



Fabio Pinheiro Cardoso

**Projeto, Simulação e Prototipagem de um
Veículo Aéreo Não Tripulado do tipo
Multirrotoz Omnidirecional**

Dissertação de Mestrado

Dissertação apresentada como requisito parcial para obtenção do grau de Mestre pelo Programa de Pós-graduação em Engenharia Mecânica, do Departamento de Engenharia Mecânica da PUC-Rio.

Orientador : Prof. Marco Antonio Meggiolaro, Ph.D.

Co-orientador: João Carlos Virgolino Soares, D.Sc.

Rio de Janeiro
Maio de 2024



Fabio Pinheiro Cardoso

**Projeto, Simulação e Prototipagem de um
Veículo Aéreo Não Tripulado do tipo
Multirrotores Omnidirecional**

Dissertação apresentada como requisito parcial para obtenção do grau de Mestre pelo Programa de Pós-graduação em Engenharia Mecânica da PUC-Rio. Aprovada pela Comissão Examinadora abaixo:

Prof. Marco Antonio Meggiolaro, Ph.D.

Orientador

Departamento de Engenharia Mecânica – PUC-Rio

João Carlos Virgolino Soares, D.Sc.

Co-orientador

IIT

Prof. Ivan Fabio Mota de Menezes, D.Sc.

Departamento de Engenharia Mecânica – PUC-Rio

Prof. Rafael Menezes de Oliveira, Ph.D.

Departamento de Engenharia Mecânica – PUC-Rio

Prof. Cristiano de Souza de Carvalho, D.Sc.

CEFET/RJ

Rio de Janeiro, 29 de Maio de 2024

Todos os direitos reservados. A reprodução, total ou parcial do trabalho, é proibida sem a autorização da universidade, do autor e do orientador.

Fabio Pinheiro Cardoso

Bacharel em Engenharia Mecânica pela Faculdade de Engenharia da Fundação Técnico-Educacional Souza Marques (2004) e Pós-graduado (Lato-Sensu, em 2013) em Engenharia Mecatrônica pela Escola Politécnica da Universidade Federal do Rio de Janeiro. Atualmente é Professor efetivo do Ensino Básico, Técnico e Tecnológico, com dedicação exclusiva, lotado no Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca - CEFET/RJ.

Ficha Catalográfica

Cardoso, Fabio Pinheiro

Projeto, Simulação e Prototipagem de um Veículo Aéreo Não Tripulado do tipo Multirrotor Omnidirecional / Fabio Pinheiro Cardoso; orientador: Marco Antonio Meggiolaro, Ph.D.; co-orientador: João Carlos Virgolino Soares, D.Sc.. – 2024.

142 f: il. color. ; 30 cm

Dissertação (mestrado) - Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, Departamento de Engenharia Mecânica, 2024.

Inclui bibliografia

1. Engenharia Mecânica – Teses. 2. VANT, Multirrotor, Omnidirecional, Estabilidade, Graus de Liberdade . I. Meggiolaro, Marco Antonio. II. Virgolino Soares, João Carlos. III. Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro. Departamento de Engenharia Mecânica. IV. Título.

CDD: 621

À minha amada Esposa, à minha querida Mãe, irmãos e família.

Agradecimentos

Um trabalho de várias mãos...

Venho agradecer o precioso apoio de muitos que me ajudaram nessa caminhada até aqui.

Em primeiro lugar, ao Criador, porque é "por Ele e para Ele são todas as coisas. A Ele a glória perpetuamente!" (Romanos 11:36)

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES) - Código de Financiamento 001

Agradecer o prof. Dr. Marco A. Meggiolaro, pela oportunidade, pela orientação, pela paciência e direcionamento durante todo esse tempo.

Ao co-orientador Dr. João C. V. Soares, pela dedicação e compromisso em me guiar ("pegar na mão"!) nessa complexa jornada e por me motivar nos momentos maus.

Aos professores Ivan, Rafael e Cristiano, pela honra em participarem dessa banca e pelas contribuições primordiais que abrilhantam a conclusão desse trabalho.

Agradecer aos colegas do LabRob, pela paciência e contribuições durante esse período.

Agradeço aos funcionários da PUC-Rio pela simpatia e disponibilidade com que se colocaram sempre prontos a nos ajudar nos momentos intensos da vida acadêmica.

À PUC-Rio, pelo acolhimento e oportunidade de concluir essa etapa de formação profissional através de pessoas tão dedicadas.

Também agradeço a minha querida mãe e a minha irmã, por sempre se manterem na torcida por mim e por me ajudarem a não esmorecer.

Por fim, e não menos importante, quero agradecer à minha amada esposa Carla, pela dedicação, perseverança, resistência e resiliência, sendo muito mais que apoio ao longo de toda essa jornada.

Resumo

Cardoso, Fabio Pinheiro; Meggiolaro, Marco Antonio; Virgolino Soares, João Carlos. **Projeto, Simulação e Prototipagem de um Veículo Aéreo Não Tripulado do tipo Multirrotor Omnidirecional**. Rio de Janeiro, 2024. 142p. Dissertação de Mestrado – Departamento de Engenharia Mecânica, Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro.

Este trabalho apresenta o projeto, simulação e prototipagem para um tipo de Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) multirrotor omnidirecional, com os motores fixos e hélices bidirecionais. Essa configuração apresenta potencial de desempenhar manobras incomuns para as configurações convencionais (subatuadas), uma vez que podem ser sobre atuadas ou plenamente atuadas a depender da quantidade de moto-propulsores instalados.

As configurações típicas de VANTs multirrotores convencionais normalmente dispõem seus motores alocados no mesmo plano e com seus eixos de rotação paralelos. Entretanto, a proposta discutida nesse trabalho possui seus conjuntos moto-propulsores dispostos em planos concorrentes e em posições tais que potencializam as forças e torques disponíveis, podendo assim propiciar trajetórias de movimentos inatingíveis para os multirrotores comuns.

Essa dissertação então apresenta um estado da arte/técnica, visitando alguns trabalhos sobre VANTs omnidirecionais, que vão desde VANTs omnidirecionais com rotores de direção variável, até os multirrotores omnidirecionais com rotores fixos.

Baseada nessa visão geral do problema é apresentado o desenvolvimento da modelagem matemática da plataforma aérea e de alguns dos seus subsistemas. Essa modelagem é seguida de simulações que auxiliam nas previsões e estimativas para o comportamento dinâmico do sistema. Essas informações são úteis para subsidiar o dimensionamento de outros componentes como o "*frame*", o sistema de propulsão entre outros, além de estabelecer uma base de parâmetros para futuros testes do modelo físico do protótipo.

Com base nas discussões anteriores um leiaute básico para a plataforma aérea é proposto e alguns aspectos de desempenho são avaliados e analisados e, com base nestes, são propostos alguns trabalhos futuros.

Palavras-chave

VANT, Multirrotor, Omnidirecional, Estabilidade, Graus de Liberdade .

Abstract

Cardoso, Fabio Pinheiro; Meggiolaro, Marco Antonio (Advisor); Virgolino Soares, João Carlos (Co-Advisor). **Design, Simulation and Prototyping of an Omnidirectional Multirotor Unmanned Aerial Vehicle**. Rio de Janeiro, 2024. 142p. Dissertação de Mestrado – Departamento de Engenharia Mecânica, Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro.

This work presents the design, simulation and prototyping for a type of Unmanned Aerial Vehicle (UAV), with fixed motors and bidirectional propellers. This configuration has the potential to perform unusual maneuvers compared to conventional (under-actuated) configurations, since they can be over-actuated or fully actuated depending on the number of motor-propellers installed.

Typical configurations of conventional multirotor UAVs normally have their motors located in the same plane and with their rotation axes parallel. However, the proposal discussed in this work has its motors-propellers arranged in competing planes and in positions that enhance the available forces and torques, thus being able to provide movement trajectories that are unattainable for common multirotors.

This dissertation then presents a state of the art/technique, visiting some works on omnidirectional UAVs, ranging from omnidirectional UAVs with variable direction rotors, to omnidirectional multirotors with fixed rotors.

Based on this overview of the problem, the development of mathematical modeling of the aerial platform and some of its subsystems is presented. This modeling is followed by simulations that help in predictions and estimates for the dynamic behavior of the system.

This information is useful to support the sizing of other components such as the frame, the propulsion system, among others, in addition to establishing a base of parameters for future tests of the physical model of the prototype.

Based on the previous discussions, a basic layout for the aerial platform is proposed and some performance aspects are evaluated and analyzed and, based on these, some future work is proposed.

Keywords

UAV, Multirotor, Omnidirectional, Stability, Degrees of Freedom .

Sumário

1	Introdução	20
1.1	Motivação e Objetivo	20
1.2	Organização do trabalho	22
2	Revisão Bibliográfica	24
2.1	Introdução	24
2.2	Estado da Técnica	25
3	Modelagem Matemática	39
3.1	Introdução	39
3.2	Geometria do Sistema	39
3.3	Modelo Cinemático e o Modelo Dinâmico	43
3.4	Modelagem do Conjunto Moto-Propulsor	57
3.5	Solicitações Mecânicas em Componentes Críticos do Corpo do Veículo	59
4	Simulações	63
4.1	Introdução	63
4.2	Simulação do Comportamento Dinâmico	63
4.3	Simulações dos Empuxos Gerados	68
5	Experimentos, Análises e Detalhamento do Protótipo	73
5.1	Introdução	73
5.2	Ensaios de Materiais Utilizados em Fabricação Aditiva	73
5.3	Detalhamento do Protótipo	92
5.4	Análise das Solicitações Mecânicas de Componentes Críticos com o Auxílio do Computador	100
5.5	Testes de motores e propulsores	109
6	Integração do Sistema e Testes do Protótipo	119
6.1	Introdução	119
6.2	Integração do Sistema	119
6.3	Testes do Protótipo	124
7	Conclusão	127
7.1	Discussões e Conclusão	127
7.2	Sugestões de Trabalhos Futuros	128
A	Desenhos, Esquemas e Diagramas	130
A.1	Desenhos	130
A.2	Esquemas e Diagramas	130
B	Rotinas Computacionais	132
B.1	Rotinas computacionais para modelagem, dimensionamentos e simulações	132
B.2	Códigos para programação de <i>hardwares</i>	133

C	Dados Experimentais e Relatórios de Testes e de Análises	134
C.1	Dados dos Ensaios de Materiais	134
C.2	Dados dos Testes com os Motores-Hélices	134
C.3	Relatórios das Análises Estruturais	134
D	Dados dos Hélices da APC®	136
E	Referências bibliográficas	137

Lista de figuras

Figura 2.1	Diagrama Geral de um SANT	24
Figura 2.2	Modos de operação para <i>Flymobile</i> (JEONG; JUNG, 2014).	26
(a)	Modo de voo	26
(b)	Modo de terrestre	26
Figura 2.3	Modos de voo pairado (KIM, 2017).	27
(a)	Atitudes no voo pairado	27
(b)	Mudança de atitude	27
Figura 2.4	Detalhes conceituais do Voliro (KAMEL et al., 2018).	27
(a)	Modelo	27
(b)	Voliro em operação	27
Figura 2.5	Detalhes conceituais do Voliro (Kamel et al. (2018)).	28
(a)	Propulsor	28
(b)	Direcionamento	28
Figura 2.6	Conceito proposto por Zheng et al. (2020).	28
Figura 2.7	Visão geral da proposta de Xu et al. (2020).	29
(a)	Referenciais locais	29
(b)	Referencial global	29
Figura 2.8	Análise aerodinâmica no sistema moto-propulsor (XU et al., 2020).	29
Figura 2.9	Proposta de Allenspach et al. (2020).	29
(a)	Referenciais	29
(b)	Visão geral do proptótipo	29
Figura 2.10	Proposta de Lu et al. (2020).	30
(a)	Disposição dos propulsores	30
(b)	Referencial local	30
Figura 2.11	Forças e simulações (LU et al., 2020).	30
(a)	Forças	30
(b)	Simulações	30
Figura 2.12	Conceito estrutural desenvolvido por Chen e Jia (2020).	31
Figura 2.13	Vista superior da representação cinemática conceitual de projetos coplanares com (da esquerda para a direita) hélices 4/6/8 Hamandi et al. (2021).	31
Figura 2.14	Arquiteturas conceituais estudadas e avaliadas por Hamandi et al. (2021) - 1.	32
(a)	Bicópteros	32
(b)	Tricópteros 1	32
(c)	Tricópteros 2	32
(d)	Quadricópteros 1	32
Figura 2.15	Arquiteturas conceituais estudadas e avaliadas por Hamandi et al. (2021) - 2.	32
(a)	Quadricópteros 2	32
(b)	Quadricópteros 3	32
(c)	Quadricópteros 4	32
(d)	Simulações	32

Figura 2.16	Arquiteturas conceituais estudadas e avaliadas por Hamandi et al. (2021) - 3.	33
	(a) Quadricópteros 5	33
	(b) Quadricópteros 6	33
	(c) Quadricópteros 7	33
	(d) Quadricópteros 8	33
Figura 2.17	Arquiteturas conceituais estudadas e avaliadas por Hamandi et al. (2021) - 3.	34
	(a) Hexacóptero 1	34
	(b) Hexacóptero 2	34
	(c) Hexacóptero 3	34
	(d) Heptacóptero 1	34
Figura 2.18	Arquiteturas conceituais estudadas e avaliadas por Hamandi et al. (2021) - 5.	34
	(a) Octacóptero 1	34
	(b) Octacóptero 2	34
Figura 2.19	Octacóptero desenvolvido por Brescianini e D'Andrea (2016) e Brescianini e D'Andrea (2018).	35
	(a) Octacóptero	35
	(b) Referenciais	35
Figura 2.20	Omni-drone - Conceito proposto e desenvolvido por Hamaza e Kovac (2020).	36
Figura 2.21	Omni-drone - Conceito proposto e desenvolvido por Hamaza e Kovac (2020).	36
Figura 2.22	Omni-directional UAV - Conceito proposto e desenvolvido por Dyer (2018).	36
Figura 2.23	Visão geral do sistema (NIGRO; PIERRI; CACCAVALE, 2019).	37
Figura 2.24	Carga com atitude invariante (NIGRO; PIERRI; CACCAVALE, 2019).	37
Figura 3.1	Representação esquemática do modelo em estudo.	40
Figura 3.2	Referenciais: fixo $\{I\}$, transladado $\{A\}$ e móvel $\{B\}$.	44
Figura 3.3	Notação de Tait-Bryan para a sequência zyx - Fonte: (SHENG; TAO; BELING, 2019).	49
Figura 3.4	Quatérnios - Operador de rotação - Fonte: (Chudá, Hana, 2019).	54
Figura 3.5	Diagrama de Corpo Livre - 1ª opção	60
Figura 3.6	Diagrama de Corpo Livre - 2ª opção.	60
Figura 4.1	Comportamento dinâmico em $t = [0,1]$ segundos.	65
Figura 4.2	Comportamento dinâmico em $t = [1,2]$ segundos.	66
Figura 4.3	Comportamento dinâmico em $t = [2,3]$ segundos.	66
Figura 4.4	Comportamento dinâmico em $t = [3,4]$ segundos.	67
Figura 4.5	Comportamento dinâmico em $t = [4,5]$ segundos.	68
Figura 4.6	Modelo simplificado e sentidos positivos para as rotações dos motores.	69
Figura 4.7	Empuxos necessários para decolagem e movimento no eixo z (+) no intervalo $t = [0, 1]$ segundos.	69
	(a) Direções	69
	(b) Comportamento dinâmico	69

Figura 4.8	Empuxos necessários para aumento/manutenção de altitude e translação no eixo x (+) no intervalo $t = [1, 2]$ segundos.	70
(a)	Direções	70
(b)	Comportamento dinâmico	70
Figura 4.9	Empuxos necessários para aumento/manutenção de altitude e translação no eixo x (+) no intervalo $t = [2, 3]$ segundos.	70
(a)	Direções	70
(b)	Comportamento dinâmico	70
Figura 4.10	Empuxos necessários para aumento/manutenção de altitude e rotação no eixo x (-) no intervalo $t = [3, 4]$ segundos.	71
(a)	Direções	71
(b)	Comportamento dinâmico	71
Figura 4.11	Empuxos necessários para aumento/manutenção de altitude e rotação no eixo x (-) no intervalo $t = [4, 5]$ segundos.	72
(a)	Direções	72
(b)	Comportamento dinâmico	72
Figura 5.1	Especificações do Corpo de Prova (ensaio de tração) - Fonte: (ISO, 2019b).	74
Figura 5.2	Especificações do Corpo de Prova (ensaio de flexão) - Fonte: (ISO, 2012).	75
Figura 5.3	Esquema do ensaio de tração.	76
Figura 5.4	Máquina Universal de ensaios - Fonte: (BIOPDI, 2023).	76
Figura 5.5	Instalação do Corpo de Prova (ensaio de tração).	77
(a)	Configuração com peça opaca	77
(b)	Configuração com peça translúcida	77
Figura 5.6	Final do ensaio - falha do tipo frágil do CP.	78
(a)	Falha do CP - Exemplo - 1	78
(b)	Falha do CP - Exemplo - 2	78
Figura 5.7	Final do ensaio - falha do tipo dúctil do CP.	78
(a)	Falha do CP - Exemplo - 3	78
(b)	Falha do CP - Exemplo - 4	78
Figura 5.8	<i>Smooth Comum</i> ® - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	79
Figura 5.9	<i>Resto Quanton 3D</i> ® - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	80
Figura 5.10	<i>Smooth 3D</i> ® - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	80
Figura 5.11	<i>Impact Smooth 3D</i> ® - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	81
Figura 5.12	<i>Impact Smooth 3D</i> ® - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	81
Figura 5.13	<i>Quanton 7030</i> ® - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	82
Figura 5.14	<i>Quanton Iron</i> ® - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	83
Figura 5.15	Padronização das curvas de ensaio de tração - Fonte: ISO 527-1 (ISO, 2019b).	84
Figura 5.16	Esquemático do ensaio de flexão.	85
Figura 5.17	Aparato para o ensaio de flexão - Fonte: (BIOPDI, 2023).	86
Figura 5.18	Instalação do CP (ensaio de flexão).	86
(a)	Configuração (1)	86
(b)	Configuração (2)	86
Figura 5.19	Final do ensaio - hiperflexão do CP.	87
(a)	Hiperflexão - Exemplo - 3	87
(b)	Hiperflexão - Exemplo - 4	87

Figura 5.20	<i>Smooth</i> © - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	87
Figura 5.21	<i>Quanton 3D</i> © - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	88
Figura 5.22	<i>Smooth 3D</i> © - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	89
Figura 5.23	<i>Impact Smooth 3D</i> © - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	89
Figura 5.24	<i>Impact Smooth 3D</i> © - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	90
Figura 5.25	<i>Quanton 7030</i> © - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	90
Figura 5.26	<i>Quanton Iron</i> © - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].	91
Figura 5.27	Modelo físico simplificado.	93
	(a) Modelo Simplificado	93
	(b) Modelo Simplificado - Partes Principais	93
Figura 5.28	Visão geral do desenvolvimento do sistema-protótipo.	93
Figura 5.29	Conceito do protótipo - versão 1.	94
	(a) Conceito versão 1 - Núcleo	94
	(b) Conceito versão 1 - Núcleo e Vigas	94
Figura 5.30	Esquemático típico de acionamento - Fonte: (ELETROGATE, 2024) e (HOWTOMECHATRONICS, 2024).	94
Figura 5.31	ESCs genérico e múltiplo - comparativo - Fonte: (DIATONE, 2024).	95
	(a) ESC genérico	95
	(b) Mamba F40 Mk2	95
Figura 5.32	Eletrônica a ser embarcada no VANT.	96
Figura 5.33	Testes do conceito para o sistema-protótipo - versão 2.	97
	(a) Conceito - versão 2	97
	(b) Conceito - versão 2	97
	(c) Conceito - versão 2	97
	(d) Modelagem da versão 2	97
Figura 5.34	Modelagem do protótipo - versão 3.	97
	(a) Componentes do núcleo v3	97
	(b) Componentes do núcleo v3	97
	(c) Componentes do núcleo v3	97
	(d) Componentes do núcleo v3	97
Figura 5.35	Protótipo - versão 3.	98
Figura 5.36	Conjunto Núcleo na sua versão 4 - Mescla de componentes em Aço, Resina e Fibra de Carbono.	99
Figura 5.37	Núcleo modificado - Marcação da bateria ao centro (prisma vermelho no centro).	100
Figura 5.38	Invólucro - Restrições e solicitações.	102
Figura 5.39	Núcleo - Restrições e solicitações.	103
Figura 5.40	Base para o motor BLDC - Restrições e solicitações.	103
Figura 5.41	Detalhes dos carregamentos e binários aplicados.	104
	(a) Carregamento no invólucro	104
	(b) Carregamento no núcleo	104
	(c) Carregamento na base para motores	104
Figura 5.42	Tensões de Von Mises no corpo do invólucro para os materiais analisados.	105
Figura 5.43	Tensões de Von Mises no núcleo para os materiais analisados.	106
Figura 5.44	Tensões de Von Mises na base do motor BLDC para os materiais analisados.	106

Figura 5.45	Invólucro - Deslocamentos.	107
(a)	SC - mín. 0 - máx. 1,172 mm	107
(b)	RQ3D - mín. 0 - máx. 0,8666 mm	107
(c)	S3D - mín. 0 - máx. 0,9043 mm	107
(d)	IS3D - mín. 0 - máx. 2,760 mm	107
(e)	Q7030 - mín. 0 - máx. 1,537 mm	107
(f)	QIron - mín. 0 - máx. 0,2862 mm	107
Figura 5.46	Núcleo - Deslocamentos.	108
(a)	SC - mín. 0 - máx. 11,38 mm	108
(b)	RQ3D - mín. 0 - máx. 8,269 mm	108
(c)	S3D - mín. 0 - máx. 8,636 mm	108
(d)	IS3D - mín. 0 - máx. 26,00 mm	108
(e)	Q7030 - mín. 0 - máx. 15,00 mm	108
(f)	QIron - mín. 0 - máx. 2,733 mm	108
Figura 5.47	Base do motor - Deslocamentos.	109
(a)	SC - mín. 0 - máx. 8,556 μm	109
(b)	RQ3D - mín. 0 - máx. 6,218 μm	109
(c)	S3D - mín. 0 - máx. 6,494 μm	109
(d)	IS3D - mín. 0 - máx. 19,860 μm	109
(e)	Q7030 - mín. 0 - máx. 11,30 μm	109
(f)	QIron - mín. 0 - máx. 2,056 μm	109
Figura 5.48	Motores e suporte de testes.	110
(a)	Motores e suporte de teste	110
(b)	Motores instalados no suporte de testes	110
Figura 5.49	Aparato completo montado aguardando início do teste.	111
Figura 5.50	Motor-propulsor pronto para o teste.	111
Figura 5.51	Motor Racerstar© - Fonte: (RACERSTAR, 2024).	112
(a)	Motor Racerstar	112
(b)	Motor Racerstar	112
Figura 5.52	Motor U-Anel© - Fonte: (U-ANGEL, 2024).	112
(a)	Motor U-Anel	112
(b)	Motor U-Anel	112
Figura 5.53	Motor Surpass© - Fonte: (SURPASS, 2024).	113
(a)	Motor Surpass	113
(b)	Motor Surpass	113
Figura 5.54	Hélices considerados nos testes, da esquerda para a direita: APC© 3D 5 \times 4 R-LH/R-RH, APC© 3D 6 \times 3 R-LH/R-RH, TMotor© 4D 9 \times 4, APC© 3D 9 \times 45 R-LH/R-RH e APC© 4D 9 \times 44 SFR.	114
Figura 5.55	Motor: Surpass - Hélice APC© 3D 5 \times 4 R-LH/R-RH.	114
Figura 5.56	Motor: Surpass - Hélice APC© 3D 6 \times 3 R-LH/R-RH.	115
Figura 5.57	Motor: Surpass - Hélice APC© 4D 9 \times 44 R-LH/R-RH.	115
Figura 5.58	Motor: U-Anel - Hélice APC© 4D 9 \times 44 R-LH/R-RH.	116
Figura 5.59	Motor: U-Anel© - Hélice APC© 3D 9 \times 45 R-LH/R-RH.	116
Figura 5.60	Motor: Surpass - Hélice APC© 3D 9 \times 45 R-LH/R-RH.	117
Figura 5.61	Motor: Surpass - Hélice TMotor© 4D 9 \times 4.	117
Figura 6.1	Montagem.	119
(a)	Vista explodida das peças	119
(b)	Montagem do núcleo	119

	(c) Montagem do adaptador da bateria	119
	(d) Montagem da bateria com adaptador	119
	(e) Instalação das hastes-suportes dos motores	119
	(f) Instalação das tampas de acesso	119
Figura 6.2	Componentes do núcleo.	120
	(a) Invólucro do Núcleo	120
	(b) Núcleo	120
	(c) Tampas de acesso	120
Figura 6.3	Montagem de verificação.	121
	(a) Núcleo montado e haste	121
	(b) Núcleo montado e haste	121
	(c) Núcleo montado e haste	121
Figura 6.4	Vista dos cabos elétricos e fixação das hastes-suporte.	121
Figura 6.5	Registro da montagem.	122
	(a) Detalhes da fixação da haste	122
	(b) Detalhes da fixação da haste	122
	(c) Detalhes da fixação da haste	122
Figura 6.6	Detalhe do componente do reforço.	123
	(a) Componente de reforço	123
	(b) Componente de reforço	123
Figura 6.7	Protótipo montado.	123
Figura 6.8	Protótipo montado.	124
Figura 6.9	Protótipo montado - componentes elétricos.	124
	(a) Vista dos componentes elétricos	124
	(b) Vista dos componentes elétricos	124
Figura 6.10	Protótipo em procedimentos de testes.	125
	(a) Protótipo pronto para iniciar o teste	125
	(b) Protótipo em teste	125
Figura 7.1	Melhorias no núcleo estrutural.	128
	(a) Base para montagem do núcleo versão 4	128
	(b) Proposta do núcleo versão 4	128
Figura A.1	Apêndice A.1	130
Figura A.2	Apêndice A.2	131
Figura B.1	Apêndice B.	133
	(a) Apêndice B.1	133
	(b) Apêndice B.2	133
Figura C.1	Apêndice C.	135
	(a) Apêndice C.1	135
	(b) Apêndice C.2	135
	(c) Apêndice C.3	135
Figura D.1	Apêndice D	136

Lista de tabelas

Tabela 3.1	Posições e orientações dos eixos normais dos motores para o sistema octarroto. [mm]	42
Tabela 3.2	Elementos do tensor de inércia obtido pelo software CAD/CAE	47
Tabela 3.3	Elementos da matriz de Cayley	55
Tabela 3.4	Parâmetros das Hélices APC©	58
Tabela 4.1	Forças e Torques de entrada para a simulação	64
Tabela 4.2	Condições iniciais e transitórias da simulação	65
Tabela 4.3	Direções de empuxo para os modos de operações	72
Tabela 5.1	Dimensões nominais dos corpos de prova utilizados nos ensaios (ver Figs. 5.1 e 5.2)	75
Tabela 5.2	Compilação dos resultados médios para as tensões axiais máximas e deformações correspondentes	83
Tabela 5.3	Compilação dos resultados médios para as tensões de flexão máximas e deformações correspondentes	91
Tabela 5.4	Compilação dos parâmetros das análises	102
Tabela 5.5	Dados e informações disponíveis dos motores	112
Tabela 5.6	Consolidado dos resultados dos testes dos conjuntos moto-propulsores	118

Lista de Abreviaturas

ABS – Acrolonitrila Butadieno Estireno

AE – Análise Estrutural

APC© – *Advanced Precision Composites*

BLDC – *Brushless Direct Current*

CAD – *Computer Aided Design*

CAE – *Computer Aided Engineering*

CRFP – *Carbon-Fiber Reinforced Polymer*

CM – Centro de Massa

CP – Corpo de Prova

CPs – Corpos de Prova

DCL – Diagrama de Corpo Livre

DOF – *Degree of Freedom*

ECT – Estação de Controle em Terra

ESC – *Electronic Speed Controller*

GPS – *Global Positioning System*

GDL – Grau de Liberdade

GDLs – Graus de Liberdades

IMU — *Inertial Measurement Unit*

ISO – *International Organization for Standardization*

IS3D – *Impact Smooth 3D*©

LiPo – Polímero de Lítio

MEF – Método dos Elementos Finitos

QIron – *Quanton Iron*©

Q7030 – *Quanton 7030*©

RPM – Rotações por Minuto

RQ3D – *Resto Quanton 3D*©

SANT – Sistema de Aeronave Não Tripulada

SANTs – Sistemas de Aeronaves Não Tripuladas

SC – *Smooth Comum*©

S3D – *Smooth 3D*©

SEE – Simulação Estrutural Estática

UAV – *Unmanned Aerial Vehicle*

VANT – Veículo Aéreo Não Tripulado

VANTs – Veículos Aéreos Não Tripulados

*"Sempre faço o que não consigo fazer para
aprender o que eu não sei."*

Pablo Picasso, (1881-1973).

1

Introdução

1.1

Motivação e Objetivo

O desenvolvimento de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) e seu consequente emprego nas atividades produtivas, de serviços e outras, vêm crescendo substancialmente na última década, culminando com aplicações de grande monta, como as aplicações científicas e/ou militares, mas também em aplicações típicas do cotidiano, como fotografar o lazer e a descontração de passeios despreziosos (WARD, 2021).

Em particular, os VANTs multirrotores têm considerável destaque, dado o seu grande potencial de emprego em atividades que requerem uma característica peculiar intrínseca ao sistema: a capacidade de realizar o voo pairado, também chamado de *hovering*. Isso permite que essa plataforma possa ser utilizada para realizar desde coberturas fotográficas até aplicação de defensivos agrícolas ou entrega de encomendas.

Entretanto, as configurações mais comuns desse tipo de plataforma apresentam características de sub-atuação, limitando assim a sua capacidade de desenvolver trajetórias complexas, como *looping* (movimento de rotação pelo ângulo de arfagem ou *pitch*) ou *tonneau* (movimento helicoidal tendo como base a variação do ângulo de rolagem ou rol combinado com avanço), quiçá rotações sem translação ou translações sem rotação.

A geometria comum das aeronaves multirrotores compreende um arranjo estrutural e de suas hélices em um plano em que as direções dos empuxos produzidos são paralelas entre si e com fluxo direcionado verticalmente, cuja dinâmica é não linear, acoplada, multivariável, subatuada ou superatuada, sujeita a incertezas, em particular, dada a forma com que este é atuado, uma vez que o movimento de um multirrotor é uma combinação de outros quatro movimentos particulares em detrimento dos seis graus de liberdade possíveis.

Suas equações de movimento são não-lineares, tornando esse tipo de sistema bastante dependente de um controle de atitude para assim permitir a sua aeronavegabilidade.

Já a problemática dos VANTs omnidirecionais está realacionada com a sua atuação, ou seja, o seu estudo e análise envolve compreender a forma com que este sistema é acionado tendo como referência a quantidade de graus de liberdade. No momento, estes são desenvolvidos com base em adaptações

e combinações de outros princípios de sustentação e atuação, contemplando alterações estruturais e na arquitetura do sistema, com o objetivo de dotar plataformas aéreas com capacidades omnidirecionais.

Essas restrições e as peculiaridades dos multirrotores, associadas às possibilidades apresentadas pelos VANTs omnidirecionais, são as motivações para a realização desse trabalho, cujo escopo compreende o desenvolvimento da modelagem matemática, na simulação e na prototipagem de uma proposta de VANT omnidirecional com motores fixos.

Como um dos objetivos tem a ver com o desenvolvimento de uma plataforma que seja capaz de superar algumas das limitações dos multirrotores tradicionais, neste trabalho é apresentada uma análise de uma solução inusitada para um multirrotor omnidirecional com rotores fixos, capaz de controlar de forma independente seus empuxos e torques em todos os graus de liberdade.

Esta configuração tem potencial para realizar manobras incomuns para configurações convencionais (subatuadas), pois podem ser superatuadas ou totalmente acionadas dependendo do número de motor-hélices instalados.

Para tal, almeja-se apresentar um breve estudo e análise de um conceito de arquitetura para um multirrotor omnidirecional, destacando seus requisitos, escopo e restrições. O modelo de VANT considera oito motores e os *feedbacks* de velocidade e velocidade angular são prescritos ou obtidos a partir dos resultados do modelo. Configurações típicas de VANTs multirrotores convencionais normalmente possuem seus motores alocados no mesmo plano e com seus eixos de rotação paralelos entre si.

Porém, a proposta discutida neste trabalho tem seus conjuntos de motores-hélices posicionados nas faces de um octaedro circunscrito, e sustentados por oito vigas conectadas a um núcleo estrutural, que é pretendido ser construído em resina, o qual comporta a maior parte de sua aviônica.

Segundo a literatura, esta configuração potencializa o torque e as forças disponíveis, sendo capaz de proporcionar comportamentos inatingíveis em multirrotores comuns.

Além disso, pretende-se apresentar a modelagem matemática para o VANT omnidirecional adotado e também as simulações do comportamento dinâmico da plataforma aérea, cujas entradas correspondem às forças e torques desejados e as saídas (ou respostas) são os deslocamentos e ângulos de atitude da plataforma aérea.

Diante disso, os objetivos para conclusão desse trabalho compreendem:

a) uma revisão da bibliografia e uma seleção de um modelo de VANT omnidirecional dentre as topologias encontradas;

- b) a proposição de um modelo de referência para o desenvolvimento de um VANT omnidirecional;
- c) a organização e consolidação dos modelos matemáticos e a realização das simulações do conjunto multirrotores e controlador;
- d) a seleção de materiais, o dimensionamento e escolha dos componentes e integração do sistema com ênfase no uso de processos de fabricação aditiva;
- e) a realização dos ensaios e testes do sistema e das principais partes do sistema;
- f) a comparação dos resultados obtidos nos testes do sistema com os obtidos nos resultados simulados; e
- g) a prospecção e proposta de aplicações e desenvolvimentos futuros para o sistema.

1.2

Organização do trabalho

A presente dissertação está organizada em nove capítulos que descrevem o conjunto de atividades e documentação utilizada, indo desde a revisão bibliográfica, passando pelos modelos matemáticos, chegando até as avaliações dos resultados obtidos em comparação com os resultados simulados e apêndices.

Nesse primeiro capítulo encontram-se uma breve introdução, a motivação e os objetivos desse trabalho, bem como o está trabalho estruturado.

Já o segundo capítulo apresenta uma revisão da bibliografia, contendo um extrato dos principais trabalhos publicados na última década envolvendo aeronaves multirrotores omnidirecionais e os principais assuntos circundantes ao tema.

No terceiro capítulo são desenvolvidos todos os principais modelos matemáticos, como a modelagem da dinâmica para multirrotores omnidirecionais, a modelagem do conjunto moto-propulsor, a modelagem da estratégia de controle e a modelagem do comportamento mecânico dos componentes estruturais principais.

No capítulo quatro são apresentadas as simulações da dinâmica e de direcionamento dos empuxos e também os seus resultados.

No capítulo cinco são apresentados os experimentos, análises e definição das partes do protótipo, onde são concentradas as atividades experimentais de investigação de algumas características mecânicas dos materiais envolvidos, a partir dos resultados dos ensaios mecânicos realizados nos seis tipos de resina com potencial de uso no projeto (para peças fabricadas por impressão 3D) e consideradas no desenvolvimento do protótipo, de testes com motores e hélices,

e das análises com o auxílio de computador com o emprego do Método dos Elementos Finitos (MEF) aplicados em componentes estruturais críticos.

O capítulo seis concentra alguns dos detalhes da integração dos diversos componentes do sistema e os testes de operação realizados com o protótipo completamente montado.

No capítulo sete são pontuadas as observações e sugeridos trabalhos futuros.

Do oitavo ao décimo segundo capítulos estão aqueles dedicados a listar alguns apêndices (do oitavo ao décimo primeiro - Aps. A, B, C e D) contendo informações complementares ao trabalho e as referências bibliográficas (décimo segundo - Ap. E).

2

Revisão Bibliográfica

2.1

Introdução

Um Sistema de Aeronave Não Tripulada (SANT) compreende um conjunto de subsistemas, incluindo o Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) propriamente dito, a carga paga, a Estação de Controle em Terra (ECT), e outros conforme pode ser verificado na Fig. 2.1.

A diferença fundamental de um SANT para um sistema de aeronave tripulado reside nas interfaces e aviônica, que dão lugar a um conjunto de aviônica e subsistema de controle que farão a função da tripulação. Também não se confunde um VANT com modelos de aeronaves (ou aeromodelos), uma vez que estes últimos normalmente não possuem aviônica ou recursos de apoio ao voo embarcados, resumindo-se a modelos em escala das suas versões originais em tamanho real.

Assim, o VANT do tipo multirrotor omnidirecional será o escopo dos tópicos que seguem.

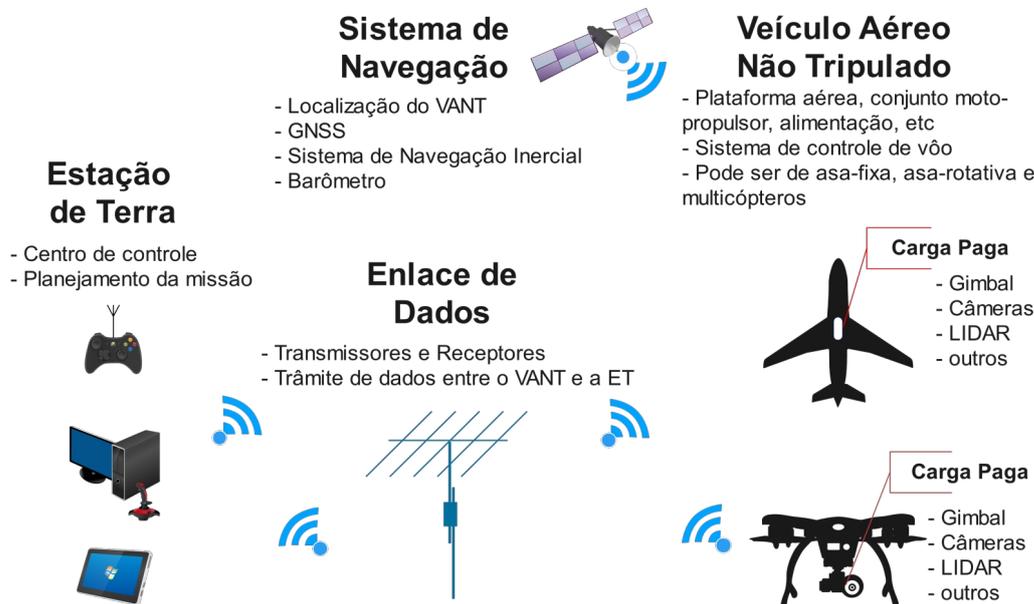


Figura 2.1: Diagrama Geral de um SANT

2.2

Estado da Técnica

Uma vez que os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) do tipo multi-motor são derivados de aeronaves de asa rotativa tripulada, sua configuração típica remete a sua congênera tripulada.

Assim, a geometria das aeronaves multimotores de configuração ordinária possuem arranjo estrutural de seus propulsores disposto em um plano em que a direção de empuxo é paralelo e com fluxo direcionado verticalmente.

Essa plataforma é intrinsecamente instável, em alguns casos subatuada ou sobreatuada (à depender da quantidade de atuadores instalados), com a dinâmica fortemente não-linear, acoplada, multivariável, sujeita à incertezas, além de possuir alguns efeitos dinâmicos não previstos.

Contudo, essa solução já é um conceito de sistema com considerável difusão e com certa expectativa, como pode ser visto na literatura do setor nas últimas duas décadas.

Os veículos multirrotores são amplamente utilizados em aplicações robóticas por seu baixo custo, manobrabilidade e velocidade. No entanto, a incapacidade dos multirrotores tradicionais de gerar empuxo e torque independentemente um do outro, e em qualquer direção, tem duas consequências principais.

Primeiro, o conjunto de manobras viáveis para esses VANTs é severamente limitado devido ao acoplamento de posição e atitude, como mostrado por Jabbari, Oriolo e Bolandi (2012), Liu e Yu (2013), Fernandes (2017), Emran e Najjaran (2018) e Schuster et al. (2019). Em segundo lugar, os VANTs são incapazes de resistir a distúrbios arbitrários de força e torque sem atrasos substanciais. Isto se deve ao tempo necessário para reorientar a direção do empuxo fixo no chassi do VANT, o que degrada o desempenho dos VANT em cenários que exigem voo de alta precisão e em cenários onde são encontradas grandes perturbações externas. Por exemplo, nas aplicações de física aérea de interação, ou em atividades como agarrar e manipular objetos ou interação humana.

O desenvolvimento de um VANT multirrotor ou híbrido (que combina duas ou mais formas de sustentação) com capacidades omnidirecionais se deu a partir das adaptações das soluções já existentes e/ou conhecidas associadas ao emprego de diversas metodologias.

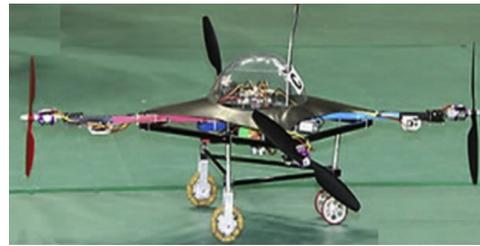
Considerando os trabalhos da última década, os desenvolvimentos se concentram ora na dotação de capacidade estrutural, ora na lógica/aviônica necessária para o voo com capacidades omnidirecionais.

No primeiro caso, as soluções se concentram ou na alteração estrutural para que seja possível a movimentação do rotor e assim atingir a postura desejada, ou adotar-se-á uma configuração ótima dos rotores para que exista uma capacidade máxima de potencial de atingir a totalidade de posturas possíveis dentro do volume de trabalho. Já no segundo caso técnicas e estratégias de controle são implementadas e melhoradas para que seja possível dotar uma plataforma comum ou dita ordinária com capacidade de alcançar o pleno potencial de movimentação.

Um exemplo de demanda por aumento de capacidades é um trabalho da década passada apresentado por Jeong e Jung (2014), que apresenta um quadrirrotor adaptado para que este possa operar tanto em voo, com os rotores na posição de topo (Fig. 2.2 (a)), quanto em superfície, de forma semelhante a um robô móvel terrestre, porém com os rotores em posição de fluxo horizontal (Fig. 2.2 (b)).



(a) Modo de voo



(b) Modo de terrestre

Figura 2.2: Modos de operação para *Flymobile* (JEONG; JUNG, 2014).

Para as soluções de rotores móveis ou inclináveis, os rotores são direcionados conforme um algoritmo de alocação de controle, para assim alcançar a atitude desejada. Diversos trabalhos explorando essas propostas com esse tipo de estratégia foram sugeridos ao longo dessa última década, como pode ser verificado nos trabalhos de Kim (2017), Kamel et al. (2018), Kotarski et al. (2018), Yao, Krieglstein e Janschek (2018), Su et al. (2019), Zheng et al. (2020), Xu et al. (2020), Allenspach et al. (2020), Lu et al. (2020), Chen e Jia (2020) e de Gao, Zhang e Chen (2020).

Entende-se por alocação de controle ou *mixing* o mapeamento entre as atuações dos sistema e as suas ações efetivas no espaço de operação. Em particular nos VANTs, a alocação de controle ou *mixing* compreende no mapeamento e combinação dos empuxos dos propulsores com o comportamento esperado para a plataforma aérea num determinado grau de liberdade (GDL) (KOTARSKI; KASACÍ; DEKOULIS, 2018).

Em todos esses trabalhos o conceito geral de rotor direcionável é explorado, utilizando plataformas sub ou sobre-atuadas. Um sistema é dito subatu-

ado quando a capacidade de atuação é inferior às possibilidades de movimento, enquanto o que é sobre-atuado quando o sistema possui mais potencialidades de atuação que capacidade de movimento (SEIFRIED, 2013).

No trabalho de Kim (2017), o conceito de rotor direcionável é abordado de forma semelhante ao trabalho de Jeong e Jung (2014), apresentando um conceito de multirrotores que teoricamente seria capaz de assumir posturas incomuns e manobras mais complexas quando comparado com os seus semelhantes comuns, como pode ser visto na Fig. 2.3.

A diferença de está na capacidade que a sua proposta apresenta em assumir uma postura de voo a depender da situação. Entretanto, essa é uma proposta conceitual, sem construção de protótipo ou prova de conceito.

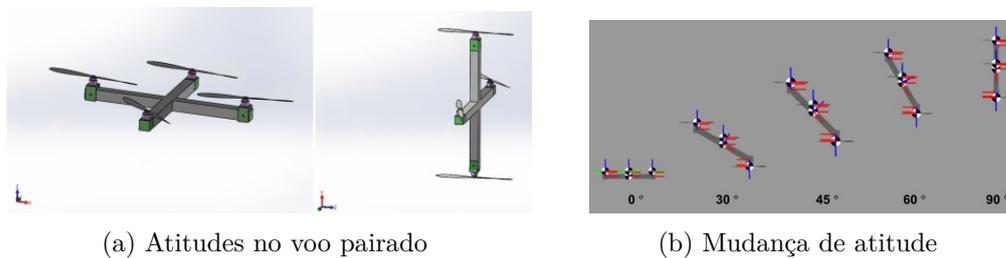


Figura 2.3: Modos de voo pairado (KIM, 2017).

Já o trabalho de Kamel et al. (2018) explora o conceito de rotor direcionável (Fig. 2.5), usando como base de desenvolvimento uma plataforma típica (conforme observado na Fig. 2.4) com seis rotores denominada Voliro e explorando os problemas de Alocação de Controle.

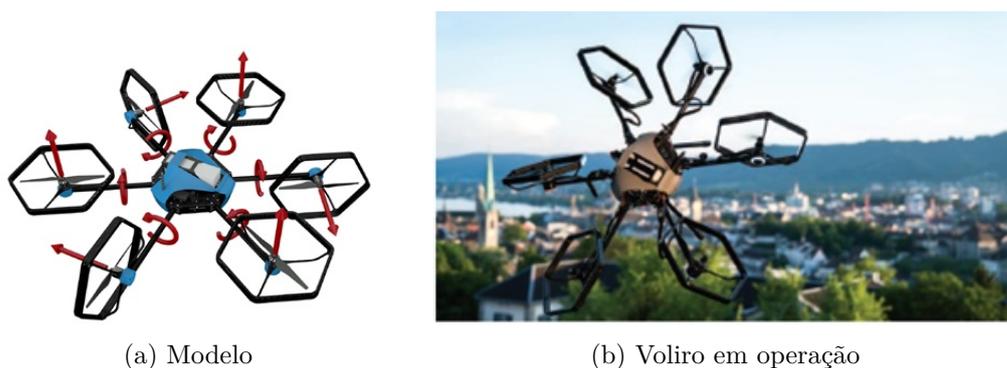


Figura 2.4: Detalhes conceituais do Voliro (KAMEL et al., 2018).

Os trabalhos de Kotarski et al. (2018) e de Yao, Krieglstein e Janschek (2018) abordam o problema de forma semelhante a Kamel et al. (2018). O primeiro se concentra no próprio Voliro e desenvolve o estudo explorando soluções para o problema de Alocação de Controle, implementando simulações

e testes. O segundo e o terceiro trabalhos exploram técnicas e estratégias de controle em plataformas semelhantes ao Voliro.

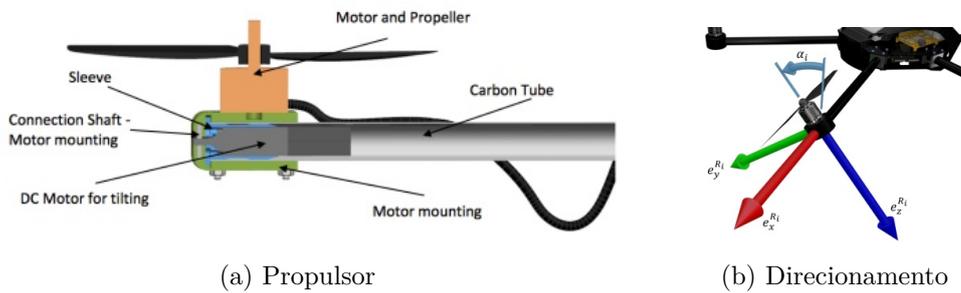


Figura 2.5: Detalhes conceituais do Voliro (Kamel et al. (2018)).

Apesar de propor uma plataforma "multidirecional", o trabalho de Zheng et al. (2020) apresenta um conceito semelhante a Kim (2017), em que a sua solução muda a sua postura e desempenha as suas missões se utilizando da configuração dos rotores em relação ao eixo vertical do chassi, como pode ser observado na Fig. 2.6.

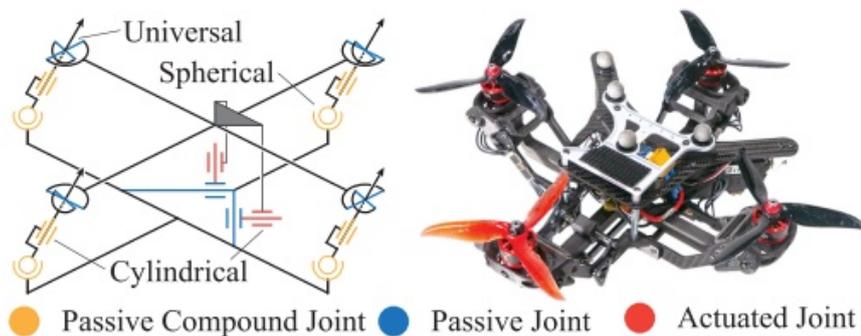


Figura 2.6: Conceito proposto por Zheng et al. (2020).

Xu et al. (2020) estuda uma arquitetura semelhante aos trabalhos de Kamel et al. (2018), de Kotarski et al. (2018) e de Yao, Krieglstein e Janschek (2018), e estuda os efeitos e a robustez do sistema quando esse opera com distúrbios de vento (Figs. 2.7 e 2.8).

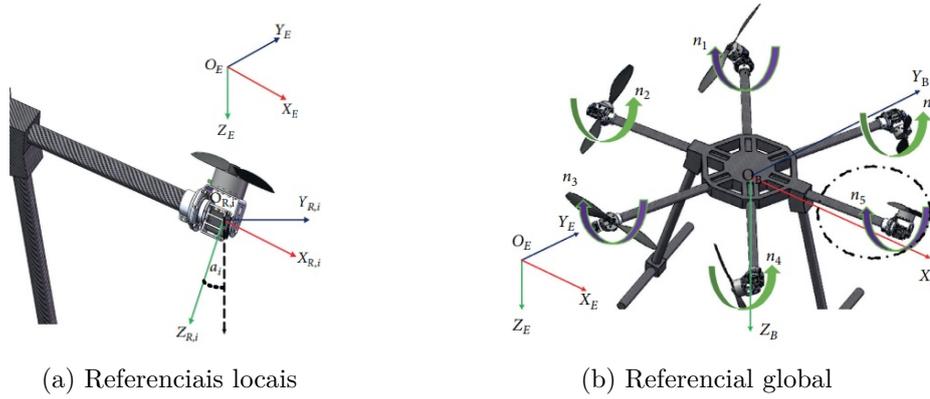


Figura 2.7: Visão geral da proposta de Xu et al. (2020).

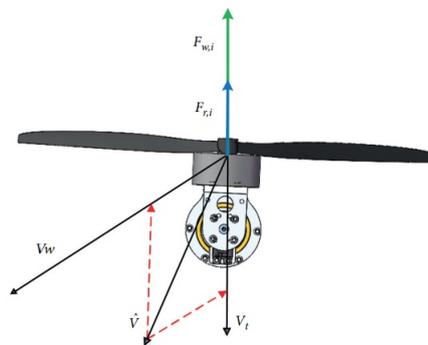


Figura 2.8: Análise aerodinâmica no sistema moto-propulsor (XU et al., 2020).

O trabalho de Allenspach et al. (2020) propõe uma nova solução que emprega o dobro de motores que os utilizados em propostas semelhantes, motivado por estudos para o arranjo ótimo, com o propósito de ser robusto à singularidades, omnidirecional e de voo eficiente.



Figura 2.9: Proposta de Allenspach et al. (2020).

Ainda no trabalho de Allenspach et al. (2020), um protótipo foi construído e testado, e o trabalho apresenta os resultados desses desenvolvimentos.

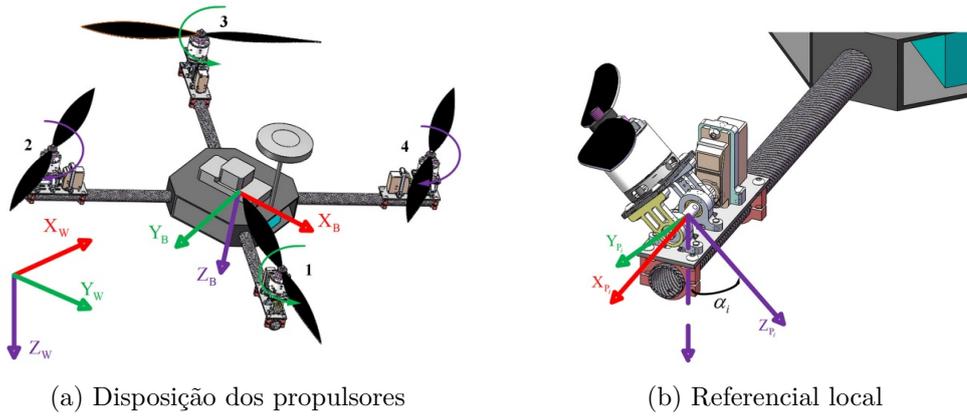


Figura 2.10: Proposta de Lu et al. (2020).

Em Lu et al. (2020), a plataforma de estudo é um quadricóptero com rotores direcionáveis, e o trabalho concentra esforços na consolidação das características de voo omnidirecional, cujo principal objetivo do trabalho é desenvolver a arquitetura de controle e avaliar um observador de estados, com ênfase nas discussões sobre alocação de controle não-linear.

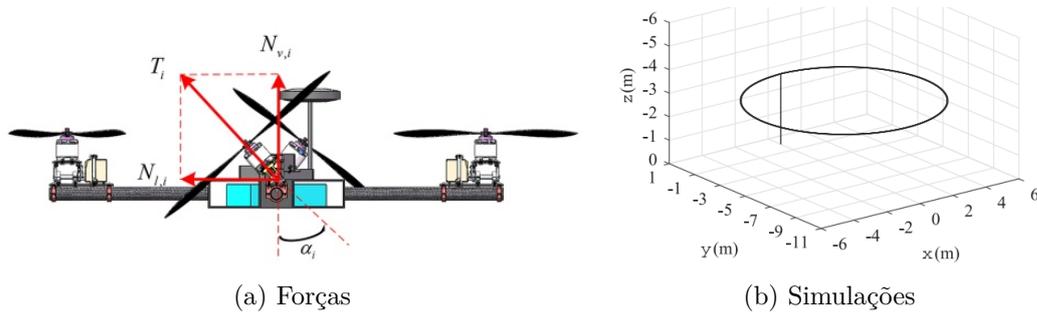


Figura 2.11: Forças e simulações (LU et al., 2020).

No trabalho de Chen e Jia (2020), apesar da utilização de rotores direcionáveis, a solução apresentada envolveu o emprego combinado de uma plataforma de asa fixa com o incremento dos rotores direcionáveis, conforme Fig. 2.12.

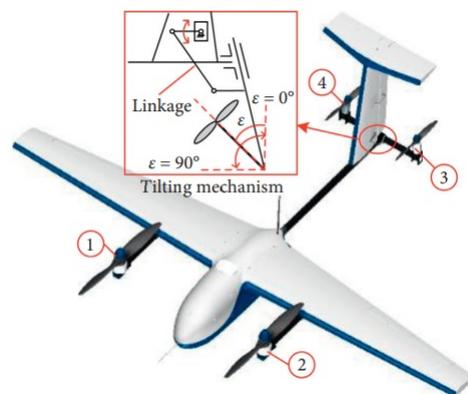


Figura 2.12: Conceito estrutural desenvolvido por Chen e Jia (2020).

No trabalho de Chen e Jia (2020), a plataforma é modelada considerando os seus aspectos não lineares e o problema de alocação de controle também é discutido. Os resultados contemplam comparações entre as simulações e o desempenho do protótipo em testes direcionados.

Com características semelhantes às desenvolvidas por Chen e Jia (2020), Gao, Zhang e Chen (2020) apresentam um trabalho sobre uma plataforma desenvolvida cujo o cerne é um estudo teórico sobre um método de detecção e diagnose de falhas empregando algoritmo de filtragem de Kalman Extendido.

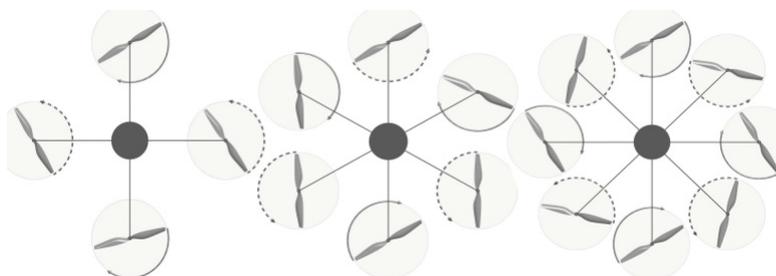


Figura 2.13: Vista superior da representação cinemática conceitual de projetos coplanares com (da esquerda para a direita) hélices 4/6/8 Hamandi et al. (2021).

No trabalho de Hamandi et al. (2021), são analisados o impacto dos projetos de veículos aéreos multirrotores em suas características e habilidades (Fig. 2.13) na execução de tarefas e manobras, com o enfoque nas propostas com potencial omnidirecional e na discussão das principais características da dinâmica e funcionamento.

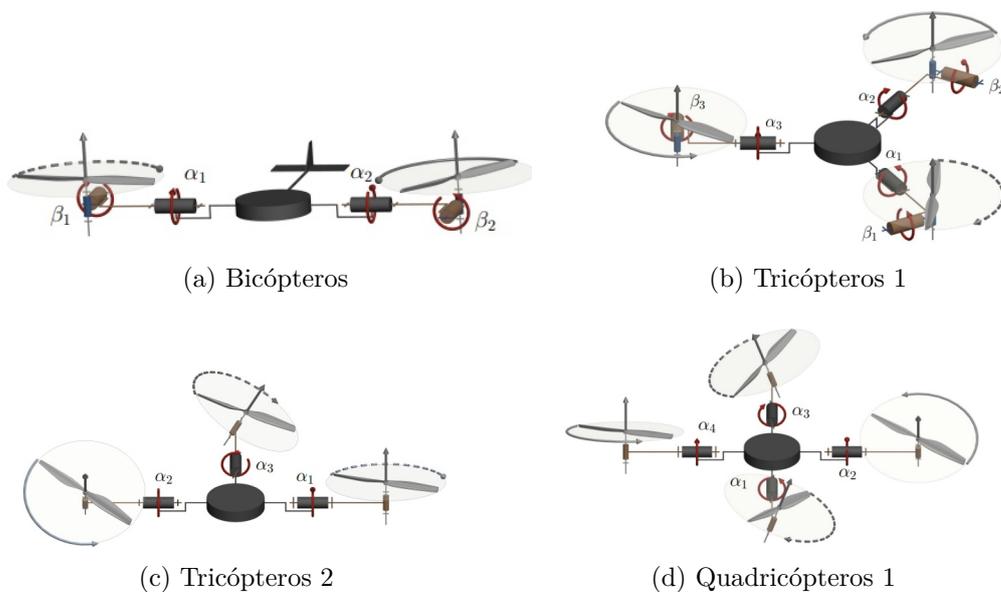


Figura 2.14: Arquiteturas conceituais estudadas e avaliadas por Hamandi et al. (2021) - 1.

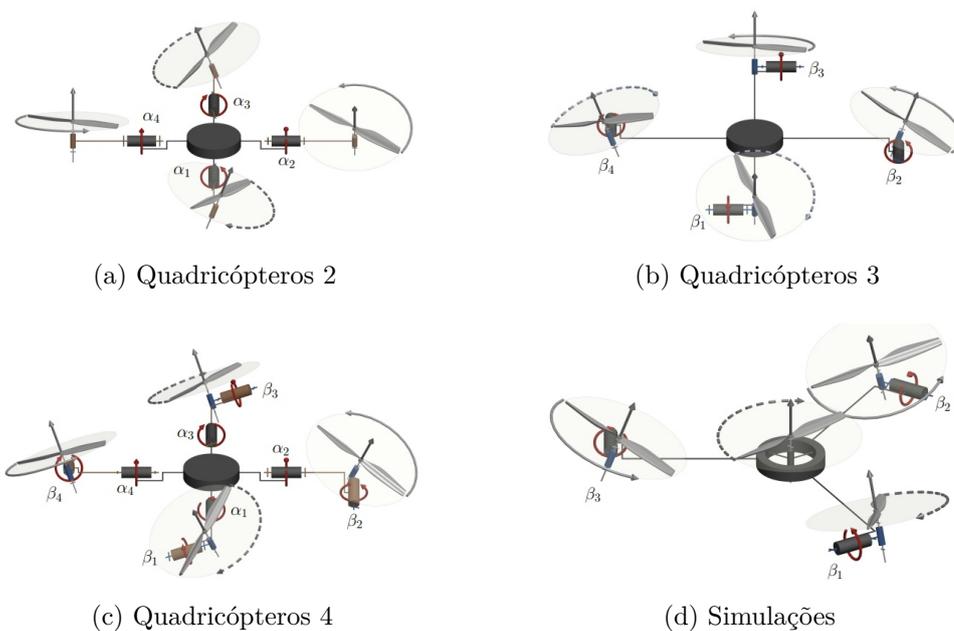


Figura 2.15: Arquiteturas conceituais estudadas e avaliadas por Hamandi et al. (2021) - 2.

Ainda sobre o trabalho de Hamandi et al. (2021), são apresentados diversos modelos construtivos, com ênfase nos múltirrotores com rotores móveis, em sua maioria.

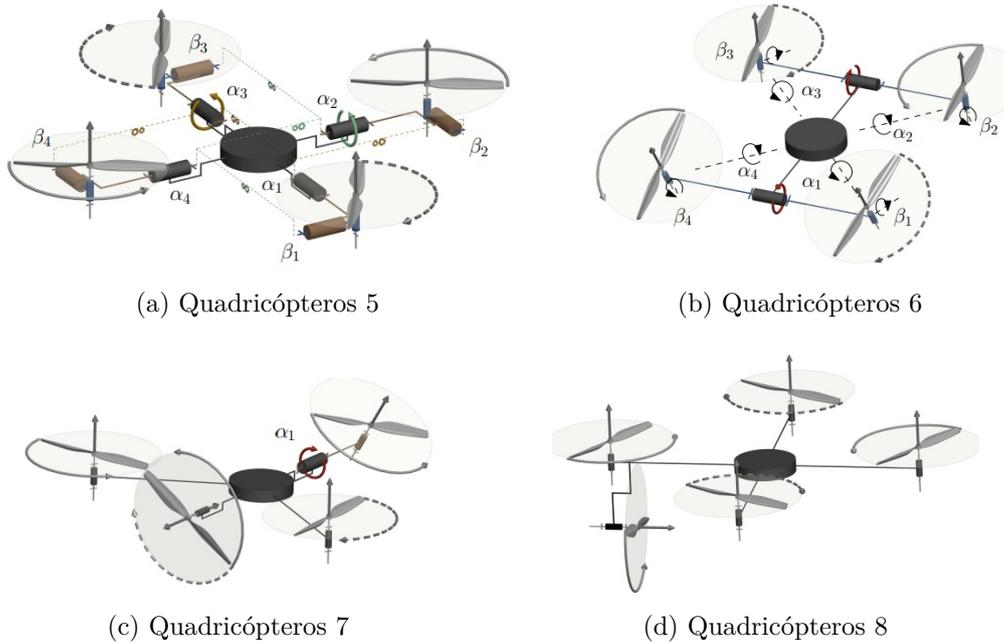


Figura 2.16: Arquiteturas conceituais estudadas e avaliadas por Hamandi et al. (2021) - 3.

Nesse trabalho, propõe-se uma caracterização dos modelos de multirrotores encontrados na literatura e aplica um conjunto de avaliações e análises nessas topologias para veículos multirrotores como pode ser visto nas Figs. 2.14, 2.15, 2.16, 2.17 e 2.18. A partir da classificação de projetos constantes da literatura, os mesmos são avaliados quanto as suas funcionalidades, ressaltando os relevantes detalhes construtivos, limitações e potencialidades, perpassando por uma grande gama de soluções possíveis.

Além disso, Hamandi et al. (2021) discute as principais características que comumente se destacam em cada projeto, como por exemplo, o foco em simetria, o uso de hélices unidirecionais, o efeito das interações aerodinâmicas entre hélices, e por fim a modelagem do sistema, desconsiderando os limites de atuação, destacando inclusive que as avaliações ainda encontram-se em voga, dada a necessidade de aprofundamento nessa temática.

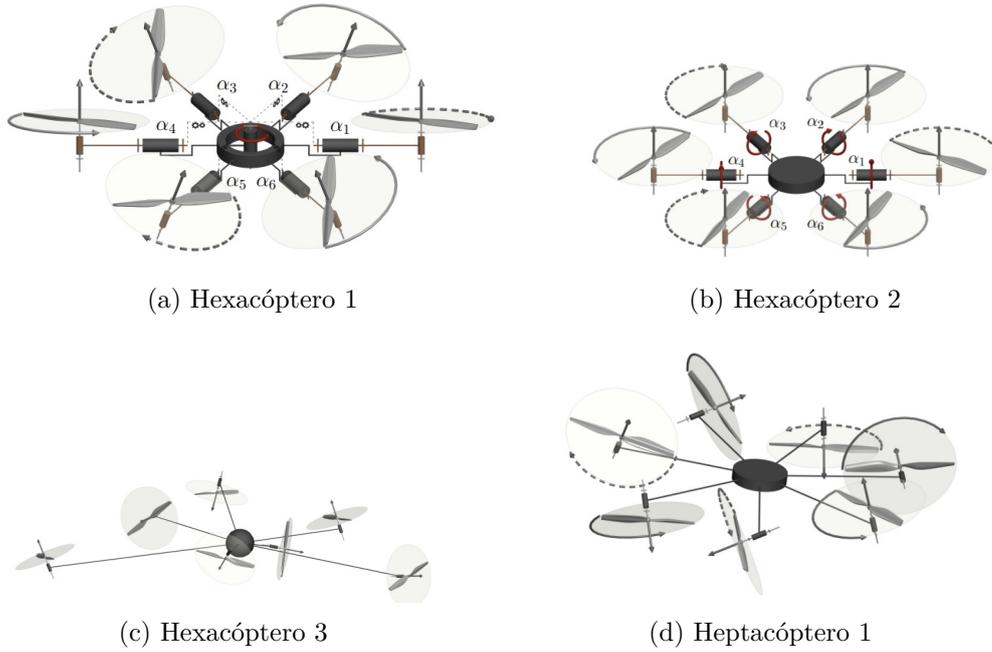


Figura 2.17: Arquiteturas conceituais estudadas e avaliadas por Hamandi et al. (2021) - 3.

Em particular, Hamandi et al. (2021) aborda o impacto do problema de simetria da arquitetura do sistema e os aborda ressaltando os aspectos de otimização da geração de empuxo a partir da disposição das hélices, discutindo inclusive a não consideração desta, promovendo os resultados da literatura e destacando que esse caminho envolvendo a otimização das posições dos motores tem potencial em estender a fronteira do tema. Também discute a possibilidade de emprego de hélices bidirecionais, a interação aerodinâmica entre as hélices e os limites dos atuadores, inclusive fazendo menção aos trabalhos de Brescianini e D’Andrea (2016) Brescianini e D’Andrea (2018) (Fig. 2.18).

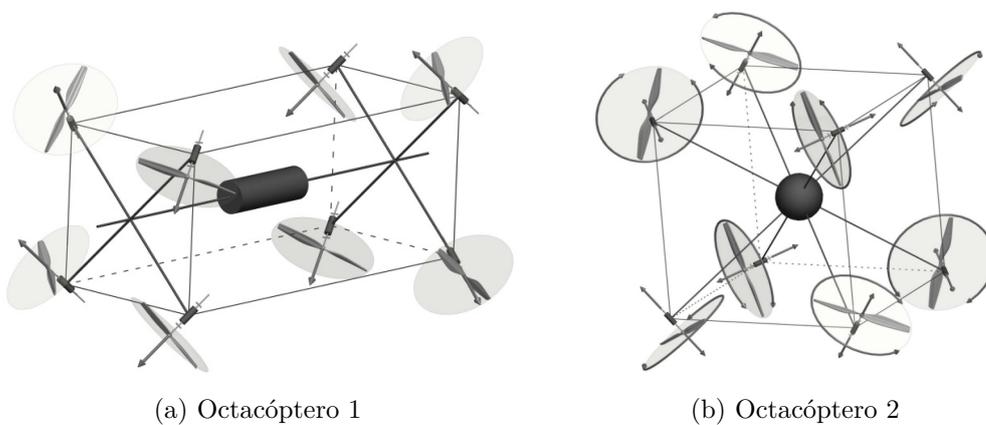


Figura 2.18: Arquiteturas conceituais estudadas e avaliadas por Hamandi et al. (2021) - 5.

Já nas propostas de projeto que envolvem o desenvolvimento dos multirrotores omnidirecionais com os rotores fixos, alguns trabalhos que se dedicam a esse tema e seus correlatos são os trabalhos de Brescianini e D’Andrea (2016) Brescianini e D’Andrea (2018), de Hamaza e Kovac (2020), de Dyer (2018), de Nigro, Pierri e Caccavale (2019), e também os trabalhos de Baird (2019) e Baird e Nokleby (2020).

Os trabalhos de Brescianini e D’Andrea (2016) Brescianini e D’Andrea (2018) cerram a sua atenção para um VANT multirrotor de configuração tridimensional, sobreatuado, com rotores fixos em posições ótimas, cujas posições estão inscritas nas diagonais de um cubo unitário, de forma a entregar o máximo empuxo disponível em todas as direções, a partir dos seus oito motores (Fig. 2.19).

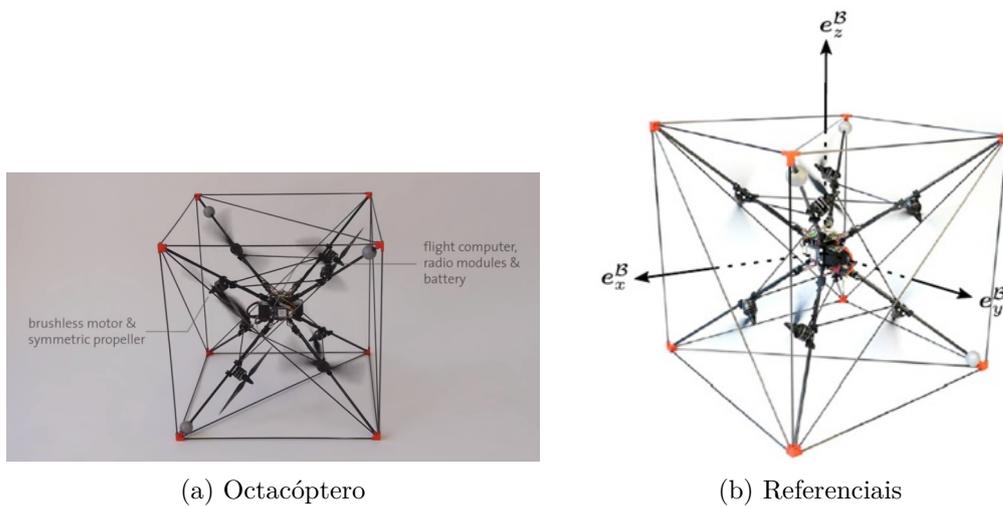


Figura 2.19: Octacóptero desenvolvido por Brescianini e D’Andrea (2016) e Brescianini e D’Andrea (2018).

Ainda segundo Brescianini e D’Andrea (2016) e Brescianini e D’Andrea (2018), essa solução obtida a partir de processos de otimização se mostrou promissora em majorar o empuxo gerado pelos motores e também em desacoplar a dinâmica do sistema, o que permitiu que o protótipo opere de forma satisfatória e conforme previsto nas simulações.

Em Hamaza e Kovac (2020) é apresentada a integração de uma plataforma aérea comum com quatro motores e um manipulador composto por um mecanismo de cinco barras, de forma que a interação com o espaço de trabalho seja omini-direcional, isto é, o leiaute oferece um espaço de trabalho omnidirecional, aumentando a versatilidade do sistema aéreo e as tarefas possíveis.

Nesse trabalho é apresentado o conceito a partir do projeto mecânico, da análise da cinemática e o estudo do espaço de trabalho, com ênfase nos casos

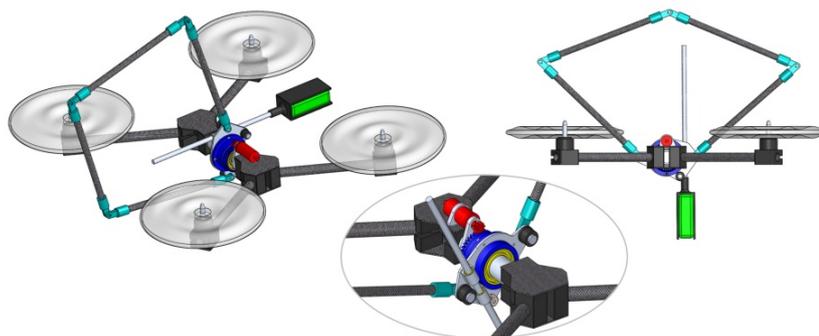


Figura 2.20: Omni-drone - Conceito proposto e desenvolvido por Hamaza e Kovac (2020).

envolvendo interação aérea com tetos, superfícies curvas e interação lateral com fachadas.



Figura 2.21: Omni-drone - Conceito proposto e desenvolvido por Hamaza e Kovac (2020).

Dyer (2018) em seu trabalho apresenta uma plataforma muito semelhante a desenvolvida por Brescianini e D'Andrea (2016) Brescianini e D'Andrea (2018). Nesse trabalho o desenvolvimento se deu essencialmente nos tópicos envolvendo as configurações ótimas para as hélices, na modelagem do comportamento das hélices e na alocação de controle, com a discussão dos resultados obtidos.

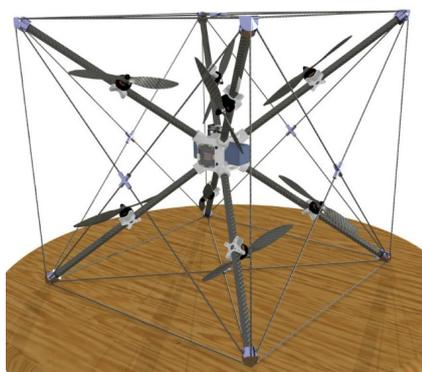


Figura 2.22: Omni-directional UAV - Conceito proposto e desenvolvido por Dyer (2018).

Já no conceito proposto por Nigro, Pierri e Caccavale (2019), apesar de não se lançar como uma solução omnidirecional, é apresentada como uma plataforma plenamente atuada, apesar de ser idealizada com apenas quatro rotores (Figs. 2.23 e 2.24).

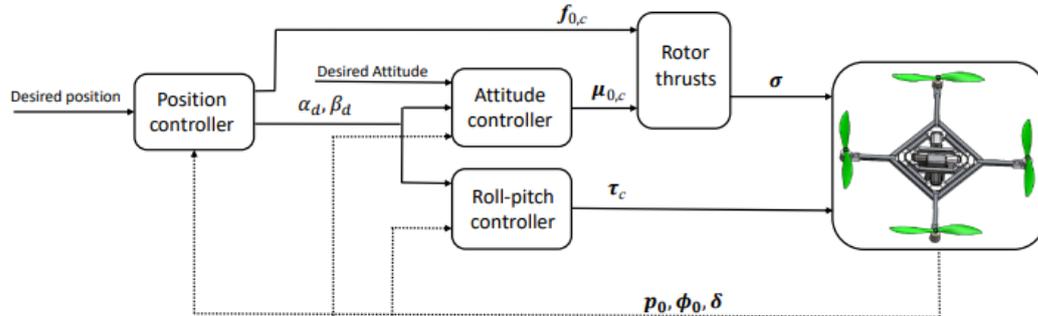


Figura 2.23: Visão geral do sistema (NIGRO; PIERRI; CACCAVALE, 2019).

Nessa proposta, os rotores permanecem fixos no chassi e esse se orienta em relação ao seu núcleo/*payload* a depender da atitude desejada. Algumas outras características são ressaltadas, como a capacidade de minimizar os esforços internos e a dissipação de energia devido à algumas condições mecânicas (Fig. 2.24).

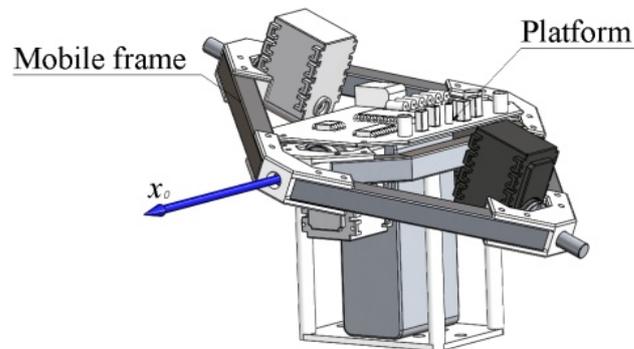


Figura 2.24: Carga com atitude invariante (NIGRO; PIERRI; CACCAVALE, 2019).

Nos trabalhos de Baird (2019) e Baird e Nokleby (2020) são apresentados o desenvolvimento, prototipagem e testes do omnicopter e do omniraptor.

Enquanto que em Baird (2019) discute-se o conceito, o projeto, o protótipo e suas potencialidades a partir de simulações e testes de desempenho, os trabalhos de Baird e Nokleby (2020) são focados no desenvolvimento do dispositivo de ancoragem.

Ainda nesse segundo trabalho, testes de operação são conduzidos mostrando a capacidade e robustez da metodologia.

Para sintetizar, os trabalhos investigados abordam assuntos como modelagem matemática, dinâmica e controle, discutidos simultaneamente ou em parte. Portanto, todos os arranjos físicos observados na literatura podem ser agrupados em ao menos dois grandes grupos de arranjos físicos:

- a) VANTs com motores fixos (rotores simples ou rotores duplos); e
- b) VANTs com motores direcionáveis (rotores simples ou rotores duplos).

Além desses, é possível resumir todas as abordagens desses trabalhos em ao menos cinco grandes tópicos, a saber:

- a) Modelagem matemática - dinâmica e controle;
- b) Dinâmica desacoplada;
- c) Estratégias de controle aplicadas em VANTs;
- d) Alocação de controle; e
- e) Formas de atuação - motor direcionável ou fixo.

Dessa forma, o presente trabalho pode se enquadrar como uma prospecção de tecnologia mecatrônica, envolvendo estudos de mecânica, eletrônica e ciência da informação, com vistas em desenvolver e integrar esses diversos campos do conhecimento em um projeto e desenvolvimento de um protótipo de multirrotor omnidirecional funcional, com motores de posição fixa, solução esta semelhante às soluções propostas por Dyer (2018), Brescianini e D'Andrea (2016) e Brescianini e D'Andrea (2018).

Seu escopo vislumbra a discussão de ao menos quatro dos tópicos comuns da literatura, a saber: a modelagem matemática; a dinâmica desacoplada; a matriz de *mixing* ou de alocação de controle; e os princípios de atuação, aplicados ao desenvolvimento de uma plataforma aérea com potencial de se movimentar em todos os seus graus de liberdade com atuação independente.

Tendo em vista a necessidade de desenvolver um protótipo, alguns tópicos adicionais são explorados. Atividades envolvendo análise de esforços estruturais, ensaios de materiais e testes em motores são algumas abordagens apresentadas, dada a necessidade de abranger alguns temas e ferramentas típicas da área de projetos de máquinas e seleção de materiais, conforme será discutido nas próximas seções ou capítulos.

3 Modelagem Matemática

3.1 Introdução

A modelagem matemática, quando empregada como ferramenta para descrição de fenômenos da mecânica, permite estimar o comportamento dos agentes objetos de uma determinada análise.

Considerando o caso em estudo, um conjunto de modelos matemáticos podem ser propostos e consolidados para que a partir dela seja possível:

- I. estudar o comportamento dinâmico e cinemático do veículo aéreo não tripulado (VANT) proposto;
- II. calcular a matriz de mapeamento (alocação de controle ou *mixing*) entre as forças generalizadas desejadas e as forças aplicadas nos motores;
- III. estimar a posição e orientação dos motores;
- IV. modelar o leiaute físico para o tipo de VANT proposto;
- V. modelar uma arquitetura para o controle de atitude (estabilização em voo); e
- VI. modelar uma arquitetura de controle de posição.

3.2 Geometria do Sistema

O sistema a ser estudado utiliza como referência as propostas estabelecidas nos trabalhos de Brescianini e D'Andrea (2016), Brescianini e D'Andrea (2018) e Dyer (2018), que contemplam uma solução baseada em uma plataforma com rotores em posições fixas e com direções definidas por procedimentos de otimização como apresentado por Brescianini e D'Andrea (2016), Brescianini e D'Andrea (2018) e Dyer (2018).

O processos de otimização realizado por Brescianini e D'Andrea (2016), Brescianini e D'Andrea (2018) e Dyer (2018) não serão discutidos nesse trabalho. Porém, uma vez que já se encontra com considerável grau de amadurecimento, essa informação é considerada como premissa e a partir dela será desenvolvida toda a discussão que se segue.

Para compreender o comportamento do sistema em si e, com isso, adquirir uma visão global das partes principais, das posições dos motores entre outros, é possível utilizar uma representação geométrica simplificada conforme apresentado na Fig. 3.1, onde é possível ter um vislumbre inclusive

dos referenciais principais, seus principais aspectos físicos, as posições dos motores e os referenciais estabelecidos.

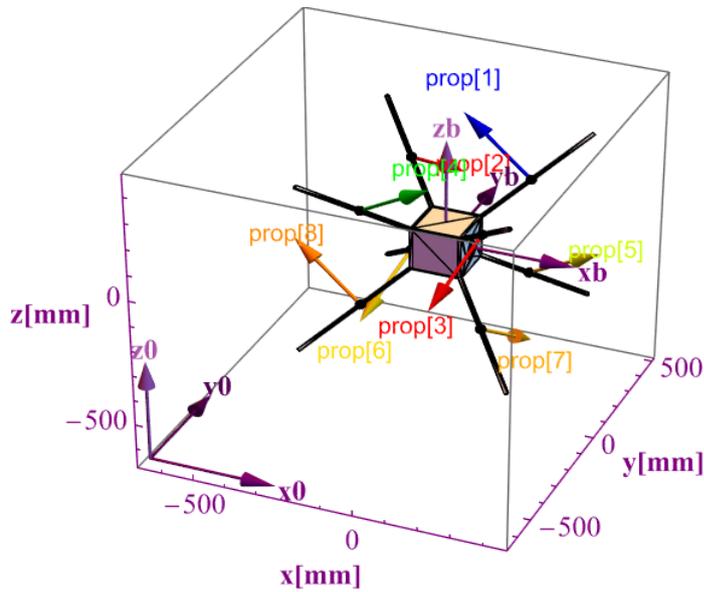


Figura 3.1: Representação esquemática do modelo em estudo.

Segundo Brescianini e D'Andrea (2016), Brescianini e D'Andrea (2018) e Hamandi et al. (2021), essa disposição dos motores permite a potencialização das contribuições de cada motor instalado, permitindo as operações de forma desacoplada como ocorre nos VANTs multirrotores ordinários.

As posições dos motores são definidos a partir da modelagem geométrica definida nos processos de otimização realizados nos trabalhos de Brescianini e D'Andrea (2016) e Brescianini e D'Andrea (2018), que avaliaram algumas configurações e quantidades de motores sob a métrica da geração do máximo empuxo, considerando geometrias confinadas em uma esfera unitária. a partir dessa premissa, é possível estabelecer a matriz de posição e orientação dos vetores normais $\underline{\underline{Y}}$ e um parâmetro de projeto adicional para dimensionar a geometria do protótipo (nesse caso, a aresta do cubo é o parâmetro a determinar).

Atentando agora para as posições e orientações dos eixos normais de rotação das hélices, estas são definidas pelos elementos da matriz $\underline{\underline{Y}}$, obtidos pela superposição de outras duas matrizes, a saber, a matriz composta pelo conjunto dos oito vetores de orientações $\underline{\underline{X}}$, e a matriz de produto vetorial realizado termo a termo, obtida através do produto vetorial entre o i -ésimo elemento da matriz de posições dos motores $\underline{\underline{P}}$ e o seu i -ésimo termo correlato na matrix de orientações $\underline{\underline{X}}$.

Por consequência, essa disposição influencia na geração das forças de empuxo e momentos de rotação, se relacionando com as forças e momentos

de atuação a partir da matriz $\underline{\underline{Y}}$ ((BRESCIANINI; D'ANDREA, 2016) e (BRESCIANINI; D'ANDREA, 2018)).

As forças e torques de atuação que atuam na plataforma a partir da matriz $\underline{\underline{Y}}$ são definidas pela expressão Eq. (3-1) ((BRESCIANINI; D'ANDREA, 2016) e (BRESCIANINI; D'ANDREA, 2018)):

$$\begin{pmatrix} \underline{\underline{f}} \\ \underline{\underline{t}} \end{pmatrix}_{atuante} = \begin{pmatrix} \underline{\underline{X}} \\ \underline{\underline{P}} \times \underline{\underline{X}} \end{pmatrix} \cdot \underline{\underline{f}}_{empuxo} = \underline{\underline{Y}} \cdot \underline{\underline{f}}_{empuxo} \quad (3-1)$$

onde o empuxo $\underline{\underline{f}}_{empuxo}$ pode ser modelado ou definido usando o perfil da hélice e/ou o perfil do motor utilizado.

Para estabelecer a matriz $\underline{\underline{Y}}$, faz-se necessário explicitar as matrizes $\underline{\underline{P}}$ e $\underline{\underline{X}}$ e, que após operar elemento a elemento (produto vetorial entre a coluna da matriz $\underline{\underline{P}}$ e a coluna da matriz $\underline{\underline{X}}$) de cada uma dessas matrizes, constrói-se a matriz $\underline{\underline{Y}}$.

As matrizes de posição e orientação suportam o posicionamento e orientação dos motores e auxiliam no projeto da estrutura da plataforma aérea e do sistema de controle de atitude da plataforma.

Portanto, as matrizes $\underline{\underline{P}}$ e $\underline{\underline{X}}$ são definidas segundo as Eqs. (3-2) e (3-3), conforme segue:

a) Posição $\underline{\underline{P}}$:

$$\underline{\underline{P}} = \gamma \cdot \begin{bmatrix} 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 & 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & -1 & -1 & -1 & -1 \end{bmatrix} \quad (3-2)$$

b) Orientação $\underline{\underline{X}}$:

$$\underline{\underline{X}} = \begin{bmatrix} -\alpha & \beta & -\beta & \alpha & \alpha & -\beta & \beta & -\alpha \\ \beta & \alpha & -\alpha & -\beta & -\beta & -\alpha & \alpha & \beta \\ \gamma & -\gamma & -\gamma & \gamma & \gamma & -\gamma & -\gamma & \gamma \end{bmatrix} \quad (3-3)$$

onde $\alpha = 0,788675$, $\beta = 0,211325$ e $\gamma = 0,57735$.

Dessa forma, a Eq. (3-4) apresenta a definição da matriz $\underline{\underline{Y}}$ conforme:

$$\underline{\underline{Y}} = \begin{pmatrix} \underline{\underline{X}}_1 & \underline{\underline{X}}_2 & \dots & \underline{\underline{X}}_8 \\ \underline{\underline{P}}_1 \times \underline{\underline{X}}_1 & \underline{\underline{P}}_2 \times \underline{\underline{X}}_2 & \dots & \underline{\underline{P}}_8 \times \underline{\underline{X}}_8 \end{pmatrix} \quad (3-4)$$

Após determinar a matriz $\underline{\underline{Y}}$, para definir a geometria final do VANT, considera-se como dimensão básica para uma haste-suporte, o valor de 560,00 mm (do CM até o vértice do cubo), quando instalada no VANT.

Além disso, considera-se também que fixado ao núcleo, as oito barras

ficam dispostas nas diagonais de um cubo em um vínculo ou ligação do tipo fixo (engastamento). Os pontos da Tab. 3.1 são estabelecidos a partir do centróide do veículo.

Dessa forma, utilizando algumas ferramentas de Geometria Plana é possível dimensionar um sistema aéreo em formato cúbico com uma aresta a com cota igual a 646,63 mm (aproximadamente).

Considerando então metade dessa aresta $a/2$ igual a 323,316 mm, é possível considerar que os valores correspondentes às posições dos motores e as orientações das normais de rotação das hélices no VANT projetado sejam proporcionais aos elementos da matriz $\underline{\underline{Y}}$ (obtida originalmente para um arranjo focado em uma esfera unitária), e que portanto podem ser definidas usando a Eq. (3-5):

$$\underline{\underline{Y}}_{adaptado} = a/2 \underline{\underline{Y}} \quad (3-5)$$

Assim, a Tab. 3.1 consolida a os resultados da aplicação da Eq. (3-5) e corresponde às posições e orientações das normais dos motores para um arranjo de oito motores contidos em um arranjo cúbico de aresta igual a 646,63 mm.

Tabela 3.1: Posições e orientações dos eixos normais dos motores para o sistema octarroto. [mm]

Hélice no	Posição da normal ($x_{ini}, y_{ini}, z_{ini}$)	Orientação da normal ($x_{fin}, y_{fin}, z_{fin}$)
1	(0,1867; 0,1867; 0,1867)	(-0,0683; 0,2550; 0,3733)
2	(-0,1867; 0,1867; 0,1867)	(-0,1183; 0,4416; 0)
3	(0,1867; -0,1867; 0,1867)	(0,1183; -0,4416; 0)
4	(-0,1867; -0,1867; 0,1867)	(0,0683; -0,2550; 0,3733)
5	(0,1867; 0,1867; -0,1867)	(0,4416; 0,1183; 0)
6	(-0,1867; 0,1867; -0,1867)	(-0,2550; -0,0683; -0,3733)
7	(0,1867; -0,1867; -0,1867)	(0,2550; 0,0683; -0,3733)
8	(-0,1867; -0,1867; -0,1867)	(-0,4416; -0,1183; 0)

Logo, tomando as Eqs. (3-1), (3-2) e (3-3) obtêm-se a matriz $\underline{\underline{Y}}$ conforme:

$$\underline{\underline{Y}} = \begin{bmatrix} -\alpha & \beta & -\beta & \alpha & \alpha & -\beta & \beta & -\alpha \\ \beta & \alpha & -\alpha & -\beta & -\beta & -\alpha & \alpha & \beta \\ \gamma & -\gamma & -\gamma & \gamma & \gamma & -\gamma & -\gamma & \gamma \\ \beta & -\alpha & \alpha & -\beta & \beta & -\alpha & \alpha & -\beta \\ -\alpha & -\beta & \beta & \alpha & -\alpha & -\beta & \beta & \alpha \\ \gamma & -\gamma & -\gamma & \gamma & -\gamma & \gamma & \gamma & -\gamma \end{bmatrix} \quad (3-6)$$

Já para determinar a matriz pseudo-inversa de \underline{Y} , isto é, \underline{Y}^\dagger , ocorre que:

$$\underline{Y}^\dagger = \begin{bmatrix} -\delta & \sigma & \tau & \sigma & -\delta & \tau \\ \sigma & \delta & -\tau & -\delta & -\sigma & -\tau \\ -\sigma & -\delta & -\tau & \delta & \sigma & -\tau \\ \delta & -\sigma & \tau & -\sigma & \delta & \tau \\ \delta & -\sigma & \tau & \sigma & -\delta & -\tau \\ -\sigma & -\delta & -\tau & -\delta & -\sigma & \tau \\ \sigma & \delta & -\tau & \delta & \sigma & \tau \\ -\delta & \sigma & \tau & -\sigma & \delta & -\tau \end{bmatrix} \quad (3-7)$$

onde $\alpha = 0,788675$, $\beta = 0,211325$, $\gamma = 0,57735$, $\delta = 0,295753$, $\sigma = 0,0792468$ e $\tau = 0,216506$.

A matriz \underline{Y} e sua pseudo-inversa \underline{Y}^\dagger são úteis tanto para mapear as ações dos rotores, quanto para estabelecer as leis e estratégias de controle. Porém, a aplicação dessa matriz \underline{Y} e sua pseudo-inversa aplicadas nas estimativas de empuxo e torque serão discutidas futuramente.

A partir desses parâmetros e características do sistema aéreo, é possível modelar o sistema matematicamente, como será desenvolvido na Sç. 3.3.

3.3

Modelo Cinemático e o Modelo Dinâmico

O sistema proposto compreende um conjunto de nove massas dispostas em um arranjo cúbico, sendo que uma dessas é correspondente ao núcleo ($i = 1$), com as demais correspondendo aos motores ($i = 2, 3, \dots, 9$). As posições de cada massa e as orientações dos motores influenciam no sucesso dessa proposta, que é dotar um veículo aéreo não tripulado com capacidade de movimento omnidirecional. Para esse estudo, consideram-se que:

- $\{A\}$ seja o referencial do corpo ou do veículo, transladado de $\{I\}$;
- $\{E_i\}$ seja o referencial solidário ao motor;
- $\{I\}$ seja o referencial inercial ou fixo; e
- $\{B\}$ seja o referencial móvel com origem solidária à origem do referencial do corpo $\{A\}$ e que acompanha as alterações da orientação do corpo.

Assim, um vetor posição utilizando-se dessas notações pode ser definido como $\mathbf{r}_{e_i}^B$, que representa a posição de e_i no referencial $\{B\}$.

Já a transformação de vetores no referencial $\{A\}$ para o referencial $\{B\}$ corresponde à uma operação utilizando a matriz de transformação de coordenadas $\underline{T}_{B/A}$, cujo índice representa a operação ocorrendo do referencial de origem $\{A\}$ para o referencial $\{B\}$.

Levando em consideração um vetor descrito em um referencial $\{A\}$ e a intenção de representá-lo em um referencial $\{B\}$, essa operação corresponde a uma transformação do tipo:

$$\underline{\mathbf{r}}^B = \underline{\mathbf{T}}_{B/A} \underline{\mathbf{r}}^A \quad (3-8)$$

correspondendo a representação do vetor $\underline{\mathbf{r}}^A$ no referencial B .

3.3.1

Modelagem Cinemática e Dinâmica utilizando matrizes de transformação

O modelo físico da plataforma corresponde ao leiaute verificado na Fig. 3.2, donde é possível observar os referenciais estabelecidos.

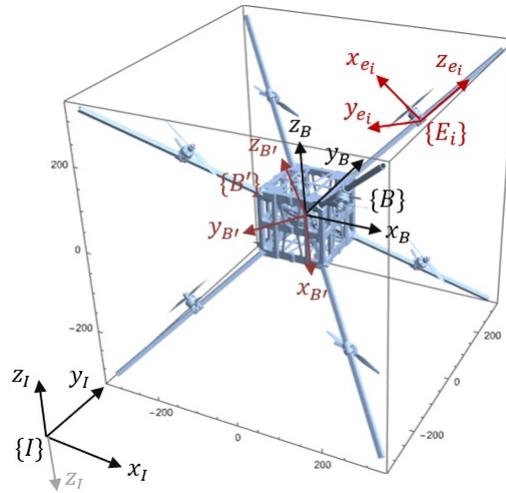


Figura 3.2: Referenciais: fixo $\{I\}$, transladado $\{A\}$ e móvel $\{B\}$.

Para descrever a posição de cada componente e_i do sistema no referencial $\{B\}$ com origem no centro de massa (CM) da plataforma aérea, utiliza-se a seguinte notação:

$$\underline{\mathbf{r}}_{e_i}^B = x_{e_i}^B \hat{\mathbf{i}} + y_{e_i}^B \hat{\mathbf{j}} + z_{e_i}^B \hat{\mathbf{k}} \quad (3-9)$$

ou ainda, em relação ao referencial inercial $\{I\}$, ocorre que:

$$\underline{\mathbf{r}}_{e_i/I}^B = \underline{\mathbf{r}}_{CM/I}^B + \underline{\mathbf{r}}_{e_i/CM}^B \quad (3-10)$$

Dadas as características da plataforma, a escolha do referencial no veículo $\{B\}$ é a escolha mais adequada para definir a sua dinâmica, já que muitas das características e informações inerentes ao sistema são invariantes no tempo quando observados e avaliados nesse referencial (OLIVEIRA; WEBER, 2019).

O corpo é idealizado considerando-o como um corpo rígido, donde conclui-se que $\dot{\underline{\mathbf{r}}}_{e_i/CM}^B = \ddot{\underline{\mathbf{r}}}_{e_i/CM}^B = 0$, considerando que $e_i/CM =$

$(e_2/CM, e_3/CM, \dots, e_9/CM)$ correspondem às posições dos motores escritos no referencial $\{B\}$.

Logo, as derivadas temporais de um vetor no referencial $\{B\}$ do veículo ficam:

$$\dot{\mathbf{r}}_{e_i/I}^B = \dot{\mathbf{r}}_{CM/I}^B + \dot{\mathbf{r}}_{e_i/CM}^B \quad (3-11)$$

Ocorre que alguns termos não variam no referencial e por isso serão desprezados. Levando em consideração o arranjo físico da plataforma, ocorre que:

- a) $\mathbf{r}_{e_i/CM}^B = \ddot{\mathbf{r}}_{e_i/CM}^B = 0$; e
- b) $\mathbf{r}_{CM/I}^B \equiv \mathbf{r}_{CM/I}^A \equiv \mathbf{r}_{CM/I}^B \equiv \mathbf{r}_{CM/I}$.

Baseado na orientação do referencial $\{A\}$ (que originalmente é paralelo ou possui seus eixos paralelos ao referencial inercial $\{I\}$), é possível descrever a posição de um elemento qualquer do corpo definido no referencial móvel $\{B\}$ (ainda solidário ao corpo) no referencial $\{A\}$. Logo, o vetor posição $\mathbf{r}_{e_i/CM}^B$ que resulta da transformação do vetor $\mathbf{r}_{e_i/CM}^A$, é obtido de acordo com Oliveira e Weber (2019), conforme visto na Eq. (3-12) a saber:

$$\mathbf{r}_{e_i/CM}^B = \underline{T}_{A/B} \mathbf{r}_{e_i/CM}^A \quad (3-12)$$

Já a sua derivada primeira é definida por:

$$\dot{\mathbf{r}}_{e_i/CM}^B = \underline{\omega}_{A/B} \times \mathbf{r}_{e_i/CM}^A \quad (3-13)$$

Em decorrência disso, retomam-se as proposições das Eqs. (3-10) e (3-11), o que resulta em:

$$\dot{\mathbf{r}}_{e_i/I}^B = \dot{\mathbf{r}}_{CM/I}^B + \underline{\omega}_{A/B} \times \mathbf{r}_{e_i/CM}^A \quad (3-14)$$

que corresponde à velocidade da componente e_i escrito no referencial $\{B\}$ solidário ao corpo.

A caracterização do comportamento dinâmico da plataforma aérea pode ser conduzida a partir do cômputo das quantidades de movimento linear $\underline{\mathbf{G}}_{e_i/I}$ e angular $\underline{\mathbf{H}}_{e_i/I}$, e resulta em:

- a) $\underline{\mathbf{G}}_{e_i/I}^B = m_{e_i} \dot{\mathbf{r}}_{e_i/I}^B$
- $$\underline{\mathbf{G}}_{e_i/I}^A = m_{e_i} \left(\dot{\mathbf{r}}_{CM/I} + \underline{\omega}_{A/B} \times \mathbf{r}_{e_i/CM}^A \right) \quad (3-15)$$

$$\begin{aligned}
 \text{b) } \underline{\mathbf{H}}_{e_i/I}^B &= \underline{\mathbf{r}}_{e_i/I}^B \times m_{e_i} \dot{\underline{\mathbf{r}}}_{e_i/I}^B \\
 \underline{\mathbf{H}}_{e_i/I}^B &= \underline{\mathbf{r}}_{e_i/I}^B \times m_{e_i} \left(\dot{\underline{\mathbf{r}}}_{CM/I} + \underline{\boldsymbol{\omega}}_{A/B} \times \underline{\mathbf{r}}_{e_i/CM}^A \right) \quad (3-16)
 \end{aligned}$$

A partir das Eqs. (3-15) e (3-16) e considerando a simetria do sistema proposto ($\sum_{i=2}^9 m_{e_i} \underline{\mathbf{r}}_{e_i/CM} = 0$), são somadas as parcelas contributivas das quantidades de movimento linear e angular de cada componente, resultando na quantidades de movimento linear $\underline{\mathbf{G}}_{sis}$ e quantidades de movimento angular $\underline{\mathbf{H}}_{sis}$ para todo o sistema, conforme Kane, Likins e Levinson (1983) e Nelson (1989). Assim:

$$\begin{aligned}
 \text{a) } \underline{\mathbf{G}}_{sis} &= \sum_{i=1}^9 m_{e_i} \left(\dot{\underline{\mathbf{r}}}_{CM/I} + \underline{\boldsymbol{\omega}}_{A/B} \times \underline{\mathbf{r}}_{e_i/CM} \right) \\
 \underline{\mathbf{G}}_{sis} &= \sum_{i=1}^9 m_{e_i} \underline{\mathbf{r}}_{CM/I} + \underline{\boldsymbol{\omega}}_{A/B} \times \left(\sum_{i=1}^9 m_{e_i} \underline{\mathbf{r}}_{e_i/CM} \right) \\
 \underline{\mathbf{G}}_{sis} &= m_{sis} \dot{\underline{\mathbf{r}}}_{CM/I} \quad (3-17)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \text{b) } \underline{\mathbf{H}}_{sis} &= \sum_{i=1}^9 \left(\underline{\mathbf{r}}_{CM/I} + \underline{\mathbf{r}}_{e_i/CM} \right) \times m_{e_i} \left(\dot{\underline{\mathbf{r}}}_{CM/I} + \underline{\boldsymbol{\omega}}_{A/B} \times \underline{\mathbf{r}}_{e_i/CM} \right) \\
 \underline{\mathbf{H}}_{sis} &= \sum_{i=1}^9 \left[\underline{\mathbf{r}}_{e_i/CM} \times m_{e_i} \left(\underline{\boldsymbol{\omega}}_{A/B} \times \underline{\mathbf{r}}_{e_i/CM} \right) \right] \\
 \underline{\mathbf{H}}_{sis}^A &= \underline{\mathbf{J}}^A \underline{\boldsymbol{\omega}}_{A/B} \quad (3-18)
 \end{aligned}$$

que representam respectivamente as quantidades de movimento linear e angular no referencial $\{B\}$.

Considerando a possível mudança de orientação do referencial $\{A\}$ para o referencial $\{B\}$ e tomando as derivadas das Eqs. (3-17) e (3-18), as resultantes de forças e dos momentos aplicados no sistema podem ser determinados conforme Beard e McLain (2012) e Nelson (1989), conforme:

$$\begin{aligned}
 \text{a) } \underline{\mathbf{G}}_{sis}^B &= m_{sis} \dot{\underline{\mathbf{r}}}_{CM}^B \Rightarrow \dot{\underline{\mathbf{G}}}_{sis}^B = \dot{\underline{\mathbf{G}}}_{sis}^B + \underline{\boldsymbol{\omega}}_{B/A} \times \underline{\mathbf{G}}_{sis}^B \Rightarrow \\
 \underline{\mathbf{f}}_{sis}^B &= m_{sis} \ddot{\underline{\mathbf{r}}}_{CM}^B + \underline{\boldsymbol{\omega}}_{B/A} \times \left(m_{sis} \dot{\underline{\mathbf{r}}}_{CM}^B \right) \quad (3-19)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \text{b) } \underline{\mathbf{H}}_{sis}^B &= \underline{\mathbf{J}}^B \underline{\boldsymbol{\omega}}_{B/A} \Rightarrow \dot{\underline{\mathbf{H}}}_{sis}^B = \dot{\underline{\mathbf{H}}}_{sis}^B + \underline{\boldsymbol{\omega}}_{B/A} \times \underline{\mathbf{H}}_{sis}^B \Rightarrow \\
 \underline{\mathbf{t}}_{sis}^B &= \underline{\mathbf{J}}^B \dot{\underline{\boldsymbol{\omega}}}_{B/A} + \underline{\boldsymbol{\omega}}_{B/A} \times \left(\underline{\mathbf{J}}^B \underline{\boldsymbol{\omega}}_{B/A} \right) \quad (3-20)
 \end{aligned}$$

Nas Eqs. (3-19) e (3-20) são determinadas as expressões de forças e momentos aplicados no corpo, descritas no referencial do corpo. Entretanto, se faz necessário expandir essas expressões para detalhar esses modelos e

correlacionar as suas variáveis com as características do sistema sugerido. Rearranjando as Eqs. (3-19) e (3-20) e incluindo os efeitos gravitacionais ($m_{sis}\underline{g}$) ocorre que:

$$\ddot{\underline{r}}_{CM}^B = \frac{1}{m_{sis}} \left[\underline{f}_{sis}^B - m_{sis}\underline{g} - \left(m_{sis}\underline{\omega}_{B/A} \times \dot{\underline{r}}_{CM}^B \right) \right] \quad (3-21)$$

$$\underline{\omega}_{B/A} = \left(\underline{J}^B \right)^{-1} \left[\underline{t}_{sis}^B - \underline{\omega}_{B/A} \times \left(\underline{J}^B \underline{\omega}_{B/A} \right) \right] \quad (3-22)$$

Considerando o conceito da plataforma sugerida conforme a Fig. 3.2, prospectando o tensor de inércia a partir de ferramentas de modelagem CAD/CAE, os elementos do tensor de inércia podem ser consolidados na Tab. 3.2 a seguir:

Tabela 3.2: Elementos do tensor de inércia obtido pelo software CAD/CAE

Elementos do Tensor $J_{i,j}$	Valores obtidos em software CAD/CAE [kg · m ²]		
$J_{x,x}-J_{x,y}-J_{x,z}$	0,0354	0,00000692	0,000008226
$J_{y,x}-J_{y,y}-J_{y,z}$	0,00000692	0,354	-0,00000452
$J_{z,x}-J_{z,y}-J_{z,z}$	0,00008226	-0,00000452	0,0354

Atentando para os elementos fora da diagonal principal do tensor, e tomando por base a Tab. 3.2 e dada a ordem de grandeza dos elementos J_{ii} do tensor de inércia, é possível verificar que:

$$J_{xy} = J_{xz} \cong 0$$

$$J_{yx} = J_{yz} \cong 0$$

$$J_{zx} = J_{zy} \cong 0$$

Além desses, assume-se que os vetores de velocidades translacional e angular, de forças e de momentos, correspondem a:

$$\dot{\underline{r}}_{CM}^B = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \text{ e } \underline{\omega}_{B/A} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}$$

$$\underline{f}_{sis}^B = \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \text{ e } \underline{t} = \begin{pmatrix} t_x \\ t_y \\ t_z \end{pmatrix}$$

Logo, os modelos de forças e momentos expandidos que correspondem à uma parte das equações que modelam a dinâmica do sistema proposto ão descritas conforme as Eqs. (3-21) e (3-22), ou seja:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \frac{1}{m_{sis}} \left[\begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix}^B - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{pmatrix} \right] \quad (3-23)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \underline{\underline{J}}^{-1} \begin{pmatrix} t_x \\ t_y \\ t_z \end{pmatrix} + \underline{\underline{J}}^{-1} \begin{pmatrix} J_{zx}pq + J_{yz}(q^2 - r^2) - J_{yx}pr - (J_{yy} - J_{zz})qr \\ J_{zx}(r^2 - p^2) + (J_{xx} - J_{zz})pr - J_{yx}pq + J_{yx}qr \\ J_{yx}(p^2 - q^2) - (J_{xx} - J_{yy})pq - J_{yz}pr + J_{zx}qr \end{pmatrix} \quad (3-24)$$

As outras duas equações que representam o enfoque cinemático tratam o deslocamento e atitude da plataforma em relação ao referencial inercial e, nesse caso, são obtidas a partir da transformação desses vetores de velocidade e de aceleração do referencial do corpo $\{B\}$ para o referencial inercial ou fixo $\{I\}$, conforme

$$\{I\} \xrightarrow{\text{Translação}} \{A\} \xrightarrow{\text{Rotação}} \{B\}$$

Assim, essas mudanças de direção dos referenciais implicam na transformação dos vetores de velocidades no referencial do corpo $\{B\}$ em vetores no referencial intermediário $\{A\}$, utilizando matrizes de transformação e combinações dessas.

As matrizes de transformação condicionadas para as aplicações em estudos de veículos aéreos (BEARD; MCLAIN, 2012) correspondem a

$$\underline{\underline{T}}^{x,\phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\text{sen} \phi \\ 0 & \text{sen} \phi & \cos \phi \end{bmatrix}, \quad \underline{\underline{T}}^{y,\theta} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\text{sen} \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen} \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{T}}^{z,\psi} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\text{sen} \psi & 0 \\ \text{sen} \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

que resultam em $\underline{\underline{T}}_{A/B}$ quando combinadas:

$$\underline{\underline{T}}_{A/B} = \underline{\underline{T}}^{x,\phi} \cdot \underline{\underline{T}}^{y,\theta} \cdot \underline{\underline{T}}^{z,\psi} \quad (3-25)$$

Onde:

a) $\underline{T}^{x,\phi}, \underline{T}^{y,\theta}, \underline{T}^{z,\psi}$, correspondem às rotações em torno dos eixos x, y e z dos ângulos ϕ, θ e ψ ; e

b) $\underline{T}_{B/A} \equiv \underline{T}^{B/A}$ corresponde a transformação de coordenadas do referencial $\{A\}$ para o referencial $\{B\}$, segundo a notação de Tait-Brian (OLIVEIRA; WEBER, 2019), com os ângulos ϕ (em torno do eixo x), θ (em torno do eixo y) e ψ (em torno do eixo z), medidos a partir das alterações de orientação em x_i, y_{ii} e z_{iii} .

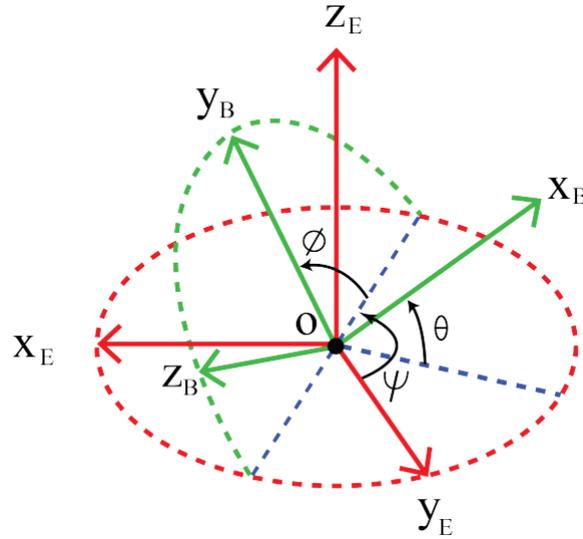


Figura 3.3: Notação de Tait-Bryan para a sequência zyx - Fonte: (SHENG; TAO; BELING, 2019).

Segundo Sheng, Tao e Beling (2019) e Mena et al. (2020), a transformação segundo a notação de Tait-Bryan é uma derivação da abordagem de Euler, porém com as rotações sendo computadas sobre os eixos em ordem alfabética crescente ou decrescente, em ordem ou fora-de-ordem, isto é:

- a) na sequência xyz ;
- b) na sequência xzy ;
- c) na sequência yxz ;
- d) na sequência yzx ;
- e) na sequência zxy ; e
- f) na sequência zyx .

Logo, desenvolvendo o produto matricial Eq. (3-25) para os ângulos ϕ, θ e ψ e ainda, simplificando a notação para as funções trigonométricas, a saber, $\text{sen } \alpha = s_\alpha, \text{cos } \alpha = c_\alpha, \text{tan } \alpha = \text{tg}_\alpha$, tem-se que:

$$\underline{T}_{I/B} \equiv \underline{T}_{A/B}$$

$$\underline{T}_{A/B} = \underline{T}^{x,\phi} \cdot \underline{T}^{y,\theta} \cdot \underline{T}^{z,\psi}$$

que resultam em:

$$\underline{T}_{A/B} = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\theta s_\psi & -s_\theta \\ c_\psi s_\phi s_\theta - c_\phi s_\psi & c_\phi c_\psi + s_\phi s_\theta s_\psi & c_\theta s_\phi \\ c_\phi c_\psi s_\theta + s_\phi s_\psi & c_\psi s_\phi - c_\phi s_\theta s_\psi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}$$

$$\underline{T}_{A/B}^{-1} = \underline{T}_{B/A} = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\psi s_\phi s_\theta - c_\phi s_\psi & c_\phi c_\psi s_\theta + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & c_\phi c_\psi + s_\phi s_\theta s_\psi & c_\psi s_\phi - c_\phi s_\theta s_\psi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}$$

O vetor velocidade translacional $\underline{\dot{p}}_{CM}^I$ no referencial fixo ou inercial pode ser determinado a partir da combinação das matrizes de transformação de coordenadas com o vetor velocidade translacional $\underline{\dot{r}}_{CM}^B$, escrito no referencial do corpo $\{B\}$ conforme a Eq. (3-26). Dessa forma, ocorre que:

$$\underline{\dot{p}}^I = \underline{T}_{B/I} \underline{\dot{r}}_{CM}^B \quad (3-26)$$

onde:

$$\underline{\dot{p}}_{CM}^I = \begin{pmatrix} p_x \\ p_y \\ p_z \end{pmatrix}$$

Já para a transformação das velocidades angulares no referencial do corpo em velocidades angulares no referencial inercial, o modelo utilizado ((BEARD; MCLAIN, 2012) e (NELSON, 1989)) contempla a relação entre as velocidades angulares dos referenciais conforme a Eq. (3-27) a seguir:

$$\underline{\omega}_{B/A} = \underline{\dot{\Phi}} + \underline{T}^{x,\phi} \underline{\dot{\Theta}} + \underline{T}^{x,\phi} \cdot \underline{T}^{y,\theta} \underline{\dot{\Psi}} \quad (3-27)$$

que representa a combinação das velocidades angulares $\underline{\dot{\Phi}}$, $\underline{\dot{\Theta}}$ e $\underline{\dot{\Psi}}$ em torno dos eixos x , y e z inerciais projetadas no referencial do corpo.

Desenvolvendo a Eq. (3-27) é possível determinar o vetor $\underline{\omega}_{B/A}$ conforme segue:

$$\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi} s_\theta \\ \dot{\theta} c_\phi + \dot{\psi} c_\theta s_\phi \\ \dot{\psi} c_\theta c_\psi - \dot{\theta} s_\phi \end{pmatrix}$$

$$\underline{\omega}_{B/A} = \underline{T}^{\phi,\theta,\psi} \underline{\dot{\Omega}} \quad (3-28)$$

onde $\underline{T}^{\phi,\theta,\psi}$ corresponde a matriz

$$\underline{\underline{T}}^{\phi, \theta, \psi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_\theta \\ 0 & c_\phi & c_\theta s_\phi \\ 0 & -s_\phi & c_\theta c_\psi \end{bmatrix}$$

Para explicitar $\underline{\underline{\Omega}}$, a matriz $\underline{\underline{T}}^{\phi, \theta, \psi}$ é invertida e resulta na Eq. (3-29):

$$\underline{\underline{\Omega}} = \left(\underline{\underline{T}}^{\phi, \theta, \psi} \right)^{-1} \underline{\underline{\omega}}_{B/A} \quad (3-29)$$

Portanto, as Eqs. (3-26) e (3-28) correspondem à modelagem cinemática do VANT e permitem estimar a sua navegação no referencial inercial.

Dessa forma:

$$\begin{pmatrix} \underline{\dot{\mathbf{v}}} \\ \underline{\dot{\mathbf{w}}} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \underline{\underline{M}}^{-1} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \underline{\underline{J}}^{-1} \end{bmatrix} \left[\begin{pmatrix} \underline{\mathbf{f}} \\ \underline{\mathbf{t}} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \underline{\omega} \times \underline{\underline{M}} \cdot \underline{\mathbf{v}} \\ \underline{\omega} \times \underline{\underline{J}} \cdot \underline{\mathbf{w}} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \underline{\underline{M}} \cdot \underline{\mathbf{g}} \\ \underline{\mathbf{0}} \end{pmatrix} \right] \quad (3-30)$$

reduzindo-se à Eq. (3-31)

$$\begin{pmatrix} \underline{\dot{\mathbf{v}}} \\ \underline{\dot{\mathbf{w}}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \underline{\underline{M}}^{-1} \cdot \underline{\mathbf{f}} \\ \underline{\underline{J}}^{-1} \cdot \underline{\mathbf{t}} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \underline{\omega} \times \underline{\mathbf{v}} \\ \underline{\omega} \times \underline{\mathbf{w}} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \underline{\mathbf{g}} \\ \underline{\mathbf{0}} \end{pmatrix} \quad (3-31)$$

A Eq. (3-31) pode ser resolvida utilizando métodos tradicionais para resolução de problemas de valores iniciais, permitindo a simulação da dinâmica do sistema.

Ocorre que a solução dessas equações e suas consequências implicam na possibilidade de se deparar com singularidades. Essa situação pode ser problemática na análise e simulação do comportamento do veículo aéreo multirrotor, dada a possibilidade do sistema de computação algébrica empregado na solução entrar em "loop" sem solução, isso devido às inconsistências das operações matemáticas decorrentes.

Isso ocorre porque o método utilizado para transformar as grandezas obtidas no referencial do corpo para o referencial inercial podem conduzir a termos com divisões por números iguais a zero ou bastante próximos à isso (chamados de singularidades), o que inviabilizaria a solução desse conjunto de equações estruturadas dessa forma em alguns intervalos.

Essa condição representa uma degradação da capacidade de movimento de um sistema móvel, isto é, considerando equipamentos e sistemas aéreos, as singularidades são condições tais que o seu processamento implicam na perda de graus de liberdade (capacidade de movimento) além da probabilidade de provocar inconsistências que podem inviabilizar a continuidade da operação do sistema móvel, ou nesse caso, do sistema aéreo.

Isso posto, Arribas, Elipe e Palacios (2006), Beard e McLain (2012), Yang (2012) e Yang (2019), Cariño, Abaunza e Castillo (2015), Stevens, Lewis e Johnson (2015), Oliveira e Weber (2019), e Chudá, Hana (2019) sugerem a utilização de quatérnios como técnica de apoio na representação das transformações entre os referenciais (quando for o caso) ao invés de utilizar as matrizes de transformação.

Esse desenvolvimento será discutido à seguir.

3.3.2

Modelagem da Dinâmica e da Cinemática utilizando transformações por quatérnios

Segundo Arribas, Elipe e Palacios (2006), Beard e McLain (2012), Yang (2012) e Yang (2019), Cariño, Abaunza e Castillo (2015), Stevens, Lewis e Johnson (2015), Oliveira e Weber (2019) e Chudá, Hana (2019), um quatérnio pode ser definido como um ente hipercomplexo, cujas propriedades divergem daquelas dos números reais e dos números complexos.

Apesar de estabelecidas as suas bases antes da Álgebra Linear e do Cálculo Vetorial, as operações com quatérnios se utilizam de operações semelhantes às utilizadas nesses campos de estudo da Matemática para compor o seu conjunto de enunciados e propriedades.

Sua aplicação nesse estudo permite descrever as rotações dos sistemas de referência utilizando suas propriedades, evitando os inconvenientes das matrizes de transformação utilizando notação cardânica ou de Tait-Bryan (OLIVEIRA; WEBER, 2019).

Levando em consideração que um quatérnio \underline{q} pode ser escrito como uma soma de uma parte complexa e uma parte escalar, ou ainda, de forma semelhante a uma lista com quatro elementos (três correspondem ao vetor complexo e um é o elemento escalar), ocorre que:

$$\underline{q} = q_1 \underline{i} + q_2 \underline{j} + q_3 \underline{k} + q_4 \quad (3-32)$$

onde:

\underline{i} , \underline{j} e \underline{k} correspondem aos unitários imaginários ($\underline{i}^2 = \underline{j}^2 = \underline{k}^2 = -1$) em relação a cada eixo complexo, respectivamente, x , y e z ; e

q_1 , q_2 , q_3 e q_4 são os escalares das partes ditas vetoriais e escalar do quatérnio.

Outra forma de apresentar o quatérnio é mostrada na expressão Eq. (3-33), num formato semelhante a uma lista.

$$\underline{q} = \left(q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4 \right)^T \quad (3-33)$$

Semelhante ao conjunto dos complexos, um quatérnio também possui o seu conjugado $\bar{\mathbf{q}}$, que operado a partir da parte dita vetorial resultando em:

$$\bar{\mathbf{q}} = \left(-q_1 \quad -q_2 \quad -q_3 \quad q_4 \right)^T \quad (3-34)$$

As operações e propriedades dos quatérnios envolvem a ortogonalidade, a associatividade, operações com conjugado, entre outros. Entretanto, as operações mais importantes nesse estudo envolvem operações de multiplicação com dois ou mais quatérnios.

Para associar os conceitos já consolidados na Álgebra Linear e aplicar o conceito dos quatérnios nas transformações, faz-se necessário compatibilizar as dimensões da notação utilizada nas aplicações convencionais, escrevendo os vetores como um quatérnio. Logo, para um vetor (ordinário, com três componentes) \mathbf{r} , a Eq. (3-35) representa o seu quatérnio equivalente conforme segue:

$$\underline{\hat{\mathbf{q}}}_{\mathbf{r}} = \begin{bmatrix} \mathbf{r} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3-35)$$

que é chamado de quatérnio vetor puro (OLIVEIRA; WEBER, 2019).

Para representar um produto entre quatérnios uma matriz para multiplicação $\hat{\mathbf{q}}$ é definida, o que permite a realização do produto entre os quatérnios de formas simples e adequada. Assim, $\hat{\mathbf{q}}$ é representado pela Eq. (3-36) :

$$\hat{\mathbf{q}} = \begin{pmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 & q_1 \\ q_3 & q_4 & -q_1 & q_2 \\ -q_2 & q_1 & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{pmatrix} \quad (3-36)$$

Dessa forma, considerando o produto do quatérnio vetor puro por seu conjugado, conforme Eq. (3-37), sendo esse unitário, ocorre que:

$$\underline{\mathbf{q}}_{\mathbf{r}} \cdot \bar{\underline{\mathbf{q}}}_{\mathbf{r}} = \hat{\underline{\mathbf{q}}}_{\mathbf{r}} \underline{\mathbf{q}}_{\mathbf{r}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3-37)$$

onde $\hat{\underline{\mathbf{q}}}_{\mathbf{r}}$ representa a forma matricial do quatérnio conjugado $\bar{\underline{\mathbf{q}}}_{\mathbf{r}}$, de forma semelhante ao produto vetorial, matriz esta que auxilia na tabulação das operações que envolvam multiplicação de quatérnios, como exemplificado a seguir:

$$\underline{\mathbf{q}}_{\mathbf{r}} = \begin{bmatrix} \mathbf{r} \\ 0 \end{bmatrix} \text{ e } \underline{\mathbf{q}}_{\mathbf{s}} = \begin{bmatrix} \mathbf{s} \\ 0 \end{bmatrix} \rightarrow \hat{\underline{\mathbf{q}}}_{\mathbf{s}} \cdot \underline{\mathbf{q}}_{\mathbf{r}} = \begin{bmatrix} \mathbf{r} \times \mathbf{s} \\ \langle \mathbf{r}, \mathbf{s} \rangle \end{bmatrix}$$

Considerando agora um quatérnio \underline{q} com módulo unitário, é possível pré e pós-multiplicar o quatérnio \underline{q}_r pelo quatérnio \underline{q} e seu conjugado respectivamente. Assim:

$$\underline{q} \cdot \underline{q}_r \cdot \bar{\underline{q}} = \underline{q}_t \rightarrow$$

$$\hat{\underline{q}} \cdot \hat{\underline{q}}_r \cdot \bar{\underline{q}} = \underline{q}_t \quad (3-38)$$

que representa a transformação do quatérnio vetor puro \underline{q}_r no quatérnio vetor puro \underline{q}_t , de um ângulo 2θ , cujo efeito geométrico pode ser vislumbrado pelo exame da Fig. 3.4.

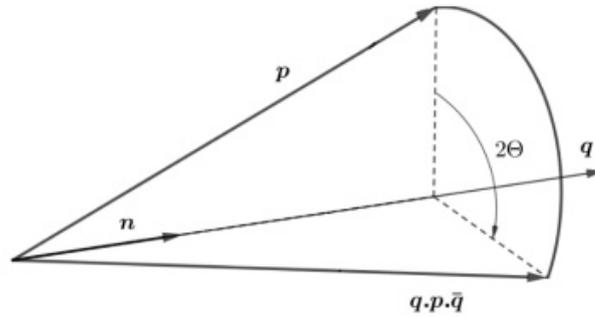


Figura 3.4: Quatérnios - Operador de rotação - Fonte: (Chudá, Hana, 2019).

Operando a Eq. (3-38) para os termos gerais dos quatérnios conforme Eq. (3-33), resulta:

$$\hat{\underline{q}} \cdot \hat{\underline{q}}_r \cdot \bar{\underline{q}} = \underline{q}_t = \begin{pmatrix} C_{11}r_1 + C_{12}r_2 + C_{13}r_3 \\ C_{21}r_1 + C_{22}r_2 + C_{23}r_3 \\ C_{31}r_1 + C_{32}r_2 + C_{33}r_3 \\ 0 \end{pmatrix}$$

que é um quatérnio vetor puro.

Conforme Chudá, Hana (2019), essa abordagem pode ser associada a um operador de rotação e ter a sua forma matricial equivalente recuperada a partir da equação representada por

$$\underline{t} = \begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} r_1 \\ r_2 \\ r_3 \end{pmatrix}$$

ou de forma mais enxuta:

$$\underline{t} = \underline{C} \cdot \underline{r} \quad (3-39)$$

A Eq. (3-39) apresenta a multiplicação de uma matriz $\underline{\underline{C}}$ pelo vetor $\underline{\mathbf{r}}$, cujo resultado representa a transformação de $\underline{\mathbf{r}}$ em $\underline{\mathbf{t}}$. Essa matriz $\underline{\underline{C}}$ é chamada de matriz de Cayley ((YANG, 2019) e (STEVENS; LEWIS; JOHNSON, 2015)). Essa operação de rotação do vetor $\underline{\mathbf{r}}$ de um ângulo 2θ corresponde a uma rotação $\beta = 2\theta$.

Os elementos da matriz $\underline{\underline{C}}$ estão desenvolvidos na Tab. 3.3, a saber:

Tabela 3.3: Elementos da matriz de Cayley

$C_{i,j}$	elemento
C_{11}	$q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2$
C_{12}	$2(q_1q_2 - q_3q_4)$
C_{13}	$2(q_1q_3 + q_2q_4)$
C_{21}	$2(q_1q_2 + q_3q_4)$
C_{22}	$-q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2$
C_{23}	$2(q_2q_3 - q_1q_4)$
C_{31}	$2(q_1q_3 - q_2q_4)$
C_{32}	$2(q_1q_4 + q_2q_3)$
C_{33}	$-q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2$

Além das representações dos quatérnios e da matriz de Cayley, outros conceitos como o de representação de rotações espaciais a partir dos quatérnios, o de quatérnio unitário e o de uso de quatérnios em derivadas também são relevantes, e são apresentados a seguir, uma vez que o seu emprego na descrição da dinâmica de sistemas mecânicos envolve a mudança na estratégia para representar a rotação.

Dessa forma, aplicando essa breve abordagem sobre a estruturação e operações básicas com os quatérnios na obtenção de uma matriz que transforme um vetor originalmente escrito em um dado referencial em outro, faz-se necessário converter de forma direta a matriz de transformação em termos cardânicos para quatérnios ou associá-los aos quatérnios das rotações elementares na notação cardânica ou de Tait-Bryan (OLIVEIRA; WEBER, 2019).

Para representar uma rotação em torno sistemas de coordenadas utilizando quatérnios, consideram-se os quatérnios unitários representados conforme as Eq. (3-40), a saber:

$$\underline{\mathbf{p}} = \begin{pmatrix} p_x \\ p_y \\ p_z \end{pmatrix} \Rightarrow \underline{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \underline{\mathbf{p}} \cdot \text{sen} \left(\frac{\beta}{2} \right) \\ \cos \left(\frac{\beta}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (3-40)$$

onde: $\|\underline{\mathbf{p}}\| = 1$.

Dessa forma, desenvolve-se as rotações por quatérnios para cada eixo coordenado conforme as Eqs. (3-41), (3-42) e (3-43), conforme:

a) Rotação em torno do eixo "x":

$$\underline{p}_x = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \Rightarrow \underline{q}_x = \begin{bmatrix} \underline{p}_x \cdot \text{sen} \left(\frac{\beta}{2} \right) \\ \cos \left(\frac{\beta}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (3-41)$$

b) Rotação em torno do eixo "y":

$$\underline{p}_y = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} \Rightarrow \underline{q}_y = \begin{bmatrix} \underline{p}_y \cdot \text{sen} \left(\frac{\beta}{2} \right) \\ \cos \left(\frac{\beta}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (3-42)$$

c) Rotação em torno do eixo "z":

$$\underline{p}_z = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \Rightarrow \underline{q}_z = \begin{bmatrix} \underline{p}_z \cdot \text{sen} \left(\frac{\beta}{2} \right) \\ \cos \left(\frac{\beta}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (3-43)$$

Dessa forma, a transformação de coordenadas pode ser realizada de forma semelhante ao que ocorre com matrizes de transformação, a partir da multiplicação de três quatérnios unitários sucessivos conforme a Eq. (3-44):

$$\underline{q}_{\phi,\theta,\psi} = \underline{q}_x \cdot \underline{q}_y \cdot \underline{q}_z = \hat{\underline{q}}_x \cdot \hat{\underline{q}}_y \cdot \underline{q}_z \quad (3-44)$$

que resulta em

$$\underline{q}_{\phi,\theta,\psi} = \begin{bmatrix} \text{sen} \left(\frac{\phi}{2} \right) \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \cos \left(\frac{\psi}{2} \right) + \cos \left(\frac{\phi}{2} \right) \text{sen} \left(\frac{\theta}{2} \right) \text{sen} \left(\frac{\psi}{2} \right) \\ \cos \left(\frac{\phi}{2} \right) \text{sen} \left(\frac{\theta}{2} \right) \cos \left(\frac{\psi}{2} \right) - \text{sen} \left(\frac{\phi}{2} \right) \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \text{sen} \left(\frac{\psi}{2} \right) \\ \text{sen} \left(\frac{\phi}{2} \right) \text{sen} \left(\frac{\theta}{2} \right) \cos \left(\frac{\psi}{2} \right) + \cos \left(\frac{\phi}{2} \right) \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \text{sen} \left(\frac{\psi}{2} \right) \\ \cos \left(\frac{\phi}{2} \right) \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \cos \left(\frac{\psi}{2} \right) - \text{sen} \left(\frac{\phi}{2} \right) \text{sen} \left(\frac{\theta}{2} \right) \text{sen} \left(\frac{\psi}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (3-45)$$

Além da Eq. (3-44), outro conceito relevante é o uso de derivadas de quatérnios nessas aplicações. Cariño, Abaunza e Castillo (2015), Stevens, Lewis e Johnson (2015), Yang (2019) e Oliveira e Weber (2019), apresentam a aplicação da derivada para determinar a velocidade angular, a partir do uso dos quatérnios.

Desenvolvida a partir do vetor torçor de Euler (OLIVEIRA; WEBER, 2019) ou no cálculo de quatérnios unitários operando com quatérnios puros ((ARRIBAS; ELIPE; PALACIOS, 2006), (CARIÑO; ABAUNZA; CASTILLO, 2015), (STEVENS; LEWIS; JOHNSON, 2015) e (YANG, 2019)), a depender do referencial (ou do corpo $\{B\}$ ou o referencial fixo ou inercial $\{I\}$), a derivada de um quatérnio pode ser determinado por duas expressões conforme as Eqs. (3-46) e (3-47) a saber:

$$\underline{\dot{\mathbf{q}}} = \frac{1}{2} \underline{\mathbf{q}} \cdot \underline{\mathbf{q}}_{\omega} = \frac{1}{2} \underline{\hat{\mathbf{q}}} \cdot \underline{\mathbf{q}}_{\omega} \quad (3-46)$$

$$\underline{\dot{\mathbf{q}}} = \frac{1}{2} \underline{\mathbf{q}}_{\omega} \cdot \underline{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \underline{\hat{\mathbf{q}}}_{\omega} \cdot \underline{\mathbf{q}} \quad (3-47)$$

Revisitando as Eqs. (3-26), (3-29), (3-23) e (3-24) e aplicando os conceitos conforme as expressões (3-44) e (3-46), ocorre que as equações resultantes são:

$$\underline{\dot{\mathbf{p}}}^I = T_{B/I} \cdot \underline{\dot{\mathbf{r}}}_{CM}^B \quad (3-48)$$

$$\underline{\dot{\mathbf{q}}}_{\Omega} = \frac{1}{2} \underline{\hat{\mathbf{q}}}_{(T\phi, \theta, \psi)^{-1}} \underline{\mathbf{q}}_{\omega_{B/A}} \quad (3-49)$$

$$\underline{\dot{\mathbf{v}}} = \frac{1}{m_{sis}} \cdot \left[\underline{\underline{C}}_{T_{B/A}} \cdot \underline{\mathbf{f}}^B - \underline{\mathbf{g}} - \begin{pmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{pmatrix} \right] \quad (3-50)$$

$$\underline{\dot{\omega}} = \underline{\underline{J}}^{-1} \left[\underline{\mathbf{t}} - \begin{pmatrix} J_{zx}pq + J_{yz}(q^2 - r^2) - J_{yx}pr - (J_{yy} - J_{zz})qr \\ J_{zx}(r^2 - p^2) + (J_{xx} - J_{zz})pr - J_{yx}pq + J_{yx}qr \\ J_{yx}(p^2 - q^2) - (J_{xx} - J_{yy})pq - J_{yz}pr + J_{zx}qr \end{pmatrix} \right] \quad (3-51)$$

que representam o comportamento dinâmico do sistema com auxílio dos quatérnios.

Definido o conjunto de modelos, o esforço agora se concentra na modelagem dos atuadores conforme segue.

3.4

Modelagem do Conjunto Moto-Propulsor

De acordo com Augusto et al. (2015), Canal, Reimbol e Luft (2017) e Gupta e Abdallah (2018), utilizando as informações dos perfis de hélice disponíveis e considerando as variáveis rotação do motor N , diâmetro da hélice D , empuxo T , potência P e o torque Q , as suas magnitudes podem ser estimadas a partir das Eqs. (3-52), (3-53) e (3-54), conforme:

$$T = C_T \rho N^2 D^4 = f_{empuxo} \quad (3-52)$$

$$P = C_P \rho N^3 D^5 \quad (3-53)$$

$$Q = C_Q \rho N^2 D^5 = t_{empuxo} \quad (3-54)$$

onde C_P é o coeficiente de potência dado pelo fabricante, e definido por $C_P = 2\pi C_Q$. C_Q é o coeficiente de torque, C_T é o coeficiente de empuxo, dado pelo fabricante e ρ é a massa específica na altitude de voo.

Desconsiderando os efeitos dos torques produzidos pelos motores e considerando que o modelo de empuxos e torques atuantes na plataforma é o resultado da combinação das Eqs. (3-1) e (3-52), ocorre que:

$$\begin{pmatrix} \underline{f} \\ \underline{t} \end{pmatrix}_{6 \times 1}^{atuante} = C_T \cdot \rho \cdot D^4 \cdot \underline{\mathbf{Y}}_{6 \times 8} \cdot \underline{\mathbf{NSqrd}}_{8 \times 1} \quad (3-55)$$

onde $\underline{\mathbf{NSqrd}}_{8 \times 1}$ é um vetor cujos elementos correspondem às rotações quadradas aplicadas a cada motor. Neste caso, acontece que:

$$\underline{\mathbf{NSqrd}}_{8 \times 1} = \left[N_1^2 \quad N_2^2 \quad N_3^2 \quad N_4^2 \quad N_5^2 \quad N_6^2 \quad N_7^2 \quad N_8^2 \right]^T \quad (3-56)$$

Combinando a Eq. (3-56) com os modelos de empuxo produzido pelos motores na Eq. (3-52), verifica-se que:

$$\underline{\mathbf{NSqrd}}_{8 \times 1} = (C_T \cdot \rho \cdot D^4)^{-1} \cdot \underline{\mathbf{Y}}_{8 \times 6}^\dagger \cdot \begin{pmatrix} \underline{f} \\ \underline{t} \end{pmatrix}_{6 \times 1}^{atuante} \quad (3-57)$$

Uma peculiaridade do conjunto moto-propulsor são as hélices, que possuem características específicas para essa aplicação. Dessas, ao menos dois requisitos são fundamentais: a primeira é a alta capacidade de empuxo e a segunda é a simetria (ou bidirecionalidade).

No aspecto da simetria ou bidirecionalidade, as hélices podem gerar empuxos aproximadamente iguais ao girar tanto para a direita (definido por *RH*) quanto para a esquerda (definido por *LH*). Tendo em conta as opções da empresa APC©, as principais características e propriedades são apresentadas na Tab. 3.4:

Tabela 3.4: Parâmetros das Hélices APC©

Hélice	$5 \times 4R - RH/LH$	$6 \times 3R - RH/LH$	$9 \times 4.5R - RH/LH$
Range RPM	1000 - 23000	1000 - 35000	1000 - 24000
Range C_P	0,0539 - 0,0427	0,0306 - 0,0284	0,0245 - 0,0297
Range C_T	0,0904 - 0,0915	0,0644 - 0,0685	0,0641 - 0,0684
D mm - p mm	127 - 101,6	152,4 - 76,2	228,6 - 114,3

onde a faixa de RPM (Range RPM), a faixa do coeficiente de potência (Range C_P), a faixa do coeficiente de empuxo (Range C_T), o diâmetro da hélice (D) e o passo da hélice (p) são tabulados.

É possível estimar os efeitos e rotações causados pela utilização de cada tipo de hélice a partir dos parâmetros resumidos na Tab. 3.4, se aplicados nas Eqs. (3-55) - (3-57), que resulta em estimativas de rotação para cada motor.

Para verificar e definir alguns parâmetros para os testes, a Eq. (3-57) é associada aos parâmetros da Tab. 3.4. Esse modelo conjugado é usado para obter os resultados das rotações necessárias para que a plataforma aérea supere a gravidade e permaneça em voo pairado, voo com deslocamento horizontal e rotação.

Assim, considerando um VANT com massa total $m_{total} = 3,0 \text{ kg}$, é possível implementar algumas simulações relevantes para os empuxos resultantes necessários para que a plataforma ora permaneça em voo pairado, ora em deslocamento horizontal ou em giro no próprio eixo.

Ressalta-se que na Fig. 3.1 são apresentadas as direções de empuxo positivas para cada motor, de acordo com a regra da mão direita, quando estes estão desligados ou girando de acordo com esta regra. A Fig. 3.1 apresenta os sentidos de rotação necessários para que a plataforma permaneça em voo pairado, obtidos a partir da Eq. (3-57).

3.5

Solicitações Mecânicas em Componentes Críticos do Corpo do Veículo

Para avaliar o comportamento mecânico estrutural do VANT é possível considerar o seu núcleo fixado em um dado ponto e, a partir desta premissa, analisar o comportamento mecânico das oito vigas vinculadas ao núcleo. Isso permite compreender as solicitações do núcleo e estimar espessuras mínimas das seções solicitadas.

Nessa análise, uma segunda premissa relevante é que as hastes que compõem cada viga são muito mais rígidas que as demais componentes da estrutura e por isso não serão objeto de estudos detalhados (admitido como corpo rígido).

A suportaçã das oito vigas podem ocorrer sob dois paradigmas, a saber:

a) ou pela combinação dos efeitos de uma vinculação prismática na carcaça e outro um segundo ancoramento no núcleo Fig. 3.5; ou

b) num único vínculo com ajuste suficiente para promover o engastamento da viga Fig. 3.6.

O desenvolvimento da primeira proposta "a)" contempla a utilização de duas juntas prismáticas alinhadas longitudinalmente e que suportam a viga (considerada rígida) no corpo central. A restrição ao possível movimento longitudinal da viga se dá pela inclusão de mais dois componentes que exercem a restrição desse movimento.

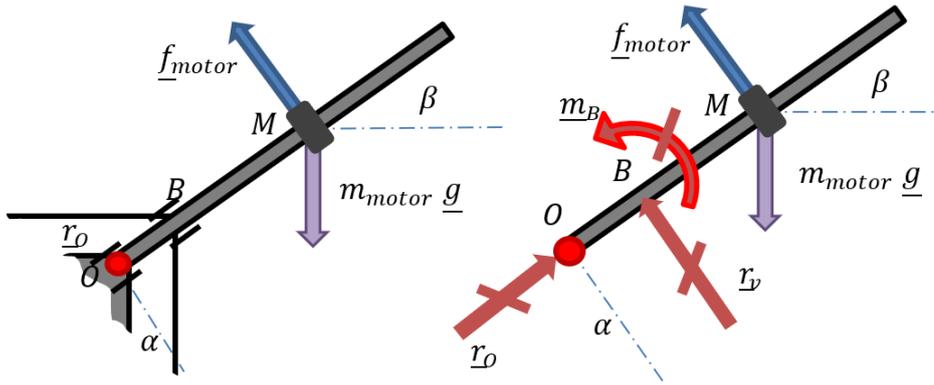


Figura 3.5: Diagrama de Corpo Livre - 1ª opção

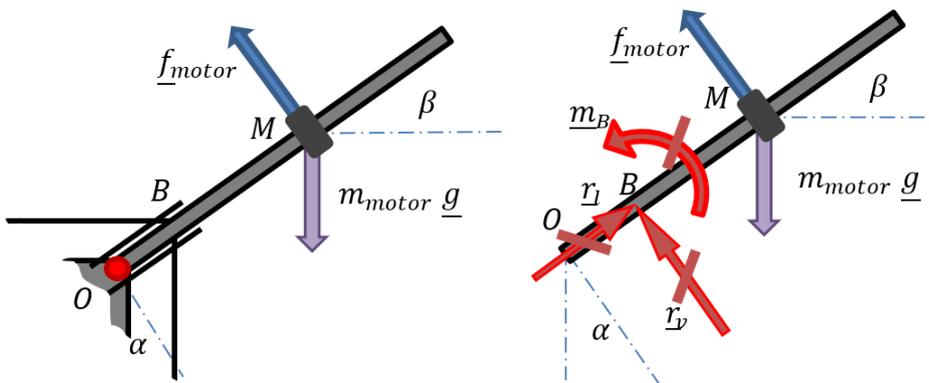


Figura 3.6: Diagrama de Corpo Livre - 2ª opção.

Já para o desenvolvimento da segunda proposta "b)", são utilizados uma única junta prismática que suporta a viga (considerada rígida), vinculando-a ao corpo central. A restrição ao possível movimento longitudinal da viga nesse caso se dá pelo incremento da restrição ao movimento longitudinal pelo estrangulamento da viga no trecho OB, conforme Fig. 3.6.

Não estão sendo consideradas as ações do vento, já que esses possuem baixo potencial de causar carregamento significativo que venha comprometer a integridade estrutural sob o ponto de vista interno do chassi, uma vez que uma carga de vento típica para essas aplicações interferiria mais na dinâmica do sistema do que em sua integridade estrutural.

Considerando Meriam, Kraige e Bolton (2020) e Gere e Goodno (2008) e admitindo que:

$$\underline{w}_{motor} = m_{motor}\underline{g}$$

e aplicando as condicionantes de cada proposta às Leis da Estática, as reações de apoio ficam estabelecidas conforme cada abordagem e são apresentadas nas Eqs. (3-58), (3-59), (3-60) e (3-61), a saber:

i) Caso "a)":

$$\sum \underline{\mathbf{F}}^{CM} = 0 \therefore$$

$$\underline{\mathbf{r}}_O^{CM} + \underline{\mathbf{r}}_B^{CM} + \underline{\mathbf{w}}_{motor} + \underline{\mathbf{f}}_{motor}^{CM} = 0 \quad (3-58)$$

$$\sum \underline{\mathbf{M}}_B^{CM} = 0 \therefore$$

$$\underline{\mathbf{m}}_{fletor} + \underline{\mathbf{d}}_{M/B}^{CM} \times \underline{\mathbf{f}}_{motor} + \underline{\mathbf{d}}_{M/B}^{CM} \times \underline{\mathbf{w}}_{motor} + \underline{\mathbf{d}}_{O/B}^{CM} \times \underline{\mathbf{r}}_O = 0 \quad (3-59)$$

ii) Caso b):

$$\sum \underline{\mathbf{F}}^{CM} = 0 \therefore$$

$$\underline{\mathbf{r}}_l^{CM} + \underline{\mathbf{r}}_v^{CM} + \underline{\mathbf{w}}_{motor} + \underline{\mathbf{f}}_{motor}^{CM} = 0 \quad (3-60)$$

$$\sum \underline{\mathbf{M}}_B^{CM} = 0 \therefore$$

$$\underline{\mathbf{m}}_{fletor} + \underline{\mathbf{d}}_{M/B}^{CM} \times \underline{\mathbf{f}}_{motor} + \underline{\mathbf{d}}_{M/B}^{CM} \times \underline{\mathbf{w}}_{motor} = 0 \quad (3-61)$$

Uma vez conhecidas as reações nos vínculos com o corpo central, a estimativa dos requisitos podem ser obtidas de Gere e Goodno (2008):

$$A_{resit} = \frac{f}{\sigma_{esc}} \quad (3-62)$$

onde:

A_{resit} área resistente;

f é a carga aplicada; e

σ_{esc} é a tensão de escoamento do material.

e

$$S_{resit} = -\frac{M_{max}}{\sigma_{esc}} \quad (3-63)$$

onde:

S_{resit} módulo de seção correspondente à área resistente; e

M_{max} é o momento fletor máximo.

Com as Eqs. (3-62) e (3-63) é possível estimar e, com base nos dados de perfis comerciais, selecionar as características geométricas da seção transversal da viga que resistirá aos esforços solicitantes.

Além de estimativas de falha, a utilização das Eqs. (3-62) e (3-63) permite prever parâmetros úteis para o entendimento do comportamento dinâmico da estrutura e assim definir a sua resposta dinâmica devido as solicitações.

Aplicando essa modelagem na análise de um componente crítico é fundamental para identificar possíveis pontos de falha e demandas de otimização estrutural. Dessa forma, no Cap. 5 os modelos são utilizados como critérios de projeto/resistência nas análises estruturais por métodos computacionais nesses elementos críticos.

Já as solicitações mecânicas que atuam sobre o núcleo, nesse caso em estudo, correspondem na sua maioria à solicitações de flexão e serão avaliadas no Cap. 5.

4 Simulações

4.1 Introdução

O conjunto de modelos discutidos no capítulo anterior, quando devidamente combinados, podem auxiliar na compreensão do comportamento dinâmico da plataforma aérea.

Nesse capítulo são consolidadas tanto as simulações da alocação de controle, como também as simulações do comportamento dinâmico do VANT.

Aos menos dois conjuntos de procedimentos de simulação serão apresentados.

O primeiro envolverá simulações sobre a alocação de controle, isto é, a partir das três componentes de forças e das três componentes de torque aplicados no corpo do veículo, serão obtidos os sentidos de rotação das hélices para que sejam desenvolvidas as três componentes de forças e das três componentes de torque desejadas.

Já o segundo conjunto de procedimentos envolve a solução da modelagem dinâmica e cinemática para o VANT, e posterior avaliações para esse comportamento resultante mediante forças e momentos com perfis constante e variável.

Em todos os dois conjuntos de simulações é admitido que o motor é ideal e possui capacidade suficiente para impor a rotação necessária ao hélice para assim gerar o empuxo.

4.2 Simulação do Comportamento Dinâmico

As condições da simulação envolveram a aplicação das forças e momentos desejados para movimentos de:

- a) ascensão
- b) voo pairado
- c) deslocamento lateral
- d) rotação

Essas forças e torques de entrada podem ser visualizados na Tab. 4.1, e quando combinados com as condições iniciais, geram os resultados apresentados.

Para a solução das equações de movimento e, por conseguinte, simulação dos resultados, foi utilizado o *software* Wolfram Mathematica[®], na sua versão 12.3. O método matemático empregados na solução dessas equações foi o método de Runge-Kutta de 4^a ordem.

Toda a abordagem de transformação de coordenadas, Álgebra Linear, Quatérnios entre outros, foi implementada manualmente sem uso de *plugins*, restringindo-se somente ao uso das ferramentas de solução numérica para equações diferenciais.

Os resultados são apresentados e representam os deslocamentos, os ângulos de atitude e suas velocidades ao longo do tempo, dispostos em intervalos de 1,0 segundo. A escolha desse intervalo de tempo se deu com o propósito de permitir uma fácil interpretação do comportamento dinâmico do sistema proposto.

Considerando as entradas para f_y , t_y , t_z nulos, as entradas para indução dos movimentos para cada intervalo de simulação correspondem a:

Tabela 4.1: Forças e Torques de entrada para a simulação

Intervalo de Simulação	$f_x[N]$	$f_z[N]$	$t_x[N.m]$
de $t = 0$ até $t = 1$	0	35,0	0
de $t = 1$ até $t = 2$	5,0	32,5	0
de $t = 2$ até $t = 3$	-5,0	29,5	0
de $t = 3$ até $t = 4$	0	29,5	5,0
de $t = 4$ até $t = 5$	0	34,0	-2,5

Para organizar a análise, a simulação foi dividida em cinco fases a saber: a Fase Inicial, de $t = 0$ até $t = 1$ segundo; a Fase 1, de $t = 1$ segundo até $t = 2$ segundos; a Fase 2, de $t = 2$ segundos até $t = 3$ segundos; a Fase 3, de $t = 3$ segundos até $t = 4$ segundos; e a Fase 4, de $t = 4$ segundos até $t = 5$ segundos.

A Eq. (3-31) é resolvida usando técnicas tradicionais para problemas de valores iniciais e assim, as velocidades, velocidades angulares, deslocamentos e ângulos de atitude resultantes podem ser vistas nas Figs. 4.1 - 4.5, adotando as condições da Tab. 4.2.

Na Fig. 4.1 é possível verificar os resultados para o movimento de ascensão do VANT, que ocorre no intervalo de zero a um segundo, o qual atinge a altitude de 1,2 *m* aproximadamente. Também é possível perceber nos demais gráficos que não ocorrem perturbações ou quaisquer outras alterações nos graus de liberdade que não sejam os que envolvem o grau de liberdade desejado (eixo z : deslocamento pz e velocidade w).

Tabela 4.2: Condições iniciais e transitórias da simulação

Variável	inicial	fase 1	fase 2	fase 3	fase 4
px	0	0	0,833 m	1,7 m	1,7 m
py	0	0	0	0	-0,6 m
pz	0,25 m	1,18 m	3,55 m	6,15 m	8,0 m
ϕ	0	0	0	0	π
θ	0	0	0	0	0
ψ	0	0	0	0	0
u	0	0	1,66 m/s	0	0
v	0	0	0	0	3,2 m/s
w	0	1,86 m/s	0	2,84 m/s	-1,66 m/s
p	0	0	0	0	2π rad/s
q	0	0	0	0	0
r	0	0	0	0	0

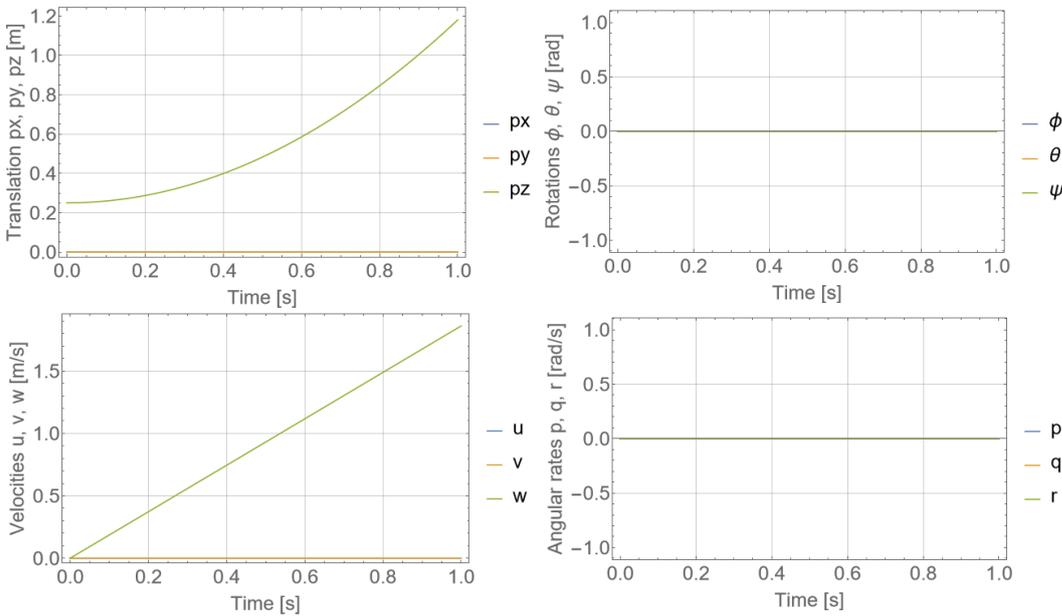


Figura 4.1: Comportamento dinâmico em $t = [0,1]$ segundos.

Já no intervalo de um a dois segundos, pretendeu-se executar o movimento de translação no eixo x , como pode ser visto na Fig. 4.2, onde é possível verificar que o movimento de ascensão ainda ocorre porém combinado com a translação no eixo x . Nesse intervalo o sistema simulado alcançou a altitude em z de 3,5 m aproximadamente e um deslocamento horizontal em x de aproximadamente 1,7 m.

Não ocorreram perturbações ou quaisquer outras alterações nas demais curvas dos outros graus de liberdade que não sejam os desejados (eixos z , x : deslocamentos pz , px e velocidades w , u).

Na Fig. 4.3 é possível observar o comportamento do sistema simulado

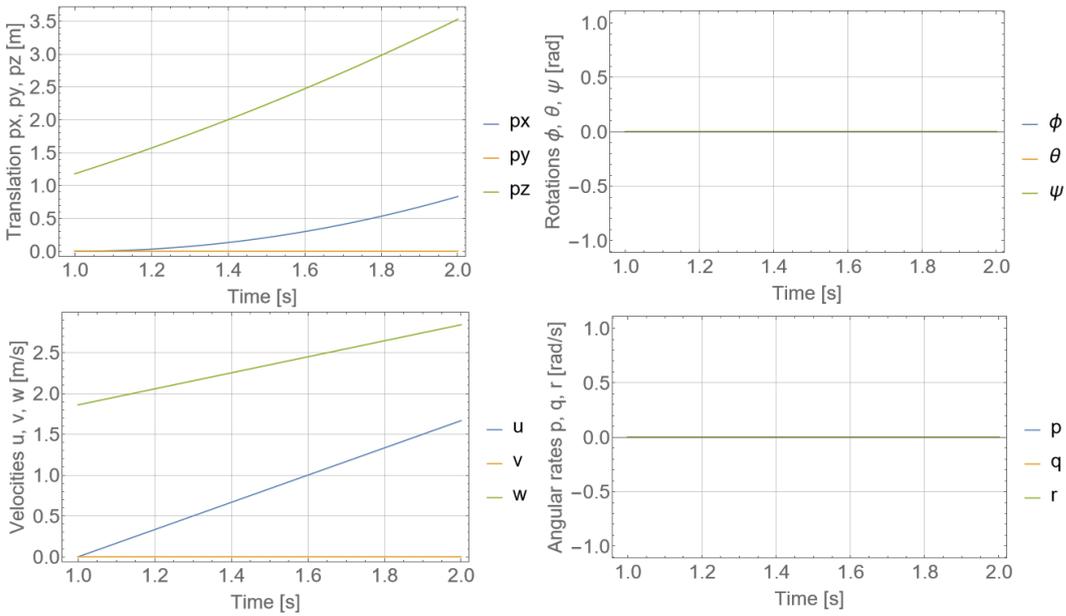


Figura 4.2: Comportamento dinâmico em $t = [1,2]$ segundos.

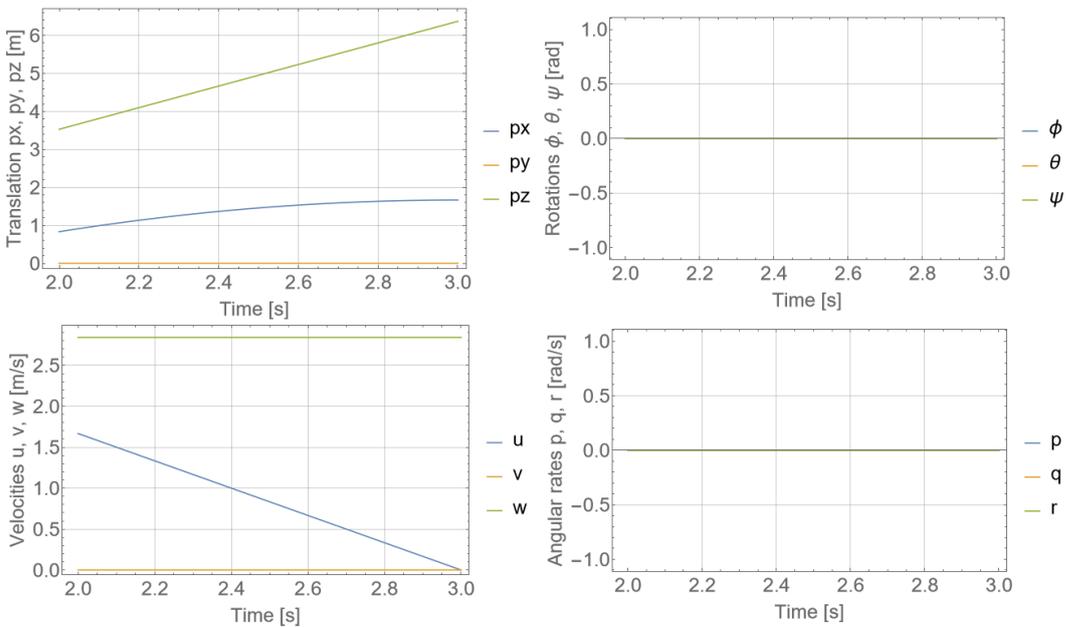


Figura 4.3: Comportamento dinâmico em $t = [2,3]$ segundos.

no intervalo de dois a três segundos. Nessa figura estão apresentadas a desaceleração no eixo x . Nesse intervalo, o sistema simulado alcançou a altitude de $6,2\text{ m}$ aproximadamente (no eixo z) e um deslocamento horizontal de aproximadamente $1,7\text{ m}$ (no eixo x). Também é possível perceber que as evoluções das velocidades (u, v, w) correspondem às progressões das translações.

Não ocorreram perturbações ou quaisquer outras alterações nas demais curvas dos outros graus de liberdade que não sejam os desejados (eixos z, x : deslocamentos pz, px e velocidades w, u).

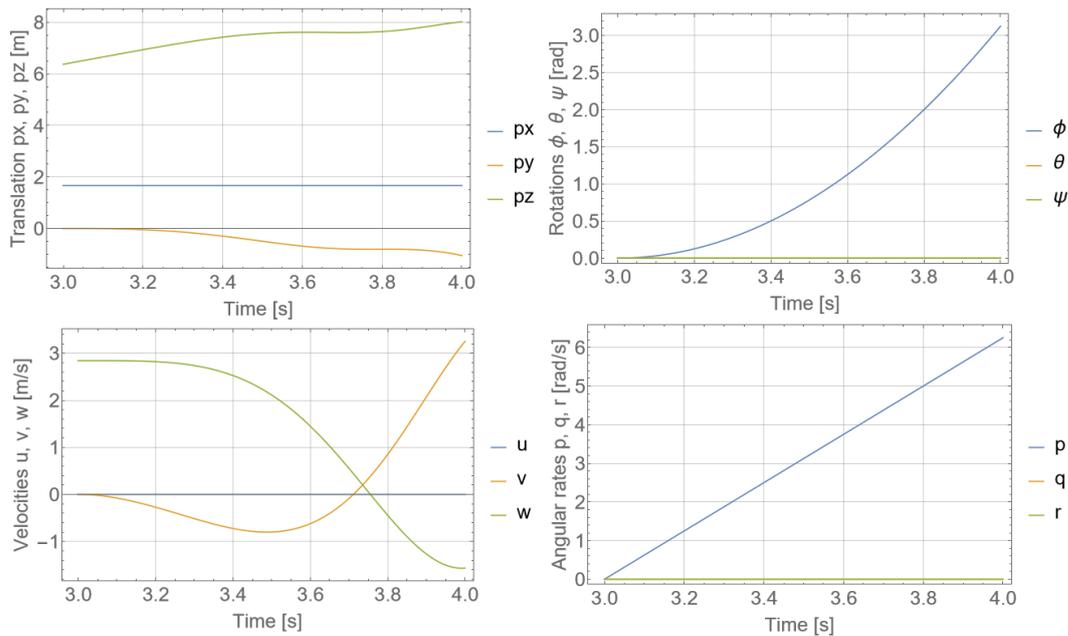


Figura 4.4: Comportamento dinâmico em $t = [3,4]$ segundos.

O comportamento do sistema simulado no intervalo entre três e quatro segundos está representado na Fig. 4.4. Nessa figura é possível observar que ao serem aplicadas as entradas correspondentes aos graus de liberdade em que se tem o interesse em interferir, suas velocidades e deslocamentos translacional ou angular correspondem com o movimento de rotação de aproximadamente 180° em torno do eixo $x(+)$, com um leve deslocamento no eixo $y(-)$, coerente com o movimento de rotação positiva.

A altitude atinge cerca de $8,0\text{ m}$ e o deslocamento em y é de aproximadamente $1,0\text{ m}$ no sentido negativo do eixo y , compatível com a ausência de forças dissipativas no modelo. Não ocorreram perturbações ou quaisquer outras alterações nas demais curvas dos outros graus de liberdade que não sejam os desejados (eixos z, y : deslocamentos pz, py e velocidades w, v).

Na última etapa da simulação, isto é, no intervalo entre quatro e cinco segundos, o objetivo é desacelerar a rotação, como pode ser observado na Fig. 4.5, especificamente no gráfico de velocidade angular correspondente.

Ainda assim, o sistema simulado completou uma volta ($2\pi \equiv 360^\circ$) e aproximadamente 45° ($\pi/4$), além de um deslocamento no eixo y de aproximadamente $2,0\text{ m}$. A altitude se mantém estável em torno de $8,0\text{ m}$, com pequenas variações ($\pm 0,5\text{ m}$). Nessa etapa, ressalta-se a inalterabilidade das variáveis px e ψ , corroborados pelos gráficos de velocidades correspondentes.

Um aspecto interessante dos resultados tem relação com as características da omnidirecionalidade, que pode ser representada pela capacidade de atuar em todos os seis graus de liberdade. Um multirroto comum necessita combinar

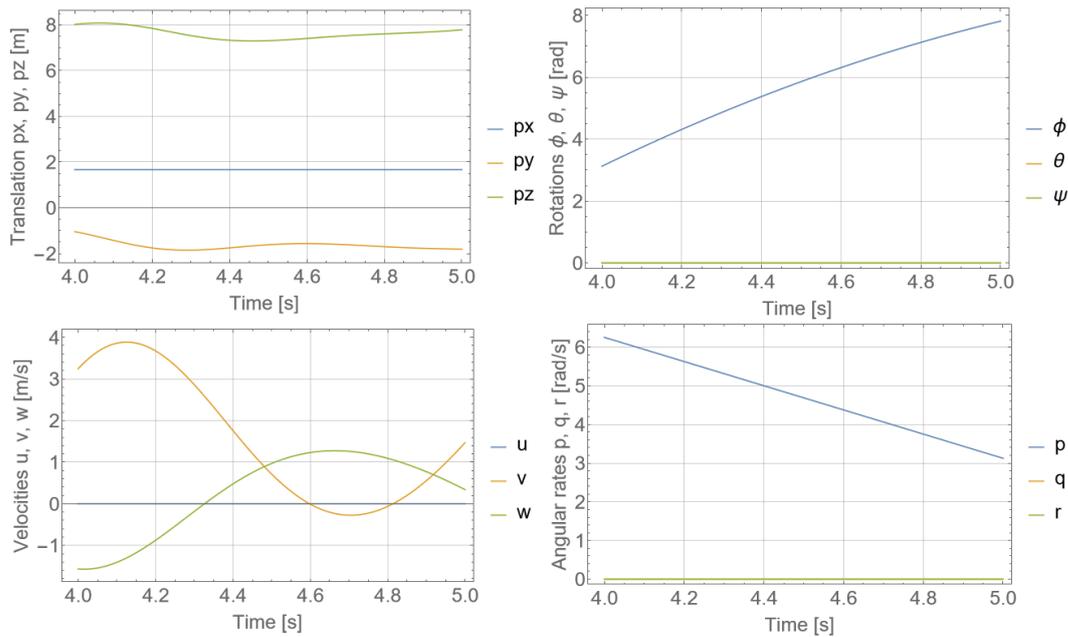


Figura 4.5: Comportamento dinâmico em $t = [4,5]$ segundos.

duas atuações para obter movimentos horizontais, dada a sua característica de subatuação.

Nos resultados apresentados é possível perceber a ação ocorrendo apenas nos graus de liberdade atuados ou que se tem interesse em interferir, sem quaisquer indícios de ação ou reflexão nos demais graus de liberdade, corroborando algumas características de omnidirecionalidade.

4.3 Simulações dos Empuxos Gerados

Nessas simulações, as mesmas etapas da modelagem dinâmica do tópico anterior são reproduzidas, porém agora com as indicações das direções efetivas dos empuxos dos motores.

Dessa forma é possível avaliar a alocação de controle, isto é, avaliar o mapeamento entre as orientações das forças e torques desejados e os empuxos necessários para gerá-los e assim realizar um determinado movimento.

Normalmente um VANT do tipo quadricóptero possui uma relação de seis graus de liberdade para quatro atuadores/graus de liberdade atuados.

No sistema simulado, a relação é de seis graus de liberdade/graus de liberdade atuados para oito atuadores, sendo então considerado um sistema sobre-atuado.

Assim, a partir das forças e dos torques desejados e aplicados no corpo do veículo, forças e torques esses necessários para realizar um determinado movimento, são obtidos os sentidos de rotação das hélices e o empuxo resultante

para que sejam desenvolvidas essas forças e torques desejadas e, por sua vez, seja capaz de produzir o movimento almejado.

O sistema simulado é idealizado conforme a arquitetura proposta no capítulo anterior e contempla um VANT multirrotor com oito rotores fixos, dispostos inicialmente nas condições de repouso na sua configuração positiva segundo a regra da mão direita, conforme apresentado na Fig. 4.6.

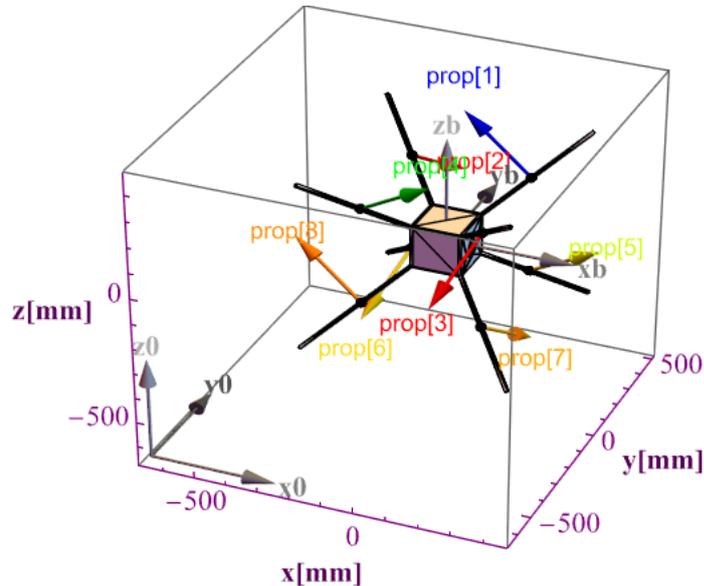


Figura 4.6: Modelo simplificado e sentidos positivos para as rotações dos motores.

As simulações implementadas nessa etapa envolvem as prospecções dos sentidos dos empuxos necessários para a realização dos principais movimentos, a saber, ascensão, voo pairado, deslocamento lateral e rotação e assim é possível consolidar os arranjos possíveis dos sentidos de rotação dos motores para a execução de cada um dos movimentos propostos.

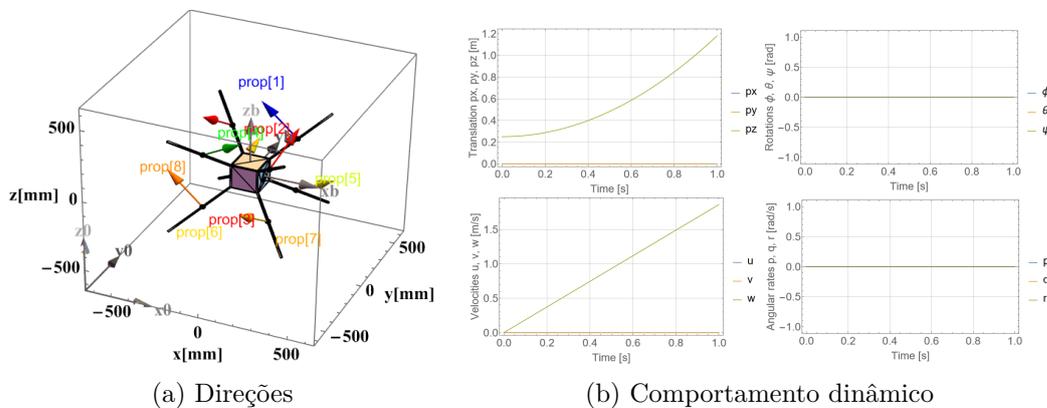


Figura 4.7: Empuxos necessários para decolagem e movimento no eixo z (+) no intervalo $t = [0, 1]$ segundos.

Inicialmente, na Fig. 4.6 é apresentado o VANT em estudo, considerando que este encontra-se em repouso (Fase Inicial) e que os referenciais $\{A\} \equiv \{B\}$ estão inicialmente a uma altitude de 0,25 m conforme a Tab. 4.2.

A fase inicial é representada na Fig. 4.7. Nessa figura é possível observar tanto o conjunto de gráficos do comportamento dinâmico do processo de decolagem do VANT, quanto o gráfico com as indicações dos respectivos sentidos efetivos dos empuxos estimados capazes de gerar o empuxo resultante eficaz para ascender o VANT para a posição desejada.

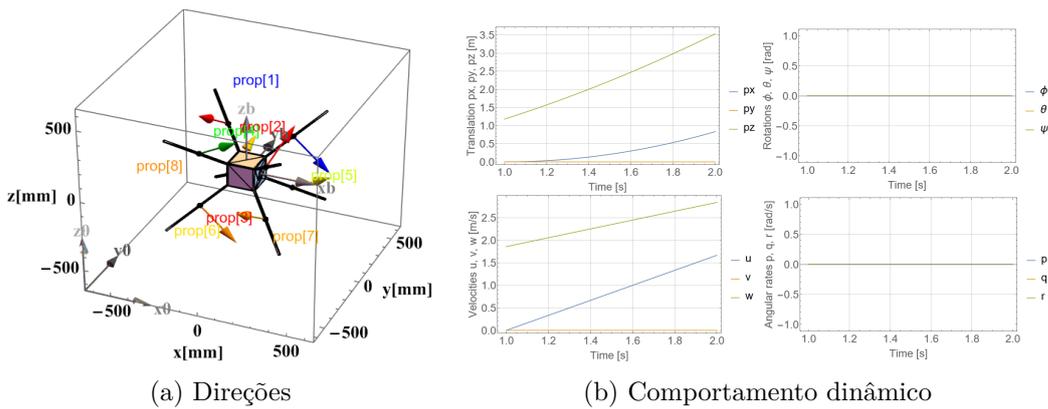


Figura 4.8: Empuxos necessários para aumento/manutenção de altitude e translação no eixo x (+) no intervalo $t = [1, 2]$ segundos.

Já as demais fases do voo simulado podem ser observados nas Figs. 4.7 - 4.11, que também apresentam tanto as indicações dos empuxos efetivos quanto os gráficos com os comportamentos dinâmicos para cada fase do movimento.

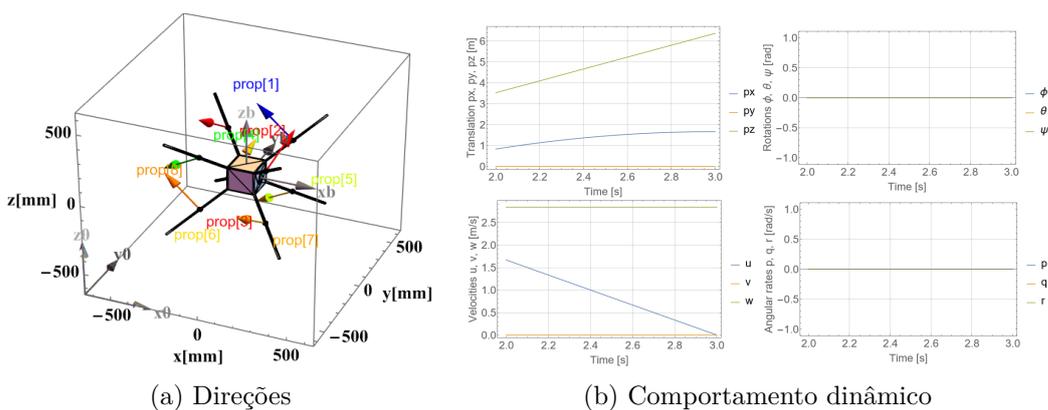


Figura 4.9: Empuxos necessários para aumento/manutenção de altitude e translação no eixo x (+) no intervalo $t = [2, 3]$ segundos.

Atentando para as Figs. 4.8 e 4.9 é possível verificar que para o movimento de translação paralelo ao eixo x_0 somente dois motores na mesma

diagonal são necessários para impor o movimento proposto, tanto na aceleração (Figs. 4.8 - prop[1] e prop[8]), quanto na desaceleração/frenagem (Figs. 4.9 - prop[4] e prop[5]).

Destaca-se ainda que pelo exame das Figs. 4.8 e 4.9 é possível observar que os gráficos que indicam a resposta de rotação estão inalterados, o que mostra que somente os GDLs de translação foram acionados.

Na Fig. 4.10 (a) estão representados os sentidos de atuação efetiva para os empuxos estimados para a fase seguinte do movimento, em que é desejado realizar uma rotação em torno de um eixo xb (o referencial móvel originalmente é paralelo ao referencial fixo). Já na Fig. 4.10 (b) é possível observar o comportamento dinâmico simulado para o VANT.

Logo, na Fig. 4.10 é possível observar que o movimento de rotação é executado com a ação de quatro propulsores cuja resultante é um torçor em torno do eixo xb (ver Fig. 4.10: prop[3]+prop[6] e prop[2]+prop[7]). Esse detalhe é um fato importante para o dimensionamento dos motores e propulsores, uma vez que essa particularidade do sistema implica em dotá-lo de capacidade de voo com apenas quatro propulsores.

Comportamento semelhante também ocorre na desaceleração/frenagem do movimento de rotação em torno do eixo "xb", como pode ser observado na Fig. 4.11, em que os mesmos propulsores que atuarão na aceleração, agora estão invertidos.

Assim, as orientações dos empuxos gerados pelos motores para alguns modos de operação estão resumidos na Tab. 4.3, que foi construída utilizando a Eq. (3-55), tomando como ponto de partida as direções iniciais descritas na Tab. 3.1, e correspondente aos modos de operação para os motores utilizados na simulação da dinâmica. Essas componentes de empuxo para cada motor podem ser visualizados nas Figs. 4.7 - 4.11.

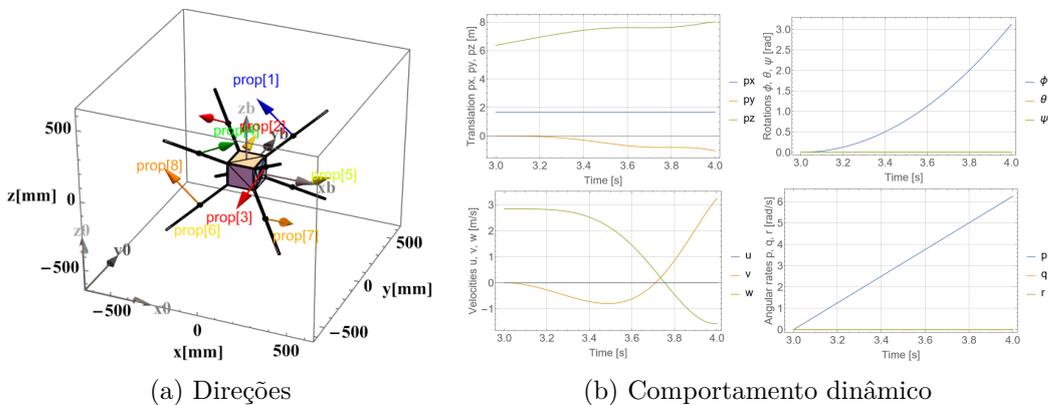


Figura 4.10: Empuxos necessários para aumento/manutenção de altitude e rotação no eixo x (–) no intervalo $t = [3, 4]$ segundos.

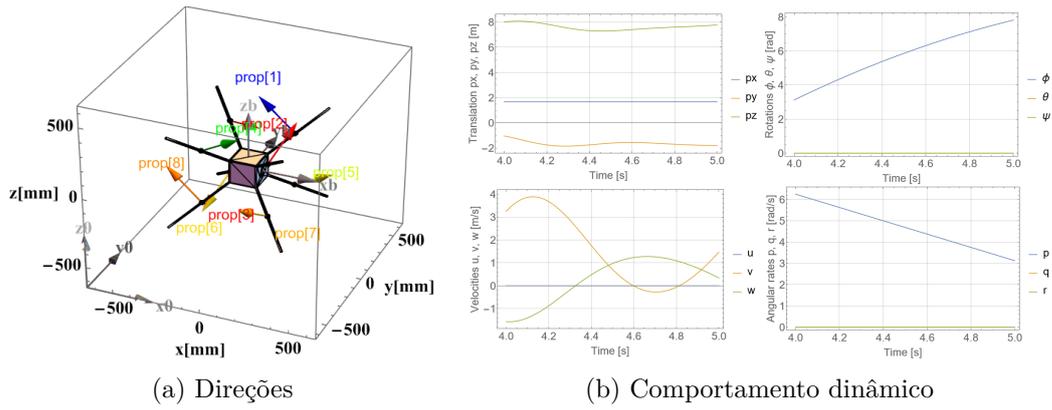


Figura 4.11: Empuxos necessários para aumento/manutenção de altitude e rotação no eixo x (–) no intervalo $t = [4, 5]$ segundos.

Tabela 4.3: Direções de empuxo para os modos de operações

Hélice	Ascensão em $+z_0$	Translação em $+x_0$	Translação em $-x_0$	Rotação em $+x_0$	Rotação em $-x_0$
[1]	1	-1	1	1	1
[2]	-1	-1	-1	-1	1
[3]	-1	-1	-1	1	-1
[4]	1	1	-1	1	1
[5]	1	1	-1	1	1
[6]	-1	-1	-1	-1	1
[7]	-1	-1	-1	1	-1
[8]	1	-1	1	1	1

Os códigos utilizados para geração desses resultados podem ser consultados no Ap. B.1.

5

Experimentos, Análises e Detalhamento do Protótipo

5.1

Introdução

Nesta seção são discutidos os principais experimentos e análises realizados durante o desenvolvimento do projeto e a definição do protótipo.

A seleção dessa arquitetura foi motivada pela potencial simplicidade construtiva, uma vez que o conceito original não possui partes móveis ou sistemas complexos.

Entretanto, devido a escassez de informações sobre o protótipo uma investigação acerca dos materiais e alguns aspectos geométricos necessitam de atenção e experimentação.

5.2

Ensaio de Materiais Utilizados em Fabricação Aditiva

O uso de processos de fabricação aditiva vem se tornando uma ferramenta imprescindível na prototipagem de novos conceitos de equipamentos e ferramentas.

Dentro dessa proposta, viu-se a necessidade de avaliar algumas das características desses materiais e prospectar a viabilidade da sua utilização no desenvolvimento de uma aeronave não tripulada.

Para isso, foram estabelecidos nesse contexto alguns requisitos para o projeto, a saber:

a) O protótipo a ser desenvolvido deveria priorizar o uso de materiais típicos de fabricação aditiva; e

b) Dada a geometria do chassi do VANT, o núcleo do protótipo deveria ser o mais rígido possível, com a finalidade de dispensar reforços estruturais adicionais que possam limitar a movimentação omnidirecional, além de aumentar o peso.

Contudo, existe uma considerável dificuldade em encontrar os dados e características das matérias primas utilizadas nesses processos de fabricação, o que dificulta a etapa de dimensionamento.

Dessa forma, dada a demanda por informações úteis sobre esses materiais, foram executados um conjunto de 10 ensaios de tração e 10 ensaios de flexão para cada material considerado, materiais esses obtidos por doação (AMBahia Studio©) e condicionados conforme orientação do próprio fornecedor (envolto

em embalagem opaca e mantido à temperatura ambiente). O intuito desses testes é obter um perfil de comportamento do material, quando submetido às solicitações de tração e flexão. Ressalta-se que as normas recomendam que seja realizado uma quantidade mínima de 5 ensaios por material.

A realização dos ensaios de tração e flexão tem o propósito de obter as características e o comportamento mecânico dos materiais que serão considerados no projeto, uma vez que partes do sistema serão fabricadas a partir dos processos de fabricação aditiva e esses componentes estarão sujeitos à solicitações axiais e de momentos.

Conforme Rizzi et al. (2019) e SAE (2022), os ensaios devem seguir as recomendações das normas ISO 527-1 (ISO, 2019b), ISO 527-2 (ISO, 2012), ISO 178 (ISO, 2019a) e ISO 3167 (ISO, 2014), o que implica na utilização dos corpos de prova (CPs) por ela especificados, além das condições de ensaio e de equipamentos calibrados. Para isso, foi demandado o apoio do Laboratório de Ensaio da PUC-Rio, laboratório certificado, e de onde são os registros fotográficos dos testes e os dados dos ensaios.

Para isso, tanto os CPs para ensaios de tração quanto os CPs para os ensaios de flexão foram fabricados utilizando uma técnica de cura à laser, que ao interagir com a resina líquida gera o corpo conforme os detalhes desejados pelo operador.

Nesse caso, o processo de fabricação foi empregado para produzir os corpos de prova (CPs) dentro das especificações, resultando na geometria conforme as normas recomendadas, cujos aspectos geométricos são reproduzidos nas Figs. 5.1 e 5.2.

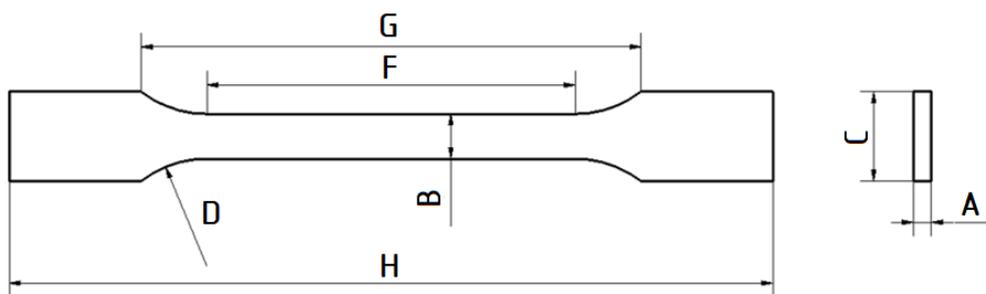


Figura 5.1: Especificações do Corpo de Prova (ensaio de tração) - Fonte: (ISO, 2019b).

Já os resultados obtidos dos ensaios são cargas aplicadas e deslocamentos que após pós-processamento resultam nas tensões e deformações.

Essa etapa é importante uma vez que o uso dos dados com os valores de tensão são mais representativos sobre o ponto de vista do material do que o uso dos dados com as cargas aplicadas, já que todos CPs terão seções

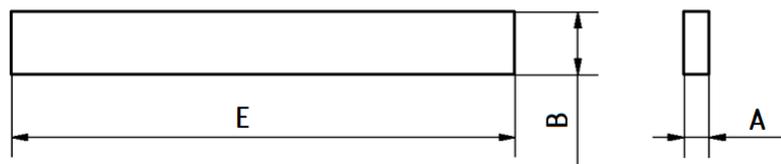


Figura 5.2: Especificações do Corpo de Prova (ensaio de flexão) - Fonte: (ISO, 2012).

transversais aproximadamente iguais. Já a deformação é também é calculada após processamento e é adimensional.

Tabela 5.1: Dimensões nominais dos corpos de prova utilizados nos ensaios (ver Figs. 5.1 e 5.2)

Medida	CP Tração (mm)	CP Flexão (mm)
A	4,00	4,00
B	10,00	10,00
C	20,00	-x-
D	24,00	-x-
E	-x-	80,00
F	82,00	-x-
G	111,33	-x-
H	170,00	-x-

Nos ensaios ocorrem medições de forças e deslocamentos de forma direta e por sua vez, as tensões e deformações são obtidas de forma indireta através de pós-processamento.

Dessa forma, com cada resultado de ensaio composto por seus respectivos conjuntos de valores de tensão e deformação adimensional procura-se nivelar todos os materiais em uma mesma ordem de grandeza, o que permite a comparação e as posteriores análises das suas propriedades e comportamentos.

5.2.1

Ensaio de Tração

Os ensaios de tração foram planejados para serem conduzidos em conjuntos de 10 unidades de CPs para cada tipo de resina estudada, totalizando 60 ensaios de tração.

Os CPs foram montados e solicitados por carregamento de tração, conforme visto em Fig. 5.3, em uma máquina universal de ensaios configurada para ensaios de tração.

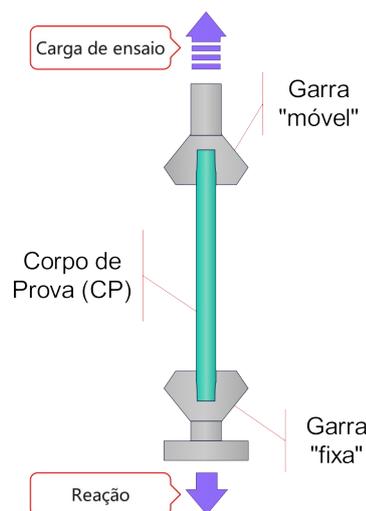


Figura 5.3: Esquema do ensaio de tração.

Para esses testes foi utilizado um típico arranjo para ensaios de tração semelhante ao esquema apresentado na Fig. 5.4, contando ainda com o auxílio de um extensômetro.

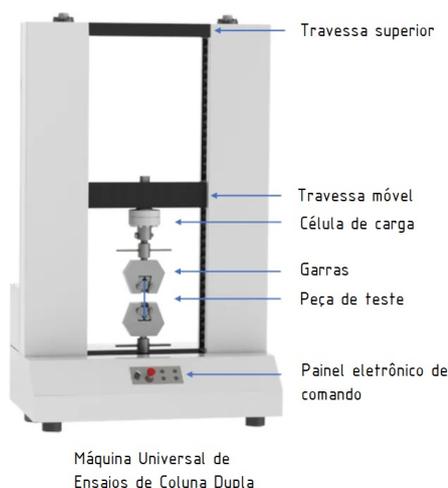


Figura 5.4: Máquina Universal de ensaios - Fonte: (BIOPDI, 2023).

Na Fig. 5.5 é possível verificar os detalhes dos CPs instalados e prontos para início do teste. Os detalhes do aparato e condições iniciais adotados para realização dos testes compreendem:

- a) Uma máquina universal de ensaios da marca Instron 5500R.
- b) Extensômetro: Marca Instron serie 1209; Categoria 2620-604; Comprimento de Referência: 25,00 mm/50,00 mm; tipo: Dinâmico.
- c) Comprimento de referência utilizado: 50,00 mm.
- d) Condições ambientais: Temperatura média de 23° C.
- e) Velocidade de ensaio: 2,0 mm/min.

Os CPs são inspecionados e medidos. Após isso, recebem uma marcação ordinal para identificação posterior e posicionados nas garras da máquina. Um extensômetro é instalado na alma do Corpo de Prova (CP). Entretanto, no caso de CPs que apresentarem elevado alongamento por ocasião do teste, o mesmo é retirado para evitar danos ao sensor.

Uma vez iniciado o processo, o CP é tracionado com uma carga com velocidade constante resultando na sua deformação, culminando com a sua falha, o que interrompe o processo devida a perda de integridade do CP. Na maioria dos casos de CPs ensaiados nesse estudo, a interrupção do procedimento se deu devido a ruptura do CP (ocorreram casos em que o CP teve alongamento demasiado, encejando a interrupção do procedimento).



(a) Configuração com peça opaca



(b) Configuração com peça translúcida

Figura 5.5: Instalação do Corpo de Prova (ensaio de tração).

Um exemplo das falhas típicas ocorridas durante os ensaios podem ser vistas nas Figs. 5.6 e 5.7, respectivamente falhas de características frágeis e falhas de características dúcteis.

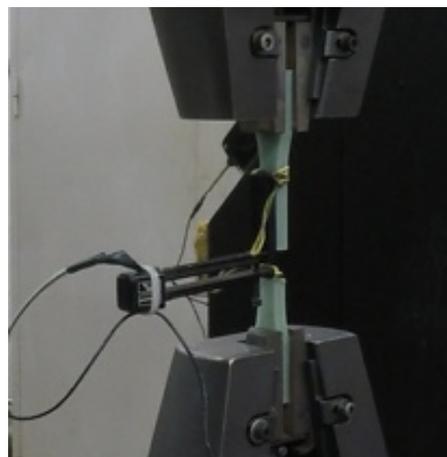
Nas peças cujas falhas ocorreram de forma semelhante ao perfil apresentado na Fig. 5.6, foi possível perceber que a falha ocorreu com pouco alongamento da peça, corroborando assim com o comportamento de materiais frágeis. Essa situação ocorreu com as resinas *Smooth Comum*®, *Smooth 3D*® e *Resto Quanton 3D*®.

Já nos CPs cujas falhas ocorreram de forma análoga ao perfil de falha apresentado na Fig. 5.7, ocorreu considerável alongamento antes da falha

corroborando o comportamento dúctil desses materiais. Essa situação ocorreu com as resinas *Impact Smooth 3D*®, *Quanton Iron*® e *Quanton 7030*®.

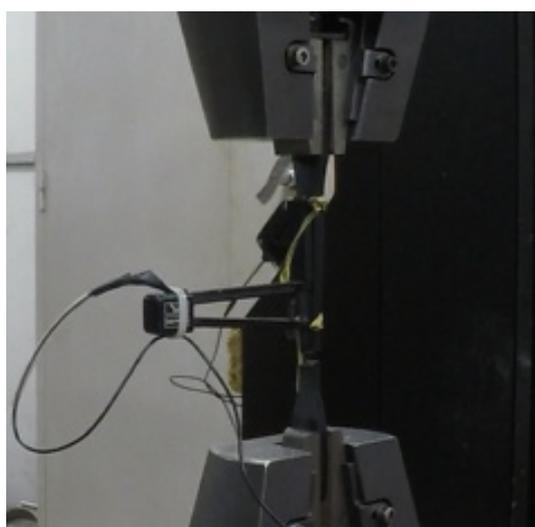


(a) Falha do CP - Exemplo - 1



(b) Falha do CP - Exemplo - 2

Figura 5.6: Final do ensaio - falha do tipo frágil do CP.



(a) Falha do CP - Exemplo - 3



(b) Falha do CP - Exemplo - 4

Figura 5.7: Final do ensaio - falha do tipo dúctil do CP.

Após a conclusão dos ensaios, os dados de força e deslocamento obtidos foram pós-processados e utilizados para determinar os principais pontos das curvas *tensão vs deformação* e demais limites úteis em projetos de engenharia.

Os resultados dos ensaios para os seis tipos de resina são apresentadas nas Figs. 5.8 - 5.14, e discutidos à seguir.

Nessa etapa, cabe ressaltar que os critérios a serem observados na análise dos materiais utilizados no projeto compreendem e aquelas que se mostram relevantes para o desenvolvimento do trabalho e são elas: a tenacidade, o

limite de escoamento, a resistência mecânica e o alongamento máximo. Esses reproduzem uma parte abrangente dos modos e das solicitações as quais o núcleo de polímero estará submetido.

Os resultados para cada resina solicitada em tração serão a média da tensão máxima devido à tração e a média da deformação correspondente a essa tensão máxima.

Assim, na Fig. 5.8 estão representados os resultados para o ensaio de tração da resina "Smooth Comum®". Sob o ponto de vista qualitativo, na Fig. 5.8 é possível observar o perfil de resposta do material ante a solicitação de tração tem caráter frágil, o qual apresentou falha sob tensão axial em torno de 17,50 MPa (em média) e deformação média na tensão axial máxima em torno de 2,50%.

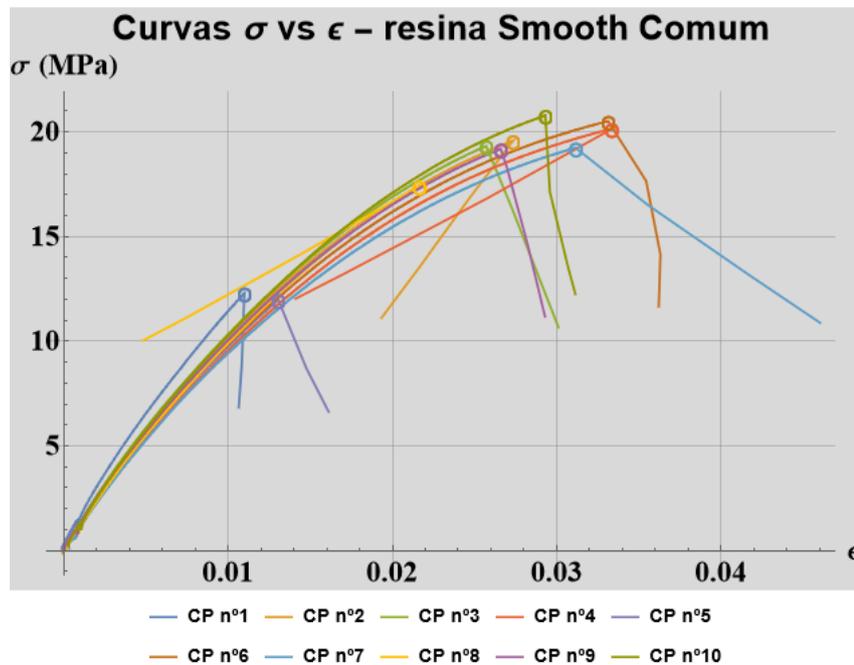


Figura 5.8: *Smooth Comum*® - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

Já na Fig. 5.9 são apresentadas as curvas de tração para a resina "Resto Quanton 3D®". Nessas curvas é possível verificar que o perfil de resposta mecânica do material, ante a solicitação de tração, tem compatibilidade com o caráter frágil, apresentando falha sob tensão em torno de 23,50 MPa (em média) e deformação média na tensão máxima em torno de 3,40%.

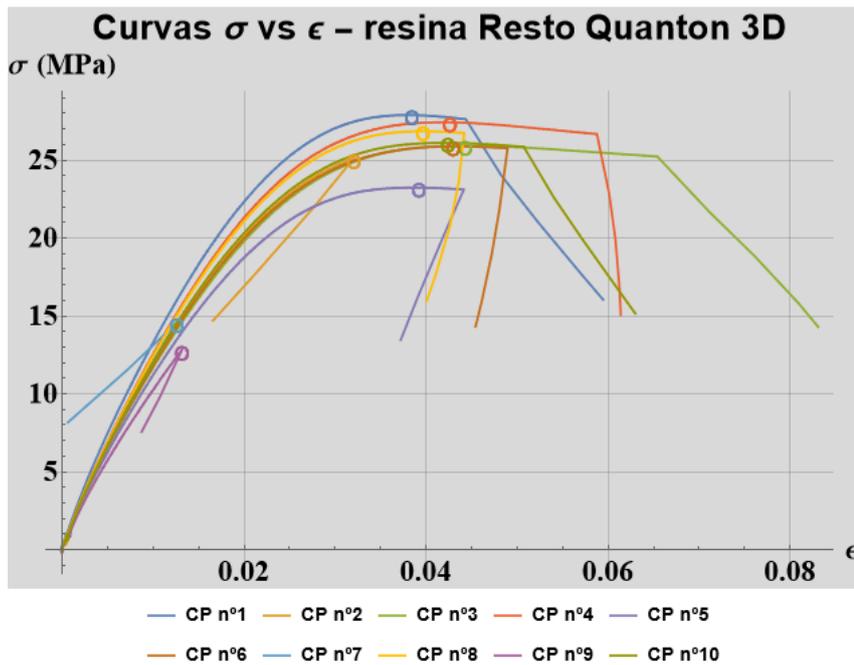


Figura 5.9: Resto Quanton 3D© - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

Os resultados dos ensaios de tração para a resina "Smooth 3D©" são apresentados na Fig. 5.10.

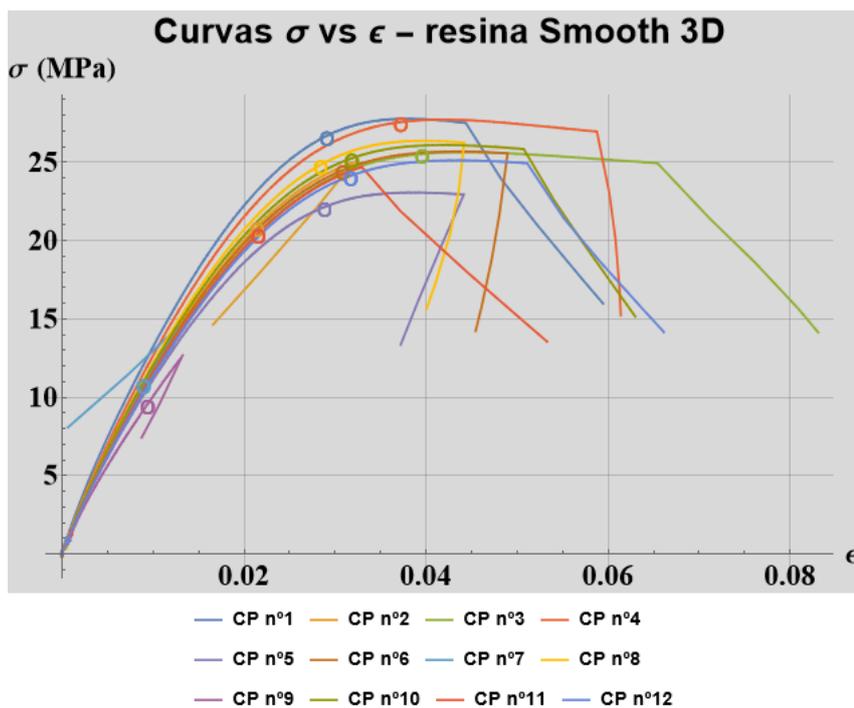


Figura 5.10: Smooth 3D© - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

Essas curvas apresentam um comportamento compatível com o de materiais frágeis, uma vez que a sua deformação média na tensão máxima ficou em torno de 3,50%, valor de alongamento esse muito semelhante aos das resi-

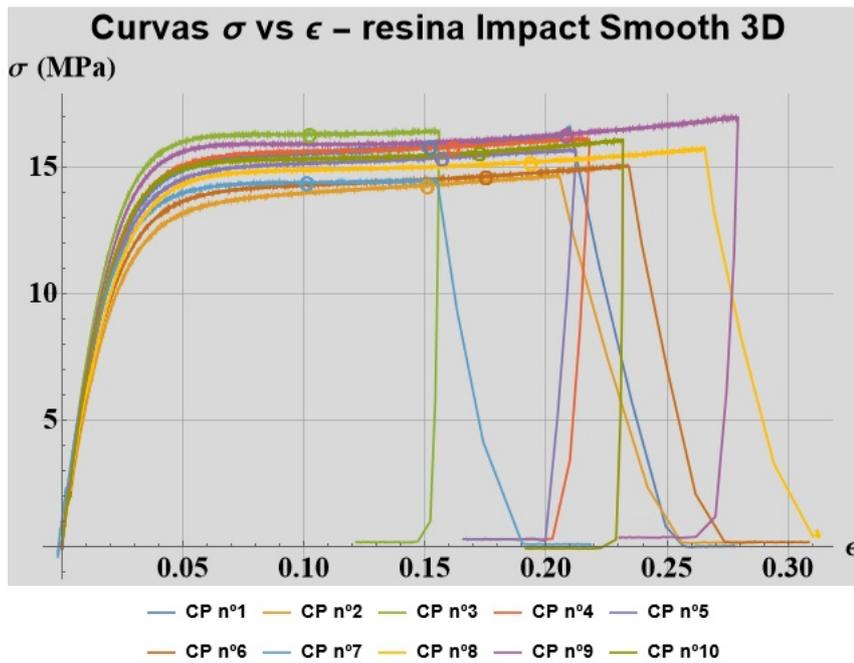


Figura 5.11: *Impact Smooth 3D*© - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

nas "*Smooth Comum*©" e "*Resto Quanton 3D*©" avaliadas anteriormente. Já a tensão máxima média foi de 23,40 MPa.

Na Fig. 5.11 são apresentadas as curvas que representam os resultados dos ensaios de tração para a resina "*Impact Smooth 3D*©", cujos comportamentos foram compatíveis com os de materiais dúcteis.

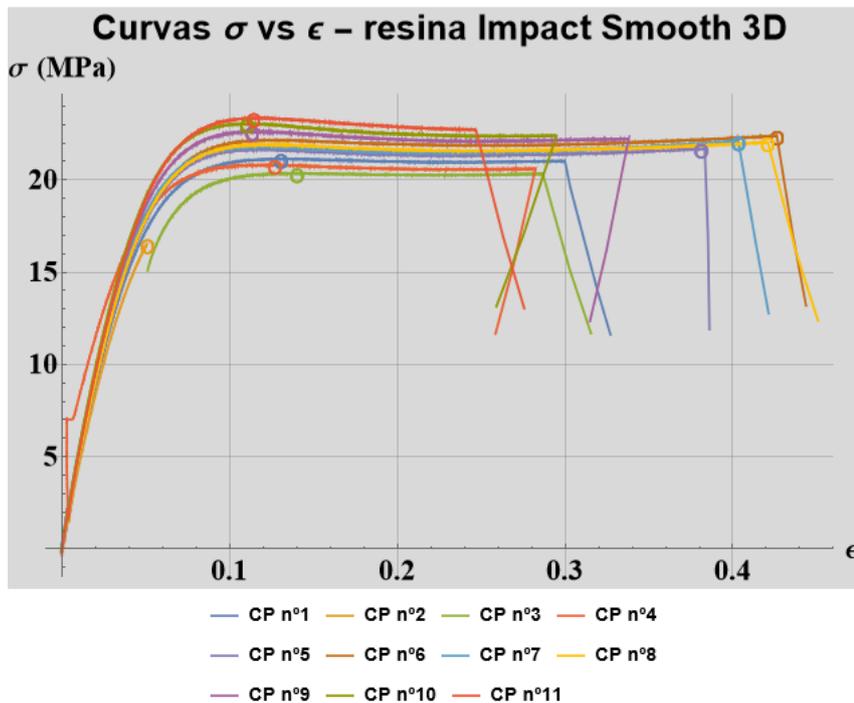


Figura 5.12: *Impact Smooth 3D*© - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

Destaca-se ainda que após a tensão máxima, o material experimenta uma significativa deformação, sem no entanto incrementar significativamente a tensão, momento esse em que ocorre o escoamento do material.

Nesse material, a tensão máxima média ficou em torno de 15,50 MPa e deformação média na tensão máxima em torno de 8,50%.

A resina "Impact Smooth 3D[®]" apresentou um significativo alongamento com tensão máxima aquém do esperado (informações do fabricante mencionam alta flexibilidade).

Como nesta série de testes a performance da resina "Impact Smooth 3D[®]-v1" ficou bastante aquém do esperado, foi proposto uma segunda bateria de 10 ensaios, cujos resultados podem ser examinados na Fig. 5.12.

Nessa segunda série de testes com a resina "Impact Smooth 3D[®]-v2", o comportamento do material ante às tensões axiais apresentou um comportamento compatível com o de materiais dúcteis, de forma semelhante ao ensaio anterior, porém com a tensão máxima média em torno de 21,20 MPa e deformação média na tensão máxima em torno de 11,50%.

As curvas apresentadas na Fig. 5.13 representam o comportamento da resina "Quanton 7030[®]".

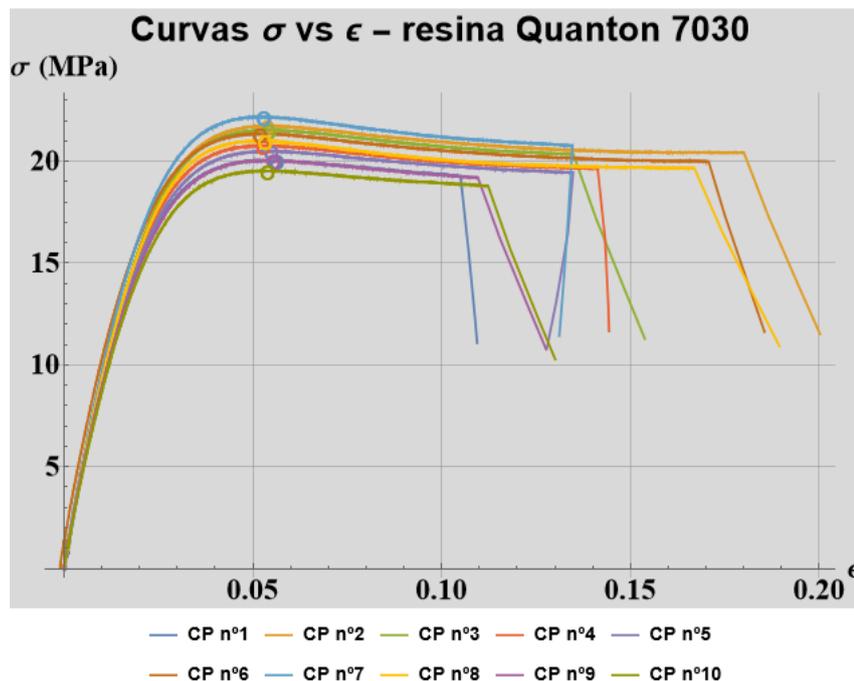


Figura 5.13: Quanton 7030[®] - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

Sua resposta à solicitação de tração também apresentou um caráter dúctil, apresentando deformação média de 5,50% na tensão máxima e esta atingiu um valor médio de 20,50 MPa.

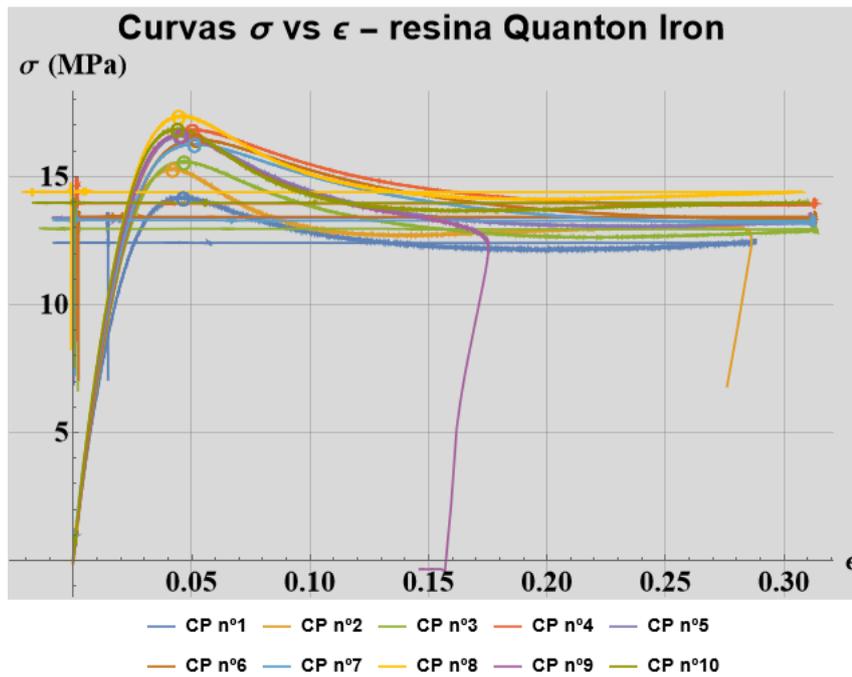


Figura 5.14: *Quanton Iron*® - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

A resina "*Quanton Iron*®" também apresentou um caráter dúctil, como pode ser observado na Fig. 5.14.

Nesse material, a tensão máxima média alcançou o valor em torno de 15,89 MPa e deformação média na tensão máxima em torno de 4,56%.

Os resultados médios para os ensaios de tração para cada uma das resinas estão resumidos na Tab. 5.2.

Tabela 5.2: Compilação dos resultados médios para as tensões axiais máximas e deformações correspondentes

Resina	Massa específica estimada (g/cm^3)	Módulo de Elasticidade (MPa)	Tensão axial máxima (MPa)	Deformação máxima (%)
<i>Smooth Comum</i> ®	2,458	1188,30	17,95	2,50
<i>Resto Quanton 3D</i> ®	2,479	1635,10	23,65	3,40
<i>Smooth 3D</i> ®	2,521	1565,60	24,22	3,50
<i>Impact Smooth 3D</i> ®-v1	1,376	731,22	15,50	8,50
<i>Impact Smooth 3D</i> ®-v2	1,376	512,85	21,70	11,50
<i>Quanton 7030</i> ®	2,574	921,90	20,50	5,50
<i>Quanton Iron</i> ®	2,500	4946,40	15,90	4,60

Portanto, destaca-se que as resinas "*Smooth Comum*®", "*Resto Quanton 3D*®" e "*Smooth 3D*®" apresentaram então comportamento compatível com o caráter frágil, isto é, após a tensão axial máxima, o corpo apresentou pouco

alongamento, quando comparado com as outras três marcas utilizadas nos demais testes.

Já as resinas "Impact Smooth 3D[®]-v1" e "Impact Smooth 3D[®]-v2", "Quanton 7030[®]" e "Quanton Iron[®]" apresentaram um comportamento compatível com o caráter dúctil, caracterizado pelo significativo alongamento após a tensão máxima.

Ainda conforme as normas ISO 527-1 (ISO, 2019b), ISO 527-2 (ISO, 2012), ISO 178 (ISO, 2019a) e ISO 3167 (ISO, 2014) é possível destacar que os resultados obtidos nos ensaios podem se enquadrar em ao menos três casos das curvas típicas especificadas na norma ISO 527-1 (ISO, 2019b), conforme representado na figura 5.15.

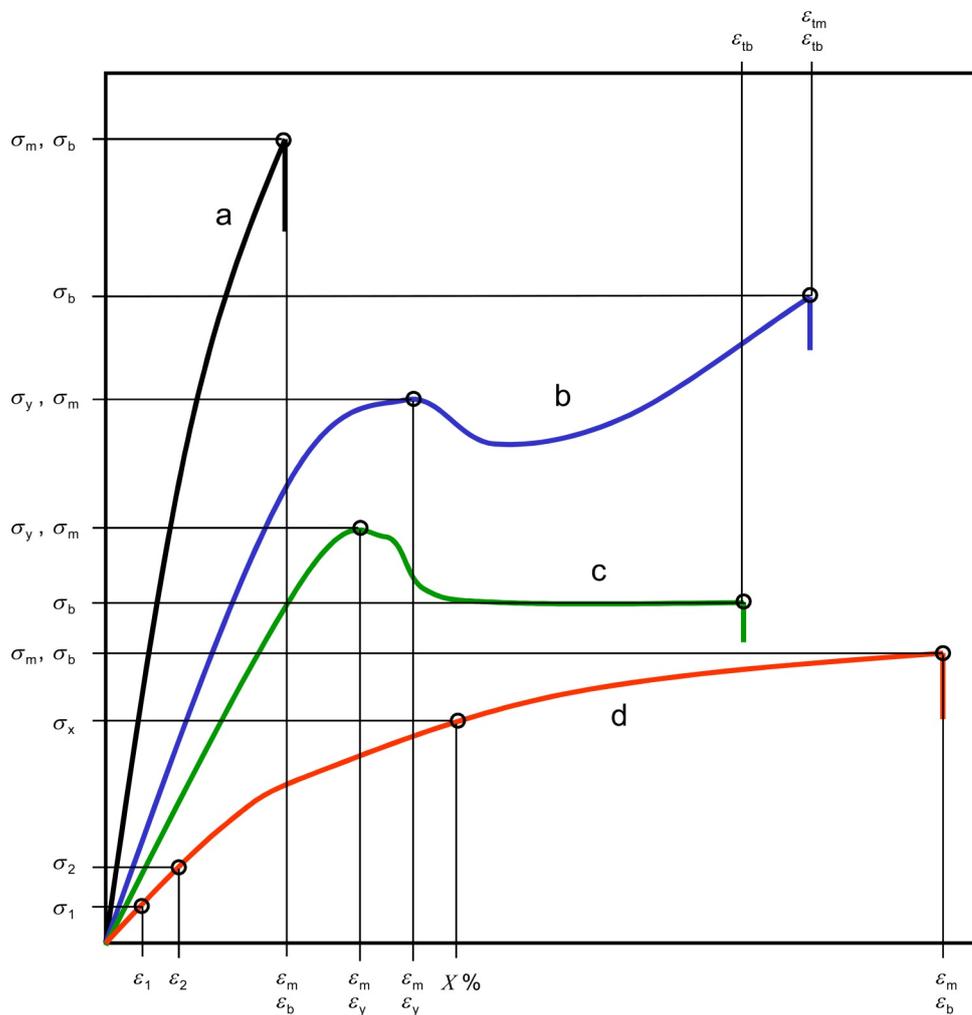


Figura 5.15: Padronização das curvas de ensaio de tração - Fonte: ISO 527-1 (ISO, 2019b).

Destaca-se também que um dos parâmetros importantes para caracterização do material, e que é bem definido pelas normas da referência, é a tensão de escoamento (σ_{esc}). Nesse caso, a tensão de escoamento (σ_{esc}) para essa classe

de material coincide com a primeira tensão normal máxima no caso das curvas tipo "b" e "c" e a tensão normal máxima no caso da curva do tipo "a".

Dessa Tab. 5.2, é possível verificar que as resinas "Impact Smooth 3D[©]-v2" e "Quanton 7030[©]" apresentaram comportamento mecânico relevante para aplicação no projeto do protótipo, uma vez que a partir dos resultados apresentados na tabela de resultados e combinados com os respectivos gráficos dos ensaios de tração, esses materiais apresentam os melhores níveis de tenacidade e tensão axial máxima.

Para os maiores detalhes, os dados dos ensaios podem ser acessados no Ap. C.1.

5.2.2 Ensaio de Flexão

Para os ensaios de flexão, os CPs utilizados foram os apresentados na Fig. 5.2, fabricados a partir do mesmo processo que os CPs utilizados nos ensaios de tração, conforme as recomendações e especificações das normas.

Também foram planejados 10 ensaios para cada tipo de resina, totalizando 60 ensaios planejados. Ensaio adicionais podem ocorrer quando os resultados dos ensaios forem discrepantes, quando comparados aos demais realizados dentro do grupo de testes.

Esses CPs são montados em apoios e funcionam como vigas bi-apoiadas solicitadas por uma carga cortante central, como pode ser visto na Fig. 5.16.

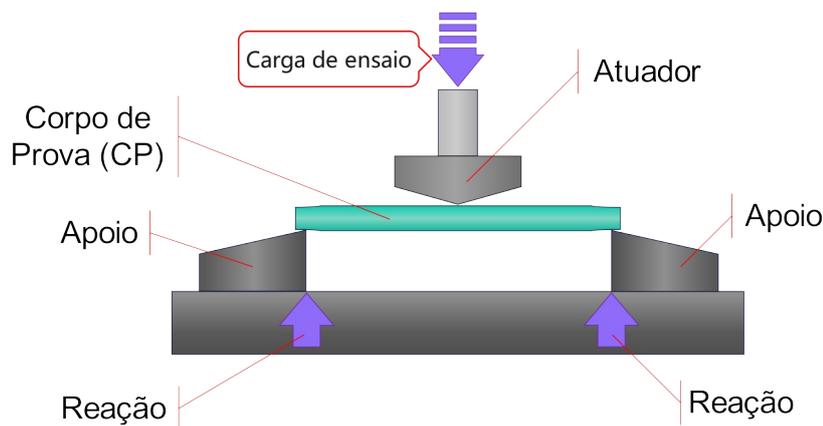


Figura 5.16: Esquemático do ensaio de flexão.

A configuração do aparato de testes utiliza como base a mesma máquina de universal de ensaios utilizada no ensaio de tração (ver Fig. 5.4).

Porém, esta deve ser configurada com os dispositivos apropriados para a realização do experimento de flexão, isto é, necessita da instalação de apoios próprios para o tipo de CP de flexão e o atuador para aplicação do carregamento

cortante que agirá sobre o CP durante o teste, conforme o esquemático apresentado na Fig. 5.17.

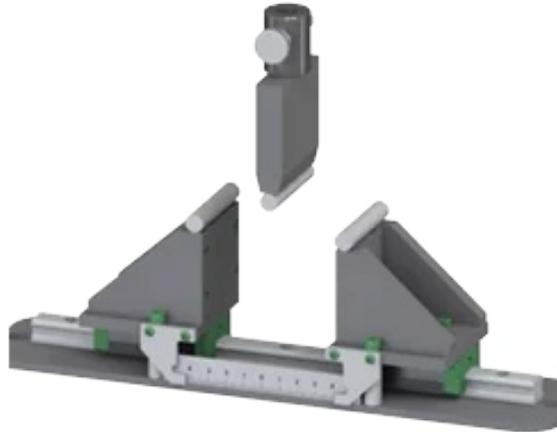


Figura 5.17: Aparato para o ensaio de flexão - Fonte: (BIOPDI, 2023).

Os materiais, equipamentos e condições utilizados no ensaio de flexão também seguiram as recomendações de Rizzi et al. (2019) e SAE (2022), e compreenderam:

- a) Uma máquina universal de ensaios da marca Instron 5500R.
- b) O comprimento de referência utilizado foi de: 60,00 mm - 75,00 mm.
- c) As condições ambientais: Temperatura média de 23° C.
- d) As velocidade de ensaio: 2,0 mm/min.

A maneira como se deu a instalação física do CP para início do ensaio pode ser verificado na Fig. 5.18.



(a) Configuração (1)



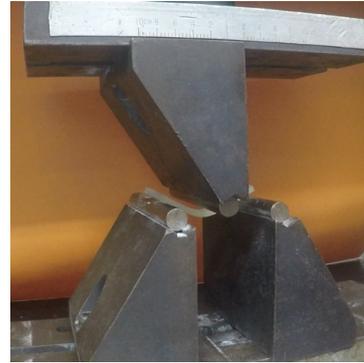
(b) Configuração (2)

Figura 5.18: Instalação do CP (ensaio de flexão).

Antes da preparação dos ensaios, os CPs foram inspecionados e medidos com o objetivo de estabelecer as referências.



(a) Hiperflexão - Exemplo - 3



(b) Hiperflexão - Exemplo - 4

Figura 5.19: Final do ensaio - hiperflexão do CP.

Em seguida, foram identificados com um numeral ordinário sequencial, sendo postos em fila para os testes.

No conjunto de testes apresentados, quando ocorreram as falhas, estas ocorreram em sua maioria por hiperflexão e, em pouquíssimos casos, ocorreu a fratura do CP, como podem ser observadas nas Fig. 5.19.

Os resultados mais significativos para esse projeto foram consolidados para cada tipo de resina quando solicitada em flexão e compreenderam a média da tensão máxima devido à flexão e a média da deformação correspondente a essa tensão máxima.

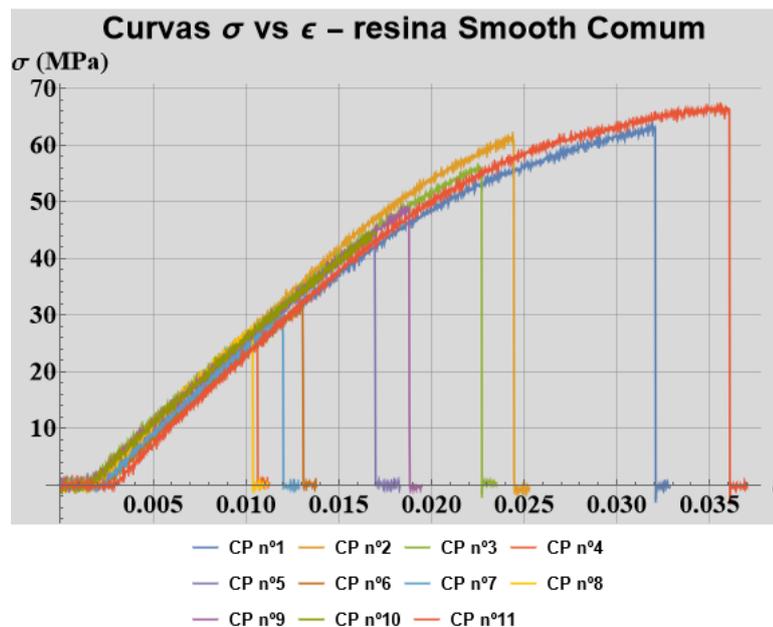


Figura 5.20: *Smooth*© - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

Além desses, as curvas de evolução das tensões para cada ensaio realizado estão apresentados nas Figs. 5.20 - 5.26.

Na Fig. 5.20 são apresentadas as curvas dos resultados dos testes para o ensaio de flexão da resina "*Smooth Comum*", e nessa figura é possível verificar que o seu comportamento mostrou-se compatível ao de um material de caráter frágil, com a tensão de flexão máxima média igual a 46,20 MPa e a deformação máxima média nessas condições é igual a 1,95%.

Já na Fig. 5.21 são apresentadas as curvas que representam o conjunto de resultados do ensaio de flexão para a resina "*Resto Quanton 3D*".

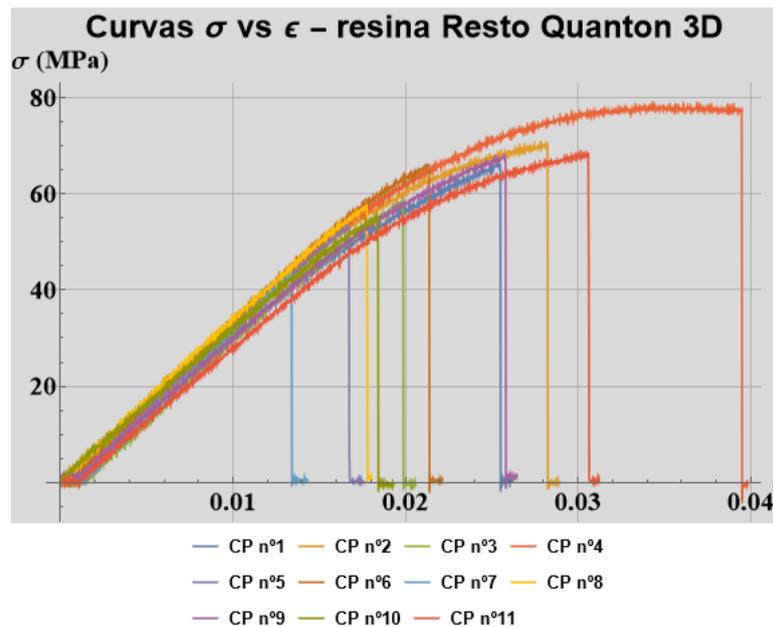


Figura 5.21: *Quanton 3D* - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

Nesses ensaios, de forma semelhante aos testes anteriores, verificou-se que o comportamento mecânico dessa resina apresentou um comportamento compatível ao de um material frágil, com tensão de flexão máxima média de 60,60 MPa e a deformação máxima média nessas condições igual a 2,30%.

Outra resina testada foi a "*Smooth 3D*", cujos resultados dos ensaios de flexão realizados estão apresentados na Fig. 5.22. Os comportamentos mecânicos observados durante os procedimentos, corroborados pelos resultados do conjunto de curvas apresentado pela Fig. 5.22, apresentaram comportamentos compatíveis com os de materiais frágeis, com a tensão de flexão máxima média atingindo 84,30 MPa e a deformação máxima média nessas condições alcançando 3,05%.

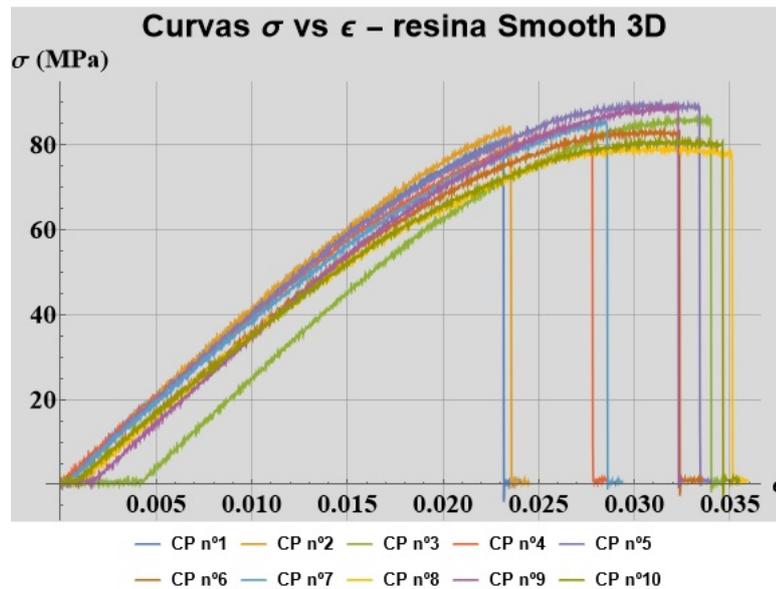


Figura 5.22: *Smooth 3D* - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

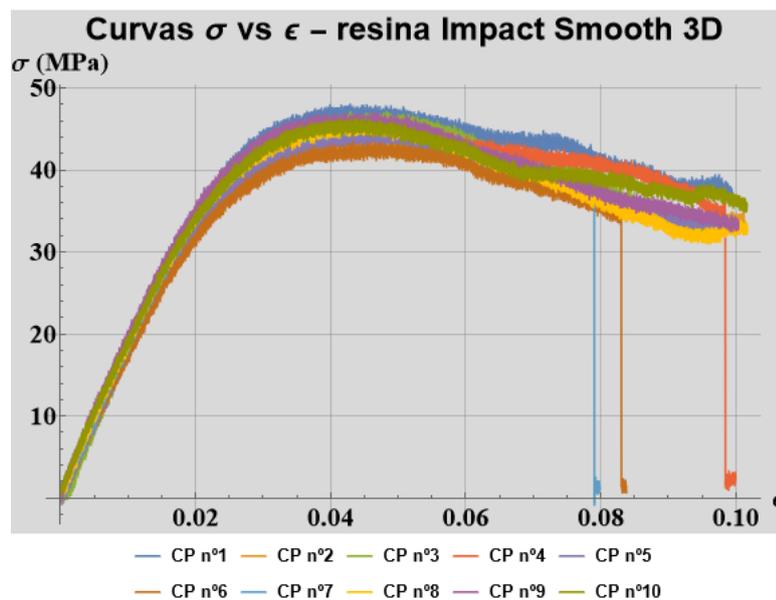


Figura 5.23: *Impact Smooth 3D* - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

Os resultados para os ensaios de flexão da resina "*Impact Smooth 3D*" podem ser observados na Fig. 5.23, cujo exame permite auferir que o comportamento desta resina é própria de um material dúctil, com tensão máxima média em 44,00 MPa e deformação correspondente média de 4,75%.

Da mesma forma que nos ensaios de tração para esse mesmo material, os resultados do primeiro conjunto de ensaios de flexão para a resina "*Impact Smooth 3D*" se mostraram difusos e por isso uma segunda bateria de ensaios foi preparada. Após as inspeções e procedimentos iniciais para o ensaio, os testes foram levados à cabo e os resultados podem ser observados na Fig. 5.24.

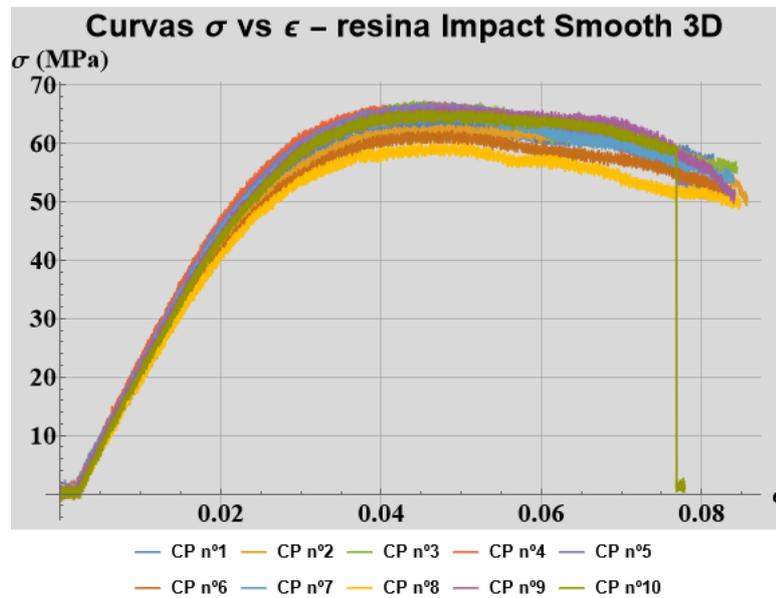


Figura 5.24: *Impact Smooth 3D*© - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

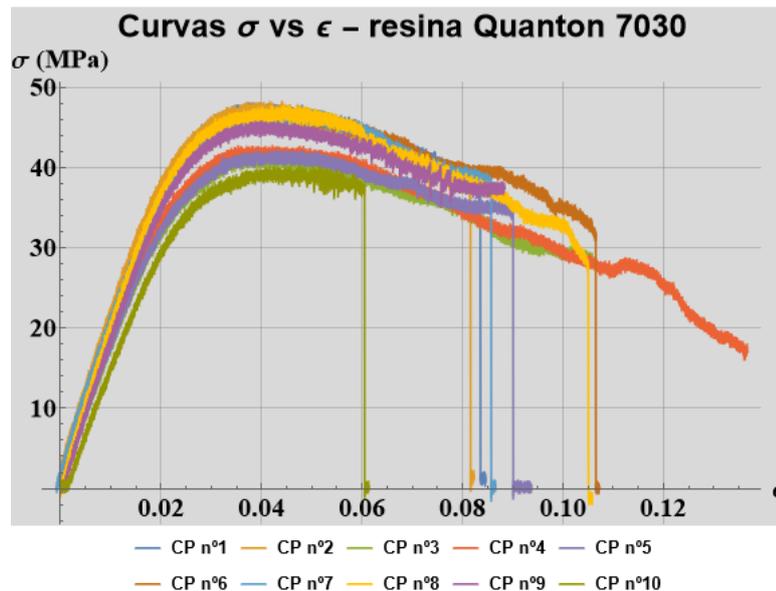


Figura 5.25: *Quanton 7030*© - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

Este segundo conjunto de testes apresentou a tensão máxima em torno de 63,30 MPa, mais elevada que o teste anterior. Já a deformação na tensão máxima praticamente manteve o mesmo resultado anterior; uma deformação média de 4,75%. O comportamento mecânico foi semelhante ao do ensaio anterior e compatível com o de materiais dúcteis.

Já as curvas apresentadas na Fig. 5.25, representam o comportamento mecânico da resina "*Quanton 7030*". Sua resposta à solicitação também apresentou um caráter dúctil, atingindo tensão de flexão máxima média de 43,00 MPa e deformação nessas condições média igual a 4,20%.

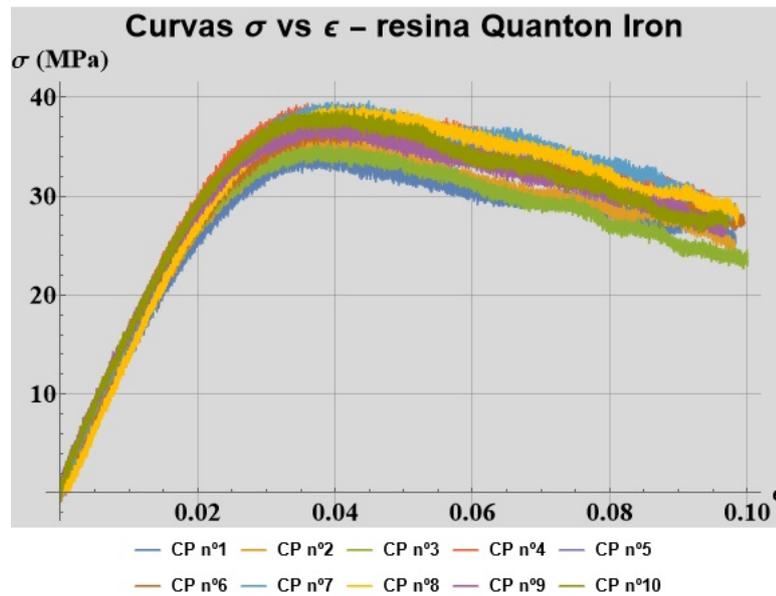


Figura 5.26: *Quanton Iron*© - Curva σ [MPa] vs ϵ [adimensional].

Como pode ser observado na Fig. 5.26, a resina "*Quanton Iron*"© também apresentou um comportamento compatível com o de materiais de caráter dúctil, atingindo uma tensão de flexão máxima média igual a 35,8 MPa e deformação na tensão máxima média de 3,50%.

A Tab. 5.3 consolida alguns dos resultados significativos para as resinas ensaiadas, onde é possível observar que a resina "*Smooth 3D*" atingiu a maior tensão máxima devido à flexão, porém com a deformação nessas condições dentre as três menores.

Tabela 5.3: Compilação dos resultados médios para as tensões de flexão máximas e deformações correspondentes

Resina	Tensão de flexão máxima (MPa)	deformação máxima (%)
<i>Smooth Comum</i> ©	46,20	1,95
<i>Resto Quanton 3D</i> ©	60,60	2,30
<i>Smooth 3D</i> ©	84,30	3,05
<i>Impact Smooth 3D-v1</i> ©	44,00	4,75
<i>Impact Smooth 3D-v2</i> ©	63,30	4,75
<i>Quanton 7030</i> ©	43,00	4,20
<i>Quanton Iron</i> ©	35,80	3,50

Dessas, é possível verificar que as resinas que mais se deformam em flexão antes de falhar são as resinas "*Quanton 7030*" e "*Impact Smooth 3D*", refletindo a possível capacidade de absorção de impactos, se mostrando bastante promissoras para a aplicação do projeto do protótipo.

Tendo em vista o requisito de tenacidade, as resinas "*Quanton 7030C*" e "*Impact Smooth 3D*" se mostram as mais adequadas para a construção do protótipo.

Para os maiores detalhes, os dados dos ensaios podem ser acessados no Ap. C.1.

5.3

Detalhamento do Protótipo

5.3.1

Generalidades

Com base no estado da técnica, nos estudos desenvolvidos no capítulo anterior e nos resultados dos ensaios dos materiais, um modelo físico é proposto, discutido e desenvolvido nesse tópico, onde serão abordados o escopo, a proposta e as definições para a plataforma, e que serão posteriormente construídas e integradas no todo do sistema.

5.3.2

Desenvolvimento do Protótipo

Examinando os trabalhos de Brescianini e D'Andrea (2016), Brescianini e D'Andrea (2018) e Dyer (2018), e utilizando-os como referência, é possível definir a geometria da plataforma aérea, reproduzindo assim os seus aspectos fundamentais.

Os detalhes como posição e orientação dos motores, o tamanho e peso são fundamentais para o desenvolvimento de sistemas desse tipo e foram determinados a partir das bases da literatura conforme estão consolidados na Tab. 3.1.

Entretanto, as referências não definem com clareza várias dessas informações, encejando assim a realização de um conjunto de investigações que se mostraram necessárias para o desenvolvimento da plataforma aérea.

O conceito inicial do sistema desenvolvido baseia-se na literatura, porém caracteriza-se por um núcleo rígido, capaz de abrigar toda a aviônica do sistema e demais aparatos e experimentos futuros.

Além do núcleo, o conceito proposto na literatura é composto pelos elementos periféricos, integrados pelas vigas-suporte dos motores, cabos elétricos e os moto-propulsores propriamente ditos, conforme pode ser observado na Fig. 5.27.

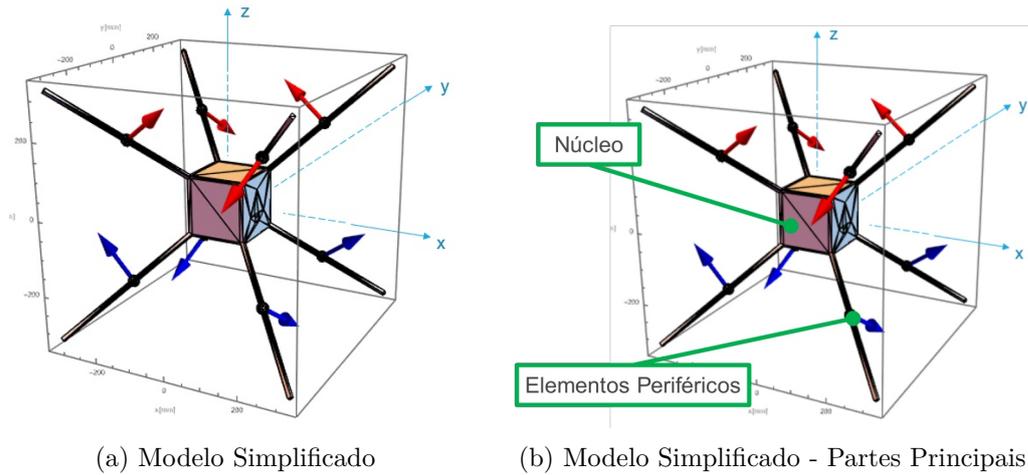


Figura 5.27: Modelo físico simplificado.

Para desenvolver o sistema, foi proposto uma arquitetura geral a partir de um mapa mental, dividindo o sistema em subconjuntos vitais demanda maior atenção para a atividade fim do sistema-protótipo, que podem ser observados na Fig. 5.28, cujo exame permite vislumbrar os principais pontos de interesse e atenção a serem observados no decorrer do trabalho.

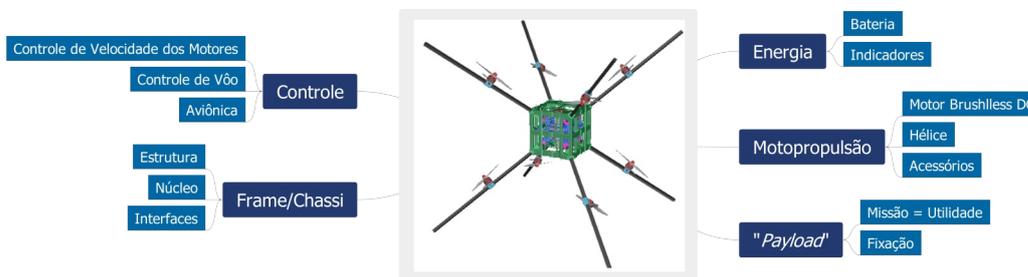


Figura 5.28: Visão geral do desenvolvimento do sistema-protótipo.

Antes dos requisitos serem definidos, durante as concepções iniciais do sistema-protótipo previa em sua primeira versão o uso de materiais metálicos (Fig. 5.29) para a estrutura da plataforma aérea.

Entretanto, essa opção implicaria *à priori* numa solução mais pesada que outras que utilizem materiais como plásticos e compósitos leves, e dessa forma não se mostrou uma proposta promissora, uma vez que o peso é uma característica de projeto bastante sensível para o desenvolvimento do VANT.

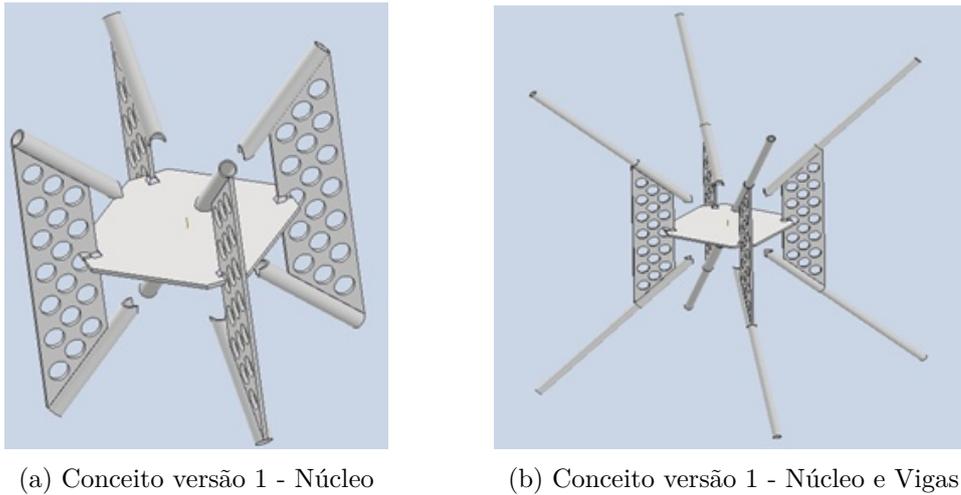


Figura 5.29: Conceito do protótipo - versão 1.

A partir dessa primeira versão metálica, os requisitos foram definidos e propôs-se utilizar processos de fabricação aditiva para construir o núcleo e suportes dos motores.

Além desses, para as vigas que suportam os motores, foi proposto a utilização de perfis fabricado em fibra de carbono, dada a sua leveza ante a sua resistência.

Os requisitos ou premissas visavam:

- a) priorizar o uso de materiais típicos de manufatura aditiva;
- b) desenvolver um núcleo capaz de abrigar a aviônica;
- c) desenvolver um núcleo capaz de abrigar adaptações para "payloads" para experimentos futuros;
- d) priorizar a utilização de soluções "open-source" para a aviônica; e
- e) desenvolver o sistema-protótipo a partir de uma arquitetura de motores fixos.

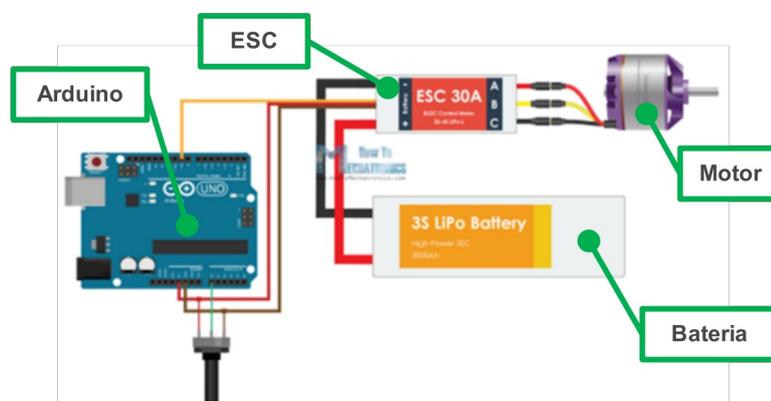


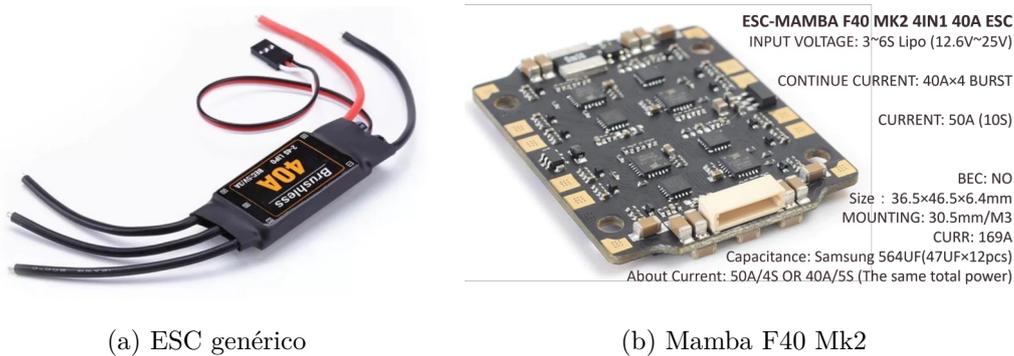
Figura 5.30: Esquemático típico de acionamento - Fonte: (ELETROGATE, 2024) e (HOWTOMECHATRONICS, 2024).

Um arranjo típico para esse tipo de sistema envolve um diagrama básico conforme observado na Fig. 5.30, onde:

- "*Electronic Speed Controller*" (ESC) corresponde ao dispositivo responsável por entregar a corrente demandada pelo motor e modular a sua velocidade;
- "*3S LiPo Battery*" (Bateria) corresponde a uma bateria de Polímero de Lítio com três células em série (3S); e
- O Arduino é uma plataforma de desenvolvimento baseada nos microcontroladores ATmega®, útil para desenvolvimento de protótipos de Automação e Mecatrônica.

Com base no arranjo apresentado na Fig. 5.30, na possibilidade de adoção de uma estratégia semelhante, isso poderia resultar em oito unidades ESCs e cabos elétricos correspondentes, o que impactaria significativamente no peso final do protótipo.

Uma proposta para atender a essa demanda tem a ver com o emprego de um ESC 4 em 1 (ESC *4 in 1*), que nada mais é do que quatro ESCs integrados em um único dispositivo (OSCAR, 2024). Uma mostra entre as duas arquiteturas para os ESCs pode ser observada na Fig. 5.31.



(a) ESC genérico

(b) Mamba F40 Mk2

Figura 5.31: ESCs genérico e múltiplo - comparativo - Fonte: (DIATONE, 2024).

Outro fator importante tem a ver com o funcionamento do ESC, que devido às características de comportamento esperado para esse conceito de VANT multirrotor, necessitam suportar o funcionamento em modo bidirecional (*Reversible Mode*).

Um ESC ser ou possuir o modo de funcionamento bidirecional significa que o ESC é capaz de impor o mesmo regime de funcionamento ou velocidade em um motor tanto num sentido quanto em outro, teoricamente.

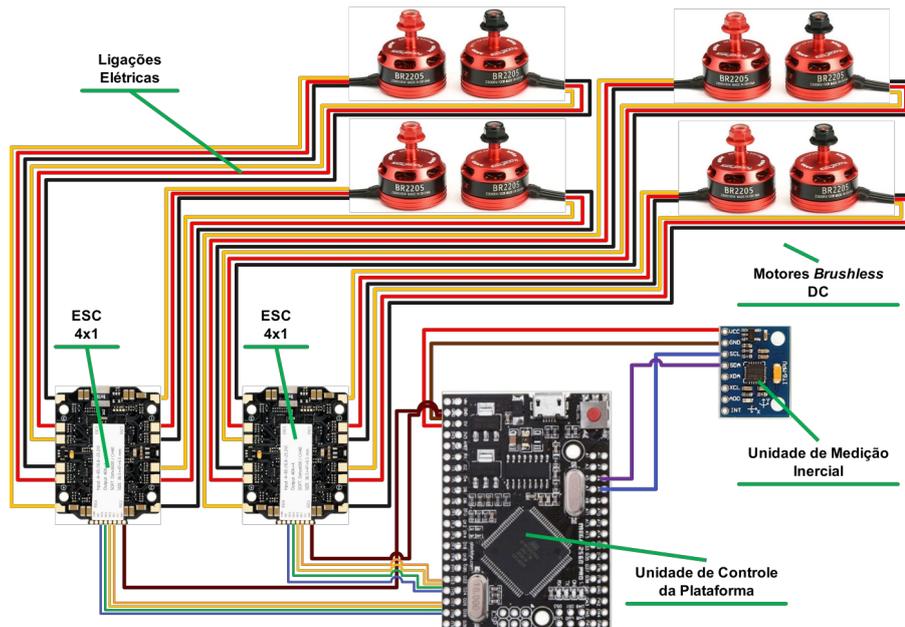


Figura 5.32: Eletrônica a ser embarcada no VANT.

Assim, empregando dois ESCs *4 in 1*, é possível reduzir muitos itens de eletrônica e por sua vez o peso.

Dessa forma, baseado na arquitetura básica apresentada na Fig. 5.30 e considerando essa possibilidade de alteração, a arquitetura eletrônica a ser empregada nesse projeto e que será embarcada no VANT está representada na Fig. 5.32, que representa os recursos mínimos para o acionamento dos motores do sistema-protótipo e a sua estabilização em voo.

Para comportar toda essa eletrônica, considerando uma primeira versão fabricada em material plástico (segunda versão geral para o protótipo), o material de construção escolhido em substituição ao uso de metais e levando em consideração os requisitos agora definidos foi o ABS (Acrilonitrila Butadieno Estireno), como pode ser visto na Figs. 5.33.

Essa versão mostrou-se promissora, principalmente sob o ponto de vista da capacidade de suportar toda a eletrônica a ser embarcada.

Entretanto alguns questionamentos acerca da resistência mecânica, da resistência à temperatura e acesso às partes internas (Fig. 5.33) do VANT suscitaram algumas modificações significativas, como a modularização das partes do núcleo para facilitar o acesso ao interior do núcleo e aumento das dimensões devido aos possíveis tamanhos de baterias.

Além desses, simulações computacionais foram utilizadas para estimar o comportamento mecânico da estrutura, cujos resultados foram comparados com os resultados dos ensaios, considerando os dois materiais pré-selecionados conforme as Tabs. 5.2 e 5.3, e que serão discutidos posteriormente.

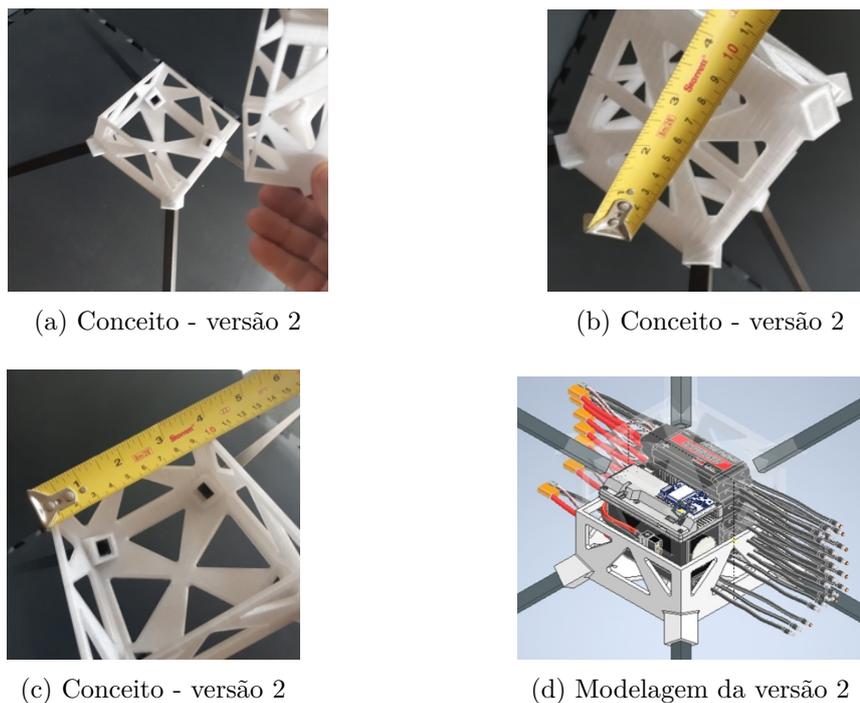


Figura 5.33: Testes do conceito para o sistema-protótipo - versão 2.

Essas demandas, processos e soluções conduziram ao desenvolvimento da versão 3 do sistema-protótipo, como pode ser visto na Fig. 5.34.

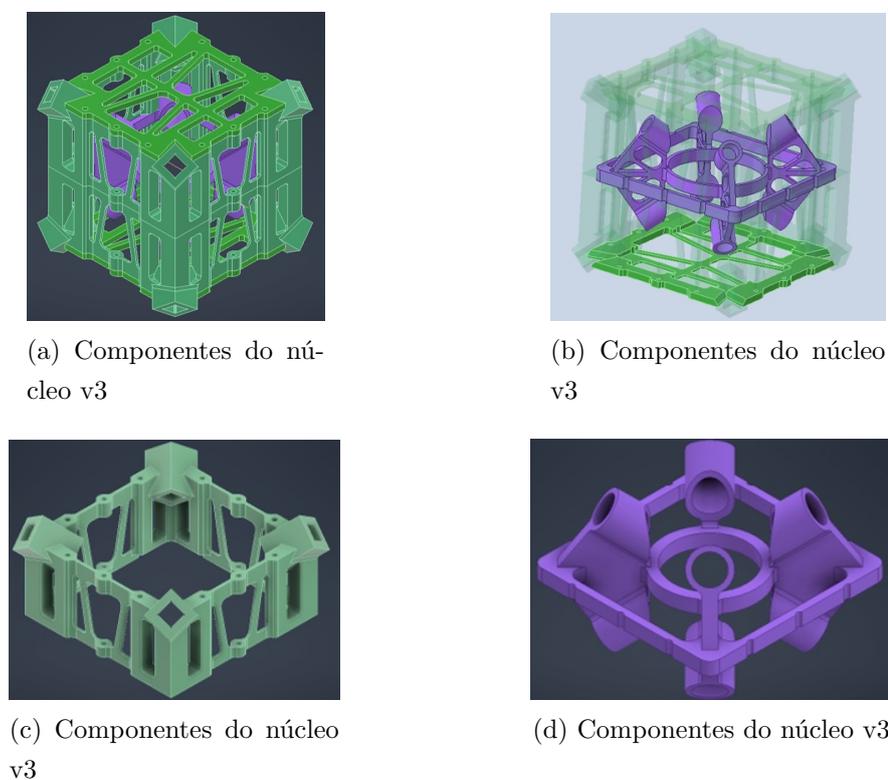


Figura 5.34: Modelagem do protótipo - versão 3.

Nessa versão 3, além do processo de fabricação diferente, foram aumentadas algumas dimensões, (aresta do cubo do núcleo atingiu cerca de 160,0 mm, dos anteriores 100,0 mm), com inclusão de módulos estruturais de proteção destacáveis para facilitar a montagem da eletrônica.

Outras modificações pontuais (fixação da bateria) foram executadas, o que permitiu o emprego de baterias de capacidade mais elevada, e por sua vez, de tamanhos maiores (até diâmetros de 80,0 mm e comprimentos de 150,0 mm). As Figs. 5.35 e 5.37 são apresentados alguns detalhes do sistema.

Essa terceira versão para o núcleo apresenta uma massa total estimada em até 1,20 kg, que somada aos demais itens totaliza cerca de 2,8 kg (além da massa do núcleo, incluem: 01 bateria, 08 motores, 08 hélices, 15 m de cabo AWG-200°C, cerca de 32 parafusos e 16 porcas).

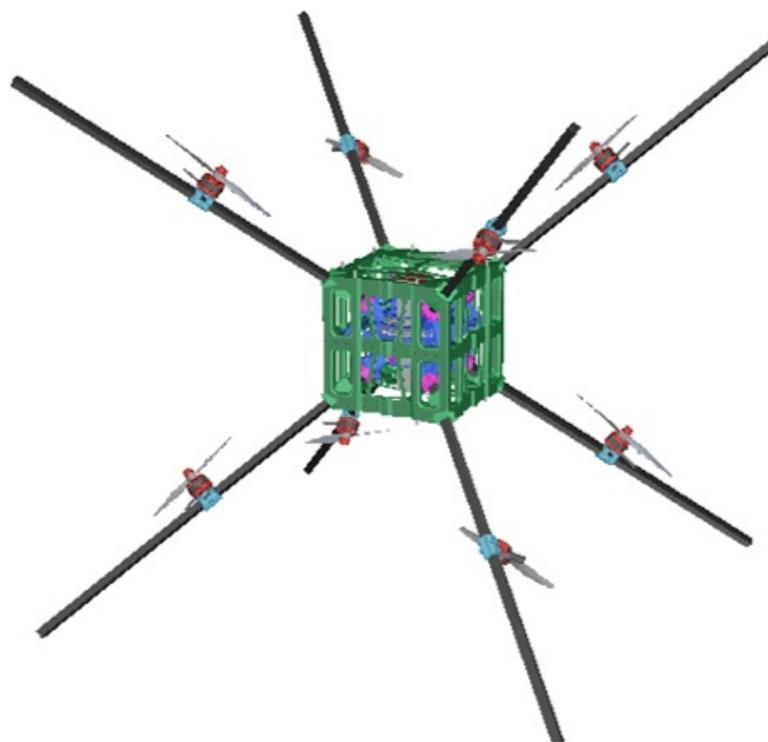


Figura 5.35: Protótipo - versão 3.

Além de melhorias para resolver o problema da bateria, foram implementadas melhorias para instalação dos cabos elétricos, aumento da rigidez estrutural do núcleo e o desenvolvimento de um adaptador para baterias, de uso esporádico quando necessário.

Nesse paradigma, as capacidades operacionais do VANT podem depender sobremaneira das características elétricas e da eficiência dos hélices.

Por isso, numa etapa seguinte e alternativa do desenvolvimento do arranjo estrutural do VANT, foi desenvolvido um núcleo mais leve, partindo

da premissa de mudança de materiais e de leiaute com o objetivo de redução de peso.

Essa demanda se deu após os exames e testes envolvendo o núcleo em resina que, devido à sua massa final, se mostrou mais pesado que o estimado, o que pode engejar o redimensionamento do sistema elétrico de maneira a suportar a poperação de motores mais potentes e assim atender aos requisitos para o voo.

Esse conceito alternativo pode ser observado na Fig. 5.36.

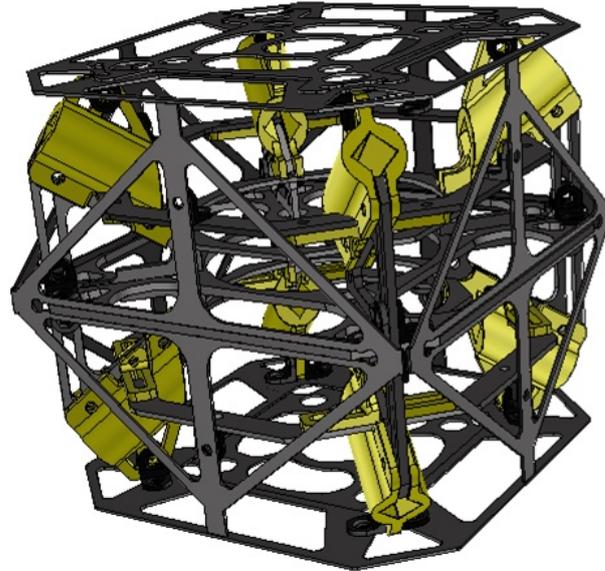


Figura 5.36: Conjunto Núcleo na sua versão 4 - Mescla de componentes em Aço, Resina e Fibra de Carbono.

Já uma alteração do sistema elétrico envolve em primeiro lugar conhecer a prática comum do nicho para em seguida adaptá-las a realidade do projeto.

O sistema elétrico adotado para o protótipo é aquele comumente empregado em sistemas de VANTs multirrotores comuns e envolvem as baterias de quatro células (4S), o que de certa forma permite utilizar uma gama de motores BLDC que podem em algum momento, ao serem utilizados nesse conceito, falhar na geração do empuxo resultante. A substituição por uma outra arquitetura do sistema elétrico mais promissora pode envolver utilizar uma arquitetura elétrica baseada em uma bateria com seis células (6S), o que pode ampliar as opções para motores de maior capacidade de geração de empuxo.

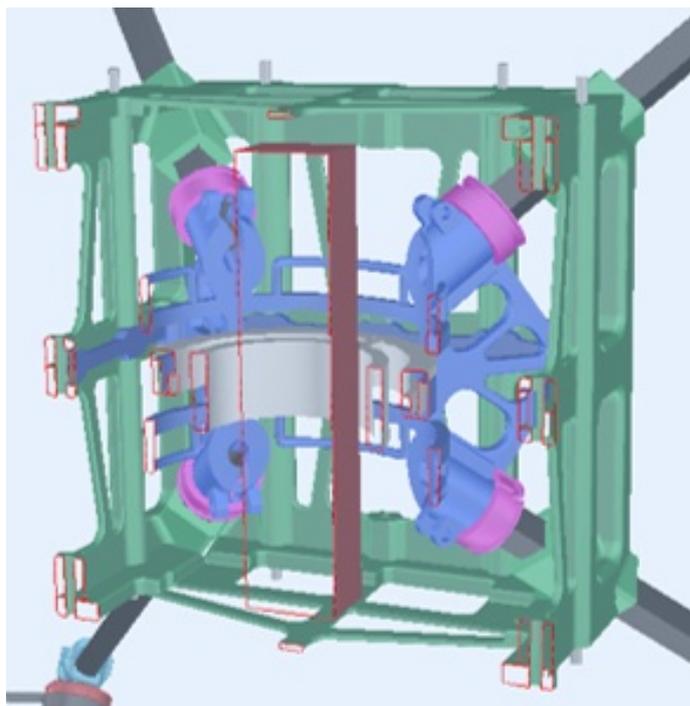


Figura 5.37: Núcleo modificado - Marcação da bateria ao centro (prisma vermelho no centro).

Maiores detalhes do leiaute do modelo físico do protótipo podem ser verificados examinando o Ap. A.1.

5.4

Análise das Solicitações Mecânicas de Componentes Críticos com o Auxílio do Computador

Uma etapa complementar porém importante envolve a verificação do comportamento mecânico de alguns componentes mais críticos.

Nesse contexto, o corpo externo de um eventual núcleo fabricado em resina foi considerado a parte mais crítica da estrutura, demandando portanto uma avaliação mais específica quanto ao seu comportamento mecânico.

Admitindo então uma possível fabricação desse subconjunto (núcleo) em um tipo de resina própria para fabricação aditiva, propõe-se simular o comportamento mecânico de uma ou mais partes do núcleo, para dessa forma, obter uma estimativa da resposta do material ante às solicitações, utilizando-se para isso os *softwares* Autodesk Inventor Professional 2024® e Autodesk Nastran 2024®, ferramentas estas completas e disponíveis para uso livre em ambientes acadêmicos e de pesquisa.

Nesse contexto, considerando as Eqs. (3-58) - (3-61) e que a análise empreendida é do tipo "Análise Estática"(AE) ou Simulação Estrutural Estática (SEE), as condições de contorno da análise/simulação podem ser divididos

em parâmetros dos potenciais materiais que podem ser utilizados na construção do protótipo, nas restrições necessárias para execução das análises e nos carregamentos que estimulam o comportamento mecânico da estrutura.

O parâmetros obtidos para os materiais que serão utilizados na construção do protótipo e que serão empregados na análise, compreendem aqueles que tipicamente são associados ao comportamento em resposta às solicitações axiais estão estabelecidos na Tab. 5.2.

Para dar continuidade à análise com o auxílio do Método dos Elementos Finitos (MEF), alguns parâmetros que não foram obtidos de forma direta e sim estimados, foram obtidos tomando como premissa a aproximação de que os materiais considerados são isotrópicos e com algumas propriedades mecânicas com comportamento linear.

Como essa é uma primeira abordagem para o estudo do protótipo, aproximações lineares para alguns desses parâmetros desconhecidos são convenientes. Isso ocorreu com a definição do Módulo de Cisalhamento, que segundo (GERE; GOODNO, 2008), pode ser definido conforme a Eq. (5-1).

$$\mathbf{G} = \frac{\mathbf{E}}{2(1 + \nu)} \quad (5-1)$$

onde:

- \mathbf{G} é o Módulo de Cisalhamento;
- \mathbf{E} é o Módulo de Elasticidade; e
- ν é o Coeficiente de Poisson.

A ordem de execução das análises dos materiais, quando empregados na construção do invólucro, seguiu a mesma ordem dos materiais apresentados nos ensaios de tração, que e compreendeu:

- Resina *Smooth Comum*® → SC;
- Resina *Resto Quanton 3D*® → RQ3D;
- Resina *Smooth 3D*® → S3D;
- Resina *Impact Smooth 3D*® → IS3D;
- Resina *Quanton 7030*® → Q7030; e
- Resina *Quanton Iron*® → QIron.

Dessa forma, considerando os Módulos de Elasticidade (\mathbf{E}) obtidos com os ensaios de tração para os materiais em questão, os Módulo de Cisalhamento (\mathbf{G}) determinados com o uso da Eq. (5-1), o Coeficiente de Poisson (ν) que foi obtido a partir da Biblioteca de dados de Materiais (Resina Termoplástica) da Autodesk®, o "Volume"(V), os "Nós"(Nós) e os Elementos (Els) obtidos com o uso do software CAD da Autodesk Inventor® e Autodesk Nastran®, as parâmetros utilizados nas simulações e análises pelo método dos elementos finitos estão consolidados na Tab. 5.4.

Tabela 5.4: Compilação dos parâmetros das análises

Material	ρ (CAD) (kg/m^3)	V (CAD) (dm^3)	E (GPa)	G (GPa)	ν (CAD)	Nós	Els
SC	2458		1,18800	0,4042		137396	81630
RQ3D	2479		1,63510	0,5562		310290	186837
S3D	2521	0,1699	1,56560	0,5325	0,47	303172	181419
IS3D	1376		0,51285	0,1744		303172	181419
Q7030	2574		0,92190	0,3136		310290	186837
QIron	2500		4,94640	1,6820		303172	181419

Para as restrições aplicadas nos modelos, é possível observar as idealizações para os vínculos examinando as Figs. 5.38 - 5.40, o que sugere restrições de movimento em todos os GDLs nos componentes avaliados, restrições de GDLs essas aplicadas nas superfícies e pontos idealizados para a restrição de movimento desses componentes (ver Figs. 5.38 - 5.40).

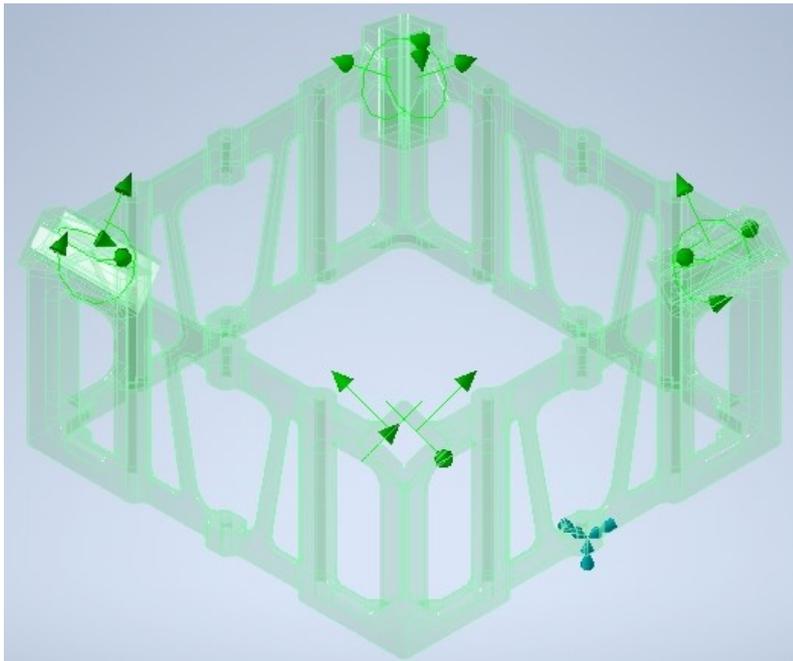


Figura 5.38: Invólucro - Restrições e solicitações.

Já os carregamentos aplicados compreendem forças cisalhantes nos apoios e furos de fixação que fazem interface com as hastes-suporte, acompanhados de momentos com efeito de flexão das hastes-suporte para cima (ou ascendentes).

O módulo dessas cargas cisalhantes é igual a 15,00 N, ou por suas componentes horizontais e verticais iguais a 6,125 N e 12,25 N respectivamente, orientado conforme as arestas do prisma geratriz da geometria do corpo do

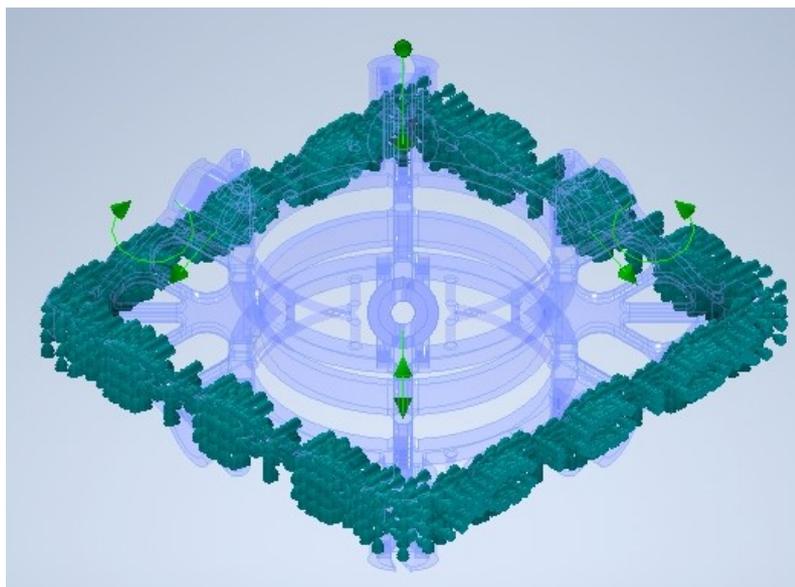


Figura 5.39: Núcleo - Restrições e solicitações.

invólucro e núcleo, como pode ser observado na Figs. 5.38 e 5.39 e na interface com a haste-suporte conforme observado na Fig. 5.40.

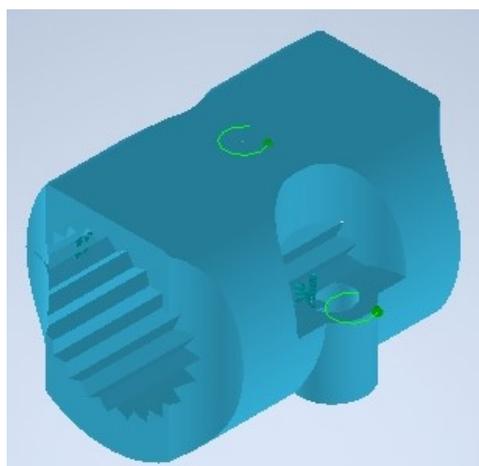


Figura 5.40: Base para o motor BLDC - Restrições e solicitações.

Dada a geometria dos corpos em análise, a carga cisalhante foi aplicada completa ou em cada um das faces dos pontos de apoio a partir da decomposição em duas componentes de 10,61 N cada, componentes essas normais as faces internas superiores do apoio, conforme observado nas Figs. 5.38 - 5.40.

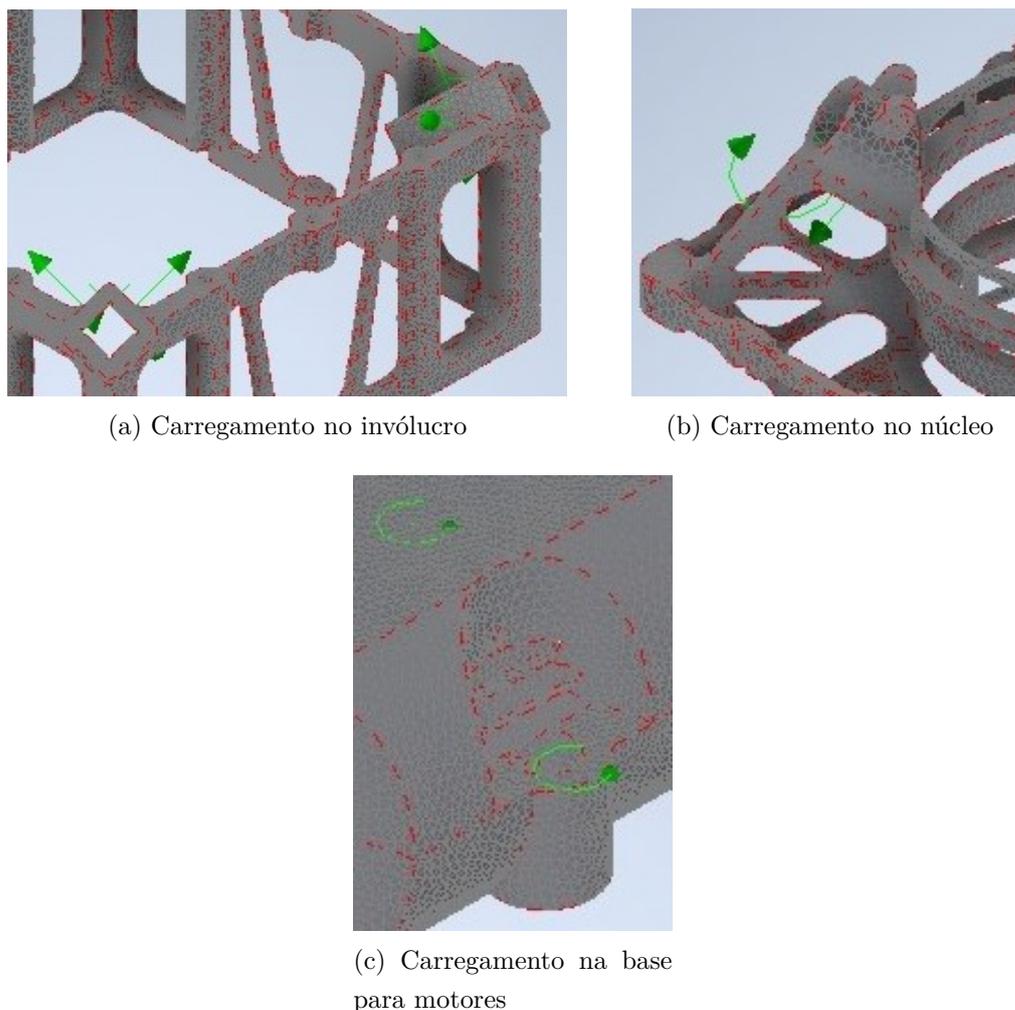


Figura 5.41: Detalhes dos carregamentos e binários aplicados.

O mesmo ocorre com a aplicação do momento/binário aplicado no ponto de apoio da haste-suporte, cujo módulo corresponde à 3,15 Nm. Para viabilizar a aplicação do momento equivalente, duas componentes do binário foram aplicadas, uma em cada face interna superior (ver Figs. 5.38 e 5.39), com módulos iguais a 2,23 Nm (cada componente), cujos versores são respectivamente paralelos às suas correspondentes componentes de forças cortantes. Nas bases para os motores o torque aplicado foi da ordem de 0,12 Nm conforme pode ser visto na Fig. 5.40. Para maiores detalhes sugere-se examinar o Ap. C.3.

A teoria de falha considerada é a Teoria de von Mises, também conhecida como a Teoria da Energia de Distorção Máxima ((CRAIG; TALEFF, 2020), (CRAIG; TALEFF, 2020) e (NORTON, 2013)).

Nesse critério, a tensão equivalente de von Mises σ_{vm} corresponde à Eq. (5-2), correspondente a um estado triaxial de tensões, e que melhor descreve a situação do modelo físico do invólucro.

$$\sigma_{vm}^2 = \left[\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2} \right]^2 \quad (5-2)$$

Para que não ocorra falha do componente, é necessário que:

$$\sigma_{vm} \geq \sigma_{esc} \quad (5-3)$$

onde σ_{esc} corresponde à tensão de escoamento do material e a sua correlação com σ_{vm} caracteriza a visão geral da teoria de falha de von Mises ((GERE; GOODNO, 2008), (CRAIG; TALEFF, 2020) e (NORTON, 2013)).

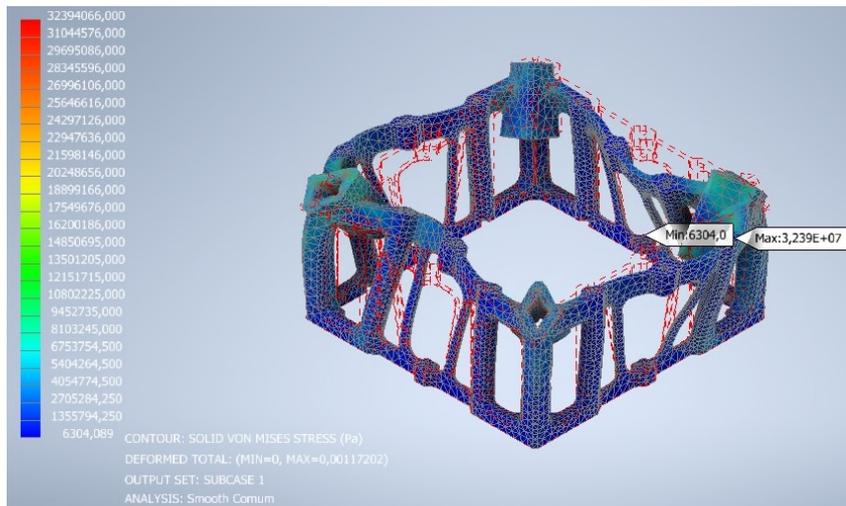


Figura 5.42: Tensões de Von Mises no corpo do invólucro para os materiais analisados.

Portanto, a partir das restrições e carregamentos da geometria definida e tomando as propriedades obtidas para os seis tipos de materiais avaliados (considerando a possibilidade de serem aplicados na construção do invólucro, do núcleo e da base do motor BLDC), esses encontram-se submetidos as mesmas solicitações quando são analisados os seis casos de materiais diferentes, cujos resultados para as tensões atuantes segundo o Critério de von Mises são equivalentes para todos os materiais (mesmas solicitações em todos os casos analisados), conforme observados nas Figs. 5.42 - 5.44.

Dessa forma, a característica que mais destaca a diferença entre as combinações de geometria e materiais são os deslocamentos nodais possíveis, cujos resultados encontram-se representados nas Figs. 5.45 - 5.47.

Examinando as Figs. 5.45 - 5.47 é possível classificar as conjugações das geometrias e dos materiais de forma a ordená-los a partir dos casos que experimentam dos menores para os maiores deslocamentos quando submetidos às tensões, conforme observado.

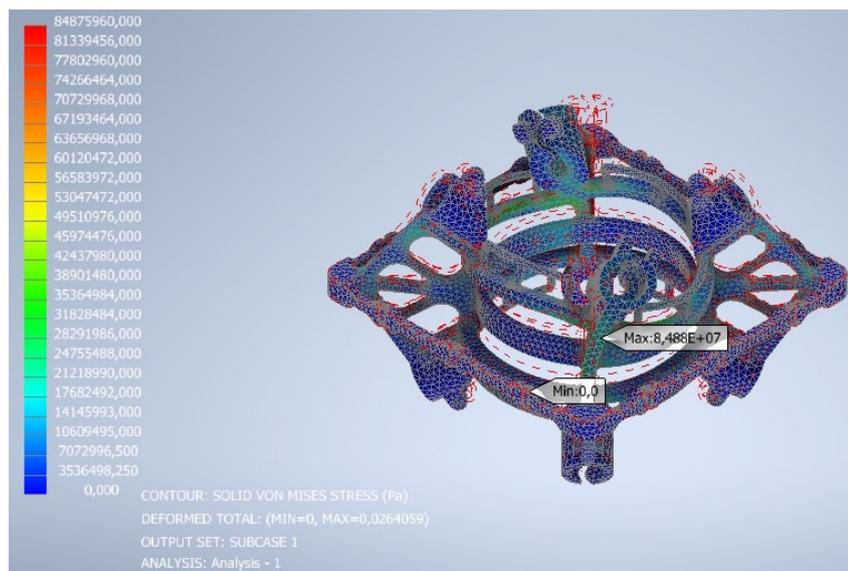


Figura 5.43: Tensões de Von Mises no núcleo para os materiais analisados.

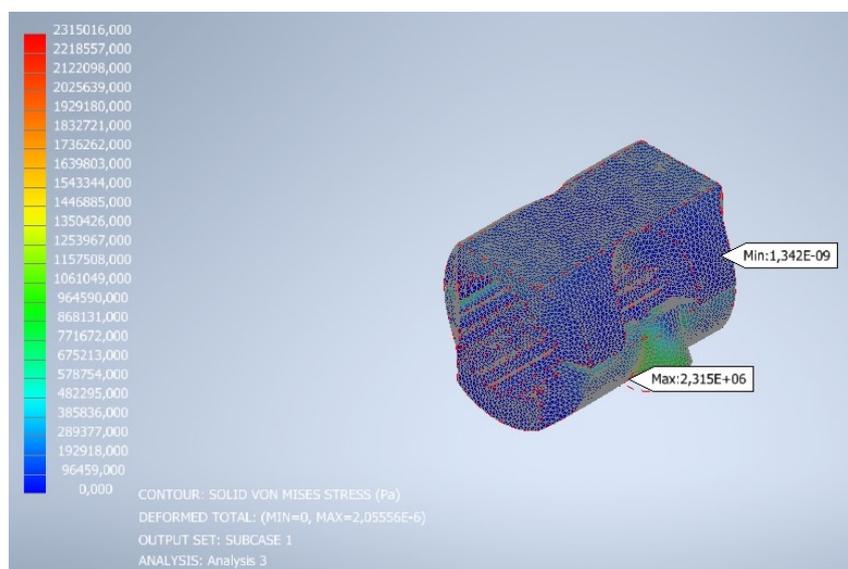


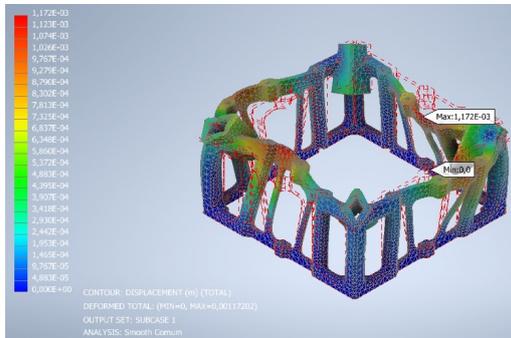
Figura 5.44: Tensões de Von Mises na base do motor BLDC para os materiais analisados.

Para os três componentes avaliados na análise, a ordem crescente por deslocamento máximo compreendeu: Fig. 5.45(f), Fig. 5.45(b), Fig. 5.45(c), Fig. 5.45(a), Fig. 5.45(e) e Fig. 5.45(d).

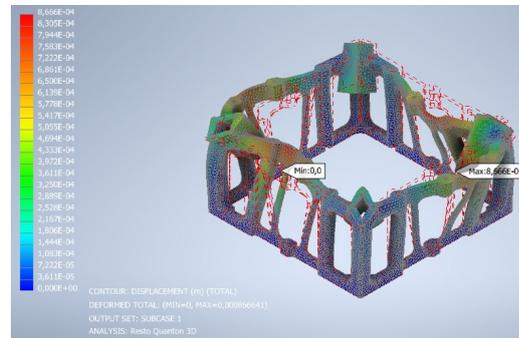
Considerando esses resultados, é possível observar que o *range* de valores de deslocamentos possíveis para todos os seis casos é relativamente amplo. Especificamente, considerando os casos do invólucro, os deslocamentos máximos variaram de 0,2862 mm a 2,760 mm (ver Fig. 5.45).

Já para o núcleo, os deslocamentos máximos variaram de 2,733 mm a 26,00 mm (ver Fig. 5.46). Para a base para motores os deslocamentos máximos variaram entre 2,056 μm a 19,860 μm (ver Fig. 5.47).

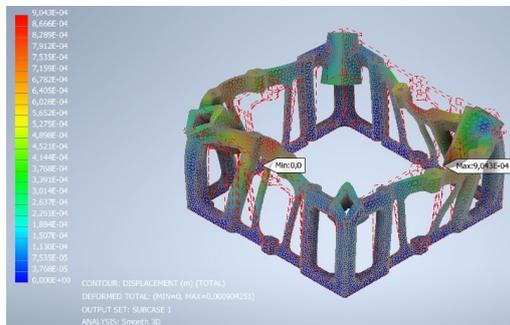
Considerando esses resultados, é possível observar que o *range* de valores de deslocamentos possíveis para todos os seis casos é relativamente amplo, considerando também as peças estudadas.



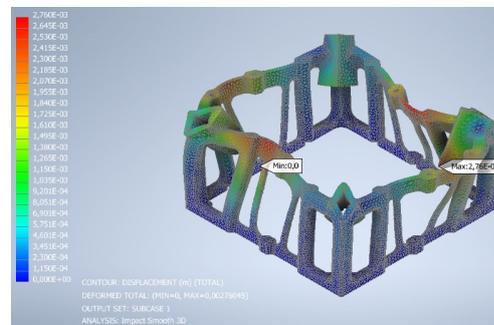
(a) SC - mín. 0 - máx. 1,172 mm



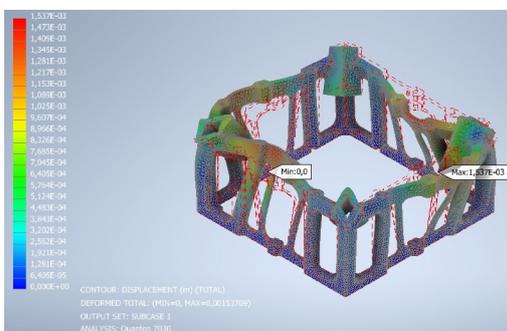
(b) RQ3D - mín. 0 - máx. 0,8666 mm



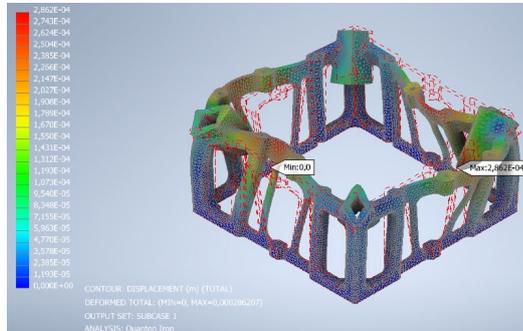
(c) S3D - mín. 0 - máx. 0,9043 mm



(d) IS3D - mín. 0 - máx. 2,760 mm



(e) Q7030 - mín. 0 - máx. 1,537 mm



(f) QIron - mín. 0 - máx. 0,2862 mm

Figura 5.45: Invólucro - Deslocamentos.

Essa classificação, quando combinadas com as representações das tensões e os ensaios dos materiais, expõem quais seriam os materiais mais adequados ao projeto, além de validar os aspectos geométricos do componente avaliado.

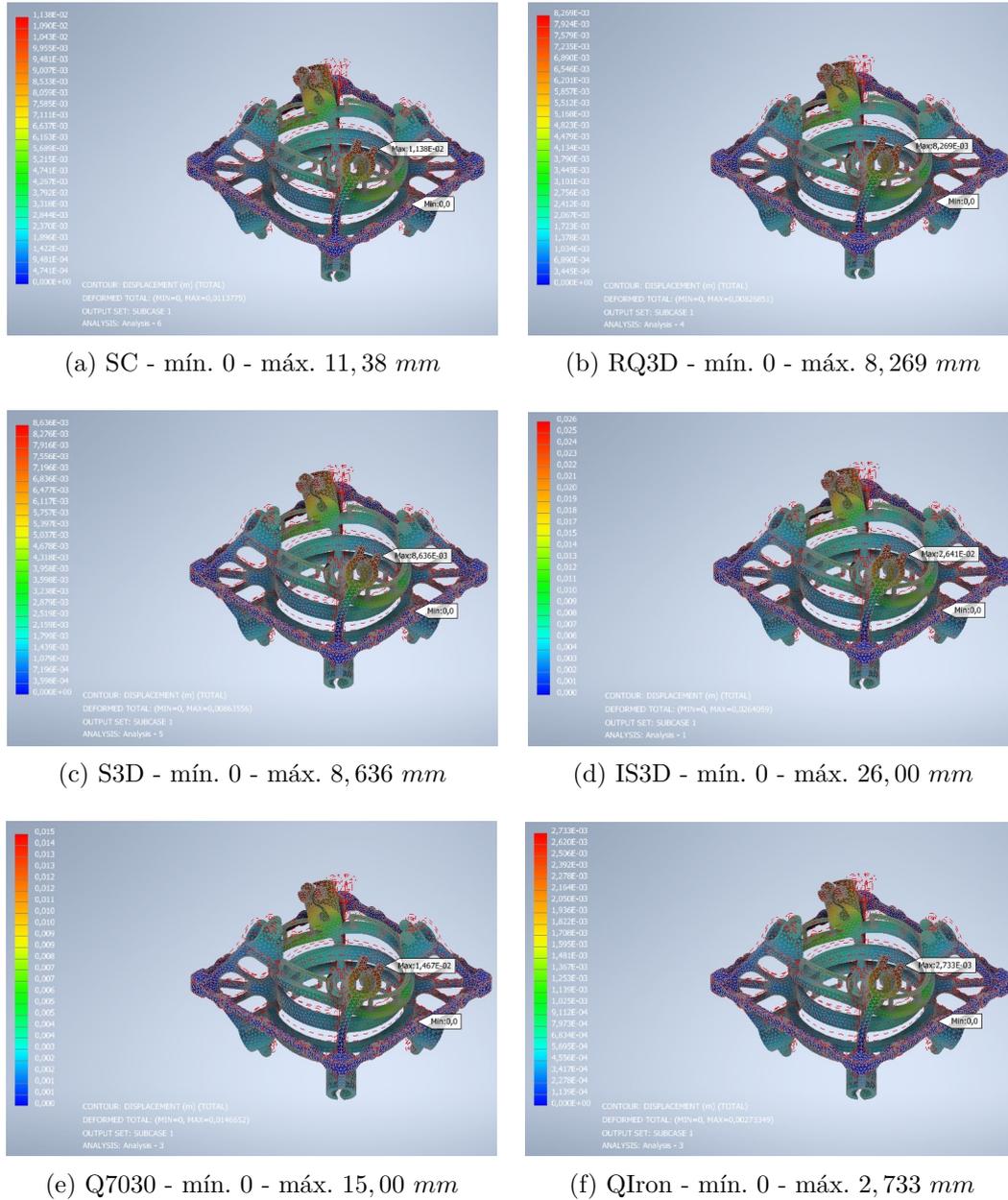
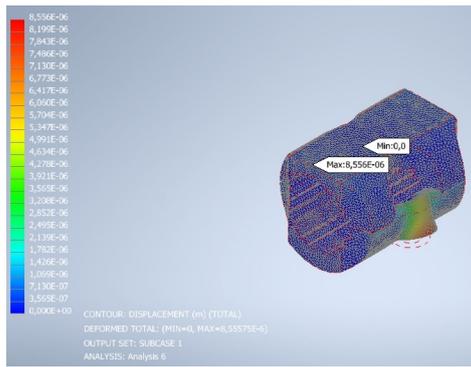


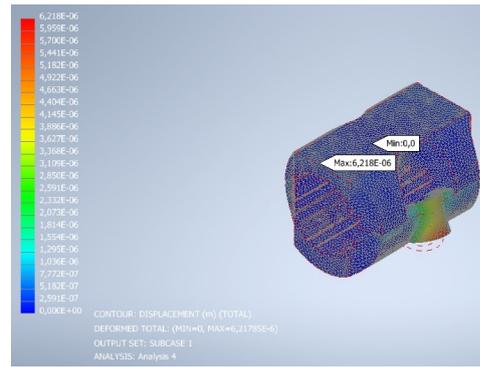
Figura 5.46: Núcleo - Deslocamentos.

Nesse caso, os resultados corroboraram a manutenção da geometria e a seleção das resinas *Impact Smooth 3D*® e *Quanton 7030*® como possíveis escolhas mais promissoras para aplicações em VANTs, em particular, para o desenvolvimento do protótipo.

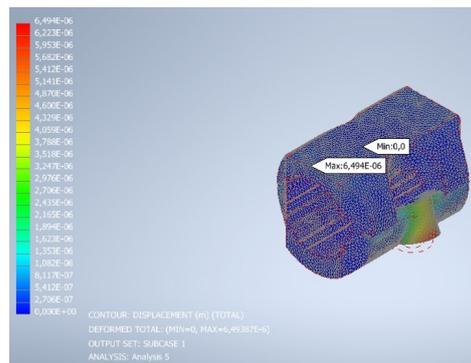
Para maiores detalhes sobre os parâmetros utilizados, das análises e demais resultados obtidos com as análises, é possível acessar os relatórios gerados pelo *software* Autodesk Nastran®, que podem ser acessados e verificadas no Ap. C.3.



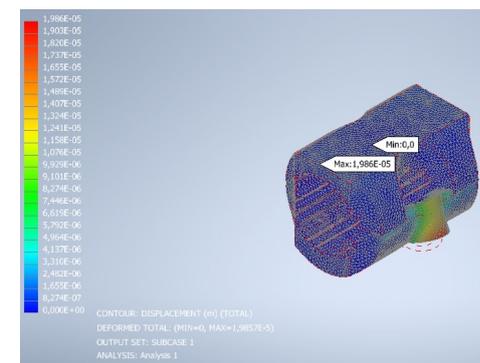
(a) SC - mín. 0 - máx. 8,556 μm



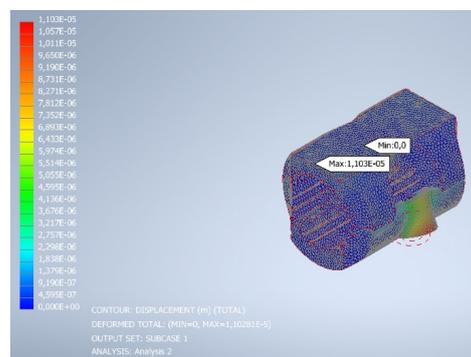
(b) RQ3D - mín. 0 - máx. 6,218 μm



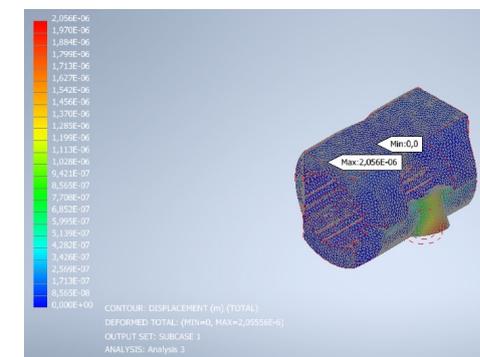
(c) S3D - mín. 0 - máx. 6,494 μm



(d) IS3D - mín. 0 - máx. 19,860 μm



(e) Q7030 - mín. 0 - máx. 11,30 μm



(f) QIron - mín. 0 - máx. 2,056 μm

Figura 5.47: Base do motor - Deslocamentos.

5.5

Testes de motores e propulsores

O desensolvimento de VANTs multirrotores demandam uma base de dados e informações acerca dos sistemas moto-propulsores disponíveis.

Como a proposta contempla a utilização de um conjunto de oito motores do tipo *Brushless Direct Current* (ou simplesmente *Brushless*)(BLDC) combinados às hélices, faz-se necessário prospectar as informações dessas hélices disponíveis, para então selecionar as melhores opções.

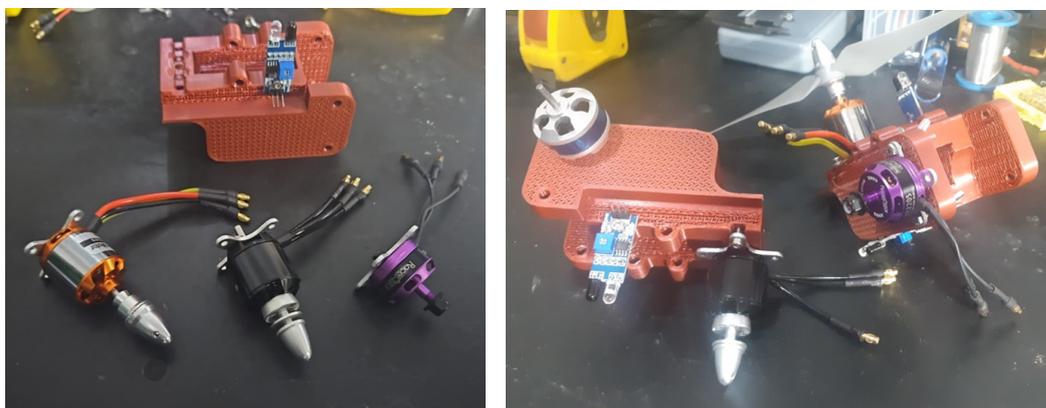
Como um exemplo, uma hélice da APC© de 6×3 com perfil bidirecional pode alcançar um empuxo máximo de aproximadamente 5,0 N (a depender do motor).

Realizando a montagem desse conjunto de hélices no protótipo (oito hélices APC© - 6×3), combinado com o conjunto de motores BLDC disponíveis, verificou-se que o empuxo resultante não superou o peso total do protótipo (aproximadamente 27,0 N).

Alguns testes preliminares mostraram que foi possível gerar um empuxo resultante de cerca de 10,0 N para ascensão. Com outras hélices foi possível alcançar empuxo resultante de cerca de 18,0 N, sem no entanto superar o peso total do protótipo 27,0 N.

Para compreender os perfis de resposta dos possíveis conjuntos motores-hélices e selecionar o conjunto mais adequado para um determinado projeto, foi construído um sistema de medição (Fig. 5.49) para testar os conjuntos de motores e hélices combinados e assim realizar experimentos e investigações que possam subsidiar a tomada de decisão para seleção desses componentes.

Na Fig. 5.48 é apresentado o suporte do motor desenvolvido para o teste, no qual é possível instalar até dois conjuntos de motores com sensores, permitindo uma substituição rápida dos motores de teste.



(a) Motores e suporte de teste

(b) Motores instalados no suporte de testes

Figura 5.48: Motores e suporte de testes.

Os motores BLDC utilizados nos ensaios são compatíveis com baterias de quatro células (4S) e foram testados em combinações que totalizaram sete conjuntos de resultados.

Esse sistema de medição de empuxo é composto por alguns subsistemas. Um deles mede a rotação do hélice, o segundo mede o empuxo, o terceiro subsistema comanda o motor conforme o perfil de teste desejado e o quarto subsistema grava os dados.

Na Fig. 5.49 é apresentado sistema de medição montado pronto para início dos testes. O motor é fixado em um suporte e montado no braço vertical de uma estrutura em formato de "L" com um mancal central para facilitar os movimentos.



Figura 5.49: Aparato completo montado aguardando início do teste.

Além do motor, também é montado o sensor de velocidade angular, conforme pode ser verificado na Fig. 5.50. Esse suporte é instalado no topo da estrutura de testes. No braço horizontal da estrutura é acoplada a célula de carga para as medições de empuxo.



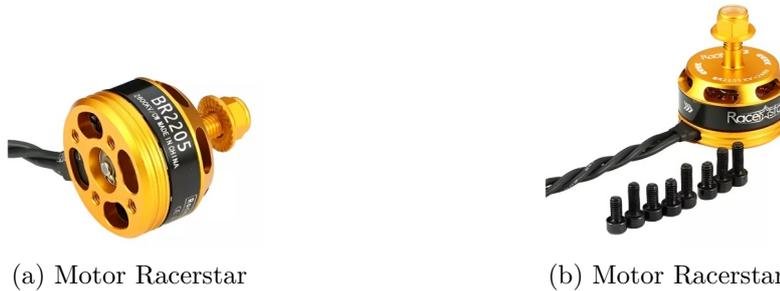
Figura 5.50: Motor-propulsor pronto para o teste.

Para os testes, haviam três motores disponíveis, cujas marcas e características podem ser verificadas na Tab. 5.5.

Tabela 5.5: Dados e informações disponíveis dos motores

Características	Racerstar ©	U-Anel ©	Surpass ©
	BR2205	D2836/6	C2836
$KV \equiv RPM/V$	2600	1500	1120
Corrente Máxima (A)	27,6	-x-	26
Voltagem: mín (V) - máx (V)	6 - 16,8	6 - 16,8	7 - 15
Potência (W)	950,00	368	380
Velocidade Teórica (RPM)	35000	25200	16800
Empuxo Teórico (kgf - N)	0,90 - 8,83	1,15 - 11,28	1,42 - 13,95
Diâmetro do eixo (mm)	5,0	4,0	4,0
Peso (g)	28	70	67

As Figs. 5.51 - 5.53 apresentam alguns detalhes e aspectos construtivos dos motores empregados nos testes.



(a) Motor Racerstar

(b) Motor Racerstar

Figura 5.51: Motor Racerstar© - Fonte: (RACERSTAR, 2024).

Já os hélices testados totalizaram cerca de cinco opções, como pode ser verificado na Fig. 5.54, sendo possível testar combinações que envolveram todas as hélices e todos os motores ao menos uma vez.



(a) Motor U-Anel

(b) Motor U-Anel

Figura 5.52: Motor U-Anel© - Fonte: (U-ANGEL, 2024).

Os motores foram montados um por vez, revezando os hélices de acordo com as condições de montagem disponíveis na ocasião. Em alguns casos não foi possível montar a hélice devido a furação do hélice e o diâmetro do eixo.



(a) Motor Surpass



(b) Motor Surpass

Figura 5.53: Motor Surpass© - Fonte: (SURPASS, 2024).

Os testes foram realizados em períodos de no máximo 500 segundos, sem no entanto fixar um período determinado, cujo resultado de interesse é o empuxo provocado pelo hélice a partir do início da aceleração do motor (cerca de 8,5 s), do patamar de velocidade constante (cerca de 10,0 s) e da desaceleração (cerca de 8,5 s). Somente um ciclo de aceleração-patamar-desaceleração de período $T = 27,0$ s é considerado na avaliação.

Maiores detalhes acerca dos dados obtidos nesses testes podem ser verificados no Ap. C.2. Já os códigos empregados para configuração dos *hardwares* empregados nos testes podem ser verificados no Ap. B.2.

O controle de velocidade foi realizado por uma placa de desenvolvimento e prototipagem da plataforma Arduino.

Utilizando essa placa de prototipagem, foi delineado um perfil de aceleração e desaceleração trapezoidal, composto a partir de uma rampa de aceleração até um pulso de 750 ms, mantendo esse pulso por 10,0 s e em seguida empreendendo uma desaceleração até a parada do motor. Esse ciclo possui 49 Hz, compatível com o período “ T ” do ciclo.

A primeira sessão de testes envolveu o motor Surpass ©, combinado com o hélice APC © 3D 5 × 4 - R-LH/R-RH, cujos resultados encontram-se apresentados na Fig. 5.55, no qual é possível verificar cerca de três ciclos completos de aceleração e desaceleração do motor.



Figura 5.54: Hélices considerados nos testes, da esquerda para a direita: APC© 3D 5 × 4 R-LH/R-RH, APC© 3D 6 × 3 R-LH/R-RH, TMotor© 4D 9 × 4, APC© 3D 9 × 45 R-LH/R-RH e APC© 4D 9 × 44 SFR.

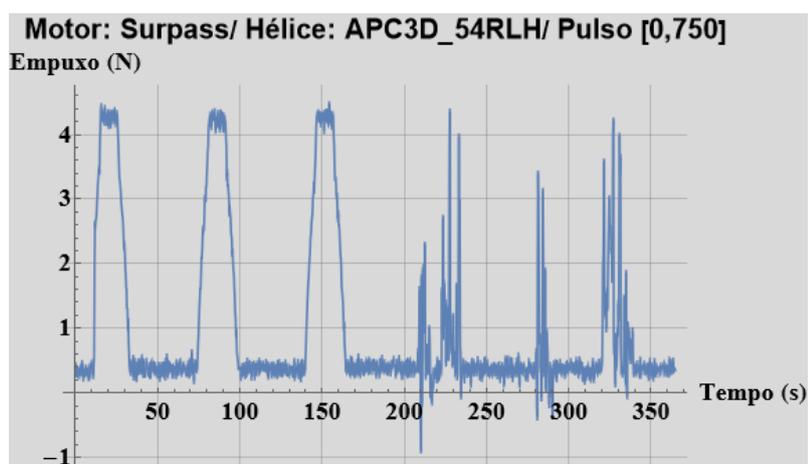


Figura 5.55: Motor: Surpass - Hélice APC© 3D 5 × 4 R-LH/R-RH.

Desses, o empuxo máximo foi de aproximadamente 4,0 N, considerando um dos três ciclos até 200 s.

A segunda bateria de testes envolveu a combinação do hélice APC © 3D 6 × 3 - R-LH/R-RH com o motor Surpass ©, cujos resultados são apresentados na Fig. 5.56, no qual é possível observar um ciclo e meio de aceleração e desaceleração do motor.

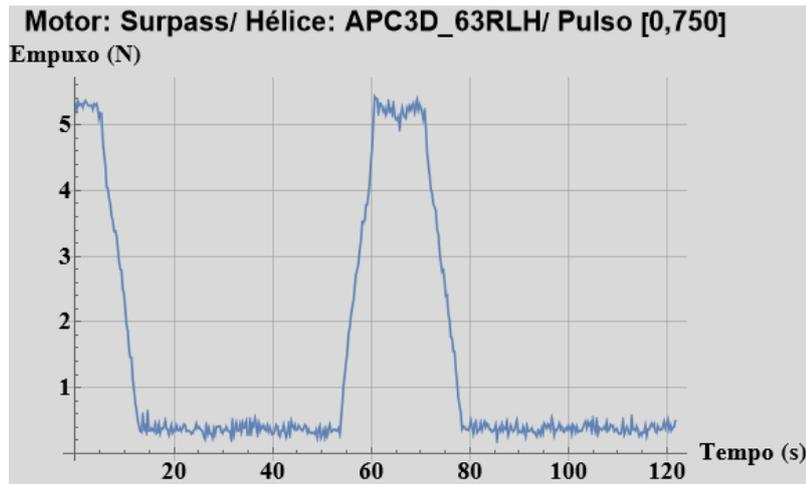


Figura 5.56: Motor: Surpass - Hélice APC© 3D 6 × 3 R-LH/R-RH.

Considerando o ciclo completo que pode ser percebido através do exame da Fig. 5.56, é possível também verificar que o empuxo máximo foi de aproximadamente 5,0 N, considerando esse ciclo completo a partir dos 10,0 s até cerca de 80,0 s (o meio ciclo inicial repete o ciclo completo).

A terceira bateria de testes envolveu a combinação do hélice APC © 4D 9 × 44 - SFR com o motor Racerstar ©, cujo perfil de resposta está representado na Fig. 5.57, na qual é possível verificar a presença de um único ciclo entre os instantes 64,0 s e 72,5 s. Nessa configuração, foi possível atingir um empuxo de cerca de 9,0 N por volta do instante 70,0 s.

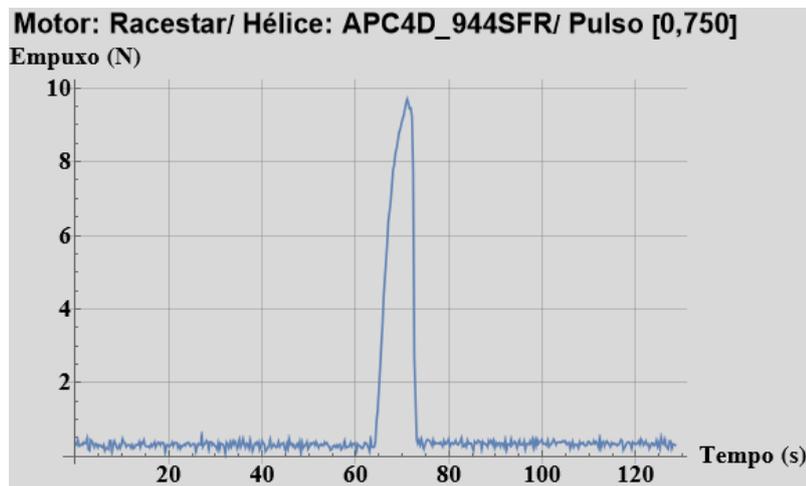


Figura 5.57: Motor: Surpass - Hélice APC© 4D 9 × 44 R-LH/R-RH.

O hélice APC © 4D 9 × 44 - SFR também foi utilizado na quarta bateria de testes e foi combinado com o motor Surpass ©, como é apresentado na Fig. 5.58.

Ainda nessa Fig. 5.58, na curva plotada é possível identificar dois ciclos completos, um iniciando por volta do instante 110,0 s e o outro iniciando

por volta do instante 240,0 s, se concretizando respectivamente por volta do instante 135,0 s (primeiro ciclo) e por volta do instante 265,0 s (segundo ciclo).

Nessa configuração, a magnitude do empuxo atingiu valores distintos nos ciclos. No primeiro que ocorreu no instante 120,0 s, o empuxo atingiu cerca de 9,0 N. Já no segundo ciclo, atingiu cerca de 12,0 N por volta no instante 250,0 s. Dessa forma, o empuxo máximo médio é de aproximadamente 10,5 N.

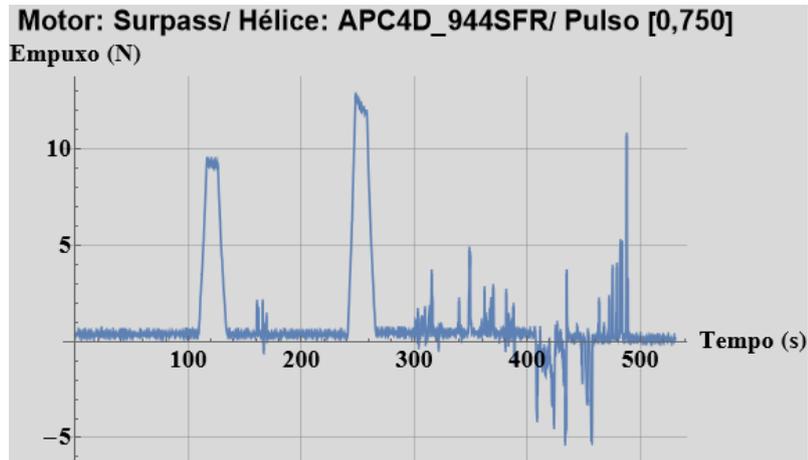


Figura 5.58: Motor: U-Anel - Hélice APC© 4D 9 × 44 R-LH/R-RH.

A quinta bateria de teste combinou o hélice APC © 3D 9 × 45 - R-LH/R-RH com o motor U-Anel ©, conforme representado na Fig. 5.59.

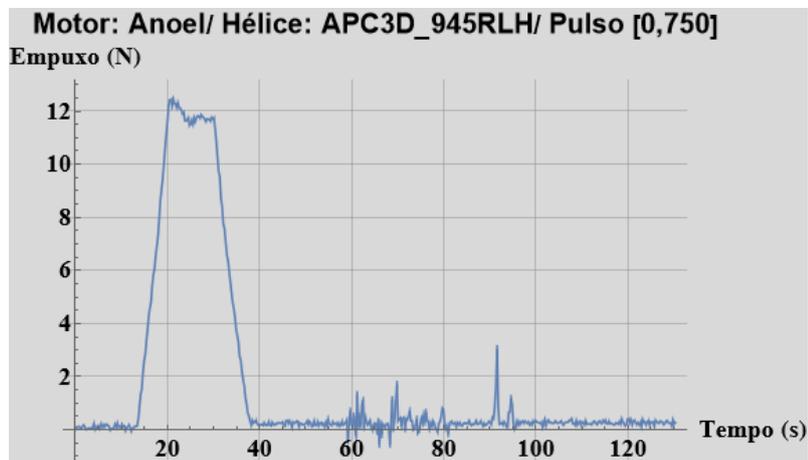


Figura 5.59: Motor: U-Anel© - Hélice APC© 3D 9 × 45 R-LH/R-RH.

A Fig. 5.60 apresenta a sexta bateria de teste e representa a resposta do sistema de propulsão para uma combinação do motor Surpass © com o hélice APC © 3D 9 × 45 - R-LH/R-RH.

Nesta, é possível identificar os dois ciclos completos, um iniciando por volta do instante 43,0 s e o outro iniciando por volta do instante 242,0 s, se concretizando respectivamente por volta do instante 53,0 s (primeiro ciclo) e por volta do instante 267,0 s (segundo ciclo).

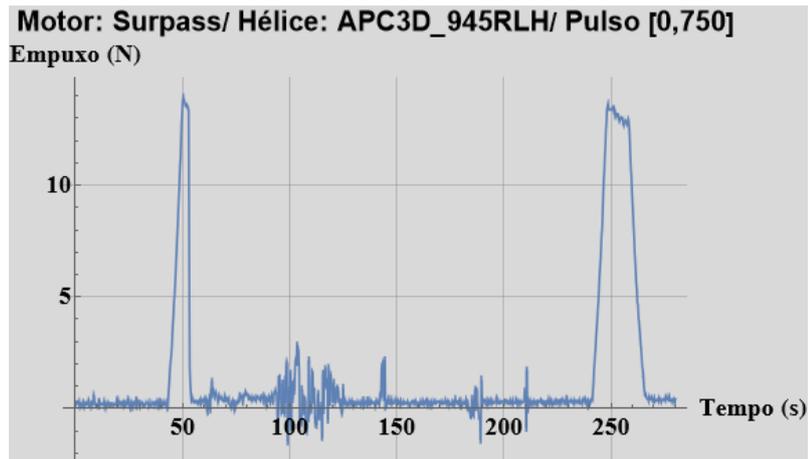


Figura 5.60: Motor: Surpass - Hélice APC© 3D 9 × 45 R-LH/R-RH.

Os valores dos empuxos gerados nos dois ciclos foram muito semelhantes, ficando em torno de 13,5 N em média.

Na Fig. 5.61 é representada a resposta para o sétimo e último teste correspondente ao sistema moto-propulsor composto pelo motor Surpass © e o hélice TMotor© 4D 9 × 4. É possível identificar um único ciclo completo, iniciando por volta do instante 120,0 s e se concretizando por volta do instante 145,0 s. O empuxo máximo gerado nesse teste alcançou cerca de 12,0 N.

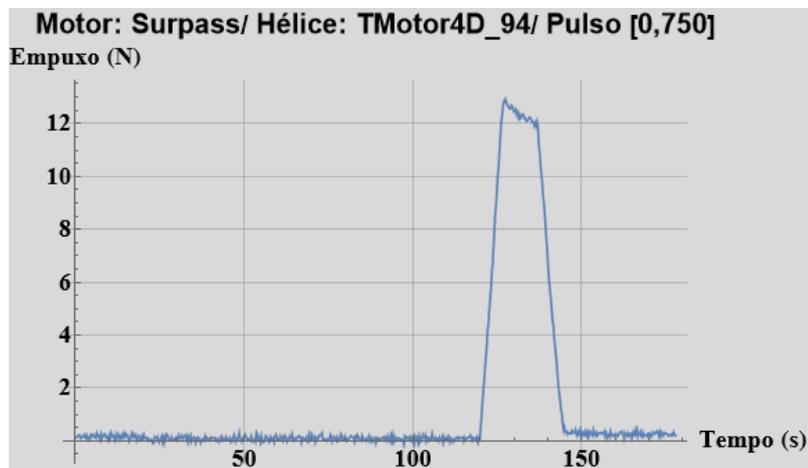


Figura 5.61: Motor: Surpass - Hélice TMotor© 4D 9 × 4.

Os resultados de empuxo máximo desse conjunto de testes de moto-propulsores empreendidos pode ser consolidado e resumido na Tab. 5.6. Nessa tabela é possível verificar que o motor Surpass © foi o que apresentou os melhores resultados e adaptabilidade aos hélices, além de também ser o motor que apresentou o maior empuxo quando comparado com os demais concorrentes.

Para maiores detalhes acerca dos resultados dos testes com os motores

Tabela 5.6: Consolidado dos resultados dos testes dos conjuntos moto-propulsores

Hélice/Motor	Racerstar © BR2205	U-Anel © D2836/6	Surpass © C2836
APC© 3D 5 × 4 R-LH/R-RH	-x-	-x-	4,0 N
APC© 3D 6 × 3 R-LH/R-RH	-x-	-x-	5,0 N
APC© 4D 9 × 44 SFR	9,0 N	-x-	10,5 N
APC© 3D 9 × 45 R-LH/R-RH	-x-	11,5 N	13,5 N
TMotor© 4D 9 × 4	-x-	-x-	12,5 N

e propulsores podem ser acessados no Ap. B.1 e os dados gerados nos testes podem ser acessados no Ap. C.2.

6

Integração do Sistema e Testes do Protótipo

6.1

Introdução

Nesse capítulo estão concentradas as principais atividades de integração e testes do sistema, além de uma descrição dos testes preparatórios de alguns subsistemas antes de serem embarcados, bem como os testes iniciais do protótipo.

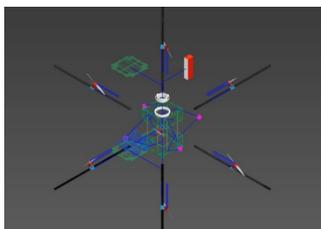
6.2

Integração do Sistema

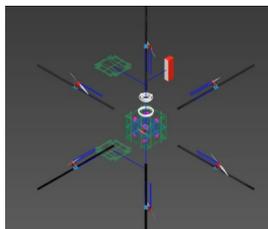
A integração do sistema é a etapa de desenvolvimento em que se concentram as atividades de montagem e adaptação dos diversos componentes.

Em se tratando do projeto em destaque, as referências de conceito e fabricação/montagem podem ser observadas na Fig. 5.28 e do Ap. A.1, e subsidiam a integração do protótipo do sistema.

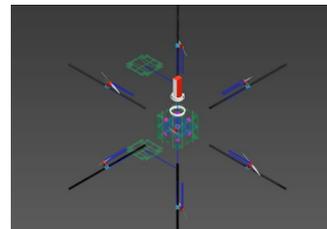
Uma sequência da montagem das componentes da estrutura do VANT pode ser observada na Fig. 6.1.



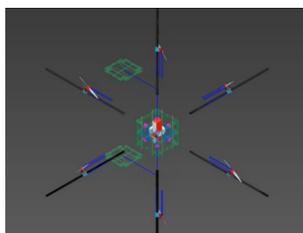
(a) Vista explodida das peças



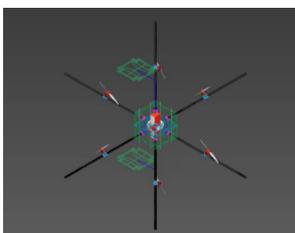
(b) Montagem do núcleo



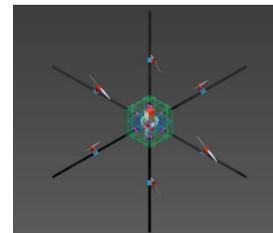
(c) Montagem do adaptador da bateria



(d) Montagem da bateria com adaptador



(e) Instalação das hastes-suportes dos motores



(f) Instalação das tampas de acesso

Figura 6.1: Montagem.

Os procedimentos de integração seguiram itinerários paralelos, onde ocorreram concomitantemente a fabricação de itens por fabricação aditiva, a integração da estrutura e a integração dos circuitos eletro-eletrônicos.

A montagem dos cabos elétricos, usinagem das vigas, ajuste dos pontos de ancoragem, entre outras atividades, seguiram sendo desenvolvidas simultaneamente.

Após a pesquisa, avaliações e seleção dos materiais com os quais o núcleo da estrutura poderia ser contruído e por sua vez a sua fabricação, o núcleo foi montado para verificações dimensionais.

O núcleo é composto por cinco componentes, que, quando integradas, formam um corpo capaz de conter e proteger toda a aviônica embarcada no VANT. Além disso, é pretensão que o núcleo seja capaz de suportar outros aparatos e instrumentos ampliando assim a sua capacidade operacional.



(a) Invólucro do Núcleo



(b) Núcleo



(c) Tampas de acesso

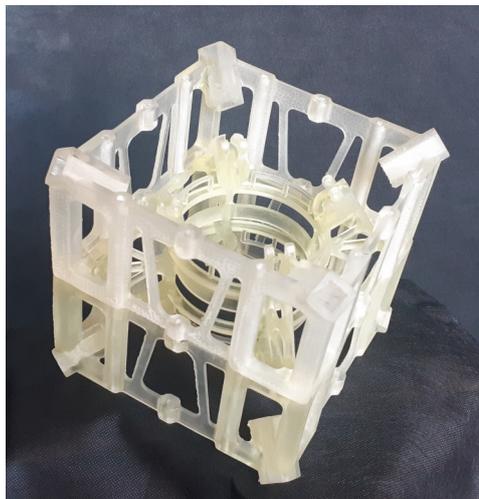
Figura 6.2: Componentes do núcleo.

Os cabos elétricos que alimentam os motores são instalados nas haste-suportes, utilizando o furo longitudinal circular contido na haste-suporte, viabilizando assim a ligação dos motores com o núcleo, onde são conectados aos ESCs.

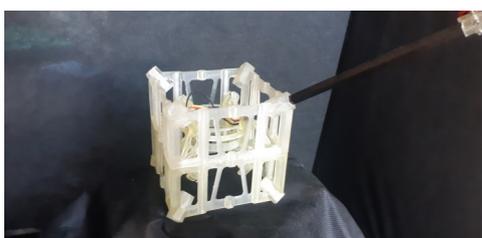
Na Fig. 6.2 é possível verificar as peças componentes do núcleo em separado após a sua fabricação por fabricação aditiva (também conhecida como "impressão 3D"), antes da sua montagem.

Na Fig. 6.2 (b) é apresentado o núcleo, que é a peça a partir da qual todas as demais peças constantes na Fig. 6.2 (a) são montadas, com a sua fixação se dando por parafusos que transpassam o núcleo de resina, o que contribui para

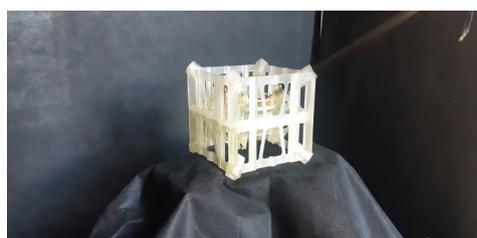
o aumentando da sua rigidez estrutural. Na Fig. 6.3 (a) é apresentado o núcleo montado e verificado.



(a) Núcleo montado e haste



(b) Núcleo montado e haste



(c) Núcleo montado e haste

Figura 6.3: Montagem de verificação.

Após a fase de montagem do núcleo, ocorre a instalação das vigas de suporte dos motores que são fixadas por anéis de pressão e mola na parte interna do núcleo como pode ser observado nas Figs. 6.3, 6.4 e 6.5.

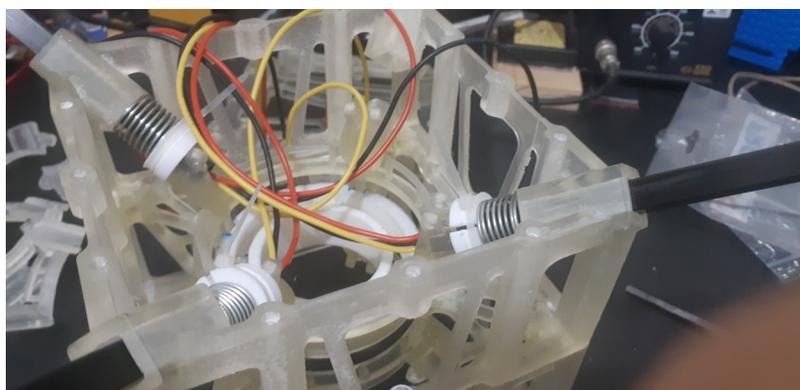
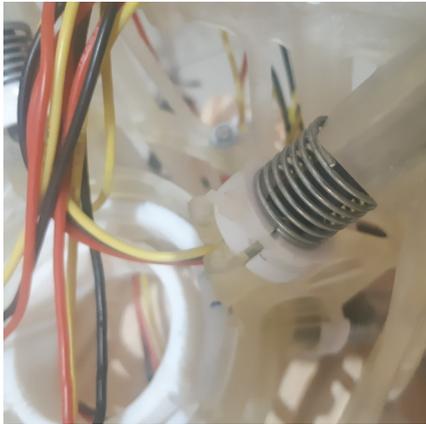


Figura 6.4: Vista dos cabos elétricos e fixação das hastes-suporte.

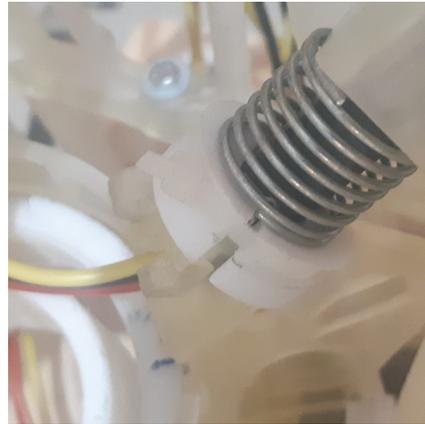
Antes dessa fase, os cabos são instalados nas vigas de suporte dos motores, que possuem uma perfuração longitudinal onde é possível passar os

3 cabos de alimentação dos motores.

Esses cabos são previamente instalados nas hastes-suportes. Uma vez passado os cabos, as hastes-suporte dos motores são instaladas junto ao núcleo e após isso são fixadas com o auxílio de um anel de fixação, como pode ser visto na Fig. 6.5.



(a) Detalhes da fixação da haste



(b) Detalhes da fixação da haste

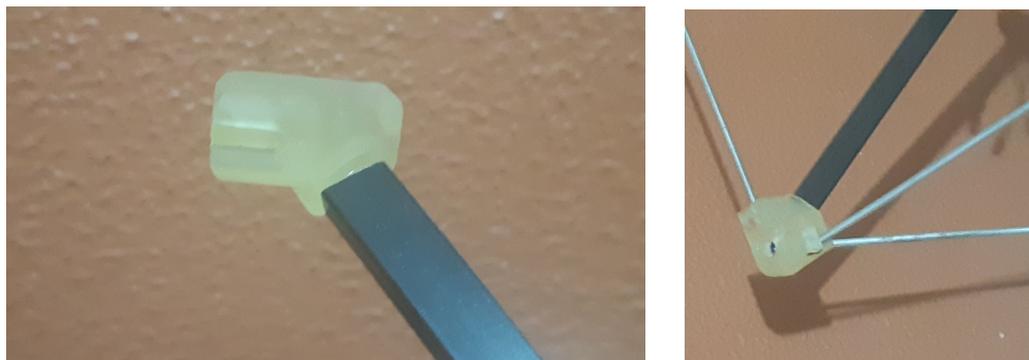


(c) Detalhes da fixação da haste

Figura 6.5: Registro da montagem.

Junto com a instalação dos anéis, como pode ser visto na Fig. 6.5, também são instaladas molas de compressão, cujo objeto é minimizar as folgas e evitar vibrações indesejadas durante as operações de voo do VANT.

Como um dos objetivos do aparato estrutural é manter a integridade estrutural do arranjo prismático/cúbico do protótipo, foi prevista a inclusão de oito peças para instalação de fios de tração (fabricados em aço $\varnothing 0,85$ mm) para o reforço desse arranjo prismático/cúbico do protótipo, conforme observado na Fig. 6.6.



(a) Componente de reforço

(b) Componente de reforço

Figura 6.6: Detalhe do componente do reforço.

Após as conexões dos cabos elétricos de alimentação dos motores com os ESCs e esses com a placa controladora e a bateria, toda a eletrônica é organizada dentro do núcleo montado.



Figura 6.7: Protótipo montado.

Nessa versão do protótipo não há previsão de operação com *link* de rádio, por isso o receptor de sinal de rádio não será incorporado.

Além desses, os sensores de atitude e navegação (ver Fig. 5.32 - Unidade de Medição Inercial) também não serão integrados nessa etapa do desenvolvimento, uma vez que esse estágio é preliminar aos próximos que se seguirão e incluirão a integração de outros sensores e sistemas.

Na Figs. 6.7 e 6.8 é possível observar o protótipo montado em quase a sua totalidade, restando a inclusão de alguns itens e preparativos finais para os teste de voo.



Figura 6.8: Protótipo montado.

Na Fig. 6.9 é possível observar o condicionamento dos itens elétricos e cabeamento, antes da alocação da bateria e da última tampa de acesso.



(a) Vista dos componentes elétricos



(b) Vista dos componentes elétricos

Figura 6.9: Protótipo montado - componentes elétricos.

6.3 Testes do Protótipo

Os testes do protótipo compreenderam os testes preparatórios e os testes de operação básica, cujos objetivos compreendem verificar alguns comportamentos do drone quando em funcionamento.

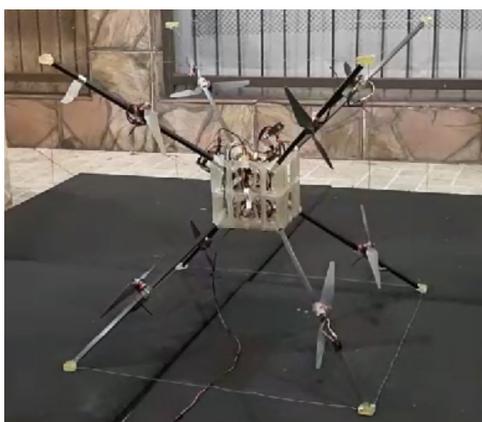
Para os testes preparatórios, o objetivo foi o de subsidiar os demais testes do protótipo, a partir de testes de verificação de operação básica dos motores BLDC.

Os testes preparatórios compreenderam:

- a) Testes dos motores (individuais) utilizando os códigos do Ap. B.1 (b) nas funções correspondentes aos testes motor a motor; e
- b) Testes do conjunto de motores em baixa rotação, utilizando os códigos do Ap. B.1 (b) nas funções correspondentes aos testes com todos os motores com rotações nos sentidos naturais.

Já os testes de operação inicial contemplaram as atividades necessárias para iniciar e manter o voo do protótipo.

Esses testes utilizaram os códigos do Ap. B.1 (b), na funções correspondentes aos empuxos para geração de potencial de movimento na direção "z"(vertical), podendo ser incluídos movimentos adicionais após o de ascensão, como por exemplo o movimento de translação horizontal.



(a) Protótipo pronto para iniciar o teste



(b) Protótipo em teste

Figura 6.10: Protótipo em procedimentos de testes.

Porém, os testes de voo não foram bem sucedidos, apesar das observações se mostrarem promissoras, o protótipo não foi capaz de vencer o próprio peso devido aos motores e hélices disponíveis, como pode ser visto na Fig. 6.10.

Para uma avaliação preliminar da magnitude do empuxo efetivamente gerado, foram realizados outros testes complementares com a plataforma completamente montada e apoiada em uma balança, com a qual foi possível verificar que o empuxo gerado com essa arquitetura atual é capaz de gerar cerca de 18,0 N, dos 27,50 N necessários para iniciar o *Take-off*.

Um outro teste envolveu retirar a bateria e alimentar os motores por meio de cabos elétricos mais cumpridos e com a bateria *offboard*. Essa manobra

também não resultou em êxito do voo pelas mesmas razões dos insucessos dos testes anteriores.

Uma das prováveis causas investigadas, além do problema do peso impreciso do núcleo completo e cabeamentos elétricos, tem relação com os empuxos gerados pelos conjuntos motopropulsores, discutidos na Seção 5.5.

Este conjunto de ensaios permitiram ter um entendimento do comportamento desse aparato, o que permitiu concluir que os motores disponíveis na arquitetura elétrica atual, realmente não são capazes de gerar o empuxo necessário para o voo.

A solução para contornar essa limitação reside em uma avaliação mais criteriosa do conjunto moto-propulsor a ser utilizado, levando em consideração o possível uso de um sistema/circuito elétrico baseado em baterias de seis células, ao invés das corriqueiras baterias de três ou quatro células encontradas em VANTs multirrotores comuns.

Já na linha de ação que envolve a redução de peso, uma alternativa é prospectar meios de fabricação por cura à laser que sejam capazes de construir estruturas mais esbeltas, o que poderia permitir a otimização estrutural do núcleo do VANT com redução de espessuras de paredes estruturais de forma mais significativa, entre outras coisa.

7

Conclusão

7.1

Discussões e Conclusão

Esse trabalho apresentou um projeto, simulação e prototipagem de um VANT multirrotor omnidirecional.

Foram concluídas com sucesso uma extensa revisão bibliográfica do estado da técnica, a proposição da modelagem matemática e a realização de algumas simulações computacionais, realização da seleção de materiais e componentes com o propósito de construir um protótipo funcional, além de alguns testes e provas de conceito.

Com as simulações dos empuxos e da dinâmica foi possível conhecer um pouco do comportamento do sistema, verificando inclusive a alocação de controle e a sua resposta dinâmica para entradas constantes.

Com a análise computacional de um componente crítico da estrutura foi possível validar o emprego das resinas na fabricação de componentes por processos de fabricação aditiva úteis à integração da estrutura do VANT, além de ter sido possível identificar regiões sensíveis da estrutura que carecem de atenção no tocante a maiores solicitações mecânicas.

Outro aspecto relevante é o seu processo de fabricação, que envolve um equipamento composto basicamente por um tanque onde é depositada a resina líquida e onde ocorre o processo de cura à laser para formar o corpo sólido. Na ocasião da verificação da capacidade de fabricação, verificou-se que razões de tamanho de toda a peça com espessuras de paredes estruturais muito esbeltas inferiores a 3,0 mm eram inviáveis de serem fabricadas naquela ocasião, o que justificou a espessura adicional com o propósito de resitir ao processo de cura e pós-cura.

Embora tenham ocorrido dificuldades como a aquisição de itens específicos e integração de componentes tecnológicos complexos, particularmente os relacionados ao *link* de rádio, controladores e sensores, foram alcançados importantes avanços em várias dessas frentes de trabalho, o que enseja na continuidade do seu desenvolvimento.

A massa total do protótipo completamente montado alcançou cerca de 2,80 kg, equivalente a 27,0 N aproximadamente, contra os cerca de 18,0 N gerados pelo conjunto de motores.

Dessa feita, o conjunto de motores disponíveis não se mostrou capaz de

vencer o efeito da gravidade, uma vez que o empuxo gerado por motor é muito baixo para permitir uma resultante satisfatória.

Tal ocorrência demanda esforços adicionais para modificações, aperfeiçoamentos e melhorias, aperfeiçoamentos esses que podem envolver desde a seleção de novos motores BLDC e hélices capazes de gerar maiores empuxos para a operação do VANT, até mesmo uma bateria de seis células ao invés de quatro. Outra modificação que pode ser feita envolve os materiais do núcleo, cujo conceito original pressupõe o uso ostensivo de resina na fabricação do núcleo, podendo ser alterado para um material mais leve e resistente, como por exemplo, o CFRP.



(a) Base para montagem do núcleo versão 4



(b) Proposta do núcleo versão 4

Figura 7.1: Melhorias no núcleo estrutural.

Portanto, apesar dos diversos contratemplos que surgiram durante o desenvolvimento desse trabalho, é possível afirmar que o projeto como um todo logrou parcial êxito, uma vez que a maior parte dos sete objetivos fixados inicialmente foram alcançados.

O conjunto de resultados obtidos se mostram promissores e podem ser considerados satisfatórios para motivar a continuidade do desenvolvimento do projeto que, apesar de ainda não ter logrado êxito no completo voo, forneceu um conjunto amplo de informações e conhecimentos úteis para a sua continuidade e sua conclusão futura.

7.2

Sugestões de Trabalhos Futuros

São sugestões para trabalhos futuros:

- Revisar e avaliar as premissas do projeto e substituição de itens críticos;

- Realizar novos testes de verificação da robustez do protótipo;
- Realizar a integração com *link* de rádio;
- Embarcar outros instrumentos para ampliação da capacidade do protótipo.
- Concluir a construção das bancadas de avaliação de PID e de medição de empuxo;
- Realizar novas simulações de análise estrutural no núcleo, incluindo os novos materiais e conceitos de núcleo, conforme as suas especificações;
- Ampliar os testes com os motores e hélices;
- Investigar as alternativas de minoração do peso total do sistema;
- Realizar mais simulações da dinâmica; e
- Projetar e desenvolver o controle de voo (controle de atitude e de navegação).

A

Desenhos, Esquemas e Diagramas

Nesse apêndice estão consolidados os desenhos técnicos, esquemas e diagramas elaborados durante o desenvolvimento do projeto e do protótipo e que se fazem necessários para uma ampla compreensão do conceito geral do sistema proposto.

A.1

Desenhos

Os desenhos técnicos aqui listados tem por propósito apresentar os principais aspectos geométricos do protótipo estudado e desenvolvido.

No diretório correspondente encontram-se os desenhos para o VANT (A.1.1), Bancada de Testes de Motores (A.1.2) e Corpos de Prova para os Ensaios de Materiais (A.1.3), todos arquivados em formato pdf para fácil acesso.

O acesso ao diretório do repositório com os desenhos pode ocorrer utilizando o "*QR-Code*" na Fig. A.1.



Figura A.1: Apêndice A.1

A.2

Esquemas e Diagramas

Os esquemas e diagramas elaborados tem por finalidade direcionar e orientar a montagem, potenciais retrabalhos e reparos, além de também orientar potenciais ajustes.

Os diagramas estão disponíveis em duas versões de arquivamento: uma em ".png"(A.2.1), sem condições de edição, e a segunda versão em

".vsdx"(A.2.2), para edição. Estes encontram-se separados em dois diretórios dentro do diretório raiz.

Os arquivos com os diagramas podem ser examinados acessando-os no repositório utilizando o "QR-Code" na Fig. A.2.



Figura A.2: Apêndice A.2

B

Rotinas Computacionais

Nesse apêndice estão consolidados as rotinas e códigos computacionais elaborados durante o desenvolvimento do projeto e do protótipo.

Essas rotinas compreendem os códigos para modelagem matemática, simulações e programação de *hardwares*.

B.1

Rotinas computacionais para modelagem, dimensionamentos e simulações

Os códigos desenvolvidos durante o desenvolvimento do trabalho estão nesse repositório.

Nesse repositório estão armazenada as Rotinas de Modelagem, Dimensionamento e Simulações desenvolvidas neste projeto, empregando a linguagem de computação simbólica "Wolfram/Wolfram Mathematica®", com as licenças adquirida para uso pessoal/acadêmico.

A linguagem Wolfram foi utilizada no desenvolvimento deste projeto por ser um pacote de computação simbólica amplo, completo, e com diversas ferramentas matemáticas úteis para o desenvolvimento do projeto.

Uma forma gratuita que pode ser útil na visualização dos resultados pode ser obtida registrando-se no site:

<https://www.wolframcloud.com/>

e utilizando a versão online do Wolfram Cloud.

Para isso, basta copiar o código no repositório e colar no espaço da IDE do site do Wolfram Cloud destinado às implementações e assim computar os resultados.

Outra opção é utilizar a solução *offline* própria da Wolfram. Para acessar essa ferramenta gratuita, em primeiro lugar, acesse o *website*:

<https://www.wolfram.com/engine/>

e realize o download do "*engine*" da Wolfram.

Num segundo momento, após concluir o cadastro no website da Wolfram, acesse o *website*:

<https://www.wolfram.com/wolframscript/>

O repositório pode ser acessado através do "*QR-Code*" na Fig. B.1 (a).

B.2**Códigos para programação de *hardwares***

Os códigos destinados à programação de *hardwares* que foram desenvolvidos durante a execução do trabalho estão nesse repositório e podem ser acessados no seu repositório através do "QR-Code" na Fig. B.1 (b).



(a) Apêndice B.1



(b) Apêndice B.2

Figura B.1: Apêndice B.

C

Dados Experimentais e Relatórios de Testes e de Análises

Nesse apêndice estão consolidados os dados experimentais obtidos durante o desenvolvimento do projeto e do protótipo, compreendendo os dados dos ensaios de materiais e os testes dos conjuntos moto-propulsores.

C.1

Dados dos Ensaios de Materiais

Este repositório armazena o conjunto de dados de materiais para testes de tração e flexão.

O diretório é separado em dois, nomeadamente testes de tração e testes de flexão.

Cada diretório possui sete conjuntos de dados, com dez a doze experimentos cada, relativos a seis tipos de resinas utilizadas em processos de manufatura aditiva.

Estes dados são úteis para avaliar o comportamento mecânico destes materiais. O repositório pode ser acessado através do "*QR-Code*" na Fig. C.1 (a)

C.2

Dados dos Testes com os Motores-Hélices

Nesse apêndice estão concentrados todos os arquivos com os resultados dos testes com os conjuntos moto-propulsores avaliados durante o desenvolvimento.

As grandezas mensuradas foram a rotação e empuxo (força). O repositório pode ser acessado através do "*QR-Code*" na Fig. C.1 (b).

C.3

Relatórios das Análises Estruturais

Nesse apêndice estão consolidados os relatórios das análises estruturais realizadas nos componentes fabricados por processos de fabricação aditiva (Impressão 3D).

Os softwares utilizados nesse conjunto de análises foram tanto o aplicativo para análises de tensões nativo do próprio *software* de modelagem Autodesk Inventor®, quanto um aplicativo *plugin* do Autodesk Inventor® chamado Autodesk Nastran in CAD®, *software* esse destinado à análises baseadas no Método dos Elementos Finitos e que foi utilizado para as AE ou SEE.

Todos os *softwares* utilizados estão licenciados para uso acadêmico pela própria Autodesk®.

O repositório dos relatórios pode ser acessado através do "QR-Code" na Fig. C.1 (c).



(a) Apêndice C.1



(b) Apêndice C.2



(c) Apêndice C.3

Figura C.1: Apêndice C.

D

Dados dos Hélices da APC®

Este subdiretório armazena a base de dados e parâmetros dos hélices fabricados pela APC propellers, e podem ser acessadas em seu site "<https://www.apcprop.com/technical-information/>".

Estes dados e parâmetros estão consolidados no repositório da dissertação e podem ser acessado pelo "*QR-Code*" D.1.



Figura D.1: Apêndice D

E

Referências bibliográficas

ALLENSPACH, M. et al. Design and optimal control of a tiltrotor micro-aerial vehicle for efficient omnidirectional flight. **The International Journal of Robotics Research**, SAGE Publications, v. 39, n. 10–11, p. 1305–1325, ago. 2020. ISSN 1741-3176. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1177/0278364920943654>>.

ARRIBAS, M.; ELIPE, A.; PALACIOS, M. Quaternions and the rotation of a rigid body. **Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy**, Springer Science and Business Media LLC, v. 96, n. 3–4, p. 239–251, out. 2006. ISSN 1572-9478. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1007/s10569-006-9037-6>>.

AUGUSTO, O. et al. **Modelagem Matemática do Conjunto ESC-Motor-Hélice de um VANT Utilizando Identificação de Sistemas**. [S.l.], 2015.

BAIRD, C.; NOKLEBY, S. Autonomous perching of an omni-directional unmanned aerial vehicle. In: **2020 11th IEEE Annual Information Technology, Electronics and Mobile Communication Conference (IEMCON)**. IEEE, 2020. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1109/IEMCON51383.2020.9284825>>.

BAIRD, C. V. F. F. e. N. S. B. Design and development of a next generation omni-directional multirotor. In: **Canadian Committee for the Theory of Machines and Mechanisms, Mechanisms, Machines, and Mechatronics (M3) Symposium (CCToMM)**. [s.n.], 2019. Disponível em: <http://www.cctomm.ca/proceedings-2019_en.php>.

BEARD, R. W.; MCLAIN, T. W. **Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice**. Princeton University Press, 2012. ISBN 9781400840601. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=YqQtjhPUaNEC>>.

BIOPDI. 2023. [Accessed 24-10-2024]. Disponível em: <<https://biopdi.com/mechanical-testing/tensile-testing-machine/>>.

BRESCIANINI, D.; D'ANDREA, R. Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle. In: **2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)**. IEEE, 2016. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1109/ICRA.2016.7487497>>.

BRESCIANINI, D.; D'ANDREA, R. An omni-directional multirotor vehicle. **Mechatronics**, Elsevier BV, v. 55, p. 76–93, nov. 2018. ISSN 0957-4158. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.mechatronics.2018.08.005>>.

CANAL, I. P.; REIMBOL, M. P.; LUFT, C. Motor brushless: modelagem matemática e sua dinâmica. **Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics**, 2017.

CARIÑO, J.; ABAUNZA, H.; CASTILLO, P. Quadrotor quaternion control. In: **2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)**. [S.l.: s.n.], 2015. p. 825–831.

CHEN, Z.; JIA, H. Design of flight control system for a novel tilt-rotor uav. **Complexity**, Hindawi Limited, v. 2020, p. 1–14, mar. 2020. ISSN 1099-0526. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1155/2020/4757381>>.

Chudá, Hana. Universal approach to derivation of quaternion rotation formulas. **MATEC Web Conf.**, v. 292, p. 01060, 2019. Disponível em: <<https://doi.org/10.1051/mateconf/201929201060>>.

CRAIG, R. R.; TALEFF, E. M. **Mechanics of materials**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2020.

DIATONE. **Mamba F40 MK2 4IN1 40A ESC Dshot600 4-6S Electronic Speed Controller** — [diatone.us](https://www.diatone.us). 2024. <<https://www.diatone.us/products/mamba-f40-4in1-esc-mk2-dshot600-4-6s>>. [Accessed 21-05-2024].

DYER, E. **Modelling and Control of an Omni-directional UAV**. Tese (Dissertação (Mestrado em Ciências Aplicada)) — McMaster University, Hamilton - Canada, 2018.

ELETROGATE. **ESC: Características e Funcionamento** — blog.eletrogate.com. 2024. <<https://blog.eletrogate.com/esc-caracteristicas-e-funcionamento/>>. [Accessed 21-05-2024].

EMRAN, B. J.; NAJJARAN, H. A review of quadrotor: An underactuated mechanical system. **Annual Reviews in Control**, v. 46, p. 165–180, 2018. ISSN 1367-5788. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1367578818300932>>.

FERNANDES, J. M. d. M. **Controle inteligente de sistemas subatuados com aplicações em problemas de mecânica do contato**. Tese (Doutorado) — Universidade Federal do Rio Grande do Norte - UFRN, 2017.

GAO, J.; ZHANG, Q.; CHEN, J. EKF-based actuator fault detection and diagnosis method for tilt-rotor unmanned aerial vehicles. **Mathematical Problems in Engineering**, Hindawi Limited, v. 2020, p. 1–12, ago. 2020. ISSN 1563-5147. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1155/2020/8019017>>.

GERE, J.; GOODNO, B. **Mechanics of Materials**. Cengage Learning, 2008. ISBN 9780534553975. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=EaYTLOKbl8UC>>.

GUPTA, G.; ABDALLAH, S. Propeller force-constant modeling for multirotor uavs from experimental estimation of inflow velocity. **International Journal of Aerospace Engineering**, Hindawi Limited, v. 2018, p. 1–10, 2018. ISSN 1687-5974. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1155/2018/9632942>>.

HAMANDI, M. et al. Design of multirotor aerial vehicles: A taxonomy based on input allocation. **The International Journal of Robotics Research**, SAGE Publications, v. 40, n. 8–9, p. 1015–1044, jul. 2021. ISSN 1741-3176. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1177/02783649211025998>>.

HAMAZA, S.; KOVAC, M. Omni-drone: on the design of a novel aerial manipulator with omni-directional workspace. In: **2020 17th International Conference on Ubiquitous Robots (UR)**. IEEE, 2020. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1109/UR49135.2020.9144837>>.

HOWTOMECHATRONICS. **Tutorials Archives** — howtomechatronics.com. 2024. <<https://howtomechatronics.com/category/tutorials/>>. [Accessed 21-05-2024].

ISO, I. S. O. **ISO 527-2:2012 - Plastics — Determination of tensile properties - Part 2: Test conditions for moulding and extrusion plastics**. 2012. <<https://www.iso.org/standard/56046.html>>. [Accessed 10-11-2024].

ISO, I. S. O. **ISO 3167:2014 - Plastics — Multipurpose test specimens**. 2014. <<https://www.iso.org/standard/65105.html>>. [Accessed 10-11-2024].

ISO, I. S. O. **ISO 178:2019 - Plastics — Determination of flexural properties**. 2019. <<https://www.iso.org/standard/70513.html>>. [Accessed 10-11-2024].

ISO, I. S. O. **ISO 527-1:2019 - Plastics — Determination of tensile properties - Part 1: General principles**. 2019. <<https://www.iso.org/standard/75824.html>>. [Accessed 10-11-2024].

JABBARI, H.; ORIOLO, G.; BOLANDI, H. Dynamic ibvs control of an underactuated uav. In: **2012 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO)**. IEEE, 2012. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1109/ROBIO.2012.6491126>>.

JEONG, S.; JUNG, S. A quad-rotor system for driving and flying missions by tilting mechanism of rotors: From design to control. **Mechatronics**, Elsevier BV, v. 24, n. 8, p. 1178–1188, dez. 2014. ISSN 0957-4158. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.mechatronics.2014.09.006>>.

KAMEL, M. et al. The voliro omniorientational hexacopter: An agile and maneuverable tiltable-rotor aerial vehicle. **IEEE Robotics and Automation Magazine**, Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), v. 25, n. 4, p. 34–44, dec 2018.

KANE, T.; LIKINS, P.; LEVINSON, D. **Spacecraft Dynamics**. McGraw-Hill Book Company, 1983. (McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering). ISBN 9780070378438. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=U5tTAAAAMAAJ>>.

KIM, J. **Design control of an omni-direcional quad-rotor**. Dissertação (Dissertação Mestrado em Ciências) — Texas A&M University, Texas - USA, 2017.

KOTARSKI, D.; KASAĆ, J.; DEKOULIS, G. Generalized control allocation scheme for multirotor type of uavs. **Drones—Applications; Dekoulis, G., Ed.; IntechOpen: London, UK**, p. 43–58, 2018.

KOTARSKI, D. et al. Chattering-free tracking control of a fully actuated multirotor with passively tilted rotors. **Transactions of FAMENA**, Faculty of Mechanical

Engineering and Naval Architecture, Univ. of Zagreb, v. 42, n. 1, p. 1–14, abr. 2018. ISSN 1849-1391. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.21278/TOF.42101>>.

LIU, Y.; YU, H. A survey of underactuated mechanical systems. **IET Control Theory & Applications**, Institution of Engineering and Technology (IET), v. 7, n. 7, p. 921–935, maio 2013. ISSN 1751-8652. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1049/iet-cta.2012.0505>>.

LU, K. et al. Extended state observer-based robust control of an omnidirectional quadrotor with tiltable rotors. **Transactions of the Institute of Measurement and Control**, SAGE Publications, v. 43, n. 5, p. 1143–1155, nov. 2020. ISSN 1477-0369. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1177/0142331220966427>>.

MENA, L. et al. Test bench for evaluation of a soft robotic link. **Frontiers in Robotics and AI**, v. 7, 2020. ISSN 2296-9144. Disponível em: <<https://www.frontiersin.org/journals/robotics-and-ai/articles/10.3389/frobt.2020.00027>>.

MERIAM, J.; KRAIGE, L.; BOLTON, J. **Engineering Mechanics: Statics**. Wiley, 2020. ISBN 9781119723516. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=HGZHEAAQBAJ>>.

NELSON, R. **Flight Stability and Automatic Control**. McGraw-Hill, 1989. (Aerospace series). ISBN 9780070462182. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=1YhTAAAAMAAJ>>.

NIGRO, M.; PIERRI, F.; CACCAVALE, F. Preliminary design, modeling and control of a fully actuated quadrotor uav. In: **2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)**. IEEE, 2019. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1109/ICUAS.2019.8798092>>.

NORTON, R. **Projeto de Máquinas - 4ed**. Bookman Editora, 2013. ISBN 9788582600238. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=Hq85AgAAQBAJ>>.

OLIVEIRA, J. C. F. d.; WEBER, H. I. **Raciocinando Dinâmica de Rotação: Bases para o Entendimento Do Movimento de Rotação - Dinâmica Da Rotação de Corpo Rígido - Cinemática Tridimensional**. Independently Published, 2019. ISBN 9781792855702. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=oH74yAEACAAJ>>.

OSCAR. **Understanding ESCs for FPV Drones: How to Choose the Best Electronic Speed Controller - Oscar Liang** — oscarliang.com. 2024. <<https://oscarliang.com/esc/>>. [Accessed 21-05-2024].

RACERSTAR. **RACERSTAR Official Website** — racerstar.com. 2024. <<https://www.racerstar.com/>>. [Accessed 24-10-2024].

RIZZI, C. et al. **Design Tools and Methods in Industrial Engineering: Proceedings of the International Conference on Design Tools and Methods in Industrial Engineering, ADM 2019, September 9–10, 2019, Modena, Italy**. Springer International Publishing, 2019. (Lecture Notes in Mechanical Engineering). ISBN 9783030311544. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=uM2wDwAAQBAJ>>.

SAE, C. M. H. **Polymer Matrix Composites: Guidelines for Characterization of Structural Materials: CMH-17 Volume 1 - Revision H**. SAE International, 2022. (Composite Materials Handbook). ISBN 9781468604962. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=PyCcEAAAQBAJ>>.

SCHUSTER, M. et al. Comparison of design approaches of fully actuated aerial robots based on maximum wrench generation and minimum energy consumption. **IFAC-PapersOnLine**, Elsevier BV, v. 52, n. 15, p. 603–608, 2019. ISSN 2405-8963. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.ifacol.2019.11.742>>.

SEIFRIED, R. **Dynamics of underactuated multibody systems**. 2014. ed. Cham, Switzerland: Springer International Publishing, 2013. (Solid mechanics and its applications).

SHENG, Y.; TAO, G.; BELING, P. Dynamic mutation and adaptive tracking control of omni-directional multirotor systems. In: **AIAA Scitech 2019 Forum**. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019.

STEVENS, B.; LEWIS, F.; JOHNSON, E. **Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems**. Wiley, 2015. ISBN 9781118870983. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=lvhcCgAAQBAJ>>.

SU, J. et al. A multibody model of tilt-rotor aircraft based on kane's method. **International Journal of Aerospace Engineering**, Hindawi Limited, v. 2019, p. 1–10, abr. 2019. ISSN 1687-5974. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1155/2019/9396352>>.

SURPASS. **HOME — surpass-hobby.com**. 2024. <<https://www.surpass-hobby.com/>>. [Accessed 24-10-2024].

U-ANGEL. **U-Angel-1988 Official Store - Amazing products with exclusive discounts on AliExpress — uangel.it.aliexpress.com**. 2024. <https://uangel.it.aliexpress.com/store/1100424387?albagn=888888&&src=google&albch=search&acnt=479-062-3723&isdl=y&aff_short_key=UneMJZVf&albcpr=21526359971&albag=164717901119&slnk=&trgt=dsa-1642801257570&plac=&crea=707748366219&netw=g&device=c&mtctp=&memo1=&albbt=Google_7_search&aff_platform=google&gad_source=1&gclid=Cj0KCQjwveK4BhD4ARIsAKy6pMJ7dQK2_FJZn9B30PP9d8fa-gWiqJC9RJpnQyct5MZEeegiqUrPS0MaAjFWEALw_wcB&gclsrc=aw.ds>. [Accessed 24-10-2024].

WARD, S. **9 best drone business ideas to start right away**. LiveAbout, 2021. Disponível em: <<https://www.liveabout.com/best-drone-business-ideas-4125154>>.

XU, H. et al. Control of a tilting hexacopter under wind disturbance. **Mathematical Problems in Engineering**, Hindawi Limited, v. 2020, p. 1–17, out. 2020. ISSN 1024-123X. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1155/2020/9465153>>.

YANG, Y. Spacecraft attitude determination and control: Quaternion based method. **Annual Reviews in Control**, v. 36, n. 2, p. 198–219, 2012. ISSN

1367-5788. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1367578812000387>>.

YANG, Y. **Spacecraft Modeling, Attitude Determination, and Control: Quaternion-Based Approach**. CRC Press, 2019. ISBN 9780429822131. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=xcyGDwAAQBAJ>>.

YAO, C.; KRIEGLSTEIN, J.; JANSCHKE, K. Modeling and sliding mode control of a fully-actuated multirotor with tilted propellers. **IFAC-PapersOnLine**, Elsevier BV, v. 51, n. 22, p. 115–120, 2018. ISSN 2405-8963. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.ifacol.2018.11.527>>.

ZHENG, P. et al. Tilt-drone: A fully-actuated tilting quadrotor platform. **IEEE Robotics and Automation Letters**, Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), v. 5, n. 4, p. 6845–6852, out. 2020. ISSN 2377-3774. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1109/LRA.2020.3010460>>.