

Desenvolvimento e dimensionamento numérico e analítico do projeto aerodinâmico de uma aeronave de pequeno porte (aerodesign)

NEILSON LUNIERE VILAÇA

Acadêmicos de Engenharia

Universidade do Estado do Amazonas UEA

ANTONIO CLAUDIO KIELING

MARCOS DANTAS DOS SANTOS

Professores de Engenharia Mecânica

Universidade do Estado do Amazonas – UEA

EMILE DIANA MENDES DE AZEVEDO

RENAN ARAUJO JANZEN

SANCHES ISMAEL DE OLIVEIRA

YOKO LUCILA TAKANO E SILVA

Acadêmicos de Engenharia

Universidade do Estado do Amazonas – UEA

Abstract

In the aerodynamic design, the team participating in the SAE Brazil Aerodesign competition should basically develop a finite wing capable of meeting the requirements established by the team, providing the accomplishment of the mission. In this sense, this article aims to design this device. Firstly, the aerodynamic area is structured for the development of aerodynamic design. From this, one starts to choose the best airfoil, in which a statistical method of selection of profiles is used that fulfill the accomplishment of the mission, so that several profiles are preselected and simulated. After this, an interpolation of the best-chosen profiles is performed, creating a new aerodynamic profile. This profile is compared to the one used by the team in previous editions of the competition. Next, an optimization software is used, which, through a genetic algorithm, develops the wing most appropriate to the project as a whole, that is, able to take off in a track fulfillment within the specifications, with a minimum 10 pounds of load and with high

aerodynamic efficiency. In addition, the sizing of a hyper-sustaining surface, the flaps, is performed so that the aircraft is capable of performing a reconnaissance mission so that the aircraft decreases its aerodynamic speed while passing over the target. In this design, several deflection angles are considered, as well as the percentage of differentiated ropes, in order to reach the best drag-to-lift ratio. Finally, the results of the wing simulation in CFD software are shown, based on the choice of surface materials, and their importance with regard to the positioning of the ailerons.

INTRODUÇÃO

O desenvolvimento do projeto aerodinâmico é fundamental para a concepção de uma aeronave. E isso não difere quanto ao porte da aeronave e sua finalidade. Dessa forma, a competição SAE Brasil Aerodesign, vem com a proposta de submeter os estudantes de engenharia em um projeto real aeronáutico em todas as suas fases. A equipe Urutau Aerodesign representa a Universidade do Estado do Amazonas – UEA nas competições SAE Brasil Aerodesign desde o ano de 2014.

No projeto aerodinâmico, a equipe participante da competição, deve desenvolver, basicamente, uma asa finita capaz de atender aos requisitos estabelecidos pela equipe, proporcionando o cumprimento da missão. Os estudos para o procedimento do projeto aerodinâmico da equipe Urutau Aerodesign estão em acordo com [1], [2], [3], [4], [5], [6], [7], [8], [9].

Estrutura Analítica do Projeto Aerodinâmico

A estrutura analítica, do projeto aerodinâmico, foi dividida em estudo de perfis aerodinâmicos, dimensionamento da asa, estudo analítico e estudo numérico. A cada etapa finalizada, realizou-se interações com outras áreas do projeto com o objetivo de compartilhar os dados calculados e permitir associação e união entre as partes de um todo.

A meta principal da equipe de aerodinâmica é projetar uma asa que proporcione a decolagem em 60 metros de pista, com um

motor limitado a 4 kgf de tração estática, transportando no máximo um total de 16,5 kg, somadas a carga útil e a massa da aeronave. A estrutura do desdobramento do projeto aerodinâmico da aeronave está descrita na Figura 1.

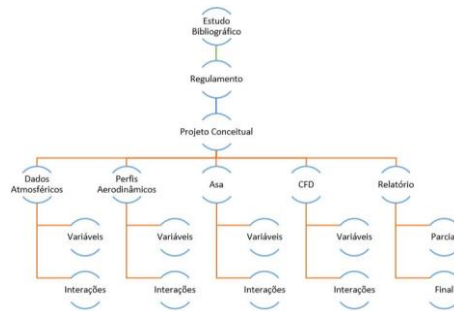


Figura 1. Estrutura Analítica do Projeto Aerodinâmico

Seleção do Perfil

Buscando um projeto aerodinâmico que atendesse os objetivos da missão da aeronave, foi desenvolvido um novo perfil chamado UruA 93614 por meio do método definido em [1].

O método é constituído pela seleção de perfis com características geométricas de elevada sustentação, escolha do melhor perfil por um sistema de pontuação e decisão se é preciso ou não modificar o perfil que obteve a maior nota, produzindo um novo aerofólio, no software XFLR5. O método adotado para a seleção dos perfis está descrito na Figura 2.

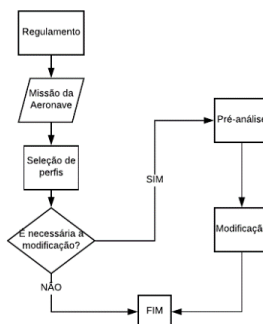


Figura 2. Método adotado

Para os perfis selecionados, as notas variaram de 1 a 3 para cada coeficiente aerodinâmico de sustentação c_l do aerofólio, onde 3 representa a nota máxima e 1 a nota mínima. A nota 3 são para valores que estão acima da média dos coeficientes, nota 2 para valores entre a média e o desvio padrão e 1 para valores abaixo do desvio padrão. A comparação entre os coeficientes de sustentação para os perfis selecionados está apresentada na Figura 3.

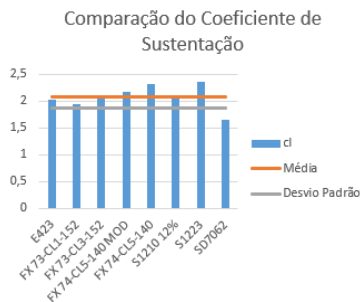


Figura 3. Gráfico Comparativo de todos os perfis selecionados para o coeficiente de sustentação c_l

O peso atribuído aos coeficientes na seleção dos perfis varia entre 2 a 4 conforme a relevância da característica para o projeto. O peso 4 é atribuído ao coeficiente mais importante e que foi traçado como meta no conceitual, peso 3 quando não é meta estipulada no conceitual, porém grandes mudanças geram impactos relevantes no desempenho ou estabilidade e peso 2 quando é de pouca influência [1].

Contudo, houve empate entre os perfis FX74-CL5-140MOD e FX74-CL5-140, como mostra a Tabela 1. Como critério de desempate, escolheu-se o perfil que possui o maior c_l . Ainda assim, ele precisava ser modificado, pois sua nota de c_m foi baixa. Para tanto, foram feitas interpolações com perfis que possuíam nota elevada em coeficiente de momento c_m , criando-se um novo perfil com pontuação elevada.

Parâmetro	Peso	E423	FX 73-CL1 -152	FX 73-CL3 -152	FX 74-CL5-140 MOD	FX 74 -CL5 -140	S1210 12%	S1223	SD 7062	UruA 93614
c_l	4	2	2	3	3	3	2	3	1	3
c_l/c_d	3	3	2	2	3	3	3	2	2	3
c_m	2	1	3	2	1	1	1	1	3	2
Nota		19	20	22	23	23	19	20	16	25

Tabela 1. Atribuição de pesos e notas aos perfis selecionados

Comparou-se o perfil desenvolvido com perfil S1210 12%, utilizado pela equipe em edições anteriores do SAE Aerodesign em 2017 e 2018, notando-se que o novo perfil possui alto c_l aliado a um alto c_l/c_d (sendo c_d o coeficiente de arrasto) baixo c_m e estol suave, características almejadas no desenvolvimento do novo aerofólio. As comparações podem ser vistas na Figura 4

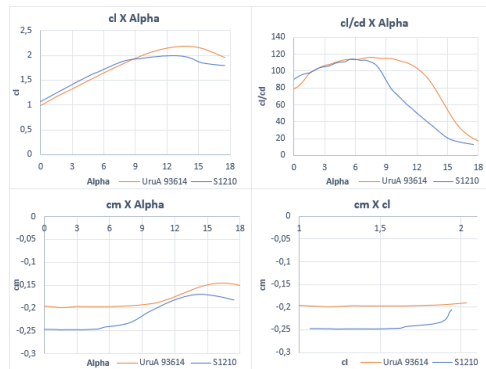


Figura 4. Comparação entre o perfil de 2018 e o perfil de 2017 utilizado pela equipe

Outras características do aerofólio S1210 12% são descritas na Tabela 2.

Espessura	14.35 %
Posição de máxima espessura	27.27 %
Arqueamento	8.57 %
Posição de máximo arqueamento	8.75 %
α_s	13,5°
$C_{l_{máx}}$	1,948
c_l/c_d em cruzeiro	93
c_m em cruzeiro	- 0,197

Tabela 2. Informações do aerofólio criado

Dimensionamento da Asa

Para o projeto da asa, foi desenvolvido um algoritmo de otimização na plataforma modeFRONTIER, conforme metodologia apropriada [2]. Com as restrições estabelecidas na Tabela 3, os dados do grupo motor-propulsor e a fórmula da pontuação da competição, foi possível otimizar e simular diferentes geometrias de asa.

Neilson Luniere Vilaça, Antonio Claudio Kieling, Marcos Dantas dos Santos, Emile Diana Mendes de Azevedo, Renan Araujo Janzen, Sanches Ismael de Oliveira, Yoko Lucila Takano e Silva- **Desenvolvimento e dimensionamento numérico e analítico do projeto aerodinâmico de uma aeronave de pequeno porte (aerodesign)**

Variável de Entrada	Limite Inferior	Limite Superior
Envergadura (m)	3,24	4,24
Corde na raiz (m)	0,1935	0,774
Enfechamento (%)	0	1
Razão de Afilamento (%)	0,5	0,6
Porcentagem Afilada (%)	0	1

Tabela 3. Variáveis de entrada e suas restrições

As restrições foram estabelecidas de modo que a asa possuísse:

- alta eficiência aerodinâmica;
- alta razão de aspecto;
- boa característica de estol;
- decolagem em 60 m;
- sustentação de 16,5 kg.

Além disso, ela não poderia ter uma área alar que ultrapassasse o estimado pela equipe $1,75 \text{ m}^2$, pois caso contrário, haveria significativa perda de pontos na competição, haja vista que a pontuação definida pelas regras do evento SAE Aerodesign diminui de forma exponencial com o aumento da área de superfície sustentadora, como pode ser visto na Figura 5.

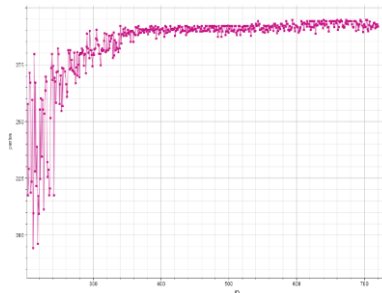


Figura 5. Pontuação da competição otimizada pelo algoritmo da competição SAE Aerodesign

A descrição da geometria da asa e alguns dados aerodinâmicos preliminares são mostradas na Tabela 4.

Neilson Luniere Vilaça, Antonio Claudio Kieling, Marcos Dantas dos Santos, Emile Diana Mendes de Azevedo, Renan Araujo Janzen, Sanches Ismael de Oliveira, Yoko Lucila Takano e Silva- **Desenvolvimento e dimensionamento numérico e analítico do projeto aerodinâmico de uma aeronave de pequeno porte (aerodesign)**

Geometria	Semi-trapezoidal
S_w	1,306 m^2
b	3,74 m
c_r	0,4 m
c_p	0,236 m
λ	0,59
AR	10,711
$C_{L_{m\acute{a}x}}$	1,942
V_{stall}	11,327 m/s

Tabela 4. Dados geométricos da asa

Assim que a asa foi dimensionada, realizaram-se interações com as áreas de Estabilidade e Controle, Desempenho, Estruturas e Cargas para uma validação global, com objetivo de certificar a coesão de projeto e de otimização.

Dimensionamento do Flap

Visando frear aerodinamicamente a aeronave para realização da missão de reconhecimento e pouso em no máximo 120 metros, foram consideradas o uso de superfícies aerodinâmicas auxiliares para realizar tal missão.

Como utilizar um spoiler diminuiria a sustentação da aeronave, a sua aplicação para este projeto foi dispensada. Por outro lado, utilizar um Fowler Flap combinado ou não com um Slat, aumentaria a superfície sustentadora da aeronave, acarretando em perda de pontos na competição. Portanto, um Plain Flap é a superfície aerodinâmica auxiliar mais adequada a ser utilizada nestas condições. Realizou-se simulações e notou-se que quanto mais se aumentava o alongamento do Plain Flap, mais aumentava o arrasto e o cl máx da asa. Com isso, definiu-se que o início da sua envergadura é próximo a raiz da asa e segue até o início do Aileron.

A porcentagem em relação a corda e o valor de deflexão máxima foram direcionadas conforme [3] e também por meio de várias interações no software.

As comparações realizadas estão presentes nas Figuras 6 e 7.

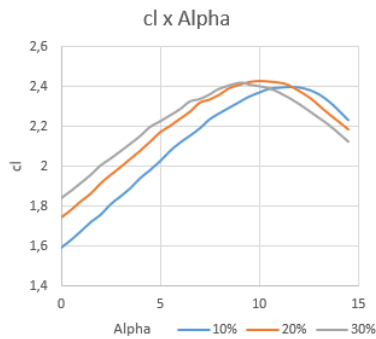


Figura 6. Comparativo da porcentagem do Flap em relação à corda

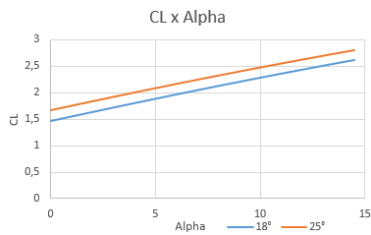


Figura 7. Comparativo da deflexão do Flap na asa finita

Simulação em software CFD

A realização da simulação em software CFD proporcionou a análise do projeto em condições mais próximas da realidade em relação a temperatura, pressão e condições de escoamento do fluido. Portanto, no software, projetou-se uma câmara de ar com ângulo de inclinação 13,5 °, visando o estudo da asa em condições controladas e em seu ângulo de estol.

O material utilizado para o revestimento da asa foi o Monokote, porém o mesmo não é disponibilizado pelo software. Visto isso, para garantir a precisão da simulação foi realizada uma pesquisa com base na rugosidade, e o acrílico foi o que apresentou características mais próximas ao Monokote, conforme mostra a Tabela 5.

Material	Acrílico	Monokote
Rugosidade (μm)	0,86	1,3518

Tabela 5. Rugosidade dos materiais

Utilizando-se a função Wall Calculator, foi possível extrair as forças externas presentes na Asa, são elas:

- $F_x = 9,43\text{N}$;
- $F_y = 188,48\text{N}$;
- $F_z = 1,2\text{N}$;

Além disso, utilizando-se a ferramenta Plans e adição de pontos de coordenadas analíticas, foi possível obter a pressão estática e a magnitude de velocidade, facilitando a identificação das áreas de maior pressão da asa e o posicionamento dos ailerons, como pode ser verificado na Figura 8.

Também se determinou o ângulo de deflexão do aileron, ao se obter os dados de arrasto gerado pela deflexão positiva e negativa em ângulo de cruzeiro, de modo que o arrasto com a deflexão positiva deve ser equivalente ao arrasto para uma deflexão negativa.

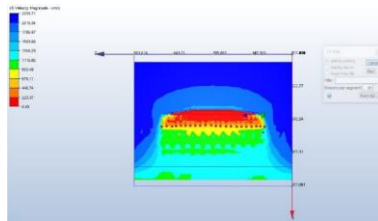


Figura 8. Pontos e planos de coordenadas analíticas

CONCLUSÕES

O método adotado para a seleção e desenvolvimento de perfis aerodinâmicos proporcionou o atendimento dos requisitos do projeto. O cl máximo do perfil, o arrasto e momento gerados mostraram resultados superiores se comparado ao perfil utilizado em anos anteriores pela equipe.

O dimensionamento da asa, utilizando um software de otimização, proporcionou o atendimento dos requisitos do projeto, assim como o método de desenvolvimento de perfis. Obteve-se um cl máximo elevado, alta eficiência aerodinâmica e uma baixa velocidade de estol.

O projeto dos flaps, aprimorou os parâmetros da asa finita, de modo que houvessem maiores ganhos de C_l máximo, aliado a uma baixa velocidade de estol necessária para a realização de missões de reconhecimento.

A simulação em software CFD, contribuiu para a análise da asa mais próxima de experimentos reais, de modo que foi possível localizar o início do estol na ponta da asa, facilitando a definição do posicionamento dos ailerons.

A combinação dos dois métodos no projeto aerodinâmico, proporcionou que os dimensionamentos das superfícies fossem feitos de forma mais objetiva e eficaz para o cumprimento da missão, que foi aprimorada com o acoplamento dos flaps. Por meio da simulação em CFD, a asa projetada mostrou-se a mais próxima do ideal para o projeto aerodinâmico da equipe.

REFERÊNCIAS

1. SOUZA, L. G. e. Sistematização para a análise, seleção e modificação de perfis aerodinâmicos de alta sustentação. 56 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) — Universidade do Estado do Amazonas, Amazonas, 2017.
2. BORTOLETE, F. A. Algoritmo de Otimização Aerodinâmica de Asas voltadas a uma aeronave de baixo número de Reynolds. 63 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso – Engenharia Mecânica) Universidade do Estado do Amazonas, Amazonas, 2017.
3. GUDMUNDSSON, S. General Aviation Aircraft Design Applied Methods and Procedures. USA: Elsevier Inc., 2014.
4. DA ROSA, E. Introdução ao projeto aeronáutico: uma introdução à competição SAE Aerodesign. Florianópolis: UFSC. 2006.
5. BARROS, C. P. Introdução do Projeto de Aeronaves Leves. Belo Horizonte: CEA. 2001.

6. MIRANDA, L. E. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica: Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign. 1ª Ed. Edição do Autor. São Paulo, 2011.
7. ANDERSON, J. D. Fundamentals of Aerodynamics. McGraw-Hill Companies, 1984.
8. RAYMER, D. P. Aircraft design: a conceptual approach. 2nd Ed. Education Series, 1992.
9. ROSKAM, J. Airplane Aerodynamics and Performance. Kansas: DAR Corporation, 1997.

Definições/Abreviaturas

α_s	Ângulo de Estol
AR	Razão de Aspecto
b	Envergadura da asa
c_d	Coefficiente de arrasto do perfil
cl_{max}	Coefficiente de sustentação máximo do perfil
Cl_{max}	Coefficiente de sustentação máximo da asa
cl/cd	Eficiência Aerodinâmica
c_m	Coefficiente de momento do perfil
c_r	Corde na raiz da asa
c_p	Corde na ponta da asa
S_w	Área da asa