

PROJECTO DE UM SISTEMA EXPERIMENTAL PARA DETERMINAÇÃO DO DESEMPENHO DO CONJUNTO MOTOR-HÉLICE DE VEÍCULOS REMOTAMENTE PILOTADOS

Carlos Costa

Luís F. Silva

Pedro Lobarinhas

Departamento de Engenharia Mecânica Escola de Engenharia, Universidade do Minho

José L. Rodrigues

Filomena Soares

Departamento de Electrónica Industrial Escola de Engenharia, Universidade do Minho

Abstract

Data related to remotely piloted vehicles (RPV) of small dimensions is scarce. Aerodynamic instabilities are difficult to predict by the existing analytical methods. Previous work concluded that commercial software, easily found in the internet, present poor qualitative agreement with experimental data.

Worldwide, there is little and sparse in time scientific research. National research has any kind of system that can accurately measure performance of propulsion system. High efficiency and low power wind turbines together with the unmanned aerial vehicles for military and civil purposes, lead to research and development on this subject.

It is intended to analyze the performance of electro-mechanical assembly, collecting five physical parameters: torque, thrust, current being consumed, battery's voltage and propeller's rotation speed.

It is under development a new balance, with data acquisition implemented by a Labview™ platform and programming language. The design of an automated system is of utmost importance for a highly repeatable and accurate data acquisition.

A performance mapping of propulsion system with a systematic set of data, presented in a proper manner is needed. It should help to improve new components and assess whether specially designed components can provide significant gain over those available in market.

Keywords: *remotely piloted vehicles; performance mapping; data acquisition*

Resumo

A informação relativa a Veículos Remotamente Pilotados (RPV) de pequenas dimensões é escassa. Os métodos analíticos existentes têm dificuldade em prever a ocorrência de instabilidades aerodinâmicas. Trabalhos anteriores constataram a não consistência de resultados obtidos experimentalmente com os obtidos em programas comerciais, disponíveis na internet.

Internacionalmente, a investigação é reduzida e espaçada no tempo. No panorama nacional, não é conhecido qualquer sistema capaz de medir de forma precisa e controlada o

desempenho do conjunto propulsor. O aprofundamento do conhecimento nesta área tem sido impulsionado pelo desenvolvimento das turbinas eólicas de baixa potência e elevado rendimento, bem como o interesse em aeromodelos não tripulados para fins civis e militares.

Pretende-se analisar o desempenho do sistema electromecânico, através da medição de cinco parâmetros físicos: binário, tracção, corrente consumida, tensão da bateria e a velocidade de rotação do hélice.

Está a ser desenvolvida uma nova balança, com aquisição de dados através da implementação da linguagem e plataforma Labview™. Um sistema de medição autónomo é importante para uma rápida e eficiente aquisição de dados.

A recolha sistemática, devidamente estruturada, é necessária para a catalogação do desempenho dos diversos sistemas propulsores. Serve ainda para o aperfeiçoamento na concepção de novos componentes e na escolha da melhor combinação do conjunto propulsor.

Palavras-chave: *veículos remotamente pilotados; catalogação de desempenho; aquisição de dados*

1. INTRODUÇÃO

Os perfis alares de hélices de grande escala não se adequam a hélices de pequenos diâmetros, com números de Reynolds subcríticos. Nestas condições, a sustentação e arrasto dos perfis alares dependem fortemente do tipo de camada limite existente (Borst, 1978).

A investigação efectuada neste domínio é reduzida e os dados são obtidos em condições laboratoriais distintas e, por vezes, sem descrição das mesmas. Iniciada em diferentes contextos, destacam-se como principais motivações o aumento de eficiência do sistema de propulsão dos veículos remotamente pilotados (VRPs); a compreensão de fenómenos aerodinâmicos presentes em hélices e turbinas eólicas de baixa potência (Uhlig, 2002); a determinação de parâmetros empíricos para correcção do cálculo analítico (Deters e Selig, 2008); e ainda com fins didácticos (Beck e Pratt, 2005).

Internacionalmente, a investigação é reduzida e espaçada no tempo. Actualmente conta com alguns projectos iniciados mas sem resultados conclusivos e passíveis de serem utilizados. No panorama nacional, não é conhecido qualquer sistema capaz de medir, de forma precisa e controlada, o desempenho do conjunto propulsor.

O projecto deste banco de ensaios tem como objectivo reduzir as variáveis estranhas às observações pretendidas. Destaca-se o atrito entre órgãos mecânicos, controlo da vibração mecânica, turbulência devida à secção frontal de obstrução ao escoamento. Devido ao estudo de uma gama alargada de hélices, os componentes seleccionados correspondem a um compromisso entre custo e capacidade de leitura.

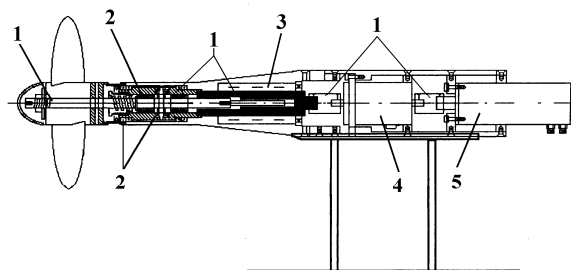
A nova balança a ser desenvolvida permitirá o estudo estático e dinâmico de motores eléctricos, com um sistema de aquisição de dados implementado na plataforma Labview™. A sua interface gráfica é simples, com fácil interacção e leitura dos dados, e robusta, para uma ampla leitura de dados e armazenamento. Este projecto apresenta um sistema de medição autónomo, importante para uma rápida e eficiente aquisição de dados.

2. TRABALHOS ANTERIORES NESTE DOMÍNIO

2.1 Pesquisa Bibliográfica

Na Figura 1 (Asson, 1990), apresenta um conjunto mecânico capaz de medir em simultâneo o binário e a tracção para diversos hélices. O seu objectivo principal é o estudo dos hélices, pelo que o motor é mantido constante em todos os ensaios. A medição da tracção é efectuada por um LVDT (acrónimo para *Linear Variable Differential Transformer*) e o binário é medido através de um sensor óptico. Toda a instrumentação está ligada a um sistema de aquisição de dados que recolhe directamente os dados num computador para posterior tratamento e análise. A velocidade de rotação do hélice é obtida após processamento do sinal do sensor óptico de binário, e depois de analisado num terminal controla a velocidade do motor.

Figura 1: Detalhe do Sistema de Medição segundo Asson (1990)



Nota: Elementos de ligação mecânicos-1; Rolamentos linear e axial-2; LVDT-3; Sensor de binário-4; e Motor-5

Em Kotwani et al. (2009) foram concebidas duas configurações distintas para a leitura da tracção e do binário. Na leitura do binário o sensor foi colocado em série com o hélice e o motor eléctrico, ligados por um veio apoiado em quatro rolamentos. A tracção é lida por uma célula de carga sujeita a flexão. Numa extremidade é fixado o motor na posição horizontal, enquanto que na outra a célula é fixada a uma estrutura rígida de suporte. A velocidade de rotação do hélice é lida através de um transmissor infravermelho e de um reflector colocado no hélice.

De acordo com o proposto por Beck e Pratt (2005), é apresentado um sistema com fins didácticos. O sensor de binário consiste num extensómetro capaz de medir a tensão de corte a que está sujeito o apoio. O sensor de binário está fixo à balança do túnel, capaz de medir forças normais, axiais e momentos de picada. Durante os ensaios são registadas as leituras da rotação do hélice, através de um estroboscópio digital, a potência eléctrica e a velocidade do escoamento no túnel aerodinâmico através da leitura visual dos respectivos medidores.

No estudo conduzido por Merchant (2004), foi criado um sistema de ensaio integrado no sistema de propulsão. É utilizada uma célula de carga multi-componente para leitura da tracção e do binário, fixada a uma estrutura em C, já existente no túnel aerodinâmico. Trata-se de um sistema com poucos órgãos mecânicos e capaz de acomodar diversos motores e hélices (ver Figura 2). A leitura da velocidade de rotação é efectuada através de um sensor magnético e de um elemento metálico colocado no hélice, a uma distância muito curta (aproximadamente 0,8 mm).

Em Garcia e Palencia (2007) é efectuada a medição da tracção dinâmica, do arrasto induzido com o motor parado e a caracterização do perfil de velocidades atrás do hélice. Fora do túnel aerodinâmico, efectua-se a medição do binário do conjunto para diferentes velocidades de rotação. A rotação do motor é efectuada através de um tacómetro digital, a

temperatura do motor através de um pirómetro e o perfil de velocidades da esteira do hélice através de um manómetro diferencial, com multi-tomadas de pressão.

Figura 2: Vista Geral do Sistema (Merchant, 2004)

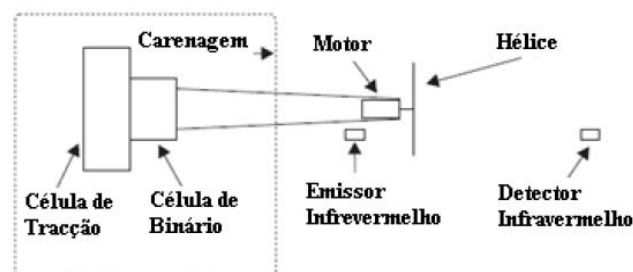


De acordo com o proposto por Rozehnal (2007), o dispositivo experimental permite a execução de ensaios estáticos e dinâmicos, tanto no interior do túnel como no exterior. A complexidade do sistema deve-se ao interesse na utilização de células de carga sujeitas à flexão e na separação mecânica dos dois tipos de movimento. A aquisição de dados é efectuada através da plataforma Labview™.

O sistema segundo Uhlig (2002), consiste num braço de suporte da célula de binário e do conjunto motor-hélice no centro do túnel aerodinâmico. Este braço prolonga-se para o exterior do túnel, permitindo a transferência da força de tracção através de uma alavanca para uma célula de carga. O braço de suporte, sujeito ao escoamento do túnel, é carenado com um perfil simétrico para redução do arrasto e, conseqüentemente, da interferência nos valores da tracção. A leitura da velocidade de rotação é efectuada através de um fototransístor e de um elemento reflector (fita de alumínio) colocado no hélice.

Na Figura 3, e segundo proposta de Deters e Selig (2008), é apresentado um sistema com duas células montadas em série e fixadas a uma estrutura de suporte. Na estrutura está fixada a célula de carga para medição da tracção; seguidamente é fixado um sensor de reacção para leitura do binário, sendo que o conjunto motor-hélice é colocado num suporte com o objectivo de afastar a esteira, do hélice, do conjunto de leitura e fixação. Toda a estrutura de suporte e de leitura encontra-se isolada do escoamento através de uma carenagem com perfil simétrico. A leitura da velocidade é efectuada através de um emissor infravermelho, colocado junto ao hélice, e de um receptor afastado.

Figura 3 Perfil Esquemático do Sistema de Medição (Deters e Selig, 2008)



3. CONCEITO DO BANCO DE ENSAIOS

O objectivo é medir a potência e a tracção do conjunto motor-hélice. Em termos mecânicos, a balança terá de permitir a leitura de um deslocamento linear e de um deslocamento

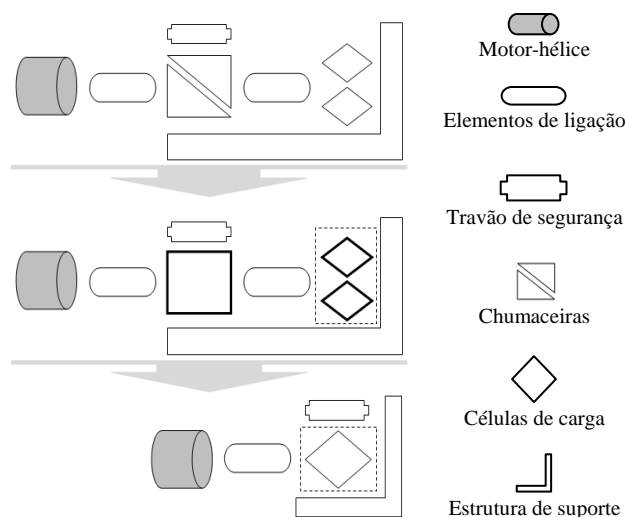
rotacional, ambos no mesmo eixo. Tal como nas balanças aerodinâmicas mais complexas, estes requisitos podem ser realizados através de duas configurações distintas: ou por um sistema por separação mecânica, ou por um sistema por interferência das forças e momentos produzidos (como os descritos por Preusser e Polanski, 1989 e Barlow, et al., 1999). Esta notação é adoptada nas balanças de túneis aerodinâmicos e será transposta para este estudo.

Durante a fase de calibração da balança, todas as interferências serão cuidadosamente registadas e incluídas no resultado final da medição. O erro máximo possível de um componente surge quando todos os outros componentes são sujeitos à sua capacidade máxima (Preusser e Polanski, 1989).

3.1 Evolução Conceptual

Na Figura 4 está descrita a evolução natural de uma balança para a aplicação aqui em estudo. (Nos diagramas da Figura 4 utilizaram-se blocos com formas diferentes para distinguir os diferentes grupos de componentes necessários. Os blocos estão dispostos em série, para demonstrar a sequência de montagem, e em paralelo, para indicar que a ordem destes elementos varia de caso para caso.)

Figura 4: Diagrama com a Evolução Conceptual dos Componentes Necessários



Inicialmente estão representados os componentes necessários para a configuração do sistema por separação mecânica. Como exemplo refere-se a máquina apresentada por Asson (1990). A segunda configuração, mais simplificada, substitui o rolamento axial e linear por uma chumaceira (assinalada a negrito) de casquilhos e duas células de carga, exactamente como proposto por Rozehnal (2007). Como se pode observar, dependendo do tipo de chumaceira utilizada, esta configuração pode ser incluída em ambos os sistemas, por separação mecânica ou por interferência. Existem conjuntos compactos com separação do movimento linear e do movimento de rotação. No entanto não foram reportadas (neste artigo) máquinas com esta configuração.

No final, encontra-se a configuração do sistema por interferência. Esta configuração pode apresentar apenas uma célula de carga, como o apontado por Merchant (2004), ou duas células, de acordo com o proposto por Uhlig (2002), Deters e Selig (2008) ou Beck e Pratt (2005). A dimensão do elemento de ligação entre o motor e a célula de carga poderá ter diferentes dimensões, a qual estará sujeita à necessidade de afastar a esteira do hélice da restante estrutura. Está prevista a inclusão de um travão de segurança para protecção da

célula de carga, de sobre cargas mecânicas. A sua presença é especialmente importante para o caso dos motores de combustão, durante a fase de arranque.

Através do diagrama da Figura 4 é possível compreender a diminuição dos elementos mecânicos necessários, evoluindo para um sistema compacto e de baixa complexidade mecânica.

As limitações sentidas numa configuração do sistema por separação mecânica são ultrapassadas no último caso, em termos do tempo despendido na afinação dos diversos componentes mecânicos, do desgaste tribológico inerente e da capacidade para absorver uma maior gama de frequências de trabalho.

3.2 Hélices a Investigar

Os hélices, disponíveis comercialmente, para utilização em VRP, variam muito o seu diâmetro. Foram estudados hélices entre 2,5" (Deters e Selig, 2008) e 16" (Merchant, 2004), com tracções compreendidas entre 0,074 N e 66 N e binário de 0,00037 N.m a 2,7 N.m, respectivamente. Estes são valores limite, os quais ajudam a compreender as diferentes grandezas envolvidas.

Devido a uma das principais motivações para a construção desta máquina ser o estudo do sistema propulsor para utilização em competições, com regulamentos de prova semelhantes, os hélices a serem estudados possuem valores típicos de diâmetro entre 10" e 14". Este banco de ensaios possui uma resolução de leitura de 0,22 N para a tracção e 0,01 N.m para o binário, considerando a escala completa da célula de carga. No entanto, não se encontra limitado a estes valores, devido à possibilidade de variação da escala de leitura do conversor analógico-digital. Isto irá permitir obter sempre a melhor resolução para diferentes valores máximos, de tracção e binário. Os ensaios em túnel aerodinâmico encontram-se limitados a hélices cuja secção de obstrução não exceda os 60% da secção do túnel, Glauert (1947).

Será efectuada a análise detalhada da incerteza para determinar a exactidão dos resultados da experiência. Será implementado um processo através da especificação das incertezas nas várias medidas efectuadas e consequente propagação até ao resultado final (tal como detalhado em Coleman e Steele (1999) e Yen e Bräuchle (2009)).

4. DESCRIÇÃO DO SISTEMA EXPERIMENTAL

A balança projectada para este estudo é constituída por diversos sensores. Estes foram seleccionados com base na análise de uma gama alargada de hélices, no estudo de diversos conjuntos motor-hélice e na facilidade de operação, com vista a uma maior rapidez de calibração e de execução dos ensaios.

4.1 Velocímetro

A medição da velocidade de rotação será efectuada através de um dispositivo electromecânico, constituído por um emissor infravermelho e um receptor foto-transistor (ver Figura 7). O elemento acoplado ao banco de ensaios será o receptor, devido às suas menores dimensões. Este sistema de medição confere uma maior liberdade na localização do emissor, tornando-se particularmente importante no caso de ensaios em túneis aerodinâmicos, visto poder ser retirado do escoamento incidente no hélice.

Trata-se de um interruptor, constituído por um circuito comparador, que se encontra fechado no caso do feixe de luz incidir, emitindo um sinal de 5V; aquando da interrupção pela pá do hélice, o interruptor abre e o sinal passa a 0V. Com a contagem do número de alterações do

estado de saída e através da introdução do número de pás do hélice, obtemos a velocidade de rotação.

4.2 Célula de Carga

A célula de carga seleccionada é da marca FUTEK, capaz de medir forças de tracção e momentos no mesmo eixo (ver Figura 5 a.). Tem capacidade máxima de 22 kgf à tracção e 5,7 N.m em binário, com valores de R.O. (ou *rated output*) de 0,05% FS (em toda a escala) (especificações em Futek, 2009). A célula de carga será calibrada *in situ*, através de massas padrão (componente M da Figura 10).

Figura 5: a. Diagrama de Forças e Momentos; b. Célula Multi-componente Seleccionada (Futek, 2009)



4.3 Aquisição e Processamento de Sinal

A leitura dos parâmetros eléctricos, corrente consumida e tensão da bateria, será efectuada, respectivamente, por um sensor de corrente e um sensor de tensão. O sensor de corrente seleccionado é da marca LEM, com a referência 55-P, com uma corrente nominal no primário I_{pn} de 50 A e com uma relação de conversão de 1:1000 ($I_{sn}=50\text{mA}$) (LEM, 2009). O sensor de tensão é uma montagem do tipo seguidor de tensão com um amplificador operacional da marca Texas Instruments com a referência UA741CD (Texas Instruments, 2009).

A aquisição é efectuada através de um microcontrolador, da família ATMEL, com a referência AT90USB1287 (ATMEL, 2009). Contém um conversor analógico-digital, com 10 bits de aproximação, que está ligado a um multiplexer com 8 entradas analógicas. De momento apenas três entradas serão utilizadas, mas permite-nos que de futuro outros sensores possam ser acrescentados ao sistema. O velocímetro será ligado a uma porta de entrada rápida, existente no microcontrolador.

O processamento de dados e respectivo armazenamento será efectuada pela plataforma Labview™. O programa desenvolvido especificamente para este efeito irá permitir ainda a visualização, em tempo real, dos parâmetros estudados – ver Figura 6. Nesta figura, a interface Labview™ exhibe um gráfico com a evolução da potência, rendimento e tracção em função da rotação, noutra mostra-se a evolução de todos os parâmetros em função do tempo. Existe também um alarme de protecção para aviso da corrente máxima permitida pelo ensaio e também um aviso da tensão restante da bateria. As caixas de leitura das medições (lado direito) contêm o valor máximo de cada parâmetro, bem como o momento em que esse valor ocorreu.

A Figura 7 apresenta, de uma forma esquemática, o diagrama de blocos para o sistema de medição e controlo.

Figura 6 Interface Labview™ (Magalhães e Rodrigues, 2009)

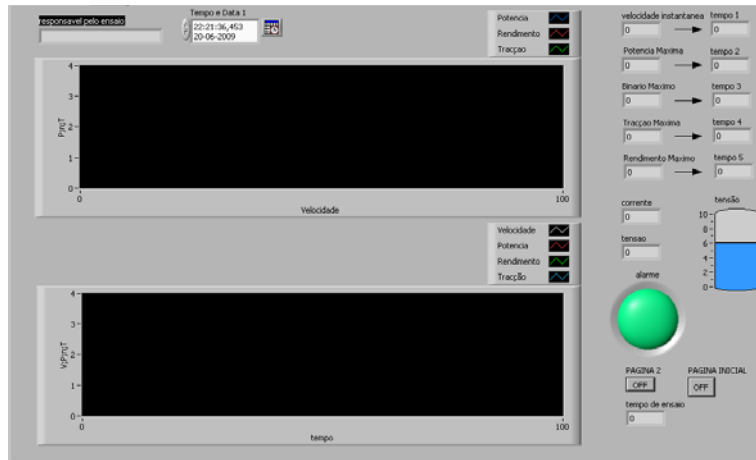
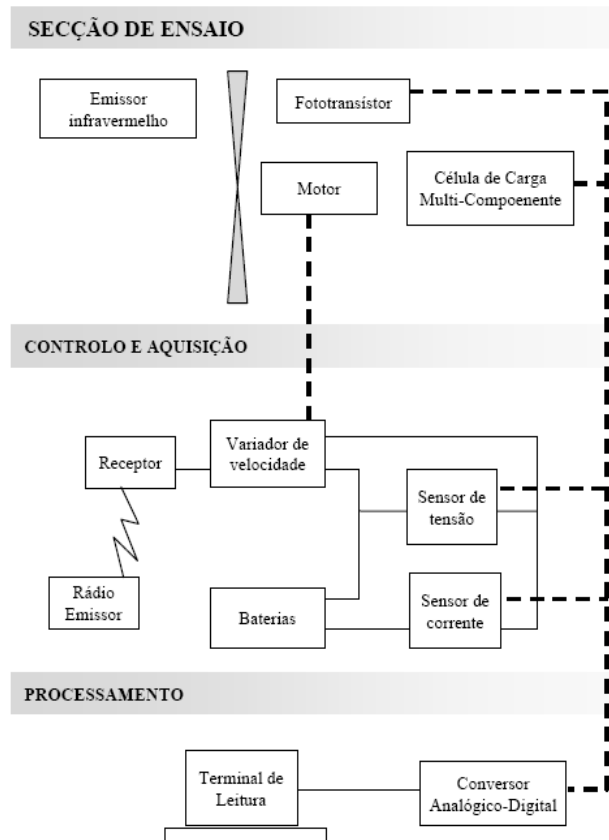


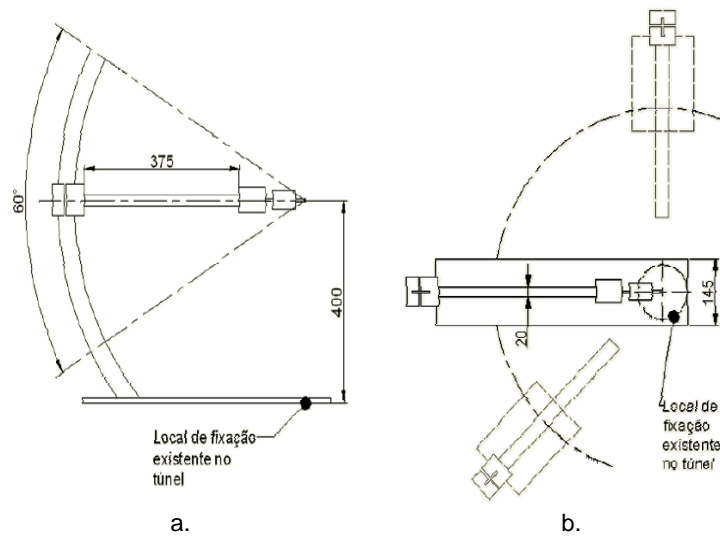
Figura 7: Desenho Esquemático do Sistema Completo de Medição e Controlo



4.4 Projecto Conceptual

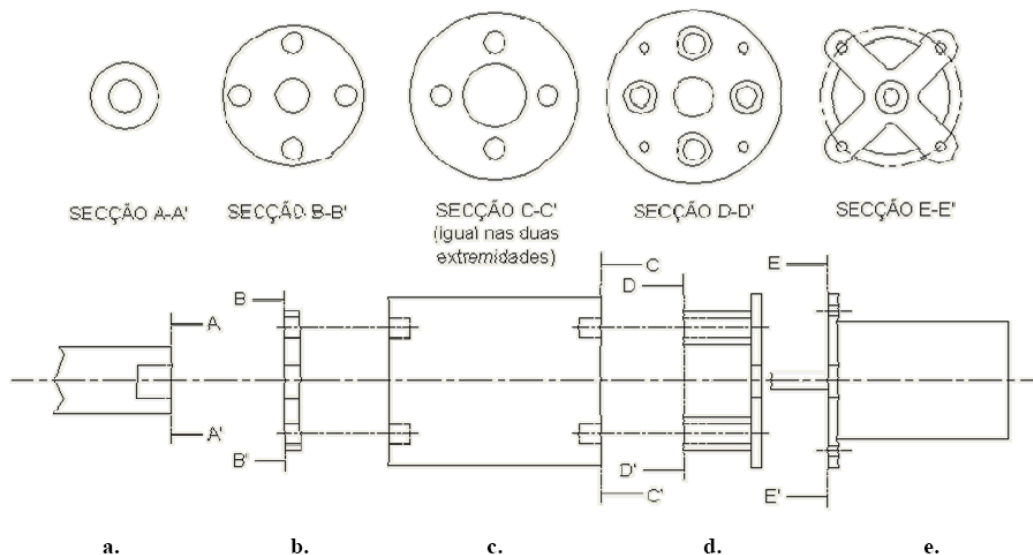
Nesta fase, a balança encontra-se com o seu projecto conceptual finalizado. Na Figura 8 podem-se observar as dimensões globais (em milímetros) da estrutura e posição relativa dos componentes. É também visível a característica do sistema para variar o ângulo de ataque do hélice em relação ao escoamento. Irá permitir a variação de coordenadas tanto na vertical, limitada pela altura do túnel aerodinâmico, como na horizontal, com rotação de 360°.

Figura 8: Atravancamento da Estrutura e Componentes. a. Vista Lateral, com Representação da Variação do Ângulo de Ataque; b. Vista de Topo, com Posições Secundárias



Na Figura 9 está representado o pormenor das ligações necessárias para acomodar correctamente o motor (e.) à célula de carga (c.) e ao braço de suporte (a.). O elemento assinalado em d., funciona como espaçador e como superfície de fixação do motor à célula de carga, ambos com 4 parafusos. O elemento indicado em b. é usado apenas como superfície de fixação da célula de carga ao suporte, com 4 furos para os 4 parafusos da célula e um furo central para o suporte.

Figura 9: Pormenor dos Elementos Mecânicos



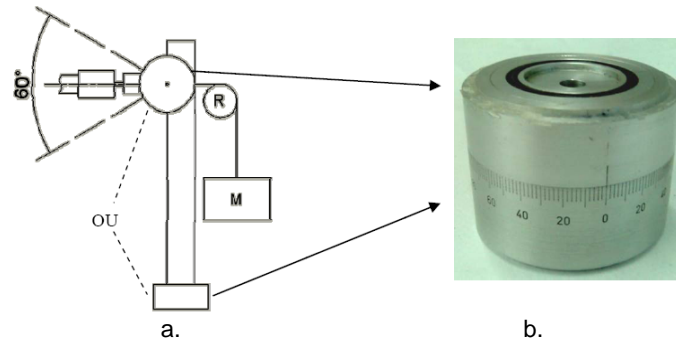
O estudo do comportamento do hélice segundo diferentes direcções e a execução das calibrações necessárias implica a construção de uma estrutura capaz de acomodar uma “escala angular” e uma roldana.

Como se pode verificar na Figura 10, o elemento b. terá duas localizações para o alinhamento horizontal e vertical. O conjunto da figura anterior não aparece completo para simplificação da leitura da imagem. O motor, durante o processo de calibração da tracção,

possui o veio de fixação do hélice ligado à massa padrão (M) através da roldana (R); durante o processo de alinhamento encontra-se fixo à coluna representada na figura (ver ainda a Figura 10).

Para calibração da componente de medição do binário é fixado directamente à célula um suporte específico, idêntico ao que se pode observar na Figura 2.

Figura 10: Coluna de Calibração e Alinhamento da Estrutura. a. Vista Lateral com os Diversos Componentes; b. Escala Angular



5. CONCLUSÃO E TRABALHOS FUTUROS

Um inovador e simples banco de ensaios foi projectado para o estudo do desempenho do conjunto motor-hélice de pequenas dimensões e aplicação em VRPs. Os valores máximos encontram-se limitados a 222 N e 5,65 N.m, para a tracção e binário respectivamente e, a uma área varrida pelo hélice de 60% da secção do túnel aerodinâmico.

Permite a medição do binário e da força de tracção, que juntamente com os dados da potência eléctrica consumida permitem determinar o rendimento do sistema de propulsão.

A sua estrutura móvel permite o estudo do comportamento dinâmico, situação de voo, e estático, com velocidade de aproximação nula, do conjunto propulsor (motor-hélice). Devido à característica de rotação em torno de um ponto, diferentes ângulos de ataque podem assim ser investigados.

A aquisição e o armazenamento de dados é autónoma e permite a visualização, em tempo real, dos valores lidos. Estas características conferem ao banco de ensaios rapidez de execução, menores possibilidades de falhas, maior longevidade da estrutura e apenas um operador na condução do ensaio.

O trabalho futuro deverá incidir sobre a construção do banco de ensaios e sobre a validação das leituras efectuadas, juntamente com a determinação da incerteza obtida. Durante esta fase será avaliada a repetibilidade, para diferentes conjuntos motor-hélice e em diferentes dias, e a sensibilidade das leituras para diferentes ângulos de ataque.

Posteriormente, a obtenção de dados sistemáticos e devidamente controlados serão comparados com as previsões dos modelos teóricos.

REFERÊNCIAS

Asson, K. (1990). *The Development of an Advanced Dynamometer System to Experimentally Determine Propeller Performance*, Master Thesis, University of Notre Dame.

- ATMEL, *AT90USB1287 Datasheet*, [citado em Junho de 2009], <http://www.farnell.com/datasheets/5088.pdf>
- Barlow, J., Rae, W., & Pope, A. (1999). *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, Inc.
- Beck, B., & Pratt, N. (2005). *A simple device for wind tunnel performance testing of small scale powered propellers*, in Proc. ASME Fluids Engineering Summer Conference, FEDSM2005-77191.
- Borst, H. (1978). *Aerodynamic Design and Analysis of Propellers for Mini-Remotely Piloted Air Vehicles*, Volume-I, USAAMRDL-TR-77-45A.
- Coleman, H., & Steele, W. (1999). *Experimentation and Uncertainty Analysis for Engineers*, 2nd ed., John Wiley & Sons, New York.
- Deters, R., & Selig, M., (2008). *Static Testing of Micro Propellers*, in 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA-2008-6246.
- Futek, *Model MBA500*, [citado em Junho de 2009], <http://www.futek.com/product.aspx?stock=FSH00744>
- Garcia, N., & Palencia, J. (2007). *Aerodynamic Study of Propeller-Engine Performance for Micro Air Vehicle Design*, in SAE International.
- Glauert, H. (1947). *The elements of aerofoil and airscrew theory*, 2nd ed., Cambridge University Press, Cambridge.
- Kotwani, K., Sane, S., Arya, H., & Sudhakar, K. *Performance Mapping of Mini Aerial Vehicle Propellers*, [citado em 26 de Junho de 2009], <http://www.casde.iitb.ac.in/~kailash/papers/journal.pdf>
- LEM, *LA 55-P Datasheet*, [citado em Junho de 2009], http://www.datasheetcatalog.org/datasheets2/70/70473_2.pdf
- Magalhães, B., & Rodrigues, J. (2009). *Projecto e Construção de um Banco de Ensaios para o Conjunto Motor-Hélice de Aeromodelos*, Universidade do Minho, Guimarães.
- Merchant, M. (2004). *Propeller Performance Measurement for Low Reynolds Number Unmanned Aerial Vehicle Applications*, Master Thesis, Wichita State University.
- Preusser T., & Polansky L. (1989). *External 6-Component Wind Tunnel Balances for Aerospace Simulation Facilities*, in Proc. International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, pp. 488-495
- Rozehnal, D., "Aerodynamic Testing of the UAV Small Power Electric Unit", in Proc. International Conference on Military Technologies'2007, pp. 195-200.
- Texas Instruments, "UA741CD Datasheet", [citado em Junho de 2009], <http://focus.ti.com/lit/ds/symlink/ua741.pdf>
- Uhlig, D., "Post Stall Propeller Behavior at Low Reynolds Numbers", Master Thesis, Georgia Institute of Technology (2002).
- Yen, D., & Bräuchle, F., "Calibration and Uncertainty analysis for the UC Davis wind tunnel facility", [citado em Julho de 2009], <http://windtunnel.engr.ucdavis.edu/calibration>

Correspondência (Para informação adicional contactar com):

Prof. Pedro Lobarinhas
Departamento de Engenharia Mecânica
Escola de Engenharia
Universidade do Minho
Campus de Azurém
4800-058 Guimarães (Portugal)
Telefone: +351 253 510220
Fax: +351 253 516007
E-mail: pl@dem.uminho.pt
URL: <http://www.dem.uminho.pt>