

PROPOSTA DE UM MODELO DE MISSIL PARA ENSAIO EM TÚNEL DE VENTO

(PROPOSAL FOR A MISSILE MODEL FOR WIND TUNNEL TESTING)

Anderson Correa de Oliveira

Universidade Estadual Paulista - UNESP, Campus Guaratinguetá
anderson@gmail.com

Víctor Orlando Gamarra Rosado

Universidade Estadual Paulista - UNESP, Campus Guaratinguetá
victor.rosado@unesp.br

Maurício Guimarães da Silva

Instituto de Aeronáutica e Espaço, IAE-CTA
mauriciomgs@iae.cta.br

Resumo. Este estudo apresenta uma metodologia para a obtenção de um modelo que permite diferentes configurações de testes em túnel de vento em altos ângulos de ataque. Assim como, validar seus componentes mais críticos, analisando os resultados obtidos por simulação em software de elementos finitos (EF). Identificam-se as principais cargas que são aplicadas na estrutura em função das condições de voo, e a partir delas, se calculam as tensões nas regiões críticas definidas como as partes do modelo que geralmente apresentam falhas. Todos os aspectos relacionados com a aplicação de carga, o refino de malha e a análise de tensão foram levados em conta na presente abordagem. Com base nas necessidades do projeto e buscando maior facilidade de modelagem e simulação, o software ANSYS® foi escolhido visto que todo o design foi desenvolvido na plataforma CAD (Computer Aided Design), permitindo uma integração amigável entre ambos softwares, de modelagem e análise, respectivamente.

Palavras chave: Modelo para túnel de vento. Projeto mecânico. Método dos elementos finitos (EF).

Abstract. This study presents a methodology to obtain a model that allows different configurations of wind tunnel tests at high angles of attack. As well as, validate its most critical components, analyzing the results obtained by simulation in finite element (FE) software. The main loads that are applied in the structure as a function of the flight conditions are identified and, from them, the stresses in the critical regions defined as the parts of the model that usually have failures are calculated. All aspects related to load application, mesh refining and stress analysis were taken into account in the present approach. Based on the needs of the project and seeking greater ease of modeling and simulation, the ANSYS® software was chosen since all design was developed in CAD (Computer Aided Design) platform, allowing a friendly integration between both software, modeling and analysis, respectively.

Key words: Model for wind tunnel. Mechanical design. Finite element (FE) method.

1. INTRODUÇÃO

Desde o fim da Segunda Guerra Mundial, quando foram criados os primeiros mísseis até hoje em dia, os problemas de controle continuam sendo objeto de pesquisa. Isto não se deve somente ao fato de as técnicas de defesa contra esse tipo de armamento estejam cada vez mais sofisticadas, mas também pelas características intrínsecas da não linearidade e variância no tempo da dinâmica desses veículos. Essas características de não linearidades estão associadas principalmente, aos regimes de velocidade (subsônico, transônico e supersônico) e atitude (arfagem, guinada e rolamento) de voo, definido para o envelope de operação desses veículos (OLIVEIRA, 2012; POPE e GOIN, 1965).

Assim, no desenvolvimento de veículos que apresentam configurações geométricas do tipo foguete ou míssil tem-se que definir inicialmente os parâmetros de referência do projeto que qualificam este veículo de “ideal” (configuração *Baseline*). Entre estes parâmetros requisitos tem-se, por exemplo: desempenho, controle, envelope de voo, entre outros. Os posteriores refinamentos em termos do projeto de componentes ou subsistemas provocarão perdas nas características de desempenho/controle quando comparadas com o modelo denominado de “ideal”.

Uma vez definido o projeto conceitual do veículo (Modelo “ideal”), torna-se possível estabelecer diretrizes na especificação dos ensaios em túnel de vento, em voo e ensaios ambientais. Os resultados provenientes destes ensaios são os dados “reais” de entrada no modelo matemático previamente elaborado. Somente a partir destes novos resultados será possível prever o comportamento do veículo quando em voo real, respeitando-se, obviamente, as limitações do modelo matemático desenvolvido, o qual, em geral, é fundamentado nas equações da dinâmica do voo com seis graus de liberdade (6 *g.d.l.*).

Também, de acordo com o tipo de míssil que se pretende desenvolver é prioritário o uso de túneis de vento na definição preliminar do modelo aerodinâmico representativo do veículo. De forma geral, se conceitua o modelo aerodinâmico como sendo o conjunto de coeficientes aerodinâmicos (força de arrasto, força normal, força lateral, momentos, etc.) associados a cada ponto do envelope de operação (altitude, velocidade, atitude) do veículo. Estes coeficientes aerodinâmicos são calculados (ou estimados) a partir da distribuição de pressão na superfície do veículo.

Desta forma, utilizam-se os dados obtidos em ensaios em túnel de vento nas estimativas de coeficientes aerodinâmicos de um dado veículo em voo real, ainda que os resultados sejam provenientes de modelos de túnel de vento em escala reduzida e que nem todos os pontos do envelope do voo real possam ser ensaiados. Trata-se de uma prática comum do projeto, o qual reduz enormemente os custos de desenvolvimento, desde que o número de ensaios em voo necessário para o desenvolvimento seja bastante reduzido. Ressalta-se também que os resultados de simulações da dinâmica do voo, as quais incluem os modelos aerodinâmicos gerados a partir de resultados de ensaios em túnel de vento, auxiliam consideravelmente no aumento do nível de conhecimento do projetista a respeito do veículo em voo em todos os pontos do envelope previsto em requisito (OLIVEIRA, 2012; POPE e GOIN, 1965; SILVA et. al., 2009; SILVA et. al., 2005; SILVA e FALCÃO, 2007; SILVA, 2009).

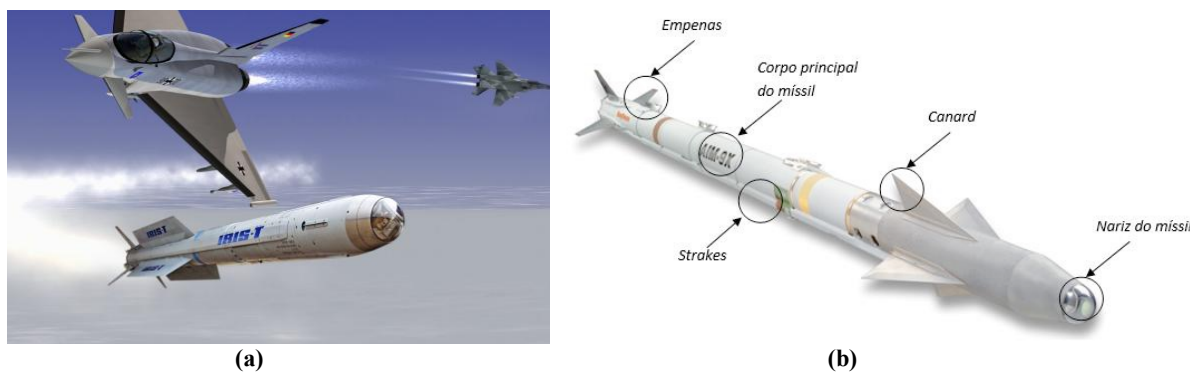
Portanto, propõe-se neste estudo uma metodologia de dimensionamento de um modelo pra túnel de vento que seja suficientemente modular de forma a viabilizar a realização de ensaios com diferentes configurações geométricas de mísseis/foguetes; e assim estimar as condições de cargas críticas de uso do modelo a partir do método de EF. A principal restrição do projeto é que estes modelos devem ser projetados de forma a suportar cargas correspondentes ao voo do veículo com elevados ângulos de ataque. Este regime de voo é característico de mísseis que apresentam elevada manobrabilidade (70-80 *g* no plano da trajetória).

Para isto, se utiliza uma plataforma CAD (*Computer Aided Design*) na modelagem o que possibilita uma integração amigável com o *software* ANSYS® para efeitos de simulação e análise usando elementos finitos (EF). No estudo tem-se aplicado diferentes tipos de cargas, e assim obter a carga máxima, e conseqüentemente o regime de escoamento a ser especificado para o túnel de vento a ser usado no modelo, garantindo segurança e confiabilidade.

2. FUNDAMENTOS TEORICOS

A elevada manobrabilidade de um míssil, figura 1(a), exige a necessidade de voos com Ângulos de ataque elevados (HAOA). Assim, para melhorar as características de desempenho e controle de veículos que voam com elevados ângulos de ataque é importante conhecer a dinâmica envolvida em um dado regime de velocidades a fim de prover meios tecnológicos que possam viabilizar o voo naquelas condições, ou até mesmo, voar além daqueles limites (*stall*). Assim, o estudo da aerodinâmica com HAOA tem sido prioridade tecnológica tanto no âmbito experimental como numérico (DENG e WANG, 2004).

Figura 1. (a) Míssil IRIS-T; e (b) Componentes de um míssil típico.



A seguir, apresentam-se os principais componentes de um míssil típico, figura 1(b), e os parâmetros que influenciam diretamente na aerodinâmica de corpos de revolução com HAOA a fim de ser possível o entendimento da metodologia de dimensionamento veículos que voam nestas condições. Entre eles tem-se: Caracterização do escoamento a HAOA; Tipos de assimetrias desenvolvidas; Tipos de Controle de Assimetrias; e Estratégia de Dimensionamento.

2.1. Caracterização do escoamento HAOA

Durante uma varredura em ângulo de arfagem (α) de um corpo axissimétrico submetido a um campo de escoamento representativo do voo de um míssil, é possível se identificar 04 principais regimes de escoamento (ESDU 89014, 1989), e são brevemente resumidos na tabela 1.

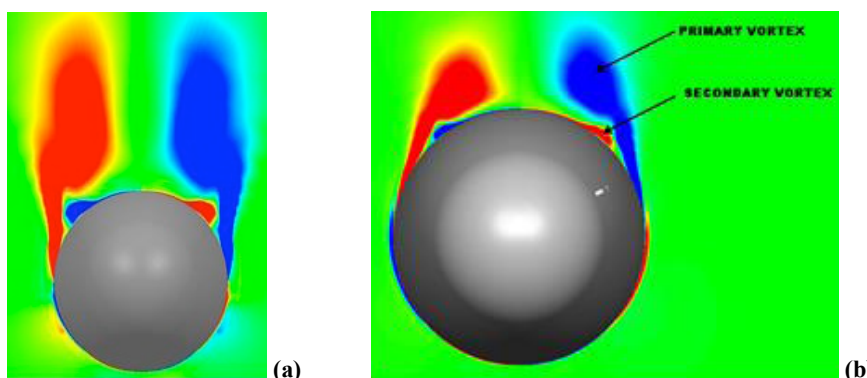
Os vórtices simétricos (VS) se tornam inerentemente instáveis e desenvolvem assimetria podendo se descolar do corpo. Como resultado desta assimetria, uma força lateral, verificada em regime permanente, passa a atuar no corpo. A força lateral verificada no corpo durante este regime de escoamento sofre variações em direção da aplicação da força ao longo da extensão do corpo. Esta característica também constitui em agravante no projeto do sistema de controle.

Tabela 1. Tipo de escoamento e a relação com o Ângulo de arfagem.

Tipo	Ângulo de arfagem
1) Escoamento “colado” (<i>attached flow</i>):	$\alpha \leq 5^\circ$
2) Escoamento com Vórtices simétricos (VS):	$5^\circ < \alpha \leq 15^\circ$
3) Escoamento com Vórtices assimétricos (VA):	$20^\circ < \alpha \leq 50^\circ$
4) Escoamento em regime não estacionário (<i>Unsteady wake flow</i>):	$\alpha > 60^\circ$

Quando o ângulo α está entre 60° e 70° os vórtices assimétricos (VA) passam a existir no regime não estacionário e a força lateral média reduz substancialmente, atingindo o valor zero quando o corpo atinge 90° . A figura 2 mostra um exemplo de campos de escoamento com vórtices simétricos e assimétricos.

Figura 2. Simulação de (a) Vórtices simétricos e (b) Vórtices assimétricos



Fonte: KISTAN et. al. (2006)

2.2. Parâmetros do Modelo

Observa-se a necessidade de uso de estruturas do tipo *strakelets* no projeto de mísseis que voam a elevados ângulos de ataque (HAOA), tanto para aqueles que apresentam controle passivo como também controle ativo. E para isto, outras condições de projeto devem ser levadas em consideração no dimensionamento, entre elas: o regime de velocidades (número de Mach e número de Reynolds), a geometria das superfícies dos *strakelets*, a posição longitudinal e angular dos *strakelets* no corpo do míssil e a forma geométrica do nariz do veículo (ESDU 89014, 1989). A seguir, tem-se:

- Número de Mach e Número de Reynolds:

Visto que o regime de escoamento está relacionado com o início dos VA, os números de Mach e Reynolds são definidos em função do envelope de voo do veículo. Baseados nas referências bibliográficas sobre mísseis, adota-se as condições de voo que melhor representam o fenômeno relacionado com os VA que se pretendem capturar (KISTAN et. al., 2006): *Mach* entre 0,85 e 1,3 e *Reynolds* = 1.106.

- Geometria das Superfícies *Strakelets*:

Ressaltasse que a geometria (comprimento, espessura e largura) das *strakelets* tem influência direta na configuração do vórtice final (simétrico ou assimétrico). Assim, as geometrias preliminares e os posicionamentos iniciais destas superfícies são definidas a priori, com base em resultados de simulações numéricas, sejam por métodos

semiempíricos ou da Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) e experimentais realizadas para outras geometrias de mísseis (SILVA et. al., 2009; SILVA e FALCÃO, 2007; SILVA, 2009).

- Posição Longitudinal dos *Strakelets*:

Também contribui para a configuração final do vórtice final (simétrico ou assimétrico);

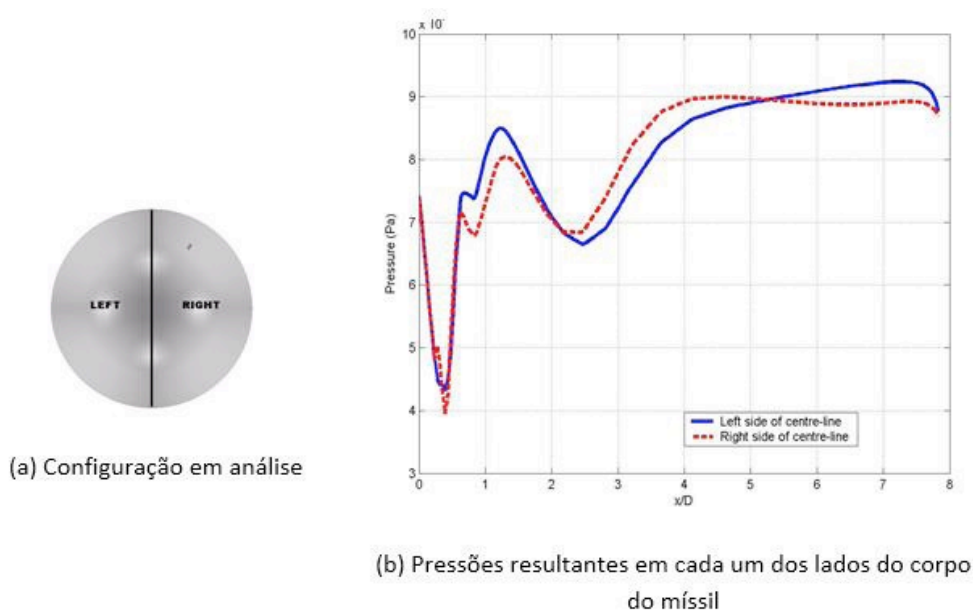
- Disposição Angular (ângulo de rolamento) dos *Strakelets*:

Esta característica está associada à maior ou menor eficiência destes dispositivos;

- Forma Geométrica do Nariz do Modelo:

Tem influencia na eficiência do *strakelet*, a magnitude da força lateral e a configuração final do vórtice. Tomando-se como base os esforços gerados em cada uma das metades de um corpo de revolução é possível quantificar a influência isolada dos parâmetros definidos anteriormente no coeficiente da força lateral (KISTAN et. al., 2006).

Figura 3. Configuração de referência (Sem *strakelets*) e pressões resultantes.

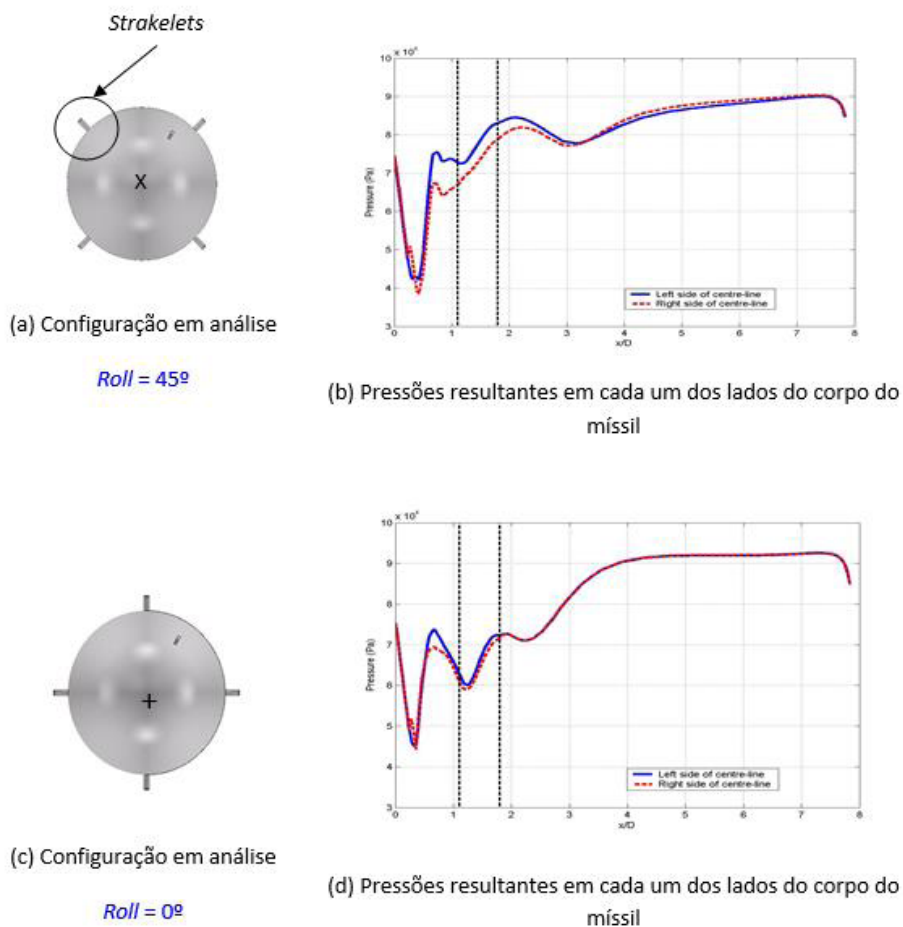


Fonte: KISTAN et. al. (2006)

A figura 3 mostra a configuração de referência (ou míssil sem *strakelets*) e a distribuição de pressão em cada uma das metades do corpo do míssil. A figura 4 mostra um exemplo de seleção de ângulo de rolamento para os *strakelets*. Para este caso, o objetivo é posicionar os *strakelets* de forma a minimizar a força lateral resultante, função da diferença das pressões encontradas em ambos os lados do corpo. Observa-se que, para este exemplo, a configuração $Roll=0^\circ$ é mais eficiente que a configuração $Roll=45^\circ$.

Deve-se ressaltar que os *strakelets* constituem apenas um dos subsistemas associados à geometria (*airframe*) do míssil. Visto que o projeto mecânico de um modelo de túnel de vento compreende todo o *airframe* de um míssil, é necessário conhecer também os outros componentes típicos. Na figura 1(b) se mostram todos os componentes de um míssil típico os quais devem ser considerados no dimensionamento do modelo para túnel de vento. Nesta figura se destacam as asas responsáveis pelo controle do míssil (neste caso, as *empenas*), as asas que ajudam na estabilidade dinâmica e estática do míssil (*canards*), o corpo do míssil (o qual incluiu o corpo principal e a nariz) e os *strakes*, os quais são dispositivos que contribuem com o ganho da sustentação do corpo e servem também como cablagem, ou seja, utilizados na fiação do sistema de controle do míssil (localizado na parte frontal) para as empenas de controle.

Figura 4. Seleção do ângulo de rolamento



Fonte: KISTAN et. al. (2006)

3. METODOLOGIA

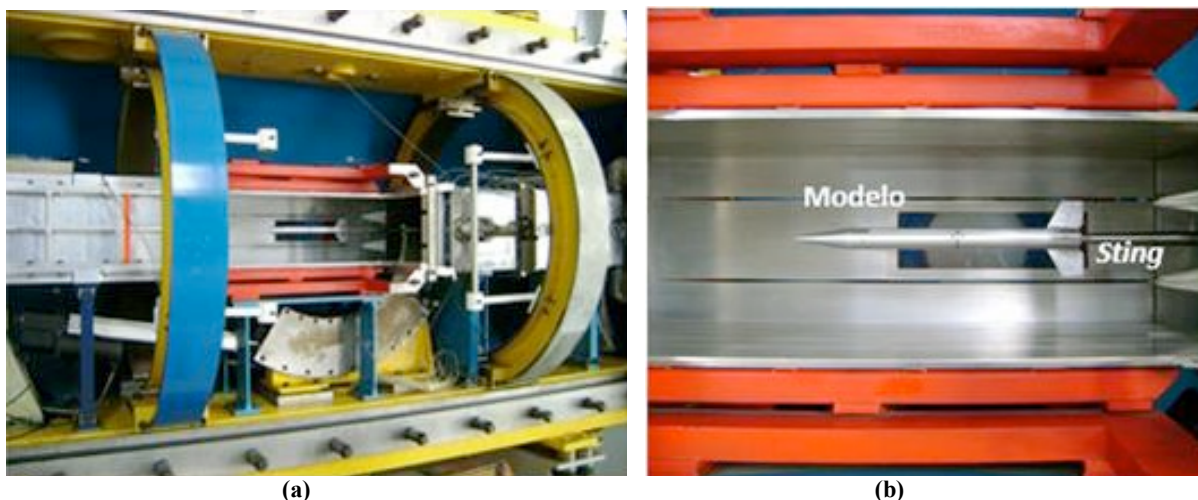
Após serem definidos os parâmetros e componentes do modelo típico de míssil de alto desempenho (voo a HAOA) para túnel de vento e suas respectivas características funcionais, apresentam-se a seguir as restrições de projeto associadas à infraestrutura na qual será instalado o modelo a ser construído.

Com base na geometria útil da seção de testes do túnel de vento define-se a escala do modelo. A instalação dos dispositivos de medição de esforços é determinante na definição do espaço interno útil do modelo (necessário para a instalação da Balança). Também, estimasse o carregamento aerodinâmico que o míssil deverá sofrer quando submetido ao campo de escoamento gerado pelo túnel de vento. Este carregamento é dado de entrada na análise estrutural do modelo a ser projetado. E finalmente, se apresenta o dimensionamento do modelo o qual vai ser a referência futura no desenvolvimento de mísseis (SILVA, 2009).

3.1. Infra-estrutura

O Túnel Transônico Piloto (TTP) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE-CTA) se utiliza na realização destes ensaios em escoamentos: Subsônicos ($Mach < 0,75$), Transônicos (geralmente definida pela faixa de números de $Mach$ de $0,8$ a $1,05$) e Baixo supersônico ($Mach < 1,2$), respectivamente. Trata-se do único túnel semi-industrial e de maior porte da América latina para ensaios aerodinâmicos na região transônica. O túnel é de projeto moderno, com área de seção de testes de $25\text{ cm} \times 30\text{ cm}$, e com sistemas automáticos de número de Mach (de $0,2$ a $1,3$), controle de pressão (de $0,5$ bar a $1,2$ bar), controle de temperatura e umidade, para garantir o estabelecimento dos números de Mach e Reynolds relativos à seção de testes. A figura 5 ilustra o túnel de vento e a seção de testes do modelo.

Figura 5. (a) Túnel de vento TTP; e (b) Seção de testes e o Modelo



Fonte: FALCÃO FILHO et. al. (2009)

O TTP é uma escala 1:8 de um projeto de túnel transônico industrial concebido para dotar o país de capacidade de ensaios em larga escala. Entretanto, existem limitações em termos do máximo ângulo de ataque que o modelo pode atingir, o máximo número de Reynolds, e com capacidade para trabalhar apenas até a região do baixo supersônico (SILVA, 2009; FALCÃO FILHO et. al., 2009).

3.2. Dimensionamento do Modelo

- Restrições do Projeto

O dispositivo de fixação do modelo na seção de testes é o fator determinante na definição do comprimento do modelo de míssil para HAOA. O *sting*, dispositivo no qual o modelo é fixado (“espetado”) é o recurso que o túnel de vento dispõe para a movimentação em arfagem do modelo no interior do túnel. Visto que o objetivo é projetar um modelo que seja submetido a altos ângulos de ataque, então o dispositivo de fixação estabelece os limites de comprimento do modelo a serem adotados.

- O Modelo para o Túnel de Vento

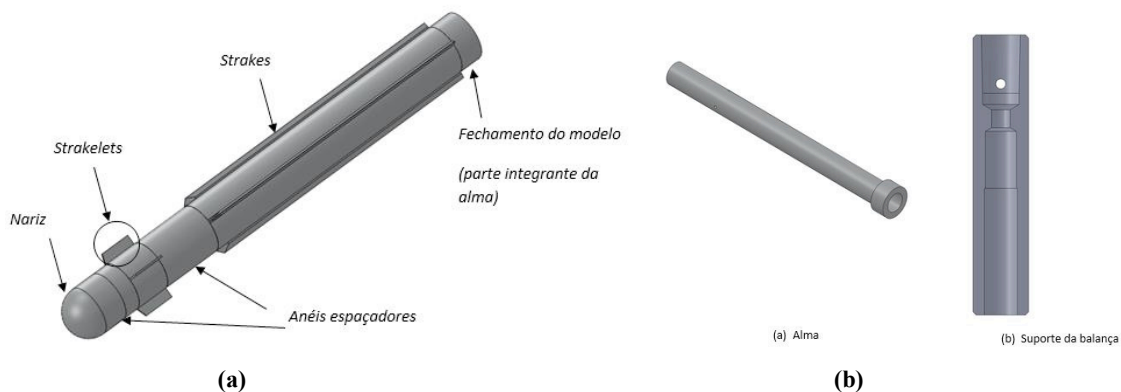
O dimensionamento do modelo para o túnel de vento deve contemplar os seguintes subsistemas básicos: Nariz (Ogiva), Corpo (“Alma”), *Strakelets*, *Strakes*, Empenas e dispositivos de integração. Como o principal objetivo é desenhar um modelo que permita o estudo da influência dos vórtices assimétricos no desempenho de mísseis HAOA, não se considera o projeto das empenas do míssil neste desenvolvimento. Não obstante, ressalta-se que o projeto mecânico foi concebido de forma modular o que permite a instalação de empenas com diferentes configurações geométricas, e no futuro mudar a configuração sem grandes dificuldades. A figura 6(a) mostra o desenho de conjunto do modelo projetado. Assim como, as principais características geométricas e funcionais do modelo e os módulos projetados.

O Modelo é fixado no túnel com o auxílio de um dispositivo, a Alma, a qual é formada por dois (2) cilindros de dimensões diferentes, figura 6(b). Configuração projetada para permitir a fixação do Suporte no interior da Balança e facilitar a montagem e desmontagem dos outros componentes do Modelo, sem comprometer a integridade estrutural e calibração da Balança. O Suporte para a Balança se encontra aparafusado em três pontos igualmente espaçados, no interior da Alma, o qual possui uma conicidade semelhante à existente na Balança fixada ao *sting* do túnel, figura 6(b).

A configuração geométrica do Nariz do Modelo (ogiva) foi definida com base na fenomenologia que se pretende capturar. Foram selecionados três (3) tipos diferentes de ogivas, esféricas e cônicas, conforme a figura 7(a).

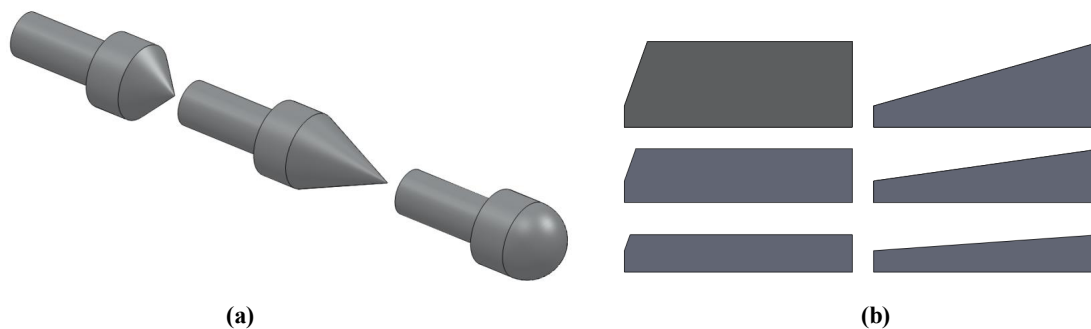
O dimensionamento dos *Strakelets* é realizado de forma a garantir maior diversidade geométrica nas configurações de ensaio propostas pelo Modelo. Estas estruturas são fixadas através de ranhuras existentes no anel fixador, região na qual é aplicada uma cola especial para garantir o contato fixo durante a realização dos ensaios. Para o Modelo proposto foi adotada uma configuração de *Strake* e seis (6) configurações de *Strakelets*, sendo três (3) delas trapezoidais e três (3) triangulares, conforme a figura 7(b).

Figura 6. (a) Modelo de míssil HAOA; e (b) Alma e Suporte do Modelo.



Fonte: OLIVEIRA (2015)

Figura 7. Componentes do Modelo: (a) Nariz; e (b) Strakelets

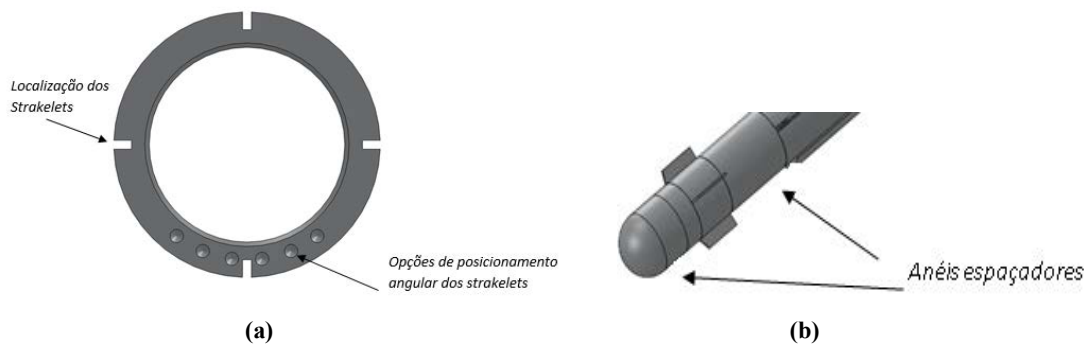


Fonte: OLIVEIRA (2015)

O Anel fixador projetado é um dos principais componentes do Modelo, figura 8(a), e tem como função posicionar os *Strakelets* em diferentes ângulos de rolamento em relação aos *Strakes*. O Modelo disponibiliza um conjunto de seis (6) opções, representadas por furos espaçados entre si de quinze graus (15°), e possibilitando assim, diferentes configurações.

Os anéis espaçadores oferecem ao engenheiro de projeto diferentes opções para o posicionamento longitudinal dos *strakelets* e/ou *strakes* em relação ao nariz do modelo de míssil. Estes dispositivos possuem geometria simples e são de fácil integração e montagem, figura 8(b). Os quais são fixados no corpo principal do modelo através de um pino semelhante ao existente no anel fixador.

Figura 8. Componentes do Modelo: (a) Anel fixador; e (b) Anel espaçador.



Fonte: OLIVEIRA (2015)

- Material adotado

Os regimes de velocidade e de escoamento nos quais o Modelo será submetido produzem elevadas cargas aerodinâmicas. Neste contexto, adotar-se-á alumínio polido como material de construção, tendo em vista a resistência estrutural, o baixo peso, e a baixa rugosidade superficial, facilidades em termos de manufatura e baixo custo no mercado. As características deste material são as utilizadas na confecção do modelo e na simulação e análise com elementos finitos (ANSYS, 2013; STOLARSKI et. al., 2006).

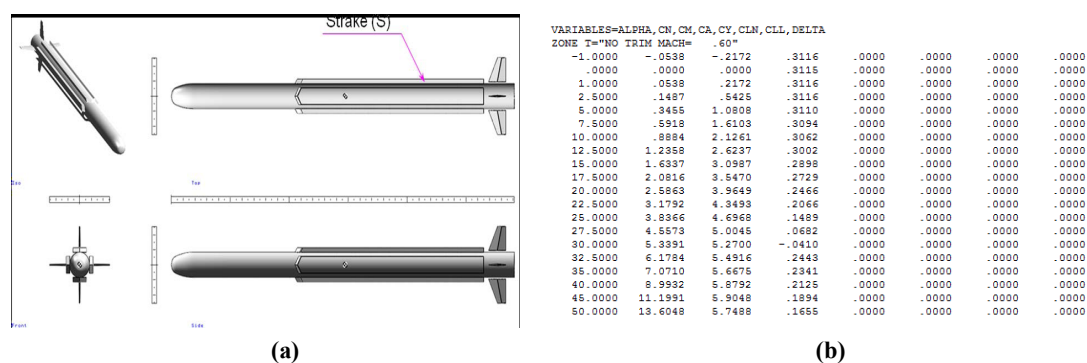
4. ANÁLISE ESTRUTURAL

Nesta fase do estudo se realiza a análise estrutural do modelo para o túnel de vento. Túneis de vento são instalações extremamente caras e com demandas de trabalho bastante flutuantes, tornando os custos envolvidos muito elevados na realização dos ensaios, manutenção e alocação de recursos humanos especializados. Assim, o uso de modelos em túneis de vento de alta velocidade, e carregamentos aerodinâmicos muito elevados, não são realizados antes de se conhecer, com detalhes, todas as características estruturais do modelo.

Um exemplo interessante a ser citado é o caso da ONERA (*Office National d'Etudes et de Recherches Aéronautiques*), um dos principais centros de pesquisa aeroespacial e de defesa da Europa. Trata-se de uma organização multidisciplinar, a qual desde a 2ª guerra mundial vem desenvolvendo tecnologias de ensaios aplicadas a veículos aeroespaciais em todos os regimes de voo, inclusive o hipersônico, característico de veículos reentrando na atmosfera. A realização de ensaios nesta instituição só é permitida através da formalização de um contrato que solicita, com detalhes, todas as características estruturais do modelo em todo o regime de voo a ser testado. O relatório descritivo destas análises é comparado com os cálculos preliminares realizados pelos próprios engenheiros da ONERA antes mesmo de se iniciar as negociações associadas aos ensaios (SILVA, 2009). Uma vez aprovado o relatório de análise estrutural, procede-se à análise de risco quando do uso do protótipo naquele túnel de vento.

As análises estruturais consistem em análises estática e análises dinâmica, respectivamente. As análises estáticas são realizadas com a finalidade de se verificar os limites estruturais de cada componente do modelo projetado assim como os limites estruturais do modelo como um todo. Estima-se o carregamento máximo verificado em voo e o respectivo ponto de aplicação para aquela condição através de métodos semi-empíricos e/ou métodos numéricos (Dinâmica dos Fluidos Computacional – CFD). Dentre os métodos semi-empíricos mais utilizados na literatura científica, destacam-se os códigos computacionais MISSILE DATCOM® e MISL3®. Trata-se de códigos de fácil uso e de grande domínio público.

Figura 9. Representação do Modelo: (a) Código MISSILE DATCOM®; e (b) Saída do código.



Fonte: SILVA (2009)

Partindo-se da condição de manobra de requisito (condição crítica de projeto), determinam-se as condições de voo para atingi-la. Estes parâmetros (número de Mach, número de Reynolds e/ou Altitude e ângulo de ataque) e geometria do veículo são os dados de entrada nos códigos supracitados. Os resultados finais obtidos das simulações são os coeficientes aerodinâmicos para a condição de voo crítica. Estes coeficientes adimensionais são convertidos em carregamento aerodinâmico os quais são utilizados na análise estrutural. Os pontos de aplicação destes esforços também são saídas destes códigos semi-empíricos. A figura 9(a) exibe um exemplo de entrada de dados utilizado no desenvolvimento deste trabalho e a figura 9(b) exibe um exemplo de arquivo de saída.

- Modelo geométrico

Apresenta-se o modelo geométrico objeto deste estudo, figura 10(a). O anel fixador é determinado a partir das cinco principais dimensões do *strakelet* (SHIGLEY, 2005).

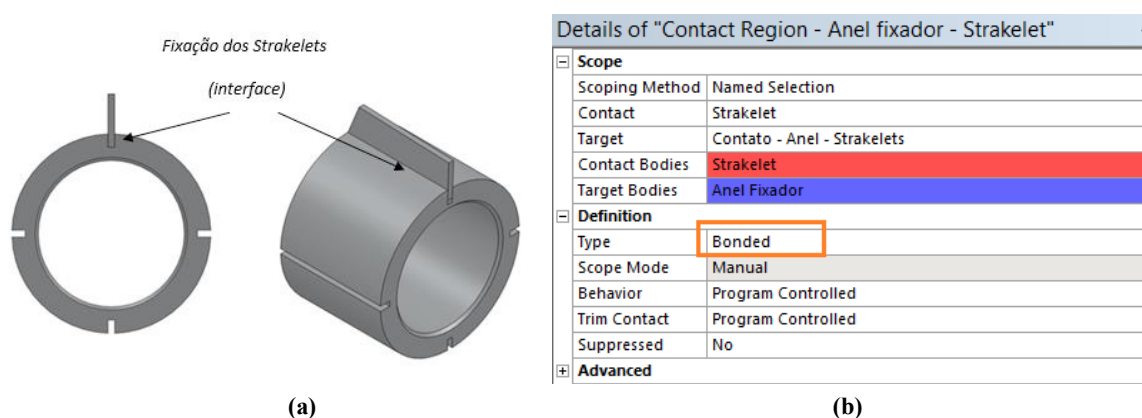
- Modelo físico

O modelo físico está associado à geometria que será utilizada nas simulações numéricas. Por exemplo, quando o corpo a ser simulado apresenta alguma simetria é possível definir um modelo físico menor que o modelo geométrico viabilizando a realização de análises com um menor número de elementos e, conseqüentemente, com substancial redução do custo computacional. Para o presente caso, foi realizada a análise do anel fixador com apenas um dos *strakelets* engastado no referido anel. Trata-se de uma configuração conservativa desde que o carregamento aerodinâmico não considera a atenuação decorrente do carregamento aerodinâmico proveniente dos outros *strakelets*.

Com a finalidade de facilitar o refinamento da malha, as superfícies do anel fixador e do *strakelet* foram subdivididas, em *Named Selections*. Este artifício facilita a seleção da superfície.

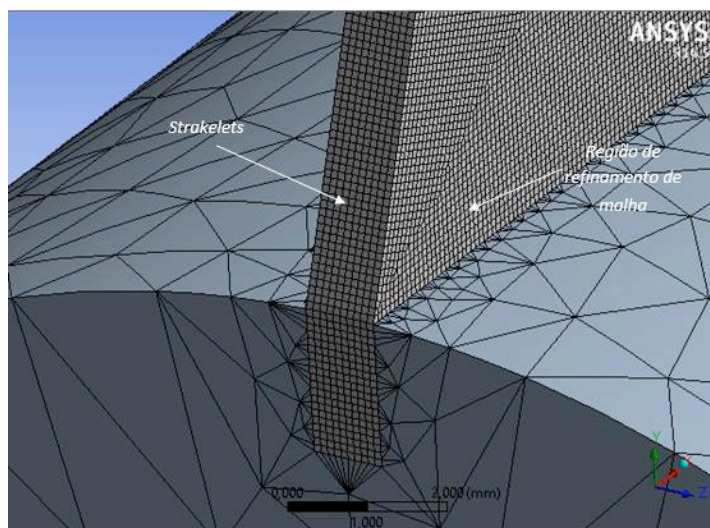
A definição do tipo de contato e identificação das superfícies *Target Bodies* e *Contact Bodies* são de grande importância para a obtenção de precisão nos resultados. A figura 10(b) apresenta a interface com o software ANSYS 14.5®, na qual se determina o tipo de contato e as superfícies consideradas relevantes. O tipo de contato *Bonded* foi escolhido, com o objetivo de retratar o contato permanente entre as superfícies, garantindo que o carregamento imposto ao modelo seja transmitido a todas as partes envolvidas.

Figura 10. *Strakelet* e Anel fixador: (a) Posicionamento relativo; e (b) Definição do contato entre eles.



Fonte: OLIVEIRA (2015)

Figura 11. Malha adotada para o Modelo físico.



Fonte: OLIVEIRA (2015)

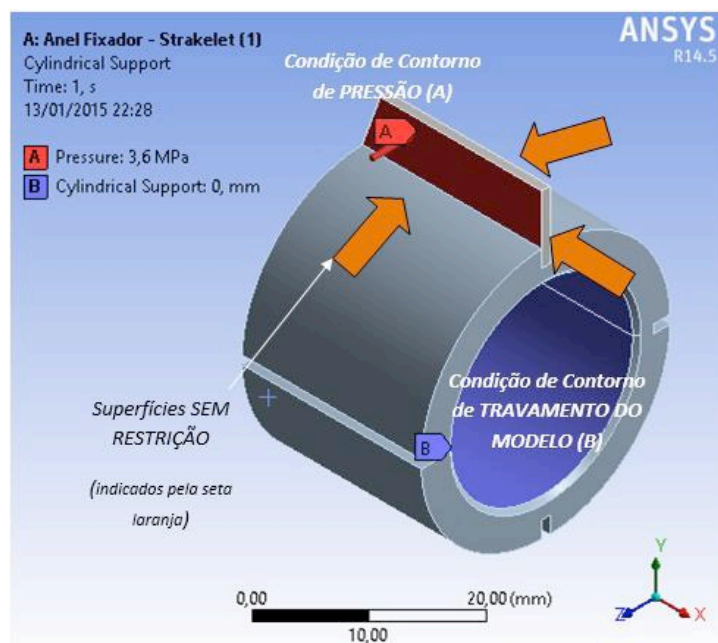
- Malha

Com base na experiência adquirida pelo grupo de trabalho nesta área de simulação numérica, foram utilizados dois tipos de elementos na configuração da malha do modelo físico: elementos puramente hexagonais para o anel fixador e puramente quadráticos para os *strakelets*.

Foram realizados refinamentos da malha nas regiões em que estão previstas as maiores variações das tensões e deformações permitindo assim melhor resolução dos resultados (ANSYS, 2013; SEZER, 2005). As regiões do modelo físico em que tiveram os maiores refinamentos foram as regiões próximas ao ponto de contato e também na região onde há aplicação de carga, conforme a figura 11. A definição final da malha de cálculo utilizada na obtenção dos resultados foi realizada a partir de testes de refinamento de malha, conforme indica a figura 12.

Os testes de refinamento de malha tiveram como critério de parada o valor médio das tensões (critério de Von Mises) verificados nos menores elementos da malha. De acordo com a figura 11 é possível notar que a diferença entre as tensões para os elementos de 1,0 mm e de 0,3 mm é de aproximadamente 20,05%. Já a diferença da tensão apresentada pelo elemento de 0,4 mm e de 0,3 mm é de aproximadamente 4,18%. Com base nestes resultados, foram utilizados elementos de 0,3 mm para a realização deste trabalho.

Figura 12. Condições de Contorno.



Fonte: OLIVEIRA (2015)

A condição de contorno do tipo *Bonded* garante que as superfícies em contato estejam completamente conectadas. Desta forma, o carregamento é transmitido de forma completa para a região de contato sem deslizamento. Com a aplicação das superfícies de contato *Bonded* o *strakelet* pode deformar-se na direção Z.

Para fixação do modelo foi utilizada a condição de contorno do tipo *Cylindrical Support*. Este tipo de condição de contorno “trava” a superfície de modo que não ocorra nenhum tipo de deslocamento axial ou tangencial, ou seja, esta condição é equivalente ao travamento da balança, onde toda a carga aerodinâmica será suportada pela estrutura *strakelet*.

5. CONCLUSÕES E COMENTÁRIOS FINAIS

O estudo teve como objetivo apresentar uma metodologia de projeto mecânico de um modelo de míssil de alto desempenho para ensaios em túneis de vento. O resultado deste dimensionamento permite disponibilizar, no mínimo, 180 configurações geométricas de ensaio tendo os seguintes parâmetros variáveis conforme a seguir: ogiva (3 configurações), *strakelets* (6 configurações geométrica), posicionamento angular dos *strakelets* (5 configurações) e viabilidade de uso ou não dos *strakes*.

A partir dos ensaios em túnel realizados com este estudo será possível validar algumas das regras de bolso utilizadas em aerodinâmica, como, por exemplo:

- Geralmente, o ângulo de ataque em que vórtices iniciam a aparecer em configurações que apresentam nariz com ponta está em torno dos 35°;
- A força lateral verificada no corpo durante o regime de escoamento que apresenta VA sofre variações em direção de aplicação da força. Esta característica constitui em agravante no projeto de um sistema de controle, visto que o míssil terá que “gastar” energia para se manter em equilíbrio.

Outro objetivo alcançado foi a elaboração de uma metodologia numérica que permite estimar as condições máximas de manobra que podem ser simuladas no túnel de vento quando se utiliza o Modelo de míssil dimensionado.

Estas condições de manobra estão relacionadas ao carregamento máximo verificado no modelo de fixação dos *strakelets* quando em voo real.

Dentre as principais dificuldades verificadas na execução deste estudo foi a falta de dados reais para efeito de comparação e validação do modelo físico, tendo em vista a natureza do assunto abordado. De fato, este projeto representa um dos primeiros esforços no sentido de se viabilizar a construção de um modelo de míssil para a execução de ensaios em túnel de vento no Brasil. Uma vez construído, centenas de configurações poderão ser testadas e o grupo de trabalho terá acesso a dados suficientes para análise aerodinâmica em diferentes regimes de escoamento.

AGRADECIMENTOS

Os autores gostariam agradecer ao Grupo de pesquisa “Projeto Conceitual de Foguetes & Mísseis” do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) do Departamento de Ciências e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) pela bolsa de IC e o suporte técnico.

REFERÊNCIAS

- ANSYS Mechanical APDL Contact Technology Guide. (s.d.). Acesso em 16 de novembro de 2013, disponível em the Ohio State University: http://www.mecheng.osu.edu/documentation/Fluent14.5/145/ans_ctec.pdf
- DENG, X.; WANG, Y. Active Control at High Angle of Attack, *Acta Mechanica Sinica*, 2004, Vol. 20, No. 6.
- ESDU 89014, Normal Force, Pitching Moment and Side Force of forebody cylinder combinations for angles of attack up to 90 degrees and Mach numbers up to 5. Technical Report, Engineering Science Data Unit, 1989.
- FALCÃO FILHO, J.B.P.; AVELAR, A.C.; REIS, M.L.C.C. Historical Review and Future Perspectives for Pilot Transonic Wind Tunnel of IAE, *Journal of Aerospace Technology and Management*, ISSN 1984-9648, 2009, Vol. 1, No. 1, pp. 19-27.
- KISTAN, P.; GOBEY, S.G.; LAW, C. Effect of Forebody Strakes on a CFD-created Asymmetric Flow Field, 24th Aerodynamics Conference, AIAA 2006-3843, 2006.
- LEE, H.H. Finite Element Simulations with ANSYS Workbench 12. 1 ed., vol. 1. Schroff Development Corporation, 2010.
- NORTON, R.L. Projeto de Máquinas. 2 ed., vol. 1. Porto Alegre: Bookman, 2004.
- OLIVEIRA, A.C. Projeto Mecânico de um Modelo para Túnel de Vento, e Validação de seus Componentes a Partir de Simulações em Software de Elementos Finitos. 80f., Faculdade de Engenharia, UNESP, Guaratinguetá, 2015.
- OLIVEIRA, G.N. Túneis De Vento Supersônicos de Disparo, Tese de Doutorado, UNESP – Campus de Guaratinguetá, 2012, 127 pp.
- POPE, A.; GOIN, K.L. High-Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley&Sons Inc, New York, 472pp, Capítulo: Modelos para Túnel de Vento, 1965.
- SEZER, S. An Evaluation of ANSYS Contact Elements. Yildiz Technical University, Louisiana, 2005.
- SHIGLEY, J.; MISCHEKE, C.R.; BUDYNAS, R.G. Elementos de Máquina. 7 ed. New York: McGraw-Hill, 2005.
- SILVA, A.F.C.; BRAZ, R.O.; AVELAR, A.C.; FALCÃO FILHO, J.B.P. Study of the Uniformity of the Mach-Number Over a Horizontal Plane Inside the Test Section of the Pilot Transonic Wind tunnel, Proceedings of 20th International Congress of Mechanical Engineering, Gramado, RS, 2009.
- SILVA, M.G. Effect of Forebody Strakes on a Slender Body Using Semi-Empirical Methods, Technical Report, Aerodynamic Department of DENEL Aerospace, South Africa, 2009.
- SILVA, M.G.; FALCÃO, J.B.P.F. Control of High Speed Wind Tunnel Mach Number, Proceedings of 19th International Congress of Mechanical Engineering, Brasília, Brasil, 2007.
- SILVA, M.G.; FALCÃO, J.B.P.F.; MELLO, O.A.F. Control of High Speed Wind Tunnel Stagnation Pressure, Proceedings of 18th International Congress of Mechanical Engineering, São Paulo, Brasil, 2005.
- STOLARSKI, T.; NAKASONE, Y.; YOSHIMOTO, S. Engineering Analysis with ANSYS Software. 1a ed., Vol. 1. Elsevier, Ed. Burlington: Elsevier Butterworth-Heinemann, 2006.