

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

JOÃO ANTONIO MARFIM TEIXEIRA

Projeto conceitual de uma aeronave não tripulada VTOL elétrica para aplicação no setor agrícola

São João da Boa Vista

2024

João Antonio Marfim Teixeira

Projeto conceitual de uma aeronave não tripulada VTOL elétrica para aplicação no setor agrícola

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica .

Orientador: Profº Dr. Rui Marcos Grombone Vasconcellos

São João da Boa Vista

2024

T266p

Teixeira, João Antonio Marfim

Projeto conceitual de uma aeronave não tripulada VTOL elétrica para aplicação no setor agrícola / João Antonio Marfim Teixeira. -- São João da Boa Vista, 2024

56 p. : il., tabs.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista

Orientador: Dr. Rui Marcos Grombone Vasconcellos

1. Drone. 2. Análise energética. 3. Agricultura. I. Título.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE NÃO TRIPULADA VTOL
ELÉTRICA PARA APLICAÇÃO NO SETOR AGRÍCOLA**

Aluno: João Antonio Marfim Teixeira

Orientador: Prof. Dr. Rui Marcos Grombone de Vasconcellos

Banca Examinadora:

- Rui Marcos Grombone de Vasconcellos (Orientador)
- Éder Luiz Oliveira (Examinador)
- Murilo Sartorato (Examinador)

Os formulários de avaliação e a ata da defesa, na qual consta a aprovação do trabalho, devidamente assinados pela banca encontram-se no prontuário eletrônico do aluno.

São João da Boa Vista, 29 de novembro de 2024

DADOS CURRICULARES

JOÃO ANTONIO MARFIM TEIXEIRA

NASCIMENTO 28/01/2002 - Paranapuã / SP

FILIAÇÃO Antonio Moreira Teixeira
Leila Silvia Marfim Teixeira

ANO 2020 / 2024 Bacharel em Engenharia Aeronáutica
UNESP - FESJ

Dedico este Trabalho de Conclusão de Curso aos meus pais e à minha irmã, pois nunca deixaram de me apoiar em minhas escolhas, e sempre me fizeram sonhar e acreditar que tudo é possível com o amor! Fruto de uma criação, educação e união incrível!

AGRADECIMENTOS

- Quero agradecer, primeiramente, a Deus e à Nossa Senhora Aparecida por guiarem meus caminhos.
- Agradeço a toda minha família por todo apoio e pelo incentivo de sempre.
- Um agradecimento especial para a Luisa Lana, mulher na qual encontrei apoio, carinho, conforto e segurança. Muito obrigado por tudo.
- Quero agradecer ao meu orientador: Prof^o Dr. Rui Marcos Grombone Vasconcellos por me instruir no desenvolvimento deste trabalho. E através dele agradecer todo o corpo docente que tive contato. Sou grato por todo aprendizado e experiência adquiridos através de vocês.
- Por fim, mas não menos importante, agradeço a todas as pessoas, próximas ou não, que me apoiam, torcem por mim e comemoram, genuinamente, minhas conquistas.
- Agradeço à CNPq, que através da bolsa PIBIC, fomentou este projeto.

Muito Obrigado!

*“O segredo para ser feliz, é ser amado. E para ser amado, é preciso amar! Eu sou feliz!”
(Desconhecido)*

RESUMO

Os VANTs são aeronaves interessantes devido sua versatilidade, sendo empregadas em vários setores. Ademais, os convertiplanos são um exemplo de VANT do tipo VTOL, capazes de realizar pousos e decolagens verticais e voos horizontais com asas fixas, diferente dos multirotores que são sustentados apenas pelos próprios rotores, tornando-os energeticamente ineficientes. O presente trabalho propõe um projeto conceitual de um convertiplano elétrico para pulverização agrícola, visando principalmente sua eficiência energética, através de metodologias de projeto aerodinâmico, análise de desempenho e desenvolvimento de métricas para quantificar a eficiência energética de aeronaves agrícolas elétricas. Seguindo metodologias clássicas de projeto conceitual de aeronaves e estabelecendo adaptações de emprego dessas metodologias para este projeto, uma sequência específica para aeronaves elétricas de asa fixa e de uso agrícola foi desenvolvida. Com o auxílio do software XFLR5, foi elaborada uma série de simulações aerodinâmicas de perfil sustentador e de várias geometrias de asas, obtendo dessa forma, uma melhor relação sustentação/arrasto para o cumprimento da missão. Então, realizou-se uma análise de desempenho, levantando as curvas de arrasto por velocidade e de potência requerida. Posteriormente, determinou-se os grupos motopropulsores, levando em consideração os requisitos de cada modalidade de voo, com base em potência excedente para garantir razão de subida suficiente na velocidade de operação. Logo, fez-se uma simulação de missão e comparou-se o consumo energético do convertiplano com o de um multirotor comercial equivalente.

PALAVRAS-CHAVE: drone; VANT; VTOL; convertiplano; agrícola; eficiência energética; elétrico.

ABSTRACT

UAVs are interesting aircraft due to their versatility, being employed in various sectors. Moreover, convertiplanes are an example of a VTOL-type UAV, capable of performing vertical takeoffs and landings and horizontal flights with fixed wings, unlike multirotors, which are supported only by their own rotors, making them energetically inefficient. The present work proposes a conceptual design of an electric convertiplane for agricultural spraying, aiming mainly at its energy efficiency, through aerodynamic design methodologies, performance analysis, and the development of metrics to quantify the energy efficiency of electric agricultural aircraft. Following classic conceptual aircraft design methodologies and establishing adaptations of these methodologies for this project, a specific sequence for fixed-wing electric aircraft used in agriculture was developed. With the aid of the XFLR5 software, a series of aerodynamic simulations of lifting profiles and various wing geometries were performed, obtaining a better lift/drag ratio to fulfill the mission. Then, a performance analysis was carried out, plotting drag curves by speed and required power curves. Subsequently, the propulsion groups were determined, taking into account the requirements of each flight mode, based on excess power to ensure a sufficient climb rate at the operating speed. Finally, a mission simulation was performed, and the energy consumption of the convertiplane was compared with that of an equivalent commercial multirotor.

KEYWORDS: drone; UAV; VTOL; convertiplane; agricultural; energy efficiency; electric.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura – 1	Lynx VTOL	16
Figura – 2	Canard Rotor Wing (CRW)	17
Figura – 3	LTV XC-142	17
Figura – 4	Boeing V-22 Osprey	18
Figura – 5	Convair XFY Pogo	19
Figura – 6	VertiKUL	19
Figura – 7	Aeronave Híbrida Desenvolvida por Alysson (2018)	20
Figura – 8	Drone Agras T40	23
Figura – 9	Discretização da Linha Sustentadora com Vórtices Ferradura	24
Figura – 10	Discretização da Geometria por Vórtices Ferradura (VLM1)	25
Figura – 11	Discretização da Geometria por Anéis de Vórtice (VLM2)	26
Figura – 12	Exemplo de Geometria Analisada pelo Método dos Painéis	27
Figura – 13	Perfil Hipersustentador SELIG 1223	27
Figura – 14	Análise do Perfil com Diferentes Refinamentos	28
Figura – 15	Análise da Asa 1 com Diferentes Métodos	29
Figura – 16	Gráfico CL x CD das Asas Simuladas	30
Figura – 17	Aeronave EMB-202 - Ipanema	30
Figura – 18	Geometria de Todas as Asas em Escala	32
Figura – 19	Características Aerodinâmicas da Asa 3	33
Figura – 20	Vista Superior do Modelo	34
Figura – 21	Motor MN1018-kv72 (asas)	35
Figura – 22	Motor U12II-kv120 (cauda)	35
Figura – 23	Aproximação Linear dos Motores das Asas	37
Figura – 24	Aproximação Linear do Motor da Cauda	37
Figura – 25	Conjunto Asa e Empenagem	41
Figura – 26	Gráfico de Arrasto X Velocidade	42
Figura – 27	Gráfico de Potência X Velocidade	42
Figura – 28	Motor SunnySky X4130-kv520 (propulsão horizontal)	43
Figura – 29	Resultados do Software eCalc	44
Figura – 30	Aproximação Polinomial Quadrática do Motor de Voo de Cruzeiro	45
Figura – 31	Modelo de Pulverização Considerada (Esquema)	46
Figura – 32	Gráfico Eficiência Energética de Pulverização	48
Figura – 33	Gráfico de Consumo Energético para uma Mesma Cobertura	49
Figura – 34	Vistas do <i>Airframe</i> do Modelo	53
Figura – 35	Vistas da Configuração Final do Modelo	54
Figura – 36	Modelo com os Motores Desligados	55
Figura – 37	Modelo Durante o Voo de Cruzeiro	55

Figura – 38 Modelo Durante a Transição (todos os motores acionados) 56

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Asas Analisadas (1)	31
Tabela 2 – Asas Analisadas (2)	31
Tabela 3 – Asas Analisadas (3)	31
Tabela 4 – Dados da Decolagem do Modelo ao Nível do Mar	36
Tabela 5 – Dados do Pouso do Modelo ao Nível do Mar	39
Tabela 6 – Dados do Voo Pairado do Modelo ao Nível do Mar	40
Tabela 7 – Dados do Voo Horizontal do Modelo a 25 m/s ao Nível do Mar	44
Tabela 8 – Comparação Entre as Aeronaves	47

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
UNESP	Universidade Estadual Paulista
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VTOL	<i>Vertical Take-Off and Landing</i> (Decolagem e Pouso Vertical)
MTOW	<i>Maximum Take-Off Weight</i> (Peso Máximo de Decolagem)
CSTT	<i>Control Surface Transitioning Tail-sitters</i> (<i>Tail-sitters</i> com Transição por Superfície de Controle)
DTTT	<i>Differential Thrust Transitioning Tail-sitters</i> (<i>Tail-sitters</i> com Transição por Impulso Diferencial)
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i> (Veículo Aéreo Não Tripulado)
CRW	<i>Canard Rotor Wing</i>
LLT	<i>Lifting Line Theory</i> (Teoria da Linha Sustentadora)
VLM	<i>Vortex Lattice Method</i> (Método de <i>Vortex Lattice</i>)

LISTA DE SÍMBOLOS

C_l	Coeficiente de Sustentação Bidimensional
C_d	Coeficiente de Arrasto Bidimensional
C_L	Coeficiente de Sustentação
C_D	Coeficiente de Arrasto
C_m	Coeficiente de Momento
α	Ângulo de Ataque
AR	Razão de Aspecto
D	Resultante Aerodinâmica de Arrasto
L	Resultante Aerodinâmica de Sustentação
F_a	Força de Tração de um dos Motores das Asas
F_c	Força de Tração do Motor da Cauda
W	Força Peso do Modelo [N]
h_a	Distância Longitudinal de um Motor da Asa ao Centro de Gravidade do Modelo [m]
h_c	Distância Longitudinal do Motor da Cauda ao Centro de Gravidade do Modelo [m]
m	Massa do Modelo [kg]
a_d	Aceleração Vertical de Decolagem [m/s ²]
g	Aceleração Gravitacional Média Terrestre [m/s ²]
a_p	Aceleração Vertical de Pouso [m/s ²]
V_{HT}	Volume de Cauda Horizontal
V_{VT}	Volume de Cauda Vertical
l_{HT}	Distância entre o Centro de Gravidade do Modelo e o Centro Aerodinâmico do Estabilizador Horizontal [m]
l_{VT}	Distância entre o Centro de Gravidade do Modelo e o Centro Aerodinâmico do Estabilizador Vertical [m]

S_{HT}	Área do Estabilizador Horizontal [m ²]
S_{VT}	Área do Estabilizador Vertical [m ²]
\bar{c}	Corda Média Aerodinâmica da Asa [m]
b	Envergadura da Asa [m]
S	Área da Asa [m ²]
f_p	Fator Multiplicador para Largura de Faixa de Aplicação
P_{ex}	Excesso de Potência [W]
ROC	<i>Rate of Climb</i> (Razão de Subida) [m/s]

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	16
2	OBJETIVOS	22
3	DESENVOLVIMENTO	23
3.1	ESCOLHA DA CONFIGURAÇÃO E MISSÃO DO MODELO	23
3.2	ANÁLISES AERODINÂMICAS	24
3.2.1	Métodos para análise de Escoamento Tridimensional	24
3.2.1.1	Teoria da Linha Sustentadora	24
3.2.1.2	Vortex Lattice	25
3.2.1.3	Método dos Painéis	26
3.2.2	Modelagem da Asa	27
3.3	ANÁLISES DE DESEMPENHO	33
3.3.1	Desempenho do Voo Vertical	33
3.3.1.1	Decolagem	35
3.3.1.2	Pouso	38
3.3.1.3	Transição	39
3.3.2	Desempenho do Voo Horizontal	41
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	46
4.1	CONSUMO ENERGÉTICO DO MODELO	46
4.2	COMPARAÇÃO COM O DRONE AGRAS T40	46
4.3	COMPARAÇÃO GERAL	48
5	CONCLUSÃO	50
	REFERÊNCIAS	51
	Apêndice A – Imagens Ilustrativas do Modelo Convertiplano	53

1 INTRODUÇÃO

Drones, ou Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), estão se tornando muito interessantes para uma variedade de aplicações devido à sua versatilidade, menos preocupações com segurança do piloto e menor preocupação em relação aos limites de força causados pela velocidade/manobrabilidade, sendo limitado apenas por parâmetros estruturais, aerodinâmicos, e de estabilidade, sem dependência da capacidade fisiológica do piloto de lidar com essas condições de voo.

Os convertiplanos são aeronaves tipo VTOL (*Vertical Take-Off and Landing*), aeronaves que têm a capacidade de decolar e pousar verticalmente e realizar voos horizontais com asas fixas (ADNAN et al., 2015). Esses convertiplanos são divididos em quatro grupos: *Tilt-Rotor*; *Tilt-Wing*; *Rotor-Wing* e *Dual-System/Hybrid*, cada qual com suas peculiaridades, como descrito na literatura (LIU et al., 2017), (STONE et al., 2008) e (SUN et al., 2018).

O grupo *Dual-System/Hybrid* se utiliza de dois sistemas de motores nas aeronaves: um responsável pelo voo vertical e outro responsável pelo voo horizontal (TOMKINS, 2014). Essa é a configuração mais empregada em aeronaves de pequeno porte, devido sua menor complexidade quando comparado aos outros grupos. Um exemplo de aeronave *Dual-System* é a Lynx VTOL apresentada na Figura – 1.

Figura 1 – Lynx VTOL



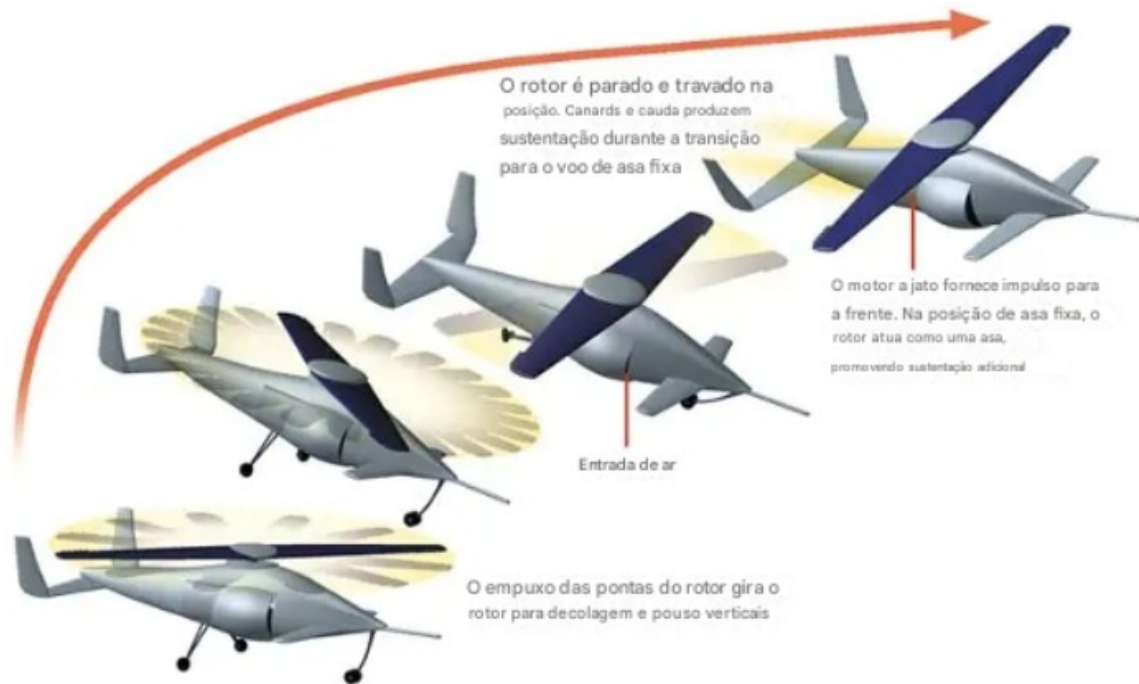
fonte: SRP - Drones VTOL. Fabricados nos EUA. <https://srp.aero/>

Nesse exemplo, o Lynx VTOL possui um sistema de quatro motores dedicados ao voo vertical, posicionados dois à frente e dois atrás das asas. Ademais, esse convertiplano tem outro sistema com um motor da configuração *tractor* para o voo horizontal.

O grupo *Rotor-Wing* se diferencia dos demais por possuir um rotor principal que possibilita a decolagem e o pouso vertical (como um helicóptero). Contudo, durante a transição para o voo horizontal, esse rotor é travado, fazendo com que suas pás atuem como uma asa fixa, gerando sustentação, enquanto a propulsão passa a ser fornecida por outro grupo motopropulsor. Um exemplo

de aeronave do tipo *Rotor-Wing* é a Canard Rotor Wing (CRW) conceituado pela fabricante Boeing, como mostra seu esquema na Figura – 2.

Figura 2 – Canard Rotor Wing (CRW)



fonte: Adaptada Newscientist

No caso do Canard Rotor Wing (CRW), um motor a jato é responsável pela força propulsiva do voo horizontal, possibilitando o voo em altitudes e velocidades mais altas.

Os modelos do grupo *Tilt-Wing* se utilizam de um mecanismo que altera o ângulo de incidência da asa como um todo, na qual são posicionados os motores, em relação à fuselagem. Possibilitando assim, decolagem e pouso verticais, transição e voo de cruzeiro com propulsão horizontal e asa fixa. Um exemplar do grupo *Tilt-Wing* é a aeronave LTV XC-142, apresentada na Figura – 3.

Figura 3 – LTV XC-142



fonte: Aerocorner

O outro grupo de convertiplanos é o *Tilt-Rotor*. Esse se assemelha ao grupo anterior, porém a principal diferença é que a asa é fixa e apenas os motores são rotacionados para que seja possível realizar o voo característico de um convertiplano. Esse grupo *Tilt-Rotor* tem a aeronave Bell Boeing V-22 Osprey, mostrada na Figura – 4.

Figura 4 – Boeing V-22 Osprey



fonte: Slashgear

Os *tail-sitters* também são aeronaves de pouso e decolagem vertical (VTOL) e fazem a transição para o voo de cruzeiro horizontal. Contudo, a principal diferença desse grupo para os convertiplanos é a posição de pouso e decolagem. Nessas etapas do voo, os *tail-sitters* ficam na vertical, apoiados em sua cauda, rotacionando todo corpo da aeronave no momento de transição de voo, e não apenas alguns componentes de sua estrutura (ZHOU et al., 2021). Essa categoria de VTOL é dividida em dois grupos: *Control Surface Transitioning Tail-sitters* (CSTT) e *Differential Thrust Transitioning Tail-sitters* (DTTT).

O primeiro grupo de aeronaves, do tipo CSTT, engloba aeronaves que se utilizam de grandes superfícies de controle para realizar a transição de voo vertical para voo horizontal. Um exemplo de CSTT é o Convair XFY Pogo, mostrado na Figura – 5.

Figura 5 – Convair XFY Pogo



fonte: Wikipedia Convair XFY Pogo

O segundo grupo de *Tail-Sitters*, do tipo DTTT, caracterizam aeronaves que usam um sistema de empuxo diferencial entre seus motores, possibilitando a transição entre voo vertical e horizontal. A aeronave VertiKUL é um VANT exemplar desse grupo, e é apresentado na Figura – 6. Para realizar a transição de voo, seus dois motores superiores produzem um empuxo momentaneamente maior que os dois motores inferiores, e essa diferença de empuxo faz com que a aeronave mude sua direção e, conseqüentemente, o tipo de voo.

Figura 6 – VertiKUL



fonte: Newatlas

Outrossim, drones multirotores são aeronaves de decolagem e pouso vertical que se utilizam do

seu conjunto de motores tanto para a locomoção quanto para a sustentação. Além disso, são aeronaves muito versáteis e práticas. Todavia, em termos de eficiência energética, os multirrotores são deficitários, pois estão a todo momento sendo sustentados pelos motores, os quais precisam dedicar grande parte da energia para a sustentação, restando uma pequena parcela responsável pela translação do multirrotor. Atualmente, há diversos modelos amplamente utilizados em muitas áreas como agricultura, transporte, fotografia, militar, entre outras.

Muitos projetos de convertiplanos vêm sendo realizados com o propósito de verificar a viabilidade de uma aeronave de voo híbrido, a maioria com foco nas questões envolvendo estabilidade nas diferentes fases de voo. Um exemplo desses projetos é o desenvolvido por Alysson (2018), o qual consiste em uma asa voadora, apresentada na Figura – 7, que se utiliza de três motores elétricos para o voo vertical e um motor a combustão para o voo horizontal. Contudo, existe uma lacuna quando se considera estudos comparando a eficiência energética de um VANT convertiplano com a de um multirrotor, o que torna este projeto justificável.

Figura 7 – Aeronave Híbrida Desenvolvida por Alysson (2018)



fonte: Alysson (2018)

Adicionalmente, a configuração e distribuição dos motores em um VTOL influenciam diretamente a eficiência da aeronave de acordo com a missão a ser desenvolvida pela mesma. Isso foi tratado em um projeto desenvolvido por Bacchini e Cestino (2019), no qual estudaram o efeito das diferentes composições de motores em três modelos de eVTOLs (*electric vertical take-off and landing aircrafts*) para três diferentes missões, estabelecendo uma comparação do tempo de cada missão e o gasto energético para cumpri-las, concluindo que a missão requerida define qual a configuração motora mais viável a ser utilizada.

As várias alternativas de configuração de rotores e asas de uma aeronave VTOL resultam em uma vasta gama de possibilidades de otimização da aeronave para uma missão específica. Especialmente, com o atual interesse da utilização da propulsão elétrica, a eficiência energética torna-se fundamental. O

presente trabalho propõe a atuação nas diversas frentes envolvendo projeto de aeronaves não tripuladas para a obtenção de aeronaves VTOL aprimoradas, do ponto de vista energético e de desempenho, para missões no setor agrícola, visando principalmente sua eficiência energética, através de metodologias de projeto aerodinâmico, análise de desempenho e desenvolvimento de métricas para quantificar a eficiência energética de aeronaves agrícolas elétricas.

2 OBJETIVOS

Este Trabalho de Conclusão de Curso (TCC) consiste em desenvolver o conceito de uma aeronave de configuração convertiplano. Apesar de se tratar de um projeto aeronáutico característico, esse TCC tem como foco a eficiência energética. Em outras palavras, esse trabalho busca mostrar que uma configuração de aeronave de asa fixa é mais eficiente energeticamente que a configuração multirotores para a mesma finalidade.

Vale ressaltar que um projeto aeronáutico compreende e envolve várias áreas da engenharia. Diante disso, algumas abordagens não foram levadas em consideração nesse trabalho como por exemplo análises estruturais, análises dinâmicas, dimensionamento de superfícies de controle, análises de cargas aeroelásticas, entre outras, por considerar que seriam inviáveis por se tratar de um TCC, dado suas complexidades. É evidente que para a materialização da aeronave desenvolvida nesse projeto, as áreas não abordadas são de caráter indispensável e cada uma delas tem sua contribuição essencial no desenvolvimento de um projeto aeronáutico.

Diante disso, o objetivo final desse Trabalho de Conclusão de Curso é comparar o consumo energético da aeronave modelo desenvolvida com uma aeronave multirotores equivalente: o drone Agras T40, por ser amplamente usado no Brasil, fabricado pela DJI, da qual foram extraídos seus dados. E para isso, as análises abordadas se mostraram suficientes e confiáveis para que fosse possível realizar essa comparação de forma satisfatória.

3 DESENVOLVIMENTO

Seguindo metodologias clássicas de projeto conceitual de aeronaves disponíveis em Raymer (2018) e estabelecendo adaptações de emprego dessas metodologias para este projeto, uma sequência específica para aeronaves elétricas de asa fixa e de uso agrícola foi desenvolvida.

3.1 ESCOLHA DA CONFIGURAÇÃO E MISSÃO DO MODELO

Inicialmente, após análises criteriosas de filosofia de projeto dos diferentes grupos de convertiplanos, optou-se por desenvolver esse projeto baseado na configuração *Dual-System/Hybrid*. Essa configuração permite o desenvolvimento independente dos sistemas de voo vertical e de voo horizontal, sendo assim, um modelo mais tangível para esse projeto.

Além disso, juntamente com a escolha da configuração da aeronave, definiu-se a atividade de pulverização agrícola como missão foco do projeto, após um levantamento de vários modelos de drones multirotores de diferentes capacidades de pulverização e de diferentes fabricantes, possibilitando uma comparação energética mais ideal, por realizarem o mesmo tipo de missão. Assim, o projeto foi desenvolvido pensando em uma comparação direta com o drone Agras T40, apresentado na Figura – 8, da fabricante DJI, ambos tendo capacidade de pulverização de 40 L de defensivo agrícola. Para isso, o modelo desse projeto tem um peso máximo de decolagem (MTOW) de 50 kg.

Figura 8 – Drone Agras T40



fonte: Agrofy

3.2 ANÁLISES AERODINÂMICAS

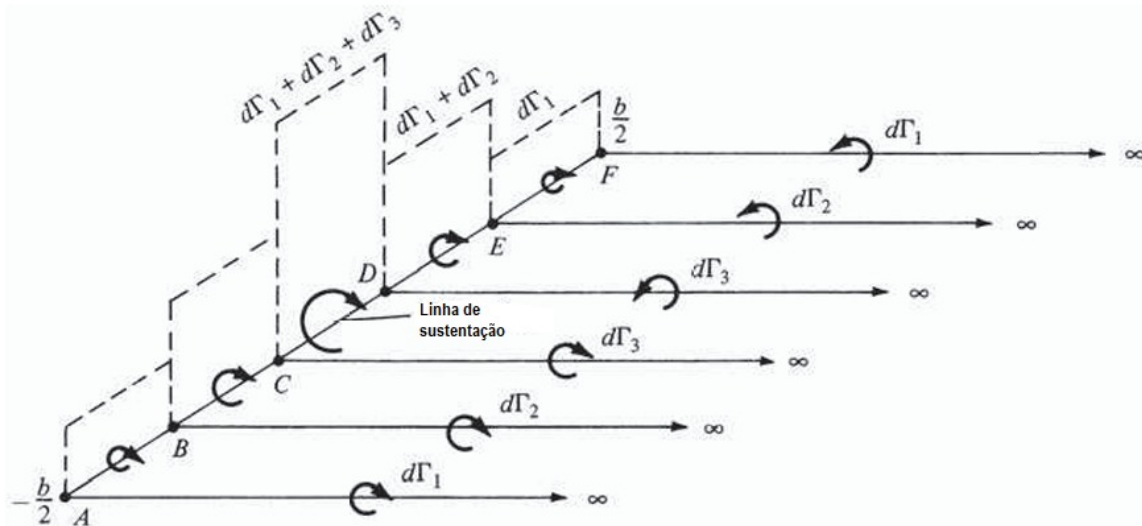
3.2.1 Métodos para análise de Escoamento Tridimensional

Partindo da teoria potencial descrita por Anderson (2010), surgiram alguns métodos para solução e análise de escoamento sobre superfícies sustentadoras tridimensionais. Dentre esses métodos, se destacam a Teoria da Linha Sustentadora, o método de *Vortex Lattice* e o Método dos Painéis. Esses três métodos têm como característica a simplificação de geometrias reais através de singularidades distribuídas ao longo da superfície analisada.

3.2.1.1 Teoria da Linha Sustentadora

A Teoria da Linha Sustentadora (LLT) foi o primeiro método potencial tridimensional. Proposto por Prandtl (1921), esse método sobrepõe singularidades do tipo vórtices ferradura, os quais são compostos por um segmento de vórtice para modelar as propriedades de sustentação, e dois vórtices semi-infinitos para modelar a esteira, segundo Katz e Plotkin (1991). Esses vórtices ferradura são dispostos ao longo apenas da envergadura da asa ou da superfície sustentadora a ser analisada, não sendo posicionado qualquer singularidade ao longo da corda. Nesse método, os vórtices ferradura são posicionados em 25% das cordas locais, formando assim, uma linha sustentadora como a mostrada na Figura – 9.

Figura 9 – Discretização da Linha Sustentadora com Vórtices Ferradura



fonte: Adaptada de Anderson (2010)

Por ser o mais primitivo dentre os métodos, a Teoria da Linha Sustentadora apresenta algumas limitações como a impossibilidade de analisar asas com enflechamento, asas com diedro, asas com baixo alongamento, não permitindo também a análise de superfícies múltiplas e de escoamento assimétrico. Por ser o mais simples dos métodos potenciais tridimensionais, a Teoria da Linha Sustentadora é a que oferece um menor custo computacional, e permitiu grandes avanços no início da aviação, muito utilizado para otimização geométrica de superfícies sustentadoras.

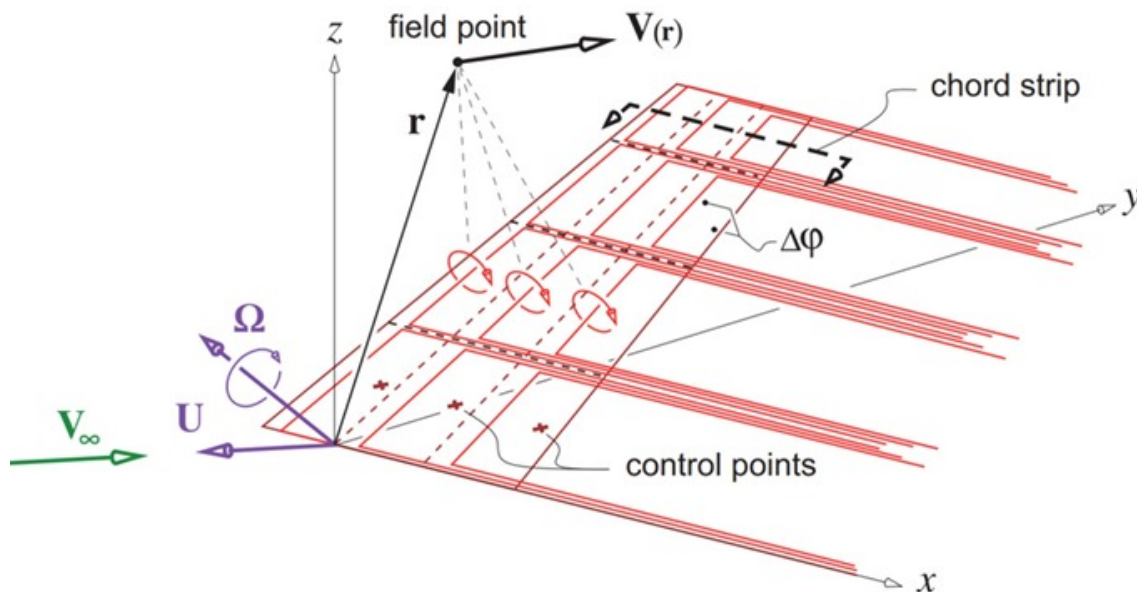
3.2.1.2 Vortex Lattice

Complementando a Teoria da Linha Sustentadora, o método *Vortex Lattice* (VLM) permite a simulação de superfícies sustentadoras com geometrias de baixo alongamento, pois discretiza a asa não apenas na envergadura como o método anterior, mas também ao longo da corda, utilizando singularidades como vórtices ferradura (VLM1), como mostrado na Figura – 10 ou anéis de vórtice (VLM2) conforme a Figura – 11.

Ademais, o método *Vortex Lattice* é aplicado baseando-se na teoria do escoamento potencial, que simplifica as equações de Navier-Stokes para a equação de Laplace ao assumir que o fluido é incompressível e invíscido como descrito por Katz e Plotkin (1991). Essas considerações são úteis para a modelagem de escoamentos em baixas velocidades e ângulos de ataque moderados, proporcionando uma abordagem eficiente e precisa para análises preliminares de engenharia aerodinâmica.

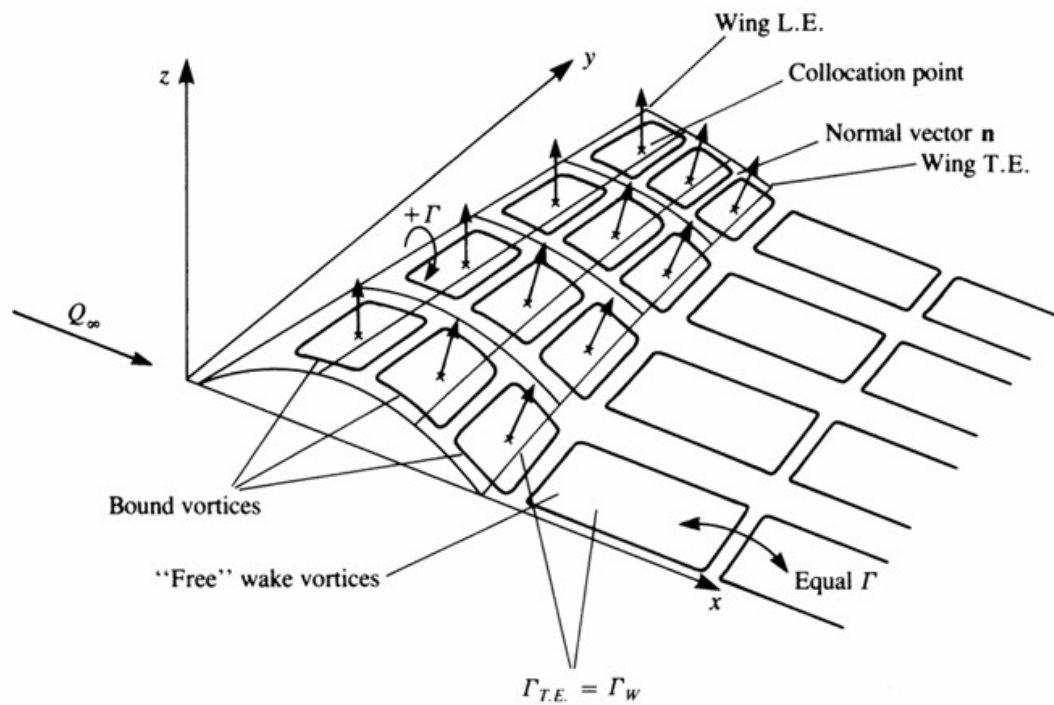
Além disso, segundo Anderson (2010), o método *Vortex Lattice* se fundamenta em três princípios, sendo eles: a condição de impermeabilidade na superfície; a teoria de sustentação de Kutta-Joukowski e a conservação de massa e vorticidade. Esses princípios permitem que a velocidade normal à superfície da asa seja nula, a sustentação gerada pela superfície seja proporcional à circulação no bordo de fuga e que os vórtices gerados pela asa induzam escoamentos consistentes com a física do fluido. Dessa forma, com esse método é possível simular e analisar escoamento assimétrico e geometria não-planares como são a maioria das asas.

Figura 10 – Discretização da Geometria por Vórtices Ferradura (VLM1)



fonte: Drela (2014)

Figura 11 – Discretização da Geometria por Anéis de Vórtice (VLM2)



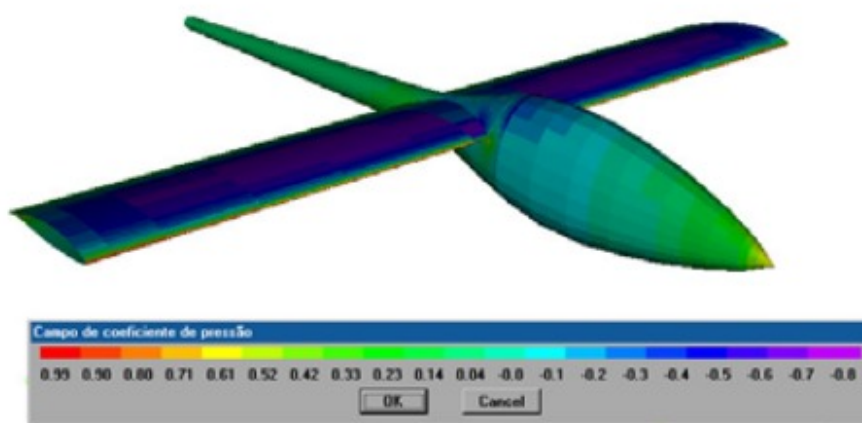
fonte: Katz e Plotkin (2001)

3.2.1.3 Método dos Painéis

O Método dos Painéis, por sua vez, permite uma maior liberdade geométrica das superfícies analisadas, sendo capaz de simular corpos rombudos e com uma geometria genérica, sendo assim, é o método com maior complexidade dentre os apresentados. Esse método consiste em discretizar a superfície analisada em vários painéis, nos quais são distribuídas singularidades de escoamento, como fontes, vórtices ou duplas fontes, criando assim, campos de velocidade no fluido, permitindo o cálculo de outras grandezas aerodinâmicas, como pressão e forças resultantes de acordo com Moran (1984).

Devido a isso, o Método dos Painéis exige um maior custo computacional e tem maior sensibilidade quanto à malha. Para uma análise fidedigna, nesse método, além de utilizar a condição de impermeabilidade, deve-se assegurar a condição de Kutta nos bordos de fuga das superfícies sustentadoras. A condição de Kutta é definida por Kuethe e Schetzer como: "Um corpo com bordo de fuga em forma de cunha, que esteja se movendo através de um fluido, criará em torno de si uma circulação de força suficiente para manter o ponto de estagnação traseiro exatamente no bordo de fuga". Assim, a circulação em torno de um aerofólio é determinada de modo que torne a condição de Kutta verdadeira. Na Figura – 12 tem-se um exemplo de uma análise do campo de coeficiente de pressão em uma geometria mais complexa (asa + fuselagem), na qual foi utilizado o Método dos Painéis.

Figura 12 – Exemplo de Geometria Analisada pelo Método dos Painéis



fonte: Oliveira (2002)

3.2.2 Modelagem da Asa

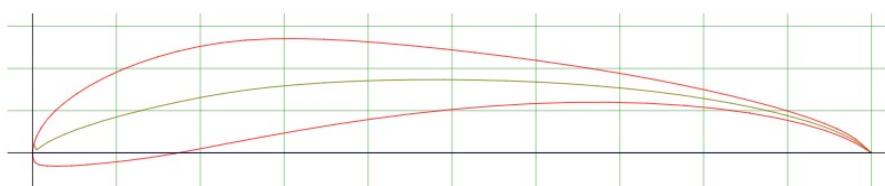
Para esse projeto, a modelagem da asa iniciou-se pela escolha do perfil sustentador, o qual é um dos principais componentes responsáveis pelas características finais da asa. Sendo assim, para escolha do perfil é necessário levantar as características esperadas para a asa e analisar seu regime de operação.

Desse modo, sabe-se que a asa terá um regime de operação em baixa velocidade, portanto espera-se um escoamento com baixo número de Reynolds. Além disso, a aeronave modelo deverá levar muito peso, contudo não é interessante que tenha uma envergadura muito grande, pois dificultaria o transporte e reduziria a capacidade de manobra do modelo.

Diante desse cenário, faz-se necessário um perfil aerodinâmico hipersustentador, que tenha um alto valor de C_l , para ângulos de ataque próximo a 0° , para que a asa consiga gerar muita sustentação em voo reto e nivelado para contrapor o peso do modelo em seu MTOW. Além disso, é desejável que o perfil tenha uma boa eficiência aerodinâmica máxima (C_l/C_d) em cruzeiro, pois assim a asa como um todo não irá gerar muito arrasto para a sustentação desejada. Ademais, o perfil aerodinâmico deve ser eficiente em escoamento em baixas velocidades.

Nesse contexto, foi selecionado o perfil aerodinâmico SELIG 1223 mostrado na Figura – 13, sendo esse um perfil hipersustentador que atende as características levantadas anteriormente, e propicia a modelagem de uma asa com as propriedades desejadas.

Figura 13 – Perfil Hipersustentador SELIG 1223



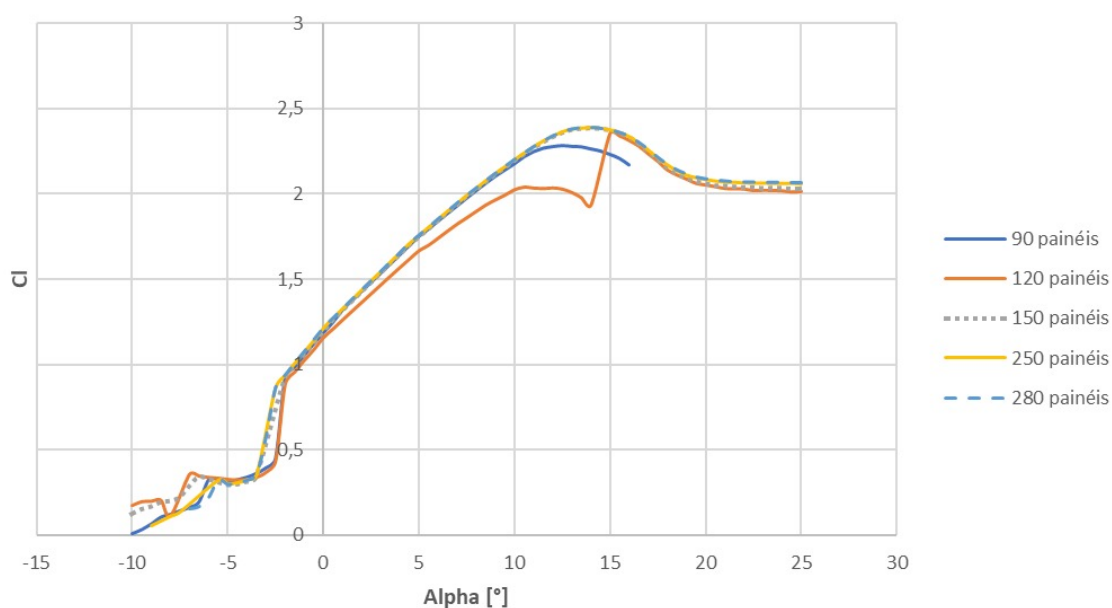
fonte: Airfoiltools

Com o auxílio do software XFLR5, foi elaborada uma série de simulações aerodinâmicas bidimensionais do perfil sustentador SELIG 1223 com os seguintes níveis de refinamento de contorno:

90 painéis; 120 painéis; 150 painéis; 250 painéis e 280 painéis. Para cada um desses casos, foi analisado o comportamento do perfil para diferentes números de Reynolds: de 100.000 a 5.000.000 com incrementos de 10.000.

O gráfico da Figura – 14 mostra a análise dos diferentes níveis de refinamento do perfil SELIG 1223. Nele é possível concluir que os refinamentos de 250 e 280 painéis convergiram e apresentam um comportamento mais harmônico e esperado para esse perfil. E após essa bateria de simulações, optou-se por seguir com o perfil com 250 painéis, pois um refinamento maior que esse não traria ganhos significativos para as análises e teria um custo computacional maior devido ao maior nível de refinamento.

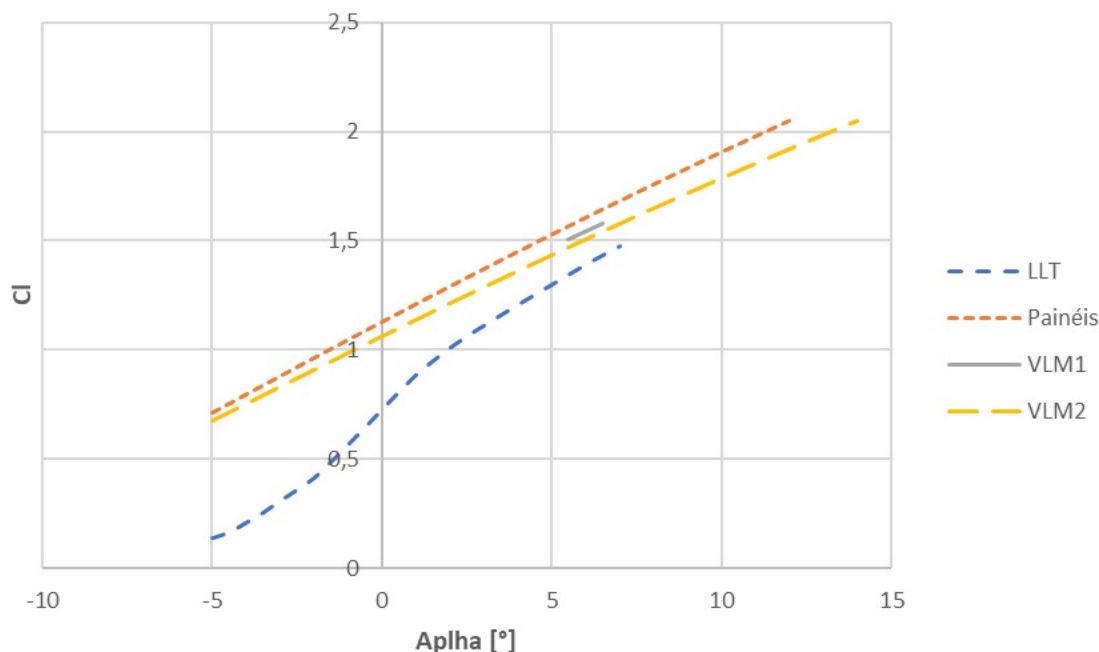
Figura 14 – Análise do Perfil com Diferentes Refinamentos



fonte: Produção do Próprio Autor

Com a simulação bidimensional do perfil concluída, partiu-se para a elaboração e análises das asas. Inicialmente, uma asa retangular com 3,2 m de envergadura e 45,5 cm de corda (asa de número 1 da Tabela 1) foi elaborada e analisada utilizando quatro métodos diferentes: LLT; VLM1; VLM2 e Método dos Painéis. O resultado dessas análises é apresentado no gráfico da Figura – 15.

Figura 15 – Análise da Asa 1 com Diferentes Métodos

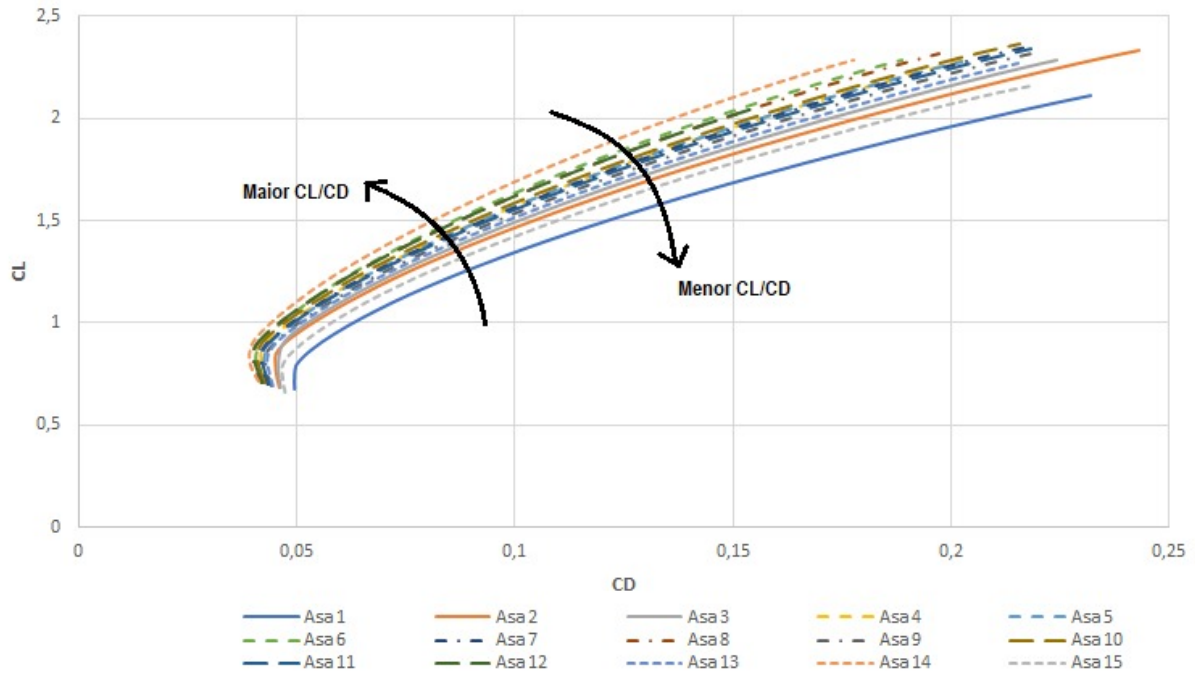


fonte: Produção do Próprio Autor

Dentre essas quatro análises, o método da Teoria da Linha Sustentadora (LLT) apresentou valores inferiores aos demais sendo significativamente diferente da faixa de valores dos outros métodos. Ademais, o método VLM1 não convergiu, apresentando valores apenas para o intervalo de ângulo de ataque de $5,5^\circ$ a $6,5^\circ$. Assim, a análise mais satisfatória foi a que utilizou o método *Vórtex Lattice* VLM2, mostrando-se assim, o método mais adequado para este projeto. O Método dos Painéis, por sua vez, apresentou valores levemente acima dos demais métodos, e foi desconsiderado, pois não convergiu para toda a faixa de ângulo de ataque além de possuir um custo computacional maior quando comparado com o VLM2.

Em seguida foram simuladas as 15 geometrias de asas diferentes, analisadas sob o método *Vórtex Lattice* VLM2, todas com as mesmas características de malha: 5000 painéis VLM2, sendo 50 painéis ao longo da corda distribuídos de forma cossenoidal para modelar melhor os bordos de ataque e de fuga, e 100 painéis ao longo da envergadura distribuídos de forma senoidal, para coletar melhor a influência e os efeitos do escoamento nas pontas das asas e nos pontos de início do afilamento. Dessa forma, foi obtido uma melhor relação sustentação/arrasto para o cumprimento da missão de pulverização a uma velocidade de 25 m/s. Um resultados dessas análises é apresentado no gráfico da Figura – 16, o qual trás um comparativo da eficiência aerodinâmica das asas. Nele, quanto mais próximo do eixo das ordenadas (C_L) e mais distante do eixo das abscissas (C_D), mais eficiente é a asa. Nota-se, por exemplo, a diferença entre a eficiência aerodinâmica (C_L/C_D) entre as asas 1 e 14, sendo a asa 1 a menos eficiente dentre as 15 asas analisadas com $C_L/C_D = 16,32$ e a asa 14 sendo a mais eficiente delas com $C_L/C_D = 22,86$.

Figura 16 – Gráfico CL x CD das Asas Simuladas



fonte: Produção do Próprio Autor

Essa velocidade ideal de pulverização foi estimada com base na velocidade de aplicação da aeronave Embraer EMB-202 - Ipanema, mostrada na Figura – 17. Segundo a fabricante Embraer, a velocidade de aplicação em operações comuns do Ipanema é de cerca de 55 m/s. Diante dessa velocidade e das proporções do Ipanema em relação à aeronave modelo desse trabalho, a velocidade de aplicação do modelo foi definida como 25 m/s e posteriormente validada como velocidade ideal para maior eficiência energética durante a aplicação.

Figura 17 – Aeronave EMB-202 - Ipanema



fonte: Acrissul

Todas as asas analisadas mostradas a seguir nas Tabelas 1, 2 e 3 têm algumas características em comum como o mesmo perfil sustentador: o perfil SELIG 1223, sendo o perfil hipersustentador escolhido; a mesma corda na raiz: 45,5 cm; o bordo de fuga reto, além do diedro nulo, visando uma aplicação uniforme de defensivos e uma boa estimativa de compensação entre manobrabilidade e controlabilidade.

Tabela 1 – Asas Analisadas (1)

Asa	Área [m ²]	Envergadura [m]	AR	Max <i>Cl/Cd</i>	Ângulo (α) de máx. <i>Cl/Cd</i> [°]	<i>L</i> (α) [N]	<i>D</i> (α) [N]	<i>Cm</i> (α)
1	1,44	3,2	7,111	16,32	-2,5	480,88	29,46	-0,568
2	1,26	3,2	8,127	19,04	-2,5	429,76	22,58	-0,669
3	1,44	3,5	8,507	19,43	-2,0	517,12	26,61	-0,660
4	1,31	3,5	9,387	21,20	-2,5	459,58	21,68	-0,718
5	1,08	3,2	9,481	20,64	-2,5	378,93	18,36	-0,845
6	1,18	3,5	10,381	21,85	-2,5	421,04	19,27	-0,853

fonte: Produção do Próprio Autor.

A Tabela 1 foi montada com o primeiro grupo de asas analisadas. Essas asas foram elaboradas com envergaduras de 3,2 m e 3,5 m, variando também o ponto de início do afilamento e a dimensão da corda na ponta.

Tabela 2 – Asas Analisadas (2)

Asa	Área [m ²]	Envergadura [m]	AR	Max <i>Cl/Cd</i>	Ângulo (α) de máx. <i>Cl/Cd</i> [°]	<i>L</i> (α) [N]	<i>D</i> (α) [N]	<i>Cm</i> (α)
1	1,44	3,2	7,111	16,32	-2,5	480,88	29,46	-0,568
3	1,44	3,5	8,507	19,43	-2,0	517,12	26,61	-0,660
7	1,44	3,66	9,303	20,99	-2,5	505,61	24,09	-0,681
8	1,44	3,8	10,028	22,06	-2,5	513,96	23,29	-0,712
9	1,44	3,6	9,000	20,08	-2,5	498,77	24,84	-0,675
10	1,44	3,7	9,507	21,42	-2,5	508,58	23,74	-0,684

fonte: Produção do Próprio Autor.

A Tabela 2 foi elaborada aproveitando as asas com maior área da da Tabela 1, pois geraram mais sustentação, mesmo com envergaduras diferentes, e analisando outras diferentes asas com a mesma área (1,44 m²). Para isso, além de variar o ponto de início do afilamento e a corda na ponta, a medida da envergadura também passou a ser uma variável.

Tabela 3 – Asas Analisadas (3)

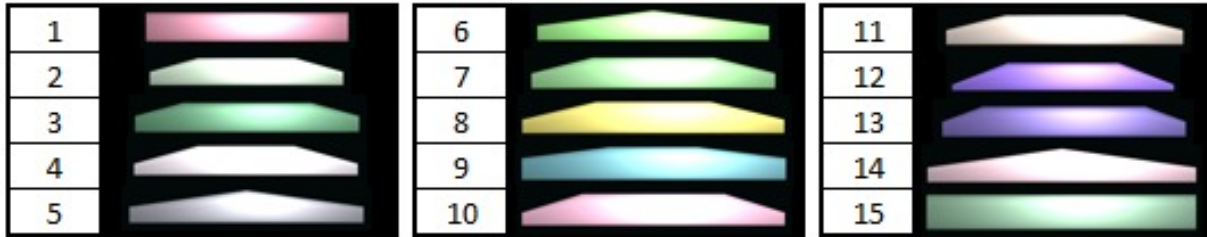
Asa	Área [m ²]	Envergadura [m]	AR	Max <i>Cl/Cd</i>	Ângulo (α) de máx. <i>Cl/Cd</i> [°]	<i>L</i> (α) [N]	<i>D</i> (α) [N]	<i>Cm</i> (α)
9	1,44	3,6	9,000	20,08	-2,5	498,77	24,84	-0,675
11	1,42	3,6	9,127	20,71	-2,5	495,80	23,94	-0,679
12	1,31	3,6	9,931	22,19	-2,5	465,55	20,98	-0,720
13	1,49	3,6	8,727	19,95	-2,5	513,53	25,74	-0,637
14	1,17	3,6	11,077	22,86	-2,5	422,35	18,48	-0,894
15	1,62	3,6	8,000	17,66	-2,0	561,63	31,81	-0,576

fonte: Produção do Próprio Autor.

Já na Tabela 3 foi elaborada com asas construídas com a envergadura igual à média das envergaduras das asas da Tabela 2. Assim, as variáveis foram o ponto de início do afilamento e a corda na ponta.

Uma representação gráfica da vista em planta de todas as asas é mostrada na Figura – 18.

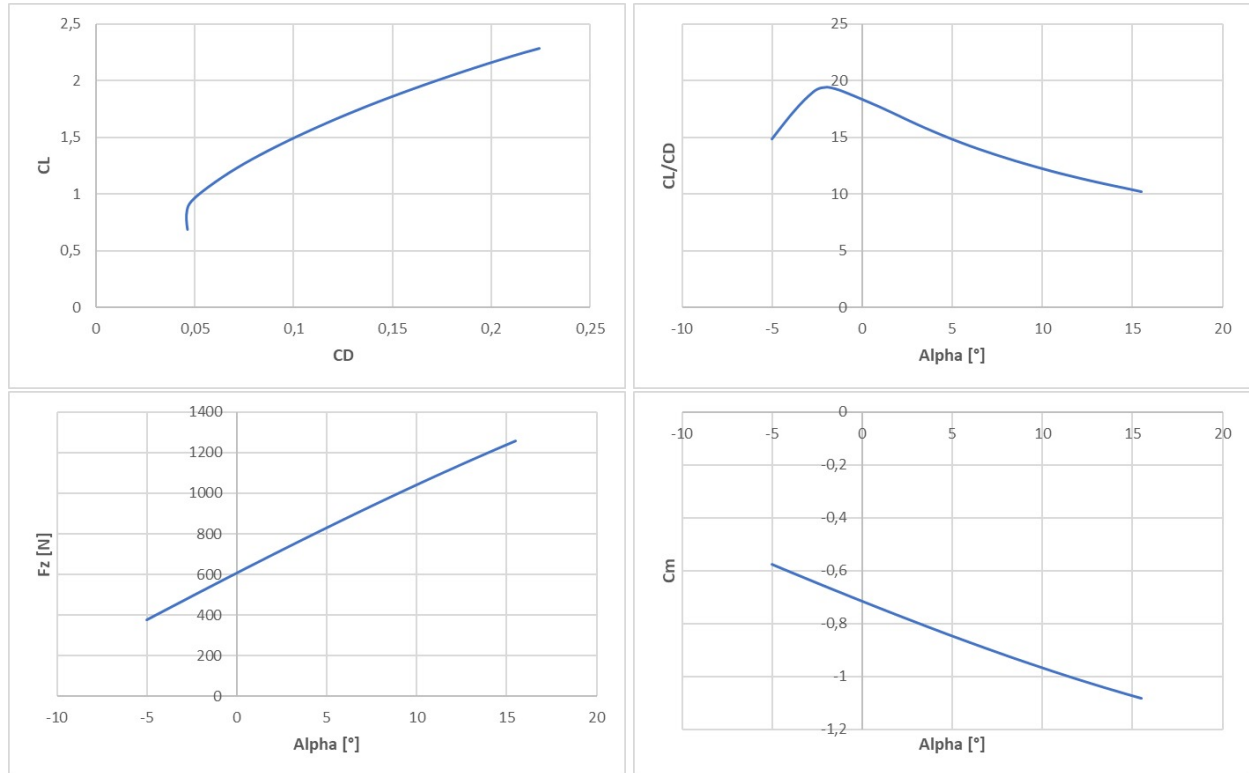
Figura 18 – Geometria de Todas as Asas em Escala



fonte: Produção do próprio autor.

A escolha da asa baseou-se nos dados da Tabela 2, pois nela, todas as asas têm mesma área (1,44 m²), grandeza essa que permite uma comparação mais justa entre as asas pensando na sustentação gerada. Dentre elas, a asa 8 tem a maior razão C_L/C_D (sustentação/arrasto), contudo sua envergadura de 3,8 m dificulta a locomoção da aeronave mesmo desmontada, e também, seu coeficiente de momento (C_m) é muito negativo, o que mesmo sendo praticamente desprezível para a estabilidade da aeronave, em voo reto e nivelado, em sua configuração final (asa + fuselagem + empenagem), quanto mais negativo for esse coeficiente de momento, maior deverá ser a superfície de estabilizador horizontal. Dessa forma, a asa 3 foi a escolhida para o projeto, pois sua envergadura de 3,5 m torna a aeronave mais versátil, tanto para o transporte quanto para manobras em voo, pois o momento de inércia de rolamento da aeronave é menor se comparado com a asa 8. O C_m da asa 3 não é tão negativo quanto o da asa 8, isso garante um voo estaticamente estável, porém sem a necessidade de grandes superfícies estabilizadoras. O ângulo de máxima razão C_L/C_D da asa 3 tem magnitude menor, permitindo uma incidência menor. E principalmente, para o ângulo de máxima eficiência aerodinâmica a força vertical (F_Z) gerada apenas pela asa 3 (517,12 N) é maior que as demais, sendo suficiente para suportar os 50 kg da aeronave do projeto. As características aerodinâmicas da asa 3 são apresentadas também nos gráficos da Figura – 19.

Figura 19 – Características Aerodinâmicas da Asa 3



fonte: Produção do próprio autor.

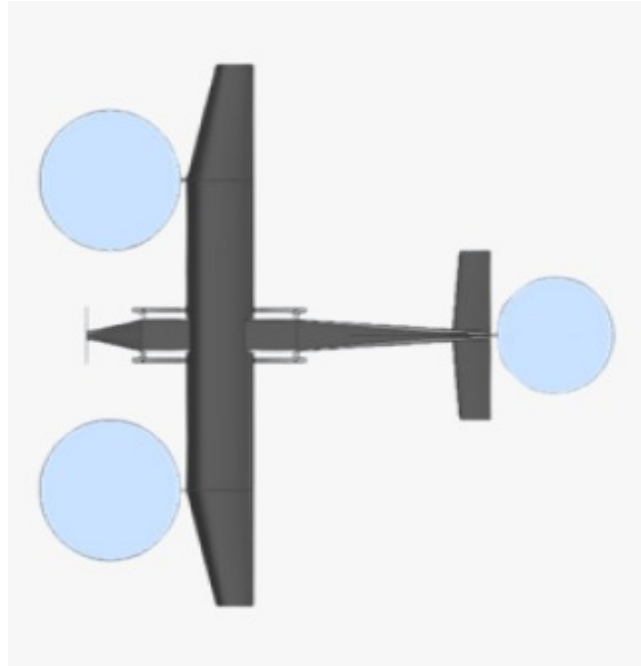
3.3 ANÁLISES DE DESEMPENHO

As análises de desempenho foram feitas em duas etapas, sendo elas as análises de desempenho de voo vertical e a de voo horizontal. Em cada uma delas levou-se em consideração as características específicas de cada modalidade de voo.

3.3.1 Desempenho do Voo Vertical

Para o voo vertical foi considerada uma configuração trimotora, sendo dois motores posicionados em frente às asas e um motor atrás da empenagem, como mostrado na Figura – 20. No Anexo A são apresentadas algumas imagens ilustrativas da configuração final da aeronave modelo desenvolvida.

Figura 20 – Vista Superior do Modelo



fonte: Produção do próprio autor.

Dessa forma, foi levado em consideração apenas o equilíbrio estático longitudinal, no qual o somatório de forças verticais (força peso e forças de tração dos motores) e momentos longitudinais são nulos, como mostrado nas equações 1 e 2. Uma vez que o modelo convertiplano apresenta simetria bilateral, não é necessário considerar os cálculos de equilíbrio estático lateral, haja vista que o motor da asa direita vai exercer a mesma força de tração que o motor da asa esquerda.

$$2 \cdot F_a + F_c - W = 0 \quad (1)$$

$$2 \cdot (F_a \cdot h_a) - F_c \cdot h_c = 0 \quad (2)$$

Onde F_a é a força vertical produzida por cada motor da asa; F_c é a força vertical produzida pelo motor da cauda; W é o peso da aeronave modelo; h_a é a distância longitudinal entre os motores da asa e o centro de gravidade da aeronave; e h_c é a distância longitudinal entre o motor da cauda e o centro de gravidade do modelo.

Com esse equacionamento, foi possível determinar o empuxo requerido para cada um dos motores verticais (*lifters*) resolvendo um sistema linear possível determinado com duas incógnitas (F_a e F_c).

Dessa maneira, foi realizada uma busca por motores que melhor atenderia os requisitos de empuxo, tendo um baixo consumo energético e sendo o mais leve possível.

Posto isso, foram selecionados os motores MN1018-kv72 (6888 W), mostrado na Figura – 21, com hélices 36x11,5 bi-pá (recomendado pelo fabricante) a serem posicionados nas asas e o motor U12II-kv120 (4560 W), da Figura – 22, com hélice 30x10 bi-pá (recomendado pelo fabricante) posicionado na cauda, ambos os motores da fabricante T-Motor.

Figura 21 – Motor MN1018-kv72 (asas)



fonte: Tmotor

Figura 22 – Motor U12II-kv120 (cauda)



fonte: Tmotor

3.3.1.1 Decolagem

A etapa de decolagem vertical foi determinada considerando o MTOW de 50 kg e uma aceleração constante de 1 m/s^2 até uma altura de 2 m, considerada ideal para a pulverização. Para isso, utilizando-se da Segunda Lei de Newton: $F = m \cdot a$, a qual é tida como princípio fundamental da dinâmica, afirmando que a força resultante que atua sobre um corpo é igual ao produto de sua massa por sua aceleração, junto com a equação 1 tem-se que:

$$2 \cdot F_a + F_c = 540,5 \text{ N} \quad (3)$$

Assim, a partir da equação 2 tem-se que:

$$F_c = 0,651 \cdot F_a \quad (4)$$

Dessa forma, substituindo a expressão para F_c da equação 4 na equação 3, chega-se ao valor de F_a :

$$F_a = 203,89N \quad (5)$$

Assim, com o valor de F_a , é possível calcular o valor de F_c através da equação 4

$$F_c = 132,73N \quad (6)$$

Desse modo, foi estimado o consumo energético dessa etapa como mostra a Tabela 4. Ademais, nenhum dos motores ultrapassam a marca de 80 % de suas potências nominais, garantindo assim uma margem de segurança de mais de 20 % de *throtlle*.

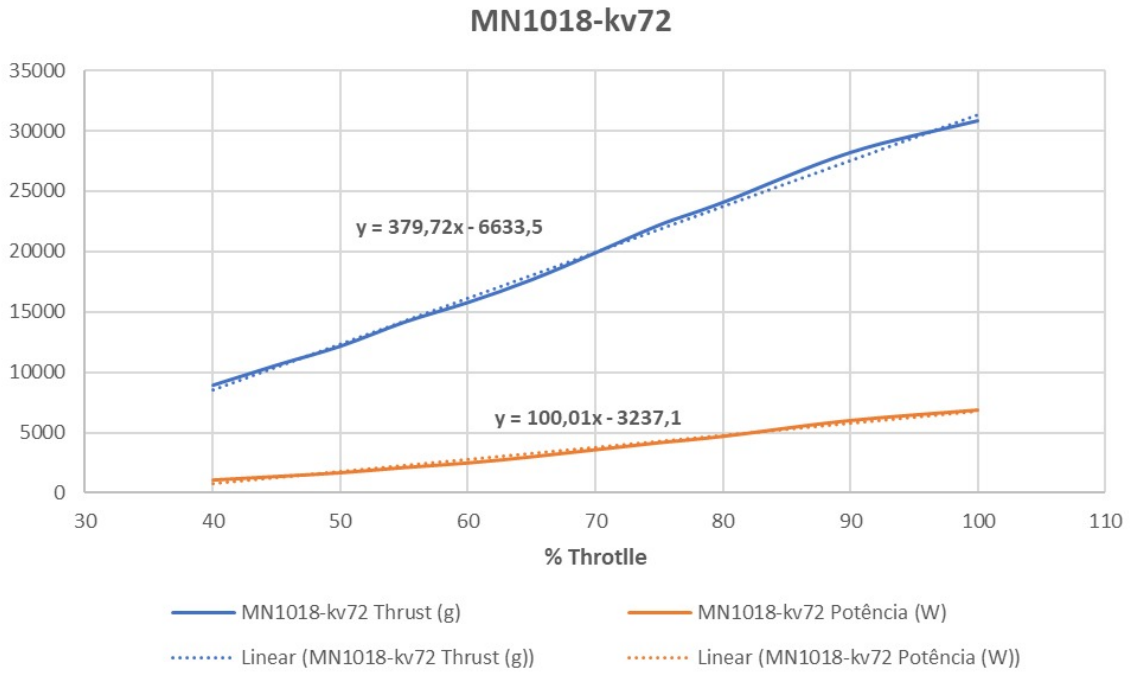
Tabela 4 – Dados da Decolagem do Modelo ao Nível do Mar

Dados para subida a 1 m/s² até 2 m	Asa	Cauda
Motor	MN1018-kv72	U12II-kv120
Hélice	G36x11,5	G30x10,5
Empuxo [gf]	20790,99	13584,69
Pot. Máx. [W]	6888	4560
Pot. Cons. [W]	3985,91	2604,34
Throttle [%]	72,22	76,36
Tempo de subida [s]	2	2
Energia cons. [kJ]	7,97	5,21
Consumo total [kJ]	21,15	

fonte: Produção do Próprio Autor.

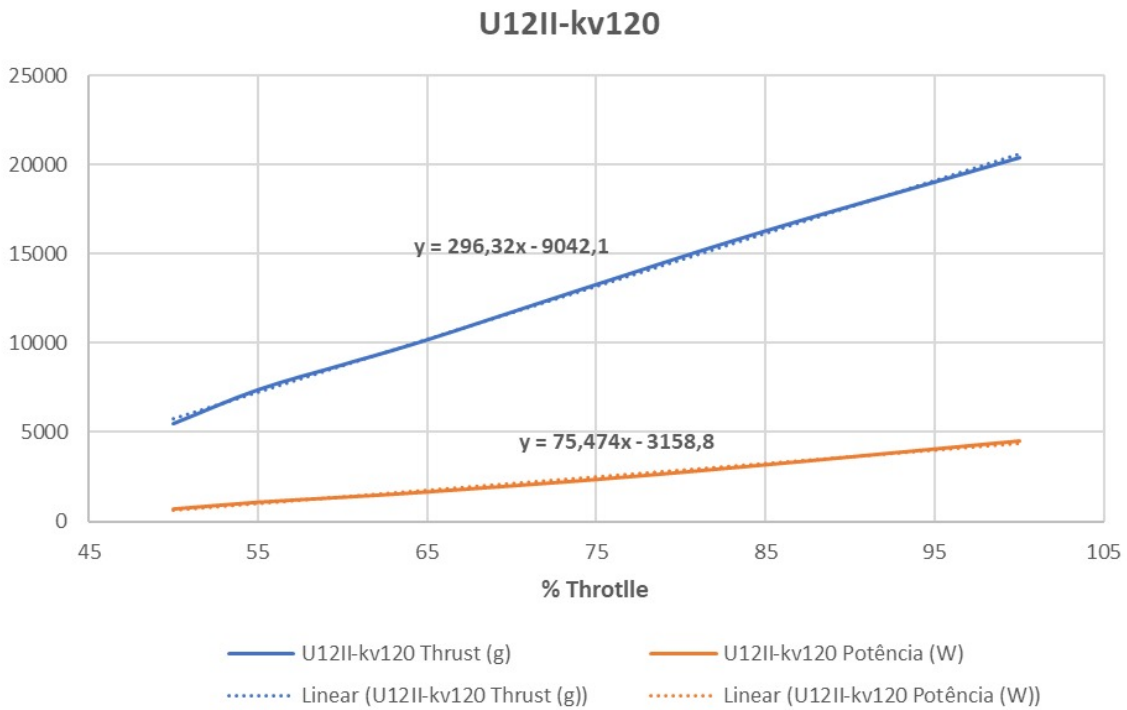
Os dados da Tabela 4 foram calculados a partir de uma aproximação linear dos valores de potência, *trottle* e *thrust* fornecidos pelo fabricante do motor. Os gráficos da Figura – 23 e Figura – 24 mostram as curvas referentes às aproximações, que por sua vez foram usadas para determinar a potência consumida por cada motor. Ademais, o consumo total é soma da energia consumida por cada um dos motores das asas e pelo motor da cauda, totalizando assim, 21,15 kJ consumidos durante essa decolagem definida, com o MTOW

Figura 23 – Aproximação Linear dos Motores das Asas



fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 24 – Aproximação Linear do Motor da Cauda



fonte: Produção do Próprio Autor.

3.3.1.2 Pouso

A etapa de pouso vertical foi determinada considerando um pouso crítico com o MTOW de 50 kg e uma aceleração constante de $0,5 \text{ m/s}^2$, de modo não haja mais que uma mudança nos valores de empuxo dos motores, mantendo uma única intensidade de empuxo durante a etapa de pouso, e que apesar disso, a aeronave não tenha uma velocidade de impacto com o solo muito grande, a partir de 2 m de altura, sendo essa de apenas $1,415 \text{ m/s}$. Para isso, utilizando-se da Segunda Lei de Newton: $F = m \cdot a$, junto com a equação 1 tem-se que:

$$2 \cdot F_a + F_c = 465,5N \quad (7)$$

Assim, a partir da equação 2 tem-se que:

$$F_c = 0,651 \cdot F_a \quad (8)$$

Dessa forma, substituindo a expressão para F_c da equação 8 na equação 7, chega-se ao valor de F_a :

$$F_a = 175,59N \quad (9)$$

Assim, com o valor de F_a , é possível calcular o valor de F_c através da equação 8

$$F_c = 114,31N \quad (10)$$

Desse modo, foi estimado o consumo energético dessa etapa como mostra a Tabela 5. Ademais, nenhum dos motores ultrapassam a marca de 70 % de suas potências nominais, garantindo assim uma margem de segurança de mais de 30 % de *throttle*.

Tabela 5 – Dados do Pouso do Modelo ao Nível do Mar

Dados para descida a 0,5 m/s²	Asa	Cauda
Motor	MN1018-kv72	U12II-kv120
Hélice	G36x11,5	G30x10,5
Empuxo [gf]	17905,2	11656,38
Pot. Máx. [W]	6888	4560
Pot. Cons. [W]	3225,86	2113,19
Throttle [%]	64,62	69,85
Tempo de descida [s]	2,83	2,83
Energia cons. [kJ]	9,13	5,98
Consumo total [kJ]	24,24	

fonte: Produção do Próprio Autor.

Os dados da Tabela 5 foram calculados a partir de uma aproximação linear dos valores de potência, *trottle* e *thrust* fornecidos pelo fabricante do motor. Os gráficos da Figura – 23 e Figura – 24 mostram as equações referentes às aproximações, que por sua vez foram usadas para determinar a potência consumida por cada motor. Ademais, o consumo total é soma da energia consumida por cada um dos motores das asas e pelo motor da cauda, totalizando assim, 24,24 kJ consumidos durante esse pouso definido. Nota-se que os cálculos de energia consumida nessa etapa foram conservadores, uma vez que foram realizados considerando a aeronave em seu MTOW. Sabe-se que em uma missão desse tipo, o peso no pouso será bem menor que o MTOW, sendo de aproximadamente 10 kg. Sendo assim, o consumo real nessa fase do voo deve ser consideravelmente menor que o calculado na Tabela 5, não sendo considerado para isso o caso crítico de pouso com falha de motor.

3.3.1.3 Transição

A etapa de transição do voo vertical para o voo horizontal não foi detalhada e trabalhada nesse trabalho. Contudo, para fins de comparação energética e confiabilidade, um voo pairado de 5 segundos foi considerado como a transição nesse caso, sendo esse tempo mais que necessário para ocorrer a transição do voo vertical para o voo horizontal. Posto isso, para os cálculos do voo pairado, foi considerado o MTOW de 50 kg, no cenário em que a força de sustentação fosse igual ao peso da aeronave.

$$2 \cdot F_a + F_c = 490,5N \quad (11)$$

Assim, a partir da equação 2 tem-se que:

$$F_c = 0,651 \cdot F_a \quad (12)$$

Dessa forma, substituindo a expressão para F_c da equação 12 na equação 11, chega-se ao valor de F_a :

$$F_a = 185,02N \quad (13)$$

Assim, com o valor de F_a , é possível calcular o valor de F_c através da equação 12

$$F_c = 120,45N \quad (14)$$

Desse modo, foi estimado o consumo energético dessa etapa como mostra a Tabela 6. Ademais, nenhum dos motores ultrapassam a marca de 75 % de suas potências nominais, garantindo assim uma margem de segurança de mais de 25 % de *throttle*.

Tabela 6 – Dados do Voo Pairado do Modelo ao Nível do Mar

Dados para voo pairado	Asa	Cauda
Motor	MN1018-kv72	U12II-kv120
Hélice	G36x11,5	G30x10,5
Empuxo [gf]	19232,87	12520,08
Pot. Máx. [W]	6888	4560
Pot. Cons. [W]	3575,53	2333,18
Throttle [%]	68,12	72,77
Tempo pairado [s]	5	5
Energia cons. [kJ]	17,88	11,67
Consumo total [kJ]	47,42	

fonte: Produção do Próprio Autor.

Os dados da Tabela 6 foram calculados a partir de uma aproximação linear dos valores de potência, *trottle* e *thrust* fornecidos pelo fabricante do motor. Os gráficos da Figura – 23 e Figura – 24 mostram as equações referentes às aproximações, que por sua vez foram usadas para determinar a potência consumida por cada motor. Ademais, o consumo total é soma da energia consumida por cada um dos motores das asas e pelo motor da cauda, totalizando assim, 47,42 kJ consumidos durante essa etapa definida, com o MTOW.

Vale ressaltar que para os cálculos de consumo energético de um voo completo apresentados posteriormente, foram consideradas duas vezes o consumo total de uma etapa de transição: uma representando a transição após a decolagem, e outra representando a transição antes do pouso. Dessa maneira é introduzido mais um fator conservador, uma vez que na segunda transição, a aeronave apresentaria, não sendo considerado o caso crítico, um peso cerca de cinco vezes menor que seu MTOW, considerado para estimar o consumo energético nessa fase. Isso implica que o consumo total da transição que precede o pouso será significativamente menor.

3.3.2 Desempenho do Voo Horizontal

Realizou-se uma análise de desempenho, levantando as curvas de arrasto por velocidade (Figura – 26) e de potência requerida (Figura – 27), com o auxílio do software XFLR5 já com a simulação do sistema asa e empenagem mostrado na Figura – 25.

Essa empenagem foi projetada de forma empírica, seguindo a metodologia de volume de cauda vertical e horizontal apresentado por Rodrigues (2014). Essas grandezas chamadas de volume de cauda horizontal (V_{HT}) e volume de cauda vertical (V_{VT}) são grandezas adimensionais definidas pelas equações 15 e 16, respectivamente.

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} \cdot S_{HT}}{\bar{c} \cdot S} \quad (15)$$

$$V_{VT} = \frac{l_{VT} \cdot S_{VT}}{b \cdot S} \quad (16)$$

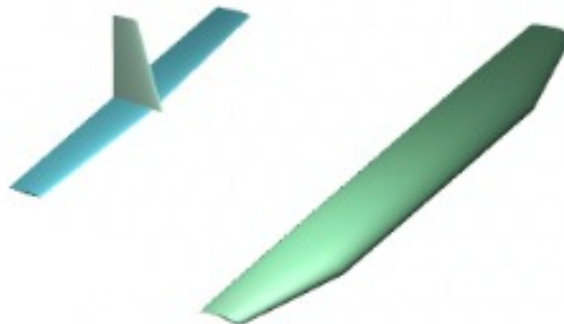
Onde l_{ht} é a distância longitudinal entre o centro de pressão do estabilizador horizontal e o centro de gravidade da aeronave; S_{ht} é a área do estabilizador horizontal; \bar{c} é a corda média aerodinâmica da asa; S é a área da asa; l_{vt} é a distância longitudinal entre o centro de pressão do estabilizador vertical e o centro de gravidade da aeronave; S_{vt} é a área do estabilizador vertical; e b é a envergadura da asa.

A metodologia consiste em dimensionar o estabilizador vertical e o estabilizador horizontal de tal maneira que os valores de volume de cauda vertical e volume de cauda horizontal estejam dentro de uma margem de valores baseados em dados históricos e empíricos de aviões monomotores já construídos. Essa margem de valores é entre 0,35 e 0,5 para V_{HT} e entre 0,04 e 0,06 para V_{VT} .

Dessa forma, dimensionou-se empiricamente as superfícies dos estabilizadores horizontal e vertical, de modo que $V_{HT} = 0,425$ e $V_{VT} = 0,05$. Garantindo assim, superfícies com área suficiente para o controle e estabilidade longitudinal e látero-direcional.

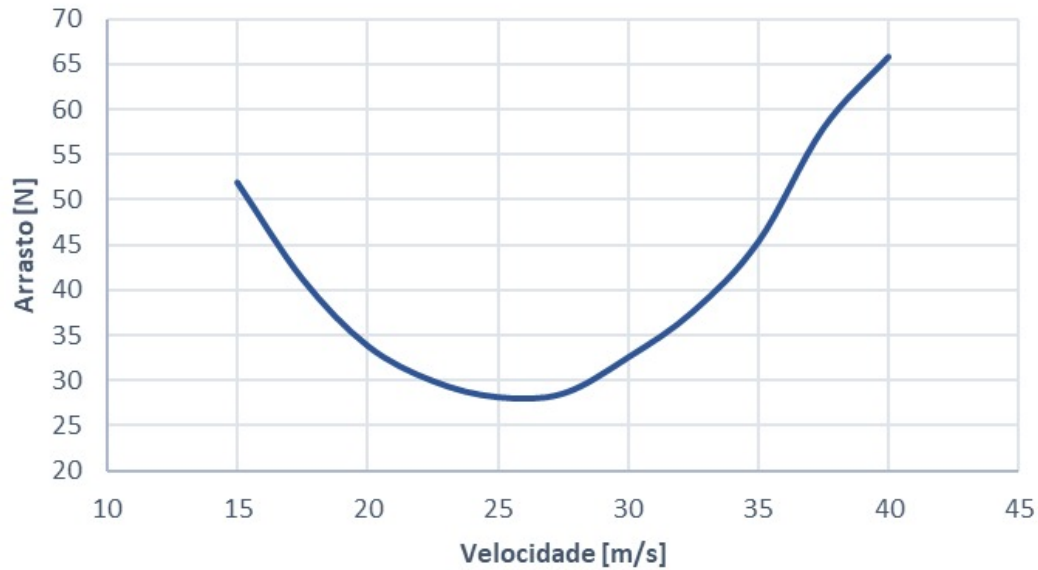
Além disso, a simulação aerodinâmica do sistema asa e empenagem seguiu as mesmas características das simulações das asas, usando assim o método *Vórtex Lattice* (VLM2).

Figura 25 – Conjunto Asa e Empenagem



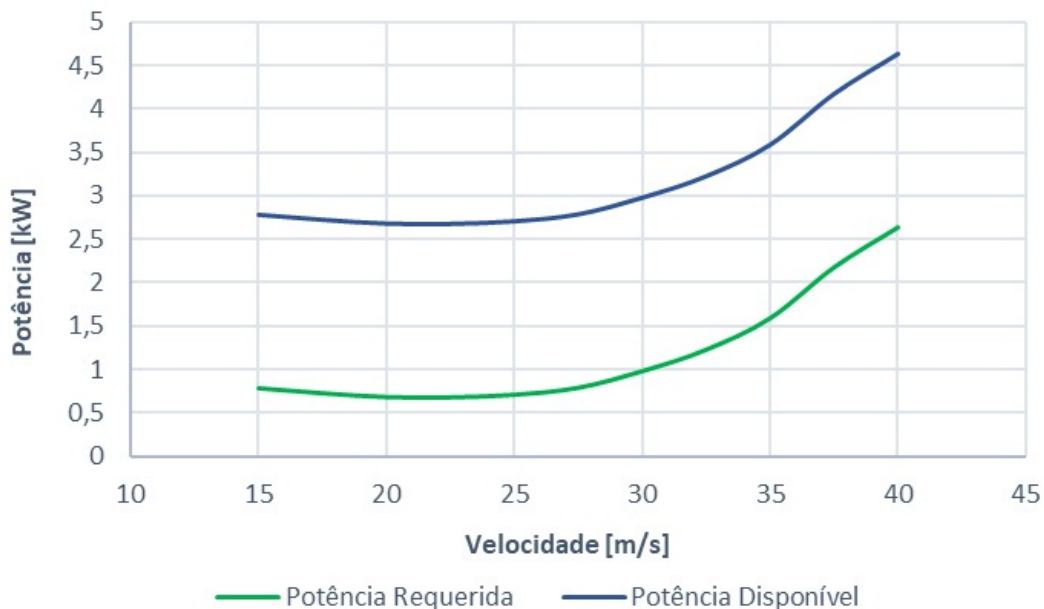
fonte: Produção do próprio autor.

Figura 26 – Gráfico de Arrasto X Velocidade



fonte: Produção do próprio autor.

Figura 27 – Gráfico de Potência X Velocidade



fonte: Produção do próprio autor.

O gráfico da Figura – 26 mostra que para a velocidade de cruzeiro (25 m/s) o arrasto é de 28,65 N, sendo essa a tração necessária para o voo de pulverização. Após isso, o gráfico da Figura – 27 foi montado a partir do gráfico anterior multiplicando-se o valor do arrasto pelo valor respectivo de velocidade, resultando assim, na curva de potência requerida. Já os cálculos para determinar a

potência disponível foram realizados através do excesso de potência P_{ex} , determinado pela equação 17 apresentada por Anderson (1999).

$$P_{ex} = W \cdot ROC \quad (17)$$

Dessa maneira o excesso de potência foi calculado para que a aeronave modelo pudesse ter uma razão de subida de 4 m/s a partir da condição de um voo reto e nivelado para qualquer faixa de velocidade. Essa razão de subida foi considerada razoável para a execução de manobras necessárias na missão de pulverização real como curvas e livramento de obstáculos. Assim, a curva de potência disponível foi montada somando o excesso de potência de 2000 W à curva de potência requerida.

Dessa forma, para o modelo, fez-se necessário um motor elétrico com potência entre 2500 W e 3000 W para manter o voo de cruzeiro na velocidade determinada e fornecer a razão de subida estimada nesse regime de voo.

Diante disso, houve a seleção de alguns motores nessa faixa de potência e optou-se pela escolha do motor SunnySky X4130-kv520 (3000 W), apresentado na Figura – 28, por ser mais eficiente nas condições demandadas além de ser o mais leve dentre os motores analisados. Após escolha do motor, a hélice 15x9 bi-pá foi selecionada para o voo horizontal dentre algumas hélices analisadas com o auxílio do software eCalc, gerando a tração necessária para o voo de cruzeiro a 25 m/s (90 km/h), sem fazer com que o motor consumisse muita energia e nem ultrapassasse suas capacidades nominais. A Figura – 29 mostra os resultados de dados do motor e da hélice extraídos do eCalc, nela está destacado o empuxo dinâmico a 90 km/h, equivalente a 48,7 N, sendo mais que necessário para contrapor o arrasto de 28,65 N.

Figura 28 – Motor SunnySky X4130-kv520 (propulsão horizontal)



fonte: SunnySky

Figura 29 – Resultados do Software eCalc

Motor @ Máximo		Hélice	
Corrente:	112.61 A	Empuxo estático:	8168 g
Tensão:	21.49 V		288.1 oz
Revoluções*:	9997 rpm	Revoluções*:	9997 rpm
Potência elétrica:	2420.1 W	Empuxo de estol:	- g
Potência mecânica:	2155.9 W		- oz
Eficiência:	89.1 %	Empuxo a 90 km/h:	4965 g
Temperatura est.:	49 °C	Empuxo a 55.9 mph:	175.1 oz
	120 °F	Velocidade de passo:	137 km/h
			85 mph
Leituras do medidor Watt		Topo de velocidade:	718 km/h
Corrente:	112.61 A		446 mph
Tensão:	21.66 V	Empuxo específico:	3.38 g/W
Potência:	2439.1 W		0.12 oz/W

fonte: Produção do próprio autor.

O consumo energético do voo horizontal foi estimado de forma análoga ao voo vertical, como mostrado na Tabela 7, porém considerando um voo reto e nivelado no qual a força de tração fosse igual à força de arrasto a uma velocidade de 25 m/s e também levando em conta o MTOW. Ademais, nessas condições, a potência consumida não ultrapassa 60 % da potência disponível do motor, garantindo uma margem de segurança de mais de 40 % de *throttle*, nunca ultrapassando a corrente elétrica máxima suportável pelo motor.

Tabela 7 – Dados do Voo Horizontal do Modelo a 25 m/s ao Nível do Mar

Descrição	Valor
Motor	X4130-kv520
Hélice	15x9
Empuxo [gf]	2865,4
Pot. Máx. [W]	3000
Pot. Cons. [W]	504,2
Throttle [%]	56,13
Tempo de voo [s]	780
Energia cons. [kJ]	393,28
Consumo [mAh]	4920,87

fonte: Produção do próprio autor.

Os dados da Tabela 7 foram calculados a partir de uma aproximação polinomial quadrática dos valores de potência, *trottle* e *thrust* fornecidos pelo fabricante do motor. O gráfico da Figura – 30 mostra as equações referentes às aproximações, que por sua vez foram usadas para determinar a potência consumida pelo motor durante o regime de voo de cruzeiro.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 CONSUMO ENERGÉTICO DO MODELO

O consumo energético do modelo foi calculado considerando um ciclo de operação completo, em linha reta, sem considerar curvas e manobras. Esse ciclo de operação é composto pelas seguintes etapas: decolagem, transição, voo de cruzeiro (pulverização), transição e pouso, nessa sequência. Diante disso, a aeronave modelo consome 393,28 kJ em voo horizontal e 140,23 kJ em voo vertical, totalizando um consumo de 533,51 kJ em um voo de 780 segundos de pulverização.

Essa autonomia de voo de 780 s foi estimada com o intuito de poder usar uma bateria mais leve e ser um tempo mais que suficiente para pulverizar 40 L de defensivo. Com isso, selecionou-se uma bateria Li-Po 6S de 6000 mAh para alimentar o sistema propulsivo de voo horizontal. Já para o sistema de voo vertical, foi escolhida uma bateria Li-Po 12S de 2200 mAh. Essa capacidade de apenas 2200 mAh é devido ao curto período de tempo em que os motores *lifters* estariam em funcionamento. Essa composição de motores e baterias tem cerca de 5,4 kg, compondo assim, 54 % do peso vazio da aeronave modelo.

4.2 COMPARAÇÃO COM O DRONE AGRAS T40

Para estabelecer uma comparação adequada entre o modelo convertiplano desse projeto e um drone multirrotor, foi considerada uma métrica baseada nos valores de área pulverizada, tempo de voo, e energia consumida nesse processo, tendo como base uma pulverização retilínea, sem manobras e com velocidade constante, esquematicamente representada na Figura – 31.

Figura 31 – Modelo de Pulverização Considerada (Esquema)



fonte: Produção do próprio autor.

Para determinar a área pulverizada a cada voo, para ambas as aeronaves, considerou-se uma aplicação em voo reto e nivelado a uma velocidade constante. No caso do drone Agras T40, a fabricante DJI fornece a velocidade de aplicação (7 m/s) e também a largura de faixa de pulverização (9 m). Assim, o drone T40 aplica a uma taxa de 63 m²/s. E tendo uma autonomia de 360 s, esse drone cobre uma área de 2,268 hectares em um voo.

Diante disso, faz-se necessário o levantamento desses mesmos dados referentes ao modelo convertiplano desenvolvido. Para isso, sabe-se que a velocidade de aplicação é de 25 m/s, no entanto, a

largura de faixa de pulverização foi estimada baseando-se também na aeronave EMB-202 da Figura – 17 e estabelecendo uma comparação proporcional.

O EMB-202 - Ipanema tem uma envergadura de 11,07 m e a largura de faixa efetiva de sua pulverização é de 18 m a 22 m assegurada por Santos Júnior (2022). Assim, a partir dessas informações, fez-se uma relação direta entre a largura de faixa efetiva de pulverização e o comprimento da envergadura, estabelecendo assim, o fator multiplicador f_p para estimar a largura de faixa de aplicação do modelo, como descrito na equação 1.

$$f_p = \frac{18}{11,07} = 1,626 \quad (1)$$

Após esse procedimento, a largura de faixa efetiva de pulverização do modelo convertiplano foi estimada multiplicando o comprimento de sua envergadura (3,5 m) pelo fator multiplicador f_p , determinando assim, uma largura de faixa de 5,7 m da aeronave modelo.

Diante desses dados, o convertiplano pulverizador faz a aplicação a uma taxa de 142,5 m²/s. E tendo uma autonomia de 780 s, essa aeronave cobre uma área de 11,115 hectares em um voo.

Ademais, sabendo-se o consumo energético da aeronave convertiplano e do drone Agras T40, torna-se possível uma comparação confiável entre essas duas configurações de aeronaves. Os dados dessa comparação são apresentados na Tabela 8:

Tabela 8 – Comparação Entre as Aeronaves

Aeronaves	Agras T40	Modelo
Eficiência [hectare/h]	22,68	51,3
Área coberta por voo [hectare]	2,268	11,115
Consumo [kJ] em 1h	56398	1955
Consumo [kJ/voo]	5640	424
Eficiência energética [m²/kJ]	4	262

fonte: Produção do próprio autor.

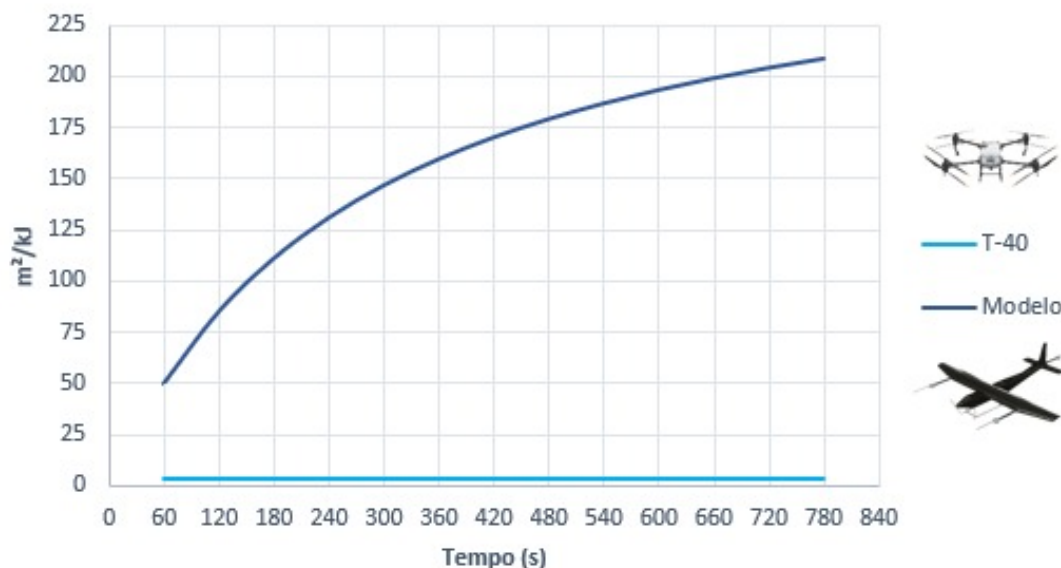
Com base nessa tabela, nota-se que o modelo é capaz de pulverizar uma área mais de 2,25 vezes maior que o Agras T40 em uma hora de operação. Além disso, em um único voo o modelo pulveriza uma área superior a 10 hectares, enquanto o Agras T40, com sua autonomia de apenas 360 s, cobre uma área de apenas 2,268 hectares a cada voo realizado. Ademais, mesmo a autonomia do Agras T40 sendo bem inferior à do modelo, o drone multirrotor da DJI consome mais de 5000 kJ a mais que o modelo a cada um de seus respectivos voos.

Além disso, o fato da aeronave modelo ter a mesma capacidade de volume de defensivo que o Agras T40 (40 L) não é um limitante quando se trata de área coberta, uma vez que o defensivo do modelo convertiplano não necessariamente é o mesmo defensivo do multirrotor, podendo ser muito mais concentrado quimicamente, possibilitando a máxima cobertura de uma área pulverizada pelo modelo desse projeto.

Assim, outra análise realizada foi a do consumo energético para um mesmo tempo de pulverização entre o modelo e o Agras T40, como mostrado no gráfico da Figura – 32. Esse gráfico sugere que

quanto maior for o tempo de pulverização, maior será a vantagem do modelo sobre o multirotor, mas que mesmo para uma aplicação de apenas 1 minuto, o modelo cobre 46 m² a mais que o Agras T40 para cada kJ consumido.

Figura 32 – Gráfico Eficiência Energética de Pulverização



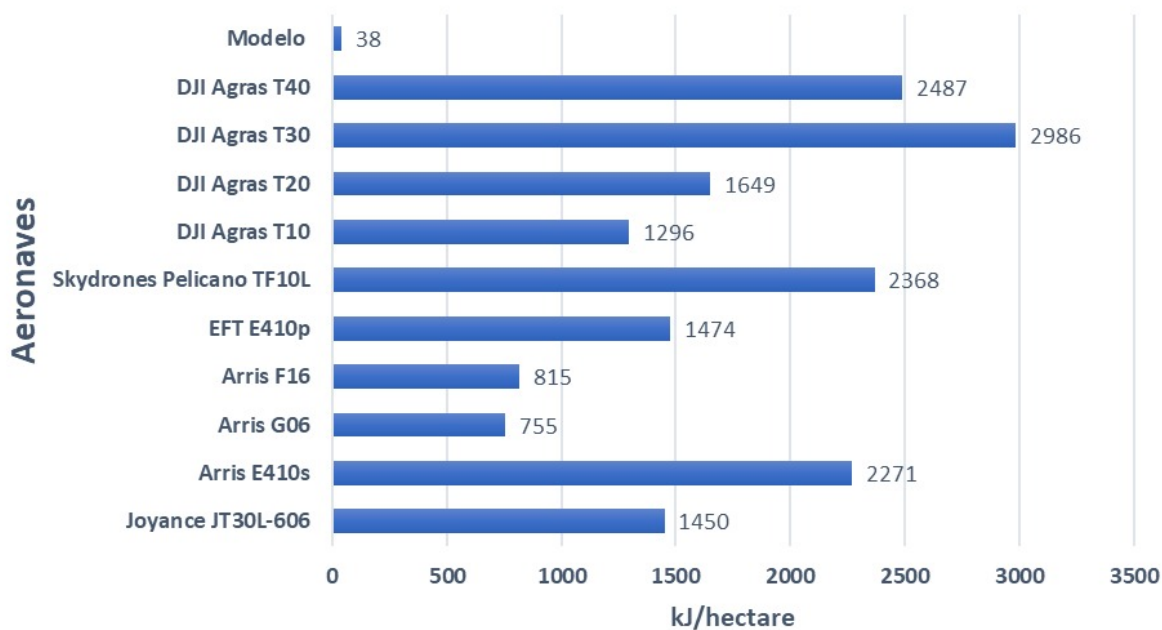
fonte: Produção do próprio autor.

O gráfico da Figura – 32 foi montado considerando o tempo de voo de aplicação. No caso do drone Agras T-40 tem-se uma linha constante, pois os dados fornecidos pelo fabricante é o de consumo médio, não sendo considerado o consumo em decolagem e pouso. Já a linha de eficiência do modelo apresenta essa variação, pois são considerados o consumo de uma decolagem, um pouso, duas transições e o tempo de voo de aplicação. Assim, a parcela constante de energia consumida nessas etapas do voo representa uma parte cada vez menor da energia total consumida conforme o tempo de voo de cruzeiro aumenta.

4.3 COMPARAÇÃO GERAL

Uma última análise foi realizada, não apenas com o drone Agras T40 (equivalente à capacidade do modelo), mas com vários outros drones multirotores de aplicação agrícola, de modo a justificar a eficiência energética do modelo convertiplano, como apresentado no gráfico da Figura – 33.

Figura 33 – Gráfico de Consumo Energético para uma Mesma Cobertura



fonte: Produção do próprio autor.

Nesse último gráfico fica evidente a vantagem energética do modelo convertiplano para qualquer outra categoria de drone multirrotor. Como exemplo, em uma comparação o drone Agras T10, de capacidade para apenas 10 L de defensivo, que mesmo assim gasta 1296 kJ para pulverizar 1 hectare, enquanto o modelo convertiplano, levando 40 L de defensivo, gasta apenas 38 kJ para cobrir a mesma área.

5 CONCLUSÃO

Após as simulações de missão, concluiu-se que esse modelo convertiplano pulveriza a uma taxa de 142,5 m²/s, consumindo para isso apenas 3,8 J/m², mostrando-se assim, muito mais eficiente energeticamente que o Drone DJI Agras T40 que pulveriza a uma taxa de 63 m²/s, gastando 248,7 J/m².

Essa economia de energia deve-se principalmente ao fato de que, em voo de cruzeiro, a aeronave modelo é sustentada pela asa fixa, consumindo energia elétrica apenas para a contrapor o arrasto, enquanto o multirotor se sustenta inteiramente pelos motores, gastando muito mais energia. Além disso, a velocidade de pulverização do modelo sendo 18 m/s mais rápida que a do Agras T40 é um fator de grande expressividade para a eficiência de aplicação quando considerada a área coberta em um determinado tempo.

Contudo, apesar da grande vantagem energética que um modelo convertiplano de asa fixa tem sobre um drone multirotor para esse tipo de atividade, a implementação desse tipo de configuração de aeronave em aplicações reais traz consigo um elevado grau de complexidade em suas operações.

Primeiramente, essa configuração trimotora considerada no modelo desenvolvido implica em um alto grau de vulnerabilidade do equipamento à falhas dos grupos motopropulsores *lifters*, não apenas na decolagem, mas em todas as etapas do voo dependente desses motores. Isso porque, em caso de falha de qualquer um desses três motores, o modelo pulverizador fica incapaz de operar. Além disso, sua configuração de trem de pouso do modelo esquí permite apenas pousos verticais, impossibilitando um pouso horizontal controlado em situações adversas.

Outrossim, as atividades de aplicações estão cada vez mais automatizadas. Cenário esse, no qual os drones multirrotores se encaixam muito bem, muito devido a sua baixa velocidade de aplicação (em torno de 5 a 7 m/s). Com essa velocidade de aplicação, tornam-se certas manobras evasivas como o contorno de obstáculos além possibilitar a pulverização do tipo seletiva, na qual o drone reconhece o local exato que há necessidade da aplicação através de processamento de imagens em tempo real.

Já, com modelo apresentado nesse projeto, devido sua alta velocidade de aplicação (25 m/s), torna-se muito mais complexo e desafiador executar a aplicação nos mesmos moldes que o multirotor, além de ser indispensável o controle e monitoramento das atividades por um piloto qualificado para executar a operação, lidando com as adversidades de obstáculos.

Destarte, tratando-se de eficiência energética, a configuração de um convertiplano de asa fixa é muito superior aos modelos convencionais de multirrotores, como evidenciado e comprovado neste Trabalho de Conclusão de Curso. Assim, em um cenário de maior desenvolvimento tecnológico, o modelo convertiplano deve ser considerado e empregado no setor agrícola, trazendo ao produtor um menor custo de operação e uma aplicação mais eficiente, consumindo para isso muito menos energia que os atuais drones agrícolas.

REFERÊNCIAS

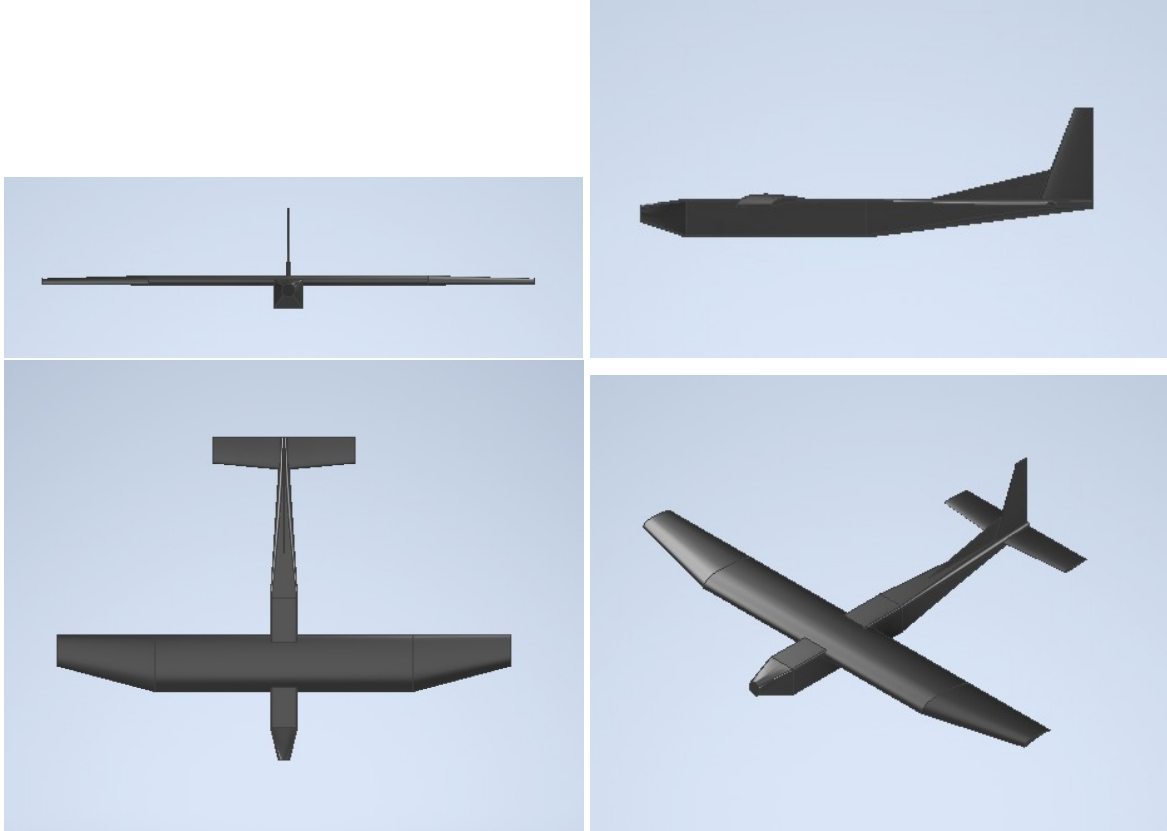
- A. S. Saeed, A. B. Younes, S. Islam, J. Dias, L. Seneviratne and G. Cai, "A review on the platform design, dynamic modeling and control of hybrid UAVs," 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2015, pp. 806-815, doi: 10.1109/ICUAS.2015.7152365.
- Bacchini A, Cestino E. Electric VTOL configurations comparison. *Aerospace*. 2019 Mar;6(3):26.
- LIU, Z. et al. Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review. *Chinese Journal of Aeronautics*, v. 30, n. 1, p. 135–148, fev. 2017.
- Lucena, A. N. D. "Desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado com sustentação e propulsão híbrida." Master's thesis, Brasil, 2018.
- R. Tomkins, "Airbus' VTOL Quancruiser UAV successfully transitions to fixed-wing flight," *Space Daily*, http://www.spacedaily.com/reports/Airbus-VTOL-Quancruiser-UAV-s_uccessfully-transitions-to-fixed-wing-flight-999.html, May 23, 2014.
- Raymer, D. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Sixth Edition. 2018, 10.2514/4.104909.
- STONE, R. H. et al. Flight Testing of the T-Wing Tail-Sitter Unmanned Air Vehicle. *Journal of Aircraft*, v. 45, n. 2, p. 673–685, mar. 2008.
- Sun, W. et al. "Numerical Study of Interactive Flow Field for a Canard Rotor Wing Aircraft.". 2018.
- Zhou J, Xu H, Li Z, Shen S, Zhang F. Control of a Tail-Sitter VTOL UAV Based on Recurrent Neural Networks. arXiv preprint arXiv:2104.02108. 2021 Apr 5.
- JI. DJI T40. Disponível em: <<https://www.dji.com/br/t40?site=ag&from=nav>>. Acesso em: 12 set. 2023.
- Sunnysky USA. Disponível em: <<https://sunnyskyusa.com/collections/x-v3-motors/products/sunnysky-x4130>>. Acesso em: 12 set. 2023.
- Tmotor. Motor U12-KV120. [Store.tmotor.com](https://store.tmotor.com/goods-736-U12-KV120.html). 2023-09-12. Disponível em: <<https://store.tmotor.com/goods-736-U12-KV120.html>>.
- TMotor, 2023. Módulo de motor brushless 1110-MN1018. Disponível em: <<https://store.tmotor.com/goods-1110-MN1018+KV72.html>>. Acesso em: 12 set. 2023.
- KATZ, J.; PLOTKIN, A. *Low-speed aerodynamics: from wing theory to panel methods*. New York: McGraw-Hill, 1991, 351p.
- ANDERSON Jr., J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. : McGraw-Hill, 2010.
- MORAN, J. *An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics*. Dover Publications. 1984.
- PRANDTL, L. *Applications of Modern Hydrodynamics to Aeronautics*. 1921
- DRELA, M. *Flight Vehicle Aerodynamics*. : The MIT Press, 2014
- RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José, 1973 - *Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho* / Luiz Eduardo Miranda José Rodrigues – Salto/SP, 2014.
- ANDERSON, J. D. *Aircraft Performance and Design*, 1999.

• SANTOS JÚNIOR, José Luís Carlos dos. Posicionamento da faixa efetiva e altura de voo em aeronaves agrícolas. 2022. Dissertação (Mestrado em Agronomia - Produção Vegetal) – Faculdade de Ciências Agrárias e Veterinárias, Universidade Estadual Paulista, Jaboticabal, 2022.

- <https://www.newscientist.com/article/dn2341-helicopter-plane-hybrid-ready-for-take-off/>
- <https://aerocorner.com/aircraft/ltv-xc-142/>
- <https://www.slashgear.com/1437564/bell-boeing-v-22-osprey-impressive/>
- https://en.wikipedia.org/wiki/Convair_XFY_Pogo
- [https://newatlas.com/vertikul-vtol-delivery-drone/33398/](https://newatlas.com/vertikal-vtol-delivery-drone/33398/)

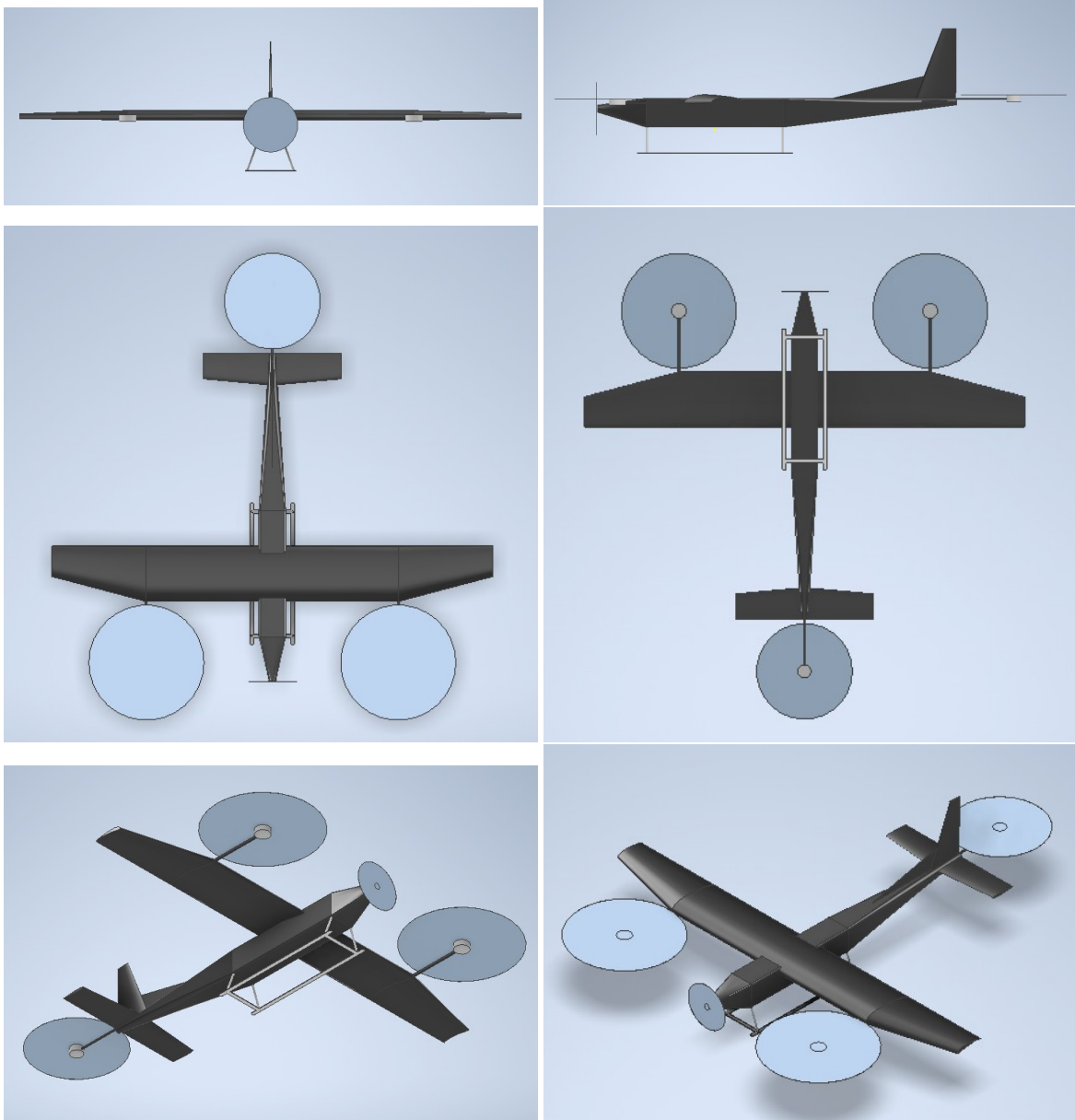
• OLIVEIRA, Paulo Henrique Iscold Andrade de; BORTOLUS, Marcos Vinícius. Diabrete [https :
//demec.ufmg.br /cea /Artigos /Aero.pdf](https://demec.ufmg.br/cea/Artigos/Aero.pdf). 2002.

- <https://airfoiltools.com>
- <https://www.acrissul.com.br/noticias>
- <https://www.agrofy.com.br/drone-de-pulverizac-o-agricula-dji-agras-t40.html>
- <https://www.ecalc.ch/motorcalc.php>

APÊNDICE A – IMAGENS ILUSTRATIVAS DO MODELO CONVERTIPLANOFigura 34 – Vistas do *Airframe* do Modelo

fonte: Produção do próprio autor.

Figura 35 – Vistas da Configuração Final do Modelo



fonte: Produção do próprio autor.

Figura 36 – Modelo com os Motores Desligados



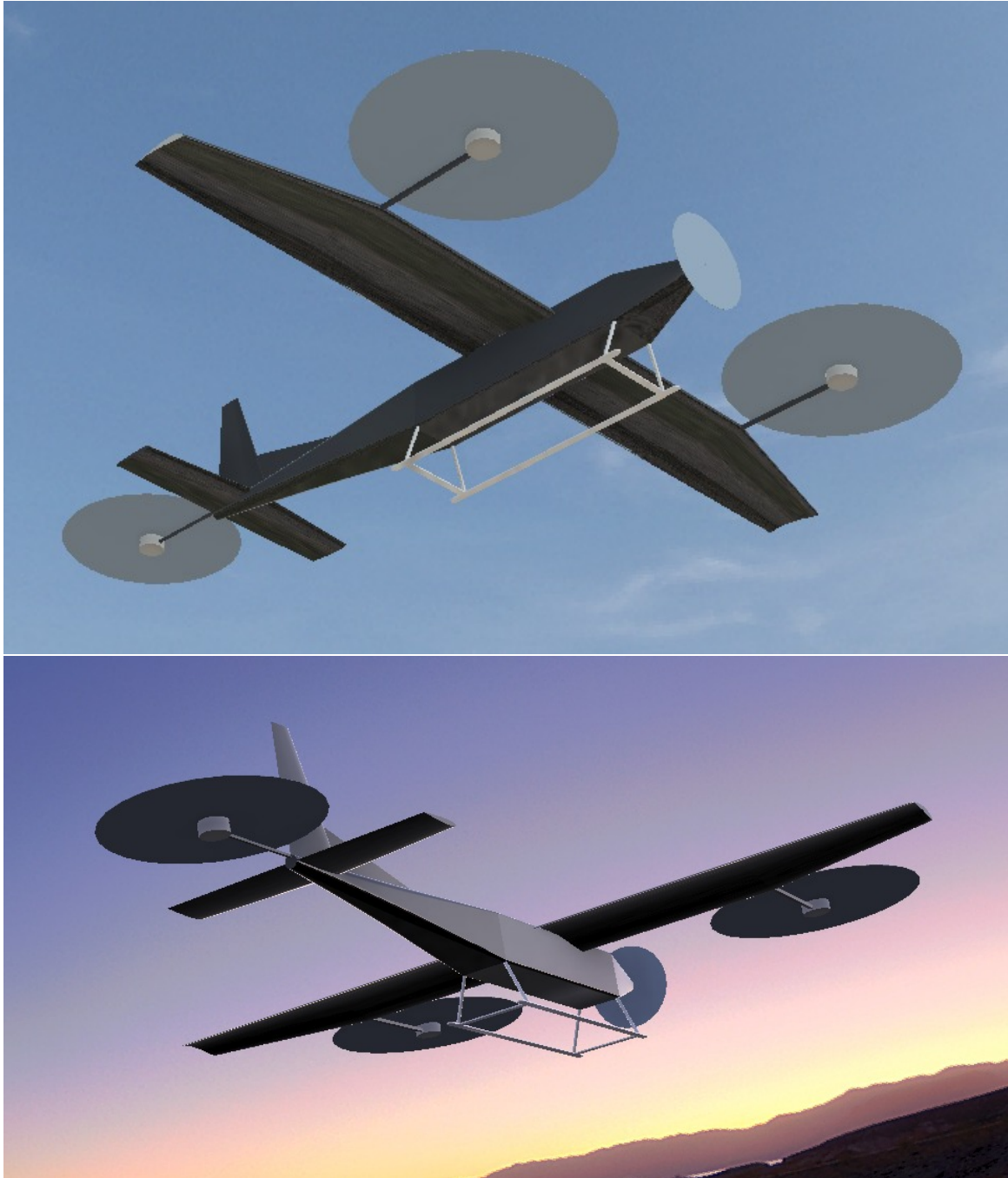
fonte: Produção do próprio autor.

Figura 37 – Modelo Durante o Voo de Cruzeiro



fonte: Produção do próprio autor.

Figura 38 – Modelo Durante a Transição (todos os motores acionados)



fonte: Produção do próprio autor.