

## MODELO DE DESEMPENHO DO SISTEMA PROPULSIVO DO VANT-ITA

### **Pedro Teixeira Lacava**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – São José dos Campos - SP  
placava@ita.br

### **Cristiane Aparecida Martins**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – São José dos Campos - SP  
cmartins@ita.br

### **Amílcar Porto Pimenta**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – São José dos Campos - SP  
amilcar@ita.br

### **Carlos Guedes Neto**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – São José dos Campos - SP  
guedes@ita.br

### **Gustavo Violato**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – São José dos Campos - SP  
gustavoviolato@redecasd.ita.br

**Resumo.** Nos dias de hoje existem diversas aplicações para Veículos Aéreos não Tripulados - VANT e essa é uma importante área de desenvolvimentos aeroespaciais. Algumas dessas aplicações são muito dependentes do desempenho do veículo para concluir a satisfatoriamente a missão. Assim, são necessárias simulações de desempenho baseadas em modelos de mecânica de voo no estágio de projeto do veículo. Uma parte específica do modelo global de mecânica de voo é o modelo de desempenho do sistema propulsivo, cuja idéia é obter informações para tração, torque, consumo de combustível e consumo específico de combustível, como função da rotação do motor, altitude e velocidade de voo. Desta forma, o presente trabalho mostra o desenvolvimento de um modelo de sistema propulsivo para motor a pistão dois tempos/hélice para uma aplicação de VANT.

**Palavras chave:** *veículo aéreo não tripulado, VANT, modelo de sistema propulsivos.*

### **1. Introdução**

Uma das áreas que mais cresce no setor aeroespacial é o desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados, comumente chamados de VANTs. Impulsionados inicialmente por aplicações militares, os VANTs começam a ganhar aplicações em diversas áreas como agricultura, segurança, patrulhamento de áreas, ajuda a resgates, entre outras. Atualmente há diversos grupos em todo mundo trabalhando no desenvolvimento não só de aeronaves não tripuladas, mas aeronaves autônomas, ou seja, de aeronaves que sejam capazes de executarem sua missão sem a interferência humana, apenas através de um sistema de posicionamento e controle.

Em função de algumas missões de um VANT serem extremamente sensíveis ao desempenho da aeronave em condições normais de operação e muitas vezes estarem sujeitas a condições intempestivas como a possibilidade de fortes rajadas. Sendo assim, são necessárias várias simulações baseadas em modelos de mecânica de voo para prever o desempenho da aeronave durante a fase de projeto desta. Embutido no modelo global de mecânica de voo deve estar previsto um modelo específico para o sistema propulsivo que seja possível descrever os comportamentos do empuxo, torque transmitido à aeronave, consumo de combustível e consumo específico de combustível, em função da rotação do motor, velocidade de voo e altitude. Contudo, em função de muitas vezes a potência de eixo do motor exigida para cumprir o envelope de voo da aeronave não tripulada é de apenas alguns hp, fazendo com que seja muito difícil encontrar dados dos motores e hélices dessa classe de motores.

Dentro desse contexto, o objetivo do presente trabalho foi o de apresentar a metodologia desenvolvida para se obter um modelo propulsivo constituído de um motor a pistão a gasolina dois tempos e hélice, para uso na simulação de desempenho em um VANT cuja missão é a inspeção de linhas de transmissão de energia elétrica através do uso de termo-câmeras para identificação de sinistros na linha. O desenvolvimento desse modelo faz parte do projeto "Inspeção de Linhas de Transmissão Utilizando Aeronaves não Tripuladas Autônomas", Financiada pela Financiadora de Estudos e Projetos – FINEP, desenvolvida pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, C.E.S.A.R. e Companhia Hidrelétrica do São Francisco – CHESF (Finep, 2005).

O presente artigo limita-se a comentar as considerações sobre a escolha do sistema propulsivo e desenvolvimento do seu modelo de desempenho, não entrando em detalhes sobre o projeto da aeronave, apenas quando necessário para o contexto do sistema propulsivo.

## 2. Escolha do Motor

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 (o que interfere no peso de tanque molhado ou no alcance da missão) e peso do motor. Assim, tais critérios de escolha foram levados em conta e a configuração escolhida representa uma solução de compromisso entre eles.


Dentre esses quatro 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.
- *Tipo de ciclo de funcionamento*: dois tempos. Motores mais simples e sem a presença de válvulas (menos peso).
- *Combustível e ignição da mistura*: gasolina de aviação e centelha. Os motores a gasolina são mais econômicos e sofrem menos problemas de apagamento. O combustível é mais barato, mas é necessária uma atenção especial para o problema de a centelha interferir nos equipamentos eletrônicos.
- *Peso do motor*: não seja superior a 4kg.

Acrescido às características citadas, outro ponto importante é a performance do motor, ou seja, as curvas de potência de eixo, torque e consumo específico em função da rotação de operação. Apesar dessas informações serem triviais para motores aeronáuticos e automotivos de maior potência, para a potência desejada a falta dessas informações passou a ser o maior “gargalo” para especificar o motor. O contato com os fabricantes mostrou que grande maioria dos usuários desse tipo motor, não busca informações tão refinadas e que os números apresentados em catálogos são uma mera estimativa.

Dentro dos motores pré-selecionados, a escolha convergiu para o motor Zenoah G800BPU, pois, além de obviamente cumprir com as especificações desejadas, dois pontos foram fundamentais para sua escolha: 1) segurança de funcionamento, ou seja, baixo registro de falhas (informação de usuários); 2) fácil relacionamento com o fabricante, o que permitiu obter a curva de potência em função da rotação. A Tab. 1 apresenta as principais características do motor. A Fig. 1 apresenta as curvas de potência e torque do motor.

Tabela 1. Características do motor escolhido.

<p>Tipo: 2-Cilindros                  Deslocamento: 4.88 cu in (80 cc)                  Diâmetro interno: 40.5 mm (1.60 in)                  Curso: 31 mm (1.22 in)                  Cilindros: 2 - Cromo platinado                  Peso Total: 123 oz (3,487 kg)                  Peso do motor (somente): 108 oz (3,06 kg)                  Peso abafador: 15 oz                  Crankshaft Threads: M10 x 1.25                  Hélice na bancada: 24 x 10 APC @ 7,400                  Hélice faixa: 22"x12" – 24"x10"                  RPM - faixa: 1,800 - 10,000                  Combustível: Gasolina / mistura óleo                  Dimensões: 192 x 257 x 205 mm                  Tipo de cilindro: anel                  Tipo de Carburador: Walbro WJ-64                  Refrigeração: ar</p>	
--	--

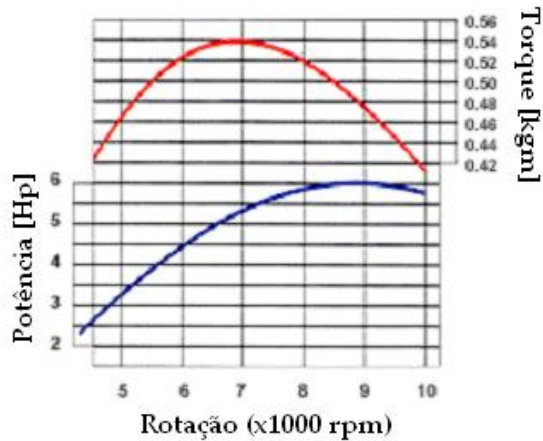


Figura 1. Curvas de Torque e Potência do motor.

### 3. Modelo de Funcionamento do Motor

Basicamente três informações sobre o funcionamento do motor são necessárias em função da rotação e da altitude de vôo: a potência de eixo, o torque e o consumo específico.

#### 3.1. Potência do Motor (no eixo)

A potência do motor foi obtida diretamente da curva potência de eixo versus rotação do motor, conforme Fig. 1. Para inclusão da variação da potência em um programa de simulação de mecânica de vôo, a curva apresentada pelo fabricante foi escrita como um polinômio do terceiro grau.

$$N = -0,772066 + 0,00647169 \cdot (\text{rot}) + 0,266071 \cdot (\text{rot})^2 - 0,020243 \cdot (\text{rot})^3, \quad [\text{hp}] \quad (1)$$

onde, N = potência a 1atm e 288K em hp e rot = rotação em rpm/1000.

A Fig.2 apresenta a concordância do polinômio com os resultados apresentados pelo fabricante do motor.

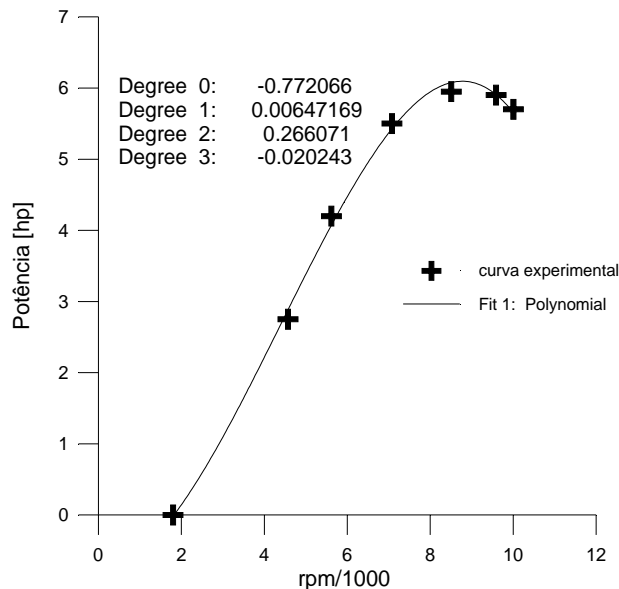


Figura 2. Concordância do polinômio com o resultado apresentado pelo fabricante.

#### 3.2. Correção da Potência (no eixo) com as condições ambientais.

Como a capacidade de aspiração do motor diminui com a altitude, a potência de eixo corrigida em hp (Nc) em relação à potência ao nível do mar fica:

$$N_c = (N_p)/(T/288)^{1/2} \quad [\text{hp}] \quad (2)$$

p = pressão ambiente em atm.  
T = temperatura ambiente em K.

### 3.3. Torque de reação na aeronave

Modelo de torque (Torq) baseado no valor da potência de eixo do motor.

$$\text{Torq} = 0,00712.(N_c/\text{rot}) \quad [\text{kN.m}] \quad (3)$$

ou

$$\text{Torq} = 0,7255.(N_c/\text{rot}) \quad [\text{kgm}] \quad (4)$$

Lembrado que Nc é a potência corrigida em hp e rot a rotação em rpm/1000. A Fig. 3 apresenta o resultado do torque calculado e o experimental apresentado pelo fabricante do motor ao nível do mar e diferentes rotações.

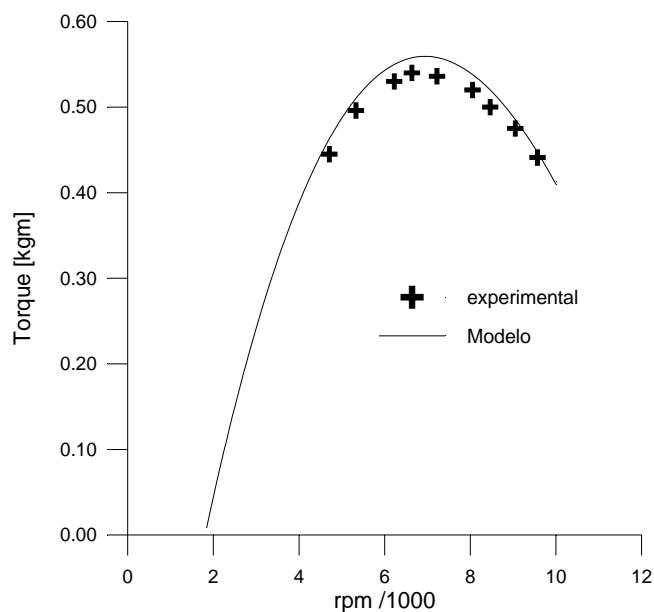


Figura 3. Comparação entre os resultados do modelo e os apresentados pelo fabricante do motor.

### 3.4. Consumo Específico de Combustível

Para calcular o consumo específico são necessários os valores da quantidade de ar aspirado pelo motor, da razão ar combustível e do consumo de combustível, todos em função da rotação.

A quantidade de ar aspirada é calculada como:

$$m_{ar} = (p/T).V_c.\text{rot}.21,1 \quad [\text{kg/h}] \quad (5)$$

onde,  $p$  = pressão ambiente em atm,  $T$  = temperatura ambiente em K,  $V_c$  = cilindrada total do motor em  $\text{cm}^3$ ,  $\text{rot}$  = rotação rpm/1000. Para se determinar a razão ar combustível, baseou-se na curva típica do sistema de injeção de combustível de motores a pistão (curva de demanda), conforme Fig.4 (Garcia e Brunetti, 1992).

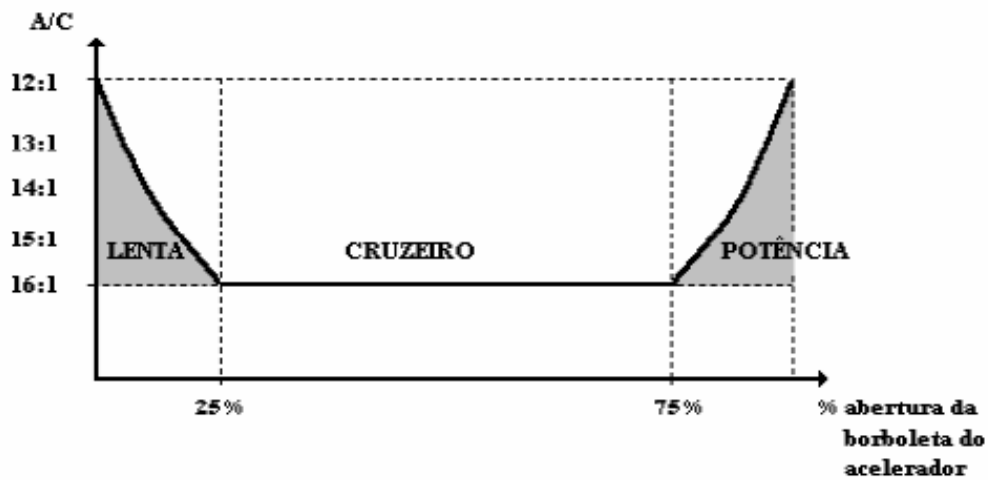


Figura 4. Curva de demanda de um motor a pistão.

Com os dados fornecidos pelo fabricante e as informações da Fig. 4, calculou-se a razão ar/combustível ( $F(A/C)$ ) para alguns pontos de operação do motor e montou-se a curva de demanda desse motor, Fig.5. Ajustou-se a curva de demanda como um polinômio do quarto grau.

$$F(A/C) = 0,0154667 \cdot \text{rot}^4 - 0,327264 \cdot \text{rot}^3 + 2,06074 \cdot \text{rot}^2 - 3,47031 \cdot \text{rot} + 13,3461 \quad (6)$$

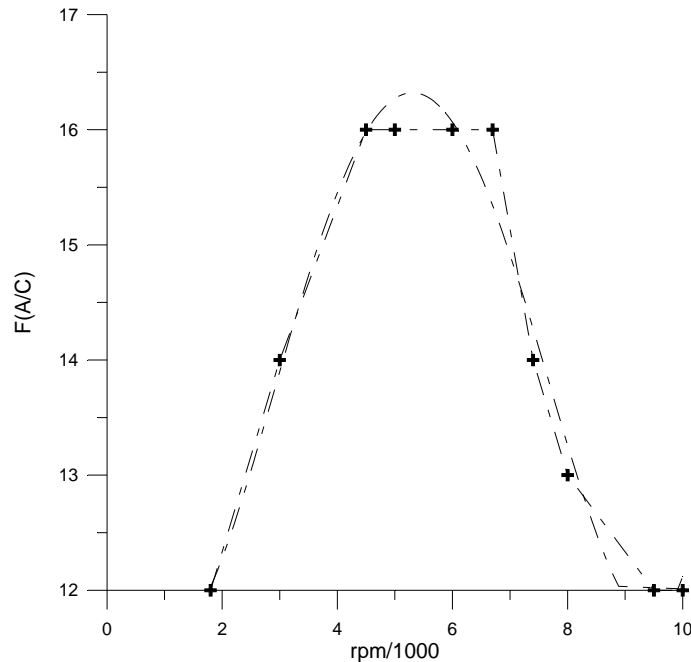


Figura 5. Curva de demanda do motor e ajuste por polinômio do quarto grau.

Com a vazão de ar e razão ar/combustível como funções da rotação, calcula-se o consumo de combustível e o consumo específico de combustível pelas equações (7) e (8), respectivamente.

$$m_f = m_{ar} / F \quad [\text{kg/h}]. \quad (7)$$

$$SFC = m_f / N_c \quad [kg/(hp.h)] \quad . \quad (8)$$

#### 4. Modelo de Eficiência de Hélice

A eficiência de uma hélice é definida como sendo o quanto da potência de eixo fornecida pelo motor é transformada em potência de empuxo (definida adiante). A eficiência dessa transformação depende basicamente do desenho aerodinâmico da hélice, da rotação do eixo onde ela é acoplada e da velocidade de vôo (Solomon, 1953). Normalmente os fabricantes apresentam a eficiência da hélice em função do coeficiente de avanço (j) dessa. Contudo, para as dimensões pretendidas de diâmetro e passo da hélice (24"x10", conforme Tab. 1) não existe esse tipo de informação por parte dos fabricantes, provavelmente por ser um produto de baixo valor agregado e pelos consumidores não exigirem esse tipo de informação.

No entanto, para que as variações das condições de operação da aeronave e do motor pudessem ser contabilizadas nessa fase do projeto, decidiu-se desenvolver um modelo empírico baseado nos ensaios de várias hélices com diferentes razões diâmetro/passo realizados no túnel de vento do ITA. O resultados desses ensaios estão reunidos na Fig. 6. e, baseado nesses resultados, decidiu-se descrever a eficiência da hélice em função do coeficiente de avanço como um polinômio do segundo grau.

$$\eta_{pr} = a + b.j + c.j^2, \quad (9)$$

onde j = coeficiente de avanço = u/(n.D), u = velocidade de vôo (m/s), n = rotação (rps) e D = diâmetro da hélice (m).

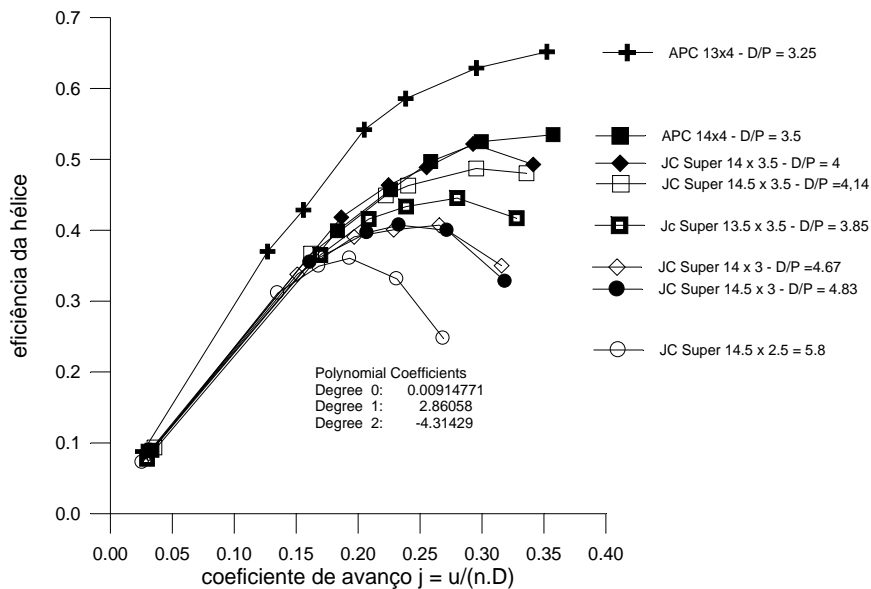


Figura 6. Eficiência das hélices em função do coeficiente de avanço.

Para se determinar os coeficientes do polinômio da Eq. (9) ajustou-se a curva de cada hélice ensaiada como um polinômio do segundo grau e aí gerou-se curvas da variação dos graus dos polinômios em função razão diâmetro/ passo das hélices (D/P), conforme Fig. 7. Assim os coeficientes dos graus da Eq. (9) foram escritos como polinômios de terceiro grau em função da razão (D/P), sendo:

$$a = 0 \quad , \quad (10)$$

$$b = 36.063 - 22.0861.(D/P) + 4.80604.(D/P)^2 - 0.335109.(D/P)^3 \quad , \quad (11)$$

$$c = -95.9898 + 63.3504.(D/P) - 13.9935.(D/P)^2 + 0.96083.(D/P)^3 \quad , \quad (12)$$

onde P = passo da hélice.

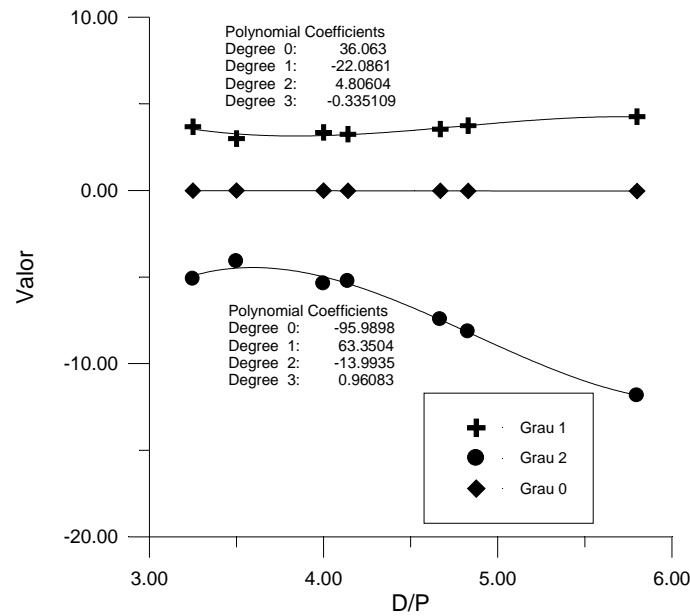


Figura 7. Variação dos graus do polinômio da Eq. (5) em função da razão diâmetro/ passo da hélice (D/P).

A Fig. 8 compara o modelo com o resultado de duas hélices ensaiadas no túnel de vento.

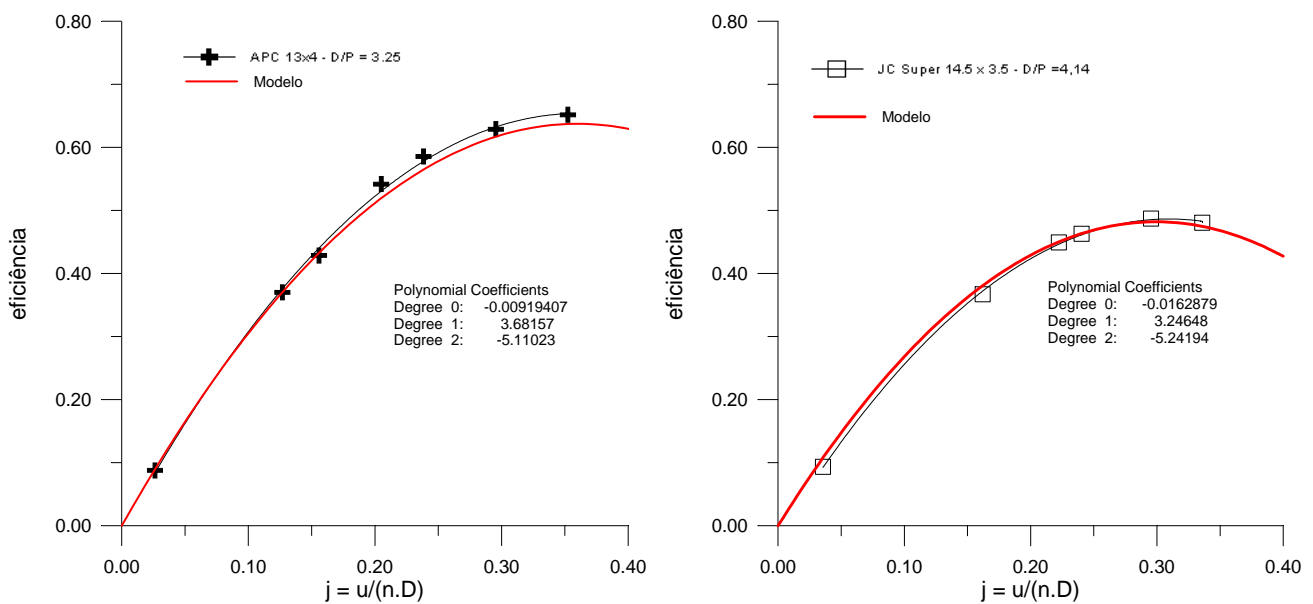


Figura 8. Eficiência da hélice em função do coeficiente de avanço – modelo e experimental.

### 5. Potência Disponível para Hélice (Nd) e Tração do Sistema Propulsivo em Vôo (Tra)

$$Nd = Nc \cdot \eta_{pr} \quad [\text{hp}] \quad (13)$$

$$Tra = (Nd/1,341)/u \quad [\text{kN}] \quad (14)$$

Com a seqüência de cálculos apresentados até aqui é possível descrever o desempenho do sistema propulsivo (motor + hélice) em vôo em função da rotação do motor, velocidade de vôo e altitude. Os seguintes parâmetros devem ser previamente conhecidos para que os cálculos sejam executados:

- p = pressão ambiente em atm.
- T = temperatura ambiente em K.
- u = velocidade de vôo em m/s.

n = rotação do motor em rps  
 $V_c$  = cilindrada total do motor em  $cm^3$  (para o presente projeto  $80cm^3$ )  
 D = diâmetro da hélice em m (para o presente projeto 0,61m)  
 D/P = razão diâmetro/ passo da hélice (para o presente projeto 2,4)

Com esses dados, seqüência de cálculos que deve ser executada é apresentada na Tab.2.

Tabela 2. Seqüência de cálculos para se obter a tração e o consumo específico do motor.

	Parâmetro	Equação	unidade
1	j	$u/(n.D)$	-
2	b	$36.063-22.0861.(D/P)+4.80604.(D/P)^2-0.335109.(D/P)^3$	-
3	c	$-95.9898+63.3504.(D/P)-13.9935.(D/P)^2+0.96083.(D/P)^3$	-
4	$\eta_{pr}$	$a + b.j + c.j^2$	-
5	rot	$n.(60/1000)$	rpm/1000
6	N	$-0,772066 + 0,00647169.(rot) + 0,266071.(rot)^2 - 0,020243.(rot)^3$	hp
7	Nc	$(N.p)/(T/288)^{1/2}$	hp
8	Torq	$0,00712.(Nc/rot)$	kN.m
9	Nd	$Nd = Nc.\eta_{pr}$	hp
10	Tra	$(Nd/1,341)/u$	kN
11	$m_{ar}$	$m_{ar} = (p/T).V_c.rot.21,1$	kg/h
12	F	$0,0154667.rot^4 - 0,327264.rot^3 + 2,06074.rot^2 - 3,47031.rot + 13,3461$	-
13	$m_f$	$m_{ar} / F$	kg/h
14	SFC	$m_f / (\eta_{pr}.N_c)$	kg/(hp.h)

### 6. Modelo Geral para Tração do Sistema Propulsivo

No item anterior apresentou-se como resultado para tração gerada pelo sistema propulsivo como sendo a razão entre a potência disponível para hélice e a velocidade de vôo, conforme Eq (14). Contudo, quando a velocidade de vôo se aproximando do valor nulo a tração tende ao infinito. Assim, o modelo de tração apresentado no item anterior seria apenas aconselhado para situações, como exemplo, vôo em cruzeiro. Contudo, para a correta previsão do desempenho da aeronave a estimativa em baixa velocidade de vôo, inclusive nula, é muito importante para se prever o comportamento de decolagem.

Dados obtidos no portal de Internet (2006) <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javaprop.htm> mostram como é o comportamento da tração obtida pelo sistema propulsivo em função da velocidade de vôo para diferentes modelos e tamanho de hélices, conforme Fig. (9). Desta forma, buscou-se um modelo que descrevesse comportamentos qualitativamente semelhantes ao da Fig. (15).

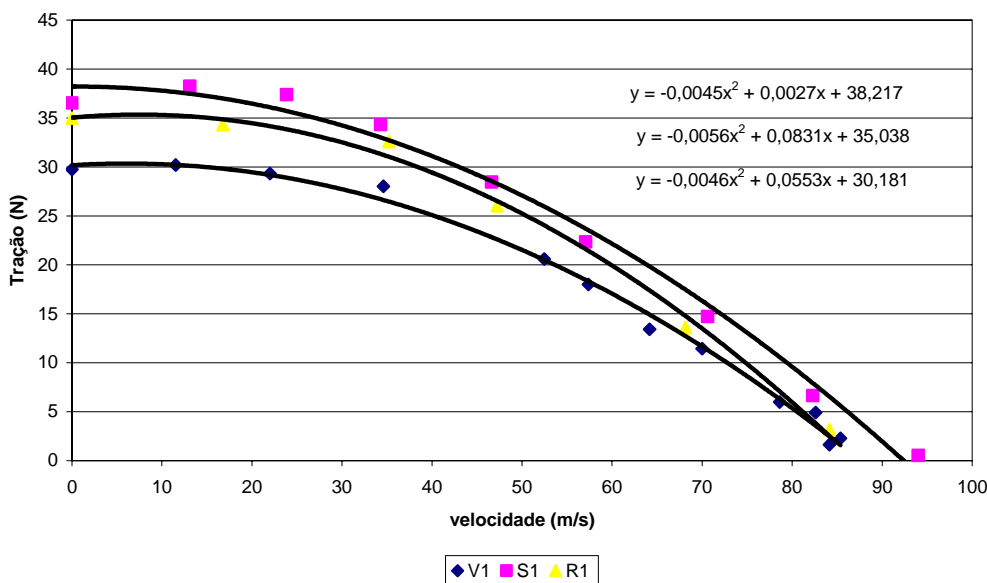


Figura 9. Comportamento da tração para sistemas propulsivos com as hélices V1, S1 e R1 em função da velocidade de vôo.



Para prever o comportamento estático da tração (velocidade de vôo  $u = 0$ ) utilizou-se o modelo apresentado em Naca 447 (1932), onde a tração estática é dada por:

$$\text{Tra}^0 = (K_{T0} \cdot N_c) / (\text{rpm} \cdot D) \quad , \quad (15)$$

onde  $\text{Tra}^0$  é a tração estática em lbf,  $N_c$  a potência de eixo corrigida em hp, rotação em rpm,  $D$  em pés e  $K_{T0}$  é o coeficiente de empuxo estático que é obtido através de dados experimentais variando-se a razão passo/diâmetro (Naca 447).

$$K_{T0} = 112400 - 57000 \cdot (P/D) \quad . \quad (16)$$

Utilizando uma hélice com diâmetro de 24" e passo de 10", que é a recomendada para o motor escolhido, obtém-se  $K_{T0} = 88460$ . Assim calculou-se a tração estática para diferentes rotações com essa hélice. Além disso, utilizou-se o modelo de tração em vôo para essas mesmas rotações em diferentes velocidades de vôo e aproveitaram-se os resultados coerentes para se traçar curvas de tendência acoplando o resultado de tração estática com o resultado coerente de tração em vôo, conforme Fig. (10). Os resultados foram obtidos para o nível do mar e temperatura ambiente de 288,15K. Nota-se um comportamento qualitativo semelhante ao da Fig. (9).

Os polinômios de ajuste das curvas de tendência foram escritos como polinômios do segundo grau, conforme Tab. (3). Assim, a tração ao nível do mar e a 288,15K ( $\text{Tra}|_0$ ) é dada por:

$$\text{Tra}|_0 = a \cdot u^2 + b \cdot u + c \quad , \quad [N] \quad (17)$$

onde  $u$  é a velocidade de vôo em m/s e os coeficientes dos polinômio são funções da rotação (rpm), ajustando os dados da Tab. (3).

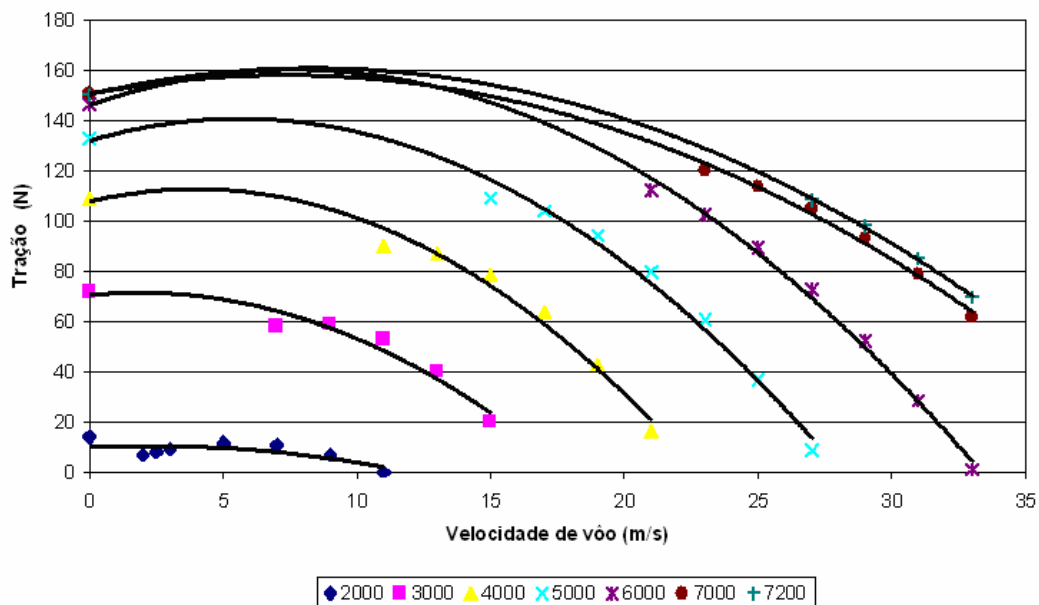


Figura 10. Comportamento da tração em função da velocidade para as rpm's 2000, 3000, 4000, 5000, 6000, 7000 e 7200 ao nível do mar temperatura ambiente de 288,15K.

Tabela 3. Tração em função rotação.

rpm	y = tração e x = velocidade de vôo
2000	$y = -0,1071 \cdot x^2 + 0,4437 \cdot x + 10,239$
3000	$y = -0,278 \cdot x^2 + 1,0456 \cdot x + 70,541$
4000	$y = -0,3165 \cdot x^2 + 2,5148 \cdot x + 107,74$
5000	$y = -0,2782 \cdot x^2 + 3,1387 \cdot x + 131,88$
6000	$y = -0,2422 \cdot x^2 + 3,7051 \cdot x + 146,04$
7000	$y = -0,1425 \cdot x^2 + 2,0842 \cdot x + 150,46$
7200	$y = -0,1489 \cdot x^2 + 2,4899 \cdot x + 150,36$

$$a = -6.10^{-3}.\text{rpm}^3 + 1.10^{-7}.\text{rpm}^2 - 0,0006.\text{rpm} + 0,6839 \quad (18)$$

$$b = -9.10^{-11}.\text{rpm}^3 + 1.10^{-6}.\text{rpm}^2 - 0,0023.\text{rpm} + 1,9293 \quad (19)$$

$$c = 7.10^{-10}.\text{rpm}^3 - 2.10^{-5}.\text{rpm}^2 + 0,1243.\text{rpm} - 180,67 \quad (20)$$

Para se calcular a tração em uma condição qualquer, primeiramente calcula-se a constante k:

$$k = \text{Tra}|_0/N \quad , \quad (21)$$

onde N é a potência de eixo ao nível do mar e temperatura ambiente de 288,15K, calculado na Eq. (1). A Tração em qualquer altitude pode ser calculada como:

$$\text{Tra} = k.N_c \quad , \quad (22)$$

sendo Nc a potência de eixo corrigida pela altitude, seguindo a Eq. (2). É importante observar que a metodologia empregada nesse item já embute o comportamento particular da hélice, portanto não pode ser generalizado.

## 7. Conclusões

O presente trabalho apresentou um modelo de sistema propulsivo baseado em motor a pistão de dois tempos e hélice para aplicação em uma aeronave não tripulada para inspeção de sinistros em linhas de distribuição de energia elétrica.

O desenvolvimento de veículos aéreos autônomos para aplicações com exigências específicas, como a do presente caso, requer simulações do desempenho da aeronave durante a fase de projeto da mesma para que essas exigências sejam atendidas. Desta forma, a disponibilidade de um modelo que simule a comportamento do sistema moto-propulsor da aeronave passa a ser fundamental para as simulações de mecânica de voo e controle. Contudo, para as exigências de baixa potência como a do presente caso é muito difícil encontrar algo já desenvolvido para literatura; exigindo uma certa criatividade do grupo de propulsão para encontrar um modelo que seja capaz de apresentar resultados com razoável descrição de comportamento, sendo que esse foi o enfoque do presente trabalho.

É evidente que um modelo que leva em conta dados fornecidos pelo fabricante do motor sem condição de uma verificação desses valores, dados empíricos de hélice levantado em túnel de vento e razão ar/combustível baseado em uma curva de demanda média para motores a pistão é bastante aproximado, não excluindo a necessidade de ensaios específicos para o motor e a hélice, o que será feito na próxima etapa desse projeto.

## 8. Agradecimentos

A Financiadora de Estudos e Projetos – FINEP, pelo apoio financeiro ao projeto “Inspeção de Linhas de Transmissão Utilizando Aeronaves não Tripuladas Autônomas”.

## 9. Referências

- Financiadora de Estudos e Projetos, Finep, “Inspeção de Linhas de Transmissão Utilizando Aeronaves não Tripuladas Autônomas”, Relatório de Trabalho (2005).
- Garcia, O., Brunetti, F., 1992, “Motores de Combustão Interna”, Faculdade de Engenharia Industrial, São Bernardo dos Campos.
- <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javaprop.htm>, acesso em 27/04/2006
- NACA Report 447 (1932), “Static Thrust of airplane propellers”.
- Solomon, W. (1953), “Aerodynamic Characteristics of a Two-Blade Naca 10-(3)(062)-045 Propeller and of Two-Blade Naca 10-(3)(08)-045 Propeller”, Technical Note 2881, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), Langley Aeronautical Laboratory, Langley Field, Va.

## **PERFORMANCE MODEL OF UAV-ITA PROPULSIVE SYSTEM**

### **Pedro Teixeira Lacava**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – São José dos Campos - SP  
placava@ita.br

### **Cristiane Aparecida Martins**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – São José dos Campos - SP  
cmartins@ita.br

### **Amílcar Porto Pimenta**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – São José dos Campos - SP  
amílcar@ita.br

### **Carlos Guedes Neto**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – São José dos Campos - SP  
guedes@ita.br

### **Gustavo Violato**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – São José dos Campos - SP  
gustavoviolato@redecasd.ita.br

### **Abstract**

Nowadays there is several applications for Unmanned Aerial Vehicles – UAV, and it is a very important area of aerospace developments. Some of these applications are very dependent of vehicle performance to conclude the mission with satisfaction. So that, it is necessary performance simulations based on flight mechanics models during the vehicle design stage. A specific part of the global flight mechanics model is the propulsive system performance model, which the idea is the information for thrust, torque, fuel consumption, and specific fuel consumption, as function of engine rotation speed, altitude, and flight velocity. So, the present work shows the development of two strokes piston engine/propeller propulsion system model for an UAV application.

.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicles, UAV, propulsive systems models