



AFRL-AFOSR-CL-TR-2016-0010

Variable Camber Morphing Wings

**Domingos Rade
FUNDAÇÃO DE APOIO UNIVERSITÁRIO**

**02/02/2016
Final Report**

DISTRIBUTION A: Distribution approved for public release.

Air Force Research Laboratory
AF Office Of Scientific Research (AFOSR)/ IOS
Arlington, Virginia 22203
Air Force Materiel Command

REPORT DOCUMENTATION PAGE

*Form Approved
OMB No. 0704-0188*

The public reporting burden for this collection of information is estimated to average 1 hour per response, including the time for reviewing instructions, searching existing data sources, gathering and maintaining the data needed, and completing and reviewing the collection of information. Send comments regarding this burden estimate or any other aspect of this collection of information, including suggestions for reducing the burden, to the Department of Defense, Executive Service Directorate (0704-0188). Respondents should be aware that notwithstanding any other provision of law, no person shall be subject to any penalty for failing to comply with a collection of information if it does not display a currently valid OMB control number.

PLEASE DO NOT RETURN YOUR FORM TO THE ABOVE ORGANIZATION.

1. REPORT DATE (DD-MM-YYYY) 01/02/2016			2. REPORT TYPE FINAL		3. DATES COVERED (From - To) 01/09/2012 – 30/11/2013	
4. TITLE AND SUBTITLE Variable Camber Morphing Wings					5a. CONTRACT NUMBER	
					5b. GRANT NUMBER FA9550-12-1-0447	
					5c. PROGRAM ELEMENT NUMBER	
6. AUTHOR(S) Prof. Domingos A. Rade Dr. Francisco J. de Souza					5d. PROJECT NUMBER	
					5e. TASK NUMBER	
					5f. WORK UNIT NUMBER	
7. PERFORMING ORGANIZATION NAME(S) AND ADDRESS(ES) FEDERAL UNIVERSITY OF UBERLÂNDIA FUNDAÇÃO DE APOIO UNIVERSITÁRIO RESEARCH AND DEVELOPMENT AV. ENGENHEIRO DINIZ 1.178 UBERLANDIA 38400-462 BRAZIL cibele@fau.ufu.br					8. PERFORMING ORGANIZATION REPORT NUMBER	
9. SPONSORING/MONITORING AGENCY NAME(S) AND ADDRESS(ES) USAF, AFRL DUNS 143574726 AF OFFICE OF SCIENTIFIC RESEARCH 875 N. RANDOLPH ST. ROOM 3112 ARLINGTON VA 22203 SUSAN M. FULLER (703) 696-8523 susan.fuller@afosr.af.mil					10. SPONSOR/MONITOR'S ACRONYM(S)	
					11. SPONSOR/MONITOR'S REPORT NUMBER(S)	
12. DISTRIBUTION/AVAILABILITY STATEMENT						
13. SUPPLEMENTARY NOTES						
14. ABSTRACT This project is inserted within the scope of the technology of morphing aircrafts. Specifically, the research team investigated, in a multidisciplinary framework, the design methodology of variable camber morphing wings based on the use of active materials, namely piezoelectric materials and shape memory alloys. The research work has been carried out in partnership with Prof. Daniel J. Inman, from the Department of Aerospace Engineering of the University of Michigan. After preliminary assessment of various innovative candidate morphing strategies, the research evolved to the concept of active meta-structures based on shape memory alloys and permanent magnets, which is currently in development in the context of a Ph.D. thesis jointly advised by Profs. Domingos A. Rade and Daniel J. Inman. The main accomplishments made are the following: 1. development of a methodology for the multidisciplinary design of variable camber morphing wings based on finite element simulations, encompassing the thermo-mechanical behavior of shape memory alloys and aerodynamic transient analysis. This methodology enables to evaluate the evolution of the aerodynamic forces and moment during the morphing transition. 2. conceptual design and tests of variable camber aerodynamic profiles combining shape memory alloy wires and permanent magnets to achieve multi-stable configuration for morphing purposes.						
15. SUBJECT TERMS Morphing wings, smart materials, adaptive aircraft, shape memory alloys						
16. SECURITY CLASSIFICATION OF:			17. LIMITATION OF ABSTRACT	18. NUMBER OF PAGES	19a. NAME OF RESPONSIBLE PERSON	
a. REPORT	b. ABSTRACT	c. THIS PAGE			19b. TELEPHONE NUMBER (Include area code)	

Standard Form 298 (Rev. 8/98)
Prescribed by ANSI Std. Z39.18
Adobe Professional 7.0

INSTRUCTIONS FOR COMPLETING SF 298

1. REPORT DATE. Full publication date, including day, month, if available. Must cite at least the year and be Year 2000 compliant, e.g. 30-06-1998; xx-06-1998; xx-xx-1998.

2. REPORT TYPE. State the type of report, such as final, technical, interim, memorandum, master's thesis, progress, quarterly, research, special, group study, etc.

3. DATES COVERED. Indicate the time during which the work was performed and the report was written, e.g., Jun 1997 - Jun 1998; 1-10 Jun 1996; May - Nov 1998; Nov 1998.

4. TITLE. Enter title and subtitle with volume number and part number, if applicable. On classified documents, enter the title classification in parentheses.

5a. CONTRACT NUMBER. Enter all contract numbers as they appear in the report, e.g. F33615-86-C-5169.

5b. GRANT NUMBER. Enter all grant numbers as they appear in the report, e.g. AFOSR-82-1234.

5c. PROGRAM ELEMENT NUMBER. Enter all program element numbers as they appear in the report, e.g. 61101A.

5d. PROJECT NUMBER. Enter all project numbers as they appear in the report, e.g. 1F665702D1257; ILIR.

5e. TASK NUMBER. Enter all task numbers as they appear in the report, e.g. 05; RF0330201; T4112.

5f. WORK UNIT NUMBER. Enter all work unit numbers as they appear in the report, e.g. 001; AFAPL30480105.

6. AUTHOR(S). Enter name(s) of person(s) responsible for writing the report, performing the research, or credited with the content of the report. The form of entry is the last name, first name, middle initial, and additional qualifiers separated by commas, e.g. Smith, Richard, J, Jr.

7. PERFORMING ORGANIZATION NAME(S) AND ADDRESS(ES). Self-explanatory.

8. PERFORMING ORGANIZATION REPORT NUMBER. Enter all unique alphanumeric report numbers assigned by the performing organization, e.g. BRL-1234; AFWL-TR-85-4017-Vol-21-PT-2.

9. SPONSORING/MONITORING AGENCY NAME(S) AND ADDRESS(ES). Enter the name and address of the organization(s) financially responsible for and monitoring the work.

10. SPONSOR/MONITOR'S ACRONYM(S). Enter, if available, e.g. BRL, ARDEC, NADC.

11. SPONSOR/MONITOR'S REPORT NUMBER(S). Enter report number as assigned by the sponsoring/monitoring agency, if available, e.g. BRL-TR-829; -215.

12. DISTRIBUTION/AVAILABILITY STATEMENT. Use agency-mandated availability statements to indicate the public availability or distribution limitations of the report. If additional limitations/ restrictions or special markings are indicated, follow agency authorization procedures, e.g. RD/FRD, PROPIN, ITAR, etc. Include copyright information.

13. SUPPLEMENTARY NOTES. Enter information not included elsewhere such as: prepared in cooperation with; translation of; report supersedes; old edition number, etc.

14. ABSTRACT. A brief (approximately 200 words) factual summary of the most significant information.

15. SUBJECT TERMS. Key words or phrases identifying major concepts in the report.

16. SECURITY CLASSIFICATION. Enter security classification in accordance with security classification regulations, e.g. U, C, S, etc. If this form contains classified information, stamp classification level on the top and bottom of this page.

17. LIMITATION OF ABSTRACT. This block must be completed to assign a distribution limitation to the abstract. Enter UU (Unclassified Unlimited) or SAR (Same as Report). An entry in this block is necessary if the abstract is to be limited.

FINAL REPORT TO AFOSR

Project title: Variable Camber Morphing Wings

Principal investigator

Prof. Domingos A. Rade
Formerly at the School of Mechanical Engineering of the Federal University of Uberlândia, Brazil,
Current affiliation:
Technological Institute of Aeronautics
Division of Mechanical Engineering
Praça Mal. Eduardo Gomes, nº 50.
12228-900 - São José dos Campos - SP
Tel.: +55 (12) 39 47 58 63
Cel.: +55 (12) 9 82 64 70 01
URL:<http://www.ita.br/~domingos>, <http://lattes.cnpq.br/3356131637634546>

Period of performance: 01 September 2012 to 30 November 2013

Award Number: FA9550-12-1-0447

1. ABSTRACT

This project is inserted within the scope of the technology of morphing aircrafts. The research team investigated, in a multidisciplinary framework, the design methodology of variable camber morphing wings based on the use of active materials, namely piezoelectric materials and shape memory alloys. The research work has been carried out in partnership with Prof. Daniel J. Inman, from the Department of Aerospace Engineering of the University of Michigan. After preliminary assessment of various innovative candidate morphing strategies, the research evolved to the concept of active meta-structures based on shape memory alloys, which is currently in development in the context of a Ph.D. thesis jointly advised by Profs. Domingos A. Rade and Daniel J. Inman.

The main accomplishments made are the following:

1. development of a methodology for the multidisciplinary design of variable camber morphing wings based on finite element simulations, encompassing the modeling of the thermo-mechanical behavior of shape memory alloys and aerodynamic transient analysis. This methodology enables to evaluate the evolution of the aerodynamic forces and moment during the morphing transition.
2. conceptual design and tests of variable camber aerodynamic profiles combining shape memory alloy wires and permanent magnets to achieve multi-stable configuration for morphing purposes.

In the sequence, the research methodology and obtained results are presented and discussed.

2. OBJECTIVES

The main objective of the original proposal remained unchanged, consisting in the investigation of innovative contributions to the technology of morphing aircrafts, exploring smart materials, aiming at achieving more efficient morphing capability in terms of control authority and energy consumption.

Other specific objectives established for the project are:

- The acquisition, production and diffusion of knowledge on a theme that holds great scientific and technological innovation potentials;
- The strengthening of the scientific cooperation between Brazilian and American research teams;
- The production of high-impact publications.

RESEARCH TEAM

The research team is composed by the members listed below. As can be seen, the team is composed by researchers of various academic levels, ranging from undergraduate students to professors.

Name	Position*
Domingos Alves Rade	Professor, PI
Francisco José de Souza	Associate Professor, Co-PI
William Mota Balduino	M.Sc., Researcher
Thiago de Paula Sales	M.Sc., Doctorate Student
Leonardo Sanches	Ph.D., Post-Doctoral Researcher
Vergílio Torezan Silingardi Del Claro	Undergraduate Student
Luigi Albieri Antonialli	Undergraduate Student
Bruno Barcelo	Undergraduate Student
Alexandre Felipe Medina Corrêa	Undergraduate Student

3. PROJECT ACTIVITIES AND RESULTS

The research activities have been conducted with some modifications with respect to the original proposal, according to the following steps:

Literature review

A comprehensive literature review was carried out to characterize the state-of-the-art related to the morphing aircraft technology and smart structures. Emphasis has been put on the following aspects: i) strategies employed for adaptive structural systems, their advantages and disadvantages; ii) multidisciplinary numerical modeling techniques and experimental methodologies needed for the design and assessment of the performance of morphing wings. The literature review was accomplished by the study of a large number of conference and journal papers, and technical reports by the members.

Study mission at the University of Michigan

Four members of the research team of this project have made a study mission in the USA : Prof. Domingos Alves Rade, Dr. Francisco José de Souza, Mr. Willian Mota Balduino, and Mr. Thiago de Paula Sales. Professor Valder Steffen Jr., a faculty of the School of Mechanical Engineering of the Federal University of Uberlândia, has joined the group in this study mission, but his travel has not been funded by AFOSR.

The study mission has comprised the visit to three research groups from three American Universities, which develop research devoted to morphing aircraft, namely:

- University of Michigan at Ann Arbor, MI (April 28 and 29, 2013). The team was received by Prof. Daniel J. Inman, Dean of Department of the Aerospace Engineering, as well as by Prof. Carlos Cesnik. Meetings have been arranged with Amy Conger and Alec D. Galimore, who were, at the time of the visit, Director of international programs of the College of Engineering, and Associate Dean for research and graduate education, respectively. The facilities of the College of Engineering of the University of Michigan were visited by group. Lectures were given by Prof. Domingos A. Rade, Prof. Valder Steffen Jr., and Dr. Francisco José de Souza to the professors that welcomed the team, so that common research interests could be better established;
- Virginia Polytechnic Institute and State University at Blacksburg, VA (May 1, 2013). The team was received by Prof. Pablo A. Tarazaga. Formal meetings took place with the Head of Department of Mechanical Engineering, Prof. Robert G. Parker, as well as with Prof. Glenda R. Scales, the Associate Dean for International Programs and Information Technology by the time of the visit. Several laboratories have been visited, including the Center for Intelligent Material Systems and Structures (CIMMS). Lectures were given by Prof. Domingos A. Rade, Prof. Valder Steffen Jr., and Dr. Francisco José de Souza during the visit;

- Florida State University and the Florida A&M University, at Tallahassee, FL (May 3, 2013). The welcoming team of the FCAAP comprised Prof. Rajan Kumar, Prof. Kunihiko Taira, Prof. Chian Shih, Prof. Bruce R. Locke, and Prof. William S. Oates. Professors of the visiting group and from FCAAP have shared their common interests through lectures, as well as during the walk through some of the research laboratories belonging to the FCAAP.

As an immediate outcome of the visit, it was agreed that one of the members of the visiting group, Thiago de Paula Sales, who is advised by Prof. Domingos A. Rade, will perform a research exchange program at the University of Michigan at Ann Arbor. Starting from January 2015, he will do part of his PhD studies for a period of 12 months under the co-supervision of Prof. Daniel J. Inman. At the time this report is written, Mr. Thiago is in the course of his exchange program, funded by the Brazilian Science without Borders Program.

Computer simulation of variable camber morphing wing

During this stage, the team got acquainted with computational software for the multidisciplinary modeling adaptive airfoils. Finite element software ANSYS®, which was made available by the Federal University of Uberlândia, was chosen as the main aerodynamic and structural modeling. Specifically, modules of the ANSYS® 15.0 suite Fluent®, which is a Computational Fluid Dynamics solver that incorporates several turbulence models, ANSYS Mechanical® and ANSYS Mechanical APDL®, have been used for computer simulations. Moreover, the ANSYS Workbench® interface has also proven useful.

The primary goal of this research step was the development of a methodology for the two-dimensional transient aerodynamic modeling of variable camber airfoil, which enabled to evaluate the evolution of aerodynamic forces and moments during a prescribed shape transition.

The above-mentioned software enables the creation of User Defined Functions (UDFs), which are computer codes written in #C language, to perform various user-defined tasks. One of the features that can be implemented is related to mesh adaptation as required through the code. Thus, a routine based on UDFs could be put forward to simulate transient phenomena related to adaptive, shape changing airfoils. First, a mesh must be generated for the initial geometry for the problem. This is the only mesh that needs to be input to the software. It can be of any type (hexagonal, tetragonal, etc.) and generated through any mesh generation software as long as its format is adequately recognized by the solver. Next, the written UDFs need to be compiled by the ANSYS Fluent® software, a procedure that may entail certain difficulties depending on the operational system and the lack of certain functions needed by the compiler in the default root of the system. As to the UDF #C code, it can be developed by making advantage of macros listed in the ANSYS Fluent®

documentation manual. More specifically, the UDFs used for the simulation of adaptive geometry should adopt macros that define a dynamic mesh, i.e., a mesh that can change throughout time integration of field variables. The most general approach considers grid motion, in which the position occupied by each node of the mesh (or of a region of it) is user-specified.

Results of two simulations are shown here. In the first, a NACA 0012 airfoil has its shape completely changed to that of a Selig 1223 airfoil. Both profiles are shown in Fig. 1. In the second, a NACA 0012 airfoil has its trailing edge rotated about the 80% chord position by 20 degrees downwards. Both simulations are two-dimensional, with a Reynolds number of 10^5 based on the far-field speed, and on a chord length of 1 m. The initial mesh is a hexa C-grid that was created using ANSYS ICEM CFD[®]; it is fine enough to capture boundary layer effects and thus better predict aerodynamic forces. The fluid is air, and the $k-\omega$ SST turbulence model is adopted.

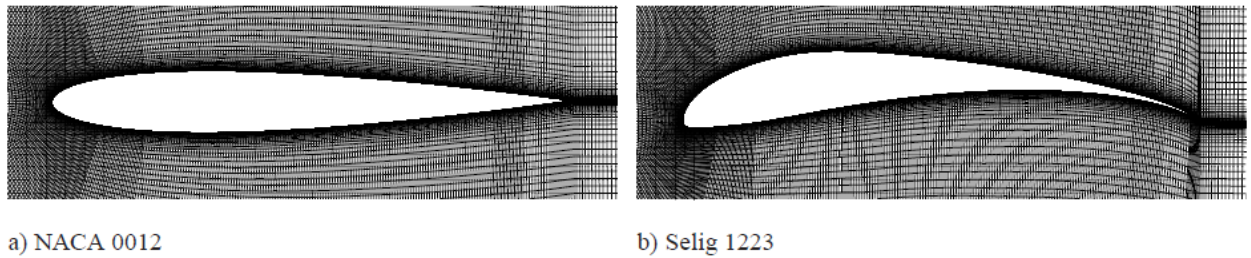


Figure 1 – Illustration of two airfoils adopted from shape transition simulations

The positions of the nodes that form the airfoil surface are the only ones that are updated through UDFs. The remaining nodes of the mesh are automatically moved as the airfoil surface changes its form according to internal algorithms of the ANSYS Fluent[®] software. These can be chosen by the user, and, for the simulations considered, one has adopted diffusion-based smoothing, a technique that can maintain the mesh geometry unchanged within boundary layer regions (thus rendering better quality results).

To update the airfoil surface nodes, a time interpolation scheme is needed, as only initial and final geometry is known (specified). This is not a UDF restriction, but rather an example-related issue. If experimental data were available, these could be directly used to specify node positions at all times. It is assumed that:

$$\begin{aligned}x(t) &= x_i + (x_f - x_i)\mathcal{J}(t); \\y(t) &= y_i + (y_f - y_i)\mathcal{J}(t),\end{aligned}$$

where t is time, (x_i, y_i) , (x_f, y_f) , and (x, y) denote the initial, the final, and the time-dependent node positions, and $\mathcal{J}(t)$ is the interpolation function that must be null before the initial time for

shape changing, t_i , and unity after the final time for shape changing, t_f . Example of interpolation functions are:

$$\mathcal{J}_{\text{linear}}(\tau) = \tau;$$

$$\mathcal{J}_{\text{harmonic}}(\tau) = \tau - \frac{1}{2\pi} \sin(2\pi\tau);$$

$$\mathcal{J}_{\text{polynomial}}(\tau) = 35\tau^4 - 84\tau^5 + 70\tau^6 - 20\tau^7,$$

where $\tau = (t - t_i) / (t_f - t_i)$. These expressions are valid for $0 \leq \tau \leq 1$; for $\tau < 0$, $\mathcal{J} = 0$, and for $\tau > 1$, $\mathcal{J} = 1$. Plots of the different interpolation functions are depicted in Fig. 2.

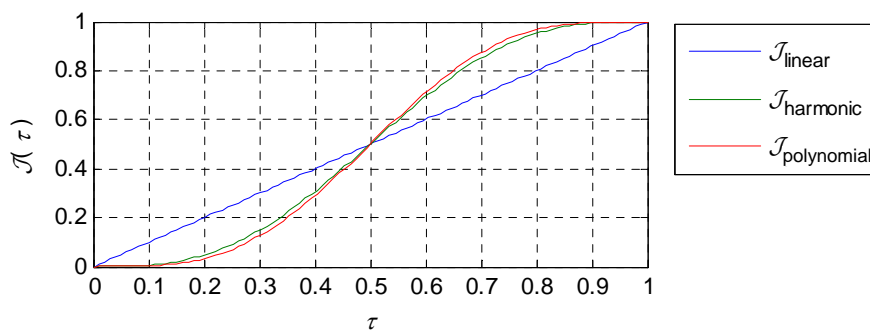


Figure 2 - Interpolation functions used to prescribe the motion of an adaptive airfoil.

The results shown in Figs. 4 and 5 show the transient nature of lift and drag coefficients (C_l and C_d , respectively) of both considered adaptive airfoils. Numerical integration was made with an implicit, second-order scheme. The responses were observed for a relatively long time period to assure steady state equilibrium after geometric modification.

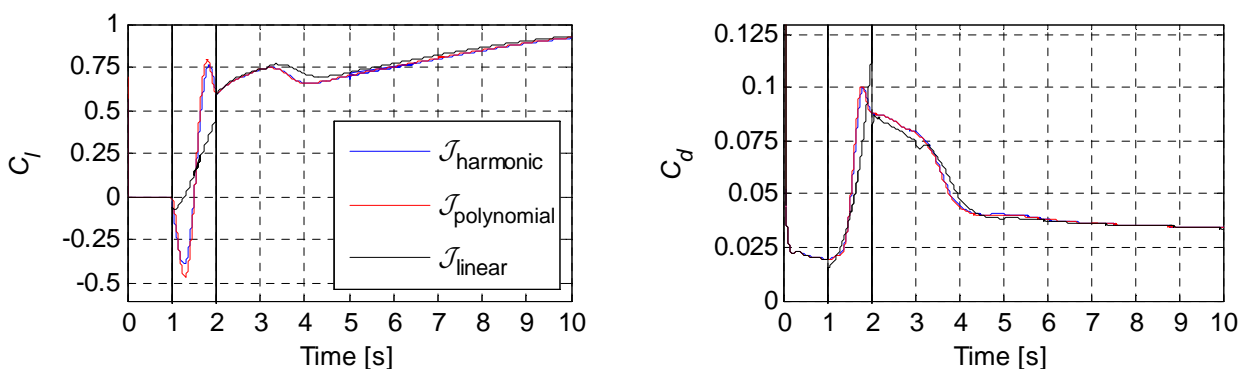


Figure 3 - Simulation results for a NACA0012 airfoil evolving to a Selig 1223 airfoil considering different interpolation functions.

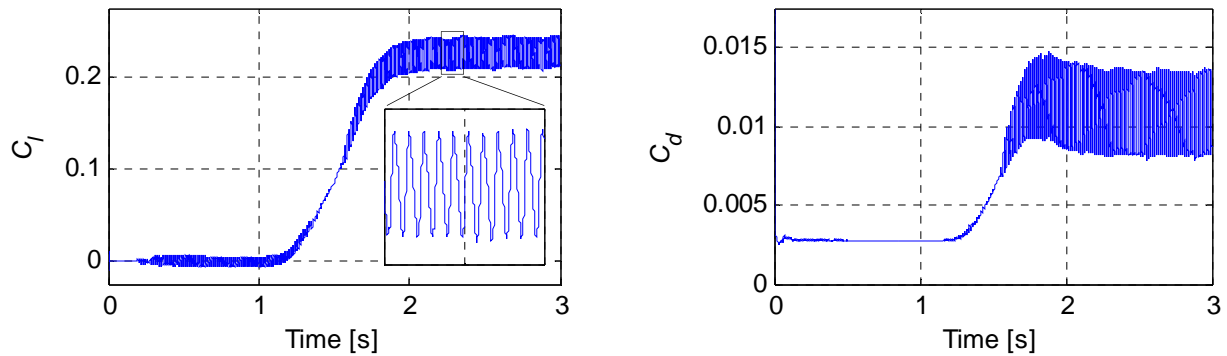


Figure 4 - Simulation results for a NACA0012 that has its trailing edge rotated by the 80% chord location, by 20 degrees downwards, using polynomial interpolation.

As one can see, these results show that the achievement of steady state response depends on the adaptive airfoil shape change. When geometrical changes are relatively mild, as when the trailing edge of the NACA 0012 is simply rotated downwards, the lift coefficient curve follows the interpolation function behavior. However, when strong shape changes take place, as in the case in which one departs from a NACA 0012 to a Selig 1223, the lift coefficient curve displays a more complex pattern, leading to a long time period before the settlement of steady state conditions. This observation correlates to the development of a leading edge bubble in the intrados of the Selig 1223 profile, which propagates down to the trailing edge, giving rise to a decrease in the lift coefficient value after geometric shape changes have ceased. Hence, one can see that direct interpolation of aerodynamic data for airfoils, or use of steady state data to model transient behavior might fail. Caution should be taken not only when intense shape changes are observed, but also for scenarios in which pressure gradients assume large values. (In this regard, it should be finally said that such transient effect owned to pressure gradients might be shaped to give superior performance of airfoils, through constant shape modification that enables controlled separation of bubbles in the extrados and in the intrados surfaces – thus producing a net upward lift).

Another interesting feature that comes with the results shown is that too drastic shape changes such as that obtained with linear interpolation may be problematic. If the responses plots are truthful, as indicated by proper convergence of residues, impact forces would be directed to the structure of the adaptive airfoil. This phenomenon could lead to potential problems for the flight control subsystem of an actual aircraft, as well as to a possible weight penalty due to structural reinforcements. Thus, by the presented results, actuation for morphing airfoils should be as smooth as possible. Nevertheless, further assessment is still to be made regarding this conclusion as the resulting discontinuities in the C_l and C_d curves might be owned to internal algorithms adopted in the ANSYS Fluent® software.

Figure 5 shows graphically a typical time evolution of the velocity fields around the shape morphing airfoil.

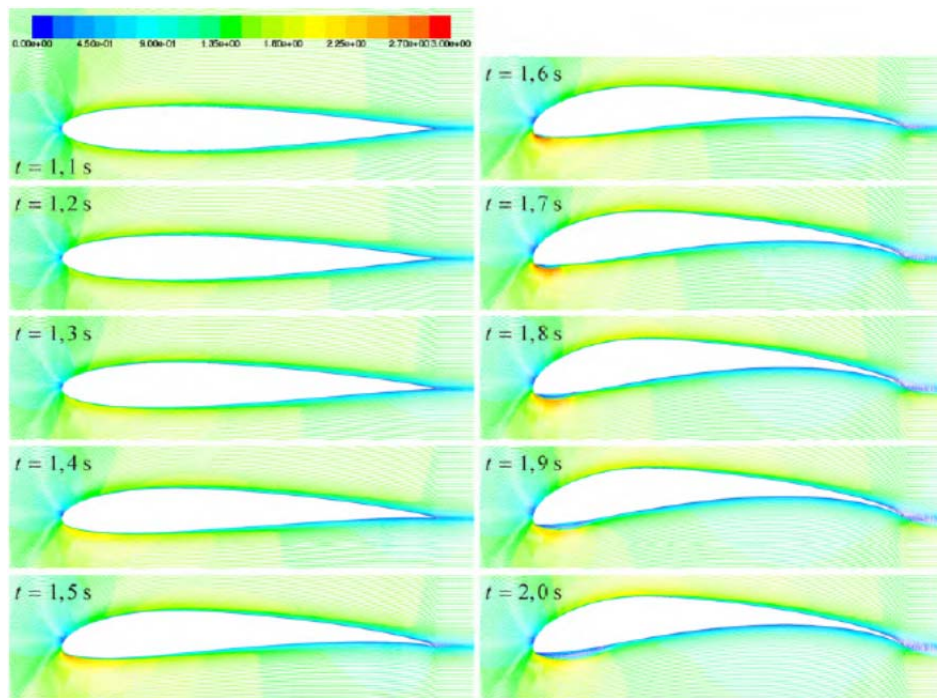


Figure 6 – Example of the time evolution of the velocity field around a shape morphing airfoil.

Construction of prototypes and wind tunnel tests.

In partnership with the research group lead by Prof. Carlos J. de Araújo, from the Federal University of Campina Grande, Brazil, wind tunnel experiments were carried out on prototypes of a morphing wing, whose articulated ribs could have their camber changed by the activation of shape memory springs (Fig. 7).

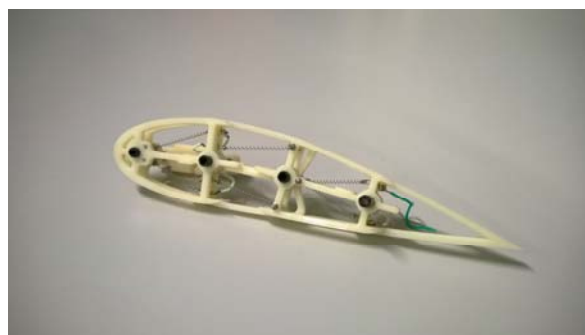


Figure 7 – Articulated wing rib actuated by shape memory springs.

The tests were performed at the Aeroelasticity Laboratory of the School of Mechanical Engineering of the Federal University of Uberlândia.

The main goal of the experiment was to assess the performance of the proposed concept in terms of the time necessary for transitioning under actual aerodynamic loads. Images shown in Fig. 8 were captured during the wind tunnel tests, which have validated the concept but showed that, as expected, the SMA actuator have a limited to counteract the aerodynamic forces that arise for higher flow speeds.

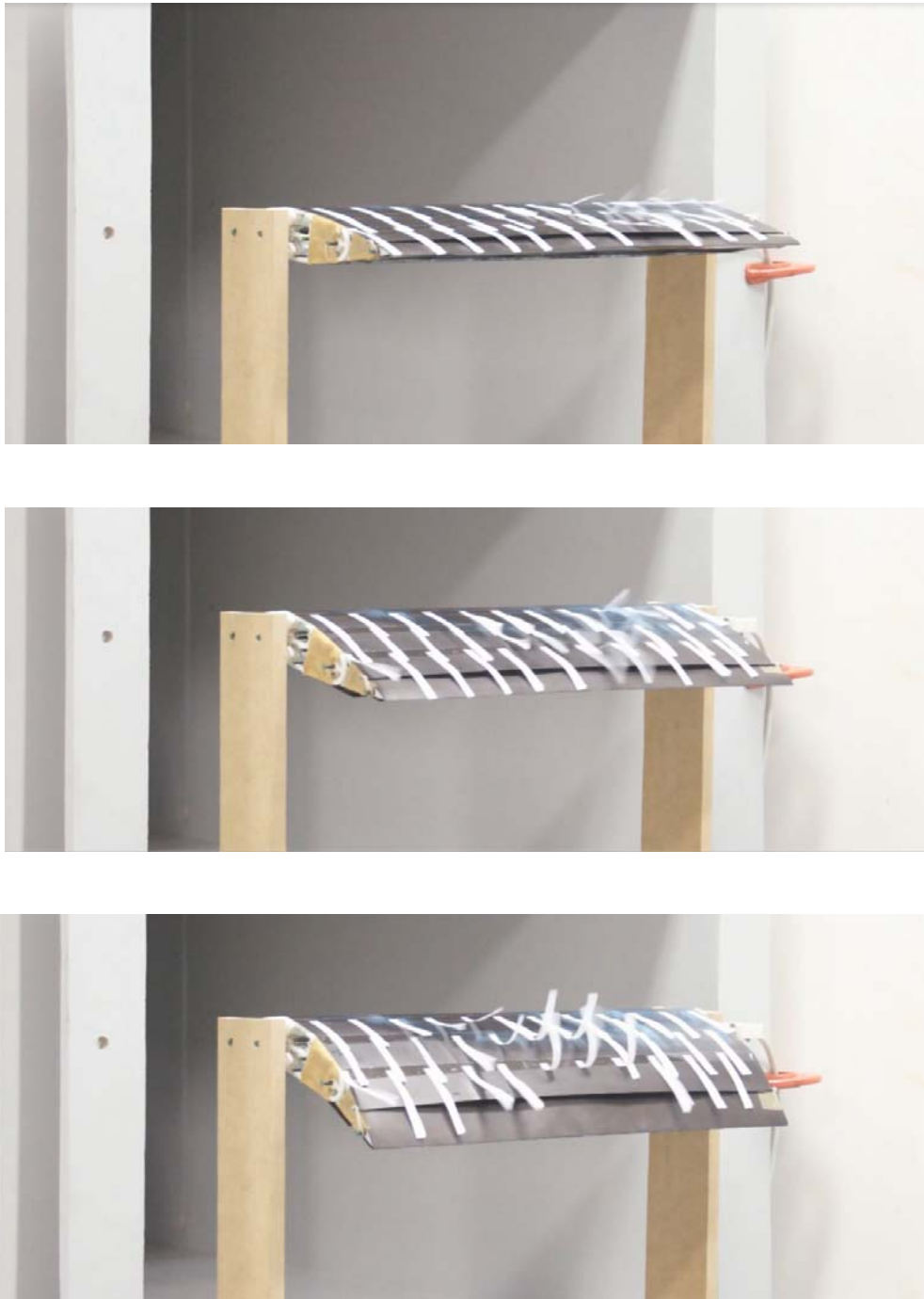


Figure 8 – Images captured during wind tunnel testing of a SMA-based morphing wing.

A second group of prototypes has been developed at the Federal University of Uberlândia as part of Mr. Thiago de Paula Sales's Ph.D. thesis, who spend one year at the Aerospace Engineering Department of the University of Michigan, as a research exchange visitor, under the supervision of Dr. Daniel Inman.

These prototypes have been developed based on the idea of combining the concept of meta-structures with shape memory alloys and permanent magnets to achieve multiple stability of morphing airfoils. Illustrations of these prototypes are provided in Figs. 9 and 10.

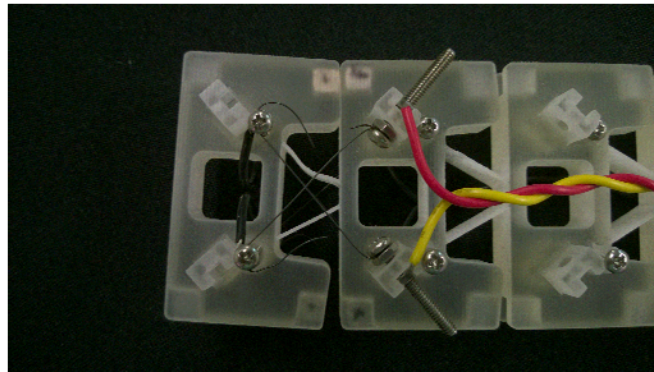


Fig. 9 – Prototype exploring the concepts of meta-structures whose unit-cells are driven by SMA wires and permanent magnets.

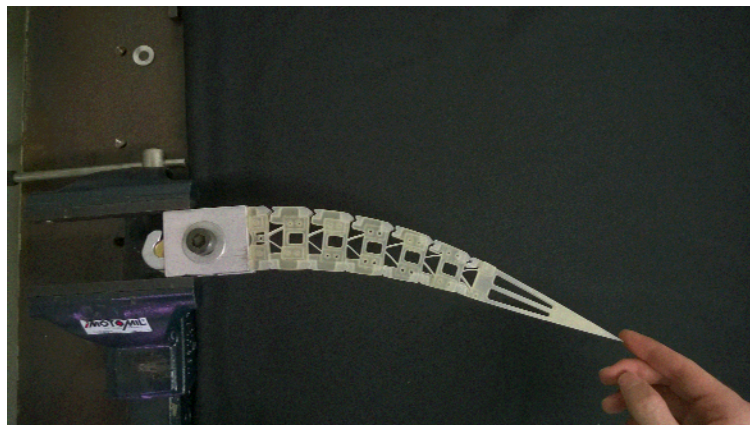


Fig. 9 – Prototype exploring the concepts of meta-structures whose unit-cells are driven by SMA wires and permanent magnets applied to a morphing airfoil.

PUBLICATIONS

Up to now, the following papers have been published (the full-length papers are provided in the Appendix) of this report.

- Sales, T.P., Del Claro, V.T.S., Souza, F.J., Rade, D.A., INVESTIGAÇÃO COMPUTACIONAL DE CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS TRANSIENTES DE AEROFÓLIOS ADAPTATIVOS (COMPUTATIONAL INVESTIGATION OF THE AERODYNAMIC TRANSIENT CHARACTERISTICS OF MORPHING AIRFOILS). Proceedings of the Brazilian Congress of Mechanical Engineering - CONEM 2014, Uberlândia, Brazil, 2014.
- Sales, T.P., Del Claro, V.T.S., Souza, F.J., Rade, D.A., STUDY OF THE FLOW OVER AN OSCILLATING NACA0012 AIRFOIL. Proceedings of the Brazilian Congress of Mechanical Engineering - CONEM 2014, Uberlândia, Brazil, 2014.
- Sales, T.P., Del Claro, V.T.S., Souza, F.J., Rade, D.A., UMA REVISÃO SOBRE A TECNOLOGIA DE AERONAVES DE GEOMETRIA ADAPTATIVA (A REVIEW ABOUT THE MORPHING WING TECHNOLOGY). Proceedings of POSMEC 2013, Uberlândia, Brazil, 2013.

FINAL REMARKS

The research team evaluates that the goals originally established for the project have been satisfactorily attained. Indeed, the phase funded by AFOSR has enabled the Brazilian research group to get acquainted with advanced aspects of the morphing wing technology and develop the basic modeling and experimental procedures. More importantly, it paved the way for a far-reaching research, which includes the development of a Ph.D. thesis co-advised by profs. D.A. Rade and D.J. Inman. From this thesis, relevant scientific achievements and publications are expected to come.

ACKNOWLEDGMENTS

The members of the research team express their gratitude to AFOSR for the funding which enabled the activities reported herein. The helpful guidance of Dr. Brett Pokines during all the phases of the project is greatly appreciated.

APPENDIX A

ARCHIVAL PUBLICATIONS

INVESTIGAÇÃO COMPUTACIONAL DE CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS TRANSIENTES DE AEROFÓLIOS ADAPTATIVOS

Thiago de Paula Sales, thiago@doutorado.ufu.br¹

Vergílio Torezan Silingardi Del Claro, vergiliotorezan@gmail.com¹

Francisco José de Souza, fjsouza@mecanica.ufu.br¹

Domingos Alves Rade, domingos@ufu.br¹

¹ Universidade Federal de Uberlândia, Faculdade de Engenharia Mecânica, Campus Santa Mônica, Av. João Naves de Ávila 2121, Bloco 1M, 38400-902, Uberlândia, Minas Gerais, Brasil

Resumo: Aeronaves adaptativas têm recebido grande atenção da comunidade internacional pelos benefícios que podem propiciar. Pode-se citar como exemplo a possibilidade de redução no consumo de combustível, devido a um melhor desempenho aerodinâmico da aeronave em seu envelope de voo. Apesar de vários estudos terem considerado o projeto de aeronaves adaptativas, levando a subsequente fabricação e realização de ensaios, poucas investigações preocupam-se com a análise do período transiente no qual ocorre reconfiguração geométrica da aeronave. Neste trabalho são apresentadas as características aerodinâmicas (coeficientes de sustentação, arrasto e momento) relacionadas a um aerofólio adaptativo. O mesmo assume como forma inicial o perfil NACA 0012, e evolui para o perfil Selig 1223. Para tanto, simulações bidimensionais do escoamento ao redor do aerofólio são realizadas com auxílio do software ANSYS Fluent® 15.0. Uma metodologia de parametrização espacial de aerofólios é apresentada e utilizada para implementação das mudanças geométricas envolvidas. Os resultados obtidos são comparados com outros oriundos de simulações que consideram regime permanente. Os mesmos permitem evidenciar que a forma com que se dá a alteração geométrica do aerofólio adaptativo impacta diretamente sobre os coeficientes aerodinâmicos computados, podendo acarretar discontinuidades, e eventuais problemas para o subsistema de controle de uma aeronave.

Palavras-chave: Aeronaves Adaptativas, Fluidodinâmica Computacional.

1. INTRODUÇÃO

Aeronaves adaptativas, ou *morphing aircraft*, em inglês, são caracterizadas por alterações controladas de geometria. Tais alterações são de grande amplitude, ou localizadas e suaves, e portanto se diferenciam dos dispositivos atualmente empregados com fins de hiper-sustentação e de controle de aeronaves. O interesse em seu estudo, que teve início há mais de três décadas (e.g. Gilbert, 1981), é atribuído: a possíveis ganhos em desempenho, o que pode acarretar menores impactos ambientais e redução de custos operacionais; e também à possibilidade de concepção de aeronaves capazes de atender a vários propósitos, sobretudo com requisitos conflitantes (Bolonkin e Gilyard, 1999; Weisshaar, 2013). Para tanto, as ditas aeronaves adaptativas geralmente consideram alterações no enflechamento, na envergadura, na torção e no diedro de suas asas, e/ou manipulações no arqueamento, na espessura e na corda de seções que a compõem.

Uma variedade de artigos científicos e teses já se encontra disponível na literatura sobre o tema (Sofla *et al.*, 2010; Barbarino *et al.*, 2011; Valasek, 2012). Grandes projetos de pesquisa também já foram concluídos (Wlezien *et al.*, 1998; McGowan *et al.*, 2002). Atualmente, grandes empresas também têm investido esforços para implementação de tecnologias adaptativas, no sentido descrito anteriormente, visando aumento da eficiência energética de aeronaves (Butterworth-Hayes, 2014).

Como resultado do esforço, algumas aeronaves adaptativas já foram projetadas, construídas e testadas em túneis de vento e em voo – ainda que se tratem, em sua maioria, de provas de conceito, e sejam de pequena escala (Barbarino *et al.*, 2011; Gomez e Garcia, 2011). Apesar do sucesso de trabalhos já feitos, o comportamento transiente de aeronaves adaptativas é relativamente pouco estudado e compreendido. O projeto geralmente desconsidera efeitos transientes sobre o desempenho da aeronave. Também se costuma assumir uma mudança de forma suave entre diferentes configurações, o que permite interpolação para os coeficientes adimensionais de sustentação e de arrasto, por exemplo. Todavia, alterações podem acontecer num curto intervalo de tempo em aviões de combate, por exemplo. Nestes casos, condições desfavoráveis podem resultar, provocando prejuízos ao sistema de controle da aeronave, mesmo que momentâneos.

Neste sentido, no presente trabalho os autores investigam o comportamento transiente de aerofólios adaptativos. Para tanto, simulações fluidodinâmicas computacionais bidimensionais são consideradas para cálculo dos coeficientes de sustentação, de arrasto e de momento de arfagem do perfil analisado. Considera-se um aerofólio NACA 0012 que evolui para

um aerofólio Selig 1223, como descrito mais a frente.

Para facilitar a realização das simulações, uma metodologia de parametrização espacial de aerofólios foi utilizada para representação do perfil adaptativo; uma breve descrição da abordagem considerada é apresentada na Seção 2. Na Seção 3 são fornecidos detalhes das simulações numéricas conduzidas, são apresentados os resultados obtidos, e realizadas as análises pertinentes. Por fim, conclusões são apresentadas na Seção 4.

2. PARAMETRIZAÇÃO ESPACIAL DE AEROFÓLIOS

Para realização das simulações fluidodinâmicas transientes, uma única malha estruturada foi concebida para a situação inicial do problema. O software computacional utilizado (ANSYS Fluent®, versão 15.0) foi o responsável por promover as alterações geométricas relacionadas ao aerofólio adaptativo. O mesmo dispõe da ferramenta de malha dinâmica, que automaticamente permite suavização (*smoothing*) ou remalhagem (*remeshing*) de zonas especificadas pelo usuário. Para tanto, uma *User Defined Function* (UDF) – um código personalizado em linguagem C – deve ser implementada, para que o software realize o desejado pelo usuário. Mais a respeito deste procedimento será relatado na Seção 3.

Com respeito à UDF, ela é a responsável por especificar o movimento do aerofólio adaptativo – nó por nó. Assim, um esquema de parametrização espacial foi utilizado para representação do aerofólio adaptativo, buscando eliminar complicações relacionadas à alteração de malha devidas a problemas de convergência, por exemplo. Desta forma, a UDF implementada torna-se independente das posições ocupadas pelos nós que compõem a superfície do aerofólio considerado. Outra vantagem da abordagem considerada é permitir a otimização da forma assumida por aerofólios (Lane, 2010).

A estratégia adotada neste trabalho foi proposta por Kulfan e Bussoletti (2006). A representação matemática utilizada é a seguinte:

$$\zeta = \psi^{N_1} (1 - \psi)^{N_2} \sum_{i=0}^n \frac{n!}{i!(n-i)!} \psi^i (1 - \psi)^{n-i} A_i + \psi \Delta \xi, \quad (1)$$

onde $\zeta = z/c$ e $\psi = x/c$, sendo c a corda. O par (x, z) denota um ponto do aerofólio. Ainda, N_1 e N_2 são constantes que modificam a forma da função dada na Eq. (1), e $\Delta \xi = z_{TE}/c$, sendo z_{TE} a coordenada do aerofólio em seu bordo de fuga, quando $\psi = 1$. Para aerofólios com bordo de ataque arredondado e bordo de fuga pontiagudo, $N_1 = 0,5$ e $N_2 = 1$. Valores associados a outras formas geométricas para N_1 e N_2 podem ser encontrados na literatura (Kulfan, 2007, 2008). Quanto aos coeficientes A_i , são os responsáveis por dar a forma particular associada a um aerofólio específico. É importante salientar que a Eq. (1) deve ser aplicada às superfícies inferior e superior de um aerofólio de forma independente.

Para determinação dos valores de A_i , supõe-se a existência de um conjunto de pontos (ψ_j, ζ_j) , $j = 1, \dots, N > n + 1$, que descrevem a geometria do aerofólio de interesse. Um procedimento de ajuste via mínimos quadrados é então considerado. Assim, os coeficientes A_i constituem a solução do sistema linear seguinte:

$$(\mathbf{S}^T \mathbf{S}) \mathbf{A} = \mathbf{S}^T (\boldsymbol{\zeta} - \boldsymbol{\psi} \Delta \xi), \quad (2)$$

onde:

$$\mathbf{A} = [A_0 \quad \dots \quad A_n]^T; \quad (3)$$

$$S_{j,i+1} = [\psi_j^{N_1} (1 - \psi_j)^{N_2}] \frac{n!}{i!(n-i)!} \psi_j^i (1 - \psi_j)^{n-i}; \quad (4)$$

$$\boldsymbol{\zeta} = [\zeta_1 \quad \dots \quad \zeta_N]^T; \quad (5)$$

$$\boldsymbol{\psi} = [\psi_1 \quad \dots \quad \psi_N]^T. \quad (6)$$

Para as parametrizações conduzidas neste trabalho, tomou-se $n = 20$, com base num estudo de convergência do erro médio quadrático. Ceze *et al.* (2009) alertam que valores muito grandes de n tornam o sistema linear dado na Eq. (2) mal condicionado.

Quanto aos pontos (ψ_j, ζ_j) , foram obtidos da base de dados da University of Illinois at Urbana-Champaign para os aerofólios de interesse (NACA 0012 e Selig 1223). Para aumentar o número de pontos à disposição, um procedimento de interpolação, baseado em polinômios de Hermite cúbicos (PCHIP – *Piecewise cubic Hermite interpolation*), foi também considerado. A vantagem do método de parametrização adotado com respeito a este procedimento é que se tem à disposição expressões analíticas para as curvas que compõem um dado perfil, válidas ao longo de toda sua corda.

3. SIMULAÇÕES NUMÉRICAS

Nesta Seção, detalhes são dados sobre o cenário assumido para simulações numéricas e sobre os métodos utilizados. Embora o foco principal do trabalho envolva as características aerodinâmicas transientes de aerofólios adaptativos, algumas simulações fluidodinâmicas em regime permanente também foram conduzidas.

O software ANSYS Fluent® versão 15.0 foi aquele escolhido para condução das análises apresentadas a seguir. O modelo de turbulência empregado foi o SST (*Shear-Stress Transport*) $k - \omega$, que combina a formulação padrão do modelo

$k - \omega$ para regiões próximas a paredes, onde desempenha de maneira robusta e correta, com o modelo $k - \epsilon$ para regiões de escoamento livre (Menter, 1994). O modelo também considera efeitos importantes relacionados ao transporte da tensão de cisalhamento turbulenta $\tau := -\rho \overline{u'v'}$, o que melhora seu desempenho quando da presença de gradientes adversos de pressão no escoamento.

O valor de 10^{-8} foi assumido para verificação da convergência dos resíduos relacionados às equações que modelam o escoamento. O método de solução acoplado disponibilizado pelo software ANSYS Fluent® foi o escolhido para lidar com o acoplamento pressão-velocidade das equações de Navier-Stokes, por propiciar melhores taxas de convergência. Foi assumida a hipótese de incompressibilidade. Gradientes de pressão foram interpolados com um método de segunda ordem. As discretizações para os gradientes de velocidade e das variáveis do modelo de turbulência foram computadas com o método MUSCL (*Monotone Upstream-Centered Schemes for Conservation Laws*). O cálculo de gradientes no centro de células foi realizado com um método de mínimos quadrados. Quanto ao número máximo de iterações consideradas para convergência da solução, este foi tomado igual a 250 por passo de tempo nas simulações transientes. Em regime permanente, foram realizados cálculos até convergência dos valores observados para os coeficientes de sustentação, de arrasto e de momento de arfagem.

Ainda, as simulações foram conduzidas num domínio bidimensional. A corda dos aerofólios considerados foi sempre tomada igual a 1 m, e o ângulo de ataque mantido com o valor de 0° . O fluido considerado é ar, com $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ e $\mu = 1,7894 \times 10^{-5} \text{ kg/(m}\cdot\text{s)}$. Detalhes sobre condições de contorno são fornecidos na Subseção 3.2.

3.1. Funções de Interpolação Assumidas para Evolução da Geometria do Aerofólio Adaptativo

Para promover a alteração geométrica do aerofólio adaptativo quando da simulação fluidodinâmica transiente, foram assumidas evoluções de três naturezas distintas. Essas puderam ser especificadas por meio de uma função de interpolação $i(t)$, a partir da qual a geometria do perfil estudado pode ser estabelecida para qualquer instante de tempo, por meio da equação seguinte:

$$\zeta(\psi, t) = \zeta_N(\psi) i(t) + \zeta_S(\psi) [1 - i(t)], \quad (7)$$

onde $\zeta_N(\psi)$ e $\zeta_S(\psi)$ indicam as coordenadas associadas aos perfis NACA 0012 e Selig 1223, respectivamente.

O uso da Eq. (7) assume que a corda do aerofólio não se altera com o tempo. Além do mais, algumas condições devem ser respeitadas pela função de interpolação, sejam elas: (i) que $i(t) = 0$ para $t \leq t_i$; e (ii) que $i(t) = 1$ para $t \geq t_f$, onde t_i e t_f representam os instantes de início e de fim de alteração geométrica do aerofólio adaptativo.

As expressões das funções de interpolação assumidas neste estudo, para $t_i \leq t \leq t_f$, são fornecidas a seguir:

$$i_{\text{linear}} = \frac{t - t_i}{t_f - t_i}; \quad (8)$$

$$i_{\text{harmônica}} = \frac{t - t_i}{t_f - t_i} - \frac{1}{2\pi} \text{sen} \left(2\pi \frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right); \quad (9)$$

$$i_{\text{polinomial}} = 35 \left(\frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right)^4 - 84 \left(\frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right)^5 + 70 \left(\frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right)^6 - 20 \left(\frac{t - t_i}{t_f - t_i} \right)^7. \quad (10)$$

A Fig. 1 ilustra o comportamento de cada uma das anteriores no intervalo $t_i \leq t \leq t_f$, enquanto a Fig. 2 mostra a evolução do contorno do aerofólio para o caso em que interpolação linear é considerada. Cabe destacar que, enquanto a função de interpolação linear apresenta derivada primeira descontínua para $t = t_i$ e $t = t_f$, as funções harmônicas e polinomial são mais suaves, utilizadas inclusive para o desenvolvimento de sistemas de cames (Waldron e Kinzel, 1999). A função de interpolação harmônica apresenta derivada de terceira ordem com descontinuidade em $t = t_i$ e $t = t_f$, e aquela polinomial tem derivada de ordem quatro descontínua.

As diferenças quanto à continuidade de derivadas é o que motivou a adoção das diferentes funções de interpolação apresentadas anteriormente. A aplicação brusca de esforços pode acarretar vibrações e oscilações transientes na superfície

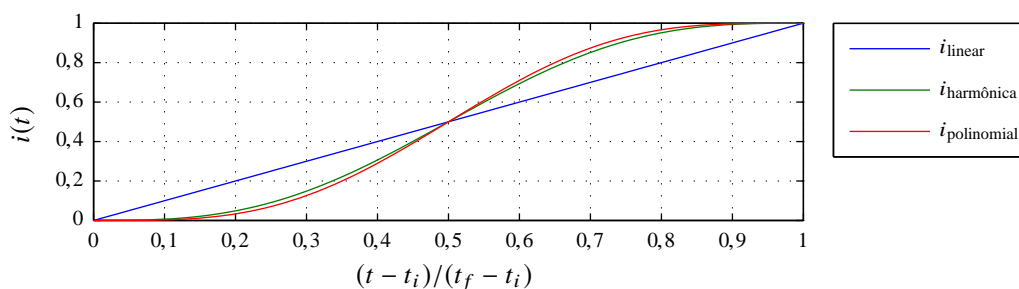


Figura 1. Comportamento das funções de interpolação consideradas.

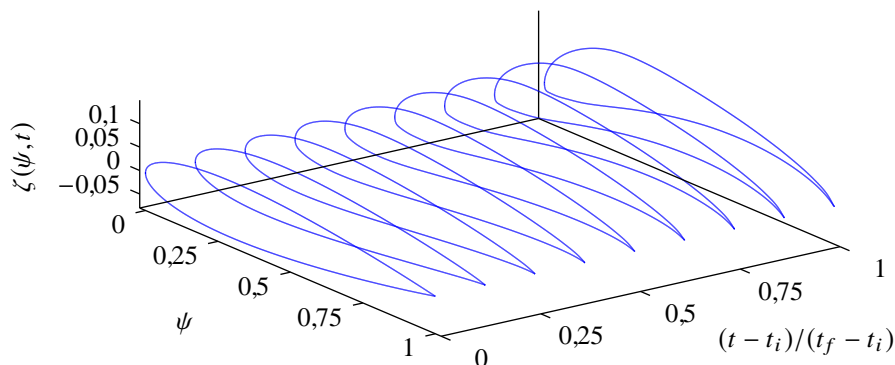


Figura 2. Evolução do aerofólio adaptativo considerando interpolação linear.

do aerofólio num caso prático. Assim, mesmo após o período de alteração geométrica do aerofólio, podem resultar flutuações nos coeficientes de sustentação, de arrasto e de momento de arfagem. Como consequência, um sistema de atuação mais robusto seria desejado, com vistas a suplantarem eventuais complicações introduzidas durante etapa de modificação de forma. Como se comprovará com a apresentação dos resultados, pode ser desejável a adoção de uma estratégia específica para aplicação dos esforços de atuação à estrutura de um dado aerofólio adaptativo, para melhora de suas características transientes.

3.2. Geração de Malhas e Condições de Contorno

As malhas consideradas neste estudo foram obtidas com uso do software ANSYS ICEM CFD[®] versão 15.0. Devido às análises de regime permanente conduzidas, nove malhas distintas foram produzidas. Todas contam com aproximadamente o mesmo número de células e de nós, por volta de 200 000, e apresentam qualidade superior a 90%. A região próxima ao aerofólio das malhas dos aerofólios NACA 0012 e Selig 1223 podem ser visualizadas na Fig. 3.

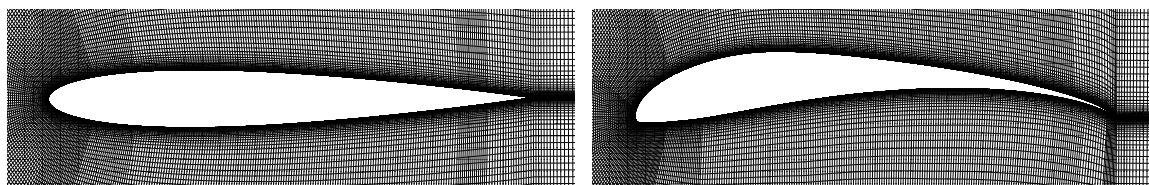
Independentemente do aerofólio considerado, a estratégia de blocagem adotada foi do tipo C. A distância assumida para aplicação de condições de contorno foi de 30 cordas. Para a primeira camada de elementos junto a um dado aerofólio foi considerada uma espessura de 10^{-6} m, o que garante modelagem de camadas limites para as análises conduzidas ($y^+ < 0,01$ para a condição de entrada especificada). Os elementos próximos às fronteiras externas do domínio têm dimensão característica aproximadamente igual a 0,2 m.

Quanto às condições de contorno, foram consideradas: (i) de não deslizamento e de não penetração junto ao aerofólio; (ii) de simetria nas faces superior e inferior da malha; (iii) de saída na face a jusante, com pressão nula; e (iv) de entrada, com velocidade igual a 1,460735 m/s ao longo da direção horizontal na face a montante do aerofólio. Resulta um número de Reynolds igual a 10^5 . Também resulta que o número de Mach tem valor baixo, suficiente para justificar a hipótese de incompressibilidade. Com respeito à turbulência, especificou-se intensidade turbulenta (definida como a razão do valor RMS de flutuações com respeito à velocidade média do escoamento) igual a 5%, e razão de viscosidade turbulenta (μ_t/μ) igual a 10 tanto na entrada quanto na saída.

3.3. Características Aerodinâmicas dos Aerofólios Interpolados em Regime Permanente

Simulações de regime permanente foram realizadas para obtenção das características operacionais relacionadas a alguns dos aerofólios interpolados, observados durante a transição do aerofólio adaptativo considerado neste estudo.

A partir de tais simulações, os valores do coeficiente de sustentação, C_l , do coeficiente de arrasto, C_d , e do coeficiente de momento de arfagem medido a 1/4 do valor da corda a partir do bordo de ataque, $(C_m)_{1/4}$, puderam ser estimados. Para efeito de comparação, análises também foram feitas com uso do software XFOIL[®] versão 6.99. Este código faz uso de um método de painéis linear com correções para efeitos oriundos de compressibilidade para cálculos não viscosos



a) NACA 0012

b) Selig 1223

Figura 3. Detalhe de duas das malhas construídas, próximas ao aerofólio.

(Drela, 1989). Fontes distribuídas são superpostas ao longo do aerofólio e da esteira para compensar efeitos da última natureza. Equações integrais para camadas limite são resolvidas em conjunto com as equações que modelam o escoamento invíscido. Apesar de ser uma ferramenta que não propicia resultados com alta fidelidade, é rápida, e por este motivo é comumente empregada em etapas preliminares de análises de compromisso.

Os gráficos mostrados na Fig. 4 evidenciam que C_l e $(C_m)_{1/4}$ alteram-se de acordo com a lei de interpolação utilizada na análise, i_{linear} . Quanto ao comportamento de C_d , este é distinto. Credita-se estas observações ao fato de C_l e de $(C_m)_{1/4}$ dependerem principalmente da distribuição de pressão, e de C_d ser função das tensões cisalhantes junto à parede, para o ângulo de ataque considerado. Além disso, com o aumento de arqueamento, à medida que o aerofólio adaptativo aproxima-se daquele Selig 1223, uma maior região de separação encontra-se presente junto ao bordo de fuga, o que explica o aumento de C_d da forma como ocorre.

Observam-se ainda distinções entre os resultados obtidos através do softwares ANSYS Fluent® e XFOIL®, em especial para C_d . Estas diferenças são creditadas ao baixo número de Reynolds considerado, e às zonas de recirculação no extradorso e intradorso do aerofólio Selig 1223, que tendem a ocorrer para aerofólios interpolados quando $i_{\text{linear}} > 0,5$. Cabe destacar que os valores estimados pelo software ANSYS Fluent® para C_l , C_d e $(C_m)_{1/4}$ encontram-se próximos daqueles observados em experimentos conduzidos com os perfis NACA 0012 (Sheldahl e Klimas, 1981) e Selig 1223 (Selig *et al.*, 1995), ainda que as simulações realizadas tenham sido bidimensionais.

3.4. User Defined Functions

Para cumprir com a alteração geométrica do aerofólio adaptativo considerado, uma *User Defined Function* foi desenvolvida. Como já mencionado, uma UDF trata-se de um código computacional em linguagem C. O software ANSYS Fluent® dispõe de tal funcionalidade para atender diversas necessidades do usuário, que podem envolver a especificação de uma condição de contorno não uniforme, ou a promoção de alterações geométricas, por exemplo.

O código desenvolvido em linguagem C conta com macros que facilitam a implementação de uma UDF. Para o caso em questão, o software ANSYS Fluent® já disponibiliza ao usuário macros utilizadas para fazer laços sobre nós de uma dada zona da malha, assim como para especificar a posição de nós de forma individual. Desta forma, o código desenvolvido neste trabalho apenas implementa as alterações relacionadas ao aerofólio adaptativo considerado, com auxílio das equações mostradas anteriormente. Todas as operações realizadas sobre a malha são, a partir daí, feitas com auxílio de macros disponibilizadas pelo software.

Quanto à implementação da UDF junto ao software ANSYS Fluent®, para o caso em questão, esta deve ser feita por meio de compilação do código no ambiente do próprio software. Cabe destacar que tal compilação é dependente da plataforma operacional utilizada, e está sujeita à disponibilidade de funções de suporte no caminho do sistema, as quais podem ser encontradas em pacotes de desenvolvedores de software. Depois de compilada, a UDF deve ser carregada no ambiente do software ANSYS Fluent®, a partir do que se encontra disponível para uso por meio da interface gráfica do programa através de menus apropriados.

Com respeito aos desenvolvimentos feitos neste trabalho, pode-se mencionar que o principal empecilho para a utilização de UDFs que promovem alteração geométrica de malha está relacionado à criação de células com áreas/volumes negativos entre um passo de tempo e outro da simulação. Muitas das vezes não se pode identificar onde ocorre o problema, e a redução do passo de tempo, ou o estabelecimento de critérios mais rigorosos para suavização da malha ou remalhagem, podem não ser suficientes para contornar a situação.

Outro aspecto relacionado à alteração da geometria do aerofólio adaptativo diz respeito à modificação da malha. Aspectos teóricos relacionados aos procedimentos adotados pelo software ANSYS Fluent® podem ser encontrados em sua documentação (ANSYS, 2013). A metodologia prevê remalhagem ou suavização da malha por meio de movimentação de seus nós. Para os casos apreciados neste trabalho, a segunda estratégia foi considerada por estar associada a menores custos computacionais. A qualidade da malha quando de sua suavização pôde ser garantida junto à parede do aerofólio

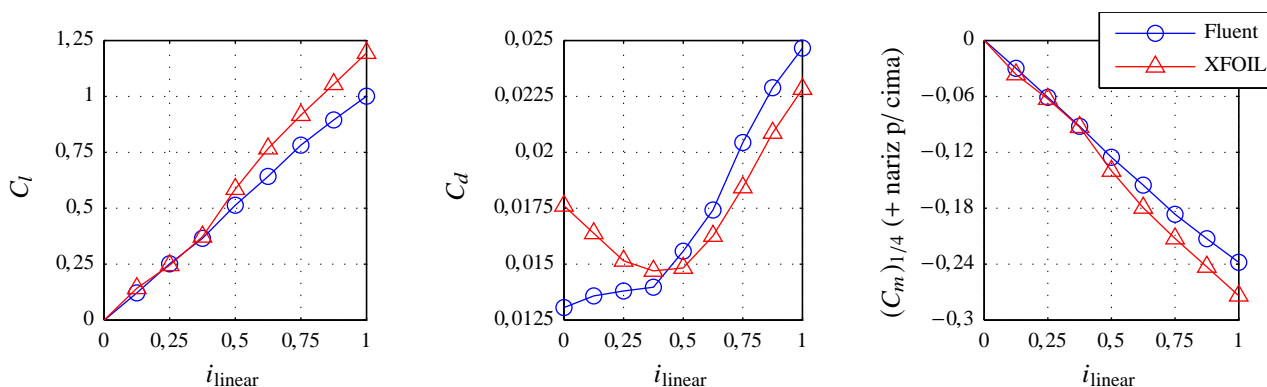


Figura 4. Características aerodinâmicas dos aerofólios interpolados para a condição de regime permanente.

pela especificação de uma região de camada limite, que evita distorções nas células, e a mantém ortogonal à superfície durante todo o tempo de simulação computacional, o que contribui para a obtenção de resultados mais fidedignos.

3.5. Resultados Transientes

Os resultados transientes apresentados a seguir foram obtidos com o auxílio de uma UDF e com condições iniciais e de contorno já detalhadas ao longo do texto.

Para todos os casos considerados, tomaram-se os tempos de início e de fim de alteração geométrica do perfil adaptativo iguais a 1 s e 2 s, respectivamente. O tempo final para cada uma das simulações foi escolhido igual a 10 s, para permitir observação da evolução das características operacionais do aerofólio depois de passado o período de atuação. O passo de tempo para integração foi mantido fixo, igual a 0,001 s. Um método implícito de segunda ordem foi considerado.

As Figs. 5, 6 e 7 mostram as evoluções de C_l , C_d e $(C_m)_{1/4}$, respectivamente, para o intervalo de tempo considerado. Pode-se constatar por meio destas que uma alteração de forma linear está relacionada a mudanças abruptas nos valores dos coeficientes adimensionais considerados, durante o início e o fim da reconfiguração do aerofólio. Além disso, há um salto nos valores dos coeficientes nestes instantes específicos de tempo. Quando a interpolação é harmônica, uma transição mais suave é obtida, de forma que saltos não estão presentes nos históricos apresentados. Contudo, como se observa nas Figs. 5c e 5d, as derivadas de C_l são descontínuas durante o início e o fim da transição do perfil analisado, o que também ocorre para C_d e $(C_m)_{1/4}$. Uma das razões para o surgimento de tais descontinuidades diz respeito aos algoritmos utilizados pelo software ANSYS Fluent®. Os autores, contudo, asseguram a convergência dos resíduos a níveis apropriados, de forma a permitir a análise dos resultados apresentados. Nos casos de interpolação linear ou harmônica, as descontinuidades associadas às derivadas dos coeficientes aerodinâmicos considerados levariam à aplicação de esforços tipo impacto sobre a estrutura do aerofólio. Tais forças ocasionariam potenciais problemas do ponto de vista de controle

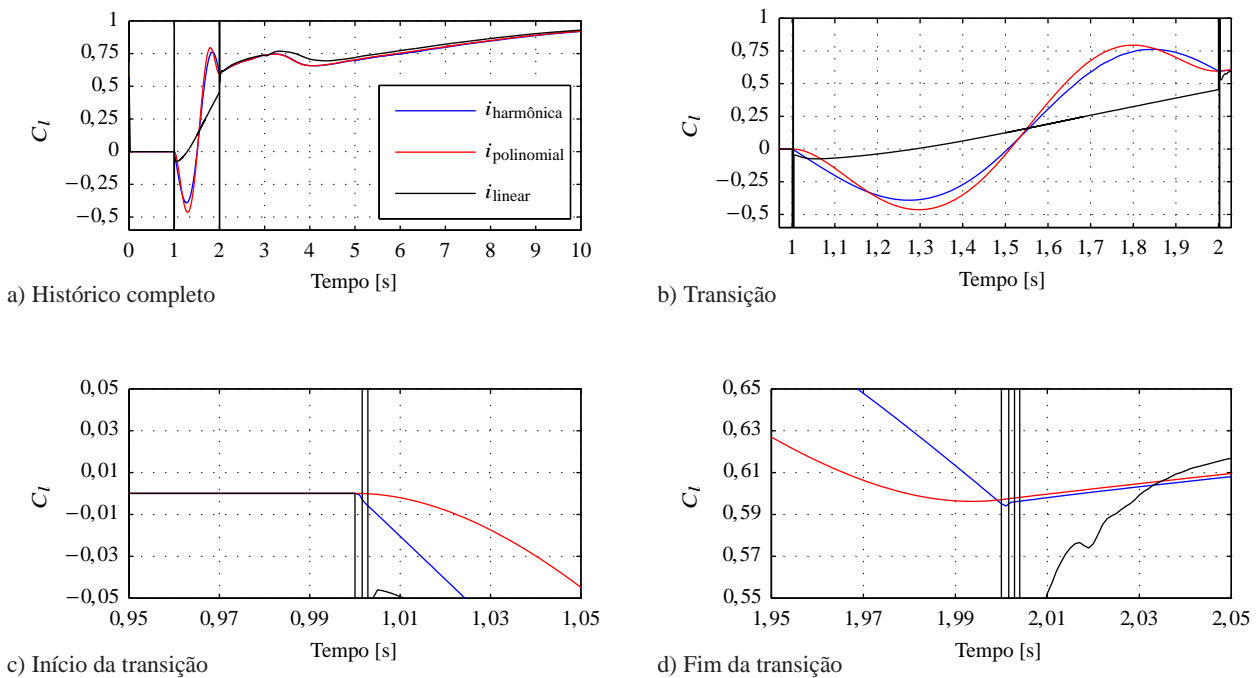


Figura 5. Histórico do coeficiente de sustentação relacionado ao aerofólio adaptativo considerado.

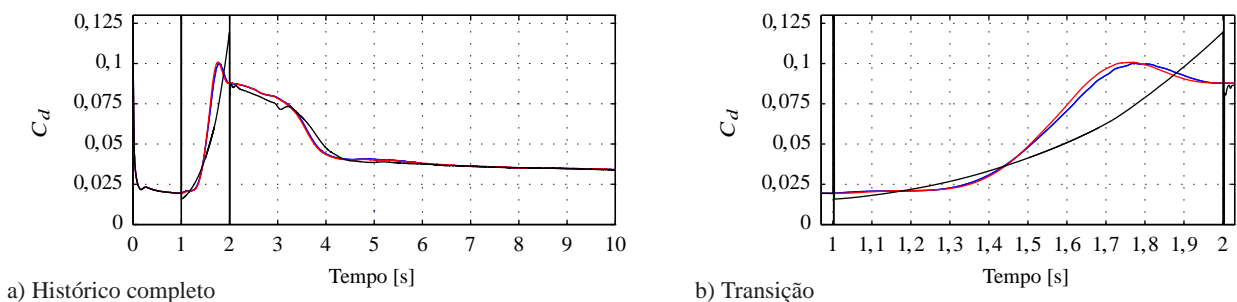


Figura 6. Histórico do coeficiente de arrasto relacionado ao aerofólio adaptativo considerado. (Legenda como na Fig. 5.)

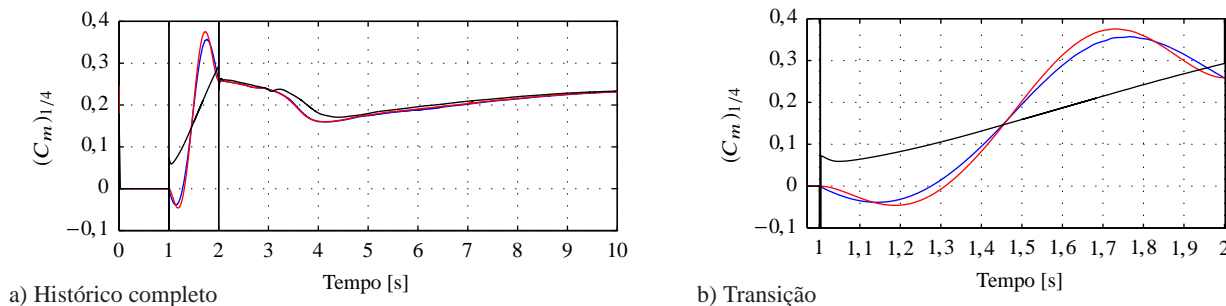


Figura 7. Histórico do coeficiente de momento de arfagem relacionado ao aerofólio adaptativo considerado. (Legenda como na Fig. 5.)

da aeronave durante uma etapa seguramente crítica, de reconfiguração geométrica. Por este motivo, o sistema de atuação que confere adaptatividade ao aerofólio necessitaria de elevada robustez, mesmo que apenas para não sofrer danos, e evitar sua posterior falha, frente à ocorrência das discontinuidades constatadas nos esforços aerodinâmicos.

A implementação de uma alteração geométrica por meio de interpolação polinomial, por outro lado, favorece uma transição adequada, no sentido de exibir início e fim caracterizados por um comportamento suave. Apesar deste fato, nenhuma das interpolações consideradas para promover a evolução transiente do aerofólio adaptativo considerado permite a obtenção de características aerodinâmicas próximas àquelas observadas em regime permanente. Além disso, mesmo passados 8 s depois do fim da reconfiguração geométrica do aerofólio, regime permanente ainda não foi alcançado, como comprovado pelas Figs. 5, 6 e 7 – o valor de C_l , por exemplo, tende a aumentar até um patamar pouco superior a 1,0.

Para complementar os resultados apresentados, as Figs. 8, 9 e 10 mostram os vetores velocidades, coloridos de acordo com sua magnitude, próximos à superfície do aerofólio adaptativo, para os casos de interpolação linear, harmônica e polinomial, respectivamente. Pode-se observar a formação de uma bolha no intradorso do aerofólio para os três casos considerados. A mesma se propaga pela referida superfície após o instante em que tem fim a etapa de alteração geométrica. Quando do estendimento de tal bolha até o bordo de fuga do aerofólio, ocorre um decréscimo momentâneo nos coeficientes de sustentação e de momento de arfagem, e uma grande queda no valor do coeficiente de arrasto, quando o tempo vale aproximadamente 4 s. Um pequeno atraso observado na evolução de C_l para o caso de interpolação linear, como mostra a Fig. 5a, pode ser atribuído à formação de uma bolha de menor tamanho ao final da etapa de transição geométrica, quando

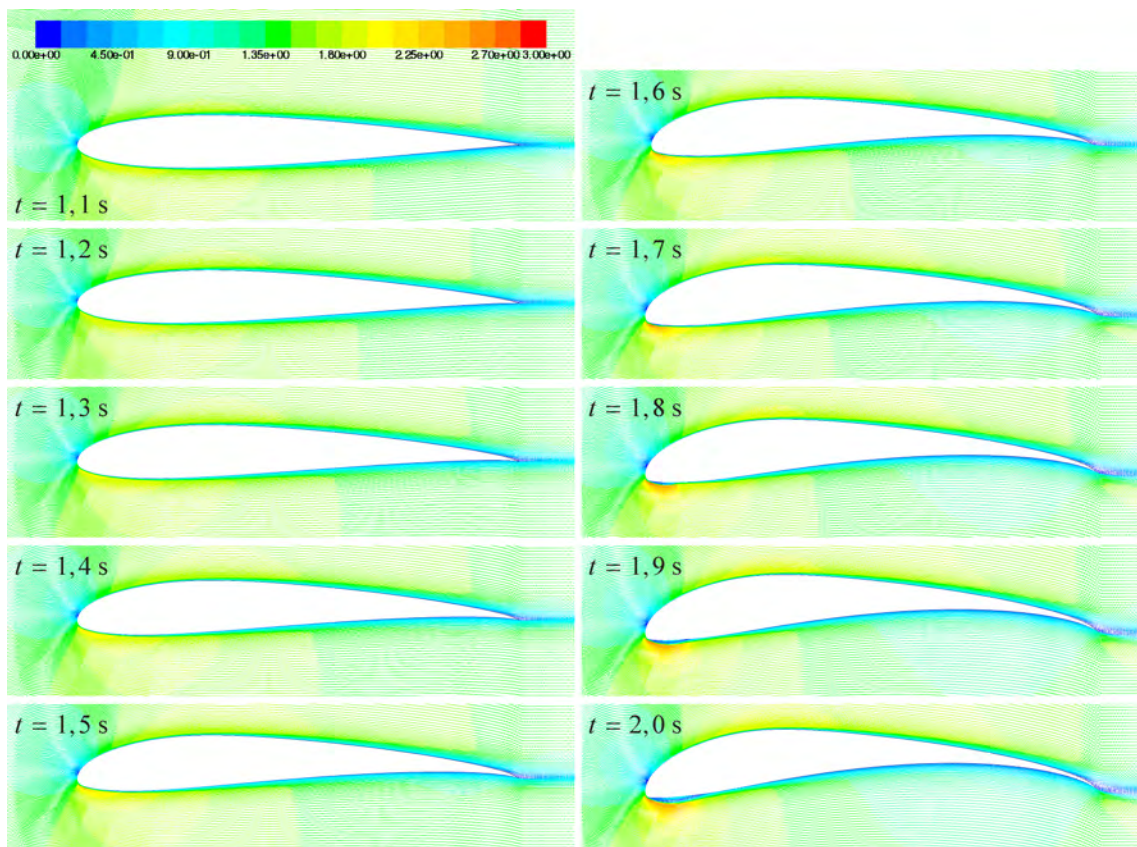


Figura 8. Vetores velocidade relacionados à evolução do perfil adaptativo segundo interpolação linear.

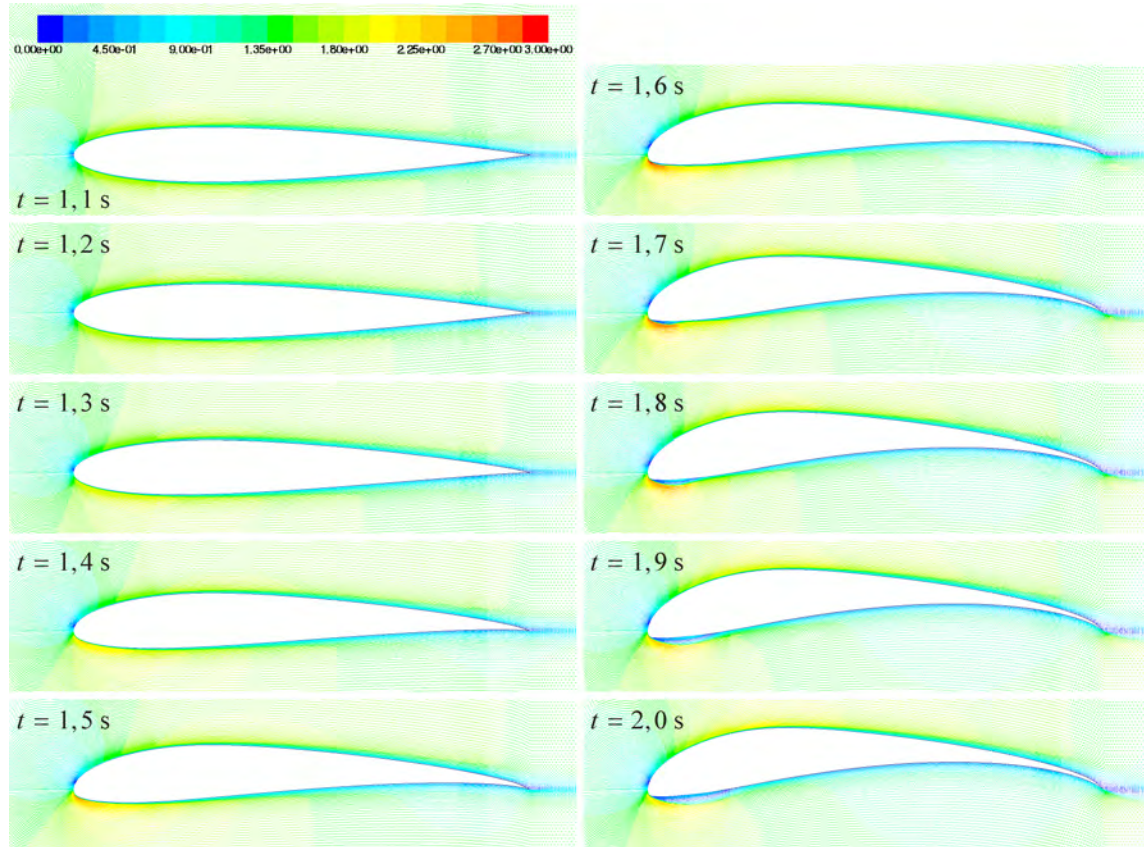


Figura 9. Vetores velocidade relacionados à evolução do perfil adaptativo segundo interpolação harmônica.

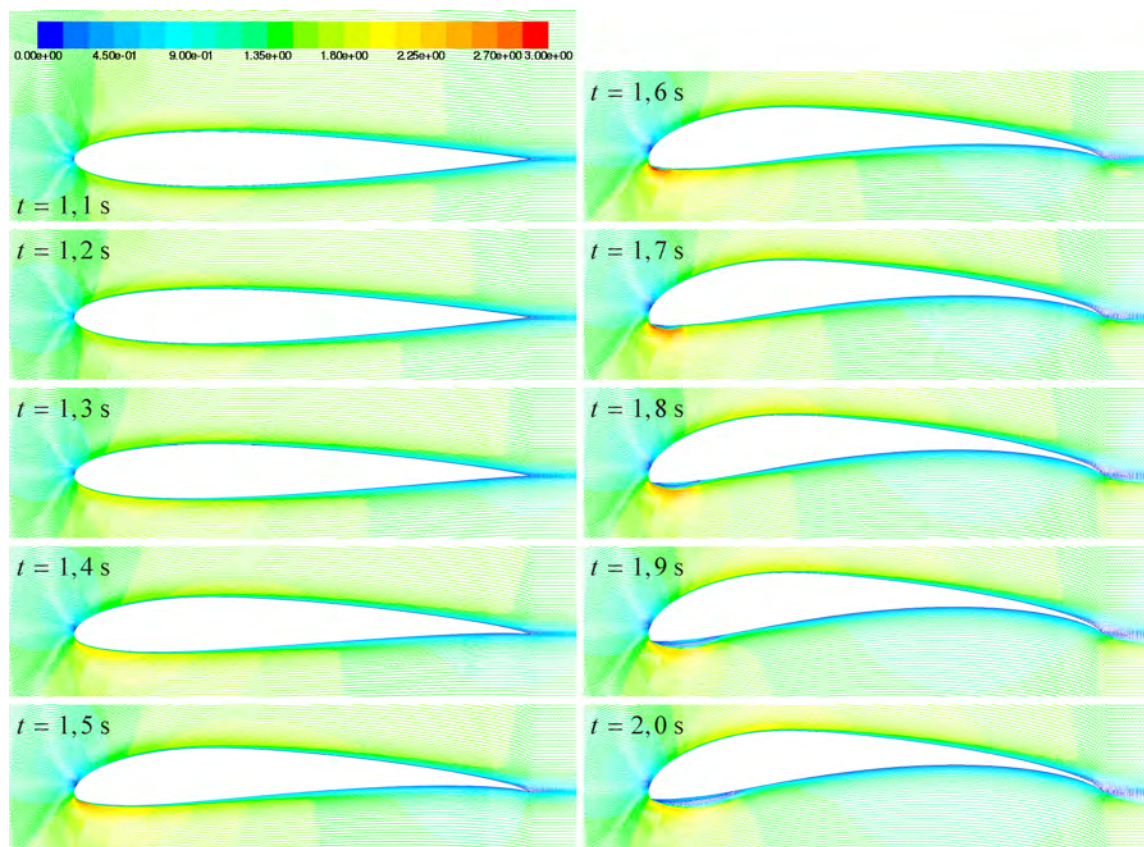


Figura 10. Vetores velocidade relacionados à evolução do perfil adaptativo segundo interpolação polinomial.

são comparadas as figuras que ilustram os vetores velocidade relacionados às simulações realizadas. Outro ponto que merece destaque é a semelhança entre os resultados relacionados às condições de interpolação harmônica e polinomial. As poucas diferenças observadas se refletem num comportamento transiente muito próximo dos coeficientes C_l , C_d e $(C_m)_{1/4}$.

4. CONCLUSÕES

O presente trabalho buscou esclarecer aspectos relacionados ao comportamento transiente exibido por aerofólios adaptativos através de simulações computacionais bidimensionais de alta fidelidade. Neste contexto, um código em linguagem C – UDF – foi desenvolvido com o intuito de introduzir as alterações geométricas cabíveis no ambiente do software considerado para simulações. Uma metodologia de parametrização espacial de aerofólios foi ainda considerada para facilitar a implementação do referido código.

Algumas críticas podem ser feitas à metodologia considerada. A princípio, em uma situação prática, o sistema de atuação de um aerofólio adaptativo muito dificilmente conseguiria promover as alterações geométricas imaginadas neste estudo, seja pela grande distinção das formas associadas aos estados inicial e final do aerofólio, ou pela energia de atuação requerida para promover tal mudança. Entretanto, em casos práticos, a metodologia pode ser aplicada após a identificação do histórico real de evolução da geometria do aerofólio, considerando as limitações dos atuadores. Outro ponto que contribui para a não execução de uma transição como aquelas idealizadas diz respeito à interação fluido-estrutura, que pode ajudar a evitar descontinuidades percebidas nos resultados computados, ou então levar a problemas de natureza aeroelástica, como divergência e flutter.

Independentemente destas restrições, os resultados apresentados são conclusivos no sentido de estabelecer uma relação entre a forma de aplicação de esforços à estrutura do aerofólio, e seu comportamento aerodinâmico durante o transiente de sua evolução. Neste sentido, pode-se estabelecer como objetivo de uma eventual otimização o cumprimento de métricas de desempenho durante o regime de reconfiguração do aerofólio adaptativo. Desta forma, pode-se evitar a ocorrência de descontinuidades, e promover uma evolução de C_l , C_d e $(C_m)_{1/4}$ que evite sobrecarregar o sistema de controle da aeronave, por exemplo.

Também fica evidente que a evolução transiente de aerofólios adaptativos não valida a prática de interpolação de resultados obtidos através de análises que consideram regime permanente. Efeitos de natureza dinâmica são importantes, e ocasionam um atraso significativo até que eventual regime estacionário seja alcançado. Assim, o desempenho do aerofólio adaptativo apresenta um comportamento particular durante sua transição, que é dependente da forma de atuação – e consequente estratégia de mudança geométrica.

Vários aspectos relacionados a este trabalho ainda necessitam investigação, e devem ser considerados em estudos futuros. Entre eles se encontram: (i) a influência do tempo total gasto para transição geométrica; (ii) a influência do número de Reynolds sobre as características transientes do aerofólio adaptativo; e (iii) a consideração de efeitos de compressibilidade e tridimensionais sobre o comportamento aerodinâmico do aerofólio adaptativo. Ainda é de interesse dos autores avaliar estratégias alternativas para previsão de escoamentos sobre aerofólios com geometria variável (Gaunaa, 2006; Walker, 2009; Johnston *et al.*, 2010).

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à *Air Force Office of Scientific Research (AFOSR)* pelo suporte financeiro através do projeto “*Variable Camber Morphing Wings*”. Os autores também são gratos ao suporte financeiro das agências de fomento CAPES, CNPq e FAPEMIG.

6. REFERÊNCIAS

- ANSYS, 2013. “Fluent Theory Guide, Chapter 3: Flows using sliding and dynamic meshes”. In *ANSYS 15.0 Documentation*, ANSYS Inc.
- Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R.M., Friswell, M.I. e Inman, D.J., 2011. “A review of morphing aircraft”. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 22, No. 9, pp. 823–877.
- Bolonkin, A. e Gilyard, G.B., 1999. “Estimated benefits of variable-geometry wing camber control for transport aircraft”. Relatório técnico, NASA Dryden Flight Research Center. NASA/TM-1999-206586.
- Butterworth-Hayes, P., 2014. “Europe to test its wings”. *Aerospace America*, Vol. 52, No. 1, p. 6.
- Ceze, M., Hayashi, M. e Volpe, E., 2009. “A study of the CST parameterization characteristics”. In *Fluid Dynamics and Co-located Conferences*, American Institute of Aeronautics and Astronautics. AIAA Paper 2009-3767.
- Drela, M., 1989. “XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils”. In T.J. Mueller, ed., *Low Reynolds Number Aerodynamics*, Springer Berlin Heidelberg, Vol. 54 de *Lecture Notes in Engineering*, pp. 1–12.
- Gaunaa, M., 2006. “Unsteady 2D potential-flow forces on a thin variable geometry airfoil undergoing arbitrary motion”. Relatório técnico, Risø National Laboratory.
- Gilbert, W.W., 1981. “Mission adaptive wing system for tactical aircraft”. *Journal of Aircraft*, Vol. 18, No. 7, pp. 597–602.
- Gomez, J.C. e Garcia, E., 2011. “Morphing unmanned aerial vehicles”. *Smart Materials and Structures*, Vol. 20, No. 10, pp. 103001–103017.

- Johnston, C.O., Mason, W.H. e Han, C., 2010. “Unsteady thin airfoil theory revisited for a general deforming airfoil”. *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 24, No. 12, pp. 2451–2460.
- Kulfan, B.M., 2008. “Universal parametric geometry representation method”. *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 1, pp. 142–158.
- Kulfan, B., 2007. “A universal parametric geometry representation method - ‘CST’”. In *Aerospace Sciences Meetings*, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Kulfan, B. e Bussolletti, J., 2006. “‘Fundamental’ parametric geometry representations for aircraft component shapes”. In *Multidisciplinary Analysis Optimization Conferences*, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Lane, K.A., 2010. *Novel Inverse Airfoil Design Utilizing Parametric Equations*. Dissertação de mestrado, California Polytechnic State University.
- McGowan, A.M.R., Washburn, A.E., Horta, L.G., Bryant, R.G., Cox, D.E., Siochi, E.J., Padula, S.L. e Holloway, N.M., 2002. “Recent results from NASA’s morphing project”. In *SPIE’s 9th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials*. International Society for Optics and Photonics, pp. 97–111.
- Menter, F.R., 1994. “Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications”. *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598–1605.
- Selig, M.S., Lyon, C.A., Giguere, P., Ninham, C. e Guglielmo, J.J., 1995. *Summary of low-speed airfoil data*, Vol. 1. SoarTech Publications.
- Sheldahl, R.E. e Klimas, P.C., 1981. “Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines”. Relatório técnico, Sandia National Labs.
- Sofla, A., Meguid, S., Tan, K. e Yeo, W., 2010. “Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges”. *Materials & Design*, Vol. 31, No. 3, pp. 1284–1292.
- Valasek, J., 2012. *Morphing Aerospace Vehicles and Structures*. Wiley.
- Waldron, K.J. e Kinzel, G.L., 1999. *Kinematics, Dynamics, and Design of Machinery*. Wiley.
- Walker, W.P., 2009. *Unsteady aerodynamics of deformable thin airfoils*. Dissertação de mestrado, Virginia Polytechnic Institute and State University.
- Weisshaar, T.A., 2013. “Morphing aircraft systems: Historical perspectives and future challenges”. *Journal of Aircraft*, Vol. 50, No. 2, pp. 337–353.
- Wlezien, R.W., Horner, G.C., McGowan, A.M.R., Padula, S.L., Scott, M.A., Silcox, R.J. e Harrison, J.S., 1998. “Aircraft morphing program”. In *5th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials*. International Society for Optics and Photonics, pp. 176–187.

7. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

COMPUTATIONAL ASSESSMENT OF TRANSIENT AERODYNAMIC FEATURES OF MORPHING AIRFOILS

Thiago de Paula Sales, thiago@doutorado.ufu.br¹

Vergílio Torezan Silingardi Del Claro, vergiliotorezan@gmail.com¹

Francisco José de Souza, fjsouza@mecanica.ufu.br¹

Domingos Alves Rade, domingos@ufu.br¹

¹ Federal University of Uberlândia, School of Mechanical Engineering, Campus Santa Mônica, Av. João Naves de Ávila 2121, Building 1M, 38400-902, Uberlândia, Minas Gerais, Brazil

Abstract: *Morphing aircraft have been extensively studied due to their promised benefits. For instance, it is claimed that morphing aircraft are able to diminish fuel consumption due to their greater aerodynamic efficiency throughout the aircraft flight envelope. Although several research studies have investigated morphing aircraft design, which have been followed by prototype manufacturing and tests, few have focused on the transient behavior that results from the morphing process itself. In this paper, one presents the aerodynamic characteristics (lift, drag and moment coefficients) related to an adaptive airfoil, that initially assumes the geometry of a NACA 0012 profile, and evolves to a Selig 1223 profile. Two-dimensional simulations of the flow surrounding the airfoil are performed with the ANSYS Fluent® 15.0 software. A spatial parameterization scheme is adopted to implement the necessary geometric shape changes. Results are compared with steady state simulations’ data. They show that the history of the geometric shape change has a rather great influence on the computed aerodynamic coefficients, thus leading to eventual discontinuities and issues for the aircraft control subsystem.*

Keywords: *Morphing Aircraft, Computational Fluid Dynamics.*

STUDY OF THE FLOW OVER AN OSCILLATING NACA0012 AIRFOIL

Alexandre Felipe Medina Corrêa, lexmedina@aero.ufu.br¹
Thiago de Paula Sales, thiago@doutorado.ufu.br²
Domingos Alves Rade, domingos@ufu.br²
Francisco José de Souza, fjsouza@mecanica.ufu.br¹

¹ Laboratório de Mecânica dos Fluidos – MFLab, Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Av. João Naves de Ávila, 2121 – Campus Santa Mônica – Bloco 5P, CEP 38400-902 Uberlândia, Minas Gerais, Brasil.

² Laboratório de Mecânica de Estruturas – LMEst, Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Av. João Naves de Ávila, 2121 – Campus Santa Mônica – Bloco 10, CEP 38400-902 Uberlândia, Minas Gerais, Brasil.

Abstract. *This paper aims at the investigation of the behavior of the flow over a low frequency pitching NACA 0012 airfoil at Reynolds number $Re = 100,000$ by the analysis of a two-dimensional RANS simulation. The behavior of the flow wake at the trailing edge is studied by the analysis of the vorticity for each incidence angle and results are compared by the study of theoretical concepts and experimental data. The use of standard Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) simulation has shown accuracy on the prediction of stall and reattachment incidence angles for upstroke and downstroke. The simulations were also capable of capturing flow information that is in agreement with experiments despite the overprediction of lift and drag coefficients, due to the two-dimensional approximation used for the analysis. The study has also compared the two-dimensional RANS SST model simulation data with previous results from three-dimensional simulation Delayed Detached Eddy Simulation (DDES) SST model analysis, showing that in comparison of the three components analysis the approximation captures accurately same flow characteristics. The simulations also confirm the Coanda Effect, where the influence of the lower surface of the airfoil has a strong influence due to flow attachment and bending in the trailing edge, acting together with the vortices in the upper surface in the lift loss of the dynamic stall.*

Keywords: *Pitching Airfoil, Flapping Wings, Unsteady Flow, Low Reynolds Number, Low Oscillatory Frequency.*

1. INTRODUCTION

The flow past airfoils has been studied for almost a century when considering the Thin Airfoil Theory (Munk, 1922) applied to steady airfoils. These studies are the edge of aeronautical research, which allows the ongoing optimization of aeronautical profiles in modern aircraft. Unsteady effects used to be ignored for simplicity during experimental research; hence the flow over conventional fixed airfoils is widely studied and fairly well understood. However, this approximation is not sufficient to model the turbulent flow in the trailing edge during flight. Unsteadiness is an inherent part of the flow during flight, where there are far more variables that can change and cannot be accounted for during wind tunnel steady studies made on airfoils. These studies used to consider a well-developed flow past the airfoils to predict static stall and aerodynamics coefficients as variables of the angle of incidence.

For steady airfoils, the flow encounters the airfoil wall and attaches to it, forming a laminar boundary layer. In the transitioning from laminar flow to turbulent flow, a separation bubble is formed close to the airfoil leading edge, creating a reverse flow region. Afterwards the boundary layer is reattached into turbulent flow until it reaches the trailing edge turbulent separation point, and thus creates a separated turbulent shear layer and the detached turbulent separation region. As the incident angles of the airfoil increases, the trailing edge separation point progress upward in the upper surface until it reaches the transition bubble. At this point the flow does not reattach after the laminar separation, the bubble “bursts” and then a separated turbulent flow region is created, leading to the stall of the airfoil by losing lift. The flow behaves in a different way for unsteady airfoils, since the vertical wake is now time-dependent due to the unsteadiness and the aerodynamics coefficients can change accordingly. The stall of a body under unsteady motion is quite complex when compared to static stall (McCroskey, 1982).

The studies on unsteady airfoils first began in the end of the 1970's, as an attempt to model and understand the behavior of the flow when considering the addition of the fluctuation of both body and flow and to study the turbulence in the trailing edge flow. Due to difficulties on data acquisition in the experiments and lack of computing capability for computational turbulence modelling, the studies on the field were stopped for the past fifteen years. Advancements made on data acquisition devices in the end of the 1990's, as PIV (Particle Image Velocimetry) and LDV/LDA (Laser

Doppler Velocimeter/Anemometer), were essential to improve experimental measurements and wake studies, as shown by Berton *et al.* (1997). Also, the advancements on computing memory operations and development of URANS methods, as the k - ω SST model (Menter, 1993), and LES methods, were essential to the turbulence modelling of unsteady airfoils.

Most aeronautical devices can encounter this situation during flight, whether designed for that or not. The unsteady flow is easily observable in the flow of rotorcraft devices and wind turbines, but also it is present in fixed wings, which can vibrate at high frequencies during flight, and in the most fascinating spectacle, the flight of birds, which are not yet well understood due to the challenges in creating and simulating a device that can reproduce all the motion characteristics of bird's flapping wings. Nowadays, the modelling of flapping wings, or flapping airfoils when considering a two dimensional approach, is the combination of a plunging (or heaving) and pitching (oscillatory) motion. When considering this kind of motion, it is possible to see beneficial effects of unsteadiness, which is substantially important to the propulsive efficiency of flapping motion. The unsteadiness is also a way to delay dynamic stall to control periodic vortex generation and improve the performance of rotorcrafts and wind turbines (McCroskey, 1982).

As a component of a flapping motion, a pitching airfoil is a simple way to study and can be used to assess the influence of the trailing edge vortex on flow reattachment. Due to the flow fluctuation, the circulation near the wall varies, which is accompanied by the shedding of free vorticity into the wake. When the pitching airfoil reaches a high incidence angle, the vortex has a high energy profile, causing vortex shedding at the leading edge and reaching dynamic stall, causing large loss in the lift coefficient and increasing drag. As the incidence angle decreases downstroke, the flow reattaches, delayed as compared to static stall, as found in the experiments of McAlister *et al.* (1978) and Berton *et al.* (2002).

2. TURBULENCE MODELLING

Aeronautical flows are surely a class where the prediction of its properties needs high accuracy, mainly due to strong adverse pressure gradients and separation in boundary layers. The Reynolds-averaged Navier–Stokes equations (or RANS equations) are time-averaged equations of motion for fluid flow and can be used with approximations based on knowledge of the properties of flow turbulence to give approximate time-averaged solutions to the Navier–Stokes equations. The flow solver is the Fluent 14.5 (ANSYS, Inc., 2012).

The k - ε and k - ω two-equation RANS models are not able to capture the proper behavior of turbulence in aeronautical flow. The popular k - ε can give a well-defined boundary layer-edge during simulation; however, it is less accurate and complex on sublayer modelling. The k - ω is substantially more accurate in the sublayer; yet it is sensitive in the freestream, which is the cause of the k - ε being the standard equation in turbulence modelling (Menter *et al.*, 2013). Both standard two-equation models overpredict the shear stress in adverse pressure gradient flows, even when considering delayed separation. The Shear Stress Transport SST model (Menter, 1993) was developed due to the need of more accurate separation prediction for aeronautic flows. The k - ω SST model is a blend of a k - ω model, which is used near walls in the sublayer prediction, and a k - ε model, used to predict the flow in the freestream region. Thus, the model is fairly robust, since it can accurately predict the flow at both sublayer and boundary layer edge and works better at capturing recirculation regions by enforcing the Bradshaw Relation.

To blend the k - ε and k - ω models, it is necessary to transform the former into equations based on k and ω . This leads to the cross-diffusion term, defined in Eq.1.

$$D_w = (1 - F_1)\rho \frac{2}{\sigma_\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (1)$$

The k - ω SST Turbulence Kinect Energy function is given as shown in Eq. (2). The Dissipation Rate, combining both standard k - ω e k - ε models by the use of the cross-diffusion term and the blending function F_1 is shown at Eq. (3). There are the two equations of this class of RANS model.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} = \tilde{P}_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} = \tilde{\alpha} \frac{\omega}{k} P_k - \tilde{\beta} \rho \omega^2 + (1 - F_1)\rho \frac{2}{\sigma_\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] \quad (3)$$

The blending function is defined by Eq. (4), which is equal to zero in the freestream region, activating the k - ε cross diffusion term, and switches over to one in the boundary layer zone, to assure an accurate calculation by the use of the k - ω function.

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{\omega y^2} \right), \frac{4\rho\sigma_\omega k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (4)$$

The Turbulent Eddy Viscosity for the k - ω SST model is defined as follows:

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (5)$$

This term enforces the Bradshaw relation, to guarantee accurate separation prediction for the model. The Bradshaw relation is given as:

$$-\overline{uv} = \nu_t \left| \frac{\partial U}{\partial y} \right| = a_1 k \quad (6)$$

Back to the Turbulent Eddy Viscosity equation, S is the invariant measure of the strain rate, while F_2 is a second blending function, as shown in Eq. (7).

$$F_2 = \tanh \left[\min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{\omega y^2} \right), \frac{4\rho\sigma_\omega k}{CD_{k\omega} y^2} \right]^2 \right] \quad (7)$$

To avoid build-up of turbulence in stagnation regions, the model makes use of a production limiter, as it is possible to find in Eq. (2) and Eq. (3).

$$P_k = \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \rightarrow \tilde{P}_k = \min(P_k, 10\beta^* \rho k \omega) \quad (8)$$

During the upstroke of a pitching motion, the effect of an adverse pressure gradient is limited, and then it leads to a dynamic stall angle that exceeds the experimental static stall, which increases the aerodynamic coefficients. However, during the downstroke, the adverse pressure gradient largely increases, leading to a reattachment angle that is smaller than that of the static case. As shown above, the k - ω SST was designed to capture recirculation and to accurately predict the adverse pressure gradient related to unsteady effects of transient flows. Nevertheless, since the analysis is two-dimensional, it is possible that the prediction will not be fully correct.

3. PHYSICAL MODELLING

3.1. Problem Setting

The mesh used for the analysis is a 68500 quad cell C-Grid topology two-dimensional mesh. To ensure a domain-independent solution, the size was set to have an upstream radial length of 20 airfoil chords from trailing edge and a downstream length of 20 chords. The domain is composed by two sub-domains: the external domain, with 100 nodes in the I direction and 100 nodes in the J direction, with a 75 nodes radial distribution; the internal circular domain, with a 5 chords radial dimension, has 400 nodes distributed in the circumferential direction and 125 nodes in the radial direction. The use of an internal circular domain was to guarantee the mesh movement with respect to the pitching airfoil without changing the quality of the cells during motion in the ongoing simulation.

The concept of Sliding Meshes is applied to the interfaces between the circular and external domain, creating non-matching nodes due to the rotation, also known as ‘hanging nodes’. This maintains the accuracy of the flow prediction close to the wall. Since the nodes are supposed to have a steady position in reference to their moving frame, no smoothing dynamic mesh method is necessary and the quality does not change.

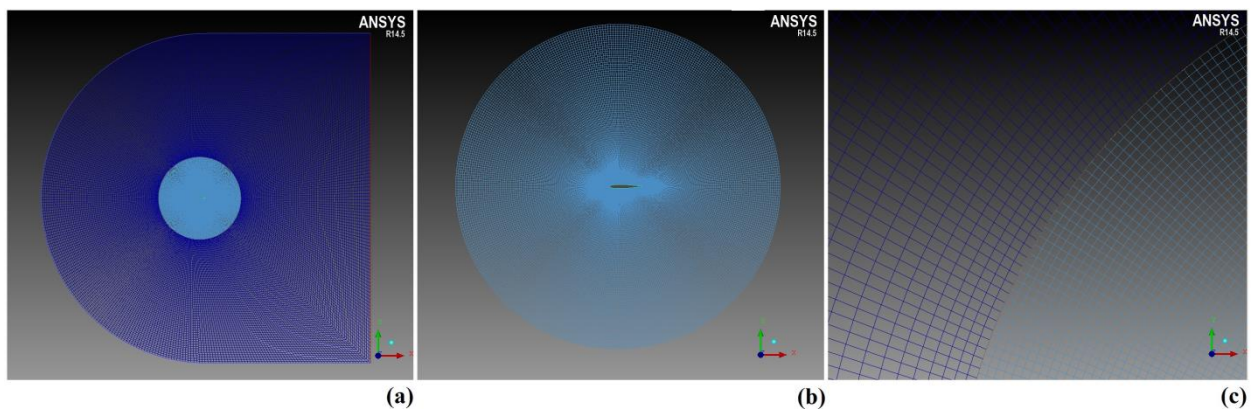


Figure 1. (a) C-Grid computational domain mesh; (b) Internal circular domain mesh; (c) Mesh interface on domain connection – ‘hanging nodes’.

In order to avoid conservation problems the connecting walls between the domains are set as interfaces, so the fluid will flow without changes through it. This condition is set to keep the nodes and cell in the inner boundary of the

external domain static, while the nodes and cells in the perimeter of the circular domain can slide following the pitching airfoil movement.

The governing equation of a pitch airfoil can be described as shown in the following equation.

$$\alpha = \alpha_{min} + \frac{(\alpha_{max} - \alpha_{min})}{2}(1 - \cos(\omega t)) \quad (9)$$

The unsteady motion is characterized by the reduced frequency of oscillation; from where it is possible to calculate the sinusoidal angular rate, as can be found in Eq. (9). Following the work of McAlister *et al.* (1978), the most significant parameter in the oscillatory motion of an airfoil is its pitching frequency about its quarter-chord axis. In his work, it is shown that the hysteresis loop enlargement and the dynamic stall recovery is delayed as the reduced frequency is increased, deviating from the static airfoil values for aerodynamic coefficients given as function of the incidence angle.

$$k = \frac{\omega c}{2U_{\infty}} \quad (10)$$

The simulation was based on the experiments from Berton *et al.* (2002). For the prescribed motion, the minimum and maximum incidence angles were 6 and 18 degrees, respectively, the reduced frequency for the experiment was given as $k = 0.188$ at a Reynolds number of 10^5 , for a 1-meter-chord NACA 0012 airfoil. To achieve the best possible results, static mesh test was made for an incidences of 0 and 6 degrees, leading to 10% and 5% deviation for both lift and drag aerodynamic coefficients, respectively, in comparison with experimental results from Sheldal *et al.* (1981). For these settings, the mesh refinement level ensures y-plus values that are lower than one in near-wall region across the whole domain. Results are calculated from the first 20 oscillatory cycles, whilst the analysis is performed from the average of the last five simulated cycles.

3.2. Two-dimensional Simulation

The computational simulation results using the k- ω SST model are compared with the experiments from Berton *et al.* (2002) and the k- ϵ Chien and Spalart-Allmaras model two-dimensional simulations from Martinat *et al.* (2008), for a pitching axis located at the center of pressure (one quarter chord aft the leading edge). The aerodynamic coefficients of lift and drag are analyzed as functions of the incidence angle α , as shown below. The different behavior of both lift and drag coefficients prediction can be observed in Fig. 2. It is found that the k- ω SST model presents a behavior that is close to the one associated with the Spalart-Allmaras model, compared to the simulations from Martinat *et al.* (2008). The k- ω SST model underestimates the lift coefficient at the upstroke phase; however, it has a less critical prediction for lift and drag on the downstroke phase.

In the work of Martinat *et al.* (2008) it is possible to evaluate the results from a three-dimensional DDES k- ω SST model. The comparison of such results with those from the RANS k- ω SST model two-dimensional simulation is presented in Fig. 3. It shows that the flow approximation is fairly close for the upstroke phase, indicating that the lift and drag coefficients are not affected by three-dimensional effects. This could be also concluded from the calculated results, since an analysis of the last ten simulated cycles has shown that the aerodynamics coefficients did not change for each incidence angle. The difference comes out during the downstroke phase, in which the flow behavior is proven to be three-dimensional dependent, as concluded in works of McAllister *et al.* (1978) and Martinat *et al.* (2008).

For the downstroke, it can be seen that the present two-dimensional simulation presents a smaller deviation from the experiment, when compared with the three-dimensional simulation from Martinat *et al.* (2008). However, both numerical predictions display high oscillation characteristics during the downstroke phase, showing that the model is not able to capture all the circulation of an oscillatory flow with this scale of complexity. Of course, a flow of such complexity of unsteadiness is not easy to model, as turbulence modelling can render misleading predictions. Also, the two-dimensional approximation can delay separation, giving results more optimistic than observed experimentally.

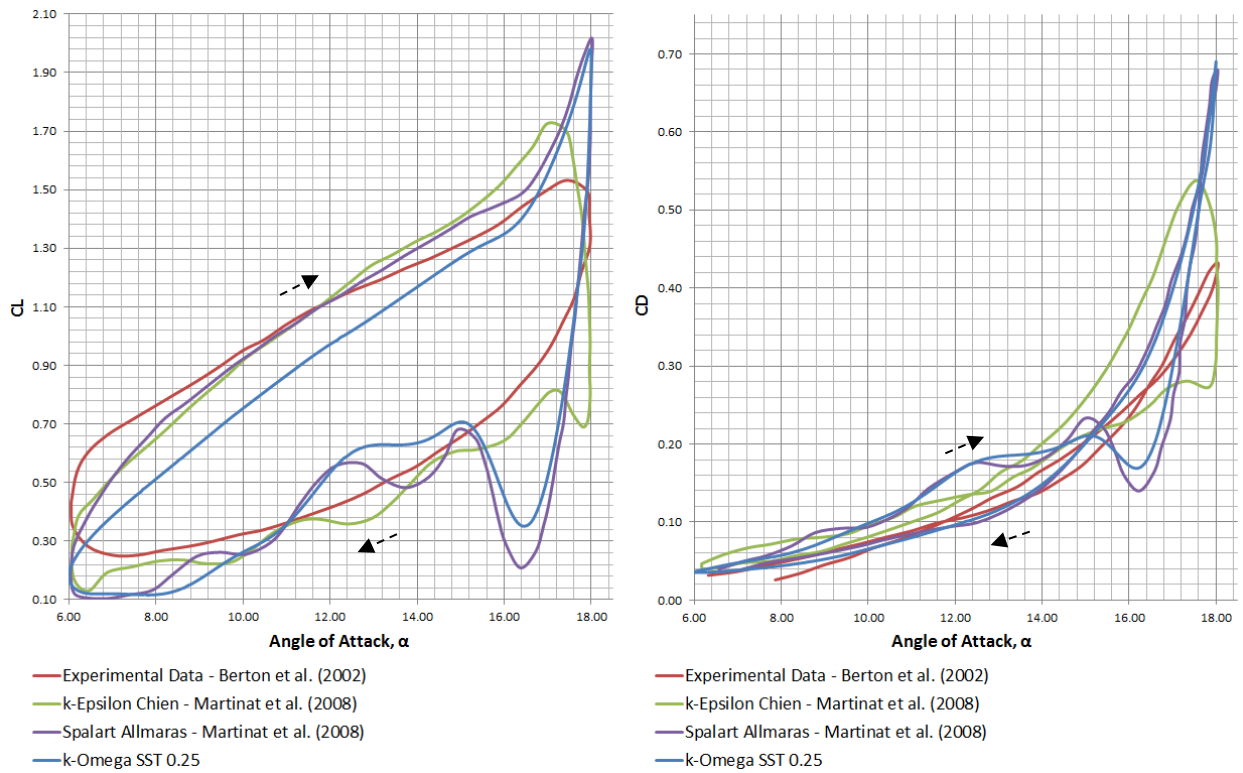


Figure 2. Hysteresis loops obtained with two-dimensional RANS $k-\omega$ SST analysis on lift and drag coefficients compared with the experimental results from Berton *et al.* (2002) and simulations from Martinat *et al.* (2008).

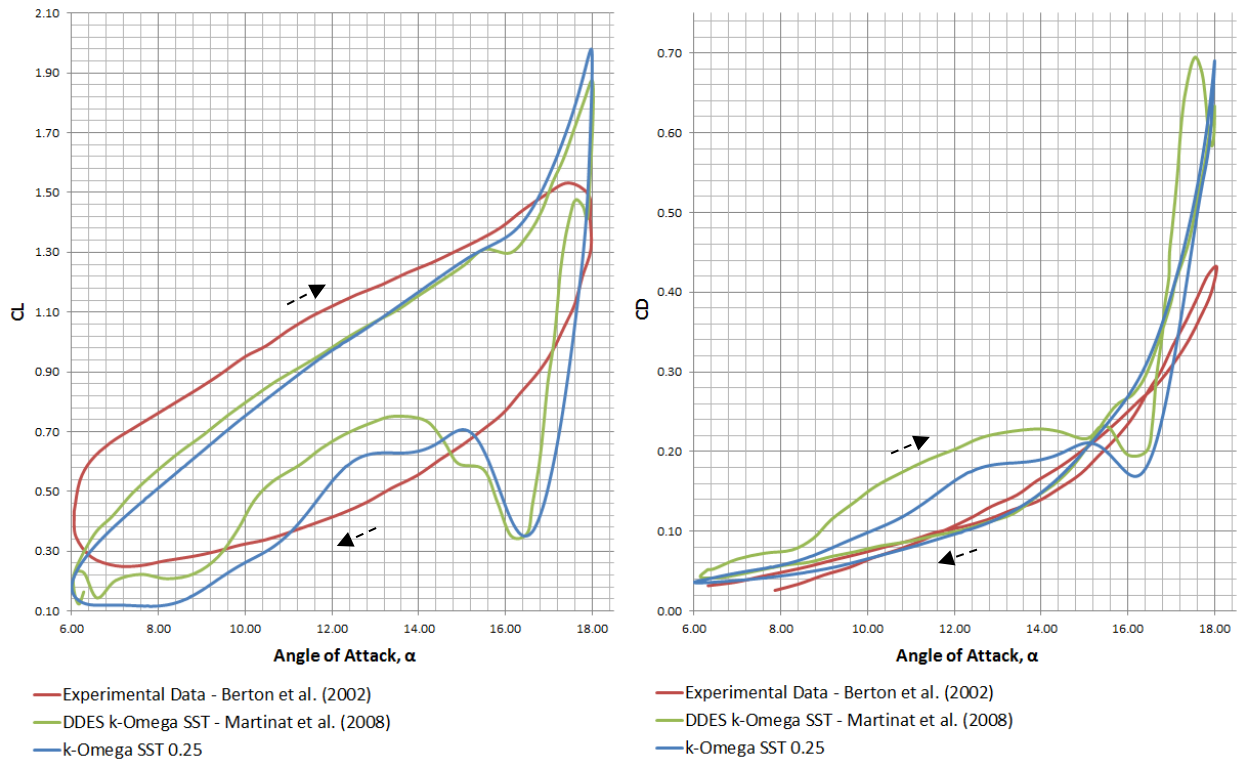


Figure 3. Hysteresis loops obtained with two-dimensional RANS $k-\omega$ SST analysis on lift and drag coefficients compared with the experimental results from Berton *et al.* (2002) and three-dimensional DDES $k-\omega$ SST simulation from Martinat *et al.* (2008).

The flow behavior of the simulation also agrees with the studies presented by McCroskey (1982) and details of unsteady calculation and solutions can be found in McCroskey (1973). During the upstroke, the flows remains attached to the profile up to 12 degrees. At a 14.4 degrees incidence angle two small recirculation regions are formed, one close to the leading and one close to the trailing edge; from this point the separation bubble and turbulent separation point

start moving towards each other due to the increase of the angle of attack. As expected, the dynamic stall for unsteady pitching airfoils is delayed by the influence of its time dependent vortices, whereas static stall would be near to occur at 14 degrees. At an incidence close to 17 degrees, the trailing edge turbulent separation and the separation bubble generates a large area of recirculation, leading to the detachment of the boundary layer at 18 degrees and consequent drastic loss of lift. The flow is kept stalled during most part of downstroke, reattaching close to 7 degrees, as can be observed in the Lift Coefficient vs. Incidence, in Fig. 3, and also in Fig. 4, where the flow is reattached already at 7.2 degrees during downstroke.

In the downstroke phase, where the flow detaches from the airfoil surface, it is also necessary to consider that the lower surface of the airfoil is also acting, in the other direction, producing down force, hence reducing the lift force in the phase. This occurs due to the shape of the airfoil. Since it is symmetric, both surfaces act as predicted by the Coanda Effect. The Coanda Effect explains the bending of fluids around an object due to its viscosity, which makes a fluid thick and makes it stick to a surface (Anderson & Eberhardt, 2001). Due to the difference of speed between fluid parcels of the boundary layer and in its vicinity, shear forces are created, which help attach the flow, and also force it to bend in the direction of the slower layer, the one close to the wall, trying to wrap around the object. Hence, the Coanda Effect explains why there's no lift on a symmetrical airfoil at zero angle of attack, but when it reaches a positive incidence attitude, the flow attaches to the upper surface and due to the shape of the airfoil, the flow is bent in the trailing edge, generating downwash, which causes the lift force over the airfoil.

In the downstroke phase, the flow is better attached to the lower surface of the airfoil, as shown in Fig. 4, which causes the bending of the flow upwards, also generating a 'upwash' at the trailing edge. Due to vortex formation at the trailing edge and stall condition, the boundary layer is detached from the upper surface, causing the abrupt loss of lift. When the flow is reattached near to 7 degrees downstroke, the lower surface return to bend the air down in the trailing edge, as expected for a positive attitude incidence.

Even though the $k-\omega$ SST two-dimensional simulation overestimated the aerodynamic coefficients prediction by some extent, by comparing Fig. 3 it is possible to see that the prediction of the reattachment incidence was the closest one to the experimental reference. Considering the two-dimensional simulations of Martinat *et al.* (2002), the latest $k-\omega$ SST simulation matched accurately with the experiment downstroke reattachment incidence. For the analyzed model performance, it is necessary to account for the influence of the SST limiter, as seen in Eq. (8), which can create a reduction of the eddy viscosity during simulation (Martinat *et al.*, 2002).

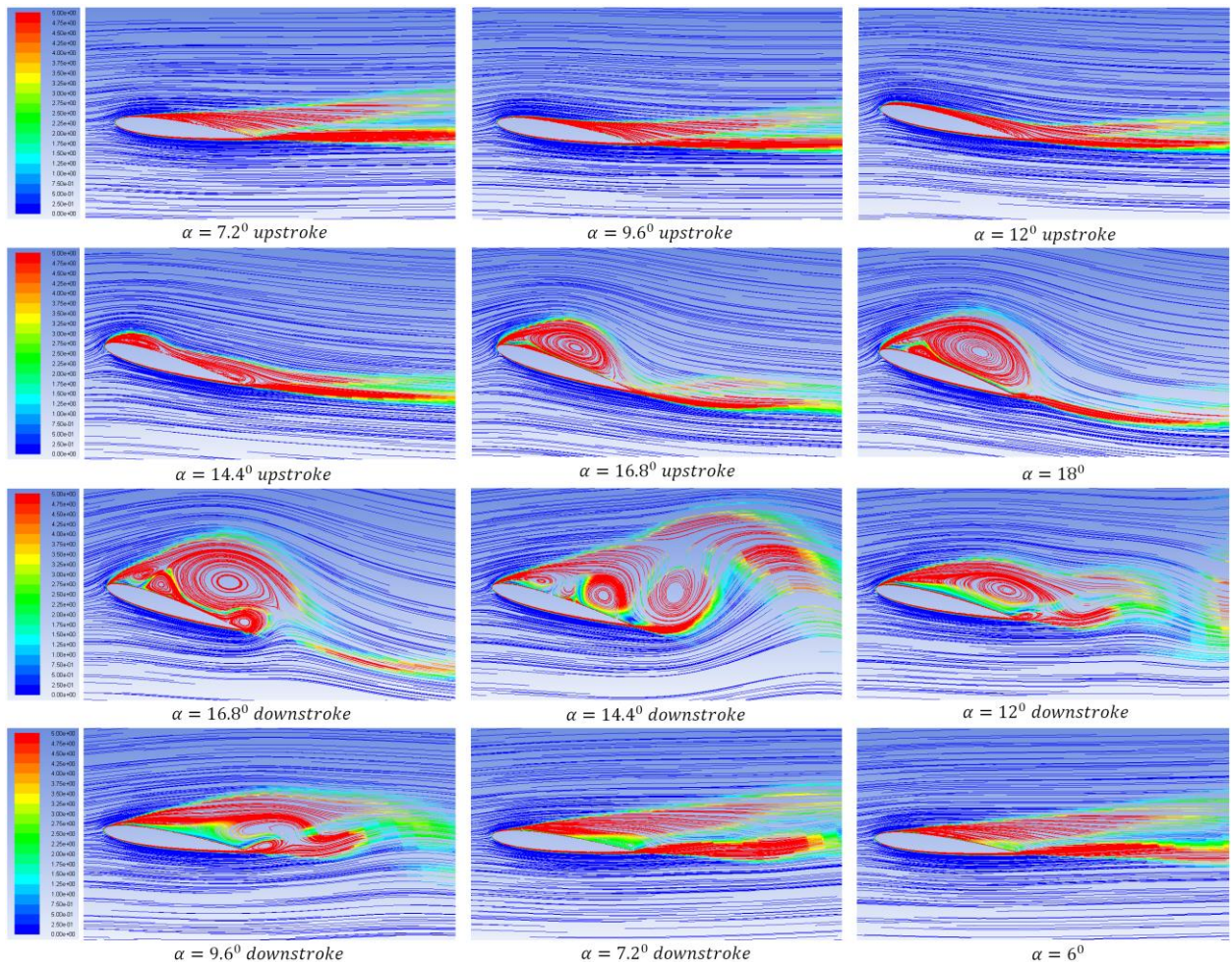


Figure 4. Vorticity for a pitching airfoil using $k-\omega$ SST 2D model; min = 0.0 [1/s]; max = 5.0 [1/s].

There are many factors that can affect the flow behavior under unsteady condition. As found in experiments by McAlister (1978), not only the reduced frequency have a major importance on determining the flow characteristics and vortex dimensions, but also, other factors as the thin airfoil shape, flow velocity and rotation axis. To study the influence of the rotation axis on the vortex formation a test was made in order to compare results from simulations in which such axis was located at the center of pressure (one quarter chord aft the leading edge), and at the middle chord.

The influence of the rotation axis analysis was made in order to compare the results from the $k-\omega$ SST model. It is shown by Fig. 5 that the hysteresis loops for lift and drag coefficients presents a close behavior for both tested cases. Concerning lift coefficients during pitching cycle, when the rotation axis is at the middle chord, a thinner hysteresis loop is observed in comparison with the simulations performed with the rotation axis located at the center of pressure of the airfoil. The hysteresis loop for the drag coefficients is larger when the rotation axis lies at the middle chord, for high incidence angles.

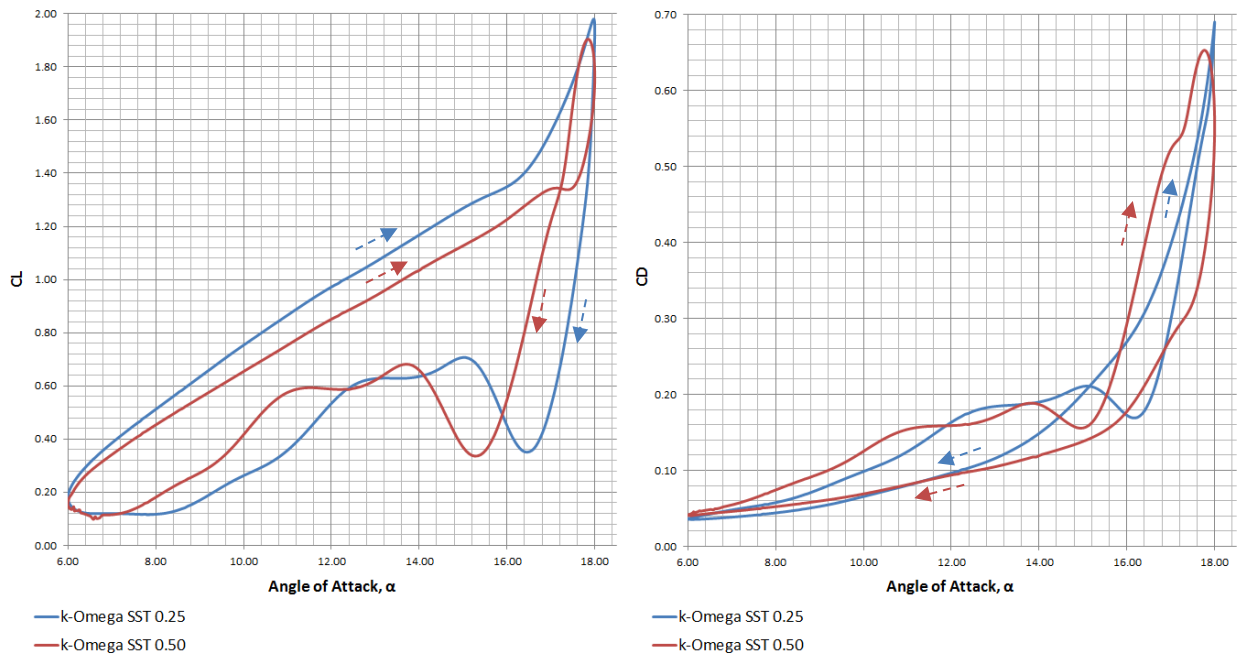


Figure 5 - Hysteresis loops obtained with two-dimensional RANS $k-\omega$ SST computational analysis on lift and drag coefficients for the rotation axis at the Center of Pressure ($x = 0.25 \cdot \text{chord}$) and at the Middle Chord ($x = 0.50 \cdot \text{chord}$).

Both lift and drag coefficients increase with an increase of the velocity in the near-wall region. During the upstroke phase the flow acceleration is more accentuated for the pitching axis at the center of pressure, which is responsible for the larger lift coefficient for this phase. The scenario where the rotation axis is at the middle chord presents a lower lift coefficient curve in the upstroke; however, it is possible to see a raise in the drag coefficient during this phase, which happens due to vortex formation in the trailing edge region. This vortex is responsible for the formation of the trailing edge turbulent separation region, causing the detachment of the boundary layer in that area. This implies a decrease of the boundary layer attached area on the upper surface, which is responsible for the decrease in lift and the increase in drag generation.

At higher incidence angles, the separation bubble that forms close to the leading edge reveals itself more accentuated for the center of pressure rotation axis condition. The boundary layer is attached to the upper surface of the airfoil until the incidence is greater than 17 degrees; at this point, the bubble reaches the trailing edge, causing a full detachment of the boundary layer, hence leading to an abrupt lift loss.

For the middle chord case, the formation of the separation bubble close to the leading edge is delayed. Unlike the center of pressure rotation axis case, in this situation, in the end of the upstroke phase, the bubble did not reach the trailing edge; this will only occur in the downstroke phase after reaching a 17 degrees angle of attack, causing a full detachment of the boundary layer. Hence, an abrupt lift loss occurs at an incidence angle close to 17 degrees during the downstroke phase. The flow will reattach at a low incidence angle, of about 7 degrees, as also predicted by the center of pressure pitching case.

Both cases were able to predict the same reattachment incidence angle, close to 7 degrees, as also occur in the experiments from Berton *et al.* (2002). The lack of experimental data for the pitching axis at the middle chord prevents a full analysis of the flow prediction for the case. However, the simulation for the pitching axis at the center of pressure produced results that can be accurately used for the analysis of flow behavior. Therefore, it is possible to assess first

impressions on the influence of the pitching axis position by comparing results from the performed $k-\omega$ SST two-dimensional simulations.

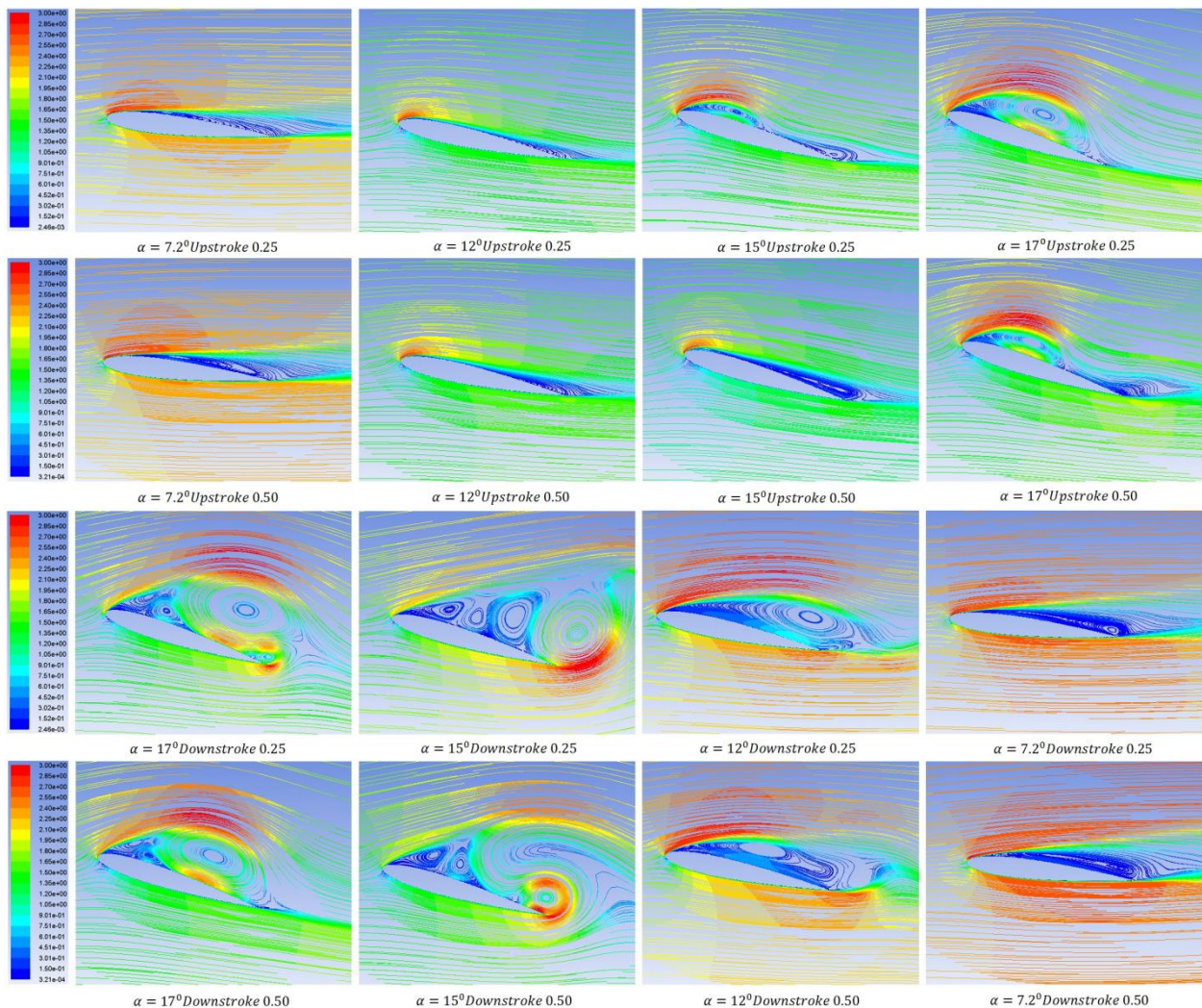


Figure 6 – Velocity stream lines for a pitching airfoil rotation at the Center of Pressure ($x = 0.25 \cdot \text{chord}$) and at the Middle Chord ($x = 0.50 \cdot \text{chord}$).

4. CONCLUSIONS

Simulations were carried out on a NACA0012 airfoil using the commercial software Fluent 6.4 and using the RANS model $k-\omega$ SST in order to study the behavior of flow under an unsteady airfoil flight condition. The results were compared with experimental data and RANS and DDES turbulence models to better understand the behavior and check accuracy on the flow characteristics prediction of a $k-\omega$ SST two-dimensional simulation with Reynolds Number of 10^5 .

The use of a Sliding Mesh concept is proven to be reliable for steady flows, as the comparison with other results cases from different turbulence models have shown similarity on flow behavior and results. The mesh refining close to the near-wall region is crucial for achieving an accurate modelling, and the use of a sliding mesh for unsteady flows simulation can assure results as reliable as the usual hybrid tri/quad dynamic meshes, since it is possible to maintain the mesh quality at near-wall regions for quad cells during the mesh motion.

Although the described model was capable of predicting accurately well dynamic stall and the reattachment downstroke incidence angle, the aerodynamic coefficients calculated for the flow under a pitching condition deviated from the experimental data, which occurs due to the complexity of modelling a flow with this level of unsteadiness with a two-dimensional, RANS approach. However, the behavior for the vorticity cycles matched with those expected from literature results. Hence, it is possible to conclude that the two-dimensional study of a pitching airfoil can provide an appropriate, simplified understanding of the behavior of an unsteady flow and its vortex formation pattern. The two-dimensional simulation was also important to enlighten the Coanda Effect during the downstroke phase, acting in the lift loss at dynamic stall.

The study of the influence of the pitching axis position in unsteady flows consisted in an initial step for the understanding of the variables that can alter flow behavior. For a more deep understanding, other positions for the

pitching axis should be analyzed, rather than just two cases. Nevertheless, the conducted preliminary study shows a decrease of the dynamic stall incidence angle and almost the same reattachment incidence for the downstroke phase when one compares pitching movements about the half chord and the center of pressure locations, respectively.

One also concludes that, even though RANS models have been proved to predict accurately well many industrial and aerodynamic flows, it is still hard to complex, unsteady flow. The models are able to predict some of its characteristics, yet not fully. In any event, the results have been critically important for the flow behavior understanding, where even with the overprediction of some characteristics, the qualitative behavior matched the expected one.

5. ACKNOWLEDGEMENTS

The authors would like to thank the Air Force Office of Scientific Research (AFOSR) for the financial support to the project “Variable Camber Morphing Wings”.

6. REFERENCES

- Anderson, D.F., Eberhardt, S., 2001, “Understanding Flight”, Ed. McGraw-Hill, New York, United States of America, 239 p.
- ANSYS, Inc., 2012, “ANSYS FLUENT User’s Guide”, Release 14.5, ANSYS, Inc., Canonsburg, United States of America, 2546 p.
- Berton, E., Allain, C., Favier, D., Maresca, C., 2002, “Experimental methods for subsonic flow measurements. In: Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design”, vol. 81, pp. 251–260 (dedicated volume in Progress in Computational Flow–Structure Interaction).
- Berton, E., Favier, D., Maresca, M., 1997, “Embedded l.v. methodology for boundary-layer measurements on oscillating models”, AIAA Paper 97-1832.
- Martinat, G., Braza, M., Hoarau, Y., Harran, G., 2008, “Turbulence modelling of the flow past a pitching NACA0012 airfoil at 10^5 and 10^6 Reynolds Numbers”, Journal of Fluids and Structures 24, (2008) 1294-1303.
- McAlister, K.W., Carr, L.W., McCroskey, W.J., 1978, “Dynamic Stall Experiments on the NACA 0012 Airfoil”, NASA Technical Paper 1100.
- McCroskey, W.J., 1973, “Inviscid flowfield of Unsteady Airfoil”, AIAA Journal, 11:2230-37.
- McCroskey, W.J., 1982, “Unsteady Airfoils”, Annual Reviews on Fluid Mechanics, 14:285-311.
- Menter, F.R., 1993, “Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamics flows”, AIAA Paper 93-2906.
- Menter, F.R., Kuntz, M., Langtry, R., 2003, “Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model”, Turbulence, Heat and Mass Transfer, Vol. 4.
- Munk, M.M., 1922, “General Theory of Thin Wing Sections”, NACA Technical Report 142, Washington.
- Sheldal, R.E., Klimas, P.C., 1981, “Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections through 180-Degree Angle of Attack for use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines, Sandia National Laboratories Energy Report, SAND80-2114.

7. RESPONSIBILITY NOTICE

“The authors are the only responsible for the printed material included in this paper”.

UMA REVISÃO SOBRE A TECNOLOGIA DE AERONAVES DE GEOMETRIA ADAPTATIVA

Thiago de Paula Sales, Laboratório de Mecânica de Estruturas Prof. J. E. T. Reis, thiago@doutorado.ufu.br
Domingos Alves Rade, LMEst/UFU, IEM/ITA, domingos@ufu.br

Resumo: Este texto apresenta alguns dos principais estudos relacionados à tecnologia de aeronaves de geometria adaptativa. Inicialmente, uma breve contextualização histórica é apresentada. Na sequência, relações qualitativas tipo causa-efeito são consideradas para a constatação de quais benefícios podem resultar da adoção de geometria variável em aeronaves. Por fim, são considerados alguns dos principais trabalhos de pesquisa realizados acerca do assunto, algumas iniciativas tomadas pelo setor privado, bem como conceitos relatados na literatura. As principais conclusões indicam que grandes avanços já foram conquistados, como comprovam implementações funcionais observadas em aviões de combate, mas que esforços de pesquisa e desenvolvimento são necessários para que projetos de aeronaves de geometria adaptativa tornem-se eficazes, seguros e prática comum, dada a natureza multidisciplinar do tema.

Palavras-chave: Aeronaves de geometria adaptativa, materiais inteligentes, estruturas inteligentes, estruturas adaptativas.

1. INTRODUÇÃO

Desde os primórdios da humanidade, o homem observa e aprende com a natureza. O desenvolvimento do voo autossustentado, por exemplo, começou no final do Século XIX, e início do Século XX, tendo como principal inspiração o voo de pássaros. É claro que a revolução industrial, bem como a compreensão de fenômenos físicos relacionados à mecânica dos fluidos, ajudaram a alavancar o campo da aeronáutica em momentos seguintes. Por outro lado, os primeiros projetos aeronáuticos foram fortemente influenciados pela imaginação humana. Prova disso são desenhos do inventor e engenheiro francês Clément Ader (1841-1925), que datam de antes de 1900; protótipos chegaram a ser construídos, mas nunca voaram [Fig. (1)]. Um contemporâneo de Ader foi o engenheiro alemão Otto Lilienthal (1848-1896), idealizador de planadores; com estes, registrou mais de 2000 voos entre os anos de 1891 a 1896, quando de um acidente fatal [Fig. (2)].

Fica clara, se analisados estes e outros casos, a tentativa de alçar voo por meio de inspiração na natureza. Animais que detêm a capacidade de voar o conseguem devido a evolução que apresentaram ao longo de milhões de anos. O homem, por sua vez, tentou copiar algumas das características mais marcantes destes animais, como as alterações geométricas associadas às asas de aves, por exemplo. Essas são utilizadas para levantar voo, gerar propulsão, garantir estabilidade, entre outros. Além disso, alterações geométricas também permitem a uma ave alterar entre voo nivelado, a realização de mergulho para caça, execução de manobras furtivas, etc.. Para exemplificar, o falcão peregrino é mostrado na Fig. (3) em situações distintas de voo; esta ave é capaz de realizar sobrevoos por longos períodos de tempo, e então mergulhar em alta velocidade para a captura de alimento.

Tomando por base o voo de pássaros, os irmãos Wright, ainda em 1902, propuseram o uso de torção de asa para realização do controle de voos autossustentados. Uma patente foi concedida para este tipo de aplicação, e o princípio foi usado no Wright Flyer, com a adoção de um sistema de cabos e polias, acionado pela movimentação lateral do piloto, que se posicionava deitado no protótipo de avião.

Com o passar do tempo, várias outras patentes que tinham como inspiração a natureza para auxiliar no controle de aeronaves foram registradas. A busca por maiores velocidades de voo, contudo, aliada à flexibilidade das estruturas então empregadas para construção aeronáutica, ocasionou acidentes aéreos devidos a fenômenos aeroelásticos, como divergência e flutter. Assim, logo na sequência da 1ª Guerra Mundial, aeronaves foram desenvolvidas com materiais mais rígidos, possibilitando maiores velocidades, mas limitando a aplicabilidade de sistemas inspirados na natureza para o

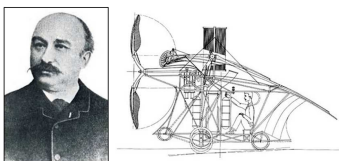


Figura 1. Clément Ader e um de seus protótipos.

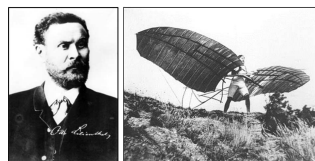


Figura 2. Otto Lilienthal e um de seus planadores.



Figura 3. Falcão peregrino em diferentes configurações de voo, como se vê através de suas asas e cauda.

controle de voo, por exemplo. Com isso, superfícies auxiliares, como flaps, slats, freios aerodinâmicos, etc., tornaram-se cada vez mais populares e presentes na aviação, desempenhando papel de controle ou de hiper-sustentação, conforme o caso (Weisshaar, 2013).

Independente da forma como acontece, é evidente a necessidade de reconfiguração geométrica para o voo de animais, ou de aeronaves, seja para possibilitar controle, propulsão, modificação de propósito, etc.. A adoção de superfícies auxiliares em aeronaves permanece até hoje devido a seu aperfeiçoamento, e a não necessidade de sua substituição. Por outro lado, hoje há a preocupação de se produzir aeronaves que sejam cada vez mais econômicas, ao menos na aviação civil. Flaps, por exemplo, levam a descontinuidades na superfície de sustentação, o que implica maior esforço devido ao arrasto aerodinâmico, e a um subsequente maior gasto energético. Além disso, superfícies auxiliares tradicionais também assumem responsabilidade por grande parte do ruído gerado nas etapas de decolagem e de aterrissagem de jatos comerciais. Por estes motivos, alternativas têm sido buscadas para o desenvolvimento de asas com geometria adaptativa, isto é, capazes de ter sua forma alterada, como realizam aves, por exemplo.

Ao longo do Século XX, este tipo de abordagem não foi completamente esquecida, como comprovam o contínuo registro de patentes, o desenvolvimento de protótipos, e a construção de aeronaves com asas de enflechamento variável, por exemplo (Weisshaar, 2013). Contudo, apesar de viabilidade ter sido comprovada em vários casos, em outros o acréscimo de peso e/ou custos resultavam proibitivos, muito em função dos sistemas empregados para atuação. Por este motivo, a consideração de asas com geometria adaptativa mostra-se vantajosa quase que exclusivamente quando requisitos conflitantes devem ser alcançados pelo projeto aeronáutico. Por outro lado, aeronaves que daí resultam muito provavelmente serão superiores em relação a outras alternativas, geralmente por serem versáteis graças a possibilidade de reconfiguração.

Outro ponto que merece destaque para o aumento de interesse relacionado a aeronaves com geometria adaptativa é o desenvolvimento dos denominados materiais inteligentes (Leo, 2007). Estes podem ser empregados como atuadores que dispõem de vantagens por serem compactos, possibilitar atuação distribuída, desempenhar simultaneamente função estrutural, e possuírem alta densidade energética ou altas taxas de resposta, conforme o caso. Sistemas de atuação que empregam tais materiais podem levar a uma redução de peso se considerados para comparação aqueles sistemas tradicionais de natureza hidráulica e/ou pneumática. Exemplos de materiais inteligentes compreendem materiais piezelétricos, ligas com memória de forma, fluidos magneto-reológicos e eletro-reológicos, etc..

Considerando o exposto anteriormente, o presente resumo expandido busca apresentar alguns dos principais avanços relacionados à tecnologia envolvida com aeronaves de geometria adaptativa. Na sequência, enfoque é dado às possibilidades até então consideradas para modificação geométrica. Projetos de pesquisa e conceitos expostos na literatura são então brevemente considerados. Por fim, conclusões são apresentadas.

2. O QUE ADAPTAR E POR QUÊ?

Como apontado por Jha e Kudva (2004), várias são as opções para reconfiguração geométrica de asas de aeronaves. De acordo com as teorias clássicas empregadas em seu projeto [como detalha Raymer (2012), por exemplo], influências podem ser estabelecidas de modo qualitativo como apresentado na Tab. (1). Por outro lado, o projeto de aeronaves com geometria adaptativa deve ser conduzido com cautela, tendo em vista que, como já mencionado, pode haver acréscimo de peso, e reconfiguração pode sobrecarregar um ou outro sub-sistema com demandas adicionais.

Tabela 1. Efeitos oriundos de alterações geométricas na asa sobre o desempenho de aeronaves (Jha e Kudva, 2004).

Parâmetro	Variação	Efeitos resultantes (com parâmetros restantes mantidos fixos)
Área planar da asa	+	Aumento na sustentação e na capacidade de carga
	-	Diminuição do arrasto parasita
Razão de aspecto	+	Aumento de L/D , do tempo de <i>loiter</i> , na distância de cruzeiro e nas taxas de curvas; Diminuição nos requisitos para motores
	-	Aumento da velocidade máxima; Diminuição no arrasto parasita
Ângulo de diedro	+	Aumento do momento de rolagem e da estabilidade lateral
	-	Aumento da velocidade máxima
Enflechamento	+	Aumento do $Ma_{crítico}$ e do efeito diedro; Diminuição do arrasto devido a ondas de choque
	-	Aumento do $(C_L)_{máx}$
Razão de afilamento	±	Eficiência da asa (distribuição da sustentação) e arrasto induzido
Distribuição de torção	±	Previne o stall de ponta de asa e altera a distribuição de sustentação
Curvatura do aerofólio	±	Modifica o ângulo de sustentação nula, a eficiência do aerofólio e o comportamento de separação
Razão espessura/corda	+	Aerofólio com melhor desempenho em baixas velocidades
	-	Aerofólio com melhor desempenho em altas velocidades
Raio do bordo de ataque	+	Aerofólio com melhor desempenho em baixas velocidades
	-	Aerofólio com melhor desempenho em altas velocidades
Distribuição de espessura	±	Modifica características do aerofólio, e a transição laminar/turbulento

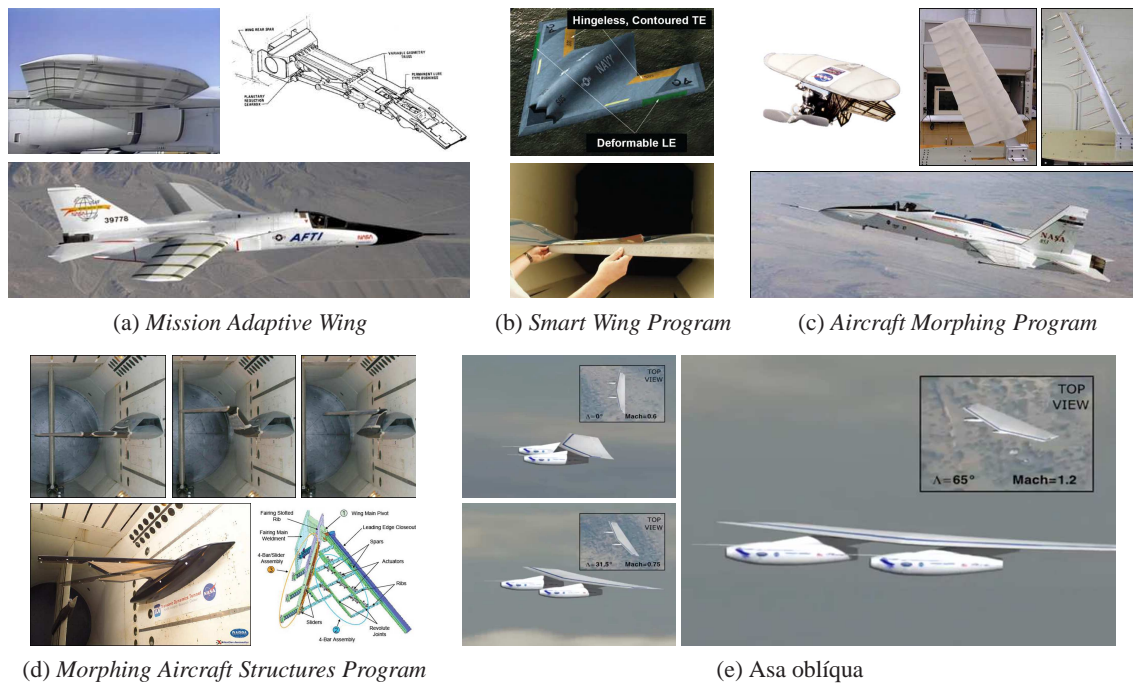


Figura 4. Principais iniciativas governamentais dos EUA relacionadas a aeronaves de geometria adaptativa.

Das possibilidades apontadas na Tab. (1), umas são, por razões construtivas, de implementação claramente mais fácil que outras. Barbarino *et al.* (2011) confirmam, por exemplo, que a maioria dos estudos recentes que lidam com aeronaves de geometria adaptativa visam alterações na curvatura de aerofólios e na distribuição de torção ao longo da asa. Modificações de enflechamento e de envergadura (alterações simultâneas da área planar da asa e de sua razão de aspecto) já foram relativamente bastante estudadas, e se encontram num estado maduro, a ponto de já terem permitido implementações funcionais. Poucos estudos interessaram-se por variações no ângulo de diedro e na flexão ao longo da envergadura de asas. Alterações na corda têm sido menos investigadas, já que trazem poucos benefícios e são muito desafiadoras do ponto de vista estrutural.

3. TRABALHOS RECENTES

Nos últimos anos, incontáveis trabalhos científicos foram publicados acerca de aeronaves com geometria adaptativa. Prova disto é a publicação de várias revisões bibliográficas, assim como de um livro a respeito do tema (Weisshaar, 2006; Thill *et al.*, 2008; McGowan *et al.*, 2009; Sofla *et al.*, 2010; Gomez e Garcia, 2011; Barbarino *et al.*, 2011; Taha *et al.*, 2012; Valasek, 2012; Vasista *et al.*, 2012; Weisshaar, 2013; Sinapius *et al.*, 2014; Barbarino *et al.*, 2014).

Grandes projetos de pesquisa realizados nos Estados Unidos da América incluem: o programa *Mission Adaptive Wing* (1975-1988); o *Smart Wing Program*; o *Aircraft Morphing Project* (NASA Langley, 1994-2004); e o *Morphing Aircraft Structures Program* (DARPA, 2002-2007). Lá, há ainda a investigação do uso de asas oblíquas, que conta com parceria entre a NASA e a DARPA, entre outras iniciativas. A Fig. (4) ilustra parte destas iniciativas.

Na Europa, o Centro Aeroespacial Alemão (DLR) é o principal responsável por diversos conceitos, como o *finger* e o *belt-rib*, mostrados na Fig. (5). Também foram pesquisados pelo instituto arqueamento variável no bordo de fuga, e a utilização de um *bump* para redução de arrasto em regime trans-sônico. Outros estudos tiveram como enfoque um bordo de ataque adaptativo; um protótipo fora construído para validação bem-sucedida do conceito.

Empresas privadas também mostram certo interesse no desenvolvimento de aeronaves adaptativas. A FlexSys desenvolveu o *adaptive compliant trailing edge* a partir de mecanismos flexíveis; as últimas notícias a respeito do protótipo de produto dão conta da realização de testes em voo. A Festo desenvolveu o *SmartBird*, que consiste em uma aeronave não-tripulada controlada remotamente, e que teve seus mecanismos de funcionamento e de voo completamente baseados na mecânica exibida por pássaros. Uma parceria entre a Bell e a Boeing resultou em uma aeronave extremamente versátil, o V-22 Osprey, que funciona como peça estratégica para as forças armadas norte-americanas.

Outros vários conceitos também foram apresentados na literatura. Estes compreendem a adoção de fios de liga com memória de forma; a aplicação de motores ultrassônicos piezelétricos; o emprego de *macro-fiber composites*; o uso de materiais compostos bi- ou multi-estáveis; entre outros. Vários trabalhos também se dedicam a modelagem e a métodos para análise de sistemas aeronáuticos com geometria adaptativa, tendo em vista a necessidade de projeto adequado.

4. CONCLUSÃO

Os vários trabalhos de pesquisa divulgados na literatura científica comprovam a relevância dos estudos acerca de aeronaves de geometria adaptativa. Vários avanços já foram conseguidos, como comprovam implementações operacionais

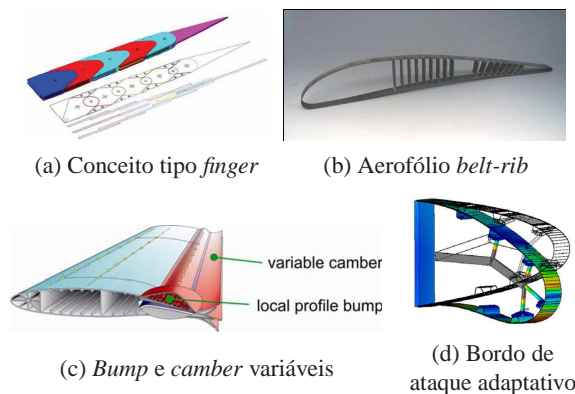


Figura 5. Conceitos desenvolvidos pelo DLR.

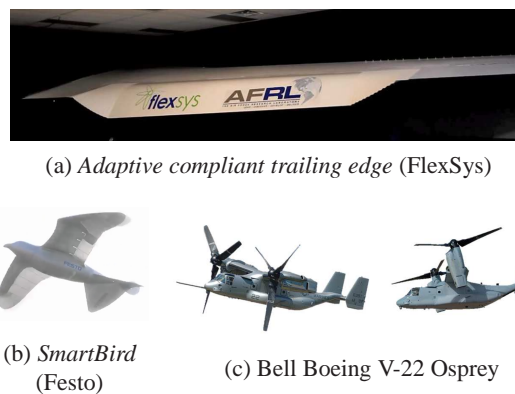


Figura 6. Envolvimento da iniciativa privada com aeronaves de geometria adaptativa.

que envolvem, por exemplo, enflechamento variável para operação de caças em regimes sub-, trans- e super-sônico. Pesquisas mais recentes buscam a integração de alternativas para atuação, visando redução de peso, e projetos mais adequados, pela distribuição de esforços de atuação.

Por outro lado, aeronaves com geometria variável ainda devem levar certo tempo para se tornar uma opção viável. Barbarino *et al.* (2011), por exemplo, mencionam que, de acordo com a NASA, 20 a 30 anos serão necessários para que as aeronaves tornem-se mais parecidas com pássaros, e deixem de ter superfícies de controle discretas para alterar sua forma de maneira mais fluida e contínua. Ademais, a natureza multidisciplinar associada a estruturas inteligentes adaptativas acarreta aumento significativo de complexidade ao projeto aeronáutico. Assim, vários avanços ainda se mostram necessários para a adoção de asas com curvatura variável, ou com distribuição de torção adaptativa, por exemplo.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à CAPES, ao CNPq, à FAPEMIG, ao INCT-EIE, e ao *Air Force Office of Scientific Research* pelo suporte financeiro.

6. REFERÊNCIAS

- Barbarino, S., Flores, E.I.S., Ajaj, R.M., Dayyani, I. e Friswell, M.I., 2014. "A review on shape memory alloys with applications to morphing aircraft". *Smart Materials and Structures*, Vol. 23, No. 6, pp. 063001–19.
- Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R.M., Friswell, M.I. e Inman, D.J., 2011. "A review of morphing aircraft". *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 22, No. 9, pp. 823–877.
- Gomez, J.C. e Garcia, E., 2011. "Morphing unmanned aerial vehicles". *Smart Materials and Structures*, Vol. 20, No. 10, pp. 103001–16.
- Jha, A.K. e Kudva, J.N., 2004. "Morphing aircraft concepts, classifications, and challenges". *Proc. SPIE 5388, Smart Structures and Materials 2004*, pp. 213–224.
- Leo, D.J., 2007. *Engineering Analysis of Smart Material Systems*. John Wiley & Sons.
- McGowan, A.M.R., Vicroy, D.D., Busan, R.C. e Hahn, A.S., 2009. "Perspectives on highly adaptive or morphing aircraft". In *NATO-RTO Applied Vehicle Technology Panel Symposium*. 14 p. RTO-MP-AVT-168.
- Raymer, D., 2012. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, 5ª Edição.
- Sinapius, M., Monner, H.P., Kintscher, M. e Riemenschneider, J., 2014. "DLR's morphing wing activities within the european network". *Procedia IUTAM*, Vol. 10, No. 0, pp. 416–426.
- Sofla, A., Meguid, S., Tan, K. e Yeo, W., 2010. "Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges". *Materials & Design*, Vol. 31, No. 3, pp. 1284–1292.
- Taha, H.E., Hajj, M.R. e Nayfeh, A.H., 2012. "Flight dynamics and control of flapping-wing MAVs: a review". *Nonlinear Dynamics*, Vol. 70, No. 2, pp. 907–939.
- Thill, C., Etches, J., Bond, I., Potter, K. e Weaver, P., 2008. "Morphing skins". *The Aeronautical Journal*, Vol. 112, No. 1129, pp. 117–139.
- Valasek, J., 2012. *Morphing aerospace vehicles and structures*. John Wiley & Sons.
- Vasista, S., Tong, L. e Wong, K.C., 2012. "Realization of morphing wings: A multidisciplinary challenge". *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 1, pp. 11–28.
- Weisshaar, T.A., 2006. "Morphing aircraft technology - new shapes for aircraft design". In *NATO-RTO Applied Vehicle Technology Panel Symposium*. 20 p. RTO-MP-AVT-141.
- Weisshaar, T.A., 2013. "Morphing aircraft systems: Historical perspectives and future challenges". *Journal of Aircraft*, Vol. 50, No. 2, pp. 337–353.

7. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.

AFOSR Deliverables Submission Survey

Response ID:5776 Data

1.

1. Report Type

Final Report

Primary Contact E-mail

Contact email if there is a problem with the report.

rade@ita.br

Primary Contact Phone Number

Contact phone number if there is a problem with the report

+55-12-982647001

Organization / Institution name

Federal University of Uberlandia

Grant/Contract Title

The full title of the funded effort.

Variable Camber Morphing Wings

Grant/Contract Number

AFOSR assigned control number. It must begin with "FA9550" or "F49620" or "FA2386".

FA9550-12-1-0447

Principal Investigator Name

The full name of the principal investigator on the grant or contract.

Domingos Alves Rade

Program Manager

The AFOSR Program Manager currently assigned to the award

Dr. Brett Pokines

Reporting Period Start Date

09/01/2012

Reporting Period End Date

11/30/2013

Abstract

This project is inserted within the scope of the technology of morphing aircrafts. The research team investigated, in a multidisciplinary framework, the design methodology of variable camber morphing wings based on the use of active materials, namely piezoelectric materials and shape memory alloys. The research work has been carried out in partnership with Prof. Daniel J. Inman, from the Department of Aerospace Engineering of the University of Michigan. After preliminary assessment of various innovative candidate morphing strategies, the research evolved to the concept of active meta-structures based on shape memory alloys, which is currently in development in the context of a Ph.D. thesis jointly advised by Profs. Domingos A. Rade and Daniel J. Inman.

The main accomplishments made are the following:

DISTRIBUTION A: Distribution approved for public release.

1. development of a methodology for the multidisciplinary design of variable camber morphing wings based on finite element simulations, encompassing the modeling of the thermo-mechanical behavior of shape memory alloys and aerodynamic transient analysis. This methodology enables to evaluate the evolution of the aerodynamic forces and moment during the morphing transition.

2. conceptual design and tests of variable camber aerodynamic profiles combining shape memory alloy wires and permanent magnets to achieve multi-stable configuration for morphing purposes.

Distribution Statement

This is block 12 on the SF298 form.

Distribution A - Approved for Public Release

Explanation for Distribution Statement

If this is not approved for public release, please provide a short explanation. E.g., contains proprietary information.

SF298 Form

Please attach your SF298 form. A blank SF298 can be found [here](#). Please do not password protect or secure the PDF. The maximum file size for an SF298 is 50MB.

[FA9550-12-1-0447-SF298.pdf](#)

Upload the Report Document. File must be a PDF. Please do not password protect or secure the PDF. The maximum file size for the Report Document is 50MB.

[FA9550-12-1-0447 final report.pdf](#)

Upload a Report Document, if any. The maximum file size for the Report Document is 50MB.

Archival Publications (published) during reporting period:

•Sales, T.P., Del Claro, V.T.S., Souza, F.J., Rade, D.A., INVESTIGAÇÃO COMPUTACIONAL DE CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS TRANSIENTES DE AEROFÓLIOS ADAPTATIVOS (COMPUTATIONAL INVESTIGATION OF THE AERODYNAMIC TRANSIENT CHARACTERISTICS OF MORPHING AIRFOILS). Proceedings of the Brazilian Congress of Mechanical Engineering - CONEM 2014, Uberlândia, Brazil, 2014.

•Sales, T.P., Del Claro, V.T.S., Souza, F.J., Rade, D.A., STUDY OF THE FLOW OVER AN OSCILLATING NACA0012 AIRFOIL. Proceedings of the Brazilian Congress of Mechanical Engineering - CONEM 2014, Uberlândia, Brazil, 2014.

•Sales, T.P., Del Claro, V.T.S., Souza, F.J., Rade, D.A., UMA REVISÃO SOBRE A TECNOLOGIA DE AERONAVES DE GEOMETRIA ADAPTATIVA (A REVIEW ABOUT THE MORPHING WING TECHNOLOGY). Proceedings of POSMEC 2013, Uberlândia, Brazil, 2013.

Changes in research objectives (if any):

Change in AFOSR Program Manager, if any:

Extensions granted or milestones slipped, if any:

AFOSR LRIR Number

LRIR Title

Reporting Period

Laboratory Task Manager

DISTRIBUTION A: Distribution approved for public release.

Program Officer**Research Objectives****Technical Summary****Funding Summary by Cost Category (by FY, \$K)**

	Starting FY	FY+1	FY+2
Salary			
Equipment/Facilities			
Supplies			
Total			

Report Document**Report Document - Text Analysis****Report Document - Text Analysis****Appendix Documents****2. Thank You****E-mail user**

Feb 01, 2016 10:41:27 Success: Email Sent to: rade@ita.br

Response ID: 5776

Survey Submitted:	Feb 1, 2016 10:41 AM
IP Address:	189.15.74.245
Language:	English (pt-BR;pt;q=0.8,en-US;q=0.5,en;q=0.3)
User Agent:	Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:43.0) Gecko/20100101 Firefox/43.0
Http Referrer:	http://www.wpafb.af.mil/library/factsheets/factsheet.asp?id=9389
Page Path:	1 : (SKU: 1) 2 : Thank You (SKU: 2)
SessionID:	1454329896_56af5028040217.01649878

Response Location

Country:	Brazil
Region:	15

DISTRIBUTION A: Distribution approved for public release.

City:	Uberlândia
Postal Code:	38405
Long & Lat:	Lat: -18.916700363159, Long:-48.299999237061