**Relatório de Esforços com o Cone-Cilindro Empregando Balança Interna**

João Batista Pessoa Falcão Filho – pesquisador Recebido da Ana Avelar

Layra Mendonça Silva – bolsista CAPES em 7 Jan 2016

IAE – Instituto de Aeronaútica e Espaço

ALA – Divisão de Aerodinâmica

05 de janeirode 2016

1. INTRODUÇÃO

O uso de modelos-padrão, para os quais há muita informação na literatura, são de grande importância tanto para quem lida com a operacionalidade de instalações experimentais de pesquisa, quanto para a aferição de soluções numéricas. Assim, o modelo cone-cilindro com 20o de ângulo total é um candidato adequado e natural para a realização de campanha de ensaios no TTP (Túnel Transônico Piloto) do IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço). Este relatório apresenta os resultados de esforços aerodinâmicos, em particular, o coeficiente de arrasto com ângulo de ataque nulo (CD0). Como a balança interna contém elementos suficientes para a determinação de três forças (arrasto, sustentação e lateral) e três momentos (arfagem, guinada e rolamento), alguns destes parâmetros serão referidos para auxiliar na compreensão de particularidades no ensaio. Por exemplo, as forças de sustentação e lateral podem indicar se o modelo está bem alinhado na seção de testes.

Basicamente os resultados serão apresentados em forma da variação do coeficiente de arrasto com ângulo de ataque nulo (CD0), variando-se o número de Mach do escoamento não perturbado na seção de testes de 0,4 a 1,1, e gráficos de polares de arrasto para números de Mach 0,8 e 0,9.

1. METODOLOGIA EXPERIMENTAL

O modelo empregado foi o de número 2 da série de modelos em escala disponível no TTP, como mostrado no diagrama da Fig. 1, com ângulo total do cone de 20o, diâmetro D de 27,3 mm e comprimento L de 222 mm. Esta mesma concepção de modelo é encontrada largamente na literatura, como em David e Graham (1973), razão de ter sido escolhido para a realização dos ensaios no TTP.

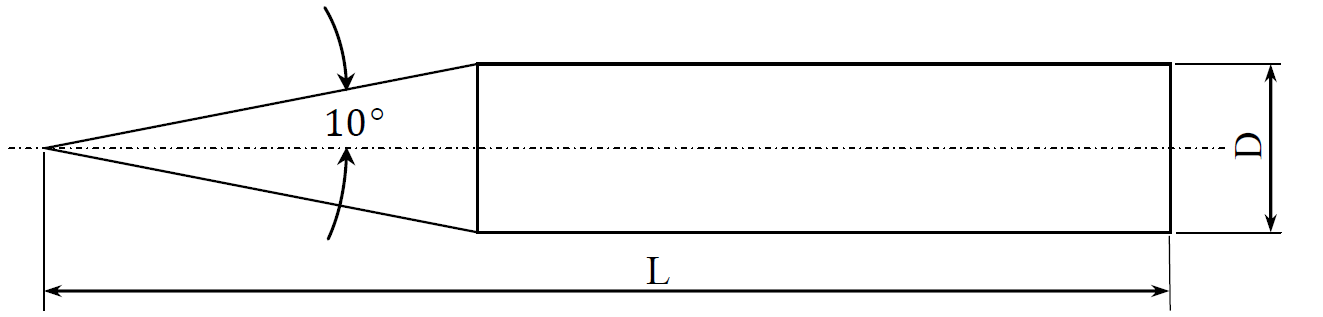


Figura 1 – Dimensões gerais do modelo 2 Cone-Cilindro empregado nos ensaios.

Sua concepção para montagem no túnel foi especificada por meio de duas partes interligadas por um setor intermediário que contém o encaixe para a instalação na balança interna e que já é utilizado em outras montagens com balança interna. A Fig. 2 (a) mostra o modelo já montado para testes na seção de testes do TTP, com 250 mm de altura por 300 mm de largura, representando 0,78 % de razão de bloqueio para ângulo de ataque nulo. A Fig. 2 (b) mostra o modelo desmontado em suas partes constituintes, onde se observa o setor intermediário no qual é feita a fixação na balança interna, por meio de ajuste cônico e aperto com parafuso. Assim, a balança interna mantém o modelo perfeitamente suspenso durante o ensaio, quando submetido aos esforços aerodinâmicos.

 (a)

 (b)

Figura 2 – Modelo montado na seção de testes (a) e desmontado em suas partes constituintes (b).

O modelo incorpora uma faixa de transição (Fig. 3) posicionada aproximadamente a 10% do comprimento do mesmo, seguindo recomendação de Pope e Goin (1978) com tamanho de grão GRIT 120, para forçar a turbulência, reproduzindo uma condição mais próxima de um veículo em larga escala (alto número de Reynolds).

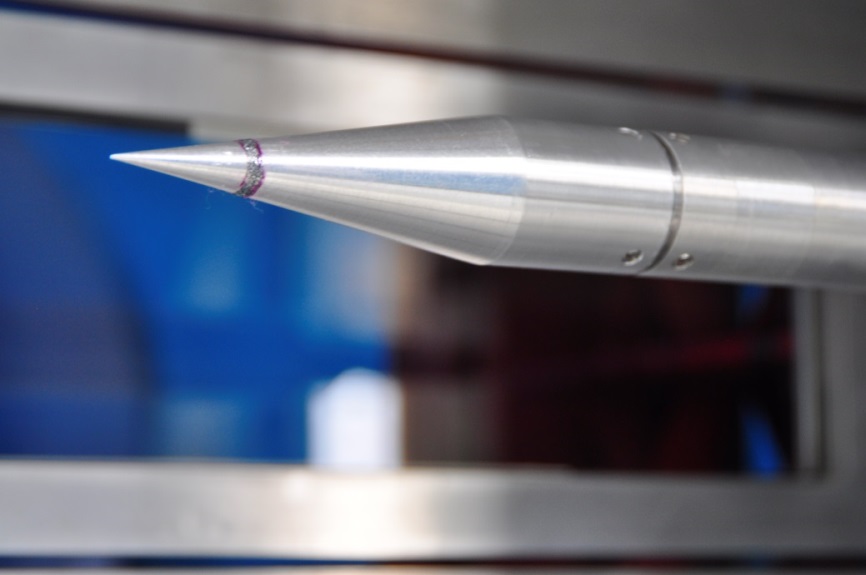


Figura 3 – Detalhe faixa de transição no modelo.

Os coeficientes adimensionais são calculados a partir das definições

onde*Cd*, *Cl* e *Cs* são os coeficientes de forças de arrasto, sustentação e lateral (*D* – *drag*, *L* – *lift*, *S* – *side*) e *CMp*, *CMy* e *CMr* são os coeficientes de momentos de arfagem, lateral e rolagem (*Mp* – *pitch*, *My* – *yaw*, *Mr* – *roll*). A pressão dinâmica de referência é definida por (Anderson, 2007):

ondee são a densidade e a velocidade na condição do escoamento não perturbado.

O arrasto é a resistência causada pelo movimento de corpos através de fluidos como água e ar. Forças de arrasto surgem a partir de dois mecanismos básicos: distribuição de pressão ao redor do modelo e pelo atrito. A distribuição de pressão ainda é dividida pelo arrasto de onda, que nos regimes transônico e supersônico aumentam substancialmente devido a mudanças fundamentais na distribuição de pressão devido à formação instáveis de ondas de choque, arrasto parasita devido a saliências e o arrasto de base. O arrasto de base é gerado por causa de uma área de baixa pressão criada na base do foguete ou em qualquer lugar em que o raio do corpo diminui rapidamente.

Ao estudar configurações de foguetes, os valores absolutos de forças muitas vezes são difíceis de interpretar, devido a muitos fatores, a fim de obter um valor adequado para comparações às forças são admensionalizadas pela pressão dinâmica correspondente e uma área característica.

As medidas de forças e momentos em túneis de vento normalmente tem o objetivo de obter forças ao longo e momentos produzidos sobre um ou mais eixos devido carregamentos aerodinâmicos (Pope andGoin, 1978).

As forças e momentos medidos pela balança tomam como referência o eixo longitudinal do modelo. Assim, com a variação do ângulo de ataque é necessário fazer a decomposição das forças de acordo com a direção do escoamento para só então utilizá-las no cálculo dos coeficientes aerodinâmicos. A Figura 4 representa as forças atuantes e suas respectivas direções (Neves, 2011).

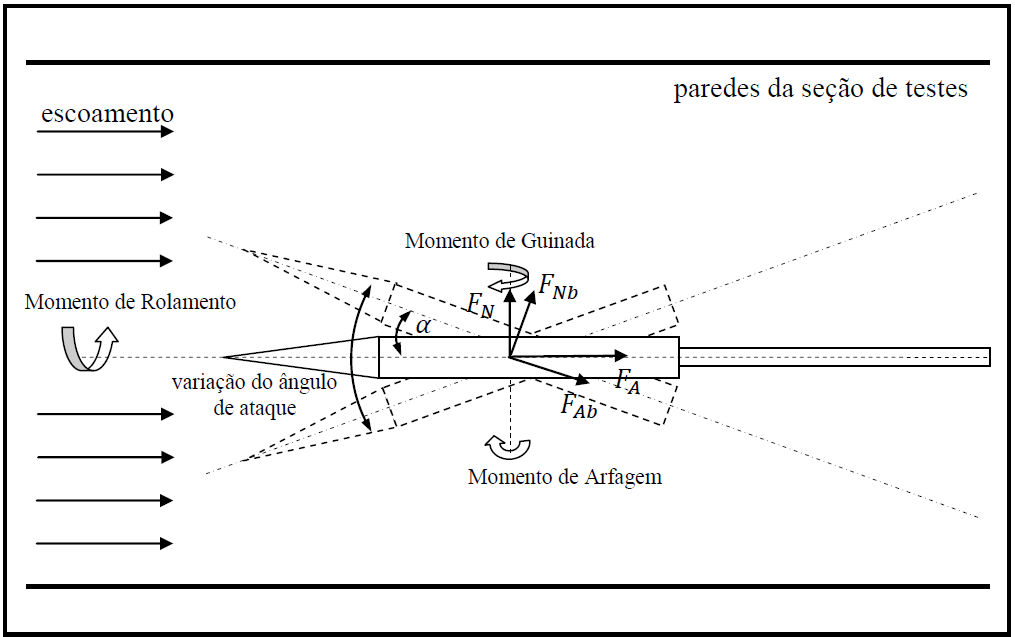


Figura 4 – Representação das forças aerodinâmicas (Neves, 2011).

Para a realização dos ensaios foi empregada uma balança interna como mostrada na Fig. 5, com carga máxima admissível de arrasto de 16 N.

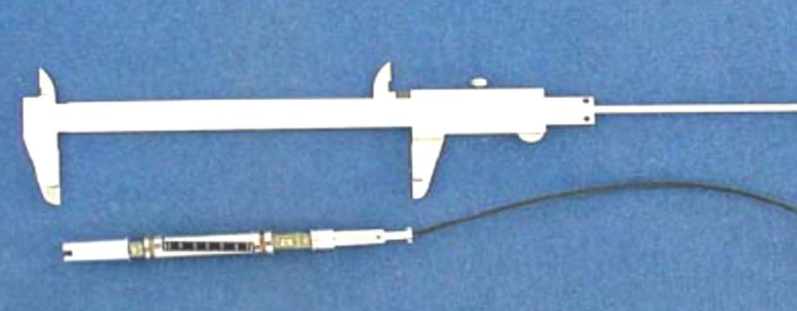


Figura 5 – Balança interna de *strain-gages* de 5 componentes (3 forças e 3 momentos).

As balanças do tipo internas são projetadas para encaixar dentro de uma cavidade oca do modelo. A Fig. 6(a) apresenta o modelo 2 onde a junção entre a ogiva e o cilindro é feita por encaixe, fixada por três parafusos distribuídos circunferencialmente a 120o, em uma peça intermediária onde a balança é fixada Fig.6(b) .

 (a)

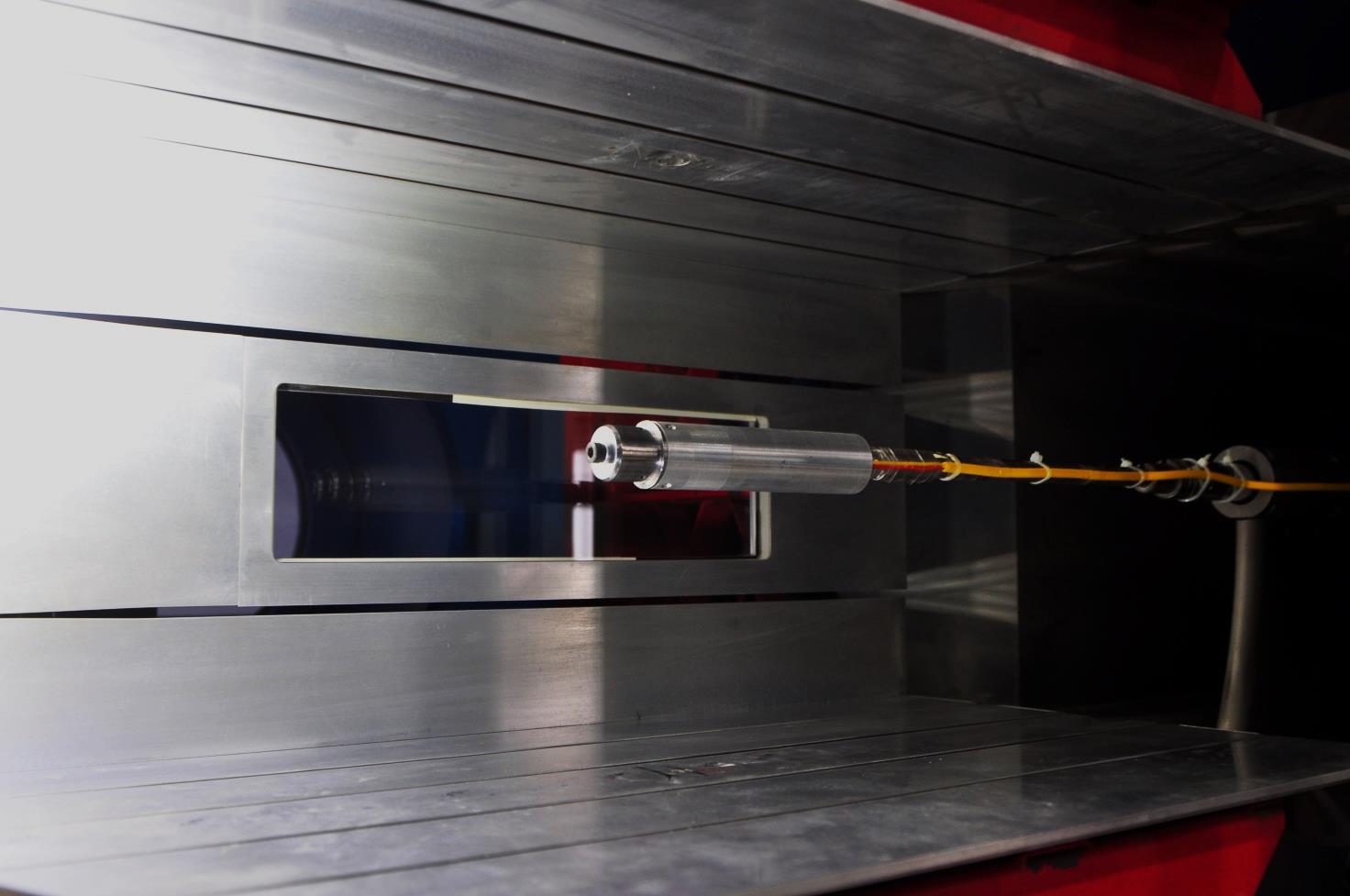
 (b)

Figura 5 – Balança interna de *strain-gages* de 5 componentes (3 forças e 3 momentos).

**Efeitos do suporte tipo “Sting”**

O suporte do tipo “sting” (Fig.6) não são considerados como grandes obstáculos para muitas configurações e onde esses efeitos são importantes um outro tipo de suporte pode resolver o problema. De acordo com Saltzman e Ayers (1982), em alguns casos especiais o efeito gerado pelo “sting” pode ser isolado pela subtração do arrasto de base.

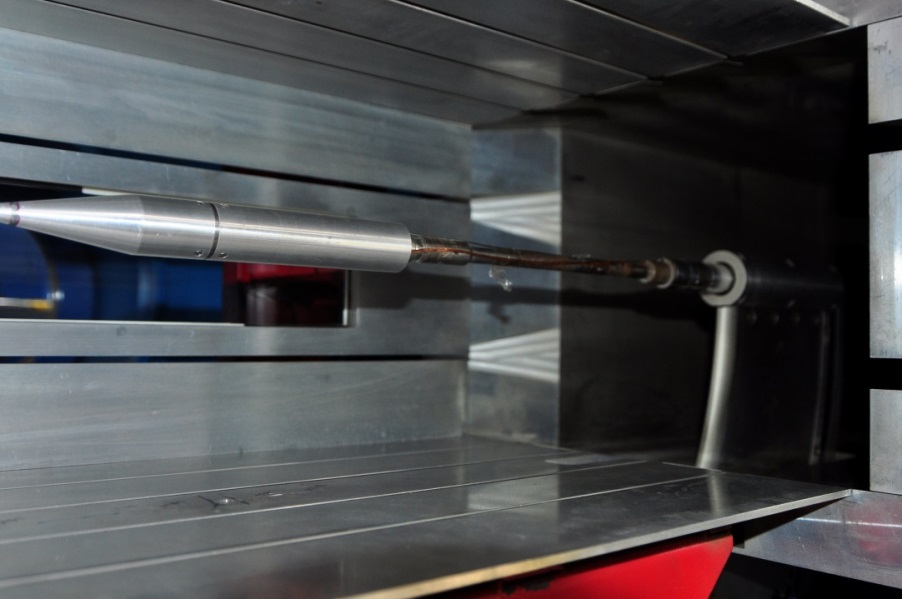


Figura 6 – Suporte tipo “sting”

No artigo publicado por Greenwood (1960)os resultados mostraram que a presença do suporte tipo “sting” resultou num aumento da pressão de base para todos os modelos e em todos os números de Mach, mas particularmente nas velocidades subsônicas onde o aumento da pressão reduziu o arrasto de base em 60% e o arrasto global do modelo em 20%. No número de Mach 1.4 notou-se, entretanto, que a presença do “sting” não tinha nenhum efeito mensurável sobre a pressão de base (Fig.7).

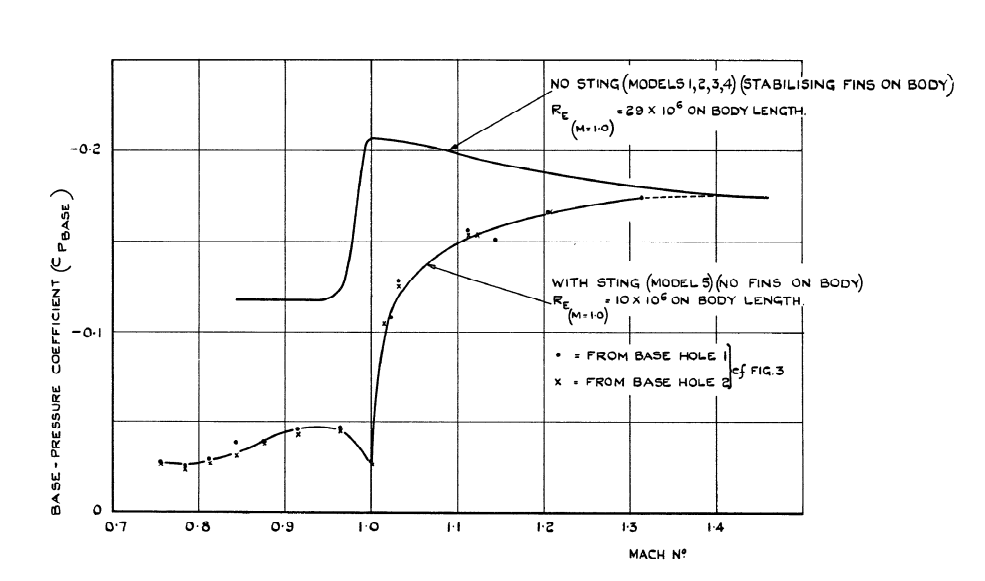


Figura 7 – Comparação do coeficiente de pressão de base (Cpbase) com e sem “sting”

Devido o efeito de interferência do suporte tipo “sting” o valor da força de arrasto medida pela balança interna sofre alteração, pois a presença do “sting” modifica o arrasto de base. Atualmente no Túnel Transônico Piloto (TTP) não existe uma metodologia estabelecida hoje no TTP para avaliar a influência do “sting” no arrasto de base. Assim, os ensaios estão sujeitos a imprecisões devido a esta influência.

Em motores a jato a necessidade de uma saída brusca, ou seja, não aerodinâmica facilita a utilização de mecanismos de suporte inseridos no modelo com o mínimo de interferência no escoamento de ar sobre um modelo. Os modelos de veículos nos quais há gases de queima sendo expelido na traseira (foguetes e veículos lançadores) o escoamento sobre a superfície do modelo não sofre alteração de direção e sai acompanhando o jato central. A Fig. 8 ilustra este caso para três configurações possíveis do veículo em voo que afetam a pressão na base do modelo, contribuindo no efeito final no arrasto.

|  |  |
| --- | --- |
|  | 1. escoamento livre sem queima |
|  | 1. instalado no túnel de vento |
|  | 1. escoamento livre com queima |

Figura 8 – Configurações físicas possíveis de voo do veículo e efeitos sobre a pressão de base.

Prevê-se no caso (a) para o escoamento livre sem queima que a pressão na base do modelo seja inferior à pressão do escoamento não perturbado (*p*b<*p*∞) com forte descolamento do escoamento.

Para o caso (c) para o escoamento livre com queima é difícil prever-se o real comportamento, pois dependerá da forma do jato de escape, mas pode-se esperar um escoamento sofrendo desvios mínimos e, portanto, a previsão teórica seria uma pressão de base muito próxima da pressão no escoamento não perturbado (*p*b ≈ *p*∞).

Quando o modelo está instalado no túnel de vento, caso (b) prevê-se um comportamento intermediário, no qual o escoamento sofre a ação do aumento abrupto de área na base do modelo, mas a presença do “sting” contribui para um efeito de alinhamento maior do que no caso sem queima.

De acordo com Pope andGoing (1978) quando se trata do arrasto considerando a queima, ou seja, o que está descrito no caso (c) o aerodinamicista está interessado no arrasto do veículo “sem o arrasto de base”.

Para os ensaios realizados no TTP, serão fornecidos os valores do arrasto, descontado o arrasto de base.Segundo a literatura sugere, a força axial na balança deve ser diminuída devido à diferença entre as pressões de base e do escoamento livre (Pope e Goin, 1978), e que é dada pela equação:

onde*FA* é a força axial lida na balança, *FA*,c é o valor da força corrigida (ajustada para arrasto de base nulo), *Sb* é a área da base do modelo e é a diferença entre a pressão do escoamento não perturbado e a pressão na base.

1. **RESULTADOS**

Os ensaios seguiram a sequência como apresentada nas tabelas com os valores lidos nos ensaios e desvio padrão no tempo.

Tabela 1 – Ensaio 1com balança interna para ângulo de ataque 0(Modelo 2).

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Número de MachNominal | | *Número de Mach Calculado* | *p*0 (kPa) | *T*0 (K) | alfa(\*) (grau) | Fluxo PES % (\*\*) |
| 0,300 | 0,2978 ± 0,0020 | 80,05 ± 0,07 | 312,4 ± 0,1 | 0 | 0 |
| 0,400 | 0,3984 ± 0,0009 | 79,99 ± 0,04 | 312,8 ± 0,1 | 0 | 0 |
| 0,500 | 0,4959 ± 0,0012 | 79,99 ± 0,07 | 313,6 ± 0,1 | 0 | 0 |
| 0,600 | 0,5966 ± 0,0006 | 79,95 ± 0,04 | 314,5 ± 0,1 | 0 | 0 |
| 0,650 | 0,6446 ± 0,0006 | 79,93 ± 0,03 | 315,2 ± 0,1 | 0 | 0 |

(\*) ângulo de ataque do modelo

(\*\*) o PES (“Plenum Evacuation System”) é acionado a partir do número de Mach 0,6 e auxilia aliviando possível entupimento aerodinâmico na seção de testes, permitindo emprego de modelos maiores, menor efeito de paredes, como reflexões de ondas de choque/expansão.

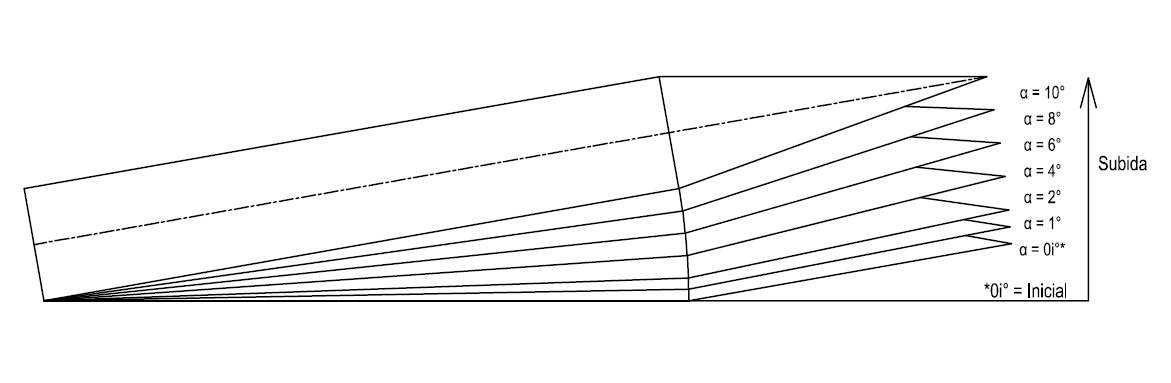
Tabela 2 – Ensaio 2 com balança interna para ângulo de ataque 0 (Modelo 2).

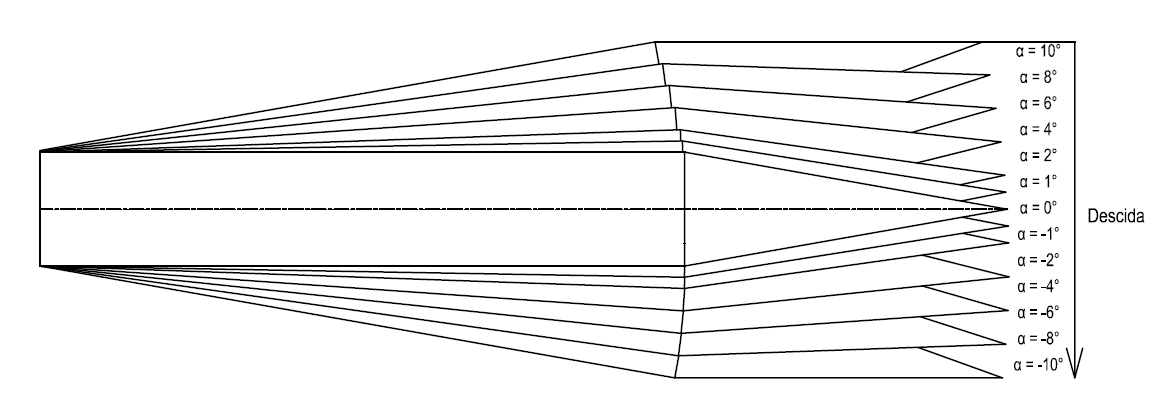
|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Número de Mach Nominal | *Número de Mach Calculado* | *p*0 (kPa) | *p*∞ (kPa) | *T*0 (K) | *T*∞ (K) | alfa(\*) (grau) | Fluxo PES % (\*\*) |
| 0,600 | 0,5932 ± 0,0006 | 79,83 ± 0,03 | 62,92 ± 0,03 | 312,2 ± 0,1 | 291.69 | 0 | 0 |
| 0,600 | 0,5947 ± 0,006 | 79,83 ± 0,03 | 62,85 ± 0,04 | 311,7 ± 0,1 | 291.08 | 0 | 3,5 ± 0,3 |
| 0,620 | 0,6143 ± 0,0007 | 79,80 ± 0,03 | 61,86 ± 0,04 | 312,3 ± 0,1 | 290.34 | 0 | 3,4 ± 0,3 |
| 0,640 | 0,6341 ± 0,0008 | 79,80 ± 0,05 | 60,88 ± 0,05 | 312,2 ± 0,1 | 288.93 | 0 | 3,3 ± 0,3 |
| 0,660 | 0,6542 ± 0,0011 | 79,79 ± 0,06 | 59.85 ± 0,06 | 312,5 ± 0,1 | 287.84 | 0 | 3,2 ± 0,3 |
| 0,680 | 0,6733 ± 0,0007 | 79,79 ± 0,03 | 58,89 ± 0,04 | 312,8 ± 0,1 | 286.84 | 0 | 3,0 ± 0,2 |
| 0,700 | 0,6943 ± 0,0005 | 79,80 ± 0,03 | 57,83 ± 0,03 | 312,9 ± 0,1 | 285.38 | 0 | 3,0 ± 0,2 |
| 0,720 | 0,7127 ± 0,0006 | 79,80 ± 0,03 | 56,88 ± 0,03 | 313,1 ± 0,1 | 284.21 | 0 | 2,9 ± 0,2 |
| 0,740 | 0,7333 ± 0,0006 | 79,78 ± 0,04 | 55,80 ± 0,04 | 313,5 ± 0,1 | 283.06 | 0 | 2,8 ± 0,2 |
| 0,760 | 0,7526 ± 0,0005 | 79,79 ± 0,03 | 54,81 ± 0,03 | 313,5 ± 0,1 | 281.61 | 0 | 2,7 ± 0,2 |
| 0,780 | 0,7718 ± 0,0006 | 79,78 ± 0,03 | 53,80 ± 0,03 | 313,7 ± 0,1 | 280.27 | 0 | 2,6 ± 0,2 |
| 0,800 | 0,7930 ± 0,0005 | 79,78 ± 0,03 | 52,70 ± 0,03 | 313,7 ± 0,1 | 278.61 | 0 | 2,6 ± 0,3 |
| 0,820 | 0,8126 ± 0,0007 | 79,79 ± 0,04 | 51,69 ± 0,04 | 314,0 ± 0,1 | 277.34 | 0 | 2,5 ± 0,3 |
| 0,840 | 0,8322 ± 0,0007 | 79,80 ± 0,03 | 50,68 ± 0,04 | 313,9 ± 0,1 | 275.72 | 0 | 2,4 ± 0,2 |
| 0,860 | 0,8516 ± 0,0007 | 79,79 ± 0,03 | 49,66 ± 0,04 | 314,4 ± 0,1 | 274.61 | 0 | 2,3 ± 0,2 |
| 0,880 | 0,8714 ± 0,0006 | 79,80 ± 0,03 | 48,65 ± 0,04 | 314,5 ± 0,1 | 273.06 | 0 | 2,3 ± 0,2 |
| 0,900 | 0,8919 ± 0,0006 | 79,80 ± 0,04 | 47,60 ± 0,04 | 314,8 ± 0,1 | 271.55 | 0 | 2,2 ± 0,2 |
| 0,920 | 0,9111 ± 0,0009 | 79,80 ± 0,04 | 46,61 ± 0,04 | 314,8 ± 0,1 | 269.95 | 0 | 2,2 ± 0,2 |
| 0,940 | 0,9314 ± 0,0005 | 79,82 ± 0,03 | 45,59 ± 0,03 | 315,1 ± 0,1 | 268.51 | 0 | 2,1 ± 0,2 |
| 0,960 | 0,9501 ± 0,0006 | 79,81 ± 0,03 | 44,65 ± 0,04 | 315,2 ± 0,1 | 266.97 | 0 | 2,1 ± 0,2 |
| 0,980 | 0,9717 ± 0,0006 | 79,86 ± 0,05 | 43,59 ± 0,05 | 315,5 ± 0,1 | 265.35 | 0 | 2,0 ± 0,2 |
| 1,000 | 0,9911 ± 0,0007 | 79,81 ± 0,04 | 42,60 ± 0,04 | 315,3 ± 0,1 | 263.57 | 0 | 1,9 ± 0,2 |
| 1,020 | 1,0096 ± 0,0006 | 79,80 ± 0,04 | 41,69 ± 0,04 | 316,0 ± 0,1 | 262.48 | 0 | 1,9 ± 0,2 |
| 1,040 | 1,0303 ± 0,0007 | 79,77 ± 0,05 | 40,66 ± 0,05 | 316,1 ± 0,1 | 260.76 | 0 | 1,8 ± 0,1 |
| 1,060 | 1,0499 ± 0,0006 | 79,86 ± 0,07 | 39,76 ± 0,05 | 316,5 ± 0,1 | 259.35 | 0 | 1,8 ± 0,2 |
| 1,080 | 1,0689 ± 0,0009 | 79,80 ± 0,05 | 38,83 ± 0,05 | 316,6 ± 0,1 | 257.70 | 0 | 1,7 ± 0,1 |
| 1,100 | 1,0896 ± 0,0008 | 79,79 ± 0,06 | 37,85 ± 0,05 | 317,2 ± 0,1 | 256.34 | 0 | 1,6 ± 0,1 |

(\*) ângulo de ataque do modelo

(\*\*) o PES (“Plenum Evacuation System”) é acionado a partir do número de Mach 0,6 e auxilia aliviando possível entupimento aerodinâmico na seção de testes, permitindo emprego de modelos maiores, menor efeito de paredes, como reflexões de ondas de choque/expansão. Na tabela está em porcentagem do fluxo de massa do fluxo principal na seção de testes.

A Fig.5 apresenta a descrição da metodologia adotada para a realização do ensaio com balança interna para a polar de arrasto. Na Fig. 9 (a) o modelo inicia com ângulo de ataque 0i (zero inicial) até o ângulo de 10o positivo. A Fig.9 (b) apresenta o modelo com o ângulo de ataque de 10o positivo descendo até o ângulo de -10o negativo. Na Fig. 9 (c) o modelo parte do ângulo de -10o negativo até o ângulo 0o. Os valores obtidos para as configurações apresentadas na Fig. 5 estão dispostos na Tabela 3 (a), (b) e (c) respectivamente.

(a)

(b)

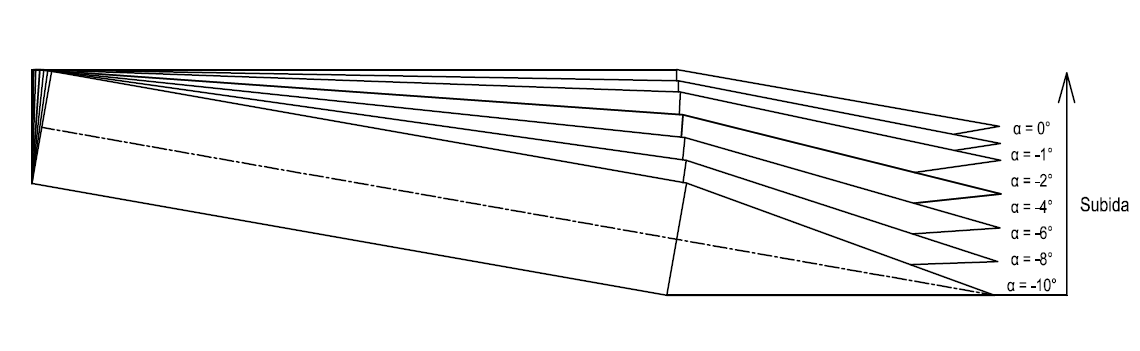
(c)

Fig. 9 – Esquema da metodologia da metodologia adotada para a realização do ensaio da polar de arrasto (Modelo 2).

Tabela 3 – Ensaio 3 com balança interna – Polar de Arrasto (Modelo 2).

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Número de Mach Nominal | | *Número de Mach Calculado* | *p*0 (kPa) | *p*∞ (kPa) | *T*0 (K) | T∞(K) | alfa(\*) (grau) | Fluxo PES % (\*\*) |
| a | 0,900 | 0,8916 5± 0,0005 | 79,77 ± 0.04 | 47,60± 0,03 | 314,8 ± 0,1 | 271.65 | 0oinicial | 2,22 ± 0,18 |
| 0,900 | 0,8909 ± 0,0007 | 79,80 ± 0.04 | 47,64± 0,03 | 315,5 ± 0,1 | 272.25 | 1o | 2,24 ± 0,23 |
| 0,900 | 0,8908 ± 0,0004 | 79,79 ± 0,05 | 47,64± 0,04 | 315,7 ± 0,1 | 272.44 | 2o | 2,25 ± 0,21 |
| 0,900 | 0,8901 ± 0,0009 | 79,77 ± 0,04 | 47,67± 0,04 | 316,1 ± 0,1 | 272.85 | 4o | 2,23 ±0,17 |
| 0,900 | 0,8906 ± 0,0008 | 79,77 ± 0,03 | 47,65± 0,04 | 316,4 ± 0,1 | 273.05 | 6o | 2,23 ± 0,21 |
| 0,900 | 0,8908 ± 0,0008 | 79,78 ± 0,03 | 47,64± 0,04 | 316,4 ± 0,1 | 273.07 | 8o | 2,24 ± 0,21 |
| 0,900 | 0,8917 ± 0,0007 | 79,81 ± 0,03 | 47,61± 0,04 | 315,8 ± 0,1 | 272.51 | 10o | 2,23 ± 0,23 |
| b | 0,900 | 0,8903 ± 0,0006 | 79,79 ± 0,03 | 47,67± 0,04 | 316,2 ± 0,1 | 272.90 | 8o | 2,22 ± 0,18 |
| 0,900 | 0,8902 ± 0,0007 | 79,79 ± 0,04 | 47,68± 0,04 | 316,3 ± 0,1 | 273.00 | 6o | 2,23 ± 0,18 |
| 0,900 | 0,8910 ± 0,0006 | 79,79 ± 0,03 | 47,64± 0,04 | 316,4 ± 0,1 | 273.05 | 4o | 2,22 ± 0,21 |
| 0,900 | 0,8914 ± 0,0006 | 79,80 ± 0,03 | 47,63± 0,03 | 315,8 ± 0,1 | 272.54 | 2o | 2,24 ± 0,23 |
| 0,900 | 0,8907 ± 0,0016 | 79,79 ± 0,04 | 47,65± 0,08 | 315,3 ± 0,1 | 272.12 | 1o | 2,25 ± 0,22 |
| 0,900 | 0,8904 ± 0,0010 | 79,81 ± 0,04 | 47,68± 0,05 | 314,7 ± 0,1 | 271.64 | 0odescida | 2,24 ± 0,21 |
| 0,900 | 0,8903 ± 0,0009 | 79,79 ± 0,07 | 47,67± 0,06 | 315,1± 0,1 | 271.97 | -1o | 2,25 ± 0,20 |
| 0,900 | 0,8907 ± 0,0011 | 79,79 ± 0,06 | 47,65± 0,06 | 315,5 ± 0,1 | 272.31 | -2o | 2,23 ± 0,18 |
| 0,900 | 0,8896 ± 0,0010 | 79,79 ± 0,08 | 47,71± 0,08 | 315,8 ± 0,1 | 272.68 | -4o | 2,24 ± 0,16 |
| 0,900 | 0,8903 ± 0,0014 | 79,82 ± 0,09 | 47,69± 0,08 | 316,0 ± 0,1 | 272.78 | -6o | 2,24 ± 0,20 |
| 0,900 | 0,8912 ± 0,0012 | 79,85 ± 0,08 | 47,66± 0,09 | 315,7 ± 0,1 | 272.39 | -8o | 2,22 ± 0,17 |
| 0,900 | 0,8906 ± 0,0014 | 79,84 ± 0,07 | 47,69± 0,08 | 315,5 ± 0,1 | 272.34 | -10o | 2,21 ± 0,18 |
| c | 0,900 | 0,8888 ± 0,0011 | 79,77 ± 0,07 | 47,74± 0,08 | 315,5 ± 0,1 | 272.49 | -8o | 2,23 ± 0,17 |
| 0,900 | 0,8890 ± 0,0010 | 79,78 ± 0,08 | 47,73± 0,07 | 315,9± 0,1 | 272.79 | -6o | 2,24 ± 0,19 |
| 0,900 | 0,8896 ± 0,0008 | 79,73 ± 0,05 | 47,68± 0,05 | 316,2 ± 0,1 | 272.95 | -4o | 2,24 ± 0,25 |
| 0,900 | 0,8893 ± 0,0006 | 79,75 ± 0,04 | 47,71± 0,04 | 315,7 ± 0,1 | 272.58 | -2o | 2,23 ± 0,18 |
| 0,900 | 0,8907 ± 0,0007 | 79,76 ± 0,03 | 47,64± 0,05 | 315,3 ± 0,1 | 272.09 | -1o | 2,25 ± 0,21 |
| 0,900 | 0,8892 ± 0,0005 | 79,73 ± 0,04 | 47,69± 0,03 | 315,2± 0,1 | 272.19 | 0osubida | 2,25 ± 0,18 |

(\*) ângulo de ataque do modelo

(\*\*) o PES (“Plenum Evacuation System”) é acionado a partir do número de Mach 0,6 e auxilia aliviando possível entupimento aerodinâmico na seção de testes, permitindo emprego de modelos maiores, menor efeito de paredes, como reflexões de ondas de choque/expansão. Na tabela está em porcentagem do fluxo de massa do fluxo principal na seção de testes

A fig.10 apresenta os valores de Cd0 para os números de Mach do Ensaio 2 realizado com extração de massa (CPES).

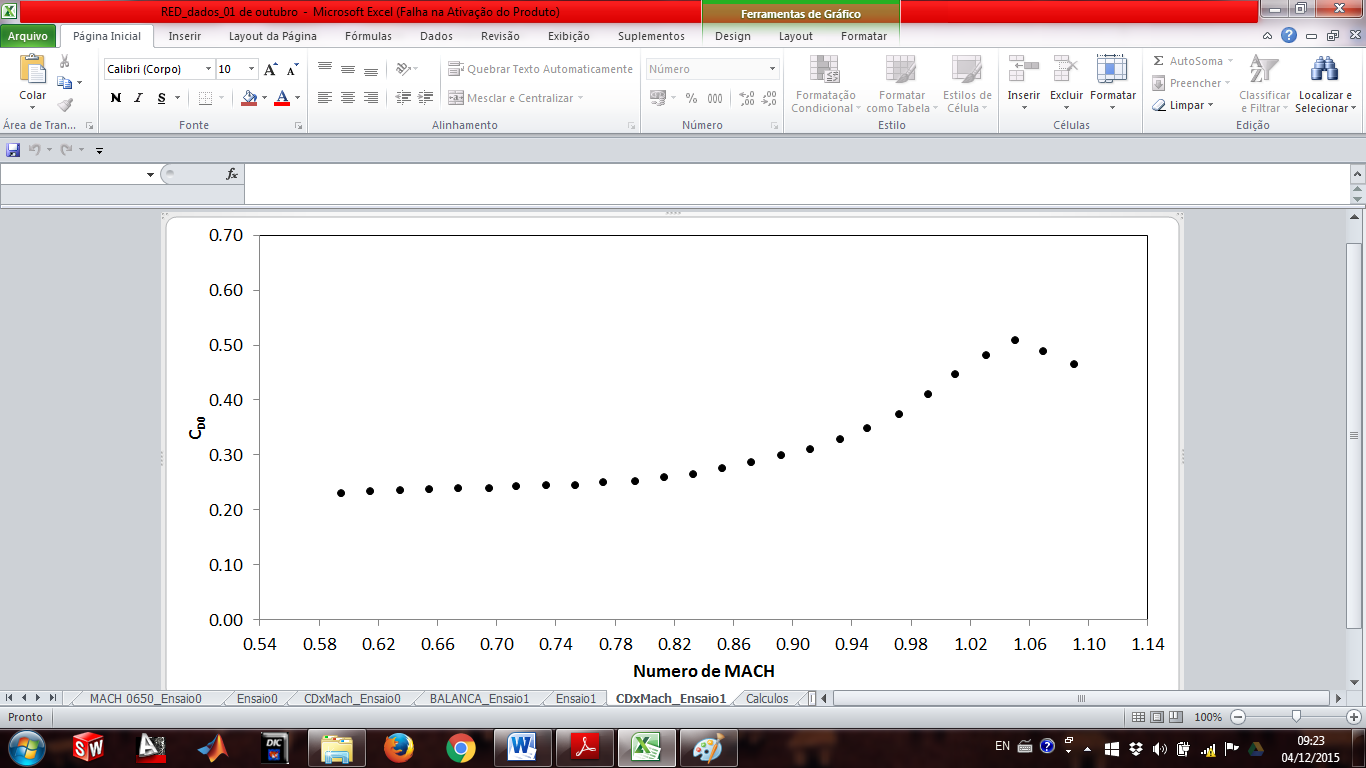


Figura 6 – Valores de Coeficiente de Arrasto (Cd0) para o Ensaio 2

O tratamento estatístico dos erros medidos em experimentos realizados em túnel de vento e nos ensaios derivados transfere confiabilidade aos resultados, desde que colocados de forma realística sob a óptica de teorias estatísticas que validam e colocam os valores mensurados dentro de uma razoabilidade teórica e prática (POPE e GOIN, 1978).

Os valores de incerteza para número de Mach (*M*) foram obtidos a partir da Lei de Propagação de Incerteza conforme descrito no trabalho de Medeiros (2015).

A Tabela 4 apresenta valores de número de Machcom seus valores de incerteza, Força axial corrigida (N) e Cd0 com seu desvio padrão referente ao Ensaio 2 com balança interna para ângulo de ataque 0 (Modelo 2).

**Tabela 4 – Valores de Cd0 para o Ensaio 2**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Número de Mach Nominal | *Número de Mach Calculado* | *uM* | | *Cd0(\*)* | σ Cd | | Fc. Axial (N) | σ Fc (N) | | Pb(\*\*)  kPa | σ Pb  (kPa) | |
| 0,600 (SPES) | 0.593182 | ± | 0.000795 | 0.239534 | ± | 0.082369 | 2.1731 | ± | 0.0158 | 62.80 | ± | 0.03 |
| 0,600 | 0.594727 | ± | 0.000912 | 0.232103 | ± | 0.076930 | 2.1140 | ± | 0.0160 | 62.72 | ± | 0.04 |
| 0,620 | 0.614269 | ± | 0.000907 | 0.234630 | ± | 0.074058 | 2.2441 | ± | 0.0163 | 61.73 | ± | 0.04 |
| 0,640 | 0.634094 | ± | 0.001377 | 0.237293 | ± | 0.071433 | 2.3799 | ± | 0.0190 | 60.74 | ± | 0.06 |
| 0,660 | 0.654236 | ± | 0.001426 | 0.238383 | ± | 0.068567 | 2.5023 | ± | 0.0208 | 59.72 | ± | 0.08 |
| 0,680 | 0.673271 | ± | 0.000862 | 0.240415 | ± | 0.067647 | 2.6295 | ± | 0.1447 | 58.74 | ± | 0.09 |
| 0,700 | 0.694311 | ± | 0.000783 | 0.241284 | ± | 0.063790 | 2.7559 | ± | 0.0240 | 57.68 | ± | 0.04 |
| 0,720 | 0.712677 | ± | 0.000786 | 0.245000 | ± | 0.062486 | 2.9001 | ± | 0.0180 | 56.74 | ± | 0.04 |
| 0,740 | 0.733295 | ± | 0.000862 | 0.246551 | ± | 0.060554 | 3.0311 | ± | 0.0227 | 55.65 | ± | 0.04 |
| 0,760 | 0.752589 | ± | 0.000711 | 0.246966 | ± | 0.058616 | 3.1412 | ± | 0.0160 | 54.61 | ± | 0.09 |
| 0,780 | 0.771781 | ± | 0.000776 | 0.252267 | ± | 0.058004 | 3.3125 | ± | 0.0207 | 53.64 | ± | 0.03 |
| 0,800 | 0.793040 | ± | 0.000764 | 0.254430 | ± | 0.056564 | 3.4552 | ± | 0.0201 | 52.52 | ± | 0.08 |
| 0,820 | 0.812633 | ± | 0.000900 | 0.260845 | ± | 0.056311 | 3.6482 | ± | 0.0225 | 51.54 | ± | 0.06 |
| 0,840 | 0.832224 | ± | 0.000862 | 0.267060 | ± | 0.056078 | 3.8409 | ± | 0.0286 | 50.52 | ± | 0.03 |
| 0,860 | 0.851644 | ± | 0.000837 | 0.277603 | ± | 0.056791 | 4.0973 | ± | 0.0253 | 49.54 | ± | 0.04 |
| 0,880 | 0.871423 | ± | 0.000831 | 0.287513 | ± | 0.057376 | 4.3524 | ± | 0.0377 | 48.51 | ± | 0.05 |
| 0,900 | 0.891923 | ± | 0.000910 | 0.301001 | ± | 0.058566 | 4.6701 | ± | 0.0202 | 47.47 | ± | 0.05 |
| 0,920 | 0.911082 | ± | 0.000943 | 0.312588 | ± | 0.059520 | 4.9558 | ± | 0.0208 | 46.44 | ± | 0.08 |
| 0,940 | 0.931426 | ± | 0.000708 | 0.329222 | ± | 0.061323 | 5.3356 | ± | 0.0209 | 45.42 | ± | 0.04 |
| 0,960 | 0.950072 | ± | 0.000801 | 0.349522 | ± | 0.063934 | 5.7718 | ± | 0.0433 | 44.52 | ± | 0.04 |
| 0,980 | 0.971671 | ± | 0.001091 | 0.376171 | ± | 0.067357 | 6.3438 | ± | 0.0369 | 43.46 | ± | 0.06 |
| 1,000 | 0.991073 | ± | 0.000928 | 0.411860 | ± | 0.072545 | 7.0619 | ± | 0.0463 | 42.43 | ± | 0.04 |
| 1,020 | 1.009603 | ± | 0.000859 | 0.448486 | ± | 0.077771 | 7.8087 | ± | 0.0374 | 41.41 | ± | 0.05 |
| 1,040 | 1.030322 | ± | 0.001088 | 0.482315 | ± | 0.082329 | 8.5302 | ± | 0.0343 | 40.15 | ± | 0.06 |
| 1,060 | 1.049924 | ± | 0.001324 | 0.510441 | ± | 0.085837 | 9.1673 | ± | 0.0568 | 39.35 | ± | 0.07 |
| 1,080 | 1.068939 | ± | 0.001195 | 0.490367 | ± | 0.081457 | 8.9149 | ± | 0.0523 | 38.46 | ± | 0.06 |
| 1,100 | 1.089582 | ± | 0.001213 | 0.466990 | ± | 0.076554 | 8.5990 | ± | 0.0262 | 37.53 | ± | 0.04 |

(\*) Cd0descontando o arrasto de base, (\*\*) Pressão de base

Os valores de incerteza para Cd0 ainda não foram quantificados devido a novas fontes de incerteza encontradas.

1. **Parâmetros de Interesse**

Número de Mach

Coeficiente de Pressão

Pressão Dinâmica

Relações Isentrópicas

1. REFERÊNCIAS

Anderson, J. D. Jr., 2007.*Fundamentals of Aerodynamics*, 4th Edition, McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering.

Davis, J. W., Graham, R. F., 1973, “Wind-tunnel Wall Interference Effects for 20o Cone-cylinders,” *Journal of Spacecraft*, Langley, v. 10, n. 10, pp. 671-678.

Greenwood, G.H., 1961. “Free-Flight Measurements of the Zero-Lift Drag and Base Pressure on a Wind Tunnel Interference Model (M=0.8-1.5)”, *Aeronautical Research Council*, London.

Medeiros, J.G., 2015. “Análise Experimental do Escoamento na Região frontal do VLS com variações geométricas”, Dissertação de Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

Pope, A., Goin, K. L, 1978, *High-Speed Wind Tunnel Testing*, Robert E. Krieger Publishing Company.

Saltzman, E. J., Ayers, T. G., 1982. “Review of Fligth-to-Wind-Tunnel Drag Correlation”, Journal of Aircraft, vol. 19, no10, pp.801-811.