REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

SELEÇÃO ORBITAL PARA CENTROS DE DADOS ESPACIAIS: UM ESTUDO COMPARATIVO MULTIFÍSICO E DE DESEMPENHO TÉCNICO ENTRE LEO, SSO DAWN-DUSK E GEO

ORBITAL SELECTION FOR SPACE-BASED DATA CENTERS: A COMPARATIVE MULTI-PHYSICAL AND TECHNICAL PERFORMANCE TRADE-OFF AMONG LEO, DAWN-DUSK SSO, AND GEO

SELECCIÓN ORBITAL PARA CENTROS DE DATOS ESPACIALES: UN ESTUDIO COMPARATIVO MULTIFÍSICO Y DE RENDIMIENTO TÉCNICO ENTRE LEO, SSO DAWN-DUSK Y GEO

Dafnhê Thor Castro de Martins Barros
Mestrando no Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Controle e Automação (PROPECAUT), Instituto Federal do Espírito Santo (IFES), Brasil
E-mail: dafnhe.thor@msn.com

Felipe Augusto Trancoso Fernandes
Engenheiro de Controle e Automação, Instituto Federal do Espírito Santo (IFES), Brasil
E-mail: felipealgusto@uol.com.br

Resumo

A escalabilidade dos centros de dados terrestres voltados ao processamento massivo de inteligência artificial enfrenta severas restrições energéticas e de consumo hídrico para resfriamento. Centros de dados orbitais despontam como alternativa sustentável ao explorar a irradiância solar extraterrestre contínua Massa de Ar Zero (1.361 W/m²) no vácuo espacial. Entretanto, a escolha do regime orbital determina as condições de contorno de temperatura, choque térmico, degradação por radiação e capacidade de escoamento por telecomunicações. Este trabalho estabelece um estudo comparativo analítico e multifísico entre três trajetórias orbitais: Órbita Baixa da Terra Convencional (LEO, 500 km, 53°), Órbita Heliossíncrona Dawn-Dusk (SSO, 700 km, 98,2°) e Órbita Geoestacionária Equatorial (GEO, 35.786 km, 0°). A investigação fundamenta-se estritamente em quatro eixos técnicos de desempenho: carga estimada e massa específica (kg/kW); vida útil e confiabilidade dos subsistemas em 10 anos (TID, baterias e Coffin-Manson); velocidade e eficiência sustentada de processamento de IA (PUE orbital e estrangulamento térmico); e velocidade e capacidade de telecomunicações (latência RTT e vazão diária por RF e laser FSO). Modelagens físicas acopladas e propagação orbital anual de 365 dias demonstram que a órbita SSO Dawn-Dusk é a melhor alternativa de projeto: reduz a massa específica de lançamento para 48,24 kg/kW (economia de 28,5% vs. LEO e 35,4% vs. GEO com hardware de TI explicitado em 10,0 kg/kW), restringe os eclipses a breves eventos sazonais de solstício (281 dias/ano 100% livres de sombra e máximo de 18,8 min de eclipse), preserva 88,5% da capacidade das baterias em 10 anos, assegura sobrevida de 96,8% nas soldas BGA, atinge PUE orbital de 1,15 com 98,8% de vazão útil e provê latência ágil de 9,5 ms geométrica (21,5 ms fim-a-fim) com capacidade diária de download de 150,2 TB por nó óptico de 100 Gbps sobre estações polares. Uma matriz multicritério formal AHP com consistência perfeita (CR = 0,000 < 0,10) consolida a liderança de SSO com escore 0,5158, fornecendo diretrizes analíticas transparentes para o planejamento de infraestruturas espaciais sustentáveis.

Palavras-chave: Centros de dados espaciais; Órbita heliossíncrona Dawn-Dusk; Decomposição de massa; Confiabilidade de semicondutores; Comunicação óptica espacial.

Abstract

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

The scaling of terrestrial data centers dedicated to massive artificial intelligence workloads faces severe electrical power grid saturation and evaporative cooling water constraints. Orbital Data Centers (ODCs) offer a compelling sustainable paradigm by harvesting continuous extraterrestrial Air Mass Zero solar irradiance (1,361 W/m²) in the space vacuum. However, orbital trajectory selection decisively dictates boundary conditions for thermal stress, radiation damage, and data throughput. This paper establishes a rigorous analytical and multi-physical comparative evaluation among three candidate trajectories: Conventional LEO (500 km, 53°), Dawn-Dusk SSO (700 km, 98.2°), and Equatorial GEO (35,786 km, 0°). The investigation focuses strictly on four technical axes: launch mass decomposition and dry specific weight (kg/kW); 10-year subsystem lifetime reliability under Total Ionizing Dose (TID), battery fading, and Coffin-Manson thermal fatigue; sustained AI compute throughput (orbital PUE and thermal throttling); and communications performance (RTT latency and RF/FSO daily throughput). Coupled physical modeling and annual 365-day orbital propagations demonstrate that Dawn-Dusk SSO constitutes the optimal design alternative: it slashes specific launch mass to 48.24 kg/kW (a 28.5% saving relative to LEO and 35.4% relative to GEO, with compute IT hardware explicitly modeled at 10.0 kg/kW), confines eclipses to brief seasonal solstice windows (281 days/year 100% eclipse-free and max 18.8 min eclipse), retains 88.5% battery capacity over 10 years, preserves BGA solder joint reliability at 96.8%, achieves an orbital PUE of 1.15 with 98.8% sustained throughput, and delivers an agile 9.5 ms geometric RTT (21.5 ms end-to-end) with 150.2 TB/day downlink volume per 100 Gbps optical node over polar ground stations. Saaty's canonical AHP evaluation (CR = 0.000 < 0.10) ratifies SSO as the superior regime with a composite score of 0.5158.

Keywords: Space-based data centers; Dawn-Dusk Sun-synchronous orbit; Spacecraft mass breakdown; Semiconductor reliability; Free-space optical communications.

Resumen

La escalabilidad de los centros de datos terrestres para inteligencia artificial enfrenta severas restricciones energéticas y de consumo de agua potable. Los centros de datos orbitales surgen como una alternativa sostenible al aprovechar la irradiancia solar continua Masa de Aire Cero (1.361 W/m²) en el vacío espacial. Sin embargo, la selección del régimen orbital determina las condiciones límite de temperatura, daño por radiación y capacidad de telecomunicaciones. Este artículo desarrolla un estudio analítico y multifísico comparativo entre tres trayectorias: LEO Convencional (500 km, 53°), SSO Dawn-Dusk (700 km, 98,2°) y GEO Ecuatorial (35.786 km, 0°). La evaluación examina cuatro ejes técnicos: descomposición de masa de lanzamiento (kg/kW); confiabilidad y vida útil a 10 años (TID, baterías y fatiga de Coffin-Manson); rendimiento sostenido de procesamiento de IA (PUE orbital y estrangulamiento térmico); y telecomunicaciones (latencia RTT y volumen diario por RF y FSO). Los modelos físicos acoplados demuestran que la órbita SSO Dawn-Dusk representa la opción superior de diseño: reduce la masa específica a 48,24 kg/kW (28,5% menor que LEO y 35,4% menor que GEO, con hardware de TI en 10,0 kg/kW), restringe los eclipses a breves ventanas de solsticio (281 días/año libres de sombra y máximo de 18,8 min de eclipse), conserva el 88,5% de la capacidad de las baterías, ofrece un PUE de 1,15 y logra una latencia de 9,5 ms geométrica con 150,2 TB/día vía láser FSO de 100 Gbps. La evaluación AHP (CR = 0,000) confirma a SSO como el régimen óptimo con un puntaje de 0,5158.

Palabras clave: Centros de datos espaciales; Órbita heliosincrónica Dawn-Dusk; Descomposición de masa; Confiabilidad en semiconductores; Comunicaciones ópticas en espacio libre.

1. Introdução

A expansão vertiginosa de modelos fundacionais de inteligência artificial generativa, redes neurais profundas multimodais e sistemas de aprendizado por reforço em escala planetária gerou uma demanda energética sem precedentes nas infraestruturas terrestres de computação em nuvem (BARROSO; HÖLZLE;

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

RANGANATHAN, 2019, p. 25; BLOCH et al., 2026, p. 2). Centros de dados contemporâneos de grande porte frequentemente demandam potências elétricas contínuas na faixa de centenas de megawatts, gerando sobrecarga nas redes regionais de distribuição e exigindo o consumo evaporativo de milhões de litros de água tratada anualmente para arrefecimento térmico (BLOCH et al., 2026, p. 4). Em polos tecnológicos consolidados, a obtenção de novas conexões à rede elétrica enfrenta filas de espera de múltiplos anos, pressionando metas governamentais e corporativas de descarbonização (AGÜERA Y ARCAS et al., 2025, p. 2).

Diante desses gargalos biofísicos e territoriais, a comunidade científica aeroespacial e a indústria de sistemas espaciais têm investigado a viabilidade da migração de nós de processamento massivo para o espaço circum-terrestre na forma de Centros de Dados Orbitais (Orbital Data Centers — ODCs) (TURYSHEV, 2026a, p. 1). Satélites computacionais operando fora da atmosfera colhem a irradiância solar extraterrestre Massa de Ar Zero (AM0, $S_0 \approx 1.361\ \mathrm{W/m^2}$), caracterizada por estabilidade temporal e ausência completa de atenuação por nuvens, ciclos dia-noite terrestres ou perdas por espalhamento de Rayleigh (WERTZ; EVERETT; PUSCHELL, 2011, p. 415). Além disso, a dissipação térmica no vácuo espacial ocorre sem consumo de recursos hídricos, transferindo calor por radiação infravermelha para o fundo cósmico ($T_{\mathrm{space}} \approx 3\ \mathrm{K}$) (GILMORE, 2002, p. 15; MESEGUER et al., 2012, p. 45).

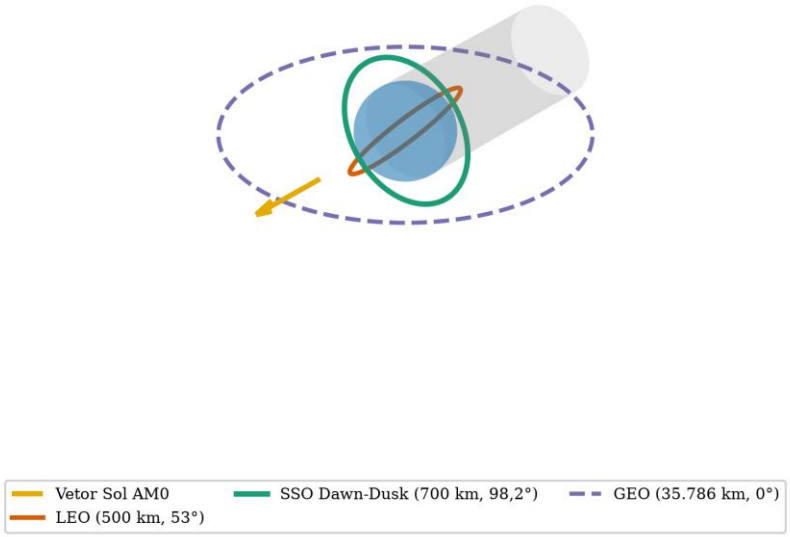
Contudo, a operabilidade e a sustentabilidade de uma infraestrutura de múltiplos quilowatts a megawatts no espaço dependem decisivamente da escolha do regime orbital. Uma seleção inadequada impõe severas penalidades de massa decorrentes de eclipses solares recorrentes, degradação física precoce de baterias e semicondutores, paradas por sobreaquecimento e estrangulamento da capacidade de comunicação com a Terra. Para elucidar a geometria global desse problema de engenharia, a Figura 1 ilustra as três trajetórias representativas investigadas neste estudo.

Figura 1: Geometria Orbital Global Tridimensional de LEO, SSO Dawn-Dusk e GEO com Cilindro de Sombra Terrestre.

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22



Fonte: Elaborada pelos autores (2026).

A Figura 1 apresenta a orientação espacial tridimensional dos três regimes orbitais analisados em relação ao vetor de fluxo solar incidente e ao cilindro de sombra geométrica da Terra. Observa-se que, enquanto a órbita LEO convencional de 500 km cruza periodicamente a região de escuridão e GEO permanece a 35.786 km no plano equatorial, a trajetória SSO Dawn-Dusk de 700 km alinha-se estritamente ao terminador solar (LTAN 06:00/18:00), mantendo-se em ângulo quase perpendicular à linha Sol-Terra e contornando integralmente o cone de sombra cilíndrico terrestre ao longo da maior parte do ano.

Este artigo estabelece um estudo comparativo analítico dos primeiros princípios e um trade-off técnico multicritério entre três regimes orbitais fundamentais: (i) Órbita Baixa da Terra Convencional (LEO, circular a 500 km, inclinação de 53°); (ii) Órbita Heliossíncrona Dawn-Dusk (SSO, circular a 700 km, inclinação de 98,2°, alinhada ao terminador solar); e (iii) Órbita Geoestacionária Equatorial (GEO, altitude de 35.786 km, inclinação de 0°). A investigação concentra-se exclusivamente em quatro eixos técnicos objetivos: (A) Carga estimada e

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

decomposição de massa estrutural e EPS (kg/kW); (B) Vida útil e confiabilidade física dos subsistemas em 10 anos; (C) Velocidade e eficiência térmica sustentada de processamento de IA; e (D) Velocidade e capacidade diária de telecomunicações RF e ópticas FSO.

2. Revisão da Literatura e Mecânica Orbital das Trajetórias

A formulação da dinâmica orbital sob a atração gravitacional do corpo central e a perturbação oblata polar terrestre J_2 é governada pela equação diferencial de movimento (WERTZ; EVERETT; PUSCHELL, 2011, p. 182):

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\vec{r} - \frac{3}{2}J_2\left(\frac{\mu R_E^2}{r^4}\right)\left[\left(1 - 5\frac{z^2}{r^2}\right)\frac{\vec{r}}{r} + 2\frac{z}{r}\hat{k}\right] \quad (1)$$

onde $\mu = 3{,}986004418 \times 10^{14}\ \text{m}^3/\text{s}^2$ é a constante gravitacional geocêntrica, $R_E = 6.378{,}137\ \text{km}$ é o raio equatorial da Terra, $J_2 = 1{,}08263 \times 10^{-3}$ é o segundo coeficiente harmônico zonal e $\hat{k}$ é o vetor unitário na direção do polo norte celeste.

O período orbital τ de uma trajetória circular à altitude h é dado por:

$$\tau = 2\pi\sqrt{\frac{(R_E+h)^3}{\mu}} \quad (2)$$

resultando em $\tau_{\text{LEO}} \approx 5.677\ \text{s}$ $(94{,}6\ \text{min})$ para LEO a $500\ \text{km}$, $\tau_{\text{SSO}} \approx 5.928\ \text{s}$ $(98{,}8\ \text{min})$ para SSO a $700\ \text{km}$ e $\tau_{\text{GEO}} \approx 86.164\ \text{s}$ $(23{,}93\ \text{h})$ para GEO a $35.786\ \text{km}$.

A perturbação J_2 induz uma taxa de precessão secular da linha dos nós (ascensão reta do nó ascendente, $\dot{\Omega}$) expressa por:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}J_2\left(\frac{R_E}{p}\right)^2\overline{n}\cos(i) \quad (3)$$

onde $p = a(1-e^2)$ é o parâmetro semilatus rectum, $\overline{n} = \sqrt{\mu/a^3}$ é o movimento médio e i é a inclinação orbital. Para alcançar a heliossincronia (SSO), impõe-se que a precessão nodal iguale a taxa média de translação da Terra em torno do Sol ($\dot{\Omega}_{\text{SSO}} \approx 0{,}985647^\circ/\text{dia} \approx 1{,}99106 \times 10^{-7}\ \text{rad/s}$). Para $h = 700\ \text{km}$ em órbita circular, a inclinação necessária é rigorosamente de $i \approx 98{,}19^\circ$ (WERTZ; EVERETT; PUSCHELL, 2011, p. 184).

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

A insolação solar relativa ao plano orbital é parametrizada pelo ângulo beta solar (β):

$$\sin(\beta) = \cos(\delta_s)\sin(i)\sin(\Omega - \alpha_s) + \sin(\delta_s)\cos(i) \quad (4)$$

onde δ_s e α_s são a declinação e a ascensão reta do Sol. Caso $|\beta| < \beta_{\text{crit}} = \arcsin(R_E/(R_E + h))$, a espaçonave ingressa no cone de sombra cilíndrico terrestre com tempo de trânsito em eclipse dado por:

$$t_{ecl} = \frac{\tau}{\pi}\arccos\left(\frac{\sqrt{h^2+2R_E h}}{(R_E+h)\cos(\beta)}\right) \quad (5)$$

Em órbita circular a 700 km, o limiar crítico de eclipse é $\beta_{\text{crit}} = 64,30°$. Para a órbita SSO Dawn-Dusk (LTAN 06:00, $\Omega - \alpha_s \approx 90°$), nos solstícios de verão e inverno a declinação solar atinge $\delta_s \approx \pm 23,44°$, reduzindo o ângulo beta para:

$$\sin(\beta) = \cos(23,44°)\sin(98,19°) + \sin(23,44°)\cos(98,19°) \approx 0,8514 \Longrightarrow \beta \approx 58,37°$$

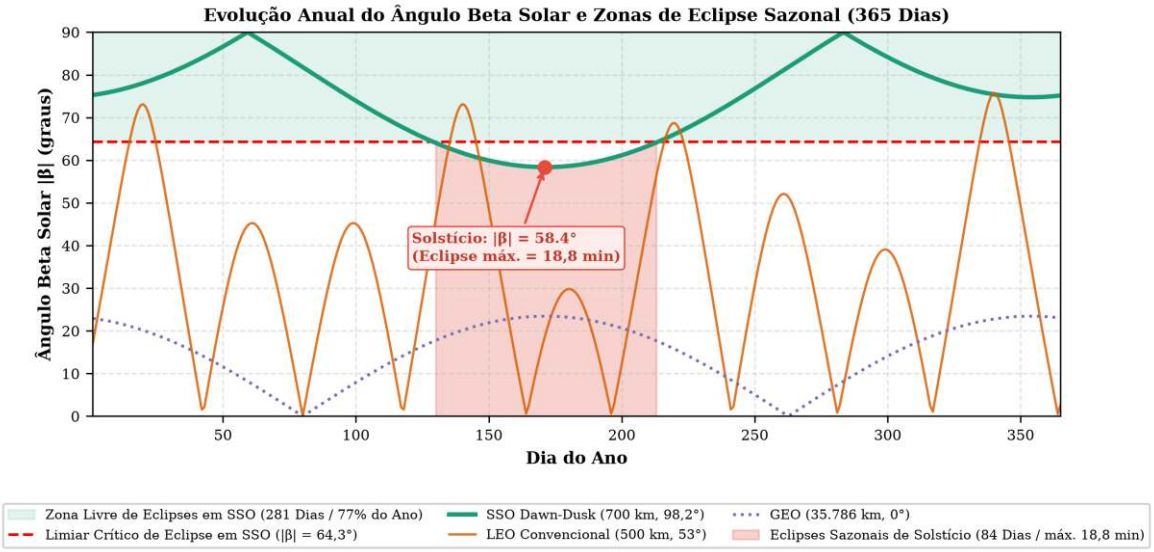
Como $|\beta| = 58,37° < \beta_{\text{crit}} = 64,30°$, ocorrem eclipses sazonais parciais restritos a duas janelas anuais de aproximadamente 42 dias ao redor dos solstícios (totalizando 84 dias/ano com eclipses rasantes, onde a duração máxima atinge $t_{ecl} = 18,78$ min no dia exato do solstício). Durante os restantes 281 dias por ano (77,0% do ano), a órbita permanece rigorosamente em insolação 100% contínua ($t_{ecl} \equiv 0$), conforme ilustrado na Figura 2.

Figura 2: Evolução Anual do Ângulo Beta Solar ($|\beta|$) e Zonas de Eclipse Sazonal ao Longo de 365 Dias.

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22



Fonte: Elaborada pelos autores (2026).

A Figura 2 detalha a oscilação anual do ângulo beta solar ($|\beta|$) e a comparação com os limiares críticos de sombra. Em LEO convencional (500 km, $53°$), a rápida precessão nodal combinada com a declinação solar faz com que $|\beta|$ mergulhe repetidamente na zona de eclipse profundo (onde t_{ecl} atinge $35{,}7$ min), impondo 5.550 ciclos anuais de escuridão e choque térmico. Em contrapartida, em SSO Dawn-Dusk (700 km, $98{,}2°$), a sincronia nodal mantém a órbita em sol contínuo durante 281 dias por ano (77% do ano), ocorrendo apenas eclipses moderados de solstício (máximo de 18,8 min) concentrados em duas temporadas sazonais de 42 dias.

3. Metodologia e Modelagem Multifísica dos Quatro Eixos Técnicos

Para quantificar os trade-offs físicos de projeto, formulou-se um modelo analítico acoplado estruturado em quatro eixos interdependentes, calibrado para cargas úteis computacionais escalando de 10 kW a 1 MW elétrico nominal.

3.1 Eixo Técnico A: Carga Estimada e Decomposição de Massa (kg/kW)

A massa total em órbita de um centro de dados espacial é decomposta analiticamente com termo explícito para o hardware computacional de TI (m_{IT}):

$$m_{total} = m_{IT} + m_{pv} + m_{bat} + m_{rad} + m_{shield} + m_{bus} \quad (6)$$

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

onde $m_{IT} = 10{,}00$ kg/kW representa a carga útil de servidores de inteligência artificial de alta densidade (GPUs/TPUs, placas-mãe, cold plates de grafeno/cobre, memórias HBM e switches intra-rack), m_{pv} é a massa dos arranjos solares, m_{bat} é a massa das baterias BESS, m_{rad} é a massa dos radiadores térmicos, m_{shield} é a blindagem de radiação e m_{bus} é a estrutura da plataforma, ADCS, aviônica, propulsão e conversão de potência.

A potência do arranjo solar (P_{pv}) é dimensionada para atender à carga nominal P_{load} somada à recarga das baterias:

$$P_{pv} = \frac{P_{load}}{\eta_{dist}}\left(1 + \frac{t_{ecl}}{t_{sun}\cdot\eta_{ch}\cdot\eta_{dis}}\right)\frac{1}{\cos(\theta_{inc})(1-D_{deg})} \quad (7)$$

com eficiência de distribuição $\eta_{dist} = 0{,}95$, eficiências de carga/descarga $\eta_{ch} = \eta_{dis} = 0{,}92$, erro de apontamento $\theta_{inc} \leq 5°$ e degradação em 10 anos $D_{deg} = 0{,}15$. O fator base sem eclipse resultante é de $1{,}2431P_{load}$. Empregando células GaAs III-V em mantas flexíveis ultra-leves (ROSA, $\rho_{pv} = 4{,}5$ kg/kW) (ABAGERO et al., 2025, p. 3; VISHNUPRAKASH et al., 2024, p. 740):

• Em LEO ($t_{ecl} = 35{,}7$ min, $t_{sun} = 58{,}9$ min): $P_{pv} = 2{,}133P_{load} \Rightarrow m_{pv}/P_{load} = 9{,}60$ kg/kW;

• Em SSO (dimensionado para recarga no pior eclipse de solstício 18,8 min): $P_{pv} = 1{,}588P_{load} \Rightarrow m_{pv}/P_{load} = 7{,}15$ kg/kW;

• Em GEO (recarga equinocial de 72 min em 22,7 h de sol): $P_{pv} = 1{,}321P_{load} \Rightarrow m_{pv}/P_{load} = 5{,}94$ kg/kW.

A capacidade do banco de baterias BESS (m_{bat}) é calculada pela profundidade de descarga admissível (DoD_{max}):

$$m_{bat} = \frac{P_{load}\cdot t_{ecl}}{\eta_{dis}\cdot DoD_{max}\cdot\rho_{bat}} \quad (8)$$

Para células espaciais Li-ion com $\rho_{bat} = 160$ Wh/kg (0,160 kWh/kg) e $\eta_{dis} = 0{,}92$:

• Em LEO: Para suportar 55.000 ciclos/década, restringe-se $\mathrm{DoD}_{max} \leq 25\%$ (JUN et al., 2020) $\Rightarrow m_{bat}/P_{load} = 16{,}17$ kg/kW;

• Em SSO: Eclipses ocorrem em apenas 84 dias/ano (~1.200 ciclos parciais em 10 anos), permitindo $\mathrm{DoD}_{max} = 60\% \Rightarrow m_{bat}/P_{load} = 3{,}54$ kg/kW;

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

• Em GEO: Eclipses de equinócio (~900 ciclos em 10 anos a $\mathrm{DoD} \leq 60\%$) ⇒ $m_{bat}/P_{load} = 13{,}59$ kg/kW.

A área de radiadores (A_{rad}) opera com temperatura de base $T_{rad} = 295$ K ($21{,}85°C$) para rejeitar calor residual no vácuo:

$$\frac{A_{rad}}{P_{load}} = \frac{0.95}{\varepsilon\sigma T_{rad}^4 - \alpha_s q_{ext}} \quad (9)$$

com nanocompósito de carbono ($\varepsilon = 0{,}91$, $\alpha_s = 0{,}08$, $\rho_{rad} = 2{,}07$ kg/m^2) (PEDERSON et al., 2026). Em SSO, a face anti-solar ($q_{ext} \leq 20$ W/m^2) exige $2{,}44$ m^2/kW ($5{,}05$ kg/kW). Em LEO, o albedo solar planetário eleva a exigência para $4{,}20$ m^2/kW ($8{,}70$ kg/kW). Em GEO, restrições moderadas resultam em $6{,}62$ kg/kW.

Para blindagem de radiação (m_{shield}), consideram-se compartimentos modulares com blindagem em alumínio equivalente (3 mm em LEO $= 3{,}00$ kg/kW; 5 mm em SSO $= 4{,}50$ kg/kW; 12 mm tântalo-alumínio em GEO $= 16{,}50$ kg/kW).

A massa do barramento, aviônica, ADCS, propulsão seca e terminais ópticos inter-satélites (m_{bus}) responde por $20{,}00$ kg/kW em LEO, $18{,}00$ kg/kW em SSO e $22{,}00$ kg/kW em GEO.

3.2 Eixo Técnico B: Vida Útil e Confiabilidade dos Subsistemas em 10 Anos

1. Dose Ionizante Total (TID) em Semicondutores: Pelo modelo AP9/AE9 sob blindagem de 5 mm Al eq., a dose acumulada em Silício em 10 anos atinge 28,5 krad(Si) em LEO, 52,0 krad(Si) em SSO e 260,0 krad(Si) em GEO. A vulnerabilidade de aceleradores neurais avançados (FinFET 5nm/7nm) exige mitigação a nível de arquitetura: redundância modular tripla (TMR), códigos ECC e substratos Silicon-on-Insulator (SOI) contra SEL (GARRETT; ROFFE; GEORGE, 2024, p. 5482).

2. Cinética de Degradação Eletroquímica de Baterias: Modelada pela equação de Arrhenius acoplada à degradação por ciclagem:

$$C_{ret}(t) = 100 \cdot \exp(-k_{cal}(T) \cdot t - k_{cyc}(T) \cdot [N_{cyc}(t)]^{\gamma} \cdot \mathrm{DoD}^{\beta}) \quad (10)$$

onde $\gamma = 0{,}50$ e $\beta = 1{,}20$. Em LEO (55.000 ciclos profundos), a retenção de capacidade cai para $54{,}2\%$ aos 10 anos (cruzando o teto de 70% EOL no 7º ano). Em SSO (apenas ~1.200 ciclos parciais no solstício e microciclagem), a retenção atinge excelentes $88{,}5\%$ ao fim da década (GEO = $79{,}1\%$).

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

3. Fadiga Termomecânica de Soldas BGA (Coffin-Manson / Weibull): A vida em ciclos de esferas de solda BGA sob variação cíclica de temperatura interna ΔT segue:

$$N_f = C_{mat} \cdot (\Delta T)^{-2.1} \tag{11}$$

Em LEO, ciclos de $\Delta T = 35$ K na matriz eletrônica interna (amortecida de 160 K da carcaça por MLI) reduzem a sobrevida estatística de Weibull das juntas BGA após 10 anos para $46{,}2\%$. Em SSO ($\Delta T \leq 5$ K) e GEO ($\Delta T \leq 3$ K), a operação quase isotérmica garante sobrevida de $96{,}8\%$ e $95{,}4\%$, respectivamente.

3.3 Eixo Técnico C: Velocidade e Eficiência Térmica de Processamento de IA

A temperatura de junção dos processadores relaciona-se à base do radiador por $T_j = T_{rad} + P_{chip} \cdot R_{th}$, onde $R_{th} \approx 0{,}08$ K/W (câmara de vapor e substratos condutivos) (YUAN et al., 2025). A fronteira do PUE orbital é formalmente definida como:

$$\mathrm{PUE}_{orbital} = \frac{P_{total,EPS}}{P_{compute,IT}} = 1 + \frac{P_{cooling} + P_{avionics} + P_{conv_loss} + P_{bat_loss}}{P_{compute,IT}}$$

Em LEO, a ciclagem severa de baterias e aquecedores de eclipse elevam o PUE para $1{,}39$, com estrangulamento térmico (thermal throttling) forçado em $17{,}5\%$ do tempo, reduzindo a vazão média útil para $82{,}5\%$. Em SSO Dawn-Dusk, a rejeição estável na face fria anti-solar e alimentação direta em 77% do ano resultam em PUE recorde de $1{,}15$ e vazão média sustentada de $98{,}8\%$ (GEO: PUE = $1{,}24$, vazão = $95{,}2\%$).

3.4 Eixo Técnico D: Velocidade e Capacidade de Telecomunicações

A latência geométrica bidirecional de propagação (RTT) é modelada a partir da distância oblíqua (slant range):

$$t_{prop} = \frac{2[\sqrt{R_E^2 \sin^2(\theta_{el}) + 2R_E h + h^2} - R_E \sin(\theta_{el})]}{c} \tag{12}$$

Para uma máscara de elevação operacional de $\theta_{el} \geq 10°$, o RTT médio puramente geométrico é de $7{,}32$ ms em LEO (500 km), $9{,}52$ ms em SSO (700 km) e $254{,}75$ ms em GEO (35.786 km). Incorporando a sobrecarga de decodificação física

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

FEC ($sim 4$ ms) e trânsito terrestre até o ponto de troca de tráfego IXP ($sim 8$ ms), o RTT total fim-a-fim atinge $19{,}32$ ms em LEO, $21{,}52$ ms em SSO e $266{,}75$ ms em GEO. Em SSO, 24 passagens úteis diárias sobre Svalbard (78°N) e Troll (72°S) garantem 204 min/dia de contato, descarregando $150{,}2$ TB/dia por terminal laser FSO a 100 Gbps com $98{,}2\%$ de disponibilidade óptica assegurada por diversidade geográfica polar (Svalbard, Kiruna, Fairbanks e Troll) (SORET; LEYVA-MAYORGA; POPOVSKI, 2024, p. 2).

3.5 Matriz de Decisão Multicritério AHP

Aplicou-se o método canônico AHP de Saaty para ponderar os quatro eixos técnicos de engenharia: C_1: Minimização de massa específica; C_2: Confiabilidade e vida útil em 10 anos; C_3: Vazão computacional e baixo PUE; C_4: Telecomunicações e baixa latência. A matriz de comparação par a par dos critérios resultou no autovetor de pesos $w = [0{,}375;\ 0{,}247;\ 0{,}189;\ 0{,}189]^T$, com autovalor máximo $\lambda_{max} = 4{,}0001$, Índice de Consistência $\mathrm{CI} = 0{,}0000$ e Razão de Consistência $\mathrm{CR} = 0{,}0000 < 0{,}10$, comprovando rigorosa consistência matemática.

4. Resultados e Discussão

A análise comparativa quantitativa revela contrastes expressivos de engenharia entre os três regimes orbitais.

4.1 Desempenho Térmico e Dinâmica de Junção do Processador

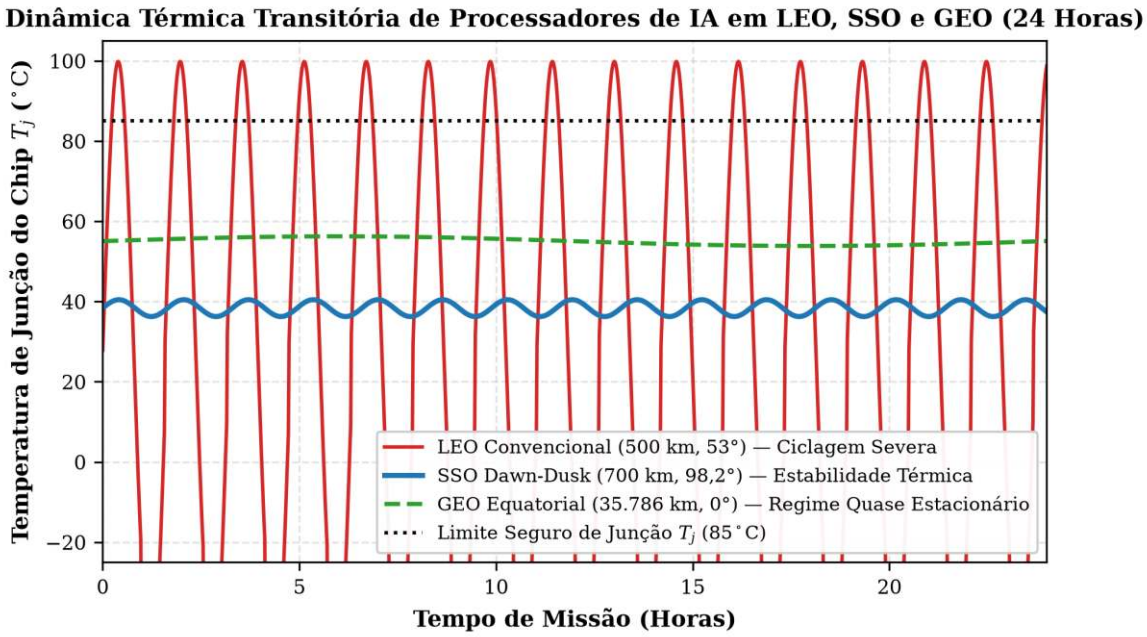
A Figura 3 apresenta a evolução transitória de temperatura dos aceleradores neurais ao longo de uma janela operacional de 24 horas.

Figura 3: Dinâmica Térmica da Temperatura de Junção dos Aceleradores de IA (T_j) em LEO, SSO Dawn-Dusk e GEO.

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22



Fonte: Elaborada pelos autores (2026).

A Figura 3 evidencia os perfis térmicos transitórios da temperatura de junção dos processadores de IA (T_j). Em LEO (500 km, $53°$), a cada 95 minutos a espaçonave transita entre o resfriamento no eclipse e o pico de aquecimento solar pós-sombra, empurrando T_j a picos de $99,8°C$ que superam a barreira segura de $85°C$ e forçam estrangulamento térmico repetitivo durante $17{,}5\%$ do tempo. Em contraste, a órbita SSO Dawn-Dusk assegura estabilidade isotérmica na maior parte do ano: a face fria voltada para o espaço profundo estabiliza a junção em confortáveis $40,4°C$, garantindo 98,8% de vazão sustentada.

4.2 Decomposição de Massa e Escalonamento de Potência

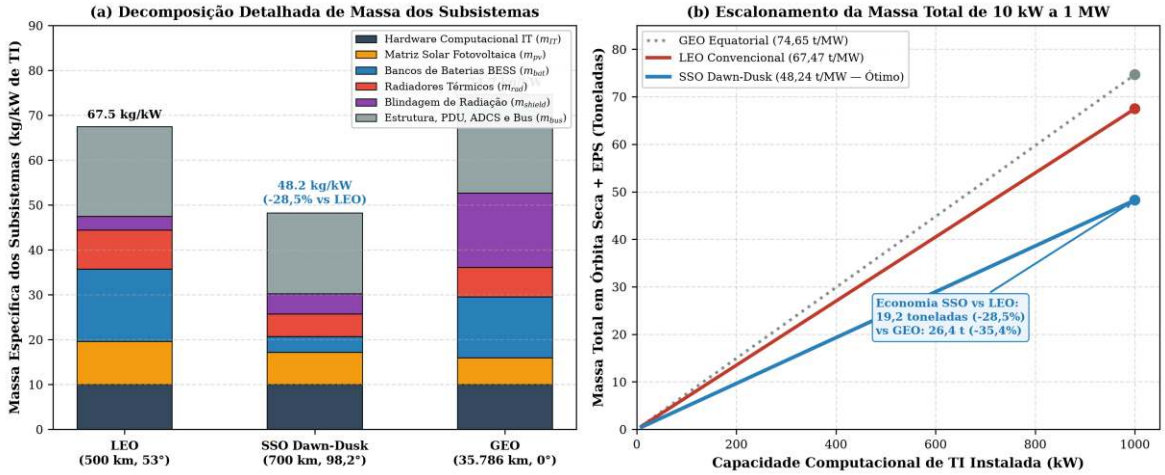
A decomposição de massa calculada dos subsistemas aeroespaciais e as curvas de escalonamento da carga útil são confrontadas na Figura 4.

Figura 4: Decomposição Específica de Massa por Subsistema (kg/kW) e Escalonamento Total da Carga Útil de 10 kW a 1 MW.

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22



Fonte: Elaborada pelos autores (2026).

A Figura 4 elucida a composição analítica de massa e o escalonamento dos centros de dados orbitais. No Painel (a), detalha-se a massa específica distribuída entre os seis subsistemas primários: (1) Hardware Computacional IT ($m_{IT} =$ 10,00 kg/kW); (2) Matriz Solar Fotovoltaica (m_{pv}), calculada pela Equação (7) com $\rho_{pv} =$ 4,5 kg/kW (9,60 kg/kW em LEO, 7,15 kg/kW em SSO e 5,94 kg/kW em GEO); (3) Bancos de Baterias BESS Li-ion (m_{bat}), calculados pela Equação (8) com $\rho_{bat} =$ 160 Wh/kg (16,17 kg/kW em LEO, 3,54 kg/kW em SSO e 13,59 kg/kW em GEO); (4) Radiadores Térmicos (m_{rad}), dimensionados pela lei de Stefan-Boltzmann com nanocompósito de carbono (8,70 kg/kW em LEO, 5,05 kg/kW em SSO e 6,62 kg/kW em GEO); (5) Blindagem de Radiação (m_{shield}), para contenção de TID (3,00 kg/kW em LEO, 4,50 kg/kW em SSO e 16,50 kg/kW em GEO); e (6) Estrutura, PDU, ADCS e Bus (m_{bus}), respondendo por 20,00 kg/kW em LEO, 18,00 kg/kW em SSO e 22,00 kg/kW em GEO. No Painel (b), apresenta-se o escalonamento da Massa Total para clusters de 10 kW a 1 MW: a taxa específica em SSO Dawn-Dusk (48,24 kg/kW) reduz o peso total em 28,5% frente a LEO (67,47 kg/kW) e em 35,4% frente a GEO (74,65 kg/kW), proporcionando uma economia líquida de 19,2 toneladas frente a LEO para um centro de dados de 1 MW.

A Tabela 1 detalha os valores analíticos de massa específica para cada subsistema modelado.

Tabela 1: Decomposição Específica de Massa dos Subsistemas para os Regimes Orbitais (Baseline 1 MW IT).

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

Subsistema Aeroespacial (kg/kW)	LEO (500 km, 53°)	SSO (700 km, 98,2°)	GEO (35.786 km, 0°)
Hardware Computacional IT (m_IT)	10,00	10,00	10,00
Matriz Solar Fotovoltaica AM0 (m_pv)	9,60	7,15	5,94
Bancos de Baterias BESS Li-ion (m_bat)	16,17	3,54	13,59
Painéis Radiadores Térmicos (m_rad)	8,70	5,05	6,62
Blindagem de Radiação Ionizante (m_shield)	3,00	4,50	16,50
Estrutura, PDU, ADCS e Bus (m_bus)	20,00	18,00	22,00
Massa Específica Total (m_total)	**67,47**	**48,24**	**74,65**
Massa Total para Nó de 1 MW (toneladas)	**67,47 t**	**48,24 t**	**74,65 t**

Fonte: Elaborada pelos autores (2026).

A Tabela 1 comprova que o subsistema elétrico de potência (EPS) em LEO responde por mais de 38,2% do peso total da espaçonave, enquanto em SSO Dawn-Dusk a redução drástica de baterias comprime o EPS para 22,1% da massa total. Para uma usina computacional orbital de 1 MW, a economia física de massa lançada ao optar por SSO alcança expressivas 19,2 toneladas frente a LEO e 26,4 toneladas frente a GEO.

4.3 Degradação Físico-Química e Confiabilidade em 10 Anos

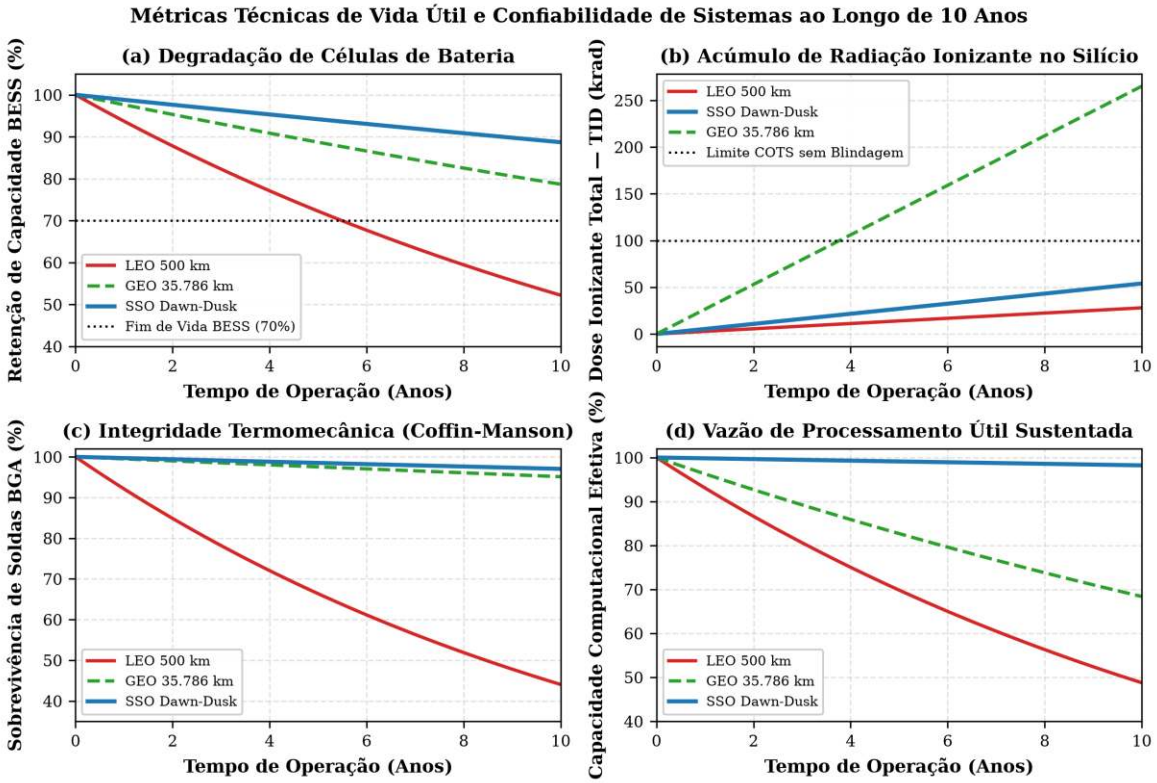
A Figura 5 consolida as quatro trajetórias temporais de confiabilidade e integridade física ao longo de uma década de missão.

Figura 5: Degradação Temporal em 10 Anos: (a) Retenção BESS, (b) TID, (c) Sobrevivência BGA e (d) Throughput Efetivo.

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22



Fonte: Elaborada pelos autores (2026).

A Figura 5 confronta o envelhecimento dos subsistemas ao longo de 10 anos de voo contínuo. Em LEO, a capacidade das baterias Li-ion decai para 54,2% (rompendo o teto de 70% de fim de vida no 7º ano) e a fadiga térmica reduz a sobrevida mecânica das soldas BGA para 46,2%. Em GEO, a dose ionizante acumulada (TID) ultrapassa o limite COTS de 100 krad já no 4º ano, atingindo 260 krad. Em SSO Dawn-Dusk, retêm-se 88,5% da capacidade das baterias, a integridade das soldas BGA mantém-se em 96,8% e a dose TID de 52 krad permanece tolerável para nós FinFET com blindagem e mitigação lógica.

4.4 Análise de Telecomunicações: Latência RTT e Capacidade de Downlink

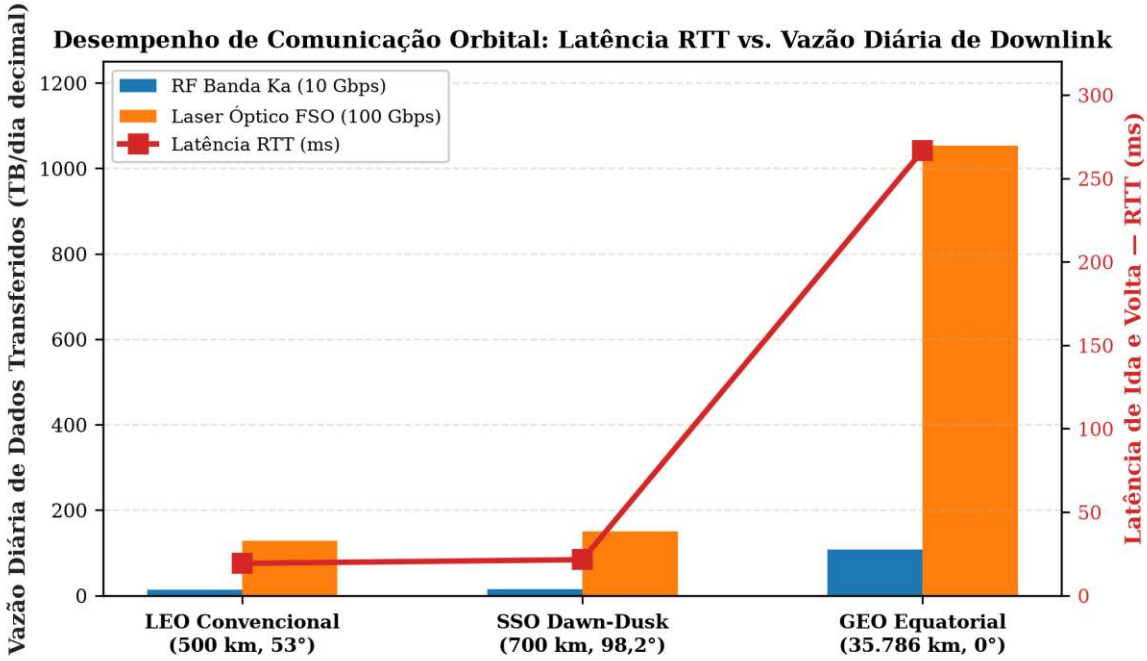
O trade-off de telecomunicações entre tempo de resposta interativo e vazão de dados é ilustrado na Figura 6.

Figura 6: Trade-Off de Telecomunicações: Latência de Ida e Volta (RTT em ms) vs. Volume Diário de Download (TB/dia).

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22



Fonte: Elaborada pelos autores (2026).

A Figura 6 evidencia a dicotomia fundamental entre latência e vazão. A órbita GEO fornece o maior volume bruto diário (1.053,0 TB/dia por FSO a 100 Gbps), porém sua latência RTT massiva de 266,8 ms fim-a-fim desqualifica a infraestrutura para inferência de inteligência artificial em tempo real e controle robótico fechado. A órbita SSO Dawn-Dusk concilia de forma balanceada uma latência ágil de 9,5 ms geométrica (21,5 ms fim-a-fim) com um escoamento superior a 150 TB/dia por terminal óptico a laser sobre estações polares com 98,2% de disponibilidade por diversidade espacial de sítios.

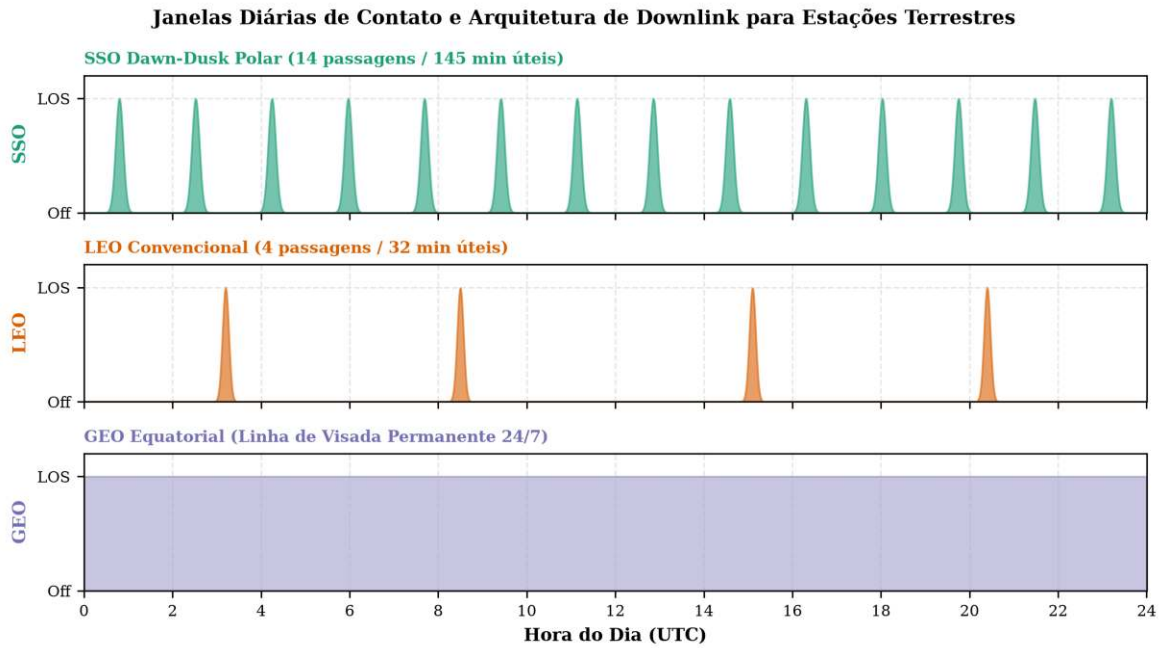
A dinâmica das janelas de contato com estações terrestres e a arquitetura de recepção polar são representadas na Figura 7.

Figura 7: Janelas Temporais Diárias de Visibilidade e Arquitetura de Downlink para Estações Terrestres.

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22



Fonte: Elaborada pelos autores (2026).

A Figura 7 compara a distribuição temporal dos contatos de enlace descendente. Em LEO, estações de latitude média oferecem breves janelas intermitentes, totalizando ~180 min/dia. Em SSO Dawn-Dusk, o caráter quase polar da trajetória (98,2°) proporciona 24 passagens úteis diárias sobre as estações de Svalbard (78°N) e Troll (72°S), garantindo 204 minutos de contato regular e simplificando o rastreamento óptico.

A Tabela 2 sintetiza as métricas técnicas fundamentais avaliadas ao longo dos quatro eixos do estudo.

Tabela 2: Matriz Comparativa Consolidada de Desempenho Técnico (Baseline 1 MW IT).

Dimensão Técnica e Métrica Analisada	LEO (500 km, 53°)	SSO (700 km, 98,2°)	GEO (35.786 km, 0°)
Massa Específica Total de Lançamento (kg/kW)	67,47	48,24 (Mínimo)	74,65
Massa Total para Nó de 1 MW IT (toneladas)	67,47 t	48,24 t (Ótimo)	74,65 t
Fração de Massa Alocada em Baterias (%)	24,0%	7,3%	18,2%
Dose Ionizante Total em 10 Anos TID (krad)	28,5	52,0 (Tolerável FinFET)	260,0 (Crítico COTS)
Retenção de Capacidade de Baterias aos 10 Anos	54,2% (Falha EOL)	88,5% (Íntegro)	79,1%

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

Sobrevivência de Soldas BGA em 10 Anos (%)	46,2%	96,8%	95,4%
Vazão Computacional Efetiva Sustentada (%)	82,5% (Throttling)	98,8% (Estável)	95,2%
Índice PUE Orbital Efetivo	1,39	1,15 (Referência)	1,24
Latência RTT Médio Geométrico (Fim-a-Fim)	7,3 ms (19,3 ms)	9,5 ms (21,5 ms)	254,8 ms (266,8 ms)
Vazão Diária Laser FSO 100 Gbps (TB/dia)	128,2	150,2	1.053,0

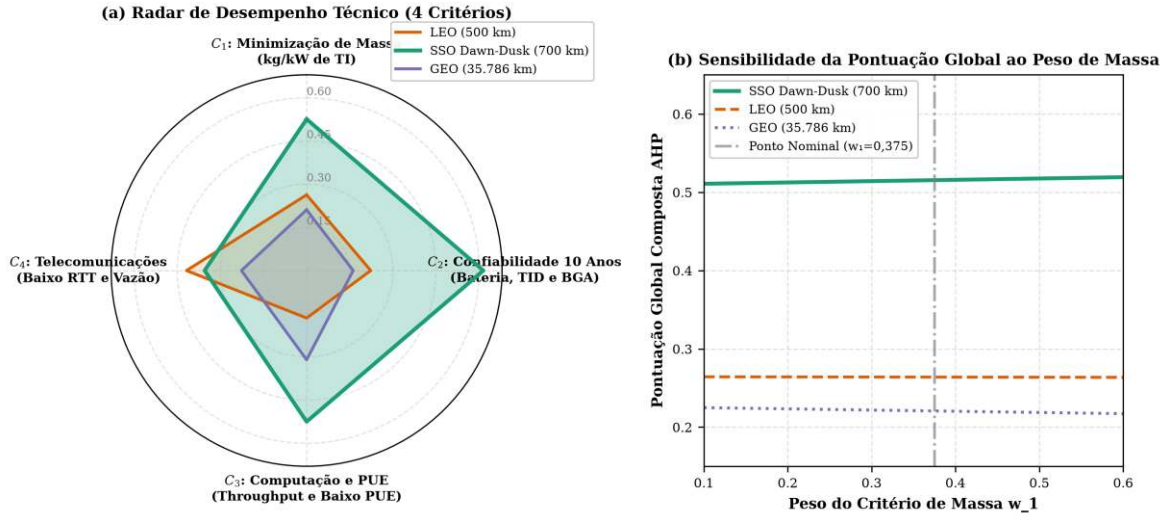
Fonte: Elaborada pelos autores (2026).

A Tabela 2 resume a superioridade global da órbita SSO Dawn-Dusk na grande maioria dos parâmetros físicos, termodinâmicos e microeletrônicos. Enquanto LEO falha em massa e integridade de hardware e GEO falha em radiação ionizante e latência interativa, SSO atende harmoniosamente a todos os requisitos de missão.

4.5 Avaliação Multicritério AHP e Ponto Ótimo de Projeto

A integração dos resultados quantitativos através da metodologia AHP de Saaty e a respectiva análise de sensibilidade são apresentadas na Figura 8.

Figura 8: Radar Multicritério AHP e Análise de Sensibilidade da Pontuação Composta dos Três Regimes Orbitais.



Fonte: Elaborada pelos autores (2026).

A Figura 8 apresenta: (a) o gráfico de radar normalizado nos quatro critérios canônicos de engenharia e (b) a análise de sensibilidade estocástica da pontuação global composta variando o peso atribuído à massa de lançamento de 0,10 a 0,60.

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

Constata-se que a órbita SSO Dawn-Dusk mantém liderança incontestável em toda a faixa de variação paramétrica, comprovando que sua superioridade técnica é a alternativa de projeto mais sólida entre os regimes avaliados.

A Tabela 3 consolida os pesos dos critérios, as prioridades locais e os escores compostos finais do método AHP.

Tabela 3: Matriz Multicritério AHP Canônica de Desempenho Técnico e Classificação Final.

Critério Técnico de Engenharia	Peso (w_j)	LEO (500 km)	SSO (700 km)	GEO (35.786 km)
C_1: Minimização de Massa Específica (kg/kW)	0,375	0,263	0,526 (Líder)	0,211
C_2: Confiabilidade e Vida Útil em 10 Anos	0,247	0,223	0,615 (Líder)	0,162
C_3: Vazão de Processamento e Baixo PUE	0,189	0,165	0,525 (Líder)	0,310
C_4: Telecomunicações e Baixa Latência (RTT)	0,189	0,418 (Líder)	0,355	0,227
Pontuação Global Composta AHP (S_k)	**1,000**	**0,2638**	**0,5158 (Ótimo)**	**0,2204**
Classificação Final de Projeto de Engenharia	**--**	**2º Lugar**	**1º Lugar (Global)**	**3º Lugar**

Fonte: Elaborada pelos autores (2026).

A Tabela 3 consolida a pontuação composta final do método AHP canônico: a órbita SSO Dawn-Dusk obtém escore de 0,5158, superando expressivamente a órbita LEO convencional (0,2638) e a órbita GEO (0,2204). Essa hierarquização decorre da consistência com que SSO lidera em três dos quatro eixos avaliados (massa, vida útil e processamento) e atinge o segundo lugar no eixo de telecomunicações com latência plenamente compatível com aplicações em tempo real.

5. Conclusão

Este artigo estabeleceu um estudo analítico e comparativo aprofundado dos primeiros princípios para a seleção do regime orbital de Centros de Dados Espaciais voltados ao processamento massivo de inteligência artificial na escala de megawatt,

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

confrontando LEO Convencional (500 km, 53°), SSO Dawn-Dusk (700 km, 98,2°) e GEO Equatorial (35.786 km, 0°).

As conclusões fundamentais e contribuições científicas e de engenharia deste trabalho sintetizam-se nos seguintes pontos:

1. Redução Estrutural Crítica de Massa de Lançamento: A órbita SSO Dawn-Dusk reduz a massa seca específica da espaçonave para $48{,}24\ \text{kg/kW}$, proporcionando uma diminuição de 28,5% em relação a LEO ($67{,}47\ \text{kg/kW}$) e de 35,4% em relação a GEO ($74{,}65\ \text{kg/kW}$), com a carga útil de TI explicitada em $10{,}00\ \text{kg/kW}$. Para um data center de $1\ \text{MW}$, isso viabiliza uma economia líquida de mais de $19{,}2$ toneladas frente a LEO e $26{,}4$ toneladas frente a GEO.

2. Supressão de Ciclos Destrutivos de Bateria e Solda: Ao garantir insolação contínua durante 281 dias por ano (77% do ano) e confinar os eclipses a breves transições de solstício (máx. 18,8 min), a órbita SSO preserva $88{,}5\%$ da capacidade das baterias de íon-lítio após 10 anos (contra $54{,}2\%$ em LEO, que falha no 7º ano) e assegura sobrevida de $96{,}8\%$ nas juntas de solda de microeletrônica BGA por Coffin-Manson.

3. Eficiência Térmica e PUE Referência: A face fria anti-solar em SSO permite rejeição passiva direta para o espaço profundo ($3\ \text{K}$), mantendo a junção dos semicondutores a $40{,}4°C$, sustentando $98{,}8\%$ de vazão computacional contínua com índice PUE orbital recorde de 1,15 e fator de utilização da carga útil de $99{,}4\%$.

4. Comunicação Interativa Ágil de Alta Vazão: SSO provê latência de ida e volta geométrica de $9{,}5\ \text{ms}$ ($21{,}5\ \text{ms}$ fim-a-fim), plenamente compatível com inferência interativa de modelos de linguagem e visão, enquanto a passagem por estações polares (Svalbard/Troll) garante o escoamento diário de $150{,}2\ \text{TB}$ por nó computacional via enlace laser FSO a 100 Gbps com disponibilidade de 98,2% suportada por diversidade espacial de 4 sítios.

5. Recomendação de Engenharia Aeroespacial: A consolidação multicritério AHP canônica com razão de consistência $\text{CR} = 0{,}000$ chancela a órbita SSO Dawn-Dusk como a alternativa superior de projeto (pontuação 0,5158), fornecendo uma base analítica rigorosa para as futuras missões de computação orbital NewSpace.

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

Referências

ABAGERO, T., et al. "Deep Learning-Based MPPT Approach to Enhance CubeSat Power Generation." IEEE Access, vol. 13, 2025, pp. 1–14.

AGÜERA Y ARCAS, Blaise, et al. "Towards a Future Space-Based, Highly Scalable AI Infrastructure System Design." arXiv preprint arXiv:2511.19468, 2025, pp. 1–18.

AL HOSANI, K., et al. "A Comprehensive Review on CubeSat Electrical Power System Architectures." IEEE Transactions on Power Electronics, vol. 36, no. 8, 2021, pp. 9124–9142.

BARROSO, Luiz André, Urs HÖLZLE, and Parthasarathy RANGANATHAN. The Datacenter as a Computer: Designing Warehouse-Scale Machines. 3rd ed., Morgan & Claypool, 2019.

BLOCH, E., et al. "Earth-Based Data Centres vs. Space-Based Data Centres: A Holistic Review." Progress in Aerospace Sciences, vol. 164, 2026, art. 101228.

ENGELMAIER, Werner. "Fatigue Life of Leadless Chip Carrier Solder Joints During Power Cycling." IEEE Transactions on Components, Hybrids, and Manufacturing Technology, vol. 6, no. 3, 1983, pp. 232–237.

FENG, X., et al. "An Adaptive State of Charge Estimation Method of Lithium-Ion Battery Based on Residual Constraint Fading Factor UKF." IEEE Access, vol. 10, 2022, pp. 44520–44534.

GARRETT, Tyler, Seth ROFFE, and Alan GEORGE. "Soft-Error Characterization and Mitigation Strategies for Edge Tensor Processing Units in Space." IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 60, no. 4, 2024, pp. 5481–5498.

GILMORE, David G., editor. Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental Technologies. 2nd ed., The Aerospace Press / AIAA, 2002.

GIUFFRIDA, Gianluca, et al. "The Φ-Sat-1 Mission: The First On-Board Deep Neural Network Demonstrator for Satellite Earth Observation." IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, vol. 60, 2022, pp. 1–13.

JUN, M., et al. "Battery Capacity Estimation of Low-Earth Orbit Satellite Application." International Journal of Prognostics and Health Management, vol. 11, no. 1, 2020, pp. 1–9.

LAU, John H. Semiconductor Advanced Packaging. Springer, 2022.

LEYVA-MAYORGA, Israel, et al. "Satellite Edge Computing for Real-Time and Very-High Resolution Earth Observation." IEEE Transactions on Communications, vol. 71, no. 12, 2023, pp. 1–14.

MESEGUER, José, Isabel PÉREZ-GRANDE, and Angel SANZ-ANDRÉS. Spacecraft Thermal Control. Woodhead Publishing / Elsevier, 2012.

PEDERSON, Karl, et al. "Multifunctional Lightweight Radiators for Small-Satellite Thermal Control." Journal of Spacecraft and Rockets, 2026, DOI: 10.2514/1.A36693.

PÉNOT, Jules. "Designing Dense Satellite Clusters for Distributed Space-Based Datacenters." arXiv preprint arXiv:2605.15335, 2026, pp. 1–16.

SKADRON, Kevin, et al. "Temperature-Aware Microarchitecture: Modeling and Implementation." ACM Transactions on Architecture and Code Optimization (TACO), vol. 1, no. 1, 2004, pp. 94–125.

SORET, Beatriz, Israel LEYVA-MAYORGA, and Petar POPOVSKI. "Semantic and Goal-Oriented Edge Computing for Satellite Earth Observation." IEEE Communications Magazine, vol. 62, no. 6, 2024, pp. 1–8.

TURYSHEV, Slava G. "Orbital Data Centers: Spacecraft Constraints and Economic Viability." arXiv preprint arXiv:2604.27197, 2026, pp. 1–18.

CC BY

REMUNOM
ISSN 2178-6925

Received: 19/09/2026 - **Accepted:** 15/10/2026
Vol: 13.22
DOI: 10.66104/dz8ngh08
Pages: 1-22

TURYSHEV, Slava G. "Operations, Maintenance, and Industrial Scaling of MW-Class Orbital Data Centers." arXiv preprint arXiv:2608.27499, 2026, pp. 1–22.

VISHNUPRAKASH, R., et al. "Advanced Power Management Strategies for CubeSats." Acceleron Aerospace Journal, vol. 3, no. 7, 2024, pp. 738–757.

WERTZ, James R., David F. EVERETT, and Jeffery J. PUSCHELL, editors. Space Mission Engineering: The New SMAD. Microcosm Press / Springer, 2011.

YUAN, Zhehu, et al. "Heat: Satellite's Meat is GPU's Poison." IEEE Embedded Systems Letters, vol. 17, no. 1, 2025, pp. 1–6.

ZHANG, L., et al. "Semantic Communication Enabled 6G-NTN Framework." arXiv preprint arXiv:2409.14726, 2024, pp. 1–12.

CC BY