

UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ
DEPARTAMENTO ACADÊMICO DE ENGENHARIA MECÂNICA

JOÃO VITOR CASCIOLA

**PROJETO DO CONE DE NARIZ DE UM FOGUETE
EXPERIMENTAL USANDO SOFTWARE DE CFD
COMERCIAL**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

CURITIBA
2018

JOÃO VITOR CASCIOLA

**PROJETO DO CONE DE NARIZ DE UM FOGUETE
EXPERIMENTAL USANDO SOFTWARE DE CFD
COMERCIAL**

Monografia do Projeto de Pesquisa apresentada à disciplina de Trabalho de Conclusão de Curso - Tcc2 do Departamento Acadêmico de Engenharia Mecânica da Universidade Tecnológica Federal do Paraná como requisito parcial para aprovação na disciplina.

Orientador: Prof. Dr. Eduardo Matos Germer

CURITIBA
2018

TERMO DE APROVAÇÃO

Por meio deste termo, aprovamos a monografia do Projeto de Pesquisa "TÍTULO", realizado pelo aluno(s) João Vitor Casciola, como requisito para aprovação na disciplina de Trabalho de Conclusão de Curso 2, do curso de Engenharia Mecânica da Universidade Tecnológica Federal do Paraná.

Prof. Dr. Eduardo Matos Germer
Damec, UTFPR
Orientador

Prof. Dr. Claudio Tavares da Silva
Damec, UTFPR
Avaliador

Prof. Me. Diogenes Oliveira De Souza
Damec, UTFPR
Avaliador

Curitiba, 10 de dezembro de 2018.

RESUMO

CASCIOLA, João Vitor. PROJETO DO CONE DE NARIZ DE UM FOGUETE EXPERIMENTAL USANDO SOFTWARE DE CFD COMERCIAL. 53 f. Trabalho de conclusão de curso – Departamento Acadêmico de Engenharia Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Curitiba, 2018.

A avaliação aerodinâmica no projeto de um foguete é de extrema importância, pois dita quais são as relações entre este e o ar atmosférico, e conseqüentemente tem grande impacto nas forças resultantes durante o escoamento. Neste trabalho avaliaram-se quatro geometrias de cone de nariz, visando escolher a melhor dentre estas para desenvolvimento de um foguete experimental com objetivo de atingir 3 quilômetros de altitude, carregando uma carga útil de 4 quilogramas, requisitos para participar da IREC, competição internacional de desenvolvimento de foguetes. Tais requisitos são avaliados através de simulações numéricas empregando o software comercial ANSYS Fluent. Para o fluido considera-se o ar, modelado como gás ideal, e o escoamento considera-se como sendo em regime permanente, viscoso, compressível e com propriedades constantes. O problema foi modelado como bidimensional e axissimétrico. São utilizadas as equações médias de Reynolds (RANS) para solução do problema, através do modelo de turbulência SST. Como resultado, para velocidades entre Mach 0,3 e 1,2, dentre os formatos analisados, o LD-HAACK é comprovado ser o mais eficiente.

Palavras-chave: Nariz, Cone, Foguete, CFD.

ABSTRACT

CASCIOLA, João Vitor. PROJECT OF A MODEL ROCKET'S NOSE USING COMMERCIAL CFD ANALISYS SOFTWARE. 53 f. Trabalho de conclusão de curso – Departamento Acadêmico de Engenharia Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Curitiba, 2018.

The aerodynamic evaluation in the design of a rocket is of extreme importance because it dictates the relationship between the rocket and the atmospheric air, and consequently has a great impact on the resulting forces during the flow. Four nose geometries were evaluated, aiming to define one for the development of an experimental rocket with the objective of reaching 3 kilometers of altitude carrying a payload of 4 kilograms, requirements to participate in the IREC, an international competition for the development of rockets. This objective was measured using numerical simulations in ANSYS Fluent, where the fluid considered was air, modeled as an ideal gas, and the flow was considered as a permanent, viscous, compressible regime with constant properties. The problem was modeled as two-dimensional and axisymmetric. The averaged Reynolds equations were used to solve the problem using the SST turbulence model. As result, LD-HAACK was proven to be the most efficient for speeds between Mach 0.3 and 1.2, among the analyzed formats.

Keywords: Nose, Cone, Rocket, CFD.

LISTA DE SIGLAS

RANS	Equações Médias de Reynolds – <i>Reynolds-averaged Navier–Stokes equations</i>
IREC	Competição Intercolegial de Engenharia de Foguetes – <i>Intercollegiate Rocket Engineering Competition</i>
SST	Transporte de tensões de cisalhamento – <i>Shear Stress Transport</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

ϑ	Volume Específico – <i>Specific volume</i>
\mathfrak{R}	Constante universal dos gases – <i>Universal gas constant</i>
Ma	Número de Mach – <i>Mach Number</i>
u	Velocidade Local do Escoamento na Direção das Abscissas – <i>Local Flow Speed at the Abscissa Direction</i>
c	Velocidade do Som – <i>Speed of Sound</i>
k	Razão entre calores específicos – <i>Ratio of specific heats</i>
T	Temperatura do Gás Ideal – <i>Ideal Gas Temperature</i>
p	Pressão – <i>Pressure</i>
V	Velocidade Aparente – <i>Apparent Speed</i>
A	Área – <i>Area</i>
F_D	Força de Arrasto – <i>Drag Force</i>
F_L	Força de Sustentação – <i>Lift Force</i>
α	Ângulo de Ataque – <i>Angle of Attack</i>
A_r	Razão de Aspecto – <i>Aspect Ratio</i>
L	Comprimento – <i>Length</i>
D	Diâmetro – <i>Diameter</i>
ρ	Massa Específica – <i>Mass Density</i>
C_D	Coefficiente da Força de Arrasto – <i>Drag Force Coefficient</i>
N	Força Aerodinâmica Normal – <i>Normal Aerodynamic Force</i>
A	Força Aerodinâmica Axial – <i>Axial Aerodynamic Force</i>
R	Força Aerodinâmica Resultante – <i>Resulting Aerodynamic Force</i>
s	Perímetro – <i>Perimeter</i>
τ	Tensão de Cisalhamento – <i>Shear Stress</i>
θ	Ângulo entre Eixo de Referência e Eixo Pressão/Tensão de Cisalhamento – <i>Angle between Reference Axis and Pressure/Shear Stress Axis</i>
c_g	Centro de Gravidade – <i>Gravity Center</i>
c_p	Centro de Pressão – <i>Pressure Center</i>
r	Raio da Base de um Cone de Nariz – <i>Nose Cone Base Radius</i>
y	Variável em Relação ao Eixo das Ordenadas – <i>Ordinate Axis Variable</i>
x	Variável em Relação ao Eixo das Abscissas – <i>Abscissa Axis Variable</i>
$\frac{C}{L}$	Linha de Centro de um Cone de Nariz – <i>Nose Cone Centerline</i>
ϕ	Ângulo entre a Linha de Centro e o Perfil de um Cone de Nariz – <i>Angle between a Nose Cone's Centerline and its Profile</i>
Γ	Raio do Círculo Base – <i>Radius of a Base Circle</i>
K	Coefficiente de Forma Parabólico – <i>Parabolic Shape Coefficient</i>
n	Coefficiente de Forma da Série Power – <i>Power Series Shape Coefficient</i>
C	Coefficiente de Forma de HAACK – <i>HAACK Shape Coefficient</i>
f	Forças externas aplicadas ao escoamento – <i>External forces applied to the flow</i>
ω	Taxa de Dissipação Específica – <i>Specific Dissipation Rate</i>
β	Coefficiente de Fechamento – <i>Closure Coefficient</i>
β^*	Coefficiente de Fechamento – <i>Closure Coefficient</i>
σ_k	Coefficiente de Fechamento – <i>Closure Coefficient</i>

σ_ω	Coeficiente de Fechamento – <i>Closure Coefficient</i>
σ_{ω_2}	Coeficiente de Fechamento – <i>Closure Coefficient</i>
γ	Taxa de Calor Específico – <i>Specific Heat Ratio</i>
μ	Viscosidade Molecular – <i>Molecular Viscosity</i>
μ_t	Viscosidade Turbulenta – <i>Eddy Viscosity</i>
ϵ	Dissipação por Unidade de Massa – <i>Dissipation per Unit Mass</i>
v	Velocidade Local do Escoamento na Direção das Ordenadas – <i>Local Flow Speed at the Ordinate Direction</i>
F_1	Função de Mistura SST – <i>SST Blending Function</i>
Y^+	Número Adimensional de Distância de Parede – <i>Wall Distance Adimensional Number</i>
Re	Número de Reynolds – <i>Reynolds Number</i>
C_f	Coeficiente de Atrito Superficial – <i>Skin Friction Coefficient</i>
u^*	Velocidade de Fricção – <i>Friccion Velocity</i>
Y	Altura da Primeira Célula – <i>First Cell Height</i>

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Foguete da Escola Politécnica de Montreal participante da IREC 2012	11
Figura 2.1 – Demonstração do posicionamento das forças de arrasto F_D e de sustentação F_L em relação à velocidade aparente V e ao ângulo de ataque α .	16
Figura 2.2 – Resultante aerodinâmica e suas componentes.	17
Figura 2.3 – Nomenclatura para a integração das forças de pressão e de arrasto em um objeto bidimensional	18
Figura 2.4 – Dimensões utilizadas nos cálculos de formato de cone de nariz	19
Figura 2.5 – Cone de nariz de formato cônico	20
Figura 2.6 – Cone de nariz de formato bicônico	21
Figura 2.7 – Cone de nariz de formato elíptico	21
Figura 2.8 – Cone de nariz de formato ogival	22
Figura 2.9 – Cone de nariz de formato parabólico	22
Figura 2.10 – Comparação do arrasto para cada formato de cone de nariz em diferentes regiões de Mach	24
Figura 3.1 – Dimensões do foguete em análise	28
Figura 4.1 – Detalhe da elipse na malha gerada para validação do cone de nariz cônico	30
Figura 4.2 – Camadas de inflação na malha gerada para validação do cone de nariz cônico	31
Figura 4.3 – Gráfico comparando valores obtidos experimentalmente por (PERKINS <i>et al.</i> , 1958) e dados obtidos por simulação	31
Figura 4.4 – Malha gerada para simulação do foguete com elementos quadriláteros	32
Figura 4.5 – Dimensões e diferentes regiões na malha gerada para simulação do foguete	32
Figura 4.6 – Força de Arrasto x Número de Mach para cada Formato de Cone de Nariz	34
Figura 4.7 – Posição do Centro de Pressão para cada Perfil de cone de nariz à 1,2 Mach e ângulo de ataque de 4° em relação ao centro de gravidade	35
Figura 4.8 – Posição do Centro de Pressão para o Perfil LD-HAACK em toda faixa de velocidade considerando ângulo de ataque de 0°	35
Figura 4.9 – Posição do Centro de Pressão para o Perfil LD-HAACK em toda faixa de velocidade considerando ângulo de ataque de 4°	36
Figura A.1 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Cônico à 0,3 Mach	38
Figura A.2 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Cônico à 0,6 Mach	39
Figura A.3 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Cônico à 0,9 Mach	40
Figura A.4 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Cônico à 1,2 Mach	41
Figura A.5 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Parabólico à 0,3 Mach	42

Figura A.6–Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Parabólico à 0,6 Mach	43
Figura A.7–Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Parabólico à 0,9 Mach	44
Figura A.8–Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Parabólico à 1,2 Mach	45
Figura A.9–Perfil de Pressões para o Cone de Nariz 1/2 Power à 0,3 Mach	46
Figura A.10–Perfil de Pressões para o Cone de Nariz 1/2 Power à 0,6 Mach	47
Figura A.11–Perfil de Pressões para o Cone de Nariz 1/2 Power à 0,9 Mach	48
Figura A.12–Perfil de Pressões para o Cone de Nariz 1/2 Power à 1,2 Mach	49
Figura A.13–Perfil de Pressões para o Cone de Nariz LD-HAACK à 0,3 Mach	50
Figura A.14–Perfil de Pressões para o Cone de Nariz LD-HAACK à 0,6 Mach	51
Figura A.15–Perfil de Pressões para o Cone de Nariz LD-HAACK à 0,9 Mach	52
Figura A.16–Perfil de Pressões para o Cone de Nariz LD-HAACK à 1,2 Mach	53

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	11
1.1	Objetivo	12
1.2	Organização do Trabalho	13
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	14
2.1	Características do ar atmosférico	14
2.2	Aerodinâmica de um foguete	15
2.2.1	O número de Mach	15
2.2.2	Balanco de forças em um foguete	15
2.2.3	Os coeficientes de pressão e arrasto	18
2.2.4	Estabilidade durante o voo	18
2.3	Formatos de Cone de Nariz	19
2.3.1	Definição de um Cone de Nariz	19
2.3.2	Formato Cônico	19
2.3.3	Formato Bicônico	20
2.3.4	Formato Elíptico	21
2.3.5	Formato Ogival	21
2.3.6	Formato Parabólico	22
2.3.7	Formato Série Power	23
2.3.8	Formato Série HAACK	23
2.3.9	Considerações importantes sobre os formatos de cone de nariz	24
2.4	Modelagem Matemática	24
2.4.1	Equações Médias de RANS	25
2.4.2	Modelo de turbulência SST	25
2.5	Modelagem Numérica	26
2.5.1	Método de volumes finitos	26
2.5.2	Malhas	26
3	METODOLOGIA	28
3.1	Validação	28
3.2	Simulação dos Modelos de Cone de Nariz	28
3.3	Comparação dos Resultados	29
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	30
4.1	Validação	30
4.2	Coefficiente de Arrasto e Distribuição de Pressões	32

4.3	Centro de Pressão	33
4.4	Considerações Finais	35
	Referências	37
A	PERFIS DE PRESSÃO	38

1 INTRODUÇÃO

Um foguete é uma estrutura sujeita à propulsão através da ejeção de algum tipo de matéria previamente armazenada, conhecida como propelente (SUTTON; BIBLARZ, 2000), e possui como objetivo principal movimentar uma carga através de uma força de impulsão, conhecida como empuxo. Esta força é a reação gerada pela exaustão do propelente.

Foguetes podem ser subdivididos em algumas partes principais, como por exemplo o motor, que na maioria das vezes funciona através de uma combustão entre propelentes e comburentes para gerar empuxo; o corpo, usualmente com formato cilíndrico, onde o motor e outras possíveis cargas se alojam; o cone de nariz, que tem como objetivo reduzir as forças do escoamento de ar em relação ao foguete, por conta de suas características aerodinâmicas; as empenas, que garantem maior estabilidade ao foguete e o bocal, que direciona os gases da combustão do motor para fora do foguete, com objetivo de aproveitar de uma maneira mais eficiente a força de empuxo gerada pela saída destes gases.



Figura 1.1 – Foguete da Escola Politécnica de Montreal participante da IREC 2012 -
 Fonte: <http://www.polymtl.ca/carrefour-actualite/en/news/first-canada-polytechnique-montreal-rocket-shoots-first-place-irec-2012-international-astronautics> (2018)

O motor de um foguete pode ser composto de propelentes líquidos, sólidos ou híbridos, uma combinação de ambos. Um tipo simples de motor de foguete consiste na utilização de um monopropelente, ou seja, um combustível que já possui em sua composição o oxigênio necessário para que a combustão ocorra, fazendo assim com que não

seja necessário extrair oxigênio de uma fonte externa para que ocorra a queima, como é o caso do peróxido de hidrogênio. Outra maneira de construção de um foguete consiste em manter tanques de oxigênio ou outros tipos de comburentes para suprir a necessidade destes durante a combustão.

O movimento de um foguete é descrito de acordo com a terceira lei de Newton, que afirma que para toda ação existe uma reação de mesma intensidade e direção, mas com sentido oposto. A exaustão dos gases gerados na combustão pela parte traseira do foguete gera uma força, devido à pressão exercida por estes gases sobre uma área de abertura, e assim uma força de empuxo age como resultante no foguete, impulsionando este para a frente. Este movimento segue a lei da conservação da quantidade de movimento, conseqüentemente, a velocidade e a massa do gás expelido tem influência direta na velocidade de movimento do foguete de acordo com sua massa total.

Foguetes são utilizados em diversas aplicações, desde as mais simples, como em fogos de artifício, até as mais complexas, como para viagens espaciais. Desde sua criação, o foguete tem impactado grandemente a história da humanidade, sendo aplicado como armas em guerras, como meio de transporte em aviões e foguetes espaciais e como veículos para lançamento de satélites até a órbita da Terra, por exemplo.

1.1 OBJETIVO

O objetivo deste estudo é de auxílio à construção de um foguete que irá posteriormente participar na IREC, uma competição internacional entre universidades com objetivo de projetar e construir foguetes. Dentre várias categorias, este projeto está focado no desenvolvimento de um foguete que atinja 10.000 pés de altitude, ou aproximadamente 3 quilômetros, com uma carga útil de 8,8 libras, aproximadamente 4 quilos (CUP, 2018). O design aerodinâmico e a capacidade do foguete em atingir exatamente a altitude desejada, são alguns dos parâmetros a serem avaliados durante a competição.

Este trabalho aplica os conceitos de otimização e eficiência ao projeto do cone de nariz desse foguete, que possui grande influência na aerodinâmica e, conseqüentemente, nas forças de resistência ao movimento do foguete. Tal desenvolvimento possibilita que este projeto se torne competitivo em relação à outros projetos na competição. A utilização de softwares de CFD para tal fim traz um ganho ainda maior ao projeto final, por lançar mão da capacidade de processamento de cálculos computacionais para refino dos resultados finais, método indispensável no desenvolvimento de modelos aeronáuticos e aeroespaciais na atualidade.

Os objetivos parciais deste projeto são: a escolha do tipo de cone de nariz; validação do modelo matemático através de PERKINS et al. (1958); simulação numérica do tipo de cone de nariz selecionado; seleção do modelo mais adequado à aplicação de acordo

com os dados obtidos.

1.2 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

Nos próximos capítulos será realizada uma revisão bibliográfica e fundamentação teórica acerca do assunto, sobre temas necessários para o entendimento do comportamento de um foguete durante sua trajetória, como as características do ar, balanço de forças num foguete, formatos de cone de nariz e o conjunto de equações escolhido para representar este escoamento.

Em seguida será apresentada a metodologia proposta para este projeto, de realizar simulações em duas dimensões para diferentes tipos de cone de nariz em diferentes velocidades de escoamento, analisando o coeficiente de arrasto, a posição do centro de pressão e o perfil de pressões em cada caso, e posteriormente apresentados os resultados e discussões acerca da análise realizada.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Mesmo o projeto de um foguete experimental, com dimensões relativamente pequenas em relação à foguetes comerciais, deve levar em conta muitos aspectos de certa complexidade no que se refere à sua aerodinâmica e forças resultantes do movimento. Este capítulo é dedicado à apresentação do embasamento teórico por trás deste projeto.

2.1 CARACTERÍSTICAS DO AR ATMOSFÉRICO

Primeiramente, deve-se analisar o meio no qual o foguete está inserido durante sua trajetória, para que as demais considerações sobre o escoamento possam ser fundamentadas neste conceito.

Como este projeto pretende alcançar baixas altitudes, ainda permanecendo dentro da camada da troposfera, o fluido a ser analisado é o ar atmosférico, composto aproximadamente de 78,09% de nitrogênio, 20,95 % de oxigênio, 0,93 % de argônio, 0,04 % de dióxido de carbono e de outros gases em menor quantidade.

O ar é considerado como um gás ideal, ou seja, um gás onde suas moléculas colidem aleatoriamente e geram colisões perfeitamente elásticas, obedecendo a equação 2.1, onde p representa a pressão, ϑ o Volume Específico, \mathfrak{R} a Constante universal dos gases e T a temperatura do gás ideal.

$$p\vartheta = \mathfrak{R}T \quad (2.1)$$

Um gás real se diferencia de um gás ideal pois possui um fator de compressibilidade Z , que nada mais é que um desvio no equacionamento do gás ideal. Conforme observado na equação 2.2, quanto mais próximo de 1 for o valor de Z , mais próximo é o comportamento do gás analisado ao de um gás ideal.

$$Z = \frac{p\vartheta}{\mathfrak{R}T} \quad (2.2)$$

Segundo (GREEN; PERRY, 1984), dados experimentais demonstram que, para o ar à baixa pressão e à temperatura ambiente o fator de compressibilidade se aproxima muito de 1.

Portanto, para efeitos de simplificar e agilizar as simulações que são posteriormente realizadas neste projeto, considera-se o ar como gás ideal compressível e com

escoamento não isotérmico, mas com carcaça de paredes adiabáticas, pois existem trocas de calor no fluido durante o escoamento.

2.2 AERODINÂMICA DE UM FOGUETE

2.2.1 O NÚMERO DE MACH

A velocidade do escoamento de um foguete geralmente é representada através do Número de Mach (Ma), fator adimensional definido segundo a equação 2.3, onde u é a velocidade do escoamento em relação ao meio e c é a velocidade do som neste meio, representada pela equação 2.4, para um gás ideal, onde k é a razão entre calores específicos e T a temperatura deste gás.

$$Ma = \frac{u}{c} \quad (2.3)$$

$$c = \sqrt{kRT} \quad (2.4)$$

Esta definição é de extrema importância para se entender o comportamento do escoamento pois, dependendo desta relação, a interação entre algumas de suas características físicas pode variar, conforme demonstrado pelas equações 2.5 e 2.6 (FOX et al., 2009), aplicáveis para um escoamento unidimensional e isentrópico de um gás ideal em um tubo de área variável.

$$\frac{dp}{\rho V^2} = \frac{dA}{A} \frac{1}{[1 - Ma^2]} \quad (2.5)$$

$$\frac{dV}{V} = -\frac{dA}{A} \frac{1}{[1 - Ma^2]} \quad (2.6)$$

Nestas equações, p representa a pressão no escoamento, V a velocidade deste e A a área transversal do tubo.

Um escoamento de $0 < Ma < 1$ é conhecido como subsônico. Neste tipo de escoamento, uma diminuição da área gera uma diminuição na pressão e um aumento na velocidade. Já num escoamento de $Ma > 1$, denominado supersônico, uma mesma variação negativa de área gera um aumento na pressão e uma diminuição da velocidade. Para um escoamento de $Ma = 1$, ou sônico, temos uma região de transição entre os dois estados.

2.2.2 BALANÇO DE FORÇAS EM UM FOGUETE

Durante a trajetória de um foguete, uma resultante aerodinâmica é gerada sobre este, se opondo ao seu movimento. Esta resultante aerodinâmica ocorre principalmente

devido a dois tipos de forças: forças de pressão e forças viscosas. (BOX et al., 2009) As forças de pressão ocorrem por conta do formato aerodinâmico do foguete, que faz com que exista uma distribuição de pressões não uniforme ao longo do seu corpo. Tal distribuição de pressões tende a gerar duas forças que atuam em direções diferentes. Uma força de sustentação, resultado de uma distribuição não uniforme de pressões no sentido radial. E outra força de arrasto de pressão, na direção do vetor velocidade do foguete, devido a diferença de pressões entre a parte frontal do foguete e a parte posterior. E finalmente o arrasto devido às forças viscosas resultado das tensões cisalhantes na parede do foguete.

Esta composição das forças resultantes é representada na figura 2.1, onde as forças de arrasto e de sustentação são referidas como F_D e F_L , respectivamente, a velocidade aparente como V e o ângulo de ataque como α .

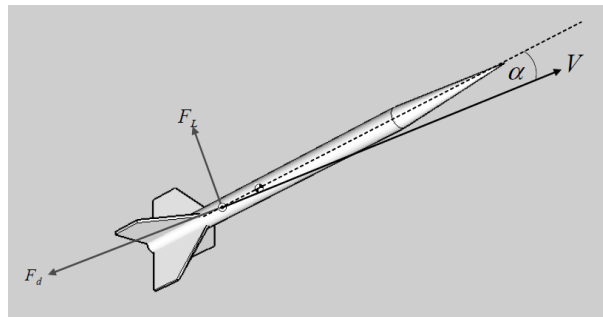


Figura 2.1 – Demonstração do posicionamento das forças de arrasto F_D e de sustentação F_L em relação à velocidade aparente V e ao ângulo de ataque α . (BOX et al., 2009).

A força de arrasto (F_D) pode ser calculada segundo as equações 2.7 e 2.8 abaixo

$$A_r = \frac{L}{D} \quad (2.7)$$

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 A_r C_i \quad (2.8)$$

A equação 2.7 representa a razão de aspecto do cone de nariz do foguete A_r , calculada pela razão entre o comprimento L do cone de nariz e seu diâmetro D . À partir desta definição pode-se utilizar a equação 2.8 para calcular a força aerodinâmica, onde ρ é a massa específica do ar atmosférico e V é a velocidade do centro de pressão do foguete em relação à atmosfera, também referida como velocidade aparente e (C_D) é o coeficiente da força de arrasto, termo de maior complexidade a ser definido nesta equação.

As forças em um foguete podem também ser divididas não em relação à sua trajetória, como realizado anteriormente, mas sim em relação à resultante aerodinâmica, conforme mostrado na figura 2.2, onde N é a força normal exercida no objeto, perpendi-

cular à sua linha de base, A é a força axial, de direção paralela à sua linha de base e com sentido oposto ao movimento e R é a resultante aerodinâmica.

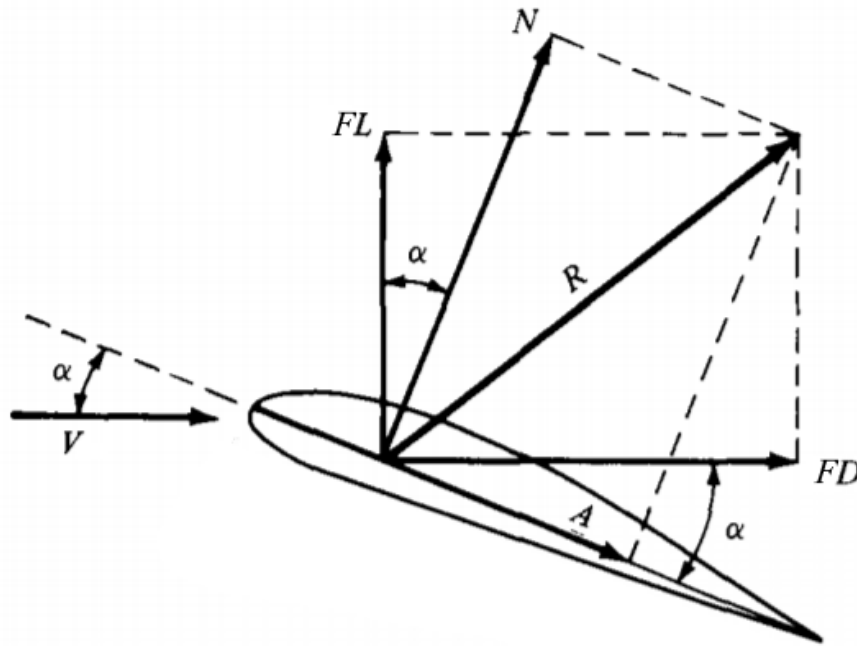


Figura 2.2 – Resultante aerodinâmica e suas componentes. (ANDERSON, 2001).

À partir de associações trigonométricas, conforme figura 2.3, resultam as equações 2.9 e 2.10, que relacionam as forças de arrasto e de sustentação com as componentes normal e axial da resultante aerodinâmica.

$$F_L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (2.9)$$

$$F_D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (2.10)$$

Após esta definição pode-se integrar, para um corpo em duas dimensões, os valores das forças axial e normal em relação ao seu perímetro s , à tensão de cisalhamento τ , que é tangente à superfície, à pressão p , que é paralela à superfície e ao ângulo θ entre o eixo xy de referência e as componentes τ e p em determinado ponto. Os subscritos u e l representam, respectivamente, os perímetros superior e inferior deste objeto, e LE e TE são pontos de referência ao longo do corpo bidimensional.

Assim obtêm-se as equações 2.11 e 2.12, definindo as forças normal e axial aerodinâmicas e, conseqüentemente, as forças de sustentação e de arrasto.

$$N = - \int_{LE}^{TE} (p_u \cos \theta + \tau_u \sin \theta) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \cos \theta - \tau_l \sin \theta) ds_l \quad (2.11)$$

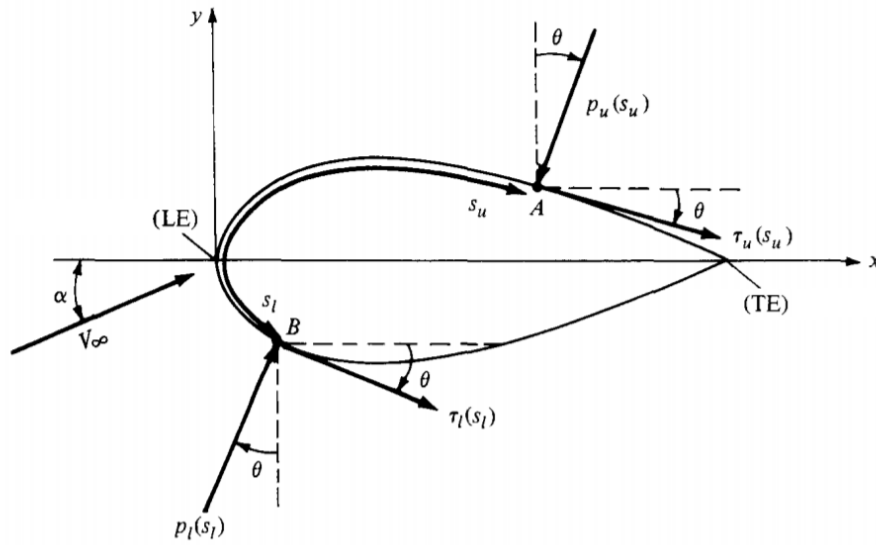


Figura 2.3 – Nomenclatura para a integração das forças de pressão e de arrasto em um objeto bidimensional (ANDERSON, 2001).

$$A = \int_{LE}^{TE} (-p_u \sin\theta + \tau_u \cos\theta) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \sin\theta + \tau_l \cos\theta) ds_l \quad (2.12)$$

2.2.3 OS COEFICIENTES DE PRESSÃO E ARRASTO

O cálculo dos coeficientes aerodinâmicos é de extrema complexidade, pois dependem da integração em cada ponto da superfície do foguete com relação à tensão de cisalhamento e pressão instantâneas no escoamento, conforme observado nas equações 2.11 e 2.12. Usualmente, estes coeficientes são definidos através de um cálculo computacional das forças de arrasto e pressão numa simulação por volumes finitos, ou em um experimento real num túnel de vento.

Forças viscosas ou de fricção são geradas independentemente da velocidade do escoamento, e dependem principalmente da área de contato, da rugosidade do material e de discontinuidades na forma do cone de nariz. Já as forças de pressão tem valores significativos em escoamentos com velocidades acima de $Ma = 0,8$, e dependem diretamente do formato do cone de nariz e sua razão de aspecto (CROWELL, 1996).

2.2.4 ESTABILIDADE DURANTE O VOO

Outros dois conceitos de extrema importância na análise da trajetória de um foguete, que estão diretamente ligados com a estabilidade deste durante o voo, são o centro de gravidade, c_g e o centro de pressão, c_p . O centro de gravidade é o ponto de um objeto no qual o torque gerado pela força gravitacional neste tem resultante nula. Este é o ponto que o objeto tende a rotacionar em torno. O centro de pressão é o ponto no qual a resultante aerodinâmica é aplicada em um objeto. No caso de um foguete, o ideal é

que o centro de pressão esteja localizado o mais distante possível do centro de gravidade em direção à base do foguete, garantindo assim a estabilidade durante o voo. Isso ocorre pois, caso exista alguma instabilidade na trajetória, por conta de rajadas de vento, por exemplo, a força de pressão gerada por conta de um ângulo α maior que zero será de direção oposta ao desvio, gerando um momento que desloca o foguete à sua trajetória original.

2.3 FORMATOS DE CONE DE NARIZ

Na literatura encontram-se muitos formatos utilizados para cone de nariz de foguete, cada um com suas peculiaridades, e aplicações diferenciadas, principalmente considerando-se a velocidade de deslocamento do foguete. A seguir veremos os formatos mais utilizados, e suas aplicações mais comuns.

2.3.1 DEFINIÇÃO DE UM CONE DE NARIZ

O cone de nariz de um foguete possui geralmente um formato cônico ou parabólico, que quando girado em torno de sua própria linha de centro, gera seu volume.

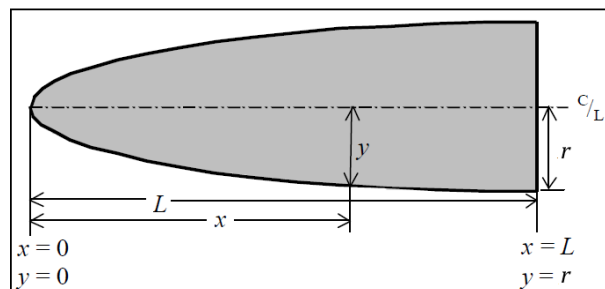


Figura 2.4 – Dimensões utilizadas nos cálculos de formato de cone de nariz. (CROWELL, 1996).

Na figura 2.4 pode-se ver as dimensões utilizadas na definição das equações do formato de cada tipo de cone de nariz, onde L é o comprimento e r é o raio da base do cone de nariz, y é o comprimento do raio em um ponto x qualquer do comprimento do cone de nariz, e $\frac{C}{L}$ é a linha de centro.

2.3.2 FORMATO CÔNICO

O formato cônico é de simples construção, com raio definido pela equação 2.13 abaixo:

$$y = \frac{xr}{L} \quad (2.13)$$

Este formato também pode ser definido pelo seu ângulo ϕ , através das equações 2.14 e 2.15 listadas a seguir:

$$\phi = \arctan \frac{r}{L} \quad (2.14)$$

$$y = x \operatorname{tg} \phi \quad (2.15)$$

onde ϕ é o ângulo entre a linha de centro e a borda do cone, conforme figura 2.5.

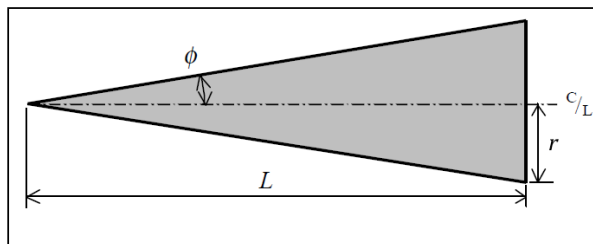


Figura 2.5 – Cone de nariz de formato cônico (CROWELL, 1996).

2.3.3 FORMATO BICÔNICO

O formato bicônico é uma combinação de dois cones com ângulos ϕ diferentes, conforme demonstrado na figura 2.6, e pode ser definido segundo as equações abaixo:

Para $0 \leq x \leq L_1$:

$$y = \frac{x r_1}{L_1} \quad (2.16)$$

$$\phi_1 = \arctan \frac{r_1}{L_1} \quad (2.17)$$

$$y = x \operatorname{tg} \phi_1 \quad (2.18)$$

Para $L_1 \leq x \leq L$:

$$y = r_1 + \frac{(x - L_1)(r_2 - r_1)}{L_2} \quad (2.19)$$

$$\phi_2 = \arctan \frac{r_2 - r_1}{L_2} \quad (2.20)$$

$$y = r_1 + (x - L_1) \operatorname{tg} \phi_2 \quad (2.21)$$

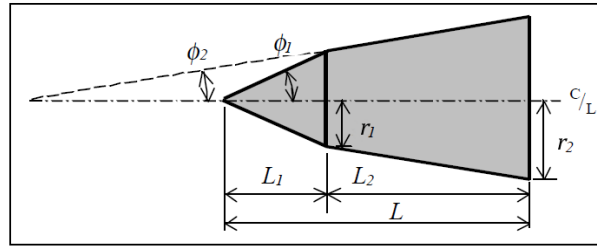


Figura 2.6 – Cone de nariz de formato bicônico (CROWELL, 1996).

2.3.4 FORMATO ELÍPTICO

Construído através de meia elipse, como observado na figura 2.7, um cone de nariz de formato elíptico possui fácil construção e formato tangente ao corpo do foguete. É indicado e utilizado apenas em foguetes que operam em regimes subsônicos (CROWELL, 1996), e são equacionados conforme equação 2.22.

$$y = r \sqrt{1 - \frac{x^2}{L^2}} \quad (2.22)$$

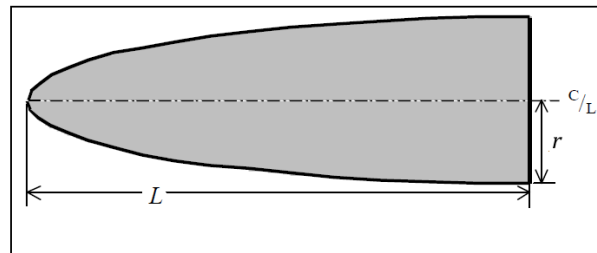


Figura 2.7 – Cone de nariz de formato elíptico (CROWELL, 1996).

2.3.5 FORMATO OGIVAL

O formato ogival é de simples construção, e consiste apenas em selecionar um segmento de tamanho r em um círculo tangente à base do corpo do foguete, obtendo assim um formato de cone de nariz totalmente tangente ao corpo do foguete, conforme demonstrado na figura 2.8. A equação 2.23 abaixo define o raio Γ do círculo base:

$$\Gamma = \frac{r^2 + L^2}{2r} \quad (2.23)$$

e assim, um formato ogival é definido, para $L \geq r$, segundo equação 2.24:

$$y = \sqrt{\Gamma^2 - (x - L)^2} + (r - \Gamma) \quad (2.24)$$

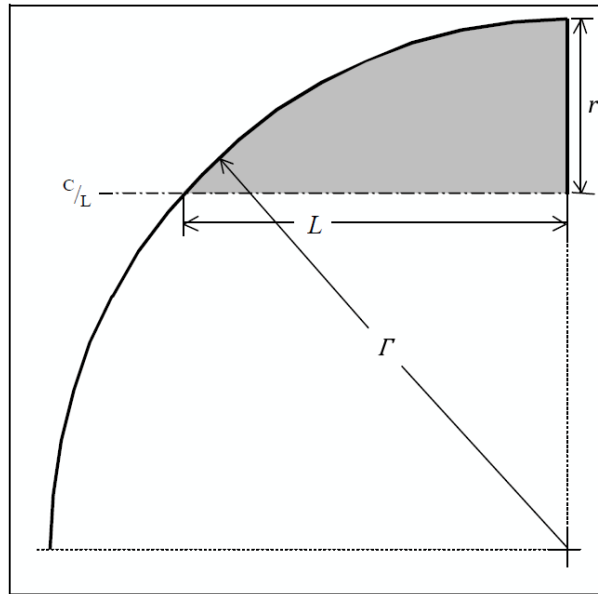


Figura 2.8 – Cone de nariz de formato ogival (CROWELL, 1996).

2.3.6 FORMATO PARÁBOLICO

Um cone de nariz de formato parabólico segue o mesmo princípio de construção que um de formato ogival, com a diferença de ter uma parábola tangente ao corpo do foguete como base, conforme observado na figura 2.9. É definido pela equação 2.25, para $0 \leq K \leq 1$, como:

$$y = r \left(\frac{2(\frac{x}{L}) - K(\frac{x}{L})^2}{2 - K} \right) \tag{2.25}$$

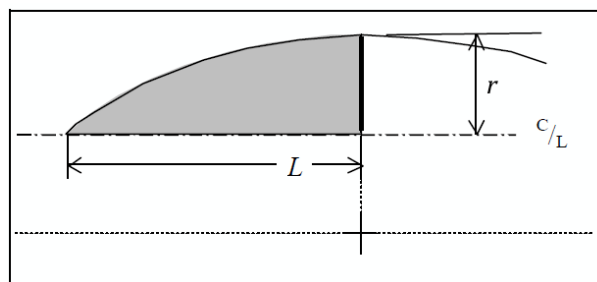


Figura 2.9 – Cone de nariz de formato parabólico (CROWELL, 1996).

Pode se observar que para $K=0$ temos um formato cônico, para $K=1$ temos um formato parabólico completo, para $K=0,5$ temos um formato conhecido por 1/2 parábola e quando $K=0,75$, este é chamado de formato 3/4 parábola. Apenas quando $K=1$ temos um formato tangente ao corpo do foguete. Quanto menor o fator K , mais a linha de construção do cone de nariz se afasta da linha tangente de $K=1$.

2.3.7 FORMATO SÉRIE POWER

Muitas vezes cone de narizes são construídos com pontas obtusas, seja para facilitar a fabricação ou para aumentar sua segurança. Os cone de narizes da série power possuem esta característica, que é controlada por um coeficiente n em sua formulação, conforme apresentado na equação 2.26.

Para $0 \leq n \leq 1$:

$$y = r \left(\frac{x}{L} \right)^n \quad (2.26)$$

Observa-se que para $n=1$ temos um formato cônico, para $n=0$ temos um formato cilíndrico, para $n=0,5$ temos um formato conhecido por 1/2 power e quando $n=0,75$, este é chamado de formato 3/4 power. O formato da série Power pode ser representado assim como o formato elíptico, conforme figura 2.7.

Um cone de nariz da série power não possui formato tangente ao corpo do foguete, causando uma descontinuidade na junção entre estes dois elementos, que muitas vezes deve ser corrigida para evitar o aparecimento de forças aerodinâmicas indesejadas.

2.3.8 FORMATO SÉRIE HAACK

O formato de cone de nariz da série HAACK não provém do equacionamento de formas geométricas, mas sim de um perfil derivado para minimizar o coeficiente de arrasto. Um cone de nariz da série HAACK segue o mesmo perfil visto na figura 2.9. As equações que definem um cone de nariz da série HAACK são listadas a seguir:

$$\theta = \arccos\left(1 - \frac{2x}{L}\right) \quad (2.27)$$

$$y = \frac{r \sqrt{\theta - \frac{\text{sen}2\theta}{2} + C \text{sen}^3\theta}}{\sqrt{\pi}} \quad (2.28)$$

onde C é o coeficiente de forma da equação.

Existem dois casos peculiares muito utilizados nesta formulação: quando $C=0$, este formato é definido como LD-HAACK ou formato de Von Karman, e possui como característica menor coeficiente de arrasto para uma combinação de comprimento e raio pré definidos, e quando $C=1/3$, este formato é definido como LV-HAACK, e possui como característica menor coeficiente de arrasto para uma combinação de comprimento e volume pré definidos.

2.3.9 CONSIDERAÇÕES IMPORTANTES SOBRE OS FORMATOS DE CONE DE NARIZ

Alguns estudos se concentram na definição de quais são os melhores formatos de cone de nariz para cada região de número de Mach, conforme mostrado na figura 2.10. Estes dados podem servir como base na escolha de quais formatos devem ser simulados para uma melhor performance considerando os dados de entrada deste projeto.

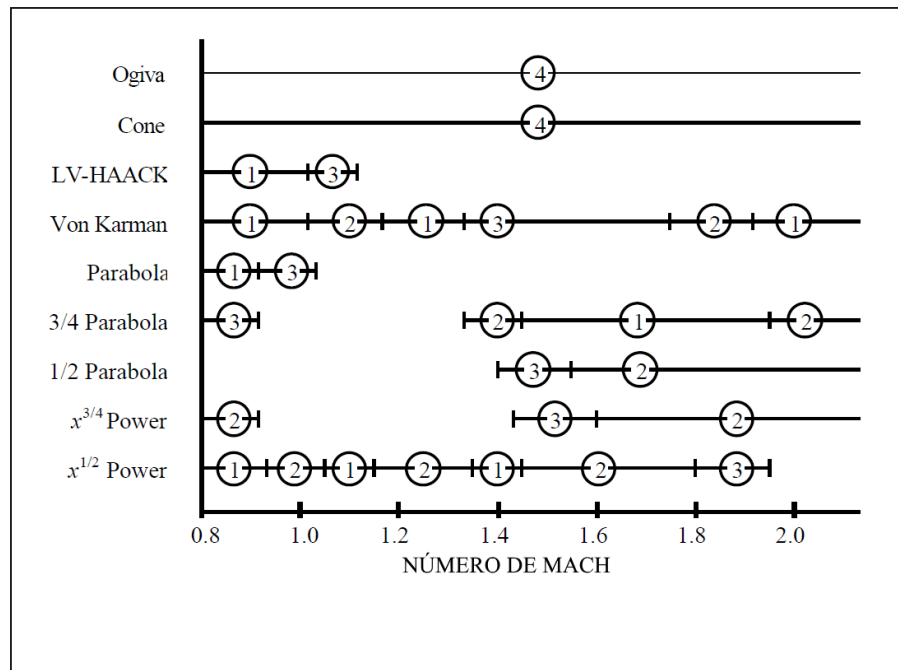


Figura 2.10 – Comparação do arrasto para cada formato de cone de nariz em diferentes regiões de Mach, sendo os desempenhos (1)Superior (2)Bom (3)Regular (4)Inferior (CROWELL, 1996).

O formato do cone de nariz fará parte do cálculo do centro de pressão do foguete, pois este cálculo é realizado através da soma das distâncias dos centros de pressão de todos os componentes deste. Para o cone de nariz, o centro de pressão pode ser calculado através da razão entre o volume e a área da base deste. Portanto, a escolha de um formato deve levar em conta também este fator, vital na construção de um foguete.

Na escolha de um formato de cone de nariz ideal, deve-se considerar que, quanto maior a área de superfície, maior será o arrasto gerado por fricção do ar que escoar pelo cone de nariz, mas em contrapartida, uma razão de aspecto maior, e portanto maior área de contato pode ser necessária para vencer forças de pressão geradas em escoamentos supersônicos.(CROWELL, 1996)

2.4 MODELAGEM MATEMÁTICA

A partir das considerações sobre o escoamento realizadas na seção anterior, podem ser agora definidas as equações matemáticas que irão governar este fenômeno. O modelo

será considerado como axissimétrico e em duas dimensões, por conta de limitações na simulação numérica, pois a versão acadêmica do ANSYS Fluent possui restrições em relação ao número de volumes máximos permitidos em uma única malha.

2.4.1 EQUAÇÕES MÉDIAS DE RANS

As equações médias de RANS são a base para os modelos de turbulência conhecidos e amplamente utilizados atualmente. Equacionadas a partir das equações de Navier-Stokes por Osborne Reynolds em REYNOLDS (1895), para fluidos viscosos incompressíveis, conforme demonstrado na equação 2.29. Este equacionamento realiza-se através da separação dos termos na descrição de escoamento de Navier-Stokes em uma soma entre uma componente média no tempo, representada por uma barra acima do termo (\bar{u}), e uma componente residual, representada por uma apóstrofe no termo (u'). O termo f nesta equação representa as forças externas aplicadas ao escoamento.

$$\rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = \rho \bar{f}_i + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[-\bar{p} \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \rho \overline{u'_i u'_j} \right] \quad (2.29)$$

2.4.2 MODELO DE TURBULÊNCIA SST

Segundo WILCOX (2000), o modelo de turbulência $k-\omega$ (WILCOX, 1988), derivado das equações de Navier-Stokes, seria o mais indicado para cálculo de escoamentos externos em duas dimensões com altos gradientes de pressão adversos, devido à sua maior precisão neste tipo de escoamento em relação à outros modelos. Mas segundo MENTER (1994), o modelo $k-\omega$ não representa com grande precisão o comportamento assintótico das linhas de fluxo do escoamento próximo à parede deste, apesar de ainda assim conseguir prever corretamente a tensão de cisalhamento e o perfil de pressões no escoamento. Por isso o modelo de turbulência escolhido para esta análise será o SST, ou Shear Stress Transport, que otimiza o modelo $k-\omega$ utilizando características de outro modelo, $k-\epsilon$, que representa melhor o escoamento próximo das paredes e nas camadas livres de cisalhamento. A seguir temos as equações 2.30 e 2.31, representando, reespectivamente, a taxa de dissipação de calor e a quantidade de energia cinética na turbulência para o modelo SST.

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{v_t} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial(\rho k)}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega_2}}{\omega} \frac{k}{x_j} \frac{\omega}{x_j} \quad (2.30)$$

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial(\rho k)}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (2.31)$$

Para a aplicação destas equações, alguns coeficientes empíricos de fechamento devem ser utilizados. São estes $\beta=0,075$, $\beta^*=0,09$, $\sigma_k=0,85$, $\sigma_\omega=0,85$, $\sigma_{\omega_2}=0,856$ e $\gamma=0,52$

Os coeficientes μ , μ_t , ϵ , v e F_1 representam, respectivamente, a viscosidade molecular, a viscosidade turbulenta, a dissipação por unidade de massa, a velocidade local do escoamento na direção das ordenadas e a função de mistura.

2.5 MODELAGEM NUMÉRICA

Nesta seção é apresentada a modelagem numérica que é utilizada neste projeto, bem como uma breve explicação de como são realizadas as análises de volumes finitos e a construção das malhas para discretização do problema.

2.5.1 MÉTODO DE VOLUMES FINITOS

As simulações são realizadas de maneira diferencial, de acordo com as definições de escoamento listadas nos capítulos anteriores. O fluido que escoar pelo foguete é o ar, sendo considerado um gás ideal. Para condições de contorno, considera-se a superfície do foguete de não deslizamento com paredes impermeáveis e adiabática (FEDARAVIČIUS et al., 2012).

2.5.2 MALHAS

A malha é o domínio físico discretizado em uma simulação para que a discretização das equações seja realizada. A definição do tamanho e forma dos elementos da malha tem influência direta na precisão e até mesmo da validade da simulação. Para esta análise de turbulência, a altura do primeiro volume em relação à parede do foguete tem extrema importância. Caso seja muito maior ou muito menor que a camada limite do fluido no escoamento, pode acarretar em resultados não condizentes com a realidade. O Y^+ é um número adimensional que monitora esta distância entre a parede e o primeiro volume da malha, e pode ser estimado segundo as equações abaixo:

$$Y = \frac{Y^+ \mu}{\rho u_*} \quad (2.32)$$

Através de uma estimativa da velocidade do escoamento, da massa específica e viscosidade molecular do fluido em análise e do comprimento de referência do escoamento, pode-se, pela equação 2.36, calcular o número de Reynolds (Re) do escoamento. Após isto, pode ser estimado um valor de coeficiente de atrito superficial (C_f) pela correlação de Schlichting, segundo a equação 2.35. Então calcula-se o valor da tensão de cisalhamento pela equação 2.34 e o valor da velocidade de fricção (u^*) pela equação 2.33.

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau}{\rho}} \quad (2.33)$$

$$\tau = \frac{1}{2}C_f\rho V^2 \quad (2.34)$$

$$C_f = [2 \log(Re) - 0,65]^{-2,3} \text{ para } Re < 10^9 \quad (2.35)$$

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (2.36)$$

A equação 2.32 representa a relação entre a altura da primeira célula, Y e o número adimensional Y^+ . Segundo LOPEZ et al. (2013), para análises utilizando o modelo de turbulência SST, podem ser considerados valores de Y^+ até 300 como sendo satisfatórios para uma análise computacional. Este projeto tem como alvo um valor de Y^+ abaixo de 300 em todo o comprimento do foguete, buscando otimizar os cálculos, aumentando o tamanho dos volumes e, conseqüentemente, reduzindo o número destes na malha.

A malha deve ser mais refinada na superfície do foguete e também em suas camadas mais próximas. Nas camadas mais distantes da superfície, esta pode ser mais grosseira, pois não possui variações expressivas por estar mais afastada do escoamento.

3 METODOLOGIA

O foguete considerado terá diâmetro externo de 102 mm, comprimento total de 2 m, comprimento do cone de nariz de 25cm, e peso inicial de 10,5 kg aproximadamente. As dimensões podem ser observadas na figura 3.1. O motor utilizado é um motor a base de açúcar e nitrato de potássio, sendo classificado na classe J, conforme codificação de motores de foguete. Tal motor gera um impulso total na faixa de 640 a 1280 N.s. Neste trabalho considera-se um valor de 1280 N.s de impulso total.

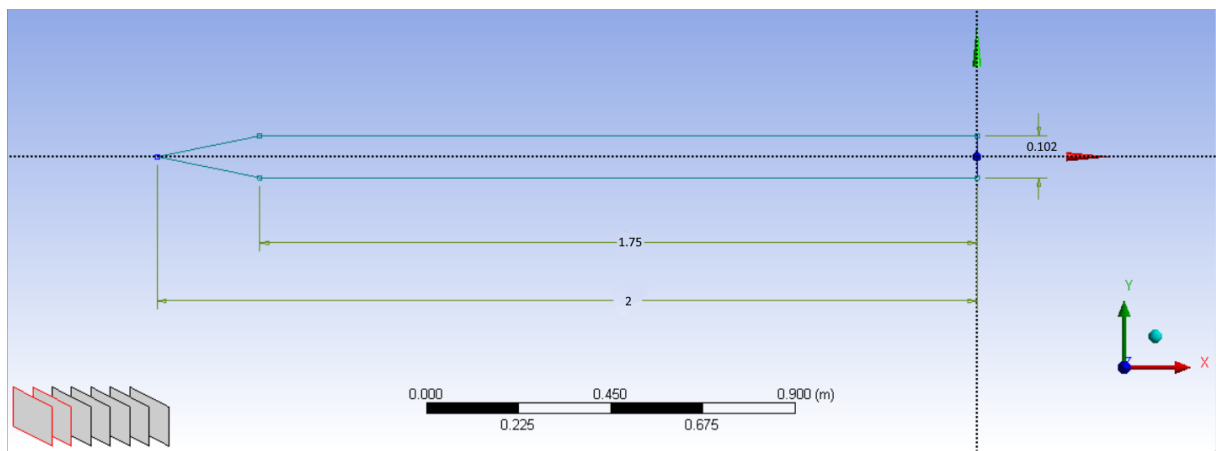


Figura 3.1 – Dimensões do foguete em análise.

A análise realizada segue as seguintes etapas: Validação, Simulação dos modelos de cone de nariz e comparação dos resultados, detalhadas à seguir.

3.1 VALIDAÇÃO

Usando o software Fluent versão acadêmica, foi feita a validação do modelo segundo dados experimentais conhecidos. A comparação de dados de simulação realiza-se através da utilização do modelo de turbulência SST. Os dados experimentais provêm do artigo PERKINS et al. (1958), e após a simulação são comparados os valores dos coeficientes de atrito para validação do modelo.

3.2 SIMULAÇÃO DOS MODELOS DE CONE DE NARIZ

Resolve-se o escoamento sobre cone de narizes dos formatos cônico, parabólico completo, 1/2 power e LD-HAACK considerando algumas faixas de Mach: 0,3; 0,6; 0,9 e 1,2. Cada foguete simulado é inserido em um volume de controle retangular com 3 metros de altura por 17 metros de comprimento. Após a simulação, é obtida a distribuição de pressão sobre o corpo e o coeficiente de arrasto para cada formato em cada uma das faixas

de Mach. Para análise do centro de pressão, calcula-se o escoamento em cada um dos cone de narizes com ângulo de ataque de 4 graus à 1.2 Mach, para posterior comparação da posição do centro de pressão em cada caso.

3.3 COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS

Os resultados das simulações são comparados com objetivo de definir qual o melhor cone de nariz para o foguete contemplado neste projeto.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 VALIDAÇÃO

O sistema valida-se através da simulação de um cone de nariz cônico, com diâmetro de 1,75 polegadas, ou 44,45 milímetros, e comprimento de 5,25 polegadas, ou 133,35 milímetros, em um escoamento com velocidades de 1,3, 1,5, 2, 2,4, 3 e 4 Mach, conforme experimento realizado em um túnel de vento em PERKINS et al. (1958). Este cone é inserido em um volume de controle retangular de 50 polegadas por 80 polegadas, ou 1,27 por 2,032 metros, com uma região com volumes de menor tamanho inseridos em diferentes regiões. A malha formada possui 44343 nós e 73673 volumes, com 54 camadas de inflação na superfície do objeto, e taxa de crescimento de 1,2, observada nas figuras 4.1 e 4.2. Os valores para as camadas de inflação obtém-se através de estimativa pelas equações 2.32, 2.33, 2.34, 2.35 e 2.36, visando garantir um valor de Y^+ igual ou menor que 300. Os volumes gerados são quadriláteros e triangulares, com tamanhos variando de 127mm à 12,7mm. As equações utilizadas são as do modelo de turbulência SST, considerando as equações de energia e o fluido sendo ar, modelado como gás ideal. Posteriormente são comparados os valores de coeficiente de arrasto com os dados experimentais obtidos, conforme figura 4.3.

Pode-se observar na figura 4.3 que os dados obtidos experimentalmente estão muito próximos dos calculados matematicamente, validando-se assim o modelo de simulação selecionado.

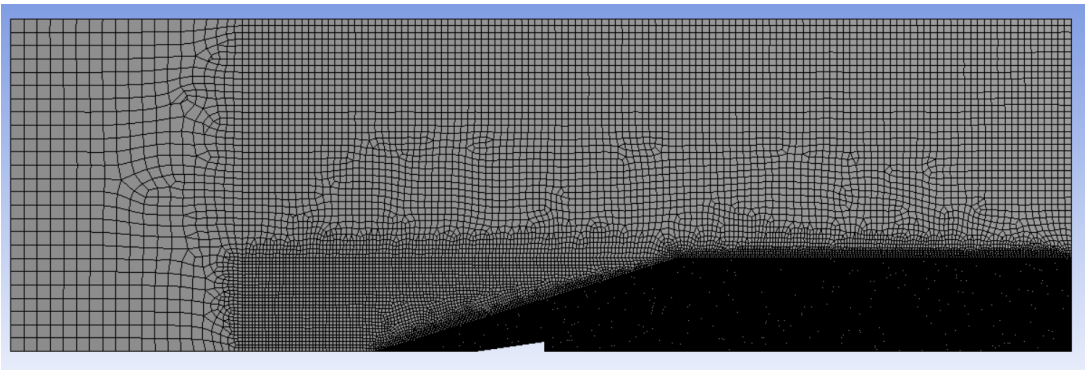


Figura 4.1 – Detalhe da elipse na malha gerada para validação do cone de nariz cônico.

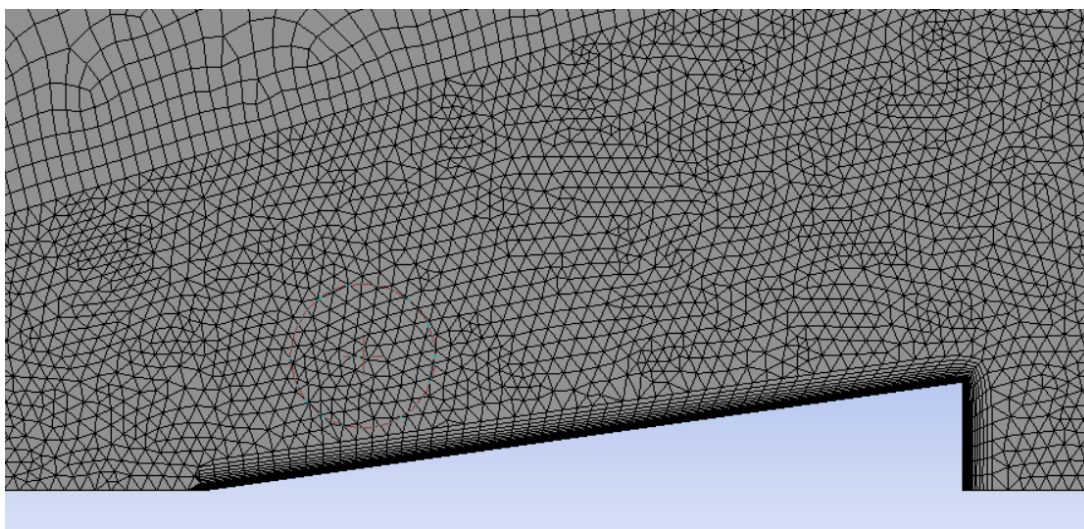


Figura 4.2 – Camadas de inflação na malha gerada para validação do cone de nariz cônico.

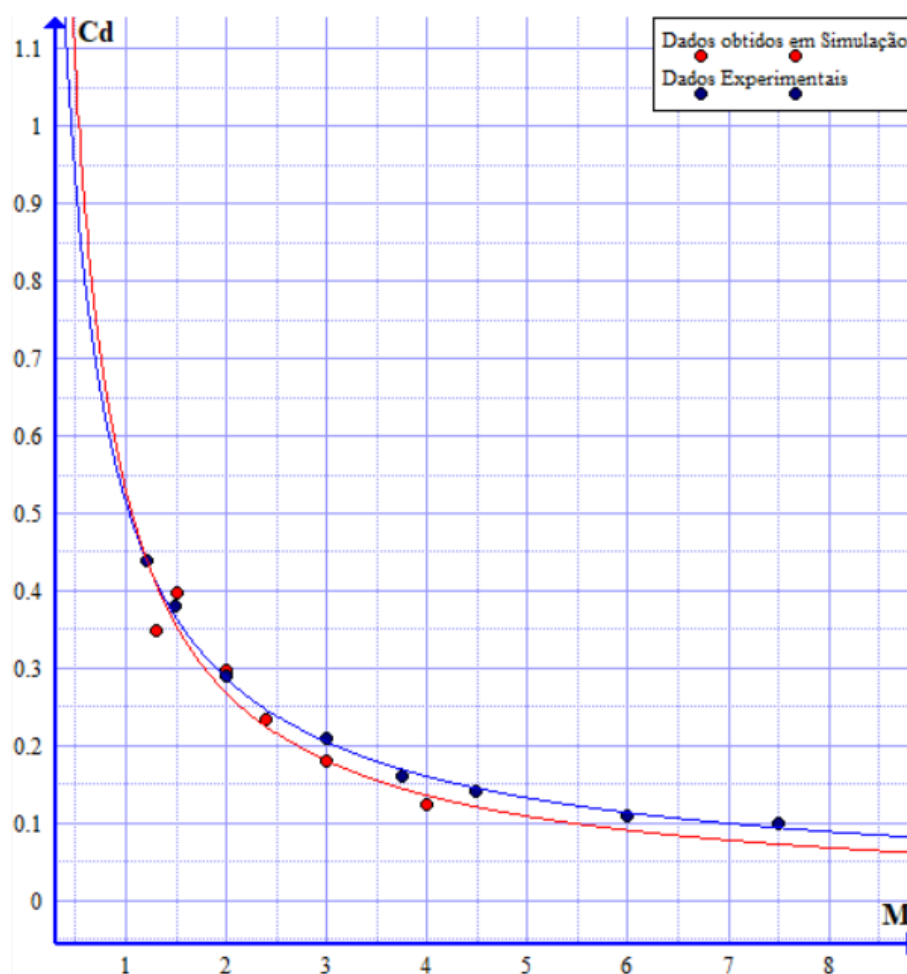


Figura 4.3 – Gráfico comparando valores obtidos experimentalmente por (PERKINS et al., 1958) e dados obtidos por simulação.

calculadas por um programa externo ao Fluent e posteriormente adicionadas à geometria, cada uma formada por um conjunto de 1251 pontos.

O erro residual é definido como 10^{-6} para todos os parâmetros de análise durante o equacionamento, e as malhas são analisadas até convergência.

Na tabela 4.1 podemos observar os valores de coeficiente de arrasto obtidos para cada tipo de cone de nariz para cada faixa de velocidade analisada. Observa-se que em todos os casos o cone de nariz tipo LD-HAACK possui melhor desempenho que os demais.

Tabela 4.1 – Coeficientes de Arrasto obtidos para cada tipo de cone de nariz por Número de Mach

Mach	Cônico	Parabólico	1/2 Power	LD-HAACK
0,3	0,599086	0,608433	0,597296	0,579686
0,6	0,570538	0,574254	0,566176	0,549768
0,9	0,555482	0,544952	0,547669	0,523466
1,2	0,670940	0,663349	0,621750	0,617602

Isto pode ser comprovado através da figura 4.6, que relaciona o número de Mach com a força de arrasto resultante em cada uma das velocidades analisadas para cada formato de cone de nariz. Pode-se concluir através do gráfico que em baixas velocidades a força de arrasto não varia muito com o tipo de cone de nariz, mas à medida que estas velocidades no escoamento aumentam, ocorre uma maior diferença na força de arrasto em relação ao tipo de cone de nariz. Os formatos LD-HAACK e 1/2 Power se destacam dos demais à medida que o Número de Mach aumenta.

Comparando-se os dados de coeficiente de arrasto à velocidade de 1,2 Mach, pode-se perceber uma diferença próxima de 8% entre os valores obtidos com cone de nariz cônico e com cone de nariz LD-HAACK, respectivamente os formatos de pior e melhor performance nesta velocidade, comprovando-se a necessidade da escolha de um tipo de cone de nariz ideal para se obter máxima performance no projeto de um foguete.

4.3 CENTRO DE PRESSÃO

Para análise comparativa do centro de pressão para cada perfil de cone de nariz, as mesmas geometrias utilizadas anteriormente são espelhadas, e calculadas para um escoamento com ângulo de ataque de $\alpha = 4^\circ$, desta vez não em regime axissimétrico, mas considerando todo o plano, à uma velocidade Mach = 1,2.

Pode-se observar na figura 4.7 que para esta configuração o cone de nariz de formato Cônico, que possui pior desempenho em relação à força de arrasto, é aqui o mais indicado para garantir a estabilidade do foguete durante o voo, pois se encontra atrás do centro de gravidade mesmo à um ângulo de ataque de 4 graus. A diferença chega a ser de 9,55% entre o pior e o melhor valor de centro de pressão, o quê é um ganho significativo,

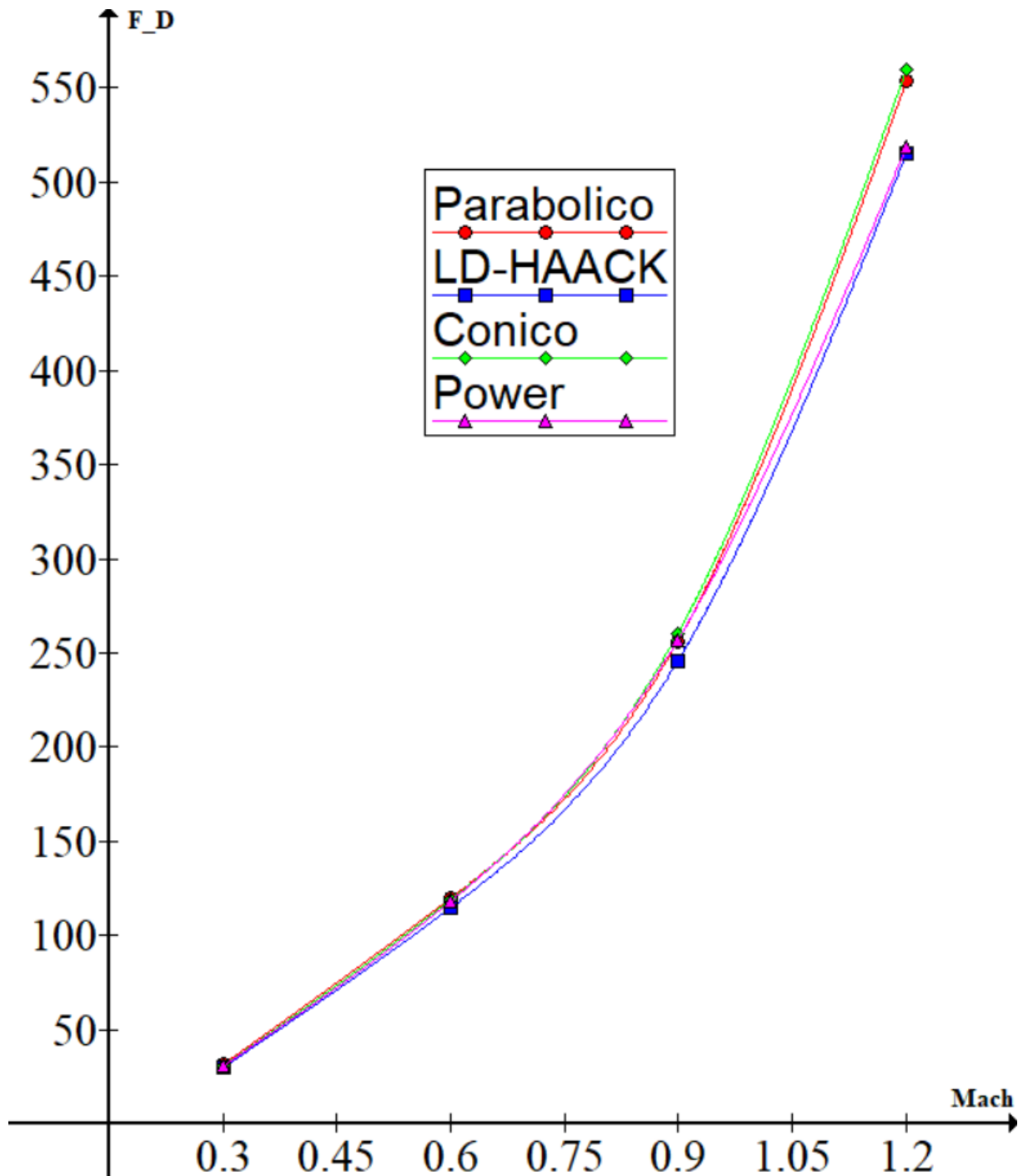


Figura 4.6 – Força de Arrasto x Número de Mach para cada Formato de Cone de Nariz

mas considerando que ainda são adicionadas empenas no foguete para deslocar ainda mais este valor do centro de pressão em direção à traseira do foguete, existe a possibilidade de que esta diferença não gere grande importância na estabilidade final para o movimento esperado.

Na figura 4.8 pode-se observar o posicionamento do centro de pressão para o cone de nariz LD-HAACK em condições ideais de operação (ângulo de ataque de $\alpha = 0^\circ$) durante toda a faixa de velocidade, demonstrando não ser um foguete estável nestas

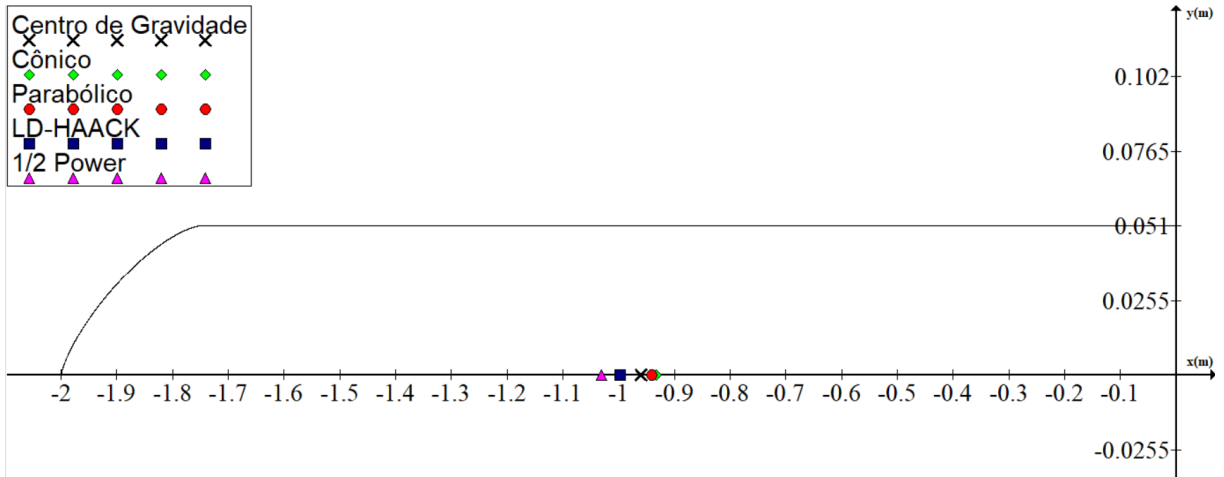


Figura 4.7 – Posição do Centro de Pressão para cada Perfil de cone de nariz à 1,2 Mach e ângulo de ataque de 4° em relação ao centro de gravidade

condições, mas que tende à se tornar mais estável à medida que a velocidade aumenta, e na figura 4.9 observa-se o centro de pressão do modelo com este mesmo fomato de cone de nariz e ângulo de ataque de $\alpha = 4^\circ$, demonstrando a necessidade da construção de empenas que possam reverter este problema, caso seja plausível um ângulo de ataque desta magnitude considerando as forças externas no local onde o foguete será lançado.

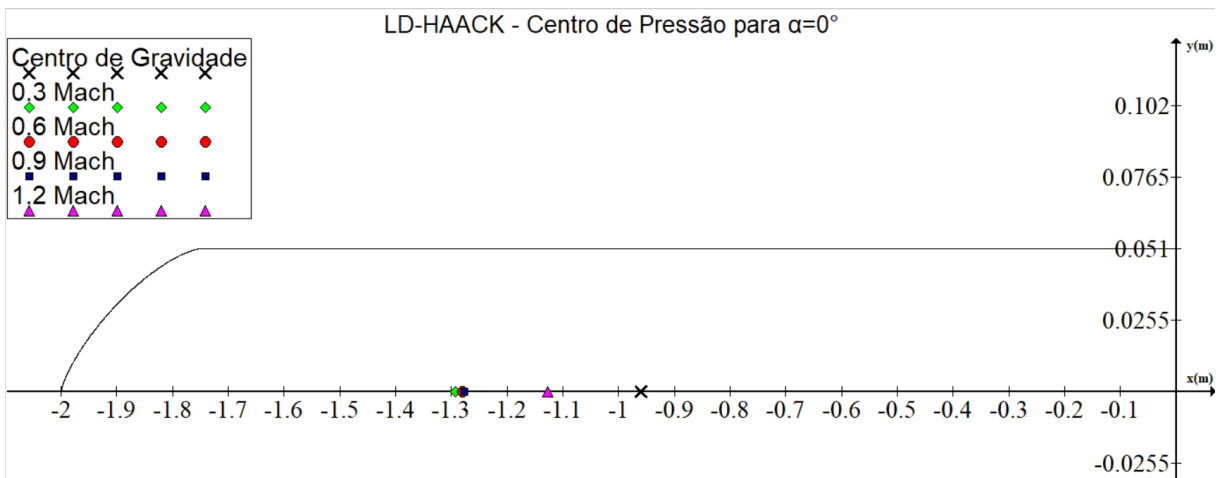


Figura 4.8 – Posição do Centro de Pressão para o Perfil LD-HAACK em toda faixa de velocidade considerando ângulo de ataque de 0°

4.4 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Apesar do formato de cone de nariz LD-HAACK ser comprovadamente melhor que os demais modelos testados para este projeto de foguete e faixa de Mach, deve-se observar também que este não possui o melhor posicionamento do centro de pressão durante o voo, gerando maior instabilidade que outros tipos de cone de nariz. Além disto, este cone de nariz possui maior dificuldade para fabricação, visto que o equacionamento deste formato não é simples e intuitivo, como por exemplo num cone de nariz de formato

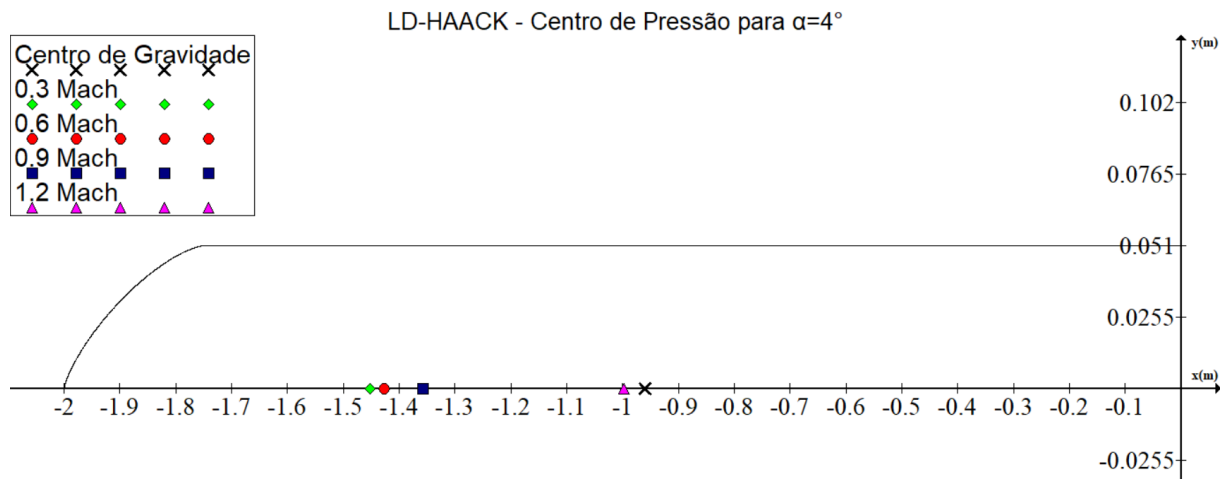


Figura 4.9 – Posição do Centro de Pressão para o Perfil LD-HAACK em toda faixa de velocidade considerando ângulo de ataque de 4°

Cônico ou Parabólico. Caso seja fabricado por manufatura aditiva, por exemplo, este problema pode ser mitigado, contanto que este método não gere outros problemas, como por exemplo uma resistência mecânica inadequada às forças sofridas durante a trajetória do foguete.

Um próximo passo para este estudo em direção à construção do foguete para a competição IREC é uma análise de quão impactante é a diferença gerada por cada tipo de cone de nariz em relação à cada um dos fatores analisados (força de arrasto, perfil de pressões e centro de pressão), para que a partir destes dados sejam obtidos parâmetros mais concretos para avaliação de performance e tomada de decisão no projeto, como por exemplo tempo total para atingir a altitude desejada, quantidade de combustível necessária para o voo e custo de fabricação.

Além disto, deve-se também analisar o posicionamento do centro de pressão para cada tipo de cone de nariz após a adição de empenas no foguete, o que pode vir a fazer com que a diferença entre centros de pressão para cada modelo se torne menos significativa e, conseqüentemente, seja um fator com menor peso no momento da escolha do cone de nariz ideal para este projeto.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. New York: MCGRAW-HILL, 2001.
- BOX, S.; BISHOP, C. M.; HUNT, H.
Estimating the dynamic and aerodynamic parameters of passively controlled high power rockets for flight simulation — Middle East Technical University, 2009.
- CROWELL, G. A.
The descriptive geometry of nose cones — Kaunas University of Technology, 1996.
- CUP, S. A. Intercollegiate rocket engineering competition rules requirements. 2018.
- FEDARAVIČIUS, A.; KILIKEVIČIUS, S.; SURVILA, A. Optimization of the rocket's nose and nozzle design parameters in respect to its aerodynamic characteristics. **Journal of Vibroengineering**, v. 14, n. 4, p. 1885–1891, 2012.
- FOX, W.; PRITCHARD, J.; MCDONALD, A. **Introduction to fluid mechanics**. 7. ed. New York: JOHN WILEY & SONS, INC., 2009.
- GREEN, D.; PERRY, R. **Perry's chemical engineers' handbook**. 6. ed. New York: MCGraw-Hill, 1984.
- LOPEZ, D.; DOMINGUEZ, D.; GONZALO, J. Impact of turbulence modelling on external supersonic flow field simulations in rocket aerodynamics. **International Journal of Computational Fluid Dynamics**, v. 27, n. 8-10, p. 332–341, 2013.
- MENTER, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. **AIAA Journal**, v. 32, n. 8, p. 1598–1605, 1994.
- PERKINS, E. W.; JORGENSEN, L. H.; SOMMER, S. C. **Investigation of the drag of various axially symmetric nose shapes of fineness ratio 3 for mach numbers from 1.24 to 7.4**. Washington: National Advisory Committee for Aeronautics, 1958.
- REYNOLDS, O. On the dynamical theory of incompressible viscous fluids and the determination of the criterion. **Philosophical Transactions of the Royal Society of London. A**, v. 186, p. 123–164, 1895.
- SUTTON, G.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 7. ed. New York: JOHN WILEY & SONS, INC., 2000.
- WILCOX, D. C. Reassessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models. **AIAA Journal**, v. 26, n. 11, p. 1299–1310, 1988.
- WILCOX, D. C. **Turbulence modeling for CFD**. 2. ed. La Canada: DWC Industries, 2000.

A PERFIS DE PRESSÃO

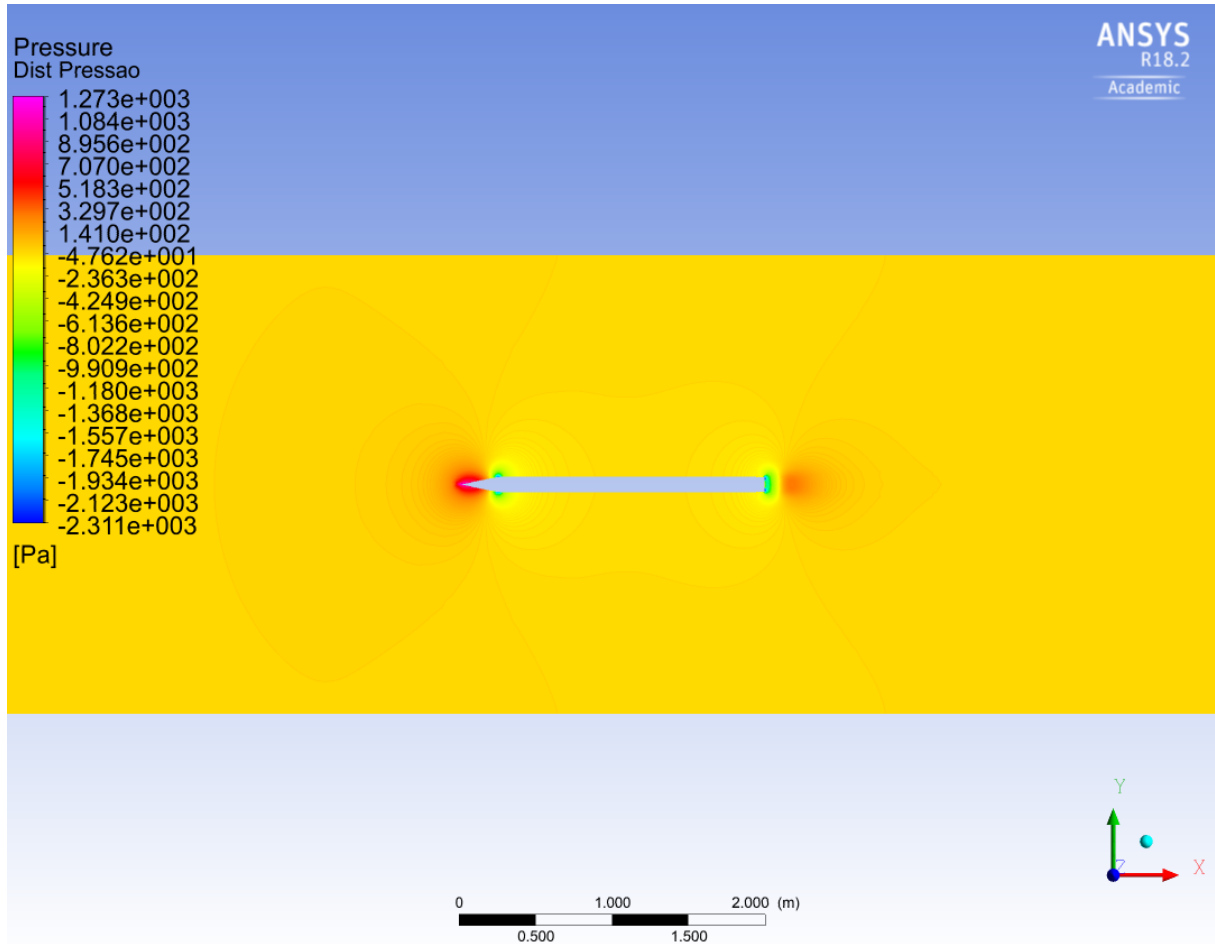


Figura A.1 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Cônico à 0,3 Mach

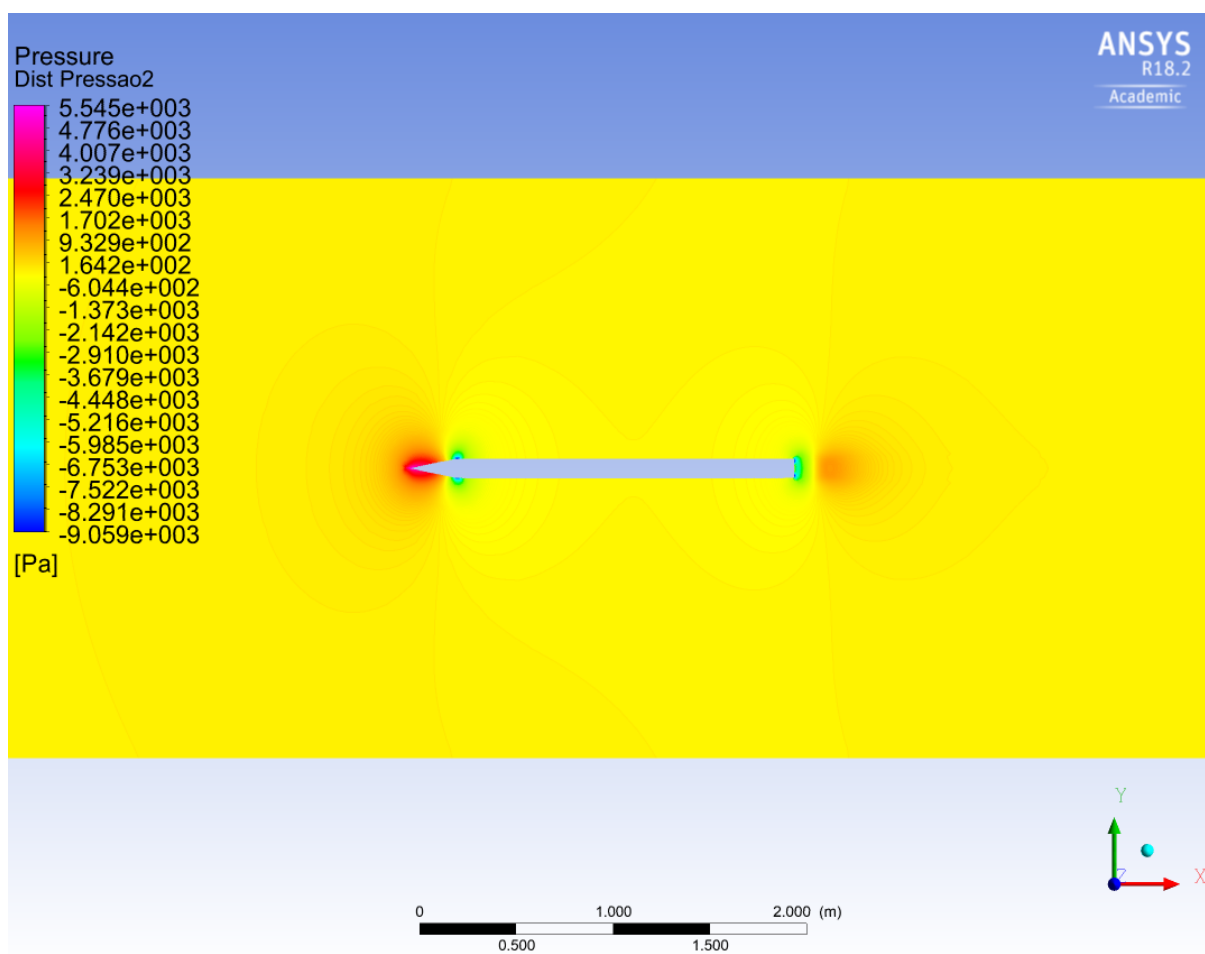


Figura A.2 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Cônico à 0,6 Mach

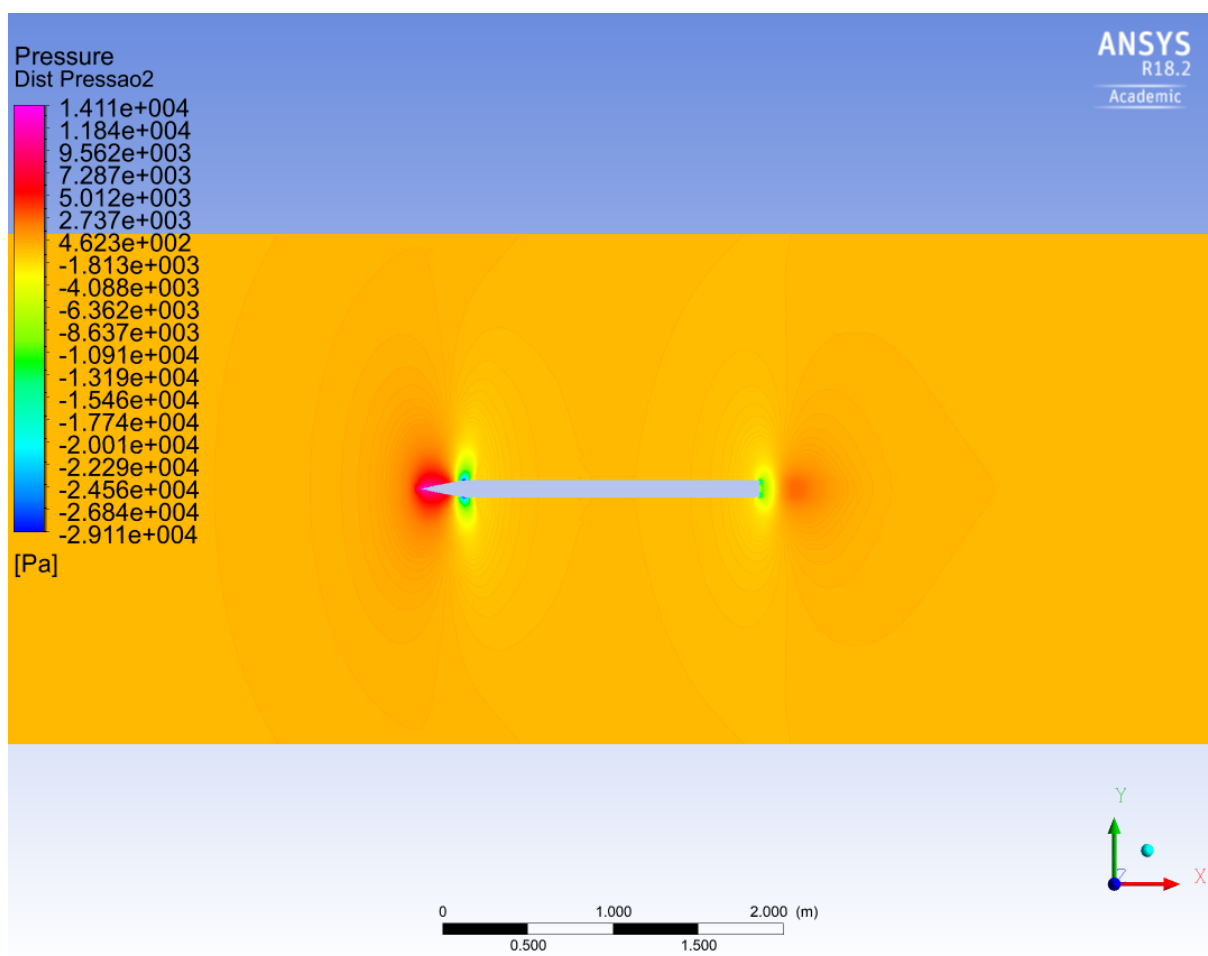


Figura A.3 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Cônico à 0,9 Mach

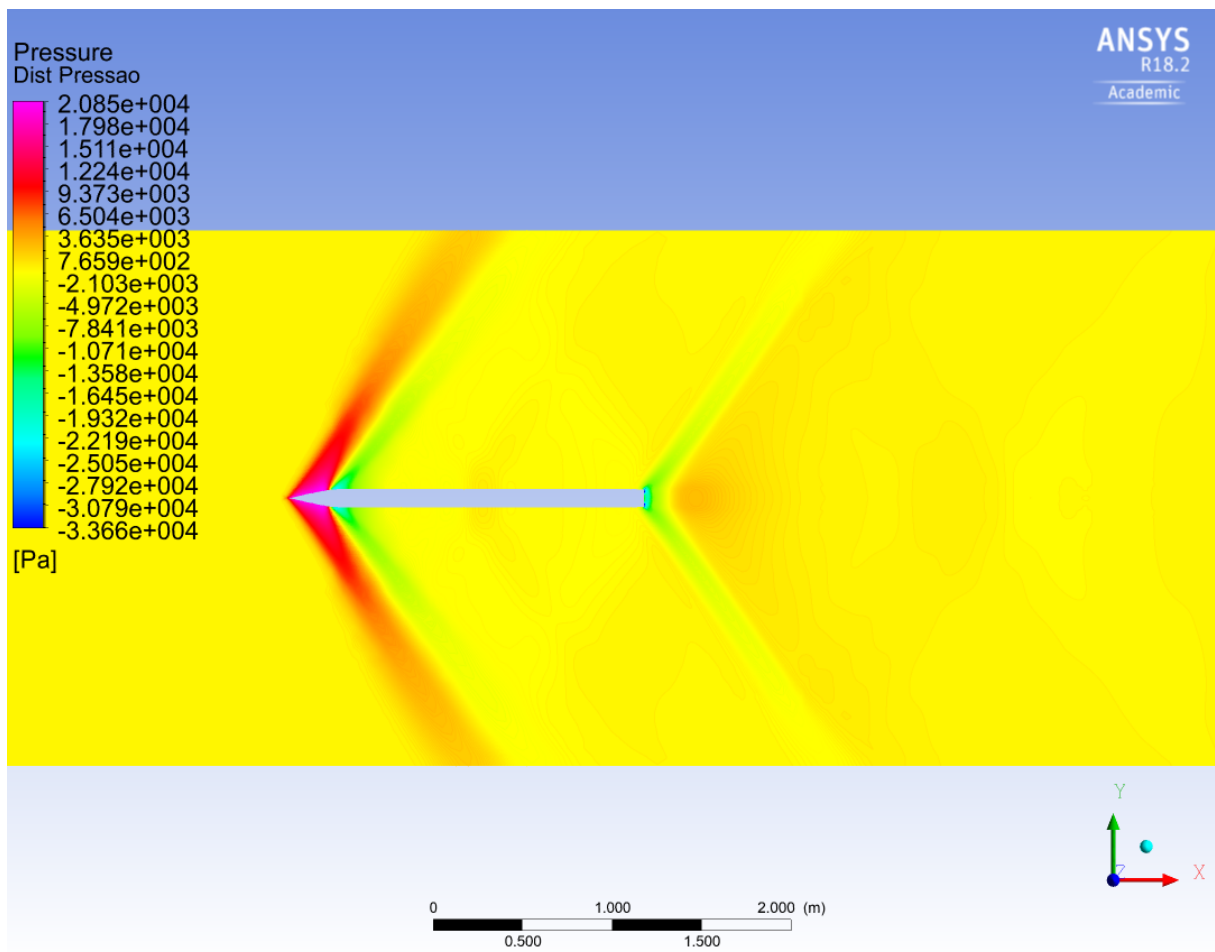


Figura A.4 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Cônico à 1,2 Mach

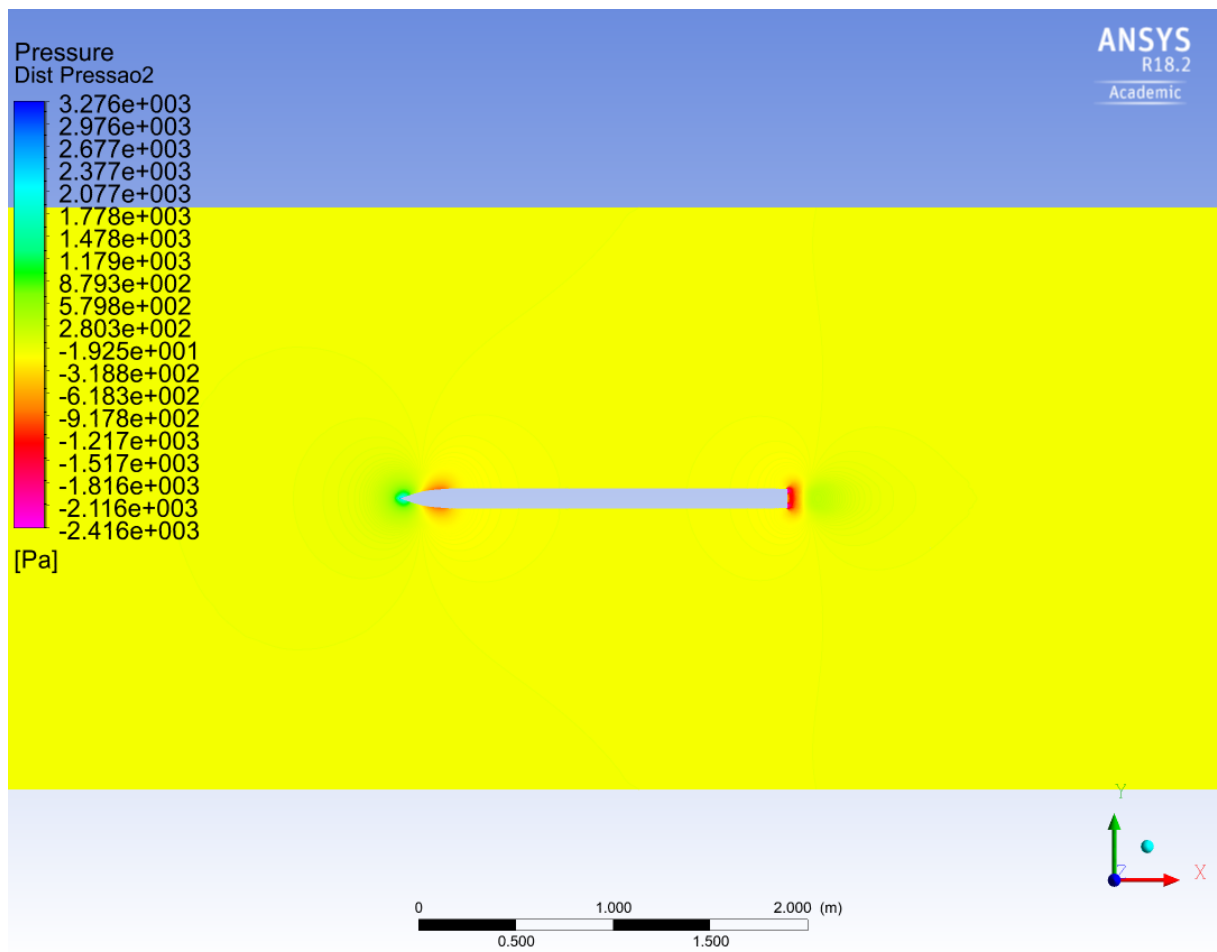


Figura A.5 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Parabólico à 0,3 Mach

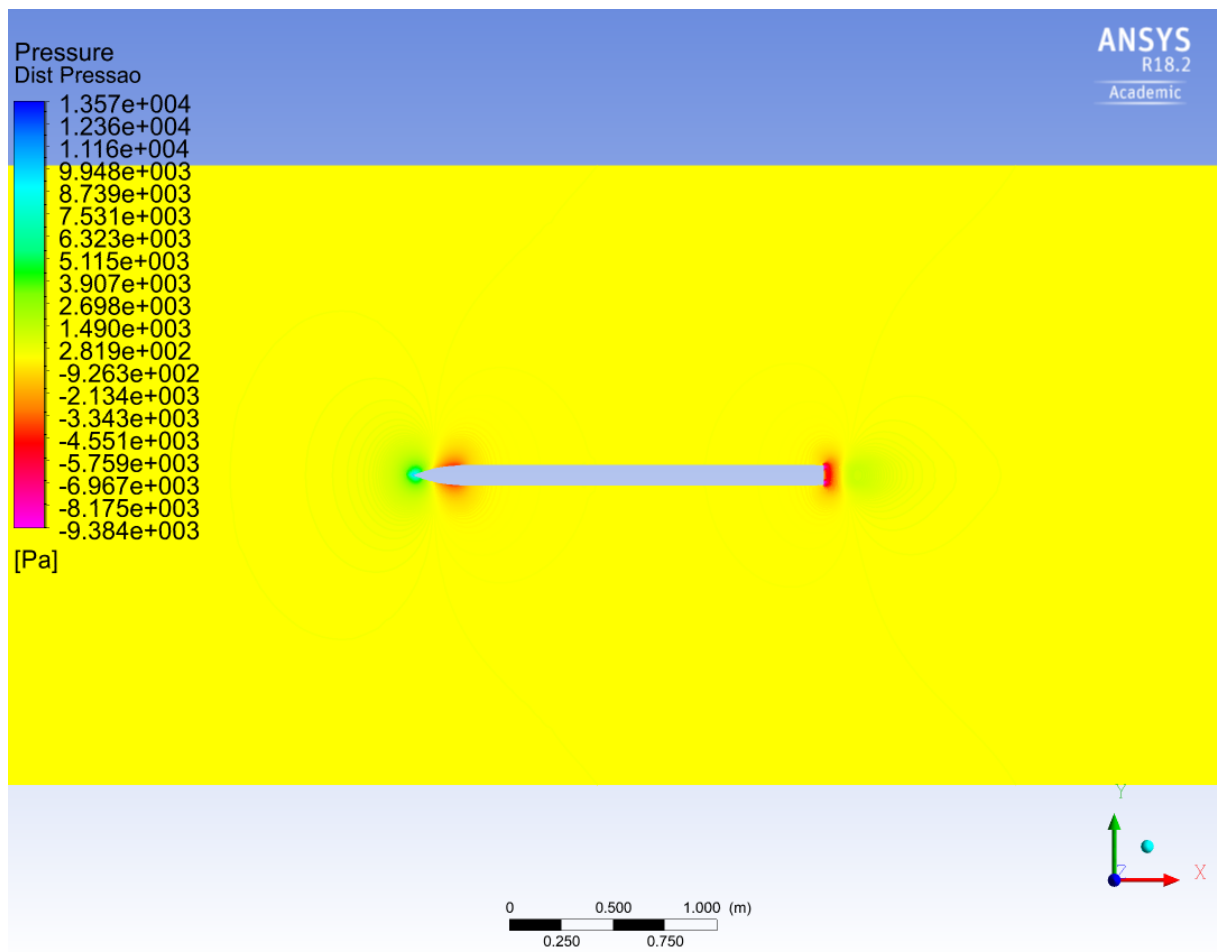


Figura A.6 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Parabólico à 0,6 Mach

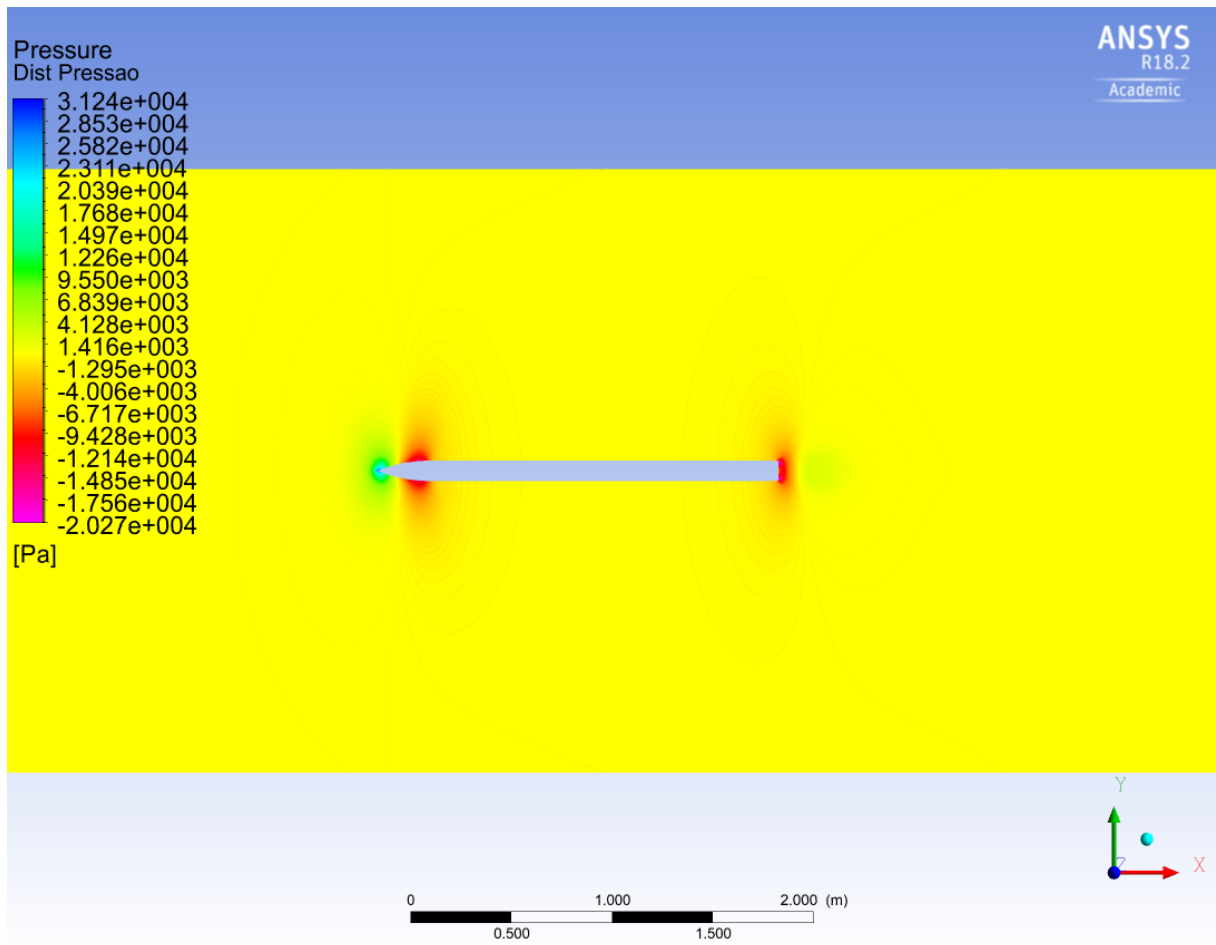


Figura A.7 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Parabólico à 0,9 Mach

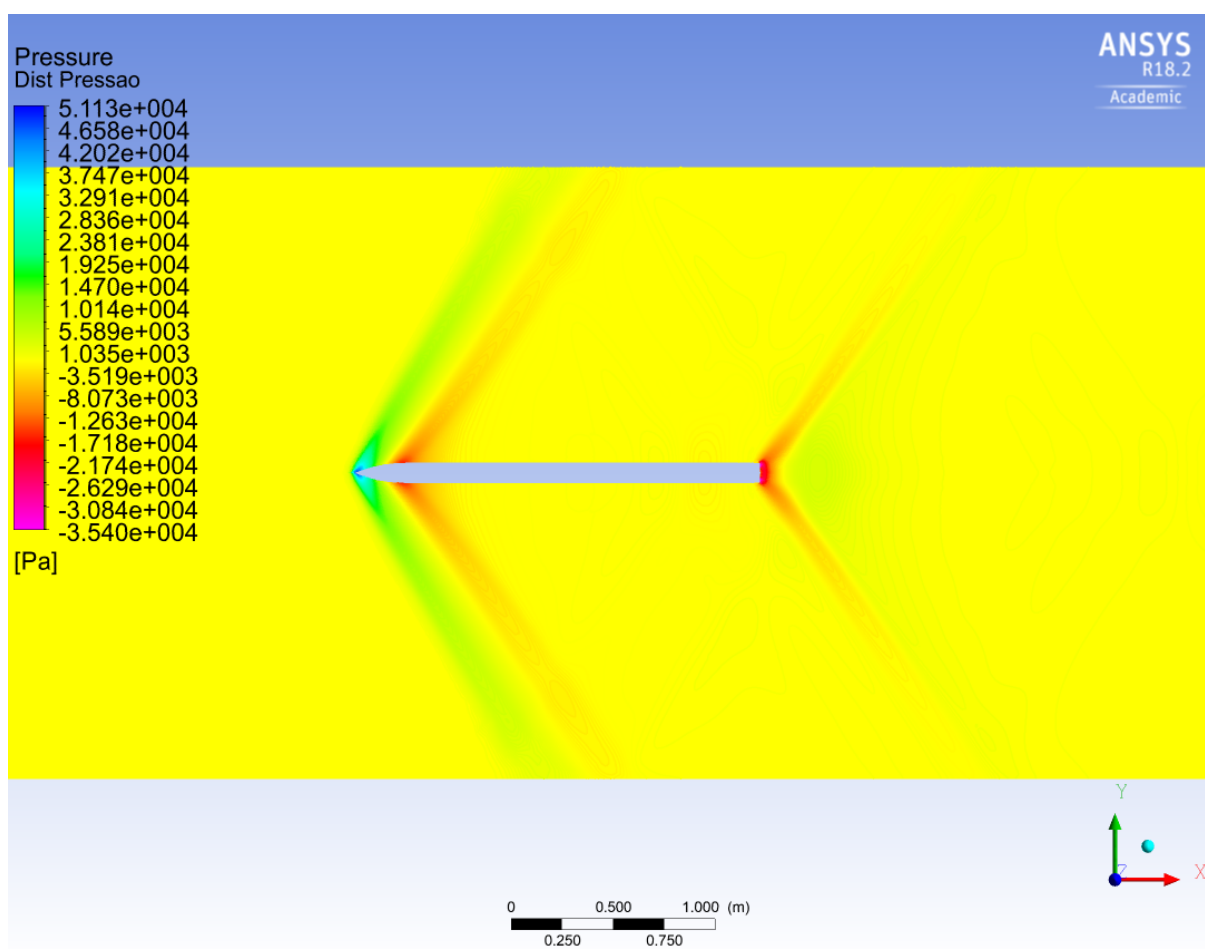


Figura A.8 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz Parabólico à 1,2 Mach

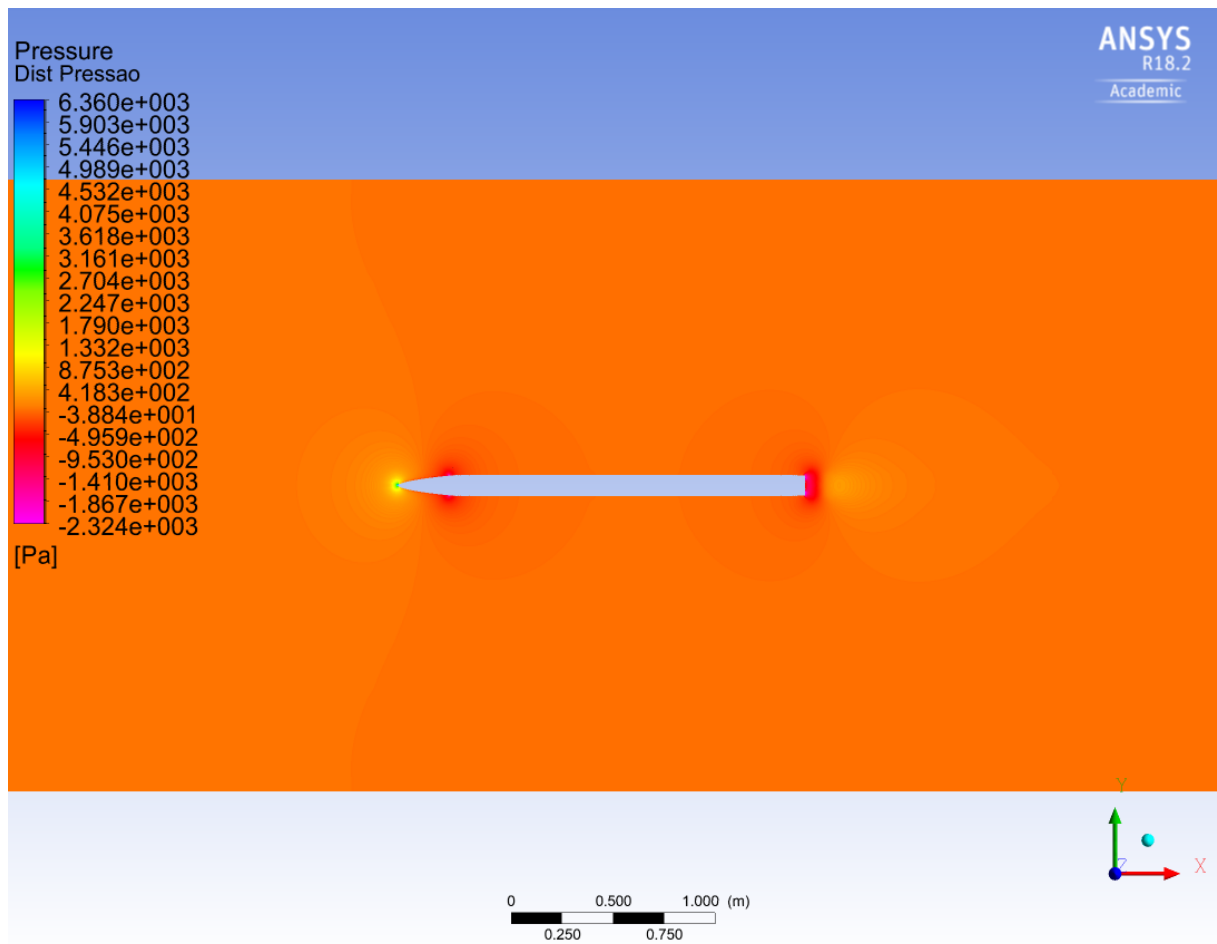


Figura A.9 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz 1/2 Power à 0,3 Mach

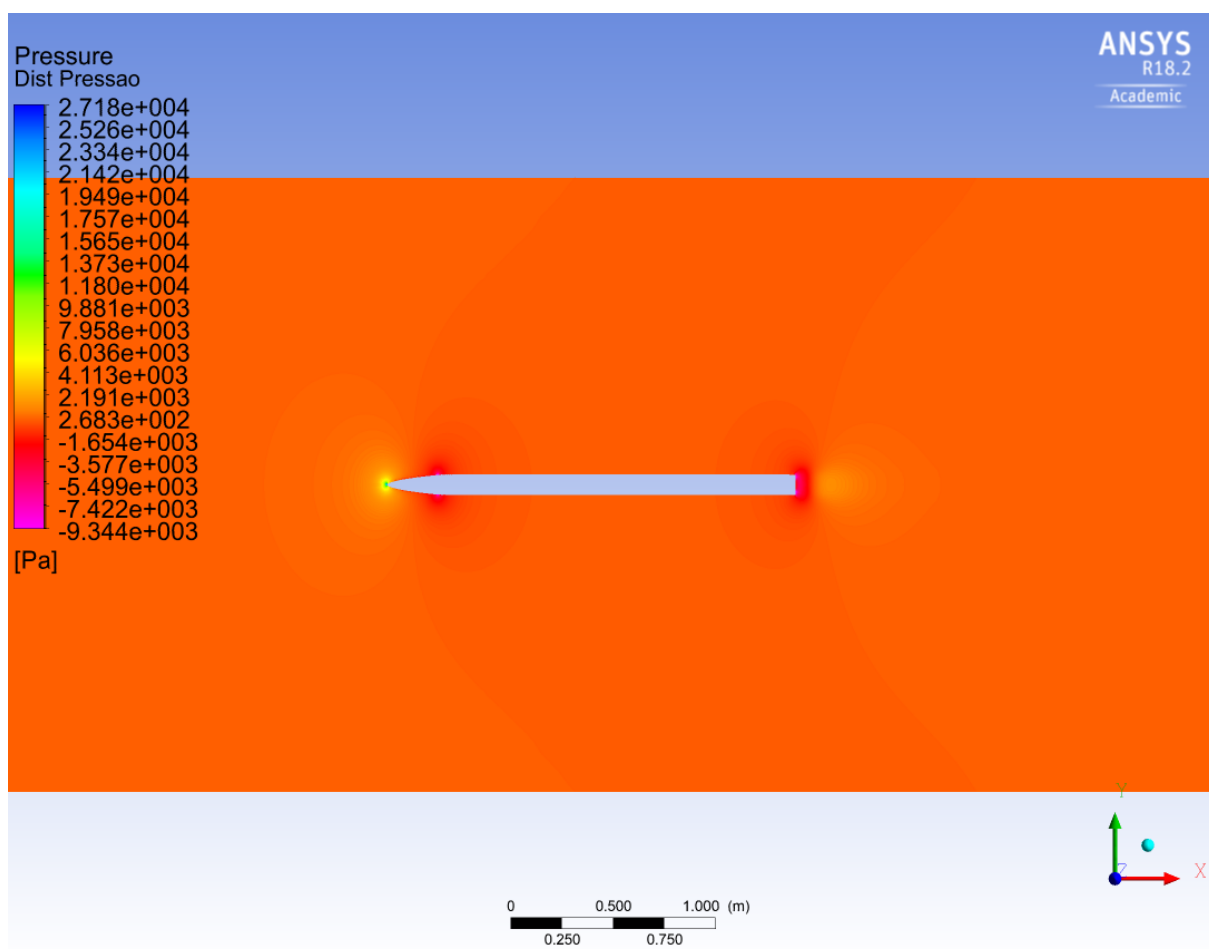


Figura A.10 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz 1/2 Power à 0,6 Mach

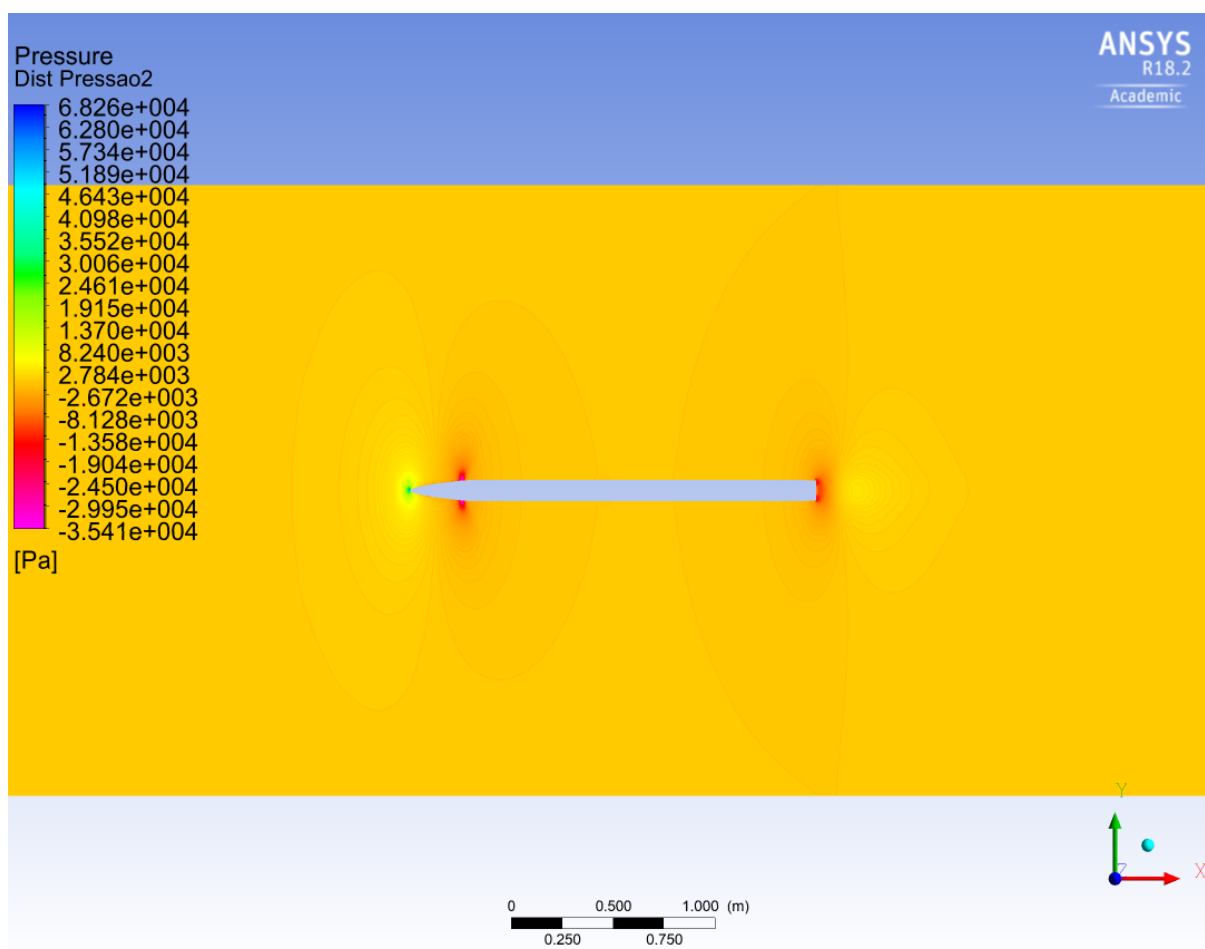


Figura A.11 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz 1/2 Power à 0,9 Mach

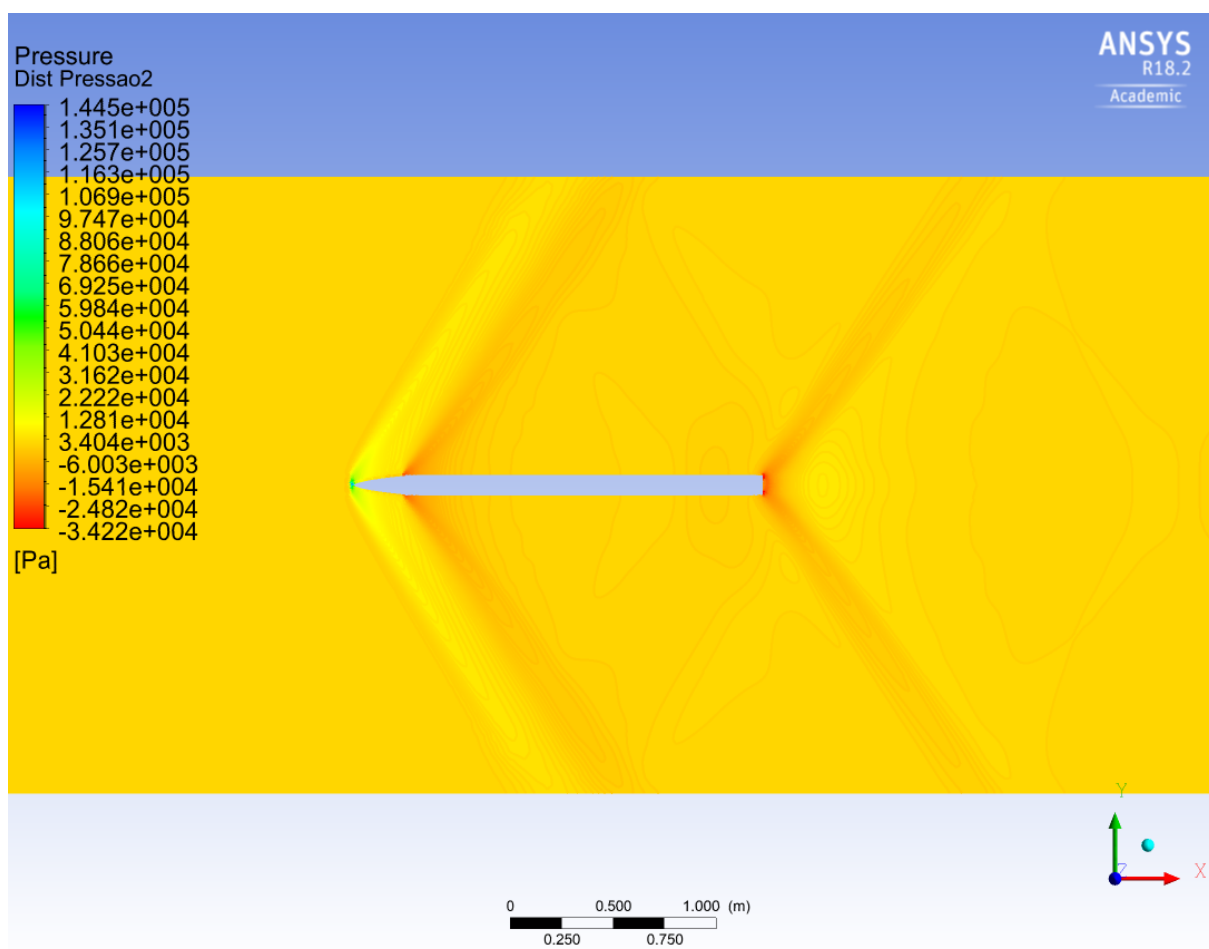


Figura A.12 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz 1/2 Power à 1,2 Mach

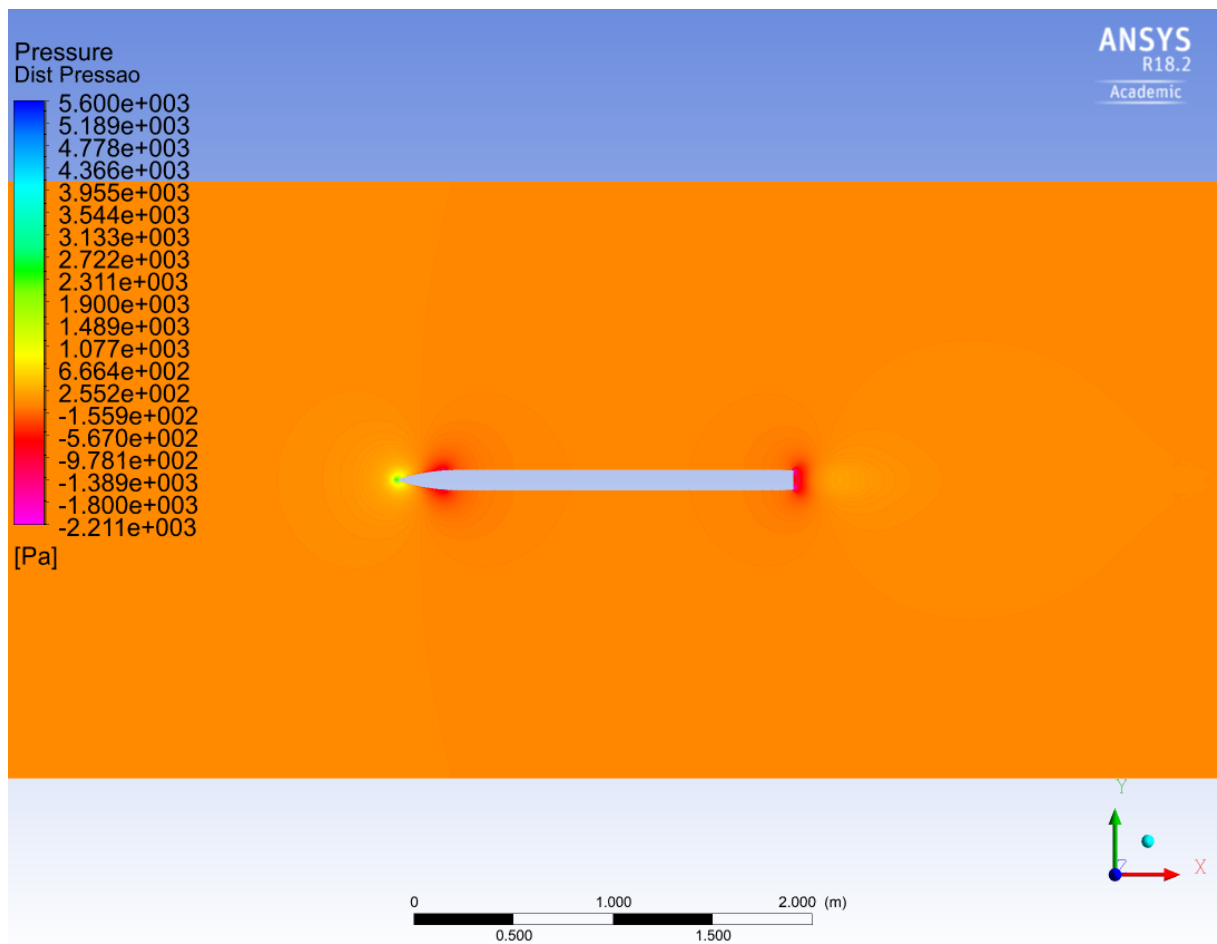


Figura A.13 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz LD-HAACK à 0,3 Mach

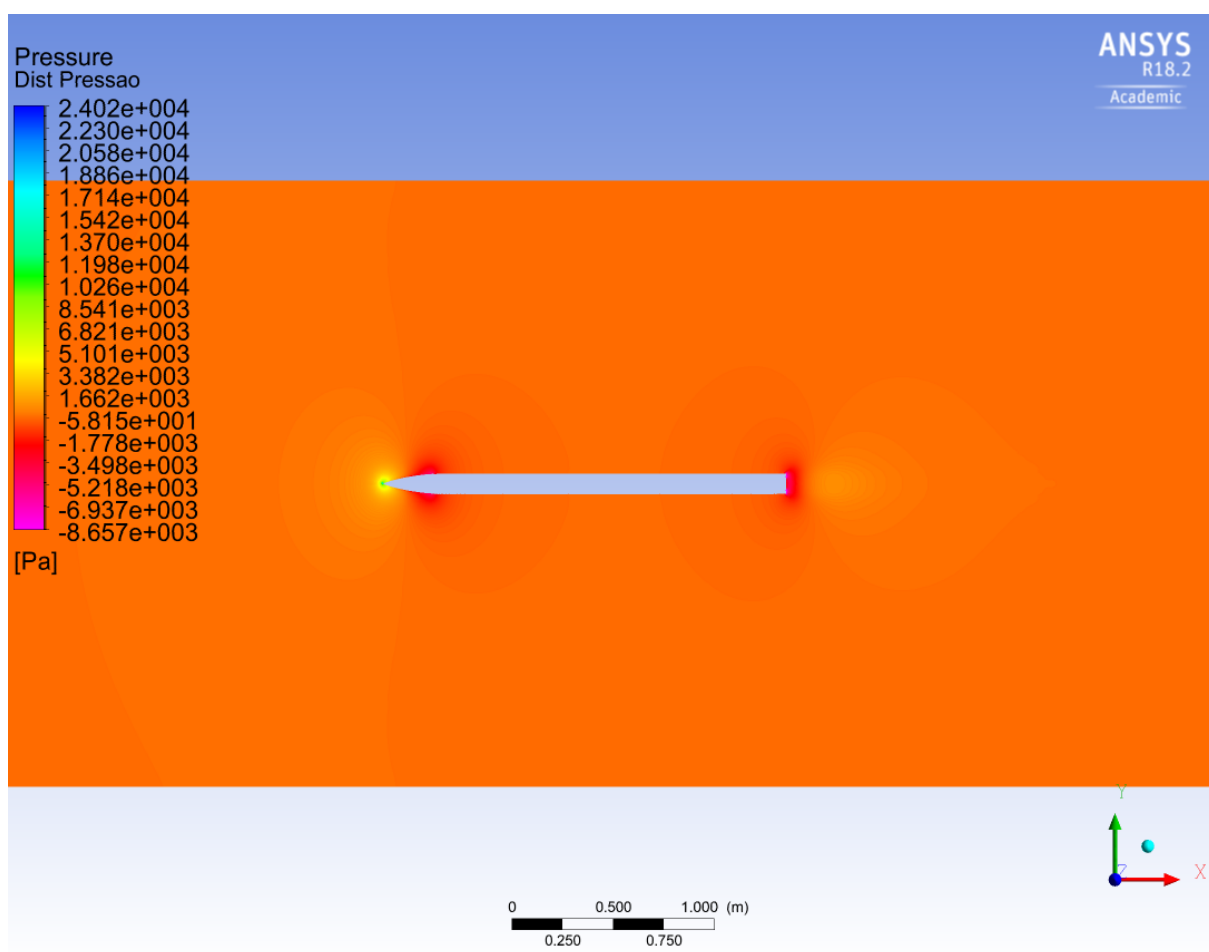


Figura A.14 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz LD-HAACK à 0,6 Mach

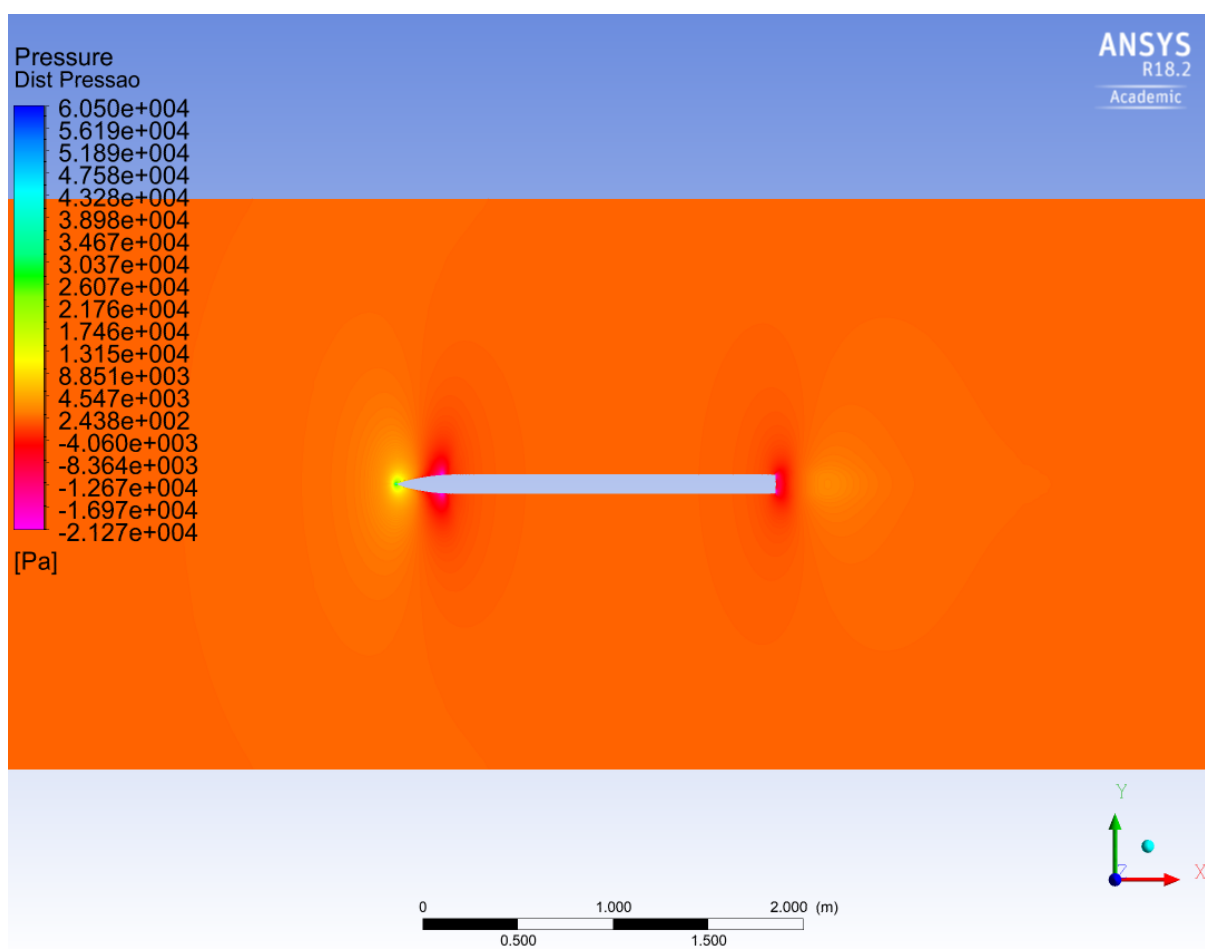


Figura A.15 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz LD-HAACK à 0,9 Mach

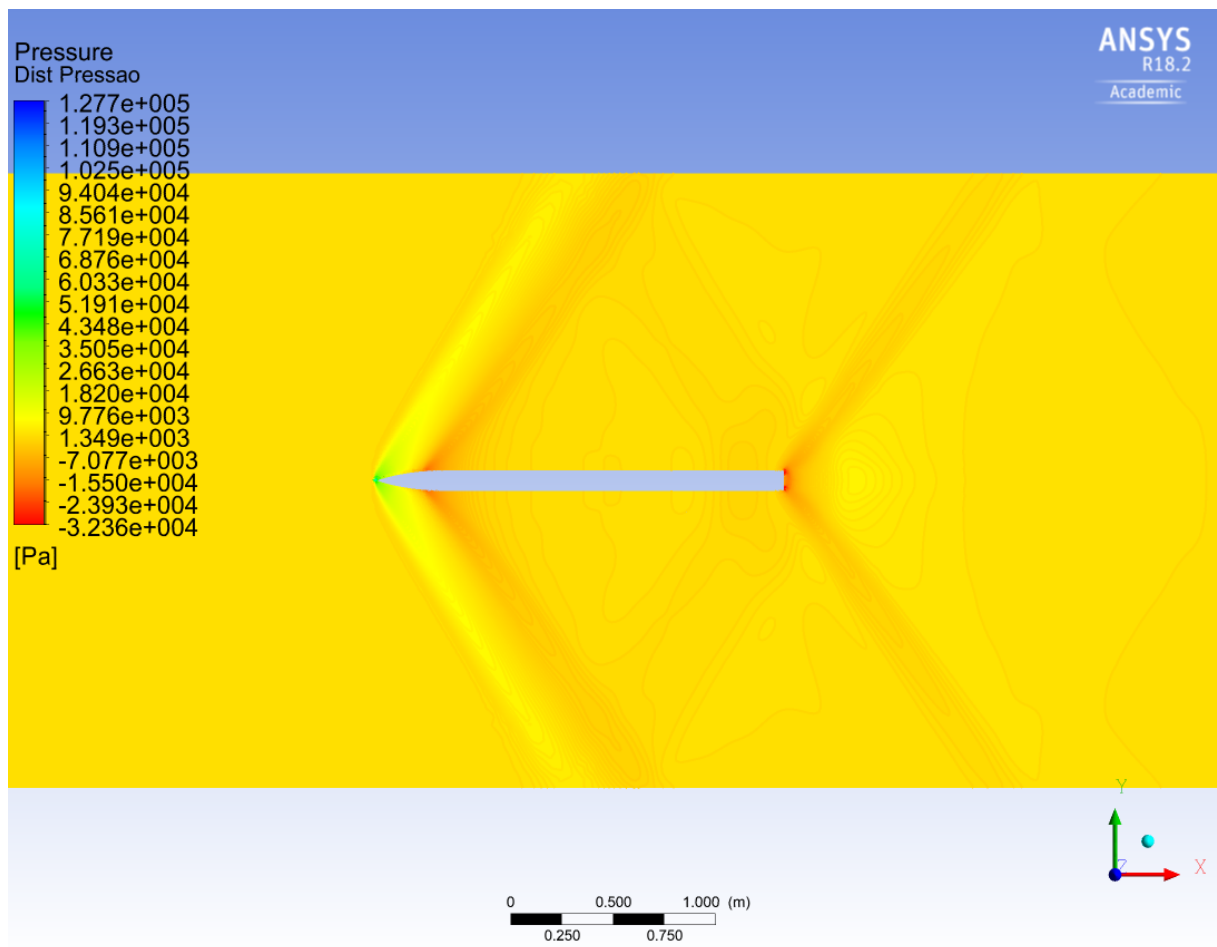


Figura A.16 – Perfil de Pressões para o Cone de Nariz LD-HAACK à 1,2 Mach