

AEROELASTICIDADE: UMA BREVE REVISÃO

Diego Paes de Andrade Peña¹

Resumo

O objetivo deste artigo é apresentar uma metodologia prática de revisão da literatura sobre a aeroelasticidade de dez artigos científicos, visando identificar qual a metodologia a ser utilizada para uma melhor caracterização do fenômeno da aeroelasticidade numa semi-asa. A metodologia utilizada na revisão foi realizar a pesquisa através de páginas eletrônicas do Portal de Periódicos Capes, Google Acadêmico, além de jornais, congressos e conferências sobre o tema. Obtém-se como resultados as metodologias utilizadas pelos autores dos artigos pesquisados, suas abordagens aos problemas e também suas revisões teóricas, além de formas de obter resultados significativos do estudo da aeroelasticidade no ramo da Engenharia Aeronáutica. Observou-se que na aeroelasticidade utiliza-se vastamente o recurso de simulação computacional, devido ao baixo custo e rápidos resultados. Além disso, os autores pesquisados utilizaram, em sua maioria, pacotes de programa prontos. Obtendo um resultado próximo e satisfatório em comparação a teoria de métodos numéricos aeroelásticos, aliado a um resultado rápido. O resultado obtido foi a metodologia e os principais parâmetros a serem determinados numa análise aeroelástica. Inicialmente realizar uma análise modal, obtendo frequências naturais e modos de vibração da estrutura, analisar o comportamento dos fenômenos *flutter*, divergência, reversão de comandos e, no caso de uma alteração de projeto, verificar integridade estrutural e a constatar realmente o resultado esperado.

Palavras-chave: Aeroelasticidade; interação fluido estrutura; análise computacional.

Abstract

The objective of this article is to present a practical methodology for reviewing the literature on aeroelasticity of ten scientific articles, aiming to identify which methodology should be used to better characterize the phenomenon of aeroelasticity in a half-wing. The methodology used in the review was to carry out the research through electronic pages of the Capes Periodicals Portal, Google Scholar, as well as newspapers, events and conferences on the topic. The results are the methodologies used by the authors of the researched articles, their problem approaches and also their theoretical reviews, as well as ways to obtain significant results from the study of aeroelasticity in the field of Aeronautical Engineering. It was observed that in aeroelasticity, computational simulation resources are widely used, due to the low cost and quick results. Furthermore, the authors surveyed used, for the most part, ready-made program packages. Obtaining a close and satisfactory result compared to the theory of aeroelastic numerical methods, combined with a quick result. The result obtained was the methodology and the main parameters to be determined in an aeroelastic analysis. Initially, carry out a modal analysis, obtaining natural frequencies and vibration modes of the structure, analyzing the behavior of flutter phenomena, divergence, reversal command and, in the case of a design change, verifying structural integrity and actually verifying the expected result.

Keywords: Aeroelasticity; fluid-structure interaction; computational analysis.

¹ Mestre em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Campina Grande-UFCG, professor da Universidade Federal da Paraíba-UFPB e da Universidade Federal do Maranhão-UFMA. E-mail: diego.pena@ct.ufpb.br.

1 Introdução

A aeroelasticidade está presente no cotidiano de todas as sociedades. Entretanto, não é percebida de maneira fácil e corriqueira, a não ser que o pior aconteça: catástrofes. O desastre da ponte Tacoma Narrows, vide Fig. 1a e 1b, nos Estados Unidos foi um caso de *flutter*² torcional, efeito gerado pela auto excitação da ponte devido aos fortes ventos. A destruição da ponte foi completa, pouco menos de um ano depois da inauguração.

Figura 1 - Ponte Tacoma Narrows, (a) Grandes deformações e (b) Ponte destruída.



(a)



(b)

Fonte: Bristol ([199-?] *apud* Rogers, 1996).

A aeroelasticidade está presente constantemente na Engenharia Aeronáutica, seja em superfícies aerodinâmicas, como asa e estabilizadores vertical e horizontal, como também nas pás das turbinas. Onde no passado, várias aeronaves sofreram graves danos estruturais devido à falhas de efeitos da aeroelasticidade, como podemos citar a aeronave Handley Page O/400 Bomber que sofreu violentas oscilações de cauda devido ao *flutter*, causando acidentes e vários pilotos morreram. O problema foi posteriormente corrigido com o acoplamento do movimento dos dois estabilizadores horizontais e em seguida, a aeronave foi utilizada vastamente na Primeira Guerra Mundial. Assim, a aeroelasticidade é a ciência que estuda as deformações de uma estrutura elástica em meio a um escoamento fluido e a dinâmica envolvida no fenômeno. A resultante aerodinâmica devido ao escoamento fluido atua na estrutura elástica, gerando assim as deformações que, por sua vez, modificam a característica aerodinâmica da estrutura. Com isso, novamente a resultante aerodinâmica é modificada, dando sequência ao fenômeno iterativo. Em meio a isto há o efeito dinâmico do movimento da estrutura.

² *Flutter* é um tipo de instabilidade autoexcitada caracterizada por grandes deformações de caráter oscilatório.

Uma instabilidade aeroelástica ocorre quando a variação nas forças aerodinâmicas resultantes [...] tendem a aumentar seu movimento." (Ramdenee; Minea; Ilinca, 2011, tradução nossa).

O estudo desse fenômeno é importante, pois como citado anteriormente acontece em diversas aplicações. Além disto surgem efeitos danosos às estruturas em questão que podem levá-las a falha estrutural. Fenômenos característicos da aeroelasticidade são: *flutter*, divergência, *buffeting*³ e reversão de comandos, dentre outros. Diante deste contexto, torna-se importante conhecer o fenômeno e seus efeitos, para poder dominá-lo no sentido de desenvolver métodos e meios para reduzir os efeitos negativos que possam existir, auxiliando o projeto de aeronaves e/ou corrigindo-os. O estudo desse fenômeno pode ser realizado de três formas: simulação computacional, ensaio em túnel de vento e teste em voo.

No processo de certificação do *flutter*, o primeiro passo é utilizar solução numérica. O segundo passo é realizar um teste de vibração nos modos críticos, que pode determinar mais precisamente a frequência natural e por fim teste em voo. (Kratochvíl; Slavík, 2010, tradução nossa).

A simulação computacional é o caso relativamente mais fácil e acessível, uma vez que através de softwares é possível reproduzir o fenômeno físico, utilizando modelos físicos e métodos numéricos. Para ensaios em túnel de vento é necessário, obviamente, um túnel de vento, além de um protótipo em escala da aeronave ou componente da mesma a ser analisada, além disso torna-se necessário um conjunto de sensores para realizar a captura e processamento dos dados dos ensaios. Para teste em voo, é necessária a aeronave completa além também de um sistema de aquisição de dados. Atualmente a simulação computacional desponta como método mais acessível, uma vez que pode-se mudar a geometria em análise facilmente, sem precisar construir protótipo ou componentes, tudo isto é feito no computador através de ferramentas Computer Aided Design (CAD - desenho assistido por computador). Além de que pode-se reproduzir as mais variadas situações de voo. Neste contexto, o objetivo deste artigo é apresentar uma metodologia, de maneira prática, de revisão da literatura e fazer uma revisão de dez artigos, com o tema principal aeroelasticidade. Realizou-se busca em portais de periódicos, jornais e anais de congressos e conferências sobre o tema.

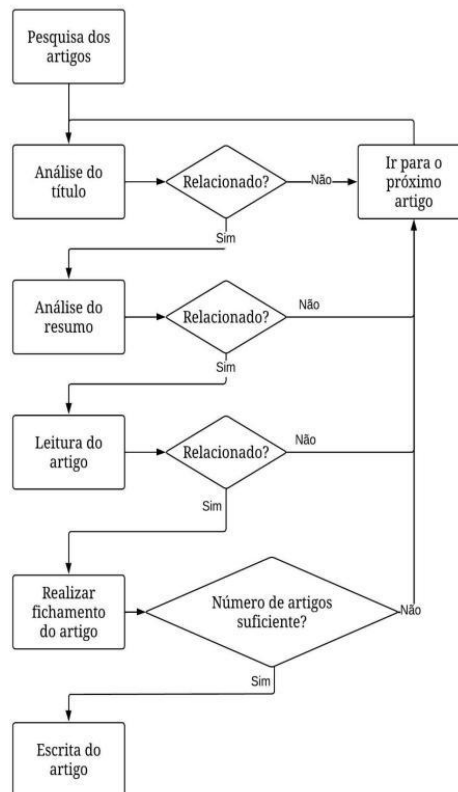
2 Metodologia

Para realizar este trabalho, criou-se um fluxograma de processo para estabelecer a metodologia de trabalho. A Fig. 2 mostra como foi realizado este processo, primeiramente a pesquisa dos artigos em si, depois análise do título, análise do resumo, leitura do artigo,

³ Buffeting é uma instabilidade em alta frequência, ocasionada por um fluxo aerodinâmico ou ondas de choque.

realização de fichamento do artigo e escrita do artigo, sempre com o questionamento se o artigo é relacionado ao tema de interesse entre cada etapa do processo e em caso negativo, um novo artigo é acessado, além de garantir a quantidade estabelecida.

Figura 2 - Fluxograma do processo.



Fonte: Autoria própria.

A etapa de pesquisa foi realizada na Internet no Portal de Periódicos Capes e Google Acadêmico, que referenciam, jornais, revistas, congressos e conferências. As palavras-chave buscadas foram: aeroelasticidade, análise computacional, simulação computacional e interação fluido estrutura. Analisou-se os 40 primeiros artigos em cada pesquisa e os dados relativos à pesquisa como a quantidade de artigos estão listados na Tab. 1.

Tabela 1 - Relação de artigos encontrados em cada uma das fontes utilizadas na pesquisa.

Palavra-chave	Local de pesquisa	
	Portal de Periódicos Capes	Google Acadêmico
<i>aeroelasticidade</i>	0 / 0	0 / 119
<i>aeroelasticity</i>	1 / 2776	3 / 24.100
<i>computational analysis</i>	0 / 10	2 / 23.200
<i>Fluid structure interaction</i>	0 / 48	1 / 17.800

Fonte: Autoria própria.

Observa-se que a maior parte dos arquivos encontra-se no Google. Entretanto, vários dos artigos encontrados eram de jornais, congressos e/ou conferências especializadas. Dessa forma, o fluxograma de processo da Fig. 2 foi seguido até selecionar-se dez artigos, realizando o fichamento e culminando na escrita desse artigo. O modelo de ficha utilizado foi elaborado pelo autor conforme a Figura. 3.

Figura 3 - Modelo de ficha utilizado para o fichamento.

Simulação estrutural	1/10	22/03/2024
Referência:		
<p>SENTHILKUMAR, S.; VELAYUDHAM, A.; MANIARASAN, P. Dynamic Structural Response Of An Aircraft Wing Using Ansys. International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), [S.L.], v. 2, Issue 6, 2013. IJERT - Explore (Digital Library). Disponível em: <http://www.ijert.org/view.php?id=3945&title=dynamic-structural-response-of-an-aircraft-wing-using-ansys>. Acesso em: 5 mai. 2014.</p>		
Comentários: Análise estrutural computacional		
<p>Senthilkumar, Velayudham e Maniarasan (2013, p. 1) analisaram a resposta estrutural dinâmica da asa de uma aeronave sob carregamento do seu próprio peso além de simular computacionalmente várias condições de contorno, obtendo como resposta o modo de vibração da asa em diferentes frequências.</p> <p>"O método dos elementos finitos é comumente utilizado para análise modal porque o objeto em estudo pode ter qualquer forma e os resultados são aceitáveis". (SENTHILKUMAR; VELAYUDHAM; MANIARASAN, 2013).</p> <p>Através de análise estrutural com um carregamento estático originado do próprio peso da asa, é possível obter os modos de vibração, frequência natural e a deformação ao longo da asa de uma aeronave.</p>		
Arquivo digital em computador pessoal.		

Fonte: Autoria própria.

3 Resultados e Discussão

A partir da análise dos artigos científicos, pode-se observar certas abordagens, processos e etapas realizados por cada autor. Em seguida, apresenta-se os principais resultados e abordagens dos mesmos.

Tendo em vista analisar a resposta estrutural dinâmica, Senthilkumar, Velayudham e Maniarasan (2013) analisaram uma aeronave sob carregamento do seu próprio peso além de simular computacionalmente várias condições de contorno. Para isso, utilizou o ANSYS que realiza a discretização das equações diferenciais através do Método dos Elementos Finitos (MEF). Obteve como resposta os modos de vibração da asa em diferentes frequências, além das deformações ao longo da envergadura.

Visando uma abordagem de modificação de projeto a fim de obter melhor performance, Aziz, Pourzand e Singh (2012) utilizaram uma rotina em MATLAB com equações de movimento para descrever o fenômeno do voo e obter a duração do voo e a distância percorrida pela aeronave dos irmãos Wright. Foi possível reduzir o peso da aeronave ao retirar 4 barras tirantes que conectam as asas superior e inferior, obtendo uma melhor performance. Utilizou-

se ainda o COMSOL para análise computacional. "Para demonstrar que a remoção das barras tirantes da aeronave não comprometeu a integridade estrutural da aeronave, um teste de carga estático foi realizado na metade simétrica do avião." (Aziz; Pourzand; Singh, 2012, tradução nossa). Por fim, verificou-se que a integridade estrutural da aeronave preservou-se.

Com um estudo mais detalhado, Bureerat (2004) analisou as várias configurações de conexão do estabilizador vertical totalmente móvel, de um veículo aéreo não tripulado (VANT), composto por alumínio e fibra de vidro. A fim de obter a melhor configuração de projeto para este componente, utilizou o ANSYS, para a análise estrutural dinâmica, em conjunto com o MATLAB, para a análise da aeroelasticidade. Convencionalmente os fenômenos aeroelásticos levados em consideração no projeto de aeronaves são: lift and control effectiveness⁴, divergência e *flutter* (BUREERAT, 2004). Assim, a partir de um modelo linear de vibração forçada não amortecido, com discretização das equações em MEF, acoplado com os métodos *Double Lattice Method*⁵ (DLM) e *Vortex Lattice Method*⁶ (VLM), Bureerat (2004) obteve modos de vibração, frequências naturais, curvas de eficácia da sustentação, além da relação entre eficácia da sustentação e velocidade de *flutter* para um número de Mach fixo e eixo elástico da estrutura, onde não ocorre deformação. Estas informações obtidas foram de extrema importância para Bureerat analisar e decidir parâmetros em seu projeto.

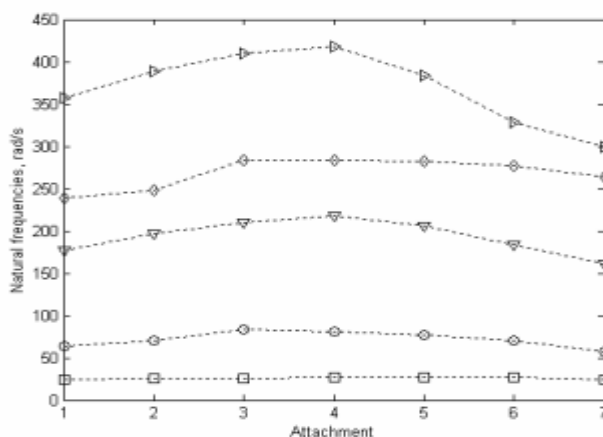
A Figura 4 mostra as frequências naturais para cada uma das geometrias do estabilizador vertical estudado por Bureerat (2004). Verifica-se que, para certas frequências naturais, a variação é grande quando o mesmo modifica a forma do componente.

⁴*Lift and control effectiveness* é a eficácia da sustentação, definida pela razão entre a força de sustentação na estrutura flexível e a força de sustentação pura (BUREERAT, 2004).

⁵*Double Lattice Method* é um método de elementos finitos aerodinâmico para modelar superfície sustentadora oscilatória que reduz o VLM em frequência reduzida nula (RODDEN; TAYLOR; MCINTOSH JR, 1999).

⁶*Vortex Lattice Method* é um método numérico de CFD que modela uma superfície aerodinâmica como uma placa fina com vórtices discretos e assim calcula a sustentação e o arrasto induzido, desconsiderando a viscosidade devido a influência da espessura.

Figura 4 - Gráfico das frequências naturais em função da geometria.



Fonte: Bureerat (2004).

Em um outro artigo analisado, Cavagna *et al.* (2007) detalha:

"Duas linhas de pesquisa são desenvolvidas: a concepção de um sistema de supressão de flutter para asa com enflechamento negativo em modelo aeroelástico X-DIA e a avaliação do flutter transônico e análise da aeroelasticidade estática para aeronaves de alta velocidade." (CAVAGNA *et al.*, 2007, tradução nossa).

Problemas abordados na análise aeroelástica são: cálculo da configuração aeroelástica de trimagem da aeronave livre em diferentes condições de voo; cálculo das forças aerodinâmicas para avaliação rápida das fronteiras de flutter; verificação do limite flutter utilizando o domínio do tempo junto com o acoplamento fluido-estrutura (Cavagna *et al.*, 2007).

Para uma descrição exata do fenômeno, é necessário modelos complexos de escoamento fluido baseados nas equações de Euler ou Navier-Stokes para investigar o fenômeno da interação fluido-estrutura. (Cavagna *et al.*, 2007, tradução nossa).

Utilizando *FLUENT* para a análise aeroelástica e *MSC-Nastran* para o modelo estrutural, Cavagna *et al.* (2007) comparou os resultados obtidos de uma análise da aeroelasticidade via CFD e o método DLM para validar o modelo utilizado e verificou que o controle do modo de rigidez da superfície do bordo de ataque levou a discrepâncias nos resultados devido a diferenças no campo de pressão, espessura e efeitos viscosos. Parâmetros como gráficos V-f e V-g foram comparados e obtendo erro da velocidade de flutter menor que 5%.

Devido ao desenvolvimento e a necessidade de utilizar grandes turbinas, torna-se necessário o uso de grandes e flexíveis pás eólicas, aumentando o risco do ponto de vista aeroelástico. Nesse contexto, é importante entender e modelar tal problema (Ramdenee; Minea; Ilinca, 2011).

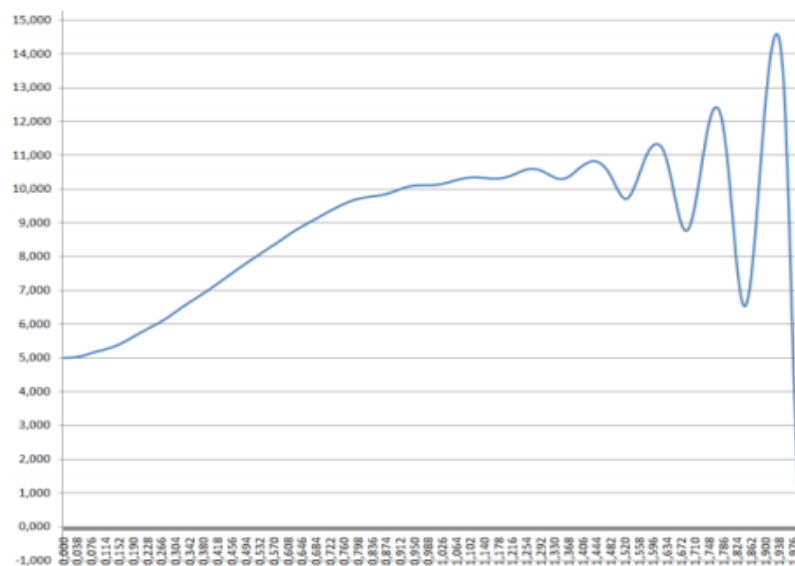
Ramdenee, Minea e Ilinca (2011) modelaram o fenômeno da divergência do perfil NACA0012 utilizando o *ANSYS Workbench* e comparando com resultados experimentais de

Heeg (2000 apud Ramdenee, 2011). Afirmaram ainda que se o amortecimento aerodinâmico for negativo para um modo de vibração particular e exceder, em magnitude, o amortecimento estrutural, as oscilações podem ser amplificadas a partir de qualquer perturbação inicial.

O objetivo de maior parte dos estudos da aeroelasticidade tem predominantemente ressaltado as consequências da divergência e do *flutter*, o comportamento sub-crítico das estruturas a fim de saber quão afastado da zona crítica está, para poder evitá-la.

Para reduzir o tempo de análise, utilizaram os conhecimentos em Análise Dimensional para reproduzir o fenômeno em escala reduzida, diminuindo assim o esforço computacional. Assim, pode-se simular o comportamento de uma pá eólica sob condição de uma dada aceleração, onde ocasionou o estol do elemento. Dessa forma, conseguiu obter a variação do ângulo de ataque com relação ao tempo, caracterizando o fenômeno do *flutter*, que pode-se observar na Figura. 5. Entretanto, os resultados não foram mais precisos, uma vez que houve limitação nos recursos computacionais para realizar uma análise com parâmetros mais refinados. Ou seja, utilizar uma variação temporal menor, para que o aerofólio conseguisse estabilizar-se na zona de estol.

Figura 5 - Simulação da instabilidade para um ângulo de ataque de 5° e configuração #2 de Heeg (2000 apud Ramdenee; Minea; Ilinca, 2011).



Fonte: Ramdenee, Minea e Ilinca (2011).

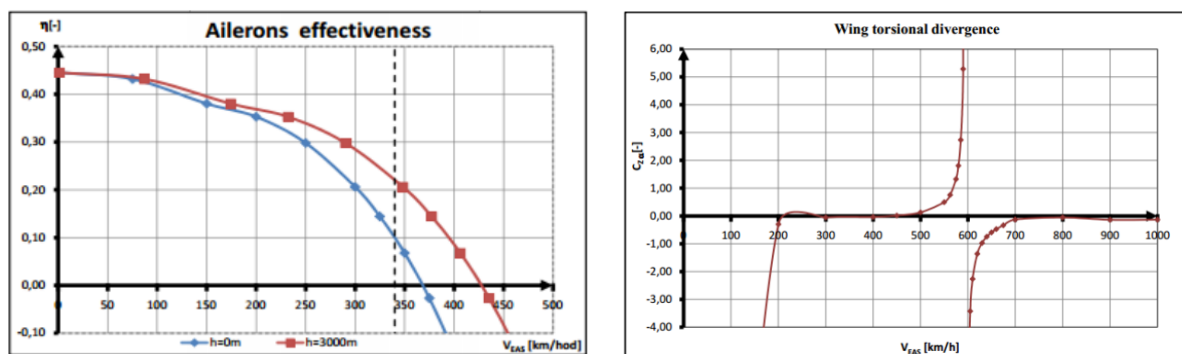
Kratochvíl e Slavík (2010) analisaram as características modais e de *flutter*, além da eficiência dos ailerons sob a dinâmica do problema de aileron reverso e do fenômeno da divergência torcional na semi-asa da aeronave UL-39. Para isto utilizaram o software MSC Nastran que utiliza MEF para o modelo estrutural e DLM para calcular as cargas aerodinâmicas na semi-asa. Realizou-se uma análise modal desprezando o amortecimento e as cargas aplicadas a fim de obter os modos de vibração e as frequências naturais. Analisaram ainda a ocorrência

de *flutter* segundo o critério de amortecimento crítico de 0,03, além do segundo critério onde a aeronave deve estar livre de *flutter* a uma velocidade de 1,2 vezes a velocidade de mergulho máxima da aeronave.

Fruto de análise de reversão de comando, a Figura. 6a mostra a eficácia dos ailerons, onde observa-se a zona onde há perda de controle. Por interpolação os valores foram obtidos e são, 386 km/h e 427 km/h respectivamente para altitude a nível do mar e 3000 m. E a zona onde há comando reverso, onde N é menor que 0. Por fim, verifica-se as velocidades de divergência torcional na Figura. 6b, 601 e 695 km/h.

Cesnik e Su (2011) simularam a aeroelasticidade não linear em um VANT experimental high-altitude long-endurance (HALE - altas altitudes e muita resistência), denominado X-HALE, utilizando uma ferramenta computacional desenvolvida na própria Universidade de Michigan e chamado University of Michigan's Nonlinear Aeroelastic Simulation Toolbox (UM/NAST), que foi previamente validado com resultados experimentais e testes em túnel de vento.

Figura 6 - Resultados aeroelásticos: (a) Gráfico da eficácia do *aileron* em função da velocidade; (b) Gráfico da divergência torcional em função da velocidade.



(a)

(b)

Fonte: Kratochvíl e Slavík (2010).

A simulação computacional inicial objetiva impor um movimento instável que acople o movimento do corpo rígido e as deformações elásticas da asa. Tal instabilidade foi gerada através da deflexão anti-simétrica dos ailerons. (CESNIK; SU, 2011). De forma análoga, foi simulado o efeito de estabilização da aeronave, uma vez que o movimento instável deve ser suprimido para não pôr em risco a aeronave.

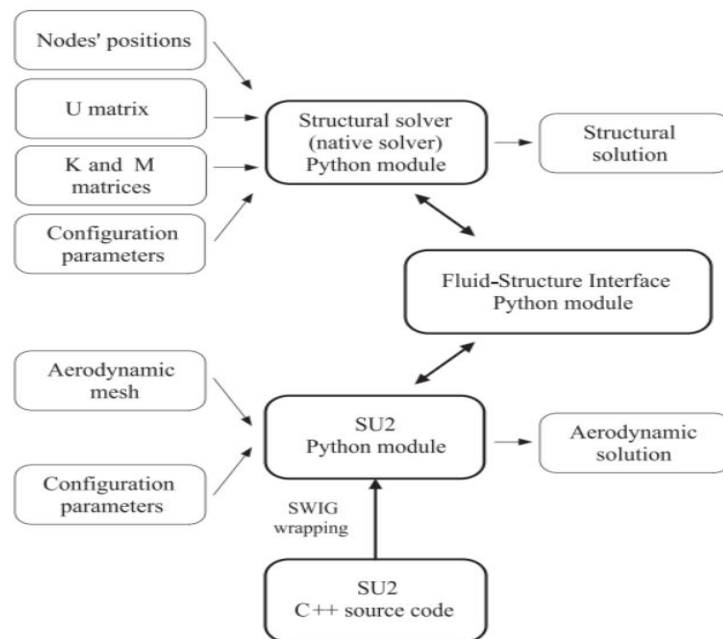
[...] desenvolveu-se o X-HALE para ensaios em voo a fim de capturar os dados em voo da aeroelasticidade não linear que não são possíveis obter em túnel de vento." (Cesnik; SU, 2011, tradução nossa).

Thomas *et al.* (2019) desenvolveram um código Python CUPyDO para simulações da interação fluido-estrutura, sendo possível analisar a vibração aeroelástica, vibrações induzidas por vórtices (VIV) e ainda transferência de calor conjugada (CHT). O código é capaz de

trabalhar com malhas não correspondentes na interface entre os domínios fluido e estrutural. Utiliza o código SU2 para resolver as equações do escoamento fluido e resolve as equações estruturais através do método dos elementos finitos.

Fonzi *et al.* (2022) aprimoraram as capacidades do código aberto SU2 ao desenvolver um código de simulação fluido-estrutura para a aerodinâmica de alta fidelidade. Tomando como ponto de partida o código CUPydo, eles implementaram o acoplamento de um solver de MEF para o modelo estrutural, podendo ser o MSC/Nastran ou ainda um solver externo acoplado. Como se pode ver na Figura. 7, o módulo do SU2 tem como entradas a malha aerodinâmica e parâmetros de configuração e como saída a solução aerodinâmica, por sua vez, a interface FSI estabelece a conexão com o módulo estrutural, que tem como entradas as posições nodais, a matriz U, K e M e os parâmetros de configuração, promovendo a solução estrutural. Por fim, validaram o código com três casos de teste clássicos da literatura.

Figura 7 - Layout do framework do solver nativo utilizado.



Fonte: Fonzi *et al.* (2022).

Fonzi, Brunton e Fasel (2023) desenvolveram um método de decomposição dinâmica através da extração de dados de simulação da dinâmica dos fluidos computacional para a aeroelasticidade transônica. O código desenvolvido em Python, trabalha de maneira a prever a distribuição de pressão na superfície do corpo, fornecendo características do comportamento da estabilidade sendo muito útil para análise do *flutter*.

O recurso da aeroelasticidade computacional foi vastamente utilizado, tendo em vista as vantagens mencionadas na seção 1. Muito embora, dados experimentais e ensaios em voo são necessários para validação dos resultados (Cesnik; Su, 2011; Ramdenee, 2011).

A maioria dos autores utilizou software comercial para realizar as análises aeroelásticas. Entretanto, alguns complementaram seu estudo com rotinas adicionais como Bureraat (2004) ou desenvolveu e utilizou código próprio como Cesnik e Su (2011), Thomas *et al.* (2019), Fonzi *et al.* (2022) e Fonzi, Brunton e Fasel (2023). Assim, percebe-se a tendência de surgimento de vários códigos aberto (de divulgação livre) em linguagem Python.

A metodologia de pesquisa dos autores pesquisados é satisfatória, uma vez que obtiveram resultados próximos em comparação com a teoria de métodos numéricos aeroelásticos, aliado a um resultado rápido. Por fim, análise computacional da aeroelasticidade pode ser um fator decisivo para o projeto de um componente ou até mesmo da aeronave (Bureraat, 2004; aziz, 2012).

4 Conclusões

Ao longo deste trabalho procurou-se realizar uma revisão bibliográfica de maneira prática com o objetivo de determinar a melhor metodologia a ser utilizada em uma análise aeroelástica de uma asa. Verificou-se que deve-se determinar as frequências naturais e os modos de vibração, induzir/provocar uma instabilidade em uma ou mais de uma frequências naturais para observar o comportamento do *flutter*, analisar um possível problema de reversão de comandos das superfícies de controle, verificar o problema da divergência torcional, obter os gráficos de velocidade em função da frequência (V vs f), velocidade em função da aceleração gravitacional (V vs g) e no caso de realizar uma alteração de projeto, verificar a integridade estrutural após a alteração. Para desenvolver isso, podem ser utilizados *softwares* comerciais ou ainda códigos de programação aberta em Python, que vem despontando nos últimos anos. Por fim, percebe-se que a metodologia utilizada para a revisão bibliográfica foi eficaz, uma vez que produziu bons resultados de como se estudar o tema da aeroelasticidade.

Referências

- AZIZ, A. H.; POURZAND, H.; SINGH, A. K. A Computational Approach for Optimizing the First Flyer Using COMSOL. In: **COMSOL Conference**, 2012, Boston. Anais eletrônicos... COMSOL. Disponível em: <http://www.br.comsol.com/paper/a-computational-approach-for-optimizing-the-first-flyer-using-comsol-multiphysic-13114>. Acesso em: 1 mar. 2024.
- BUREERAT, S. Aeroelastic design of an All-moveable UAV Fin. In: **ME-NETT Conference 18**, 2004. Anais eletrônicos... Disponível em: https://www.tsme.org/index/index.php?option=com_phocadownload&view=category&download=1540:amm55&id=21:me-nett18-2547&Itemid=35&start=60. Acesso em: 1 mar. 2024.

CAVAGNA, L. *et al.* Computational Aeroelasticity with CFD models. **Bollettino del CILEA**, Sanzio, n. 107, 2007. Anais... *Bollettino del CILEA: Archivio*. Disponível em: <http://bollettino.cilea.it/article/download/7065/6660?>. Acesso em: 10 mar. 2024.

CESNIK, C. E. S.; SU, W. Nonlinear Aeroelastic Simulation of X-Hale: a Very Flexible UAV. In: **AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition**, 49., 2011, Orlando. Anais eletrônicos... *Reston: Aerospace Research Central*. Disponível em: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2011-1226>. Acesso em: 1 mar. 2024.

FONZI *et al.* Extended computational capabilities for high-fidelity fluid–structure simulations. **Journal of Computational Science**, v. 62, 2022. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.jocs.2022.101698>. Acesso em: 3 mar. 2024.

FONZI, N., BRUNTON, S. L., FASEL, U. Data-Driven Modeling for Transonic Aeroelastic Analysis. **Journal of Aircraft**, v. 61, n. 2, 625-637, 2023. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/1.C037409>. Acesso em: 1 mar. 2024.

KRATOCHVÍL, A.; SLAVÍK, S. Aeroelasticity analysis of wing UL-39. In: **Konference Studentské tvůrčí činnosti**, Praga, 2010. Anais eletrônicos... *STC History*. Disponível em: <http://stc.fs.cvut.cz/pdf/KratochvilAles-320194.pdf> . Acesso em: 3 mar. 2024.

RAMDENEE, D.; MINEA, S. I.; ILINCA, A. Simulation of Aerodynamic Divergence and Flutter on Wind Turbines using ANSYS-CFX. In: **Annual Conference of CFD Society of Canada**, 19., Montreal, 2011. Gaia Presse. Disponível em: http://gaiapresse.ca/images/UserFiles/File/final%20paper_CFD.pdf. Acesso em: 10 mar. 2024.

RODDEN, W. P.; TAYLOR, P. F.; MCINTOSH JR, S. C. Improvements to the n-Lattice Method in MSC/Nastran. In: **MSC Aerospace Users' Conference**, 1999. Anais eletrônicos... *Proceedings*. Disponível em: <http://web.mscsoftware.com/support/library/conf/auc99/p03799.pdf>. Acesso em: 5 mar. 2024.

ROGERS, K. **The Tacoma Narrows Bridge Disaster** [S.I.], 1993. Disponível em: <http://faculty.plattsburgh.edu/margaret.campion/seconded/second/kent/kent.html>. Acesso em: 1 abr. 2024.

SENTHILKUMAR, S.; VELAYUDHAM, A.; MANIARASAN, P. Dynamic Structural Response Of An Aircraft Wing Using Ansys. **International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)**, [S.I.], v. 2, *Issue 6*, 2013. IJERT - *Explore (Digital Library)*. Disponível em: <http://www.ijert.org/view.php?id=3945&title=dynamic-structural-response-of-an-aircraft-wing-using-ansys>. Acesso em: 5 mar. 2024.

THOMAS, D *et al.* CUPyDO - An integrated Python environment for coupled fluid-structure simulations, **Advances in Engineering Software**, v. 128, 69-85, 2019. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.advengsoft.2018.05.007>. Acesso em: 1 abr. 2024.