



**ANÁLISE DE FENÔMENOS IONOSFÉRICOS NO PLANEJAMENTO  
DE ENLACES DE COMUNICAÇÃO EM MISSÕES ESPACIAIS**

**LEANDRO RIBEIRO REIS**

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM ENGENHARIA ELÉTRICA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA**

**FACULDADE DE TECNOLOGIA  
UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA  
FACULDADE DE TECNOLOGIA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA**

**ANÁLISE DE FENÔMENOS IONOSFÉRICOS NO PLANEJAMENTO  
DE ENLACES DE COMUNICAÇÃO EM MISSÕES ESPACIAIS**

**LEANDRO RIBEIRO REIS**

**ORIENTADOR: PROF. DR. RENATO ALVES BORGES**

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM  
ENGENHARIA ELÉTRICA**

**PUBLICAÇÃO: PPGENE.DM-773/21**

**BRASÍLIA/DF: JUNHO - 2021**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA  
FACULDADE DE TECNOLOGIA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA**

**ANÁLISE DE FENÔMENOS IONOSFÉRICOS NO PLANEJAMENTO  
DE ENLACES DE COMUNICAÇÃO EM MISSÕES ESPACIAIS**

**LEANDRO RIBEIRO REIS**

**DISSERTAÇÃO DE Mestrado submetida ao Departamento de Engenharia Elétrica da Faculdade de Tecnologia da Universidade de Brasília como parte dos requisitos necessários para a obtenção do grau de Mestre.**

**APROVADA POR:**

---

**Prof. Dr. Renato Alves Borges – ENE/FT/UnB  
Orientador**

---

**Prof. Dr. Leonardo Aguayo – ENE/FT/UnB  
Membro Interno**

---

**Prof<sup>ª</sup> Dr<sup>ª</sup>. Cláudia Maria Nicoli Cândido – CEA/INPE  
Membro Externo**

**BRASÍLIA, 30 DE JUNHO DE 2021.**

## **FICHA CATALOGRÁFICA**

LEANDRO RIBEIRO REIS

ANÁLISE DE FENÔMENOS IONOSFÉRICOS NO PLANEJAMENTO DE ENLACES DE COMUNICAÇÃO EM MISSÕES ESPACIAIS [Distrito Federal] 2021.

xvii, 71p., 210 x 297 mm (ENE/FT/UnB, Mestre, Engenharia Elétrica, 2021).

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO – Universidade de Brasília, Faculdade de Tecnologia.

Departamento de Engenharia Elétrica

1. Análise de Missão Espacial

3. Banda UHF

I. ENE/FT/UnB

2. Cintilação Ionosférica

4. Clima Espacial

II. Título (série)

## **REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA**

(2021). ANÁLISE DE FENÔMENOS IONOSFÉRICOS NO PLANEJAMENTO DE ENLACES DE COMUNICAÇÃO EM MISSÕES ESPACIAIS . DISSERTAÇÃO DE MESTRADO em Engenharia Elétrica, Publicação PPGENE.DM-773/21, Departamento de Engenharia Elétrica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 71p.

## **CESSÃO DE DIREITOS**

AUTOR: LEANDRO RIBEIRO REIS

TÍTULO: ANÁLISE DE FENÔMENOS IONOSFÉRICOS NO PLANEJAMENTO DE ENLACES DE COMUNICAÇÃO EM MISSÕES ESPACIAIS .

GRAU: Mestre ANO: 2021

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias desta dissertação de mestrado e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte dessa dissertação de mestrado pode ser reproduzida sem autorização por escrito do autor.

---

LEANDRO RIBEIRO REIS

Departamento de Engenharia Elétrica (ENE) - FT

Universidade de Brasília (UnB)

Campus Darcy Ribeiro

CEP 70919-970 - Brasília - DF - Brasil

*Dedico este trabalho às minhas filhas, Milena e Larissa, e à minha esposa, Vanessa, pelo companheirismo e amor durante todo o percurso.*

## AGRADECIMENTOS

*Aos meus pais, Luiz e Sara, pelo amor, ensinamentos, suporte e sacrifícios concedidos que me proporcionaram a oportunidade de alcançar este momento especial. Sem vocês eu não teria chegado até aqui. Às minhas irmãs, Suelem e Michelle, por sempre estarem na torcida. A todos os meus amigos, em especial aos mais próximos, Alexandre, Letícia, Daniel e Melissa, e aos amigos Danley, Puff e Nicole, que, mesmo distantes, ajudaram a tornar este período mais leve. À Prof<sup>ta</sup> Fabiana Toledo pelo apoio dado desde a primeira vez que considerei ingressar no mestrado. Ao Prof<sup>o</sup> João Leite pelas discussões e apoio referente ao tema de telecomunicações. A todos os colegas do LODESTAR, em especial ao Arthur Amaral nas discussões sobre clima espacial, e à Marina Andrade em discussões sobre análise de missão e demais temas relacionados à missão Alfa Crux que contribuíram com meu trabalho. À AEB pelo apoio institucional fornecido à minha formação e ao projeto Alfa Crux. A todos os meus colegas de AEB que me incentivaram e me apoiaram durante a minha jornada no mestrado, em especial ao Gabriel Figueiró e ao Admir Xavier. Ao meu orientador, Prof<sup>o</sup> Renato Borges, que ajudou na minha inserção e compreensão do ambiente acadêmico. Além da extrema competência profissional é uma pessoa solícita e atenciosa. Essas e demais virtudes propiciaram que o mestrado fosse desempenhado de uma maneira muito mais agradável e prazerosa, mesmo com a disciplina necessária que um trabalho desse exige. Agradeço também pela oportunidade de ter me integrado à equipe LODESTAR, e por toda a dedicação e empenho necessários para que o projeto Alfa Crux pudesse se tornar realidade. À UnB por ter me proporcionado entender melhor o significado do que é uma universidade federal, por ter me oportunizado a obtenção de conhecimento, pelos excelentes professores, pelos colegas que fiz e pela oportunidade de contato com a ciência brasileira. À minha esposa, Vanessa, pelo amor, companheirismo, carinho e suporte dado desde o começo dessa jornada que, infelizmente, contou com uma terrível pandemia durante o percurso. Não foi fácil conciliar tudo. Sem você eu não teria conseguido. Agradeço especialmente às minhas filhas, Milena e Larissa, por vocês serem minha inspiração. O convívio diário com o amor de vocês é estímulo para transpor qualquer obstáculo. O agradecimento à vocês é especial, pela cotidiana inspiração que vocês me proporcionam, e pelos meus momentos de ausência devido à minha dedicação ao mestrado. Prometo que esses momentos serão recompensados.*

## RESUMO

**Título:** ANÁLISE DE FENÔMENOS IONOSFÉRICOS NO PLANEJAMENTO DE ENLACES DE COMUNICAÇÃO EM MISSÕES ESPACIAIS

**Autor:** LEANDRO RIBEIRO REIS

**Orientador:** Prof. Dr. RENATO ALVES BORGES

**Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica**

**Brasília, 30 de junho de 2021**

O avanço tecnológico e as oportunidades de lançamentos têm proporcionado o desenvolvimento de missões espaciais de pequenos satélites por diferentes organizações em todo o mundo para diversas aplicações. Destaca-se a tendência de utilização do padrão CubeSat, que, normalmente, utiliza a banda estreita nas frequências UHF para se comunicar. A utilização da banda estreita proporciona vantagens como maior penetração e menor atenuação na camada troposférica se comparado com a banda larga. Entretanto, na camada ionosférica há fenômenos como cintilação, rotação de Faraday e atraso ionosférico que podem impactar significativamente os sinais de banda estreita do satélite. Nesse contexto, este trabalho apresenta uma proposta de processo para planejamento de missão espacial considerando os riscos dos fenômenos ionosféricos, em especial da cintilação, e sua contribuição para redução da margem do canal de comunicação. Inicialmente, uma análise dos principais efeitos das camadas ionosférica e troposférica é apresentada, contextualizando para aplicações no Brasil, ou outros setores com características semelhantes. Especificamente, é apresentada uma metodologia que leva em consideração o impacto da cintilação ionosférica, medida por meio do índice  $S_4$ , na atenuação de potência do sinal de forma a orientar o planejamento do enlace de comunicação, e a caracterização das janelas de menor risco para comunicação em cenário ionosférico perturbado por tempestades solares, relacionados a eventos de Clima Espacial. O processo proposto busca determinar e melhorar a confiabilidade do canal de comunicação, principalmente em regiões com altos índices de cintilação ionosférica como a do Brasil. O processo desenvolvido foi aplicado no contexto de análise de missão espacial do CubeSat AlfaCrux, possibilitando investigar possíveis cenários de operação e os impactos da cintilação ionosférica no enlace de comunicação entre o CubeSat e a estação terrena localizada em Brasília/DF.

**Palavras-chave:** Análise de Missão Espacial, Cintilação Ionosférica, Banda UHF, Clima Espacial.

## **ABSTRACT**

**Title:** ANALYSIS OF IONOSPHERIC PHENOMENA IN THE PLANNING OF COMMUNICATION LINKS IN SPACE MISSIONS

**Author:** LEANDRO RIBEIRO REIS

**Supervisor:** Prof. Dr. RENATO ALVES BORGES

**Graduate Program in Electronic and Automation Systems Engineering**

**Brasília, June 30th, 2021**

Technological advancement and new launch opportunities have enabled the development of small satellite missions for different applications by many organizations worldwide. One highlights the use of the CubeSat standard, which normally recommends the operation on narrow ranges of the UHF frequency band to communicate. The use of narrow bands has advantages compared to broadband, such as greater penetration and less attenuation in the tropospheric layer. However, in the ionospheric layer, phenomena such as scintillation, Faraday rotation and ionospheric delay may significantly impact the satellite's narrowband signals. In this context, this work is a proposal for planning a space mission, considering the risks of ionospheric phenomena, especially scintillation, and their contribution to reducing the margin of the communication link. Initially, an analysis of the main effects of the ionospheric and tropospheric layers is presented, providing the context for applications in Brazil, or other areas with similar characteristics. Specifically, a methodology is presented that considers the impact of ionospheric scintillation, measured by means of the  $S_4$  index, on the attenuation of signal strength to guide the planning of the communication link, and the characterization of the lower risk windows for communication in solar storm scenarios, and other space weather events. The proposed process makes possible to obtain greater reliability of the communication link, especially in regions with high ionospheric scintillation rates such as Brazil. The developed process was applied in the analysis of the CubeSat AlfaCruz's space mission, allowing the investigation of possible operating scenarios and the impacts of ionospheric scintillation in the communication link between the CubeSat and a ground station located in Brasilia/DF.

**Keywords:** Space Mission Analysis, Ionospheric Scintillation, UHF Band, Space Weather.



## SUMÁRIO

---

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>1</b>
1.1	OBJETIVOS	5
1.1.1	OBJETIVO GERAL	5
1.1.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	5
1.2	ORGANIZAÇÃO DA DISSERTAÇÃO	5
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>7</b>
2.1	ÓRBITAS	7
2.1.1	GEOMETRIA DO ÂNGULO DE VISÃO	9
2.2	CÁLCULO DO ENLACE	11
2.2.1	O CANAL DE COMUNICAÇÃO	11
2.2.2	MEIO DE PROPAGAÇÃO DO SINAL	12
2.2.3	PERDAS NO ESPAÇO LIVRE	14
2.2.4	PERDAS NA TROPOSFERA	14
2.2.4.1	ATENUAÇÃO POR CHUVA	15
2.2.4.2	ATENUAÇÃO POR FOLHAGEM	16
2.3	CLIMA ESPACIAL E A COMUNICAÇÃO VIA SATÉLITE	17
2.3.1	A IONOSFERA	18
2.3.2	ROTAÇÃO DE FARADAY	20
2.3.3	CINTILAÇÃO IONOSFÉRICA	22
2.3.3.1	ÍNDICE $S_4$	23
2.3.3.2	MODELO DE CINTILAÇÃO IONOSFÉRICA	24
2.3.4	CLIMATOLOGIA DA CINTILAÇÃO IONOSFÉRICA	24
2.3.4.1	INFLUÊNCIA DA ATIVIDADE E EVENTO SOLAR	25
2.3.4.2	VARIAÇÕES DEVIDO AO HORÁRIO E A LOCALIZAÇÃO GEOGRÁFICA	25
2.3.4.3	INFLUÊNCIA DAS TEMPESTADES GEOMAGNÉTICAS	26
<b>3</b>	<b>RESULTADOS E ANÁLISES</b>	<b>27</b>
3.1	PLANEJAMENTO DE CANAL DE COMUNICAÇÃO VIA SATÉLITE	27
3.1.1	DEFINIÇÃO DO PROBLEMA	27
3.1.2	RESULTADO PRINCIPAL	28
3.2	CARACTERIZAÇÃO DO SETOR BRASILEIRO PARA ESTUDO DE CASO	33
3.2.1	ATENUAÇÃO DO SINAL NA TROPOSFERA	33
3.2.1.1	ATENUAÇÃO DEVIDO AO ÂNGULO DE ELEVAÇÃO	33
3.2.1.2	ATENUAÇÃO POR CHUVA	35

3.2.1.3 ATENUAÇÃO POR FOLHAGEM .....	37
3.2.2 ATENUAÇÃO DO SINAL NA IONOSFERA .....	37
3.3 ESTUDO DE CASO: ANÁLISE DA MISSÃO ALFA CRUX .....	43
3.3.1 DEFINIÇÃO DO OBJETIVO GERAL DA MISSÃO ALFA CRUX .....	43
3.3.2 ANÁLISE FUNCIONAL, ARQUITETURA PRELIMINAR E CONCEITO DA MISSÃO ALFA CRUX .....	44
3.3.3 DESENVOLVIMENTO DA ARQUITETURA DA MISSÃO ALFA CRUX .....	46
3.3.3.1 ALOCAÇÃO FUNCIONAL DOS ELEMENTOS DA MISSÃO ALFA CRUX .....	46
3.3.3.2 ANÁLISE DOS ELEMENTOS DA MISSÃO ALFA CRUX .....	46
3.3.4 ANÁLISE DAS POSSÍVEIS ÓRBITAS .....	52
3.3.5 CÁLCULO DO ENLACE DO CUBESAT ALFACRUX .....	54
3.3.6 ANÁLISE DO EFEITO DA CINTILAÇÃO NO ENLACE DE COMUNICA- ÇÃO DO ALFACRUX .....	56
3.3.7 ANÁLISE DA PROBABILIDADE DE SUCESSO NA COMUNICAÇÃO DO ALFACRUX .....	60
<b>4 CONCLUSÃO.....</b>	<b>66</b>
<b>REFERÊNCIAS.....</b>	<b>67</b>

## LISTA DE FIGURAS

---

2.1	Ângulos e distâncias do satélite à estação terrena. Adaptado de [1].	10
2.2	Camadas da atmosfera terrestre. Adaptado de [2].	13
2.3	Diagrama esquemático dos efeitos na propagação do sinal na atmosfera. Adaptado de [2].	14
2.4	Taxa de chuva superada por 0,01% de um ano médio no mundo. Fonte: [3].	16
2.5	Temperatura e densidade do plasma conforme as camadas atmosféricas. Adaptado de [4].	19
2.6	Densidade íons e elétrons por altitude. Fonte: [4].	19
2.7	Rotação de Faraday em função do TEC e da frequência segundo a recomendação ITU-R P.531-14.	21
2.8	Propagação e expansão das bolhas de plasma. Fonte: [5].	22
2.9	Frequência de ocorrência de cintilação ionosférica global. Adaptado de [6].	26
3.1	Planejamento de missão para mitigação de falha no canal de comunicação.	29
3.2	Estudo de possibilidade de sucesso sob efeito de cintilação.	32
3.3	Distância em função da elevação.	34
3.4	Perda no espaço livre em função da elevação.	34
3.5	Perda no espaço livre em função da elevação.	35
3.6	Atenuação específica por chuva em função da frequência.	36
3.7	Atenuação por chuva em função da frequência.	36
3.8	Atenuação por folhagem com 5 m de profundidade em função da frequência.	37
3.9	Variação do índice $F_{10,7}$ no ano de 2017.	38
3.10	Variação do número de manchas solares entre os ciclos solares 23 e 24, em amarelo as previsões da NOAA. Adaptado de [7].	38
3.11	Localidades analisadas: São Luís/MA (asterisco vermelho), Boa Vista/RR (asterisco verde) e Cuiabá/MT (asterisco azul).	39
3.12	TEC em São Luís/MA no ano de 2017.	40
3.13	TEC em Cuiabá/MT no ano de 2017.	40
3.14	TEC em Boa Vista/RR no ano de 2017.	40
3.15	Índices $S_4$ em São Luís/MA no ano de 2017.	41
3.16	Índices $S_4$ em Cuiabá/MT no ano de 2017.	41
3.17	Índices $S_4$ em Boa Vista/RR no ano de 2017.	41
3.18	Atenuação por rotação de Faraday para o dia 05/09/2017 às 19:00 (UTC).	42
3.19	Atenuação por rotação de Faraday para o dia 08/09/2017 às 19:00 (UTC).	43
3.20	Árvore funcional da missão Alfa Crux.	44
3.21	Segmentos espaciais da missão Alfa Crux.	45

3.22	Conceito operacional da missão Alfa Crux.....	45
3.23	Alocação funcional dos elementos da missão Alfa Crux. ....	46
3.24	Diagrama do produto. ....	46
3.25	Lançadores de CubeSats. Fonte: [8]. ....	48
3.26	Decaimento orbital do CubeSat AlfaCruX com altitude inicial de 500 km. ....	50
3.27	Decaimento orbital do CubeSat AlfaCruX com a mesma altitude inicial do satélite Amazonia-1. ....	51
3.28	Decaimento orbital do CubeSat AlfaCruX com mesma altitude inicial do CubeSat Serpens. ....	51
3.29	1º caso: Altitude: 500 km; Inclinação: 97°; $e = 0$ . ....	52
3.30	2º caso: Altitude: 500 km; Inclinação: 35°; $e = 0,01$ . ....	53
3.31	3º caso: Altitude: 600 km; Inclinação: 97°; $e = 0$ . ....	53
3.32	$E_b/N_o$ em função da altitude por ângulo de elevação. ....	55
3.33	Índice $S_4$ do dia 05/09/17 conforme as coordenadas de Brasília. ....	56
3.34	Contatos do CubeSat AlfaCruX com a estação terrena em Brasília. ....	56
3.35	Contatos do CubeSat AlfaCruX com a estação terrena em Brasília e os índices $S_4$ do dia 05/09/17. ....	57
3.36	Novos valores de $E_b/N_o$ em relação aos valores de $S_4$ do dia 05/09/17. ....	58
3.37	Margens do canal de comunicação do CubeSat AlfaCruX antes e após considerar a cintilação. ....	59
3.38	Contatos do CubeSat AlfaCruX com a estação terrena em Brasília, com primeiro contato às 8 horas. ....	59
3.39	Mapas de recomendações de utilização do canal para $E_b/N_o = 5,0$ dB e potências 1,0 W e 1,5 W. ....	61
3.40	Mapas de recomendações de utilização do canal para $E_b/N_o = 7,0$ dB e potências 1,0 W e 1,5 W. ....	62
3.41	Mapas de recomendações de utilização do canal para $E_b/N_o = 10,0$ dB e potências 1,0 W e 1,5 W. ....	63
3.42	Mapa de probabilidade de sucesso de comunicação por localidade em 15/07/17. ....	64
3.43	Mapa de probabilidade de sucesso de comunicação por localidade em 08/09/17. ....	64
3.44	Mapa de variância por localidade em 15/07/17. ....	64
3.45	Mapa de variância por localidade em 08/09/17. ....	64

## LISTA DE TABELAS

---

2.1	Atraso de propagação e perda no espaço livre em diferentes órbitas [9].	8
2.2	Densidade de elétron e temperatura por camada da Ionosfera.	20
2.3	Classificação quanto à intensidade do índice $S_4$ pela ITU.	23
2.4	Relação entre o índice $S_4$ e $P_{fluc}$ dada pela recomendação ITU-R P.531-11.	24
3.1	Descrição dos blocos do processo ilustrado na Figura 3.1.	30
3.2	Localização geográfica das cidades.	39
3.3	Parâmetros orbitais do CubeSat AlfaCrux.	52
3.4	Possíveis órbitas analisadas.	53
3.5	Cálculo do enlace ( <i>downlink</i> ) do CubeSat AlfaCrux.	55
3.6	Novos valores de $E_b/N_o$ estimados a partir dos índices $S_4$ para o dia 05/09/17.	58

## LISTA DE SÍMBOLOS

---

### Símbolos gregos

$\alpha_H$	Coeficiente de polarização horizontal	
$\alpha_V$	Coeficiente de polarização vertical	
$\varphi$	Ângulo de elevação	[grau]
$\gamma$	Ângulo de inclinação de polarização	[grau]
$\lambda_{max}$	Ângulo de visão máximo	[grau]
$\gamma_R$	Atenuação específica	[dB/km]
$\lambda$	Comprimento de onda	[m]
$\phi$	Ângulo entre o campo geomagnético e a direção de propagação	[rad]
$\Gamma$	Fator de perda de polarização	
$\lambda_o$	Horizonte de visão	[grau]
$\mu$	Constante gravitacional da Terra	[Nm <sup>2</sup> kg <sup>2</sup> ]
$\Omega$	Ângulo de Rotação de Faraday	[rad]
$\theta$	Ângulo entre a estação terrena e o centro da Terra	[grau]
$\nu$	Ângulo entre os vetores de polarização do transmissor e o receptor	[grau]

### Símbolos latinos

$A_p$	Medida do nível geral de atividade geomagnética no globo	
$A_{0.01}$	Estimativa da atenuação no percurso excedida em 0,01% do tempo	[dB]
$B$	Parâmetro ajustado empiricamente	
$BER$	Taxa de erro de bit	
$B_0$	Densidade de fluxo geomagnético	[T]
$C$	Parâmetro ajustado empiricamente	
$C/N_o$	Razão entre potência da portadora e densidade espectral de potência	[dB-Hz]
$D$	Parâmetro ajustado empiricamente	
$Dst$	Índice <i>Disturbance Storm-Time</i>	[nT]
$E$	Parâmetro ajustado empiricamente	
$EIRP$	Potência irradiada isotrópica equivalente	[dBW]
$E_b/N_o$	Relação sinal-ruído	[dB]
$F_{10.7}$	Índice de fluxo solar	[SFU]
$G/T$	Relação ganho da antena pela temperatura de ruído	[dBi/K]
$G_r$	Ganho de recebimento da antena	[dBi]
$G_t$	Ganho de transmissão da antena	[dBi]
$K_B$	Constante de Boltzmann	[W/Hz-K]
$K_H$	Coeficiente de polarização horizontal	
$K_V$	Coeficiente de polarização vertical	

$K_p$	Índice planetário	
$L$	Atenuação por folhagem	[dB]
$L_M$	Perdas diversas	[dB]
$L_c$	Combinação de todas as perdas	[dB]
$L_s$	Perda no espaço livre	[dB]
$L_P$	Perda de nível de sinal	[dB]
$L_{t+r}$	Representação de todas as perdas no receptor e transmissor	[dB]
$N_T$	Conteúdo total de elétrons	$[e^-/m^2]$
$N_e$	Densidade de elétrons	$[cm^{-3}]$
$N_o$	Densidade espectral de ruído	
$N_v$	Número de voltas na Terra	[un]
$N_{max}$	Densidade máxima de elétrons	$[cm^{-3}]$
$N_{orb}$	Número de órbitas em comunicação com a estação terrena	[un]
$P$	Período da órbita	[min]
$P_r$	Potência radiada pelo transmissor	[dBW]
$P_t$	Potência no receptor	[dBW]
$P_{fluc}$	Flutuação de pico a pico	[dB]
$R$	Taxa de dados	[bps]
$R_E$	Raio da Terra	[km]
$R_r$	Taxa de chuva	[mm/h]
$R_{0.01}$	Intensidade da chuva excedida para 0,01% de tempo	[mm/h]
$R_{12}$	Número médio anual de manchas solares	[nT]
$Req E_b/N_o$	Relação sinal-ruído requerido ( $E_b/N_o$ )	[dB]
$S$	Área	$[m^2]$
$S_4$	Índice de cintilação	
$T$	Temperatura de ruído	[K]
$T_e$	Temperatura do elétron	[K]
$T_{vmax}$	Tempo de vista máximo	[min]
$Y$	Parâmetro ajustado empiricamente	
$Z$	Comprimento do percurso na ionosfera	[m]
$a$	Semieixo maior da órbita	[km]
$alt$	Altitude do satélite	[km]
$d$	Comprimento do percurso	[m]
$d_{eff}$	Comprimento do percurso efetivo	[m]
$e$	Excentricidade da órbita	
$f$	Frequência	[GHz]
$h$	Altitude a partir do centro da Terra	[km]
$h_a$	Altura do apogeu	[km]
$h_p$	Altura do perigeu	[km]

<i>i</i>	Inclinação da órbita	[grau]
<i>r</i>	Distância entre o satélite e a estação terrena	[km]
<i>t</i>	Atraso ionosférico	[s]
<i>z</i>	Fator de redução	



## LISTA DE ACRÔNIMOS E ABREVIACÕES

---

<b>AMAS</b>	Anomalia Magnética do Atlântico Sul. 1
<b>CME</b>	<i>Coronal Mass Ejection.</i> 1, 25, 38, 42
<b>COTS</b>	<i>Commercial-of-the-shelf.</i> 1
<b>DAS</b>	<i>Debris Assessment Software.</i> 1, 49
<b>EIA</b>	Anomalia de Ionização Equatorial. 1, 19, 22, 26, 40, 66
<b>EIRP</b>	Potência Irradiada Isotrópica Equivalente. 1, 11, 12
<b>EPS</b>	<i>Electric Power System.</i> 1, 47
<b>ESA</b>	<i>European Space Agency.</i> 1, 48
<b>ET</b>	Estação Terrena. 1, 52
<b>GEO</b>	<i>Geostationary Earth Orbit.</i> 1, 2, 8, 9
<b>GISM</b>	<i>Global Ionosphere Scintillation Propagation Model.</i> 1, 24, 40, 56, 57, 60
<b>GMSK</b>	<i>Gaussian Minimum Shift Keying.</i> 1, 47
<b>GNSS</b>	<i>Global Navigation Satellite Systems.</i> 1, 39
<b>HF</b>	<i>High Frequency.</i> 1
<b>HRO</b>	<i>High Resolution Omni.</i> 1, 56
<b>IBGE</b>	Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística. 1, 39
<b>ICTP</b>	Centro Internacional de Física Teórica Abdus Salam. 1, 24
<b>IEEA</b>	<i>Infomatique Electromagnétisme Electronique Analyse.</i> 1
<b>INPE</b>	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. 1, 48
<b>IoT</b>	<i>Internet of Things.</i> 1, 2
<b>ITU</b>	<i>International Telecommunication Union.</i> 1, 17, 21, 23, 24, 35, 57
<b>LEO</b>	<i>Low Earth Orbit.</i> 1, 2, 7–9
<b>LODESTAR</b>	Laboratório de Simulação e Controle de Sistemas Aeroespaciais. 1, 43
<b>LT</b>	<i>Local Time.</i> 1
<b>MCS</b>	<i>Mission Control Software.</i> 1
<b>MEO</b>	<i>Medium Earth Orbit.</i> 1, 8, 9

<b>NASA</b>	<i>National Aeronautics and Space Administration.</i> 1, 38, 49
<b>NOAA</b>	<i>National Oceanic and Atmospheric Administration.</i> 1, 38, 49
<b>OBSW</b>	<i>On-Board Software.</i> 1, 48
<b>PSLV</b>	<i>Polar Satellite Launch Vehicle.</i> 1, 47, 48, 50
<b>PUS</b>	<i>Packet Utilization Standard.</i> 1, 48
<b>RAAN</b>	<i>Right Ascension of Ascending Node.</i> 1
<b>RBMC</b>	Rede Brasileira para Monitoramento Contínuo dos Sistemas GNSS. 1, 39
<b>SDR</b>	Rádio Definido por Software. 1, 47
<b>SGDC</b>	Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas. 1, 35, 36
<b>SWPC</b>	Centro de Previsão do Clima Espacial. 1, 49
<b>TEC</b>	<i>Total Electron Content.</i> 1, 18, 20, 21, 26, 39, 40, 42, 66
<b>TT&amp;C</b>	<i>Telemetry, Tracking and Control.</i> 1, 47, 49
<b>UHF</b>	<i>Ultra High Frequency.</i> 1, 47, 48
<b>UTC</b>	<i>Coordinated Universal Time.</i> 1, 41
<b>VHF</b>	<i>Very High Frequency.</i> 1, 18, 21
<b>VLF</b>	<i>Very Low Frequency.</i> 1

# 1 INTRODUÇÃO

---

O lançamento e operação de satélites, antes propriedade de grandes agências governamentais, é atualmente um negócio comercial próspero e em ampla ascensão. Vivemos uma nova era espacial caracterizada por um acesso maior ao espaço, novos fornecedores de serviços e de veículos de lançamento, e novas tecnologias de sistemas espaciais. Os recentes avanços tecnológicos permitiram conceber satélites de pequeno porte, capazes de substituir os tradicionais, maiores, em serviços básicos prestados à sociedade em geral. Isso acompanha uma redução nos custos de projeto, de produção e de lançamento desses satélites. A introdução de novos padrões, como no caso dos chamados CubeSats, também criou um mercado mundial para componentes e peças de satélites. Os CubeSats são pequenos satélites com dimensões e peso predefinidos, e todos os sistemas projetados de forma compatível tornando uma solução versátil e flexível devido à sua característica modular. De forma geral, são lançados em órbitas terrestres baixas conhecidas como LEO (do inglês, *Low Earth Orbit*), com altitudes entre 500 e 900 km, para exploração e estudo do ambiente espacial ou observação da Terra (previsão do tempo, mudanças climáticas, monitoramento de desastres).

As bandas de frequência normalmente utilizadas para comunicação de CubeSats são alocadas no espectro de rádio amador em VHF (do inglês, *Very High Frequency*), ou UHF (do inglês, *Ultra High Frequency*) [10]. Diferentes bandas de frequência são adequadas para diferentes condições climáticas, categorias de serviço e tipos de usuários. A largura de banda disponível nas bandas VHF e UHF é estreita e permite a transmissão de pequenos conjuntos de dados, normalmente contendo informações de carga útil do satélite, juntamente com telemetria e comandos. Dentre as principais aplicações e uso do espectro UHF destacam-se os sistemas de rádio móvel terrestre, rádios bidirecionais usados para comunicação de voz para fins comerciais, industriais, de segurança pública e militares.

Apesar da baixa taxa de transmissão de dados, a comunicação em banda estreita possui vantagens em relação à propagação e atenuação que as fazem apropriadas para algumas aplicações específicas, tais como comunicação móvel e tática em regiões com condições topológicas irregulares, e obstáculos como copas de árvores, chuva, estruturas metálicas, neve, entre outras. Essas barreiras se tornam críticas para bandas de frequências mais altas devido ao seu comprimento de onda muito pequeno, necessitando assim de uma conexão direta de linha de visada com o satélite para fechar um enlace de comunicação, o que torna difícil, ou até mesmo impossível, o usuário obter a recepção deste sinal em regiões com a presença destes obstáculos [11].

Considerando o desenvolvimento das tecnologias de acesso da próxima geração, em que questões como cobertura geográfica, resiliência, flexibilidade e eficiência da rede são requisitos essenciais na busca por alta conectividade de usuários e dispositivos, novas aplicações e uso de sinais em banda estreita entram em foco em um novo paradigma de comunicação multicamadas [12]. Dessa forma, aplicações em regiões remotas de difícil acesso, ou com terreno adverso e sem infraestrutura terrestre, poderão se beneficiar das propriedades dos sinais em banda estreita tal como sua capacidade de penetração e propagação sem exigência de linha de visada direta com o satélite. Além disso, para essas frequências, as perturbações atmosféricas acabam não sendo significativas mesmo em regiões com alta taxa de precipitação, diferentemente dos sinais em banda larga que sofrem grandes atenuações nesses casos [11].

A banda estreita é bastante utilizada no setor de Defesa em comunicações entre soldados, veículos terrestres, navios e aeronaves devido às suas propriedades de propagação favoráveis, o que torna relevante sua aplicação num ambiente de altas densidades de umidade e vegetação como a região da floresta amazônica. Além disso, tem-se a crescente demanda da utilização da banda estreita em outros diversos setores da sociedade, como saúde pública, cidades inteligentes, logística, transporte, agricultura, gerenciamento de energia, comunicação, desastres naturais, localização, entre outros [9], [13].

Dessa maneira, o crescente avanço das tecnologias e a necessidade de conexões entre os dispositivos de modo a atender às crescentes necessidades da sociedade evidenciam as características importantes da banda estreita, como o baixo consumo de energia e a baixa latência, que são condições favoráveis para diferentes aplicações da tecnologia IoT (do inglês, *Internet of Things*). A tecnologia IoT se concentra no estabelecimento de uma rede de dispositivos que permite que os equipamentos comuniquem entre si por meio de seus dispositivos inteligentes, como sensores e atuadores [9], [13].

Uma maneira eficiente de alinhar as características de banda estreita com as aplicações mencionadas é com a utilização de satélites, pois eles aumentam a conectividade com a expansão da área de cobertura [14]. Devido à versatilidade das oportunidades de lançamento e aos baixos custos de realização, os nanosatélites acabam sendo uma ferramenta muito adequada para esta aplicação em comparação com os satélites convencionais, sendo os CubeSats o exemplo mais relevante que está sendo usado como meio de acesso ao espaço por vários países em diversos setores [15].

Para missões de comunicação, as órbitas mais favoráveis são as de baixa altitude (LEO) devido à menor distância da Terra, perda de sinal e atraso reduzido em comparação com a órbita Geoestacionária (GEO, do inglês, *Geostationary Earth Orbit*), por exemplo [15], [16]. Além disso, constelações de CubeSats circunscritas a órbitas LEO fornecem cobertura contínua do planeta, o que resulta em um sistema mais confiável devido à redundância dos segmentos espaciais [9], [13], [17].

Vários estudos discutem as vantagens do uso da banda estreita. Dentre elas, destacam-se melhor dirigibilidade em diferentes topografias; melhor custo em relação a outras tecnologias de comunicação; melhor eficiência energética; melhor segurança e integridade dos dados; menor necessidade de grande quantidade de estações de transmissão; maior área de cobertura, visto que os sistemas terrestres não podem alcançar algumas regiões além de maior área de cobertura, em comparação a outros sistemas que não podem alcançar facilmente algumas regiões [9], [13], [14], [15]. Outra vantagem importante da banda estreita está relacionada com a potência recebida por um usuário móvel que utiliza antena omnidirecional. Especificamente, como a potência recebida em um segmento usuário móvel equipado com uma antena omnidirecional diminui com o quadrado da frequência, segue que quanto menor for a frequência do sinal, maior será a potência recebida em sua zona de cobertura [16]. Por reciprocidade, o mesmo resultado se aplicará quando o terminal móvel transmitir dados para o satélite utilizando sua antena omnidirecional [16]. Por outro lado, como desvantagens, a banda estreita tem uma baixa taxa de transferência de dados, alta potência de ruído devido ao ambiente natural, menor disponibilidade do espectro eletromagnético e maior suscetibilidade a inhomogeneidades ou irregularidades ionosféricas, especialmente durante tempestades geomagnéticas [9], [13], [11], [16].

É importante destacar que os efeitos ionosféricos possuem relações de proporcionalidade inversas à frequência do sinal em propagação, o que pode ser ainda mais crítico a depender da localização geográfica da região de serviço, e do período do ano e horário em que se deseja usar o canal de comunicação. Diferentes exemplos ilustram situações em que o clima espacial impactou significativamente as comunicações em banda estreita, em casos extremos levando à interrupção completa do sinal, como no caso da operação Anaconda em uma região montanhosa do Afeganistão em que a comunicação tática em banda UHF, via satélite, foi interrompida decorrente de efeitos de cintilação ionosférica e múltiplos caminhos [18].

Dentre os principais efeitos que ocorrem na camada ionosférica, a cintilação tem sido apontada como a principal causa das interrupções ao longo de um percurso de propagação trans-ionosférica para frequências abaixo de 3 GHz [19], podendo ser observada ocasionalmente em frequências até 10 GHz. Já para os canais de comunicações que operam em frequências acima de 10 GHz, o impacto maior é decorrente de fenômenos troposféricos [11], [16], [20].

Como o efeito da cintilação ionosférica é mais intenso nas regiões equatoriais e polares, seu impacto acaba sendo desprezado no cálculo de enlace de missões espaciais cuja região de serviço esteja situada em latitudes entre  $20^\circ$  e  $60^\circ$  N e S, [10]. Exemplificando, em [15] o cálculo do enlace apresentado não considera erros e desvios associados à cintilação ionosférica, e em [18], no contexto da missão militar Anaconda citada anteriormente, tem-se a interrupção do sinal UHF associada ao efeito de cintilação em uma missão em que o impacto da cintilação na comunicação não foi considerado durante o cálculo do enlace.

Uma consideração importante na análise do canal de comunicação refere-se a alocação da margem do canal, na qual se busca o equilíbrio entre o retorno de dados e a confiabilidade da comunicação, dado que existem incertezas inerentes associadas à potência do sinal, como atenuações atmosféricas, e à potência do ruído nos receptores [21], [16]. A garantia de uma margem de canal adequada é fundamental para a que o sistema de comunicação opere conforme o desempenho e disponibilidade exigidos. Dessa maneira, é de suma importância desenvolver um método para se estimar as prováveis deficiências do canal de comunicação que fariam com que o desempenho e a disponibilidade do serviço ficassem abaixo dos níveis aceitáveis. Logo, a compreensão dos efeitos de propagação ao longo do percurso do sinal entre o satélite e a estação terrestre torna-se imprescindível para o planejamento da missão [21], [16].

Esses efeitos de atenuação e despolarização são dependentes da frequência do sinal, das condições atmosféricas e da geometria de seu percurso. Na camada troposférica, por exemplo, localizada aproximadamente entre 0 e 12 km de altitude, os fenômenos dependem do clima que ocorrem na baixa atmosfera dentro de um padrão sazonal relativamente previsível. Os aspectos aleatórios nos fenômenos climáticos, em geral, são modelados de acordo com distribuições de probabilidade, fornecendo modelos estatísticos, em especial em relação à chuva [16].

Dessa forma, de modo a se evitar problemas de comunicação decorrentes de atenuações causadas por fenômenos das diferentes camadas da atmosfera, faz-se necessário uma análise preventiva da área de serviço. No caso da região troposférica, a climatologia das tempestades meteorológicas. Com relação à ionosfera equatorial e de baixas latitudes, é importante conhecer a climatologia dos fenômenos ionosféricos como a ocorrência de irregularidades do plasma ionosférico e a cintilação ionosférica. Entender a variabilidade ionosférica durante eventos de clima espacial é de grande interesse devido aos efeitos transientes ou mesmo de longa duração impostos por variações no campo geomagnético durante tais eventos. A compreensão desses fatores em conjunto com o conhecimento dos horários de passagens do satélite nessas regiões, fortalecem um planejamento de missão espacial de modo a se obter maior confiabilidade de comunicações via satélite, que podem conter aplicações extremamente importantes como de risco à vida em atividades de desastres naturais e de Defesa, por exemplo.

## **1.1 Objetivos**

### **1.1.1 Objetivo geral**

O objetivo geral deste trabalho é apresentar um processo para o planejamento de uma missão espacial avaliando o impacto da cintilação ionosférica na redução da margem de operação do canal de comunicação. Um melhor entendimento da climatologia e da variabilidade da cintilação ionosférica contribuirá na melhor interpretação das eventuais falhas de comunicação, no planejamento da missão de modo a mitigar seus efeitos nas diversas aplicações via satélite. Outro fator relevante é a redução de riscos financeiros envolvidos no planejamento das missões.

### **1.1.2 Objetivos específicos**

Com a finalidade de alcançar o objetivo geral da dissertação, dois objetivos específicos são estipulados:

- Apresentar uma proposta para o escalonamento do uso de um canal de comunicação via satélite na presença de cintilação ionosférica. Especificamente, estabelecer um procedimento para o planejamento do uso do canal de forma a maximizar as oportunidades de sucesso de comunicação, fornecendo um mapeamento de riscos dos efeitos da cintilação (descrita em função do índice  $S_4$ ) na redução da margem do canal, considerado cenários críticos de operação durante tempestades geomagnéticas ou quaisquer eventos de clima espacial.
- Realizar um estudo de caso no contexto da missão espacial Alfa Crux considerando aplicações no setor brasileiro. Para tanto, uma análise preliminar da missão é apresentada, juntamente com uma investigação sobre o efeito das atenuações de potência nas camadas ionosférica (cintilação) e troposférica (chuvas e folhagem), além de uma proposta de escalonamento do uso do canal de comunicação.

## **1.2 Organização da Dissertação**

Este trabalho encontra-se estruturado conforme a seguinte distribuição de capítulos:

Capítulo 1 – INTRODUÇÃO: apresenta o contexto do tema abordado com as principais motivações, objetivos e justificativa acerca da necessidade de se elaborar uma análise preventiva de fenômenos ionosféricos no planejamento de missões espaciais. Por fim, é apresentada a estrutura do trabalho.

Capítulo 2 – FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA: apresenta a fundamentação teórica necessária para o desenvolvimento das análises e resultados principais. Em específico, detalha os parâmetros utilizados no cálculo de enlace de um satélite, evidenciando o meio de propagação do sinal e suas perturbações relacionadas às camadas troposférica e ionosférica. Na região troposférica é dada maior ênfase às atenuações promovidas por chuvas e folhagem. Na camada ionosférica maior ênfase é dada ao efeito da cintilação. Por fim, apresentam-se conceitos relacionados a uma análise de missão espacial.

Capítulo 3 – RESULTADOS E ANÁLISES: apresenta a análise de resultados, contribuições técnicas e considerações relacionadas ao processo proposto para fornecer maior confiabilidade na propagação do sinal do satélite à Terra. Também apresenta-se o conceito de operação do CubeSat universitário AlfaCrux, e uma visão geral sobre a missão.

Capítulo 4 – CONCLUSÃO: descreve a conclusão do trabalho em relação aos objetivos atendidos, contribuições, e sugestões para trabalhos futuros. Ainda, sintetiza os resultados referente às melhorias na obtenção de maior confiabilidade no canal de comunicação de satélites que utilizam a banda estreita, principalmente em regiões equatoriais.



# 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

---

Este capítulo aborda os fundamentos teóricos necessários para o cálculo de enlace de um satélite, apresentando as principais atenuações e interferências que afetam as ondas eletromagnéticas nas diferentes camadas da atmosfera terrestre.

Algumas vantagens em se utilizar os satélites de baixa órbita LEO são apresentadas, assim como os principais efeitos provenientes do clima espacial responsáveis por alterações na ionosfera, e os respectivos impactos na propagação do sinal. Maior ênfase é dada ao efeito da cintilação ionosférica, por ser característico de regiões localizadas nas cristas da anomalia equatorial de ionização (do inglês, *Equatorial Anomaly Ionization - EIA*), ou seja, em  $15^\circ$  ao Norte e ao Sul do equador magnético como de algumas regiões brasileiras. Além disso, o ângulo de declinação magnético do Brasil ( $-20^\circ$ ) torna a taxa de ocorrência de irregularidades ionosféricas e cintilação uma das maiores do planeta, o que fortalece o impacto na qualidade dos sinais dos satélites.

Por fim, são apresentados conceitos de análise de missão espacial que devem ser considerados no contexto de uma missão espacial de pequenos satélites.

## 2.1 Órbitas

Um dos resultados fundamentais no estudo da dinâmica orbital é dado pelas três leis de Kepler sobre o movimento planetário que define a forma das órbitas, a velocidade em que os planetas viajam ao redor do Sol e o tempo necessário para a realização de uma volta completa [22]. Tal resultado permite caracterizar o movimento entre dois corpos interagindo unicamente pela atração gravitacional, cujo formato geométrico será uma seção cônica com o corpo de maior massa centrado em um ponto focal.

Diferentes parâmetros e critérios são utilizados para definir e classificar uma órbita, por exemplo, parâmetros relacionados à geometria, tais como semieixo maior, excentricidade, e anomalia média inicial, assim como parâmetros de orientação, como inclinação da órbita, ascensão reta do nodo ascendente, e argumento do perigeu. Os seis parâmetros citados definem os elementos clássicos de uma órbita de Kepler. Já em relação à sua altitude, associada ao tamanho do semieixo maior, as órbitas geocêntricas são classificadas em três categorias principais, a saber, órbitas baixas (do inglês, *Low Earth Orbit - LEO*), médias (do inglês, *Medium Earth Orbit - MEO*), e geoestacionárias (do inglês, *Geostationary Orbit - GEO*), esta última sendo um caso específico de órbitas geossíncronas, ou seja, cujo período orbital coincide com o período de rotação da Terra [23].

A faixa de altitude típica para uma órbita LEO fica entre 500 e 900 km. Trata-se de uma região em que o custo de inserção de um objeto em órbita é menor, pois baixas altitudes naturalmente demandam quantidades moderadas de energia aos veículos lançadores. Além disso, órbitas LEO de alta inclinação fornecem uma cobertura global, ou quase global da Terra, possibilitando a comunicação com estações terrestres localizadas em altas latitudes, próximas às regiões polares, [24]. Já órbitas com baixa inclinação, embora não forneçam cobertura de toda a superfície terrestre, elas proporcionam uma boa cobertura das regiões equatoriais ou tropicais, favorecendo inclusive o tempo de revisita [24].

As órbitas MEO possuem altitudes que variam de 1.200 km até de 35.786 km, ou seja, pouco abaixo das órbitas geoestacionárias [23], [24]. Os longos períodos das órbitas MEO proporcionam trânsitos relativamente lentos do satélite em relação à superfície da Terra, oferecendo visibilidade ininterrupta prolongada de grandes partes da Terra. Isso é especialmente vantajoso, por exemplo, para constelações de satélites de navegação como GPS ou Galileo, ambas constelações em órbitas circulares MEO. Como a altitude é alta, os efeitos gravitacionais, e perturbações de densidade atmosférica, são menores favorecendo a determinação com precisão da órbita de cada satélite, que extrema importância no exemplo mencionado de navegação via satélites [24].

As órbitas GEO são órbitas geossíncronas com excentricidade e inclinação iguais a zero. A distância de um satélite localizado em uma órbita GEO ao solo é de 35.786 km. Elas fornecem uma geometria relativa constante entre a superfície da Terra e o satélite, permitindo assim o monitoramento permanente de amplas áreas na superfície terrestre, com um canal de comunicação constante com o solo. Trata-se de uma órbita comumente utilizada para satélites de comunicação, a qual, pela sua característica estacionária em relação à Terra, possui vantagens para ajuste de antenas direcionais [9], [24]. No entanto, sinais transmitidos dessa posição orbital apresentarão níveis de atenuação e atraso de propagação maiores devido à maior distância que o sinal tem que percorrer.

A Tabela 2.1 apresenta uma comparação entre as órbitas GEO, MEO e LEO. Pelo exposto, observa-se que um sinal propagado a partir de uma órbita GEO sofrerá uma atenuação de 11 dB e 37 dB a mais quando comparado com as órbitas MEO e LEO, respectivamente. De forma semelhante, analisando o atraso de propagação tem-se que para um satélite em órbita GEO o tempo de propagação será 172 ms e 236 ms maior quando comparado com uma órbita MEO e LEO, respectivamente [9].

Tabela 2.1 – Atraso de propagação e perda no espaço livre em diferentes órbitas [9].

<b>Parâmetro</b>	<b>GEO</b>	<b>MEO</b>	<b>LEO</b>
Altitude (km)	35768	10000	500
Atraso de Propagação do sinal (ms)	239	67	3
Perda no espaço livre (dB)	173	162	136

Nesse sentido, as órbitas MEO e LEO acabam sendo opções atraentes para CubeSats que utilizam majoritariamente a banda estreita para se comunicarem, já que as menores altitudes dessas órbitas colabora para redução dos requisitos de energia de transmissão dos terminais, dentre outros [9]. Por outro lado, satélites em órbitas MEO e LEO necessitam de subsistemas de controle de atitude para uso de antenas diretivas, ou, como acontece em várias aplicações atualmente, opte pelo uso de antenas omnidirecionais, dispensando desta forma o uso de sistema para apontamento, e de certa forma, facilitando o rastreamento dos mesmos a partir de estações terrenas [9].

Importante destacar que satélites em órbitas MEO e LEO terão passagem de curto período (alguns minutos apenas) em uma localidade específica na superfície terrestre. Como consequência, em aplicações em que se necessite maior disponibilidade do serviço ou menor tempo de visita, será necessário aumentar a quantidade de satélites em órbita (constelação). Uma consequência positiva neste caso é o aumento da resiliência do sistema a eventuais falhas em algum dos satélites da constelação. Por outro lado, um satélite GEO nessa mesma situação resultaria em uma grande área completamente descoberta até que um satélite sobressalente substituísse o perdido [9].

### **2.1.1 Geometria do ângulo de visão**

As coordenadas para as quais uma antena de estação terrestre deve ser apontada para se comunicar com um satélite são chamadas ângulos de visão [16]. Trata-se de uma informação crítica para a precisa localização do satélite. Um satélite é considerado visível pela estação terrestre se o ângulo de elevação for positivo. Isso requer que o raio orbital seja maior que a razão entre o raio da Terra e o cosseno do horizonte de visão. Tais informações são imprescindíveis para o planejamento de uma missão espacial [1].

A Figura 2.1 ilustra a geometria a partir dos ângulos entre o satélite, a estação terrena e o centro da Terra, em que a distância ( $r$ ) é o percurso do sinal do satélite à estação terrena de acordo com sua altitude (alt) e ângulo de elevação ( $\varphi$ ).

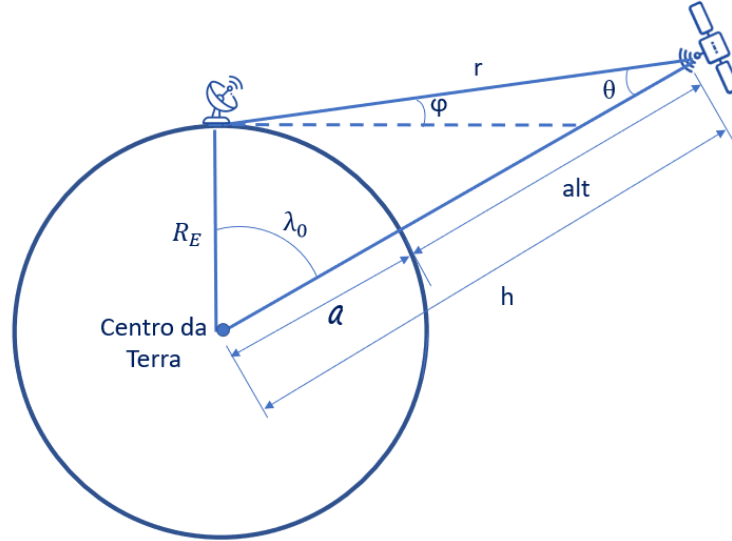


Figura 2.1 – Ângulos e distâncias do satélite à estação terrena. Adaptado de [1].

Dessa maneira, a distância  $r$  pode ser calculada segundo a equação

$$r = \sqrt{(R_E + h)^2 - R_E^2 \cos^2 \varphi} - R_E \operatorname{sen}(\varphi), \quad (2.1)$$

em que  $r$  é a distância entre a estação terrena e o satélite,  $h$  a altitude a partir do centro da Terra,  $R_E$  o raio da Terra e  $\theta$  o ângulo entre a estação terrena e o centro da Terra calculado a partir do satélite.

Conforme a Figura 2.1, tem-se que o semieixo maior da órbita é calculado como

$$a = R_E + (h_P + h_A)/2 \quad (2.2)$$

em que  $h_P$  é a altura do apogeu e  $h_A$  é altura do perigeu [1].

O período da órbita, no que lhe concerne, pode ser obtido de acordo com

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (2.3)$$

em que  $\mu$  é a constante gravitacional da Terra [1]. O número de voltas por dia é obtido pela relação

$$N_v = 24 \times 3600/P, \quad (2.4)$$

e o horizonte de visão calculado de acordo com

$$\lambda_0 = \operatorname{arccos}(R_E/(R_E + \operatorname{alt})). \quad (2.5)$$

Por último, o tempo máximo de visão do satélite em relação à estação terrestre pode ser

obtido como

$$T_{vmax} = P \times (\lambda_{max}/180), \quad (2.6)$$

em que  $\lambda_{max}$  é o ângulo de visão máximo.

## 2.2 Cálculo do Enlace

### 2.2.1 O canal de comunicação

O canal de comunicação entre o segmento espacial (satélite) e o segmento terrestre consiste no transmissor, no receptor e na propagação do sinal eletromagnético no espaço livre e na atmosfera terrestre. O cálculo do enlace é um conjunto de parâmetros que definem um canal de comunicação em termos de energia disponível para uma conexão confiável entre o transmissor e o receptor [1], [15], [16]. As equações do cálculo de enlace apresentadas nesta seção estão em unidades logarítmicas (dB). A equação do balanço de potência do enlace pode ser expressa em como

$$P_r = P_t + G_t + G_r - L_{t+r}, \quad (2.7)$$

em que  $P_r$  é a potência no receptor,  $P_t$  é a potência irradiada pelo transmissor,  $G_t$  é o ganho de transmissão da antena,  $G_r$  é o ganho do recebimento da antena e  $L_{t+r}$  representa todas as perdas, incluindo as perdas no transmissor, perdas no receptor, perda por dispersão do espaço livre e demais perdas [15], [16]. Uma versão simplificada da Equação (2.7) é dada por

$$P_r = EIRP + G_r - L_{t+r}, \quad (2.8)$$

em que EIRP (do inglês, *Effective Isotropic Radiated Power*) é a potência isotrópica irradiada equivalente, com a potência no receptor dada em dBW, [16].

A EIRP é o produto entre a potência transmitida pela antena ( $P_t$ ) e o ganho dessa antena ( $G_t$ ), a qual descreve a combinação da potência do transmissor e do ganho da antena em termos de uma fonte isotrópica equivalente, irradiando uniformemente em todas as direções [16]. Nesse sentido, a EIRP é uma das informações mais importantes para a análise do transmissor em termos da potência irradiada em determinada direção, correspondendo à potência do transmissor (dBW) menos as perdas associadas às linhas de transmissão de saída (dB), mais o ganho da antena de transmissão (dBi), [1]. O resultado corresponde à potência que um radiador isotrópico sem perdas de saída deveria ter para radiar com densidade de fluxo de potência equivalente àquela no pico do feixe da antena de transmissão, ou seja, reescrevendo a Equação (2.8) fica

$$EIRP = P_t + G_t - L_{t+r}. \quad (2.9)$$

De modo a medir a confiabilidade do canal de comunicação, por meio do cálculo do enlace, obtém-se a relação da energia de bit pela densidade espectral de potência ( $E_b/N_o$ ) do feixe do satélite para a Terra (*downlink*) [1], [15]. Esse cálculo indica a potência do sinal, em dB, que chega ao receptor. A relação é dada conforme a seguir

$$E_b/N_o = C/N_o - 10\log(R), \quad (2.10)$$

em que ( $C/N_o$ ) é a razão entre a potência da portadora e a densidade espectral de potência do ruído (dB-Hz), e R a taxa de dados (bps). A densidade espectral de ruído ( $N_o$ ), por sua vez, é dada por

$$N_o = k_B T, \quad (2.11)$$

em que  $K_B$  é a constante de Boltzmann (W/Hz-K) e  $T$  é a temperatura de ruído do sistema (K). A temperatura de ruído é um conceito útil em receptores de comunicação, pois fornece uma maneira de determinar quanto ruído térmico é gerado por dispositivos ativos e passivos no sistema receptor [1].

O desempenho referente ao enlace de comunicação pode ser caracterizado pelo cálculo da razão entre a potência da portadora e a densidade espectral de potência do ruído ( $C/N_o$ ), a qual depende de fatores como potência do transmissor, ganho da antena, atenuações, entre outros. De acordo com [1], a razão  $C/N_o$  pode ser calculada conforme equação a seguir

$$C/N_o = EIRP + G_r/T - L_C + 228,6, \quad (2.12)$$

na qual EIRP é a potência isotrópica irradiada equivalente,  $G_r/T$  é a relação do ganho da antena da recepção pela temperatura de ruído dada em dB/K,  $L_C$  é a combinação de todas as perdas (perda do espaço livre,  $L_S$ , perda atmosférica, perda por precipitação, perda na entrada do receptor e a soma das perdas de apontamento do transmissor e receptor,  $L_{t+r}$ ), e 228,6 é a constante de Boltzmann em dBW/K/Hz.

Verifica-se, portanto que a razão entre a potência da portadora e a densidade espectral de potência do ruído ( $C/N_o$ ), e conseqüentemente a relação da energia de bit pela densidade espectral de potência ( $E_b/N_o$ ) do canal entre o satélite e a estação terrena sofrem variações em função do transmissor (EIRP), por sua potência e ganho ( $P_t$  e  $G_t$ ), e do receptor, por meio da relação ( $G_r/T$ ), que podem ser utilizadas para especificar a qualidade de uma estação terrestre receptora e das propriedades do meio de transmissão.

## 2.2.2 Meio de propagação do sinal

Além da importância no aspecto técnico dado ao segmento espacial e à estação terrena, verifica-se a relevância que se deve dar ao meio de propagação do sinal. A atmosfera da

Terra é dividida em camadas com uma determinada espessura e altitude, com características físicas substancialmente diferentes. As duas categorias principais são a atmosfera neutra e a atmosfera ionizada que são ilustradas na Figura 2.2.

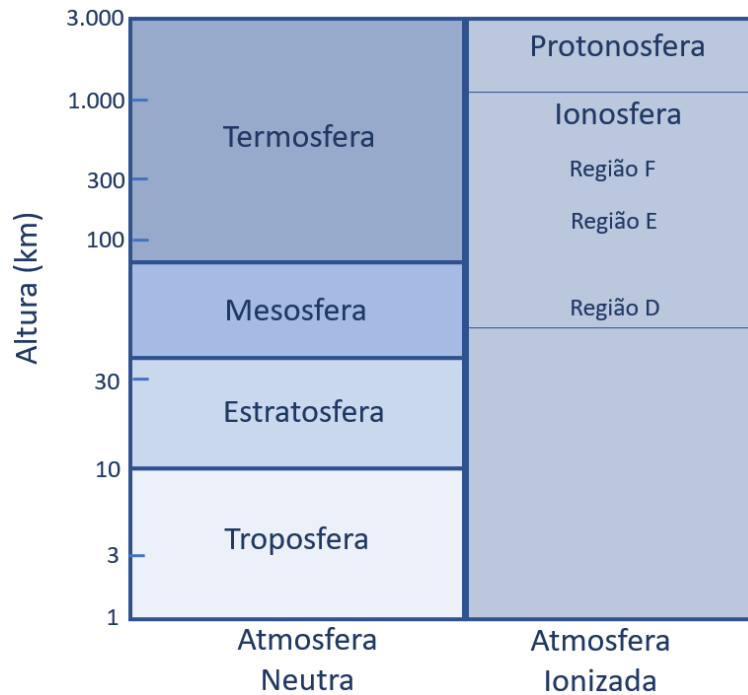


Figura 2.2 – Camadas da atmosfera terrestre. Adaptado de [2].

Verifica-se que na propagação do sinal pela atmosfera terrestre, diferentes partículas e demais componentes do meio, tais como gases, átomos livres, vapor de água, dentre outros interagem com o sinal durante a propagação podendo ocasionar atenuação de potência, e eventualmente mudanças nas características do sinal. Além disso, especificamente na região ionosférica ou região F, onde ocorrem as irregularidades no plasma que dão origem ao fenômeno da cintilação ionosférica também ocorrem outros fenômenos como rotação de Faraday, atraso ionosférico e cintilação que podem comprometer a propagação do sinal. A Figura 2.3 mostra uma representação esquemática de efeitos troposféricos e ionosféricos que podem influenciar na atenuação do sinal propagado. Alguns desses efeitos ocorrem em mais de uma situação climática, como a despolarização do gelo, que, embora seja um mecanismo essencialmente sem perdas, portanto, classificado como céu limpo [2], também ocorre durante tempestades, sendo uma condição severa de céu degradado. Além disso, algumas deficiências podem ocorrer simultaneamente, como, por exemplo, a cintilação ionosférica e a despolarização da chuva [2].



Figura 2.3 – Diagrama esquemático dos efeitos na propagação do sinal na atmosfera. Adaptado de [2].

Sendo assim, há a necessidade de estimar os impactos sofridos durante a propagação que podem ser esperados em qualquer percurso do sinal, e desta forma garantir o desempenho de canal necessário nos níveis de disponibilidade requeridos [2].

### 2.2.3 Perdas no espaço livre

Conforme já mencionado, a transmissão do sinal do satélite à Terra é impactada por uma combinação de perdas no espaço livre e de atenuações na atmosfera terrestre. Segundo [1], a perda no espaço livre,  $L_s$ , é o fator mais relevante de perda no canal de comunicação entre o satélite e a Terra, e pode ser calculada como

$$L_s = 92,45 + 20\log_{10}(r) + 20\log_{10}(f), \quad (2.13)$$

em que  $r$  é a distância em quilômetros entre o satélite e a estação terrena e  $f$  é a frequência em GHz.

### 2.2.4 Perdas na troposfera

As ondas de rádio que passam pela troposfera são espalhadas, despolarizadas, absorvidas e atenuadas devido ao granizo, gotas de chuva ou outros gases atmosféricos. As chuvas são as grandes responsáveis pela atenuação severa do sinal e contribuem para sua despolariza-



ção [20].

#### 2.2.4.1 Atenuação por chuva

A atenuação por chuva causa uma maior necessidade de energia para as unidades transmissoras e aumenta o custo por bit de transmissão. A chuva leva a uma grande atenuação dos sinais dos satélites para bandas de frequências mais altas, como as acima de 10 GHz, mas seus efeitos também podem ser observados nas frequências mais baixas [25].

A atenuação específica por meio das taxas de precipitação para sinais com frequência entre 1 e 100 GHz, segundo [26], é dada por

$$\gamma_R = kR_r^\alpha, \quad (2.14)$$

em que  $\gamma_R$  é a atenuação específica dada em dB/km,  $R_r$  é a taxa de chuva em mm/h, e  $k$  e  $\alpha$  coeficientes relacionados com a polarização do sinal, [26]. Para polarizações horizontal e vertical, os valores de  $k$  e  $\alpha$  podem ser determinados a partir da Recomendação ITU-R P.837-7, [26]. Para polarizações lineares e circulares, os parâmetros  $k$  e  $\alpha$  podem ser calculados a partir dos coeficientes de polarização horizontais ( $k_H$  e  $\alpha_H$ ) e verticais ( $k_V$  e  $\alpha_V$ ) conforme as seguintes equações

$$k = 0,5[k_H + k_V + (k_H - k_V) \cdot \cos^2(\varphi) \cdot \cos(2\gamma)], \quad (2.15)$$

$$\alpha = \frac{k_H \alpha_H + k_V \alpha_V + (k_H \alpha_H - k_V \alpha_V) \cdot \cos^2 \varphi \cdot \cos(2\gamma)}{2 \cdot k}, \quad (2.16)$$

em que  $\varphi$  é o ângulo de elevação, e  $\gamma$  o ângulo de inclinação de polarização em relação à horizontal que para a polarização circular é considerado  $45^\circ$ .

Para o cálculo da atenuação causado por precipitação, o comprimento de queda d'água é introduzido. Como a taxa de chuva não é constante em todo o percurso, calcula-se o comprimento de percurso efetivo ( $d_{eff}$ ) obtido como

$$d_{eff} = zd, \quad (2.17)$$

em que  $d$  é o comprimento do percurso, e  $z$  é o fator de redução dado por

$$z = \frac{1}{1 + (d/d_0)}, \quad (2.18)$$

no qual  $d_0$  é uma distância de referência definida de acordo com

$$d_0 = 35e^{(-0,015R_{0.01})}. \quad (2.19)$$

O parâmetro  $R_{0.01}$  é obtido na Recomendação ITU-R P.837-7, em que as regiões do planeta são caracterizadas por suas estatísticas de intensidade de chuva associadas. O parâmetro  $R_{0.01}$  é definido como o valor da intensidade da chuva excedido para 0,01 percentual de tempo, conforme apresentado em mapas de unidades climáticas, como o apresentado na Figura 2.4.

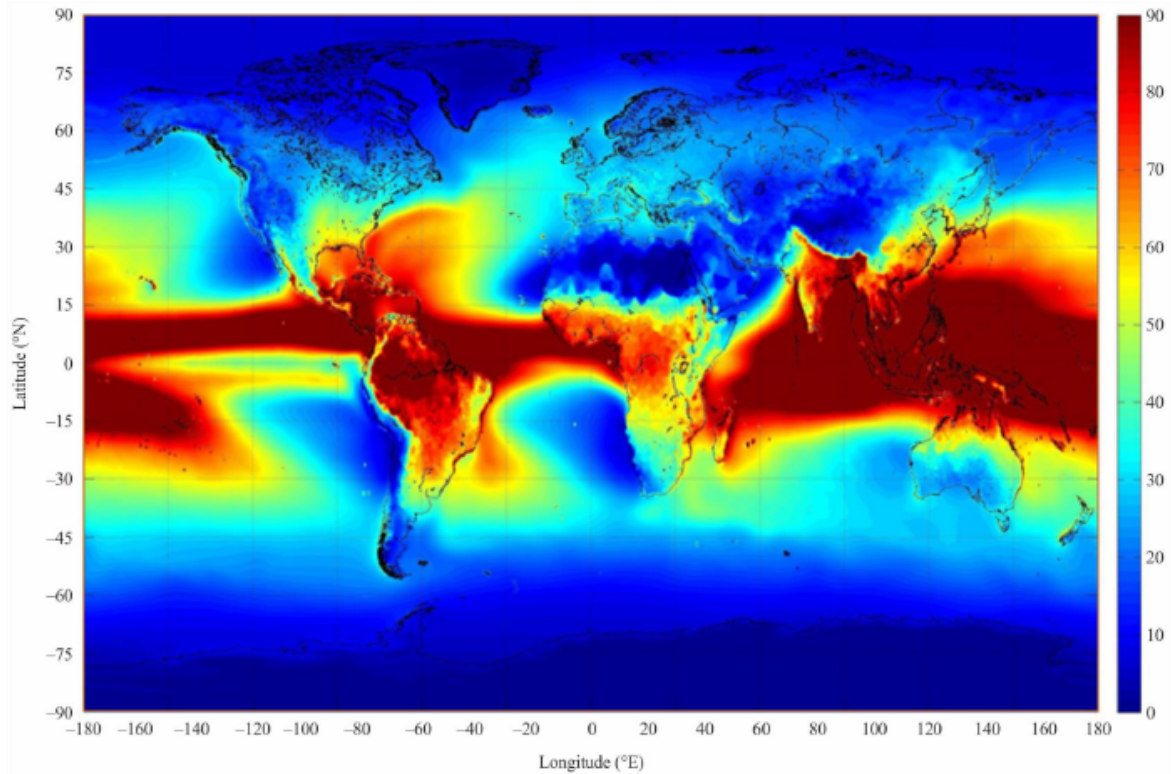


Figura 2.4 – Taxa de chuva superada por 0,01% de um ano médio no mundo. Fonte: [3].

Importante destacar que a Equação (2.18) é válida para valores de  $R_{0.01}$  menores ou iguais a 100 mm/h. Para outros valores, o limite de 100 mm/h deve ser usado em  $R_{0.01}$  na Equação (2.19). Logo, uma estimativa da atenuação no percurso excedida em 0,01% do tempo em dB pode é dada por

$$A_{0.01} = \gamma R d_{eff}. \quad (2.20)$$

#### 2.2.4.2 Atenuação por folhagem

A folhagem é outro obstáculo importante na propagação de ondas eletromagnéticas. No entanto, conforme explicado em [27], o desenvolvimento de um procedimento generalizado para cálculo de atenuação devido à folhagem não é um procedimento simples devido a ampla gama de condições que envolve os cálculos, e as diferentes espécies de árvores, com características de crescimento diversas, encontradas nas diferentes regiões do globo terrestre. Além disso, também há a falta de dados experimentais devidamente agrupados. A aproximação

considerada neste trabalho para a perda de atenuação por folhagem em dB é dada pela equação abaixo, [27]

$$L = Ad^B f^C (\varphi + E)^Y, \quad (2.21)$$

em que  $f$  é a frequência em MHz,  $d$  a profundidade da vegetação em metros,  $\varphi$  o ângulo de elevação em graus e  $A$ ,  $B$ ,  $C$ ,  $E$ , e  $Y$  parâmetros ajustados empiricamente.

Vale destacar a dificuldade de se estimar as atenuações por folhagem, visto que mesmo espécies iguais de árvores, localizadas em regiões diferentes, podem ter crescimento e atributos divergentes. De forma a minimizar tais divergências, [28] propõe os seguintes valores para os parâmetros empíricos em (2.22),  $A = 1,43$ ,  $B = 0,721$  e  $C = 0,356$ . Tal aproximação será adotada neste trabalho, e o modelo de atenuação por folhagem fica dado por

$$L = 1,43d^{0,721} f^{0,356}. \quad (2.22)$$

Conforme exposto, verifica-se que a ITU tem recomendações importantes quanto aos cálculos de atenuações devido a efeitos que ocorrem na troposfera como atenuação por chuva, gás e nuvem. Os parâmetros do meio de transmissão que especificam as características de propagação dos sinais se modificam em função da região de atuação, podendo, por exemplo, envolver florestas, desertos e oceanos que também sofrem variações de seus parâmetros temporalmente, como temperatura, pressão, umidade, entre outros. Por fim, como as chuvas têm uma grande influência na atenuação dos sinais de satélite, sendo uma causa avassaladora de interrupção do sinal, é altamente recomendado realizar uma análise cuidadosa durante o cálculo do enlace [26].

### 2.3 Clima espacial e a comunicação via satélite

Considerando o aspecto que um satélite será inserido num ambiente hostil e agressivo como o ambiente espacial, projetar uma missão espacial para operar de maneira confiável durante sua vida útil torna-se um desafio significativo [11]. Isso implica, dentre outros aspectos, garantir antecipadamente a comunicação do satélite de maneira eficiente, pois de nada adianta desenvolver, construir e lançar este artefato espacial com sucesso se ele for vulnerável ao estabelecer comunicação adequada durante a obtenção dos dados de sua carga útil, ou mesmo nos processos de telemetria, rastreamento e controle.

Nesse contexto, sabe-se que a propagação de ondas de rádio via satélite são suscetíveis a distúrbios geomagnéticos que são desencadeados pelas atividades solares. Logo, o conhecimento das condições variáveis do clima espacial, é de extrema importância para o correto dimensionamento do impacto nos sistemas e serviços tecnológicos terrestres e espaciais [29]. Questões referentes ao clima espacial influenciam diretamente no desempenho do

sistema espacial incluindo sua comunicação. Especificamente, o clima espacial é definido pelo Programa Nacional de Clima Espacial dos Estados Unidos como sendo as condições do Sol e do vento solar, magnetosfera, ionosfera e termosfera que podem influenciar o desempenho e a confiabilidade dos sistemas espaciais e terrestres e colocar em risco a vida ou a saúde humana, [29].

Sabe-se que devido ao fenômeno da difração, quanto maior for o comprimento de onda de um sinal, maior será a sua capacidade de contornar obstáculos [30]. Isso torna-se uma vantagem para ondas de banda estreita na camada troposférica. Porém, na camada ionosférica, as ondas de rádio em frequências VHF e acima sofrem degradações consideráveis relacionadas ao conteúdo total de elétrons, TEC (do inglês, *Total Electron Content*) ao longo do caminho percorrido de propagação do sinal, sendo as mais significativas a rotação de Faraday e o atraso ionosférico. A densidade e variabilidade da ionosfera dependem de diversos fatores, entre eles a atividade solar, a atividade geomagnética, a hora local, a estação do ano, o acoplamento entre a baixa atmosfera (neutra) e a atmosfera superior através de atividade de ondas, e outros [31].

Planejar uma missão espacial considerando cuidadosamente os efeitos das anomalias ionosféricas ainda é pouco explorado durante o cálculo do enlace, e é de grande importância conforme pode ser visto em um estudo apresentado em [18]. Como os efeitos relevantes do clima espacial são mensuráveis, quantificáveis e geralmente seguem uma sequência de eventos é possível estabelecer boas estimativas no planejamento de uma missão espacial e dessa forma mapear os casos críticos para a comunicação via satélite.

### **2.3.1 A ionosfera**

A ionosfera é a região da atmosfera terrestre onde a radiação ionizante provoca a existência de elétrons livres em uma quantidade que afeta a propagação das ondas de rádio [4], [11]. A energia irradiada do sol em comprimentos de onda ultravioleta e de raios-X é a força primária de formação da ionosfera. Os raios-X são absorvidos na termosfera, numa altitude acima de 100 km, em um processo no qual as moléculas ou átomos gasosos são divididos em íons positivos e elétrons, dando origem a ionosfera, que é um gás eletricamente carregado. Ela é composta por quatro regiões principais: D, E, F1 e F2, nomeadas em ordem crescente de altura. Cada região apresenta características particulares de densidade de elétrons. A não homogeneidade da ionosfera gera variações temporais e espaciais resultando em efeitos críticos para as ondas que a atravessam, tais como a flexão do caminho dos feixes, o aumento do caminho da fase, o atraso ionosférico, a absorção, o desvio Doppler, a dispersão do pulso, a rotação de Faraday e a divisão do caminho magneto-iônico [29]. A Figura 2.5 apresenta as atmosferas neutra e ionizada, o qual são representadas por perfis de temperatura e densidade, respectivamente.

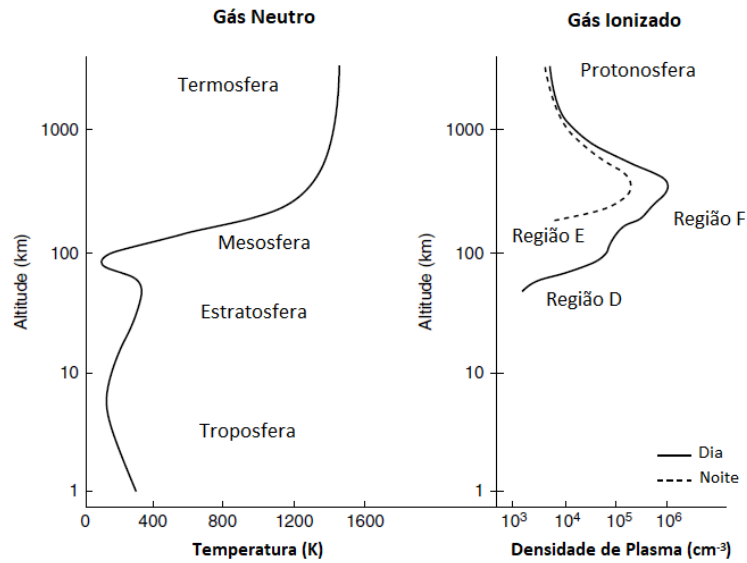


Figura 2.5 – Temperatura e densidade do plasma conforme as camadas atmosféricas. Adaptado de [4].

A Figura 2.6 ilustra a densidade íons e elétrons por altitude. Vale destacar que entre 90 e 150 km de altitude (região E), os íons mais importantes são  $O_2^+$  e  $NO^+$ , e acima de 150 km (região F) o íon mais importante é  $O^+$ . Em torno de 400 km (camada F2), a concentração de elétrons atinge seus valores mais altos, o que influencia diretamente nos sistemas de telecomunicações [32].

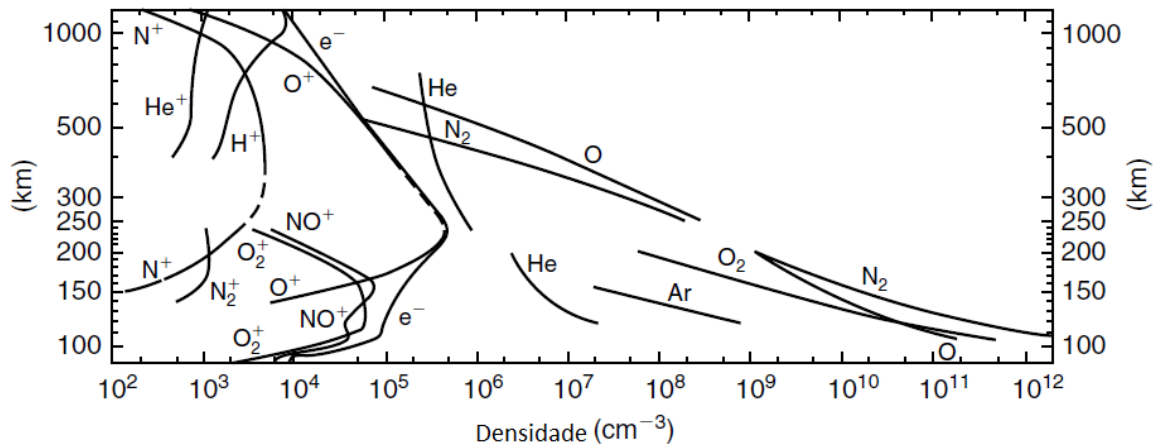


Figura 2.6 – Densidade íons e elétrons por altitude. Fonte: [4]

A Tabela 2.2 apresenta os valores de densidade de elétron ( $N_e$ ), ou seja, a quantidade de elétrons por unidade de volume, e a temperatura do elétron ( $T_e$ ) por camada na ionosfera [32].

De acordo com [32], em baixas latitudes, as maiores densidades de elétrons são encontradas em picos de ambos os lados do equador magnético, o que é conhecido como EIA.

Tabela 2.2 – Densidade de elétron e temperatura por camada da Ionosfera.

Camada	$N_e(cm^{-3})$	Te (K)
D	$10^3$	200
E	$10^5$ dia, $10^3$ noite	2 a $3 \times 10^3$
F1	$10^5$ dia, não há noite	1000
F2	$10^6$ dia, $10^5$ noite	1 a $3 \times 10^3$

Normalmente, espera-se que o pico de concentração ocorra no equador devido à máxima radiação ionizante solar.

A variação ionosférica ocorre principalmente em um período de 24 horas (diurno-noturno) que varia com a hora do dia sendo o máximo por volta das 16:00 LT e o mínimo ao amanhecer por volta das 05:00 LT. Também há variações com a estação do ano, com pico nos equinócios e mínimo no inverno; com a atividade solar, sendo a maior densidade em alta atividade solar e a menor densidade em baixa atividade; e com a atividade geomagnética durante o ciclo de 11 anos de atividade solar, no qual se observa grandes variações na densidade máxima de elétrons ( $N_{max}$ ) na região F, influenciando a ocorrência do plasma proporcional a essa densidade. Na região equatorial, as irregularidades do plasma ionosférico são geradas por efeitos eletrodinâmicos logo após o por do sol e podem durar por várias horas. Em altas latitudes, essas irregularidades podem acontecer durante o dia e a noite. Ambos os efeitos ocorrem em alta e baixa atividade solar, com uma forte componente sazonal, que no Brasil é observado entre outubro e março. No entanto, em alta atividade, a densidade do plasma e os gradientes de densidade são maiores [32], [33].

### 2.3.2 Rotação de Faraday

A rotação de Faraday é um fenômeno onde o plano de polarização das ondas de rádio rotaciona devido às linhas de fluxo magnético e elétrons na ionosfera, resultando em diferentes velocidades de fase para ondas polarizadas circularmente à esquerda e à direita [2]. O efeito da rotação de Faraday é essencialmente o mesmo se o vetor de campo de uma onda linearmente polarizada transmitida tivesse sido rotacionada por um ângulo  $\Omega$ , dado em radianos pela equação

$$\Omega = \int \left( \frac{2,36 \times 10^4}{f^2} \right) Z N_e B_0 \cos \phi dz, \quad (2.23)$$

na qual  $\phi$  é o ângulo entre o campo geomagnético e a direção de propagação,  $N_e$  é a densidade de elétrons em elétrons por metro cúbico,  $B_0$  é a densidade de fluxo geomagnético em Teslas,  $f$  é a frequência do sinal em Hz,  $Z$  é o comprimento do percurso através da ionosfera em metros, e  $dz$  a distância incremental através do plasma [16]. Perceba que o ângulo de rotação  $\Omega$  varia inversamente com o quadrado da frequência.

Os valores típicos de  $\Omega$  em função da frequência para valores representativos do TEC

são mostrados na Figura 2.7, [31], [19]. Importante mencionar que o TEC é normalmente apresentado em unidades de TEC (TECU – TEC Unit), onde 1 TECU corresponde a  $1 \times 10^{16} \text{elétrons}/\text{m}^2$  [34].

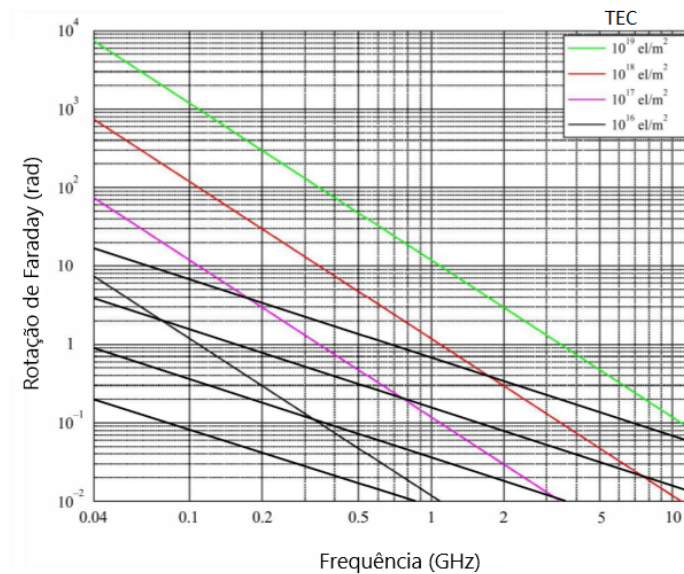


Figura 2.7 – Rotação de Faraday em função do TEC e da frequência segundo a recomendação ITU-R P.531-14.

Segundo a recomendação ITU-R P.531-14, o valor da rotação de Faraday exibe um comportamento diurno, sazonal e solar cíclico muito regular. Normalmente quando há ocorrências de grandes desvios desse comportamento regular da rotação de Faraday, eles são provenientes de tempestades geomagnéticas e, em menor extensão, de distúrbios ionosféricos de grande escala. Nesses casos, o processo de predição é mais complexo e envolve um risco maior. A recomendação ITU também menciona que flutuações intensas e rápidas dos ângulos de rotação de Faraday dos sinais na banda VHF estão associadas às cintilações de amplitude intensas e rápidas em locais situados perto das cristas da anomalia equatorial.

Sabendo que a polarização de uma onda eletromagnética é definida pela orientação do vetor campo elétrico, havendo mudança de polarização na radiação incidente quando comparada com aquela da antena receptora, então a potência disponível na saída da antena será menor que o máximo [35], [16], daí a importância da análise da rotação de Faraday. Se a antena transmissora e receptora tiverem a mesma polarização, o ângulo entre seus campos elétricos irradiados é igual a zero e não há perda de potência devido à incompatibilidade de polarização. Se uma antena for polarizada verticalmente e a outra horizontalmente, o ângulo é de  $90^\circ$  e nenhuma energia será transferida [35], [10].

### 2.3.3 Cintilação ionosférica

As irregularidades da densidade de elétrons intrínsecas à região ionosférica são responsáveis pela ocorrência de cintilações. Elas se constituem em regiões onde a densidade de plasma é drasticamente reduzida em proporção a seus arredores. São originadas na ionosfera equatorial logo após o pôr do sol, podendo se estender no período da noite com duração média de 4 a 6 horas. A climatologia das bolhas de plasma equatorial é bem conhecida, e apresenta uma taxa de ocorrência maior entre outubro e março, o que é chamada estação do *spread-F* ou das bolhas [36].

A drástica redução da densidade do plasma em certas localizações, responsável pelo surgimento das bolhas, também acarreta o surgimento da instabilidade de Rayleigh-Taylor. A instabilidade de Rayleigh-Taylor é uma instabilidade entre dois fluidos de densidades diferentes, na qual o fluido mais leve empurra o mais pesado, acarretando a propagação e expansão das bolhas no plasma. À medida que sobe, a bolha começa a se propagar para leste e também ao longo das linhas de campo geomagnético, sendo transportada para baixas latitudes. Por esse motivo a cintilação ionosférica é mais significativa nas cristas da EIA, pois os gradientes de densidade são mais fortes [4], [36]. Uma ilustração do movimento das bolhas no plasma pode ser observada na Figura 2.8.

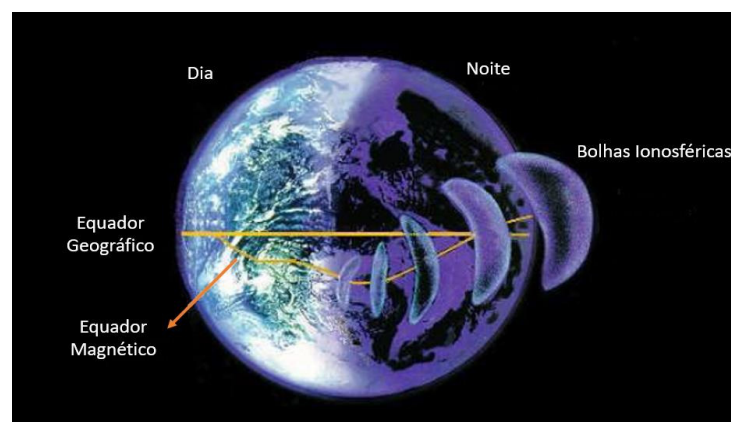


Figura 2.8 – Propagação e expansão das bolhas de plasma. Fonte: [5].

Conforme mencionado, a não homogeneidade da ionosfera proporciona variações temporais e espaciais nos sinais que se propagam em seu interior. As cintilações ionosféricas são rápidas flutuações na fase e/ou na amplitude do sinal devido a irregularidades na densidade de elétrons presente nessa camada. Seus efeitos variam conforme a localização geográfica, horário, período do ano, ciclo solar, entre outros, causando atenuações nas ondas que a atravessam, podendo inclusive acarretar perda total de comunicação [36], [37].



### 2.3.3.1 Índice $S_4$

O parâmetro comumente utilizado para o mapeamento da cintilação ionosférica é o índice de cintilação  $S_4$ , dado por [19]

$$S_4 = \sqrt{\frac{\langle I^2 \rangle - \langle I \rangle^2}{\langle I \rangle^2}}, \quad (2.24)$$

em que  $I$  é a intensidade do sinal e  $\langle \rangle$  denota a média temporal, ou seja, o índice  $S_4$  é o desvio padrão da intensidade do sinal em relação à sua média calculada temporalmente. Trata-se de um índice adimensional classificado pela ITU como fraco, moderado ou forte conforme apresentado na Tabela 2.3 [19].

Tabela 2.3 – Classificação quanto à intensidade do índice  $S_4$  pela ITU.

Índice $S_4$	Classificação
$S_4 < 0,3$	Fraco
$0,3 < S_4 < 0,6$	Moderado
$S_4 > 0,6$	Forte

Conforme pode ser visto em [19], o índice de cintilação  $S_4$  está relacionado com as flutuações da intensidade pico a pico do sinal, sendo melhor caracterizado pela distribuição de Nakagami. Para regimes fracos e moderados,  $S_4$  apresenta uma relação de proporcionalidade com a frequência ( $f$ ) dada pela relação  $f^{-\nu}$ , com  $\nu = 1,5$  (observada para diferentes valores de frequência). Para regimes fortes de cintilação, o valor de  $\nu$  diminui, porém, ainda mantendo a relação inversa de  $S_4$  com o valor da frequência. À medida que  $S_4$  se aproxima de 1, as flutuações de intensidade seguem uma distribuição de Rayleigh, o que é razoável dado que a distribuição de Nakagami, quando seu parâmetro de forma é igual a 1, se relaciona com a de Rayleigh [38]. Importante destacar que ocasionalmente o valor de  $S_4$  pode exceder 1, atingindo valores tão altos quanto 1,5 [31]. Uma relação empírica muito utilizada que relaciona as flutuações pico a pico aproximadas,  $P_{fluc}$  (dB), com o índice  $S_4$  é dada pela recomendação ITU-R P.531-11, [19], conforme abaixo

$$P_{fluc} = 27,5 S_4^{1,26}. \quad (2.25)$$

De acordo com [18], a cintilação ionosférica leve geralmente ocorre em UHF no nível de 2 a 3 dB pico a pico, mas pode atingir níveis severos em raras ocasiões quando há gradientes de densidade ionosférica acentuados. Esses níveis de cintilação podem atingir valores de até 27,5 dB, conforme a Tabela 2.4 fornecida pela recomendação ITU.

Para o cálculo do enlace do canal, a flutuação pico a pico ( $P_{fluc}$ ) está relacionada com a

Tabela 2.4 – Relação entre o índice  $S_4$  e  $P_{fluc}$  dada pela recomendação ITU-R P.531-11.

$S_4$	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$P_{fluc}$ (dB)	1,5	3,5	6	8,5	11	14	17	20	24	27,5

atenuação do sinal,  $L_p$ , conforme expressão abaixo

$$L_p = \frac{1}{\sqrt{2}} P_{fluc}. \quad (2.26)$$

Vale destacar que atenuações do sinal de aproximadamente 10 dB já são suficientes para causar interrupção da comunicação em alguns casos [18].

### 2.3.3.2 Modelo de cintilação ionosférica

Atualmente, a ITU recomenda a utilização do Modelo Global de Cintilação Ionosférica (do inglês, *Global Ionospheric Scintillation Propagation Model* - GISM), desenvolvido por pesquisadores do *Informatique Electromagnétisme Electronique Analyse*, França, para o cálculo de mapas de  $S_4$ , permitindo caracterizar o efeito da cintilação em um sinal propagando pela ionosfera para diferentes valores de frequência. Trata-se de uma referência para o estudo e análise dos efeitos da cintilação [19]. O GISM considera dois submodelos, sendo que um deles fornece o erro médio baseado na resolução das equações de Haselgrove, e o outro baseado em uma aproximação parabólica. Dessa maneira, o GISM permite avaliar os efeitos médios e as cintilações para propagação através da ionosfera para qualquer localização do transmissor e receptor [39].

Por último, o conteúdo total de elétrons na ionosfera, parâmetro de entrada em ambos os submodelos, é calibrado pelo modelo NeQuick desenvolvido pelas Universidades de Graz na Áustria e pelo Centro Internacional de Física Teórica Abdus Salam (ICTP) localizado na Itália. Os valores do modelo NeQuick dependem da atividade solar (dado pelo número médio mensal de manchas solares  $R_{12}$  ou fluxo de rádio solar de 10,7 cm  $F_{10,7}$ ), estação (mês) e horário (Horário Universal UTC), sendo utilizado como uma sub-rotina no modelo GISM [39].

### 2.3.4 Climatologia da cintilação ionosférica

Os aspectos relacionados à climatologia das cintilações ionosféricas em regiões equatoriais, como a região do Brasil, são apresentados nesta seção, onde se verifica que o ciclo de atividade solar é o principal influenciador da frequência de ocorrência de cintilações e de sua severidade. Nesse sentido, verifica-se que as cintilações ionosféricas apresentam variações de acordo com: a sazonalidade; o horário local; a localização geográfica; e a atividade

geomagnética.

#### 2.3.4.1 Influência da atividade e evento solar

O Sol possui um período de atividade cíclico de aproximadamente 11 anos, podendo ser caracterizado por meio do número de manchas solares, onde em períodos em que sua atividade fica mais intensa os seus fenômenos se intensificam. Correlacionados às manchas solares estão alguns índices físicos, tais como as radiações na faixa dos comprimentos de onda mais curtos como raios-X e ultravioleta, além do fluxo das ondas de rádio no comprimento 10,7 cm, denominado de  $F_{10,7}$ , sendo um importante indicador da atividade solar [40]. Verifica-se que as observações do índice  $F_{10,7}$  segue um comportamento similar ao número de manchas solares, mas com a característica técnica de maior facilidade de observação. Trata-se de uma medida da força de emissão de rádio solar em uma banda de 100 MHz centrada em 2800 MHz, correspondendo a um comprimento de onda de 10,7 cm, e que apresenta variações ao longo dos 11 anos do ciclo solar [11], [32]. O índice  $F_{10,7}$  permite descrever pequenas variações das emissões solares durante períodos de atividade solar mínima, mesmo na ausência de manchas solares [11].

Importante mencionar que a ejeção de plasma quente e denso na coroa solar está associada à reconfiguração do campo magnético próximo ao sol. Essa ejeção de massa coronal, ou CME (do inglês *Coronal Mass Ejection*), viaja pelo espaço em alta velocidade transportando fortes campos magnéticos retorcidos para longe do Sol em direção à Terra [11]. As tempestades geomagnéticas mais intensas são frequentemente relacionadas à ocorrência de CME, evento de explosão solar mais intenso que dá origem a ventos solares de grande intensidade [11], [29]. Os períodos de máxima atividade solar são caracterizados por um aumento no número de manchas solares e geralmente são responsáveis por causar tempestades geomagnéticas [29].

Quanto às variações sazonais da região equatorial, ou seja, onde o Brasil está localizado, observa-se que as cintilações ionosféricas são mais frequentes no período compreendido entre o equinócio de primavera (22 ou 23 de setembro) e o equinócio de outono (20 ou 21 de março) [19].

#### 2.3.4.2 Variações devido ao horário e a localização geográfica

Conforme mencionado, nas regiões equatoriais as condições locais da ionosfera levam à formação de estruturas de irregularidades na densidade de plasma ionosférico após o pôr do sol e podem durar algumas horas. Portanto, como as cintilações são provenientes dessas irregularidades ionosféricas, observa-se que elas apresentam relação com o horário local. Em períodos de alta atividade solar e compreendidos entre os equinócios de primavera e outono,

esses eventos tendem a ocorrer diariamente [41].

Conforme pode ser observado na Figura 2.9, as cintilações ionosféricas ocorrem com maior frequência em torno da região equatorial, sendo mais intensas nas cristas da EIA, onde a densidade do plasma é mais alta, próximo das latitudes geomagnéticas entre 10° norte e 20° sul, e na região auroral (latitudes geomagnéticas entre 65° e 75°) e polares (latitudes geomagnéticas maiores que 75°), [42]. A EIA e a intensidade das irregularidades na distribuição de densidade de elétrons são dois aspectos relevantes típicos das regiões de baixa latitude. A EIA se desenvolve principalmente durante o dia sendo caracterizada por duas cristas de ionização (crista norte e sul) mais densas em torno de 20° N/S de latitude magnética. O padrão diurno de desenvolvimento e o declínio da EIA depende das fases do ciclo solar, bem como das estações do ano. Por outro lado, o desenvolvimento e intensidade da EIA durante o dia, e mesmo das bolhas de plasma à noite, podem ser severamente afetadas durante períodos de atividade geomagnética [43], [42].

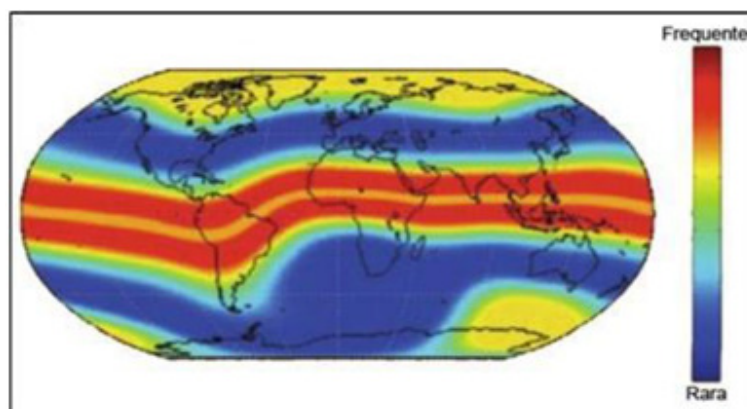


Figura 2.9 – Frequência de ocorrência de cintilação ionosférica global. Adaptado de [6].

#### 2.3.4.3 Influência das tempestades geomagnéticas

Em linhas gerais, as tempestades geomagnéticas são causadas por eventos solares, como erupções solares, ejeção de massa coronal, e outros. Por consequência, surge de uma compressão da magnetopausa (limite da magnetosfera terrestre) decorrente da energia transferida do sol (vento solar) para a magnetosfera da Terra [11], [29]. Já a tempestade ionosférica é a resposta da ionosfera a uma tempestade geomagnética, onde a densidade de elétrons ( $N_e$ ) e o TEC sofrem variações expressivas, resultando em alterações na EIA [29]. Durante tempestades geomagnéticas, campos elétricos oriundos de região de alta latitude podem alterar a eletrodinâmica ionosférica, intensificando ou mesmo suprimindo a ocorrência de bolhas. Uma maneira de mensurar as tempestades geomagnéticas é por meio do índice Dst (do inglês, *Disturbance Storm-Time*), o qual é baseado em observações de magnetômetros distribuídos na região equatorial ao longo do globo terrestre e disponibilizado por centros especializados, como o *World Data Center for Geomagnetism* [41].

# 3

## RESULTADOS E ANÁLISES

---

Este capítulo apresenta uma proposta para o escalonamento do uso de um canal de comunicação via satélite na presença de cintilação ionosférica. O objetivo é estabelecer um procedimento para o planejamento do uso do canal de forma a maximizar a confiabilidade na comunicação, fornecendo um mapeamento de risco dos efeitos da cintilação na redução da margem do canal. Os cenários considerados são o de operação sob condições de ocorrência de cintilação ionosférica, durante períodos geomagneticamente calmos e perturbados, descrita em função do índice  $S_4$ . Simulações fora do período de cintilação também foram realizadas para comparações. A frequência de amostragem adotada é de 1 (uma) hora durante os períodos típicos de cintilação, embora a proposta se aplique para diferentes resoluções temporais.

Para este propósito, primeiramente as condições críticas da região de serviço são analisadas, mapeando os principais efeitos troposféricos e ionosféricos no canal de comunicação. Por fim, um plano de escalonamento do uso do canal de comunicação é fornecido considerando a atenuação pico a pico do sinal decorrente do efeito de cintilação durante sua propagação na ionosfera. Neste contexto, o problema a ser investigado é inicialmente definido, a região de serviço do CubeSat AlfaCruX caracterizada em relação aos aspectos troposféricos e ionosféricos, e a missão espacial analisada. O processo esquemático para planejamento de enlace de comunicação via satélite é apresentado, juntamente com alguns estudos de caso no contexto da missão AlfaCruX.

### 3.1 Planejamento de canal de comunicação via satélite

#### 3.1.1 Definição do problema

O problema em foco neste trabalho consiste no desenvolvimento de um método para o planejamento de enlace de comunicação em missões espaciais, especificamente o mapeamento da disponibilidade do canal de comunicação em regiões com incidência de cintilação. A metodologia empregada é baseada em análise de risco, estimativa de disponibilidade de canal e ensaios de Bernoulli, de forma a garantir a disponibilidade do serviço e a qualidade do sinal, tendo como referência um valor aceitável para a margem do sistema [11], [44], [45].

O procedimento básico consiste em primeiramente calcular o valor da flutuação da intensidade do sinal pico a pico de forma empírica com base na recomendação ITU-R P.531-11, assumindo para tanto que o índice  $S_4$  esteja disponível. Com o valor obtido, e a região de

serviço devidamente caracterizada, estima-se a nova margem do canal com base na perda ionosférica calculada considerando a ocorrência de cintilação. Para valores acima da razão de referência (requisito de projeto) entre a energia de bit e a densidade espectral da potência do ruído ( $E_b/N_o$ ) recomenda-se a transmissão, e em caso contrário a não transmissão (alta probabilidade de falha na comunicação). A disponibilidade do canal durante o período de ocorrência de cintilação é calculada por localidade considerando um intervalo de tempo de 11 horas, pois para os demais horários do dia os valores de  $S_4$  encontrados foram nulos. Por último, para a região de serviço em análise, o sucesso ou falha na comunicação é modelada por uma variável aleatória de Bernoulli, com o respectivo valor esperado e variância. O resultado principal, apresentado na próxima seção, é apresentado na forma de um fluxograma, e implementado utilizando *Visual Basic for Applications* fornecendo um mapa de recomendação de uso com base na disponibilidade do canal, com a caracterização de sucesso/falha de comunicação por setor (distribuição de Bernoulli).

### **3.1.2 Resultado principal**

Diante das análises executadas referentes às atenuações dos sinais de satélites que ocorrem nas camadas da troposfera e da ionosfera, elaborou-se um processo de planejamento da missão, ilustrado na Figura 3.1, de forma a mitigar os riscos de interrupções dos sinais dos satélites.

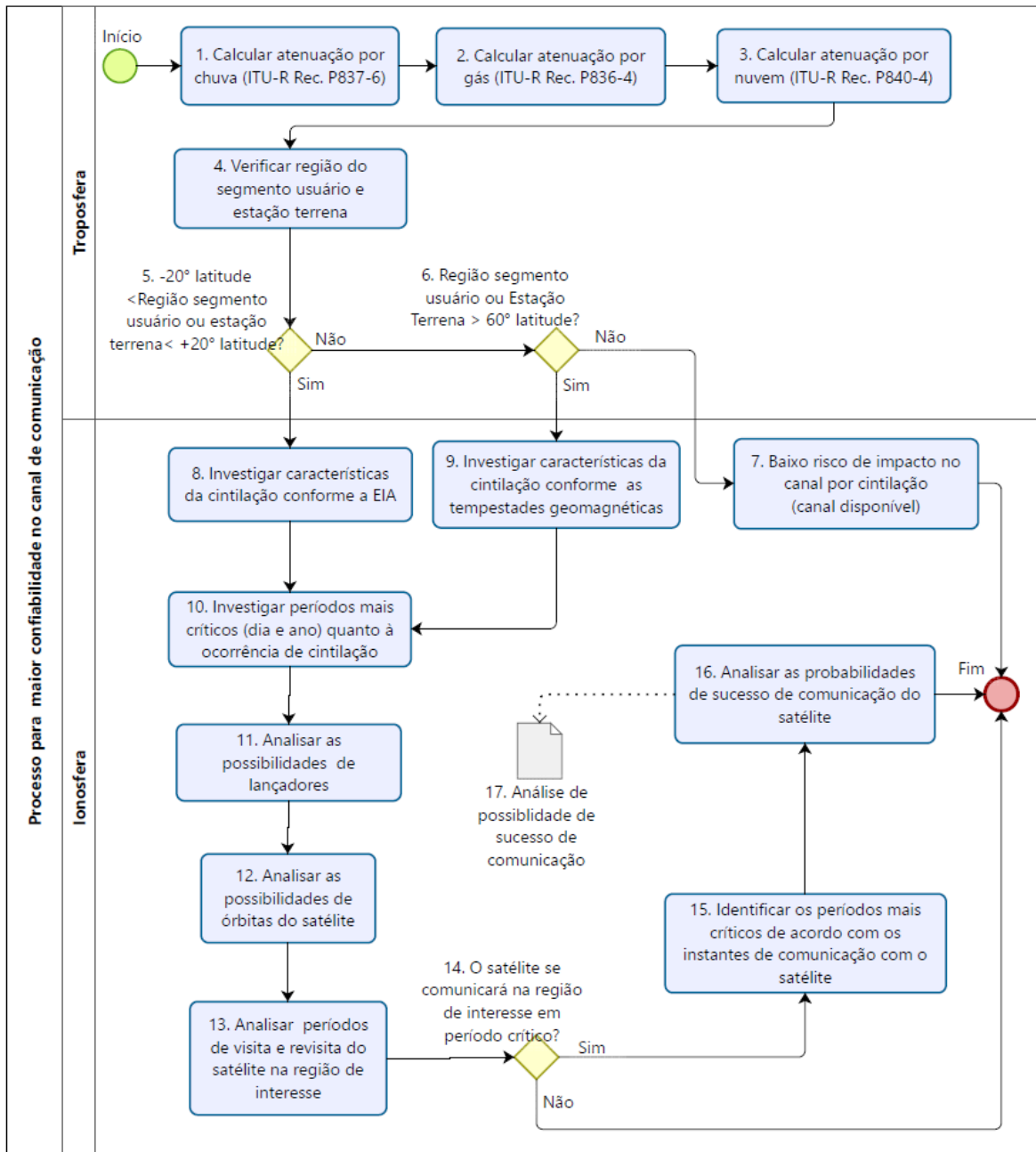


Figura 3.1 – Planejamento de missão para mitigação de falha no canal de comunicação.

A Tabela 3.1 faz uma breve descrição de cada bloco apresentado no fluxograma do processo ilustrado na Figura 3.1.

Tabela 3.1 – Descrição dos blocos do processo ilustrado na Figura 3.1.

<b>Bloco</b>	<b>Descrição</b>
1	Recomendação ITU-R Rec. P837-6 para previsão da atenuação da chuva.
2	Recomendação ITU-R Rec. P836-4 para previsão de atenuação por vapor de água.
3	Recomendação ITU-R Rec. P840-4 para previsão de atenuação por nuvem e nevoeiro.
4	Verificar a região de atuação do segmento usuário e da estação terrena, pois existem regiões propícias de ocorrência de cintilação.
5	Critério de decisão. Cintilações em região equatorial (entre +/- 20 ° de latitude) estão normalmente associadas à anomalia equatorial e formação de bolhas ionosféricas [10],[46].
6	Critério de decisão. Cintilações em regiões polares, alta latitude (acima de 60 °), estão normalmente associadas às tempestades geomagnéticas [10],[46].
7	Caso as regiões estejam entre 20 ° e 60 ° de latitude pode-se considerar o efeito da cintilação de baixo impacto no canal de comunicação [10],[46].
8	Local da aplicação situada na região equatorial, seria necessário investigar as características da região quanto aos efeitos da cintilação.
9	Local da aplicação situada na região de alta latitude (acima de 60 °), seria necessário investigar as características da região quanto aos efeitos da cintilação.
10	Para localidades abaixo de 20 ° e acima de 60 ° de latitude, seria conveniente investigar os períodos mais críticos do dia e do ano em relação ao efeito da cintilação, pois são regiões propensas a sofrer esse efeito devido à anomalia equatorial e às tempestades geomagnéticas, respectivamente.
11	De forma a analisar os períodos de visita e revisita do satélite na região da aplicação, seria conveniente analisar as possibilidades de lançadores.
12	Analisar as possíveis órbitas do satélite de modo a se investigar os períodos de passagens do segmento espacial na região de cintilação.
13	Análise dos períodos de passagens do satélite na região de interesse onde há o fenômeno da cintilação.
14	Critério de decisão. Caso o satélite venha a se comunicar na região de interesse em período crítico quanto à cintilação, é necessário analisar o risco de falha no canal de comunicação. Se não se comunicar em período crítico, não há necessidade da análise.
15	Indicação dos períodos do dia e intervalos no ano mais críticos às falhas de comunicação de acordo com os momentos de contato do satélite com o local de interesse.
16	Análise da probabilidade de sucesso dos canais de comunicação a partir de todas as investigações e análises anteriores.
17	Documento com a análise final indicando a probabilidade de sucesso dos canais de comunicação para utilização no planejamento da missão espacial, levando-se em consideração o impacto e limitação no enlace de comunicação devido ao fenômeno da cintilação (ITU-R P.531-11).

Conforme o processo para planejamento da missão apresentado na Figura 3.1, tem-se que para garantir a maior confiabilidade do canal de comunicação é necessário seguir detalhadamente os procedimentos para cálculos de atenuações conforme o percurso do sinal RF do satélite até o segmento solo. Para frequências acima de 10 GHz, maior atenção deve ser dada aos efeitos troposféricos por serem críticos nesta banda de frequência. Essa importân-



cia referente aos efeitos troposféricos, como, por exemplo, a atenuação devido à chuva, é verificada em diversos trabalhos vistos na literatura atual. Porém, atenção semelhante não é observada aos fenômenos ionosféricos que, para frequências abaixo de 10 GHz, podem inclusive causar a interrupção do sinal. Geralmente, as perdas determinadas para o *uplink* e o *downlink* são baseadas na escolha da frequência pelo projetista e operador do sistema, que na maioria dos casos também deve estimar o valor de perda ionosférica apropriado para o cálculo do enlace, o que ainda hoje não possui procedimento sistematizado para orientação e uso no planejamento de missão.

Nesse sentido, o resultado apresentado no fluxograma ilustrado na Figura 3.1 contribui para o planejamento dos enlaces de comunicação de missões espaciais, estabelecendo um procedimento, juntamente com uma métrica, para aumentar a probabilidade de sucesso na comunicação do satélite, e consequentemente da missão em análise. Trata-se de uma ferramenta de auxílio na tomada de decisões, podendo orientar, por exemplo, a especificação da potência a ser transmitida em casos críticos, tipo de modulação, dentre outros parâmetros que influenciam diretamente na melhoria da qualidade do enlace. A definição de ações estratégicas para comunicação em regiões críticas, como, por exemplo, na floresta amazônica brasileira, se beneficiará de um procedimento padronizado garantindo que o canal seja aberto em momentos seguros (alta confiabilidade de sucesso), e desta forma protegendo o usuário nos casos de aplicações táticas.

É evidente que um maior conhecimento das possibilidades de falhas no canal de comunicação dos satélites proporciona benefícios para todas as aplicações. Entretanto, vale destacar o benefício aos usuários de serviços críticos tais como defesa civil, busca e salvamento, segurança pública e operações militares. Um maior conhecimento das possibilidades de interrupção do sinal nas aplicações mencionadas, pode implicar diretamente na redução do risco à vida. Dessa maneira, o procedimento ilustrado na Figura 3.1 fornece como produto final um mapeamento das possibilidades de sucesso na comunicação considerando operação durante as estações de cintilação, ou mesmo em períodos de alta atividade solar.

Por último, um detalhamento do bloco 17 (vide Tabela 3.1), específico sobre o impacto e limitação no enlace de comunicação do satélite devido ao fenômeno da cintilação ionosférica, é apresentado na Figura 3.2. O cálculo do plano de missão com o respectivo mapa de risco baseado nas probabilidades de margem de canal confiável proposto neste trabalho é executado conforme o Algoritmo 1.

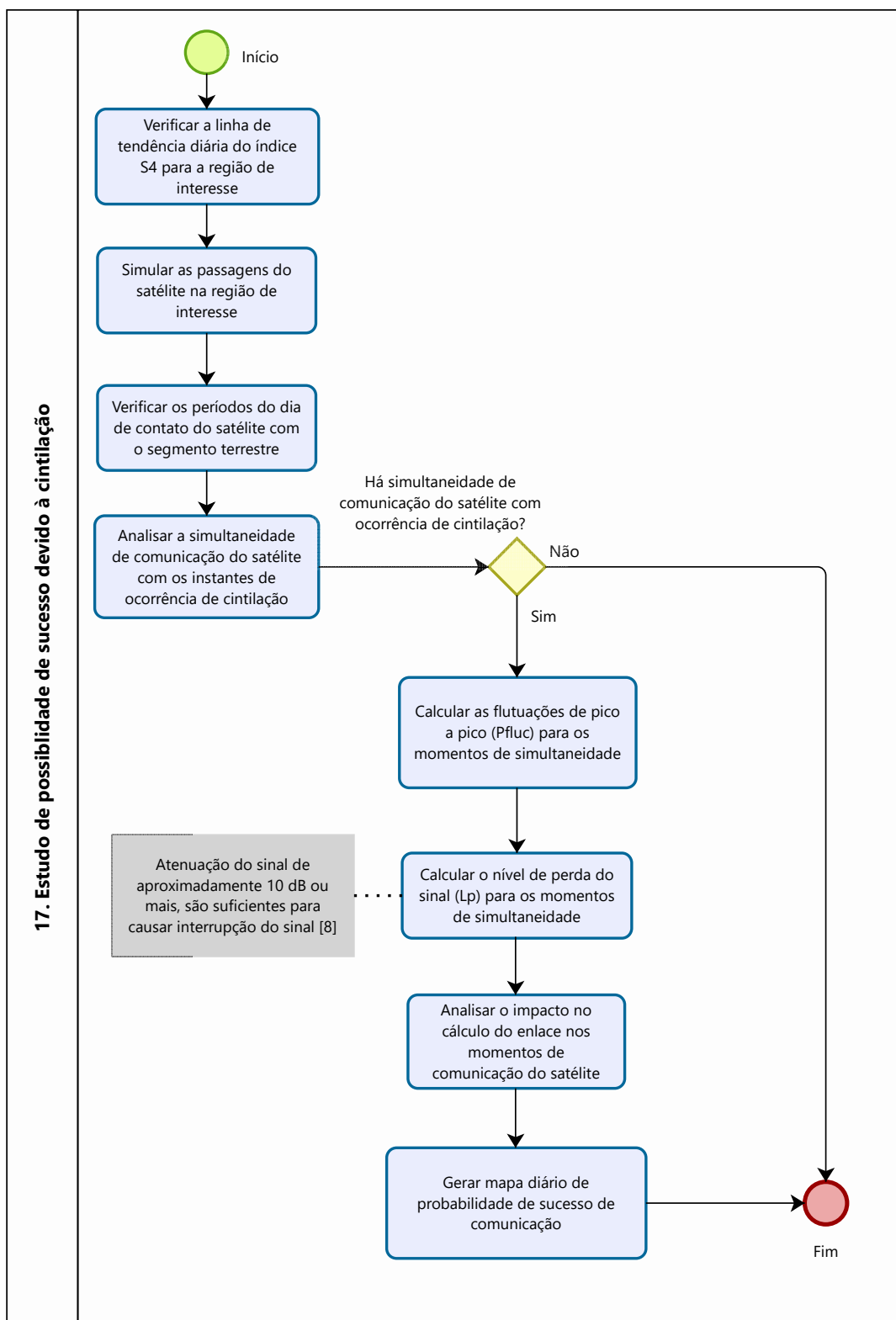


Figura 3.2 – Estudo de possibilidade de sucesso sob efeito de cintilação.

---

**Algorithm 1** Mapa de risco de comunicação sob efeito de cintilação.

---

**Entrada:** Índice  $S_4$ .

**Saída:** Mapa das janelas confiáveis para comunicação, e caracterização estatística do sucesso na comunicação.

**início**

Cálculo de atenuação por chuva (ITU-R Rec P837-6);

Cálculo de atenuação por vapor (ITU-R Rec P836-4);

Cálculo de atenuação por nuvem (ITU-R Rec P840-4);

**se**  $20^\circ S < \text{Latitude aplicação} < 20^\circ N$  ou  $\text{Latitude aplicação} > 60^\circ N/S$  **então**

    Calcule o índice  $S_4$  da região de interesse;

$$P_{fluc} = 27,5 S_4^{1,26};$$

$$L_p = \frac{1}{\sqrt{2}} P_{fluc};$$

$$L_{cn} = L_c + L_p;$$

$$C/N_o = EIRP + G/T - L_{cn} + 228,6;$$

$$(E_b/N_o)_{novo} = C/N_o - R;$$

**se**  $(E_b/N_o)_{novo} > (E_b/N_o)_{requerido}$  **então**

        Margem do canal satisfatória;

        Calcule probabilidade e variância de sucesso;

        Canal de comunicação disponível;

**senão**

        Calcule probabilidade e variância de sucesso;

        Canal de comunicação não disponível;

**fim**

**senão**

    Baixo risco de impacto no canal por cintilação (canal disponível);

**fim**

Calcule o mapa de risco de comunicação sob cintilação;

**fim**

---

## 3.2 Caracterização do setor brasileiro para estudo de caso

### 3.2.1 Atenuação do sinal na troposfera

#### 3.2.1.1 Atenuação devido ao ângulo de elevação

Conforme a Equação (2.1), verifica-se que as perdas no espaço livre variam em função da órbita do satélite. A Figura 3.3 apresenta o gráfico da distância em função do ângulo de elevação para uma altitude de 500 km, onde se verifica que a maior distância entre o satélite e a estação terrena se dá quando o ângulo de elevação ( $\varphi$ ) do satélite é igual a zero, e a menor quando o ângulo de elevação é igual a  $90^\circ$ .

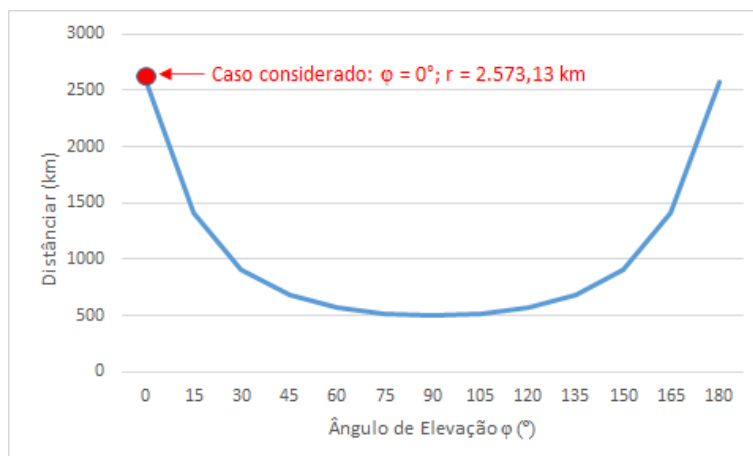


Figura 3.3 – Distância em função da elevação.

Vejamos uma análise ilustrativa para evidenciar a perda no espaço livre com a distância percorrida pelo sinal, e o valor da frequência de operação. Para tanto, considere um satélite em uma órbita com 500 km de altitude, e duas frequências de operação, 437 MHz (Banda UHF) e 17,7 GHz (Banda Ka). Primeiramente, considerando a frequência de 437 MHz, as perdas no espaço livre foram calculadas com o auxílio da Equação (2.13). A Figura 3.4 ilustra as perdas no espaço livre em função do ângulo de elevação e da distância  $r$ . Como já esperado, para ângulo de elevação  $\phi$  igual a  $90^\circ$ , ou seja, menor distância entre o satélite e a estação terrestre, tem-se a menor perda de sinal em relação à distância [15].

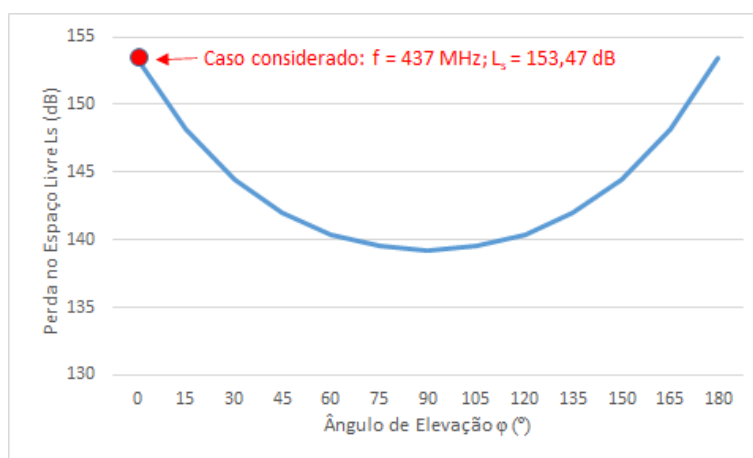


Figura 3.4 – Perda no espaço livre em função da elevação.

Já o impacto nas perdas no espaço livre devido à variação da frequência de operação é ilustrado na Figura 3.5 para o caso em questão de 437 MHz e 17,7 GHz. Conforme esperado, verifica-se que a perda no espaço livre é maior para a banda Ka.

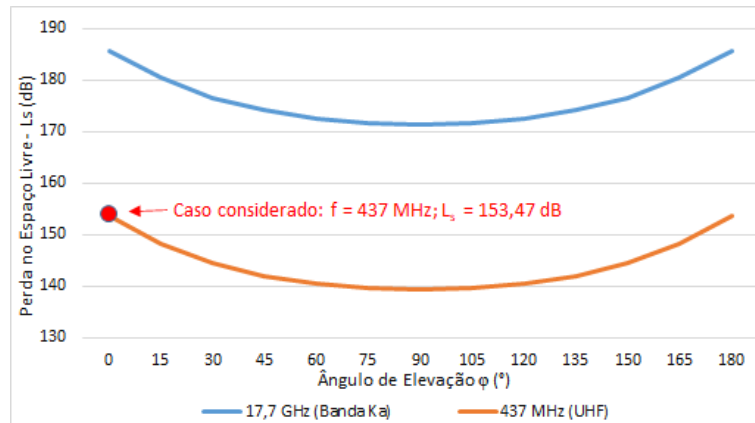


Figura 3.5 – Perda no espaço livre em função da elevação.

O cenário analisado reflete exatamente a condição de operação de duas missões reais brasileiras, a do CubeSat AlfaCruX, previsto para operar em órbita LEO a 437 MHz, e a do Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas (SGDC), que possui um feixe na Banda Ka operando em 17,7 GHz. Comparações entre os dois casos no que diz respeito à largura de banda do canal, distância e atenuações do meio, potência de transmissão mínima, dentre outros, permitem concluir sobre relação de custo/benefício em diferentes aplicações, como as já citadas anteriormente. Para o estudo de caso considerado neste trabalho, operação em 437 MHz, adotou-se a perda de 153,47 dB referente ao pior caso com inclinação de 0°.

### 3.2.1.2 Atenuação por chuva

A atenuação por chuva é outro fator importante que varia com o valor da frequência. De modo a evidenciar essa perturbação, fez-se uma análise na região amazônica brasileira que tem um alto índice de precipitação, e se caracteriza como a região mais crítica do país nesse quesito. Para isso, considerou-se o índice de precipitação (R) da região amazônica de 100 mm/h, obtendo a atenuação específica (dB/Km) por chuva com o auxílio da Equação (2.14), cujo resultado pode ser observado na Figura 3.6 para o intervalo de frequência de 0,437 a 50 GHz.

Os valores para os coeficientes de polarização  $k$  e  $\alpha$  foram obtidos diretamente das recomendações da ITU. Especificamente, para o estudo de caso em análise (CubeSat AlfaCruX), a polarização adotada é circular, e os parâmetros  $k$  e  $\alpha$  são calculados a partir dos valores de  $k_H$ ,  $k_V$ ,  $\alpha_H$  e  $\alpha_V$  fornecidos em [26], utilizando as equações (2.15) e (2.16), em que  $\varphi$  é o ângulo de elevação e  $\theta$  o ângulo de inclinação de polarização em relação à horizontal (considerado 45° para polarização circular).

Utilizando a Equação (2.17) para o cálculo do comprimento de caminho efetivo ( $d_{eff}$ ), já que a taxa de chuva não é constante em todo o percurso, obteve-se o valor de aproximada-

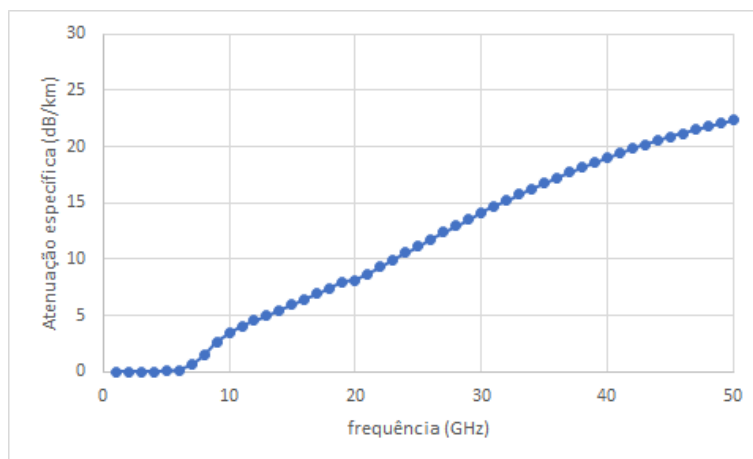


Figura 3.6 – Atenuação específica por chuva em função da frequência.

mente 6,91 km. Para o cálculo da distância de referência  $d_0$  há a dependência do parâmetro  $R_{0.01}$  que foi obtido diretamente do mapa mundial de taxa de precipitação anual excedida em 0,01% de um ano médio (vide Figura 2.4). Dessa maneira, utilizando a Equação (2.19) obtém-se o valor de  $d_0$  de 7,80 km.

Finalmente, utilizando a taxa limite de 100 mm/h para  $R_{0.01}$  (região tropical) estima-se que a atenuação no percurso excedida em 0,01% do tempo em dB, dada pela Equação (2.20) para a frequência de 437 MHz é de apenas 0,000837 dB. Para efeito de comparação, em uma frequência de 17,7 GHz, que é a frequência de atuação do satélite SGDC, estima-se que essa atenuação chegaria a 51 dB conforme ilustrado na Figura 3.7. Tal fato evidencia uma característica favorável da banda estreita para comunicação em ambiente com alto índice pluviométrico, visto que a atenuação do sinal é muito baixa em comparação ao de banda larga.

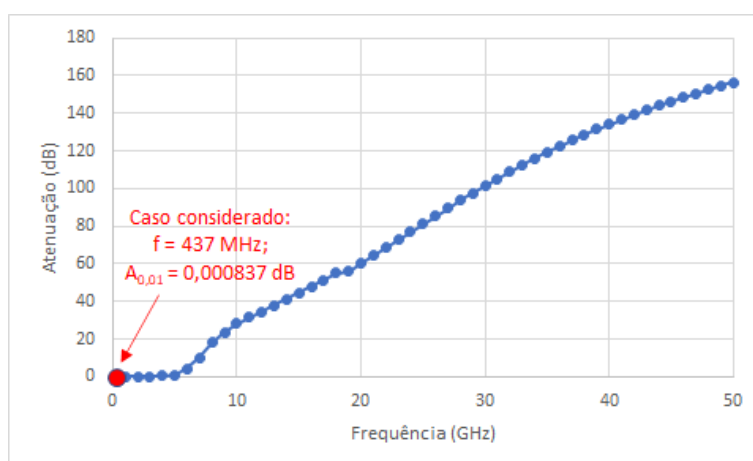


Figura 3.7 – Atenuação por chuva em função da frequência.

### 3.2.1.3 Atenuação por folhagem

A última análise de perdas na região troposféricas considerada neste trabalho foi a de atenuação por folhagem. Para este caso, adotou-se um valor médio de profundidade de vegetação de 5 metros com base no valor mínimo do estudo realizado em [47]. Como essa profundidade está relacionada a parâmetros tais como quantidade de árvore e ângulo de elevação do satélite, esse valor foi considerado crítico e representativo para a missão Alfa Crux, em especial para a localização da estação de comando e controle no cerrado brasileiro. A atenuação foi obtida para um intervalo de frequência entre 437 MHz e 50 GHz, com o auxílio da Equação (2.22), conforme ilustrado na Figura 3.8. Para o estudo de caso considerado neste trabalho, operação em 437 MHz, adotou-se o valor de atenuação por folhagem de 3,3986 dB.

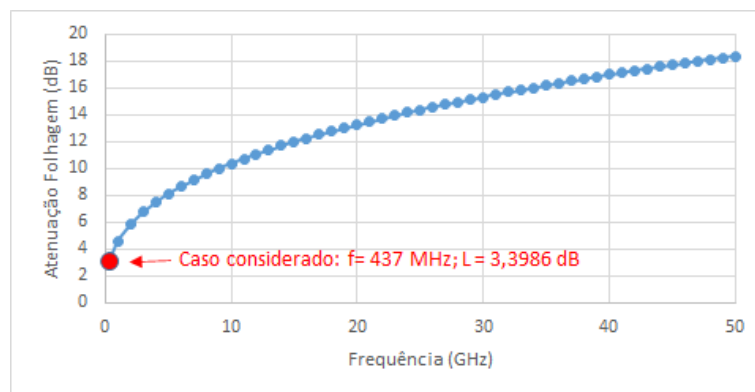


Figura 3.8 – Atenuação por folhagem com 5 m de profundidade em função da frequência.

Com base no exposto, fica evidenciado as vantagens da comunicação em banda estreita para aplicações em ambientes de alta densidade de vegetação. Essa característica da banda estreita de maior confiabilidade no canal de comunicação, somada à maior eficiência energética, proporcionam aplicações relevantes nesses ambientes permitindo, inclusive, a utilização de terminais mais leves em alguns casos.

## 3.2.2 Atenuação do sinal na ionosfera

Em relação ao impacto dos efeitos ionosféricos na atenuação do sinal, foram analisados os fenômenos de cintilação e rotação de Faraday. Para a frequência de operação em UHF analisada, a principal forma de mitigar a rotação de Faraday é por meio da implementação de polarização circular para o sinal. Já para a cintilação, serão considerados os mapas de risco apresentados na seção dos resultados principais.

Com o objetivo de ilustrar o cenário ionosférico, considerou-se dois intervalos geomagneticamente perturbados. O primeiro ocorreu entre 4 e 5 de abril, associado a uma tempestade geomagnética fraca de categoria G1 [48], atingindo o índice Dst na ordem de -44 nT. A outra atividade geomagnética mais intensa ocorreu entre os dias 6 e 8 de setembro devido a

uma CME, atingindo o índice Kp na ordem de 8, e o índice Dst na ordem de -124 nT [33]. O índice  $F_{10,7}$ , obtido da base de dados OMNIWeb da NASA (do inglês, *National Aeronautics and Space Administration*), foi considerado para a caracterização das atividades solares. A Figura 3.9 apresenta a variação desse índice no período de interesse, onde é possível perceber uma pequena elevação do índice na tempestade de abril e uma alta elevação na tempestade ocorrida no mês de setembro, decorrente de uma intensidade na atividade solar.

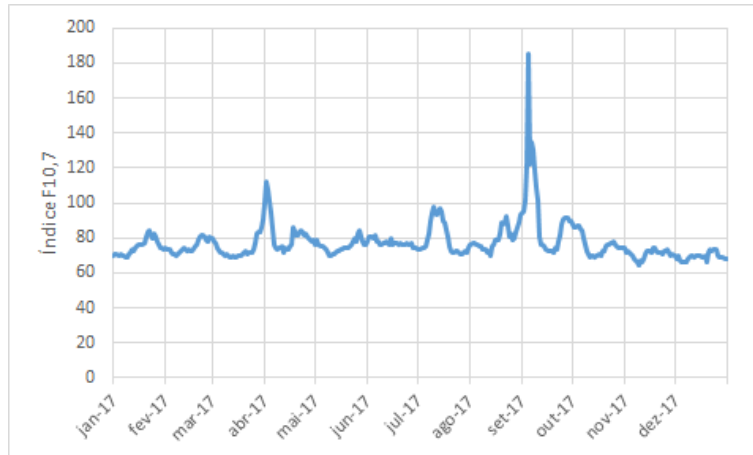


Figura 3.9 – Variação do índice  $F_{10,7}$  no ano de 2017.

É importante mencionar que o período de 2017, escolhido para análise, faz parte do 24º ciclo solar. Trata-se de um ciclo caracterizado por um mínimo solar por volta do ano de 2010 (vide Figura 3.10), e um máximo menos intenso que o ciclo solar anterior, nos quais os períodos de máxima atividade solar são caracterizados por um aumento no número de manchas solares, geralmente responsáveis pela origem das tempestades. Segundo a NOAA (do inglês, *National Oceanic and Atmospheric Administration*), o atual ciclo solar, 25º, tem a previsão de ter seu máximo solar próximo ao valor do ciclo anterior, que ocorreria em julho de 2025 com 115 manchas solares.

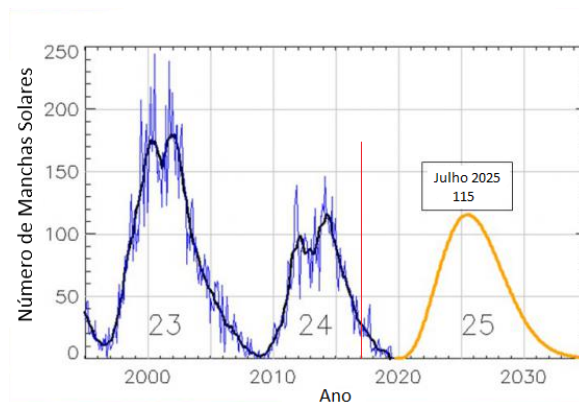


Figura 3.10 – Variação do número de manchas solares entre os ciclos solares 23 e 24, em amarelo as previsões da NOAA. Adaptado de [7].



Foram selecionadas localidades próximas às cristas norte e sul da EIA. Isso pelo fato de que os efeitos ionosféricos nessas regiões são mais intensos e frequentes, o que impacta a propagação de sinais RF de satélites transmitidos nessa região. As localizações foram obtidas por meio da Rede Brasileira para Monitoramento Contínuo dos Sistemas GNSS (RBMC) do Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística (IBGE). A RBMC é um conjunto de estações geodésicas, equipadas com receptores GNSS (do inglês, *Global Navigation Satellite Systems*) de alto desempenho, que proporcionam, uma vez por dia ou em tempo real, observações para a determinação de coordenadas geodésicas, e estudos do clima espacial. As cidades e as respectivas coordenadas estão apresentadas na Tabela 3.2.

Tabela 3.2 – Localização geográfica das cidades.

Cidade	Estação RBMC	Latitude	Longitude
São Luís/MA	SALU	-2,59°	-44,21°
Cuiabá/MT	CUIB	-15,55°	-56,06°
Boa Vista/RR	BOAV	2,84°	-60,70°

A Figura 3.11 mostra as localizações das cidades, São Luís/MA, Cuiabá/MT e Boa Vista/RR. As cidades de Cuiabá e Boa Vista estão próximas das cristas sul e norte da anomalia, respectivamente.

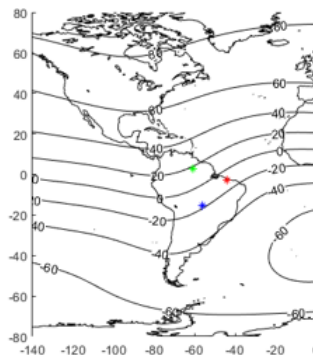


Figura 3.11 – Localidades analisadas: São Luís/MA (asterisco vermelho), Boa Vista/RR (asterisco verde) e Cuiabá/MT (asterisco azul).

Para cada uma das estações mencionadas, o mapa do TEC foi obtido utilizando o *Global Ionospheric Scintillation Model* (GISM) da ITU, que utiliza o NeQuick<sup>1</sup> para calibração do TEC. Analisando os mapas obtidos, pode-se observar a variabilidade do TEC com o horário, com valor máximo em torno das 19:00 UTC ou 16:00 LT e mínimo em torno das 08:00 UTC ou 05:00 LT. Verifica-se também que, conforme esperado, os valores máximos de TEC ocorrem nos meses de equinócio. Durante as tempestades geomagnéticas de 4 de abril e

<sup>1</sup><https://t-ict4d.ictp.it/nequick2/gnss-tec-calibration>

de 8 de setembro verifica-se um aumento no TEC inclusive no período noturno. Os valores mais elevados de TEC são constatados nas localidades de Boa Vista/RR e em Cuiabá/MT, justamente nas cristas norte e sul da EIA. Os resultados para cada localidade são apresentados nas figuras 3.12, 3.13 e 3.14.

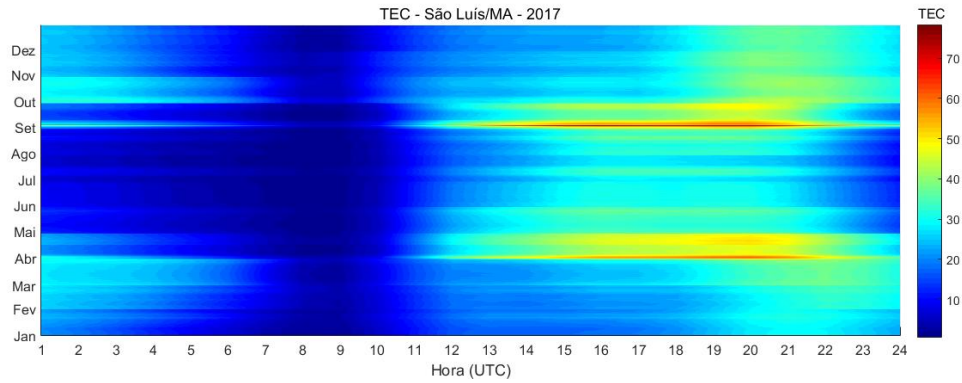


Figura 3.12 – TEC em São Luís/MA no ano de 2017.

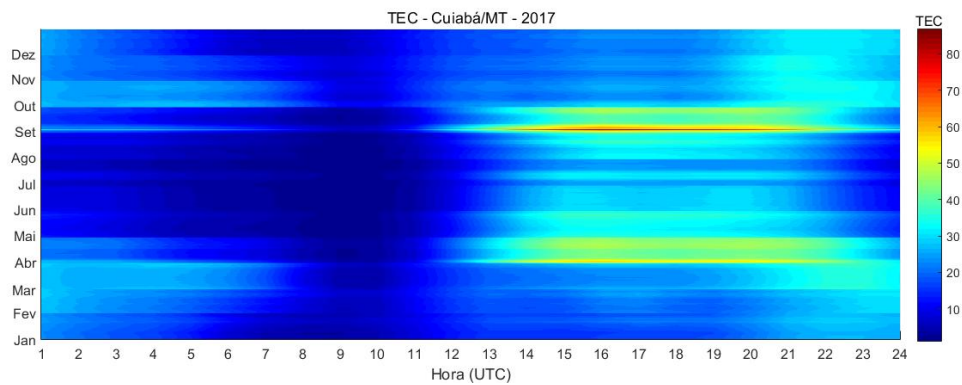


Figura 3.13 – TEC em Cuiabá/MT no ano de 2017.

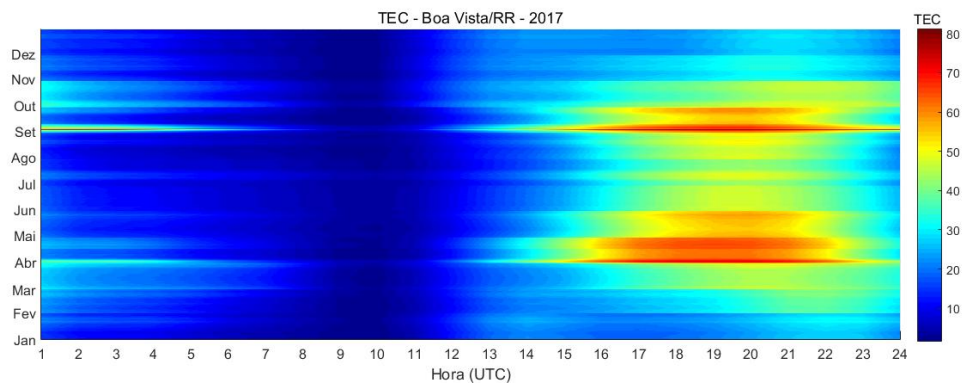


Figura 3.14 – TEC em Boa Vista/RR no ano de 2017.

Com os valores de TEC obtidos anteriormente, o modelo GISM foi novamente utilizado para geração dos mapas referentes aos índices  $S_4$  para cada localidade em análise. Os resultados são apresentados nas figuras 3.15, 3.16 e 3.17, onde se verifica que a cintilação

é um fenômeno noturno sendo intensificada nos períodos das tempestades geomagnéticas escolhidas.

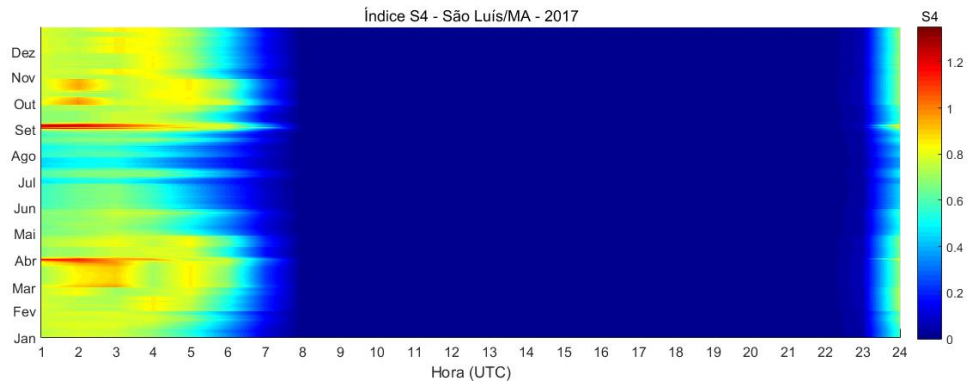


Figura 3.15 – Índices  $S_4$  em São Luís/MA no ano de 2017.

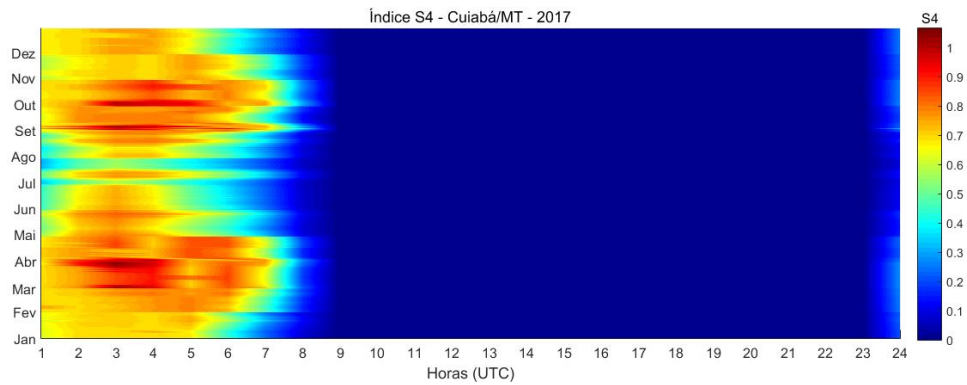


Figura 3.16 – Índices  $S_4$  em Cuiabá/MT no ano de 2017.

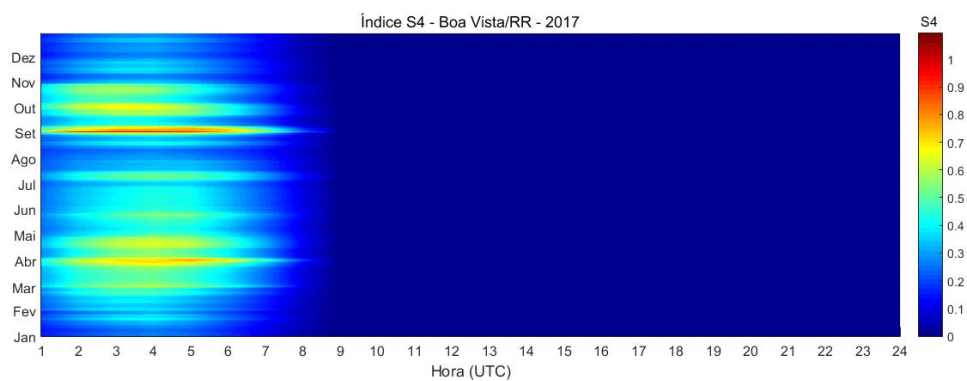


Figura 3.17 – Índices  $S_4$  em Boa Vista/RR no ano de 2017.

Analisando os mapas de calor do índice  $S_4$  em cada região, pode-se observar um padrão de ocorrência de cintilação em torno de 22:00 horas (UTC), após o por do sol, com duração aproximada de 9 horas, e níveis mais elevados durante os equinócios. Também verificam-se dois picos de intensidade de cintilação nas três regiões analisadas nos meses de abril e

setembro, período em que aconteceram as tempestades geomagnéticas. Por fim, é possível identificar pelos mapas de  $S_4$  o perfil das estações de cintilação, sendo mínima em junho e máxima em dezembro.

Ao se verificar as regiões escolhidas para a análise de cintilação, nota-se que a cidade de Boa Vista apresenta níveis menores de cintilação se comparado com a cidade de Cuiabá. Uma possível explicação é o surgimento das irregularidades ionosféricas observadas em Boa Vista mais à oeste do que as de Cuiabá. Além disso, pode haver diferenças longitudinais nos gradientes de plasma ionosférico, efeitos de ventos meridionais transequatoriais, e demais fatores.

Por último, os mapas de rotação de Faraday e de fator de perda por polarização foram obtidos para dois casos, um dia calmo (05/09/2017), e outro onde foi registrado uma tempestade geomagnética intensa (08/09/2017) causada por CME. As figuras 3.18 e 3.19 ilustram os resultados obtidos. O horário das 19:00 UTC, escolhido para a análise, é um momento característico de máximo valor de TEC, o que pode ser confirmado nas figuras 3.12, 3.13 e 3.14. Verifica-se, portanto, por meio da Figura 3.19, que no dia da tempestade geomagnética, às 19:00 UTC, o fator de perda de polarização e a rotação de Faraday se intensificam ao norte e nordeste do Brasil devido aos valores elevados de TEC. Isso se torna coerente uma vez que, conforme as figuras 3.12, 3.13 e 3.14, os valores mais elevados de TEC foram observados justamente nas regiões de Boa Vista e São Luís.

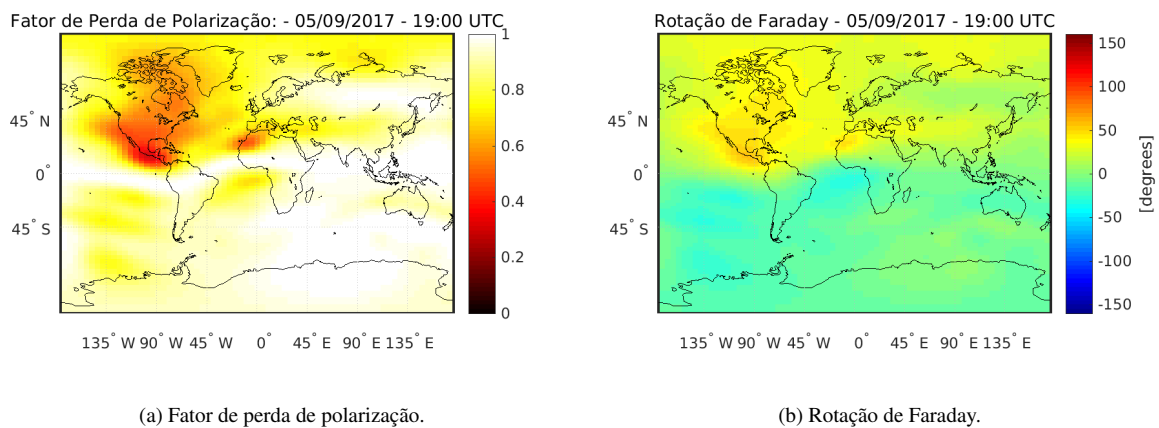


Figura 3.18 – Atenuação por rotação de Faraday para o dia 05/09/2017 às 19:00 (UTC).

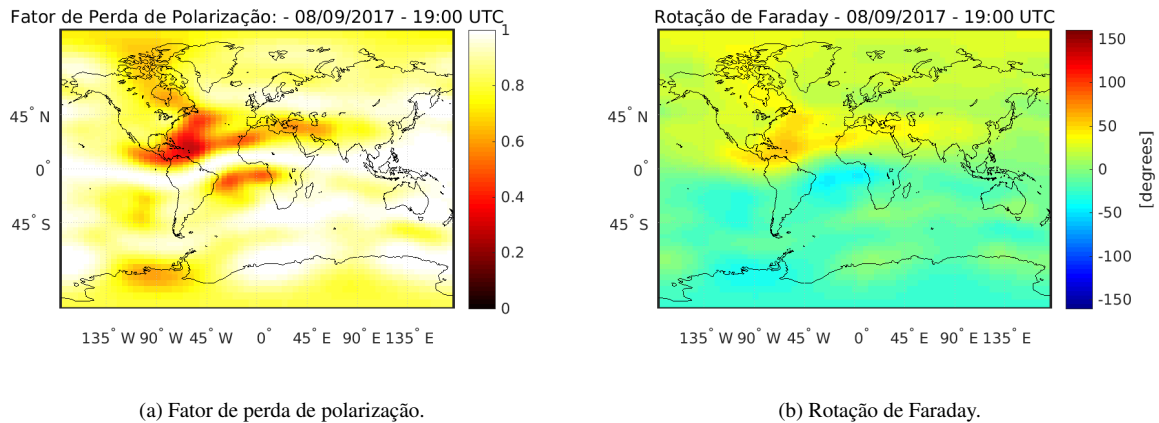


Figura 3.19 – Atenuação por rotação de Faraday para o dia 08/09/2017 às 19:00 (UTC).

### 3.3 Estudo de caso: análise da missão Alfa Crux

Esta seção apresenta uma análise da missão Alfa Crux, levando-se em consideração a operação e comunicação durante períodos de cintilação ionosférica. Para tanto, o objetivo geral e conceito da operação são apresentados, os aspectos funcionais, subsistemas e órbita analisados, e por fim o resultado apresentado na Seção 3.1.2 aplicado no processo de planejamento de missão para mitigação de falhas no canal de comunicação devido à cintilação.

#### 3.3.1 Definição do objetivo geral da missão Alfa Crux

Fundamentado em concordância com as melhores práticas para análise e projeto de missões espaciais, que passa por definir os parâmetros da missão, refinar requisitos para contemplar eventuais contingências, e executar a meta com eficiência de tempo assegurando risco e custo reduzidos, a equipe do Laboratório de Simulação e Controle de Sistemas Aeroespaciais, LODESTAR, do Departamento de Engenharia Elétrica da Faculdade de Tecnologia, Universidade de Brasília, está desenvolvendo a missão espacial Alfa Crux, um CubeSat 1U, para fins educacionais e de demonstração tecnológica em órbita, facilitando o acesso ao espaço, e a realização de pesquisa científica. Dentre as metas específicas, destacam-se:

- Pesquisa na área de comunicação visando novas soluções para aplicações em coleta de dados em plataformas terrestres, comunicações de emergência em modo texto ou fonia de áreas centrais de atendimento de apoio civil, e comunicações táticas militares;
- Pesquisa e desenvolvimento de tecnologias para pequenos satélites, especificamente sistema de controle de atitude por atuação magnética, e sistema elétrico de potência, tanto hardware quanto software, visando contribuir com a evolução da independência tecnológica do país nesse setor;

- Pesquisa e desenvolvimento de tecnologias baseadas em rádio definido por software (do inglês *Software Defined Radio* - SDR);
- Contribuir na formação e capacitação de recursos humanos aumentando a participação de alunos e professores brasileiros em missões nacionais e internacionais com objetivos comuns de desenvolvimento e pesquisas de tecnologias espaciais.

### 3.3.2 Análise funcional, arquitetura preliminar e conceito da missão Alfa Crux

A missão Alfa Crux, além do aspecto educacional, tem como meta a demonstração tecnológica em órbita de soluções de comunicação em banda estreita para aplicações voltadas para internet das coisas e comunicações táticas, principalmente em regiões remotas e com baixa infraestrutura em solo. Dentro desse contexto, a Figura 3.20 apresenta um desdobramento em árvore funcional dos requisitos da missão Alfa Crux em requisitos a serem alocados aos elementos constituintes da missão.

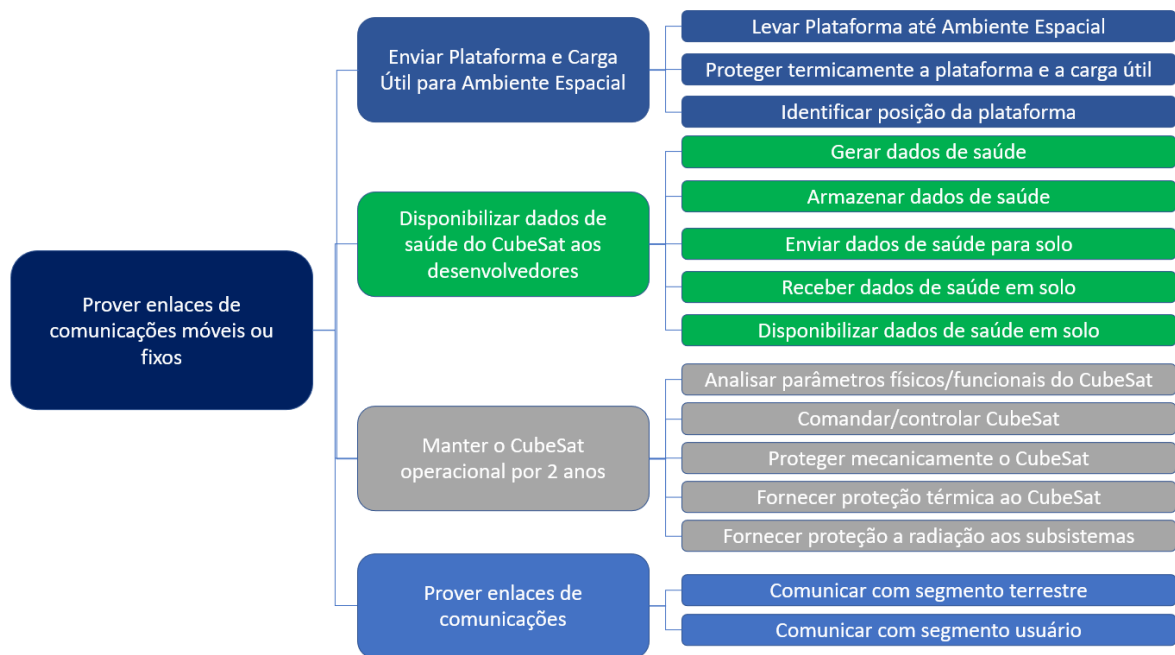


Figura 3.20 – Árvore funcional da missão Alfa Crux.

A arquitetura preliminar para a missão espacial Alfa Crux é apresentada na Figura 3.21.

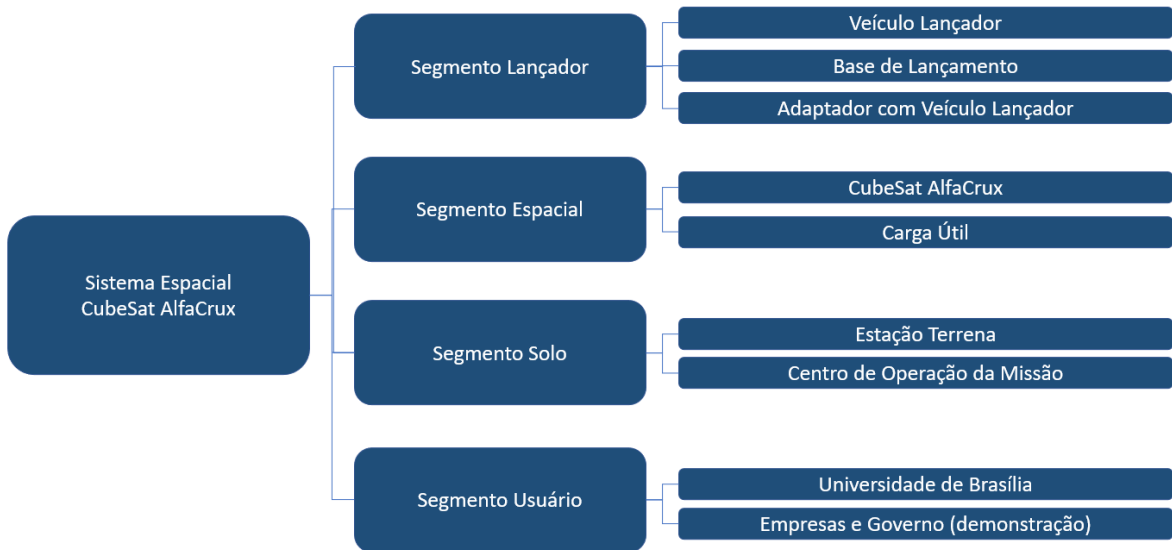


Figura 3.21 – Segmentos espaciais da missão Alfa Crux.

O conceito operacional da missão é ilustrado na Figura 3.22. Especificamente, o CubeSat AlfaCrux, previsto para operar em órbita LEO por 2 anos, coleta os dados do usuário e os transmite para a estação solo. A estação solo também obtém os dados de telemetria do CubeSat. O centro operacional da missão processa os dados de telemetria e da carga útil do CubeSat, garantindo o bom funcionamento do satélite e o atendimento do segmento usuário.

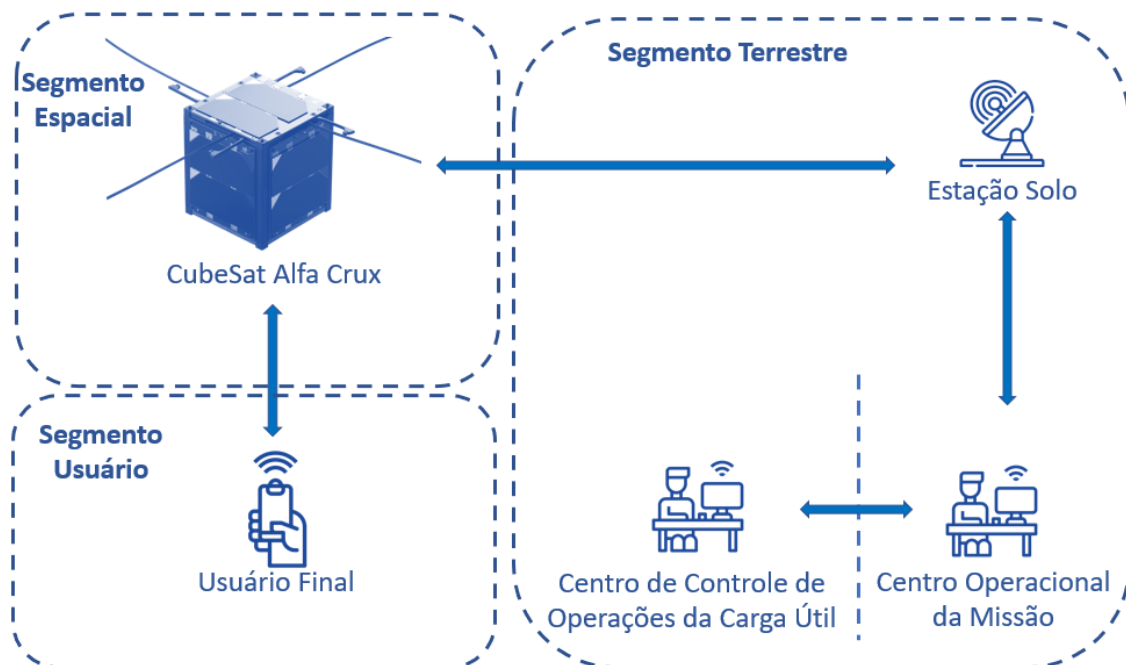


Figura 3.22 – Conceito operacional da missão Alfa Crux.



### 3.3.3 Desenvolvimento da arquitetura da missão Alfa Crux

#### 3.3.3.1 Alocação funcional dos elementos da missão Alfa Crux

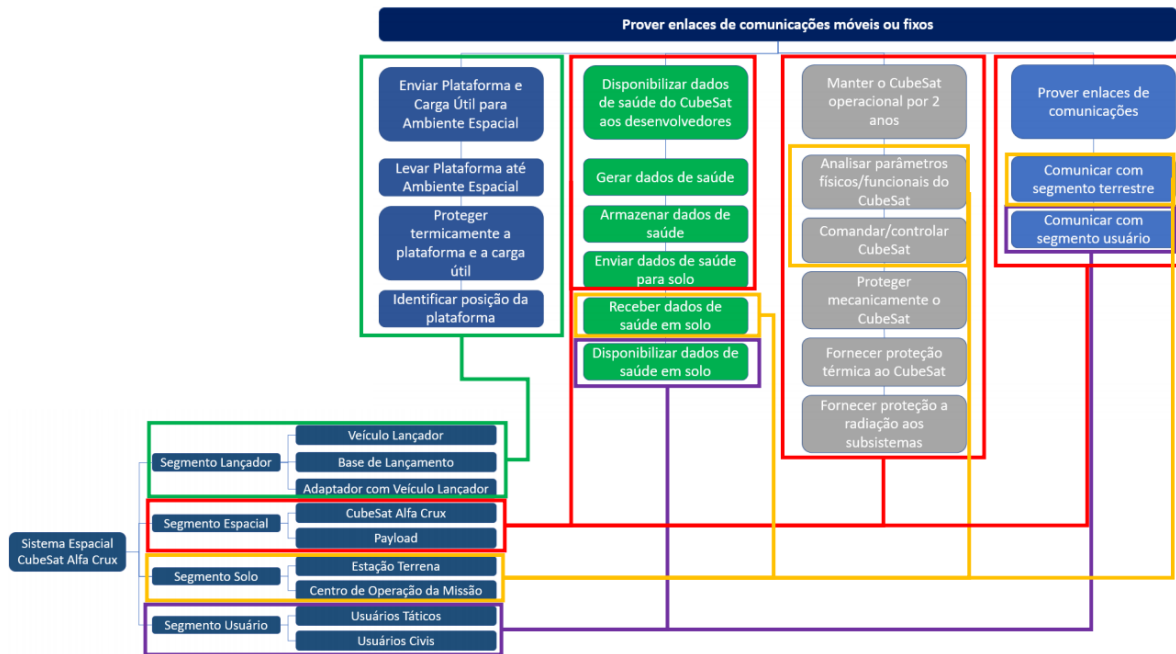


Figura 3.23 – Alocação funcional dos elementos da missão Alfa Crux.

#### 3.3.3.2 Análise dos elementos da missão Alfa Crux

##### Segmento espacial

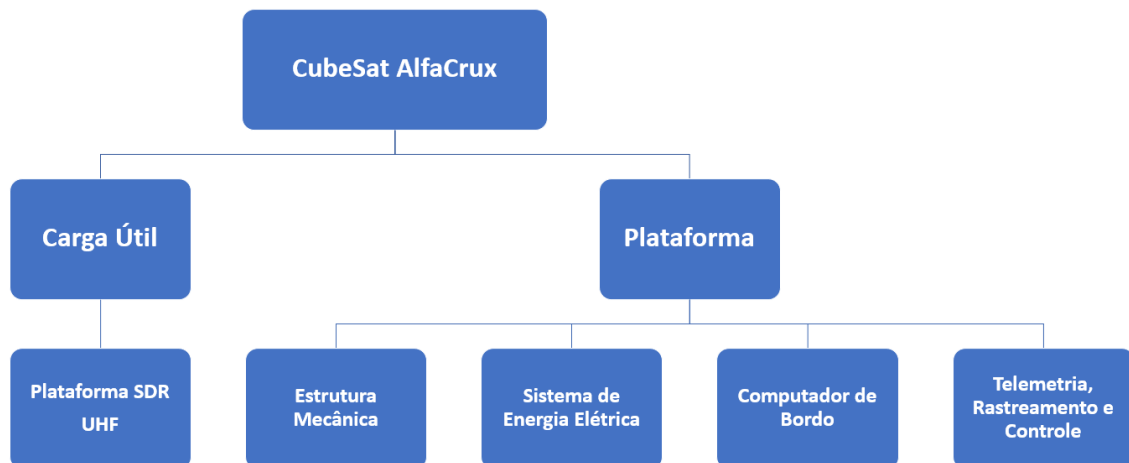


Figura 3.24 – Diagrama do produto.

O nanossatélite AlfaCrux será no padrão CubeSat com uma unidade (1U), de dimensão 10 cm x 10 cm x 10 cm, e massa total de aproximadamente 1,33 kg e será constituído dos elementos ilustrados na Figura 3.24. Conforme já mencionado, o sistema de comunicações



TT&C será na banda UHF (435-438 MHz) na modulação GFSK (do inglês, *Gaussian Frequency Shift Keying*), utilizando antena omnidirecional para comunicações com a estação solo. Vale mencionar que as variações do efeito Doppler são compensadas nos receptores dos sinais. Uma possível opção é a antena UHF *Turnstyle* para banda de comunicação de 437 MHz, comprimento de onda de 18,8 cm, taxa de dados binários de telecomando e telemetria em torno de 9,6 Kbps. A plataforma conta com software de computador de bordo para controle e gerenciamento de dados do satélite.

O sistema EPS (do inglês, *Electric Power System*) é composto de:

- Controle de armazenamento, distribuição e cartão de comunicação de energia;
- Baterias para armazenamento de energia;
- Painéis solares para recarregamento das baterias;
- Rede de distribuição de energia aos diferentes subsistemas do satélite.

### **Carga útil**

O CubeSat AlfaCruz terá uma plataforma SDR (do inglês, *Software Defined Radio*) para retransmissão de dados de comunicação com o segmento usuário, sistema de coleta de dados, e interface de *backup* de comando e controle com a estação solo, que tem como características a sua versatilidade e possibilidade de reconfiguração na faixa de frequência da missão que é a UHF na modulação GMSK (do inglês, *Gaussian Minimum Shift Keying*) com valor da relação  $E_b/N_o$  requerido de aproximadamente 8,4 dB.

O SDR do CubeSat AlfaCruz considera aplicações com quatro funções críticas:

- Comunicação de voz (*relay*) entre usuários que se encontram no interior do *footprint* da antena;
- Mensagem de texto (*relay*) entre usuários que se encontram no interior do *footprint* da antena;
- Armazenamento e encaminhamento de dados (*data store-and-forward*) para qualquer usuário em cooperação com a missão;
- Comunicação com a estação de comando e controle do satélite.

### **Segmento lançador: disponibilidade de lançamentos para CubeSats**

A Figura 3.25 apresenta as principais opções de veículos lançadores disponíveis no mercado atual. Todos possuem capacidade de inserção de CubeSats em órbita como carga secundária. Importante destacar que a partir de 2017 os lançadores indiano PSLV (do inglês, *Polar*

*Satellite Launch Vehicle*) e o russo Soyuz começaram a concentrar grande parte dos lançamentos de CubeSats. Em 2018, o veículo lançador Falcon da empresa Space X dos Estados Unidos também incorporou grande parte dos lançamentos. Conforme os dados apresentados na Figura 3.25, o PSLV lidera a quantidade de lançamento de CubeSats, tendo lançado 222 (22,2%) do total de lançamentos de CubeSats. Verifica-se ainda que do número total de CubeSats lançados, 13,6% foram lançados pelo Atlas V, 13,1% foram lançados pelo Antares, 12,9% pelo Soyuz e 11,4% pelo Falcon [8].

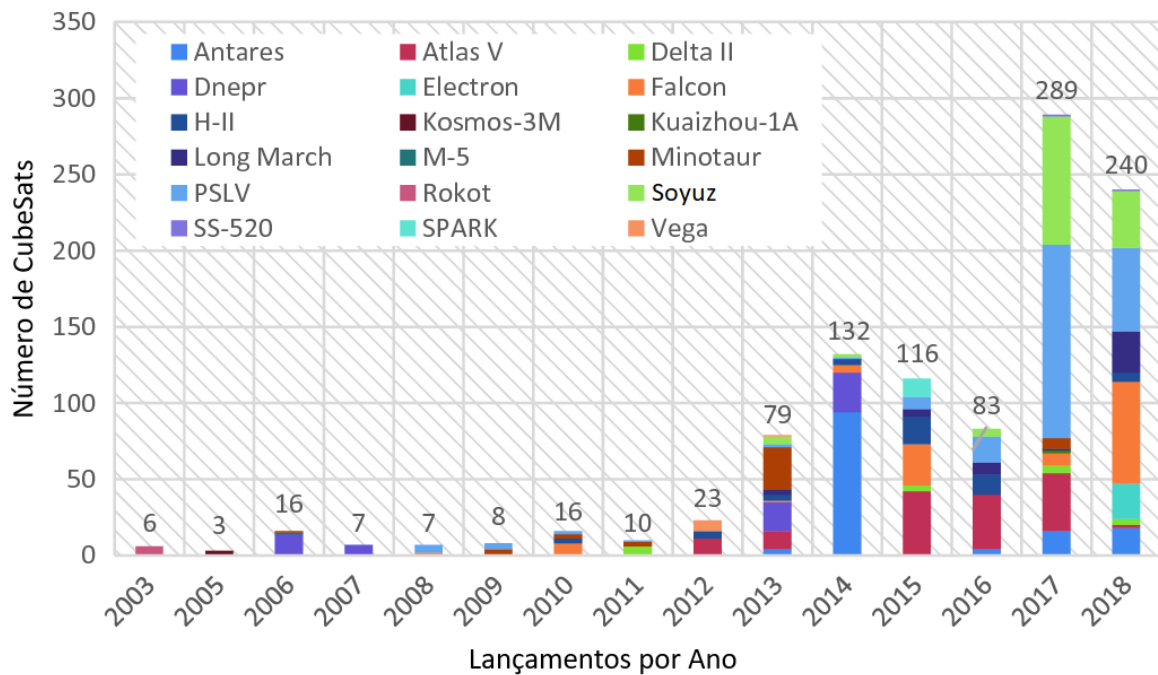


Figura 3.25 – Lançadores de CubeSats. Fonte: [8].

### Segmento solo: Estação terrena e operação

O segmento solo da missão Alfa Crux está localizado em Brasília/DF, e suporta bandas de satélite amadoras em UHF e banda S. A antena é uma X-Quad para a banda UHF, e uma helicoidal para banda S. Outras estações poderão cooperar com o segmento solo da missão. Algumas opções no Brasil seriam as do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) localizadas em Cuiabá/MT e Alcântara/MA, além das estações específicas para nanossatélites localizadas em São José dos Campos/SP e em Santa Maria/RS.

Na estação terrena em Brasília será utilizado um software de controle de missão proposto inicialmente no padrão PUS (do inglês, *Packet Utilization Standard*) da ESA (do inglês, *European Space Agency*) que permite a interface com o software de bordo do satélite (OBSW). O OBSW proposto também baseia-se no padrão PUS, permitindo aplicações como:

- Coleta periódica de telemetria de diferentes subsistemas;
- Notificação de eventos e erros;

- Gerenciamento de parâmetros de configuração;
- Controle de envio de telemetria em tempo real;
- Armazenamento e gestão de telemetria a bordo;
- Planejador baseado no tempo;
- Execução de sequências de controle remoto automatizadas;
- Gerenciamento de memória.

O software de controle de missão permite a recepção, decodificação, análise e arquivamento de pacotes de telemetria, bem como gerenciamento, geração e envio de sequências de controle remoto. O *front-end* para operadores é baseado em soluções para web, permitindo operações remotas nos casos de acesso externo seguro.

### **Comunicação: telemetrias e telecomando**

As telemetrias com dados de supervisão de desempenho e estado dos subsistemas e telemetria de carga útil serão gerados pelo CubeSat. O subsistema TT&C é responsável pela comunicação entre o satélite e a estação terrena, e utilizará a frequência de 437 MHz para *downlink* e *uplink*. Para realização da telemetria, rastreamento e comando com a estação terrena da missão deverá ocorrer uma comunicação duplex entre o CubeSat e a estação terrena.

### **Segmento espacial: considerações sobre a órbita**

Devido ao custo e às normas de operação no espaço, a altitude de operação do CubeSat é dos principais fatores a ser considerado. Segundo o *European Code of Conduct for Space Debris Mitigation*, o operador de um sistema espacial deve realizar manobras de descarte no final da fase operacional para limitar a presença permanente ou periódica de seu sistema espacial nas regiões protegidas a um máximo de 25 anos. De modo a respeitar as recomendações e determinações internacionais, simulações do tempo de decaimento do CubeSat AlfaCruX foram realizadas utilizando o software da NASA, DAS v3.1 (*Debris Assessment Software*). O software DAS utiliza os valores de  $F_{10,7}$  para calcular a temperatura e, portanto, a densidade da parte superior da atmosfera da Terra. O usuário insere uma data de início da missão, e o software procura os valores de  $F_{10,7}$  obtidos a partir de valores históricos arquivados pelo SWPC da NOAA, bem como as previsões de curto prazo do SWPC. Para épocas além do curto prazo, uma técnica de ajuste de curva empregando termos de seno e cosseno de sexta ordem é realizada para ajustar valores históricos de fluxo solar diário de 1947 até o final dos dados de fluxo solar diário disponíveis pela NOAA. O ajuste é feito minimizando os resíduos da soma do quadrado das diferenças entre o valor do fluxo real e o fluxo calculado a partir da equação de ajuste da curva. Foi visto que o uso de termos de seno e cosseno de ordem superior não melhorou significativamente a qualidade do ajuste da curva, enquanto o uso de

menos de seis termos proporcionou um ajuste inferior. O resultado pode ser observado na Figura 3.26.

Para efeito de simulação, a massa total do CubeSat AlfaCruX foi de 1,3 kg, e a área total das faces igual a  $0,06 \text{ m}^2$ . Para satélites de formato cúbico pode-se calcular a área média de arrasto como sendo a quarta parte da soma das áreas de todas as faces, o que fornece um valor de área média de arrasto de  $0,015 \text{ m}^2$  para o AlfaCruX. Dessa maneira, dividindo pelo seu peso tem-se o valor aproximado de  $0,011 \text{ m}^2/\text{kg}$ . Se o satélite for lançado em uma órbita de 500 km no ano de 2021, ele tem um tempo estimado de decaimento de aproximadamente 4,5 anos (vide Figura 3.26), respeitando o limite máximo de 25 anos de permanência em órbita estipulado pelo código europeu.

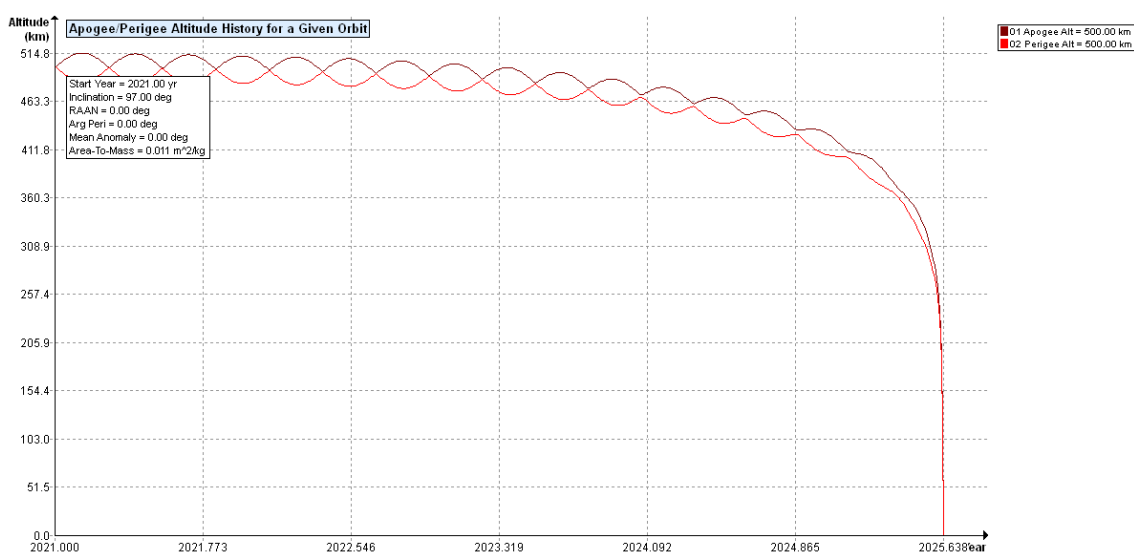


Figura 3.26 – Decaimento orbital do CubeSat AlfaCruX com altitude inicial de 500 km.

Analisando outro possível cenário, o lançamento do satélite brasileiro Amazonia-1 foi realizado em fevereiro de 2021 pelo veículo indiano PSLV. Caso o CubeSat AlfaCruX seja lançado em uma órbita com as mesmas características, ou seja, altitude de 700 km, o seu tempo de decaimento seria maior que os 25 anos estipulados pelo código europeu (vide Figura 3.27).

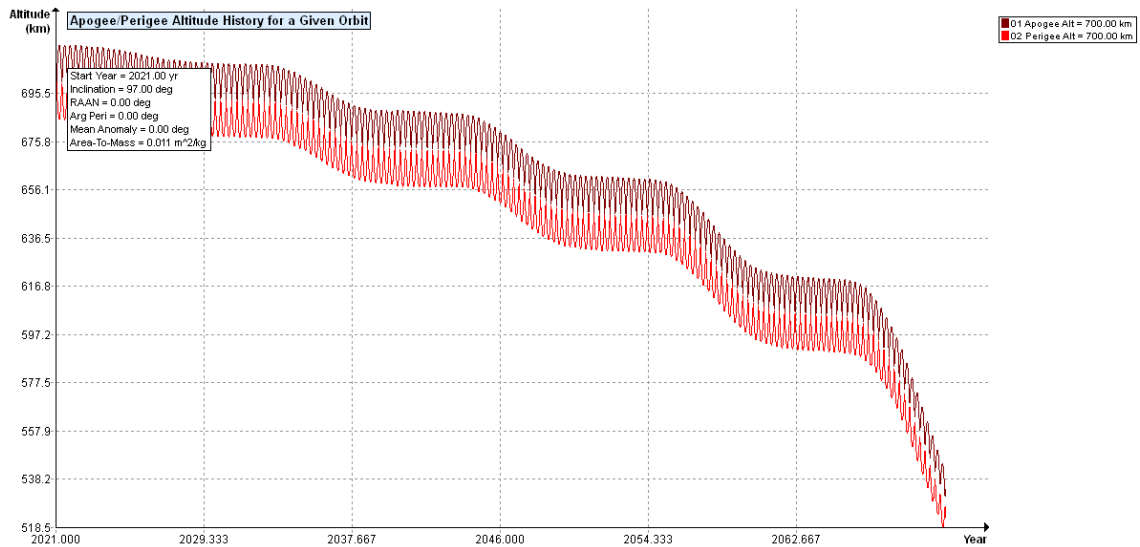


Figura 3.27 – Decaimento orbital do CubeSat AlfaCrux com a mesma altitude inicial do satélite Amazonia-1.

Por fim, analisando o cenário da missão do CubeSat universitário brasileiro Serpens, lançado a partir da Estação Espacial Internacional em setembro de 2015, verifica-se pela Figura 3.28 que se o CubeSat AlfaCrux fosse lançado na mesma órbita que o Serpens, seu tempo de decaimento seria de aproximadamente 1,5 ano, o que comprometeria o alcance do objetivo da missão estimada em uma vida útil de 2 anos.

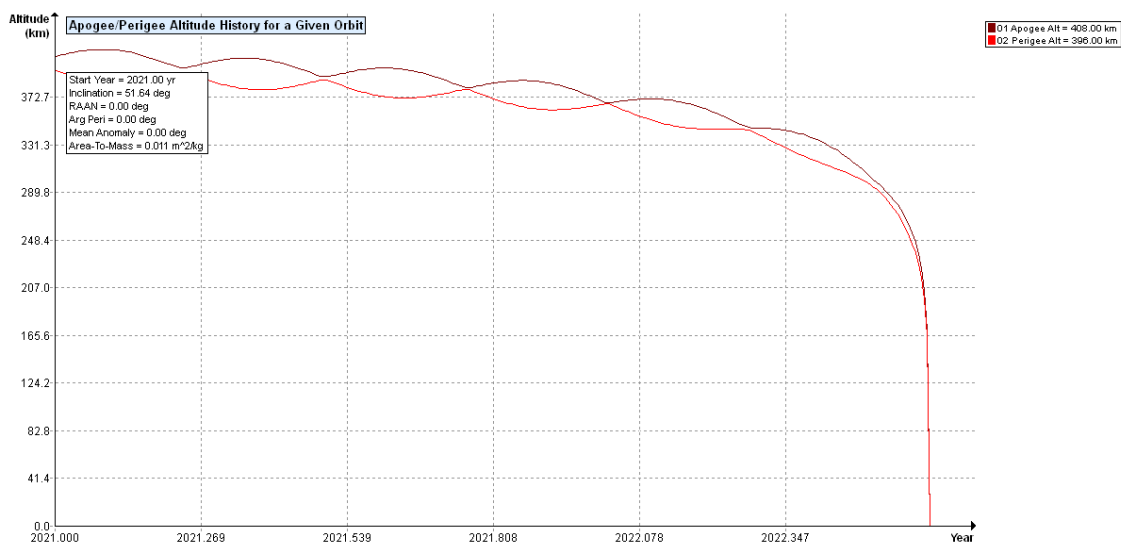


Figura 3.28 – Decaimento orbital do CubeSat AlfaCrux com mesma altitude inicial do CubeSat Serpens.

### Manobras orbitais e correção de atitude

Para a realização da missão Alfa Crux não será necessário a realização de manobras orbitais durante a operação da missão. Ainda, em sua primeira missão, o CubeSat AlfaCrux

não contará com um sistema de controle de atitude para apontamento. O sistema para atuação magnético desenvolvido no contexto da missão será testado em órbita a bordo da missão *WormSail*, um CubeSat 2U desenvolvido em parceria entre a Universidade de Brasília e a Universidade de Nottingham, Reino Unido.

### 3.3.4 Análise das possíveis órbitas

A Tabela 3.3 apresenta os parâmetros orbitais para o CubeSat AlfaCruz.

Tabela 3.3 – Parâmetros orbitais do CubeSat AlfaCruz.

Item	Símbolo	Unidade	Valor
Altura da órbita	$alt$	km	500
Semieixo maior da órbita	$a$	km	6878
Período da órbita	$P$	min	94,61
Inclinação da órbita	$i$	grau	97
Excentricidade da órbita	$e$	-	0
Números de voltas por dia	$N_v$	un	15,21
Horizonte de visão	$\lambda_0$	grau	22
Ângulo de visão máximo	$\lambda_{max}$	grau	20,4
Tempo de vista máximo	$T_{vmax}$	min	10,72
Nº de órbitas em comunicação com a estação terrena	$N_o$	un	4

Utilizando-se o aplicativo Open Cosmos beeApp, três cenários distintos para a órbita foram simulados, observando, em especial o tempo de revisita à Estação Terrena (ET), localizada em Brasília/DF, considerando um cenário ótimo, onde o ângulo de elevação ( $\varphi$ ) é igual a  $0^\circ$ . Os resultados obtidos podem ser vistos nas figuras 3.29, 3.30 e 3.31.

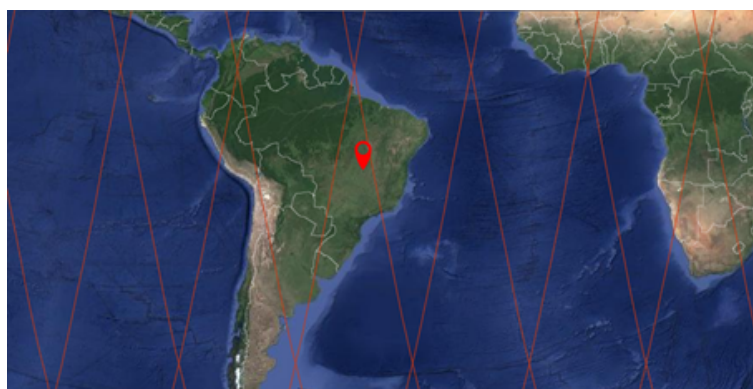


Figura 3.29 – 1º caso: Altitude: 500 km; Inclinação:  $97^\circ$ ;  $e = 0$ .

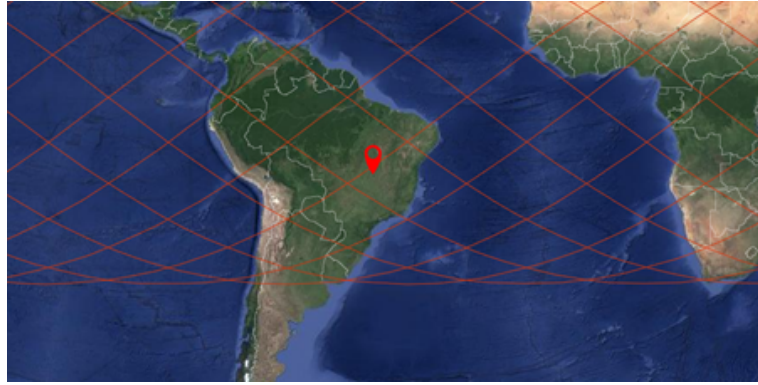


Figura 3.30 – 2º caso: Altitude: 500 km; Inclinação: 35 °;  $e = 0,01$ .

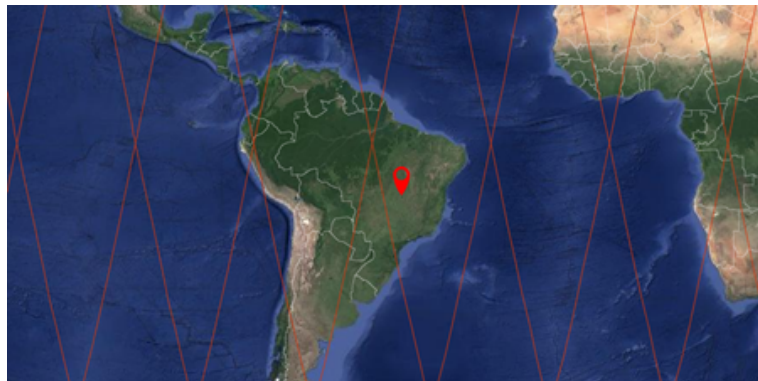


Figura 3.31 – 3º caso: Altitude: 600 km; Inclinação: 97 °;  $e = 0$ .

Com os dados das simulações orbitais apresentadas, uma análise comparativa para a escolha da melhor alternativa para atendimento da missão é realizada. Os resultados podem ser vistos na Tabela 3.4.

Tabela 3.4 – Possíveis órbitas analisadas.

Tempo	Altitude: 500 km Inclinação: 97 ° Excentricidade: 0		Altitude: 500 km Inclinação: 35 ° Excentricidade: 0,01		Altitude: 600 km Inclinação: 97 ° Excentricidade: 0	
	Mínimo	Máximo	Mínimo	Máximo	Mínimo	Máximo
Contato c/ a ET	7,3min	11,87min	7,38min	13,34min	6,09min	14,17min
Revisita à ET	83,3min	10,26h	84,17min	1,54h	84,22min	9,2h
Eclipse	35,87min		35,92min		35,36min	

Ao analisar os objetivos da missão, e considerando a localização da estação de comando e controle, verifica-se que a órbita que tem 500 km de altitude, inclinação de 35 ° e excentricidade de 0,01 seria a mais adequada, pois o tempo de revisita máximo é bem menor do que as outras duas opções, fato decorrente de sua inclinação orbital e da localização geográfica

do Brasil. Porém, a solução para esse tipo de órbita seria um lançamento dedicado, que, conforme já mencionado, teria um custo muito elevado tornando inviável para o orçamento da missão. Por outro lado, como há o interesse no estudo da cintilação, com uma órbita Heli-ossíncrona, que possui alta disponibilidade no mercado, é possível garantir uma amostragem em um mesmo horário crítico diariamente, fornecendo uma série temporal de grande valor científico.

Diante disso, optou-se por uma órbita Heliossíncrona com 500 km de altitude, inclinação de  $97^\circ$  e excentricidade igual a 0 para a missão Alfa Crux. Vale mencionar que, especificamente para análise do fenômeno da cintilação ionosférica, recomenda-se a utilização de ângulos de elevação ( $\varphi$ ) maiores do que  $30^\circ$ , de forma minimizar o efeito de outras interferências na propagação dos sinais, como por exemplo múltiplos caminhos.

A altitude indicada de 500 km também considera os dois anos de vida útil do CubeSat e seu tempo de decaimento, que caso o CubeSat for lançado em 2021 seu decaimento também seria de um pouco mais de 5 anos devido às características do ciclo solar do período. Além dos atributos técnicos adequados para o objetivo da missão, a característica dessa órbita fornece mais opções de lançamentos, já que a frequência de lançamentos de satélites com esse perfil de órbita é maior. Isso torna mais viável a possibilidade de o CubeSat AlfaCrux poder ser lançado como carga secundária, de modo a proporcionar um custo de lançamento bem mais acessível do que um lançamento dedicado.

### 3.3.5 Cálculo do enlace do CubeSat AlfaCrux

A Tabela 3.5 apresenta o cálculo do enlace do CubeSat AlfaCrux de acordo com sua frequência de operação de 437 MHz. Foi considerado apenas o cálculo para o *downlink*, pois em geral fornece uma margem de canal menor quando comparado com o *uplink*, e desta forma será utilizado como pior caso para a caracterização dos mapas de risco de comunicação. Ainda, de forma a se executar o cálculo de enlace de maneira conservadora considerou-se a maior distância do satélite à estação terrena, ou seja, a maior perda do sinal. Nesse sentido, foi adotado ângulo de elevação igual a  $0^\circ$ , fornecendo uma distância  $r$  de 2.573,13 km para a altitude de 500 km.

O item correspondente às perdas diversas ( $L_M$ ) representa perdas do sistema como apontamento da antena, perda no transmissor, perda no receptor, atenuação por gases e outras, somadas ainda aos diversos fenômenos que causam atenuações ionosféricas e troposféricas.



Tabela 3.5 – Cálculo do enlace (*downlink*) do CubeSat AlfaCruX.

Item	Valor
Frequência (f)	437 MHz
Comprimento de onda ( $\lambda$ )	0,69 m
Taxa de dados (R)	9600 bps
Ganho transmissor da antena ( $G_t$ )	0,0 dBi
Ganho receptor da antena ( $G_r$ )	15 dBi
Potência de transmissão ( $P_r$ )	1 W (0,0 dBW)
Potência Isotrópica Radiada Equivalente (EIRP)	0,0 dBW
Comprimento do caminho de propagação (r)	2573,13 km
Perda no espaço livre ( $L_s$ )	153,47 dB
Perdas troposféricas ( $L_{trop}$ )	3,3 dB
Perdas ionosféricas ( $L_{iono}$ )	0,8 dB
Perdas diversas ( $L_M$ )	4,2 dB
Temperatura de ruído (T)	500 K
Taxa de erro de bit (BER)	$10^{-3}$ a $10^{-4}$
Pot. do sinal/Dens. espectral da Pot. do ruído ( $C/N_o$ )	58,6 dB-Hz
Energia de bit/Dens. Espectral da Pot. do ruído ( $E_b/N_o$ )	18,32 dB
$E_b/N_o$ requerido	8,4 dB
<b>Margem do canal</b>	<b>9,92 dB</b>

Com a finalidade de analisar a intensidade do sinal que chega no receptor, utiliza-se a relação sinal ruído que é a razão entre a energia por bit e a densidade espectral de potência de ruído ( $E_b/N_o$ ) apresentado na Equação (2.10). Dessa maneira, uma análise para quatro diferentes ângulos de elevação ( $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $30^\circ$  e  $90^\circ$ ) utilizando a frequência de 437 MHz do CubeSat AlfaCruX foi realizada. Para cada ângulo de elevação, as altitudes foram variadas de forma a analisar a intensidade do sinal que chega ao receptor para diversas altitudes. Perceba que para um ângulo de elevação de  $15^\circ$  e uma altitude de 1200 km para a frequência de 437 MHz, tem-se um valor de  $E_b/N_o$  muito próximo ao obtido e apresentado no cálculo de enlace visto na Tabela 3.5 de 18,32 dB.

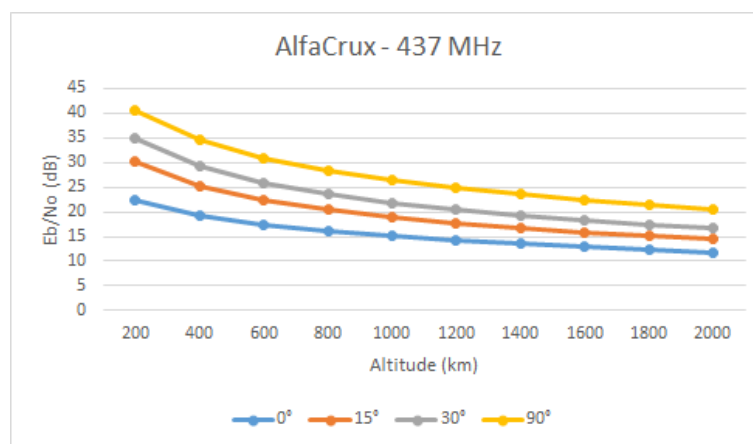


Figura 3.32 –  $E_b/N_o$  em função da altitude por ângulo de elevação.

### 3.3.6 Análise do efeito da cintilação no enlace de comunicação do AlfaCruX

A Figura 3.33 apresenta os índices de  $S_4$  para o dia de referência 05/09/17, considerado um dia calmo em relação à tempestade geomagnética com  $K_p$  menor que 3. Os índices foram obtidos por meio do modelo GISM, com os parâmetros de entrada definidos pela missão AlfaCruX, a saber, frequência de 437 MHz, localização da estação terrestre em Brasília (latitude:  $-15,78^\circ$  e longitude:  $-47,93^\circ$ ) e o índice  $F_{10,7}$  correspondente a esse dia é de 122,5, obtido da base de dados HRO.

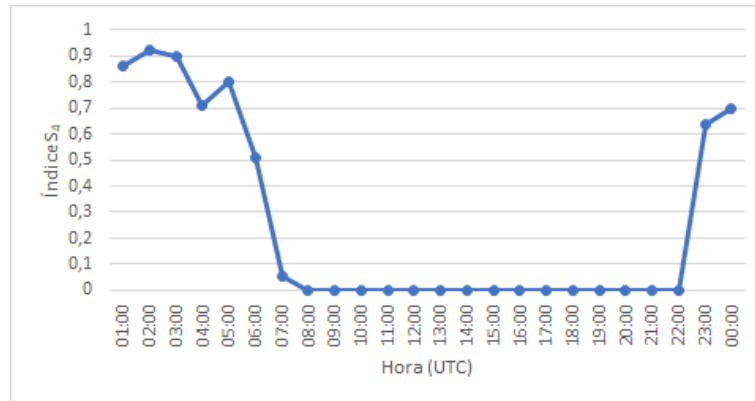


Figura 3.33 – Índice  $S_4$  do dia 05/09/17 conforme as coordenadas de Brasília.

Verificou-se por meio de simulação computacional que a estação terrena de Brasília (BRAZ) tem quatro contatos com o CubeSat AlfaCruX. Os horários de contato da estação terrena com o CubeSat AlfaCruX, e as respectivas durações estão representados na Figura 3.34.

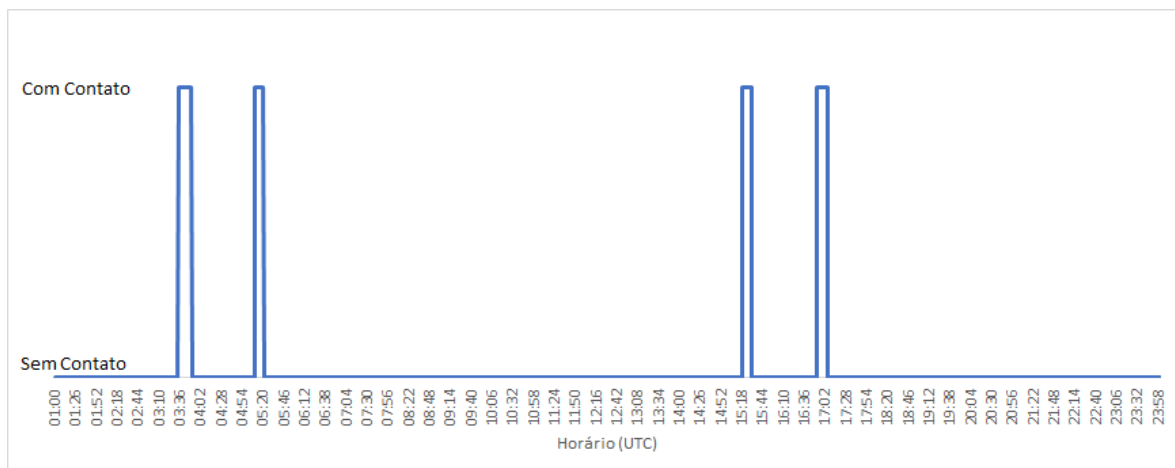


Figura 3.34 – Contatos do CubeSat AlfaCruX com a estação terrena em Brasília.

As passagens do satélite durante os horários sujeitos à maior ocorrência de cintilação são ilustradas na Figura 3.35.

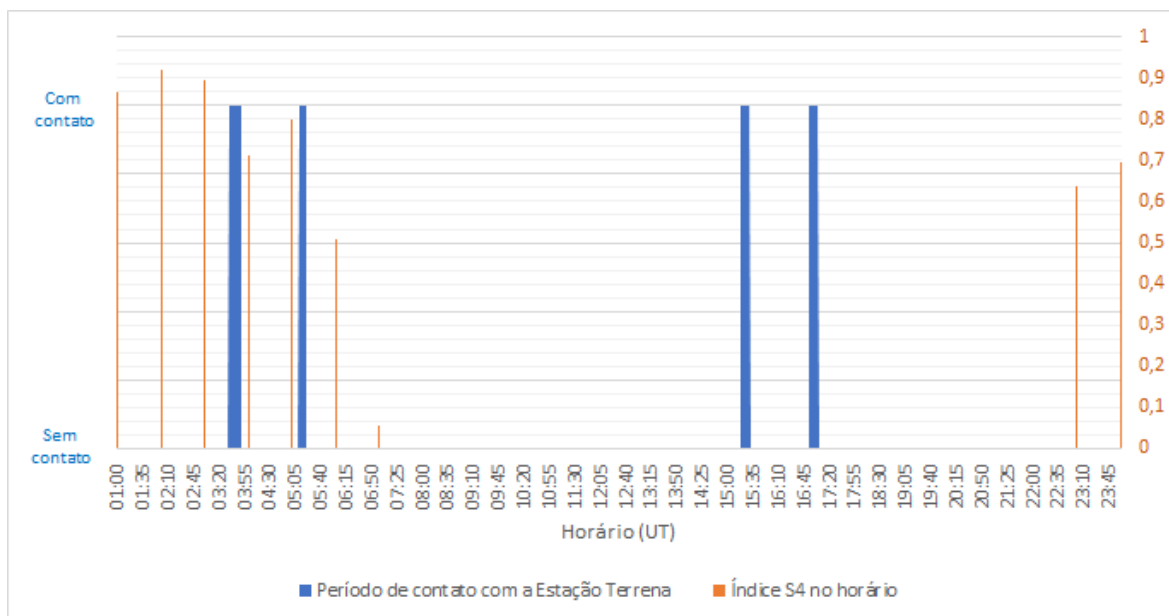


Figura 3.35 – Contatos do CubeSat AlfaCruX com a estação terrena em Brasília e os índices  $S_4$  do dia 05/09/17.

Conforme a Figura 3.35 verifica-se que os dois primeiros contatos do satélite com a estação terrena, que ocorrem às 03h34 UTC e às 05h10 UTC, com respectivas durações aproximadas de 16 e 10 minutos, acontecem em horários próximos aos altos índices de  $S_4$  do dia, com valores acima de 0,6, ou seja, classificados como forte pela ITU. Vale lembrar que os índices de  $S_4$  foram obtidos pelo GISM com resolução de uma hora.

Utilizando-se as equações (2.25) e (2.26) a partir dos índices de  $S_4$ , calculam-se respectivamente os valores de flutuação pico a pico ( $P_{fluc}$ ) e a perda de nível de sinal para o cálculo do enlace ( $L_P$ ) para a região de interesse (Brasília). Esses valores são calculados a cada hora do dia e estão apresentados na Tabela 3.6. Com base no valor de  $E_b/N_o$  de 18,32 dB, obtido por meio do cálculo do enlace do CubeSat AlfaCruX apresentado na Tabela 3.5, estima-se os novos valores de  $E_b/N_o$  a partir dos índices  $S_4$  encontrados para o dia 05/09/17.

Vale ressaltar que, de acordo com [18], as atenuações de sinal de aproximadamente 10 dB ou mais, são suficientes para causar interrupção da comunicação. Dessa maneira, verifica-se na Tabela 3.6 que há apenas dois momentos, às 6:00 UTC e às 7:00 UTC, em que a perda de nível de sinal ( $L_P$ ) não é maior que 10 dB. Por esse critério, constata-se alta possibilidade de perda do sinal para os dois primeiros contatos do dia do satélite com a estação terrena. Os outros dois contatos da estação terrena com o satélite ocorrem em momentos em que os índices  $S_4$  são nulos, o que torna desprezível o efeito da cintilação no enlace de comunicação do satélite.

Tabela 3.6 – Novos valores de  $E_b/N_o$  estimados a partir dos índices  $S_4$  para o dia 05/09/17.

Horário (UTC)	Índice $S_4$	$P_{fluc}$ (dB)	$L_p$ (dB)	Novo $E_b/N_o$ (dB)
23:00	0,637	15,579	11,016	7,303
00:00	0,696	17,419	12,317	6,002
01:00	0,864	22,874	16,174	2,145
02:00	0,921	24,791	17,530	0,789
03:00	0,896	23,946	16,933	1,387
04:00	0,711	17,893	12,652	5,667
05:00	0,8	20,760	14,679	3,640
06:00	0,509	11,743	8,304	10,016
07:00	0,057	0,744	0,526	17,793

A Figura 3.36 ilustra os novos valores de  $E_b/N_o$  a partir dos índices  $S_4$  obtidos para cada hora do dia 05/09/17.

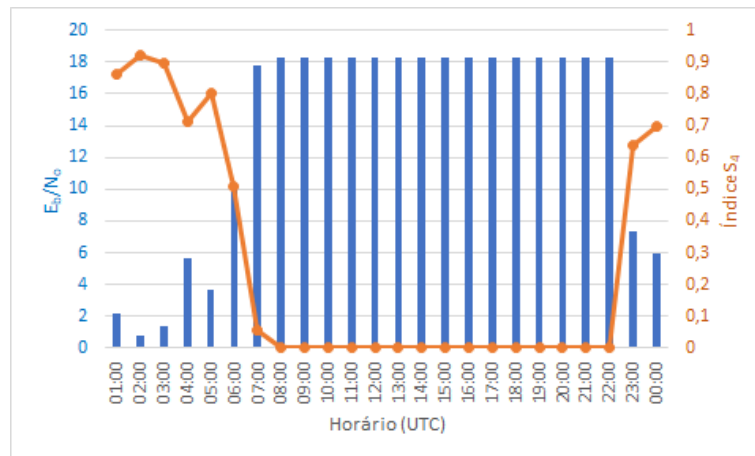


Figura 3.36 – Novos valores de  $E_b/N_o$  em relação aos valores de  $S_4$  do dia 05/09/17.

Analisando o instante do segundo contato, ocorrido às 05h10 UTC, verifica-se que às 5 horas o índice  $S_4$  é igual a 0,8 o que fornece uma perda de nível de sinal ( $L_p$ ) de 14,679 dB. Como essa perda é maior que 10 dB, além de implicar em possível perda de sinal, ela restringe o valor de margem do canal. Apenas uma hora depois, o índice  $S_4$  já está igual a 0,509, ou seja, um valor de  $L_p$  de 8,304 dB. Esse valor não possibilita a perda de sinal e fornece a margem do canal bem maior do que a da hora anterior. A margem do canal pode ser definida como sendo a diferença entre a relação  $E_b/N_o$  efetivamente disponível no sistema e a relação  $E_b/N_o$  mínima necessária ( $E_b/N_o$  requerida) para se atingir a taxa de erro de bits especificada.

Conforme o valor de  $E_b/N_o$  requerido de 8,4 dB e a relação sinal-ruído ( $E_b/N_o$ ) de 18,32 dB calculado para o CubeSat AlfaCruX e apresentado na Tabela 3.5, verifica-se que a

margem do canal é de 9,92 dB. A Figura 3.37 ilustra essa alteração de margem do canal de comunicação antes e após considerar os índices de cintilação do dia 05/09/17.

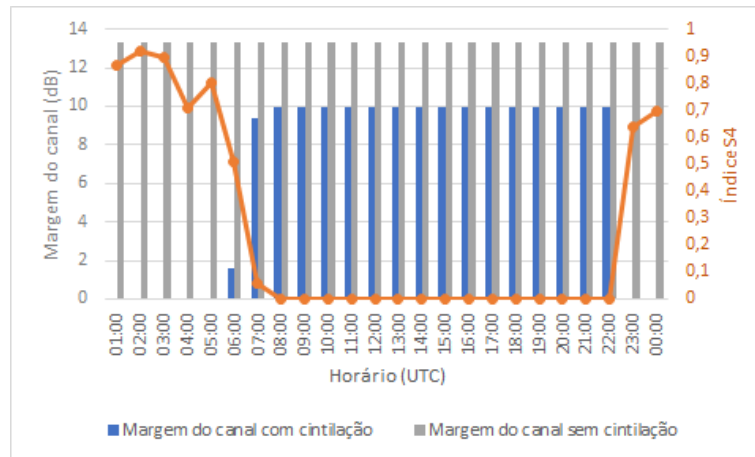


Figura 3.37 – Margens do canal de comunicação do CubeSat AlfaCruX antes e após considerar a cintilação.

Nesse sentido, ao se analisar a Figura 3.35 e a Tabela 3.6 verifica-se a possibilidade de elaborar um melhor planejamento dos horários de contato do satélite com a estação terrena. Caso o primeiro contato do satélite ocorresse às 8 horas, todos os quatro contatos ocorreriam no intervalo em que os valores de  $S_4$  são nulos, ou seja, o efeito da cintilação deixaria de ser crítico. A Figura 3.38 ilustra esses quatro contatos.

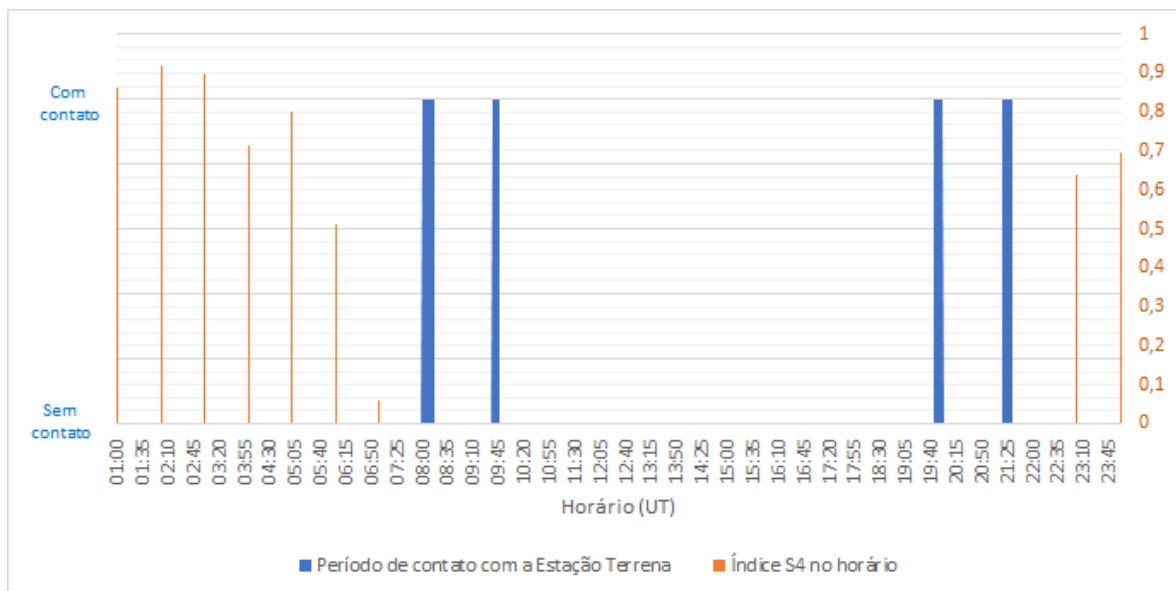


Figura 3.38 – Contatos do CubeSat AlfaCruX com a estação terrena em Brasília, com primeiro contato às 8 horas.

### 3.3.7 Análise da probabilidade de sucesso na comunicação do AlfaCruz

Para esta análise, consideraram-se os dias 15/07/17 e 08/09/17, classificados como dias magneticamente calmo e perturbado respectivamente. O dia 15/07/17 foi escolhido para essa análise, pois, apesar de estar situado em período de baixa taxa de ocorrência de bolhas e cintilação, ainda existem casos de indisponibilidade do canal de comunicação devido a valores elevados de  $S_4$ .

As localidades analisadas foram as mesmas apresentadas na Tabela 3.2, que, consequentemente, apresentam seus índices de  $S_4$  retratados nas figuras 3.15, 3.16 e 3.17. Para maior confiabilidade dos resultados, por meio do GISM, geraram-se também os índices  $S_4$  para os dias 15/07/17 e 08/09/17 para a localidade da estação terrena do AlfaCruz, Brasília (BRAZ), com índices  $F_{10,7}$  de 94,6 e 118,5 respectivamente. Para as regiões mencionadas, os índices  $S_4$  não nulos foram verificados entre 22:00 horas e 08:00 horas UTC, ou seja, num intervalo de 11 horas. Para os demais horários os índices  $S_4$  gerados foram nulos. Vale mencionar que manter uma margem de canal de 6,0 dB é desejável, no entanto, uma margem de canal de 3,0 dB é adequada para um satélite em órbita baixa da Terra [11], [49].

O Algoritmo 1 foi então aplicado, fornecendo os diferentes mapas de risco, juntamente com a probabilidade de sucesso na comunicação, tanto por localidade, quanto para a região brasileira (aproximada por apenas quatro cidades). As figuras 3.39, 3.40 e 3.41 ilustram a análise executada para os dias 15/07/17 (magneticamente calmo) e 08/09/17 (magneticamente perturbado). Os valores de  $(E_b/N_o)$  requerido foram variados entre 5,0 dB, 7,0 dB e 10 dB, e a potência de transmissão do satélite entre 1,0 W e 1,5 W. A proposta de variação da potência de transmissão do satélite é motivada pela solução de controle de potência adaptável, utilizado para variar a potência do sinal transmitido pelo satélite de modo a compensar as atenuações no percurso do canal. Quando as condições do percurso do sinal são boas, a potência transmitida pode ser reduzida e, quando as condições se deterioram, como, por exemplo, com a cintilação ( $S_4 \neq 0$ ), os níveis de potência transmitidos podem ser aumentados [11].

Conforme esperado, verificam-se nas figuras 3.39, 3.40 e 3.41 que ao elevar o valor de  $(E_b/N_o)$  requerido para o projeto, diminui-se o número de janelas disponíveis para comunicação. Por outro lado, ao se aumentar a potência de transmissão do sinal do satélite, há um aumento nas janelas de comunicação confiáveis.

**Dia magneticamente calmo - 15/07/17**

Eb/No Requerido = 5,0 dB Potência de Transmissão = 1,0 W					Eb/No Requerido = 5,0 dB Potência de Transmissão = 1,5 W				
Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU
22:00	SIM	SIM	SIM	SIM	22:00	SIM	SIM	SIM	SIM
23:00	SIM	SIM	SIM	SIM	23:00	SIM	SIM	SIM	SIM
00:00	SIM	SIM	SIM	SIM	00:00	SIM	SIM	SIM	SIM
01:00	NÃO	SIM	SIM	SIM	01:00	SIM	SIM	SIM	SIM
02:00	NÃO	NÃO	SIM	SIM	02:00	SIM	SIM	SIM	SIM
03:00	SIM	SIM	SIM	SIM	03:00	SIM	SIM	SIM	SIM
04:00	SIM	SIM	SIM	SIM	04:00	SIM	SIM	SIM	SIM
05:00	SIM	SIM	SIM	SIM	05:00	SIM	SIM	SIM	SIM
06:00	SIM	SIM	SIM	SIM	06:00	SIM	SIM	SIM	SIM
07:00	SIM	SIM	SIM	SIM	07:00	SIM	SIM	SIM	SIM
08:00	SIM	SIM	SIM	SIM	08:00	SIM	SIM	SIM	SIM

**Dia magneticamente perturbado - 08/09/17**

Eb/No Requerido = 5,0 dB Potência de Transmissão = 1,0 W					Eb/No Requerido = 5,0 dB Potência de Transmissão = 1,5 W				
Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU
22:00	SIM	SIM	SIM	SIM	22:00	SIM	SIM	SIM	SIM
23:00	SIM	SIM	SIM	NÃO	23:00	SIM	SIM	SIM	NÃO
00:00	SIM	SIM	SIM	NÃO	00:00	SIM	SIM	SIM	NÃO
01:00	NÃO	SIM	SIM	NÃO	01:00	NÃO	SIM	SIM	NÃO
02:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	02:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO
03:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	03:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO
04:00	SIM	SIM	NÃO	NÃO	04:00	SIM	SIM	SIM	SIM
05:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	05:00	SIM	SIM	SIM	SIM
06:00	SIM	SIM	SIM	SIM	06:00	SIM	SIM	SIM	SIM
07:00	SIM	SIM	SIM	SIM	07:00	SIM	SIM	SIM	SIM
08:00	SIM	SIM	SIM	SIM	08:00	SIM	SIM	SIM	SIM

Figura 3.39 – Mapas de recomendações de utilização do canal para  $E_b/N_o = 5,0$  dB e potências 1,0 W e 1,5 W.

Importante destacar que mesmo em um dia considerado calmo, fora do período mais crítico para a cintilação, é possível ter janelas não recomendadas para comunicar com base em uma análise do índice  $S_4$ . A Figura 3.39 apresenta três momentos de não recomendação de utilização do canal. Esses momentos são os únicos em que os índices  $S_4$  tem valores maiores que 0,7, classificados como forte pela ITU conforme a Tabela 2.3. Perceba que ao aumentar a potência de transmissão para 1,5 W, todos os canais tornam-se recomendados para uso.

**Dia magneticamente calmo - 15/07/17**

Eb/No Requerido = 7,0 dB Potência de Transmissão = 1,0 W					Eb/No Requerido = 7,0 dB Potência de Transmissão = 1,5 W				
Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU
22:00	SIM	SIM	SIM	SIM	22:00	SIM	SIM	SIM	SIM
23:00	SIM	SIM	SIM	SIM	23:00	SIM	SIM	SIM	SIM
00:00	SIM	SIM	SIM	SIM	00:00	SIM	SIM	SIM	SIM
01:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	01:00	NÃO	SIM	SIM	SIM
02:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	02:00	NÃO	NÃO	SIM	SIM
03:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	03:00	SIM	NÃO	SIM	SIM
04:00	SIM	SIM	SIM	SIM	04:00	SIM	SIM	SIM	SIM
05:00	SIM	SIM	SIM	SIM	05:00	SIM	SIM	SIM	SIM
06:00	SIM	SIM	SIM	SIM	06:00	SIM	SIM	SIM	SIM
07:00	SIM	SIM	SIM	SIM	07:00	SIM	SIM	SIM	SIM
08:00	SIM	SIM	SIM	SIM	08:00	SIM	SIM	SIM	SIM

**Dia magneticamente perturbado - 08/09/17**

Eb/No Requerido = 7,0 dB Potência de Transmissão = 1,0 W					Eb/No Requerido = 7,0 dB Potência de Transmissão = 1,5 W				
Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU
22:00	SIM	SIM	SIM	SIM	22:00	SIM	SIM	SIM	SIM
23:00	SIM	SIM	SIM	NÃO	23:00	SIM	SIM	SIM	NÃO
00:00	NÃO	SIM	SIM	NÃO	00:00	SIM	SIM	SIM	NÃO
01:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	01:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO
02:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO	02:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO
03:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO	03:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO
04:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO	04:00	SIM	SIM	NÃO	NÃO
05:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO	05:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO
06:00	SIM	NÃO	SIM	SIM	06:00	SIM	SIM	SIM	SIM
07:00	SIM	SIM	SIM	SIM	07:00	SIM	SIM	SIM	SIM
08:00	SIM	SIM	SIM	SIM	08:00	SIM	SIM	SIM	SIM

Figura 3.40 – Mapas de recomendações de utilização do canal para  $E_b/N_o = 7,0$  dB e potências 1,0 W e 1,5 W.



Dia magneticamente calmo - 15/07/17					Dia magneticamente calmo - 15/07/17				
Eb/No Requerido = 10,0 dB Potência de Transmissão = 1,0 W					Eb/No Requerido = 10,0 dB Potência de Transmissão = 1,5 W				
Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU
22:00	SIM	SIM	SIM	SIM	22:00	SIM	SIM	SIM	SIM
23:00	SIM	SIM	SIM	SIM	23:00	SIM	SIM	SIM	SIM
00:00	NÃO	SIM	SIM	NÃO	00:00	NÃO	SIM	SIM	SIM
01:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	01:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO
02:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	02:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO
03:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	03:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO
04:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	04:00	SIM	NÃO	SIM	SIM
05:00	SIM	NÃO	SIM	SIM	05:00	SIM	SIM	SIM	SIM
06:00	SIM	SIM	SIM	SIM	06:00	SIM	SIM	SIM	SIM
07:00	SIM	SIM	SIM	SIM	07:00	SIM	SIM	SIM	SIM
08:00	SIM	SIM	SIM	SIM	08:00	SIM	SIM	SIM	SIM

Dia magneticamente perturbado - 08/09/17					Dia magneticamente perturbado - 08/09/17				
Eb/No Requerido = 10,0 dB Potência de Transmissão = 1,0 W					Eb/No Requerido = 10,0 dB Potência de Transmissão = 1,5 W				
Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	Horário (UTC)	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU
22:00	SIM	SIM	SIM	SIM	22:00	SIM	SIM	SIM	SIM
23:00	NÃO	SIM	SIM	NÃO	23:00	NÃO	SIM	SIM	NÃO
00:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO	00:00	NÃO	NÃO	SIM	NÃO
01:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO	01:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO
02:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO	02:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO
03:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO	03:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO
04:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO	04:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO
05:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO	05:00	NÃO	NÃO	NÃO	NÃO
06:00	SIM	NÃO	SIM	SIM	06:00	SIM	NÃO	SIM	SIM
07:00	SIM	SIM	SIM	SIM	07:00	SIM	SIM	SIM	SIM
08:00	SIM	SIM	SIM	SIM	08:00	SIM	SIM	SIM	SIM

Figura 3.41 – Mapas de recomendações de utilização do canal para  $E_b/N_o = 10,0$  dB e potências 1,0 W e 1,5 W.

A partir dos mapas de recomendação de utilização do canal apresentados nas figuras 3.39, 3.40 e 3.41, calculam-se as probabilidades de sucesso de comunicação por localidade para os mesmos dias 15/07/17 e 08/09/17, com suas respectivas variâncias, conforme pode ser constatado nas figuras 3.42, 3.43, 3.44 e 3.45.

Eb/No Req.	Probabilidade de Sucesso Potência = 1,0 W					Eb/No Req.	Probabilidade de Sucesso Potência = 1,5 W				
	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	BRASIL		BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	BRASIL
5,0 dB	82%	91%	100%	100%	93%	5,0 dB	100%	100%	100%	100%	100%
7,0 dB	73%	73%	100%	73%	80%	7,0 dB	82%	82%	100%	100%	91%
10,0 dB	55%	55%	100%	55%	66%	10,0 dB	64%	64%	100%	73%	75%

Figura 3.42 – Mapa de probabilidade de sucesso de comunicação por localidade em 15/07/17.

Eb/No Req.	Probabilidade de Sucesso Potência = 1,0 W					Eb/No Req.	Probabilidade de Sucesso Potência = 1,5 W				
	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	BRASIL		BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	BRASIL
5,0 dB	64%	73%	91%	36%	66%	5,0 dB	73%	82%	100%	55%	77%
7,0 dB	45%	45%	64%	36%	48%	7,0 dB	45%	45%	64%	36%	48%
10,0 dB	36%	36%	55%	36%	41%	10,0 dB	36%	36%	55%	36%	41%

Figura 3.43 – Mapa de probabilidade de sucesso de comunicação por localidade em 08/09/17.

Eb/No Req.	Variância Potência = 1,0 W					Eb/No Req.	Variância Potência = 1,5 W				
	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	BRASIL		BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	BRASIL
5,0 dB	15%	8%	0%	0%	6%	5,0 dB	0%	0%	0%	0%	0%
7,0 dB	20%	20%	0%	20%	16%	7,0 dB	15%	15%	0%	0%	8%
10,0 dB	25%	25%	0%	25%	22%	10,0 dB	23%	23%	0%	20%	19%

Figura 3.44 – Mapa de variância por localidade em 15/07/17.

Eb/No Req.	Variância Potência = 1,0 W					Eb/No Req.	Variância Potência = 1,5 W				
	BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	BRASIL		BRAZ	CUIB	BOAV	SALU	BRASIL
5,0 dB	23%	20%	8%	23%	22%	5,0 dB	20%	15%	0%	25%	18%
7,0 dB	25%	25%	23%	23%	25%	7,0 dB	25%	25%	23%	23%	25%
10,0 dB	23%	23%	25%	23%	24%	10,0 dB	23%	23%	25%	23%	24%

Figura 3.45 – Mapa de variância por localidade em 08/09/17.

O mapa de probabilidade de sucesso de comunicação ilustrado pela Figura 3.42 evidencia a importância desta análise, pois ao se utilizar os valores de  $E_b/N_o$  requerido de 5 dB

com uma potência de transmissão de 1,5 W, não foi possível obter 100% de probabilidade de sucesso para as localidades analisadas num dia considerado calmo e fora do período crítico para cintilação. Caso o CubeSat AlfaCruX pudesse ser projetado para ter um acréscimo de 0,5 W na sua potência de transmissão, o que não é um valor elevado para o padrão CubeSat, obteriam-se 100% de probabilidade de sucesso de comunicação para todas as localidades analisadas nesse dia calmo. Na condição de não possibilidade técnica de aumento de potência transmitida, esta análise pode direcionar o uso do canal de comunicação, minimizando riscos inerentes ao tipo de aplicação utilizado a partir do CubeSat AlfaCruX.

# 4 CONCLUSÃO

---

Este trabalho apresentou uma proposta para o escalonamento do uso de um canal de comunicação via satélite na presença de cintilação ionosférica. O objetivo foi estabelecer um procedimento para o planejamento do uso do canal de forma a maximizar as oportunidades de sucesso de comunicação, fornecendo um mapeamento de risco dos efeitos da cintilação na redução da margem do canal, principalmente para a banda estreita que pode sofrer atenuações significativas, e até mesmo a perda do sinal, na camada ionosférica.

O processo elaborado verifica se a localização geográfica de atuação dos segmentos usuários e estação terrena é uma região propícia a sofrer os efeitos da cintilação, investiga os horários e períodos do ano mais propensos aos altos índices de cintilação, analisa os horários de passagens do satélite nessas regiões e demais elementos necessários para se ter um planejamento de missão de modo a se evitar a queda de margem do canal e a interrupção do sinal dos satélites. Para este propósito, as condições críticas da região de serviço são analisadas, mapeando os principais efeitos troposféricos e ionosféricos no canal de comunicação.

De modo a analisar as características da camada ionosférica em relação à transmissão de sinais UHF, investigaram-se aspectos relacionados ao clima espacial que influenciam diretamente nas suas características. Como o Brasil está situado em região equatorial, os efeitos da cintilação ionosférica no canal de comunicação podem se tornar críticos às aplicações via satélite que utilizam a banda UHF para se comunicar no país. Dessa maneira, analisou-se o TEC e o índice  $S_4$  no ano de 2017 para três regiões do Brasil: São Luís/MA, Cuiabá/MT e Boa Vista/RR, sendo as duas últimas situadas nas cristas sul e norte da EIA, respectivamente. Esse ano foi escolhido devido a ocorrência de duas tempestades geomagnéticas intensas, uma em 4 de abril e outra entre os dias 7 e 8 de setembro.

De forma complementar, uma ferramenta computacional foi desenvolvida para mapear a disponibilidade do canal de comunicação de quatro regiões do Brasil com incidência de cintilação para um dia considerado magneticamente calmo e outro perturbado, tendo como entrada as características técnicas do enlace de comunicação via satélite. A metodologia empregada é baseada em análise de risco, estimativa de disponibilidade de canal e ensaios de Bernoulli, de forma a garantir a disponibilidade do serviço e a qualidade do sinal, tendo como referência um valor aceitável para a margem do sistema.

Um estudo de caso foi realizado utilizando dados do CubeSat AlfaCruz, o que evidenciou a importância do processo proposto ao constatar que a probabilidade de sucesso para as localidades analisadas, mesmo num dia considerado calmo e fora do período crítico para cintilação, não foi de 100%. Nesse aspecto, o processo proposto pode direcionar o uso

do canal de comunicação, minimizando riscos de falha de comunicação que poderiam ter consequências desastrosas a depender do tipo de aplicação utilizada a partir do serviço de comunicação disponibilizado pelo CubeSat AlfaCrux.

Por fim, constatou-se que para aplicações situadas no Brasil torna-se relevante elaborar análises de confiabilidade de comunicação de satélites devido aos efeitos de cintilação ionosférica, principalmente em aplicações que tenham a necessidade de maior confiabilidade do canal, como as que envolvem risco à vida. Essa não é uma prática comum em outros países normalmente mais qualificados no desenvolvimento de satélites, por muitas vezes terem suas aplicações situadas em localidades entre 20° e 60° de latitude, sendo regiões não críticas ao fenômeno da cintilação.

Com base nas análises estatísticas executadas a partir de valores dos índices  $S_4$ , sugere-se para trabalhos futuros uma melhor caracterização estatística do índice para auxiliar na confiabilidade de comunicação de satélites que operam em banda estreita em regiões propensas aos efeitos da cintilação. Recomenda-se também novos estudos considerando a combinação de perturbações ionosféricas, pois provavelmente as atenuações dos sinais e a consequente disponibilidade dos canais de comunicação possam se tornar ainda piores se forem adicionados outros efeitos como múltiplos caminhos, atraso ionosférico, dentre outros. Outra sugestão de trabalho futuro é quanto ao uso de códigos corretores de erros como uma forma de mitigar altas taxas de erro de bit devido às atenuações por cintilação ionosférica. Esse tipo de técnica pode ainda auxiliar na redução do consumo de potência durante a transmissão do sinal do satélite, o que é de extrema importância em aplicações espaciais. Por fim, estudos com maior resolução temporal para o cálculo dos índices  $S_4$  são sugeridos como uma forma de verificar os efeitos da cintilação ionosférica com maior precisão durante os momentos exatos de contato do satélite com a estação terrena.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

---

- [1] J. R. Wertz, D. F. Everett, and J. J. Puschell, Space Mission Engineering: The New SMAD. Space Technology Library, 2011, vol. 28.
- [2] J. E. Allnutt, Satellite to Ground Radiowave Propagation. Institution of Engineering and Technology, 2011, vol. 54.
- [3] International Telecommunication Union, Recommendation ITU-R P.837-7 - Characteristics of precipitation for propagation modelling. ITU, 2017.
- [4] M. C. Kelley, The Earth's Ionosphere, Plasma Physics & Eletrodynamics. Elsevier, 2009, vol. 2.
- [5] Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, “Encontro de cientistas no INPE propõe campanha científica de observação de bolhas de plasma,” [http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod\\_Noticia=5238](http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=5238), Setembro 2019, (Acessado em 11/09/2020).
- [6] P. M. Kintner, T. Humphryes, and J. Hinks, “GNSS and ionospheric scintillation: How to survive the next solar maximum,” Inside GNSS, pp. 22–30, 2009.
- [7] S. N. Oceanic and A. Administration. (2019) Solar cycle 25 forecast update. [Online]. Available: <https://www.swpc.noaa.gov/news/solar-cycle-25-forecast-update>
- [8] N. M. Suhadis, “Statistical overview of cubesat mission,” Proceedings of International Conference of Aerospace and Mechanical Engineering 2019, pp. 563–573, Junho 2020.
- [9] E. Gunduzhan and K. D. Brown, “Narrowband satellite communications: Challenges and emerging solutions,” Johns Hopkins APL Technical Digest, vol. 33, pp. 52–56, Junho 2005.
- [10] D. Barbarić, J. Vuković, and D. Babic, “Link budget analysis for a proposed Cube-sat Earth observation mission,” in Proceedings of the 41st International Convention on Information and Communication Technology, Electronics and Microelectronics (MIPRO), 2018, pp. 0133–0138.
- [11] J. N. Pelton, S. Madry, and S. Camacho-Lara, Handbook of Satellite Applications. Springer, 2013.
- [12] O. Kodheli, E. Lagunas, N. Maturo, S. K. Sharma, B. Shankar, J. F. M. Montoya, J. C. M. Duncan, D. Spano, S. Chatzinotas, S. Kisseleff, J. Querol, L. Lei, T. X. Vu, and G. Goussetis, “Satellite communications in the new space era: A survey and future challenges,” IEEE Communications Surveys Tutorials, vol. 22, no. 19890466, pp. 1839–1862, 2020.

- [13] M. Chen, Y. Miao, Y. Hao, and K. Hwang, "Narrow band internet of things," IEEE Access, Setembro 2017.
- [14] S. K. Routray, R. Tengshe, A. Javali, S. Sarkar, L. Sharma, and A. D. Ghoshn, "Satellite based iot for mission critical applications," 2019 International Conference on Data Science and Communication (IconDSC), Agosto 2019.
- [15] N. Saeed, A. Elzanaty, H. Almorad, H. Dahrouj, T. Y. Al-Naffouri, and M. Alouini, "Cubesat communications: Recent advances and future challenges," IEEE Communications Surveys and Tutorials, pp. 1–24, Abril 2020.
- [16] T. Pratt and J. Allnut, Satellites Communications. Wiley, 2020, vol. 3.
- [17] G. Santilli, C. Vendittozziand, C. Cappelletti, S. Battistini, and P. Gessini, "Cubesat constellations for disaster management in remote areas," Acta Astronautica, vol. 28, pp. 11–17, Abril 2018.
- [18] M. A. Kelly, J. M. Comberiate, E. S. Miller, and L. J. Paxton, "Progress toward forecasting of space weather effects on UHF SATCOM after Operation Anaconda," American Geophysical Union, vol. 12, pp. 601–611, Setembro 2014.
- [19] International Telecommunication Union, Recommendation ITU-R P.531-11 - Ionospheric propagation data and prediction methods required for the design of satellite services and systems. ITU, 2012.
- [20] K. Singh, A. V. Nirmal, and S. V. Sharma, "Link margin for wireless radio communication link," ICTACT JOURNAL ON COMMUNICATION TECHNOLOGY, vol. 8, pp. 1574–1581, Setembro 2018.
- [21] K. Cheung, "The role of margin in link design and optimization," 2015 IEEE Aerospace Conference, no. 15215838, Março 2015.
- [22] F. L. Markley and J. L. Crassidis, Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control. Springer, 2014.
- [23] M. Capderou, Handbook of Satellite Orbits - From Kepler to GPS. Springer, 2014.
- [24] M. Aguirre, Introduction to Space System. Springer, 2013.
- [25] G. N. Ezeh, N. Chukwunke, O. N. C., and U. H. Diala, "Effects of rain attenuation on satellite communication link," Advances in Science and Technology Research Journal, vol. 8, pp. 1–11, Junho 2014.
- [26] ITU, Handbook Digital Radio-Relay Systems. Radiocommunication Bureau, 1996.

- [27] International Telecommunication Union, Recommendation ITU-R P.833-9 - Attenuation in vegetation. ITU, 2016.
- [28] Z. Hasirci, I. H. Cavdar, and M. Ozturk, “Single tree vegetation depth estimation tool for satellite services link design,” Radioengineering, vol. 25, pp. 140–147, Abril 2016.
- [29] J. M. Goodman, Space Weather & Telecommunications. Springer, 2005.
- [30] C. Haslet, Essential of Radio Wave Propagation. Cambridge, 2008.
- [31] International Telecommunication Union, Handbook The Ionosphere and Its Effects on Radiowave Propagation - A guide with background to ITU-R procedures for radioplanners and users. Radiocommunication Bureau, 1998.
- [32] A. Hanslmeier, The Sun and Space Weather. Springer, 2006.
- [33] D. R. Barros, I. S. Silva, and M. C. O. Caldeira, “Impacto da Tempestade Geomagnética na Ionosfera, no Posicionamento com GNSS e no Georrenciamento de Imóveis - Estudo de Caso para 06 de Setembro de 2017 na Região Brasileira,” Congresso Brasileiro de Cadastro Técnico Multifinalitário e Gestão Territorial, 2018.
- [34] M. T. Matsuoka, P. O. Camargo, and I. S. Batista, “Análise da ionosfera usando dados de receptores GPS durante um período de alta atividade solar e comparação com dados de digissondas,” Revista Brasileira de Geofísica, pp. 565–582, Setembro 2009.
- [35] R. Galuscak and P. Hazdra, “Circular polarization and polarization losses,” DUBUS Technik Books, vol. 4, Janeiro 2006.
- [36] D. E. D’Amico, “Investigações de Anomalias Ionosféricas Pré-Terremoto,” Dissertação de Mestrado. Universidade Presbiteriana Mackenzie, 2019.
- [37] E. Correia, M. A. H. Muella, L. Alfonsi, F. S. Prol, and P. O. Camargo, “GPS scintillations and total electron content climatology in the southern american sector,” in Accuracy of GNSS Methods, D. U. Sanli, Ed. Rijeka: IntechOpen, 2019, ch. 4. [Online]. Available: <https://doi.org/10.5772/intechopen.79218>
- [38] L. Huang, “The Nakagami and its related distributions,” WSEAS Transactions on Mathematics, vol. 15, no. 44, pp. 477–485, 2016.
- [39] Informatique Electromagètisme Electronique Analyse - IEEA, “GISM (ionospheric model) - overview,” <http://www.ieea.fr/en/software/references/gism-ionospheric-model.html>, Abril 2010, (Acessado em 12/12/2020).
- [40] W. Portugal, “Estudo da Influência Solar e Cosmogênica na Variabilidade da Temperatura da Superfície Terrestre,” Tese de Doutorado. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2018.



- [41] B. C. Vani, “Investigações sobre Modelagem, Mitigação e Predição de Cintilação Ionosférica na Região Brasileira,” Tese de Doutorado. Universidade Estadual Paulista, 2018.
- [42] R. S. M. Rocha, G. O. Jerez, G. O. N. Brassarote, and J. F. G. Monico, “Avaliação do efeito da cintilação ionosférica e de diferentes intervalos de tempo de coleta de dados no posicionamento por ponto preciso na sua forma on-line,” Revista Brasileira de Geomática, vol. 5, pp. 251–276, Junho 2017.
- [43] S. K. Chakraborty, R. Hajra, and A. DasGupta, “Ionospheric scintillation near the anomaly crest in relation to the variability of ambient ionization,” Radio Science, vol. 47, pp. 1–12, Março 2012.
- [44] A. Koulouri, N. D. Smith, B. C. Vani, V. Rimpiläinen, I. Astin, and B. Forte, “Methodology to estimate ionospheric scintillation risk maps and their contribution to position dilution of precision on the ground,” Journal of Geodesy, vol. 94, p. 22, 2020.
- [45] H. Kima and Y.-K. Chang, “Optimal mission scheduling for hybrid synthetic aperture radar satellite constellation based on weighting factors,” Aerospace Science and Technology, vol. 107, p. 106287, 2020.
- [46] J. S. Souza, D. B. M. Alves, and B. C. Vani, “Estudo do comportamento da cintilação ionosférica em diferentes regiões brasileiras e seu impacto no posicionamento GNSS,” Revista Brasileira de Cartografia, pp. 97–109, Outubro 2014.
- [47] I. A. Hemadeh, K. Satyanarayana, M. El-Hajjar, and L. Hanzo, “Millimeter-Wave Communications: Physical Channel Models, Design Considerations, Antenna Constructions, and Link-Budget,” IEEE Communications Surveys Tutorials, vol. 20, no. 2, pp. 870–913, 2018.
- [48] Spaceweather.com, “News and information about the Sun-Earth environment,” <https://www.spaceweather.com/archive.php?view=1&day=04&month=04&year=2017>, (Acessado em 10/07/2021).
- [49] NASA Ames Research Center, Small Spacecraft Systems Virtual Institute, “State of the art of small spacecraft technology - ground data systems mission operations,” <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa-2020/ground-data-systems-and-mission-operations>, Outubro 2020, (Acessado em 27/05/2021).