

APARATO EXPERIMENTAL PARA MEDIDA DO CENTRO DE GRAVIDADE DE VANTS

Viníciu Heros De Andrade Moreira, vinicius-heros1111@hotmail.com¹

Lizandra Stepheny de França Santos, lizandrafranca@ufpi.edu.br¹

Karen Mirella Eleutério Alves Piauilino, karenpiauilino@ufpi.edu.br¹

Antônio Sales Coelho, antoniosales@ufpi.edu.br¹

Danilo Cesar Rodrigues Azevedo, danilo.azevedo@ufpi.edu.br¹

¹Universidade Federal do Piauí, Campus Universitário Ministro Petrônio Portella - Ininga, Teresina - PI, 64049-550

Resumo: Este trabalho caracteriza um aparato experimental feito para medir a posição do centro de gravidade (CG) de veículos aéreos não tripulados (VANTS) e valida a aplicação desse no projeto de aeronaves para a competição SAE BRASIL AeroDesign. Em geral, as equipes que participam dessa competição possuem carência de bancos de dados de inércia e centragem, sendo necessária a utilização de softwares de CAD ou de métodos analíticos empíricos, o que se mostra algo ineficiente nas etapas preliminares de concepção da aeronave. Portanto, a medição do CG de protótipos e modelos faz com que o ciclo de projeto seja executado com eficácia. Com base nisso, adota-se o método multi-pontual de pesagem para medição do CG, são utilizadas células de carga embutidas em uma bancada para calcular as coordenadas dos pontos de apoio e transmite-se esses dados a um microcontrolador que, por sua vez, encaminha o resultado a uma porta serial para ser exibido em um monitor de computador. Com base em testes de acurácia e repetição que utilizam métodos de análise estatística de incertezas e mitigação de erros sistemáticos, obteve-se resultados que apontam erro relativo de 0,46 % para medida de massa e erro absoluto entre 1,5 % e 0,6% do percentual da corda de referência da aeronave para a posição do CG. Conclui-se que o método e o conceito aplicado no aparato proposto se mostraram eficazes na obtenção de resultados satisfatórios.

Palavras-chave: Centro de Gravidade, Projeto Aeronáutico, Métodos Experimentais.

1. INTRODUÇÃO

A estimativa e a medição do centro de gravidade (CG) durante o projeto de veículos de transporte são tarefas indispensáveis para cumprimento do desempenho almejado e do controle de qualidade. Visto que projetar sistemas da mobilidade envolve na maioria dos casos requisitos descritos com base em parâmetros de peso e centragem. A sensibilidade ao posicionamento do CG é fundamental no projeto de aeronaves, pois conforme Iscold (2002) descreve: a posição e o passeio do CG é preponderante em análises de desempenho, cargas, estabilidade e controle.

No contexto da competição SAE BRASIL AeroDesign que envolve o projeto de veículos aéreos não tripulados (VANTS), a pontuação é determinada pela capacidade da aeronave de decolar com a maior carga útil e pela estimativa acurada dessa carga, sendo aplicado um fator de previsão na pontuação baseado na discrepância entre o valor previsto e o real. Além disso, a carga útil é dependente do posicionamento do CG, dado que a centragem interfere diretamente no desempenho em decolagem (Lowry, 1999). No geral, as equipes competidoras não possuem bancos de dados de inércia e centragem para previsões com a fidelidade adequada, o que leva à utilização de ferramentas de CAD ou de equações empíricas e gráficos encontrados na literatura (Roskam, 1989; Chai *et al.*, 1995 e Sadraey, 2009).

No entanto, devido à complexidade geométrica do conceito de uma aeronave e à incompatibilidade do escopo do Aaerodesign com os métodos empíricos disponíveis, essas abordagens tornam-se ineficientes em alimentar análises detalhadas e testes. Além disso, no projeto detalhado é necessário um método ágil e que seja possível validar previamente a confiabilidade dos dados. A adoção de métodos experimentais para obtenção do CG de protótipos e modelos faz com que as etapas avançadas sejam executadas com eficácia, uma vez que incorpora dados obtidos por medições no ciclo do projeto.

Os métodos experimentais comumente apresentados na bibliografia utilizam sensores para aferição de grandezas físicas e a partir de modelos e equações quantificam as coordenadas do CG. Em Barreto and Muñoz (2016) foram utilizados acelerômetros e princípios da dinâmica tridimensional para medir todas as propriedades inerciais, Modenini *et al.* (2018) propôs um método com inclinômetro biaxial para medições com satélites de pequeno porte, Gobbi *et al.* (2011) e Boyton

(2002) utilizaram células de carga e equilíbrio estático para quantificar o CG de veículos com o auxílio, respectivamente, de cabos e de apoios simples.

Para o aparato apresentado adotou-se o conceito mostrado por Boyton (2002) com o método conhecido por multi-pontual de pesagem que se destaca por atender a necessidade de agilidade, possibilita a validação prévia e tem baixo custo em comparação aos demais métodos. Dado o exposto, o presente trabalho tem por objetivo mostrar a caracterização e aplicação do aparato projetado para ser utilizado em ensaios de protótipos e modelos ao longo do projeto de aeronaves e durante a competição SAE BRASIL AeroDesign.

2. PROJETO DO APARATO PARA MEDIÇÃO DO CG

2.1 Conceito e Protótipos

O conceito do aparato é mostrado na Figura 1. São utilizadas células de carga (Figura 1a) em uma bancada para calcular as coordenadas dos pontos de apoio e transmite-se esses dados a um microcontrolador (Figura 1b) que por sua vez encaminha o resultado para ser exibido em um monitor de computador, como mostrado na Figura 1c. As saídas são dadas nos eixos da aeronave que são mostrados, sendo estes os eixos de medição.

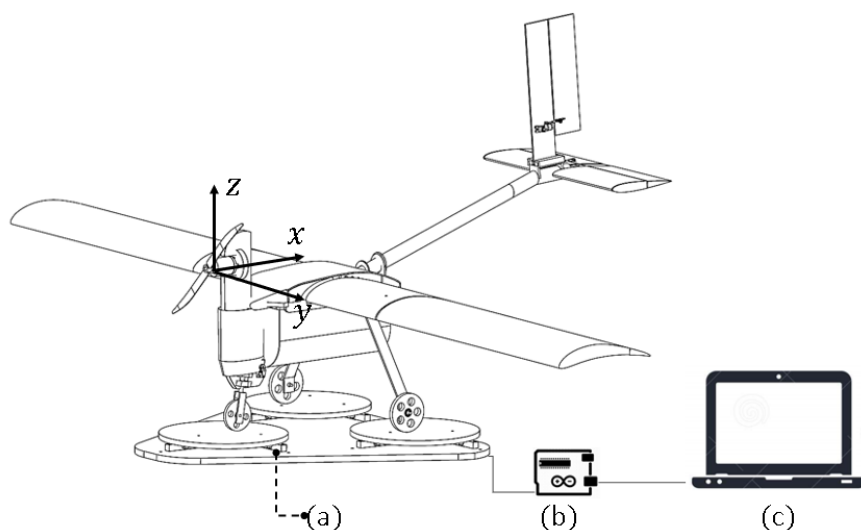


Figura 1: **Conceito do aparato. Fonte: Autores.**

As coordenadas do CG são dadas pelas Eq. 1 e 2 e foram obtidas a partir do equilíbrio mecânico (Hibbeler, 2016). Na Figura 4 tem-se o modelo utilizado para obter as equações, nas quais $\bar{y}$ e $\bar{x}$ são as coordenadas do CG, d é a largura, l é o comprimento, F_1 , F_2 e F_3 são as forças aplicadas em cada célula de carga. O sistema de coordenadas mostrado no modelo é chamado de sistema de eixos do instrumento.

$$\bar{y} = \frac{d(2F_2 + F_3)}{2P}. \quad (1)$$

$$\bar{x} = -\frac{lF_3}{P}. \quad (2)$$

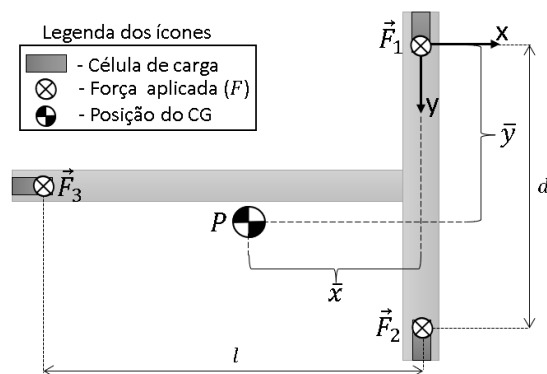


Figura 2: **Modelo bidimensional para o calculo das coordenadas do CG. Fonte: Autores.**

Um protótipo com 3 células de carga foi construído como prova de conceito, já a versão final do aparato possui a configuração com 9 células de carga, Figura 3 (a). O objetivo da configuração final é tornar o processo de medição mais versátil, de forma que não há necessidade de descrição do posicionamento do corpo nas bandejas, ou seja, a relação entre os eixos de medição e os do instrumento é determinada pelo sistema. Dessa forma, as células de carga foram organizadas em três conjuntos (A, B e C) e cada conjunto opera com seu próprio sistema de coordenadas (Figura 3b), sendo os eixos gerais do instrumento coincidentes com os eixos do conjunto C.

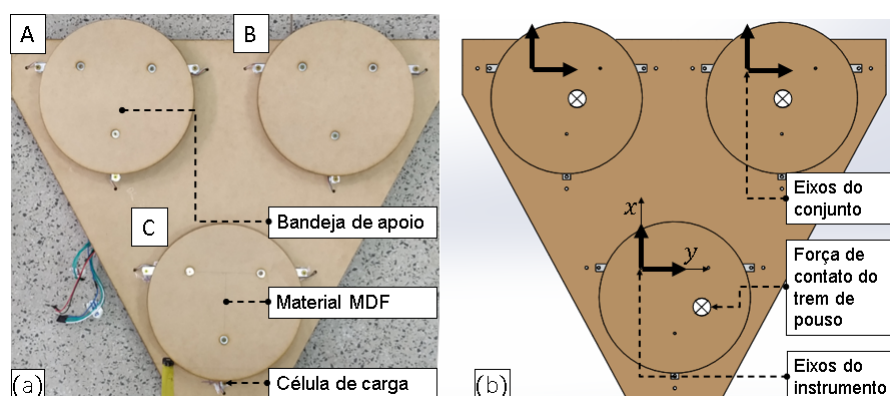


Figura 3: Versão final do aparato. Fonte: Autores.

Com o sistema de 9 células de carga, a aeronave deve ser posicionada de forma que cada roda entre em contato com cada uma das bandejas (em cada conjunto). O cálculo das coordenadas do ponto de aplicação das forças é feito primeiramente de forma local, isto é, nos respectivos sistemas de coordenadas de cada conjunto (mostrados pelos eixos em destaque na Figura 3b). Com esses dados é feita uma mudança do referencial local para o referencial global do instrumento.

2.2 Dispositivos de Medição

Segundo Stefanescu (2011) os transdutores (ou sensores) são uma das três classes de dispositivos de medição, assim com os processadores intermediários e dispositivos de saída. Os transdutores interagem diretamente com um fenômeno físico e codificam a grandeza a qual são sensíveis em um sinal eletrônico. As células de carga, por exemplo, são sensores que estão aptos a medir a aplicação de uma força pelos princípios de resistência elétrica e pela Lei de Hooke. No projeto, utilizou-se células de carga do tipo viga cantilever com capacidade de 5 kg Figura 4 (a), apresentando fator de segurança de 2,25, dado o peso máximo de 20 kg (SAE BRASIL AeroDesign, 2022). As especificações das células utilizadas são mostradas na Tabela 1.

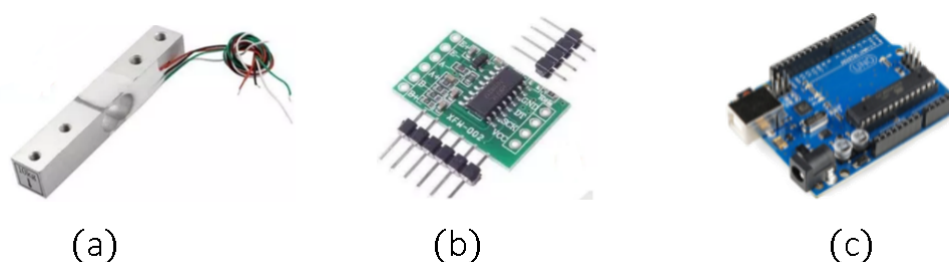


Figura 4: (a) Célula de carga do tipo viga. (b) módulo HX711. (c) Arduino uno®. Fonte: Google Imagens.

Tabela 1: Especificações das células de carga. Fonte: SNC datasheet (2010).

Característica	Dados
Aplicação	Testes de força, escala de cozinha, escala para pequenas variações de massa.
Erro relativo	0,05%
Sensibilidade	$1,0 \pm 0,1$ mV/V
Tensão de alimentação	5 a 10 V
Carga definitiva	150% do Fator de segurança

Para a leitura adequada é necessária a remodelagem da amplitude do sinal de saída. Para tanto, utilizou-se um dispositivo da segunda classe, o módulo amplificador HX711 Figura 4 (b). E por fim para exibição dos resultados adotou-se um microcontrolador como da Figura 4 (c).

2.3 Detalhes sobre *Firmware e Hardware*

O *Firmware* foi desenvolvido utilizando a IDE do Arduino e linguagem C++. A arquitetura do código é estruturada, utiliza programação funcional e a interface é a saída serial no monitor do computador. O fluxograma da figura 5 mostra que a interface é centrada no looping. A impressão dos dados medidos é feita numa frequência de 8MHz, o que permite ao usuário tarar e registrar medida em tempo real. Utilizou-se a biblioteca HX711.h para comunicação por meio das portas analógicas com o módulo amplificador.

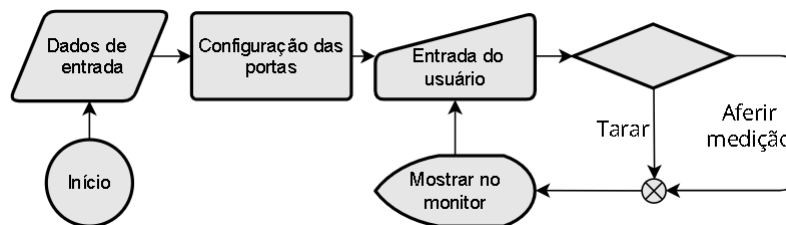


Figura 5: Fluxograma do código. Fonte: Autores.

Devido ao arduino utilizado ter apenas 6 portas analógicas, sendo necessárias 10 portas (1 para o tempo de ciclo e 9 para os sinais analógicos), utilizou-se um módulo digital multiplexador de 8 canais. Esse redireciona 6 entradas em uma única saída por meio de três variáveis de seleção e cada uma das entradas é acessada sequencialmente dentro de um único ciclo.

O multiplexador digital permite o recebimento dos sinais analógicos de 6 células, sendo duas de cada conjunto apresentado na Figura 3, dessa forma não há necessidade de conversão de sinal de analógico para digital uma vez que o circuito combinacional do multiplexador que é digital está separado do circuito onde ocorre a medição. Por fim, quanto a unidade da medição optou-se pela calibração de forma que a saída fosse em gramas, sabendo que as células de carga precisam apenas do fator de ganho para modular o sinal.

2.4 Requisitos do Projeto

Os requisitos do projeto do aparato são obtidos dos requisitos do projeto da aeronave que se pretende medir e da caracterização do instrumento em termos de acurácia, resolução, sensibilidade, repetibilidade e precisão.

O requisito do projeto da aeronave está relacionado à estabilidade longitudinal. Em que é verificada a tendência de voltar para o equilíbrio em torno do eixo y após sofrer uma perturbação durante o voo, isso requer um momento restaurador no centro de gravidade. Segundo Etkin and Reid (1959), é possível analisar a estabilidade adotando o critério de que a posição longitudinal do CG deve estar à frente do Ponto Neutro (PN) da aeronave. O PN é uma propriedade definida pela posição onde o momento resultante causado pelas forças aerodinâmicas não se altera com o ângulo de ataque, ou seja, com a direção do voo. Assim, a aeronave é longitudinalmente estável quando a Margem Estática (MS) definida na Eq. 3, é positiva.

$$MS = X_{PN} - X_{CG}. \quad (3)$$

Onde, x_{PN} é a coordenada longitudinal do PN, e x_{CG} a coordenada do CG. Esses são dados comumente como percentuais da corda de referência da asa.

Paralelo a isso, a tentativa de manter a margem estática positiva através de métodos conservadores pode prejudicar outras áreas como controle, desempenho em voo e em decolagem (Anderson Jr, 2015). Dessa forma, é preciso refino no posicionamento do CG para garantir que a missão seja executada e que a maior carga seja levantada. O aparato de medida do CG deve garantir, ainda com sua incerteza, que a margem seja a menor possível ou a mais adequada para que o objetivo se cumpra.

Os requisitos baseados na caracterização do instrumento devem levar em consideração a necessidade de medição de massa e de posição do CG de aeronaves rádio controladas para o escopo da competição. Dessa forma, requer-se repetibilidade nas medidas, isto é, o aparato deve de medir uma massa em diferentes posições dentro de cada conjunto obedecendo uma tolerância permitida de concordância entre elas. Também requer-se acurácia nas medidas de massa e coordenadas do CG, com a incerteza global dos três conjuntos em função da corda da asa da aeronave. Assim, apresentar os resultados em termos de critérios que quantificam os requisitos indicados é o suficiente para validar a aplicabilidade do aparato para testes e para ser utilizado na competição SAE BRASIL AeroDesign. Devido a medição do CG na coordenada z da Figura 1 não influenciar diretamente no requisito principal do projeto da aeronave a medição dela não foi inclusa no conceito do aparato, pois ainda que a medição possa ser feita com a simples inclinação do sistemas não seria um dado relevante para garantir os requisitos apresentados e causaria uma acréscimo na propagação de erro aleatório pela necessidade de mais etapas de cálculos. Por fim, a Tabela 2 lista os requisitos e o procedimento para cumprimento deles.

Tabela 2: **Requisitos do aparato.**

Índice	Requisito	Cumprimento
[1]	Estabilidade	Posição do CG a frente do PN
[2]	Acurácia	Validação experimental
[3]	Repetibilidade	Validação experimental

3. METODOLOGIA

3.1 Tratamento Estatístico do Erro

A partir do tratamento estatístico calculou-se as incertezas para qualificar os dados obtidos de medições. Segundo Taylor (1997), a melhor estimativa pode ser dada pela média dessas medidas e a incerteza dada por δx , com intervalo de confiança de 95%, pode ser estimada pela Eq. 4,

$$\delta x = \frac{2\sigma}{\sqrt{N}}. \quad (4)$$

Onde σ é o desvio padrão da amostra e N é a quantidade de medidas na amostra. A propagação do erro δQ gerada por operações entre as grandezas a e b é calcula pelas Eq. 5, no caso de adição ou subtração, e Eq. 6, no caso de multiplicação e divisão.

$$\delta Q = \sqrt{\delta a^2 + \delta b^2}. \quad (5)$$

$$\delta Q = |Q| \sqrt{\left(\frac{\delta a}{a}\right)^2 + \left(\frac{\delta b}{b}\right)^2}. \quad (6)$$

Por fim, quando se deseja comparar a medida feita por um determinado aparato ($a \pm \delta a$) com um valor padrão ($b \pm \delta b$) é utilizado o critério de concordância, dado pela desigualdade da Eq. 7,

$$\sqrt{\delta a^2 + \delta b^2} \geq |a - b|. \quad (7)$$

3.2 Calibração do instrumento

Para a calibração, foi feita a montagem de cada célula de carga ligada ao módulo HX711 e ao arduino da forma que é mostrada na Figura 6 (a). Em seguida, foi construída a bancada de fixação que serviu de auxílio na estabilização dos dados exportados pela célula de carga, cuja consta na Figura 6 (b).

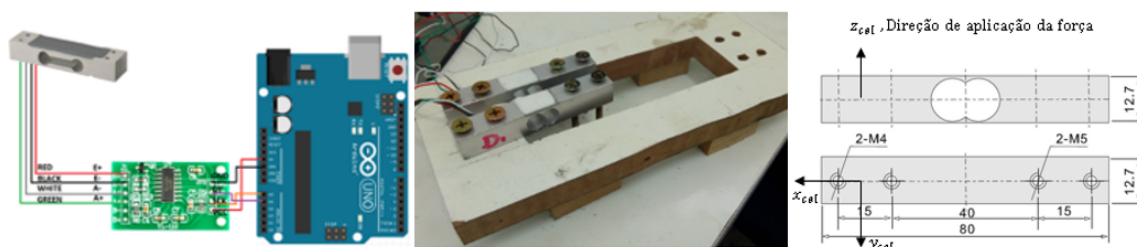


Figura 6: (a) Montagem das células de carga. (b) Bancada para extração das curvas de ganho. (c) Eixos selecionados para a célula de carga. Fontes: (a)Google imagens. (b) Autor. (c) SNC datasheet (2010).

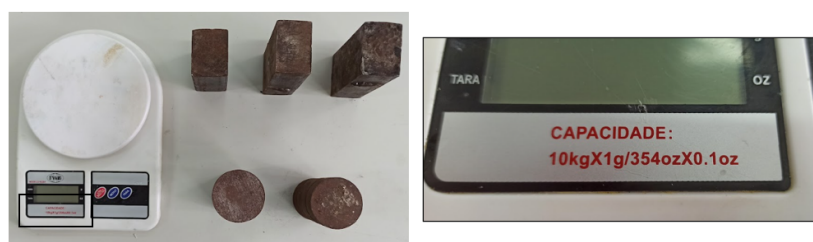


Figura 7: Balança e corpos de prova utilizados na calibração. Fonte: Autores.

Assim, através desses dados obteve-se as curvas de ganho (Figura 8) de cada célula e por meio do ajuste das curvas é possível adquirir o fator de ganho. Para computar as escalas utilizou-se corpos de prova de 200 g a 4 kg, com as medidas padrão aferidas com uma balança de cozinha (resolução de 1 g) mostrada na Figura . Conforme o procedimento do segundo item da Tabela 1, escolheu-se os eixos de medição do instrumento descritos na Figura 6 (c) e no processo de calibração este foi alinhado com o CG das massas. A partir dos dados dispostos a incerteza relativa máxima encontrada foi de 0,2%, seguindo o procedimento de cálculo de incertezas e utilizando a massa que resultou na maior incerteza calculou-se a propagação do erro no valor da escala e o resultado foi de 0,3%.

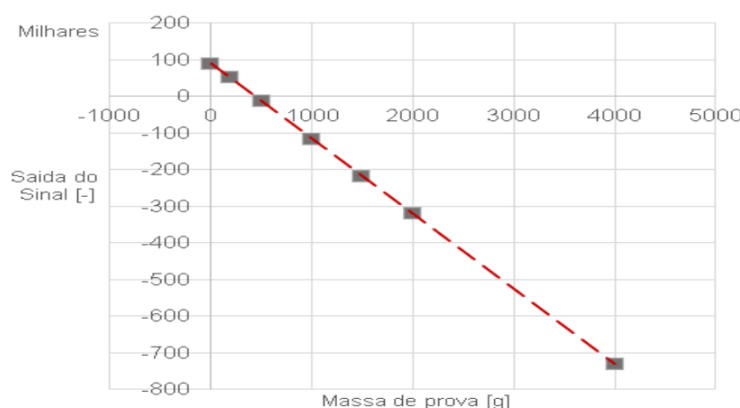


Figura 8: Exemplo de curva de ajuste. Fonte: Autores.

3.3 Estimativa e Mitigação do Erro Sistemático

Seguiu-se o método racional apresentado por Taylor (1997), que para calcular o valor das componentes sistemáticas do erro sistemático nas coordenadas do CG é assumida a propagação do erro advinda dos sensores e instrumentos utilizados para medição direta. Para o presente caso essas medidas são, os valores geométricos mostrados na Figura 9 feitas pelo paquímetro, para medir dimensões do instrumento, e o sinal da célula de carga.

Dessa forma, montou-se a árvore de propagação do erro mostrada na Figura 9, onde assumiu-se erro de 0,1 mm para as medidas com o paquímetro por se tratar da metade da resolução do instrumento e incluiu-se o valor de 0,3% de erro relativo devido ao processo de calibração apresentado na seção 3.2.

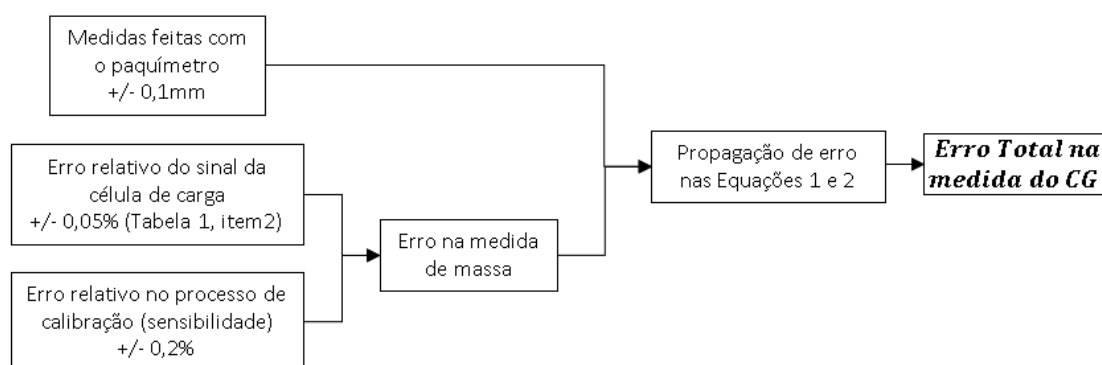


Figura 9: Fluxograma da estimativa do erro sistemático. Fonte: Autor

Para diminuição dos erros sistemáticos seguiu-se as medidas preventivas da bibliografia (Boyton, 1999 e Boyton, 2004), onde são listado os erros mais comuns e a contramedida para evita-los. Essas informações podem ser vistas na Tabela 3.

3.4 Premissas e Critérios de validação

A respeito das premissas para a caracterização do instrumento, baseia-se na previsibilidade e quantificação dos erros aleatórios, assim como na estimativa dos erros sistemáticos (conforme visto na seção 3.3). Além disso, para a componente sistemática do erro é estabelecida a redução do mesmo conforme o procedimento apresentado na Tabela 3, visto que os resultados e a verificação do objetivo do trabalho dependem dos requisitos mostrados e da previsibilidade do erro.

Quanto as premissas do modelo, tem-se a abordagem bidimensional em que as coordenadas do CG medidas são advindas da projeções ortogonal no plano definido pelos eixos do instrumento Figura 3, ou seja, é estabelecida a hipótese desse plano do instrumento estar paralelo ao plano xy da aeronave Figura 1.

Tabela 3: **Procedimentos para mitigação do erro. Fonte: (Boyton, 1999 e Boyton, 2004).**

Tipo de erro sistemático	Contramedida
Eixo de medição	Identificação correta dos eixos de medição.
Fixação	Consideração do posicionamento relativo dos eixos de medição e do instrumento.
Tara	Manter elementos de fixação (parafusos, abraçadeiras, etc.) na configuração de medição quando a tara for feita.
Configuração de voo	Usar configuração de voo como se a aeronave estivesse prestes a decolar.
Desbalanceamento	Manter o desbalanceamento do sistema de fixação o mínimo desejável.
Desalinhamento	Centralizar o CG da carga com os eixos do instrumento.
Capacidade mássica	Usar carga de mais de 2% da capacidade mássica do instrumento.
Acuracidade do instrumento	Usar instrumento com acuracidade mínima adequada e efetuar calibração de forma adequada.
Interpretação	Definir e apresentar simbologia e polaridade das coordenadas juntamente com os dados.

Para o requisito [2] de acurácia de massa utilizou-se os critérios de concordância não negativa e de erro relativo máximo dentro da margem de $\pm 0,5\%$, que para o peso máximo permitido na competição (20Kg) resulta no valor de 100g erro absoluto. Essa margem foi obtida através de uma análise de sensibilidade utilizando os requisitos de pontuação da classe regular listados nas seções 7.7 e 7.8 do regulamento mais recente (SAE BRASIL AeroDesign, 2022). O erro relativo representa a tolerância para garantir que fator de previsão de peso vazio (FPV), dado pela equação 8 e definido na seção 7.8.2 do regulamento, tenha pelo menos 99% do valor máximo.

$$FPV = 1,10 - 15 \times \left(\frac{Peso\ previsto - Peso\ real}{Peso\ previsto} \right). \quad (8)$$

Para o requisito [2] de acurácia do CG, utilizou-se o critério de que erro absoluto da posição do CG (de acordo com o exposto na seção 2.3) não deve ser maior que 2% da corda para a faixa de referência comum em aeronaves radio controladas (entre 200 e 500 mm) obtida a partir do histórico da competição.

Para o requisito [3] de repetibilidade de massa e posição do CG é adotado o critério de concordância não negativa para uma variação da massa padrão e para um deslocamento padrão na posição da massa de prova respectivamente.

3.5 Procedimento de medições

Para a repetibilidade, o método se deu através de dois testes: no primeiro, o teste de massa, uma mesma carga é colocada em posições aleatórias de cada conjunto e é averiguada a variação da medida.

No segundo é feito o mesmo procedimento do teste anterior, porém utiliza-se das medidas de localização do CG e através de uma alteração para uma nova posição averigua-se se a medida nova sofre a mesma variação, obedecendo a tolerância aceitável.

Para a acuracidade, foram utilizadas placas de madeira MDF com as geometrias mostradas na Figura 10 que foram fabricadas de madeira com 10 cm de espessura e foram cortadas com serra circular. Essas foram apoiadas de forma que tocassem os três conjuntos do aparato. A Figura 11 mostra duas delas sendo apoiadas em um único ponto para que fosse feita a medição da posição do CG pelo método de gravidade para servir de referência para o valor padrão. O valor padrão utilizado para o critério de concordância foi calculado com o centroide dos corpos de prova utilizados, visto que o material pode ser adequadamente aproximado como sendo isotrópico e homogêneo.

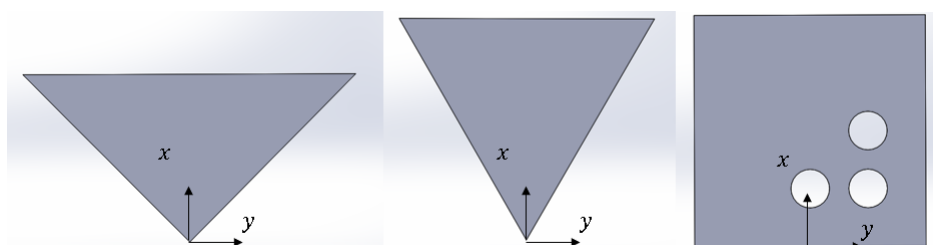


Figura 10: (a) Corpo de prova 1, (b) 2 e (c) 3. Fonte: Autor

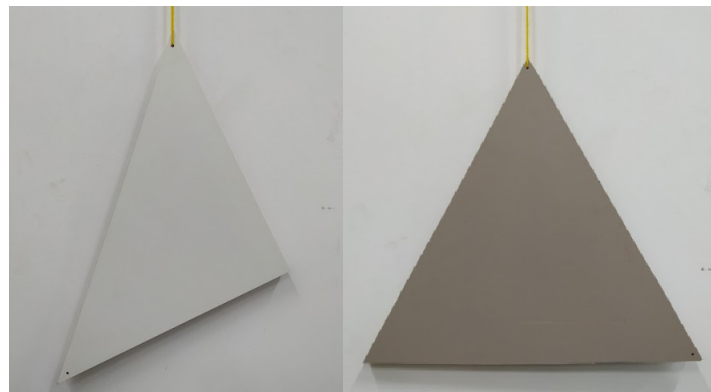


Figura 11: Corpos de prova 1 e 2 colocados apoiados por um ponto. Fonte: Autor

4. RESULTADOS

Os resultados de acurácia de massa de cada conjunto (A, B e C) do aparato (apresentados na Figura 3a) podem ser vistos na Tabela 4 e os de acurácia de posição do CG global na Tabela 5.

Tabela 4: **Resultado de acurácia da medida de massa.**

Conjunto	Valor padrão[g]			Valor medido[g]	Erro total absoluto [g]	Erro total relativo	Erro aleatório relativo (95% de confiança)	Concordância (dc-lcl)
A	2267	+/-	0,5	2273,5	7,3	0,32%	0,103%	0,83
	225	+/-	0,5	225,8	0,8	0,36%	0,187%	0,17
B	2278	+/-	0,5	2281,0	7,3	0,32%	0,096%	4,33
	225	+/-	0,5	225,5	0,8	0,37%	0,215%	0,45
C	1447	+/-	0,5	1449,5	4,8	0,33%	0,129%	2,36
	225	+/-	0,5	226,1	1,0	0,46%	0,342%	0,00

Tabela 5: **Resultados de acurácia de medida do CG.**

Corpo de prova	Valores padrão			Valores medidos				
	xcg [mm]			xcg [mm]	Erro [mm]	Erro em porcentagem da corda	Erro aleatório relativo	Concordância (dc-lcl)
1	147,0	+/-	0,5	149,5	2,5	1,3%	1,50%	0,05
2	202,0	+/-	0,5	200,0	3,0	1,5%	1,41%	1,04
3	184,2	+/-	0,5	185,5	1,5	0,8%	0,56%	0,28

Com base nas Tabelas 4 e 5 o requisito de acurácia é cumprido dado que o erro relativo máximo de massa em cada conjunto é menor que 0,5% e que o erro da posição do CG em percentual da corda de referência de 200 mm é sempre menor que 2%, assim como a quantificação da concordância é sempre maior ou igual a zero.

Os resultados de repetibilidade podem ser conferidos nas Tabelas 6 e 7. É possível verificar a partir dessas que o requisito de repetibilidade é cumprido dado que a concordância das variações é sempre maior ou igual a zero.

Tabela 6: **Resultado de repetibilidade na medida de massa.**

Conjunto	Variação no valor padrão [g]			Variação medida [g]	Erro propagado [g]	Concordância (dc-lcl)
A	2042	+/-	0,5	2047,7	7,3	1,7
B	2053	+/-	0,5	2055,4	7,3	4,9
C	1222	+/-	0,5	1223,3	4,9	3,6

Tabela 7: Resultado de repetibilidade da posição do CG.

Variação no valor padrão[mm]		Incerteza do instrumento [mm]	Variação na medida[mm]		Incerteza da medida [mm]	Concordância (dc-lcl)
-36,0	+/-	0,7	-36,0	+/-	0,5	0,87
-36,5	+/-	0,7	-36,0	+/-	0,5	0,37
-136,5	+/-	0,7	-137,0	+/-	1,9	1,56
-138,0	+/-	0,7	-139,0	+/-	2,0	1,09
-53,0	+/-	0,7	-53,5	+/-	0,8	0,54
-55,0	+/-	0,7	-55,5	+/-	0,8	0,56

5. CONSIDERAÇÕES FINAIS

Os resultados obtidos por meio dos testes de acuracidade e repetibilidade revelam que os valores numéricos que são dados pelo sistema de aquisição carregam significado e podem servir como base confiável ao longo do projeto de aeronaves da equipe no futuro. Quanto a repetibilidade da posição do CG os resultados mostram que o sistema apura corretamente a alteração na posição do corpo, podendo servir, portanto, para ajuste em tempo real da posição do CG da aeronave e para mapeamento do passeio do CG.

No que diz respeito aos desafios encontrados, a utilização de 9 células de carga gerou problemas técnicos com necessidade de manutenção frequente, o problemas com maiores reincidências foram: a interrupção na continuidade da execução causada pelo rompimento ou mal contato nos fios; e os módulos hx711 apresentando defeitos com partes dos seus circuitos internos comprometidos. Para o primeiro problema a solução que mitigou as ocorrências foi a troca das conexões por vias e conectores mais robustos. Quanto ao problema com os módulos, mesmo após revisões das ligações a frequência das ocorrências não foi significativamente reduzida e levantou-se as hipóteses de ser problema do fabricante, já que todos os que deram problema eram do mesmo modelo e fornecedor, ou de haver um fornecimento inadequado de corrente de alimentação para cada módulo, já que esses foram ligados em paralelo e alimentados pela porta de saída de 5V do Arduino. Porém nenhuma dessas hipóteses foram testadas ficando, portanto, a sugestão de um trabalho futuro que o faça. Ainda como sugestão de trabalhos, a medida da coordenada z do CG foi descartada desde o conceito do aparato caracterizado já que ela não influencia os requisitos de projeto e tão pouco a pontuação na competição, mas a utilização de critérios que sejam advindos de um modelo de estabilidade que inclua a posição vertical do CG pode ser suficiente para se justificar a inclusão dessa medida.

Por fim, sugere-se a caracterização e validação de um sistema com 3 células de carga. Esse se mostra um conceito aplicável já foi testado como protótipo nesse trabalho. Porém seria menos versátil, pois dependeria fortemente do posicionamento dos pontos de contato e a inclusão de mais medidas pelo usuário. Sendo portanto a versão mais indicada para atender à uma aeronave em específico e diminuiria os riscos de problemas com conexão e e com os módulos.

6. REFERÊNCIAS

- Anderson Jr, J.D., 2015. *Fundamentos de engenharia aeronáutica*. AMGH Editora.
- Barreto, J. and Muñoz, L., 2016. "Low uncertainty method for inertia tensor identification". *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 68, pp. 207–216.
- Boyton, R., 1999. "Mass properties measurement errors which could have been easily avoided". *Society of Allied Weight Engineers Virginia Beach*, Vol. 1.
- Boyton, R., 2002. "Mesuring three body axis cg of a motor". *Society of Allied Weight Engineers Virginia Beach*, Vol. 2.
- Boyton, R., 2004. "The seven secrets of accurate mass properties". *Society of Allied Weight Engineers Virginia Beach*, Vol. 3.
- Chai, S., Crisafulli, P. and Mason, W., 1995. "Aircraft center of gravity estimation in conceptual/preliminary design". In *Aircraft Engineering, Technology, and Operations Congress*. p. 3882.
- Etkin, B. and Reid, L.D., 1959. *Dynamics of flight*, Vol. 2. Wiley New York.
- Gobbi, M., Mastinu, G. and Prevati, G., 2011. "A method for measuring the inertia properties of rigid bodies". *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 25, No. 1, pp. 305–318.
- Hibbeler, R., 2016. "Statics & dynamics". *Mechanics*, Vol. 3.
- Iscol, P.H., 2002. "Introdução às cargas nas aeronaves". *Belo Horizonte, Brasil: Universidade Federal de Minas Gerais, CEA*.
- Lowry, J.T., 1999. *Performance of light aircraft*. AIAA.
- Modenini, D., Curzi, G. and Tortora, P., 2018. "Experimental verification of a simple method for accurate center of gravity determination of small satellite platforms". *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2018.
- Roskam, J., 1989. "Component weight estimation". *Airplane design*.
- Sadraey, M., 2009. "Aircraft configuration optimization through optimal longitudinal center of gravity range". In *9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO) and Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium (ANERS)*. p. 7024.

SAE BRASIL AeroDesign, C.T.d.C., 2022. "Regulamento da 24ª competição sae brasil aerodesign 2022". *Disponível em* :http://arquivos.saebrasil.org.br/Regulamento_SAE_BRASIL_AeroDesign_2022_Rev01.pdf, Vol. Revisão 01.

Stefanescu, D.M., 2011. *Handbook of force transducers: principles and components*. Springer Science & Business Media.

Taylor, J., 1997. *Introduction to error analysis, the study of uncertainties in physical measurements*.

7. RESPONSABILIDADE AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

EXPERIMENTAL APPARATUS FOR MEASURING THE CENTER OF OF VANTS GRAVITY

Viníciu Heros De Andrade Moreira, vinicius-heros1111@hotmail.com¹

Lizandra Stepheny de França Santos, lizandrafranca@ufpi.edu.br¹

Karen Mirella Eleutério Alves Piauilino, karenpiauilino@ufpi.edu.br¹

Antônio Sales Coelho, antoniosales@ufpi.edu.br¹

Danilo Cesar Rodrigues Azevedo, danilo.azevedo@ufpi.edu.br¹

¹Universidade Federal do Piauí, Campus Universitário Ministro Petrônio Portella - Ininga, Teresina - PI, 64049-550

Resumo: *This paper characterizes an experimental apparatus made to measure the position of the center of gravity (CG) of of unmanned aerial vehicles (UAVs) and validates its application in the design of aircraft for the SAE BRASIL AeroDesign competition. In general, the teams that participate in this competition lack inertial and inertia and centration databases, requiring the use of CAD software or empirical analytical methods, which This is inefficient in the preliminary stages of aircraft design. Therefore, measuring the CG of prototypes and models makes the design cycle run efficiently. Based on this, the multi-point method of method is adopted for measuring the CG, using load cells embedded in a bench to calculate the coordinates of the of the support points and transmit this data to a microcontroller, which in turn, forwards the result to a serial port to be displayed on a monitor. serial port to be displayed on a computer monitor. Based on accuracy and repeatability tests using methods of statistical analysis of uncertainties and mitigation of systematic errors, results indicate a relative error of 0.46 of 0.46% for mass measurement and absolute error between 1.5% and 0.6% of the percentage of the aircraft reference chord for the of the aircraft to the CG position. It is concluded that the method and the concept applied in the proposed apparatus showed effective in obtaining satisfactory results.*

Palavras-chave: *Center of Gravity, Airplane Design, Experimental methods*