

BANCADA EXPERIMENTAL PARA TESTE DO SISTEMA PROPULSIVO DO VANT DO ITA

¹Cristiane Aparecida Martins

Departamento de Propulsão, Instituto Tecnológico de Aeronáutica
Centro Técnico Aeroespacial, São José dos Campos, CEP 12228-210, SP, Brazil
cmartins@ita.br

²Carlos Guedes Neto

Departamento de Propulsão, Instituto Tecnológico de Aeronáutica
Centro Técnico Aeroespacial, São José dos Campos, CEP 12228-210, SP, Brazil
guedes@ita.br

³Pedro Teixeira Lacava

Departamento de Propulsão, Instituto Tecnológico de Aeronáutica
Centro Técnico Aeroespacial, São José dos Campos, CEP 12228-210, SP, Brazil
placava@ita.br

⁴Amilcar Porto Pimenta

Departamento de Propulsão, Instituto Tecnológico de Aeronáutica
Centro Técnico Aeroespacial, São José dos Campos, CEP 12228-210, SP, Brazil
amilcar@ita.br

Resumo

Este projeto foi definido no âmbito do projeto VANT do ITA. O primeiro objetivo foi selecionar os elementos do sistema propulsivo. O próximo passo consta da construção da bancada seguida de testes das propriedades relevantes ao sistema, concluindo-se com o acoplamento do sistema propulsivo a aeronave. Neste trabalho se atará às duas primeiras etapas sem realização dos testes. Ressalta-se que o projeto VANT está sendo realizado junto a outros domínios sendo, portanto, um projeto que envolve diferentes equipes de trabalho.

Palavras Chaves: VANT, bancada para teste de motor, UAV.

1. Introdução

Veículos autônomos não tripulados (VANT) tornaram-se objetos de interesse tecnológico, civil e militar, principalmente a partir do emprego bem-sucedido por Israel, durante as operações no Líbano, em 1982 (Bone e Bolkcom, 2003). Sua maior projeção ocorreu na campanha dos Estados Unidos no Afeganistão (2001), onde além de realizarem sua missão primordial de coleta de informações começaram a ser utilizados no ataque de alvos. (Somerville, 2006). Da definição de UAV (Unmanned Aerial Vehicle) ou para o português VANT (Veículo Autônomo Não-Tripulado) "veículo aéreo motorizado que não transporta operador humano, usa forças aerodinâmicas para a sustentação aérea, pode voar de maneira autônoma ou ser pilotado por controle remoto, pode ser descartável ou recuperável e pode transportar uma carga útil letal ou não-letal." (DOD, 2006) tem como maior vantagem o fato de não expor a vida de um eventual piloto. Isso o torna bem mais barato por dispensar o sofisticado e dispendioso sistema de ejeção. Finalmente, elimina a necessidade das operações de busca e resgate que, em certas circunstâncias, são extremamente arriscadas e imprevisíveis.

O presente trabalho, tal como o título indica, insere-se no projeto VANT do ITA. Para esta aeronave o objetivo geral é realizar o imageamento (na parte visível do espectro) de elementos de linhas de transmissão de energia elétrica. Na presente fase desta pesquisa, uma aeronave prova de conceito será projetada, construída e testada para verificar se um veículo leve, sujeito a rajadas atmosféricas, é capaz de substituir um helicóptero na tarefa de fiscalização de linhas de transmissão de energia elétrica. O escopo do projeto corresponde a inspeção visual das linhas de transmissão com os seguintes objetivos: (a) Detectar proximidades de vegetação; (b) Detectar isolamentos quebrados; (c) Verificar a ocorrência de roubo de cabo e (d) Verificar queda de estrutura.

Segue abaixo a descrição do sistema propulsivo, partindo da lógica operacional que conduz a três etapas principais. Inicialmente a seleção do conjunto motor/hélice, seguido do planejamento e construção da bancada de ensaios e finalmente a implementação / integração do motor a fuselagem da aeronave. Os parágrafos seguintes estarão restritos a detalhes das duas primeiras etapas.

2. Sistema Propulsivo

Basicamente o sistema propulsivo pode ser dividido nas seguintes partes: motor, hélice, sistema de combustível e conjunto motor-hélice. A grande dificuldade na seleção e escolha de itens foi a escassez de informação. Para esta escala de aeronave não existem informações provenientes da literatura resultando na busca de soluções através da Internet e contato com alguns aeromodelistas.

Considerando-se itens similares, com resposta operacional compatível, as decisões tiveram como critério de relevância máxima o fator "confiabilidade" seguido pela facilidade de aquisição e custo. A facilidade de aquisição se justifica uma vez que neste segmento grande parte dos itens é importada, o que torna muitas vezes determinada escolha inviável pela demora que acarretará ao prosseguimento do projeto.

Nesta etapa deverão ser detalhados cada item com os respectivos parâmetros mostrados na Tabela 1. Assim serão fornecidas informações necessárias aos grupos responsáveis pela estrutura, aerodinâmica, mecânica do voo e sistemas.

Tabela 1: Parâmetros do Sistema Propulsivo - Configuração A-1

Elemento	Parâmetro
Motor	Peso
	Dimensão longitudinal
	Dimensão Transversal
	Dimensão Vertical
	Consumo específico
	Potência máxima com escapamento
	Requisitos do atuador p/ controle do motor
Hélice (24 x10)	Peso
	Diâmetro
	Passo
	Rotação máxima
	Eficiência
	Tração máxima
	Posição longitudinal do eixo da hélice (X)
	Posição vertical do eixo da hélice (Z)
Momento de inércia da hélice	
Sistema de Combustível	Peso do combustível (30 minutos de operação)
	Densidade do combustível
	Volume de combustível
	Peso do tanque de combustível (seco)
	Dimensão longitudinal do tanque
	Dimensão transversal do tanque
	Dimensão vertical do tanque
	Posição longitudinal do CG do tanque (X)
Posição vertical do CG do tanque (Z)	
Conjunto Motor-hélice	Torque transmitido p/ a aeronave (max)

2.1 Seleção do Motor

A primeira fase de seleção dos motores foi precedida pela definição das características gerais do VANT e, com base nesses pressupostos de projeto, estimativa da potência necessária. O grupo de mecânica de voo nos forneceu o valor da potência necessária. Deveríamos selecionar um motor com estrutura simples, leve e compacto para atender as exigências da estrutura e aerodinâmica. Optou-se de imediato pela solução de motor de combustão interna, principalmente por apresentar melhor relação peso / potência. Outras possibilidades seriam motor elétrico e turbina. Motor elétrico, em geral é solução utilizada em aeronaves de pequena dimensão, devido a restrição decorrente do

elevado peso de um conjunto motor elétrico e bateria capaz de fornecer maior potência e autonomia. A solução menos convencional para a aplicação prevista que é o caso das turbinas, ainda possui alto custo.

Basicamente para escolha do motor, quatro itens foram levados em conta: segurança (carga valiosa), potência necessária para cumprir a missão em qualquer fase do envelope de vôo, incluído situações inesperadas (ex: rajadas), baixo consumo de combustível (isso interfere no peso de tanque molhado ou no alcance da missão) e peso do motor. Considerando tais critérios de escolha a configuração final deveria representar uma solução de compromisso entre eles.

Dentre os quatros requisitos citados no parágrafo anterior, alguns parâmetros mínimos foram especificados e são listados na seqüência.

Potência no eixo: Segundo as simulações de mecânica de vôo, em condições de rajada pode-se necessitar do motor uma potência de eixo de até 5hp; assim, por segurança, definiu-se como potência máxima de eixo no mínimo 6hp.

Cilindros: dois dispostos lado a lado. A presença de dois cilindros suaviza o funcionamento do motor, ou seja, induz menos vibração. Também aumenta a segurança, pois no caso de uma falha de abastecimento ou pane na ignição de um dos cilindros, será possível “trazer” a aeronave.

Tipo de ciclo de funcionamento: dois tempos. Motores mais simples e sem a presença de válvulas (menos peso).

Combustível e ignição da mistura: gasolina e centelha. Os motores a gasolina são mais econômicos e sofrem menos problemas de apagamento. O combustível é mais barato, mas será necessária uma atenção especial para o problema de a centelha interferir nos equipamentos eletrônicos. Outra questão importante é que esse tipo de motor estar mais próximo do funcionamento de motor aeronáutico de maior escala. Assim sendo, haveria maior confiança nos modelos.

Peso do motor: não superior a 4kg.

Refrigeração: pelo fluxo de ar, o que torna o motor mais leve e evita a presença de um sistema de refrigeração fechado (radiador, mangueiras, etc.), acarretando em uma maior peso.

Motores de diferentes fabricantes foram analisados entre estes os da marca Moki, OS Engines, Kroma (fabricante nacional) e Zenoah. Após seleção de motores com desempenho teóricos similares restringimos a escolha entre dois deles. Ambos, em princípio, atenderiam ao projeto. O primeiro, da marca Kroma modelo 100i, e segundo, da marca Zenoah modelo 80GT. A Fig. 2 os mostra lado a lado.



Figura 2 : Motor Kroma 100i / Zenoah 80GT, respectivamente, (Kroma, 2006 e Zenoah, 2006)

O fabricante nacional tem como principal vantagem a facilidade de aquisição e contato. Muito embora, dúvidas e informações requisitadas ao fabricante japonês tenham sido sempre prontamente respondidas. Outra observação é que por possuir representante no Brasil, não precisaríamos esperar pela importação do motor, uma vez que seu representante possuía o equipamento na prateleira. Desta forma foi possível nos fixarmos apenas nas características técnicas dos motores. A Tabela II apresenta as principais características de ambos. Destas encontramos diferenças consideráveis no peso e no sistema de ignição. A Zenoah teve a seu favor também a maior quantidade de informação sobre o desempenho e característica do motor, nos fornecendo, por exemplo, a curva característica do motor.

Tabela 2 - Características dos motores -

Características	Kroma 100i	Zenoah 80 GT	Unidade
Fabricante	Nacional	Japonês	
Tipo	Bi-cilindrico	Bi-cilindrico	
Potência Máx	10.0 valor bruto	6.0 (4.41), valor líquido	hp (kW)
Torque Máx (valor líquido)	----	0.54	kg.m

Deslocamento	100	80	cm ³
Peso	2,3 (s/escape)	3,6 (c/ escape)	kg
rotação	máxima 7400	1800-10000	rpm
Partida		Sistema de mola	
Combustível	Pré mistura, 25 (Gasolina): 1 (óleo sintético)	Pré mistura, 25 (Gasolina): 1 (óleo sintético)	
Dimensões (CxLxA)		192 x 257 x 205	mm
Ignição	centelha (eletrônica)	centelha (magneto)	
Preço	R\$ 2850.00 (c/ escape)	US\$ 1300.00	

Abaixo segue a ponderação sobre a principal diferença entre os dois motores (sistema de ignição). Num motor de combustão interna de ignição por centelha, a inflamação da mistura carburada é produzida por uma faísca que sai entre os dois eletrodos da vela. Para que haja faísca, isto é, para que a corrente atravessasse a mistura fortemente comprimida, é necessário que uma tensão de 6.000 a 12.000 volts seja desenvolvida. Esta corrente de ignição pode ser produzida de dois modos diferentes:

- 1) Com a ajuda de um sistema de ignição por bateria. É um conjunto de aparelhos utilizando a corrente fornecida pela bateria de acumuladores (6 ou 12 volts). Esta corrente de bateria é transformada em corrente de alta tensão e, depois, distribuída às velas do motor. (motor Kroma)
- 2) Com a ajuda de um sistema de ignição por magneto. O magneto é um aparelho que transforma a energia mecânica em energia elétrica a alta tensão, assegurando igualmente a distribuição desta corrente às velas do motor. (motor Zenoah)

Optamos pelo motor Zenoah, uma vez que o sistema por magneto possui, teoricamente, menor possibilidade de falha. Muito embora apresente maior atraso no tempo de resposta. Até serem feitos testes efetivos não podemos afirmar se tal atraso irá influenciar sobremaneira na aeronave.

2. Hélices

Hélice tem a tarefa de transformar potência do motor em empuxo da melhor maneira possível. Devido a alta velocidade de rotação, e a alta potência, em geral são fabricadas em madeira ou material composto. Ao serem fabricadas com material composto (resina epoxi, por exemplo) são utilizados moldes os quais permitem reprodução exata através de uma hélice mestra. Hélices de madeira são mais leves e reduzem o nível de vibração, mas são mais delicadas no manuseio, além de não serem de fácil reprodução. As de material composto são mais facilmente ajustadas na parte fina do aerofólio no topo do hélice.

A pesquisa realizada indicou que o modelo tri-pá possui maior estabilidade, entretanto, este tipo de hélice é pouco comercial. Os modelos de hélice sugeridos pelo fabricante são 22x12 e 24x10 bi-pá. Adquirimos hélice de madeira da marca Zinger 24 x8, Zinger 24 x 10, JC 26 x 8, JC 22 x12, JC 24 x 12. Serão ainda realizados testes.

3. Sistema de Combustível

Considerando-se o consumo específico do motor, o tempo de operação e a segurança, a escolha foi de dois tanques com a dimensão tanque de 50 oz (~1500 cc) modelo Du-Bro (DUBR 692), mostrado na Fig. 3.



Figura 3: Tanque de combustível - DU-BRO 692, dimensões (CxLx A) = 212,7 x 111,1x 88,9 mm

Finalmente temos a partir de dados gerados pelo próprio grupo de propulsão ou determinado pelos outros grupos a Tabela 1 com seus respectivos valores, mostrada como Tab. 3.

Tabela 3: Parâmetros do Sistema Propulsivo - Configuração I - completa

Elemento	Parâmetro	Valor	Unid.
Motor	Peso	3,6	kg
	Dimensão longitudinal	0,192	m
	Dimensão Transversal	0,257	m
	Dimensão Vertical	0,205	m
	Consumo específico (CSF) @7200 rpm, 5,5 hp	0,49	kg/(hp h)
	Potência máxima com escapamento	6	hp
	Requisitos do atuador p/ controle do motor	Torque	0,54
Velocidade		7200	rpm
Hélice (24 x10)	Peso	0,5	kg
	Diâmetro	0,6096	m
	Passo	0,254	m
	Rotação máxima	10000	rpm
	Eficiência (pior caso)	0,6	
	Tração máxima		
	Posição longitudinal do eixo da hélice (X)	0	
	Posição vertical do eixo da hélice (Z)	0	
	Momento de inércia da hélice		
Sistema de Combustível	Peso do combustível (30 minutos de operação)	1,5	kg
	Densidade do combustível	0,74	kg/l
	Volume de combustível	2	l
	Peso do tanque de combustível (seco)	0,2	Kg
	Dimensão longitudinal do tanque	212,2	mm
	Dimensão transversal do tanque	88,9	mm
	Dimensão vertical do tanque	111,1	mm
	Posição longitudinal do CG do tanque (X)		
Posição vertical do CG do tanque (Z)			
Conjunto Motor-hélice	Torque transmitido p/ a aeronave (max)	0,54 @7200rpm	kgf. m

Com a Tab. 3 finaliza-se a descrição geral do sistema propulsivo. Na seção seguinte será descrita a bancada de testes.

3. Bancada

O desempenho de um motor, combustão interna ou elétrico, é usualmente dado pela potência P (w ou hp) versus rotação n (rotações por minuto). Primeiramente efetua-se a seleção dos instrumentos de medidas seguida pela montagem da bancada.

3.1 Sistemas de Medidas

3.1.1 Velocidade de Rotação - [1/min]

As opções para obtenção deste parâmetro são tacômetros digitais, luz estroboscópica ou uso de circuito utilizando sistema ótico.

Ao utilizarmos o tacômetro nos deparamos com duas desvantagens. Primeiro foi necessário aproximarmos muito o instrumento da hélice, o que causa certo desconforto no critério de segurança em seguida percebemos certa interferência com relação à luz ambiente. Já a luz estroboscópica resulta em valores de medida bastante precisos, entretanto no túnel de vento, onde serão realizados os testes, sua utilização é pouco prática. Resta-nos, portanto, o circuito com sistema ótico. O medidor de rotação foi projetado baseado em um circuito óptico (no espectro infravermelho). Obtivemos com tal sistema resultados similares aos dois métodos anteriores tendo a facilidade de segurança em relação a proximidade da hélice sem interferência eletrônica e mais facilmente adaptável ao sistema de túnel de vento.

3.1.2 Tração - [N]

A tração da aeronave pode ser obtida posicionando de forma adequada uma célula de carga, de modo que ao tracionarmos, empurrando para frente ou para trás, esta força seja obtida. Um esquema é mostrado na Fig.4.

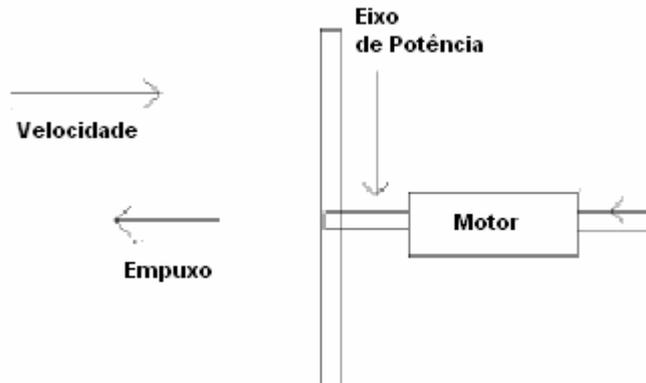


Figura 4 - Esquema do sistema de medição de tração

3.1.3 Torque - [Nm]

O torque pode ser obtido de diferentes formas. Um arranjo experimental relativamente simples pode ser construído. A idéia geral é fixar o motor a um eixo, o qual está em paralelo com o virabrequim. Acoplar um braço com certa distância D sendo que a esse braço acoplaremos uma balança de prato. Nesta balança serão colocados os pesos para calibração. Deslocado do centro a uma pequena distância d , está acoplada uma célula de carga que será responsável pela medição do torque imposto a aeronave pelo peso ou posteriormente pelo giro da hélice. Atente-se que a força medida pela célula de carga não é a mesma força imposta a balança, mas o torque sim, este é de mesmo valor. Este mesmo princípio pode ser utilizado para diferentes tamanhos de motores, bastando utilizar diferentes braços de alavanca. A Fig. 5 mostra um esquema do princípio utilizado para medição de torque.

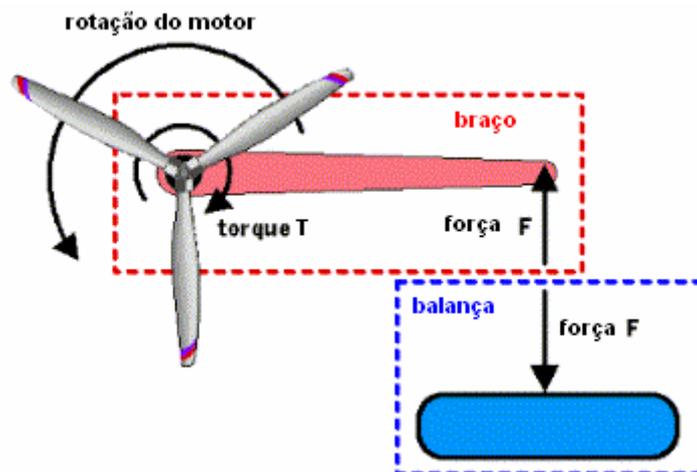


Figura 5: Esquema das forças e momento atuando no braço e balança (Figura adaptada <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/engingepformance.htm>)

Para o motor Zenoah 80 GT com torque máximo de 0.54 kg.m se utilizarmos um braço de 250 mm, por exemplo, teremos que calibrar com pesos até 2,20 kg. Os testes de bancada resultarão na curva torque vs. rpm. Esses resultados rearranjados resultam na curva potência versus torque, através da equação:

$P = T / (n/60 \cdot 2\pi)$, onde P = Potência, T = torque e n rotações.

3.1.4. Sistema de aquisição de dados

Os sistemas de medida serão acoplados a um sistema de aquisição de dados baseado em placas de aquisição e módulos de condicionamento (SCXI) da National Instruments tendo como software de trabalho o LabVIEW.

3.2 - Montagem experimental

A montagem experimental completa consta do acoplamento de um sistema de medida de torque, tração, pressão dinâmica e rotação. A medida de pressão dinâmica será realizada com tubo de Pitot e manômetro Betz adequadamente conectado ao túnel de vento. Serão realizadas as calibrações de cada sistema de medida, antes do início dos testes. Tanto as medidas de tração quanto de torque serão realizadas utilizando células de carga. Tais células foram construídas no próprio laboratório e serão realizados testes de sensibilidade, uma vez que as mesmas deverão ter capacidade de perceber a força aplicada de forma adequada. Caso contrário, pode ocorrer que não seja sensibilizada ou o oposto. Testes serão ainda realizados de forma que o sinal gerado fique entre 0 - 10 volts. A Fig. 6 mostra o sistema projetado e construído, com detalhe para sensor de força para medida de tração, sensor de força para torque e o montante para fixação do motor.

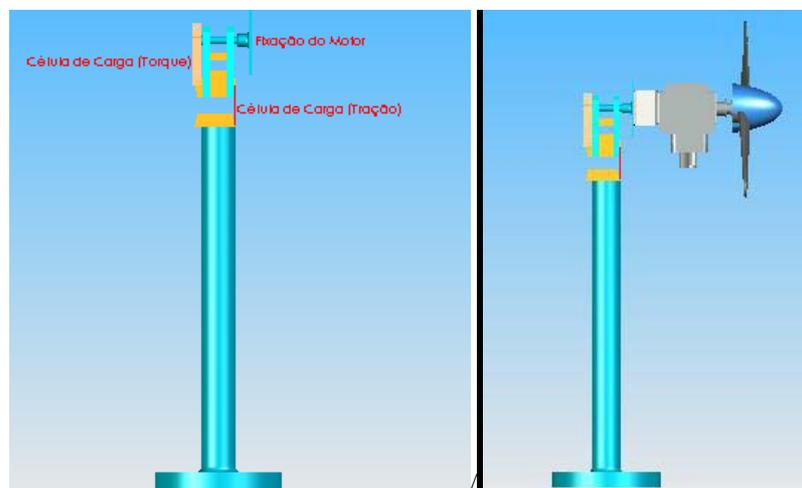


Figura 6: Montagem experimental para medida de torque e tração: (a) detalhe das partes, (b) motor acoplado.

Para maior detalhamento de cada detalhe da cabeça da montagem, abaixo a Fig. 7 (a), (b) e (c).

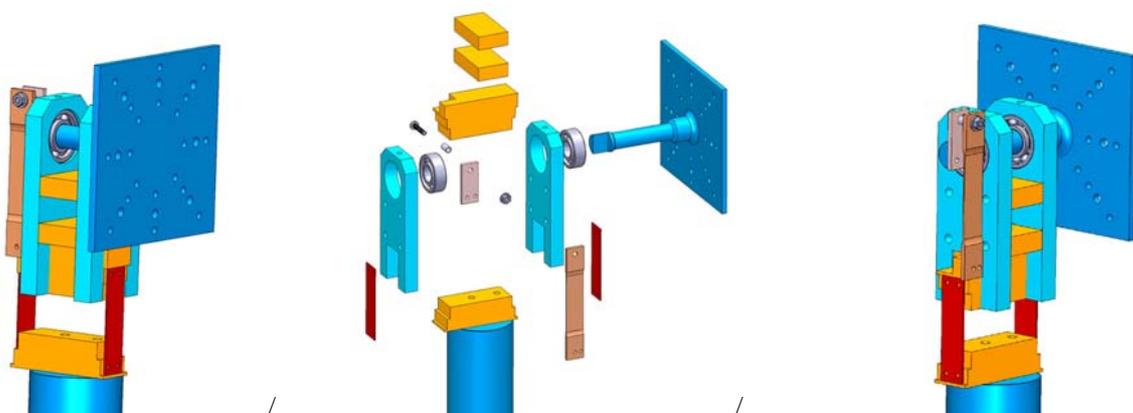


Figura 7: Cabeça da montagem: (a) vista frontal (b) Vista explodida e (C) Vista traseira.

4. Conclusão

O trabalho descreveu desde a escolha do motor e dos outros componentes do sistema propulsivo até a montagem da bancada experimental. A construção da bancada já se finalizou. Na próxima fase serão realizados testes do motor propriamente ditos, juntamente com alguns ajustes na bancada, caso necessário.

5. Agradecimentos

Ao MCT/FINEP/Ação Transversal - Cooperativos - no. 243/2004. Ao Sr. Gilberto Simão, desenhista.

6. Bibliografia

Bone E. e Bolkcom C., *Unmanned Aerial Vehicles: Background and Issues for Congress*, 25 April 2003, 2. Disponível em: www.fas.org/irp/crs/RL31872.pdf.

DOD- "Dictionary of Military and Associated Terms", Disponível em <http://www.dtic.mil/doctrine/jel/doddict/data/u/05642.html>, consultado em 25/05/2006.

Kroma, 2006, <http://www.lem.com.br>.

Somerville K., "US Drone Takes Combat Role", BBC News Online, 5 November 2002. Disponível em: <http://news.bbc.co.uk/1/hi/world/2404425.stm>.

Zenoah, 2006, <http://www.zenoah.net>.

EXPERIMENTAL BENCH OF PROPULSION SYSTEM OF UAV-ITA

²**Cristiane Aparecida Martins**

Departamento de Propulsão, Instituto Tecnológico de Aeronáutica
cmartins@ita.br

²**Carlos Guedes Neto**

Departamento de Propulsão, Instituto Tecnológico de Aeronáutica
guedes@ita.br

³**Pedro Teixeira Lacava**

Departamento de Propulsão, Instituto Tecnológico de Aeronáutica
placava@ita.br

⁴**Amilcar Porto Pimenta**

Departamento de Propulsão, Instituto Tecnológico de Aeronáutica
amilcar@ita.br

Abstract

In this project was defined within the ambit of the VANT from ITA project. The first goal was to select of propulsion elements. The next step would have been the bench test of the relevant properties of the selected engines and system. The last goal would have been the implementation of the propulsion elements (the engines) on the VANT, in which are included several aspects. Although these were the three main goals, much more was done in other domains, because making an VANT project involves team work in the design, coordination and logistics of the project, which went far beyond what was expected at first.

Keywords: VANT, Propulsion System Characterization, UAV