



CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE UM VEÍCULO DE REENTRADA ATMOSFÉRICA

Luiz M. C. Acosta

Instituto Tecnológico de Aeronáutica/Centro Técnico Aeroespacial

Paulo Moraes Jr.

Instituto de Aeronáutica e Espaço/Centro Técnico Aeroespacial

Divisão de Sistemas Espaciais

12228-904 São José dos Campos, SP, Brasil

Resumo. *Veículos espaciais que retornam à Terra passam por distintos regimes de velocidades e de condições de voo, o que dificulta sua concepção aerodinâmica. A partir de uma proposta de um veículo orbital (satélite) para realização de experimentos científicos e tecnológicos em ambiente de baixa gravidade, o qual, após sua satelização, permanece em órbita pelo tempo necessário para a condução dos experimentos, sendo depois direcionado à Terra e recuperado em solo, foi feito um estudo considerando os aspectos relativos à sua aerodinâmica, i.e. a concepção de sua forma, suas características e seu comportamento aerodinâmico em voo balístico de retorno. A concepção aerodinâmica do veículo, de importância para o voo nas diversas fases, deve considerar aspectos relativos a estabilização aerodinâmica e ao arrasto, sendo este último de maior importância na questão do aquecimento. Para obtenção das características aerodinâmicas nestas fases de voo foram utilizados métodos de cálculo do tipo engineering methods, cujos resultados são validados através de ensaios em túnel de vento de alta velocidade. O presente artigo sintetiza e discute os resultados obtidos para as características aerodinâmicas de arrasto e de estabilidade estática nos regimes de voo pertinentes à uma reentrada atmosférica: hipersônico, supersônico e subsônico.*

Palavras-chave: *Veículo orbital, Reentrada atmosférica, Características aerodinâmicas, Estabilidade estática, Arrasto*

1. INTRODUÇÃO

Veículos espaciais que retornam à Terra passam por distintos regimes de velocidades e de condições de voo, dificultando sua concepção aerodinâmica. A complexidade no estabelecimento da concepção aumenta quando este veículo tem sua reentrada induzida, com propósito de ser recuperado em solo.

Em (Moraes & Pilchowski, 1997) foi apresentada uma proposta de um veículo orbital (satélite) para realização de experimentos científicos e tecnológicos em ambiente de baixa

gravidade. Este veículo, após sua satelização, permaneceria em órbita pelo tempo necessário para a condução dos experimentos, sendo depois direcionado à Terra e recuperado em solo.

No presente estudo são considerados os aspectos relativos à aerodinâmica do veículo, i.e. a concepção de sua forma, suas características e seu comportamento aerodinâmico em vôo balístico de retorno.

A concepção aerodinâmica do veículo (Moraes, 1998), especificamente no que diz respeito à sua forma externa, de importância para o vôo nas diversas fases, deve considerar aspectos relativos a estabilização aerodinâmica e ao arrasto, sendo este último de maior importância para a questão da geração do severo aquecimento durante o vôo de reentrada. Para obtenção das características aerodinâmicas nestas fases de vôo foram utilizados métodos de cálculo do tipo *engineering methods*.

O presente artigo sintetiza e discute os resultados obtidos para as características aerodinâmicas de arrasto e de estabilidade estática nos regimes de vôo pertinentes à uma reentrada atmosférica: hipersônico, supersônico e subsônico.

2. CONCEPÇÃO DE UM VEÍCULO DE REENTRADA ATMOSFÉRICA

O mais simples dos veículos de reentrada atmosférica é aquele que realiza uma trajetória balística, i.e. com razão sustentação – arrasto próxima de zero. Este tipo de veículo apresenta em geral geometria axissimétrica com grande razão de rombudez.

Corpos rombudos, i.e. com razão entre diâmetro da calota frontal e diâmetro máximo, ou também razão entre o diâmetro da calota frontal e o comprimento total do veículo d/L , grande, são os mais adequados para utilização em veículos de reentrada com missão de retorno à Terra (Ferri & Ting, 1961; Qicheng & Zhonglian, 1987).

Uma maior rombudez da parte frontal destes corpos faz-se necessária em virtude do aquecimento severo ao qual o mesmo será submetido quando da sua reentrada atmosférica (Tauber & Meneses, 1986), i.e. passagem a grandes velocidades pelas camadas mais densas da atmosfera, e conseqüente severa desaceleração (Owens, 1965). Um diâmetro maior auxilia na distribuição do fluxo térmico que ali se estabelece, evitando que altas temperaturas sejam conduzidas para seu interior. Tendo ainda por objetivo a recuperação do veículo em solo, é de extrema importância que a dispersão deste no ponto de impacto seja mínima, exigindo portanto que o veículo seja minimamente perturbado e desviado de sua trajetória balística durante seu vôo de reentrada.

Desta forma, na concepção aerodinâmica de um veículo de reentrada atmosférica induzida devem ser considerados aspectos relativos à:

- estabilidade estática durante todas as fases de vôo,
- arrasto nas camadas mais densas da atmosfera,
- fluxo térmico gerado pela forte desaceleração durante sua passagem pelo corredor de reentrada.

2.1 Estabilidade Estática

A questão da estabilidade aerodinâmica é de vital importância na concepção do veículo visto que deve-se atentar para o fato que ângulos de ataque ou de derrapagem devem ser evitados com o intuito de estabelecer com precisão a região de maior aquecimento (em geral ponto de estagnação do escoamento sobre o corpo) e de minimizar as dispersões de impacto do veículo no seu local de recuperação (Sikharulidze *et al.*, 1998). Portanto ficam estabelecidos os seguintes critérios:

- o veículo deve ser aerodinamicamente estável durante todo o vôo de reentrada, mantendo-se alinhado com o seu vetor velocidade, afim de evitar que o ponto de

estagnação (local de maior aquecimento) varie sua posição, e dessa forma acarrete danos sobre sua superfície por não estar esta totalmente revestida de material protetor;

- a margem de estabilidade estática, a qual denota a condição de estabilidade, representa a distância entre o ponto de atuação da resultante das forças aerodinâmicas e a posição do centro de momentos (em geral, centro de gravidade ou de massa), deve ter um valor que permita a geração de um torque aerodinâmico restaurador que restabeleça, após curtas e rápidas oscilações, a condição original de equilíbrio.

2.2 Arrasto

A desaceleração a qual o veículo será submetido durante sua passagem pelo corredor de reentrada, e mais tarde nas camadas mais densas da atmosfera é influenciada pelo arrasto, o qual é determinado não unicamente mas principalmente pela sua geometria externa (Anderson, 1984). Portanto formulam-se aqui as seguintes considerações:

- quanto maior o arrasto do veículo, maior sua desaceleração e por conseguinte mais severo será o aquecimento gerado;
- afim de evitar que a maior desaceleração ocorra nas camadas mais densas da atmosfera, onde ocorreria a maior geração de calor, é conveniente que a desaceleração já ocorra nas altitudes maiores (acima de 50 km), onde a atmosfera é rarefeita, resultando assim em um menor fluxo térmico posteriormente quando o veículo chegar as camadas mais densas da atmosfera;
- o arrasto tem portanto enorme influência na concepção da forma do veículo uma vez que é sua forma frontal que praticamente o determinará, sendo as outras parcelas que o compõem de menor significância.

Com as observações alinhavadas nos itens anteriores tem-se desde já um compromisso para escolha da forma do veículo a qual terá que atender tanto os requisitos de uma boa estabilização aerodinâmica como apresentar grande arrasto.

3. CARACTERÍSTICAS DE ESTABILIDADE E DE ARRASTO

3.1 Características de Estabilidade

A característica principal de estabilidade estática pode ser expressa pelo denominado *centro de pressão*, qual é o ponto de atuação da força aerodinâmica, normal ou lateral ao eixo do corpo, resultante.

Para configurações que voam a pequenos ângulos de ataque o comportamento da força normal/lateral é linear com o aumento do ângulo de ataque, portanto trabalha-se nesse caso com sua derivada em relação a este ângulo. O mesmo vale para o correspondente momento de arfagem/guinada. Portanto:

$$\frac{X_{cp}}{L_{ref}} = \frac{C_{m\alpha}}{C_{N\alpha}} \quad (1)$$

onde:	A_{ref}	área de referência, [m ²] (= $\pi/4 D^2$)
	$C_{m\alpha}$	derivada em α do coeficiente de momento de arfagem [1/rad]
	$C_{N\alpha}$, $C_{N\alpha}$	derivada em α do coeficiente de força normal [1/rad]
	L_{ref}	comprimento de referência [m] (= $L_{cil} + L_{con}$; vide Fig. 1)
	X_{cp}	posição do centro de pressão [m]
	α	ângulo de ataque [rad]

3.2 Características de Arrasto.

O arrasto é a propriedade aerodinâmica dominante no processo de uma reentrada atmosférica pois dele depende o nível de desaceleração imposta ao veículo, e conseqüente geração de calor sobre sua superfície.

Assim sendo tem-se duas possibilidades que bem avaliadas permitiriam a escolha da concepção (de forma) mais adequada:

1. forma esbelta com baixo coeficiente de arrasto, e
2. forma rombuda com alto coeficiente de arrasto.

Na primeira opção o veículo estaria sendo freado nas camadas mais densas da atmosfera gerando um maior fluxo térmico. Na segunda, o processo de redução de velocidade já seria iniciado nas camadas mais rarefeitas da atmosfera, encontrando-se o veículo com uma velocidade menor ao encontrar um meio mais denso, gerando assim um menor fluxo de calor.

O coeficiente de arrasto pode ser formulado como sendo:

$$Cd = Cd_p + Cd_f + Cd_b \quad (2)$$

onde:

Cd	coeficiente de arrasto total
Cd_p	coeficiente de arrasto de forma (de pressão ou onda)
Cd_f	coeficiente de arrasto de fricção
Cd_b	coeficiente de arrasto de base.

A parcela do coeficiente de arrasto de forma é a mais expressiva, perfazendo em regime de alta velocidade até aproximadamente 80% do arrasto total. Ressalta-se desde já que sendo esta parcela essencialmente gerada pela forma da parte frontal do veículo, a concepção geométrica desta parte é portanto de extrema importância para as análises que se seguem.

4. ANÁLISE DE CONFIGURAÇÕES

Com o objetivo de estabelecer uma configuração adequada à uma missão de retorno à Terra, é feita uma análise paramétrica a partir de uma configuração preliminar mostrada na "Fig 1".

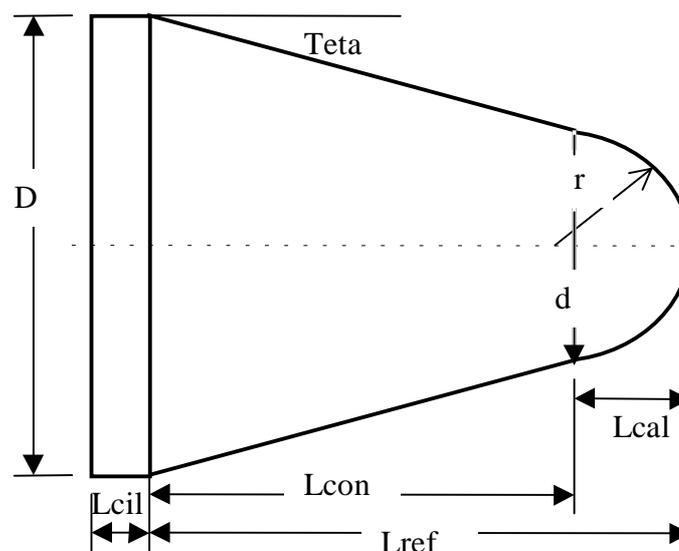


Figura 1 – Configuração Básica de um Veículo de Reentrada

A configuração considerada é constituída por:

- segmento esférico (calota): definido pelo raio r , sendo $d=2r \cos \text{Teta}$;
- segmento cônico: definido pelo semi-ângulo Teta , diâmetro da base D e comprimento L_{con} ;
- segmento cilíndrico: definido pelo diâmetro D e comprimento L_{cil} .

Duas variáveis que bem definem a configuração geométrica exercem maior ou menor influência na aerodinâmica do veículo. São elas: o arredondamento do segmento esférico, este expresso pela razão entre o diâmetro da calota sobre o diâmetro de base, d/D , e o semi-ângulo do segmento cônico, Teta .

Definem-se portanto alguns valores para estas variáveis e determina-se:

- a derivada de força normal $C_{N\alpha}$ e a posição longitudinal do centro de pressão X_{cp} em relação ao comprimento total da configuração com o programa de cálculo NORFOR (Faggiano *et al.*, 1985), e
- o coeficiente de arrasto com o programa de cálculo DRAG (Delprat, 1992).

Uma análise foi então feita considerando a influência do arredondamento d/D da calota e do semi-ângulo do segmento cônico sobre $C_{N\alpha}$ e X_{cp} . Assim foram estabelecidas as configurações apresentadas na “Tabela 1”, sendo a configuração básica identificada por 5511:

Tabela 1. Configurações analisadas

Configuração	4009	4011	4015	5009	5011	5015	5511	6009	6011	6015
d/D	0.40			0.50			0.55	0.60		
Teta [°] ⇒	9	11	15	9	11	15	11	9	11	15
L_{ref}/d ⇒	5.9	5.1	4.0	4.2	3.6	2.9	3.1	3.1	2.7	2.2

Influência do arredondamento da calota. Tomando-se como exemplo uma configuração com semi-ângulo do segmento cônico de 11 graus, é analisada a influência exercida pela variação do arredondamento da calota em relação ao diâmetro da base, d/D (razão de rombudez), sobre $C_{N\alpha}$ e X_{cp} .

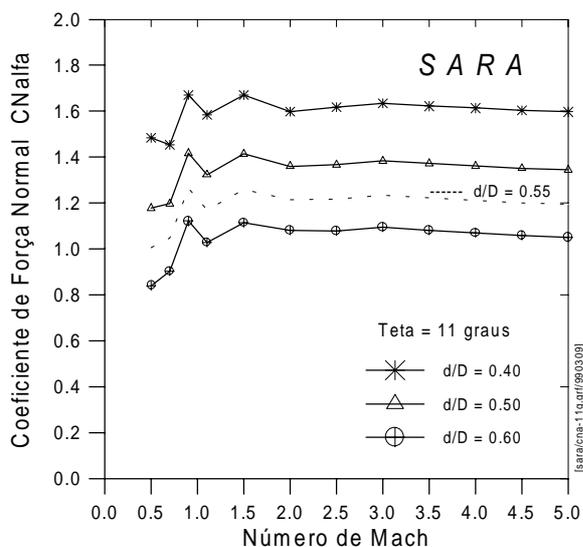


Figura 2 - $C_{N\alpha}$ vs. Mach; Teta=11°

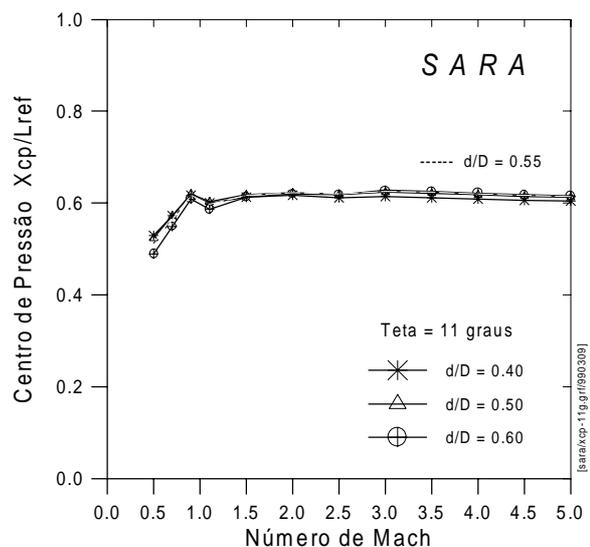


Figura 3 - X_{cp}/L_{ref} vs. Mach Teta=11°

Na “Fig..2” é apresentada a derivada do coeficiente de força normal CN_{α} em função do número de Mach para Teta = 11 graus e distintos d/D . Na mesma figura tem-se para comparação resultados para a configuração básica: $d/D= 0.55$.

Observa-se com estes resultados que o aumento do arredondamento, $d/D = 0.40 \rightarrow 0.60$, resulta em um decréscimo razoável de CN_{α} . Vale ressaltar aqui que quanto maior o CN_{α} , maior o torque restaurador aerodinâmico, este necessário para manter o veículo, se aerodinamicamente estável, alinhado com sua trajetória. No entanto um grande CN_{α} deixa o veículo mais sensível a ação do vento, gerando por vezes um movimento translatório indesejável que resultaria em dispersão do ponto de impacto em solo, dificultando assim a recuperação do mesmo.

Da “Fig. 3” na qual é apresentada a variação do X_{cp}/L_{ref} em função do número de Mach para as mesmas configurações, verifica-se que o aumento ou a redução do arredondamento exerce apenas uma influência praticamente desprezível sobre a posição longitudinal do centro de pressão.

Com respeito ao arrasto do veículo, um maior arredondamento, i.e. uma maior área frontal exposta, resulta em uma maior contribuição da parcela de arrasto gerada por este segmento no arrasto total, “Fig . 4”. Observa-se também com estes resultados que o valor máximo do coeficiente de arrasto ocorre para menores d/D a números de Mach mais próximos de um, enquanto que com o aumento de d/D este valor máximo é alcançado praticamente no fim do regime de velocidades transônicas.

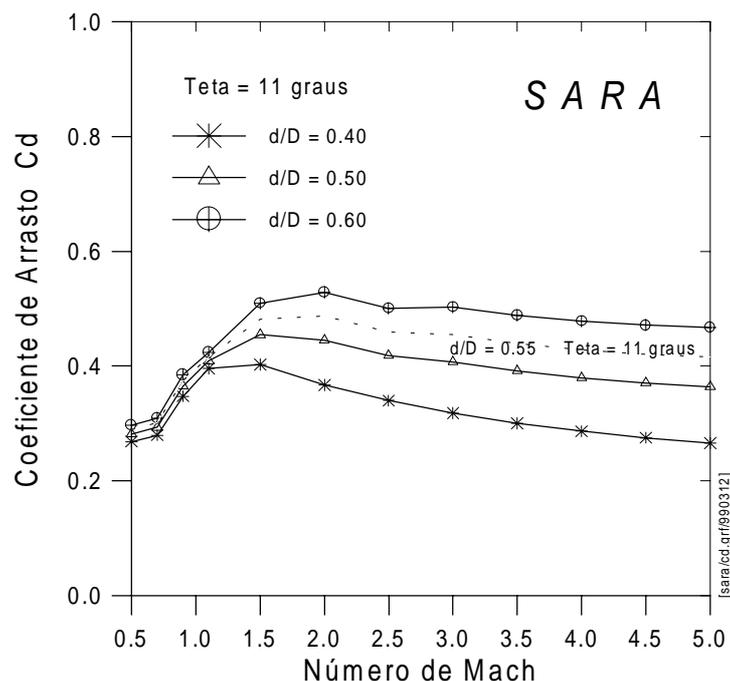


Figura 4 – Coeficiente de arrasto em função de Mach; Teta = 11°

É importante ainda ressaltar que um maior arredondamento da calota, $d/D= 0.40 \rightarrow 0.60$, faz o arrasto aumentar em aproximadamente 30%. Este fato no entanto favorece o início do processo de desaceleração em maior altitude, ainda que não tão substancial.

Influência do Semi-ângulo do Segmento Cônico. A mesma análise é feita agora considerando-se a influência da variação do semi-ângulo do segmento cônico sobre CN_{α} e X_{cp}/L_{ref} , bem como sobre o coeficiente de arrasto.

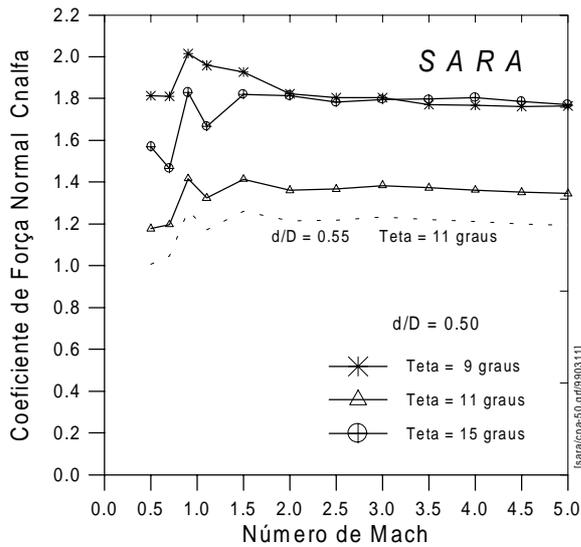


Figura 5 - $C_n\alpha$ vs. Mach; $d/D = 0.50$

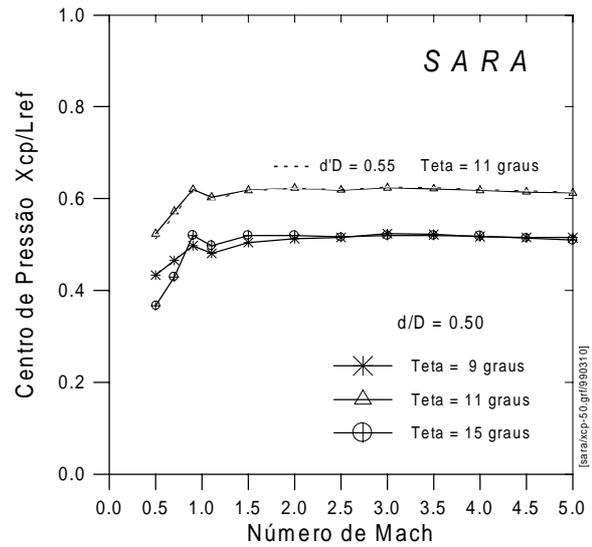


Figura 6 - X_{cp}/L_{ref} vs. Mach; $d/D = 0.50$

Neste caso observa-se que tanto o $C_n\alpha$ como o X_{cp} sofrem influência da variação do ângulo Teta para um arredondamento constante. A configuração com 11 graus de semi-ângulo oferece o menor $C_n\alpha$ e um X_{cp} posicionado mais perto da base do veículo o que favorece sua estabilização. Observa-se também na “Fig. 6” que os valores de X_{cp} para as configurações com 9 e 11 graus praticamente coincidem. Isto deve-se a pequena diferença de $C_n\alpha$ entre ambas, “Fig. 5”, combinada com as diferenças do L_{ref} de cada uma delas.

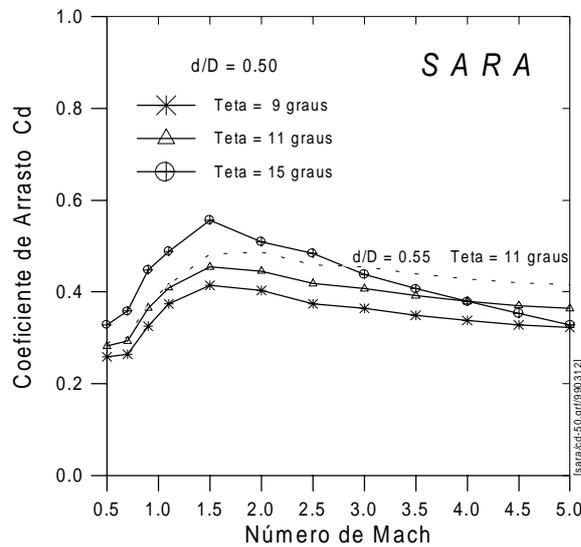


Figura 7 - Coeficiente de arrasto em função de Mach; $d/D = 0.50$

O acréscimo do arrasto com o aumento do semi-ângulo de abertura do segmento cônico, mostrado na “Fig. 7”, é decorrente da resultante menor esbelteza, L/d , da configuração. Mantendo-se a razão d/D constante e variando-se o semi-ângulo, torna-se menor o segmento cônico, este responsável por boa parte do arrasto gerado a altos números de Mach. Isto explica o decréscimo maior do coeficiente de arrasto para a configuração Teta = 15 graus a partir de Mach = 2.5 .

5. APLICAÇÃO DOS RESULTADOS EM UM VEÍCULO REAL

De posse dos resultados apresentados é possível agora alinhar algumas constatações que possam ser transferidas para a concepção de um veículo orbital retornável, o qual sob a sigla SARA (Moraes, 1998) vem sendo desenvolvido na Divisão de Sistemas Espaciais do CTA./IAE.

No que diz respeito à estabilidade estática do veículo, é recomendável e necessário que o mesmo seja aerodinamicamente estável durante todo o seu vôo de retorno. Portanto uma margem de estabilidade estática, a qual é determinada pela distância entre a posição do centro de pressão X_{cp} e a posição do centro de massa do veículo X_{cm} , deve necessariamente atender a este critério. Deduz-se aqui que configurações com semi-ângulo maiores que 11° dificilmente atenderão a este critério para todo o regime de velocidades a serem percorridas.

Por outro lado verifica-se que o arredondamento da calota, por não exercer uma maior ou menor influência sobre CN_α e X_{cp} , deve procurar atender requisitos e restrições de distribuição de fluxo térmico, e não de estabilidade aerodinâmica.

No entanto para reduzir fortemente o fluxo térmico durante o procedimento de reentrada, sem alterar certos parâmetros típicos de indução de reentrada, tais como, impulsão e ângulo de reentrada, é conveniente que se aumente o raio da calota para valores não considerados no presente trabalho. Em um estudo preliminar verificou-se que o aumento do raio da calota em 4 vezes, resulta em uma redução do fluxo térmico da ordem de 30%, o que é bastante promissor para uma concepção de sistema de proteção térmica utilizando materiais hoje disponíveis no país. Restaria no entanto avaliar aqui as implicações aerodinâmicas, pois neste caso a configuração seria similar as utilizadas nas cápsulas Mercury, Apollo e outras.

6. CONCLUSÕES

Um estudo foi realizado com o objetivo de determinar a influência de variáveis geométricas (de configuração) sobre as características aerodinâmicas de estabilidade estática e de arrasto para configurações de veículos orbitais retornáveis, de geometria rombuda, adequados a realização de um vôo de reentrada atmosférica.

Os resultados mostraram que para uma configuração típica constituída por um segmento esférico, seguido de segmento cônico, e concluída por um segmento cilíndrico, a influência de variáveis tais como razão de rombudez e ângulo de abertura do segmento cônico, sobre as derivadas de estabilidade estática, permitem definir um bom compromisso que garanta a estabilidade do veículo durante seu vôo de retorno atmosférico. Estas duas variáveis, por definirem bem o aspecto frontal do veículo exercem particular influência sobre o arrasto, sendo que a escolha da melhor combinação deve levar em consideração aspectos relativos ao aquecimento superficial ao qual o veículo será submetido quando da sua passagem pelas camadas mais densas da atmosfera.

Resultados deste estudo e resumidamente apresentados no presente artigo, permitiram constatar que a configuração estabelecida para um veículo orbital retornável, ora em desenvolvimento no CTA/IAE, já apresentava uma forma adequada a manter um vôo estabilizado. No entanto levando em consideração a grandeza dos fluxos térmicos gerados quando do vôo através das camadas mais densas da atmosfera, um estudo mais detalhado deverá ser conduzido com objetivo de otimizar a forma para sua proteção térmica.

Agradecimentos

O presente trabalho é resultado de atividades dos autores no projeto de pesquisa *Dinâmica e Aerotermodinâmica de Reentrada Atmosférica*, o qual tem apoio do CNPq (Processo No.

520475/97-6). Os autores aproveitam a oportunidade para expressar seus agradecimentos ao CNPq pelo apoio recebido.

REFERÊNCIAS

- Anderson, J. D., 1984, Jr., A Survey of Modern Research in Hypersonic Aerodynamics, AIAA Paper no. 84-1578.
- Delprat, O., 1992, DRAG – Programa de Cálculo de Arrasto. Manual de Manutenção, CTA/IAE, RT-012/ETP-AED/92
- Faggiano, C., Barbosa, S. A., Moraes, P. Jr., 1985, NORFOR. Programa de Cálculo das Características Aerodinâmicas Estáticas Longitudinais de Veículos Axissimétricos Multi-Estágios, IAE/ASE, RT-002/ETP-AED/85
- Ferri, A. & Ting, L., 1961, Practical aspects of re-entry problems. *Astronautica Acta*, **8**(2): pp.63-81
- Moraes, P. Jr. & Pilchowski, H.-U., 1997, Plataforma Orbital para Experimentação em Ambiente de Micro-Gravidade, Anais do XIV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica - COBEM 97, Dezembro 8-12, Bauru-SP
- Moraes, P. Jr., 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
- Owens, R. V., 1965, Aerodynamic characteristics of spherically blunted cones at Mach numbers from 0.5 to 5.0, NASA-TN-D-3088
- Qicheng, Z. & Zhonglian, W., 1987, The optimization of Earth orbit re-entry vehicle configuration, *Acta Astronautica*, **15**(3): pp.165-170
- Sikharulidze, Y. G., Moraes, P. Jr, Korchagin, A. N., 1999, Analysis of Accuracy at Ballistic Re-entry in the Earth Disturbed Atmosphere, 14th International Symposium on Space Flight Dynamics, 8-12 January, Foz do Iguaçu-PR, Brasil
- Tauber, M. E.; Meneses, G. P., 1986, Aerothermodynamics of Transatmospheric Vehicles, AIAA Paper no. 86-1257.

Title: *Aerodynamic characteristics of an atmospheric re-entry vehicle*

Abstract. *Earth returnable space vehicles undergo several velocity regimes and flight conditions that may difficult their aerodynamic design. Concerning a proposal for an orbital vehicle for scientific and technological low-gravity experiments, which after satelization remains in orbit for the time needed to complete the experiments, being later conducted to Earth and recovered at ground, a study has been performed considering the aerodynamic aspects during the ballistic re-entry flight. The vehicle's aerodynamic design, of great importance for the flight through several atmosphere layers has to consider stability and drag aspects, the last one of major importance due to heating aspects. With the aim to obtain the aerodynamic characteristics during the atmospheric flight a calculation procedure has been adopted using engineering methods. The paper summarises and discusses the obtained results for drag and stability characteristics during the typical flight regime for an atmospheric re-entry: hypersonics, supersonics and subsonic.*

Keywords: *Orbital vehicle, Atmospheric re-entry, Aerodynamic characteristics, Static stability, Drag*