

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

MARCO AURÉLIO OLIVEIRA PASSOS

METODOLOGIA DE PROJETO E PROCEDIMENTOS DE MANUFATURA
PARA DRONES AGRÍCOLAS: UM ESTUDO DE CASO

São Carlos

2022

MARCO AURÉLIO OLIVEIRA PASSOS

Metodologia de projeto e procedimentos de fabricação para drones agrícolas:

Um estudo de caso

Monografia apresentada aos Curso de Engenharia de Materiais e Manufatura, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro de Materiais.

Orientador: Prof. Dr. Marcelo Leite Ribeiro

VERSÃO CORRIGIDA

São Carlos

2022

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

0313m OLIVEIRA-PASSOS, MARCO AURÉLIO
Metodologia de projeto e procedimentos de
manufatura para drones agrícolas: Um estudo de caso /
MARCO AURÉLIO OLIVEIRA-PASSOS; orientador MARCELO LEITE
RIBEIRO. São Carlos, 2022.

Monografia (Graduação em Engenharia de Materiais
e Manufatura) -- Escola de Engenharia de São Carlos da
Universidade de São Paulo, 2022.

1. Drones. 2. Estruturas. 3. Compósitos. 4.
Projeto Aeronáutico. I. Título.

ERRATA

FOLHA DE APROVAÇÃO

Candidato / Student: MARCO AURÉLIO OLIVEIRA PASSOS
Título do TCC / Title: Metodologia de Projeto e Procedimentos de Manufatura para Drones Agrícolas: Um estudo de caso
Data de defesa / Date: 27/04/2022

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / Result
Professor Doutor Marcelo Leite Ribeiro (orientador)	Aprovado
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Associado Alessandro Roger Rodrigues	Aprovado
Instituição / Affiliation: EESC - SEM	
Professor Doutor Jorge Henrique Bidinotto	Aprovado
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	

Coordenadora do Curso de Engenharia de Materiais e Manufatura



Professora Associada Vera Lúcia Arantes

AGRADECIMENTOS

Agradeço à minha mãe Marildes e a minha irmã Amanda pelo suporte oferecido durante todo o período na universidade.

À Equipe EESC USP Fórmula SAE e todos os patrocinadores públicos & privados que nos proporcionaram experiências significativas para minha formação como engenheiro.

Agradeço ainda ao meu companheiro de equipe e de escritório, Victor Hugo Turcato, com quem realizei o desenvolvimento deste trabalho.

Aos meus amigos Gabriel Mantovani, Iago Ávila, Denys Zandonadi, Bruno Finco, Felipe Finco e Wilson Guilger que me mantiveram motivado e junto comigo nos melhores e piores momentos.

A todos vocês, muito obrigado.

RESUMO

PASSOS, M. A. O. **Metodologia De Projeto E Procedimentos De Fabricação Para Drones: Um Estudo de Caso.** 2022. 75 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2022.

O mercado de drones vem se desenvolvendo rapidamente, permitindo o surgimento de novas empresas para atender as diferentes demandas existentes. Se, por um lado, são produzidos drones com alta tecnologia embarcada, capazes de substituir aeronaves tripuladas em muitas tarefas, por outro, são produtos criados muitas vezes sem a utilização de uma metodologia de projetos adequada à realidade das empresas. O subsistema com as maiores possibilidades de otimização nestes projetos é a estrutura, uma vez que a maioria dos demais componentes como motores, aviônicos e baterias são comprados de fornecedores especializados. Para isso, a indústria utiliza fibra de carbono com resina epóxi como o principal material utilizado. Este trabalho apresenta uma proposta de metodologia para o projeto de drones e exemplifica sua aplicação através do projeto estrutural da asa de um drone do tipo asa fixa. A partir do dimensionamento da estrutura, são descritos os passos necessários para a manufatura de um protótipo e os custos de produção, contendo tanto os materiais que efetivamente compõem o componente quanto os materiais auxiliares utilizados no processo de laminação.

Palavras-chave: Drones. Projeto Aeronáutico. Compósitos. Estruturas.

ABSTRACT

PASSOS, M. A. O. **Design Methodology and Manufacturing Processes for Drones: A Case Study**. 2022. 75 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2022.

The drone market is developing fast, allowing new companies to be started to provide solutions to the existing problems. On one hand, the drones created have the newest embedded technology and can replace manned aircrafts in various tasks. On the other hand, they are products created without an adequate design methodology. The subsystem that can be optimized the most is the structure, since most components like motors, avionics and batteries are purchased from specialized suppliers. The industry uses carbon fiber and epoxy resin composite as the main material. This text presents a methodology for the drone design process and exemplifies its use through the sizing of a wing structure. Then the manufacturing steps for a prototype are described and the manufacturing costs with both the main and auxiliary materials that are used in the laminating process.

Keywords: Drones. Aeronautic Design. Composites. Structures.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Avião AEG G.IV utilizado na Primeira Guerra Mundial.	23
Figura 2 - Porcentagem de uso de fibra de carbono em aeronaves militares e comerciais.	25
Figura 3 - Porcentagem em massa da estrutura de compósitos em aeronaves da Boeing no decorrer dos anos.	26
Figura 4 - Estrutura “Chapéu” em fibra de carbono. (<i>Hat-stiffened composite structure</i>).	27
Figura 5 - Aeronave De Havilland DH82B Queen Bee.	27
Figura 6 - Constituintes de um material compósito.	30
Figura 7 - (a) Fibras contínuas e alinhadas. (b) Fibras descontínuas e orientadas. (c) Fibras descontínuas com orientação aleatória.	31
Figura 8 - Estrutura sanduíche de fibra de carbono e núcleo de PMI (Rohacell IG-F®).	34
Figura 9 - Grupo Epóxi.	34
Figura 10 - a) Cisalhamento planar (plano 1-2); b. Cisalhamento Intralaminar (plano 2-3).	37
Figura 11 - Laminados produzidos pelo método de <i>hand-lay up</i>	44
Figura 13 - Fases de um projeto aeronáutico.	47
Figura 14 - Diagrama de processos proposto para projetos aeronáuticos.	48
Figura 15 - Plug da Casca Inferior.	56
Figura 16 - Plug da Casca Superior.	56
Figura 17 - Vista explodida dos Plugs da longarina.	62
Figura 18 - Método de vácuo utilizando uma bolsa externa (vedada) e uma bolsa interna ao tubo (vazada).	65
Figura 19 - Vista explodida dos cascos, longarina e perfis.	70
Figura 20 - Espaçamento entre o centro de cada perfil.	70

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Propriedades da Fibra de Carbono Bidirecional 200 gsm.....	42
Tabela 2 - Propriedades mecânicas do sistema epóxi 5052.	43
Tabela 3 - Massa dos laminados em gramas.	44
Tabela 4 - Valores encontrados para os Laminados de Fibra de Carbono Bidirecional.	45
Tabela 5 - Tabela com valores comparativos - Fibra de Carbono/Epóxi.	45
Tabela 6 - Lista de requisitos para aeronave.	51
Tabela 7 - Valores estimados para produção de molde de casca.	58
Tabela 8 - Custo de fabricação estimado para uma asa.....	61
Tabela 9 - Valores estimados para produção de 2 Moldes de Longarinas.	64
Tabela 10 - Valores estimados para fabricação de 2x longarinas.	66
Tabela 11 - Resumo de insumos para produção de perfis de asa.	68
Tabela 12 - Proporção dos ingredientes do adesivo estrutural.	69
Tabela 13 - Quantidade de material utilizado para acabamento de uma Asa.....	72

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

NASA	–	National Aeronautics and Space Administration
CFRP	–	Carbon Fiber Reinforced Composites
VANT	–	Veículos Aéreos Não Tripulados
UAV	–	Unmanned Aerial Vehicle
ACM	–	Aluminum Composite Material
PVC	–	Policloreto de vinila
PP	–	Polipropileno
CLT	–	Classical lamination theory
FAA	–	Federal Aviation Administration
ANAC	–	Agência Nacional de Aviação Civil
ASTM	–	American Society for Testing and Materials

SUMÁRIO

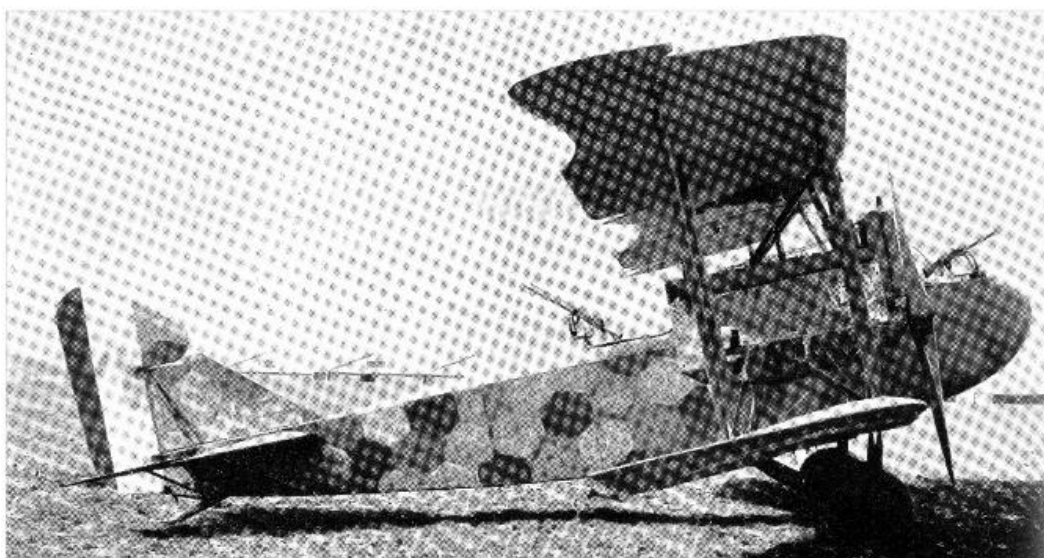
1. INTRODUÇÃO	23
1.1. Objetivos	28
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	29
2.1. Materiais Compósitos.....	29
2.1.1. Reforçados por Partículas.....	30
2.1.2. Reforçados por Fibras	30
2.1.3. Reforços Estruturais	32
2.1.4. Epóxi	34
2.2. Metodologia de Manufatura	35
3. CARACTERIZAÇÃO DOS MATERIAIS.....	36
3.1. Avaliação.....	42
4. PROJETO.....	47
4.1. Descrição de Metodologia.....	47
4.2. Aplicação da metodologia para o projeto estrutural da asa de um drone agrícola de asa fixa	50
5. DETALHAMENTO DE MANUFATURA	55
5.1. Asa.....	55
5.2. Longarina	61
5.3. Perfis das Asas (Nervuras)	66
5.4. Montagem da Asa.....	68
6. CONCLUSÃO	73
REFERÊNCIAS	74

1. INTRODUÇÃO

A partir da criação das aeronaves e com o advento de novas tecnologias, pesquisadores têm se concentrado em desenvolver novas metodologias que permitam alcançar a máxima eficiência de veículos aéreos. Estudos levaram a concluir que a redução de massa de um sistema em movimento está diretamente ligada à eficiência deste transporte. Conforme a 2ª Lei de Newton, para um corpo ser acelerado e ter seu movimento mantido em determinada direção, é necessária uma força atuando sobre ele (AEG G.I AND SUCCESSOR AIRCRAFT, s.d.) de modo a tirá-lo do repouso e quanto menor sua massa, menor será a força necessária para tirá-lo do repouso e mantê-lo em movimento. Conclui-se que é necessário reduzir a massa deste corpo para que a força motriz seja utilizada em sua maior parte para aceleração e não para compensação da inércia.

Em termos de eficiência energética a redução de massa é muito importante, uma vez que uma aeronave com peso reduzido requer menor potência para voar, obtendo assim uma redução no tamanho do tanque de combustível, reforços estruturais, dentre outros. Os primeiros aviões foram feitos utilizando madeira em sua estrutura e tecido como carenagem. Mais tarde, por volta de 1914 com a eclosão da Primeira Guerra Mundial, a indústria aeronáutica sofreu uma revolução. Com o desenvolvimento de motores mais potentes e mais leves, tornou-se possível então utilizá-los na produção de aviões com estruturas metálicas, como é o caso do avião alemão AEG G.IV, com 2400kg e 260hp, mostrado na Figura 1. (Sharpe, 2000)

Figura 1 - Avião AEG G.IV utilizado na Primeira Guerra Mundial.



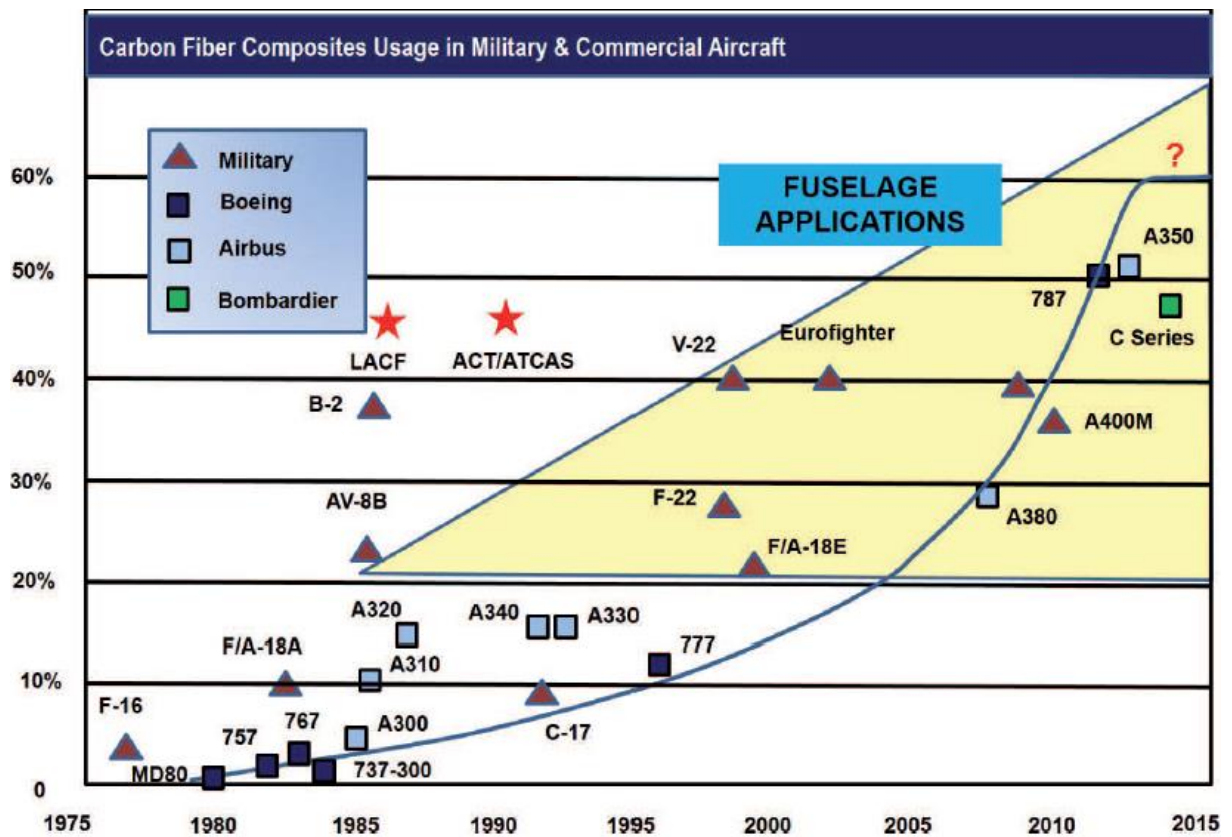
Fonte: (AEG G.I AND SUCCESSOR AIRCRAFT, s.d.)

As estruturas metálicas ganharam força após suas primeiras utilizações na Primeira Guerra Mundial, tendo o aço e o alumínio como os principais materiais utilizados nas estruturas primárias dos aviões. Na década de 1930 surgiram os primeiros tipos de resinas poliméricas que poderiam ser combinadas e utilizadas para formar um composto mais forte e mais leve do que os materiais mais comumente usados. Uma das primeiras combinações a ser utilizada na aviação foi a Duramold, criada pelo engenheiro militar Virginius Clark, consistindo em camadas de madeira impregnada com resina fenólica, foi possível obter um material composto, mais resistente e mais leve do que os metálicos (A Brief History of Aircraft Materials, s.d.). Este processo foi utilizado mais tarde na confecção da aeronave Hughes H-4 Hercules, uma das maiores já construída.

Inicialmente os materiais compósitos eram utilizados apenas em estruturas secundárias dos aviões, visto que não se conhecia completamente o potencial desta nova categoria de materiais. No final de 1960 a NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) aumentou seus investimentos na pesquisa de materiais compósitos avançados não apenas para uso militar ou aeroespacial, mas também para uso comercial, impulsionando assim o uso em indústrias e tornando-os mais acessíveis.

Apenas no início da década de 80 que a NASA e o setor militar passaram a utilizar nas estruturas primárias do avião materiais reforçados com fibra de carbono (*Carbon Fiber Reinforced Composites* - CRFP). A manufatura automatizada teve grande importância neste cenário uma vez que as restrições dimensionais, tempo de trabalho e quantidade de produção puderam ser balanceadas com o custo de produção, possibilitando manufaturar peças grandes e leves com melhores propriedades mecânicas comparado aos materiais comuns. Conforme indicado na Figura 2, apenas no começo da década de 80 aeronaves militares atingiram a marca de 10% de massa estrutural em compósitos, sendo seguidos pelo setor comercial com o Airbus A310.

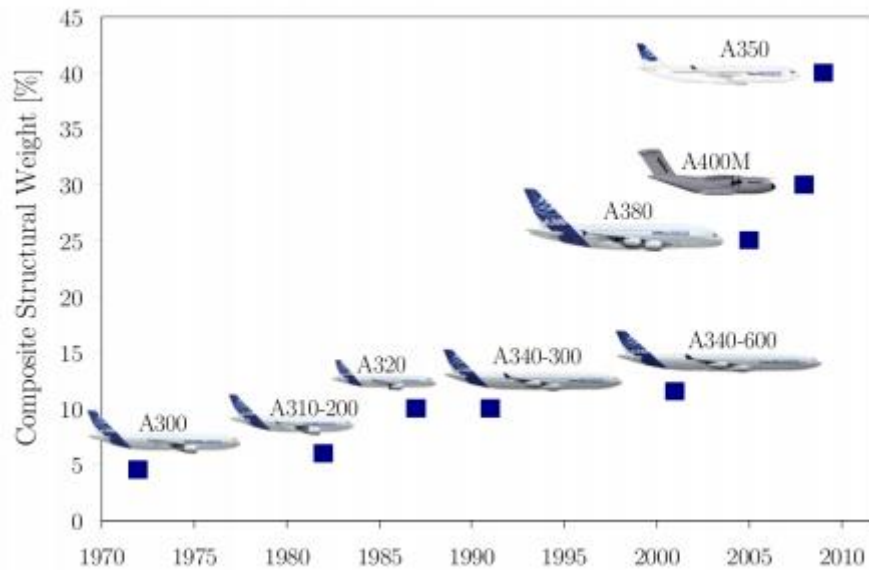
Figura 2 - Porcentagem de uso de fibra de carbono em aeronaves militares e comerciais.



Fonte: (Hiken, 2018)

Analisando o setor comercial, cujo objetivo é realizar transporte de mercadorias ou de pessoas, a redução de massa da estrutura é ainda mais valiosa, dado que quanto menor a massa da estrutura da aeronave, maior a quantidade de carga passível de ser transportada. Considerando a otimização da razão massa-resistência com a introdução de materiais compósitos ao setor aeronáutico, é possível verificar a evolução na utilização destes materiais na fabricação de aeronaves, conforme indicado na Figura 3. (Bettebghor Dimitri, Grihon Stéphane, Joseph Morlier, 2018)

Figura 3 - Porcentagem em massa da estrutura de compósitos em aeronaves da Boeing no decorrer dos anos.



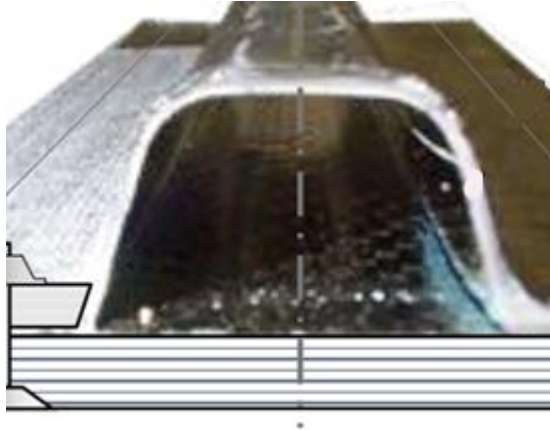
Fonte: (Bettebghor Dimitri, Grihon Stéphane, Joseph Morlier, 2018)

Tal evolução se tornou possível pois, além da introdução dos compósitos nos meios de produção, técnicas auxiliares de montagem e manufatura também foram desenvolvidas a fim de permitir maior confiabilidade e precisão entre o projeto e o produto. As estruturas de madeira e fuselagem de tecido foram substituídas por estruturas de alumínio e, em alguns casos, fuselagem de fibra de carbono.

Em meados da década de 80, foram descobertas maneiras de conformar melhor o material na geometria desejada, sendo o processo de co-cura um dos destaques, já que ele se baseia em curar simultaneamente uma peça com diferentes geometrias. Como exemplo deste processo, uma das geometrias mais famosas é a “*hat-stiffened composite structure*”, evidenciada na Figura 4. Este processo só se tornou possível devido a pesquisas de otimização nas ferramentas de modelagem do composto. Tomando o exemplo da *hat-structure*, alguns anos antes pesquisadores identificaram que a melhor maneira para controlar dimensões internas e posições dos *stringers* das asas é utilizando um molde interno posicionado durante a laminação. Este molde interno feito à base de silicone é inflado de maneira a manter a linha interna do molde e, conseqüentemente, do laminado na posição ideal. Por ser flexível e utilizando ainda material desmoldante, é possível retirar o molde do interior da estrutura. A Figura 4 exemplifica a geometria formada e aponta ainda uma melhora em relação ao método de fixação utilizado antes da introdução desta tecnologia de manufatura. A estrutura curva (que dá o formato de chapéu) era fixada utilizando rebites ou parafusos, aumentando o peso do conjunto. Com esta

modificação, foi eliminado um componente da montagem da aeronave facilitando o controle de produção e diminuindo peso do projeto.

Figura 4 - Estrutura “Chapéu” em fibra de carbono. (*Hat-stiffened composite structure*).



Fonte: (Bullen, 2017)

O impacto destas melhorias foi estendido também ao setor das aeronaves não tripuladas, conhecidas também como VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado) ou UAV (*Unmanned aerial vehicle*). Pesquisadas desde a Primeira Guerra Mundial, alguns registros apontam que VANTs foram utilizados na Segunda Guerra Mundial como veículos anti-aéreos, sendo um dos mais importante a aeronave conhecida como DE HAVILLAND DH82B QUEEN BEE, apresentada na Figura 5. Esta aeronave não tripulada era controlada via rádio.

Figura 5 - Aeronave De Havilland DH82B Queen Bee.



Fonte: (dehavillandmuseum.co.uk)

Aos poucos a evolução estrutural da aeronáutica permitiu a redução do tamanho dos VANTs e um ganho de eficiência energética suficiente para aumentar a autonomia da aeronave. Com um sistema cada vez mais confiável e preciso, o setor militar decidiu criar dispositivos de defesa e ataque, como é o caso do Predator RQ-1 produzido em 1994 e utilizado pela Força Aérea dos Estados Unidos. Utilizados tanto para missões de ataque quanto para missões de mapeamento, a procura por esta tecnologia aumentou e se direcionou da área militar para setores de construção civil, agropecuário, cinematográfico e outras diversas aplicações.

1.1. Objetivos

Este trabalho tem como finalidade apresentar um estudo de caso, aplicando metodologia de projetos para desenvolvimento estrutural utilizando materiais compósitos avançados, demonstrando uma linha de raciocínio a ser seguida para projetos futuros. Por se tratar de um contexto amplo, será realizado um estudo de caso de uma asa para um VANT de categoria até 25kg. Além de uma metodologia de projetos, apresenta-se também metodologia de fabricação, expondo as respectivas etapas a serem seguidas para manufatura utilizando laminação manual como principal método.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nesta seção serão tratados os conceitos base para desenvolvimento de um projeto utilizando materiais compósitos: o que são, métodos de fabricação, tipos de combinações e propriedades importantes, parâmetros de controle, ensaios de caracterização e formas de modelagem tridimensional. Ademais, será realizado também um estudo sobre ferramentas de simulação estrutural aliadas a ensaios de caracterização.

2.1. Materiais Compósitos

Conforme exemplificado no tópico introdutório deste trabalho, os materiais compósitos foram uma grande descoberta da ciência dos materiais que conseguiram unir duas características muito importantes: peso e resistência. Diferente de materiais mais usuais, os compósitos possuem excelentes características de resistência mecânica, apresentando alta resistência específica e módulo de Young, além de apresentar também excelente resistência química dependendo da matriz utilizada.

Basicamente, materiais compósitos são aqueles formados artificialmente por duas ou mais fases de classes distintas cujo intuito é produzir um novo material com propriedades otimizadas, propriedades estas proporcionais aos constituintes utilizados. Como exemplo para materiais compostos, pode-se citar o ACM (*Aluminum Composite Material*) que se trata de uma chapa polimérica (geralmente de polietileno de baixa densidade) em sanduíche com duas chapas de alumínio. Um outro exemplo, é o concreto armado que utiliza de armações em aço com preenchimento de concreto. (Barbero, 2017) Materiais compósitos avançados, por outro lado, visam otimizar a relação entre as propriedades químicas e mecânicas com as propriedades físicas.

De maneira geral, materiais compósitos são formados de duas fases: a matriz e o reforço (ou fase dispersa), conforme indicadas na Figura 6.

Figura 6 - Constituintes de um material compósito.



Fonte: (Azevedo, 2017)

Estes materiais podem ser agrupados de acordo com a forma que é realizada a interação matriz-fase dispersa. No geral, existem 3 classificações, que em seguida são subdivididas: reforçados por partículas, reforçados com fibras ou estruturais. (William D. CALLISTER Jr., 1999)

2.1.1. Reforçados por Partículas

Os materiais reforçados por partículas podem ser subdivididos entre 2 classes: reforços de partículas grandes e reforçados por dispersão. A diferença entre estas duas subclasses se dá de acordo com o tamanho da partícula de reforço. No caso das partículas grandes, a interação partícula-matriz é tratada a nível macro e não atômico. Estas fibras tendem a restringir o movimento da matriz e suportar a carga transferida a ela.

Já a subclasse dos reforçados por dispersão descreve a interação partícula-matriz a nível atômico devido ao tamanho reduzido das fibras, indicando que esta interação ocorre a nível atômico. Ainda, diferente das partículas grandes, neste caso a fibra não tem como objetivo restringir o movimento da matriz, mas impedir o movimento de vacâncias, responsáveis pelas deformações plásticas do material, enquanto a matriz tem a responsabilidade de resistir a maior parte da carga aplicada. Desta forma, as partículas aumentam a tensão de escoamento do material, mas reduzem sua ductilidade, deixando-o mais frágil. (William D. CALLISTER Jr., 1999)

2.1.2. Reforçados por Fibras

Os compósitos reforçados com fibras, estão representados na Figura 6. São denominados desta maneira pela forma como se apresenta a fase dispersa: em forma de fibras

contínuas ou descontínuas. Os materiais de fibras descontínuas podem ainda ser classificados de acordo com o alinhamento das fibras: aleatória ou orientada.

Estes formam os materiais mais importantes no meio industrial, dadas as características finais de resistência química e mecânica do material. Conforme citado na introdução deste trabalho, os compostos de fibra de carbono e matriz polimérica são formados principalmente por este tipo de material. (William D. CALLISTER Jr., 1999)

Para analisar mais profundamente a classificação, faz-se necessário entender o comprimento crítico da fibra na matriz. De acordo com a Equação 1:

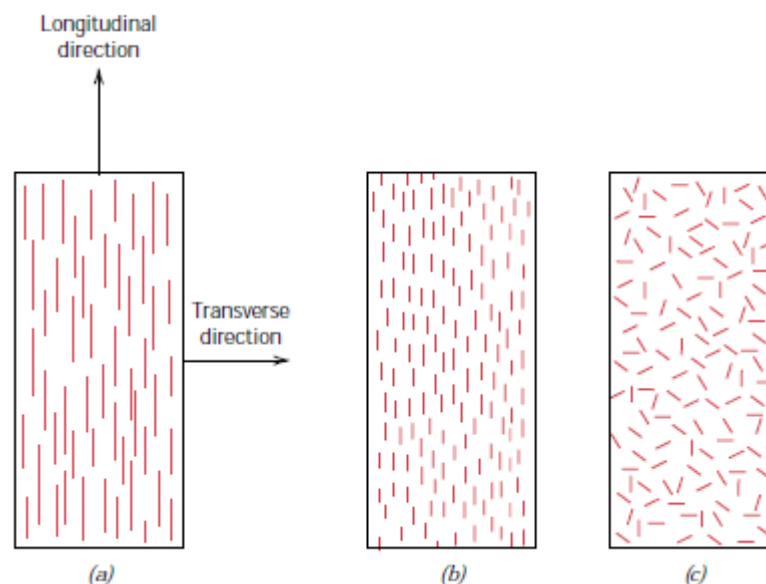
$$I_c = \frac{\sigma_f d}{2\tau_c} \quad (1)$$

Tal que

- I_c = comprimento crítico da fibra (m)
- τ_c = resistência ao cisalhamento da interação matriz-fibra (MPa)
- σ_f = limite de resistência a tração da fibra (MPa)
- d = diâmetro da fibra (m)

As classes dos reforços por fibra podem ser analisadas a partir desta equação. Para fibras contínuas, tem-se que $I \gg I_c$ e para as descontínuas, $I < I_c$. A Figura 7 ilustra as classificações citadas.

Figura 7 - (a) Fibras contínuas e alinhadas. (b) Fibras descontínuas e orientadas. (c) Fibras descontínuas com orientação aleatória.



Fonte: (William D. CALLISTER Jr., 1999)

Um outro exemplo de reforço com fibras é a mistura de fibra de vidro moída (também conhecida como flox) com resina epóxi. Esta mistura pode ser utilizada como adesivo estrutural em algumas junções de asas ou em regiões que não requerem elasticidade, mas necessitam de alta resistência.

Como uma forma de aproximação das propriedades do composto, pode-se utilizar a regra das misturas para identificar a densidade, módulo de elasticidade e módulo de cisalhamento (Barbero, 2017), conforme indicado pelas Equações 2, 3 e 4 respectivamente:

$$\rho_c = \rho_f V_f + \rho_m V_m \quad (2)$$

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_m}{E_m} + \frac{V_f}{E_f} \quad (3)$$

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (4)$$

Uma consequência importante de ressaltar para os reforços de fibras é a anisotropia intrínseca do processo. Devido ao alinhamento das fibras, o resultado é um material com propriedades de acordo com a orientação analisada. Além da variação de orientação das camadas de fibra sobrepostas, é possível mitigar esta característica utilizando diferentes tipos de materiais durante a preparação do laminado, conforme indicado na próxima seção.

Tratando-se de laminados com maiores dimensões, onde passa-se a tratar as fibras como contínuas e utiliza-se a Teoria Clássica dos Laminados para realizar aproximações de propriedades do laminado, valendo-se da espessura e orientação das camadas, bem como as propriedades intrínsecas do tecido utilizado. (Barbero, 2017)

2.1.3. Reforços Estruturais

Os reforços estruturais podem se utilizar da combinação de materiais reforçados com fibras e materiais homogêneos. Aqueles que são formados apenas por sobreposição de camadas de fibra impregnada são classificados como laminados. Já os produtos que se valem da combinação de fibras e algum tipo de preenchimento são classificados como sanduíches. Nestes casos, o material de preenchimento é posicionado entre as lâminas de fibra.

Os laminados são caracterizados por terem excelentes características de resistência e mesmo que apresente característica anisotrópica, é possível organizar a disposição das camadas de fibra de forma a obter-se um material quase-isotrópico, com propriedades aproximadas em diferentes orientações. Existem diferentes tipos de tecidos que podem ser combinados para criar um laminado: fibra de carbono unidirecional ou bidirecional com diferentes gramaturas, fibra de vidro ou fibra de aramida, dentre outros materiais fibrosos. Por serem tecidos, garantem no máximo orientação em duas direções deixando um dos eixos sem reforço. Por conta disso, para analisar o material como um todo deve-se levar em conta a orientação estudada, uma vez que a resistência deste material será diferente em cada condição. Além disso, laminados constituídos apenas de fibra e matriz, mesmo que mais leves e resistentes que outros materiais, podem se tornar demasiadamente pesados em algumas situações. A fim de reduzir a massa do laminado final, pode-se utilizar um material de preenchimento e, neste caso, trata-se o produto como um sanduíche. Ressalta-se ainda que se deve estudar as características de resistência necessária do laminado sanduíche e certificar-se que não ocorrerá delaminação entre a fibra e o material de núcleo.

O material de núcleo, como também é conhecido, pode ser de várias classes de materiais: polímeros simples ou reforçados com fibra, ligas metálicas ou até mesmo alguns tipos de madeira. Os mais comuns utilizados atualmente são algumas espumas de PVC, variando sua cadeia polimérica, e também a colmeia ou *honeycomb* feita de PP. Combinando estes materiais conforme ilustrado na Figura 8, pode-se obter um material com elevada resistência e baixa densidade.

Figura 8 - Estrutura sanduíche de fibra de carbono e núcleo de PMI (Rohacell IG-F®).



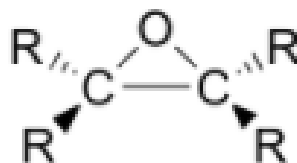
Fonte: (rohacell.com)

2.1.4. Epóxi

A resina epóxi é um material polimérico utilizado em sua forma líquida para impregnar a fibra. Por ser formado por uma longa cadeia orgânica repetitiva, classifica-se como um polímero e, portanto, comporta-se como tal e pode ainda ser classificado como termofixo, uma vez que endurecido, forma ligações cruzadas entre suas moléculas criando grande estabilidade química impossibilitando a reversão de sua forma ao estado inicial.

Apesar de serem conhecidas pelo grupo funcional, nem todas as resinas epóxi possuem o grupo na sua forma final, significando apenas que no processo de fabricação, o resultado foi obtido partindo-se de um produto com grupo epóxi. Este grupo é ainda caracterizado pela alta reatividade, devido à facilidade na quebra de uma das ligações do oxigênio quando na presença de um reagente nucleofílico. O grupo epóxi pode ser observado na Figura 9.

Figura 9 - Grupo Epóxi.



Fonte: (B. Dobinson, 1969)

2.2. Metodologia de Manufatura

Tão importante quanto o estudo e desenvolvimento dos materiais em si, é a forma como deve-se produzir o projetado. Em alguns projetos, o custo de produção é mais importante que a concepção do produto, uma vez que será a metodologia disponível que irá limitar o resultado.

Em projetos que possuem tempo suficiente de desenvolvimento, pode-se projetar uma nova metodologia para produzir a especificação desejada no projeto principal. Todavia, por conta da agilidade requisitada no mercado, o mais comum em equipes que não desprendem de investimento que possibilitem desenvolvimento de novas metodologias, são adaptados os métodos de produção já existentes de acordo com o requisitado.

Em qualquer uma das metodologias existentes, é necessário primeiro pensar na manufatura do molde do projeto antes de detalhar o passo a passo da produção em série. Em alguns casos, é recomendável antes uma etapa de prototipação para verificação de algumas características do projeto: confiabilidade, resistência, trabalhabilidade, etapas de otimização, problemas esperados, etc. A etapa de produção do molde é muito importante, uma vez que seu acabamento e sua geometria ditarão a facilidade de fabricação do laminado.

Em etapas de prototipação e dependendo do tipo de projeto, uma alternativa rápida e relativamente barata é usinagem de moldes em MDF com posterior acabamento em tinta. A usinagem deste material pode ser realizada em Router CNC, maquinário facilmente encontrado no meio industrial. Esta etapa serve também para testar procedimentos de fabricação, identificando etapas a serem consideradas e propor melhorias às próximas versões. Um dos problemas desta metodologia para produção em maiores quantidades é a manutenção dos moldes que deverá ser constante para permitir maior durabilidade, entretanto, quanto maior o número de manutenção, mais disforme será o molde comparado a sua versão inicial, uma vez que as camadas de tinta aplicadas alteram as dimensões da cavidade, tornando o produto diferente do projetado. Além disso, deve-se levar em consideração que, para projetos mais sensíveis, a madeira possui característica de isolante térmico. No caso de cura acelerada (com temperaturas maiores que 25°C), o resultado da cura será diferente do esperado, já que o molde aquecerá a uma taxa menor que o laminado.

Levados em consideração estes pontos, é de extrema importância que durante a etapa de prototipação, seja realizada continuamente documentação do andamento dos projetos para garantir rastreabilidade de todas as tentativas e assegurar o desenvolvimento contínuo até a definição da metodologia adotada. Após a etapa inicial de prototipação, é recomendável a produção de moldes mais resistentes, cujo material dependerá do tipo de manufatura escolhido.

Uma combinação muito comum no meio industrial é a utilização de moldes compósitos combinando *gel coat* e manta de fibra de vidro com resina poliéster resistente a temperaturas elevadas. Este tipo de molde possui superfície suficientemente dura para garantir brilho e alta produção de peças antes da realização de manutenção.

A forma mais comum para produção de laminados é a impregnação manual de resina, conhecida também como *hand lay-up* ou *wet lay-up*. Desta maneira, o tecido de fibra é posicionado em cima da bancada ou diretamente no molde e a resina é depositada logo acima, molhando o tecido. A resina é então espalhada com o auxílio de um rolo ou de uma espátula até atingir o molhamento total e, caso esteja fora do molde, o tecido é transportado para a cavidade onde será posicionado. Em todos os métodos de fabricação deve-se utilizar substâncias desmoldantes que evitem que o laminado seja aderido completamente na cavidade. Após o processo de laminação, camadas subsequentes de tecidos absorventes e/ou desmoldantes são posicionados em cima do material impregnado. Por fim, para garantir que o material impregnado adquira a forma da cavidade, é necessário que seja aplicada pressão constante ao longo de toda a superfície do molde, garantindo então sua cópia fidedigna. Isso pode ser realizado com pressão positiva, isto é, inserir o molde em um meio que exerça pressão ativamente ou utilizando bolsas de vácuo. Para utilizar pressão positiva como método de cura, deve-se possuir maquinário especial que suporte as condições de cura. Já para as bolsas de vácuos, a única ferramenta necessária é uma bomba de vácuo. Neste caso, o molde com material laminado é inserido dentro de uma bolsa de ar com uma mangueira ligada a uma bomba de vácuo, quando acionada, a bomba irá retirar o ar existente dentro da bolsa e pressão será exercida nas paredes do molde.

3. CARACTERIZAÇÃO DOS MATERIAIS

Paralelo ao desenvolvimento do projeto, os materiais que irão compor cada geometria desenhada devem ser testados ou conhecidos previamente a fim de garantir confiabilidade ao todo. Diferente de materiais convencionais em que o comprador pode requisitar no ato da compra um comprovante do material adquirido, identificando sua composição e, conseqüentemente, podendo identificar suas propriedades, comprovar as características de compósitos é uma tarefa consideravelmente distinta. As propriedades do tecido comprado e da resina podem ser requisitadas durante a aquisição, mas este documento será restrito ao material a que diz respeito apenas, sem combinações. No caso de compósitos, em que vários materiais

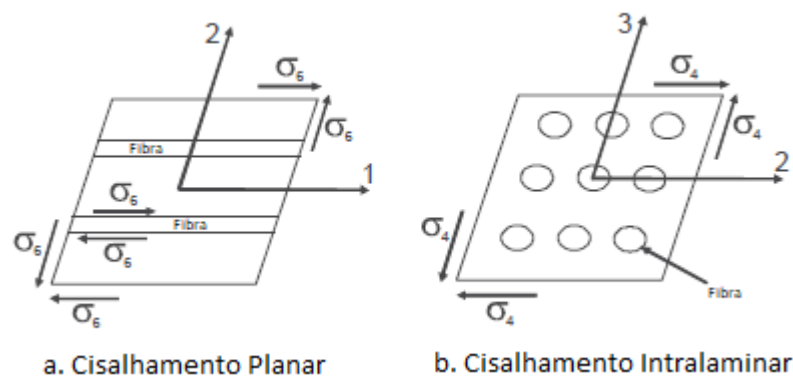
são combinados, torna-se necessário submeter amostras sobre ensaios mecânicos para obtenção de suas características de resistência mecânica.

Durante o desenvolvimento do projeto e nas simulações estruturais iniciais, bases de dados abertas como *MatWeb* podem ser utilizadas para aproximar as propriedades esperadas e utilizá-las para cálculos. Embora esta seja uma alternativa razoável, utilizar estes dados pode gerar conclusões equivocadas se analisadas sem a devida precaução. Além disso, é possível aproximar algumas propriedades utilizando micromecânica, aproximando um material anisotrópico por um material isotrópico. (Barbero, 2017) Desta forma, utilizando dados conhecidos da matriz e da(s) fibra(s), torna-se possível prever algumas propriedades do material na fase conceitual do projeto. Estes valores são fornecidos pelos fornecedores do material, ressaltando, ainda, que para uma acuracidade maior, torna-se ainda necessário testar cada material individualmente. Analisando então o menor volume repetitivo do material, conhecido como *Representative Volume Element* (RVE) ou célula unitária, aproxima-se o compósito (neste caso composto por fibras unidirecionais) de um material isotrópico homogêneo. Para sua representação, é necessário conhecer algumas variáveis, sendo elas:

- E_1 : módulo de elasticidade longitudinal
- E_2 : módulo de elasticidade transversal
- G_{12} : módulo de cisalhamento planar
- G_{23} : módulo de cisalhamento intralaminar
- ν_{12} : coeficiente de Poisson planar
- ν_{23} : coeficiente de Poisson intralaminar

Na Figura 10, são indicados os planos de identificação em um laminado:

Figura 10 - a) Cisalhamento planar (plano 1-2); b. Cisalhamento Intralaminar (plano 2-3).



Fonte: Adaptado (Barbero, 2017)

Para encontrar o valor destas variáveis, é necessário encontrar inicialmente algumas informações mais simples, mas de suma importância para a fase inicial do projeto: a densidade do composto de acordo com a manufatura adotada e a razão volumétrica das fases do compósito. Para o cálculo destas variáveis, são utilizadas as Equações 5, 6 e 7:

$$V_f = \frac{\text{Volume de fibra}}{V_{total}} \quad (5)$$

$$V_f = \frac{\text{Volume de matriz}}{V_{total}} \quad (6)$$

$$V_{total} = V_m + V_f \quad (7)$$

Sendo V_f a razão volumétrica das fibras e V_m a razão volumétrica da matriz. Para os cálculos mais avançados, utiliza-se a razão de volume. Entretanto, é mais fácil utilizar a massa para os cálculos devido à facilidade de medir seu valor durante a etapa de fabricação. A Equação 11 exemplifica uma maneira de realizar a conversão de uma razão para a outra, sendo obtido antes o valor da densidade do material, indicada na Equação 8:

$$\frac{1}{\rho_c} = \frac{W_f}{\rho_f} + \frac{W_m}{\rho_m} \quad (8)$$

$$\rho_c = \sum_{i=1}^n \rho_i V_i \quad (9)$$

$$\frac{1}{\rho_c} = \sum_{i=1}^n \frac{W_i}{\rho_i} \quad (10)$$

$$W_i = \frac{\rho_i}{\rho_c} V_i \quad (11)$$

Em que:

- W_f e W_m : razão mássica da fibra e matriz, respectivamente,
- ρ_c , ρ_f e ρ_m : densidade do compósito, da fibra e da matriz, respectivamente.

Utilizadas as equações, pela Regra das Misturas e Regra das Misturas Inversa, torna-se possível aproximar o valor do Módulo de elasticidade na direção da fibra (E_1) e o módulo normal à direção da Fibra (E_2), conforme a Equação 3 apresentada e a Equação 12:

$$E_1 = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \quad (12)$$

Sendo Analogamente, para encontrar o coeficiente de Poisson alinhado às fibras, utiliza-se a regra das misturas conforme indicado na Equação 13.

$$\nu_{12} = \nu_f V_f + \nu_m V_m \quad (13)$$

O módulo de Cisalhamento planar pode ser encontrado utilizando a regra das misturas inversas, assim como para encontrar o módulo de elasticidade E_2 , todavia, é possível ainda obter um resultado mais fiel utilizando o Modelo Cilíndrico. Neste modelo, assume-se que as fibras são cilindros espalhados homogeneamente e contínuas, para ocasiões em que $G_m \ll G_f$, utiliza-se a Equação 14:

$$G_{12} \cong G_m \left(\frac{1 + V_f}{1 - V_f} \right) \quad (14)$$

Para encontrar o coeficiente de Poisson ν_{23} , utiliza-se o conjunto de equações 15 – 19:

$$K_m = \frac{E_m}{2(1 + \nu_m)(1 - 2\nu_m)} \quad (15)$$

$$K_f = \frac{E_f}{2(1 + \nu_f)(1 - 2\nu_f)} \quad (16)$$

$$K^* = \frac{K_m (K_f + G_m) V_m + K_f (K_m + G_m) V_f}{(K_f + G_m) V_m + (K_m + G_m) V_f} \quad (17)$$

$$m = 1 + 4K^* \frac{\nu_{12}^2}{E_1} \quad (18)$$

$$\nu_{23} = \frac{K^* - mG_{23}}{K^* + mG_{23}}, \quad (19)$$

Sendo K o módulo de volume (*bulk modulus*) da matriz (K_m) e da fibra (K_f). Por fim, o módulo de cisalhamento intralaminar (G_{23}) é calculado utilizando a técnica SSP, conforme as Equações 20 e 21:

$$G_{23} = G_m \frac{V_f + \eta_4 (1 - V_f)}{\eta_4 (1 - V_f) + V_f G_m / G_f} \quad (20)$$

$$\eta_4 = \frac{3 - 4\nu_m + G_m / G_f}{4(1 - \nu_m)} \quad (21)$$

Devido às características distintas entre uma camada e outra do laminado, existem algumas teorias utilizadas para aproximar suas propriedades partindo-se das propriedades individuais conhecidas da matriz e, nesse caso, do tecido utilizado. Os laminados são assim chamados quando são formados por lâminas compostas por fibras trançadas (tecido) e alinhadas em duas direções ou mesmo utilizando-se fibras unidirecionais. No mercado estão disponíveis diversos tipos de tecidos variando não somente sua gramatura, medida em unidade de massa por unidade de área, mas também na disposição da trama e quantidade de filamentos e por isso, suas aplicações se tornam distintas em termos de conformação e resistência.

Admitindo-se homogeneidade na aplicação da tensão de tração das fibras, isto é, entre uma camada e outra não ocorre diferença na força normal de aplicação, flexão nula e conhecendo as propriedades elásticas E_x, E_y, G_{xy} e ν_{xy} , a Teoria Clássica dos Laminados (*Classical Lamination Theory – CLT*) conforme indicado por (Barbero, 2017), torna possível prever as deformações ε_x , ε_y e γ_{xy} .

A deformação causada por uma aplicação de tensão é encontrada através da matriz de compliance $[S]$, dada por:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{26} \\ S_{16} & S_{26} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (22)$$

Para laminados ortotrópicos, pode-se admitir que $S_{16}=S_{26}=0$, neste caso cada elemento pode ser calculado da seguinte forma:

$$S_{11} = \frac{1}{E_1} \quad (23)$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_2} \quad (24)$$

$$S_{12} = -\frac{v_{12}}{E_2} = -\frac{v_{21}}{E_1} \quad (25)$$

$$S_{66} = \frac{1}{G_{12}} \quad (26)$$

A partir da matriz de compliance, torna-se possível encontrar a matriz de rigidez para o caso estudando:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (27)$$

Tal que:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - v_{12} \cdot v_{21}} \quad (28)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - v_{12} \cdot v_{21}} \quad (29)$$

$$Q_{12} = \frac{v_{12} \cdot E_2}{1 - v_{12} \cdot v_{21}} = \frac{v_{21} \cdot E_1}{1 - v_{12} \cdot v_{21}} \quad (30)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (31)$$

Para o caso de a tensão de solicitação não estar alinhada com as direções das fibras, matriz de rigidez passa a computar as diferentes orientações de cada camada, o que pode ser realizado através da seguinte equação:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (32)$$

Em que cada termo $\bar{Q}$ é calculado conforme as equações a seguir:

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta \quad (33)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \quad (34)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta \quad (35)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \quad (36)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta \quad (37)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \quad (38)$$

Para encontrar as deformações, utilizando como dados de entrada as tensões de solicitação, basta inverter a matriz de rigidez. Como esses cálculos são muito extensivos, existem várias ferramentas *online* capazes de auxiliar nos desenvolvimentos necessários, como é o caso do (ABD Composites, 2022).

3.1. Avaliação

Para melhor entendimento das características do laminado através do *hand lay up*, método escolhido como manufatura para o protótipo, foi realizada a produção de quatro laminados utilizando Fibra Bidirecional de Carbono 200 g/m² fornecido pela Texiglass. Suas propriedades, obtidas através do *datasheet* fornecido também pela empresa, são apresentadas na Tabela 1. Deve-se ressaltar ainda que o valor para o coeficiente de Poisson e o módulo de Cisalhamento foram aproximados a partir de outra literatura (Pardini & Gregori, 2010), uma vez que seu valor não foi fornecido junto ao *datasheet* da fabricante.

Tabela 1 - Propriedades da Fibra de Carbono Bidirecional 200 gsm.

Fibra de Carbono bidirecional - 200 g/m ²	
Densidade (g/cm ³)	1,76
Gramatura (g/m ²)	200
Módulo de Young (E ₁₁ =E ₂₂) (GPa)	240
Coeficiente de Poisson	0,18
Módulo de Cisalhamento (GPa)	101,70
Resistência à tração (MPa)	4,90

Fonte: Texiglass.

O Sistema epóxi escolhido para a fabricação do protótipo é da fabricante Huntsman Araldite, identificado como LY 5052 / 5052 CH, sendo eles a resina e o catalisador, respectivamente. O sistema possibilita cura ambiente após um período de cerca de 10 horas.

Para atingir o ciclo completo de cura e pós-cura, pode-se acelerar utilizando um forno ou aguardar um período de cerca de 7 dias para atingir a pós-cura completa. O processo de pós-cura é de extrema importância ao laminado, uma vez que é esta etapa que ditará a temperatura de transição vítrea atingida pelo sistema e, conseqüentemente, concederá resistência caso o laminado seja exposto a temperaturas elevadas. Devido à baixa viscosidade tanto da resina quanto do catalisador e ainda pelo tempo de trabalho do sistema (próximo a 2h a 25°C), é possível ainda utilizá-la para infusão à vácuo. Na Tabela 2 estão as propriedades do sistema, obtidas através do seu respectivo *datasheet*. Restalta-se ainda que o módulo de cisalhamento foi calculado admitindo-se material isotrópico, relacionando então o módulo de Young com o coeficiente de Poisson.

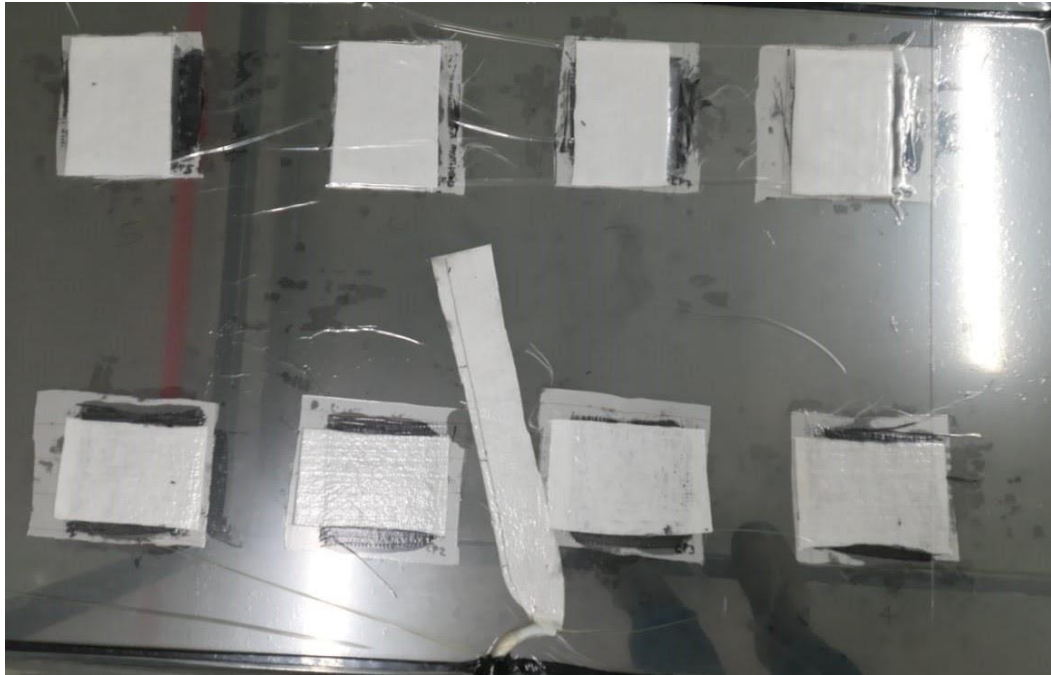
Tabela 2 - Propriedades mecânicas do sistema epóxi 5052.

Huntsman Araldite LY 5052/5052 CH	
Densidade (g/cm ³)	1,10
Módulo de Young (GPa)	3,45
Coeficiente de Poisson	0,35
Módulo de Cisalhamento (GPa)	1,28
Resistência à tração (MPa)	80

Fonte: Huntsman.

A fim de avaliar as aproximações indicadas no tópico anterior, foram confeccionados quatro laminados de 10x10cm de Fibra de Carbono Bidirecional 200 gsm (0°/90°), conforme indicados na Figura 11, cada um com quatro camadas. Após a impregnação do tecido de carbono, aplicou-se uma camada subsequente de *peel ply* e de *breather*, simulando a metodologia de fabricação de aplicação. Na Figura 11 estão dispostos oito laminados: quatro de Fibra de Carbono com matriz epóxi, quatro de Fibra de Carbono & Fibra de Vidro 83 gsm com matriz epóxi. Os laminados de vidro não foram utilizados nos cálculos, uma vez que nenhum dos laminados propostos neste trabalho utilizam da combinação de fibra de vidro com fibra de carbono.

Figura 11 - Laminados produzidos pelo método de *hand-lay up*.



Fonte: Autor.

As medidas de massa dos quatro laminados são apresentadas na Tabela 3. Com esses valores, foi possível dar continuidade aos cálculos de razão mássica, volumétrica, densidade do compósito e módulo de elasticidade utilizando as equações de regradas misturas expostas no tópico anterior.

Tabela 3 - Massa dos laminados em gramas.

Laminado	Massa (g)
L1	10,8
L2	10,6
L3	10,5
L4	11,4

Fonte: Autor.

Na Tabela 4 são dispostos os valores coletados (m_{fibra} e m_{cp}) e calculados:

Tabela 4 - Valores encontrados para os Laminados de Fibra de Carbono Bidirecional.

ID	Mfibra (g)	Mcp (g)	Vol fibra (cm³)	Vol matriz (cm³)	Vol total (cm³)	Vfc	Vm
CP1	7,7	10,8	4,3750	2,8281	7,2031	0,6074	0,3926
CP2	7,6	10,6	4,3182	2,7369	7,0550	0,6121	0,3879
CP3	7,5	10,5	4,2614	2,7369	6,9982	0,6089	0,3911
CP4	7,9	11,4	4,4886	3,1930	7,6816	0,5843	0,4157
Média	7,675	10,825	4,361	2,874	7,234	0,603	0,397
Desvio Padrão	0,148	0,349	0,084	0,188	0,269	0,011	0,011
-	ρ_c (g/cm³)	E1c (MPa)	E2c (MPa)	$\nu_{12}=\nu_{13}$	G12 (MPa)	G23 (MPa)	ν_{23}
CP1	1,4994	147125,32	8595,93	0,25	5231,17	4489,91	0,1897
CP2	1,5025	148235,21	8696,13	0,25	5309,90	4553,88	0,1894
CP3	1,5004	147490,18	8628,61	0,25	5256,84	4510,77	0,1896
CP4	1,4841	141673,97	8135,51	0,25	4870,31	4196,71	0,1914
Média	1,4966	146131,17	8514,04	0,24	5167,05	4437,81	0,1900
Desvio Padrão	0,0073	2604,26	221,51	0,0019	173,66	141,10	0,0008

Fonte: Autor.

Como base comparativa, os valores obtidos foram comparados com resultados encontrados em outras bases bibliográficas, apresentados na Tabela 5.

Tabela 5 - Tabela com valores comparativos - Fibra de Carbono/Epóxi.

Fonte	ρ_c (g/cm³)	E1 (MPa)	E2 (MPa)	ν_{12}	G12 (MPa)	G23 (MPa)	ν_{23}
(Silva, 2017)	1,3	53192	9172,87	0,388	5000	2889	0,06
Ansys Workbench	1,45	59200	7500	0,3	17500	2700	0,04

Fonte: Adaptado diversas fontes.

Como é possível observar comparando os valores das Tabelas 3 e 4, os valores do módulo de Young longitudinal, coeficientes ν_{12} e ν_{13} e o módulo de cisalhamento intralaminar apresentaram grande disparidade. O motivo principal para tamanha diferença deve-se ao fato de que essa metodologia de cálculo deve-se ser utilizada apenas para fibras unidirecionais

impregnadas, uma vez que os resultados obtidos para tecidos são, conforme identificado acima, incoerentes. Alguns motivos podem ser apontados para justificar tal diferença:

- Forma na obtenção dos dados: os valores obtidos pela fonte da primeira linha foram adquiridos a partir de ensaios mecânicos, utilizando ferramentaria de precisão e seguindo normas da ASTM;
- Baixo refinamento de cálculos: conforme explicitado anteriormente, as fórmulas aqui apresentadas servem para aproximar e apresentar valores do material laminado. Desta forma, servem apenas como ponto de partida, não devendo ser utilizadas inteiramente como refinamento de projeto,
- Laminados: os materiais laminados foram confeccionados com dimensões pequenas o que impactou no resultado, dado que utilizando a proporção de 60/40 de fibra/matriz, a massa da matriz utilizada para laminação é muito ínfima, tornando imprecisos os dados de massa utilizada para confecção de cada laminado. Com laminados maiores, seria possível realizar a aferição mais precisa.

Tendo em vista os pontos levantados e a agilidade constante sendo requisitada no setor industrial de pesquisa e desenvolvimento, deve-se ressaltar que os dados obtidos podem ser utilizados como dados preliminares a serem, obrigatoriamente, refinados.

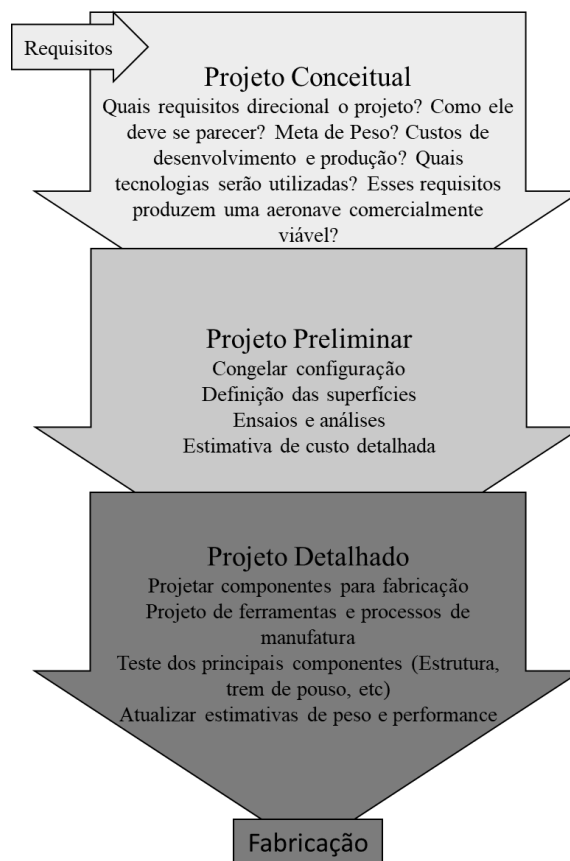
4. PROJETO

Este tópico do presente texto divide-se em: descrição da metodologia e aplicação ao projeto da asa de um UAV. Isso porque deve-se considerar que um drone, além de uma aeronave, pode ser considerado um bem de consumo dado que os usuários e operadores de drones necessitam de treinamentos mais avançados e detalhados, assimilando o produto como uma ferramenta de alta disponibilidade e com facilidade de manutenção. Dessa forma, para o desenvolvimento de um drone profissional, são consideradas as metodologias para projetos aeronáuticos e de produtos de consumo.

4.1. Descrição de Metodologia

Segundo (Raymer, 2013) , divide-se normalmente o projeto de aeronaves em três fases: Projeto Conceitual, Projeto Preliminar, e Projeto Detalhado. No diagrama apresentado na Figura 12 são descritas as tarefas a serem executadas em cada fase.

Figura 12 - Fases de um projeto aeronáutico.

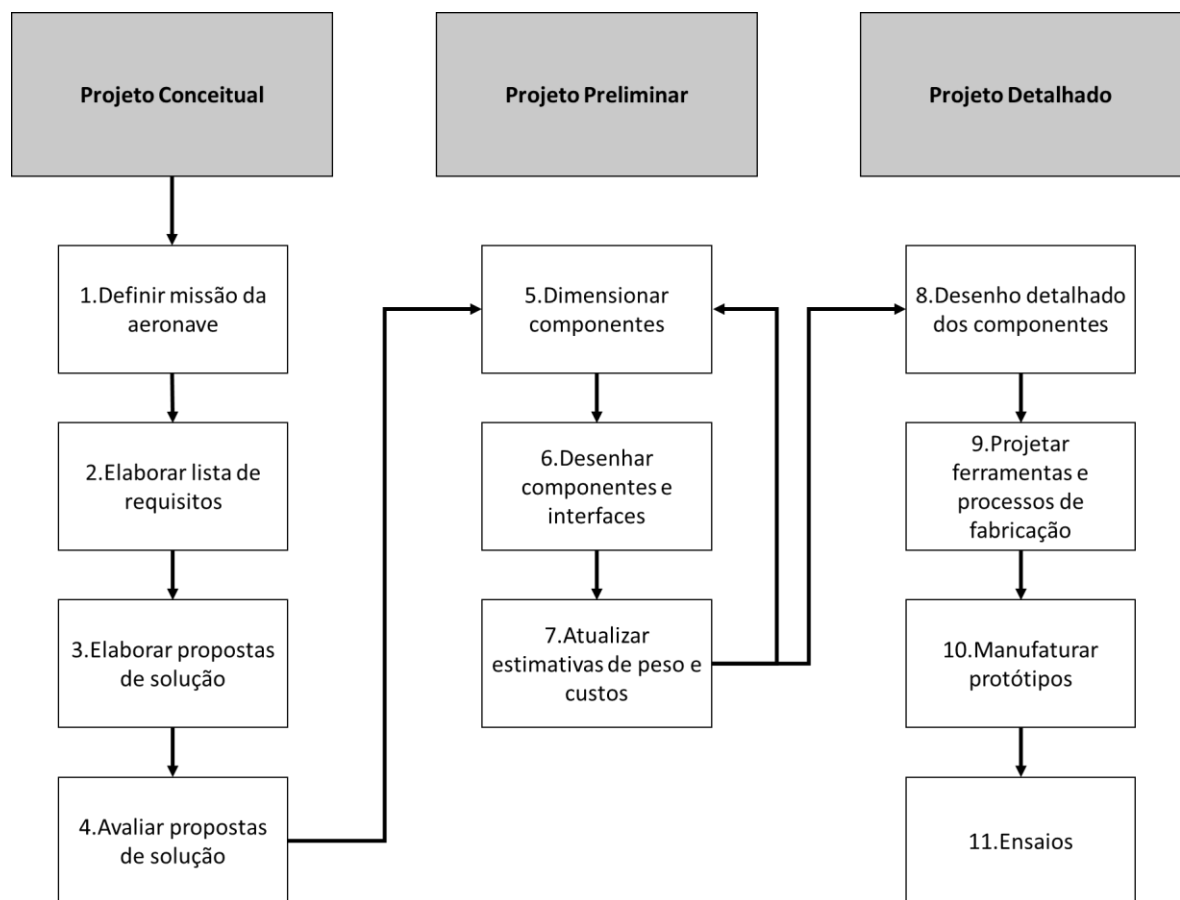


Fonte: Adaptado (Raymer, 2013)

A alta complexidade de um projeto aeronáutico é resultado não só da quantidade de requisitos de aeronavegabilidade para aprovação pelas agências reguladores locais, como por exemplo a FAA (*Federal Aviation Administration*) nos Estados Unidos e a ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil) no Brasil, mas também a necessidade de produzir aeronaves com alto desempenho e baixo consumo. Essas mesmas agências são responsáveis pela regulamentação de drones, um processo que inclui avaliar a segurança da aeronave. Desenvolver novas aeronaves requer esforço de uma equipe focada integralmente, podendo custar algo na ordem de bilhões de dólares além do tempo necessário de desenvolvimento, que pode durar alguns anos até se obter um produto estável e seguro. (Christopher S. Tang, 2015)

Por conta disso, torna-se necessário readequar processos de desenvolvimentos à realidade de trabalho, tendo em vista qualquer tipo de disponibilidade ou limitação de recursos. A Figura 13 indica a metodologia proposta que alinha a necessidade de desenvolvimento ágil e de baixo custo para o projeto estrutural em aeronaves controladas remotamente, que acompanha a mesma divisão de fases apresentada na Figura 12.

Figura 13 - Diagrama de processos proposto para projetos aeronáuticos.



Fonte: Autor.

1. Baseados em análises de mercado, a missão é fornecida pela gerência da empresa, isto é, quais atividades a aeronave deverá executar;
2. A lista de requisitos define todas as características do produto, estabelecendo um foco para a equipe de trabalho. Concomitantemente, são identificados também quais requisitos regulamentares devem ser obedecidos, requisitos comerciais, restrições de infraestrutura, orçamentárias e etc
3. Auxiliado por programas de projeto, é um processo iterativo a fim de propor configurações para a aeronave e suas respectivas soluções à lista de requisitos. Cada proposta deve ser estudada e detalhada não somente pela equipe de projetos, mas também pelos técnicos responsáveis pela fabricação;
4. As propostas devem ser avaliadas, identificando o cumprimento ou não dos requisitos;
5. Falando-se da estrutura, envolve realizar cálculos de resistência da estrutura primária e determinação de coeficiente de segurança, identificando pontos de fragilidade e regiões a serem otimizadas visando diminuição de peso. Em termos de desempenho, deve-se definir o motopropulsor garantindo as metas de autonomia estabelecidas previamente;
6. Todos os componentes secundários devem ser detalhados e analisados conjuntamente, respeitando as solicitações de cada um, evitando falhas;
7. Após os primeiros estudos realizados do projeto, torna-se possível realizar uma estimativa de peso e de custo do produto. Essa etapa deve ser constantemente alimentada com dados para garantir ainda mais precisão e menos variabilidade em termos de eficiência orçamentária e projeto. Essa é uma etapa condicional, indicando que caso algum componente falhe em algum tipo de validação, deve-se identificar o motivo da falha e retornar ao dimensionamento dos componentes principais;
8. Nesta etapa, todos os componentes que compõe o protótipo devem ser desenhados e detalhados, desde fixadores mecânicos à chicotes do sistema elétrico devem ser inseridos na montagem do protótipo, realizada com ferramentas CAD (*Computer-Aided Design*);
9. A partir do desenho das estruturas primárias e secundárias, são projetados os moldes de prototipação e os processos de fabricação, calculando-se todos os insumos necessários;
10. Todos os componentes devem ser fabricados ou adquiridos para validação das metodologias empregadas para montagem, fabricação e etc. Esses conjuntos e subconjuntos, devem ser gradativamente testados e ensaiados, iniciando-se em uma montagem sem grande quantidade de componentes uma vez que, quanto maior for a

quantidade de peças, mais complexo fica. As falhas que forem observadas ao longo dos testes devem ser avaliadas novamente em equipe, julgando a necessidade de uma readequação imediata,

11. Testes de validação do projeto;

4.2. Aplicação da metodologia para o projeto estrutural da asa de um drone agrícola de asa fixa

Para exemplificar a proposta de metodologia, será realizado um estudo de caso da estrutura da asa de um drone de asa fixa para mapeamento agrícola. Nesta secção encontram-se a descrição das atividades desde da etapa “Definir missão da aeronave” até “Desenho detalhado de componentes”. Na seção 5 apresentada-se a atividade “Projetar ferramentas e processos de fabricação”.

1. Definir missão da aeronave:
Autonomia de 60 minutos a 120m de altura a uma velocidade de 20 m/s, pilotada remotamente para mapeamento;
2. Elaborar lista de requisitos:
Apresentada da Tabela 6:

Tabela 6 - Lista de requisitos para aeronave.

Lista de requisitos	
Descrição	Motivo
Requisitos comerciais	
Capacidade de até 10 kg de <i>payload</i>	Permitir o uso dos principais sensores de mapeamento do mercado.
Arquitetura modular	Permitir a substituição de componentes para reparo ou melhoria.
Preço de venda competitivo	Empresa nova entrando em mercado com forte concorrência.
Requisitos regulamentares	
Peso máximo de decolagem menor que 25 kg	Evitar a necessidade de Autorização de projeto pela ANAC.
Voo abaixo de 400 pés	Evitar a necessidade de Autorização de projeto pela ANAC e facilitar a autorização dos voos.
Requisitos de fabricação	
Baixo custo de fabricação	Possibilitar preço de venda reduzido.
Geometrias simples	Reduzir número e complexidade de moldes.
Requisitos operacionais	
Desmontável sem necessidade de ferramentas	Facilitar a experiência do operador e diminuir a probabilidade de montagens erradas.
Facilidade de troca de <i>payload</i>	Permitir diferentes configurações ajustáveis à necessidade do operador.
Número de passos para montagem das asas menor que 5	Melhorar a experiência do operador.
Pouso e decolagem sem necessidade de pista	Permitir operação em áreas sem preparação.
Requisitos de tolerância à falhas	
Resistência das superfícies ao manuseio	Permitir montagem e desmontagem em campo, sem ferramentas e dispositivos.
Facilidade de reparar atuadores e superfícies de controle	Facilitar o reparo em campo.

Fonte: Autor.

3. Elaborar propostas de solução:

A partir da definição dos requisitos, elaboram-se propostas de solução.

4. Dimensionar componentes:

A estrutura é um dos subsistemas com maiores possibilidades de refino no projeto de um drone de Classe 3 dado que os outros subsistemas são conjuntos fechados e em sua maioria comprados de empresas especializadas.

Segundo (Keane & András, 2017), as manobras das aeronaves são responsáveis pelos maiores carregamentos da estrutura, recomendando-se um fator de carga de 5g para acelerações positivas e 2g para negativas. Para simplificar os cálculos preliminares, assume-se que:

- Apenas a longarina principal resiste aos esforços aerodinâmicos;
- Abordagem conservadora com toda a carga aerodinâmica, sustentação e arrasto, aplicada na ponta da asa,
- Utilização de tubos fibra de carbono com seção redonda ou quadrada devido a sua ampla disponibilidade, baixo custo e baixo peso.

Para um tubo com seção quadrada, tem-se que o momento de inércia I é dado por:

$$I = \frac{b \cdot h^3}{12} - \frac{(b - 2 \cdot t) \cdot (h - 2 \cdot t)^3}{12} \quad (39)$$

Tal que:

- b : largura;
- h : altura,
- t : espessura.

Para um tubo com seção circular o momento de inércia I é dado por:

$$I = \frac{\pi \cdot (d^4 - (d - 2 \cdot t)^4)}{64} \quad (40)$$

Tal que:

- d : diâmetro externo;
- t : espessura.

Considerando que a aeronave tem peso máximo de 25kg, cada asa sustenta 12,5 kg. Com um fator de carga de 5g e considerando 1 m de envergadura entre a ponta e a raiz, obtém-se que o momento máximo ocorre na raiz da asa:

$$M_{raiz} = 5.12,5.1.9,81 = 613,1 \text{ Nm}$$

Para um tubo redondo de seção constante com $d=25$ mm e $t=2$ mm, obtém-se que:

$$I = \frac{3,14 \cdot (25^4 - (25 - 2 \cdot 2)^4)}{64} = 15067 \text{ mm}^4$$

Para um tubo quadrado de seção constante com $h=25$ mm, $b=40$ mm e $t=2$ mm de espessura:

$$I = \frac{40 \cdot 25^3}{12} - \frac{(40 - 2 \cdot 2)(25 - 2 \cdot 2)^3}{12} = 24300 \text{ mm}^4$$

A tensão normal devido à flexão é dada por:

$$\sigma = \frac{M \cdot y}{I} \quad (41)$$

Tal que:

- M: o momento fletor;
- y: a distância em relação à linha neutra,
- I: o momento de inércia da seção.

Sendo assim, para o tubo de seção quadrada:

$$\sigma = \frac{613 \cdot 1000 \cdot 12,5}{24300} = 315 \text{ MPa}$$

E para o tubo de secção circular:

$$\sigma = \frac{613 \cdot 1000 \cdot 12,5}{15067} = 508,6 \text{ MPa}$$

Utilizando a relação da teoria de vigas de Euler-Bernoulli, a deformação máxima de uma viga engastada nas condições de carregamento propostas aqui é dada por:

$$\delta_{ponta} = \frac{(P.L^3)}{3.E.I} \quad (42)$$

Os valores encontrados relativos às propriedades do laminado no tópico 3.1 podem ser aplicados nesta etapa dependendo da avaliação do resultado dos testes de caracterização. Como o resultado da caracterização destoa consideravelmente dos valores da bibliografia e por se tratar de um teste primário, escolheu-se utilizar os valores segundo (Silva, 2017) para o módulo de Young E_1 (para o sistema fibra de carbono bidirecional e resina epóxi) é 44,8 GPa e a máxima resistência à tração é 622,6 MPa. Com base nesses dados e pelo critério da tensão máxima, não deve ocorrer falha neste componente durante operação nas condições descritas acima.

Desta forma, para o tubo de seção quadrada, tem-se um deslocamento de:

$$\delta_{ponta} = \frac{(5.12,5.1000^3)}{3.44792,6.24300} = 19,1 \text{ mm}$$

E para um tubo de seção circular o deslocamento é de:

$$\delta_{ponta} = \frac{(5.12,5.1000^3)}{3.44792,6.15067} = 30,9 \text{ mm}$$

Os tubos com seções circulares apresentam tensão máxima maior que a máxima permitida para o material e pequenos deslocamentos para a condição de carregamento mais extrema do envelope operacional. Portanto, podem ser considerados como opções viáveis para aplicação no projeto. Considerando uma densidade de 1,3 g/cm³, o tubo de seção circular tem massa de aproximadamente 94 g/m e o de seção quadrada tem massa de 317 g/m. A conclusão final sobre qual será empregado depende de considerações sobre os requisitos operacionais, do projeto dos perfis transversais da asa, de componentes que fazem interfaces com os tubos, pontos de fixação de atuadores, trem de pouso e de mecanismos para a montagem das asas. Por conta das restrições dimensionais dos perfis e, portanto, da região interna da asa, foi decidido em utilizar uma longarina de seção retangular.

5. DETALHAMENTO DE MANUFATURA

O planejamento de manufatura é escopo da segunda parte do projeto. Os primeiros testes a serem realizados com o protótipo são os testes de produção, a fim de certificar que o design pode ser fabricado seguindo as restrições de infraestrutura.

Para a produção deste protótipo, faz-se necessário a utilização de uma Router CNC com capacidade para usinar chapas de MDF de até 1,8x2,7m. Este maquinário será responsável por usinar os plugs da asa e, posteriormente, realizar o corte dos perfis internos da asa e ainda recortar o material em excesso das cascas produzidas.

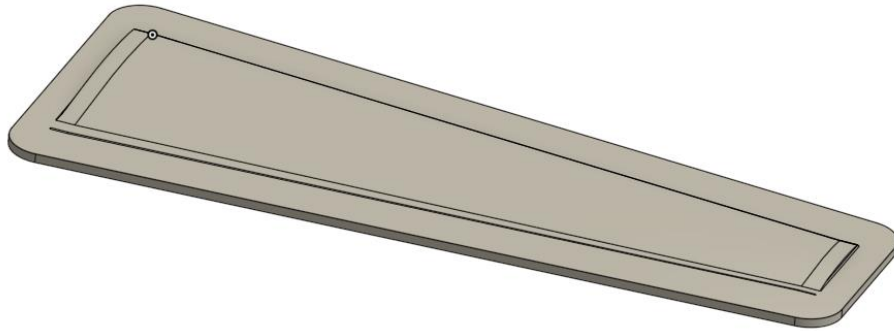
Além do detalhamento das etapas de laminação, o projeto de produção trabalha em conjunto com o setor de compras e suprimentos, a fim de garantir o fluxo contínuo de matéria-prima para a produção do projeto. Para a construção inicial do projeto de Planejamento e Controle de Produção, o setor de engenharia deve indicar quais as etapas que o produto deve passar antes da liberação para montagem. Com estes valores, é possível identificar os materiais que devem ser comprados com maior urgência, sincronizando os *lead-times* de compra de insumos, garantindo a disponibilidade de matéria-prima quando necessário. Desta forma, será realizada a descrição do projeto e, logo em seguida, a estimativa de custo para produção da peça e seu respectivo molde.

5.1. Asa

A asa será produzida utilizando Fibra de Carbono bidirecional, com duas camadas em cada casca. Para aumentar a resistência a torção das asas e admitindo-se que a longarina será responsável por resistir aos esforços de flexão, ambas as camadas serão dispostas a $-45^{\circ}/+45^{\circ}$ em uma área de cerca de $0,88\text{m}^2$. O primeiro passo para produzir os cascos da asa é produzir o seu molde.

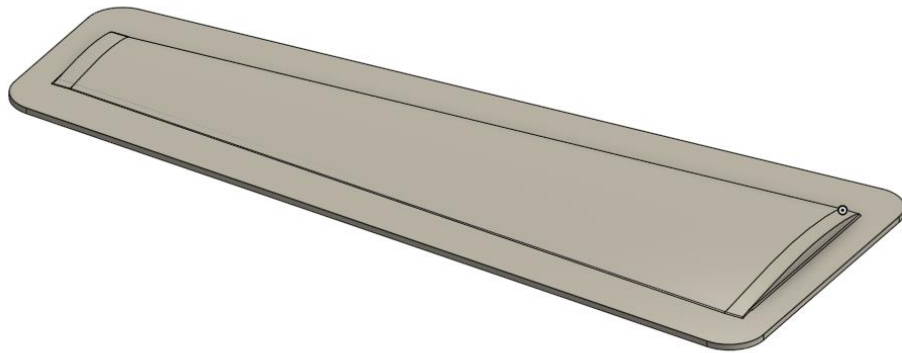
O molde da asa será produzido por partes, primeiro será usinado o plug (molde macho) de cada casca, conforme indicado nas Figuras 14 e 15.

Figura 14 - Plug da Casca Inferior.



Fonte: Autor.

Figura 15 - Plug da Casca Superior.



Fonte: Autor.

Para produzir ambos os plugs, é necessário utilizar uma área de 1x1,2m de uma chapa de MDF 25 mm. Após a usinagem destes plugs, cada um deles será preparado com:

- 4x Camadas de Selador para Madeira: O selador evita a absorção da tinta pela madeira, além de preencher pequenos poros desta,
- 2x Camadas de Tinta PU: A tinta pode ser arbitrária. Sua função é selar a última camada do molde e permitir acabamento com lixas de granulometria até 2000, além de posterior polimento.

Após sua preparação, que deve durar em torno de 2 dias para cada molde, será iniciado o processo de desmoldagem, que consiste em:

- 2x Camadas Selador Chemlease 15 EZ: Selador líquido, cria uma camada que veda microporosidade e facilita destaque do desmoldante. Aguardar 10 minutos entre as camadas e 15 minutos após a camada final;

- 5x Camadas Desmoldante Líquido PMR 90: Desmoldante líquido semipermanente da marca Chemtrend. Aguardar 10 minutos entre as camadas e 15 minutos após a camada final.

Após o processo de desmoldagem, será realizada a laminação do molde fêmea. Para isto, será seguida a seguinte metodologia:

- 2x Camadas finas de Gel Coat Laranja: O gel *coat* tem a finalidade de criar uma camada superficial dura e resistente a risco. Por ser muito frágil, requer laminação posterior. O recomendado é de 500g de gel *coat* a cada 1m² a ser coberto, aplicado com o auxílio de uma pistola de pintura HVLP. O ponto ideal para iniciar a laminação é quando a superfície apresenta ligeira adesão, conhecida como “ponto *tacky*”;
- 4x Camadas de Manta de Fibra de Vidro 300 g/m²: Este material será impregnado utilizando a resina Poliéster Derakane 470-300 na proporção 60/40 (Resina/Fibra). A catálise da resina poliéster (1%wt de MEKP) é fortemente exotérmica e, por conta disso, para evitar o empenamento do molde, deve ser realizada em etapas. Recomenda-se a laminação de 2x camadas por vez. OBS: Gel *coats* à base de poliéster aderem somente à resina poliéster;
- Reforços Estruturais: Os reforços serão compostos de Metalons 30x20x1,2mm e serão posicionados nas laterais do molde. Conforme a utilização do molde, é comum que ocorra o empenamento deste e, por isso, faz-se necessário criar aumentar a rigidez do molde. É importante salientar que o reforço não pode ser realizado diretamente no gel *coat*, devido a sua fragilidade.
- 4x Camadas de Manta de Fibra de Vidro 300 g/m².

O processo descrito a priori é o planejamento para cada plug usinado. Como são 2 Asas e, conseqüentemente, 4 cascas, este processo será repetido 4 vezes. Além disso, somando-se o tempo de produção de cada um destes moldes, será necessário um período de 8 a 12 dias úteis para finalização dos Plugs, desde a usinagem até a laminação.

Após a finalização dos moldes dos cascos inferiores, será necessário ainda produzir 2 outros moldes para as asas, referentes ao Bordo de Ataque. Para evitar que o bordo de ataque fique aparente na região superior da asa, a colagem do bordo será realizada na região inferior da asa, isto é, na casca inferior. A fim de copiar apenas os primeiros 20mm da região curva da casca inferior, um molde será retirado desta região utilizando o procedimento descrito. Para a produção da régua do bordo de ataque, são necessários cerca de 4 dias úteis.

Na Tabela 7 estão descritos os materiais necessários para a produção dos moldes, bem como seu custo unitário e total. Ressalta-se ainda que o valor total é referente ao molde de uma asa.

Tabela 7 - Valores estimados para produção de molde de casca.

Item	Valor Unitário (R\$)	Unidade	Consumido por casca			
			Casca Inferior		Casca Superior	
Luvras nitrílicas (M e G)	R\$ 2,60	par	5	R\$ 13,00	5	R\$ 13,00
Thinner Limpeza	R\$ 11,66	L	0,05	R\$ 0,58	0,05	R\$ 0,58
Selador para Madeira	R\$ 37,47	L	0,75	R\$ 28,10	0,85	R\$ 31,85
Tinta PU Branca	R\$ 92,00	L	0,45	R\$ 41,40	0,5	R\$ 46,00
Thinner 454	R\$ 27,78	L	0,15	R\$ 4,17	0,17	R\$ 4,63
MDF 25mm	R\$ 66,83	m ²	0,513	R\$ 34,28	0,513	R\$ 34,28
Gel Coat Laranja	R\$ 42,50	kg	0,8	R\$ 34,00	1	R\$ 42,50
Derakane 470-300	R\$ 178,37	kg	5,7	R\$ 1.016,71	6,9	R\$ 1.230,75
Manta de Fibra de Vidro 300 g/m ²	R\$ 48,68	kg	3,8	R\$ 184,98	4,6	R\$ 223,93
Chemlease PMR 90	R\$ 294,00	L	0,02	R\$ 5,88	0,02	R\$ 5,88
Chemlease Sealer 15	R\$ 187,00	L	0,03	R\$ 5,61	0,03	R\$ 5,61
Metalon 30x30x1,2	R\$ 20,00	m	2,5	R\$ 50,00	2,5	50,00
			Total	R\$ 1.418,71	Total	R\$ 1.689,01

Fonte: Autor.

Desta forma, estima-se que para produzir um molde de cada casca custará cerca de R\$ 3.107,72, utilizando um fator de 30% para englobar o molde do bordo de ataque e quaisquer outros materiais necessários, resultando em um custo de R \$4.040,36. Para as duas asas, têm-se um custo de R\$ 8.080,07. Deve-se lembrar ainda que este valor é referente apenas ao material envolvido na fabricação do molde, omitindo-se o custo de uso do maquinário e dos operários envolvidos. A fim de otimizar os valores, deve-se desenvolver um sistema de medição contínua dos insumos em cada etapa do processo de fabricação, resultando em um valor mais próximo do consumo real. Estes dados podem ainda ser utilizados para controlar as etapas do processo, refinando cada etapa e conferindo maior grau de confiabilidade em todo o ciclo. Ademais, deve-se adicionar à lista os consumíveis não listados, como: recipientes de mistura, misturadores, EPIs, tesouras, dentre outros.

Para a produção da asa em si, conforme citado neste tópico, será produzida utilizando duas camadas da Fibra de Carbono Bidirecional 200 g/m², dispostas em [-45°/+45°]. A resina escolhida para impregnar o tecido é a Araldite LY 5052/5052 CH, citada no Tópico 3 deste trabalho, utilizando a proporção Fibra/Resina de 55/45. Uma ficha de acompanhamento de processo deve ser estabelecida, informando a versão do processo e a quantidade em massa do material utilizado para sua fabricação.

Para a produção da casca superior:

- I. Conferir o encaixe do molde da casca superior e do bordo de ataque: para fixá-los pode-se utilizar parafusos de cabeça abaulada e porca e, se necessário, colocar um pedaço de tecido em cima para evitar furos na bolsa de vácuo;
- II. Separar os moldes;
- III. Aplicar 2x camadas do selador líquido para moldes Chemlease 15 Sealer EZ;
- IV. Aplicar 4x Camadas do desmoldante líquido Chemlease PMR 90;
- V. Unir os moldes novamente e fixá-los na posição correta;
- VI. Aplicar na junta entre os moldes um filete de massa de modelar (também conhecida como “plastilina”): esta massa evita a penetração da resina no molde, evitando que os moldes fiquem unidos após a cura da resina. Esta região aparecerá como uma linha tênue na casca, podendo ser ocultada dependendo da região de divisão projetada no molde ou pintando a superfície da asa, caso desejado,
- VII. Aplicar 2x Camadas de desmoldante líquido Chemlease PMR 90: a finalização com desmoldante remove o excesso de plastilina que pode ter restado no molde.

Na preparação do molde da casca inferior aplica-se apenas 5x camadas do desmoldante, devido a não utilização da plastilina. Após o processo de desmoldagem, deve-se preparar a bancada e o material de laminação. O corte do tecido de fibra de carbono deve ser realizado com o auxílio de gabaritos desenhados a partir do molde, garantindo cobertura total da superfície e uma aba de cerca de 20mm para facilitar a retirada da peça após a cura. Será utilizada ainda, para cada peça, 1x camada de *peel ply* (tecido desmoldante) e *breather* (tecido absorvente), e uma bolsa de vácuo nas dimensões de 0,8x1,5m. Para selar a bolsa, será utilizada uma fita de vedação (conhecida como “*tacky tape*”), em um perímetro de 4,6m para cada bolsa produzida.

Antes da laminação, a massa de fibra cortada deve ser aferida a fim de calcular a quantidade de resina e catalisador utilizados, lembrando que a proporção em massa de Resina/Catalisador é 100/38 e a de Fibra/Resina de 55/45.

Após a laminação, o laminado deve ficar sob vácuo constante durante cerca de 12h a 25°C. Para completar o ciclo de cura do material, deve-se estabelecer um procedimento de pós-cura em que o laminado deve ficar no molde durante outro determinado período, garantindo estabilidade dimensional e das propriedades físicas do material. Após o primeiro período de cura, se devidamente urgente, o laminado pode ser utilizado, restaltando-se as probabilidades de falhas devido à cura incompleta. Caso haja disponibilidade de um forno, pode-se acelerar a cura de acordo com o informado na ficha técnica da resina.

O material deve ser cortado nas dimensões corretas com o auxílio de uma router CNC. No mesmo programa, podem ser feitas as furações e os recortes desejados, reduzindo a necessidade de um operador humano para realização de tarefas sensíveis. Recomenda-se a utilização de limas rotativas ou fresas raiadas com cobertura de AlTiN, por apresentarem maior resistência à abrasão, aumentando a vida útil da ferramenta ao realizar cortes em fibra de carbono (material altamente abrasivo).

A Tabela 8 demonstra as quantidades necessárias para produção de uma asa. Assim como a tabela calculando o custo de produção dos moldes, alguns valores apresentados são estimados através da área superficial do laminado.

Tabela 8 - Custo de fabricação estimado para uma asa.

Item	Valor Unitário (R\$)	Unidade	Consumido por laminação			
			Casca Inferior		Casca Superior	
Chemlease PMR 90	R\$ 187,00	L	0,03	R\$ 5,61	0,04	R\$ 7,48
Chemlease Sealer 15	R\$ 294,00	L	0,02	R\$ 5,88	0,03	R\$ 8,82
Chemlease Moldcleaner 501	R\$ 52,64	L	0,02	R\$ 1,05	0,03	R\$ 1,58
Fibra de Carbono Bidirecional 200 gsm	R\$ 149,50	m ²	0,56	R\$ 83,72	0,672	R\$ 100,46
Peel Ply	R\$ 11,96	m ²	0,375	R\$ 4,49	0,48	R\$ 5,74
Breather	R\$ 14,30	m ²	0,375	R\$ 5,36	0,48	R\$ 6,86
Vacuum Bag	R\$ 16,90	m ²	2,16	R\$ 36,50	2,64	R\$ 44,62
Tacky Tape	R\$ 4,83	m	4,2	R\$ 20,30	4,6	R\$ 22,23
Resina LY 5052	R\$ 0,18	g	66,4	R\$ 12,05	79,7	R\$ 14,47
Catalisador 5052 CH	R\$ 0,29	g	25,2	R\$ 7,27	30,3	R\$ 8,73
Luvas nitrílicas (M e G)	R\$ 130,00	cx	5	R\$ 650,00	5	R\$ 650,00
Thinner Limpeza	R\$ 11,66	L	0,2	R\$ 2,33	0,2	R\$ 2,33
			Total	R\$ 834,57	Total	R\$ 873,33

Fonte: Autor.

Conforme observado na Tabela 8, estima-se que o custo para a produção de uma asa é de cerca de R \$1707,90, com um fator de 30% para cobrir outros gastos, resulta em R \$2220,27. Para duas asas, o valor é de R\$ 4440,54. Supondo-se cura e pós cura a temperatura ambiente, o prazo para finalização dos cascos é de 7 dias cada um. A montagem dos cascos será explicada posteriormente neste trabalho.

5.2. Longarina

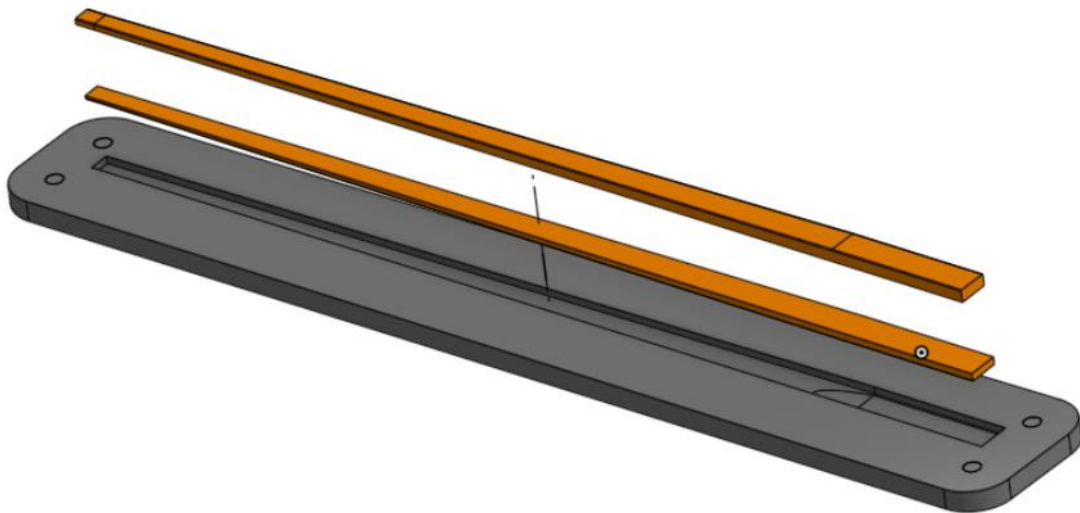
Dado que a longarina é responsável por resistir o esforço de flexão da asa, ela deve ser composta por:

- 2x Camadas gerais de Fibra de Carbono Bidirecional 200 g/m² orientadas a [-0°/90°] alinhadas com o comprimento da longarina;

- 4x Camadas de Fibra de Carbono Unidirecional 225 g/m²: 2x camadas na face superior da longarina e 2x camadas na face inferior – alinhadas com o comprimento da longarina.

A longarina se utilizará de um molde bipartido para produção. Da mesma forma como devem ser produzidos o molde dos cascos, usina-se primeiro os plugs (moldes machos) de cada seção da longarina, usinando ainda uma base de apoio para criar abas de encaixe entre cada metade, conforme apresentado na Figura 16.

Figura 16 - Vista explodida dos Plugs da longarina.



Fonte: Autor.

O apoio, base para laminação do molde fêmea da metade superior da longarina, servirá para criar uma aba uniforme no molde, permitindo uni-los no momento da laminação. Para a usinagem do conjunto, é necessário, assim como na usinagem do molde dos cascos uma chapa de MDF de 25mm de espessura, com dimensões de 1,5x0,4m. Como a longarina possui perfil constante, este mesmo plug é utilizado para replicação de outro molde fêmea a fim de acelerar a produção da aeronave.

O primeiro molde fêmea a ser produzido é a superfície superior da longarina. Para isto, deve-se encaixar os plugs usinados e uni-los com o auxílio de cianoacrilato (adesivo também conhecido como “*Super bonder*”). A preparação do plug das superfícies e da base de apoio deve ser realizado utilizando o passo-a-passo detalhado no tópico referente à produção dos moldes dos cascos. Assim que devidamente pintados e lixados, monta-se o plug da longarina com a

base e inicia-se o processo de desmoldagem de todas as faces. Antes da última camada de desmoldante líquido, plastilina deve ser aplicada na divisão da base de apoio com a superfície superior da longarina, a fim de reduzir o espaçamento entre eles e, conseqüentemente, evitando o aparecimento de uma linha divisória muito grande entre o molde superior e molde inferior da longarina. A última camada de selador a ser aplicada deve ser utilizada ainda para retirar o excesso de plastilina presente.

Após o processo de desmoldagem, deve-se iniciar o processo de laminação utilizando *gel coat* e manta de fibra de vidro, conforme o procedimento de fabricação dos moldes dos cascos. A Aplicação da manta de vidro com a resina poliéster deve ser realizada em etapas a fim de evitar o superaquecimento do molde causado pela catálise da resina, altamente exotérmica. Após a aplicação e 4x camadas de manta, deve-se posicionar reforços laterais de metalon 30x30x1,2mm e laminar 2x camadas adicionais de manta de fibra de vidro. Durante o uso repetitivo dos moldes, é comum que ocorra empenamento, resultado a ser evitado com a quantidade correta de camadas e com os reforços estruturais.

Produzido o molde da superfície superior da longarina, destaca-se a base de apoio, deixando no local o plug da longarina. Inicia-se novamente o processo de desmoldagem do molde da longarina superior e, após sua finalização, a laminação deverá ser realizada da mesma forma. Estima-se que para produzir 2 moldes de longarinas sejam necessários 8 a 12 dias. A Tabela 9 resume os materiais utilizados para produção de 2x moldes de longarina.

Tabela 9 - Valores estimados para produção de 2 Moldes de Longarinas.

Item	Valor Unitário (R\$)	Unidade	Consumo	
			Quantidade	Valor Parcial
Luvras nitrílicas (M e G)	R\$ 2,60	par	10	R\$ 26,00
Thinner Limpeza	R\$ 11,66	L	0,3	R\$ 3,50
Selador para Madeira	R\$ 37,47	L	0,7	R\$ 26,23
Tinta PU Branca	R\$ 92,00	L	0,3	R\$ 27,60
Thinner 454	R\$ 27,78	L	0,1	R\$ 2,78
MDF 25mm	R\$ 66,83	m ²	0,6	R\$ 40,10
Gel Coat Laranja	R\$ 42,50	kg	0,36	R\$ 15,30
Derakane 470-300	R\$ 178,37	kg	2,376	R\$ 423,81
Manta de Fibra de Vidro 300 g/m ²	R\$ 48,68	kg	1,584	R\$ 77,11
Chemlease Sealer 15	R\$ 294,00	L	0,04	R\$ 11,76
Chemlease PMR 90	R\$ 187,00	L	0,07	R\$ 13,09
Metalon 30x30x1,2mm	20	m	6	120
			Total	R\$ 787,27

Fonte: Autor.

O valor então para produção dos moldes é de cerca de R\$ 787,27, com um fator de 30% para demais custos não previstos, o valor é fica em torno de R\$ 1023,45.

Para a produção da longarina, utilizar-se-á a mesma resina escolhida para fabricação dos cascos, a Araldite LY 5052/5052 CH utilizando a proporção Fibra/Resina de 55/45. Uma ficha de acompanhamento de processo deve ser estabelecida informando a versão do processo e a quantidade em massa do material utilizado para sua fabricação. Os moldes superior e inferior devem ser unidos para avaliar seu encaixe e realizar qualquer reparo que seja necessário.

Para fabricá-las, uma técnica utilizando duas bolsas de vácuo deve ser utilizada. Uma bolsa menor com dimensões de 0,1x1,2m e outra bolsa com dimensões de 1,2x0,8 devem ser preparadas. A bolsa menor será inserida entre os moldes após o posicionamento das camadas e antes do fechamento do molde. Após fechar o molde, esta bolsa deverá ser unida com a bolsa maior, deixando um espaço oco passando de uma extremidade a outra do molde, conforme indicado na Figura 17.

Figura 17 - Método de vácuo utilizando uma bolsa externa (vedada) e uma bolsa interna ao tubo (vazada).



Fonte: Easy Composites.

O procedimento de preparação dos moldes é o mesmo que o passo-a-passo para preparação do molde do casco superior da asa. A Proporção Fibra/Resina a ser utilizada é de 55/45 e a proporção de Resina/Catalisador é de 100/38. O corte do tecido deve ser realizado com auxílio de gabaritos de corte e será utilizada ainda 1x camada geral de *peel ply* e de 1x camada superior e inferior de *breather* para retirar resina excessiva de ambas as metades do molde. Após a laminação, o material deve permanecer sob vácuo durante cerca de 12h a 25°C.

Seguido tempo de cura do laminado, cada longarina deve ser cortada utilizando a Router CNC e um dispositivo de apoio para fixar a longarina no local e servir como referência para o código G criado.

A Tabela 10 indica os valores estimados para produção de 2x longarinas (1x Aeronave).

Tabela 10 - Valores estimados para fabricação de 2x longarinas.

Item	Valor Unitário (R\$)	Unidade	Consumido por laminação	
			Quantidade	Valor Parcial
Chemlease PMR 90	R\$ 187,00	L	0,06	R\$ 11,22
Chemlease Sealer 15	R\$ 294,00	L	0,04	R\$ 11,76
Chemtrend Moldcleaner 501	R\$ 52,64	L	0,04	R\$ 2,11
Fibra de Carbono Bidirecional 200 gsm	R\$ 149,50	m ²	0,3	R\$ 44,85
Fibra de Carbono Unidirecional 225 gsm	R\$ 350,00	m ²	0,16	R\$ 56,00
Peel Ply	R\$ 11,96	m ²	0,6	R\$ 7,18
Bleeder	R\$ 14,30	m ²	0,16	R\$ 2,29
Vacuum Bag	R\$ 16,90	m ²	4,32	R\$ 73,01
Tacky Tape	R\$ 4,83	m	13,6	R\$ 65,73
Resina LY 5052	R\$ 0,18	g	85,4	R\$ 15,50
Catalisador 5052 CH	R\$ 0,29	g	32,4	R\$ 9,35
Luvras nitrílicas (M e G)	R\$ 2,60	cx	10	R\$ 26,00
Thinner Limpeza	R\$ 11,66	L	0,3	R\$ 3,50
			Total	R\$ 328,49

Fonte: Autor.

Conforme observado na Tabela 10, o valor para produção das longarinas é de cerca de R\$ 328,49, aplicando um fator de 30% para eventuais custos adicionais, tem-se que o valor para fabricação é de R\$ 427,04.

5.3. Perfis das Asas (Nervuras)

Os perfis das asas serão produzidos utilizando material de núcleo conhecido como *Divinycell* H35 de 4mm com a menor densidade dos materiais oferecidos, cerca de 35 kg/m³. Este material produzido em PVC pode ser utilizado em aplicações manuais a cura ambiente. Uma chapa de *divinycell* possui 800x600mm, calculando então o volume do material e convertendo para massa, 1 chapa de *divinycell* possui cerca de 73g e custa cerca de R\$ 30,00. Com uma chapa de *divinycell* é possível realizar o corte de materiais necessários para 3 aeronaves, isto é, perfis suficientes para 6 asas.

A chapa de *divinycell* será utilizada num sanduíche de Fibra de Vidro Bidirecional de 83 g/m². Como base, deve-se utilizar um tampo de vidro temperado de 1x1,5m com 10mm de espessura, que custa cerca de R\$ 270,00.

Este laminado, por não possuir restrições estéticas, pode ser laminado utilizando desmoldante com base em cera de carnaúba, específico para compósitos, que possui fórmula diferente da cera de carnaúba disponível em lojas de tinta.

Como forma de mitigar ainda as tensões de torção da Asa, uma vez que a longarina será responsável por toda a resistência à flexão, as duas camadas de fibra de vidro utilizadas para a laminação da chapa de *divinycell* devem ser orientadas à $-45^{\circ}/+45^{\circ}$. A fim de aumentar a aderência das camadas com a placa de *divinycell*, pequenos furos no material devem ser feitos com um auxílio de uma ferramenta pontiaguda com diâmetro menor que 2mm. Estes furos criarão pontes de resina entre as camadas, evitando a delaminação durante o uso e o corte na router.

Como procedimento de laminação, deve-se:

- Limpar a mesa de vidro com thinner;
- Aplicação da *tacky tape* num perímetro de 1x1m: a fita da *tacky tape* deve ser retirada apenas após a laminação, no momento de posicionamento da *vacuum bag*;
- Aplicar 5x camadas de cera desmoldante: entre as camadas, retirar o excesso com uma estopa seca e aguardar 10 minutos entre camadas. Após a última camada, aguardar 15 minutos e polir a mesa com estopa seca,
- Preparar a mangueira de vácuo e as camadas de tecido.

Como proporção Fibra/Resina, utiliza-se 50/50 levando em consideração que o material de núcleo irá absorver boa parte da resina utilizada para laminação. Como camadas subsequentes, deve-se posicionar ainda uma camada de *peel ply* e uma camada de *breather*, para absorção de resina em excesso.

A Tabela 11 resume os materiais utilizados para fabricação de uma 1 aeronave, isto é, 2 asas. Para o consumo de uma chapa de *divinycell*, basta multiplicar o valor por 3, consumindo a chapa ao todo e produzindo material para três aeronaves.

Tabela 11 - Resumo de insumos para produção de perfis de asa.

Item	Valor Unitário (R\$)	Unidade	Para 1 Aeronave	
Luvas nitrílicas (M e G)	R\$ 2,60	par	5	R\$ 13,00
Thinner Limpeza	R\$ 11,66	L	0,05	R\$ 0,58
Divinycell H35 4mm	R\$ 30,00	un	0,33	R\$ 10,00
Fibra de Vidro Bidirecional 83 g/m ²	R\$ 9,50	m ²	0,42	R\$ 3,99
Cera Desmoldante Redelease	R\$ 25,00	lata	0,1	R\$ 2,50
Peel Ply	R\$ 11,96	m ²	0,72	R\$ 8,61
Bleeder	R\$ 14,30	m ²	0,63	R\$ 9,01
Vacuum Bag	R\$ 16,90	m ²	1,1	R\$ 18,59
Tacky Tape	R\$ 4,83	m	4,2	R\$ 20,30
Resina LY 5052	R\$ 0,18	g	25,26	R\$ 4,59
Catalisador 5052 CH	R\$ 0,29	g	9,6	R\$ 2,77
			Total	R\$ 93,94

Fonte: Autor.

Como é possível observar, o tecido de fibra de vidro possui baixo custo de consumo, bem como baixa quantidade de consumo. A utilização da fibra de vidro de baixa gramatura serve não só para criar materiais leves, mas também reduzir custo de produção em larga escala. O tecido de vidro, bem como outros materiais, é classificado como ativo fixo e seu valor de aquisição pode ser diluído nas produções realizadas, mas para o momento inicial de fabricação, o custo de compra deve ser considerado para requisição de recursos. Desta forma, o valor necessário para produzir os perfis necessários para a primeira aeronave é de cerca de R\$ 363,94, multiplicado por um fator de 30% para cobrir os custos com outros gastos e outros materiais, o valor fica em R\$ 473,12.

5.4. Montagem da Asa

A montagem da asa deverá ser realizada em uma mesa com, no mínimo, 1m de comprimento e 60cm de largura. Para realizar a colagem dos perfis e das cascas da asa, utiliza-se uma cola estrutural com base epóxi (Sistema 5052) cujas matérias primas são apresentadas na Tabela 12. A proporção a ser obedecida está apresentada na primeira coluna.

Tabela 12 - Proporção dos ingredientes do adesivo estrutural.

Proporção (em g)	Material	Valor Unitário	Unidade	Utilizado (em g)	Valor Parcial
25	Resina LY 5052	R\$ 0,18	g	100	R\$ 18,15
9,5	Catalisador 5052 CH	R\$ 0,29	g	38	R\$ 10,95
1,3	Aerosil (Carbosil)	R\$ 0,09	g	5,2	R\$ 0,49
2,4	Flox (Fibra de vidro moída)	R\$ 0,02	g	9,6	R\$ 0,19
0,6	Microesfera	R\$ 0,20	g	2,4	R\$ 0,49
				Total	R\$ 30,28

Fonte: Autor.

A microesfera e o *aerosil* servem como espessante, ou seja, possuem a finalidade de aumentar a viscosidade do adesivo, evitando que ele escorra pelos locais a serem unidos. A fibra de vidro moída tem a finalidade de aumentar a resistência do adesivo devido às fibras aleatoriamente orientadas. Por fim, o sistema epóxi utilizado, o mesmo utilizado para realizar a laminação dos cascos, foi escolhido devido à compatibilidade química com a matriz, aumentando a aderência entre as cascas. O valor estimado é dado em relação à quantidade de adesivo total utilizado para a colagem de uma asa. Para uma aeronave, o valor é de aproximadamente R\$ 60,56.

O primeiro passo da montagem é unir a longarina e os perfis na posição correta, para isto, deve-se posicionar cada perfil de acordo com a distância estipulada em projeto, conforme identificado nas Figura 18 e 19.

Para auxiliar na colagem dos perfis e da longarina, recomenda-se a utilização de grampos de marceneiro ou a elaboração de um gabarito de fixação, para manter a estrutura imóvel durante o tempo de cura para manuseio da resina que a 25°C é de 4h.

Após a cura do adesivo, deve-se preparar a superfície do casco superior para colagem. Antes da colagem, é recomendado cobrir as arestas laterais do perfil com fita crepe automotiva, para caso algum resquício de cola escorra para as laterais ou região inferior. A fita deve ser destacada logo após a colagem. Além disso, uma solução desengraxante deverá ser utilizada para limpeza superficial do casco, utilizando uma esponja ou qualquer outra ferramenta que não deixe resquícios na superfície, como a estopa.

O perfil 8 deverá facear a lateral estreita da asa, enquanto o perfil 1 deverá facear a lateral mais larga da asa, região que fará interface com a fuselagem central da aeronave. O adesivo deve ser espalhado levemente entre os perfis e o casco, pressionando-os juntos a fim de expulsar o máximo de adesivo da interface, evitando restaltos na superfície externa da asa.

Por fim, deve-se preparar a superfície de colagem do casco inferior, da mesma forma que a preparação do casco superior. Após a colagem de ambos os cascos, a asa poderá ser enviada para acabamento. Para cobrir a porosidade da asa, deve-se aplicar uma fina camada de veda choque, massa de acabamento de funilaria. Esta massa deve então ser lixada com cuidado, em um gradiente de lixas secas com gramaturas 320, 400, 600, 800 e lixas d'água 1200, 2000 e 5000. Após isso, cada asa será pintada com Tinta PU Branco Fosco e polida com massa de polir. Estima-se que todo o processo de montagem e finalização de cada asa leve cerca de 4 dias.

A Tabela 12 apresenta a quantidade dos materiais que será utilizada, bem como o valor estimado.

Tabela 13 - Quantidade de material utilizado para acabamento de uma Asa.

Item	Valor Unitário	Unidade	Utilizado	Valor Parcial
Veda Choque	R\$ 0,40	g	100	R\$ 40,00
Lixa 320	R\$ 3,00	un	2	R\$ 6,00
Lixa 400	R\$ 3,00	un	2	R\$ 6,00
Lixa 600	R\$ 3,50	un	2	R\$ 7,00
Lixa 800	R\$ 3,50	un	2	R\$ 7,00
Lixa D'água 1200	R\$ 5,00	un	1	R\$ 5,00
Lixa D'água 2000	R\$ 5,00	un	1	R\$ 5,00
Tinta PU Branca	R\$ 92,00	L	0,2	R\$ 18,40
Thinner 454	R\$ 27,78	L	0,07	R\$ 1,85
			Total	R\$ 96,25

Fonte: Autores.

6. CONCLUSÃO

O mercado de drones brasileiro carece de maturidade em metodologias de projeto aeronáutico aplicáveis à realidade de suas empresas. Neste trabalho, foi apresentada uma metodologia de projeto que auxilie a organizar um determinado projeto levando em consideração as principais etapas desde o termo de abertura do projeto até a execução do procedimento de manufatura do primeiro protótipo.

Essa metodologia foi aplicada ao caso particular do projeto estrutural de uma asa para um drone de mapeamento e demonstrou ser adequada para iniciar o dimensionamento dos componentes principais da aeronave, fornecendo dados que permitam aos projetistas estimar com mais precisão a massa e os custos de produção dos componentes.

Deve-se ressaltar ainda que os resultados obtidos através da avaliação dos materiais disponíveis devem ser tratados com cautela, uma vez que as equações utilizadas são voltadas para laminados de unidirecional e não tecido de fibra, material utilizado para avaliação. Além disso, qualquer tipo de resultado baseado em cálculos preliminares tem como objetivo nutrir a fase inicial de projetos com alguns dados que devem ser refinados posteriormente. Tais valores devem ser continuamente avaliados e retratados, de acordo com as sugestões apresentadas ao final do Tópico 3.1, e o ensaio de caracterização aprofundando deve ser baseado em Normas da ABNT como a Norma D3039/D3039M.

De acordo com os cálculos realizados nos tópicos anteriores, para a produção do primeiro protótipo, estima-se um investimento necessário de R\$ 14.601,03 para um período de 27 dias, considerando trabalho contínuo de 2 técnicos.

Com as tabelas de materiais geradas, é possível emitir uma tabela de controle de uso de material e utilizá-la para gerar a *Bill of Materials* do drone, útil, além de outros setores, ao setor de suprimentos e financeiro, mantendo controle do custo e da quantidade de material em estoque para continuar a produção de outros protótipos. A atualização consistente destas tabelas serve como base para alimentar um sistema de planejamento e controle de produção, alinhando os *lead times* de chegada de material com o início de novas produções. Além disso, conforme detalhado também, é de suma importância identificar as etapas que possuem maior requisição de tempo de preparo para otimização em linhas produtivas.

REFERÊNCIAS

- (s.d.). (Thomas Net) Acesso em 03 de Agosto de 2021, disponível em <https://www.thomasnet.com/insights/a-brief-history-of-aircraft-materials/>
- ABD Composites. (Fevereiro de 2022). Fonte: <https://abdcomposites.com/>
- AEG G.I AND SUCCESSOR AIRCRAFT. (s.d.). Acesso em 03 de Agosto de 2021, disponível em <https://www.militaer-wissen.de/>: <https://www.militaer-wissen.de/aeg-g-i-and-successor-aircraft/?lang=en>
- Azevedo, A. L. (2017). *Caraterização e comparação de materiais*. Porto, Portugal.
- B. Dobinson, W. H. (1969). *THE DETERMINATION OF EPOXIDE GROUPS* (1st ed. ed.). Londres: Pergamon Press Ltd.
- Barbero, E. J. (2017). *INTRODUCTION TO COMPOSITE MATERIALS DESIGN* (3 ed.). Taylor & Francis, CRC Press.
- Bettebghor Dimitri, Grihon Stéphane, Joseph Morlier. (2018). *Bilevel optimization of large composite structures based on lamination parameters and post-optimal sensitivities. part 1: Theoretical aspects*. Onera, Structural Dynamics and Aeroelasticity Department, Chatillon, França. Acesso em 08 de Agosto de 2021
- Bullen, G. “. (2017). Workshop: Assembly & Joining. Acesso em Agosto de 2021, disponível em <https://www.aerodefevent.com/wp-content/uploads/2017/03/AeroDef-2017-Assembly-and-Joining-of-Composite-Materials-Workshop.pdf>
- Christopher S. Tang, J. D. (2015). *Managing New Product Development and Supply Chain Risks: The Boeing 787 Case*. doi:<http://dx.doi.org/10.1080/16258312.2009.11517219>
- dehavillandmuseum.co.uk. (s.d.). DE HAVILLAND DH82B QUEEN BEE. Acesso em 26 de Agosto de 2021, disponível em <https://www.dehavillandmuseum.co.uk/aircraft/dehavilland-dh82b-queen-bee>
- Hiken, A. (28 de Dezembro de 2018). The Evolution of the Composite Fuselage: A Manufacturing Perspective. *IntechOpen*. doi:10.5772/intechopen.82353
- Keane, A., & András, S. (2017). *Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design A Practical Approach*. Wiley.
- Luiz Claudio Pardini, M. L. (2010). *Modeling elastic and thermal properties of 2.5D carbon fiber and carbon/SiC hybrid matrix composites by homogenization method*. Institute of Aeronautics and Space. doi:10.5028/jatm.2010.02026510
- Raymer, D. P. (2013). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA.

Sharpe, M. (2000). *Biplanes, triplanes and seaplanes*. Barnes & Noble Books; 1st Edition (1 janeiro 2000).

Silva, J. J. (2017). *Design and Optimization of a Wing Structure for a UAS Class I 145 kg*. Instituto Técnico Superior Lisboa, Sintra.

William D. CALLISTER Jr., D. G. (1999). *Ciência e Engenharia de Materiais - Uma Introdução* (5a ed.). John Wiley & Sons.