

**DANIEL KENJI SAITO
LUCAS MIRANDA MÖRTH**

**SISTEMA DE SENSORIAMENTO EM VOO PARA
AERONAVES NÃO TRIPULADAS**

São Paulo
2020

**DANIEL KENJI SAITO
LUCAS MIRANDA MÖRTH**

**SISTEMA DE SENSORIAMENTO EM VOO PARA
AERONAVES NÃO TRIPULADAS**

Trabalho apresentado à Escola Politécnica
da Universidade de São Paulo para obten-
ção do Título de Engenheiro Mecatrônico.

Orientador:

Prof. Dr. Rafael Traldi Moura

São Paulo
2020

AGRADECIMENTOS

Gostaríamos de agradecer aos nossos pais e familiares pelo suporte incondicional que recebemos antes e durante a graduação, sem o qual não teríamos a oportunidade de executar este trabalho.

Ao nosso professor Rafael Traldi Moura, pela atenção, apoio, confiança e disponibilidade na orientação deste trabalho.

Ao nosso professor Antonio Luis de Campos Mariani, pela mentoria nos projetos do aerodesign e por ser um exemplo de engenheiro, amigo e ser humano no qual nos inspiramos.

E aos nossos colegas da Keep Flying, que dividiram conosco a motivação para superar nossos limites e buscar a excelência frente aos maiores desafios.

“A aerodinâmica está perfeita. Mas...”

-- Prof. Dr. Antonio Luis de Campos
Mariani

RESUMO

A produção, comércio e o uso de VANTs (veículos aéreos não-tripulados) vivem o auge do seu desenvolvimento em 2020, com projeção de crescimento de 11% ao ano, em termos de receita anual, até 2026 (DRONESHOW, 2020). As novas aplicações e demandas do mercado fomentam o desenvolvimento de veículos cada vez mais inovadores, impondo desafios de regulamentação e de engenharia para que possam se consolidar na sociedade. É nesse cenário que se encaixam as competições universitárias SAE Aerodesign, que estimulam estudantes de engenharia de todo o mundo a desenvolverem, testarem e fabricarem aeronaves radiocontroladas de pequeno porte, proporcionando uma experiência real de pesquisa e desenvolvimento de um projeto aeronáutico moderno.

A Escola Politécnica da USP é representada há mais de 15 anos na SAE Brasil Aerodesign pela equipe Keep Flying, que dentre outras conquistas acumula 3 participações e 1 título da competição internacional, a SAE Aerodesign East. Além dos bons resultados, a Keep Flying tem consolidado uma metodologia de projeto baseada na literatura aeronáutica, como (RAYMER, 1989) e (ROSKAM, 1985) e contemplando aspectos particulares de um projeto do *aerodesign*. Um dos aspectos fundamentais dessa metodologia, comum aos projetos aeronáuticos tradicionais, é a validação experimental e a realização de ensaios em voo.

Nesse sentido, faz-se necessário a utilização de um sistema de sensoriamento embarcado, capaz de colher informações importantes para o diagnóstico de ensaios em voo, visando a validação das análises empregadas no desenvolvimento do projeto. Nesse trabalho, busca-se desenvolver um sistema de sensoriamento completo, que atenda aos requisitos da Keep Flying, tanto em funcionalidade quanto na compatibilidade com as aeronaves e com o orçamento da equipe.

Palavras-Chave – Sistema de sensoriamento, aquisição de dados, *aerodesign*, VANT, aviônica, instrumentação.

ABSTRACT

The production, trade and use of UAVs (unmanned aerial vehicles) are at the peak of their development in 2020, with projected growth of 11 % per year, in terms of annual revenue, until 2026 (DRONESHOW, 2020). The new applications and market demands foster the development of increasingly innovative vehicles, imposing regulatory and engineering challenges for their consolidation in society. It is in this scenario that SAE Aerodesign academic competitions fit. These competitions encourage engineering students from all over the world to develop, test and manufacture small radio controlled aircraft, providing a real research and development experience for a modern aeronautical project.

The Polytechnic School of the University of São Paulo has been represented for over 15 years at SAE Brasil Aerodesign by the Keep Flying team, which among other achievements accumulates 3 participations and 1 title of the international competition, SAE Aerodesign East. In addition to the good results, Keep Flying has consolidated a design methodology based on aeronautical literature, such as (RAYMER, 1989) and (ROSKAM, 1985) and contemplating particular aspects of an aerodesign project. One of the fundamental aspects of this methodology, common to traditional aeronautical projects, is experimental validation and flight tests.

In this sense, it is necessary to use an embedded sensing system, capable of collecting important information for the diagnosis of flight tests, aiming at validating the analyzes used in the development of the project. In this work, we aim to develop a complete measurement system, which meets the requirements of the Keep Flying team, both in functionality and in compatibility with all of the team's aircraft, and also with the team's budget.

Keywords – Measurement system, data acquisition, aero design, UAV, avionics, instrumentation.

LISTA DE FIGURAS

1	VANT multirroto.	16
2	VANT asa-ixa.	16
3	Competição SAE Brasil Aerodesign.	17
4	Equipe Keep Flying em 2018.	18
5	VANT desenvolvido pela equipe.	18
6	Empenanges e superfícies de comando de um VANT da Keep Flying. Os componentes em laranja são móveis.	19
7	Sistema de coordenadas em uma aeronave.	20
8	Definição do ângulo de ataque de uma aeronave.	20
9	Velocidades determinadas nas análises de desempenho.	21
10	Resultados de simulação de dinâmica longitudinal de aeronave.	22
11	Envelope de voo segundo a <i>FAR Part 23</i> , destinada à aviões leves.	23
12	Sensores de pressão diferencial utilizados em placas de aquisição comerciais.	24
13	Sensor de ângulo de ataque de aeronave comercial.	25
14	Sensor de velocidade e ângulos de ataque e derrapagem.	27
15	Sensor de velocidade e ângulo de ataque.	27
16	Sensor de velocidade e ângulos de ataque e derrapagem.	28
17	Esquemático simplificado do sistema.	31
18	Ilustração do mecanismo 4R.	34
19	Arduino Due.	35
20	ESP32.	35
21	IMU MPU-9250.	37
22	IMU BNO055 da Adafruit.	37
23	GPS NEO-M8 da U-blox.	37

24	Módulo GPS Venus 638FLPx.	37
25	SDP32 da Sensirion.	38
26	S-850 da Vectus.	38
27	Representação da conexão do optoacoplador.	39
28	Sensor de ângulo relativo ao escoamento por diferença de pressão.	40
29	Esquemático do <i>vane</i> pivotado.	40
30	MA3 da USdigital.	41
31	AS5048a.	41
32	Vista lateral (a) e superior (b) do <i>vane</i>	43
33	Resposta do <i>vane</i> ao degrau.	44
34	Geometria e dimensões da configuração escolhida.	46
35	Resposta ao degrau de 10° com vento de 10 m/s.	46
36	Configuração final do sensor de ângulo de ataque e ângulo de derrapagem.	47
37	Isosuperfície de módulo de velocidade em simulação de aeronave da Keep Flying em CFD.	49
38	Módulo de velocidade no plano XZ, em 0,6 m de envergadura.	50
39	Velocidade em Y no plano XZ, em 0,6 m de envergadura.	50
40	Módulo de velocidade no plano XZ, em 0,9 m de envergadura.	50
41	Velocidade em Y no plano XZ, em 0,9 m de envergadura.	51
42	Diagrama resumido do projeto do <i>hardware</i>	54
43	Módulo regulador de tensão <i>step-down</i> Mini-360.	55
44	Circuito para condicionamento do sinal PWM do receptor da aeronave.	56
45	Conversor de nível lógico.	56
46	Circuito para condicionamento do sinal analógico.	57
47	Módulo para cartão micro SD.	57
48	Resultados do ensaio do sensor de velocidade do escoamento	59
49	Ensaio do sensor de posição angular em relação ao escoamento.	60

50	Resposta ao degrau do sensor de ângulo de ataque a 4 m/s.	61
51	Resposta ao degrau do sensor de ângulo de ataque a 6 m/s.	61
52	Resposta ao degrau do sensor de ângulo de ataque a 8 m/s.	62
53	Resposta ao degrau do sensor de ângulo de ataque a 10 m/s.	62
54	Leitura do sinal PWM do servo.	63
55	Sistema de sensoriamento instalado na fuselagem da aeronave.	64
56	Preparação para o ensaio	65
57	Tentativa de decolagem	65
58	Velocidade obtida pelo GPS.	66
59	Aceleração obtida pelo GPS.	66
60	Aceleração obtida pela IMU.	67
61	Ângulo de Pitch.	67
62	Deflexão do profundor.	68
63	Deflexão dos ailerons.	68
64	Tração dinâmica do conjunto motopropulsor.	72

LISTA DE TABELAS

1	Resumo dos requisitos para os sensores	34
2	Comparação entre microcontroladores.	36
3	Sensores selecionados	42
4	Componentes do <i>Hardware</i>	52
5	Tecnologias de baterias.	53
6	Parâmetros obtidos no ensaio em túnel de vento.	62
7	Características do sistema completo	63
8	Dados da aeronave e condições no ensaio.	65

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

<i>AoA</i>	Ângulo de ataque
<i>AR</i>	<i>Aspect Ratio</i> (Alongamento)
<i>CAN</i>	<i>Controller Area Network</i>
<i>CI</i>	Circuito integrado
<i>DC</i>	<i>Direct current</i> (Corrente contínua)
<i>FAR</i>	<i>Federal Aviation Regulations</i>
<i>I2C</i>	<i>Inter-Integrated Circuit</i>
<i>IMU</i>	<i>Inertial measurement unit</i>
<i>LiFe</i>	Lítio-Ferro
<i>Li-Ion</i>	Lítio-Íon
<i>LiPo</i>	Lítio-Polímero
<i>MEMS</i>	<i>Microelectromechanical systems</i>
<i>MTOW</i>	<i>Maximum takeoff weight</i> (Peso máximo de decolagem)
<i>PCB</i>	<i>Printed circuit board</i> (Placa de circuito impresso)
<i>PWM</i>	<i>Pulse Width Modulation</i>
<i>SAE</i>	<i>Society of Automotive Engineers</i>
<i>SIICUSP</i>	Simpósio Internacional de Iniciação Científica e Tecnológica da USP
<i>UART</i>	<i>Universal Asynchronous Receiver/Transmitter</i>
<i>VANT</i>	Veículo Aéreo Não Tripulado

LISTA DE SÍMBOLOS

α	Ângulo de ataque
β	Ângulo de derrapagem
b	Envergadura
C_L	Coefficiente de sustentação
S	Área alar
S_{LO}	Distância de decolagem

SUMÁRIO

1	Introdução	16
1.1	Contextualização	16
1.2	Conceitos aeronáuticos básicos	18
1.2.1	Componentes de um avião	18
1.2.2	Eixos aeronáuticos	19
1.3	Análises típicas de um projeto de VANT asa-fixa	21
1.3.1	Previsão de decolagem	21
1.3.2	Simulação de resposta a comando	21
1.3.3	Estimativa de carregamentos aerodinâmicos	22
1.4	Sistemas de instrumentação em projetos aeronáuticos	23
1.5	Revisão Bibliográfica	24
1.5.1	Sistemas de Aquisição Comerciais	24
1.5.2	Estado da Arte	25
1.5.2.1	Sistemas de sensoriamento em VANTs	25
1.5.2.2	Medição de Ângulos relativos ao escoamento	26
2	Objetivos	29
2.1	Objetivos Primários	29
2.2	Objetivos Secundários	29
2.3	Desafios Tecnológicos	30
3	Projeto Básico	31
3.1	Análise Mecatrônica	31
3.2	Requisitos	32

3.2.1	Requisitos Gerais	32
3.2.2	Requisitos dos sensores	32
3.2.2.1	Velocidade do escoamento incidente	32
3.2.2.2	Posição angular em relação ao escoamento incidente . . .	33
3.2.2.3	Velocidade em relação a um referencial em solo	33
3.2.2.4	Posição angular em relação a um referencial em solo . . .	33
3.2.2.5	Aceleração do centro de massa da aeronave	33
3.2.2.6	Ângulo de deflexão do profundor	33
3.2.2.7	Resumo dos requisitos	34
4	Projeto Detalhado: Sensores	35
4.1	Seleção de sensores e microcontrolador	35
4.1.1	Microcontrolador	35
4.1.2	Posição angular em relação ao solo e aceleração do centro de massa	36
4.1.3	Velocidade em relação ao solo	37
4.1.4	Velocidade do escoamento incidente	37
4.1.5	Ângulo de deflexão do profundor	38
4.1.6	Posição angular em relação ao escoamento	39
4.1.7	Resumo dos sensores selecionados	41
4.2	Projeto do <i>vane</i>	42
4.2.1	Modelagem	42
4.3	Parâmetros de projeto	43
4.3.1	Configuração escolhida	45
4.4	<i>Air data boom</i>	47
4.4.1	Posicionamento na aeronave	47
4.4.1.1	Análise em CFD	48

5	Projeto Detalhado: Eletrônica	52
5.1	Componentes	52
5.2	Sistema de alimentação	52
5.3	Diagrama de blocos	53
5.4	Esquemático	54
5.4.1	Regulador de tensão	54
5.4.2	Condicionamento de sinal	55
5.4.2.1	PWM do receptor	55
5.4.2.2	PWM do <i>encoder</i>	56
5.4.2.3	Sinal analógico	56
5.4.3	Memória	57
6	Ensaio e Resultados	58
6.1	Ensaio dos subsistemas	58
6.1.1	Velocidade relativa ao escoamento	58
6.1.2	Posição angular em relação ao escoamento	59
6.1.3	Posição das superfícies de comando	63
6.2	Características do sistema completo	63
6.3	Ensaio em voo do sistema	64
7	Discussão dos Resultados	69
7.1	Ensaio dos subsistemas	69
7.1.1	Velocidade relativa ao escoamento	69
7.1.2	Posição angular em relação ao escoamento	69
7.1.3	Posição das superfícies de comando	70
7.2	Características do sistema completo	70
7.3	Ensaio em voo do sistema	70

7.3.1	Velocidade em relação ao solo	70
7.3.2	Aceleração do centro de massa	72
7.3.3	Posição angular em relação ao solo	72
7.3.4	Posição das superfícies de comando	73
8	Conclusão	74
8.1	Trabalhos futuros	74
8.1.1	Ensaio do sistema em aeronaves da Keep Flying	74
8.1.2	Projeto e fabricação de uma PCB	74
	Referências	75
	Apêndice A – Desenhos técnicos	78
	Apêndice B – Esquemático	85

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contextualização

Os VANTs (veículos aéreos não tripulados) têm se tornado cada vez mais presentes em atividades profissionais, em diversos segmentos da sociedade, como mapeamento, segurança pública, fotografia, atividades agrícolas etc. No Brasil, já existem empresas atuando no desenvolvimento de VANTs comerciais que constituem uma parcela cada vez mais significativa da produção tecnológica nacional (FAPESP, 2016).

Esses veículos podem ser subdivididos em duas categorias: os multirrotores (Figura 1), que apresentam propulsão vertical, responsável pelo controle e também pela sustentação do veículo; e os asa-fixa (Figura 2), aqueles que apresentam propulsão horizontal, mantendo-se em voo devido à sustentação gerada pelas superfícies aerodinâmicas presentes em seu corpo e não diretamente pelos sistemas de propulsão, o que possibilita uma maior autonomia (MOUTINHO, 2015), (YAYLI et al., 2017).

Figura 1: VANT multirrotor.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 2: VANT asa-fixa.



Fonte: <<https://xmobots.com.br/>>.

As características intrínsecas a cada categoria de VANTs, os tornam mais ou menos adequados para cada tipo de aplicação. Um paralelo pode ser traçado com a aviação tripulada, onde aviões - propulsão horizontal - são mais utilizados para percorrer grandes distâncias, enquanto helicópteros - propulsão vertical - são utilizados para trafegar em espaços que requeiram a habilidade de pairar (*hovering*).

O desenvolvimento de VANTs asa-fixa contempla diversas etapas comuns ao desenvolvimento de aviões, como a seleção de perfis aerodinâmicos, o dimensionamento estrutural dos componentes, a seleção de grupo motopropulsor etc. Entretanto, diferentemente da aviação comercial, a aplicação de VANTs segue se diversificando em diversos segmentos (LOGWEB, 2019) e até a sua regulamentação encontra-se em desenvolvimento (DRO-NESHOW, 2019), caracterizando um mercado muito menos consolidado e, portanto, ainda muito aberto a novas soluções.

Nesse contexto, se encaixa a SAE Brasil Aerodesign, uma competição universitária que fomenta o desenvolvimento de VANTS asa-fixa por estudantes de engenharia, estabelecendo um conjunto de requisitos que devem ser cumpridos pelas aeronaves. A competição conta com uma etapa presencial, na qual as aeronaves devem ser fabricadas e levadas para baterias de voo, assim como uma etapa não-presencial que consiste na entrega de relatórios técnicos avaliados por profissionais voluntários da indústria aeronáutica.

Figura 3: Competição SAE Brasil Aerodesign.



Fonte: <<https://www.aeroflap.com.br/>>.

Desde 2003, a Escola Politécnica da USP é representada na SAE Brasil Aerodesign pela equipe Keep Flying, uma das mais tradicionais da competição, tendo sido campeã no ano de 2006 e vice-campeã nos anos e 2008 e 2018 na categoria regular. Ao longo dos seus 17 anos, a Keep Flying tem desenvolvido metodologias e ferramentas analíticas próprias, baseadas em literaturas aeronáuticas, nas experiências obtidas com cada projeto e no resultado das participações no Aerodesign. Esses desenvolvimentos culminaram em diversas produções acadêmicas, entre projetos de iniciação científica, artigos apresentados no SIICUSP e trabalhos de formatura. Além disso, em 2018, a Keep Flying recebeu o Troféu Embraer de Excelência em Projeto, concedido entre 90 equipes àquela que apresentar o projeto com melhores características de inovação, boas práticas e documentação.

Figura 4: Equipe Keep Flying em 2018.



Fonte: Keep Flying (2018).

Figura 5: VANT desenvolvido pela equipe.



Fonte: Keep Flying (2019).

A validação experimental é uma etapa de projeto que possui grande importância no âmbito do Aerodesign, assim como nos projetos aeronáuticos tradicionais, já que muitos fenômenos aerodinâmicos ainda não podem ser completamente modelados por métodos numéricos (ABBAS-BAYOUMI; BECKER, 2011). Por isso, durante o projeto de uma aeronave são realizados ensaios em túnel de vento e ensaios em voo, sendo esses mais acessíveis no contexto do Aerodesign, devido ao baixo custo dos protótipos dos VANTs frente ao custo de utilização de túneis de vento de escala adequada.

Assim, surge a necessidade de desenvolver sistemas de instrumentação para os VANTs, visando adquirir os dados pertinentes durante um ensaio em voo. Sistemas responsáveis pela aquisição de dados da aeronave possuem diversas aplicações na aeronáutica, como alimentar sistemas de controle autônomos, prever falhas e armazenar *logs* de voo. Porém, esse trabalho tem como escopo o emprego desses subsistemas apenas em etapas de desenvolvimento do VANT, onde é empregado para a validação experimental das análises numéricas empregadas no projeto.

1.2 Conceitos aeronáuticos básicos

Nesta seção, serão apresentados alguns conceitos básicos da aeronáutica que serão referenciados nos capítulos seguintes.

1.2.1 Componentes de um avião

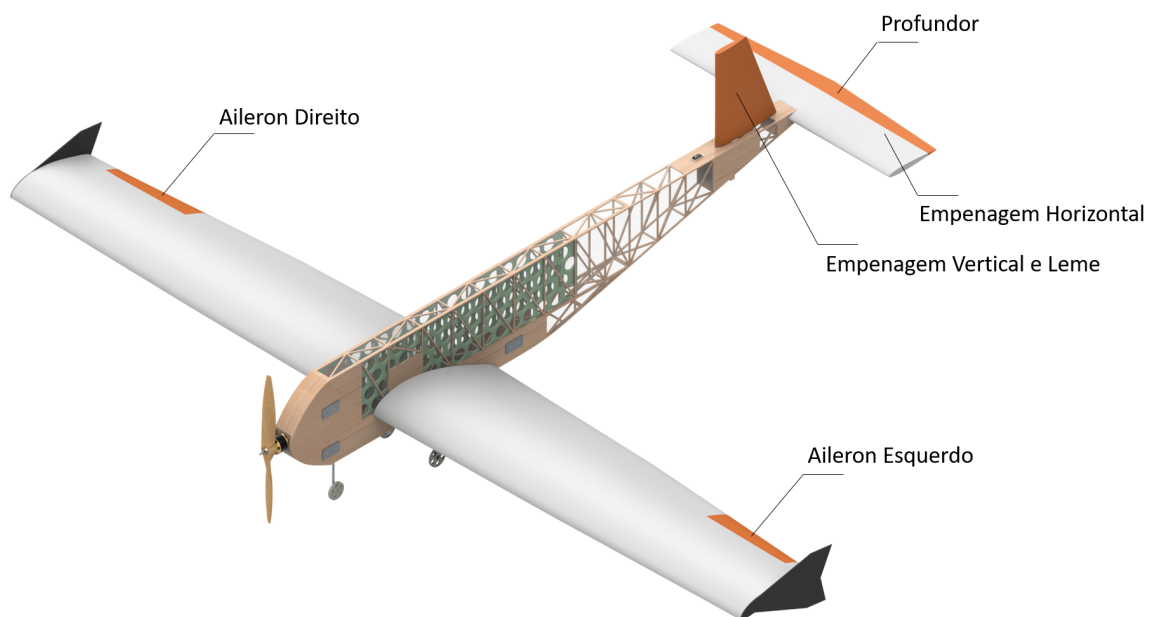
Além dos componentes básicos: asas, fuselagem e trem de pouso, é conveniente apresentar a seguinte nomenclatura de componentes:

- Empenagens: Assim como as asas, são superfícies com perfis aerodinâmicos, mas ao

invés de gerarem força de sustentação, são responsáveis por garantir a estabilidade do avião. O conjunto das empenagens horizontais e verticais, quando situado atrás da asa, é comumente chamado de cauda;

- Superfícies de comando: São as partes móveis da aeronave utilizadas para controlar sua trajetória. Podem situar-se na empenagem horizontal (profundor), na empenagem vertical (leme), ou nas asas (ailerons, spoilers e flaps).

Figura 6: Empenagens e superfícies de comando de um VANT da Keep Flying. Os componentes em laranja são móveis.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Note que, na aeronave da imagem anterior, a empenagem vertical é totalmente atuável, portanto não há distinção entre a empenagem vertical e o leme.

1.2.2 Eixos aeronáuticos

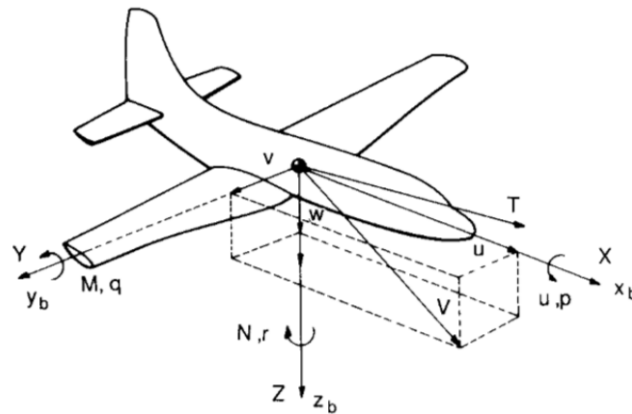
No estudo da mecânica de voo de aeronaves, convencionou-se um sistema de coordenadas solidário ao corpo. Nesse sistema, ilustrado na Figura 7, definem-se os seguintes eixos:

- X (longitudinal): Ao longo do qual se encontra a fuselagem;
- Y (transversal): Ao longo do qual se encontram as asas;

- Z (vertical): Perpendicular aos eixos X e Y.

O movimento de rotação em torno de cada um desses eixos é denominado: rolagem, em X; arfagem, em Y; e guinada, em Z.

Figura 7: Sistema de coordenadas em uma aeronave.

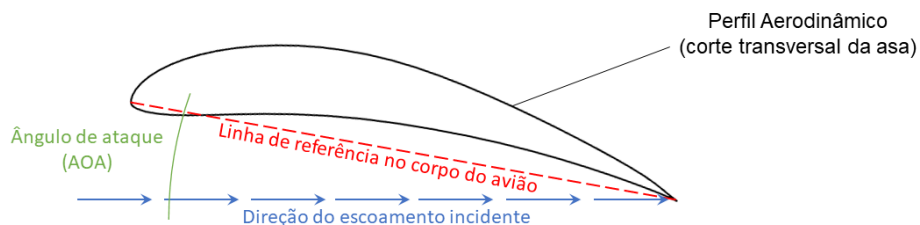


Fonte: (NELSON, 1989, p. 1).

Além disso, a velocidade da aeronave em relação ao ar incidente define dois importantes ângulos:

- Ângulo de ataque (α , ou AoA): Ângulo entre o eixo X e a projeção da velocidade no plano XZ;
- Ângulo de guinada (β): Entre o eixo X e a projeção da velocidade no plano XY.

Figura 8: Definição do ângulo de ataque de uma aeronave.



Fonte: Elaborada pelo autor.

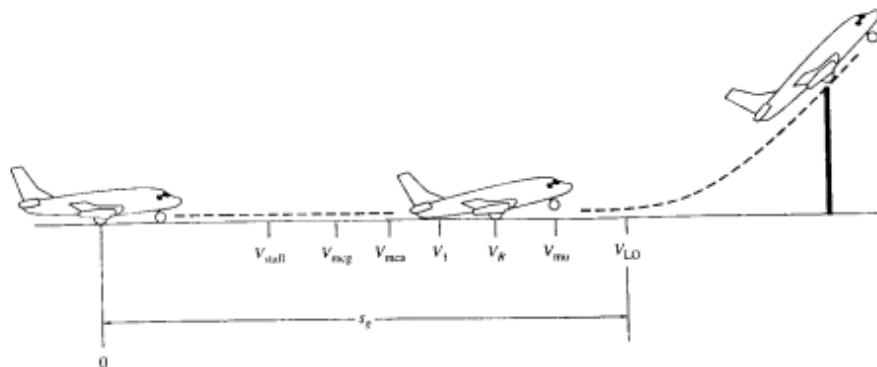
1.3 Análises típicas de um projeto de VANT asa-fixa

Para ilustrar como a obtenção de parâmetros em voo pode contribuir para a validação de análises numéricas durante o desenvolvimento de uma aeronave, faz-se necessário apresentar análises típicas de um projeto aeronáutico e os parâmetros envolvidos em cada uma delas. A seguir, apresentam-se algumas das análises empregadas pela Keep Flying no desenvolvimento de suas aeronaves.

1.3.1 Previsão de decolagem

Na análise de desempenho de uma aeronave, dois importantes parâmetros da aeronave devem ser determinados, a distância mínima de decolagem (S_{LO}) e o peso máximo de decolagem ($MTOW$). Para isso, é possível fazer uma simulação numérica da corrida em pista da aeronave, segundo modelagens previstas na literatura (PHILLIPS, 2004), (ANDERSON, 1999).

Figura 9: Velocidades determinadas nas análises de desempenho.



Fonte: (ANDERSON, 1999).

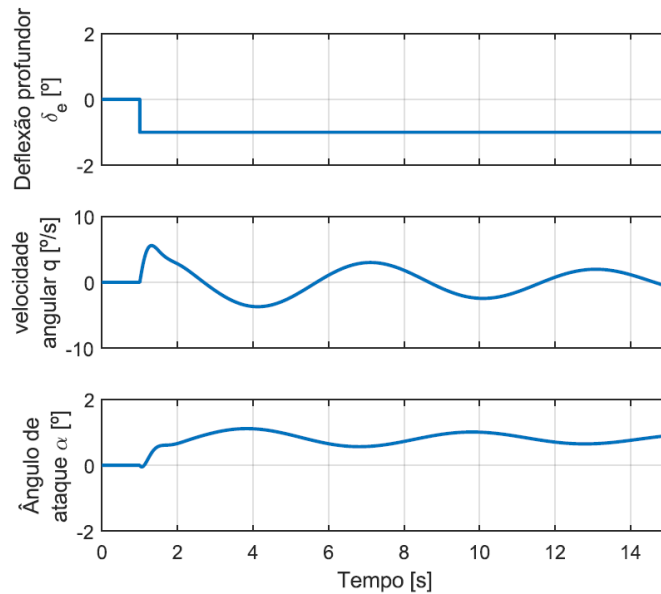
Nessas modelagens, observa-se a dependência das forças aerodinâmicas atuantes com o ângulo de ataque, a velocidade relativa ao ar e o ângulo de deflexão das superfícies de comando. Assim, para que se possa validar experimentalmente essas análises, todos esses parâmetros devem ser medidos através de um sistema de sensoriamento.

1.3.2 Simulação de resposta a comando

O subsistema de estabilidade e controle promove simulações com o objetivo avaliar o comportamento dinâmico da aeronave quando sujeita a perturbações (COOK, 1997). A Figura 10 apresenta resultados de uma simulação de dinâmica longitudinal decorrente de

uma perturbação no profundor da aeronave.

Figura 10: Resultados de simulação de dinâmica longitudinal de aeronave.



Fonte: Keep Flying (2019).

A fim de validar essas simulações, é necessário obter experimentalmente o ângulo de ataque, a velocidade relativa ao escoamento e a deflexão das superfícies de comando.

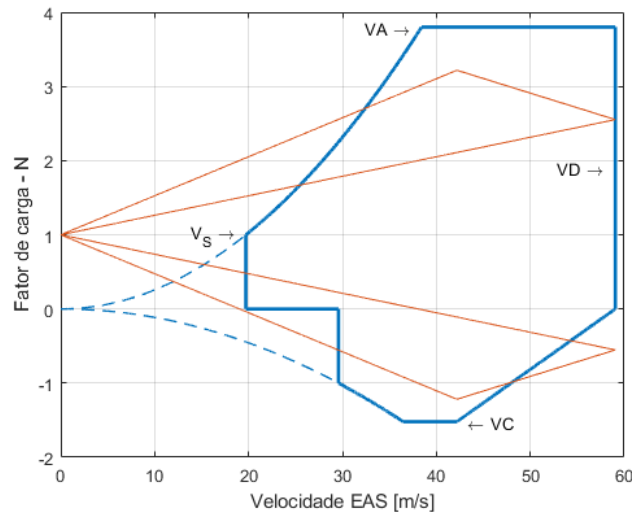
1.3.3 Estimativa de carregamentos aerodinâmicos

O subsistema de cargas tem como um de seus objetivos calcular os esforços críticos gerados pelo carregamento aerodinâmico na asa de uma aeronave durante o voo, para que a partir desses seja feito o dimensionamento estrutural (RAYMER, 1989).

A obtenção desses esforços parte da delimitação do envelope de voo, isto é, a determinação das condições de voo aos quais a aeronave estará submetida. Esse envelope possui no eixo x a velocidade da aeronave e no eixo y o fator de carga (que representa a aceleração em g's à qual a aeronave está submetida). Para aviões leves, a elaboração desse diagrama, ilustrado na Figura 11, baseia-se nas normas da *Federal Aviation Regulations* (OLIVEIRA, 2002), mas para VANTs não há uma norma bem estabelecida, o que ocasiona em esforços superestimados no projeto de VANTs (MAJKA, 2013).

Dessa forma, a obtenção de dados de ângulo de ataque, velocidade e aceleração em ensaios em voo pode permitir a construção de um envelope de voo experimental, ou mesmo validar análises numéricas que tentam prever, através de simuladores de voo, o envelope de operação da aeronave.

Figura 11: Envelope de voo segundo a *FAR Part 23*, destinada à aviões leves.



Fonte: Elaborada pelo autor.

1.4 Sistemas de instrumentação em projetos aeronáuticos

Os sistemas de instrumentação em aeronaves vem se desenvolvendo desde os primórdios da aviação para comparar os dados obtidos em voo com os resultados obtidos em túnel de vento (BILSTEIN et al., 1989). Esses sistemas tiveram grande participação na consolidação do transporte aéreo, ao promover segurança e viabilizar a operação de aeronaves mesmo sem a visualização do horizonte por parte do piloto (United States Flight Standards Service, 2001).

Hoje, na aviação comercial, as regulamentações, como a *Federal Aviation Regulation*, estabelecem sensores obrigatórios que devem estar presentes na aeronave exibindo dados em tempo real para os pilotos, entre eles:

1. Sensor de temperatura do ar;
2. Sensor de velocidade relativa ao ar;
3. Altímetro;
4. Indicador de razão de subida (velocidade vertical);
5. Sensor de ângulo de rolagem e ângulo de arfagem;
6. Sensor de velocidade angular.

Diversos sistemas de aquisição de dados encontram-se em projetos de aeronaves de transporte civis e militares (ANGADI; DIAS; BAGALI, 2016) e são capazes de fornecer os dados necessários para validar experimentalmente as análises apresentadas na seção anterior. Entretanto, os mesmos sistemas não podem ser implementados em aeronaves de pequeno porte ou em VANTs, devido a restrições de espaço para instalação, peso máximo suportado e potência disponível para alimentar esses sistemas (SILVA; OLIVEIRA, 2005). A seção seguinte apresenta uma revisão dos sistemas de aquisição empregadas em aeronaves de pequeno porte e VANTs, analisando suas características e limitações.

1.5 Revisão Bibliográfica

1.5.1 Sistemas de Aquisição Comerciais

Existem no mercado sistemas de aquisição de dados destinados a praticantes de aeromodelismo. Esses sistemas costumam ser equipados com os principais tipos de sensores como os listados na seção 1.4, entretanto, esses muitas vezes não possuem resolução necessária para aplicação em projetos de engenharia, como evidenciado pela comparação entre sistemas comerciais feita por (DANTSKER et al., 2015).

Destacam-se negativamente os sensores de pressão diferencial, utilizados para obter velocidades relativas ao ar, que em sistemas comerciais apresentam resolução insuficiente para medições de velocidade abaixo de 15 m/s (NXP Semiconductors, 2017), (SPEKTRUM, 2011), sendo portanto inviáveis para a validação experimental de análises no contexto do Aerodesign.

Figura 12: Sensores de pressão diferencial utilizados em placas de aquisição comerciais.



Fonte: <<http://ardupilot.org/plane/docs/airspeed.html>>.

Além disso, um importante sensor omitido em placas de aquisição comerciais é o sensor de ângulo de ataque, ou de qualquer posição angular relativa ao escoamento. Esse tipo de sensor tem grande importância em aeronaves comerciais para prevenção de acidentes e determinação das condições de voo (OSSMANN, 2016) e ganhou atenção após os recentes

acidentes envolvendo as aeronaves Boeing 737 Max (CNN, 2019).

Figura 13: Sensor de ângulo de ataque de aeronave comercial.



Fonte: <www.aerotime.aero/rytis.beresnevicius/22860-shocking-facts-boeing-737max-crash>.

Conclui-se que, para a validação de simulações numéricas de projetos aeronáuticos, que são o escopo desse trabalho, as placas comerciais não se mostram suficientes e determina-se que a avaliação da produção científica de projetos de sistemas de aquisição de dados em VANTs se dará com foco na obtenção de velocidades e posições angulares relativas ao escoamento. Portanto, além de referências de sistemas de sensoriamento embarcado, é necessário buscar o estado da arte em sistemas de medição de ângulos relativos ao escoamento em VANTs de pequeno porte.

1.5.2 Estado da Arte

1.5.2.1 Sistemas de sensoriamento em VANTs

Visto a necessidade de desenvolver um sistema de aquisição de dados, o projeto inicia-se com a etapa conceitual, em que são definidos os requisitos, os sensores utilizados na placa e o hardware para a aquisição e armazenamento de dados (SARKER et al., 2016). Dentre os requisitos mais importantes em um sistema de aquisição para VANTs destaca-se a portabilidade, pois os VANTs têm espaço e carga paga limitados, e a adaptabilidade, já que os testes em voo envolvem diversas áreas como aerodinâmica, desempenho e mecânica de voo (ISCOLD et al., 2004).

Em (SILVA; OLIVEIRA, 2005), apresenta-se três etapas para o desenvolvimento do *hardware* que irá compor o sistema de aquisição. A primeira é a escolha do microcon-

trolador, que deve possuir as seguintes funções: conversor A/S, comparador, PWM, comunicação serial, *clock* interno, memória RAM/EPROM, I/O programáveis e memória *flash*.

A segunda etapa apresentada é a escolha do armazenamento de dados, que deve ter espaço e velocidade suficientes para receber informações de todos os sensores. Por fim, a última etapa é o desenvolvimento do *firmware* visando maximizar a velocidade de processamento e manter a frequência de aquisição desejada, o que requer o uso de linguagens de programação de baixo nível, capazes de fornecer maior velocidade de processamento.

Em (PIENIAŹEK et al., 2015), apresenta-se um sistema de sensoriamento desenvolvido para alimentar o sistema de controle de um VANT. Essa solução se destaca pelas dimensões compactas, sendo constituído por uma PCB de 80x50x15 mm. O autor apresenta os requisitos de resolução dos sensores baseado nos intervalos de operação para cada grandeza a ser medida. São expostas também características do projeto eletrônico do sistema, como o uso de reguladores de tensão para cada sensor e a otimização das linhas de sinal para um menor comprimento, visando reduzir interferências. Procedimentos semelhantes serão utilizados em seções posteriores deste trabalho para a seleção dos sensores e o projeto do *hardware*.

Temos em (KOPECKI; RZUCIDŁO, 2014) um sistema de sensoriamento que inclui a medição de ângulos de ataque e derrapagem. Esse destaca-se por ser modular, sendo composto por quatro subsistemas: uma PCB que contém sensores e outros componentes eletrônicos; um gerenciador de entradas que transmite os sinais coletados por uma rede CAN; um computador embarcado; e um mecanismo dedicado à tomada de pressão dinâmica e ângulos relativos ao escoamento. O autor apresenta procedimentos de calibração e teste dos sensores, além da alocação dos módulos em um planador de pequeno porte.

Notamos que a medição dos ângulos de ataque e derrapagem requerem um subsistema dedicado, com componentes externos à aeronave, o que será um maior desafio nos VANTs da Keep Flying, além disso os sensores de ângulo usados nesse último projeto só apresentam medições precisas em velocidades acima de 9,7 m/s, apontando para uma dificuldade em obter medições em velocidades de operação reduzidas.

1.5.2.2 Medição de Ângulos relativos ao escoamento

Quanto aos sistemas de medição de ângulos, (SILVA; OLIVEIRA, 2005) propõe a montagem de um tubo de pitot com bandeirolas balanceadas e conectadas a ímãs (Figura 14). As bandeirolas alinham-se ao escoamento e tem sua posição angular medida por

sensores de efeito Hall. De acordo com os autores, esse tipo de montagem garante boa precisão na medida dos ângulos devido ao baixo atrito, além disso, o concentra-se em um único equipamento a medição de velocidade e posição angular.

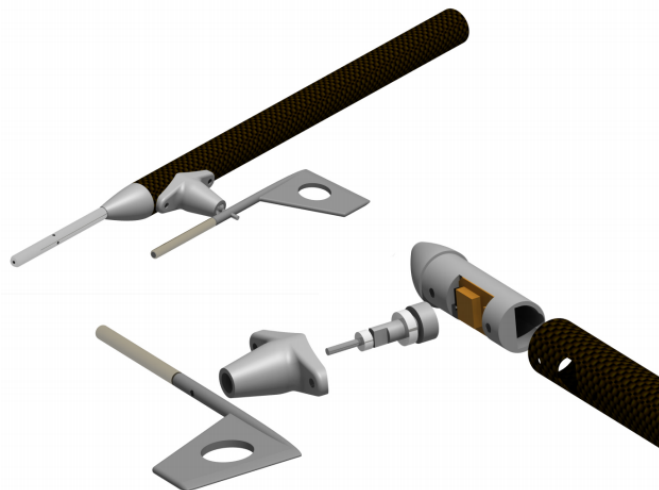
Figura 14: Sensor de velocidade e ângulos de ataque e derrapagem.



Fonte: (SILVA; OLIVEIRA, 2005).

Uma montagem semelhante é sugerida por (LUNDSTRÖM et al., 2016), que também utiliza bandeirolas acopladas ao corpo de um tubo de pitot, mas suas posições são medidas por um *encoder* extraído de um servomotor e as bandeirolas fabricadas por impressão 3D (Figura 15). Em (KOPECKI; RZUCIDŁO, 2014), citado na seção anterior, também foi utilizada uma solução semelhante, como pode ser visto na Figura 16, extraída de outra publicação dos mesmos autores.

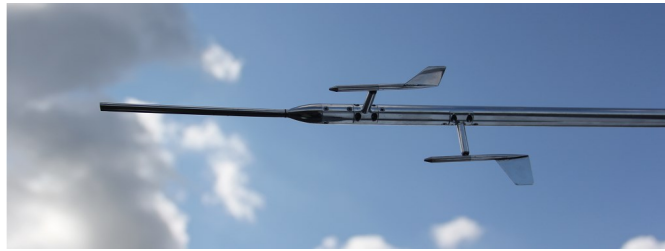
Figura 15: Sensor de velocidade e ângulo de ataque.



Fonte: (SOBRON et al., 2016).

Uma alternativa às montagens propostas anteriormente é a obtenção das posições angulares relativas ao escoamento de forma indireta, como proposto por (WENZ; JOHANSEN; CRISTOFARO, 2016), que para estimar esse parâmetro utiliza dados de velocidade

Figura 16: Sensor de velocidade e ângulos de ataque e derrapagem.



Fonte: (RZUCIDŁO et al., 2014).

em relação ao solo obtidos por GPS, velocidade relativa ao escoamento obtida por um tubo de Pitot e acelerações de acelerômetros e giroscópios, além de um filtro de Kalman para eliminar ruídos.

2 OBJETIVOS

2.1 Objetivos Primários

Objetiva-se com esse trabalho projetar um sistema de sensoriamento capaz de medir e armazenar, durante o voo, os seguintes parâmetros de um VANT:

1. Velocidade do escoamento incidente;
2. Posição angular em relação ao escoamento (ângulos de ataque e derrapagem);
3. Velocidade em relação a um referencial em solo;
4. Posição angular em relação a um referencial em solo;
5. Aceleração do centro de massa da aeronave;
6. Ângulo de deflexão do profundor.

Além disso, deseja-se testar e verificar o funcionamento do sistema, embarcando-o em uma aeronave projetada pela Keep Flying ou aeromodelo de mesmo porte.

Observa-se que a inclusão de sensores dedicados a medições meteorológicas foi descartada, pois, devido às baixas altitudes de voo das aeronaves da Keep Flying (inferiores a 30 m), considera-se que as medições feitas por uma estação meteorológica em solo sejam representativas das condições encontradas em voo.

2.2 Objetivos Secundários

Se possível, objetiva-se utilizar os dados experimentais obtidos pelo sistema de sensoriamento para validar as análises e simulações realizadas pela Keep Flying, comparando os dados adquiridos com os resultados numéricos do projeto.

2.3 Desafios Tecnológicos

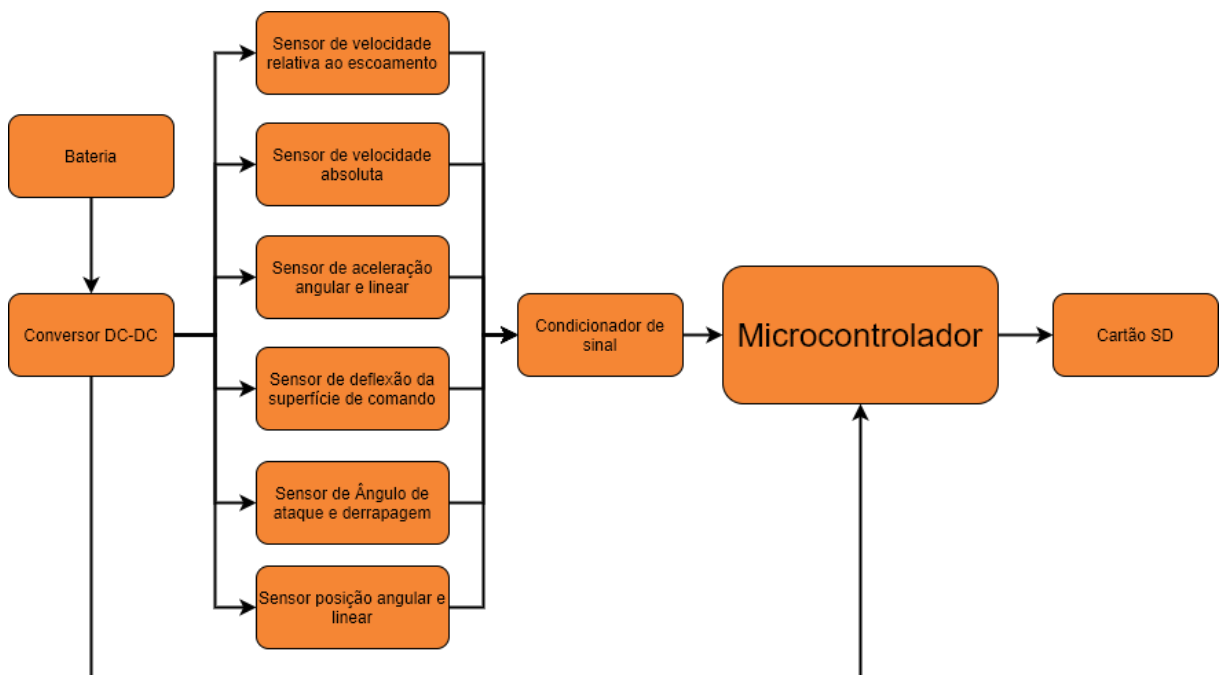
O primeiro desafio tecnológico do projeto é o desenvolvimento e implementação de um sensor para medir o ângulo de ataque da aeronave, pois atualmente não existe nenhuma alternativa comercial para esse tipo de sensor para VANTs de pequeno porte, como já citado na seção 1.5.1. Outro desafio é selecionar sensores de pressão diferencial adequados para o sistema, já que as alternativas de placas comerciais não possuem a resolução adequada para toda a faixa de velocidades de operação dos VANTs de pequeno porte. Além disso, deve-se projetar um sistema capaz de ler e armazenar os dados obtidos por esse e todos os outros sensores incluídos no projeto.

3 PROJETO BÁSICO

3.1 Análise Mecatrônica

O sistema de sensoriamento de VANTs que será desenvolvido é representado de maneira simplificada na Figura 17. Os sensores presentes no projeto enviam um sinal de saída, que é tratado por meio de filtros e amplificadores antes de chegar ao microcontrolador. Esse recebe os sinais enviados por todos os sensores durante o voo e os salva em um cartão de memória.

Figura 17: Esquemático simplificado do sistema.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Após o fim do voo, os dados gravados no cartão de memória são transferidos para o computador, onde é feito o tratamento desses dados. Por fim, esses são utilizados para analisar o comportamento da aeronave durante o voo.

3.2 Requisitos

3.2.1 Requisitos Gerais

Os requisitos do projeto partem das limitações impostas pela necessidade de alocação no corpo da aeronave. Portanto, estima-se a massa e o volume máximos que o sistema deve possuir, usando como parâmetro aeronaves projetadas pela Keep Flying nos últimos anos. A massa máxima adotada foi a carga paga da aeronave com a menor capacidade de carga dentre os projetos dos últimos 5 anos da Keep Flying: 2 kg. Já o volume máximo para os componentes internos à aeronave foi estabelecido como o volume interno da menor fuselagem dentre os mesmos projetos: 3,7 litros.

Ressalta-se que a limitação de massa total implica também uma limitação de potência, já que se espera que a bateria seja um dos componentes mais pesados do sistema. Portanto, esse requisito deve ser levado em conta na seleção dos sensores, que devem ter tensão e corrente de operação compatíveis com uma bateria que atenda à restrição de massa.

Outro requisito geral do projeto é a de que sua instalação não requeira alterações estruturais na aeronave, para que o protótipo no qual o sistema será instalado mantenha-se fiel à aeronave projetada. Sendo assim, o sistema deve ser facilmente removível para ser usado em diferentes protótipos.

Quanto ao custo do projeto, têm-se como referências os preços de sistemas de aquisição comerciais encontradas. Como nenhuma das alternativas cumpre todos os requisitos que esse projeto visa compreender, admitiu-se um custo total mais elevado, porém não maior que 2 vezes o preço do melhor sistema comercial encontrado (SARKER et al., 2016), resultando em 520,00 dólares.

3.2.2 Requisitos dos sensores

3.2.2.1 Velocidade do escoamento incidente

Como a medição desse parâmetro baseia-se na tomada de pressão do escoamento incidente, definiu-se primeiro a resolução necessária para a medição de velocidade e, posteriormente, os intervalos de velocidade de operação, obtendo-se assim, a resolução necessária para o sensor de pressão no pior caso possível. Objetiva-se uma tolerância de 1 m/s para a estimativa de velocidade e, para validar as análises de corrida de decolagem, deve-se ter medidas a partir de 1 m/s. Sendo assim, o erro máximo do sensor de pressão deve ser inferior a 1 Pa.

3.2.2.2 Posição angular em relação ao escoamento incidente

Determinou-se que as medições angulares devem ter precisão de no mínimo 1° , uma vez que a divergência em 1° da medição do ângulo de ataque corresponde a um erro de menos de 10% na força de sustentação da aeronave, de acordo com dados de aeronaves da Keep Flying.

3.2.2.3 Velocidade em relação a um referencial em solo

Analogamente à tolerância especificada para a velocidade em relação ao escoamento (seção 3.2.2.1), objetiva-se uma tolerância de 1 m/s.

3.2.2.4 Posição angular em relação a um referencial em solo

Diferente da posição em relação ao escoamento, esse parâmetro não apresenta relação direta com as forças aerodinâmicas. Assim, considerando também o alto custo de sensores capazes de fornecer essa medida com baixo erro, admitiu-se divergências de até 2° .

3.2.2.5 Aceleração do centro de massa da aeronave

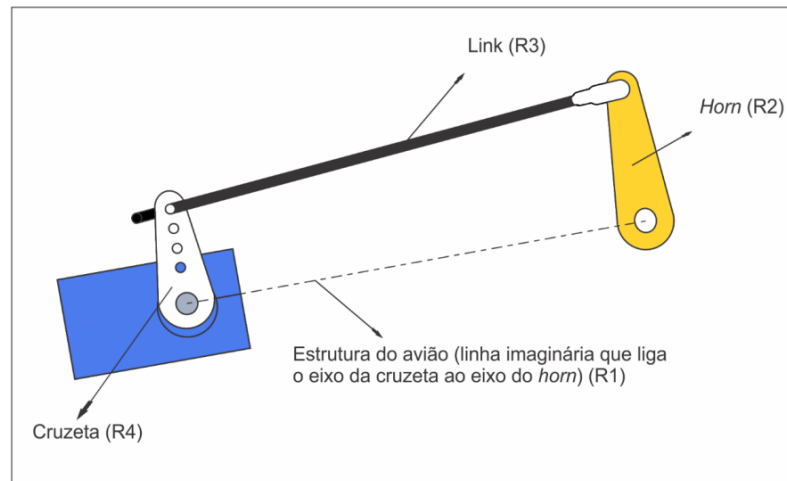
A aceleração do centro de massa da aeronave pode sofrer acelerações positivas (para cima) de até 2,5 g e negativas de até 1 g (para baixo) de acordo com as normas *FAR Part 23*. O acelerômetro escolhido deve ser capaz de medir acelerações dentro dessa faixa de valores, com precisão de 0,1 g, inferior a 5% do valor máximo.

3.2.2.6 Ângulo de deflexão do profundor

Os ângulos de deflexão das superfícies são medidos de maneira indireta, fazendo a leitura do sinal PWM (*Pulse Width Modulation*) enviado aos servomotores pelo receptor da aeronave, já que os servomotores modernos apresentam um desvio muito pequeno entre essa leitura e a posição real (LUNDSTRÖM et al., 2016).

Para obter a posição das superfícies de comando a partir da posição angular dos servomotores, basta se ter conhecimento dos mecanismos de atuação das superfícies, que no caso dos aviões da Keep Flying, constituem-se de mecanismos de quatro barras (mecanismos 4R), ilustrados na Figura 18, onde o *horn* é uma peça solidária ao eixo da superfície de comando, a cruzeta é solidária ao eixo do servomotor e o link é uma haste de conexão rígida.

Figura 18: Ilustração do mecanismo 4R.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Como o erro na medida do sinal do servomotor é pequeno frente às deformações na estrutura do mecanismo 4R e das superfícies de comando (características inerentes às aeronaves no escopo do aerodesign), não foi imposto um requisito de acurácia para a leitura do sinal PWM.

3.2.2.7 Resumo dos requisitos

A tabela 1 apresenta um resumo dos requisitos determinados nas seções anteriores.

Tabela 1: Resumo dos requisitos para os sensores

Parâmetro a ser medido	Acurácia requerida
Pressão dinâmica (Velocidade do escoamento)	1 Pa
Posição angular em relação ao escoamento	1°
Velocidade em relação ao solo	1 m/s
Posição angular em relação ao solo	1°
Aceleração do centro de massa	0,1 g
Ângulo de deflexão do profundor	-

4 PROJETO DETALHADO: SENSORES

4.1 Seleção de sensores e microcontrolador

4.1.1 Microcontrolador

O microcontrolador escolhido deve ser capaz de comunicar-se com todos os sensores do projeto e salvar os dados coletados durante o voo no cartão SD. A fim de facilitar a implementação e a manutenção do *software*, optou-se por utilizar um microprocessador compatível com a Arduino IDE. A tabela 2 apresenta uma comparação entre as melhores opções.

Figura 19: Arduino Due.



Fonte: <<https://www.elfadistelec.no/>>.

Figura 20: ESP32.



Fonte: <<https://www.filipeflop.com/>>.

O Arduino Due possui uma quantidade muito maior de pinos em relação ao Esp32, porém o processador e a memória deste são melhores, além de ser mais compacto e barato. Dessa forma, o microcontrolador ESP32 foi escolhido para o projeto.

Tabela 2: Comparação entre microcontroladores.

Microcontrolador	Arduino Due	ESP32 WROOM
Arquitetura	32 bits	32 bits
<i>Clock</i>	84 MHz	160 MHz
I2C/SPI/UART	Sim	Sim
I/O Pins	54	30
Conversor A/D	12 bits	12 bits
RAM	96 KB	512 KB
Flash	512KB	16 MB
Dimensões	104x53x12 mm	28x51x7 mm
Preço	110 R\$	57 R\$

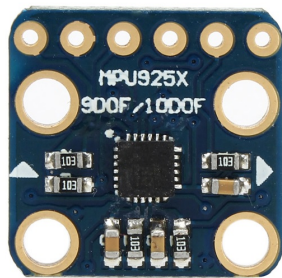
4.1.2 Posição angular em relação ao solo e aceleração do centro de massa

A fim de obter uma solução compacta e leve que seja possível de embarcar nas aeronaves da Keep Flying, obteve-se por uma IMU (*Inertial Measuring Unit*) com tecnologia MEMS (sistema microeletromecânico), que deve conter acelerômetro para a medição de acelerações lineares (3 eixos) e giroscópio para a medir acelerações angulares (3 eixos). Além disso, a IMU deve incluir um magnetômetro e um sistema de filtro para evitar medições com muito ruído. Por fim, os valores obtidos para essas grandezas devem estar de acordo com os requisitos definidos na seção 3.2.2.

O sensor escolhido que atende a esses requisitos é a IMU BNO055. O filtro de Kalman e a utilização de fusão de sensores presentes no *software* da BNO055 (Robert Bosch GmbH, 2020), permitem a obtenção de dados mais precisos e menos ruidosos. Dessa forma, apesar do preço mais elevado (228 R\$), essa IMU tem um desempenho muito superior ao das IMU's, mais comum como a MPU-9250 apresentada na Figura 21.

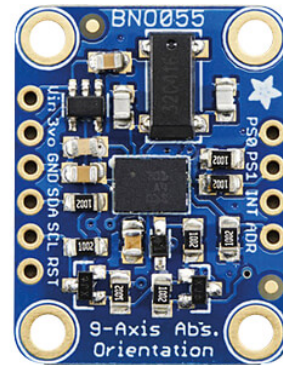
O acelerômetro dessa IMU tem resolução de 14 bits e é capaz de medir acelerações de até 4 g utilizando a configuração padrão e o giroscópio tem 16 bits de resolução. A BNO055 comunica-se através das interfaces I2C (padrão) e UART.

Figura 21: IMU MPU-9250.



Fonte: <<https://www.filipeflop.com/>>.

Figura 22: IMU BNO055 da Adafruit.



Fonte: <<https://shop.mchobby.be/>>.

4.1.3 Velocidade em relação ao solo

Para a aquisição das velocidades em relação ao solo, além do registro de data e hora, optou-se pelo uso de um GPS. O modelo M8 da U-blox é bastante usado em sistemas de aquisição comercial (Figuras 23) e cumpre os requisitos de velocidade (seção 3.2.2.3). Porém, o modelo escolhido foi o Venus638FLPx, pois a equipe Keep Flying já possui algumas unidades desse modelo (o que evita custos adicionais) e esse mostrou-se eficiente, também sendo capaz de cumprir os requisitos de velocidade.

Figura 23: GPS NEO-M8 da U-blox.



Fonte: <<https://www.u-blox.com>>.

Figura 24: Módulo GPS Venus 638FLPx.



Fonte: <<https://www.filipeflop.com/>>.

4.1.4 Velocidade do escoamento incidente

Para obter esse parâmetro, utiliza-se um sensor de pressão diferencial, que calcula a velocidade através da medida da pressão dinâmica do escoamento, obtida pela diferença de pressão entre uma ponta de prova imersa no escoamento e uma no interior da aeronave, onde apenas a pressão estática é exercida.

De acordo com requisitos de seção 3.2.2.1, o sensor deve funcionar bem para baixas velocidades e ter uma precisão de 1 Pa. Os sensores atuais da série SDP3x da marca Sensirion cumprem esses requisitos e estão disponíveis na versão analógica e digital (I2C), porém o preço de cada um é por volta de 35 dólares.

Outro modelo que cumpre esses requisitos é o sensor analógico S-850 da marca Vectus. Apesar de não serem fabricados atualmente, a equipe Keep Flying tem acesso a algumas unidades desse modelo. A fim de evitar custos adicionais ao projeto, optou-se por utilizar os sensores S-850.

Figura 25: SDP32 da Sensirion.



Fonte: <<https://br.mouser.com>>.

Figura 26: S-850 da Vectus.

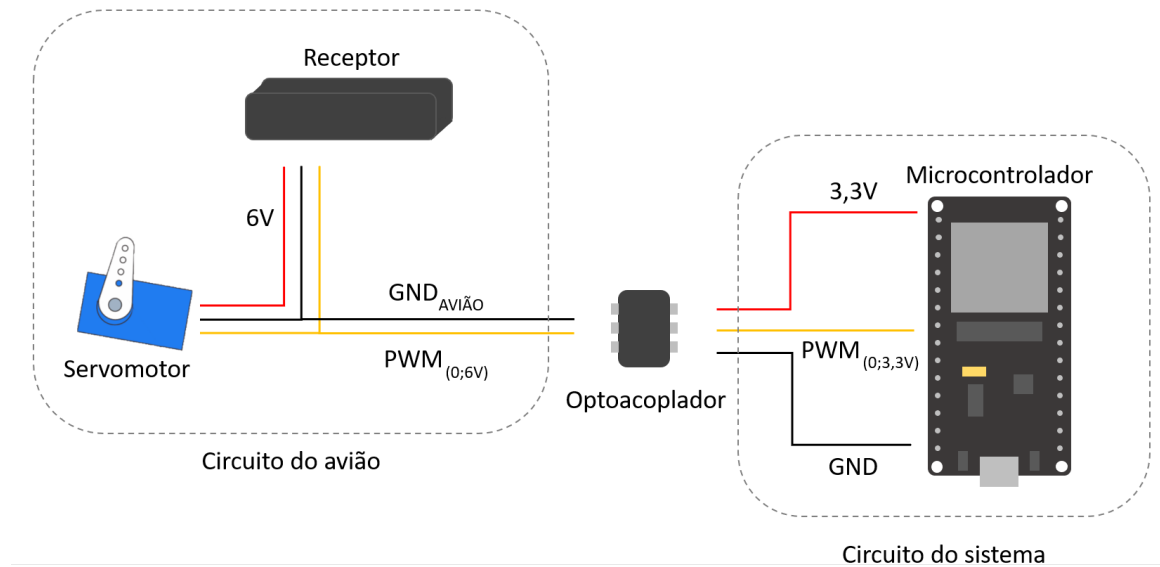


Fonte: <<https://vectus.com.br>>.

4.1.5 Ângulo de deflexão do profundor

Para a leitura do sinal PWM dos servomotores da aeronave, optou-se pela utilização de optoacopladores, já que eles permitem o desacoplamento entre a eletrônica do sistema de aquisição e a eletrônica de controle da aeronave. O componente selecionado é o 4N25, capaz de ler os sinais com amplitude de 6 V (utilizado pelos servos) e enviar ao microcontrolador com a amplitude desejada de 3,3 V. O esquema de conexão (para um servo) é ilustrado na Figura 27, onde evidencia-se a distinção entre os terras: $GND \neq GND_{aviao}$.

Figura 27: Representação da conexão do optoacoplador.



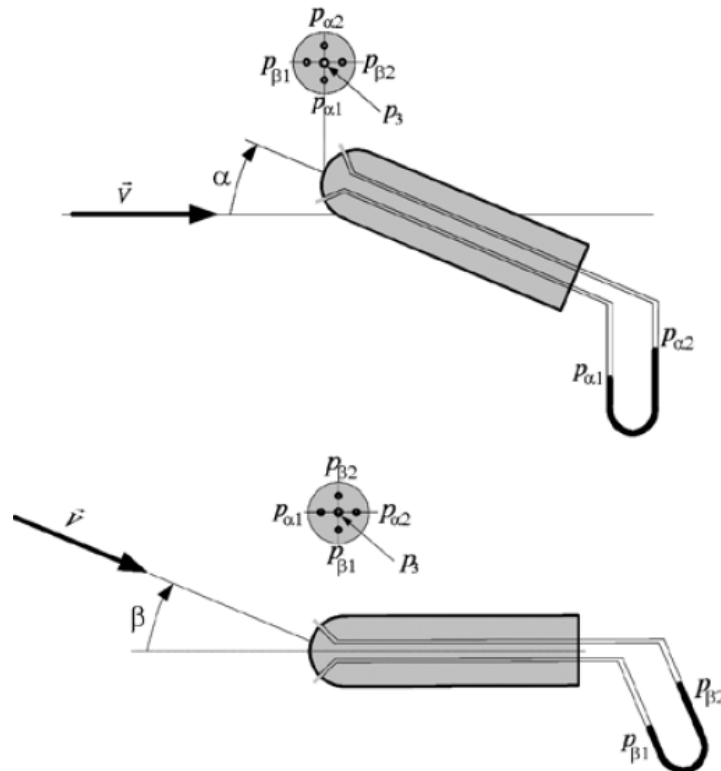
Fonte: Elaborada pelo autor.

4.1.6 Posição angular em relação ao escoamento

Na seção 1.5.2 foram apresentadas algumas soluções para a medição dos ângulos de ataque e derrapagem de uma aeronave. O método de medição indireto utiliza apenas as equações dinâmicas da aeronave e dados do acelerômetro, GPS e tubo de pitot para obter a velocidade relativa ao escoamento, que são itens presentes no sistema desenvolvido. Ou seja, a vantagem de utilizar esse método é que não haveria acréscimo de peso ou a presença de objetos que afetam a aerodinâmica da aeronave. Porém, os resultados obtidos por esse método apresentam muito ruído e a baixa taxa de amostragem e possíveis interrupções momentâneas do GPS podem afetar as medidas (POPOWSKI; DABROWSKI, 2015).

De acordo com (POPOWSKI; DABROWSKI, 2015) os métodos diretos mais simples e efetivos para a obtenção desses ângulos são através de medidas de pressão ou através de uma *vane* pivotado. Como os métodos que utilizam diferença de pressão apresentam uma construção mais complexa e pesada (Figura 28), não é possível aplicá-los para os VANTs. Dessa forma, a melhor alternativa é a *vane* pivotado.

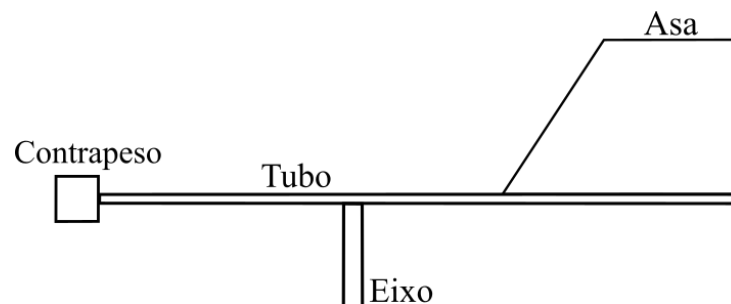
Figura 28: Sensor de ângulo relativo ao escoamento por diferença de pressão.



Fonte: (POPOWSKI; DABROWSKI, 2015, p. 21).

Esse sistema, representado na figura 29, é composto por uma asa e um contrapeso, que é utilizado para que o centro de massa do conjunto coincida com o eixo de rotação. Dado que o perfil da asa é simétrico, qualquer mudança na direção do vento gera forças aerodinâmicas que fazem o conjunto alinhar-se com o vento. Assim, para obter a direção do vento, basta medir o ângulo do *vane* por meio de um *encoder*.

Figura 29: Esquemático do *vane* pivotado.



Fonte: Elaborada pelo autor.

O modelo de *encoder* que será utilizado para medir os ângulos de ataque e derrapagem, deve afetar o mínimo possível a dinâmica do *vane*. Ou seja, esse deve ter baixo atrito

e pouca inércia. Além disso, de acordo com os requisitos da seção 3.2.2.2 o sensor deve ter uma resolução e precisão suficiente para detectar variações de até 1° . Por fim, o *encoder* deve ser o menor possível para ser possível fixá-lo no *Air data boom*, que é a estrutura em formato de tubo onde estão localizados os sensores (figuras 14 e 15). Dessa forma, os modelos de *encoder* absoluto magnéticos sem contato são os mais adequados, e conseqüentemente, mais utilizados nessa situação.

Abaixo nas figuras 30 e 31 são apresentados dois modelos que podem ser utilizados no projeto do sensor. Ambos têm resoluções maiores ou iguais a 10 bits, ou seja, são capazes de detectar variações angulares menores do que 1° .

Figura 30: MA3 da USdigital.



Fonte: <<https://www.usdigital.com/>>.

Figura 31: AS5048a.



Fonte: <aliexpress.com/item/32834461450.html>.

O *encoder* MA3 da USdigital foi escolhido por possuir a resolução adequada e ser um módulo fechado, ou seja, não é necessário projetar um sistema mecânico para manter a posição relativa entre o ímã e o CI como no caso do modelo AS5048a. O projeto desse sistema pode acarretar em imprecisões e, conseqüentemente, erros maiores nas de posicionamento angular.

4.1.7 Resumo dos sensores selecionados

A Tabela 3 apresenta um resumo dos sensores selecionados na seção anterior.

Parâmetro a ser medido	Acurácia requerida	Sensor selecionado	Acurácia do sensor
Pressão dinâmica (Velocidade do escoamento)	1 Pa	Sensor de Pressão Diferencial Vectus S-850	1 Pa
Posição angular em relação ao escoamento	1°	Vane + Encoder USDigital MA3	0,12°
Velocidade em relação ao solo	1 m/s	GPS Venus 638FLPx	0,1 m/s
Posição angular em relação ao solo	2°	IMU BNO055	1,5°
Aceleração do centro de massa	0,1 g		0,08 g
Ângulo de deflexão do profundor	-	Optocoplador 4N25	-

Tabela 3: Sensores selecionados

4.2 Projeto do *vane*

4.2.1 Modelagem

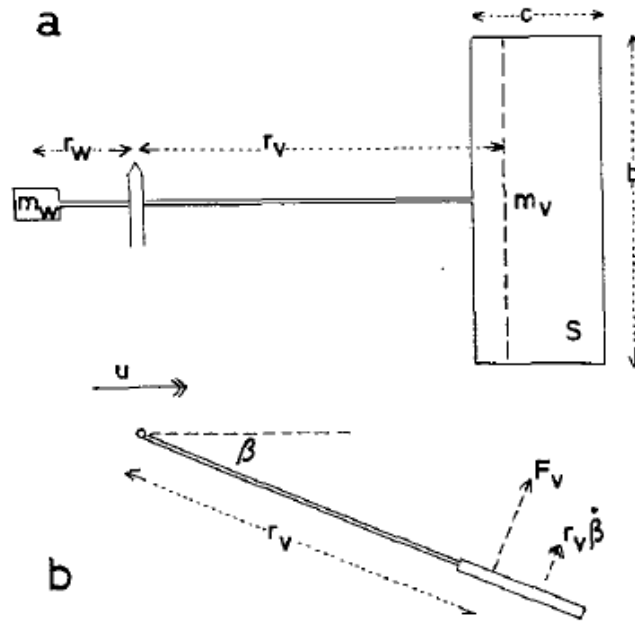
A modelagem do *vane* pivotado apresentada a seguir é baseada em (WIERINGA, 1967). A partir dos coeficientes aerodinâmicos e trigonometria é possível determinar a força aerodinâmica que atua na asa. Essa força é função do ângulo entre o vento e o *vane* (β), da área da asa (S) e da pressão dinâmica (q). Essa última é calculada através da equação 4.2 e depende da densidade do ar (ρ) e da velocidade do vento (u).

$$\frac{F_v}{q \cdot S} \equiv C_v(\beta) = C_L(\beta) \cdot \cos(\beta) + C_D(\beta) \cdot \sin(\beta) \quad (4.1)$$

$$q = 0.5 \cdot \rho \cdot u^2 \quad (4.2)$$

O ângulo de ataque efetivo (β_v) pode ser calculado diretamente ou de maneira aproximada para pequenos ângulo a partir da equação 4.2.1. Além disso, é definido o fator de torque por unidade de ângulo (N), que depende da força F_v , de β e da distância entre o

Figura 32: Vista lateral (a) e superior (b) do *vane*.



Fonte: (WIERINGA, 1967).

eixo e o centro aerodinâmico da asa (r_v).

$$\beta_v = \arctan\left(\frac{u \cdot \sin(\beta) + r_v \cdot \dot{\beta}}{u \cdot \cos(\beta)}\right) \approx \beta + \frac{r_v \cdot \dot{\beta}}{u} \quad (4.3)$$

$$N = \frac{r_v \cdot F_v}{\beta} \quad (4.4)$$

A partir das equações acima é possível deduzir a equação dinâmica (4.5). Percebe-se que o *vane* é um sistema de segunda ordem subamortecido. A variável J refere-se ao momento de inércia do conjunto em relação ao eixo de rotação.

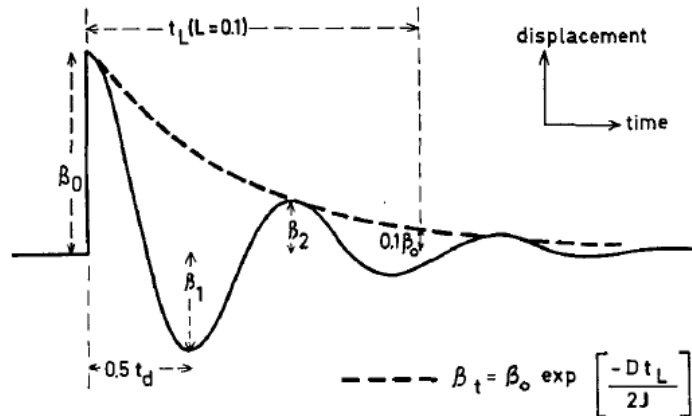
$$-J \cdot \ddot{\beta} = r_v \cdot F_v = N \cdot \beta_v = N \cdot \beta + \frac{r_v \cdot N}{u} \cdot \dot{\beta} \quad (4.5)$$

4.3 Parâmetros de projeto

Nessa seção serão definidos alguns parâmetros que são importantes para o projeto do sistema. Esses serão relevantes para a escolha dos materiais e da geometria do *vane*.

$$\mu_v = \frac{m_v}{S} \quad (4.6)$$

$$a_v = \frac{c_v}{\beta} \quad (4.7)$$

Figura 33: Resposta do *vane* ao degrau.

Fonte: (WIERINGA, 1967).

$$u \cdot t_L = \frac{7.37 \cdot \log(1/L)}{K_v} \quad (4.8)$$

$$K_v = \frac{a_v}{\mu_v \cdot (1 + r_w/r_v)} \quad (4.9)$$

O t_L refere-se ao tempo que o sistema leva para que a diferença percentual entre o ângulo do *vane* e o ângulo do vento seja menor que L . Assim, para que o sensor fique alinhado com o vento menor tempo possível, o fator de qualidade K_v deve ser maximizado. A fim de aumentar o K_v , o material da asa deve ser o mais leve possível a razão entre a distância do eixo até o centro de massa do contrapeso r_w até e a distância do eixo até o centro aerodinâmico r_v deve ser maximizada. Além disso, deve-se buscar uma geometria de asa que favoreça a geração de sustentação para aumentar o $C_v(\beta)$ e, conseqüentemente, o a_v .

$$u \cdot t_0 = 7.95 \cdot \left(\frac{r_v}{K_v}\right)^{0.5} \quad (4.10)$$

$$\zeta = 0.395 \cdot (r_v \cdot K_v)^{0.5} \quad (4.11)$$

$$u \cdot t_d = u \cdot t_0 / (1 - \zeta^2)^{0.5} \quad (4.12)$$

Outro parâmetro relevante é o tempo entre dois picos consecutivos t_d . De acordo com (WIERINGA, 1967), o tempo t_d deve ser menor que t_L e essa entre os tempos é determinada principalmente pela distância r_v . O valor de r_v não pode ser muito grande para que erros geométricos não sejam introduzidos em medidas de pequenas flutuações e o tempo t_L seja maior que t_d .

$$h = \exp\left(\frac{-\pi \cdot \zeta}{(1 - \zeta^2)^{0.5}}\right) \quad (4.13)$$

Por fim, a fração de *overshoot* (h) deve ser reduzida ao máximo para que o *vane* faça uma medida precisa do ângulo do vento, ou seja, o amortecimento ζ deve ser maximizado. Além de aumentar a precisão da medida, a maximização de ζ reduz o tempo de estabilização do sistema. Porém, esse não deve ser maior ou igual a um para que o ângulo entre o *vane* e o vento seja nulo em um tempo finito.

O aumento do amortecimento ocorre com a presença de forças dissipativas como o atrito mecânico no eixo de rotação. Porém, para que o sistema continue subamortecido ($\zeta < 1$), um atrito muito alto deve ser evitado.

4.3.1 Configuração escolhida

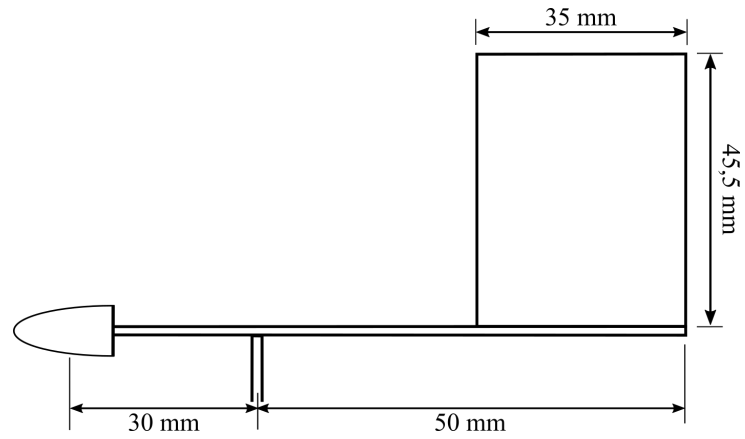
A escolha das dimensões e materiais do *vane* foi feita seguindo os critérios da seção 4.3 com o objetivo de reduzir ao máximo sua influência no escoamento da aeronave, assim como o peso total do conjunto. Ou seja, o sensor é o mais leve e compacto possível, porém a força gerada por ele é suficiente para movimentar e alinhar o *vane* com o vento. A geometria escolhida foi o mais simples possível, a fim de facilitar a fabricação e a manutenção.

A asa é de madeira balsa, o tubo é de carbono com diâmetro de 3mm e o contrapeso é feito de argila. O contrapeso pode ser moldado manualmente para equilibrar o momento estático da asa sem gerar muito arrasto. Em relação aos parâmetros geométricos, a razão $\frac{rv}{rw}$ escolhida foi de 1,67. Além disso, com o objetivo de facilitar a fabricação, foi escolhida o formato retangular para a asa com perfil de placa plana e um alongamento de 1,3. A fórmula do alongamento é $AR = \frac{b^2}{S}$, onde b é a envergadura da asa.

A configuração do *vane* da figura 34 foi simulada para um degrau inicial de 10° e vento de 10 m/s utilizando as equações da seção 4.2.1 e o resultado é apresentado na figura a seguir. O momento de inércia (J) estimado do conjunto foi de $3,7 \cdot 10^{-6} \text{ Kg} \cdot \text{m}^2$.

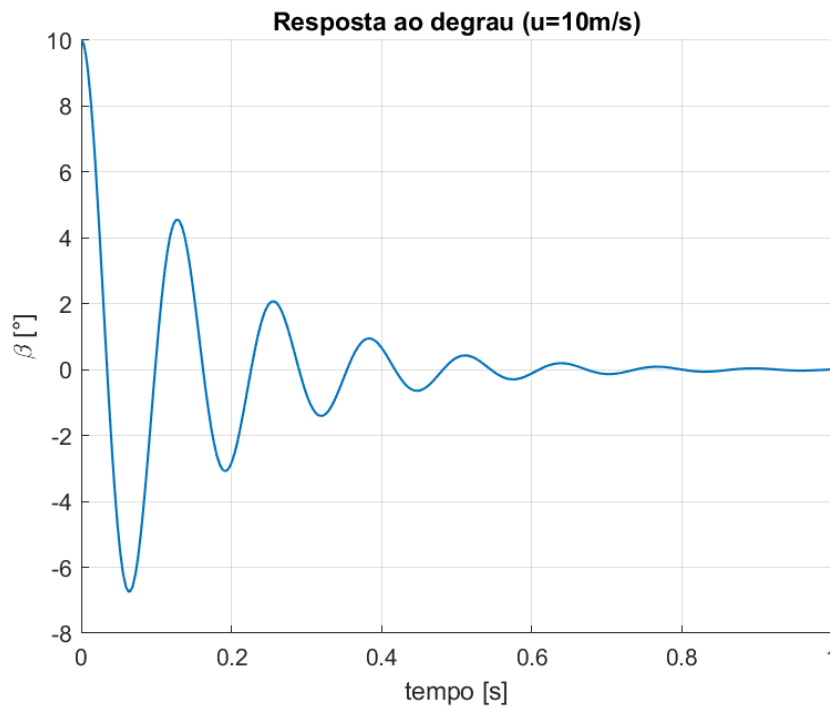
O t_L obtido para $L = 0,1$, foi de 0,38 s, que é maior que t_d (0.13 s). Além disso, $\zeta = 0,12$, ou seja, o critério do amortecimento subcrítico foi respeitado.

Figura 34: Geometria e dimensões da configuração escolhida.



Fonte: Elaborada pelo autor.

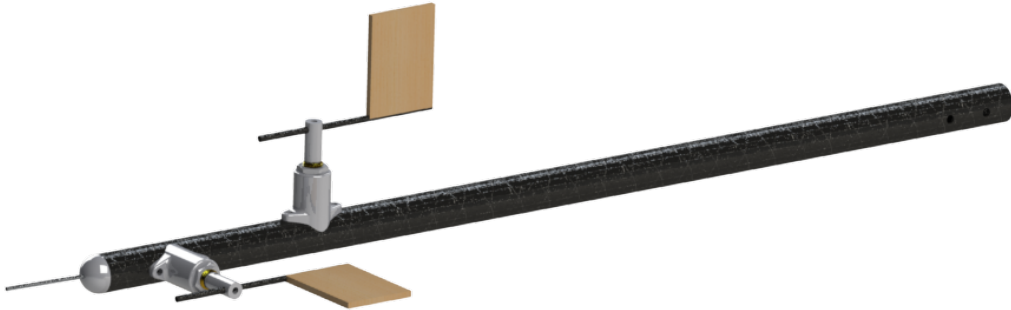
Figura 35: Resposta ao degrau de 10° com vento de 10 m/s.



Fonte: Elaborada pelo autor.

4.4 *Air data boom*

Figura 36: Configuração final do sensor de ângulo de ataque e ângulo de derrapagem.



Fonte: Elaborada pelo autor.

O *Air data boom* é a estrutura tubular que vai conter os dois *vanes* para medir os ângulos de ataque e derrapagem, além da ponta de prova para a tomada de pressão dinâmica. A fim de reduzir o total peso do conjunto e, conseqüentemente, reduzir o esforço na estrutura da aeronave, optou-se por utilizar um tubo de carbono de 18 mm de diâmetro. O tubo é engastado na estrutura da asa do avião através de dois parafusos M4.

O *vane* é encaixado no *encoder* por meio de um acoplamento que possui um furo para encaixar o tubo de carbono de 3 mm de diâmetro do *vane*. O *encoder* é encaixado em um suporte por meio de uma porca e o conjunto é preso no tubo através de dois rebites de 3,3 mm. As peças de suporte e de acoplamento, assim como a peça arredondada frontal utilizada para tampar o tubo, foram fabricadas em uma impressora 3D. Os desenhos de fabricação das peças e a vista explodida do conjunto são apresentados no Apêndice A.

Por fim, a agulha do tubo de Pitot é posicionada na ponta do sensor para que a tomada de pressão seja feita em uma região onde o escoamento não tem perturbações. Um estudo mais aprofundado do posicionamento da agulha é apresentado na Seção 4.4.1.

4.4.1 Posicionamento na aeronave

Para garantir a leitura correta da pressão dinâmica e dos ângulos de ataque e derrapagem, deve-se atentar para o posicionamento do *air data boom* na aeronave, ou seja, deve-se definir a posição ao longo da envergadura da asa no qual ele será fixado e a distância dos *vanes* e agulha para a asa, definida pelo comprimento do tubo.

Sabe-se que o escoamento próximo à aeronave é perturbado devido à sua presença,

que induz alterações de velocidade e direção do fluxo de ar (ANDERSON, 1999). Além disso, na região central da aeronave (raíz das asas), usualmente localiza-se o sistema de propulsão, que impõe aceleração ao escoamento próximo a essa região. Para que as leituras sejam corretas, os *vanes* devem estar imersos em uma região onde o escoamento não esteja perturbado, ou seja, a velocidade deve ser igual à velocidade ao longe.

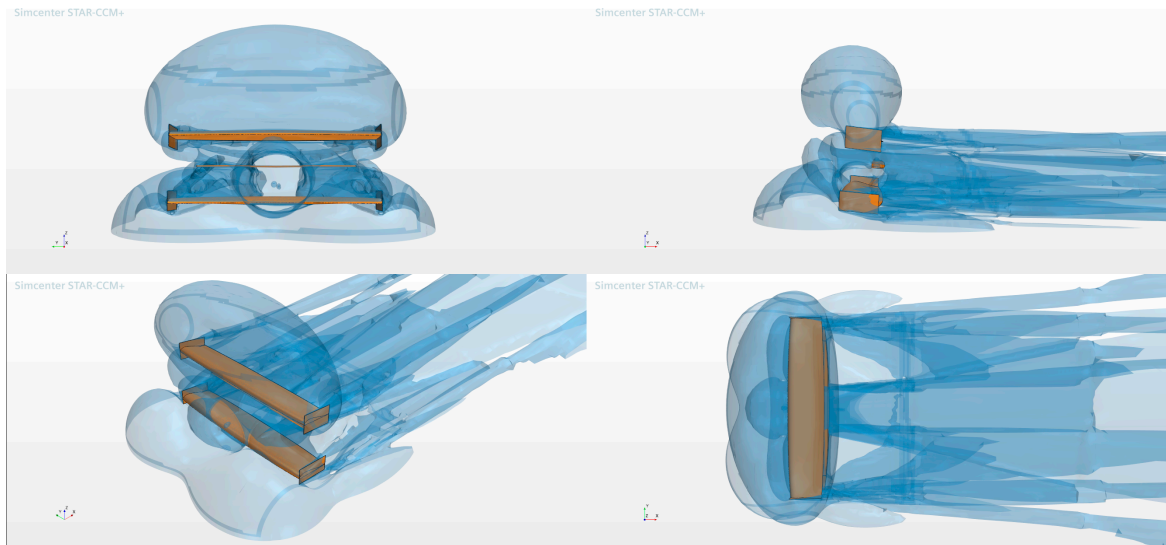
Para cada aeronave em que se utilizar o sistema de sensoriamento, deve-se fazer uma análise aerodinâmica e definir uma posição viável para os sensores. Para exemplificar, tomou-se a aeronave de 2020 da classe regular da Keep Flying para uma análise mais detalhada.

4.4.1.1 Análise em CFD

Para o projeto desse ano, a Keep Flying realizou simulações em CFD utilizando o software *SIEMENS Star-CCM 13.06.11*. Utilizou-se o modelo de turbulência *Realizable k-Epsilon Two Layer* e dimensões de domínio adequadas, segundo (SIEMENS, 2018). Para simular o efeito solo, aplicou-se condição de parede com velocidade tangencial. Já para a influência da hélice, utilizou-se um modelo de disco atuador, que representa sua esteira, e não a hélice em si. O método utilizado foi o *Body Force Propeller*, que utiliza constantes de desempenho da hélice e induz um escoamento helicoidal.

Os resultados dessas simulações foram analisados e, para explorar o espaço no domínio onde a velocidade e direção do escoamento não se encontram perturbadas, traçou-se uma isosuperfície onde o módulo da velocidade é igual a velocidade ao longe (nesse caso, 12 m/s), com tolerância de 0,1 m/s, como mostra a Figura 37.

Figura 37: Isosuperfície de módulo de velocidade em simulação de aeronave da Keep Flying em CFD.

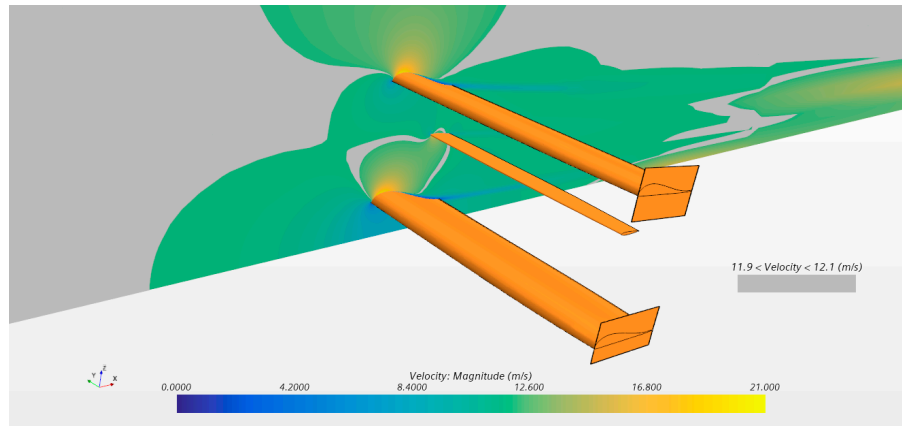


Fonte: Elaborada pelo autor.

Dessas imagens, nota-se que a fixação do *vane* na asa inferior requeriria um maior afastamento da estrutura do avião para fugir da região de escoamento perturbado. Também confirma-se que a região próxima à hélice possui perturbação. Assim, define-se que o *vane* será fixado na asa superior, à frente da aeronave.

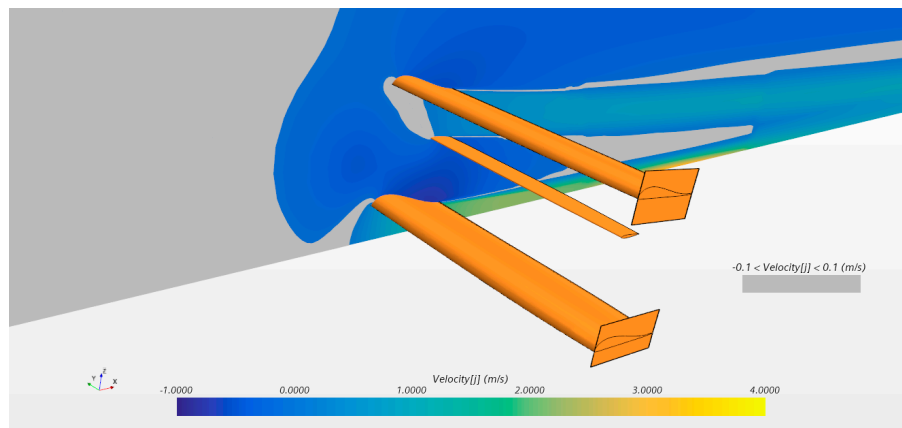
Para analisar a melhor posição na envergadura para a colocação do *vane*, foram feitos cortes transversais à asa e analisado não só o módulo da velocidade, mas também as componentes transversais e verticais de velocidade. As Figuras 38 a 41 comparam a distribuição do módulo da velocidade e a componente de velocidade em Y, nas posições a 0,6 m e 0,9 m de envergadura. As regiões em cinza representam as regiões admitidas viáveis para a colocação dos sensores.

Figura 38: Módulo de velocidade no plano XZ, em 0,6 m de envergadura.



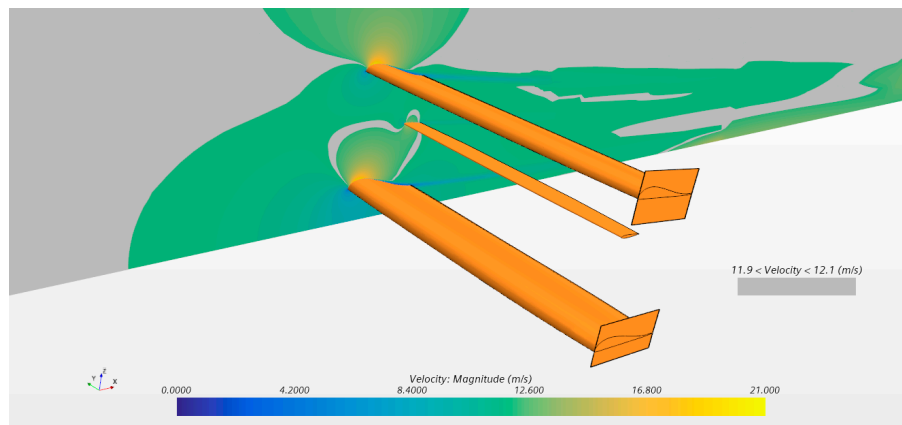
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 39: Velocidade em Y no plano XZ, em 0,6 m de envergadura.



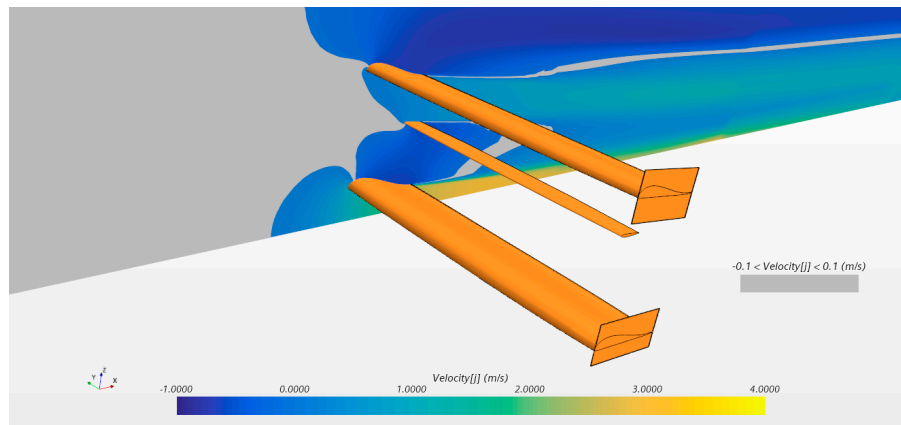
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 40: Módulo de velocidade no plano XZ, em 0,9 m de envergadura.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 41: Velocidade em Y no plano XZ, em 0,9 m de envergadura.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Dessas análises, conclui-se que a colocação a 0,9 m de envergadura é mais adequada, pois nessa região encontram-se menores valores de velocidade transversal. Além disso, nota-se que um *air data boom* de 35 cm de comprimento garante o distanciamento necessário das asas para a colocação dos sensores na região desejada.

5 PROJETO DETALHADO: ELETRÔNICA

5.1 Componentes

De posse dos sensores selecionados para o projeto, listaram-se a tensão de alimentação e a corrente máxima de operação dos principais componentes, dada na tabela Tabela 4. O componente com maior tensão de operação é o sensor de pressão diferencial, que requer pelo menos 12 V. Além disso deve haver mais duas linhas, uma de 5 V e outra de 3,3 V, para alimentar o microcontrolador e os outros sensores.

Tabela 4: Componentes do *Hardware*.

Componentes	Tensão de alimentação (V)	Corrente máxima (mA)
ESP32	5-12	128
IMU BNO055	3,3-5	12
Vectus S-850	12-24	57
Venus 638FLPx	3.3	68
<i>Encoder</i> MA3	5	20

5.2 Sistema de alimentação

Para a bateria do sistema, busca-se obter tensão de saída maior que 12 V, além de capacidade suficiente para manter o sistema em funcionamento durante pelo menos 1 hora (período de preparação e realização de 1 voo) ininterruptamente, agregando a menor massa possível ao sistema.

Inicialmente, foram avaliadas as tecnologias de baterias disponíveis, listando-se a energia específica e a tensão por célula, obtendo-se os dados apresentados na Tabela 5.

Tabela 5: Tecnologias de baterias.

Tipo	Energia específica (Wh/Kg)	Tensão/Célula (V)
Chumbo-ácido	35–40	2.1
NiMH	60–120	1.2
LiFe	90–160	3.2
LiPo	100–265	3.7
Li-íon	100–265	3.7

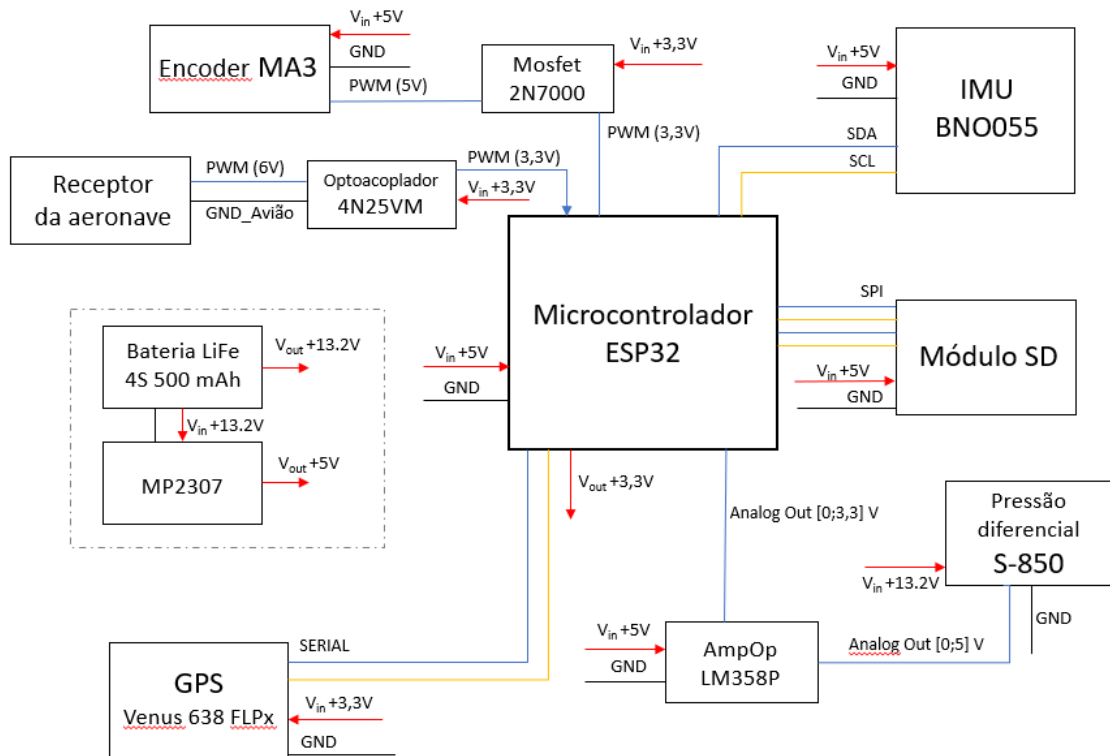
Apesar de serem as tecnologias com maior energia específica, as de Li-íon necessitam de um sistema de gerenciamento adicional e as baterias LiPo apresentam grande queda de tensão quando descarregadas, além de necessitarem procedimento de segurança para carga e transporte. Dessa maneira, buscou-se um pack de baterias LiFe que atendesse o requisito, o que foi alcançado com o uso de duas baterias “ProTek RC LiFe 15C 2S (6,6 V / 500 mAh)” conectadas em série (4S), que fornecem mais de 1,5 h de operação ao sistema, agregando apenas 60g.

Como o módulo do sensor de pressão já possui regulador de tensão de entrada, o pack com tensão total de 13,2 V será ligada diretamente à entrada do módulo. Para a linha de 5 V, será utilizado o conversor DC-DC MP2307 e para a linha de 3,3 V será utilizado o conversor contido no microcontrolador.

5.3 Diagrama de blocos

A Figura 42 apresenta-se um diagrama simplificado contendo as conexões dos sensores com o microcontrolador e o sistema de alimentação.

Figura 42: Diagrama resumido do projeto do *hardware*.



Fonte: Elaborada pelo autor.

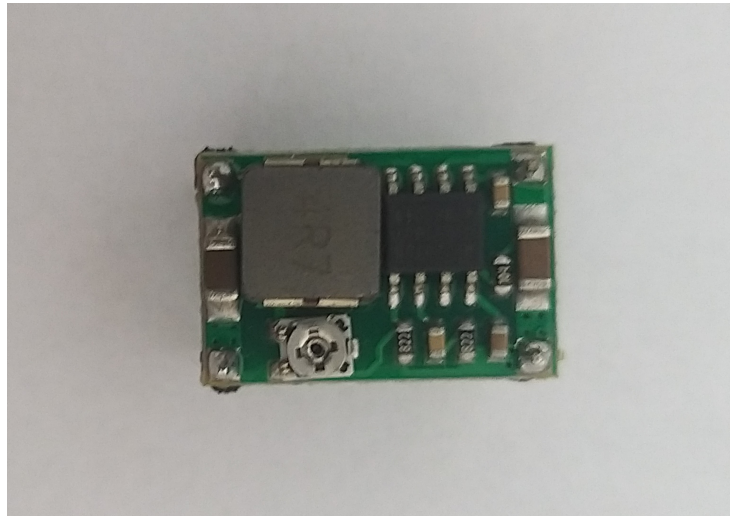
5.4 Esquemático

Nesta seção será detalhada cada parte que compõe o esquemático apresentado no apêndice B.

5.4.1 Regulador de tensão

Conforme foi detalhado na seção 5.2, são necessárias uma linha de 5 V e outra de 3,3 V para alimentar os sensores e o microcontrolador. Para a linha de 5 V, optou-se por utilizar um módulo regulador de tensão *step-down* comercial baseado no chip MP2307, que é apresentado na Figura 43. A tensão máxima de entrada do regulador é de 23 V e a de saída pode ser ajustada para valores entre 1 V e 17 V. Ou seja, é possível utilizá-lo para fornecer 5V a partir da bateria selecionada. Além disso, o módulo suporta uma corrente constante de até 1,8 A e um pico de até 3 A, o que é muito superior ao consumo do circuito (Tabela 4).

Figura 43: Módulo regulador de tensão *step-down* Mini-360.



Fonte: Elaborada pelo autor.

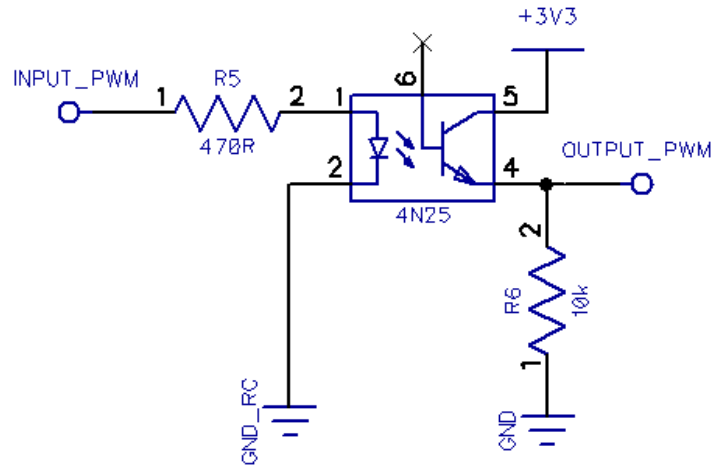
Optou-se por utilizar o regulador linear AMS1117 do módulo ESP32 para a tensão de 3,3V, pois esse suporta uma corrente de até 1A, que é superior consumida pelos componentes alimentados com 3,3V. Dessa forma, não é necessário incluir mais um regulador de tensão no circuito.

5.4.2 Condicionamento de sinal

5.4.2.1 PWM do receptor

Conforme foi descrito na seção 4.1.5, optou-se por isolar o sistema desenvolvido do sistema elétrico da aeronave. O circuito que utiliza o optoacoplador 4N25 para fazer o desacoplamento e reduzir a tensão do sinal PWM de 6V para 3,3V é apresentado na Figura 44.

Figura 44: Circuito para condicionamento do sinal PWM do receptor da aeronave.

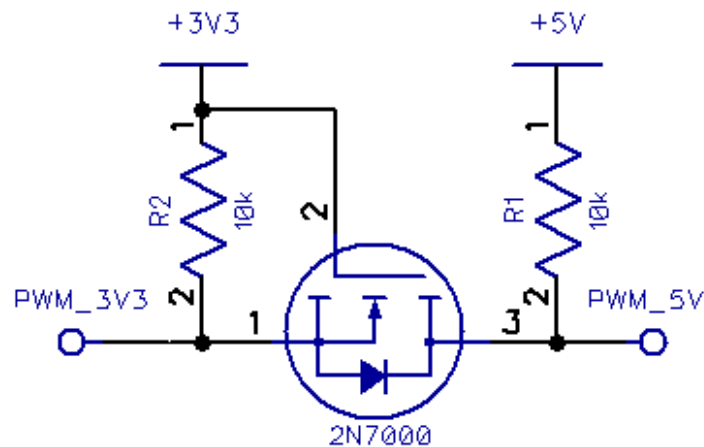


Fonte: Elaborada pelo autor.

5.4.2.2 PWM do *encoder*

O sinal PWM do encoder é de 5V, ou seja, é necessário reduzir a tensão para 3,3V para fazer a leitura do sinal utilizando o microcontrolador. Assim, foi utilizado o circuito conversor de nível lógico com o transistor MOSFET 2N7000 do tipo N apresentado na Figura 45.

Figura 45: Conversor de nível lógico.



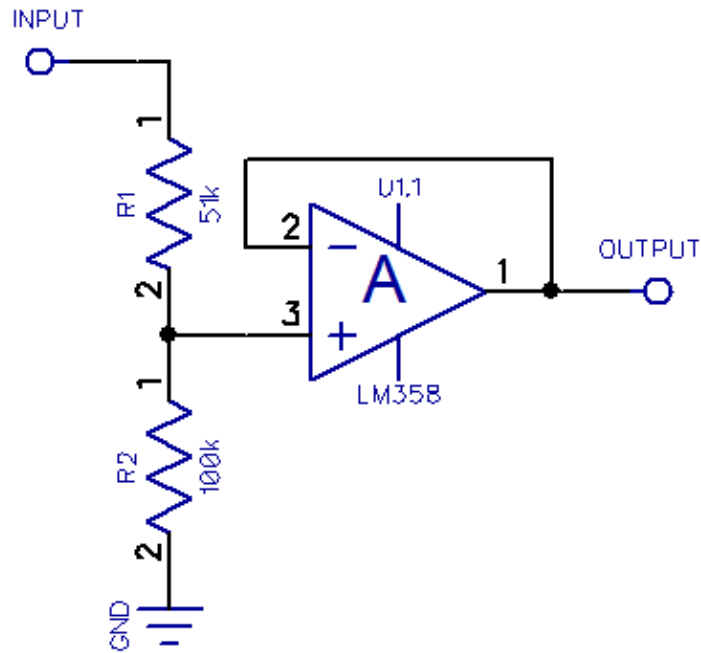
Fonte: Elaborada pelo autor.

5.4.2.3 Sinal analógico

O conversor A/D de 12 bits do ESP32 é capaz de ler um sinal analógico de até 3,3V. A fim de reduzir o intervalo de tensão do sinal analógico do sensor de pressão diferencial de

0-5V para 0-3,3V, utilizou-se um divisor resistivo seguido de um amplificador operacional do modelo LM358 na configuração seguidor. O Amp-Op evita que a impedância do divisor resistivo interfira no circuito do conversor A/D.

Figura 46: Circuito para condicionamento do sinal analógico.

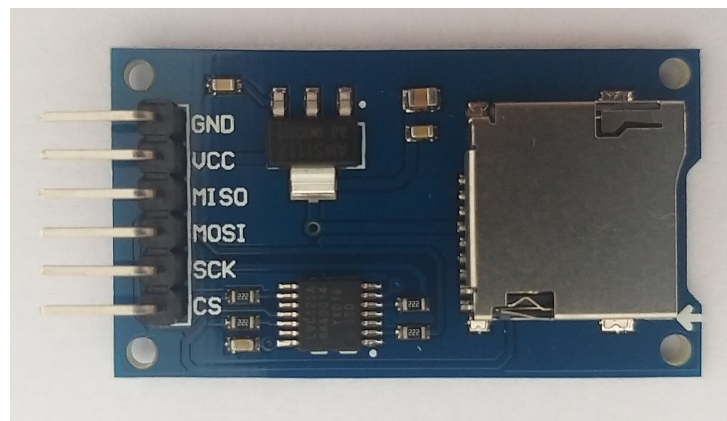


Fonte: Elaborada pelo autor.

5.4.3 Memória

Um cartão micro SD foi utilizado para salvar as leituras dos sensores feitas durante os voos. Dessa forma, o módulo apresentado na Figura 47 foi incluído no sistema de sensoriamento.

Figura 47: Módulo para cartão micro SD.



Fonte: Elaborada pelo autor.

6 ENSAIOS E RESULTADOS

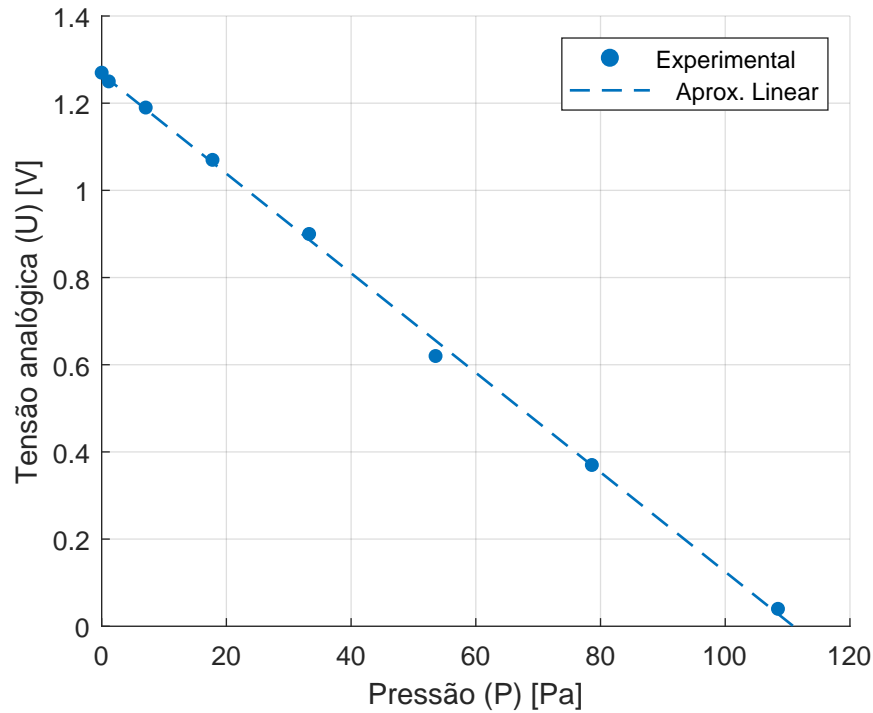
6.1 Ensaaios dos subsistemas

Antes da montagem do sistema completo, foram realizados ensaios de alguns dos subsistemas. Optou-se por ensaiar aqueles que necessitaram de componentes adicionais para a conexão com o microcontrolador (velocidade relativa ao escoamento, posição angular em relação ao escoamento e posição das superfícies de comando), pois considerou-se que nos subsistemas onde o módulo comunica-se direto com o microcontrolador, há menor chance de erro (GPS, IMU, SD) e, portanto, seriam verificados na montagem completa do sistema. Os resultados desses ensaios são apresentados nas seções seguintes.

6.1.1 Velocidade relativa ao escoamento

O sensor de pressão diferencial selecionado foi ensaiado em túnel de vento junto ao microcontrolador ESP32 e o amplificador operacional, conforme as conexões indicadas na figura 46. Uma das tomadas de pressão foi imersa ao escoamento e a outra à atmosfera sem perturbação. Variou-se a velocidade de rotação do motor do túnel de vento em incrementos fixos e mediu-se a pressão dinâmica por um manômetro digital associado a um tubo de *Pitot*. Os valores de pressão obtidos foram comparados à média de 200 medidas de tensão de entrada na porta analógica do microcontrolador, como mostra a figura 48. O desvio padrão máximo obtido foi de 0,016 V.

Figura 48: Resultados do ensaio do sensor de velocidade do escoamento



Fonte: Elaborada pelo autor.

Assim, obteve-se a curva de calibração do sensor de pressão, dada por:

$$P = 110,69 - 87,34 \cdot U \quad (6.1)$$

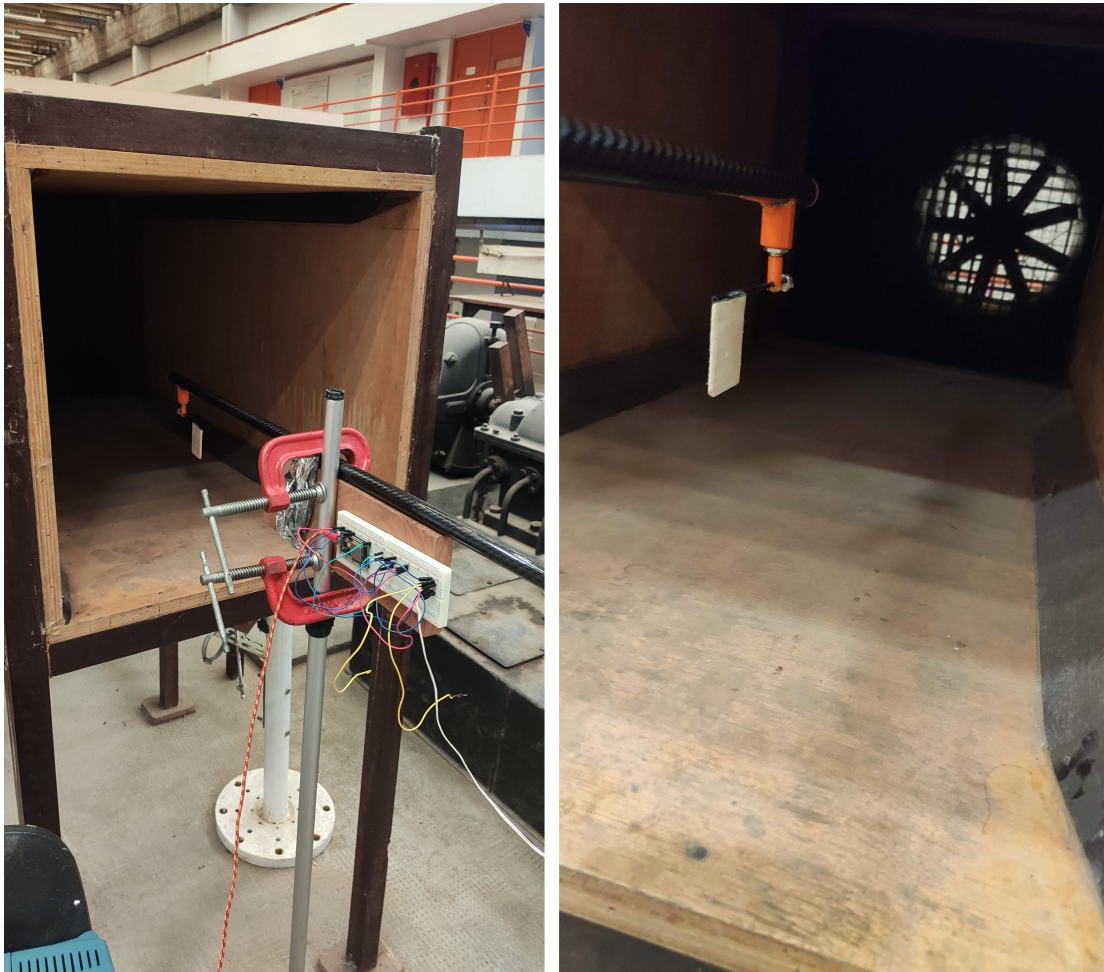
Para a obtenção da velocidade relativa ao escoamento, basta então calcular:

$$V = \sqrt{\frac{2P}{\rho}}, \text{ onde } \rho \text{ é a massa específica do ar local} \quad (6.2)$$

6.1.2 Posição angular em relação ao escoamento

O sensor apresentado na Figura 36 foi ensaiado em túnel de vento para determinar seu comportamento dinâmico. A partir da leitura do *encoder*, conectado ao microcontrolador ESP32, foi possível obter a posição angular do *vane* em função do tempo.

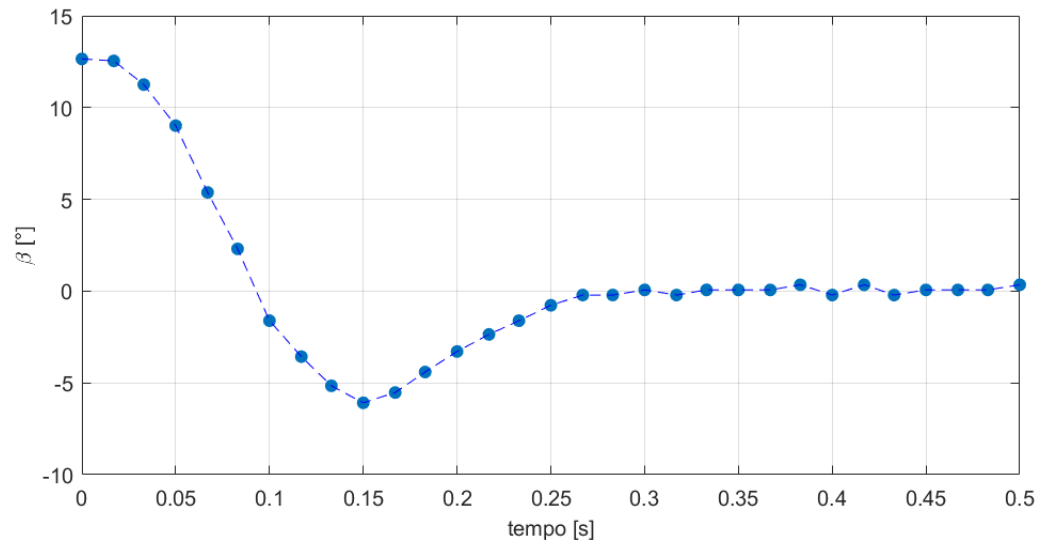
Figura 49: Ensaio do sensor de posição angular em relação ao escoamento.



Fonte: Elaborada pelo autor.

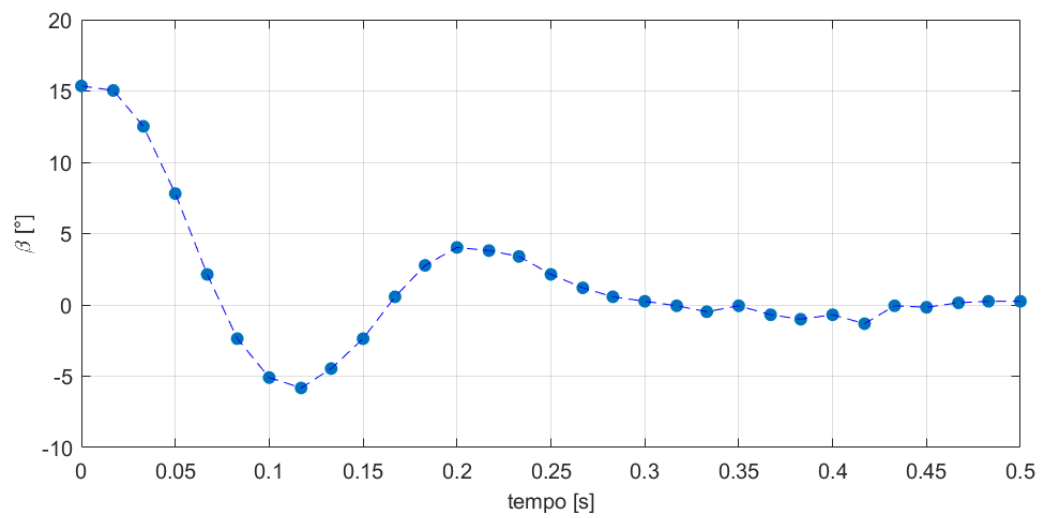
A resposta dinâmica foi obtida soltando o *vane* de uma posição inicial em torno de 15° . A velocidade do escoamento no túnel de vento foi variada de forma a obter o comportamento do *vane* durante as diversas fases do voo. Nos gráficos abaixo são apresentados os resultados para cada velocidade.

Figura 50: Resposta ao degrau do sensor de ângulo de ataque a 4 m/s.



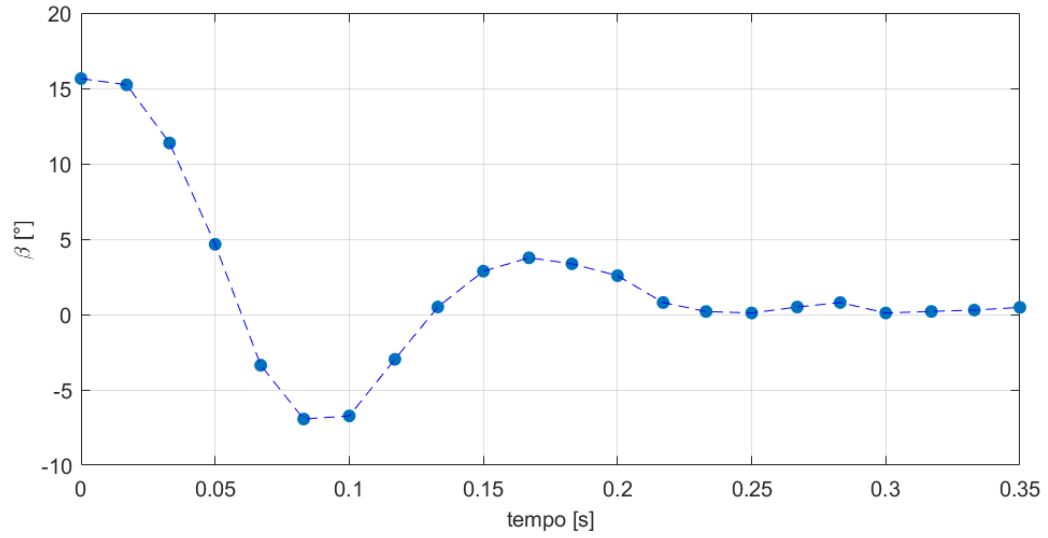
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 51: Resposta ao degrau do sensor de ângulo de ataque a 6 m/s.



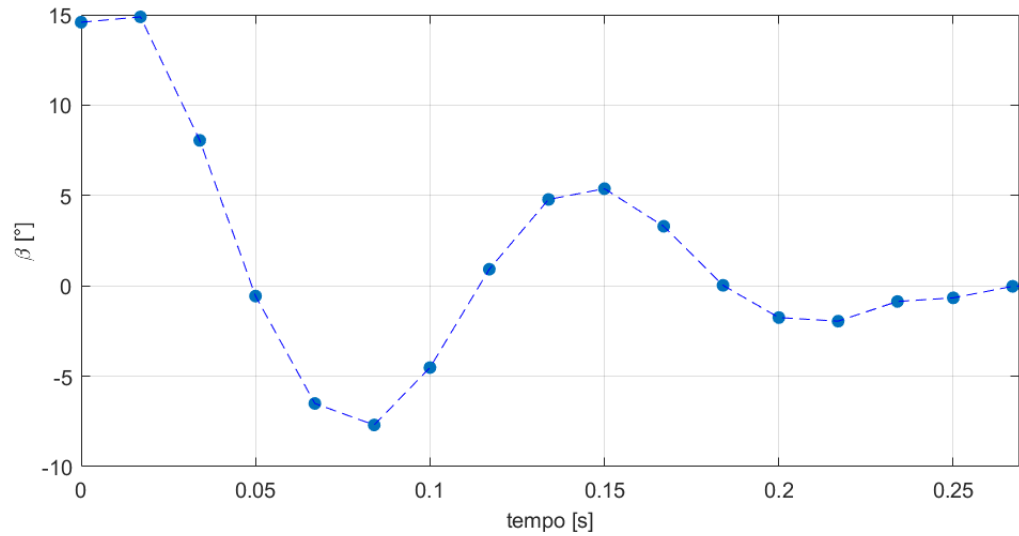
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 52: Resposta ao degrau do sensor de ângulo de ataque a 8 m/s.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 53: Resposta ao degrau do sensor de ângulo de ataque a 10 m/s.



Fonte: Elaborada pelo autor.

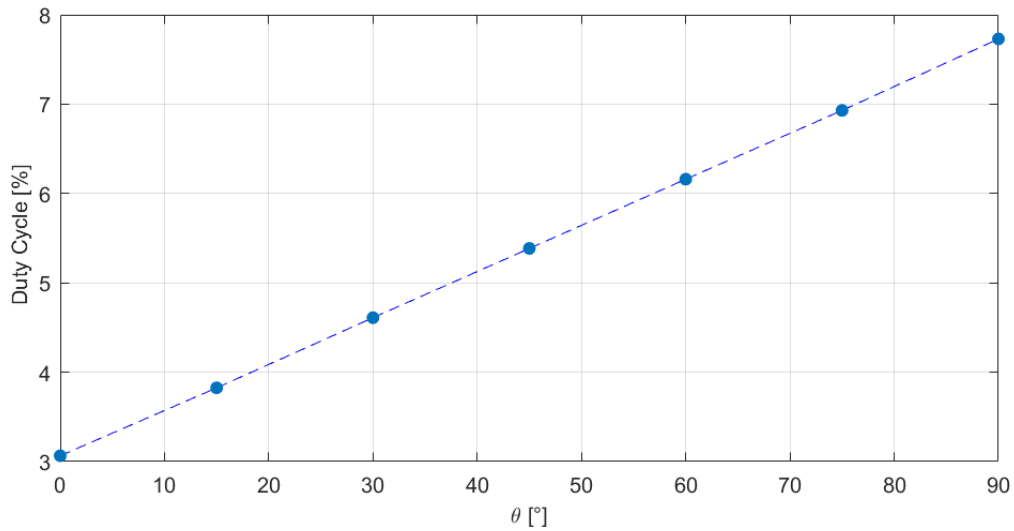
Tabela 6: Parâmetros obtidos no ensaio em túnel de vento.

V [m/s]	t_L [s]	ζ	h
4	0.25	0.37	0.33
6	0.25	0.38	0.31
8	0.24	0.44	0.27
10	0.22	0.52	0.21

6.1.3 Posição das superfícies de comando

O sistema para a leitura da posição angular das superfícies de comando foi ensaiado comparando a posição enviada para o servo com a leitura feita pelo microcontrolador ESP32 através do circuito da Figura 44.

Figura 54: Leitura do sinal PWM do servo.



Fonte: Elaborada pelo autor.

6.2 Características do sistema completo

O sistema completo foi fabricado conforme o esquemático (Anexo B). Devido ao prazo para a confecção de uma placa de circuito impresso customizada não ser compatível com a data de entrega deste trabalho, optou-se por utilizar uma placa perfurada para a fixação do *hardware* e montagem do circuito, resultando nas características exibidas na tabela 7.

Tabela 7: Características do sistema completo

	Requisito	Valor Final
Massa	≤ 2 kg	265 g
Volume	$\leq 3,7$ litros	0,45 litros ¹
Preço	\leq U\$ 520,00	U\$ 395,00 ²

¹Descontado o volume do *vane*, pois esse não é comportado na fuselagem do avião.

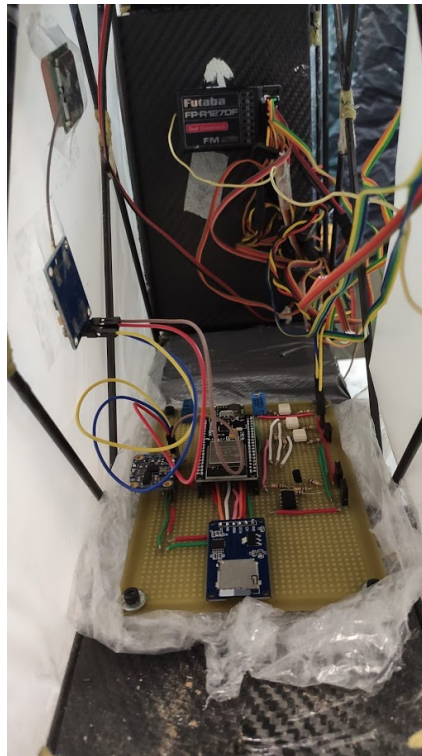
²Preço total em caso de compra de todos os componentes. O valor total investido foi inferior, devido ao aproveitamento de sensores e bateria que a Keep Flying já possuía.

6.3 Ensaio em voo do sistema

Devido à pandemia de Covid-19 e a consequente interrupção das atividades na USP, não houve fabricação de protótipos de aeronave pela Keep Flying no ano de 2020. Portanto, fez-se uma tentativa de ensaio em voo com uma aeronave restaurada, usada pela equipe na categoria Micro da competição SAE Aerodesign Brasil 2019.

A aeronave em questão foi recondicionada e o sistema de sensoriamento foi instalado na sua fuselagem, como mostra a figura 55. Devido ao tempo reduzido e acesso limitado à oficina para a preparação do ensaio, optou-se por não embarcar os componentes externos à fuselagem (sensor de ângulo de ataque e velocidade do escoamento, que já haviam sido testados em túnel de vento). A tabela 8 apresenta um resumo dos parâmetros da aeronave utilizada.

Figura 55: Sistema de sensoriamento instalado na fuselagem da aeronave.



Fonte: Elaborada pelo autor.

No dia 15/11/2020, foi feita uma tentativa de voo, porém a aeronave não foi capaz de decolar devido à falta de tração no conjunto propulsor da aeronave. O problema persistiu nas 6 tentativas de decolagem, mesmo com a substituição do motor e ESC, o que levou ao diagnóstico de falha na bateria, componente que não possuía unidade de substituição em campo.

Figura 56: Preparação para o ensaio



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 57: Tentativa de decolagem



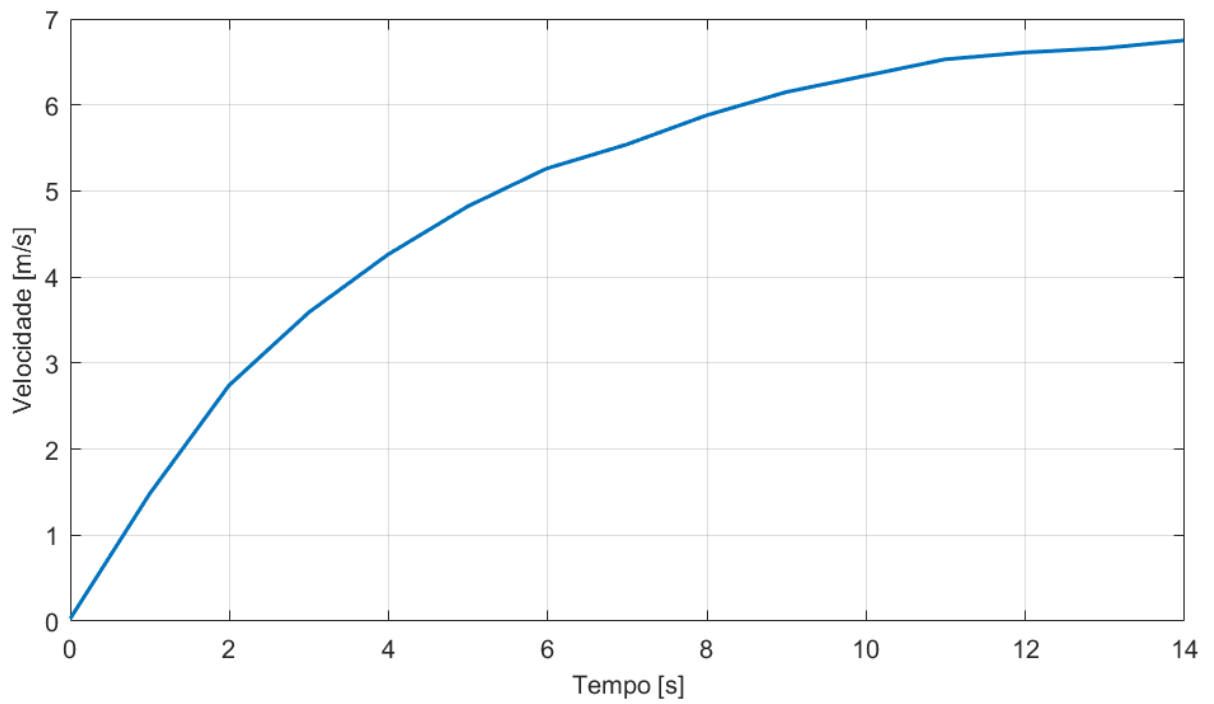
Fonte: Elaborada pelo autor.

Mesmo com o ensaio em voo inviabilizado, foi possível adquirir dados das corridas em pista, evidenciando o funcionamento do sistema e permitindo análises sobre o comportamento da aeronave, que, em um caso semelhante de ensaio mal-sucedido de aeronave da Keep Flying, seriam relevantes para diagnosticar os problemas e estudar as características do protótipo. As figuras 58 a 63 apresentam os dados adquiridos em uma das tentativas de decolagem e na seção 7.3 serão apresentadas as discussões decorrentes das análises dos mesmos.

Tabela 8: Dados da aeronave e condições no ensaio.

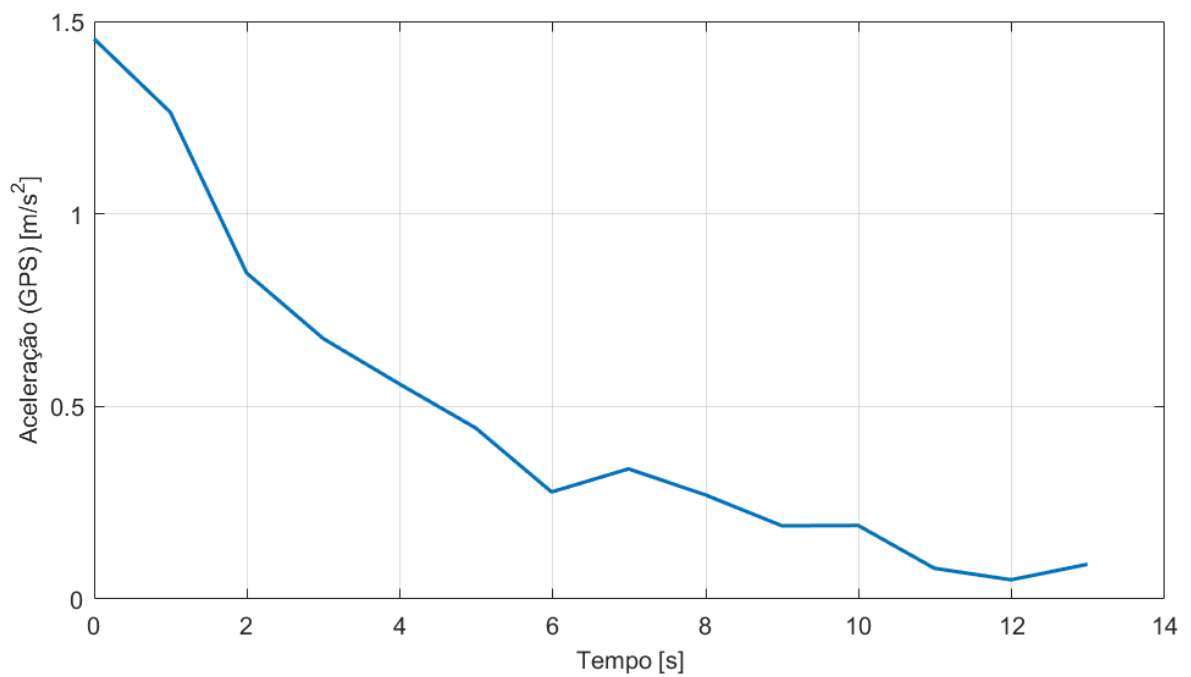
Parâmetro	Símbolo	Valor
Área alar	S	$0,557 \text{ m}^2$
Coefficiente de sustentação em solo	CL_0	1,358
Coefficiente de sustentação máximo	CL_{max}	1,847
Coefficiente de arrasto em solo	CD_0	0,105
Massa durante o ensaio	TOW	$3,3 \text{ kg}$
Massa específica do ar local	ρ	$1,1 \text{ kg/m}^3$
Coefficiente de atrito da pista	μ	0,12
Aceleração da gravidade local	g	$9,81 \text{ m/s}^2$

Figura 58: Velocidade obtida pelo GPS.



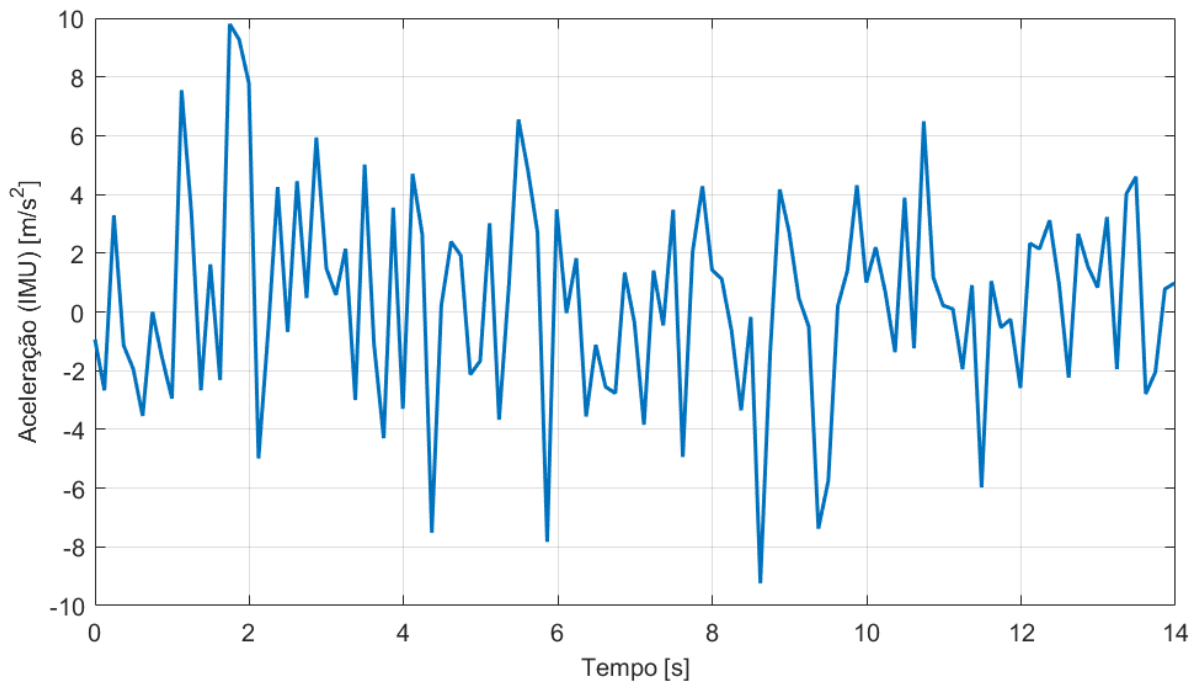
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 59: Aceleração obtida pelo GPS.



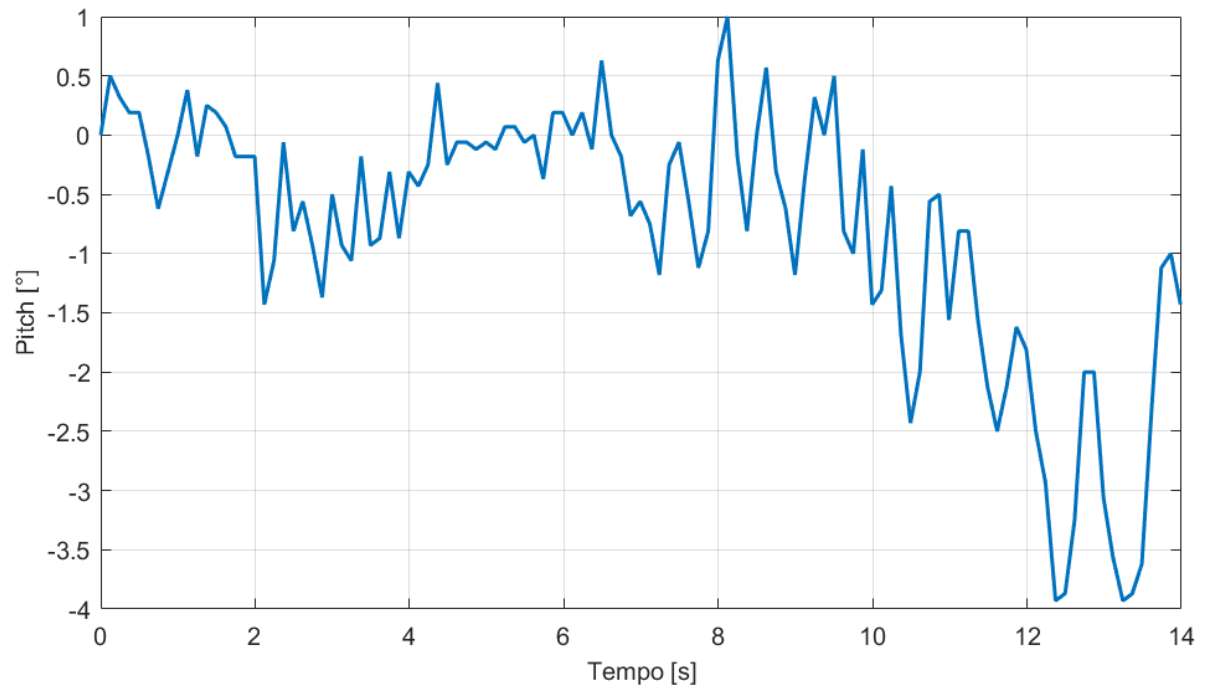
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 60: Aceleração obtida pela IMU.



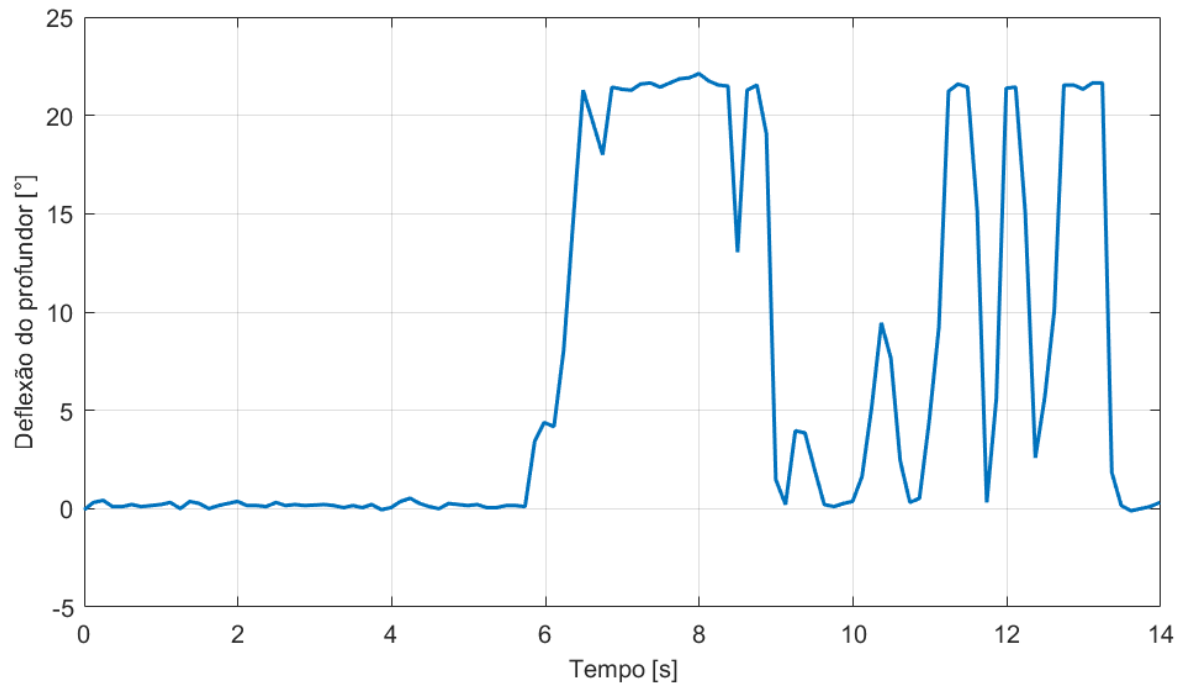
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 61: Ângulo de Pitch.



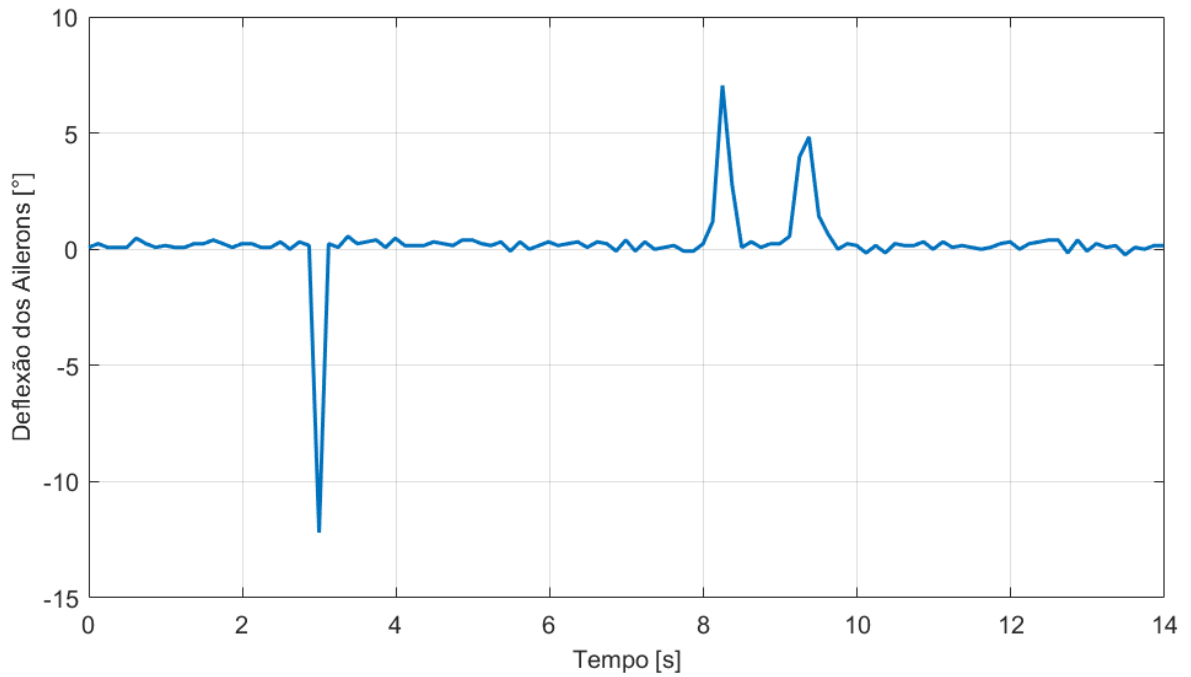
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 62: Deflexão do profundor.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 63: Deflexão dos ailerons.



Fonte: Elaborada pelo autor.

7 DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Nas seções seguintes apresentam-se as discussões referentes às características finais do sistema e aos resultados obtidos nos ensaios.

7.1 Ensaios dos subsistemas

7.1.1 Velocidade relativa ao escoamento

Os resultados apresentados na seção 6.1.1 evidenciam o comportamento linear do sensor, que permitiram a obtenção de uma curva de calibração. Notou-se saturação do sensor para valores de pressão superiores a 110 Pa. Dessa maneira, para massa específica do ar $\rho = 1,1 \text{ kg/m}^3$, a velocidade máxima medida pelo sensor é de 14,14 m/s. Esse valor, porém, é superior às velocidades de decolagem típicas dos aviões da Keep Flying, o que permite obter experimentalmente os dados para a validação da análise citada na seção 1.3.1. Assim, a partir desse ensaio, validou-se a obtenção de velocidade relativa ao escoamento.

7.1.2 Posição angular em relação ao escoamento

Os resultados expostos na seção 6.1.2 apresentaram diferenças em relação à simulação da seção 4.3.1. Essa diferença já era esperada, pois o atrito no *encoder* não foi considerado na simulação. Porém, o aumento do amortecimento (ζ) melhorou a resposta do sistema, já que diminuiu o tempo de estabilização (t_L) e *overshoot* (h). Apesar do aumento do ζ , o sistema manteve-se com amortecimento subcrítico em todas as velocidades analisadas, o que garante que o *vane* vai alinhar-se com o vento em um tempo finito (WIERINGA, 1967). Ou seja, o sistema apresentou uma resposta satisfatória, com um tempo de estabilização menor do que o da simulação e $\zeta < 1$. Dessa forma, validou-se a capacidade do sistema de medir a posição angular em relação ao escoamento.

7.1.3 Posição das superfícies de comando

No ensaio desse subsistema, observou-se a relação linear entre o valor do Duty Cycle e o comando de posição angular enviado ao servomotor (figura 54). Assim, validou-se a capacidade do sistema em obter a posição das superfícies sem o acoplamento direto à eletrônica da aeronave, por meio dos optoacopladores. Ressalta-se porém que deformações na estrutura da aeronave podem acrescentar erros entre a posição comandada pelo servomotor e a posição efetiva da superfície de comando.

7.2 Características do sistema completo

Os valores apresentados na tabela 7 evidenciam que o sistema completo cumpre os requisitos de massa, volume e preço estipulados na seção 3.2.1. Assim, garante-se que o projeto é compatível com as aeronaves e orçamento da Keep Flying, podendo ser empregado nos ensaios dos protótipos a partir de 2021. Mesmo a montagem do circuito em placa perfurada tendo sido motivada pelas limitações impostas pela pandemia de Covid-19, essa configuração se mostrou uma alternativa rápida e de baixo custo capaz de cumprir todos os requisitos pré-estabelecidos e pode ser usada pela equipe caso uma placa de circuito impresso seja inviável.

7.3 Ensaio em voo do sistema

Como mencionado na seção 6.3, mesmo a tentativa de voo não sendo bem sucedida, o sistema de sensoriamento permitiu a obtenção de importantes parâmetros para a avaliação do comportamento da aeronave durante o ensaio. A partir desses parâmetros, foram feitas as análises apresentadas nas seções a seguir.

7.3.1 Velocidade em relação ao solo

A partir do coeficiente de sustentação em solo (CL_0) e área alar (S) da aeronave, massa específica do ar local (ρ) e a massa da aeronave (TOW) durante o ensaio, pode-se estimar a velocidade mínima (V_{min}) que garante a força de sustentação (L) seja maior ou igual à força peso, por meio da relação:

$$L_{min} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{min}^2 \cdot S \cdot CL_0 = TOW \cdot g \quad (7.1)$$

Portanto,

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2 \cdot TOW \cdot g}{\rho \cdot S \cdot CL_0}} \quad (7.2)$$

Assim, utilizando-se os valores apresentados na tabela 7, obtém-se: $V_{min} = 8,82m/s$

Da figura 58, observa-se que a aeronave não ultrapassou os 7 m/s, o que comprova a incapacidade de decolar.

A partir dos dados de velocidade, pode-se também estimar a tração fornecida pelo conjunto motopropulsor durante a corrida em pista. Determinando-se a velocidade terminal da aeronave (V_{ter}), ou seja, aquela a partir da qual não há mais aceleração, pode-se determinar a tração disponível a partir do equilíbrio de forças na direção de deslocamento da aeronave, que fornece:

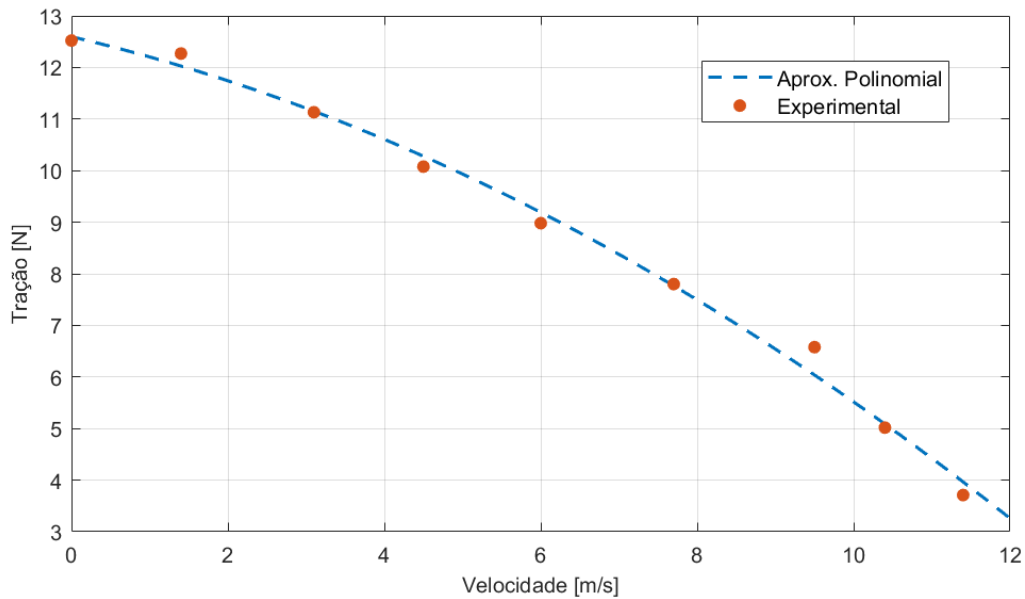
$$T = D + F_{at} \quad (7.3)$$

Onde T é a força de tração, D o arrasto da aeronave e F_{at} a força de resistência ao rolamento na rodas. A equação 7.3 pode ser, expandida em:

$$T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{ter}^2 \cdot S \cdot CD_0 + \mu \cdot (TOW \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{ter}^2 \cdot S \cdot CL_0) \quad (7.4)$$

Assim, usando os dados da tabela 7 e considerando $V_{ter} = 6,75m/s$ a partir dos dados da figura 58, estima-se que a tração na velocidade terminal é de $T = 3,08$ N. Comparando esse valor ao obtido em um ensaio de tração dinâmica do mesmo conjunto motopropulsor realizado pela Keep Flying em 2019 (reproduzido na figura 64), nota-se que durante o ensaio, a tração disponível a 6,75 m/s era 64% menor.

Figura 64: Tração dinâmica do conjunto motopropulsor.



Fonte: Elaborada pelo autor.

7.3.2 Aceleração do centro de massa

A aceleração do centro de massa da aeronave foi obtida tanto pela IMU (figura 60), quanto pelo GPS (figura 59). Percebe-se que a aceleração obtida pela IMU apresentou muito ruído, o que é esperado de um sinal obtido a partir de um acelerômetro. Um filtro digital pode ser aplicado antes de utilizar os dados para ajudar a reduzi-lo.

A aceleração obtida pelo GPS não apresentou ruído, pois foi obtida através da derivada de velocidade. Porém, o uso desse dado é relevante apenas para as análises de corrida em pista, uma vez que não é possível obter as acelerações nos 3 eixos a partir do GPS, o que é necessário para uma aquisição durante o voo.

7.3.3 Posição angular em relação ao solo

A posição angular em relação ao solo foi obtida através da IMU (Figura 61). Como a aeronave não decolou, a variação angular apresentada foi pequena. As poucas variações existentes estão relacionadas às declividades da pista e estão dentro do intervalo esperado.

7.3.4 Posição das superfícies de comando

Os dados de posição das superfícies de comando representam as ações tomadas pelo piloto durante o voo. Durante a etapa de corrida em pista, os ailerons são pouco utilizados, como é possível observar na Figura 63. Porém, o profundor é utilizado pelo piloto na etapa de rolagem ao final da corrida em pista. Essa ação do piloto pode ser observada na Figura 62, onde há deflexões em forma de degrau a partir dos 6 segundos. As deflexões atingem valores de até aproximadamente 22° , próximo à máxima deflexão possível dessa aeronave.

8 CONCLUSÃO

O trabalho apresentado conseguiu atender os requisitos impostos e a demanda da Keep Flying por um sistema de sensoriamento para a realização dos seus ensaios em voo. Os sensores selecionados e o projeto eletrônico fornecem os dados com a acurácia requerida, em um sistema único, algo que não foi encontrado nos sistemas comerciais. Além disso, o sistema completo cumpre os requisitos de massa, volume e preço, sendo viável sua colocação nas aeronaves da Keep Flying e compatível com o orçamento da equipe.

Devido às dificuldades impostas pela pandemia de COVID-19 no ano de 2020, a integração desse trabalho com o projeto atual da Keep Flying foi dificultada, uma vez que as atividades da equipe se deram quase totalmente de forma não-presencial, o que acarretou na ausência de protótipos de aeronaves. Mesmo assim, os testes realizados com o sistema de sensoriamento garantem o funcionamento do mesmo, que poderá ser incluído no próximo protótipo fabricado pela equipe.

8.1 Trabalhos futuros

8.1.1 Ensaio do sistema em aeronaves da Keep Flying

Pretende-se futuramente utilizar esse sistema nos voos das aeronaves da equipe Keep Flying, já que não foi possível realizá-los no ano de 2020. Assim, as sub-áreas da equipe poderão analisar o comportamento das aeronaves em voo e realimentar o projeto.

8.1.2 Projeto e fabricação de uma PCB

A fim de reduzir o peso do sistema e torná-lo mais confiável, pretende-se projetar e fabricar uma PCB com toda a eletrônica do sistema. O sistema de alimentação, o GPS, a IMU, o cartão micro SD e circuitos de condicionamento de sinal serão incluídos na placa.

REFERÊNCIAS

- DRONESHOW. *Mercado global de drones deve atingir 32 bilhões de dólares em receitas até 2026*. 2020. Disponível em: <<https://droneshowla.com/mercado-global-de-drones-deve-atingir-32-bilhoes-de-dolares-em-receitas-ate-2026/>>.
- RAYMER, D. P. *Aircraft design: a conceptual approach*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989. (Educ Series). ISBN 9780930403515.
- ROSKAM, J. *Airplane Design*. [S.l.]: DARcorporation, 1985. (Airplane design, pt. 8). ISBN 9781884885556.
- FAPESP. XMobots projeta aumento superior a 60% no faturamento. 2016. Disponível em: <http://pesquisaparinovacao.fapesp.br/xmambots_projeta_aumento_superior_a_60_no_faturamento/11>.
- MOUTINHO, O. F. G. *Evaluation of Photogrammetric Solutions for RPAS: Commercial vs Open Source*. Tese (Doutorado) — Universidade do Porto, 2015.
- YAYLI, U. et al. Design optimization of a fixed wing aircraft. *International Journal of Advances in Aircraft and Spacecraft Science, Techno-Press, Ltd, Korea*, v. 4, p. 65–80, 2017.
- LOGWEB. Segmento de drones apresenta novos números de crescimento para o Brasil. 2019. Disponível em: <<https://www.logweb.com.br/segmento-de-drones-apresenta-novos-numeros-de-crescimento-para-o-brasil/>>.
- DRONESHOW. ANAC estuda alterações na regulamentação dos drones. 2019. Disponível em: <<https://droneshowla.com/anac-estuda-alteracoes-na-regulamentacao-dos-drones/>>.
- ABBAS-BAYOUMI, A.; BECKER, K. An industrial view on numerical simulation for aircraft aerodynamic design. *Journal of Mathematics in Industry*, v. 1, n. 1, p. 10, 2011. ISSN 2190-5983. Disponível em: <<https://doi.org/10.1186/2190-5983-1-10>>.
- NELSON, R. C. *Flight stability and automatic control*. [S.l.]: McGraw-Hill Ryerson, Limited, 1989. (McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering). ISBN 9780070462182.
- PHILLIPS, W. F. *Mechanics of Flight*. [S.l.]: Wiley, 2004. (Engineering case studies online). ISBN 9780471334583.
- ANDERSON, J. D. *Aircraft performance and design*. [S.l.]: WCB/McGraw-Hill, 1999. (McGraw-Hill international editions: Aerospace science/technology series). ISBN 9780070019713.
- COOK, M. V. *Flight Dynamics Principles*. [S.l.]: Arnold, 1997. ISBN 9780340632000.

- OLIVEIRA, P. H. I. A. de. *Introdução às cargas nas aeronaves*. [S.l.]: CEA - Universidade Federal de Minas Gerais, 2002.
- MAJKA, A. Flight Loads of Mini UAV. In: *Mechatronic Systems and Materials IV*. [S.l.]: Trans Tech Publications Ltd, 2013. (Solid State Phenomena, v. 198), p. 194–199.
- BILSTEIN, R. E. et al. *Orders of Magnitude: A History of the NACA and NASA, 1915-1990*. [S.l.]: National Aeronautics and Space Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Division, 1989. (NASA SP).
- United States Flight Standards Service. *Instrument Flying Handbook*. [S.l.]: U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Flight Standards Service, 2001. ISBN 9780160506734.
- ANGADI, A.; DIAS, R.; BAGALI, M. An Aircraft Health Monitoring System using IOT. *Indian Journal of Science and Technology*, v. 9, sep 2016.
- SILVA, F. M. A. da; OLIVEIRA, P. H. I. A. de. Sistema de ensaios em vôo para aeronaves leves – CEA-FDAS. *4^o Congresso Temático de Dinâmica, Controle e Aplicações*, 2005.
- DANTSKER, D. et al. SDAC-UAS: A sensor data acquisition unmanned aerial system for flight state monitoring and aerodynamic data collection. In: . [S.l.: s.n.], 2015.
- NXP Semiconductors. *MPXV7002 Datasheet*. 2017. Disponível em: <<https://www.nxp.com/docs/en/data-sheet/MPXV7002.pdf>>.
- SPEKTRUM. *Aircraft Telemetry Airspeed Indicator Manual*. 2011. Disponível em: <<http://www.spektrumrc.com/ProdInfo/Files/SPMA9574-Manual.pdf>>.
- OSSMANN, D. *Enhanced detection and isolation of angle of attack sensor faults*. [S.l.: s.n.], 2016.
- CNN. *Boeing relied on single sensor for 737 Max that had been flagged 216 times to FAA*. 2019. Disponível em: <<https://edition.cnn.com/2019/04/30/politics/boeing-sensor-737-max-faa/index.html>>.
- SARKER, T. et al. Conceptual design of a low cost flight data acquisition system for analyzing flight behavior of small unmanned aerial vehicles. In: *2016 19th International Conference on Computer and Information Technology (ICCIT)*. [S.l.: s.n.], 2016. p. 569–574. ISBN VO -.
- ISCOLD, P. et al. *Light Aircraft Instrumentation to Determine Performance, Stability and Control Characteristics in Flight Tests*. [S.l.: s.n.], 2004.
- SILVA, F. M. A. da; OLIVEIRA, P. H. I. A. de. Development of a data acquisition system for light airplanes flight tests. *18th International Congress of Mechanical Engineering*, 2005.
- PIENIAŹEK, J. et al. Integrated measurement system for UAV. In: *2015 IEEE Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace)*. [S.l.: s.n.], 2015. p. 431–436.
- KOPECKI, G.; RZUCIDŁO, P. Integrated modular measurement system for in-flight tests. v. 15, p. 53–60, 2014.

LUNDSTRÖM, D. et al. Subscale Flight Testing of a Generic Fighter Aircraft. In: . [S.l.: s.n.], 2016.

SOBRON, A. et al. Design and Testing of a Low-Cost Flight Control and Data Acquisition System for Unstable Subscale Aircraft. In: . [S.l.: s.n.], 2016.

RZUCIDŁO, P. et al. Flight Parameters Measurement System for PW6 in flight boundary layer mapping. In: . [S.l.: s.n.], 2014.

WENZ, A.; JOHANSEN, T. A.; CRISTOFARO, A. Combining model-free and model-based angle of attack estimation for small fixed-wing UAVs using a standard sensor suite. In: *2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. [S.l.: s.n.], 2016. p. 624–632. ISBN VO -.

Robert Bosch GmbH. *Sensor fusion software*. 2020. Disponível em: <<https://www.bosch-sensortec.com/software-tools/software/sensor-fusion-software/>>.

POPOWSKI, S.; DABROWSKI, W. Measurement and estimation of the angle of attack and the angle of sideslip. *Aviation*, v. 19, n. 1, p. 19–24, 2015. ISSN 18224180.

WIERINGA, J. *Evaluation and Design of Wind Vanes*. 1967. 1114–1122 p.

SIEMENS. *Star-CCM+ v.13.06 User Guide*. [S.l.], 2018.

APÊNDICE A – DESENHOS TÉCNICOS

1

2

3

4

A

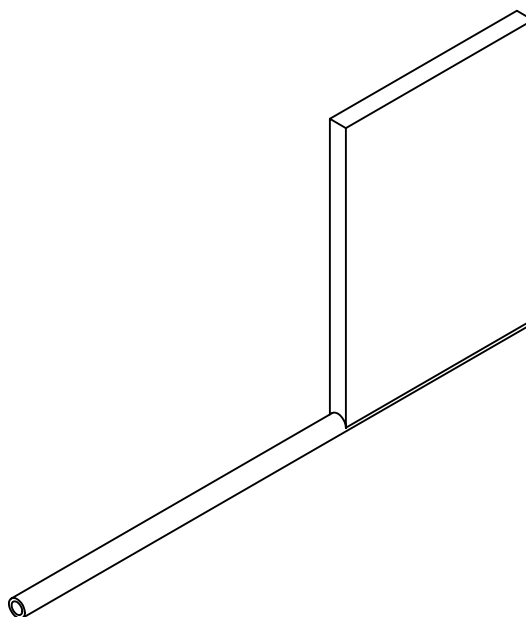
B

C

D

E

F




3,00


 $\varnothing 3,00$

48,50

35,00

95,00

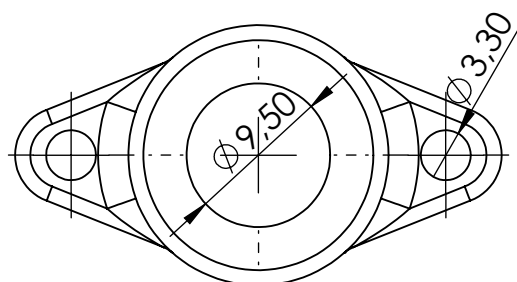
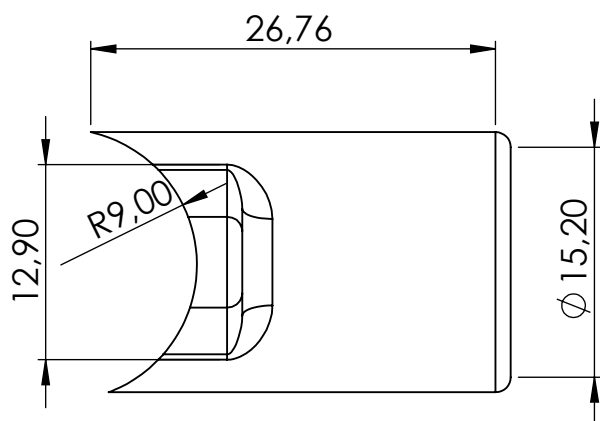
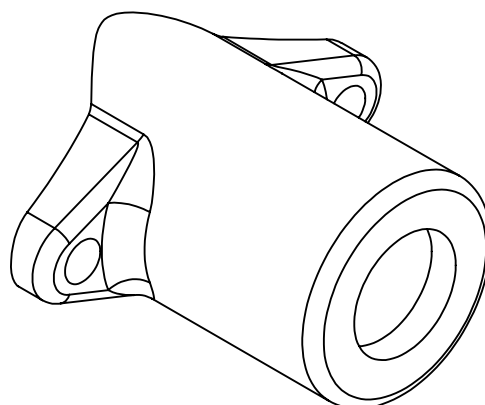
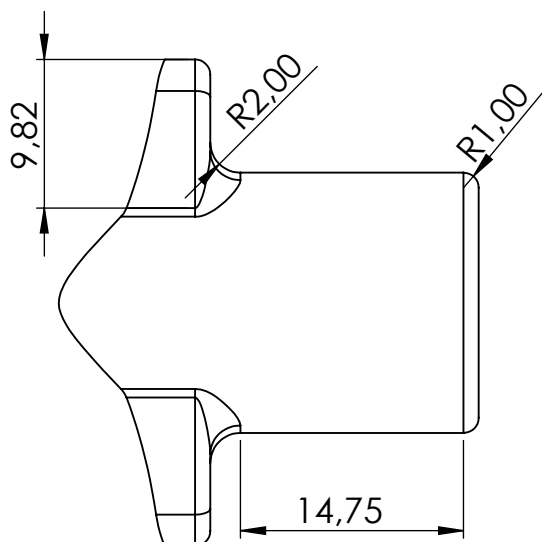
Material:		This drawing and any information or descriptive material set out on it are the confidential and copyright property of Company Name . © and MUST NOT BE DISCLOSED, COPIED, LOANED in whole or part or used for any purpose without the written permission of Company Name .	Description: Vane		
Finish:			Drawn by:	Drawn Date:	
Unless Otherwise Stated: Linear Tol.: ± 0.2 , Angular Tol.: $0^{\circ}15'$ Surface Finish: $0.8\mu\text{m}$ All Dimensions: mm			Checked/Approved by:	Checked/Approved Date:	
Drawing Scale: 1:1		Company Confidential			
Approx Weight: Kg	Drawing Produced In Accordance With: BS8888	Legal Owner: Company Logo	Part Number:		
Projection Method: THIRD ANGLE 	Sheet Size: A4	Company Name, Address and Tel. No e-mail address	Drawing Number:	Sheet: 1 of 1	Revision:

1

2

3

4



A


B

C

D

E

F

Material:		This drawing and any information or descriptive material set out on it are the confidential and copyright property of Company Name . © and MUST NOT BE DISCLOSED, COPIED, LOANED in whole or part or used for any purpose without the written permission of Company Name .	Description: Suporte encoder		
Finish:			Drawn by:	Drawn Date:	
Unless Otherwise Stated: Linear Tol.: ± 0.2 , Angular Tol.: $0^{\circ}15'$ Surface Finish: $0.8\mu\text{m}$ All Dimensions: mm		Document Type:	Checked/Approved by:		Checked/Approved Date:
Drawing Scale: 2:1		Company Confidential		Part Number:	
Approx Weight: Kg	Drawing Produced In Accordance With: BS8888	Legal Owner: Company Logo		Drawing Number:	
Projection Method: THIRD ANGLE 	Sheet Size: A4	Company Name, Address and Tel. No e-mail address		Sheet: 1 of 1	Revision:

1

2

3

4

A

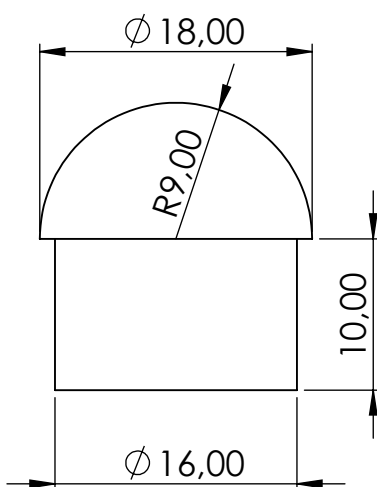
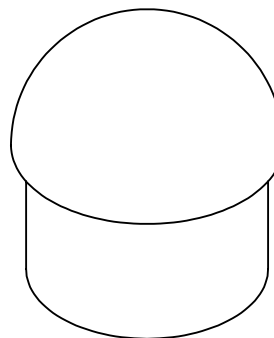
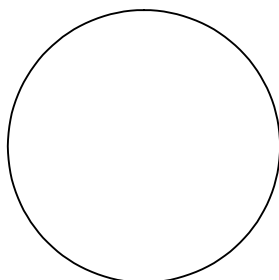
B


C

D

E

F



Material:		This drawing and any information or descriptive material set out on it are the confidential and copyright property of Company Name . © and MUST NOT BE DISCLOSED, COPIED, LOANED in whole or part or used for any purpose without the written permission of Company Name .	Description: Peça Frontal			
Finish:			Drawn by:	Drawn Date:		
Unless Otherwise Stated: Linear Tol.: ± 0.2 , Angular Tol.: $0^{\circ}15'$ Surface Finish: $0.8\mu\text{m}$ All Dimensions: mm			Document Type:			
Drawing Scale: 2:1		Company Confidential			Checked/Approved by:	Checked/Approved Date:
Approx Weight: Kg	Drawing Produced In Accordance With: BS8888	Legal Owner: Company Logo		Part Number:		
Projection Method: THIRD ANGLE 	Sheet Size: A4	Company Name, Address and Tel. No e-mail address		Drawing Number:	Sheet: 1 of 1	Revision:

1

2

3

4

A

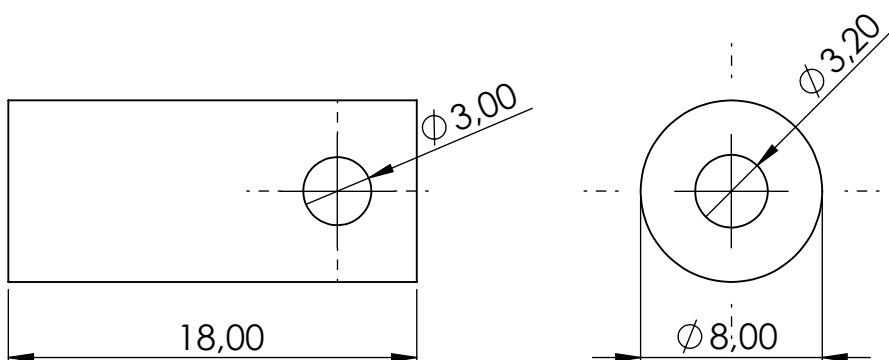
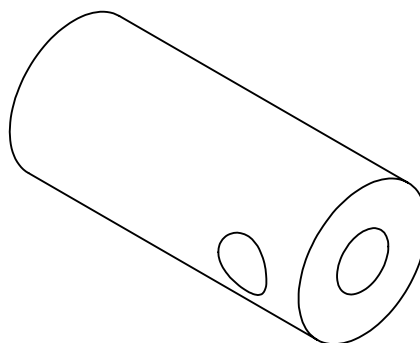
B


C

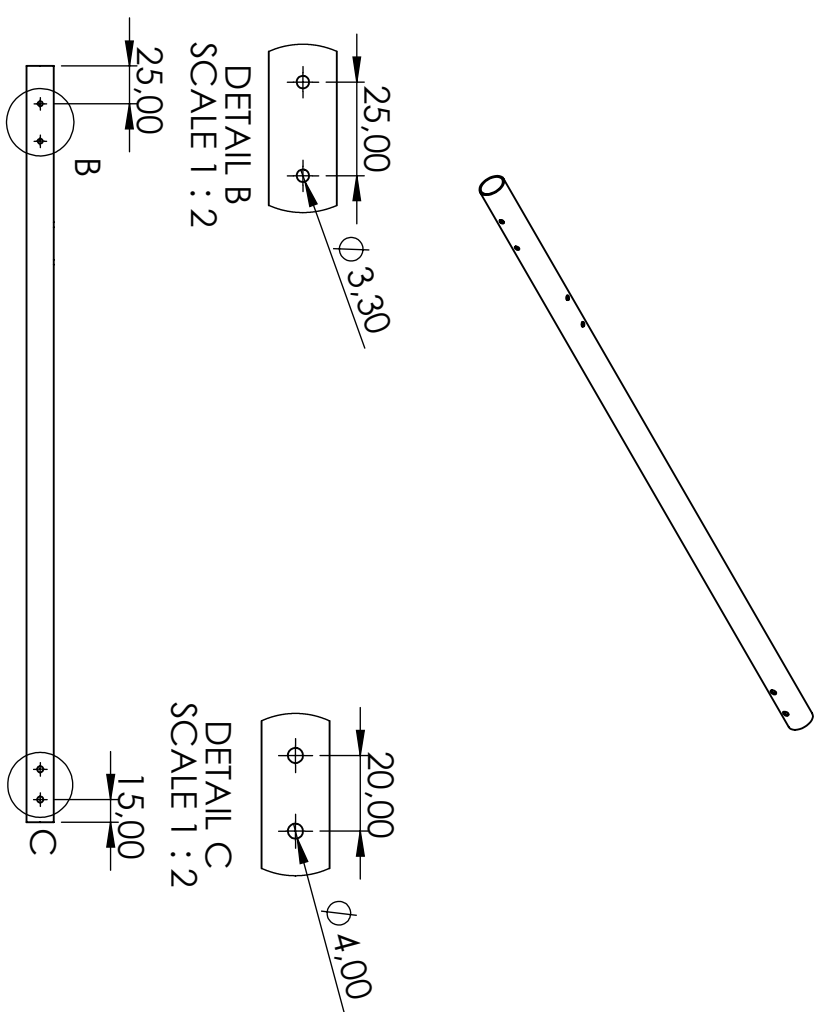
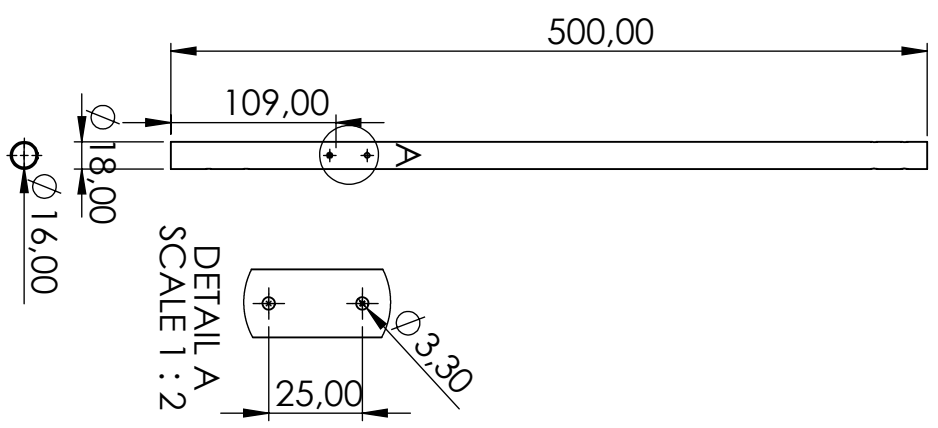
D

E

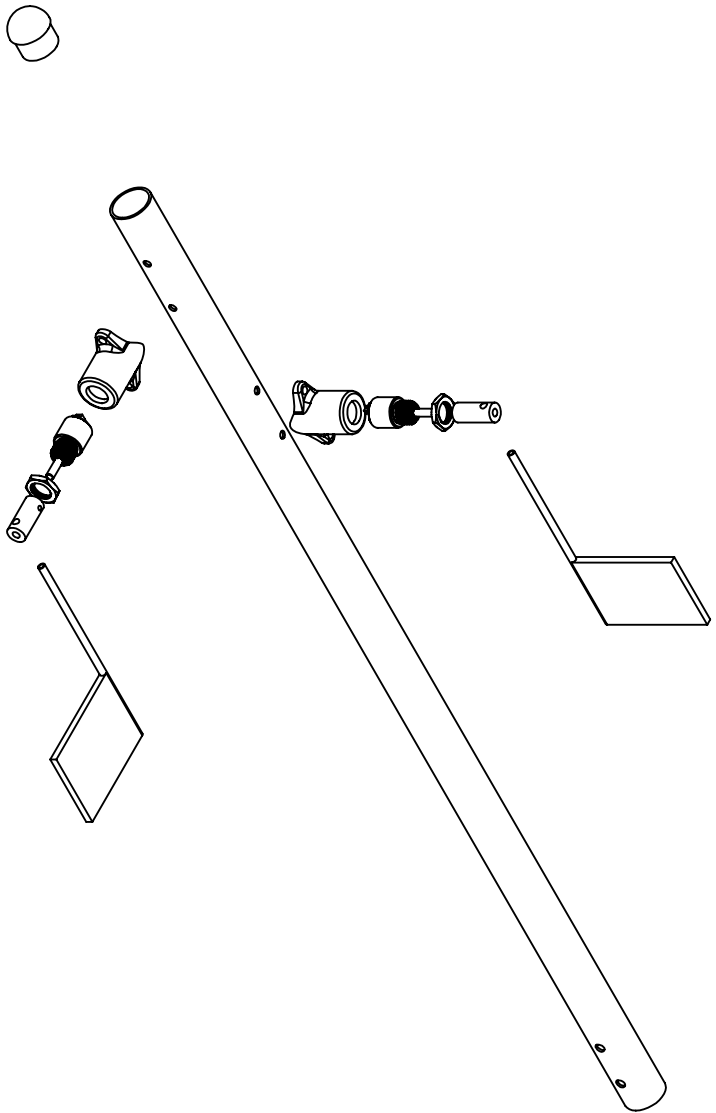
F



Material:		This drawing and any information or descriptive material set out on it are the confidential and copyright property of Company Name . © and MUST NOT BE DISCLOSED, COPIED, LOANED in whole or part or used for any purpose without the written permission of Company Name .	Description: Acoplamento		
Finish:			Drawn by:	Drawn Date:	
Unless Otherwise Stated: Linear Tol.: ± 0.2 , Angular Tol.: $0^{\circ}15'$ Surface Finish: $0.8\mu\text{m}$ All Dimensions: mm			Document Type:	Checked/Approved by:	Checked/Approved Date:
Drawing Scale: 3:1		Company Confidential			
Approx Weight: Kg	Drawing Produced In Accordance With: BS8888	Legal Owner:	Part Number:		
Projection Method: THIRD ANGLE 		Company Logo Company Name, Address and Tel. No e-mail address		Drawing Number:	Sheet: 1 of 1
Sheet Size: A4		Revision:			

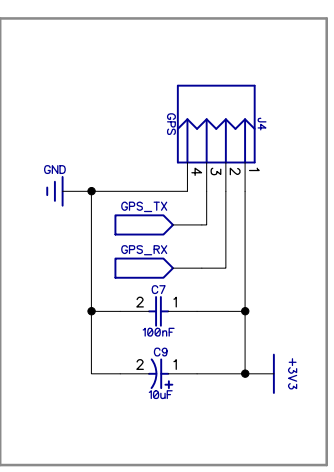
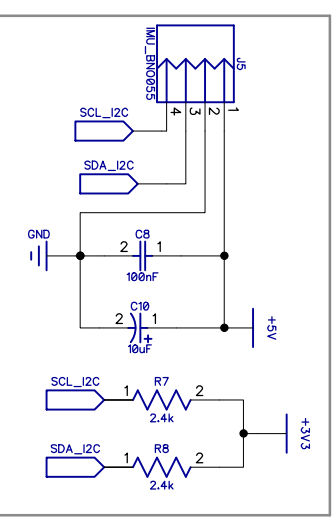
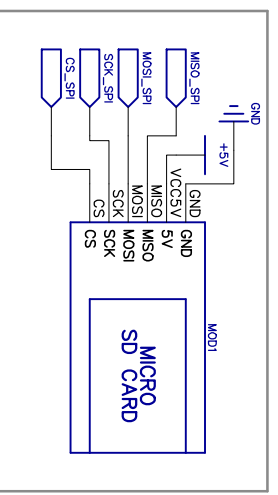
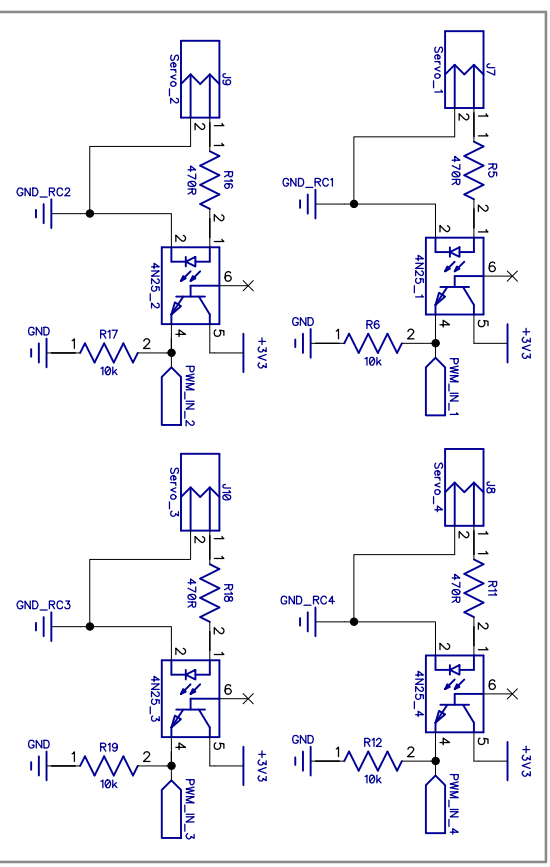
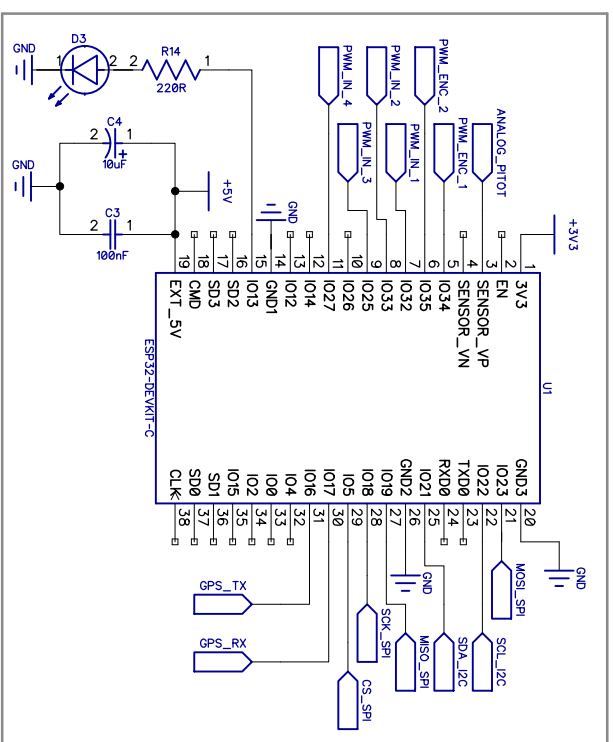
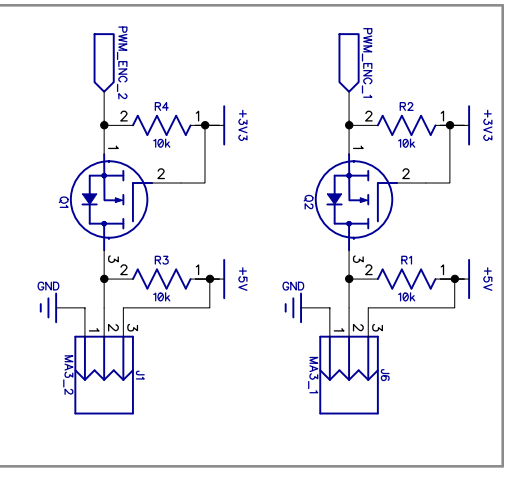
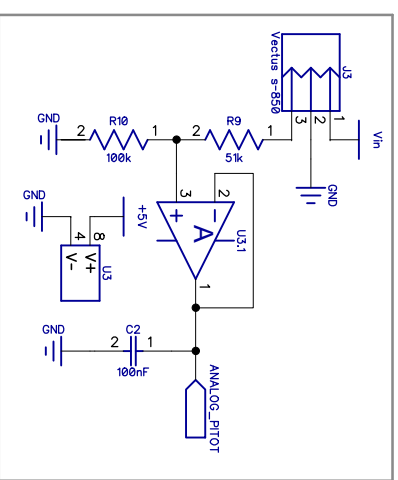
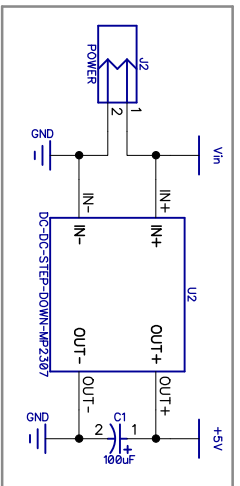


Material:		This drawing and any information or descriptive material set out on it are the confidential and copyright property of Company Name . © and MUST NOT BE DISCLOSED, COPIED, LOANED in whole or part or used for any purpose without the written permission of Company Name .		Description: Air boom	
Finish:		Document Type:		Drawn by:	
Unless Otherwise Stated: Linear Tol.: ±0,2; Angular Tol.: 0°15' Surface Finish: 0,8µm All Dimensions: mm		Company Confidential		Drawn Date:	
Drawing Scale: 1:5		Legal Owner: Company Name		Checked/Approved by:	
Approx Weight: Kg		Drawing Produced In Accordance With: BS8888		Checked/Approved Date:	
Projection Method: THIRD ANGLE		Sheet Size: A4		Part Number:	
		Company Name, Address and Tel. No e-mail address		Drawing Number:	
				Sheet: 1 of 1	
				Revision:	



Material:		This drawing and any information or descriptive material set out on it are the confidential and copyright property of Company Name . © and MUST NOT BE DISCLOSED, COPIED, LOANED in whole or part or used for any purpose without the written permission of Company Name .		Description:	
Finish:		Document Type:		Vista explodida	
Unless Otherwise Stated: Linear Tol.: ±0.2; Angular Tol.: 0°15' Surface Finish: 0.8µm All Dimensions: mm		Company Confidential		Drawn by:	
Drawing Scale: 1:3		Legal Owner:		Checked/Approved by:	
Approx Weight: Kg		Company Name, Address and Tel. No e-mail address		Drawn Date:	
Drawing Produced In Accordance With: 858888		Sheet Size: A4		Checked/Approved Date:	
Projection Method: THIRD ANGLE		Part Number:		Drawing Number:	
		Sheet Size: A4		Sheet: 1 of 1	
				Revision:	

APÊNDICE B – ESQUEMÁTICO



Encoder PWM

Servo PWM

Power

DP Analog Sensor

SD Card Module

IMU Bno055

GPS Module

Title: Sensoriamento em Voo

Size Number

Date

Filename

Rev

Drawn by

Sheet

1

2

3

4

1

2

3

4