

PROPOSTA DE UMA MISSÃO ESPACIAL COMPLETA PARA PICOSATÉLITES E NANOSATÉLITES UTILIZANDO LANÇADORES NACIONAIS

Walter Abrahão dos Santos, Fernanda Sayuri Yamasaki, Wilson Yamaguti

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – Av. dos Astronautas, 1758 - CP515 - CEP 12227-010
São José dos Campos - SP, walter.abrahao@lac.inpe.br, fernanda.yamasaki@plasma.inpe.br,
yamaguti@dss.inpe.br

Flávio de Azevedo Corrêa Jr.

Instituto de Aeronáutica e Espaço – DCTA/IAE/SESP/PE, Praça Mal. Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias,
12.228-904 - São José dos Campos - SP - Brasil - flaviofacj@iae.cta.br

Resumo: Devido ao mercado emergente de aplicações para pico e nanosatélites nas áreas de Espaço e Defesa, este trabalho se inspira na Missão Espacial Completa Brasileira (MECB), um programa conjunto de satélites e lançadores brasileiros, para propor um programa indutor de lançadores e plataformas voltados para satélites miniaturizados com missões sofisticadas devido a avanços em nanotecnologia e computação, entre outros. O trabalho considera dois grandes segmentos: (1) o segmento de lançadores focado na análise de viabilidade de veículos lançadores de pequenas cargas a uma altitude de aproximadamente 300 km e (2) o segmento relativo aos satélites objetivando embarcar cargas úteis com as seguintes aplicações em vista: um radiômetro, uma microcâmera e formação em voo. A análise foi basicamente concentrada nos envelopes de massa, tamanho, potência. A sustentabilidade do programa para estes satélites requer um acesso barato e regular ao espaço e é atrativa pela projeção futura deste nicho de mercado que pode contribuir com objetivos estratégicos do país.

Palavras-chave: pico e nanosatélites, lançadores, engenharia de sistemas, missões espaciais.

Abstract: *Due to the emergent market for applications with pico and nanosatellites in the areas of Space and Defense, this work is inspired on the Brazilian Complete Space Mission (MECB), a joint program for Brazilian satellites and launchers, in order to propose an outreach program for launchers and platforms focused in miniaturized satellites with sophisticated missions thanks to advances on nanotechnology and computing, among others. This paper considers two key segments: (1) the launcher segment which deals with the feasibility analysis of vehicles capable of delivering small satellites at an altitude around 300 km and (2) the satellite segment which aims primarily at carrying payloads with the following capabilities: a radiometer, a micro camera and formation flying. The analysis undertaken is basically centered in the design envelopes of mass, size and power. The sustainability for these satellite programs demands affordable and regular access to space and it is attractive as future forecast for a market niche that may contribute towards Brazilian strategic goals.*

Keywords: *pico and nanosatellites, launchers, systems engineering, space missions*

1 Introdução

A Missão Espacial Completa Brasileira (MECB) foi um programa integrado para o projeto, desenvolvimento, construção e operação de satélites de fabricação nacional colocados em órbitas baixas por um foguete projetado, construído e lançado de uma base situada no país. Outro objetivo importante da MECB foi o envolvimento da indústria brasileira com participação na fabricação de equipamentos de voo, no desenvolvimento de subsistemas compostos e, futuramente, no desenvolvimento de sistemas completos (WINTER e PRADO, 2007). Este trabalho verifica a viabilidade de se propor uma variação recente do programa MECB, desta vez focada para o mercado emergente de pico e nanosatélites.

Um novo programa focado neste mercado serviria como um indutor na geração de novos lançadores e plataformas que podem atender a futuras aplicações na área de Defesa e Espaço. A maior motivação do trabalho é o crescente número de missões pico e nanosats em desenvolvimento no país com prospectivo lançamento necessário para os próximos anos bem como a oportunidade deste segmento vir a ser um nicho de mercado para futuros empreendedores.

Basicamente, pico e nanosatélites são plataformas miniaturizadas de satélites artificiais com dimensões e massa reduzidos e em geral são satelitizados em órbitas LEO de 350 a 400 km. Por serem injetados em órbitas baixas, suas reentradas ocorrem em até 2 anos. Atualmente esta categoria de artefatos tem recebido grande atenção pela sofisticação de aplicações advindas de contribuições nas áreas de nanotecnologia e computação, entre outras.

Uma razão para a miniaturização de satélites é a redução de custos, dado que satélites maiores e mais pesados requerem foguetes maiores com custos elevados de lançamento. Satélites menores e mais leves podem ser lançados em conjunto a bordo de veículos lançadores menores e mais baratos. O lançamento pode ainda ser feito em conjunto com um satélite maior como carga secundária, mas muitas vezes sem escolha de órbita ideal para a sua missão. A maioria das oportunidades de lançamento carona é para órbitas polares de missões de observação da Terra em altitudes de 700 a 800 km.

Originalmente, os lançamentos de pequenos satélites foram efetuados majoritariamente como cortesia pelos EUA e pela Rússia o que os tornavam raros e imprevisíveis. Devido à demanda crescente, novos lançadores russos começaram a ser utilizados para o lançamento de micro / minissatélites. Para pico e nanosats, os parâmetros de órbita atuais levam em conta a missão do satélite, a limitação de sua tecnologia e sua inserção em órbita é efetuada por dispositivos especiais para liberação ordenada dos múltiplos satélites.

Neste artigo são abordados o segmento de lançadores e de satélites e suas implicações. Para o segmento de lançadores o foco foi dado na análise de veículos visando colocar pequenas cargas (dezenas de quilos) a uma altitude de aproximadamente 300 km. Para o segmento relativo aos satélites propõe-se um programa de cargas úteis para pico e nanosats para as seguintes aplicações, prioritariamente nesta ordem: (1) Radiômetro, (2) Microcâmera e (3) Formação em Voo.

O trabalho foi organizado nas seguintes seções e respectivos temas. A seção 2 apresenta o segmento de pico e nanosatélites e suas particularidades. A sessão 3 descreve o segmento de lançadores para este domínio de cargas úteis. A seção 4 estuda a viabilidade técnica de se transportar pico e nanosats bem como estas levarem um conjunto prospectivo de cargas úteis. Finalmente a seção 5 conclui o trabalho com comentários finais.

2 Segmento para Pico e Nanosatélites

Satélites de pequeno porte são satélites artificiais com dimensões e massa reduzidos, sendo uma classe relativamente recente (PUIG-SUARI, TURNER and AHLGREN, 2001). Alguns projetos requerem um “satélite-mãe” maior para comunicação com os centros de controle no solo ou para lançamento e operações com nanosatélites.

Além do custo mais baixo, a principal razão para uso de satélites miniaturizados é a possibilidade de se realizar missões que um satélite maior não poderia fazer tais como usar formações para colher dados de múltiplos pontos e inspeção orbital de satélites maiores. As vantagens deste tipo de satélite são baixo custo de fabricação, produção em massa facilitada, custo de lançamento menor, e em caso de falhas, a perda financeira é mínima. Em contrapartida geralmente têm uma vida útil mais curta, capacidade do hardware de bordo menor, menor potência de transmissão de dados e decaimento orbital mais rápido.

Picosats e Nanosats em geral são injetados em órbita circular baixa em torno de 300 km, com sua reentrada ocorrendo em até 2 anos na atmosfera terrestre e queimando no fim de sua vida útil (TOORIAN, *et al.*, 2005). Os parâmetros de órbita atuais levam em conta a missão do satélite e a limitação de sua tecnologia. A inserção em órbita é efetuada por dispositivos do tipo PPOD (*Poly-PicoSatellite Orbital Deployer*) (PUIG-SUARI, TURNER and AHLGREN, 2001) que realizam a liberação ordenada dos múltiplos satélites.



Figura 1. Cubesats do tipo 1U, 2U e 3U.

2.1 Tubesats

Experimentos com o Tubesat incluem: imagens de vídeo para a Terra do espaço, medidas do campo magnético da Terra, detecção de orientação por satélite, medições do ambiente orbital, testes de componentes de hardware e software em órbita, métodos de ensaio de estabilização de satélites, experimentos biológicos, etc. (Interorbital, 2011). O construtor pode adicionar qualquer tipo de aplicação eletrônica ou de software que desejar desde que satisfaça as restrições de peso (PUIG-SUARI, TURNER and AHLGREN, 2001).

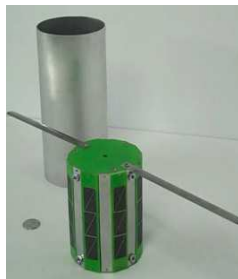


Figura 2. Tubesat com amostra do cilindro de ejeção.

Especificações do Tubesat são as seguintes: diâmetro externo 8,94 cm, diâmetro interno 8,56 cm, comprimento 12,7 cm, comprimento de uma extremidade à outra 13,72 cm. Para o cilindro de desenvolvimento: diâmetro externo 10,20 cm, diâmetro interno 9,91 cm. O gap entre o lado de fora do Tubesat e a unidade de dentro é 0,49 cm, este gap pode ser usado para células solares, antenas e outros hardwares (INTERORBITAL, 2011).

2.2 Cubesats

Com um valor muito menor do que a maioria dos lançamentos de satélites, o Cubesat é uma opção viável para escolas e universidades. O padrão de um Cubesat é de 10x10x10 cm, e 1 kg (“1U”) (TOORIAN, *et al.*, 2005) e foi desenvolvido para se tornar a base para um dos projetos de nanosatélites mais aceitáveis (para alcançar este peso e medidas, materiais leves são usados para a estrutura do satélite, sendo basicamente de alumínio e fibra de carbono). A estrutura do Cubesat pesa entre 200 e 250 g, entre 250 e 300 g podem ser reservados para a carga útil, deixando somente de 450 a 500 g para eletrônicos (PUIG-SUARI, TURNER and AHLGREN, 2001).

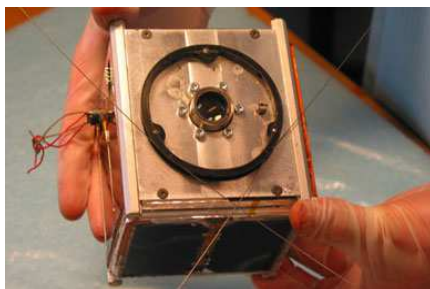


Figura 3. Cubesat AAU - satélite estudantil da Universidade de Aalborg, Dinamarca, iniciado em 2001.

2.3 Cargas Úteis Prospectivas

Payload (ou carga útil) é a combinação de hardware e software na nave espacial que interage com o lado de fora do mundo para acompanhar os objetivos da missão. Payloads são tipicamente únicas para cada missão e são a razão fundamental para a nave espacial estar voando (LARSON and WERTZ, 1999). O propósito do resto da nave espacial é manter a carga útil em funcionamento e apontando para a direção correta. A estrutura básica de um satélite deve compreender o subsistema da estrutura mecânica, o subsistema elétrico, o controle térmico, o subsistema de controle de atitude e supervisão de bordo, e o subsistema de comunicações com as estações de solo.

2.3.1 Radiômetro

A primeira carga útil proposta para este satélite miniaturizado é um medidor de radiação nuclear. Os Radiômetros são comumente aplicados a um dispositivo que mede radiação infravermelha, porém o nome também pode ser utilizado para detectores operando em qualquer comprimento de onda no espectro eletromagnético. As especificações de potência variam de 1 a 900 mW, de acordo com a radiação lida no espaço. O tamanho básico de um radiômetro é com diâmetro de 40 mm e espessura de 10 mm (LUMEN, 2011).



Figura 4. Radiômetro, (LUMEN, 2011)

2.3.2 Microcâmeras

O segundo experimento do satélite é uma microcâmera a bordo, que seja capaz de tirar fotos da Terra e do céu. As fotos podem ser pré-processadas com algoritmos usando diferentes FPGA's (*Field programmable gate array*) e então transmitidas para a estação solo usando o esquema padrão de telemetria para radiofrequências permitindo que os dados sejam recebidos por muitas estações solo. Têm resolução acima da convencional para captação de imagens que serão enviadas para a Terra com o objetivo de análises. Na câmera pode se utilizar o dispositivo CMOS kac1310 da Kodak como sensor. Este sensor com 1,3 mega-pixel tem uma resolução de 1280x1024 pixel, e uma profundidade de cor equivalente a 24 bits. Usando lentes ópticas com um foco de 5 cm de largura e 2 cm de diâmetro uma área de 150 x 115 km é capturada com somente uma foto (Sony, 2011).

Conforme se pode observar na Figura 5, a microcâmera possui 10 mm de lente alojada numa borda de proteção com diâmetro de aproximadamente 22 mm. Sabendo-se que a corrente de funcionamento da microcâmera é de 65 mA e que a tensão é de 12 V, então a potência consumida por este componente é de aproximadamente 780 mW (Sony, 2011).

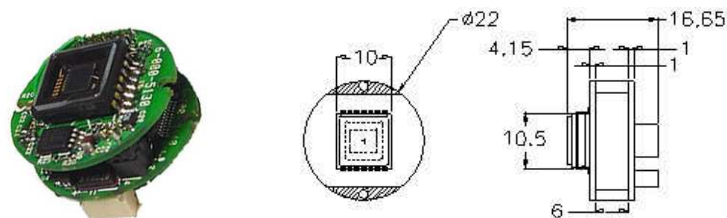


Figura 5. Microcâmera, (SONY, 2011)

2.3.3 Formações em Vôo

É o conceito de que vários satélites podem trabalhar juntos em um grupo para realizar o objetivo de um satélite maior e geralmente mais caro. Coordenar satélites menores tem muitos benefícios incluindo projetos simples, tempo de construção mais rápido, substituição mais barata podendo criar redundância e habilidade de fazer pesquisas de vários ângulos em vários tempos. Estas qualidades fazem dele ideal para a astronomia, comunicação, meteorologia e uso ambiental. Um grande número de missões espaciais futuras é baseado na alta coordenação da formação de micro e nanosatélites para aumentar a eficiência e desempenho. Entre várias aplicações de *Formações em Vôo* de satélites está a medida do campo gravitacional do planeta (constelação e/ou cluster). Assim como imageamento com abrangência global (*trailing*) (SABOL, BURNS and MCLAUGHLIN, 1999).

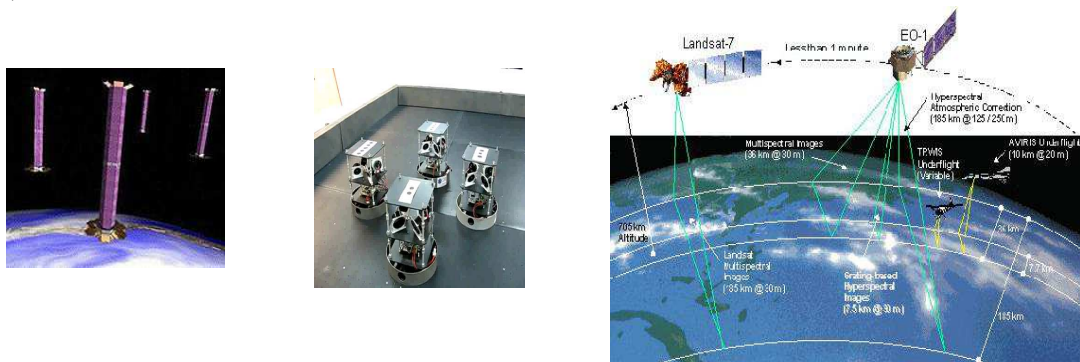


Figura 7. Tipos de formação em vôo: (a) Constelação (b) Cluster e (c) Trailing.

Na Figura 7a os satélites são espaçados a uma distância considerável um do outro, mas mantêm comunicação tanto entre eles quanto com a estação solo. Outra configuração de satélites similar é chamada "cluster" (Figura

7b), na qual um pequeno grupo de satélites é colocado relativamente perto um ao outro, assim que seguem a órbita permite que permaneçam a uma mesma distância. E, finalmente, o modo “Trailing” (Figura 7c) onde tem um par de satélites como exemplo do Landsat 5 e EO-1 que segue o primeiro satélite na mesma órbita, então o EO-1 cruza o mesmo ponto com um atraso de mais ou menos 1 minuto.

3 Segmento de Lançadores

Um programa sustentável para satélites pequenos e de baixo custo deve ter acesso barato e regular ao espaço. Inicialmente os lançamentos de pequenos satélites foram feitos pelos EUA e pela Rússia aproveitando a capacidade de carga útil excedente dos lançamentos de grandes satélites, porém estas oportunidades de lançamento eram raras e imprevisíveis.

Um avanço ocorreu em 1988, quando Ariespace na França desenvolveu a estrutura Ariane para cargas secundárias, em inglês “*Ariane Structure for Auxiliary Payloads* “ (ASAP), ilustrada na Figura 8, especificamente para fornecer, em base comercial, uma oportunidade de lançamento regular e acessível para microssatélites de 50 kg em órbitas LEO e GTO e, a partir de 1990 esta estrutura começou a ser utilizada na injeção de múltiplos satélites embarcados como carga secundária no lançamento a uma carga principal.

Com base na demanda crescente, lançadores alternativos de baixo custo começaram a ser utilizados para o lançamento de pequenos satélites como os veículos russos como o TSYKLON, o ZENIT e o COSMOS. Adicionalmente, ao longo dos últimos anos e através do processo de desmilitarização, um grande número de mísseis balísticos intercontinentais russos tornou-se disponível para utilização no desenvolvimento de pequenos lançadores (ex.: SS-18/DNEPR; SS-19/ROKOT; SS-25/START). Dentro desta filosofia, o primeiro lançador de pequenos satélites DNEPR fez seu primeiro lançamento de um silo em Baikonur em abril de 1999, levando a bordo o minissatélite UoSAT-12.



Figura 8. Estrutura Ariane para cargas secundárias ASAP/ARIANE, Fonte <http://www.arianespace.com>

No caso nano ou picossatélites, a inserção em órbita de satélites em um mesmo ponto de injeção pode ser realizada através de dispositivos do tipo PPOD (*Poly-PicoSatellite Orbital Deployer*), conforme ilustrado na Figura 9, que procedem à liberação ordenada de múltiplos satélites de forma sequencial.

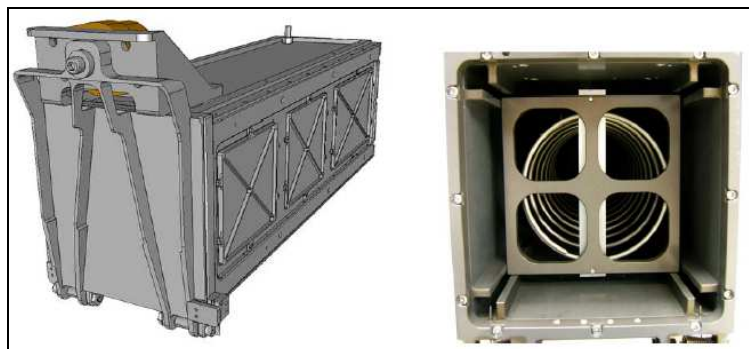


Figura 9. Dispositivos adaptadores do tipo PPOD Fonte <http://www.arianespace.com>

3.1 Lançadores Operacionais para Carregamento Conjunto de Satélites em “Carona”

Lançamentos operacionais de pequenos satélites veem sido realizados através de foguetes de grande porte como carona junto à sua carga principal, tais como:

- ROKOT/ Briz-M (Eurockot / Rússia e Alemanha) - Foguete derivado do míssil balístico intercontinental UR-100N (SS-19 Stiletto) com estágio superior de inserção em órbita. Sateletiza cargas de 1.950 kg em órbita de 200 quilômetros com 63° de inclinação. Custo de lançamento de aproximadamente US \$ 14 milhões (ROKOT, 2011);
- KOSMOS-3M (Yuzhnoye/NPO Polyot/ Rússia) - Lançador de dois estágios líquidos. Sateletiza cargas de 1.500 kg em órbita de LEO (63° de inclinação) (KOSMOS-3M, 2011);
- DNEPR-1 (Yuzhny Machine - Building Plant / Rússia) - Lançador derivado de míssil balístico intercontinental com três estágios líquidos (com dois estágios opcionais). Sateletiza cargas de 4.500 kg em órbita de LEO (63° de inclinação) (DNEPR-1, 2011);
- MINOTAUR (ORBITAL/USA) - Foguete de quatro estágios derivado dos mísseis balísticos intercontinentais Minuteman e Peacekeeper. Sateletiza cargas de 540 kg em órbita circular de 400 km com 28,5° de inclinação (Flórida), (ORBITAL, 2011).
- PSLV (ISRO/Índia) - Lançador de quatro estágios. Sateletiza cargas de 3.250 kg em órbita de LEO, (PSLV, 2011);
- FALCON 1 (Space X/ USA) - Lançador com dois estágios líquidos. Sateletiza cargas de 1010 kg em órbita de LEO com 185 km. Custo de lançamento de aproximadamente US\$10,9 milhões (FALCON, 2011);
- H-II (Mitsubishi Heavy Industries /Japão) - Sateletiza cargas de 10.000 a 15.000 kg em órbita LEO, (H-II, 2011) e
- TAURUS (ORBITAL/USA) - Foguete de quatro estágios derivado do lançador Pegasus. Sateletiza cargas de 1.320 kg em órbita LEO, (ORBITAL, 2011).

3.2 Projetos de Veículos Lançadores

Dada a projeção futura de mercado para lançamento de PICO e de NANOSATs, e a sua possível utilização em operações estratégicas (DEFESA), novos lançadores estão sendo propostos e desenvolvidos. A vantagem de se utilizar lançadores de pequeno porte é a de se poderem fazer lançamentos dedicados, voltados a missões próprias, o que incrementa ainda mais a utilidade dos satélites e o interesse nas missões.

Empresas como a Interorbital com o lançador NETUNO 9 encontram-se em pleno estudo para atender o mercado mundial. O foguete modular Netuno 9 (N9), mostrado na Figura 10, é um veículo lançador de satélites de três estágios em cluster capaz de lançar 70 kg de carga útil em órbita polar LEO. O N9 está sendo projetado especificamente para apoiar as comunidades de TubeSat, CubeSat, e de pequenos satélites em geral.



Figura 10. NETUNO 9 da Interorbital (INTEROBITAL, 2012)

Com potencial importância estratégica para PICO e NANOSATs, a Força Aérea Americana estuda o desenvolvimento do *Multipurpose NanoMissile System* (MNMS), vide Figura 11, da *US Army Space and Missile Defense Command/Army Forces Strategic Command* (MNMS, 2011), um veículo de 4 estágios para cargas de 1 a 10 kg em órbita circular de 450 km (inclinação de 43°) com um custo estimado de US\$1 milhão por lançamento.



Figura 11. Lançador MNMS (MNMS, 2011)

O Brasil ainda não dispõe de lançadores de satélites operacionais, porém encontra-se em desenvolvimento o veículo lançador de satélites VLS-1 que permite a inserção de satélites com massa de 100 a 350 kg em órbitas circulares entre 250 e 1.000 km, em larga faixa de inclinações. Durante seu desenvolvimento foi suscitada a idealização de um conjunto de lançadores, mostrado na Figura 12, abrangendo satélites de menor carga (VLM) e satélites de maior porte. O VLS ALFA não será objeto deste artigo.

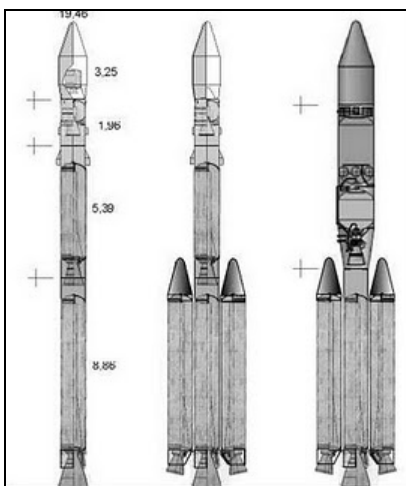


Figura 12. Lançadores VLM, VLS-1 e VLS ALFA Fonte <http://www.fab.mil.br>

A proposta de desenvolvimento de um veículo com as características do VLM surgiu (1994) quando se configurava que o lançamento do primeiro protótipo do VLS-1 seria no fim de 1996 ou início de 1997, em decorrência dos estudos e ensaios complexos para a qualificação de subsistemas. O veículo lançador de microsatélites VLM, por ser mais simples que o VLS-1, talvez cumprisse sua missão política de inserção de um pequeno satélite em órbita. Esta proposta ganhou força com a manifestação de interesse pelo INPE em satelitização de pequenas cargas úteis. Em resposta a esta manifestação, a AEB requisitou ao IAE os estudos de concepção de um veículo lançador que pudesse ser desenvolvido no menor prazo possível e que atendessem os requisitos de missão a serem estabelecidos pelo INPE. Sem uma missão específica definida, os especialistas do IAE estabeleceram como requisito de desempenho, para fins de projeto do veículo VLM, satelitizar cargas úteis de massa entre 20 e 100 kg em órbitas circulares entre 200 e 700 km.

Idealizado como um veículo com quatro estágios sólidos, o VLM, ilustrado na Figura 13, é formado pelo corpo central do VLS-1 (propulsores S43, S40 e S44), inclusive a coifa, possuindo como motor de apogeu no quarto estágio o propulsor S33. A simulação de desempenho preliminar mostrou que o veículo seria capaz de injetar uma massa de satélite(s) de aproximadamente de 50 kg em órbita circular equatorial 500 km (inclinação = 3° / Campo de Lançamento: CLA).

Entretanto, os estudos iniciais indicaram problemas de pilotabilidade do 3º estágio, pois a posição proposta inicialmente para instalação de um sistema propulsivo líquido no módulo de controle não seria capaz de, em determinada fase do voo, de controlar a atitude do veículo, pois, qualquer que fosse o empuxo dos motores líquidos, o momento de controle seria pequeno, chegando a até mesmo a se anular, durante a fase propulsada do terceiro estágio em razão de o centro de gravidade do veículo se deslocar em direção ao módulo de controle, coincidindo com a linha de ação dos atuadores, em determinado instante. Assim, seria necessário estudar uma solução sem impacto no desempenho ao veículo como, por exemplo, a minimização das imperfeições geométricas da tubeira do S44 ou o reposicionamento dos motores do sistema propulsivo líquido.

Face ao engajamento do IAE nas atividades relativas ao VLS-1, não foi possível a continuidade adequada do projeto, embora os desenvolvimentos de itens como o propulsor S33, tenham sido continuados para aplicação em outros projetos. A finalização da fase de estudos foi realizada dentro de um cenário onde a demanda nacional para lançamento de micro e nanosatélites dentro do desempenho previsto para o VLM era incerta, embora existisse uma proposta de implantação de uma constelação de nanosatélites ainda em fase de estudos de viabilidade e prova de conceito.

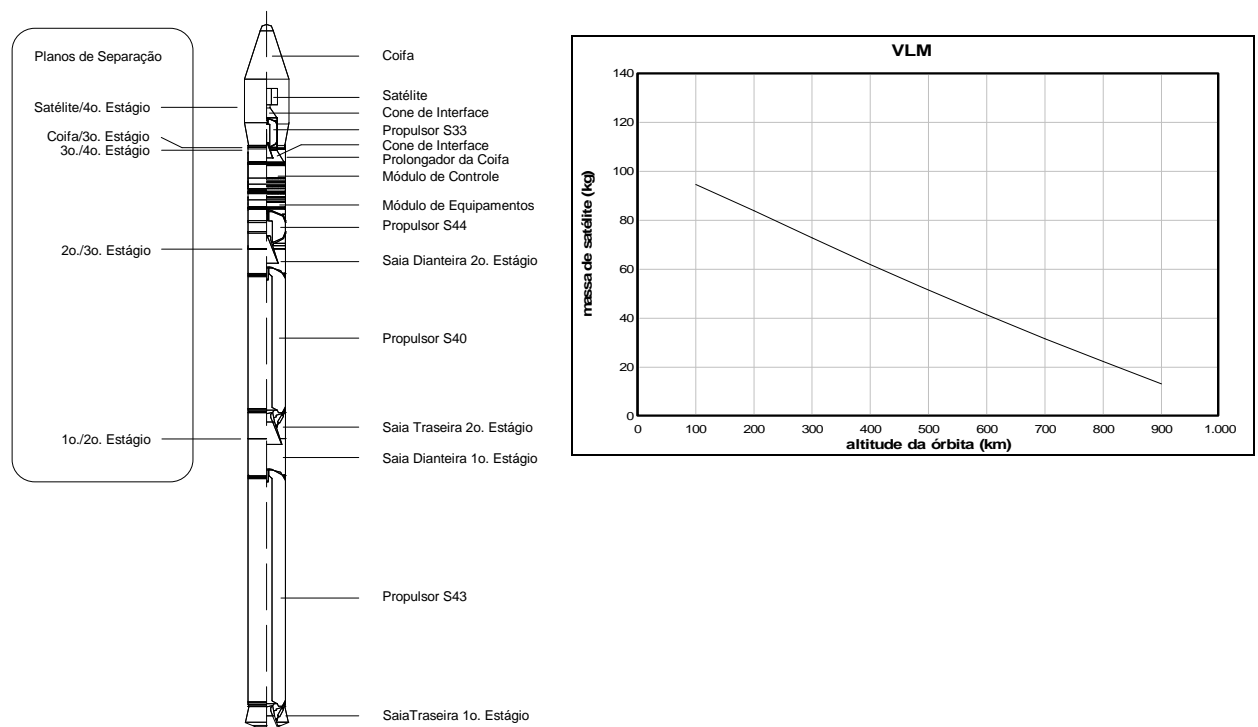


Figura 13. Layout do VLM e desempenho em órbita circular equatorial (3º), Fonte: <http://www.iae.cta.br/>

Outro estudo preliminar ora em desenvolvimento no IAE, por meio de uma cooperação com a Agência Alemã de Espaço (DLR/MORABA), trata do veículo lançador de microsatélites VLM-1, conforme ilustrado na Figura 14. Inicialmente o veículo está voltado ao transporte do experimento alemão de pesquisa de materiais para reentrada atmosférica denominado SHEFEX III (*Sharp Edge Flight Experiment*), porém possui potencial para ser modificado no futuro para o transporte de satélites de pequeno porte. O veículo foi idealizado contendo três estágios sólidos (2 propulsores S50 e um propulsor S44). O propulsor S50 que constitui o primeiro e o segundo estágios do veículo ainda está em fase de desenvolvimento.

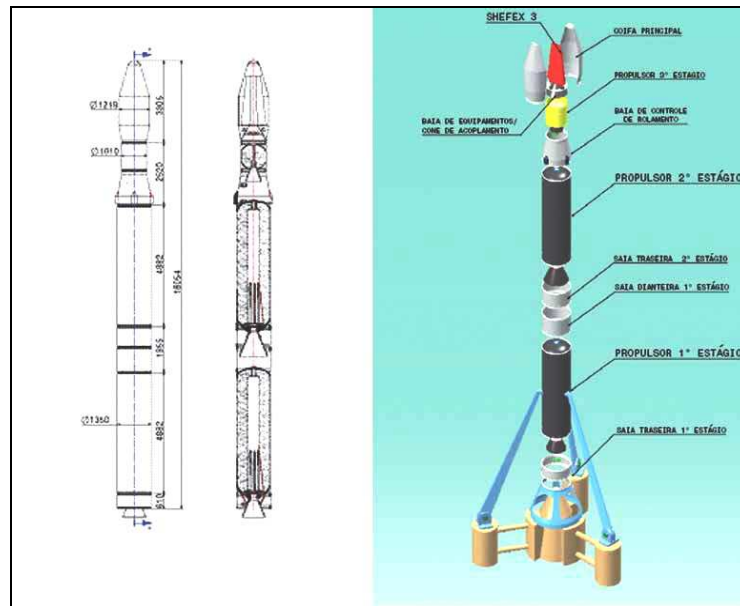


Figura 14. Layout do VLM1, Fonte: <http://www.iae.cta.br/>

3.3 O segmento de campo de lançamento

O Brasil possui dois centros de lançamento, o Centro de Lançamento da Barreira do Inferno em Natal (CLBI), RN, para lançamento de foguetes de sondagem (pois a proximidade da cidade de Natal impede o lançamento de veículos lançadores de satélites) e o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), criado em 1980 e localizado na península de Alcântara, estado do Maranhão, a apenas 2° 18' ao sul do equador (e 44° 22' de longitude oeste).

A posição privilegiada do CLA possibilita aproveitar o máximo do movimento de rotação da Terra para impulsionar veículos orbitais, permitindo com isso grande economia de combustível podendo-se levar uma carga útil de maior capacidade (estima-se uma vantagem entre 13% e 31% respectivamente em relação a bases de lançamento de Cabo Canaveral, nos Estados Unidos, e de Baikonur, no Cazaquistão). O CLBI não deve ser utilizado para lançamento de veículos de médio e grande porte devido ao elevado índice populacional da região e à grande taxa de ocupação próxima ao Centro.

4 Estudo de Viabilidade Técnica de Transporte de Pico e Nanosats

O espaçamento demonstrado na parte superior da Figura 15 é o reservado para o radiômetro e a microcâmera. Este espaço é equivalente a aproximadamente 50 milímetros de altura para 85,6 milímetros de largura. Considerando-se que o diâmetro do radiômetro é de 40 milímetros e o diâmetro da microcâmera é de 22 milímetros, ainda somando com o espaçamento entre eles, em largura obedece perfeitamente ao padrão imposto. Para a altura acontece o mesmo, porém com a diferença que ocupada aproximadamente um quinto do espaço permitido para a carga útil. De forma que além de atender aos requisitos de medida, ainda sobraria espaço para mais componentes se assim o projetista desejasse para uma sofisticação da missão, ou até mesmo para redundância proposital em caso de falha.

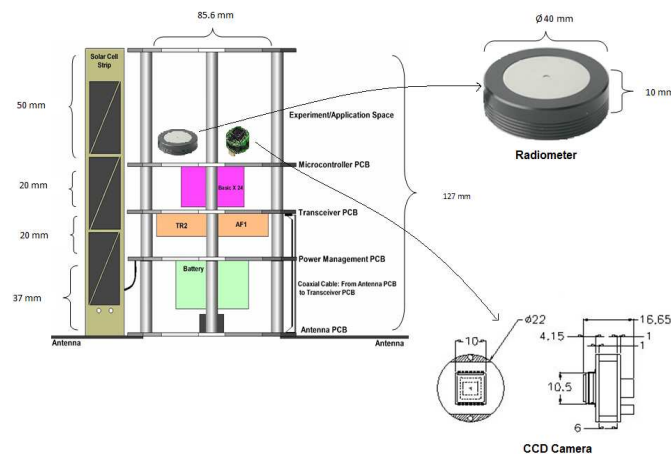


Figura 15. Esquema do radiômetro e da microcâmera *in situ*

O requisito de peso também é satisfeito (considerando-se que a estrutura já vem pesando de 200 a 250 gramas e é reservado em torno de 450 e 500 gramas para os eletrônicos), pois este modelo de microcâmera pesa aproximadamente 80 gramas (Sony, 2011) e o radiômetro com peso estimado de 150 gramas totalizando 230 gramas (LUMEN, 2011). Como o peso reservado para a carga útil é entre 250 e 300 gramas é possível ainda colocar outra microcâmera talvez para a redundância, sem comprometer o peso total do satélite.

A frequência padrão de operação estabelecida para este tipo de satélite (considerando-se ser pré-estabelecida para funcionar na faixa de frequências alocadas aos serviços de radioamador) é de aproximadamente 145,84 MHz para enlace ascendente (*uplink*) e 436,625 MHz para o enlace descendente (*downlink*) (PUIG-SUARI, TURNER and AHLGREN, 2001), (TOORIAN, et al., 2005).

Tabela 1. Consumo de potência do satélite miniaturizado com microcâmera e radiômetro

<u>Subsistema</u>	<u>Consumo de Potência (W)</u>
Estrutura	0
Controle Térmico	0
Suprimento de Energia	0.25
Transceiver	1.6
Controle de Atitude	0.22
Computador de Bordo	0.3541
Radiômetro	0.001 ~0.99
Microcâmera	0.06512
Total	2.49022 ~ 3.47922

Finalmente, com relação ao envelope de potência a ser consumida, nota-se que tanto o radiômetro quanto a microcâmera, ambos adicionam em média de 0,1 a 1,1W de consumo dependendo do modo de operação. Este consumo adicional deverá eventualmente ser contingenciado via gerenciamento na utilização das cargas úteis ou melhoria no projeto do sistema de potência e armazenamento.

5 Conclusões

Através de avanços em nanotecnologia e computação, a miniaturização de satélites e a sofisticação de suas cargas úteis têm despertado o interesse de várias agências espaciais. Este movimento, surgido inicialmente em universidades, é uma excelente alternativa de aprendizado na pesquisa espacial, pois seu custo e tempo de projeto são menores favorecendo sua produção em massa.

Um programa sustentável para satélites pequenos e de baixo custo deve ter como correspondência um acesso barato e regular ao espaço através de contratos de serviço de lançamento normais. Neste sentido, o trabalho analisou dois segmentos de interesse, a saber: os segmentos de lançadores e aquele dedicado a satélites.

O segmento de satélites mostrou-se a viabilidade de se embarcar como carga útil inicial um radiômetro e uma microcâmera, tomando-se os devidos cuidados nos envelopes de massa, tamanho e potência. Além disso, missões que demandem formações em voo são factíveis e dependem do escopo da missão desejada. Por outro lado, as considerações de viabilidade quanto ao segmento de lançadores indicam resultados positivos que podem ou não demandar algum dispositivo especial de entrega de satélites dependendo também da missão desejada.

Dada a projeção futura de lançamentos para este nicho mercado de pico e nanosats bem como sua utilização em operações estratégicas para o país, novos lançadores propostos e desenvolvidos para este fim serão muito oportunos. A vantagem de se utilizar lançadores de pequeno porte é a de se poderem fazer lançamentos dedicados voltados a missões próprias, o que incrementa ainda mais a utilidade dos satélites que poderão muito bem contribuir estrategicamente com objetivos nacionais nas áreas de Defesa e Espaço, sobretudo se aplicados a imageamento, *data-relay* e comunicações.

Referências Bibliográficas

Dnepr-1, acesso em Out/2011, <http://en.wikipedia.org/wiki/Dnepr-1>, 2011

FALCON-1, acesso em Out/2011, <http://www.spacex.com/falcon1.php>, 2011

H-II, acesso em Out/2011, <http://www.spacelaunchreport.com/h2.html>, 2011

- Interorbital Systems, *TubeSat Satellite Kit, Datasheet and descriptions of TubeSat characteristics*, acesso em Out/2011, <http://interorbital.com/Downloads/TubeSat%20Sales%20Brochure%20Publish%201.0.pdf>, 2011.
- Interorbital, acesso em Jan/2012, <http://www.interorbital.com/>, 2012
- Kosmos-3M, acesso em Out/2011, <http://en.wikipedia.org/wiki/Kosmos-3M>, 2011
- Lumen Dynamics Group Inc., *OmniCure® R2000 Radiometer, Datasheet and descriptions of radiometer characteristics*, acesso em Out/2011, <http://www.ldgi-omnicure.com/products-cure-site.php>, 2011
- ORBITAL, acesso em Out/2011, <http://www.orbital.com/spacelaunch/>, 2011
- MNMS, acesso em Out/2011, <http://www.smdc.army.mil/FactSheets/MNMS.pdf>, 2011
- Puig-Suari, J., Turner, C. and Ahlgren, W., *Development of the Standard CubeSat Deployer and a CubeSat Class PicoSatellite*, IEEE Aerospace Conference. Big Sky, Montana. March 2001.
- PSLV, acesso em Out/2011, <http://www.isro.org/>, 2011
- Rokot, acesso em Out/2011, <http://en.wikipedia.org/wiki/Rokot>, 2011
- Sabol, C., Burns, R., McLaughlin, C.A., *Satellite formation flying design and evolution*, Spaceflight mechanics 1999; Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Breckenridge, CO; USA; pp. 265-284. 7-10 Feb. 1999
- Sony Brasil Ltda, *Super Micro CCD camera 22Ø SONY High Res. Micro CCD camera (470TVL / 580TVL), Datasheet and descriptions of microcamera characteristics*, acesso em Out/2011, <http://www.uocctv.com.tw/goods.php?act=view&no=121>, 2011
- Toorian, A.; Blundell, E.; Puig-Suari, J. and Twiggs, R. "*CubeSats as Responsive Satellites*", Proceedings of the AIAA 3rd Responsive Space Conference, April 2005.
- Larson, W. J. and Wertz, J. R., *Space Mission Analysis and Design*, Space Technology Library, 3rd. edition, 1999.
- Winter, O.C. e Prado, A.F.B.A., *A conquista do espaço – do Sputnik à missão centenário*, Editora Livraria da Física, 1^a edição, 2007.