

Metodologia para seleção de motores BLDC para drones

Amanda Hillesheim Salm | amanda.hs26@aluno.ifsc.edu.br¹
Leandro de Medeiros Sebastião | leandro.medeiros@ifsc.edu.br²

Trabalho de Pesquisa
DT 4 - Inovação Tecnológica, Processos Produtivos e Futuro das Tecnologias

Resumo:

Este trabalho apresenta uma metodologia para o dimensionamento e seleção de motores BLDC (*DC motor*) para aplicação em drones multirotores, com foco na maximização de eficiência do sistema de propulsão. A pesquisa foi desenvolvida por meio de uma análise técnica dos dados de desempenho fornecidos pelos fabricantes dos motores, utilizando planilhas eletrônicas para a compilação e comparação de modelos comerciais. O objetivo foi estabelecer um fluxo de decisão para equipes de desenvolvimento que necessitam selecionar componentes sem a disponibilidade inicial de testes de bancada. O estudo considerou requisitos específicos de projeto para uma configuração de seis motores (hexacóptero) operando com bateria LiPo 12S, com potência máxima disponível de 2100W e hélices de até 28 polegadas. Os critérios de seleção basearam-se na análise da massa total estimada da aeronave frente à relação de empuxo (*thrust*), eficiência (g/W) e faixa de *throttle* ideal entre 45% e 55%. Como resultado, desenvolveu-se uma matriz comparativa que permite avaliar o impacto da massa, de diferentes modelos de motores e hélices, e desempenho final. A ferramenta resultante serve como um guia de suporte à decisão, minimizando erros de aquisição e garantindo que os requisitos de potência e eficiência sejam atendidos ainda na fase de projeto teórico.

Palavras-chave: drones; motores BLDC; dimensionamento; seleção de componentes.

Introdução

O desenvolvimento de Veículos Não Tripulados Remotamente Pilotados - RPA (*Remotely Piloted Aircraft*), popularmente conhecidos como drones, exige um planejamento cuidadoso dos seus sistemas de propulsão para garantir a viabilidade operacional e a segurança de voo. Os motores tipo BLDC (*brushless DC motor*) costumam ser selecionados, pois apresentam alta densidade de potência, elevada eficiência energética e baixo peso por unidade de potência, características que decorrem da ausência de escovas de carbono e se traduzem em maior autonomia de voo e melhor capacidade de resposta do controlador. No entanto, a seleção destes componentes

¹ Estudante/egresso do curso Engenharia Mecatrônica do IFSC - Campus Florianópolis.

² Servidor do Departamento Acadêmico de Eletrotécnica do IFSC - Campus Florianópolis.

costuma ser um desafio para equipes de desenvolvimento de aeronaves, devido à vasta gama de modelos comerciais e à complexidade das variáveis envolvidas, como o KV (constante de velocidade), a compatibilidade com diferentes hélices e as tensões do sistema de suprimento de energia da aeronave. T-MOTOR (2026) afirma que a seleção inadequada do sistema de propulsão pode resultar em sistemas sobredimensionados, gerando peso desnecessário, ou subdimensionados, causando sobreaquecimento e, consequentemente, falhas em voo.

Neste contexto, o presente trabalho justifica-se pela necessidade de estabelecer um método de análise teórica preliminar que reduza a complexidade do processo de seleção, tornando-o mais objetivo e fundamentado nos dados técnicos fornecidos pelos fabricantes.

O objetivo geral deste trabalho é propor uma metodologia sistemática para a seleção de motores *brushless*, baseada em critérios técnicos de eficiência, desempenho e características construtivas. A partir dessa investigação, busca-se também estruturar o conhecimento de forma acessível, de modo que os resultados possam subsidiar tanto o desenvolvimento de projetos práticos quanto o aprendizado de pessoas que se deparam com esse desafio de seleção.

Fundamentação teórica

Motores BLDC para multirotores são caracterizados pelos fabricantes por meio de tabelas de desempenho que relacionam *throttle*, corrente consumida, empuxo gerado e potência elétrica para uma combinação específica de motor, hélice e tensão de bateria. Esses dados, embora obtidos em condições controladas de bancada, constituem a principal referência prática para o projeto de sistemas de propulsão, uma vez que capturam o comportamento real do conjunto sob diferentes pontos de operação.

A interpretação dessas curvas, contudo, não é direta. De acordo com Zhu *et al.* (2021), a eficiência do rotor (expressa em $\frac{g}{W}$) em voo pairado (*hover*) atinge seus valores máximos em regimes intermediários de operação, degradando-se nas extremidades da curva de *throttle* (expressa em %). Adicionalmente, segundo Mahony, Kumar e Corke (2012), operar próximo a 50% do *throttle* máximo preserva margem simétrica de atuação,

condição necessária para que o controlador de voo responda a distúrbios externos. Esses dois critérios fundamentam a adoção da faixa de 45% a 55% de *throttle* como ponto de operação de referência no dimensionamento do sistema de propulsão.

Procedimentos metodológicos

Esta pesquisa foi iniciada com base em requisitos principais que já haviam sido definidos para o desenvolvimento de uma aeronave específica, os quais seguem: a utilização de 6 motores, compatibilidade com bateria 12S, atuar na faixa de 45% a 55% de *throttle*, potência máxima de 2100W e hélices com diâmetro de até 28 polegadas.

A segunda etapa consistiu na criação de uma matriz de somatório de massas, contemplando uma previsão significativa dos componentes da aeronave (estrutura, eletrônica, baterias e acessórios). Nesta etapa, foi considerada uma massa média para motores BLDC e hélices, a fim de ter uma noção melhor do *thrust* (gf) e da eficiência (Eff em $\frac{gf}{W}$) que cada motor teria que ter no mínimo, na hora de comparar na tabela de dados do fornecedor. Por exemplo, para uma massa total (M_{total}) de 18900 g e potência máxima (P_{max}) de 2100 W distribuídas entre (n) 6 motores, os valores mínimos exigidos por motor são calculados conforme as Equações 1 e 2:

$$T_{min} = \frac{M_{total}}{n} = \frac{18900}{6} = 3150 \text{ gf} \quad (\text{equação 1})$$

$$Eff_{min} = \frac{T_{min} \cdot n}{P_{max}} = \frac{3150 \cdot 6}{2100} = 9,0 \frac{gf}{W} \quad (\text{equação 2})$$

Dessa forma, os motores candidatos devem apresentar valores iguais ou superiores a esses mínimos, na faixa de operação desejada (45 a 55% de *throttle*). Ao encontrar um motor com esses critérios, são analisadas as características da hélice, considerando o requisito inicial.

A partir disso, foram construídos dois bancos de dados técnicos: um Banco de Dados de Motores, apresentado na Figura 1, e um Banco de Dados de Hélices,

apresentado na Figura 2. Para os motores selecionados na etapa anterior, foram compiladas as características nominais: KV, *throttle* (%), massa (g), *thrust* (gf), potência (W), eficiência ($\frac{gf}{W}$) e coeficiente k, definido pela razão entre o empuxo útil (calculado pela diferença entre o *thrust* nominal e a massa do do conjunto motor-hélice) e a potência consumida. No contexto deste projeto, quanto mais próximo de 10 este índice se apresentava, melhor o desempenho do sistema para a faixa de operação desejada. Já para as hélices, considerou-se o diâmetro (in), passo (in), massa (g).

Figura 1 – Representação do banco de dados dos motores

BANCO DE DADOS												
Motores												
Modelo do Motor	KV	Throttle (%)	Massa (g)	Thrust (gf)	Th útil	Power	coeficiente k	Eficiência (gf/W)	Hélice	Diâmetro (pol)	Passo (pol)	Massa (g)
Modelo A 24x7,2	150	55	277	3445	3108	366,49	8,48	9,4	modelo A ▾	24,0	7,2	60,0
Modelo B 27x8,1	140	45	450	3988	3469	443,11	7,83	9,0	modelo D ▾	27,0	8,1	69,0
Modelo C 22,1x7,4	170	50	255	3221	2918	339,05	8,61	9,5	modelo B ▾	22,1	7,4	48,0
Modelo D 27x8,8	100	54	272	3281	2955	311,88	9,47	10,52	modelo G ▾	27,0	8,8	54,0
Modelo E 27x8,8	100	55	256	3458	3155	344,08	9,17	10,05	modelo J ▾	27,0	8,8	47,0
Modelo F 26x8,5	125	48	450	3254	2763	310,20	8,91	10,49	modelo I ▾	26,0	8,5	41,0

Fonte: elaboração própria (2026).

Figura 2 – Representação do banco de dados das hélices

BANCO DE DADOS			
Hélices			
Modelo da Hélice	Diâmetro (pol)	Passo (pol)	Massa (g)
modelo A	24,0	7,2	60,0
modelo B	22,1	7,4	48,0
modelo D	27,0	8,1	69,0
modelo G	27,0	8,8	54,0
modelo I	26,0	8,5	41,0
modelo J	27,0	8,8	47,0

Fonte: elaboração própria (2026).

Para concretizar os cálculos, na tabela é adicionada uma integração dinâmica: ao selecionar um motor e uma hélice dos bancos de dados, a planilha atualiza automaticamente a massa total do sistema, usando os valores reais dos componentes. Dessa forma, é possível calcular a eficiência teórica necessária e do empuxo (*thrust*) exigido por cada um dos seis motores ($\frac{1}{6}$ da massa total) e confirmar se é atingido os valores mínimos.

A etapa final consistiu no cruzamento dos parâmetros calculados com as tabelas de ensaio dos fornecedores. A planilha indica visualmente, por meio de código de cores, quais combinações motor-hélice atendem ou não aos critérios mínimos de empuxo e eficiência estabelecidos.

Resultados e discussões

A aplicação da metodologia resultou em uma tabela final de comparações, que serviu como matriz de decisão entre modelos aprovados e reprovados, classificados com base no coeficiente k definido nos procedimentos metodológicos.

Diferente de uma abordagem de substituição isolada de componentes, a pesquisa focou na análise dos conjuntos motor-hélice conforme as combinações testadas e recomendadas pelos fabricantes em suas tabelas de dados. A integração do Banco de Dados à planilha de simulação permitiu que a massa específica de cada modelo fosse incorporada diretamente ao somatório da massa total da aeronave. Verificou-se que alguns conjuntos, embora potentes, apresentavam degradação do coeficiente k devido ao peso excessivo da hélice ou do motor, não atingindo o equilíbrio de empuxo calculado para manter a aeronave entre 45% e 55% de *throttle*. Dessa forma, a ferramenta permitiu identificar o conjunto que oferecia a melhor relação de sustentação líquida por *watt* consumido, garantindo a viabilidade técnica do hexacóptero.

Para o exemplo de projeto apresentado neste trabalho, o conjunto selecionado foi o motor Modelo D com a hélice Modelo G, que apresentou o melhor coeficiente k entre os aprovados, atingindo $9,47 \frac{g}{W}$. Vale destacar que o conjunto formado pelo motor Modelo F com a hélice Modelo I, embora tenha alcançado o terceiro melhor coeficiente k (8,91), foi reprovado pelo critério de empuxo mínimo: o *thrust* nominal informado pelo fabricante mostrou-se inferior à parcela de massa total atribuída a cada motor no somatório geral do drone.

Considerações finais

O presente trabalho cumpriu o objetivo de oferecer um caminho estruturado para que a escolha do sistema de propulsão seja fundamentada na análise sistemática dos dados de desempenho fornecidos pelos fabricantes. A principal contribuição da pesquisa foi a criação de uma ferramenta de simulação dinâmica que integra bancos de dados de motores e hélices ao somatório real de massa da aeronave, permitindo uma tomada de decisão baseada em dados, conforme apresentado na Figura 3.

Figura 3 – Representação da simulação dinâmica

Massa dos Componentes Fixos				Seleção do Motor e Hélice		Resultado Simulado	
Componente	Qtd	Massa Unit. (g)	Massa Total (g)	Parâmetro Motor	Valor Selecionado	Parâmetro Geral	Valor
ESC	6	54,5	327,0	Modelo do Motor	Modelo F 26x8,5	Massa total (g)	20243,0
Motor	6	120,0	720,0	Throttle (%)	48	Massa por rotor (g)	3373,8
Tubos	6	90,0	540,0	Massa (g)	450,0	Potencia do módulo (W)	1929,7
Encaixes	6	130,0	780,0	Thrust (gf)	3254,0		
CP superior	1	400,0	400,0	Eficiência (gf/W)	10,5		
CP inferior	1	400,0	400,0	Hélice	modelo I		
Trem de Pouso	1	800,0	800,0	Diâmetro (pol)	26,0		
Bateria	2	945,0	1890,0	Passo (pol)	8,5		
Placa eletrônica	1	200,0	200,0	Massa (g)	41,0		
Controladora	1	75,0	75,0				
GPS	2	50,0	100,0				
Radio Rec.	1	120,0	120,0				
Sensor	1	80,0	80,0				
Câmera	1	600,0	600,0				
Objeto A	1	4800,0	4800,0				
Objeto B	1	4300,0	4300,0				
Objeto C	1	315,0	315,0				
miscelaneous	1	850,0	850,0				
Massa Fixa sem motores/hélices (g)			17297,0				

Fonte: elaboração própria (2026).

O uso do coeficiente de eficiência k provou ser eficaz, pois permitiu identificar que o melhor conjunto motor-hélice não é necessariamente o mais potente, mas sim aquele que apresenta o melhor equilíbrio entre massa própria e sustentação gerada na faixa de *throttle* ideal (45% a 55%). A aprovação final de um conjunto exige que todos os critérios sejam simultaneamente atendidos, incluindo a verificação de que o *thrust* nominal permanece superior à parcela de massa atribuída a cada motor. Esta abordagem minimiza riscos de subdimensionamento e evita desperdício de recursos financeiros em componentes que não atenderiam aos requisitos de projeto.

Os resultados obtidos estruturam o conhecimento de forma replicável, servindo como material de referência para equipes em formação na área de desenvolvimento de RPAs. Como sugestão para trabalhos futuros, propõe-se a realização de ensaios em bancada com os modelos selecionados, a fim de validar as discrepâncias entre os dados teóricos dos fabricantes e o desempenho em ambiente real, bem como a expansão do



banco de dados para incluir diferentes seleções de componentes com suas respectivas variações de massa e compatibilidade com cada motor.

Referência ao fomento recebido

Este trabalho foi realizado com o apoio do Instituto Federal de Santa Catarina (IFSC), através da participação no projeto de pesquisa PFLN 2601 0026, no âmbito do Polo de Inovação e Unidade Embrapii do IFSC.

Referências

MAHONY, Robert; KUMAR, Vijay; CORKE, Peter. Multirotor Aerial Vehicles: modeling, estimation, and control of quadrotor. **IEEE Robotics & Automation Magazine**, [S.L.], v. 19, n. 3, p. 20-32, set. 2012. Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE). Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?arnumber=6289431>. Acesso em: 17 abr. 2026.

T-MOTOR. **Drone Motor Size Chart & Selection Guide for UAVs**. Disponível em: <https://shop.tmotor.com/blog/drone-motor-size-chart>. Acesso em: 18 abr. 2026.

ZHU, Hang *et al.* Aerodynamic Performance of Propellers for Multirotor Unmanned Aerial Vehicles: measurement, analysis, and experiment. **Shock And Vibration**, [S.L.], v. 2021, n. 1, p. 1-11, jan. 2021.