



**VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA**  
**VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING**  
**18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil**  
**August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil**

## **CÁLCULO ESTRUTURAL DE ASA, TREM DE POUSO E ANÁLISE DE DESEMPENHO DE MOTOR E HÉLICE PARA AEROMODELO**

**Cássio Patrick Nunes Mendes, tick\_mendes@yahoo.com.br<sup>1</sup>**  
**Anderson da Silva de Alcântara, andersonalcantara40@hotmail.com<sup>1</sup>**  
**Marcos Willian Leal do Nascimento, marquinho\_will@yahoo.com.br<sup>1</sup>**  
**Thiago Valente da Costa, thiago.valente92@yahoo.com.br<sup>1</sup>**  
**Emílio Henrique Ferreira e Ferreira, henricksbc@yahoo.com.br<sup>1</sup>**  
**Teodoro Macedo Araujo Neto, teoarraes@hotmail.com<sup>1</sup>**  
**Roberto Tetsuo Fujiyama, fujiyama@ufpa.br<sup>1</sup>**  
**Dênio Raman Carvalho de Oliveira, denio@ufpa.br<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>Universidade Federal do Pará, Rua Augusto Correia, Nº 1. Campus Universitário Guamá. CEP 66075-110. Caixa postal 479. PABX +55 91 3201-7000. BELÉM, PA.

**Resumo:** *Este trabalho apresenta uma análise estrutural de alguns componentes de um avião aeromodelo construído com finalidade de participar da Competição Aerodesign SAE BRASIL, para tanto foi necessário conhecer e aplicar as regras elementares da aerodinâmica na etapa de projeto do avião aeromodelo. O aeromodelo tem por características principais ser um avião construído em escala reduzida, rádio controlado, não tripulado e com capacidade de transportar o máximo de carga útil possível. Essencialmente, uma aeronave voa quando sua asa é impulsionada através do ar, o que faz com que ela crie uma força com sentido para cima chamada de força de sustentação. Há também o motor que gira a hélice que penetra no ar desenvolvendo uma tração suficiente para vencer a força do arrasto, que é a resistência criada pelo avanço da aeronave através da densa camada gasosa da atmosfera. Para atender tais critérios o presente trabalho utilizou de métodos teóricos e analíticos para o desenvolvimento da asa, trem de pouso e análise de desempenho do motor e da hélice a fim de atender as exigências do regulamento da Competição SAE Brasil. Com o auxílio de software realizamos um ensaio no motor com diferentes modelos de hélices e observou-se que o perfil Selig 1223 apresentou melhor sustentação combinada com melhor empuxo da hélice e motor, tornando o sistema moto-propulsor mais eficiente, assim como o material utilizado no trem de pouso apresentou capacidade de absorver parte da energia de impacto com o solo sem perda de resistência mecânica.*

**Palavras-chave:** aeromodelo, trem de pouso, asa.

### **1. INTRODUÇÃO**

A SAE Brasil vem realizando ao longo dos últimos dez anos o Projeto Aerodesign, que congrega alunos de faculdades pública e privadas do Brasil e de outros países. A competição, que vem sendo realizada em São José dos Campos – SP tem como objetivos propiciar a difusão e o intercâmbio de técnicas e o conhecimento de engenharia aeronáutica entre estudantes e futuros profissionais deste importante segmento da mobilidade, através de práticas e da competição entre equipes. O presente trabalho visa descrever os estudos e ensaios de desempenho a cerca de componentes da aeronave feita pela Equipe Iaçá, composta por alunos da faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal do Pará e que participou pela primeira vez da referida competição.

### **2. METODOLOGIA**

A primeira competição de Aerodesign no país promovida pela SAE Brasil ocorreu em 1999 e desde então se percebe um impressionante quadro evolutivo das equipes. A missão proposta aos alunos é a de projetar, documentar, construir e fazer voar um aeromodelo rádio controlado, visando que um maior volume de carga útil possa ser carregado. Os objetivos do evento são promover a aprendizagem na área aeronáutica através de um projeto multidisciplinar, o intercâmbio técnico e de conhecimentos entre as equipes, desenvolver o espírito de trabalho em equipe, a capacidade de liderança e planejamento, a capacidade de se vender idéias e projetos e incentivar o comportamento ético e moral. Para que um bom nível técnico seja alcançado, o regulamento fica cada vez mais desafiador. Com várias restrições de projeto, levando os alunos a desenvolverem métodos próprios e criativos para a resolução dos problemas encontrados.

Com o intuito de atender às restrições do regulamento da competição, e ainda apresentar nosso embasamento teórico sobre aeronáutica e dinâmica de estruturas. Conceitos importantes foram utilizados para a construção do aeromodelo, e posteriormente para o desenvolvimento deste artigo. Conceitos, como ângulo de ataque, número de Reynolds, sustentação e velocidade de estol.

Ângulo de ataque, tratado no texto, é um ângulo aerodinâmico e pode ser definido como o ângulo formado pela corda do aerofólio e a direção do seu movimento relativo ao ar.

Número de Reynolds ( $Re$ ) é um número adimensional usado em mecânica dos fluidos para o cálculo do regime de escoamento de determinado fluido sobre uma superfície, é a razão entre as forças de inércia e as forças viscosas.

Força de sustentação é a força responsável pelo voo, representa a componente vertical da força aerodinâmica resultante sobre a asa ou aerofólio. Força de arrasto é a força contrária à de sustentação.

Velocidade de stol é a velocidade na qual a força de sustentação é insuficiente para manter a aeronave voando.

A metodologia das análises da asa, do trem de pouso, do dimensionamento do motor e da hélice são apresentados nos itens a seguir.

## 2.1. Asa, trem de pouso, sistema de propulsão e dimensionamento da hélice

Uma vez que a equipe visa o transporte de carga, iniciou-se o projeto pela definição do perfil de asa. Deveria ser um que apresentasse alta sustentação à baixa velocidade. Para obter essa característica desejada, além da asa possuir grande superfície foram analisados quatro perfis diferentes, o Selig 1223, o Eppler 423, Wortmann FX 74-CL5-140/Adln e o Wortmann FX 72 MS 150. Para essas análises foi utilizado o software Profili versão 2.24. O perfil é obtido por meio de coordenadas e importado ao software. O Profili versão 2.24 simula uma variação de ângulos de ataque para diversos “ $Re$ ”, plotando as linhas correspondentes a cada combinação e os coeficientes de sustentação gerados, cada linha é representada por uma cor, para facilitar a leitura dos resultados. Dos quatro perfis analisados, somente serão mostrados aqui os dois mais eficientes, o Selig 1223 e o Eppler 423. Abaixo as figuras 1 e 2, mostram os perfis selecionados para estudo e o esquema da asa projetado.

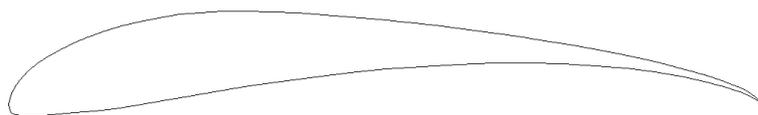


Figura 1. Imagem do perfil Selig 1223



Figura 2. Imagem do perfil Eppler 423

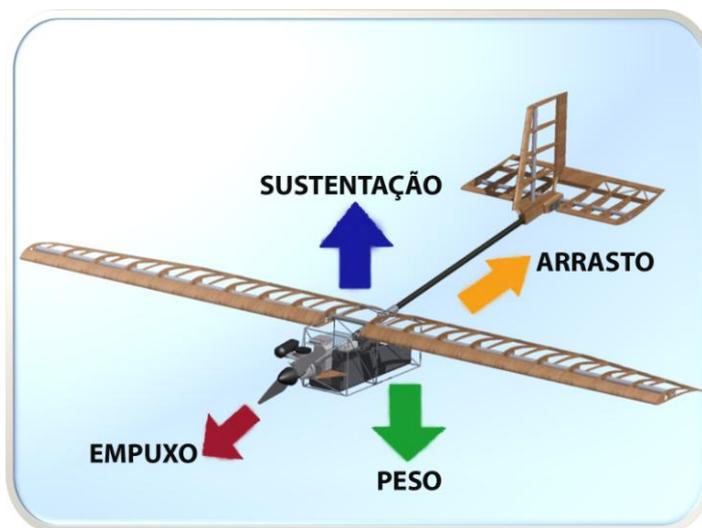


Figura 3. Esquema de forças atuantes do avião.

Analisando a figura acima, pode-se inferir que o peso é uma força dirigida para o centro da terra, ou seja refere à gravidade. E depende de todas as partes constituintes do avião (fuselagem, asas, etc.) além da carga útil requerida na competição e mais o combustível. Tomando o avião como um corpo rígido podemos imaginar o peso atuando num

único ponto, o centro de gravidade (C.G.). Durante o vôo, o avião gira sobre o C.G., mas a força peso aponta para o centro da terra.

Para fazer um avião voar, deve ser gerada uma força para se sobrepor ao peso. Chamamos esta força de sustentação e acontece devido à cinética do avião no ar, ou seja é uma força aerodinâmica. Assim como para o peso, cada constituinte do avião contribui para a sustentação, mas a maior parte da sustentação do avião vem das asas. A sustentação do avião pode ser tomada como se atuasse num único ponto também, chamado centro de pressão. O centro de pressão é definido tal como o centro de gravidade, mas ao invés do peso, utiliza a distribuição da pressão em torno da aeronave.

A partir dos gráficos gerados, pôde-se partir para os cálculos analíticos. Obteve-se a força de sustentação que é dada pela seguinte equação 1:

$$L = \frac{\rho \times C_L \times S \times v^2}{2} \quad (1)$$

Onde a força de sustentação é dada por “L”;  $\rho$  a massa específica do fluido; “ $C_L$ ” o coeficiente de sustentação; “S” a área da asa e “ $v^2$ ” é a velocidade do fluido em relação à asa.

À medida que o avião se move no ar, há uma outra força aerodinâmica presente, a resistência do ar. O ar resiste ao movimento do avião, e chamamos esta força de arrasto. Tal como a sustentação, há muitos fatores que contribuem para a força de arrasto, como a forma do avião, a viscosidade do ar e a velocidade em que o avião se encontra. E também se unem todos os componentes individuais num único valor de arrasto de todo o avião. O sentido da força de arrasto é sempre oposto ao sentido do vôo, e atua no ponto de pressão, como a sustentação.

A força de arrasto é dada por:

$$D = \frac{\rho \times C_D \times S \times v^2}{2} \quad (2)$$

Onde: A força de arrasto é dada por “D”; “W” é o peso do avião; “ $\rho$ ” a densidade da atmosfera padrão ISA, “ $C_D$ ” é o coeficiente de arrasto.

A equação que define a velocidade de estol é:

$$V_{STOL}^2 = \frac{2 \times W}{\rho \times C_L \times S} \quad (3)$$

A velocidade de decolagem é dada como sendo 10% maior que a velocidade de stol, então temos que:

$$V_{DECOLAGEM} = 1,1 \times V_{ESTOL} \quad (4)$$

O trem de pouso é um dos principais componentes de uma aeronave, pois é exigido grande esforço mecânico em dois momentos críticos, a decolagem e a aterrissagem.

Considerando a massa total do aeromodelo ( $M_T$ ) e a velocidade vertical com ângulo de incidência de 15° em relação à pista:

$$V_{OY} = V_Y \times \text{sen} 15^\circ \quad (5)$$

Para encontrar a força que atua no trem de pouso é preciso encontrar o fator de impacto:

$$F_I = 1 + \sqrt{\frac{1 + 2 \times H}{\epsilon}} \quad (6)$$

Onde a altura de queda livre da carga é representada por H; e  $\epsilon$  indica a deformação estática sofrida pelo trem de pouso quando submetido à carga total. Logo a força a qual o trem de pouso está submetido quando o avião está com carga máxima será dada pela equação 7:

$$F = F_I \times M_T \quad (7)$$

Para superar o arrasto, a maioria de aviões tem algum tipo de propulsão para gerar uma força chamada empuxo, como é o caso dos aeromodelos para a competição SAE AERODESIGN. A intensidade da força de empuxo depende de muitos fatores associados com o sistema de propulsão, como o tipo de motor, o número de motores, o ajuste da aceleração, a hélice e a velocidade de vôo.

O sentido da força de empuxo depende da disposição do(s) motor(es) no avião. Na figura mostrada abaixo, um motor de combustão interna está posicionada à frente da fuselagem, entre as asas, com a força atuando ao longo da linha central da aeronave. Ou seja o sentido do impulso não pode ser mudado para configurar uma decolagem em menor espaço.

A figura 4 mostra o sistema de propulsão, e a bequilha e o trem de pouso, projetados para atender às necessidades calculadas.

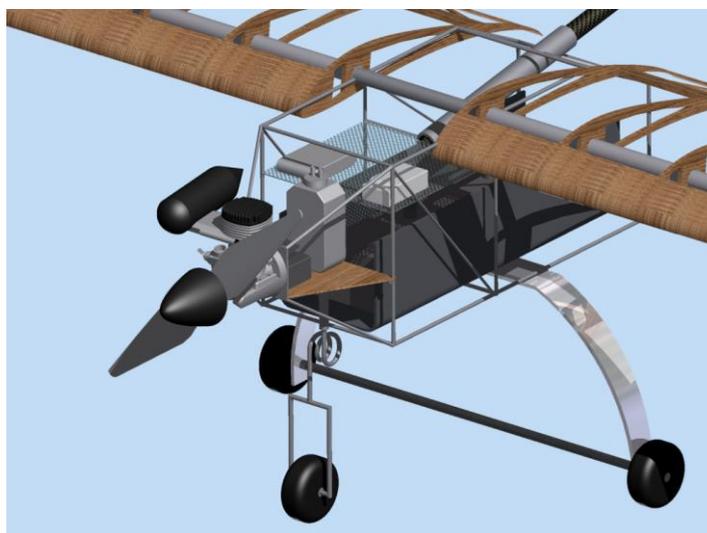


Figura 4. Esquema renderizado da aeronave, aproximação para detalhe no trem de pouso e hélice.

O sistema de propulsão é responsável pela produção de força de tração atuante na aeronave. A força do sistema é gerada pelo motor e pela hélice.

Foi construída uma bancada para se medir o torque do motor. Acoplado à bancada estava uma balança, a qual media a força gerada pelo motor com diferentes hélices. As rotações do motor foram adquiridas com o uso de um conta-giros. De posse dos valores do ensaio, entrou-se com esses valores no software Propcalc. Este software opera com uma biblioteca de motores, para isso entramos com os dados do tipo de hélice e a rotação alcançada no ensaio. A partir daí os gráficos do empuxo, potência e eficiência são gerados.

O motor, padrão para a competição, é o OS .61 FX e as hélices ensaiadas foram a  $11 \times 7"$ ;  $12 \times 6"$  e  $13 \times 6"$ .

### 3. RESULTADOS

Os perfis com melhor desempenho entre os quatro analisados foram o Selig 1223 e o Eppler 423. Os gráficos resultantes das análises no software Profili versão 2.24 estão dispostos a seguir:

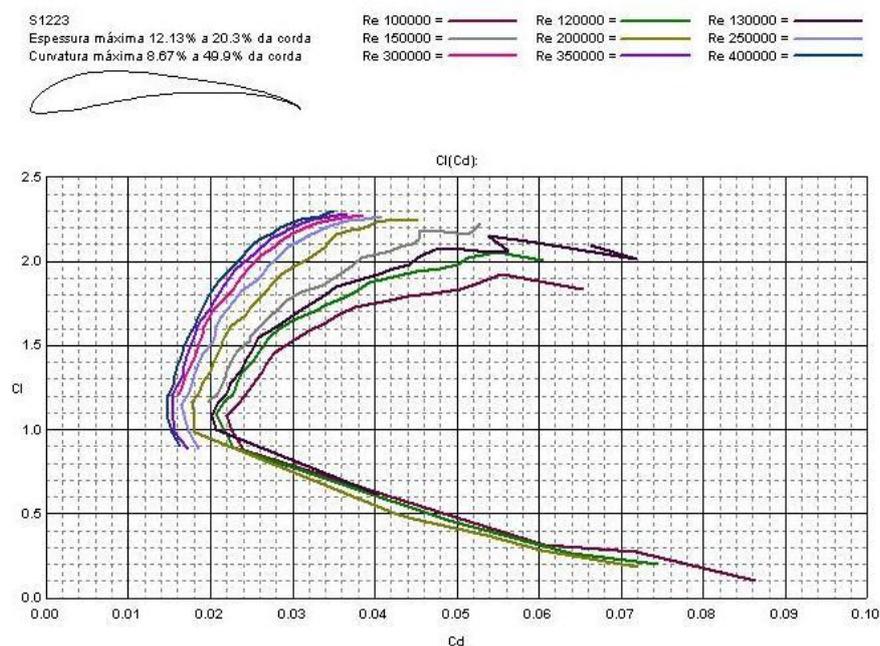


Figura 5. Relação do Coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) e Coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) para vários “Re” no perfil Selig 1223

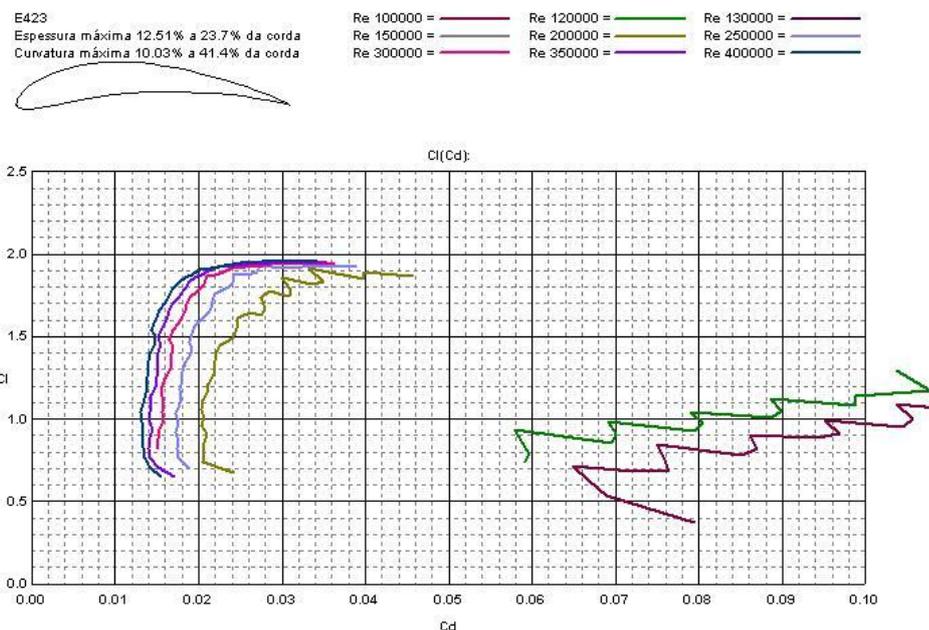


Figura 6. Relação do Coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) e Coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) para vários “Re” no perfil Eppler 423

Observa-se que na figura 5 o coeficiente de sustentação máximo se manteve constante com a variação do “Re” e que o coeficiente de arrasto se eleva com a redução do “Re”, contudo o perfil consegue gerar sustentação para as diversas fases de voo.

O Selig 1223 apresentou o maior coeficiente de sustentação e polar de arrasto com o menor arrasto parasita.

A figura 6 apresenta um coeficiente de sustentação constante em alguns “Re” e o coeficiente de arrasto tem um pequeno acréscimo quando o “Re” diminui, sendo esse acréscimo menor quando comparado ao Selig 1223. Percebemos que o “Re” mínimo em que o efeito não ocorre é 200.000, para “Re” acima de 200.000, a sustentação fica restrita e para um “Re” menor que 200.000 não há sustentação útil gerada.

O Eppler 423 apresentou tanto o coeficiente de sustentação quanto o de arrasto, menores se comparado ao Selig 1223, portanto este apresentou mais eficiência a fim de atender as necessidades esperadas. O principal critério utilizado para a escolha do perfil foi a máxima sustentação, seguido do menor arrasto e maior dificuldade de estolagem.

Tabela 1. Resultado dos cálculos para as equações apresentadas.

	$F_{SUSTENTAÇÃO}$	$F_{ARRASTO}$	$V_{ESTOL}$	$V_{DECOLAGEM}$	$V_{OY}$	$F_{IMPACTO}$	$F_{TREM}$
RESULTADOS	180 N	3,8 N	13,31 m/s	14,64 m/s	3,79 m/s	13,23	1817 N

Onde,  $F_{SUSTENTAÇÃO}$  é a força de sustentação máxima gerada;  $F_{ARRASTO}$  é a força de arrasto gerada;  $V_{ESTOL}$  é a velocidade de estol admitida.  $V_{DECOLAGEM}$  é a velocidade de decolagem que é 10% maior que a de stol;  $V_{OY}$  é velocidade vertical de aproximação do solo;  $F_{IMPACTO}$  é o fator de impacto.  $F_{TREM}$  é a força que o trem de pouso estará submetido com o peso máximo.

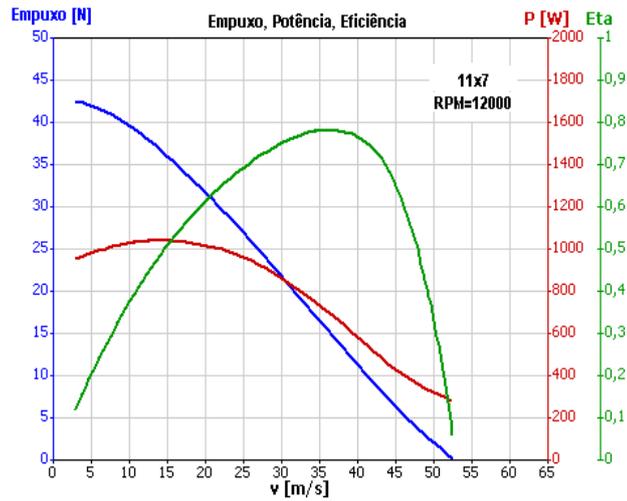


Figura 7. Análise da hélice 11x7"

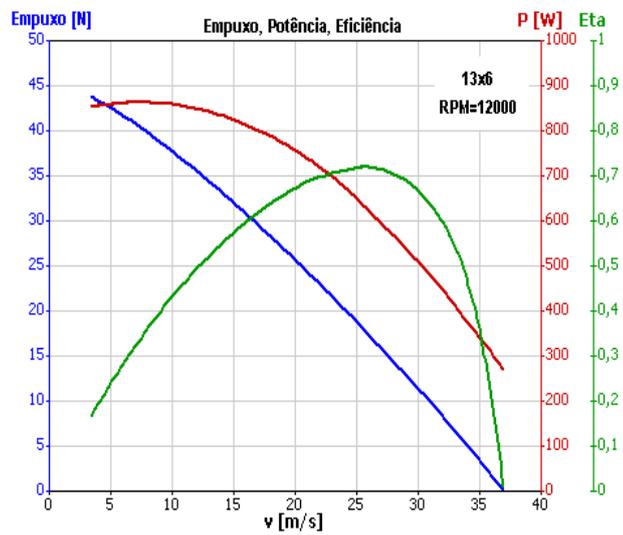


Figura 8. Análise de hélice 13x6"

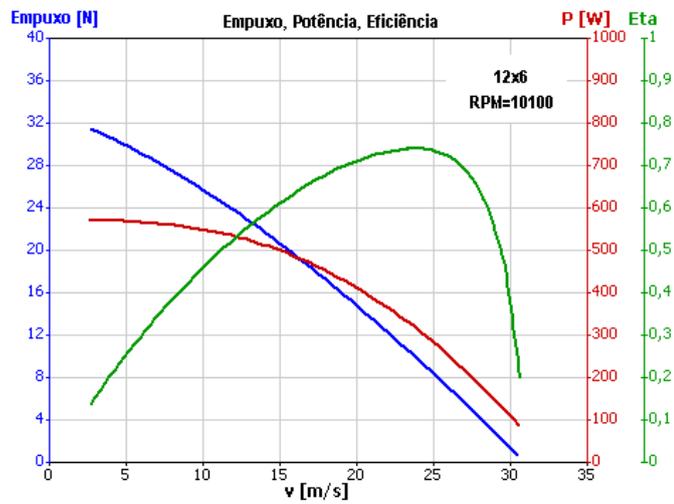


Figura 9. Análise de hélice 12x6"

Após as análises, concluiu-se que a hélice mais adequada ao nosso projeto seria a 13x6, por possuir maior eficiência, produzindo um empuxo de 35N a uma velocidade de 15 m/s, com isso, os requisitos de projeto se satisfazem, possibilitando que um mesmo motor possa carregar mais peso, valendo-se do princípio de funcionamento de escoamento de fluidos em torno de uma hélice.

#### **4. CONCLUSÕES**

A partir dos cálculos realizados, a equipe pôde definir as dimensões, assim como os coeficientes que ditarão o bom funcionamento da aeronave. Seguindo as restrições impostas pela SAE Brasil, utilizamos métodos teóricos e analíticos para o desenvolvimento da asa, trem de pouso, tal como a maior eficiência do motor e hélice.

#### **5. AGRADECIMENTOS**

Gostaríamos de agradecer ao Prof Dr Roberto Tetsuo Fujiyama pelo apoio a nós dado, e agradecer aos nossos familiares por todo o apoio cedido para o desenvolvimento deste projeto.

#### **6. REFERÊNCIAS**

- FOX, R.W; McDonald, A.T. ,2001, “Introdução à mecânica dos fluidos”. 5. ed. Minas Gerais. LTC Editora.  
GOLIA, C.M.S., 2004, “Aerodinamica 1”. Facoltà di Ingegneria - Seconda Università degli Studi di Napoli. Via Roma, Italia.  
MCCORMICK, B.W. ; “Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics”. 2. ed. New York, NY.  
NORTON, R.L., 2004, “Projeto de máquinas”. 2. ed. Porto Alegre; Bookman.  
ROSKAM, Dr. Jan, 1997, “Airplane Aerodynamics and performance”. DARCorporation, Kansas, USA.

#### **7. DIREITOS AUTORAIS**

Os 7 (sete) autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído neste trabalho.