



Universidade Federal de Juiz de Fora Programa de Pós-Graduação em  
Engenharia Elétrica

Vitor Mainenti Leal Lopes

**DESENVOLVIMENTO DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO  
SUPER-ATUADO PARA POUSO, ACOPLAMENTO E MISSÕES EM LINHAS DE  
TRANSMISSÃO DE ENERGIA**

Tese de Doutorado

Juiz de Fora  
2024

**VITOR MAINENTI LEAL LOPES**

**DESENVOLVIMENTO DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO  
SUPER-ATUADO PARA POUSO, ACOPLAMENTO E MISSÕES EM LINHAS DE  
TRANSMISSÃO DE ENERGIA**

Tese apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da Universidade Federal de Juiz de Fora, na área de concentração em Sistemas de Energia, como requisito para obtenção do título de Doutor em Engenharia Elétrica.

Orientador: Prof. Dr. Leonardo de Mello Honório  
Co-orientador: Prof. Dr. Delfim Soares Junior

Juiz de Fora  
2024

Ficha catalográfica elaborada através do programa de geração automática da Biblioteca Universitária da UFJF, com os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

Lopes, Vitor Mainenti Leal.

DESENVOLVIMENTO DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO SUPER-ATUADO PARA POUSO, ACOPLAMENTO E MISSÕES EM LINHAS DE TRANSMISSÃO DE ENERGIA / Vitor Mainenti Leal Lopes. -- 2024.

123 p.

Orientador: Leonardo de Mello Honório

Coorientador: Delfim Soares Junior

Tese (doutorado) - Universidade Federal de Juiz de Fora, Faculdade de Engenharia. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, 2024.

1. Robô inspetor de linha de transmissão de energia. 2. Hexacóptero. 3. Super-atuado. 4. Projeto aeronáutico. 5. Modelagem dinâmica. I. Honório, Leonardo de Mello, orient. II. Soares Junior, Delfim, coorient. III. Título.

**Vítor Mainenti Leal Lopes**

**Desenvolvimento de um veículo aéreo não-tripulado super-atuado para pouso, acoplamento e missões em linhas de transmissão de energia**

Tese apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da Universidade Federal de Juiz de Fora como requisito parcial à obtenção do título de Doutor em Engenharia Elétrica. Área de concentração: Sistemas de Energia Elétrica

Aprovada em 27 de setembro de 2024.

**BANCA EXAMINADORA**

**Prof. Dr. Leonardo de Mello Honório** - Orientador

Universidade Federal de Juiz de Fora

**Prof. Dr. Delfim Soares Junior** - Coorientador

Universidade Federal de Juiz de Fora

**Prof. Dr. André Luis Marques Marcato**

Universidade Federal de Juiz de Fora

**Prof. Dr. Augusto Santiago Cerqueira**

Universidade Federal de Juiz de Fora

**Profa. Dra. Milena Faria Pinto**

Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca



**Prof. Dr. Antônio Paulo Gomes Mendes Moreira**

Universidade do Porto

Juiz de Fora, 22/08/2024.



Documento assinado eletronicamente por **Andre Luis Marques Marcato, Professor(a)**, em 27/09/2024, às 16:49, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Leonardo de Mello Honorio, Professor(a)**, em 27/09/2024, às 16:50, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Delfim Soares Junior, Professor(a)**, em 27/09/2024, às 17:00, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Milena Faria Pinto, Usuário Externo**, em 27/09/2024, às 17:01, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Antônio Paulo Gomes Mendes Moreira, Usuário Externo**, em 27/09/2024, às 17:42, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Augusto Santiago Cerqueira, Professor(a)**, em 30/09/2024, às 11:25, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no Portal do SEI-Ufjf ([www2.ufjf.br/SEI](http://www2.ufjf.br/SEI)) através do ícone Conferência de Documentos, informando o código verificador **1939171** e o código CRC **C115AFC5**.

VITOR MAINENTI LEAL LOPES

**DESENVOLVIMENTO DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO  
SUPER-ATUADO PARA POUSO, ACOPLAMENTO E MISSÕES EM LINHAS DE  
TRANSMISSÃO DE ENERGIA**

Tese apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica da Universidade Federal de Juiz de Fora, na área de concentração em Sistemas de Energia, como requisito para obtenção do título de Doutor em Engenharia Elétrica.

Aprovada em 27 de Setembro de 2024.

BANCA EXAMINADORA:

---

**Prof. Dr. Leonardo de Mello Honório** - Orientador  
Universidade Federal de Juiz de Fora, UFJF

---

**Prof. Dr. Delfim Soares Junior** - Co-orientador  
Universidade Federal de Juiz de Fora, UFJF

---

**Prof. Dr. André Luis Marques Marcato**  
Universidade Federal de Juiz de Fora, UFJF

---

**Prof. Dr. Augusto Santiago Cerqueira**  
Universidade Federal de Juiz de Fora, UFJF

---

**Profa. Dra. Milena Faria Pinto**  
Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, CEFET/RJ

---

**Prof. Dr. António Paulo Gomes Mendes Moreira**  
Universidade do Porto, U.Porto

*Aos meus pais, que sempre me incentivaram na busca por conhecimento...*

## **AGRADECIMENTOS**

Ao meu pai, Humberto, e minha mãe, Heloisa, pela educação, dedicação e base para poder desenvolver meus estudos da melhor forma possível.

À minha esposa, Su, pelo companheirismo e apoio nessa trajetória.

Aos meus irmãos.

A todos os meus familiares pelo incentivo e dedicação durante o período da pós-graduação.

Ao meu orientador, professor Leonardo Honório, e ao meu coorientador, professor Delfim, pela atenção e tempo dedicado ao trabalho.

A todos os amigos do GRIn, pelos bons momentos e ajuda durante todo o processo.

Aos bons amigos, pelo apoio e incentivo no curso e pelos bons momentos durante esses anos.

*“Não há nada permanente, exceto a mudança.”*

(Heráclito - Século VI a. C.)

## RESUMO

Nos últimos anos, novas técnicas de inspeção de linhas de transmissão de energia elétrica foram desenvolvidas com grande possibilidade de melhorar e, em alguns casos, até mesmo substituir os procedimentos tradicionais de inspeção, como o uso de helicópteros e carros. Uma série de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), com asa fixa e/ou rotativa, além de veículos que sobem nas linhas de transmissão de energia elétrica, prometem revolucionar o mercado de inspeção. De forma incipiente, alguns trabalhos apontam para a fusão de algumas tecnologias, como o desenvolvimento de VANTs multi-rotorez com a capacidade de acoplar e se mover sobre a linha de transmissão de energia elétrica. Nessa linha, o trabalho atual é proposto apresentando avanços significativos, tais como a capacidade de controle super-atuado com tilt-rotors, com capacidade de deflexão em ângulo e manutenção dos motores ativos na linha de transmissão de energia elétrica. O trabalho apresenta o projeto, modelagem dinâmica e simulação de um VANT super-atuado capaz de se mover sobre o cabo condutor sem a necessidade de um novo sistema de locomoção para isso. Além disso, a aeronave permite uma resposta mais ágil e a capacidade indispensável para aproximar para o pouso em uma posição arbitrária da linha de transmissão de energia elétrica em vez do ponto mais baixo da catenária (devido à sua capacidade de inclinar os tilt-rotors). Para isso, é apresentado detalhamento de projeto com descrição dos subsistemas, construção de um protótipo e testes de alguns sistemas críticos. Em seguida, a dinâmica do modo normal e a dinâmica do modo acoplado à linha de transmissão são modeladas e simuladas. Os resultados mostraram boa estabilidade e manobras precisas para o modo acoplado à linha de transmissão elétrica e para o modo de voo, sem *overshoots*, capaz de percorrer toda a catenária por meio dos diferentes ajustes das Ações de Controle Real (RCA).

Palavras-chave: Robô inspetor de linha de transmissão de energia. Hexacóptero. Super-atuado. Projeto aeronáutico. Modelagem dinâmica.

## ABSTRACT

In recent years, new techniques for inspecting power transmission lines have been developed with great potential to improve and, in some cases, even replace traditional inspection procedures such as the use of helicopters and cars. A series of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), with fixed and/or rotary wings, as well as vehicles that climb the power transmission line, promise to revolutionize the inspection market. In an incipient way, some works point to the fusion of some technologies, such as the development of multi-rotor UAVs with the ability to dock and move over the power transmission line. In this sense, the current work is proposed presenting significant advances, such as the super-actuated control provided by tilt-rotors, with angle deflection capability and maintenance of active motors on the power transmission line. The work presents the design, dynamic modeling, and simulation of a super-actuated UAV capable of moving over the conductor cable without the need for a new locomotion system for this. In addition, the aircraft allows for faster response and indispensable capability to approach for landing at an arbitrary position on the power transmission line instead of the lowest point of the catenary (due to its ability to rotate the tilt-rotors). To this end, project details are presented with a description of the subsystems, construction of a prototype and tests of some critical systems. Then, the dynamics of the normal flight mode and of the coupled to the power transmission line mode are modeled and simulated. Results showed good stability and precise maneuvers for the coupled to the power transmission line mode and for the flight mode, without overshoots, capable of traversing the entire catenary through different sets of Real Control Actions (RCA).

Keywords: Power transmission line inspector robots. Hexacopter. Over-actuated. Aircraft design. Dynamic modeling.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

1	Fotografia mostrando inspetor sobre a linha de transmissão de energia a dezenas de metros de altura do solo . . . . .	22
2	Imagem mostrando inspetor de linha de transmissão de energia em solo . . . . .	23
3	Fotografia mostrando um veículo terrestre de inspeção . . . . .	23
4	Fotografia mostrando um helicóptero realizando inspeção . . . . .	24
5	Fotografia mostrando um robô escalador realizando inspeção em uma linha de transmissão de energia . . . . .	25
6	Fotografia mostrando um veículo aéreo não tripulado de asa fixa adaptado para inspeção pronto para decolagem . . . . .	26
7	Fotografia mostrando um VANT de asa rotativa . . . . .	27
8	Fotografia mostrando um VANT VTOL de inspeção . . . . .	27
9	Desenho esquemático de um VANT capaz de acoplamento à linha de transmissão . . . . .	28
10	Fotografia mostrando operação de tensionamento dos cabos . . . . .	31
11	Referencial inercial e referencial do corpo da aeronave com referenciais auxiliares . . . . .	36
12	Referencial auxiliar $\mathcal{F}^{v1}$ . . . . .	37
13	Referencial auxiliar $\mathcal{F}^{v2}$ . . . . .	38
14	Referencial fixo ao corpo $\mathcal{F}^b$ . . . . .	39
15	Diagrama mostrando as transformações dos eixos dos sistemas de coordenadas inerciais, $\mathcal{F}^I$ , passando pelos sistemas de coordenadas auxiliares, $\mathcal{F}^{v1}$ e $\mathcal{F}^{v2}$ , até o sistema de coordenadas fixo ao corpo, $\mathcal{F}^b$ . . . . .	39
16	Vista explodida mostrando subsistemas diferenciados por cores: vermelho) subsistema do tilt-rotor, azul) subsistema de acoplamento e verde) subsistema da bateria . . . . .	47
17	Vista em perspectiva do Hexacóptero Tilt-Rotor (HTR) montado mostrando subsistemas diferenciados por cores: vermelho) subsistema do tilt-rotor, azul) subsistema de acoplamento e verde) subsistema da bateria . . . . .	48



18	Desenho esquemático mostrando a realização do acoplamento com erro máximo de aproximação permitido . . . . .	49
19	Vista em detalhe do subsistema de acoplamento com itens indicados: 1)suporte multifuncional, 2)rolete cônico, 3)estrutura tubular do trem de pouso, 4)arco do mancal, 5)rolamento de esferas, 6)servomotor da trava de mau tempo e 7)trava de mau tempo . . . . .	50
20	Desenho esquemático do funcionamento das travas de mau tempo nas condições limites de operação: a) cabo de 5mm, b) cabo de 55mm . . . . .	51
21	Vista em detalhe do suporte da bateria . . . . .	52
22	Desenho esquemático mostrando a deflexão em ângulo do rotor 2 . . . . .	53
23	Detalhes do subsistema de acoplamento em três imagens: a)Vista explodida, b)Vista de conjunto e c) Fotografia do subsistema montado; com itens mostrados na imagem a): 1)tubo de fibra de carbono do braço, 2)servomotor do tilt-rotor, 3)base do servomotor, 4)motor, 5)braço do servomotor, 6)trava do tubo, 7)rolamento, 8)montante do motor e 9)ESC . . . . .	54
24	Exemplo dos dados do ensaio estático . . . . .	55
25	Exemplo de geometria da hélice . . . . .	57
26	Montagem do equipamento de medida com indicação de itens: 1)célula de carga do torque (esq.), 2)célula de carga do torque (dir.), 3)cantoneira estrutural, 4)módulo conversor amplificador HX711, 5)medidor de rotação, 6)sensor ótico, 7)suporte, 8)dobradiças, 9) mastro de alumínio, 10)parafusos M4 e 11)célula de carga da tração . . . . .	58
27	Amplificador (a) e célula de carga (b) . . . . .	59
28	Medidor ótico de rotação (a) e sensor de pressão e temperatura (b) . . . . .	59
29	Equipamento de medida dos parâmetros de propulsão . . . . .	60
30	Gráfico da tração para obtenção de $k_1$ . . . . .	61
31	Gráfico do torque para obtenção de $k_2$ . . . . .	62
32	Fotografia do HTR sobrevoando o cabo da linha de transmissão de energia . .	63
33	Fotografia do HTR pousado sobre o cabo da linha de transmissão de energia	64
34	Ensaio de rolagem realizado, mostrando a amplitude do ângulo de rolagem, $\phi$ , em graus, em função do tempo, em segundos e com amplitude inicial de: a) $\phi_0 = 3.33$ , b) $\phi_0 = 3.53$ , c) $\phi_0 = 2.02$ e d) $\phi_0 = 3.13$ . . . . .	65

35	Disposição dos motores com o sentido de rotação indicado . . . . .	67
36	Manobra usual de movimento para frente efetuada mediante movimento de arfagem negativa; rotores em vermelho indicando aumento de tração e em amarelo indicando redução de tração; seta em azul indica a frente da aeronave . . . . .	69
37	Manobra exclusiva da aeronave super-atuada de movimento para frente efetuada mediante movimento dos tilt-rotors; rotores em vermelho indicando aumento de tração; seta em azul indica a frente da aeronave . . . . .	70
38	Manobra exclusiva da aeronave super-atuada de movimento de guinada para a direita efetuada mediante movimento dos tilt-rotors; rotores em vermelho indicando aumento de tração; seta em azul indica a frente da aeronave . . . . .	71
39	Forças e momentos mostradas em diagrama esquemático da hélice ensaiada em túnel de vento e gráficos das forças e momentos adimensionais em função do avanço vertical adimensional, $A_V$ , e do avanço horizontal adimensional, $A_H$ . . . . .	72
40	Diferentes formas de voo nivelado para frente mostrando as principais forças e momentos envolvidos, A) Tilt-Rotor B) Regular . . . . .	74
41	Visualização do resultado de CFD para voo horizontal com velocidade de 10m/s, A) Tilt-Rotor B) Regular . . . . .	75
42	Resultado da força de arrasto da fuselagem na direção da trajetória e momento de arfagem da fuselagem, ambos obtidos com uso de CFD, linhas vermelhas lidas no eixo da esquerda e linhas azuis lidas no eixo da direita . . . . .	76
43	Comparação da potência de eixo em voo horizontal em relação a potência de eixo em voo pairado para o caso da aeronave tilt-rotor e regular . . . . .	77
44	Movimentação para frente acoplado ao cabo efetuada mediante movimento dos tilt-rotors; rotores em vermelho indicando aumento de tração; seta em azul indica a frente da aeronave . . . . .	79
45	Movimentação para frente com rolagem acoplado ao cabo efetuada mediante movimento dos tilt-rotors; rotores em vermelho indicando aumento de tração; seta em azul indica a frente da aeronave . . . . .	80
46	Imagem indicando as variáveis $c$ e $d$ , distância da base do HTR ao cabo e distância do cabo ao CG respectivamente . . . . .	82
47	Variáveis de controle do HTR, $X_p^b$ e $L_p^b$ no modo de operação conectado à linha de transmissão de energia . . . . .	85

48	Erros entre as soluções lineares simplificadas, para cada condição inicial, e os dados de ensaio a), b), c), d) e a soma destes Erros . . . . .	88
49	Comparação entre o ensaio de rolagem realizado, a solução do modelo não-linear e a solução do modelo linear simplificado, mostrado a amplitude do ângulo de rolagem, em graus, em função do tempo, em segundos, com amplitude inicial de: a) $\phi_0 = 3.33$ , b) $\phi_0 = 3.53$ , c) $\phi_0 = 2.02$ e d) $\phi_0 = 3.13$ . . . . .	89
50	Equilíbrio de forças quando acoplado à linha de transmissão . . . . .	90
51	Estrutura geral do controle da aeronave acoplado à linha de transmissão de energia elétrica . . . . .	93
52	Detalhe mostrando a malha de alto nível e a malha de baixo nível da estrutura de controle da aeronave acoplado a linha de transmissão de energia elétrica . . . . .	94
53	Resultado da simulação mostrando o caminho percorrido pelo HTR ao longo da catenária . . . . .	95
54	Resultado da simulação mostrando o <i>SetPoint</i> comandado e a resposta da posição ( $x$ ) ao longo da catenária, além dos parâmetros de rolagem ( $\phi$ ), arfagem ( $\theta$ ) e as Virtual Control Actions (VCAs) (Força de propulsão e toque de rolagem ao longo do eixo $i^b$ , $X_p^b$ e $L_p^b$ ) . . . . .	96
55	Resultado da simulação mostrando as Real Control Actions (RCAs), ângulos dos servo-motores ( $\gamma_1$ e $\gamma_2$ ) e sinais de propulsão dos motores ( $\delta_{3..6}$ ) . . . . .	97
56	Resultado da simulação mostrando o <i>SetPoint</i> comandado e a resposta da posição <i>Norte</i> , <i>Leste</i> e <i>Altitude (Altura)</i> do HTR, além dos parâmetros de rolagem ( $\phi$ ), arfagem ( $\theta$ ) e guinada ( $\psi$ ) . . . . .	99
57	Resultado da simulação mostrando as VCAs: Força de propulsão para frente e para cima, $X_p^b$ e $Z_p^b$ , toque de rolagem na direção do eixo $i^b$ , $L_p^b$ , toque de arfagem na direção do eixo $j^b$ , $M_p^b$ e toque de guinada na direção do eixo $k^b$ , $N_p^b$ . . . . .	100
58	Resultado da simulação mostrando as RCAs, ângulos dos servo-motores ( $\gamma_1$ e $\gamma_2$ ) e sinais de propulsão dos motores ( $\delta_{3..6}$ ) . . . . .	101
59	Resultado da simulação mostrando o caminho percorrido pelo HTR ao longo da catenária . . . . .	102
60	Resultado da simulação mostrando o <i>SetPoint</i> comandado e a resposta da posição ( $x$ ) do HTR ao longo da catenária, além dos parâmetros de rolagem ( $\phi$ ), arfagem ( $\theta$ ) e as VCAs (Força de propulsão e toque de rolagem ao longo do eixo $i^b$ , $X_p^b$ e $L_p^b$ ) . . . . .	103

61	Resultado da simulação mostrando as RCAs, ângulos dos servo-motores ( $\gamma_1$ e $\gamma_2$ ) e sinais de propulsão dos motores ( $\delta_{3...6}$ ) . . . . .	104
62	Resultado da simulação mostrando a posição do HTR na direção Norte, Leste e Altitude (Altura) . . . . .	105
63	Demonstração de manobra em voo pairado e em descida com ângulo de arfagem, $\theta$ , diferente de zero . . . . .	106
64	Ciclo de Vida do Produto Aeronáutico . . . . .	116
65	Diagrama de tensão de von Mises do suporte do servomotor . . . . .	119
66	Vista de conjunto do subsistema de tilt-rotor . . . . .	120
67	Fabricação dos componentes em impressão 3D . . . . .	121
68	Fotografia do Tilt-Rotor fabricado . . . . .	122
69	Versões do montante do motor com itens indicados: 1) furos de fixação no braço do servomotor, 2) furos de fixação do motor, 3) cubo de alocação do rolamento, 4) abertura para passar fios do ESC, 5) canaleta guia para a passagem dos fios de potência e controle e 6) suporte do ESC . . . . .	123

## LISTA DE TABELAS

1	Variáveis de estado . . . . .	41
2	Ganhos de controle Proporcional (P)-Proporcional, Integral e Derivativo (PID) obtidos para o modo de operação acoplado a linha de transmissão . . . . .	93

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

**GDL** Graus de Liberdade

**PTLIR** *Power Transmission Line Inspector Robots* - Robô Inspetor de Linha de Transmissão de Energia Elétrica

**VANT** Veículo Aéreo Não Tripulado

**CG** Centro de Gravidade

**P** Proporcional

**PID** Proporcional, Integral e Derivativo

**HTR** Hexacóptero Tilt-Rotor

**CEM** Control Effectiveness Matrix

**RCA** Real Control Action

**VCA** Virtual Control Action

## SUMÁRIO

<b>1 INTRODUÇÃO</b>	<b>22</b>
1.1 ESTADO DA ARTE E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA . . . . .	25
1.1.1 PTLIR . . . . .	25
1.1.1.1 <i>Robôs escaldadores</i> . . . . .	25
1.1.1.2 <i>Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs) de asa fixa</i> . . . . .	26
1.1.1.3 <i>VANTs de asas rotativas</i> . . . . .	26
1.1.1.4 <i>VANTs decolagem e pouso vertical</i> . . . . .	27
1.1.1.5 <i>VANTs capazes de acoplamento à linha de transmissão</i> . . . . .	28
1.1.2 PTLIRs híbridos . . . . .	28
1.2 OBJETIVOS . . . . .	30
1.2.1 Objetivos específicos . . . . .	31
1.3 RESULTADOS CIENTÍFICOS ALCANÇADOS . . . . .	32
1.3.1 Publicação concluída em periódico internacional . . . . .	32
1.3.2 Publicação concluída em conferência nacional . . . . .	33
1.3.3 Publicações indiretas concluídas em periódicos internacionais . . . . .	33
1.3.4 Publicação indireta concluída em conferências internacionais . . . . .	34
1.4 ESTRUTURA DO TRABALHO . . . . .	34
<b>2 CONCEITOS PRELIMINARES DE MODELAGEM CINEMÁTICA E DINÂMICA</b>	<b>36</b>
2.1 DEFINIÇÃO DE REFERENCIAIS . . . . .	36
2.1.1 Referencial auxiliar 1: $\mathcal{F}^{v1}$ . . . . .	37
2.1.2 Referencial auxiliar 2: $\mathcal{F}^{v2}$ . . . . .	38
2.1.3 Referencial fixo ao corpo: $\mathcal{F}^b$ . . . . .	39

2.2	DEFINIÇÕES DE CINEMÁTICA . . . . .	40
2.3	DEFINIÇÕES DE DINÂMICA . . . . .	42
2.3.1	Movimento translacional . . . . .	42
2.3.2	Movimento rotacional . . . . .	44
2.4	CONSIDERAÇÕES FINAIS DO CAPÍTULO . . . . .	45
<b>3</b>	<b>HEXACÓPTERO TILT-ROTOR PTLIR HÍBRIDO</b>	<b>46</b>
3.1	SUBSISTEMA DE ACOPLAMENTO . . . . .	49
3.2	SUBSISTEMA DE SUPORTE DA BATERIA . . . . .	51
3.3	SUBSISTEMA DO TILT-ROTOR . . . . .	52
3.4	MOTORIZAÇÃO . . . . .	54
3.4.1	Procedimento para obtenção de parâmetros das Hélices . . . . .	55
3.4.1.1	<i>Coefficiente de tração e coeficiente de potência</i> . . . . .	55
3.4.1.2	<i>Geometria da hélice</i> . . . . .	56
3.4.1.3	<i>Figura de Mérito: FM</i> . . . . .	57
3.4.2	Equipamento de Medida dos Parâmetros de Propulsão . . . . .	58
3.4.2.1	<i>Projeto do Equipamento de Medida</i> . . . . .	58
3.4.2.2	<i>Construção do Equipamento de Medida</i> . . . . .	60
3.4.3	Ensaio Propulsivos para obtenção de $k_1$ e $k_2$ . . . . .	61
3.5	MONTAGEM DO PROTÓTIPO . . . . .	62
3.6	ENSAIO DE ROLAGEM DO HTR CONECTADO AO CABO . . . . .	63
3.7	CONSIDERAÇÕES FINAIS DO CAPÍTULO . . . . .	65
<b>4</b>	<b>MODELAGEM CINEMÁTICA E DINÂMICA DO HTR HÍBRIDO</b>	<b>67</b>
4.1	CARACTERÍSTICA PROPULSIVA DO HTR . . . . .	67
4.2	ESTRATÉGIAS DE ATUAÇÃO EM MANOBRA . . . . .	68
4.2.1	Estratégias de atuação de manobra em voo . . . . .	68
4.2.1.1	<i>Comparação de desempenho em voo nivelado para frente</i> . . . . .	71
4.2.2	Estratégias de atuação de manobra acoplado à linha . . . . .	78



4.3	ANÁLISE DE FORÇAS E MOMENTOS PROPULSIVOS . . . . .	80
4.4	HTR TILT-ROTOR EM MODO DE VOO . . . . .	82
4.5	MODO ACOPLADO À LINHA DE TRANSMISSÃO DE ENERGIA . . . . .	85
4.5.1	Modelo de rotação em torno do eixo $i^b$ . . . . .	86
4.5.2	Modelo de translação ao longo do eixo $i^b$ . . . . .	89
4.6	CONSIDERAÇÕES FINAIS DO CAPÍTULO . . . . .	91
<b>5</b>	<b>RESULTADOS E ANÁLISES DE SIMULAÇÃO</b>	<b>92</b>
5.1	MALHA DE CONTROLE . . . . .	92
5.2	RESULTADO DA SIMULAÇÃO CONECTADO A LINHA DE TRANSMISSÃO	94
5.3	RESULTADO DA SIMULAÇÃO DE VOO E POUSO SOBRE A LINHA . . . . .	98
5.4	CONSIDERAÇÕES FINAIS DO CAPÍTULO . . . . .	105
<b>6</b>	<b>CONCLUSÃO</b>	<b>108</b>
6.1	NÍVEIS DE PRONTIDÃO DE TECNOLOGIA . . . . .	109
6.2	TRABALHOS FUTUROS . . . . .	110
	<b>Referências</b>	<b>111</b>
	<b>Apêndice A - FILOSOFIA DE PROJETO</b>	<b>116</b>
	<b>Apêndice B - PROJETO E FABRICAÇÃO</b>	<b>119</b>

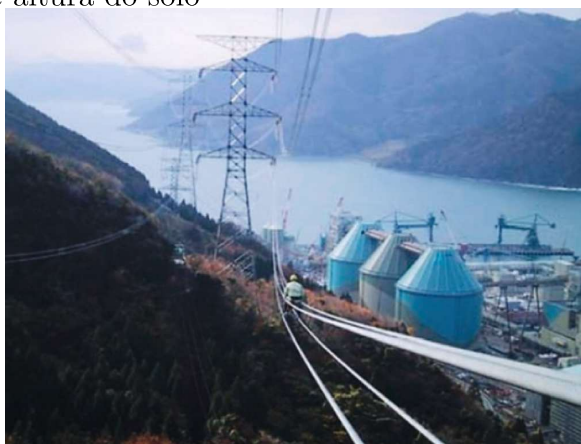
## 1 INTRODUÇÃO

A energia elétrica disponível nas residências para usuários domésticos, instalações comerciais e industriais faz parte de um grande sistema elétrico, indispensável na economia moderna. Muitas vezes o usuário final nem tem conhecimento da complexidade da infraestrutura de geração, transmissão e distribuição de energia que suporta os mais variados tipos de equipamentos em operação [1].

A transmissão de energia normalmente se estende por milhares de quilômetros através de vegetação e clima variados. Como consequência, coloca os cabos de alta tensão e outros componentes de transmissão em condições muito severas que podem resultar em corrosão, falha por fadiga e danos causados por raios [2].

Nesse contexto, as inspeções de rotina seguidas de manutenções preventivas e preditivas tornam-se indispensáveis, pois resultam em grande economia ao evitar interrupções não planejadas no fornecimento de energia [3, 4].

Figura 1: Fotografia mostrando inspetor sobre a linha de transmissão de energia a dezenas de metros de altura do solo



Fonte: Debenest et al. [5]

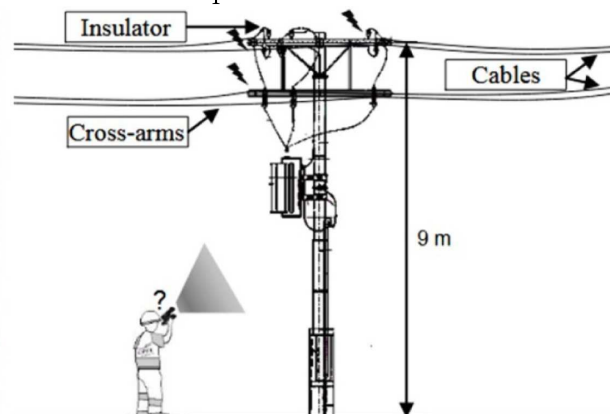
As inspeções tradicionais de linhas de transmissão de energia têm várias abordagens:

- Escalador de linha de transmissão – Trata-se de uma pessoa muito bem treinada e habilidosa, capaz de escalar ao longo da linha identificando falhas e executando

manutenção de rotina (Figura 1). Ainda é utilizada em boa parte do mundo, mas o risco para o operário é imenso e o trabalho muito exaustivo e desgastante [5].

- Inspetor de linha em solo – Um operário munido de equipamento ótico faz a inspeção da linha de transmissão elétrica a pé (Figura 2). Essa abordagem é muito lenta e há limitação no ângulo de visada do inspetor [6].

Figura 2: Imagem mostrando inspetor de linha de transmissão de energia em solo



Fonte: Adaptado de Finotto et al. [6]

- Inspeção com veículo terrestre – Nesta modalidade existem diversas variantes, a mais comum é o emprego de elevador mecânico acoplado ao veículo para que o inspetor de linha se aproxime da linha para executar a inspeção e possível manutenção (Figura 3). Apesar de bastante preciso esse método também é muito perigoso e lento.

Figura 3: Fotografia mostrando um veículo terrestre de inspeção



Fonte: Alhassan et al. [1]

- Inspeção com helicóptero – Um inspetor munido de uma câmera a bordo de um helicóptero realiza as inspeções na linha de transmissão de energia (Figura 4). Esse método é rápido e efetivo, no entanto tem elevado custo e requer pessoal altamente treinado, como piloto e inspetor [7].

Figura 4: Fotografia mostrando um helicóptero realizando inspeção



Fonte: Sampedro Pérez et al. [8]

Estas técnicas tradicionais de inspeção são amplamente utilizadas, mas é cada vez mais difícil contratar e formar pessoal qualificado para este tipo de trabalho [9]. Se fiscalizações mais intensivas fossem feitas a um custo menor, o risco de interrupções seria reduzido, trazendo grande benefício econômico para as distribuidoras de energia elétrica [10] e para os consumidores [11].

## 1.1 ESTADO DA ARTE E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Novas técnicas de inspeção de linhas de transmissão vêm sendo desenvolvidas ao longo dos últimos anos com grande possibilidade de aprimorar e, em alguns casos, até mesmo substituir tradicionais técnicas de inspeção por helicóptero e carros.

### 1.1.1 PTLIR

Robôs de inspeção de linha de transmissão elétrica, do inglês “Power Transmission Line Inspector Robots (PTLIR), são robôs que podem ser autônomos ou controlados remotamente e possuem grande variedade de modalidade e aplicação, envolvendo baixo custo, fácil treinamento de pessoal qualificado para operação e baixo risco para os inspetores. Nas subseções a seguir são brevemente descritos os principais equipamentos robôs de inspeção de linhas de transmissão de energia elétrica.

#### 1.1.1.1 ROBÔS ESCALADORES

São capazes de se locomover acoplados às linhas de transmissão fazendo inspeção, pequenos reparos e instalando equipamentos de medição (Figura 5). Esses equipamentos vêm sendo utilizados em larga escala nas últimas décadas e tem sido foco de diversas pesquisas. A principal dificuldade de sua operação é a transposição de obstáculos inerentes à linha de transmissão, como espaçadores, amortecedores, bolas de sinalização aeronáutica, isoladores e torres [12].

Figura 5: Fotografia mostrando um robô escalador realizando inspeção em uma linha de transmissão de energia



Fonte: Pouliot et al. [13]

### **1.1.1.2 VEÍCULOS AÉREOS NÃO-TRIPULADOS (VANTS) DE ASA FIXA**

São como pequenos aviões e sua configuração pode variar enormemente, os mais comuns são configuração convencional, dual boom e asa voadora (Figura 6). Em geral são usados para fazer inspeção de grandes áreas. Como a velocidade de voo é relativamente alta e não são capazes de fazer voo pairado (como o helicóptero) tem dificuldade de fazer investigação de detalhes pois, em geral fazem passagens rápidas sobre o alvo [14] [15]. São muito úteis para monitorar áreas com crescimento de vegetação na proximidade das linhas de transmissão, verificando assim a necessidade de poda.

Figura 6: Fotografia mostrando um veículo aéreo não tripulado de asa fixa adaptado para inspeção pronto para decolagem



Fonte: Li et al. [16]

### **1.1.1.3 VANTS DE ASAS ROTATIVAS**

Talvez seja o tipo mais frequente de aplicação de robôs na inspeção aérea de linhas de transmissão [1]. Como são capazes de fazer voo pairado e podem voar bem próximos das linhas de transmissão podem fazer inspeções mais minuciosas dando a volta na linha para captar imagens em diversos ângulos. Podem possuir configuração de apenas um rotor principal e um rotor de cauda, como os helicópteros, ou podem ser multi-rotoreiros (Figura 7). Entre os multi-rotoreiros os mais usados são os quadricópteros e hexacópteros movidos à bateria devido a sua versatilidade e facilidade construtiva [17]. Apesar de serem capazes de realizar inspeções mais detalhadas que os VANTS de asas fixas, estes cobrem a área com menor velocidade, bem como, fazem uso extensivo de baterias com necessidade de muitos pousos e decolagem para troca desses componentes [18].

Figura 7: Fotografia mostrando um VANT de asa rotativa



Fonte: Autor

#### **1.1.1.4 VANTS DECOLAGEM E POUSO VERTICAL**

Também chamados de VANTs VTOL, do inglês *Vertical Take-Off and Landing*, este tipo de aeronave combina as qualidades dos dois tipos de VANTs anteriores ao custo de significativo aumento na complexidade de projeto, alocação de sistemas, estabilidade e controle, esse último torna-se bastante mais complexo principalmente durante a fase de transição de voo [19]. A capacidade de pouso e decolagem vertical facilita muito sua operação quando comparado com uma aeronave de asa fixa convencional. É capaz de cobrir grandes distâncias com agilidade a um baixo custo energético e, quando identifica um possível dano, é capaz de transicionar para voo pairado para uma inspeção mais minuciosa (Figura 8).

Figura 8: Fotografia mostrando um VANT VTOL de inspeção



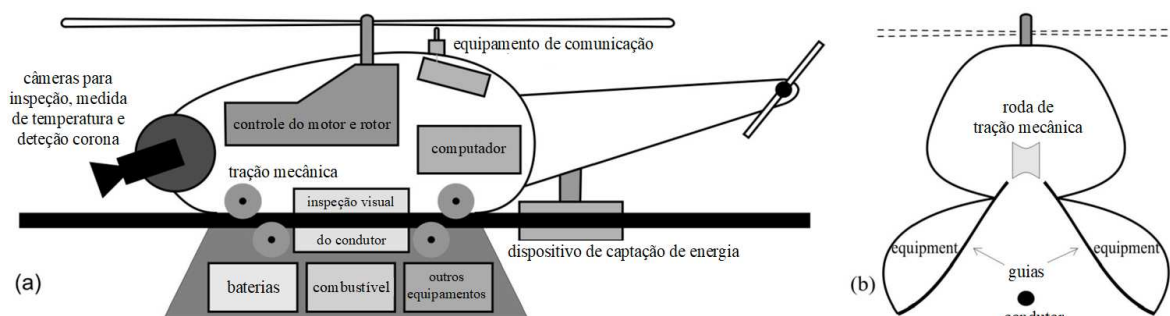
Fonte: Autor



### 1.1.1.5 VANTS CAPAZES DE ACOPLAMENTO À LINHA DE TRANSMISSÃO

Também conhecidos como PTLIRs híbridos. São projetados com a fusão de tecnologias e habilidades dos VANTs de asas rotativas com as dos robôs escaladores (Figura 9). Alguns primeiros estudos foram realizados com plataformas multi-rotorez adaptadas para ter a capacidade de se conectarem e se deslocarem na linha de transmissão [20] [21] [22] [23] [24] [25]. A concepção e forma de acoplamento à linha de transmissão ainda variam muito sem que uma melhor abordagem esteja bem definida no momento.

Figura 9: Desenho esquemático de um VANT capaz de acoplamento à linha de transmissão



Fonte: Adaptado de Katrasnik et al. [26]

### 1.1.2 PTLIRS HÍBRIDOS

Sob esse pano de fundo é possível visualizar um panorama do mercado de inspeção de linhas de transmissão de energia e as novas frentes de pesquisa, principalmente no setor de inspeção autônoma. O último item, *Power Transmission Line Inspector Robots* - Robô Inspetor de Linha de Transmissão de Energia Elétrica (PTLIR) híbrido é um vasto campo a ser explorado em novos projetos, sendo o principal tema discutido a seguir.

Embora os PTLIRs com capacidades de escalar e se deslocar na linha tenham feito progressos significativos nas últimas décadas, eles ainda devem lidar com algumas limitações que reduzem sua operação prática, como a superação de grandes obstáculos como torres de alta tensão [27]. Além disso, sempre estarão limitados pela dificuldade de colocar e retirar o robô da linha de transmissão de energia elétrica [20].

Por outro lado, Veículo Aéreo Não Tripulado (VANTs) tradicionais de asa fixa são amplamente utilizados para fotografia aérea, segurança, mapeamento e inspeções de grandes áreas [28, 14]. Muitos estudos e aplicações com VANTs de asas rotativas foram desenvolvidos para inspeções mais detalhadas [29]. Este último tem um custo de energia considerável ao pairar. Além disso, quando utiliza a configuração de rotor principal e de cauda, eles tendem a



ser grandes e complexos para operar.

Em relação aos quadricópteros e hexacópteros convencionais, eles possuem tempo de voo limitado, geralmente, algo em torno de 25 min de tempo máximo de voo [30]. Apesar disso, essas configurações têm se tornado cada vez mais populares em aplicações de inspeção de todos os tipos, inclusive para linhas de transmissão, pois tendem a ser fáceis de construir e operar.

De forma incipiente, alguns trabalhos apontam para a fusão de algumas dessas tecnologias citadas acima. Os principais desenvolvimentos são de VANTs de asas rotativas multi-rotoros com capacidade de se conectar e mover acoplado na linha de transmissão.

O primeiro trabalho relatado em um artigo científico foi o de Katrasnik *et al.* [26], que descreve uma arquitetura básica de um PTLIR híbrido. Propôs um VANT semelhante a um helicóptero com a maioria de seus subsistemas no trem de pouso para permitir estabilidade passiva quando conectado à linha de transmissão de energia, como pode ser visualizado na Figura 9. Posteriormente, esses mesmos autores publicaram mais detalhes em [31], mas não há menção a um protótipo que tenha sido projetado ou construído.

Um protótipo de robô híbrido foi projetado e construído usando uma plataforma de drone DJI MATRICE 100 com um ajuste de baricentro e com a adição de um novo trem de aterrissagem [21]. Este primeiro protótipo, com um peso de 4,235 Kg, foi criado para efetuar pouso sobre o fio de aterramento da parte superior das torres da linha de transmissão de energia elétrica, onde a roda dianteira tracionada conduz o protótipo ao longo do fio, e sempre que é preciso sobrepassar uma torre, faz um pequeno voo para ultrapassar o obstáculo. Este pequeno PTLIR, adequado para pouso em cabo de pequeno calibre, mostrou que este tipo de operação levou a uma redução significativa no consumo de energia devido ao tempo de operação em movimento no cabo. Ele também apontou que muito trabalho ainda precisa ser feito para otimizar o pouso no cabo e a operação em condições de vento, especialmente no caso de situações de cabo trêmulo. Esses problemas podem ser resolvidos por um mecanismo de pouso e acoplamento mais robusto.

Alguns outros autores descrevem pesquisas aprimorando o mecanismo de acoplamento, realizando simulações de componentes por métodos de elementos finitos [23] e modelagem dinâmica do PTLIRs híbridos [22]. Este último utiliza uma metodologia diferente para conectá-lo à linha de transmissão de energia, onde o mecanismo de acoplamento é colocado no topo do VANT e a aproximação para o acoplamento é feita vinda por baixo do cabo. Este mesmo método de acoplamento é usado por Iversen *et al.* [20], que descreve a aproximação VANT e a instalação de unidades de sensores no cabo. O mecanismo de acoplamento no topo do PTLIRs tem a vantagem de ter sempre uma condição estável quando conectado à linha de transmissão de energia, não sendo necessário alocar o centro de gravidade da aeronave

em uma posição mais baixa. Por outro lado, adiciona mais complexidade ao mecanismo de acoplamento e uma aproximação mais difícil ao cabo. Outra desvantagem dessa estratégia foi apontada por Skriver *et. al.* [3], que descreve possíveis falhas durante a operação abaixo de uma linha de energia aérea energizada.

Enquanto isso, um PTLIR híbrido mais avançado foi projetado pela Hydro-Québec [24, 25], que visava pousar e se deslocar sobre os condutores da linha de energia com uma tensão nominal de 315 a 735kV com seu diâmetro variando de 19 a 35mm. Este PTLIR pesa 14kg sem carga paga. Este projeto comercial tem uma arquitetura geral semelhante ao PTLIR que será apresentado nesta pesquisa atual, Capítulo 3, com um baixo centro de gravidade proporcionando estabilidade natural no fio. Na conclusão do artigo, [25] é indicado para trabalhos futuros testes de aterrissagem em um cabo não horizontal, ou seja inclinado. Um ângulo mais realista do cabo durante o pouso no campo mede cerca de 10 a 12 graus. Isso deve ser uma tarefa difícil, pois este PTLIR tem uma configuração de dois roletes como mecanismo de acoplamento. Para facilitar a tarefa, a aproximação para pouso deve ser feita com um ângulo de inclinação semelhante ao ângulo de inclinação do cabo proporcionando um pouso mais suave. Assim, o Capítulo 3 irá propor um novo PTLIR para lidar com o pouso em um cabo inclinado devido à sua capacidade de super-atuação.

## 1.2 OBJETIVOS

Durante a fase de construção da linha de transmissão de energia, muitas são as tarefas que podem ser executadas por uma aeronave do tipo PTLIRs híbrida, como: colocação do cabo guia primário [32] [33], mapear as condições do terreno, acompanhar a obra e inspecionar a linha de transmissão de energia recém-construída para encontrar danos no condutor que possam ter sido causados pelo grande estresse local durante a construção [34].

Na fase de construção, o condutor passa por um conjunto de roldanas que podem danificar o condutor (como pode ser observado na Figura 10), o que impactará em sua durabilidade de operação [35]. Embora existam pesquisadores propondo novos modelos de equipamentos de encordoamento que propõe evitar o dano no condutor [36], estes ainda requerem testes em campo para comprovar a eficácia. Mesmo realizando modelagens e experimentos para avaliar as tensões, cargas de tração e atrito do condutor que passa pela polia, ainda há relativamente poucas pesquisas sobre esses assuntos [34, 37].

Nesta perspectiva, este trabalho visa explorar a combinação das tecnologias incipiente de drones super-atuados com a capacidade de pouso e decolagem em linhas de transmissão de energia solucionando alguns dos desafios levantados nesse Capítulo, como por exemplo, a capacidade de aproximação para pouso com ângulo de atitude (ângulo de arfagem em relação ao solo) diferente de zero. Desta forma, tem o objetivo de apresentar um novo projeto de

Figura 10: Fotografia mostrando operação de tensionamento dos cabos



Fonte: Oscar [36]

VANT Hexacóptero Tilt-Rotor (HTR) PTLIR Híbrido para monitorar a fase de encordoamento e também, logo após a construção, para que possa executar inspeções nos cabos enquanto estiver acoplado à linha de transmissão de energia ainda não eletrificada. A utilização do VANT possibilita a identificação de possíveis danos devido ao grande estresse local gerado durante a implantação do condutor sem a preocupação de abordar nesse trabalho aspectos de blindagem eletromagnéticas que seria essencial caso se queira executar inspeção em uma linha de transmissão de energia já eletrificada com alta tensão.

### **1.2.1 OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

Nessa linha se propõe o atual trabalho com importantes contribuições aos PTLIRs híbridos, como a capacidade de controle super-atuada, com o desacoplamento entre o ângulo de atitude da aeronave e o deslocamento horizontal para frente ou para trás (desacoplando assim esses dois graus de liberdade do ponto de vista do controle), bem como a manutenção de motores ativos sobre a linha de transmissão. O controle super-atuado possibilita maior capacidade de resposta à aeronave que pode superar adversidades ambientais mantendo a segurança próxima as linhas de transmissão além de ser indispensável para proporcionar o desacoplamento desses dois graus de liberdade mencionados. A manutenção da atividade dos motores durante o período em que a aeronave está acoplada à linha, além de possibilitar o controle de rolagem sobre a linha, também pode ajudar o equilíbrio da aeronave em eventuais rajadas de vento. E os motores ativos ainda podem proporcionar capacidade de deslocamento sobre a linha sem a necessidade de um novo sistema de locomoção para isso, bastando inclinar os motores com capacidade de deflexão em ângulo (tilt-rotors).

O projeto, desenvolvimento e simulação do VANT super-atuado capaz de pousar em linha de transmissão deverá satisfazer os seguintes requisitos:

- Fazer voo pairado seguro próximo ao ponto de inspeção com a carga paga de câmeras e sensores;
- Capaz de pairar estático e descer em um ângulo de inclinação variável (atitude). Permite que a aeronave se ajuste ao ângulo da catenária local, proporcionando um pouso seguro no cabo da linha de transmissão;
- Alta manobrabilidade de voo, principalmente ao se aproximar da linha de transmissão de energia;
- O equipamento deve acoplar a uma linha de alta tensão que pode ter uma certa variação no calibre. Para este projeto foram considerados calibres variando de 5mm até 55mm;
- A aeronave deve se manter estável quando acoplada a linha;
- O sistema deve permitir o deslocamento longitudinal da aeronave quando acoplada a linha com mínimo atrito;
- O sistema deve permitir acoplamento mesmo com um certo erro de aproximação da aeronave;

O custo de projeto, bem como, o custo de operação deverão ser minimizados, propondo, desta forma, uma filosofia de projeto de solução mínima.

### ***1.3 RESULTADOS CIENTÍFICOS ALCANÇADOS***

As contribuições científicas proporcionadas por este trabalho até a presente data, contando com artigos em periódicos internacionais, artigos em conferências internacionais e nacionais, estão listadas a seguir.

#### ***1.3.1 PUBLICAÇÃO CONCLUÍDA EM PERIÓDICO INTERNACIONAL***

A publicação abaixo indicada descreve em detalhes todos os subsistemas da aeronave hexacóptero super-atuada capaz de pousar e se locomover sobre o cabo da linha de transmissão de energia elétrica desenvolvida neste trabalho. Esta apresenta a modelagem cinemática e dinâmica para modo voo normal e modo de operação acoplado ao cabo, apresentando as respectivas matrizes de efetividade de controle, bem como relata sobre a estrutura de controle

para ambos os modos de voo e se aprofunda no controle de modo de operação acoplado, executando simulações que demonstram a viabilidade do projeto.

Vitor Mainenti Leal Lopes, Leonardo M. Honório, Murillo F. Santos, Antônio A. N. Pancoti, Mathaus F. Silva, Lucas F. Diniz, and Paolo Mercorelli. **"Design of an Over-Actuated Hexacopter Tilt-Rotor for Landing and Coupling in Power Transmission Lines"** - Drones 7, no. 6: 341, 2023. <https://doi.org/10.3390/drones7060341>

### ***1.3.2 PUBLICAÇÃO CONCLUÍDA EM CONFERÊNCIA NACIONAL***

A publicação descreve o desenvolvimento da bancada de testes utilizada na Seção 3.4 com a possibilidade de uso futuro em um escopo ainda maior, como, por exemplo, o uso de motores contra-rotativos montados sobre o mesmo eixo. A bancada é capaz de comportar dois grupos motopropulsores, instrumentando e aferindo os parâmetros de tração, rotação, corrente, tensão e torque, além de realizar o acionamento remoto dos motores e registro automatizado dos dados.

Antônio Alencar Nogueira Pancoti, Edvaldo Soares Araújo Neto, Leonardo de Mello Honório, Rafael Grande Pancini Delmonte, Vitor Mainenti Leal Lopes. **Desenvolvimento de uma Bancada para Testes de Propulsão Aérea Contra-Rotativa.** - XXIX Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica, 2023.

### ***1.3.3 PUBLICAÇÕES INDIRETAS CONCLUÍDAS EM PERIÓDICOS INTERNACIONAIS***

Uma publicação em periódico internacional foi obtida em pesquisa correlata ao presente trabalho, usando alguns conceitos bastante similares de propulsão com tilt-rotors aplicados a uma embarcação autônoma:

Bruno A. Regina, Leonardo M. Honório, Antônio A. N. Pancoti, Mathaus F. Silva, Murillo F. Santos, Vitor M. L. Lopes, Accacio F. Santos Neto, and Luis G. F. Westin. **"Hull and Aerial Holonomic Propulsion System Design for Optimal Underwater Sensor Positioning in Autonomous Surface Vessels"** - Sensors 21, no. 2: 571, 2021. <https://doi.org/10.3390/s21020571>

Uma segunda publicação utilizando conceitos propulsivos aéreos similares aos mencionados na publicação anterior são aplicados neste trabalho apresentando extensiva simulação e resultados.

Tiago T. Ribeiro, Bianca F. Silva, Henrique N. Poleselo, Vinicius F. Vidal, Vitor M. L. Lopes,

Mathaus F. Silva, Edvaldo S. A. Neto, Andre G. S. Conceicao, Leonardo M. Honório. **"A Novel Integrated Architecture to X-in-the-loop Simulation applied to ASV Navigation"** - Robotica, Cambridge University Press, 2024. <https://doi.org/10.1017/S026357472400153X>

### **1.3.4 PUBLICAÇÃO INDIRETA CONCLUÍDA EM CONFERÊNCIAS INTERNACIONAIS**

Também na linha do uso de propulsão aérea para a locomoção de embarcação autônoma, duas novas publicações foram obtidas utilizando os estudos e métodos descritos na Seção 3.4.

Vitor Mainenti Leal Lopes, Leonardo de Mello Honório, Murillo Ferreira dos Santos, Paolo Mercorelli, Edvaldo Soares Araújo Neto, Rodolfo Almeida Machado. **"Project and Design of a Catamaran Prototype with Aerial Propulsion System"** 25th International Carpathian Control Conference, Krynica Zdrój, Poland, May 22-24, 2024.

Murillo Ferreira dos Santos, Leonardo de Mello Honório, Vitor Mainenti Leal Lopes, Paolo Mercorelli, Edvaldo Soares Araújo Neto, Rodolfo Almeida Machado. **"Experimental Tests for an Innovative Catamaran Prototype: An Interesting Application Case"** 25th International Carpathian Control Conference, Krynica Zdrój, Poland, May 22-24, 2024.

## **1.4 ESTRUTURA DO TRABALHO**

Este trabalho está dividido em 6 capítulos e 2 anexos, ao qual o **Capítulo 1** é o presente, Introdução.

O **Capítulo 2** apresenta uma revisão bibliográfica detalhando os principais conceitos de cinemática e dinâmica para a modelagem da aeronave.

Em seguida, no **Capítulo 3** é apresentado em detalhes o projeto desenvolvido pelo autor, a aeronave hexacóptero tilt-rotor para inspeção acoplada à linha de transmissão de energia elétrica. As especificações técnicas da aeronave e a descrição detalhada de cada subsistema são apresentadas.

Utilizando os conceitos percorridos **Capítulo 2**, no **Capítulo 4** é desenvolvido e apresentado pelo autor o modelo cinemático e dinâmico da aeronave no modo de voo normal e no modo de operação acoplado à linha de transmissão de energia elétrica.

Com o uso do modelo do capítulo anterior, o **Capítulo 5** apresenta a estrutura de controle. Também apresenta os resultados das simulações da aeronave acoplada à linha de transmissão de energia elétrica, da aeronave em voo e em aproximação para o pouso.

Finalmente, no **Capítulo 6** são apresentadas as conclusões do trabalho, juntamente com marcações sobre possíveis trabalhos futuros.

É acrescentado no final do trabalho algumas considerações a respeito do projeto e fabricação. No **Apêndice A** é apresentada a filosofia de projeto utilizada para o desenvolvimento da aeronave. E no **Apêndice B** é apresentado um exemplo de desenvolvimento do projeto técnico de um dos subsistemas da aeronave juntamente com os procedimentos de fabricação dos componentes.

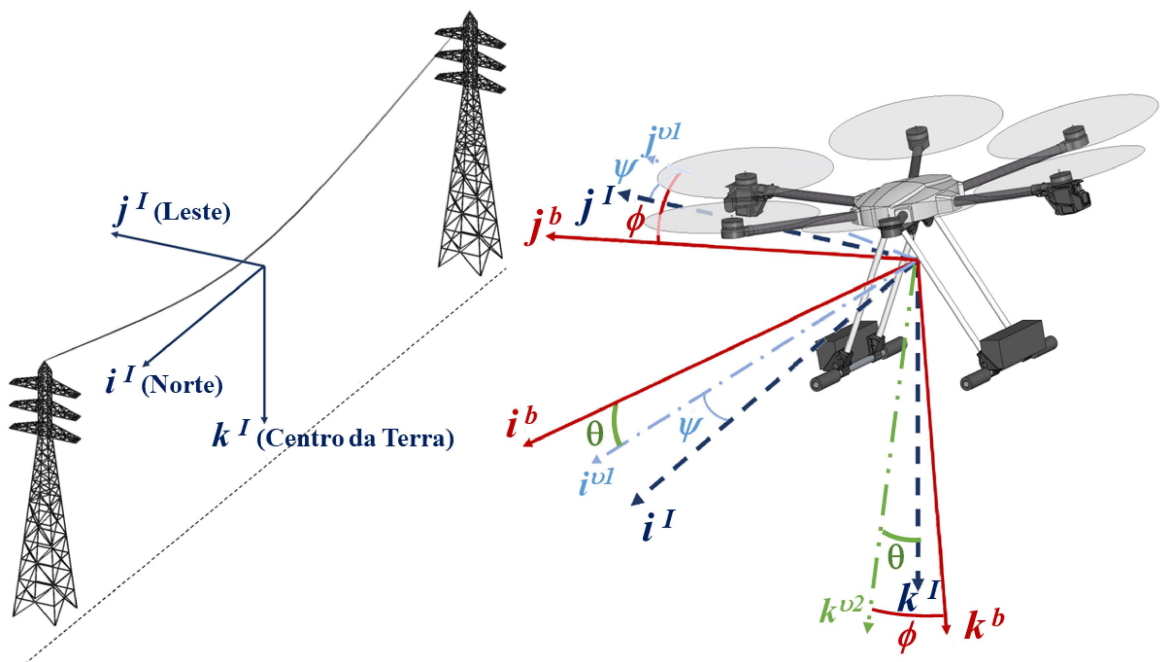
## 2 CONCEITOS PRELIMINARES DE MODELAGEM CINEMÁTICA E DINÂMICA

Este capítulo irá descrever de forma mais geral, baseado em revisão bibliográfica, a modelagem cinemática e dinâmica da aeronave. Na Seção 2.1 são definidos os referenciais que serão utilizados, na Seção 2.2 são apresentadas definições gerais de cinemática e na Seção 2.3 são apresentadas definições gerais de dinâmica, enquanto características mais específicas de cada modo de operação são descritos no Capítulo 4, nas Seções 4.4 e 4.5.

### 2.1 DEFINIÇÃO DE REFERENCIAIS

O referencial inercial,  $\mathcal{F}^I$ , é considerado de forma simplificada como o sistema de coordenadas fixos à Terra com sua origem na estação de controle no solo [38], com  $i^I$  apontado para direção norte,  $j^I$  apontado para a direção leste e  $k^I$  apontado para o centro da terra, como pode ser observado na Figura 11.

Figura 11: Referencial inercial e referencial do corpo da aeronave com referenciais auxiliares



Fonte: Autor

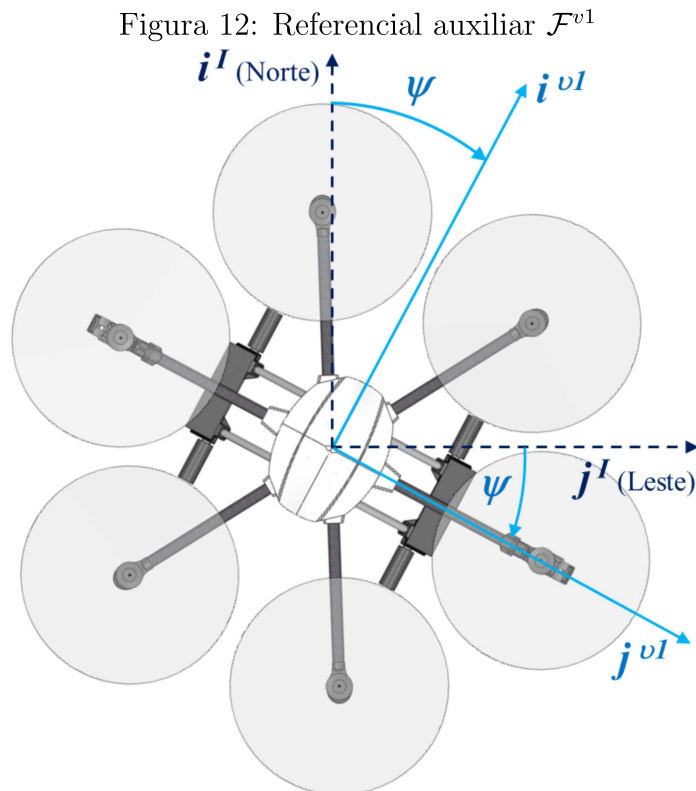


Quando a aeronave está em voo um segundo referencial centrado no corpo da aeronave se faz necessário. Sua origem está no centro de massa da aeronave (CG) com eixos referenciados ao corpo da aeronave, com o eixo  $i^b$  aponta para frente da aeronave, o eixo  $j^b$  aponta para a lateral direita da aeronave e eixo  $k^b$  aponta para baixo da aeronave, como é mostrado na Figura 11. Esses três eixos também são conhecidos como x, y e z da aeronave [39].

Como a dinâmica de rotação do referencial do corpo em relação ao sistema de coordenadas inerciais não é trivial, então são criados referenciais auxiliares  $\mathcal{F}^{v1}$  e  $\mathcal{F}^{v2}$  (que podem ser observados na Figura 11) com o intuito de simplificar as manipulações matemáticas.

### 2.1.1 REFERENCIAL AUXILIAR 1: $\mathcal{F}^{v1}$

O referencial auxiliar  $\mathcal{F}^{v1}$  possui o eixo  $k^{v1}$  coincidente com  $k^I$  e os eixos  $i^{v1}$  e  $j^{v1}$  deslocados em ângulo de guinada  $\psi$  a partir do referencial inercial  $i^I$  e  $j^I$  conforme mostrado na Figura 12. Na Figura 11 esse sistema de coordenadas auxiliar também é representado na cor azul claro, mas em linha traço ponto.

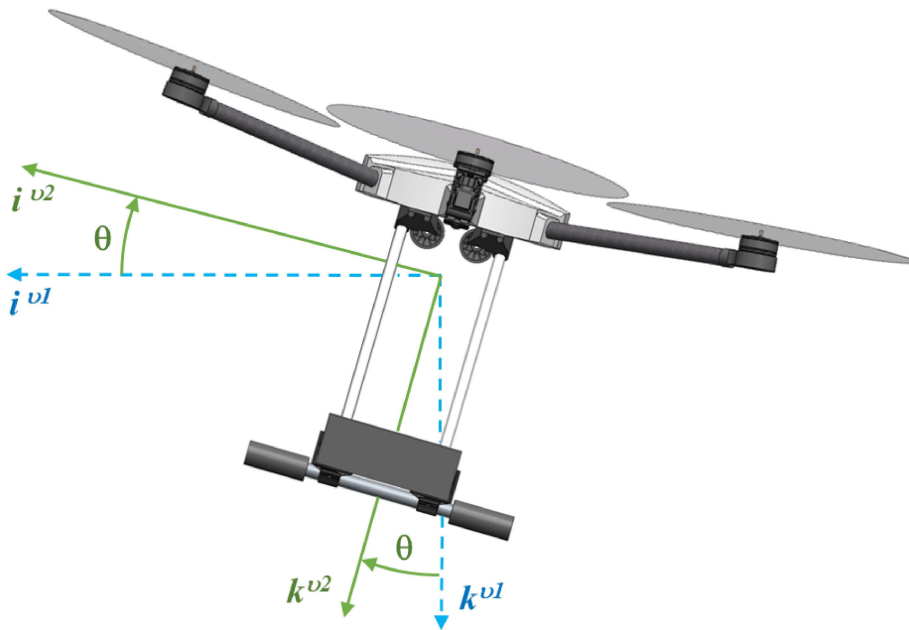


Fonte: Autor

### 2.1.2 REFERENCIAL AUXILIAR 2: $\mathcal{F}^{v2}$

O segundo referencial de coordenadas auxiliares  $\mathcal{F}^{v2}$  parte do sistema de coordenadas  $\mathcal{F}^{v1}$  e se desloca em ângulo de arfagem  $\theta$ , ângulo este também conhecido como atitude da aeronave. O eixo  $j^{v2}$  se mantém coincidente com  $j^{v1}$  e os eixos  $i^{v2}$  e  $k^{v2}$  se deslocam em ângulo de arfagem a partir do primeiro referencial auxiliar  $i^{v1}$  e  $k^{v1}$  conforme mostrado na Figura 13, também mostrado na Figura 11 e também representado pela cor verde, mas com linha traço dois pontos.

Figura 13: Referencial auxiliar  $\mathcal{F}^{v2}$



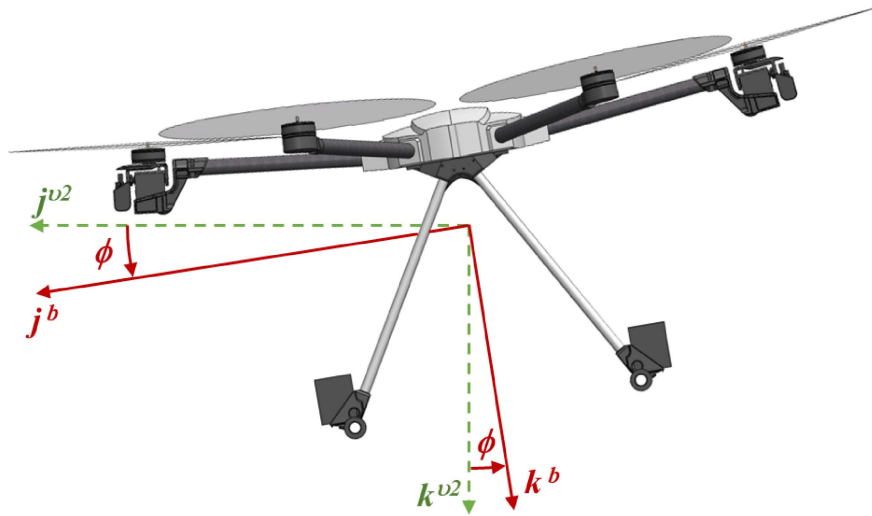
Fonte: Autor

### 2.1.3 REFERENCIAL FIXO AO CORPO: $\mathcal{F}^b$

Finalmente o referencial de coordenadas do corpo da aeronave é obtido girando a aeronave em rolagem.

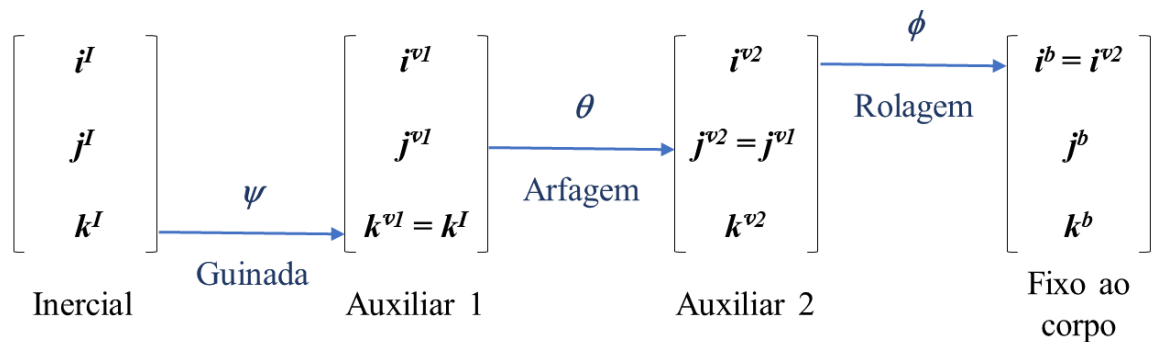
A aeronave é girada em torno do eixo  $i^b$  que coincide com o eixo  $i^{v2}$  e os eixos  $j^b$  e  $k^b$  se deslocam em ângulo  $\phi$  a partir dos eixos  $j^{v2}$  e  $k^{v2}$ , proporcionando assim rolagem, como ilustrado na Figura 14.

Figura 14: Referencial fixo ao corpo  $\mathcal{F}^b$



Fonte: Autor

Figura 15: Diagrama mostrando as transformações dos eixos dos sistemas de coordenadas inerciais,  $\mathcal{F}^I$ , passando pelos sistemas de coordenadas auxiliares,  $\mathcal{F}^{v1}$  e  $\mathcal{F}^{v2}$ , até o sistema de coordenadas fixo ao corpo,  $\mathcal{F}^b$



Fonte: Adaptado de Ducard [38]

A Figura 15 mostra um diagrama que resume cada transformação dos eixos de coordenadas, partindo do sistema de coordenadas inerciais,  $\mathcal{F}^I$ , passando pelos sistemas de coordenadas auxiliares,  $v1$  e  $v2$ , descritos na Subseção 2.1.1 e na Subseção 2.1.2 respectivamente. Até, por

fim, chegar ao sistema de coordenadas fixas ao corpo da aeronave como descrito na Subseção 2.1.3.

Conhecidos como ângulos de Euler, essas três transformações de rotações relacionam a orientação do sistema de coordenadas fixo ao corpo com o sistema de coordenadas inerciais. Partindo da direita para a esquerda na Figura 15 pode-se representar a transformação como descrito na Equação 2.1,

$$\mathbf{A}_I^b(\phi, \theta, \psi) = \mathbf{A}_{v2}^b(\phi) \mathbf{A}_{v1}^{v2}(\theta) \mathbf{A}_I^{v1}(\psi) \quad (2.1)$$

$$\mathbf{A}_I^b(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & s\phi \\ 0 & -s\phi & c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta & 0 & -s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$$\mathbf{A}_I^b(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi s\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

onde  $s\phi = \sin\phi$ ,  $c\phi = \cos\phi$ ,  $s\theta = \sin\theta$ ,  $c\theta = \cos\theta$ ,  $s\psi = \sin\psi$  e  $c\psi = \cos\psi$ . A matriz que transforma um vetor do sistema de coordenadas fixo ao corpo em um vetor expresso no sistema de coordenadas inercia pode ser descrita como:

$$\mathbf{A}_b^I = (\mathbf{A}_I^b)^T \quad (2.4)$$

## 2.2 DEFINIÇÕES DE CINEMÁTICA

Como mencionado na seção anterior, algumas simplificações foram adotadas para a modelagem cinemática e dinâmica em ambas configurações de operação estudadas. Primeiramente assumiu-se que a terra é localmente plana, pois a aeronave opera em pequenas regiões do planeta. Deste modo, a aceleração centrípeta e todas as consequências dinâmicas desse referencial são desconsideradas, tomado o referencial de controle em terra como um referencial inercial.

Com os referenciais definidos, a posição, a velocidade, os ângulos e as velocidades angulares da aeronave em relação ao referencial inercial podem ser definidos, sendo estes chamados variáveis de estado.

As variáveis de estado que descrevem o comportamento cinemático da aeronave estão descritos na Tabela 1

As variáveis são medidas no referencial fixo ao corpo  $\mathcal{F}^b$  em relação ao referencial inercial

Tabela 1: Variáveis de estado

Variável	Descrição	Eixo e Sistema de Coordenadas
$p_n$	posição inercial norte	direção $i^I$ em $\mathcal{F}^I$
$p_e$	posição inercial leste	direção $j^I$ em $\mathcal{F}^I$
$h$	posição vertical (altura)	direção $-k^I$ em $\mathcal{F}^I$
$u$	velocidade para frente	direção $i^b$ em $\mathcal{F}^b$
$v$	velocidade lateral	direção $j^b$ em $\mathcal{F}^b$
$w$	velocidade vertical	direção $k^b$ em $\mathcal{F}^b$
$\phi$	ângulo de rolagem	em relação a $\mathcal{F}^{v2}$ e $\mathcal{F}^b$
$\theta$	ângulo de arfagem	em relação a $\mathcal{F}^{v1}$ e $\mathcal{F}^{v2}$
$\psi$	ângulo de guinada	em relação a $\mathcal{F}^I$ e $\mathcal{F}^{v1}$
$p$	taxa de rolagem	direção $i^b$ em $\mathcal{F}^b$
$q$	taxa de arfagem	direção $j^b$ em $\mathcal{F}^b$
$r$	taxa de guinada	direção $k^b$ em $\mathcal{F}^b$

$\mathcal{F}^I$  e fazendo uso dos referenciais auxiliares  $\mathcal{F}^{v1}$  e  $\mathcal{F}^{v2}$ . Normalmente, VANTs usam as seguintes variáveis de estado na nomenclatura Norte-Leste-Baixo (NED, do inglês North-East-Down). O vetor  $\boldsymbol{\eta}_1$  representa estas coordenadas inerciais do Centro de Gravidade (CG) da aeronave ao longo dos eixos  $i^I$ ,  $j^I$  e  $k^I$  no referencial inercial,  $\boldsymbol{\eta}_1 = [p_n \ p_e \ -h]^T \in \mathbb{R}^3$ . O vetor  $\boldsymbol{\eta}_2$  representa os ângulos de rolagem, arfagem e guinada no referencial do corpo ( $i^b$ ,  $j^b$  e  $k^b$ ) em relação ao referencial inercial ( $i^I$ ,  $j^I$  e  $k^I$ ) fazendo uso dos referenciais auxiliares ( $i^{v1}$ ,  $j^{v1}$ ,  $k^{v1}$ ,  $i^{v2}$ ,  $j^{v2}$  e  $k^{v2}$ ),  $\boldsymbol{\eta}_2 = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in \mathbb{R}^3$ . Os vetores  $\boldsymbol{\nu}_1$  e  $\boldsymbol{\nu}_2$  representam as velocidades lineares e angulares tridimensionais sobre os eixos ( $i^b$ ,  $j^b$  e  $k^b$ ) no referencial do corpo, respectivamente  $\boldsymbol{\nu}_1 = [u \ v \ w]^T \in \mathbb{R}^3$  e  $\boldsymbol{\nu}_2 = [p \ q \ r]^T \in \mathbb{R}^3$ .

Desta forma, a variação da posição no referencial inercial pode ser expressa em termos do referencial do corpo da aeronave de acordo com as Equações 2.1 e 2.4, como:

$$\frac{d\boldsymbol{\eta}_1}{dt} = \mathbf{A}_b^I \boldsymbol{\nu}_1 \quad (2.5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\theta s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ s\theta & -s\phi s\theta & -c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Para as velocidades angulares tem-se a necessidade de expressão segundo a aplicação das seguintes matrizes de rotação, conforme descrita na Equação 2.1, resultando na seguinte equação:

$$\boldsymbol{\nu}_2 = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{A}_{v2}^b(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{A}_{v2}^b(\phi) \mathbf{A}_{v1}^{v2}(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & s\phi \\ 0 & -s\phi & c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & s\phi \\ 0 & -s\phi & c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta & 0 & -s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Invertendo esta equação obtêm-se:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi/c\theta & c\phi/c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

onde  $s\phi = \text{sen}\phi$ ,  $c\phi = \text{cos}\phi$ ,  $s\theta = \text{sen}\theta$ ,  $c\theta = \text{cos}\theta$  e  $t\theta = \text{tan}\theta$ .

A Equação 2.10 possui dois elementos da matriz com divisão por  $\text{cos}\theta$  que leva a indeterminação quando  $\theta = 90^\circ$ . Desta forma, é importante que isso seja levado em consideração quando programado o código da simulação, no entanto, ângulos de arfagem dessa magnitude não são esperados na operação usual da aeronave.

## 2.3 DEFINIÇÕES DE DINÂMICA

Em sequência as forças e momentos envolvidos no estudo do movimento também são consideradas.

### 2.3.1 MOVIMENTO TRANSLACIONAL

Utilizando a segunda lei de Newton, a modelagem dinâmica do movimento translacional é obtida por meio da conservação do momento linear [40], como apresentada na Equação 2.11:

$$\vec{\mathbf{f}} = \frac{d}{dt_I}(m\vec{\mathbf{v}}) \quad (2.11)$$

onde  $\vec{\mathbf{f}}$  é o vetor do somatório de todas as forças que agem no veículo (força de propulsão dos rotores, força gravitacional e força aerodinâmica),  $\frac{d}{dt_I}$  é a derivada no tempo no referencial inercial,  $\mathcal{F}^I$ ,  $m$  é a massa total do total do veículo,  $\vec{\mathbf{v}}$  é o vetor de velocidades ao longo de  $i^b$ ,  $j^b$  e  $k^b$ .

Esta também pode ser exibida na forma da Equação 2.12:

$$\vec{f} = m \frac{d\vec{v}}{dt_I} + \vec{v} \frac{dm}{dt_I} \quad (2.12)$$

Como a massa não se altera durante a operação da aeronave pode-se considerar a derivada da massa em função do tempo como nula, deste modo a Equação 2.12 pode ser descrita como a Equação 2.13.

$$\vec{f} = m \frac{d\vec{v}}{dt_I} \quad (2.13)$$

A derivada do vetor velocidade no referencial inercial,  $\mathcal{F}^I$ , pode ser descrito em termos da derivada no referencial do corpo,  $\mathcal{F}^b$ , e da velocidade angular [40], expresso na Equação 2.14:

$$\frac{d\vec{v}}{dt_I} = \frac{d\vec{v}}{dt_b} + \vec{\omega}_{b/I} \times \vec{v} \quad (2.14)$$

onde  $\vec{\omega}_{b/I}$  é a velocidade angular da aeronave em relação ao referencial inercial.

A Equação 2.15 é uma representação da Equação 2.13 com derivada no referencial do corpo, resultado da combinação com a Equação 2.14 e aplicado ao caso de manobra da aeronave.

$$\vec{f}^b = m \left( \frac{d\vec{v}^b}{dt_b} + \vec{\omega}_{b/I}^b \times \vec{v}^b \right) \quad (2.15)$$

A soma de todas as forças externas aplicadas a aeronave no referencial do corpo é definido pelo vetor  $\vec{f}^b$ , o vetor velocidade linear e angular no referencial do corpo é  $\vec{v}^b = \nu_1$  e  $\vec{\omega}_{b/I}^b = \nu_2$  respectivamente.

Desta forma, a derivada do vetor velocidade no referencial do corpo é apresentado na Equação 2.16.

$$\frac{d\vec{v}^b}{dt_b} = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Combinando as Equações 2.15, 2.16 e expandindo o produto vetorial da Equação 2.15 obtém-se a Equação 2.17.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X^b \\ Y^b \\ Z^b \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Onde  $X^b$ ,  $Y^b$  e  $Z^b$  são os somatórios das forças aplicadas à aeronave no sistema de coordenadas do corpo,  $\mathcal{F}^b$ .

### 2.3.2 MOVIMENTO ROTACIONAL

A lei de Newton aplicada ao momento angular é apresentado de maneira semelhante à Subseção 2.3.1 e pode ser descrita como a Equação 2.18:

$$\mathbf{\Gamma} = d\mathbf{H}/dt_I \quad (2.18)$$

onde  $\mathbf{\Gamma} \in \mathbb{R}^3$  é a soma de todos os momentos externos e  $\mathbf{H}$  é o vetor do momento angular.

A derivada do momento angular no referencial inercial,  $\mathcal{F}^I$ , pode ser descrita em termos da derivada no referencial do corpo,  $\mathcal{F}^b$ , e da velocidade angular [40], expressa na Equação 2.19:

$$\mathbf{\Gamma}^b = d\mathbf{H}^b/dt_b + \vec{\omega}_{b/I}^b \times \mathbf{H}^b \quad (2.19)$$

onde o vetor  $\mathbf{\Gamma}^b$  é o somatório de todos os momentos aplicados a aeronave no sistema de coordenadas fixo ao corpo e  $\vec{\omega}_{b/I}^b$  é o vetor velocidade angular.

Para corpos rígidos, o momento angular em relação ao CG da aeronave,  $\mathbf{H}^b$ , pode ser definido como a matriz de inércia,  $\mathbf{I}_{CG}^b$ , vezes o vetor de velocidade angular  $\vec{\omega}_{b/I}^b$ . Desta forma a Equação 2.19 pode ser expressa como a Equação 2.20:

$$\mathbf{\Gamma}^b = \frac{d\mathbf{I}_{CG}^b \vec{\omega}_{b/I}^b}{dt_b} + \vec{\omega}_{b/I}^b \times \mathbf{I}_{CG}^b \vec{\omega}_{b/I}^b \quad (2.20)$$

onde  $\mathbf{I}_{CG}^b \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  é definida pela Equação 2.21.

$$\mathbf{I}_{CG}^b = \begin{bmatrix} \int (y^2 + z^2) dm & - \int (xy) dm & - \int (xz) dm \\ - \int (xy) dm & \int (x^2 + z^2) dm & - \int (yz) dm \\ - \int (xz) dm & - \int (yz) dm & \int (x^2 + y^2) dm \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x^b & I_{xy}^b & I_{xz}^b \\ I_{xy}^b & I_y^b & I_{yz}^b \\ I_{xz}^b & I_{yz}^b & I_z^b \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Considerando que  $p$ ,  $q$  e  $r$  estão definidos na Tabela 1, pode-se expressar sua derivadas como:



$$\frac{d\vec{\omega}_{b/I}^b}{dt_b} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Manipulando a Equação 2.20 obtém-se a Equação 2.23.

$$\frac{d\vec{\omega}_{b/I}^b}{dt_b} = \mathbf{I}_{CG}^{b-1} \left[ -\vec{\omega}_{b/I}^b \times (\mathbf{I}_{CG}^b \vec{\omega}_{b/I}^b) + \mathbf{\Gamma}^b \right] \quad (2.23)$$

Considerando que  $L^b$ ,  $M^b$  e  $N^b$  são os momentos externos aplicados ao corpo da aeronave e juntamente com a Equação 2.22, a Equação 2.23 pode ser reescrita conforme a Equação 2.24.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = I_{CG}^{-1} \left( - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I_{CG} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L^b \\ M^b \\ N^b \end{bmatrix} \right) \quad (2.24)$$

Dessa forma, é definida a derivada da velocidade angular em relação ao sistema de coordenadas do corpo da aeronave determinada pela matriz de inércia e somatórios de momentos aplicados a aeronave nos eixos  $i^b$ ,  $j^b$  e  $k^b$ .

## 2.4 CONSIDERAÇÕES FINAIS DO CAPÍTULO

Neste capítulo foi apresentada revisão bibliográfica necessária, baseada principalmente nos trabalhos de Ducard [38], Roskam [39] e Beard [40], para posterior modelagem cinemática e dinâmica da aeronave que deve atender os objetivos propostos na Seção 1.2.

No capítulo seguinte se faz necessário expor em detalhes o projeto do Hexacóptero Tilt-Rotor (HTR) PTLIR Híbrido desenvolvido neste trabalho, pois este é o objeto principal do estudo. Em seguida, se faz necessário a exposição de detalhes da topologia da aeronave, bem como, detalhes de operação de subsistemas para que a modelagem cinemática e dinâmica iniciada neste capítulo seja adaptada para as particularidades deste projeto, devidamente expresso no Capítulo 4.

### 3 HEXACÓPTERO TILT-ROTOR PTLIR HÍBRIDO

Em uma contribuição única para a evolução de PTLIRs híbrido, este novo projeto de VANT é proposto de modo a fundir uma configuração híbrida avançada de PTLIRs em uma plataforma super-atuada, usando dois rotores capazes de deflexão em ângulo (tilt-rotors) colocados em lados opostos na lateral do VANT. Usando algumas partes do drone comercial FLYD-100 V2, um novo subsistema de tilt-rotor e um novo subsistema localizado na parte inferior do VANT são projetados para atender aos requisitos de pouso e movimentação na linha de transmissão de energia.

Os tilt-rotors super-atuados permitem uma reação muito rápida aos comandos durante o voo [41] e são responsáveis por mover o VANT ao longo do cabo quando conectado à linha de transmissão de energia.

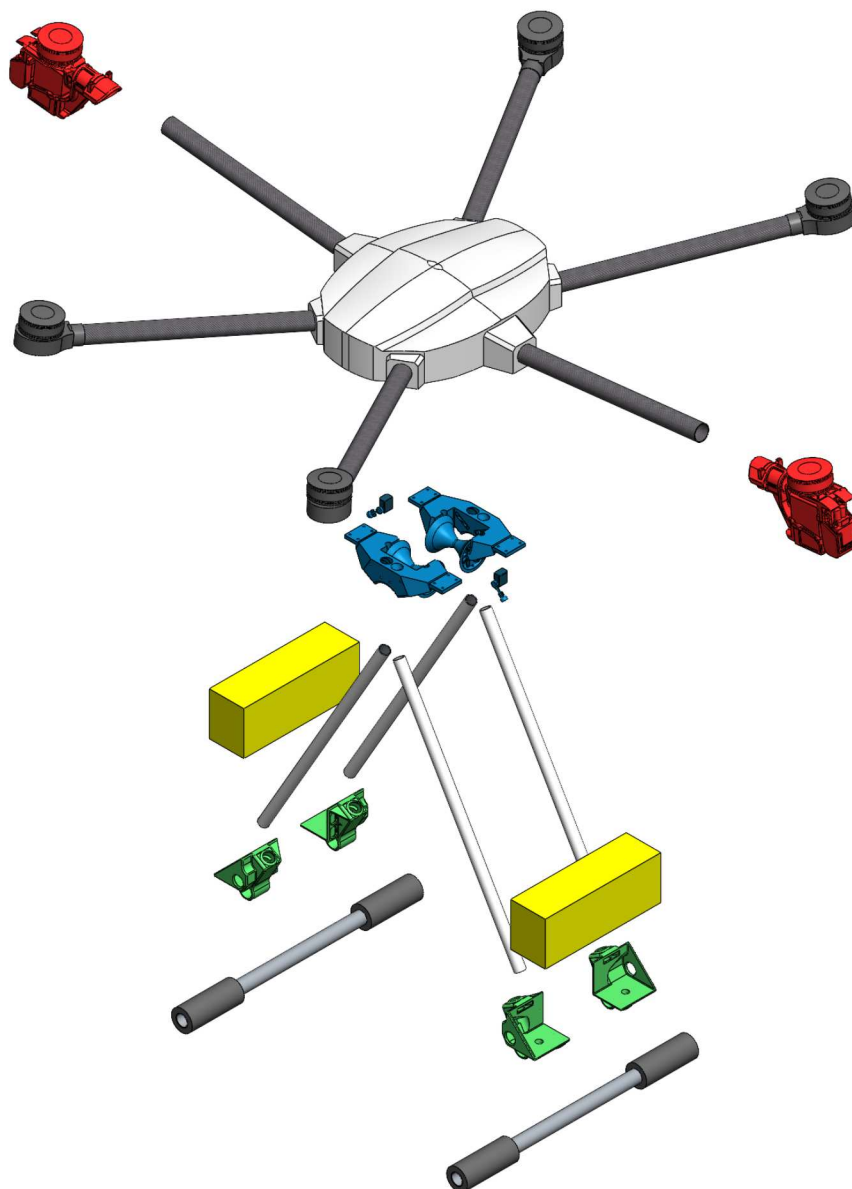
O motivo da alta manobrabilidade na dinâmica de avanço é consequência da movimentação dos rotores na direção em que se deseja ir, ao invés de movimentar toda a aeronave em arfagem. Ou seja, gira-se apenas os rotores que possuem momentos de inércia bem menores que o conjunto todo, o VANT inteiro. Como consequência, oferece capacidade de alta aceleração para pequenos ajustes de trajetória.

Ao se deslocar acoplado à linha de transmissão de energia, não há necessidade de controlar a dinâmica de rolagem do veículo devido à sua condição estável. Isso é garantido devido ao simples fato do posicionamento das baterias nos suportes do trem de pouso, levando para baixo o centro de massa da aeronave. Como o centro de massa está abaixo do contato das rodas com o cabo este apresenta estabilidade como a de um pêndulo simples. Quanto ao movimento de arfagem, este segue o ângulo da catenária do cabo condutor devido a um conjunto de dois roletes cônicos em contato com o mesmo.

Durante o voo de aproximação para pouso na linha de transmissão de energia é imprescindível o uso dos tilt-rotors, principalmente ao pousar em local arbitrário da catenária, devido ao fato de que um ponto aleatório na catenária tem um ângulo de inclinação diferente zero, ou seja, não horizontal. Com a condição de super-atuação do VANT, este é capaz de se estabilizar em um determinado ângulo de inclinação de arfagem para corresponder ao ângulo local da catenária. Esse tipo de descida para pouso com ângulo de arfagem diferente de zero é uma

tarefa muito difícil para um multicóptero convencional.

Figura 16: Vista explodida mostrando subsistemas diferenciados por cores: vermelho) subsistema do tilt-rotor, azul) subsistema de acoplamento e verde) subsistema da bateria

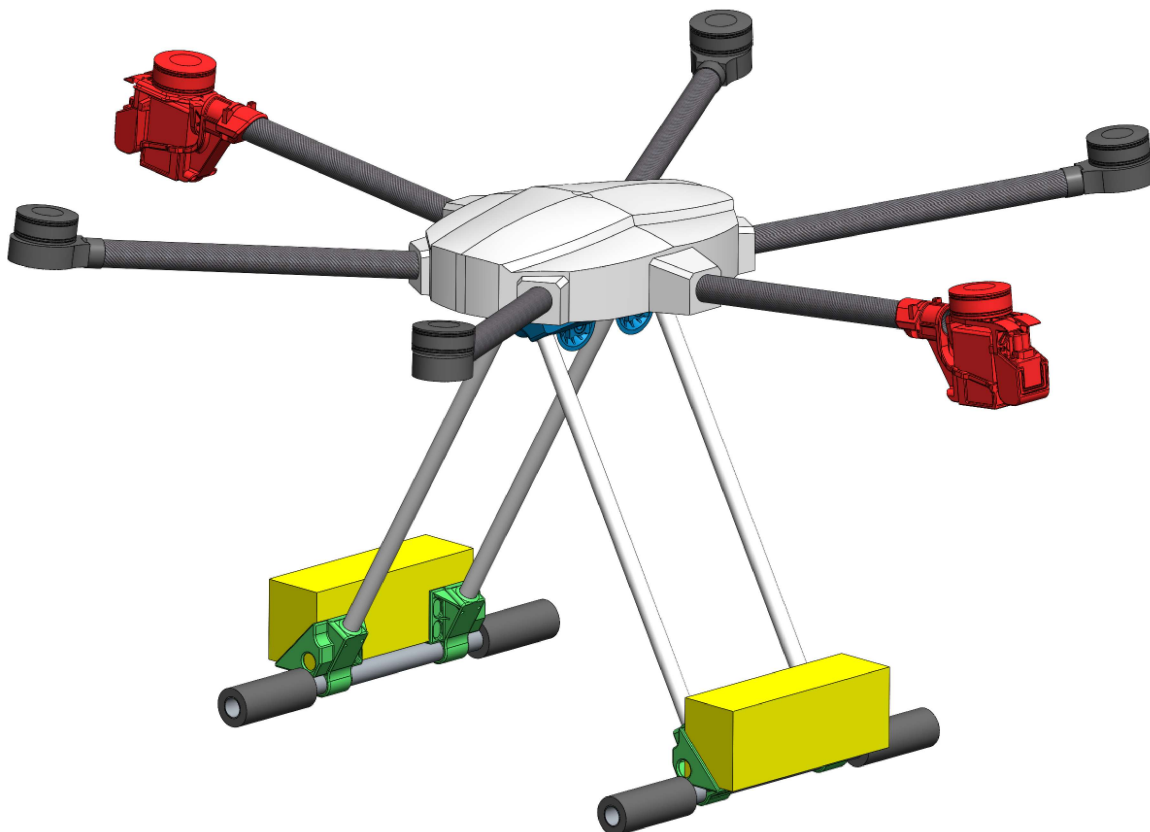


Fonte: Autor

A Figura 16 mostra uma vista explodida, onde cada cor representa um subsistema diferente. A vermelha representa o subsistema do tilt-rotor (representado pelos rotores 1 e 2), em um total de seis motores, quatro destes não são tilt-rotors. Eles são conectados diretamente à parte central do VANT através de braços feitos de tubos de fibra de carbono. O subsistema azul representa o mecanismo de acoplamento responsável por conectar o VANT ao cabo da linha de transmissão de energia. Também é responsável por prender as pernas do trem de

pouso ao corpo principal do VANT. Em verde é mostrado o subsistema de suporte da bateria que, além de suportar a bateria, conecta o trem de pouso às pernas do trem de pouso. A própria bateria é representada pela cor amarela.

Figura 17: Vista em perspectiva do HTR montado mostrando subsistemas diferenciados por cores: vermelho) subsistema do tilt-rotor, azul) subsistema de acoplamento e verde) subsistema da bateria



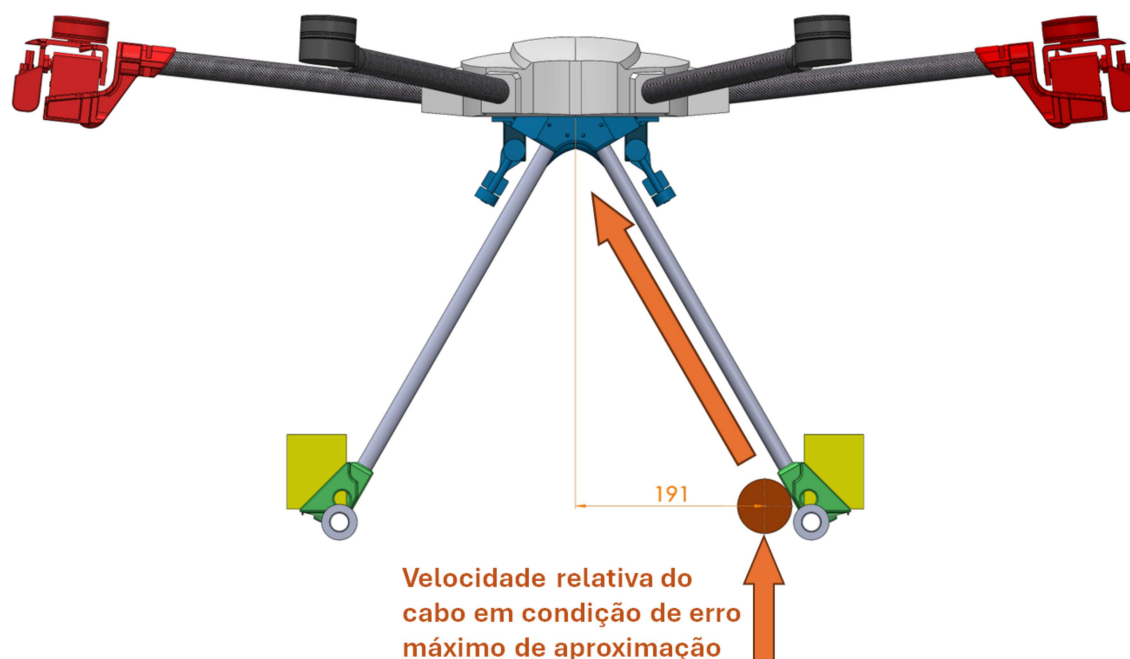
Fonte: Autor

Na Figura 17 é mostrada uma vista em perspectiva da aeronave montada com os mesmos subsistemas citados diferenciados pelas mesmas cores, projetado com uso de ferramenta de CAD. Nas Figuras 32 e 33 pode ser observada a aparência final do protótipo resultado do projeto que é detalhado nesse capítulo.

### 3.1 SUBSISTEMA DE ACOPLAMENTO

O subsistema de acoplamento é composto basicamente por um suporte que conecta o trem de pouso à região ventral do VANT e aos roletes cônicos (que suportam a aeronave quando ela está apoiada na linha de transmissão). De concepção simples, seu design muito eficaz foi desenvolvido para atender às altas demandas do trem de pouso. Além disso, as estruturas tubulares do trem de pouso possuem uma segunda função, que é guiar o cabo da linha de transmissão até a região dos roletes cônicos (Figura 18), estes também são posicionados no mesmo suporte. Assim, como uma única estrutura executa muitas tarefas seguindo a filosofia de projeto de solução mínima, esta também tende a ter componentes muito leves (no Apêndice A mais detalhes sobre o tema podem ser apreciados).

Figura 18: Desenho esquemático mostrando a realização do acoplamento com erro máximo de aproximação permitido



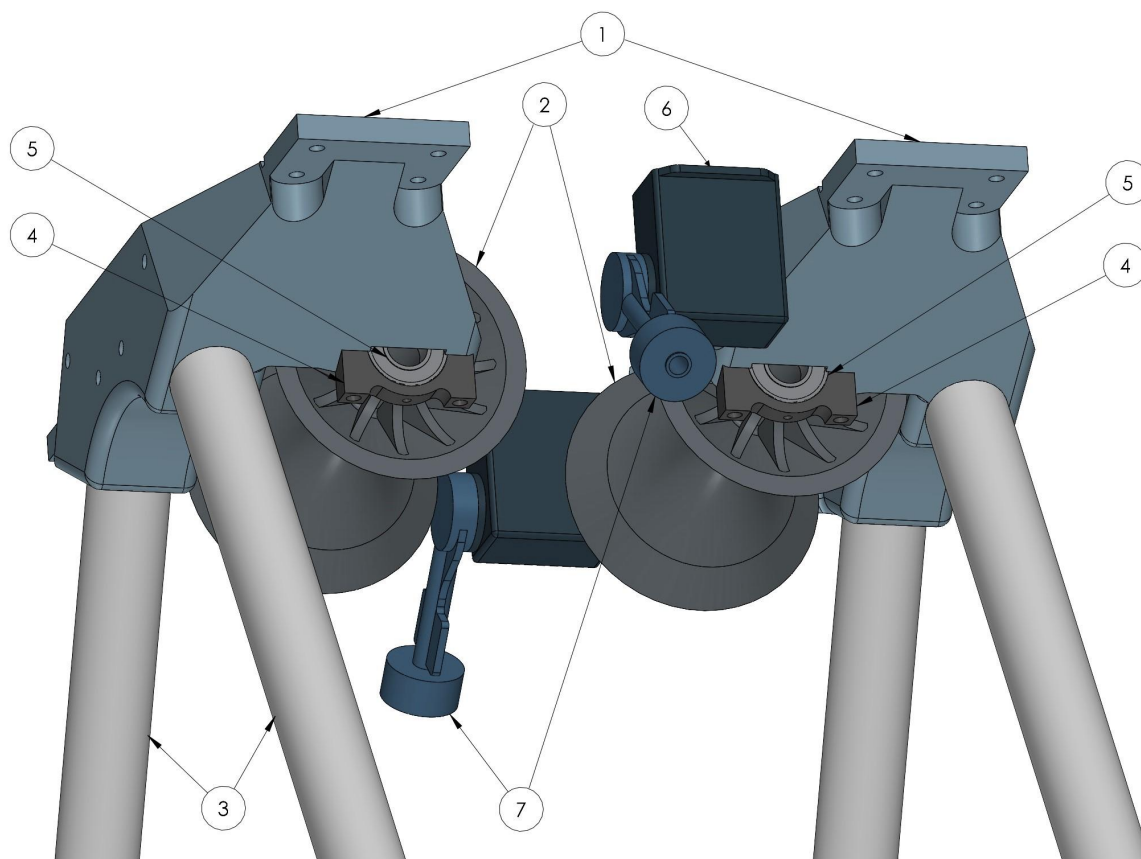
Fonte: Autor

Uma certa margem de erro durante a fase de aproximação para pouso é admitida, devido ao fato que as estruturas tubulares das pernas do trem de pouso atuam como guias para o deslocamento relativo do cabo durante esta manobra. Como pode ser observado na Figura 18, a posição máxima de erro de aproximação admitida é de  $191\text{mm}$ , posição esta próxima ao subsistema de suporte da bateria. Deste ponto então, a velocidade do cabo em relação ao HTR se desloca na direção das pernas do trem de pouso no sentido dos roletes cônicos do subsistema de acoplamento.

A Figura 19 mostra em maiores detalhes todas as estruturas e componentes do subsistema

de acoplamento. O suporte multifuncional representado pelo item 1 é posicionado na frente e atrás, com duas peças espelhadas idênticas, este suporta a grande maioria dos componentes deste subsistema.

Figura 19: Vista em detalhe do subsistema de acoplamento com itens indicados: 1)suporte multifuncional, 2)rolete cônico, 3)estrutura tubular do trem de pouso, 4)arco do mancal, 5)rolamento de esferas, 6)servomotor da trava de mau tempo e 7)trava de mau tempo



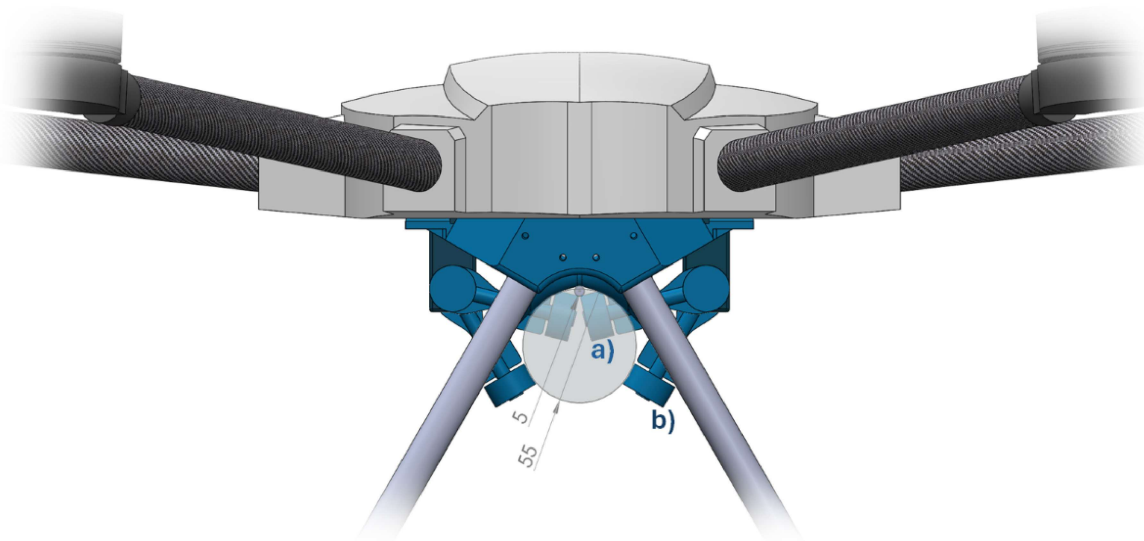
Fonte: Autor

Uma vez que o VANT é acoplado à linha, este se move facilmente com o mínimo de atrito devido ao rolete cônico que foi desenvolvido para suportar as cargas da aeronave (representado pelo item 2 na Figura 19). O eixo é constituído por um tubo de fibra de carbono de  $8\text{mm}$  de diâmetro e  $1\text{mm}$  de espessura (interno ao rolete cônico) e é sustentado por dois mancais de rolamento de esferas para cada eixo, indicados pelo item 5 da Figura 19. A estrutura em forma de arco sustenta o mancal (aparafusado diretamente ao suporte multifuncional), representado pelo item 4 da Figura 19. As estruturas tubulares do trem de pouso são representadas pelo item 3 da Figura 19. As travas de mau tempo são representadas pelo item 7 e os servomotores que acionam as travas são indicados pelo item 6 da Figura 19.

O HTR é projetado para permanecer completamente estável durante a operação conectado a linha de transmissão de energia, no entanto, as travas de mau tempo estão presentes no

subsistema de acoplamento, pois, ocasionalmente, podem ocorrer rajadas de vento inesperadas que poderiam derrubar a aeronave da linha durante a operação. Para isso, as travas são acionadas assim que a aeronave estiver pousada sobre a linha. O contato entre as travas e o cabo é feito por roletes nas pontas das travas (roletes cilíndricos podem ser observados nas pontas das travas de mau tempo mostradas na Figura 19 indicadas pelo item 7), deste modo, o movimento para frente e para trás não é dificultado de modo nenhum pelas travas.

Figura 20: Desenho esquemático do funcionamento das travas de mau tempo nas condições limites de operação: a) cabo de 5mm, b) cabo de 55mm



Fonte: Autor

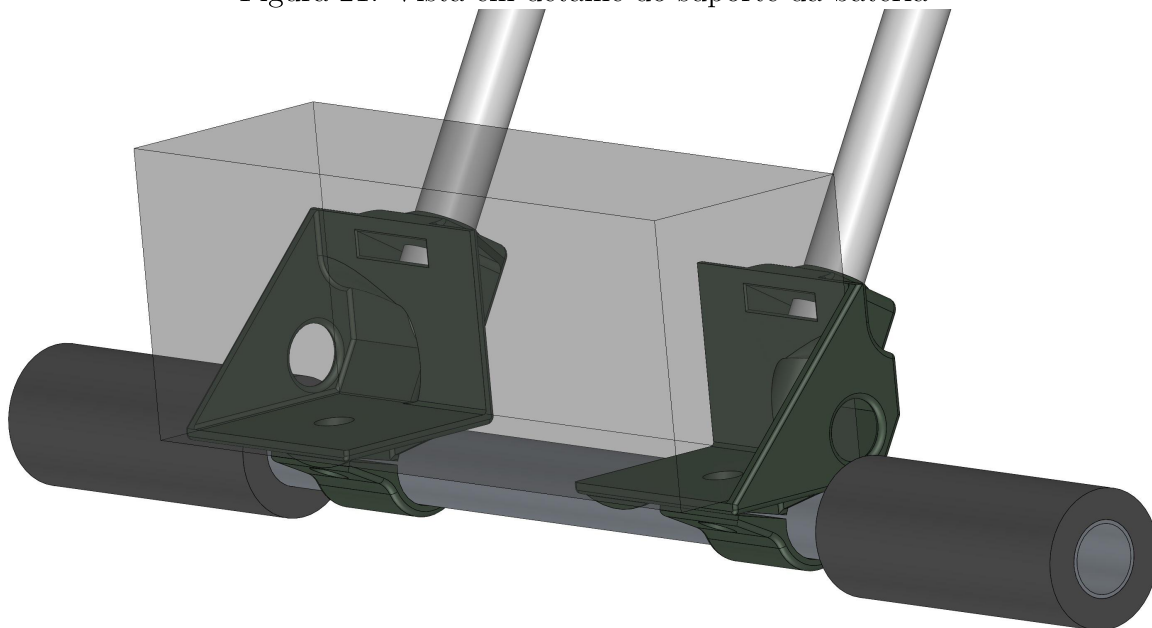
As travas de mau tempo também são projetadas para se adequarem à grande variação de calibres possíveis de cabos, proposto na Seção 1.2 (Objetivos). Na Figura 20 são apresentadas as duas posições de operação limites de projeto: a) cabo de 5mm de calibre, menor diâmetro de operação admitido e b) cabo de 55mm de calibre, maior diâmetro de operação admitido. Pode-se notar que para cabos de maior calibre (b), mais usuais em linhas de transmissão de energia elétrica, o contato dos roletes das travas de mau tempo com o cabo se dá de forma bastante efetiva, na parte mais central do rolete. Isso também se mostrou verdadeiro para cabos na faixa de 30mm de diâmetro.

### **3.2 SUBSISTEMA DE SUPORTE DA BATERIA**

Um dos principais requisitos da aeronave com capacidade de pouso sobre linhas de energia é que este se mantenha estável durante o pouso e deslocamento sobre a linha. Para isso, o centro de gravidade da aeronave (CG) deve estar abaixo do ponto de acoplamento. Dessa forma, um dos componentes mais pesados da aeronave, as baterias, foram posicionadas no ponto mais baixo da aeronave, bem próximas as superfícies de contato com o solo de seus

trens de pouso.

Figura 21: Vista em detalhe do suporte da bateria



Fonte: Autor

Na Figura 21 é mostrada uma vista em detalhe da parte inferior do trem de pouso onde é posicionada a bateria. As duas estruturas mostradas em verde são os suportes das baterias. Estes também possuem a função de fazer a conexão das estruturas tubulares do trem de pouso, que ligam à parte superior do drone, com a parte inferior do trem de pouso que tem contato direto com o solo. A bateria está representada em transparência para facilitar a visualização.

Os suportes das baterias foram projetados para serem leves, aguentarem o impacto do pouso e suportarem o peso da bateria. Alguns detalhes foram incluídos no projeto para facilitar a passagem dos fios, como o furo em sua lateral. E é possível utilizar a cavidade que fica logo atrás da bateria para a passagem dos fios por dentro das estruturas tubulares do trem de pouso que levam a parte superior da aeronave.

Para manter a bateria na posição é usada uma simples fita com velcro passando em volta da bateria e do tubo horizontal que suporta as duas extremidades emborrachadas que entram em contato com solo.

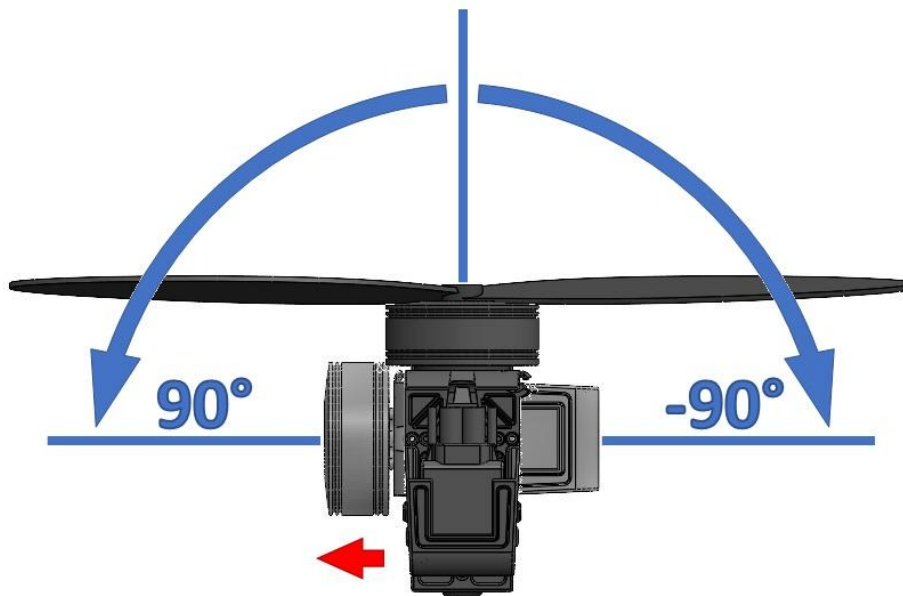
### **3.3 SUBSISTEMA DO TILT-ROTOR**

Dois rotores que possuem deflexão em ângulo são colocados em lados opostos da lateral do VANT, girando em torno do eixo  $j^b$  da aeronave. Eles são capazes de inclinar  $90^\circ$  para frente e para trás. O tilt-rotor do lado esquerdo (motor número 2) é representado na Figura



22, que tem orientação positiva quando inclinada para frente (na direção da seta vermelha). Em relação ao tilt-rotor do lado direito, este é computado com sinal na direção oposta.

Figura 22: Desenho esquemático mostrando a deflexão em ângulo do rotor 2



Fonte: Autor

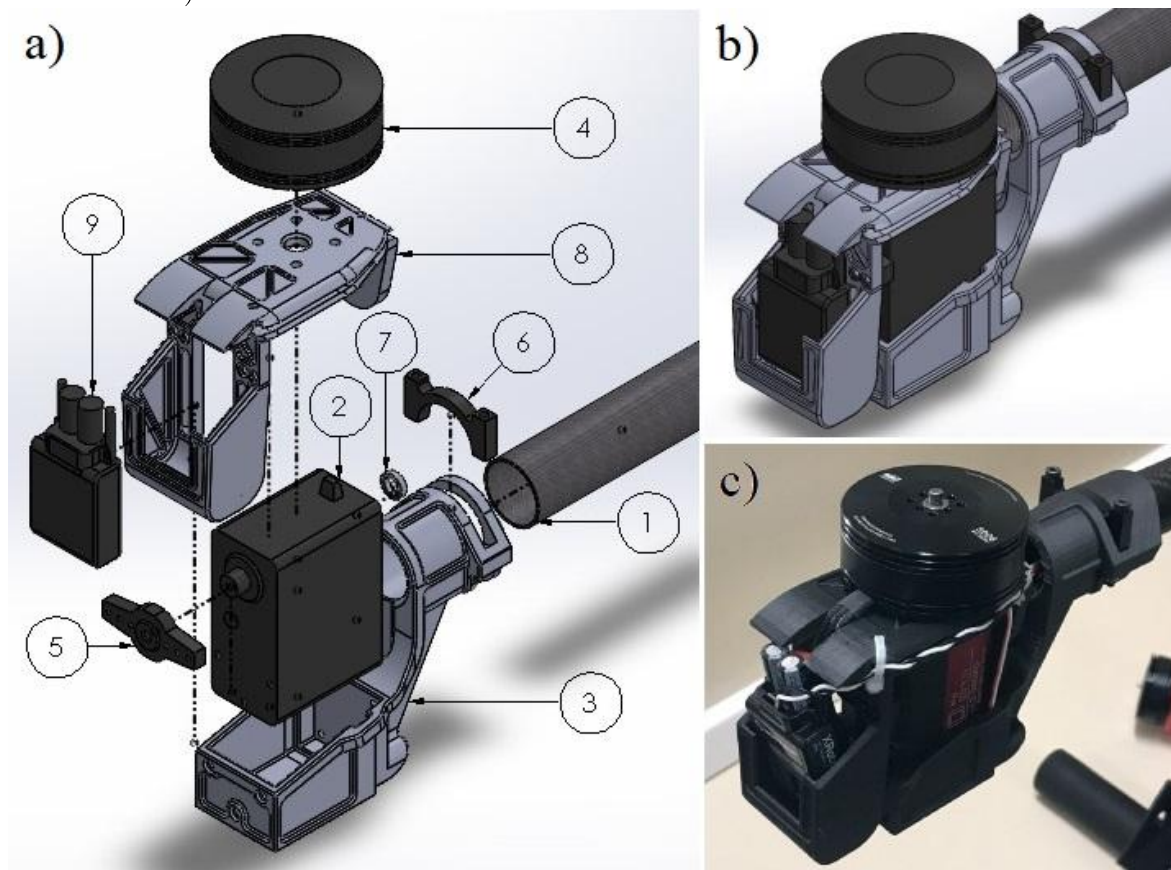
Quando defletido em ângulo positivo para o tilt-rotor do lado esquerdo e em ângulo negativo para o tilt-rotor do lado direito, o VANT se moverá para frente, na direção positiva do eixo  $i^b$ . Quando defletido negativamente para o tilt-rotor do lado esquerdo e positivamente para o tilt-rotor do lado direito, o VANT voará para trás. Por outro lado, se ambos os tilt-rotors forem comandados com deflexões positivas ou ambos com deflexões negativas, a aeronave tende a girar na direção do eixo  $k^b$ , ou seja, realiza manobras de guinada.

Um novo projeto de tilt-rotor é proposto para evitar complexidade, como engrenagens, por exemplo [42]. O suporte do motor é conectado diretamente ao servomotor, resultando em um projeto bastante simples, como mostrado na Figura 23.

No entanto, a posição do motor deve ser preservada com um eixo de articulação bastante alinhado ao braço do tubo de fibra de carbono. Para tanto, a base do servomotor deve ser apoiada em uma posição inferior conforme a Figura 23, onde a base do servomotor é representada pelo item 3.

A Figura 23(a) mostra a vista explodida do subsistema de deflexão do rotor 1 e 2, onde cada componente é marcado. O tubo de fibra de carbono que serve de braço para dar folga ao rotor da região central do drone é representado pelo item 1. O item 2 representa o servomotor responsável pelo deslocamento em ângulo do motor propulsor. A base do servomotor é representada pelo item 3. O item 4 é o motor que é conectado diretamente à hélice. O item

Figura 23: Detalhes do subsistema de acoplamento em três imagens: a) Vista explodida, b) Vista de conjunto e c) Fotografia do subsistema montado; com itens mostrados na imagem a): 1) tubo de fibra de carbono do braço, 2) servomotor do tilt-rotor, 3) base do servomotor, 4) motor, 5) braço do servomotor, 6) trava do tubo, 7) rolamento, 8) montante do motor e 9) ESC



Fonte: Autor

5 representa o braço do servomotor. Dando continuidade, o item 6 representa a trava do tubo de fibra de carbono. O item 7 representa o rolamento que suporta o montante do motor representado pelo item 8. Por fim, o item 9 representa o controlador eletrônico de velocidade (ESC) do motor.

A Figura 23(b) mostra o projeto montado do mecanismo tilt-rotor e a Figura 23(c) mostra a fotografia do protótipo fabricado e montado.

Detalhes sobre o projeto e fabricação deste subsistema podem ser vistos em maior detalhe no Apêndice B.

### 3.4 MOTORIZAÇÃO

Conjuntos de hélices e motores idênticos são posicionados nas pontas dos braços do HTR. Quatro são motores fixos, ou seja, sem capacidade de deflexão em ângulo e dois são tilt-rotors,

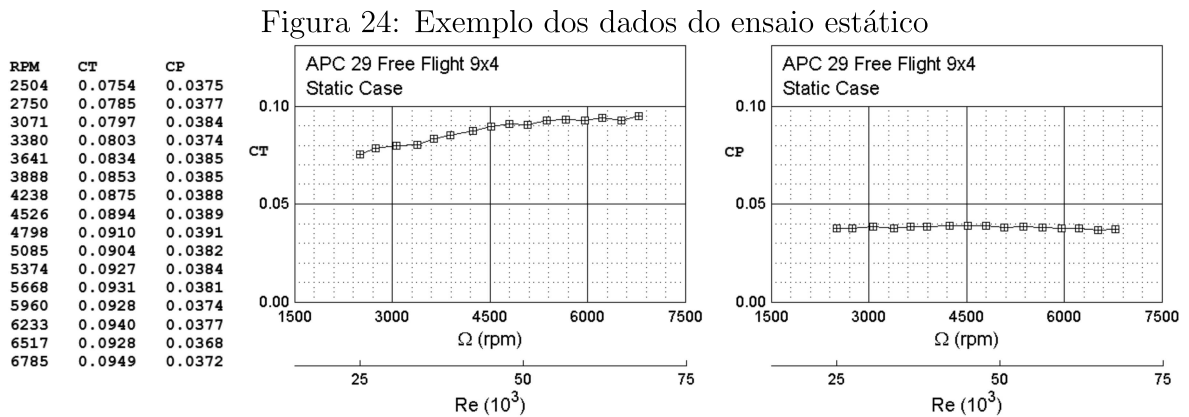
em um total de 6 rotores. A seguir será descrito o desenvolvimento de uma bancada de ensaios específicos para o correto levantamento dos dados que serão utilizados para a escolha do sistema propulsivo da aeronave, bem como, medir os dados de empuxo e torque do conjunto de motor-hélice escolhidos para alimentar o modelo dinâmico da aeronave descrito no Capítulo 4.

### 3.4.1 PROCEDIMENTO PARA OBTENÇÃO DE PARÂMETROS DAS HÉLICES

De modo a se obter uma adequada escolha de motores e hélices para a aeronave deve-se obter boas medidas do conjunto moto-propulsivo, medindo não só a tração gerada, mas também sua eficiência. Quando se trata de eficiência é bastante conveniente separar a eficiência de potência elétrica de sistemas como bateria, ESCs, fios e motores, da eficiência da hélice. Esta última, por sua vez, completamente relacionada a eficiência aerodinâmica. Para isso, é adequado fazer uso de medidas de torque de acionamento da hélice, tração e rotação.

#### 3.4.1.1 COEFICIENTE DE TRAÇÃO E COEFICIENTE DE POTÊNCIA

É mais conveniente fazer apresentação de resultados em valores adimensionais, Coeficiente de Tração (CT) e Coeficiente de Potência (CP) em função da rotação da hélice, como pode ser visto na Figura 24.



Fonte: Adaptado de Brandt & Selig [43]

O Coeficiente de Tração, CT, e o Coeficiente de Potência, CP, são descritos como [44]:

$$CT = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad \text{e} \quad CP = \frac{P_W}{\rho n^3 D^5} \quad (3.1)$$

onde  $T$  é a tração medida,  $n$  é a rotação medida,  $D$  é o diâmetro da hélice e  $\rho$  é a densidade do ar calculada por meio da pressão medida,  $p$ , e a temperatura medida,  $t$ . A densidade do

ar,  $\rho$ , é calculada como:

$$p = \rho R t \quad (3.2)$$

onde  $R$  é a constante universal dos gases.

A potência  $P_W$  é obtida por meio do torque medido,  $Q$ , e calculada segundo a seguinte expressão:

$$P_W = 2\pi n Q \quad (3.3)$$

Como CT e CP são adimensionalizados em função da rotação da hélice, quando estes valores são plotados em função da rotação (como na Figura 24) o que está de fato sendo analisado é como estes parâmetros variam em função do número de Reynolds. O número de Reynolds é um parâmetro aerodinâmico que correlaciona a densidade do fluido ( $\rho$ ), a velocidade ( $V$ ), o comprimento de corda característico ( $c$ ) e a viscosidade ( $\mu$ ) [45]. Este número adimensional rege a característica laminar e turbulenta do escoamento. E pode ser expresso como:

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (3.4)$$

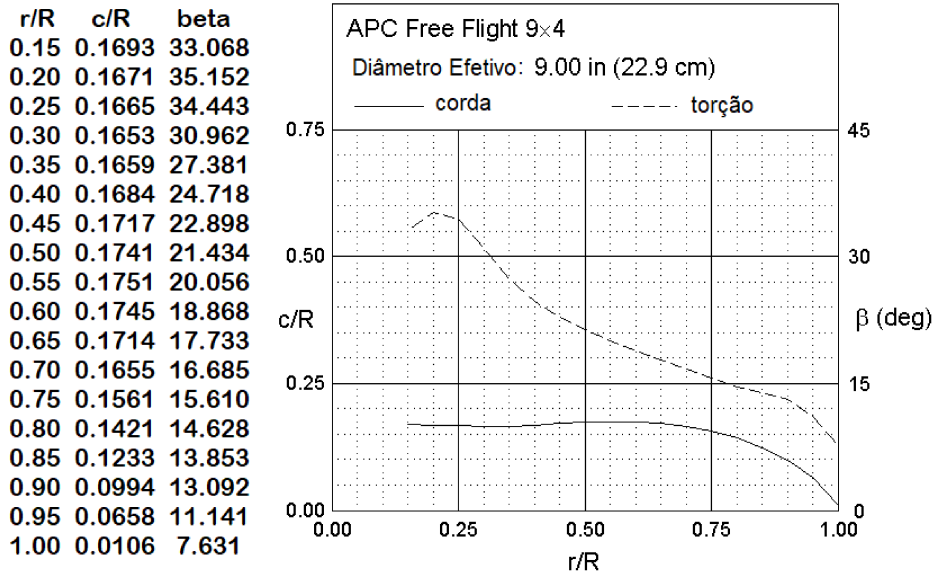
### 3.4.1.2 GEOMETRIA DA HÉLICE

Normalmente a geometria da hélice é apresentada principalmente em função parâmetros de corda, torção e perfil aerodinâmico. Uma maneira conveniente de apresentar esses parâmetros é dividir a hélice em seções e daí apresentar os valores de corda ( $c$ ), torção ( $\beta$ ) e forma do perfil para cada uma dessas seções [46].

Na Figura 25, a geometria é apresentada por seções do raio ( $r$ ) da hélice adimensionalizadas em função do raio total ( $R_r$ ). Para cada seção foi medida a corda ( $c$ ) do perfil local adimensionalizada em função do raio total e o ângulo de incidência desse perfil em graus ( $\beta$ ).

Além da variação dos parâmetros apresentados na Figura 25, existem alguns outros parâmetros de projeto que podem afetar os valores de CT e CP, como a forma do perfil aerodinâmico que compõe a hélice, a espessura do perfil e a rugosidade da superfície.

Figura 25: Exemplo de geometria da hélice



Fonte: Adaptado de Deters [47]

### 3.4.1.3 FIGURA DE MÉRITO: FM

Para uma completa análise da eficiência de uma hélice em condição estática, em que na aplicação de drones seria o análogo ao voo pairado, será utilizado um conceito obtido da análise de desempenho de helicópteros, a Figura de Mérito, FM [48].

FM é definida de acordo com a equação a seguir:

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P} \quad (3.5)$$

Que é definido como a potência ideal,  $P_{ideal}$ , sobre a potência medida,  $P$ . Ou em função do Coeficiente de Tração e Coeficiente de Potência (Deters, 2014):

$$FM = \frac{CT_{FM}^{(3/2)}/\sqrt{2}}{CP_{FM}} \quad (3.6)$$

Os Coeficientes de Tração e Potência, CT e CP, para ficar em conformidade com o equacionamento de helicópteros são convertidos como:

$$CT_{FM} = \frac{T}{\rho AV_T^2} \quad \text{e} \quad CP_{FM} = \frac{P}{\rho AV_T^3} \quad (3.7)$$

pois a velocidade na ponta do rotor,  $V_T$ , é um parâmetro de muita importância para essa aplicação em helicópteros e  $A$  representa a área do disco.

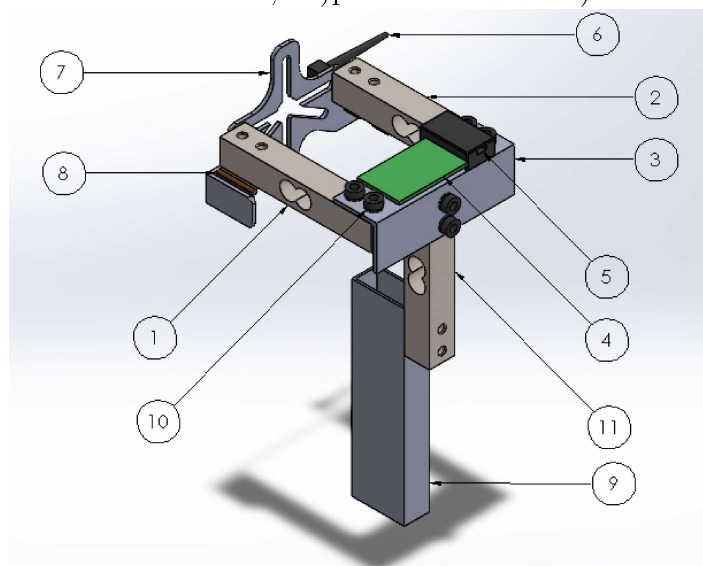
### 3.4.2 EQUIPAMENTO DE MEDIDA DOS PARÂMETROS DE PROPULSÃO

Para realização do processo de medida, deve-se utilizar um equipamento capaz de medir pressão e temperatura do ar, rotação, tração e torque de acionamento da hélice. O desenvolvimento desse equipamento no próprio laboratório foi escolhido para reduzir os custos e desenvolver a tecnologia, permitindo total controle dos ensaios e viabilizando testes ainda mais complexos no futuro.

#### 3.4.2.1 PROJETO DO EQUIPAMENTO DE MEDIDA

O equipamento de ensaio de motor e hélice deve ser de fácil manuseio e capaz de transmitir os dados de maneira rápida e eficiente. A montagem e desmontagem do conjunto moto-propulsivo é agilizada por um suporte representado pelo item 7 da Figura 26, que possui ranhuras que facilitam a fixação de um grande número de motores com diversas disposições de parafusos de fixação. Esse suporte é conectado às células de cargas para medir o torque de acionamento da hélice por meio de duas dobradiças representadas pelo item 8 da Figura 26.

Figura 26: Montagem do equipamento de medida com indicação de itens: 1) célula de carga do torque (esq.), 2) célula de carga do torque (dir.), 3) cantoneira estrutural, 4) módulo conversor amplificador HX711, 5) medidor de rotação, 6) sensor ótico, 7) suporte, 8) dobradiças, 9) mastro de alumínio, 10) parafusos M4 e 11) célula de carga da tração



Fonte: Autor

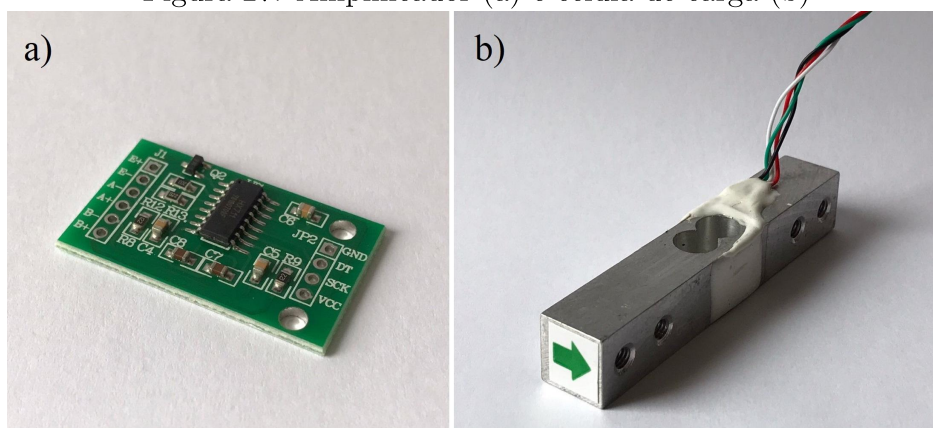
As células de carga para medir torque são representadas pelo item 1 e pelo item 2 da Figura 26. Durante o ensaio, as células de cargas sofrem carregamentos em sentidos opostos, somando o módulo de cada carregamento e multiplicando pelo braço de acionamento do torque, ou seja, do centro do motor à célula de carga, obtém-se o torque gerado pelo conjunto



moto-propulsivo.

A célula de carga responsável pela medida da tração é representada pelo item 11 da Figura 26. Cada uma dessas três células de carga é capaz de medir até  $20kgf$  de tração e pode ser visto em maior detalhe na Figura 27 (b).

Figura 27: Amplificador (a) e célula de carga (b)

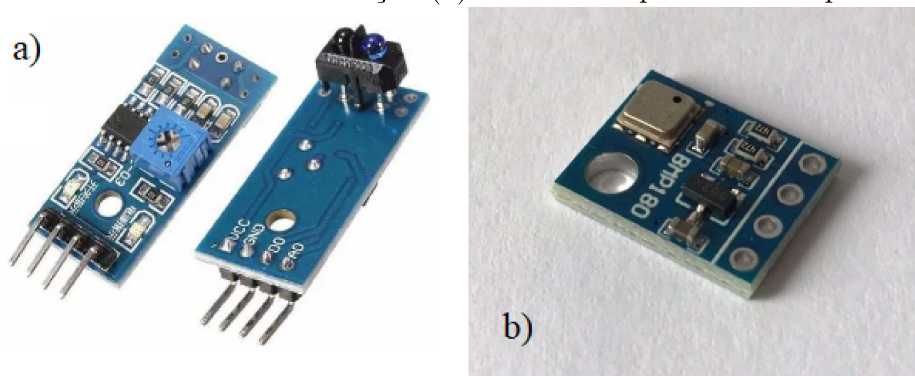


Fonte: Autor

O item 3 da Figura 26 representa uma cantoneira de função estrutural que conecta a célula de carga de medição de tração com as células de cargas de medição do torque. Essa cantoneira também serve de suporte para alguns componentes eletrônicos como o módulo conversor amplificador HX711 representado pelo item 4 e o medidor de rotação representado pelo item 5.

O sensor ótico que faz a leitura para o medidor de rotação é representado pelo item 6 da Figura 26. O módulo conversor amplificador HX711 pode ser visto em maior detalhe na Figura 27 (a). E o medidor de rotação acompanhado do sensor ótico pode ser visto em maior detalhe na Figura 28 (a).

Figura 28: Medidor ótico de rotação (a) e sensor de pressão e temperatura (b)



Fonte: Autor

Todos esses sistemas, que são mantidos unidos por meio de parafusos M4 representados pelo item 10, são montados sobre um mastro de alumínio, representado pelo item 9 da Figura 26, que permite o adequado afastamento da hélice em ensaio da bancada a qual o mastro é aparafusado.

Para se calcular os números adimensionais mostrados na Figura 24 são necessários pressão (p) e temperatura (t), idealmente coletados em tempo real para as condições do ensaio. Desta forma, optou-se pela instalação de um sensor de pressão e temperatura na bancada próximo ao equipamento de medida de torque, tração e rotação. Estes sensores estão contidos na placa que pode ser vista na Figura 28 b.

### **3.4.2.2 CONSTRUÇÃO DO EQUIPAMENTO DE MEDIDA**

A bancada que foi montada para suportar os equipamentos de medida dos parâmetros do conjunto propulsivo utilizou perfis estruturais em alumínio com 30x30mm de seção, esses apresentam propriedades mecânicas satisfatórias para suportar os esforços de tração e momento impostas pelo conjunto propulsivo.

Figura 29: Equipamento de medida dos parâmetros de propulsão



Fonte: Autor

A eletrônica incorporada ao equipamento é capaz de medir e salvar automaticamente os



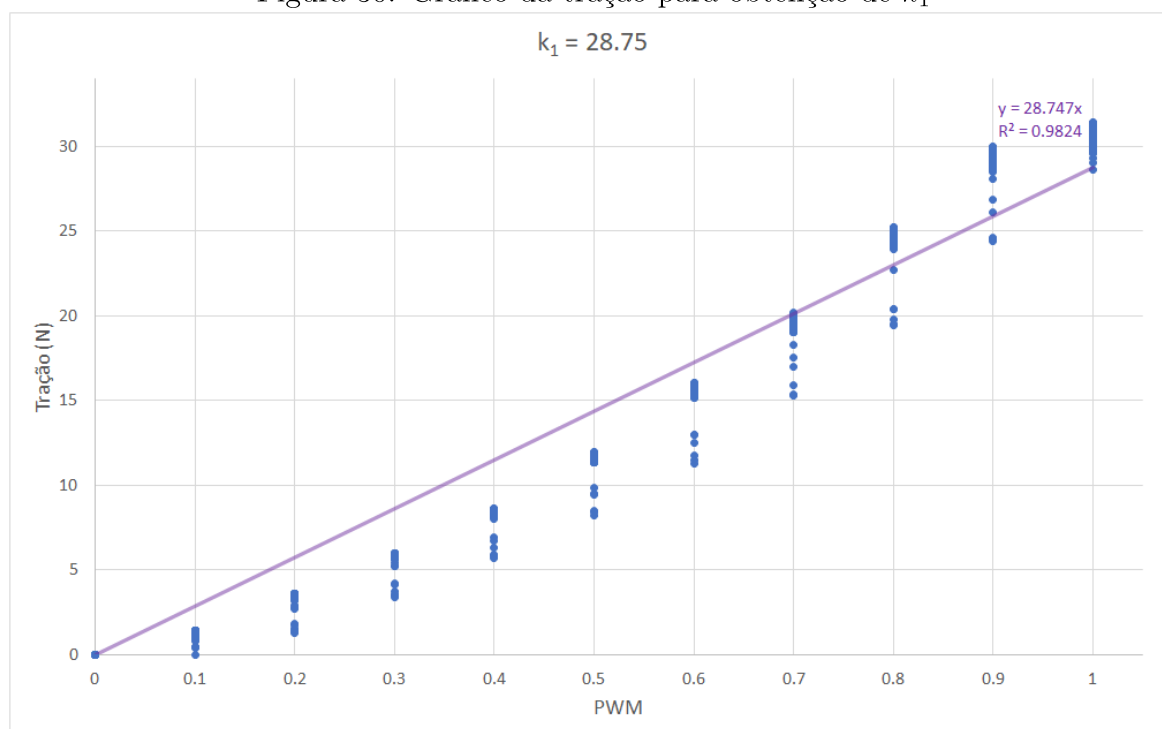
dados de tração, momento, rotação, corrente, tensão, temperatura e pressão. O acionamento dos motores é realizado por meio de telemetria visando a segurança do operador durante o andamento dos ensaios.

Na Figura 29 é mostrada a bancada finalizada com motor e hélice instalados para obtenção das medidas. Maiores detalhes de construção e calibração do equipamento de medida dos parâmetros de propulsão podem ser encontrados no artigo indicado na seção 1.3.2.

### 3.4.3 ENSAIOS PROPULSIVOS PARA OBTENÇÃO DE $k_1$ E $k_2$

Dentre as opções de motorização sugeridas pelo fabricante do drone comercial FLYD-100 V2 foram ensaiados os conjuntos de motor e hélices na bancada de ensaios descrita nas Seções 3.4.2.1 e 3.4.2.2. A escolha do conjunto motor e hélice foi realizada segundo o procedimento descrito na Seção 3.4.1.3.

Figura 30: Gráfico da tração para obtenção de  $k_1$



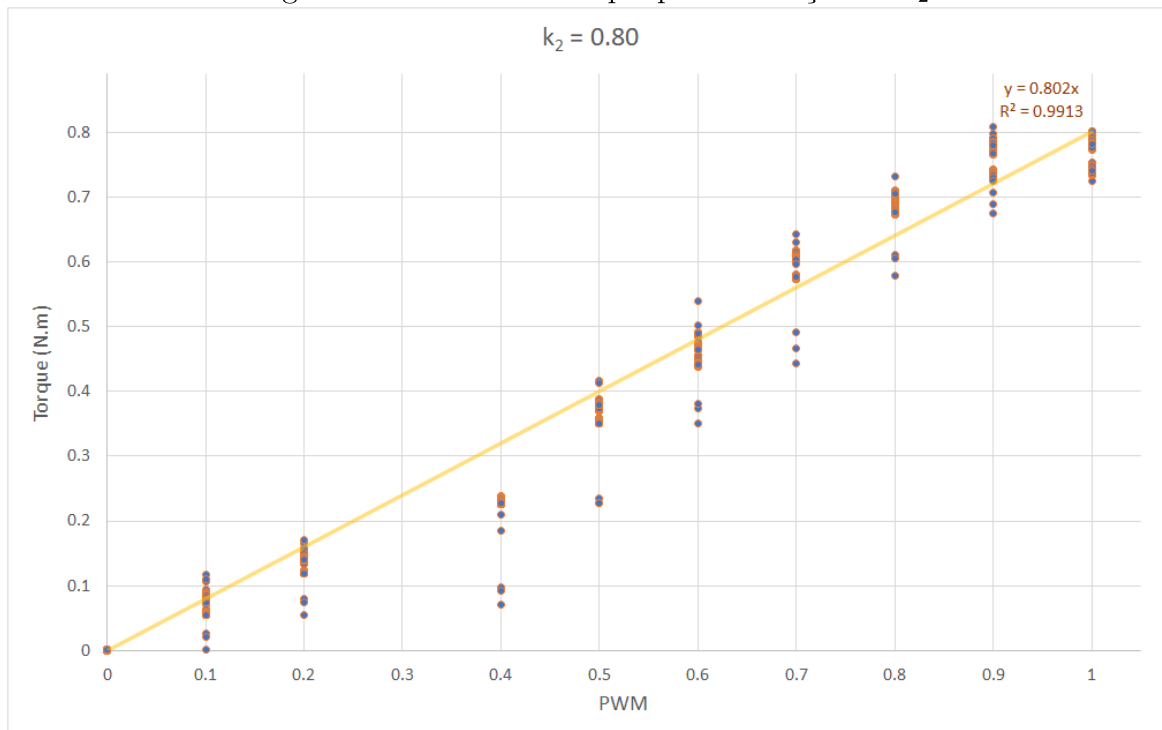
Fonte: Autor

Foi selecionado o conjunto moto-propulsor, composto do motor MAD 5008IPE-300 KV e da hélice Fluxxer Pro 18x6.1 MATT. O motor e a hélice foram instalados na bancada de ensaios e devidamente conectado ao ESC e bateria. Um software faz o controle da porcentagem do PWM enviado ao motor que corresponde à rotação do motor. Fez-se incrementos a cada 10% de PWM e mediu-se a tração e torque do motor.

Na Figura 30 é mostrado um gráfico de tração para cada incremento de 10% no PWM

assim como o ajuste linear dos pontos com a intenção de se obter o coeficiente  $k_1$  que é o coeficiente angular dessa reta para o conjunto moto-propulsor escolhido.

Figura 31: Gráfico do torque para obtenção de  $k_2$



Fonte: Autor

Na Figura 31 é mostrado um gráfico de torque para cada incremento de 10% no PWM. O torque mostrado já é a soma das duas células de cargas multiplicado pelo braço de aplicação. No gráfico também é mostrado o ajuste linear dos pontos com a intenção de se obter o coeficiente  $k_2$ , que é o coeficiente angular da reta e representa a constante do torque de reação devido a rotação do conjunto propulsivo.

No Capítulo 4, os coeficientes  $k_1$  e  $k_2$  serão utilizados para a realização do modelo propulsivo da aeronave assim como sua Matriz de Eficácia de Controle.

### 3.5 MONTAGEM DO PROTÓTIPO

O projeto aqui descrito, baseado na filosofia de solução mínima descrita no Apêndice A, executado segundo a metodologia de prototipagem rápida, descrita no Apêndice B, deu origem ao protótipo do HTR PTLIR Híbrido.

Para melhor ilustrar o protótipo desenvolvido, a Figura 32 mostra uma fotografia do HTR sobrevoando um cabo de linha de transmissão colocado entre suportes para que a altura ficasse mais baixa para facilitar a execução das fotografias.

Figura 32: Fotografia do HTR sobrevoando o cabo da linha de transmissão de energia



Fonte: Autor

### **3.6 ENSAIO DE ROLAGEM DO HTR CONECTADO AO CABO**

Com o protótipo pronto, alguns testes iniciais foram realizados. Um teste que é bastante seguro para a aeronave, mas muito importante para o levantamento de parâmetros que não são comuns a um HTR convencional, é o teste pousado sobre o cabo.

A Figura 33 mostra uma fotografia do HTR pousado em um cabo de linha de transmissão, onde é possível observar os dois tilt-rotors inclinados 90 graus na direção frontal da aeronave. Conforme a tração dos rotores era aumentada esse se deslocava vencendo o aclave da catenária, forma da linha de transmissão de energia elétrica. Quando a tração era cortada, o HTR se deslocava para o ponto mais baixo da catenária por ação da gravidade como o esperado. Este comportamento dinâmico será melhor abordado na Seção 4.5.2.

É importante notar também que devido ao posicionamento das baterias, os componentes



Figura 33: Fotografia do HTR pousado sobre o cabo da linha de transmissão de energia



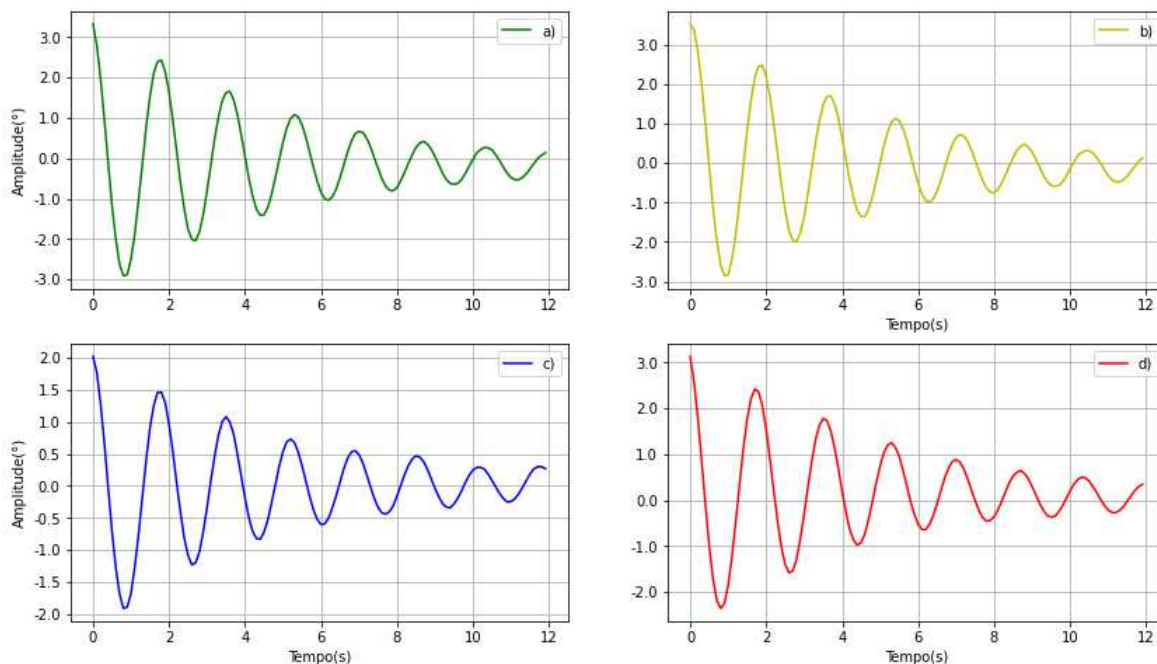
Fonte: Autor

mais pesados da aeronave na região mais baixa do trem de pouso, a aeronave possui o comportamento de rolagem como o de um pêndulo simples quando conectado ao cabo. Essa característica é conferida ao HTR PTLIR Híbrido devido ao CG abaixo do ponto de pivotamento, no contato dos roletes do subsistema de acoplamento (como descrito na Seção 3.1) com o cabo.

Desta forma, com o objetivo de observar o comportamento dinâmico de rolagem sobre o cabo, impôs-se ao HTR um deslocamento inicial em ângulo de rolagem e em seguida permitindo que se deslocasse em vibração livre. A amplitude inicial foi dada aleatória e o comportamento para alguns dos ensaios é mostrado nos gráficos da Figura 34, gráfico a) com amplitude inicial,  $\phi_0$ , de  $3.33^\circ$ , gráfico b) com amplitude inicial de  $3.53^\circ$ , gráfico c) com amplitude inicial de  $2.02^\circ$  e gráfico d) com amplitude inicial de  $3.13^\circ$ . No momento do ensaio o protótipo estava pesando  $8.83Kg$  e a posição do CG em relação ao ponto de contato do cabo estava em  $165mm$ .

A aquisição dos dados, que ocorre a cada décimo de segundo, foi realizada por meio das IMUs embarcadas na Pixhawk PX4.

Figura 34: Ensaio de rolagem realizado, mostrando a amplitude do ângulo de rolagem,  $\phi$ , em graus, em função do tempo, em segundos e com amplitude inicial de: a)  $\phi_0 = 3.33$ , b)  $\phi_0 = 3.53$ , c)  $\phi_0 = 2.02$  e d)  $\phi_0 = 3.13$



Fonte: Autor

Quando realizando o modelo dinâmico, que será melhor descrito na Seção 4.5.1, não é uma tarefa difícil o correto levantamento de parâmetros como o momento polar de inércia em relação ao ponto de pivotamento, ponto de contato entre os roletes do subsistema de acoplamento e o cabo, basta computar todas as massas do HTR segundo a Equação 2.21 e parâmetros como a constante de restituição, que é uma relação entre a força peso e a distância do CG ao ponto de pivotamento. No entanto, parâmetros relacionados ao amortecimento de rolagem não é algo trivial de se obter. Deste modo, na seção 4.5.1 os gráficos da Figura 34 serão utilizados para realização desta aferição.

### 3.7 CONSIDERAÇÕES FINAIS DO CAPÍTULO

O conceito apresentado por Katrasnik et al. [31] recebe projeto detalhado neste capítulo, assim como diversos outros autores o fizeram nos últimos anos, como Long et al. [23], Chang et al. [21], Mirallès et al. [24] e Hamelin et al. [25].

No entanto, é importante destacar algumas peculiaridades desse projeto, como por exemplo, a aglutinação de funções no subsistema do tilt-rotor, Seção 3.3, como previsto no Apêndice

A, que além de ter função de manobra, incluindo a manobra de voo pairado com ângulo de arfagem (como será visto em maior detalhe no Capítulo 5), possui uso do mesmo sistema para realização de deslocamento quando em modo de operação conectado ao cabo, como será visto no Capítulo 4.

O subsistema de acoplamento recebe inovações que, além de ser simples e compacto, conta com travas de mau tempo, que garantem a manutenção da aeronave presa ao cabo da linha de transmissão de energia mesmo sob condições de fortes ventos.

Revisão bibliográfica sobre motorização, na Seção 3.4.1, também foi realizada e em seguida ensaios nas hélices, na Seção 3.4.3, indispensável para realização da modelagem cinemática e dinâmica, apresentada no Capítulo 4, e posterior simulação, realizada no Capítulo 5.

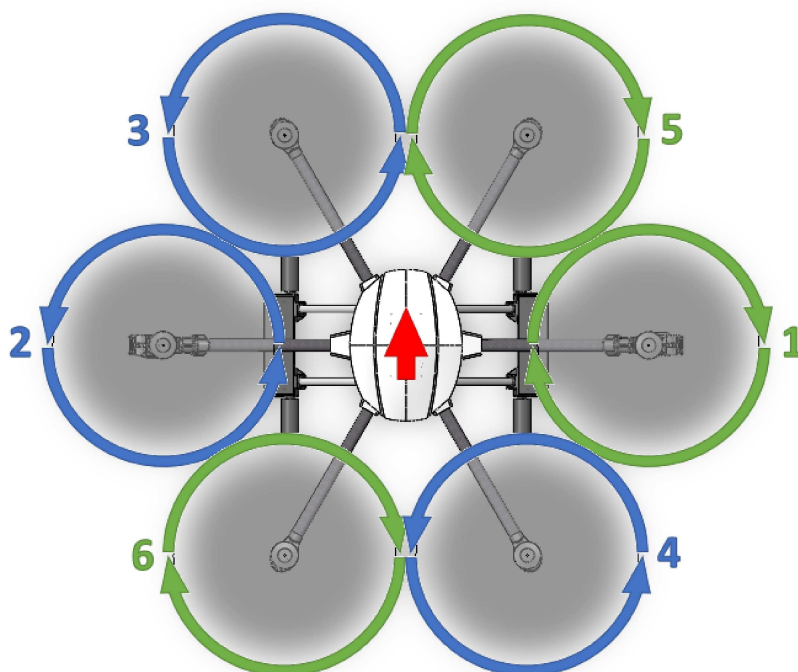
## 4 MODELAGEM CINEMÁTICA E DINÂMICA DO HTR HÍBRIDO

As próximas seções apresentarão as diferentes modelagens cinemáticas e dinâmicas desenvolvidas inteiramente pelo autor, mostrando as particularidades dinâmicas do HTR híbrido, considerando os dois modos de operação, na Seção 4.4 o modo de voo e na Seção 4.5 o modo de operação acoplado à linha de transmissão de energia elétrica.

### 4.1 CARACTERÍSTICA PROPULSIVA DO HTR

A análise propulsiva do HTR tilt-rotor parte da disposição dos rotores e da direção de rotação de cada um destes, a Figura 35 mostra a localização e o sentido de rotação de cada motor HTR.

Figura 35: Disposição dos motores com o sentido de rotação indicado



Fonte: Autor

Os rotores marcados em verde (1, 5 e 6) giram no sentido horário. Os rotores marcados em azul (2, 3 e 4) giram no sentido anti-horário. A seta vermelha representa o nariz do HTR

(direção frontal). Os rotores 1 e 2 são os dois únicos que podem ser inclinados. O tilt-rotor 1 se move em um ângulo positivo quando se move para trás, então, na direção oposta à seta vermelha da Figura 35. Em relação ao tilt-rotor 2, ele se move em ângulo positivo na mesma direção da seta vermelha, voo para frente, como o descrito na Figura 22. Portanto, ambos os tilt-rotors na direção positiva resultam em torque na direção positiva do eixo  $k^b$ , para baixo.

## 4.2 ESTRATÉGIAS DE ATUAÇÃO EM MANOBRA

Para o melhor entendimento da necessidade da modelagem cinemática e dinâmica desta aeronave específica, são apresentadas algumas estratégias de atuação das Ações de Controle Real, do inglês *Real Control Actions* (RCAs), que acarretam nas Ações de Controle Virtual, do inglês *Virtual Control Actions* (VCAs).

### 4.2.1 ESTRATÉGIAS DE ATUAÇÃO DE MANOBRA EM VOO

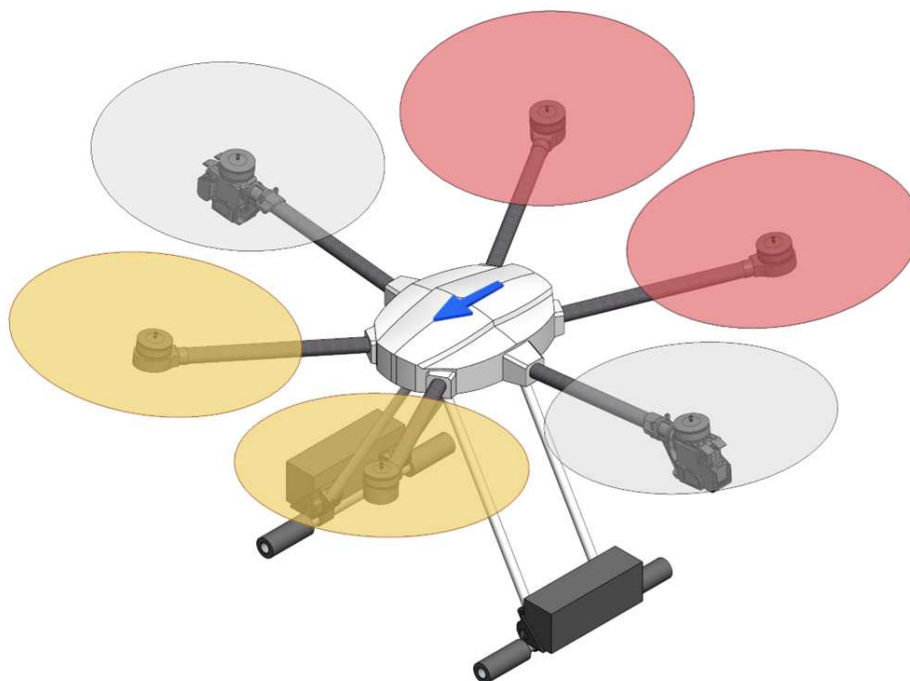
Em uma aeronave hexacóptero usual, todos os movimentos são realizados mediante alteração da velocidade angular dos motores que conseqüentemente altera o torque de reação e a tração dos rotores.

Na Figura 36 é ilustrado um exemplo de movimentação usual de uma aeronave hexacóptero, movimento esse que a aeronave presente no estudo também é capaz de realizar, mas como será visto mais a frente, foi escolhido não usar em detrimento de outra forma de manobra. Com o intuito de movimentar a aeronave para frente, como a indicação da seta em azul na figura, os motores traseiros, indicados em vermelho na Figura 36 (motores 4 e 6, como indicados na Figura 35), são acelerados aumentando, assim, sua tração, enquanto os motores dianteiros, indicados em amarelo na Figura 36 (motores 3 e 5 como indicados na Figura 35), tem sua tração reduzida. Isso faz com que toda a aeronave gire em torno de seu eixo lateral, gerando ângulo de arfagem negativa e, por conseqüência, o somatório de forças é desequilibrado no sentido longitudinal da aeronave, gerando aceleração para frente até que as forças aerodinâmicas reequilibrem as forças envolvidas ou até que novo comando seja acionado pelo controle da aeronave [49].

Devido aos tilt-rotors, motores 1 e 2 da Figura 35, uma outra opção de manobra para frente é disponibilizada à aeronave: com o simples movimento em ângulo dos dois servomotores os rotores são movimentados para frente, como mostrado na Figura 37. Além disso, para manter o voo nivelado os dois rotores indicados em vermelho na Figura 37 devem ser acelerados para que o componente vertical da tração se equilibre com o peso da aeronave.



Figura 36: Manobra usual de movimento para frente efetuada mediante movimento de arfagem negativa; rotores em vermelho indicando aumento de tração e em amarelo indicando redução de tração; seta em azul indica a frente da aeronave



Fonte: Autor

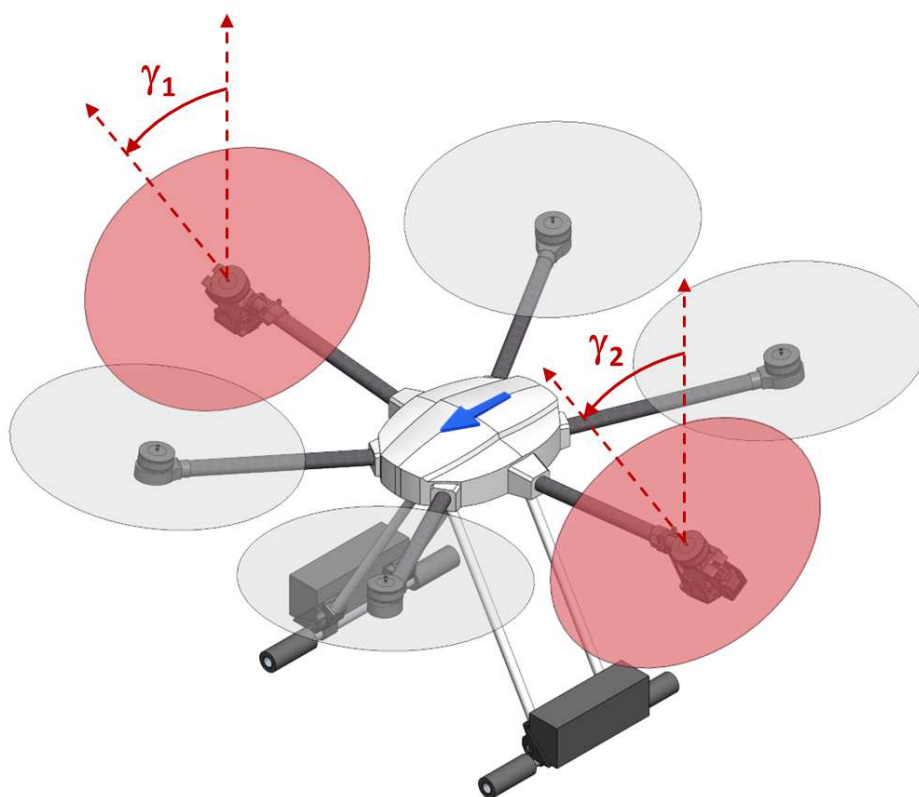
A grande vantagem dessa opção de manobra proporcionada pelos tilt-rotors, ilustrada na Figura 37, é a rápida aceleração para frente e para trás devido ao fato que movimentar apenas os servo-motores implica em muito menor momento de inércia do que movimentar toda a aeronave, caso ilustrado na Figura 36.

Para o movimento de guinada em voo, um drone convencional aceleraria os rotores da diagonal oposta e reduziria a velocidade angular dos rotores da outra diagonal oposta para guinar. Isso ocorre, pois o torque de reação dos rotores deixariam de se equilibrar gerando aceleração angular para a direita ou para a esquerda.

No entanto, devido aos tilt-rotors do hexacóptero super-atuado uma outra manobra de guinada é oferecida. Com a rotação positiva dos servo-motores do rotor 2 e do rotor 1, ou seja, movimentando o rotor 2 para frente e o rotor 1 para trás, a aeronave tem movimentação de guinada para a direita, como o mostrado na Figura 38. Para que a aeronave mantenha a altitude, a componente vertical da tração dos rotores 1 e 2 devem ser mantidas, deste modo, esses rotores tem aumento de tração como o indicado na Figura 38, com os rotores em vermelho.

Por motivo de simplificação de comando, a forma de atuação descrita na Figura 38 não é utilizada nessa aeronave em específico, mantendo a guinada por meio de torque de reação dos

Figura 37: Manobra exclusiva da aeronave super-atuada de movimento para frente efetuada mediante movimento dos tilt-rotors; rotores em vermelho indicando aumento de tração; seta em azul indica a frente da aeronave



Fonte: Autor

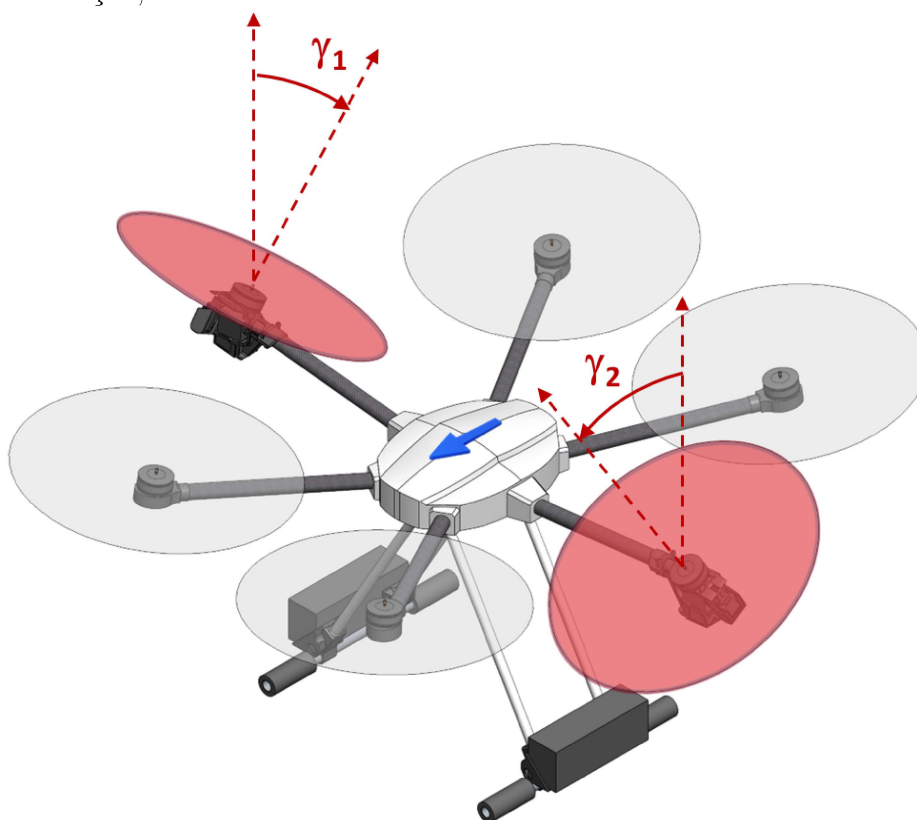
motores 3, 4, 5 e 6.

Quando a aeronave hexacóptero convencional executa o movimento de rolagem esta deve aumentar a tração dos rotores de um lado e reduzir a tração do outro lado da aeronave.

Para o movimento de rolagem a única contribuição que os tilt-rotors poderiam oferecer seria uma forma mais direta de cancelar a guinada adversa ao rolar. Desta forma, poderia até mesmo acelerar o motor 1 e desacelerar o motor 2, mas compensando o torque de reação com a movimentação dos servo-motores, como ilustrada na Figura 38. A tração maior do rotor 1 em relação ao rotor 2 geraria um desequilíbrio de torque de reação que acarretaria em guinada para a esquerda, desta forma, os servo-motores deslocariam o ângulo  $\gamma_1$  e  $\gamma_2$  para compensar a guinada adversa.

No entanto, também com a intenção de simplificar o comando da aeronave, optou-se por executar a rolagem por meio dos motores 3, 4, 5 e 6, mantendo a rotação dos motores 1 e 2 sempre iguais, e com isso, tornando-se desnecessário compensar qualquer guinada adversa vinda do torque de reação desses motores.

Figura 38: Manobra exclusiva da aeronave super-atuada de movimento de guinada para a direita efetuada mediante movimento dos tilt-rotors; rotores em vermelho indicando aumento de tração; seta em azul indica a frente da aeronave



Fonte: Autor

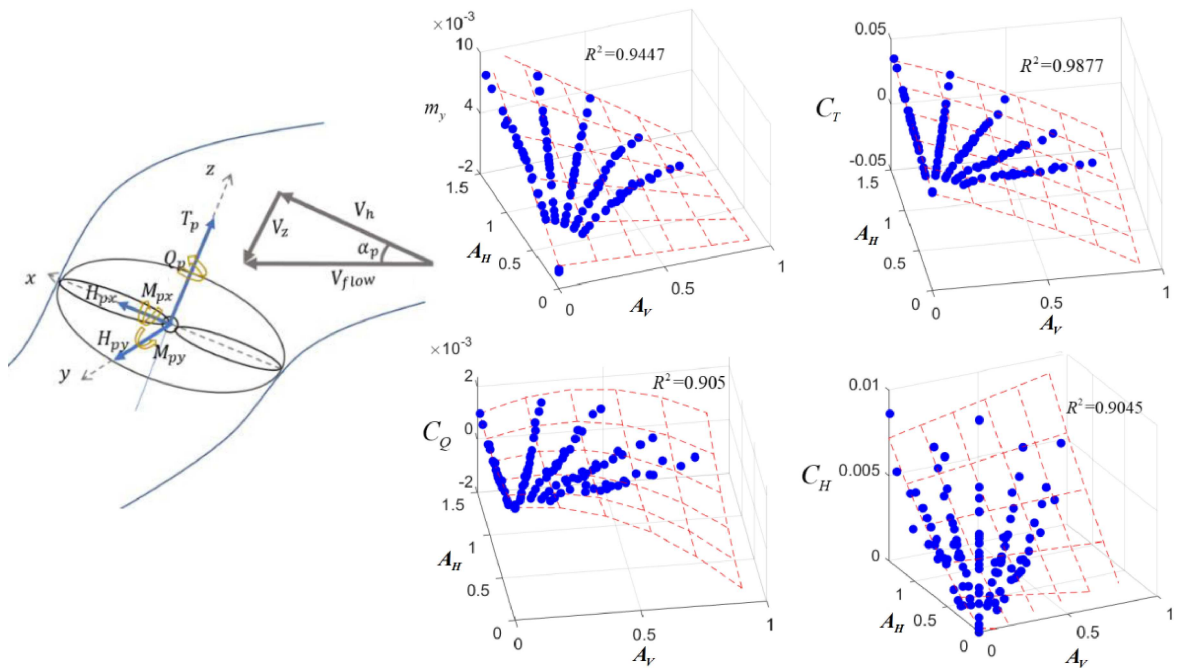
#### 4.2.1.1 COMPARAÇÃO DE DESEMPENHO EM VOO NIVELADO PARA FRENTE

Com a intenção de demonstrar a equidade de desempenho de voo nivelado horizontal para frente (também aplicável para voo para trás) para velocidade moderadas, que serão basicamente utilizadas de acordo com os requisitos estabelecidos nos objetivos desse trabalho (Seção 1.2), é realizada simulação otimizada de desempenho considerando aspectos dinâmicos e aerodinâmicos em regime permanente. As diferenças de manobra dessas duas configurações de voo horizontal para frente, com deflexão dos rotores 1 e 2 (deflexão do ângulo  $\gamma$ ), no caso da aeronave tilt-rotor, e arfagem da aeronave como um todo, na versão de drone regular (ângulo de arfagem  $\theta$ ), estão descritos na Seção 4.2.1 e nas Figuras 36 e 37.

Para tal, será comparado a potência mecânica de eixo descrita pela Equação 3.3. Usualmente para a modelagem de drones em voo são considerados forças e momentos para pequenas velocidades em voo horizontal, simplificando consideravelmente os modelos. Deste modo, ensaios estáticos para a obtenção dos valores de  $k_1$  e  $k_2$ , como o apresentado na Figura 30 e na Figura 31 se apresentam razoáveis e bastante convenientes. No entanto, para uma

comparação mais acurada entre as duas configurações em voo horizontal é pertinente que alguma consideração de avanço seja considerada, com velocidade relativa tangente ao plano de rotação das hélices e com velocidade relativa perpendicular ao plano de rotação das hélices. Isso leva a interações aerodinâmicas bastante complexas com alto custo de simulação por métodos computacionais para obtenção de resultados precisos. Deste modo, pesquisas e métodos industriais comumente utilizam ensaios em túneis de vento para obtenção desses parâmetros, seja para obtenção das forças e torques com avanço na direção estritamente perpendicular ao plano de rotação da hélice [47] [46] [44], como com velocidades relativas tangenciais e perpendiculares ao plano de rotação da hélice [49], sendo este último mais adequado para a modelagem em questão.

Figura 39: Forças e momentos mostradas em diagrama esquemático da hélice ensaiada em túnel de vento e gráficos das forças e momentos adimensionais em função do avanço vertical adimensional,  $A_V$ , e do avanço horizontal adimensional,  $A_H$



Fonte: Adaptado de Ye et al. [49]

Os ensaios em túnel realizados por Ye et al. [49] variam a velocidade de voo, ângulo do plano de rotação da hélice com o escoamento e rotação. Por meio de uma célula de carga de 6 eixos, obtêm-se as forças e momentos nos eixos auxiliares  $x$ ,  $y$  e  $z$  da Figura 39. Como as características da hélice do ensaio em túnel de vento é muito similar à hélice utilizada neste trabalho, é apropriado o uso dos dados de parâmetros adimensionais aqui apresentados para efeito de comparação entre o desempenho de duas configurações de voo. Os números adimensionais apresentados na Figura 39 são obtidos a partir das forças e momentos medidos nos ensaios e pelo uso das Equações 3.1, 3.2 e 3.3 da Seção 3.4.1.1. Os números adimensionais de avanço horizontal,  $A_H$ , e vertical,  $A_V$ , referentes a velocidade de avanço horizontal,  $V_h$ ,

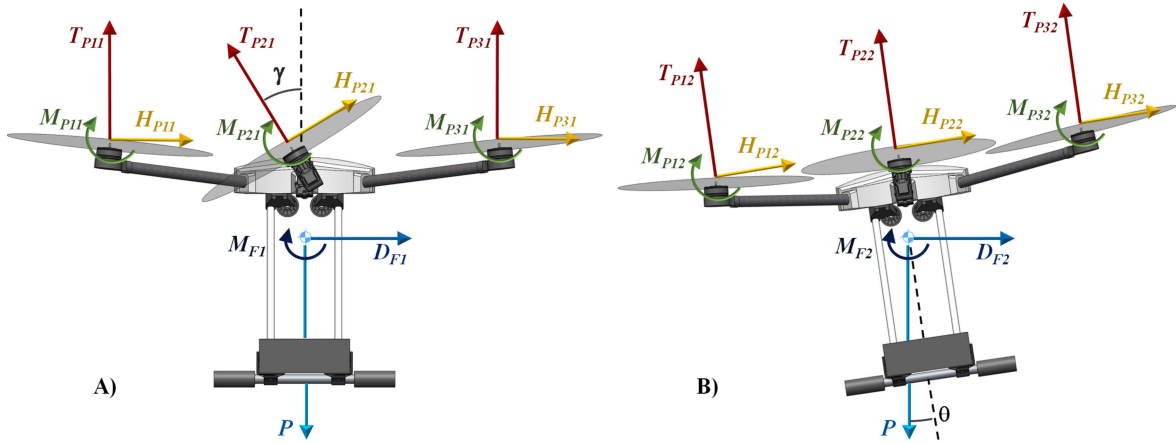
e vetical,  $V_z$ , são obtidas a partir da velocidade do escoamento do túnel de vento,  $V_{flow}$ , decomposto nas direções dos eixos referentes ao plano de rotação da hélice em relação ao ângulo que este faz com o escoamento,  $\alpha_p$ . Definidos como  $A_H = V_h/(\Omega R_r)$  e  $A_V = V_z/(\Omega R_r)$  representam os avanços adimensionais apresentados nos gráficos da Figura 39, onde  $\Omega$  é a rotação da hélice e  $R_r$  o raio da mesma.

A Figura 40 representa o HTR em meio modelo, ou seja, as forças e momentos proporcionadas por cada par de rotores dispostos no sentido longitudinal da aeronave são iguais, tanto para a configuração de manobra com uso dos tilt-rotors, imagem A) da Figura 40, quanto para a configuração de manobra executada por um drone hexacóptero regular, imagem B) da Figura 40.  $T_{Pn1}$  é o somatório das forças iguais dos dois rotores direitos e esquerdos e o índice 'n' varia de 1 até 3, onde o índice 1, ou seja,  $T_{P11}$ , representa os dois rotores dianteiros, rotor 3 e 5 da Figura 35. O índice 2 está associado aos rotores 1 e 2, nesse caso os dois tilt-rotors, e o índice 3 para o par de rotores traseiros, rotores 4 e 6.  $T_{Pn2}$  representa o mesmo somatório de forças para a configuração de manobra de um drone hexacóptero regular. Para todos os casos, a força  $T_{Pn1}$  e a força  $T_{Pn2}$  está associada a força  $T_p$  da Figura 39. O mesmo é válido para as forças  $H_{Pn1}$  e  $H_{Pn2}$  da Figura 40 que são equivalentes a força  $H_{px}$  da Figura 39 e o momento  $M_{Pn1}$  e  $M_{Pn2}$  da Figura 40 que são equivalentes ao momento  $M_{py}$  da Figura 39. Quanto ao momento  $M_{px}$  da Figura 39, quando somado o rotor da direita e da esquerda resulta sempre em zero, uma vez que a simplificação de meio modelo admite que os pares de rotores sempre produzem as mesmas forças e momentos aos pares. A força  $H_{py}$  da Figura 39 é muito pequena em módulo, portanto pode ser desprezada. A força  $T_p$  é obtida por meio do número adimensional  $C_T$ , a força  $H_{px}$  é obtida por meio do número adimensional  $C_H$ , o momento  $M_{py}$  é obtido por meio do número adimensional  $m_y$  e o torque de acionamento do eixo do rotor  $Q_p$ , que será utilizado para calcular a potência total de acionamento de todos os rotores, é obtido por meio do número adimensional  $C_Q$ .

Além das forças e momentos exercidos pela interação aerodinâmica com os rotores, existem as forças e momentos referentes a fuselagem da aeronave computadas no centro de gravidade da mesma, que, neste caso, são a força peso,  $P$ , a força de arrasto da fuselagem,  $D_{F1}$  para a configuração tilt-rotor e  $D_{F2}$  para a configuração regular, e o momento aerodinâmico da fuselagem,  $M_{F1}$  e  $M_{F2}$  para a configuração tilt-rotor e regular respectivamente, essas forças e momentos são apresentadas na Figura 40.

No modelo do tilt-rotor, imagem A) da Figura 40, o ângulo de arfagem em relação ao referencial inercial é mantido nulo enquanto a força de tração na direção do movimento é exercida pelo conjunto tilt-rotor deslocado em ângulo  $\gamma$ . Conforme a velocidade aumenta a força de arrasto da fuselagem,  $D_{F1}$ , também aumenta, assim como as forças  $H_{Pn1}$ . A condição de equilíbrio de todas essas variáveis está descrita no somatório de forças horizontais na Equação 4.1.

Figura 40: Diferentes formas de voo nivelado para frente mostrando as principais forças e momentos envolvidos, A) Tilt-Rotor B) Regular



Fonte: Autor

$$T_{P21}\text{sen}\gamma - H_{P11} - H_{P21}\text{cos}\gamma - H_{P31} = D_{F1} \quad (4.1)$$

O somatório de forças verticais é descrito pela Equação 4.2.

$$T_{P11} + T_{P21}\text{cos}\gamma + T_{P31} + H_{P21}\text{sen}\gamma = P \quad (4.2)$$

O somatório de momentos é representado pela Equação 4.3 onde  $a_n$  é a componente da distância do rotor na direção longitudinal da aeronave,  $i^b$ ,  $a_1 = \frac{\sqrt{3}}{2}l$ ,  $a_2 = 0$ ,  $a_3 = -\frac{\sqrt{3}}{2}l$  e  $l$  é o comprimento do braço do rotor que tem o valor de 500mm e  $d_t$  é a distância entre o plano das hélices e o centro de gravidade que possui valor de aproximadamente 150mm.

$$(H_{P11} + H_{P21}\text{cos}\gamma + H_{P31} - T_{P21}\text{sen}\gamma)d_t + \sum_{n=1}^3 [(T_{Pn1})a_n + M_{Pn1}] = -M_{F1} \quad (4.3)$$

De maneira similar, o somatório de forças horizontais no modelo de drone regular, cujas forças podem ser observadas na imagem B) de Figura 40, é apresentada na Equação 4.4.

$$\sum_{n=1}^3 [T_{Pn2}\text{sen}\theta - H_{Pn2}\text{cos}\theta] = D_{F2} \quad (4.4)$$

O somatório de forças verticais é descrito pela Equação 4.5.

$$\sum_{n=1}^3 [T_{Pn2}\text{cos}\theta + H_{Pn2}\text{sen}\theta] = P \quad (4.5)$$

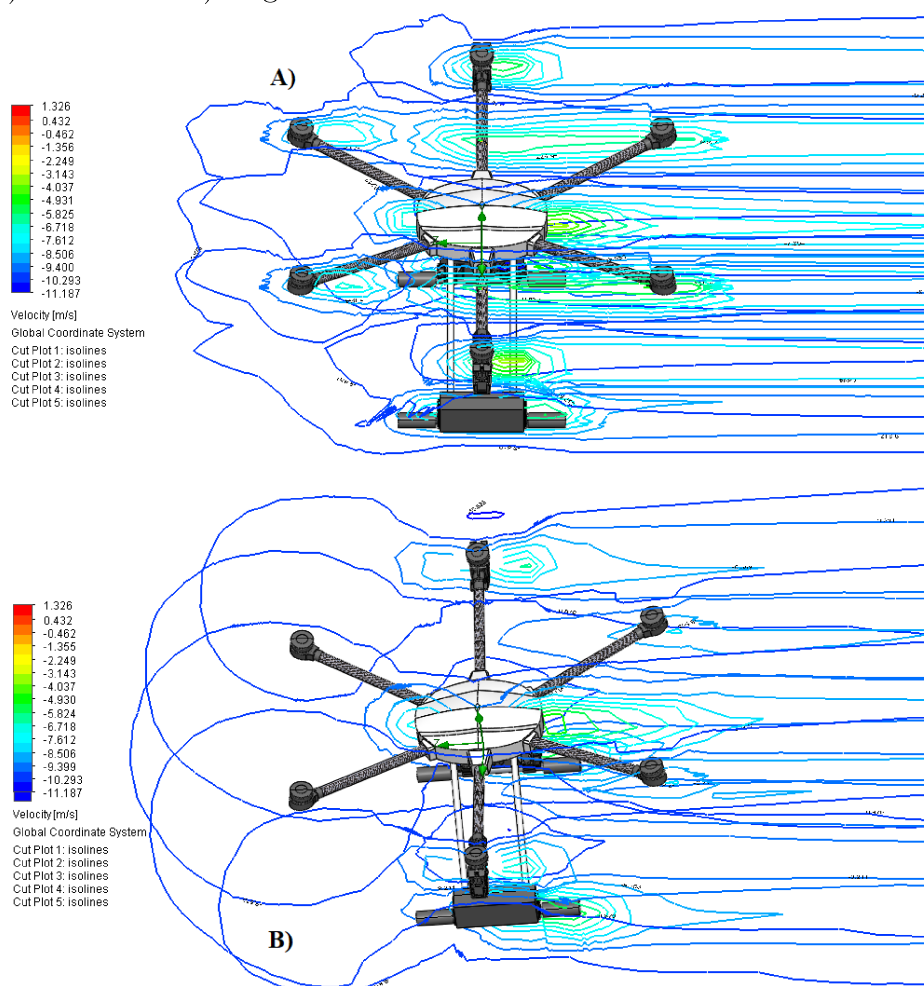
O somatório de momentos é representado pela Equação 4.6.

$$\sum_{n=1}^3 [(H_{Pn2})d_t + (T_{Pn2})a_n + M_{Pn2}] = -M_{F2} \quad (4.6)$$

Para a obtenção dos valores de arrasto de fuselagem,  $D_{F1}$  e  $D_{F2}$ , e momento de arfagem causado pelo escoamento aerodinâmico sobre a fuselagem,  $M_{F1}$  e  $M_{F2}$ , em função da velocidade foram realizadas simulações em mecânica dos fluidos computacional (CFD).

O comportamento do arrasto e do momento da fuselagem no caso da manobra de drone regular é esperado ser ligeiramente diferente do caso da manobra do tilt-rotor, pois conforme a velocidade aumenta o ângulo de arfagem negativo também deve aumentar com isso expondo mais superfície do drone ao arrasto de pressão.

Figura 41: Visualização do resultado de CFD para voo horizontal com velocidade de 10m/s, A) Tilt-Rotor B) Regular



Fonte: Autor

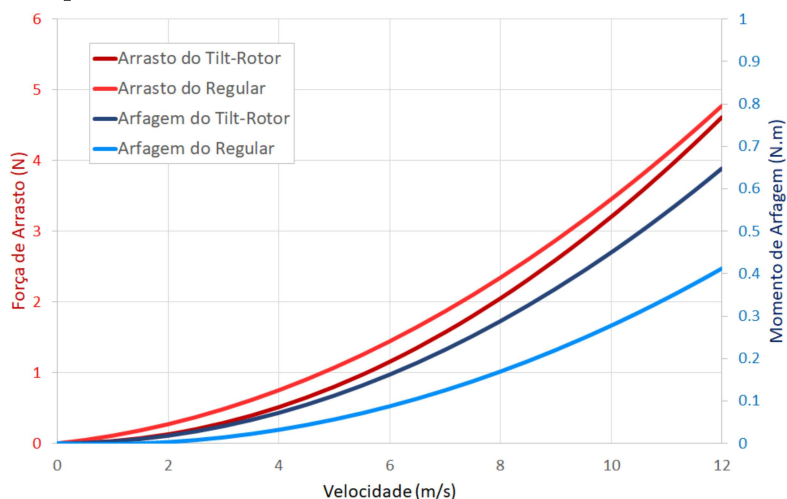
A diferença da simulação de CFD da manobra com uso do tilt-rotor e a manobra do



drone regular pode ser observada na imagem A) da Figura 41 e na imagem B) da Figura 41 respectivamente, onde são mostradas as isolinhas de velocidade na direção do escoamento para a velocidade de 10m/s. Pode-se notar que no caso A) a aeronave está completamente alinhada com o fluxo, independente da velocidade de voo horizontal. No segundo caso, B), o drone apresenta ângulo de arfagem negativo, frente do drone apontada para baixo, na condição de voo apresentada de 10m/s, e nesse caso, o ângulo negativo de  $6,3^\circ$ . Para essa configuração de manobra a arfagem negativa aumenta com o incremento da velocidade de voo horizontal.

As simulações, cujas visualizações são apresentadas na Figura 41, foram repetidas para diversas velocidade de voo e os principais resultados podem ser apreciados na Figura 42, onde estão plotadas as forças de arrasto da fuselagem em função da velocidade e o momento de arfagem que a interação aerodinâmica exerce sobre a fuselagem em função da velocidade de voo horizontal. É importante notar que a força de sustentação da fuselagem, em ambos os casos, não contribuem significativamente com o cômputo do desempenho e pode ser desconsiderada, visto que a aeronave não apresenta superfícies sustentadoras. Ainda assim, é possível pontuar que no caso do tilt-rotor, em que a fuselagem permanece com ângulo de arfagem nulo em relação ao referencial inercial, esta apresenta uma leve força para cima com o incremento da velocidade, devido ao formato curvo da parte central do HTR, e no caso da manobra de drone regular, como o ângulo de arfagem negativo é crescente com o incremento da velocidade, este gera força de sustentação para baixo com o aumento da velocidade.

Figura 42: Resultado da força de arrasto da fuselagem na direção da trajetória e momento de arfagem da fuselagem, ambos obtidos com uso de CFD, linhas vermelhas lidas no eixo da esquerda e linhas azuis lidas no eixo da direita



Fonte: Autor

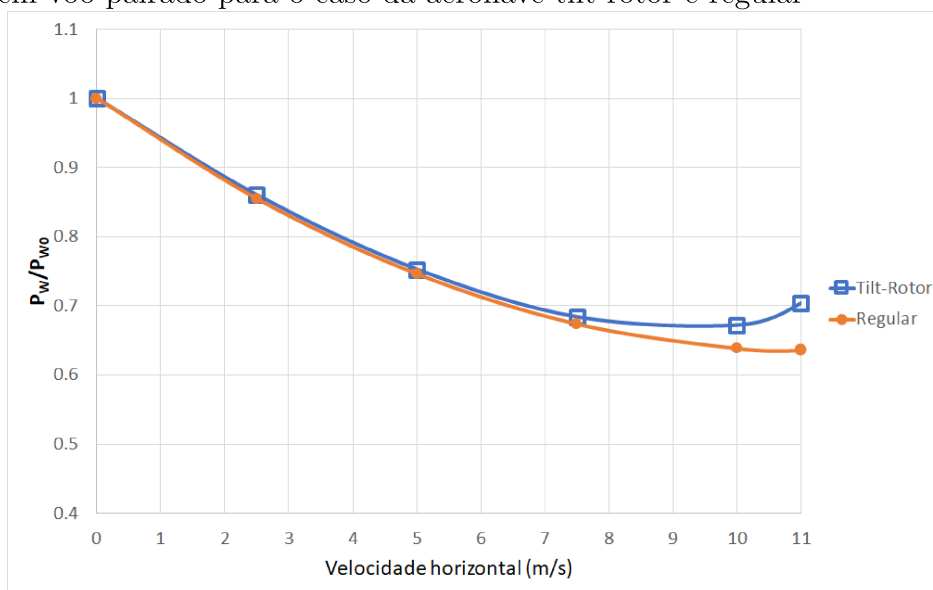
Na Figura 42 as forças de arrasto da fuselagem são exibidas em vermelho e são lidas no eixo vertical da esquerda. Como a manobra regular resulta em alteração do ângulo de arfagem em relação a trajetória, como foi mencionado anteriormente, esta apresenta arrasto



da fuselagem ligeiramente maior que a manobra executada com o uso do tilt-rotor. Enquanto, o momento devido ao escoamento aerodinâmico sobre a fuselagem da manobra executada com o uso do tilt-rotor é ligeiramente maior do que a manobra regular. Ambos momentos de arfagem estão apresentados em azul e são lidos no eixo vertical da direita.

Como, neste momento, os valores das variáveis da direita das Equações 4.1 até 4.6 são conhecidos, ajustando-se por meio de otimização os ângulos e as rotações de cada rotor, dentro das possibilidades estipuladas para cada manobra, é encontrado o equilíbrio das forças e momentos com a força peso, o arrasto da fuselagem e o momento devido ao escoamento aerodinâmico sobre a fuselagem. Com isso, é obtido o torque de eixo necessário para o acionamento de cada motor, quando aplicado à Equação 3.3 é obtida a potência para a condição de voo,  $P_W$ . A Figura 43 apresenta a potência em função da velocidade de voo dividido pela potência necessária para realizar voo pairado,  $P_{W0}$ , em azul é apresentado a potência de eixo para o voo com manobra utilizando os tilt-rotors e em laranja a manobra regular de drone.

Figura 43: Comparação da potência de eixo em voo horizontal em relação a potência de eixo em voo pairado para o caso da aeronave tilt-rotor e regular



Fonte: Autor

Pode-se notar na Figura 43, que a potência de acionamento do motor se mantém bastante semelhante para ambos os casos de manobra com o incremento da velocidade até a velocidade de aproximadamente  $8m/s$ , provando que para velocidades baixas a moderadas, que é objetivo deste trabalho, não há diferença significativa de uso de potência quando comparada com uma estratégia de manobra regular. A partir da velocidade de  $8m/s$  há uma divergência dos resultados com a configuração de manobra do tilt-rotor desempenhando pior que a regular. No entanto, como será visto na Seção 5.3 do Capítulo 5, com velocidade em torno de  $8m/s$

são atingidas as rotações máximas dos motores quando são consideradas atuação de controle e condições não estacionárias.

É importante notar também que, quando são consideradas condições não-lineares das interações aerodinâmicas das hélices com o escoamento, a potência de eixo requerida cai com o aumento da velocidade de voo horizontal. Esse é um efeito bastante conhecido na aviação de asas rotativas, como helicópteros, por exemplo, mas comumente desconsiderados em VANTs de pequeno e médio porte, pois, como é uma redução do consumo de potência analisa-se de maneira conservadora, onde com o incremento da velocidade apenas o aumento do arrasto da fuselagem é considerado, levando um aumento contínuo da potência consumida com o incremento da velocidade de voo. No entanto, quando analisando as condições ótimas de operação da aeronave, como estabelecimento da velocidade de cruzeiro, por exemplo, é imprescindível o uso de modelos mais completos como o apresentado nesta seção, pois, desta forma, é possível estabelecer a velocidade onde ocorre o mínimo consumo. Como, por exemplo, o apresentado no gráfico da Figura 43 de 10m/s, para a configuração tilt-rotor, e 11m/s, para a configuração regular, a partir dessas velocidades a potência de eixo volta a subir podendo alcançar muitas vezes a potência necessária para voo pairado, pois, além das forças geradas pela interação aerodinâmica com as hélices, o arrasto da fuselagem da aeronave cresce com o quadrado da velocidade de voo.

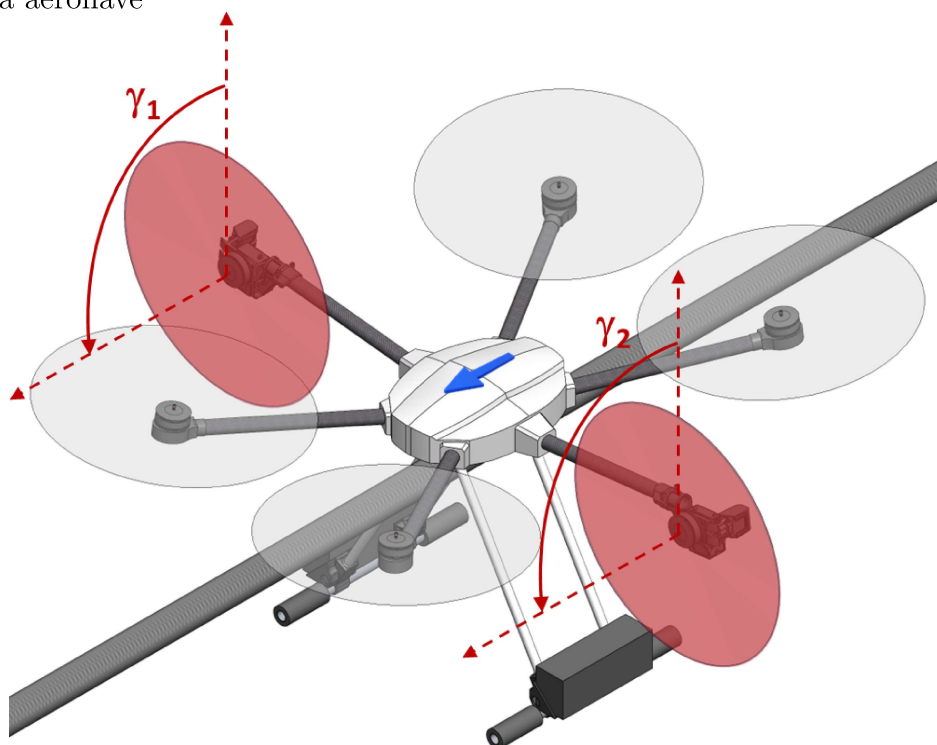
Em suma, com a análise desta seção, são estabelecidas parâmetros de comparação sustentando o uso da manobra de voo horizontal com o uso dos tilt-rotors em relação à manobra de drone regular, mantendo aproximadamente o mesmo consumo de potência na velocidade de operação como proposto na Seção 4.2.1 deste capítulo.

#### **4.2.2 ESTRATÉGIAS DE ATUAÇÃO DE MANOBRA ACOPLADO À LINHA**

A aeronave faz aproximação e pouso sobre a linha de transmissão de energia. Em seguida, esta faz a transição para a dinâmica em modo acoplado onde a posição é limitada pela geometria da linha de transmissão, a catenária, deste modo, para uma dada posição longitudinal há uma correspondência em altura e ângulo de arfagem. Além desse grau de liberdade, há um segundo que é a rolagem, desta vez centrada na posição do contato do cabo com os roletes do subsistema de acoplamento (Seção 3.1).

Para a movimentação longitudinal ao longo do cabo os dois tilt-rotors são movimentados em 90° para frente ou para trás, como pode ser observado na Figura 44. Os rotores em vermelho, 1 e 2, se mantêm ativos exercendo tração enquanto os rotores 3, 4, 5 e 6, em cinza, ficam em configuração de espera (*idle*).

Figura 44: Movimentação para frente acoplado ao cabo efetuada mediante movimento dos tilt-rotors; rotores em vermelho indicando aumento de tração; seta em azul indica a frente da aeronave



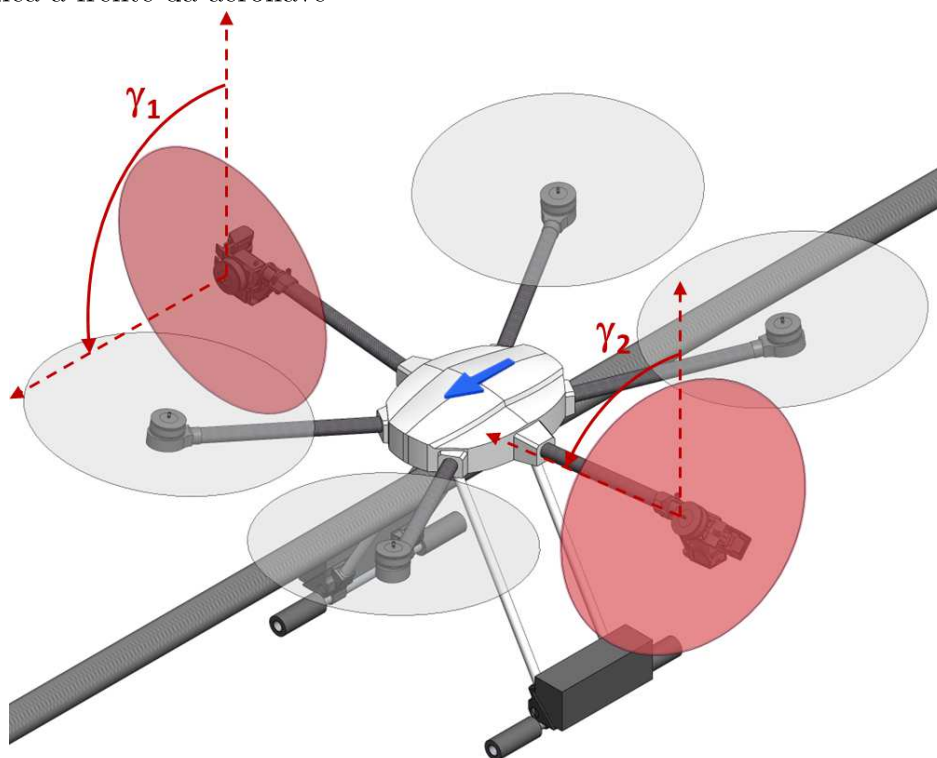
Fonte: Autor

A rolagem acoplado a linha de transmissão tem como objetivo ajustar a visada das câmeras de inspeção a um alvo específico ou contrabalançar a ação do vento aumentado ainda mais a estabilidade que a aeronave já possui quando acoplada a linha de transmissão de energia.

Para desempenhar o movimento de rolagem, devido a característica super-atuada desse hexacóptero, existem duas alternativas: A primeira reduz o ângulo de deflexão do tilt-rotor de um dos lados da aeronave gerando uma componente vertical que faz com que a aeronave role, como pode ser observado na Figura 45, com  $\gamma_2$  com um ângulo de deflexão inferior que  $\gamma_1$ . Com isso um torque de guinada é gerado que é contrabalançado pelo próprio contato dos roletes com o cabo. Mas, se ainda assim for desejado que esse torque de guinada não seja introduzido à dinâmica da aeronave acoplada, basta aumentar a tração da tilt-rotor defletido para que o torque seja compensado.

A segunda alternativa do movimento de rolagem não há movimentação dos tilt-rotors, estes permanecem na posição de  $90^\circ$  para frente ou para trás, e a rolagem é executada por meio dos motores 3, 4, 5, e 6 que estavam em modo de espera. Por exemplo, para executar a manobra de rolagem para a direita como a exemplificada na Figura 45, essa outra opção iria acelerar os rotores 3 e 6 de modo que a aeronave rolaria para a direita.

Figura 45: Movimentação para frente com rolagem acoplado ao cabo efetuada mediante movimento dos tilt-rotors; rotores em vermelho indicando aumento de tração; seta em azul indica a frente da aeronave



Fonte: Autor

Essa segunda abordagem de manobra de rolagem é a adotada como solução desse trabalho devido a simplicidade de comando e a manutenção dos motores de tração ao longo da trajetória específicos para locomoção longitudinal, disponibilizando mais tração para vencer o aclave da catenária.

Mais detalhes da modelagem cinemática e dinâmica desta estratégia de manobra acoplado à linha de transmissão de energia elétrica serão apresentados nas Seções 4.5.1 e 4.5.2.

### 4.3 ANÁLISE DE FORÇAS E MOMENTOS PROPULSIVOS

O empuxo produzido por cada rotor é proporcional ao quadrado de suas respectivas velocidades angulares [40]. No entanto, de acordo com testes experimentais conduzidos e descritos na Subseção 3.4.3, pode-se considerar que a força de propulsão é diretamente proporcional ao sinal enviado aos motores. As equações 4.7, 4.8, 4.9, 4.10 e 4.11 mostram as respectivas forças e torques para o rotor 1, como exemplo:

$$X_{p_1}^b = -k_1 s \gamma_1 \delta_1, \quad (4.7)$$

$$Z_{p_1}^b = -k_1 c \gamma_1 \delta_1, \quad (4.8)$$

$$L_{p_1}^b = (-k_1 c \gamma_1 l - k_2 s \gamma_1) \delta_1, \quad (4.9)$$

$$M_{p_1}^b = k_1 h_{CG} s \gamma_1 \delta_1, \quad (4.10)$$

$$N_{p_1}^b = (k_1 s \gamma_1 l - k_2 c \gamma_1) \delta_1, \quad (4.11)$$

onde o índice  $p$  denota que é respectivo ao sistema de propulsão,  $\delta_1$  é o sinal do motor 1,  $X_{p_1}^b, Z_{p_1}^b$  são as forças de propulsão geradas pelo motor 1 no eixo  $i^b$  e  $k^b$ ,  $L_{p_1}^b, M_{p_1}^b$  e  $N_{p_1}^b$  são os torques gerados pelo motor 1 ao longo do eixo  $i^b, j^b$ , respectivamente,  $k^b, k_1$  é a constante de propulsão característica de cada unidade de subsistema propulsivo (conjunto de motor, controlador eletrônico de velocidade e hélice),  $l = 0,50m$  é o comprimento do braço do HTR, e  $h_{CG}$  é a altura do plano de propulsão em relação ao CG da aeronave (que pode ser visto na Figura 46 como  $h_{CG} = c + d$ ). Devido à terceira lei de Newton,  $k_2$  é a constante do torque de reação no montante do motor devido à rotação do sistema propulsivo.

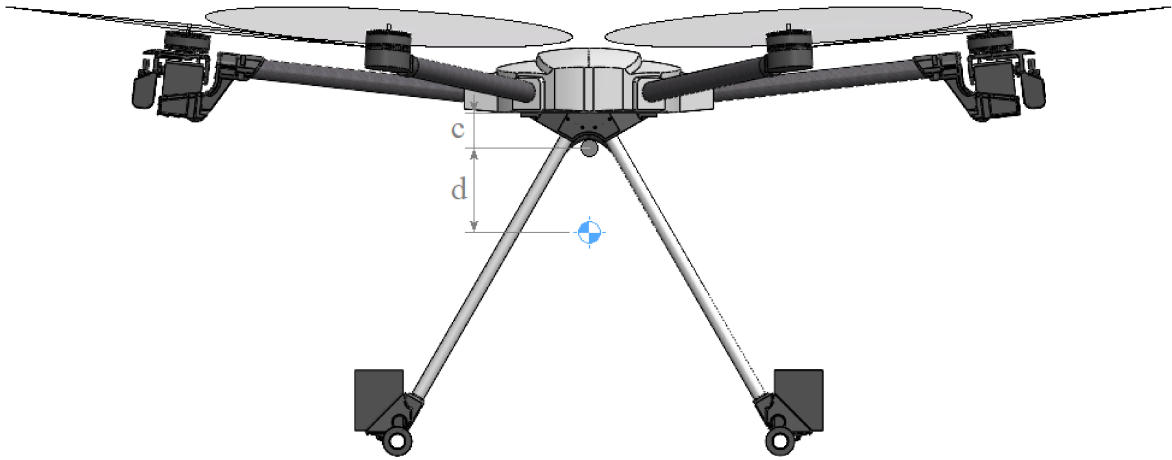
Após os experimentos de bancada de teste, cada rotor deste HTR específico produz  $k_1 = 28,75N$  e  $k_2 = 0,80Nm$  conforme descrito na Figura 30 e na Figura 31.

No caso especial dos tilt-rotors, representados pelos rotores 1 e 2 da Figura 35, estes também devem considerar seus ângulos de inclinação, denotados por  $\gamma_j$ , onde o índice  $j$  representa o respectivo tilt-rotor (1 e 2). Portanto, a força gerada pelos tilt-rotors na direção do eixo  $i^b$  pode ser representada por  $-k_1 s \gamma_1 \delta_1$  (rotor 1) e  $k_1 s \gamma_2 \delta_2$  (rotor 2). Em relação à direção do eixo  $k^b$ , suas forças são descritas como  $-k_1 c \gamma_1 \delta_1$  (rotor 1) e  $-k_1 c \gamma_2 \delta_2$  (rotor 2), destacando que o eixo  $k^b$  aponta para baixo. Para os rotores restantes (de 3 a 6), suas forças são descritas como  $-k_1 \delta_{3..6}$ . Estas definições são essenciais para entender a construção da Matriz de Efetividade de Controle, do inglês Control Effectiveness Matrix (CEM), dos 2 modos de voo.

Além disso, quando o HTR está em modo de voo, este é referenciado em seu centro de gravidade, que está localizado  $148,6mm$  abaixo da base da parte central do HTR. Em outras palavras, é equivalente à soma de  $c$  e  $d$  na Figura 46.

A altura  $c$  da Figura 46, tomada do centro de um cabo de  $30mm$  até a base da parte central do drone, tomada como referência, é de  $47,9mm$  e é o ponto no qual o drone pendula lateralmente quando conectado a linha de energia. O CG está localizado  $d = 100,7mm$  abaixo do ponto de rotação quando conectado ao cabo. Essas características dão ao drone uma condição estável quando conectado à linha de transmissão de energia elétrica conforme demonstrado na Seção 3.6.

Figura 46: Imagem indicando as variáveis  $c$  e  $d$ , distância da base do HTR ao cabo e distância do cabo ao CG respectivamente



Fonte: Autor

É importante destacar que o pequeno ângulo que os braços HTR fazem com o plano  $XY$  que se assemelha a um diedro positivo, neste caso específico pode ser considerado desprezível devido ao cancelamento de forças dos rotores do lado oposto.

A massa total da aeronave sem a carga útil é de aproximadamente  $9,1kg$ .

#### 4.4 HTR TILT-ROTOR EM MODO DE VOO

Como mencionado anteriormente, no Capítulo 2, as variáveis de estado do HTR são medidas em diferentes referenciais de coordenadas. É comum na literatura apresentá-los como a posição do veículo,  $\mathcal{F}^v$ , definida pelo vetor  $\boldsymbol{\eta}_1 \in \mathbb{R}^3$  no referencial inercial  $\mathcal{F}^I$ . Seus ângulos são definidos por  $\boldsymbol{\eta}_2 \in \mathbb{R}^3$  no referencial do corpo,  $\mathcal{F}^b$ , em relação ao referencial inercial,  $\mathcal{F}^I$ . Além disso,  $\boldsymbol{\nu}_1 \in \mathbb{R}^3$  e  $\boldsymbol{\nu}_2 \in \mathbb{R}^3$  são as velocidades lineares e angulares, medidas no sistema de coordenadas  $\mathcal{F}^b$ . De acordo com [50], as equações 4.12, 4.13 e 4.14 são apresentadas:

$$\boldsymbol{\eta}_1 = [p_n \ p_e \ h]^T, \quad (4.12)$$

$$\boldsymbol{\eta}_2 = [\phi \ \theta \ \psi]^T, \quad (4.13)$$

$$\boldsymbol{\eta} = [\boldsymbol{\eta}_1 \ \boldsymbol{\eta}_2]^T. \quad (4.14)$$

Em relação às velocidades, formulam-se as Equações 4.15, 4.16 e 4.17:

$$\boldsymbol{\nu}_1 = [u \ v \ w]^T, \quad (4.15)$$

$$\boldsymbol{\nu}_2 = [p \ q \ r]^T, \quad (4.16)$$

$$\boldsymbol{\nu} = [\boldsymbol{\nu}_1 \ \boldsymbol{\nu}_2]^T, \quad (4.17)$$

onde  $\boldsymbol{\nu} \in \mathbb{R}^6$  é o vetor velocidade generalizado,  $\boldsymbol{\nu}_1 \in \mathbb{R}^3$  é o vetor velocidade linear,  $\boldsymbol{\nu}_2 \in \mathbb{R}^3$  é o vetor velocidade angular, ambos em  $\mathcal{F}^b$ .

O modelo de cinemática e dinâmica do corpo rígido com 6 Graus de Liberdade (GDL) é expresso nas Equações 4.18, 4.19 e 4.20:

$$\dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{J}\boldsymbol{\nu}, \quad (4.18)$$

$$\dot{\boldsymbol{\eta}}_1 = \mathbf{J}_1(\phi, \theta, \psi)\boldsymbol{\nu}_1, \quad (4.19)$$

$$\dot{\boldsymbol{\eta}}_2 = \mathbf{J}_2(\phi, \theta, \psi)\boldsymbol{\nu}_2, \quad (4.20)$$

onde  $\dot{\boldsymbol{\eta}} \in \mathbb{R}^6$  é o vetor velocidade em  $\mathcal{F}^I$ ,  $\dot{\boldsymbol{\eta}}_1 \in \mathbb{R}^3$  e  $\dot{\boldsymbol{\eta}}_2 \in \mathbb{R}^3$  são os vetores de velocidade linear e angular em  $\mathcal{F}^I$ , respectivamente,  $\mathbf{J} \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ ,  $\mathbf{J}_1 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  e  $\mathbf{J}_2 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  são as matrizes de transformação que relacionam  $\mathcal{F}^b$  e  $\mathcal{F}^I$ .

A dinâmica HTR é descrita por equações diferenciais do método de Newton-Euler, conforme mostrado na Equação 4.21.

$$\mathbf{\Pi}^b \dot{\boldsymbol{\nu}} + \mathbf{C}^b(\boldsymbol{\nu})\boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{\tau}_g^b = \boldsymbol{\tau}_p^b \quad (4.21)$$

Onde  $\mathbf{\Pi}^b \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$  é a matriz de inércia do sistema,  $\mathbf{C}^b(\boldsymbol{\nu}) \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$  é a matriz Coriolis-centrípetas, no referencial  $\mathcal{F}^b$ ,  $\boldsymbol{\tau}_g^b$  e  $\boldsymbol{\tau}_p^b \in \mathbb{R}^6$  são os vetores resultantes da gravidade e da propulsão, respectivamente, compostos de forças e torques, ambos no referencial  $\mathcal{F}^b$ .

Conforme demonstrado na Seção 2.2 e Seção 2.3, aqui é apresentado em uma representação mais detalhada a modelagem cinemática e dinâmica da aeronave em modo de voo, equações 4.22, 4.23, 4.24, 4.25 e 4.26, juntamente com a matriz de inércia do HTR,  $\mathbf{I}_{CG}^b \in \mathbb{R}^{3 \times 3} [kg.m^2]$  [40, 51, 41].

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\theta s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ s\theta & -s\phi s\theta & -c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X^b \\ Y^b \\ Z^b \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi/c\theta & c\phi/c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = I_{CG}^{-1} \left( - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I_{CG} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L^b \\ M^b \\ N^b \end{bmatrix} \right) \quad (4.25)$$

$$\mathbf{I}_{CG}^b = \begin{bmatrix} I_x^b & I_{xy}^b & I_{xz}^b \\ I_{xy}^b & I_y^b & I_{yz}^b \\ I_{xz}^b & I_{yz}^b & I_z^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.015029 & 0.000398 & -0.000386 \\ 0.000398 & 0.633190 & -0.001195 \\ -0.000386 & -0.001195 & 0.894187 \end{bmatrix} \quad (4.26)$$

Onde  $X^b = X_p^b + X_g^b$ ,  $Y^b = Y_p^b + Y_g^b$  e  $Z^b = Z_p^b + Z_g^b$ . O índice subscrito "g" está relacionado à força gravitacional, e o índice subscrito "p" é referido como o sistema de propulsão, ambos respectivos ao sistema de coordenadas do corpo.

Além disso, para concluir esta seção, a Equação 4.27 apresenta a Matriz de Efetividade de Comando (CEM) para o modo de voo com todas as forças e torques gerados pelas 5 Ações de Controle Virtual, do inglês *Virtual Control Actions* (VCAs) e pelas 8 Ações de Controle Real, do inglês *Real Control Actions* (RCAs) do HTR.

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\tau}_p^b &= \begin{bmatrix} X_p^b \\ Z_p^b \\ L_p^b \\ M_p^b \\ N_p^b \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} -k_1 s\gamma_1 \delta_1 + k_1 s\gamma_2 \delta_2 \\ k_1 c\gamma_1 \delta_1 + k_1 c\gamma_2 \delta_2 + k_1 \delta_3 + k_1 \delta_4 + k_1 \delta_5 + k_1 \delta_6 \\ (-k_1 c\gamma_1 l + k_2 s\gamma_1) \delta_1 + (k_1 c\gamma_2 l - k_2 s\gamma_2) \delta_2 + k_1 l \frac{1}{2} \delta_3 - k_1 l \frac{1}{2} \delta_4 - k_1 l \frac{1}{2} \delta_5 + k_1 l \frac{1}{2} \delta_6 \\ k_1 h_{CG} s\gamma_1 \delta_1 - k_1 h_{CG} s\gamma_2 \delta_2 + k_1 l \frac{\sqrt{3}}{2} \delta_3 - k_1 l \frac{\sqrt{3}}{2} \delta_4 + k_1 l \frac{\sqrt{3}}{2} \delta_5 - k_1 l \frac{\sqrt{3}}{2} \delta_6 \\ (k_1 s\gamma_1 l - k_2 c\gamma_1) \delta_1 + (k_1 s\gamma_2 l + k_2 c\gamma_2) \delta_2 + k_2 \delta_3 + k_2 \delta_4 - k_2 \delta_5 - k_2 \delta_6 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.27)$$

Onde as seguintes simplificações de escrita foram assumidas, com  $j$  sendo o índice que

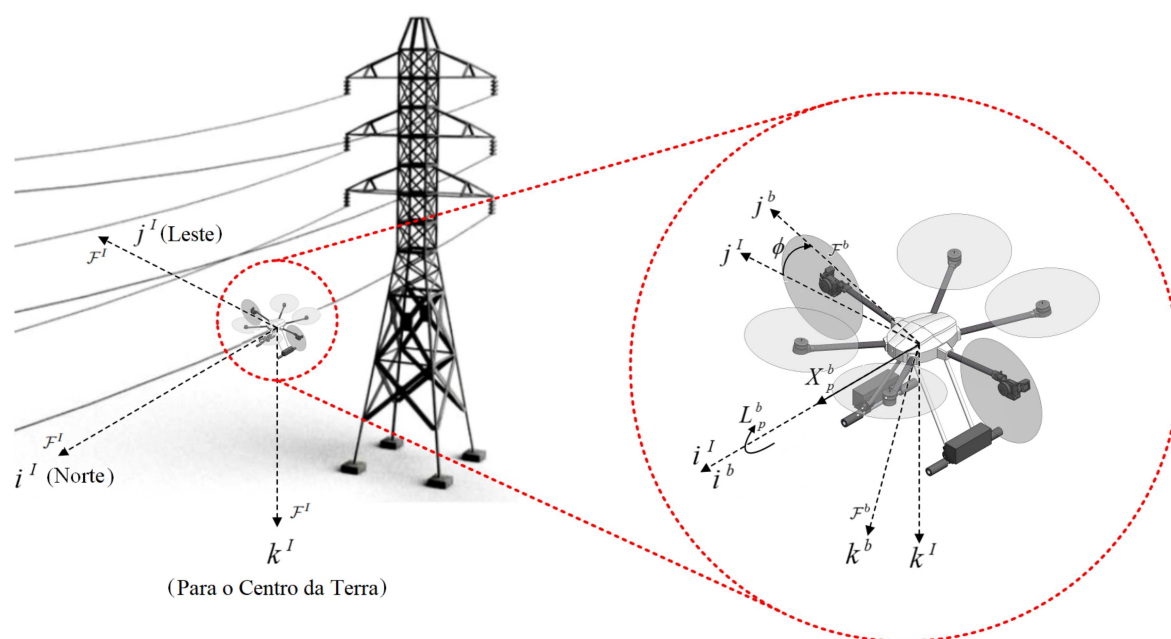


pode ser igual a 1 ou 2:  $s\gamma_j = \sin \gamma_j$  e  $c\gamma_j = \cos \gamma_j$ .

#### 4.5 MODO ACOPLADO À LINHA DE TRANSMISSÃO DE ENERGIA

Esta seção retratará o modelo do HTR acoplado à linha de transmissão, onde a estabilidade da aeronave é descrita em função da posição do cabo como referência para o VANT, ou seja, considerando a posição do subsistema de acoplamento, como descrito na Figura 46. Para ilustrar melhor os GDLs controlados e as variáveis, a Figura 47 também apresenta a rotação do eixo e as Ações de Controle Virtual (VCAs) da aeronave conectada à linha de transmissão de energia elétrica.

Figura 47: Variáveis de controle do HTR,  $X_p^b$  e  $L_p^b$  no modo de operação conectado à linha de transmissão de energia



Fonte: Autor

Como mostrado na Figura 47, o modo de voo acoplado reduz a modelagem cinemática e dinâmica do HTR a apenas 2 GDLs, que são descritos como rolagem (rotação em torno do eixo  $i^b$ ) e deslocamentos ao longo do eixo de translação (ao longo do eixo  $i^b$ ).

Algumas explicações importantes para essa drástica redução de GDLs estão resumidas a seguir:

- A força de propulsão  $Z_p^b$  não é mais necessária devido ao fato do HTR estar pousado sobre a linha de transmissão de energia, portanto sustentado pela força normal ao contato do cabo com os roletes do subsistema de acoplamento;

- O design do HTR e suas características construtivas fazem com que a dinâmica de rolamento funcione como uma espécie de "pêndulo simples". A razão para isso é que a aeronave possui a posição do CG abaixo do eixo de rotação quando acoplado ao cabo;
- Os torques de inclinação e rotação,  $M_p^b$  e  $N_p^b$ , respectivamente, não são controlados devido aos dois roletes do sistema de acoplamento, mostrados na Figura 19. Assim, eles fazem o HTR ficar a  $\psi = 0$  graus em relação ao cabo e no mesmo ângulo  $\theta$  com o ângulo da linha de transmissão de energia  $\varphi$ , conforme a posição da catenária é alterada (conforme mostrado na Figura 50).

Desta forma, a Matriz de Efetividade de Controle (CEM) para o modo de operação acoplado à linha de transmissão também apresenta uma drástica redução de GDLs com todas as forças e torques gerados pelas 2 Ações de Controle Virtual (VCAs) e as 8 Ações de Controle Real (RCAs) do HTR, conforme apresentado na Equação 4.28.

$$\begin{aligned} \tau_p^b &= \begin{bmatrix} X_p^b \\ L_p^b \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} -k_1 s \gamma_1 \delta_1 + k_1 s \gamma_2 \delta_2 \\ (-k_1 c \gamma_1 l + k_2 s \gamma_1) \delta_1 + (k_1 c \gamma_2 l - k_2 s \gamma_2) \delta_2 + k_1 l \frac{1}{2} \delta_3 - k_1 l \frac{1}{2} \delta_4 - k_1 l \frac{1}{2} \delta_5 + k_1 l \frac{1}{2} \delta_6 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.28)$$

#### 4.5.1 MODELO DE ROTAÇÃO EM TORNO DO EIXO $i^b$

Este GDL é definido com a rotação do HTR sobre o cabo da linha de transmissão após o pouso. A função em torno do eixo  $i^b$  pode ser descrita na Equação 4.29. Também pode ser apresentada na Equação 4.30 por meio de uma equação diferencial simplificada e linearizada, de acordo com a literatura de vibrações mecânicas [52, 53] e seus parâmetros estimados por meio de ensaios realizados e descritos na Seção 3.6.

$$\underbrace{I_x^L \ddot{\phi}}_{\text{Inercial}} + \underbrace{C_{to} \dot{\phi}^2 \text{sgn}(\dot{\phi})}_{\text{Amortec. Aerodinâmico}} + \underbrace{\text{sgn}(\dot{\phi}) \mu mgr}_{\text{Amortec. Coulomb}} + \underbrace{mgd \sin(\phi)}_{\text{Restauração}} = \underbrace{Q(t, \phi)}_{\text{Externo}}, \quad (4.29)$$

$$\underbrace{I_x^L \ddot{\phi}}_{\text{Inercial}} + \underbrace{c_t \dot{\phi}}_{\text{Amortecimento}} + \underbrace{mgd \phi}_{\text{Restauração}} = \underbrace{Q(t, \phi)}_{\text{Externo}}. \quad (4.30)$$

A porção *Inercial* da equação é descrita pelo momento polar de inércia,  $I_x^L = 1.107033 Kg.m^2$ , com a aceleração angular  $\ddot{\phi}$  no eixo  $i^b$ . É importante ressaltar que  $I_x^L$  é um pouco diferente de  $I_x^b$  apresentado na Equação 4.26, o que é consequência de sua diferente posição de pivotamento.

A parcela do *Amortecimento* da equação foi substancialmente simplificada a partir do amortecimento aerodinâmico ( $C_{to}\dot{\phi}^2 \cdot \text{sgn}(\dot{\phi})$ ) e Coulomb ( $\mu m g r \cdot \text{sgn}(\dot{\phi})$ ), onde  $\text{sgn}(\dot{\phi})$  é o sinal da velocidade angular, que resulta em uma constante geral de amortecimento de torção,  $c_t$ , e sua velocidade angular [52, 53].

O momento de *Restauração* foi linearizado considerando a aproximação de pequenos sinais, logo  $\phi \cong \sin(\phi)$ . Todas essas simplificações contribuem para um cálculo fácil e rápido da estabilidade lateral do HTR sem perda de precisão dos resultados, como será demonstrado a seguir.

O momento *Externo* está normalmente associado aos ventos aos quais a aeronave pode estar sujeita quando ligada à linha de transmissão de energia. É também nesta parte onde são consideradas as Ações de Controle Virtual.

Resolvendo a Equação 4.30 para as condições de ensaios da Seção 3.6, primeiramente iguala-se a zero a parcela do momento *Externo*, pois trata-se de vibração livre. Em seguida obtém-se a transformada de Laplace da equação, como mostrada na Equação 4.31, onde os termos entre colchetes são as transformadas de Laplace de  $\ddot{\phi}$ ,  $\dot{\phi}$  e  $\phi$ , respectivamente.

$$[s^2\Phi(s) - \dot{\phi}(0) - s\phi(0)] + 2\zeta\omega_n[s\Phi(s) - \phi(0)] + \omega_n^2[\Phi(s)] = 0 \quad (4.31)$$

A variável  $\omega_n$ , representada pela Equação 4.32, é a velocidade angular de vibração livre não-amortecida em *rad/s*, comumente conhecida como frequência natural do sistema. No caso do sistema representado pela Equação 4.30,  $\omega_n$  já é completamente definida em função da massa,  $m$ , aceleração da gravidade,  $g$ , distância ao centro de rotação,  $d$ , e momento polar de inércia,  $I_x^L$ .

$$\omega_n = \sqrt{\frac{mgd}{I_x^L}} \quad (4.32)$$

O fator de amortecimento adimensional é definido pela variável  $\zeta$  como apresentado na Equação 4.33, onde  $c_t$  é a constante de amortecimento de torção.

$$\zeta = \frac{c_t}{2I_x^L\omega_n} \quad (4.33)$$

Rearranjando a Equação 4.31 se torna a Equação 4.34.

$$\Phi(s) = \frac{s\phi(0)}{D(s)} + \frac{2\zeta\omega_n\phi(0) + \dot{\phi}(0)}{D(s)} \quad (4.34)$$

Onde  $D(s)$  é definido pela Equação 4.35.

$$D(s) = s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2 \quad (4.35)$$

Considerando as condições iniciais do ensaio como  $\dot{\phi}(0) = 0$  e  $\phi(0) = \phi_0$  e aplicando a transformada de Laplace inversa na Equação 4.34 obtêm-se a solução linear simplificada da Equação 4.30, representada pela Equação 4.36.

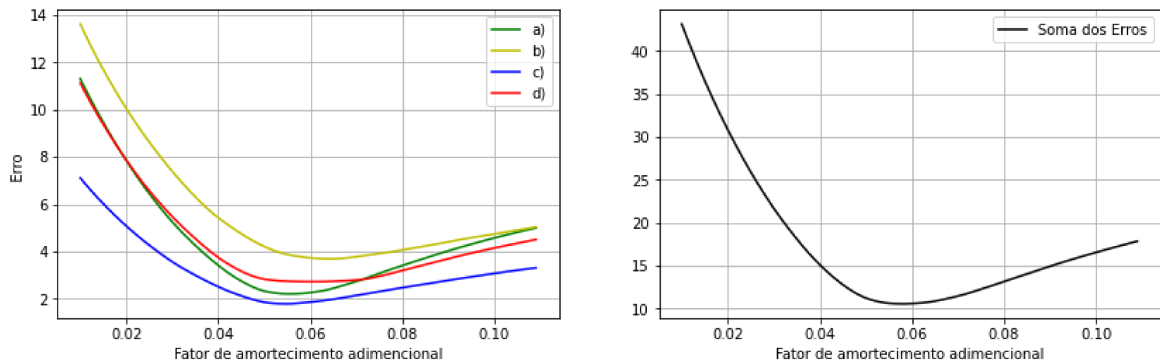
$$\phi_m(t) = \frac{\phi_0}{\sqrt{1-\zeta^2}} e^{-\zeta\omega_n t} \text{sen} \left[ \sqrt{1-\zeta^2}\omega_n t + \arctan \left( \frac{\sqrt{1-\zeta^2}}{\zeta} \right) \right] \quad (4.36)$$

Para obtenção da variável não conhecida,  $\zeta$ , realizou-se uma otimização para ajustar a solução linear simplificada aos dados dos ensaios descritos na Seção 3.6. Para isso obteve-se a condição de mínimo Erro, representado pela Equação 4.37. Onde  $n_d$  é o número do elemento e  $n_f$  é o último elemento na sequência de dados do ensaio,  $dt$  é o intervalo de tempo entre dois elementos e  $\phi_d$  é o valor do ângulo de rolagem do HTR em cada instante de tempo durante o ensaio.

$$Erro = \sum_{n_d=1}^{n_f} \left| \frac{\phi_m(n_d dt) + \phi_m(n_d dt - dt)}{2} - \frac{\phi_d(n_d dt) + \phi_d(n_d dt - dt)}{2} \right| dt \quad (4.37)$$

O Erro foi definido como a subtração do módulo das áreas da curva da Equação 4.36 e dos dados do ensaio. Uma simples subtração de amplitudes não seria possível, uma vez que a variável  $\zeta$  também aparece no termo senoidal, acarretando em alteração da frequência e fase da vibração mecânica.

Figura 48: Erros entre as soluções lineares simplificadas, para cada condição inicial, e os dados de ensaio a), b), c), d) e a soma destes Erros

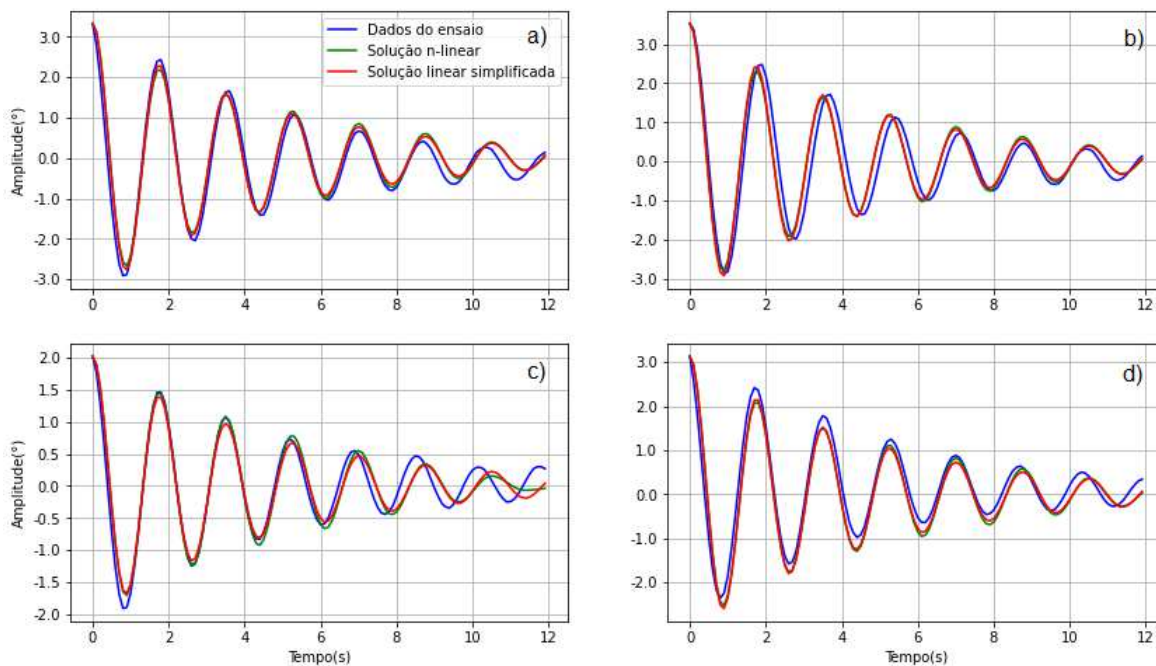


Fonte: Autor

A soma dos Erros possui condição de mínimo para o fator de amortecimento adimensional  $\zeta = 0.058$  conforme o gráfico da Figura 48, o que acarreta em uma constante geral de

amortecimento de torção  $c_t = 0.461Kg.m^2/rad.s$ .

Figura 49: Comparação entre o ensaio de rolagem realizado, a solução do modelo não-linear e a solução do modelo linear simplificado, mostrado a amplitude do ângulo de rolagem, em graus, em função do tempo, em segundos, com amplitude inicial de: a)  $\phi_0 = 3.33$ , b)  $\phi_0 = 3.53$ , c)  $\phi_0 = 2.02$  e d)  $\phi_0 = 3.13$



Fonte: Autor

Na Figura 49 pode ser observada a comparação dos ensaios da Figura 34 e descritos na Seção 3.6 com o modelo dinâmico simplificado e linearizado representado pela Equação 4.30 para diversas condições iniciais de vibrações mecânicas livres. Para efeito de comparação também foram plotados os resultados da solução numérica da equação diferencial não-linear, forma mais completa (Equação 4.29), para valores de  $r = 10mm$ ,  $C_{to} = 3Kg.m^2/rad$  e  $\mu = 0.013$ , podendo notar que as três curvas possuem boa correlação.

Com isso, é possível afirmar que o modelo de rolagem descrito pela Equação 4.30 é suficiente para descrever os momentos de inércia, de amortecimento e restauração do HTR para uma correta modelagem.

#### 4.5.2 MODELO DE TRANSLAÇÃO AO LONGO DO EIXO $i^b$

Este GDL é definido quando o HTR se move ao longo do cabo da linha de transmissão de energia elétrica que possui a forma de uma catenária. Então, esta característica é descrita na Equação 4.38.

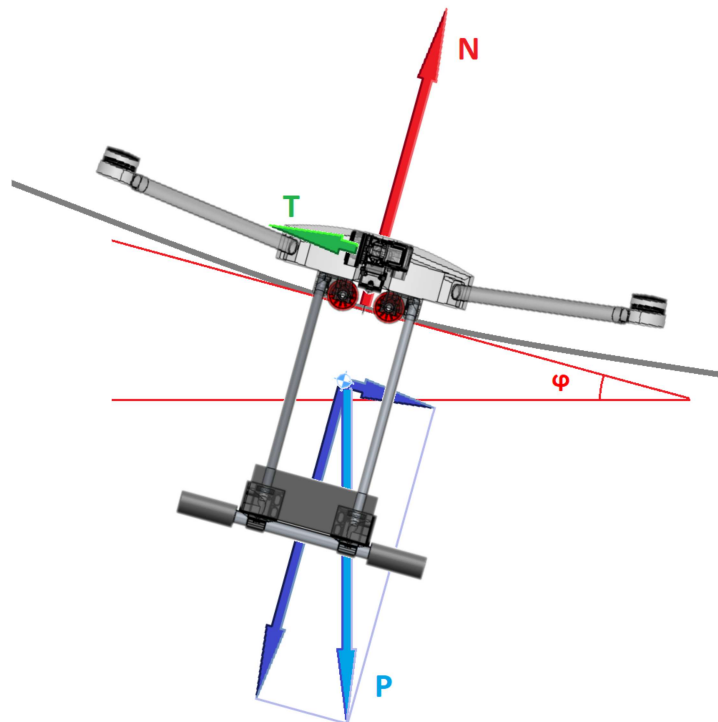
$$y = \frac{e^{ax} + e^{-ax} - 2}{2a} = \frac{1}{a}[\cosh(ax) - 1] \quad (4.38)$$

Onde  $x$  e  $y$  são as direções horizontal e vertical, respectivamente,  $a$  é a razão do peso por unidade de comprimento do cabo,  $\rho$ , e a tração na direção horizontal,  $T_0$ , descrita por  $a = \rho/T_0$ . É importante destacar que as variáveis  $x$  e  $y$  podem ser abordadas como  $p_n$  e  $p_e$ , respectivamente, descritos na Tabela 1.

Para este modo de operação a modelagem dinâmica do HTR é bastante diferente do modo de voo. Quando o drone se encontra pousado sobre o cabo, este normalmente opera com os motores tilt-rotor (números 1 e 2 da Figura 35) em posição de ângulo máximo,  $|\pm 90|$  graus em relação ao eixo vertical do mesmo.

Quando esses tilt-rotors são desligados, o HTR se moverá naturalmente para o ponto mais baixo da catenária, que é atribuído como sendo a origem da coordenada horizontal descrita na Equação 4.38. À medida que a potência dos motores aumenta, o drone se move ao longo da catenária até a condição de potência máxima.

Figura 50: Equilíbrio de forças quando acoplado à linha de transmissão



Fonte: Autor

Então, a força de empuxo dos motores dos tilt-rotors em função da posição da catenária pode ser descrita como o sistema de Equações 4.39 e 4.41.

$$X_p^b = P \sin \varphi \quad (4.39)$$

$$\varphi = \tan^{-1} \left( \frac{e^{ax} - e^{-ax}}{2} \right) \quad (4.40)$$

$$= \tan^{-1}(\sinh(ax)) \quad (4.41)$$

As variáveis aqui descritas podem ser vistas na Figura 50, onde  $P$  é o peso da aeronave,  $N$  é a força normal dos roletes em contato com o cabo e  $X_p^b$  é a força de empuxo dos tilt-rotors ao longo do eixo  $i^b$ , representado na Figura 50 por  $T$ .

O ângulo  $\varphi$  é o ângulo tangente à catenária em relação ao solo. Então, aumenta à medida que o HTR se move da parte mais baixa da catenária em direção às torres, que é o ponto mais alto da catenária.

Para as condições específicas deste trabalho, o ângulo máximo que o HTR consegue atingir é de aproximadamente 42 graus, conforme descrito nas Equações 4.39 e 4.41. No entanto, a condição de capotamento, ou seja, quando o drone gira sobre a rolete da frente devido ao momento gerado, é de aproximadamente 40 graus, explicada pelo balanço de forças e distância do eixo do rolete, distância vertical do CG e posição vertical dos tilt-rotors.

## 4.6 CONSIDERAÇÕES FINAIS DO CAPÍTULO

As estratégias de atuação de manobra em voo, descritas na Seção 4.2.1, se utilizam da Matriz de Efetividade de Comando (CEM), descritas na Seção 4.4, para que a partir das 8 Ações de Controle Real (RCAs), as 5 Ações de Controle Virtual (VCAs) sejam executadas. Essas VCAs agem então sobre a dinâmica de voo do HTR segundo as Equações 4.22, 4.23, 4.24 e 4.25.

De maneira similar, as estratégias de atuação de manobra acoplado à linha de transmissão de energia elétrica, descritas na Seção 4.2.2, se utilizam da CEM, descrita na Seção 4.5, atuando nas 8 RCAs para a execução das 2 VCAs, agindo então sobre a dinâmica do HTR conectado ao cabo, descrita nas Seções 4.5.1 e 4.5.2.

Computando os comandos e a dinâmica da aeronave para cada instante de tempo e para cada modo de operação, pode-se então simular a operação do HTR híbrido utilizando uma malha de controle, como será apresentada no Capítulo 5.

## 5 RESULTADOS E ANÁLISES DE SIMULAÇÃO

Este capítulo mostra simulações feitas para a validação do projeto e execução da modelagem cinemática e dinâmica do HTR híbrido para inspeção de linhas de transmissão de energia elétrica.

### 5.1 MALHA DE CONTROLE

Visando simular a cinemática e dinâmica da aeronave uma estratégia de controle deve ser definida. Como a placa de controle, Pixhawk Px4, embarcada no HTR Híbrido não suporta processos computacionais altamente complexos em tempo real, foi escolhida a topologia de controle P-PID, devido a sua simplicidade e de baixo custo computacional. Além disso, apesar da placa de controle embarcada ser muito leve e de fácil integração nos sistemas, sua limitação de processamento leva à utilização do procedimento de Alocação Rápida de Controle (*Fast Control Allocation*, FCA), ao invés do uso de alocações de controles não-lineares tradicionais [51, 41].

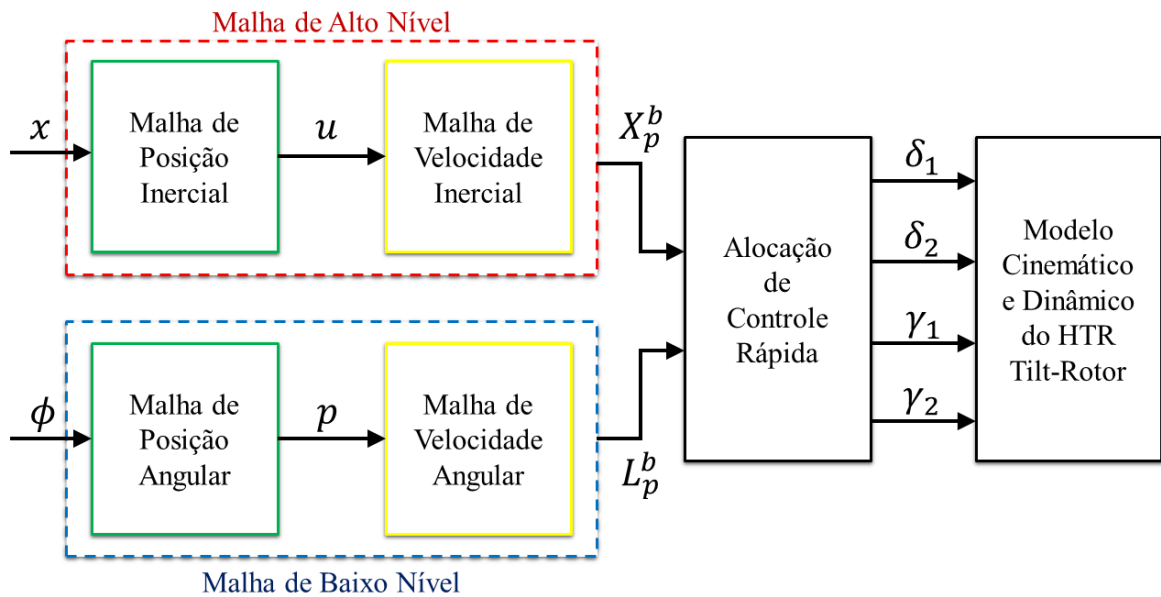
A estrutura geral do controle da aeronave acoplada à linha de transmissão de energia elétrica é apresentada na Figura 51. Pode-se observar a grande redução de graus de liberdade da aeronave, passando de 6 GDLs para 2 GDLs, conforme descrito na Subseção 4.2.2 e na Seção 4.5.

A estrutura de controle é implementada em dois níveis paralelos principais: a Malha de Alto Nível descrita na Figura 51, e em maior detalhe na Figura 52, destacada pela linha tracejada em vermelho e a Malha de Baixo Nível descrita na Figura 51, e em maior detalhe na Figura 52, destacada pela linha tracejada em azul.

Cada nível da malha de controle apresentada na Figura 52 possui uma estrutura de *Feedback* externa e uma estrutura interna. A externa é uma malha de controle de posição, com controlador P. E a interna é uma malha de controle de velocidade, com controlador PID. O controlador externo é responsável pela estabilidade da posição da variável controlada por meio do controlador P. Assim, a ação de controle de saída P será a entrada da malha de controle interna PID [54]. É essencial destacar que a saída da malha de controle externa está no referencial inercial  $\mathcal{F}^I$ , que é traduzido para o referencial fixo ao corpo  $\mathcal{F}^b$  antes de ser



Figura 51: Estrutura geral do controle da aeronave acoplado à linha de transmissão de energia elétrica



Fonte: Autor

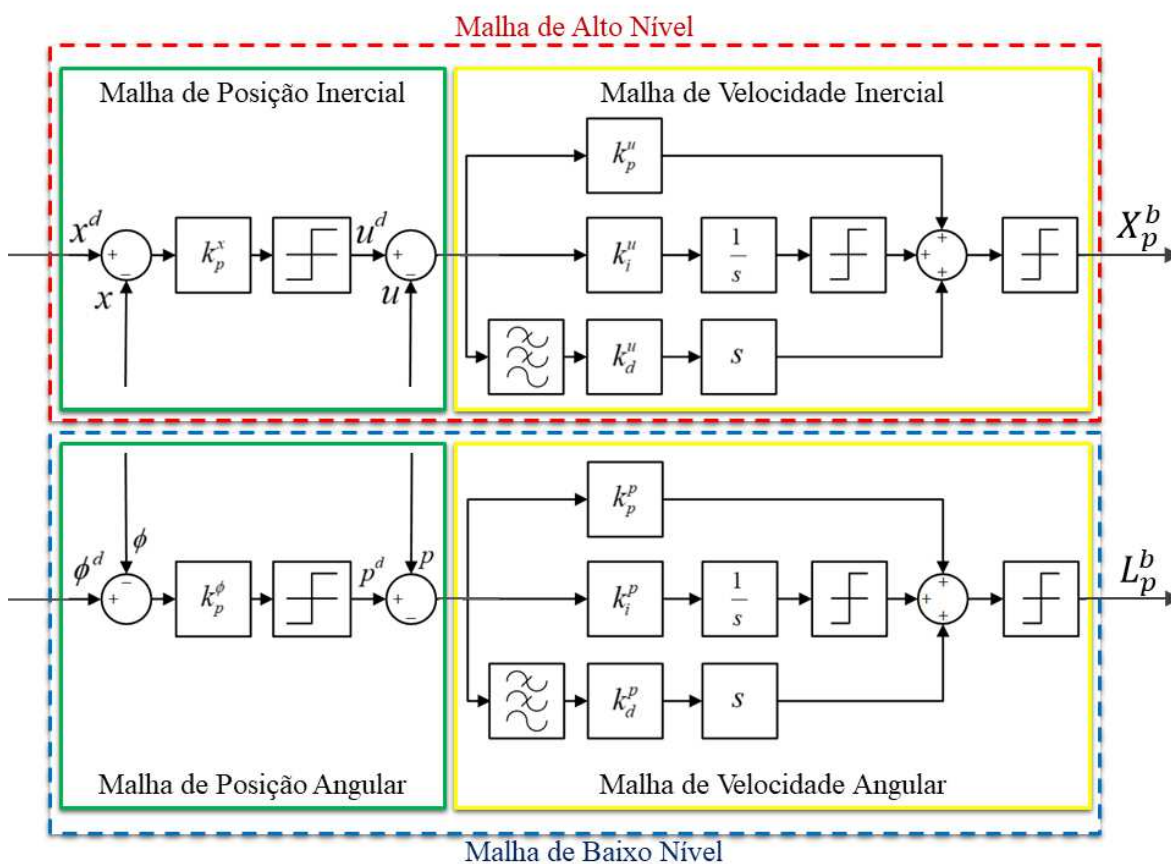
usado na malha de controle interna.

Tabela 2: Ganhos de controle P-PID obtidos para o modo de operação acoplado a linha de transmissão

Variável		P		
$x$		$k_p^x = 1.00$		
$\phi$		$k_p^\phi = 17.38$		
		P	I	D
$u$	$k_p^u = 20.00$	$k_i^u = 0.10$	$k_d^u = 2.00$	
$p$	$k_p^p = 15.98$	$k_i^p = 0.13$	$k_d^p = 2.52$	

Os ganhos do controlador apresentados na Figura 52 estão descritos na Tabela 2 e foram ajustados para os 2 GDLs controlados durante o modo de operação acoplado a linha de transmissão. O ajuste do controlador foi baseado no modelo linear, utilizando a metodologia proposta pelos trabalhos de SANTOS et al.[41] e Beard e McLain[40].

Figura 52: Detalhe mostrando a malha de alto nível e a malha de baixo nível da estrutura de controle da aeronave acoplado a linha de transmissão de energia elétrica



Fonte: Autor

## 5.2 RESULTADO DA SIMULAÇÃO CONECTADO A LINHA DE TRANSMISSÃO

Esta seção descreve uma simulação escolhida para avaliar a cinemática e a dinâmica do HTR quando este se desloca no cabo da linha de transmissão em formato de catenária, como descrito na Seção 4.5.

Considerou-se que as características da catenária são de 500 metros de comprimento horizontal e a razão  $a = 0.0007$ . Isso resulta em uma catenária com 22 metros de diferença entre o ponto mais alto e o mais baixo, aproximadamente, e quase  $|10|$  graus de ângulo de inclinação máxima. Essa faixa angular de catenária é facilmente encontrada no campo, como descrito por HAMELIN et al.[25].

Além disso, foram tomadas algumas características de operação do HTR como descritas a seguir:

- Velocidade linear máxima ao longo de  $i^b$ :  $u^{max} = 20$  Km/h, velocidade acima desta

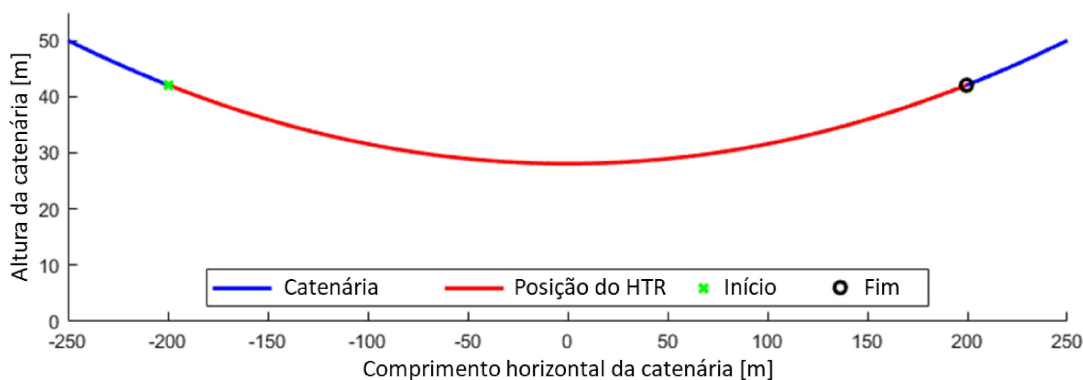
seria inútil para fins de inspeção;

- Velocidade angular máxima de rolagem em torno de  $i^b$ :  $p^{max} = 5$  graus/s, com isso evitando *overshoots* desnecessários;
- Força máxima de propulsão para os motores 1 e 2:  $X_p^{bmax} = 57,5$  N, somatório da tração máxima disponível pelos dois motores;
- Torque máximo de rolagem para os motores 3, 4, 5 e 6:  $L_p^{bmax} = 28,7$  N.m, torque máximo disponível por cada par de motor durante a rolagem;
- Os ângulos de inclinação dos servo-motores são sempre de  $|90|$  graus quando são necessários movimentos para frente e para trás ao longo da catenária. A razão é otimizar a tração de propulsão disponível pelos motores dos tilt-rotors.

Neste estudo, as especificações de desempenho do controle foram definidas para garantir que cada parâmetro controlado atinja a velocidade máxima permitida para o HTR em cada GDL o mais rápido possível, mantendo a estabilidade durante toda a manobra. Para atender a essas especificações, os controladores foram projetados para evitar *overshoots* e minimizar erros em regime permanente, garantindo assim o controle preciso do HTR. No geral, essas especificações foram críticas para alcançar um desempenho de operação do HTR suave e eficiente.

O procedimento de operação escolhido para a simulação será utilizado com frequência durante as inspeções. Após o pouso na linha de transmissão de energia elétrica próximo a uma das torres, o HTR irá se deslocar sobre o cabo até próximo da outra torre, ponto este que a aeronave irá decolar para transpor o obstáculo representado pela torre, isoladores e entre outras estruturas presentes.

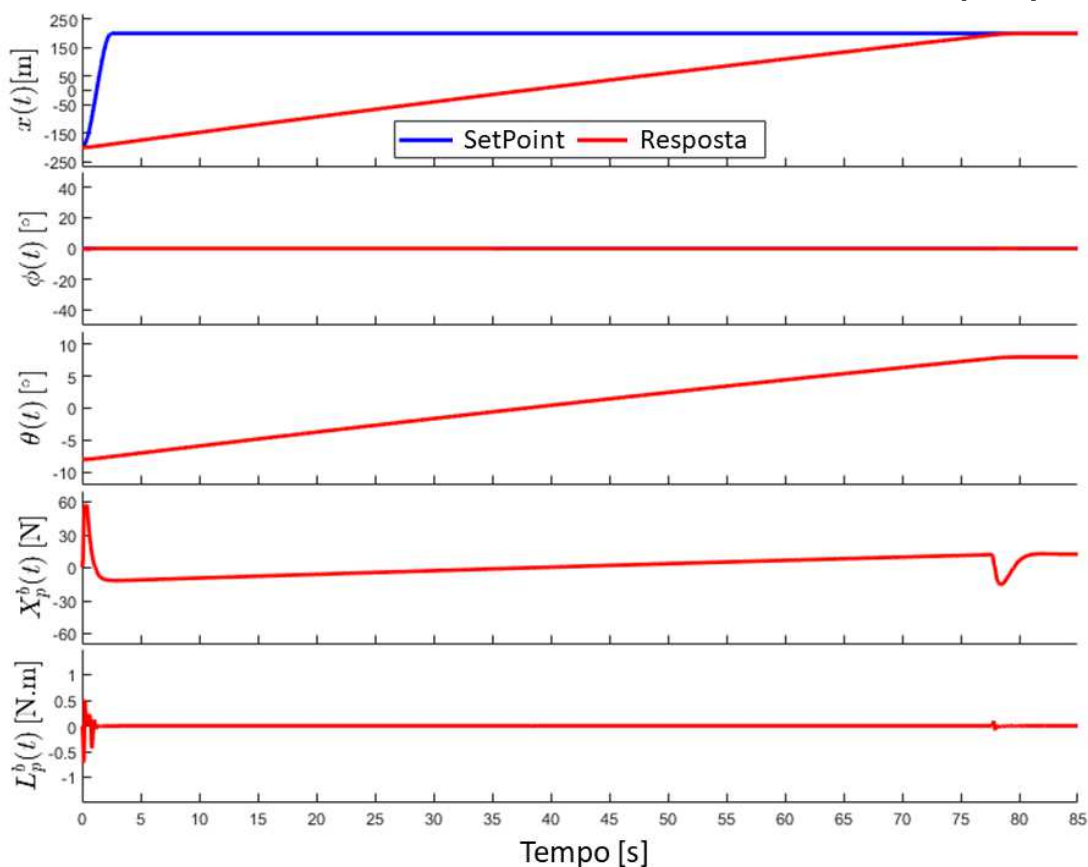
Figura 53: Resultado da simulação mostrando o caminho percorrido pelo HTR ao longo da catenária



Fonte: Autor

Na Figura 53, é mostrado o HTR partindo de um ponto a 50 metros da torre, localização esta representada pelo ícone de um  $\times$  verde, e em seguida percorre toda a catenária até o ponto de parada, representada pelo ícone de um círculo preto,  $\circ$ . O ponto de ancoragem do cabo na torre está a 50 metros de altura.

Figura 54: Resultado da simulação mostrando o *SetPoint* comandado e a resposta da posição ( $x$ ) ao longo da catenária, além dos parâmetros de rolagem ( $\phi$ ), arfagem ( $\theta$ ) e as VCAs (Força de propulsão e toque de rolagem ao longo do eixo  $i^b$ ,  $X_p^b$  e  $L_p^b$ )

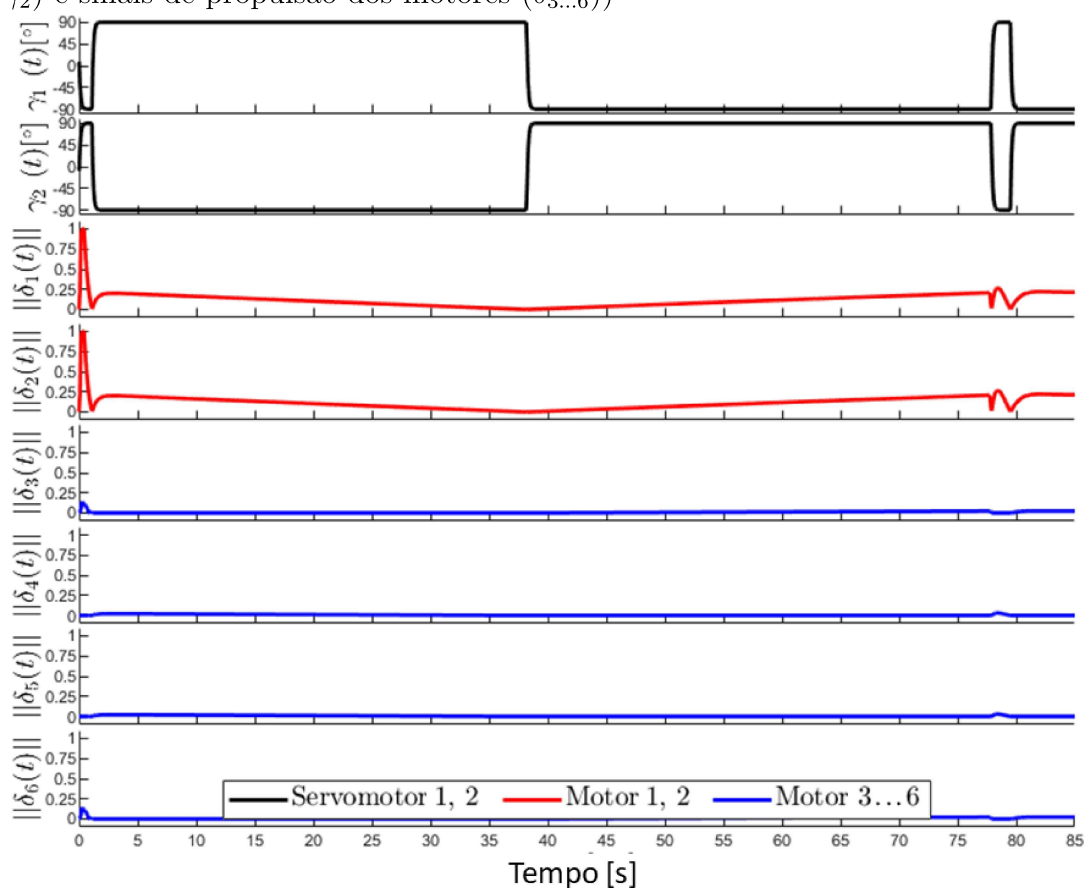


Fonte: Autor

A Figura 54 apresenta o resultado da simulação mostrando a posição ( $x$ ) do HTR ao longo da catenária, além dos parâmetros de rolagem ( $\phi$ ), arfagem ( $\theta$ ) e as VCAs, ou seja, força de propulsão e toque de rolagem ao longo do eixo  $i^b$ ,  $X_p^b$  e  $L_p^b$ . O primeiro gráfico da Figura 54 mostra a posição desejada, *SetPoint*, posicionada a 50m da próxima torre, ou seja, na marcação 200 no eixo  $x$ . A variação inicial do ponto de partida ao ponto de chegada do *SetPoint* é ajustado por meio de um polinômio do terceiro grau. Na Figura 54 não é mostrada nenhuma variação em  $\phi$ , uma vez que não houve nenhum comando de rolagem ou ações externas, como vento por exemplo, para que o HTR fizesse qualquer movimento de rolagem. Com isso, pouco pode-se ver no último gráfico da Figura 54 que representa o momento comandado de rolagem, neste caso sendo acionado pelos quatro motores em situação de espera, motores 3, 4, 5 e 6. Já o terceiro gráfico,  $\theta$  em função do tempo, pode ser observado

sua contínua variação, desde próximo a  $-10$  graus até próximo de  $10$  graus, esta variação é descrita pelo ângulo de inclinação da própria catenária, representada pela Equação 4.41. O quarto gráfico,  $X_p^b$  em função do tempo, mostra a tração comandada pelos dois tilt-rotors, motores 1 e 2, na direção do eixo  $i^b$ . Pode-se notar que mesmo o HTR estando a percorrer ladeira abaixo na catenária ainda assim o máximo de tração é comandada logo no primeiro segundo de simulação, com o objetivo de alcançar o mais rápido possível a velocidade máxima. Em seguida pode-se notar que a tração  $X_p^b$  passar a ser negativa, para que a velocidade máxima não seja ultrapassada, uma vez que o HTR encontra-se sob ação da aceleração da gravidade. Então a tração vai crescendo continuamente até o ponto de parada, que, então, a tração é comandada novamente no sentido oposto ao movimento para frear o mais rápido possível, em seguida a tração retoma configuração positiva para manter a aeronave na posição próximo ao topo da catenária.

Figura 55: Resultado da simulação mostrando as RCAs, ângulos dos servo-motores ( $\gamma_1$  e  $\gamma_2$ ) e sinais de propulsão dos motores ( $\delta_{3...6}$ )



Fonte: Autor

Na Figura 55 é apresentado o resultado da simulação mostrando as RCAs, ângulos dos servo-motores,  $\gamma_1$  e  $\gamma_2$ , além dos sinais de propulsão dos motores 3, 4, 5 e 6 ( $\delta_{3...6}$ ). Alguns aspectos descritos no gráfico da Figura 54, como o momento exato em que as forças negativas

ou positivas de propulsão  $X_p^b$  solicitadas são apresentadas em termos das RCAs. O primeiro e segundo gráfico da Figura 55 (linhas pretas) mostram a posição dos servo-motores 1 e 2 com  $\gamma_1$  negativo (para frente) e  $\gamma_2$  positivo (para frente). O sinal máximo de tração dos motores 1 e 2, segundo e terceiro gráfico da Figura 55 (linhas vermelhas), foi obtido logo no primeiro segundo de simulação, como era esperado pelo gráfico de  $X_p^b(t)$  em função do tempo da Figura 54. Também pode-se observar no primeiro e segundo gráficos da Figura 55 que houve comando da posição dos servo-motores em direção oposta ao movimento logo após a aceleração inicial para manter assim a velocidade máxima permitida. Em seguida, na metade do trajeto, há a inversão da posição dos servo-motores, movimentando para a mesma direção do movimento, para subir o aclave da catenária até o ponto de parada, onde mais uma vez os servo-motores são movimentados para frear o HTR.

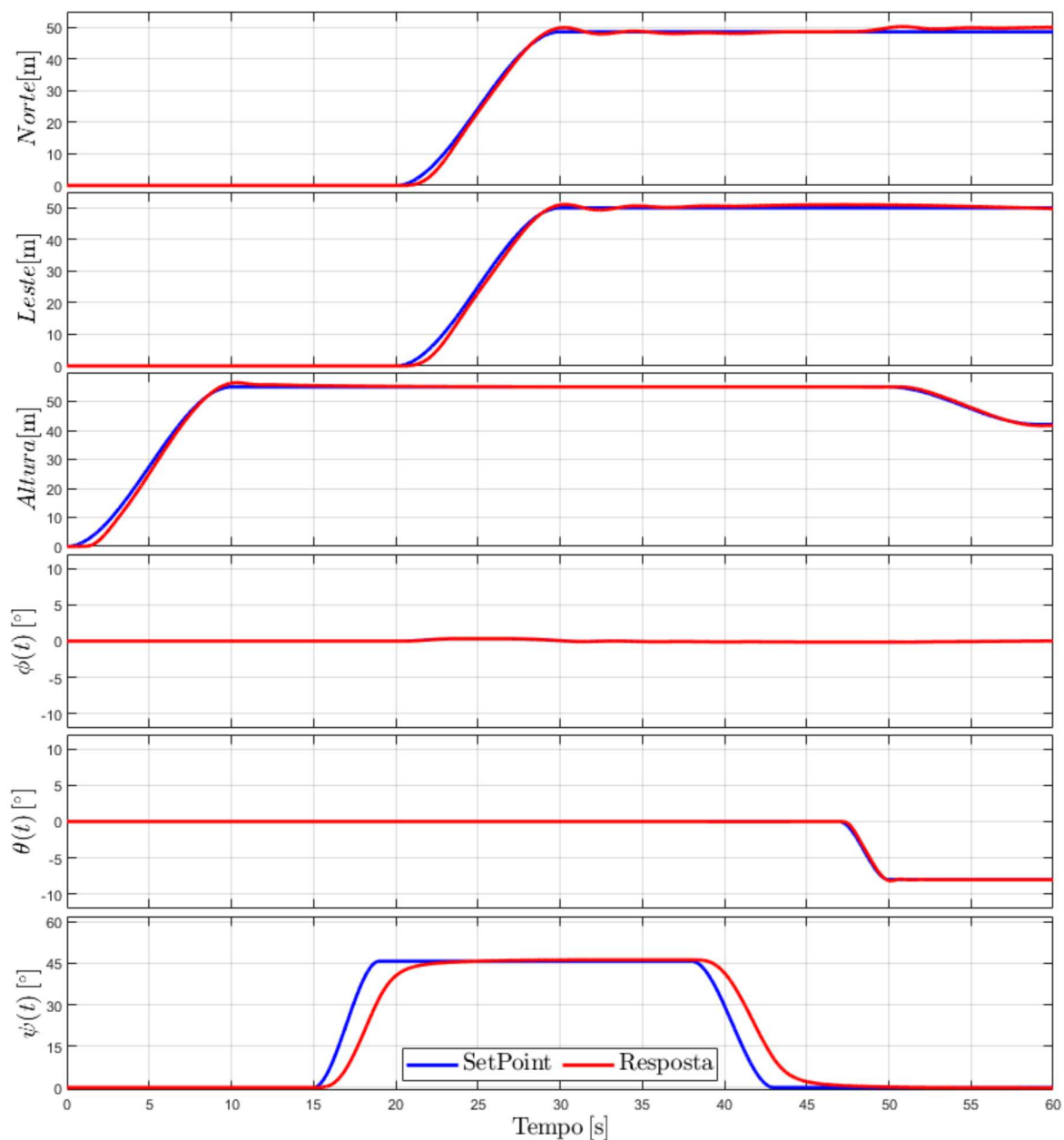
Também é possível observar as rotações nulas dos motores 3, 4, 5 e 6 (linhas azuis) após aproximadamente 1 segundo de simulação, devido à ausência de solicitação de torques de rolamento,  $L_p^b$ . Pode-se destacar que esses torques de rolamento  $L_p^b$  são bastante negligenciáveis considerando que sua faixa disponível é de  $|\pm 27,5|$  N.m para os 4 motores de propulsão, pois não houve solicitação de comando ou forças externas envolvidas nessa simulação.

### **5.3 RESULTADO DA SIMULAÇÃO DE VOO E POUSO SOBRE A LINHA**

A simulação realizada e apresentada a seguir é um exemplo de manobra de voo típico do HTR. Este decola a  $50m$  à oeste da torre de alta tensão e nos 10 segundos (s) seguintes sobe a uma altitude de  $55m$ ,  $5m$  acima do ponto máximo da catenária da linha energia elétrica, como pode ser observado nos primeiros 10s do terceiro gráfico da Figura 56. Para isso a força na direção vertical,  $Z_p^b$ , atinge um pico de quase  $150N$ , como pode ser observado nos dois primeiros segundos do segundo gráfico da Figura 57. Depois disso a força é lentamente reduzida até que atinge a força exercida para voo pairado, em torno de  $90N$ . Esse pico de força é atingido por meio da elevação do PWM dos motores à aproximadamente 85%, como pode ser observado nos primeiros dois segundos dos gráficos 3 até 8 da Figura 58.

Em seguida, a partir dos 15 segundos, o HTR executa uma manobra de guinada  $\psi$ , de  $45^\circ$ , ficando com face nordeste, como pode ser observado no último gráfico da Figura 56. Esse evento que ocorre entre os segundos 15 e 20 requer variação do momento de guinada,  $N_p^b$ , como pode ser visto no último gráfico da Figura 57. Para a execução dessa VCA a RCA necessária não é feita por meio da deflexão dos servomotores dos tilt-rotors, como pode ser observados nos quatro primeiros gráficos da Figura 58. A execução da manobra é realizada por meio do aumento do PWM do motor 3 e 4 e redução do PWM do motor 5 e 6, gerando, assim, torque de reação no sentido positivo de  $\psi$ . Para realizar a parada do movimento angular o oposto é aplicado, como pode ser observado entre os segundos 15 e 20 dos quatro últimos gráficos.

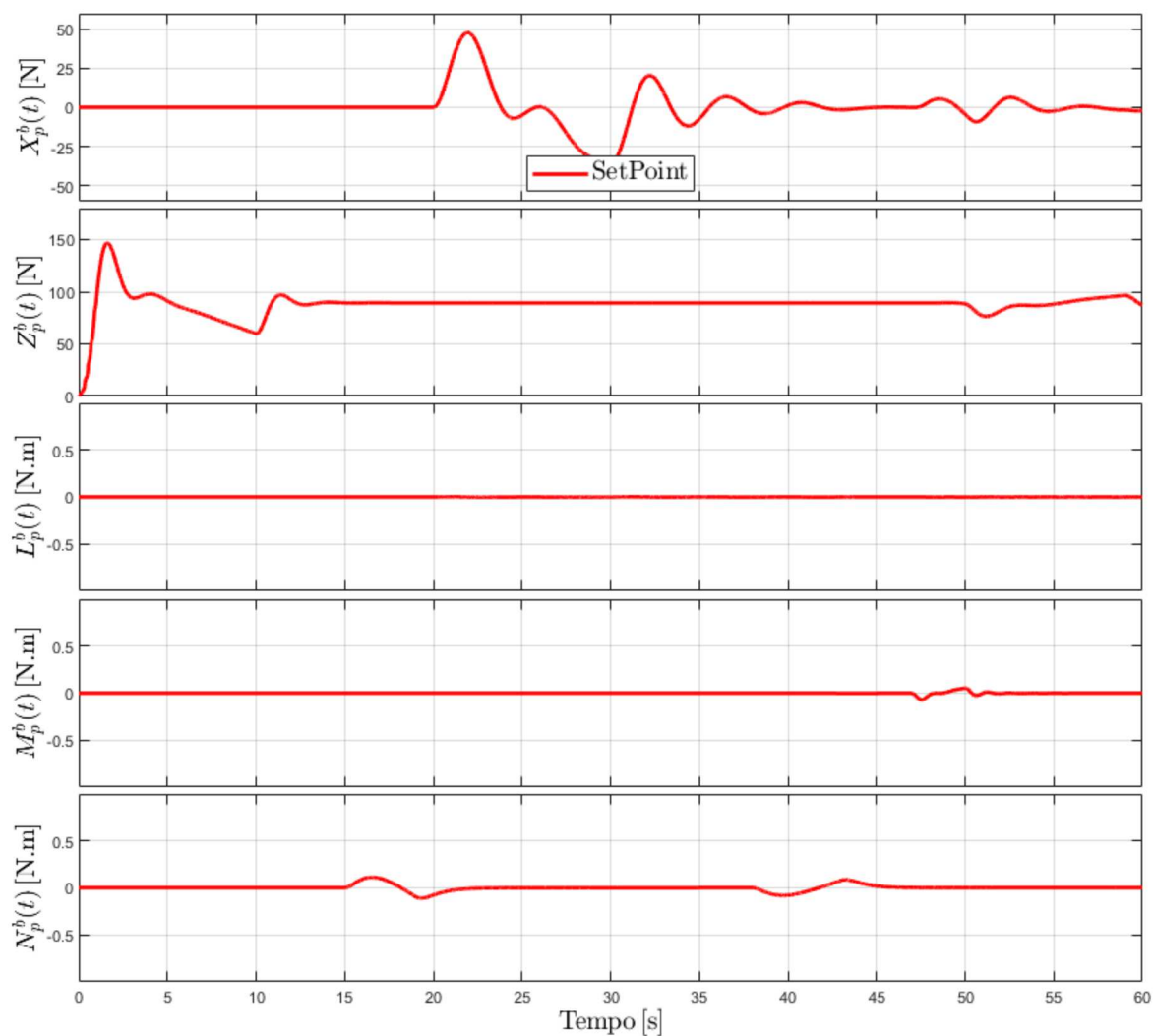
Figura 56: Resultado da simulação mostrando o *SetPoint* comandado e a resposta da posição *Norte*, *Leste* e *Altitude* (*Altura*) do HTR, além dos parâmetros de rolagem ( $\phi$ ), arfagem ( $\theta$ ) e guinada ( $\psi$ )



Fonte: Autor

A partir dos 20s o HTR se movimenta para a frente até a marca de aproximadamente 50m ao norte e 50m ao Leste, como descrito no primeiro e segundo gráfico da Figura 56. Para isso é acionada a VCA  $X_p^b$ , força para frente no sistema de coordenadas da aeronave,  $i^b$ , como pode ser visto no primeiro gráfico da Figura 57. A RCA correspondente da manobra pode ser observada nos dois primeiros gráficos da Figura 58, que descreve a deflexão em ângulo dos dois cervos do tilt-rotor. Em um primeiro momento  $\gamma_1$  deflete negativamente e  $\gamma_2$  deflete positivamente, lembrando que com esse sinal ambos os tilt-rotors se defletem para frente, conforme descrito no Capítulo 4. No terceiro e quarto gráfico da Figura 58 também pode ser observado um pico do PWM dos motores 1 e 2,  $\delta_1$  e  $\delta_2$ , que quase atinge o máximo.

Figura 57: Resultado da simulação mostrando as VCAs: Força de propulsão para frente e para cima,  $X_p^b$  e  $Z_p^b$ , toque de rolagem na direção do eixo  $i^b$ ,  $L_p^b$ , toque de arfagem na direção do eixo  $j^b$ ,  $M_p^b$  e toque de guinada na direção do eixo  $k^b$ ,  $N_p^b$



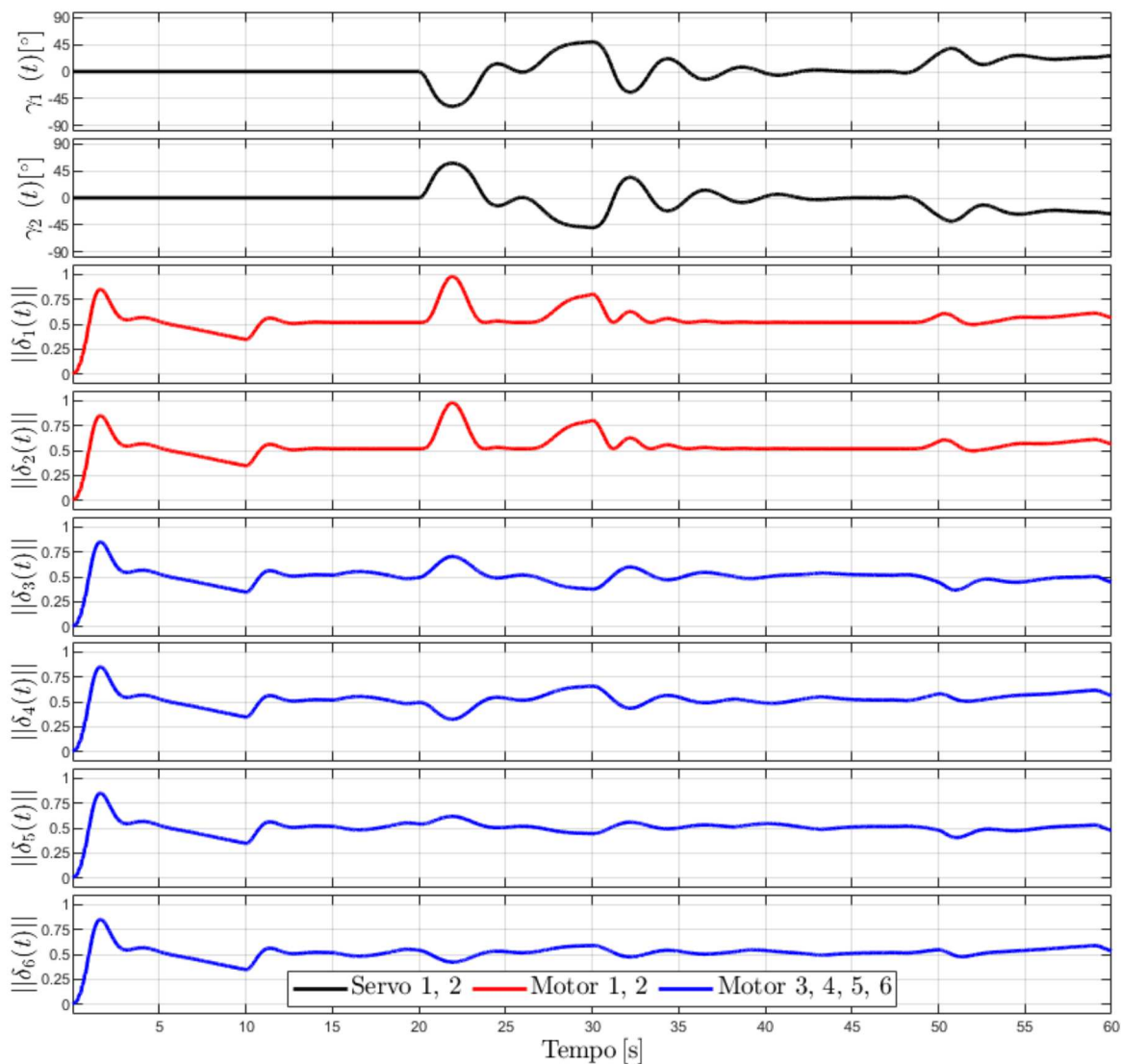
Fonte: Autor

Nesse momento, a partir dos 30 segundos da simulação, o HTR encontra-se sobre a linha de transmissão de energia elétrica e basta executar uma manobra de movimento de guinada



de  $45^\circ$  negativos que este também se encontrará alinhado com o cabo.

Figura 58: Resultado da simulação mostrando as RCAs, ângulos dos servo-motores ( $\gamma_1$  e  $\gamma_2$ ) e sinais de propulsão dos motores ( $\delta_{3...6}$ )



Fonte: Autor

Após a execução da manobra de guinada, o HTR deve enfim ajustar o ângulo de arfagem da aeronave para que se alinhe com o ângulo local da catenária enquanto mantém a posição em voo pairado para em seguida reduzir a sua altitude lentamente até realizar o pouso sobre a linha de transmissão de energia. Essa manobra só é possível ser realizada, pois trata-se de uma aeronave super-atuada.

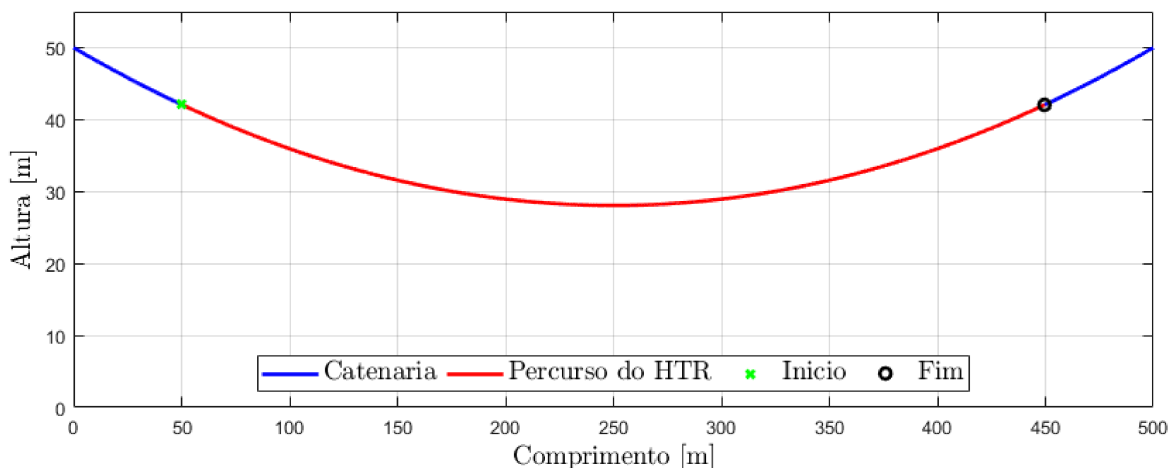
Para a realização da manobra de arfagem para frente,  $\theta$  negativo, mantendo a posição do voo pairado, como mostrado nos gráficos 1, 2 e 5 da Figura 56, a aeronave deve exercer momento de arfagem negativo,  $M_p^b$ , como pode ser observado a partir do segundo 47 no penúltimo gráfico da Figura 57. Isso fará com que o HTR se desloque para frente na direção

da catenária. Para manter a posição em voo pairado é então acionado os servos dos tilt-rotors para trás,  $\gamma_1$  positivo e  $\gamma_2$  negativo (como pode ser observado no primeiro e segundo gráfico da Figura 58), além da elevação do PWM destes mesmos rotores, como pode ser observado no terceiro e quarto gráfico da Figura 58.

Com o HTR no devido ângulo de arfagem pairando sobre a linha de transmissão de energia elétrica é iniciado então a descida final sobre o cabo, a partir do segundo 50 do terceiro gráfico da Figura 56 pode ser observado tal manobra. Em seguida o novo modo de voo é acionado.

No modo acoplado a linha de transmissão de energia elétrica o HTR executa nessa simulação um percurso similar ao da simulação anterior. Com a exceção de que um acionamento em rolagem é executado ao longo da linha para demonstrar a estabilidade do HTR durante todo o trajeto acoplado ao cabo.

Figura 59: Resultado da simulação mostrando o caminho percorrido pelo HTR ao longo da catenária



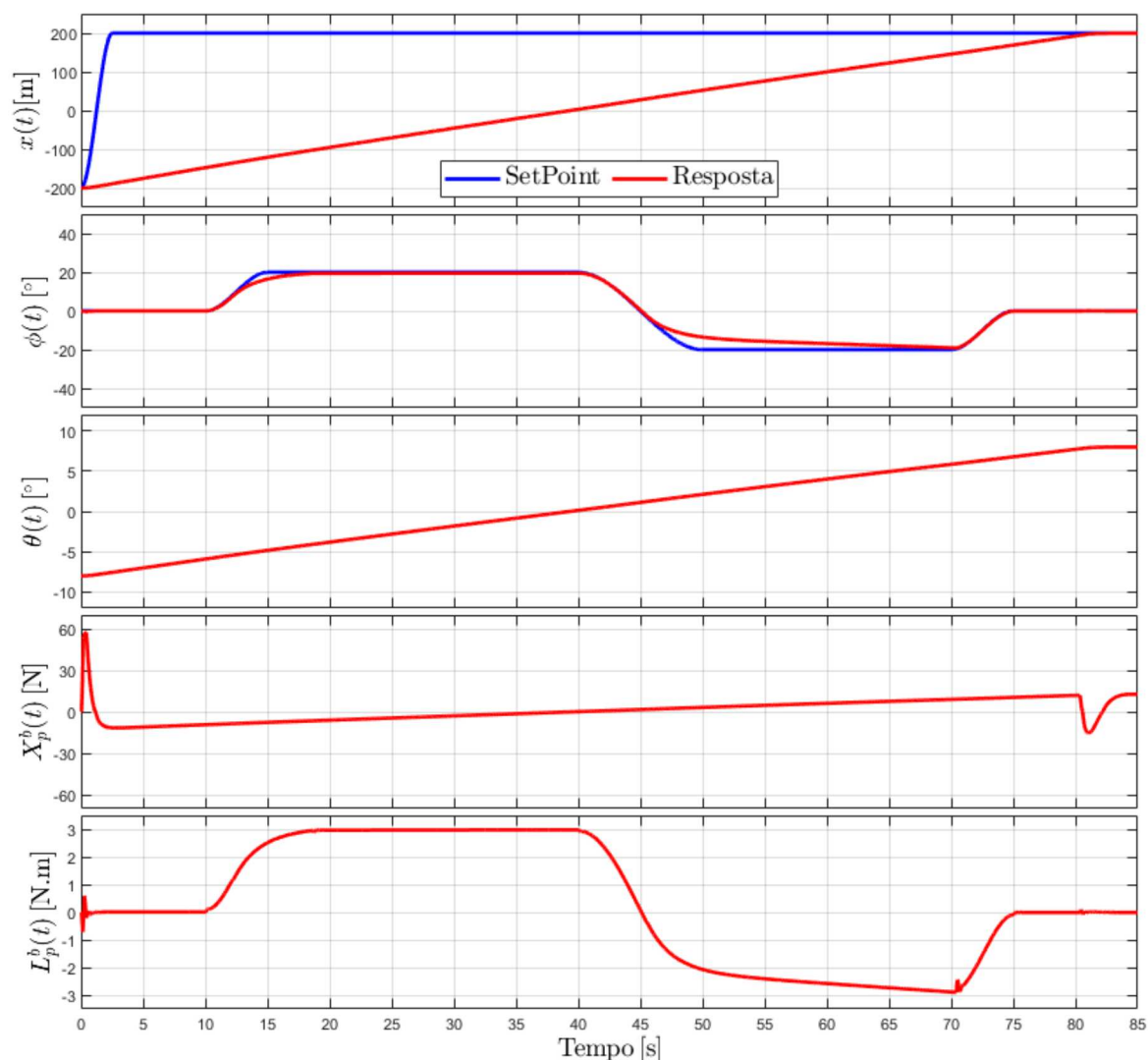
Fonte: Autor

A Figura 59 mostra o deslocamento do HTR ao longo da catenária de maneira muito similar ao observado na Figura 53, no entanto, no gráfico da Figura 59 a posição inicial de referência é o ponto de decolagem da aeronave e não o ponto mais baixo da catenária.

Similar a Figura 54, a Figura 60 apresenta o resultado da simulação mostrando a posição ( $x$ ) do HTR ao longo da catenária, além dos parâmetros de rolagem ( $\phi$ ), arfagem ( $\theta$ ) e as VCAs, ou seja, força de propulsão e toque de rolagem ao longo do eixo  $i^b$ ,  $X_p^b$  e  $L_p^b$ . Nessa simulação foi comandado a partir dos 10 segundos de simulação acoplado a rolagem,  $\phi$ , de  $20^\circ$  para a esquerda e depois  $20^\circ$  para a direita, como pode ser visto no segundo gráfico da Figura 60. No último gráfico da Figura 60 pode ser visto o momento de rolagem,  $L_p^b$ , necessário para esta manobra. Nota-se que enquanto o ângulo de rolagem é comandado há a necessidade de aplicação do momento, isso deve-se a força de restauração exercida pelo CG do veículo

abaixo do ponto de pivotamento do contato da rodas do HTR com o cabo. As RCAs para a manobras de rolagem podem ser observadas nos quatro últimos gráficos da Figura 61 com o acionamento dos motores 3 e 6 para rolagem para a direita e acionamento dos motores 4 e 5 para rolagem para a esquerda.

Figura 60: Resultado da simulação mostrando o *SetPoint* comandado e a resposta da posição ( $x$ ) do HTR ao longo da catenária, além dos parâmetros de rolagem ( $\phi$ ), arfagem ( $\theta$ ) e as VCAs (Força de propulsão e toque de rolagem ao longo do eixo  $i^b$ ,  $X_p^b$  e  $L_p^b$ )

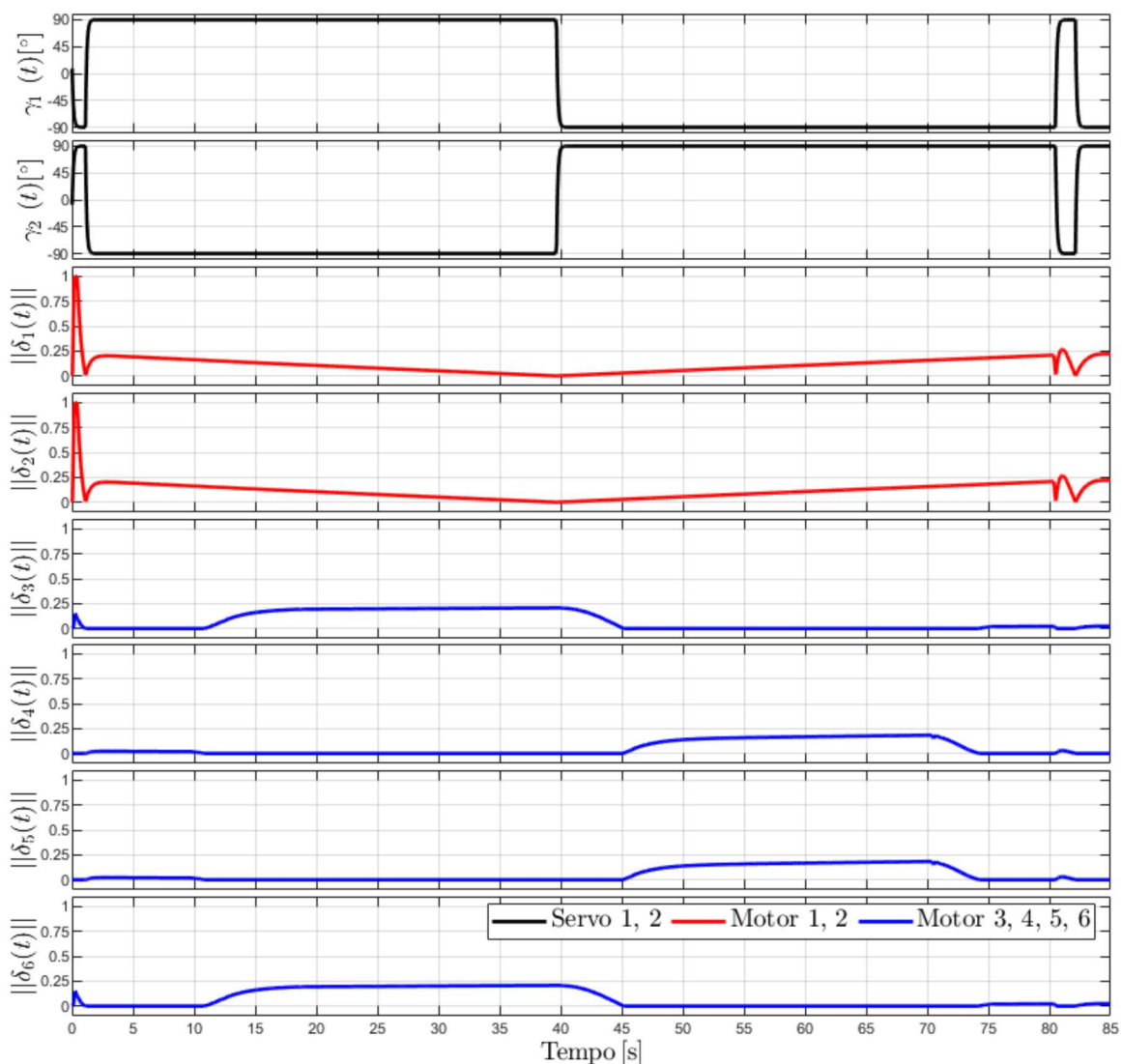


Fonte: Autor

Esse procedimento demonstra o nível de estabilidade de rolagem do HTR sobre o cabo, que de acordo com o último gráfico da Figura 60 foram necessários  $3N.m$ , e aproximadamente 1/4 do PWM dos motores de acordo com os últimos quatro gráficos da Figura 61, para tirar da condição de equilíbrio em zero grau e levá-lo a condição de  $20^\circ$  de rolagem lateral.

Na Figura 62 é mostrado todo o percurso simulado em gráfico em 3 dimensões, Norte,

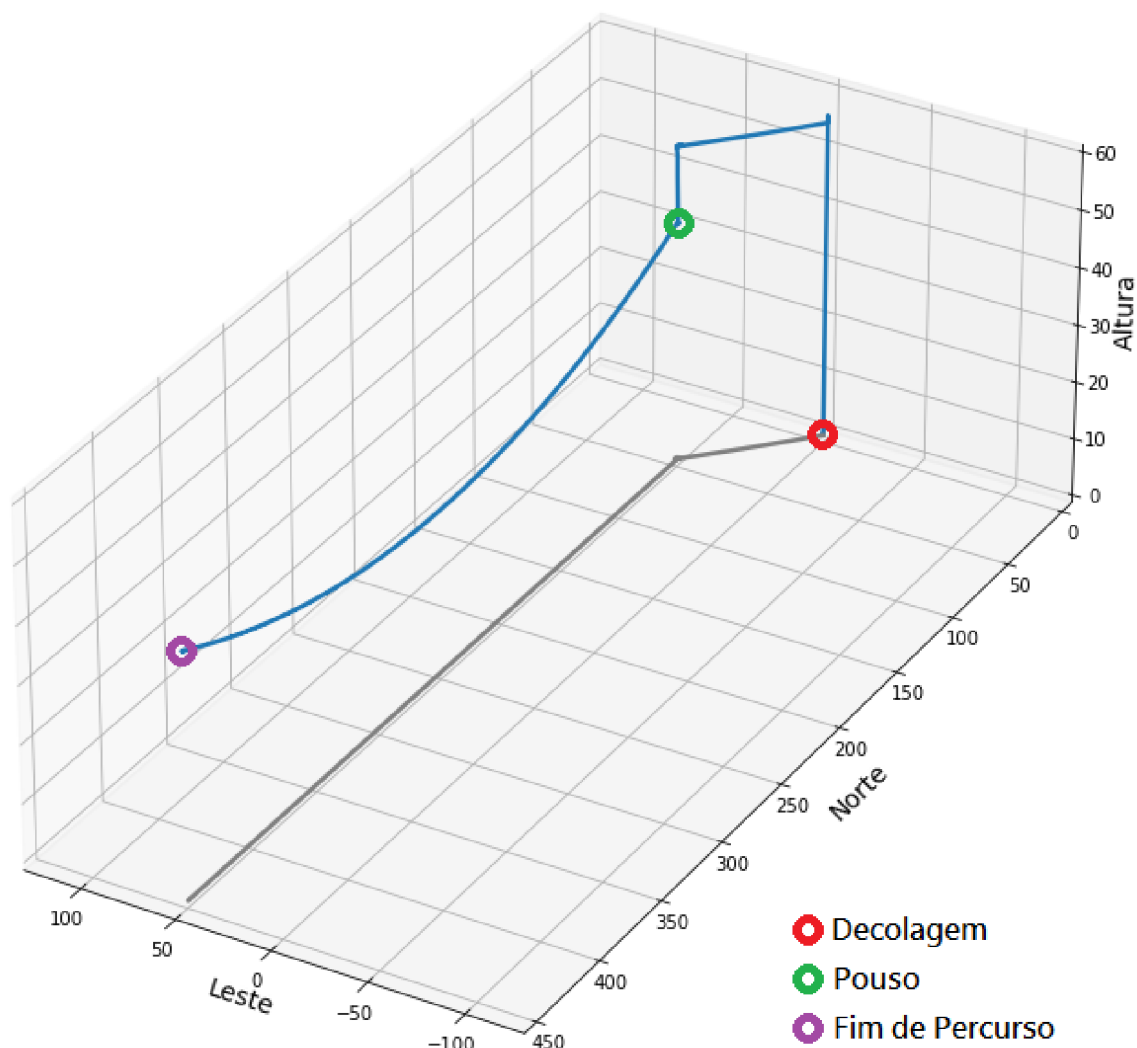
Figura 61: Resultado da simulação mostrando as RCAs, ângulos dos servo-motores ( $\gamma_1$  e  $\gamma_2$ ) e sinais de propulsão dos motores ( $\delta_{3...6}$ )



Fonte: Autor

Leste e Altitude (Altura). No primeiro trecho da simulação, onde está indicado a *Decolagem* até o *Pouso*, é executado o modo de voo referentes às Figuras 56, 57 e 58. No segundo trecho da simulação é observado o percurso sobre a catenária, entre as indicações *Pouso* e *Fim de Percurso*. Nesse trecho é simulado o modo de voo acoplado à linha de transmissão de energia elétrica, referentes às Figuras 59, 60 e 61.

Figura 62: Resultado da simulação mostrando a posição do HTR na direção Norte, Leste e Altitude (Altura)



Fonte: Autor

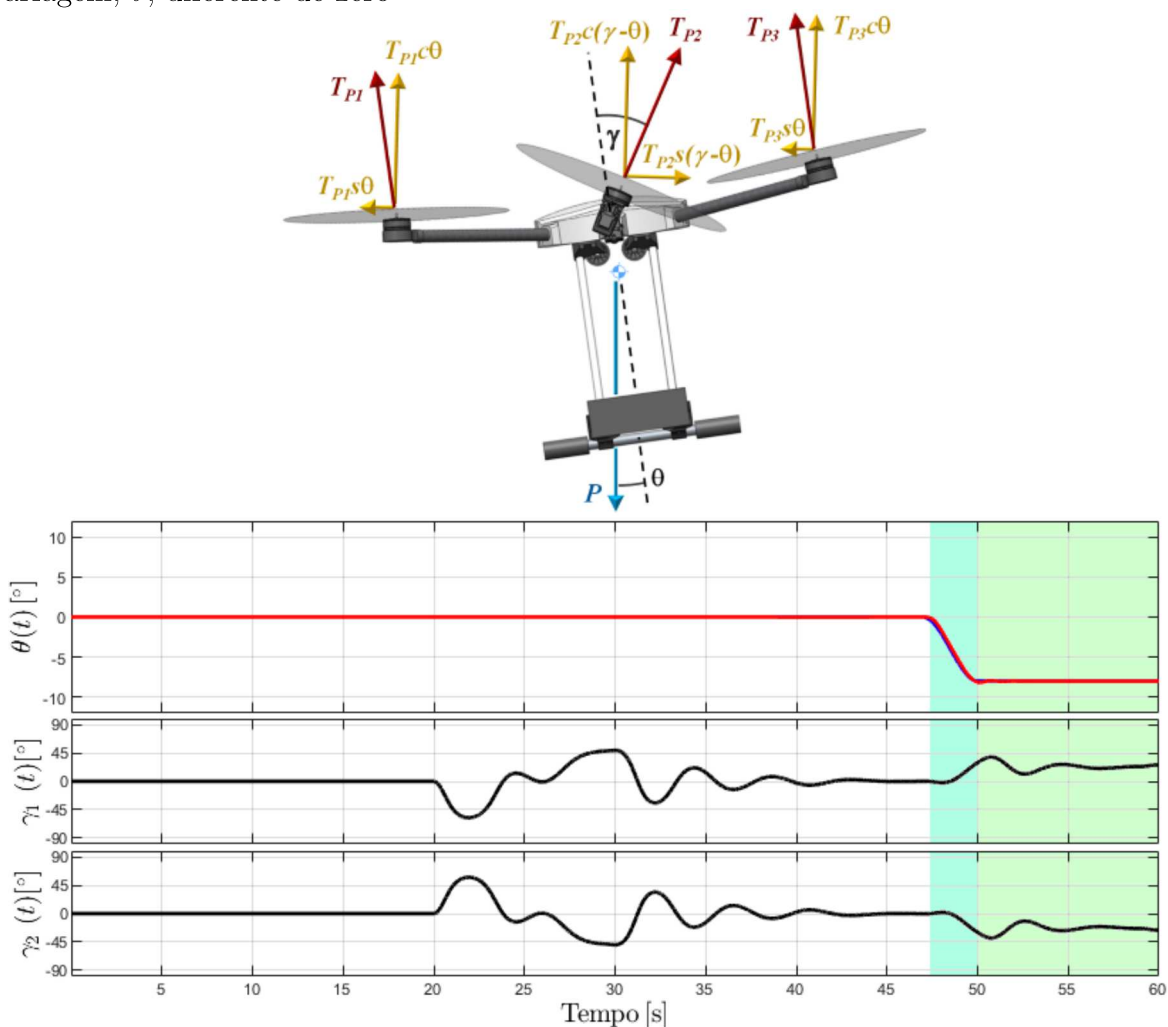
#### 5.4 CONSIDERAÇÕES FINAIS DO CAPÍTULO

Por meio de simulações, que agregam cinemática, dinâmica e controle, é demonstrado o funcionamento dos dois modos de voo do HTR híbrido, atendendo os requisitos inicialmente propostos na Seção 1.2.

Quando analisada a dinâmica e controle da presente aeronave comparada aos trabalhos citados na revisão bibliográfica da Seção 1.1.2 do Capítulo 1, nota-se que este é o único que apresenta estratégia de controle super-atuada, o que apresenta significativa diferença de manobra para quase todas as fases de voo das demais aeronaves citadas. Durante a aproximação para pouso na linha, este trabalho possui operação mais simples que os trabalhos

de Qin et al. [22] e Iversen et al. [20], pois estes possuem sistemas de acoplamento na parte superior da aeronave, necessitando aproximação por baixo da linha de transmissão. Os trabalhos de Chang et al. [21], Mirallès et al. [24] e Hamelin et al. [25] possuem dinâmica do modo de operação conectado à linha de transmissão de energia elétrica bem semelhante à apresentada nesse trabalho com a exceção da necessidade de mais um sistema responsável pela locomoção do veículo inspetor sobre o cabo. Mas, talvez, a maior vantagem de manobra de operação deste PTLIR Híbrido dos demais apresentados na revisão bibliográfica seja a capacidade de fazer voo pairado, em subida ou em descida com ângulo de arfagem em relação ao referencial inercial diferente de zero.

Figura 63: Demonstração de manobra em voo pairado e em descida com ângulo de arfagem,  $\theta$ , diferente de zero



Fonte: Autor

Durante o último trecho da simulação de voo, dos 47s até os 60s dos gráficos das Figuras 56, 57 e 58, é demonstrado como se comporta a aeronave quando realiza voo pairado e em descida com ângulo de arfagem em relação ao referencial inercial diferente de zero,  $\theta \neq 0$ . Para facilitar a visualização é apresentado na Figura 63 o gráfico de  $\theta$  em função do tempo,

anteriormente apresentado na Figura 56, gráfico de  $\gamma_1$  e  $\gamma_2$  em função do tempo, anteriormente apresentado na Figura 58, e um diagrama com as forças atuantes na aeronave durante a manobra.

Por meio do diagrama de forças da Figura 63 pode-se notar que esta manobra não seria possível sem a atuação dos tilt-rotors, pois ao somar as forças horizontais não seria possível anular as componentes  $T_{P_n}s\theta$ , onde  $s\theta = \text{sen}\theta$  e  $n$  pode assumir valores de 1, 2 e 3. Quando defletidos os dois tilt-rotors para trás, a componente da tração  $T_{P_2}s(\gamma - \theta)$  se anula com as componentes  $T_{P_1}s\theta$  e  $T_{P_3}s\theta$ . As componentes  $T_{P_1}c\theta$ ,  $T_{P_2}c(\gamma - \theta)$  e  $T_{P_3}c\theta$  se equilibram com a força peso,  $P$ , mantendo assim a aeronave pairando. Nos gráficos estão destacados em azul a transição do ângulo  $\theta$  e correspondente incremento do ângulo  $\gamma_1$  e  $\gamma_2$  para trás, positivo para o tilt-rotor 1 e negativo para o tilt-rotor 2, até o pico de aproximadamente  $45^\circ$ . Em seguida durante a fase da manutenção de  $\theta$  em  $8^\circ$ , destacado em verde na Figura 63, os ângulos  $\gamma_1$  e  $\gamma_2$  são ajustados até que se estabilizam em torno de  $23^\circ$ .

## 6 CONCLUSÃO

Este trabalho propôs um novo projeto de VANT capaz de acoplar ao cabo de uma linha de transmissão de energia elétrica. Este visou desenvolver ainda mais o estado da arte das inspeções robóticas de linhas de transmissão de energia apontado na extensa revisão bibliográfica realizada no Capítulo 1.

O subsistema de acoplamento simples e funcional projetado, Seção 3.1, só foi possível devido a capacidade super-atuada do HTR que permite o deslocamento no cabo mediante propulsão já instalada na aeronave, os tilt-rotors (Seção 3.3). Deste modo, sistemas adicionais de locomoção sobre o cabo não são necessários.

A aeronave desenvolvida neste trabalho possui substancial redução do consumo das baterias durante a inspeção do cabo da linha de transmissão de energia quando comparado com inspeções em voo por drones tradicionais, uma vez que não é necessário consumo de energia apenas para pairar em voo ao lado do cabo, como os drones tradicionais. Como está muito mais próximo ao cabo, a aeronave aqui desenvolvida oferece uma capacidade de inspeção muito mais precisa, pois pode fazer uma varredura de 360 graus do cabo, colocando câmeras no corpo e nos trens de pouso do VANT. Além disso, em comparação com robôs escaldores e/ou outros tipos de PTLIRs híbridos, o tilt-rotor desenvolvido dá muito mais agilidade durante a inspeção pois permite uma transição rápida entre os modos operacionais, sobrepassando facilmente obstáculos presentes nas linhas de transmissão de energia elétrica.

A modelagem cinemática e dinâmica do HTR permitiu uma simulação adequada e validação da estratégia de projeto e operação deste PTLIR híbrido específico.

Além disso, os resultados da simulação em modo acoplado a linha mostraram que os 2 GDLs foram controlados conforme solicitado. Os servomotores 1 e 2 combinados com os motores 1 e 2 realizaram manobras para frente e para trás na posição  $x$  da catenária. Os motores restantes (3, 4, 5 e 6) foram ligados apenas para torques de rolagem,  $L_p^b$ . Para otimizar a energia da bateria, os servomotores 1 e 2 foram inclinados para o ângulo máximo permitido,  $|90|$  graus, quando a força  $X_p^b$  era necessária (Seção 5.2). Em relação à avaliação do desempenho do controle: não foram percebidos *overshoots*, não houve erros em estado estacionário e nas variáveis manipuladas. No modo de voo, a simulação demonstra a manobrabilidade, incluindo



voos nivelados para frente com a atuação dos tilt-rotors (Seção 5.3). A manobra definida como requisito nos Objetivos (Seção 1.2), voo pairado, subindo ou descendo na mesma posição do referencial inercial  $i^I$  e  $j^I$  com ângulo de atitude diferente de zero, também foi demonstrada por meio de simulação.

Em suma, o trabalho fez importantes contribuições baseado nos objetivos propostos. O HTR PTLIR Híbrido se mostrou adequado para supervisionar a construção de linhas de transmissão de energia elétrica. E, logo que os cabos são tensionados, a aeronave desenvolvida é capaz de voar até os cabos, pousar e inspecionar para a busca de defeitos que podem ter ocorrido decorrente da passagem pelas polias de tensionamento, que ao longo prazo, iriam comprometer a vida útil das linhas instaladas.

## 6.1 NÍVEIS DE PRONTIDÃO DE TECNOLOGIA

Os níveis de prontidão tecnológica, do inglês *Technology Readiness Levels* (TRLs) são um sistema de métrica ou medição sistemática que apoiam avaliações da maturidade de uma tecnologia específica e a comparação consistente da maturidade entre diferentes tipos de tecnologia [55]. Trata-se de uma escala de 9 níveis que possuem critérios que descrevem os desenvolvimentos necessários para cada etapa [56] [57].

O nível de prontidão tecnológica TRL1, cuja função visa a observação dos princípios básicos, foi obtido por meio de revisão bibliográfica, com apreciação das variadas formas de execução de inspeções de linhas de transmissão de energia elétrica, no Capítulo 1, e por meio de avaliação de quais tecnologias estão disponíveis para executá-las, descritas na Seção 1.1. O nível de prontidão tecnológica TRL2, que trata do conceito e aplicação, também foi demonstrado por meio de revisão bibliográfica com avaliação de conceitos, como, por exemplo, o conceito básico de Katrasnik et al. [31], bem como a aplicação de inspeção em linhas de transmissão não-eletrificadas (durante e logo após a fase de construção, na Seção 1.2), não demandando assim análises de efeito de campo magnético intenso em componentes eletrônicos sensíveis. Ainda sobre o nível de prontidão tecnológica TRL2, uma nova arquitetura de PTLIR Híbrido, combinando propostas como as de Long et al. [23], Chang et al. [21], Mirallès et al. [24] e Hamelin et al. [25] com capacidades super-atuadas dos tilt-rotors, é apresentada no Capítulo 3. Neste mesmo capítulo, também são apresentados testes de componentes chave para o funcionamento desta tecnologia, que juntamente com a modelagem analítica apresentada no Capítulo 4, elevam o nível de prontidão tecnológica para TRL3.

Finalmente, o estágio em que este trabalho é concluído entrega um nível de prontidão tecnológica de TRL4, com análises realizadas pontualmente por todos os Capítulos 3 e 4, mas principalmente no Capítulo 5, onde são apresentadas simulações de dinâmica e controle de operação usual da solução tecnológica aqui apresentada.

## 6.2 TRABALHOS FUTUROS

Como próximos passos deste trabalho recomenda-se a elevação do nível de prontidão tecnológica ao patamar máximo, TRL9. Começando com o próximo degrau da escala, realização de ensaios em campo ou em condições análogas para a demonstração tecnológica. Durante a maturidade desta tecnologia, recomenda-se também que atenção especial seja dada a confiabilidade e a aeronavegabilidade. O mapeamento mais preciso do envelope de voo da aeronave deve ser realizado, considerando todas as variáveis em campo. Propostas de como o sistema de controle deve reagir em caso de pane de um dos motores devem ser traçadas, uma vez que a capacidade super-atuada da aeronave permite reação possível a tal evento, com isso, uma importante linha de pesquisa poderia explorada.

Ampliação do escopo de operação da aeronave pode ser realizado, mediante extensivo estudo dos efeitos de campos magnéticos em torno de linhas de transmissão eletrificadas, como, por exemplo, o realizado por Skrivvers et al. [3]. Soluções tecnológicas para sua operação nesses ambientes severos podem ser propostas e testadas.

Novos escopos de operação de variações da aeronave deste trabalho podem ser propostos. Por exemplo, se fosse desejável aumentar consideravelmente a velocidade de cruzeiro em voo horizontal, hélices com diâmetros e passos diferentes para os tilt-rotors poderiam ser testadas e usadas, alterando significativamente seu desempenho, continuando as análises realizadas na Seção 4.2.1.1. Estudos de fuselagem capaz de gerar sustentação aerodinâmica significativa também seriam convenientes.

Essas análises propulsivas também poderiam ser utilizadas em diversas outras aplicações, como propulsão aérea em embarcações autônomas (como as descritas nas publicações mencionadas na Seção 1.3), mais avanços nessa área devem ser considerados.

## REFERÊNCIAS

- 1 ALHASSAN, A. B.; ZHANG, X.; SHEN, H.; XU, H. Power transmission line inspection robots: A review, trends and challenges for future research. *International Journal of Electrical Power & Energy Systems*, v. 118, p. 105862, 2020. ISSN 0142-0615. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0142061519324524>>.
- 2 PAGNANO, A.; HÖPF, M.; TETI, R. A roadmap for automated power line inspection. maintenance and repair. *Procedia CIRP*, v. 12, p. 234–239, 2013. ISSN 2212-8271. Eighth CIRP Conference on Intelligent Computation in Manufacturing Engineering. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2212827113006823>>.
- 3 SKRIVER, M.; STENGAARD, A.; SCHULTZ, U. P.; EBEID, E. Experimental investigation of emc weaknesses in UAVs during overhead power line inspection. In: *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. [S.l.: s.n.], 2022. p. 626–635.
- 4 ABOSHOSHA, H.; ELAWADY, A.; El Ansary, A.; El Damatty, A. Review on dynamic and quasi-static buffeting response of transmission lines under synoptic and non-synoptic winds. *Engineering Structures*, v. 112, p. 23–46, 2016. ISSN 0141-0296. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0141029616000055>>.
- 5 DEBENEST, P.; GUARNIERI, M.; TAKITA, K.; FUKUSHIMA, E. F.; HIROSE, S.; TAMURA, K.; KIMURA, A.; KUBOKAWA, H.; IWAMA, N.; SHIGA, F. Expliner - robot for inspection of transmission lines. In: *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. [S.l.: s.n.], 2008. p. 3978–3984.
- 6 FINOTTO, V. C.; HORIKAWA, O.; HIRAKAWA, A.; FILHO, A. C. Pole type robot for distribution power line inspection. In: *2nd International Conference on Applied Robotics for the Power Industry (CARPI)*. [S.l.: s.n.], 2012. p. 88–93.
- 7 NAYYERLOO, M.; CHEN, X.; WANG, W.; CHASE, J. *Cable-Climbing Robots for Power Transmission Lines Inspection*. [S.l.: s.n.], 2009. ISBN 978-953-307-001-8.
- 8 PÉREZ, C. S.; MARTINEZ, C.; CHAUHAN, A.; CAMPOY, P. A supervised approach to electric tower detection and classification for power line inspection. *Proceedings of the International Joint Conference on Neural Networks*, 07 2014.
- 9 EFI, A. J. P. of N. . *U. S. Energy and Employment Report*. 2020. <<https://www.usenergyjobs.org/>>. [Online; accessed 21-dec-2022].
- 10 JIAN, L.; FENG, G.; MING, Z.; LIUNING, C.; WEIYAO, L. Research on optimal inspection strategy for overhead transmission line based on smart grid. *Procedia Computer Science*, v. 130, p. 1134–1139, 2018. ISSN 1877-0509. The 9th International Conference on Ambient Systems, Networks and Technologies (ANT 2018) / The 8th International Conference on Sustainable Energy Information Technology (SEIT-2018) / Affiliated Workshops. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1877050918305234>>.
- 11 RESENDE, M.; CARDOSO, V. Mapping service quality in electricity distribution: An exploratory study of brazil. *Utilities Policy*, v. 56, p. 41–52, 2019. ISSN 0957-1787. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0957178717301662>>.

- 12 TOUSSAINT, K.; POULIOT, N.; MONTAMBAULT, S. Transmission line maintenance robots capable of crossing obstacles: State-of-the-art review and challenges ahead. *J. Field Robotics*, v. 26, p. 477–499, 05 2009.
- 13 POULIOT, N.; LATULIPPE, P.; MONTAMBAULT, S. Reliable and intuitive teleoperation of linescout: a mobile robot for live transmission line maintenance. In: *2009 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. [S.l.: s.n.], 2009. p. 1703–1710.
- 14 MOHSAN, S. A. H.; KHAN, M. A.; NOOR, F.; ULLAH, I.; ALSHARIF, M. H. Towards the unmanned aerial vehicles (UAVs): A comprehensive review. *Drones*, v. 6, n. 6, 2022. ISSN 2504-446X. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/2504-446X/6/6/147>>.
- 15 DENG, C.; WANG, S.; HUANG, Z.; TAN, Z.; LIU, J. Unmanned aerial vehicles for power line inspection: A cooperative way in platforms and communications. *Journal of Communications*, v. 9, p. 687–692, 09 2014.
- 16 LI, X.; LI, Z.; WANG, H.; LI, W. Unmanned aerial vehicle for transmission line inspection: Status, standardization, and perspectives. *Frontiers in Energy Research*, v. 9, 2021. ISSN 2296-598X. Disponível em: <<https://www.frontiersin.org/articles/10.3389/fenrg.2021.713634>>.
- 17 MÁTHÉ, K.; BUŞONIŪ, L. Vision and control for uavs: A survey of general methods and of inexpensive platforms for infrastructure inspection. *Sensors*, v. 15, n. 7, p. 14887–14916, 2015. ISSN 1424-8220. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/1424-8220/15/7/14887>>.
- 18 LIU, Y.; SHI, J.; LIU, Z.; HUANG, J.; ZHOU, T. Two-layer routing for high-voltage powerline inspection by cooperated ground vehicle and drone. *Energies*, v. 12, n. 7, 2019. ISSN 1996-1073. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/1996-1073/12/7/1385>>.
- 19 SANTOS, M. F. D.; SILVA, D. H. C.; SILVA, M. F. D.; VIDAL, V. F.; HONÓRIO, L. D. M.; LOPES, V. L. M.; SILVA, L. A. Z.; REZENDE, H. B.; RIBEIRO, J. M. S.; CERQUEIRA, A. S.; PANCOTI, A. A. N. P.; REGINA, B. A. Project and design of multi-rate loop controllers for fixed-wings aircrafts. In: *22nd International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC)*. [S.l.: s.n.], 2018. p. 777–782.
- 20 IVERSEN, N.; KRAMBERGER, A.; SCHOFIELD, O. B.; EBEID, E. Pneumatic-mechanical systems in UAVs: Autonomous power line sensor unit deployment. In: *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. [S.l.: s.n.], 2021. p. 548–554.
- 21 CHANG, W.; YANG, G.; YU, J.; LIANG, Z.; CHENG, L.; ZHOU, C. Development of a power line inspection robot with hybrid operation modes. In: . [S.l.: s.n.], 2017.
- 22 QIN, X.; JIA, B.; LEI, J.; ZHANG, J.; LI, H.; LI, B.; LI, Z. A novel flying–walking power line inspection robot and stability analysis hanging on the line under wind loads. *Mechanical Sciences*, v. 13, n. 1, p. 257–273, 2022. Disponível em: <<https://ms.copernicus.org/articles/13/257/2022/>>.
- 23 LONG, X.; YANG, G.; LIANG, Z. ze. Design of a hybrid transmission line inspection robot. In: . [S.l.: s.n.], 2021.
- 24 MIRALLÈS, F.; HAMELIN, P.; LAMBERT, G.; LAVOIE, S.; POULIOT, N.; MONTFROND, M.; MONTAMBAULT, S. Linedrone technology: Landing an unmanned aerial vehicle on a power line. In: *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. [S.l.: s.n.], 2018. p. 6545–6552.

- 25 HAMELIN, P.; MIRALLÈS, F.; LAMBERT, G.; LAVOIE, S.; POULIOT, N.; MONTFROND, M.; MONTAMBAULT, S. Discrete-time control of linedrone: An assisted tracking and landing UAV for live power line inspection and maintenance. In: *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. [S.l.: s.n.], 2019. p. 292–298.
- 26 KATRASNIK, J.; PERNUS, F.; LIKAR, B. New robot for power line inspection. In: *IEEE Conference on Robotics, Automation and Mechatronics*. [S.l.: s.n.], 2008. p. 1195–1200.
- 27 ALHASSAN, A.; ZHANG, X.; SHEN, H.; JIAN, G.; XU, H.; HAMZA, K. Investigation of aerodynamic stability of a lightweight dual-arm power transmission line inspection robot under the influence of wind. *Mathematical Problems in Engineering*, v. 2019, p. 1–16, 11 2019.
- 28 BAKUŁA, K.; OSTROWSKI, W.; PILARSKA-MAZUREK, M.; SZENDER, M.; KURCZYŃSKI, Z. Evaluation and calibration of fixed-wing UAV mobile mapping system equipped with lidar and optical sensors. *ISPRS - International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, XLII-1, p. 25–32, 09 2018.
- 29 NOORALISHAHI, P.; IBARRA-CASTANEDO, C.; DEANE, S.; LÓPEZ, F.; PANT, S.; GENEST, M.; AVDELIDIS, N. P.; MALDAGUE, X. P. V. Drone-based non-destructive inspection of industrial sites: A review and case studies. *Drones*, v. 5, n. 4, 2021. ISSN 2504-446X. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/2504-446X/5/4/106>>.
- 30 Kabbabe Poleo, K.; CROWTHER, W. J.; BARNES, M. Estimating the impact of drone-based inspection on the levelised cost of electricity for offshore wind farms. *Results in Engineering*, v. 9, p. 100201, 2021. ISSN 2590-1230. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2590123021000025>>.
- 31 KATRASNIK, J.; PERNUS, F.; LIKAR, B. A climbing-flying robot for power line inspection. In: MIRIPOUR, B. (Ed.). *Climbing and Walking Robots*. Rijeka: IntechOpen, 2010. cap. 6. Disponível em: <<https://doi.org/10.5772/8840>>.
- 32 PAWLAK, K.; SEREK, D. High voltage transmission line stringing operation. usage of unmanned aerial vehicles for installation of conductor and grounding wires with optical fibers. In: *15th International Conference on Electrical Machines, Drives and Power Systems (ELMA)*. [S.l.: s.n.], 2017. p. 32–37.
- 33 LIU, C.; TANG, G.-R.; JIANG, M.; DONG, Y.-M. Study on construction technology standardization of primary guide rope laying by multi-rotor aircraft in stringing construction of transmission line. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, IOP Publishing, v. 231, p. 012174, sep 2017. Disponível em: <<https://doi.org/10.1088/1757-899x/231/1/012174>>.
- 34 HU, X.; ZHANG, Q.; ZHAO, Z.; SHANG, C.; RUI, X. A preliminary study on the strand stress of transmission line in tension setting out. In: *Scientific Reports*. [S.l.: s.n.], 2022.
- 35 PENG, F.; ZHOU, H. Y.; JIANG, M.; TANG, G. R. Experimental research of damage occurred on large cross-section conductor by different patterns of string pulley. In: *Advanced Materials and Processes IV*. [S.l.]: Trans Tech Publications Ltd, 2014. (Applied Mechanics and Materials, v. 633), p. 320–323.
- 36 OSCAR, A. New trend on transmission power lines and related stringing equipment development. In: *12th International Conference on Live Maintenance (ICOLIM)*. [S.l.: s.n.], 2017. p. 1–6.

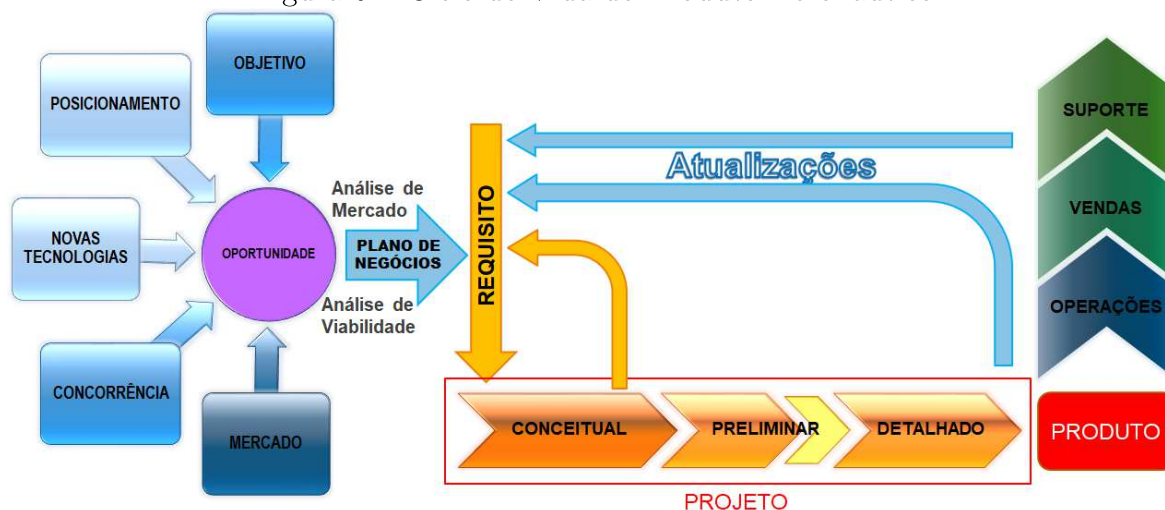
- 37 HU, C. H.; XIA, Y. J.; LI, J. H. Experimental study on critical process parameters regarding tension stringing construction of 1250mm<sup>2</sup> large-section conductor. In: *Renewable Energy and Environmental Technology*. [S.l.]: Trans Tech Publications Ltd, 2014. (Applied Mechanics and Materials, v. 448), p. 2036–2039.
- 38 DUCARD, G. *Fault-tolerant Flight Control and Guidance Systems: Practical Methods for Small Unmanned Aerial Vehicles*. Springer London, 2009. (Advances in Industrial Control). ISBN 9781848825604. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=avaHDAEACAAJ>>.
- 39 ROSKAM, J. H. Airplane flight dynamics and automatic flight controls. In: . [S.l.: s.n.], 2018.
- 40 BEARD, R. W.; MCLAIN, T. W. *Small unmanned aircraft: Theory and practice*. [S.l.]: Princeton university press, 2012.
- 41 SANTOS, M. F. D.; HONÓRIO, L. D. M.; MOREIRA, A. P. G. M.; SILVA, M. F. D.; VIDAL, V. F. Fast real-time control allocation applied to over-actuated quadrotor tilt-rotor. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2021. ISSN 1573-0409.
- 42 REGINA, B. A.; HONÓRIO, L. D. M.; PANCOTI, A. A. N.; SILVA, M. F. D.; SANTOS, M. F. D.; LOPES, V. M. L.; NETO, A. F. D. S.; WESTIN, L. G. F. Hull and aerial holonomic propulsion system design for optimal underwater sensor positioning in autonomous surface vessels. *Sensors*, v. 21, n. 2, 2021. ISSN 1424-8220. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/1424-8220/21/2/571>>.
- 43 BRANDT, J.; SELIG, M. Propeller performance data at low reynolds numbers. 01 2011.
- 44 DANTSKER, O. D.; CACCAMO, M.; DETERS, R. W.; SELIG, M. *Performance Testing of Aero-Naut CAM Folding Propellers*. [S.l.]: AIAA Aviation Forum, 2020.
- 45 RAYMER, D. P. *Aircraft Design: A conceptual approach*. 1nd edition. ed. [S.l.]: American Institute of Aeronautics, 1992.
- 46 DETERS, R.; ANANDA, G.; SELIG, M. Slipstream measurements of small-scale propellers at low reynolds numbers. In: . [S.l.: s.n.], 2015.
- 47 DETERS, R. W. *Performance and Slipstream Characteristics of Small-Scale Propellers at Low-Reynolds Numbers*. University of Illinois at Urbana-Champaign: [s.n.], 2014. Disponível em: <<http://hdl.handle.net/2142/49607>>.
- 48 LEISHMAN, J.; SYAL, M. Figure of merit definition for coaxial rotors. *Journal of the American Helicopter Society*, v. 53, p. 290–300, 07 2008.
- 49 YE, J.; WANG, J.; SONG, T.; WU, Z.; TANG, P. Nonlinear modeling the quadcopter considering the aerodynamic interaction. *IEEE Access*, v. 9, 2021.
- 50 FOSSEN, T. I. Mathematical models for control of aircraft and satellites. *Department of Engineering Cybernetics Norwegian University of Science and Technology*, 2011.
- 51 SANTOS, M. F. D.; HONÓRIO, L. D. M.; MOREIRA, A. P. G. M.; GARCIA, P. A. N.; SILVA, M. F. D.; VIDAL, V. F. Analysis of a fast control allocation approach for nonlinear over-actuated systems. *ISA Transactions*, 2021. ISSN 0019-0578. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0019057821004389>>.
- 52 BALACHANDRAN, B.; MAGRAB, E. B. *Vibrations*. [S.l.]: Cambridge University Press, 2018.

- 53 KELLY, S. G. *Mechanical vibrations: theory and applications*. [S.l.]: Cengage learning, 2012.
- 54 BURGGRÄF, P.; MARTÍNEZ, A. R. P.; ROTH, H.; WAGNER, J. Quadrotors in factory applications: design and implementation of the quadrotors P-PID cascade control system. *SN Applied Sciences*, Springer, v. 1, n. 7, p. 722, 2019.
- 55 MANKINS, J. Technology readiness level – a white paper. 01 1995.
- 56 SNEAD, M. Cost estimates of near-term, fully-reusable space access systems. 09 2006.
- 57 JOHANSSON, P.; JOHANSSON, C.; OLA, I.; LARSSON, T. Take the knowledge path to support knowledge management in product/service systems.
- 58 TRENTIM, M. *Gerenciamento de Projetos*. Editora Atlas, 2011. ISBN 9788522461141. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=X2pIAgAAQBAJ>>.
- 59 SLACK, N.; CHAMBERS, S.; JOHNSTON, R. *Administração da Produção*. [S.l.]: Editora Atlas, 2009.
- 60 GUDMUNDSSON, S. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Elsevier Science, 2021. ISBN 9780128226476. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=VXcrEAAAQBAJ>>.
- 61 TORENBEEK, E. *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Technology and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*. [S.l.]: Editora Wiley, 2013.
- 62 KOVÁCS, J. *Filosofia de Projeto: Um Roteiro para Desenvolvimento de Aeronaves*. [S.l.: s.n.], 1986.
- 63 BUDYNAS, R.; NISBETT, K. *Shigley's Mechanical Engineering Design*. McGraw-Hill Higher Education - VST E+p, 2014. ISBN 9781259986246. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=B7wivgAACAAJ>>.
- 64 ROSKAM, J. Airplane design part i: Preliminary sizing of airplanes. *Design, Analysis and Research Corporation, Lawrence Kansas*, 1985.
- 65 MOAVENI, S. *Finite Element Analysis Theory and Application with ANSYS, 3/e*. Pearson Education, 2011. ISBN 9788131760642. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=JZQTrVJcFNUC>>.

## APÊNDICE A - FILOSOFIA DE PROJETO

O ciclo de vida de um produto aeronáutico é longo, complexo e extremamente dispendioso. Portanto, antes de descrever a filosofia de projeto adotada em um processo de alta complexidade como esse, será apresentado, de forma simplificada, todo o ciclo de vida de produto aeronáutico.

Figura 64: Ciclo de Vida do Produto Aeronáutico



Fonte: Autor

A Figura 64 mostra o ciclo de vida de um produto aeronáutico de forma esquemática. O ciclo de vida começa com uma oportunidade de se iniciar um novo projeto [58], que podem ser geradas por: 1. mercado, 2. concorrência, 3. novas tecnologias, 4. posicionamento e/ou 5. objetivo.

1. O departamento de marketing de uma empresa normalmente interage com os clientes com o intuito de identificar novas oportunidades no mercado [59]. Algumas vezes podem identificar uma oportunidade vinda diretamente de solicitações de clientes ou do mercado como um todo por meio de questionários e pesquisas ou pela experiência em intuir as necessidades dos clientes.
2. Quando um concorrente lança uma nova versão de um produto é importante estar preparado e disposto a lançar um novo produto para manter a liderança em vendas.



3. Novas tecnologias são desenvolvidas a todo tempo, seja por desenvolvimento interno, disponibilizada por fornecedores ou alianças entre empresas. Desse modo, a empresa deve se manter atualizada quanto as novas tecnologias que possam surgir no futuro próximo, para que um novo projeto que abarque essas novas tecnologias seja iniciado.
4. Algumas vezes, por estratégia da direção da empresa, há o interesse em lançar um produto em uma nova posição de mercado, seja para expansão do portfólio ou reposicionamento estratégico da empresa como um todo.
5. Outra forma de se iniciar um projeto, bem mais rara que as anteriores, pode partir diretamente de um colaborador ou proprietário.

A oportunidade identificada é, então, submetida a uma minuciosa análise de mercado e análise de viabilidade, que deverá demonstrar se o produto resultará em valor para empresa e se será possível desenvolvê-lo com o potencial industrial instalado e tecnologias disponíveis pela empresa. O conceito que passou nessa primeira triagem será então formalizado por meio de requisitos de projeto que pode receber contribuições também de atualizações advindas da experiência de projetos anteriores. Os requisitos são uma lista de especificações que esta nova aeronave deve atender, tais como: o quão alto esta deve voar; quão rápida deve ser; quão longe deve ir; qual a carga paga; entre outros [60].

Com a lista de requisitos de projeto formulada, inicia-se uma longa fase denominada projeto, que consiste de três partes bem definidas: a) Projeto Conceitual; b) Projeto Preliminar e; c) Projeto Detalhado [45]. A lista de requisitos é enviada para primeira análise pela equipe técnica de Projeto Conceitual. Nesse momento os requisitos se sedimentam na forma de um produto aeronáutico, com as primeiras formas em planta possíveis para atender todos os requisitos [61]. Essa primeira análise técnica também tem a função de avaliar se os requisitos selecionados na etapa anterior são possíveis de serem realizados. Normalmente há interação com as áreas de marketing, inteligência de mercado e financeira, a fim de refinar e propor novos requisitos. Ao final dessa etapa a aeronave tem uma forma razoavelmente definida, com sua lista de aspectos técnicos.

Na etapa de Projeto Preliminar o produto aeronáutico é refinado com o auxílio de especialistas de diversas áreas, como aerodinâmica, estruturas, sistemas, entre outros. Todos os aspectos técnicos são definidos, como forma em planta, desempenho e custos do projeto. Ao final desta etapa uma importante decisão precisa ser tomada, se o projeto vai adiante ou não. A etapa seguinte é extremamente onerosa podendo até mesmo ultrapassar o valor total da própria empresa, um fracasso ao final da etapa de projeto detalhado pode resultar no fechamento da companhia. Portanto ao final da etapa de projeto preliminar deve-se quantificar muito bem o risco do projeto ser rentável ou não [45].

O Projeto Detalhado apresenta o custo mais elevado de toda a fase de projeto e consiste em projetar todas as peças para fabricação e projetar as ferramentas de processos. Além disso, nessa etapa, são projetados e executados os testes dos itens principais da aeronave. Durante essa fase são construídos os primeiros protótipos e inicia-se o processo de certificação aeronáutica.

Com o produto concluído e o processo de certificação em sua fase final iniciam-se as operações de produção continuada, seguidas de comercialização e suporte ao cliente. Nesse período da vida do produto que se obtém o retorno do investimento. As operações são, então, otimizadas com o intuito de baixar custos e acelerar a produção.

No caso do projeto apresentado aqui não há operações, vendas e suporte, pois o produto final do projeto é um protótipo que servirá de base para novos requisitos. Esses requisitos iniciariam um novo projeto que, aí sim, quando terminado esse segundo projeto se teria a aeronave "cabeça de série" que seria a primeira aeronave a ser produzida de uma operação industrial.

Todas as fases, desde a identificação da oportunidade e geração dos requisitos até a execução do projeto deste trabalho, foram definidas segundo uma filosofia de solução mínima. A filosofia de projeto de solução mínima prevê a concepção da aeronave com características mínimas que satisfaçam os requisitos [62]. Com isso, o uso das mesmas estruturas para desempenhar diferentes usos na aeronave é perseguido, pois, reduz peso e diminui a complexidade da aeronave. Além disso, todo o sistema embarcado deve ser crucial para a operação da aeronave, pois o sistema mais leve é o que não está presente na aeronave.

Estes conceitos foram aplicados ao Hexacóptero tilt-rotor PTLIR Híbrido e estão descritos no Capítulo 3. Um exemplo do processo de desenvolvimento de um dos subsistemas da aeronave pode ser apreciado no Apêndice B.

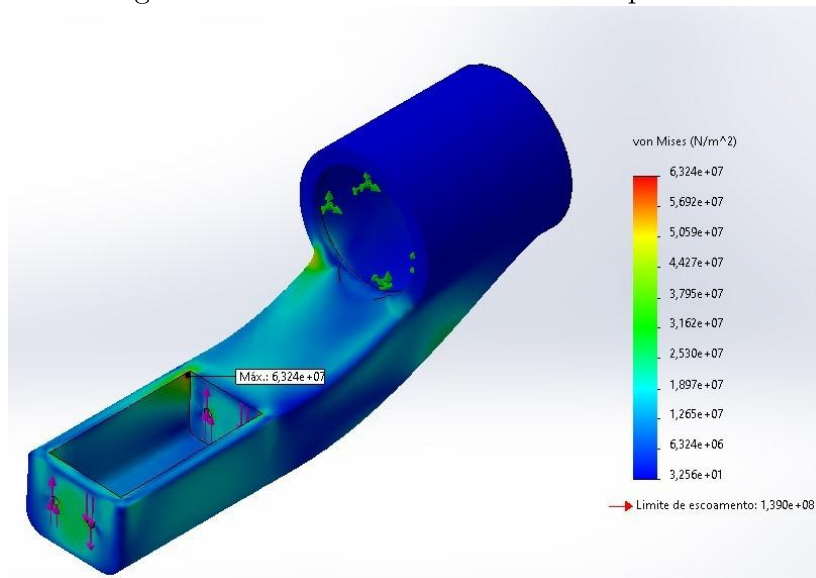
## APÊNDICE B - PROJETO E FABRICAÇÃO

O projeto técnico da aeronave foi executado com o uso de diversas áreas do conhecimento das engenharias: Projeto de Máquinas [63], Projeto Aeronáutico [64], e Método de Elementos Finitos (FEM) para projeto estrutural [65], todos largamente utilizadas para o desenvolvimento do projeto.

A seguir é apresentado um exemplo deste desenvolvimento, com a concepção e evolução de projeto dos componentes de um dos subsistemas, os mecanismos dos tilt-rotors.

Inicialmente adotou-se o projeto mais simples que atendessem as especificações. Para isso foi projetado um componente que suportasse um servomotor de 35Kgf.cm de torque, no qual o motor seria montado.

Figura 65: Diagrama de tensão de von Mises do suporte do servomotor



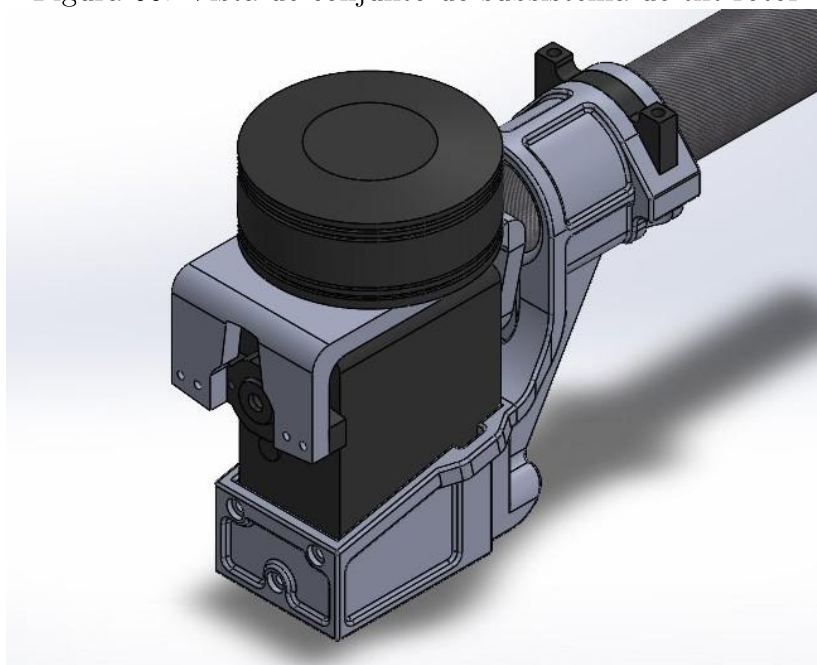
Fonte: Autor

Na Figura 65 pode ser visto o diagrama de tensões de Von Mises do suporte do servomotor para as cargas de 40N de tração do motor e 350N.cm de torque do servomotor, todos aplicados à furação dos quatro parafusos de fixação do servomotor. Note que este componente suportaria as cargas com uma certa folga e há uma boa distribuição das cargas ao longo de toda a peça indicando que esta está bem otimizada quanto ao peso.

Alguns novos requisitos foram impostos ao projeto: foi decidido que seria utilizado um servomotor maior que estava disponível no laboratório e já havia bons resultados com este em outros projetos. Além disso, a fabricação do suporte do servomotor seria mais interessante que fosse fabricado em *Carbon Fiber* PLA pois a produção em impressão 3D agilizaria o processo de prototipagem.

Para isso, um novo suporte do servomotor mais robusto foi projetado. Tanto para suportar as cargas maiores do novo servomotor quanto para adequar a um material com menor resistência e direções preferencias de tração, devido as deposições das camadas de fabricação aditiva da impressão 3D.

Figura 66: Vista de conjunto do subsistema de tilt-rotor



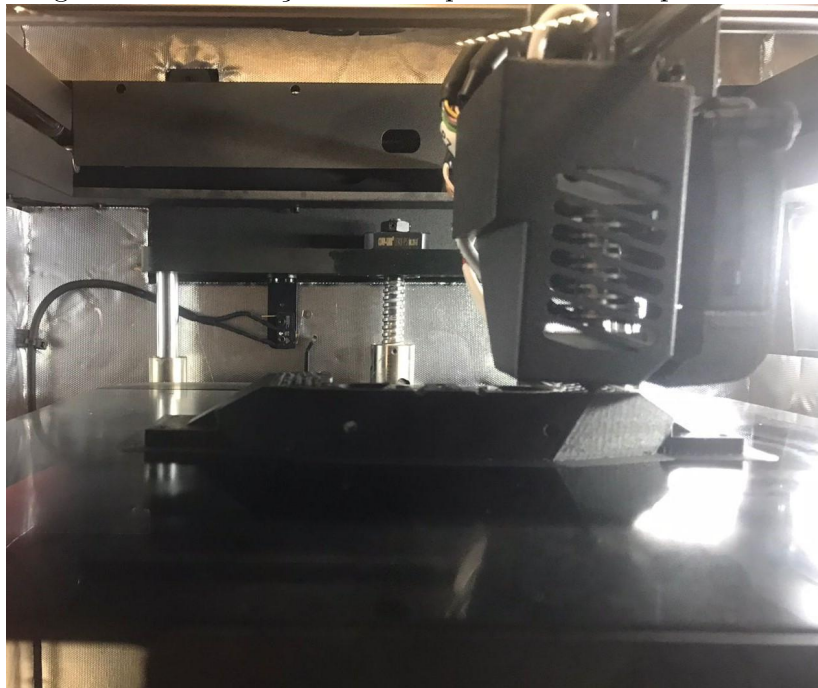
Fonte: Autor

Na Figura 66 é mostrada uma vista isométrica dessa nova montagem. Pode-se notar que as espessuras de parede desse novo suporte de servomotor é maior para adequar as novas cargas e a um material de menor resistência a tração. E há um incremento na espessura nas bordas e quinas da peça para evitar o descolamento de camadas de deposição de material da impressão 3D muito comum em perfis longos de mesma espessura.

Os componentes foram fabricados em uma abordagem de prototipagem rápida, com auxílio de uma impressora 3D, como pode ser visto na Figura 67. O material usado foi o *Carbon Fiber* PLA, que possui rigidez superior ao PLA convencional.

A abordagem de prototipagem rápida possibilita múltiplas iterações do projeto refinando-o em um curto espaço de tempo.

Figura 67: Fabricação dos componentes em impressão 3D



Fonte: Autor

Na Figura 68 pode ser visto uma fotografia do resultado de uma das iterações do projeto. Conectado ao tubo de fibra de carbono do drone original está posicionado o suporte do servomotor. E logo acima do servomotor, que possui lateral vermelha, pode ser visto o suporte do motor.

Na Figura 68 pode ser visto, tanto na superfície do montante do motor quanto na superfície do suporte do servomotor, uma série de rebaixos e protuberâncias nas peças. Essas características de projeto visam tirar peso onde não é necessário, concentrando material onde há mais tensão, nas bordas. Além disso, esse tipo de mudança de espessura das bordas e quinas da peça evitam o descolamento de camadas de deposição de material da impressão 3D muito comum em perfis longos de mesma espessura, pois obrigam a traçar trajetórias durante a impressão.

Deve-se sempre priorizar que as ESCs fiquem o mais próximos possíveis de seus respectivos motores, evitando assim interferências eletromagnéticas indesejáveis.

O posicionamento da ESC próximo ao motor era em si um desafio geométrico. Pois a área logo abaixo do motor, como usualmente são posicionados as ESCs em outros drones, estava altamente concorrido por componentes como o servomotor, fios e o suporte. Se o montante do motor fosse distanciado em demasia do eixo de pivotamento do servomotor isso acarretaria grande deslocamento em relação ao tubo de fibra de carbono no qual os fios devem passar. Isso seria indesejável pois colocaria os fios a um alto nível de estresse, podendo levar a rupturas

Figura 68: Fotografia do Tilt-Rotor fabricado



Fonte: Autor

internas no metal condutor por fadiga.

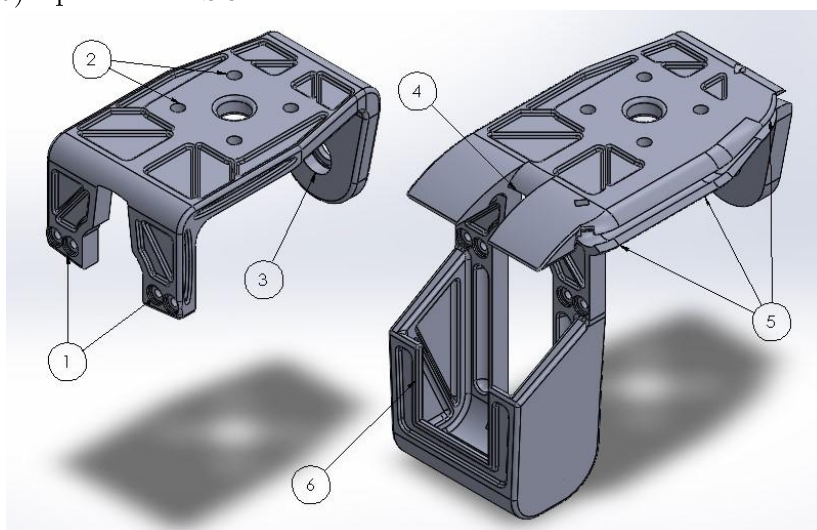
Dessa forma, optou-se em posicionar a ESC afrente do braço do servomotor, uma região que não teria impacto negativo ao funcionamento da mesma. Restando apenas o desafio de conduzir o cabeamento por uma região que permite mobilidade das peças em ângulo.

Na Figura 69 pode ser vista a diferença entre a versão do montante do motor anterior (à esquerda) e a nova (à direita). Grande parte das características do projeto original foram mantidos, pois interagem diretamente com outros componente do mecanismo. Como por exemplo: os furos para fixação no braço do servomotor, representados pelo item 1 da Figura 69; os furos para fixação do motor, representados pelo item 2; e o cubo de alocação do rolamento, representado pelo item 3.

As partes que merecem ser salientadas como diferentes no novo projeto do montante do motor são: a abertura na proteção superior da ESC, para poder passar os fios que saem da ESC em direção ao motor, representada pelo item 4 da Figura 69; a canaleta guia para a passagem dos fios de potência e controle que vêm da parte central do drone em direção à ESC, representada pelo item 5; e, finalmente, o suporte da ESC, representado pelo item 6.

A versão final da montagem do tilt-rotor pode ser visto na Seção 3.3.

Figura 69: Versões do montante do motor com itens indicados: 1) furos de fixação no braço do servomotor, 2) furos de fixação do motor, 3) cubo de alocação do rolamento, 4) abertura para passar fios do ESC, 5) canaleta guia para a passagem dos fios de potência e controle e 6) suporte do ESC



Fonte: Autor