


unesp  **UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA**
“JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ

TALITHA AUGUSTA COSTA

**ANÁLISE DE UM CILINDRO SUBMETIDO À EXCITAÇÃO ACÚSTICA POR
CAMADA LIMITE TURBULENTA**

Guaratinguetá

2014

TALITHA AUGUSTA COSTA

**ANÁLISE DE UM CILINDRO SUBMETIDO À EXCITAÇÃO ACÚSTICA POR
CAMADA LIMITE TURBULENTA**

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. José Geraldo Trani Brandão
Coorientador: Dr. Carlos d’Andrade Souto

Costa, Talitha Augusta
C837a Análise de um cilindro submetido à excitação acústica por camada limite turbulenta./ Talitha Augusta Costa – Guaratinguetá: [s.n], 2014.
70 f.: il.
Bibliografia: f. 68-70
Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2014.
Orientador: Prof. Dr. José Geraldo Trani Brandão
Coorientador: Dr. Carlos d'Andrade Souto

1. Camada limite turbulenta 2.Vibração aleatória I. Título

CDU 532.526

unesp  UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ

ANÁLISE DE UM CILINDRO SUBMETIDO À EXCITAÇÃO ACÚSTICA POR
CAMADA LIMITE TURBULENTA

TALITHA AUGUSTA COSTA

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO
PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE
"GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA"

APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr.  MARCELO SAMPAIO MARTINS
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:



Prof. Dr. José Geraldo Trani Brandão

Orientador/UNESP-FEG



Dr. Carlos d'Andrade Souto

Coorientador/DCTA-IAE

Prof. Dr.  Marcelo Sampaio Martins

UNESP-FEG

Fevereiro de 2015

DADOS CURRICULARES

TALITHA AUGUSTA COSTA

NASCIMENTO	04.07.1987 – Guaratinguetá / SP
FILIAÇÃO	João Bosco Pereira Costa Neide Cely Vaz da Silva Costa
2003/2005	Técnica em Eletroeletrônica Colégio Técnico Industrial de Guaratinguetá - UNESP
2008/2014	Curso de Graduação Engenharia Mecânica – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá da Universidade Estadual Paulista

Dedico este trabalho aos meus pais, João Bosco e Neide, por todo amor dedicado a nossa família e pelos inúmeros sacrifícios feitos em prol dela, por serem exemplos de honestidade, perseverança e força, e por mostrar a mim e as minhas irmãs que o estudo era uma importante ferramenta para nossa evolução. Dedico este trabalho ainda as minhas irmãs, Tatiane, Thais e Thaiane, pelo amor e cumplicidade, por nos completarmos de formas tão diferentes e pelas vitórias de cada uma de vocês, que sempre foram pra mim, motivo de orgulho e de inspiração.

AGRADECIMENTOS

a Deus, pela fonte infinita de esperança e amor, e pela oportunidade diária de aprendizado e aprimoramento;

à toda minha família pela compreensão e apoio nos momentos mais difíceis, por acreditarem sempre em mim e por todo o amor a mim devotados;

aos amigos conquistados durante a graduação, pela parceria e por todos os anos de convivência, pelos dias e noites de estudos, e pelas risadas e choros compartilhados;

às minhas amigas e amigos, pela amizade, por compreenderem a minha ausência em alguns momentos, por me apoiarem e por sempre torcerem por mim;

ao Prof. Dr. José Geraldo Trani Brandão por ter aceitado me orientar, e por todo o suporte para a realização desse trabalho;

ao meu coorientador, Dr. Carlos d'Andrade Souto, pela dedicação, paciência e total apoio, sem os quais esse trabalho não seria realizado;

a todos os professores e funcionários da UNESP Guaratinguetá, pelo suporte e por tudo que pude aprender durante todos esses anos, dentro e fora da sala de aula;

a todos que, de alguma forma contribuíram para essa conquista.

"Tu escolhes, recolhes, eleges, atraís, buscas, expulsas, modificas tudo aquilo que te rodeia a existência. Teus pensamentos e vontades são a chave de teus atos e atitudes... São as fontes de atração e repulsão na tua jornada vivência."

Chico Xavier

Costa, T. A. **Análise de um cilindro submetido à excitação acústica por camada limite turbulenta**. Guaratinguetá, 2014. 70 f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2014.

RESUMO

Um foguete lançador e sua carga útil são submetidos a fortes cargas acústicas em três momentos de seu voo, tais como decolagem, passagem pelo regime transônico e no instante no qual ocorre a máxima pressão dinâmica. Estas cargas podem afetar a carga útil e outros equipamentos embarcados. Deve-se levar em conta que nas partes mais elevadas do foguete, onde equipamentos eletrônicos delicados estão posicionados, as cargas dinâmicas de origem acústica são predominantes em relação às de origem estrutural. O conhecimento das cargas acústicas é de grande importância para que se possa fazer estimativas dos carregamentos considerados na fase de projeto; para definir níveis de intensidade para especificar ensaios acústicos de aceitação e qualificação a que serão submetidos os sistemas e subsistemas embarcados no lançador e ainda para o projeto de sistemas de redução do nível de ruído acústico nas cavidades do foguete. Nos três momentos do voo onde as cargas acústicas são mais intensas, a parte da estrutura do veículo em contato com o exterior é submetida a pressões aleatórias e são melhor ser analisadas por meio do estudo de suas propriedades estatísticas como: densidade espectral de potência e coeficientes de correlação ao longo dos eixos principais da estrutura. Neste trabalho as vibrações estruturais de um módulo (baía de equipamentos) do Veículo de Lançador de Microsatélites (VLM) em desenvolvimento pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) causadas pela Camada Limite Turbulenta durante o voo são estimadas numericamente. Uma curva de referência da densidade espectral de potência da pressão acústica no exterior do módulo analisado e os coeficientes de correlação correspondentes a um específico número de Mach de voo obtidos de um relatório interno do IAE foram utilizados para definir a carga acústica aleatória devida à camada limite turbulenta. Os parâmetros modais da estrutura (frequências naturais e formas modais) foram calculados utilizando-se o método dos elementos finitos. Uma rotina computacional em MATLAB utiliza a base modal da estrutura e a densidade espectral de potência da pressão acústica para calcular a resposta da estrutura.

Palavras-chave: Veículo Lançador de Microsatélites. Camada limite turbulenta. Vibrações aleatórias.

Costa, T. A. **Analysis of a cylinder submitted to acoustic excitation due to turbulent boundary layer.** Guaratinguetá, 2014. 70 f. Graduate Work (Graduate in Mechanical Engineering) – Faculty of Engineering of Guaratinguetá, São Paulo State University, Guaratinguetá, 2014.

ABSTRACT

A launching rocket and its payload are submitted to strong acoustic loads in some moments of its flight like lift off, during transonic flight and in the instant of maximum dynamic pressure. These loads could affect the payload and other rocket internal equipment. It must be taken into account that in the higher stages, where delicate control equipment and the payload are placed, the acoustic excitations are dominant. The knowledge of the acoustic loads is of great importance in order to provide estimated loads for the design phase, define intensity levels to specify qualification and acceptance acoustic tests to which subsystems and elements of the launcher and its payload shall be submitted and to design an acoustic protection system. In the three types of acoustic loads random pressures are applied to all vehicle external surfaces and need to be analyzed by evaluating its statistical properties as: power spectrum and correlation coefficients along the principal axes of the structure. In this work the structural vibrations of a module of the IAE Microsatellite Launcher Vehicle (VLM) caused by the Turbulent Boundary Layer (TBL) during flight are evaluated numerically. A reference power spectrum and the correlation coefficients corresponding to a specific Mach number obtained from an IAE internal report were used to define the acoustic random load due to TBL. The structure modal parameters (natural frequencies and mode shapes) were obtained by using the finite element method. A MATLAB routine use the already calculated structure modal basis to evaluated the structure frequency response functions. By combining the system frequency response functions and the load power spectrum the routine calculates the structure response.

Keywords: Microsatellite launching vehicle. Turbulent Boundary Layer. Random vibrations.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Estrutura do SINDAE	20
Figura 2 - Organograma do Instituto de Aeronáutica e Espaço.....	21
Figura 3 - Desenvolvimento estratégico do SHEFEX pelo DLR.....	23
Figura 4 - Configuração inicial do VLM-1	26
Figura 5 - Família VLM-1	26
Figura 6 - Motor foguete S50	27
Figura 7 - Responsáveis pelas pesquisas envolvendo o VLM-1	28
Figura 8 - Responsáveis pela construção do VLM-1	28
Figura 9 - Exterior da Baía de Equipamentos do VLS.....	29
Figura 10 - Detalhes do interior da Baía de Equipamentos do VLS	30
Figura 11 - Força (a) determinística e (b) aleatória.....	32
Figura 12 - Sinal aleatório truncado no período $-T$ a T	35
Figura 13 - Ruído acústico na decolagem	44
Figura 14 - Diagrama de blocos das etapas da metodologia adotada.....	56
Figura 15 - Vistas (a) isométrica e (b) frontal do cilindro modelado pelo software ANSYS ..	57
Figura 16 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 1 e (b) modo 25.....	59
Figura 17 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 71 e (b) modo 86.....	60
Figura 18 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 104 e (b) modo 114.....	61
Figura 19 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 123 e (b) modo 136.....	62
Figura 20 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 170 e (b) modo 188.....	63
Figura 21 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 195 e (b) modo 200.....	64
Figura 22 - Curva da densidade espectral de potência do nível de pressão sonora aplicado ...	65
Figura 23 - Resposta a pressões aleatórias aplicadas as paredes do cilindro	66

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - 20 primeiras frequências naturais do cilindro	58
--	----

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AEB	Agência Espacial Brasileira
AIE	Divisão de Integração e Ensaios
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
CLBI	Centro de Lançamento da Barreira do Inferno
CLFBI	Centro de Lançamento de Foguetes da Barreira do Inferno
CNPq	Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico
Comaer	Comando da Aeronáutica
CTA	Centro Técnico Aeroespacial
dB	Decibéis
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DLR	Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt
EMAER	Estado Maior da Aeronáutica
END	Estratégia Nacional de Defesa
ESA	European Space Agency
ESRANGE	European Space and Sounding Rocket Range
Finep	Financiadora de Estudos e Projetos
FORTTRAN	Formula Translation
FRF	Função de Resposta em Frequência
GETEPE	Grupo Executivo e de Trabalhos e Estudos de Projetos Especiais
Hz	Hertz
IAE	Instituto de Atividades Espaciais [entre 1969 e 1991]
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço [1991]
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
IPD	Instituto de Pesquisas e Desenvolvimento
lim	Limite
MASER	Material Science Experiment Rocket
MATLAB®	Matrix Laboratory
MCTI	Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação
MD	Ministério da Defesa
MORABA	Mobile Raketenbasis
NPS	Níveis de Pressão Sonora

PAC	Programa de Aceleração do Crescimento
PNAE	Programa Nacional de Atividades Espaciais
PND AE	Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais
SESP	Subdiretoria de Espaço
SHEFEX	Sharp Edge Flight Experiment
Sindae	Sistema Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais
TBL	Turbulent Boundary Layer
TEXUS	Technologische Experimente Unter Schwerelosigkeit
VLM	Veículo Lançador de Microssatélites
VS	Veículo de Sondagem

LISTA DE SÍMBOLOS

\bar{y}	Valor médio
y_{RMS}	Valor quadrático médio
σ	Desvio padrão
t	Tempo
$R_y(\tau)$	Função de autocorrelação
$R_{yx}(\tau)$	Função de correlação cruzada
$S_y(\omega)$	Função densidade espectral de potência
$S_{yx}(\omega)$	Função densidade espectral de potência cruzada
ω	Frequência angular de excitação
e	Base de logaritmos naturais
i	Unidade imaginária
m	Massa do sistema mecânico
$\ddot{x}(t)$	Aceleração
c	Coefficiente de amortecimento
$\dot{x}(t)$	Velocidade
k	Coefficiente de rigidez de uma mola
$x(t)$	Deslocamento do sistema
$f(t)$	Força externa aplicada ao sistema em função do tempo
$X_T(i\omega)$	Resposta do sistema em função da frequência angular
$F_T(i\omega)$	Força externa aplicada ao sistema em função da frequência angular
$H(i\omega)$	Função de resposta em frequência ou Receptância
$S_f(\omega)$	Densidade espectral de potência da força
$S_x(\omega)$	Densidade espectral de potência da resposta
$[M]$	Matriz de massa
$[K]$	Matriz de rigidez
ω^2	Autovalor
ψ	Autovetor
$[\omega^2]$	Matriz de autovalores
$[\psi]$	Matriz de autovetor
q	Coordenada generalizada ou modal
Σ	Somatório

N	Número de graus de liberdade
m	Número de modos adotados
$\{F\}$	Vetor das forças externas
$[]^T$	Matriz transposta
$[C]$	Matriz de amortecimento
α	Constante relativa ao amortecimento
β	Constante relativa ao amortecimento
$[m_q]$	Matriz de massa modal
$[k_q]$	Matrizes de rigidez modal
$[I]$	Matriz identidade de massa
$[\omega_q^2]$	Matrizes identidade de rigidez
$[S_{ff}(\omega)]$	Matriz das densidades espectrais de potência das forças excitadoras
$[H(\omega)]$	Matriz função de resposta em frequência ou Matriz receptância
$[c_q]$	Matriz de amortecimento modal
$\{\bar{Q}\}$	Vetor de amplitudes das coordenadas generalizadas
$\{\bar{X}(\omega)\}$	Vetor de amplitudes das coordenadas geométricas
$[S_{xx}(\omega)]$	Matriz das densidades espectrais de potência das respostas
$[J]$	Matriz de densidade espectral de potência cruzada das forças generalizadas
$[L_{ext}]$	Matriz de conversão
$\{\bar{p}\}$	Vetor das pressões externas aplicadas em um volume de controle
Γ	Fronteira
n_{vc}	Número de nós da estrutura no volume de controle
n_{gd}	Número total de graus de liberdade da estrutura
$S_{ref}(\omega)$	Densidade espectral de potência de referência
$\Gamma(\xi, \eta, \omega)$	Função de correlação espacial entre dois pontos de uma superfície
ξ	Variável de separação espacial na direção paralela à do fluxo
η	Variável de separação espacial na direção perpendicular à do fluxo
r	Distância relativa entre dois pontos
$S_{\bar{p}_k \bar{p}_l}(\xi, \eta, \omega)$	Densidade espectral de potência cruzada entre dois pontos de uma superfície
λ	Comprimento de onda

c	Velocidade do som
f	Frequência de excitação
$L_x(\omega)$	Comprimento de correlação na direção x
$L_y(\omega)$	Comprimento de correlação na direção y
$\theta(\xi, \omega)$	Função de fase
U_c	Velocidade de convecção
α_x	Constante característica da parede
α_y	Constante característica da parede
β_c	Constante de convecção
U_∞	Velocidade de escoamento na condição de corrente livre
Ω	Domínio sólido elástico de volume
σ_{xx}	Componente do tensor de tensões na direção x do sistema cartesiano de coordenadas
σ_{yy}	Componente do tensor de tensões na direção y do sistema cartesiano de coordenadas
σ_{zz}	Componente do tensor de tensões na direção z do sistema cartesiano de coordenadas
x	Direção x do sistema cartesiano de coordenadas
y	Direção y do sistema cartesiano de coordenadas
z	Direção z do sistema cartesiano de coordenadas
f_x	Componente da força de corpo na direção x do sistema cartesiano de coordenadas
f_y	Componente da força de corpo na direção y do sistema cartesiano de coordenadas
f_z	Componente da força de corpo na direção z do sistema cartesiano de coordenadas
u	Deslocamento na direção x do sistema cartesiano de coordenadas
v	Deslocamento na direção y do sistema cartesiano de coordenadas
w	Deslocamento na direção z do sistema cartesiano de coordenadas
\ddot{u}	Aceleração na direção x do sistema cartesiano de coordenadas
\ddot{v}	Aceleração na direção y do sistema cartesiano de coordenadas
\ddot{w}	Aceleração na direção z do sistema cartesiano de coordenadas

ρ	Massa específica do volume sólido
n_x	Componente da normal na direção x do sistema cartesiano de coordenadas
n_y	Componente da normal na direção y do sistema cartesiano de coordenadas
n_z	Componente da normal na direção z do sistema cartesiano de coordenadas
t_x	Componente da força externa na direção x do sistema cartesiano de coordenadas
t_y	Componente da força externa na direção y do sistema cartesiano de coordenadas
t_z	Componente da força externa na direção z do sistema cartesiano de coordenadas
Ψ	Função de interpolação
N_i	Função de forma do i-ésimo nó
$[D]$	Matriz constitutiva
$\{\varepsilon\}$	Vetor formado pelas componentes do tensor de deformações infinitesimais
E	Módulo de elasticidade do material
μ	Coefficiente de Poisson
G	Módulo de elasticidade transversal do meio sólido
n	Número de nós do elemento
$\{d\}$	Vetor de deslocamentos nodais do elemento
$[B]$	Matriz que contém os operadores diferenciais
$[M^e]$	Matriz de massa de um elemento genérico
$[K^e]$	Matriz de rigidez de um elemento genérico
$\{F_v^e\}$	Vetor das forças de volume de um elemento genérico
$\{F_s^e\}$	Vetor das forças de superfície de um elemento genérico
$[\bar{C}]$	Função de forma
$[N]$	Função de forma
$\{f\}$	Forças de volume
$\{t\}$	Forças de superfície
$\{F_v\}$	Vetor das forças de volume
$\{F_s\}$	Vetor das forças de superfície
$S_{aa}(\omega)$	Densidade espectral de potência das acelerações

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	18
1.1	O PROGRAMA ESPACIAL BRASILEIRO	18
1.2	O IAE E O DESENVOLVIMENTO DE FOGUETES NO SINDAE	20
1.3	PARCERIA BRASIL - ALEMANHA	22
1.4	MOTIVAÇÃO	23
1.5	OBJETIVO	24
1.6	APRESENTAÇÃO DO TRABALHO	24
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	25
2.1	O PROJETO VLM	25
2.1.1	Veículo Lançador de Microssatélites VLM-1	25
2.1.2	Baía de Equipamentos	29
2.2	VIBRAÇÕES MECÂNICAS	30
2.2.1	Vibrações Aleatórias	32
2.2.2	Resposta de sistemas de um grau de liberdade a excitações aleatórias	35
2.2.3	Superposição modal em sistemas com diversos graus de liberdade	37
2.2.4	Resposta de sistemas com vários graus de liberdade a excitações aleatórias	40
2.2.5	Conversão de pressões para forças	42
2.3	CARGAS ACÚSTICAS SOFRIDAS POR UM FOGUETE LANÇADOR DE SATÉLITES	43
2.3.1	Durante a decolagem – Excitação causada por campo acústico difuso	44
2.3.2	Durante o voo – Excitação causada por camada limite turbulenta	45
2.4	MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS	46
2.4.1	Introdução	46
2.4.2	Fundamentos do Método dos Elementos Finitos	47
3	MATERIAIS E MÉTODOS	54
3.1	SOFTWARES UTILIZADOS	54
3.1.1	ANSYS®	54
3.1.2	MATLAB®	54
3.2	METODOLOGIA ADOTADA	55
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	58
4.1	FREQUÊNCIAS NATURAIS DO CILINDRO	58
4.2	MODOS DE VIBRAÇÃO DO CILINDRO	58
4.3	NÍVEL DE PRESSÃO SONORA APLICADO ($S_{ref}(\omega)$)	65
4.4	DENSIDADE ESPECTRAL DE POTÊNCIA DA RESPOSTA DO CILINDRO ANALISADO $S_{aa}(\omega)$	65
5	CONCLUSÃO	67
	REFERÊNCIAS	68

1 INTRODUÇÃO

1.1 O PROGRAMA ESPACIAL BRASILEIRO

O Brasil foi um dos pioneiros na institucionalização da pesquisa espacial, com foco nas competências em ciências espaciais e atmosféricas, observação da Terra e meteorologia, e suas primeiras ações na área espacial começaram formalmente em 1961 (FILHO, 2009).

O Programa Espacial Brasileiro é administrado pela Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (PNDAE), que estabelece os objetivos e as diretrizes para os programas e projetos nacionais relativos à área espacial. (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2012). O desenvolvimento e a ampliação do Programa Espacial dependem de parcerias nacionais firmadas com ministérios, secretarias e outras agências interessadas em financiar parte dos projetos de interesse nacional, e de parcerias internacionais, que são de extrema importância para o País, uma vez que compartilhasse os altos custos de investimentos e os riscos inerentes a cada projeto. O Programa conta também com o apoio financeiro do Fundo Espacial, criado pela Lei 9.994, de 24 de julho de 2000, bem como dos recursos de fomento e linhas de créditos regulares dos Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), Financiadora de Estudos e Projetos (Finep) e fundações, que estão entre as ações para promover à ciência, tecnologia e inovação, fortalecendo o desenvolvimento tecnológico e a obtenção de conhecimento no campo espacial (AEB AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2012).

O Programa Espacial Brasileiro foi classificado como prioridade nacional ao ser considerado uma das diretrizes da Estratégia Nacional de Defesa (END) na área de ciência e tecnologia, no ano de 2008. Estas diretrizes tem a missão de fortalecer os setores espacial, cibernético (Tecnologias da Informação e da Comunicação) e nuclear (MATA, 2013).

Os objetivos e as diretrizes nacionais relacionados aos programas e projetos espaciais são determinados pela Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (PNDAE), instituída pelo Decreto n.º 1.332, de 8 de dezembro de 1994 (AEB, 2012), e tem no Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE) seu principal instrumento de planejamento e controle. Para organizar a execução das atividades espaciais, foi instituído o Sistema Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (Sindae), que define a Agência Espacial Brasileira (AEB), criada em 10 de fevereiro de 1994, como responsável por formular e coordenar a política espacial brasileira (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2012).

O Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE) é o conjunto de programas, ações e diretrizes que regem as atividades espaciais brasileiras, com objetivo de fomentar ações de pesquisa e desenvolvimento, visando o aprimoramento científico do país e a capacitação e competitividade da indústria nacional, contribuindo para melhoria buscando benefícios para sociedade brasileira como um todo (FILHO, 2009).

O PNAE coordena as ações do Sistema Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (Sindae), instituído pelo Decreto nº 1.953, de 10 de julho de 1996, e do Sistema Nacional de Ciência e Tecnologia (FILHO, 2009), e recebe o apoio de outras ações do governo federal, como o Programa de Aceleração do Crescimento (PAC) para a área de ciência e tecnologia (MATA, 2013).

Instituído pelo Decreto no 1.953/1996, o Sistema Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (Sindae) coordena, executa e acompanha as atividades do Programa Espacial (FILHO, 2009) e é composto por todos os equipamentos e instituições envolvidos no cumprimento do PNAE, como a frota de satélites e de veículo de acesso ao espaço (MATA, 2013).

O Sindae tem como órgão de coordenação central a Agência Espacial Brasileira, vinculada ao Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação (MCTI) (AEB, 2012). Conforme demonstrado na Figura 1, entre os principais órgãos responsáveis pela execução dos principais projetos e atividades estratégicos do PNAE destacam-se a o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), ligado ao MCTI, e as instituições militares, Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), e Centros de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI), todas pertencentes ao Comando da Aeronáutica (Comaer), subordinado ao Ministério da Defesa (MD) (MATA, 2013; FILHO, 2009).

Figura 1 - Estrutura do SINDAE



Fonte: (AEB, 2012).

1.2 O IAE E O DESENVOLVIMENTO DE FOGUETES NO SINDAE

O órgão responsável pelo desenvolvimento de veículos de sondagem e lançadores de satélites é o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), Instituto pertencente ao Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) do Comando da Aeronáutica (Ministério da Defesa).

Instituído durante a 2ª Guerra Mundial, o Ministério da Aeronáutica logo sentiu a necessidade de montar uma sólida base técnica científica, idealizando e criando assim o Centro Técnico Aeroespacial (CTA), atual DCTA, onde nasceria o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). Já em 1961, impulsionado pela situação pós-guerra, o Ministério da Aeronáutica formalizou o seu interesse pela área espacial, através do Instituto de Pesquisas e Desenvolvimento (IPD), que já atuava no ramo aeronáutico. Em 1963, visando concretizar a intenção da Aeronáutica em se dedicar às pesquisas espaciais, foi criado um grupo, vinculado ao Estado Maior da Aeronáutica (EMAER), que mais tarde, em 1966, tornar-se-ia o Grupo Executivo e de Trabalhos e Estudos de Projetos Especiais (GETEPE) (IAE, 2013).

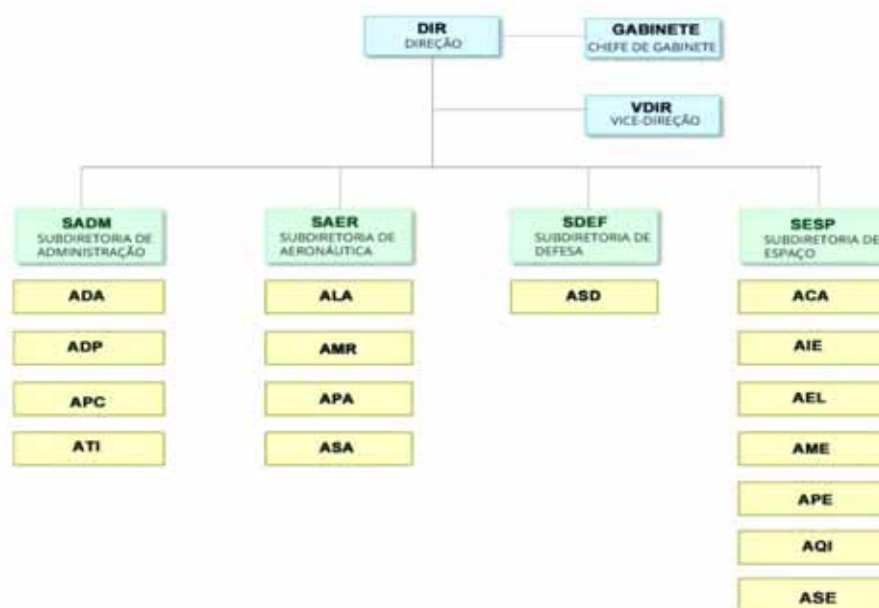
Com um desenvolvimento substancialmente avançado no campo espacial, considerou-se o momento como oportuno para realizar o desdobramento da organização do IPD. Assim, em 17 de outubro de 1969, foi dado início ao que seria o Instituto de Atividades Espaciais (IAE),

cujo núcleo só foi ativado em 20 de agosto de 1971, constituído do pessoal e instalações do GETEPE e da Divisão de Atividades Espaciais do IPD. O GETEPE, por sua vez, foi extinto e o Centro de Lançamento de Foguetes da Barreira do Inferno (CLFBI), atual CLBI, passou à subordinação do Instituto de Atividades Espaciais (IAE, 2013).

Com a reorganização do CTA em 1991, realizou a fusão do Instituto de Pesquisas e Desenvolvimento - IPD e do Instituto de Atividades Espaciais - IAE, criando-se o atual Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), cuja missão é ampliar o conhecimento e desenvolver soluções científico-tecnológicas que consolidem a atuação do Brasil no cenário aeroespacial (IAE, 2013). Por meio de suas atividades, o IAE conquistou renome internacional nos campos aeronáutico, espacial e de defesa, podendo-se destacar a concepção e o desenvolvimento de veículos lançadores e de sondagem. A estrutura interna do Instituto é apresentada na Figura 2.

A Divisão de Integração e Ensaios (AIE), onde foi desenvolvido este trabalho, integra a Subdiretoria de Espaço (SESP) do IAE e tem sob sua responsabilidade a coordenação, técnica e administrativa, dos Ensaios e atividades pertinentes às integrações, montagens, calibrações e registro de imagens para ensaios, em solo e em voo. A AIE dá suporte aos projetos da própria Divisão e da área Aeroespacial e de Defesa em desenvolvimento no IAE, e realiza diversos ensaios (IAE, 2013). Todas as atividades inerentes a esse trabalho foram desenvolvidas no Laboratório de Ensaios Acústicos (LEA), pertencente a esta Divisão, evidenciando-se as simulações numéricas vibro acústicas.

Figura 2 - Organograma do Instituto de Aeronáutica e Espaço



Fonte: (IAE, 2013).

1.3 PARCERIA BRASIL - ALEMANHA

A cooperação espacial teuto-brasileira teve início em 1969 com a utilização do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI), onde foguetes canadenses e americanos destinados à realização de experimentos científicos do Instituto Max Planck para Física Terrestre foram lançados (MATA, 2013). No ano de 1971, foi homologado um convênio entre os governos dos dois países por meio do “Acordo único entre a Agência Espacial Alemã DFVLR (antecessora da DLR) e o Centro Técnico Aeroespacial CTA (atual DCTA)”, sendo estendida ao INPE em 1982 (AEB, 2012).

Atualmente, a Agência Espacial Alemã desenvolve dezenas de projetos científicos em conjunto com esses órgãos brasileiros (MATA, 2013), que envolvem as áreas aeronáutica e espacial, de tecnologia de materiais, tráfego aéreo e energia (AEB, 2012). Um dos projetos de grande relevância fruto dessa parceria é o foguete de sondagem brasileiro VSB-30, pertencente à família de foguetes VS que foi desenvolvida para atender ao Programa Nacional de Atividades Espaciais (Pnae) no campo de experimentos em ambiente de microgravidade (AEB, 2012). Devido suas características técnicas, o VSB-30 foi escolhido pelo DLR para substituir o foguete de sondagem britânico Skylark7 nos bem sucedidos programas de microgravidade europeus *Technologische Experimente Unter Schwerelosigkeit* (TEXUS) e *Material Science Experiment Rocket* (MASER), uma vez que a sua produção havia sido extinta pela Matra Marconi Space em 1999 (MATA, 2013). O desenvolvimento do VSB-30 teve início em 2001 e seu voo de qualificação se deu em 23 de outubro de 2004, no CLA. O primeiro lançamento em solo europeu ocorreu em dezembro de 2005, transportando a carga útil TEXUS EML 1, a partir do Centro de Lançamento de ESRANGE em Kiruna, Suécia. Até a presente data, já foram efetuados catorze lançamentos de foguetes VSB-30 com sucesso, sendo três lançados a partir do CLA e onze lançados a partir do Centro de Lançamento de ESRANGE (IAE, 2013).

Outro projeto de destaque da cooperação teuto-brasileira é o desenvolvimento de um radar orbital leve de abertura sintética, cujo estudo de viabilidade foi concluído em 2007, que permitirá o imageamento do solo independentemente da cobertura de nuvens (AEB, 2012).

Consolidando a parceria entre os dois países, DLR e IAE se uniram para o desenvolvimento foguetes destinados ao transporte de cargas úteis alemãs voltadas as pesquisas em voos hipersônicos e de reentrada atmosférica, conhecidos como *Sharp Edge Flight Experiment* (SHEFEX). O primeiro experimento alemão nessa área, o SHEFEX 1, foi

lançado em 2005 pelo foguete brasileiro VS-30/Orion. O SHEFEX 2, por sua vez, foi lançado com sucesso do Centro de Lançamento de Andoya, na Noruega, pelo veículo suborbital brasileiro VS-40M, cujo projeto foi integralmente financiado pela Agência Espacial Alemã. Dando continuidade as pesquisas, o IAE vem desenvolvendo o Veículo Lançador de Microsatélites (VLM-1) em parceria com a Mobile Raketenbasis (MORABA), que integra o DLR. O VLM-1 será capaz de lançar o SHEFEX 3 em uma órbita quase orbital e tem seu voo de qualificação previsto para o ano de 2015 (MATA, 2013). O experimento será separado da baía de carga-útil na heterosfera e reentrará autonomamente na atmosfera (ALTENBUCHNER, 2012). O desenvolvimento estratégico do SHEFEX pelo DLR pode ser visto na Figura 3.

Figura 3 - Desenvolvimento estratégico do SHEFEX pelo DLR



Fonte: (ALTENBUCHNER, 2012).

1.4 MOTIVAÇÃO

Durante a missão de um foguete lançador de satélites, alguns eventos como a decolagem, a passagem pelo voo transônico e os instantes de máxima pressão dinâmica, submetem o veículo a níveis extremos de ruídos acústicos. Nestes três eventos, a parte externa da estrutura do veículo é submetida a fortes oscilações de pressão que se comportam de forma aleatória.

Este tipo de carregamento acústico deve ser levado em conta nas fases de projeto, qualificação e aceitação do veículo e de seus subsistemas.

1.5 OBJETIVO

Por se encontrar na fase de concepção e desenvolvimento, o VLM-1 necessita ainda de muitas pesquisas e análises experimentais para a qualificação de seus componentes. Para tanto, utilizando-se de um módulo simplificado de um foguete lançador de satélites, dando enfoque na Baía de Equipamentos do VLM-1, tem-se por objetivo desse trabalho calcular a resposta estrutural desse módulo quando submetido a excitações acústicas típicas do voo deste tipo de veículo, geradas a partir de uma camada limite turbulenta.

1.6 APRESENTAÇÃO DO TRABALHO

Neste trabalho, o capítulo 2 foi destinado à fundamentação teórica sobre vibrações mecânicas e acústicas, e a influência do deslocamento de um fluido e da sua camada limite turbulenta na formação na trajetória de um foguete.

No capítulo 3 são apresentadas as metodologias utilizadas nas análises e na obtenção da resposta estrutural de um cilindro quando submetido a excitação acústica a partir de uma camada limite turbulenta, com base nas condições de voo determinadas para o VLM-1.

Na sequência são mostrados no capítulo 4, os resultados e as discussões. Finalmente, são apresentadas no capítulo 5 as conclusões envolvendo esse trabalho e a contribuição deste em pesquisas futuras envolvendo o VLM-1.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

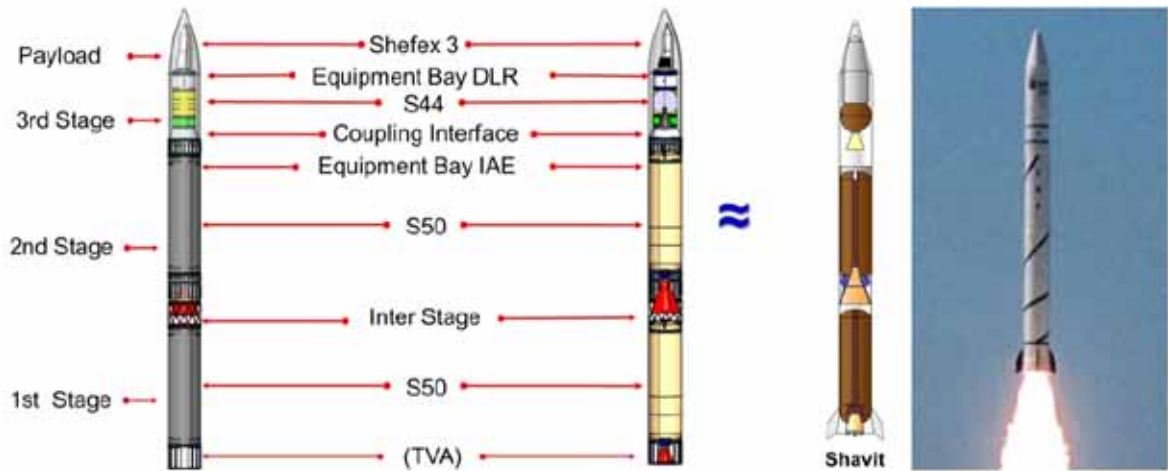
2.1 O PROJETO VLM

2.1.1 Veículo Lançador de Microssatélites VLM-1

No final dos anos 1970 e início dos anos de 1980, a Universidade de Surrey, na Inglaterra, começa a mudar a concepção da indústria espacial sobre o desenvolvimento de satélites ao projetar e colocar em operação a primeira geração de microssatélites modernos, provando que a funcionalidade desse equipamento não estava atrelada às suas dimensões físicas. A possibilidade de se ter satélites menores que atendessem às necessidades anteriormente exigidas foi vista com bons olhos pela indústria, uma vez que eles requeriam menor investimento financeiro e tempo de desenvolvimento. Essas vantagens somadas à miniaturização e à evolução dos equipamentos eletrônicos, ao surgimento de veículos lançadores mais baratos (originalmente destinados ao envio de mísseis balísticos), a realização cada vez mais frequente de missões espaciais, que se tornaram mais rápidas e baratas, só contribuíram para o aumento do interesse do mercado internacional na utilização de microssatélites. Analisando o mercado espacial, o Brasil percebeu o interesse europeu voltado para o desenvolvimento de microssatélites e a necessidade de se ter um veículo lançador que atendesse às exigências desse tipo de projeto. O fato da concorrência no mercado de microssatélites ainda ser pequena e da ausência de um veículo lançador projetado para transportar, em órbita baixa, cargas inferiores a 100 kg, fizeram com que o Brasil investisse nesse nicho de mercado tão pouco explorado (MATA, 2013).

Pensando nisso, concebeu-se o Veículo Lançador de Microssatélites VLM-1, cujo projeto preza pela simplicidade e tem como inspiração no foguete israelense de sucesso Shavit (Figura 4). O custo previsto para o VLM-1 está em torno de 3,6 milhões de euros, contra cerca de 10 milhões de euros de outros lançadores desse porte (MATA, 2013). O foguete VLM-1 será destinado ao lançamento de cargas úteis especiais ou microssatélites (até 150kg) em órbitas equatoriais e polares ou de reentrada, que na sua configuração básica possuirá três estágios a propelente sólido, sendo dois estágios com o motor S50 com 12 toneladas de combustível e um estágio orbitalizador com o motor S44, anteriormente qualificado. Com essa configuração, o veículo pretende lançar já no ano de 2015 o experimento alemão SHEFEX 3 em uma trajetória de reentrada na atmosfera terrestre (IAE, 2013).

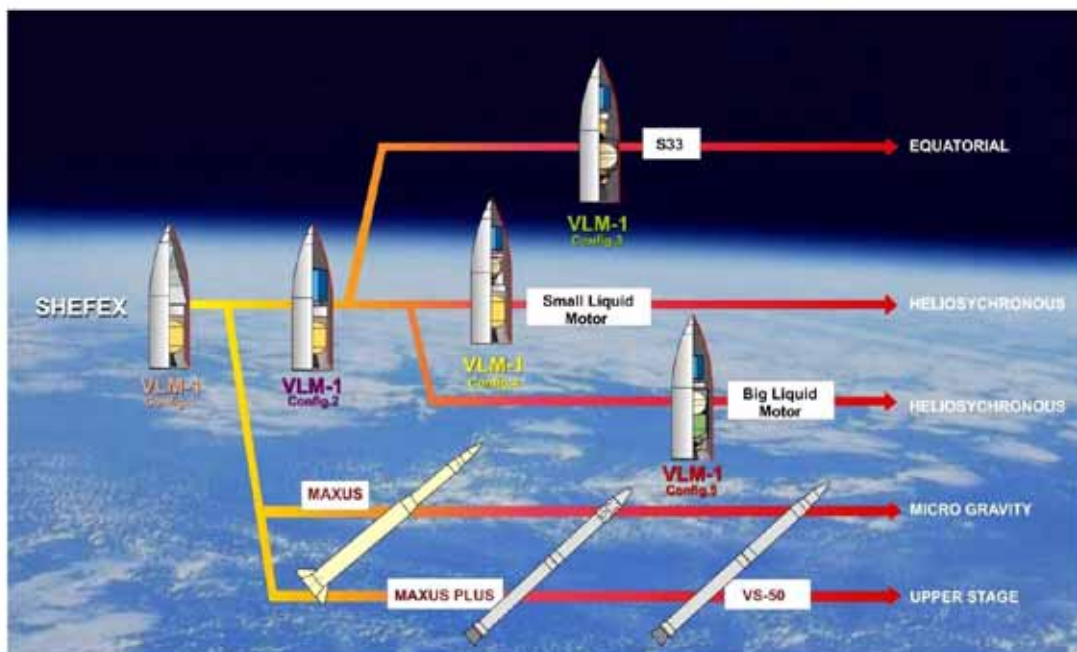
Figura 4 - Configuração inicial do VLM-1



Fonte: (MATA, 2013).

A primeira alteração da configuração desse foguete se dará com a substituição da carga útil SHEFEX 3 para um microsatélite, o que irá dividir a família VLM-1 em veículos de sondagem, que serão empregados no programa MAXUS da ESA, e veículos lançadores (MATA, 2013). As demais configurações do VLM-1 preveem um quarto estágio em propelente sólido ou líquido e uma versão tri-estágio com motor de apogeu em propelente líquido, conforme pode ser visto na Figura 5 (IAE, 2013).

Figura 5 - Família VLM-1



Fonte: (MATA, 2013).

Um ponto crucial no projeto do VLM-1 é o desenvolvimento do motor S50, que representa um desafio para os pesquisadores por possuir um diâmetro superior a de qualquer outro motor foguete desenvolvido no Brasil. O S50 possui estrutura bobinada em fibra de carbono (MATA, 2013) e um exemplar desse motor pode ser visto na Figura 6.

Figura 6 - Motor foguete S50



Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

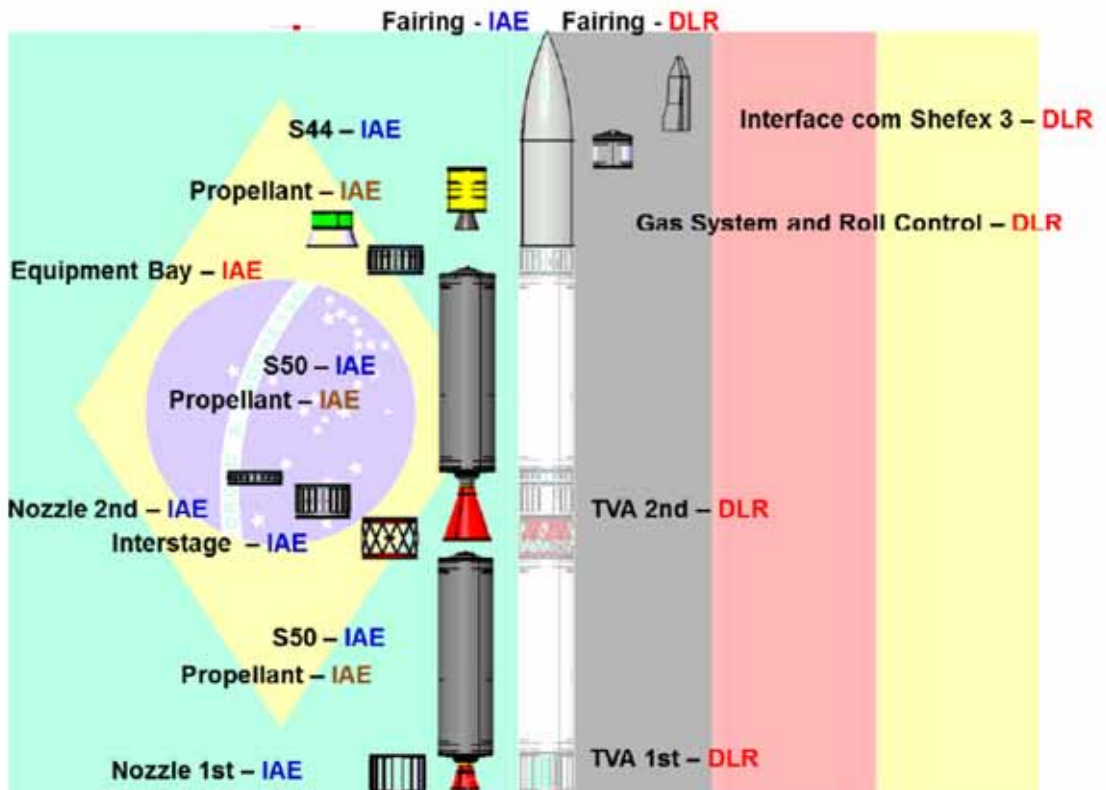
Outra particularidade desse veículo é que por se tratar de um projeto binacional, seu desenvolvimento foi dividido entre as organizações brasileiras e alemãs, como pode ser visto nas Figuras 7 e 8, que apresentam a responsabilidade de cada nação nas pesquisas e na construção do foguete, respectivamente (MATA, 2013).

Figura 7 - Responsáveis pelas pesquisas envolvendo o VLM-1



Fonte: (MATA, 2013).

Figura 8 - Responsáveis pela construção do VLM-1



Fonte: (MATA, 2013).

2.1.2 Baía de Equipamentos

Esse trabalho de graduação se concentra em apenas um componente do veículo lançador, a Baía de Equipamentos. A Baía tem a função de abrigar equipamentos eletrônicos utilizados pelo veículo durante o voo. Um exemplo desse tipo de módulo pode ser observado nas Figuras 9 e 10, onde se vê respectivamente, a parte externa e detalhes do interior de uma Baía de Equipamentos do Veículo Lançador de Satélites (VLS) utilizada em testes.

Figura 9 - Exterior da Baía de Equipamentos do VLS



Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

Figura 10 - Detalhes do interior da Baía de Equipamentos do VLS



Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

2.2 VIBRAÇÕES MECÂNICAS

Vibrações mecânicas é a denominação dada às oscilações de uma estrutura ou sistema mecânico em torno de uma posição de equilíbrio. Esse fenômeno ocorre quando algum evento retira o sistema de sua posição de equilíbrio, ao injetar energia em único instante ou durante um período de tempo mais prolongado (SOUTO, 2013).

Vibrações têm como causas forças geradas pelo próprio funcionamento de um sistema mecânico, devido o desbalanceamento em motores alternativos ou em qualquer sistema rotativo, ou forças originadas externamente, como o escoamento do ar em torno da asa de um avião. O estudo e a análise de vibrações mecânicas são de fundamental importância nas mais diversas áreas da engenharia, já que essas podem resultar em desconforto para seres humanos, mau funcionamento de equipamentos, perda de eficiência de um sistema ou mesmo levar a falhas catastróficas (RAO, 2008).

Quando a magnitude da excitação (força ou movimento) é conhecida a qualquer dado instante, excitação é dita determinística, pois seus valores instantâneos podem ser determinados com o uso de expressões matemáticas. Excitações não determinísticas referem-se os casos em que não é possível prever os valores assumidos pela excitação podendo ser analisadas somente por meio de técnicas estatísticas (RAO, 2008; SOUTO, 2013).

Vibrações podem ser classificadas como livres ou forçadas. As vibrações livres ocorrem quando um sistema mecânico sofre uma excitação inicial e é deixado a vibrar livremente até retornar a sua condição de equilíbrio. O sistema mecânico irá vibrar em uma ou mais de suas frequências naturais, que são inerentes à distribuição de sua massa e rigidez (THOMSON, 1978). A vibração forçada é caracterizada por uma perturbação variável no tempo (de carga, deslocamento ou velocidade), que pode ser periódica, transiente ou aleatória, sendo os dois primeiros tipos excitações determinísticas, e o último uma excitação não determinística. Nas excitações periódicas o movimento se repete em intervalos de tempo regulares, podendo ser harmônicas ou não harmônicas. Na excitação transiente as forças são não periódicas e agem apenas em um espaço limitado de tempo. Há forças transientes de curta duração (impulsivas) e de longa duração. A magnitude das vibrações aleatórias não pode ser determinada para cada instante de tempo e este tipo de vibração pode ser analisada apenas através de ferramentas estatísticas. Como exemplos da atuação de forças cujo comportamento é aleatório tem-se a ação das rajadas de vento em uma aeronave em voo, o impacto das ondas do mar em uma plataforma petroleira e a excitação de uma estrutura civil por um terremoto (ALMEIDA, 2006; SOUTO, 2013).

Um fenômeno conhecido como ressonância pode ocorrer se a frequência da força externa coincidir com alguma frequência natural do sistema, causando oscilações amplas e perigosas. Os possíveis efeitos desastrosos da ressonância destacam a importância de se estudar e conhecer as frequências naturais de uma estrutura. Um meio de limitar a amplitude de oscilação na ressonância de uma estrutura é acrescentar-lhe amortecimento. Toda estrutura vibrante é sujeita a certo nível de amortecimento, que se dá pela perda ou dissipação da energia pelo atrito e outras resistências. O amortecimento é diretamente proporcional à deformação, e quando muito pequeno, é desprezado para a maioria das aplicações de engenharia (THOMSON, 1978; RAO, 2008).

Sistemas vibracionais podem assumir um comportamento linear ou não linear, e as equações diferenciais que governam tais sistemas são lineares e não lineares, respectivamente. Para os sistemas lineares, o princípio da superposição é válido e os métodos matemáticos de análise são consolidados. No caso dos sistemas não lineares, o princípio da superposição não se aplica e as técnicas de análise são menos conhecidas e de difícil aplicação. Apesar disso, todos os sistemas estruturais tendem a se comportar como não lineares com o aumento das amplitudes de oscilação (THOMSON, 1978).

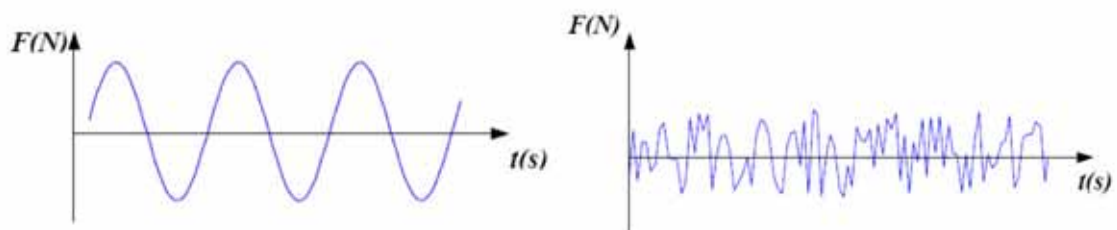
O número de graus de liberdade de um sistema representa o número mínimo de coordenadas independentes necessário para descrever o comportamento de um sistema. Todas

as estruturas existentes possuem elementos deformáveis e conseqüentemente apresentam um número infinito de graus de liberdade. Sistemas discretos ou de parâmetros concentrados são aqueles cujo número de graus de liberdade é finito, pois os parâmetros de massa e rigidez são concentrados em alguns pontos. Para um número infinito de graus de liberdade, os sistemas são ditos contínuos ou distribuídos, uma vez que sua massa e rigidez são distribuídas em todo o sistema. Devido às limitações dos métodos analíticos disponíveis, grande parte dos sistemas contínuos é aproximada como sistemas discretos, ou seja, são discretizados com o intuito de facilitar a obtenção da sua solução. Independente do tipo do sistema, o número de graus de liberdade e a dificuldade para solucionar o mesmo aumentam proporcionalmente ao nível de discretização e detalhamento do modelo (ALMEIDA, 2006; RAO, 2008).

2.2.1 Vibrações Aleatórias

Em alguns casos as forças aplicadas a um sistema dinâmico podem apresentar comportamento determinístico, sendo possível prever sua magnitude ao longo do tempo através de relações matemáticas explícitas. Entretanto há diversas situações como a ação das rajadas de vento no voo de uma aeronave, o impacto das ondas do mar em uma plataforma de petróleo e o movimento do solo durante um terremoto onde não se pode prever o valor instantâneo da força que age sobre o sistema (ALMEIDA, 2006; RAO, 2008). Apesar desta característica, as forças aleatórias ou não determinísticas apresentam certo grau de regularidade estatística, tornando possível uma abordagem estatística para o problema (THOMSON, 1978). A variação de uma força determinística e outra aleatória em função do tempo pode ser observada na Figura 11.

Figura 11 - Força (a) determinística e (b) aleatória



Fonte: (ALMEIDA, 2006).

Para efetuar a análise de uma força não determinística considere-se um sinal aleatório $y(t)$, cuja variação ao longo do tempo satisfaz a leis estatísticas, não apresentando descrição

temporal analítica (BARROS, 2001). Os valores assumidos por $y(t)$ influenciam propriedades estatísticas como valor médio (\bar{y}), valor quadrático médio (y_{rms}) e desvio padrão (σ), conforme descritas nas equações (1), (2) e (3), respectivamente (SOUTO, 2013). Para uma amostra de um sinal aleatório tomada entre 0 e T segundos de duração, variando em função do tempo (t) tem-se:

$$\bar{y} = \frac{1}{T} \int_0^T y(t) dt \quad (1)$$

$$y_{rms} = \sqrt{y^2} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T y^2(t) dt} \quad (2)$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T [y(t) - \bar{y}]^2 dt} \quad (3)$$

Um processo aleatório é dito estacionário se os parâmetros descritos acima não se alteram quando a amostra for tomada a partir de diferentes instantes iniciais, permitindo que o tempo de observação das amostras seja assumido de forma arbitrária. Além disso, o processo aleatório estacionário é denominado ergódico se seus parâmetros estatísticos forem idênticos ao de qualquer outro do conjunto de amostras do mesmo sinal (BARROS, 2001). Para a realização desse trabalho irá se admitir que os processos aleatórios sejam estacionários e ergódicos.

Através do sinal $y(t)$ é possível calcular a função de autocorrelação $R_y(\tau)$, que avalia a interdependência dos valores da amostra nos instantes t e $t+\tau$, é dada pela equação (4) (SOUTO, 2013):

$$R_y(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T y(t)y(t+\tau) dt \quad (4)$$

O parâmetro estatístico $R_y(\tau)$ será nulo para todos os valores de t , com exceção do zero, já que em um sinal idealmente aleatório, o valor do sinal assumido em cada instante é inteiramente independente dos demais (SOUTO, 2013).

Análoga à função de autocorrelação tem-se a função de correlação cruzada, cujo objetivo é avaliar a interdependência dos valores das amostras de dois sinais diferentes, $y(t)$ e $x(t)$, conforme mostrado na equação (5) (ALMEIDA, 2006):

$$R_{yx}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T y(t)x(t+\tau)dt \quad (5)$$

As vibrações aleatórias requerem o uso da integral de Fourier, a transformada de Fourier, para análise mais ampla das excitações no domínio da frequência. A transformada de Fourier pode ser encarada como um caso limite da série de Fourier à medida que o período tende ao infinito (THOMSON, 1978). Ao calcular a transformada de Fourier da função de autocorrelação obtém-se a função densidade espectral de potência e de forma equivalente, função densidade espectral de potência cruzada é determinada, como mostra as respectivas equações (6) e (7) (SOUTO, 2013).

$$S_y(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R_y(\tau)e^{-i\omega\tau} d\tau \quad (6)$$

$$S_{yx}(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R_{yx}(\tau)e^{-i\omega\tau} d\tau \quad (7)$$

Analogamente, a equação (8) demonstra que a função $R_y(\tau)$ pode ser obtida conhecendo-se $S_y(\omega)$ por meio da transformada inversa de Fourier (ALMEIDA, 2006).

$$R_y(\tau) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} S_y(\omega)e^{i\omega\tau} d\omega \quad (8)$$

As vibrações aleatórias contêm uma ampla faixa de frequências distribuídas continuamente e a densidade espectral de potência indica a quantidade de energia representada nessas diversas frequências (THOMSON, 1978). A dimensão da densidade espectral de potência é o quadrado da grandeza do sinal $y(t)$ medido, seja ele força ou aceleração; dividido pela unidade de frequência Hertz (Hz) (ALMEIDA, 2006).

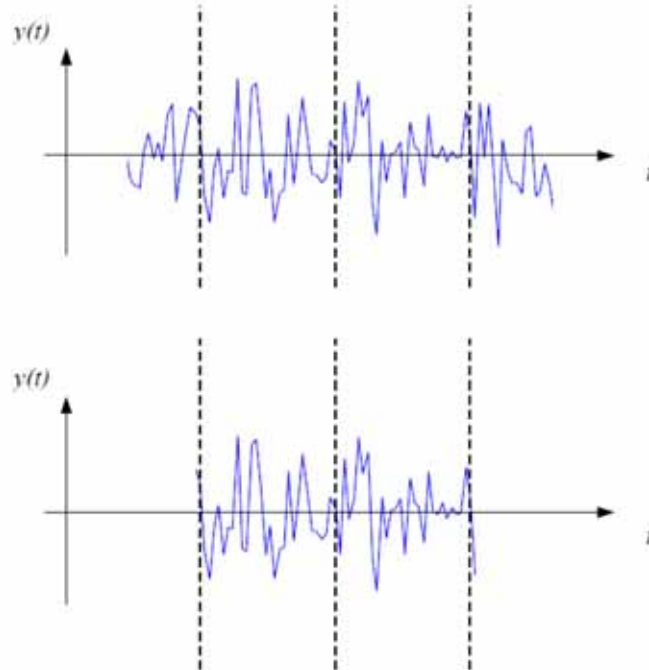
As funções $R_y(\tau)$ e $S_y(\omega)$ são ditas pares pois $R_y(\tau)=R_y(-\tau)$ e $S_y(\omega) = S_y(-\omega)$. Nas medições experimentais apenas o lado positivo do eixo das frequências é utilizado. Além disso, as funções $R_y(\tau)$ e $S_y(\omega)$ formam um par de Fourier, pois a segunda é a transformada de Fourier da primeira e a primeira é a transformada inversa de Fourier da segunda.

Contudo a condição de existência da transformada de Fourier de uma função é que a integral $\int_{-\infty}^{\infty} |y(t)|dt$ seja finita, o que irá ocorrer se $y(t) \rightarrow 0$ quando $t \rightarrow \infty$ (SOUTO, 2013).

Porém um sinal aleatório estacionário deve ser contínuo em um período de tempo infinito, contrariando a condição de existência da transformada de Fourier. Entretanto é possível calcular a transformada de Fourier de um sinal $y_T(t)$ formado por apenas um trecho

do sinal original, no intervalo finito $-T \leq t \leq T$, e com valor nulo fora deste intervalo, conforme indicado na Figura 12 (ALMEIDA, 2006).

Figura 12 - Sinal aleatório truncado no período $-T$ a T



Fonte: (ALMEIDA, 2006).

Considerando um sinal $y_T(t)$, o par de Fourier seria dado pelas equações (9) e (10) (SOUTO, 2013):

$$y_T(t) = \int_{-\infty}^{\infty} Y_T(\omega) e^{i\omega t} d\omega \quad (9)$$

$$Y_T(i\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} f_T(t) e^{-i\omega t} dt \quad (10)$$

Na equação (11), tem-se a densidade espectral de potência para o dado sinal (SOUTO, 2013):

$$S_y(\omega) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{\pi}{T} |Y_T(i\omega)|^2 \quad (11)$$

2.2.2 Resposta de sistemas de um grau de liberdade a excitações aleatórias

A equação de movimento de um sistema linear com um grau de liberdade composto por

massa, mola e amortecedor é representada na equação (12) (THOMSON, 1978):

$$m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t) = f(t) \quad (12)$$

Considerando que o deslocamento $x(t)$ e a força aplicada $f(t)$ sejam truncadas para zero fora do intervalo determinado $(-T, T)$, suas respectivas transformadas de Fourier serão dadas pelas equações (13) e (14) (ALMEIDA, 2006):

$$x_T(t) = \int_{-\infty}^{\infty} X_T(i\omega)e^{i\omega t} d\omega \quad (13)$$

$$f_T(t) = \int_{-\infty}^{\infty} F_T(i\omega)e^{i\omega t} d\omega \quad (14)$$

Substituindo as equações (13) e (14) na equação de movimento do sistema, obtém-se a equação (15) (ALMEIDA, 2006):

$$\int_{-\infty}^{\infty} (-\omega^2 M + i\omega c + k)X_T(i\omega)e^{i\omega t} d\omega = \int_{-\infty}^{\infty} F_T(i\omega)e^{i\omega t} d\omega \quad (15)$$

A equação (16) é obtida igualando-se os integrandos (ALMEIDA, 2006):

$$(-\omega^2 M + i\omega c + k)X_T(i\omega) = F_T(i\omega) \quad (16)$$

Na equação (17) a resposta do sistema é apresentada de forma mais compacta (ALMEIDA, 2006):

$$X_T(i\omega) = H(i\omega)F_T(i\omega) \quad (17)$$

Onde a função de resposta em frequência (FRF) $H(i\omega)$ é dada pela equação (18). A FRF é dependente apenas das características do sistema, não importando do tipo de excitação ao qual o mesmo é submetido (SOUTO, 2013).

$$H(i\omega) = \frac{X_T(i\omega)}{F_T(i\omega)} = \frac{1}{(-\omega^2 M + i\omega c + k)} \quad (18)$$

Nas equações (19) e (20) são mostradas as densidades espectrais de potência da força e da resposta, respectivamente (SOUTO, 2013):

$$S_f(\omega) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{\pi}{T} |F_T(i\omega)|^2 \quad (19)$$

$$S_x(\omega) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{\pi}{T} |X_T(i\omega)|^2 \quad (20)$$

Substituindo a $X_T(i\omega)$ na densidade espectral de potência da resposta, chega-se a equação (21) (SOUTO, 2013):

$$S_x(\omega) = |H(i\omega)|^2 S_f(\omega) \quad (21)$$

2.2.3 Superposição modal em sistemas com diversos graus de liberdade

A equação matricial de movimento de um sistema não-amortecido com múltiplos graus de liberdade em vibração livre é descrita na equação (22) e pode ser construída conhecendo-se as matrizes de massa $[M]$ e de rigidez $[K]$ (matrizes diagonais) (THOMSON, 1978).

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = \{0\} \quad (22)$$

Esta equação é disposta no chamado modelo espacial, pois suas coordenadas correspondem a pontos no espaço solidários às massas do sistema (SOUTO, 2013).

Sabendo-se que $\{x(t)\}$ representa um vetor coluna ($N \times 1$) de amplitudes dependentes do tempo a partir do qual se obtém a expressão $\{\ddot{x}(t)\} = -\omega^2 \{x\} e^{i\omega t}$, que substituída na equação matricial de movimento mostrada anteriormente chega à equação (23), considerando uma solução harmônica (SOUTO, 2013):

$$[K] - \omega^2 [M] \{x\} e^{i\omega t} = \{0\} \quad (23)$$

Calculando o determinante da equação (23), obtém-se uma equação polinomial de n -ésima ordem em ω^2 , cuja solução (raízes) fornece n valores de ω^2 , chamados de autovalores ou valores característicos. Se os autovalores denotarem n raízes ascendentes de magnitude ($\omega_1^2, \omega_2^2, \dots, \omega_n^2$), suas raízes quadradas positivas resultaram em n frequências naturais (ω) do sistema, onde $\omega_1 \leq \omega_2 \leq \dots \leq \omega_n$. O menor valor (ω_1) é denominado frequência fundamental ou primeira frequência natural (RAO, 2008).

Retornando a equação (23) e conhecendo-se os autovalores do sistema, é possível se obter as formas modais ou autovetores da estrutura analisada, representados por ψ , a partir dos deslocamentos sofridos pelo sistema. Nestas condições, para um sistema com n graus de liberdade, há n autovalores e n autovetores (THOMSON, 1978).

Os autovalores e os autovetores do sistema podem ser agrupados nas respectivas matrizes $[\omega^2]$ e $[\psi]$. A matriz de autovalores é única enquanto que a matriz dos modos depende de como foi feita a normalização dos autovetores. A matriz $[\psi]$ contém em cada coluna um autovetor, sendo que cada um deles é uma representação matemática de uma forma modal e cada componente de um autovetor representa o deslocamento em uma coordenada do sistema (SOUTO, 2013).

Os autovetores de um sistema estrutural com vários graus de liberdade são ortogonais, logo são linearmente independentes. Essa propriedade permite que qualquer movimento do sistema seja descrito como uma combinação linear dos autovetores, como mostra a equação (24) (SOUTO, 2013):

$$\{x(t)\} = q_1 \{\psi\}_1 + q_2 \{\psi\}_2 + \dots + q_n \{\psi\}_n \quad (24)$$

Onde $\{q(t)\}$ são chamadas coordenadas generalizadas ou modais.

As equações (25) e (26) apresentam a equação anterior de forma simplificada:

$$\{x(t)\} = \sum_{i=1}^n \{\psi\}_i q_i \quad (25)$$

$$\{x(t)\} = [\psi] \{q\} \quad (26)$$

Devido à complexidade dos projetos atuais e levando-se em consideração à capacidade de detalhamento conseguido pelos softwares de modelagem numérica de estruturas, faz-se possível criar modelos com milhões de graus de liberdade nas coordenadas geométricas ($[M]$ e $[K]$) são geradas. Em contrapartida, a resolução de sistemas de equações com matrizes desse porte exige um grande esforço computacional, alto tempo de processamento e capacidade de memória disponível. Com intuito de facilitar a manipulação de dados por esses softwares, busca-se simplificar os sistemas matriciais limitando a análise a um número menor de modos de vibração (SOUTO, 2013). A partir dessa diretriz utiliza-se o teorema da expansão, que determina que qualquer vetor N-dimensional pode ser expresso como uma combinação linear de N vetores linearmente independentes, como mostra a equação (27) (RAO, 2008):

$$\{x(t)\}_{N \times 1} = [\psi]_{N \times N} \{q(t)\}_{N \times 1} \quad (27)$$

É sabido que o comportamento de um sistema com elevado número de graus de liberdade (N) será pouco influenciado pelos últimos modos quando submetido às frequências de excitação mais baixas. Logo se pode realizar a truncagem dos modos de alta frequência,

limitando a equação anterior a um número de modos m , conforme visto na equação (28) (SOUTO, 2013):

$$\{x(t)\}_{N \times 1} \approx [\psi]_{N \times m} \{q(t)\}_{m \times 1} \quad (28)$$

Desta forma, conhecendo-se a equação de movimento de um sistema amortecido com N graus de liberdade (gdl) (equação (29)):

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{F\} \quad (29)$$

Pode-se reescrevê-la em função dos autovetores do sistema que estão armazenados nas colunas da matriz $[\psi]$, uma vez que $\{x\} = [\psi]\{q(t)\}$, como mostrado na equação (30):

$$[M][\psi]\{\ddot{q}\} + [C][\psi]\{\dot{q}\} + [K][\psi]\{q\} = \{F\} \quad (30)$$

Multiplicando todos os termos da expressão obtida pela matriz transposta de $[\psi]$, tem-se (equação (31)) (SOUTO, 2013):

$$[\psi]^T [M][\psi]\{\ddot{q}\} + [\psi]^T [C][\psi]\{\dot{q}\} + [\psi]^T [K][\psi]\{q\} = [\psi]^T \{F\} \quad (31)$$

Considerando que o amortecimento do sistema é proporcional, sendo descrito pela fórmula $[C] = \alpha[M] + \beta[K]$, onde α e β são constantes, e substituindo-o na equação anterior, chega-se a equação (32) (THOMSON, 1978):

$$\begin{aligned} & [\psi]^T [M][\psi]\{\ddot{q}\} + \alpha[\psi]^T [M][\psi]\{\dot{q}\} + \beta[\psi]^T [K][\psi]\{\dot{q}\} + [\psi]^T [K][\psi]\{q\} \\ & = [\psi]^T \{F\} \end{aligned} \quad (32)$$

Podem-se obter as matrizes de massa e rigidez modais, $[m_q]$ e $[k_q]$ respectivamente, se os autovetores estiverem normalizados pela matriz de massa, como mostrado nas equações (33) e (34) (SOUTO, 2013):

$$[\psi]^T [M][\psi] = [m_q] = [I] \quad (33)$$

$$[\psi]^T [K][\psi] = [k_q] = [\omega_q^2] \quad (34)$$

Onde $[I]$ e $[\omega_q^2]$ são as matrizes identidade da massa e da rigidez (matrizes diagonais), que substituídas na equação (32) fornece a equação de movimento de um sistema amortecido em coordenadas modais, apresentada pela equação (35) (SOUTO, 2013):

$$[I]\{\ddot{q}\} + \alpha([I] + \beta[\omega_q^2])\{\dot{q}\} + [\omega_q^2]\{q\} = [\psi]\{F\} \quad (35)$$

2.2.4 Resposta de sistemas com vários graus de liberdade a excitações aleatórias

Analogamente ao que ocorre nos sistemas com um grau de liberdade, as excitações aleatórias que agem sobre os diversos graus de liberdade de um sistema linear discreto são relacionadas em uma matriz de correlação que contém as densidades espectrais de potência das suas respectivas forças excitadoras, como mostra a equação (36) (SOUTO, 2013):

$$[S_{ff}(\omega)] = \begin{bmatrix} S_{f_1 f_1}(\omega) & S_{f_1 f_2}(\omega) & \cdots & S_{f_1 f_n}(\omega) \\ S_{f_2 f_1}(\omega) & S_{f_2 f_2}(\omega) & \cdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ S_{f_n f_1}(\omega) & S_{f_n f_2}(\omega) & \cdots & S_{f_n f_n}(\omega) \end{bmatrix} \quad (36)$$

A resposta do sistema em um determinado grau de liberdade é descrita pela densidade espectral de potência da resposta nesse mesmo grau de liberdade. Para um grau de liberdade j , a densidade espectral de potência da resposta será dada pela equação (37) (SOUTO, 2013):

$$S_{y_j}(\omega) = [\bar{H}_{j1}(\omega) \quad \bar{H}_{j2}(\omega) \quad \cdots \quad \bar{H}_{jN}(\omega)]_{1 \times N} [S_{ff}(\omega)]_{N \times N} \begin{bmatrix} H_{j1}(\omega) \\ H_{j2}(\omega) \\ \vdots \\ H_{jN}(\omega) \end{bmatrix}_{N \times 1} \quad (37)$$

A função de resposta em frequência ou receptância na forma matricial tem a dimensão $N \times N$ e é descrita pela equação (38) (SOUTO, 2013):

$$[H(\omega)] = \begin{bmatrix} H_{1,1} & H_{1,2} & \cdots & H_{1,N} \\ H_{2,1} & H_{2,2} & \cdots & H_{2,N} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ H_{N,1} & H_{N,2} & \cdots & H_{N,N} \end{bmatrix} \quad (38)$$

Pela análise modal, sabe-se que a matriz $[H(\omega)]$ e sua respectiva conjugada são obtidas através das equações (39) e (40) (ALMEIDA, 2006):

$$[H(\omega)] = ([K] + j\omega[C] - \omega^2[M])^{-1} \quad (39)$$

$$[\bar{H}(\omega)] = ([K] - j\omega[C] - \omega^2[M])^{-1} \quad (40)$$

E que a densidade espectral de potência da resposta é dada por $S_u(\omega) = |H(i\omega)|^2 S_f(\omega)$ para um sistema de 1 gdl (ALMEIDA, 2006).

Relembrando as equações (33) e (34) que apresentam as matrizes de massa e rigidez modais, $[m_q]$ e $[k_q]$, e as matrizes identidade da massa e da rigidez, $[I]$ e $[\omega_q^2]$, e demonstrando a fórmula da matriz de amortecimento modal $[c_q]$, obtida pelos autovetores normalizados pela matriz de massa (equação (41)) (SOUTO, 2013):

$$[\psi]^T [C] [\psi] = [c_q] \quad (41)$$

Chega-se a equação de movimento nas coordenadas modais como mostra a equação (42) (SOUTO, 2013):

$$[I]\{\ddot{q}\} + [c_q]\{\dot{q}\} + [\omega^2]\{q\} = [\psi]^T \{F\} \quad (42)$$

Fazendo uso da superposição modal, obtém-se (equação (43)) (SOUTO, 2013):

$$(-\omega^2 [I]_{m \times m} + j\omega [c_q]_{m \times m} + [\omega^2]_{m \times m}) \{\bar{Q}\} = [\psi]_{m \times N}^T \{F\}_{N \times 1} \quad (43)$$

Onde $\{\bar{Q}\}$ é a expressão para o vetor de amplitudes das coordenadas generalizadas mostrada na equação (44) (SOUTO, 2013):

$$\{\bar{Q}\} = (-\omega^2 [I]_{m \times m} + j\omega [c_q]_{m \times m} + [\omega^2]_{m \times m})^{-1} [\psi]_{m \times N}^T \{F\}_{N \times 1} \quad (44)$$

Combinando o teorema da expansão $\{\bar{X}(\omega)\}_{N \times 1} = [\psi]_{N \times m} \{\bar{Q}(\omega)\}_{m \times 1}$ com as duas últimas equações obtém-se (equação (45)) (SOUTO, 2013):

$$\{\bar{X}(\omega)\}_{N \times 1} = [\psi]_{N \times m} (-\omega^2 [I]_{m \times m} + j\omega [c_q]_{m \times m} + [\omega^2]_{m \times m})^{-1} [\psi]_{m \times N}^T \{F\}_{N \times 1} \quad (45)$$

A equação acima relaciona forças aplicadas e respostas e fornece uma expressão para a matriz das FRF e para sua conjugada, conforme as equações (46) e (47):

$$[H(\omega)]_{N \times N} = [\psi]_{N \times m} (-\omega^2 [I]_{m \times m} + j\omega [c_q]_{m \times m} + [\omega^2]_{m \times m})^{-1} [\psi]_{m \times N}^T \quad (46)$$

$$[\bar{H}(\omega)]_{N \times N} = [\psi]_{N \times m} (-\omega^2 [I]_{m \times m} - j\omega [c_q]_{m \times m} + [\omega^2]_{m \times m})^{-1} [\psi]_{m \times N}^T \quad (47)$$

A partir da equação (37), pode-se obter uma matriz com todas as densidades espectrais de potência das respostas como mostrada na equação (48) (SOUTO, 2013):

$$[S_{xx}(\omega)]_{N \times N} = [\overline{H}(\omega)]_{N \times N} [S_{ff}(\omega)]_{N \times N} [H(\omega)]_{N \times N} \quad (48)$$

Inserindo as expressões para $[H(\omega)]$ e sua conjugada na equação acima se obtém (equação (49)) (SOUTO, 2013):

$$[S_{xx}(\omega)] = [\psi]_{N \times m} (-\omega^2[I] + j\omega[c_q] + [\omega^2])_{m \times m}^{-1} [J]_{m \times m} (-\omega^2[I] - j\omega[c_q] + [\omega^2])_{m \times m}^{-1} [\psi]_{m \times N}^T \quad (49)$$

Onde $[J]$ é a matriz de densidade espectral de potência cruzada das forças generalizadas descrita pela equação (50):

$$[J]_{m \times m} = [\psi]_{m \times N}^T [S_{ff}(\omega)]_{N \times N} [\psi]_{N \times m} \quad (50)$$

Para avaliar a resposta em cada grau de liberdade apenas interessam as densidades espectrais de potência diretas, que equivalem aos termos da diagonal principal da matriz $[S_{xx}(\omega)]$ (equação (51)), cuja notação simplificada é $S_{x_i}(\omega) = S_{x_i x_i}(\omega)$ (SOUTO, 2013).

$$[S_{xx}(\omega)] = \begin{bmatrix} S_{x_1 x_1}(\omega) & S_{x_1 x_2}(\omega) & \cdots & S_{x_1 x_n}(\omega) \\ S_{x_2 x_1}(\omega) & S_{x_2 x_2}(\omega) & \cdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ S_{x_n x_1}(\omega) & S_{x_n x_2}(\omega) & \cdots & S_{x_n x_n}(\omega) \end{bmatrix} \quad (51)$$

Considerando a j -ésima linha da matriz $[\psi]$ expressa por $[\psi]_j = [\psi_{j,1} \quad \psi_{j,2} \quad \cdots \quad \psi_{j,m}]_{1 \times m}$, tem-se a densidade espectral de potência da resposta do grau de liberdade j conforme a equação (52) (SOUTO, 2013):

$$S_{x_j}(\omega) = [\psi]_j (-\omega^2[I] + j\omega[c_q] + [\omega^2])_{m \times m}^{-1} [J]_{m \times m} (-\omega^2[I] - j\omega[c_q] + [\omega^2])_{m \times m}^{-1} [\psi]_j^T \quad (52)$$

É possível notar que todas as matrizes e vetores da equação acima possuem dimensões iguais a $m \times m$ e $1 \times m$, respectivamente, o que demanda um esforço computacional menor do que a expressão equivalente sem o uso da superposição modal (equação (37)), cujas respectivas dimensões matriciais e vetoriais são $N \times N$ e $N \times 1$ (SOUTO, 2013).

2.2.5 Conversão de pressões para forças

O presente trabalho se dedica a analisar o comportamento de uma estrutura submetida a

ruídos acústicos gerados por oscilações aleatórias de pressão, tornando necessária a conversão dessas pressões em forças, para que os cálculos estatísticos descritos nos itens anteriores sejam realizados (SOUTO, 2013).

As pressões externas aplicadas ao contorno Γ da estrutura podem ser convertidas em um vetor de forças nodais $\{F\}$ da estrutura por meio de uma matriz de conversão $[L_{ext}]$, conforme visto na equação (53) (SOUTO, 2013):

$$\{F\}_{n_{ext} \times 1} = [L_{ext}]_{n_{ext} \times n_r} \{\bar{p}\}_{n_r \times 1} \quad (53)$$

Onde n_r representa o número de nós da estrutura no contorno Γ , n_{gd} é o número total de graus de liberdade da estrutura e $\{\bar{p}\}$ o vetor que contém as pressões externas aplicadas a pontos da estrutura em Γ .

2.3 CARGAS ACÚSTICAS SOFRIDAS POR UM FOGUETE LANÇADOR DE SATÉLITES

O ambiente dinâmico sob o qual os veículos lançadores são submetidos quando em uma missão de satelização é composto por cargas de voo de diferentes naturezas (aleatório, senoidal, transitório e de choque mecânico), que devem ser estudadas e controladas para realização de um projeto espacial bem sucedido (CARNEIRO, 2006). A preocupação com as cargas de voo tem início já na fase de desenvolvimento de um projeto, uma vez que elas irão influenciar no dimensionamento e na determinação da rigidez estrutural da carga útil, para que esses parâmetros sejam compatíveis com o sistema de controle do lançador. A determinação das cargas dinâmicas se dá por meio da utilização de ferramentas de predições dinâmicas, já que a realização de testes experimentais exige um alto investimento financeiro, apesar de constituírem a forma mais completa de avaliar o comportamento adotado pelo lançador durante o voo (PIRK, 2004).

Dentre o carregamento dinâmico a ser considerado em projetos de cargas úteis destacam-se as excitações acústicas ocorridas durante a decolagem, que caracteriza a fase mais crítica do voo de um lançador, a passagem pelo regime transônico e nos instantes de pressão dinâmica máxima (CARNEIRO, 2006).

Um processo aleatório homogêneo pode ser caracterizado por uma densidade espectral de potência de referência ($S_{ref}(\omega)$) e por uma função de correlação espacial entre dois pontos

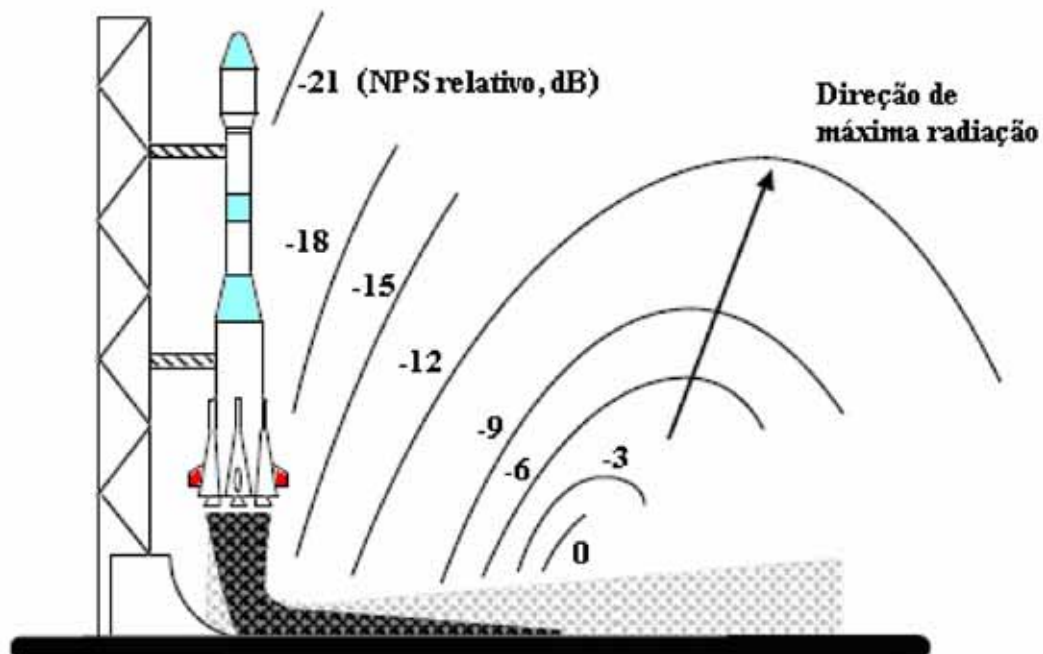
de uma superfície ($\Gamma(\xi, \eta, \omega)$). Sendo o vetor $r = \xi\vec{i} + \eta\vec{j}$ a distância relativa entre dois pontos, a densidade espectral de potência cruzada das pressões atuantes nestes dois pontos pode ser vista na equação (54) (SOUTO, 2013):

$$S_{\bar{p}_1\bar{p}_2}(\xi, \eta, \omega) = S_{ref}(\omega)\Gamma(\xi, \eta, \omega) \quad (54)$$

2.3.1 Durante a decolagem – Excitação causada por campo acústico difuso

A excitação acústica durante a decolagem ocorre pela ação dos gases de combustão vindos dos motores foguetes, que ao serem expelidos pelos propulsores a alta velocidade, são refletidos na plataforma de lançamento, criando um ambiente acústico muito severo com uma larga faixa de frequência e um nível de pressão sonora global de até 160dB, que excita a estrutura do veículo. Os equipamentos de controle de atitude dos lançadores e a carga útil presente no interior da coifa (compartimento superior do foguete) são submetidos a tais níveis de pressão sonora (NPS) (CARNEIRO, 2006), como mostra a Figura 13.

Figura 13 - Ruído acústico na decolagem



Fonte: (CARNEIRO, 2006).

No campo aeroespacial as pressões de natureza aleatória podem ser causadas por dois tipos de excitações, as originadas por um campo acústico difuso (típica da decolagem de

foguetes do solo) e a excitação pela camada limite turbulenta (Turbulent Boundary Layer (TBL)). No caso do campo acústico difuso, a função de correlação espacial é obtida através da equação (55) (SOUTO, 2013):

$$\Gamma(\xi, \eta, \omega) = \frac{\text{sen}(\lambda r)}{\lambda r} \quad (55)$$

Da equação anterior tem-se o comprimento de onda λ dado pela fórmula $\lambda = 2\pi f/c$, onde c é a velocidade do som e f a frequência de excitação, e a distância absoluta entre dos pontos da superfície igual a $r = \sqrt{\xi^2 + \eta^2}$ (SOUTO, 2013).

2.3.2 Durante o voo – Excitação causada por camada limite turbulenta

Em voo, durante a travessia da atmosfera, a turbulência do fluxo de ar em contato com a parede do lançador constitui uma fonte de excitação acústica, que tem um aumento de sua intensidade proporcional ao aumento da pressão aerodinâmica. Também, na passagem do regime transônico, onde fenômenos aerodinâmicos complexos ligados à presença de ondas de choque provocam uma sollicitação acústica intensa das estruturas do lançador (PIRK, 2004).

Segundo o modelo semiempírico desenvolvido por Corcos¹ (1963, 1964 apud ROSA; FRANCO; GAUDINO, 2010, p. 627), a função de correlação espacial para uma excitação causada por camada limite turbulenta é obtida através da equação (56):

$$\Gamma(\xi, \eta, \omega) = A(\xi, \omega)B(\eta, \omega)e^{-i\theta(\xi, \omega)} \quad (56)$$

Onde $A(\xi, \omega)$ e $B(\eta, \omega)$ são operadores matemáticos diferentes e independentes e $\theta(\xi, \omega)$ é uma função de fase, conforme as respectivas equações (57), (58) e (59):

$$A(\xi, \omega) = e^{-\frac{\xi}{L_x}} \quad (57)$$

¹CORCOS, G.M. Resolution of pressure in turbulence. *Journal of Acoustical Society of America*, v. 35, p. 192-199, 1963.

CORCOS, G.M. The structure of the turbulent pressure field in boundary-layer flows. *Journal of Fluid Mechanics*, v.18, p. 353-379, 1964.

ROSA, S. de; FRANCO, F.; GAUDINO, D. Low frequency range response of a plate to different turbulent boundary layer excitation models. In: AEROACOUSTICS AND FLOW NOISE, 2010, [S.l.]. *Proceedings...* Napoli: Università degli Studi di Napoli "Federico II", 2010. P. 625-638.

$$B(\eta, \omega) = e^{-\frac{\eta}{L_y}} \quad (58)$$

$$\theta(\xi, \omega) = -\frac{\omega \xi}{U_c} \quad (59)$$

As expressões mostradas acima são calculadas conhecendo-se que são os comprimentos de correlação na direção $L_x(\omega)$ e $L_y(\omega)$, como mostrado nas equações (60) e (61):

$$L_x(\omega) = \frac{U_c}{\alpha_x \omega} \quad (60)$$

$$L_y(\omega) = \frac{U_c}{\alpha_y \omega} \quad (61)$$

Sendo α_x e α_y constantes características da parede, com valores para $\alpha_x=0,7$ e $\alpha_y=0,1$ para paredes lisas, e U_c é a velocidade de convecção como mostra a equação (62):

$$U_c = \beta_c U_\infty \quad (62)$$

Onde a constante de convecção (β_c) varia entre 0,6 e 0,75 e U_∞ representa a velocidade de escoamento na condição de corrente livre.

Para ambos os tipos de excitação, apresentadas nos itens 2.2.1 e 2.2.2, é possível calcular com facilidade a função de correlação e conseqüentemente a densidade espectral de potência cruzada das pressões $S_{\bar{p}_x, \bar{p}_y}(\xi, \eta, \omega)$ para casos que envolvem três dimensões.

2.4 MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

2.4.1 Introdução

O método de elementos finitos (MEF) é um método numérico para resolução de equações diferenciais que se baseia na discretização de uma estrutura, dividindo o seu domínio contínuo em pequenos elementos de geometria simples, denominados elementos finitos. Tal método transforma um problema complexo (estrutura) em uma somatória de problemas simples (elementos), e o conjunto de equações diferenciais que regem o comportamento da estrutura é transformado em um sistema algébrico de equações matriciais. Apesar disso, a solução de um problema através do MEF envolve grande quantidade de

cálculos complexos, fazendo necessária a utilização de um software de elementos finitos. No presente trabalho foi empregado o software ANSYS®.

A modelagem por elementos finitos é uma ferramenta muito usual por permitir a solução de problemas de forma rápida e precisa, torna-se uma ferramenta indispensável para a elaboração de projetos de engenharia, uma vez que permite simular o comportamento da estrutura sem a necessidade de construção de protótipos, otimizando o desenvolvimento de um novo projeto e a viabilidade econômica do mesmo.

2.4.2 Fundamentos do Método dos Elementos Finitos

O desenvolvimento aqui apresentado é baseado no apresentado em Souto (2005). Mais detalhes podem ser encontrados em referências como Ziekiewicz (1994) e Bathe (1996). O comportamento dinâmico de um domínio sólido elástico de volume Ω pode ser descrito nas equações diferenciais parciais (63), (64) e (65):

$$\frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{xz}}{\partial z} + f_x = \rho \ddot{u} \quad (63)$$

$$\frac{\partial \sigma_{yx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{yz}}{\partial z} + f_y = \rho \ddot{v} \quad (64)$$

$$\frac{\partial \sigma_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{zy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} + f_z = \rho \ddot{w} \quad (65)$$

Nas quais σ_{ij} representa as componentes do tensor de tensões; x, y, z são os eixos do sistema de coordenadas; f_i são as forças de corpo; u, v e w são os deslocamentos nas direções x, y e z , respectivamente, sendo apresentados na forma de derivada em relação ao tempo; e ρ é a massa específica do volume sólido. A solução das equações diferenciais indicadas acima é obtida considerando-se as condições de contorno válidas constantes nas equações (66), (67) e (68), para o contorno Γ que é a fronteira do domínio Ω :

$$\sigma_{xx}n_x + \sigma_{xy}n_y + \sigma_{xz}n_z = t_x \quad (66)$$

$$\sigma_{yx}n_x + \sigma_{yy}n_y + \sigma_{yz}n_z = t_y \quad (67)$$

$$\sigma_{zx}n_x + \sigma_{zy}n_y + \sigma_{zz}n_z = t_z \quad (68)$$

Onde n_x, n_y, n_z são as componentes da normal à fronteira Γ e t_x, t_y, t_z são as

componentes das forças externas de superfície. Estas equações representam as condições de contorno naturais que descrevem o equilíbrio na direção normal ao longo das fronteiras dos corpos, e determinam as condições de contorno de deslocamento.

Para calcular a integral das equações que descrevem o comportamento dinâmico do domínio Ω , utiliza-se o método dos resíduos ponderados, na qual um resíduo é anulado. O resíduo é obtido isolando-se todos os termos no lado esquerdo da equação, multiplicando-os por uma função de ponderação Ψ e posteriormente igualando-a a zero, como se pode ver na equação (69):

$$\int_{\Omega} \left(\Psi_x \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \Psi_x \frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial y} + \Psi_x \frac{\partial \sigma_{xz}}{\partial z} + \Psi_x f_x - \rho \Psi_x \ddot{u} \right) d\Omega = 0 \quad (69)$$

Ao realizar-se a integração por partes dos três primeiros termos da equação (69) obtém-se (equação (70)):

$$\begin{aligned} \int_{\Omega} \left(-\sigma_{xx} \frac{\partial \Psi_x}{\partial x} - \sigma_{xy} \frac{\partial \Psi_x}{\partial y} - \sigma_{xz} \frac{\partial \Psi_x}{\partial z} + \Psi_x f_x - \rho \Psi_x \ddot{u} \right) d\Omega + \int_{\Gamma} \Psi_x \sigma_{xx} n_x d\Gamma + \\ \int_{\Gamma} \Psi_x \sigma_{xy} n_y d\Gamma + \int_{\Gamma} \Psi_x \sigma_{xz} n_z d\Gamma = 0 \end{aligned} \quad (70)$$

Reorganizando a equação anterior e substituindo as equações (66) à (68) nesta, tem-se que (equação (71)):

$$\int_{\Omega} \left(-\sigma_{xx} \frac{\partial \Psi_x}{\partial x} - \sigma_{xy} \frac{\partial \Psi_x}{\partial y} - \sigma_{xz} \frac{\partial \Psi_x}{\partial z} \right) d\Omega + \int_{\Omega} \Psi_x f_x d\Omega - \int_{\Omega} \rho \Psi_x \ddot{u} d\Omega + \int_{\Gamma} \Psi_x t_x d\Gamma = 0 \quad (71)$$

Podem-se repetir os mesmos passos utilizados para calcular a expressão na direção x para as equações nas direções y e z . Considerando que as funções de interpolação são as mesmas independentemente da direção adotada, é possível escrever a Equação (71) e as equações equivalentes nas direções y e z na forma matricial empregando o método de Galerkin, conforme exposto na equação (72):

$$\int_{\Omega} \rho \begin{bmatrix} N_i & 0 & 0 \\ 0 & N_i & 0 \\ 0 & 0 & N_i \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{u} \\ \ddot{v} \\ \ddot{w} \end{Bmatrix} d\Omega + \int_{\Omega} \begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial x} & 0 & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial z} \\ 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial x} & \frac{\partial N_i}{\partial z} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial z} & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & \frac{\partial N_i}{\partial x} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{yx} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \end{Bmatrix} d\Omega = \int_{\Omega} \begin{Bmatrix} N_i f_x \\ N_i f_y \\ N_i f_z \end{Bmatrix} d\Omega + \int_{\Gamma} \begin{Bmatrix} N_i t_x \\ N_i t_y \\ N_i t_z \end{Bmatrix} d\Gamma \quad (72)$$

Para escrever os componentes de tensão em funções das deformações utilizam-se as equações constitutivas para o caso sólido elástico linear, que tem como variáveis apenas os deslocamentos, como apresentado na equação (73):

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{yx} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 & C_2 & C_2 & 0 & 0 & 0 \\ C_2 & C_1 & C_2 & 0 & 0 & 0 \\ C_2 & C_2 & C_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_3 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \varepsilon_{yx} \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} \end{Bmatrix} = [D]\{\varepsilon\} \quad (73)$$

Onde $[D]$ é a matriz constitutiva, $\{\varepsilon\}$ é o vetor formado pelas componentes do tensor de deformações infinitesimais ε_{ij} e os termos da matriz C_i apresentados nas equações (74) a (76), são calculados conhecendo-se o módulo de elasticidade do material E , o coeficiente de Poisson μ e o módulo de elasticidade transversal do meio sólido G , dado por $G = \frac{E}{2(1+\nu)}$.

$$C_1 = \frac{E(\mu - 1)}{2\mu^2 + \mu - 1} \quad (74)$$

$$C_2 = \frac{-E\mu}{2\mu^2 + \mu - 1} \quad (75)$$

$$C_3 = G \quad (76)$$

Introduzindo a equação (73) na equação (72), pode-se escrever (equação (77)):

$$\int_{\Omega} \rho \begin{bmatrix} N_i & 0 & 0 \\ 0 & N_i & 0 \\ 0 & 0 & N_i \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{u} \\ \ddot{v} \\ \ddot{w} \end{Bmatrix} d\Omega + \int_{\Omega} \begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial x} & 0 & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial z} \\ 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial x} & \frac{\partial N_i}{\partial z} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial z} & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & \frac{\partial N_i}{\partial x} \end{bmatrix} [D] \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \varepsilon_{yx} \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} \end{Bmatrix} d\Omega = \int_{\Omega} \begin{Bmatrix} N_i f_x \\ N_i f_y \\ N_i f_z \end{Bmatrix} d\Omega + \int_{\Gamma} \begin{Bmatrix} N_i t_x \\ N_i t_y \\ N_i t_z \end{Bmatrix} d\Gamma \quad (77)$$

Na equação (78) é apresentada a teoria da elasticidade linear, que relaciona as deformações infinitesimais aos deslocamentos:

$$\{\varepsilon\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \varepsilon_{xy} \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} du/dx \\ dv/dy \\ dw/dz \\ du/dy + dv/dx \\ dv/dz + dw/dz \\ dw/dz + dw/dx \end{Bmatrix} \quad (78)$$

Substituindo-se a equação (78) na equação (77), obtém (equação (79)):

$$\int_{\Omega} \rho \begin{bmatrix} N_i & 0 & 0 \\ 0 & N_i & 0 \\ 0 & 0 & N_i \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{u} \\ \ddot{v} \\ \ddot{w} \end{Bmatrix} d\Omega + \int_{\Omega} \begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial x} & 0 & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial z} \\ 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial x} & \frac{\partial N_i}{\partial z} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial z} & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & \frac{\partial N_i}{\partial x} \end{bmatrix} [D] \begin{Bmatrix} du/dx \\ dv/dy \\ dw/dz \\ du/dy + dv/dx \\ dv/dz + dw/dz \\ dw/dz + dw/dx \end{Bmatrix} d\Omega = \int_{\Omega} \begin{Bmatrix} N_i f_x \\ N_i f_y \\ N_i f_z \end{Bmatrix} d\Omega + \int_{\Gamma} \begin{Bmatrix} N_i t_x \\ N_i t_y \\ N_i t_z \end{Bmatrix} d\Gamma \quad (79)$$

No método dos elementos finitos utilizam-se funções padronizadas simples, normalmente polinômios de baixa ordem, para aproximar uma variável nodal (neste caso, os deslocamentos) em uma região do domínio (elemento). Admitindo que os deslocamentos sejam conhecidos em pontos específicos do elemento (nós), é possível determinar aproximações para tais deslocamentos, como mostram as equações (80), (81) e (82):

$$u(x, y, z) = \sum_{i=1}^n N_i(x, y, z)u_i \quad (80)$$

$$v(x, y, z) = \sum_{i=1}^n N_i(x, y, z)v_i \quad (81)$$

$$w(x, y, z) = \sum_{i=1}^n N_i(x, y, z)w_i \quad (82)$$

Onde n é o número de nós do elemento, N_i é a função de forma do i -ésimo nó e u_i, v_i, w_i são os deslocamentos no respectivo nó.

Considerando um elemento com n nós tem-se (equação (83)):

$$\begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} = [N]\{d\} = \begin{bmatrix} N_1 & 0 & 0 & N_2 & 0 & 0 & N_3 & 0 & \dots & 0 & N_n & 0 & 0 \\ 0 & N_1 & 0 & 0 & N_2 & 0 & 0 & N_3 & 0 & \dots & 0 & N_n & 0 \\ 0 & 0 & N_1 & 0 & 0 & N_2 & 0 & 0 & N_3 & 0 & \dots & 0 & N_n \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ w_1 \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ u_n \\ v_n \\ w_n \end{Bmatrix} \quad (83)$$

Sendo $\{d\}$ o vetor de deslocamentos nodais do elemento. Desta forma, é possível reescrever a teoria da elasticidade linear apresentada na equação (78) em função dos deslocamentos nodais, como demonstrado na equação (84):

$$\{\varepsilon\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \varepsilon_{xy} \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \partial u / \partial x \\ \partial v / \partial y \\ \partial w / \partial z \\ \partial u / \partial y + \partial v / \partial x \\ \partial v / \partial z + \partial w / \partial y \\ \partial w / \partial x + \partial u / \partial z \end{Bmatrix} = [B]\{d\} \quad (84)$$

Sendo que a matriz que contém os operadores diferenciais $[B]$ é (equação (85)):

$$[B] = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & 0 & \frac{\partial N_2}{\partial x} & 0 & 0 & \frac{\partial N_3}{\partial x} & 0 & \dots & 0 & \frac{\partial N_n}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & 0 & 0 & \frac{\partial N_2}{\partial y} & 0 & 0 & \frac{\partial N_3}{\partial y} & 0 & \dots & 0 & \frac{\partial N_n}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & 0 & \frac{\partial N_2}{\partial x} & 0 & 0 & \frac{\partial N_3}{\partial x} & 0 & \dots & 0 & \frac{\partial N_n}{\partial x} \\ \frac{\partial N_1}{\partial x} & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & \frac{\partial N_2}{\partial x} & \frac{\partial N_2}{\partial x} & 0 & \frac{\partial N_3}{\partial x} & \frac{\partial N_3}{\partial x} & 0 & \dots & \frac{\partial N_n}{\partial x} & \frac{\partial N_n}{\partial x} & 0 \\ 0 & \frac{\partial N_1}{\partial x} & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & \frac{\partial N_2}{\partial x} & \frac{\partial N_2}{\partial x} & 0 & \frac{\partial N_3}{\partial x} & \frac{\partial N_3}{\partial x} & 0 & \dots & \frac{\partial N_n}{\partial x} & \frac{\partial N_n}{\partial x} \\ \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial x} & \frac{\partial N_2}{\partial x} & 0 & \frac{\partial N_2}{\partial x} & \frac{\partial N_3}{\partial x} & 0 & \frac{\partial N_3}{\partial x} & \frac{\partial N_4}{\partial x} & 0 & \dots & \frac{\partial N_n}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (85)$$

Inserindo as equações (83), (84) e (85) na equação (79) e admitindo que os deslocamentos nodais sejam constantes no domínio Ω , o que permite retirá-los das integrais, pode-se escrever para um único elemento:

$$[M^e] \{\ddot{d}\} + [K^e] \{d\} = \{F_v^e\} + \{F_s^e\} \quad (86)$$

Composta pelas matrizes de massa e de rigidez da estrutura, e pelos vetores das forças de volume e das forças de superfície de um elemento genérico, mostrados nas equações (87), (88), (89) e (90), respectivamente:

$$[M^e] = \int_{\Omega} \rho [\bar{C}]^T [\bar{C}] d\Omega \quad (87)$$

$$[K^e] = \int_{\Omega} [B]^T [D] [B] d\Omega \quad (88)$$

$$\{F_v^e\} = \int_{\Omega} [N]^T \{f\} d\Omega \quad (89)$$

$$\{F_s^e\} = \int_{\Gamma} [N]^T \{t\} d\Gamma \quad (90)$$

Das equações acima, pode-se destacar os deslocamentos nodais, as forças de volume, as forças de superfície e as funções de forma, $[N]$ e $[\bar{C}]$, expressos pelas equações (91), (92), (93), (94) e (95), nessa ordem:

$$\{d\} = \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} \quad (91)$$

$$\{f\} = \begin{Bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{Bmatrix} \quad (92)$$

$$\{t\} = \begin{Bmatrix} t_x \\ t_y \\ t_z \end{Bmatrix} \quad (93)$$

$$[N] = \begin{bmatrix} N_i \\ N_i \\ N_i \end{bmatrix} \quad (94)$$

$$[\bar{C}] = \begin{bmatrix} N_i & 0 & 0 \\ 0 & N_i & 0 \\ 0 & 0 & N_i \end{bmatrix} \quad (95)$$

Sabendo-se que o resíduo é um escalar, conclui-se que o resíduo de todo o domínio será a soma dos resíduos de todos os elementos utilizados para discretizar o domínio. Desta forma, a equação global para o domínio Ω será (equação (96)):

$$[M]\{\ddot{d}\} + [K]\{d\} = \{F_v\} + \{F_s\} \quad (96)$$

Onde $\{F_v\}$ é o vetor das forças de volume e $\{F_s\}$ é o vetor das forças de superfície.

3 MATERIAIS E MÉTODOS

3.1 SOFTWARES UTILIZADOS

3.1.1 ANSYS®

O ANSYS® é um programa computacional cujo procedimento de análise e cálculo se baseia no Método dos Elementos Finitos que pode ser utilizado nas mais diversas classes de problemas de engenharia (estrutural, térmica, acústica, etc.) e inclui ferramentas que permitem resolver diferentes tipos de análises estruturais (AZEVEDO, 2014). Tal software faz uso do método de solução numérico ao invés do analítico, o que justifica seu emprego em problemas onde a geometria das peças é complexa (SILVA, 2012).

As análises de elementos finitos realizadas pelo ANSYS® devem incluir três passos básicos, sendo eles (KADOTA, 2011):

Pré-processamento (Preprocessor): Etapa inicial do processo em que é determinado o tipo de malha e de elementos utilizados, as características dos materiais, a geometria e a discretização da estrutura;

Solução (Solution): Etapa onde são especificados e configurados os carregamentos aplicados e as condições de contorno adotadas, definido o tipo de análise (estática, modal, transiente, entre outras) e resolução das equações diferenciais referentes aos elementos;

Pós-processamento (Postprocess): Etapa onde é possível extrair e visualizar os resultados do sistema como diagramas de tensão, deformação e deflexão, modos de vibração da estrutura, listagem dos deslocamentos nodais, dos carregamentos ou qualquer outro tipo de variável de análise.

3.1.2 MATLAB®

O MATLAB®, abreviação de Matrix Laboratory, é um software de computação científica que integra entre outros recursos a análise numérica, cálculo matricial, processamento de sinais, cálculo de autovalores e autovetores. A principal vantagem na utilização do MATLAB® é a grande quantidade de funções disponíveis que tornam o trabalho do programador muito mais fácil, em comparação com linguagens convencionais, como FORTRAN (Formula Translation) ou C, também utilizadas em computação científica. A

desvantagem é uma maior lentidão no processamento quando se trata de um grande volume de dados (CHAPMAN, 2003).

3.2 METODOLOGIA ADOTADA

Um modelo de elementos finitos da estrutura simplificada da baía de equipamentos foi elaborado utilizando o programa ANSYS com objetivo de calcular seus parâmetros modais (frequências naturais e formas modais), os quais foram gravados em arquivos de dados. Através do ANSYS foram determinados os nós da malha e suas localizações, assim como o carregamento as condições de contorno de cada um.

A partir daí, uma rotina em MATLAB realiza as seguintes tarefas:

a) Leitura desses arquivos de dados gerados pelo ANSYS e de um arquivo de dados da densidade espectral de potência de referência fornecido pelo IAE a partir das condições de voo que o VLM será submetido.

b) Conversão das pressões externas as quais a estrutura é submetida em um vetor de forças nodais.

c) Cálculo da matriz das densidades espectrais de potência das forças aplicadas à estrutura com base nos valores da matriz densidade espectral de potência das pressões externas, que é obtida considerando-se os itens a e b.

d) Cálculo da matriz das funções de resposta em frequência e da sua matriz conjugada para diversos valores de frequência a partir dos parâmetros modais conhecidos.

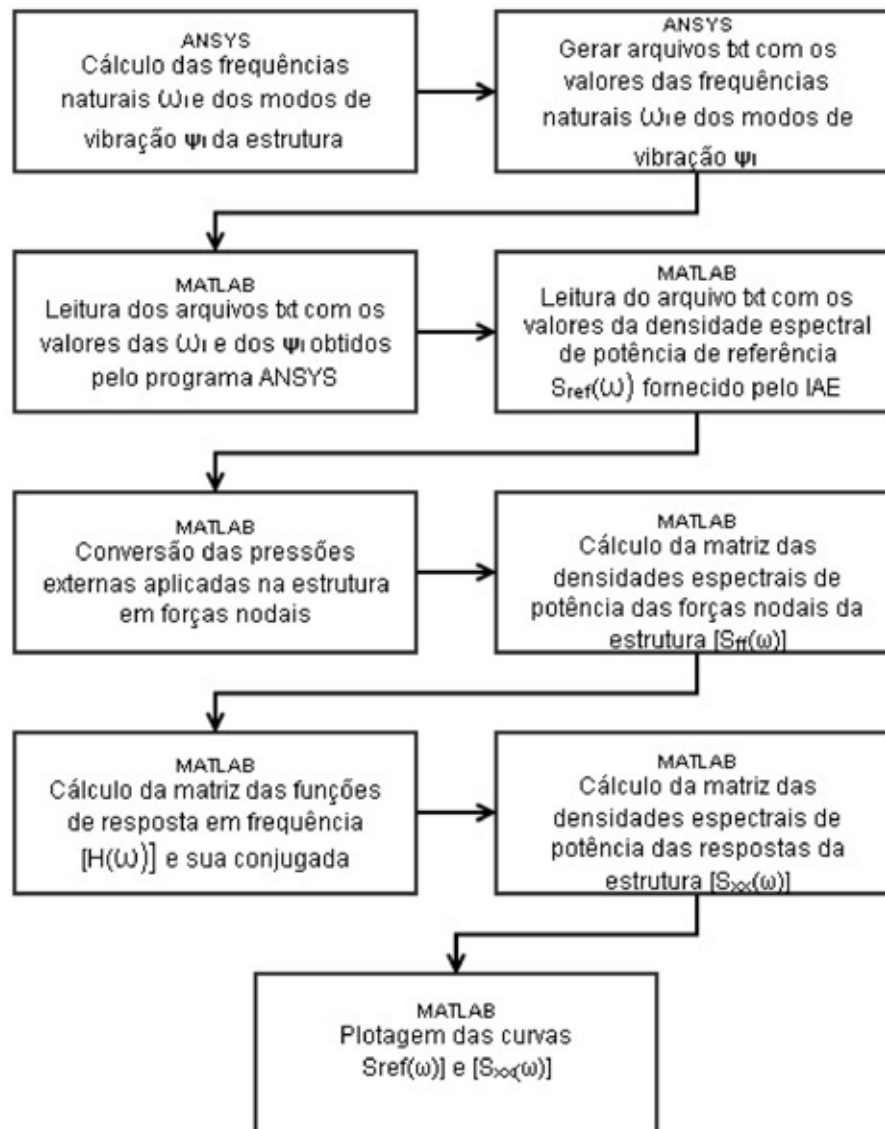
e) Cálculo da matriz das densidades espectrais de potência das respostas através da multiplicação matricial mostrada na Equação (48), rescrita abaixo para facilitar a compreensão (equação (97)):

$$[S_{xx}(\omega)]_{N \times N} = [\bar{H}(\omega)]_{N \times N} [S_{ff}(\omega)]_{N \times N} [H(\omega)]_{N \times N} \quad (97)$$

f) Plotagem dos gráficos de alguns elementos.

As etapas descritas na metodologia adotada são mostradas de forma concisa na Figura (14) através de um diagrama de blocos:

Figura 14 - Diagrama de blocos das etapas da metodologia adotada



Fonte: A PRÓPRIA AUTORA.

Como o VLM ainda encontra-se na fase de projeto, o veículo ainda não possui uma baía de equipamentos física para a realização de ensaios experimentais. Tomando por base a baía de equipamentos utilizada no VLS, conforme visto nas Figuras (9) e (10), pôde-se notar que a geometria da mesma apresenta diversos detalhes externos e internos, sendo estes últimos destinados à fixação dos equipamentos eletrônicos que tem como função assegurar que o veículo se deslocará segundo uma trajetória pré-definida, corrigindo-a se necessário.

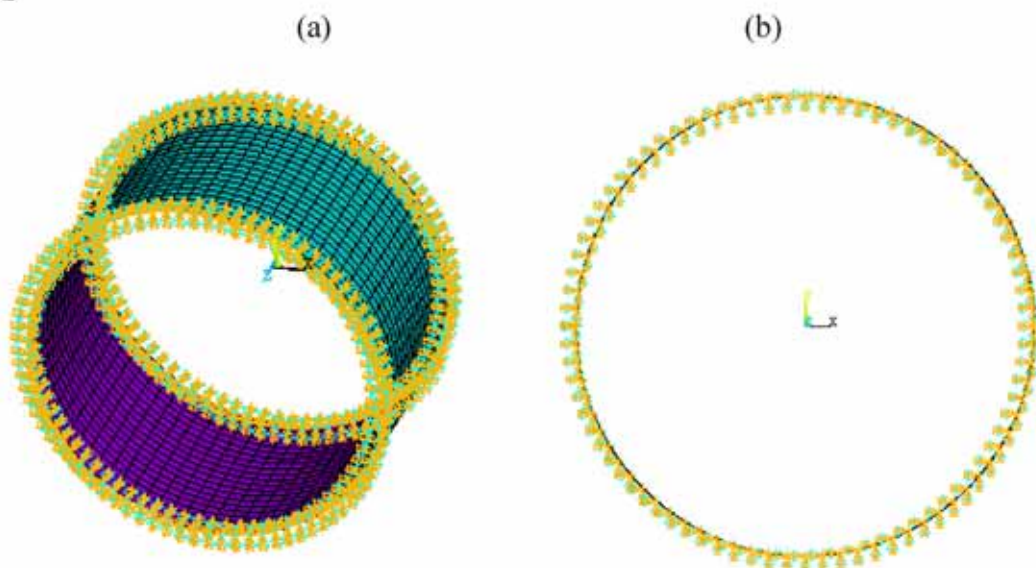
Devido à complexidade da estrutura física de uma baía, este trabalho foi realizado considerando um modelo simplificado da mesma, aproximando-a de um cilindro, caracterizando um estudo preliminar do comportamento da baía de equipamentos do VLM. Tal cilindro foi modelado a partir das dimensões da baía de equipamentos e das condições de

contorno fornecidas pelo IAE. O cilindro estudado possui 0,730m de raio, com altura de 0,6780m e espessura de $3,5 \times 10^{-3}$ m. O material adotado é um material composto e isotrópico, com o Módulo de Young igual a $0,689 \times 10^{11}$ N/m², e as condições de contorno consideradas assumiram uma restrição de movimento translacional e rotacional nos três eixos de coordenadas em ambas as extremidades do cilindro, uma vez que no projeto do VLM, a baía de equipamentos está localizada entre o 2º estágio e a coifa do veículo, partes essas consideradas mais rígidas.

Com relação às condições ambientais as quais o VLM estará submetido durante o voo, adotou-se um nível de pressão sonora aplicado ($S_{ref}(\omega)$) relativo a camada limite turbulenta medido no centro da baía de equipamentos do lançador para um número de Mach igual a 0,8527 e uma altitude de 3,9102km. É sabido que o número de Mach relaciona à velocidade de deslocamento do objeto analisado a velocidade do som. Os valores do nível de pressão sonora aplicado ($S_{ref}(\omega)$) considerados nesse estudo foram fornecidos pelo IAE sem qualquer detalhamento dos cálculos e da metodologia adotada para obtê-los, preservando a confidencialidade de um projeto deste porte.

Conhecidas as dimensões e as condições de contorno do cilindro, o mesmo foi modelado através do software ANSYS, o qual foi discretizado em uma malha com 1600 elementos do tipo Shell elastic 63, com 1680 nós com 6 graus de liberdade cada um. O modelo do cilindro obtido pode ser observado na Figura (15):

Figura 15 - Vistas (a) isométrica e (b) frontal do cilindro modelado pelo software ANSYS



Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 FREQUÊNCIAS NATURAIS DO CILINDRO

As frequências naturais do cilindro estudado foram obtidas por meio da análise realizada com o software ANSYS. Abaixo são apresentadas as 20 primeiras frequências naturais do cilindro, na Tabela (1), onde se pode notar que há uma repetição dos valores das frequências dos modos subsequentes. Isso ocorre porque a estrutura analisada é simétrica, o que justifica seu comportamento análogo para cada par de modos de vibração.

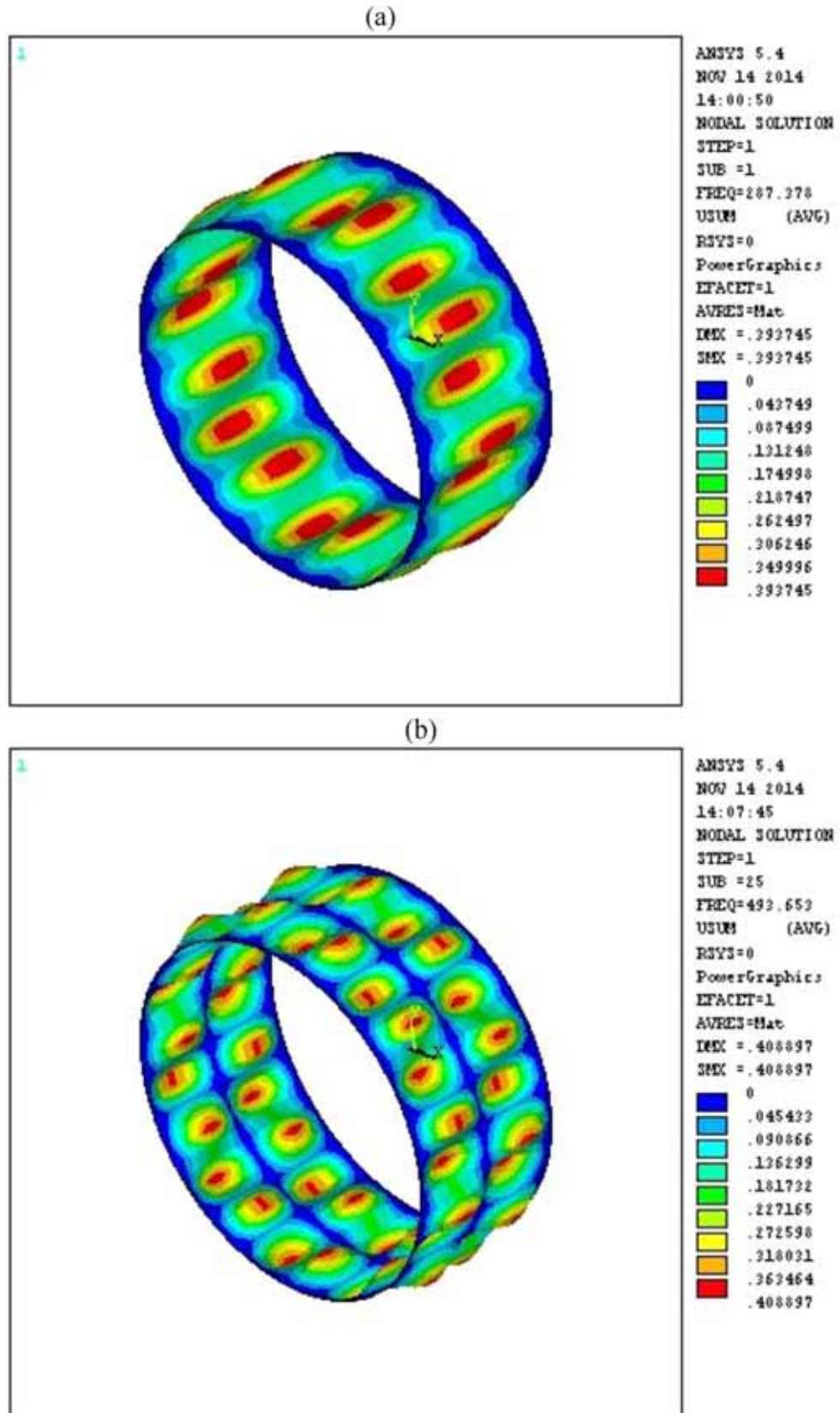
Tabela 1 - 20 primeiras frequências naturais do cilindro

Modos de Vibração	Frequências de Excitação (Hz)	Modos de Vibração	Frequências de Excitação (Hz)
1	287,38	11	336,66
2	287,38	12	336,66
3	289,08	13	353,03
4	289,08	14	353,03
5	298,67	15	385,27
6	298,67	16	385,27
7	305,14	17	392,62
8	305,14	18	392,62
9	321,18	19	438,72
10	321,18	20	438,72

4.2 MODOS DE VIBRAÇÃO DO CILINDRO

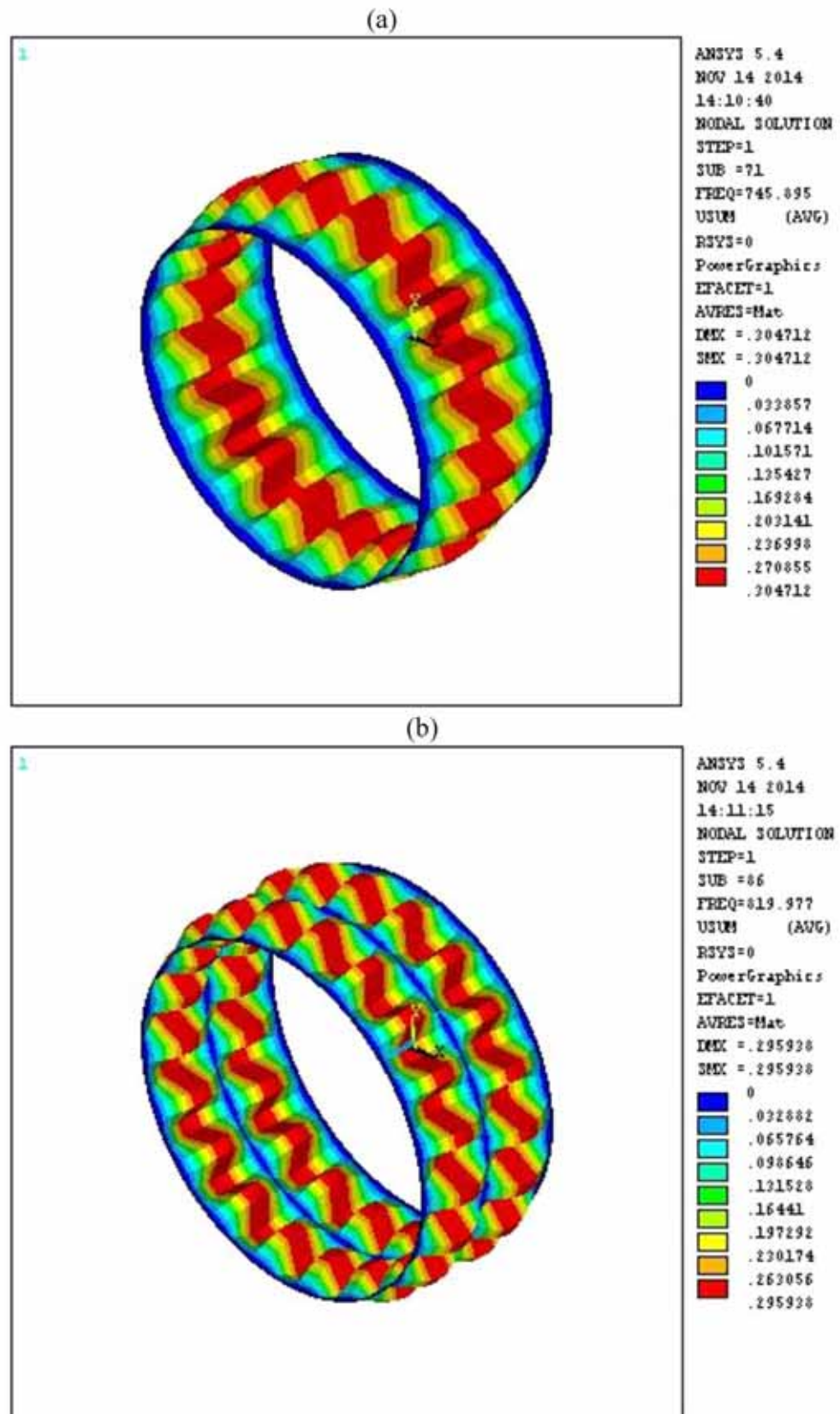
Analisando-se alguns modos de vibração do cilindro presentes nas Figuras 16 a 21 pode-se notar que o cilindro apresenta forma modal exclusivamente do tipo membrana até o modo 195, a partir do qual passa a assumir também forma modal do tipo flexão. Esse comportamento se justifica, pois a estrutura apresenta geometria compacta se sua altura for comparada ao seu raio.

Figura 16 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 1 e (b) modo 25



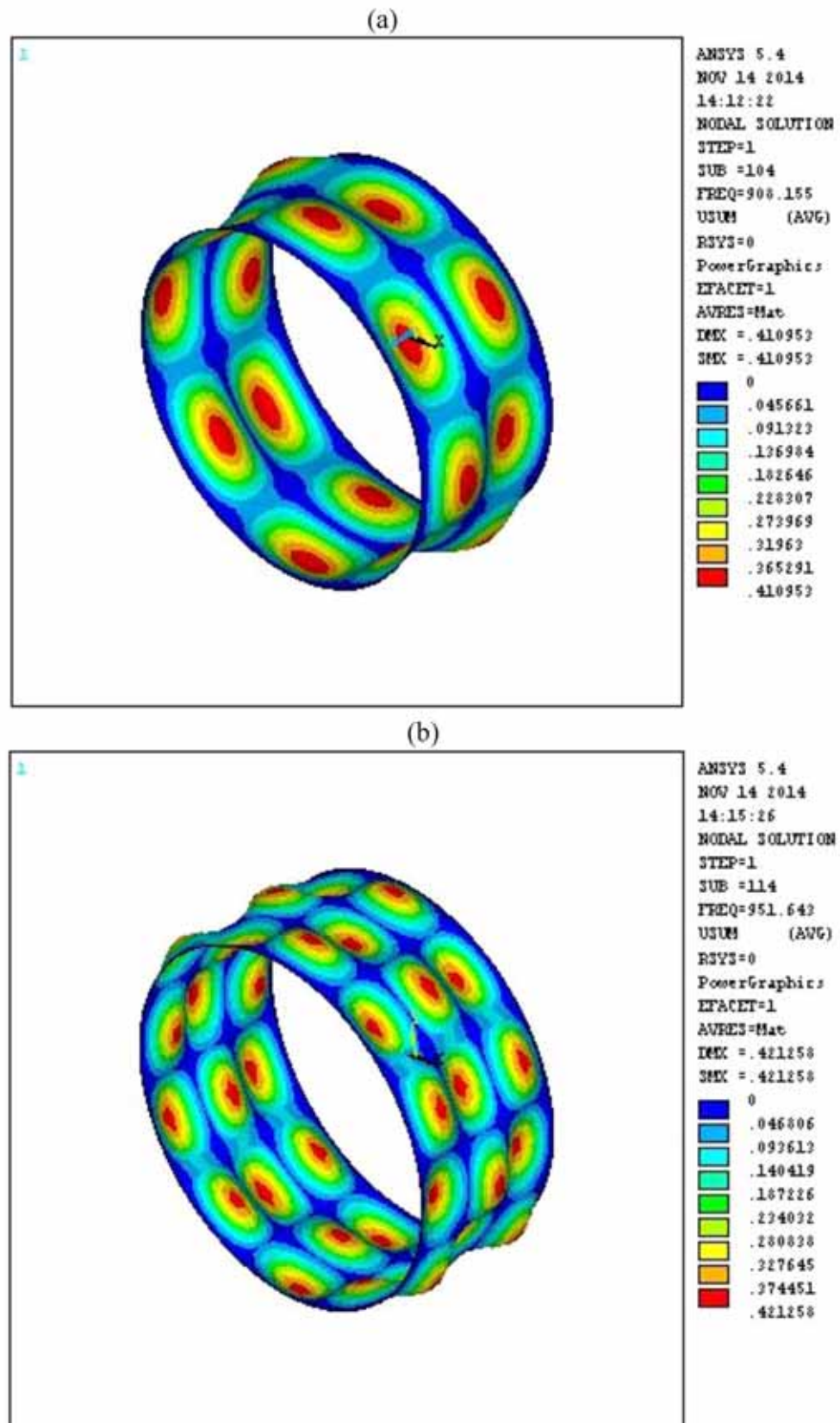
Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

Figura 17 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 71 e (b) modo 86



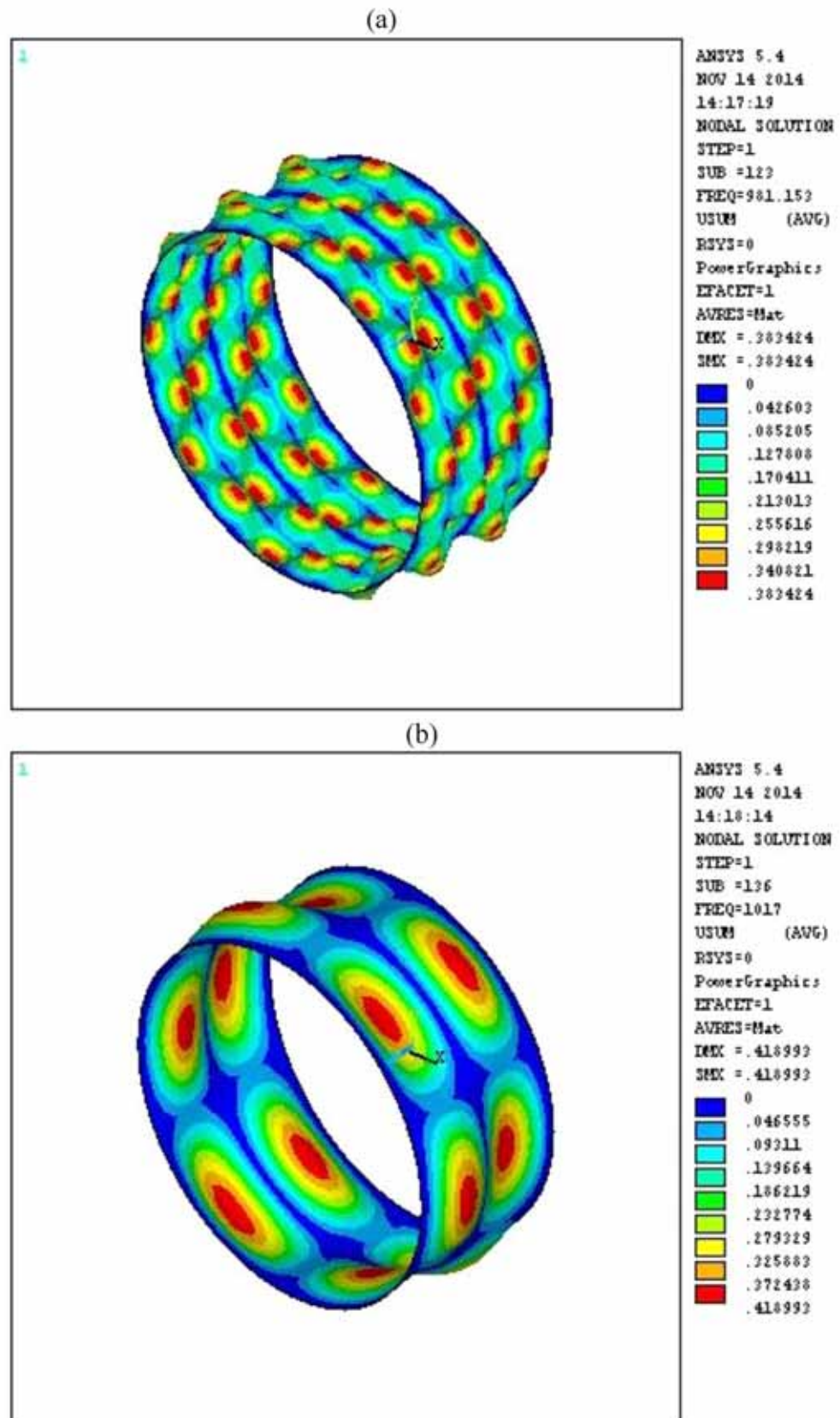
Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

Figura 18 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 104 e (b) modo 114



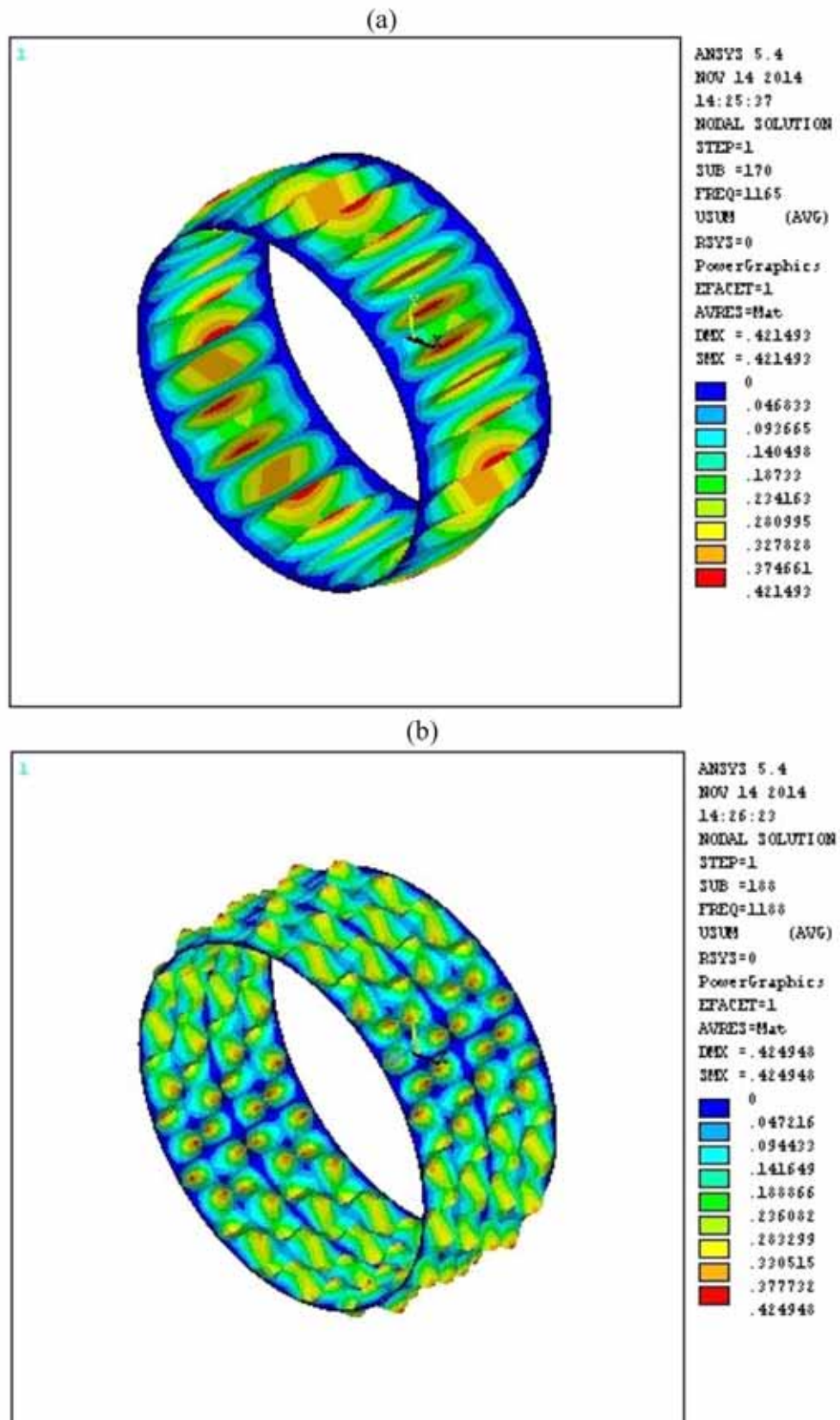
Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

Figura 19 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 123 e (b) modo 136



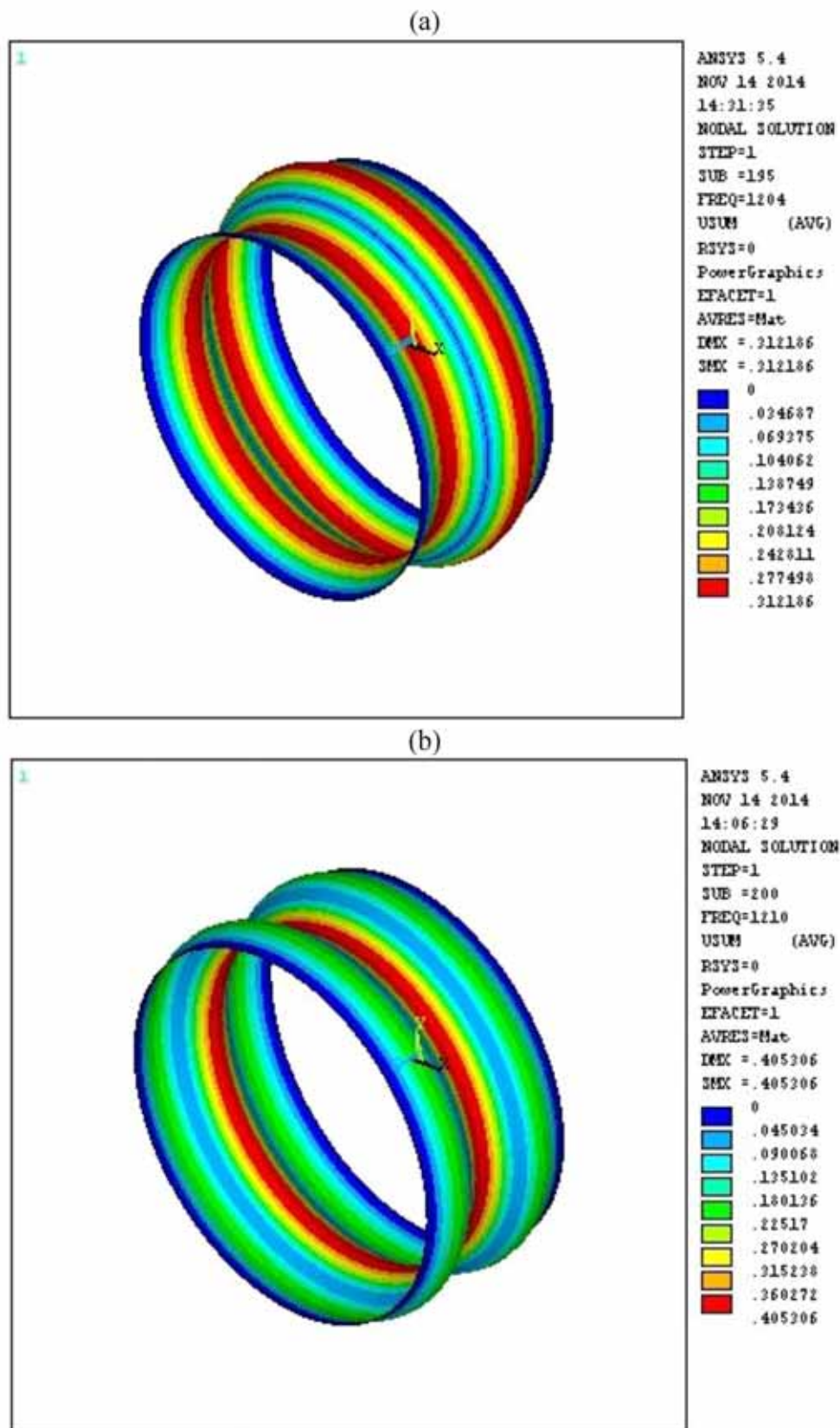
Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

Figura 20 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 170 e (b) modo 188



Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

Figura 21 - Formas Modais do cilindro: (a) modo 195 e (b) modo 200

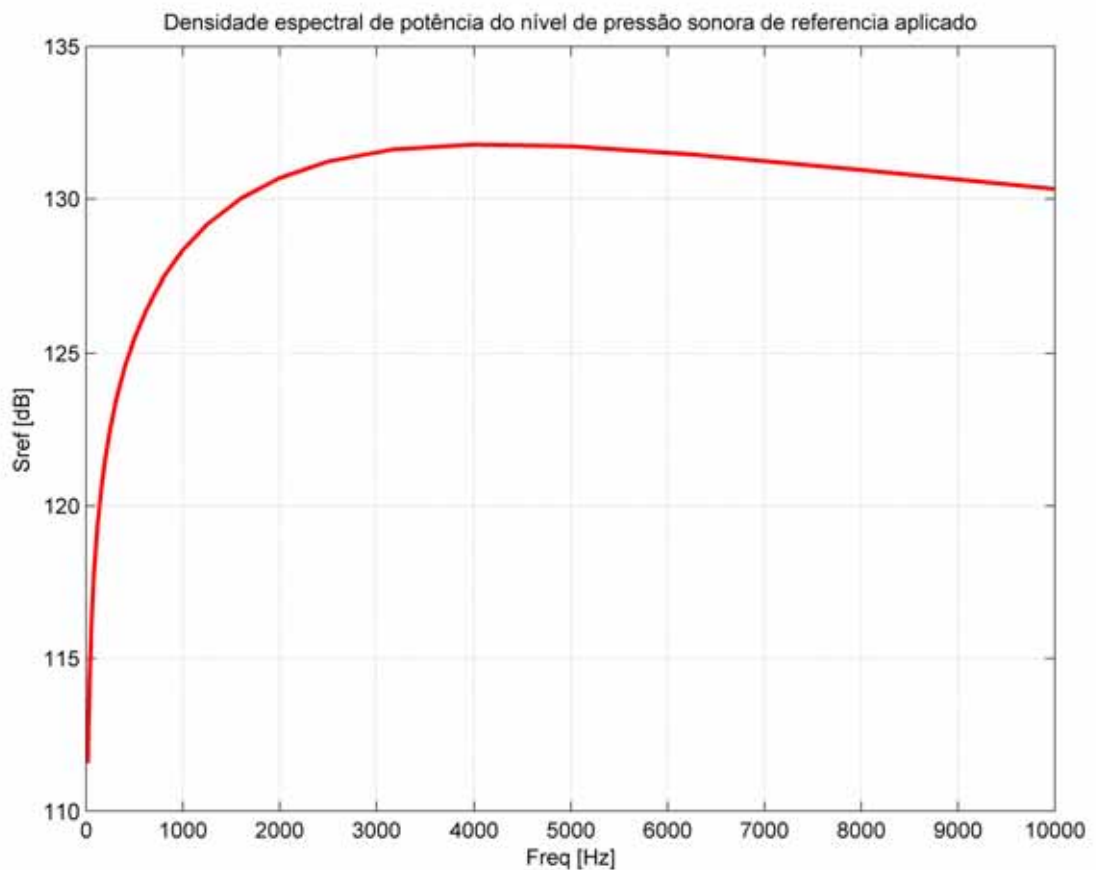


Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

4.3 NÍVEL DE PRESSÃO SONORA APLICADO ($S_{ref}(\omega)$)

Em Souto (2014) foram estimados os valores de referência da densidade espectral de potência do nível de pressão sonora $S_{ref}(\omega)$ gerados pela ação de uma camada limite turbulenta no centro da baía de equipamentos do VLM para uma condição ambiente onde o número de Mach e a altitude são 0,8527 e 3,9102km, respectivamente. A curva pode ser observada na Figura 22. Nota-se que o maior acréscimo no nível de pressão sonora ocorreu para as frequências naturais mais baixas, demonstrando que estas têm grande influência nesse tipo de excitação acústica.

Figura 22 - Curva da densidade espectral de potência do nível de pressão sonora aplicado



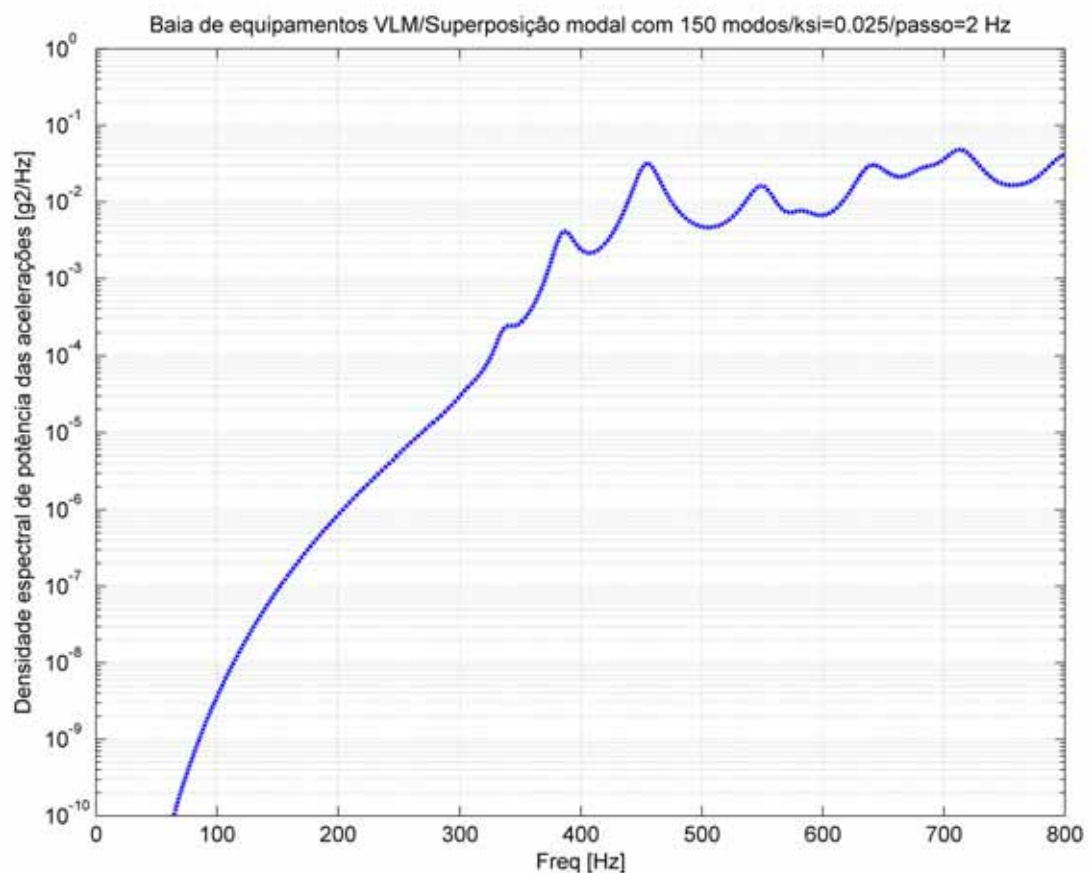
Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

4.4 DENSIDADE ESPECTRAL DE POTÊNCIA DA RESPOSTA DO CILINDRO ANALISADO $S_{an}(\omega)$

O resultado final deste trabalho foi a obtenção da curva da densidade espectral de

potência da resposta $S_{aa}(\omega)$ para o cilindro analisado através de um conjunto de programas MATLAB, que tiveram como entrada de dados os arquivos extraídos durante a modelagem em ANSYS e o arquivo de dados fornecido pelo IAE. Na Figura 23 é possível observar uma curva em preto onde os valores da densidade espectral de potência da aceleração normal à parede do cilindro foram calculados utilizando-se a função de correlação espacial $\Gamma(\xi, \eta, \omega)$ para uma camada limite turbulenta.

Figura 23 - Resposta a pressões aleatórias aplicadas as paredes do cilindro



Fonte: A PRÓRIA AUTORA.

A resposta foi calculada considerando-se um coeficiente de amortecimento (ksi) de 0,025 e os 150 primeiros modos de vibração do cilindro. Apesar de a análise aparentar ter sido feita com um grande número de modos, o 150º modo corresponde a uma frequência de 1082,60Hz, que abrange pouco mais que 10% do valor máximo das frequências utilizadas no cálculo de $S_{ref}(\omega)$ (10000Hz). Uma análise do comportamento em frequências maiores implicaria utilizar um número muito maior de modos, o que não foi executado devido a limitações computacionais.

5 CONCLUSÃO

Esse trabalho atingiu o objetivo proposto que era realizar um estudo preliminar da resposta dinâmica da baía de equipamentos do VLM à excitação acústica por camada limite turbulenta gerada pelo contato com o fluxo de ar atmosférico durante o voo.

Para tanto foi realizada a análise de um modelo simplificado desse módulo (cilindro). Por meio do software de elementos finitos ANSYS foram calculados alguns modos de vibração da estrutura que foram escritos em um arquivo de dados. Uma rotina escrita em ambiente MATLAB lia este arquivo e um outro contendo os pontos da curva de referência da densidade espectral de potência do nível de pressão sonora $S_{ref}(\omega)$. Em seguida utilizando superposição modal esta rotina calculava a densidade espectral de potência da resposta da estrutura.

Conhecendo-se a resposta dinâmica da estrutura pode-se determinar se a estrutura projetada irá suportar os esforços e as tensões conseqüentemente geradas e atender os coeficientes de segurança exigidos para um veículo espacial, sendo possível ainda na fase de projeto corrigir parâmetros como material e geometria do módulo. Desta forma, este trabalho poderá servir como base para estudos posteriores do projeto do VLM.

REFERÊNCIAS

AEB AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. Brasília: Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação, 2012. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br>>. Acesso em: 28 nov 2014.

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Programa Nacional de Atividades Espaciais: PNAE: 2012 - 2021**. Brasília: Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação, Agência Espacial Brasileira, 2012. 36 p.

ALMEIDA, F. E. de. **Isolamento passivo de vibrações aleatórias atuantes sobre equipamentos eletrônicos aeronáuticos embarcados**. 2006. 146 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica – Projetos e Materiais) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2006.

ALTENBUCHNER, J.; et al. **MORABA - Overview on DLR's Mobile Rocket Base and Projects**. Oberpfaffenhofen: DLR Mobile Rocket Base, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012, 10 p. Disponível em: <http://elib.dlr.de/81844/1/2012-05-15_Stamminger_-_SpaceOps.pdf>. Acesso em: 01 dez 2014.

AZEVEDO, D. F. de O. **Análise estrutural com Ansys Workbench: Static Structural**. Mogi das Cruzes: [s.n.], 2014. p. 13-19. Disponível em: <<ftp://ftpaluno.umc.br/=Aluno/Domingos/ENGENHARIA%20AUXILIADA%20POR%20COMPUTADORES/An%E1lise%20Estrutural%20com%20ANSYS%20Workbench.pdf>>. Acesso em: 29 dez 2014.

BARROS, E. de. **Implementação de um sistema de aquisição de dados para ensaios mecânicos de vibrações**. 2001. 116 f. Dissertação (Mestrado em Ciência – Dinâmica de Sistemas Aeroespaciais e Mecatrônica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2001.

BATHE, K.J. **Finite Element Procedures**. New York: Prentice Hall, 1996, 1037f.

CARNEIRO, R. **Análise da resposta acústica do volume da coifa do VLS, utilizando o Método dos Elementos Finitos e estudo de um dispositivo de atenuação de ruído acústico**. 2006. 107f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica - Engenharia Aeroespacial) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2006.

CHAPMAN, S. J. Programação em MATLAB® para engenheiros. In: __. **Introdução ao MATLAB**. São Paulo: Pioneira Thomson Learning, 2003. p. 1-3.

FILHO, A. P. de Q.; et al. **Caderno de Altos Estudos nº7: A política espacial brasileira – Parte I**. Brasília: Câmara dos Deputados, Edições da Câmara, 2009, v.2, 86 p. Disponível em: <<http://bibspi.planejamento.gov.br/bitstream/handle/iditem/473/Politica%20Espacial%20Brasileira%20C3%A2mara%20Consolidado.pdf?sequence=1>>. Acesso em: 11 nov 2014.

IAE Instituto de Aeronáutica e Espaço. São José dos Campos: Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial, 2013. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/>>. Acesso em: 01 set 2014.

MATA, H. O. da. **Procedimento Experimental para Análise Aerodinâmica do Veículo lançador de Microssatélites VLM-1**. 2013. 129 f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Aeroespacial) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2013.

PETYT, M. **Introduction to Finite Element Vibration Analysis**. Cambridge: Cambridge University Press, 1990, 558 p.

PIRK, R. **Análise Vibroacústica da Coifa do Veículo Lançador de Satélites Brasileiro (VLS)**. 2003. 231 p. Tese (Doutorado em Ciência - Sistemas Aeroespaciais e Mecatrônica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2004.

RAO, S. **Vibrações Mecânicas**. 4. ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2008. 424 p.

SILVA, R. G. da. **Concentração de tensões em peças e componentes estruturais – uma abordagem através do método dos elementos finitos**. 2012. 43 f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2012.

SOUTO, C. A. **Métodos de redução modal em problemas elasto-acústicos cíclico-simétricos**. 2005. 185 f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) - Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Estadual de Campinas, Campinas, 2005.

SOUTO, C.A. **Notas de aula de TE-205 Métodos computacionais em vibrações e acústica**. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial, 2013. 300p.

SOUTO, C.A **Estimation of the external sound pressure levels during VLM – 1 flight RT 017/AIE/2014**. São José dos Campos: Instituto de Aeronáutica e Espaço, Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial, 2014. 33p

THOMSON, W. T. **Teoria da Vibração com aplicações**. Rio de Janeiro: Interciência, 1978. 469 p.

ZIENKIEWICZ, O.C.; TAYLOR, R. L. **The Finite Element Method**. 4th ed. [S.l.]: Mc Graw Hill, 1994, 648f.

KADOTA, R. **Análise de cilindros de paredes grossas através do método dos elementos finitos**. 2011. 38 f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2011.