



PROJETO PRELIMINAR DE UMA AERONAVE NÃO TRIPULADA DE PROPULSÃO HÍBRIDA PARA PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA

José Carlos Ignacio G. Zart^a; Kenedy Matiasso Portella^a; Max Souza Luduvico^a; Roger Mateus Sehnem^a; André Luís da Silva^a

[a] Grupo de Sistemas Aeroespaciais e Controle, INPE Sala 2043, Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, Rio Grande do Sul, Brasil

Resumo: A utilização de veículos aéreos não tripulados (VANTs) contribui positivamente para o aumento da produtividade agrícola, especialmente na economia de defensivos agrícolas gerada pela aplicação destes em áreas onde há real necessidade. Embora já existam VANTs para a pulverização de agroquímicos e fertilizantes, a maioria das soluções de mercado possui propulsão elétrica e limita-se a uma baixa autonomia. Com isso, este artigo apresenta o projeto preliminar de um VANT penta-rotor de propulsão híbrida. O projeto preliminar teve início com o congelamento da configuração, oriunda de um projeto conceitual prévio. Será realizado o projeto dos sistemas principais, através de cálculos analíticos e numéricos, e em seguida os testes e análises refinadas. No final, obter-se-á a geometria desses sistemas, as estimativas de custo e de massa e os requisitos técnicos dos sistemas secundários. Os resultados deste trabalho servirão como ponto de partida para projetos futuros que visam o projeto de VANTs acima de 25 quilogramas, de modo a contribuir com o aumento da produtividade agrícola em grandes lavouras.

Palavras-chave: VANT, propulsão híbrida, agricultura de precisão, pulverização agrícola.

1. INTRODUÇÃO

Conforme estimativas apresentadas por Geller et al. (2017), a produção de grãos deve aumentar em 24,2%, no Brasil, até 2027 e exigirá grandes investimentos em pesquisa e desenvolvimento. Os avanços tecnológicos na agricultura têm por objetivo principal aumentar a eficiência da produção e, segundo Cordoa and Cavichioli (2016), uma das maneiras de atingir esse objetivo é com a aplicação de defensivos de forma controlada, evitando sobretaxa, balizamentos e amenizando a contaminação do meio ambiente. Tais aplicações podem ser realizadas através de VANTs, podendo ser até cinco vezes mais rápidas do que com máquinas tradicionais, como tratores (Pecharromán and Veiga, 2016).

Existem, no mundo, empresas que já desenvolvem VANTs para a aplicação de defensivos agrícolas. Um exemplo é o VANT AGRAS MG-1 da empresa chinesa DJI. No entanto, ainda que alguns desses VANTs já tenham boa aceitação no mercado, a grande maioria possui baterias LiPo como fonte de energia, que os limita a uma autonomia de 10 a 45 minutos (Yacef et al., 2017). Uma forma de contornar esse problema é utilizando um sistema de propulsão híbrida, como por exemplo, um motor de combustão interna como fonte primária de energia e um gerador elétrico para converter a energia mecânica para elétrica, para atender os sistemas que necessitam desta.

O veículo considerado nesse trabalho é um sistema com capacidade de voo autônomo com decolagem e aterrissagem vertical (*vertical take-off and landing-VTOL*) que voa em estado quasi-estacionário pairado. Foi proposto um veículo penta-rotor onde os cinco rotores estão dispostos de forma simétrica, sendo quatro menores, dispostos nas extremidades, com um maior posicionado centralizado, sendo esse último muito mais potente que os demais. Para o caso deste trabalho, o motor central é a combustão e os laterais são elétricos. O controle de posição vertical é feito através da redução ou acréscimo da tração no propulsor central, já o controle de ati-

tude é realizado pelos rotores laterais. Ainda, o propulsor central é composto por um pares de hélices coaxiais contra-rotativas.

No trabalho Portella et al. (2018) foi apresentado o equacionamento da mecânica de voo da aeronave e proposta uma malha de controle para a mesma. Para demonstrar a viabilidade do conceito, foi observada a capacidade da aeronave rastrear uma referência pré-determinada, mesmo quando sujeita a uma tesoura de vento. Como as ações de controle exigidas são facilmente obtidas com atuadores comerciais (motores brushless de aeromodelismo), a configuração do tipo penta-rotor se demonstrou promissora. Nesse trabalho, busca-se apresentar de forma didática o caminho metodológico seguido durante a fase de projeto preliminar, até a etapa de obtenção da conformação dos principais elementos. Também serão apresentadas e justificadas as escolhas de componentes eletrônicos e mecânicos mais críticos tomadas ao longo do projeto. Ao final do trabalho, espera-se ter em mãos um material técnico de engenharia que permita a prototipagem da aeronave sem ambiguidades e com grande confiabilidade.

2. METODOLOGIA

Segundo Austin (2010) o projeto de VANTs é comparável ao de aeronaves tripuladas, com exceção dos sistemas necessários para a acomodação e segurança dos tripulantes. Dessa forma, M.Nicolai and E.Carichner (2010) evidencia que o projeto de aeronaves é dividido em três fases principais: projeto conceitual, projeto preliminar e projeto detalhado. De acordo com Raymer (1992), a fase de projeto preliminar inicia-se quando as principais alterações de projeto estão finalizadas, isto é, quando a configuração está congelada. Além disso, Austin (2010) afirma que na fase de projeto preliminar são determinados quais elementos serão fabricados e quais serão comprados, incluindo estimativas de custo.

Assim, foi proposta uma metodologia de projeto que englobasse as principais etapas e atividades da fase de projeto preliminar. A figura 1 ilustra um fluxograma dessas etapas e atividades.

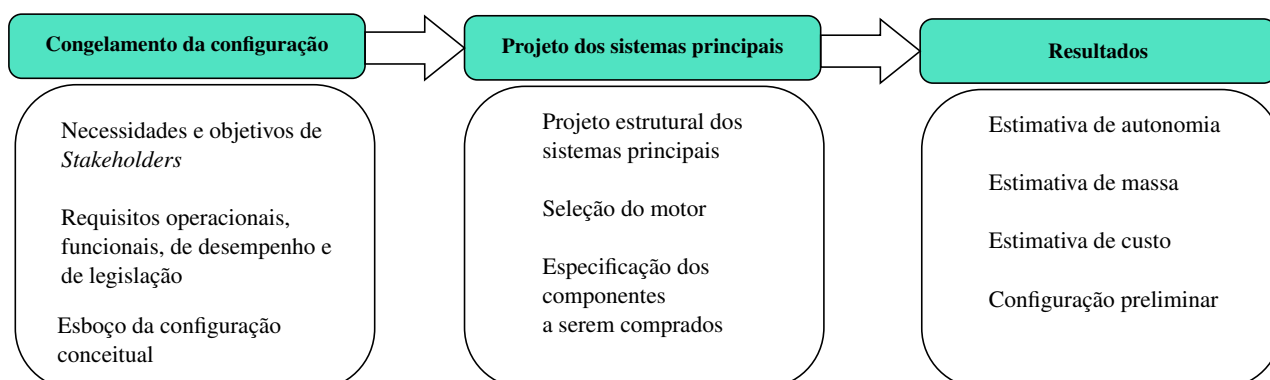


Figura 1: Fluxograma das principais etapas e atividades do projeto preliminar.

O congelamento da configuração foi realizado no final da fase de projeto conceitual. A definição das atividades listadas nessa fase encontra-se no trabalho de (Portella et al., 2018).

A segunda etapa do projeto preliminar é o projeto dos sistemas principais. Nessa fase, primeiramente, avalia-se a viabilidade técnica e econômica do projeto dos componentes de cada sistema. Após ter conhecimento de quais componentes serão projetados, parte-se para o dimensionamento dos mesmos. Para realizar esses dimensionamentos, são utilizadas teorias analíticas e métodos computacionais. Em seguida, realiza-se o desenho técnico mecânico dos componentes e o planejamento da fabricação.

Na sequência, são realizados os testes de bancada dos componentes fabricados. Os objetivos principais dos testes são: verificar a integridade estrutural dos componentes, avaliar a interface entre os mesmos, validar o projeto e refinar as análises de mecânica de voo. Após a realização dos testes, verifica-se a possibilidade da continuação do projeto, pois se algum componente do protótipo falhar ou não atender os requisitos, retorna-se para a etapa de projeto.

Finalmente, realiza-se a montagem dos componentes principais, as estimativas refinadas de massa e de custo e a especificação dos requisitos dos sistemas secundários. Com isso, encerra-se a fase de projeto preliminar e inicia-se o planejamento da fase detalhada. A figura 2 apresenta um resumo da sequência de projeto adotada.

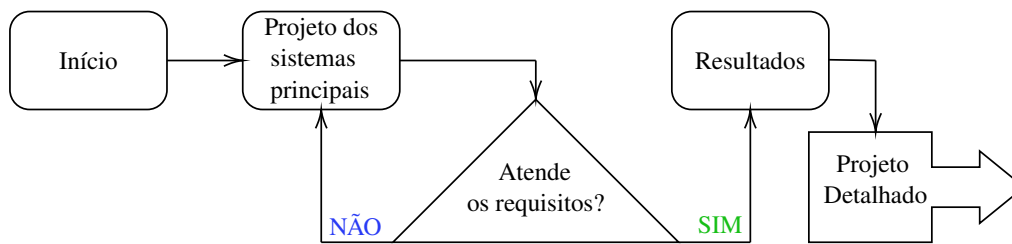


Figura 2: Resumo da sequência de projeto.

2.1 Projeto Preliminar

Como destacado, a primeira etapa de projeto é a fase conceitual. Nessa etapa são tidos como ponto de partida certos requisitos de projeto, tais como: As necessidades e objetivos dos *stakeholders*, as restrições geradas pela legislação, características mínimas de desempenho e, exigências operacionais e funcionais.

Observando a normativa RBAC94 (Agência Nacional de Aviação Civil, 2018), a qual categoriza aeronaves, estabeleceu-se que a massa máxima de decolagem da aeronave se limita aos 25Kg, objetivando-se adequar a aeronave à classe 3 o que dispensa a necessidade de piloto com formação específica e não possui termos rígidos de certificação.

O principal problema que se busca sanar com este projeto é a baixa autonomia e dificuldade operacional das aeronaves atualmente presentes no mercado, para tal, optou-se pela escolha de um motor principal a combustão interna, evitando assim o inconveniente de se transportar e substituir baterias.

A capacidade de carga escolhida foi de 10Kg. Essa escolha veio da observação das aeronaves da categoria já consolidadas no mercado. Nesse ponto, destaca-se que, por se buscar uma maior autonomia com o motor de combustão interna, pode-se atuar com as categorias de baixo volume de calda, ultra baixo volume de calda (classe da maioria dos VANTs do mercado) e ultra ultra baixo volume de calda (<0.5l/ha), sendo possível pulverizar até 20 hectares com um tanque (classificação de acordo com a norma *Standard S 327/197* apresentada em Rasi (2017)).

Para atuar com volumes de calda baixos, é necessário um bom controle posicional da aeronave, por este motivo a arquitetura mais adequada é uma aeronave capaz de voar em estado pairado (*hover*). Além de precisas, com esse tipo de controle, geralmente se tem a capacidade de decolar na vertical, eliminando a necessidade de pista para pousos e decolagens.

Considerando todos os aspectos descritos, foram observadas geometrias capazes de satisfazer o projeto. Após isso, o comportamento dinâmico de cada geometria foi equacionado e simulado através do *software* computacional *Matlab*. Tendo os resultados, foram observadas as ações de controle exigidas, quantidade de atuadores envolvidos e complexidade da geometria para a escolha da configuração final.

3. PROJETO

3.1 Conjunto propulsivo

O conjunto propulsivo é um subsistema muito crítico em projeto de aeronaves. A engenharia envolvida no projeto de um motor é bastante complexa e a abordagem adotada pelo grupo foi de comprar o motor que melhor se adéque às características da missão. De maneira simplificada, deseja-se um motor capaz de fornecer a potência necessária para manter a aeronave em voo, além de prover potência para o sistema de geração de energia elétrica, além disso é requerido que o motor tenha a menor massa possível.

3.1.1 Hélices

A potência necessária para o voo é uma característica que depende das hélices coaxiais adotadas. Assim para viabilizar um estudo mais preciso, implementou-se em *Matlab* um algoritmo genético que busca características geométricas da hélice, de modo a maximizar a tração e minimizar a potência de eixo requerida, o algoritmo utiliza a teoria dos elementos de pá e do momento (do inglês, *BEMT*) para modelar a aerodinâmica das hélices (a modelagem completa pode ser encontrada em Tsadok (2014)). O algoritmo *BEMT* tem como entradas: Curvas C_L e C_D vs α do perfil aerodinâmico utilizado, corda ao longo do raio, ângulo de ataque ao longo do

raio, velocidade angular da hélice, raio da hélice e retorna a tração e potência necessária no eixo.

O algoritmo implementado possibilita a especificação de uma hélice com parâmetros ótimos para a aeronave, porém, a fabricação da mesma se tornaria muito custosa e, portanto, decidiu-se avaliar algumas hélices disponíveis comercialmente. Tendo como parâmetro de comparação esta hélice ótima, várias hélices comerciais foram avaliadas e a melhor relação custo-benefício encontrada foi para a hélice Align 700 3G, construída em fibra de carbono e que opera em uma velocidade angular nominal de 700 RPM, com um ângulo de ataque de 5° constante ao longo do raio, junto de uma corda de 60 mm também constante ao longo do raio. Para esta hélice, a potência no eixo é de 3,8 HP, gerando uma tração de aproximadamente 260 N. Ainda, pelos dados do fabricante, a hélice possui um limite estrutural de rotação igual a 2450 rpm.

3.1.2 Motor

Partindo do pressuposto que será utilizado um motor a combustão como fonte primária para o conjunto propulsivo, existem basicamente duas opções para aeronaves remotamente pilotadas: que são os motores de quatro e dois tempos, ambos ciclo Otto.

Os motores mais utilizados são os motores tipo Glow, que têm como combustível a mistura de metanol, óleo e nitrometano. Dentre suas principais vantagens, estes motores são extremamente leves e possuem uma construção simples. Contudo, utilizam um combustível demasiadamente caro e de difícil acesso, necessitam uma maior frequência de manutenção e, como fator mais decisivo para sua exclusão em nosso projeto, são de baixa potência.

Após extensa pesquisa, a fim de suprir os requisitos determinados, o motor escolhido foi selecionado a partir dos seguintes critérios: custo, massa e potência. Dentre os diversos fabricantes existentes, o motor selecionado foi o DLE-85 da fabricante chinesa DLE.

Trata-se de um motor de ciclo dois tempos com um deslocamento volumétrico de 85 centímetros cúbicos que fornece, de acordo com o fabricante, uma potência de 8,5hp a 7500 RPM, massa total de 1,94kg (sem periféricos) e um custo de \$549,99. A fim de comparação, os motores de ciclo quatro tempos e potência similar disponíveis no mercado são, em sua maior parte, utilizados em máquinas de jardinagem, sendo, em média, 10 vezes mais massivos e 3 vezes mais caros. No entanto, motores quatro tempos são, em geral, mais econômicos com consumo específico de combustível cerca de 25% menor, além de serem menos poluentes, por não usarem óleo lubrificante misturado ao combustível.

Comparando o motor escolhido com outros motores de ciclo dois tempos e potência equivalente, temos como caso mais próximo o motor DA-85 da empresa americana Desert Aircraft. Este motor é capaz de desempenhar uma potência de 8,5hp também a 7500 rpm e possui demais características de construção muito semelhantes ao motor da empresa DLE, contudo, tem um custo de \$795,00 e massa de 1,95kg. Além de ser um motor mais caro, não inclui um dos principais acessórios, que o motor da DLE inclui, que se trata do muffler.

Apesar de salientar-se na seção anterior que, com 3,8hp de potência no eixo é possível suprir as necessidades da hélice principal, gerando a tração necessária para que o VANT se mantenha em voo pairado, o motor possui 8,5hp, de modo a possibilitar a estabilidade da aeronave em condições meteorológicas adversas, como rajadas de vento, além de suprir potência suficiente para o gerador de energia, este que é responsável por alimentar o sistema elétrico completo do VANT, bem como compensar perdas mecânicas no sistema de transmissão de potência e devido ao rendimento da hélice.

3.2 Sistemas Mecânicos

3.2.1 Transmissão de potência e inversão de rotação

O motor apresentado na seção anterior é capaz de atingir rotação máxima de 7500 rpm com potência de 8,5 hp. Como foi apresentado, as hélices apresentam limite estrutural de, no máximo, 2450 rpm e possuem uma faixa de velocidades angulares ótimas de operação em torno de 700 rpm. Por consequência, foi necessário projetar um sistema de redução de rotação.

Existem inúmeras formas de realizar a transmissão de potência em sistemas mecânicos. G.Budynas and Nisbett (2016) apresenta a metodologia para a análise de sistemas de redução com engrenagens, polias e correntes. Neste projeto, optou-se por realizar a transmissão de potência com engrenagens cônicas de dentes retos,

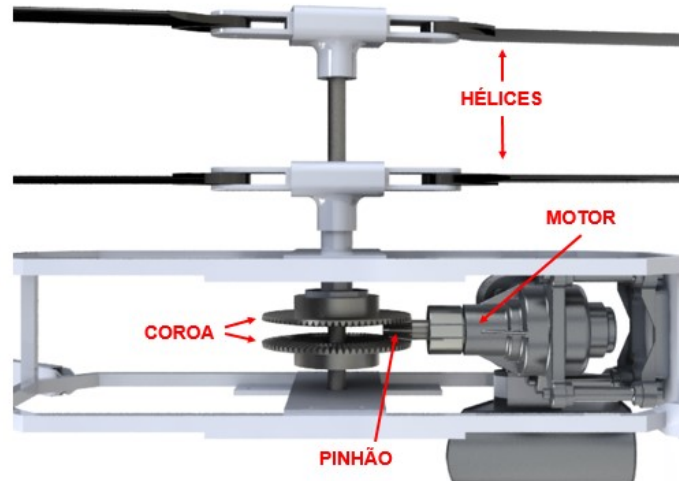


Figura 3: Sistema de transmissão de potência com engrenagens cônicas.

devido a maior conveniência na disponibilização das peças que compõem o VANT tornando-o mais compacto. Outras opções para transmissão de potência como polias e correntes foram avaliadas, sendo descartadas devido ao não atendimento dos requisitos de projeto.

A Fig. 3 mostra o sistema de redução e inversão de rotação projetados. O pinhão cônico transmite a potência fornecida pelo motor para duas coroas cônicas, a uma razão de transmissão de 6,25:1. A coroa superior rotaciona no sentido horário, enquanto a inferior no sentido anti-horário. Assim, os sistemas de redução e inversão são acoplados, ou seja, o mesmo sistema que reduz a rotação faz a inversão da mesma.

3.2.2 Análise estrutural das engrenagens

A análise de tensões em engrenagens cônicas foi realizada através do método AGMA (American Gear Manufacturers Association), o qual é um método padronizado para análise e projeto dos vários tipos de engrenagens. Duas equações fundamentais são utilizadas na metodologia AGMA, uma para a tensão flexional e outra para a tensão de contato.

A equação fundamental para a tensão de contato é apresentada na Eq.1 e a resistência permissível de contato é dada pela Eq.2.

$$\sigma_H = Z_E \left(\frac{1000W_t}{bdZ_I} K_A K_v K_{H\beta} Z_x Z_{xc} \right)^{1/2} \quad (1)$$

$$\sigma_{HP} = \frac{\sigma_{Hlim} Z_{NT} Z_W}{S_H K_\theta Z_Z} \quad (2)$$

Onde as variáveis para o cálculo da tensão de contato são definidas na Tab.1.

W_t	Força tangencial no dente (N)	Z_E	Coefficiente elástico ($[N/mm^2]^{0.5}$)
b	Largura da face do dente (mm)	d	Diâmetro primitivo do pinhão (mm)
Z_I	Fator geométrico para a resistência de cavitação	K_A	Fator de sobrecarga
Z_x	Fator geométrico para a resistência de cavitação	K_v	Fator dinâmico
Z_{xc}	Fator de coroamento para a resistência à cavitação	σ_{Hlim}	Tensão de contato admissível (MPa)
Z_{NT}	Fator de ciclagem de tensão para a resistência à cavitação	S_H	Fator de segurança de contato
Z_W	Fator de razão de dureza para a resistência à cavitação	$K_{H\beta}$	Fator de distribuição de carga
Z_Z	Fator de confiabilidade para cavitação	K_θ	Fator de temperatura

Tabela 1: Definição das variáveis para o cálculo da tensão de contato em engrenagens cônicas.

A tensão de flexão é fornecida pela Eq.3 e a tensão de flexão permissível pela Eq.4.

$$\sigma_F = \frac{W_t K_A K_v Y_x K_{H\beta}}{b m_{et} Y_\beta Y_J} \quad (3)$$

$$\sigma_{FP} = \frac{\sigma_{Flim} Y_{NT}}{S_F K_\theta Y_z} \quad (4)$$

Onde as variáveis para o cálculo da tensão de flexão são apresentadas na Tab.2.

m_{et}	Módulo transversal externo (mm)	S_F	Fator de segurança à flexão
Y_β	Fator de curvatura para a resistência à flexão	d	Diâmetro primitivo do pinhão (mm)
Y_x	Fator de tamanho de tamanho para a resistência de flexão	σ_{Flim}	Tensão de flexão admissível (MPa)
Y_z	Fator de confiabilidade para a resistência à flexão	Y_J	Fator geométrico para a resistência flexional
Y_{NT}	Fator de ciclagem de tensão para a resistência à flexão		

Tabela 2: Definição das variáveis para o cálculo da tensão de flexão em engrenagens cônicas.

Todos os fatores definidos nesta seção foram obtidos através de propriedades mecânicas e geométricas dos materiais utilizados e através de bancos de dados de procedimentos experimentais, conforme apresentado em G.Budynas and Nisbett (2016). Os materiais selecionados foram aço AISI 1035 para o pinhão e Nylon 6.6 para as coroas. Após o cálculo das tensões de flexão e de contato, comparou-se essas tensões com os limites de resistência para os materiais escolhidos e calculou-se os fatores de segurança para cada engrenagem.

3.2.3 Análise estrutural do eixo

O dimensionamento do eixo foi realizado de acordo com o método ASME (American Society of Mechanical Engineers). De acordo com L.Norton (2013), esse método é muito utilizado em projetos preliminares de sistemas mecânicos e resulta em boas aproximações.

De acordo com o método ASME, o projeto é realizado considerando-se flexão alternada e torção fixa. Assim, para um eixo sólido, o diâmetro do mesmo é calculado através da Eq.5.

$$d = \left[\frac{32N_f}{\pi} \left[\left(K_f \frac{M}{S_f} \right)^2 + \frac{3}{4} \left(K_{fsm} \frac{T_m}{S_y} \right)^2 \right]^{1/2} \right]^{1/3} \quad (5)$$

Onde, N_f é o fator de segurança, K_f e K_{fsm} são o fator de concentração de tensão de fadiga e o fator de concentração de tensão pela tensão média, respectivamente. O parâmetros do material são o limite de resistência à fadiga, S_f , e o limite de escoamento, S_y . No método ASME considera-se $K_{fsm} = 1$. A magnitude máxima do momento, M , e o torque máximo, T_m são obtidos através da análise de forças e esforços internos na estrutura.

Os esforços atuantes no eixo são devido às forças no par de engrenagens cônicas. Essas forças atuam em três direções, no sentido tangencial ao dente, no axial e no radial. As Eqs. 6, 7 e 8 são utilizadas para calcular a força tangencial, radial e axial no ponto de contato entre os dentes do pinhão e da coroa, respectivamente. Essas forças são ilustradas na Fig.4.

$$W_t = \frac{H}{V_t} \quad (6)$$

$$W_r = W_t \tan \phi \cos \gamma \quad (7)$$

$$W_a = W_t \tan \phi \sin \gamma \quad (8)$$

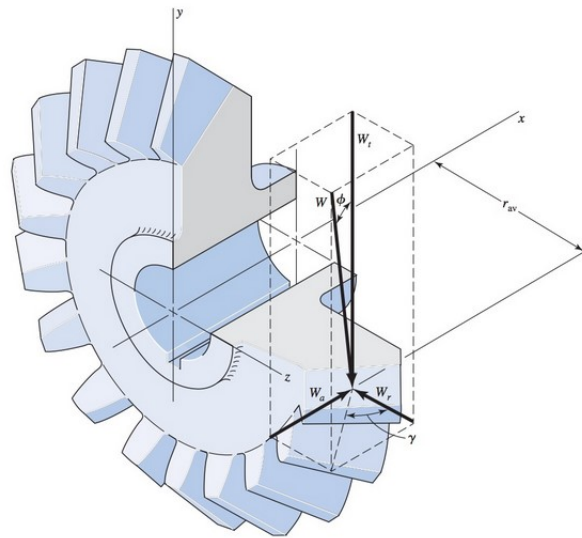


Figura 4: Forças atuantes nos dentes de engrenagens cônicas. Retirado de G.Budynas and Nisbett (2016).

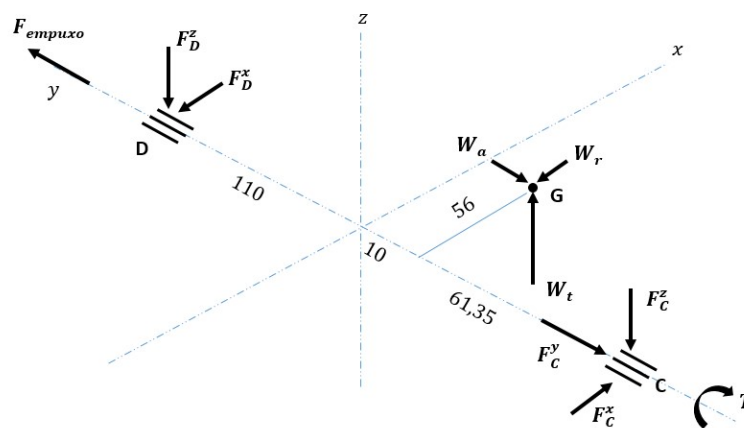


Figura 5: Diagrama de corpo livre do sistema com engrenagens cônicas.

Onde, H é a potência transmitida, V_t é a velocidade tangencial no dente da engrenagem, definida na Eq.9, ϕ é o ângulo de pressão da engrenagem e γ é o ângulo primitivo do pinhão. Os ângulos são ilustrados na Fig.4.

$$V_t = \pi d n \quad (9)$$

Onde, d é o diâmetro primitivo do pinhão e n é a rotação do eixo do motor em rotações por segundo.

A análise dos esforços internos foi realizada utilizando a função de singularidade de Macauley, definida na Eq.10. A Fig.5 mostra o diagrama de corpo livre do sistema analisado, onde y é o eixo longitudinal, utilizado para a análise do equilíbrio de momentos.

$$f = F \langle y - a \rangle^b \begin{cases} 0 & y < a \\ (y - a)^b & y \geq a \end{cases} \quad (10)$$

Onde, F é a magnitude da força aplicada, a é a distância da força ao ponto inicial de análise e b é o expoente que depende do tipo de esforço.

A função de carregamento é apresentada na Eq.11, onde F_C e F_D são as reações de apoio nos mancais e W é a força no dente da engrenagem. Integrando-se a Eq.11 com respeito a y obtém-se o esforço cortante (Eq.12)

e, integrando-se novamente, obtém-se o momento fletor (Eq.13).

$$q = F_C \langle y - 0 \rangle^{-1} + W \langle y - 61,35 \rangle^{-1} + F_D \langle y - 181,35 \rangle^{-1} \quad (11)$$

$$V = F_C \langle y - 0 \rangle^0 + W \langle y - 61,35 \rangle^0 + F_D \langle y - 181,35 \rangle^0 \quad (12)$$

$$M = F_C \langle y - 0 \rangle^1 + W \langle y - 61,35 \rangle^1 + F_D \langle y - 181,35 \rangle^1 \quad (13)$$

A partir das funções de esforço cortante e momento fletor traçou-se os gráficos apresentados na Fig.6. Assim, verificou-se a magnitude máxima do momento fletor, M , e aplicou-se a mesma na Eq.5 para obter o diâmetro mínimo do eixo. O gráfico da variação da magnitude do momento fletor e do esforço cortante ao longo do comprimento do eixo são úteis, também, para o dimensionamento de escalonamentos no eixo, como rebaixas para acomodação de anéis de trava e rasgos de chaveta, os quais serão realizados na fase de projeto detalhado. Esses rebaixas devem ser feitos em pontos onde a magnitude do esforço cortante e momento fletor são menores, visto que, os mesmos adicionam concentradores de tensão.

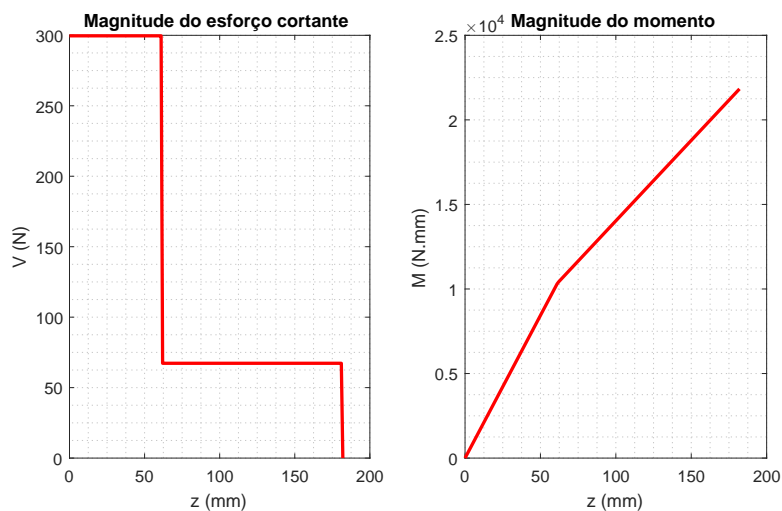


Figura 6: Magnitudes do esforço cortante e momento fletor no eixo.

3.2.4 Sistema de conversão de energia

Para a geração de energia elétrica, estudou-se duas possibilidades: geradores síncronos e motores *brushless*. A primeira, além de mais cara, não apresentou as características de massa e potência desejadas para o projeto, mostrando-se, dessa forma, inviável. A segunda, por utilizar ímãs permanentes e não possuir escovas, apresenta uma melhor relação peso/potência.

De acordo com ABREU (2014), motores *brushless* podem ser esquematicamente visualizados como se fossem motores trifásicos convencionais, porém com ímãs permanentes. Possuem três terminais que oscilam de maneira senoidal semelhante a um alternador veicular, alterando a frequência com a rotação. Para a aplicação, faz-se necessário o uso de uma ponte retificadora trifásica para polarizar a tensão e, posteriormente, um regulador de tensão para que a energia gerada possa alimentar a bateria dentro das suas especificações. Conforme o planejamento, o projeto detalhado deste sistema ainda não foi realizado, pois depende do consumo de energia elétrica do VANT, que depende de subsistemas que ainda estão sendo dimensionados.

3.3 Estrutural

No que se refere à estrutura da aeronave, esta precisa ser robusta, de fácil manutenção e barata. O dimensionamento de um conjunto estrutural robusto e otimizado depende, diretamente, de uma precisa caracterização dos esforços atuantes na aeronave, ao longo de todas as suas condições de operação. Feita esta caracterização, projeta-se a aeronave com um conjunto estrutural adequado para resistir às condições mais críticas de operação. Como esperado, a condição crítica é diferente para cada subsistema da aeronave e, dessa forma, as seguintes subseções discutem a condição crítica pertinente à cada subsistema, assim como o seu projeto.

3.3.1 Airframe

O *Airframe* é toda a estrutura mecânica da aeronave. Para atender os requisitos de facilidade e baixo custo de fabricação e manutenção, bem como o requisito de robustez, o *Airframe* foi projetado para ser construído apenas de tubos de seção retangular. Para dar suporte mecânico a todos os componentes a ele ligados a topologia da Figura 7 foi determinada.



Figura 7: *Airframe* da aeronave.

Na Figura 7 as quatro vigas são parafusadas à estrutura principal para proporcionar facilidade no armazenamento e transporte da aeronave, foi verificado que as regiões dos pinos são locais onde a tensão interna é máxima, isso é verdade apenas quando a aeronave tem 80% do seu peso suportado por apenas um dos braços, condição que pode ocorrer em uma situação de transporte manual.

Na Figura 8, F é a força atuante, F_{y1} e F_{y2} são as reações de apoio, $l1$, $l2$ e L são distâncias dos furos e M e V são o momento fletor e o esforço cisalhante.

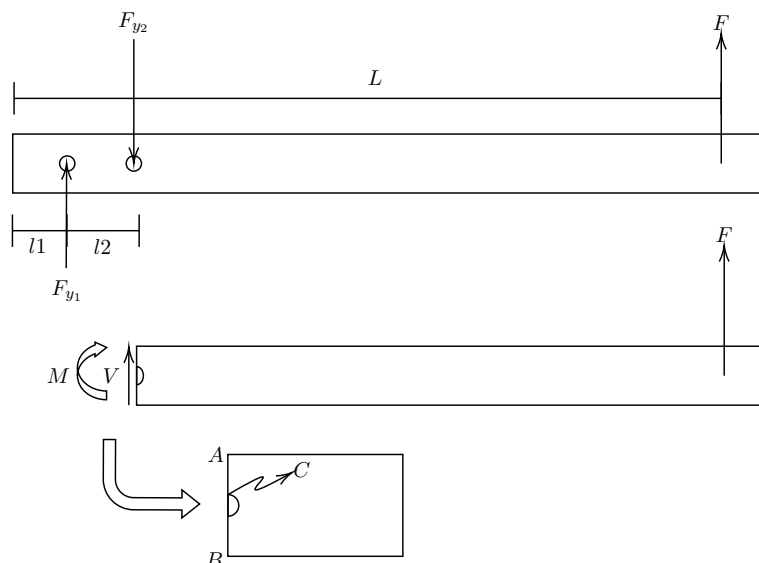


Figura 8: Diagrama de corpo livre de um dos braços.

O comprimento da barra ($0,65\text{ m}$) é determinado de modo que motores de controle estejam fora da zona de escoamento da hélice principal, evitando, assim, as imprecisões de controle geradas pelo escoamento turbulento. Utilizando as relações de tensão causada por flexão e tensões causada pelo esforço cisalhante obtém-se as expressões para as tensões de von Mises nos pontos B e C , que são pontos onde a tensão pode ser máxima.

As expressões são apresentadas nas equações (14)

$$\begin{aligned}\sigma'_B &= -\frac{6FH(L - l_1 - l_2)}{bH^3 + (b - 2t)(2t - H)^3} \\ \sigma'_C &= 3\sqrt{2}\sqrt{F^2(l_1 + l_2 - L)^2(\xi + \zeta)}\end{aligned}\quad (14)$$

onde ξ é dado por

$$\xi = \frac{3b^2(t - 2H)^2}{l_2^2(H - t)^2(b(3H^2 - 6Ht + 4t^2) + (H - 2t)^3)^2}\quad (15)$$

e ζ por

$$\zeta = \frac{(H - 2t)^2}{(bH^3 + (b - 2t)(2t - H)^3)^2}\quad (16)$$

Onde b é o tamanho da base da seção retangular do tubo, H é a altura e t é a espessura. A fabricação de tubos de seção retangular é feita com tamanhos padronizados, isso impõe que as dimensões da barra projetada devem ser iguais àquelas disponíveis da fabricação. Utilizando as equações 14 observou-se que a tensão interna máxima é de $\sigma'_{max} = 183,1640$ MPa para uma barra com base $b = 12,7$ mm, altura $H = 25,4$ mm e espessura $t = 1,58$ mm. Para proporcionar o adequado fator de segurança será utilizada a liga de alumínio 2014-T4 (A92014) que possui tensão de escoamento de 290 MPa. O fator de segurança n é, utilizando o critério de falha de Von Misses, então

$$n = \frac{290}{183,1640} = 1,5833\quad (17)$$

Algumas considerações se fazem necessárias: a abordagem utilizada para calcular a estrutura não leva em consideração a vida em fadiga da mesma, bem como utiliza uma análise simplificada para o estudo de tensões. Porém, todas as aproximações foram feitas de modo a serem conservadoras, deste modo, na fase de projeto detalhado, uma análise mais refinada apenas indicará reduções de massa e otimização do *Airframe*.

3.3.2 Trem de pouso

O trem de pouso foi dimensionado para ser a primeira peça a falhar em caso de condições críticas durante a aterrissagem da aeronave. Dessa forma, a carga devido ao impacto não é transmitida por completo para os demais componentes estruturais e, assim, evita-se o comprometimento de estruturas de elevada importância como motores, hélices, atuadores, etc. Como solução de projeto, decidiu-se utilizar vigas curvas de pequena espessura.

A tensão normal devido à flexão para uma viga curva é demonstrada em R.C.Hibbeler (2010) e apresentada na Eq.18.

$$\sigma = \frac{M(R - r)}{Ar(\bar{r} - R)}\quad (18)$$

Onde M é o momento fletor resultante, R é a localização do eixo neutro, r é a localização do elemento de área dA , A é a área da seção transversal e \bar{r} é a localização do centroide, conforme mostra a Fig. 9.

A Fig.10 mostra a proposta de geometria do trem de pouso, bem como as forças que agem sobre o mesmo durante a condição mais crítica de aterrissagem (pouso com apenas um lado). Dividiu-se o trem de pouso em quatro vigas curvas, sendo que apenas duas entram em contato com solo na condição crítica. Assim, a carga atuante nessas vigas é dada por $\frac{W}{2}n_z$, sendo $W \approx 250$ N o peso da aeronave e $n_z = 2$ o fator de carga normal, correspondente à uma queda de um metro em um segundo. A parte superior do trem de pouso é fixa na estrutura, assim, considerou-se as vigas curvas engastadas sendo que a região crítica para a falha é a do engaste.

Utilizou-se a liga de alumínio 5052-H32 que possui um limite de escoamento de 195 MPa. Através da Eq.18 obteve-se as tensões máximas de tração e compressão devido à flexão e comparou-se com o limite de escoamento do material para assim determinar o fator de segurança.

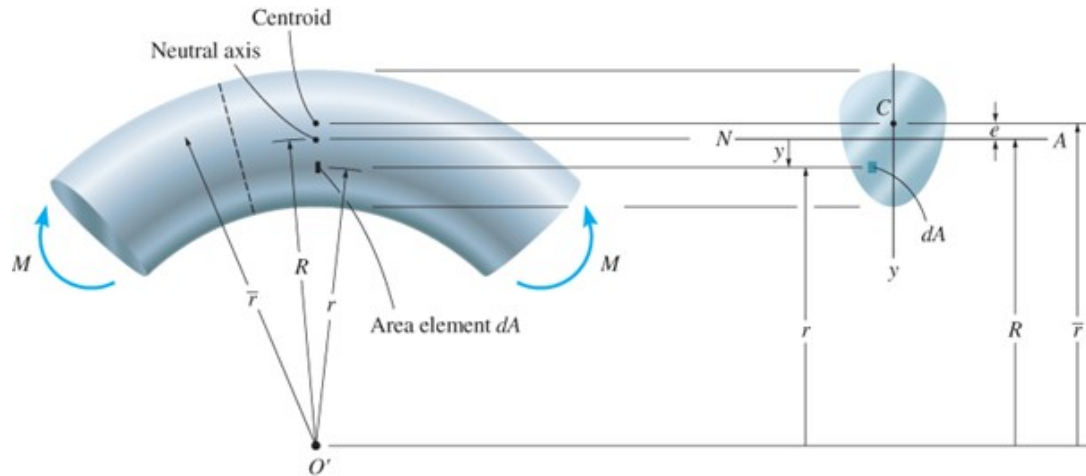
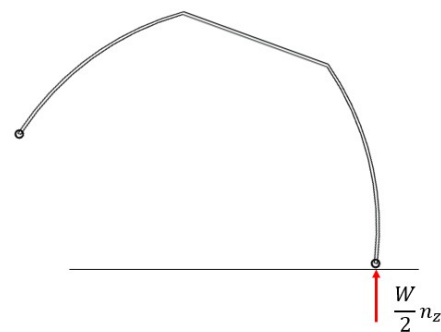


Figura 9: Representação geométrica e distâncias de interesse na análise de vigas curvas. Retirado de R.C.Hibbeler (2010).



(a) Proposta de geometria do trem de pouso.



(b) Forças atuantes no caso crítico de aterrissagem.

Figura 10: Trem de pouso projetado.

3.4 Sistemas eletro-eletrônicos

Seguindo a metodologia de projeto proposta, a seleção dos dispositivos eletrônicos faz parte do projeto detalhado, sendo que a nível de projeto preliminar é necessária a estimativa de massa, volume e custos dos sistemas. Para tal, observou-se no mercado o preço médio e massa média de cada componente do sistema. Como não se pode precisar ainda qual componente será utilizado, tomou-se como ponto de partida os requisitos mínimos gerados no projeto conceitual, ou seja, todos os componentes escolhidos seriam capazes de cumprir a missão proposta.

O arranjo eletro-eletrônico adotado é extremamente simples, contendo apenas os dispositivos essenciais para a adequada operação da aeronave durante a missão, sem dispositivos redundantes. Como a arquitetura é muito simples, a eletrônica foi dividida em apenas quatro subsistemas, sendo eles o subsistema de controle de voo, subsistema de comunicação, subsistema de gestão de carga útil e subsistema de suprimento de potência.

O subsistema de controle de voo é um dos mais críticos, principalmente quando se trata de uma aeronave que não possui sistemas redundantes, por isso a escolha adequada dos componentes é um fator determinante ao sucesso ou fracasso de um projeto.

A arquitetura geral de controle desse VANT penta-rotor consiste em um bloco central responsável pelo processamento de dados, navegação e comandos de atuação. Esse bloco, pode ser constituído minimamente por uma controladora de voo, sensores inerciais (giroscópio e acelerômetro), barômetro e GPS. Esse bloco central é conectado aos blocos de atuação. Para o caso em estudo os atuadores são 4 motores elétricos, controlados por ESCs (*Electric Speed Controls*) e um motor a combustão, controlado por dois servomotores.

O subsistema de suprimento de potência é composto pelas baterias que alimentam todo o sistema e o gerador (já descrito na seção anterior).

O subsistema de comunicações é composto por um dispositivo de transmissão de sinal e um receptor. Em primeira aproximação, é considerado um sistema de radio-controle de aeromodelismo, podendo este ser alterado a nível de projeto detalhado.

Por fim, o subsistema de gestão de carga útil é o responsável monitorar e gerir a carga útil. Para sistema em estudo, é composto por sensores de nível de líquido, sensor de pressão na barra de pulverização e um microcontrolador que controla a pulverização. Vale destacar que, como esse sistema não será prototipado na próxima fase de projeto, os custos associados a ele não são considerados em primeiro momento.

4. RESULTADOS

A Tab.3 apresenta a estimativa de massa e custos dos componentes para a fabricação do protótipo. A estimativa de custos foi realizada através de pesquisas de itens disponíveis no mercado e a estimativa de massa dos componentes mecânicos foi realizada com base nos materiais utilizados e na geometria dos mesmos, enquanto que a massa dos componentes eletrônicos foi estimada com base em dados disponíveis em catálogos de fabricantes.

A partir dos resultados apresentados, obteve-se uma massa final de aproximadamente 25,3 Kg e um custo dos componentes do protótipo de aproximadamente R\$ 6.810,74. A Fig.13 ilustra o resultado preliminar da configuração final do VANT.

Realizou-se uma estimativa de autonomia e comparou-se com o VANT Agras MG-1 da empresa DJI. As especificações deste VANT são encontradas em (DJI,2019). Devido ao fato do fabricante do motor não disponibilizar as curvas de potência e consumo específico do mesmo, realizou-se uma estimativa preliminar através das curvas do motor Titan ZG 20, apresentado em (Clark,2019). Essa estimativa é mostrada na Fig.12.

A Fig.13 mostra a variação do consumo de combustível em função do tempo durante uma operação de aplicação em *hover*. A massa inicial de combustível considerada foi de 3 kg, o que corresponde a 4 L de gasolina. Verificou-se que com esse volume de combustível seria possível atingir 30 minutos de autonomia, que, quando comparado a autonomia do Agras MG-1 (10 minutos utilizando baterias com cerca de 5Kg), mostra a clara superioridade do conjunto propulsivo com a utilização do motor a combustão.

Componente	Massa [Kg]	Preço [R\$]	Componente	Massa [Kg]	Preço [R\$]
Conjunto Propulsivo			Sistema Eletro-eletrônico		
Motor	2,550	3.100,00	Cont. de voo	0,068	470,94
Hélices	0,760	1.040,00	Rotores auxiliares	0,314	248,40
T. de Comb.	0,180	12,00	ESCs	0,133	301,64
Combustível	3,000	—	Bateria	0,182	59,90
Outros	0,100	100,00	Radio	0,040	237,91
Sistemas Mecânicos			Gerador	0,256	300,00
Eixo	0,477	49,00	outros	0,100	200,00
Mancais de Rola- mento	0,106	80,00	Sistema de Pulverização		
Engrenagens	0,383	376,00	Sensores	0,070	—
Outros	0,100	100,00	Microcontrolador	0,030	—
Conjunto Estrutural			Sist. eletrostático	1,200	—
Est. Principal	1,370	120,00	Barra	0,103	—
Braços	0,830	145,00	Bicos	0,300	—
Trem de pouso	1,290	70,00	Bomba	1,200	—
Outros	0,100	100,00	Carga Paga	10,000	—
			Outros	0,100	—

Tabela 3: Estimativa de massa e custos dos componentes para a fabricação do protótipo.



Figura 11: Configuração preliminar do VANT.

5. CONCLUSÕES

Neste trabalho, foram apresentados o procedimento metodológico e os principais resultados obtidos na fase de projeto preliminar de um VANT penta-rotor para aplicação em pulverização agrícola. Nesta etapa, o dimensionamento foi realizado utilizando, em grande parte, ferramentas analíticas simplificadas e que têm como principal função demonstrar a viabilidade do projeto.

Como apresentado, de acordo com os cálculos de desempenho, a aeronave em desenvolvimento possui uma autonomia maior do que a aeronave comparada neste estudo (Agras MG-1). Esse resultado também pode ser comparado com diversos outros VANTs de propulsão elétrica existentes no mercado, os quais possuem autonomia semelhante ao Agras MG-1.

O custo dos componentes para a fabricação do protótipo foi de aproximadamente R\$ 6.810,74. Nesta fase de projeto o custo serviu como uma estimativa inicial para averiguar a viabilidade econômica da construção de um protótipo. Dessa maneira, verificou-se que seria possível destinar recursos para a compra e fabricação dos

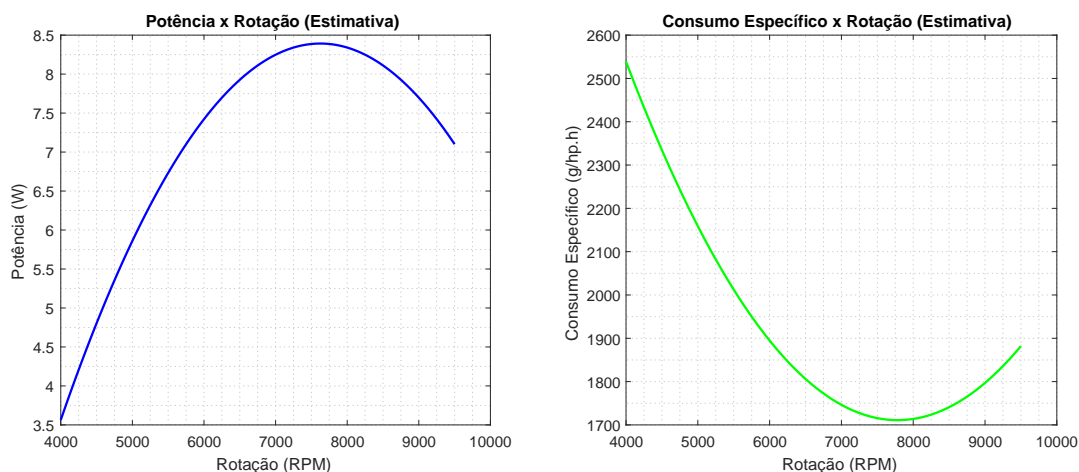


Figura 12: Estimativa de potência e consumo específico para o motor DLE-85.

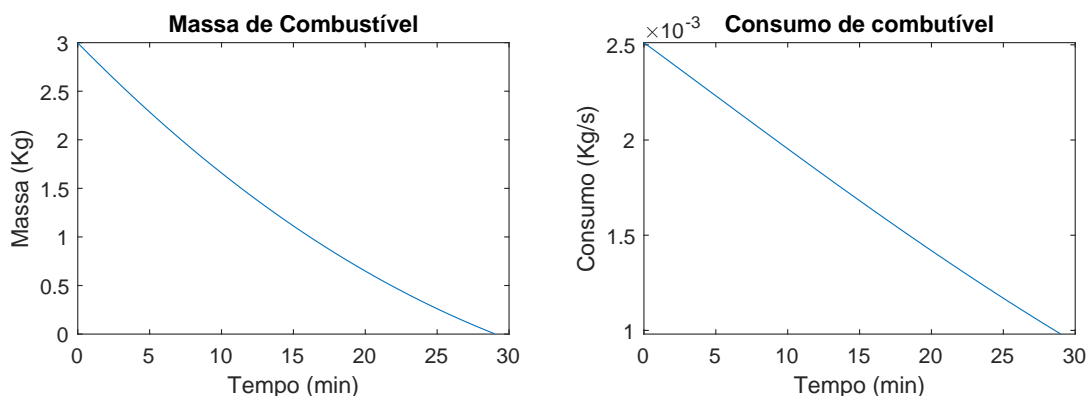


Figura 13: Curvas de consumo em função do tempo e massa de combustível em função do tempo.

componentes principais, os quais serão utilizados para a realização de análises detalhadas, como por exemplo, a curva experimental de potência e consumo específico do motor.

Análises de desempenho mais refinadas serão realizadas na próxima fase de projeto (projeto detalhado). Estas são necessárias devido ao caráter estimativo da fase preliminar apresentada neste trabalho. Além disso, na fase de projeto detalhado almeja-se realizar dimensionamentos estruturais refinados, por exemplo, utilizando métodos numéricos, com o intuito de reduzir massa de alguns componentes e aumentar a capacidade de carga útil do VANT.

6. REFERÊNCIAS

- ABREU, T. P. d. (2014). Modelagem matemática para um sistema de controle para aeronaves do tipo quadrotor. *TCC — Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Curitiba*.
- Agência Nacional de Aviação Civil (2018). *Requisitos gerais para veículos aéreos não tripulados e aeromodelos*. Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) n° 94.
- Austin, R. (2010). *Unmanned Aircraft Systems: UAVs Design, Development and Deployment*. John Wiley and Sons Ltd., West Sussex, UK. 1ª Edição.
- Clark, T. Curvas de potência e consumo específico do motor titan zg 20. Disponível em: https://www.toni-clark.com/english/frames_e/z20_frm.htm. Acesso em: 13/06/2019.
- Cordova, D. M. and Cavichioli, F. A. (2016). A racionalização do uso de defensivos com a chegada da agricultura de precisão. *8º Simpósio Nacional de Tecnologia em Agronegócio*.
- DJI. Especificações do vant agras mg-1. <https://www.dji.com/br/mg-1/info>. Acesso em: 13/06/2019.
- G.Budynas, R. and Nisbett, J. (2016). *Elementos de Máquinas de Shigley*. AMGH, Porto Alegre. 10ª Edição.
- Geller, N., Gasques, J. G., Bastos, E. T., Tubino, M. A. A., and de Araujo, W. V. (2017). *Projeções do*

- Agronegócio. Brasil 2016/17 a 2026/27. Projeções de Longo Prazo.* Ministério da Agricultura, Pecuária e Abastecimento. Secretaria de Política Agrícola, Brasília, BR. 8ª Edição.
- L.Norton, R. (2013). *Projeto de Máquinas.* Bookman, Porto Alegre. 4ª Edição.
- M.Nicolai, L. and E.Carichner, G. (2010). *Fundamentals of Aircraft and Airship Design.* AIAA, Palmdale, USA. 1ª Edição.
- Pecharromán, J. M. P. and Veiga, R. (2016). *Estudo sobre a indústria brasileira e europeia de veículos aéreos não tripulados.* Projeto apoio aos diálogos setoriais União Europeia - Brasil.
- Portella, K. M., Sehnem, R. M., Dalla Rosa, L. W., Luduvico, M. S., and Paglione, P. (2018). Modelagem da dinâmica e controle de um veículo aéreo não tripulado do tipo pentarrotor. In *Anais- I Congresso Aeroespacial Brasileiro*, Foz do Iguaçu, Brasil.
- Rasi, J. R. (2017). Desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado para aplicação em pulverização agrícola. Master's thesis, Universidade Federal de Pelotas, Pelotas, Brasil.
- Raymer, D. P. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach.* AIAA, Los Angeles, USA. 2ª Edição.
- R.C.Hibbeler (2010). *Resistência dos Materiais.* Pearson, 7ª Edição.
- Tsadok, T. (2014). *Thruster modeling for small unmanned aerial vehicles with coaxial-rotors.* PhD thesis, McGill University Libraries.
- Yacef, F., N.Rizoug, O.Bouhali, and M.Hamerlain (2017). Optimization of energy consumptions for quadrotor uav. *International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition*, pages 215–222.