

International Multidisciplinary  
Research Journal

Golden Research  
Thoughts

Chief Editor  
Dr.Tukaram Narayan Shinde

---

Publisher  
Mrs.Laxmi Ashok Yakkaldevi

Associate Editor  
Dr.Rajani Dalvi

Honorary  
Mr.Ashok Yakkaldevi

---

## Welcome to GRT

RNI MAHMUL/2011/38595

ISSN No.2231-5063

Golden Research Thoughts Journal is a multidisciplinary research journal, published monthly in English, Hindi & Marathi Language. All research papers submitted to the journal will be double - blind peer reviewed referred by members of the editorial board. Readers will include investigator in universities, research institutes government and industry with research interest in the general subjects.

### *International Advisory Board*

Flávio de São Pedro Filho Federal University of Rondonia, Brazil	Mohammad Hailat Dept. of Mathematical Sciences, University of South Carolina Aiken	Hasan Baktir English Language and Literature Department, Kayseri
Kamani Perera Regional Center For Strategic Studies, Sri Lanka	Abdullah Sabbagh Engineering Studies, Sydney	Ghayoor Abbas Chotana Dept of Chemistry, Lahore University of Management Sciences[PK]
Janaki Sinnasamy Librarian, University of Malaya	Ecaterina Patrascu Spiru Haret University, Bucharest	Anna Maria Constantinovici AL. I. Cuza University, Romania
Romona Mihaila Spiru Haret University, Romania	Loredana Bosca Spiru Haret University, Romania	Ilie Pinteau, Spiru Haret University, Romania
Delia Serbescu Spiru Haret University, Bucharest, Romania	Fabricio Moraes de Almeida Federal University of Rondonia, Brazil	Xiaohua Yang PhD, USA
Anurag Misra DBS College, Kanpur	George - Calin SERITAN Faculty of Philosophy and Socio-Political Sciences Al. I. Cuza University, Iasi	.....More
Titus PopPhD, Partium Christian University, Oradea,Romania		

### *Editorial Board*

Pratap Vyamktrao Naikwade ASP College Devrukh,Ratnagiri,MS India	Iresh Swami Ex - VC. Solapur University, Solapur	Rajendra Shendge Director, B.C.U.D. Solapur University, Solapur
R. R. Patil Head Geology Department Solapur University,Solapur	N.S. Dhaygude Ex. Prin. Dayanand College, Solapur	R. R. Yalikal Director Managment Institute, Solapur
Rama Bhosale Prin. and Jt. Director Higher Education, Panvel	Narendra Kadu Jt. Director Higher Education, Pune	Umesh Rajderkar Head Humanities & Social Science YCMOU,Nashik
Salve R. N. Department of Sociology, Shivaji University,Kolhapur	K. M. Bhandarkar Praful Patel College of Education, Gondia	S. R. Pandya Head Education Dept. Mumbai University, Mumbai
Govind P. Shinde Bharati Vidyapeeth School of Distance Education Center, Navi Mumbai	Sonal Singh Vikram University, Ujjain	Alka Darshan Shrivastava Shaskiya Snatkottar Mahavidyalaya, Dhar
Chakane Sanjay Dnyaneshwar Arts, Science & Commerce College, Indapur, Pune	G. P. Patankar S. D. M. Degree College, Honavar, Karnataka	Rahul Shriram Sudke Devi Ahilya Vishwavidyalaya, Indore
Awadhesh Kumar Shirotriya Secretary,Play India Play,Meerut(U.P.)	Maj. S. Bakhtiar Choudhary Director,Hyderabad AP India.	S.KANNAN Annamalai University,TN
	S.Parvathi Devi Ph.D.-University of Allahabad	Satish Kumar Kalhotra Maulana Azad National Urdu University
	Sonal Singh, Vikram University, Ujjain	

Address:-Ashok Yakkaldevi 258/34, Raviwar Peth, Solapur - 413 005 Maharashtra, India  
Cell : 9595 359 435, Ph No: 02172372010 Email: ayisrj@yahoo.in Website: www.aygrt.isrj.org



## MINIMIZAÇÃO DA INSTABILIDADE DA ASA DE UMA AERONAVE CARGUEIRA RÁDIO-CONTROLADA PROJETADA PARA SUPORTAR GRANDES CARGAS



José A. de Souza Júnior<sup>1</sup>, Antonio Claudio Kieling<sup>2</sup>,  
Rogério Nonato Silva Lima Júnior<sup>3</sup>, Marcos Dantas dos Santos<sup>4</sup>  
<sup>1,2,3,4</sup> Universidade do Estado do Amazonas, Manaus-AM.

### RESUMO

Estudos comprovam que a asa é um componente desestabilizante para a aeronave quando se analisa a estabilidade longitudinal estática, porém, esses efeitos podem ser minimizados. O objetivo deste artigo é definir quais parâmetros influenciam nas condições de estabilidade para a asa de uma aeronave rádio-controlada destinada a suportar grandes cargas. A metodologia utilizada é o projeto da aeronave rádio-controlada com cálculos aerodinâmicos e de estabilidade de acordo com literaturas variadas, construção de protótipo, testes de voo, análise de falhas, estudo de dispositivos otimizadores de desempenho e análise de escoamento. Os principais resultados encontrados estão relacionados aos cálculos de estabilidade longitudinal e a presença de afilamento na ponta das asas. Portanto, foi possível estabelecer parâmetros que influenciam na instabilidade estática das asas de aeronaves e, assim, fornecer subsídios para estudos de otimização em projetos com um maior direcionamento.

**Palavras-chave:** estabilidade; asa; otimização.



### 1. INTRODUÇÃO

O estudo dos fenômenos que envolvem a aerodinâmica é de fundamental importância para o projeto global da aeronave, pois muitos aspectos estudados para se definir a melhor configuração aerodinâmica da aeronave serão amplamente utilizados para uma melhor análise de desempenho e estabilidade da aeronave, bem como para o cálculo estrutural da mesma, uma vez que existem muitas soluções de compromisso entre um

bom projeto aerodinâmico e um excelente projeto total da aeronave (Rodrigues, 2010).

As áreas de aerodinâmica e estabilidade estão intimamente ligadas no que tange aos fatores de cálculo que a segunda necessita da primeira. É imprescindível o projeto do arranjo da aeronave que possibilite uma boa sustentação e um baixo arrasto para que se tenha bons parâmetros de estabilidade.

No estudo da estabilidade estática, é necessário analisar cada componente da aeronave separadamente a fim de saber quais deles estão trazendo malefícios ao equilíbrio durante um voo. Pesquisas comprovam que a asa atua como um componente desestabilizante e o profundor atua como um acessório que restaura esses momentos desfavoráveis ao voo. No entanto, nem sempre isso

pode ser suficiente a ponto de se precisar trabalhar com a otimização da asa para se ter melhores resultados.

Este trabalho irá utilizar como referência a aeronave da equipe Urutau Aerodesign da Universidade do Estado do Amazonas que participou da competição SAE Aerodesign no ano de 2014. Vale salientar a possibilidade de aplicações dessas aeronaves para outros fins, já que são capazes de transportar uma grande quantidade de carga. O transporte de cargas para áreas remotas ou sistemas de monitoramento de trânsito são áreas com uma tendência favorável de crescimento.

Através do estudo de caso, pôde-se analisar as falhas e direcionar esforços no combate aos problemas de instabilidade. Através de modificações no formato da asa é possível ajustar os parâmetros que influenciam no desequilíbrio do voo.

A aplicação de winglets é importante para a diminuição da esteira de vórtices que se formam na ponta da asa, entretanto, não garante melhores critérios de estabilidade, já que a melhoria na sustentação não é garantida. Verificou-se também que o uso de diedro não produz melhorias significativas na análise de estabilidade estática longitudinal.

## 2. ESTABILIDADE

Pode-se entender por estabilidade a tendência de um objeto retornar a sua posição de equilíbrio após qualquer perturbação sofrida. Para o caso de um avião, a garantia da estabilidade está diretamente relacionada ao conforto, controlabilidade e segurança do voo. A análise de estabilidade representa um dos pontos mais complexos do projeto de uma aeronave, pois geralmente envolve uma série de equações algébricas difíceis de serem solucionadas e que em muitas vezes só podem ser resolvidas com o auxílio computacional (Rodrigues, 2011).

Quanto à estabilidade e controle de uma aeronave, Kroo (2001) afirma que os corretos dimensionamentos das superfícies de controle são fundamentais para a estabilidade do voo, bem como a segurança da aeronave em condições de perturbação ou manobras.

A estabilidade é estudada através das funções transferências de resposta da aeronave em função de cada pequena perturbação sofrida nas superfícies de controle: aileron, leme e profundor (Emmerick, 2011).

De uma forma resumida a análise de equilíbrio busca estabelecer a configuração das superfícies de sustentação e controle para voo horizontal, usando as equações de equilíbrio de forças e momentos. Busca-se definir o ponto de equilíbrio, para uma dada velocidade, com momento resultante zero em torno do centro de gravidade. Esta análise determina as cargas que a empenagem horizontal deve desenvolver em diferentes condições de voo (Da Rosa, 2006).

O piloto necessita colocar a aeronave em uma condição de voo escolhida chamada condição de trim, ou condição de equilíbrio, para que o mesmo não precise constantemente modificar o controle da aeronave. O objetivo da trimagem da aeronave é trazer as forças e momentos atuantes na aeronave para um estado de equilíbrio, que é a condição quando as forças axial, normal e lateral bem como os momentos de guinada, rolagem e arfagem são nulos. A estabilidade estática da aeronave está totalmente ligada às condições de trimagem, pois representa a capacidade da mesma retornar para esta posição de condição quando sofrida uma perturbação externa (Emmerick, 2011).

Quanto ao projeto aerodinâmico, DA ROSA (2006) o subdivide em duas etapas: (i) a análise bidimensional, em que se compreende o estudo e aperfeiçoamento do perfil da asa; e (ii) a análise tridimensional, em que se analisa a geometria da asa, bem como a influência da mesma no comportamento da aeronave como um todo.

As forças que atuam sobre um perfil são caracterizadas pelas componentes da força resultante

da distribuição de pressão, na direção normal ao movimento (vento relativo) e na direção do movimento. A primeira gera a sustentação e a segunda o arraste aerodinâmico. A força resultante age no centro de pressão (Da Rosa, 2006).

Na abordagem de BRYAN (1911) as forças e momentos resultantes na aeronave são devidos aos efeitos aerodinâmicos, efeitos gravitacionais, movimentos de controles aerodinâmicos, efeitos de tração do motor e distúrbios atmosféricos.

O estol é provocado pelo descolamento do escoamento na superfície superior da asa, esse descolamento é devido a um gradiente adverso de pressão que possui a tendência de fazer com que a camada limite se desprenda no extradorso da asa. Conforme o ângulo de ataque aumenta, o gradiente de pressão adverso também aumenta, e para um determinado valor de ângulo de ataque, ocorre a separação do escoamento no extradorso da asa de maneira repentina. Quando o descolamento ocorre, o coeficiente de sustentação decresce drasticamente e o coeficiente de arrasto aumenta rapidamente (Rodrigues, 2009).

Para se iniciar os estudos de estabilidade, peso e balanceamento de uma aeronave é muito importante a determinação prévia da posição do centro de gravidade da aeronave e o passeio do mesmo para condições de peso mínimo e máximo (Rodrigues, 2011).

O centro de gravidade pode ser calculado através da análise das condições de balanceamento de momentos da aeronave. Haverá o equilíbrio quando, suspensa pelo CG, não houver nenhuma tendência de rotação em qualquer direção. Essa análise envolve os momentos gerados por cada componente da aeronave e o peso total da mesma. A posição do CG pode ser calculada pela fórmula

$$\bar{x}_{CG} = \frac{\sum W \cdot d}{\sum W}$$

A posição do centro de gravidade em função da corda na raiz da asa é

$$CG\%_c = \frac{(\bar{x}_{CG} - x_w) \cdot 100\%}{c}$$

Segundo RODRIGUES (2011), para aeronaves convencionais que participam da competição SAE Aerodesign o CG deve estar localizado entre 20% e 35% da corda para a garantia de boas qualidades de estabilidade e controle.

Conforme DA ROSA (2006), o conceito de estabilidade longitudinal está ligado ao comportamento do avião com o ângulo de ataque, em especial do momento em torno do eixo Y (eixo ligado ao movimento de arfagem). Caso ocorra variação no ângulo de ataque, o avião deve ter a tendência de gerar um momento restaurador, a fim de retornar à condição de equilíbrio inicial.

Segundo NELSON (1989), um dos critérios necessários para se garantir uma boa estabilidade longitudinal estática é relacionado ao coeficiente angular da curva do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque que obrigatoriamente deve ser negativo. Outro critério é o ângulo de trimagem que deve ser positivo. Essa é uma análise baseada na curva de momento de arfagem do avião completo, porém, uma análise independente de cada componente da aeronave é necessária, visto que é possível uma visualização melhor de quais itens contribuem negativamente para um avião estável.

Para a análise da contribuição da asa, deve-se utilizar a força de sustentação e arrasto na asa e o momento ao redor do centro aerodinâmico.

O valor de  $C_{M0_w}$  pode ser calculado através da seguinte equação:

$$C_{M_{0_w}} = C_{M_{ac}} + C_{L_0} \cdot \left( \frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

O coeficiente angular da curva de momentos gerados pela asa ao redor do CG é obtido com a aplicação da seguinte fórmula:

$$\frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha_w} = a \cdot \left( \frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

A equação que define a variação do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque é:

$$C_{M_{CG_w}} = C_{M_{0_w}} + C_{M\alpha_w} \cdot \alpha$$

Em relação à contribuição da superfície horizontal da empenagem na estabilidade longitudinal estática, devem ser adotados um volume de cauda e um coeficiente de sustentação que compensem os efeitos negativos da asa para boas condições de estabilidade.

Segundo NELSON (1989), essa contribuição pode ser calculada através das seguintes fórmulas:

$$C_{M_{0_t}} = V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha_t} \cdot (i_w - i_t - \varepsilon_0)$$

$$C_{M\alpha_t} = -V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha_t} \cdot \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

A equação da estabilidade longitudinal estática do estabilizador horizontal pode ser escrita da seguinte forma:

$$C_{M_{CG_t}} = C_{M_{0_t}} + C_{M\alpha_t} \cdot \alpha$$

A fuselagem é outro componente que afeta a estabilidade longitudinal estática. Conforme o método descrito por Multhopp, os cálculos da contribuição da fuselagem podem ser feitos da seguinte forma:

$$C_{M_{0_f}} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \cdot (\alpha_{0_w} + i_f) \cdot \Delta x$$

$$C_{M\alpha_f} = \frac{1}{36,5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \cdot \frac{d\varepsilon_{cl}}{d\alpha} \cdot \Delta x$$

$$C_{M_{CG_f}} = C_{M_{0_f}} + C_{M\alpha_f} \cdot \alpha$$

A estabilidade longitudinal estática para a aeronave completa pode ser calculada através das seguintes equações:

$$C_{M_{0_a}} = C_{M_{0_w}} + C_{M_{0_f}} + C_{M_{0_t}}$$

$$C_{M\alpha_a} = C_{M\alpha_w} + C_{M\alpha_f} + C_{M\alpha_t}$$

$$C_{M_{CG_a}} = C_{M_{0_a}} + C_{M\alpha_a} \cdot \alpha$$

De acordo com NELSON (1989), a estabilidade direcional estática se refere àquela da aeronave

sobre o eixo Z (eixo ligado ao movimento de guinada). Assim como no caso da estabilidade longitudinal estática, é desejável que a aeronave tenha a tendência a retornar para a sua condição de equilíbrio quando sujeito à uma condição de distúrbio de guinada.

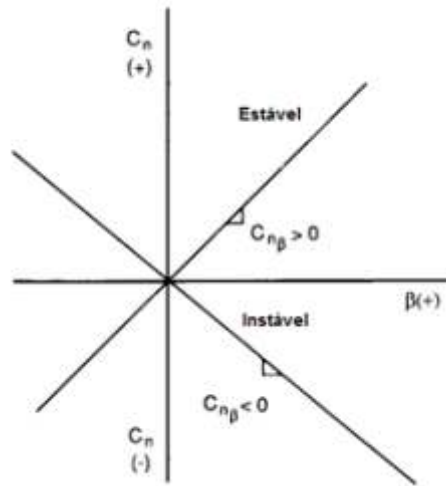


Figura 1: Curva de momento de guinada

A Figura 1 demonstra que para valores positivos de  $C_{n\beta}$  é possível obter a condição ideal para a estabilidade direcional estática. Nessa condição a aeronave irá desenvolver um momento restaurador que tenderá a rotacioná-la de volta para a sua condição de equilíbrio.

Os efeitos do conjunto asa-fuselagem atuam de forma negativa na estabilização da aeronave. Segundo NELSON (1989), esses efeitos são definidos por esta equação:

$$C_{n\beta wf} = -K_n \cdot K_{RL} \cdot \frac{S_F \cdot l_F}{S_W \cdot b}$$

A contribuição da empenagem vertical para a estabilidade da aeronave é dada pela relação:

$$C_{n\beta v} = \eta_v \cdot V_v \cdot C_{L\alpha v} \cdot \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$$

O cálculo para a aeronave completa se resume à soma das contribuições do conjunto asa-fuselagem e empenagem vertical:

$$C_{n\beta} = C_{n\beta wf} + C_{n\beta v}$$

### 3. PROBLEMA

KROO (2001) defende que o projeto aerodinâmico e de estabilidade e controle se destaca das demais atividades pelo princípio de que estas irão desenvolver as dimensões primárias da aeronave, bem como garantir o sucesso para a missão a qual foi idealizada.

A asa isoladamente possui um efeito desestabilizante na aeronave contribuindo de maneira negativa para a estabilidade longitudinal estática da aeronave. Dessa forma, se faz necessário a adição da superfície horizontal da empenagem para garantir a estabilidade da aeronave. O conjunto asa-fuselagem também é responsável por um efeito desestabilizante e contribui de forma negativa para

atender os critérios de estabilidade direcional de uma aeronave (Rodrigues, 2011).

A adição de um estabilizador horizontal pode não ser suficiente para a manutenção de um bom desempenho sob condições adversas, então é necessária a otimização do projeto definindo ajustes no projeto aerodinâmico que influenciam em uma boa estabilidade.

#### 4. MÉTODO

A metodologia utilizada neste artigo parte dos princípios de cálculos de aerodinâmica e estabilidade descritos em algumas literaturas. Nos cálculos aerodinâmicos, utilizou-se como referências RODRIGUES (2010) e de estabilidade NELSON(1989). A realização dos cálculos foi necessária para se ter uma experiência prática dos fatores que influenciam na instabilidade da asa.

Em seguida, foram feitos o protótipo da aeronave Urutau e testes de voo. Ainda, houve a correção de algumas falhas e melhoria nos parâmetros que prejudicassem outras áreas de interesse para a aeronave, como estrutura, desempenho e aerodinâmica.

Após a competição, foi feita análises de escoamento de fluido através da asa e simulações com o uso de diedro. Além disso, foi feito um estudo teórico sobre a influência do uso de winglets e afilamento da asa na estabilidade estática da asa.

#### 5. ESTUDO DE CASO

Utilizou-se como referência a aeronave da equipe Urutau que participou da Competição SAE Aerodesign 2014.

De acordo com a SAE Brasil (2014), a competição oferece uma oportunidade única aos estudantes, organizados em equipes, de desenvolverem um projeto aeronáutico em todas as suas etapas, desde a concepção, detalhamento do projeto, construção e testes, até colocá-lo efetivamente à prova diante de outros projetos congêneres. O principal objetivo da competição é a construção de uma aeronave rádio-controlada que transporte o máximo de carga útil, dentro das condições do regulamento.

A aeronave utilizou em perfil EPLER 423 na asa que possui corda de 30 cm e comprimento 2 m. A geometria da asa é retangular e não possui winglets e nem diedros.

#### 6. RESULTADOS

Através das análises bibliográficas e observações experimentais foi possível selecionar alguns parâmetros que influenciam nos benefícios da asa para se ter uma boa estabilidade estática. Os primeiros cálculos referem-se à aeronave que participou da competição que ocorreu em outubro de 2014. Foram feitos cálculos de aerodinâmica e estabilidade estática.

Dentre os principais cálculos da aerodinâmica utilizados na estabilidade estática está o coeficiente de sustentação da asa. Para o cálculo desse coeficiente é necessário se ter o número de Reynolds, fator que dita as condições do escoamento.

Para uma velocidade média de deslocamento de 14 m/s da aeronave Urutau, densidade do ar igual a  $1,0927 \text{ kg/m}^3$  e viscosidade dinâmica do ar igual a  $1,7e-5 \text{ kg/ms}$  e corda média aerodinâmica de 0,3 m, encontrou-se um número de Reynolds igual a 270000. Os valores encontrados estão de acordo com as condições geográficas e climáticas de São José dos Campos na época da competição.

A representação da eficiência do perfil EPLER 423 em gerar sustentação se deu através do seguinte gráfico proveniente do software XFRL5:



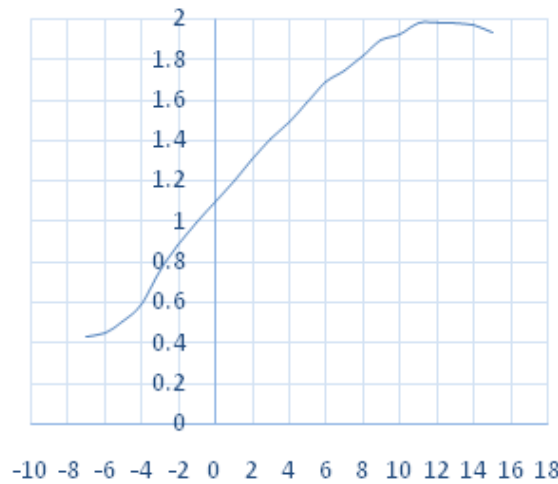


Figura 2: Curva Cl x alpha

Na análise da curva Cl x  $\alpha$  observa-se que a variação é praticamente linear em uma região. A inclinação dessa região linear é chamada coeficiente angular. Foi encontrado um valor de  $a_0$  igual a 0,0984/grau.

Após a realização dos cálculos aerodinâmicos, iniciou-se os cálculos de estabilidade.

Segundo RODRIGUES (2011), para aeronaves convencionais que participam da competição SAE Aerodesign o centro de gravidade (CG) deve estar localizado entre 20% e 35% da corda para a garantia de boas qualidades de estabilidade e controle. Após a realização dos cálculos, a localização do CG foi de 0,10545 m à partir do bordo de ataque da asa, ou seja, a aeronave da equipe Urutau conseguiu uma localização de 35,15% da corda média aerodinâmica, o que indica que precisa haver um rearranjo das massas da aeronave para alteração das posições ou diminuição do peso.

O gráfico a seguir representa o passeio do CG, onde é possível visualizar o comportamento do centro de gravidade para as condições de peso máximo e mínimo. A variação está compreendida em uma faixa de 35,15% para peso mínimo a 28,98% para peso máximo.

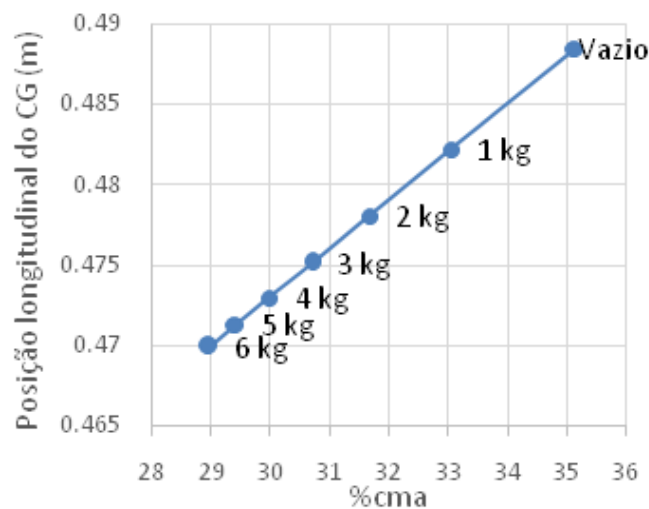


Figura 3: Passeio do CG

Em seguida, foram feitos os cálculos de estabilidade longitudinal estática. Para a análise da contribuição da asa, obteve-se uma localização do centro aerodinâmico de 0,08388 m à partir do bordo de ataque da asa e com isso, pôde-se chegar à seguinte equação:

$$C_{MCG_w} = -0,16597 + 0,00533 . \alpha$$

A contribuição do estabilizador horizontal é dada pela seguinte equação:

$$C_{MCG_e} = 0,2308 - 0,01311 . \alpha$$

Para a contribuição da fuselagem, chegou-se à seguinte equação:

$$C_{MCG_f} = -0,05745 + 0,002524 . \alpha$$

Através dessas equações, foi possível a obtenção dos gráficos que representam a contribuição isolada na estabilidade longitudinal estática, sendo assim, possível identificar quais dados mais coerentes com a necessidade de se ter uma aeronave estável. Pode-se notar que a asa possui um efeito desestabilizante, pois desobedece aos critérios de possuir o primeiro ponto da curva positivo e de ter um coeficiente angular negativo

A equação que define se a aeronave da equipe Urutau é estável longitudinalmente é dada por:

$$C_{MCG_a} = 0,007385 - 0,005258 . \alpha_a$$

No cálculo de estabilidade estática, obteve-se também alguns critérios de estabilidade direcional. Para os efeitos do conjunto asa-fuselagem, que atuam de forma negativa na estabilização da aeronave, o valor encontrado de  $C_{n_{wf}}$  foi de -0,00019.

A contribuição da empenagem vertical para a estabilidade da aeronave é dada por um valor  $C_{n_{bv}} = 0,00248$ .

A Figura 4 representa o coeficiente de momento direcional em função do ângulo direcional. O valor de  $C_{n_{\beta}}$  igual a 0,00229 para a aeronave da equipe Urutau indica boas condições para a estabilidade direcional estática.

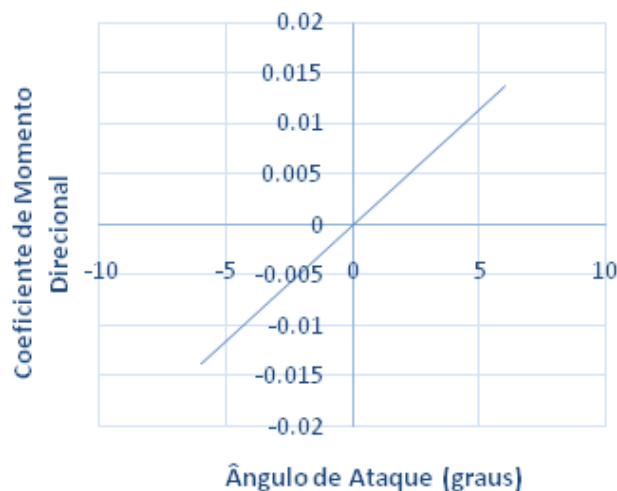


Figura 4: Coeficiente de Momento Direcional ao Redor do Centro de Gravidade

Baseado nesses cálculos, foram propostas alterações de projeto junto à equipe e posteriormente foi feita a construção dos protótipos das aeronaves rádio-controladas. O protótipo

segue conforme a Figura 5:



Figura 5: Aeronave da equipe Urutau na competição SAE Aerodesign 2014

Com os testes de voo e após perceber algumas falhas foram feitas as correções necessárias.

Após a competição, notou-se a importância da utilização de softwares para análise do escoamento, pois isso influencia diretamente na aerodinâmica e, conseqüentemente, na estabilidade. Além disso, foram estudados a implantação de diedro e winglets visando a melhoria da estabilidade da aeronave e a otimização da aeronave foi realizada.

Na análise do escoamento, foi feita no software XFLR5 o projeto da aeronave Urutau. O perfil EPLER foi importado para o programa e, então, foram feitas análises de sustentação, arrasto e eficiência aerodinâmica, apenas para o perfil. Esses dados são necessários para análise da asa completa.

Posteriormente, a asa foi desenhada e foi estabelecido alguns parâmetros de análise, como faixa de ângulo de ataque, método VortexLatticeMethod que é um método educacional para análises de sustentação e arrasto induzido, condições atmosféricas de São José dos Campos, entre outros. O escoamento pode ser visto na figura 6:

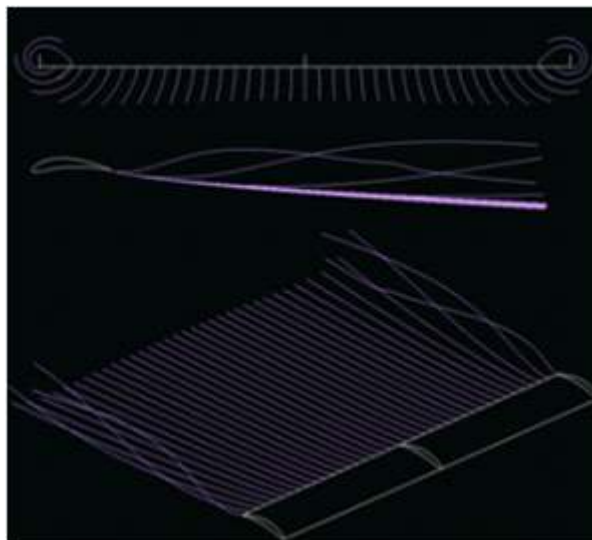


Figura 6: Escoamento na Asa da Aeronave Urutau

Como se pode observar, nas configurações escolhidas há uma forte presença de vórtices na ponta das asa. Essas formações geram turbulências que prejudicam a estabilidade da aeronave.

Para melhoria do escoamento, optou-se por usar uma configuração de asa mais afilada e diedro

na ponta, a fim de saber o quão isso traria benefícios para a aeronave, sem prejudicar a sustentação.

O perfil utilizado se manteve e a geometria da asa foi modificada, com aumento do comprimento para 1,08 m, corda variando de 0,3 m a 0,152 m, diedro de 3° a partir da posição 0,9 m. A vista superior da aeronave pode ser vista na figura 7:

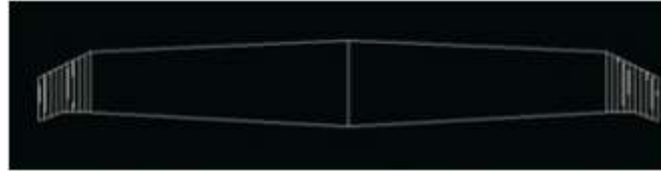


Figura 7: Nova Configuração de Asa

O escoamento da nova asa pode ser visto na Figura 8:

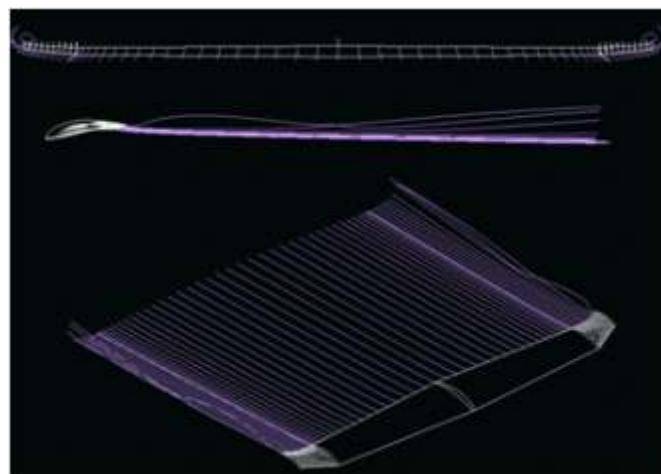


Figura 8: Escoamento para Nova Configuração de Asa

Percebe-se que o número de vórtices diminuiu consideravelmente com a nova configuração, no entanto, os resultados apontam que a sustentação é prejudicada nesse caso.

NETO et al. (2004), em seu trabalho afirma que na competição SAE Aerodesign as aeronaves possuem asa com relação de baixo aspecto, o que implica em desvantagens aerodinâmicas. Além disso, as aeronaves operam com um baixo número de Reynolds, o que é uma desvantagem aerodinâmica para a asa. A utilização de winglets nas pontas de asas com tais características operacionais é uma alternativa na tentativa de se melhorar a eficiência aerodinâmica.

Assim, com o uso deste dispositivo poderia se ter melhorias na estabilidade por consequência de melhorias aerodinâmicas.

## 7. CONCLUSÕES

Após todas essas análises, verificou-se que há alguns fatores críticos para se ter bons coeficientes de momento para a asa. O primeiro fator é atentar para a posição do centro de gravidade. Caso este fator não esteja em concordância com os requisitos de projeto, é recomendável a alteração da posição dos componentes da aeronave ou a substituição dos materiais para alteração da massa.

Outro fator essencial é a posição do centro aerodinâmico que depende da curva do coeficiente de sustentação do perfil. Logo, deve-se escolher um perfil que favoreça a sustentação, minimize o

arrasto induzido e não prejudique a estabilidade da aeronave.

A utilização de diedro não favoreceu os dados de estabilidade longitudinal estática. Esse resultado condiz com a literatura no que diz respeito aos benefícios da utilização do diedro que é a melhoria da estabilidade lateral em situações de exposição a ventos de través, por exemplo.

Ainda, verifica-se que a utilização de winglets são uma boa alternativa na melhoria dos coeficientes de sustentação e redução do arrasto. Porém, esses dispositivos são muito específicos para cada tipo de aeronave o seu projeto deve ser muito bem estudado para trazer as melhorias. Ao contrário, pode-se ter o desencadeamento de uma série de eventos ruins para o envelope de voo.

## 8. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o apoio do Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), ao corpo docente do curso de Engenharia Mecânica e à equipe Urutau Aerodesign pelo suporte no desenvolvimento do artigo.

## 9. REFERÊNCIAS

1. BRYAN, G.H. Stability in Aviation. 1. ed. Macmillan, 1911.
2. DA ROSA, Edison. Introdução ao projeto aeronáutico: uma introdução à competição SAE Aerodesign. Florianópolis: UFSC. 2006.
3. EMMERICK, M. C.; Estudo da Estabilidade dinâmica e controle da aeronave AF-X da equipe AeroFEG, 2011, 48f. Trabalho de graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2011.
4. KROO, Ilan. Aircraft Design: Synthesis and Analysis. Stanford: Desktop Aeronautics, 2001.
5. NELSON, Robert C. Flight Stability and Automatic Control. 2ª Ed, McGraw-Hill, Inc. New York 1998.
6. NETO, F.P. et al. Projeto Preliminar de Winglets em Asas de Baixa Razão de Aspecto. Nova Friburgo: Instituto Politécnico, 2004.
7. Rodrigues, Luiz Eduardo Miranda. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE Aerodesign. Volume 1 – Princípios Fundamentais, Aerodinâmica, Propulsão e Análise de Desempenho 1. ed rev. – Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, São Paulo, 2009.
8. Rodrigues, Luiz Eduardo Miranda. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE Aerodesign. Volume 2 - Análise de Estabilidade, Análise Estrutural, Metodologia de Projeto e Relatório de Projeto. 1. ed rev. – Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, São Paulo, 2011.
9. SAE Brasil. Regulamento da 16ª Competição SAE Brasil Aerodesign. 2014.
10. TEIXEIRA, E. R. S. et al. Relatório da Equipe Urutau Aerodesign. Competição de Aerodesign da SAE Brasil, 2014.

# Publish Research Article

## International Level Multidisciplinary Research Journal For All Subjects

Dear Sir/Mam,

We invite unpublished Research Paper, Summary of Research Project, Theses, Books and Book Review for publication, you will be pleased to know that our journals are

### Associated and Indexed, India

- ★ International Scientific Journal Consortium
- ★ OPEN J-GATE

### Associated and Indexed, USA

- EBSCO
- Index Copernicus
- Publication Index
- Academic Journal Database
- Contemporary Research Index
- Academic Paper Database
- Digital Journals Database
- Current Index to Scholarly Journals
- Elite Scientific Journal Archive
- Directory Of Academic Resources
- Scholar Journal Index
- Recent Science Index
- Scientific Resources Database
- Directory Of Research Journal Indexing

Golden Research Thoughts  
258/34 Raviwar Peth Solapur-413005, Maharashtra  
Contact-9595359435  
E-Mail-ayisrj@yahoo.in/ayisrj2011@gmail.com  
Website : www.aygrt.isrj.org