



## **PLATAFORMA SUB-ORBITAL PARA ENSAIOS EM VÔO DO VEÍCULO SARA**

**Paulo Moraes Jr.**  
**André Luiz Pereira**  
**Celso Raimundo Moura Silva**  
**Danton José Fortes Villas Bôas**  
**Flávio de Azevedo Corrêa Jr.**  
**Júlio Hisashi Miyoshi**  
**Luís Eduardo Vergueiro Loures da Costa**  
**Mauro Kochi**  
**Paulo Roberto Sakai**  
**Ramon. Machado Cardoso**

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto de Aeronáutica e Espaço  
12228-904 São José dos Campos - SP  
[moraes@iae.cta.br](mailto:moraes@iae.cta.br)

***Resumo.** No desenvolvimento da plataforma orbital recuperável SARA, a qual tem por aplicações a realização de experimentos em ambiente de microgravidade e o estudo de escoamentos de reentrada, uma série de ensaios em solo e em vôo são previstos. Para os ensaios em vôo com foguetes sub-orbitais foi desenvolvida uma plataforma, designada por SARA Suborbital, a qual é geometricamente idêntica à configuração orbital e foi projetada para suportar um vôo com o foguete VS40 e ser recuperada por pára-quadras e resgatada no mar. Para atendimento dos requisitos dos ensaios, os quais incluem a aquisição de características aerodinâmicas, térmicas, de acelerações nos três eixos, nível de pressão acústica e ambiente vibracional, será realizado um vôo com altas velocidades em atmosfera densa e médias velocidades de reentrada. Também serão feitos testes do sistema de aquisição e transmissão de dados, de caracterização do ambiente de microgravidade, e de qualificação do sistema de recuperação. Durante o vôo de retorno, a dinâmica de abertura dos pára-quadras e de impacto no mar e os procedimentos de resgate serão registrados. O artigo mostra e descreve a concepção da plataforma e apresenta em detalhe os ensaios que serão realizados.*

***Palavras-chave:** plataforma sub-orbital; aerodinâmica; ensaios em vôo*

### **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, e oferecer 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, foi proposta (Moraes, 1999) e encontra-se em desenvolvimento 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, 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-quadras e resgatada no mar.

Para atender os requisitos impostos pelos ensaios é considerada uma trajetória de vôo com parâmetros aerobalísticos adequados, como por exemplo altas velocidades em atmosfera densa e médias velocidades de reentrada, e ponto de impacto no mar próximo a linha costeira. O requisito ponto de impacto próximo a linha costeira torna-se evidente quando considera-se uma minimização dos custos relacionados à logística de resgate.

O programa de ensaios inclui a medição de características aerodinâmicas, pressões estáticas, e térmicas, fluxo térmico, sobre a superfície, acelerações nos três eixos, nível de pressão acústica no interior da plataforma e ambiente vibracional. Além destes são considerados ainda testes de desempenho do sistema de aquisição e de transmissão de dados, de caracterização do ambiente de microgravidade, e de qualificação do sistema de recuperação. Durante o vôo de retorno da plataforma, a dinâmica de abertura dos pára-quadras e a de impacto no mar, bem como os procedimentos de resgate serão observados e registrados.

O artigo mostra e discute a concepção da plataforma, e descreve em detalhe os ensaios que serão realizados.

## **2. CONCEPÇÃO DA PLATAFORMA DE ENSAIOS**

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 VS40.

O desempenho em vôo do foguete VS40, 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 alcance de uma grande altitude de apogeu, gerando, dessa forma, uma velocidade de reentrada equivalente a, aproximadamente, um terço da velocidade de um retorno orbital.

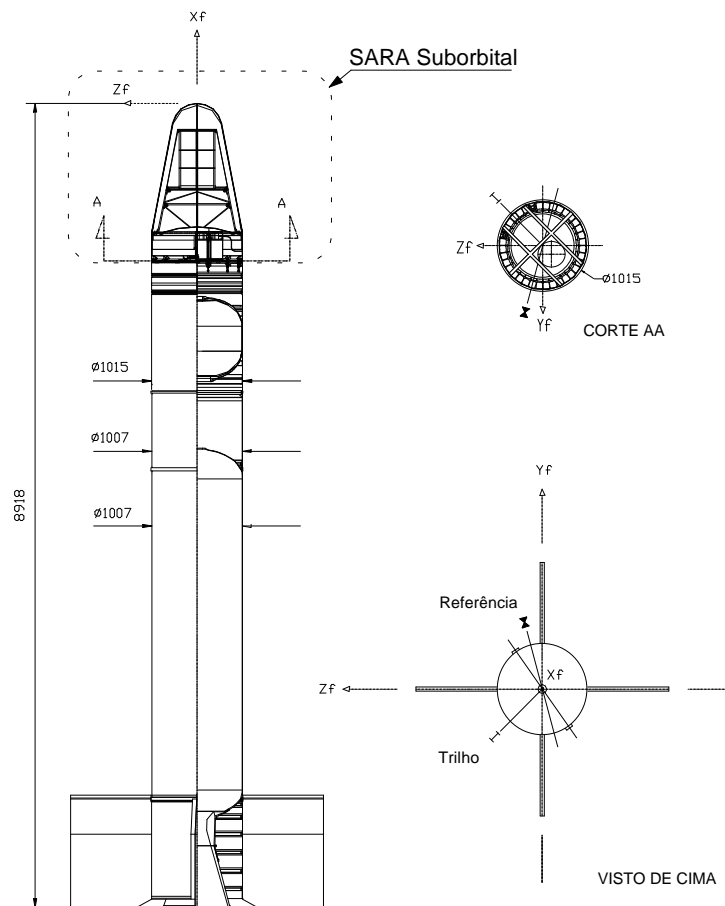


Figura 1. Foguete de Sondagem VS40 com SARA Suborbital

## 2.1. Concepção Básica

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

O sistema *SARA Suborbital* constitui-se de 4 segmentos estruturais, 4 módulos funcionais, interfaces com o veículo, e componentes complementares embarcados.

Os segmentos estruturais compreendem:

- Estrutura externa: Coifa ou Carenagem externa
- Estrutura interna
- Fechamento traseiro e apoio da estrutura interna
- Módulo traseiro

Os módulos funcionais são identificados por:

- Módulo de Experimentação
- Sistema de Recuperação
- Rede de Serviços
- Rede Pirotécnica

As interfaces com o veículo VS40 resumem-se a:

- sistema de separação e
- rede elétrica.

Como componentes complementares encontram-se embarcados:

- Lastro,
- Sensores de pressão,
- Sensores de temperatura,
- Acelerômetros.

Os segmentos estruturais são a seguir descritos e ilustrados na Fig. (2).

Estrutura Externa (Coifa; carenagem externa):

Estrutura constituída por um segmento esférico metálico seguido de uma seção cônica, em material composto, em cujas bases encontram-se anéis estruturais metálicos de reforço e interface com os segmentos adjacentes. Tem por função básica proteger o ambiente interno das cargas aerodinâmicas estáticas e térmicas. É revestida externamente por uma camada de cortiça de alta densidade. Aloja, no interior da calota esférica, a massa de lastro.

Estrutura Interna:

Estrutura metálica de fixação de pratos de apoio, para os componentes da Rede Elétrica e para o Módulo de Experimentação. É fixada sobre o anel de fechamento, parte constituinte do Fechamento Traseiro.

Fechamento Traseiro:

Módulo de fechamento do ambiente interior, hermético em conjunto com Estrutura Externa. Constitui-se de um Anel e um Prato de Fechamento metálicos. Atua, ainda, como interface com o Módulo Traseiro e base de fixação à Estrutura Interna.

Módulo Traseiro:

Estrutura metálica cilíndrica, com diâmetro externo de 1.007 mm, com dois alojamentos para conexão de umbilicais e reforço no centro para fixação do contêiner e do cabo dos pára-quadras.

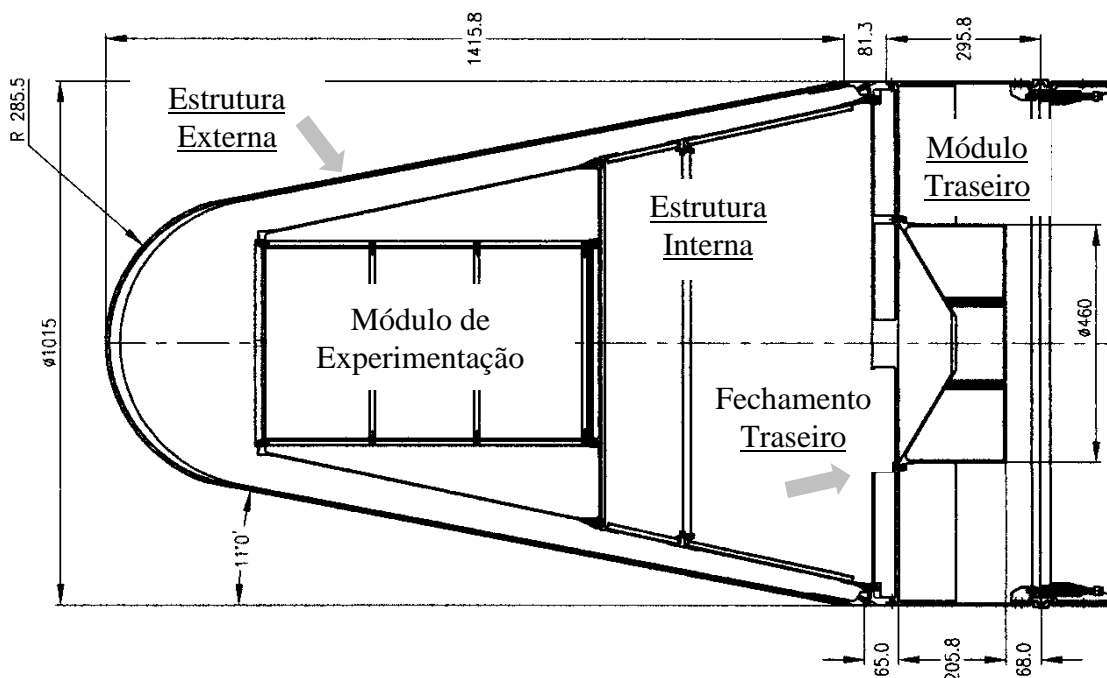


Figura 2. SARA Suborbital. Forma, leiaute e dimensões.

Os módulos funcionais são, a seguir, descritos.

Módulo de Experimentação:

Sistema fechado modular e independente, fixo à Estrutura Interna, no qual os experimentos científicos de microgravidade serão alojados.

Sistema de Recuperação:

Sistema constituído por um pára-quadras piloto, um de arrasto e um principal, composto de *cluster* de 5 pára-quadras de sustentação (Koldaev & Moraes, 2000), alojado em um contêiner fixado no módulo traseiro. Comporta um bloco baro-elétrico para detecção de uma pré-determinada pressão atmosférica, armação de circuito elétrico e acionamento de expulsão da tampa do contêiner e dos pára-quadras, Fig. (3).

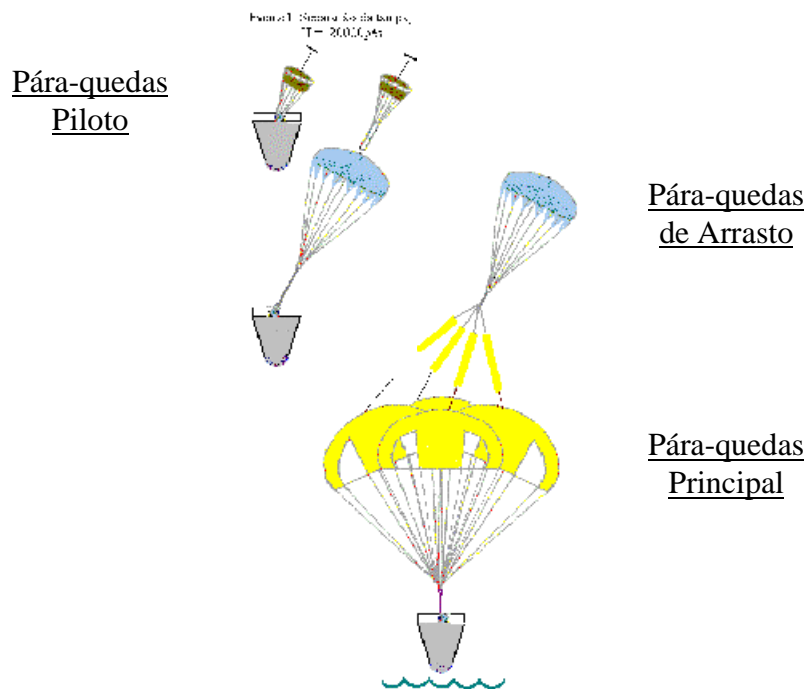


Figura 3. SARA Suborbital. Sistema de Recuperação.

Rede de Serviços:

Compreende um sistema de comunicação e potência e um *transponder* de Radar, montados sobre um prato na estrutura interna, Fig. (4). A comunicação envolve o recebimento das informações adquiridas das medições, feitas no *SARA Suborbital* e no veículo como um todo. A modulação dos dados e a sua transmissão via antena banda S, é feita em tempo real. A energia é provida a partir de baterias para os componentes elétricos embarcados, incluindo aqui o *SARA Suborbital*, o estágio propulsor e sua separação, o módulo de Yo-Yo, o módulo de separação e a recuperação. Um *transponder* de Radar com seu correspondente sistema de antenas será utilizado para a repetição simples de pulsos gerados por um radar de terra, possibilitando a determinação da posição do veículo em função do tempo (Cardoso et alli., 2000).

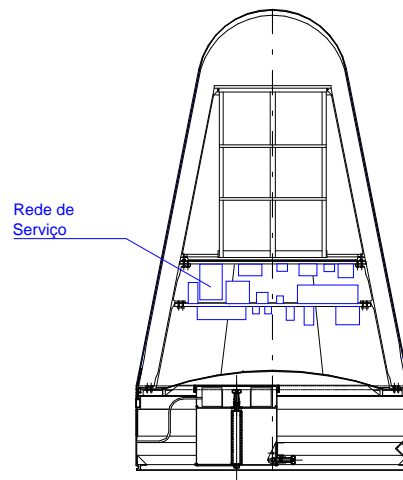


Figura 4. SARA Suborbital. Rede de Serviços.

Rede Pirotécnica:

Compreende os dispositivos pirotécnicos necessários à execução dos eventos de abertura da tampa do contêiner dos pára-quedas e expulsão do pára-quedas de arrasto, e de inicialização de eventos do veículo, tais como separações de estágios, acionamento do Yo-Yo, etc.

**3. ENSAIOS EM VÔO**

Os ensaios em vôo compreendem, de uma forma geral, a aquisição de variáveis aerodinâmicas, térmicas e operacionais (Pereira, 1999), as quais são detalhados a seguir.

### 3.1 Ensaios Aerotermodinâmicos

Estes consideram a aquisição de pressões estáticas e de temperaturas, como detalhado a seguir.

#### Pressões estáticas:

Medição de pressões estáticas, ao longo da superfície externa, na região de base e no interior do Módulo de Experimentação, Fig. (5), utilizando sensores piezo-resistivos, marca ENTRAN, modelo EPXN-V6-3 com pré-amplificação,. Os resultados destinam-se à validação de cálculos aerodinâmicos e ao monitoramento da pressão no interior do módulo de experimentação.

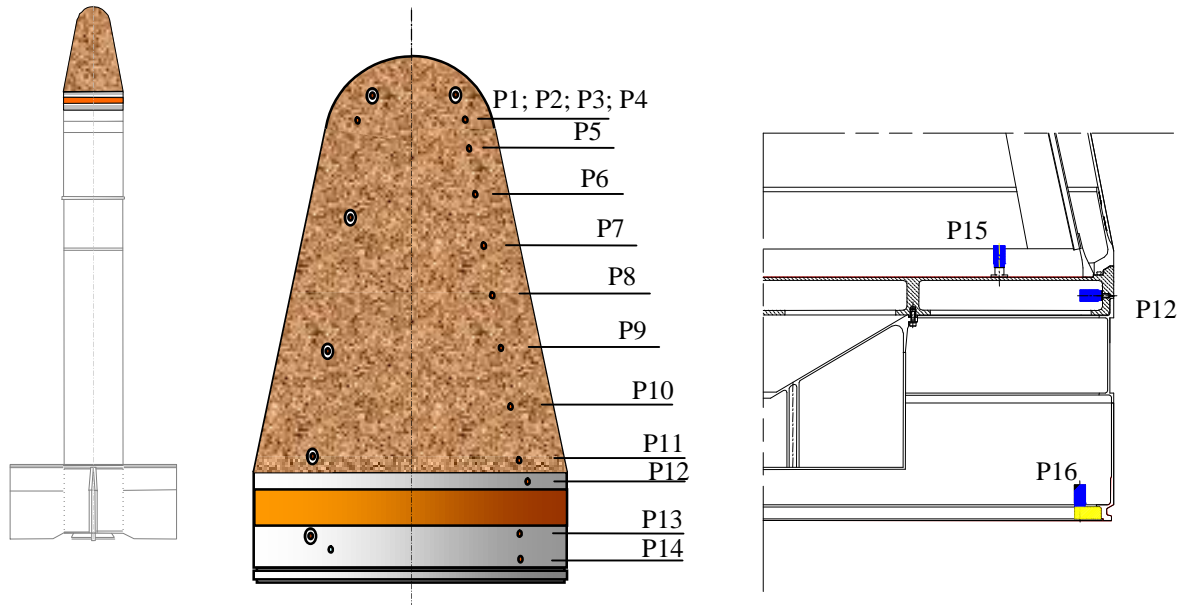


Figura 5. SARA Suborbital: Medição de Pressões.

#### Temperaturas:

Medição de temperaturas, em calorímetros, posicionados em pontos de maior aquecimento, para determinação da distribuição do fluxo térmico incidente sobre a superfície externa, Fig. (6). Destina-se à validação de cálculos aerotermodinâmicos.

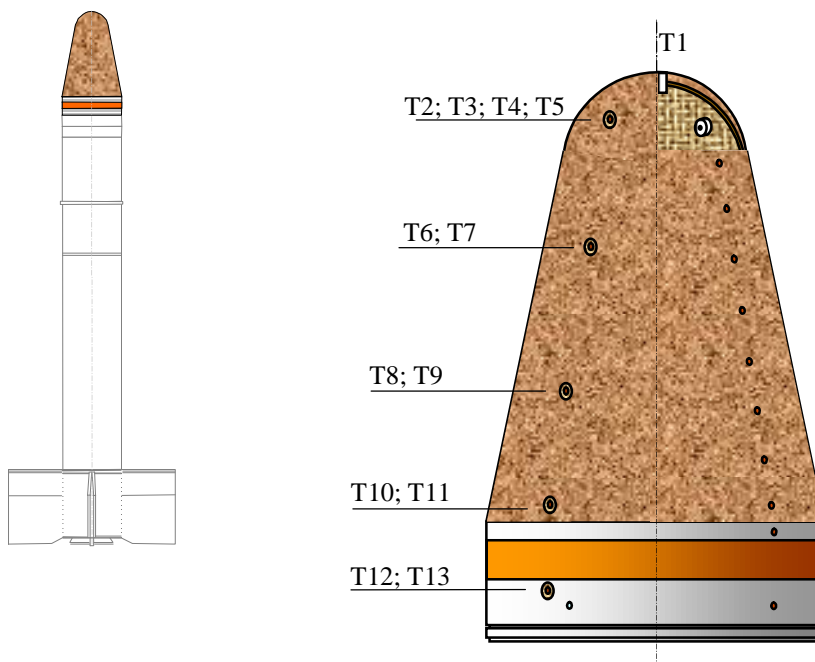


Figura 6. SARA Suborbital: Medição de Temperaturas.

### Vibração:

Medição dos níveis de vibração, acelerações em 3 eixos, no interior do *SARA Suborbital*, sobre elementos estruturais sensíveis. Serão utilizados acelerômetros ENDEVCO mod. 2223D (tri-axial) e 2224C (mono-axial), com seus respectivos amplificadores, Tab. (1).

Tabela 1. Características dos Acelerômetros

Sensor	Designação	Nível máximo	Frequência de interesse	Localização
AC-01	De vibração, 2 x mono-axial	-30 a +30 g	até 2000 Hz	Base do segmento cônico
AC-02	De vibração, mono-axial, X <sub>F</sub>	-30 a +30 g	até 1000 Hz	Prato do módulo de serviço
AC-03	De vibração, tri-axial,	-30 a +30 g	até 1000 Hz	Base Mód. de Experimento
AC-04	De vibração, mono-axial, X <sub>F</sub>	-40 a +40 g	até 1000 Hz	Base Aloj. Pára-quadras

### Acústica:

Aquisição de medidas do nível de pressão sonora no módulo de experimentação. Utilização de microfone ENDEVCO mod. 8510B-1, com respectivo amplificador, Tab. (2).

Tabela 2. Características do Microfone

Sensor	Microfone	Faixa de Medida (dB)	Frequência [Hz]	Localização
MIC-01	ENDEVCO/8510B-1	95 a 131	25 Hz - 10 kHz	Módulo de experimentação

## 4. PERFIL DA MISSÃO

A Tab. (3) resume a seqüência de eventos durante as fases de vôo ascendente e de retorno enquanto a Fig. (7) ilustra a trajetória de vôo prevista.

Tabela 3. Seqüência de Vôo

Tempo de Vôo [s]	Evento	Altitude [km]	Distância [km]
0.0	Ignição do propulsor e decolagem	0.0	0.00
62.0	Fim de queima do propulsor	85.8	18.56
70.0	Separação do propulsor	104.7	23.07
75.0	Desrotação com yo-yo	116.2	25.88
80.0	Separação do SARA Suborbital	127.5	28.69
82.0	Início da fase de $\mu$ -g	131.9	29.81
335.0	Apogeu	407.0	162.00
595.0	Fim da fase de $\mu$ -g	113.0	284.00
670.0	Abertura do Pára-quadras Piloto Abertura do Pára-quadras de Arrasto	6.0	303.17
700.0	Abertura do Pára-quadras Principal	4.5	
1110.0	Impacto no mar (10 m/s)	0.0	303.17
	Resgate		

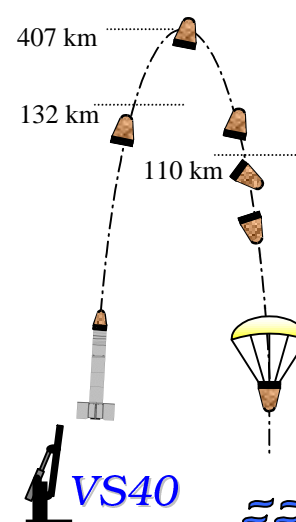


Figura 7. Decolagem e Recuperação

O lançamento, previsto para ocorrer no segundo semestre do ano 2002, será feito a partir do Centro de Lançamento de Alcântara, localizado nas proximidades da cidade de São Luís, Maranhão.

O impacto no mar ocorrerá a 100 km da linha costeira na altura da cidade de Parnaíba, Piauí, distando assim 300 km do local de lançamento.

O resgate do *SARA Suborbital* será feito com auxílio de uma aeronave e dois helicópteros. A aeronave tem por função localizar o ponto de impacto e marcá-lo para uma melhor identificação visual por parte da equipe de resgate que estará embarcada em um dos helicópteros. O segundo helicóptero atua como observador do procedimento de resgate.

O *SARA Suborbital* foi especificado e está sendo construído para suportar um impacto na superfície do mar com velocidades de até 20 m/s, sem que ocorra contaminação do seu interior por entrada de água salina. Isto permitirá uma eventual reutilização dos componentes embarcados. Terá também a capacidade de flutuar por até 6 horas em mar revolto com ondas de até 3 metros de altura. Por questões de segurança e também para facilitar a sua visualização, uma bóia tipo *banana* presa em sua base, inflará logo que a cápsula tenha feito contato com a água do mar.

## 5. CONCLUSÕES

Para obter informações de interesse para o desenvolvimento da plataforma orbital recuperável SARA foi apresentada e descrita a concepção de um plataforma sub-orbital para realização de ensaios em vôo, usando-se para seu lançamento um foguete de sondagem.

O programa de ensaios em vôo foi, também, apresentado e discutido, o qual compreende a aquisição de características aerodinâmicas e térmicas, bem como operacionais. Além disso, testes de qualificação de componentes e sub-sistemas são contemplados nos ensaios.

A plataforma sub-orbital será lançada no quarto trimestre do ano de 2002 a partir do Centro de Lançamento de Alcântara com o foguete de sondagem VS40 e recuperada no mar, nas proximidades da cidade de Parnaíba - PI, distando 300 km do seu local de lançamento.

A trajetória de vôo descrita permitirá o alcance de altas velocidades em atmosfera densa, média velocidade de reentrada e logística mínima de resgate. Durante o vôo de retorno, a dinâmica de seqüenciamento de abertura dos pára-quadras, bem como o impacto da plataforma no mar serão observados e registrados.

## 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 conduzido pelo primeiro autor com apoio do CNPq (Projeto No. 520475/97-6). Este expressa aqui seus agradecimentos ao CNPq pelo apoio.

## 7. REFERÊNCIAS

- Boskov, J., Macera, S. R., 1993, "Programme Spatial Bresilien: La fusée VS-40", ESA SP-355, Proc. 11<sup>th</sup> ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programs and Related Research, Lillehammer, Noruega.
- Cardoso, R. M., Pérez, C. R. R., Visconti Junior, F. A., Sisido, M., Fugivara, S., Pinto, C. A. M. G., 2000, "Definição da Rede Elétrica do Veículo VS-40M1 V03", Relatório de Projeto 587-400000/B3002, CTA/IAE, São José dos Campos-SP, 05 Julho 2000
- Koldaev, V., Moraes, P. Jr., "Non-guided Parachute System for Recovery of Small Orbital Payloads", Anais do CONEM 2000 - Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, CD rom, 07-11 ago 2000, Natal-RN
- Moraes, P. Jr., 1998, "Design Aspects of the Recoverable Orbital Platform SARA", Anales do 8<sup>o</sup> Congreso Chileno de Ingenieria Mecánica, Octubre 26-30, Concepción, Chile, vol. 1, pp. 39-44
- Moraes, P. Jr., 1999, "Proposta para Ensaio em Vôo Suborbital do SARA com Veículo VS40", Nota Técnica NT-166/ASE-N/99, CTA/IAE, São José dos Campos-SP, 15 Abril 1999
- Pereira, A. L., 1999, "VS40/MV03. Plano de Medidas em Vôo", Relatório de Projeto 587-000000/B3002, CTA/IAE, São José dos Campos-SP, 27 Maio 1999



## **SUB-ORBITAL PLATFORM FOR FLIGHT TESTS OF THE VEHICLE SARA**

**Paulo Moraes Jr.**  
**André Luiz Pereira**  
**Celso Raimundo Moura Silva**  
**Danton José Fortes Villas Bôas**  
**Flávio de Azevedo Corrêa Jr.**  
**Júlio Hisashi Miyoshi**  
**Luís Eduardo Vergueiro Loures da Costa**  
**Mauro Kochi**  
**Paulo Roberto Sakai**  
**Ramon Machado Cardoso**

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto de Aeronáutica e Espaço  
12228-904 São José dos Campos - SP  
[moraes@iae.cta.br](mailto:moraes@iae.cta.br)

***Abstract.** In the development of the recoverable orbital platform SARA, which is specified to undertake micro-gravity experiments and studies of re-entry flows, a series of ground and flight tests are planned. For the flight tests using sub-orbital rockets, a platform known as SARA Suborbital, was developed that is geometrically identical with the orbital configuration and was designed to withstand a sub-orbital flight with rocket VS40 and to be recovered at the sea. To perform the testing program a flight trajectory with adequate aeroballistic parameters, as for instance high velocities in dense atmosphere and average re-entry velocity, is considered. The testing program includes measurements of aerodynamic pressures and thermal characteristics, three-axis acceleration, acoustic pressure level inside the platform and vibration environment. Beside this, tests to characterise the performance of the data acquisition and transmission system, the micro-gravity environment and to qualify the recovery system will be carried out. During the return flight, the dynamics of parachutes deployment and platform water impact, as also rescue procedures will also be observed. The present work shows and describes the concept of the platform, and the experiments which will be carried out.*

***Key-words:** sub-orbital platform, aerodynamics, flight testing*