

Universidade Federal de Goiás
Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação

Júlio Esteves de Matos Júnior

**PROJETO E DESENVOLVIMENTO DE PROTÓTIPO DE BANCADA
DE TESTES PARA GRUPOS MOTOPROPULSORES DE AERONAVES
REMOTAMENTE PILOTADAS**

Goiânia

2019

**TERMO DE CIÊNCIA E DE AUTORIZAÇÃO PARA DISPONIBILIZAR
VERSÕES ELETRÔNICAS DE TESES E DISSERTAÇÕES
NA BIBLIOTECA DIGITAL DA UFG**

Na qualidade de titular dos direitos de autor, não autorizo a Universidade Federal de Goiás (UFG) a disponibilizar, gratuitamente, por meio da Biblioteca Digital de Teses e Dissertações (BDTD/UFG), regulamentada pela Resolução CEPEC nº 832/2007, sem ressarcimento dos direitos autorais, de acordo com a Lei nº 9610/98, o documento conforme permissões assinaladas abaixo, para fins de leitura, impressão e/ou *download*, a título de divulgação da produção científica brasileira, a partir desta data.

1. Identificação do material bibliográfico:

Dissertação Tese monografia

2. Identificação da Tese ou Dissertação:

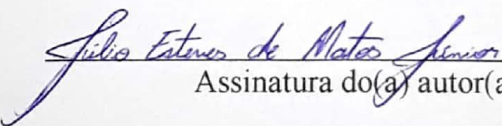
Nome completo do autor: Júlio Esteves de Matos Júnior

Título do trabalho: **PROJETO E DESENVOLVIMENTO DE PROTÓTIPO DE BANCADA DE TESTES PARA GRUPOS MOTOPROPULSORES DE AERONAVES REMOTAMENTE PILOTADAS**

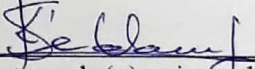
3. Informações de acesso ao documento:

Concorda com a liberação total do documento SIM NÃO¹

Havendo concordância com a disponibilização eletrônica, torna-se imprescindível o envio do(s) arquivo(s) em formato digital PDF da tese ou dissertação.


Assinatura do(a) autor(a)²

Ciente e de acordo:


Assinatura do(a) orientador(a)²

Data: 19 / 07 / 2019

¹ Neste caso o documento será embargado por até um ano a partir da data de defesa. A extensão deste prazo suscita justificativa junto à coordenação do curso. Os dados do documento não serão disponibilizados durante o período de embargo.

Casos de embargo:

- Solicitação de registro de patente;
- Submissão de artigo em revista científica;
- Publicação como capítulo de livro;
- Publicação da dissertação/tese em livro.

² A assinatura deve ser escaneada.

Júlio Esteves de Matos Júnior

**PROJETO E DESENVOLVIMENTO DE PROTÓTIPO DE BANCADA
DE TESTES PARA GRUPOS MOTOPROPULSORES DE AERONAVES
REMOTAMENTE PILOTADAS**

Projeto Final de curso, apresentado à
Universidade Federal de Goiás, como parte das
exigências para a obtenção do título de
Bacharel em Engenharia Mecânica

Orientador: Dr. Sigeo Kitatani Júnior

Goiânia

2019

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor, através do Programa de Geração Automática do Sistema de Bibliotecas da UFG.

Matos Júnior, Júlio Esteves de
PROJETO E DESENVOLVIMENTO DE PROTÓTIPO DE
BANCADA DE TESTES PARA GRUPOS MOTOPROPULSORES DE
AERONAVES REMOTAMENTE PILOTADAS [manuscrito] / Júlio
Esteves de Matos Júnior. - 2019.
55 f.: il.

Orientador: Prof. Dr. Dr. Sigeo Kitatani Júnior.
Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Universidade
Federal de Goiás, Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de
Computação (EMC), Engenharia Mecânica, Goiânia, 2019.

Bibliografia. Apêndice.

Inclui siglas, fotografias, símbolos, gráfico, tabelas, algoritmos,
lista de figuras, lista de tabelas.

1. Bancada de testes. 2. Instrumentação. 3. Grupos
motopropulsores. 4. Aeronaves remotamente pilotadas. 5. Aerodesign.
I. Júnior, Dr. Sigeo Kitatani, orient. II. Título.

CDU 621

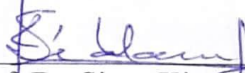
Júlio Esteves de Matos Júnior

**PROJETO E DESENVOLVIMENTO DE PROTÓTIPO DE BANCADA
DE TESTES PARA GRUPOS MOTOPROPULSORES DE AERONAVES
REMOTAMENTE PILOTADAS**

Projeto Final de curso, apresentado à
Universidade Federal de Goiás, como parte das
exigências para a obtenção do título de
Bacharel em Engenharia Mecânica

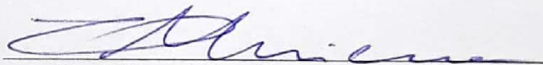
Goiânia, 15 de julho de 2019

BANCA EXAMINADORA



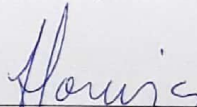
Prof. Dr. Sigeo Kitatani Júnior

Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação – UFG



Prof. Dr. Felipe Pamplona Mariano

Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação – UFG



Prof. Dr. Leonardo de Queiroz Moreira

Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação - UFG

RESUMO

Este trabalho apresenta o projeto e o desenvolvimento de protótipo de uma bancada de testes para grupos motopropulsores (GMP's) de aeronaves remotamente pilotadas (RPA) que atende às necessidades para desenvolvimento da área de desempenho dos projetos da equipe de Aerodesgin da Universidade Federal de Goiás (UFG) – Aerodactyl. O principal objetivo da bancada é a medição da força de empuxo gerada pelo grupo motopropulsor quando configurado com diferentes hélices, além da rotação, torque e potência, a bancada comporta todos os equipamentos, instrumentos e componentes necessários para o funcionamento do GMP e de aquisição de dados, e foi fabricada em sua maior parte nas dependências dos laboratórios da Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação (EMC - UFG). Ao longo deste trabalho serão apresentados a fundamentação teórica acerca do desempenho de aeronaves, a metodologia de projeto, os desenhos de layout da bancada, os equipamentos, instrumentos, componentes utilizados e os resultados dos testes realizados, utilizando-se o motor OS 61 FX da equipe Aerodactyl. A bancada se mostrou confiável e segura durante os testes, de fácil instrumentação no que diz respeito à obtenção dos dados de empuxo (força), porém de difícil tratamento dos dados para aquisição de rotação, além de ser possível utilizá-la para outros modelos de motores, por exemplo, motores elétricos de drones. Os resultados adquiridos com o teste do motor OS 61 FX apresentaram empuxo próximo a 5 kgf (49 N) quando em rotações acima de 12.000 rpm, e possibilitaram observar o comportamento do GMP configurado com quatro hélices diferentes.

Palavras-chave: Bancada de testes, Instrumentação, GMP's, RPA , Aerodesign.

ABSTRACT

This work presents the design and development of a prototype of a test stand for powertrains (GMP) of remotely piloted aircraft (RPA) that meets the needs for development of the area of project performance of the aerodesign team of the Federal University of Goiás (UFG) – Aerodactyl. The main purpose of the bench is to provide the thrust force generated by the power unit when configured with different propellers in addition to rotation, torque and power, the bench contains all the equipment, instruments and components necessary for the powertrain operation and data acquisition, and was manufactured mostly in the laboratories of the Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação (EMC - UFG). Throughout this work will be presented the theoretical basis for the aircraft performance, the project methodology, the layout drawings of the bench, the equipment, instruments, components used and the results of the tests performed using the motor OS 61 FX of Aerodactyl team. The bench proved to be reliable and safe during the tests, easy to instrumentate in terms of obtaining the thrust data, but difficult to treat the data for rotation acquisition, and it is possible to use it for other models of motors, for example, drone electric motors. The results obtained with the test of the engine OS 61 FX presented thrust near to 5 kgf (49 N) when in rotations above 12,000 rpm, and made possible to observe the behavior of the configured GMP with four different propellers.

Keywords: Test bench, Instrumentation, GMP's, RPA, Aerodesign.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Decolagem do 14 Bis no campo de Bagatelle, 1906. Airbus A380.....	9
Figura 2 - (a) Aeronave com configuração tractor - Cirrus SR22. (b) Aeronave com configuração pusher - Icon.....	12
Figura 3 - Diagrama de aeronave submetida às forças naturais do movimento translacional..	13
Figura 4 – Curva de empuxo necessário com a variação do ângulo de ataque e da velocidade do escoamento.....	15
Figura 5 – Ilustração de uma hélice, mostrando a variação da inclinação dos aerofólios ao longo da pá.....	16
Figura 6 - Diagrama de metodologia de projeto.....	20
Figura 7 - Transdutor de força composto por duas vigas biengastadas.....	22
Figura 8 - Disposição dos extensômetros na ponte de Wheatstone.....	23
Figura 9 - Configuração do transdutor de força montado na bancada.....	24
Figura 10 - Transdutor de força empregado.....	24
Figura 11 - Condicionador A/D HX 711.....	25
Figura 12 - Microcontrolador Arduino Nano V3.0 Atmega328.....	26
Figura 13 - Sensor de rotação HOA 1406 – 003.....	27
Figura 14 - Bancada de testes das equipes Poli-USP.....	28
Figura 15 - RCBenchmark Serie 1520.....	28
Figura 16 - Desenho inicial da bancada de teste montada.....	29
Figura 17 - Diagrama de corpo livre da estrutura.....	30
Figura 18 - Motor utilizado para os testes da bancada.....	30
Figura 19 - Layout final da bancada de teste montada.....	32
Figura 20 - Curva 1 de força de empuxo - hélice 12 x 6.....	33
Figura 21 - Curva 2 de força de empuxo - hélice 12 x 6.....	34
Figura 22 - Curva 3 de força de empuxo - hélice 12 x 6.....	34
Figura 23 - Curva 4 de força de empuxo - hélice 12 x 6.....	35
Figura 24 - Curva 5 de força de empuxo - hélice 12 x 6.....	35
Figura 25 - Curva 1 de força de empuxo e rotação - hélice 12.25 x 3.75.....	36
Figura 26 - Curva 2 de força de empuxo e rotação - hélice 12.25 x 3.75.....	36
Figura 27 - Curva 3 de força de empuxo e rotação - hélice 12.25 x 3.75.....	37
Figura 28 - Curva 1 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 4.....	37
Figura 29 - Curva 2 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 4.....	38

Figura 30 - Curva 3 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 4.....	38
Figura 31 - Curva 1 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 6.....	38
Figura 32 - Curva 2 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 6.....	39
Figura 33 - Curva 3 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 6.....	39

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Características técnicas e operacionais do transdutor de força empregado.....	24
Tabela 2 - Características técnicas e operacionais do condicionador de sinais empregado.....	25
Tabela 3 - Características técnicas e operacionais do microcontrolador empregado.....	26
Tabela 4 – Componentes utilizados para montagem da bancada, valores e fornecedores.....	31
Tabela 5 – Comparativo entre resultados.....	40

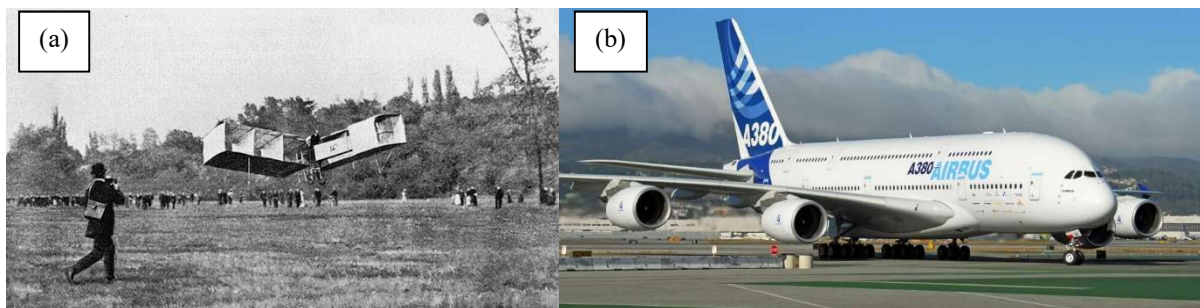
SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO.....	9
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	10
2.1 AERONAVES REMOTAMENTE PILOTADAS.....	10
2.2 GRUPOS MOTOPROPULSORES.....	11
2.3 EMPUXO.....	12
2.3.1 EMPUXO NECESSÁRIO.....	14
2.3.2 EMPUXO DISPONÍVEL.....	15
2.3.3 EFICIÊNCIA DE HÉLICES.....	16
2.3.4 MEDIÇÃO DE EMPUXO DISPONÍVEL.....	17
2.4 POTÊNCIA.....	17
2.4.1 POTÊNCIA NECESSÁRIA.....	18
2.4.2 POTÊNCIA DISPONÍVEL.....	18
2.4.3 MEDIÇÃO DE POTÊNCIA DISPONÍVEL.....	18
2.4.3.1 MEDIÇÃO DE TORQUE.....	18
2.4.3.2 MEDIÇÃO DE ROTAÇÃO.....	19
3.PROJETO.....	19
3.1 METODOLOGIA.....	19
3.2 AQUISIÇÃO DE EMPUXO.....	22
3.3 AQUISIÇÃO DE ROTAÇÃO.....	26
3.4 DETERMINAÇÃO DE LAYOUT.....	27
3.5 DIMENSIONAMENTO DOS COMPONENTES.....	29
4.DESENVOLVIMENTO DE PROTÓTIPO.....	31
4.1 MATERIAIS.....	31
4.2 MONTAGEM.....	32
5.RESULTADOS.....	33
6.CONCLUSÃO.....	40
REFERÊNCIAS.....	42
APÊNDICE A.....	44
APÊNDICE B.....	48

1. INTRODUÇÃO

Desde a apresentação do 14 Bis, na Figura 1 (a), primeira aeronave mais pesada que o ar e montada com um único motor de 38,6 kW (50 cv) decolou em Paris, França, em 23 de outubro de 1906 comandada pelo brasileiro Alberto Santos Dumont, (de BARROS, 2006), até os dias atuais em que são projetadas e produzidas aeronaves como o Airbus A380 apresentado na Figura 1 (b), montada com quatro motores Rolls Royce de 311 kN de empuxo, totalizando 1.245 kN de empuxo, e comportando, dependendo de sua configuração, 853 passageiros, (AIRBUS, 2018 e ROLLS ROYCE, 2018), nota-se a evolução dos projetos de engenharia aeronáutica.

Figura 1 – (a) Decolagem do 14 Bis no campo de Bagatelle, 1906. (b) Airbus A380



Fonte: de Barros (2006) e Airbus (2018).

Nesta mesma linha de desenvolvimento de tecnologias para a indústria aeronáutica a Society of Automotive Engineers - SAE Brasil (SAE, 2019) realiza anualmente a competição Aerodesign, que possibilita a universitários de todo o país apresentarem projetos de aeronaves cargueiras rádio controladas. Para o desenvolvimento de projetos aeronáuticos, ou, mais especificamente, em projetos de aerodesign, conforme o Regulamento SAE Brasil Aerodesign (2019), sete áreas de projetos são levadas em consideração para sua elaboração: Integração de Projeto, Aerodinâmica, Desempenho, Estabilidade e Controle, Cargas e Aeroelasticidade, Estruturas e Ensaio Estruturais, e Projeto Elétrico.

Segundo ANDERSON (2015), o desenvolvimento de projetos aeronáuticos passa por três fases: projeto conceitual, no qual a partir de objetivos concretos e restrições vagamente definidas são estipulados a forma geral, tamanho, peso e desempenho da aeronave; projeto preliminar, no qual são realizadas alterações no layout de configuração a partir de análises estruturais, análises aerodinâmicas etc.; e projeto de detalhes, no qual ocorrem os projetos exatos de cada estrutura da aeronave para fabricação e montagem. No contexto do presente trabalho, a área de projeto de desempenho está situada dentro da fase de projeto conceitual e preliminar apresentadas.

A equipe Aerodactyl, constituída por estudantes da UFG (AERODACTYL, 2019), projeta e fabrica anualmente aeronaves seguindo o regulamento do campeonato da SAE, sendo que para o ano de publicação deste trabalho e para os próximos a bancada elaborada no presente trabalho será utilizada para o desenvolvimento da área de projeto de desempenho da equipe, tratando das características do Grupo Motopropulsor – GMP testado. Especificamente na área de Desempenho, a força de empuxo disponível e a potência disponível para voo nivelado e não acelerado são os dois parâmetros mais importantes a serem especificados.

Para tanto, a proposta inicial do trabalho foi elaborar um layout de bancada que permitisse o correto funcionamento do GMP, em condições seguras, e que pudesse comportar em um único volume todos os equipamentos, instrumentos e componentes necessários para cumprir seu objetivo, além dos seguintes requisitos: fornecer a força de empuxo média líquida gerada pelo GMP, testar modelos de motores elétricos e de combustão de variadas marcas e modelos, viável economicamente, quando comparado com bancadas comerciais existentes e possível de ser fabricada nas dependências dos laboratórios da EMC/UFG.

No presente trabalho é proposta a elaboração de projeto e desenvolvimento de protótipo de uma bancada de testes para os grupos moto-propulsores (GMP) utilizados pela equipe Aerodactyl que participa regularmente da competição Aerodesign, de forma que seja capaz de medir a força de empuxo e potência disponível, característica específica de cada GMP. De posse dos dados citados acima, é possível compará-los com empuxo e potência necessária, característica específica de cada aeronave e missão.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 AERONAVES REMOTAMENTE PILOTADAS

As aeronaves remotamente pilotadas podem ser classificadas segundo PECHARROMÁN e VEIGA (2015) como Drone, VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado), RPA (Remotely-Piloted Aircraft/ em português, Aeronave Remotamente Pilotada) e RPAS (Remotely-Piloted Aircraft Systems). O termo Drone, originado nos Estados Unidos da América (EUA) e difundido mundialmente para caracterizar todo e qualquer objeto voador não tripulado para qualquer propósito, origem ou característica é considerado genérico, sem amparo técnico ou definição na legislação nacional. O termo VANT é a terminologia oficial prevista pelos órgãos reguladores brasileiros do transporte aéreo para definir este tipo de plataforma, a qual caracteriza-se por toda aeronave projetada para operar sem piloto a bordo com carga útil embarcada, porém de caráter não recreativo. O termo RPA uma subclasse de VANT a qual é caracterizada pela condição da ausência do piloto a bordo, mas presente no

controle remoto da aeronave através de uma interface qualquer (computador, dispositivo digital, controle remoto etc.). O termo RPAS nada mais é do que um sistema RPA, mas referido quando é considerado todos os recursos do sistema que o possibilita voar: estação de pilotagem remota, link ou enlace de comando que possibilita o controle da aeronave, equipamentos de apoio etc.

PECHARROMÁN e VEIGA (2015) apresentam uma perspectiva comercial do setor de VANTs no mercado brasileiro e no mercado mundial. Segundo os autores, ainda não há dados oficiais sobre o tamanho do mercado da plataforma no Brasil, porém, é possível observar como estão as aplicações desses veículos no mercado nacional.

Ainda sobre o estudo dos autores, foram identificadas 19 empresas atuando como fabricantes de aeronaves no Brasil, sendo 15 especificamente fabricantes de VANTs. Deve-se destacar que nem todas as aeronaves em uso foram produzidas no próprio país (boa parcela é de origem chinesa, europeia ou norte-americana). Até a data de publicação do estudo de PECHARROMÁN e VEIGA (2015), a totalidade das empresas fabricantes de aeronaves estão concentradas nos estados do sul e do sudeste, sendo uma em Minas Gerais (MG), uma no Paraná (PR), duas no Rio de Janeiro (RJ), três no Rio Grande do Sul (RS) e doze em São Paulo.

As aplicações no mercado nacional são expressivas pelo segmento de defesa, agrícola e de mídia e entretenimento. Mais especificamente, o segmento de defesa, através das forças armadas, utiliza a plataforma para o monitoramento de fronteiras e locais; o segmento agrícola para supervisão de safra, análise de solo e de campo, avaliação de saúde da cultura e pulverização da lavoura; e o segmento de mídia e entretenimento para fotografia e filmagens aéreas, publicidade, espetáculos e efeitos especiais.

2.2 GRUPOS MOTOPROPULSORES

Uma definição genérica de Grupo Motopropulsor é apresentada por HOMA (2014) como o conjunto dos componentes de uma aeronave que fornece tração necessária ao voo. O modelo de propulsão composto por motor convencional-hélice apresenta diferentes configurações para montagem em uma aeronave, seja ela tripulada ou não. As duas configurações mais observadas são a “Tractor”, representada pela Figura 2 (a), na qual a hélice é montada na parte frontal do motor, de forma que esta produz tração puxando a aeronave através do ar, e a “Pusher”, representada pela Figura 2 (b), na qual a hélice é montada na parte traseira ou dianteira do motor, entretanto atrás da estrutura da aeronave, de forma que esta produz tração empurrando a aeronave através do ar.

Figura 2 – (a) Aeronave com configuração tractor. (b) Aeronave com configuração pusher



Fonte: CIRRUS Aircraft (2018) e ICON Aircraft (2018).

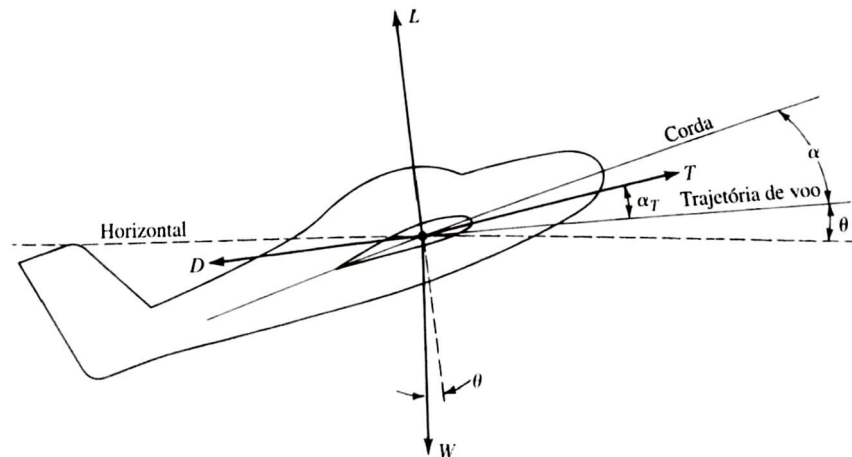
As hélices, assim como as asas de aeronaves, têm em comum o fato de serem compostas por seções de aerofólio projetadas para gerar uma força aerodinâmica, o empuxo. Enquanto a força aerodinâmica da asa fornece a sustentação para manter a aeronave no ar, a força aerodinâmica da hélice fornece o empuxo para empurrar ou puxar a aeronave através do ar.

2.3 EMPUXO

No estudo de desempenho de aeronaves, é necessário estabelecer as equações que governam seu movimento translacional em voo. Para que essas equações sejam definidas, a aeronave é tratada como um corpo rígido no qual são exercidas quatro forças naturais: sustentação, arrasto, empuxo e peso. O estudo das forças naturais forma o cerne da dinâmica de voo, uma disciplina fundamental da engenharia aeroespacial, na qual está inserido o estudo do desempenho de aeronaves e conseqüentemente da força de empuxo.

Para facilitar o desenvolvimento das equações de movimento translacional, a Figura 3 apresenta um diagrama de corpo livre de uma aeronave tratada como corpo rígido e submetida às quatro forças naturais citadas acima. Onde, a sustentação L , é perpendicular à direção da trajetória de voo; o arrasto D , é paralelo à direção da trajetória de voo; o peso W , atua verticalmente em direção ao centro da terra; o empuxo T , em geral fica inclinado em um ângulo α em relação à trajetória de voo; a trajetória de voo (direção do movimento translacional) está inclinada em um ângulo θ em relação à linha do horizonte; a corda média está inclinada em um ângulo α em relação à linha de trajetória de voo; e a linha da direção da força de empuxo está inclinada em um ângulo α_T em relação à trajetória de voo.

Figura 3 – Diagrama de aeronave submetida às forças naturais do movimento translacional



Fonte: ANDERSON (2015).

Utilizando a segunda lei de Newton tem-se a análise das forças na direção paralela à trajetória e perpendicular à trajetória respectivamente mostradas nas Equações 1 e 2:

$$\sum F_{\parallel} = ma = m \frac{dV}{dt} \text{ (Paralela)} \quad (1)$$

$$\sum F_{\perp} = ma = m \frac{V^2}{r_c} \text{ (Perpendicular)} \quad (2)$$

Onde, m é a massa do corpo em [kg], a é a aceleração do corpo em [m/s^2], V é a velocidade do corpo em [m/s] e r_c é o raio de curvatura da trajetória do corpo em [m].

De acordo com o diagrama de corpo livre apresentado pela Figura 3 os somatórios de forças ficam:

$$\sum F_{\parallel} = T \cos \alpha_T - D - W \sin \theta \quad (3)$$

$$\sum F_{\perp} = L + T \sin \alpha_T - W \cos \theta \quad (4)$$

Combinando as Equações 1 e 3, 2 e 4 obtém-se as equações de movimento para voo translacional acelerado:

$$T \cos \alpha_T - D - W \sin \theta = m \frac{dV}{dt} \quad (5)$$

$$L + T \sin \alpha_T - W \cos \theta = m \frac{V^2}{r_c} \quad (6)$$

Contudo, o foco no presente trabalho é o estudo em que a aceleração é nula, ou seja, com desempenho estático. As análises de desempenho estático levam a cálculos razoáveis

sobre velocidade máxima, distância de decolagem, distância de aterrissagem, razão máxima de subida, alcance máximo etc.

Considerando a condição de voo nivelado não acelerado, ou seja, que a trajetória segue a horizontal ($\theta = 0$) e que os lados direitos das Equações 5 e 6 são nulos. Dessa forma, as equações de movimento translacional nivelado não acelerado se resumem a:

$$T \cos \alpha_T = D \quad (7)$$

$$L + T \sin \alpha_T = W \quad (8)$$

Para a maioria das aeronaves, α_T é pequeno o suficiente para admitir $\cos \alpha_T = 1$ e $\sin \alpha_T = 0$. Portanto as Equações 7 e 8 são simplificadas a:

$$T = D \quad (9)$$

$$W = L \quad (10)$$

2.3.1 EMPUXO NECESSÁRIO

Como observado nas Equações 9 e 10 anteriormente e considerando uma aeronave em voo nivelado e não acelerado a uma determinada velocidade, o grupo motopropulsor deve fornecer um empuxo líquido de magnitude igual ao arrasto gerado. Desta forma, o empuxo necessário para manter uma aeronave em velocidade estável é calculada a partir dos seguintes equacionamentos:

$$T = D = q_\infty S C_D \quad (11)$$

$$L = W = q_\infty S C_L \quad (12)$$

Onde: $q_\infty \equiv \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2$ é a pressão dinâmica; S é a área da asa; C_D é o coeficiente de arrasto; e C_L é o coeficiente de sustentação. Estes dois últimos coeficientes, aqui apenas apresentados, são fornecidos pelo estudo aerodinâmico e, portanto, não cabem no escopo deste trabalho.

Da divisão da Equação 11 por 12 obtém-se:

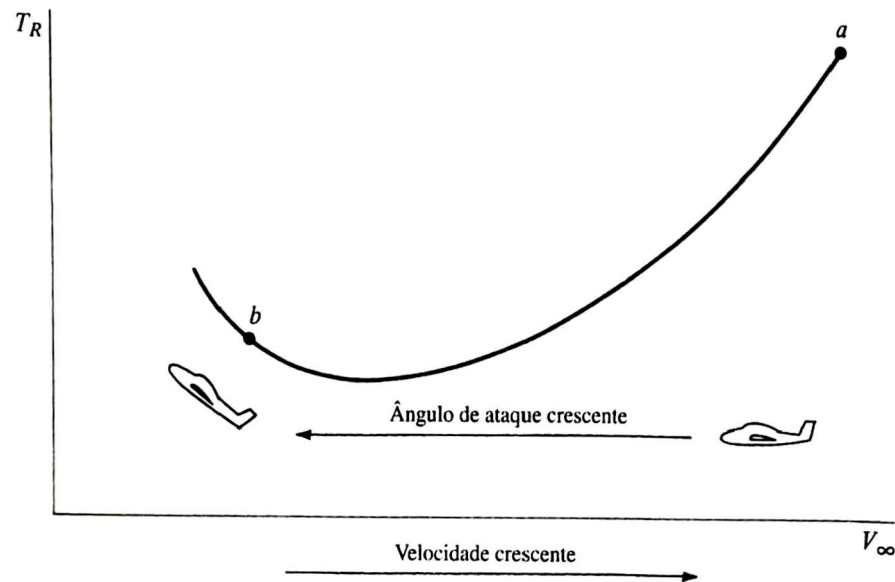
$$\frac{T}{W} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{D}{L} \quad (13)$$

Resultando, na equação do empuxo necessário, denominado T_R para que uma aeronave voe a uma determinada velocidade em nível e sem aceleração abaixo:

$$T_R = \frac{W}{L/D} \quad (14)$$

O empuxo necessário, T_R , para uma determinada aeronave em uma determinada altitude varia com a velocidade do escoamento V_∞ . A curva de empuxo necessário é um gráfico dessa variação, pois as forças de sustentação, L , e arrasto, D , variam com a velocidade V_∞ , ou seja, o empuxo necessário depende das condições aerodinâmicas da aeronave. A Figura 4 abaixo ilustra o comportamento descrito.

Figura 4 – Curva de empuxo necessário com a variação do ângulo de ataque e da velocidade do escoamento



Fonte: ANDERSON (2015).

2.3.2 EMPUXO DISPONÍVEL

Enquanto o empuxo necessário, T_R , é determinado pelos dados aerodinâmicos e pelo próprio peso da aeronave, fenômeno portanto associado à aeronave como um todo, o empuxo disponível, T_A , é estritamente associado ao GMP. O empuxo disponível tem caráter experimental devido à dificuldade do cálculo analítico do escoamento ao redor da hélice a que se deve à torção da hélice e ao movimento rotacional, logo, a teoria aerodinâmica se torna ainda mais complexa, motivo pelo qual este trabalho se desenvolveu.

Para efeito de comparação com os resultados de empuxo disponível do GMP testados com o protótipo da bancada, o modelo analítico proposto por DURAND e LESLEY (1920) é apresentado abaixo na Equação 15.

$$T_{v=0} = K_{T0} \frac{P_S}{2n} \quad (15)$$

Onde,

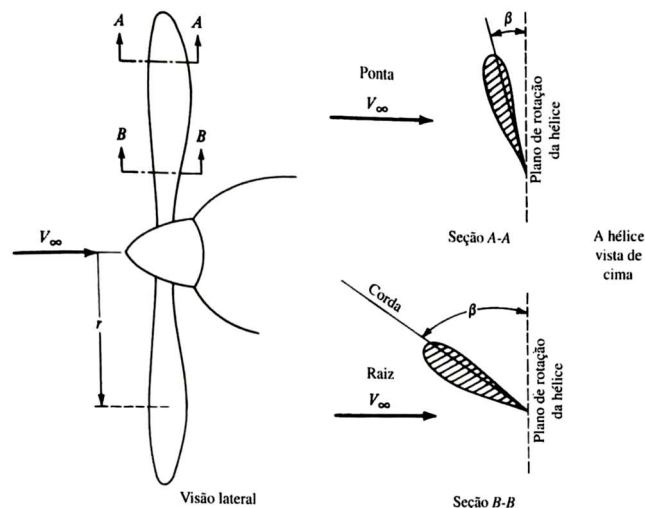
$$K_{T0} = 57000 \left(1,97 - \frac{p}{D}\right) \quad (16)$$

Nas Equações 15 e 16, K_{T0} representa o coeficiente de tração estática, $T_{v=0}$ a tração estática (em lb), P_S a potência disponível no eixo do motor (em hp), n a rotação do motor (em rpm), r o raio da hélice (em ft), p o passo da hélice (em ft).

2.3.3 EFICIÊNCIA DE HÉLICES

Como as asas, as hélices das aeronaves são compostas de perfis aerodinâmicos (aerofólios) projetados para gerar força aerodinâmica, sustentação e empuxo respectivamente. Entretanto, as hélices têm seus aerofólios torcidos ao longo do comprimento, em outras palavras, a corda quase paralela ao escoamento na raiz, passa a ser praticamente perpendicular no ponta da hélice o que torna a teoria aerodinâmica mais complexa para a análise. A Figura 5 a seguir ilustra as características discutidas acima.

Figura 5 – Ilustração de uma hélice, mostrando a variação da inclinação dos aerofólios ao longo da pá



Fonte: ANDERSON (2015).

Pela complexidade da teoria aerodinâmica de hélices, observado que a velocidade relativa do escoamento visto pela hélice varia ao longo do seu comprimento e por não se enquadrar no escopo deste trabalho, o assunto não será abordado aqui (mais detalhes em ANDERSON, 2015). Entretanto é importante entender a eficiência de hélices η é definida pela Equação 17.

$$\eta = \frac{P_A}{P_S} \quad (17)$$

Onde, P_A é a potência disponível gerada pelo GMP e P_S é a potência gerada pelo motor e transmitida ao seu eixo. P_A será determinada na seção 2.4.2 desse trabalho.

2.3.4 MEDIÇÃO DE EMPUXO DISPONÍVEL

Para medição do empuxo disponível é necessário a utilização de instrumento ou sistema de medição sensível à força gerada pelo GMP. Inúmeras soluções podem ser aplicadas para a determinação dessa força uma vez que diferentes configurações são possíveis com diferentes instrumentos ou sistemas de medição BALBINOT et al. (2007).

Neste trabalho o princípio utilizado para medição de força foi a medição de deformações elásticas de vigas quando submetidas a tensões geradas por carregamentos. A relação entre tensões e deformações de corpos submetidos a esforços mecânicos é estabelecida pela lei de Hooke apresentada na equação 18.

$$\sigma = E\varepsilon \quad (18)$$

Onde, σ é a tensão mecânica (N/m²), E é o módulo de Young ou módulo de elasticidade expresso nas mesmas unidades da tensão, e ε é a deformação percentual (%).

2.4 POTÊNCIA

Por definição, segundo ANDERSON (2015), potência é o termo mecânico que relaciona inversamente energia e unidade de tempo. O autor exemplifica e complementa:

A potência associada com um objeto em movimento pode ser ilustrada por um bloco que se move em uma velocidade constante V sob a influência da força constante F . O bloco se move da esquerda para a direita, percorrendo uma distância d em um intervalo de tempo $t_2 - t_1$. O *trabalho* é outro termo mecânico com definição exata; ele é a força multiplicada pela distância pela qual a força se move. Além disso, o trabalho é energia, e tem as mesmas unidades que a energia. Assim:

$$Potência = \frac{energia}{tempo} = \frac{força \times distância}{tempo} = força \times \frac{distância}{tempo} \quad (19)$$

Logo, pode-se definir potência como a relação entre força e velocidade como mostra a equação (20).

$$Potência = F \left(\frac{d}{t_2 - t_1} \right) = F V \quad (20)$$

Onde, F é a força em [N], d é a distância em [m], t_2 e t_1 são tempos em [s] e V é a velocidade em [m/s].

2.4.1 POTÊNCIA NECESSÁRIA

Considerando uma aeronave em voo nivelado e não acelerado, com determinada velocidade V_∞ , e empuxo necessário T_R , da equação (20), pode-se definir a potência necessária, P_R , como apresentado pela equação (21).

$$P_R = T_R V_\infty \quad (21)$$

2.4.2 POTÊNCIA DISPONÍVEL

Diferentemente da potência necessária, característica do projeto aerodinâmico e do peso próprio da aeronave, a potência disponível P_A é uma característica do GMP. NORTON (2013) define potência de eixo como o produto entre o torque e a velocidade angular do próprio eixo. Como no presente trabalho a potência é analisada justamente sobre o eixo do motor que gera o movimento de rotação da hélice, a equação 22 é utilizada.

$$P_A = \eta P_S = M n \quad (22)$$

Onde, P_A é a potência disponível, η é a eficiência da hélice, P_S é a potência do eixo, M é o torque gerado pelo GMP em [N.m] e n é a rotação da hélice em [rad/s].

2.4.3 MEDIÇÃO DE POTÊNCIA DISPONÍVEL

Para medição da potência disponível, como apresentado na seção anterior, é necessário determinar duas variáveis, o torque e a rotação gerados pelo GMP. As seções a seguir apresentam as soluções possíveis para determinação dessas variáveis.

2.4.3.1 MEDIÇÃO DE TORQUE

Pode-se definir torque como o momento gerado por um eixo, ou seja, uma força F que produz rotação através de sua aplicação a uma distância d do centro do eixo de rotação. A equação 23 apresenta a relação que estabelece o torque.

$$M = F d \quad (23)$$

A equação 23 deixa claro que mantendo-se constante a distância d de aplicação da força ao centro do eixo, a única variável necessária para a determinação do torque é justamente a força, princípio admitido no presente trabalho.

2.4.3.2 MEDIÇÃO DE ROTAÇÃO

Para medição de rotação de um eixo, o princípio normalmente utilizado baseia-se na frequência de revoluções, ou seja, o número de revoluções em determinado intervalo de tempo. A equação 24 apresenta a relação que estabelece a rotação.

$$n = \frac{N_p}{\Delta t} \quad (24)$$

Onde, N_p é o número de revoluções e Δt é o intervalo de tempo em [s] utilizado para fazer a contagem de revoluções N_p .

Outro princípio derivado do exposto acima determina a rotação através da relação entre um intervalo de tempo pré-estabelecido e o intervalo de tempo decorrido entre o início e o fim de uma revolução, a equação 25 apresenta tal relação.

$$N_p = \frac{\Delta t}{t_2 - t_1} \quad (25)$$

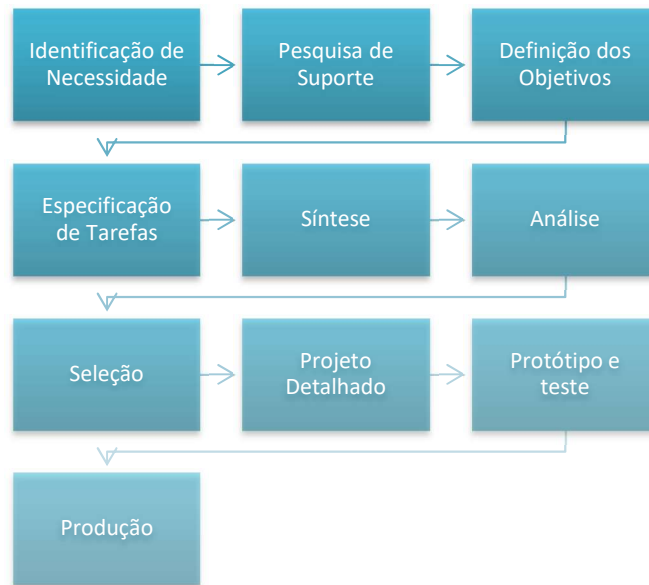
Onde, Δt é o intervalo de tempo em [s] e $t_2 - t_1$ o intervalo de tempo interpretado como a duração de uma revolução em [s].

3. PROJETO

3.1 METODOLOGIA

Com o objetivo de elaborar uma bancada de teste para o GMP composto por motor convencional-hélice e configuração “tractor”, como apresentado na Figura 2 (a), que forneça a força de empuxo e a potência média líquida, foram seguidos os passos apresentados na figura 4, na qual é apresentado um diagrama de metodologia de projetos seguindo as etapas apresentadas por NORTON (2013). A partir dele serão abordadas as restrições, definições e soluções aplicadas. É importante destacar que as etapas da metodologia descritas abaixo não seguem linearidade, em outras palavras, a metodologia não pode ser concluída sequencialmente da primeira a última etapa, necessitando, portanto, de iterações ao longo de todo o processo.

Figura 6 – Diagrama de etapas da metodologia de projeto



Fonte: Adaptado – NORTON (2013)

Durante o desenvolvimento do projeto das aeronaves pela equipe Aerodactyl para participação e cumprimento dos requisitos impostos pelo regulamento da competição SAE Brasil Aerodesign, a (1ª etapa da Figura 6) identificação da necessidade de se determinar a força de empuxo gerada pelo GMP empregado ocorreu de maneira natural. Especificamente na área de projeto de desempenho este parâmetro é essencial para a determinação de demais parâmetros que caracterizam a dinâmica de voo da aeronave, como a distância de decolagem, a distância de aterrissagem, a velocidade máxima, e finalmente o envelope de voo.

Para entender mais sobre como seria possível determinar a força de empuxo foi necessário realizar pesquisas de suporte (2ª etapa da Figura 6) e revisar a bibliografia disponível acerca do problema, quando observou-se que duas soluções poderiam ser empregadas: a solução analítica, através da metodologia apresentada aqui na seção 2.3.2, ou a solução experimental, utilizando instrumentação necessária, apresentada neste trabalho na seção 3.2.1.

Entendido as restrições da necessidade e as soluções possíveis a serem empregadas foram definidos os objetivos (3ª etapa da Figura 6) do trabalho como sendo a elaboração de projeto e desenvolvimento de protótipo de uma bancada capaz de determinar a força de empuxo e potência média líquida gerada pelo GMP, possível de testar modelos de motores elétricos e de combustão de variadas marcas e modelos, viável economicamente, quando comparado com bancadas comerciais existentes, e possível de ser fabricada nas dependências dos laboratórios da EMC/UFG.

Para que fosse possível elaborar o projeto e desenvolver o protótipo da bancada de teste de GMP fez-se necessário as especificações de tarefas (4ª etapa da Figura 6) de forma genérica de cada componente necessário para cumprir os objetivos definidos. Sendo necessário, sensores de força destinados a medição de empuxo e torque, sensor de rotação destinado a medição de rotação para determinação de potência, condicionador e microcontrolador capaz de tratar os dados adquiridos pelos sensores, interface para controle e visualização da aquisição de dados e estrutura capaz de comportar o GMP e suportar os esforços gerados pelo seu funcionamento.

Cumprido as últimas quatro etapas, buscou-se soluções já utilizadas, síntese (5ª etapa da Figura 6), no mercado e nas academias para, então, determinar a princípio o layout e a instrumentação que pudessem ser selecionados. A seção 3.3 deste trabalho apresenta com maior detalhamento as soluções propostas.

A análise (6ª etapa da Figura 6) das soluções já utilizadas e soluções propostas levou a decisão da concepção do projeto estrutural direcionada à bancada de teste para motores de combustão interna, por serem mais pesados, robustos, gerarem esforços de magnitudes maiores, necessitem de tanque de combustível e vibrarem mais quando comparados com motores elétricos. Além disso, parte significativa da estrutura da bancada e todos os sensores utilizados seriam adquiridos no mercado para agilizar e facilitar o processo de fabricação e montagem. Estas últimas decisões levaram às seleções (7ª etapa da Figura 6) dos componentes manufaturados para montagem da bancada, dos sensores, condicionadores, microcontroladores e acessórios necessários para o funcionamento do GMP a ser testado.

O dimensionamento dos componentes que constituem a estrutura da bancada para então compra e fabricação, a seleção detalhada dos sensores, conversores analógico-digital, microcontroladores e plataformas de prototipagem fazem parte do projeto detalhado (8ª etapa da Figura 6) e são detalhados na seção 3.

A última etapa cumprida por este trabalho, caracterizada pela fabricação, montagem e testes do protótipo (9ª etapa da Figura 6), cumprindo um dos objetivos definidos, serviu para concluir e colocar em prova o projeto, possibilitando a identificação de possíveis soluções mais interessantes que foram implementadas ao longo das iterações em cada etapa do processo.

É interessante destacar aqui novamente a não linearidade das etapas da metodologia devido às constantes iterações, entretanto a caráter organizacional, o desenvolvimento do projeto foi dividido em três fases seguindo linearidade e sequência, observando a evolução das etapas apresentadas na figura 4 e consequentes iterações em cada fase do projeto. As fases

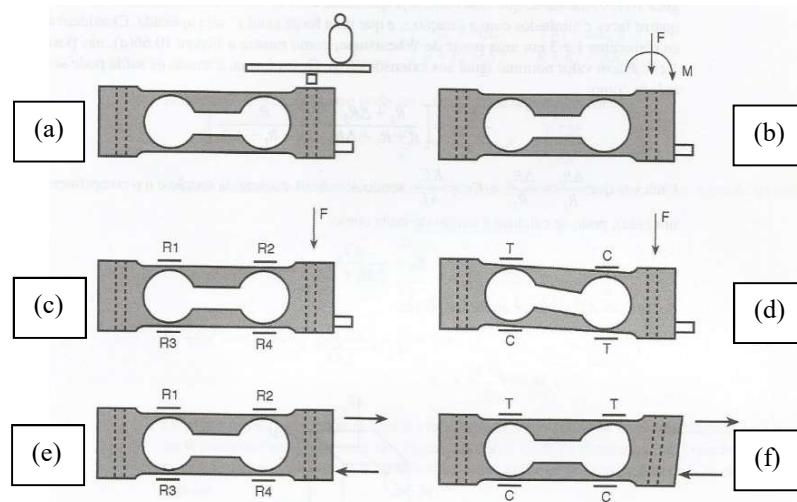
são: 1ª fase, na qual foi desenvolvido a aquisição de empuxo, 2ª fase, na qual foi desenvolvido a aquisição de rotação e a 3ª fase, na qual seria desenvolvida a aquisição de torque para determinação da potência do GMP testado.

3.2 AQUISIÇÃO DE EMPUXO

A solução encontrada para determinação da força de empuxo do GMP foi a aplicação de uma célula de carga (transdutor) que fosse sensível a essa força, porém não sensível a momentos e que, além disso, fosse estável e rígida o suficiente para suportar a magnitude do carregamento.

A célula de carga que melhor se enquadra nesses requisitos segundo BALBINOT (2010) é o transdutor de força composto por duas vigas biengastadas, um dos mais utilizados em balanças eletrônicas. A figura 7 mostra o esboço do transdutor composto por quatro extensômetros de resistência elétrica ou Electrical Strain Gauges. Extensômetros de resistência elétrica são baseados na variação de resistência elétrica de um condutor quando sujeito à tensão mecânica BALBINOT (2010). O transdutor é composto especificamente por dois extensômetros dispostos na superfície superior (representados por R_1 e R_2), e dois na superfície inferior (representados por R_3 e R_4), onde nas Figuras 7 (d) e (f) estão submetidos a tração e compressão.

Figura 7 – Transdutor de força composto por duas vigas biengastadas



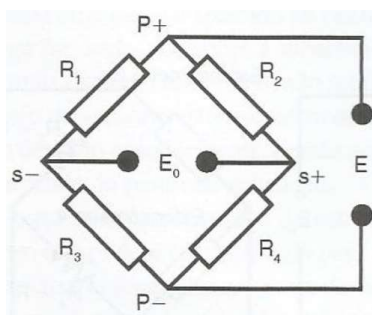
Fonte: BALBINOT (2010).

As Figuras 7 (a) e (b) mostram a colocação de uma carga em uma extremidade da superfície engastada na célula de carga gerando força normal e momento. As Figuras 7 (c) e (d) mostram o efeito da aplicação da força normal submetendo os extensômetros R_1 e R_4 a

tração, representado pela letra “T”, e R_2 e R_3 a compressão, representado pela letra “C”. Já as Figuras 7 (e) e (f) mostram o efeito da aplicação de momento submetendo os extensômetros R_1 e R_2 a tração e R_3 e R_4 a compressão.

A figura 8 apresenta a disposição dos extensômetros na ponte de Wheatstone e evidencia o porquê de o transdutor não ser sensível a momento. Quando uma carga é aplicada na célula, os extensômetros R_1 e R_4 são tracionados, enquanto os extensômetros R_2 e R_3 são comprimidos. Essa configuração é sensível já que provoca desbalanço na ponte de Wheatstone.

Figura 8 – Disposição dos extensômetros na ponte de Wheatstone



Fonte: BALBINOT (2010).

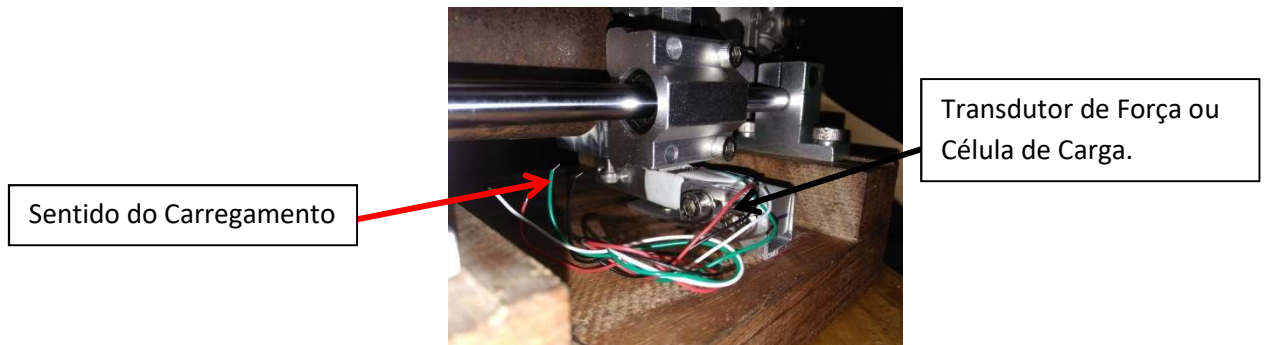
A Equação 26 apresenta a sensibilidade do sistema em relação a entrada E

$$\frac{E_0}{E} = \frac{R_2 \cdot R_3 - R_1 \cdot R_4}{(R_1 + R_3) \cdot (R_2 + R_4)} \quad (26)$$

Onde, E_0 é a tensão de saída da ponte de Wheatstone em [V], E é a tensão de entrada da ponte de Wheatstone em [V], R_1 é a resistência elétrica (extensômetro R_1) em [Ω], R_2 é a resistência elétrica (extensômetro R_2) em [Ω], R_3 é a resistência elétrica (extensômetro R_3) em [Ω], e R_4 é a resistência elétrica (extensômetro R_4) em [Ω].

O transdutor foi engastado em uma das extremidades e submetido ao carregamento na outra extremidade como mostra a Figura 9.

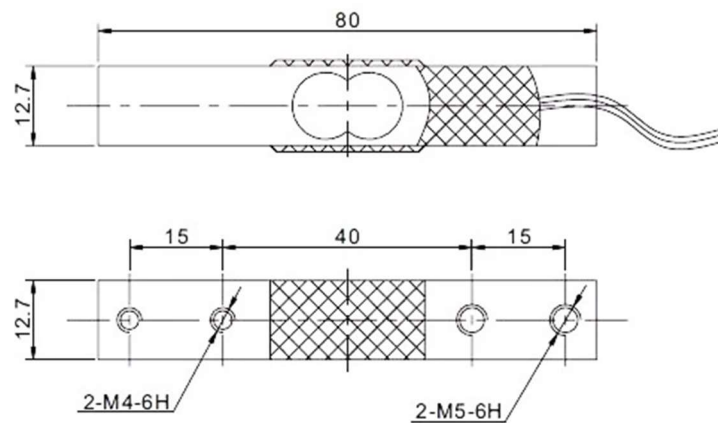
Figura 9 – Configuração do transdutor de força montado na bancada



Fonte: Próprio autor.

A Figura 10 a seguir mostra um desenho esquemático com as dimensões da célula de carga empregada e a Tabela 1 suas características operacionais.

Figura 10 – Transdutor de força empregado



Fonte: Mercado Livre.

Tabela 1 – Características técnicas e operacionais do transdutor de força empregado

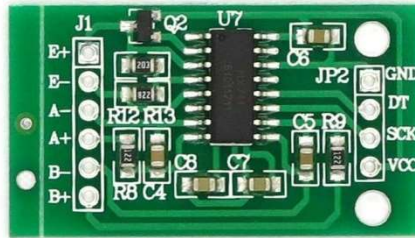
Modelo	YZC – 133
Capacidade	5 kg
Saída nominal	1.0±0.15 mV/V
Resistência de entrada	1066±20 Ω
Resistência de saída	1000±20 Ω
Tensão excitação recomendada	5 V
Material	Alumínio
Cabos de conexão	Ø0.8 x 180mm
Método de conexão	Red input(+) black input(-) green output(+) white output(-)

Fonte: Mercado Livre

O sistema de aquisição de força é basicamente composto por uma célula de carga acoplada a um condicionador de sinais e a um microcontrolador que possibilite a interface com o computador.

O condicionador de sinais analógico-digital utilizado foi o HX 711, um conversor amplificador de força, de 24 bits, muito empregado para amplificar o sinal de dispositivos transdutores de força, capaz de fazer a comunicação entre as células de carga e o microcontrolador. A Figura 11 mostra um exemplo desse condicionador e a Tabela 2 suas características operacionais.

Figura 11 – Condicionador A/D HX 711 empregado



Fonte: Mercado Livre.

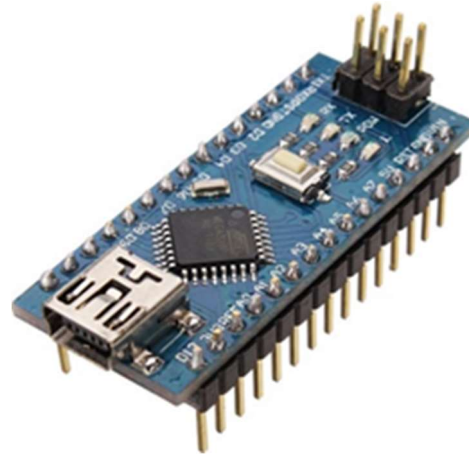
Tabela 2 - Características técnicas e operacionais do condicionador de sinais empregado

Modelo	HX - 711
Tensão de alimentação	2.7 - 5.5 V
Diferencial de tensão de entrada	± 40 mV
Taxa de dados de saída	10 Hz ou 80 Hz
Ganho selecionável	32, 64, 128 vezes
Corrente operacional	< 1.5 mA
Método de conexão	E+ (red input), E- (black input), A- (white output), A+ (green output)

Fonte: Mercado Livre.

O microcontrolador utilizado foi o Arduino Nano V3.0 Atmega328 open-hardware que possibilitou programação baseado em linguagem C para interface com computador, display LCD, calibração da célula de carga e tara. O microcontrolador possibilita o desenvolvimento de projetos mais elaborados que necessitam de um maior número de entradas e saídas, se mostrando interessante para futuros trabalhos. A Figura 12 mostra um exemplo desse microcontrolador e a Tabela 3 suas características operacionais.

Figura 12 – Microcontrolador Arduino Nano V3.0 Atmega328 empregado



Fonte: Mercado Livre.

Tabela 3 - Características técnicas e operacionais do microcontrolador empregado

Modelo	Arduino Nano V3.0
Microcontrolador	Atmel ATmega 328
Tensão de alimentação recomendada	5 V
Tensão de entrada recomendada	7 – 12 V
Pinos digitais I/O	14
Pinos analógicos	8
Corrente operacional	40 mA
Memória Flash	32 kB
Taxa de processamento	16 MHz

Fonte: Mercado Livre.

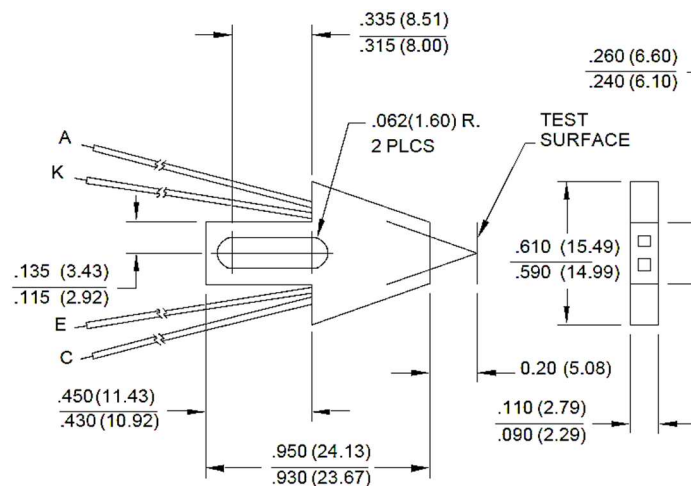
O algoritmo utilizado para aquisição de empuxo e calibração do sensor será apresentado ao final deste texto no apêndice A. É importante destacar que a calibração da célula de carga é um procedimento que deve ser feito sempre antes da realização dos testes através da medição de uma massa padrão e definição do ganho necessário para que a correspondência entre o que está sendo medido e que é apresentado no display possa ser confiável.

3.3 AQUISIÇÃO DE ROTAÇÃO

Para a aquisição da rotação do motor foi utilizado um sensor fotodarlington, (HONEYWELL, 2019) sensível às revoluções através da reflexão de luz por faixa reflexiva fixada ao eixo do motor. O sensor utilizado foi o HOA 1406 - 003 (sensor reflexivo), caracterizado por um diodo emissor infravermelho faceando um fotodarlington enclausurados lado a lado em uma estrutura de policarbonato que os mantem convergentes. O receptor responde à radiação proveniente do diodo emissor de infravermelho apenas quando um objeto reflexivo passa dentro do seu campo de visão.

A Figura 13 a seguir mostra um desenho esquemático com as dimensões do sensor e suas características operacionais, e deixa claro o campo de visão que ele é capaz ser sensibilizado, desta forma, independente da orientação em que está, desde que perpendicular à superfície refletora, haverá aquisição de dados.

Figura 13 – Sensor de rotação HOA 1406 – 003 empregado



ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS

(25°C Free-Air Temperature unless otherwise noted)

Operating Temperature Range	-40°C to 100°C
Storage Temperature Range	-40°C to 100°C

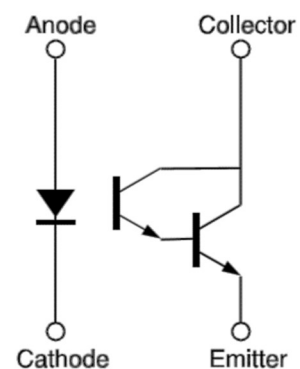
IR EMITTER

Power Dissipation	80 mW ⁽¹⁾
Reverse Voltage	3 V
Continuous Forward Current	50 mA

DETECTOR

Collector-Emitter Voltage	15 V
Emitter-Collector Voltage	5 V
Power Dissipation	75 mW ⁽²⁾
Collector DC Current	30 mA

SCHEMATIC DARLINGTON



Fonte: HONEYWELL (2019).

A aquisição de rotação se baseia no princípio exposto na seção 2.4.3.2 pelo qual as revoluções são interpretadas como o a sensibilização do sensor e suas durações como o tempo entre cada sensibilização. O algoritmo utilizado para aquisição de rotação é apresentado no apêndice A.

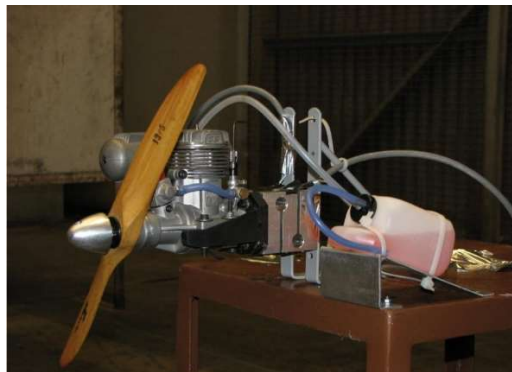
3.4 DETERMINAÇÃO DE LAYOUT

O primeiro passo para a elaboração do layout da bancada de testes foi encontrar no mercado e/ou em trabalhos científicos similares, as configurações básicas que constituíam esses dispositivos. Várias são encontradas e seguem o mesmo layout básico para aquisição da

força de empuxo (primeira iteração seguindo o processo de desenvolvimento do projeto) com o GMP fixado a um montante que pode estar diretamente fixado em uma célula de carga ou em algum outro componente que seja sensível, como um dinamômetro.

Na busca por trabalhos científicos, duas equipes de aerodesign da Poli-USP utilizam uma bancada de testes elaborada por SAKAI (2010) que é apresentada na Figura 14. Sendo constituída de apenas um transdutor de força e utilizando montante comercial, seu layout é simples e mereceu interesse.

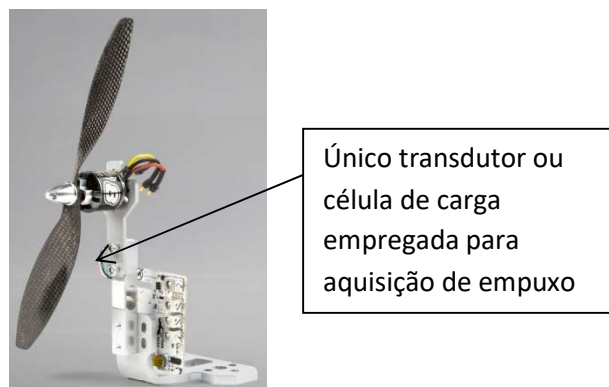
Figura 14 – Bancada de testes das equipes Poli-USP



Fonte: SAKAI (2010).

Já no mercado, a fabricante de bancadas RCBENCHMARK (2019), empresa canadense que desenvolve dinamômetros para construtores de drones, entrega diferentes configurações para a aquisição de dados como empuxo, torque e eficiência de hélices. A Figura 15 apresenta a bancada mais simples desse fabricante, que é capaz de medir a força de empuxo exclusivamente. Nela é possível notar que existe a necessidade de apenas um transdutor.

Figura 15 –RCBenchmark Serie 1520

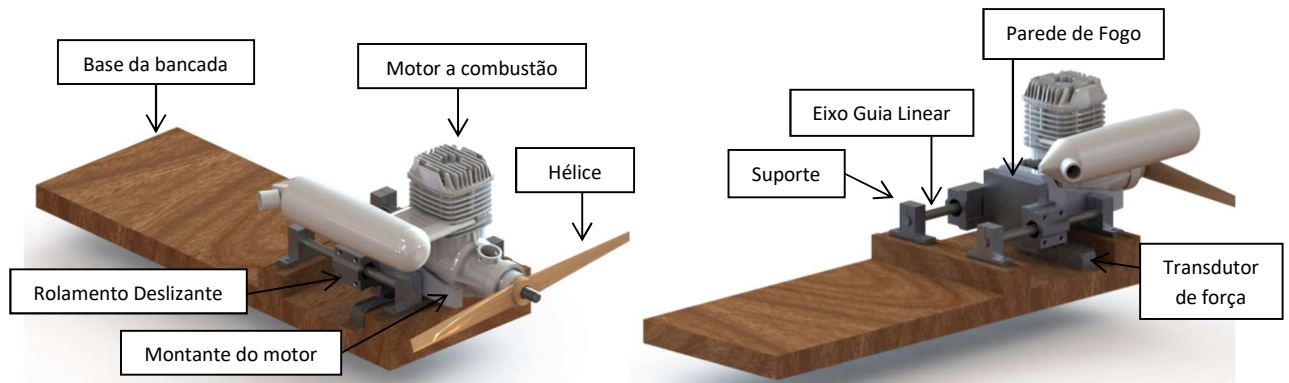


Fonte: RCBENCHMARK (2018).

Observado as configurações mais comuns, partiu-se para a elaboração do layout da bancada utilizando as principais características de cada bancada citada acima. Além disso a

fim de facilitar a fabricação, buscou-se no mercado componentes que pudessem estruturar o projeto. A Figura 16 mostra o layout que foi desenvolvido no início do presente trabalho e que contou com a utilização de mancais de rolamento, eixos, suportes, transdutores de força e montante manufaturados.

Figura 16 – Desenho inicial da bancada de teste montada



Fonte: Próprio autor.

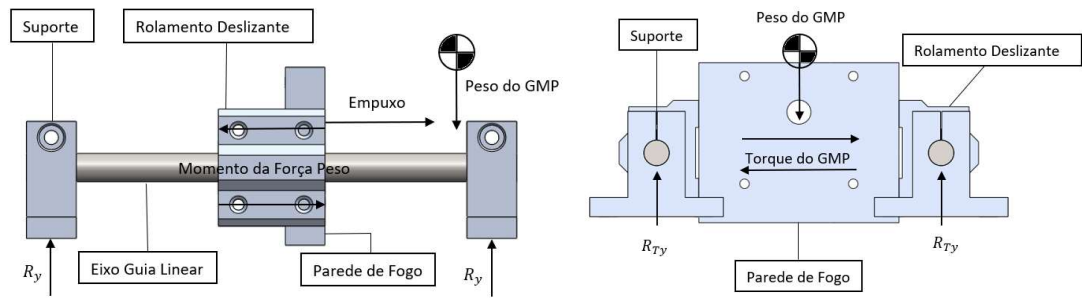
3.5 DIMENSIONAMENTO DOS COMPONENTES

Definido o layout básico exposto na Figura 16, e a partir das dimensões do GMP, dos sensores selecionados e dos acessórios necessários para o funcionamento de cada um citado anteriormente, dimensionou-se os componentes estruturais da bancada.

Justamente pensando na segurança durante os testes, todos os componentes que fixam diretamente o GMP a base da bancada foram fabricados em alumínio ou aço inox, isso por conta das características desses materiais como: rigidez, módulo de elasticidade, limite de resistência à tração, limite de resistência ao cisalhamento, massa específica e característica de falha (mais fáceis de serem detectadas, reduzindo o risco de acidentes por falha).

Foi considerado então o diagrama de corpo livre da estrutura composta pelo suporte acoplado ao seu eixo guia linear, juntamente com rolamento deslizante acoplado ao eixo guia linear e parede de fogo acoplado aos rolamentos, submetidos aos esforços gerados pelo GMP quando em funcionamento. A Figura 17 apresenta o digrama de corpo livre a partir do qual o dimensionamento se desenvolveu.

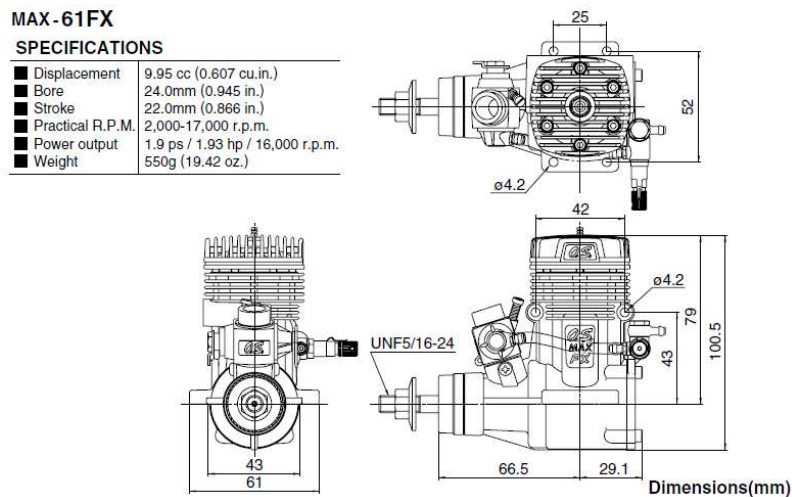
Figura 17 – Diagrama de corpo livre da estrutura



Fonte: Fonte: Próprio autor.

Utilizando os dados fornecidos pelo fabricante do motor apresentado na Figura 18 abaixo e as equações 15 e 22, foi possível estimar a magnitude do empuxo e do torque gerado e aplicar o valor da massa do motor para o cálculo do peso. Chegou-se assim aos seguintes resultados: 47,5 N de força de empuxo, 0,09 N.m de torque e 5,4 N de peso. Concluiu-se a partir das estimativas de carregamentos da estrutura que o dimensionamento sistemático dos componentes estruturais da bancada não são o gargalo do projeto e que os mesmos poderiam ser comprados manufaturados com dimensão encontrada.

Figura 18 – Motor utilizado para os testes da bancada



Fonte: OS Engines (2018).

Os desenhos dos componentes da bancada estão disponíveis no apêndice B e em formato editável no endereço eletrônico da biblioteca para consultas e alterações necessárias.

4. DESENVOLVIMENTO DE PROTÓTIPO

4.1 MATERIAIS

A maior parte da bancada foi elaborada com produtos manufaturados encontrados no mercado, exceto a parede de fogo, o contrapeso e a base (que suporta o coletor de óleo e fumaça e os demais componentes). A Tabela 4 apresenta a relação de todos os componentes utilizados para a montagem da bancada, suas respectivas quantidades, fornecedores e valores.

Tabela 4 – Componentes utilizados para montagem da bancada, valores e fornecedores

RELAÇÃO DE COMPONENTES				
DESCRIÇÃO:	QUANTIDADE:	VALOR UNITÁRIO:	VALOR PARCIAL:	LOCAL:
Kit Eixo Guia Linear 300x8mm + Suportes Sk8 + Pillow Block	01	R\$ 179,00	R\$ 179,00	produto.mercadolivre.com.br
Celula De Carga 3kg Sensor De Peso Arduino - 0205	01	R\$ 28,49	R\$ 28,49	produto.mercadolivre.com.br
Celula De Carga 5kg Sensor De Peso Arduino - 0094	01	R\$ 28,49	R\$ 28,49	produto.mercadolivre.com.br
Módulo Conversor Hx711 Para Sensor De Peso + Projeto Arduino	02	R\$ 15,90	R\$ 31,80	produto.mercadolivre.com.br
Arduino Nano V3.0 + Cabo Usb	01	R\$ 52,60	R\$ 52,60	produto.mercadolivre.com.br
Montante para motor glow 40-70	01	R\$ 59,90	R\$ 59,90	produto.mercadolivre.com.br
Display LCD azul 16x2	01	R\$19,90	R\$19,90	produto.mercadolivre.com.br
Módulo Serial I2C para Display LCD	01	R\$18,90	R\$18,90	produto.mercadolivre.com.br
Sensor Fotodarlington Honeywell HOA- 1406	01	-	-	Encontrado no LABMEC
Caixa Plástica Patola PB 120x80x80mm	01	R\$15,90	R\$15,90	produto.mercadolivre.com.br
Parede de Fogo	01	-	-	Fabricada no LAMAF
Base da bancada	01	-	-	Fabricada no LAMAF

Suporte da célula de carga	01	-	-	Fabricada no LAMAF
Acessórios para circuitos e PCB	-	R\$ 50,00	R\$ 50,00	produto.mercadolivre.com.br
		VALOR TOTAL:	R\$ 484,98	

Fonte: Próprio autor.

4.2 MONTAGEM

Cumprindo os objetivos definidos no presente trabalho, fez-se a montagem do protótipo da bancada, a princípio seguindo o layout apresentado anteriormente pela Figura 16, e conforme iterações ao longo do processo chegou-se ao layout final apresentado pela Figura 19. Com todos os componentes auxiliares para retenção de fumaça e óleo, braço de abertura da borboleta do carburador e pés de suporte que possibilitam o funcionamento em locais fechados sem o risco de contato entre a hélice e a superfície sob os pés.

Figura 19 – Layout final da bancada de teste montada



Fonte: Próprio autor.

Basicamente toda a instrumentação empregada pode ser configurada para diferentes magnitudes de carregamento, como é o caso de testes com motores a combustão interna geralmente mais potentes e motores elétricos menos potentes, entretanto, a estrutura da bancada que comporta e suporta o GMP restringe sua utilização. Como a finalidade da bancada é a aquisição de dados para diferentes GMP's, sua capacidade de configuração se torna praticamente ilimitada.

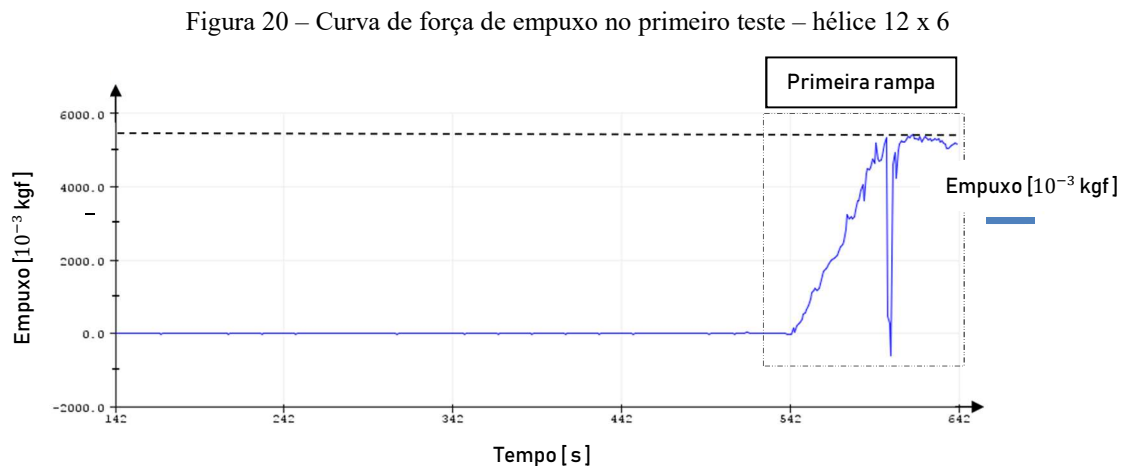
Além disso, o layout da bancada permite a fixação de diferentes GMP's na parede de fogo. Por exemplo, para a configuração que foi testada a parede de fogo comporta motores

a combustão interna de 40 a 70 polegadas cúbicas de cilindrada (655.10^{-2} m^3 a $1.147.10^{-2} \text{ m}^3$). Para motores elétricos, apenas a furação para fixação se faz necessária.

5. RESULTADOS

Os primeiros testes durante as iterações da primeira fase do projeto foram realizados apenas para a aquisição de força de empuxo. Para que o teste pudesse se mostrar confiável, cinco testes com motor a plena potência foram realizados com uma hélice hélice 12 x 6 polegadas de diâmetro e de passo, respectivamente, sendo que entre o quarto e o quinto a célula de carga foi recalibrada.

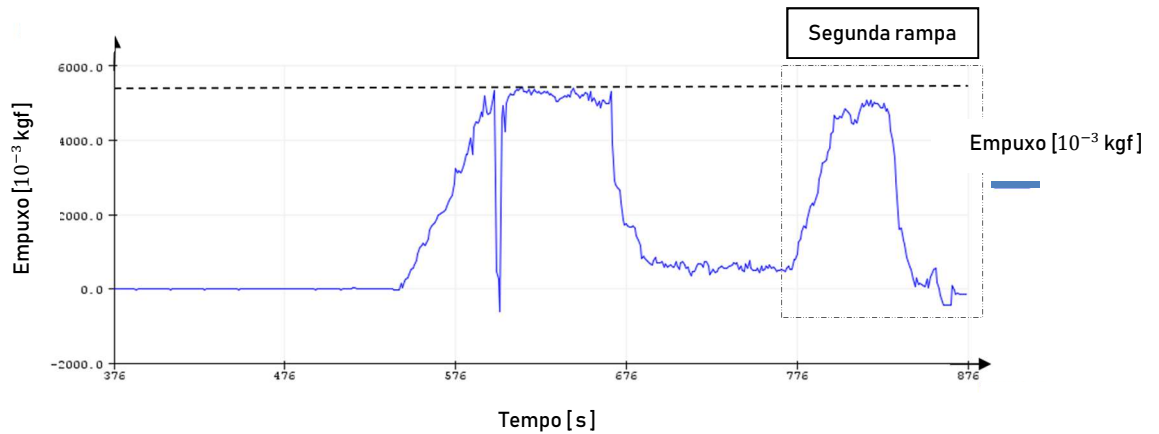
A Figura 20 apresenta o primeiro teste do GMP na bancada sendo observado os valores de aproximadamente 5 kgf (49,03 N) de empuxo durante a primeira rampa até motor a plena potência (rampa aqui tem o significado de aceleração), quando utilizado a ferramenta “ploter serial” da IDE (Ambiente de Desenvolvimento Integrado, traduzido do Inglês) do Arduino. Deve-se notar que devido a vibração do sistema mecânico muito ruído está presente no sinal.



Fonte: Próprio autor.

A Figura 21 apresenta o segundo teste do GMP na bancada sendo observado os valores de aproximadamente 5,2 kgf (50,99 N) de empuxo durante a segunda rampa até motor a plena potência.

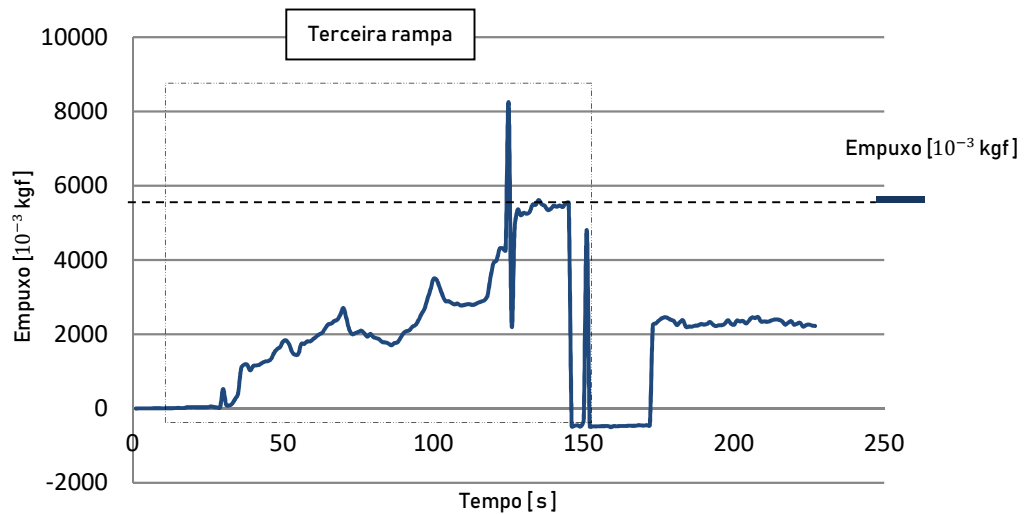
Figura 21 – Curva de força de empuxo no segundo teste – hélice 12 x 6



Fonte: Próprio autor.

A Figura 22 apresenta o terceiro teste do GMP na bancada sendo observado os valores de aproximadamente 5,3 kgf (51,97 N) de empuxo durante a terceira rampa até motor cheio, quando utilizado a ferramenta monitor serial do software Arduino. O conjunto de pontos foi passado para um software de planilha eletrônica e gerou-se a curva da Figura 22.

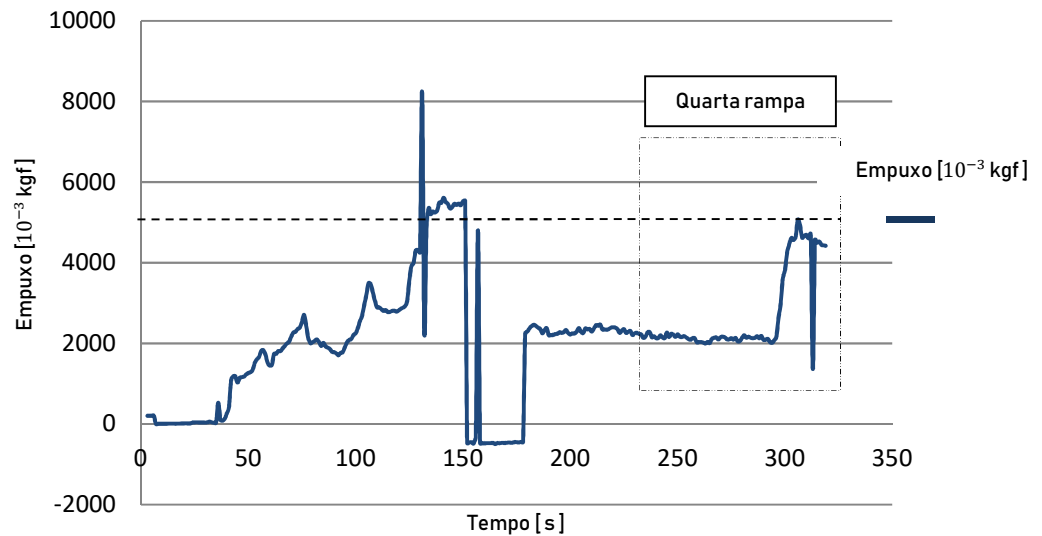
Figura 22 – Curva de força de empuxo no terceiro teste - hélice 12 x 6



Fonte: Próprio autor.

A Figura 23 apresenta o quarto teste do GMP na bancada sendo observado os valores de aproximadamente 5 kgf (49,03 N) de empuxo durante a quarta rampa até motor a plena potência, quando utilizado a ferramenta “monitor serial” da IDE do Arduino que gera os pares ordenados posteriormente utilizados para elaboração das curvas em um software de planilha eletrônica.

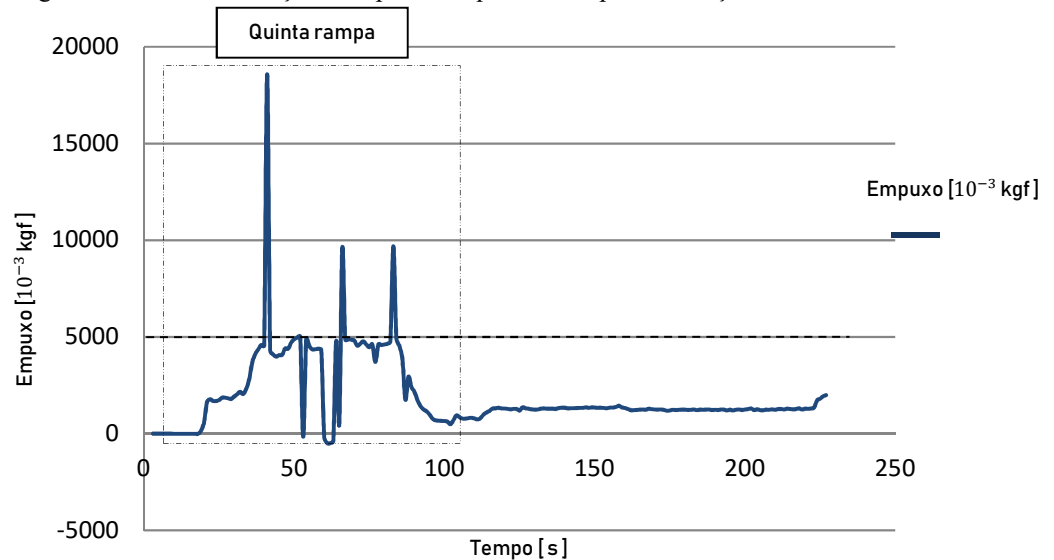
FIGURA 23 – Curva de força de empuxo no quarto teste - hélice 12 x 6



Fonte: Próprio autor.

A Figura 24 apresenta o quinto teste do GMP na bancada, quando a célula de carga foi recalibrada, sendo observado os valores de aproximadamente 5 kgf (49,03 N) de empuxo durante a quarta rampa até motor a plena potência.

Figura 24 – Curva de força de empuxo no quinto teste pós calibração - hélice 12 x 6



Fonte: Próprio autor.

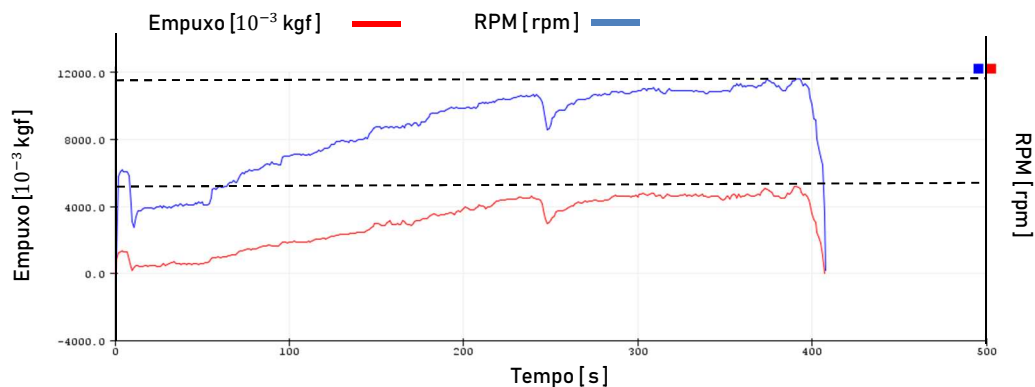
Os resultados obtidos foram tratados de forma qualitativa a fim de avaliar o comportamento da bancada quando submetida a carregamentos variados e com vibração. Até o

momento das primeiras iterações não houve a preocupação em tratar os dados de forma quantitativa para possível utilização nos projetos da equipe Aerodactyl.

Conforme a primeira fase das iterações foi se desenvolvendo, e mais testes foram sendo feitos, a precisão dos dados de força adquiridos se mostraram melhores com a montagem do contra peso que aumentou a massa do sistema diminuindo sua vibração, e a segunda fase de iterações com a aplicação do sensor de rotação se tornou possível. A princípio os testes foram feitos com diferentes hélices montadas para que fosse possível perceber os diferentes comportamentos do GMP testado e assim possibilitar o uso dos dados adquiridos no desenvolvimento dos projetos da equipe de aerodesign UFG.

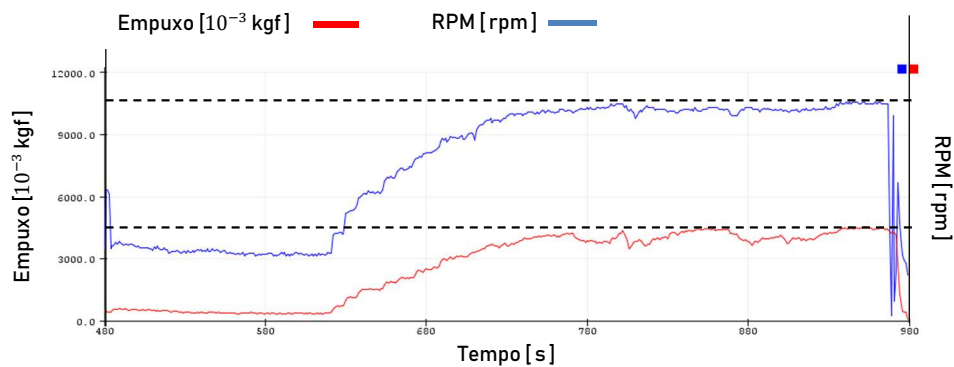
Os testes foram feitos utilizando o mesmo combustível nas mesmas condições de funcionamento, apenas variando as hélices. Três testes apresentados nas Figuras 25, 26 e 27, ambas utilizando a ferramenta “plotter serial” da IDE do Arduino, através das curvas de empuxo e rotação por tempo foram realizados com uma hélice 12.25 x 3.75 polegadas de diâmetro e de passo, respectivamente.

Figura 25 – Curva 1 de força de empuxo e rotação - hélice 12.25 x 3.75



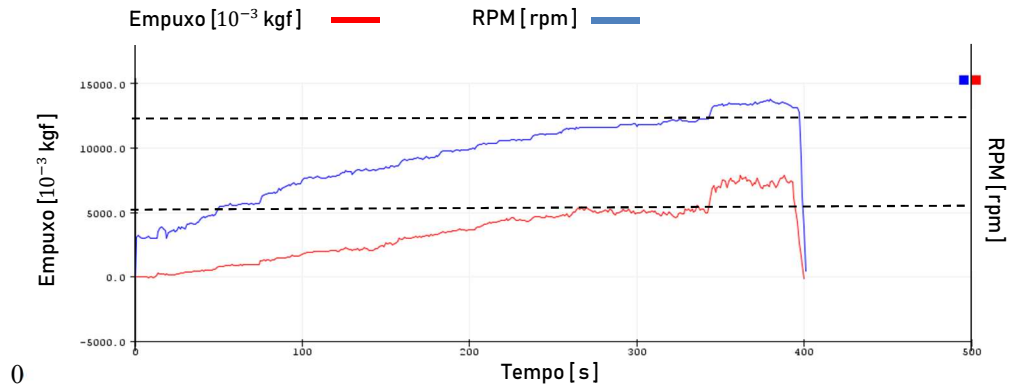
Fonte: Próprio autor.

Figura 26 – Curva 2 de força de empuxo e rotação - hélice 12.25 x 3.75



Fonte: Próprio autor.

Figura 27 – Curva 3 de força de empuxo e rotação - hélice 12.25 x 3.75

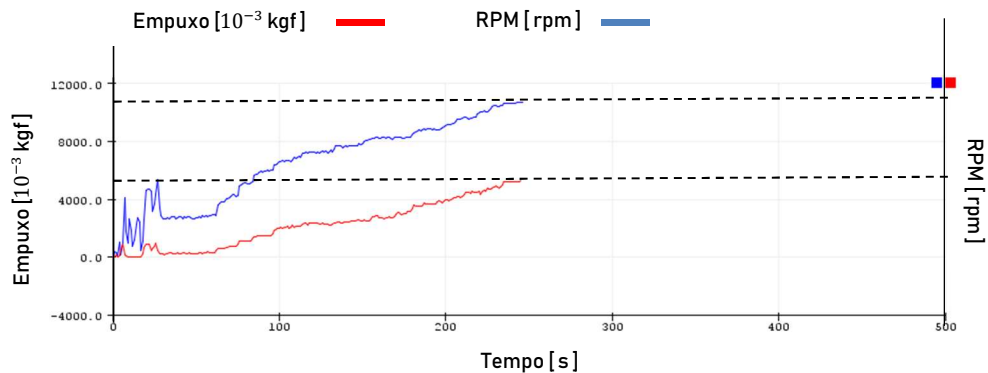


Fonte: Próprio autor.

É possível observar em todos os testes acima que o sensor de rotação chega a um máximo de aquisição próximo de 15.000 rpm região na qual o GMP consegue gerar o máximo de empuxo acima de 5 kgf. Além disso, nota-se um comportamento praticamente proporcional entre a variação da rotação e do empuxo.

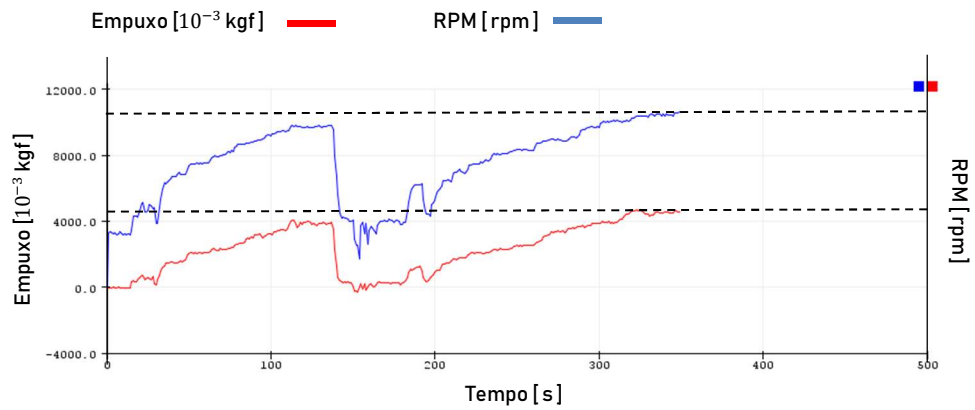
Outros três testes foram realizados com uma hélice 13 x 4 e são apresentados abaixo através das curvas de empuxo e rotação por tempo nas Figuras 28 e 29 utilizando a ferramenta “plotter serial” da IDE do Arduino, e 30 utilizando a ferramenta “monitor serial”.

Figura 28 – Curva 1 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 4



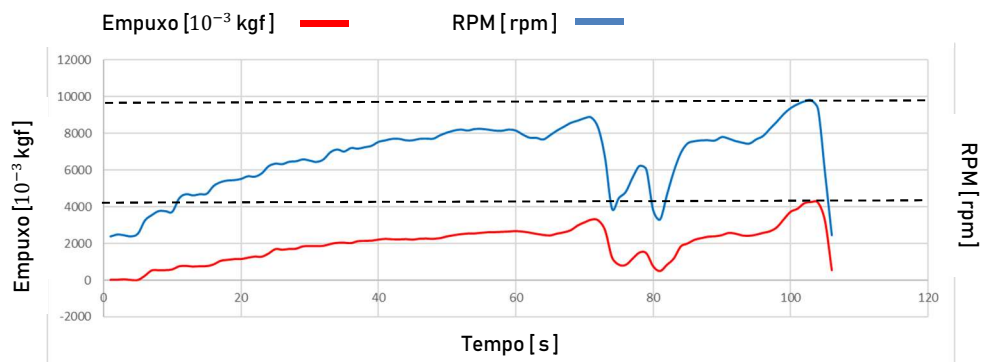
Fonte: Próprio autor.

Figura 29 – Curva 2 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 4



Fonte: Próprio autor.

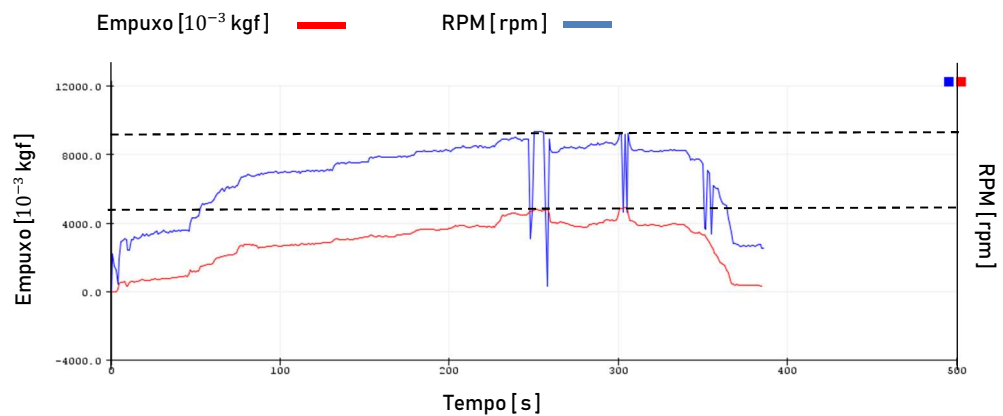
Figura 30 – Curva 3 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 4



Fonte: Próprio autor.

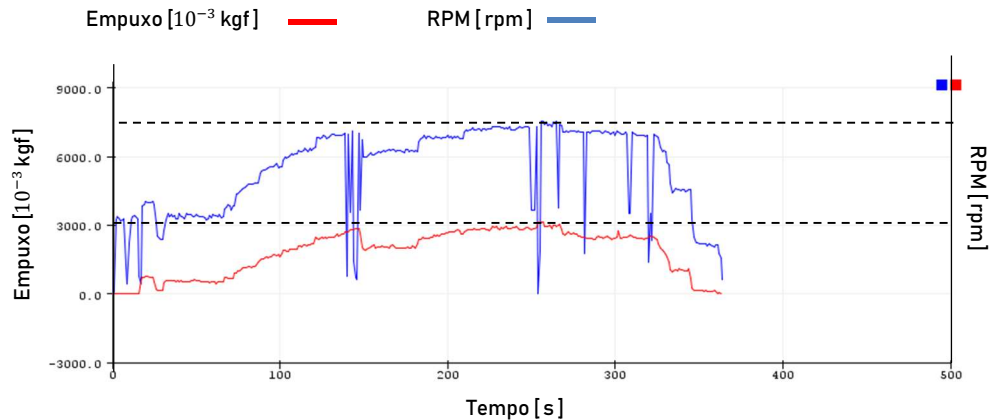
Concluindo o ciclo da segunda fase de iterações, outros três testes foram realizados com uma hélice 13 x 6 e são apresentados abaixo nas Figuras 31, 32 e 33 através das curvas de empuxo e rotação por tempo.

Figura 31 – Curva 1 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 6



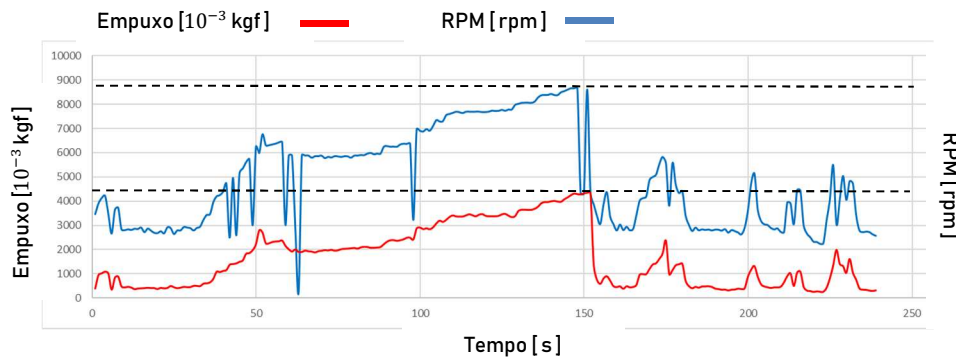
Fonte: Próprio autor.

Figura 32 – Curva 2 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 6



Fonte: Próprio autor.

Figura 33 – Curva 3 de força de empuxo e rotação - hélice 13 x 6



Fonte: Próprio autor.

Destaca-se através da Tabela 5 os resultados obtidos através da Equação 15 que serviram de parâmetro para comparação com os resultados obtidos através dos testes realizados com o motor OS 61 FX montado com diferentes hélices (diferentes GMP's).

Da Tabela 5 pode-se observar que a magnitude das forças de empuxo a partir dos testes estão próximas das magnitudes encontradas a partir da Equação 15 tomadas como parâmetro. Os resultados foram obtidos admitindo proporcionalidade entre rotação - potência máxima, fornecida pelo fabricante do motor, e rotação - potência medida; ou seja, admitindo os valores máximos de 16000 rpm e 1,93 hp, para uma rotação medida menor que a máxima foi considerada uma potência proporcional à esta rotação. De posse do valor de potência proporcional, determinou-se o valor do empuxo máximo tomado como parâmetro a partir da Equação 15. Ainda da Tabela 5, observa-se que as maiores magnitudes encontradas foram para o GMP montado com a hélice 12.25 x 3.75 em teste estático.

Tabela 5 – Comparativo entre resultados

Hélice 12.25 x 3.75		Teste	Rotação máx. medida[rpm]	Empuxo máx. Parâmetro[kgf]	Empuxo máx. medido [kgf]
Diâmetro [pol]	Passo [pol]				
12.25	3.75	01	11800	5,07	5,2
12.25	3.75	02	10800	5,07	4,8
12.25	3.75	03	12000	5,08	5
Hélice 13 x 4		Teste	Rotação máx. medida[rpm]	Empuxo máx. Parâmetro[kgf]	Empuxo máx. medido [kgf]
Diâmetro [pol]	Passo [pol]				
13	4	01	11000	4,8	5,2
13	4	02	10800	4,785	4,8
13	4	03	9800	4,7	4,2
Hélice 13 x 6		Teste	Rotação máx. medida [rpm]	Empuxo máx. Parâmetro[kgf]	Empuxo máx. medido [kgf]
Diâmetro [pol]	Passo [pol]				
13	6	01	9500	4,35	4,8
13	6	02	7800	4,34	3,2
13	6	03	8800	4,34	4,5

Fonte: Próprio autor.

6. CONCLUSÃO

A bancada se mostrou confiável e segura para realização dos testes em motores a combustão, uma das principais preocupações desde o início de sua elaboração, sendo fácil a instrumentação da mesma, porém, o tratamento dos resultados obtidos através da interface com a IDE do Arduino para aquisição da rotação se mostrou um tanto quanto trabalhosa, tomando muito tempo durante desenvolvimento, e deve ser destacada como fator decisivo para o impedimento do início da terceira fase de iterações na qual seria instalado o sensor de torque à bancada. Apesar deste último ponto negativo, o projeto e o desenvolvimento do protótipo foram até a segunda fase de iterações e permitiu a aquisição dos dados de empuxo e rotação que serão úteis para os projetos da equipe Aerodactyl.

Tratando especificamente da terceira fase de iterações na qual seria instalado o sensor de torque à bancada, pode-se dizer que o desenvolvimento se dará de maneira mais simples uma vez que o princípio de aquisição é o mesmo utilizado para a aquisição de empuxo, podendo inclusive utilizar instrumentação semelhante.

Além disso, o projeto ainda dá espaço para a instalação de mais sensores, como sensores de temperatura, de massa, para determinação de consumo e autonomia de voo, e de novos estudos acerca da área de projeto de desempenho da equipe. O microcontrolador utilizado

também abre essa possibilidade visto que possui mais entradas e saídas do que o necessário para a instalação da instrumentação utilizada até então.

Com relação à viabilidade econômica, é fato que a instrumentação da bancada se torna o quesito de maior investimento caso mais sensores fossem instalados ou houvesse a necessidade de sobressalentes. Entretanto, pode-se observar na tabela 4 que no presente projeto o investimento em componentes para instrumentação não passa de 50% do valor total gasto, o que é bastante interessante uma vez que a estrutura da bancada não passará por alterações relevantes. Outro ponto interessante é que os componentes estruturais que necessitarem de alteração para futuros trabalhos podem ser fabricados nas dependências da EMC.

Destaca-se que a bancada tem dimensões que possibilitam utilizá-la em um túnel de vento com seção de testes mínima de dimensão 400mm x 400mm, possibilitando, portanto, realizar os testes dinâmicos dos GMP's utilizados pela equipe Aerodactyl.

A bancada agora faz parte dos laboratórios da Engenharia Mecânica da EMC estando disponível para projetos de pesquisa e aulas experimentais.

REFERÊNCIAS

ANDERSON JR., J. D. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica**, 7 ed., Mc Graw Hill, Porto Alegre, 2015.

AERODACTYL: **Projeto de extensão da Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação da Universidade Federal de Goiás**. Disponível em: <http://aerodactylufg.wixsite.com/aeroufg>. Acesso em: 28 jul. 2018.

AIRBUS: Commercial Aircraft. Disponível em: <http://www.aircraft.airbus.com/aircraftfamilies-/passengeraircraft/a380family/innovation/>. Acesso em: 28 jul. 2018.

BALBINOT, A.; BRUSAMARELLO, V. J. **Fundamentos de instrumentação industrial e controle de processos**. 2 ed. Rio de Janeiro: LTC, 2007. v. 1. 386 p. ISBN 978-85-216-17549.

CIRRUS: Aircraft. Disponível em: <https://cirrusaircraft.com/aircraft/sr22/>. Acesso em: 31 de jul. 2018.

de BARROS, Henrique Lins. **Santos Dumont e a invenção do avião**. Rio de Janeiro. CBPF, 2006.

DURAND, W. F., & LESLEY, E. P.. **Experimental research on air propellers II**, T. R. n°30, NACA 1920.

HOMA, Jorge M. **Aeronaves e Motores**. 34. ed. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2014.

HONEYWELL. Disponível em: <https://octopart.com/hoa1406-003-honeywell-39436191>. Acesso em: 26 de maio 2019.

ICON: Aircraft. Disponível em: <https://www.iconaircraft.com/home>. Acesso em: 31 de jul. 2018.

MERCADO LIVRE. Disponível em: <https://www.mercadolivre.com.br/>. Acesso em: 30 de jul. 2018.

NORTON, Robert L. **Projeto de Máquinas – Uma abordagem Integrada**. 4 ed. Bookman. 2013.

OS: Engines. Disponível em: <https://www.osengines.com/> Acesso em: 30 de jul. 2018

PECHARROMÀN e VEIGA. **Estudo Sobre a Indústria Brasileira e Europeia de Veículos Aéreos Não Tripulados**. Sector Dialogues. 2015

RCBENCHMARK: Thrust Stand and Dynamometer. Disponível em: <https://www.rcbenchmark.com/>. Acesso em 28 jul. 2018

ROLLS ROYCE: Products and Services. Disponível em: https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-900.aspx#/. Acesso em 30/07/2018

SAE Brasil: Aerodesign. São Paulo. Disponível em: <<http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign>>. Acesso em: 28 jul. 2018.

SAKAI, Claudio Koseki. **Projeto e Construção de um Dinamômetro para Motores de Aeromodelos**. São Paulo, 2010.

APÊNDICE A – ALGORITMO DO MICROCONTROLADOR

- * Bancada de Teste de GMP's
- *
- * UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS
- * EMC - Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação
- * Curso de Engenharia Mecânica
- *
- * Código desenvolvido para leitura de valores de célula de carga utilizando
- * módulo HX711
- * Saída serial para interface com o software PLX-Daq (Comunicação com Excel)
- *
- *
- * Júlio Esteves de Matos Júnior
- *
- * Última modificação:
- * 24/06/2019 - adicionado while para sensor de rotação;
- *

--> LEIA O ARQUIVO Readme.txt antes de utilizar este código <---

Pinos para conexão com a célula de carga comercial:

Excitação da ponte de Wheatstone

E+ -> Vermelho

E- -> Preto

Saída da ponte de Wheatstone

A+ -> Branco

A- -> Verde

Pinos para conexão com Arduino:

- * Hx711.DT -> pin #A2
- * Hx711.SCK -> pin #A1
- */

```
#include "hx711.h" // carrega driver para o módulo HX711
#define I2C_ADDR 0x3F
#include <Wire.h>
#include <LiquidCrystal_I2C.h>
Hx711 scale(A2, A1); // Identificando as portas para comunicação
LiquidCrystal_I2C lcd(0x3F,2,1,0,4,5,6,7,3, POSITIVE);
const int dataIN = 2; //IR sensor INPUT
const int N = 20; // Número de leituras utilizadas para valor filtrado
unsigned long prevmillis; // To store time
unsigned long duration; // To store time difference
```

```

unsigned long refresh1; // To store time for refresh of reading
unsigned long refresh2;
int rpm; // RPM value
int rpmf; // RPM filtered
int vals[N];
int r;
boolean currentstate; // Current state of IR input scan
boolean prevstate; // State of IR sensor in previous scan
boolean valor;

void setup() {

    // Variáveis para ajustes da placa e da porta serial

    pinMode(dataIN,INPUT);
    lcd.begin (16,2);
    prevmillis = 0;
    prevstate = LOW;
    r = 0;
    Serial.begin(115200);// Inicia a comunicação serial

    //>>    CALIBRAÇÃO - HX711
    //    a.x + b = f
    // a: ganho (coeficiente de proporcionalidade)
    // b: zero da função (offset)
    //
    // --- Ajustando o offset ---
    scale.setScale();           // Elimina qualquer valor anterior
    scale.setOffset(0);        // Zera valor de Offset
    double soma = scale.averageValue(10); // Faz a média das leituras
    scale.setOffset(soma);     // Torna o offset a média das leituras, sem ajuste de ganho
    scale.setScale(240);       // Fator de calibração da célula de carga 5 Kg

    Serial.print("Empuxo:");
    Serial.print("          ");
    Serial.print("RPM:");
    Serial.print("          ");
    Serial.println();
}

void loop() {

    // LCD DISPLAY
    DISPLCD();

    // Load
    LOAD();

```

```

//RPM
  valor=true;
  RPM();

//Servo
  //SERVO();
}

void LOAD()
{
  Serial.print(scale.getGram());
  Serial.println();
}

void RPM()
{
  // RPM Measurement

while(valor==true)
{
currentstate = digitalRead(dataIN); // Read IR sensor state
if( prevstate != currentstate) // If there is change in input
{
  if( currentstate == HIGH ) // If input only changes from LOW to HIGH
  {
    duration = ( micros() - prevmillis ); // Time difference between revolution in microsecond
    rpm = (60000000/duration); // rpm = (1/ time millis)*1000*1000*60;
    prevmillis = micros(); // store time for next revolution calculation
    r+=1;
  }
}

prevstate = currentstate; // store this scan (prev scan) data for next scan

for(int i = N - 1; i > 0; i--)
{
  vals[i]=vals[i-1];
}
vals[0]=rpm;

for(int i = 0; i < N; i++)
{
  if(vals[i-1] < vals[i])
  {
    rpmf=vals[i-1];
  }
}
}
/* long sum = 0;
for(int i = 0; i < N; i++)
{

```

```

        sum = sum + vals[i];
    }
    rpmf = sum / N;
*/
if(r==20)
{
    valor=false;
}
}
Serial.print(rpmf);
Serial.print(" ");
r = 0;
}

void DISPLCD ()
{

    lcd.setCursor(0,0);
    lcd.print("Empx (g):");
    //delay(250);
    lcd.print(scale.getGram());
    lcd.setCursor(0,1);
    lcd.print("RPM:");
    lcd.print(rpmf);
    // delay(250);
}

/*void SERVO ()
{
    // Le o valor do potenciometro (valores entre 0 e 1023)
    val = analogRead(potpin);

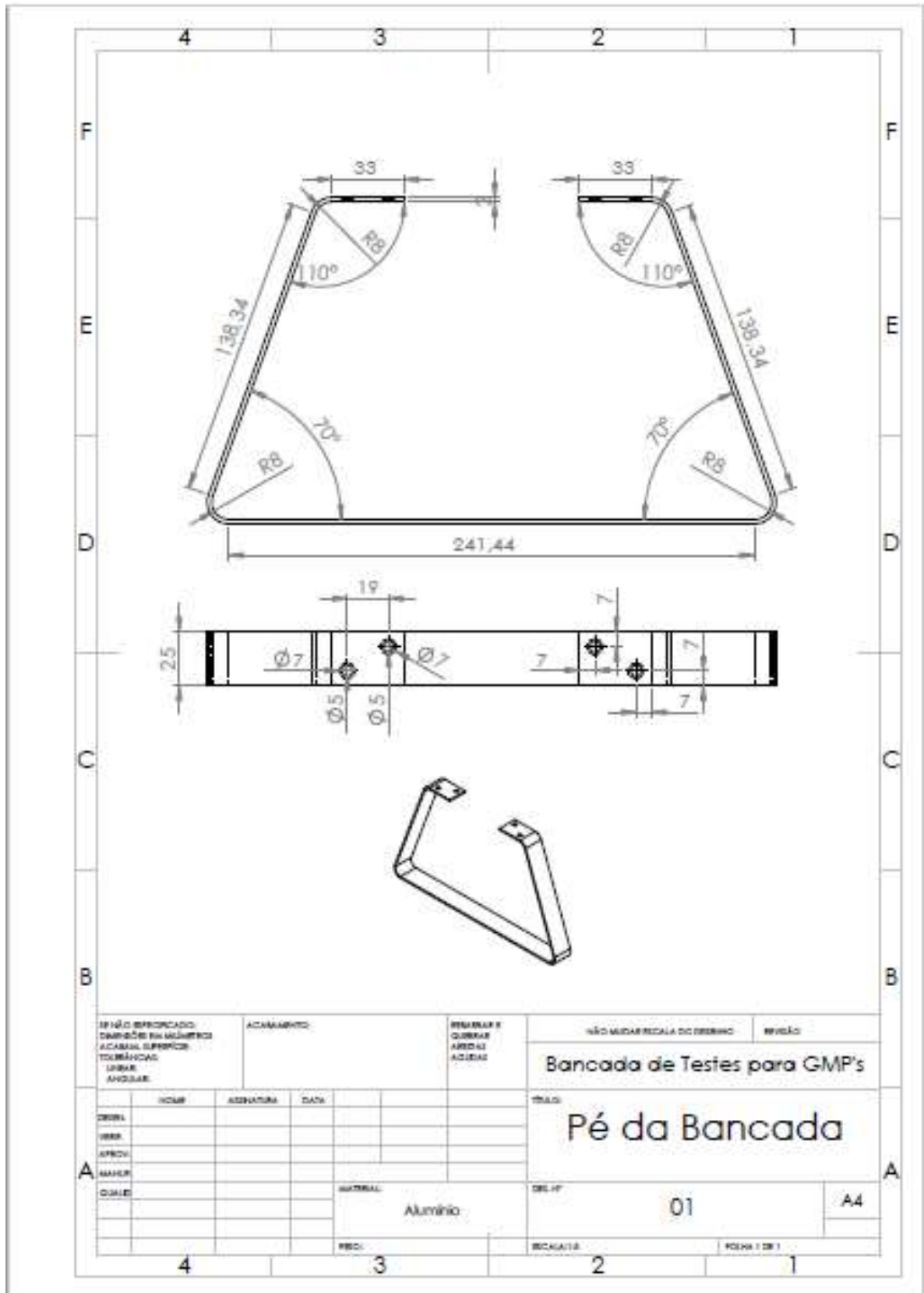
    // Converte o valor pra ser usado no servo (valores entre 0 e 180)
    val = map(val, 0, 1023, 0, 179);

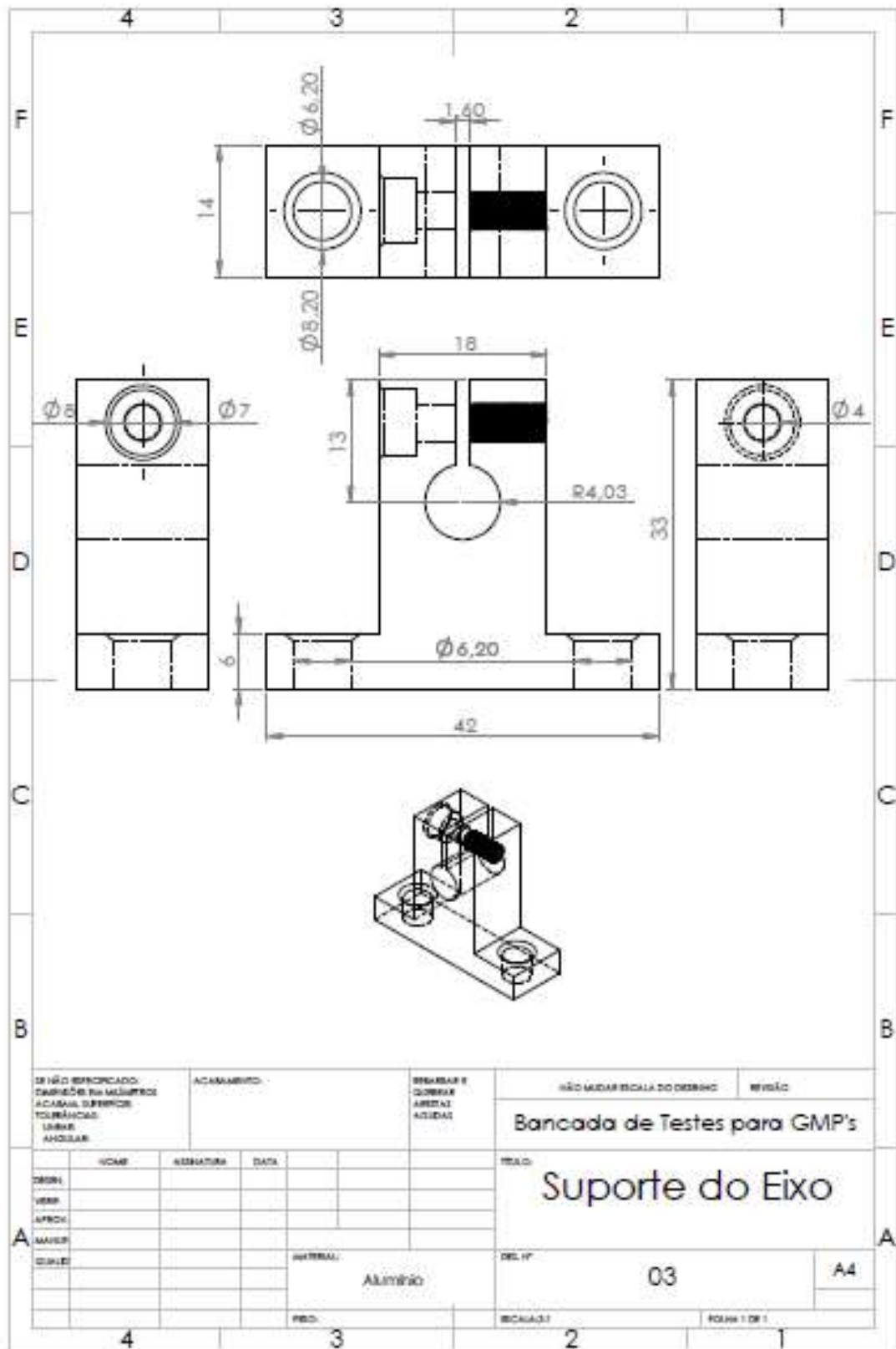
    // Move o eixo do servo, de acordo com o angulo
    myservo.write(val);

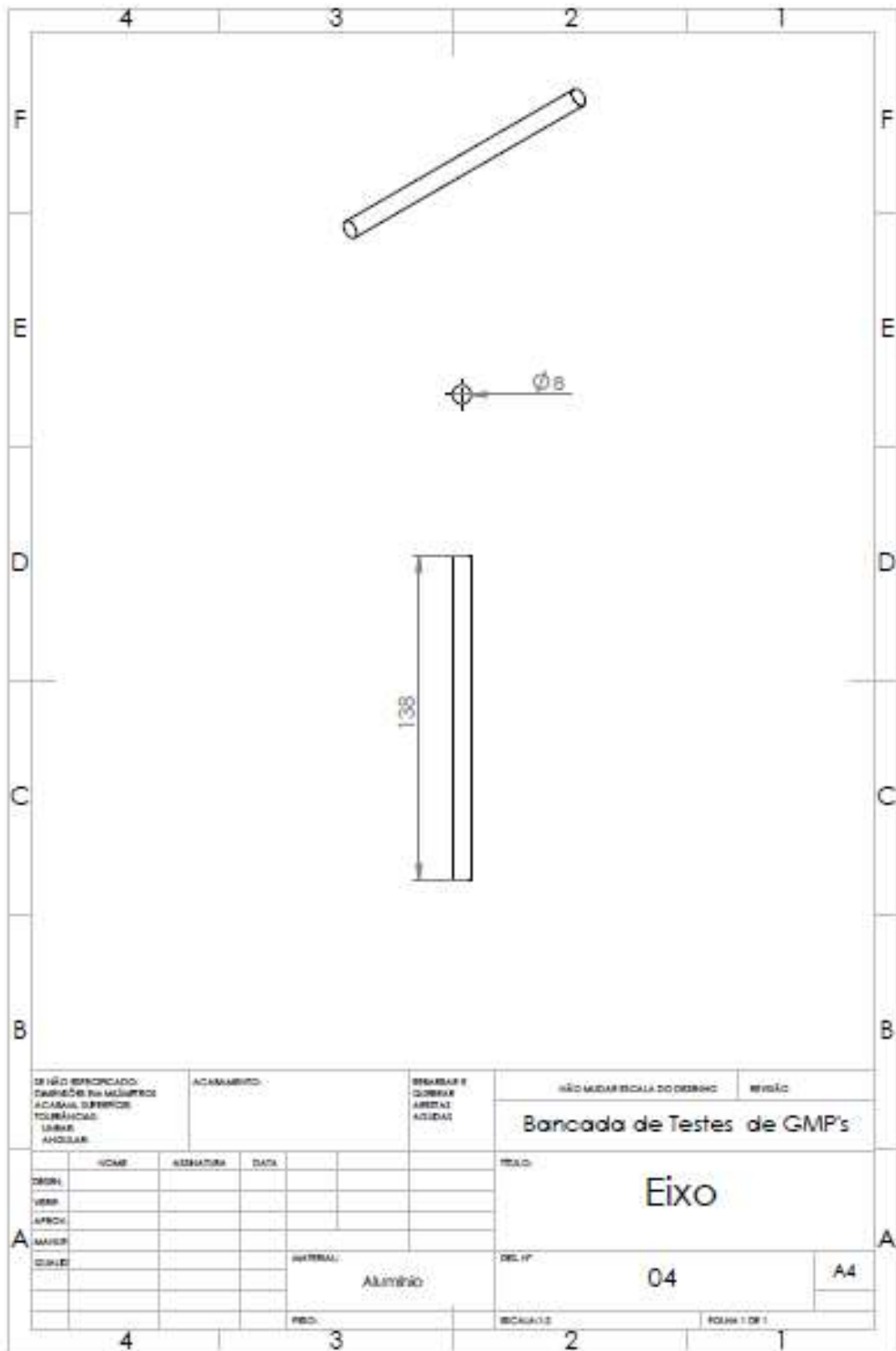
}
*/

```

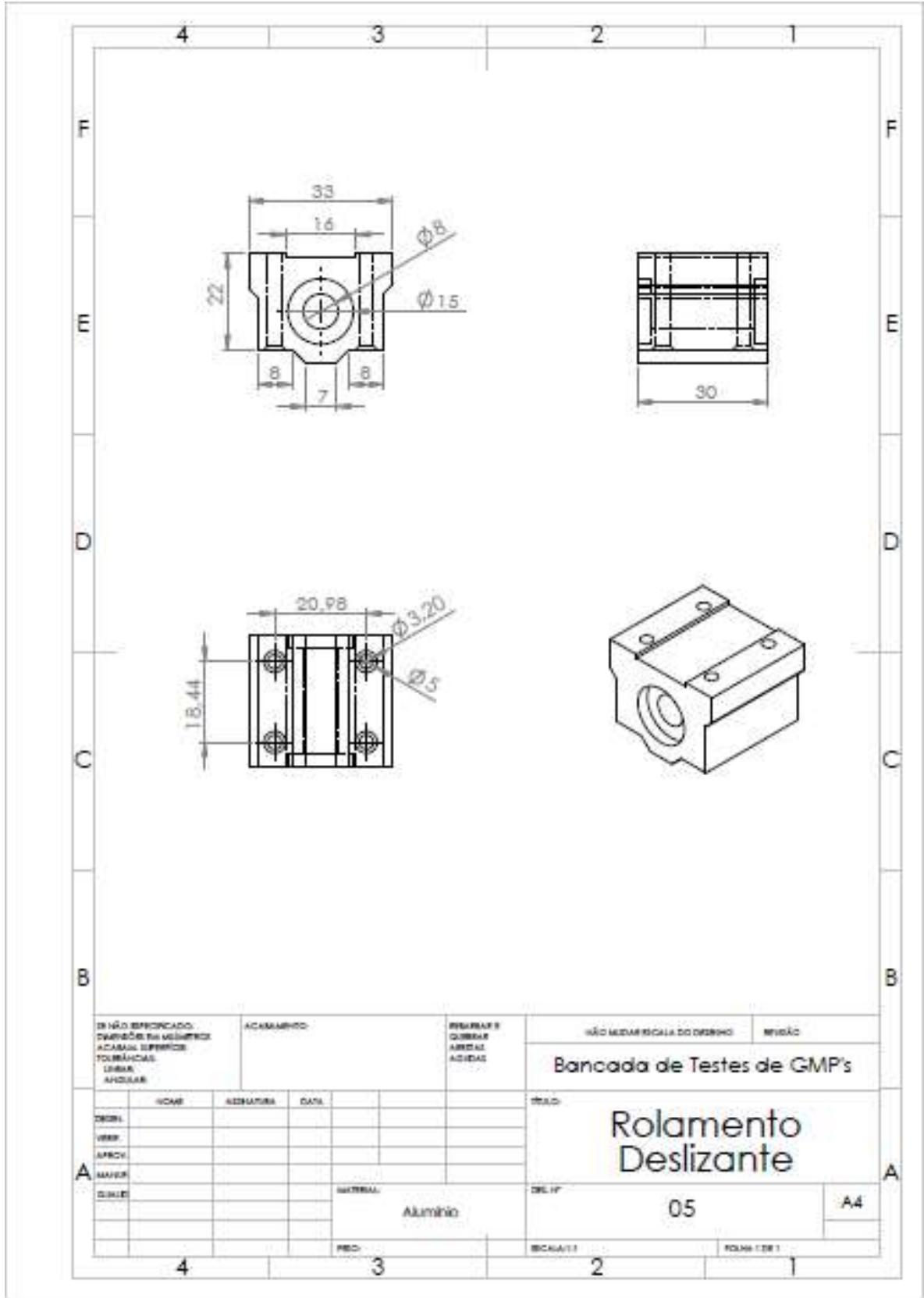
APÊNDICE B – DESENHO TÉCNICO DA ESTRUTURA DA BANCADA

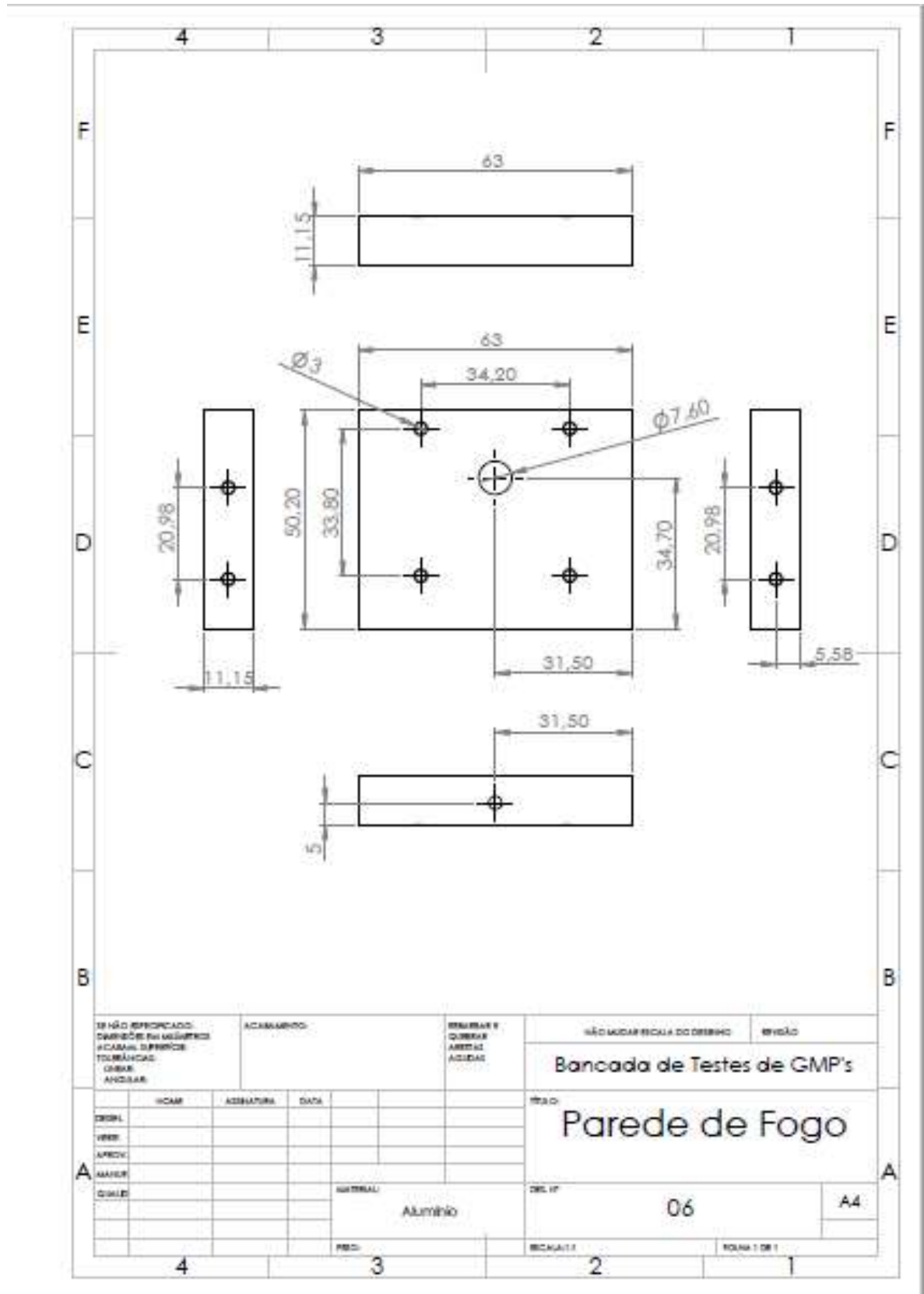






DE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÃO NA MÁQUINA ACABAMENTO SUPERFÍCIE TOLERÂNCIAS LIMES ANGULAR		ACABAMENTO		BARRAS E CORREIA AREIAS ACIDAS		NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISÃO	
						Bancada de Testes de GMP's			
						TÍTULO			
						Eixo			
						DEL. Nº		A4	
						04			
						MATERIAL		ALUMÍNIO	
						PROJ.		FOLHA 1 DE 1	





SE NÃO ESPECIFICADO, DIMENSÃO EM MILÍMETROS		ACABAMENTO:		RESERVA E QUANTAS ÁREAS ACIDIAS		NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISO	
ACABAMENTO: TORNEADO, LIXAR, ANILAR						Bancada de Testes de GMP's			
TITULO		MATERIAL		DEL. Nº		06		A4	
PROJ.		FECH.		RECALTE		FOLHA 1 DE 1			
APROV.		MATERIAL		DEL. Nº		06		A4	
AUTOR		MATERIAL		DEL. Nº		06		A4	
DEL. Nº		MATERIAL		DEL. Nº		06		A4	
PROJ.		MATERIAL		DEL. Nº		06		A4	