



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS



ESTUDOS SOBRE A DINÂMICA E CONTROLE DE ESPAÇONAVES PROPULSADAS POR VELAS SOLARES, APLICADO AO PROBLEMA DE DESVIO DE ROTA DE COLISÃO DE ASTERÓIDES COM A TERRA

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

Leonardo de Faria Antunes (FATESF, Bolsista PIBIC/CNPq)

E-mail: leonardofariaantunes@hotmail.com

Mário César Ricci (DMC/ETE/INPE, Orientador)

E-mail: mariocesaricci@uol.com.br

Julho de 2017

Antunes, L. F.

Estudo sobre dinâmica e controle de espaçonaves propulsadas por velas solares, aplicado ao problema de desvio de rota de colisão de asteróides com a terra / Antunes, L. F.- São José dos Campos: INPE, 2016.

130p.

1. Colisão. 2. Asteróide. 3. Cometa. 4. Controle. 5. Dinâmica.

AGRADECIMENTOS

Ao orientador, Dr. Mário César Ricci, pela atenção, dedicação, orientação, apoio e pelas inúmeras revisões feitas neste trabalho, que 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 INPE.

E, finalmente, a minha família e amigos por fazerem parte da minha vida.

ESTUDOS SOBRE A DINÂMICA E CONTROLE DE ESPAÇONAVES PROPULSADAS POR VELAS SOLARES, APLICADO AO PROBLEMA DE DESVIO DE ROTA DE COLISÃO DE ASTERÓIDES COM A TERRA

RESUMO

O objetivo deste trabalho – o qual tem prazo para finalização é julho de 2017 – é apresentar a modelagem dinâmica de projeto para sistemas de controle para alterar a órbita de objetos em rota de colisão com a Terra. Alguns métodos serão considerados, entre eles a utilização de velas solares para propulsão de naves que atuarão no desvio dos objetos em colisão ou *Near Earth Objects* (NEOs), assim como impactadores cinéticos e outras opções. A utilização de velas solares para viagens interplanetárias é uma opção bastante interessante pelo fato da propulsão não utilizar propelentes químicos. O propelente é a pressão de radiação solar que, ao ser refletida sobre a superfície da vela, gera empuxo, fazendo a nave acelerar e ganhar velocidade com o passar do tempo. Embora seja menor se comparada com a força de empuxo gerada por foguetes convencionais, à propelentes químicos ou iônicos, é inextinguível. Isso implica em aceleração a todo instante, com velocidades crescentes. O trabalho descreve conceitos abordados na literatura, tais como o “rebocador à gravidade”, que utiliza a força gravitacional mútua entre uma nave propulsada à vela, a qual pode pairar sobre um asteroide alvo, agindo como um cabo de reboque; ou utilizar uma órbita não Kepleriana ao invés de uma órbita estática, para economizar combustível. Pretende-se que tal sonda intercepte a órbita do asteroide alvo e “ancore” neste objeto. Com o passar do tempo a órbita do NEO se modifica por tal ação. Essa nave deverá ficar numa altitude de algumas centenas de metros e o eixo que passa pelos centros de massa da nave e asteroide deverá ter uma inclinação de aproximadamente 55° em relação à direção da velocidade do asteroide, para produzir a força necessária para rebocá-lo. Pretende-se para os trabalhos futuros descrever as opções de desvio não nucleares que utilizam impactadores cinéticos, rebocadores de gravidade e velas solares de uma maneira mais aprofundada, enfatizando os aspectos da modelagem dinâmica e controle.

Palavras-chave: Colisão. Asteroide. Cometa. Controle. Dinâmica.

STUDIES ON THE DYNAMICS AND CONTROL FOR SOLAR SAIL SPACECRAFT, APPLIED TO DEVIATION COLLISION ROUTE OF NEAR EARTH ASTEROIDS

ABSTRACT

The ultimate goal of this work - which has a term for completion in July 2017 - is to apply the classical control theory in the design of a satellite attitude control system propelled by solar sails. The aim of this work present the design procedures for a control system necessary to change the orbits of objects on a collision course with Earth. The use of solar sails for space travel is an interesting option because they do not require a large amount of propellant to move around in space. This happens because the solar sail does not use the propellant traditional way power source as its main propellant is sunlight provided from the sun. This radiation force while being reflected on the surface of the sail generates a time, making snow accelerate and gain speed over time. Although this force is smaller compared to a conventional rocket using chemical propellants to gain acceleration, this force is constant and is provided by the sun itself, unlike the rocket that depends entirely on the fuel that lasts a short time losing speed faster than see her. To accomplish this mission to divert orbit collision course objects to the Earth, we use the concept of gravity tractor, which uses the mutual gravitational force between a spacecraft propelled by solar sail hovering at a target asteroid as a towline using a non-Keplerian orbit instead of a static orbit to save fuel. This will probe go intercept the orbit of the target asteroid and will "anchor" in this object. When entering a nearby orbit, the object that ship will slightly attract the object over time will have their orbits modified by such action. This spacecraft should hover at an altitude of hundreds of meters and the axis passing through the centers of mass of the spacecraft and asteroid should have a slope of approximately 55° to the direction of the velocity of the asteroid to produce the necessary force to tow it. It is intended for future work to describe the non-nuclear deflections options using kinetic impactors, gravity tractors and solar sails of a greater depth, emphasizing the aspects of dynamic modeling and control.

Keywords: Collision. Asteroid. Comet. Control. Dynamics.

Sumário

1 INTRODUÇÃO	1
2. Modelos de Pressão de Radiação Solar.....	4
3. Detecção de NEO, Caracterização e questões de desvios.....	8
4. Tecnologias de Deflexão de NEAs	10
5. Deflexão de asteróide usando Rebocador de gravidade.....	18
6. Asteróide 99942 Apophis.....	20
7. Conceito do Rebocador de Gravidade.....	23
8. REBOCADOR GRAVITACIONAL À VELA SOLAR	26
8.1 OPÇÕES DE REBOCADOR DE GRAVIDADE À VELA SOLAR.....	26
9 MODELAGEM DINÂMICA E CONTROLE DE PAIRAGEM.....	30
10 ESTIMATIVA DO TORQUE DE GRAVIDADE	35
11 DINAMICA DE DEFLEXÃO DE ASTEROIDES	36
12 CONCLUSÃO	41
13 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	42

1 INTRODUÇÃO

Vários problemas terão que ser enfrentados para realizar viagens espaciais a longas distâncias, para o sistema solar exterior ou mesmo missões para o interior galáctico. Um deles com toda a certeza é a questão da escolha do combustível para realizar tal empreendimento. Os métodos atuais mais conhecidos utilizam como combustível energia química ou propulsores iônicos, os quais utilizam feixes de luz à base de energia elétrica. Esses métodos apresentam desvantagens no que diz respeito à utilização para longas viagens interplanetárias e galácticas, pelo fato da quantidade de combustível necessária ser absurdamente grande, em comparação com a quantidade necessária para missões de curto prazo. Outra desvantagem associada a estes tipos de combustíveis é a massa do veículo. Uma vez que a maior parte do veículo deve ser ocupada por propelentes e havendo a necessidade de uma quantidade considerável, a massa do veículo resulta num parâmetro que torna a missão quase que inviável.

Uma alternativa para resolver este problema seria a utilização de um novo tipo de energia que possibilitaria uma viagem espacial com menor custo em comparação com os modelos atuais, no caso, propelentes químicos e/ou iônicos. Há várias tecnologias sendo gestadas para curto e longo prazo. Uma fonte de energia que poderia ser usada é o Sol, mais precisamente a pressão de radiação solar (PRS). Utilizando a PRS, as desvantagens mencionadas no parágrafo anterior seriam eliminadas e atender-se-ia a outro requisito importante, que é o custo de projeto, pois a quantidade de energia embarcada no veículo seria menor, conseqüentemente aumentando a área de carga útil e instrumentação, possibilitando a realização de mais tarefas exploratórias.

Para utilizar a energia solar como força propulsora é necessário um equipamento que consiga captar tal energia de maneira eficaz. Esse equipamento é a vela solar. Velas solares são grandes refletores que refletem os fótons de luz solar para gerar empuxo às espaçonaves na qual estão acopladas. A desvantagem na utilização de velas solares seria a dificuldade de elaborar um sistema de controle capaz de realizar manobras para manter o controle de atitude, já que tal objeto possui grandes dimensões é flexível e com grandes momentos de inércia. Resolvendo este inconveniente, as missões interplanetárias utilizando velas solares mostram um caminho promissor.

Um exemplo de missão interplanetária que poderia utilizar velas solares é uma para mitigar o risco de objetos em rota de colisão com a Terra, utilizando a força gravitacional mútua entre este objeto e a nave propulsada por velas solares, que é o foco deste trabalho de iniciação científica. Na realidade, pretende-se com esse trabalho descrever vários tipos de modos de interceptar/desviar objetos em rota de colisão, a menos das opções que envolvam explosões nucleares. Dá-se certa ênfase a descrição do modo que envolve propulsão à vela, pelo fato do custo do projeto ser menor e o conceito de velas solares ser um tema que vem ganhando espaço em pesquisas visando viagens espaciais, além de atender de maneira eficaz o problema proposto.

Portanto, neste trabalho são estudadas aplicações de missões de velas solares em um problema astrodinâmico complexo: o de mudar a trajetória de objetos próximos da Terra (NEOs, do inglês *Near Earth Objects*) para mitigar a ameaça de impacto com a Terra. Este trabalho pretende introduzir brevemente um problema astrodinâmico tecnicamente desafiador, que é o de desvio de NEOs e também pretende descrever as opções de desvio não nucleares que utilizam impactadores cinéticos, rebocadores de gravidade e velas solares. Os aspectos da modelagem dinâmica e controle são enfatizados ao longo do trabalho, o qual é um apanhado e descrição das referências que tratam dos assuntos abordados e se apoia basicamente nos trabalhos de Bong Wie e colaboradores (DACHWALD et. al., 2006; MURPHY; WIE, 2004; WIE et al., 2004; WIE et al., 2005; WIE, 2005; WIE, 2007; WIE, 2008).

Um dos temas abordados no trabalho é a proposta de alterar a órbita de possíveis meteoros em rota de colisão com a Terra utilizando o método de “rebocador de gravidade”. Este método consiste em utilizar a força gravitacional mútua entre o asteroide alvo e a nave espacial, uma pequena força que altera a trajetória original do objeto. Para alcançar tal objetivo a nave deve interceptar a órbita do asteroide, ser capturado gravitacionalmente por este, de maneira que fique pairando numa altitude de dezenas de metros. O eixo que passa pelos centros de massa da nave e asteroide deverá ter uma inclinação de 55° em relação à direção da velocidade do asteroide, para produzir a força necessária para rebocá-lo. Se o objeto em rota de colisão for descoberto com um tempo de antecedência suficientemente grande – de 10 a 20 anos – uma

alternativa viável seria a utilização de uma nave propulsada à vela solar, que seria colocada numa órbita de interceptação com o asteroide. A nave teria que viajar grande distancia e a quantidade combustível necessário seria enorme para realizar tal missão com naves com sistemas propulsivos a base de propelentes químicos e/ou iônicos

Com relação ao conteúdo do trabalho, o Capítulo 1 apresenta uma introdução sobre o assunto. A força perturbadora na dinâmica das naves propulsadas à vela é a força de pressão de radiação solar (PRS). O Capítulo 2 aborda os modelos de pressão de radiação solar encontrados na literatura (WIE, 2008). O Capítulo 3 apresenta um texto que se tornou lei, aprovada pelo Congresso dos EUA em 22 de dezembro de 2005, retratando a preocupação do governo norte americano com a eminente ameaça de sermos atingidos por asteróides e cometas. O Capítulo 4 aborda as tecnologias para desvio de objetos em rota de colisão com a Terra. O Capítulo 5 descreve a deflexão de asteróides usando o princípio do rebocador de gravidade. O Capítulo 6 descreve os parâmetros orbitais e órbitas ameaçadoras que um asteróide pode assumir levando risco para a humanidade. O asteróide Apophis é tomado como exemplo de asteróide alvo, para ilustrar o conceito de deflexão de asteróides utilizando a força mútua gravitacional entre uma nave espacial e um asteróide alvo, como se fosse um cabo de reboque. O Capítulo 7 mostra um exemplo ilustrativo de uma sonda de 1000 kg que serve para rebocar o asteróide Apophis. O Capítulo 8 descreve um desenvolvimento preliminar conceitual de tal rebocador de gravidade à vela solar para deflexão de asteroides e também as arquiteturas de sistemas de deflexão de NEAs (asteróides próximos da Terra). No Capítulo 9 estão as conclusões do trabalho e no Capítulo 10 as referências bibliográficas.

2. 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 ρ_a dos fótons que colidem é absorvida, uma fração ρ_s é refletida especularmente e uma fração ρ_d é refletida difusamente por uma superfície, então, tem-se

$$\rho_a + \rho_s + \rho_d = 1. \quad (2.1)$$

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)

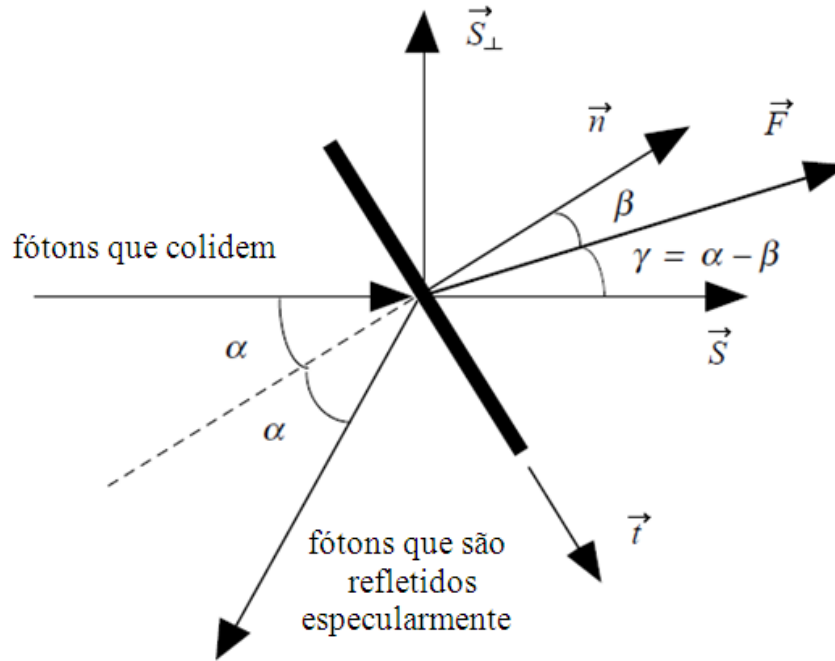
$$\begin{aligned} \vec{F} &= PA \left[\rho_a (\vec{S} \cdot \vec{n}) \vec{S} + 2\rho_s (\vec{S} \cdot \vec{n})^2 \vec{n} + \rho_d (\vec{S} \cdot \vec{n}) \left(\vec{S} + \frac{2}{3} \vec{n} \right) \right] \\ &= PA (\vec{S} \cdot \vec{n}) \left\{ (\rho_a + \rho_d) \vec{S} + \left[2\rho_s (\vec{S} \cdot \vec{n}) + \frac{2}{3} \rho_d \right] \vec{n} \right\} \\ &= PA (\vec{S} \cdot \vec{n}) \left\{ (1 - \rho_s) \vec{S} + \left[2\rho_s (\vec{S} \cdot \vec{n}) + \frac{2}{3} \rho_d \right] \vec{n} \right\}, \end{aligned} \quad (2.2)$$

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 2.1. A pressão de radiação solar varia inversamente com o quadrado da distância do Sol.

O vetor unitário que aponta do Sol para a superfície pode ser decomposto num vetor normal à superfície e outro tangencial, ou seja,

$$\vec{S} = \cos \alpha \vec{n} + \sin \alpha \vec{t}, \quad (2.3)$$

Figura 2.1 - Modelo de força de pressão de radiação solar (PRS) de uma superfície plana imperfeita.



Fonte: Adaptado de Wie (2008)

em que α é o *ângulo solar*, entre a normal à superfície e direção do Sol e \vec{t} é o vetor unitário transversal, como mostra a Figura 2.1.

A força de pressão de radiação solar também pode ser expressa por

$$\vec{F} = F_n \vec{n} + F_t \vec{t}, \quad (2.4)$$

em que

$$F_n = PA \left\{ (1 + \rho_s) \cos^2 \alpha + \frac{2}{3} \rho_d \cos \alpha \right\},$$

$$F_t = PA(1 - \rho_s) \cos \alpha \sin \alpha.$$

Para o caso em que $\rho_d \approx 0$ a força PRS pode ser expressa por

$$\begin{aligned} \vec{F} &= PA \cos \alpha \left\{ (1 - \rho_s) \vec{S} + 2\rho_s \cos \alpha \vec{n} \right\} \\ &= PA \cos \alpha \left\{ (1 - \rho_s) \vec{S} + 2\rho_s \cos \alpha (\cos \alpha \vec{S} + \sin \alpha \vec{S}_\perp) \right\} \\ &= PA \cos \alpha \left\{ (1 - \rho_s + 2\rho_s \cos^2 \alpha) \vec{S} + 2\rho_s \cos \alpha \sin \alpha \vec{S}_\perp \right\} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&= PA \cos \alpha \left\{ (1 + \rho_s \cos 2\alpha) \vec{S} + \rho_s \sin 2\alpha \vec{S}_\perp \right\} \\
&= F_s \vec{S} + F_\perp \vec{S}_\perp,
\end{aligned} \tag{2.5}$$

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

$$\frac{d}{d\alpha} F_\perp = 0 \Rightarrow \frac{d}{d\alpha} \cos^2 \alpha \sin \alpha = 0, \tag{2.6}$$

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)

$$\frac{F_n}{PA} = (1 + rs) \cos^2 \alpha + B_f r (1 - s) \cos \alpha + \frac{e_f B_f - e_b B_b}{e_f + e_b} (1 - r) \cos \alpha, \tag{2.7}$$

$$\frac{F_t}{PA} = (1 - rs) \cos \alpha \sin \alpha, \tag{2.8}$$

$$F = \sqrt{F_n^2 + F_t^2}, \tag{2.9}$$

$$\tan \beta = \frac{F_t}{F_n}, \tag{2.10}$$

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 β 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

$$\begin{aligned} \frac{F_n}{PA} &= 1,8272 \cos^2 \alpha + 0,0417 \cos \alpha - 0,0526 \cos \alpha \\ &= 1,8272 \cos^2 \alpha + 0,0109 \cos \alpha \end{aligned} \quad (2.11a)$$

$$\frac{F_t}{PA} = 0.1728 \cos \alpha \sin \alpha. \quad (2.11b)$$

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)

$$F = \eta PA(0,349 + 0,662 \cos 2\gamma - 0,011 \cos 4\gamma), \quad (2.12)$$

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

$$F \approx \eta PA \cos^2 \alpha, \quad (2.13)$$

em que η 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 $\eta_{\max} = 2$.

3. DETECÇÃO DE NEO, CARACTERIZAÇÃO E QUESTÕES DE DESVIOS

Para estabelecer um plano nacional para fornecer aviso adequado à mitigação de potencial perigo de NEO (*Near Earth Object*), o texto a seguir tornou-se lei (NASA, 2005), aprovada pelo Congresso dos EUA em 22 de dezembro de 2005, e posteriormente assinada pelo presidente:

“O congresso dos EUA declarou que o bem-estar geral e segurança dos Estados Unidos requerem que a competência ímpar da NASA seja direcionada para detectar, rastrear, catalogar e caracterizar asteróides e cometas próximos da Terra, para garantir um alerta e reduzir o risco potencial de tais objetos, que estão nas cercanias da Terra, vir a colidir com a Terra. O administrador da NASA deve planejar, desenvolver e implementar o programa de pesquisa de objetos próximos à Terra, para detectar, rastrear, catalogar e caracterizar as características físicas dos objetos próximos à Terra iguais ou superior a 140 metros de diâmetro, para avaliar a ameaça de tais objetos em relação à Terra. O objetivo da pesquisa deve alcançar 90% de conclusão do catálogo de objetos próximos à Terra (baseado nas populações estatisticamente previstas de objetos próximos da Terra) dentro de 15 anos após a data de promulgação desta Lei. O administrador da NASA transmitirá ao congresso, o mais tardar um ano após a data de promulgação desta Lei, um relatório inicial que fornece o seguinte: (A) Uma análise das possíveis alternativas que a NASA deve empregar para fazer o levantamento dos objetos, incluindo alternativas baseadas em Terra e no espaço, com descrições técnicas. (B) Uma opção recomendada e o orçamento proposto para realizar o programa de pesquisa de acordo com o opção recomendada. (C) Análise das possíveis alternativas que a NASA poderia

empregar para desviar um objeto em provável rota de colisão com a Terra.”

Em resposta a esta direção do Congresso, um workshop sobre detecção, caracterização e ameaça de mitigação de NEO foi realizada em Vail, Colorado, 26-29 de junho de 2006. O Objetivo deste seminário foi envolver peritos em NEO, comunidades científicas e técnicas para identificar o mais completo conjunto possível de alternativas para atender as diretrizes do Congresso nas três seguintes áreas: 1) Detecção, rastreamento e catalogação de NEOs; 2) Caracterização de NEOs; e 3) Desvios ou outras formas de mitigação de ameaças NEO.

Em março de 2007 Um relatório da NASA sobre NEOs, intitulado “Análise de Alternativas para Levantamentos e Desvio de Objetos Próximos à Terra” foi lançada ao público (dados disponíveis online no site https://www.nasa.gov/pdf/171331main_NEO_report_march07.pdf). O relatório descreveu uma série de possíveis opções públicas e de fontes privadas e depois analisaram as suas capacidades e nível de desempenho incluindo cronogramas de desenvolvimentos e riscos técnicos. O relatório avaliou uma variedade de questões relacionadas com o programa de pesquisa de asteróides, e também avaliou a série de abordagem que poderia ser usada para desviar um NEO potencialmente em uma rota de colisão com a Terra. O relatório resumido as principais conclusões da seguinte forma.

4. TECNOLOGIAS DE DEFLEXÃO DE NEAS

Os pré-requisitos para qualquer missão espacial que pretenda desviar NEAs (*Near Earth Asteroids*) são: detecção precoce, rastreamento preciso, cálculo de órbita confiável e preciso e caracterização das propriedades físicas dos NEAs. Não é garantida a descoberta precoce de NEAs, antes do impacto, usando sensores ópticos terrestres e a detecção/ rastreio de pequenos NEAs (1 km ou menos) é uma tarefa difícil, dado o baixo albedo e pequeno tamanho. Vários conceitos e abordagens para sistemas de detecção avançados, baseados no espaço e na Terra, estão sendo desenvolvidos para permitir um intervalo de tempo de alarme adequado (CHENG, 2002).

Entretanto, considerando que NEAs em rota de colisão possam ser detectados antes do impacto com um intervalo de tempo de antecedência de pelo menos 10 anos, o desafio torna-se eliminar a ameaça, seja por destruir o asteróide ou alterar a trajetória de modo que ele irá errar a Terra. Uma variedade de sistemas incluindo: detonação nuclear a uma distância do asteróide, condutores de massa, projéteis cinéticos, raio laser e deflexão de baixo empuxo via propulsão elétrica ou velas solares já foram amplamente investigados para resolver tal problema tecnicamente desafiador, o de deflexão de asteróides (AHRENS; HARRIS, 1994; HOLSAPPLE, 2005; GOLD, 1999; SCHWEICKART et al., 2003; ADAMS et al., 2004). A viabilidade de cada abordagem para desviar um perigoso objeto que está chegando depende do tamanho do objeto, da velocidade de rotação, da composição, do prazo de execução da missão e muitos outros fatores. Avalia-se que explosões nucleares (próximo ao objeto) são, por vezes, muito mais eficazes do que alternativas não nucleares, especialmente para asteróides maiores, com missão de curto prazo. Outras técnicas que envolvem a utilização de explosivos nucleares na superfície ou abaixo da superfície também são avaliadas como sendo mais eficientes, embora possam aumentar risco de fragmentar o asteróide alvo. O estudo NEAR Shoemaker do asteróide Mathilde (CHENG, 2002) e a missão japonesa Hayabusa para explorar o asteróide próximo à Terra, Itokawa, sugerem que muitos asteróides são essencialmente "pilhas de entulhos". Uma imagem do asteróide Itokawa, mostrado na Figura 4.1, revela uma superfície acidentada de poeira e detritos recolhidos. Em comparação, uma imagem do asteróide IDA, que é um corpo monolítico

sólido, é mostrada na Figura 4.2. Estudos computacionais mostram que uma detonação termonuclear dentro ou perto de um corpo de pilhas de entulho não seria efetiva, pois iria dispersar os fragmentos, que continuariam a seguir a mesma trajetória em direção à Terra (RICHARDSON et al., 2002).

Figura 4.1 - Imagem do asteróide próximo à Terra 25143 Itokawa feita pela nave espacial japonesa Hayabusa em 2005 [cortesia JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)].



Fonte: Wie (2008)

Outra opção seria uma variação da velocidade impulsiva do NEA, realizado em um único evento, ou em vários eventos durante um período prolongado. Aplicada corretamente, sem causar fragmentação de um grande asteróide em pedaços menores, o efeito de tal ΔV amplificar-se-ia ao longo de décadas (ou séculos), eliminando o risco de colisão com a Terra. Pode-se conseguir uma variação gradual impulsiva tirando proveito do efeito Yarkovsky, que atesta que num asteróide em rotação há um empuxo não radial, resultado da absorção de luz solar e reemissão subsequente de calor. Variando as características refletoras e térmicas de uma área de superfície de um asteróide, o empuxo pode ser criado na direção desejada. Infelizmente, as tecnologias necessárias para tal operação não estarão disponíveis facilmente num futuro próximo. Muitos dos esquemas de deflexão propostos anteriormente, utilizando tal ideia do

puxa/empurra de baixo empuxo, parecem ser impraticáveis. Estes incluem a fixação de grandes velas solares, direcionadores de massa ou sistemas de propulsão elétricos de alta eficiência para girar ou tombar o asteróide, plainar o asteróide para alterar o albedo para utilizar o efeito Yarkovsky e retirar pequenas quantidades de material da superfície do asteróide por ablação, fazendo colidir um feixe de laser com o asteróide. Alguns desses esquemas também podem exigir um número extremamente grande e pesado de veículos lançadores.

Figura 4.2 - Asteróide 243 Ida (asteróide do cinturão principal, não é um NEA) imageado pelo sistema de imageamento a estado sólido da sonda Galileo em intervalos de 3.057 a 3.821 km em 28 de agosto 1993. Galileo chegou a passar a 2.400 km de Ida, que tem 52 km, a uma velocidade relativa de 12,4 km/s (cortesia da NASA)



Fonte: Wie (2008)

Um impacto cinético de uma nave espacial na superfície do asteróide causa uma variação da velocidade impulsiva e a tecnologia necessária para isso já existe. De novo, o efeito imediato seria pequeno, mas se aplicado a um intervalo de tempo suficiente grande, antes da ocorrência do impacto projetado na Terra, a deflexão poderia ser suficiente para fazer com que o asteróide erre o alvo (SOLEM, 1993; HALL; ROSS, 1997; PARK; ROSS, 1999; CONWAY, 2001; PARK; MAZANEK, 2003; IZZO et al.,

2005). Para ser mais eficaz, a nave espacial impactante teria que ser maciça ou estar se movendo muito rapidamente em relação ao asteroide. Uma vez que a tecnologia atual de lançamento impõe limites à massa (incluindo propelente) que pode ser levada a uma trajetória interplanetária, somos, portanto, levados a considerar projetos que maximizem a velocidade de impacto e que não requerem grandes quantidades de combustível.

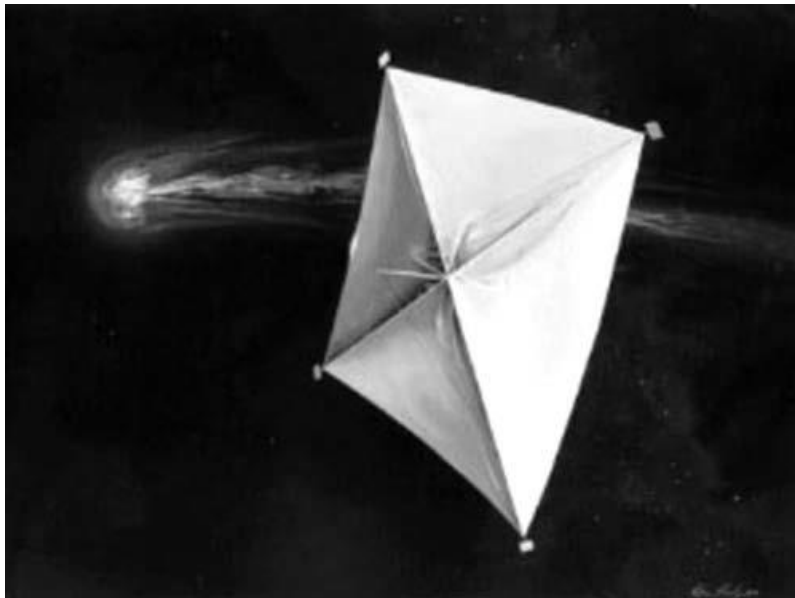
Propulsão à vela solar, sem uso de propelentes, portanto, surge como uma opção de curto prazo para um problema tecnicamente desafiador de desviar NEAs. O conceito anteriormente proposto de usar velas solares para puxar ou empurrar um asteroide exige uma grande e irreal vela solar, o que não é tecnicamente viável para montar no espaço. Além disso, a fixação de uma vela solar extremamente grande num asteroide que está girando não vai ser uma tarefa trivial. No entanto, as velas solares têm o potencial de fornecer propulsão com custo eficaz, sem propelentes, que permite viagens mais longas de missão, aumento da fração de massa de carga útil, e acesso a órbitas anteriormente inacessíveis (por exemplo, alta latitude solar, heliocêntrica retrógrada, e não Kepleriana).

Várias missões de abordagem de um cometa ou um asteroide por uma nave propulsada à vela foram propostas (ver, por exemplo, SAUER, 1977; WRIGHT, 1992; FRIEDMAN, 1988; McINNES, 1999; DACHWALD, 2005), como ilustram as Figuras 4.3 e 4.4. Um conceito inovador de missão com vela solar foi estudado pelo Laboratório de Propulsão a Jato (JPL) em 1977 para uma missão de encontro com o cometa Halley em 1986 (SAUER, 1977; WRIGHT, 1992). Apesar de ter-se tornado um conceito de missão malfadado dos anos 1970, pois tinha como requisito uma vela solar muito grande (800m) a ser desdobrada no espaço, ela introduziu um conceito de propulsão à vela solar, sem utilização de propelentes, que atingia uma variação da inclinação orbital de 145° em 0,25 UA para encontrar-se com o cometa Halley em uma órbita retrógrada.

Os recentes avanços na fabricação de mastros desdobráveis leves, velas de filmes ultraleves e tecnologias de pequenos satélites estão estimulando um renovado interesse na vela solar e nas missões que ela permite. Consequentemente, várias missões de vela solar de curto prazo e as tecnologias associadas estão sendo desenvolvidas para as futuras missões de exploração espacial (COSMOS, 200-?; GARBE; MONTGOMERY,

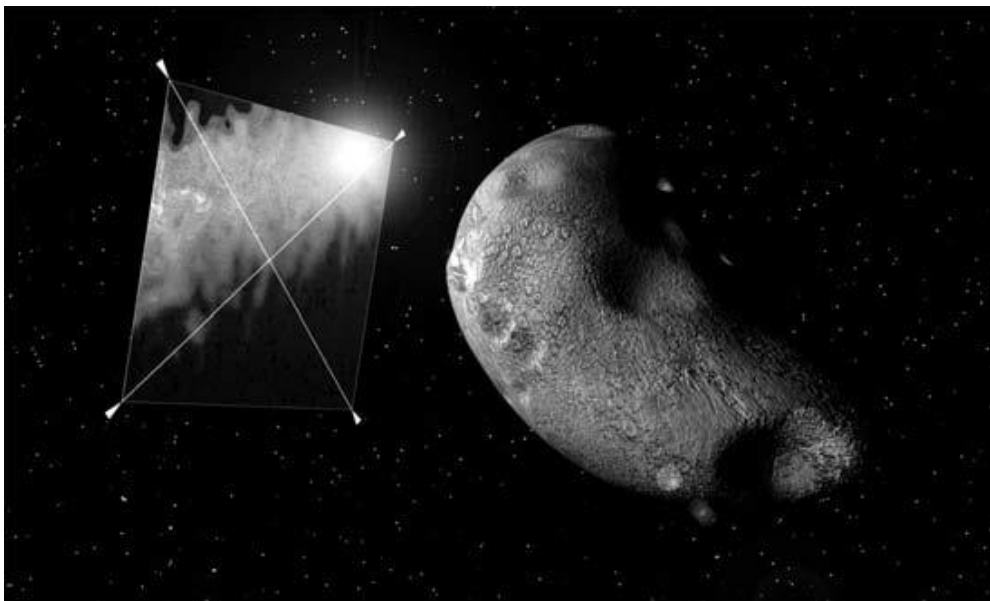
2003; MURPHY et al., 2003, WIE, 2004, MURPHY et al., 2004; WIE et al., 2004; WIE et al., 2005).

Figura 4.3 - Grande vela solar proposta pelo JPL em 1977 para uma missão de encontro com o Cometa Halley em 1986 passagem (SAUER, 1977; WRIGHT, 1992) (cortesia NASA/JPL)



Fonte: Wie (2008)

Figura 4.4 - Missão de encontro de uma espaçonave movida à vela solar com um asteróide (cortesia de Olivier Boisard/U3P/2006-www.u3p.net)



Fonte: Wie (2008)

Uma dessas missões com naves à vela solar proposta é a missão Imagiador Polar Solar (SPI). Nossa compreensão atual do Sol é limitada pela falta de observações de suas regiões polares. A missão SPI pretende utilizar uma grande vela solar para colocar uma nave espacial em uma órbita circular heliocêntrica a 0,48 UA com uma inclinação de 75°. A observação das regiões polares do Sol oferece uma oportunidade única para investigar mais detalhadamente a estrutura e a dinâmica de seu interior, a geração de campos magnéticos solares, a origem do ciclo solar, as causas de atividade solar e a estrutura e dinâmica da corona. A missão SPI consiste de uma fase inicial de cruzeiro para atingir uma órbita circular de 0,48 UA, seguindo de uma fase de mudança de plano orbital (inclinação) denominada de *fase de arranque* e a fase científica. Uma nave espacial com uma vela solar de 160 m e 450 kg já foi estudada pela NASA para a missão SPI. Um foguete Delta II é capaz de injetar a nave espacial SPI, de 450 kg, numa órbita de escape terrestre com $C_3 = 0,25 \text{ km}^2/\text{s}^2$. A vela solar é desdobrada no início da fase de cruzeiro interplanetária. A nave SPI primeiramente espirala para dentro a partir de 1 UA em direção a uma órbita circular heliocêntrica em 0,48 UA, e então a começa a fase para atingir a inclinação de 75°. A vela solar será descartada após se atingir a órbita da missão científica e o tempo total de voo à vela é de aproximadamente 6,6 anos. A trajetória orbital tridimensional correspondente da nave propulsada à vela solar da missão SPI é ilustrada na Figura 4.5.

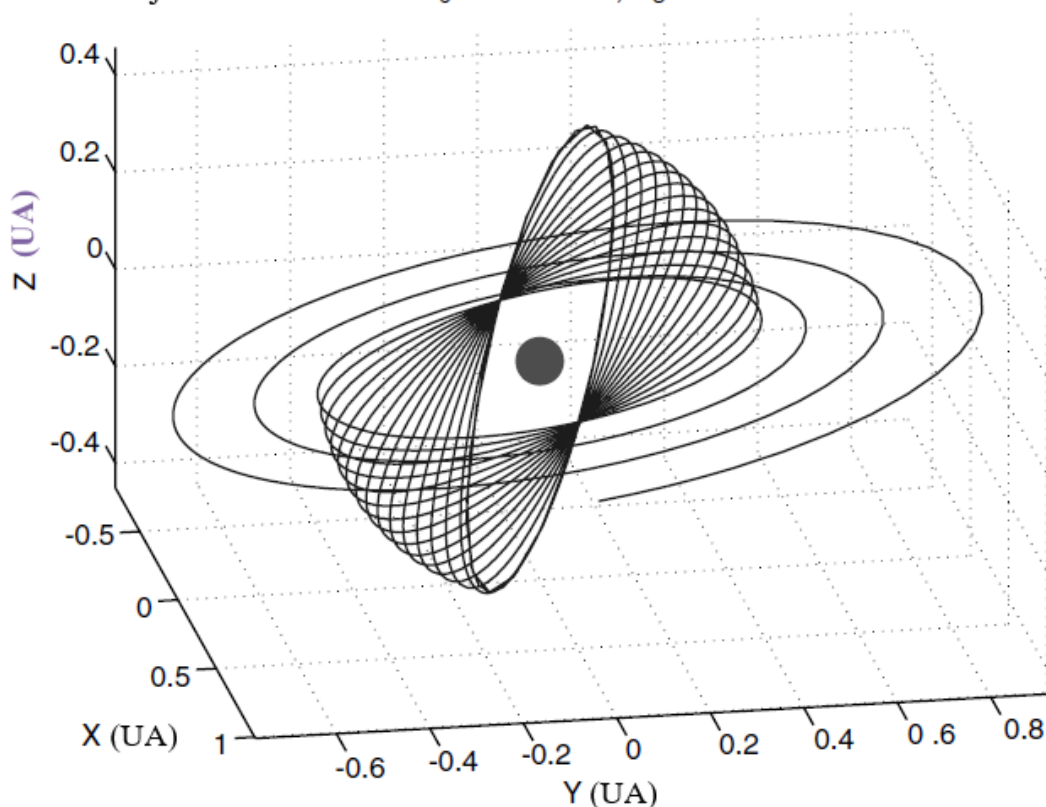
Como se afirma no Relatório NEO da NASA para o Congresso (março de 2007), 30-80% de potencialmente de NEOs perigosos estão em órbitas que estão além da capacidade dos sistemas de lançamento atuais ou planejados. Portanto, as velas solares com uma grande capacidade de propulsão podem ser necessárias para aumentar o desempenho dos veículos de lançamento convencionais se estes objetos necessitam serem defletidos.

Uma missão de uma nave propulsada à vela solar descrita na literatura (WIE, 2008) utiliza uma vela solar para colocar um impactador de energia cinética em uma órbita retrógrada heliocêntrica, que resultará numa colisão frontal com um asteroide alvo no periélio da órbita do asteroide, aumentando assim a velocidade de impacto para pelo menos 70 km/s. McInnes (2004) investigou a viabilidade de tal conceito inovador de

vela solar, aplicado ao problema de deflexão de asteróide e expandindo o trabalho de Wright (1992). Uma arquitetura de missão que emprega uma vela solar de 160 m e uma nave espacial de 300 kg com aceleração característica de $0,5 \text{ mm/s}^2$, foi apresentada em Wie (2008) como uma opção realista num futuro próximo para mitigar a ameaça representada pelo NEAs. A viabilidade da missão foi demonstrada para um problema fictício de desvio de asteróides proposto pelo Instituto Americano de Aeronáutica e astronáutica (AIAA).

Figura 4.5 - Trajetória de voo à vela Solar da missão SPI (*Solar polar Imager*) com o objetivo de atingir uma órbita heliocêntrica com alta inclinação.

Trajatória da Nave SPI: $a_c = 0.3 \text{ mm/s}^2$, $C_3 = 0.25 \text{ km}^2/\text{s}^2$



Fonte: Adaptada de Wie (2008)

Uma preocupação prática de qualquer abordagem cinética de mitigar a ameaça de impacto de asteróides é o risco do impacto resultar na fragmentação do asteróide, o que poderia aumentar substancialmente o estrago do impacto na Terra. Nesse trabalho será descrito um conceito explorado na literatura (WIE, 2008) que é o de deflexão de

asteróide utilizando a força gravitacional mútua entre uma nave espacial pairando sobre um asteróide alvo, a qual agirá como um rebocador à gravidade.

5. DEFLEXÃO DE ASTERÓIDE USANDO REBOCADOR DE GRAVIDADE

Uma forma de interceptar/impactar/defletir (desviar) um asteróide próximo da Terra de forma a evitar que ele venha a colidir com a Terra é fazer com que ele colida com uma nave pesada a grande velocidade numa órbita retrógrada. Pode-se usar a tecnologia de voo à vela solar para levar a nave de encontro com o asteróide, descartando a vela antes de ocorrer o impacto. Esta tecnologia já está disponível e denomina-se impactador cinético (KEI, do inglês, *Kinetic-Energy-Impactor*). Uma preocupação prática de se utilizar a abordagem do impacto cinético para mitigar a ameaça de NEAs (*Near Earth Asteroids*) é o risco de que o impacto resulte na fragmentação dos NEAs, que poderia aumentar substancialmente os danos no momento do impacto com a Terra. Consequentemente, Lu e Love (2005) propuseram um conceito de deflexão de asteróides utilizando a força gravitacional mútua entre uma nave espacial e o asteróide. A sugestão é simplesmente pairar a nave acima da superfície. A sonda rebocará o asteróide sem contato físico usando a gravidade como um cabo de reboque. Os propulsores devem ser posicionados com certa inclinação em relação à vertical local, de forma a evitar que a matéria ejetada se choque com a superfície do asteróide (o que reduziria a força líquida de reboque e levantaria poeira e íons indesejados). Este esquema é insensível às propriedades superficiais do asteróide, pouco conhecidas, estrutura interna e estado de rotação.

McInnes (2007) discute uma maneira aparentemente mais eficiente de economizar combustível ao rebocar asteróides, usando uma órbita deslocada não-Kepleriana, ao invés de um equilíbrio estático. Tal órbita induz uma aceleração no centro de massa do sistema nave-NEA, mas escolhendo parâmetros orbitais adequados não é necessário inclinar os propulsores, o que leva a uma alternativa potencialmente mais eficiente de transmitir momento para o centro de massa do sistema.

Utilizando o mesmo princípio físico de “ancoragem” gravitacional da sonda ao asteróide, sem contato físico entre a nave espacial e o asteróide, pode-se empregar velas solares ao invés de sistemas de propulsão elétricos para produzir a força de baixo empuxo, contínua, necessária. Tal rebocador à gravidade propulsado à vela solar,

descrito no Capítulo 13.5, explora a vantagem característica da vela solar, de não precisar de propelentes, aplicado ao problema de reboque de asteróides. O conceito de acoplamento gravitacional/reboque usando pressão de radiação solar foi explorado anteriormente em problemas astronômicos de grande escala por Shkadov (1987) e também por McInnes (2002).

No restante do trabalho o asteróide 99942 Apophis é tomado como exemplo de asteróide alvo, para ilustrar o conceito de deflexão de asteróides utilizando a força mútua gravitacional entre uma nave espacial e um asteróide alvo, como se fosse um cabo de reboque.

6. ASTERÓIDE 99942 APOPHIS

Asteróide 99942 Apophis, anteriormente conhecido pela sua designação provisória 2004 MN4, foi descoberto em 19 de junho de 2004. É um NEA de 320 m que está atualmente previsto para fazer o *swing by* com a Terra em 2029, com um possível retorno ressonante que poderá levar ao impacto com a Terra em 2036. Apophis é um asteróide da classe *Aten* – asteróides com um eixo orbital inferior a 1 UA – e a massa estimada de $4,6 \times 10^{10}$ kg. Tem um período orbital de 323 dias em torno do Sol. Após o sobrevoo próximo à Terra em 2029, se tornara um asteróide da classe *Apollo*.

Os asteróides são classificados em *Apollos*, *Atens*, *Amors* e objetos com órbitas internas à órbita da Terra (IEOs), dependendo se as órbitas cruzam a órbita da Terra com um período maior que 1 ano, cruzam a órbita da Terra com um período menor que 1 ano, órbita completamente externa à órbita da Terra ou órbita completamente interna à órbita da Terra, respectivamente.

Já estava previsto que Apophis passará a cerca de 36.350 km da superfície da Terra em 13 de abril de 2029, ligeiramente acima dos 35.786 km de altitude dos satélites geoestacionários. Observações recentes usando radar Doppler no telescópio gigante de Arecibo, em Porto Rico confirmou-se que o Apophis irá, de fato, fazer o *swing by* em torno de 32.000 km da superfície da Terra em 2029, mas com uma chance muito pequena de retorno ressonante em 2036 (com uma probabilidade de impacto de 1 em 45.000, de forma equivalente, com uma probabilidade de não-impacto de 99,998%).

Os elementos orbitais do asteróide no referencial eclíptico heliocêntrico J2000 na época JD 2454200.5 (10 de abril de 2007), de acordo com Wie (2008), são os seguintes: $a = 0,9222614$ UA, $e = 0,191059$, $i = 3,331^\circ$, $\omega = 126,365^\circ$, $\Omega = 204,462^\circ$ e $M = 222,273^\circ$.

Outras propriedades orbitais são $r_p = 0,746$ UA, $r_a = 1,0986$ UA, $v_p = 37,6$ km/s, $v_a = 25,5$ km/s, período orbital $T = 323,574$ dias, a taxa média orbital $n = 2,2515 \times 10^{-7}$ rd/s, e a média de velocidade orbital = 30,73 km/s. Espera-se que observações mais precisas da órbita sejam obtidas no próximo sobrevoo relativamente próximos a 0,1 UA a partir da Terra em 2021.

Como discutido em Gennery (2007); Dachwald et al. (2006); Gennery (20-?); Kahle et al. (2006), deve-se eliminar completamente qualquer possibilidade do Apophis, em 2029, passar por uma determinada área, de cerca de 600 m, denominada *buraco de fechadura*; caso em que ele poderia impactar a Terra em 2036 no seu retorno ressonante. Requer-se uma quantidade extremamente pequena de impacto ΔV (Aproximadamente 0,04 mm/s), em 2026, para desviar o Apophis, em 2029, cerca de 10 km do buraco da fechadura. (CHODAS; YEOMANS, 1999; VALSECCHI et al., 2005; CHESLEY, 2005; JUNKINS et al., 2006).

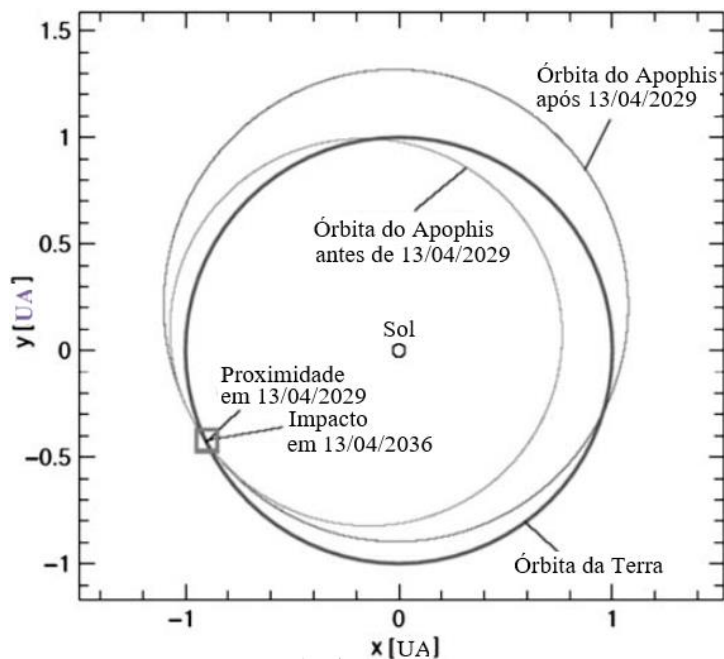
Dachwald et al. (2006) aplicou a abordagem de impactador cinético (KEI) propulsado à Vela Solar, para desviar o Apophis, considerando que ele passará por um buraco de fechadura de 600 m em 2029. Cerca de 20000 órbitas potenciais do Apophis foram geradas por Kahle et al. (2006), variando aleatoriamente os elementos orbitais dentro da precisão de 3σ . Verificou-se que duas delas (aqui denominadas Ap1 e Ap2) levam à colisão com a Terra, ambas durante um retorno ressonante 7:6 em 13 de abril de 2036. Elas são usadas por Dachwald et al. (2006) como potenciais trajetórias de impacto do Apophis. Os elementos orbitais, antes e após o encontro em 2029, estão listados na Tabela 6.1, e suas órbitas de colisão com a terra são mostrados na Figura 6.1.

Tabela 6.1 - Elementos orbitais de duas órbitas que o asteroide Apophis pode assumir e que levarão à colisão com a Terra em 2036 (DACHWALD et al., 2006).

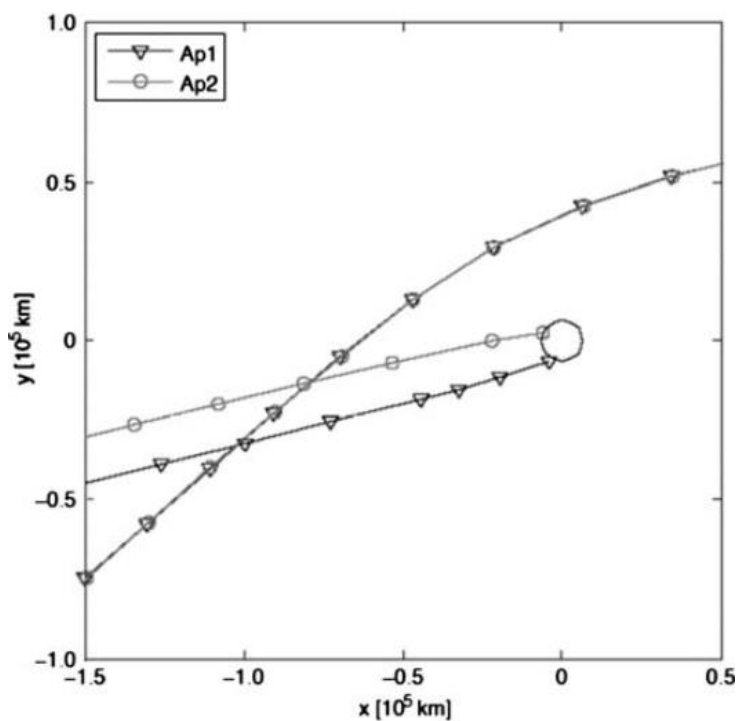
Elementos	Antes do encontro em 2029		Após o encontro em 2029	
	Ap1	Ap2	Ap1	Ap2
MJD	53459,0	53459,0	64699,0	64699,0
a [UA]	0,9223913	0,9223912	1,1082428	1,1082381
e	0,191038	0,191038	0,190763	0,190763
i°	3,331	3,331	2,166	2,169
ω°	126,384	126,383	70,230	70,227
Ω°	2014,472	2014,472	203,523	203,523
M°	203,974	203,974	227,857	227,854

Fonte: Adaptado de Wie (2008)

Figura 6.1 - Órbitas que o asteroide Apophis pode assumir e que levarão à colisão com a Terra em 2036, segundo Dachwald et al. (2006): a) Comparação entre as órbitas Ap1's e Ap2's, antes e após a aproximação de 2029; b) aproximação de 2029 (Ap1) e impacto em 2036 (referencial geocêntrico).



(a)



(b)

Fonte: Adaptado de Wie (2008)

7. CONCEITO DO REBOCADOR DE GRAVIDADE

O conceito de Rebocador/Trator de Gravidade (TG) foi descrito por Lu e Love (2005) e utiliza a força mútua gravitacional entre uma nave espacial pairando sobre um asteróide alvo, como se fosse um cabo de reboque, como ilustra a Figura 7.1. Lu e Love (2005) consideraram uma nave espacial de 20 toneladas propulsionada por um sistema nuclear elétrico. Aqui se considera, como um exemplo ilustrativo, que uma sonda de 1000 kg sirva para rebocar o asteróide Apophis, como foi feito em Wie (2008). Dois propulsores são posicionados conforme mostra a Figura 7.1 para evitar que a pluma de exaustão colida com a superfície do asteróide. Se a distância entre a nave e o asteróide é escolhida como sendo $d = 1,5R$ e sabendo-se que a metade do ângulo de dispersão da pluma é $\varphi = 20^\circ$, tem-se que esta combinação impõe um ângulo de inclinação do propulsor de 60° , em relação à vertical local, e os dois propulsores inclinados (cada um com um impulso T) produzem juntos um impulso total de reboque T , como ilustra a Figura 7.1. Uma forma aparentemente mais eficiente de economizar combustível no reboque de asteróides, já mencionada aqui, foi proposta por McInnes (2007) que usa de uma órbita deslocada, não-Kepleriana, em torno do asteróide, ao invés de pairar estaticamente; a qual requer que os propulsores estejam inclinados com relação à vertical local, para evitar que a pluma colida com a superfície do NEA.

Um modelo simplificado para o movimento do asteróide alvo, o Apophis, sujeito à força de reboque (ignorando o movimento orbital) é dado por

$$M \frac{dv}{dt} = \frac{GMm}{d^2} = T \quad (7.1)$$

ou

$$\frac{dv}{dt} = \frac{Gm}{d^2} = \frac{T}{M} = A, \quad (7.2)$$

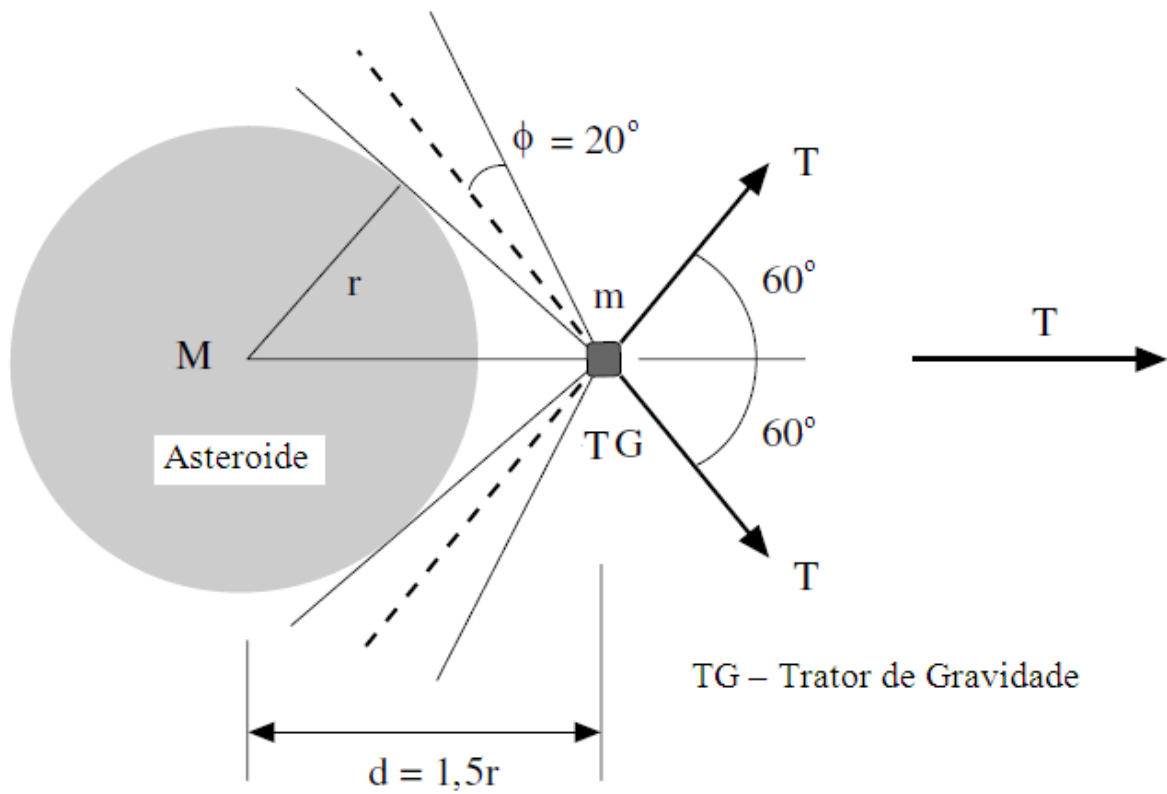
em que $G = 6,6695 \times 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$, $M = 4,6 \times 10^{10} \text{ kg}$, $m = 1000 \text{ kg}$, $r = 160 \text{ m}$, $d = 240 \text{ m}$, $T = 0,05326 \text{ N}$, $A = 1,1579 \times 10^{-9} \text{ mm/s}^2$ é a aceleração característica.

Integrando (7.2) com condições iniciais nulas, obtém-se

$$v = At, \quad (7.3)$$

que integrada novamente com condições iniciais nulas, resulta

Figura 7.1 – Ilustração geométrica de um TG rebocando um asteróide.



Fonte: Adaptado de Lu e Love (2005), Wie (2008).

$$x = \frac{1}{2}At^2, \quad (7.4)$$

em que v é a velocidade e x a posição, respectivamente, no período total de reboque, t . Por exemplo, se $v = 0,36$ mm/s e $x = 575$ m, então, $t = 1$ ano. Incluindo o efeito de "amplificação" orbital (7.3) e (7.4) podem ser reescritas por,

$$v = 3At \quad (7.5)$$

e

$$x = \frac{3}{2}At^2. \quad (7.6)$$

Consequentemente, tem-se $v = 0,1$ mm/s e $x = 1,7$ km para um ano de reboque.

Considerando que, logo depois de findado um determinado intervalo de tempo de reboque, inicie-se um intervalo de tempo de voo sem empuxo, t_c , tem-se que a variação total na posição é dada por (WIE, 2008)

$$x = \frac{3}{2}At(t + 2t_c). \quad (7.7)$$

De acordo com (7.7) um ano de reboque a partir de 2026 seguido de três anos de voo sem empuxo causará uma mudança total de posição de aproximadamente 12 km em 2029, o que é mais que suficiente para mover Apophis fora do buraco de fechadura de 600 m em 2029.

A quantidade de propelente necessário para manter uma altura desejada de 80 m pode ser estimada por

$$\Delta m_f = \frac{2T\Delta t}{g_0 I_{sp}} \approx 0.3 \text{ kg por dia} \approx 114 \text{ kg por ano}$$

em que $T = 0,05326 \text{ N}$, $g_0 = 9,8 \text{ m/s}^2$ e $I_{sp} = 3000 \text{ s}$, considerando motores iônicos típicos.

Portanto, uma nave espacial TG de 1000 kg equipada com motores iônicos pode ser considerada como uma opção viável para uma missão de deflexão pré-2029 para o Apophis. Contudo, destaca-se que uma nave espacial de 1000 kg, colidindo com o Apophis com uma modesta velocidade de impacto de 10 km/s em 2026, causará uma variação da velocidade instantânea muito maior, de pelo menos 0,22 mm/s para o Apophis, resultando em um desvio orbital de 62 km em 2029. Tal impactador de alta energia cinética não pode ser aplicável a asteróides altamente porosos do tipo pilha de cascalhos, e uma missão nave espacial TG pode precisar de um grande adicional ΔV para um encontro com um asteróide alvo. Consequentemente, outras várias questões devem ser estudadas, tais como, requisito total de ΔV , reboque gravitacional de baixo empuxo em contrapartida com impacto cinético de alta energia, questões ligadas a dispersão /fragmentação de asteróides, etc, se necessário.

8. REBOCADOR GRAVITACIONAL À VELA SOLAR

Utilizando o mesmo princípio físico de empregar força mútua gravitacional entre uma nave espacial pairando e um asteroide alvo, como se fosse um cabo de reboque, pode-se adotar velas solares ao invés de sistemas elétricos de propulsão para produzir a força de reboque contínua de baixo impulso necessária. Este capítulo descreve um desenvolvimento preliminar conceitual de tal rebocador de gravidade à vela solar para deflexão de asteroides como proposto em Wie (2007).

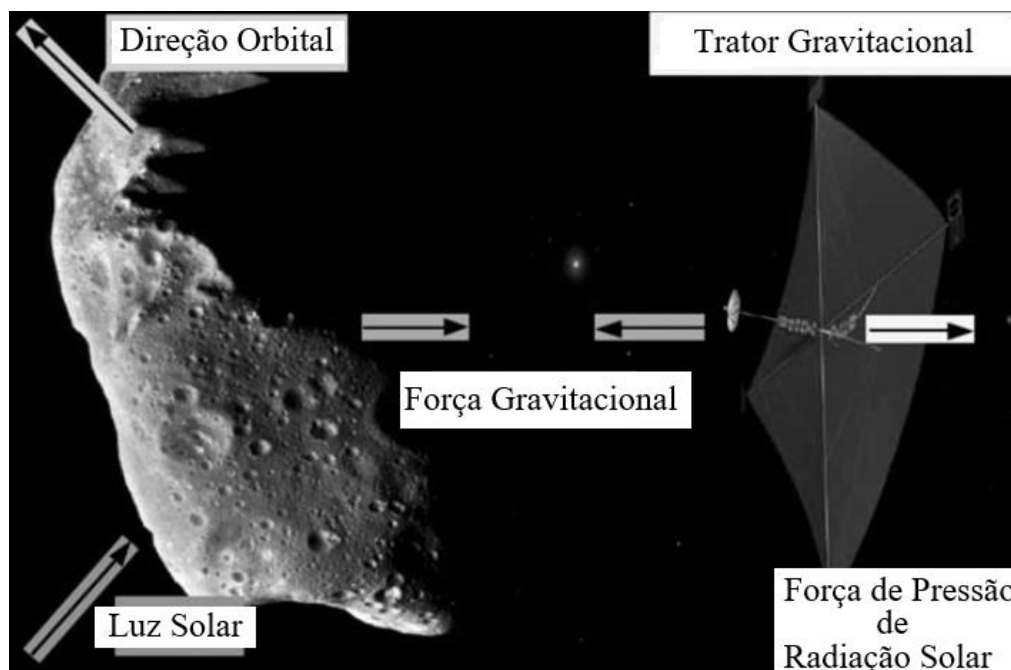
8.1 OPÇÕES DE REBOCADOR DE GRAVIDADE À VELA SOLAR

A Figura 8.1 ilustra o princípio físico básico do Rebocador de Gravidade à Vela Solar (TGVS) - uma nave espacial pairando sobre a superfície de um NEA. O conceito de acoplamento gravitacional/reboque usando pressão de radiação solar foi proposto anteriormente por Shkadov (1987) – uma proposta um tanto de ficção científica – ou seja, o autor considerou a possibilidade de desenvolver um propulsor para o controle de movimento do sistema solar na galáxia. Foi mostrado que, se uma tela que reflete os raios solares é estacionada a uma certa distância do Sol, viola-se a simetria central da radiação solar no sistema Sol-tela gerando uma força perturbadora do movimento do Sol. A posição estacionária da tela é obtida avaliando-se a densidade superficial da tela que proporciona que as forças da atração cancelem a pressão de radiação solar. Considera-se o movimento perturbado do sistema solar sob a ação da força perturbadora. Mostra-se que, durante um período orbital do Sol, é possível uma deflexão radial do Sol de cerca de 10-12 Parsecs em relação a uma órbita de referência. Também é possível um desvio lateral do Sol de 4,4 Parsecs em relação seu plano orbital, quando o eixo de tela é normal ao plano orbital e tem uma orientação constante. Também é mostrada a possibilidade de transferir a Terra do sistema solar para uma órbita circular em torno de outra estrela.

O conceito de acoplamento gravitacional/reboque usando pressão de radiação solar também foi proposto por McInnes (2002). As velas solares são grandes, refletores leves no espaço que são impulsionados pela luz solar. A nave espacial TGVS discutida nesta seção explora a natureza “voo sem propelentes” típico de velas solares, para rebocar asteroides; conseqüentemente, a provável vantagem sobre uma nave espacial TG

propulsionada por motores iônicos é a vida mais longa para a missão (> 10 anos), com uma capacidade de gerar ΔV maior sem o uso de propelentes. Além disso, numa nave espacial TGVS não se tem a preocupação da pluma do foguete impactar a superfície do asteróide.

Figura 8.1 – Ilustração do princípio de Rebocador de Gravidade propulsado à Velas Solares



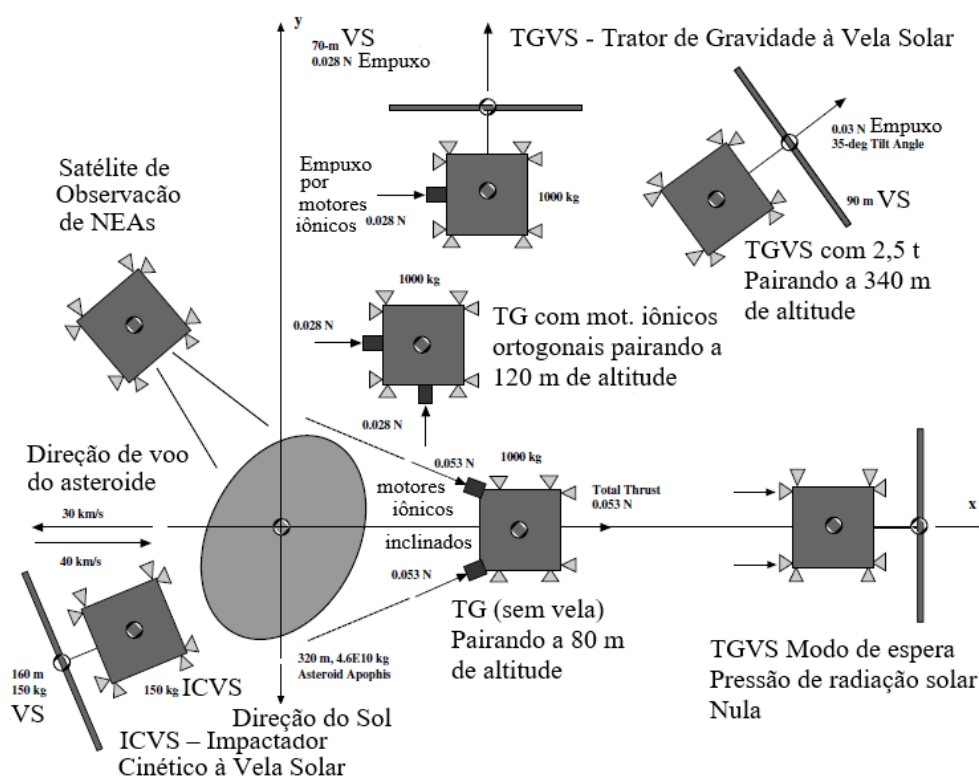
Fonte: Adaptado de Wie (2008)

As arquiteturas de sistemas de deflexão de NEAs consistem em opções de naves TG (rebocador à Gravidade), de naves TGVS (rebocador à Gravidade Propulsadas por Vela Solares), KEI (Impactadores Cinéticos) à Velas Solares, e naves de observação de NEOs, como ilustra a Figura 8.2. Para uma missão KEI propulsada à vela solar, a vela será desdobrada no início de uma fase propulsada à vela solar, interplanetária, em direção a um asteróide alvo e a vela solar será descartada antes do impacto com o asteróide alvo. Para uma missão cuja nave é TGVS, a vela solar será desdobrada após completar o encontro com um asteróide alvo.

Como ilustra a Figura 8.2, há três opções diferentes de naves TG/TGVS, de acordo com Wie (2008):

- 1) *Básica*: um TG com dois motores de íons inclinados para em $(x, y) = (240, 0)$ m.
- 2) *Opção 1*: A TG com motores de íons montados ortogonalmente para em $(x, y) = (200, 200)$ m.
- 3) *Opção 2*: Um TGVS com um motor iônico e uma de vela solar para em $(x, y) = (200, 200)$ m.
- 4) *Opção 3*: Um TGVS com um de vela solar (ângulo do sol de 35°) para em $(x, y) = (286, 409)$ m.

Figura 8.2 – Arquiteturas de Sistema de deflexão de NEAs (asteróides próximos da Terra): a) ReboCADOR de Gravidade, TG (sem vela solar); b) ReboCADOR de Gravidade à Vela Solar, TGVS; c) Impactador Cinético à Vela Solar, ICVS e d) Satélite de observação de NEA



Fonte: Adaptada de Wie (2008)

Como ilustra a Figura 8.2, é possível empregar um TG com dois motores iônicos montados ortogonalmente (opção 1). Uma vez que somente a força de empuxo do eixo x fornece um ΔV efetivo do asteróide alvo, o motor iônico do eixo y da opção 1 TG pode ser substituído por uma vela solar de 70 m, resultando em uma nave TGVS (opção 2). Um TGVS (opção 3) movido usando apenas uma vela solar (ângulo do sol de 35°) também é proposto para o caso que requer intervalos de tempo de vida de missão muito

mais longos (> 5 anos) com uma capacidade muito maior de ΔV , sem utilização de propelentes. No entanto, a opção 3 TGVS requer, uma nave mais pesada de 2500 kg, com uma vela solar de 90 m para ser capaz a pairar a uma altura ligeiramente superior de 340 m, em comparação com a outra sonda pairando a uma altitude de 120 m. Na prática, vários motores iônicos e propulsores de controle de posição/atitude redundantes serão necessários para a nave TG/TGVS, e, portanto, é necessário um estudo detalhado comparativo em nível de sistema (por exemplo, motores iônicos em contraposição com velas solares), para o projeto da nave TG/TGVS.

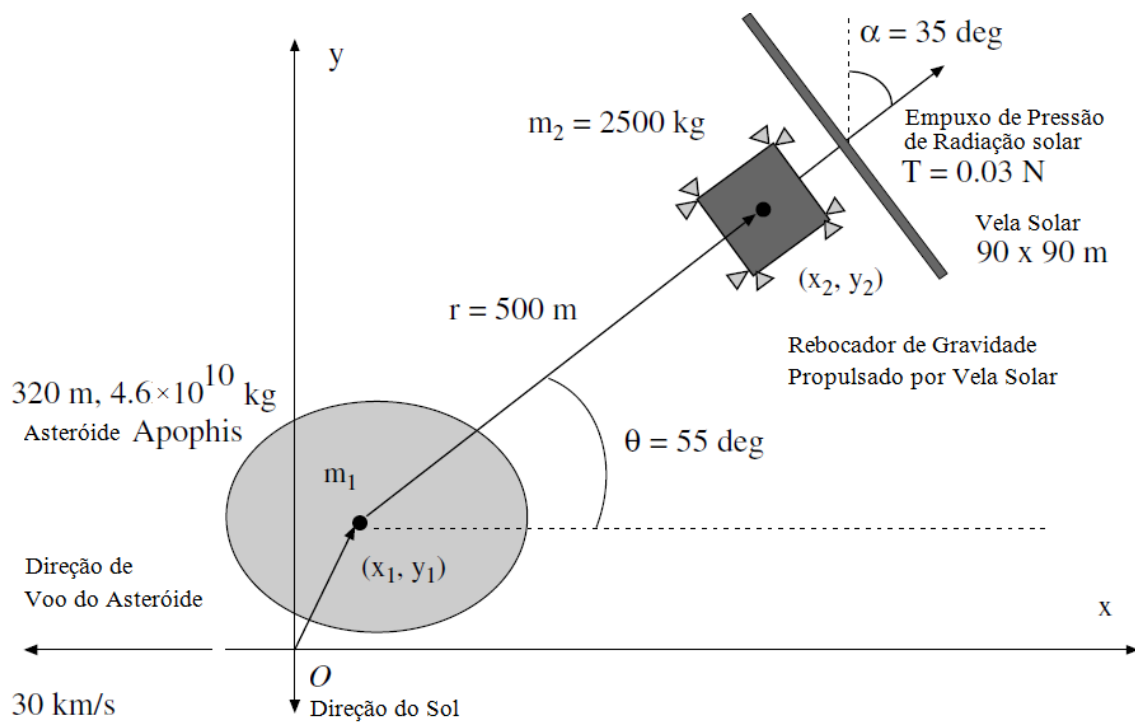
Como exemplo, para o Apophis como candidato a alvo, pode ser necessário uma nave TGVS de 2,5 ton, equipada com uma vela solar 90×90 m com empuxo solar de 0,03 N, com 35° de ângulo solar. Tal posição particular de estacionamento, com um deslocamento angular de $\theta = 55^\circ$ em relação à direção de voo, é necessária, para manter o requisito de 35° de ângulo do Sol, requisito típico de um coletor/vela solar para produzir um máximo empuxo de pressão de radiação solar. Uma nave TGVS maior (2.500 kg), em comparação com a de 1000 kg TG equipada com motores iônicos, deverá ser colocada a uma altura mais elevada de 350 m, devido ao grande coletor/vela solar. Este TGVS de 2.500 kg produz uma aceleração ao longo da trajetória de $A_x = 3,8 \times 10^{-10} \text{ mm/s}^2$ e uma aceleração radial de $A_y = 5,4 \times 10^{-10} \text{ mm/s}^2$ do asteroide Apophis alvo. No entanto, o componente de aceleração radial A_y tem um efeito insignificante sobre a deflexão de asteroides. Este fato pode ser considerado uma desvantagem inerente do TGVS, embora uma vela solar é um sistema de propulsão que não utiliza propelentes. Um reboque de cinco anos de Apophis usando essa nave espacial de 2500 kg TGVS e um intervalo de tempo de três anos de voo sem empuxo resultará numa deflexão orbital de 30 km em 2029, o que é mais que suficiente para mover o Apophis para longe do buraco da fechadura de 600 m. Contudo, a sonda TGVS se destina a ser utilizada para uma missão muito mais longa (> 5 anos) para explorar plenamente a capacidade ΔV sem utilização de propelentes, que é a única vantagem em relação a uma nave TG equipada com motores iônicos.

9 MODELAGEM DINÂMICA E CONTROLE DE PAIRAGEM

As equações linearizadas de movimento de um veículo que persegue ou está em estreita proximidade com um veículo-alvo são às vezes denominadas equações de *Clohessy-Wiltshire* ou de *Hill*. Essas equações de movimento relativo foram estudadas pela primeira vez por Hill em 1878 e investigadas por Clohessy e Wiltshire (1960) (Wie, 2008).

A Fig. 9.1 mostra um modelo simples usado para o controle de uma espaçonave TGVS pairando e rebocando um asteróide.

Fig. 9.1 - Modelo simplificado para controle e análise de voo para uma nave TGVS



Fonte: Adaptada de Wie (2008)

As equações de movimento de Clohessy-Wiltshire-Hill que descrevem o movimento do sistema asteroide-nave espacial orbitando em torno do Sol são dadas por

$$\ddot{x}_1 = 2n\dot{y}_1 + Gm_2 \frac{x_2 - x_1}{r^3} (1 + E_x), \quad (9.1)$$

$$\ddot{y}_1 = -2n\dot{x}_1 + 3n^2 y_1 + Gm_2 \frac{y_2 - y_1}{r^3} (1 + E_y), \quad (9.2)$$

$$\ddot{x}_2 = 2n\dot{y}_2 - Gm_1 \frac{x_2 - x_1}{r^3} (1 + E_x) + \frac{1}{m_2} (T_x + F_x), \quad (9.3)$$

$$\ddot{y}_2 = -2n\dot{x}_2 + 3n^2 y_2 - Gm_1 \frac{y_2 - y_1}{r^3} (1 + E_y) + \frac{1}{m_2} (T_y + F_y), \quad (9.4)$$

em que (x_1, y_1) são as coordenadas do asteroide alvo em relação ao referencial orbital, (x_2, y_2) são as coordenadas da nave espacial TGVS, (T_x, T_y) são os componentes do empuxo da pressão de radiação solar, (F_x, F_y) são os componentes do empuxo de controle, (E_x, E_y) são as perturbações gravitacionais causadas por um movimento de rotação de um asteróide de formato irregular, $r \triangleq \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2}$, $G = 6,6695 \times 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$, m_1 é a massa do asteroide, m_2 é a massa da nave espacial TGVS e n é a velocidade angular orbital do referencial (x, y) . Para simplificar, considera-se aqui um movimento orbital circular. O efeito orbital excêntrico de um asteróide alvo será discutido na Sec. 10. O efeito de perturbação gravitacional causado por um movimento de fiação de um asteroide de forma irregular será incluído em simulações.

Considera-se a lógica de controle de flutuação preliminar da seguinte maneira (Wie, 2008):

$$\tan \theta = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1}$$

$$\alpha = \frac{\pi}{2} - \theta$$

$$T_x = T_o \cos^2 \alpha \sin \alpha$$

$$T_y = T_o \cos^2 \alpha \cos \alpha$$

$$x = x_2 - x_1 = r \cos \theta$$

$$y = y_2 - y_1 = r \sin \theta$$

$$F_x = -k_p(x - x_c) - k_d \dot{x}$$

$$F_y = -k_p(y - y_c) - k_d \dot{y}$$

$$\text{Se } |F_x| > F_{\max}, F_x = \text{sgn}(F_x) F_{\max}$$

$$\text{Se } |F_y| > F_{\max}, F_y = \text{sgn}(F_y) F_{\max}$$

$$\text{Se } |x - x_c| < \epsilon_x, F_x = 0$$

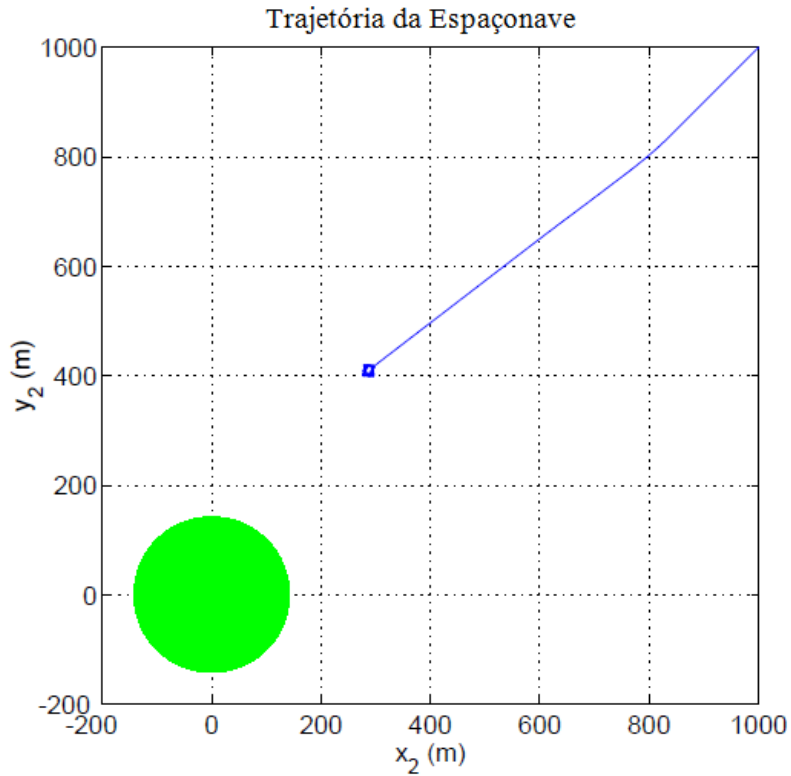
$$\text{Se } |y - y_c| < \epsilon_y, F_y = 0$$

onde $T_0 = 0,045$ N para uma vela solar de 90 m a 1 AU, $F_{\max} = 0,1$ N, $\epsilon_x = \epsilon_y = 10$ m, (x_c, y_c) é o comando de posição de flutuação desejado, $k_p = 0,00001m_2$ e $k_d = 0,03m_2$. Para simplificar, propulsores elétricos com um impulso máximo de 0,1 N e um impulso específico de 3000 s são considerados para o controle da espaçonave TGVS pairando sobre o ponto desejado (x_c, y_c) . O problema de controle de atitude da espaçonave TGVS não é considerado aqui.

9.1 Resultados da Simulação

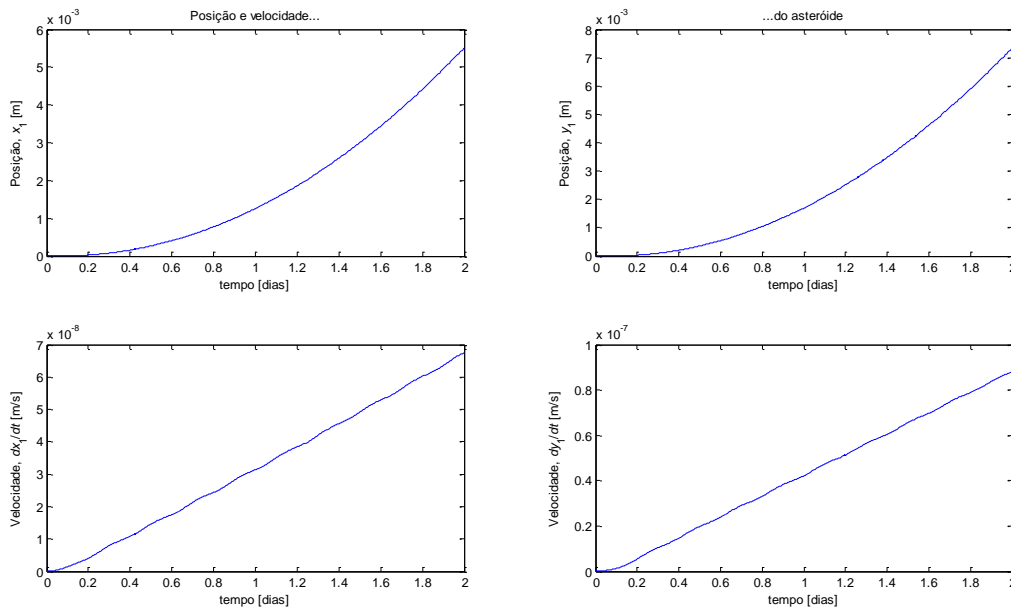
Os resultados da simulação do controle de suspensão de pairagem são mostrados nas Figs. 9.2-9.4 considerando um rebocador espacial TGVS (Trator Gravitacional propulsado à Vela Solar) de 2500 kg (Opção 3 da descrição realizada por Wie, 2008). Na simulação foi introduzida uma perturbação gravitacional cíclica causada pelo movimento rotacional de um asteróide, de forma irregular, em torno do seu próprio eixo, de $\pm 20\%$ e modelada simplesmente por $E_x = 0,2\sin(\Omega t)$ e $E_y = 0,2\cos(\Omega t)$, em que Ω é a velocidade de rotação do asteróide alvo, em torno do seu próprio eixo, com um período de rotação suposto de 5 horas. Estima-se que pode ser necessário menos de 7 kg de propelente por ano (o pior caso) para manter estacionada uma nave TGVS de 2.500 kg acima de um asteróide alvo com seu ambiente gravitacional bastante incerto. Quaisquer disparos indesejáveis de propulsão cíclica podem ser facilmente eliminados empregando um esquema de controle de rejeição de perturbação cíclica (Wie, 2008) para reduzir o consumo de propelente de controle de estacionamento para menos de 2 kg por ano. No entanto, deve ser usado um modelo dinâmico mais fidedigno do campo gravitacional de um asteróide de forma irregular, que gira lentamente em torno de seu próprio eixo, no projeto detalhado do controle de estacionamento e simulações de alta fidelidade, conforme discutido em Scheeres *et al.* (2000) e Hu e Scheeres (2002). O efeito Yarkovsky também deve ser incluído num modelo dinâmico mais fidedigno.

Fig. 9.2 – Resultado da simulação do controle de estacionamento de uma nave à vela TGVS (opção 3) para um ponto de partida em $(x, y) = (1000, 1000)$ m e um ponto de estacionamento em $(x, y) = (286, 409)$ m



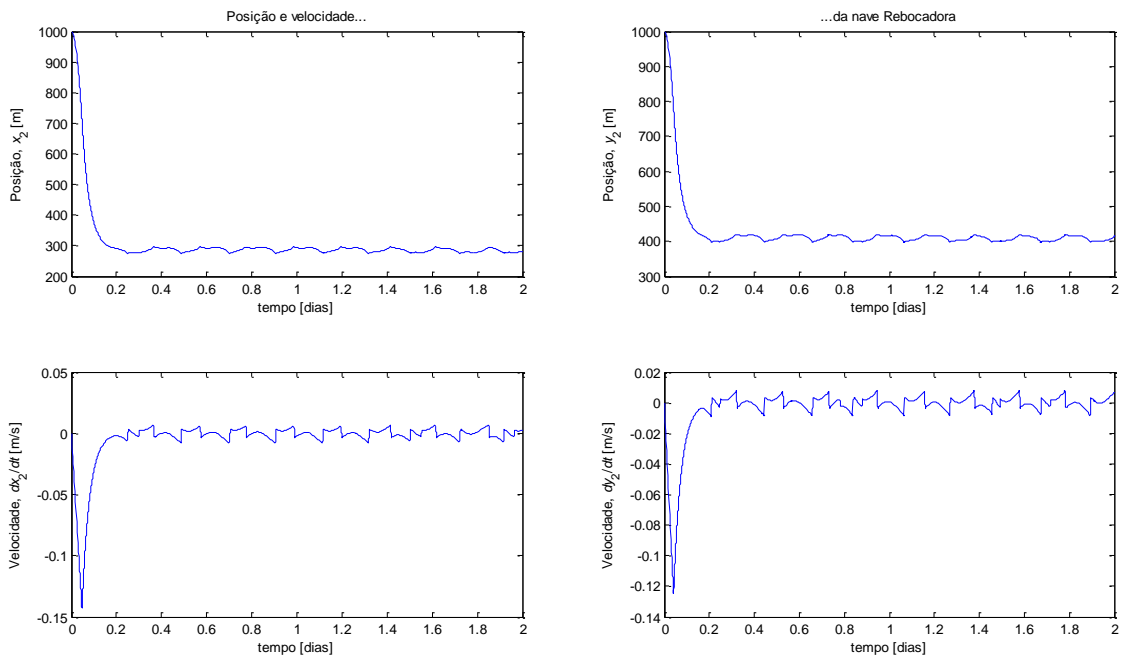
Fonte: Adaptado de Wie (2008)

Fig. 9.3 – Resultado da simulação do controle de estacionamento (continuação)



Fonte: Adaptado de Wie (2008)

Fig. 9.4 – Resultado da simulação do controle de estacionamento (continuação)



Fonte: Adaptado de Wie (2008)

10 ESTIMATIVA DO TORQUE DE GRAVIDADE

Considere o modelo dinâmico de atitude do eixo de arfagem do TGVS descrito por

$$I_2 \ddot{\theta}_2 - \frac{3\mu}{R^3} (I_3 - I_1) \theta_2 = 0, \quad (10.1)$$

em que $\mu = GM = 3 \text{ Nm}^2/\text{kg}$ ($G = 6,6695 \times 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$, $M = 4,6 \times 10^{10} \text{ kg}$), $I_1 = I_2 = 300.000 \text{ kgm}^2$, $I_3 = 600.000 \text{ kgm}^2$ e $R = 500 \text{ m}$. Para este caso, tem-se

$$I_2 \ddot{\theta}_2 - 0,02 \theta_2 = 0. \quad (10.2)$$

O torque de pico do gradiente de gravidade pode ser estimado em 0,01 Nm para um pico de erro de atitude de arfagem/guinada 30 graus. Embora um pequeno torque de pico do gradiente de gravidade não seja de interesse prático, um estudo de controle de atitude detalhado é necessário como discutido em Fahnestock e Scheeres (2008).

11 DINAMICA DE DEFLEXÃO DE ASTEROIDES

Neste capítulo são empregadas as equações de Clohessy-Wiltshire-Hill para discutir os fundamentos das fórmulas de deflexão de asteroides que aparecem nos trabalhos de Scheeres e Schweickart (2004), Izzo *et al.* (2006), Izzo (2007) e Wie (2008). O efeito em longo prazo da excentricidade orbital do asteroide alvo na deflexão de asteroides também é discutido usando resultados de simulação.

Considere as equações de movimento Clohessy-Wiltshire-Hill de um asteroide alvo (considerando uma órbita circular heliocêntrica) descrita por

$$\ddot{x} = 2n\dot{y} + A_x, \quad (11.1)$$

$$\ddot{y} = -2n\dot{x} + 3n^2y + A_y, \quad (11.2)$$

em que (x, y) são as coordenadas de um asteroide em relação a um referencial orbital circular mostrado na Fig. 9.1 e (A_x, A_y) são os componentes da aceleração "reboque gravitacional" agindo sobre o asteroide. O movimento fora do plano não é considerado aqui. Ainda considera-se um caso simples com $A_x = A = \text{constante}$ e $A_y = 0$, sem perda de generalidade, uma vez que o efeito de deflexão do asteroide para um A_y não nulo é praticamente desprezível. Para um asteróide rebocado por um único TG, estacionado num dado ponto de estacionamento, tem-se $A_y \equiv 0$.

Integrando (11.1), tem-se

$$\dot{x} = \dot{x}(0) + 2ny + At, \quad (11.3)$$

em que $\dot{x}(0)$ denota a velocidade ao longo da trajetória do asteróide em $t = 0^-$. Todas as outras condições iniciais serão ignoradas aqui.

Substituindo (11.3) em (11.2), tem-se

$$\ddot{y} + n^2y = -2n\dot{x}(0) - 2nAt, \quad (11.4)$$

cujas soluções são dadas por

$$y(t) = -\frac{2}{n}\dot{x}(0)(1 - \cos nt) - \frac{2}{n}A\left(t - \frac{1}{n}\sin nt\right) \quad (11.5)$$

e

$$\dot{y}(t) = -2\dot{x}(0) \sin nt - \frac{2}{n}A(1 - \cos nt). \quad (11.6)$$

Substituindo (11.5) em (11.3), obtém-se

$$\dot{x}(t) = -\dot{x}(0)(3 - 4 \cos nt) - 3At + \frac{4}{n}A \sin nt, \quad (11.7)$$

que pode ser integrada, resultando

$$x(t) = -\dot{x}(0) \left(3t - \frac{4}{n} \sin nt \right) - 3At^2 + \frac{4}{n^2}A(1 - \cos nt) \quad (11.8a)$$

$$\approx -3\dot{x}(0)t - \frac{3}{2}At^2, \text{ para grandes valores de } t, \quad (11.8b)$$

em que pode ser visto o fator 3 de "amplificação" orbital. Observe que os valores positivos de $\dot{x}(0)$ e A diminuem a velocidade do asteroide e reduzem sua energia orbital. Conseqüentemente, a posição do asteroide rebocado, ao longo da trajetória, em relação à origem do referencial orbital, segue ficando negativa (isto é, à frente de sua posição virtual não perturbada em uma órbita circular de referência).

Considere um asteroide com o tempo aceleração de reboque t_a e tempo adicional de voo sem aceleração t_c . Considerando $\dot{x}(0) = 0$, tem-se um novo conjunto de condições iniciais no final do período de reboque

$$x_0 = -\frac{3}{2}At_a^2 + \frac{4}{n^2}A(1 - \cos nt_a)$$

$$\dot{x}_0 = -3At_a + \frac{4}{n^2}A \sin nt_a$$

$$y_0 = -\frac{2}{n}A \left(t_a - \frac{1}{n} \sin nt_a \right)$$

$$\dot{y}_0 = -\frac{2}{n}A(1 - \cos nt_a)$$

A diferença entre a posição do asteroide rebocado e a posição que o asteroide ocuparia se não fosse rebocado, no final da fase sem aceleração, são dadas por

$$\Delta x = x_0 + (6ny_0 - 3\dot{x}_0)t_c + \frac{2\dot{y}_0}{n}(1 - \cos nt_c) + \left(\frac{4\dot{x}_0}{n} - 6y_0 \right) \sin nt_c, \quad (11.9)$$

$$\Delta y = 4y_0 - \frac{2\dot{x}_0}{n} + \left(\frac{2\dot{x}_0}{n} - 3y_0 \right) \cos nt_c + \frac{\dot{y}_0}{n} \sin nt_c. \quad (11.10)$$

Substituindo as condições iniciais em (11.9), obtém-se

$$\Delta x \approx -\frac{3}{2}At_a(t_a + 2t_c), \quad (11.11)$$

que é a fórmula de deflexão de baixo impulso obtida em Scheeres e Schweickart (2004), Izzo *et al.* (2006) e Izzo (2007) usando diferentes abordagens. Observe que $\Delta y \approx 0$ em comparação com Δx .

A Equação (11.11) pode ser reescrita por

$$\Delta x = -\left(\frac{3}{2}At_a^2 + \Delta Vt_c\right), \quad \text{em que} \quad \Delta V = 3At_a. \quad (11.12)$$

Observe que Δx é causado por várias condições iniciais, incluindo $\dot{x}(0)$ e y_0 , como pode ser visto em (11.9). Esse efeito combinado de $\dot{x}(0)$ e y_0 resulta no termo ΔVt_c (não $3\Delta Vt_c$ como se poderia esperar) em (11.12).

Para um asteroide em uma órbita excêntrica colidindo com a Terra, tem-se

$$V = V_{\oplus} \sqrt{2 - \frac{r_{\oplus}}{a}}, \quad (11.13)$$

$$e^2 = (\lambda - 1)^2 \cos^2 \gamma + \sin^2 \gamma, \quad (11.14)$$

em que V é a sua velocidade heliocêntrica num ponto de impacto, a é semieixo maior, e é a excentricidade da órbita, $r_{\oplus} = 1 \text{ UA} = 1,496 \times 10^8 \text{ km}$, $V_{\oplus} = 29,784 \text{ km/s}$, γ é o ângulo de interseção entre \vec{V} e \vec{V}_{\oplus} , e $\lambda = (V/V_{\oplus})^2$. O ângulo de elevação heliocêntrico γ também é chamado de ângulo da trajetória de vôo.

Para o caso de $a \approx r_{\oplus}$, tem-se, de (11.13) e (11.14), que

$$V \approx V_{\oplus} \quad \text{e} \quad e \approx \sin \gamma.$$

Conforme mostra a Fig. 11.1

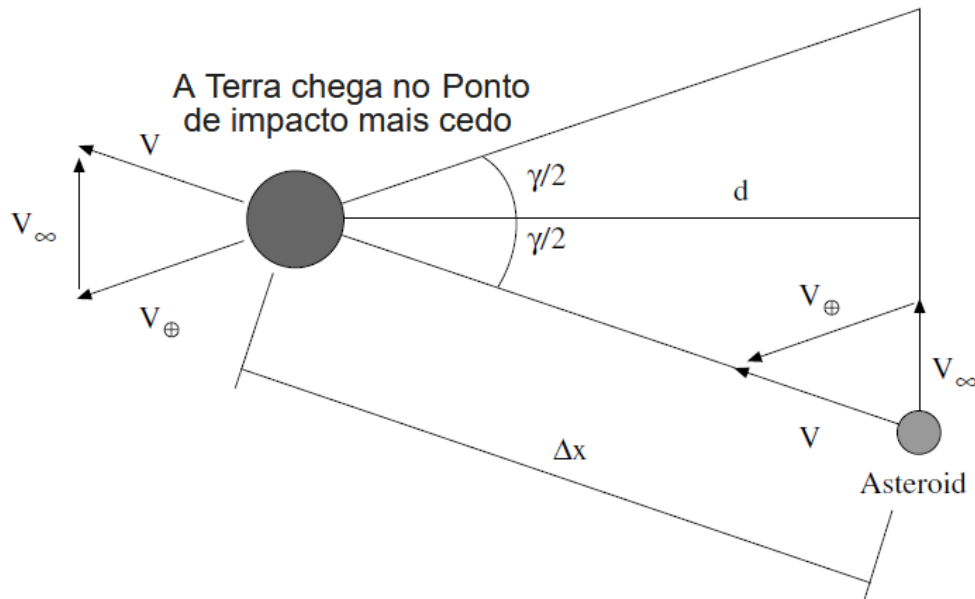
$$d = \Delta x \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right),$$

em que d é a distância de aproximação (também denominado *distancia de perda do plano do corpo*). O parâmetro de impacto b , que define o raio de uma seção transversal de colisão, é dado por:

$$b = R_{\oplus} \sqrt{1 + \frac{V_e^2}{V_{\infty}^2}}, \quad (11.15)$$

em que R_{\oplus} é o raio da Terra (= 6378 km), $V_e = \sqrt{2\mu_{\oplus}/R_{\oplus}}$ é a velocidade de escape da superfície da Terra (= 11,18 km/s) e V_{∞} é a velocidade de aproximação hiperbólica. Para evitar um impacto, simplesmente é necessário que $d > b$.

Fig. 11.1 – Geometria de deflexão de Asteroide para o caso de $a \approx 1$ UA



Fonte: Adaptado de Wie (2008)

Para um caso especial de uma colisão quase direta de um NEO com a Terra, tem-se

$$d = \Delta x \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right) \approx -\frac{3e}{4} At_a(t_a + 2t_c). \quad (11.16)$$

Esta fórmula foi apresentada anteriormente em Izzo (2007), sem mencionar que esta fórmula é aplicável somente a um caso de colisão retrógrado (de frente). Na prática, será extremamente difícil desviar um NEO, que está em um caminho de colisão frontal em direção à Terra, também evidenciado nesta fórmula.

Para um ΔV impulsivo ao longo da direção do eixo x , a deflexão resultante Δx após um tempo sem aceleração t_c é simplesmente dado por

$$\Delta x = -3\Delta V t_c. \quad (11.17)$$

11.1 Efeito da excentricidade na distância de perda

Considere as equações Clohessy-Wiltshire-Hill do movimento de um asteróide alvo em uma órbita de referência excêntrica, dadas por

$$\ddot{x} = 2\dot{\theta}\dot{y} + \ddot{\theta}y + \dot{\theta}^2x - \frac{\mu}{r^3}x + A_x \quad (11.18)$$

$$\ddot{y} = -2\dot{\theta}\dot{x} - \ddot{\theta}x + \dot{\theta}^2y - \frac{2\mu}{r^3}y + A_y \quad (11.19)$$

$$\ddot{r} = r\dot{\theta}^2 - \frac{\mu}{r^2} \quad (11.20)$$

$$\ddot{\theta} = -\frac{2\dot{r}\dot{\theta}}{r}, \quad (11.21)$$

onde (x, y) são as coordenadas relativas do asteróide alvo em relação a um ponto de referência da sua órbita elíptica nominal, r é a distância radial do Sol até a órbita de referência, θ é a anomalia verdadeira e μ é o parâmetro gravitacional do Sol. Além disso, tem-se

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$$

$$\dot{r} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (e \sin \theta)$$

$$\dot{\theta} = \sqrt{\frac{\mu}{p^3}} (1 + e \sin \theta)^2$$

onde $p = a(1 - e^2)$.

12 CONCLUSÃO

Neste trabalho foram estudadas preliminarmente aplicações de missões de velas solares em um problema astrodinâmico complexo: o de mudar a trajetória de objetos próximos da Terra (NEOs, do inglês *Near Earth Objects*) para mitigar a ameaça de impacto com a Terra. O trabalho introduziu brevemente um problema astrodinâmico tecnicamente desafiador, que é o de desvio de NEOs. Pretende-se para os trabalhos futuros descrever as opções de desvio com múltiplos rebocadores de gravidade e velas solares de uma maneira mais aprofundada, enfatizando os aspectos da modelagem dinâmica e controle. O trabalho se baseou em referências que tratam dos assuntos abordados na literatura.

13 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ADAMS, R. B., ALEXANDER, R., BONOMETTI, J., CHAPMAN, J., FINCHER, S., HOPKINS, R., KALKSTEIN, M., POLSGROVE, T., STATHAM, G., e WHITE, S., **Survey of Technologies Relevant to Defense from near-Earth Objects**, NASA-TP-2004-213089, NASA-MSFC, July 2004.

AHRENS, T. J., e HARRIS, A.W., **Deflection and Fragmentation of near-Earth Asteroids**, Hazards due to Comets and Asteroids, edited by T. Gehrels, Univ. of Arizona Press, Tucson, AZ, 1994, pp. 897–927.

BROSCART, S. B., e SCHEERES, D. J., **Control of Hovering Spacecraft near Small Bodies: Application to Asteroid 25142 Itokawa**, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 28, No. 2, 2005, pp. 343–354.

CARNELLI, I., **Industrial Assessment for the Don Quijote Mission**, presented at 2007 Planetary Defense Conference, March 2007.

CHENG, A., **Near Earth Asteroid Rendezvous: Mission Summary**, Asteroids III, Univ. of Arizona Press, Tucson, AZ, 2002, pp. 351–366.

CHESLEY, S. R., **Potential Impact Detection for near-Earth Asteroids: The Case of 99942 Apophis (2004 MN4)**, IAU Symposium No. 229: Asteroids, Comets, Meteors, Aug. 2005.

CHODAS, P., e YEOMANS, D., **Predicting Close Approaches and Estimating Impact Probabilities for near-Earth Objects**, American Astronomical Society, AAS 99 462, Aug. 1999.

CLOHESSY, W. H., e WILTSHIRE, R. S., **Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous**, Journal of the Aerospace Sciences, Vol. 27, Sept. 1960, pp. 653–658.

CONWAY, B. A., **Near-Optimal Deflection of Earth Approaching Asteroids**, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 24, No. 5, 2001, pp. 1035–1037.

COSMOS 1 SOLAR SAIL, <http://sail.planetary.org/>.

DACHWALD, B., **Optimal Solar Sail Trajectories for Missions to the Outer Solar System**, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 28, No. 6, 2005, pp.1187–1193.

DACHWALD, B., KAHLE, R., e WIE, B., **Solar Sailing KEI Mission Design Tradeoffs for Impacting and Deflecting Asteroid 99942 Apophis**, AIAA Paper 2006-6178, Aug. 2006.

FAHNESTOCK, E. G., e SCHEERES, D. J., **Dynamical Characterization and Stabilization of Large Gravity Tractor Designs**, Journal of Guidance, Control, and Dynamics Vol. 31, No. 3, 2008, pp. 501–521.

FRIEDMAN, L., **Star Sailing: Solar Sails and Interstellar Travel**, Wiley, New York, 1988.

GABERN, F., KOON, W.S., e MARSDEN, J.E., **Parking a Spacecraft near an Asteroid Pair**, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 29, No. 3, 2006, pp. 544–553.

GARBE, G., e MONTGOMERY, E., **An Overview of NASA's Solar Sail Propulsion Project**, AIAA Paper 2003-4662, July 2003.

GENNERY, D.B., **Scenarios for Dealing with Apophis**, presented at 2007 Planetary Defense Conference, March 2007.

GENNERY, D. B., **What Should Be Done About Asteroid Apophis (2004 MN4)?**, 10 jul. 2016, <http://www.spaceref.com/news/viewsr.html?pid=17666>.

GOLD, R. E., **SHIELD: A Comprehensive Earth Protection System**, A Phase 1 Report, NASA Inst. for Advanced Concepts, NIAC, 28 May, 1999, <http://www.niac.usra.edu/>.

HALL, C. D., e ROSS, I. M., **Dynamics and Control Problems in the Deflection of Near-Earth Objects**, American Astronautical Society, AAS-97-640, Aug. 1997.

HOLSAPPLE, K., GIBLIN, I., HOUSEN, K., NAKAMURA, A., e RYAN, E., **Asteroid Impacts—Laboratory Experiments and Scaling Laws**, *Asteroids III*, Univ. of Arizona Press, Tucson, AZ, 2002, pp. 443–462.

HOLSAPPLE, K., **About Deflecting Asteroids and Comets, Mitigation of Hazardous Comets and Asteroids**, Cambridge Univ. Press, New York, 2005, pp. 113–140.

HU, W. e SCHEERES, D., “Spacecraft Motion about Slowly Rotating Asteroids,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 4, 2002, pp. 765-77

INALHAN, G., TILLERSON, M., e HOW, J., **Relative Dynamics and Control of Spacecraft Formations in Eccentric Orbits**, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 1, 2002, pp. 48–59.

IZZO, D., NEGUERUELA, C., ONGARO, F., e WALKER, R., **Strategies for near Earth Object Impact Hazard Mitigation**, American Astronautical Society, AAS-05 147, Jan. 2005.

IZZO, D., BOURDOUX, A., WALKER, R., AND ONGARO, F., **Optimal Trajectories for the Impulsive Deflection of near-Earth Objects**, *Acta Astronautica*, Vol. 59, No. 1–5, April 2006, pp. 294–300.

IZZO, D., **Optimization of Interplanetary Trajectories for Impulsive and Continuous Asteroid Deflection**, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 2, 2007, pp. 401–408.

JUNKINS, J., SINGLA, P., e DAVIS, J., **Impact Keyholes and Collision Probability Analysis for Resonant Encounter Asteroids**, NASA Workshop on NEO Detection, Characterization, and Threat Mitigation, White Paper No. 070, June 2006.

KAHLE, R., HAHN, G., e KÜHRT, E., **Optimal Deflection of NEOs in Route of Collision with the Earth**, *Icarus*, Vol. 182, No. 2, June 2006, pp. 482–488.

KUBITSCHKEK, D. G., **Impactor Spacecraft Targeting for the Deep Impact Mission to Comet Tempel 1**, American Astronautical Society, AAS 03-615, Aug. 2003.

LANG, K. R., **Astrophysical Formulae**, Springer-Verlag, Berlin, 1980, p. 272

LU, E., e LOVE, S., **Gravitational Tractor for Towing Asteroids**, *Nature*, Vol. 438, 10 Nov. 2005, pp. 177–178.

McINNIS, C. R., **Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications**, Springer-Praxis, New York, 1999

_____. **Astronomical Engineering Revisited: Planetary Orbit Modification Using Solar Radiation Pressure**, *Astrophysics and Space Science*, Vol. 282, No. 4, 2002, pp. 765–772.

_____. **Deflection of near-Earth Asteroids by Kinetic Energy Impacts from Retrograde Orbits**, *Planetary and Space Science*, Vol. 52, June 2004, pp. 587–590

_____. **Near Earth Object Orbit Modification Using Gravitational Coupling**, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.30, No.3, 2007, pp.870–872.

MURPHY, D. M., MURPHEY, T.W., e GIEROW, P. A., **Scalable Solar Sail Subsystem Design Concept**, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 4, 2003, pp. 539–547

MURPHY, D., e WIE, B., **Robust Thrust Control Authority for a Scalable Sailcraft**, American Astronomical Society, AAS-04-285, Feb. 2004.

NASA AUTHORIZATION ACT OF 2005 (now known as the George E. Brown, Jr., Near Earth Object Survey Act), U.S. Congress, Washington, D.C., 22 Dec. 2005.

PALMER, P., e IMRE, E., **Relative Motion Between Satellites on Neighboring Keplerian Orbits**, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 2, 2007, pp. 521–528.

PARK, S.-Y., e ROSS, I. M., **Two-Body Optimization for Deflecting Earth-Crossing Asteroids**, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 22, No. 3, 1999, pp. 415–420.

_____. e MAZANEK, D. D., **Mission Functionality for Deflecting Earth-Crossing Asteroids/Comets**, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 26, No. 5, 2003, pp. 734–742.

RICHARDSON, D. C., LEINHARDT, Z. M., MELOSH, H. J., BOTTKE, W. F., Jr., e ASPHAUG, E., **Gravitational Aggregates: Evidence and Evolution**, Asteroids III, Univ. of Arizona Press, Tucson, AZ, 2002, pp. 501–515.

SAUER, C., **A Comparison of Solar Sail and Ion Drive Trajectories for a Halley's Comet Rendezvous Mission**, American Astronautical Society, AAS-77-104, Sept. 1977.

SCHEERES, D., WILLIAMS, B., e MILLER, J., **Evaluation of the Dynamic Environment of an Asteroid: Applications to 433 Eros**, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 3, 2000, pp. 466-475.

SCHEERES, D. J. e SCHWEICKART, R. L., **The Mechanics of Moving Asteroids**, AIAA Paper 2004-1440, Feb. 2004.

SCHWEICKART, R., LU, E., HUT, P., e CHAPMAN, C., **The Asteroid Tugboat**, *Scientific American*, Nov. 2003, pp. 54–61.

SHKADOV, L. M., **Possibility of Controlling Solar System Motion in the Galaxy**, International Astronautical Federation, Paper IAA-87-613, Oct. 1987.

SOLEM, J. C., **Interception of Comets and Asteroids on Collision Course with Earth**, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 30, No. 2, 1993, pp. 222–228.

THE JPL HORIZONS ON-LINE SOLAR SYSTEM DATA AND EPHEMERIS COMPUTATION SERVICE, <http://ssd.jpl.nasa.gov/?horizons>.

VALSECCHI, G., MILANI, A., ROSSI, A., e TOMMEI, G., **2004 MN4 Keyholes**, IAU Symposium No. 229: Asteroids, Comets, Meteors, Aug. 2005.

WIE, B., **Solar Sail Attitude Control and Dynamics, Parts 1 and 2**, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 4, 2004, pp. 526–544.

_____. MURPHY, D., THOMAS, S., e PALUSZEK, M., **Robust Attitude Control Systems Design for Solar Sail Spacecraft: Parts One and Two**, AIAA Paper 2004-5010, AIAA Paper 2004-5011, Aug. 2004

_____. THOMAS, S., PALUSZEK, M., e MURPHY, D., **Propellantless AOCS Design for a 160-m, 450-kg Solar Sail Spacecraft of the Solar Polar Imager Mission**, AIAA Paper 2005-3928, July 2005.

_____. **Solar Sailing Kinetic Energy Interceptor Mission for Impacting and Deflecting Near-Earth Asteroids**, AIAA Paper 2005-3725, July 2005.

_____. **Hovering Control of a Solar Sail Gravity Tractor Spacecraft for Asteroid Deflection**, American Astronautical Society, AAS 07-145, Jan–Feb. 2007; also 2007 Planetary Defense Conference, March 2007.

_____. **Space Vehicle Dynamics and Control**. 2. ed. Ames, Iowa: AIAA Education Series, AIAA, 2008. 934p.

WRIGHT, J. L., **Space Sailing**, Gordon and Breach, Philadelphia, 1992.