

POSICIONAMENTO DE UM SENSOR BAROMÉTRICO NA CÁPSULA ESPACIAL SARA PARA COMANDO DE ACIONAMENTO DO SISTEMA DE RECUPERAÇÃO

Luís Fernando Gouveia de Moraes¹

Paulo Moraes Jr.²

Algacyr Morgenstern Jr.³

Uma plataforma, ou cápsula, orbital recuperável, denominada de SARA, está sendo desenvolvida no Instituto de Aeronáutica e Espaço do Centro Técnico Aeroespacial (CTA), a qual possibilitará a realização de experimentos de microgravidade de média duração. Antes, no entanto, que esta seja qualificada para sua colocação em órbita terrestre, faz-se necessário a condução de inúmeros ensaios em instalações de solo e em vôo, bem como de testes de subsistemas embarcados. Antecedendo o lançamento da cápsula orbital, será feito o lançamento de um protótipo de ensaios em um voo sub-orbital, o qual após alcançar um apogeu de aproximadamente 400 km e posterior voo de retorno, quando em uma determinada altitude será feita a abertura de pára-quedas, partes constituintes do seu sistema de recuperação, faz-se necessário a condução de cálculos, análises e ensaios em túnel de vento, para a escolha do mais adequado posicionamento de um sensor barométrico, o qual, através da leitura da pressão atmosférica, comandará o acionamento para abertura dos pára-quedas.

Considerando a possibilidade da cápsula apresentar ângulo de ataque na fase anterior à abertura dos pára-quedas, e com objetivo de bem conhecer o comportamento e os níveis da pressão estática sobre a superfície da parte posterior, foram realizadas simulações computacionais do escoamento nesta região para diversas velocidades e ângulos de ataque. A análise foi estendida e complementada com a condução de ensaios em túnel de vento de baixa velocidade, também com variação da velocidade, do ângulo de ataque e do número de Reynolds. Os resultados obtidos permitiram, então, estabelecer a posição mais adequada para instalação das tomadas de pressão conectadas ao sensor barométrico. O presente artigo descreve os procedimentos de ensaios em túnel de vento, apresenta a modelagem feita para simulação do escoamento na região de base da cápsula, sintetiza e discute os resultados obtidos, e finalmente tece recomendações com respeito a posição do sensor.

Palavras-chave : túnel de vento, SARA, aerodinâmica.

CONEM 2004 - 16 Ago 2004 - UFPa - Belém, Pará

¹ Eng. M.Sc.- Centro Técnico Aeroespacial – Div. Sist. Aeronáuticos, Túnel de Vento – lfgmoraes@pop.com.br

² Eng. Dr.- Chefe de Divisão - Centro Técnico Aeroespacial – Div. Sist. Espaciais – moraes@iae.cta.br

³ Eng. Dr.- Centro Técnico Aeroespacial – Div. Sist. Espaciais – algacyr@iae.cta.br

1. INTRODUÇÃO

A abertura dos pára-quedas de recuperação de uma cápsula reentrante na atmosfera é um momento muito delicado na fase de frenagem da mesma. Inicialmente é ejetado e aberto o pára-quedas piloto e, após alguns segundos, ele puxará o principal que será responsável pela desaceleração. No entanto, a alta velocidade da cápsula combinada a um possível ângulo de ataque e forte desaceleração podem romper os pára-quedas levando a perda da cápsula e sua carga útil.

Como o dispositivo de comando de abertura dos pára-quedas é acionado segundo o valor de pressão absoluta na baixa atmosfera a uma altitude de 6000 metros (correspondendo a uma determinada altitude de pressão) torna-se fundamental escolher corretamente a posição, na superfície da cápsula, em que a pressão estática será lida.

Com este objetivo, a metodologia empregada foi a de realizar cálculos de aerodinâmica computacional para determinação do campo de pressões na superfície da cápsula, para vários Reynolds e ângulos de ataque, e ensaios em túnel de vento para validar os cálculos realizados. Para os ensaios em túnel foi construído um modelo da cápsula na escala 1:2 com várias tomadas de pressão conectadas a um sensor interno ao modelo.

O modelo do SARA, ref. 1, é composto de um nariz semi esférico, seguido de um corpo central cônicoo e uma parte traseira cilíndrica. Seu interior possui nervuras de reforço, sendo, no entanto, ôco e capaz de abrigar o sensor de medida. Tanto na região côncica como na cilíndrica, várias tomadas de pressão foram dispostas ao longo de uma geratriz e quatro outras ao longo de uma seção transversal para permitir alinhamento com o escoamento a zero graus.

As condições ensaiadas no túnel respeitam as condições de semelhança geométrica e dinâmica, aproximando-se das condições reais, ref.2.

Simulações numéricas do escoamento foram efetuadas com a finalidade de se obter informações detalhadas sobre o escoamento e foram depois validadas ao se comprar os seus resultados com os dados obtidos nos ensaios em túnel de vento.

É muito importante ressaltar, que é necessário que o pára-quedas abra a uma determinada altitude – por questões de segurança - sendo fundamental que a posição da tomada de pressão estática que estará conectada ao dispositivo iniciador dos pára-quedas seja corretamente determinada.

2. ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO

Os testes em túnel de vento foram realizados no túnel aerodinâmico nº 2 (TA-2) da Divisão de Sistemas Aeronáuticos (ASA) do CTA. O TA-2 é um túnel em circuito fechado, subsônico, com seção de ensaios de 2,1 x 3 m, vide fig. 1, e com intensidade de turbulência da ordem de 1,3 %. Vide ref. 3.

O túnel está equipado com uma balança externa de seis componentes que está conectada ao modelo por meio de mastros verticais que passam por aberturas no chão da seção de ensaios e através de carenagens que estão expostas ao escoamento. Os mastros são usados para variar o ângulo de ataque do modelo, conforme mostrado na fig. 2.

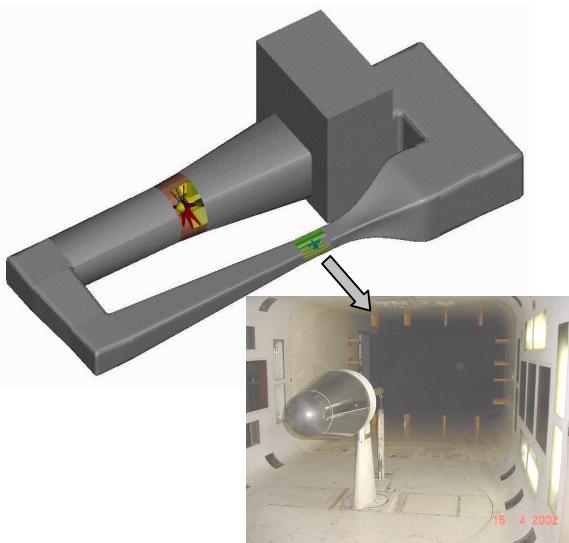


Fig. 1. Seção de ensaios e circuito do TA-2



Fig. 2. Vista traseira do modelo montado na seção de ensaios com mastros e carenagens.

2.1. MODELO ENSAIADO

A escala do modelo, 1:2, foi determinada de tal modo que o número de Reynolds do ensaio ficasse próximo ao da condição real. A fig. 3 apresenta uma ilustração do modelo e seus principais componentes. Suas dimensões são : comprimento total de 896,4 mm e diâmetro da base 507,5 mm.

A parte dianteira do modelo possui uma casca semi-esférica, que foi preenchida com uma semi-esfera de aço (contra peso), sendo a fixa ao modelo com resina. A função da semi-esfera de aço é deslocar o centro de gravidade, do modelo, o mais para frente possível afastando-o do centro de pressão. Evitando assim, vibrações que poderiam ocorrer devido a combinação dos fatores: geometria do modelo, ângulo de ataque e Reynolds. Estas vibrações poderiam ser amplificadas causando a destruição do modelo.

Uma longa haste, transpassando o modelo e fixa ao contrapeso, foi montada como ponto de articulação dos mastros permitindo variação no ângulo de ataque do modelo. O corpo cônico do modelo estava fixo a estrutura interna por rebites e parafusos. No entanto, uma janela removível foi colocada para permitir acesso ao interior do mesmo e facilitar tanto a conexão dos tubos que ligavam as tomadas de pressão ao sensor como a fixação da haste ao modelo.

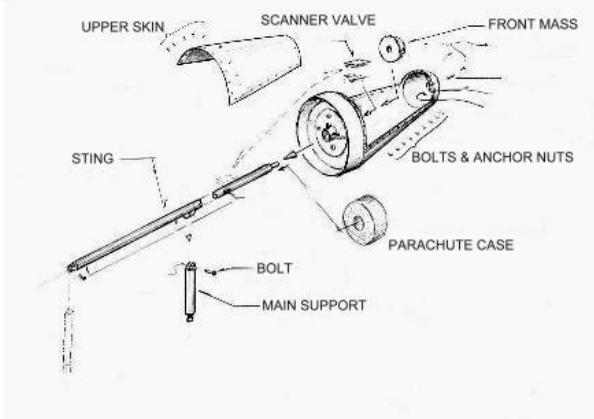


Fig. 3. Modelo de ensaios do SARA.

Foram colocadas 20 tomadas de pressão estática no modelo, conforme a fig. 4. As tomadas de números 18, 19 e 20 estavam na mesma seção transversal da tomada 4 e foram usadas para alinhamento do modelo com o escoamento. A parte cilíndrica traseira era apenas uma casca e, como na cápsula real, foi colocada internamente, em resina, o alojamento dos pára-quedas – vide figs. 2 e 3.

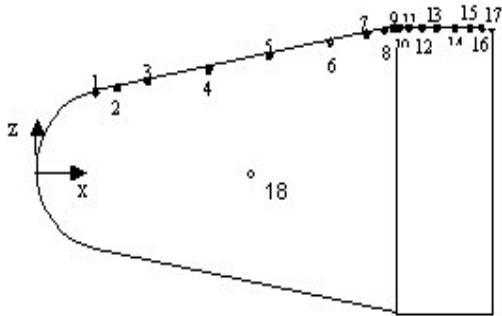


Fig. 4. Modelo com localização das tomadas de pressão.

2.2 INSTRUMENTAÇÃO

O túnel de vento empregou, para este ensaio, um sensor diferencial conectado ao tubo estático de Pitot, um sensor de pressão absoluta, um sensor de temperatura e também um equipamento denominado “Electronic Scanner Pressure”. Este último, é um equipamento miniaturizado, ESP-32H da empresa Pressure Systems Inc., que possui 32 canais, condicionador de sinal integrado e que lê diferencialmente cada um dos 32 canais em relação a um canal de referência do equipamento. Este canal de referência, que não é um dos 32, lia a pressão estática do túnel e enviava ao computador os valores diferenciais dos 32 canais em relação ao de referência. Já o sensor de pressão absoluta, lia a pressão estática no Pitot.

O ESP-32H e os outros sensores eram alimentados por uma fonte externa e comandados por um programa desenvolvido no ambiente LabView™. A grande vantagem deste equipamento é que, além de ser compacto e fazer a varredura dos canais, ele fornece ao computador o valor do diferencial de pressão diretamente em unidade de pressão. O condicionador de sinais empregado era o SCXI 1121 e para os outros sensores era o SCXI 1163R – ambos da National Instruments.

A aquisição dos sinais era feita a uma frequência de 25 Hz e 50 aquisições por canal. O programa em LabView™ gerava arquivos de aquisição com todas as medidas por canal e por sensor e um outro arquivo contendo as médias aritméticas por canal e por sensor – segundo a condição ensaiada. Este último, era posteriormente reduzido usando o Excel™.

Todos os sensores foram calibrados nas dependências do túnel de vento, sendo que os sensores de pressão foram calibrados já montados para o ensaio, de modo a levar em conta efeitos capacitivos da cablagem sobre os sinais de saída. O ESP-32H teve seus 32 canais calibrados.

2.3 CONDIÇÕES DE ENSAIO

O primeiro ensaio realizado, objetivou alinhar o modelo em relação ao escoamento. Empregou-se, para isto, as quatro tomadas situadas no mesmo plano transversal que a tomada 4, estando defasadas de 90 graus uma da outra. Adotou-se que uma diferença menor ou igual a $\pm 0,01$ mmH₂O entre as tomadas opostas seria indicativo do alinhamento com o escoamento.

Os testes foram realizados mantendo-se a velocidade do escoamento constante e variando-se o ângulo de ataque de 2,5 em 2,5 graus, de acordo com o programa de ensaios.

De modo a identificar regiões com escoamento descolado, realizou-se ensaios de visualização com tinta. As fotos destas visualizações estão na ref. [4].

O programa de ensaios é apresentado na tabela I. Nela, L representa um comprimento qualquer.

V (m/s)	Mach	Re/L [1/m]	Alfa (graus)
50	0,145	$2,70 \times 10^6$	- 10 A + 10
60	0,175	$3,25 \times 10^6$	
77	0,222	$4,15 \times 10^6$	
105	0,300	$5,60 \times 10^6$	
130	0,370	$7,00 \times 10^6$	

Tabela 1. Programa de Ensaios

2.4 RESULTADOS DOS ENSAIOS EM TÚNEL

Embora os ensaios em túnel de vento, ref. [4], tenham fornecido as pressões estáticas na superfície da cápsula, a análise dos resultados de túnel versará sobre a posição da tomada cuja pressão estática está menos influenciada pela velocidade e ângulo de ataque. Inicialmente, o modelo foi colocado a zero graus e a velocidade foi variada de 50 m/s a 130 m/s. A figura 5 apresenta a distribuição de pressões em ângulo de ataque nulo. Observe que os valores de C_p são praticamente coincidentes para cada valor de x/L .

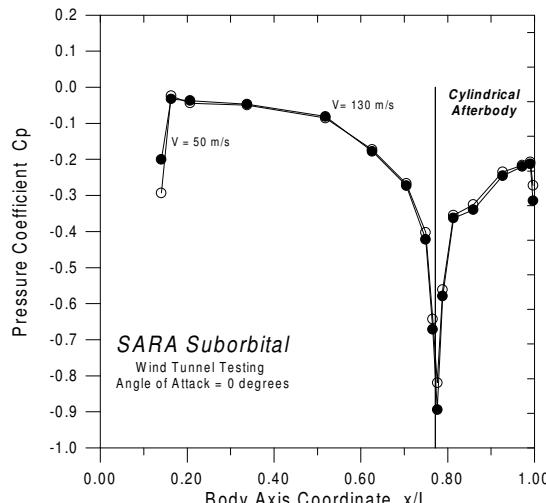


Fig. 5 Distribuição de C_p , com ângulo de ataque nulo e velocidades diferentes.

Da figura 5, nota-se que no início da região cilíndrica o valor de C_p é da ordem de $-0,92$ e converge para um patamar de $-0,20$ ao final desta. Em x/l igual a 1, ocorre uma queda no C_p , devido a esteira do modelo. A influência do ângulo de ataque na distribuição de C_p pode ser observada nas figuras 8 e 9. Nesta, nota-se claramente a disposição das tomadas de pressão em um mesmo plano longitudinal de tal modo que em ângulo de ataque negativo elas medem sobre pressão e em ângulo de ataque positivo sub pressão, relativamente a pressão estática medida no tubo estático de Pitot, do túnel, situado a frente do modelo. Vide ref. [5]. A -10 graus, o escoamento acelera na região cônica fazendo baixar o C_p . Já para 10 graus, o C_p apresenta-se praticamente constante para $0,2 \leq x/l \leq 0,5$ indicando provavelmente a existência de uma bolha de recirculação. A geometria do modelo combinada ao ângulo de ataque e Reynolds, produzem vórtices que se descolam das laterais da capsula e enrolam-se sobre a região de baixo C_p , ref. [6]. No entanto, o mais importante é que na região traseira da parte cilíndrica, $0,925 \leq x/l \leq 0,975$, a distribuição do C_p apresenta-se constante e a diferença entre os valores a 10 graus e -10 graus é inferior a $0,1$ unidades de C_p ($\Delta C_p < 0,1$). Ou seja, esta região apresenta baixa sensibilidade ao ângulo de ataque, conforme fig. 9.

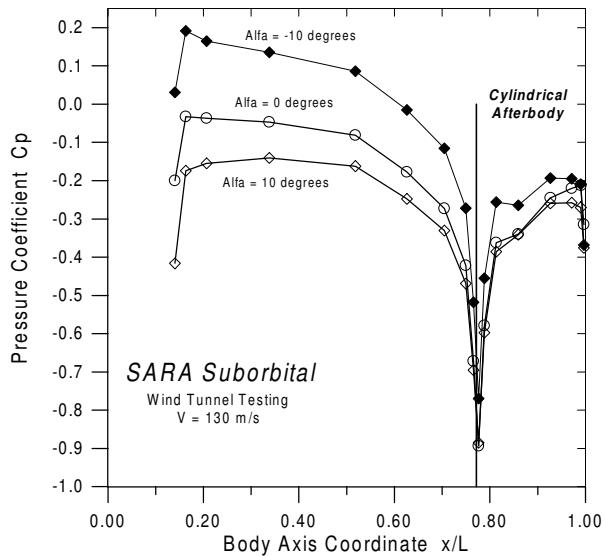


Fig. 8 Distribuição de C_p para velocidade de 130 m/s e variação de ângulo de ataque.

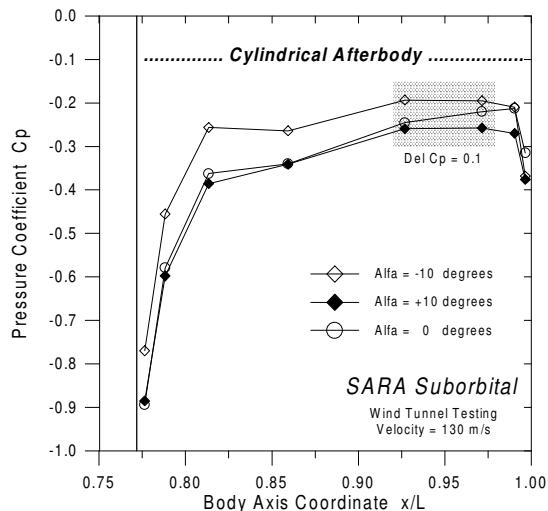


Fig. 9 Pressões na região cilíndrica da capsula.

3. METODOLOGIA COMPUTACIONAL

O escoamento compressível subsônico em consideração é governado pelas equações de Navier-Stokes. Estas equações, escritas em forma conservativa e em coordenadas generalizadas são apresentadas abaixo

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial(\hat{F} - \hat{F}_V)}{\partial \xi} + \frac{\partial(\hat{G} - \hat{G}_V)}{\partial \eta} + \frac{\partial(\hat{H} - \hat{H}_V)}{\partial \zeta} = 0 \quad (1)$$

onde \hat{Q} é o vetor de incógnitas, \hat{F} e \hat{F}_V são os vetores dos fluxos não viscosos e viscosos, respectivamente, na direção ξ , e \hat{G} e \hat{G}_V , e \hat{H} e \hat{H}_V , os vetores dos fluxos similares nas direções η e ζ .

O algoritmo numérico empregado na discretização destas equações foi escrito na forma delta, ref.[8], com precisão no tempo e no espaço de segunda ordem, empregando um esquema de sub iterações semelhantes às de Newton. Além disso, a escolha adequada para o procedimento de fatorização resulta em um esquema com rápida convergência e baixo tempo computacional por iteração.

A discretização no tempo foi feita utilizando-se um esquema de discretização de Euler de três pontos para traz de segunda ordem de precisão e um enfoque de volumes finitos com diferenças centrais de segunda ordem foi empregado no tratamento das discretizações espaciais dos fluxos. Além disso, foi adicionado um modelo de dissipação artificial de segunda e quarta ordens no lado direito das equações para controlar efeitos de desacoplamento de pontos ímpares e pares característicos de diferenças centrais.

No presente algoritmo tridimensional, o esquema de fatorização LU-SGS proposto por Yoon and Kwak, ref.[9], foi empregado. Um modelo algébrico de Baldwin-Lomax foi utilizado para levar em consideração efeitos de turbulência.

4. RESULTADOS COMPUTACIONAIS

Foram feitas simulações numéricas para condições de escoamento compressível de baixa velocidade e diferentes ângulos de ataque. A existência da região na base da cápsula aberta ao escoamento, formando uma cavidade circular com fronteiras formadas pela superfície externa da cápsula e o contêiner que acondiciona o sistema de recuperação na região central da base da cápsula, faz surgir uma região de escoamento não estacionário, com flutuações de pressão e formação de vórtices. Num artigo recente, ref. [7], este efeito não estacionário foi discutido em detalhe. Os resultados das simulações numéricas apresentados aqui são médias no tempo, obtidas em um intervalo de tempo suficientemente longo de maneira a excluir os efeitos transitentes nos resultados, para número de Mach igual a 0,37, número de Reynolds de 7 milhões e ângulo de ataque nulo. Isto foi feito para se poderem comparar os resultados das simulações numéricas com os dados obtidos em túnel de vento, uma vez que devido aos equipamentos de medição empregados os resultados experimentais não poderiam capturar os efeitos não estacionários.

A existência da cavidade, descrita acima, na base da cápsula introduz uma maior complexidade ao escoamento da região da base. Isto pode ser visualizado na figura 10, onde pode ser visto uma grande estrutura vortical, ao longo de toda a circunferência e a jusante da base da cápsula, girando no sentido induzido pelo escoamento sobre a cápsula, que ao interagir com o escoamento no interior da cavidade, induz uma estrutura vortical que gira no sentido contrário. Fica também bastante visível a existência de um escoamento em sentido contrário ao escoamento principal na região da base.

A escala cromática presente nesta figura corresponde a níveis de intensidade do coeficiente de pressão. A Fig. 11 apresenta a distribuição do coeficiente de pressão representado em uma escala cromática. Nesta figura pode-se verificar claramente a forma da estrutura vortical circunferencial, bem como a existência da estrutura vortical no interior

da cavidade na base da cápsula. A jusante da base, onde se verifica um aumento na intensidade do coeficiente de pressão, se pode identificar a região que corresponde ao local onde se inicia o escoamento reverso resultando em uma região de estagnação visível na base da cápsula.

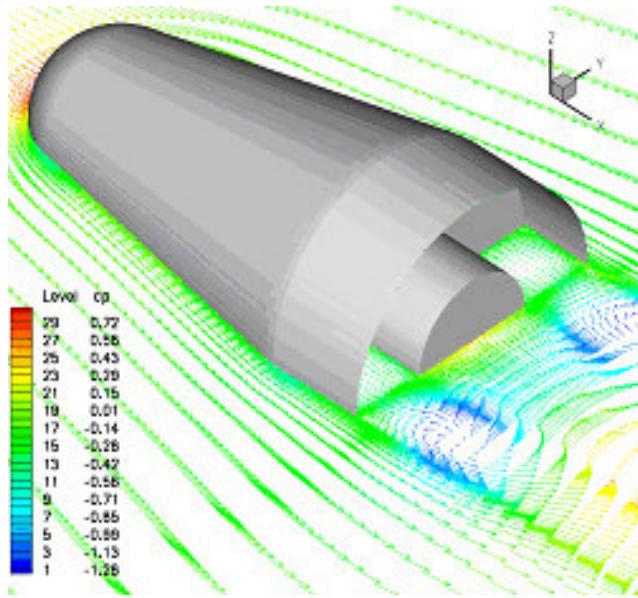


Figura 10 Vetores velocidade sobre a região de base da cápsula.

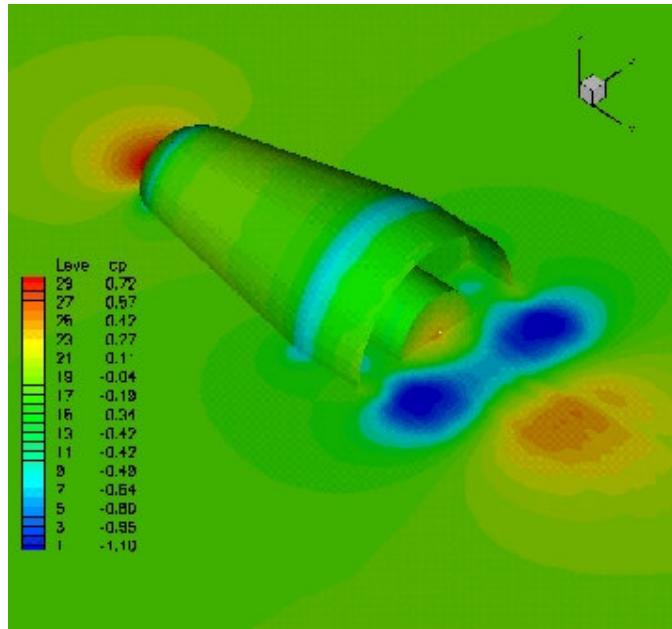


Figura 11 Contornos cromáticos do coeficiente de pressão.

4. COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS

A concordância dos resultados da simulação numérica com os dados obtidos nos ensaios em túnel de vento é apresentada na Fig. 12. Aqui, a distribuição de coeficiente de pressão ao longo da superfície externa da cápsula, obtida com a simulação numérica, é comparada com os dados experimentais.

Como pode ser observada, a concordância é boa entre os dois resultados. Algumas discrepâncias que podem ser observadas, principalmente no que diz respeito aos picos de coeficiente de pressão negativos apresentados nos dados experimentais e não acompanhados pelos resultados numéricos. Estas, são atribuídas à necessidade de se adicionar viscosidade artificial para a solução numérica estável no interior da cavidade da base e também ao refinamento da malha naquela região. No entanto, a região cilíndrica da cápsula, a de maior interesse para o posicionamento adequado dos sensores de pressão, apresentou uma concordância muito boa.

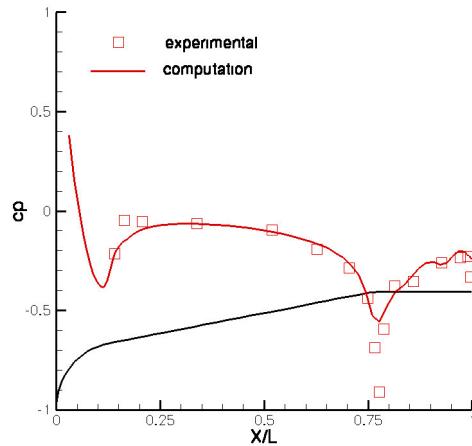


Fig. 12 Comparação dos Cp's obtidos via computacional e através do ensaio.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

1. P. Moraes Jr., Design Aspects of the Recoverable Orbital Platform SARA, 8º Congreso Chileno de Ingeniería Mecánica, Concepción, Chile, 26-30 Oct 1998.
2. P. Moraes Jr. et alli, Plataforma Suborbital para ensaios em vôo do veículo SARA, Conem 2002 – II Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, João Pessoa – Paraíba, 12 a 16 Ago 2002.
3. L. F.G. Moraes, M. Chisaki, Problemas Encontrados na Realização de Ensaios Bidimensionais em Túnel de Vento com Perfis Hiper Sustentados, XVI COBEM Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Uberlândia – MG, 2001.
4. L. F. G. Moraes, Ensaios em Túnel de Vento da Cápsula Suborbital Sara, RE-03/2003, CTA/IAE/ASA-L, Abril 2003.
5. L. M. C. Acosta, P. Moraes Jr. , Características Aerodinâmicas de um Veículo de Reentrada Atmosférica, COBEM 99 – XV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Águas de Lindóia – SP, 22 a 26 Nov. 1999.
6. P. Moraes Jr., Algacyr Morgenstern Jr., Estudo do Escoamento de Base em uma Cápsula Orbital Recuperável, CONEM 2002 – II Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, João Pessoa – Paraíba, 12 a 16 Agosto 2002
7. A. Morgenstern Jr. and Moraes Jr., "Base Flow Investigation of a Recoverable Orbital Capsule," AIAA Paper AIAA-2003-1252, 2003.
8. Matsuno, K., "A Time-Accurate Iterative Scheme For Solving the Unsteady Compressible Flow Equations," AIAA 89-1992CP, 1989.
9. Yoon, S. and Kwak, D., "Implicit Navier-Stokes Solver For Three-Dimensional Compressible Flow," AIAA Journal, Vol. 30, November 1992, pp. 2653-2659

POSITIONING OF THE ATMOSPHERIC PRESSURE SENSOR ON THE SPACE CAPSULE SARA TO COMMAND THE PARACHUTE DEPLOYMENT.

Luís Fernando Gouveia de Moraes¹

Paulo Moraes Jr.²

Algacyr Morgenstern Jr.³

ABSTRACT

In the development of the recoverable orbital platform SARA, at the Institute of Aeronautics and Space of the Centro Técnico Aeroespacial (CTA), designed to perform micro-gravity experiments and re-entry flow studies, a series of ground and flight tests should be carried out. For the flight test a sub-orbital rocket will carry the capsule to an altitude of 400 km, which after returning will be recovered by use of parachutes. The parachutes will be then deployed in a predetermined altitude through the measurement of the atmospheric pressure. A testing prototype of SARA, composed of a spherical nose followed by a conical body and finished with a cylindrical afterbody, several static pressure taps are located along the surface. The measured pressures will be then used to command the parachute deployment, so that the tap location must be determined very accurately to assure the parachute deployment in the previous specified altitude.

In order to determine the correct position for the pressure taps, several low speed wind tunnel tests with a capsule model, by simulating velocities and Reynolds numbers, have been carried out, with variation of capsule angle of attack. The article describes the wind tunnel tests and the numerical methodology, discusses and compare their results, and make considerations for the most adequate location for the pressure taps for the flight prototype.

Key words : Wind tunnel, SARA, Aerodynamics.

CONEM 2004 - 16 Ago 2004 - UFPa - Belém, Pará

¹ Eng. M.Sc.- Centro Técnico Aeroespacial – Div. Sist. Aeronáuticos, Túnel de Vento – lfgmoraes@pop.com.br

² Eng. Dr.- Chefe de Divisão - Centro Técnico Aeroespacial – Div. Sist. Espaciais – moraes@iae.cta.br

³ Eng. Dr.- Centro Técnico Aeroespacial – Div. Sist. Espaciais – algacyr@iae.cta.br