

## Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Estudo de Métodos de Marcha no Tempo para Análise Aeroelástica de Configurações Aeroespaciais

Bolsista: Gilberto Bueno Luque Filho

Orientador(a): Joao Luiz Filgueiras de Azevedo

Período a que se refere o relatório: Agosto de 2016 a Julho de 2017

### Resumo

Nas últimas três décadas, o desenvolvimento por soluções computacionais de escoamentos não estacionários tem sido fortemente buscado e tem se posicionado como peça chave no desenvolvimento de novas aeronaves. Atualmente, o cálculo destes escoamentos complexos ainda é extremamente caro para aplicações em engenharia. Assim, com o intuito de se reduzir o tempo computacional, metodologias para permitir a utilização de passos físicos no tempo maiores são imprescindíveis. É neste contexto que o estudo de métodos implícitos de passo no tempo e métodos de passo no tempo dual, aplicados a problemas aeroelásticos sobre configurações aeroespaciais, é considerado para o presente trabalho. Este se estrutura através da verificação e validação do modelamento de turbulência implementado na ferramenta computacional utilizada, estudo e verificação do passo no tempo dual seguido pelo entendimento e implementação de métodos implícitos. Para estas investigações serão utilizados casos-teste clássicos da indústria aeronáutica. Com o modelo de fechamento de turbulência verificado e validado, os resultados possuem elevada coerência com dados experimentais, bem como os resultados invíscidos não estacionários. Devido a complexidade dos métodos implícitos, o presente autor não implementou essa modificação e desta forma, resultados viscosos não foram apresentados para validação.

### 1. Introdução

A eficiência e acurácia da Dinâmica dos Fluidos Computacionais (CFD – *Computational Fluid Dynamics*) está totalmente associada ao desenvolvimento da capacidade

computacional em armazenamento de dados e velocidade de processamento [1]. Atualmente, o crescimento exponencial do poder de cálculo dos processadores, a otimização de projetos de aeronaves modernas e o desejo de simular fenômenos de escoamentos cada vez mais complexos expandiram os objetos do CFD no que diz respeito à robustez e eficiências dos algoritmos numéricos. Turbulência em um escoamento separado e a interação choque - camada limite são alguns dos exemplos da complexidade que a indústria tem enfrentado. Além do mais, a não estacionariedade de um escoamento real aumenta, não somente a complexidade do problema, mas também os requisitos computacionais para a simulação do mesmo. Os resultados de escoamentos não estacionários carregam informações importantes como o efeito da histerese e, quando acopladas com as propriedades estruturais e elásticas, podem desencadear fenômenos indesejáveis ou até mesmo catastróficos na aeronave como *buffeting*, *flutter* e o fenômeno de *transonicdip*[2]. Portanto, para se levarem em conta os fenômenos acima mencionados em um algoritmo numérico, a marcha no tempo não pode mais ser negligenciada. Entretanto, este processo é extremamente custoso nas aplicações industriais.

Assim, o presente trabalho se insere em uma linha de pesquisa que vem sendo desenvolvida na ALA há alguns anos e que tem por objetivo criar a capacidade de simular escoamentos não estacionários de forma a obter o operador aerodinâmico para análise aeroelástica. Em particular, neste caso, há interesse em aumentar as escalas de tempo em cada “passo” não estacionário sem perda de acurácia dos dados numéricos. Para um regime de voo transônico, que é altamente não linear, os fenômenos aeroelásticos, como flutter, são extremamente relevantes e precisam ser analisados usando uma formulação aerodinâmica também não linear. Desta forma, é interessante utilizar técnicas de mecânica dos fluidos computacionais (CFD) para formular o operador aerodinâmico para esta análise em tal regime de voo.

Além disso, como tipicamente flutter é um fenômeno de baixa frequência, quando comparado, por exemplo, com toda a faixa de frequência de resposta aeroelástica, é possível e interessante buscar uma maior eficiência no tempo de cálculo por meio de aumentos no valor dos passos no tempo utilizados na solução não estacionária das equações governantes do escoamento do fluido. Para tanto, o trabalho irá envolver a implementação e validação de uma técnica de passo no tempo dual, para permitir obter todo o histórico de respostas

aerodinâmicas não estacionárias a um menor custo computacional. Os objetivos do presente projeto de iniciação científica no IAE estão completamente alinhados com a proposta de trabalho de conclusão de curso do bolsista na UFABC.

## 2. Materiais e métodos

As equações de Navier-Stokes são um sistema acoplado de equações parciais diferenciais que são deduzidas sobre a hipótese de um movimento compressível, viscoso e não estacionário de um fluido. Com três variáveis conservadas, massa específica, quantidade de movimento linear e energia, sua forma diferencial pode ser escrita por meio de um balanço físico dos fluxos dentro do volume de controle, usando-se a segunda lei de Newton, a equação de conservação da massa e a primeira lei da termodinâmica.

$$\begin{aligned}\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \mathbf{v} &= 0, \\ \rho \frac{D\mathbf{v}}{Dt} &= -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}, \\ \rho \frac{DH}{Dt} &= -\frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot [\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{v} - q_H].\end{aligned}\tag{2.1}$$

Com o intuito de fechar o sistema mencionado, algumas considerações sobre o fluido devem ser feitas como, por exemplo, considerá-lo um gás perfeito, que o fluxo de calor é obtido através da lei de Fourier e assumir um fluido newtoniano no qual o tensor de tensões viscosas é dado por:

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \frac{\lambda \partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}\tag{2.2}$$

onde  $\mu$  é o coeficiente de viscosidade dinâmica molecular,  $\delta_{ij}$  é o delta de Kronecker e  $\lambda$  é o segundo coeficiente de viscosidade dinâmica.

É sugerido que as equações sejam reescritas na forma conservativa, para evitar os problemas oriundos da presença de possíveis descontinuidades e regiões de gradientes elevados no escoamento:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0, \quad 2.3$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) + \frac{\partial p}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} = 0, \quad 2.4$$

$$\frac{\partial e}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [(e + p)u_j - \tau_{ij}u_i + q_{Hj}] = 0, \quad 2.5$$

onde a energia total por unidade de volume  $e$  e a lei dos gases perfeito são definidas por:

$$e = \rho \left[ e_i + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right], \quad 2.6$$

$$p = (\gamma - 1) \left[ e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \right]. \quad 2.7$$

Estas equações governam o movimento do fluido considerado e, de acordo com Fletcher [3] e Hirsch [4], este conjunto de equações não possui uma solução analítica geral e é conhecida por possuir uma manipulação algébrica não trivial. Por esta razão, uma vasta gama de métodos numéricos tem sido desenvolvida para lidar com este impasse. Neste contexto, surge a idéia da dinâmica de fluidos computacionais (CFD) com a proposta de realizar análises numéricas do escoamento de qualquer fluido ou gás.

Um dos grandes problemas é a dimensão da malha a ser utilizada, pois esta deve ter nela todos os tamanhos das escalas das flutuações estatísticas dos fenômenos físicos relevantes. DNS ou *Direct Numerical Simulation* é um tipo de modelo que permite uma solução numérica exata das equações de Navier-Stokes ao se utilizar uma malha que suas dimensões contemplem todas as escalas de *Kolmogorov*, tornando este modelo extremamente custoso e

inviável para aplicações industriais. Desta forma, surgem alternativas para se reduzir este custo e, mesmo assim, carregar características do escoamento completo em sua solução. Para tanto, as equações de Navier-Stokes são filtradas temporalmente, a fim de se obter as propriedades médias do escoamento. Esta idéia é chamada de *RANS* (*Reynolds-averaged Navier-Stokes*), a qual não simula um escoamento turbulento, mas carrega para a solução os efeitos da turbulência, da física do problema, através de termos novos.

O modelamento de turbulência em formulações médias utilizado para o estudo é a formulação RANS, pois este é o padrão da indústria aeroespacial mundial para o tratamento de escoamentos sobre configurações realistas. Tal formulação, entretanto, requer que os efeitos de turbulência sejam modelados por uma técnica de fechamento adequada, de forma a representar os efeitos físicos dos escoamentos turbulentos de interesse, mas a um custo computacional aceitável quando se trata de configurações complexas. O modelo de turbulência adotado é o modelo de uma equação de *Spalart-Allmaras* (*SA*), que pode ser descrito pela equação abaixo [5]:

$$\frac{\partial \hat{v}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} = c_{b1}(1 - f_{t2})\hat{S} \hat{v} - \left[ c_{w1}f_w - \frac{cb1}{k^2} f_{t2} \right] \left( \frac{\hat{v}}{d} \right)^2 \quad 2.7$$

$$+ \frac{1}{\sigma} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (v + \hat{v}) \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} \right) + c_{b2} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i} \right]$$

Outro problema é o acoplamento da elasticidade e não-estacionaridade do problema, onde efeitos aeroelásticos são identificados e críticos para um dado regime de voo, por exemplo, o fenômeno de flutter. Este fenômeno é conhecido por ter uma auto-excitação de um ou mais modos de vibração do sistema, o qual requer uma resposta adequada do escoamento para manter seu comportamento. Abaixo de certa velocidade, chamada de velocidade de flutter, os carregamentos aerodinâmicos naturalmente agem com o intuito de amortecer o movimento do sistema. Por outro lado, acima desta velocidade, energia é extraída do escoamento para o sistema, intensificando as amplitudes das oscilações, as quais, costumeiramente, acarretam em uma falha estrutural.

Portanto, a fim de levar em consideração o fenômeno de flutter e as características turbulentas, será utilizado um código de CFD desenvolvido no IAE/ALA, que resolve as equações de Navier-Stokes, ou de Euler, em duas dimensões por um método de volumes finitos em malhas não estruturadas. Em sua implementação, dois graus de liberdade do sistema são considerados (movimento vertical e de arfagem). Por esta razão, uma malha deformável não se faz necessária, pois segundo Marques e Azevedo [6], usando uma malha rígida, o custo computacional é consideravelmente reduzido e fornece resultados de melhor qualidade que aqueles obtidos com malhas deformáveis.

O processo de marcha no tempo é outro fator que acarreta no alto custo do código, principalmente quando acoplado a não linearidades de escoamentos turbulentos, efeitos compressíveis e aeroelásticos. Portanto, a metodologia proposta para a implementação e validação é o já mencionado método de marcha de passo no tempo dual. Desenvolvida por Jameson[7], o método de marcha no tempo dual ou *Dual Time Stepping (DTS)*, é um método extremamente difundido no meio da comunidade de dinâmica de fluidos computacional. Este método realiza a integração temporal do sistema de equações introduzindo uma nova variável temporal, tipicamente denominada pseudo-tempo, e fazendo com que, dentro de cada passo no tempo físico, seja resolvido um problema de estado estacionário no pseudo-tempo. A expectativa com a utilização deste método é que se possam empregar métodos de integração implícitos em problemas de estado não estacionários e, portanto, utilizar passos no tempo maiores em tais problemas. Entretanto, uma característica desfavorável do método de passo no tempo dual é a falta de estimativa do erro para a precisão do tempo disponível, a menos que as iterações internas estejam totalmente convergidas, embora as experiências tenham demonstrado precisão de segunda ordem no tempo.

### 3. Resultados

Para verificação do modelo de turbulência implementado, foi utilizado o *TurbulenceModelingResource* [8], onde casos testes podem ser usados tanto para verificação da implementação do código, quanto para a validação deste, através de dados experimentais. Para verificação inicial, o termo de transição,  $f_{t2}$ , da equação 2.7 foi adicionada ao equacionamento do código, bem como algumas modificações para que os modelos validados

fossem correspondentes. O aerofólio NACA 0012 foi utilizado para a validação. As malhas, mostrada na figura 3.1 e figura 3.2, possuem um  $y^+$  em torno de 1 e 0.2 para os casos rodados. Para ambos os casos foi realizado uma análise de convergência de malha, e percebeu-se que a malha média, tanto no caso do aerofólio quanto no caso da placa plana, estão com refino adequado.

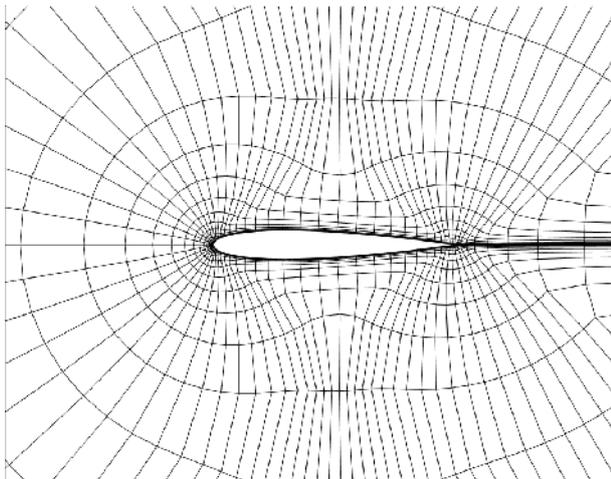


Figura 3.1: Malha 1p em torno do perfil NACA 0012

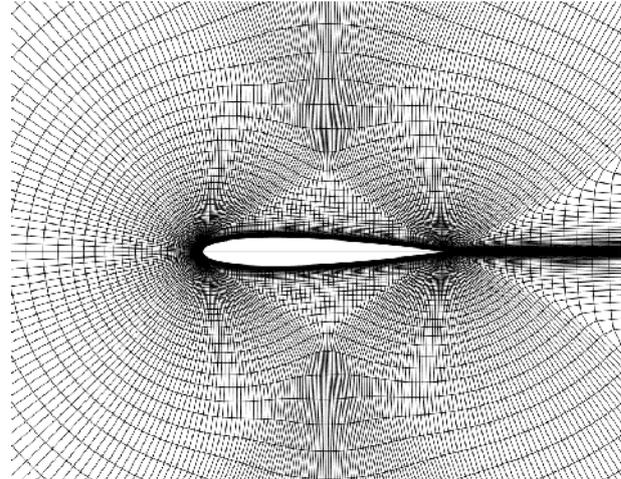


Figura 3.2: Malha 3p em torno do perfil NACA 0012

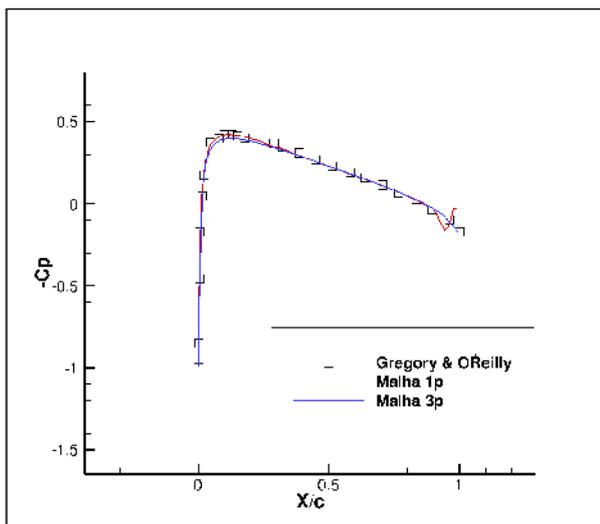


Figura 3.3: Comparação por curva de  $C_p$  entre BRU2D e dados experimentais *Gregory & O'Reilly*[8]

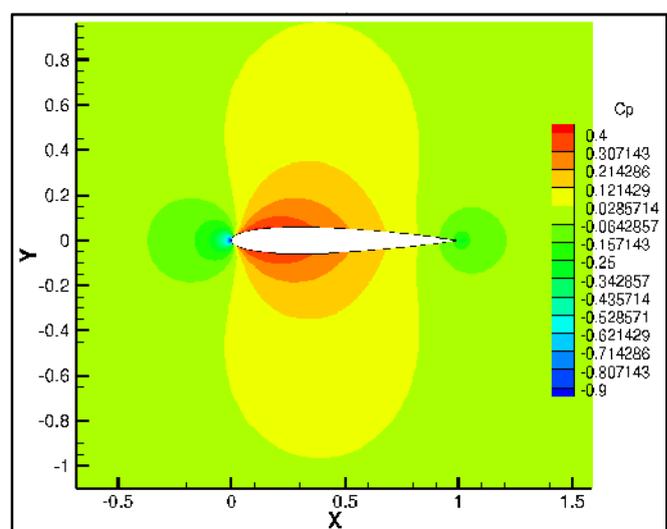


Figura 3.4: Contorno de  $C_p$  estacionário com a malha 3p a  $\alpha = 0^\circ$

As figuras 3.3 e 3.4 mostram uma adequação com os valores de  $C_p$  experimentais e que as oscilações antes observadas eram resultados tanto do refino de malha, quanto do código desenvolvido para conversão de malhas estruturadas para não estruturadas, formato lido pelo solver. Outros testes foram realizados utilizando uma placa plana e comparados com dados experimentais [8]. Portanto, o modelo de fechamento de turbulênciaSAimplementadofoi verificado e validado por meio destes testes.

No intuito de se analisar a capacidade não estacionária e robustez do presente código, simulações em regime transônico sobre o perfil NACA 0012são realizadas. Este regime foi escolhido por proporcionar uma física de complicada solução numérica, devido a movimentação da onda de choque e da ampla variação dos coeficientes aerodinâmicos para um determinado ângulo de ataque, conhecida como histerese, que depende da direção desta mudança e da taxa de variação. Os resultados em termos de curvas de histerese dos coeficientes aerodinâmicosinviscidos para o aerofólio a , e , estão apresentados na figura 3.5 e 3.6.

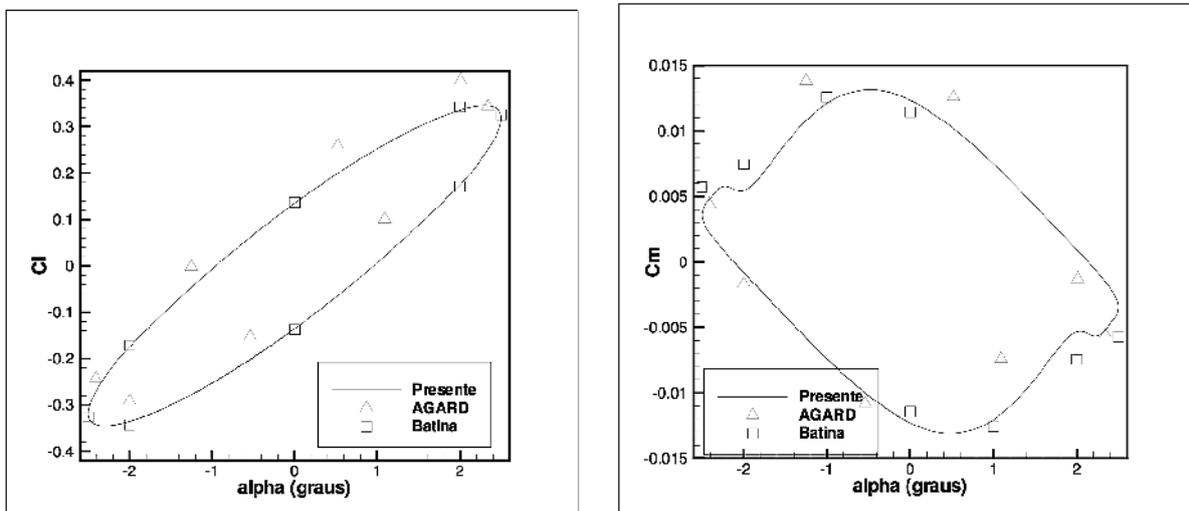


Figura 3.5: Curva de histerese de  $C_l$  e  $C_d$  para o aerofólio NACA 0012 a  $M = 0.7$  submetido a movimento harmônico de arfagem com  $\dot{\alpha} = 10^\circ/s$  e  $\alpha_{max} = 2.5^\circ$

A figura 3.5 compara as curvas de histerese com os apresentados por Batina [9] e AGARD [10]. Percebe-se que as curvas de histerese são praticamente simétricas em relação a ambos

os eixos, o que era esperado para um aerofólio simétrico no entorno de ângulo de ataque praticamente nulo. Entretanto, para ambos os casos, de  $C_L$  e  $C_m$ , as curvas foram relativamente díspares quando comparadas com o AGARD, principalmente com relação ao coeficiente de momento, pois este é muito sensível à distribuição de pressão ao longo do aerofólio. Entretanto, se observa que simulações similares disponíveis na literatura [10] têm erros semelhantes. Estas variações podem ser explicadas pela existência de erro sistemático, provavelmente inserido no experimento, e pela presença dos efeitos viscosos. Essas soluções permitem que o código seja utilizado para análise aeroelástica em regimes transônicos, com pequenas variações devido a presença da viscosidade.

#### 4. Conclusões

O presente trabalho introduziu a importância da ferramenta de CFD e sua capacidade não estacionária em aplicações aerodinâmicas atuais. Além do mais, o modelo de fechamento de turbulência foi verificado, modificado e validado, bem como a parte invíscida, apresentando ótimos resultados para os casostestes. A análise não estacionária viscosa ficou limitada pelo alto custo computacional associado à complexidade do escoamento para alto valores de Reynolds e pela falta de métodos que contribuam para a aceleração da convergência. Métodos implícitos foram estudados para implementação. Entretanto, devido ao pouco tempo disponível e à dificuldade associada a estaimplementação, o presente autor não concluiu esta outra adição ao código computacional disponível na ALA. Mesmo assim, percebeu-se que esta é uma etapa fundamental para que a ferramenta possa ser utilizada no âmbito de análises aeroelásticas, como descrito no decorrer do relatório.

#### Referências

- [1] MING-JEY, J. H., *An Implicit-Explicit Flow Solver for Complex Unsteady Flows*. PhD thesis, Stanford University, 2004.
- [2] GIL, R. A. S., *Aeroelasticity. Lecture Notes*. [Online] available: [http://www.aer.ita.br/~gil/disciplinas/ae-249/ae-249\\_base.htm](http://www.aer.ita.br/~gil/disciplinas/ae-249/ae-249_base.htm)

[Acessado: 02/07/17]

[3] FLETCHER, C. A. J., *Computational Technique for Fluid Dynamics: Fundamental and General Techniques*, Vol. I, Springer Verlag, Berlin, 1988.

[4] HIRSCH, C., *Numerical Computation of Internal and External Flow: Fundamentals of Numerical Discretization*, Vol. I, John Wiley & Sons, New York, 1994.

[5] SPALART, P. R. and ALLMARAS, S. R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamics Flow,” AIAA Paper No. 92-0439, *Proceedings of the 30th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1992.

[6] MARQUES, A. N. and AZEVEDO, J. L. F., “Numerical Calculation of Impulsive and Indicial Aerodynamic Response Using Computational Aerodynamics Techniques,” *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 4, July-August 2008, pp.1112-1135.

[7] JAMESON, A., “Time Dependent Calculations Using Multigrid, with Applications to Unsteady Flows Past Airfoils and Wings” AIAA Paper No. 91-1596, *10th Computational Fluid Dynamics Conference*, Honolulu, HI, Jun. 1991.

[8] Turbulence Modeling Resource. [Online]. Available: <https://turbmodels.larc.nasa.gov>

[Acessado: 01/07/17]

[9] BATINA, J. T., “Unsteady Euler Algorithm with Unstructured Dynamic Mesh for Complex-Aircraft Aerodynamics Analysis”, *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 3, Mar. 1991, pp. 327-333.

[10] MANY AUTHORS, “Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurements”, AGARD, 1982