Ticiano Monte Lucio da Silva

***AEROELASTICIDADE TRANSÔNICA DE AEROFÓLIO
COM ARQUEAMENTO VARIÁVEL***

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia
de São Carlos, da Universidade de São Paulo,
como parte dos requisitos para obtenção do
título de Mestre em Engenharia Mecânica. Área
de concentração: Aeronaves.

Orientador: Prof. Assoc. Flávio Donizeti Marques

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS
ÁREA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

São Carlos

- Abril/2010 -

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato(a): Engenheiro **TICIANO MONTE LUCIO DA SILVA**.

Dissertação defendida e julgada em 17/06/2010 perante a Comissão Julgadora:

Prof. Associado **FLÁVIO DONIZETI MARQUES – (Orientador)**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

APROVADO

Prof. Dr. **PAULO CELSO GRECO JUNIOR**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

APROVADO

Prof. Dr. **ROBERTO GIL ANNES DA SILVA**
(Instituto Tecnológico de Aeronáutica/ITA)

Aprovado

Prof. Associado **JONAS DE CARVALHO**
Coordenador do Programa de Pós-Graduação em
Engenharia Mecânica

Prof. Titular **GERALDO ROBERTO MARTINS DA COSTA**
Presidente da Comissão da Pós-Graduação da EESC

(...)“e Deus escolheu as coisas humildes do mundo, e as desprezadas, e aquelas que não são, para reduzir a nada as que são; a fim de que ninguém se vanglorie na presença de Deus. Mas vós sois dEle, em Cristo Jesus, o qual se nos tornou, da parte de Deus, sabedoria, e justiça e santificação e redenção, para que, como está escrito: Aquele que se glorie, glorie-se no senhor”(1 Coríntios 1:28 a 31).

Dedico este trabalho a todos àqueles que acreditam que a ousadia e o erro são caminhos para as grandes realizações.

Agradecimentos

Primeiramente a Deus por todas as bênçãos que Ele me concedeu, pelo seu amor, sua graça e força. Pela sua orientação e por sua presença constante em minha vida.

Ao Prof. Assoc. Flávio Donizeti Marques pela orientação, confiança, paciência e sobretudo pela dedicação com que se envolveu neste projeto tornando possível a realização das atividades deste trabalho.

Ao Prof. Dr. João L. F. Azevedo e ao grupo do CTA/IAE, em São José dos Campos, por cooperarem diretamente nas atividades do trabalho fornecendo o código CFD e as informações necessárias para utilização e desenvolvimento deste.

Ao Prof. Paulo Greco pela estimada ajuda durante o projeto.

A todos os amigos, professores e funcionários do Departamento de Engenharia dos Materiais Aeronáutica e Automobilística pela ajuda, paciência e sabedoria, em especial: Claudio, Mauricio, Vinícius, Glauco, Edson, Elizangela...

A minha mãe Cristina, meu pai Edmilson e minha irmã Talita pelo amor, apoio, compreensão, carinho e paciência ao longo de todos esses anos.

A minha namorada Mariane pela ajuda e incentivo em momentos difíceis.

Aos amigos e irmãos da república Dracovolans Mateus Bonamigo, Marcus Vinicius, Thiago Macedo e Luiz Homero pela colaboração, incentivo e auxílio.

Ao amigo Diego pela revisão do trabalho.

Aos Irmãos do L&H pelos momentos que compartilhamos e que compreenderam a importância deste trabalho em minha vida, em especial o Pastor Marco, Fernando, Kátia, Walter, Rodrigo e Renato.

Ao CNPq pelo apoio financeiro.

E por fim a todos aqueles que de alguma forma contribuíram para que este trabalho se tornasse realidade, meu MUITO OBRIGADO.

“Porque dEle, por meio dEle e para Ele são todas as coisas. A Ele, pois, a glória eternamente.

Amem” (Romanos 11:36).

Sumário

Resumo	ix
Abstract	xi
Lista de Símbolos	xiii
Acrônimos	xvii
1 Introdução	1
1.1 Aspectos gerais e históricos da aeroelasticidade	2
1.2 <i>Morphing aircraft</i>	16
1.2.1 Origem: inspiração na natureza	17
1.2.2 Materiais adaptativo-inteligentes	20
1.2.3 Perspectiva histórica	23
1.3 Aeroelasticidade de um <i>morphing aircraft</i>	29
1.4 Objetivos do Trabalho	32
1.5 Organização da dissertação	33
2 Modelo Matemático	35
2.1 Modelo aerodinâmico	36

2.1.1	Soluções numéricas das equações de Euler	39
2.1.2	Condições de contorno e movimento da malha	43
2.2	Modelo dinâmico-estrutural	44
2.3	Modelo de variação de arqueamento	47
3	Verificação do modelo aerodinâmico	51
3.1	Estudo de convergência de malha	53
3.2	Aerodinâmica estacionária	58
3.3	Aerodinâmica não estacionária de aerofólio de arqueamento variável	64
4	Resposta aeroelástica de um aerofólio de arqueamento variável	89
4.1	Respostas e cargas aeroelásticas no tempo adimensional	90
4.2	Retratos de fase das respostas aeroelásticas	99
4.3	Carregamentos aeroelásticos	106
5	Conclusões	113
5.1	Comentários finais	113
5.2	Propostas para trabalhos futuros	117
	Bibliografia	119

Resumo

SILVA, T. M. L. *Aeroelasticidade transônica de aerofólio com arqueamento variável*. Dissertação (Mestrado) — Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2010.

Os recentes desenvolvimentos na tecnologia de sistema aeronáutico de geometria variável têm sido motivados principalmente pela necessidade de melhorar o desempenho de aeronaves. O conceito de *Morphing Aircraft*, por meio da variação da linha de arqueamento, representa uma alternativa para sistemas aeronáuticos mais eficientes. No entanto, para aeronaves de alto desempenho, projetos com estes novos conceitos podem gerar reações aeroelásticas adversas, o que representa uma questão importante e pode vir a limitar esses novos projetos. A compreensão adequada do comportamento aeroelástico devido à variação da linha de arqueamento, particularmente em regimes transônico, compreende uma questão importante. Este trabalho consiste num estudo preliminar das conseqüências aeroelásticas de um sistema aeronáutico de geometria variável. O objetivo desse trabalho é explorar as respostas aeroelásticas transônicas de um aerofólio com arqueamento variável no tempo. A metodologia para análise aeroelástica é baseada num modelo de seção típica. A integração no tempo do sistema aeroelástico é obtida pelo método de Runge-Kutta de quarta ordem. A representação do escoamento transônico não estacionário foi computada por um código CFD em um contexto de malhas não estruturadas com uma formulação dada pelas equações de Euler-2D. Esses resultados preliminares podem fornecer aos projetistas informações importantes sobre as respostas aeroelásticas de um sistema aeronáutico com variação da linha de arqueamento, permitindo estabelecer um quadro adequado para futuras investigações de controle aeroelástico de sistema aeronáutico de geometria variável.

Palavras Chave: Aeroelasticidade, Aerodinâmica não estacionaria, Métodos CFD, Escoamento transônico, *Morphing Aircraft*, Aerofólio com arqueamento variável.

Abstract

SILVA, T. M. L. *Transonic aeroelasticity of variable camber airfoil*. Dissertation (Master) — School of Engineering of São Carlos, University of São Paulo, São Carlos, SP, Brazil, 2010.

Recent developments on aircraft variable geometry technologies have been mainly motivated by the need for improving the flight performance. The morphing wing concept, by means of variable camber, represents an alternative towards more efficient lifting surfaces. However, for higher performance aircraft, this technology may lead to designs that create unsteady loads, which may result in adverse aeroelastic responses, which represents an important and limiting issue. Proper understanding of the aeroelastic behavior, particularly in transonic flight regimes, due to variations in camber comprises an important matter. This work is a primary study of aeroelastic consequences of an real-time adaptive aircraft. The objective of this work is to investigate prescribed variations to airfoil camberline and their influence to the aeroelastic response in transonic flight regime. The methodology is based on computational simulations of typical section with unsteady transonic aerodynamics solved with a Computational Fluid Dynamics (CFD) code. The time integration of the aeroelastic system is obtained by Runge-Kutta fourth order. The unsteady transonic flow was computed by a CFD code based on the 2D-Euler equations with unstructured mesh. Prescribed camber variation of a symmetrical airfoil is transferred to the CFD mesh, and aeroelastic responses and loading is assessed. These preliminary results may provide the designers valuable information on the interaction between changes in camber during airfoil aeroelastic reactions, allowing establishing an adequate framework for further aeroelastic control investigations of morphing wings.

Keywords: Variable camber, Aeroelasticity, Transonic aerodynamics, Unsteady CFD, Morphing Aircraft.

Lista de Símbolos

a_e	velocidade do som;
b	semicorda do aerofólio;
c	corda do aerofólio;
C_L	coeficiente de sustentação;
C_m	coeficiente de arfagem;
C_p	coeficiente de pressão;
$C(\mathbf{Q}_i)$	operador dos fluxos convectivos;
d	fluxo dissipativo;
D	operador dissipativo;
e	energia interna por unidade de massa;
e_t	energia total por unidade de massa;
$\vec{F}, \vec{G}$	vetores de fluxo;
f_e	forças de corpo;
$f(\alpha)$	função não linear de α ;
H	entalpia total;
I_p	momento de inércia em relação ao eixo elástico;
k	frequência reduzida;
K_2	coeficiente de dissipação artificial de segunda ordem;
K_4	coeficiente de dissipação artificial de quarta ordem;
K_α	constante de rigidez de mola;
$\bar{K}_\alpha$	rigidez de mola não linear;
m_a	massa do aerofólio;

m	máximo da linha de arqueamento;
$\ m_{max}\ $	valor absoluto máximo da linha de arqueamento ;
M	número de Mach;
M_e^1	Mach local;
p	pressão;
p_y	posição do máximo da linha de arqueamento;
$\mathbf{Q}$	vetor das variáveis conservadas;
r_α	raio de giração;
$\mathbf{R}_f$	resíduo do escoamento;
$\mathbf{R}_i$	resíduo do escoamento avaliado no volume i ;
$\mathbf{R}_s$	resíduo estrutural;
$\mathbf{R}$	$\mathbf{R} = [\mathbf{R}_f, \mathbf{R}_s]^T$;
S	superfície de controle;
$\mathbf{S}(\bar{t})$	$\mathbf{s}(\bar{t}) = [\frac{w}{b}(\bar{t}), \alpha(\bar{t})]^T$ é o vetor de coordenadas generalizadas;
t	tempo;
$\bar{t}$	$\bar{t} = \omega_\alpha t$ tempo adimensional;
u, v	componentes cartesianas de velocidade do fluxo;
$\bar{U}$	velocidade reduzida;
$\vec{V}$	vetor velocidade ;
U, V	componentes de velocidade contravariante;
V_i	volume de controle;
w	deslocamento vertical;
$\mathbf{w}_f$	vetor das variáveis conservadas do escoamento;
$\mathbf{w}_s$	variáveis em espaço de estado do sistema aeroelástico;
$\mathbf{w}$	$\mathbf{w} = [\mathbf{w}_s, \mathbf{w}_f]^T$;
x, y	coordenadas cartesianas;
x_{ea}	posição do eixo elástico;
x_t, y_t	componentes cartesianas de velocidade dos elementos da malha;

x_k, y_k	vértices que definem a interface entre os volumes;
x_s	posição da onda de choque;
x_α	distância entre o centro de gravidade e o eixo elástico do aerofólio;
α	ângulo de ataque;
$\gamma = \frac{c_p}{c_v}$	razão dos calores específicos;
Δt	passo no tempo;
Δ_ξ, Δ_η	diferenças espaciais dos pontos da malha nas direções ξ e η ;
μ_s	razão de massa;
ω_α	frequência natural em α do sistema aeroelástico;
ω_w	frequência natural em w do sistema aeroelástico;
ω_R	$\omega_R = \frac{\omega_w}{\omega_\alpha}$ é a relação das frequências naturais;
Ω	domínio do escoamento;
$\partial\Omega$	fronteira do escoamento;
$\partial\Omega_S$	limites da superfície aerodinâmica;
λ	parâmetro do sistema dinâmico;
$\phi^{(0)}$	atraso de fase;
$\xi = \frac{w}{b}$	deslocamento vertical adimensionalizado;
ρ	densidade;
$\tau = \omega_\alpha t$	tempo adimensional;

Subscritos e superescritos:

i, j	quantidade discreta referente a um ponto da malha;
∞	escoamento não perturbado;
ξ, η	componentes nas direções ξ, η ;
T	transposto;
m, n	níveis de tempo e iteração
$()'$	derivada no tempo adimensional.

Acrônimos

AAW *Active Aeroleastic Wing;*

AC *Aeroelasticidade Computacional;*

AGARD *the Advisory Group for Aerospace Research and Development;*

CFD *Computational Fluid Dynaminics;*

CFL *Número de Courant-Friedrichs-Lewy;*

DARPA *Defense Advanced Research Projects Agency;*

EDP *Equações Diferenciais Parciais;*

FEM *Método de elemetos finitos;*

ILAF *Identical location of accelerometer and force;*

LCO *Oscilação do ciclo limite;*

NACA *National Adivisory Comittee of Aeronautics;*

MAW *Mission Adaptive wing;*

MDA *Método análise integrada multidisciplinar;*

RPV *Remotely Piloted Vehicle*

SMM *Shape memory materials;*

SMP *Shape memory polymer;*

SMA *Shape memory alloy.*

Introdução

Quando a flexibilidade estrutural inerente de uma aeronave interage com forças aerodinâmicas, gravitacionais e inerciais conjuntamente com momentos, podem surgir deflexões estáticas e dinâmicas ou movimentos oscilatórios de componentes da aeronave. Essas interações podem causar uma redução da vida estrutural de componentes, problemas associados a controle e até violentas falhas estruturais (CHAMBERS, 2005).

A solução tradicional de problemas em aeroelasticidade foi primeiramente o aumento da rigidez das estruturas, eliminando assim oscilações não desejadas ou certificando-se que essas oscilações não ocorreram no envelope de voo. Infelizmente, essa abordagem “passiva” requer a adição de estrutura a fim de aumentar a rigidez da aeronave que já possui rigidez suficiente para resistir aos carregamentos normais do voo. Esse “peso extra” afeta as condições de manufatura e despesas, o desempenho da missão e custos adicionais durante a vida útil da aeronave.

O estado da arte em aeroelasticidade tem avançado muito nos últimos anos ao ponto que muitos dos fenômenos físicos, metodologias de predição e procedimento para resolução de problemas já foram identificados para aeronaves convencionais. Portanto, a atenção tem se voltado para o uso de tecnologias de controle ativo para modificar a resposta aeroelástica característica da aeronave permitindo diminuição do peso estrutural, otimização de manobra e capacidade para multifunções.

Como fruto desses recentes avanços disciplinares na área de estruturas e controle surgiram novas configurações que podem ajustar sua forma externa em função da condição de voo. A resposta aeroelástica dessas configurações adaptativas devem ser investigadas afim de evitar problemas estruturais.

Este trabalho apresenta uma investigação da resposta aeroelástica transônica de um aerofólio com arqueamento variável no tempo. Um modelo aeroelástico de seção típica foi considerado, onde o carregamento aerodinâmico transônico não estacionário foi calculado usando um código de CFD (*Computational Fluid Dynamics*) baseado na solução numerica das equações de Euler.

1.1 Aspetos gerais e históricos da aeroelasticidade

O termo aeroelasticidade é aplicado em diversos problemas aeronáuticos e é normalmente definido como a ciência que estuda a interação mútua entre as forças aerodinâmicas e elásticas de veículo aeroespacial. Problemas aeroelásticos ocorrem porque a estrutura de um veículo aéreo não é perfeitamente rígida. As estruturas de aviões modernos são muito flexíveis sendo isto o principal responsável por uma série de fenômenos aeroelásticos.

A flexibilidade estrutural não é um problema em si, porém fenômenos aeroelásticos surgem quando deformações estruturais induzem forças aerodinâmicas adicionais. Essas forças aerodinâmicas adicionais podem produzir grandes deformações estruturais e conseqüentemente maiores forças aerodinâmicas incrementais. Essas interações podem tender a um equilíbrio estável ou a uma divergência e destruição da estrutura da aeronave.

A definição de aeroelasticidade como descrita não esta completamente correta já que uma parte importante do fenômeno aeroelástico envolve forças inércias. Portanto, a melhor definição do termo aeroelasticidade deve incluir as interações entre as forças inércias, aerodinâmicas e elásticas. Bisplinghoff *et al.* (1955) definiram as interações entre forças aerodinâmicas e forças elásticas como aeroelasticidade estática e a forma mais abrangente contendo as interações das forças inércias como aeroelasticidade dinâmica.

Figura 1.1: Triângulo de aeroelasticidade de Collar (MUKHOPADHYAY, 2003): A $\rightarrow$ Forças aerodinâmicas ;B $\rightarrow$ *Buffeting*;D $\rightarrow$ divergência;E $\rightarrow$ Forças elásticas; F $\rightarrow$ *Flutter*; G $\rightarrow$ Carga de rajadas; I $\rightarrow$ Forças inércias; L $\rightarrow$ carregamento; R $\rightarrow$ reverso de controle; S $\rightarrow$ estabilidade e controle; V $\rightarrow$ Vibração mecânica; Z $\rightarrow$ Estabilidade mecânica

Collar (1946) identificou os fenômenos aeroelásticos como sendo a união de três grandes forças, como representado na Figura 1.1. Cada fenômeno aeroelástico pode ser localizado no diagrama por sua relação com os três grandes grupos.

A aeroelasticidade estática estuda as interações entre as forças aerodinâmicas e elásticas que incluem os fenômenos como a divergência, que é uma instabilidade estática da asa durante o voo, caracterizada pela velocidade de divergência, onde a elasticidade da asa tem um papel importante. Outro fenômeno importante na aeroelasticidade estática é a eficiência dos controles, que se caracteriza pela influência das deformações elásticas da estrutura no controle da aeronave. A aeroelasticidade estática também estuda a influência das deformações elásticas da estrutura na distribuição de pressão aerodinâmica e os possíveis efeitos da aeroelasticidade (deformações elásticas da estrutura) na estabilidade estática.

A aeroelasticidade dinâmica, por sua vez estuda as interações entre as forças aerodinâmicas, inércias e elásticas que incluem fenômenos como o *flutter*, que envolve interações de características elásticas e inércias da estrutura com forças aerodinâmicas. O fenômeno é definido

como uma auto-excitação da estrutura da aeronave envolvendo a absorção de energia do escoamento. Quando a estrutura elástica de uma aeronave é perturbada a velocidade abaixo da velocidade de *flutter* ocorre um movimento oscilatório decrescente. Porém quando a velocidade de *flutter* é ultrapassada, a amplitude do movimento oscilatório cresce abruptamente e pode rapidamente levar a uma falha estrutural catastrófica.

Outro fenômeno aeroelástico dinâmico é o *buffeting*, caracterizado por respostas estruturais aleatórias e variáveis. Frequentemente desencadeado por intensas forças aerodinâmicas, normalmente associadas a fenômenos de stall e condições de separação de camada limite. Flutuações de pressão presentes na condição de *buffet* podem causar respostas não desejadas de asas, fuselagem, empenages e até motores. Carregamentos dinâmicos experimentados durante o *buffet* podem levar à fadiga estrutural de componentes reduzindo a vida estrutural de uma série de componentes aeronáuticos. Os efeitos da aeroelasticidade (deformações elásticas da estrutura) na estabilidade dinâmica também são estudados pela aeroelasticidade dinâmica.

Na história da aviação os fenômenos aeroelásticos têm um papel muito importante. Os irmãos Wright utilizaram controle da rigidez da asas do *Wright Flyer* de 1903, afim de estabelecer controle lateral. Isso foi essencial para o sucesso do projeto já que a aeronave apresentava problemas na estabilidade lateral. No começo de 1903 Samuel Langley fez duas tentativas frustradas de vôo em uma aeronave propulcionada. As tentativas foram catastróficas devido à divergência aeroelástica causada pela falta de rigidez torcional. O fenômeno divergência torcional foi o principal problema de projeto dos biplanos até o começo dos anos 1930, quando estruturas metálicas foram introduzidas produzindo rigidez torcional adequada para os monoplanos (HODGES; PIERCE, 2002).

A primeira documentação de um caso de *flutter* numa aeronave ocorreu em 1916. O bombardeiro *Handley Page O/400* (Figura 1.2(a)), do começo da primeira guerra mundial, apresentava violentas oscilações da empenagem como resultado do modo como a mesma era fixada na aeronave. Falhas catastróficas devido a *flutter* tornaram-se um ponto importante no projeto de aeronaves durante a primeira guerra mundial e continuam a ser significantes (BISPLINGHOFF *et al.*, 1955).

Figura 1.2: (a) *Handley Page O/400*, (b) *Fokker D-8* e (c) *Bristol Bashot*

Problemas de aeroelasticidade estática pareciam ser comuns na primeira guerra mundial. Tem-se como exemplo o alemão *Fokker D-8* (Figura 1.2(b)) e o inglês *Bristol Bashot* (Figura 1.2(c)) com problemas de divergência torcional e reversão das superfícies de controle, respectivamente. O incidente com o avião inglês foi estudado por Roxbee e Pugsley (BISPLINGHOFF *et al.*, 1955) em 1932, que também desenvolveram critérios de projeto afim de evitar tais problemas.

A teoria da distribuição de sustentação e divergência de asas foi primeiramente proposta por Hans Reissner (BISPLINGHOFF *et al.*, 1955) em 1926. R. A. Frazer e W.J. Duncan do *National Physical Laboratory* na Inglaterra redigiram um documento clássico sobre assunto intitulado “*The Flutter of Aeroplane Wings*” em 1928. Este trabalho lançou as bases para a análise e prevenção do fenômeno de flutter usados atualmente.

Em Klemin (1937), o *chairman* do *Daniel Guggenheim School of Aeronautics* do *New York University* compilou uma série de trabalhos publicados de 1916-1937 da *U.S. Work Progress Administration*. Essa bibliográfica lista mais de 250 artigos sobre divergência, reverso de controle, *flutter* e *buffeting* de asas, empenagens e superfícies de controle. Os trabalhos experimentais pioneiros em vibração e *flutter* por F.W. Lanchester, W.J. Duncan, R.A. Frazer, H. Glauter, A.R. Collar, Max M. Munk, H.G. Küssner, Manfred Rauscher, T. Theodorsen e mui-

tos outros pioneiros em todo mundo foram relatados por Klemin (1937). Nesse período, apesar de efeitos aeroelásticos estáticos como a divergência torcional e reversão de controle serem bem entendidos, “*flutter*” ainda era o grande problema. O efeito da flexibilidade na estabilidade e controle também era fonte de muitas pesquisas. Porém, o termo “aeroelasticidade” não era usado.

Uma das primeiras definições da aeroelasticidade foi dada por Collar (1946). Ele descreveu a aeroelasticidade como a interação entre forças elásticas, inércias e aerodinâmicas, usando seu famoso diagrama de triângulo (Figura 1.1). Ele descreveu a expansão do campo da aeroelasticidade de áreas como *flutter* de asas com motores, balanço de massa e dispositivos de prevenção de *flutter*, cálculo de forças aerodinâmicas, divergência, reverso e perda de superfícies de controle, vibrações, *buzz*, *flutter* de torção-flexão assimétrico em rolagem e critérios de rigidez para projetos de asas. Durante o desenvolvimento do X-15 e o veículo de reentrada X-20, (antecessor do *Space Shuttle*) efeitos de aquecimento aerodinâmico foram incorporados ao triângulo de Collar, como descrito por Garrick (1963). Para asas supersônicas finas o fenômeno de *flutter* de painel se tornou uma análise importante de projeto, como descrito por Dugundji (1966).

Garrick reportou um enorme avanço na pesquisa aeroelástica feita nos últimos 75 anos, no *5th Biennial von Kármán Memorial Lecture*. Garrick (1976) descreve o espectro da pesquisa teórica e experimental da época que incluía um histórico da aeroelasticidade, o fenômeno de *whirl flutter*, pesquisas em turbo-máquinas, asas voadoras, asas oblíquas e matemática da aeroelasticidade. O artigo de Garrick contém uma descrição detalhada da extensa pesquisa em controle de resposta aeroelástica ativa, incluindo o programa de controle do B-52 para diminuição da carga aerodinâmica e supressão modal, controle de *flutter* baseado em método de energia aerodinâmica e tratamento matemático do controle ativo. O trabalho também contém o progresso do tratamento matemático e numérico da aerodinâmica não estacionária para diversas configurações e considerações de escoamentos transônico. Sua visão de aplicações futuras cobria a modelagem aeroespacial, uma teoria de controle ótimo e os benefícios da pesquisa de aeroservoelasticidade como também a importância da aeroelasticidade em helicópteros.

Garrick e Reed (1981) apresenta um detalhamento técnico e histórico da aeroelasticidade. O artigo cita 8 livros clássicos sobre *flutter* e aeroelasticidade como também um comentário sobre o papel da divergência na falha do vôo de Langley no início do século XX.

A história técnica completa da aeroelasticidade foi apresentada por Raymond L. Bisplinghoff, Holt Ashley e Robert L. Halfman no livro *Aeroelasticity* (BISPLINGHOFF *et al.*, 1955). Um segundo livro também foi publicado com o título de *Principles of Aeroelasticity* (BISPLINGHOFF; ASHLEY, 1962), o qual aprofundou a teoria que envolvia a análise estrutural, aerodinâmica estacionária e não estacionária e técnicas de solução analítica. Em 1950, Bisplinghoff foi nomeado diretor do *MIT Aerolasticity and Structures Research Laboratory*. Conjuntamente com ele Holt Ashley, John Dugundji, Theodore Pian, James Mar, Earl Dowell contribuíram em muito para esta área da Engenharia aeronáutica.

Ashley e Zartarian (1956) desenvolveram a teoria de pistão para análise do *flutter* de painel para números de Mach elevados. Pines *et al.* (1955) ajudou no desenvolvimento do esquema *Mach box* para análise de *flutter* de asa flexíveis em delta em velocidades supersônicas.

Em Ashley (1970, 1986) os avanços matemáticos em análise aeroelástica são descritos. Em seu segundo artigo, Ashley (1986), há uma discussão detalhada sobre o controle ativo do fenômeno de *flutter* transônico e as primeiras associações com a dinâmica dos fluidos computacional (CFD).

Dowell *et al.* (1995) descreve sobre os avanços nas técnicas de análise da aeroelasticidade em aeronaves, helicópteros, e turbomáquinas. Do triângulo de Collar (Figura 1.1) até o presente, o domínio em expansão da aeroelasticidade virtualmente engloba a maioria dos tópicos em matemática e problemas de engenharia, como mostrado na Figura 1.3 (MUKHOPADHYAY, 2003).

Friedmann (1999) apresenta uma revisão que descreve vários avanços na área. Este trabalho cobre os progressos em aeroservoelasticidade, a pesquisa de aeroelasticidade computacional e não linear nos últimos 15 anos desde a revisão de Ashley (1986). Ele também menciona novos avanços em controle adaptativo e aeroservoelasticidade em asas rotativas e aplicações de mate-

Figura 1.3: Domínio expandido da aeroelasticidade (MUKHOPADHYAY, 2003).

rias inteligentes em aeroelasticidade. O artigo contém uma discussão de mais de 169 referências no assunto.

A partir dos anos 70 observa-se uma explosão de novas tecnologias que tem conseqüências em três grandes aéreas:

- **Estruturas** → Avanços em materiais compósitos e também como materiais adaptativo-inteligentes permitiram maior eficiência e rigidez estrutural.
- **Controle** → Tecnologias como *Fly By Wire* e o controle digital de sistemas tornaram possível o comando de aeronaves estaticamente instáveis.
- **Computacional** → Ferramentas como CFD tornaram possível o melhor entendimento de fenômenos como a aerodinâmica transônica não estacionária, sistemas dinâmicos não lineares.

Uma análise completa das resposta aeroelásticas requer uma formulação unificada da deformação estrutural e da forças aerodinâmicas não estacionárias, combinadas com as equações dinâmicas do veículo. Ashley(1962) foi um dos primeiros a propor uma formulação completa das equações

aeroelásticas de um veículo aeroespacial flexível (BISPLINGHOFF; ASHLEY, 1962) (HAJELA, 1986). Em Rodden (1985), há o desenvolvimento de equações de movimento quasi-estacionárias de uma aeronave utilizando características restritas de aeroelasticidade estática.

Albano e Rodden (1969), junto a Rodden e Johnson (1994) estiveram no desenvolvimento e aperfeiçoamento do método de malha de dipólos e o módulo de análise aeroelástica do NAS-TRAN (RODDEN; JOHNSON, 1994), que se tornou a principal ferramenta industrial para FEM e análise aeroservoelasticidade.

No começo do século XX a teoria da aerodinâmica não estacionária de um aerofólio em um escoamento potencial estava sendo desenvolvida por uma série de autores em particular cita-se: Birnbaum (1924), Wagner (1925), Küssner (1936), Glauert (1929) e Theodorsen (1935) . Nos artigos Kármán e Sears (1938) e Sears (1940) mostram que a sustentação e o momento atuando sobre um aerofólio (caso bidimensional) pode ser calculado diretamente pela consideração física do *momentum*. Von Kármán escreveu em sua introdução:

“A teoria movimento não estacionário em aerofólios tem importantes aplicações, talvez a mais significativa seja problemas envolvendo flutter e forças experimentadas por aeronaves sob rajadas” (KÁRMÁN; SEARS, 1938).

Os resultados generalizados foram obtidos primeiramente para um aerofólio oscilando e também para o problema de uma aeronave sob uma rajada discreta. Von Kármán e Sears tornaram essa teoria acessível para engenheiros por mostrar o significado físico dos vários passos da dedução matemática e apresentando os seus resultados de forma adequada para aplicação imediata em problemas de *flutter* e rajadas.

Em 17 de julho de 1917, o *NASA Langley Memorial Aeronautical Laboratory* foi fundado. Em Langley , uma pesquisa pioneira em aerodinâmica não estacionária e *flutter* era dirigida por Theodore Theodorsen de 1930 a 1946. Uma publicação especial da AIAA editada por Earl H. Dowell (1992) intitulada *A Modern View of Theodore Theodorsen, Physicist and Engineer* descreve o trabalho sua vida e contribuição para o entendimento da aerodinâmica não estacionária de uma aerofólio e o mecanismo de *flutter* (THEODORSEN, 1935).

Theodorsen (1897-1978) trabalhou na instabilidade oscilatória de um aerofólio (*flutter*) independentemente de Birnbaum (1924), Wagner (1925), Bairstow (1925), Lamb (1927) e Glauert (1929). Em 1935, ele completou o manuscrito da NACA TR 496 (THEODORSEN, 1935), um dos mais citados relatórios da NACA de todos os tempos (MUKHOPADHYAY, 2003). Este relatório consiste na peça central da contribuição de Theodorsen para a aeroelasticidade. No NACA TR 496, Theodorsen utilizou uma série de complexas funções de resposta-frequência para estabelecer uma relação entre o deslocamento vertical, ângulo de ataque e ângulo de rotação do aileron como entrada e a sustentação, momento de arfagem e momento do aileron não estacionário como saída. A função de Theodorsen, ao lado do trabalho paralelo de Küssner, Wagner e outros, foi utilizadas em inúmeras práticas de cálculo de susceptibilidade de *flutter* de superfícies de sustentação em aeronaves em regime subsônico até a atualidade.

Edward Garrick, um co-autor de muitos dos trabalhos de Theodorsen (THEODORSEN; GARRICK, 1940) demonstrou a relação da transformada de Fourier entre as funções de Theodorsen e Wagner, definindo a evolução da sustentação devido à mudança impulsiva do ângulo de ataque. Em relação à função de Küssner, Garrick descreveu a evolução da sustentação de um aerofólio submetido a uma rajada vertical. Sears (1940) descreve a evolução das forças num aerofólio fino submetido a uma rajada vertical senoidal e sua relação com a função de Theodorsen.

Edwards *et al.* (1979) investigou a modelagem aerodinâmica não estacionária para um movimento arbitrário de um aerofólio bidimensional com uma superfície de controle usando uma transformada direta de Laplace das equações de escoamento potencial. Morino (1974) aplicou o teorema de Green para obter uma relação integral entre o espaço e o tempo variável entre a velocidade normal e potencial. Morino *et al.* (1975) apresenta um avanço da teoria computacional da aerodinâmica oscilatória subsônica e supersônica de configurações complexas usando métodos dos painéis. Librescu (1986) demonstra uma formulação de aerodinâmica supersônica não estacionária para superfícies de sustentação planares em um movimento dependendo do tempo.

Com a maturidade dos códigos de CFD dos anos 90 e do começo do século XXI houve uma incorporação desses códigos às análises aeroelásticas. Esse campo novo tem sido chamado de aeroelasticidade computacional e envolve a junção da elasticidade estrutural com métodos computacionais em aerodinâmica (CFD), que juntos executam uma análise no domínio do tempo, onde a aerodinâmica é uma função não linear de deformação da aeronave.

Uma região crítica em aeroelasticidade é a de regime transônico, onde asas geralmente possuem uma baixa velocidade de *flutter*. Nesse regime ondas de choque sobre as asas podem também contribuir para o fenômeno de *buffeting*, oscilação do ciclo limite, aileron *buzz* e fenômenos de interações de ondas de choque e camada limite.

Os métodos de CFD para regimes transônicos se desenvolveu muito nas últimas décadas. Avanços significativos foram mencionados por vários autores, particularmente por Edwards *et al.* (1983), Batina *et al.* (1989), Guruswamy e Tu (1989) e Love *et al.* (2000), em integrar métodos de CFD com métodos dinâmicos estruturais como FEM (método de elementos finitos) em aeroelasticidade computacional e análise de *flutter* (EDWARDS, 1993).

No trabalho de revisão, Bennett e Edwards (1998) descrevem os avanços recentes na aeroelasticidade computacional. Outro artigo de revisão, por Huttzell *et al.* (2001), apresenta o estado da arte e compara os últimos códigos de aeroelasticidade computacional. Esse trabalho também inclui resultados da análise de *flutter* do F-15, oscilações associadas a aeroelasticidade não linear do B-2, oscilação do ciclo limite de uma configuração como a do B-1, fenômeno do *buzz* transônico no *Global Hawk* e estudos sobre *flutter* do *Hypersonic National Aerospace Plane*.

Com a aeroelasticidade computacional foi possível generalizar aspectos que a teoria clássica linear não cobria. Fenômenos associados à compressibilidade como a depressão transônica, fenômenos de separação, *stall flutter*, *buffeting* e investigação do LCO (*oscilação de ciclo limite*) puderam ser investigados.

Uma dificuldade desses estudos é a produção de modelos matemáticos capazes de resolver simultaneamente, tanto o problema de dinâmica estrutural quanto o de aerodinâmica não-

estacionária. A ilustração da Figura 1.4 mostra uma abordagem aproximada de um modelo aeroelástico. Os estados para cada instante são gerados para cada uma das equações correspondentes, sendo os mesmos trocados entre si e a solução global simultânea produziria ambas as respostas aerodinâmicas e de movimento estrutural, a partir de uma solução inicial conhecida.

Figura 1.4: Representação de um modelo aeroelástico.

Um volume significativo de pesquisa em aeroservoelasticidade, controle modal ativo, supressão de *flutter* foi conduzido e financiado pela *Air Force Wright Aeronautical Laboratory* (FELT *et al.*, 1979). *Flutter* é a principal preocupação de aeronaves militares, que voam em regimes de alta velocidade como múltiplos armamentos nas asas e geralmente com envelope de voo bastante severos. Kehoe (1995) apresenta um panorama histórico dos testes de voo do *NASA Dryden Flight Research Center* para *flutter* como também técnicas no assunto. Para grandes bombardeiros deve-se também lidar com efeitos aeroelásticos na qualidade do controle e a estabilidade de arfagem e rolagem. Para aeronaves de caças/ataque múltiplas instabilidades aeroelásticas de combinações de asa-fuselagem devem ser consideradas.

Figura 1.5: Aeronave XB-70 decolando no *NASA Dryden Flight Research Center* (MUKHOPADHYAY, 2003).

Nos anos 60, John Wykes no *North American Rockwell* foi um pioneiro em controle ativo

de efeitos adversos aeroelástico em qualidade de controle e estabilidade de arfagem e rolagem de veículos com fuselagem longa, como e o caso das aeronaves XB-70, B-52, B-1 e B747. Em Wykes (1973), o sistema de controle modal da aeronave XB-70 é descrito usando técnicas clássicas de projeto. Uma investigação em voo do sistema de controle modal foi feita no XB-70 utilizando o sistema *Identical location of accelerometer and force* (ILAF). O Canard defletido usado para a controle modal pode ser visto na figura 1.5. Durante o teste em voo, o sistema ILAF encontrava problemas de vibração estrutural e respondia com os compensadores. Após as modificações, um controle modal da estrutura era obtido sem efeitos adversos na dinâmica do corpo rígido.

O sistema ILAF foi particularmente mais efetivo no regime supersônico que no subsônico devido às condições nas quais o sistema foi projetado. Os resultados de um encontro com uma turbulência em Mach 1.2 e altitude de 10,000m mostraram a eficiência da redução da resposta da aeronave em condição de voo (MUKHOPADHYAY, 2003).

Figura 1.6: Aeronave X-29 com asa de enflechamento negativo com controle ativo (MUKHOPADHYAY, 2003).

O projeto de uma asa com enflechamento negativo para a aeronave X-29 (mostrado na Figura 1.6), promove melhoras significativas no desempenho e agilidade do voo, porém apresentava uma baixa velocidade de divergência e uma instabilidade aeroelástica chamada *body-freedom flutter*. Uma pesquisa para resolução do problema pelo aumento de rigidez foi feito por Weisshaar (1981), Weisshaar e Ryan (1986), e Dugundji (1986). Um sistema sofisticado de controle digital em conjunto com uma asa em compósito com propriedades de rigidez ae-

roelástica adaptada foi usada para resolver o problema. O sistema de controle contava também com uma série de filtros de encaixe projetados para eliminar interações modais indesejadas da aeronave. Em 1985, Chipman *et al.* (1985) apresentou o sucesso do controle aeroelástico ativo e passivo no X-29.

Figura 1.7: Drone: Testes aeroelásticos em voo (MUKHOPADHYAY, 2003).

Nos anos 80 uma extensa pesquisa em aerodinâmica e aeroelasticidade avançada foi desenvolvida. Durante esse período vários modelos aeroelásticos em escala reduzida com servocontroles foram testados no túnel de vento transônico do *NASA Langley*, incluindo o modelo de pesquisa de asa em delta para aeronaves de transporte e estudos na configuração do DC-10.

Uma série de aeronaves controlada remotamente com asas instrumentadas chamado de “*Drone*” foram usados na pesquisa de supressão ativa de *flutter*. A Figura 1.7 mostra uma aeronave de testes em 1984. Abel e Noll (1988) descrevem essa pesquisa como também aplicações em aeroservoelasticidade de 1979 a 1988 no *16th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, em Israel. Durante este período, pesquisadores da *Honeywell*, *NASA Langley*, e *NASA Ames Research Center* desenvolveram técnicas analíticas para modelagem mais precisa da dinâmica de *flutter* e leis de controle em supressão de *flutter*. O método de energia aerodinâmica por Nissim e Abel (1978) e o método de controle ótimo por Newsom *et al.* (1980) foram usados para desenvolver leis de controle para supressão de *flutter*.

Figura 1.8: Evolução história dos avanços em aeroelasticidade com estímulos externos e sua consequência no aumento do desempenho das aeronaves (SCHWARTZ, 2009).

A Figura 1.8 é um resumo da evolução história dos avanços em aeroelasticidade. Com a descoberta de fenômenos aeroelásticos no começo do século XX deu-se início à descrição dos mesmos. Os modelos teóricos e analíticos foram expandidos pela incorporação de processos computacionais com CFD e métodos de elementos finitos levando ao surgimento da aeroelasticidade computacional. Esse avanço proporcionou um maior conhecimento dos fenômenos aumento na capacidade de desempenho das aeronaves. O advento dos materiais compósitos e tecnologias de *Aeroleastic Tailoring* possibilitaram o uso de aeronaves com conceitos inovadores, como enflechamento negativos, eliminando instabilidades de origem aeroelásticas.

No século XXI os avanços estruturais em materiais adaptativo-inteligentes possibilitaram novos conceitos aeronáuticos como o das aeronaves de geometria variável (do inglês, *morphing aircraft*). Esses novos conceitos em princípio possibilitam uma melhora no desempenho das aeronaves.

As próximas seções descrevem o conceitos e análise histórica de aeronaves de geometria variável como também seus possíveis efeitos aeroelásticos.

1.2 *Morphing aircraft*

O desafio de fornecer controle e qualidade de manobra para aeronaves tem sido um requisito muito importante na história da aviação. Tentativas de prover níveis adequados de controle resultaram numa grande variedade de controles convencionais, que incluem empenagens, profundores, lemes, ailerons, *spoilers*, canards e empuxo vetorizado com multi-configurações. A motivação para o desenvolvimento desses dispositivos e seus conceitos foi gerada pelo desejo de que a aeronave apresente respostas de controle satisfatórias em todas as fases do envelope operacional, incluindo condições fora do projeto.

Os requisitos da missão da aeronave e configurações não convencionais promoveram o avanço na efetividade dos controles aeronáuticos. Durante os primeiros anos da história da aviação, os projetistas tentavam atender a necessidade fundamental de projetar uma aeronave que pudesse ser pilotada para um limitado envelope de vôo. Com a expansão das missões das aeronaves, em velocidades e altitudes cada vez mais altas, novos desafios foram encontrados. O estudo de efeitos como compressibilidade, flexibilidade estrutural, *flutter* e reverso de controles tornaram possível o aperfeiçoamento de capacidade de configurações não convencionais. Em algumas dessas configurações faz-se necessário o uso de novos tipos de controle, como em asas voadoras onde *split ailerons* tinham função de aileron e profundores.

Aeronave militares, em especial, são alvos de extensas pesquisas em controle devido a rigorosos requisitos de manobrabilidade do seu envelope de vôo. Durante a Segunda Guerra Mundial, centros de pesquisa como a NACA e a indústria aeronáutica concentraram seus esforços em reduzir as forças no manche e a manobrabilidade no desempenho de rolagem afim de aumentar a vantagem dos pilotos em combates próximos como o *dogfight*. Após o conflito, com o advento de vôo supersônicos e seus efeitos de compressibilidade ocorreu um avanço na pesquisa de novos conceitos de controle como: novos sistema de controle, diferentes estabilizadores para arfagem e rolagem para altas velocidades e uso de *spoilers* para controle de rolagem.

Na atualidade, mudanças na capacidade de missão das aeronaves continuam a inspirar novos estudos em controle. Para aeronaves civis, projetistas de transporte comercial tem vol-

tado sua atenção para a controlabilidade de aeronaves durante o voo de cruzeiro em regime transônico. Nesse regime separações induzidas pelas ondas de choque podem causar fenômenos aerodinâmicos que degradam a eficiência das superfícies de controles.

Um pleno desempenho de aeronaves militares em manobras severas e requisitos relacionados requer uma pesquisa intensa em eficiência de superfícies de controle. Por exemplo, o controle e coordenação em condições de voo em altos ângulos de ataque onde ocorre uma grande zona de separação tem gerado interesse em empuxo vetorado, *Vortex-flow control* e o uso de *strakes* no controle látero-direcional. Outro desafio em controle vem da aplicação de tecnologia *stealth* que requerer uma consideração especial para as geometrias das superfícies de controle que podem influenciar na assinatura de radar da aeronave.

Os recentes avanços disciplinares em materiais e estruturas têm conduzido a uma nova família de materiais “inteligentes” que respondem a estímulos com a mudança de forma que poderiam ser integrados a uma série de sistemas aeronáuticos inclusive ao de controle. Configurações adaptativas, podem ajustar sua forma externa em função das condições de voo, considerações da integridade estrutural entre outros fatores aprimorando o controle da aeronave. Sistemas de controle adaptativos podem reconhecer mudanças no ambiente de voo e automaticamente otimizar a resposta necessária como também aumentar a eficiência aerodinâmica.

1.2.1 Origem: inspiração na natureza

A inspiração do conceito de geometria variável vem da natureza, como aponta Reifschneider *et al.* (2004). Sobre o ponto de vista biológico, pássaros são um exemplo de *morphing wing*. Pássaros são capazes de dobrar, mudar o ângulo de enflechamento, torcer e mudar as seções de suas asas durante o voo. A flexibilidade das asa de pássaros permite que eles modifiquem suas geometrias continuamente afim de se acomodarem para os diferentes estágios do voo.

Uma característica importante desses mecanismos é a integração entre estrutura e sua função. A estrutura como todo é multifuncional. Asas de pássaros, além de gerar sustentação e propulsão, são necessárias para a estabilidade da ave.

Figura 1.9: Carcará (*Polyborus plancus brasiliensis*) em diferente estágios de vôo: (a) Configuração de pouso, (b) Configuração de observação com mínimo arrasto e (c) Configuração de ataque para máxima velocidade

Diferentes configurações de asas podem ser adotadas por pássaros para diferentes condições de vôo como mostra a Figura 1.9, um Carcará (*Polyborus plancus brasiliensis*), natural do Brasil, com envergadura de 60cm. Na Figura 1.9 são mostrados três estágios de vôo distintos:

1. Pouso (Figura 1.9(a))→ Os principais fatores na aterrissagem são a capacidade de aumentar a área da asa e assim aumentar o coeficiente de sustentação e arrasto para a velocidade de aproximação. Asa se curva para obter sustentação máxima, as pernas estão abaixadas para aumentar o arrasto e as penas da superfície superior estão defletidas para gerar um escoamento turbulento a fim de retardar o stall. As asas também possuem um diedro pra ajudar na estabilidade a manobrabilidade na aproximação.
2. Observação (Figura 1.9(b))→ Nessa configuração, uma maior razão de aspecto aumenta a razão de planeio dando a ave um consumo mínimo de energia e maior tempo de vôo. Além disso, a configuração de penas na ponta da asa diminui o arrasto induzido e também provoca um aumento de sustentação e da razão L/D .
3. Ataque (Figura 1.9(c))→ Para altas velocidades o enflechamento das asas ajuda nos efeitos de compressibilidade e a diminuição da área molhada diminui o arrasto parasita.

O *morphing aircraft* pode adaptar-se ao escoamento em volta, permitindo mudanças geométricas e estruturais, tornando-o mais eficientes para as condições de vôo. Isso significa que não será mais necessário o uso de superfícies de controle e dispositivos de hiper-sustentação. Asas adap-

tativas apresentam superfícies suaves, fator que não permite uma mudança abrupta na direção do escoamento. Ao substituir os atuadores hidráulicos por atuadores mais leves, é possível aumentar a carga útil e alcance de aeronaves, além de reduzir os custos com manutenção. Outro benefício seria a diminuição da assinatura de radar das aeronaves pela suavização de sua superfície externa (REIFSCHNEIDER *et al.*, 2004).

A palavra inglesa “*Morph*” tem origem no vocábulo grego *morphe* que significa “forma” e “aparência externa” (COENEN; BROWN, 2000). O dicionário Merrian Webster define o verbo “*to morph*” como submeter a transformação, mudar a forma ou caráter de alguma coisa. Na linguagem aeronáutica, não existe uma definição formal para *morphing* que seja aceita pela comunidade.

Uma das razões dessa discordância é causada pela discussão de qual é a origem da mudança de geometria, sua dimensão e o modo como a transformação acontece. Alguns definem *morphing wing* como uma grande e continua mudança de forma, outros definem categorias como micro e macro *morphing*, global e local como também passivo e ativo. Alguns impõem requisitos tais como o uso de materiais adaptativo-inteligentes excluindo qualquer tipo de mudança de forma com dispositivos convencionais como flaps e ailerons. Ainda outros focam exclusivamente em mudança de forma estrutural e excluem mudanças de forma virtuais por controle de escoamento (MCGOWAN *et al.*, 2009).

McGowan *et al.* (2009) sugerem que uma ampliação do conceito pode ser benéfica para a comunidade científica por libertar de possíveis barreiras restritivas. Ao invés de focar exclusivamente na tecnologia empregada, uma estratégia melhor seria a de concentrar no aumento da “capacidade” da aeronave pelo uso do conceito de *morphing* e o melhor método para atingir esse objetivo. Este aumento de “capacidade” é caracterizado pela habilidade de eficientemente adaptar-se a diferentes e variados requisitos de missões.

McGowan *et al.* (2009) definiu o conceito de *morphing* como, “adaptação em tempo real que produz um desempenho otimizadas em Multi-pontos”. Esta será a definição usada neste presente trabalho. Apesar da próxima seção tratar sobre possíveis candidatos a materiais que

possibilitem o *morphing*, o presente trabalho está focado nas consequências aeroelásticas de uma aeronave de geometria variável e não em sua realização.

1.2.2 Materiais adaptativo-inteligentes

Figura 1.10: Melhorias no desempenho de aeronaves pelo uso de materias (SCHWARTZ, 2009).

A Figura 1.10 mostra a evolução histórica do uso de materiais específicos e suas consequentes melhorias no desempenho da aeronaves. É possível observar na Figura 1.10 uma evolução do desempenho das aeronaves com o uso de novos materiais. Esses estágios evolutivos se caracterizam pelo uso da madeira, ligas metálicas e compósitos que proporcionaram um aumento no envelope de vôo das aeronaves em geral.

No final do século XX e começo do século XXI destaca-se a pesquisa materiais adaptativo-inteligentes para veículos aéreos. Este conceito tem sido apresentado como um tópico significativo na atual pesquisa científica aeroespacial. O futuro da melhora no desempenho dos veículos aeroespaciais reside no uso de materiais adaptativo-inteligentes (NOOR; VENNERI, 1997). Sanders *et al.* (2003) aponta a tecnologia adaptativa como a solução para aumento do

desempenho de uma aeronave nas condições, além dos pontos de projeto, assim aumentando seu envelope de voo.

Este conceito se refere à integração da capacidade de atuação das estruturas e elementos eletrônicos que controlam o processo de desempenho. Estruturas inteligentes têm a capacidade de responder a estímulos externos. Essas estruturas podem ainda ser usadas na identificação e acesso de danos à aeronave, tomado assim ações necessárias para o reparo do problema ou isolamento do dano sem perturbar a função normal da estrutura.

Segundo Noor e Venneri (1997) as melhoras no desempenho desses veículos resultante do uso de materiais inteligentes, serão possíveis em 4 diferentes níveis:

1. No processo controle das propriedades de materiais na sua fabricação. Sensores incorporados nos materiais podem verificar a temperatura, tensão e reações químicas durante o processo de fabricação e alertar quando ajustes são necessários melhorando assim sua qualidade e controle.
2. Na qualidade de testes (ensaios não destrutivos).
3. Na monitoramento da integridade estrutural do veículo. Isto pode ser alcançado pelo monitoramento da tensão, vibração, dano ao impacto e fadiga, evitando danos catastróficos.
4. No controle de voo, que inclui a supressão de vibração, controle ruído (aeroacústica) e controle da geometria do veículo para expandir o envelope de voo. Na ponta dessa tecnologia encontra-se o uso de sensores e atuadores piezocerâmicos, que monitoram e cancelam vibrações estruturais. Estudos conduzidos até o presente afirmam que há um incremento de duas ordens de magnitude no amortecimento estrutural para cada correspondente melhora na resolução dos sensores. O conceito de materiais adaptativo-inteligentes tem grande potencial para grande espectro de veículos como helicópteros, aeronaves subsônicas, veículos de lançamento e pequenos veículos espaciais.

Em especial Kikuta (2003) refere-se a três possíveis candidatos a materiais para o uso em aeronaves de geometria variável:

Avanços em engenharia na área de polímeros permitiram que materiais se tornassem mais duráveis, flexíveis, elásticos e com uma porcentagem de recuperação maior. Devido a estes avanços existem diferentes materiais que podem ser usados em diferentes partes de asas com geometria variável. Especificamente esses materiais podem ser usados na estrutura da asa onde ocorre a mudança de forma.

Um possível material para esta tarefa é o poliuretano. Como um material sintético, ele pode se combinar com outros componentes químicos de diferentes propriedades afim de atingir uma certa característica (KIKUTA, 2003). Outro material que tem características semelhantes é o copoliéster. Segundo Lee *et al.* (1996), o copoliéster é um material fácil de ser processado e possui características termo-elastômeras.

O efeito piezelétrico foi descoberto em 1880 por Curie brothers. Quando integrados a uma estrutura, o material piezelétrico gera uma corrente elétrica ou voltagem em resposta a forças e tensões mecânicas. Este fenômeno é conhecido como efeito piezelétrico direto e é usado em sensores. O oposto desse efeito pode ser usado como controle. Com essa tecnologia é possível a fabricação de dispositivos leves e compactos com grande confiabilidade e simplicidade. Embora muito progresso na pesquisa destes materiais tenha sido feito, seu uso ainda é limitado, pois requerem um sistema de alta voltagem (SCHWARTZ, 2009).

Talvez o mais forte candidato destes materiais seja os de memória de forma. Materiais de memória de forma, SMM (*shape memory materials*), são caracterizados pela temperatura de transição, na qual o material se torna flexível. Lui (2002) define os SMM como materiais que podem ser deformados em uma forma temporária e dormente sobre específicas condições de temperatura e esforço. Num momento posterior, esse material sobre estimulação térmica, elétrica ou estímulo do ambiente pode retornar a sua forma original sem tensão residual devido a energia elástica armazenada durante o processo de deformação inicial. Pesquisas apontam um possível uso de LCE (*liquid crystalline elastomers*) e SMP (*shape memory polymer*) em estruturas de asas aeronáuticas (KIKUTA, 2003).

Entre os vários tipos de SMM, o SMA (*shape memory alloy*) tem se destacado em uma

série de trabalhos como o mais promissor. Existem inúmeros artigos que estudam as propriedades dos SMAs. Ligas como o Cu-Al-Zn e Ni-Ti (Nitinol) possuem uma pequena histerese de transformação de fase (austenita $\Leftrightarrow$ martensita) comparadas com o aço (SCHWARTZ, 2009). Essa transformação de fase nos SMAs é reversível e normalmente é caracterizada por calor latente ou mudanças de complexos parâmetros. Para obter a deformação reversa, um dispositivo de resfriamento ou aquecimento é incorporado. Por essas propriedades esses materiais tem inúmeras aplicações em estruturas aeronáuticas, dispositivos de implante médico e em engenharia em geral.

1.2.3 Perspectiva histórica

O conceito de *morphing aircraft* foi usado desde do começo da aviação. O *Wright Flyer* de 1903 era controlado por uma série de polias e cabos que torciam suas asas mudando a direção da aeronave. Mesmo antes do voo dos irmãos Wright, Clement Ader (ver Figura 1.11) já desenvolvia conceitos de mudança radical de forma (WEISSHAAR, 2006). Ele conduziu uma série de experimentos na França em 1873. Em 1909, escreveu uma monografia na qual descrevia três tipos diferentes de aeronaves militares que fariam parte do futuro da aeronáutica: *Scouts* (aviões de escolta), *Bombers* (bombardeiros) e *Airplanes of the line* (aviões de linha). Em seu trabalho é mencionado:

“ Qualquer que seja a categoria da aeronave ela deve satisfazer essas condições gerais: todas as partes das asas deve ser articuladas e deve ser capazes de dobrar completamente... Quando os avanços em aeronave e construção permitirem, asas pediram se dobradas e as suas membranas serão elásticas para permitir o aumento ou diminuição da superfície pelo comando do piloto (WEISSHAAR, 2006)”

Os primeiros teste em voo com *morphing aircraft* foram conduzidos em 1911 na França. Em Abril de 1916, Edson F. Gallaudet de Norwich patenteou uma asa “*variable skewed*” (do

Figura 1.11: Protótipo do *Eole* com geometria variável por Clemment Ader de 1890 (WEISSHAAR, 2006).

inglês “asa enviesada”). Essa configuração pretendia melhorar a manobrabilidade como uma alternativa para ailerons (WEISSHAAR, 2006).

Figura 1.12: Experiências Soviéticas: Pterodactyl IV(a), Bakshaev LIG-7(b)

G.T.R. Hill projetou o monoplano Pterodactyl IV, mostrado na Figura 1.12(a), que teve seu primeiro voo em 1931. Esta aeronave tinha a capacidade de mudança de enflechamento de 4 a 75 graus através de um mecanismo mecânico.

Ivan Makhonine, projetista da extinta União Soviética, elaborou uma série de projetos de aeronaves com geometria variável nos anos 30. Entre esses projetos destaca-se o MAK-10 que apresentava um dispositivo de asa telescópica. O MAK-10 voo pela primeira vez em agosto de 1931. Essa tecnologia telescópica foi usada em muitos outros projetos (WEISSHAAR, 2006).

A asa telescópica de Makhonine possuía três grandes partes que deslizam uma sobre a outra para mudar a envergadura e área da asa. Em operação a aeronave era capaz de mudar sua envergadura em 162% (de 13m a 21m), com uma mudança de área de 157% (de 21 a 33 m²). Atuadores pneumáticos forneciam a energia para a contração e expansão das partes.

Makhonine também projetou outras aeronaves com variação de geometria com sucesso. Em 1947, o MAK-123 fez seu primeiro voo na França demonstrando o sucesso da asa telescópica sem grandes efeitos adversos.

Outro exemplo na ex-união soviética é o Baksaev LIG-7, um *morphing aircraft* desenvolvido em 1937. Esta aeronave, mostrada na Figura 1.12(b), possuía uma configuração de asa de grande razão de espectro para o voo de cruzeiro. Para levantar voo e pousar seis seções de asas são entendidas em até 2/3 da envergadura. Cada seção de 50 cm, feita de *plywood*, é operada manualmente do cockpit e tencionada por fios de aço. As seções da asa telescópica eram totalmente escondidas na fuselagem quando retraídas (WEISSHAAR, 2006).

Figura 1.13: Enflechamento variável: Bell X-5(a) e bombardeiro B-1B (b)

Apesar de Messerschmitt incorporar um mecanismo de ajustem em solo de enflechamento no projeto P1101 em 1945, foi só em 1951 que o Bell X-5 fez seu primeiro voo e deu início à pesquisa experimental em enflechamento variável. Levou mais treze anos para que essa tecnologia se tornasse operacional no *General Dynamics* F-111. A controvérsia gerada pela versão para a marinha dos Estados Unidos do F-111 exemplifica o questionamento da utilidade do enflechamento variável na época. Em 1973, entrou em serviço o caça Grumman F-14 *Tomcat* encerrando o debate sobre as dúvidas da tecnologia de enflechamento variável. Essa tecnologia hoje é usada com sucesso em uma série de aeronaves incluindo o bombardeiro B-1B, Tornado europeu e os Russos MIG-23/27, Su-17/20/22 e o Tu-160 conforme ilustrado na Figura 1.14. Para esses aviões a variação de enflechamento está associada ao número de Mach, permitindo um melhor desempenho aerodinâmico (MCGOWAN *et al.*, 2009).

Figura 1.14: Enflechamento variável:caça Grumman F-14 *Tomcat*(a) e Tu-160 (b)

O projeto *Mission Adaptive Wing*(MAW) foi de uma ação conjunta da *United States Air Force* e *National Aeronautics and Space Administration (NASA)* afim de aplicar a tecnologia de *morphing* num F-111 (POWERS *et al.*, 1992). Foi a primeira tentativa de uma variação suave de arqueamento de uma asa. As geometrias das seções transversais da asa se adaptavam as tarefas específicas da aeronave (ver Figura 1.15).

O MAW utilizava sistemas de servos hidráulicos para variar o arqueamento do bordo de ataque e fuga das seções da asa, resultado numa rotação possível do bordo de ataque de +2 a -21 graus e do bordo de fuga de +4 a -22 graus. As asas foram cobertas com o material flexível (*Plexi-glass*) para possibilitar o movimento. Este controle permitia uma deformação contínua da superfície da asa em todos os momentos, sem interrupções discretas na asa.

Testes realizados na década de 80 mostraram uma melhora no desempenho aerodinâmico da asa do MAW, mas surgiram algumas controvérsias sobre o peso adicional da asa causado pelos atuadores. Argumentou-se que atuadores convencionais poderiam ter um desempenho

Figura 1.15: *Mission Adaptive Wing*(MAW): Teste de voo (a), seção transversal deformada(b)

similar ao MAW devido ao seu peso adicional. Apesar das controvérsias, o projeto foi uma das primeiras demonstrações da aplicabilidade de novas configurações com mudanças contínuas de forma.

Figura 1.16: Conceito de aeronave de geometria variável da NASA, 2001.

Com o avanço em materiais adaptativo-inteligentes ocorreu um aumento na pesquisa na área de *morphing aircraft* no final dos anos 90. Essas pesquisas tinham como objetivo a viabilidade do conceito de uma aeronave que como um pássaro poderia continuamente mudar de configuração, adequando-se às condições de voo. Nos Estados Unidos (EUA), dois programas governamentais em particular se tornaram referência na visão contemporânea de *morphing aircraft*: O NASA's *Morphing Project* e o DARPA's *Morphing Aircraft Structure* (MCGOWAN *et al.*, 2009).

O projeto NASA em *morphing aircraft* foi liderado no seu início pelo NASA Langley Research Center no final da década de 1990. O projeto incluía a pesquisa de base em materiais adaptativo-inteligentes, micro controle de escoamento e otimização de controle. O objetivo era o desenvolvimento de componentes integrados que tornaria possível uma multi-adaptabilidade eficiente de veículos aeroespaciais.

O foco do programa era o desenvolvimento de tecnologias e não o desenvolvimento de um *morphing aircraft*. Pesquisas em materiais formavam a base do projeto e tecnologias como *LaRC Macro-Fiber-Composite* eram desenvolvidas, patenteadas e licenciadas. Em 2001 foi criada uma imagem visionária do futuro do *morphing aircraft* a pedido do Administrador

da NASA, Daniel Goldin, que procurava uma animação visionária do futuro do conceito de *morphing aircraft*, como ilustração de parte de sua palestra no congresso Americano. Essa imagem, mostrada na figura 1.16, logo se tornou famosa como símbolo de futuro da aeronáutica. Em 2004 o projeto foi cancelado, porém McGowan *et al.* (2002) mostram muitas das pesquisas continuam sob outros programas.

Figura 1.17: RPV *morphing aircraft* desenvolvido pela NextGen Aeronautic no programa DARPA MAS III

Em 2002, o *Defense Advanced Research Projects Agency* (DARPA) criou um programa chamado “*Morphing Aircraft Structures*” que tinha como objetivo criar e avançar tecnologias e conceitos para construir e avaliar uma aeronave com uma contínua e aerodinamicamente eficiente capacidade de mudança radical de forma.

As primeiras duas fases do programa serviram como base para a investigação técnica e conceitual dessas tecnologias. Os conceitos de *morphing*, desenvolvidos pela NextGen Aeronautic e Lockheed Martin, envolviam mudanças radicais de forma em envergadura e área molhada. O programa tinha como foco o conceito de “*Hunter-Killer*” que compreendia uma configuração de observador de baixa velocidade e uma de ataque de alta velocidade na mesma aeronave. Os dois conceitos foram testados com sucesso no túnel de vento do NASA Langley Transonic Dynamics Tunnel em 2005.

O foco na terceira fase foi o teste em vôo da configuração de baixa velocidade. Para tanto foi desenvolvido uma aeronave controlada remotamente, RPV (*Remotely Piloted Vehicle*), com capacidade de mudança radial de forma simulando a dinâmica de voo e possíveis problemas de controle de um *morphing aircraft*. Durante o programa a NextGen projetou e testou em vôo um RPV (Figura 1.17) com 40% de alteração na área das asas, 73% na envergadura e 177% na

razão de aspeto. Os teste de voo do RPV da NextGen foram concluídos em 2007.

1.3 Aeroelasticidade de um *morphing aircraft*

O uso de materiais adaptativo-inteligentes em componentes estruturais de *morphing aircraft* requer uma descrição correta dos efeitos estruturais e multidisciplinares afim de se avaliar a viabilidade desses novos conceitos. A aeroelasticidade tem um papel muito importante nessa análise.

Fruto das experiências adquiridas nos programas *NASA's Morphing Project* e *DARPA's MAS*, a NASA desenvolveu um método análise integrada multidisciplinar (MDA) para projetos de *morphing aircraft*. O objetivo desse método era desenvolver uma abordagem para assessorar o projetista a acessar diferentes tipos de conceitos de *morphing aircraft* durante os primeiros passos do projeto e também obter resultados de segunda ordem em desempenho para que as decisões de projetos possam ser feitas com maior precisão.

Figura 1.18: Processo global de projeto integrado da NASA. (MCGOWAN *et al.*, 2009)

Como pode ser observado na Figura 1.18, além das questões aerodinâmicas e de desem-

penho, a flexibilidade tem um papel importante na análise desse tipo de aeronave. Isso revela a importância do conhecimento dos fenômenos aeroelásticos de uma aeronave de geometria variável para uma correta abordagem do projeto.

O programa conjunto da *NASA-Air force Active Aeroelastic Wing (AAW)* foi um estudo intensivo do controle aeroelástico de um *morphing aircraft* do começo dos anos 80 (foi originalmente chamada de *Active Flexible Wing Project*). Este programa se utilizou de uma modificação estrutural da caça F/A-18, chamado de X-53, para investigar a tecnologia AAW e culminou num programa bem sucedido de teste em vôo finalizado em 2003. Atuadores independentes de controle do bordo de ataque e fuga alteravam a geometria da asa para diferentes manobras.

Figura 1.19: X-53: um F/A-18 *Active Aeroelastic Wing* modificado durante uma rolagem de aileron em teste de voo

O projeto típico de aeronaves requer peso e rigidez adicional a fim de evitar problemas aeroelásticos dentro do envelope de vôo, o programa AAW demonstrou que a flexibilidade da asa pode ser explorada permitindo assim aeronaves mais leves. No X-53, alguns componentes estruturais foram removidos tornando as asas mais flexíveis. Isto normalmente acarretaria numa redução do envelope de vôo devido à efeitos aeroelásticos como reversão de aileron, porém o sistema de controle foi programado para voar acima da velocidade de reverso de aileron usando o controle das superfícies de bordo de fuga. Clarke *et al.* (2005) observou que a eficiência estrutural do AAW pode contribuir para a manobrabilidade de aeronaves de alto-desempenho em regimes transônico e supersônico.

A Figura 1.20 mostra a evolução história do papel da aeroelasticidade. Este gráfico ilustra-

Figura 1.20: Impacto da aeroelasticidade no desempenho de aeronaves (SCHWARTZ, 2009).

tivo mostra o impacto dos fenômenos aeroelásticos no desempenho de veículos aéreos durante a história, tendo como causa principal o aumento velocidade. A degradação aeroelástica, na maior parte da história da aviação, limitava o desempenho das aeronaves pela restrição do envelope de voo para evitar problemas aeroelásticos e o aumento de peso adicional para garantir a rigidez necessária. Porém, o ponto de 1903 mostra que a aeroelasticidade pode ser usada de forma positiva se propriamente compreendia. Acredita-se que o uso dessa nova tecnologia ira reverter a tendência negativa dos impactos aerolásticos no desempenho de aeronaves.

Recentemente houve uma série de estudos sobre os efeitos aeroelásticos em aeronaves de geometria variável como os de Gern *et al.* (2002) e Campanile e Anders (2005). Sanders *et al.* (2003) investigaram as características aerodinâmicas e aeroelásticas das *morphing aircraft* com superfícies de controle conformais. Amprikidis e Cooper (2003) desenvolveram um estudo de materiais inteligentes para *morphing aircraft* em túnel de vento. Bae *et al.* (2005) desenvolveram um estudo das características aerodinâmicas e aeroelásticas de uma asa de envergadura variável para um míssil.

Em especial o uso de *morphing aircraft* causará mudanças significativas no comportamento aeroelástico da aeronave como descrito por Inman *et al.* (2001), Schwartz (2009), Mukhopadhyay (2003). Portanto, o conhecimento do comportamento de uma superfície flexível sujeita

a forças aerodinâmicas é muito importante para a formação de uma asa adaptativa.

1.4 Objetivos do Trabalho

O trabalho consiste num estudo preliminar das consequências aeroelásticas de um sistema aeronáutico de geometria variável. Concentrando-se num caso bidimensional, um aerofólio de referência será deformado dinamicamente a partir de sua linha de arqueamento, a fim de se avaliar suas repostas aeroelásticas em regime transônico. As consequências não lineares da aerodinâmica não estacionária gerada pelo movimento do aerofólio também serão observadas. Portanto o objetivo desse trabalho é explorar as respostas aeroelásticas transônicas de um aerofólio com arqueamento variável no tempo.

A metodologia para análise aeroelástica é baseada num modelo de seção típica. A integração no tempo do sistema aeroelástico é obtida pelo método de Runge-Kutta de quarta ordem. A representação do escoamento transônico não estacionário foi computada por um código CFD em um contexto de malhas não estruturadas com uma formulação dada pelas equações de Euler-2D. As equações de Euler são representadas na forma conservativa e resolvidas utilizando o método de volumes finitos nas variáveis espaciais por uma formulação explícita. A integração no tempo do sistema de equações é feita através de um método explícito do tipo Runge-Kutta de cinco passos.

O modelo de variação de arqueamento é baseado no modelo de perfil aerodinâmico da série NACA. O aerofólio NACA0012 é definido como sendo a referência e a variação da linha de arqueamento define a alteração da forma do aerofólio no tempo.

A metodologia de marcha no tempo permite observar a história das cargas e variáveis aerodinâmicas devido à variação da linha de arqueamento para um gama de números de Mach. Essa metodologia torna também possível a apresentação das respostas aeroelásticas (arfagem e deslocamento vertical) e cargas como resultado da movimentação periódica da linha de arqueamento. Portanto, os efeitos e influências aeroelásticas do movimento prescrito do aerofólio serão apresentadas e discutidas para uma faixa de frequências reduzidas e regimes de escoamento.

mentos (números de Mach).

1.5 Organização da dissertação

O texto da Dissertação será dividido em cinco capítulos. O primeiro Capítulo consiste na introdução ao assunto abordado no estudo. Neste capítulo serão apresentados alguns aspectos gerais e históricos da aeroelasticidade e de sistemas aeronáuticos adaptativos (*Morphing aircrafts*). Também será apresentada uma breve revisão literária relacionada ao estado da arte dos efeitos aeroelásticos desses sistemas aeronáuticos. Por fim será definido os objetivos da dissertação e sua organização.

O segundo Capítulo descreve o modelo matemático utilizado na dissertação. Este modelo compreende: o modelo aerodinâmico transônico não estacionário baseado num código CFD para solução numérica das equações de Euler pelo método de volumes finitos, o modelo dinâmico-estrutural formado pela equação de movimento de uma seção típica, sem amortecimento estrutural e o modelo de variação de arqueamento baseado no modelo de aerofólios da série NACA.

O terceiro Capítulo é uma verificação da habilidade do código CFD em descrever a aerodinâmica do movimento prescrito do aerofólio. Esta verificação consiste em um estudo de convergência de malha onde uma malha apropriada ao estudo é escolhida e verificação estacionária e não estacionárias para uma faixa de regimes, frequências reduzidas e deformações máximas do aerofólio. Este Capítulo também apresenta discussão dos possíveis mecanismos físicos associados aos comportamentos não lineares da aerodinâmica da movimentação periódica de aerofólio com arqueamento variável.

Os resultados das respostas e cargas aeroelásticas de um aerofólio com arqueamento variável estão descritas no quarto Capítulo. Foram analisadas as respostas e cargas aeroelásticas para uma faixa de regimes, frequências reduzidas e amplitudes de movimento prescrito do aerofólio. Primeiramente, são obtidas as histórias no tempo do movimento de arfagem, deslocamento vertical e cargas aeroelásticas de coeficiente de sustentação e momento. Em seguida, serão analisados os

retratos de fase das respostas aeroelásticas de deslocamento vertical e arfagem devido à variação da linha de arqueamento. Por último serão analisadas as cargas aeroelásticas de coeficiente de sustentação e momento em relação ao movimento do prescrito do aerofólio.

O quinto Capítulo apresenta as conclusões e propostas para os trabalhos futuros.

Modelo Matemático

Este Capítulo descreve o modelo matemático utilizado por este presente estudo. O modelo matemático compreende: o modelo aerodinâmico não estacionário em regime transônico acoplado a um o modelo dinâmico-estrutural e o modelo de variação de arqueamento de um aerofólio.

Para modelar escoamentos em regime transônico as equações básicas são dadas pelas leis de conservação de massa, da quantidade de movimento e da energia. Supondo-se que o escoamento é sempre colado à superfície aerodinâmica, então, a não linearidade dominante é devido as ondas de choque. Desta forma, termos viscosos podem ser desprezados do equacionamento. O sistema de equações que obedece às leis de conservação e não considera os termos de viscosidade é conhecido como as equações de Euler.

Um código CFD para a solução numérica das equações de Euler foi desenvolvido usando um método de volumes finitos aplicado em um contexto de malhas não estruturadas como descrito por Azevedo (1992a). A marcha no tempo do sistema de equações discretizadas é feita através de um método explícito do tipo Runge-Kutta híbrido de cinco passos implementado por Oliveira (1993).

O modelo dinâmico-estrutural é formado pela equação de movimento de um modelo clássico. Neste modelo uma seção típica, sem amortecimento estrutural, descreve o movimento oscilatório dado pelos deslocamentos vertical e torcional. O equacionamento refere-se a um modelo

estrutural linear.

Em seguida, é apresentada a metodologia de solução do sistema aeroelástico em marcha no tempo. O sistema é apresentado no domínio do tempo para a solução a partir da formulação por variáveis de estado. A integração no tempo das soluções é obtida pelo método de quarta ordem de Runge-Kutta, obtendo-se assim a história no tempo do sistema aeroelástico.

O modelo de variação de arqueamento é baseado no modelo de aerofólios da série NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). Essas equações são utilizadas para desenvolver as variações dinâmicas do aerofólio que implicam num reposicionamento da malha no código de CFD.

A partir do acoplamento desses três modelos pode-se estudar o comportamento aeroelástico transônico de um aerofólio com arqueamento variável.

2.1 Modelo aerodinâmico

Como descrito por Anderson (1995) as equações que descrevem escoamentos aerodinâmicos típicos, são obtidas pelas equações de conservação de massa, quantidade de movimento e energia juntamente com as equações de estado admitidas para o ar atmosférico. Essas equações só podem ser resolvidas após as especificações das condições iniciais e de contorno apropriadas. Ao desconsiderar o efeito da viscosidade obtêm-se as equações de Euler.

Nessa formulação são aplicados os princípios fundamentais da física nos modelos do fluido. Considerando-se um escoamento tridimensional atravessando um volume arbitrário Ω fixo no espaço, limitado por uma superfície S as leis de conservação são representadas por (ANDERSON, 1995):

1. Para a equação da continuidade aplica-se o princípio de conservação de massa: a variação por unidade de tempo da quantidade de massa dentro do volume Ω , deve ser igual a massa

que atravessa o volume pela superfícies, ou seja,

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_S \rho \vec{V} \cdot d\vec{S} = 0, \quad (2.1)$$

onde ρ é a massa específica do fluido com velocidade $\vec{V}$.

2. Para as equações de quantidade de movimento aplica-se o princípio de conservação da quantidade de movimento (segunda lei de Newton): a taxa de variação tempo da quantidade de movimento do fluido é igual á resultante das forças que atuam sobre o fluido:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \vec{V} d\Omega + \oint_S (\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}) \vec{V} + \oint_S \rho d\vec{S} = \int_{\Omega} \rho \vec{f}_e d\Omega, \quad (2.2)$$

onde $\rho d\vec{S}$ é a força de superfície devido a pressão atuando em um elemento de área dS e $\vec{f}_e$ são as forças de corpo. A massa de escoamento que atravessa o elemento de área dS é $(\rho \vec{V} \cdot d\vec{S})$, onde a quantidade de movimento do escoamento que atravessa por segundo dS é $(\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}) \vec{V}$.

3. Para a equação de energia aplica-se o princípio de conservação de energia (primeira lei da termodinâmica): a taxa de variação temporal da energia é igual á soma do fluxo resultante de calor para o fluído com o trabalho realizado sobre o fluído.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho e_t d\Omega + \oint_S \rho H \vec{V} \cdot d\vec{S} = \int_{\Omega} \rho \vec{f}_e \cdot \vec{V} d\Omega, \quad (2.3)$$

onde e_t é a energia total dada pela soma da energia interna e energia cinética por unidade de massa e H é a entalpia total, dadas respectivamente por:

$$\begin{aligned} e_t &= e + \frac{|\vec{V}|^2}{2}, \\ H &= e_t + \frac{p}{\rho}. \end{aligned} \quad (2.4)$$

Aplicando-se o teorema da divergência nas equações 2.1 a 2.3, obtém-se as equações na forma de derivadas parciais. Portanto, a forma conservativa das equações de Euler bidimensionais em coordenadas cartesianas, sem considerar as forças de corpo, são escritas:

Continuidade:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial (\rho v)}{\partial y} = 0, \quad (2.5)$$

Quantidade de movimento em x e y:

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial (\rho uv)}{\partial y} &= -\frac{\partial p}{\partial x} \\ \frac{\partial (\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial (\rho uv)}{\partial x} &= -\frac{\partial p}{\partial y}, \end{aligned} \quad (2.6)$$

Energia:

$$\frac{\partial (\rho e_t)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho e_t u)}{\partial x} + \frac{\partial (\rho e_t v)}{\partial y} = -\frac{\partial (\rho u)}{\partial x} - \frac{\partial (\rho v)}{\partial y}, \quad (2.7)$$

onde u e v são as duas componentes de velocidades em um sistema cartesiano.

Reescrevendo as equações na forma vetorial:

$$\frac{\partial \vec{\mathbf{Q}}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{\mathbf{F}}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{\mathbf{G}}}{\partial y} = 0, \quad (2.8)$$

onde $\vec{\mathbf{Q}}$ é o vetor das variáveis obedecendo a forma conservativa das equações e chamado de vetor das variáveis conservadas, $\vec{\mathbf{F}}$ e $\vec{\mathbf{G}}$ são chamados de vetores de fluxo, dados por:

$$\vec{\mathbf{Q}} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \end{bmatrix}, \vec{\mathbf{F}} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ u(\rho e_t + p) \end{bmatrix}, \vec{\mathbf{G}} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ v(\rho e_t + p) \end{bmatrix}, \quad (2.9)$$

onde,

$$e_t = e + \frac{(u^2 + v^2)}{2}. \quad (2.10)$$

O sistema de equações fica completo com a expressão para o cálculo da pressão para um gás perfeito:

$$p = (\gamma - 1) \left[e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \right], \quad (2.11)$$

onde ρ é a densidade, e é energia e $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$ razão de calor específico.

2.1.1 Soluções numéricas das equações de Euler

Diferentes métodos numéricos são desenvolvidos para as várias aproximações aerodinâmicas possíveis de escoamentos em regime transônico. O modelo aerodinâmico utilizado está descrito pelas leis de conservação de massa, quantidade de movimento e energia dados pelas equações de Euler.

As equações de Euler são discretizadas espacialmente a partir de uma formulação centrada nos volumes, que é obtida a partir da definição de um valor médio para as propriedades em cada volume i na forma:

$$\mathbf{Q}_i = \frac{1}{V_i} \int \int_{V_i} \vec{\mathbf{Q}} dx dy. \quad (2.12)$$

Então, as equações de Euler são transformadas de um conjunto de equações diferenciais parciais para um conjunto de equações diferenciais ordinárias, escritas na seguinte forma:

$$\frac{d}{dt} (\mathbf{Q}_i V_i) + \mathbf{R}_i(\vec{\mathbf{Q}}) = 0, \quad (2.13)$$

onde $\mathbf{R}_i$ é o resíduo do escoamento para o volume i , na qual contém todos os termos da discretização espacial.

A Figura 2.1 contém a representação esquemática do volume i . Nela é possível observar que o volume de controle V_i , utilizado para a integração, é composto pelo próprio volume resultante da discretização do domínio. Outra observação importante é que os vértices de cada volume são ordenados sempre no sentido anti-horário, conforme mostrado na Figura 2.1.

A avaliação da integral na superfície é feita utilizando-se a formulação centrada dos termos

Figura 2.1: Representação esquemática do volume i .

convectivos proposto por Jameson *et al.* (1981). Nesta discretização, operador convectivo é calculado com a média aritmética dos vetor das variáveis conservadas calculados utilizando-se as propriedades dos dois volumes adjacentes a i -ésima face.

Calcula-se o operador convectivo da seguinte forma:

$$\int_{S_i} (\mathbf{G} dy - \mathbf{F} dx) \approx C(\mathbf{Q}_i) = \sum_{k=1}^3 [\mathbf{G}(\mathbf{Q}_{i,k}) (y_{k2} - y_{k1}) - \mathbf{F}(\mathbf{Q}_{i,k}) (x_{k2} - x_{k1})], \quad (2.14)$$

onde ,

$$\mathbf{Q}_{i,k} = \frac{(\mathbf{Q}_i + \mathbf{Q}_k)}{2}, \quad (2.15)$$

sendo (x_{k1}, x_{k2}) e (y_{k1}, y_{k2}) os vértices que definem a interface entre os volumes i e k .

Por se utilizar um esquema de diferenças centradas e pelo fato das equações de Euler se comportarem como um sistema de equações hiperbólicas não dissipativas faz-se necessário o

uso de termos de dissipação artificial. Esses termos explícitos serão responsáveis por controlar as instabilidades numéricas não lineares. Portanto, reescrevendo as equações de Euler com o operador dissipativo como $D(\mathbf{Q}_i)$ tem-se:

$$\frac{d}{dt}(\mathbf{Q}_i V_i) + C(\mathbf{Q}_i) - D(\mathbf{Q}_i) = 0. \quad (2.16)$$

O operador de dissipação artificial $D(\mathbf{Q}_i)$ segue as idéias de Pulliam (1986) para o controle das instabilidades não lineares. Assim, define-se:

$$D_i = d^2(\mathbf{Q}_i) - d^4(\mathbf{Q}_i), \quad (2.17)$$

onde $d^2(\mathbf{Q}_i)$ representa o operador de segunda diferença e $d^4(\mathbf{Q}_i)$ o operador de quarta diferença.

A aplicação desta metodologia em um contexto de malhas não estruturadas é feita utilizando-se operadores construídos a partir da definição do laplaciano do vetor de variáveis conservadas para o i -ésimo volume:

$$\nabla^2 \mathbf{Q}_i = \sum_{k=1}^3 (\mathbf{Q}_k - \mathbf{Q}_i), \quad (2.18)$$

onde a somatória em k é feita tomando-se os volumes que possuem uma face comum com o volume i .

Assim, os termos dos operadores de segunda e quarta diferença são dados por:

$$d^2(\mathbf{Q}_i) = \sum_{k=1}^3 \frac{\varepsilon_{ik}^{(2)}}{2} \alpha_{ik} (\mathbf{Q}_k - \mathbf{Q}_i), \quad (2.19)$$

$$d^4(\mathbf{Q}_i) = \sum_{k=1}^3 \frac{\varepsilon_{ik}^{(4)}}{2} \alpha_{ik} (\nabla^2 \mathbf{Q}_k - \nabla^2 \mathbf{Q}_i), \quad (2.20)$$

onde,

$$\alpha_{ik} = \frac{A_i + A_k}{2}, \quad (2.21)$$

$$A_i = \sum_{e=1}^3 |u_e \Delta y_e - v_e \Delta x_e| + \alpha_e \sqrt{\Delta x_e^2 + \Delta y_e^2}, \quad (2.22)$$

sendo e a interface entre os volumes i e k , Δx_e e Δy_e representam os incrementos em x e y , respectivamente, u_e e v_e os componentes de velocidades cartesianas, e α_e a velocidade do som ao longo da interface e , e

$$\epsilon^{(2)} = K^{(2)} \max(v_i, v_k), \quad (2.23)$$

$$\epsilon^{(4)} = \max \left[0, \left(K^{(4)} - \epsilon^{(2)} \right) \right], \quad (2.24)$$

$$v_i = \frac{\sum_{k=1}^3 |p_k - p_i|}{\sum_{k=1}^3 (p_k + p_i)}, \quad (2.25)$$

onde $K^{(2)}$ e $K^{(4)}$ são parâmetros definidos pelo usuário.

Desta forma, é possível obter a solução das equações de Euler com o operador dissipativo independente do passo no tempo (MAVRIPLIS, 1990; BIGARELLA *et al.*, 2004).

Oliveira (1993) apresentou um código computacional para a análise das soluções de marcha no tempo das equações de Euler que será utilizado neste estudo. O código utiliza o esquema híbrido de cinco estágios de Runge-Kutta, com segunda ordem de precisão, de tal forma que a integração temporal do sistema de equações, dado pela Equação (Eq. 2.26), é escrita como:

$$\begin{aligned}
\mathbf{Q}_i^{(0)} &= \mathbf{Q}_i^{(n)}, \\
\mathbf{Q}_i^{(1)} &= \frac{V_i^n}{V_i^{n+1}} \mathbf{Q}_i^{(0)} - \alpha_1 \frac{\Delta t}{V_i^{n+1}} \left[C(\mathbf{Q}_i^{(0)}) - D(\mathbf{Q}_i^{(0)}) \right], \\
\mathbf{Q}_i^{(2)} &= \frac{V_i^n}{V_i^{n+1}} \mathbf{Q}_i^{(0)} - \alpha_2 \frac{\Delta t}{V_i^{n+1}} \left[C(\mathbf{Q}_i^{(1)}) - D(\mathbf{Q}_i^{(1)}) \right], \\
\mathbf{Q}_i^{(3)} &= \frac{V_i^n}{V_i^{n+1}} \mathbf{Q}_i^{(0)} - \alpha_3 \frac{\Delta t}{V_i^{n+1}} \left[C(\mathbf{Q}_i^{(2)}) - D(\mathbf{Q}_i^{(1)}) \right], \\
\mathbf{Q}_i^{(4)} &= \frac{V_i^n}{V_i^{n+1}} \mathbf{Q}_i^{(0)} - \alpha_4 \frac{\Delta t}{V_i^{n+1}} \left[C(\mathbf{Q}_i^{(3)}) - D(\mathbf{Q}_i^{(1)}) \right], \\
\mathbf{Q}_i^{(5)} &= \frac{V_i^n}{V_i^{n+1}} \mathbf{Q}_i^{(0)} - \alpha_5 \frac{\Delta t}{V_i^{n+1}} \left[C(\mathbf{Q}_i^{(4)}) - D(\mathbf{Q}_i^{(1)}) \right], \\
\mathbf{Q}_i^{(n+1)} &= \frac{V_i^n}{V_i^{n+1}} \mathbf{Q}_i^{(5)},
\end{aligned} \tag{2.26}$$

onde os valores n e $n + 1$ estão associados às propriedades no começo e no final do n -ésimo passo no tempo e os valores dos coeficientes α_i são:

$$\alpha_1 = \frac{1}{4}, \alpha_2 = \frac{1}{6}, \alpha_3 = \frac{3}{8}, \alpha_4 = \frac{1}{2}, \alpha_5 = 1, \tag{2.27}$$

Para maior eficiência computacional, o operador dissipativo é avaliado somente durante os dois primeiros estágios.

2.1.2 Condições de contorno e movimento da malha

As condições de contorno na fronteira externa são as do tipo não-reflexiva para garantir que não haja reflexão das informações que se propagam para fora do campo. Sobre o perfil foi utilizado a condição de contorno de parede sólida garantindo a impermeabilidade e a tangência do escoamento em contato com o aerofólio.

No estudo faz-se necessária a utilização de uma técnica de movimentação da malha computacional de acordo com deslocamento do aerofólio, tanto prescrito (variação de arquemento) quanto aeroelástico. A técnica utilizada por este trabalho foi descrita por Oliveira (1993) e se intitula **algoritmo de malha dinâmica**.

Este algoritmo foi concebido para um contexto de malhas não estruturadas. Cada face do

triângulo é modelada com uma certa rigidez, que é inversamente proporcional ao comprimento da face, simulando uma mola. A nova posição dos vértices da malha é calculada por um método iterativo do tipo preditor-corretor. Desta forma, enquanto a fronteira externa se mantém fixa, os pontos da malha computacional são reajustados a partir do movimento da fronteira do aerofólio a cada passo de tempo.

2.2 Modelo dinâmico-estrutural

A formulação dinâmico-estrutural utilizada no presente trabalho é baseada do modelo clássico de uma seção típica, conforme está representado na Figura 2.2, que apresenta as coordenadas generalizadas o deslocamento vertical w e o ângulo de arfagem α . Como descrito por Bisplinghoff *et al.* (1955), aplica-se as equações de Lagrange a esse sistema, obtêm-se as equações de movimento escritas na seguinte forma:

$$\begin{cases} m_a \ddot{w} - S_\alpha \ddot{\alpha} + K_w w &= L \\ -S_\alpha \ddot{w} + I_\alpha \ddot{\alpha} + K_\alpha \alpha &= M \end{cases} \quad (2.28)$$

Nestas expressões, m_a é a massa do aerofólio, K_w e K_α são as constantes de rigidez flexional e torcional, respectivamente e b é a semicorda do aerofólio, o momento estático e o raio de giração do aerofólio são definidos, respectivamente, por:

$$S_\alpha = m_a b x_\alpha, I_\alpha = m_a b^2 r_\alpha^2. \quad (2.29)$$

Reescrevendo as equações de movimento de um aerofólio com dois graus de liberdade adimensionalizado, como mostrado na Figura 2.2:

$$\begin{cases} \xi'' - x_\alpha \alpha'' (\bar{\omega}^2 \bar{U}^{-2}) \xi = C_L (\mu \pi)^{-1} \\ -(x_\alpha r_\alpha^{-2}) \xi'' + \alpha'' + \bar{U}^{-2} \alpha = 2C_m r_\alpha^{-2} (\mu \pi)^{-1}. \end{cases} \quad (2.30)$$

onde, ξ é o deslocamento vertical adimensionalizado em relação a semi-corda do aerofólio b (i.e., $\xi = \frac{w}{b}$), $r_\alpha = \sqrt{\frac{I_\alpha}{mb^2}}$ é o raio de giração sobre o eixo elástico (I_α momento de inercia

Figura 2.2: Seção típica aeroelástica.

em relação ao eixo elástico), x_α é a distância do centro de massa, $\mu = \frac{m}{\rho_\infty \pi b^2}$ a relação de massa do eixo elástico, $\bar{\omega} = \frac{\omega_w}{\omega_\alpha}$ é a razão das frequências naturais não acopladas, $\omega_w = \sqrt{\frac{k_h}{m}}$ (frequência do deslocamento vertical) e $\omega_\alpha = \sqrt{\frac{k_\theta}{I_p}}$ (frequência do movimento angular), $\bar{U} = \frac{U}{b\omega_\alpha}$ a velocidade reduzida, $()'$ representa a derivada em relação ao tempo adimensional ($\tau = \omega_\alpha t$), C_L e C_m são os coeficientes de sustentação e momento de arfagem obtidos da solução do código de CFD.

As equações aeroelásticas (Eq. 2.30) podem ser integradas usando o método de passo de tempo de Runge-Kutta de quarta ordem, rescrevendo as variáveis como,

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \xi & \xi' & \alpha & \alpha' \end{bmatrix}^T, \quad (2.31)$$

obtendo-se o seguinte conjunto de equações diferenciais de primeira ordem:

$$\mathbf{x}' = \mathbf{M}^{-1}\mathbf{f} - \mathbf{M}^{-1}\mathbf{K}\mathbf{x}, \quad (2.32)$$

onde

$$\mathbf{f} = \frac{\bar{U}^2}{\mu\pi} \begin{bmatrix} 0 \\ C_L \\ 0 \\ 2C_m \end{bmatrix}, \mathbf{M} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -x_\alpha \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -x_\alpha & 0 & r_\alpha^2 \end{bmatrix}, \mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 & 0 \\ \bar{\omega}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & r_\alpha^2 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2.33)$$

O acoplamento do sistema aeroelástico compreende promover que os modelo aerodinâmico e dinâmico-estrutural sejam resolvidos simultaneamente. A solução do sistema do modelo estrutural linear é dado pela integração numérica pelo método de Runge-Kutta tradicional. Os valores dos coeficientes aerodinâmico, C_L e C_m , obtidos pelo código CFD são incorporados no equacionamento aeroelástico. O sistema aeroelástico é obtido pelo método Runge-Kutta de quarta ordem, onde o processo iterativo entre o sistema estrutural e aerodinâmico ocorre na seguinte sequência:

Figura 2.3: Esquema da metodologia de marcha no tempo do sistema aeroelástico.

1. São fornecidos os conjuntos de condições iniciais dados pelas incidência α_0 , deslocamento vertical w_0 , e pela solução do estado estacionário do código CFD para os valores de C_L e C_m ;
2. As variáveis no tempo discreto $n + 1$ das equações são inicialmente um conjunto dos valores no tempo n ;

3. As novas posições e velocidades do aerofólio para as forças aerodinâmicas são obtidas resolvendo-se a equação estrutural pelo método de Runge-Kutta;
4. Calcula-se o deslocamento da malha aerodinâmica de acordo com as novas posições estruturais;
5. São fornecidas as novas posições dos nós da malha computacional ao código CFD;
6. São calculados as forças aerodinâmicas no tempo n e obtidos os valores dos coeficientes C_L e C_m ;
7. Assim são fornecidas as variáveis estruturais, os coeficientes aerodinâmicos e os pontos da malha para o tempo $n + 1$ e o processo se repete.

2.3 Modelo de variação de arqueamento

O modelo de variação de arqueamento está baseado no modelo de perfil aerodinâmico da série NACA. Este modelo fornece expressões que permitem determinar a quantidade de arqueamento em um perfil aerodinâmico. A metodologia NACA tem se mostrado, na indústria aeronáutica, como uma ferramenta importante para se obter sistematicamente uma combinação de espessura para uma certa linha de arqueamento (ANDERSON, 1995).

Os aerofólios NACA foram projetados entre 1929 e 1947 no NACA's Langley Field Laboratory sob a supervisão de Eastman Jacobs. Em sua grande maioria esses aerofólios são baseados em descrições geométricas simples. Apesar de que uma nova geração de aerofólios tenha sugerido resultado de um melhor entendimento do desempenho e novas habilidades no projeto de aerofólios usando métodos computacionais, os aerofólios NACA ainda são usados em muitas aplicações aeronáuticas (ABBOTT; DOENHOFF, 1959).

O relatório 460 da NACA (Jacobs *et al.* (1933)) descreve que aerofólios muito eficientes conhecidos na época com o Gottingen 398 e o Clark Y são muito semelhantes quando sua linha de arqueamento era removida (arqueamento igual a 0) e reduzidos para a mesma espessura máxima. Portanto, a variação de espessura destes aerofólios foi escolhida como base para

o desenvolvimento dos aerofólios NACA (posteriormente estes aerofólios foram chamados de 4 dígitos). Porém, ao se reduzir as linhas de arqueamento desses aerofólios em comum ao um mesmo máximo de arqueamento as geometrias resultantes eram muito diferentes. Foi observado também que a variedade de formas podia ser conservada ao usar formas simples de variação do máximo de arqueamento e posição do máximo de arqueamento. Portanto, a linha de arqueamento seria definida arbitrariamente por duas equações parabólicas, afim de evitar distorções na geometria do aerofólio.

Assim, um aerofólio com uma corda de comprimento c e um eixo definido por x ao longo da corda, tem coordenadas transversais para a linha de arqueamento relativa a corda, $\frac{y_c}{c}$, e

$$\begin{cases} \frac{y_c}{c} = \frac{m}{p_y^2} \left[2p_y \left(\frac{x}{c} \right) - \left(\frac{x}{c} \right)^2 \right] & , \text{ para } \frac{x}{c} < p_y \\ \frac{y_c}{c} = \frac{m}{(1-p_y)^2} \left[1 - 2p_y + 2p_y \left(\frac{x}{c} \right) - \left(\frac{x}{c} \right)^2 \right] & , \text{ para } \frac{x}{c} \geq p_y \end{cases} \quad (2.34)$$

onde p_y é a posição na corda do máximo de $\frac{y_c}{c}$ e m o máximo $\frac{y_c}{c}$ da linha de arqueamento.

Para este trabalho, usando a linha de arqueamento dada pelas equações (Eq. 2.34), foi possível desenvolver variações dinâmicas do aerólito. Essas variações de geometria implicam num reposicionamento da malha, que consiste no ajuste acima e abaixo dos vértices da malha devido à variação da linha de arqueamento.

Os aerofólios foram deformados a partir da referência do perfil NACA 0012 e em todos os casos foi fixado a espessura máxima de 12%. Portanto, o aerofólio não deformado da Figura 2.4(a) é o NACA 0012. As deformações causadas pela variação da linha de arqueamento foram restringidas, a fim de garantir a preservação da solução aerodinâmica não estacionária dentro de um intervalo razoável do regime transônico. Portanto, foram determinados para o presente estudo 3 valores de máximo arqueamento, ou seja, 0.1%, 0.3% e 0.5%, de cada aerofólio e o ponto de máximo arqueamento no centro do aerofólio (0.5c) como ilustrada nas Figuras 2.4 e 2.5.

Figura 2.4: Contorno do aerofólio e malha de volumes finitos: (a) arqueamento não deformados (b) arqueamento com 0.1%(aumento de 100x) deformação

Figura 2.5: Contorno do aerofólio e malha de volumes finitos: (a) arqueamento com 0.3%(aumento de 100x) deformação (b) arqueamento com 0.5%(aumento de 100x) deformação

Verificação do modelo aerodinâmico

Os métodos computacionais em aerodinâmica tornaram possível a solução das equações que governam escoamentos sem as simplificações que limitavam tratamento analítico anterior. Como consequência, soluções de escoamentos complexos podem ser obtidas com um nível de detalhamento que não era possível no passado. Portanto, a integridade da solução computacional é um fator chave na utilidade dessa metodologia em decisões de projeto.

Um conceito para garantir a integridade da solução numérica foi sugerido por Bradley (1988). Este conceito é chamado de “validação” (do inglês, *CFD validation*). A validação envolve uma comparação detalhada da solução computacional com dados experimentais a fim de verificar a capacidade do código em representar com precisão um modelo físico de escoamento.

Através da validação assegura-se que a solução obtida pelo código representa adequadamente a física que esta sendo modelada. Observa-se que uma validação completa de um código requer requisitos rigorosos de precisão computacional e experimental.

Para fornecer o básico para a validação do código, os experimentos devem fornecer informações, com precisão e resolução adequada, em que as condições dos dados experimentais sejam representativas aos do código para qual será utilizado. A precisão de um código CFD é definida pragmaticamente como a capacidade de prever as características físicas de um determinado escoamento da mesma forma que a precisão experimental reflete a capacidade física para medir

um escoamento (BRADLEY, 1990).

Segundo Bradley (1990) a acurácia da solução numérica tem 4 grandes limitações:

1. A adequação das equações para representar as características do escoamento, naturalmente, é uma questão fundamental que pode limitar a solução.
2. O uso de algoritmos numéricos como rotinas de suavização e esquemas de aceleração de convergência, pode contribuir para o aumento do erro numérico.
3. A resolução da malha pode levar ao erro na medida em que as malhas geradas podem não captar a dimensão dos fenômenos físicos em todo domínio da solução.
4. Muitas das soluções requerem modelos físicos para representar fenômenos que não estão totalmente compreendidos (por exemplo, o fenômeno de turbulência), o que pode se transformar em importantes fontes de erros.

No estudo ao se deformar o aerofólio de referência, um “novo” aerofólio. Não existe nenhum dados experimental para este “novo” aerofólio, tornando inviável a validação completa do código com o aerofólio deformado. Portanto, o presente Capítulo será desenvolvido uma verificação do código para o estudo das respostas aeroelásticas de um aerofólio com variação de arqueamento.

Numa investigação prévia, o código CFD foi validado para o aerofólio de referência, isto é o aerofólio NACA0012. Para tanto, as cargas aerodinâmicas estacionárias e não estacionárias do aerofólio de referência foram comparadas com dados experimentais (AZEVEDO, 1992b; CAMILO, 1999). Essa validação do código foi obtida para uma malha não estruturada do tipo “o”. Para o caso não estacionário a validação se deu pela comparação das distribuições de C_p entre o código e dados experimentais da AGARD (*the Advisory Group for Aerospace Research and Development*) (CAMILO, 1999).

Para os casos do aerofólio deformado, foi feito um estudo de convergência de malha para escolher uma malha apropriada como também verificações estacionárias e não estacionárias dos aerofólios para um faixa deformações, velocidades e frequências reduzidas.

Mudanças geométricas na linha média no aerofólio de referência têm impactos significativos na distribuição de pressão e posicionamento das ondas de choque durante o voo transônico. Como pequenas alterações na linha de arqueamento são consideradas no presente estudo, foi assumido que o código fornece respostas aerodinâmicas apropriadas para os aerofólios deformados. Para tanto foi admitido uma posição máxima de arqueamento (p_y) de 0.5 (metade da corda) e $\|m_{max}\|$ de 0.1%, 0.3% e 0.5% (conforme as equações (2.34)).

3.1 Estudo de convergência de malha

Figura 3.1: Vista do domínio computacional tipo “o”

O erro numérico em soluções de CFD é função da densidade da malha utilizada. O erro de truncamento diminui com um crescente número de pontos na malha. Além disso, a distribuição de pontos e tamanho da malha devem ser compatíveis com as escalas físicas do escoamento para ajudar a garantir a precisão da solução. Porém, as limitações práticas dos computadores atuais não permitem a eliminação total desta fonte de erro. Uma das maiores limitações reside no fato de que o aumento do refinamento da malha aumenta o tempo computacional.

O conceito de convergência de malha refere-se ao refinamento dos elementos de malha necessários em um modelo para garantir que os resultados de uma análise não são afetados, alterando o tamanho da malha levando-se em consideração o tempo computacional gasto (BRA-

DLEY, 1990). A metodologia de estudo de convergência de malha consiste na comparação de um parâmetro crítico (no caso de um CFD um parâmetro associado às cargas aerodinâmicas) para diferentes refinamentos de malhas. A comparação do parâmetro crítico com uma medida de densidade da malha é utilizada para indicar quando a convergência é alcançada (NAFEMS, 2010).

Tabela 3.1: Malhas não estruturadas para estudo de convergência

Número da malha	Raio	Volumes	Pontos do aerofólio
1.0	100 cordas	9226	131
2.0	100 cordas	13690	157
3.0	100 cordas	20606	231
4.0	100 cordas	54836	453

No presente estudo foram utilizadas 4 malhas de diferentes refinamentos com descrito pela Tabela 3.1. A partir dos resultados obtidos pelo estudo desenvolvido por Camilo (1999) com o aerofólio de referência optou-se pelo uso de uma malha não estruturada tipo “o” (Figura 3.1(a)) com refinamento próximo ao aerofólio para melhor captura de ondas de choque (Figura 3.1(b)). Todas as malhas possuem um raio de 100 cordas. Os parâmetros críticos escolhido para serem comparados são o C_L e curvas de C_p , em especial, a localização das ondas de choque.

Para as simulações utilizou-se o mesmo critério de convergência de Resíduo Máximo de 10^{-12} , que representa o erro relativo da diferença de cada interação. No estudo utilizou-se um computador com processador Intel(R)Core(TM)2 Quad Q6600 de 2.40GHz com 2.00GB de memória RAM.

O estudo de convergência de malha foi realizado para o caso de Mach 0.85, onde se espera encontrar o caso com características mais fortemente não lineares. Nesse caso foram comparados os parâmetros críticos das 4 malhas para o aerofólio não deformado e deformado com $\|m_{max}\|$ de 0.1%, 0.3% e 0.5%.

A seguir serão apresentados os resultados do estudo de convergência de malha realizados para um número de Mach de 0.85 e 0 grau de ângulo de incidência. Os valores de coeficientes de sustentação (C_L) de acordo com os domínios computacionais são apresentados na Tabela 3.2. Como esperado os valores de C_L para o aerofólio não deformado ($\|m_{max}\| = 0.0\%$) para todas

as malhas tende a zero e para o aerofólios deformados os valores crescem conforme aumenta-se o $\|m_{max}\|$.

Observa-se novamente uma diferença entre os valores de C_L da malha 1.0 com as demais malhas. Esse fato pode ser causado por uma incapacidade da malha 1.0 (de menor refinamento) em descrever corretamente a zona de onda de choque. Outro fato a ser observado é a diferença entre os valores de C_L entre a malha 2.0 e as malhas 3.0 e 4.0.

Tabela 3.2: Coeficiente de sustentação com a variação do domínio computacional para Mach 0.85 e 0 grau de ângulo de incidência.

Malha	C_L			
	$\ m_{max}\ = 0.0\%$	$\ m_{max}\ = 0.1\%$	$\ m_{max}\ = 0.3\%$	$\ m_{max}\ = 0.5\%$
1.0	0.2117×10^{-08}	0.03397	0.10100	0.01702
2.0	0.4311×10^{-07}	0.00381	0.01189	0.01936
3.0	0.5460×10^{-07}	0.00282	0.00820	0.01388
4.0	0.3163×10^{-07}	0.00306	0.00867	0.01478

A diferença entre os valores de C_L da malha 1.0 pode ser vista também na Figura 3.2 que apresenta as curvas de coeficiente de sustentação por número de volumes. Essa diferença é mais acentuada para os aerofólios deformados de $\|m_{max}\| = 0.1\%$ e 0.3% . Na curva de $\|m_{max}\| = 0.5\%$ é possível notar uma maior diferença dos valores de C_L entre a malha 2.0 e as malhas 3.0 e 4.0. Portanto, as malhas 3.0 e 4.0 parecem representar de maneira mais fiel os valores de C_L que as demais malhas.

A Figura 3.3 mostra as curvas de coeficiente de pressão para os diferentes aerofólios para Mach 0.85. Observa-se a formação de uma onda de choque posicionada a 75% da corda. Também é possível notar que as malhas 3.0 e 4.0 descrevem melhor a região do choque que as malhas 1.0 e 2.0. Parece também haver uma convergência na posição da onda de choque a partir da malha 3.0.

Os resultados para o tempo computacional e o número de interações para as diferentes malhas e aerofólios são mostrados na Tabela 3.3. Ocorre um aumento do número de interações para atingir a convergência com o refinamento da malha. Observa-se também um número menor de interações necessárias para convergência no caso de Mach 0.85 que nos casos de Mach 0.65

e 0.75. Este fato pode estar associado uma otimização do código para este tipo de regime.

Em relação ao tempo computacional, observa-se como nos casos de Mach 0.65 e 0.75 um aumento exponencial do tempo computacional com o refinamento das malhas. Ocorreu um aumento de mais de 600% entre malha 3.0 e 4.0 no tempo computacional (15.5min. para 105.0min.).

Tabela 3.3: Número de interações e tempo computacional das 4 malhas para Mach 0.85 e 0 grau de ângulo de incidência.

Malha	Número de interações para convergência				Tempo
	$\ m_{max}\ = 0.0\%$	$\ m_{max}\ = 0.1\%$	$\ m_{max}\ = 0.3\%$	$\ m_{max}\ = 0.5\%$	
1.0	19941	26239	21234	22398	4.0min
2.0	21616	35375	34914	34996	10.5min
3.0	23945	31773	31095	36379	15.5min
4.0	50277	63523	67883	69108	105.0min

A Tabela 3.4 apresenta a média de tempo computacional para cada 1000 interações. É possível observar um aumento exponencial do tempo computacional com o refinamento das

Figura 3.2: Curvas de coeficiente de sustentação por número de volumes das 4 malhas para Mach 0.85 e 0 grau de ângulo de incidência.

Figura 3.3: Curvas de coeficiente de pressão das 4 malhas para Mach 0.85 e 0 grau de ângulo de incidência.

malhas principalmente entre a malha 3.0 e 4.0. Este resultado demonstra que não só o número de iterações para atingir a convergência aumenta com o refinamento da malha como também o tempo gasto em cada interação.

Conclui-se no estudo convergência de malha que para todos os regimes a malha 3.0 pode descrever de maneira correta o escoamento ao redor dos aerofólios deformados com um baixo custo computacional sendo a mesma utilizada no resto de presente estudo.

Tabela 3.4: Média de tempo computacional para cada 1000 iterações

Malha	Tempo
1.0	11s
2.0	18s
3.0	29s
4.0	93s

3.2 Aerodinâmica estacionária

Como parte da verificação do código, a investigação estacionária tem como objetivo estudar as alterações na aerodinâmica estacionária com a variação do arqueamento. Este estudo pretende mostrar como mudança na linha de arqueamento afeta a aerodinâmica estacionária tendo como referência o aerofólio não deformado.

Figura 3.4: Campo de Mach para aerofólios deformados para Mach 0.65 e 0 grau de ângulo de incidência.

As Figuras 3.4 e 3.5 mostram o campo de Mach e de gradiente de densidade para os aerofólios não deformados e deformados para Mach 0.65 e 0 grau de ângulo de incidência. Neste regime não foi possível observar nenhuma formação de onda de choque.

No campo de Mach (Figura 3.4) não foi encontrado nenhuma região com Mach maior que 1, o que descaracteriza uma região de formação de ondas de choque. Na Figura 3.5 não é possível observar nenhuma mudança no gradiente de densidade sobre o aerofólio, a não ser nos pontos de bordo de ataque e fuga.

Os resultados para o campo de Mach e de gradiente de densidade para os aerofólios não

deformados e deformados para Mach 0.75 e 0 grau de ângulo de incidência são apresentados nas Figuras 3.6 e 3.7. Neste regime é possível observar a formação de uma onda de choque a 25% da corda do aerofólio.

Figura 3.5: Campo de gradiente de densidade para aerofólios deformados para Mach 0.65 e 0 grau de ângulo de incidência.

No campo de Mach para Mach 0.75 (Figura 3.6) mostra a formação de uma linha sônica com também uma onda de choque posterior caracterizando uma região de escoamento supersônico. Essa região é característica de um escoamento transônico invíscido sobre aerofólios.

Na Figura 3.7 observa-se a presença de uma onda de choque de baixa intensidade a 25% da corda caracterizada pela alteração no gradiente de densidade. Também pode ser observada uma leve assimetria na posição das ondas de choque causadas pela deformação na linha de arqueamento.

Com o aumento do número de Mach de 0.75 para 0.85 ocorre uma expansão da região supersônica sobre o aerofólio como também deslocamento progressivo da onda de choque em direção ao bordo de fuga. Isto pode ser observado pelas Figuras 3.8 e 3.9.

Figura 3.6: Campo de Mach para aerofólios deformados para Mach 0.75 e 0 grau de ângulo de incidência.

Figura 3.7: Campo de gradiente de densidade para aerofólios deformados para Mach 0.75 e 0 grau de ângulo de incidência.

Na Figura 3.8 observa-se a presença de uma onda de choque a 75% da corda. Também é possível observar mais claramente a assimetria no posicionamento da onda de choque com o aumento da deformação da linha de arqueamento em relação ao regime de Mach 0.75.

No campo de gradiente de densidade para Mach 0.85 (Figura 3.9) observa-se novamente um aumento na intensidade do choque como também a assimetria no posicionamento e intensidade da onda de choque gerada pelo aumento da deformação da linha de arqueamento.

Figura 3.8: Campo de Mach para aerofólios deformados para Mach 0.85 e 0 grau de ângulo de incidência.

As Tabelas 3.5 e 3.6 apresentam os coeficientes de sustentação e momento para o aerofólio de referência e os aerofólios deformados para três diferentes números de Mach. É possível observar não linearidades nas cargas aerodinâmicas com o aumento da deformação da linha de arqueamento como também com o aumento do número de Mach.

Isso pode ter origem na dinâmica das ondas de choque do sistema. O posicionamento e intensidades das ondas de choque podem ter grandes impactos nas cargas aerodinâmicas.

A Figura 3.10 apresenta as curvas de coeficiente de pressão para os aerofólios não defor-

mados e deformados para número de Mach. Observa-se que a assimetria aerofólio gerasse diferentes arranjos de choque entre extradorso e intradorso do aerofólio.

Também era esperado que intensidade e posição do choque fossem fortemente influenciadas pela forma de aerofólio. A partir do número de Mach 0.75 e 0.85, o comportamento não-linear se intensifica repercutindo nas cargas aerodinâmicas.

Devido à presença desse nível de não linearidade o optou-se por uma variação de número de Mach de 0.65 a 0.85 e uma deformação da linha de arqueamento de 0.1% a 0.5%.

Tabela 3.5: Coeficiente de sustentação para o caso estacionário.

$\ m_{max}\ \%$	C_L		
	$M = 0.65$	$M = 0.75$	$M = 0.85$
0.0	0.1908×10^{-07}	0.2635×10^{-07}	0.5460×10^{-07}
0.1	0.00123	0.00160	0.00282
0.3	0.00368	0.00480	0.00820
0.5	0.00613	0.00801	0.01388

Figura 3.9: Campo de gradiente de densidade para aerofólios deformados para Mach 0.85 e 0 grau de ângulo de incidência.

Tabela 3.6: Coeficiente de momento para o caso estacionário.

$\ m_{max}\ \%$	C_m		
	$M = 0.65$	$M = 0.75$	$M = 0.85$
0.0	-0.2497×10^{-08}	-0.3193×10^{-08}	-0.3918×10^{-08}
0.1	-0.00029	-0.00033	-0.00150
0.3	-0.00083	-0.00098	-0.00436
0.5	-0.00139	-0.00163	-0.00736

Figura 3.10: Curvas de coeficiente de sustentação para aerofólios deformados.

3.3 Aerodinâmica não estacionária de aerofólio de arqueamento variável

Serão apresentados nesta seção os resultados das cargas e campos da aerodinâmica não estacionária devido movimento prescrito do aerofólio. A variação temporal da linha de arqueamento é obtida pela Eq.(2.34) com a variável m em função do tempo. Assumindo um p_y de $0.5c$, movimentos harmônicos foram utilizados para prescrever a variável m em relação a uma frequência reduzida k e uma amplitude máxima $\|m_{max}\|$ em % da corda. Assim:

$$m(t) = \|m_{max}\| \sin(\omega t), \quad (3.1)$$

onde ω é a frequência dada em $\frac{rad}{s}$, e

$$k = \frac{\omega b}{U_\infty}. \quad (3.2)$$

A partir do aerofólio de referência em zero grau de ângulo de incidência, m varia de 0% a $\pm m_{max}\%$ da linha de arqueamento da corda, portanto oscilando entre um máximo positivo no extradorso a um máximo negativo no intradorso da linha de arqueamento. Os valores máximos de m , bem como o números de Mach foram escolhidos de acordo com o estudo estacionário. Os movimentos oscilatórios foram prescritos a partir de um intervalo de frequências reduzidas de 0.01 a 0.2, garantindo assim a exploração de uma faixa adequada de movimentos não estacionários.

Testes para se verificar o tamanho do passo de tempo para as simulações não estacionárias foram realizados e comparados com resultados experimentais, e um valor de $10^{-3}s$ provou ser eficaz (CAMILO, 1999). Portanto, todas as simulações foram realizadas com o referido valor de passo de tempo.

A Figura 3.11 mostra um ciclo completo do movimento da linha de arqueamento como os 4 pontos de referência. Estes pontos foram adotados por representarem os pontos máximo e mínimo de m_{max} (pontos 2 e 4, respectivamente) e os pontos onde m_{max} é nulo (pontos 1 e 3, respectivamente).

Figura 3.11: Pontos de referência no ciclo completo do movimento da linha de arqueamento.

As Figuras 3.13 a 3.21 mostram as curvas de coeficiente de pressão instantâneas para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.1\%$, 0.3% e 0.5% , Mach 0.65, 0.75 e 0.85 e frequências reduzidas de 0.01, 0.02, 0.10 e 0.20. É possível observar uma diferença entre os coeficientes de pressão do extradorso e intradorso gerada pela assimetria do aerofólio em movimento que se traduz nas cargas aerodinâmicas. Como no movimento do aerofólio essa diferença é cíclica e fortemente influenciada pela frequência reduzida, número de Mach e $\|m_{max}\|$.

As Figuras 3.13 a 3.21 mostram que o máximo da diferença entre o extradorso e intradorso encontra-se nos pontos 1 e 3 e o seu mínimo nos pontos 2 e 4. Isto evidencia um atraso de fase de $\pm 90^\circ$ em relação ao movimento da linha de arqueamento. Com o aumento da frequência reduzida esse atraso de fase pode ser alterado evidenciando assim a presença de não linearidades (curva de $k = 0.20$ da Figura 3.19).

No regime de Mach 0.65 (Figuras 3.13, 3.16 e 3.19) é possível observar pequenas flutuações de pressão sobre o aerofólio que tem sua magnitude aumentada pelo aumento da frequência reduzida.

Para os regimes de Mach 0.75 e 0.85 (Figuras 3.14, 3.15, 3.17, 3.18, 3.20 e 3.21), a diferença entre o extradorso e intradorso nas regiões anteriores ao choque parecem ser menos

afetadas pelo aumento da frequência reduzida. A presença da onda de choque parece funcionar como um filtro ou barreira para as flutuações no campo de pressão. Portanto deve haver uma diminuição das cargas aerodinâmicas máximas com o aumento do número de Mach.

Com aumento da amplitude do movimento do aerofólio, $\|m_{max}\| = 0.0.5\%$, (Figuras 3.19, 3.20 e 3.21) a diferença entre o estradorso e intradorso é amplificada como também as flutuações no campo de pressão.

Figura 3.12: Propagação de informação do bordo de fuga até a onda de choque (TIJDEMAN, 1977).

Amostras do campo de gradiente de densidade e campo de Mach instantâneos nos 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$ são apresentados nas Figuras 3.22 a 3.45. Optou-se por uma distribuição exponencial dos contornos nos gráficos de gradiente de densidade a fim de favorecer uma melhor visualização das flutuações de pressão já observadas nas curvas de coeficientes de pressão instantâneas.

A Figura 3.22 mostra uma série de ondas no campo de gradiente de densidade originadas no bordo de fuga do aerofólio. Tijdeman (1977) descreve algo semelhante em um aerofólio com flap oscilante, como sendo ondas de pressão geradas no bordo de fuga que se propagam do em direção ao choque. Essas ondas foram denominadas “ondas de Kutta” (do inglês, *Kutta waves*) e tem origem na condição de Kutta quando o bordo de fuga está oscilando (Figura 3.12). Essas ondas interagem com o choque forçando-o a retornar a sua posição inicial. Lee e Ohman (1983) indica que a interação das ondas de Kutta e o vórtices da região de separação esta relacionada

com o fenômeno de *buffeting*.

Mabey (1989) demonstra que o período de oscilação das ondas de choque é igual ao tempo necessário para a perturbação se propagar do bordo de fuga a onda de choque. O tempo necessário para a onda se propagar do bordo de fuga ao choque é dado por,

$$t = - \int_{x=c}^{x=x_s} \frac{dx}{(1 - M_e^1) a_e}, \quad (3.3)$$

onde M_e^1 é o mach local e a_e velocidade do som local.

Portanto, com o aumento do gradiente de Mach sobre o aerofólio ocorre uma diminuição da amplitude do movimento do choque como também um aumento do atraso de fase.

O tempo de atraso de acordo com a Eq. (3.3) é equivalente ao atraso de fase da onda de choque,

$$\phi^{(0)} = (\Delta t) \cdot f \cdot 360, \quad (3.4)$$

onde (Δt) é o passo de tempo e f e a frequência. Portanto com o aumento da frequência o atraso de fase será aumentando.

Também com o aumento da frequência ocorre uma redução da amplitude do movimento da onda de choque devido à perda de energia causada pelas perturbações que colidem com a onda de choque.

Figura 3.13: Curvas de coeficiente de pressão instantâneas para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.1\%$ e Mach de 0.65

Figura 3.14: Curvas de coeficiente de pressão instantâneas para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.1\%$ e Mach de 0.75

Figura 3.15: Curvas de coeficiente de pressão instantâneas para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.1\%$ e Mach de 0.85

Figura 3.16: Curvas de coeficiente de pressão instantâneas para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.3\%$ e Mach de 0.65

Figura 3.17: Curvas de coeficiente de pressão instantâneas para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.3\%$ e Mach de 0.75

Figura 3.18: Curvas de coeficiente de pressão instantâneas para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.3\%$ e Mach de 0.85

Figura 3.19: Curvas de coeficiente de pressão instantâneas para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$ e Mach de 0.65

Figura 3.20: Curvas de coeficiente de pressão instantâneas para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$ e Mach de 0.75

Figura 3.21: Curvas de coeficiente de pressão instantâneas para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$ e Mach de 0.85

Figura 3.22: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.65 e k de 0.01

Figura 3.23: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.65 e k de 0.01

Figura 3.24: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.65 e k de 0.02

Figura 3.25: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.65 e k de 0.02

Figura 3.26: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.65 e k de 0.10

Figura 3.27: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.65 e k de 0.10

Figura 3.28: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.65 e k de 0.20

É possível observar nas Figuras 3.22 a 3.45 que as perturbações originadas no bordo de fuga tem grande influência no campo de Mach e conseqüentemente nas cargas aerodinâmicas. Também é possível observar as Figuras 3.22, 3.24, 3.26 e 3.28 que com o aumento da frequência de oscilação do aerofólio a um aumento na frequência de produção dessas perturbações.

A partir de $k = 0.02$ (Figura 3.24) é possível observar a formação de “franjas” que podem ser causadas pelas interações entre as perturbações vindas do bordo de fuga e a movimentação do aerofólio. Em $k = 0.10$ encontra-se o ponto mais simétrico na formação dessas “franjas”.

Para Mach 0.75 (Figuras 3.30 a 3.37) ocorre um aumento na intensidade e frequência da formação dessas ondas. O ponto de $k = 0.10$ também apresenta a formação mais simétrica em relação às ondas. As Figuras 3.38 a 3.45 representam os resultados para Mach 0.85 onde é possível observar que a região antes do choque é menos afetada pelas perturbações que nos casos de Mach 0.65 e 0.75.

Figura 3.29: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.65 e k de 0.20

Figura 3.30: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.75 e k de 0.01

Figura 3.31: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.75 e k de 0.01

Figura 3.32: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.75 e k de 0.02

Figura 3.33: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.75 e k de 0.02

Figura 3.34: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.75 e k de 0.10

Figura 3.35: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.75 e k de 0.10

Figura 3.36: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.75 e k de 0.20

Figura 3.37: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.75 e k de 0.20

Figura 3.38: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.85 e k de 0.01

Figura 3.39: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.85 e k de 0.01

Figura 3.40: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.85 e k de 0.02

Figura 3.41: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.85 e k de 0.02

Figura 3.42: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.85 e k de 0.10

Figura 3.43: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.85 e k de 0.10

Figura 3.44: Campos de gradiente de densidade instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.85 e k de 0.20

Figura 3.45: Campos de Mach instantâneos para os 4 pontos de referência para $\|m_{max}\| = 0.5\%$, Mach de 0.85 e k de 0.20

Figura 3.46: Cargas aerodinâmicas não estacionárias *versus* variação da linha de arqueamento ($\|m_{max}\| = 0.1\%$)

As Figuras 3.46 a 3.48 retratam as cargas aerodinâmicas não estacionárias de coeficiente de sustentação e momento em relação a variação temporal da variável m . Estes resultados mostram o ciclo de cargas não estacionárias em relação à oscilação da linha de arqueamento do aerofólio. Como já mencionado, as cargas aerodinâmicas são resultado da assimetria do aerofólio gerada pelo movimento.

Como já constatado pelas curvas de coeficiente de pressão, é possível observar nas Figuras 3.46 a 3.48 que com o aumento da frequência reduzida a amplitude das cargas aerodinâmicas aumenta quase que proporcionalmente. Com a elevação da frequência reduzida ocorre um aumento na produção das perturbações no campo de pressão originadas no bordo de ataque (ondas de Kutta) que são responsáveis pelo aumento das amplitudes das cargas aerodinâmicas.

Figura 3.47: Cargas aerodinâmicas não estacionárias *versus* variação da linha de arqueamento ($\|m_{max}\| = 0.3\%$)

As perturbações no campo de pressão também podem ser responsáveis pelo aumento de atraso de fase observado com o aumento da frequência reduzida. Para a frequências de $k = 0.10$ (Figura 3.46c) as cargas aerodinâmicas apresentam um atraso de fase de aproximadamente 90° . Isso pode ser explicado pela formação mais simétrica das ondas em relação ao aerofólio como evidenciado pela Figura 3.26. Para $k = 0.20$ (Figura 3.46d) observa-se um atraso de fase maior.

Ocorre também uma diminuição das amplitudes cargas aerodinâmicas com o aumento do número de Mach. Este fato também pode estar associado com a presença da onda de choque em Mach 0.75 e 0.85 que seria uma especial de barreira ou filtro das ondas de pressões vindas do bordo de fuga.

A Figura 3.30 mostram que na região anterior ao choque a intensidade das ondas de pressão e menor que posterior ao mesmo. Com o avanço da onda de choque em direção ao bordo de fuga (Figura 3.38) a região mais suscetível as perturbações se torna menor, o que altera a resposta as cargas aerodinâmicas.

Com o aumento da amplitude de variação da linha de arqueamento, Figuras 3.47 e 3.48, esses processos são intensificados. Para os casos de $\|m_{max}\| = 0.5\%$ e 0.3% a amplitude das cargas aerodinâmicas é aumentada com a elevação da frequência reduzida como no caso de $\|m_{max}\| = 0.1\%$.

O aumento do atraso de fase em relação ao movimento do aerofólio também é verificado. Encontrou-se um atraso de fase semelhante entre C_L e C_m para o caso de k igual a 0.10 em todos os casos. Semelhante ao que ocorreu no caso de $\|m_{max}\| = 0.1\%$, com o aumento do número de Mach as amplitudes das cargas diminuem.

Além disso, aspectos não lineares são perceptíveis em todos os casos analisados, sendo mais evidentes com o aumento da amplitude de variação da linha de arqueamento. Um caso interessante de não linearidade ocorre na Figura 3.48d onde parece ocorrer o máximo de não linearidade das cargas aerodinâmicas não estacionárias.

Figura 3.48: Cargas aerodinâmicas não estacionárias *versus* variação da linha de arqueamento ($\|m_{max}\| = 0.5\%$)

Resposta aeroelástica de um aerofólio de arqueamento variável

A resposta aeroelástica de um aerofólio de arqueamento variável no domínio do tempo em regime transônico neste Capítulo será apresentada. Como no caso aerodinâmica não estacionária (Seção 3.3), o movimento prescrito do aerofólio deve-se ao movimento harmônico da linha de arqueamento obtido pelas equações 2.34 e 3.1.

Tabela 4.1: Parâmetros do modelo estrutural

Parâmetro	Valor
b	0.5m
x_α	0.25
a	-0.15
r^2	0.3
ω_α	$100.0 \frac{rad}{s}$
$\bar{\omega}$	0.8
μ	40

Nas simulações considerou-se o sistema aeroelástico inicialmente em repouso com zero grau de ângulo de ataque. Então é realizado o movimento oscilatório da linha de arqueamento induzindo assim as respostas aeroelásticas em arfagem e deslocamento vertical.

Os máximos valores absolutos do parâmetro da linha de arqueamento m durante as oscilações foram de 0.1, 0.3 e 0.5% da corda. Quanto a frequência reduzida, foi escolhido um intervalo de $k = 0.01$ a $k = 0.2$, a fim de garantir uma exploração adequada de uma faixa de movimentos

não estacionários.

Verificações realizadas por Camilo (1999) mostraram que para o código, o valor de passo de tempo de $10^{-3}s$ foi considerado satisfatório. Este valor de passo de tempo manteve a estabilidade da integração aerodinâmica e descreveu o movimento oscilatório do modelo aeroelástico de forma eficaz. Portanto, todas as simulações foram realizadas com o referido valor de passo de tempo.

Tabela 4.2: Velocidades reduzidas para cada regime em relação ao nível do mar

Número de Mach	Velocidade reduzida
0.65	4.4265
0.75	5.1075
0.85	5.7885

As respostas aeroelásticas foram obtidas com o modelo dinâmico-estrutural descrito na Seção 2.2. Este modelo é baseado no modelo clássico linear de uma seção típica. Os valores dos parâmetros estruturais utilizados neste estudo encontram-se na Tabela 4.1.

Os valores das velocidades reduzidas em relação aos números de Mach de referência são dados na Tabela 4.2 e foram calculados para o nível do mar. A discussão dos resultados aeroelásticos será feita através da história no tempo e retrato de fase das variáveis e cargas aeroelásticas.

4.1 Respostas e cargas aeroelásticas no tempo adimensional

As Figuras 4.1 a 4.4 mostram as resposta aeroelásticas $\xi(\tau)$ (deslocamento vertical) e $\alpha(\tau)$ (arfagem), como também as cargas aeroelásticas de coeficiente de sustentação e momento de arfagem em tempo adimensional (τ) para um $\|m_{max}\| = 0.1\%$. Em tais gráficos é possível observar a influência da frequência reduzida nas respostas aeroelásticas, como também o atraso de fase com a variação da linha de arqueamento.

Figura 4.1: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.1\%$ e $k = 0.01$

Figura 4.2: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.1\%$ e $k = 0.02$

Figura 4.3: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.1\%$ e $k = 0.10$

Figura 4.4: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.1\%$ e $k = 0.20$

As respostas e cargas aeroelásticas para frequências reduzidas baixas (Figura 4.1) são influenciadas pelas características intrínsecas da dinâmica estrutural, que parecem ser condizentes com sistemas aeroelásticos típicos. Observando as Figuras 4.2, 4.3 e 4.4, nota-se que com o aumento da frequência reduzida a dinâmica da variação da linha de arqueamento começa governar as respostas e as cargas aeroelásticas, com efeitos de atraso de fase.

A influência do número de Mach foi observada principalmente na amplitude das cargas aeroelásticas, de tal forma que com o aumento do número de Mach a amplitude das cargas diminui. Este comportamento pode estar relacionado ao atraso de fase das reações aeroelásticas devido ao movimento do aerofólio. Outro fator importante já discutido na Seção 3.3, é a dinâmica das flutuações de pressão e suas interações com a onda de choque.

Na Figura 4.2, para o caso $k = 0.02$ e $M = 0.85$, é possível observar as maiores amplitudes das respostas aeroelásticas, tanto em ξ quanto em α . Estas respostas parecem ser governadas pela dinâmica do movimento do aerofólio, porém com características não lineares. Nesta condição, o sistema pode estar sendo excitado perto de um modo aeroelástico, portanto, as amplitudes devem crescer neste ponto. Para os casos de $k = 0.1$ e $k = 0.2$, as amplitudes das respostas aeroelásticas decrescem, caracterizando o possível afastamento do modo aeroelástico (Figuras 4.3 e 4.4).

Em todos os casos foi possível observar que com o aumento da frequência reduzida há um aumento nas amplitudes das cargas aeroelásticas. Portanto, o caso de $k = 0.2$ apresenta as menores reações aeroelásticas e as maiores amplitudes das cargas aeroelásticas (Figura 4.4).

As Figuras 4.5 a 4.8 mostram as respostas e as cargas aeroelásticas em tempo adimensional (τ) para um $\|m_{max}\| = 0.3\%$. Como no caso anterior, é possível observar que com o aumento da frequência reduzida a dinâmica da variação da linha de arqueamento a começa governar as respostas e as cargas aeroelásticas, com efeitos de atraso de fase.

Figura 4.5: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.3\%$ e $k = 0.01$

Figura 4.6: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.3\%$ e $k = 0.02$

Figura 4.7: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.3\%$ e $k = 0.10$

Figura 4.8: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.3\%$ e $k = 0.20$

Também foi constatada a diminuição das respostas aeroelásticas com o aumento do número de Mach. A exceção a esta tendência é o caso apresentado na Figura 4.6, onde como ocorrido no caso para $\|m_{max}\| = 0.1\%$, a amplitude das repostas aeroelásticas se tornam maiores para o caso de $k = 0.02$ e $M = 0.85$. Isto evidencia mais uma vez a proximidade da frequência de um modo aeroelástico.

Para os casos de $k = 0.1$ e $k = 0.2$ as amplitudes das respostas aeroelásticas decrescem como no caso anterior ($\|m_{max}\| = 0.1\%$), caracterizando o possível afastamento do modo aeroelástico (Figuras 4.7 e 4.8).

Ocorre também um aumento nas amplitudes das cargas aeroelásticas com o aumento da frequência reduzida. Mais uma vez o caso de $k = 0.2$ apresenta as menores reações aeroelásticas e as maiores amplitudes das cargas aeroelásticas (Figura 4.8).

Com o aumento da amplitude do movimento prescrito do aerofólio de $\|m_{max}\| = 0.1\%$ para $\|m_{max}\| = 0.3\%$, observa-se um comportamento semelhante ao das tendências das repostas aeroelásticas e ao de cargas aeroelásticas para o aumento da frequência reduzida e número de Mach.

As repostas e cargas aerolásticas em tempo adimensional (τ) para um $\|m_{max}\| = 0.5\%$ são mostradas nas Figuras 4.9 a 4.12. Como nos dois casos anteriores, é possível observar que com o aumento da frequência reduzida, a dinâmica da variação da linha de arqueamento começa a governar as repostas e as cargas aeroelásticas, com efeitos de atraso de fase.

Mais uma vez a exceção a essa tendência de diminuição das respostas aeroelásticas com o aumento do número de Mach foi o caso de $k = 0.02$ e $M = 0.85$ (Figuras 4.10), evidenciando a proximidade da frequência de um modo aeroelástico.

Figura 4.9: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.5\%$ e $k = 0.01$

Figura 4.10: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.5\%$ e $k = 0.02$

Figura 4.11: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.5\%$ e $k = 0.10$

Figura 4.12: Respostas aeroelásticas e cargas aerodinâmicas para $\|m_{max}\| = 0.5\%$ e $k = 0.20$

Como para $\|m_{max}\| = 0.1\%$ e $\|m_{max}\| = 0.3\%$, nos casos de $k = 0.1$ e $k = 0.2$ as amplitudes das respostas aeroelásticas decrescem, caracterizando mais uma vez o possível afastamento do modo aeroelástico (Figuras 4.11 e 4.12). Também para o caso de $k = 0.2$ apresenta as menores reações aeroelásticas e as maiores amplitudes das cargas aeroelásticas (Figura 4.12).

Nos casos estudados de movimento prescrito do aerofólio confirmou-se uma tendência de comportamento semelhante a das respostas e cargas aeroelásticas para o aumento da frequência reduzida e número de Mach, sendo que a principal característica do aumento da amplitude do movimento prescrito do aerofólio é a amplificação das respostas e cargas aeroelásticas.

4.2 Retratos de fase das respostas aeroelásticas

O comportamento das respostas aeroelásticas para um movimento prescrito de variação da linha de arqueamento também pode ser verificada pela descrição das variáveis de movimento do aerofólio por retrato de fase. Eles consistem de uma representação geométrica típica de trajetórias no espaço de estado. Retratos de fase são uma importante ferramenta no estudo de sistemas dinâmicos (BROER; KRAUSKOPF, 2001).

As Figuras 4.13 a 4.18 apresentam os retratos de fase para translação vertical do aerofólio ($\xi \times \xi'$) e do ângulo de ataque ($\alpha \times \alpha'$) devido a variação da linha de arqueamento com valores máximos de m de 0.1, 0.3 e 0.5%, sendo apresentados os valores de k de 0.01, 0.02, 0.1 e 0.2.

Figura 4.13: Retrato de fase para movimento de translação com $\|m_{max}\| = 0.1\%$

Os retratos de fase das Figuras 4.13 e 4.14 mostram diferentes comportamentos aeroelásticos com o aumento do valor da frequência reduzida. Órbitas complexas podem ser observadas para pequenos valores de frequência reduzida ($k = 0.01$) tanto no movimento de deslocamento vertical (Figuras 4.13) quanto no de arfagem (Figuras 4.14). Este comportamento é semelhante ao de uma seção típica sem variação de arqueamento.

Com o aumento do valor de k , os movimentos aeroelásticos assumem órbitas mais definidas nos retratos de fase, caracterizando uma maior influência da dinâmica da variação da linha de arqueamento ($k = 0.1$ e $k = 0.2$ das Figuras 4.13 e 4.14).

Como observado nas respostas aeroelásticas no tempo adimensional (Figuras 4.1 a 4.12), a influência do número de Mach foi principalmente precedida na amplitude do movimento aeroelástico, de tal forma que com o aumento do número de Mach a amplitude do movimento do aerofólio diminui.

Figura 4.14: Retrato de fase para movimento de arfagem com $\|m_{max}\| = 0.1\%$

Esse comportamento pode estar relacionado ao atraso de fase das reações aeroelásticas. Este atraso de fase é devido ao movimento do aerofólio e também a dinâmica das flutuações de pressão e suas interações com a onda de choque, como discutido na Seção 3.3.

Nas Figuras 4.13 a 4.14 é possível observar com maior clareza que para o caso $k = 0.02$ e $M = 0.85$, as respostas de ξ e α parecem ser governadas pela dinâmica do movimento do aerofólio, porém com características não lineares. A amplitude de movimento do aerofólio apresenta seu maior valor entre os casos estudados. Nesta condição, o sistema pode estar sendo excitado perto de um modo aeroelástico, portanto, as amplitudes devem crescer neste ponto.

Ainda pode-se observar valores elevados de ξ' e α' para o caso $k = 0.1$ e $M = 0.65$, porém com menores valores de ξ e α . Com o aumento do número de Mach a amplitude de movimento diminui. Caracterizando o afastamento da frequência do modo aeroelástico.

Figura 4.15: Retrato de fase para movimento de translação com $\|m_{max}\| = 0.3\%$

As Figuras 4.15 e 4.16 apresentam os retratos de fase de translação vertical do aerofólio e ângulo de ataque para $\|m_{max}\| = 0.3\%$. Como no caso anterior, os resultados apresentam diferentes comportamentos aeroelásticos com o aumento do valor da frequência reduzida.

Órbitas complexas podem ser observadas para pequenos valores de frequência reduzida, ($k = 0.01$) como mostram as Figuras 4.15 e 4.16. Este comportamento é semelhante ao de uma seção típica sem variação de arqueamento.

A mesma tendência em relação ao número de Mach pode ser constatada para o caso de $\|m_{max}\| = 0.3\%$. Semelhante ao que ocorreu com o caso de $\|m_{max}\| = 0.1\%$, para $k = 0.02$ e $M = 0.85$, as repostas de ξ e α parecem ser governadas pela dinâmica do movimento do aerofólio com características não lineares (Figuras 4.15 e 4.16).

Figura 4.16: Retrato de fase para movimento de arfagem com $\|m_{max}\| = 0.3\%$

O mesmo comportamento dos valores de ξ' e α' para o caso $k = 0.1$ e $M = 0.65$ são também constatados, caracterizando mais uma vez a excitação perto de um modo aeroelástico nesses casos.

É possível verificar tendências e comportamentos semelhantes entre os casos de $\|m_{max}\| = 0.1\%$ e $\|m_{max}\| = 0.3\%$. Porém, com o aumento da amplitude de movimento prescrito do aerofólio, as reações aeroelásticas em ξ , α , ξ' e α' tendem a crescer.

Figura 4.17: Retrato de fase para movimento de translação com $\|m_{max}\| = 0.5\%$

Os retratos de fase para translação vertical do aerofólio e ângulo de ataque para $\|m_{max}\| = 0.5\%$ são apresentados nas Figuras 4.17 e 4.18. E como nos casos anteriores, os resultados mostram comportamentos aeroelásticos diferentes com o aumento do valor da frequência reduzida. Nas Figuras 4.17 e 4.18 é possível observar órbitas complexas para pequenos valores de frequência reduzida, como em $k = 0.01$, semelhante ao comportamento típico de uma seção típica sem variação de arqueamento.

A tendência de diminuição da amplitude de movimento com o aumento do número de Mach como também os casos especiais de pontos possivelmente excitados perto de modo aeroelástico ($k = 0.02$ e $M = 0.85$; $k = 0.1$ e $M = 0.65$), também podem ser encontrados para o caso de $\|m_{max}\| = 0.5\%$. Tal fator evidencia, mais uma vez, um modo aeroelástico caracterizado por uma frequência entre estes pontos especiais.

Com o aumento da amplitude do movimento prescrito do aerofólio de $\|m_{max}\|$ igual a 0.3% para 0.5%, as tendências e comportamentos das respostas aeroelásticas se mostram semelhantes. Também verificou-se a tendência de aumento das amplitudes das reações aeroelásticas devido

ao aumento de $\|m_{max}\|$.

Figura 4.18: Retrato de fase para movimento de arfagem com $\|m_{max}\| = 0.5\%$

4.3 Carregamentos aeroelásticos

Os carregamentos aeroelásticos de coeficiente de sustentação e momento induzidos pelo movimento do aerofólio são apresentados nas Figuras 4.19 a 4.24. Serão estudados os casos para $\|m_{max}\|$ igual a 0.1, 0.3 e 0.5% e valores de k de 0.01, 0.02, 0.1 e 0.2.

Uma característica marcante para cargas de sustentação e momento não estacionários induzidos pelo movimento do aerofólio é a influência da frequência reduzida. Para baixos valores de k , os coeficientes de sustentação e momento parecem estar relacionados ao movimento de arfagem e deslocamento vertical (Figuras 4.19 e 4.20).

Contrastando com esse resultado, os carregamentos para valores mais altos de k parecem ser governados pela dinâmica do movimento prescrito do aerofólio. Esta relação entre as frequências reduzidas e o comportamento foi constatada também nas respostas aeroelásticas. Estes resultados também mostram os efeitos de atraso de fase nas cargas aeroelásticas devido ao movimento prescrito do aerofólio. Este atraso de fase pode ser verificado para $k = 0.1$ e $k = 0.2$.

Figura 4.19: Coeficiente de sustentação por variação da linha de arqueamento com $\|m_{max}\| = 0.1\%$

Figura 4.20: Coeficiente de momento por variação da linha de arqueamento com $\|m_{max}\| = 0.1\%$

Nas Figuras 4.19 e 4.20 é possível observar um atraso de fase de aproximadamente 90° para o caso de $k = 0.1$, tanto para C_L como para C_m . Um atraso de fase similar foi observado na Seção 3.3 para o caso de $k = 0.1$ (Figura 3.46), o que evidencia a influência da dinâmica do movimento prescrito do aerofólio nas cargas aeroelásticas.

No caso de $k = 0.2$ observa-se um atraso relativo menor que 90° para o coeficiente de sustentação e um atraso relativo maior que 90° para o coeficiente de momento. Mais uma vez esses atrasos de fase são similares aos observados na Seção 3.3 na página 64 de verificação não estacionária para o caso de $k = 0.2$ (Figura 3.46).

Portanto, verifica-se que o comportamento das cargas aeroelásticas é similar ao caso não estacionário para valores mais altos de frequência reduzida, demonstrando uma influência maior da dinâmica do movimento prescrito do aerofólio nestes casos.

Os efeitos da variação de número de Mach nas cargas aeroelásticas são mais evidentes para valores mais altos de frequência reduzida, onde as amplitudes e atrasos de fase se tornam mais intensos.

Nas Figuras 4.19 e 4.20 observa-se uma diminuição das amplitudes dos coeficiente de sustentação e momento com o aumento do número de Mach similar ao observado nos cargas aerodinâmicas não estacionárias (Figura 3.46). Também é possível notar o aumento da amplitude no caso de $k = 0.02$ e $M = 0.85$, sugerindo uma possível aproximação de um modo aeroelástico.

Características não lineares são claramente notadas para todos os casos estudados, principalmente para valores mais altos de frequência reduzida e número de Mach, onde as cargas aeroelásticas se assemelham as cargas aerodinâmicas não estacionárias.

Figura 4.21: Coeficiente de sustentação por variação da linha de arqueamento com $\|m_{max}\| = 0.3\%$

Nas Figuras 4.21 e 4.22 são apresentados os carregamentos aeroelásticos de C_L e C_m induzidos pelo movimento do aerofólio para $\|m_{max}\|$ igual a 0.3%. Serão estudados os casos para valores de k de 0.01, 0.02, 0.1 e 0.2.

Figura 4.22: Coeficiente de momento por variação da linha de arqueamento com $\|m_{max}\| = 0.3\%$

Como no caso de $\|m_{max}\| = 0.1\%$, os coeficientes de sustentação e momento parecem estar relacionados ao movimento de arfagem e deslocamento vertical para baixos valores de k . Enquanto para altos valores de k , os carregamentos parecem ser governados pela dinâmica do movimento prescrito do aerofólio com comportamentos semelhantes aos das cargas aerodinâmicas não estacionárias.

Os efeitos de atraso de fase nas cargas aeroelásticas são verificados para valores mais altos de frequência reduzida. Como observado para $\|m_{max}\| = 0.1\%$, esses atrasos de fase se assemelham aos dos casos aerodinâmicos não estacionários (Figura 3.47).

Observa-se um atraso de fase de aproximadamente 90° para o caso de $k = 0.1$, tanto para C_L como para C_m , nas Figuras 4.21 a 4.22. Para o caso de $k = 0.2$ observa-se um atraso menor que 90° para o coeficiente de sustentação e um atraso maior que 90° para o coeficiente de momento. Estes atrasos são similares aos observados na Figura 3.47 para cargas não estacionárias induzidas pelo movimento prescrito do aerofólio rígido.

Nas Figuras 4.21 e 4.22 observa-se uma diminuição das amplitudes de C_L e C_m com o aumento do número de Mach, similar ao observado nas cargas aerodinâmicas não estacionárias (Figura 3.47). Também é possível notar o aumento da amplitude no caso de $k = 0.02$ e $M = 0.85$, sugerindo uma possível aproximação de um modo aeroelástico.

Com o aumento da amplitude do movimento prescrito de $\|m_{max}\| = 0.1\%$ para $\|m_{max}\| = 0.3\%$, as características não lineares das cargas aeroelásticas se intensificaram principalmente para valores mais altos de frequência reduzida e número de Mach. Maiores amplitudes das cargas aeroelásticas foram observadas com o aumento da amplitude de movimento prescrito. Também foi observado um comportamento das cargas aeroelásticas similar ao das cargas aerodinâmicas não estacionárias para valores mais altos de frequência reduzida, como no caso de $\|m_{max}\| = 0.1\%$.

Figura 4.23: Coeficiente de sustentação por variação da linha de arqueamento com $\|m_{max}\| = 0.5\%$

Os carregamentos aeroelásticos de C_L e C_m induzidos pelo movimento do aerofólio para $\|m_{max}\|$ igual a 0.5% e k de 0.01, 0.02, 0.1 e 0.2, são apresentados nas Figuras 4.23 a 4.24.

Figura 4.24: Coeficiente de momento por variação da linha de arqueamento com $\|m_{max}\| = 0.5\%$

Como no caso de $\|m_{max}\| = 0.1\%$ e $\|m_{max}\| = 0.3\%$, as cargas aeroelásticas parecem estar relacionados ao movimento de arfagem e deslocamento vertical para baixos valores de k . Para altos valores de k , observa-se um comportamento semelhante aos das cargas aerodinâmicas não estacionárias, o que evidencia a influência da dinâmica do movimento prescrito do aerofólio neste casos.

Com um atraso de fase de aproximadamente 90° para o caso de $k = 0.1$, um atraso menor que 90° para o C_L e um atraso maior que 90° para o C_m no caso de $k = 0.2$, as cargas aeroelásticas no caso de $\|m_{max}\| = 0.5\%$ apresentam atrasos similares aos observados na Figura 3.48 para cargas não estacionárias induzidas pelo movimento prescrito do aerofólio rígido.

A diminuição das amplitudes de C_L e C_m com o aumento do número de Mach similar ao observado nos cargas aerodinâmicas não estacionárias (Figura 3.48), também é observada nas Figuras 4.23 e 4.24. Uma possível aproximação de um modo aeroelástico também pode ser notada no caso de $k = 0.02$ e $M = 0.85$.

Para os três casos de amplitude de movimento prescrito estudados observa-se características não lineares das cargas aeroelásticas, principalmente para valores mais altos de frequência reduzida e número de Mach. Com o aumento da amplitude do movimento prescrito essas características também tendem a se intensificar.

Com valores mais elevados de frequência reduzida ocorre uma mudança de comportamento das cargas aeroelásticas por uma maior influência da dinâmica do movimento prescrito do aerofólio. Este comportamento é semelhante ao das cargas aerodinâmicas não estacionárias para valores mais altos de frequência reduzida.

Conclusões

5.1 Comentários finais

Este trabalho apresentou uma investigação das respostas e cargas aeroelásticas transônicas de um aerofólio com arqueamento variável no tempo. Como parte de um estudo inicial das consequências aeroelásticas de um sistema aeronáutico de geometria variável, o trabalho concentrou-se num caso bidimensional onde um aerofólio de referência (NACA 0012) foi deformado dinamicamente a partir de sua linha de arqueamento para avaliar as respostas e carregamentos aeroelásticos em regime transônico.

Neste trabalho foram discutidos aspectos gerais e históricos da aeroelasticidade e de sistemas aeronáuticos adaptativos (*Morphing Aircrafts*). Também foi discutida a importância da previsão correta dos efeitos aeroelásticos desses sistemas aeronáuticos.

Também foram descritas as ferramentas utilizadas para descrever o sistema aeroelástico. A integração no tempo do sistema aeroelástico foi obtida pelo método de Runge-Kutta de quarta ordem. A representação do escoamento transônico não estacionário foi computada por um código CFD em um contexto de malhas não estruturadas com uma formulação dada pelas equações de Euler-2D.

Uma verificação do código CFD também foi realizada, a fim de se averiguar a habilidade do código CFD em descrever a aerodinâmica do movimento prescrito do aerofólio. Primeiramente

foi desenvolvido um estudo de convergência de malha onde o parâmetro crítico de coeficiente de sustentação foi comparado para diferentes medidas de densidade de malha. Também foram analisadas as curvas de coeficiente de pressão em especial a localização das ondas de choque. Por fim, foi escolhida uma malha apropriada.

Como parte da verificação do código, foi estudada as alterações na aerodinâmica estacionária com a variação do arqueamento do aerofólio. Foram analisadas as cargas aerodinâmicas, distribuições de pressão e campos de Mach e gradiente de densidade em um regime estacionário. Estes resultados revelaram que o código prediz de maneira adequada o comportamento aerodinâmico de um escoamento em regime transônico. Como esperado, mudanças importantes no posicionamento e intensidade da onda de choque foram encontrados para as maiores deformações da linha de arqueamento e maiores números de Mach.

A aerodinâmica não estacionária também foi estudada, onde movimentos harmônicos prescritos da linha de arqueamento foram usados para se determinar as cargas da aerodinâmicas não estacionária, bem como propriedades do escoamento. Foram adotadas neste estudo diferentes frequências reduzidas, intensidade de deformações da linha de arqueamento e números de Mach, garantindo assim a exploração de uma faixa adequada de movimentos não estacionários.

Foi demonstrada a influência da frequência reduzida na amplitude das cargas aerodinâmicas e no atraso de fase em relação à variação da linha de arqueamento e as cargas não estacionárias. Em relação ao número de Mach observou-se que a redução das amplitudes das cargas não estacionárias com o aumento do número de Mach.

Também foi observado nas curvas de pressão, campos de Mach e gradiente de densidade a presença de flutuações de pressão originadas no bordo de fuga do aerofólio. Com o aumento da frequência reduzida ocorre um aumento da formação das flutuações. Com intensificação das flutuações ocorre um aumento do atraso de fase do movimento da onda de choque em relação ao movimento do aerofólio. Também com o aumento da frequência a ocorre uma redução da amplitude do movimento da onda de choque devido à perda de energia causada pelas perturbações que colidem com a onda de choque. As regiões anteriores ao choque parecem ser menos afe-

tadas pelo aumento da frequência reduzida. A presença da onda de choque parece funcionar como um filtro ou barreira para as flutuações no campo de pressão. Essa pode ser uma das possíveis explicações para redução das amplitudes das cargas não estacionárias com o aumento do número de Mach.

Conseqüentemente, as interações entre as flutuações e as ondas de choque geram uma alteração na dinâmica das cargas não estacionárias. Essa alteração pode ser uma das causas da intensificação dos efeitos não lineares nas cargas não estacionários observados com o aumento da frequência reduzida e número de Mach.

Por fim, as respostas e cargas aeroelásticas induzidas pelo movimento da linha de arqueamento são apresentadas. Para este caso movimento harmônicos prescritos da linha de arqueamento também foram usados, mas a seção típica está agora livre para reagir às variações das cargas não estacionárias. Os resultados mostram uma forte influência da frequência reduzida nas respostas e cargas aeroelásticas. As respostas e cargas aeroelásticas para frequências baixas reduzidas são altamente influenciadas pelas características intrínsecas da dinâmica estrutural, que parecem ser condizentes com sistemas aeroelásticos típicos. De forma oposta, nota-se que com o aumento da frequência reduzida a dinâmica da variação da linha de arqueamento começa governar as respostas e cargas aeroelásticas, com efeitos de atraso de fase.

A influência do número de Mach nas respostas aeroelásticas foi observada principalmente na amplitude das cargas aeroelásticas, de tal forma que com o aumento do número de Mach a amplitude das cargas diminui. Este comportamento pode estar relacionado ao atraso de fase das reações aeroelásticas devido ao movimento do aerofólio. Outro fator importante é a dinâmica das flutuações de pressão e suas interações com a onda de choque. A condição de $k = 0.02$ e $M = 0.85$ apresentou as maiores amplitudes das respostas aeroelásticas, tanto em deslocamento vertical quanto em arfagem. Nesta condição, o sistema pode estar sendo excitado perto de um modo aeroelástico, portanto, as amplitudes devem crescer neste ponto.

Para os casos de $k = 0.1$ e $k = 0.2$, as amplitudes das respostas aeroelásticas decrescem, caracterizando o possível afastamento do modo aeroelástico. Atrasos de fase e efeitos não

lineares são observados com o aumento da frequência reduzida e número de Mach.

Retratos de fase do deslocamento vertical e arfagem também são obtidos no estudo. Estes resultados revelam um comportamento dinâmico complexo com grande influência da frequência reduzida e do número de Mach.

Os carregamentos aeroelásticos de coeficiente de sustentação e momento de arfagem induzidos pelo movimento do aerofólio também foram analisados. Características não lineares das cargas aeroelásticas, principalmente para valores mais altos de frequência reduzida e número de Mach foram observadas. Com o aumento da amplitude do movimento prescrito essas características também tendem a se intensificar.

Com valores mais elevados de frequência reduzida ocorre uma mudança de comportamento das cargas aeroelásticas por uma maior influência da dinâmica do movimento prescrito do aerofólio. Este comportamento é semelhante ao das cargas aerodinâmicas não estacionárias para valores mais altos de frequência reduzida.

A implementação de sistemas controle em estruturas aeronáuticas requer um entendimento detalhado de suas consequências aeroelásticas. Como parte de um estudo inicial, acredita-se que os resultados e as discussões apresentadas neste trabalho sejam um passo importante na compreensão dos fenômenos aeroelásticos desses sistemas aeronáuticos em regime transônico. Este trabalho também poderá ser usado com base de um possível controle das respostas e instabilidades aeroelásticas de uma aeronave pela variação ativa da linha de arqueamento.

5.2 Propostas para trabalhos futuros

Seguem algumas sugestões para a continuidade do trabalho no tema da dissertação:

1. Considerar outras posições de máximo da linha de arqueamento, principalmente as posições mais próximas ao bordo de fuga do aerofólio.
2. Propõe-se também um estudo da influência dos parâmetros aeroelásticos da seção típica com o intuito de avaliar outras configurações estruturais de aerofólios com arqueamento variável.
3. Um melhor entendimento dos mecanismos físicos de geração e propagação das flutuações de pressão. Estas flutuações parecem ter grande influência na dinâmica das cargas aerodinâmicas não estacionárias e conseqüentemente nos carregamentos aeroelásticos.
4. Métodos para qualificar o comportamento não linear são importantes na elaboração de leis de controle adequadas a esses sistemas.
5. Finalmente, com base no presente estudo, sugere-se o estudo do controle das respostas e instabilidades aeroelásticas pela variação da linha de arqueamento.

Bibliografia

ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. V. *Theory of Wing Sections*. 1. ed. Estados Unidos: Dover Publications, 1959. ISBN 486-60586-8.

ABEL, I.; NOLL, T. E. Research and applications in aeroservoelasticity at the NASA Langley Research Center. In: PROCEEDINGS OF THE 16TH CONGRESS OF THE INTERNATIONAL COUNCIL OF THE AERONAUTICAL SCIENCES,. Tel Aviv: Israel Society of Aeronautics and Astronautics, 1988.

ALBANO, E.; RODDEN, W. P. A Doublet Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flow. *AIAA Journal*, v. 7, n. 2, p. 279–285, 1969.

AMPRIKIDIS, M.; COOPER, J. E. Development of Smart Spars for Active Aeroelastic Structures. *AIAA*, 2003. Paper 2003-1799.

ANDERSON, J. D. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. 1. ed. Estados Unidos: McGraw Hill, 1995. ISBN 0070016852.

ASHLEY, H. Aeroelasticity. *Applied Mechanics Reviews*, v. 23, p. 119–129, 1970.

ASHLEY, H. Update to Aeroelasticity. *Applied Mechanics Update: ASME*, New York, p. 117–125, 1986.

ASHLEY, H.; ZARTARIAN, G. Piston Theory: A New Aerodynamic Tool for the Aeroelastician. *Journal of the Aeronautical Sciences*, v. 23, n. 12, p. 1109–1118, 1956.

AZEVEDO, J. On the development of unstructured grid finite volume solver for high speed flows. In: *Report NT-075-ASE-N/92 - Instituto de Aeronáutica e Espaço*. São José dos Campos, SP, Brasil: [s.n.], 1992.

AZEVEDO, J. L. F. *On the development of unstructured grid finite volume solver for high speeds flows*. Instituto de Aeronautica e espaço, 1992. NT-075-ASE-N/92.

BAE, J. S.; SEIGLER, T. M.; INMAN, D. J. Aerodynamic and Aeroelastic Characteristics of a Variable-Span Morphing Wing. *Journal of Aircraft*, p. 538–544, 2005.

BAIRSTOW, L. The Theory of Wing Flutter. *British Aeronautical Research Council, G24.18*, London, 1925.

BATINA, J. T.; SEIDEL, D. A.; BLAND, S. R.; BENNETT, R. M. Unsteady transonic flow calculations for realistic aircraft configurations. *Journal of Aircraft*, v. 26, n. 1, p. 21–28, 1989.

BENNETT, R. M.; EDWARDS, J. W. An overview of recent development in computational aeroelasticity. *AIAA*, Julho 1998. Paper 98-2421.

- BIGARELLA, E.; BASSO, E.; AZEVEDO, J. Centered and upwind multigrid turbulent flow simulations with application to launch vehicles. In: *AIAA Paper No. 2004-5384, 22nd AIAA Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, Providence*. RI: [s.n.], 2004.
- BIRNBAUM, W. Das ebene problem des schlagenden flugels. *Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik*, v. 4, p. 274 – 292, 1924.
- BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H. *Principles of Aeroelasticity*. 1. ed. Estados Unidos: Wiley, 1962.
- BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. *Aeroelasticity*. 1. ed. Estados Unidos: Addison Wesley Longman, 1955. 1-11 p.
- BRADLEY, R. CFD Validation Philosophy. In: *AGARD Symposium on Validation of Computational Fluid Dynamics*. Lisboa, Portugal: [s.n.], 1988.
- BRADLEY, R. *Applied Computational Aerodynamics: Future Directions of Applied Computational Fluid Dynamics*, V.125. 1. ed. Estados Unidos: AIAA, 1990. ISBN 0-930403-69-x.
- BROER, H. W.; KRAUSKOPF, B. *Global Analysis of Dynamical Systems*. 1. ed. Inglaterra: Institute of Physics Publishing, 2001.
- CAMILO, E. *Aeroleasticidade Computacional Transônica em Aerofólios com Modelo Estrutural não linear*. Tese (Doutorado) — Universidade de São paulo, São Carlos, Brasil, 1999.
- CAMPANILE, L. F.; ANDERS, S. Aerodynamic and Aeroelastic Amplification in Adaptive Belt-rib Airfoils. *Aerospace Science and Technology*, p. 55–63, 2005.
- CHAMBERS, J. R. *Innovation in Flight: Research of The NASA Langley Research Center on Revolutionary Advanced Concepts for Aeronautics*. NASA Langley Research Center, 2005. SP-2005-4539.
- CHIPMAN, R.; RAUCH, F.; RIMER, M.; MUNIZ, B. Transonic test of a forward swept wing configuration, exhibiting body freedom flutter. *AIAA*, 1985. Paper 85-0669.
- CLARKE, R.; ALLEN, M. J.; DIBLEY, R. P.; GERA, J.; HODGKINSON, J. Flight Test of the F/A-18 Active Aeroelastic Wing Airplane. *AIAA*, 2005. 2005-6316.
- COENEN, L.; BROWN, C. *Dicionário Internacional de Teologia do Novo Testamento*. 2. ed. São Paulo: Vida Nova, 2000. 879-872 p. ISBN 85-275-0219-4.
- COLLAR, A. R. The Expanding Domain of Aeroelasticity. *Royal Aeronautical Society Journal*, v. 50, p. 613–636, 1946.
- DOWELL, E. H. A Modern View of Theodore Theodorsen, Physicist and Engineer. *AAIA*, Washington, DC, 1992.
- DOWELL, E. H.; CURTISS, H. C.; SCANLAN, R. H.; SISTO, F. A. Modern Course in Aeroelasticity. Kluwer Academic, Norwell, Estados Unidos, p. 266–324, 1995.
- DUGUNDJI, J. Theoretical Considerations of Panel Flutter at High Supersonic Mach Numbers. *AIAA Journal*, v. 4, n. 7, p. 1257–1266, 1966.

- DUGUNDJI, J. Experimental studies in aeroelasticity of unswept and forward swept graphite/epoxy wings. In: PROCEEDINGS OF THE RAYMOND L. BISPLINGHOFF MEMORIAL SYMPOSIUM. [S.l.]: Univ. of Florida Press, Gainesville, 1986. p. 149–160.
- EDWARDS, J. W. Transonic shock oscillation calculated with a new interactive boundary layer coupling method. *AIAA*, Janeiro 1993. Paper 93-0777.
- EDWARDS, J. W.; ASHLEY, H.; BREAKWELL, J. V. Unsteady Aeroelastic Modeling for Arbitrary Motion. *AIAA Journal*, v. 17, n. 4, p. 365–374, 1979.
- EDWARDS, J. W.; BENNETT, R. M.; WHITLOW, W. J.; SEIDEL, D. A. Time marching transonic flutter solutions including angle of attack effects. *Journal of Aircraft*, v. 20, n. 11, p. 899–906, 1983.
- FELT, L. R.; HUTTSELL, L.; NOLL, T. E.; COOLEY, D. E. Aeroservoelastic Encounters. *Journal of Aircraft*, v. 16, n. 7, p. 477–483, 1979.
- FRIEDMANN, P. P. Renaissance of Aeroelasticity and Its Future. *Journal of Aircraft*, v. 36, n. 1, p. 105–121, 1999.
- GARRICK, I. E. A Survey of Aerothermoelasticity. *Aerospace Engineering*, v. 22, n. 1, p. 140–147, 1963.
- GARRICK, I. E. Aeroelasticity-Frontiers and Beyond. *Journal of Aircraft*, v. 13, n. 9, p. 641–657, 1976.
- GARRICK, I. E.; REED, W. H. I. Historical Development of Flutter. *Journal of Aircraft*, v. 7, n. 11, p. 897–912, 1981.
- GERN, F. H.; INMAN, D.; KAPANIA, R. K. Structural and Aeroelastic Modeling of General Planform Wings with Morphing Airfoils. *AIAA Journal*, p. 628–637, 2002.
- GLAUERT, H. The Forces and Moments on an Oscillating Airfoil. *British Aeronautical Research Council*, n. 1242, 1929.
- GURUSWAMY, G. P.; TU, E. L. Transonic aeroelasticity of fighter wings with active control surface. *Journal of Aircraft*, v. 26, n. 7, p. 682–684, 1989.
- HAJELA, P. Recent Trends in Aeroelasticity, Structures, and Structural Dynamics. In: PROCEEDINGS OF THE RAYMOND L. BISPLINGHOFF MEMORIAL SYMPOSIUM. [S.l.]: Univ. of Florida Press, Gainesville, 1986.
- HODGES, D. H.; PIERCE, A. G. *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*. 1. ed. Estados Unidos: Cambridge aerospace series, 2002. 1-3 p. ISBN 0-521-80698-4.
- HUTTSELL, L.; SCHUSTER, D.; VOLK, J.; GEISING, J.; LOVE, M. Evaluation of computational aeroelasticity codes for loads and flutter. *AIAA*, Janeiro 2001. Paper 2001-0569.
- INMAN, D. J.; GERN, F. H.; ROBERTSHAW, H. H.; KAPANIA, R. K.; PETTIT, G.; NATARAJAN, A.; SULAEMAN, E. Comments on Prospects of Fully Adaptive Wings. In: PROCEEDINGS OF THE 8TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON SMART STRUCTURES AND MATERIALS. Newport Beach, CA, 2001.

JACOBS, E. N.; WARD, E. K.; PINKERTON, R. M. *The Characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the Variable-Density Wind Tunnel*. NACA, 1933. Re. 460.

JAMESON, A.; SCHMIDT, W.; TURKEL, E. Numerical simulation of the Euler equation by finite volume using Runge-Kutta time stepping schemes. *AIAA Paper*, p. 81–1259, 1981.

KÁRMÁN, T. V.; SEARS, W. R. Airfoil Theory for Non-Uniform Motion. *Journal of Aeronautical Sciences*, v. 5, n. 10, p. 379 – 390, 1938.

KEHOE, M. W. *A Historical Overview of Flight Flutter Testing*. NASA Langley Research Center, 1995. NASA TM 4720.

KIKUTA, M. T. *Mechanical Properties of Candidate Materials for Morphing Wings*. Dissertação (Master of Science in Mechanical Engineering) — Virginia Polytechnic Institute, Blacksburg, Virginia, 2003.

KLEMIN, A. Bibliography of Vibration and Flutter of Aircraft Wings and Control Surfaces,. *U.S. Works Progress Administration*, Washington,DC, p. 1–53, 1937.

KÜSSNER, H. G. Zusammenfassender Bericht über den stationären Auftrieb von Flügeln. *Luftfahrtforschung*, v. 13, n. 12, p. 410 – 424, 1936.

LAMB, H. Flutter Theory: Note on Dimension. *British Aeronautical Research Council*, London, 1927.

LEE, B. H. K.; OHMAN, L. H. *Unsteady Pressure and Force Measurements Associated with Transonic Buffeting*. National Aeronautics Establishment, 1983. NAE AN 14.

LEE, Y.; KIM, K. B.; X., M. Polyurethanes having shape memory effects. *Polymer*, v. 37, n. 26, p. 5781–5793, 1996.

LIBRESCU, L. Unsteady supersonic aerodynamics of planar lifting surfaces accounting for arbitrary time dependent motion. In: PROCEEDINGS OF THE RAYMOND L. BISPLINGHOFF MEMORIAL SYMPOSIUM. [S.l.]: Univ. of Florida Press, Gainesville, 1986. p. 173–186.

LOVE, M.; GARZA, T. C.; EGGLE, D. Computational aeroelasticity in high performance aircraft flight loads. In: PROCEEDINGS OF THE 20TH CONGRESS OF THE INTERNATIONAL COUNCIL OF THE AERONAUTICAL SCIENCES,. Los Angeles: Royal Aeronautical Society, 2000. p. 481.1–481.11.

LUI, C. Tailored shape memory polymers: Not all SMPs are created equal. In: PROCEEDINGS OF THE FIRST WORLD CONGRESS ON BIOMIMETICS. Albuquerque, New Mexico, 2002.

MABEY, D. G. *Unsteady Transonic Aerodynamics: Physical Phenomena Associated with Unsteady Transonic Flow*, v.120. 1. ed. Estados Unidos: AIAA, 1989. ISBN 0-930403-52-5.

MAVRIPLIS, D. Accurate multigrid solution of the Euler equations on unstructured and adaptive meshes. *AIAA Journal*, v. 28, n. 2, Feb 1990.

MCGOWAN, A. R.; VICROY, D. D.; BUSAN, R. C.; HAHN, A. S. Perspectives on highly adaptive or morphing aircraft. *NATO RTO Symposium on Morphing Vehicles*, NASA Langley Research Center, 2009. RTO-MP-AVT-168.

MCGOWAN, A. R.; WASHBURN, A. E.; HORTA, L. G.; BRYANT, R. G.; COX, D.; SIOCHI E. NANCY, M. Recent results from NASA's morphing project. In: PROCEEDINGS OF THE SPIE 9TH ANNUAL INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SMART STRUCTURES AND MATERIALS. San diego, California, 2002.

MORINO, L. *A General Theory of Unsteady Compressible Potential Aerodynamics*. NASA Langley Research Center, 1974. Technical Report CR 2464.

MORINO, L.; CHEN, L.; SUSIO, E. Steady and oscillatory subsonic and supersonic aerodynamics around complex configurations. *AIAA Journal*, v. 13, n. 3, p. 368–374, 1975.

MUKHOPADHYAY, V. Historical Perspective on Analysis and Control of Aeroelastic Responses. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, v. 26, n. 5, Set. Oct. 2003.

NAFEMS. The importance of mesh convergence. *NAFEMS Online*, 28 jan. 2010. Disponível em: <<http://www.nafems.org/resources/knowledgebase/001/>>. Acesso em: 28 jan. 2010.

NEWSOM, J. R.; ABEL, I.; DUNN, H. J. *Application of Two Design Methods for Active Flutter Suppression and Wind-Tunnel Test Results*. NASA Langley Research Center, 1980. NASA TP 1653.

NISSIM, E.; ABEL, I. *Development and Application of an Optimization Procedure for Flutter Suppression Using the Aerodynamic Energy Concept*. NASA Langley Research Center, 1978. NASA TP 1173.

NOOR, A. K.; VENNERI, S. (Ed.). *Perspective on Future Aeronautical and Space Systems: Progress in Astronautics and Aeronautics*. 1. ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997. ISBN 1-56347-188-4.

OLIVEIRA, L. C. *Uma metodologia de análise aeroelástica com variáveis de estado utilizando técnicas de aerodinâmica computacional*. Dissertação (Mestrado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Agosto 1993.

PINES, S.; DUGUNDJI, J.; NEURINGER, J. Aerodynamic Flutter Derivatives for a Flexible Wing with Supersonic and Subsonic Edges. *Journal of the Aeronautical Sciences*, v. 22, n. 10, p. 693–700, 1955.

POWERS, S. G.; WEBB, L. D.; FRIEND, L. E.; LOKOS, W. A. *Fight Test Results From a Supercritical Mission Adaptive Wing With Smooth Variable Camber*. NASA, 1992. TM 4415.

PULLIAM, T. H. Artificial dissipation models for the Euler equations. *AIAA Journal*, v. 24, n. 12, p. 1931–1940, Dec 1986.

REIFSCHNEIDER, J.; MAJJI, M.; MOHAN, G.; JUNKINS, J.; REDINIOTIS, O. Desing of morphing wing. *AIAA*, 2004.

RODDEN, W. P. Equations of Motion of a Quasi-Steady Flexible Flight Vehicle Utilizing Restrained Static Aeroelastic Characteristics. *Journal of Aircraft*, v. 22, n. 9, p. 802–809, 1985.

RODDEN, W. P.; JOHNSON, E. H. *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User Guide*. Los Angeles: MacNeal-Schwendler Corp, 1994.

SANDERS, B.; EASTEP, F. E.; FOSTER, E. Aerodynamic and Aeroelastic Characteristics of Wings with Conformal Control Surfaces for Morphing Aircraft. *Journal of Aircraft*, p. 94–99, 2003.

SCHWARTZ, M. (Ed.). *Smart Materials*. 1. ed. Estados Unidos: CRC Press, 2009. ISBN 978-1-4200-4372-3.

SEARS, W. R. Operational Methods in the Theory of Airfoils in Non-Uniform Motion. *Journal of Franklin Institute*, v. 230, n. 1, p. 95–112, 1940.

THEODORSEN, T. General Theory of Aerodynamics Instability and the Mechanism of Flutter. *NACA TR N.496*, 1935.

THEODORSEN, T.; GARRICK, I. E. Mechanism of Flutter: A Theoretical and Experimental Investigation of the Flutter Problem. *NASA TR 685*, 1940.

TIJDEMAN, H. *Investigations of the transonic flow around oscillating airfoils*. Tese (Doutorado) — Delft Technological University, Amsterdam, Netherlands, 1977.

WAGNER, H. Über die Entstehung des Dynamischen Auftriebes von Tragflügeln. *Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik*, v. 5, p. 17–35, 1925.

WEISSHAAR, T. A. Aeroelastic tailoring of forward swept wings. *Journal of Aircraft*, v. 18, n. 8, p. 669–676, 1981.

WEISSHAAR, T. A. Morphing Aircraft Technology - New Shapes for Aircraft Design. *NATO RTO Symposium on Morphing Vehiles*, NASA Langley Research Center, 2006. RTO-MP-AVT-141.

WEISSHAAR, T. A.; RYAN, R. J. Control of aeroelastic instabilities through stiffness cross-coupling. *Journal of Aircraft*, v. 23, n. 2, p. 148–154, 1986.

WYKES, J. H. *Flight Investigation of a Structural Mode Control System for the XB-70 Aircraft*. NASA, 1973. TN D 7420.