

ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA

**PROJETO MECÂNICO DE UM MODELO PARA TÚNEL DE VENTO E
VALIDAÇÃO DE SEUS COMPONENTES À PARTIR DE SIMULAÇÕES EM
SOFTWARE DE ELEMENTOS FINITOS.**

**Guaratinguetá
2015**

ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA

PROJETO MECÂNICO DE UM MODELO PARA TUNEL DE VENTO E VALIDAÇÃO
DE SEUS COMPONENTES À PARTIR DE SIMULAÇÕES EM SOFTWARE DE
ELEMENTOS FINITOS.

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. Victor Orlando Gamarra Rosado

Coorientador: Prof. Dr. Mauricio Guimarães Silva

Guaratinguetá
2015

Oliveira, Anderson Corrêa de
O482p Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos./ Anderson Corrêa de Oliveira – Guaratinguetá : [s.n], 2014.
79 f. : il.

Bibliografia : f. 49-51

Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2014.

Orientador: Prof. Dr. Victor Orlando Gamarra Rosado
Coorientador: Prof. Dr. Mauricio Guimarães Silva

1. Projetos de engenharia 2. Túneis aerodinâmicos 3. Método dos elementos finitos I. Título

CDU 62.001.63

Anderson Corrêa de Oliveira

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

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

Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:



Prof. Dr. VICTOR ORLANDO GAMARRA ROSADO
Orientador/UNESP-FEG



Prof. Dr. FERNANDO DE AZEVEDO SILVA
UNESP-FEG



Prof. Dr. ERICK SIQUEIRA GUIDI
UNESP-FEG

JANEIRO DE 2015

DADOS CURRICULARES
ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA

NASCIMENTO	01/11/1988 – SÃO PAULO / SP
FILIAÇÃO	Eudes Domingues de Oliveira Rosana Corrêa de Oliveira
2008/2014	curso de graduação Faculdade De Engenharia Do Campus De Guaratinguetá Universidade Estadual Paulista – UNESP

Dedico este trabalho a minha família por todo carinho e apoio, que foram fundamentais para a conclusão deste curso.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente agradeço a Deus pela minha vida, sem ela nada disso seria possível.

Agradeço a todos da família Oliveira, especialmente ao meu pai Eudes Domingues de Oliveira e minha mãe Rosana Corrêa de Oliveira pelo suporte que me foi dado nos momentos mais difíceis e por sorrirem comigo em meus momentos de felicidade e vitória. Agradeço por todo o amor, que mesmo com a distância foi imenso.

Agradeço, em especial, ao meu melhor amigo e também irmão Everton Corrêa de Oliveira, por servir como espelho e inspiração por toda sua dedicação em seu trabalho e estudo.

Agradeço a todos meus amigos, em especial aos companheiros Alex São Leandro Sigrist, David Drezza Neto, David Escanferla, Pablo Gilberto Fini e todos os demais moradores da república Taj Mahal, por estarem sempre ao meu lado vivendo desafios e alegrias durante todos esses anos.

Agradeço aos amigos do trabalho pela amizade, suporte nos momentos de dificuldade e todos os ensinamentos diários.

Agradeço pelo apoio e orientação durante a realização deste projeto ao meu amigo Prof. Dr. Mauricio Guimarães Silva, e ao meu orientador, Prof. Dr. Victor Orlando Gamarra Rosado.

“Que o teu trabalho seja perfeito para que, mesmo depois da tua morte, ele permaneça.”

Leonardo da Vinci

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.** 2015. 79f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2015.

RESUMO

O objetivo deste estudo foi desenvolver um modelo, que permita diferentes configurações de ensaio em túnel de vento a altos ângulos de ataque e validar seus componentes mais críticos através da análise dos resultados obtidos por simulações em *softwares* de elementos finitos. No decorrer do projeto foram identificadas as principais cargas que serão impostas a esta estrutura devido às condições de voo e, a partir destas, calculou-se as tensões em regiões críticas definidas como sendo as partes do modelo que apresentam maiores probabilidades de ocorrência de falhas. Todos aspectos associados aos métodos de aplicação de carga, refino de malha e análise de tensões foram levados em consideração na presente abordagem. A seleção do *software* de análise foi baseada nas necessidades do projeto, buscando uma maior facilidade de modelagem e simulação. Optou-se pelo *software* ANSYS® uma vez que todo o projeto foi desenvolvido em plataformas CAD possibilitando uma integração amigável entre os softwares de modelagem e análise.

PALAVRAS-CHAVE: Projeto mecânico, túnel de vento, método de elementos finitos.

OLIVEIRA, A. C. Mechanical design of a model for wind tunnel, and validation of its components from finite element simulations software. 2015. 79f. Graduate Work (Graduate in Mechanical Engineering) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2015.

ABSTRACT

The objective of this study was to develop a model that allows testing in the wind tunnel at high angles of attack and validates its most critical components by analyzing the results of simulations in finite element software. During the project this structure suffered major loads identified during the flight conditions and, from these, we calculated the stresses in critical regions defined as the parts of the model that have higher failure probabilities. All aspects associated with Load methods, mesh refining and stress analysis were taken into account in this approach. The selection of the analysis software was based on project needs, seeking greater ease of modeling and simulation. We opted for the software ANSYS® since the entire project is being developed in CAD platforms enabling a friendly integration between software's modeling and analysis.

KEYWORDS: Mechanical design, wind tunnel, finite element method.

Lista de Figuras

FIGURA 1 - EXEMPLO DE VÓRTICE ASSIMÉTRICO EM UM CORPO.....	17
FIGURA 2 - STRAKELETS DO MÍSSIL IRIS-T.	19
FIGURA 3 - CONFIGURAÇÃO DE REFERÊNCIA (SEM STRAKELETS) E EXEMPLO DE RESULTADOS.	21
FIGURA 4 - SELEÇÃO DE ÂNGULO DE ROLAMENTO.	22
FIGURA 5 - EXEMPLO DE VÓRTICES SIMÉTRICOS E ASSIMÉTRICOS.....	23
FIGURA 6 - COMPONENTES PRINCIPAIS DE UM MÍSSIL TÍPICO.	24
FIGURA 7 - SEÇÃO DE TESTES DO TTP.	26
FIGURA 8 - DISPOSITIVO DE FIXAÇÃO DO MODELO (SEÇÃO DE TESTE DO TTP).....	28
FIGURA 9 - REPRESENTAÇÃO DA BALANÇA A SER INTEGRADA NO MODELO.	29
FIGURA 10 - MODELO DE MÍSSIL HAOA PARA TÚNEL DE VENTO.....	30
FIGURA 11 - REPRESENTAÇÃO DO COMPONENTE DO MODELO: ALMA.....	31
FIGURA 12 - REPRESENTAÇÃO DO COMPONENTE DO MODELO: NARIZ.	32
FIGURA 13 - REPRESENTAÇÃO DO COMPONENTE DO MODELO: STRAKES.	32
FIGURA 14 - REPRESENTAÇÃO DO COMPONENTE DO MODELO: STRAKELETS.	33
FIGURA 15 - REPRESENTAÇÃO DO COMPONENTE DO MODELO: ANEL FIXADOR.....	33
FIGURA 16 - REPRESENTAÇÃO DO COMPONENTE DO MODELO: ANEL ESPAÇADOR.	34
FIGURA 17 - REPRESENTAÇÃO DO MODELO UTILIZANDO O CÓDIGO MISSILE DATCOM®.....	36
FIGURA 18 - EXEMPLO DE SAÍDA DO CÓDIGO MISSILE DATCOM®.	36
FIGURA 19 - DETERMINAÇÃO DO ANEL FIXADOR.	38
FIGURA 20 - DETERMINAÇÃO DO STRAKELET.	39
FIGURA 21 - POSICIONAMENTO RELATIVO ENTRE OS STRAKELETS E O ANEL FIXADOR.....	40
FIGURA 22 - DEFINIÇÃO DO CONTATO ENTRE OS STRAKELETS E O ANEL FIXADOR.	41
FIGURA 23 - MALHA ADOTADA PARA O MODELO FÍSICO.	42
FIGURA 24 - TESTE DE REFINAMENTO DE MALHA.	42
FIGURA 25 - CONDIÇÕES DE CONTORNO.....	43
FIGURA 26 - COMPORTAMENTO DO MODELO FÍSICO PARA DIFERENTES CARREGAMENTOS.....	45

Lista de tabelas

TABELA 1: DIMENSÕES DO SUPORTE DE FIXAÇÃO DA BALANÇA.	29
TABELA 2: GEOMETRIA PRINCIPAL E CARACTERÍSTICAS FUNCIONAIS DO MODELO PROJETADO.	30
TABELA 3: MÓDULOS FUNCIONAIS DO MODELO PROJETADO.	30
TABELA 4: PROPRIEDADES FÍSICAS DO MATERIAL UTILIZADO NA CONSTRUÇÃO DO MODELO.	34
TABELA 5: PRINCIPAIS DIMENSÕES DO ANEL FIXADOR.	38
TABELA 6: PRINCIPAIS DIMENSÕES DO <i>STRAKELET</i>	39
TABELA 7: CARREGAMENTOS VERIFICADOS NO <i>STRAKELET</i>	44
TABELA 8: TENSÕES MÁXIMAS VERIFICADAS NO MODELO FÍSICO.	45
TABELA 9: DESLOCAMENTOS EM <i>Z</i> VERIFICADOS NO <i>STRAKELET</i>	46
TABELA 10: NOMENCLATURAS UTILIZADAS NAS TABELAS 11 E 12.	52
TABELA 11: CONFIGURAÇÕES GEOMÉTRICAS DISPONIBILIZADAS PELO MODELO PROJETADO.	52
TABELA 12: CONFIGURAÇÕES GEOMÉTRICAS DISPONIBILIZADAS PELO MODELO – CONT.	53
TABELA 13: LISTA DE PEÇAS PARA CONFIGURAÇÃO ESTL1AP1STON.	54

Lista de símbolos

VA	Vórtices assimétricos.
AOA	Altos angulos de ataque.
HAOA	Altos angulos de ataque.
WT	Túnel de vento.
DP	Diferença de pressão.
6DOF	Seis graus de liberdade.
MEF	Método dos elementos finitos.
Re	Número de Reynolds.
U	Velocidade do escoamento.
Xc	Comprimento característico.
ν	Viscosidade cinemática.
Ma	Número de mach.
D1	Diâmetro externo.
D2	Diâmetro interno.
L	Largura do anel.
e	Espessura da ranhura.
w	Profundidade da ranhura.
H1	Altura do <i>strakelet</i> .
α	Intervalo em AOA.
β	Ângulo de fechamento.
P	Pressão.
F	Força.
A	Área.
σ_{vm}	Tensão de Von Mises.
δ	Deslocamento.
σ_u	Limite de ruptura.
CS	Coefficiente de segurança.

Sumário

1	INTRODUÇÃO	13
1.1	MOTIVAÇÃO	13
1.2	OBJETIVOS	15
1.2.1	Objetivo geral	15
1.2.2	Objetivos específicos	15
2	FUNDAMENTOS TEÓRICOS	16
2.1	CARACTERIZAÇÃO DO ESCOAMENTO A ALTOS AOA	16
2.1.1	Escoamento “colado” (<i>attached flow</i>):	16
2.1.2	Escoamento com vórtices simétricos (<i>symmetric vortex formation</i>):	16
2.1.3	Escoamento com vórtices assimétricos (<i>asymmetric vortex formation</i>):	17
2.1.4	Escoamento com esteira em regime não estacionário (<i>Unsteady wake flow</i>):	17
2.2	TIPOS DE ASSIMETRIAS DESENVOLVIDAS	18
2.3	TIPOS DE CONTROLE DE ASSIMETRIAS	18
2.4	ESTRATÉGIA DE DIMENSIONAMENTO DE MODELO	19
2.4.1	Tratamento isoladamente de cada um dos itens supracitados:	20
3	METODOLOGIA	25
3.1	INFRAESTRUTURA	25
3.2	SOFTWARES E DADOS DE ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO	27
3.3	PROJETO MECÂNICO DO MODELO DE TÚNEL DE VENTO	27
3.3.1	Restrições de projeto	27
3.3.1	Constituintes do Modelo de Túnel de Vento	29
3.3.2	Material adotado	34
4	ANÁLISE ESTRUTURAL	35
4.1	ETAPAS UTILIZADAS NA ANÁLISE NUMÉRICA	37
4.1.1	Modelo geométrico	38
4.1.2	Modelo físico	40
4.1.3	Malha	41
4.2	RESULTADOS	44
5	COMENTÁRIOS FINAIS E CONCLUSÕES	47
	REFERÊNCIAS	49

1 INTRODUÇÃO

1.1 MOTIVAÇÃO

Desde o fim da Segunda Guerra Mundial, quando foram criados os primeiros mísseis, até atualmente, o problema de controle destes continua sendo objeto de grande pesquisa. Essa observação não decorre somente do fato de as técnicas de defesa contra essas armas estarem cada vez mais apuradas, mas também pela característica intrínseca de não linearidade e variância no tempo da dinâmica desses veículos. Essas não linearidades estão associadas, principalmente, aos regimes de velocidade (subsônico, transônico e supersônico) e atitude (arfagem, guinada e rolamento) de voo definidos para o envelope de operação desses veículos, (OLIVEIRA, 2012).

O primeiro passo no desenvolvimento de veículos que apresentam configurações geométricas do tipo foguetes ou mísseis é a definição dos parâmetros de referência de projeto que qualificam o veículo em um contexto denominado de “ideal” (configuração baseline). Estes parâmetros são denominados requisitos (por exemplo: requisitos de desempenho, de controle, de envelope de voo, entre outros). Todos os posteriores refinamentos em termos de projeto de componentes (ou subsistemas) provocarão perdas nas características de desempenho/controlado quando comparadas com o modelo denominado de “ideal”. Neste contexto, a elaboração de modelos acoplados preliminares, representativos de um dado veículo, é etapa fundamental para a linha de desenvolvimento de projeto que se pretende adotar desde que estes estabelecem limites em termos do que se consegue alcançar, (OLIVEIRA, 2012 e SILVA, 2009).

Uma vez definido o projeto conceitual do veículo (modelo “ideal”), torna-se possível estabelecer diretrizes na especificação de ensaios em túnel de vento, em voo e ensaios ambientais. Os resultados provenientes destes ensaios serão 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 (*6DOF*).

Dentro deste contexto, o Grupo de Pesquisa “Projeto Conceitual de Foguetes & Mísseis” do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) do Departamento de Ciências e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) definiu um conjunto de atividades a longo prazo que visam, entre outros aspectos, disponibilizar ferramentas de trabalho automatizadas para o auxílio no desenvolvimento de cada subsistema de um dado veículo. Nesse conjunto de atividades a serem perseguidas, insere-se o desenvolvimento de modelos aerodinâmicos aplicados a configurações de veículos aeronáuticos utilizados na área de defesa, quais sejam mísseis.

De acordo com o tipo de míssil que se pretende desenvolver, é prioritário o uso de túneis de vento (WT) na definição preliminar do modelo aerodinâmico representativo do veículo. De forma geral, pode-se conceituar modelo aerodinâmico como sendo o conjunto de coeficientes aerodinâmicos (força de arrasto, força normal, força lateral, momentos, ...) 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 (DP) na superfície do veículo. Sabe-se que poucos problemas associados a escoamentos reais podem ser solucionados adotando-se apenas métodos analíticos e/ou numéricos (com por exemplo Dinâmica dos Fluidos Computacional). Neste contexto, utilizam-se 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 de voo real possam ser ensaiados. Trata-se de uma prática comum de projeto a qual reduz enormemente os custos de desenvolvimento, desde que o número de ensaios em vôo necessários para o desenvolvimento sejam bastante reduzidos. 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.

Dentro deste enfoque, este trabalho se propõe a elaborar uma metodologia de projeto mecânico de modelos de túneis de vento que apresentam configuração geométrica do tipo míssil. A principal restrição de projeto é que estes modelos devem ser projetados de forma a suportar cargas correspondentes ao vôo do veículo com altos ângulos de ataque (AOA). Este regime de voo é característico de mísseis que apresentam elevada manobrabilidade (70-80 g no plano da trajetória).

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo geral

Dentro deste enfoque, o objetivo principal deste trabalho é auxiliar no projeto mecânico de um modelo de túnel de vento que permita o estudo dos esforços laterais sofridos por mísseis que apresentam elevada capacidade de manobra (70 g) e através de análises em elementos finitos, aplicando cargas variadas encontrar a máxima carga e conseqüentemente o regime de escoamento a qual se aplica o modelo em túnel de vento (WT), garantindo ao projeto segurança e confiabilidade.

1.2.2 Objetivos específicos.

- Propor o projeto mecânico de um modelo pra túnel de vento que seja suficientemente modular de forma a viabilizar a realização de ensaios com diferentes configurações geométricasde mísseis/foguetes de uso prático;
- Estimar as condições de cargas críticas de uso do modelo em WT a partir do Método de Elementos Finitos (MEF).

2 FUNDAMENTOS TEÓRICOS

Conforme citado anteriormente, alta manobrabilidade envolve a necessidade de voos com altos ângulos de ataque. A fim de melhorar as características de desempenho e controle de veículos que voam a altos ângulos de ataque (AOA) é importante se conhecer a fenomenologia 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*). Neste contexto, o estudo da aerodinâmica de altos AOA se tornou prioridade tecnológica tanto no âmbito experimental como numérico, conforme reportado na literatura devido a Deng e Wang (2004).

Neste tópico são apresentados os principais parâmetros que influenciam diretamente na aerodinâmica de corpos de revolução a altos AOA (HAOA) a fim de ser possível o entendimento da metodologia de dimensionamento veículos que voam nestas condições. Dentro deste enfoque, este tópico é dividido nos seguintes itens: Caracterização do Escoamento a Altos AOA, Tipos de Assimetrias Desenvolvidas, Tipos de Controle de Assimetrias, Estratégia de Dimensionamento.

2.1 CARACTERIZAÇÃO DO ESCOAMENTO A ALTOS AOA

Durante uma varredura em ângulo de arfagem de um corpo axissimétrico submetido a um campo de escoamento representativo do voo de um míssil, é possível se identificar quatro (4) regimes principais de escoamento (ESDU, 89014). Estes são brevemente sumarizados abaixo:

2.1.1 Escoamento “colado” (*attached flow*):

- Intervalo em (AOA): $\alpha \leq 5^\circ$;

Escoamento colado durante todo o intervalo de AOA.

2.1.2 Escoamento com vórtices simétricos (*symmetric vortex formation*):

- Intervalo em AOA: $5^\circ < \alpha \leq 15^\circ$;

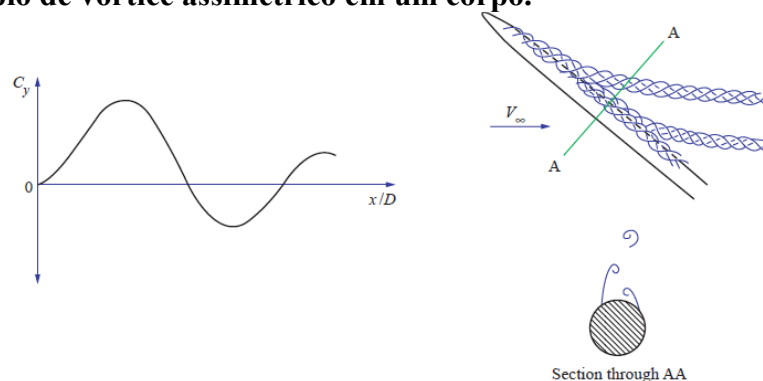
Formação de um par de vórtices simétricos, cuja magnitude é função do ângulo de ataque;

2.1.3 escoamento com vórtices assimétricos (*asymmetric vortex formation*):

- Intervalo em AOA: $20^\circ < \alpha \leq 50^\circ$;

Os vórtices simétricos se tornam inerentemente instáveis e iniciam a desenvolver 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 (representada pelo coeficiente C_y) verificada no corpo durante este regime de escoamento sofre variações em direção de aplicação da força ao longo da extensão do corpo, Figura 1. Esta característica também constitui em agravante no projeto de um sistema de controle.

Figura 1 - Exemplo de vórtice assimétrico em um corpo.



(Identificado pela variação do coeficiente de força lateral C_y ao longo do eixo longitudinal do veículo)

Fonte: (ESDU 89014).

2.1.4 escoamento com esteira em regime não estacionário (*Unsteady wake flow*):

- Intervalo em ângulo de ataque (AOA): $\alpha > 60^\circ$;

A partir de 60 a 70° AOA 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° AOA.

2.2 TIPOS DE ASSIMETRIAS DESENVOLVIDAS

A configuração geométrica do nariz do corpo influencia significativamente no tipo de VA desenvolvido durante o escoamento (Champigny, 1994). Por exemplo, nos corpos que apresentam nariz cônico (ou com pontas – *pointed nose*) os vórtices se desenvolvem a partir do nariz e o ângulo de ataque em que estes vórtices se originam é função do ângulo do cone do nariz. Tipicamente, o ângulo de ataque em que estes vórtices iniciam a aparecer está em torno de 35°. Nos corpos que apresentam o nariz rombudo (*blunt ogive nose*) os VA começam a desenvolver a partir da região traseira do veículo. Na medida em que o ângulo de ataque aumenta, estes vórtices se deslocam em direção ao nariz do corpo. O ângulo de ataque é função da razão comprimento/diâmetro do veículo e, para estas configurações, está em torno de 15°.

2.3 TIPOS DE CONTROLE DE ASSIMETRIAS

Uma variedade de trabalhos experimentais foi conduzida com a finalidade de se controlar a formação de VA em escoamentos a altos AOA. Estas diferentes técnicas foram classificadas por (WILLIAMS, 1997) como controle passivo e controle ativo. O controle passivo objetiva reduzir ao mínimo os valores das forças laterais e de guinada. Essencialmente, o procedimento consiste em forçar o escoamento a assumir a configuração de vórtices simétricos. Uma forma de se conseguir este efeito é através do uso de *strakelets*, também chamados de *forebody strakes*, Figura 2. O formato geométrico dos *strakelets* força as linhas de corrente e região de separação da camada limite a se localizarem em posições simétricas em relação ao corpo fazendo com que a configuração final do vórtice seja praticamente simétrica. (MALCOM, 1993) demonstrou que os *strakelets* são bastante efetivos em um extenso espectro de AOA e regime de voo. A técnica de controle ativo consiste em utilizar o momento de guinada gerado pelo VA como parâmetro de entrada no sistema de controle direcional do veículo em voo. Neste contexto, a direção e magnitude da força lateral e momento de guinada podem ser controlados

de forma contínua. Com exemplo, pode-se citar a técnica que utiliza *strakelets* móveis no processo de controle.

Figura 2 - Strakelets do míssil IRIS-T.



Fonte: (SILVA, 2009).

2.4 ESTRATÉGIA DE DIMENSIONAMENTO DE MODELO

A partir do conteúdo acima exposto, observa-se a necessidade de uso de estruturas do tipo *strakelets* no projeto de mísseis que voam a altos ângulos de ataque (HAOA), tanto para aqueles que apresentam controle passivo como também controle ativo. De fato, outras condições de projeto devem ser levadas em consideração neste tipo de projeto, quais sejam: regime de velocidades (número de Mach e número de Reynolds), geometria das superfícies dos *strakelets*, posição longitudinal e angular dos *strakelets* no corpo do míssil e forma geométrica do nariz do veículo. Seguem alguns dos principais aspectos associados aos parâmetros supracitados, (ESDU 89014):

- Número de Mach e número de Reynolds: O regime de escoamento define o início do desenvolvimento dos VA;

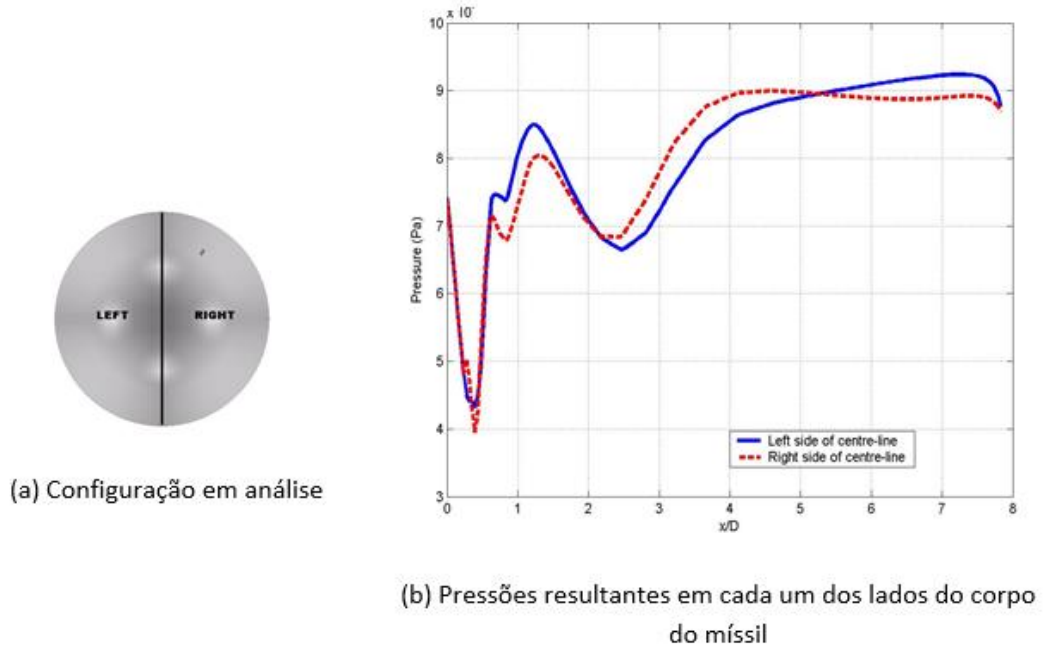
- Geometria (comprimento, espessura e largura) das superfícies *strakelet*: Tem influência direta na configuração do vórtice final (simétrico ou assimétrico);
- Posição longitudinal dos *strakelets*: Também contribui para a configuração final do vórtice final (simétrico ou assimétrico);
- Disposição angular (ângulo de rolamento) dos *strakelets*: Associado à maior ou menor eficiência destes dispositivos;
- Forma geométrica do nariz do veículo: Influencia na eficiência do *strakelet* e a configuração final do vórtice (magnitudes da força lateral).

2.4.1 Tratamento isoladamente de cada um dos itens supracitados:

- Os números de Mach e Reynolds são definidos em função do envelope de voo do veículo. Baseados na literatura internacional (foguetes e mísseis) são adotadas as seguintes condições de voo como sendo representativas do fenômeno (vórtices assimétricos) que se pretende capturar: Mach 0,85 e 1,3 e Reynolds= 1.106, (KISTAN, 2007, 2008).
- As geometrias e posicionamento inicial dos *strakelets* são definidas *a priori*, com base em resultados de simulações numéricas (métodos semi-empíricos ou Dinâmica dos Fluidos Computacional – CFD) e experimentais realizados para outras geometrias de mísseis, (SILVA, 2001, 2004, 2009).
- Uma das metodologias utilizadas no dimensionamento de uma geometria preliminar para os *strakelets* é utilizar técnicas de CFD. As Figuras 3, 4 e 5 exibem alguns dos resultados já realizados pelo grupo de trabalho nesta área de atuação. Tomando como base os esforços gerados em cada uma das metades de um corpo de revolução é possível quantificar a influência isolada de cada um dos parâmetros de influência definidos anteriormente no coeficiente de força lateral, (KISTAN, 2007, 2008). A Figura 3 exhibe a

condição de referência (míssil sem *strakelets*) e a respectiva distribuição de pressão em cada uma das metades do corpo do míssil. A Figura 4 exibe 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 $Roll=45^\circ$ (X). Finalmente, a Figura 5 exibe um exemplo de campos de escoamento com vórtices simétricos e assimétricos.

Figura 3 - Configuração de referência (sem *strakelets*) e exemplo de resultados.

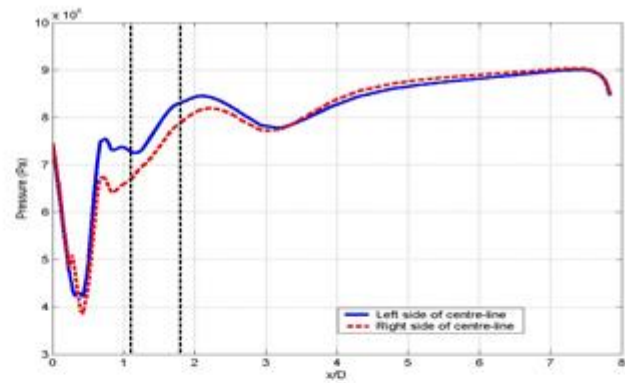


Fonte: (KISTAN, 2008).

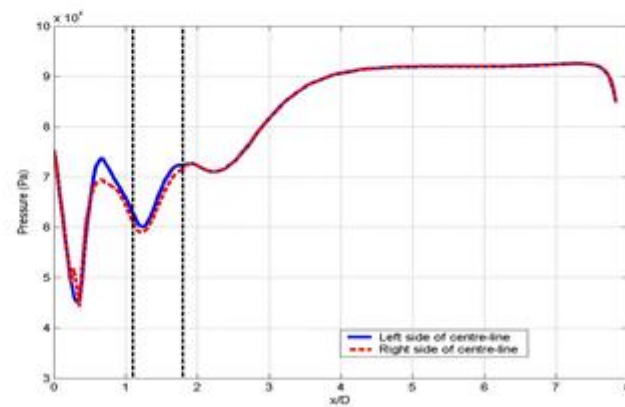
Figura 4 - Seleção de ângulo de rolamento.



Roll = 45°

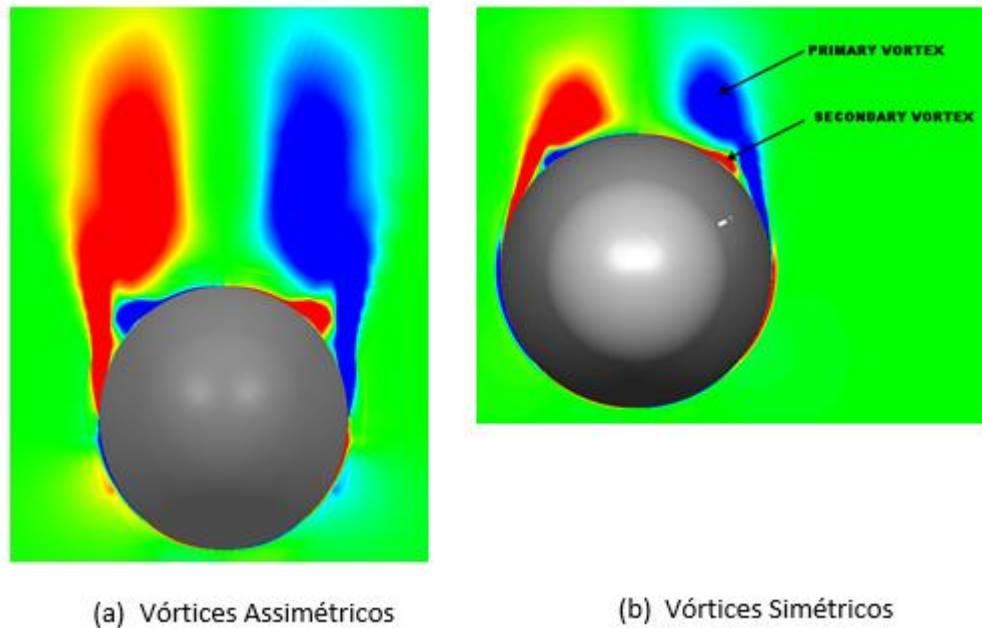


Roll = 0°



Fonte: (KISTAN, 2008).

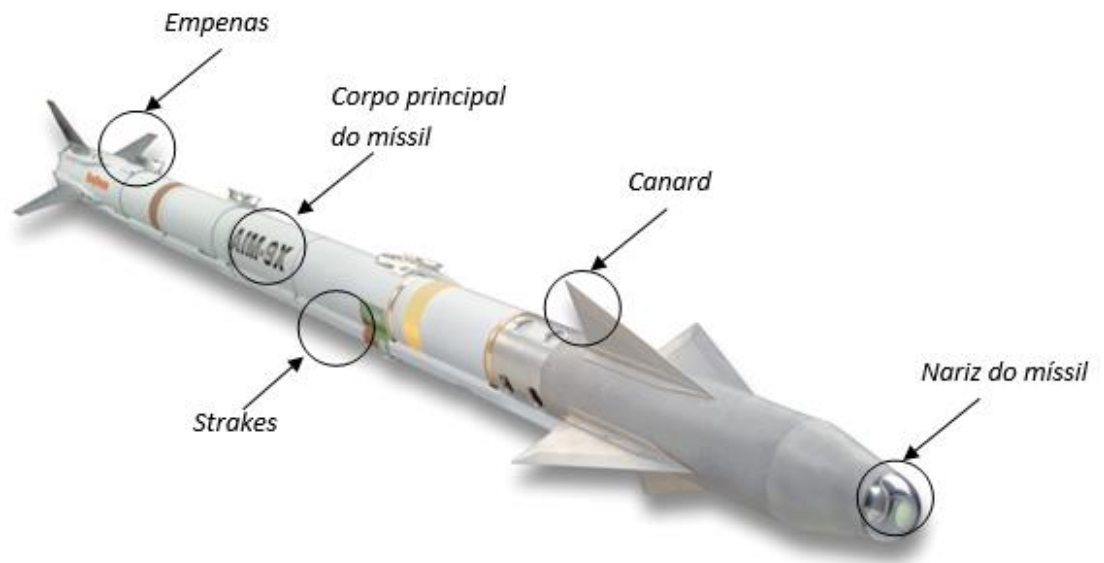
Figura 5 - Exemplo de vórtices simétricos e assimétricos.



Fonte: (KISTAN, 2008).

Cumprе salientar que os *strakelets* constituem apenas um dos subsistemas associados à geometria (*airframe*) do míssil. Desde que o projeto mecânico de um modelo de túnel de vento compreende todo o *airframe* de um míssil, é necessário conhecer seus outros componentes típicos. A Figura 6 exibe todos os componentes de um míssil típico os quais devem ser considerados no projeto mecânico de um modelo para túnel de vento. Nesta figura estão destacadas 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 o nariz) e os *strakes*, os quais são dispositivos que contribuem com o ganho em sustentação do corpo e servem também como cablagem, ou seja, são utilizados para passar a fiação do sistema de controle do míssil (localizado na parte frontal) para as empenas de controle.

Figura 6 - Componentes principais de um míssil típico.



Fonte: (KISTAN, 2008).

3 METODOLOGIA

No capítulo anterior foram definidos todos os subsistemas componentes de um modelo típico de míssil de alto desempenho (voo a HAOA) para túnel de vento e suas respectivas características funcionais. Neste tópico são apresentadas as restrições/condições de projeto associadas à infraestrutura na qual será instalado o modelo a ser construído. Essencialmente, com base na geometria útil da seção de testes do túnel de vento foi definida a escala do modelo. A instalação dos dispositivos de medição de esforços foi determinante na definição do espaço interno útil do modelo (necessário para a instalação da balança). Também estão descritas as metodologias utilizadas na estimativa do carregamento aerodinâmico que o míssil deverá sofrer quando submetido ao campo de escoamento gerado pelo túnel de vento. Este carregamento será dado de entrada na análise estrutural do modelo a ser projetado. Finalmente, é apresentado o projeto do modelo que servirá como referência futura no desenvolvimento de mísseis na Divisão de Sistemas de Defesa (ASD) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) do Departamento de Ciências e Tecnologia Aeroespacial (DCTA)

3.1 INFRAESTRUTURA

O DCTA dispõe atualmente do Túnel Transônico Piloto (TTP) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) para a realização de 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 ($Mach < 1,2$). 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 cm x 30 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 (Falcão Filho et al., 2009). A Figura 7 ilustra, em detalhe, a seção de testes do TTP.

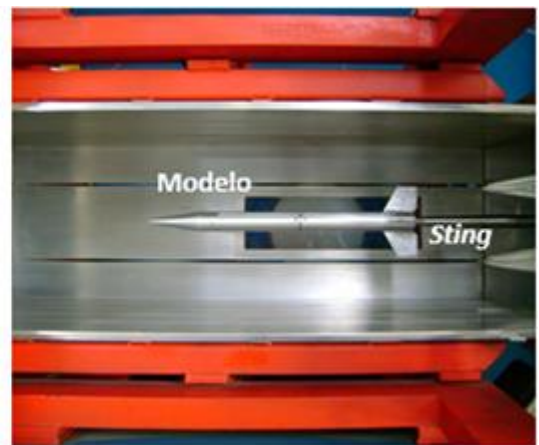
O túnel opera continuamente por meio de compressor principal axial de 2 estágios com 830 kW de potência, e também opera intermitentemente com uso de sistema de injeção em ação combinada com o compressor principal, estendendo o envelope de operação do túnel. O sistema de injeção consiste em 10 bicos injetores localizados após a seção de testes que operam na condição entupida com número de Mach 1,9 e induzem o escoamento, recuperando as perdas de carga ao longo do circuito.

A instalação do TTP custou 3 milhões de dólares em equipamentos e está em plena operação. Atualmente conta com a participação de bolsistas de Iniciação Científica do CNPq (PIBIC) provenientes da EEI (Escola de Engenharia Industrial de São José dos Campos), da UNIVAP (Universidade do Vale do Paraíba), da USP (Campus universitário em São Carlos), da UNITAU (Universidade de Taubaté) e UNESP para apoiar suas atividades de pesquisa, gerando importantes trabalhos científicos (GOFFERT, 2008a, 2008b, GOFFERT e FALCÃO, 2008, 2009, TAGAWA, 2008, ZANIM, 2008a, 2008b, SOUZA, 2009, SILVA, 2009).

Figura 7 - Seção de testes do TTP.



(a) Visão geral da seção de testes



(b) Visão em detalhe da seção de testes

Incluindo a janela de visualização,

Sting (utilizado na fixação do modelo) e

modelo para ensaio

Fonte: (CTA, 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, mas que, por falta de recursos, ainda está em fase de projeto. Neste contexto, existem grandes limitações em termos de máximo ângulo de ataque em que o modelo pode atingir, máximo número de Reynolds e, atualmente, dispõe de capacidade para trabalhar apenas até a região do baixo supersônico.

3.2 *SOFTWARES* E DADOS DE ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO

A equipe técnica dedicada a este projeto dispõe de dados de ensaios realizados em túneis de vento na França (ONERA) e África do Sul (CSIR) de configurações similares ao previsto neste desenvolvimento além de recursos em termos de *softwares* de análise aerodinâmica desenvolvidos/em desenvolvimento pelas empresas DENEL AEROSPACE e MECTRON.

Foi utilizado o *software* MISSILE DATCOM® na estimativa preliminar do carregamento aerodinâmico a ser verificado no modelo projetado para ensaio em túnel. A partir deste carregamento foram dimensionados tanto os materiais como também geometrias das asas e demais partes constituintes do modelo.

O projeto mecânico do modelo foi realizado com auxílio do *software* SOLIDWORKS®.

3.3 PROJETO MECÂNICO DO MODELO DE TÚNEL DE VENTO

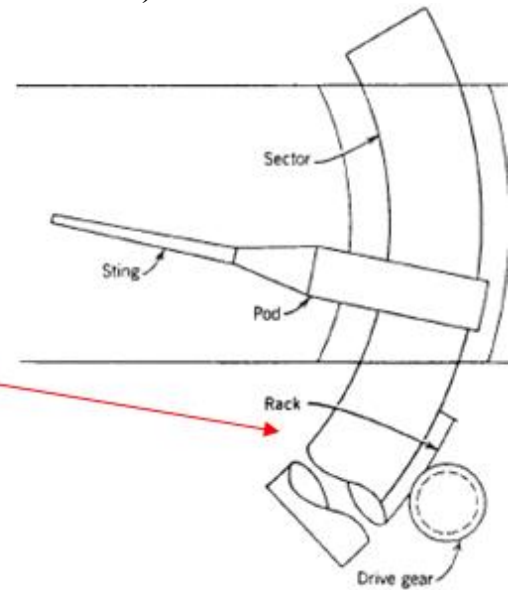
3.3.1 Restrições de projeto

O dispositivo de fixação do modelo na seção de testes (Figura 8) foi o fator determinante na definição do comprimento do modelo de míssil para HAOA. O sistema *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. Desde que o objetivo é projetar um modelo que seja submetido a altos ângulos de ataque, o dispositivo de fixação estabelece os limites de comprimento de modelo a serem adotados.

Figura 8 - Dispositivo de fixação do modelo (Seção de teste do TTP).



(a) Dispositivo de movimentação do *sting*

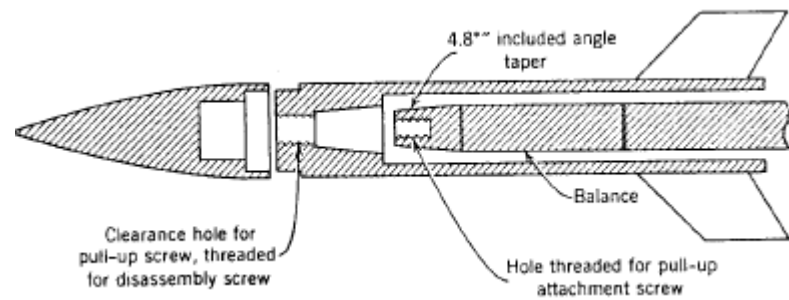


(b) Croqui do dispositivo de fixação

Fonte: (CTA, 2009).

A Figura 9 exibe um croqui que representa os contornos internos que devem ser respeitados para alocar a balança de medição dos esforços aerodinâmicos no interior do modelo. O desenho real não está disponível neste trabalho tendo em vista o grau de sigilo exigido no projeto. É necessária a construção de um dispositivo de fixação que permita a conexão com esta balança sem esforços, garantindo a integridade deste mecanismo. A Tabela 1 apresenta as informações referentes à balança disponibilizada pela gerência do TTP.

Figura 9 - Representação da balança a ser integrada no modelo.



Fonte: (POPE, 1965).

Tabela 1: Dimensões do suporte de fixação da balança.

COMPONENTE	DIMENSÕES	UNIDADES
Diâmetro de entrada do cone	6,3	mm
Diâmetro de saída do cone	5,9	mm
Profundidade do cone	18,47	mm

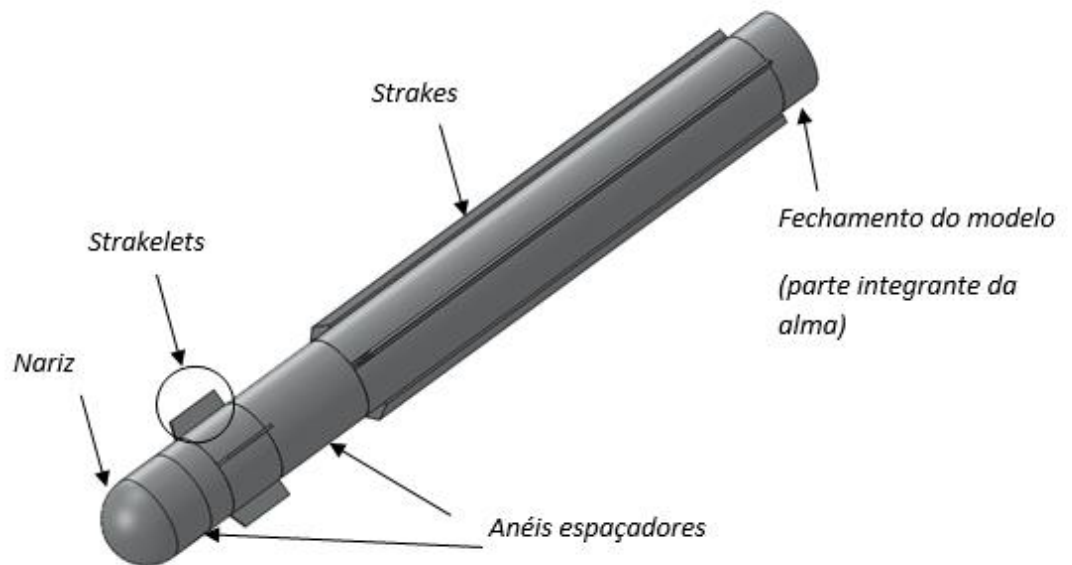
Fonte: (IAE, 2009).

3.3.1 Constituintes do Modelo de Túnel de Vento

Conforme visto no item 2.4, o projeto mecânico de um modelo para túnel de vento deve contemplar os seguintes subsistemas básicos: Nariz (ogiva), corpo (“alma”), *strakelets*, *strakes*, empenas e dispositivos de integração. Desde que o objetivo principal deste desenvolvimento é projetar um modelo que permita o estudo da influência dos vórtices assimétricos no desempenho de mísseis HAOA, não é considerado o projeto das empenas do míssil no presente 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 em um momento futuro sem grandes dificuldades de projeto.

A Figura 10 exibe o desenho de conjunto do modelo projetado. A Tabela 2 exibe as principais características geométricas e funcionais do modelo projetado. A Tabela 3 exibe os módulos projetados.

Figura 10 - Modelo de míssil HAOA para túnel de vento.



Fonte: (AUTOR).

Tabela 2: Geometria principal e características funcionais do modelo projetado.

DESCRIÇÃO do MODELO	DIMENSÕES/VALORES	UNIDADE
Escala	1:10	NA
Peso	0,45	Kg
Comprimento total	300	mm
Maior diâmetro externo	30	mm
Envergadura máxima	42	mm
Máximo ângulo de ataque atingido	35	°
Região útil no túnel de vento	300x250x800	mm
Limite de velocidades (Ma)	1.2	NA
Limite de número de Reynolds (Re)	2,4 E+11	NA

Fonte: (AUTOR).

Tabela 3: Módulos funcionais do modelo projetado.

DESCRIÇÃO do MODELO	CONFIGURAÇÕES
Alma	NA
Nariz (ogivas)	Cônico e semi esférico
Strakelets	Seis (6) configurações geométricas, entre estas, trapezoidais
Strakes	Uma (1) configuração
Anéis espaçadores/fixadores	NA

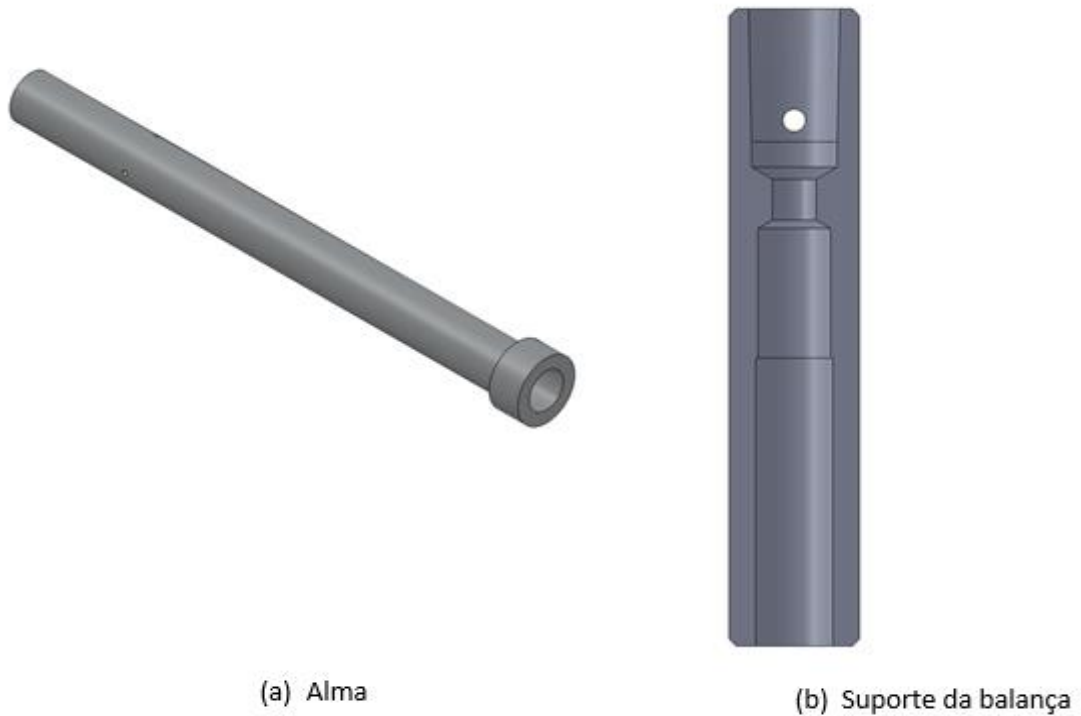
Fonte: (AUTOR).

O modelo é fixado no túnel com o auxílio de um dispositivo denominado Alma, o qual é formado por dois (2) cilindros de dimensões diferentes. A configuração adotada para a alma

está apresentada na Figura 11. Esta foi projetada para permitir a fixação do suporte interior da balança e facilita a montagem e desmontagem dos demais componentes do modelo, sem comprometer a integridade estrutural e calibração da balança.

O suporte para balança se encontra aparafusado em três pontos igualmente espaçados (Figura 11) no interior da Alma e possui uma conicidade semelhante a existente na balança fixada ao *sting* do túnel. Pode-se observar que a fixação do suporte à balança não é feita através de roscas ou parafusos, tendo em vista que estes podem alterar a calibração da balança durante o procedimento de montagem, influenciando nos resultados dos testes.

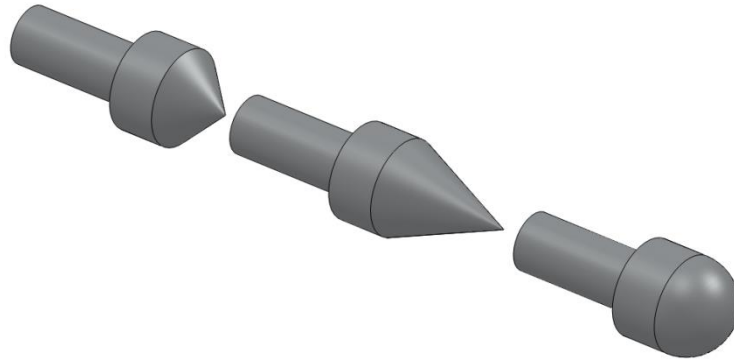
Figura 11 - Representação do componente do modelo: Alma.



Fonte: (AUTOR).

A configuração geométrica do nariz do modelo (ogiva) foi definida com base na fenomenologia que se pretende capturar (item 2.4). Foram selecionados três (3) tipos diferentes de ogivas, esféricas e cônicas. Estas são fixadas através do furo existente na Alma do modelo. A Figura 12 exhibe as configurações de nariz do corpo projetadas.

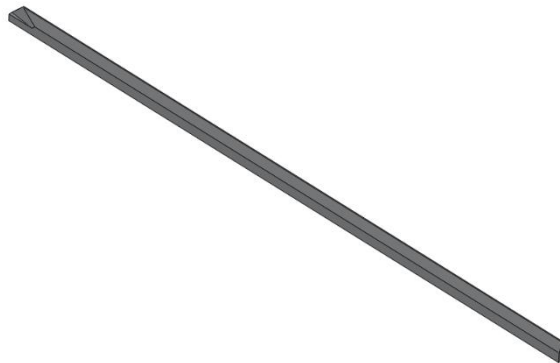
Figura 12 - Representação do componente do modelo: Nariz.



Fonte: (AUTOR).

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 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, Figuras 13 e 14.

Figura 13 - Representação do componente do modelo: Strakes.



Fonte: (AUTOR).

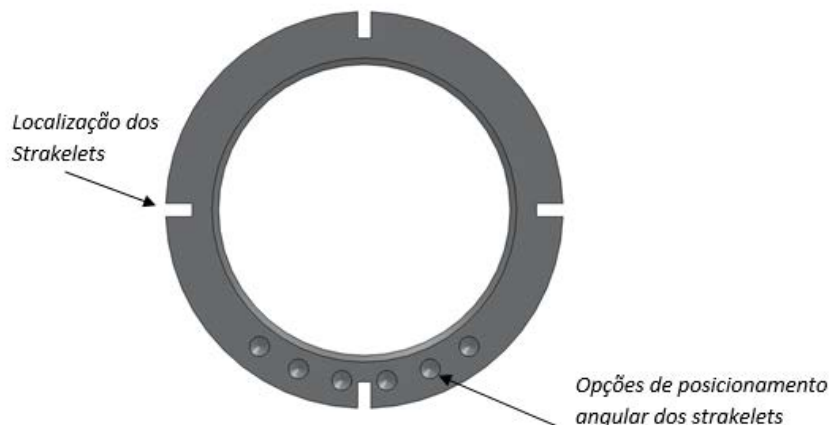
Figura 14 - Representação do componente do modelo: Strakelets.



Fonte: (AUTOR).

A Figura 15 exibe o anel fixador projetado para o modelo. Trata-se de um dos principais componentes do modelo. O anel fixador 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 em quinze graus (15°).

Figura 15 - Representação do componente do modelo: Anel fixador.

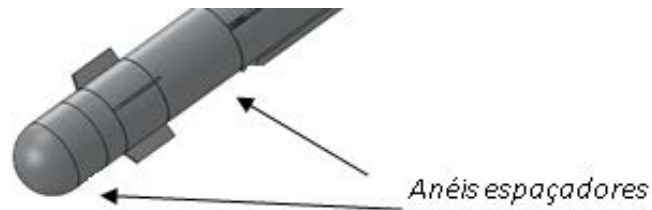


Fonte: (AUTOR).

Os anéis espaçadores forma projetados de forma a oferecer 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 16. São fixados no corpo principal do modelo através de um pino semelhante ao existente no anel fixador.

Finalmente, no Anexo A estão elencadas todas as opções de configurações geométricas disponibilizadas pelo modelo projetado.

Figura 16 - Representação do componente do modelo: Anel espaçador.



Fonte: (AUTOR).

3.3.2 Material adotado

Os regimes de velocidade e de escoamento (Tabela 3) nos quais o modelo será submetido produzirão elevadas cargas aerodinâmicas. Neste contexto, adotar-se-á alumínio polido como material de construção, tendo em vista a resistência estrutural, baixo peso, baixa rugosidade superficial, facilidade em termos de manufatura e baixo custo no mercado. A Tabela 4 exhibe as características deste material utilizadas na confecção do modelo de elementos finitos.

Tabela 4: Propriedades físicas do material utilizado na construção do modelo.

Propriedades físicas - Alumínio 7075	
Densidade [Kg/m ³]	2800
Temperatura de fusão [C°]	475-630
Modulo de elasticidade [MPa]	72000
Limite elástico [MPa]	460
Limite de ruptura [Kg/m ³]	520
Coeficiente de poisson [Kg/m ³]	0,33
Coeficiente de dilatação [0 à 100°C]	23,5
Calor especifico [0 à 100°C]	Temple T6: 130
Condutividade térmica [W/m°C]	Temple T6: 5,2
Resistividade [μΩcm]	915
Dureza brinell	165

Fonte: (IMPÉRIO DOS METAIS, 2015).

4 ANÁLISE ESTRUTURAL

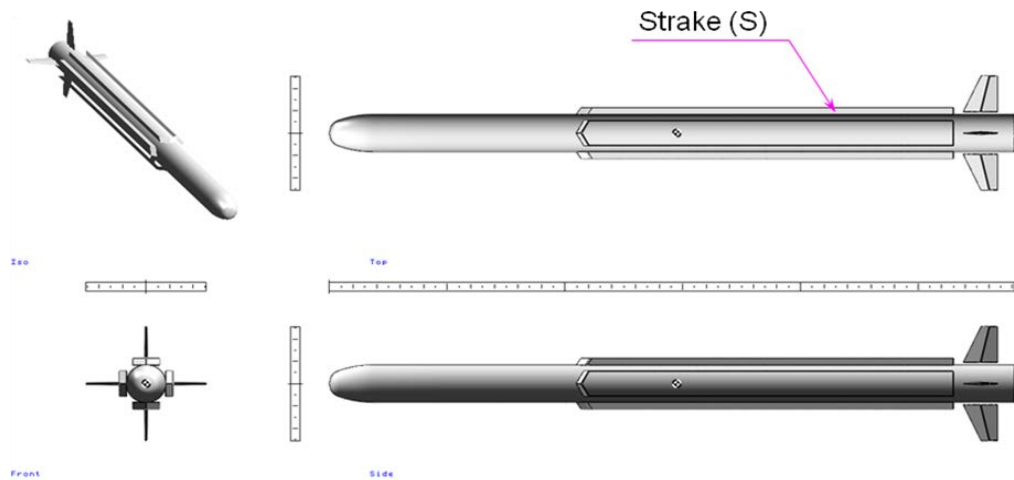
Uma das fases mais importantes no projeto mecânico de modelos para túnel de vento é a realização da análise teórica estrutural do modelo projetado. Túneis de vento são instalações extremamente caras e com demandas de trabalho bastante flutuantes, tornando os custos envolvidos na realização dos ensaios, manutenção e alocação de recursos humanos especializados extraordinariamente caros. Devido a estas restrições este tipo de instalação é geralmente mantido por instituições governamentais. Neste contexto, o uso de modelos em túneis de vento de alta velocidade (elevados carregamentos aerodinâmicos) não é realizado antes de se conhecer, em 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 multi-disciplinar, 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, em 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, 2014). Uma vez aprovado o relatório de análises estruturais, procede-se à análise de risco quando no uso do protótipo naquele túnel de vento.

Essencialmente, as análises estruturais consistem em duas partes: análises estáticas e análises dinâmicas. 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 (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.

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 nas análises estruturais. Os pontos de aplicação destes esforços também são saídas destes códigos semi-empíricos. A Figura 17 exhibe um exemplo de entrada de dados utilizado no desenvolvimento deste trabalho e a Figura 18 exhibe um exemplo de arquivo de saída.

Figura 17 - Representação do modelo utilizando o código MISSILE DATCOM®.



Fonte: (SILVA, 2015).

Figura 18 - Exemplo de saída do código MISSILE DATCOM®.

```
VARIABLES=ALPHA, CN, CM, CA, CY, CLN, CLL, DELTA
ZONE T="NO TRIM MACH= .60"
-1.0000  -.0538  -.2172  .3116  .0000  .0000  .0000  .0000
 .0000  .0000  .0000  .3115  .0000  .0000  .0000  .0000
 1.0000  .0538  .2172  .3116  .0000  .0000  .0000  .0000
 2.5000  .1487  .5425  .3116  .0000  .0000  .0000  .0000
 5.0000  .3455  1.0808  .3110  .0000  .0000  .0000  .0000
 7.5000  .5918  1.6103  .3094  .0000  .0000  .0000  .0000
10.0000  .8884  2.1261  .3062  .0000  .0000  .0000  .0000
12.5000  1.2358  2.6237  .3002  .0000  .0000  .0000  .0000
15.0000  1.6337  3.0987  .2898  .0000  .0000  .0000  .0000
17.5000  2.0816  3.5470  .2729  .0000  .0000  .0000  .0000
20.0000  2.5863  3.9649  .2466  .0000  .0000  .0000  .0000
22.5000  3.1792  4.3493  .2066  .0000  .0000  .0000  .0000
25.0000  3.8366  4.6968  .1489  .0000  .0000  .0000  .0000
27.5000  4.5573  5.0045  .0682  .0000  .0000  .0000  .0000
30.0000  5.3391  5.2700  -.0410  .0000  .0000  .0000  .0000
32.5000  6.1784  5.4916  .2443  .0000  .0000  .0000  .0000
35.0000  7.0710  5.6675  .2341  .0000  .0000  .0000  .0000
40.0000  8.9932  5.8792  .2125  .0000  .0000  .0000  .0000
45.0000  11.1991  5.9048  .1894  .0000  .0000  .0000  .0000
50.0000  13.6048  5.7488  .1655  .0000  .0000  .0000  .0000
```

Fonte: (SILVA, 2015).

Os coeficientes CN, CA, CY ilustrados na Figura 18 são os coeficientes de força aerodinâmica, denominados de coeficiente de força normal, de força axial e de força lateral, respectivamente. Os coeficientes CM, CLN, CLL representam os coeficientes de momento aerodinâmico em arfagem, guinada e rolamento, respectivamente. Para o caso em estudo, apenas os coeficientes CN e CY são considerados nas análises desde que estes representam os

esforços totais atuantes perpendicularmente ao modelo. A variável ALPHA representa o ângulo de ataque. Note que, na simulação realizada (Figura 18), foram utilizados valores para ALPHA de -1 grau até 50 graus de ângulo de ataque. Finalmente, o ponto de aplicação da força aerodinâmica é dado pela posição do centro de pressão do modelo, parâmetro este também calculado pelo MISSILE DATCOM®.

Análises dinâmicas são realizadas com a finalidade de se avaliar a resposta do modelo quando sob a solicitação de cargas aerodinâmicas periódicas. Dependendo das magnitudes e fases dos esforços aerodinâmicos sobre o modelo poderão ocorrer efeitos aeroelásticos indesejáveis no momento do ensaio em túnel. A avaliação preliminar desta resposta pode minimizar este risco pelo simples acréscimo de “lastro” no modelo, alterando as características de inércia e massa do modelo de forma favorável, evitando assim, fenômenos aeroelástico como, por exemplo, *flutter*.

Neste trabalho foram realizadas apenas análises estruturais estáticas tendo em vista os prazos envolvidos na consecução desta atividade. Ressalta-se também que foram realizadas apenas análises estáticas associadas ao componente *strakelet* do modelo de túnel, objeto principal desta pesquisa. A análise estrutural completa do modelo é uma tarefa bastante extensa envolvendo os mesmos procedimentos a serem apresentados na sequência deste capítulo. Neste contexto, desde que o objetivo principal deste trabalho é apresentar todos os detalhes da linha de projeto que deve ser adotada no projeto de um modelo para túnel, procedeu-se no sentido de demonstrar a viabilidade do método de análise apenas para o componente que será dimensionado para evitar a formação de VA.

4.1 ETAPAS UTILIZADAS NA ANÁLISE NUMÉRICA

Neste tópico estão sumarizadas todas as etapas realizadas no procedimento de análise estrutural. Essencialmente, a análise teórica estrutural do modelo pode ser realizada nos seguintes moldes: Desenhar o modelo em um contexto tridimensional (3D): *software* SOLIDWORKS® e importar o desenho gerado a partir do *software* que realiza análise estrutural: *software* ANSYS®; Definir o modelo físico; Gerar a malha sobre o modelo físico; Definição das condições de contorno; Realizar as simulações e avaliar os resultados.

4.1.1 Modelo geométrico

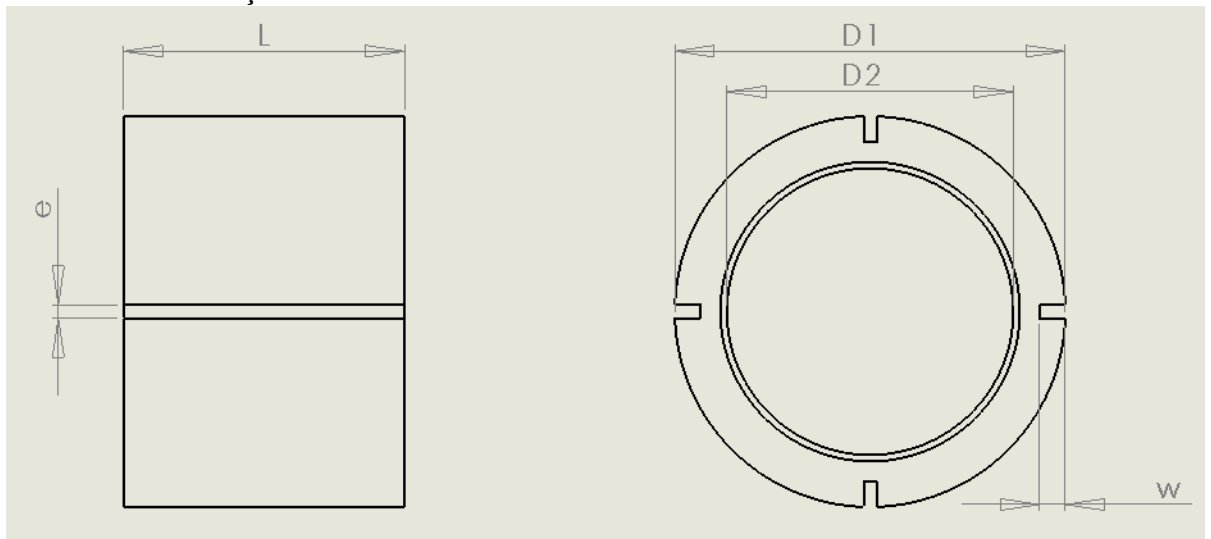
O modelo geométrico do objeto desta pesquisa está descrito nas Tabelas 5 e 6. O anel fixador é determinado a partir de cinco (5) dimensões: Tabela 5 e Figura 19 . Os *strakelets* também foram determinados a partir de cinco (5) dimensões: Tabela 6 e Figura 20.

Tabela 5: Principais dimensões do anel fixador.

PARÂMETROS	DESCRIÇÃO
D1	raio externo
D2	raio intermediário
L	Largura do anel
W	profundidade da ranhura
e	espessura da ranhura para fixação do <i>strakelets</i>

Fonte: (AUTOR).

Figura 19 - Determinação do anel fixador.



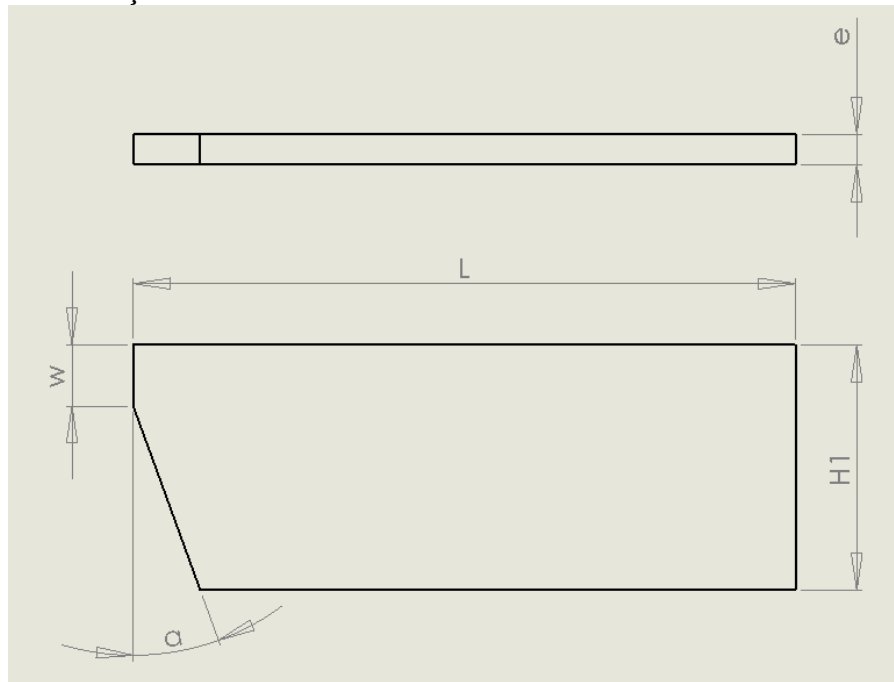
Fonte: (AUTOR).

Tabela 6: Principais dimensões do *strakelet*.

PARÂMETRO	DESCRIÇÃO
H1	altura do <i>strakelet</i>
α	ângulo de fechamento
L	largura do anel
W	profundidade da ranhura
e	espessura da ranhura para fixação do <i>strakelets</i>

Fonte: (AUTOR).

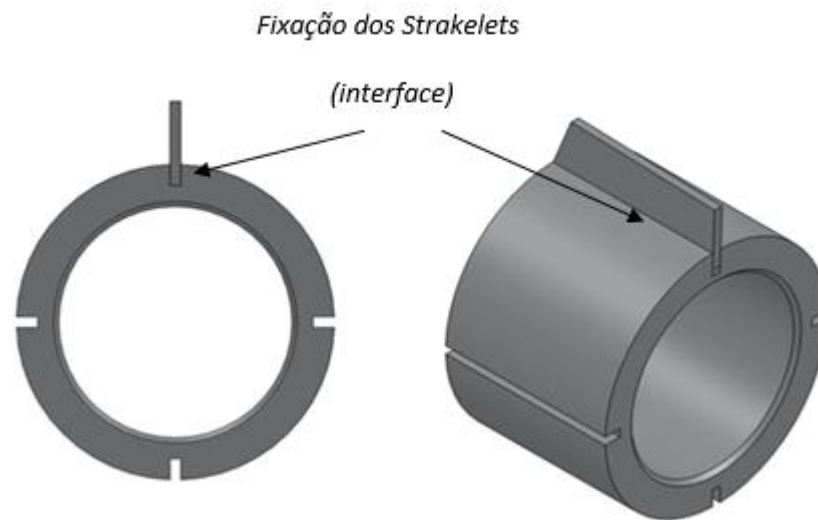
Figura 20 - Determinação do *strakelet*.



Fonte: (AUTOR).

Os materiais dos corpos (anel fixador e *strakelets*) foram definidos como sendo iguais. A Figura 21 ilustra o posicionamento relativo entre os corpos.

Figura 21 - Posicionamento relativo entre os strakelets e o anel fixador.



Fonte: (AUTOR).

4.1.2 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 22 apresenta a interface do *software* ANSYS 14.5®, na qual foi determinado o tipo de contato e as superfícies relevantes a este. 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 22 - Definição do contato entre os strakelets e o anel fixador.

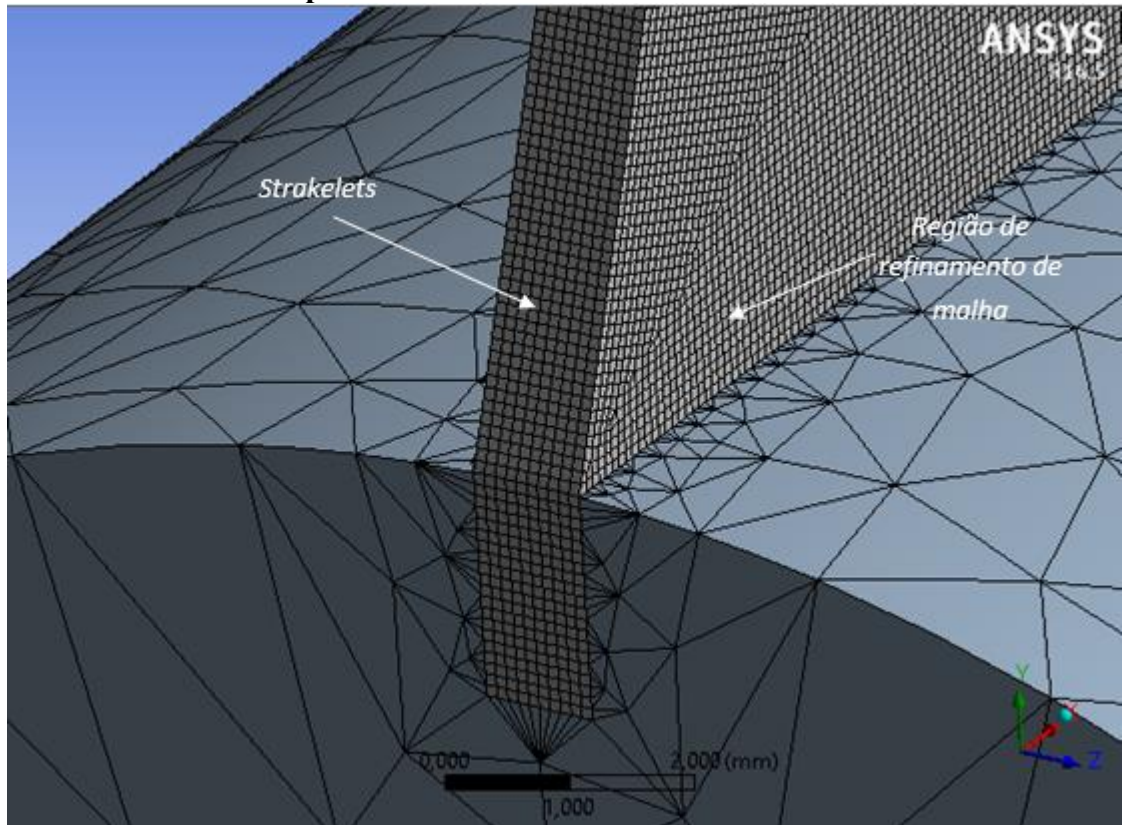
Details of "Contact Region - Anel fixador - Strakelet" 🔍	
[-] Scope	
Scoping Method	Named Selection
Contact	Strakelet
Target	Contato - Anel - Strakelets
Contact Bodies	Strakelet
Target Bodies	Anel Fixador
[-] Definition	
Type	Bonded
Scope Mode	Manual
Behavior	Program Controlled
Trim Contact	Program Controlled
Suppressed	No
[+] Advanced	

Fonte: (AUTOR).

4.1.3 Malha

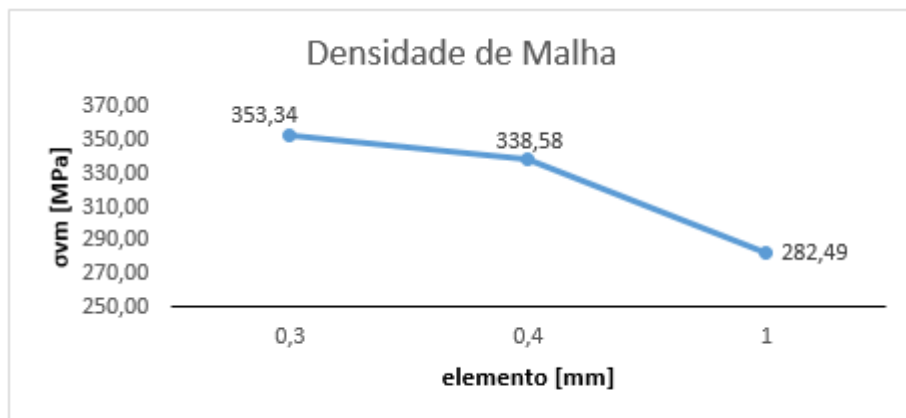
Com base na experiência adquirida pelo grupo de trabalho do DCTA nesta área de simulação numérica, foram utilizados dois tipos de elementos na configuração da malha do modelo físico: elementos puramente hexagonais para o anel fixador e puramente quadráticos para os *strakelets*. Foram realizados refinamentos da malha nas regiões em que estão previstas as maiores variações das tensões e deformações permitindo assim melhor resolução dos resultados. 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, Figura 23. A definição final da malha de cálculo utilizada na obtenção de resultados foi realizada a partir de testes de refinamento de malha, conforme indica a Figura 24.

Figura 23 - Malha adotada para o modelo físico.



Fonte: (AUTOR).

Figura 24 - Teste de refinamento de malha.

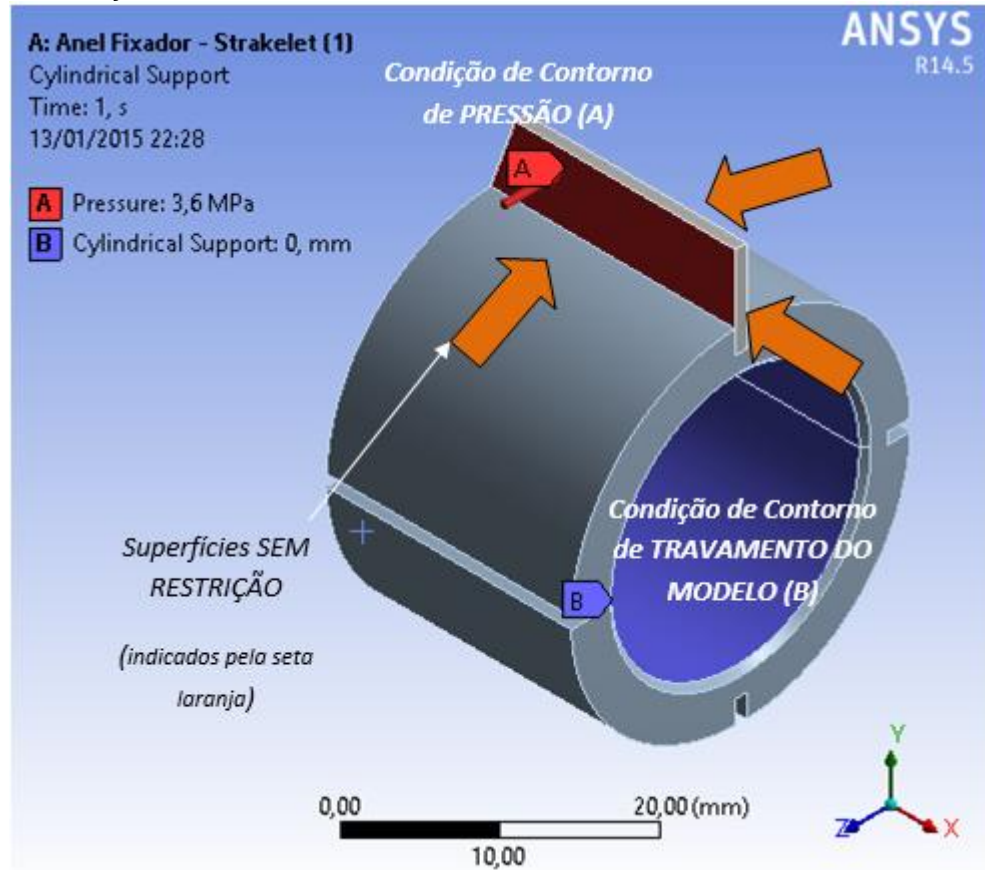


Fonte: (AUTOR).

Os testes de refinamento de malha tiveram como critério de parada o valor médio das tensões (critério de Von Mises) verificadas nos menores elementos da malha. De acordo com a Figura 24 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 25 - Condições de Contorno.



Fonte: (AUTOR).

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 na direção do eixo 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*.

4.2 RESULTADOS

Desde que o campo de escoamento sobre os *strakelets* é variável (vórtices assimétricos não são estacionários), procedeu-se no sentido de se estimar qual o valor do carregamento aerodinâmico crítico, qual seja, o carregamento aerodinâmico equivalente a 90% do limite elástico do material.

Dentro deste enfoque, foram adotados os carregamento aerodinâmicos (pressões) no baricentro do *strakelet*, conforme explicitado na Tabela 7 abaixo. A partir destes carregamentos foram obtidas as tensões de Von Mises máximas verificadas no modelo. Os valores encontrados podem ser vistos na Tabela 8. Ressalta-se também que as tensões máximas foram verificadas nas regiões de contato dos *strakelets* com o anel fixador. A partir destes resultados foi possível gerar o gráfico ilustrado na Figura 26.

Tabela 7: Carregamentos verificados no *strakelet*.

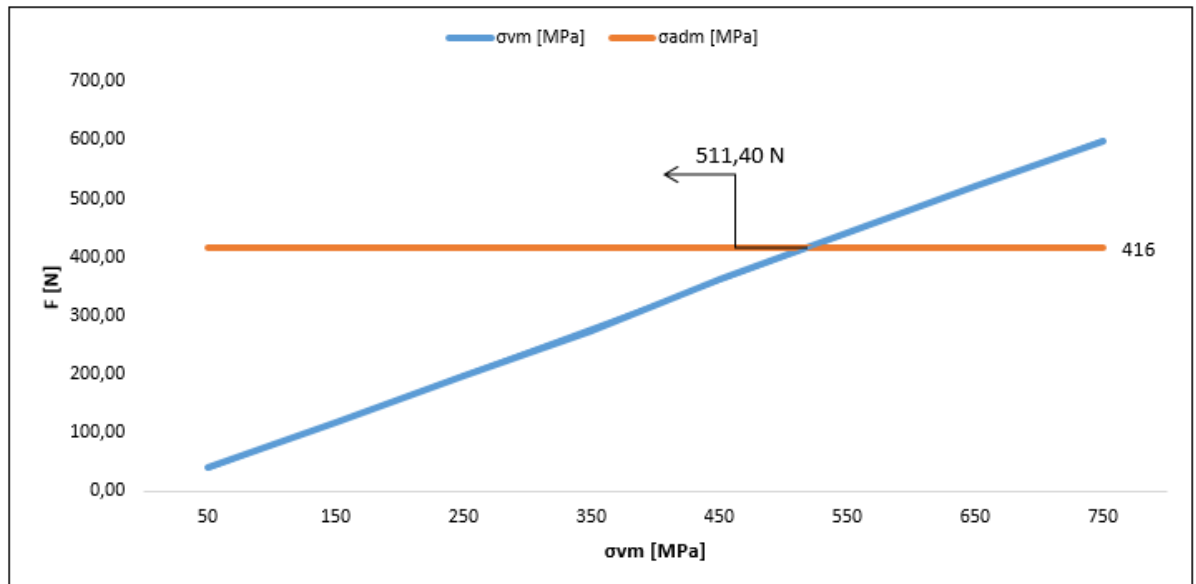
Analise	F [N]	P [MPa]
1	50	0,4
2	150	1,2
3	250	2,0
4	350	2,8
5	450	3,7
6	550	4,5
7	650	5,3
8	750	6,1

Fonte: (AUTOR).

Tabela 8: Tensões máximas verificadas no modelo físico.

Análise	P [MPa]	σ_{vm} [MPa]
1	0,4	39,26
2	1,2	117,78
3	2,0	196,30
4	2,8	274,82
5	3,7	363,15
6	4,5	441,67
7	5,3	520,19
8	6,1	598,71

Fonte: (AUTOR).

Figura 26 - Comportamento do modelo físico para diferentes carregamentos.

Fonte: (AUTOR).

Pode-se observar, a partir da Figura 26 que o carregamento equivalente a uma carga pontual de 511,40 N provoca uma tensão no modelo físico que ultrapassa o valor de tensão admissível (416 MPa). Neste contexto, esta é a carga de projeto que deve ser utilizada na caracterização dos ensaios em túnel. Finalmente, utilizando a mesma metodologia retratada anteriormente, foram estimados os deslocamentos do *strakelet*, na direção do eixo Z, representados pela variável δ na Tabela 9.

Tabela 9: Deslocamentos em Z verificados no *strakelet*.

Análise	F [N]	δ [mm]
1	50	0,013
2	150	0,040
3	250	0,066
4	350	0,092
5	450	0,122
6	550	0,148
7	650	0,175
8	750	0,201

Fonte: (AUTOR).

Como era de se esperar, o deslocamento em Z do *strakelet* não é elevado mesmo após ultrapassar o carregamento crítico supracitado. Este resultado está consistente com aquele esperado para asas com baixa envergadura.

Através do equacionamento apresentado abaixo, do limite de ruptura (σ_u) apresentado na (Tabela 4) e dos resultados apresentados (Tabela 8), podemos quantificar a margem de segurança (CS) do modelo quando submetido as cargas de projeto.

$$CS = \frac{\sigma_u}{\sigma_{vm}} \equiv 1,25$$

Este cálculo deixa evidente que o modelo a que se refere este estudo apresenta uma margem de 25% de segurança.

5 COMENTÁRIOS FINAIS E CONCLUSÕES

Este trabalho teve como objetivo principal apresentar a linha mestra do projeto mecânico de um modelo de míssil de alto desempenho para túneis de vento. O projeto realizado disponibiliza, no mínimo, 180 configurações geométricas de ensaio tendo os seguintes parâmetros variáveis: ogiva (3 configurações), *strakelets* (6 configurações geométrica), posicionamento angular dos *strakelets* (5 configurações) e viabilidade de uso ou não dos *strakes*. Estas configurações estão destacadas no Anexo A deste documento. A partir dos ensaios em túnel realizados com este projeto será possível estudar a validade de algumas das regras de bolso utilizadas em aerodinâmica, como, por exemplo:

- Tipicamente, o ângulo de ataque em que vórtices iniciam a aparecer em configurações que apresentam nariz com ponta está em torno de 35°;
- A força lateral verificada no corpo durante o regime de escoamento que apresenta VA sofre variações em direção de aplicação da força, Figura 26. Esta característica constitui em agravante no projeto de um sistema de controle, desde 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 poderão ser simuladas em um túnel de vento quando no uso do modelo de míssil projetado neste trabalho. 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 trabalho 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 dados suficientes para análise aerodinâmica em diferentes regimes de escoamento.

Finalmente, os seguintes temas são opções para um desenvolvimento futuro:

1. Análise estrutural completa do modelo de míssil para túnel de vento;
2. Projeto do módulo empena para o projeto mecânico elaborado;
3. Projeto do módulo *canard* para o projeto mecânico elaborado;

Desenvolvimento de metodologia de análise dinâmica do modelo de míssil utilizando dados de túnel de vento.

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

CHANDRASEKARAN, N., HAISLER, W., & GOFORTH, R. (1987). FINITE ELEMENT ANALYSIS OF HERTZ CONTACT PROBLEM WITH FRICTION. *Finite Elements in Analysis and Design*(3), 38-56.

CHAMPIGNY, P., 1994, “Side Forces at High Angles of Attack. Why, When How?”, *La Recherche Aéronautique*, No. 4, pp. 269 – 282

CORREARD, G. C. (2006). *PROJETO DE UMA RODA PARA COMPORTA VAGÃO USANDO ELEMENTOS*.

CORREARD, G. C. (2006). *Projeto de uma roda para comporta vagão usando elementos finitos*. Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá.

DENG, X., WANG, Y., 2004, “Active Control at High Angle of Attack”, *Acta Mechanica Sinica*, Vol.20, No.6.

ERICSSON L.E., 1990, “Control of forebody flow asymmetric-A critical review”, AIAA Paper 90-2833.

ERICSSON L.E., 1992, “Sources of high alpha vortex asymmetry at zero sideslip”, *Journal of Aircraft*, Vol.29, No. 6, pp.1086-1090

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”.

FALCÃO FILHO, J. B. P., AVELAR, A. C., REIS, M. L. C. C., 2009, “Historical Review and Future Perspectives for Pilot Transonic Wind Tunnel of IAE,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, ISSN 1984-9648, Vol. 1, No. 1, pp. 19-27.

FILHO, A.A., 2006, *Elementos Finitos – A Base da Tecnologia CAE – Análise Matricial*, Unicamp, 320pp.

FOX, R. W. (1998). *Introduction to Fluid Mechanics* (5 ed., Vol. 1). West Lafayette, Indiana: John Wiley & Sons, Inc.

KEENER E.R., 1977, “Chapman GT. Similarity in vortex asymmetries over slender bodies and wings”, *AIAA Journal*, Vol.15, No. 9, pp. 1370-1372

LEE, H. H. (2010). *Finite element simulations with ANSYS Workbench 12* (1 ed., Vol. 1). Schroff development corporation.

NORTON, R. L. (2004). *Projeto de máquinas* (2 ed., Vol. 1). porto alegre: bookman.

OLIVEIRA, GENEROSO NIEDERAUER DE, 2012, “Túneis De Vento Supersônicos de Disparo”, Tese de Doutorado, UNESP – Campus de Guaratinguetá, 127 pp.

POPE, A., GOIN, K.L., 1965, *High-Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley&Sons Inc, New York, 472pp, Capítulo: Modelos para Túnel de Vento

SEZER, S. (2005). *AN EVALUATION OF ANSYS CONTACT ELEMENTS*. Yildiz Technical University, Louisiana.

SHIGLEY, J., MISCHKE, C. R., & BUDYNAS, R. G. (2005). *Elementos de maquina* (7 ed.). new york: McGraw-hill.

SILVA, M.G., 2009, Projeto CNPq – Chamada Universal 014/2009

SILVA, A. F. C., BRAZ, R. O., AVELAR, A. C., FALCÃO FILHO, J. B. P., 2009, “Study of the Uniformity of the Mach-Number Over a Horizontal Plane Inside the Test Section of the Pilot Transonic Windtunnel,” *Proceedings of 20th International Congress of Mechanical Engineering*, Gramado, RS, (accepted for publication).

SILVA, M. G., FALCÃO, J.B.P.F., MELLO, O.A.F., 2005, “Control of High Speed Wind Tunnel Stagnation Pressure”, *Proceedings of 18th International Congress of Mechanical Engineering*, São Paulo, Brasil.

SILVA, M. G., FALCÃO, J.B.P.F., 2007, “Control of High Speed Wind Tunnel Mach Number”, *Proceedings of 19th International Congress of Mechanical Engineering*, Brasília, Brasil.

SILVA, M.G., 2009, “Effect of forebody strakes on a Slender Body Using Semi-Empirical Methods”, Technical Report, Aerodynamic Department of DENEL Aerospace, South Africa.

SILVA, M.G., 2014, Comunicação Pessoal.

STOLARSKI, T., NAKASONE, Y., & YOSHIMOTO, S. (2006). *ENGINEERING ANALYSIS WITH ANSYS SOFTWARE* (1a ed., Vol. 1). (ELSEVIER, Ed.) Burlington: Elsevier Butterworth-Heinemann.

TIMOSHENKO, S., & GOODIER, J. N. (1951). *Theory of elasticity* (1 ed., Vol. 1). New York: McGraw-Hill Book Company.

ANEXO A - CONFIGURAÇÕES GEOMÉTRICAS DO MODELO DESENVOLVIDO

Tabela 10: Nomenclaturas utilizadas nas Tabelas 11 e 12.

Siglas:	
E	Ogiva Esférica
C1	Ogiva Cônica 1 22,5°
C2	Ogiva Cônica 2 45°
STL1a	Strakelet Trapezoidal 6mm
STL1b	Strakelet Trapezoidal 3mm
STL1c	Strakelet Trapezoidal 1,5mm
STL2a	Strakelet Triangular 6mm
STL2b	Strakelet Triangular 3mm
STL2c	Strakelet Triangular 1,5mm
Pn	Posição do Strakelet (1 à 5) conf. Combinação de espaçadores
ST on	Com Strake traseiro
ST off	Sem Strake traseiro

Fonte: (Autor).

Tabela 11: Configurações geométricas disponibilizadas pelo modelo projetado.

Configurações do modelo														
1	E	STL1a	P1	ST on	31	C2	STL1a	P1	ST on	61	C1	STL2a	P1	ST on
2	E	STL1a	P2	ST on	32	C2	STL1a	P2	ST on	62	C1	STL2a	P2	ST on
3	E	STL1a	P3	ST on	33	C2	STL1a	P3	ST on	63	C1	STL2a	P3	ST on
4	E	STL1a	P4	ST on	34	C2	STL1a	P4	ST on	64	C1	STL2a	P4	ST on
5	E	STL1a	P5	ST on	35	C2	STL1a	P5	ST on	65	C1	STL2a	P5	ST on
6	E	STL1b	P1	ST on	36	C2	STL1b	P1	ST on	66	C1	STL2b	P1	ST on
7	E	STL1b	P2	ST on	37	C2	STL1b	P2	ST on	67	C1	STL2b	P2	ST on
8	E	STL1b	P3	ST on	38	C2	STL1b	P3	ST on	68	C1	STL2b	P3	ST on
9	E	STL1b	P4	ST on	39	C2	STL1b	P4	ST on	69	C1	STL2b	P4	ST on
10	E	STL1b	P5	ST on	40	C2	STL1b	P5	ST on	70	C1	STL2b	P5	ST on
11	E	STL1c	P1	ST on	41	C2	STL1c	P1	ST on	71	C1	STL2c	P1	ST on
12	E	STL1c	P2	ST on	42	C2	STL1c	P2	ST on	72	C1	STL2c	P2	ST on
13	E	STL1c	P3	ST on	43	C2	STL1c	P3	ST on	73	C1	STL2c	P3	ST on
14	E	STL1c	P4	ST on	44	C2	STL1c	P4	ST on	74	C1	STL2c	P4	ST on
15	E	STL1c	P5	ST on	45	C2	STL1c	P5	ST on	75	C1	STL2c	P5	ST on
16	C1	STL1a	P1	ST on	46	E	STL2a	P1	ST on	76	C2	STL2a	P1	ST on
17	C1	STL1a	P2	ST on	47	E	STL2a	P2	ST on	77	C2	STL2a	P2	ST on
18	C1	STL1a	P3	ST on	48	E	STL2a	P3	ST on	78	C2	STL2a	P3	ST on
19	C1	STL1a	P4	ST on	49	E	STL2a	P4	ST on	79	C2	STL2a	P4	ST on
20	C1	STL1a	P5	ST on	50	E	STL2a	P5	ST on	80	C2	STL2a	P5	ST on
21	C1	STL1b	P1	ST on	51	E	STL2b	P1	ST on	81	C2	STL2b	P1	ST on
22	C1	STL1b	P2	ST on	52	E	STL2b	P2	ST on	82	C2	STL2b	P2	ST on
23	C1	STL1b	P3	ST on	53	E	STL2b	P3	ST on	83	C2	STL2b	P3	ST on
24	C1	STL1b	P4	ST on	54	E	STL2b	P4	ST on	84	C2	STL2b	P4	ST on
25	C1	STL1b	P5	ST on	55	E	STL2b	P5	ST on	85	C2	STL2b	P5	ST on
26	C1	STL1c	P1	ST on	56	E	STL2c	P1	ST on	86	C2	STL2c	P1	ST on
27	C1	STL1c	P2	ST on	57	E	STL2c	P2	ST on	87	C2	STL2c	P2	ST on
28	C1	STL1c	P3	ST on	58	E	STL2c	P3	ST on	88	C2	STL2c	P3	ST on
29	C1	STL1c	P4	ST on	59	E	STL2c	P4	ST on	89	C2	STL2c	P4	ST on
30	C1	STL1c	P5	ST on	60	E	STL2c	P5	ST on	90	C2	STL2c	P5	ST on

Fonte: (Autor).

Tabela 12: Configurações Geométricas disponibilizadas pelo modelo – Cont.

Configurações do modelo														
91	E	STL1a	P1	ST off	121	C2	STL1a	P1	ST off	151	C1	STL2a	P1	ST off
92	E	STL1a	P2	ST off	122	C2	STL1a	P2	ST off	152	C1	STL2a	P2	ST off
93	E	STL1a	P3	ST off	123	C2	STL1a	P3	ST off	153	C1	STL2a	P3	ST off
94	E	STL1a	P4	ST off	124	C2	STL1a	P4	ST off	154	C1	STL2a	P4	ST off
95	E	STL1a	P5	ST off	125	C2	STL1a	P5	ST off	155	C1	STL2a	P5	ST off
96	E	STL1b	P1	ST off	126	C2	STL1b	P1	ST off	156	C1	STL2b	P1	ST off
97	E	STL1b	P2	ST off	127	C2	STL1b	P2	ST off	157	C1	STL2b	P2	ST off
98	E	STL1b	P3	ST off	128	C2	STL1b	P3	ST off	158	C1	STL2b	P3	ST off
99	E	STL1b	P4	ST off	129	C2	STL1b	P4	ST off	159	C1	STL2b	P4	ST off
100	E	STL1b	P5	ST off	130	C2	STL1b	P5	ST off	160	C1	STL2b	P5	ST off
101	E	STL1c	P1	ST off	131	C2	STL1c	P1	ST off	161	C1	STL2c	P1	ST off
102	E	STL1c	P2	ST off	132	C2	STL1c	P2	ST off	162	C1	STL2c	P2	ST off
103	E	STL1c	P3	ST off	133	C2	STL1c	P3	ST off	163	C1	STL2c	P3	ST off
104	E	STL1c	P4	ST off	134	C2	STL1c	P4	ST off	164	C1	STL2c	P4	ST off
105	E	STL1c	P5	ST off	135	C2	STL1c	P5	ST off	165	C1	STL2c	P5	ST off
106	C1	STL1a	P1	ST off	136	E	STL2a	P1	ST off	166	C2	STL2a	P1	ST off
107	C1	STL1a	P2	ST off	137	E	STL2a	P2	ST off	167	C2	STL2a	P2	ST off
108	C1	STL1a	P3	ST off	138	E	STL2a	P3	ST off	168	C2	STL2a	P3	ST off
109	C1	STL1a	P4	ST off	139	E	STL2a	P4	ST off	169	C2	STL2a	P4	ST off
110	C1	STL1a	P5	ST off	140	E	STL2a	P5	ST off	170	C2	STL2a	P5	ST off
111	C1	STL1b	P1	ST off	141	E	STL2b	P1	ST off	171	C2	STL2b	P1	ST off
112	C1	STL1b	P2	ST off	142	E	STL2b	P2	ST off	172	C2	STL2b	P2	ST off
113	C1	STL1b	P3	ST off	143	E	STL2b	P3	ST off	173	C2	STL2b	P3	ST off
114	C1	STL1b	P4	ST off	144	E	STL2b	P4	ST off	174	C2	STL2b	P4	ST off
115	C1	STL1b	P5	ST off	145	E	STL2b	P5	ST off	175	C2	STL2b	P5	ST off
116	C1	STL1c	P1	ST off	146	E	STL2c	P1	ST off	176	C2	STL2c	P1	ST off
117	C1	STL1c	P2	ST off	147	E	STL2c	P2	ST off	177	C2	STL2c	P2	ST off
118	C1	STL1c	P3	ST off	148	E	STL2c	P3	ST off	178	C2	STL2c	P3	ST off
119	C1	STL1c	P4	ST off	149	E	STL2c	P4	ST off	179	C2	STL2c	P4	ST off
120	C1	STL1c	P5	ST off	150	E	STL2c	P5	ST off	180	C2	STL2c	P5	ST off

Fonte: (Autor).

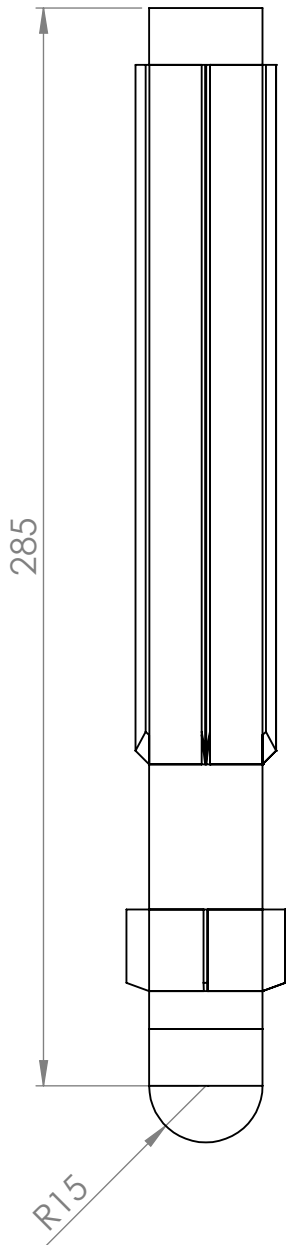
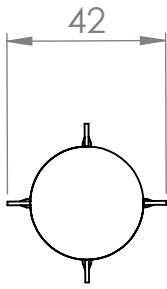
ANEXO B - LISTA DE PEÇAS PARA UMA DAS CONFIGURAÇÕES GEOMÉTRICAS E
DETALHAMENTO DOS COMPONENTES DESENVOLVIDOS

Tabela 13: Lista de peças para configuração ESTL1aP1STon.

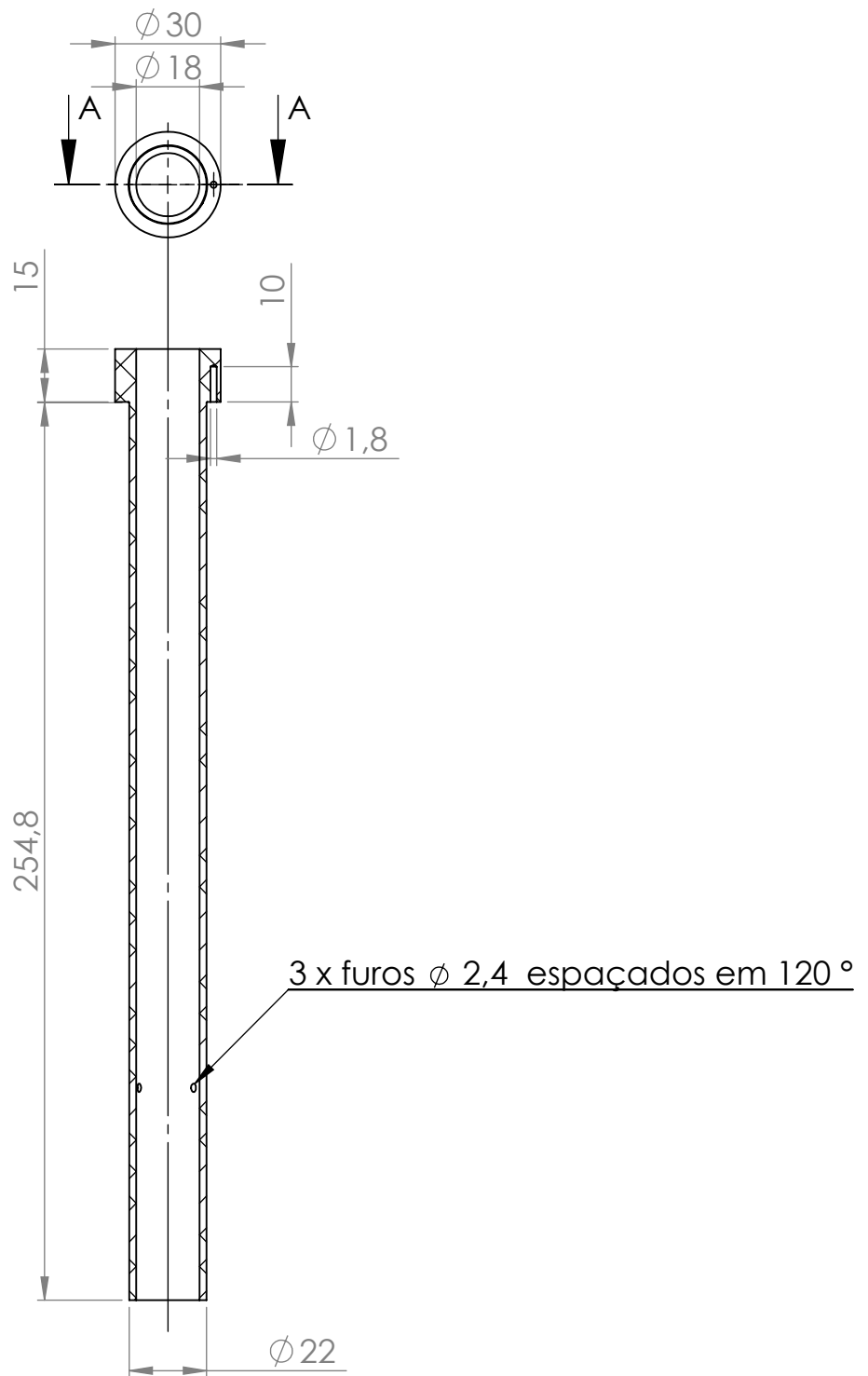
251658240

No. Peça	Código da Peça	QTE
1	TTP-VA1-017	1
2	TTP-VA1-002	1
3	TTP-VA1-005	4
4	TTP-VA1-007.1	4
5	TTP-VA1-014	1
6	TTP-VA1-008	1
7	TTP-VA1-015	1
8	TTP-VA1-003.1	1
9	TTP-VA1-011.1	1

Fonte: (Autor).

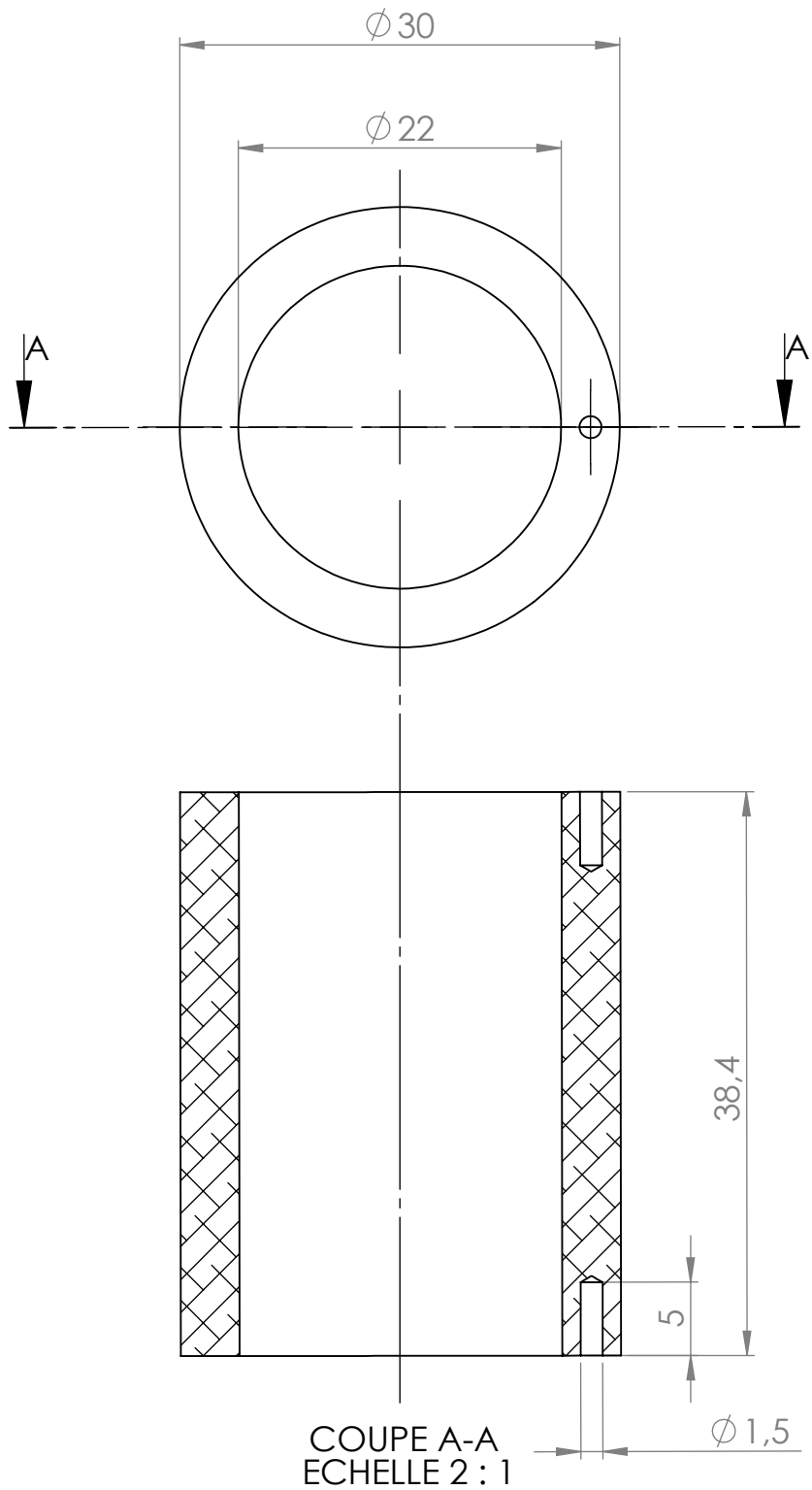


Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Configuração - E STL1a P1 ST on		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-001	A4	
Escala: 1:1	Folha 1 de 1		

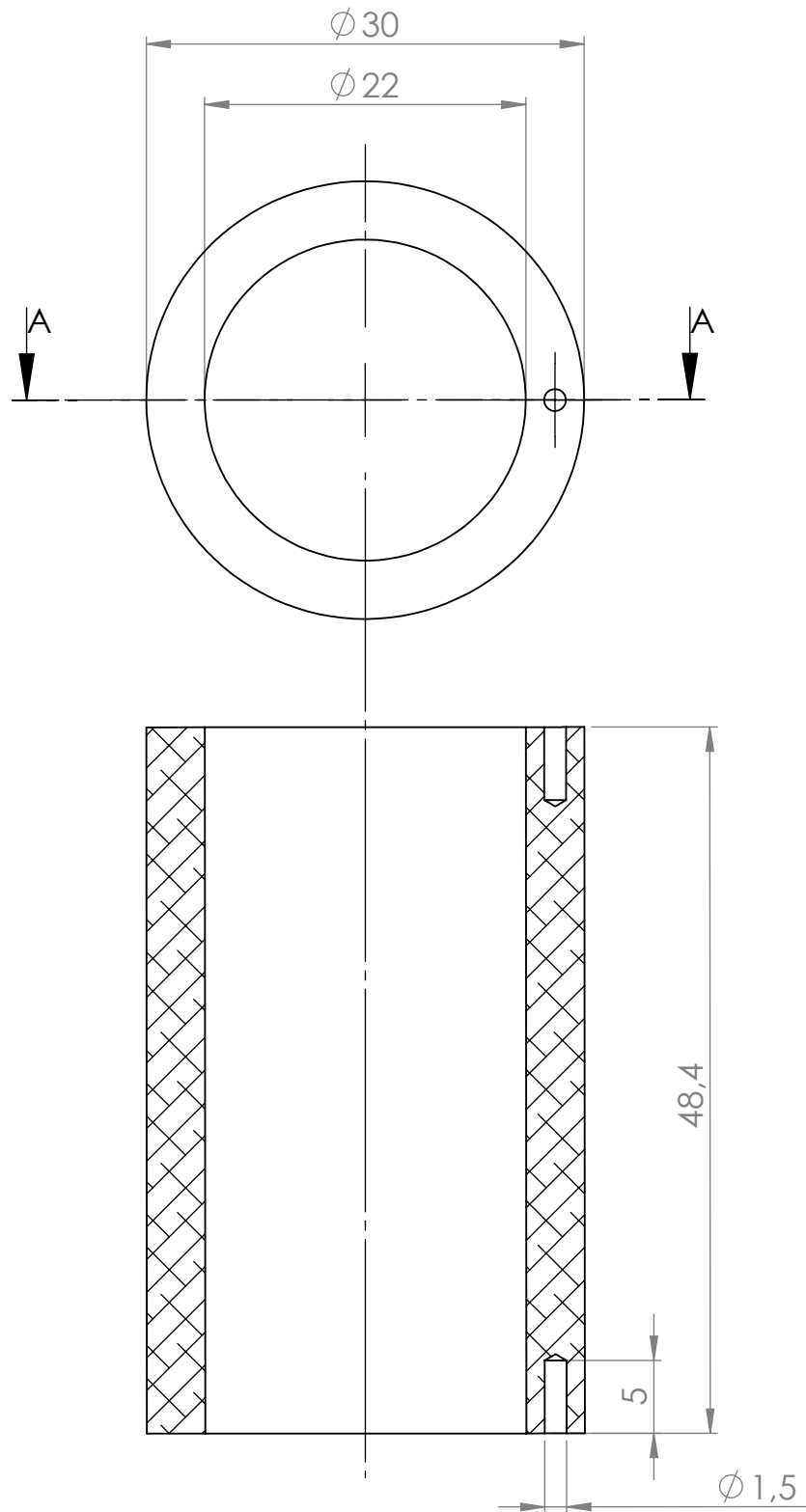


COUPE A-A
EHELLE 1 : 2

Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Alma		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-002	A4	
Escala: 1:2	Folha 1 de 1		

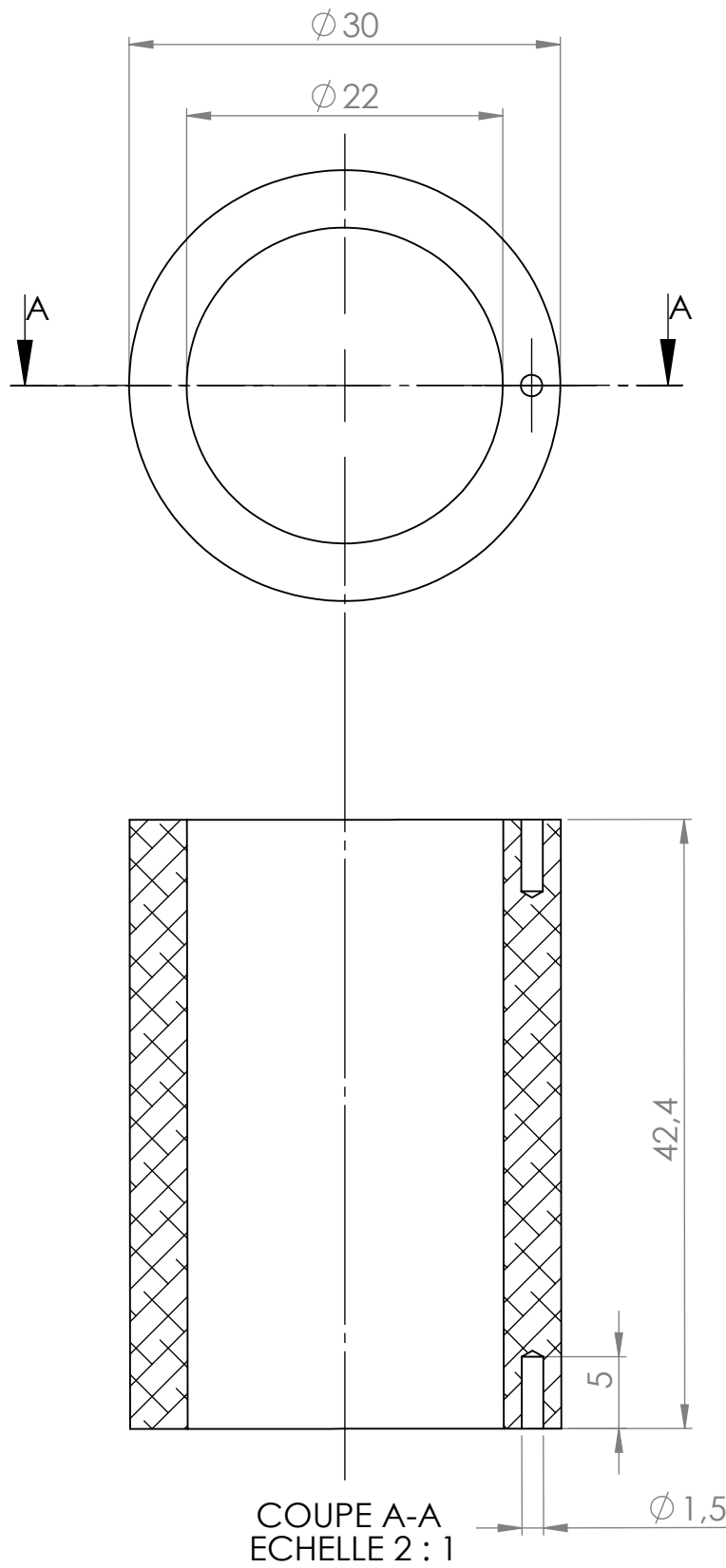


Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Espaçador Traseiro 38,4 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-003.1	A4	
Escala: 2:1	Folha 1 de 1		

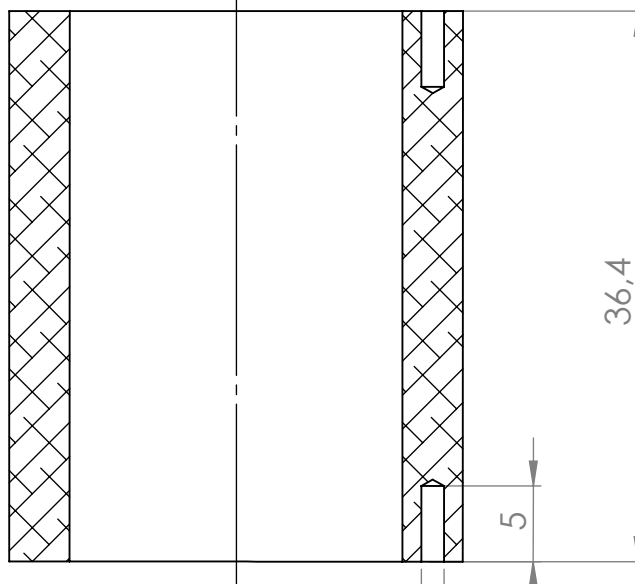
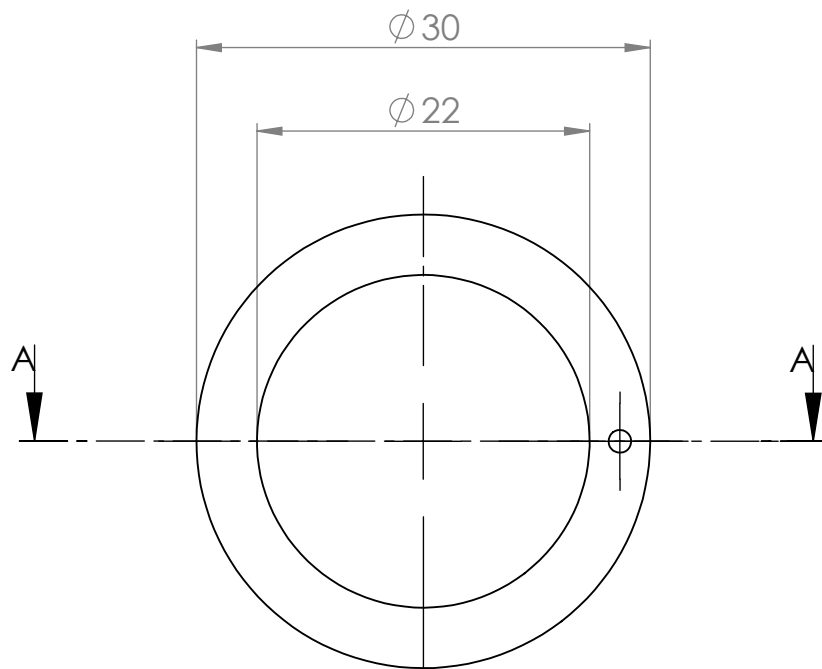


COUPE A-A
ECHELLE 2 : 1

Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Espaçador Traseiro 48,4 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-003.2	A4	
Escala: 2:1	Folha 1 de 1		

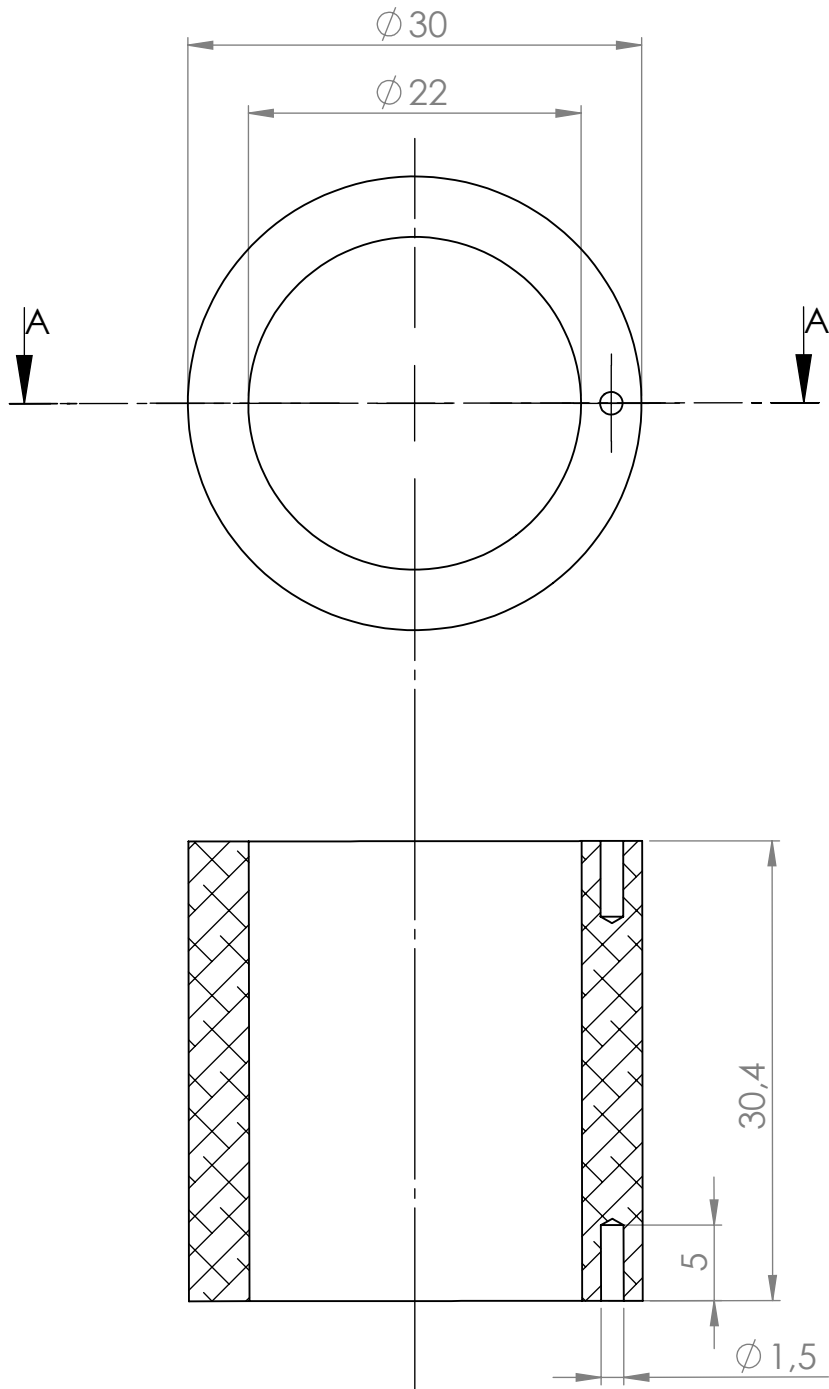


Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Espaçador Traseiro 42,4 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-003.3	A4	
Escala: 2:1	Folha 1 de 1		



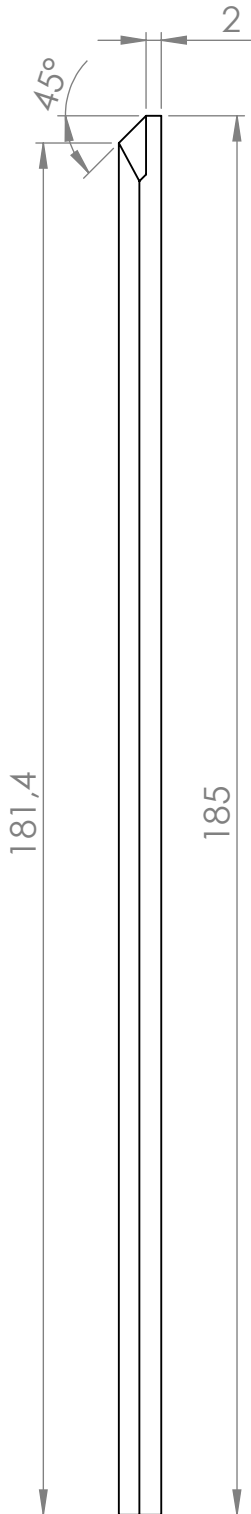
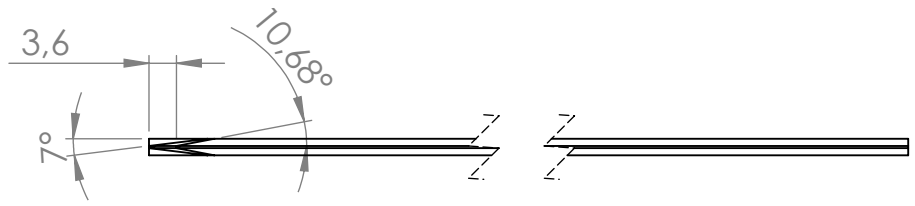
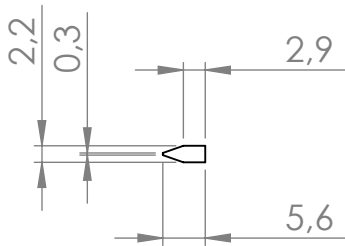
COUPE A-A
EHELLE 2 : 1

Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Espaçador Traseiro 36,4 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-003.4	A4	
Escala: 2:1	Folha 1 de 1		

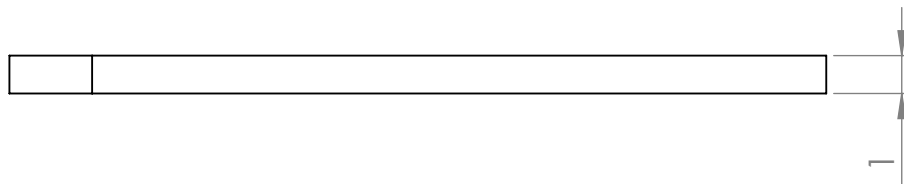
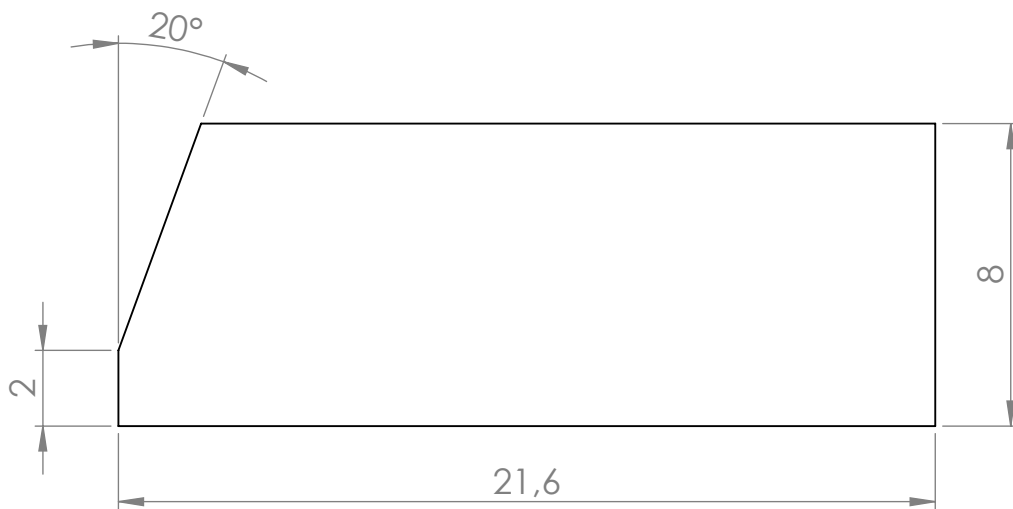


COUPE A-A
EHELLE 2 : 1

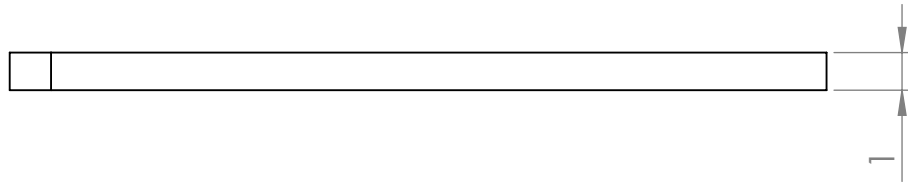
Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Espaçador Traseiro 30,4 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-003.5	A4	
Escala: 2:1	Folha 1 de 1		



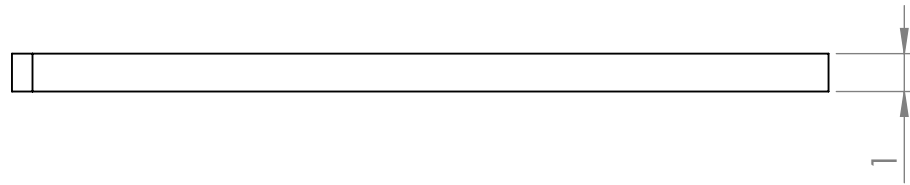
Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Strake		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-005	A4	
Escala: 1:1	Folha 1 de 1		



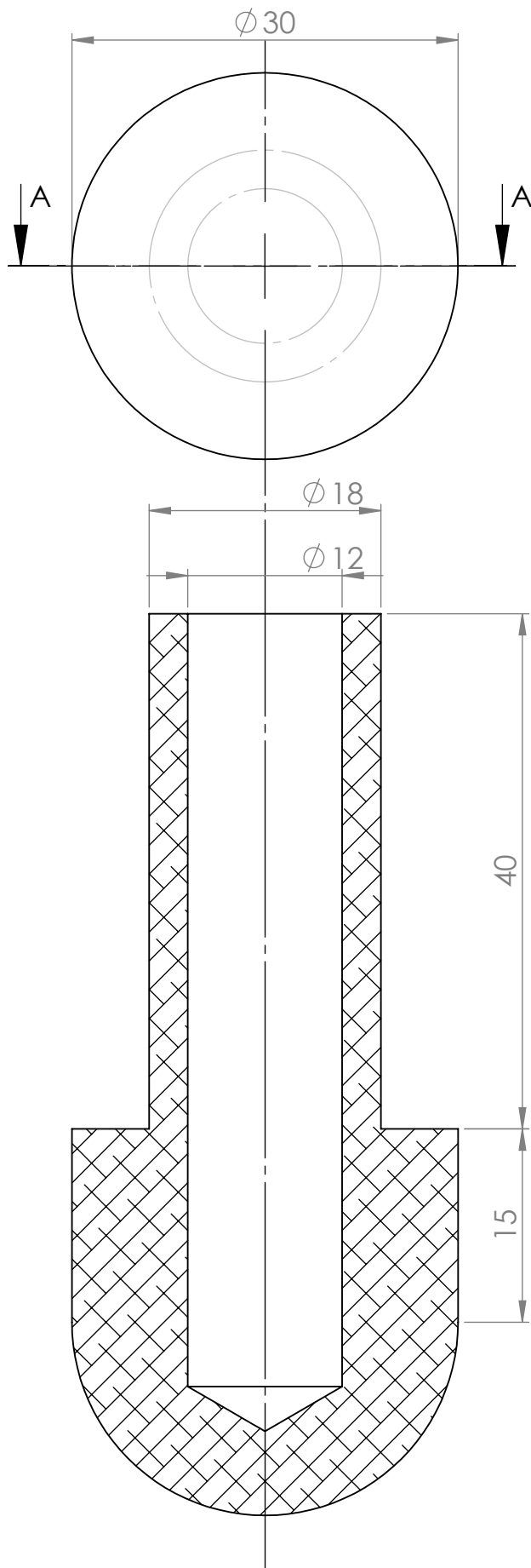
Autor: ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA		Revisão: 00
Nome da peça: Strakelet 1a - 6 mm		
Título: Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-007.1	A4
Escala: 5:1	Folha 1 de 1	



Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Strakelet 1b - 3 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-007.2	A4	
Escala: 5:1	Folha 1 de 1		

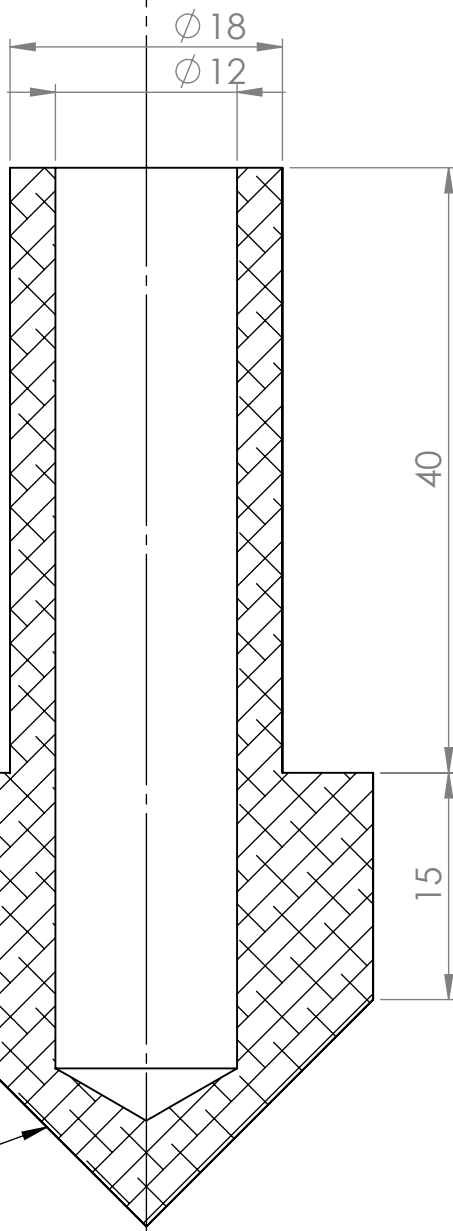
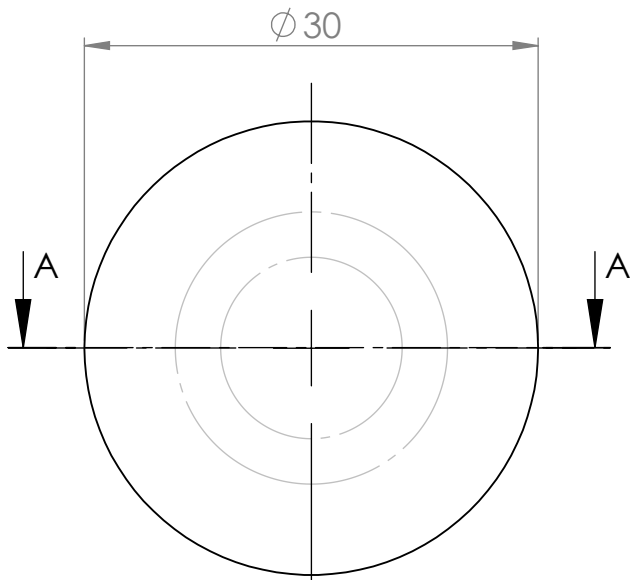


Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Strakelet 1c - 1,5 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-007.3	A4	
Escala: 5:1	Folha 1 de 1		



COUPE A-A
ECHELLE 2 : 1

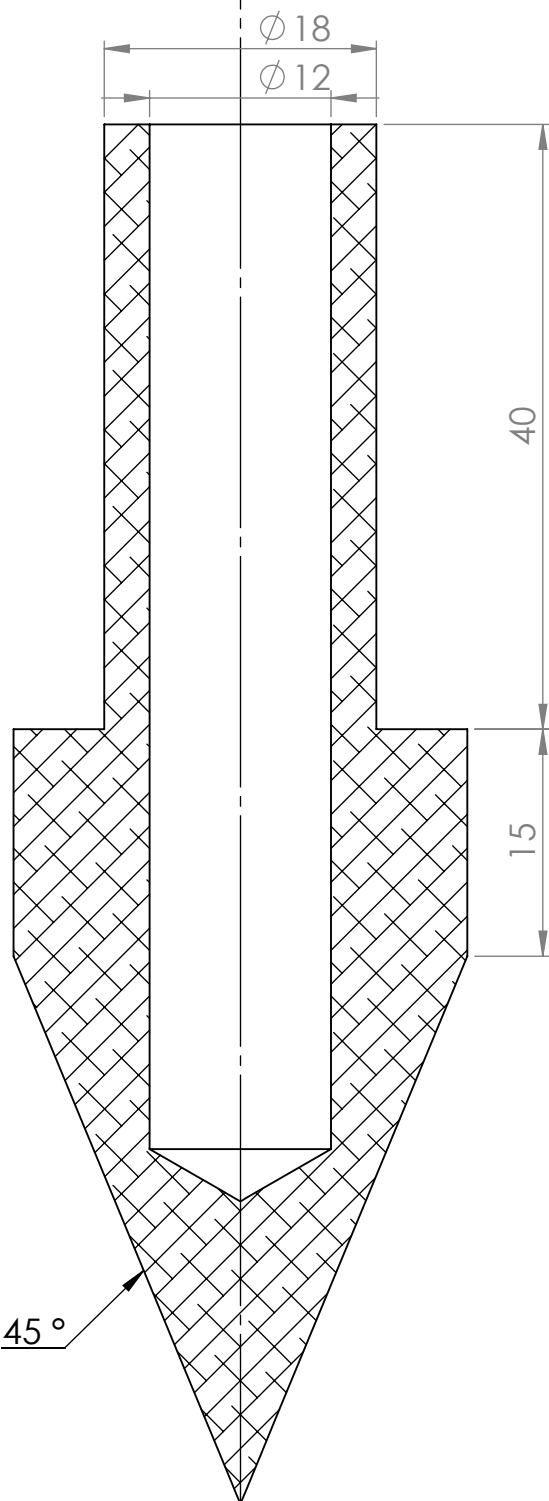
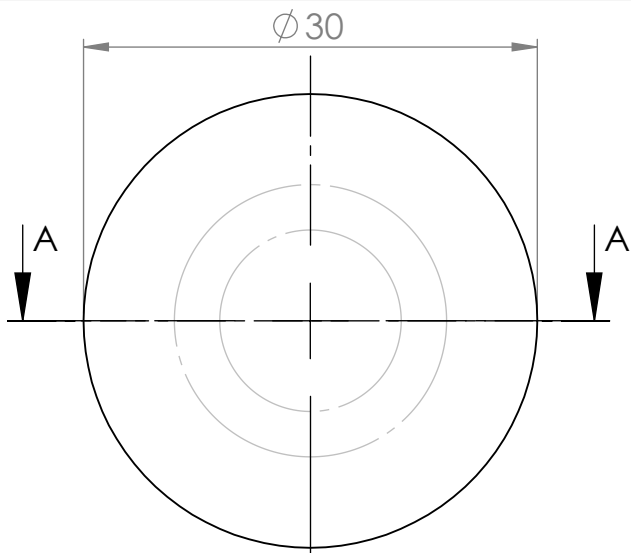
Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Ogiva Esférica		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-008	A4	
Escala: 2:1	Folha 1 de 1		



22,5°

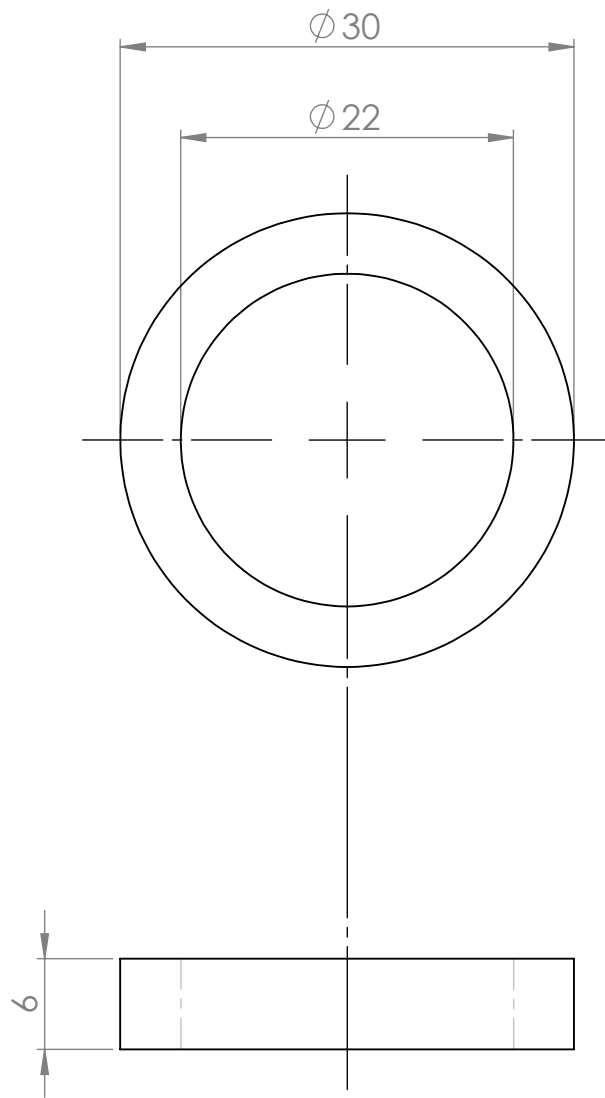
COUPE A-A
EHELLE 2 : 1

Autor: ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA		Revisão: 00
Nome da peça: Ogiva Cônica 22,5°		
Título: Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-009	A4
Escala: 2:1	Folha 1 de 1	

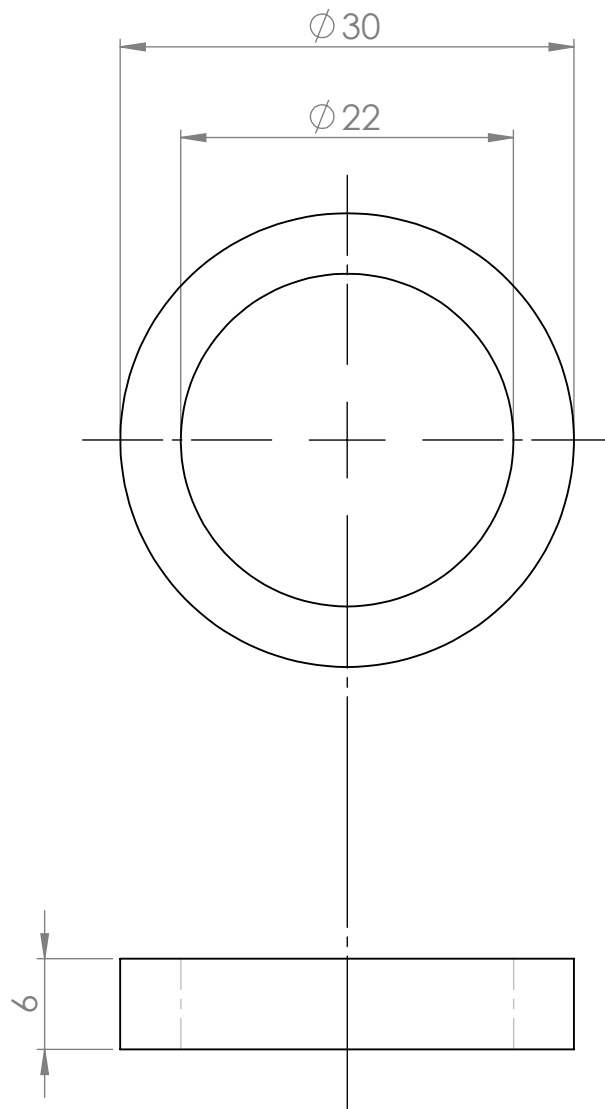


COUPE A-A
ECHELLE 2 : 1

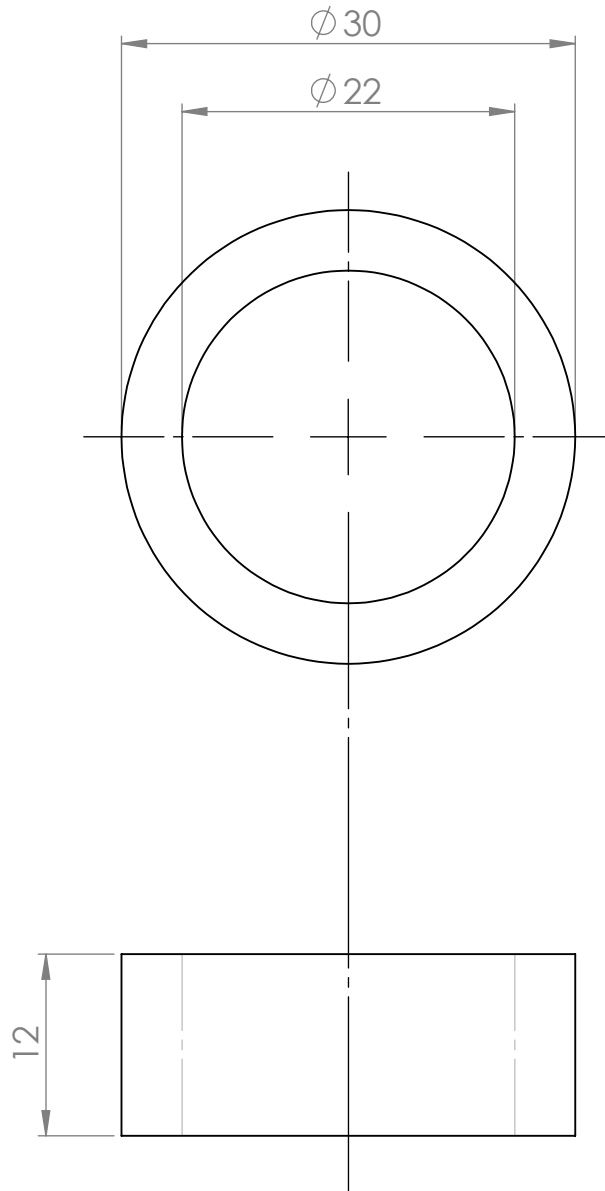
Autor: ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA		Revisão: 00
Nome da peça: Ogiva Cônica 45 °		
Título: Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-010	A4
Escala: 2:1	Folha 1 de 1	



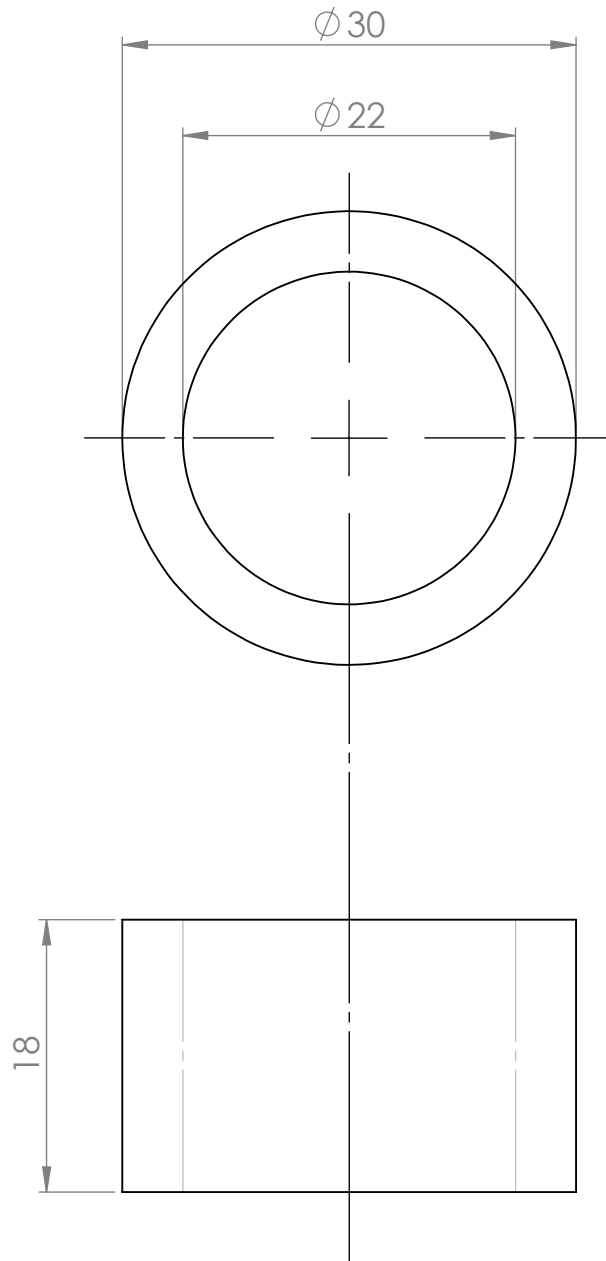
Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Espaçador Dianteiro 6 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-011.2	A4	
Escala:	2:1	Folha 1 de 1	



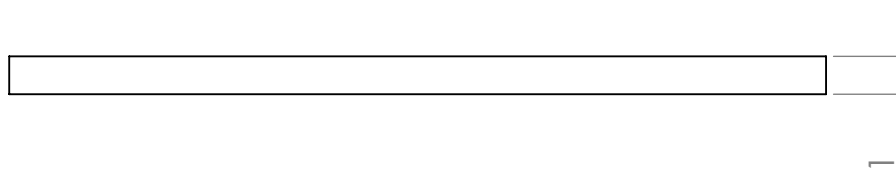
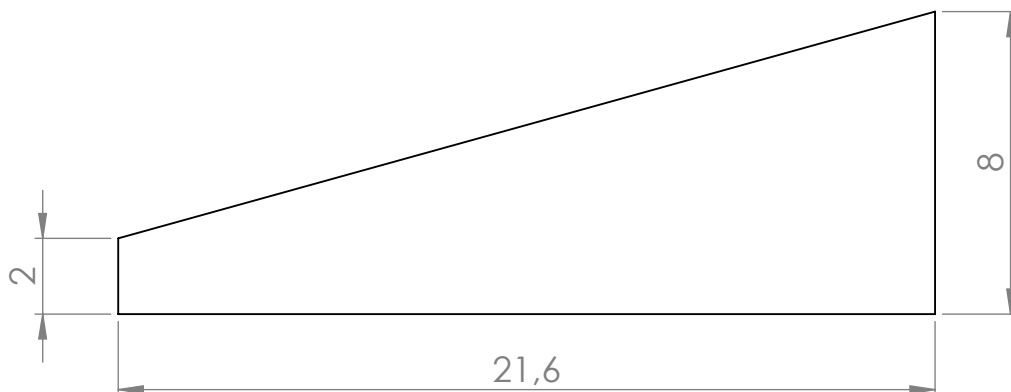
Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Espaçador Dianteiro 6 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-011.2	A4	
Escala:	2:1	Folha 1 de 1	



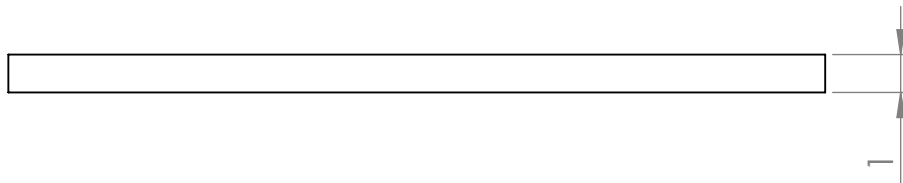
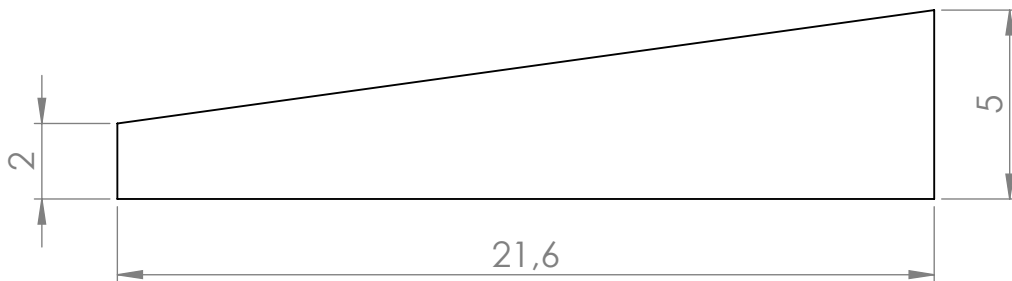
Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Espaçador Dianteiro 12 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-011.3	A4	
Escala:	2:1	Folha 1 de 1	



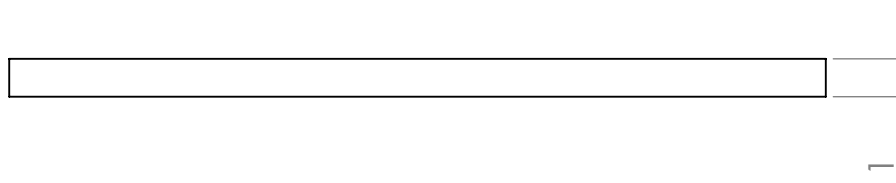
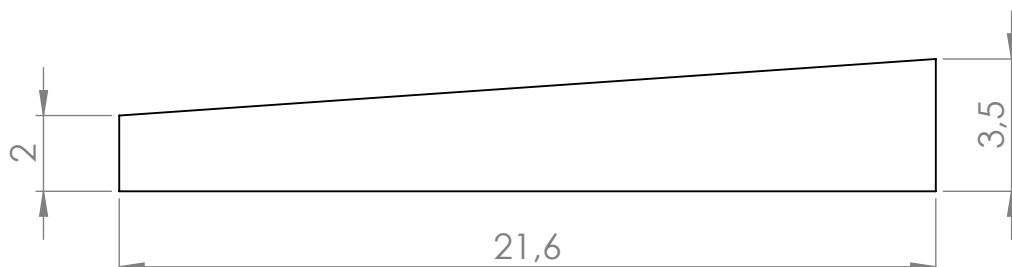
Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Espaçador Dianteiro 18 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-011.4	A4	
Escala:	2:1	Folha 1 de 1	



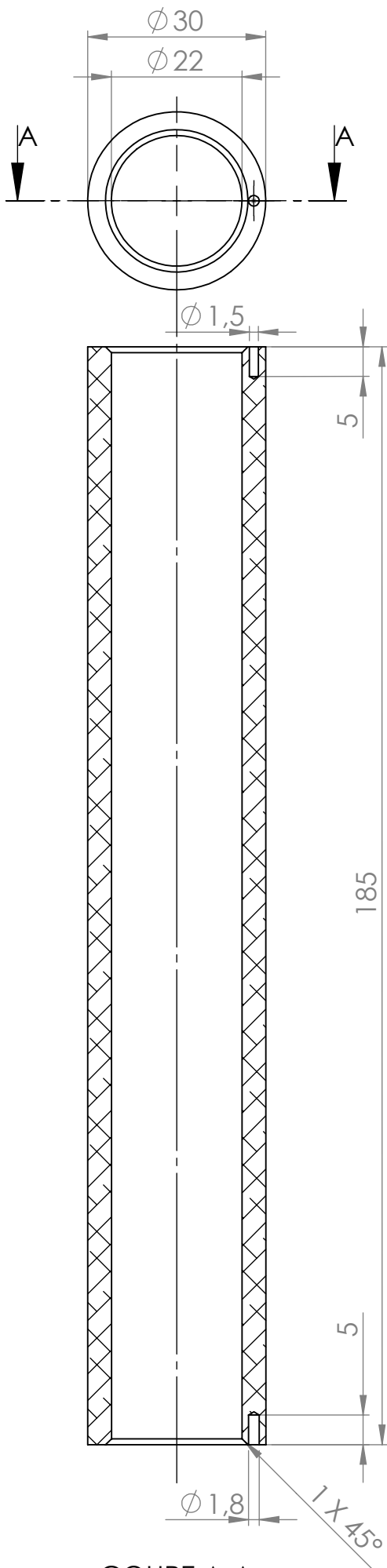
Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Strakelet 2a - 6 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-012.1	A4	
Escala: 5:1	Folha 1 de 1		



Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Strakelet 2b - 3 mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-012.2	A4	
Escala: 5:1	Folha 1 de 1		

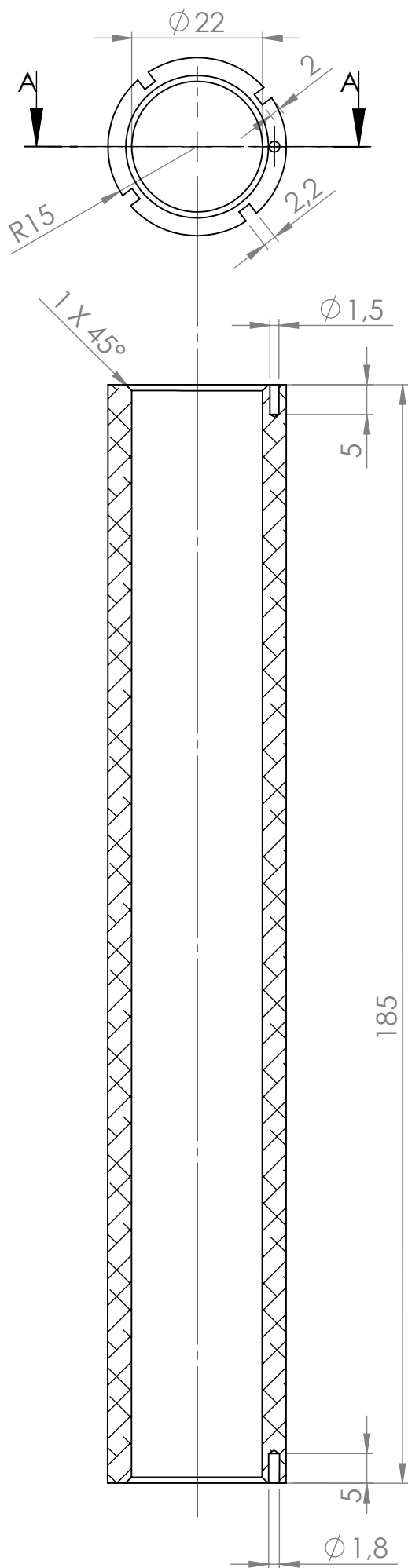


Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Strakelet 2c - 1,5mm		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-012.3	A4	
Escala: 5:1	Folha 1 de 1		



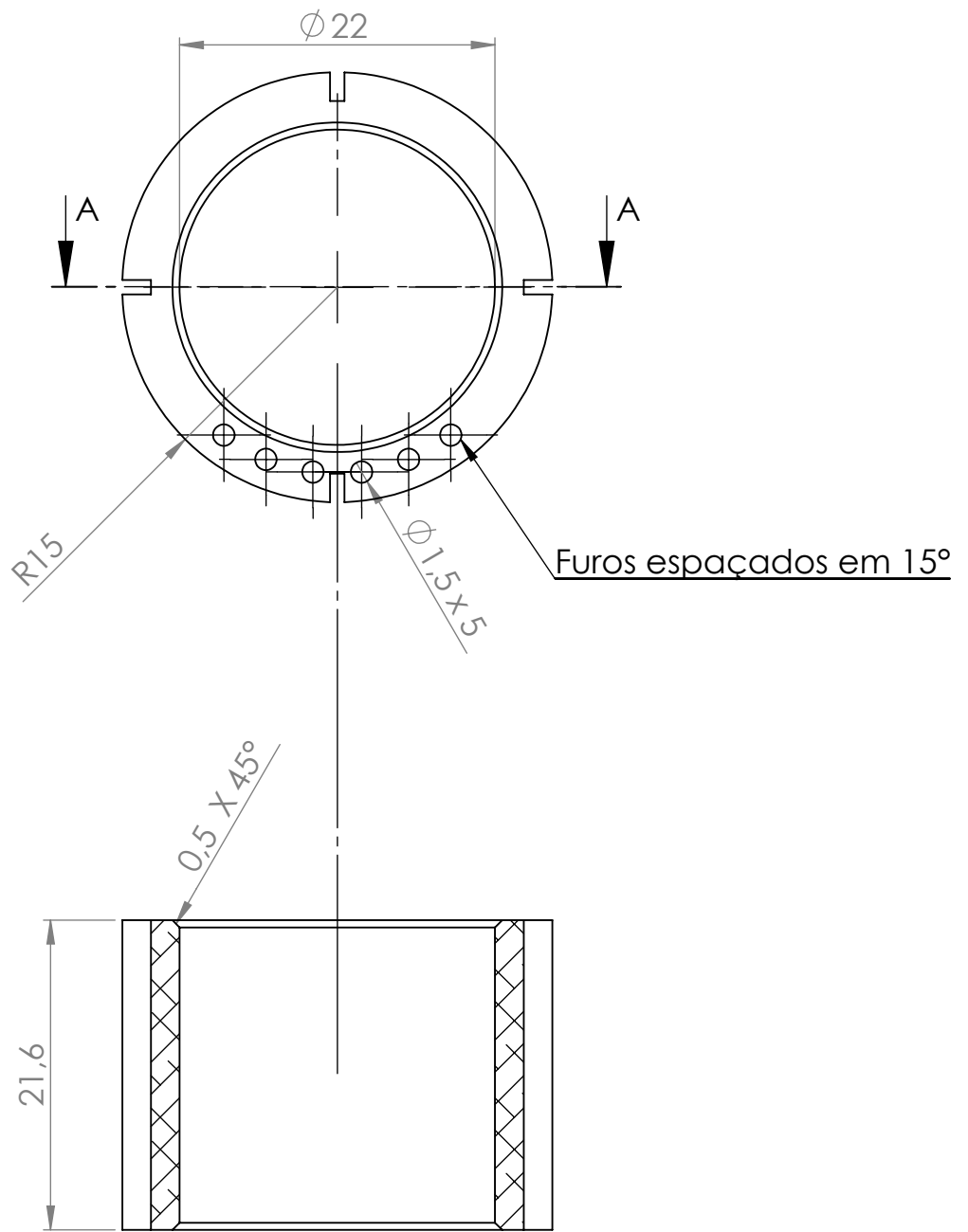
COUPE A-A
ECHELLE 1 : 1

Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Tubo Longo Liso		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-013	A4	
Escala: 1:1	Folha 1 de 1		



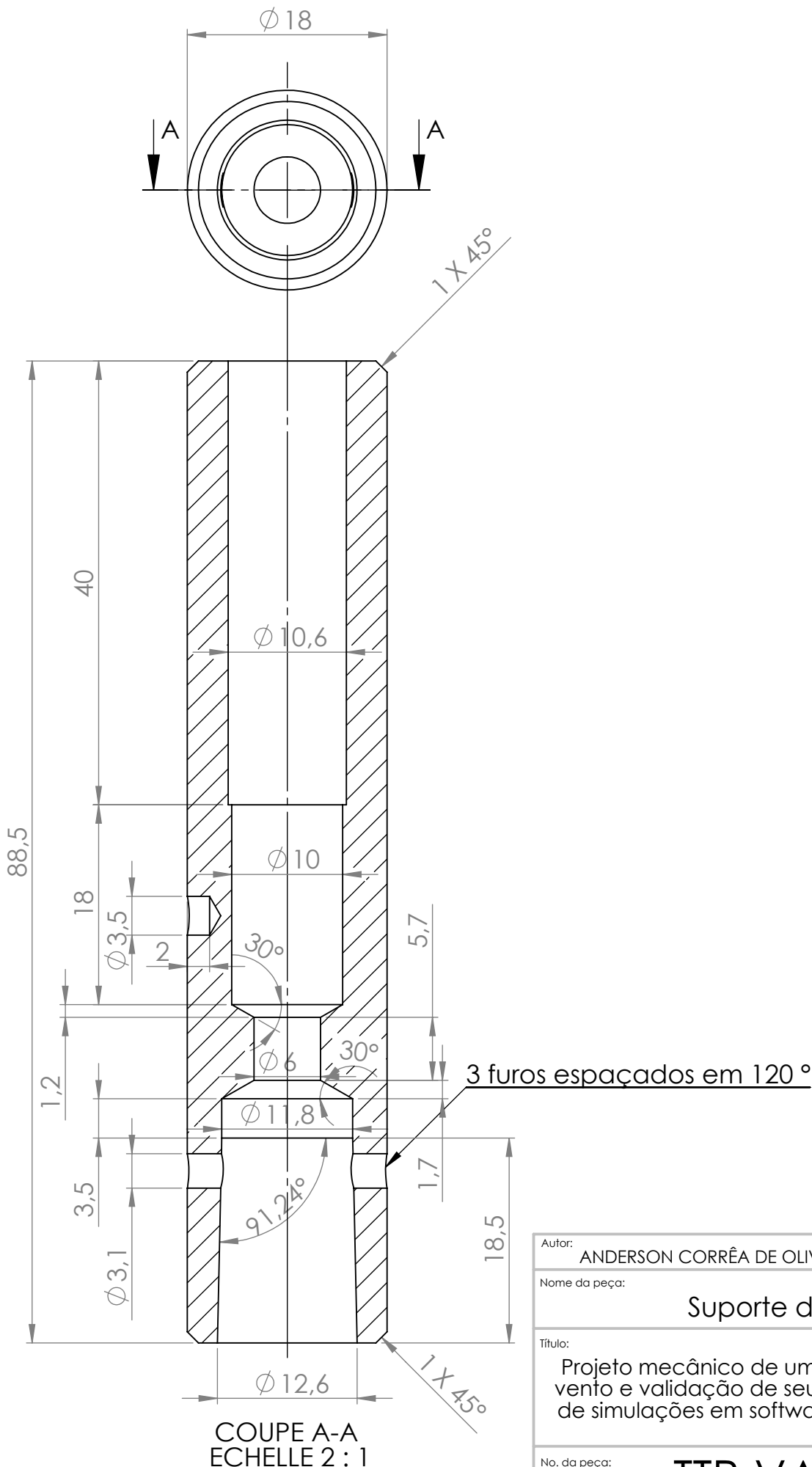
COUPE A-A
ECHELLE 1 : 1

Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Tubo Longo com Rasgos		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-014	A4	
Escala: 2:1	Folha 1 de 1		



COUPE A-A

Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Tubo Curto com Rasgos		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-015	A4	
Escala:	2:1	Folha 1 de 1	



Autor:	ANDERSON CORRÊA DE OLIVEIRA	Revisão:	00
Nome da peça:	Suporte da Balança		
Título:	Projeto mecânico de um modelo para túnel de vento e validação de seus componentes à partir de simulações em software de elementos finitos.		
No. da peça:	TTP-VA1-017	A4	
Escala: 2:1	Folha 1 de 1		