



ESTUDO DO ESCOAMENTO DE BASE DE UMA CÁPSULA ORBITAL RECUPERÁVEL

Paulo Moraes Jr.

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto de Aeronáutica e Espaço
Divisão de Sistemas Espaciais
12228-904 São José dos Campos-SP
moraes@iae.cta.br

Algacyr Morgenstern Jr.

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto de Aeronáutica e Espaço
Divisão de Sistemas Espaciais
12228-904 São José dos Campos-SP
algacyr@iae.cta.br

Resumo. *No desenvolvimento da plataforma orbital recuperável SARA, a qual tem por objetivo a realização de experimentos de microgravidade e o estudo de escoamentos de reentrada, são previstos ensaios em solo e em vôo, e simulações do escoamento para distintas condições de vôo. Nos ensaios em vôo, a plataforma, após lançamento com um foguete sub-orbital e separação deste, descreve uma trajetória balística atingindo uma altitude de 400 km, sendo posteriormente recuperada com pára-quedas e resgatada no mar. Durante o vôo de retorno o sistema de recuperação, alojado na região posterior da cápsula, será acionado em uma determinada altitude através da medição da pressão atmosférica local. A plataforma, constituída por uma calota esférica, um segmento cônico e concluída por um módulo cilíndrico, abriga sobre a superfície deste último oito tomadas de pressão estática, cujos corretos posicionamentos são imprescindíveis para que o acionamento dos pára-quedas ocorra na altitude desejada. Antes que sejam realizados ensaios em túnel de vento ou em vôo, faz-se necessário conhecer as características do campo de escoamento nesta região, o qual é intensamente influenciado pela circulação do escoamento.. O presente artigo discute aspectos do escoamento nesta região e tece considerações sobre a sua modelagem enfatizando a necessidade de ensaios aerodinâmicos para determinação de pressões e validação de resultados de cálculos.*

Palavras-chave: escoamento de base, pressões, túnel de vento, simulação computacional

1. INTRODUÇÃO

Com objetivo de atender uma crescente demanda, no Brasil e no exterior, para realização de experimentos científicos e tecnológicos de média duração em ambiente de microgravidade, encontra-se em desenvolvimento no Instituto de Aeronáutica e Espaço, do Centro Técnico Aeroespacial, uma plataforma orbital recuperável de pequeno porte, designada pela sigla SARA.

Esta plataforma além de complementar os meios já existentes para tais fins, como torres de queda livre, aeronaves em vôo parabólico, foguetes sub-orbitais, etc., representa uma alternativa interessante por ter sido especificada para oferecer um maior tempo para experimentação, até 10 dias, e um excelente nível de microgravidade (Moraes, 1998).

No desenvolvimento da plataforma orbital recuperável SARA, a qual além de permitir a realização de experimentos de média duração em ambiente de microgravidade, oferece a possibilidade de realização de estudos de escoamentos de reentrada e testes de materiais de proteção térmica durante o seu retorno orbital, uma série de ensaios de desenvolvimento e de qualificação em solo e em vôo são previstos.

Para a série de ensaios em vôo, fazendo-se uso de foguetes de sondagem em trajetória de vôo sub-orbital, está sendo desenvolvida uma plataforma para aquisição de variáveis aerodinâmicas e térmicas como também para realização de testes de qualificação de equipamentos e sub-sistemas embarcados. Esta plataforma, designada por SARA Suborbital (Moraes et alli, 2001), geometricamente idêntica à configuração orbital do SARA, foi projetada para suportar um vôo sub-orbital com o foguete de alto desempenho VS40 (Bosco & Macera, 1993) e ser recuperada por pára-quedas e resgatada no mar.

O foguete sub-orbital VS-40 elevará a cápsula até altitudes em torno de 400 km. Durante o vôo de retorno é especificado que o sistema de recuperação, constituído por pára-quedas, seja acionado em uma determinada altitude através da medição da pressão atmosférica local. A plataforma a ser lançada é constituída por uma calota esférica seguida de um segmento cônico e concluída por um módulo cilíndrico. Neste último encontram-se instaladas oito tomadas de pressão estática sobre a superfície e duas no plano de sua base. O posicionamento adequado das tomadas de pressão é imprescindível para que o acionamento dos pára-quedas ocorra na altitude desejada. Assim, ensaios em túnel de vento e simulações computacionais passam a ser de extrema importância para a escolha do mais adequado posicionamento das tomadas de pressão. Antes no entanto que sejam realizados os ensaios em túnel de vento ou em vôo, e considerando os altos custos envolvidos, faz-se necessário que seja feita uma análise detalhada do escoamento nesta região. Os resultados desta análise permitirá uma melhor especificação dos ensaios, incluindo aqui o estabelecimento de condições similares as de vôo.

O presente artigo discute aspectos do escoamento nesta região e tece considerações sobre a sua modelagem enfatizando a necessidade de ensaios aerodinâmicos para determinação de pressões e validação de resultados de cálculos.

2. PLATAFORMA SUBORBITAL

Basicamente a plataforma de ensaios é derivada da concepção da configuração orbital do SARA (Moraes, 1998). A forma externa e as estruturas no seu interior são idênticas. Apenas o material da estrutura externa, que é a carenagem de proteção dos componentes e sub-sistemas alojados em seu interior, foi modificado visto que as cargas térmicas que se estabelecerão durante o seu vôo ascendente e durante o vôo de retorno serão bem menores que aquelas encontradas durante uma trajetória de retorno orbital. Dessa forma será feito uso de material geralmente usado nas carenagens de ogivas de foguetes sub-orbitais ou lançadores de satélites.

A Fig. (1) mostra uma ilustração da plataforma de ensaios, designada por SARA Suborbital, integrada ao foguete sub-orbital de alto desempenho VS-40.

O desempenho em vôo do foguete VS-40, fazendo-se uso de apenas um estágio propulsor, transportando o SARA Suborbital com aproximadamente 220 kg e diversos outros módulos, como por exemplo a estrutura do segundo estágio, em estado de pós-queima, um dispositivo de desrotação (yo-yo) do veículo, e o sistema de separação do SARA Suborbital, é suficiente para descrever uma trajetória que possibilite o alcance de altas velocidades em atmosfera densa. Este fato permite cobrir um envelope de velocidades bastante interessantes para propósitos aerodinâmicos durante a fase de vôo ascendente. Seu desempenho favorece ainda o atingimento de uma grande altitude de apogeu, gerando dessa forma uma velocidade de reentrada equivalente a aproximadamente um terço da velocidade de um retorno orbital.

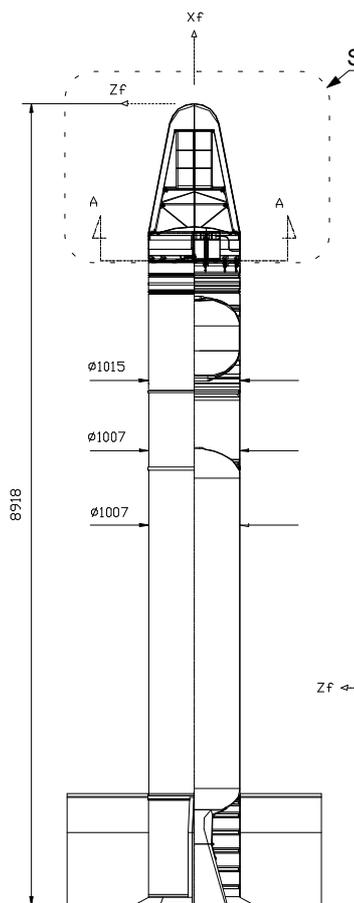


Figura 1. Foguete de Sondagem VS-40 com SARA Suborbital

A concepção básica da plataforma de ensaios, forma externa e dimensões gerais, é mostrada na Fig. (2).

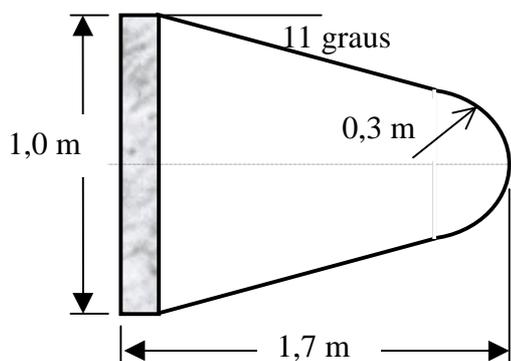


Figure 3. SARA Suborbital. Forma e dimensões.

A região de base e objeto de estudo e análise no presente trabalho compreende o segmento cilíndrico, região sombreada na Fig. (3), sobre a qual serão instaladas as tomadas de pressão, oito em sua totalidade, distribuídas radialmente a cada 45° , e conectadas em dois grupos de quatro tomadas, conduzidas à uma caixa de equalização na qual encontram-se dois *baro-switches*, calibrados para comandarem a abertura dos pára-quadras piloto e de arrasto, nas altitudes de 20.000 e 15.000 pés (6.650 e 5.000 m) respectivamente, e a região de base propriamente dita, que é representada pela parte posterior da cápsula, na qual encontra-se alojado o sistema de recuperação.

Dessa forma as tomadas de pressão deverão estar posicionadas em um plano do segmento cilíndrico no qual a pressão estática local seja igual ou bem próxima ao valor da pressão atmosférica existente naquela altitude. Isto significa dizer que o coeficiente de pressão, definido por:

$$C_p = \Delta p/q_\infty = 2 [p_x/p_\infty - 1]/\gamma(M_\infty)^2, \text{ com: } \begin{array}{ll} p_x & \text{pressão estática local} \\ p_\infty & \text{pressão atmosférica} \\ M_\infty & \text{número de Mach} \\ \gamma & \text{razão de calores específicos} \end{array}$$

deve ser, no determinado instante, igual a ou próximo de zero.

3. ASPECTOS DO ESCOAMENTO DE BASE

O escoamento na região de base de uma configuração esfera-cone-cilindro, imersa em um escoamento subsônico e compressível, é caracterizado por sua separação na altura do canto externo da superfície, pela formação de uma região de “ar morto” com o escoamento deslocando-se em parte na direção da superfície de base, e uma esteira que interage com o escoamento externo, conforme ilustrado na Fig. (3).

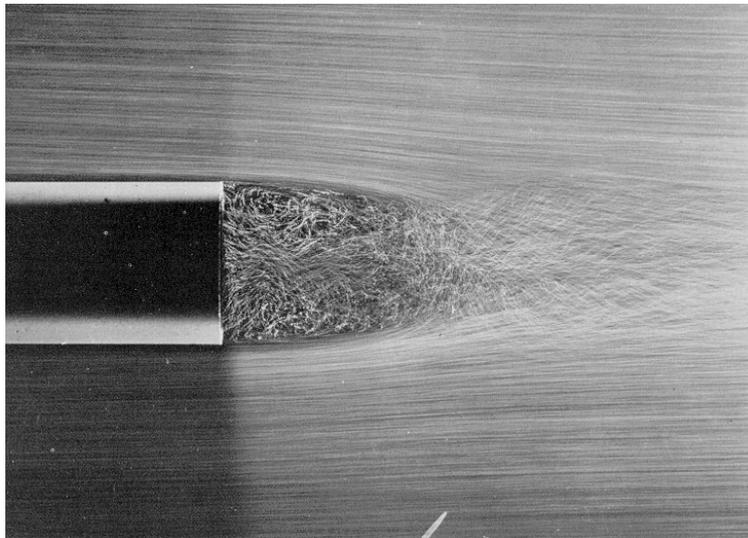


Figura 3. Escoamento na base de um corpo com seção transversal circular (Van Dyke, 1982).

Observando detalhadamente o escoamento sobre a superfície do corpo cilíndrico, verifica-se que este já pode estar separado antes mesmo de atingir as proximidades da base. Isto ocorrerá certamente logo após a junção cone-cilindro quando o gradiente de pressão é adverso.

Assim, quanto menor a distância entre a junção cone-cilindro e a face da região de base, maior a probabilidade de que o escoamento esteja separado. Este é o caso da configuração do SARA Suborbital, conforme já mostrado na Fig. (3).

4. MODELAGEM COMPUTACIONAL

Com a finalidade de ilustrar as discussões de aspectos do escoamento da plataforma SARA Suborbital, foram efetuadas algumas simulações computacionais, que são consideradas preliminares, no entanto de importância para preparação dos ensaios aerodinâmicos em túnel de vento, a serem realizados brevemente.

As simulações computacionais compreenderam a modelagem do campo de escoamento em toda a plataforma, com consideração e ênfase na região do escoamento da base.

O método numérico empregado está baseado na escolha de um procedimento de fatoração que resulta em um código que proporciona uma rápida convergência com um tempo computacional por iteração pequeno. A discretização espacial dos fluxos é implementada através de um esquema de volumes finitos. No lado esquerdo das equações discretizadas são empregadas fórmulas de diferenças de segunda ordem de precisão. Um modelo de dissipação de quarta ordem é adicionado no lado direito das equações para controlar os efeitos indesejáveis do desacoplamento dos pontos pares-ímpares característico de diferenças centrais.

No presente algoritmo, o esquema de fatorização superior-inferior simétrico de Gaus-Seidel (LU-SGS) proposto por (Yoon & Kwak, 1992) é usado. Uma descrição detalhada da implementação do algoritmo, bem como exemplos de validação do código computacional pode ser encontrados em (Morgenstern & Chokani, 1994).

As simulações apresentadas a seguir foram computadas para um número de Mach igual a 0,5, número de Reynolds de 10^7 , e ângulos de ataque de 0, 5 e 10 graus. Os resultados são apresentados na forma de coeficiente de pressão.

Para ilustrar as características básicas do escoamento próximo à região da base do veículo, na Fig. (4) são apresentados os vetores velocidade para ângulo de ataque nulo. Pode ser observado um grande vórtice a jusante da base do veículo. A interação deste vórtice com o escoamento principal ocasiona o surgimento de pequenos vórtices secundários na proximidade da borda da base do veículo, conforme ilustrado na ampliação apresentada na Fig. (5). Este efeito será também sentido a montante desta extremidade, como será mostrado a seguir.

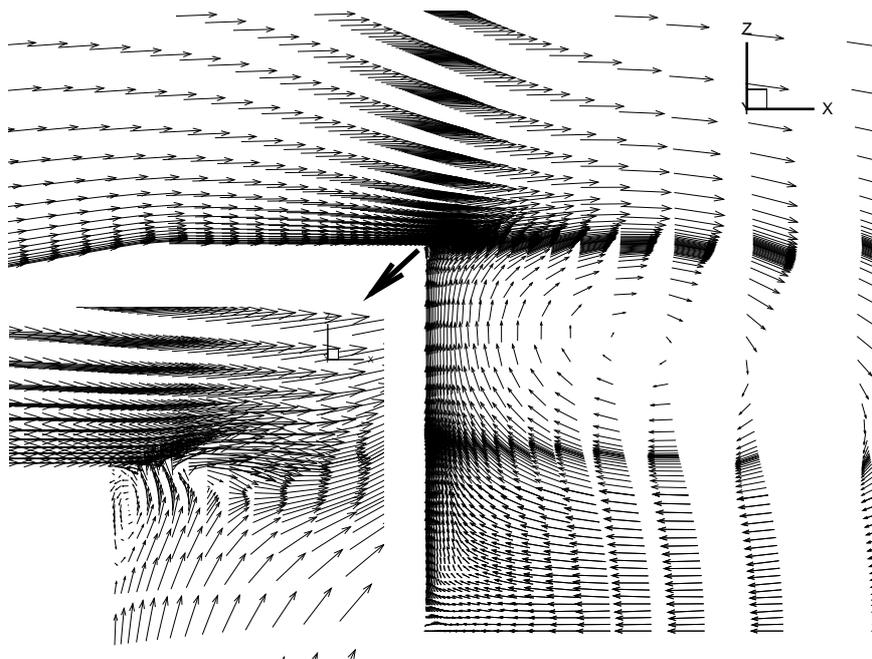


Figura 4. Vetores velocidade na região de base do veículo: Mach = 0,5; $\alpha = 0^\circ$.

A Fig. (5) apresenta os contornos de coeficiente de pressão, numa escala cromática, num plano x-y e sobre a superfície do veículo. Aqui fica novamente evidente a formação dos vórtices simétricos a jusante da base do veículo. Podem também ser observadas as regiões de baixo cp nas proximidades das discontinuidades geométricas, na junção da esfera com o cone e do cone com o cilindro. A escala cromática de cp apresenta uma região em forma anular de baixa pressão na superfície da base do veículo correspondendo ao deslocamento vortical a jusante da base com regiões de alto cp no centro da base.

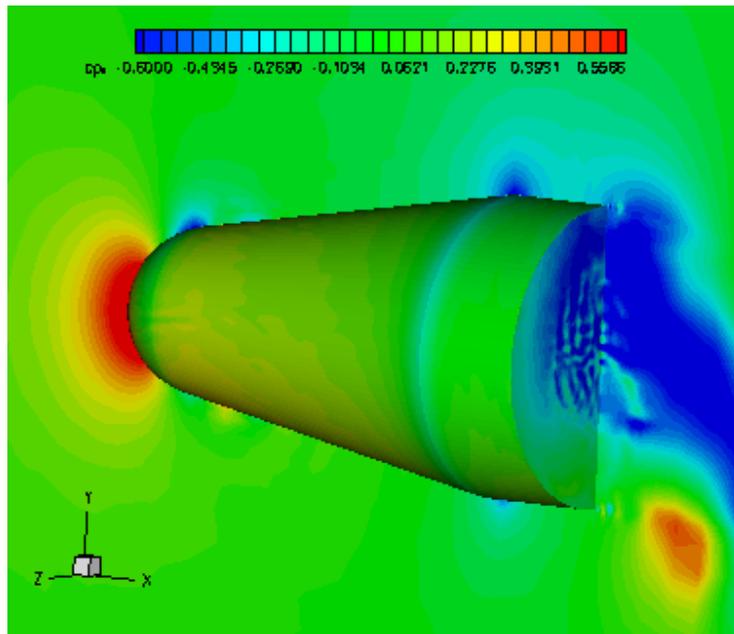


Figura 5. Contornos do coeficiente de pressão: Mach = 0,5; $\alpha = 0^\circ$.

Na Fig. (6), é apresentada a distribuição de c_p ao longo da superfície do veículo. A partir do ponto de estagnação, onde tem-se c_p próximo de 1, o escoamento acelera ao longo do nariz esférico do veículo, até a junção esfera-cone, gerando uma rápida redução no valor de c_p . Ao sentir a presença da mudança de geometria, há uma recuperação de c_p , para em seguida continuar aumentado a velocidade na região cônica, e com isso reduzindo o c_p , até encontrar a próxima descontinuidade geométrica, união cone-cilindro, quando novamente, através de um aumento abrupto da velocidade, ocorre uma redução grande do c_p . Na região cilíndrica, devido às grandes estruturas vorticiais presentes a jusante da base do veículo, o escoamento sofre um redução de velocidade, representada pelo aumento no valor do c_p , com a proximidade da base do veículo.

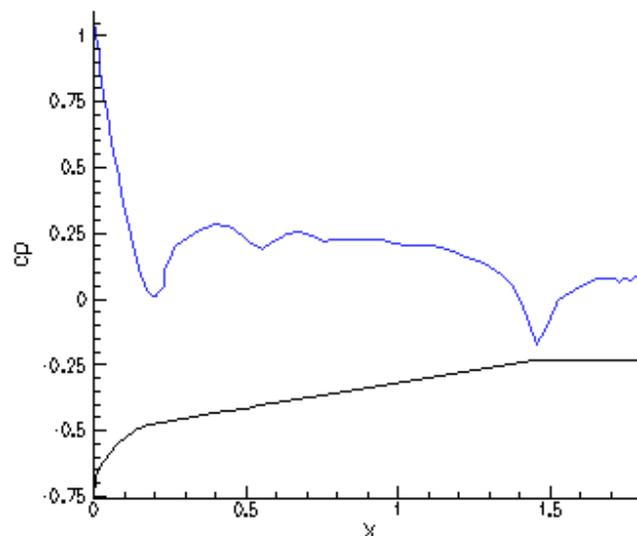


Figura 6. Coeficiente de pressão: Mach = 0,5; $\alpha = 0^\circ$.

A Fig. (7) apresenta no plano x-y e superfície do veículo os contornos do coeficiente de pressão, numa escala cromática, para ângulos de ataque de 5 graus. Observa-se que o efeito principal do escoamento com ângulo de ataque consiste no aumento da intensidade do vórtice de

sotavento, com a correspondente redução do c_p , e a redução da intensidade do vórtice de barlavento. A escala cromática do c_p apresenta nos dois casos os limites da região de baixos valores do c_p correspondendo às regiões de influência da estrutura vortical de maior intensidade localizada a sotavento. Outro efeito observado se refere à intensidade da queda do c_p na região da descontinuidade geométrica esfera-cone. Quanto maior o ângulo de ataque, maior será o deslocamento do ponto de estagnação, do eixo de simetria axial, em direção ao escoamento livre. Assim, a parcela do escoamento que percorre a região a sotavento tem um percurso maior sobre a esfera até atingir a região de descontinuidade esfera-cone, ganhando maior velocidade e com isso provocando uma maior redução do c_p nesta região.

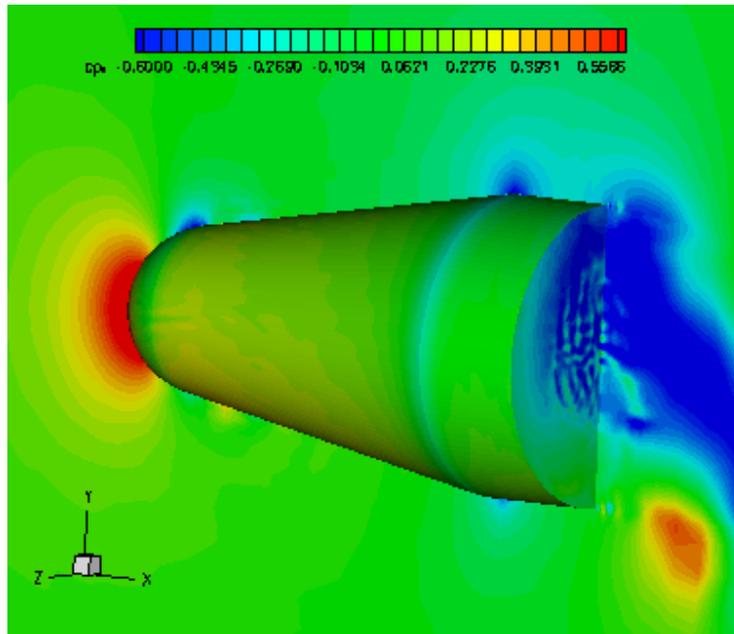


Figura 7. Contornos do coeficiente de pressão: Mach = 0,5; $\alpha = 5^\circ$.

5. CONCLUSÕES

Com o objetivo de obter informações que permitam o mais adequado posicionamento de tomadas de pressão na parte posterior da plataforma SARA Suborbital e assim assegurar o acionamento de abertura do sistema de recuperação, foram realizados estudos e feitas simulações do escoamento para condições de velocidades, ângulos de ataque e números de Reynolds similares aqueles a serem encontradas durante o vôo da plataforma,

Os resultados obtidos no presente estudo serão de importância para estabelecimento de um programa de ensaios em túnel de vento de baixa velocidade a ser realizado em futuro breve, pois conhecendo desde já alguns detalhes do que ocorre com o escoamento na região de base da plataforma, torna-se mais fácil uma melhor especificação da maquete de ensaios e das tomadas de pressão para medição das pressões estáticas que se estabelecerão em torno desta região.

A continuidade dos trabalhos de simulação do escoamento, detalhando a modelagem da região no interior do segmento cilíndrico, com a consideração do contêiner dos pára-quedas, permitirá a aquisição de melhores informações sobre detalhes do escoamento nesta região.

O presente artigo discorreu sobre aspectos do escoamento na região de base da plataforma SARA Suborbital e sobre as simulações numérico-computacionais feitas para condições similares aquelas a serem obtidas durante o vôo da plataforma.

6. AGRADECIMENTOS

Parte deste trabalho foi realizado no contexto do projeto de pesquisa *Ensaio Aerodinâmicos de uma Cápsula Espacial em Vôo Suborbital*, o qual é coordenado e executado pelo primeiro autor e tem apoio financeiro do CNPq (Projeto No. 520475/97-6). O primeiro autor expressa aqui seus agradecimentos ao CNPq pelo apoio.

7. REFERÊNCIAS

- Boscov, J., Macera, S. R., 1993, "Programme Spatial Bresilien: La fusée VS-40", ESA SP-355, Proc. 11th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programs and Related Research, Lillehammer, Noruega.
- Moraes Jr., P., 1998, Design Aspects of the Recoverable Orbital Platform SARA, Anales do 8^o Congreso Chileno de Ingenieria Mecánica, Octubre 26-30, Concepción, Chile, vol. 1, pp. 39-44
- Moraes Jr., P., Pereira, A. L., Silva, C. R. M., Villas Bôas, D. J. F., Corrêa Jr., F. A., Loures da Costa, L. E. V., Kochi, M., Sakai, P. R., Cardoso, R. M., 2001, "Plataforma Sub-Orbital para Ensaio em Vôo do Veículo SARA", CONEM 2002, 19-23 Agosto 2002. João Pessoa-PB,
- Morgenstern, A., Jr., and Chokani, N., 1994, "Hypersonic Flow Past Open Cavities," AIAA Journal, Vol. 32, No. 12, Dec. 1994, pp. 2387-2393.
- Van Dyke, M., 1982, "An Album of Fluid Motion," The Parabolic Press, Stanfor, CA, USA.
- Yoon, S. and Kwak, D., 1992, "Implicit Navier-Stokes Solver For Three-Dimensional Compressible Flow," AIAA Journal, Vol. 30, November 1992, pp. 2653-2659.

8. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

ANALYSIS OF THE BASE FLOW OF A RECOVERABLE ORBITAL CAPSULE

Paulo Moraes Jr.

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto de Aeronáutica e Espaço
Divisão de Sistemas Espaciais
12228-904 São José dos Campos-SP
moraes@iae.cta.br

Algacyr Morgenstern Jr.

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto de Aeronáutica e Espaço
Divisão de Sistemas Espaciais
12228-904 São José dos Campos-SP
algacyr@iae.cta.br

Abstract. *In the development of the recoverable orbital platform SARA, which is being designed to perform micro-gravity experiments and to study re-entry flow, ground and flight tests, as well as computational simulations, are planned. The flight tests consider the use of a sub-orbital rocket that should take the capsule to altitudes of around 400 km, being later recovered with parachutes and splashed on water. During the return flight the recovery system, based on parachutes, will be activated in a prescribed altitude through the signature of the local atmospheric pressure. The capsule, configured by a spherical cap followed by a conical segment and finished by a cylindrical*

module, contains eight pressure taps over the surface and two in its base. The adequate positioning of the pressure taps is of major importance in order to open the parachute in the desired altitude. So, a series of wind tunnel tests and numerical simulations will be performed, for velocities and Reynolds number encountered in flight. The present article, discuss the complexities of the flow field near the base region, and through some preliminary results of numerical simulations, make recommendations for the most adequate placement of the pressure taps in the flight prototype.

Ke-words: base flow, pressures, pressure, wind tunnel, computational simulation