



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA  
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS



# **ESTUDOS SOBRE A DINÂMICA E CONTROLE DE ESPAÇONAVES PROPULSADAS POR VELAS SOLARES**

**RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA  
(PIBIC/CNPq/INPE)**

Thauany Christiny Ferreira de Souza (FATESF, Bolsista PIBIC/CNPq)  
E-mail: [tcfdesouza@hotmail.com](mailto:tcfdesouza@hotmail.com)

Mário César Ricci (DMC/ETE/INPE, Orientador)  
E-mail: [mariocesarricci@uol.com.br](mailto:mariocesarricci@uol.com.br)

Julho de 2016

Souza, T. C. F.

Estudo sobre dinâmica e controle de espaçonaves  
propulsadas por velas solares / Souza, T. C. F. - São José dos  
Campos: INPE, 2016.

vii + 25 p.

1. Satélite. 2. Controle. 3. Atitude. 4. Vela. 5. Solar.

## **AGRADECIMENTOS**

Ao orientador, Dr. Mário César Ricci, pela atenção, dedicação, orientação, apoio e pelas inúmeras revisões feitas neste trabalho no qual sem dúvidas contribuiu muito na qualidade do texto e das equações.

Ao Conselho Nacional de Pesquisa e Desenvolvimento (CNPq) pelo apoio financeiro recebido através da Bolsa de Iniciação Científica junto ao Programa PIBIC do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

E, finalmente, a minha família e amigos por todo o apoio e compreensão.

## RESUMO

O objetivo deste trabalho – o qual tem prazo para finalização em julho de 2017 - é apresentar um tratamento abrangente sobre modelagem dinâmica e problemas de controle de naves espaciais propulsadas por velas solares. Também serão abordados a análise e o projeto de sistemas de controle de atitude de missões interplanetárias, propulsadas por velas solares. Dentre outros, o trabalho propõe estudar problemas dinâmicos que deverão ser enfrentados num futuro próximo, incluindo a descrição de uma missão de validação de voo à vela numa órbita Sol-síncrona proposta na literatura. Velas solares são refletores grandes e leves movidos por luz solar. Os fótons de luz solar chocando em grandes painéis geram propulsão sem utilizar propelentes. Uma vez que praticamente é uma energia inesgotável, às vezes com intensidade maior ou menor, é possível percorrer grandes distâncias (Parsecs) e atingir velocidades muito maiores que uma nave atingiria se utilizasse propelentes. São apresentados o modelo e as expressões matemáticas para a pressão de radiação solar, que é a força perturbadora nos sistemas de controle de atitude das naves. Até o presente momento foi obtida toda a base teórica necessária para o desenvolvimento do projeto. Através de estudos preliminares foram vistos os fundamentos da dinâmica orbital, dentre eles o problema dos dois corpos (incluindo equação do movimento relativo, conservação de energia, conservação do momento angular, equação das órbitas e a primeira lei de Kepler) e a geometria das seções cônicas. Os próximos passos do trabalho envolvem as descrições de missões com velas solares que estão sendo cogitadas para um futuro próximo, assim como dos requisitos do controle de atitude para estas missões; descrição da colocação da nave numa órbita circular síncrona com o Sol, da abertura das velas e da reorientação da nave; formulação do modelo dinâmico; determinação da dinâmica da vela na órbita e o projeto preliminar do sistema de controle, que envolve a movimentação de massas que agem como lastros.

Palavras-chave: Voo. Vela. Solar. Controle. Atitude. Dinâmica.

# **STUDIES ABOUT THE DINAMICS AND CONTROL SPACECRAFT PROPELLED FOR SOLAR-SAIL**

## **ABSTRACT**

The objective of this work - which has a term for completion in July 2017 - is to present a comprehensive treatment on dynamic modeling and control problems for solar sails propelled spacecrafts. Also they will be discussed the analysis and the attitude control system design of interplanetary missions, propelled by solar sails. Among others, the paper proposes to study dynamic problems to be faced in the near future, including the description of a flight validation mission to sail on a sun-synchronous orbit proposed in the literature. Solar sails are large and light reflectors powered by sunlight. The photons of sunlight crashing on large panels generate propulsion without using propellants. Since it is practically endless energy, sometimes with greater or lesser intensity, can travel long distances (Parsecs) and achieve much higher speeds than a ship would reach if using propellants. They are presented the model and the mathematical expressions for the solar radiation pressure, which is the disruptive force on the spacecraft attitude control systems. To date it was obtained the entire theoretical basis for the development of the project. Through preliminary studies we have seen the basics of orbital dynamics, including the two-body problem (including the equation of relative motion, energy conservation, conservation of angular momentum, equation of orbits and the Kepler's first law) and the geometry of the conical sections. The next steps involve job descriptions missions with solar sails that are being considered for the near future, as well as the attitude control requirements for these missions; description of placing the ship in a synchronous circular orbit with the Sun, the opening of the sails and the reorientation of the ship; formulation of the dynamic model; determining the dynamic sail in orbit and preliminary design of the control system, which involves moving masses that act as ballasts.

Keywords: Satellite. Flight. Sail. Solar. Control. Attitude. Dynamics.

## LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
1.1 - Uma vela solar de 800×800 m proposta pelo JPL em 1977 para uma missão ao encontro do cometa Halley, de passagem em 1986.....	1
1.2 - Vela solar de 20 m da ATK desdobrada com sucesso na câmara termovácuo de 30 m da SPF, Plum Brook, Centro de Pesquisa Glenn da NASA em 2005 (cortesia ATK Space Systems).....	3
1.3 - Vela solar de 20 m da L'Garde, desdobrada com sucesso na câmara de termovácuo de 30 m da SPF, Plum Brook, Centro de Pesquisa Glenn da NASA em 2005 (cortesia L'Garde). ....	4
2.1 - Vela solar de formato cônico montada na ponta de um longo mastro para contrapor distúrbios na atitude provocados por radiação solar incidindo em painéis solares assimétricos. ....	6
2.2 - Ilustração do conceito de controle de atitude por pressão de radiação solar, realizado com sucesso em satélites de comunicações geoestacionários, tais como OTS, TELECOM 1 e INMARSAT 2. ....	8
2.3 - Três tipos básicos de velas solares (Cortesia JPL): (a) quadrada; (b) disco giratório e (c) Heliogiro.....	9
2.4 - Vela solar ST5 Geostorm (Cortesia JPL). ....	11
2.5 - Vela solar quadrada equipada com superfícies de controle montadas na ponta por L'Garde. ....	12
2.6 - Nave à vela de 40×40 m, 160 kg (fora de escala), proposto pelo JPL e AEC-ABLE Engineering para o experimento de voo à vela NMP ST7. ....	14
3.1 - Modelo de força de pressão de radiação solar de uma superfície plana imperfeita. ....	16

## SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
<b>1 INTRODUÇÃO .....</b>	<b>1</b>
<b>2 QUESTÕES RELACIONADAS AO CONTROLE DE ATITUDE PARA NAVES PROPULSADAS POR VELAS SOLARES.....</b>	<b>5</b>
<b>3 MODELOS DE PRESSÃO DE RADIAÇÃO SOLAR .....</b>	<b>14</b>
<b>4 ESTABILIZAÇÃO ATRAVÉS DO GIRO DE UMA NAVE PROPULSADA À VELA .....</b>	<b>19</b>
4.1 Espaçoave propulsada à Vela Girando com deslocamento CM/CP.....	19
<b>5 CONCLUSÃO .....</b>	<b>23</b>
<b>6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>24</b>

## 1 INTRODUÇÃO

Velas solares são refletores grandes e leves que são acrescentados em espaçonaves como propulsores. A espaçonave é impulsionada por fótons de luz solar que incidem na vela, aumentando a energia cinética. Uma vez que há muitos fótons de luz e constantemente eles atingem a vela, há uma pressão constante (força por unidade de área) exercida sobre a vela que produz uma aceleração constante da nave espacial. Embora as espaçonaves que utilizam velas tenham uma força de empuxo menor que a força de empuxo de um foguete, com o passar do tempo a velocidade torna-se maior.

Uma missão de voo de encontro ao cometa Halley, empregando uma grande vela solar, como ilustra a Figura 1.1, foi proposta pelo Laboratório de Propulsão a Jato (JPL) em 1977 (WRIGHT, 1992). Embora não tenha se concretizado, a proposição introduziu o conceito de velas solares como meio de propulsão espacial sem utilização de propelentes, capaz de atingir grandes variações de inclinação orbital ( $> 90^\circ$ ) para inverter a direção de voo orbital. Um detalhamento histórico, bem como discussões técnicas de várias missões à vela solar e as tecnologias associadas podem ser encontradas em Friedman (1988); McInnes (1999); Wright (1992).

Figura 1.1 - Uma vela solar de  $800 \times 800$  m proposta pelo JPL em 1977 para uma missão ao encontro do cometa Halley, de passagem em 1986.



Fonte: Wright (1992).

O potencial de se obter propulsão espacial sem o uso de propelentes está estimulando os recentes desenvolvimentos de missões de voo à vela de curto prazo e as tecnologias associadas (WEST e DERBES, 2000; COHEN et al., 2002; GARBE e MONTGOMERY, 2003; MURPHY et al., 2005; LICHODZIEJEWSKI et al., 2005).

A NASA e a Agência Espacial Europeia (ESA) preveem missões baseadas em tecnologia de voo à vela solar que incluem missões de alta velocidade para os planetas exteriores, órbitas não-Keplerianas e missões precursoras interestelares de alta velocidade. Aplicações de curto prazo desta tecnologia incluem também missões científicas de alto desempenho para o interior do sistema solar. As missões de curto prazo provavelmente precisarão de velas solares menores que 100m, dados os avanços recentes em filmes ultraleves para velas, mastros dobráveis leves e miniaturização de equipamentos espaciais.

O programa *In-Space Propulsion* da NASA tem apostado na demonstração quantitativa da escalabilidade em sistemas de arquitetura de velas solares, com relação ao atendimento de requisitos de futuras missões, através de testes terrenos de sistemas de equipamentos básicos. Em abril de 2005, a NASA e ATK Space Systems (antiga, AEC-ABLE Engineering) desdobraram com êxito uma vela solar de 20m, como mostra a Figura 1.2, na câmara de termovácuo de 30m da SPF (*Space Power Facility*), Plum Brook, Centro de Pesquisa Glenn da NASA.

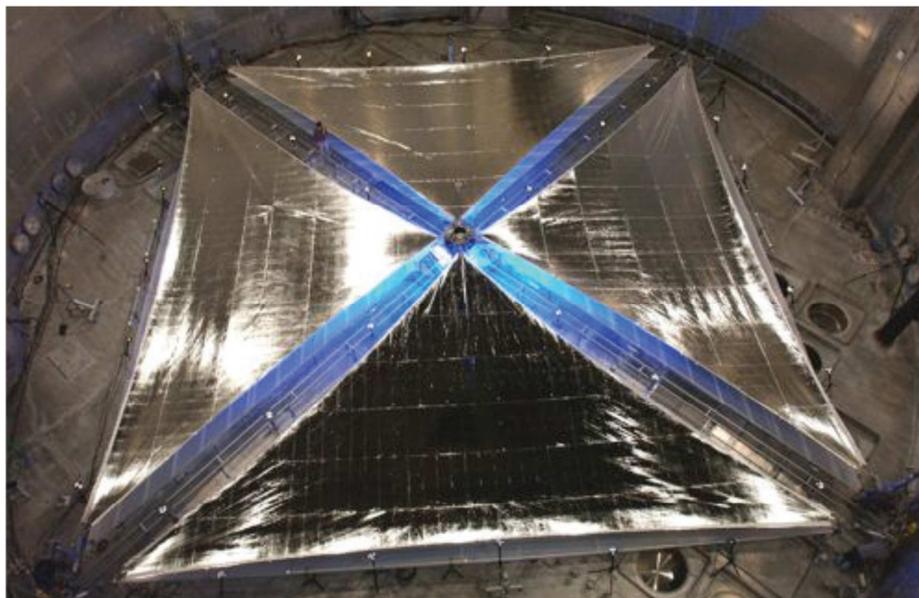
Uma vela solar da L'Garde de 20m também foi desdobrada com sucesso, em julho de 2005, como pode ser visto na Figura 1.3.

A *Planetary Society* (em inglês) tentou fazer um voo experimental do satélite Cosmos 1, em 21 de junho de 2005. No entanto, devido a uma falha no propulsor do foguete, o projeto vela solar Cosmos 1 não atingiu o objetivo da missão, que era demonstrar o primeiro voo controlado à vela solar de uma nave espacial propulsionada por fótons de luz solar.

Os avanços recentes em tecnologias de vela solar e conceitos de missão de curto prazo foram apresentados em pelo menos três Simpósios Internacionais de Velas Solares

(ISSS). O primeiro (ISSS 2007) ocorreu em Herrsching, Alemanha, 27-29 junho de 2007 (<http://www.issspacesailing.net>).

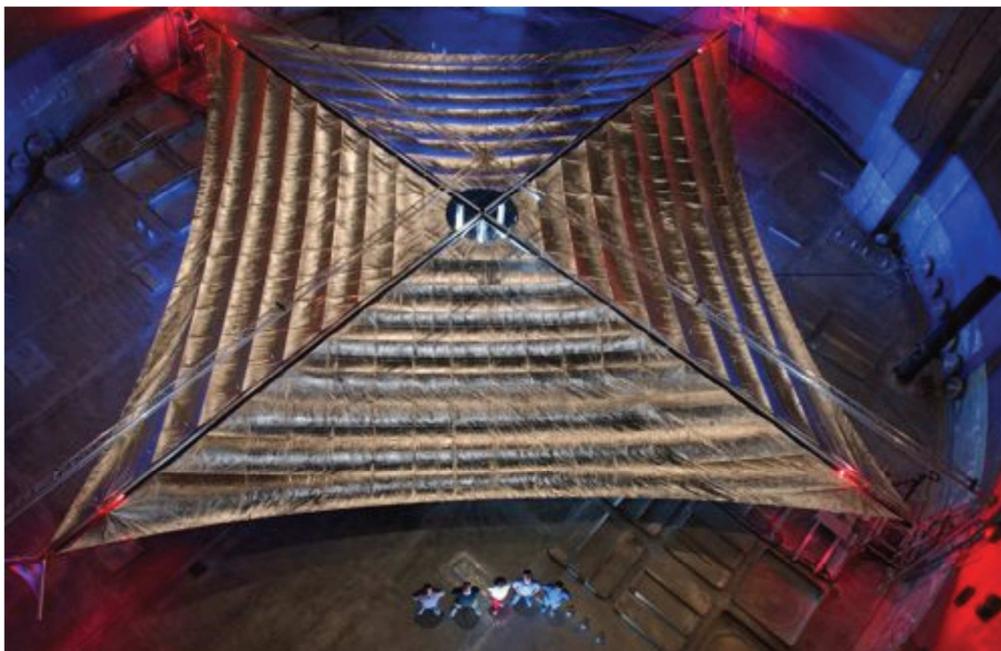
Figura 1.2 - Vela solar de 20 m da ATK desdobrada com sucesso na câmara termovácuo de 30 m da SPF, Plum Brook, Centro de Pesquisa Glenn da NASA em 2005 (cortesia ATK Space Systems).



Fonte: Murphy et al. (2005).

O objetivo deste trabalho é apresentar uma modelagem dinâmica e problemas de controle de naves espaciais propulsadas por velas solares, além da análise e projeto de sistemas de controle de atitude de missões interplanetárias, propulsadas por velas solares. O capítulo 1 apresenta uma introdução sobre o assunto. No capítulo 2 são abordadas questões relacionadas com o controle de atitude de naves propulsadas por velas solares. O capítulo 3 apresenta os modelos de pressão de radiação solar. O capítulo 4 apresenta uma solução simples para o problema da manutenção de uma orientação desejada de uma espaçonave à vela. O capítulo 5 apresenta as conclusões do trabalho e no capítulo 6 são apresentadas as referências bibliográficas.

Figura 1.3 - Vela solar de 20 m da L'Garde, desdobrada com sucesso na câmara de termovácuo de 30 m da SPF, Plum Brook, Centro de Pesquisa Glenn da NASA em 2005 (cortesia L'Garde).



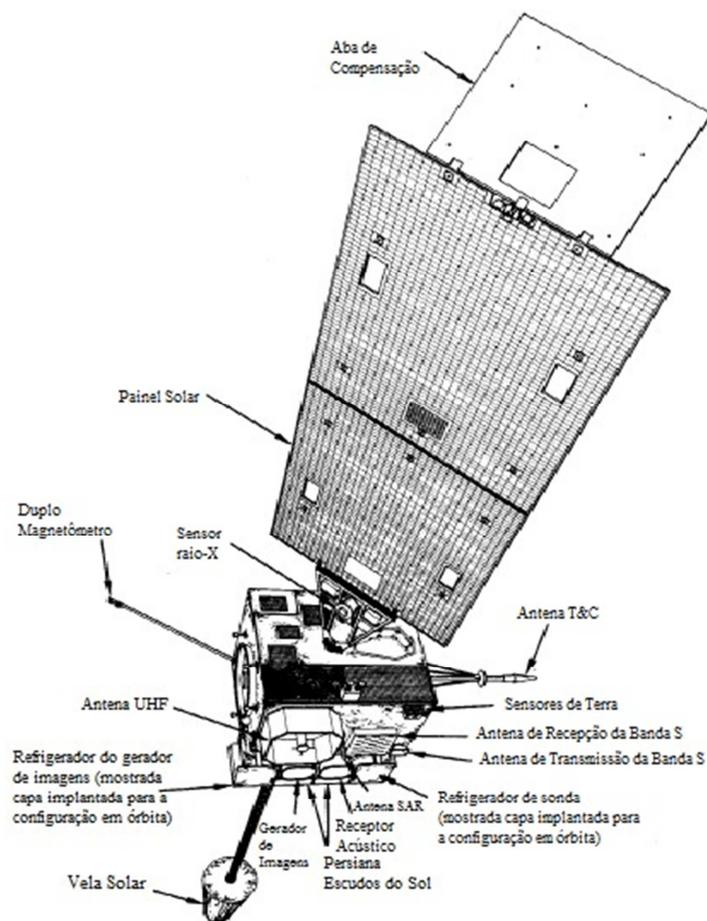
Fonte: Lichodziejewski et al. (2005).

## **2 QUESTÕES RELACIONADAS AO CONTROLE DE ATITUDE PARA NAVES PROPULSADAS POR VELAS SOLARES**

Seguindo a publicação de Garwin (1958), a estabilização da atitude de um veículo espacial por meio da pressão de radiação solar foi proposta pela primeira vez por Sohn (1959). Desde então, o conceito de usar a pressão de radiação solar para a estabilização da atitude, bem como manter o controle orbital de vários satélites tem sido extensivamente estudado por muitos pesquisadores (ACORD e NICKLAS, 1964; MODI e KUMAR, 1972; JOSHI e KUMAR, 1980; STUCK, 1980; ANGRILLI e BORTOLAMI, 1990).

Na verdade, tal conceito de controle de atitude através da pressão de radiação solar foi realizado com sucesso em um determinado tipo de satélite geoestacionário, bem como em várias naves interplanetárias. Por exemplo, o grande torque de perturbação de radiação solar causado por uma configuração assimétrica de painéis solares dos satélites INSAT e GOES, com apenas uma asa de painéis solares no lado sul, é neutralizado por uma vela solar de formato cônico montada na ponta de um longo mastro no lado norte, conforme mostra a Figura 2.1.

Figura 2.1 - Vela solar de formato cônico montada na ponta de um longo mastro para contrapor distúrbios na atitude provocados por radiação solar incidindo em painéis solares assimétricos.



Fonte: cortesia GOES.

Os sistemas de controle de rolamento/guinada de satélites de comunicações geoestacionários, tais como OTS, TELECOM 1 e INMARSAT 2 utilizaram o conceito de controle de atitude usando a pressão de radiação solar. A Figura 2.2 ilustra tal conceito. O corpo do satélite que aponta para a Terra não é mostrado, mas o sistema de coordenadas, fixo no corpo, é tal que o eixo de arfagem (*pitch*) é perpendicular ao plano orbital, o eixo de rolamento (*roll*) está ao longo da direção de voo e o eixo de guinada forma a tríade e aponta em direção à Terra. A orientação nominal de apontamento para o Sol das asas de painéis solares Norte e Sul é mostrada na Figura 2.2b. Um deslocamento antissimétrico das asas de painéis solares a partir da orientação nominal de apontamento para o Sol (isto é,  $\delta_N = -\delta_S$ ), como ilustra a Figura 2.2a, pode ser usado para girar o satélite em torno do eixo de guinada (torque “moinho de vento”). Se as asas

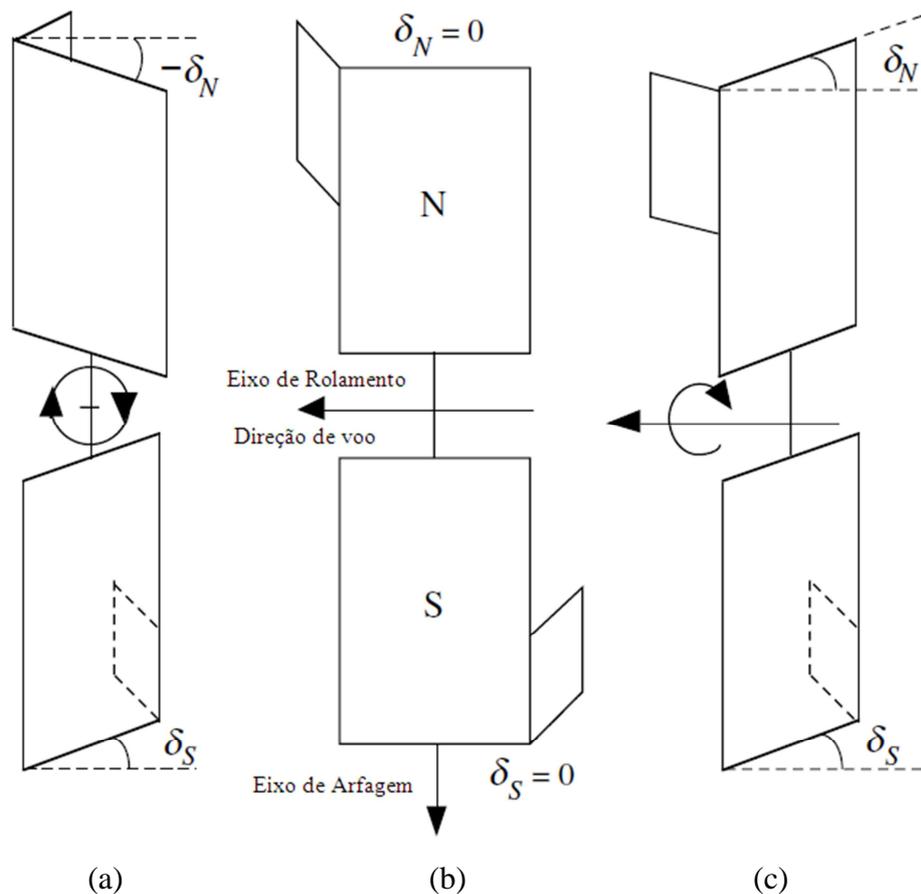
Norte e Sul de painéis solares sofrerem outros deslocamentos angulares, podem ser gerados torques em torno dos três eixos, como mostra na Figura 2.2c. Abas adicionais montadas na periferia dos painéis solares aumentam substancialmente os torques de controle. Observe que essas abas produzem torque mesmo quando  $\delta_N = \delta_S = 0$ . O deslocamento máximo permitido de cada painel é restringido pelo requisito de perda de energia elétrica aceitável (nominalmente 1%). Descrições detalhadas da técnica de controle de atitude baseada em pressão de radiação solar, comprovada em voo, podem ser encontradas em Azor (1992); Lievre (1985); Renner (1979); Sidi (1997).

A técnica de torcer os painéis solares de forma antissimétrica para criar torque no eixo de rolamento também foi aplicada com sucesso na sonda Mariner 10, durante o voo para Mercúrio. Entretanto, o controle de atitude de rolamento foi realizado por comandos dos controladores da missão, uma vez que não havia controlador a bordo para essa tarefa.

Mesmo que a eficácia do controle de atitude baseado em pressão de radiação solar tenha sido demonstrada em voo, como discutido anteriormente nesta seção, a pressão de radiação solar é muitas vezes considerada como um distúrbio externo para a maioria dos satélites. Por exemplo, o efeito da pressão de radiação solar sobre voo em formação de pequenos satélites foi investigado por Burns et al. (2000) e o problema da deriva de longo prazo na atitude de um satélite estabilizado por rotação causada por torques de perturbação de pressão de radiação solar foi analisado por Van der Ha e Lappas (2007). Os efeitos da pressão de radiação solar no controle de atitude e órbita de uma grande plataforma em órbita geoestacionária foram estudados por Wie e Roithmayr (2005).

Durante as últimas décadas, tem sido desenvolvida uma variedade de técnicas avançadas de modelagem dinâmica e controle satélites. As descrições detalhadas de tais tecnologias avançadas associadas com a dinâmica de espaçonaves e problemas de controle podem ser encontradas em Bryson (1994); Kaplan (1976); Sidi (1997); Wie (1998).

Figura 2.2 - Ilustração do conceito de controle de atitude por pressão de radiação solar, realizado com sucesso em satélites de comunicações geostacionários, tais como OTS, TELECOM 1 e INMARSAT 2.



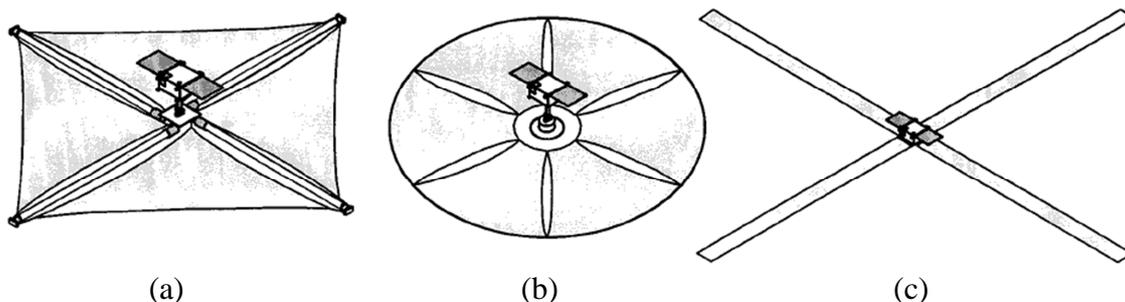
Fonte: Adaptado de Wie (2008).

Entretanto, existem várias questões práticas para serem resolvidas na aplicação destas técnicas avançadas de controle de atitude ativo em três eixos para naves à vela, no curto prazo e para naves à vela avançadas no longo prazo. Todos os projetos de controle práticos de naves espaciais são muitas vezes sujeitos aos limites físicos de atuadores, sensores, rigidez estrutural das naves espaciais e outras restrições de missão. Em particular, quando devem ser empregados mastros e/ou velas de controle (ao invés de propulsores, rodas de reação, e bobinas magnéticas convencionais) como atuadores principais para controle de atitude ativo em três eixos de naves com velas movidas a energia solar, existe uma variedade de questões práticas a serem resolvidas. Portanto, a tecnologia a ser usada no controle de atitude e de voo para embarcações à vela solar precisa avançar rapidamente para que possa ser realizado, num futuro próximo, um voo

experimental à vela para validar a estabilidade da atitude da vela e o desempenho do impulso vetorial.

A Figura 2.3 apresenta três tipos básicos de velas solares para aplicações no curto prazo. Cada configuração tem vantagens e desvantagens em termos de autoridade de controle, controlabilidade, empacotamento, desdobramento e outras questões a nível do sistema (ou seja, massa, custo, etc.). Selecionar uma configuração de vela particular para uma missão específica é um problema complexo, que exige exame detalhado em nível de sistema. Esse trabalho é focado na configuração quadrada, por ser a mais provável de ser escolhida para várias missões no futuro próximo.

Figura 2.3 - Três tipos básicos de velas solares (Cortesia JPL): (a) quadrada; (b) disco giratório e (c) Heliogiro.



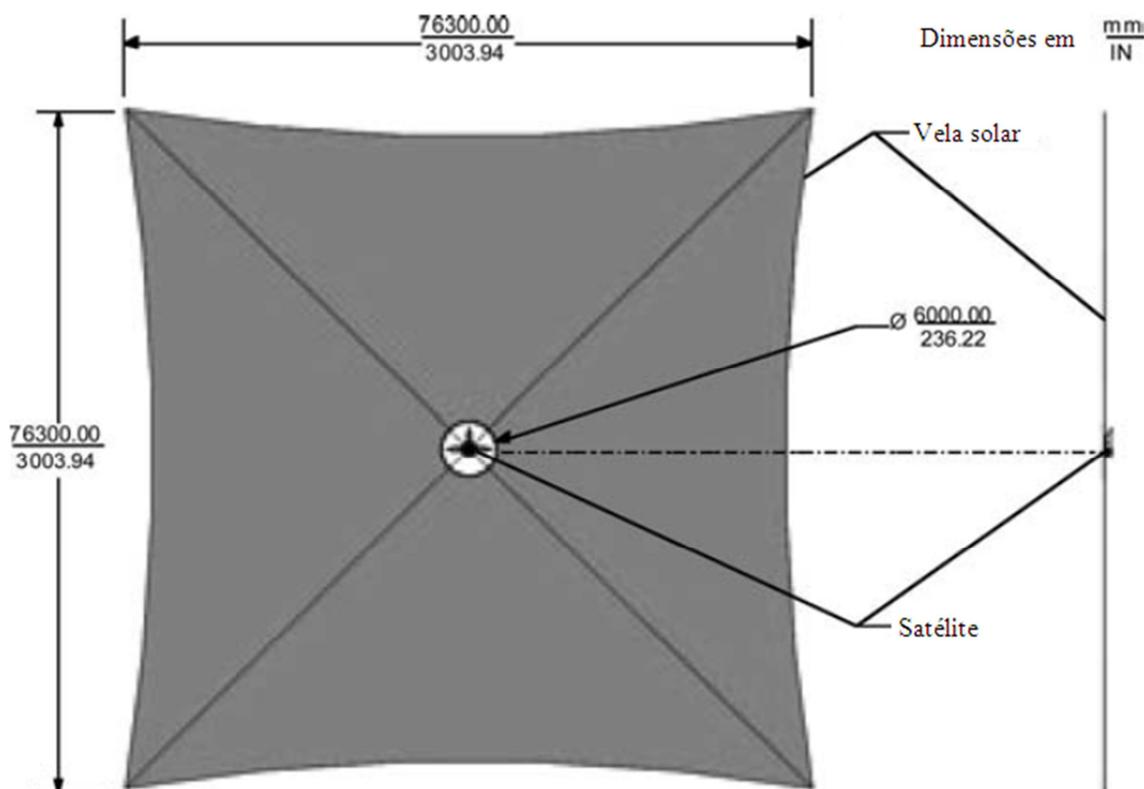
Fonte: Price et al. (2001).

Como discutido em Sohn (1959); Acord e Nicklas (1964), uma nave interplanetária é geralmente dita ser *estaticamente estável* se o centro de massa, CM, está entre o Sol e o centro de pressão, CP. Embora qualquer ponto ao longo da direção da resultante da força de pressão de radiação solar possa ser considerado como o centro de pressão, a localização ao longo de um eixo do sistema de referência do satélite, no qual a resultante da força atua é geralmente definido como o centro de pressão. Se uma nave à vela, estaticamente estável, sob perturbação, desalinha-se da orientação neutra de apontamento solar, um torque restaurador (estabilizante) é gerado. O comportamento dinâmico de tal nave à vela, estaticamente estável, é análogo àquele de um satélite estabilizado por gradiente de gravidade. Ou seja, se perturbada, a embarcação à vela oscilará indefinidamente. Se o centro de pressão encontra-se entre o Sol e o centro de massa, um torque desestabilizador é gerado sempre que a embarcação à vela gira para fora da orientação nula ou de equilíbrio.

A Figura 2.4 mostra uma nave com uma vela quadrada de  $76 \times 76$  m, estabilizada por rotação, proposta para o Programa Novo Milênio Tecnologia Espacial 5 (ST5) Geostorm, missão de alarme para monitorar a atividade solar em tempo real (WEST, 2000). O satélite ocuparia a posição do ponto  $L_1$  do sistema Sol-Terra em direção ao Sol e aumentaria o intervalo de tempo de alerta para tempestades geomagnéticas em comparação com um ponto de vista mais próximo da Terra. A equipe de estudo da vela Geostorm adotou os seguintes momentos de inércia para a nave: 44.000, 22.000 e 24.000  $\text{kgm}^2$ , uma incerteza deslocamento cm/cp de aproximadamente 1 m e uma taxa de rotação de  $0,45^\circ/\text{s}$  para manter o vetor momento angular dentro de  $1^\circ$  de apontamento solar. Propulsores são utilizados para o controle de precessão/nutação, assim como da velocidade de rotação da nave.

Uma nave a vela de  $76 \times 76$  m também foi considerada para a missão *Team Encounter* (COHEN et al., 2002), planejada para ser lançada como uma carga secundária num voo do Ariane 5. Considerou-se para esta nave uma combinação de técnicas de controle de atitude passiva e ativa. A nave à vela *Team Encounter*, com uma massa total de 18 kg, tem o requisito de escapar do sistema solar dentro de três a cinco anos. O apontamento solar tem estabilização passiva. Há o requisito de manter o ângulo de arfagem constante em  $25^\circ$  com relação ao Sol durante os primeiros 300 dias após a separação de uma sonda portadora. O ângulo de  $25^\circ$  é mantido através de um deslocamento intencional do c.m./c.p. realizado com ajuda de uma carga útil de 3 kg amarrada por um fio elétrico. O movimento de rotação em torno do vetor do Sol é ativamente controlado. Uma câmera estelar a bordo mede a orientação da nave à vela em relação a um campo de estrelas fixo, e as superfícies de controle fornecem o controle de torque necessário para neutralizar um torque perturbação “moinho de vento” de 0,1 mNm. Após 300 dias, um temporizador de bordo vai alimentar o fio para liberar a carga útil contida por um fio de suspensão. Consequentemente, o centro de massa mover-se-á para o centro da nave, a qual será passivamente estabilizada por um ângulo de arfagem de equilíbrio igual a zero. Resultados preliminares detalhados do projeto da nave *Team Encounter* podem ser encontrados em Cohen et al. (2002).

Figura 2.4 - Vela solar ST5 Geostorm (Cortesia JPL).



Fonte: Adaptado de West (2000).

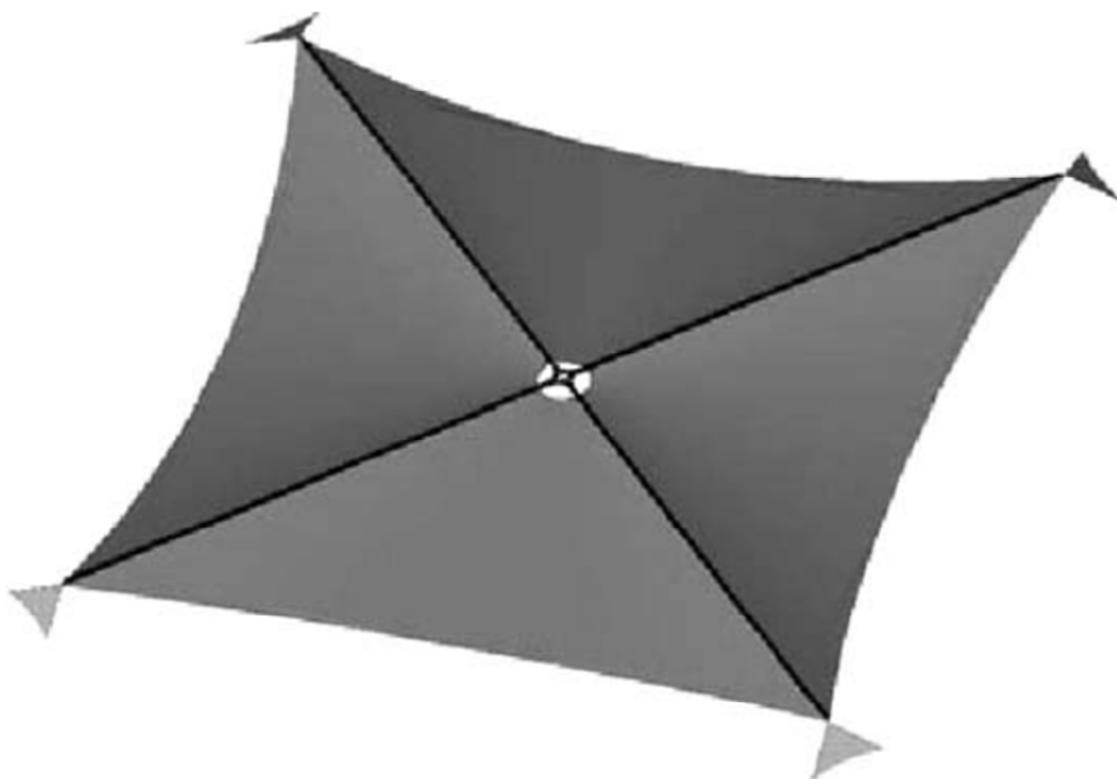
A vela solar ST5 Geostorm bem como a vela solar *Team Encounter* foram projetadas por L'Garde. A Figura 2.5 mostra a vela quadrada com quatro superfícies de controle triangulares projetadas por L'Garde. Apesar de técnicas passivas ou por estabilização por rotação serem bem econômicas para certas missões, para a maioria das naves à vela é necessário um controle de atitude ativo em três eixos, pois requerem manobras contínuas de direcionamento do vetor de empuxo.

Um método de controlar ativamente a atitude de uma nave à vela estabilizada em três eixos é empregar pequenas superfícies refletoras de controle montadas nas pontas das longarinas, como mostra as Figuras 1.1 e 2.5. Outro método consiste em alterar a localização do CM em relação à localização do CP, CM/CP. Isto pode ser conseguido por meio da articulação de um mastro de controle com uma carga útil/satélite montados na ponta. Tal conceito de articular um mastro de controle com dois eixos cardans foi investigado para uma embarcação de vela quadrada de 40×40 m (Figura 2.6), e uma vez

foi proposto por Price et al. (2001) para o experimento de validação de voo à vela denominado Programa de Tecnologia Espacial Novo Milênio 7 (ST7).

Da mesma forma que o problema inerente às diversas configurações de vela, diferentes métodos de controle de atitude também têm vantagens e desvantagens em termos de autoridade de controle, controlabilidade e outras questões controversas a nível de sistema.

Figura 2.5 - Vela solar quadrada equipada com superfícies de controle montadas na ponta por L'Garde.



Fonte: Lichodziejewski et al. (2005).

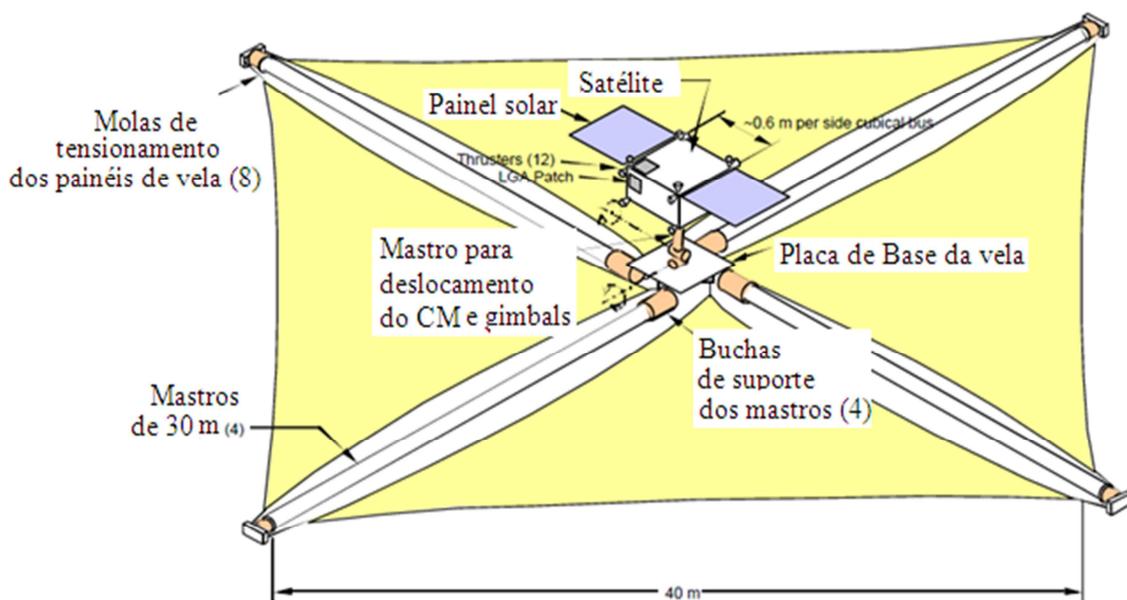
Embora a ideia básica por trás todos estes métodos CM/CP pareça simples, existem problemas de hardware desafiadores a serem resolvidos. Algumas questões técnicas inerentes ao desenvolvimento de um subsistema de controle de atitude de uma nave à vela quadrada são brevemente discutidas a seguir.

Também pode ser possível controlar a atitude e estabilizar uma nave a vela através do uso de um subsistema de controle de atitude típico, que em geral é uma parte necessária do satélite. No entanto, pequenas rodas de reação e/ou um subsistema de propulsão com

uma quantidade limitada de propelente a ser utilizada para um satélite típico de 100 kg pode ser ineficiente ou ineficaz para uma nave com a vela totalmente desdobrada devido aos grandes momentos de inércia, ao grande torque de perturbação da pressão de radiação solar e às viagens à vela prolongadas. Por exemplo, uma nave a vela de 40×40 m, de 160 kg com uma força de pressão de radiação solar nominal de 0,01 N e um deslocamento CM/CP de  $\pm 0,1$  m tem um torque de perturbação devido à pressão de radiação solar de  $\pm 0,001$  Nm, o que é cerca de 100 vezes maior que o torque de perturbação típico de satélites geoestacionários de comunicações. Um sistema de controle de atitude em três eixos convencional requererá grandes rodas de reação e também uma quantidade proibitivamente grande de propelente para contrabalançar tal torque de perturbação que está atuando em uma nave a vela.

Portanto, é necessária a utilização de controle de mastro por cardan, superfícies de controle, translação/rotação do painel de vela, controle de translação de massa, ou possivelmente modulação de refletividade, para o controle de atitude em três eixos de nave a vela. Além desses atuadores de controle, que não utilizam propelentes, a informação da atitude em três eixos é crucial para o controle de atitude ativo em três eixos e para o apontamento/direcionamento do vetor de empuxo. Supõe-se que as informações da atitude inercial são disponíveis a partir de um subsistema de determinação de atitude, que consiste em sensores solares, câmeras estelares e giros.

Figura 2.6 - Nave à vela de 40×40 m, 160 kg (fora de escala), proposto pelo JPL e AEC-ABLE Engineering para o experimento de voo à vela NMP ST7.



Fonte: Adaptado de Price et al. (2001).

Um dos parâmetros críticos é o ângulo entre a normal à superfície da vela e a direção do Sol, muitas vezes designado por  $\alpha$ . Os efeitos significativos sobre o desempenho global, estabilidade e controle de uma nave a vela são semelhantes aos efeitos do ângulo de ataque  $\alpha$  de aeronaves sobre o desempenho, estabilidade e controle da aeronave. Tal qual ao conhecido problema de controle com alto  $\alpha$  das aeronaves de alto desempenho, uma nave a vela de alto desempenho também pode ter um problema de controle de alto  $\alpha$ , devido ao requisito de apontamento do vetor de empuxo de tipicamente  $\alpha \approx 35^\circ$ .

O princípio básico por trás de várias superfícies de controle aerodinâmicas, tais como ailerons, elevador, leme, flaps, abas dos compensadores e *spoilers*, devem ser explorados no desenvolvimento de um subsistema de controle de voo e atitude de vela. Além disso, devem ser levadas em conta as incertezas na modelagem da pressão de radiação solar devido às imperfeições na planicidade de velas, no projeto de um subsistema de controle de atitude para naves a vela.

### 3 MODELOS DE PRESSÃO DE RADIAÇÃO SOLAR

Neste capítulo são descritos os modelos de pressão de radiação solar com a finalidade de análise e projeto de controle de atitude de espaçonaves à vela. Estes modelos não

incluem os efeitos de rugas e vínculos do filme da vela, deformação térmica e vibração estrutural. Ao longo deste capítulo as velas solares são consideradas rígidas (embora sejam, de fato, grandes estruturas membranosas flexíveis), uma vez que o controle da atitude e o direcionamento do vetor de empuxo devem ser executados muito lentamente para não excitar os modos estruturais de vibração.

As forças de pressão de radiação solar (PRS) são causadas por fótons que colidem com uma superfície no espaço. Se uma fração  $\rho_a$  dos fótons que colidem é absorvida, uma fração  $\rho_s$  é refletida especularmente e uma fração  $\rho_d$  é refletida difusamente por uma superfície, então, tem-se

$$\rho_a + \rho_s + \rho_d = 1. \quad (3.1)$$

A força de pressão de radiação solar atuando sobre tal superfície plana, Lambertiana, localizada a 1 unidade astronômica (UA) do Sol é dada por (WIE, 2008)

$$\begin{aligned} \vec{F} &= PA \left[ \rho_a (\vec{S} \cdot \vec{n}) \vec{S} + 2\rho_s (\vec{S} \cdot \vec{n})^2 \vec{n} + \rho_d (\vec{S} \cdot \vec{n}) \left( \vec{S} + \frac{2}{3} \vec{n} \right) \right] \\ &= PA (\vec{S} \cdot \vec{n}) \left\{ (\rho_a + \rho_d) \vec{S} + \left[ 2\rho_s (\vec{S} \cdot \vec{n}) + \frac{2}{3} \rho_d \right] \vec{n} \right\} \\ &= PA (\vec{S} \cdot \vec{n}) \left\{ (1 - \rho_s) \vec{S} + \left[ 2\rho_s (\vec{S} \cdot \vec{n}) + \frac{2}{3} \rho_d \right] \vec{n} \right\}, \end{aligned} \quad (3.2)$$

em que  $P = 4,563 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$  é a constante de pressão de radiação solar nominal a 1 UA do Sol,  $A$  é a área da superfície,  $\vec{n}$  é o vetor unitário normal à superfície e  $\vec{S}$  é o vetor unitário que aponta do Sol para a superfície, como mostra a Figura 3.1. A pressão de radiação solar varia inversamente com o quadrado da distância do Sol.



$$\begin{aligned}
&= PA \cos \alpha \left\{ (1 - \rho_s + 2\rho_s \cos^2 \alpha) \vec{S} + 2\rho_s \cos \alpha \sin \alpha \vec{S}_\perp \right\} \\
&= PA \cos \alpha \left\{ (1 + \rho_s \cos 2\alpha) \vec{S} + \rho_s \sin 2\alpha \vec{S}_\perp \right\} \\
&= F_s \vec{S} + F_\perp \vec{S}_\perp,
\end{aligned} \tag{3.5}$$

em que  $\vec{S}_\perp$  é um vetor unitário perpendicular a  $\vec{S}$  e está no mesmo plano que  $\vec{S}$  e  $\vec{n}$ .

Para velas em órbitas centradas no Sol, os componentes ao longo da linha do Sol e perpendicular à linha de Sol são denominados de "arrasto" e "sustentação", respectivamente. O componente transversal  $F_\perp$  fornece um controle efetivo de empuxo para manobra orbital de naves à vela em órbitas centradas no Sol. Por exemplo, o ângulo solar que maximiza o componente transversal pode ser encontrado por

$$\frac{d}{d\alpha} F_\perp = 0 \Rightarrow \frac{d}{d\alpha} \cos^2 \alpha \sin \alpha = 0, \tag{3.6}$$

que fornece  $\alpha = \tan^{-1}(1/\sqrt{2}) = 35,26^\circ$ . Este ângulo solar ótimo de  $35,26^\circ$ , que maximiza o componente transversal é frequentemente escolhido como a orientação de arfagem desejada para uma nave à vela interplanetária numa órbita centrada no Sol.

Os componentes normal e transversal da força PRS agindo sobre uma superfície plana de vela, considerando propriedades óticas e térmicas da vela mais detalhadamente, são também descritos por (Apêndice A de WRIGHT, 1992; McINNES, 1999)

$$\frac{F_n}{PA} = (1 + rs) \cos^2 \alpha + B_f r (1 - s) \cos \alpha + \frac{e_f B_f - e_b B_b}{e_f + e_b} (1 - r) \cos \alpha, \tag{3.7}$$

$$\frac{F_t}{PA} = (1 - rs) \cos \alpha \sin \alpha, \tag{3.8}$$

$$F = \sqrt{F_n^2 + F_t^2}, \tag{3.9}$$

$$\tan \beta = \frac{F_t}{F_n}, \tag{3.10}$$

em que  $B_f, B_b$  são coeficientes não-Lambertianos para as superfícies frontal e traseira, respectivamente;  $e_f, e_b$  são coeficientes de emissão para as superfícies frontal e traseira, respectivamente;  $r$  é a refletividade da superfície frontal;  $s$  é o coeficiente de reflexão especular e  $\beta$  é o ângulo do vetor força PRS em relação à normal a superfície.

Para uma nave à vela quadrada semelhante à ilustrada na Figura 1.1, que tem as seguintes propriedades óticas (Apêndice A de WRIGHT, 1992)

$$B_f = 0.79; \quad B_b = 0.55$$

$$e_f = 0.05; \quad e_b = 0.55$$

$$r = 0.88; \quad s = 0.94,$$

os componentes normal e transversal da resultante da força PRS são

$$\begin{aligned} \frac{F_n}{PA} &= 1,8272 \cos^2 \alpha + 0,0417 \cos \alpha - 0,0526 \cos \alpha \\ &= 1,8272 \cos^2 \alpha + 0,0109 \cos \alpha \end{aligned} \quad (3.11a)$$

$$\frac{F_t}{PA} = 0.1728 \cos \alpha \sin \alpha. \quad (3.11b)$$

Na prática, a distribuição da pressão não é uniforme em toda a superfície de uma vela devido à curvatura (inchaço). É necessária uma integração numérica das equações  $F_n$  e  $F_t$  em toda a superfície curva da vela para determinar a distribuição da pressão resultante. Isto requer um processo iterativo, pois a distribuição da pressão é uma função da forma da vela, e, vice-versa, a forma é uma função da distribuição de pressão. Para uma nave à vela mostrada na Figura 1.1, tal processo iterativo foi usado pelo JPL para encontrar um modelo parametrizado da seguinte forma (Apêndice B de WRIGHT, 1992)

$$F = \eta PA(0,349 + 0,662 \cos 2\gamma - 0,011 \cos 4\gamma), \quad (3.12)$$

em que  $\eta = 1,816$  e  $\gamma = \alpha - \beta$ .

A força PRS agindo sobre uma superfície de vela com uma área  $A$  é também muitas vezes aproximada por

$$F \approx \eta PA \cos^2 \alpha, \quad (3.13)$$

em que  $\eta$  é denominado de coeficiente de empuxo total da vela, normalmente em torno de 1,8 para uma espaçonave à vela real, com rugas e inchaço de velas, com um valor máximo ideal de  $\eta_{\max} = 2$ .

## 4 ESTABILIZAÇÃO ATRAVÉS DO GIRO DE UMA NAVE PROPULSADA À VELA

Uma solução simples para o problema da manutenção de uma orientação desejada de uma espaçonave à vela na presença de um deslocamento CM/CP, ou seja, no caso do CM não coincidir com o CP, é girar a nave. Um desalinhamento do vetor empuxo com o centro de massa fará com que o satélite tombe na ausência de movimento giratório ou de controle ativo em três eixos. No entanto, a nave girando possui rigidez giroscópica às perturbações externas, e o movimento, sob a influência das perturbações externas, é caracterizado pela precessão e nutação do eixo de giro. A orientação de uma espaçonave à vela giratória pode ser alterada, por precessão da nave usando propulsores. Inclinando e/ou transladando os painéis de vela também pode fornecer um controle de torque de precessão eficaz para uma espaçonave à vela giratória com um grande momento angular.

Por exemplo, uma abordagem de estabilização por giro foi escolhida para uma vela quadrada de  $76 \times 76$  m do NMP ST5 Geostorm missão de aviso (WEST; DERBES, 2000). Para essa grande espaçonave, com momentos de inércia (44.000; 22.000; 24.000)  $\text{kgm}^2$ , foi considerado pela equipe de estudo da vela Geostorm um deslocamento CM/CP incerto de aproximadamente 1m e foi, então, escolhido uma velocidade de rotação de  $0,45^\circ/\text{s}$  para manter o vetor momento angular dentro de  $1^\circ$  da linha do Sol.

Neste capítulo aplica-se uma abordagem analítica frequentemente utilizada na análise dinâmica de um corpo em rotação com desalinhamento do vetor de empuxo, para uma vela solar giratória com um deslocamento CM/CP.

### 4.1 Espaçonave propulsada à Vela Girando com deslocamento CM/CP

Considere uma espaçonave à vela possuindo um referencial  $B$  fixo no corpo com vetores de base  $\{\vec{b}_1, \vec{b}_2, \vec{b}_3\}$ , com origem no centro de massa. O referencial  $B$  coincide com os eixos principais. Considera-se que o primeiro eixo é o eixo de rolamento (*roll*) perpendicular à superfície da vela e o segundo e terceiro eixos são os eixos de

arfagem/guinada (transversais). Na posição nominal, o vetor força de pressão solar está alinhado com  $\vec{b}_1$ , passando pelo centro de pressão da nave.

As equações de Euler do movimento de rotação de uma nave rígida são dadas simplesmente por

$$J_1 \dot{\omega}_1 - (J_2 - J_3) \omega_2 \omega_3 = T_1, \quad (4.1a)$$

$$J_1 \dot{\omega}_2 - (J_3 - J_1) \omega_3 \omega_1 = T_2, \quad (4.1b)$$

$$J_1 \dot{\omega}_3 - (J_1 - J_2) \omega_1 \omega_2 = T_3, \quad (4.1c)$$

em que  $\omega_i \equiv \vec{b}_i \cdot \vec{\omega}$  são os componentes da velocidade angular da espaçonave à vela nos eixos do corpo e  $T_i$  são os componentes do vetor torque externo ao longo dos eixos do corpo.

Para uma vela quadrada (ou circularmente simétrica) com  $J_2 = J_3 = J$ , as equações de rotação do movimento tornam-se

$$J_1 \dot{\omega}_1 = 0, \quad (4.2a)$$

$$J \dot{\omega}_2 - (J - J_1) \omega_3 \omega_1 = T_2, \quad (4.2b)$$

$$J \dot{\omega}_3 - (J_1 - J) \omega_1 \omega_2 = T_3, \quad (4.2c)$$

em que  $T_2$  e  $T_3$  são os componentes do vetor torque devido a PRS causados por um deslocamento CM/CP. O torque “moinho de vento” em torno do eixo de rolamento (*roll*) é ignorado aqui, isto é, presume-se que  $T_1 \approx 0$ .

De (4.2a), tem-se

$$\omega_1 = \text{constante} = \Omega, \quad (4.3)$$

em que a constante  $\Omega$  é chamada de velocidade de rotação da nave em torno eixo de rolamento  $\vec{b}_1$ . Para simplificar, supõe-se que os eixos transversais de arfagem/guinada são escolhidos de tal modo que  $T_2 = 0$  e  $T_3 = \epsilon F$ , em que  $\epsilon$  é uma distância de deslocamento CM/CP e  $F$  é a força de pressão de radiação solar. Considera-se ainda que a força de pressão solar é quase constante, independentemente do movimento cônico do eixo de rolamento, embora seja uma função da orientação do eixo de giro em relação ao Sol.

Então (4.2b) e (4.2c) tornam-se

$$\dot{\omega}_2 = -\lambda\omega_3, \quad (4.4a)$$

$$\dot{\omega}_3 = \lambda\omega_2 + a, \quad (4.4b)$$

em que  $\lambda = \Omega(J_1 - J)/J$  e  $a \equiv \epsilon F/J$  denota a perturbação da aceleração resultante de um deslocamento CM/CP. Observe que  $a$  é considerada como sendo uma constante.

Para descrever o movimento de rotação do satélite giratório como visto de um referencial inercial, considera-se a seguinte sequência rotacional: rolamento  $\leftarrow$  arfagem  $\leftarrow$  guinada:  $C_1(\theta_1) \leftarrow C_2(\theta_2) \leftarrow C_3(\theta_3)$ . Para esta sequência rotacional, têm-se as seguintes equações diferenciais cinemáticas

$$\dot{\theta}_1 = \omega_1 + (\omega_2 \sin \theta_1 + \omega_3 \cos \theta_1) \tan \theta_2, \quad (4.5a)$$

$$\dot{\theta}_2 = \omega_2 \cos \theta_1 - \omega_3 \sin \theta_1, \quad (4.5b)$$

$$\dot{\theta}_3 = \frac{\omega_2 \sin \theta_1 + \omega_3 \cos \theta_1}{\cos \theta_2}. \quad (4.5c)$$

Para  $\theta_2$  pequeno, (4.5) tornam-se

$$\dot{\theta}_1 = \omega_1 + \dot{\theta}_3 \theta_2, \quad (4.6a)$$

$$\dot{\theta}_2 = \omega_2 \cos \theta_1 - \omega_3 \sin \theta_1, \quad (4.6b)$$

$$\dot{\theta}_3 = \omega_2 \sin \theta_1 + \omega_3 \cos \theta_1. \quad (4.6c)$$

Considerando  $\theta_2 \dot{\theta}_3 \ll \omega_1$ , nós podemos aproximar mais  $\theta_1$  como

$$\dot{\theta}_1 \approx \omega_1 = \Omega = \text{constante} \quad (4.7)$$

e  $\theta_1 \approx \Omega t$ .

Finalmente, obtém-se um conjunto de equações linearizadas do movimento como sendo

$$\dot{\omega}_2 = -\lambda\omega_3, \quad (4.8a)$$

$$\dot{\omega}_3 = \lambda\omega_2 + a, \quad (4.8b)$$

$$\dot{\theta}_2 = \omega_2 \cos \Omega t - \omega_3 \sin \Omega t, \quad (4.8c)$$

$$\dot{\theta}_3 = \omega_2 \sin \Omega t + \omega_3 \cos \Omega t. \quad (4.8d)$$

As soluções de (4.8a) e (4.8b) para uma perturbação de aceleração constante  $a$  é dada por

$$\omega_2(t) = \omega_2(0) \sin \lambda t - \omega_3(0) \cos \lambda t - \frac{a}{\lambda} (1 - \cos \lambda t),$$

$$\omega_3(t) = -\omega_2(0) \cos \lambda t - \omega_3(0) \sin \lambda t + \frac{a}{\lambda} \sin \lambda t.$$

Para o caso de  $\omega_2(0) = \omega_3(0) = 0$ , (4.8c) e (4.8d) tornam-se

$$\dot{\theta}_2 = \frac{a}{\lambda} \left\{ \cos \frac{J_1}{J} \Omega t - \cos \Omega t \right\}, \quad (4.9a)$$

$$\dot{\theta}_3 = \frac{a}{\lambda} \left\{ \sin \frac{J_1}{J} \Omega t - \sin \Omega t \right\}. \quad (4.9b)$$

Integrando estas equações em função do tempo para as condições iniciais  $\theta_2(0) = \theta_3(0) = 0$ , obtém-se

$$\theta_2 = A_p \sin \omega_p t - A_n \sin \omega_n t, \quad (4.10a)$$

$$\theta_3 = A_p (1 - \cos \omega_p t) - A_n (1 - \cos \omega_n t), \quad (4.10b)$$

em que

$$A_p \equiv \frac{a}{\lambda \Omega} \frac{J}{J_1} \equiv \text{amplitude de precessão},$$

$$A_n \equiv \frac{a}{\lambda \Omega} \equiv \text{amplitude de nutação},$$

$$\omega_p \equiv \frac{J_1}{J} \Omega \equiv \text{frequência de precessão},$$

$$\omega_n \equiv \Omega \equiv \text{frequência de nutação}.$$

Estas equações podem ser usadas para análise dinâmica preliminar e/ou compensações para a concepção de um giro estabilizado de vela solar.

## 5 CONCLUSÃO

O trabalho apresentou uma introdução sobre modelagem dinâmica e problemas de controle de naves espaciais propulsadas por velas solares. Foi apresentada uma introdução sobre o assunto, abordaram-se as questões relacionadas com o controle de atitude de naves propulsadas por velas solares, os modelos de pressão de radiação solar e uma solução simples para o problema da manutenção de uma orientação desejada de uma espaçonave à vela. Para trabalhos futuros serão descritas missões planejadas para um futuro próximo, assim como dos requisitos do controle de atitude para estas missões; descrição da colocação da nave numa órbita circular síncrona com o Sol, da abertura das velas e da reorientação da nave; formulação do modelo dinâmico; determinação da dinâmica da vela na órbita e o projeto preliminar do sistema de controle, que envolve a movimentação de massas que agem como lastros.

## 6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ACORD, J. D.; NICKLAS, J. C. Theoretical and Practical Aspects of Solar Pressure Attitude Control for Interplanetary Spacecraft. **Guidance and Control II**, Progress in Astronautics and Aeronautics, New York: Academic Press, v. 13, p. 73–101, 1964.
- ANGRILLI, F.; BORTOLAMI, S. Attitude and Orbital Modelling of Solar-Sail Spacecraft. **European Space Agency Journal**, v. 14, n. 4, p. 431–446, 1990.
- AZOR, R. **Solar Attitude Control Including Active Nutation Damping in a Fixed Momentum Wheel Satellite**. Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Washington, D.C.: AIAA, 1992. p. 226–235.
- BRYSON, A. E. Jr. **Control of Spacecraft and Aircraft**, Princeton, NJ: Princeton Univ. Press, 1994. 378p.
- BURNS, R.; GABOR, M.; MCLAUGHLIN, C.; LUU, K.; SABOL, C. **Solar Radiation Pressure Effects on Formation Flying of Satellites with Different Area-to-Mass Ratios**. AIAA Paper 2000-4132, Aug. 2000.
- COHEN, D.; GLOYER, P.; ROGAN, J. Preliminary Design of a High Performance Solar Sailing Mission. In: 16TH ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, SSC02-II-5, Aug. 2002.
- FRIEDMAN, L. **Star Sailing: Solar Sails and Interstellar Travel**. New York: Wiley, 1988. 146p.
- GARBE, G.; MONTGOMERY, E. **An Overview of NASA's Solar-Sail Propulsion Project**. AIAA Paper 2003-4662, July 2003.
- GARWIN, R. L. Solar Sailing—A Practical Method of Propulsion Within the Solar System. **Jet Propulsion**, v. 28, n. 3, p. 188–190, Mar. 1958.
- JOSHI, V. K.; KUMAR, K. New Solar Attitude Control Approach for Satellites in Elliptic Orbits. **Journal of Guidance and Control**, v. 3, n. 1, p. 42–47, 1980.
- KAPLAN, M. **Modern Spacecraft Dynamics and Control**, New York: Wiley, 1976. 415p.
- LICHODZIEJEWSKI, D.; DERBES, B.; SLADE, K.; MANN, T. **Vacuum Deployment and Testing of a 4-Quadrant Scalable Inflatable Rigidizable Solar-Sail System**. AIAA Paper 2005-3927, July 2005.
- LIEVRE, J. **Solar Sailing Attitude Control of Large Geostationary Satellite**. Pergamon, Oxford, England, U.K.: IFAC Automatic Control in Space, 1985. p. 29–33.
- MCINNES, C. R. **Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications**. Chichester, England, U.K.: Springer-Verlag. 1999. 296p.
- MODI, V. J.; KUMAR, K. Attitude Control of Satellites Using the Solar Radiation Pressure. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 9, n. 9, p. 711–713, 1972.
- MURPHY, D. M.; MCEACHEN, M. E.; MACY, B. D.; GASPAR, J. L. **Demonstration of a 20-m Solar-Sail System**. AIAA Paper 2005-2126, Apr. 2005.

- PRICE, H., et al. **Design for a Solar-Sail Demonstration Mission**. Space Technology and Applications International Forum (STAIF 2000), Feb. 2001.
- RENNER, U. Attitude Control by Solar Sailing: A Promising Experiment with OTS-2. **European Space Agency Journal**, v. 3, n. 1, p. 35–40, 1979.
- SIDI, M. J. **Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach**. Cambridge, England, U.K.: Cambridge Univ. Press, 1997. p. 191–192.
- SOHN, R. L. Attitude Stabilization by Means of Solar Radiation Pressure. **ARS Journal**, v. 29, p. 371–373, May 1959.
- STUCK, B.W. Solar Pressure Three-Axis Attitude Control. **Journal of Guidance and Control**, v. 3, n. 2, p. 132–139, 1980.
- Van der Ha, J. C.; Lappas, V. Long-Term Attitude Drift of Spinning Spacecraft Under Solar Radiation Torques. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 30, n. 5, p. 1470–1479, 2007.
- WEST, J. L.; DERBES, B. **Solar-Sail Vehicle System Design for the Geostorm Warning Mission**. AIAA Paper 2000-5326, Sept. 2000.
- WIE, B. **Space Vehicle Dynamics and Control**, Washington, DC: AIAA Education Series, AIAA, 1998. 661p.
- \_\_\_\_\_. Solar-Sail Attitude Control and Dynamics: Parts 1 and 2. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 27, n. 4, p. 526–544, 2004.
- \_\_\_\_\_. **Space Vehicle Dynamics and Control**. 2. ed. Ames, Iowa: AIAA Education Series, AIAA, 2008. 934p.
- WIE, B.; ROITHMAYR, C. Attitude and Orbit Control of a Very Large Geostationary Solar Power Satellite. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 28, n. 3, p. 439–451, 2005.
- WRIGHT, J. L. **Space Sailing**. New York: Gordon and Breach, 1992. 258p.