



Aplicação da comunicação óptica intersatélite em missões de formação em voo de pequenos satélites

Application of intersatellite optical communication in formation flying missions of small satellites

Alessandro Roberto dos Santos^{1,*} , Willer Gomes dos Santos¹ , Vilson Rosa de Almeida^{1,2}

1. Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial – Instituto Tecnológico de Aeronáutica – São José dos Campos (SP), Brasil.

2. Universidade Brasil – São Paulo (SP) Brasil.

Autor correspondente: arssjc@gmail.com

Editor de seção: Pérciles Lopes SantAna

Recebido: Mar. 22, 2022 **Aceito:** Maio 17, 2022

RESUMO

Este artigo teve como objetivo apresentar a aplicação da tecnologia fotônica em missões espaciais de formação em voo entre pequenos satélites, do tipo CubeSat, pela comunicação óptica intersatélite (*intersatellite optical communication*) e aplicação da nanofotônica por meio do *optical phased array*, que é uma alternativa para sanar as deficiências encontradas nos dispositivos transmissores atualmente utilizados para esse tipo de missão.

PALAVRAS-CHAVE: CubeSat, Comunicação óptica intersatélite, Optical phased array.

ABSTRACT

This paper aimed to present the application of photonic technology in space formation flying missions with small satellites, by means of intersatellite optical communication (ISOC) employing optical phased array (OPA) based on silicon nanophotonics through OPA, which is an alternative to remedy the deficiencies found in the transmitter devices currently used for this type of mission.

KEYWORDS: CubeSat, Intersatellite optical communication, Optical phased array.

INTRODUÇÃO

As missões espaciais envolvendo pequenos satélites, principalmente aqueles do tipo CubeSat, vêm sendo atrativas em virtude da redução de custos no desenvolvimento, lançamento, operação e manutenção desses pequenos satélites. Pela mesma justificativa, o interesse dos pesquisadores e das agências espaciais pelo emprego de vários satélites operando em conjunto, tal como um sistema espacial distribuído¹, vem crescendo a cada ano. Para uma missão espacial com vários satélites de pequeno porte operar em conjunto de forma coordenada, é necessário haver uma formação entre eles quando em órbita. Assim, esses tipos de missão, denominados de formação em voo (*formation flying*), podem ser definidos como um conjunto formado por mais de um satélite, cujo estado dinâmico está sobre um controle único e acoplado². Isso significa que, em uma formação, um satélite, denominado como líder, precisa enviar as informações de controle para os demais da formação, chamados de seguidores.

O enlace de comunicações entre satélites em formação em voo é de suma importância, pois é o meio de transferência de dados, comandos, manutenção da posição e avisos de falhas entre o líder e os seguidores. Logo, em muitas missões é necessário ter uma grande largura e alta taxa de transmissão de dados para atender às necessidades da missão espacial. Para satisfazer a tal requisito, algumas missões espaciais, sobretudo envolvendo CubeSats, estão recorrendo às comunicações ópticas, pois, além de atender a essas necessidades, sua faixa de frequência está livre das regulamentações oficiais³.

Recorrendo aos conceitos de formação em voo, este artigo teve a intenção de apresentar uma aplicação da fotônica, por meio da comunicação óptica intersatélite (*intersatellite optical communication* – ISOC), fundamental para transmissão de dados e manutenção de posição entre satélites que utilizam comunicação óptica nesse tipo de missão. Missões espaciais e experimentos com dispositivos fotônicos espaciais e experimentos com dispositivos fotônicos desenvolvidos para essa tarefa são apresentados, como também o conceito do *optical phased array* (OPA), como uma alternativa para os atuais transmissores com as finalidades de reduzir o peso e as dimensões e mitigar as interferências no feixe óptico durante a transmissão.

FORMAÇÃO EM VOO

A vantagem de criar missões espaciais com um conjunto de pequenos satélites do tipo CubeSat voando em formação, em relação a um único satélite de grande porte, está correlacionada a: reduzir custos da missão; prover maior flexibilidade na área de cobertura a ser explorada, pois com um satélite de grande porte seria necessário aumentar as suas dimensões nos componentes, como antena, transmissores e receptores, por exemplo, além de aumentar o peso e o consumo de energia; e incluir uma capacidade para transferir as tarefas para outro satélite, em caso de falhas, reduzindo seu desempenho, porém sem colocar a missão em risco. Tais vantagens induzem às seguintes dificuldades tecnológicas: alta precisão de navegação relativa; capacidade de comunicação distribuída; capacidade a bordo de detecção de falhas; otimização da trajetória e controle; e sincronização de atitude²⁻¹⁰.

A formação em voo possui um grande potencial de emprego, especialmente em aplicações de observação da Terra, interferometria, radar de abertura sintética (*syntetic aperture radar* – SAR) e exploração humana.

Para chegar a uma configuração de formação em voo adequada às necessidades da missão, é necessário realizar o design e a avaliação das órbitas por meio da dinâmica do movimento relativo. Para o desenvolvimento deste trabalho, foi utilizado um conjunto de equações lineares de movimento relativo considerando dois satélites, modelados como pontos de massa, sob influência de um campo gravitacional uniforme. Essas equações são denominadas de equações de Clohessy e Wiltshire (CW) e são descritas no sistema de coordenadas girante *local vertical local horizontal* (LVLH) centrado no líder, em que o eixo x aponta na direção radial a partir do centro de massa da Terra, o eixo z aponta na direção do *momentum* angular orbital, e o eixo y completa o sistema dextrogiro. No modo não perturbado, ou seja, sem influências de forças externas, as equações CW são expressas pelas Eqs. 1, 2 e 3²:

$$\ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = 0 \quad (1)$$

$$\ddot{y} + 2n\dot{x} = 0 \quad (2)$$

$$\ddot{z} + 2n\dot{x} = 0 \quad (3)$$

Cujas soluções são representadas pelas equações de Hill (Eqs. 4, 5 e 6)²:

$$x(t) = \left[4x(0) + \frac{2\dot{y}(0)}{n} \right] + \frac{\dot{x}(0)}{n} \text{sen}(nt) - 3 \left[x(0) + \frac{2\dot{y}(0)}{n} \right] \cos(nt) \quad (4)$$

$$y(t) = -[6nx(t) + 3\dot{y}(0)]t + \left[y(0) - \frac{2\dot{x}(0)}{n} \right] + \left[6x(0) + \frac{4\dot{y}(0)}{n} \right] \text{sen}(nt) + \frac{2\dot{x}(0)}{n} \cos(nt) \quad (5)$$

$$z(t) = \frac{\dot{z}(0)}{n} \text{sen}(nt) + z(0) \cos(nt) \quad (6)$$

Em que (Eq. 7):

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a_0^3}} \quad (7)$$

em que: x, y, z = componente de posição relativa nos eixos x, y e z no sistema de referência LVLH; $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ = componentes de velocidade relativa nos eixos x, y e z ; $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ = componentes de aceleração relativa nos eixos x, y e z ; n = movimento médio; $\mu = GM$ = coeficiente gravitacional da Terra; a_0 = semieixo maior da elipse, correspondente à posição do satélite líder.

Além do *design* da formação em voo, durante o projeto de concepção de uma missão espacial¹¹, os subsistemas do CubeSat devem atender aos requisitos de missão necessários para que esta seja executada de acordo com as necessidades dos *stakeholders*. Um dos vitais subsistemas para a realização de missões de formação em voo é o de comunicações, pois todas as informações do veículo espacial, como atitude, distância, velocidade relativa oriunda do satélite líder, dados coletados durante a observação e alertas de falhas, trafegarão por meio do enlace entre o CubeSat líder e seus seguidores¹².

Por meio da fotônica, a comunicação óptica no ambiente espacial é uma realidade, sobretudo na formação em voo de pequenos satélites, como, por exemplo, a comunicação óptica intersatélite.

COMUNICAÇÃO ÓPTICA INTERSATÉLITE

Para missões espaciais que utilizam comunicações ópticas em formação em voo, a comunicação óptica intersatélite é a forma empregada para se conectar um satélite ao outro, a fim de transmitir dados por meio de feixe de luz entre a faixa do visível ao ultravioleta como portadora, seja na mesma, seja em diferentes órbitas, a centenas ou milhares de quilômetros entre si. O conjunto de ISOC é composto do transmissor, do canal de propagação e do receptor, como mostra o diagrama esquemático da Fig. 1.

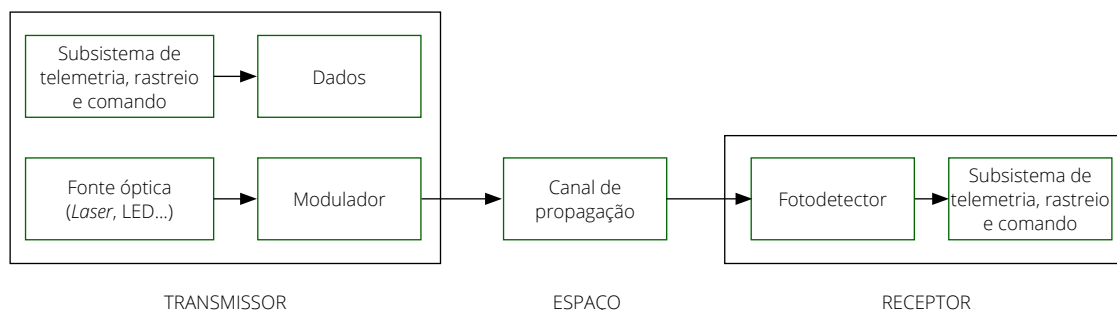


Figura 1: Representação esquemática dos elementos componentes da comunicação óptica intersatélite (*intersatellite optical communication*).

Transmissor

O processo de transmissão ocorre da seguinte forma: a ISOC recebe dados dos subsistemas de telemetria, rastreamento e comando (*telemetry, tracking and control* – TT&C) e comunicação do satélite. Esses dados são modulados por meio do modulador, sendo a portadora do sinal a fonte óptica, que pode ser um feixe de laser ou um diodo emissor de luz (*light-emitting diode* – LED). Assim, o feixe óptico que contém os dados é transmitido por intermédio do espaço para o receptor.

O dispositivo fotônico transmissor utilizado nesse enlace gera um feixe de luz muito estreito, necessitando, assim, de boa precisão em seu apontamento, aquisição e rastreamento (*aquisition, tracking and pointing* – ATP), para o sinal óptico chegar ao receptor com a menor perda possível, porém ainda é um desafio obter essa precisão e, conseqüentemente, melhor desempenho no enlace, pois se faz preciso mitigar as vibrações do sistema de apontamento e o ruído de fundo causado pelo transmissor, pelo receptor e do próprio sinal (*shot noise*)³. Outro desafio é o problema do desempenho do enlace causado pelo movimento dos satélites durante a formação em voo. Esse problema está atrelado ao movimento relativo entre os satélites, que pode gerar defasagem na distância entre o satélite seguidor e o líder, fazendo-os perder o apontamento do dispositivo transmissor; e à diferença de velocidade entre satélites, gerando assim uma mudança na frequência do sinal recebido causado pelo efeito Doppler³.

Canal de propagação

Na ISOC, o espaço livre é o canal de transmissão do feixe óptico¹³. Para os CubeSats que operam em baixa órbita (*low earth orbit* – LEO), na altitude entre 160 e 2.000 km acima da superfície da Terra, o vácuo é o meio de propagação do feixe óptico, ficando isento dos efeitos de atenuação, absorção e espalhamento que ocorrem na atmosfera terrestre. Porém, na região da ionosfera, onde se localiza a órbita LEO, há várias formas de perturbação que podem comprometer o desempenho do enlace, tal como arrasto atmosférico, radiação solar, bolhas de plasma e perturbação gravitacional do termo J_2 . Esses efeitos podem alterar a qualidade do sinal, aumentando a probabilidade de falhas, além de influenciar nos componentes e na precisão de apontamento, rastreamento e aquisição dos dados¹²⁻¹⁴. Atualmente, a solução utilizada é recorrer a manobras orbitais, por meio de propulsores, para retornar os satélites à formação original (*formation-keeping*)¹⁵⁻¹⁷.

Receptor

Chegando ao receptor, o sinal óptico passa pelo fotodetector, que tem a função de converter o sinal óptico em um sinal elétrico. Antes de chegar ao subsistema TT&C (comunicações), ele pode passar por filtros, amplificadores e outros componentes a fim de melhorar a qualidade do sinal recebido.

ENLACE DE COMUNICAÇÃO ÓPTICA INTERSATÉLITE

A ISOC utiliza o sistema de linha de visada (*light-of-sight* – LOS) ou feixe direto, permitindo alcançar distâncias entre centenas e milhares de quilômetros. Para conhecer o desempenho do enlace entre CubeSats em uma missão espacial, é necessário definir os requisitos dos elementos da carga útil (*payload*) do subsistema de comunicação óptica do *laser*, como: potência e comprimento de onda; ganho das antenas de transmissão e recepção; verificação das perdas oriundas do canal de propagação; erros intrínsecos ao dispositivo, como erro de apontamento; rendimento do transmissor e receptor; e sensibilidade do receptor. Com a definição desses parâmetros, é possível verificar a quantidade de potência recebida pelo receptor em um enlace de ISOC entre CubeSats, por meio da Eq. 8¹⁸:

$$P_R = P_T \eta_T \eta_R G_T G_R L_T L_R \left(\frac{\lambda}{4\pi\rho} \right)^2 \quad (8)$$

em que: P_R = potência recebida pelo receptor; P_T = potência transmitida; η_T = eficiência óptica do transmissor; η_R = eficiência óptica do receptor; G_T = ganho do transmissor; G_R = ganho no receptor; L_T = erro de apontamento do transmissor; L_R = erro de apontamento do receptor; λ = comprimento de onda; ρ = distância relativa entre os satélites.

Os ganhos do transmissor G_T e do receptor G_R são representados, respectivamente, pelas Eqs. 9 e 10:

$$G_T = \left(\frac{\pi D_T}{\lambda} \right)^2 \quad (9)$$

$$G_R = \left(\frac{\pi D_R}{\lambda} \right)^2 \quad (10)$$

em que: D_T = diâmetro da lente do transmissor; D_R = diâmetro da lente do receptor.

Os fatores de perdas de apontamento na transmissão L_T e na recepção L_R são expressos nas Eqs. 11 e 12:

$$L_T = \exp(-G_T \theta_T^2) \quad (11)$$

$$L_R = \exp(-G_R \theta_R^2) \quad (12)$$

em que: θ_T = erro de apontamento do transmissor; θ_R = erro de apontamento do receptor.

Por meio das equações, observa-se que há relação entre a potência recebida e a distância do enlace.

DESENVOLVIMENTO DA COMUNICAÇÃO ÓPTICA INTERSATÉLITE EM PEQUENOS SATÉLITES

Em 2015, a Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (Nasa), por meio da missão *optical communication and sensor demonstration* (OCSD), realizou o experimento de ISOC entre os CubeSats AeroCube-7, AeroCube-11 e o Isara. Como o Isara não possui um sistema de recepção para coletar o sinal óptico oriundo dos CubeSats, foi utilizada uma de suas câmeras instalada a bordo como receptor, pois, como ela operava na faixa do infravermelho próximo, era sensível ao comprimento de onda de 1.064 nm do laser do AeroCube-7 e do AeroCube-11. As imagens coletadas do laser pela câmera eram convertidas em sinais de radiofrequência e usadas para avaliar as capacidades de rastreamento e de apontamento dos satélites por meio da intensidade do sinal óptico¹⁹.

Em 2017, Iwamoto et al.^{20,21} realizaram um estudo experimental de ISOC para pequenos satélites. Nesse estudo, foi proposto um enlace de 4.500 km entre satélites com uma taxa de *bits* de dezenas de Mbps, utilizando sistemas de apontamento com microatuadores e estabilizadores que resultaram na precisão de 10 μ rad, cobertura angular de ± 500 mrad e velocidade angular de 35 mrad/s.

Morgan²² apresentou, em 2017, um projeto transceptor de ISOC entre CubeSats denominado *free space lasercomm and radiation experiment* (Flare). O módulo transceptor do Flare foi projetado para suportar uma taxa de dados de 20 Mbps a uma distância entre 20 e 500 km entre os satélites, utilizando potência menor que 20 W. O dispositivo consistia em um conjunto óptico composto de dois sistemas micromecânicos e conjunto de espelhos para realizar o controle e o direcionamento do feixe de laser para o receptor.

Ao tentar desenvolver um sistema satelital composto de CubeSats e uma estação terrena para trafegar imagens hiperespectrais ou SAR vindas do espaço, Welle et al.²³, em 2017, viram a necessidade de utilizar a comunicação óptica com uma rede de CubeSats repetidores em baixa órbita para fluir a grande taxa de dados vinda dessas imagens. Baseando-se nos sistemas satelitais que utilizam a ISOC e uma comunicação Terra-espaço para grandes satélites, concluíram que o principal desafio era criar um sistema de apontamento do feixe composto de dois estabilizadores, que seria inviável em CubeSats, em virtude do peso e das dimensões do dispositivo. Dessa forma, foram realizados dois experimentos para sanar essa deficiência. O primeiro criou um sistema de apontamento com um único sistema de estabilização, combinado com a rotação do satélite sobre o eixo de recepção, para o caso Terra-espaço. O segundo experimento usou um enlace de ISOC entre dois CubeSats, sem sistema de estabilização dos feixes, voando próximos, sendo um sistema atuando como receptor e outro como transmissor.

Em 2018, Cahoy et al.²⁴ apresentaram a missão CubeSat Laser Infrared Crosslink (Click), realizada por uma parceria entre a Nasa, o Massachusetts Institute of Technology (MIT) e a University of Florida. A missão proposta será dividida em duas fases. A primeira, com previsão de lançamento em 2023, a Click A, composta de dois CubeSats 3U, tem como objetivo apresentar o desempenho e a precisão do sistema de apontamento e controle do direcionamento do feixe entre os CubeSats e a estação de solo. A segunda fase da missão, Click B/C, propõe demonstrar o enlace de ISOC propriamente dito, isto é, efetuar a transmissão e a recepção entre dois CubeSats 3U na mesma órbita para demonstrar a ISOC bidirecional a uma distância entre 25 e mais de 580 km entre satélites com uma taxa de transmissão de 20 Mbps.

No mesmo ano, Velazco e La Vega²⁵ e Velazco et al.²⁶ apresentaram o projeto da Missão Q4, liderada pela Jet Propulsion Laboratory (JPL). Esse projeto visa o enlace de quatro CubeSats que empregam a ISOC com um dispositivo de transmissão e recepção óptica realizando cobertura de 360°, com uma taxa de dados acima de 1 Gbps a uma distância acima de 200 km entre os satélites.

O National Institute of Information and Communications Technology e a Universidade de Tóquio criaram uma missão entre o CubeSOTA, um CubeSat 3U em órbita LEO e o satélite ETS9-HICALI de órbita GEO, por meio da ISOC com taxa de transmissão de dados igual a 10 Gbps. O lançamento está previsto para 2023²⁷.

Outra abordagem de estudo em ISOC para CubeSat é o desenvolvimento de dispositivos de transmissão de luz na faixa do visível, por meio de LED para enlaces de curto e médio alcance, substituindo assim o *laser*, em virtude do requisito de alta precisão de apontamento, e a radiofrequência, por causa da limitada capacidade de transmissão (largura de banda). Assim, em 2018, Amanor et al.²⁸ apresentaram um modelo analítico de ISOC utilizando luz na faixa do visível, a fim de avaliar a viabilidade e o desempenho do enlace em diversos tipos de modulação e detecção direta, obtendo taxa de dados de 2 Mbits/s à distância de 0,5 km, com a taxa de erro de *bits* (*bits error rate* – BER) de 10^{-6} . Griffiths et al.^{29,30} demonstraram experimentalmente um transceptor de comunicação óptica que utilizava LED e fotodetectores *single-photon avalanche diode* (SPAD) em silício, que aumentava a sensibilidade de recepção do

sinal, chegando a valores de -55,2 dBm, permitindo alcances maiores que 1 km no enlace e recebendo taxa de 100 Mb/s. Em 2021, Anzagira et al.³¹ apresentaram um estudo teórico sobre o emprego de LED em ISOC, recorrendo ao *non-orthogonal multiple access* (Noma), que é um método que permite transmitir vários dados simultaneamente do satélite líder para os seguidores, direcionando o sinal específico para cada satélite. Essa transmissão gerou a taxa de 2 Mbit/s.

DISPOSITIVOS DE TRANSMISSÃO DE ENLACES DE COMUNICAÇÃO ÓPTICA INTERSATÉLITE UTILIZANDO *OPTICAL PHASED ARRAY*

Na seção anterior, observa-se que todos os componentes do dispositivo de transmissão do CubeSat são formados por partes mecânicas e lentes, afetando o apontamento do instrumento por causa das vibrações que ocorrem durante o movimento do sistema ATP, reduzindo assim a precisão do direcionamento do feixe óptico no satélite receptor, além do consumo de energia do satélite.

Um dispositivo fotônico alternativo para reduzir esses efeitos é o desenvolvimento de um OPA. O OPA consiste em um dispositivo fotônico que não possui partes mecânicas, sendo construído em dimensões micrométricas, fabricado no conceito de nanofotônica em silício. Sendo o princípio de funcionamento semelhante ao das antenas *phased array* na faixa de radiofrequência, a diferença está no direcionamento dos feixes, por meio do controle da fase da luz irradiada pelas antenas ópticas. Em comparação aos dispositivos de comunicação óptica tradicionais, o OPA tem a vantagem de apresentar alta velocidade de direcionamento, além de multidirecionamento do feixe, pequenas dimensões e peso, sendo características essenciais para aplicações espaciais, sobretudo CubeSats³². A Fig. 2 mostra uma representação esquemática do OPA com o modulador de fase (*phase shifter*) em forma de guia espiral de Arquimedes:

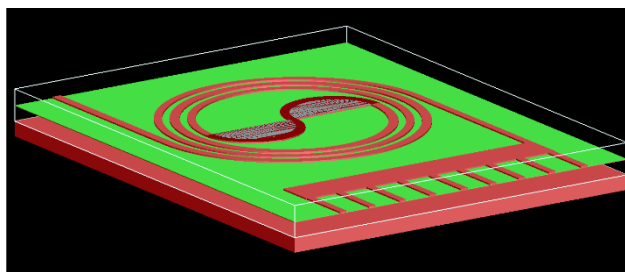


Figura 2: Representação esquemática do *optical phased array* em forma de guia espiral de Arquimedes.

A justificativa para o sistema de apontamento não possuir partes mecânicas vem do modulador de fase; ele funciona por meio da alteração do índice de refração do material com que é construído o guia, alterando assim a propagação da luz. Esse processo pode ser realizado por dois tipos de efeito: eletro-óptico, ou termo-óptico. O termo-óptico é o efeito em que a variação do índice de refração do material $n_{material}$ é totalmente dependente da temperatura T aplicada nesse corpo.

A temperatura é oriunda do aquecimento do material condutor do feixe óptico por meio de aquecedores (*heater*), que fazem gerar a relação n - T , representada pelo coeficiente termo-óptico (*thermo-optical coefficient* – TOC), expresso por $\partial n / \partial T$ ³³. Na natureza, cada material possui seu coeficiente termo-óptico, e por intermédio desse valor é possível saber como a temperatura vai influenciar no índice de refração do material. Assim, conhece-se quanto será a variação de fase $\Delta\phi$ do feixe de luz em função da temperatura T , do comprimento L do guia em um comprimento de onda λ pela Eq. 13^{34,35}:

$$\Delta\phi = \frac{2\pi L}{\lambda} \cdot \frac{\partial n}{\partial T} \cdot \Delta T \Delta\phi = \frac{2\pi}{\lambda} \cdot \frac{\partial n_{eff}}{\partial T} \cdot \Delta T \cdot L \quad (13)$$

Em que se busca alcançar uma variação de fase $\Delta\phi = \pi$, em função da variação da temperatura. Por meio de simulações, é possível obter a variação de temperatura no guia de onda necessária para obter o valor de $\Delta\phi$ e

a distribuição de calor. Como exemplo, a Fig. 3 representa um guia de ondas à temperatura ambiente de 300 K. Independentemente da abordagem de excitação por aquecimento (elétrica ou óptica), postula-se que a potência de 7,02 mW foi utilizada para o aquecimento a fim de obter $\Delta\phi = \pi$ no comprimento de onda de 1,55 μm . Portanto, a distribuição de calor ao longo do guia de ondas em espiral é mostrada na Fig. 3.

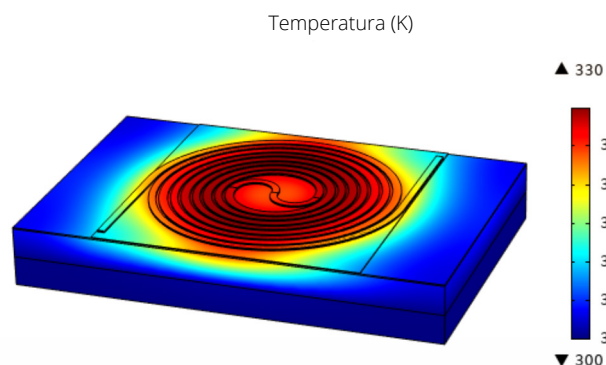


Figura 3: Representação em três dimensões da distribuição do calor no guia espiral.

Por meio da Fig. 3, observa-se que a mudança de temperatura se concentra no centro do guia de onda espiral e se dissipa principalmente pelas camadas laterais (Si_3N_4 e Si) e com menor intensidade em direção ao substrato de Si, e a variação da temperatura, com pico de 29 K, está distribuída ao longo do guia de ondas, o que é suficiente para gerar uma modulação de fase óptica de π radianos. Logo, com a potência aplicada no dispositivo para gerar calor e variação de fase (linha vermelha), isso resultará na direção de apontamento do feixe (linha verde) de *laser*, como mostra o gráfico da Fig. 4.

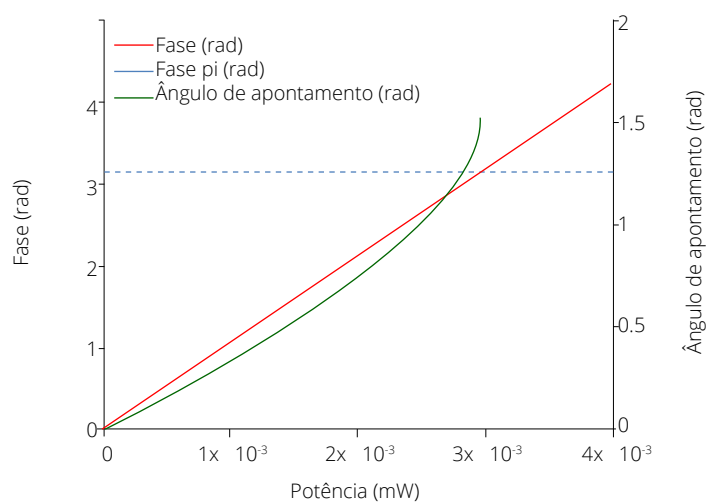


Figura 4: Gráfico da relação potência, fase e direção do feixe.

Por meio do gráfico apresentado, vê-se que o ângulo de apontamento θ atinge o ângulo de apontamento máximo de 90° , para o valor de $\Delta\phi = \pi$ e potência térmica de $P_\pi = 7,02$ mW.

CONCLUSÃO

Neste artigo, foi apresentado o emprego da tecnologia fotônica em missões espaciais em formação em voo de pequenos satélites, cujo maior desafio é o feixe direcional, proveniente de dispositivos de transmissão, livre de interferências e perdas na recepção. A nanofotônica integrada em silício que permite construir dispositivos em dimensões reduzidas, como o OPA, não possui componentes mecânicos para o direcionamento do feixe,

sendo uma forma para mitigar os efeitos causados pelo ambiente espacial na transmissão do sinal, como também aproveitar o espaço reduzido do CubeSat.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem a Marinha do Brasil e a Força Aérea Brasileira pelo apoio prestado.

CONTRIBUIÇÃO DOS AUTORES

Conceitualização: Santos AR, Almeida VR, Santos WG; **Análise Formal:** Santos AR, Almeida VR, Santos WG; **Metodologia:** Santos AR, Almeida VR, Santos WG; **Escrita – rascunho original:** Santos AR; **Escrita – análise e edição:** Almeida VR, Santos WG.

FINANCIAMENTO

Não se aplica.

DISPONIBILIDADE DE DADOS DE PESQUISA

Não se aplica.

REFERENCES

1. D'Errico M. Distributed space missions for earth system monitoring. Springer Science & Business Media; 2013. v. 31.
2. Alfriend KT, Vadali SR, Gurfil P, How JP, Breger LS. Space formation flying. Londres: Elsevier; 2010.
3. Kaushal H, Kaddoum G. Optical communication in space: challenges and mitigation techniques. IEEE Commun Surv Tutorals. 2017;19(1):57-96. <https://doi.org/10.1109/COMST.2016.2603518>
4. Sabol C, Burns R, McLaughlin CA. Satellite formation flying design and evolution. Adv Astronaut Sci. 1999;102(2):265-84.
5. Montenbruck O, Wermuth M, Kahle R. GPS based relative navigation for the Tan DEM-X mission - First flight results. Navig J Inst Navig. 2011;58(4):293-304. <https://doi.org/10.1002/j.2161-4296.2011.tb02587.x>
6. Roscoe CWT, Vadali SR, Alfriend KT, Desai UP. Satellite formation design in orbits of high eccentricity with performance constraints specified over a region of interest: MMS phase II. Acta Astronaut. 2013;82(1):16-24. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.07.028>
7. Wu B, Wang D, Poh EK. Decentralized sliding-mode control for spacecraft attitude synchronization under actuator failures. Acta Astronaut. 2014;105(1):333-43. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.10.011>
8. Lee D, Kumar KD, Sinha M. Fault detection and recovery of spacecraft formation flying using nonlinear observer and reconfigurable controller. Acta Astronaut. 2014;97:58-72. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.12.002>
9. Wu B, Wang D, Poh EK, Xu G. Nonlinear optimization of low-thrust trajectory for satellite formation: Legendre pseudospectral approach. J Guid Control Dyn. 2009;32(4):1371-81. <https://doi.org/10.2514/1.37675>

10. Wu B, Xu G, Cao X. Relative dynamics and control for satellite formation: accommodating J2 perturbation. *J Aerosp Eng*. 2016;29(4):04016011. [https://doi.org/10.1061/\(asce\)as.1943-5525.0000600](https://doi.org/10.1061/(asce)as.1943-5525.0000600)
11. Wertz JR, Everett DF, Puschell JJ. *Space mission engineering: the new SMAD*. Microcosm Press; 2011.
12. Subramanian GP, Foust R, Chen D, Chan S, Taleb Y, Rogers DL, et al. Information-driven systems engineering study of a formation flying demonstration mission using six CubeSats. In: 53rd AIAA Aerospace Science Meeting; 2015. <https://doi.org/10.2514/6.2015-2043>
13. Kaushal H, Jain VK, Kar S. *Free space optical communication*. Nova Délhi: Springer India; 2017;10(1).
14. Aguiar VAP. *Efeitos de radiação em dispositivos eletrônicos com feixes de íons pesados [dissertação em Física]*. São Paulo: Instituto de Física, Universidade de São Paulo; 2014.
15. Cardoso Franco T, Gomes Santos W. ITASAT-2: Formation flying maneuver and control considering J2 disturbances and differential drag. In: XXII Simpósio de Aplicações Operacionais em Áreas de Defesa, São José dos Campos; 2020. p. 176-181.
16. Arnon S, Gill E. The optical communication link outage probability in satellite formation flying. *Acta Astronaut*. 2014;95:133-40. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.10.021>
17. Chung SJ, Bandyopadhyay S, Foust R, Subramanian GP, Hadaegh FY. Review of formation flying and constellation missions using nanosatellites. *J Spacecr Rockets*. 2016;53(3):567-78. <https://doi.org/10.2514/1.A33291>
18. Arnon S. Performance of a laser μ satellite network with an optical preamplifier. *J Opt Soc Am A*. 2005;22(4):708-15. <https://doi.org/10.1364/josaa.22.000708>
19. Welle RP, Coffman C, Pack DW, Santiago JR. CubeSat Laser Communication Crosslink Pointing Demonstration. In: 33rd Annual AIAA/USU Conference Small Satellite; 2019. p. 9.
20. Iwamoto K, Araki T, Kobayashi Y, Sawada H, Ito T, Sano T, et al. Experimental verifications on small optical inter-satellite communication system for small and micro satellites. In: IEEE International Conference Spatial and Optical Systems Application. ICSOS; 2017. pp. 59-62. <https://doi.org/10.1109/ICSOS.2017.8357212>
21. Iwamoto K, Nakao T, Ito T, Sano T, Ishii T, Shibata K, et al. Small optical inter-satellite communication system for small and micro satellites. In: XXIX Free-Space Laser Communication Atmosphere on Wave Propagation; 2017;10096:100960T. <https://doi.org/10.1117/12.2251610>
22. Morgan R. SSC17-VIII-1 Nanosatellite Lasercom System.
23. Welle R, et al. A CubeSat-based optical communication network for low earth orbit [Internet]. In: 31th Annual AIAA/USU Conference of Small Satellite; 2017 [acessado em 25 mar. 2021]. p. 9. Disponível em: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2017/all2017/146/>
24. Cahoy K, Grenfell P, Crews A, Long M, Serra P, Nguyen A, et al. The CubeSat Laser Infrared Crosslink Mission (CLICK). In: Proceedings of SPIE, 2019;11180:33. <https://doi.org/10.1117/12.2535953>
25. Velazco JE, La Vega JS. Q4 - A CubeSat Mission to Demonstrate Omnidirectional Optical Communications. IEEE Aerosp Conference; 2020. p. 6-11. <https://doi.org/10.1109/AERO47225.2020.9172329>
26. Velazco JE, Griffin J, Wernicke D, Janzen A, Huleis J, Peng M, et al. High data rate inter-satellite Omnidirectional Optical Communicator. *Aiaa/Usu Ssc18-Wki-02*. 2018;(818):1-5.
27. Carrasco-Casado A, Do PX, Kolev D, Hosonuma T, Shiratama K, Kunitomori H, et al. Intersatellite-link demonstration mission between CubeSOTA (LEO CubeSat) and ETS9-HICALI (GEO Satellite). In: IEEE International Conference of Spatial and Optical Systems of Application. ICSOS; 2019. p. 1-5. <https://doi.org/10.1109/ICSOS45490.2019.8978975>
28. Amanor DN, Edmonson WW, Afghah F. Intersatellite communication system based on visible light. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*. 2018;54(6):2888-99. <https://doi.org/10.1109/TAES.2018.2832938>

29. Griffiths AD, Herrnsdorf J, Henderson RK, Strain MJ, Dawson MD. High-sensitivity inter-satellite optical communications using chip-scale LED and single-photon detector hardware. *Opt Express*. 2021;29(7):10749-68. <https://doi.org/10.1364/oe.421101>
30. Griffiths A, Herrnsdorf J, Strain M, Dawson M. High sensitivity inter-satellite optical communications using LEDs and single photon receivers. 2019;236-8.
31. Anzagira A, Edmonson WW, Amanor DN. LED-based visible light intersatellite communication for distributed space systems. *IEEE J Miniaturization Air Sp Syst*. 2021;2(3):140-7. <https://doi.org/10.1109/jmass.2021.3059373>
32. He J, Dong T, Xu Y. Review of photonic integrated optical phased arrays for space optical communication. *IEEE Access*. 2020;8:188284-98. <https://doi.org/10.1109/access.2020.3030627>
33. Cocorullo G, Della Corte FG, Iodice M, Rendina I, Sarro PM. A temperature all-silicon micro-sensor based on the thermo-optic effect. *IEEE Trans Electron Dev*. 1997;44(5):766-74. <https://doi.org/10.1109/16.568038>
34. Palik ED. Thermo-optic coefficients. In: Palik E (Ed.). *Handbook of optical constants of solids*. Elsevier; 1997. p. 115-261.
35. Krochin Yopez PA, Scholz U, Zimmermann A. Temperature dependence of the steering angles of a silicon photonic optical phased array. *IEEE Photonics J*. 2020;12(2). <https://doi.org/10.1109/jphot.2020.2966618>