de decolagem e pouso

O cálculo do comprimento de pista necessário para as fases de pouso e decolagem foi conduzido levando em consideração algumas variações de massa

do aeromodelo, conforme apresentado de maneira detalhada na tabela a seguir:

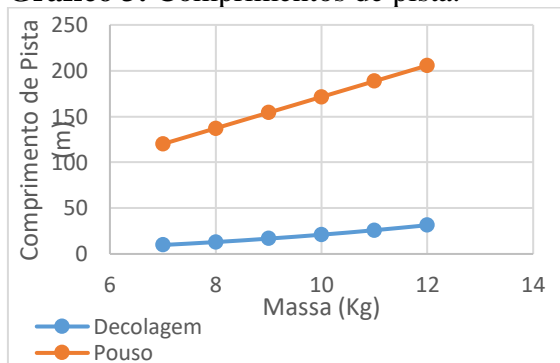
**Tabela 5:** Comprimentos de pista.

Decolagem		
m (kg)	w (N)	Slo (m)
12	117,72	31,40
11	107,91	25,90
10	98,1	21,03
9	88,29	16,73
8	78,48	12,99
7	68,67	9,78
Pouso		
m (kg)	w (N)	Slo (m)
12	117,72	205,69
11	107,91	188,55
10	98,1	171,42
9	88,29	154,29
8	78,48	137,15
7	68,67	120,02

Fonte: O autor, 2022.

Ao observar os dados apresentados na Tabela 5, é notório que a distância de decolagem se revela muito reduzida em comparação com a distância de pouso. Isso pode ser mais bem observado no gráfico abaixo:

**Gráfico 3:** Comprimentos de pista.



Fonte: O autor, 2022.

A distância de pouso ser maior, fornece uma margem de segurança necessária para lidar com diversas condições e garantir a segurança das operações aéreas. Para lidar com um comprimento de pista tão grande como o calculado, o piloto deve fazer manobras no solo, após o pouso, para que o atrito das

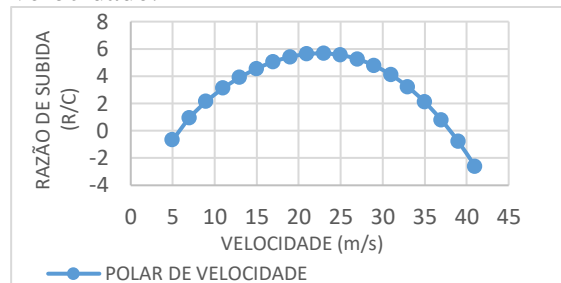
rodas com o chão desacelere o aeromodelo.

Outra opção pode ser a utilização de flaps para aumentar a resistência com o ar e diminuir a velocidade do avião.

### Desempenho de subida

Após calcular a razão de subida R/C do aeromodelo e relacionar cada resultado encontrado com a variação de velocidade determinada, foi feito o gráfico abaixo:

**Gráfico 4:** Razão de subida em função da velocidade.



Fonte: O autor, 2022.

Percebe-se que, em alguns momentos, a razão de subida é negativa. Nesses pontos, o aeromodelo é incapaz de subir e alterar sua altitude, pois não possui desempenho suficiente para isso.

Nota-se também que a razão de subida só é positiva em uma variação de velocidades superior à velocidade mínima e inferior à velocidade máxima.

### Desempenho em curvas

A posição do aeromodelo durante a realização de uma curva não favorece a geração de sustentação. Portanto, definir os parâmetros necessários é fundamental para voar com segurança. Após os cálculos, foi determinado que:

**Tabela 6:** Outputs Desempenho em Curva.

Fator de Carga	1,406
Veloc. de Raio Mín.	7,02 m/s
Raio Mín. de Curvatura	2,03 m
Ângulo Máx. de Inclinação	44.664°

Fonte: O autor, 2022.

Esses dados determinam como o aeromodelo realizará a curva. Nesse caso, como o ângulo de inclinação é alto e a velocidade de raio mínimo é baixa, é preciso aumentar o raio mínimo, de maneira que o avião realize a curva sem que haja um movimento muito grande na inclinação da asa.

### Desempenho de planeio

Com os cálculos relacionados ao planeio do aeromodelo, foi possível elaborar as tabelas 7 e 8 e analisar os resultados.

**Tabela 7:** Outputs Planeio com Máximo Alcance.

Eficiência		Ângulo		Distância	
15,47%		3,6964°		464,36 m	
Massa (Kg)	Velocidade (m/s)	Vel. Horizontal (m/s)	Vel. Vertical (m/s)	Razão de descida (m/s)	
12	19,15	19,11	1,23	-1,235	
10	17,13	17,09	1,10	-1,104	
8	14,83	14,80	0,96	-0,956	
6	12,11	12,09	0,78	-0,781	
4	8,56	8,54	0,55	-0,552	

Fonte: O autor, 2022.

É possível observar que a massa é fundamental na determinação das velocidades e da distância para o planeio. Quanto maior a carga do aeromodelo, maior a sua velocidade e a sua razão de descida. Essa observação também é válida para o planeio com máxima eficiência, conforme visto na tabela abaixo:

**Tabela 8:** Outputs Planeio com Máxima Eficiência.

Eficiência		Ângulo		Distância	
13,40%		4,2662°		402,14 m	
Massa (Kg)	Velocidade (m/s)	Vel. Horizontal (m/s)	Vel. Vertical (m/s)	Razão de descida (m/s)	
12	14,55	14,51	1,08	-1,082	
10	13,01	12,97	0,70	-0,968	
8	11,27	11,23	0,84	-0,838	
6	9,20	9,17	0,68	-0,684	
4	6,50	6,48	0,48	-0,484	

Fonte: O autor, 2022.

É possível analisar também que o planeio para maior alcance exige um desempenho maior com relação ao planeio para maior autonomia.

## CONCLUSÕES

Este estudo proporcionou uma compreensão aprofundada sobre o funcionamento do sistema de propulsão de um aeromodelo, além de permitir uma análise detalhada de todas as fases envolvidas em seu dimensionamento.

Tendo em vista a escolha do motor D3542 e da hélice 13" x 7" para impulsionar o aeromodelo, com um peso total de 12 kg, foi necessário avaliar se o sistema de propulsão seria capaz de fornecer tração e potência suficientes para viabilizar o voo da aeronave. Para isso, foram utilizados os parâmetros operacionais do motor e da hélice, os quais foram obtidos por meio do software Propeller Selector. A análise revelou que o conjunto proposto oferece todos os requisitos necessários em termos de tração e potência para atender às demandas da aeronave.

Durante o voo do aeromodelo, foram conduzidas análises do seu desempenho em diferentes situações, incluindo subida, descida, planagem e curvas.

Também foram estimadas as velocidades necessárias para decolagem e pouso bem como as velocidades de estol, autonomia máxima e alcance máximo. Com isso, pôde-se determinar a extensão de pista exigida para a realização de pousos e decolagens.

Dessa forma, com todas as considerações que puderam ser feitas aos resultados obtidos, este trabalho irá contribuir para o planejamento inicial de dimensionamento de um aeromodelo, mostrando o passo a passo que deve ser seguido, bem como analisar os parâmetros em diversas condições de voo.

## REFERÊNCIAS

FARIA, Ferdinando. **História do Aeromodelismo**. São Paulo: Confederação Brasileira de Aeromodelismo, 2016. Disponível em: <https://www.cobra.org.br/historia-do-aeromodelismo>. Acesso em: 15 jan. 2024.

FEDERAL AVIATION REGULATIONS. **Part 23 Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic and commuter category airplanes, USA**. Disponível em: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-23>. Acesso em: 08 mar. 2024.

GUIMARÃES, João Paulo Ferreira. **Controle de atitude e altitude para um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero**. 2012. 69 p. Dissertação (Mestrado em Automação e Sistemas) – Faculdade de Engenharia de Computação, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2012. Disponível em: <https://repositorio.ufrn.br/handle/123456789/15212>. Acesso em: 09 mar. 2024.

RODRIGUES, Luiz E. **Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-AeroDesign: aerodinâmica e desempenho**. 1. ed. Salto, 2014. 320 p. ISBN 978-8591811304. Disponível em: <https://www.abul.org.br/biblioteca/128.pdf>. Acesso em: 09 mar. 2024.

SILVA, Kleber Lima da; MORAIS, Aniel Silva de. Hardware para controle avançado de veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero. **Horizonte Científico**, Uberlândia, v. 8, n. 1, jul. 2014. Disponível em: <https://seer.ufu.br/index.php/horizontecientifico/article/view/24028>. Acesso em: 09 mar. 2024.

SILVA, Odair Vieira da; SANTOS, Rosiane Cristina dos. Trajetória Histórica da Aviação Mundial. **Revista Científica Eletrônica de Turismo**, São Paulo, v. 6, n. 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: 18 jan. 2024.