

Pontapé inicial PIBITI

◦

Análise Comparativa de Motores e Hélices de uso em
Aeronaves Agrícolas de Asa Fixa.

Vinicio Andrade Trento

11 de dezembro de 2025

Sumário

1 Introdução e Contextualização do Cenário Tecnológico	3
1.1 A Problemática da Escala e Eficiência	3
2 Fundamentação Teórica da Aerodinâmica e Propulsão	4
2.1 O Regime de Baixo Número de Reynolds	4
2.2 Teorias de Hélice: Momento vs. Elemento de Pá	5
2.3 Conversão Eletromecânica em Motores BLDC	5
3 Análise Detalhada de Motores para VANTs	6
3.1 Arquitetura Mecânica: Outrunner vs. Inrunner	6
3.1.1 Motores Outrunner (Rotor Externo)	6
3.1.2 Motores Inrunner (Rotor Interno)	6
3.2 Ciência dos Materiais no Estator e Rotor	7
3.2.1 Laminações do Estator	7
3.2.2 Tecnologia de Ímãs	7
3.3 Topologia de Enrolamento	7
4 Tecnologia Avançada de Hélices	8
4.1 Materiais e Comportamento Aeroelástico	8
4.2 Geometria e Design de Lâmina	8
5 Eletrônica de Controle e Integração de Potência	8
5.1 Algoritmos de Comutação: O Salto para FOC	8
5.2 O Impacto da Bateria na Eficiência	8
6 Análise Comparativa de Sistemas de Propulsão	8
6.1 Elétrico vs. Combustão Interna (ICE)	8
7 Metodologia de Otimização e “Matching”	9
7.1 Tabela de Comparação de Cenários (Exemplo 4kg UAV)	9
8 Procedimentos de Teste e Validação Experimental	9
8.1 Caracterização em Bancada Estática (Dyno)	9
8.2 Telemetria e Teste de Voo Real	10
9 Conclusão	10

1 Introdução e Contextualização do Cenário Tecnológico

A ascensão dos Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) de asa fixa transcendeu o âmbito do aeromodelismo recreativo para se tornar um pilar fundamental em aplicações de engenharia, defesa, agricultura de precisão e monitoramento ambiental. Diferentemente das plataformas de asa rotativa (multirrotores), que priorizam a manobrabilidade e o voo estacionário, os VANTs de asa fixa são projetados com foco na eficiência aerodinâmica, alcance estendido e autonomia prolongada.

No contexto de um projeto de Iniciação Científica e Tecnológica (PIBITI), a seleção e a integração do sistema de propulsão não podem ser tratadas como meras escolhas de prateleira; elas exigem uma compreensão profunda dos fenômenos físicos subjacentes, das limitações dos materiais e das interações complexas entre componentes eletromecânicos e aerodinâmicos.

A eficiência global de uma aeronave elétrica é o produto das eficiências individuais de seus subsistemas: a fonte de energia (bateria), o controlador de velocidade (ESC), o motor elétrico e o propulsor (hélice). Em regimes de microaviação, onde os números de Reynolds são baixos (tipicamente entre 10^4 e 5×10^5), os pressupostos clássicos da aerodinâmica de grandes aeronaves muitas vezes falham ou exigem correções significativas. A camada limite laminar tende a ser instável, e a separação do fluxo pode ocorrer abruptamente, degradando o desempenho da hélice de maneiras não lineares.

Simultaneamente, a conversão eletromecânica nos motores *Brushless Direct Current* (BLDC) é afetada por perdas térmicas, saturação magnética e ineficiências de comutação que variam drasticamente com a carga e a rotação.

Este relatório tem como objetivo fornecer uma análise exaustiva e detalhada sobre o estado da arte em motores e hélices para VANTs de asa fixa. A pesquisa aprofunda-se na física dos componentes, analisando desde a microestrutura dos materiais magnéticos até a hidrodinâmica do ar sobre as pás da hélice. O documento visa equipar o pesquisador com o conhecimento necessário para realizar escolhas de engenharia baseadas em dados, maximizando a densidade de potência e a eficiência energética do sistema. Serão abordadas as nuances de design de motores (Inrunner vs. Outrunner), a ciência dos materiais de hélices (polímeros vs. compósitos), a eletrônica de potência e as metodologias de validação experimental, culminando em uma estrutura de decisão robusta para o desenvolvimento de plataformas aéreas de alto desempenho.

1.1 A Problemática da Escala e Eficiência

O desafio central no desenvolvimento de VANTs de médio porte (2kg a 10kg de MTOW - *Maximum Takeoff Weight*) reside na “barreira da eficiência”. À medida que o tamanho

da aeronave diminui, a relação superfície-volume aumenta, exacerbando os efeitos da viscosidade do ar. Motores elétricos menores, embora potentes, sofrem com a dissipação de calor devido à menor massa térmica. Hélices menores giram mais rápido para gerar o mesmo empuxo, aproximando as pontas das pás de velocidades transônicas onde o arrasto de onda se torna proibitivo.

Portanto, a otimização não é apenas uma questão de selecionar o componente “mais forte”, mas sim de encontrar o ponto de operação (*Operating Point*) onde a curva de eficiência do motor intercepta a curva de potência requerida pela hélice, preferencialmente na velocidade de cruzeiro projetada para a missão.

2 Fundamentação Teórica da Aerodinâmica e Propulsão

Para fundamentar a análise comparativa de tecnologias, é imperativo estabelecer os princípios físicos que regem a operação de hélices e motores em pequena escala. A compreensão teórica permite prever comportamentos que muitas vezes não são explicitados nas folhas de dados dos fabricantes.

2.1 O Regime de Baixo Número de Reynolds

O número de Reynolds (Re) é um parâmetro adimensional que quantifica a importância relativa das forças iniciais em comparação com as forças viscosas em um fluido. Para uma seção da pá de uma hélice, o Re é definido como:

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot c}{\mu} \quad (1)$$

Onde ρ é a densidade do ar, v é a velocidade relativa resultante na seção da pá, c é a corda do perfil aerodinâmico e μ é a viscosidade dinâmica do ar.

Em VANTs, as seções da hélice próximas ao cubo operam em Re muito baixos (< 50.000), onde o fluxo é predominantemente laminar, mas propenso à separação sob gradientes de pressão adversos. Um fenômeno crítico neste regime é a “Bolha de Separação Laminar” (*Laminar Separation Bubble - LSB*). Em baixos Re , a camada limite laminar pode se separar da superfície da pá antes da transição para turbulenta. Se a transição ocorrer na camada cisalhada separada, o fluxo turbulento resultante pode re-adherir à superfície, formando uma bolha. Embora a re-adesão restaure parcialmente a sustentação, a presença da bolha altera a forma efetiva do perfil aerodinâmico e aumenta drasticamente o arrasto de pressão. Hélices projetadas sem considerar esse fenômeno podem apresentar eficiências até 20% inferiores ao previsto.

2.2 Teorias de Hélice: Momento vs. Elemento de Pá

A análise de desempenho de hélices baseia-se em duas teorias principais que, quando combinadas, formam a Teoria do Elemento de Pá e Momento (BEMT - *Blade Element Momentum Theory*):

1. **Teoria do Momento (Actuator Disk Theory):** Trata a hélice como um disco infinitamente fino que introduz um salto de pressão no fluido. Fornece o limite superior teórico de eficiência (Eficiência de Froude).
2. **Teoria do Elemento de Pá (BET):** Divide a pá em seções radiais discretas. Cada elemento é tratado como um perfil aerodinâmico 2D, com forças de sustentação (dL) e arrasto (dD).

A métrica de desempenho mais relevante é a eficiência da hélice (η_p) em função da Razão de Avanço (J):

$$J = \frac{V_\infty}{n \cdot D} \quad (2)$$

$$\eta_p = J \cdot \frac{C_T}{C_P} \quad (3)$$

Onde V_∞ é a velocidade de voo, n é a rotação (rps), D é o diâmetro, C_T é o coeficiente de empuxo e C_P é o coeficiente de potência. A curva de eficiência de uma hélice de passo fixo apresenta um pico distinto em um determinado J . Operar fora desse pico resulta em desperdício de energia.

2.3 Conversão Eletromecânica em Motores BLDC

Os motores síncronos de ímã permanente sem escovas (BLDC) dominam a propulsão. O torque (T_m) é gerado pela interação entre o fluxo magnético (ϕ) e a corrente (I), governado pela Lei de Lorentz:

$$T_m = K_T \cdot (I_{total} - I_{vazio}) \quad (4)$$

A velocidade angular (ω) é proporcional à força contra-eletromotriz (Back-EMF):

$$\omega = K_V \cdot (V_{in} - I \cdot R_m) \quad (5)$$

Onde K_T é a constante de torque (N.m/A), K_V é a constante de velocidade (rad/s/V) e R_m é a resistência interna. Em um sistema SI ideal, $K_T \cdot K_V \approx 1$. Motores com alto K_V (alta velocidade) produzem naturalmente menos torque por Ampere.

3 Análise Detalhada de Motores para VANTs

A seleção do motor é o primeiro passo crítico. A tecnologia BLDC ramificou-se em arquiteturas distintas.

3.1 Arquitetura Mecânica: Outrunner vs. Inrunner

3.1.1 Motores Outrunner (Rotor Externo)

Na configuração Outrunner, o estator é fixo ao centro e o rotor (sino com ímãs) gira externamente.

- **Mecânica do Torque:** O maior diâmetro fornece um braço de alavanca maior, resultando em mais torque para a mesma corrente (permite *direct drive*).
- **Inércia Rotacional:** Atua como um volante, suavizando variações de rotação.
- **Refrigeração:** O sino atua como bomba centrífuga, mas o estator central pode aquecer.

3.1.2 Motores Inrunner (Rotor Interno)

O rotor gira dentro do estator fixo.

- **Densidade de Potência:** Permite rotações extremas (até 100.000 RPM).
- **Gestão Térmica:** O estator está em contato com a carcaça, facilitando a dissipação de calor.
- **Necessidade de Redução:** Geralmente exige caixa de redução (*gearbox*) para VANTs de asa fixa.

Tabela 1: Comparaçāo: Outrunner vs. Inrunner

Característica	Outrunner (Direct Drive)	Inrunner (Geared Drive)
Complexidade Mecânica	Baixa	Alta (requer manutenção da caixa)
Ruído Acústico	Baixo (apenas ruído aerodinâmico)	Alto (ruído de engrenagens)
Refrigeração	Dependente de fluxo de ar	Excelente (condução direta à carcaça)
Custo	Baixo/Médio	Alto (devido à caixa de precisão)
Eficiência de Pico	75%–85%	85%–90% (Motor) / ~85% (Sistema)
Aplicação Ideal	VANTs de vigilância, mapeamento, carga	Planadores de alta performance

3.2 Ciēncia dos Materiais no Estator e Rotor

3.2.1 Laminações do Estator

O ncleo é laminado para mitigar correntes de Foucault. Motores “Premium” usam lâminas de 0.20mm ou 0.15mm (ex: Kawasaki), reduzindo drasticamente perdas no ferro e operando mais frios em cruzeiro.

3.2.2 Tecnologia de Ímãs

Ímãs de Neodímio (NdFeB) são sensíveis à temperatura. Um im  N52 padrão perde magnetismo a 80°C. Para projetos profissionais (PIBITI), recomenda-se classes N42SH ou N45UH, que suportam até 150°C ou 180°C.

3.3 Topologia de Enrolamento

- **Fio  nico vs. Multi-Strand:** Fio  nico maximiza o cobre (Fator de Preenchimento) e reduz R_m , sendo superior para alta performance.
- **Delta (Δ) vs. Estrela (Y):** Delta oferece maior RPM; Estrela oferece mais torque por Ampere.

4 Tecnologia Avançada de Hélices

4.1 Materiais e Comportamento Aeroelástico

- **Polímeros (Nylon/ABS):** Flexíveis, perdem eficiência sob carga (“despassam”) e vibram.
- **Fibra de Carbono (CFRP):** Alta rigidez, mantém geometria precisa, maior frequência natural de vibração (melhor para sensores).

4.2 Geometria e Design de Lâmina

Para asa fixa, o foco é a eficiência de cruzeiro (η_{cruise}). Hélices dobráveis (*Folding Props*) são essenciais para reduzir arrasto em planeio. A eficiência aerodinâmica diminui com o aumento do número de pás; 2 pás são mais eficientes que 3, a menos que haja restrição de diâmetro.

5 Eletrônica de Controle e Integração de Potência

5.1 Algoritmos de Comutação: O Salto para FOC

ESCs modernos utilizam *Field Oriented Control* (FOC) / Onda Senoidal em vez de trapezoidal. Isso reduz ruído, vibração e aquecimento, aumentando a eficiência global em 5-10%. Também permite frenagem regenerativa controlada.

5.2 O Impacto da Bateria na Eficiência

- **LiPo:** Baixa resistência interna, alta descarga. Ideal para decolagens. Densidade: $\sim 160\text{-}200 \text{ Wh/kg}$.
- **Li-Ion (Células 18650/21700):** Alta densidade energética ($\sim 250\text{-}270 \text{ Wh/kg}$), mas corrente limitada. Ideal para cruzeiro de longo alcance (aumento de 30-40% no tempo de voo).

6 Análise Comparativa de Sistemas de Propulsão

6.1 Elétrico vs. Combustão Interna (ICE)

Para VANTs acima de 5kg ou voos > 2 horas, a gasolina ainda possui maior densidade energética. Porém, motores elétricos oferecem baixa vibração, silêncio e confiabilidade. Para o escopo PIBITI (< 3 horas), o elétrico é superior operacionalmente.

7 Metodologia de Otimização e “Matching”

O processo deve ser iterativo:

1. **Definição da Aeronave:** Estimar MTOW, área e C_{D_0} .

2. **Cálculo de Potência de Cruzeiro:**

$$P_{req} = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_D \quad (6)$$

3. **Seleção da Hélice:** Maior diâmetro possível. Pitch Speed 20-30% acima da $V_{cruzeiro}$.

4. **Seleção do Motor:** KV que atinja a RPM necessária com eficiência > 80%.

5. **Verificação Térmica.**

7.1 Tabela de Comparaçāo de Cenários (Exemplo 4kg UAV)

Tabela 2: Cenários de Powertrain (VANT 4kg)

Config.	Motor	Hélice	Bateria	Tempo (1kg)	Caract.
High Speed	3548 1100KV	10x6 APC E	4S LiPo	10Ah 45 min	Rápido, ágil, ruidoso, ineficiente.
Endurance Padrão	4120 450KV	15x10 APC MR	6S 8Ah LiPo	75 min	Bom equilíbrio, voo estável.
Alta Eficiência	4120 380KV	16x12 Carbon Fold	6S 21Ah Li-Ion	110 min+	Cruzeiro extremamente eficiente, requer lançamento cuidadoso.

8 Procedimentos de Teste e Validação Experimental

8.1 Caracterização em Bancada Estática (Dyno)

Essencial para medir empuxo, RPM, tensão, corrente e temperatura. Nota: O empuxo estático consome corrente máxima; em voo, ocorre o efeito de “unloading” (redução de

corrente).

8.2 Telemetria e Teste de Voo Real

Validação final com *Blackbox* (ex: Pixhawk). O uso de tubo de Pitot é obrigatório.
Métrica de Otimização: Minimizar Wh/km. Meta para VANT 2-3kg: 40 a 60 Wh/km.

9 Conclusão

A inovação em um projeto PIBITI reside na integração sistêmica inteligente. Recomenda-se abandonar a “tentativa e erro” em favor de simulação BEMT e validação rigorosa. A combinação de motores BLDC de alta qualidade, hélices de carbono rígidas e baterias Li-Ion representa o estado da arte para maximizar o desempenho de VANTs de asa fixa.