

Relatório Parcial

Título do projeto de pesquisa: Controle Passivo e Ativo de um NACA0012
Bolsista: Gustavo Pedro Krupa
Orientador(a): Cayo Prado Fernandes Francisco
Período a que se refere o relatório: Agosto de 2013 a Janeiro de 2015

Resumo

Este trabalho consiste numa investigação das técnicas e dos fenômenos comumente tratados sob o nome de controle de escoamento, através do ensaio em túnel de vento do controle passivo e ativo de um modelo experimental de perfil NACA0012. Trata-se de uma área pouco desenvolvida no Brasil, apesar seu potencial econômico e estratégico. Primeiramente, realizou-se uma Revisão de literatura, onde os principais autores consultados são citados. A seguir apresentam-se resumidamente alguns dos principais conceitos pertinentes ao trabalho. Na terceira seção, descreve-se as primeiras tentativas de se construir em modelo para ensaios em compósito e delinea-se as próximas etapas na construção de um modelo em aço. A seguir, descreve-se os primeiros resultados analíticos, encontrados na literatura, que juntamente com os resultados obtidos pelo XFOIL servem de baliza tanto para a construção do modelo, como para a posterior validação do experimento a ser conduzido.

1. Introdução

A área de concentração a que pertence esta pesquisa, o **controle de escoamento** (*flow control*, em Inglês), é uma área já bem desenvolvida analítica, computacional e experimentalmente. Os objetivos adotados para esta pesquisa são:

1. Revisar a literatura, registrando a terminologia já consagrada e adotada pela indústria;
2. Calcular, usando o XFOIL, os parâmetros aerodinâmicos do perfil NACA0012 em três **Re** diferentes com e sem flap, nas seguintes angulações: 5°, 15° e 30°;
3. Determinar as Dimensões do modelo NACA0012;
4. Elaborar seu desenho em CAD e descrever a sua construção.

2. Desenvolvimento Teórico

Inicialmente, realizou-se uma ampla revisão de literatura de modo a conhecer seu *status quaestionis*, consultando-se principalmente **Lachmann(2014)**, **Dyke(1982)**, **Gunzburger(2003)**, **Gad-el-Hak(2010)**, **Joslin(2009)**, **Nayfeh(2011)**, **Schlichting(2000)**, e **Petit(2005)**.

Define-se Controle de Escoamento como a tentativa de alterar o estado natural de um escoamento para um estado mais desejável. Os problemas de Controle de Escoamento constituem-se de três partes: o objetivo, a razão pela qual o escoamento deve ser controlado; seleção dos parâmetros de controle; determinação das restrições inerentes ao problema. Existem diversas aplicações de interesse, por exemplo, minimização de arrasto, aumento da sustentação, prevenção da separação, prevenção da transição a turbulência, diminuição das variações de temperatura entre outros. Matematicamente, tais objetivos são expressos como um funcional de desempenho.

As estratégias de controle de escoamento são categorizadas como ativa ou passiva. Essa classificação baseia-se na adição de energia ao Sistema. Se ele deliberadamente adiciona energia ao Sistema, ele é um controle ativo. Caso contrário, trata-se de um sistema passivo.

Na literatura, **Joslin(2009)**, encontram-se diversos parâmetros usados para se medir a eficiência do dispositivo atuador. O parâmetro mais utilizado, e portanto, adotado nesta pesquisa é o *Coefficiente de Quantidade de Momento* cuja equação é:

$$C_{\mu,tot} = C_{\mu} + \langle C_{\mu} \rangle = \frac{J}{q_{\infty}L} + \frac{\langle U \rangle}{q_{\infty}L}$$

Onde J e $\langle U \rangle$ são a adição de momentum estacionário e não-estacionária causadas pelo atuador, respectivamente. Estes componentes não podem ser previstos pela teoria e portanto o atuador, deve ser calibrado pela medição direta do campo de velocidades, ou devemos impor uma curva que representada matematicamente o comportamento esperado do campo de velocidades.

3. Desenvolvimento Experimental

O modelo para ensaio escolhido foi projetado, assumindo-se uma envergadura de 0,55[m] e razão de bloqueio de 10%, resultando num comprimento de corda de 0,16[m]. Dessa maneira, ao ajustar o ensaio para uma velocidade do túnel de $U_{\infty} = 40 \frac{m}{s}$, atingimos um **Re** da ordem $\sim 10^5$ e, que permitirá a comparação com os dados na literatura.

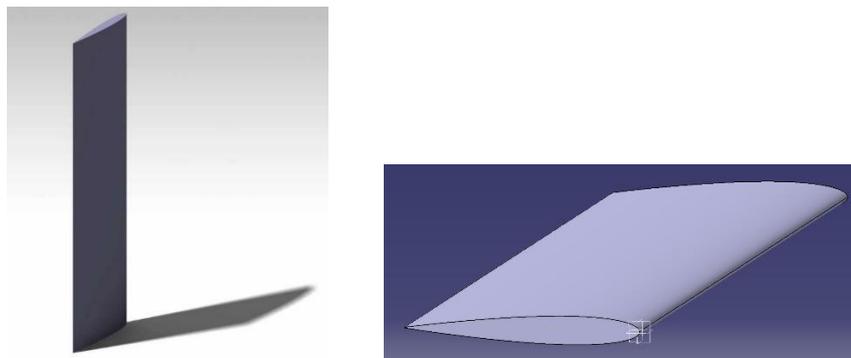


Figura 1. a) *Modelo NACA0012 em perspectiva* e b) *vista isométrica do modelo*

3.1 Descrição do processo construtivo

Inicialmente ficou decidido que a fabricação do modelo NACA0012 envolveria a criação de uma matriz em fibra de vidro, a partir do qual seriam criadas duas metades, um extradorso e um intradorso. Essas metades seriam unidas e perfuradas, de modo a comportar o sistema pneumático dos jatos sintéticos. Não foi possível concluir o modelo em fibra de vidro, pois por motivos ainda desconhecidos, ela não era capaz de atingir a temperatura de transição vítrea necessária. Uma segunda tentativa foi realizada utilizando-se de fibra de carbono **TeXtreme 100PW TR50S** e resina/catalizador **Araldite Iy 5052** e **Aradur 5052 ch**. Entretanto, durante o processo de cura, possivelmente por absorção de umidade, a espuma usinada se contraiu, encurvando todo o aerofólio.

A vantagem de se utilizar compósito está no menor peso e um custo menor, uma vez que parte dos materiais já se encontravam disponíveis. Entretanto a fabricação de modelos com a tolerância dimensional desejada é problemática. Desse modo, o próximo modelo será feito em aço que apesar do peso, garante maior robustez, maior tolerância dimensional, podendo ser fabricado por corte a laser e encurvadas por ferramental manual.

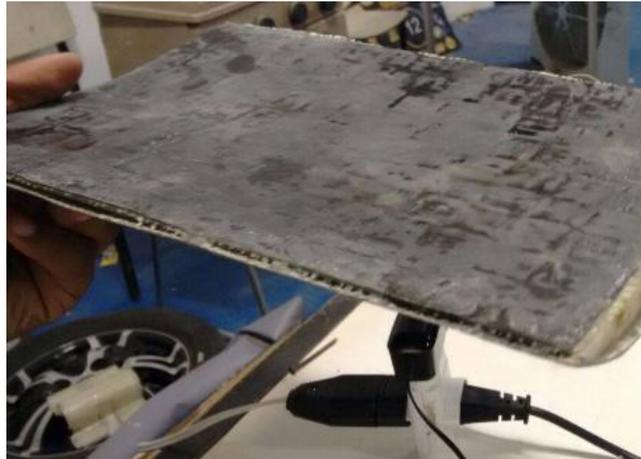


Figura 2. *Modelo malsucedido em compósito.*

3.2 Descrição do Sistema de Instrumentação

A instrumentação é de importância fundamental para o controle passivo, na coleta de dados e para o controle ativo, na coleta de dados e na atuação. Pretende-se incorporar essas funções ao protótipo para ensaios utilizando-se dos seguintes equipamentos (mostrados na figura 3), já disponíveis: Um conjunto de telemetria 3DR, um microprocessador Raspberry PI e um compressor Aeromax. Eles serão integrados ao protótipo de um modelo para ensaio que será construído em aço. A válvula pneumática, as conexões e as mangueiras ainda não foram especificadas.



Figura 3. a) *Raspberry PI* b) *Instrumentação wireless 3DR* c) *Compressor Aeromax.*

Desta maneira, espera-se que este protótipo seja capaz de realizar controle passivo e ativo, espera-se tornar possível uma grande variedade de ensaios, utilizando técnicas de controle passivo e ativo em baixo e alto números de Reynolds, além de demonstrações de diversas estratégias de controle.

Como a construção do protótipo em aço, envolve diversas dificuldades técnicas difíceis de se prever, pretende-se também utilizar um modelo NACA0012 do IAE para a conclusão da pesquisa, realizando-se ensaios envolvendo diversos ângulos de ataque, condição de estol, prevenção de separação. Esse modelo consistirá de um aerofólio monolítico em Alumínio que possui uma câmara interna de estagnação. A variável de controle será a variação entre a pressão interna na câmara e a pressão na superfície do aerofólio. A partir de um certo valor, ajustado experimentalmente, o microcontrolador irá acionar a válvula conectada ao compressor, acionando a sucção, como apresentado abaixo.

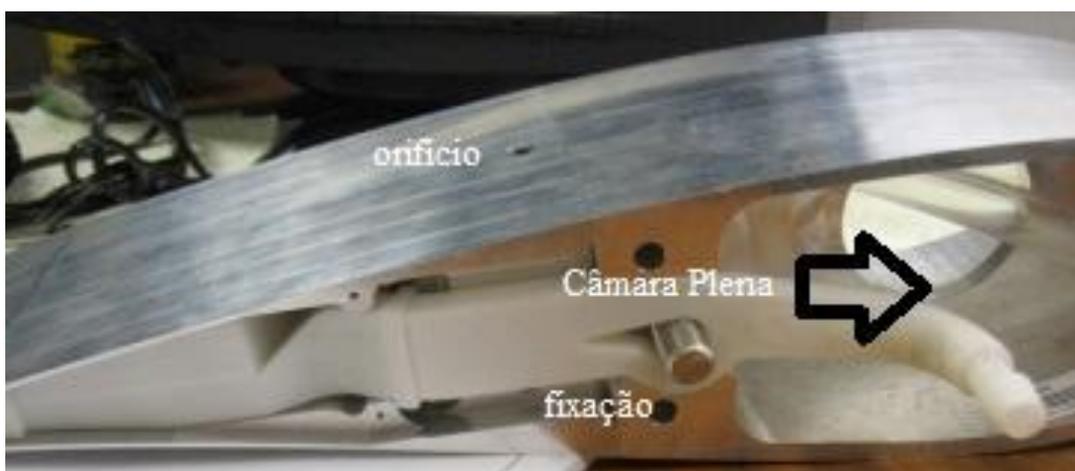


Figura 4. Aerofólio com sistema de controle por sucção ou injeção de fluido, modelo UC Davies [7].

4 Resultados Teóricos

Resultados analíticos são muito importantes pois a partir deles podemos construir racionalmente o modelo para ensaio; as técnicas de controle mais usadas dependem destes resultados. Conforme SCHLICHTING[8], para o caso de sucção, as seguintes hipóteses foram adotadas na dedução de um simples modelo analítico:

- a. Escoamento Incompressível bidimensional;
- b. velocidade de sucção (v_0) constante e uniforme;
- c. geometria de uma placa plana.

Para uma placa plana de incidência nula e sucção uniforme, adotando as hipóteses acima, as equações de Navier-Stokes se reduzem a:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0; \quad (\text{eq. 1})$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = v \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (\text{eq. 2})$$

Com as seguintes condições de fronteira:

$$\begin{aligned} u &= 0 \\ v &= v_0 = \text{const} < 0 \quad \text{para } y = 0 \\ u &= U_\infty \quad \text{para } y = \infty \end{aligned}$$

Fazendo $\frac{\partial u}{\partial x} = 0$, pela equação da continuidade, sabemos que $v(x, y) = v_0 = \text{const.}$

Portanto, a equação de movimento torna-se $v_0 \frac{\partial u}{\partial y} = v \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}$, cuja solução é:

$$u(y) = U_\infty \left[1 - e^{\left(\frac{v_0 y}{v}\right)} \right]; \quad v(x, y) = v_0 < 0 \quad (\text{eq. 3})$$

Para propósito de comparação, a distribuição de Blasius de velocidade sem sucção está também representada no gráfico a seguir.

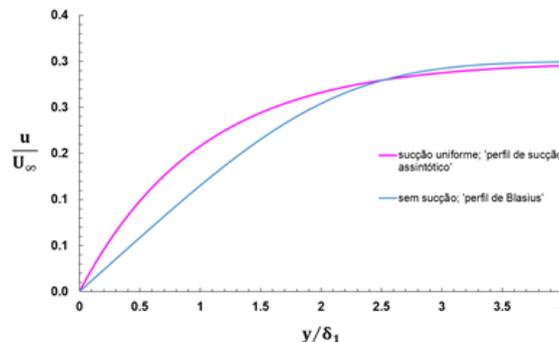


Figura 5. Distribuição de Velocidade na Camada-Limite para uma placa plana a incidência nula.

5 Resultados Computacionais

Até o momento, as características aerodinâmicas do NACA0012 foram calculadas utilizando-se o XFOIL, os resultados importantes para o desenvolvimento desta pesquisa estão resumidos a seguir:

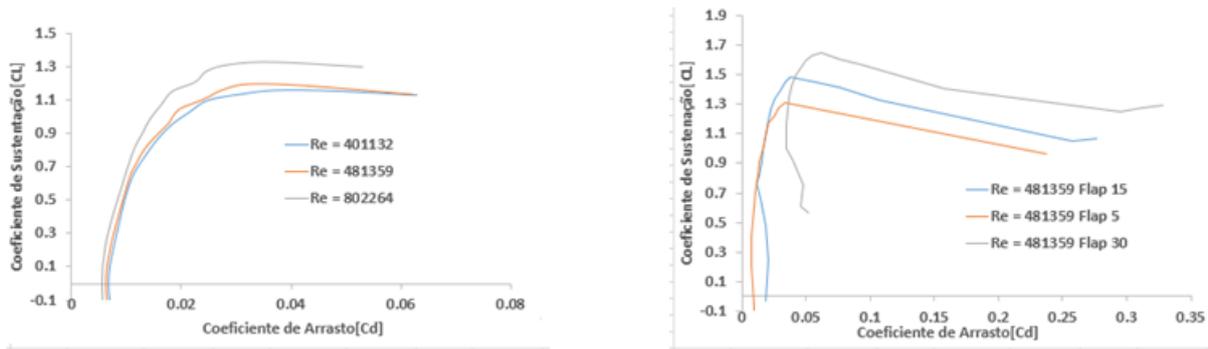


Figura 6. a) Polar de Arrasto variando-se o Re b) Polar de Arrasto variando-se o ângulo de Flap.

Comparando os resultados numéricos com os resultados experimentais do ABBOT[9], concluímos, como era de se esperar, que eles condizem. Assim temos uma base estatística consistente e válida para estudarmos as modificações introduzidas futuramente pelos jatos sintéticos.

6. Implementação prática

Uma forma mais conveniente para a implementação de sucção ou sopro na camada-limite pode ser obtida da seguinte maneira. Utilizando as equações da camada-limite na forma

$$U \frac{dU}{dx} = \nu_0 \frac{U}{\theta} \left[\frac{\partial \left(\frac{u}{U} \right)}{\partial \left(\frac{y}{\theta} \right)} \right]_0 \quad (\text{eq. 4})$$

e utilizando o resultado de Blasius para uma camada-limite laminar sobre a placa plana

$$\left[\frac{\partial \left(\frac{u}{U} \right)}{\partial \left(\frac{y}{\theta} \right)} \right]_0 = 0,2205 \quad (\text{eq. 5})$$

obtem-se

$$\frac{\nu_0}{U_\infty} = \frac{1}{0,2205} \frac{U \theta}{U_\infty c} \frac{U_\infty}{U} \left[\frac{d \left(\frac{u}{U_\infty} \right)}{d \left(\frac{x}{c} \right)} \right] \quad (\text{eq. 6})$$

Definindo $Re_\theta = U\theta/\nu$ e $Re_c = U_\infty c/\nu$, obtemos

$$\frac{v_0}{U_\infty} = \frac{1}{0,2205} \frac{U_\infty}{U} \left[\frac{d\left(\frac{u}{U_\infty}\right)}{d\left(\frac{x}{c}\right)} \right] \frac{Re_\theta}{Re_c} \quad (\text{eq. 7})$$

Resultados experimentais mostram que Re_θ é praticamente constante, então como uma aproximação inicial podemos considerá-lo como tal. A eq. (7) fornece o valor da distribuição da velocidade de sucção em função da velocidade no topo da camada-limite e de sua derivada em relação a x. Estes valores podem ser obtidos diretamente dos resultados numéricos.

7. Conclusões

Dois modelos para ensaios em compósito foram construídos, entretanto apresentaram deformações e imperfeições superficiais tornando-os inválidos para os propósitos da pesquisa. Um novo modelo em aço com possível instrumentação e aquisição de dados será construído, bem como será utilizado para realizar os ensaios um modelo NACA0012 já existente no IAE. Com base nos calculado os parâmetros aerodinâmicos calculado para o Reynolds de ensaio e observando o gráfico da figura 6, notamos que os efeitos da sucção causam uma alteração no perfil da distribuição de velocidade, tornando a camada-limite mais estável. Desse modo, podemos inferir que os efeitos num aerofólio, como o NACA0012, são qualitativamente os mesmos. Sendo assim, um modelo prático para o cálculo da velocidade de sucção é proposto com o objetivo de ser avaliado experimentalmente no modelo apresentado acima.

Referências

- [1] LACHMANN, Gustav Victor (Ed.). **Boundary layer and flow control: its principles and application**. Elsevier, 2014.
- [2] DYKE, M. V.; MILTON, D. **An album of fluid motion**. 1982.
- [3] GUNZBURGER, Max D. **Perspectives in flow control and optimization**. Siam, 2003.
- [4] GAD-EL-HAK, Mohamed (Ed.). **The MEMS handbook**. CRC press, 2010.



- [5]JOSLIN, Ronald Douglas; MILLER, Daniel N. (Ed.). **Fundamentals and applications of modern flow control**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [6]NAYFEH, Ali H. **Introduction to perturbation techniques**. John Wiley & Sons, 2011.
- [7] University of California at Davies. **Load control using microjets**, obtido de URL:
<http://flight.engr.ucdavis.edu/research/>
- [8]SCHLICHTING, Herrmann; GERSTEN, Klaus; GERSTEN, Klaus. **Boundary-layer theory**. Springer Science & Business Media, 2000.
- [8]PETIT, Gabriel. **Contrôle de décollement par fente pulsée et générateurs de vortex fluides**. 2005.
- [9]ABBOT, Ira H. **Theory of Wing Sections: Including A Summary of Airfoil Data**. Dover publications, 1959.