



## PROJETO DA AERONAVE DA EQUIPE TUCANO PARA A COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN 2007

**André Garcia Cunha Filho, Arthur Leandro Rade, Breno Brito Borges, Daniel Pereira Campos, Domingos Alves Rade, Leandro Rodrigues Cunha, Luís Agnaldo Gomes Perini, Luíz Cláudio Cardoso, Marcelo Alves de Araújo, Pedro Alberto Godinho Ciloni e Pedro Henrique Alves da Motta**

Universidade Federal de Uberlândia – Faculdade de Engenharia Mecânica – Campus Santa Mônica – Bloco 1M - Av. João Naves de Ávila 2121 - Bairro Santa Mônica – CEP 38400-902 – Uberlândia – MG  
E-mail: equipetucano2007@yahoo.com.br

***Resumo:** Este artigo apresenta os principais procedimentos referentes ao projeto da equipe Tucano, que representará a Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia na Competição SAE Aerodesign, edição 2007. O artigo contém uma breve apresentação do regulamento da competição. Posteriormente, são apresentadas as principais análises realizadas no atual projeto, explicitando-se as melhorias em relação ao projeto de 2006.*

**Palavras-chave:** Projeto Aeronáutico, Aerodinâmica, Cargas de Aeronaves, Aeromodelismo.

### 1. INTRODUÇÃO

O Projeto Aerodesign é, fundamentalmente, um projeto educacional que visa difundir conhecimentos relacionados à engenharia aeronáutica nas diversas instituições de ensino do País e consiste em conceber, construir e operar uma aeronave cargueira, rádio controlada e em escala reduzida, conforme especificações impostas pelo regulamento da competição.

. O projeto é apoiado pelo Ministério da Educação, pelo Centro Técnico Aeroespacial e por diversas indústrias do setor aeronáutico, dentre as quais se destacam: Embraer, Dassault Aviation, Rolls Royce, General Electric, Parker Aerospace e United Technologies.

Concebido pela SAE Internacional em 1994, nos Estados Unidos, o projeto Aerodesign teve sua primeira edição no Brasil em 1999. A partir de tal marco, o evento teve um crescimento superior a 700% em número de pessoas envolvidas direta ou indiretamente.

Em 2007, será realizada a IX edição da competição, a qual reunirá equipes compostas por estudantes e professores das principais escolas de Engenharia do Brasil e alguns outros países.

A fim de competir, cada equipe deve projetar, documentar, construir e voar um aeromodelo rádio controlado para transportar o máximo de peso possível. O avião deverá decolar em 61 metros, circular pelo menos uma vez e aterrissar em 122 metros. As principais restrições do projeto impostas pelo regulamento da competição são: volume do compartimento de carga, motor padrão de 1,6 HP e também restrições nas dimensões da aeronave de forma que a mesma possa ser inserida em um hangar de forma losangular.

Para o ano de 2007, a Equipe Tucano optou por desenvolver um projeto que visa a otimização do avião biplano desenvolvido para a competição de 2006, baseando-se no desempenho satisfatório que a equipe obteve do mesmo. As seções seguintes descrevem as análises efetuadas, incluindo a análise aerodinâmica, o estudo de estabilidade e controle, a determinação das cargas atuantes na aeronave e a análise estrutural.

## 2. DEFINIÇÃO DA CONCEPÇÃO GERAL DA AERONAVE

O projeto conceitual da aeronave baseou-se nos requisitos obrigatórios impostos pelo regulamento da competição (compartimento de carga, “hangar”, motor, peso total) e nas características desejáveis adotadas pela Equipe, como grande razão de carga paga por peso vazio, fácil acesso aos componentes de controle e ao compartimento de carga, otimização da aerodinâmica e facilidade de construção.

### 2.1 Determinação do sistema moto-propulsor

Foram feitos testes de empuxo para se determinar o melhor conjunto motor-hélice. As hélices testadas foram APC 13”x4”, 13”x4”W, e 13”x6”, Master Airscrew 13”x6” e 12”x8”, todas com *spinner*. O melhor resultado, em termos de empuxo, foi obtido para a hélice APC 13”X4”, como mostrado na Figura 1.

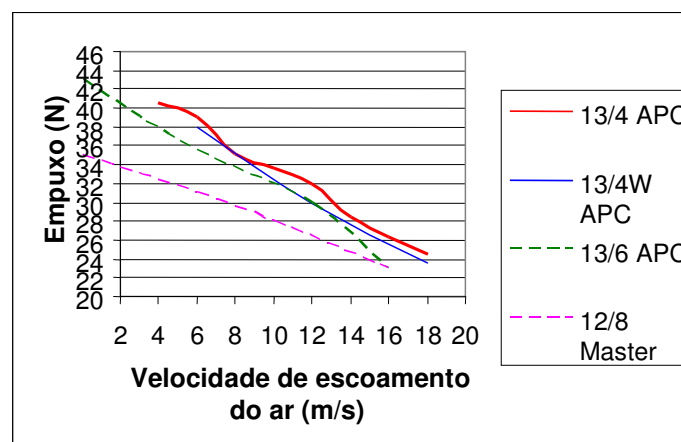


Figura 1 – Resultados dos testes de empuxo de hélices

### 2.2 Projeto da asa

Seguindo o modelo da aeronave 2006, as asas foram posicionadas na maior diagonal do hangar imposto pelo regulamento, visando um melhor aproveitamento espacial e obtendo-se uma maior razão de aspecto, o que melhora o desempenho aerodinâmico da nova aeronave.

Devido ao desenvolvimento de um novo aerofólio para as asas, houve a necessidade de uma análise para diferentes cordas, baseado no número de Reynolds, a fim de determinar a corda mínima que se poderia utilizar sem afetar o comportamento aerodinâmico, e que também se adequasse às dimensões do hangar.

As análises foram efetuadas com o programa XFOIL, obtendo-se assim um valor ideal para a corda mínima sem que se tivesse perda considerável de sustentação e nem aumento efetivo do arrasto. A análise para os diferentes números de Reynolds e as diferentes cordas analisadas são mostradas na Figura 2.

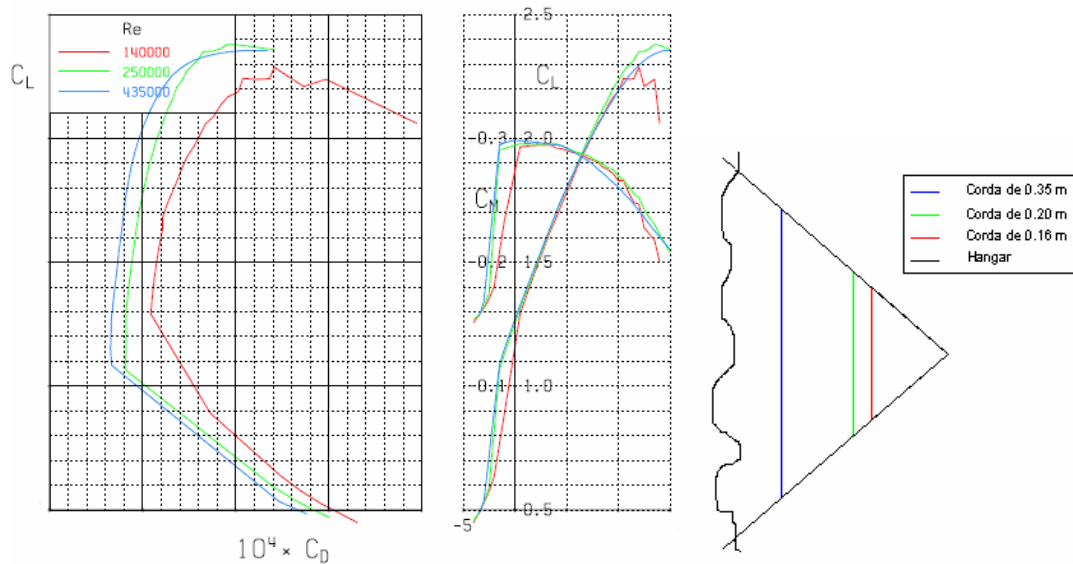


Figura 2 – Resultados das análises aerodinâmicas referentes à corda da asa.

Na seqüência, analisaram-se as possíveis geometrias de asa, buscando obter uma boa área de asa. Para isso, foi feita uma análise comparativa no software TORNADO (utilizando o método *vortex lattice*), ilustrada na Figura 3. Determinou-se que a geometria de melhor desempenho é a terceira, apresentando maior sustentação e menor arrasto.

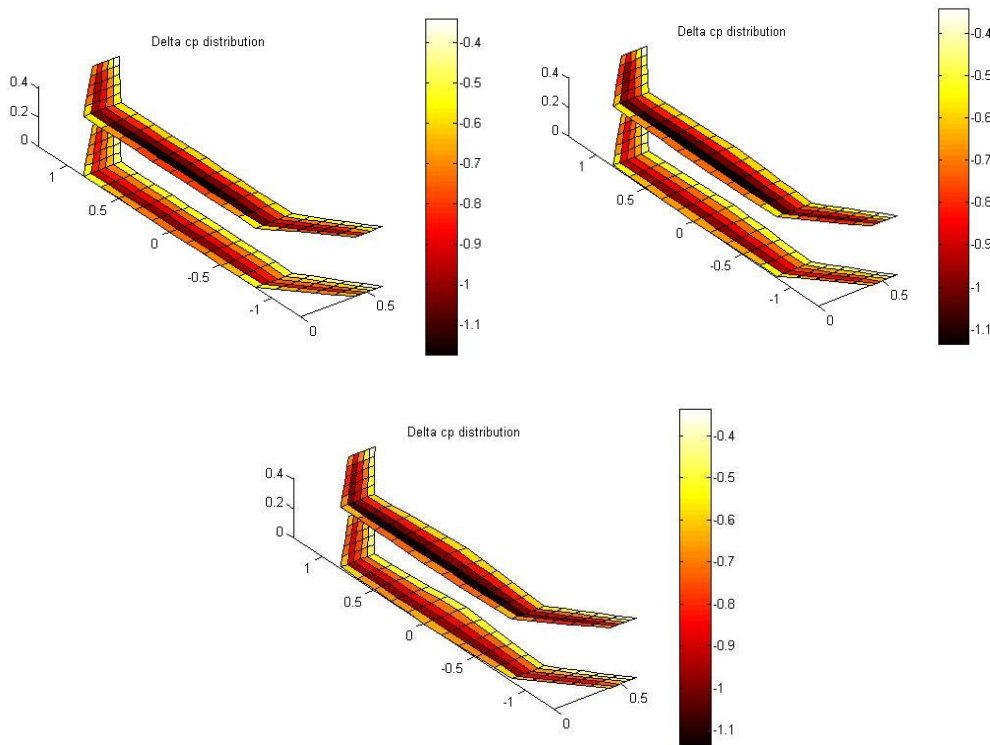


Figura 3 – Resultados da análise comparativa de diferentes geometrias das asas.

Através de análises das curvas  $C_L \times \alpha$  e  $C_L \times C_D$  da asa, determinou-se que um ângulo de incidência de  $4^\circ$  corresponde à sustentação necessária para que a fuselagem e o profundor estivessem a  $0^\circ$  em vôo, evitando o arrasto parasita da fuselagem e deficiência de comando do profundor.

A asa superior foi fixada à asa inferior através de lâminas fabricadas de fio contínuo de fibra de vidro e resina epóxi. As asas foram construídas de maneira tradicional do tipo nervurada.

### 2.3 Projeto das empenagens

O dimensionamento das empenagens baseou-se nos testes efetuados nos protótipos e na aeronave de 2006. Para as análises, foram usados os coeficientes  $V_H = 0,6$  para o estabilizador horizontal e  $V_V = 0,06$  para o vertical. Após os testes, foi observado que o volume do estabilizador horizontal era insuficiente para vôos com uma maior carga. Com isso, foi necessário um aumento do volume do profundor, e uma nova análise de estabilidade.

Tanto o estabilizador horizontal quanto o vertical são confeccionados com madeira balsa, revestida com plástico termo-retrátil e um *tail boom* de fibra de vidro para unir a deriva à fuselagem.

O posicionamento do estabilizador horizontal é de grande importância para que este não sofra interferência da esteira turbulenta gerada pelas asas. Foram feitas análises de Dinâmica de Fluidos Computacional (*CFD – Computational Fluid Dynamics*) utilizando o programa de elementos finitos ANSYS® para atitude de cruzeiro, e determinou-se o melhor ângulo que a cauda deve ter com o eixo longitudinal do avião. Estas análises são ilustradas na Figura 4.

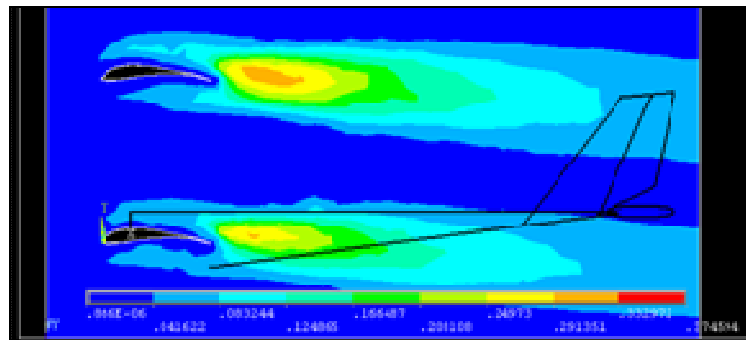


Figura 4 – Ilustração de análise de CFD realizada com o programa ANSYS®.

### 2.4 Projeto da fuselagem

Primeiramente, a configuração da fuselagem foi definida em função do volume mínimo do compartimento de carga. Posteriormente, os outros componentes do avião, como tanque de combustível, componentes eletrônicos e motor foram dispostos para garantir que o centro de massa ficasse na posição desejada.

A geometria da fuselagem foi confeccionada de modo a atender as características aerodinâmicas de menor arrasto e baixa interferência entre as asas e a fuselagem. O motor foi carenado, também para uma melhoria aerodinâmica.

A concepção estrutural adotada foi a de cavernas de compensado de madeira e uma casca composta de tecido de fibra de vidro e resina epóxi, buscando-se assim obter uma estrutura leve, resistente e de fácil construção.

### 2.5 Projeto do trem de pouso

Devido às restrições do regulamento em relação ao comprimento de pista de decolagem e para melhor eficiência na decolagem, a equipe optou por continuar utilizando o trem de pouso do tipo triciclo fixo, tendo em vista que esta configuração possibilita aliviar a carga na bequilha durante a rolagem, possibilitando uma maior aceleração e maior velocidade final na decolagem.

Em virtude do bom desempenho da equipe no uso de fibra de vidro e resina poliéster como matérias primas para a fabricação do trem de pouso principal ao longo das diversas edições da competição, e também devido a uma crescente competitividade no quesito cargas e estrutura, objetivou-se uma otimização em relação ao peso do componente. Portanto, foi necessária a realização de uma série de testes e estudos para obtenção de resultados que não interferissem no comportamento do trem de aterragem. A Figura 5 ilustra análise estrutural por elementos finitos do trem de pouso principal, efetuada utilizando o programa comercial ANSYS®.

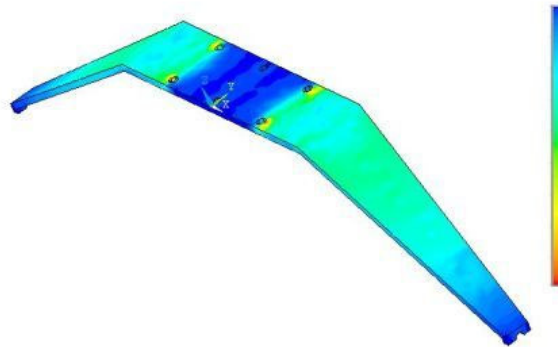


Figura 5 – Ilustração de análise estrutural do trem de pouso realizada com o programa ANSYS®.

## 2.6 Escolha dos servos das superfícies de controle

A escolha do servo-motor para cada superfície de controle da aeronave foi feita de acordo com os esforços atuantes. Para o aileron e leme, o cálculo foi efetuado utilizando o método de arrasto em uma placa plana para uma deflexão de 30°. Já para o profundor em máxima deflexão, foi considerado o esforço atuante no centro de pressão para determinar o braço de momento. A Equipe adotou como critério que o fator de segurança deveria ser no mínimo 4 para evitar falha catastrófica (perda de comando em alguma superfície de controle). Os resultados e servos escolhidos estão indicados na Tabela 1.

Tabela1 – Servo-motores escolhidos para acionamento das superfícies de controle

Superfície	Servo	Carga (oz.in)	Torque (oz/in) Servo	Fator segurança
leme	JR UT DS8411	18.8	155	8.25
profundor	JR UT DS8411	15.5	155	10
aileron	HS MS CS12	5.3	35	6.6

Deve-se ressaltar que os fatores de segurança encontrados foram altos, porém os servos não foram escolhidos considerando somente o torque disponível, mas também a velocidade de resposta. Testes foram realizados a fim de validar os resultados analíticos obtidos.

O eixo do estabilizador horizontal foi posicionado a 26 % da c.m.a. do mesmo, posição na qual o centro de pressão, na máxima deflexão, alinha-se com o eixo, minimizando o torque de acionamento, conforme mostrado na Figura 6.

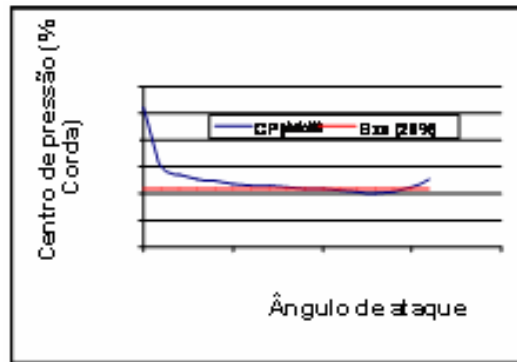


Figura 6 – Análise do posicionamento do eixo do estabilizador horizontal.

O acionamento do profundor e do leme, através dos servos, são do tipo *pull-pull*, utilizando cabos de aço (10 lb), por serem mais leves e para obter uma melhor eficiência no comando. No aileron e acelerador utilizou-se o tipo *push-pull*, uma vez que esses são comandados por uma distância curta.

O sistema de comando dos servos será feito por um transmissor PCM, tecnologia menos suscetível a interferências, garantindo maior segurança.

## 2.7 Estabilidade e controle

Para a análise da estabilidade da aeronave, foram feitos cálculos da variação do C.G. da aeronave e estudos da estabilidade longitudinal. Os cálculos para o passeio de C.G. foram feitos para condição de tanque de combustível vazio e outra para tanque cheio. Para a primeira condição foi obtido o C.G. a 21,84 % da corda média aerodinâmica, e para a segunda condição obteve-se 28,89 %.

As análises de estabilidade longitudinal foram feitas focando as dimensões do profundor. Os cálculos foram feitos considerando um volume máximo para o mesmo, mostrando ser o mais estável dentro das dimensões permitidas pelo regulamento.

Além disso, foram calculados a posição do ponto neutro e o ponto de manobra manche fixo, obtendo-se valores dentro da margem de estabilidade. Assim, para as várias condições analisadas, foi concluído que a aeronave é bastante estável e com boa resposta de comando.

## 3. ENSAIOS EXPERIMENTAIS E TESTES DE VÔO

Todos os procedimentos de projeto foram validados com diferentes tipos de ensaios experimentais em laboratório, que incluíram ensaios de materiais, ensaios estáticos de cargas estruturais, ensaios dinâmicos do trem de pouso, ensaios aerodinâmicos e testes da aeronave em vôo. Estes últimos estão ilustrados na Figura 7.

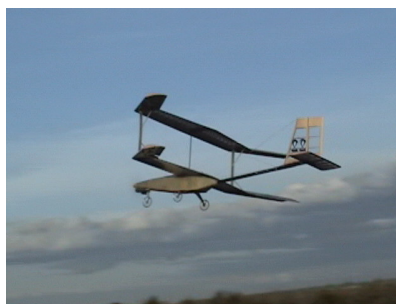


Figura 7 – Ilustração dos testes de vôo da aeronave

#### 4. COMENTÁRIOS FINAIS E CONCLUSÕES

Os procedimentos de projeto e teste se mostraram satisfatórios, conduzindo a uma aeronave que atende aos requisitos da competição e, concomitantemente, as metas estabelecidas pela Equipe. Do ponto de vista educacional, as atividades desenvolvidas pela Equipe permitiram a aquisição de amplo conhecimento teórico acerca de diferentes aspectos técnicos envolvidos bem e das técnicas de construção de aeronaves em escala reduzida.

#### 5. AGRADECIMENTOS

A Equipe Tucano agradece ao estímulo e apoio financeiro de: Pró-Reitoria de Graduação da UFU, CREA-MG, SALES & ANTUNES, COOPASS, NSK, FEMEC, FAU. Agradece também ao apoio oferecido pelo Corpo Docente e Pessoal Técnico-Administrativo da FEMEC/UFU.

#### 6. BIBLIOGRAFIA

- Raymer, D. P (1999) *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA, Califórnia, USA.
- Roskam, J., (1997). *Airplane Design*. Parts I to VIII. DAR Corporation, USA.
- Torenbeek, E. (1976). *Synthesis of Subsonic Airplane Design*; Nijgh-Wolters-Noordhoff, The Netherlands.
- Peery, D. J. (1950) *Aircraft Structures*, McGraw-Hill Book Company, Toronto, Canada.
- Iscold, P. H. (2002) *Introdução às Cargas nas Aeronaves*. Apostila PEE-EMBRAER
- Drela, M., Youngren, H. (2001) XFOIL 6.9 USER GUIDE, MIT, USA.
- Melin T. (2000). *A vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications, Master Thesis, Royal Institute of Thecnology (KTH)*  
XFOIL – <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
- F.A.R – *Federal Aviation Regulation* - <http://www.faa.gov>
- Da Rosa, E., (2006) *Introdução ao Projeto Aeronáutico: uma contribuição à Competição SAE AeroDesign*.
- C. A. S .R, *Civil Aviation Safety Regulations* – <http://www.casa.gov.au/rules/index.htm>
- Sangster, Willian (1979) *Estruturas de aeronaves – Cargas no avião*
- PICA26, *Design Criteria for Primary and Intermediate Category airplanes with positive displacement engines*
- Etkin, B. (1959) – *Dynamics of flight, stability and control*



## **TUCANO TEAM'S AIRCRAFT DESIGN FOR THE COMPETITION SAE AERODESIGN 2007**

**André Garcia Cunha Filho, Arthur Leandro Rade, Breno Brito Borges, Daniel Pereira Campos, Domingos Alves Rade, Leandro Rodrigues da Cunha, Luís Agnaldo Gomes Perini, Luíz Cláudio Cardoso, Marcelo Alves de Araújo, Pedro Alberto Godinho Ciloni e Pedro Henrique Alves da Motta**

Universidade Federal de Uberlândia – Faculdade de Engenharia Mecânica – Campus Santa Mônica – Bloco 1M - Av. João Naves de Ávila 2121 - Bairro Santa Mônica – CEP 38400-902 – Uberlândia – MG  
E-mail: [equipetucano2007@yahoo.com.br](mailto:equipetucano2007@yahoo.com.br)

***Abstract:** This paper presentation presents the main procedures carried-out by the Tucano Team, which will represent the School of Mechanical Engineering of the Federal University of Uberlândia in the 2007 Edition of the SAE Aerodesign competition. The paper contains a brief presentation of the competition regulations. Subsequently, it is shown the main analyses of the project, highlighting the improvements of this year's design with respect to the one developed last year.*

***Keywords:** Aeronautical Design, Aerodynamics, Aircraft loads, Airmodeling.*