



**UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO-UEMA
CENTRO DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA
PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE COMPUTAÇÃO E SISTEMAS**

NILTON RODRIGUES CANTANHEDE

**PROPOSTA DE UM SISTEMA DE TRAJETOGRAFIA PARA VEÍCULOS
ESPACIAIS BASEADO EM TELEMETRIA**

**SÃO LUÍS
2019**

Nilton Rodrigues Cantanhede

Proposta de um Sistema de Trajetografia para Veículos Espaciais Baseado em Telemetria

Dissertação apresentada como requisito parcial para obtenção do grau de Mestre em Pós-Graduação em Engenharia de Computação e Sistemas da Universidade Estadual do Maranhão - UEMA, Centro de Ciências e Tecnologia.

Orientador: Prof. Dr. Ewaldo Eder Carvalho Santana

São Luís

2019

Cantanhede, Nilton Rodrigues.

Proposta de um sistema de trajetografia para veículos espaciais baseado em telemetria / Nilton Rodrigues Cantanhede. – São Luís, 2019.

73.f

Dissertação (Mestrado) – Curso de Engenharia de Computação e Sistemas, Universidade Estadual do Maranhão, 2019.

Orientador: Prof. Dr. Ewaldo Éder Carvalho Santana.

1.Localização. 2.Rastreo. 3.Telemetria. 4.Slant Range. I.Título

CDU: 629.7.86

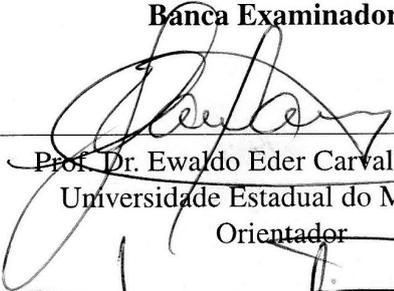
Nilton Rodrigues Cantanhede

Proposta de um Sistema de Trajetografia para Veículos Espaciais Baseado em Telemetria

Dissertação apresentada como requisito para obtenção do grau de Mestre em Pós-Graduação em Engenharia de Computação e Sistemas da Universidade Estadual do Maranhão - UEMA, Centro de Ciências e Tecnologia.

Data de Aprovação: 06/06/2019

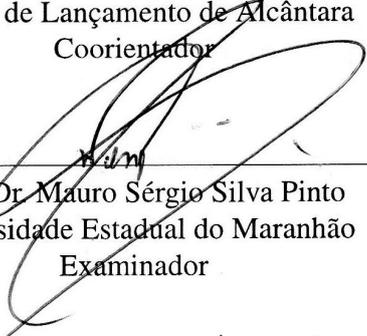
Banca Examinadora



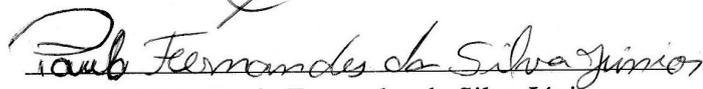
Prof. Dr. Ewaldo Eder Carvalho Santana
Universidade Estadual do Maranhão
Orientador



Prof. Me. Jonas de Jesus Barros
Centro de Lançamento de Alcântara
Coorientador



Prof. Dr. Mauro Sérgio Silva Pinto
Universidade Estadual do Maranhão
Examinador



Prof. Dr. Paulo Fernandes da Silva Júnior
Universidade Estadual do Maranhão
Examinador

Aos meus pais, Antonio e Maria, por sempre acreditarem em mim e por terem abdicado de suas vidas em prol das realizações e da felicidade de seus filhos.

À minha irmã Nivea, por sua preocupação, carinho e incentivo.

À minha amada esposa Fernanda e à meu filho Heitor, por todo amor, incentivo, apoio e compreensão. Nada disso teria sentido se vocês não existissem na minha vida.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente a Deus que permitiu que tudo isso acontecesse, ao longo de minha vida, e não somente nestes anos como universitário, mas que em todos os momentos é o maior mestre que alguém pode conhecer.

Aos meus pais, pelo amor, incentivo e apoio incondicional.

Obrigado, minha irmã, que nos momentos de minha ausência dedicados ao estudo superior, sempre fez entender que o futuro é feito a partir da constante dedicação no presente!

Agradeço especialmente a minha companheira Fernanda e meu filho Heitor Mendes que são o maior presente que Deus poderia ter me dado nesta vida. Por toda felicidade, carinho, compreensão, apoio, incentivo, dedicação encontrada na minha querida família que sempre farão parte de cada vitória.

A esta universidade, seu corpo docente, direção e administração que oportunizaram a janela que hoje vislumbro um horizonte superior, eivado pela acendrada confiança no mérito e ética aqui presentes.

Agradeço a todos os professores por me proporcionar o conhecimento não apenas racional, mas a manifestação do caráter e afetividade da educação no processo de formação profissional, por tanto que se dedicaram a mim, não somente por terem me ensinado, mas por terem me feito aprender. a palavra mestre, nunca fará justiça aos professores dedicados aos quais sem nominar terão os meus eternos agradecimentos.

É melhor lançar-se à luta em busca do triunfo mesmo expondo-se ao insucesso, que formar fila com os pobres de espírito, que nem gozam muito nem sofrem muito; E vivem nessa penumbra cinzenta sem conhecer nem vitória nem derrota.

Franklin Roosevelt

RESUMO

Neste trabalho é proposta uma concepção de rastreamento e localização de foguetes, gerada a partir de dados angulares (azimute e elevação) de uma antena de Telemetria e da distância radial calculada pelo equipamento *Slant Range*, comparada com os meios de trajetografia utilizados pelo Sistema de Tratamento de Dados de Localização de veículos aeroespaciais do Centro de Lançamento de Alcântara. Devido à importância de se localizar o alvo por parte da Segurança de Voo, caso necessite de interrupção na trajetória de voo do foguete, após sua decolagem, o sistema proposto garante um meio auxiliar de localização para este setor. Além de ser utilizado para localização (designador) para os radares, em que a fusão do *Slant Range* a uma antena de Telemetria permitirá compor coordenadas para localizar o alvo. Esta metodologia poderá ser um recurso a mais pela Central de Tratamento de Dados de Localização, além de ser útil pela equipe de segurança de voo nas decisões críticas. Neste trabalho foram utilizados dados de um voo real com tratamento estatístico dos resultados obtidos, buscando ratificar o uso desse conjunto no rastreamento e localização. Os resultados obtidos pela composição da posição angulares da antena de Telemetria e dos valores medidos pelo equipamento *Slant Range* no momento que a antena permaneceu em modo de rastreamento, comprovaram que a trajetografia do voo a partir desta concepção foi muito próxima do rastreamento do radar, além de possuir um comportamento muito mais estabilizado em todas as coordenadas. Portanto, sendo válida tanto para o STDL, pois, o resultado gráfico obtido pela Telemetria-*Slant Range* fornece um comportamento de trajetória de voo muito próximo do rastreamento do radar, e importância também para a Segurança de Voo, pois permite ser útil para o monitoramento do voo e resgate da carga útil pelos resultados gerados.

Palavras-chave: Localização. rastreamento. Telemetria. *Slant Range*.

ABSTRACT

This work proposes a rocket tracking and localization concept, generated from angular data (azimuth and elevation) of a Telemetry antenna and the radial distance calculated by the Slant Range equipment, compared to the trajectory means used by the Treatment System of Localization Data of aerospace vehicles of the Alcântara Launch Center. Due to the importance of locating the target by Flight Safety, in case it needs to interrupt the flight path of the rocket after its takeoff, the proposed system guarantees an auxiliary location for this sector. In addition to being used for location (designator) for radars, where merging the Slant Range to a Telemetry antenna will allow you to compose coordinates to locate the target. This methodology could be an additional resource for the Location Data Processing Center, as well as being useful by the flight safety team in critical decisions. In this work, data from a real flight with statistical treatment of the obtained results were used, seeking to ratify the use of this set in the tracing and location. The results obtained by the composition of the angular positions of the Telemetry antenna and the values measured by the Slant Range equipment at the time the antenna remained on the tracing motor, proved that the flight path from this conception was very close to radar tracking, besides to have a much more stable behavior in all coordinates. Therefore, being valid for both STDL, therefore, the graphical result obtained by the Telemetry-Slant Range provides flight path behavior very close to radar tracking, and also important for Flight Safety, as it allows to be useful for monitoring of the flight and redemption of the payload by the generated results.

Keywords: Location. tracking. Telemetry. Slant Range.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Proposta de Dissertação	19
Figura 2 – Sistema de Coordenadas Geodésicas (λ, φ, h)	20
Figura 3 – Sistema de Coordenadas ECEF (X_e, Y_e, Z_e)	22
Figura 4 – Sistema de Coordenadas ENU (X_n, Y_n, Z_n)	23
Figura 5 – Sistema de Coordenadas AER (R, φ, λ)	24
Figura 6 – Sistema de Coordenadas do Corpo (X_b, Y_b, Z_b)	25
Figura 7 – Lóbulos de Radiação	28
Figura 8 – Largura de Feixe	28
Figura 9 – Veículo de Sondagem Booster – 30 (VSB-30)	34
Figura 10 – Rede Elétrica de Foguetes	35
Figura 11 – Organograma Operacional	36
Figura 12 – Sistema Gráfico de Visualização (SISGRAF)	38
Figura 13 – Configuração de Rede do STDL	39
Figura 14 – Zona de Impacto	41
Figura 15 – Antena de Telemetria	43
Figura 16 – Diagrama Elétrico Carga Útil	44
Figura 17 – Processo de Tratamento de Dados de Bordo	45
Figura 18 – Diagrama do Slant Range	46
Figura 19 – Princípio de Cálculo Distância Radial	48
Figura 20 – Equipamento <i>Slant Range</i>	49
Figura 21 – Blocos Elétricos do <i>Slant Range</i>	50
Figura 22 – Gráfico de Trajetória Nominal - TNL	53
Figura 23 – Gráfico de Erros de Coordenadas	54
Figura 24 – Gráfico de Elevação (El)	55
Figura 25 – Desvio Angular Elevação (El)	56
Figura 26 – Erro Angular Elevação (El)	56
Figura 27 – Gráfico de Azimute (Az)	58
Figura 28 – Desvio Angular Azimute (Az)	59
Figura 29 – Erro Angular Azimute (Az)	59
Figura 30 – Gráfico de Distância Radial (D)	61
Figura 31 – Desvio Padrão Distância Radial (D)	61
Figura 32 – Erro em Distância Radial (e_D)	62
Figura 33 – Representação Gráfica do Rastreo	64
Figura 34 – Representação do Ponto de Impacto	64
Figura 35 – Representação no Eixo (X)	65
Figura 36 – Representação no Eixo (Y)	66
Figura 37 – Representação no Eixo (Z)	67
Figura 38 – Ponto de Impacto (PI)	68

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Indicadores Estatísticos de Elevação	57
Tabela 2 – Indicadores Estatísticos de Azimute	60
Tabela 3 – Indicadores Estatísticos de Distância Radial	63
Tabela 4 – Coordenada de Ponto de Impacto	65

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Especificações do Equipamento <i>Slant Range</i>	51
---	----

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AEB	Agencia Espacial Brasileira
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
CLBI	Centro de Lançamento da Barreira do Inferno
CTDL	Central de Tratamento de Dados de Localização
DOP	Divisão Operacional
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
PCM	Modulação por Código de Pulso
PEB	Programa Espacial Brasileiro
PNAE	Programa Nacional de Atividades Espaciais
STDL	Sistema de Tratamento de Dados de Localização
SINDAE	Sistema de Desenvolvimento das Atividades Espaciais
TN	Trajetória Nominal

LISTA DE SÍMBOLOS

dB	Decibeis
Az	Azimute
El	Elevação
D	Distância radial
R	Range
λ	Azimute ou Longitude
φ	Elevação ou Latitude
h	Altitude em metros
a	Semi-eixo maior do elipsoide
b	Semi-eixo menor do elipsoide
e	Excentricidade do elipsoide
Az_{Tlm}	Azimute da Telemetria
Az_{Ad}	Azimute do radar Adour
Az_{Tn}	Azimute do Trajetória Nominal
El_{Tlm}	Elevação da Telemetria
El_{Ad}	Elevação do radar Adour
El_{Tn}	Elevação do Trajetória Nominal
D_{Slr}	Distância radial <i>Slant Range</i>
D_{Ad}	Distância radial radar Adour
D_{Tn}	Distância radial Trajetória Nominal
seg	Segundos
m	metros
Km	quilômetros

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	Definição do Problema	15
1.2	Justificativa e Relevância	16
1.3	Objetivos	17
1.3.1	Objetivo Geral	17
1.3.2	Objetivos Específicos	17
1.4	Metodologia	17
1.5	Proposta da Dissertação	18
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	20
2.1	Sistemas de Referência	20
2.1.1	Sistema de Coordenadas Geodésicas	20
2.1.2	Sistema de Coordenadas Fixo Centrado na Terra - ECEF	22
2.1.3	Sistema de Coordenada Local	22
2.1.4	Sistema Esférico Local AER	23
2.1.5	Sistema de Coordenadas do Corpo	24
2.2	Transformações de Coordenadas	25
2.3	Antena	27
2.3.1	Diagrama de Radiação	28
2.4	Métodos Estatísticos	29
3	INTERFACE FOGUETE-CAMPO DE LANÇAMENTO	33
3.1	Foguete	33
3.1.1	Rede Elétrica de Foguetes	34
3.2	Campo de Lançamento	35
3.2.1	Subdivisão de Preparação e Lançamento (SDPL)	36
3.2.2	Subdivisão de Telemetria (SDTR)	36
3.2.3	Subdivisão de Sistemas (SDSI)	40
3.3	Segurança de Voo (SVO)	40
4	SISTEMA DE TRAJETÓGRAFIA BASEADO EM PCM	42
4.1	Trabalhos Relacionados	42
4.2	TELEMETRIA AEROESPACIAL	43
4.2.1	Telemetria de Bordo	43
4.2.2	Telemetria de Solo	44

4.3	<i>SLANT RANGE</i>	45
4.3.1	Princípio de Obtenção de Posicionamento	46
4.3.2	Princípio de Obtenção de Distância	47
4.3.3	Características do Equipamento <i>Slant Range</i>	48
4.3.4	Parâmetros do <i>Slant Range</i>	50
5	RESULTADOS OBTIDOS	52
5.1	Operação Rio Verde	52
5.1.1	Coordenada de Rastreamento do Veículo	52
5.2	Análise das Componentes de Rastreamento	53
5.2.1	Dados Angulares Antena de Telemetria	54
5.2.2	Dados de Equipamento <i>Slant Range</i>	60
5.2.3	Representação Tridimensional do Voo	63
5.2.4	Representação Cartesiana	65
6	CONSIDERAÇÕES FINAIS	69
6.1	Trabalhos Futuros	70
	REFERÊNCIAS	71
	ANEXO A – FORMATO DE CÓDIGO DE LINHA	73

1 INTRODUÇÃO

A atividade espacial contribui significativamente para o desenvolvimento científico de um país. No Brasil, o Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE) que é um instrumento de planejamento do Programa Espacial Brasileiro (PEB), busca orientar as suas ações por um período de 10 anos. O PNAE traz um conjunto de diretrizes estratégicas, bem como as principais missões espaciais a serem desenvolvidas no período, no âmbito do Sistema Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (SINDAE). O atual PNAE contempla aspectos relacionados às missões, aos meios de acesso ao espaço, às aplicações e aos programas científicos, tecnológicos e educacionais.

Na conjuntura atual, todas as operações de lançamentos são realizadas no Centro de Lançamento da Barreira do Inferno, em Parnamirim - RN e no Centro de Lançamento de Alcântara, localizado no Maranhão - MA. Sendo que este é mais atuante e dispõe de uma infraestrutura capaz de permitir o lançamento de foguetes controlados e não-controlados, envolvendo uma logística de complexidade (AEB, 2018a).

O lançamento desses tipos de foguetes envolvem duas fases contínuas e complementares. Na primeira, realizada em solo é feita a montagem e fixação do foguete na rampa de lançamento, onde é demandada uma logística que envolve ações destinadas a instrumentação e testes com a rede elétrica dos foguetes. Na segunda fase, realiza-se o rastreamento por meios de radares e também um possível resgate da carga útil¹, a depender dos objetivos da missão. O rastreamento via radar pode ser feito pelos modos eco de pele e transponder, esse tipo de rastreamento é necessário para identificar a posição do alvo, permitindo acompanhar a trajetografia desenvolvida pelo foguete.

A preocupação em rastrear visa garantir a segurança de zonas habitadas, uma vez que o foguete tenha um comportamento fora da área delimitada, haverá interrupção do voo. No entanto, diversos fatores podem vir a comprometer o rastreamento pelos radares tais como:

- a) A presença de eco de solo, o que inviabiliza o rastreamento nos instantes iniciais;
- b) Interferência do nível de sinal recebido pelos radares, que trazem como consequência a atenuação da relação sinal/ruído em decibéis (dB);
- c) A trajetória de voo do alvo que pode ser influenciada por erros de calibração da rampa de lançamento ou por perturbações climáticas de vento, o que poderão influenciar na trajetória real de voo;
- d) A dimensão do foguete, que inviabiliza o rastreamento por meio de Sistema Ótico; e

¹ Carga útil é um conjunto de equipamentos de medição ou satélite, transportado por um veículo espacial para cumprir determinada missão (FUGIVARA, 2005).

e) Inércia das antenas após o lançamento e incertezas no tempo de lançamento, o que aumentam mais o tempo para se rastrear.

Além dos problemas elencados acima, a detecção do alvo após o lançamento pode ser não factível, conforme explica Mata (2017), em razão dos radares propiciarem a movimentar milésimos de segundo após o lançamento do foguete, desse modo não acompanham o veículo nos primeiros instantes de voo e não são capazes de localizá-lo de imediato.

Diante dos possíveis problemas evidenciados que poderão acontecer, este projeto de pesquisa visa propor um meio de rastreo auxiliar, utilizando o equipamento *Slant Range* integrado a uma antena de Telemetria como forma de compor um recurso a mais na localização dos veículos suborbitais em relação aos meios de localização que são utilizados pelo CLA, contribuindo assim para setores como a Segurança de Voo e a Central de Tratamento de Dados de Localização.

1.1 DEFINIÇÃO DO PROBLEMA

Os radares (Adour e Atlas) existentes no CLA não conseguem detectar o veículo nos instantes iniciais devido à ocorrência de reflexão do eco de solo gerados por obstáculos presentes na área de lançamento o que conseqüentemente acaba ocasionando um *delay* na identificação do alvo a partir da rampa de lançamento (MATA, 2017).

O condicionante temporal é um dos pontos cruciais para Segurança de Voo (SVO), que necessita o mais breve possível da informação de posição (localização) do veículo e o ponto de impacto instantâneo, como forma de avaliar se o comportamento (trajetória de voo) se encontra dentro dos limites definidos como área de segura. Aliado à isso, o rastreo é suscetível a informações imprecisas de posicionamento e variáveis aleatórias que diminuem ainda mais a detecção. Conforme destaca Rosa *et al* (2001, p.1):

... utilizando os radares Atlas e Adour. Os sinais de posição provenientes destes radares estão contaminados com ruídos, podendo, desta forma, **dificultar a localização do veículo**. Além da posição do alvo, outra variável de interesse é o ponto de impacto, que indica o local na superfície terrestre de uma possível queda do foguete para cada instante (ROSA et al., 2001, grifo nosso).

Um ponto relevante a se destacar está na configuração estabelecida pelo Sistema de Tratamento de Dados de Localização (STDLD), que determina que as antenas dos radares e das telemetrias sejam inicialmente orientadas pela trajetória nominal. Esse critério utilizado mantém as antenas orientadas até o momento que o foguete seja detectado por um dos radares, e por consequência, acaba influenciando o tempo de aquisição por parte da antena de Telemetria.

No contexto atual, os sistemas de trajetografia ou meios de localização que o STDL utiliza para calcular o posicionamento do foguete e o ponto de impacto são apenas os radares, que fornecem a localização do alvo e são a única fonte de designação para outros sensores, além de que a visualização do ponto de impacto, só estará disponível caso algum dos radares esteja em modo de rastreamento automático, caso isto não aconteça não haverá disponibilidade de informação da posição do foguete. O que não permitirá a visualização da trajetória real do veículo (foguete) pelo sistema gráfico de visualização (SISGRAF). Sendo que este sistema é o único recurso utilizado atualmente pela SVO para se obter o ponto de impacto instantâneo (PII) e a posição do veículo.

Conforme afirma Louis (2006), quanto mais rápida a informação puder ser visualizada, mais tempo a equipe SVO terá para organizar as ideias e tomar decisões. Como o rastreamento é de fundamental importância para a segurança de voo, alternativas visando o monitoramento do alvo e recursos adicionais que possibilitem garantir o rastreamento de foguetes serão válidos.

1.2 JUSTIFICATIVA E RELEVÂNCIA

No momento em que o foguete inicia o seu deslocamento, cabe aos centros de lançamentos realizarem atividades como: coletar e processar os dados relativos à trajetória do veículo e aos parâmetros de desempenho da carga útil; avaliar, continuamente, as condições de segurança de voo e, se necessário, teledestruir o veículo; e acompanhar a trajetória até atingir o ponto de injeção em órbita para veículos orbitais ou solo para veículos suborbitais (AEB, 2018b).

Em um eventual cenário onde os radares não consigam realizar o rastreamento, não haverá informações de localização do alvo, o que conseqüentemente ocasionará o término do voo do veículo por parte da SVO, por não se conhecer a trajetória real que o foguete está desenvolvendo e o provável lugar de impacto.

Para a segurança de voo, umas das maiores preocupações são os instantes que o veículo se encontra com pressão nos motores, isto é, queima de combustível, o que poderá ocasionar um risco para áreas habitadas. Como forma de reduzir as incertezas sobre o rastreamento, o equipamento *Slant Range* pode agregar com a informação da distância radial e ainda estimar a localização, ao ser integrado a antena de telemetria, onde essa contribuirá com os dados de posição angular (azimute e elevação) possibilitando ser um recurso suplementar de segurança e rastreamento para o Centro. Tendo em vista que os foguetes transmitem informações de bordo moduladas por codificação de pulso PCM para as Estações de Telemetria em solo durante toda a trajetória de voo. Este estudo apresenta uma análise comparativa dos dados gerados pelo equipamento *Slant*

Range, visando avaliar o a distancia radial medida por este equipamento e em conjunto com as coordenadas angulares da antena de Telemetria compor as coordenadas de localização do alvo, em face dos sistemas de trajetografia utilizados pela STDL e buscando se avaliar o erro de apontamento do ponto de impacto gerado pelo conjunto Telemetria-*Slant Range* em relação aos radares.

1.3 OBJETIVOS

1.3.1 Objetivo Geral

Propor uma concepção de trajetografia baseada no posicionamento angular de uma antena de Telemetria e dados de distância radial via equipamento *Slant Range* para compor a localização do alvo. Para ser um meio alternativo ao STDL na designação e ser um critério a mais para Segurança de Voo na tomada de decisão de terminação de voo.

1.3.2 Objetivos Específicos

De modo a alcançar o objetivo geral, os seguintes objetivos específicos foram delineados da seguinte forma:

- Analisar os dados medidos pelo equipamento *Slant Range*;
- Analisar os dados angulares gerados pela antena de Telemetria;
- Avaliar a dispersão das componentes geradas pelo sensores de rastreo;
- Comparar a trajetória desenvolvida pelo conjunto Telemetria-*Slant Range* em relação à trajetória desempenhada pelo radar; e
- Analisar as coordenadas de posição do ponto de impacto obtidas pelo conjunto Telemetria-*Slant Range* em relação ao obtido pelo radar.

1.4 METODOLOGIA

A realização deste estudo deu-se a partir do levantamento de informações bibliográficas disponíveis na área, por exemplo, artigos, livros e em outros meios que já abordaram esta metodologia de rastreo utilizando dados de telemetria e o equipamento *Slant Range*. Posteriormente, ao levantamento dos dados teóricos, a pesquisa tomou como base a utilização de registro de voos reais gravados pelos sensores dos radares e telemetria do CLA.

Dentre os dados utilizados, foram extraídos arquivos já filtrados do tempo relativo do voo das componentes angulares (azimute e elevação) e distância radial medidas os pelos radares (Adour e Atlas). Utilizaram-se os dados da antena de Telemetria, em que foram usados posições angulares de (azimute e elevação) e os dados do equipamento *Slant Range*, que gerou a distância radial entre a carga útil e Estação de Telemetria. Foram utilizados também os dados cartesianos (X, Y, Z) da trajetória nominal (TN) prevista para o VSB-30 referenciado na rampa de lançamento.

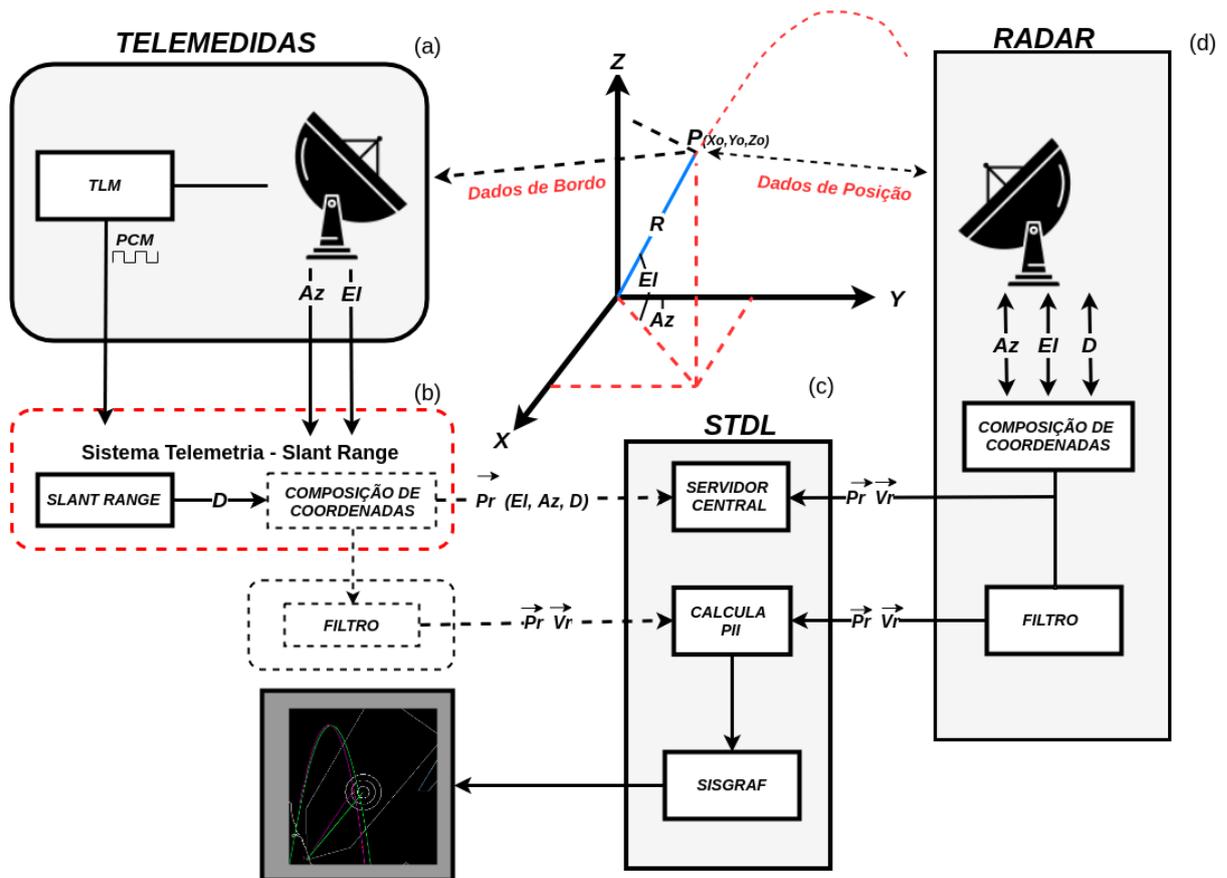
Na extração dos dados de rastreamento, no sincronismo de tempos dos sistemas, na paralaxe (mudança de referencial) dos radares (Atlas e Adour) e nos dados da Trajetória Nominal foram realizadas transformações de coordenadas cartesianas, geodésicas e esféricas referenciadas para a Estação de Telemetria. Para a realização destes processos, foi desenvolvido um *software* SESRT (system extraction and synchronization of rocket trajectory) a partir da linguagem MATLAB. Assim, buscou-se o levantamento das trajetórias reais do voo do foguete desempenhadas pelos sensores de rastreamento, permitindo-se a análise dos componentes geradas pelo conjunto antena de Telemetria e *Slant Range*, de forma a garantir a comparação com o desempenho dos outros meios de rastreios.

No segundo momento, que é a sincronização e referenciação dos dados para a Estação de Telemetria, buscou-se utilizar métodos estatísticos para descrever o desempenho dos sistemas em estudo, para tanto, foram calculados o desvio padrão entre as coordenadas individualmente, procurando avaliar a dispersão das componentes; e raiz do erro médio quadrático (RMSE - *root mean square error*). Procurando-se avaliar a precisão dos sensores de rastreamento, utilizou-se a trajetória nominal como sendo os valores referência (valor previsto) e os valores medidos (valor real) obtidos da trajetória fornecida pelo radar Adour, pela antena de Telemetria e pelo equipamento *Slant Range*.

1.5 PROPOSTA DA DISSERTAÇÃO

Este trabalho propõe uma concepção de localização baseada em sinal de telemetria PCM Figura 1(a), em conjunto com as informações angulares de antenas de Telemetria, com o objetivo de localizar e monitorar a evolução do alvo conforme se observa na Figura 1(b). Podendo ser aproveitado como um meio localizador do foguete nos momentos em que os radares, Figura 1 (d), não conseguirem enviar as informações de rastreamento ao Sistema de Tratamentos de Dados de Localização do alvo, Figura 1(c).

Figura 1 – Proposta de Dissertação



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Esta dissertação está estruturada em mais cinco capítulos além dessa Introdução. O Capítulo 2 é apresentada o referencial teórico, descrevendo o tratamento dos dados de telemetria para o sistema *Slant Range*. O Capítulo 3 é indica a infraestrutura operacional implementada durante um lançamento. O Capítulo 4 descreve a fundamentação teórica, incluindo o sistema de referência que é utilizado para a localização do alvo. O Capítulo 5 apresenta a análise dos resultados medidos pelo sistema *Slant Range*. O Capítulo 6 expõe as considerações finais e trabalhos futuros que poderão ser implementados.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Este capítulo apresenta os sistemas de referência utilizados pelas Estações de rastreo (Radares e Telemetrias) na localização de foguete e na recepção de dados de bordo; as mudanças que são utilizadas na paralaxagem (transformações de referencial e coordenadas) de posicionamento entre os sensores de rastreo e os parâmetros estatísticos utilizados na análise das coordenadas de localização.

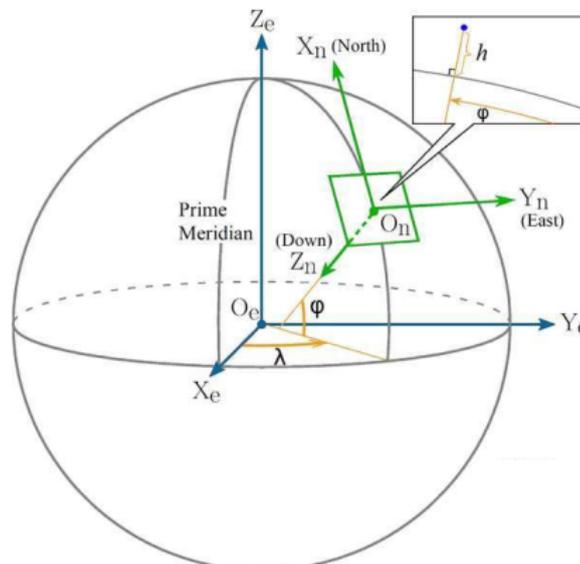
2.1 SISTEMAS DE REFERÊNCIA

Quando desejamos descrever a localização de um objeto em relação a um sistema de referência, primeiramente, devemos definir o posicionamento em relação à Terra. Curtis (2005), considera dois sistemas de referências: primeiro, que é o inercial centrado no centro da Terra, e o segundo, que está centrado na localização de um observador na Terra. Nesse sentido, buscou-se utilizar os Sistemas de Referência Terrestres ou Geodésicos utilizados para descrever as posições de objetos.

2.1.1 Sistema de Coordenadas Geodésicas

O sistema de coordenadas geodésicas compreende a navegação utilizada em GPS, caracteriza-se como um ponto de coordenada próximo à superfície da Terra em termos de longitude (λ), latitude (φ) e altitude (h), que pode ser visto na Figura 2.

Figura 2 – Sistema de Coordenadas Geodésicas (λ, φ, h)



Fonte: Adaptado de Cai et al. (2011)

Sendo que a longitude mede o ângulo de rotação de -180° a 180° entre o Meridiano Principal e o ponto medido; a latitude mede o ângulo de -90° a 90° entre o plano equatorial e a normal do elipsoide de referência que passa pelo ponto medido; e altitude é o local distância vertical entre o ponto medido e o elipsoide de referência (CAI et al., 2011).

Em que o eixo (X_e, Y_e, Z_e) representa o Sistema de Coordenadas Fixo Centrado na Terra (ECEF) e o eixo ao longo dos pontos (X_n, Y_n, Z_n) representa o Sistema Local de Coordenadas NED. Para o vetor de posição no sistema de coordenadas geodésicas é definido por:

$$P_g = \begin{pmatrix} \lambda \\ \varphi \\ h \end{pmatrix}$$

Parâmetros importantes associados ao quadro geodésico incluem:

- R_{Ea} : eixo semi-maior;
- R_{Eb} : eixo semi-menor;
- f : fator de achatamento;
- e : primeira excentricidade;
- M_E : raio de curvatura meridiano; e
- N_E : raio de curvatura vertical principal.

Em que estes parâmetros são definidos no WGS 84 do sistema geodésico mundial de 1984 e atualizado em 2004 no modelo elipsoide,

$$- R_{Ea} = 6,378,137.0 \text{ m,}$$

$$- f = 1/298.257223563,$$

$$- R_{Eb} = R_{Ea} (1 - f) = 6,356,752.0 \text{ m,}$$

em que temos,

$$e = \frac{\sqrt{R_{Ea}^2 - R_{Eb}^2}}{R_{Ea}} = 0.08181919, \quad (1)$$

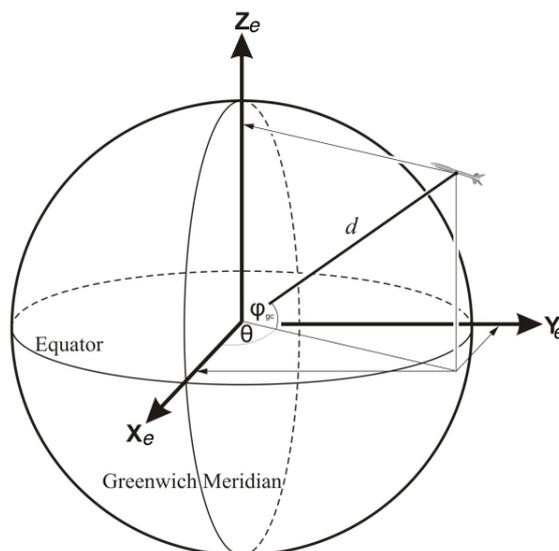
$$M_E = \frac{R_{Ea}(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{3/2}} \quad (2)$$

$$N_E = \frac{R_{Ea}}{\sqrt{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)}} \quad (3)$$

2.1.2 Sistema de Coordenadas Fixo Centrado na Terra - ECEF

O sistema de coordenadas ECEF gira com a terra em torno do seu eixo de rotação. Como tal, um ponto fixo na superfície da terra tem um conjunto fixo de coordenadas, em que a origem e os eixos estão localizados no centro da Terra conforme pode ser visto na Figura 3.

Figura 3 – Sistema de Coordenadas ECEF (X_e, Y_e, Z_e)



Fonte: Adaptado de Cai et al. (2011)

Em que o eixo Z_e apontando para o Polo Norte (Norte verdadeiro), o eixo X_e intercepta a esfera da Terra a 0° de latitude (equador) e 0° de longitude (Meridiano principal em Greenwich) e eixo Y_e é ortogonal aos eixos X_e e Z_e .

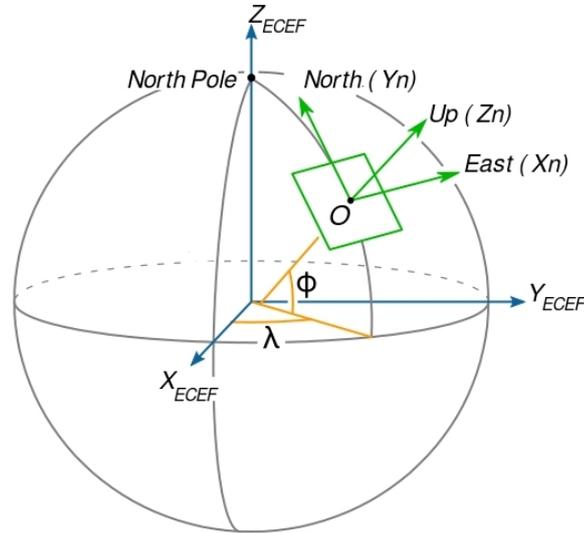
$$P_g = \begin{pmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{pmatrix}$$

2.1.3 Sistema de Coordenada Local

O sistema de coordenada Local representa a posição ao longo de três coordenadas, em que uma representa a projeção ao longo do eixo norte, uma ao longo do eixo leste e uma representa a posição vertical, baseando-se no modelo elipsoide WGS 84 (*World Geodetic System*). Esse sistema de coordenada possui duas variações: o Sistema de Coordenadas NED (do inglês, *North-East-Down*; tradução: Norte, Leste, Baixo), conhecido como sistema de coordenadas de navegação ou solo, na qual a origem pode ser situada em qualquer ponto da superfície terrestre, isto é, plano Tangente local ou geodésico local; o Sistema de Coordenadas ENU (do inglês,

East-North-Up; tradução: Leste-Norte-Acima), que se aplica ao rastreamento de alvos, por ser mais prático do que as coordenadas ECEF ou geodésico local, conforme pode ser visto na Figura 4.

Figura 4 – Sistema de Coordenadas ENU (X_n, Y_n, Z_n)



Fonte: Adaptado de Cai et al. (2011)

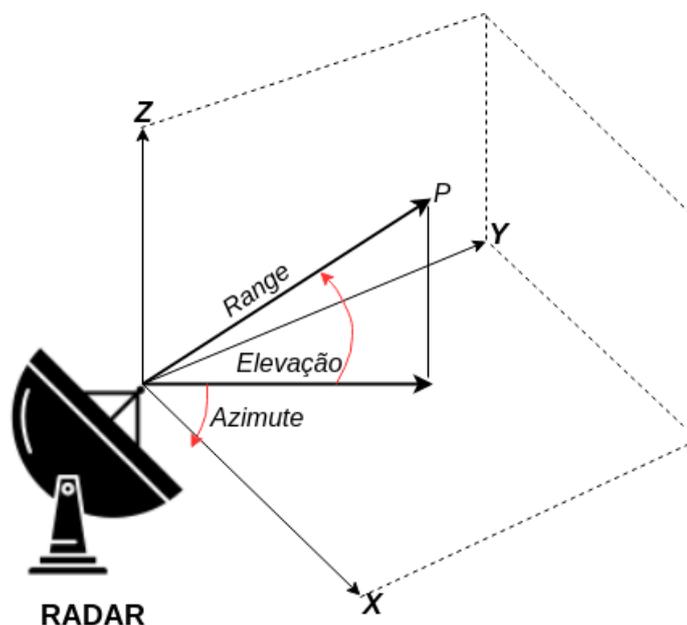
No CLA adota-se o Sistema de Coordenadas ENU, em que a origem é fixada na rampa de lançamento, onde o eixo X_n é direcionado para Leste, o eixo Y_n direcionado para o Norte e o Z_n apontando para cima. O vetor posição é dado pelas coordenadas P_n , o vetor velocidade é dado por V_n e o vetor de aceleração é dado por a_n , que podem ser representado por:

$$P_n = \begin{pmatrix} X_n \\ Y_n \\ Z_n \end{pmatrix}, V_n = \begin{pmatrix} u_n \\ v_n \\ w_n \end{pmatrix}, a_n = \begin{pmatrix} a_x, n \\ a_y, n \\ a_z, n \end{pmatrix}$$

2.1.4 Sistema Esférico Local AER

O Sistema Esférico Local AER, (do inglês, *Azimuth-Elevation-Range*; tradução: Azimute-Elevação-Range), conforme pode ser visto na Figura 5, é um sistema de referência que permite a localização de um ponto qualquer no espaço de formato esférico, através de um conjunto de três coordenadas esféricas (VENTURI, 2015).

Figura 5 – Sistema de Coordenadas AER (R, φ, λ)



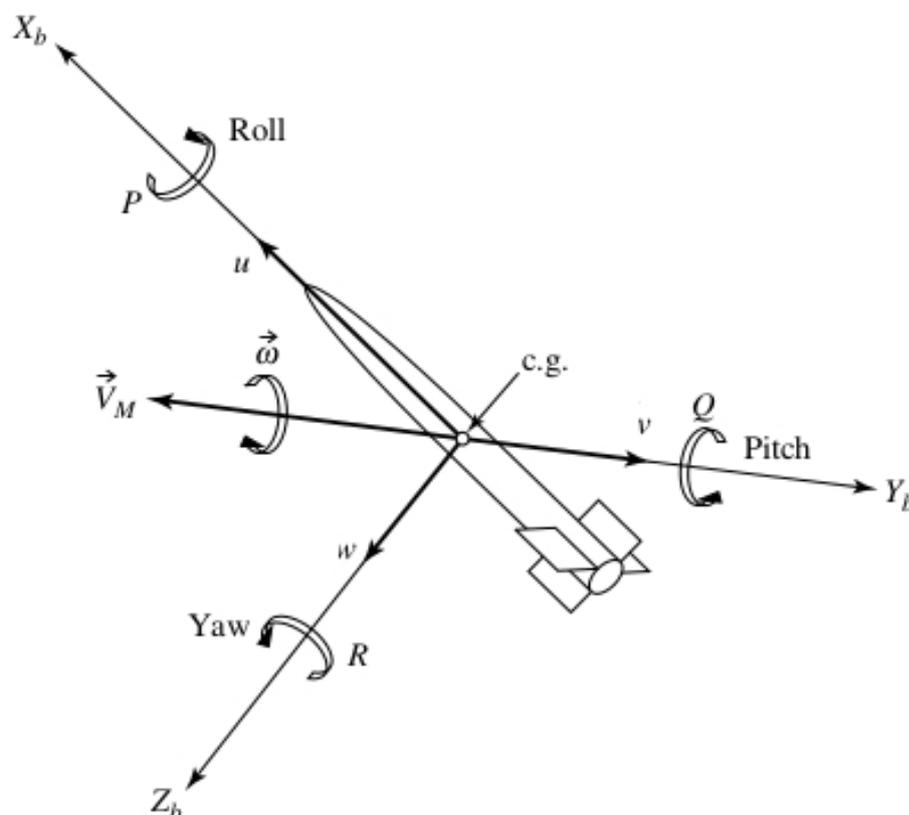
Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Em termos de coordenadas cartesianas teremos:

- R : a distância entre o ponto P e a origem;
- λ : (azimute ou longitude) de 0 a 2π é o ângulo entre o eixo x positivo e a linha que une a origem com a projeção do ponto $P(X, Y, Z)$ no plano XY ; e
- φ : (elevação, colatitude, ângulo zenital ou ângulo polar) de 0 a π é o ângulo entre o eixo Z e a linha que une a origem e ponto $P(X, Y, Z)$.

2.1.5 Sistema de Coordenadas do Corpo

A referência desse sistema de coordenadas é transportada para o veículo aeroespacial, em que é definida diretamente no corpo do veículo. Sua origem e eixos são dados pelos seguintes critérios: A origem está localizada no centro de gravidade (cg) do foguete, conforme pode ser observado na Figure 6.

Figura 6 – Sistema de Coordenadas do Corpo (X_b, Y_b, Z_b)

Fonte: Adaptado de Siouris (2003)

Sendo que o vetor posição $P_b(X_b, Y_b, Z_b)$, o X_b é paralelo ao eixo longitudinal, os eixos Y_b e Z_b são perpendiculares ao eixo X_b , mas sua direção é arbitrária.

2.2 TRANSFORMAÇÕES DE COORDENADAS

a) Do Sistema Esférico AER para ENU

A mudança de referência do sistema AER (R, φ, λ) para o sistema ENU (X_n, Y_n, Z_n) local, pode ser obtida pela seguinte matriz de transformação:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} R \cdot \cos \varphi \cdot \sin \lambda \\ R \cdot \sin \varphi \cdot \sin \lambda \\ R \cdot \cos \varphi \end{pmatrix} \quad (4)$$

b) Do Sistema de Coordenada Geodésica e para ECEF

A mudança do sistema geodésico na posição, $P_g(\lambda, \varphi, h)$, para o sistema de coordenada ECEF, $P_e(X_e, Y_e, Z_e)$, pode ser obtida pela transformação da matriz. Segundo Hofmann-Wellenhof et al. (2001), é uma etapa intermediária na conversão da medição da posição do GPS

para sistema de coordenadas ENU local:

$$P_e = \begin{pmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N_E + h) \cdot \cos \varphi \cdot \cos \lambda \\ (N_E + h) \cdot \cos \varphi \cdot \sin \lambda \\ [N_E (1 - e^2) + h] \cdot \sin \varphi \end{pmatrix}, \quad (5)$$

onde e e N_E são dados pelas Equações 1 e 3.

c) Do Sistemas de coordenadas ECEF para local ENU

Para se realizar a mudança de referencial do sistema de referência ECEF para o sistema ENU local é necessária a transformação do sistema ECEF para o geodésico (CAI et al., 2011). Para formar uma conversão de posição completa do geodésico para sistema ENU locais temos:

$$P_{ENU} = R^T (P_{ECEF} - P_{Ref}), \quad (6)$$

sendo que P_{ENU} é a posição da origem do quadro ENU local, isto é, o ponto de decolagem do foguete, P_{ECEF} é a posição no sistema de coordenada ECEF, P_{Ref} representa a posição de referência do ECEF no plano tangente local e R representa a matriz de rotação, em que φ representa a latitude e λ a longitude geodésicas correspondentes ao ponto P_{Ref} .

$$R^T = \begin{bmatrix} -\sin \varphi \cos \lambda & -\sin \lambda & -\cos \varphi \cos \lambda \\ -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \lambda & -\cos \varphi \sin \lambda \\ \cos \varphi & 0 & -\sin \varphi \end{bmatrix} \quad (7)$$

d) Sistemas de coordenadas geodésicas e veiculares ENU

Na navegação aeroespacial, uma relação cinemática entre a posição geodésica e a velocidade ENU transportada pelo veículo é de grande importância. A derivada da posição geodésica pode ser expressa em termos da velocidade ENU transportada por veículo como segue:

$$\dot{\lambda} = \frac{v_{nv}}{(N_e + h) \cos \varphi} \quad (8)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{u_{nv}}{(M_e + h)} \quad (9)$$

$$\dot{h} = -w_{nv} \quad (10)$$

Notamos que as duas primeiras equações são derivadas com base em triângulos esféricos, enquanto a terceira pode ser facilmente obtida a partir das definições de h e w_{nv} .

As derivadas das velocidades ENU transportadas por veículo são dadas respectivamente por:

$$\dot{u}_{nv} = -\frac{v_{nv}^2 \sin \varphi}{(N_e + h) \cos \varphi} + \frac{u_{nv} w_{nv}}{M_e + h} + a_{mx,nv} \quad (11)$$

$$\dot{w}_{nv} = -\frac{u_{nv} v_{nv} \sin \varphi}{(N_e + h) \cos \varphi} + \frac{v_{nv} w_{nv}}{N_e + h} + a_{mx,nv} \quad (12)$$

$$\dot{v}_{nv} = -\frac{v_{nv}^2}{(N_e + h)} - \frac{u_{nv}^2}{M_e + h} + g + a_{mx,nv} \quad (13)$$

Onde g é a aceleração gravitacional, e

$$a_{mea,nv} = \begin{pmatrix} a_{mx,nv} \\ a_{mx,nv} \\ a_{mx,nv} \end{pmatrix} \quad (14)$$

d) Sistemas ENU e Corpo-Coordenado Transportados por Veículo

As relações cinemáticas entre o NED transportado por veículo e as estruturas do corpo são importantes para a modelagem dinâmica de voo e controle de voo automático. Para translacional cinemática, temos que:

$$V_b = R_{b/nv} V_{nv} \quad (15)$$

$$a_b = R_{b/nv} a_{nv} \quad (16)$$

e

$$a_{mea,b} = R_{b/nv} a_{mea,nv} \quad (17)$$

Em que $R_{b/nv}$ é a matriz de rotação do chassi do veículo ENU para o corpo quadro e é dado por:

$$R_{b/nv} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (18)$$

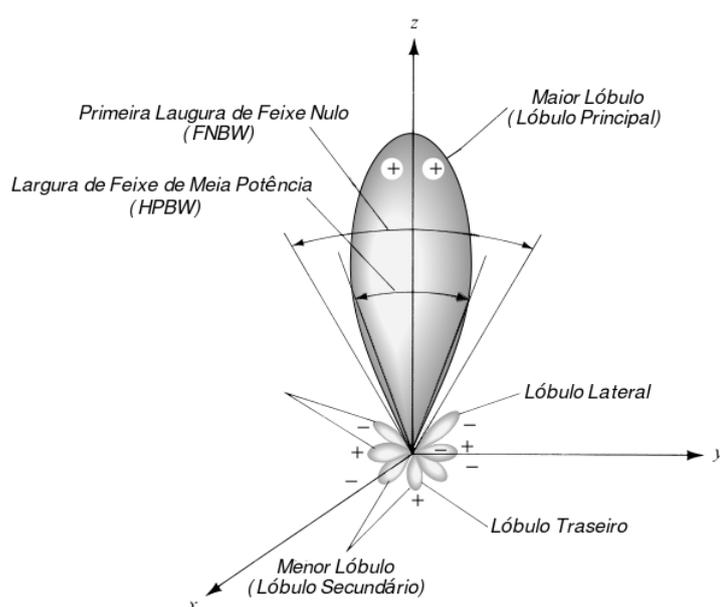
2.3 ANTENA

As antenas utilizadas em Estações de Telemetria operam na Banda S, que englobam a faixa de 2 a 4 GHz recebendo informações dos veículos aeroespaciais. Sendo que a performance da antena é afetada por parâmetros ajustados no projeto, tais como: frequência de ressonância, impedância, ganho, diagrama de irradiação, polarização, eficiência e largura de banda.

2.3.1 Diagrama de Radiação

Para Balanis (2005), as várias partes de um diagrama de radiação são chamadas de lobos, que podem ser subclassificados em lobos maiores ou maiores, menores, laterais e posteriores. Um lóbulo de radiação é uma “porção do padrão de radiação delimitada por regiões de intensidade de radiação relativamente fraca”. A Figura 7, demonstra um padrão polar dimensional com um número de lobos de radiação. Alguns são de maior intensidade de radiação do que outros, mas todos são classificados como lobos.

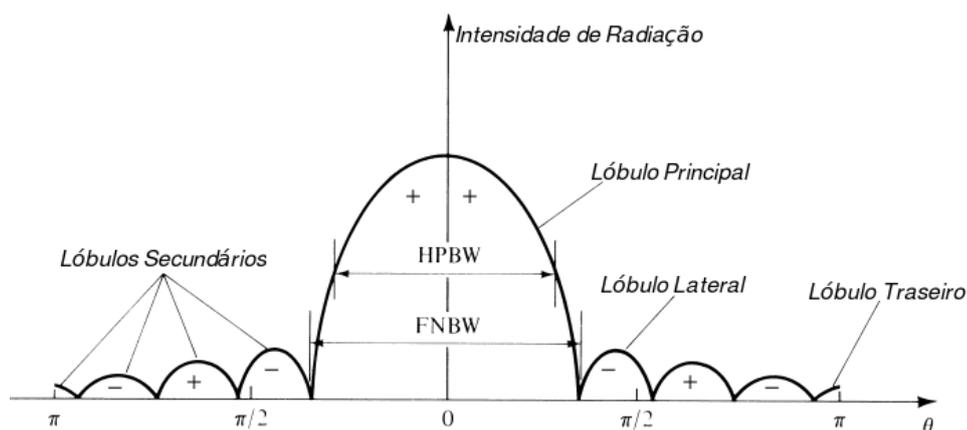
Figura 7 – Lóbulos de Radiação



Fonte: Adaptado de Balanis (2005)

A Figura 8, demonstra um gráfico linear de um diagrama de radiação e seus lóbulos e a largura de feixe de radiação associadas.

Figura 8 – Largura de Feixe



Fonte: Adaptado de Balanis (2005)

Uma outra característica importante é a diretividade da antena. Com esta informação é conhecido o padrão de alcance (diretividade) da antena em relação à uma antena padrão (isotrópica). Segundo Kraus (1997), a diretividade D de uma antena é dada pela razão da intensidade máxima de radiação (potência por unidade de ângulo sólido) $U(\theta, \phi)_{max}$ e a intensidade média de radiação U_{av} (média de uma esfera). Ou, a uma certa distância da antena, a diretividade pode ser expressa como o rádio do vetor *Poynting* máximo a médio. Portanto,

$$D = \frac{U(\theta, \phi)_{max}}{U_{av}} = \frac{S(\theta, \phi)_{max}}{S_{av}} \quad (\text{adimensional}) \quad (19)$$

Agora, o vetor *Poynting* (representa o fluxo de energia direcional a transferência de energia por unidade de área por unidade de tempo) de um campo eletromagnético) médio sobre uma esfera é dado por:

$$S(\theta, \phi)_{av} = \frac{1}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^\pi S(\theta, \phi) d\Omega \quad (Wm^{-2}) \quad (20)$$

Assim, a diretividade

$$D = \frac{1}{\frac{1}{4\pi} \int \int \frac{S(\theta, \phi)}{S(\theta, \phi)_{max}} d\Omega} = \frac{1}{\frac{1}{4\pi} \int \int P_n(\theta, \phi) d\Omega}, \quad (21)$$

ou

$$D = \frac{4\pi}{\Omega_a} \quad (22)$$

Sendo que D a diretividade e Ω_a a área do feixe.

2.4 MÉTODOS ESTATÍSTICOS

No objetivo de analisar e comparar os dados obtidos no rastreamento da composição das coordenadas angulares da antena de Telemetria e da distância radial calculada pelo sistema *Slant Range*, $P(El_{Tlm}, Az_{Tlm}, D_{Slr})$, entre os dados de rastreamento realizado pelas coordenadas do radar Adour $P(El_{Ad}, Az_{Ad}, D_{Ad})$ e as coordenadas da Trajetória nominal, $P(El_{Tn}, Az_{Tn}, D_{Tn})$, foram utilizados alguns métodos estatísticos conforme segue:

- **Desvio Padrão**

A utilização do desvio padrão buscou avaliar a variabilidade ou dispersão das coordenadas de rastreamento em estudo, como forma de observar a acurácia ou exatidão da posição medidas pelos sensores individualmente em cada componente. Identificando-se a estabilidade de rastreamento por

cada coordenada e o quanto os dados estão distanciados. Tendo em vista que quanto menor for a dispersão, mais estável será a medida.

- Desvio Padrão da componentes de elevação (El_{Ad}), azimute (Az_{Ad}) e distância (D_{Ad}) do radar Adour:

$$\sigma_{El_{Ad}} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n (El_{Ad}(k) - \bar{El}_{Ad})^2}{n-1}}; \quad (23)$$

$$\sigma_{Az_{Ad}} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n (Az_{Ad}(k) - \bar{Az}_{Ad})^2}{n-1}}; \quad (24)$$

$$\sigma_{D_{Ad}} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n (D_{Ad}(k) - \bar{D}_{Ad})^2}{n-1}}. \quad (25)$$

- Desvio Padrão nas componentes angulares de elevação (El_{Tlm}), azimute (Az_{Tlm}) da antena de Telemetria e distância radial (D_{Slr}) do *Slant Range*:

$$\sigma_{El_{Tlm}} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n (El_{Tlm}(k) - \bar{El}_{Tlm})^2}{n-1}}; \quad (26)$$

$$\sigma_{Az_{Tlm}} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n (Az_{Tlm}(k) - \bar{Az}_{Tlm})^2}{n-1}}; \quad (27)$$

$$\sigma_{D_{Slr}} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n (D_{Slr}(k) - \bar{D}_{Slr})^2}{n-1}}. \quad (28)$$

- Desvio Padrão sobre os erros entres as coordenadas angulares de elevação, azimute e distância radial.

$$\sigma_{e_{El_{Ad/Tlm}}} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n (e_{El_{Ad/Tlm}}(k) - \bar{e}_{El_{Ad/Tlm}})^2}{n-1}}; \quad (29)$$

$$\sigma_{e_{Az_{Ad/Tlm}}} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n (e_{Az_{Ad/Tlm}}(k) - \bar{e}_{Az_{Ad/Tlm}})^2}{n-1}}; \quad (30)$$

$$\sigma_{e_{D_{Ad/Slr}}} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n (e_{D_{Ad/Slr}}(k) - \bar{e}_{D_{Ad/Slr}})^2}{n-1}}. \quad (31)$$

- **Erro absoluto**

O valor da diferença entre o valor de referência (trajetória nominal) e o valor medido pelos sistemas tomados como real é conhecido como erro absoluto.

- Erro Trajetória Nominal (Tn) e radar Adour (Ad):

$$e_{El_{Tn/Ad}}(k) = |El_{Tn}(k) - El_{Ad}(k)|; \quad (32)$$

$$e_{Az_{Tn/Ad}}(k) = |Az_{Tn}(k) - Az_{Ad}(k)|; \quad (33)$$

$$e_{D_{Tn/Ad}}(k) = |D_{Tn}(k) - D_{Ad}(k)|, \quad (34)$$

em que $e_{El_{Tn/Ad}}$, $e_{Az_{Tn/Ad}}$ e $e_{D_{Tn/Ad}}$ são os erros entre as componentes de elevação, azimute e distância respectivamente em relação ao correspondente de referência (Trajetória nominal).

- Erro Trajetória Nominal (Tn) e Telemidas(Tlm)/Slant Range(Slr):

$$e_{El_{Tn/Tlm}}(k) = |El_{Tn}(k) - El_{Tlm}(k)|; \quad (35)$$

$$e_{Az_{Tn/Tlm}}(k) = |Az_{Tn}(k) - Az_{Tlm}(k)|; \quad (36)$$

$$e_{D_{Tn/Slr}}(k) = |D_{Tn}(k) - D_{Slr}(k)|, \quad (37)$$

em que $e_{El_{Tn/Tlm}}$ e $e_{Az_{Tn/Tlm}}$ são os erros entre as componentes angulares de elevação e azimute da antena de Telemetria e $e_{D_{Tn/Slr}}$ a distância fornecida pelo equipamento *Slant Range* respectivamente em relação ao componentes de referência (Trajetória Nominal).

- Erro entre as componentes das fontes de medidas radar Adour(Ad) e antena Telemetria(Tlm)/Slant Range(Slr):

$$e_{El_{Ad/Tlm}}(k) = |El_{Ad}(k) - El_{Tlm}(k)|; \quad (38)$$

$$e_{Az_{Ad/Tlm}}(k) = |Az_{Ad}(k) - Az_{Tlm}(k)|; \quad (39)$$

$$e_{D_{Ad/Slr}}(k) = |D_{Ad}(k) - D_{Slr}(k)|. \quad (40)$$

- **Raiz do Erro Quadrático Médio (RMSE)**

Para analisar a precisão das coordenadas de rastreamento, foi calculada a Raiz do Erro Quadrático Médio (RMSE) (sigla do inglês *Root Mean Square Error*), que é uma métrica frequentemente usada para avaliar os valores previstos por um modelo ou um estimador, é considerada uma

medida (padrão) de precisão das previsões, capaz de indicar a magnitude do erro. O RMSE, também chamado de desvio quadrático médio da raiz (RMSD) (sigla do inglês *root-mean-square deviation*) é uma medida usada da diferença entre os valores preditos por um modelo e os valores realmente observados. O RMSD é uma medida de precisão para comparar erros de previsão de modelos diferentes para um conjunto de dados específico e não entre conjuntos de dados, pois é dependente da escala (HYNDMAN; KOEHLER, 2006).

Essas diferenças individuais também são chamadas de residuais, e o RMSE serve para agregá-las em uma única medida de poder preditivo e é definido como a raiz quadrada do erro quadrado médio:

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n \left(X_{prev}(k) - \hat{X}_{med}(k) \right)^2}{n}}, \quad (41)$$

onde X_{prev} são valores previstos (trajetória nominal) e X_{med} são os valores medidos (valores de rastreo) em função do tempo k .

- Raíz do Erro Quadrático Médio da Trajetória Nominal pelas coordenadas do rastreo realizada pelo radar Adour no ponto $P(El_{Ad}, Az_{Ad}, D_{Ad})$:

$$RMSE_{El_{Tn}/Ad} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n \left(El_{Tn}(k) - \hat{El}_{Ad}(k) \right)^2}{n}}; \quad (42)$$

$$RMSE_{Az_{Tn}/Ad} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n \left(Az_{Tn}(k) - \hat{Az}_{Ad}(k) \right)^2}{n}}; \quad (43)$$

$$RMSE_{D_{Tn}/Ad} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n \left(D_{Tn}(k) - \hat{D}_{Ad}(k) \right)^2}{n}}. \quad (44)$$

- Raíz do Erro Quadrático Médio da Trajetória Nominal pelas coordenadas do rastreo realizada pela antena de Telemetria em conjunto com o *Slat Range* no ponto $P(El_{Tlm}, Az_{Tlm}, D_{Slr})$:

$$RMSE_{El_{Tn}/Tlm} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n \left(El_{Tn}(k) - \hat{El}_{Tlm}(k) \right)^2}{n}}; \quad (45)$$

$$RMSE_{Az_{Tn}/Tlm} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n \left(Az_{Tn}(k) - \hat{Az}_{Tlm}(k) \right)^2}{n}}; \quad (46)$$

$$RMSE_{D_{Tn}/Slr} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n \left(D_{Tn}(k) - \hat{D}_{Slr}(k) \right)^2}{n}}. \quad (47)$$

3 Interface Foguete-Campo de Lançamento

Neste capítulo é detalhada uma visão generalizada da arquitetura operacional utilizada em um lançamento de foguete, a dinâmica dos sistemas, sensores e setores envolvidos em uma missão.

3.1 FOGUETE

Existem diversas classes de foguetes que são lançados pelo CLA, entre elas estão:

a) Foguetes de Treinamento, estes foguetes são desenvolvidos pela Avibras Indústria Aeroespacial, com objetivo específico de realizar o treinamento das equipes técnicas e a operacionalidade dos equipamentos instalados no campo de lançamento. Entre os desenvolvidos pela empresa, utiliza-se o Foguete de Treinamento Básico (FTB), que serve como instrumento para se testar a infraestrutura operacional durante o lançamento, e o Foguete de Treinamento Intermediário (FTI), que permite um apogeu próximo a 70 (km), sendo este o que tem maior alcance de voo, além de permitir o rastreamento através de *transponders* embarcados na carga útil do próprio foguete.

b) Foguete de Sondagem, este foguete é desenvolvido pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), com o objetivo de realizar missões de pesquisas científica e tecnológica. No tocante às pesquisas, “os foguetes de sondagem desempenharam importante papel no início dos programas espaciais de países como a França, a Índia e o Brasil, ao permitirem a prática de ideias com risco e investimento baixos” (PALMERIO, 2016, p. 62).

Dentre os veículos suborbitais, tem-se a família dos foguetes de sondagem que incluem a série SONDA. Que são desenvolvidos pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), e serve para a realização de inúmeras pesquisas científicas por parte de universidades e empresas, como o VSB-30, apresentado na Figura 9.

Figura 9 – Veículo de Sondagem Booster – 30 (VSB-30)



Fonte: Adaptado de AEB (2016)

c) O Veículo Lançador de Satélite (VLS), constitui um determinado foguete, que tem sua composição estrutural desenvolvida por meio da tecnologia empregada nos foguetes da família Sonda. Estes veículos lançadores ou foguetes espaciais têm como missão injetar satélites na órbita terrestre. Capazes de lançar ao espaço instrumento como sondas interplanetárias e satélites com variadas funções, pois, possibilitará a necessária autonomia para o acesso ao espaço (AEB, 2018c).

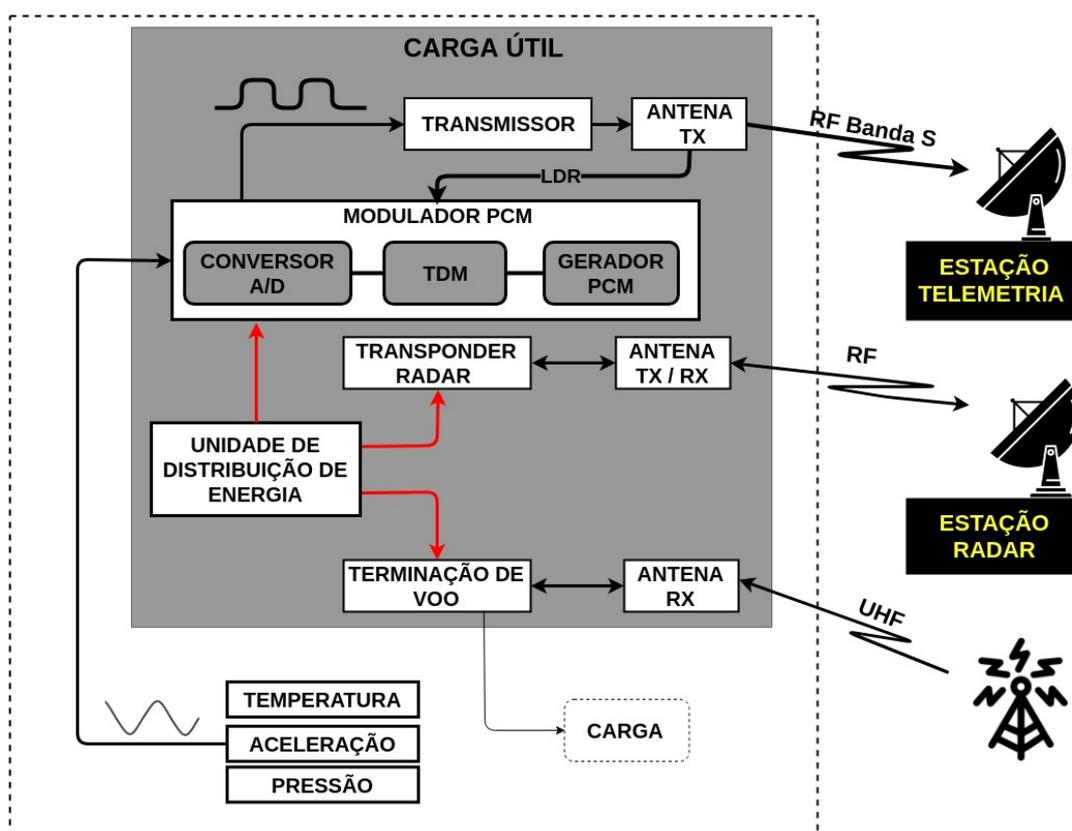
3.1.1 Rede Elétrica de Foguetes

As redes elétricas de foguetes são tipicamente compostas por três subsistemas conforme se observa na Figura 10 : rede elétrica de serviço (RES), com funções específicas de armazenar e distribuir a energia elétrica para os equipamentos, os sensores instalados e atuação de eventos pirotécnicos; rede elétrica de segurança (REG), constituídas por dispositivos de localização (*transponder*), que servirão para os radares localizarem o veículo durante o voo e por um sistema de segurança (terminação de voo¹), que é acionado por comando remoto, no caso de ocorrer uma

¹ Dispositivo de segurança que é capaz de encerrar a progressão do voo. (MATA, 2017)

divergência da trajetória estabelecida pelo foguete; e pela Rede Elétrica de Telemetria (RET), constituída por dispositivos de Transmissor e Antena na Banda S, que realizam o *link* do foguete e sistemas em solo por um sinal (Radiofrequência -RF) e por um dispositivo codificar PCM, que realizam as medidas de sensores do foguete.

Figura 10 – Rede Elétrica de Foguetes

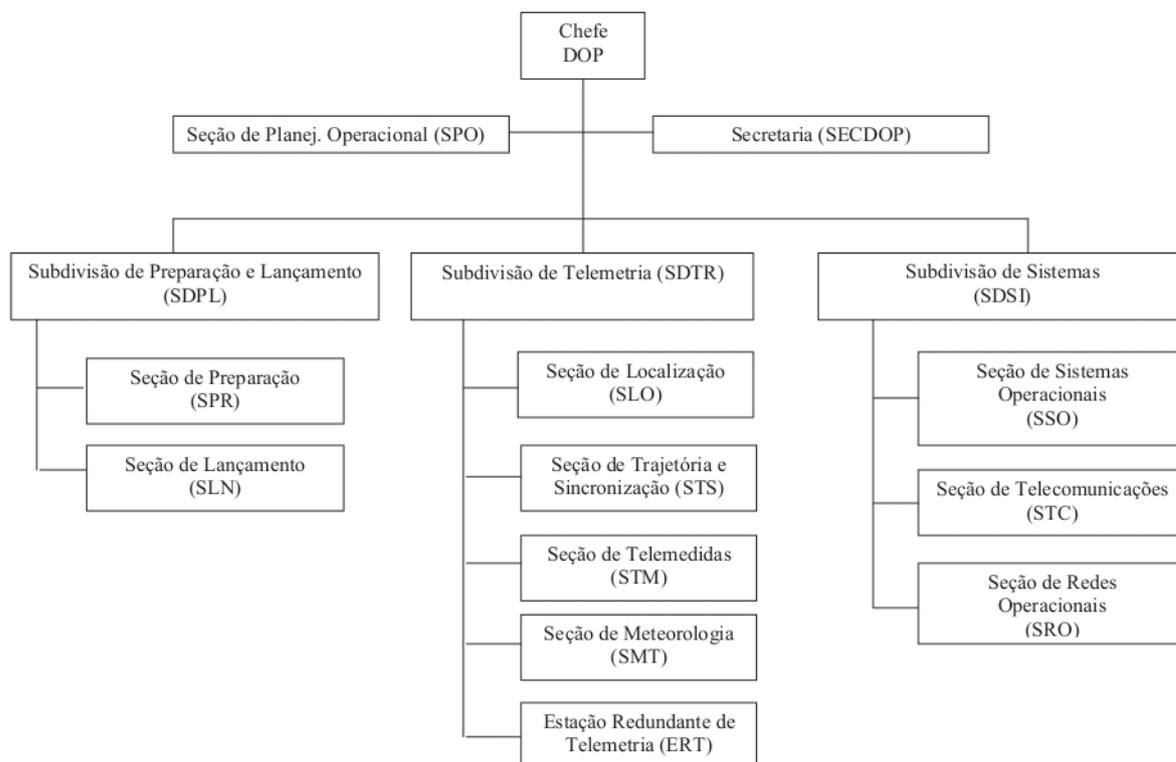


Fonte: Adaptado de (AVIBRÁS, 2011)

3.2 CAMPO DE LANÇAMENTO

A rede operacional utilizada num lançamento é estruturada por equipamento, sensores, antenas e uma rede dedicada a trafegar informações, que no organograma é distribuído em três grandes subdivisões, conforme observa na Figura 11, ligadas à Divisão de Operações (DOP), com finalidades específicas preparação, lançamento e rastreamento do veículo aeroespacial.

Figura 11 – Organograma Operacional



Fonte: (CLA, 2018c)

3.2.1 Subdivisão de Preparação e Lançamento (SDPL)

A SDPL tem como finalidade fornecer apoio técnico, coordenar e controlar meios, sistemas e pessoal durante as atividades de preparação, montagem, integração e lançamento de engenhos aeroespaciais de pequeno porte, veículos suborbitais de baixas órbitas e suas cargas úteis (CLA, 2018b). Para tanto, estão dispostas em estruturas nas Seções de Preparação (SPR) e Seção de Lançamento (SLN). Na preparação, são desenvolvidas atividades de montagem dos motores dos veículos no Prédio de Preparação de Propulsores (PPP) e realização de teste de cargas úteis de veículos de sondagem e orbitais no Prédio de Preparação de Cargas Úteis (PPCU). No lançamento, ocorre a integração do veículo na plataforma universal, e por fim o lançamento.

3.2.2 Subdivisão de Telemetria (SDTR)

3.2.2.1 Seção de Localização (SLO)

Esta seção dispõe de recursos destinados ao rastreamento (localização) dos foguetes, dentre os sistemas de trajetografia utilizados pelo SLO para rastreamento do alvo. Como categorias de radares,

temos disponível o Adour e Sisrot, localizados em Alcântara-MA, e o radar Atlas, alocado operacionalmente na Estação Redundante de Telemetria (ERT), localizada no município da Raposa-MA. A depender da missão, esta seção pode dispor ainda de outras estações de rastreamento remotas, como os radares Bearn e Adour, localizados no CLBI em Parnamirim-RN.

O rastreamento do alvo é realizado por meio do efeito Doppler (reflexão eletromagnética) ou por *transponder* instalados na rede elétrica de segurança (RES) do foguete. De acordo com CLA (2018b), por estar mais próximo da rampa de lançamento, o radar Adour realiza a emissão por varredura *scanning*, denominado radar de proximidade. O radar Atlas realiza a emissão pulsada, o que o torna mais preciso em relação aos meios de rastreios. Porém, a localização por estes radares de imediato fica dependente da reflexão ocasionada nos instantes iniciais. O radar Sisrot que realiza o rastreamento de alvos por meio de sensores óticos, apenas para veículos de grande porte.

3.2.2.2 Seção de Meteorologia (SMT)

Esta seção tem um apoio significativo nas operações de lançamento, em que realiza análise e avalia os comportamentos climáticos através de sondagens atmosféricas, fornecendo os dados das previsões meteorológicas necessárias às operações, além de ser um ponto (chave) na decisão de lançamento por parte da Segurança de Voo, dada a característica de cada veículo aeroespacial para as condições meteorológicas.

3.2.2.3 Seção de Telemetria (STM)

Este setor é constituído pelas antenas de Telemetria em solo, responsáveis pelo tratamento dos dados de bordo, possuindo um comportamento passivo, ou seja, não permitem localizar o alvo, apenas recebem as informações de localização dos sistemas de trajetografia via STDL, isto é, são escravizadas pela trajetória dos radares inicialmente. Esta condição se deve à impossibilidade destas antenas não possuírem a coordenada de distância radial, apenas as informações angulares (azimute e elevação) do alvo.

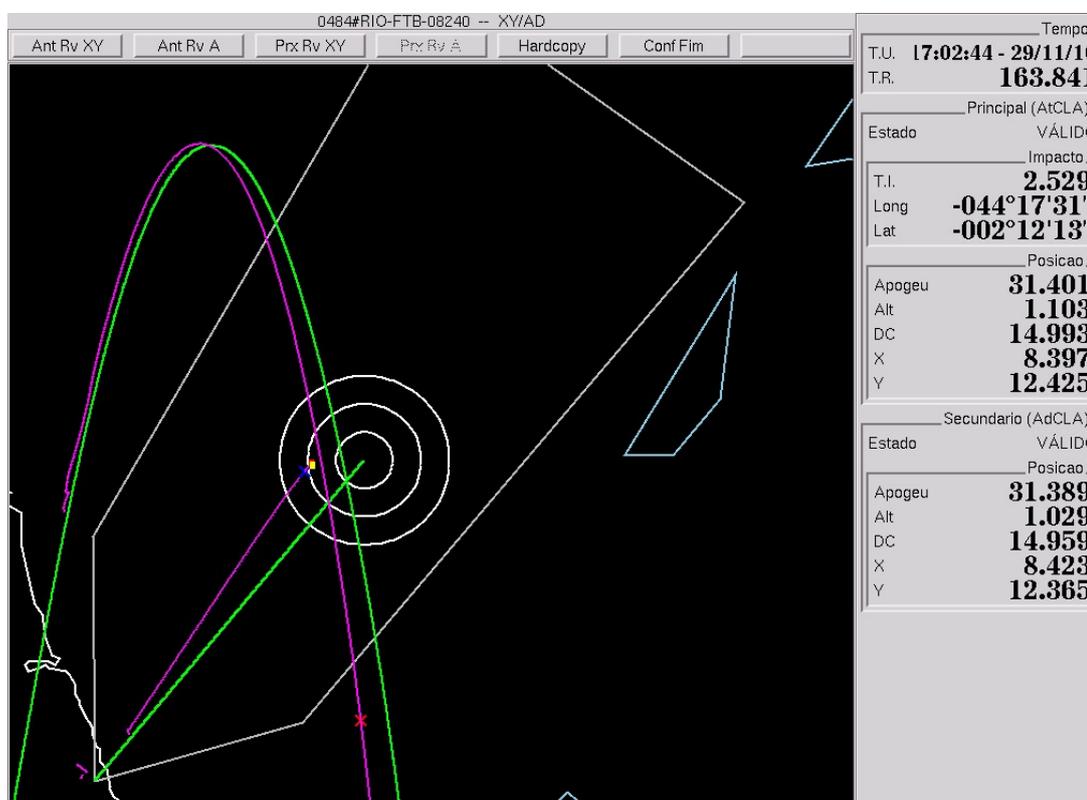
Deste modo, a principal função destas antenas, segundo CLA (2018b), é assegurar a aquisição, a gravação e a restituição de informações relativas aos parâmetros transmitidos pelas cargas úteis dos veículos, além de fornecer informações de câmeras de bordo que permitirão auxiliar a SVO, no que se refere à separação de estágios para aqueles foguetes que utilizem estes equipamentos. Para atender estas funções, os foguetes dispõem de transmissor na carga útil, que enviam um sinal (radiofrequência), mesmo em solo e durante toda a sua trajetória real para as Estações de Telemetria.

3.2.2.4 Seção de Trajetória e Sincronização (STS)

A STS é responsável pelos sistemas de tratamento de dados de trajetografia, obtidos pelos

meios de rastreio do CLA. Este setor dispõe de sistemas como: o Sistema de Sincronização, que possuem Geradores de Código IRIG (GCI) para realizar a cronologia real das campanhas e executa o sincronismo (geração dos sinais de cadenciamento do sistema) entre os meios de rastreamento e os mostradores de tempo nas estações envolvidas; o Sistema de Tratamento de Dados de Localização (STD L), que dispara a trajetória nominal que orientarão as antenas dos radares e telemetrias até que um dos radares ou a telemetria entre em automático; e pelo Sistema Gráfico (SISGRAF), que permite a visualização do ponto de impacto instantâneo, conforme se observa na Figura 12.

Figura 12 – Sistema Gráfico de Visualização (SISGRAF)



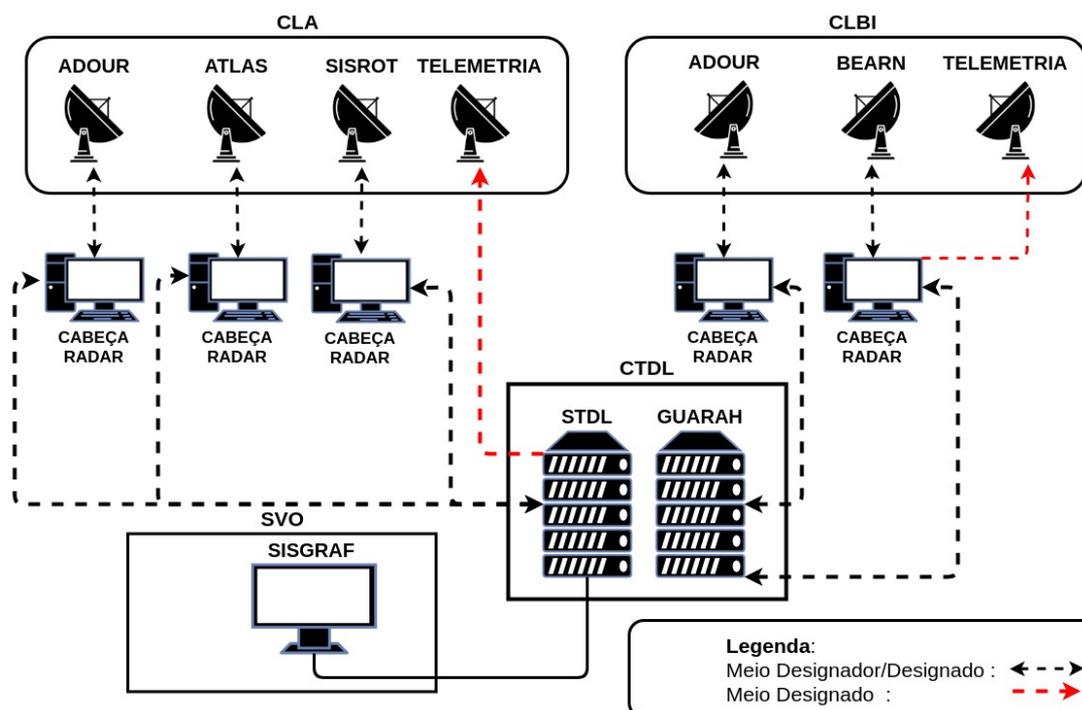
Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Esta visualização gráfica auxilia o operador de segurança de voo avaliar a trajetória desempenhada pelo foguete de forma gráfica e em tempo real, o ponto de impacto instantâneo, a evolução de curvas associadas à trajetória de veículos espaciais, permitindo a avaliação da normalidade e segurança do voo.

Este setor comporta a Central de Tratamento de Dados de Localização que é constituída pelo Sistema de Tratamento de Dados de Localização que se configura como uma rede de computadores conectados entre si e ainda a um conjunto de entidades externas, com o objetivo

de fornecer os meios de acompanhamento do lançamento de um veículo aeroespacial, conforme se observa na Figura 13, durante o percurso completo de sua trajetória, isto é, da rampa de lançamento até o ponto de injeção em órbita (SANTOS, 2001).

Figura 13 – Configuração de Rede do STDL



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Conforme pode se observa na Figura 11, as antenas de Telemetria são integradas ao Sistema de Tratamento de Dados de Localização, que disponibiliza informações da posição do foguete realizado pelos radares, isto é, são escravizadas (meio designado) até o momento que se torne possível a realização do rastreo pela telemetria, no momento que se tronarão independentes do rastreo dos radares (meio designador).

O Centro de Tratamento de Dados de localização (CTDL) comporta entidades externas conectadas ao STDL como radares (Adour e Atlas), que são responsáveis pela localização do veículo no domínio de varredura do CLA. Os radares localizados do CLBI são responsáveis pelos dados de rastreamento fora do domínio do CLA, mas que se mantém conectados via *link* Embratel com o CTDL. As antenas de Telemetria são conectadas ao Sistema de Tratamento de Dados de Localização, onde são designados inicialmente pelos radares por não dispor da componente de distância radial.

3.2.2.5 Estação Redundante de Telemetria (ERT)

Esta estação contempla um elo importante na cadeia de meios de localização e tratamento

de dados via telemetria, que estão ligados ao Centro por uma rede de comunicação por micro-ondas. A ERT é constituída pelo radar Atlas, que tem o objetivo de garantir o rastreo do foguete e uma antena de Telemetria, que recebe os dados de bordo do veículo aeroespacial automaticamente, devido sua localização estratégica no município da Raposa-MA.

3.2.3 Subdivisão de Sistemas (SDSI)

Esta subdivisão dispõe de recursos e equipamentos auxiliares que tem fundamental importância aos setores operacionais, compostos por setores como: a Seção de Sistemas Operacionais (SSO), que estabelece a configuração operacional usada durante a preparação, lançamento e rastreo de foguetes e cargas úteis, apoiados nos requisitos técnicos e operacionais para cada operação de lançamento; a Seção de Telecomunicações (STC), que estabelece *link* de comunicação via enlace de para locais distintos, transmitindo e recebendo as informações de sinalização operacional, os dados de telefonia e as comunicações operacionais; e a Seção de Redes Operacionais (SRO), que mantém a infraestrutura das redes de dados e dos servidores operacionais do Centro, que são fundamentais para fluxo de informações operacionais.

3.3 SEGURANÇA DE VOO (SVO)

A SVO estabelece critérios para terminação de voo e regras de segurança, tendo em vista garantir que as operações não gerem riscos à segurança pública. Para tanto, faz-se necessário que os subsistemas utilizados se mantenham operacionais, fornecendo, assim, as informações durante a fase balística.

No caso de problemas que podem gerar graves consequências à segurança, o operador de segurança de voo deve tomar medidas como: neutralizar o veículo lançador, isto é terminar o deslocamento do veículo, quando esse excede os seus limites das zonas de preestabelecidos; intervir no solo, inicialmente restabelecendo a condição segura ao sistema e, se conveniente, desencadeando um plano de emergência (CLA, 2018a). Tendo em vista que a segurança é fundamental, não é possível existir falhas de sistemas de rastreios. Assim de acordo com CLA (2018b), consideram-se sistemas críticos de segurança os subsistemas aéreos e terrestres como: o Sistemas de Terminação de Voo, o Sistemas de Rastreo e o Sistema de Transmissão de Dados de Telemetria.

No momento em que se define o veículo que será lançado, a SVO realiza a interdição da zona de impacto, conforme Figura 14, em que se utiliza alguns critérios para a terminação do voo, que deverão seguir o procedimento necessário, e conseqüentemente, servirão de apoio para

a tomada de decisão. A SVO como fonte (auxílio) de informação e monitoramento da evolução do alvo, utiliza-se dos seguintes meios:

- Câmeras de Plano Limite; que servem de balizamento, caso o foguete ultrapasse a zona de segurança;
- Sistema de Visualização Gráfica (SISGRAF): que fornece a localização e estima o ponto de impacto instantâneo, caso um dos radares estejam em rastreamento; e
- Dados de Telemetria: que fornecem as informações de câmeras que estão embarcadas no foguete.

Figura 14 – Zona de Impacto



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

4 SISTEMA DE TRAJETÓGRAFIA BASEADO EM PCM

Neste capítulo é descrito o meio de comunicação entre os foguetes e as Estações de Telemetrias, apresentando uma visão funcional dos processos de tratamentos de dados de telemetria e fazendo um detalhamento como os dados servirão para o *Slant Range*.

4.1 TRABALHOS RELACIONADOS

A trajetória de voo de um foguete pode ser fornecida por Telemetria, quando em rastreamento automático, onde o cálculo da distância radial do foguete pode ser determinada por variações de fase dos dados PCM¹ recebidos, aliado aos dados de posição angular da antena que fornecerão a localização do alvo (ESRANGE, 2018).

Segundo Markgraf et al. (2003), além do rastreamento por radar, um sistema unidirecional construído em torno do sistema de telemetria de Banda S, totalmente operado em Esrange², onde se emprega um oscilador altamente estável controlado por forno (OCXO) instalado a bordo do foguete para se medir a distância.

De acordo com Schelim et al. (2017), em 2016 realizou-se no CLA o lançamento de um veículo de sondagem VSB-30 produzido pela IAE, em parceria a Centro Aeroespacial Alemão, onde foi possível utilizar o sistema *Slant Range* para calcular a distância radial entre a carga útil e a antena de telemetria durante o voo do foguete. Este sistema teve resultados satisfatórios na determinação da distância radial.

O sistema foi desenvolvido apenas para foguete de sondagem. Conforme destaca Projeto IAE (2012), o sistema tem como função a medição, ao longo da trajetória, da distância radial entre o foguete de sondagem e a estação de telemetria dos centros de lançamentos. Utilizando-se um sinal transmitido por uma antena de transmissão no veículo para uma Antena de Telemedidas.

As diferenças de fase de sinais gerados por um oscilador estável embarcado no foguete e outro localizado em solo, realizam o cálculo da distância radial pela diferença de fase entre os sinais PCM. Sendo que as informações de azimute e elevação da antena de telemetria completam permitem reconstruir a trajetória do veículo (OLIVEIRA, 2006).

¹ Modulação por Código de Pulso (PCM) é um processo de amostragem e conversão de um sinal analógico para uma representação de dados digitais e, em seguida, a transmissão dos dados digitais (HORAN, 1987).

² Esrange - abreviação de European Spacerearch RANGE – é um Centro de pesquisa e lançamento de foguetes, localizado a leste da cidade de Kiruna, no norte da Suécia.

4.2 TELEMETRIA AEROESPACIAL

Conforme ressalta Pisacane (2005), quando os parâmetros de bordo do veículo são impossíveis de se medir *in loco*, faz-se necessário realizar as medições por antenas de Telemetria em solo conforme a Figura 15. Assim, o meio de comunicação entre os engenhos aeroespaciais e as Estações de Telemetria se faz por radiofrequência (RF), na qual se estabelece por Banda S, com frequência de operação de 2.2 a 2.3 GHz. Para que este sinal seja recebido em solo, inicia-se com a telemetria em bordo (*on bord*) na carga útil do foguete e termina com a telemetria em solo pelas antenas de Telemetria.

Figura 15 – Antena de Telemetria



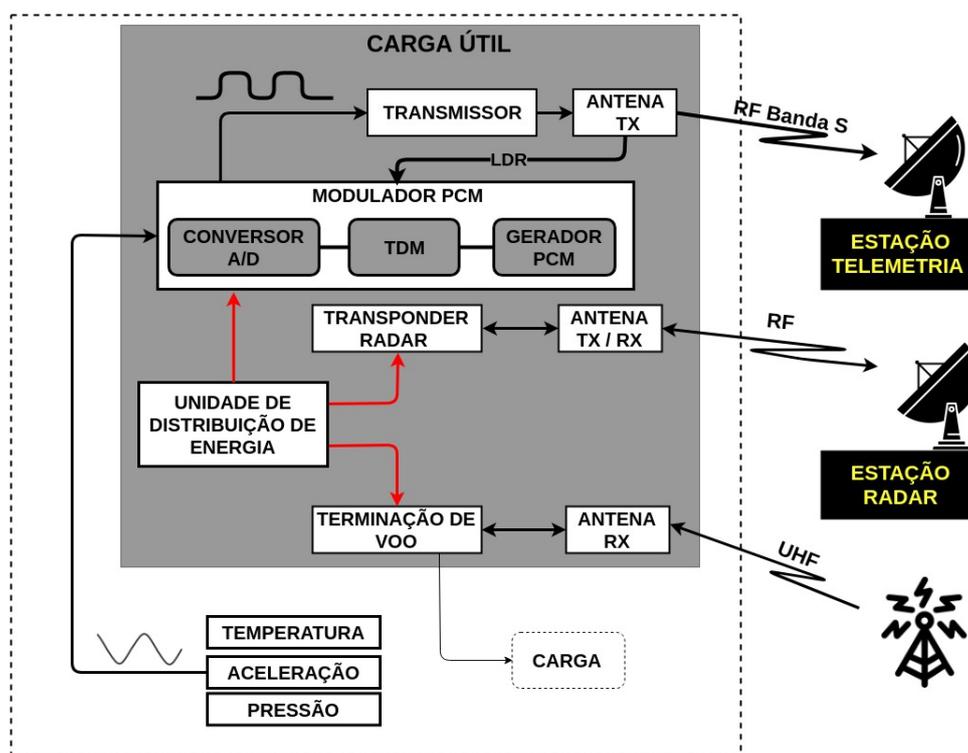
Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

4.2.1 Telemetria de Bordo

Em bordo, as informações (dados) analógicas de sensores instalados nos foguetes sofrem um processo de digitalização das informações e em seguida a modulação do sinal em PCM, o que facilitará a decomutação dos dados (medidas ou eventos), além de permitir uma relação sinal/ruído suficientemente alto (S/N) e uma taxa de erro de bit suficientemente baixa. Essas informações são transferidas ao transmissor, que se responsabiliza pela Modulação Freqüência, ou seja, a frequência da portadora será alterada em função das informações de banda base que se

encontram no formato PCM, o que permitirá a transmissão via radiofrequência para o receptor da Estação de Telemetria em solo Centro. Na Figura 16 explica o diagrama de blocos da carga útil de um veículo e os meios que receberá os dados de bordo.

Figura 16 – Diagrama Elétrico Carga Útil



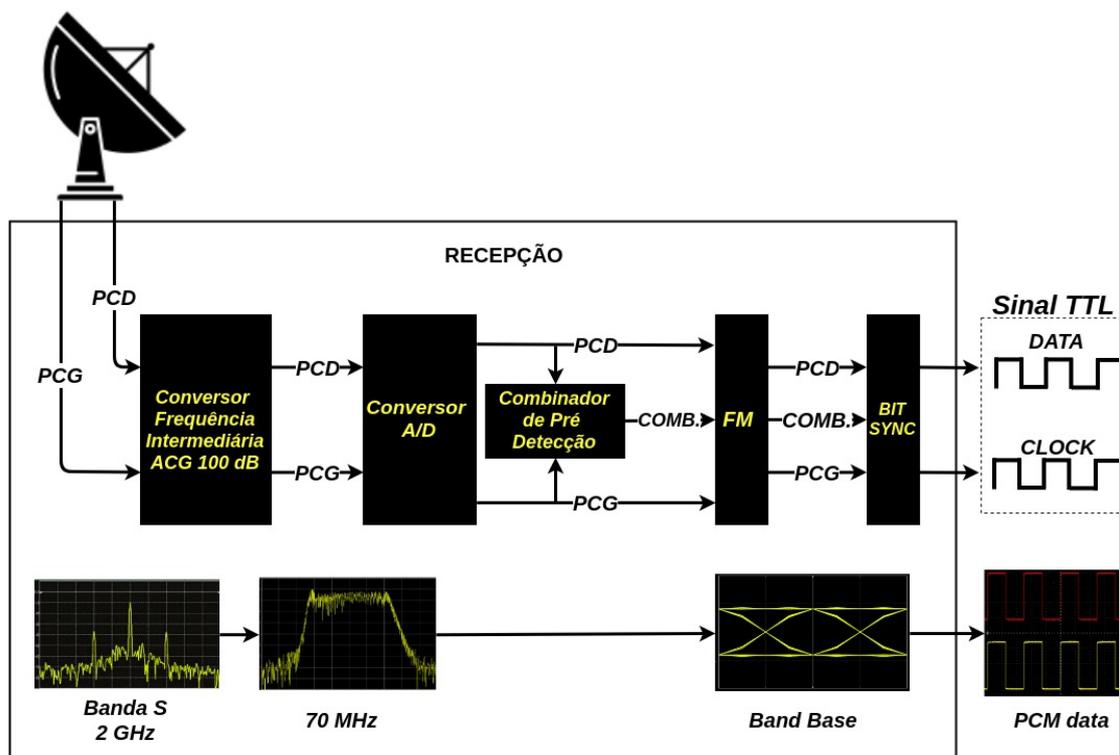
Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

4.2.2 Telemetria de Solo

Em solo a Estação de Telemetria recebe o sinal RF enviado pelo foguete, conforme se pode observar na Figura 17. O processo para obtenção do PCM de bordo inicia com o rastreamento do foguete pela antena de Telemetria durante o lançamento do veículo aeroespacial, quando modo automático (*tracking*) a fonte primária da antena disponibiliza sinais de Polarização Circular à Direita (PCD) ou Polarização Circular à Esquerda (PCG) capturados do sinal RF para os receptores. No receptor o sinal PCD ou PCG, sofre um batimento do sinal, que se processa com a retirada do sinal de alta frequência de 2G Hz, para uma frequência intermediária de 70M Hz, o sinal passa pelos conversores analógico digital (AD), que em seguida passa pelo demodulador de sinal FM e pelo sincronizador de Bit (BIT SYNC). Realizados estes processos no receptor, o sinal PCM bruto poderá ser disponibilizado para o equipamento *Slant Range* que realizará o

cálculo da distancia radial e para o processo de decodificação, que permitirá realizar a extração das informações de bordo da carga útil.

Figura 17 – Processo de Tratamento de Dados de Bordo



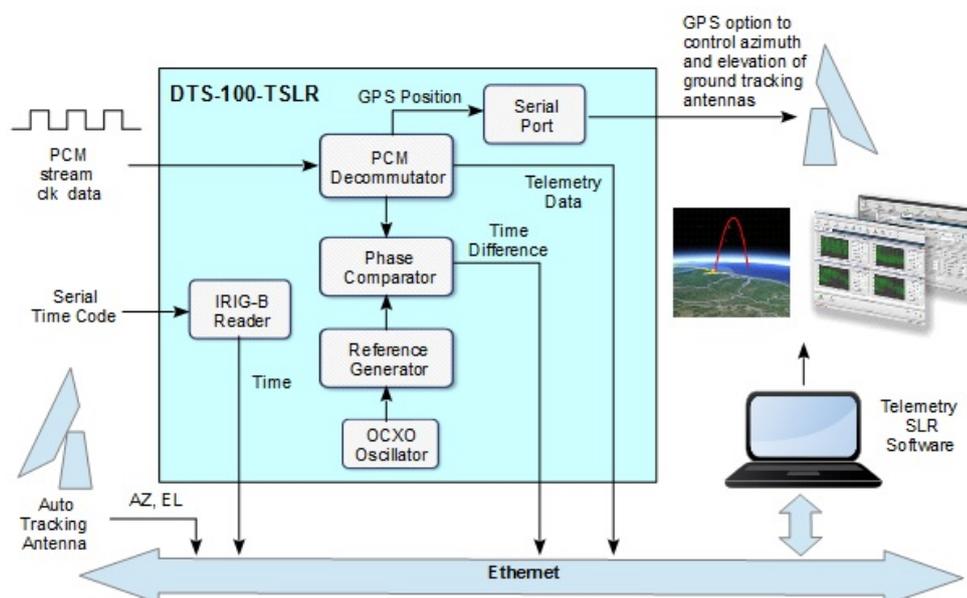
Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

4.3 SLANT RANGE

Desenvolvido pela Delsis Aerospace³, o *Slant Range* é um equipamento capaz de medir distância entre o veículo aeroespacial e a posição da antena de telemetria. Utiliza os dados de telemetria padrão IRIG-106 utilizando a Modulação por Código de Pulso (PCM) conforme se pode observar na Figura 18. No instante que ocorre a decolagem do foguete, o *Slant Range* integrado a essa antena de Telemetria quando modo de automático (rastreo). Permite gerar a trajetória desenvolvida pela carga útil embarcada no foguete, por meio de uma visualização gráfica pelo *Software Google Earth*. Além de informações de velocidade, dados de aceleração e ponto de impacto instantâneo. Sendo que o desenvolvimento da trajetória desenvolvida pelo foguete pode ser visualizado em tempo real (BRASIL, 2011).

³ É uma empresa de engenharia especializada no projeto, desenvolvimento e suporte de sistemas de alta tecnologia. Possui um portfólio de produtos e serviços orientados para as necessidades dos setores aeroespaciais.

Figura 18 – Diagrama do Slant Range



Fonte: (DELSIS, 2018)

4.3.1 Princípio de Obtenção de Posicionamento

A Estação de Telemetria localizada na latitude de $-2,20^\circ$, longitude de $-44,25^\circ$ e altitude de 60.840 metros em relação ao nível do mar. O *software* SESRT (*system extraction and synchronization of rocket trajectory*) recebe os dados da posição angular (azimute Az_{Tlm} e elevação El_{Tlm}) da antena de Telemetria e distância radial D_{Slr} obtidos do *Slant Range*, que é derivada a partir da comparação do sinal PCM recuperado pelo sincronizador de BIT, com uma referência de solo. O programa SESRT realiza a paralaxagem (mudança de referencial) do ponto $P(El_{Tlm}, Az_{Tlm}, D_{Slr})$, para a posição do veículo na rampa de lançamento no sistema cartesiano $P(X_{Tlm}, Y_{Tlm}, Z_{Slr})$, desta forma sendo possível a comparação com outros sensores de rastreamento e com a trajetória nominal prevista.

A obtenção do ponto de impacto é obtida pelo sistema APDTraj, Supondo que a estação receptora esteja localizada em $P_u = (X_u, Y_u, Z_u)$. onde X_u, Y_u e Z_u são as coordenadas XYZ do usuário no sistema cartesiano. A informação de posição (localização) do foguete é dada por $P_s = (X_s, Y_s, Z_s)$. Para a obtenção de P_s , primeiramente deve-se calcular a o vetor diferença entre as posições de referência do usuário e do foguete no referencial do usuário, este vetor diferença é dado por:

$$dP' = (dX', dY', dZ') \quad (48)$$

Sendo que:

$$dX' = D \cdot \cos(El) \cdot \sin(Az); \quad (49)$$

$$dY' = D \cdot \cos(El) \cdot \cos(Az); \quad (50)$$

$$dZ' = D \cdot \sin(El); \quad (51)$$

sendo que os ângulos de elevação (El) e azimute (Az) são da antena de Telemetria e (D) a distância radial medida pelo *Slant Range*.

Transformando a posição do usuário do referencial cartesiano (X, Y, Z) para coordenadas latitude (φ), longitude (λ) e altura (h). A partir de (φ, λ, h) é necessário calcular a matriz de rotação do referencial do usuário para o referencial (X, Y, Z), esta matriz é dada por:

$$F = \begin{bmatrix} -\sin(\lambda) & -\sin(\varphi)\cos(\lambda) & \cos(\varphi)\cos(\lambda) \\ \cos(\lambda) & -\sin(\varphi)\sin(\lambda) & \cos(\varphi)\sin(\lambda) \\ 0 & \cos(\varphi) & \sin(\varphi) \end{bmatrix} \quad (52)$$

Rotacionando o vetor diferença entre as posições do usuário e do foguete para o referencial (X, Y, Z) tem-se:

$$dP = F \cdot dP \quad (53)$$

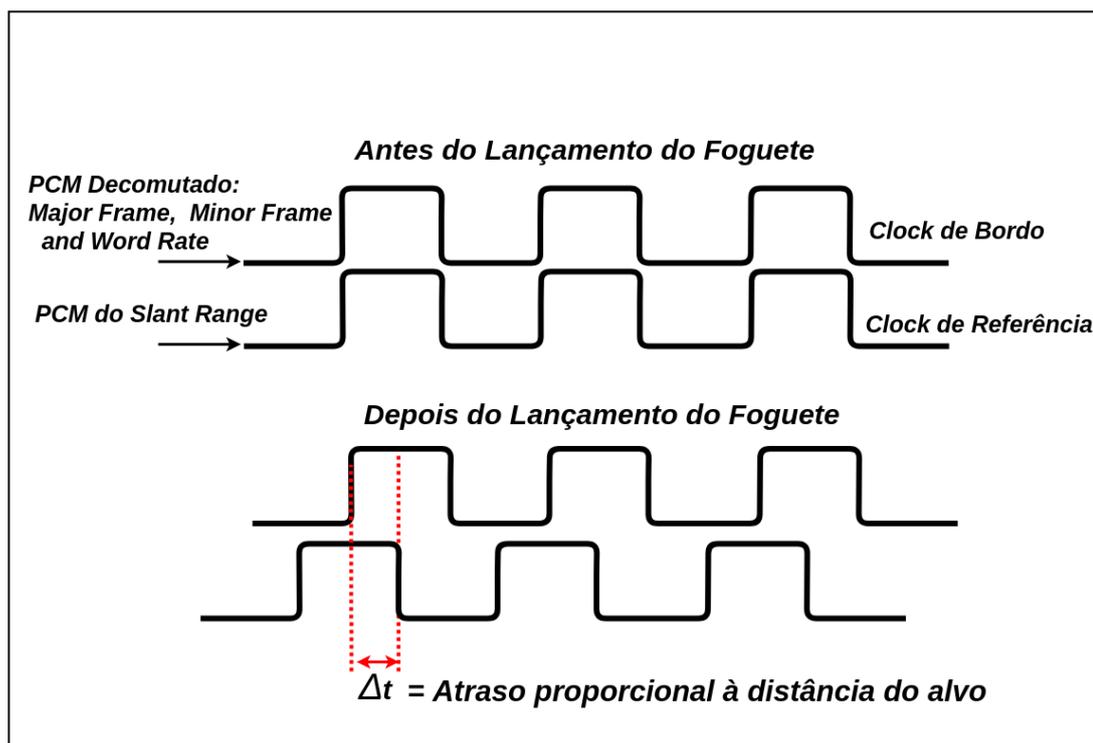
Somando o vetor diferença com a posição do usuário, obtém-se finalmente a posição do foguete dada pela Equação 54:

$$P_s = P_u + dP \quad (54)$$

4.3.2 Princípio de Obtenção de Distância

Para aquisição da distância, a onda quadrada gerada pelo gerador de referência interno é mantida sincronizada em fase com a onda de sinal derivada do fluxo de telemetria de entrada, conforme ilustra a Figura 19, isto é, dados de telemetria decomutados pelo receptor. No momento que se inicia o deslocamento do foguete, o comparador de fase mede continuamente a diferença de fase gerada entre os dois sinais, que está sujeito a um atraso de propagação devido à distância radial. Sendo que a diferença de fase ou tempo é uma indicação direta da posição da carga útil referente à antena de rastreamento.

Figura 19 – Princípio de Cálculo Distância Radial



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

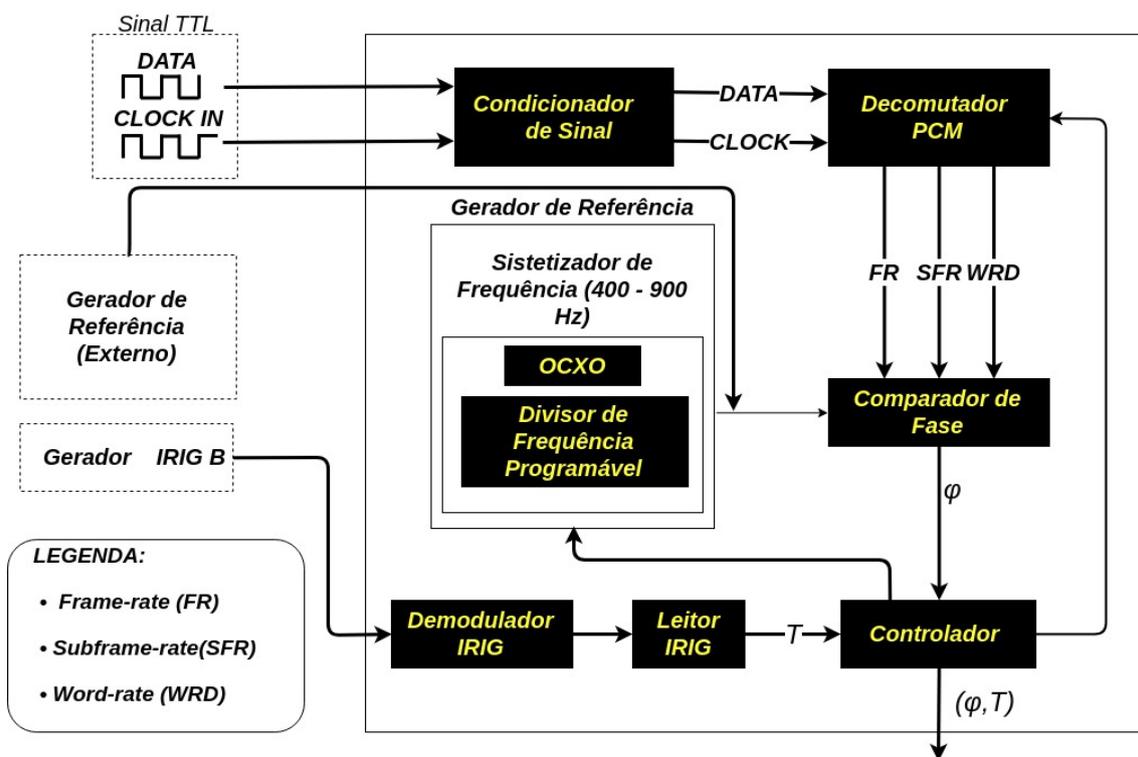
4.3.3 Características do Equipamento *Slant Range*

Este equipamento tem como principais elementos funcionais do módulo eletrônico estão em uma lógica de programação implementada por meio FPGA (*Field Programmable Gate Array*), em que os principais blocos que estão implementados no *hardware* conforme Figura 20. Estão, para melhor visualização, temos o registro do fotográfico do equipamento *Slant Range*, que realiza a extração dos pulsos correspondentes aos seguintes componentes do sinal PCM bruto de entrada: o Gerador de Referência, que gerar um sinal de referência ultra estável que servirá para a medição do atraso do sinal de telemetria entre o foguete e a Estação de Telemetria em solo; e comparador de fase, que realiza a medição do tempo do atraso do sinal de telemetria.

Figura 20 – Equipamento *Slant Range*

Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

O funcionamento do *Slant Range* pode ser observado na Figura 21, que se inicia com a entrada do sinal TTL enviados pelos receptores no condicionador de sinal, que tem a função de converter os sinais de entrada (dado e clock), fornecendo um nível compatível com a entrada do Decomutador. O Decomutador PCM constituído internamente por elementos sincronizador de quadros e formatador de dados serial/paralelo, realiza a extração dos pulsos correspondentes aos seguintes componentes do sinal PCM bruto (Frame rate -FR, Subframe rate – SFR e Word rate -WRD) no formato NRZ-L que será enviado para o comparador de fase. O comparador de fase faz o calculo da distância radial pelo tempo de atraso do sinal PCM de bordo, em que faz a comparação de fase utilizando das componentes extraídos do sinal de telemetria PCM pelo decomutador em comparação com um PCM de referência. Para tanto, o gerador de referência gera um sinal de referência ultraestável que servirá para a medição do atraso do sinal de telemetria entre o foguete e a estação de telemetria de solo. Sendo que a taxa de transmissão do sinal de telemetria será escolhida entre um desses pulsos para medir a defasagem em relação ao pulso de referência do gerador ultraestável (40 Hz a 900 Hz).

Figura 21 – Blocos Elétricos do *Slant Range*

Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

4.3.4 Parâmetros do *Slant Range*

O *Slant Range* possui um descompactador PCM interno que codifica e sincroniza os dados de telemetria recebidos de bordo, identificando através de um código de sincronização de acordo com o padrão IRIG-106. Possui internamente um oscilador de cristal controlado por forno (OCXO - *Oven Controlled Xtl Oscillator*), que fornece ao gerador uma referência de tempo ultra estável, garantindo assim a maior estabilidade de frequência possível, o que torna a medida calculada por esse o *Slant Range* de alta precisão. A utilização deste tipo de cristal possibilita o uso para equipamento de comunicação militares e para medição de frequência de precisão.

Quadro 1 – Especificações do Equipamento *Slant Range*.

Decomutador PCM	
Taxa do Sinal de Entrada	10.0 bps a 10.0 Mbps
Sinal de Entrada	Serial tipo NRZ-L e clock 0° e 90°
Nível de Sinal de Entrada	TTL / RS422
Tolerância do Erro de Sincronismo	0 a 7 bits
Gerador de Referência	
Faixa de frequência	40 a 900 Hz
Estabilidade de frequência	10 ⁻⁹ a 25°C
Resolução / frequência do gerador	10 ⁻⁹ Hz

Fonte: Adaptado (DELSIS, 2018)

5 RESULTADOS OBTIDOS

Neste capítulo são apresentados os resultados a partir de dados reais de rastreamento fornecidos pelo radar Adour, pela antena de Telemetria e pelo equipamento *Slant Range*. Aqui foi analisado, através de cálculos estatísticos, o comportamento das coordenadas polares obtidas a partir da fusão da Telemetria-*Slant Range* durante o rastreamento em comparação aos dados medidos pelo radar Adour.

5.1 OPERAÇÃO RIO VERDE

Esta operação foi realizada no Centro de Lançamento de Alcântara, com o objetivo o lançamento do veículo VSB-30, foguete desenvolvido pelo IAE em parceria com a DLR¹. A qual tinha como missão a realizar experimentos em microgravidade e o resgate da carga útil. Nessa campanha utilizou-se o equipamento *Slant Range*, que foi desenvolvido pela AEL e a Delsis Aerospace, com o objetivo de medir a distância radial entre a carga útil e a Estação de Telemetria. O equipamento conseguiu medir a coordenada de distância até o ponto de impacto.

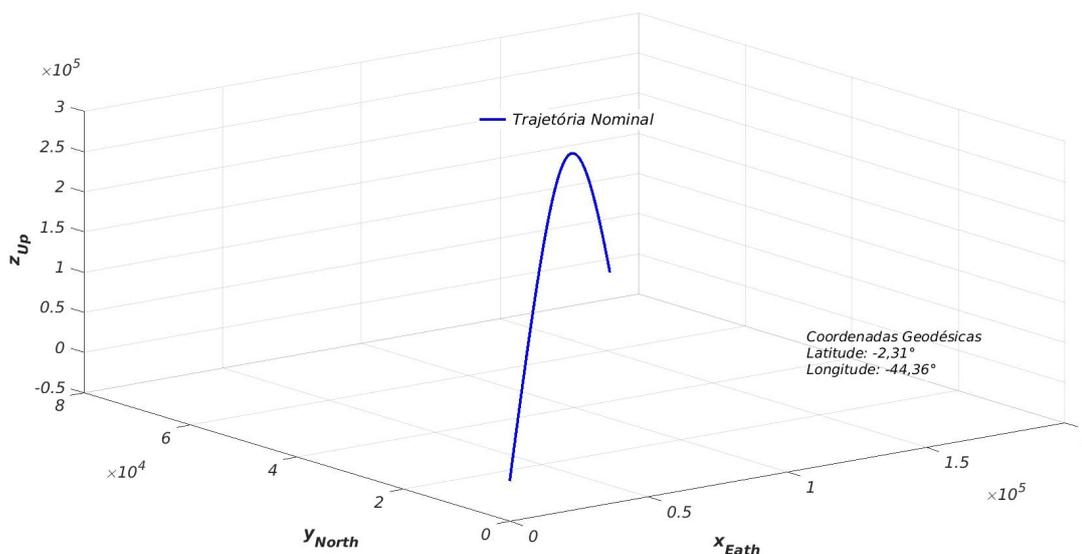
5.1.1 Coordenada de Rastreamento do Veículo

A Figura 22 mostra a representação gráfica no sistema cartesiano tridimensional (X, Y, Z) , no plano horizontal fixado na rampa de lançamento. Percebe-se a trajetória nominal, fornecendo informações no sistema ENU (X, Y, Z) prevista, com ângulos de lançamento da rampa de elevação $83,3^\circ$ e azimute de 69° e com frequência de amostragem (1Hz).

As coordenadas esféricas de rastreamento, $P(El_{Ad}, Az_{Ad}, D_{Ad})$ do radar Adour e a composição dos dados angulares da antena de Telemetria e a distância radial medida pelo *Slant Range*, $P(El_{Tlm}, Az_{Tlm}, D_{Slr})$ foram transformadas e parallaxadas (referenciadas para a rampa de lançamento) no sistema cartesiano. O rastreamento do foguete por parte do radar Adour aconteceu aos 2,82 segundos após o *top dec* (instante de partida da rampa de lançamento) e o rastreamento realizado pela antena de Telemetria aconteceu aos 38 segundos de voo, o que inicialmente impactou no cálculo da distância radial medida pelo equipamento *Slant Range*.

¹ Centro Aeroespacial Alemão (em alemão: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt- DLR) é o centro de pesquisa da República Federal da Alemanha para o setor aeroespacial (DLR, 2019).

Figura 22 – Gráfico de Trajetória Nominal - TNL



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

5.2 ANÁLISE DAS COMPONENTES DE RASTREIO

Para análise comparativa das componentes de rastreo, foram utilizadas apenas as fontes fornecidas pelas coordenadas $P(El_{Ad}, Az_{Ad}, D_{Ad})$ da posição do radar Adour, as coordenadas $P(El_{Tlm}, Az_{Tlm}, D_{Slr})$ da fusão Telemetria-*Slant Range*, além dos dados cartesianos $P(X_{Tn}, Y_{Tn}, Z_{Tn})$ da trajetória nominal.

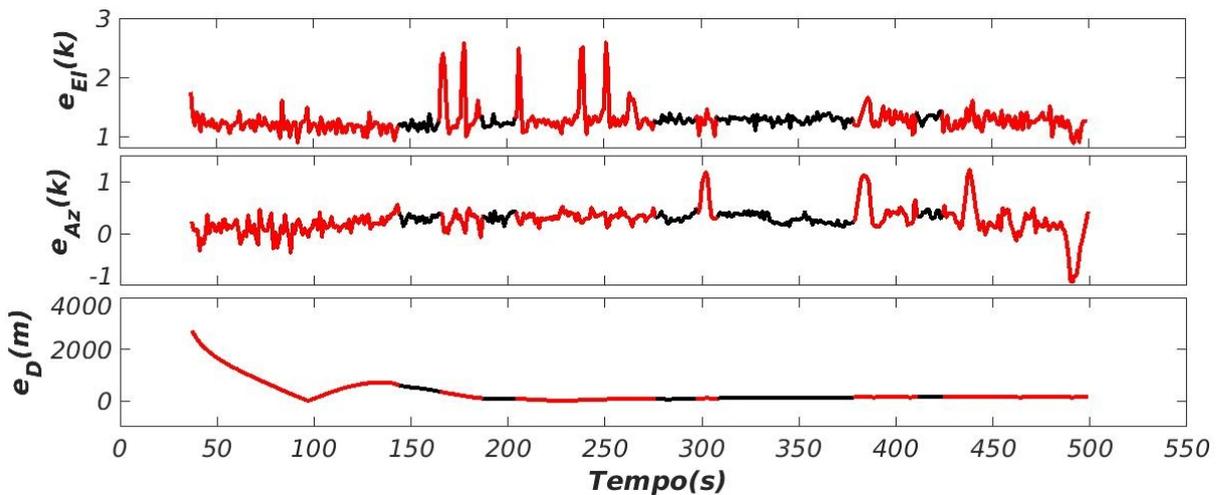
Dado que a aquisição e a convergência entre cada componente de rastreo ocorrem em instantes diferentes e a magnitude das variações serem mais expressivas nas componentes de elevação e distância radial, a extração dos resultados foi realizado em intervalos de tempo em que os sensores estavam em rastreo (modo automático) e estabilizados, isto é, no momento em que houve uma aproximação nos dados de rastreo desenvolvida por ambos os sensores.

Deste modo, com o objetivo de obter maior coerência na comparação do posicionamento dos sensores, buscou-se eliminar os momentos de instabilidades fornecidos por ambos os sensores ao longo do rastreo, para que não fossem tendenciosos os resultados obtidos. Assim, através do erro absoluto entre as posições angulares (elevação e azimute) do radar Adour e da antena de Telemetria e o erro absoluto entre a distância radial medida pelo radar e pelo equipamento *Slant Range*, identificou-se os instantes de rastreo pela interseção entre os erros observados e definindo-se cinco pontos da trajetória em que não existiam pontos atípicos.

O critério utilizado na metodologia considerou os intervalos na região de 1σ , em que

o desvio do erro entre as componentes das duas fontes de medidas possuía desvio padrão de: para elevação, $\sigma_{El} = 0,206^\circ$ e média $\mu_{El} = 1,273^\circ$; para azimuth, $\sigma_{Az} = 0,192^\circ$ e média $\mu_{Az} = 0,293^\circ$; e para distância radial de $\sigma_D = 427,5(m)$ e média $\mu_D = 299,0(m)$, em seguida buscou se identificar os intervalos de interseção entre as coordenadas conforme destacados em preto na Figura 23, em que não há valores medidos fora da faixa de 1σ , considerando esses intervalos a parte útil para análise.

Figura 23 – Gráfico de Erros de Coordenadas



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

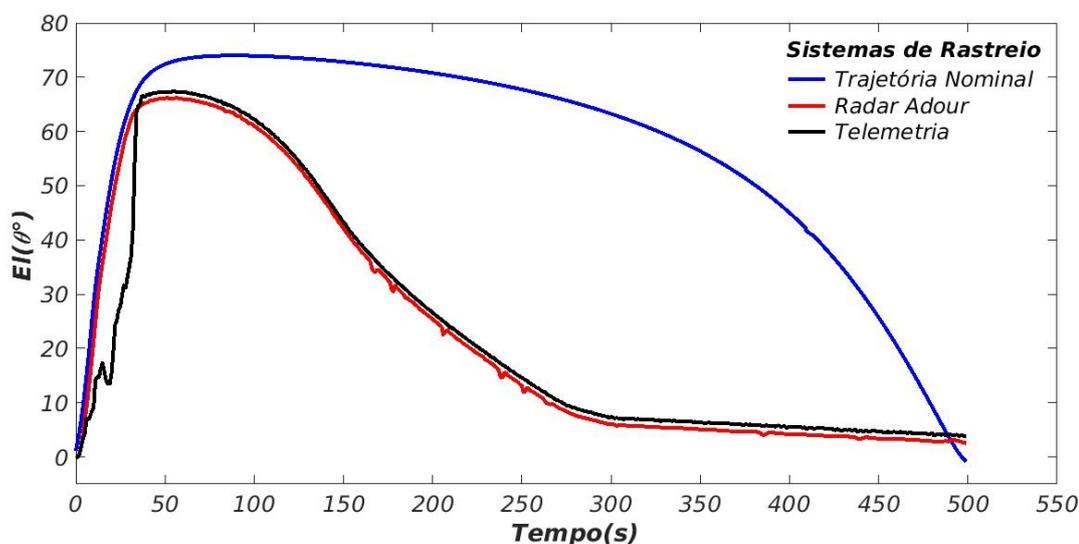
Nos intervalos considerados como parte útil do voo foi utilizado o seguinte método: aplicação do RMSE, em que as coordenadas cartesianas $P(X_{Tn}, Y_{Tn}, Z_{Tn})$ da trajetória nominal representaram os valores referências e os valores observados foram representados pelas coordenadas $P(El_{Ad}, Az_{Ad}, D_{Ad})$ do radar e as coordenadas $P(El_{Tlm}, Az_{Tlm}, D_{Slr})$ da fusão Telemetria-*Slant Range*; cálculo do desvio padrão dentro dos intervalos para cada componente individualmente.

5.2.1 Dados Angulares Antena de Telemetria

5.2.1.1 Componente Elevação (El)

A comparação do rastreamento desempenhado pela posição angular em elevação, El_{Tlm} , gerado pela antena de Telemetria, em relação ao rastreamento realizado pelo componente, El_{Ad} , do radar Adour, pode ser observado na Figura 24.

Figura 24 – Gráfico de Elevação (El)

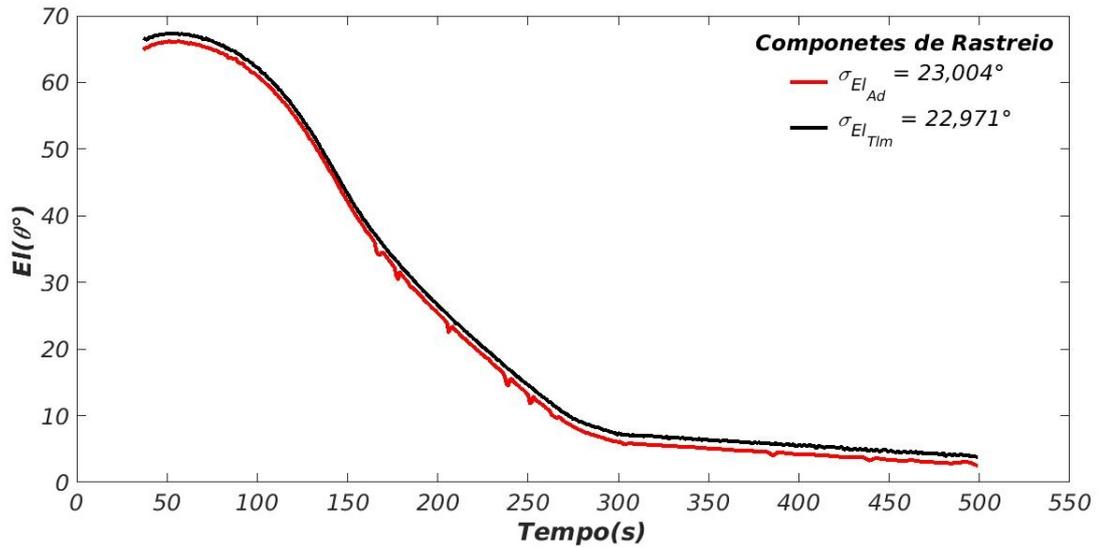


Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Percebe-se que a curva angular gerada pelos dados brutos da Telemetria, após ocorrer o automático (entrar em modo de rastreamento), tem uma performance da trajetória de rastreamento próxima ao desempenho realizado pelo radar Adour. O que se torna mais significativo pelo fato dos dados gerados pela posição angular da Telemetria não possuírem nenhum tratamento de filtragem preliminar.

Na Figura 25 os resultados obtidos pela aplicação das equações 23 e 26, referentes ao desvio padrão em torno da média no intervalo de 38 a 500 segundos, momento em que ambos os sensores estavam em modo automático (rastreamento), indicam que a componente El_{Tlm} da Telemetria, com uma dispersão de $\sigma_{El_{Tlm}} = 22,971^\circ$ e o radar Adour uma dispersão de $\sigma_{El_{Ad}} = 23,004^\circ$, indicando que a posição angular de elevação da Telemetria é mais estável, ou seja, menos dispersa em relação à medida do radar Adour, que apresenta valores mais dispersos.

Figura 25 – Desvio Angular Elevação (El)

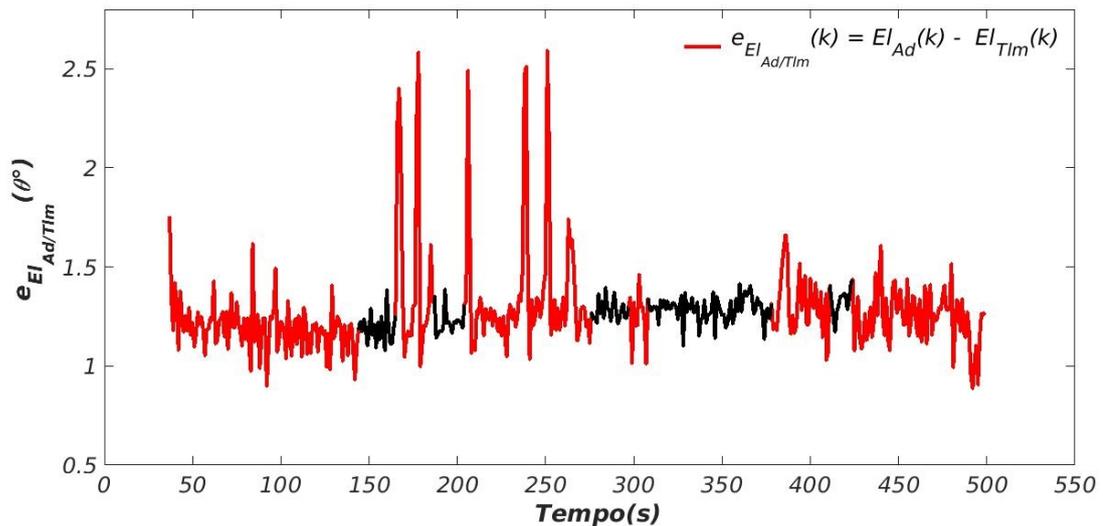


Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

5.2.1.2 Erro Angular em Elevação (e_{El})

Aplicando-se as equações 42 e 45 que trata do RMSE e as equações 23 e 26 em que se busca avaliar a dispersão, nos intervalos em destaque na Figura 26, que o desvio padrão do erro entre as posições angulares foi de $\sigma_{e_{El_{Ad/Tlm}}} \leq 0,206^\circ$.

Figura 26 – Erro Angular Elevação (El)



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Os resultados obtidos identificaram que a componente de elevação El_{Tlm} da Telemetria apresenta dados angulares melhores que o radar Adour, conforme se observar nos resultados da

Tabela 1. Pela observação dos resultados em relação ao desvio padrão, apenas no intervalo de 144 a 166 segundos de voo o radar obteve um desempenho de desvio melhor do que a Telemetria. Em relação aos resultados alcançados pelo RMSE, nos cinco momentos de rastreo a componente angular de elevação da Telemetria foi mais estável que o radar Adour.

Tabela 1 – Indicadores Estatísticos de Elevação

Pontos	Instantes	$RMSE_{Ad}$	$RMSE_{Tlm}$	σ_{Ad}	σ_{Tml}
1	144 a 166	32,280°	31,099°	2,750°	2,752°
2	188 a 205	44,395°	43,172°	1,463°	1,457°
3	277 a 298	57,496°	56,225°	0,607°	0,607°
4	308 a 379	52,135°	50,135°	0,352°	0,349°
5	413 a 425	35,250°	33,919°	0,085°	0,078°

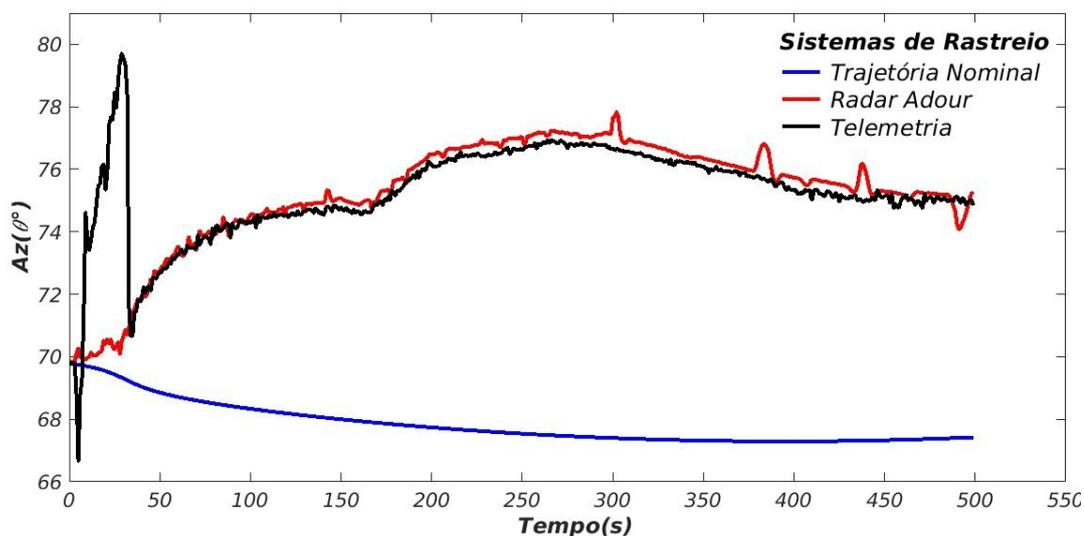
Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

A baixa dispersão dos dados angulares de elevação gerados durante o rastreo pela antena Telemetria e os resultados do $RMSE_{Tlm}$ serem mais estáveis que o radar Adour em todos os intervalos do voo, indica que o rastreo por parte da Telemetria é menos ruidoso que o radar. Considerando-se ainda que as posições angulares destes sensores são relativamente próximas, o que favorecem a designação entre ambos, pode-se concluir que a utilização da elevação El_{Tlm} da antena de Telemetria é válida como fonte de rastreo (designação).

5.2.1.3 Componente Azimute (Az)

A comparação do rastreo desempenhado pela posição angular em azimute, Az_{Tlm} , gerado pela antena de Telemetria, em relação ao rastreo realizado pelo componente , Az_{Ad} , do radar Adour, pode ser observado na Figura 27.

Figura 27 – Gráfico de Azimute (Az)



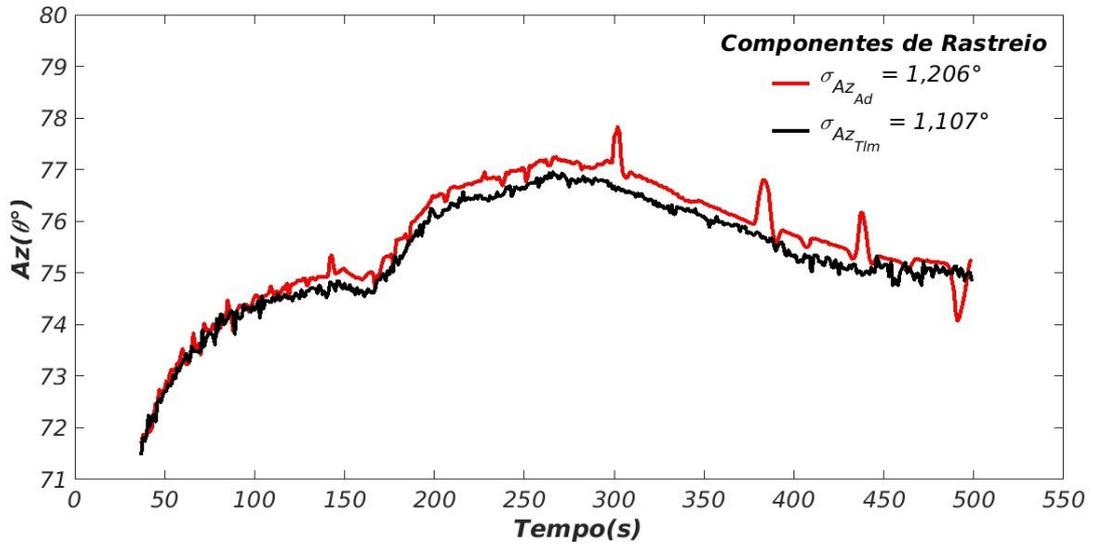
Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Percebe-se que a curva angular gerada pelos dados brutos da Telemetria, após ocorrer o automático (entrar em modo de rastreamento) tem uma performance da trajetória de rastreamento próxima ao desempenho realizado pelo radar Adour. O que se torna mais significativo pelo fato dos dados gerados pela posição angular da Telemetria, não possuírem nenhum tratamento de filtragem preliminar.

Os resultados obtidos pela aplicação das equações 24 e 27 referentes ao desvio padrão em torno da média nos instantes de 38 a 500 segundos de rastreamento, os dados da posição angular em azimute da Telemetria, obteve um desvio padrão de $\sigma_{Az_{Tlm}} = 1,107^\circ$ e no mesmo intervalo de tempo o radar Adour obtiveram um desvio padrão de $\sigma_{Az_{Ad}} = 1,206^\circ$, em que se conclui que a curva de rastreamento da Telemetria possui um comportamento de estabilidade melhor do que o radar Adour.

Na Figura 28, percebe-se que o resultado do rastreamento obtido na coordenada em azimute Az_{Ad} do radar Adour possui maiores picos de valores, variações angulares expressivas em quatro instantes de tempo do rastreamento. No mesmo intervalo de tempo, a componente Az_{Tlm} obtida da antena de Telemetria possui um comportamento discreto, não possuindo esses picos de valores exagerados.

Figura 28 – Desvio Angular Azimute (Az)

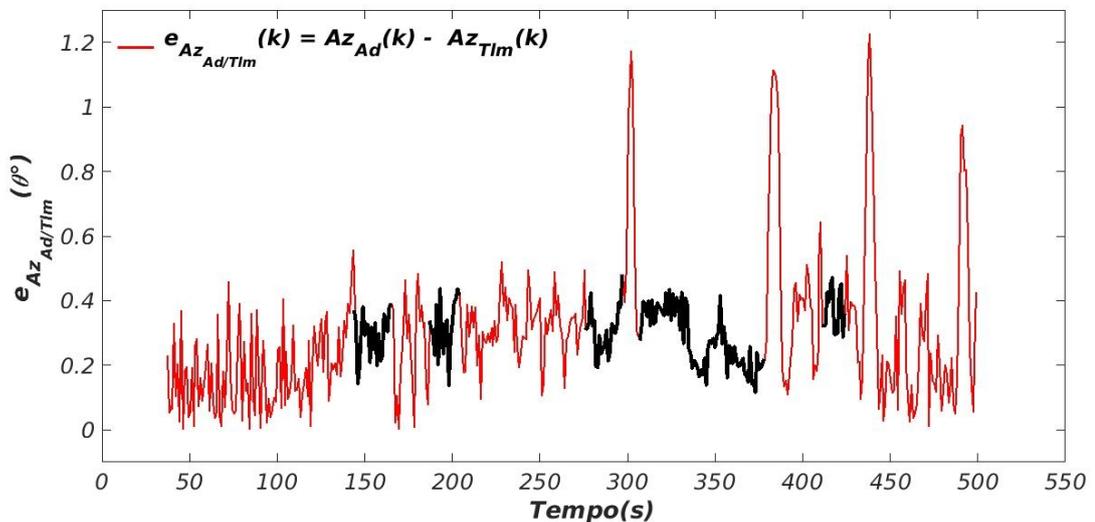


Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

5.2.1.4 Erro Angular em Azimute (e_{Az})

Aplicando-se o mesmo critério utilizado à coordenada de elevação, foram utilizadas as equações 43 e 46 que tratam do RMSE e as equações 24 e 27 que buscam avaliar a dispersão, dentro dos intervalos em que o desvio padrão do erro entre as componentes angulares do radar e da Telemetria era $\sigma_{e_{Az_{Ad/Tlm}}} \leq 0,192^\circ$. Assim, se identificou os intervalos conforme destacados na Figura 29. De modo que os resultados encontrados não fossem comprometidos por valores angulares abruptos (bruscos) provenientes de ruídos.

Figura 29 – Erro Angular Azimute (Az)



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Os resultados obtidos pelo desvio padrão em cada coordenada individualmente, revelaram que nos quatro primeiros instantes avaliados, a posição angular da Telemetria obteve as menores dispersões. Apenas no último intervalo observado, o radar obteve uma menor dispersão. Em relação aos resultados obtidos pelo RMSE em cada coordenada Az_{Ad} e Az_{Tlm} gerada pelos sensores, os dados angulares gerados da posição angular da Telemetria obtiveram os melhores resultados, isto é, medidas menores do que o radar Adour, conforme se pode observar na Tabela 2.

Tabela 2 – Indicadores Estatísticos de Azimute

Pontos	Instantes	RMSE $_{Ad}$	RMSE $_{Tlm}$	σ_{Ad}	σ_{Tml}
1	144 a 166	7,021°	6,715°	0.102°	0.081°
2	188 a 205	8,515°	8,194°	0.203°	0.197°
3	277 a 298	9,662°	9,355°	0.049°	0.041°
4	308 a 379	9,114°	8,833°	0.295°	0.235°
5	413 a 425	8,293°	7,923°	0.046°	0.081°

Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

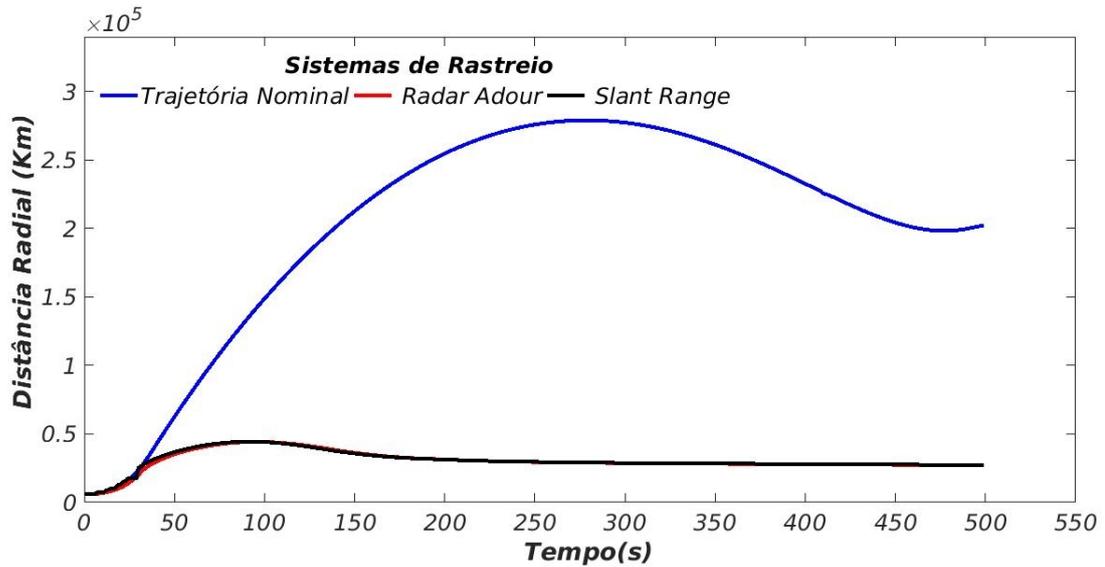
Considerando-se que os momentos avaliados não possuíam pontos exagerados, que poderiam dissimular os resultados, pode-se concluir que a posição angular da antena de Telemetria, sem passar por processo de filtragem, foi superior em relação aos dados de rastreamento do radar Adour, em que ao longo do rastreamento se manteve com um comportamento mais suavizado, o que torna esta componente significativa e válida para ser utilizada na composição de localização de rastreamento.

5.2.2 Dados de Equipamento *Slant Range*

5.2.2.1 Componente Distância Radial (D)

A comparação dos resultados medidos em distância radial D_{Slr} pelo equipamento *Slant Range*, em relação ao medido pelo radar Adour, pode ser observada na Figura 30. Em que se percebe que a curva gerada pela medida da carga útil em relação à Estação de Telemetria tende a se coincidir com a trajetória desenvolvida pela medida da distância radial D_{Ad} obtida do radar Adour.

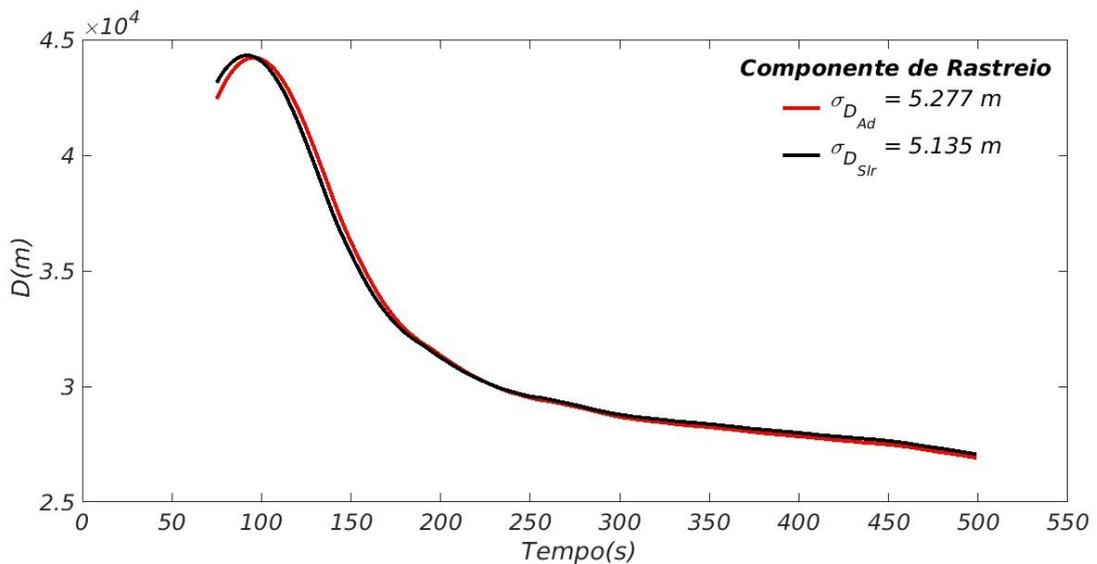
Figura 30 – Gráfico de Distância Radial (D)



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Pode ser visto na Figura 31, os resultados obtidos pela aplicação das equações 25 e 28 referentes ao desvio padrão em torno da média. Só foi possível a utilização nos instantes de 75 a 500 segundos de rastreo, devido o critério que se estabeleceu para análise comparativa dos resultados.

Figura 31 – Desvio Padrão Distância Radial (D)



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

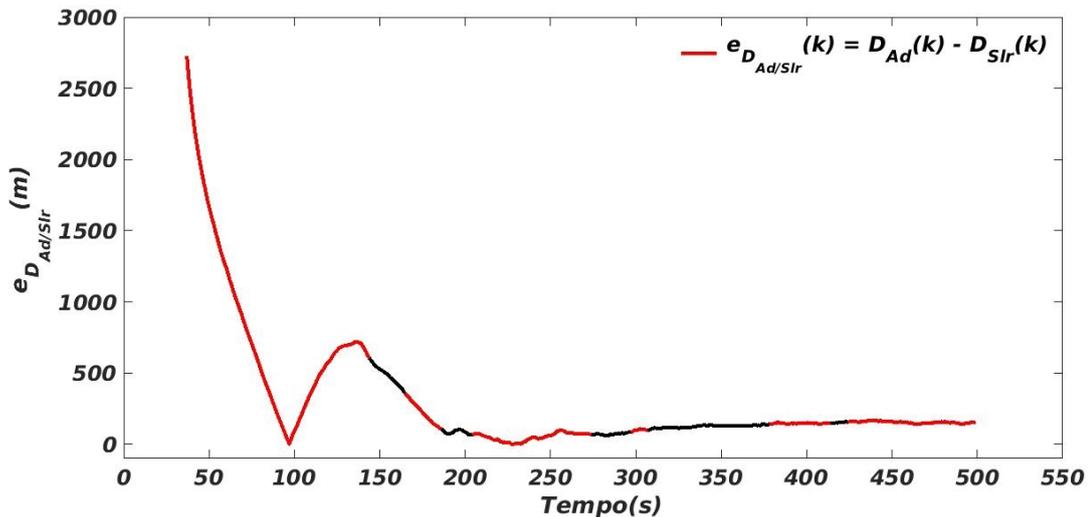
O resultado obtido mostra que a componente de distância radial gerada a partir do *Slant Range* é bem mais estabilizada (menos dispersa) em torno da média quando comparada

com o radar Adour. Considerando-se ainda que ao longo do rastreo as medidas obtidas são relativamente próximas, o que possibilita que essa componente possa ser utilizada na composição de dados de localização (designação).

5.2.2.2 Erro em Distância Radial (e_D)

Aplicando-se o mesmo critério dado às componentes angulares, foram utilizadas as equações 44 e 47, que tratam do RMSE; e as equações 25 e 28, que buscam avaliar a dispersão, dentro dos intervalos comuns nas componentes (elevação e azimute) em que o desvio padrão do erro das distâncias medidas fosse de $\sigma_{e_{D_{Ad/Tlm}}} \leq 427,5m$. Assim, foram identificados os intervalos conforme destacados no gráfico da Figura 32.

Figura 32 – Erro em Distância Radial (e_D)



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Dentro dos intervalos observados, constatou-se que a dispersão nos pontos de análises. Os resultados obtidos foram melhores pelo equipamento *Slant Range* do que pelo radar. Em relação ao RMSE, nos intervalos estabelecidos, a coordenada do radar foi melhor até os 205 segundos de rastreo. Após esse tempo o *Slant Range* foi superior em relação ao rastreo do radar, conforme se observa na Tabela 3.

Tabela 3 – Indicadores Estatísticos de Distância Radial

Pontos	Instantes	RMSE _{Ad}	RMSE _{Slr}	σ_{Ad}	σ_{Slr}
1	144 a 166	1,8108	1,8157	5315,1	5196,3
2	188 a 205	2,2012	2,2020	1076,0	1001,4
3	277 a 298	2.4969	2.4963	283,8	280,9
4	308 a 379	2.3529	2.3516	119,6	114,0
5	413 a 425	1.9372	1.9357	179,2	161,9

Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

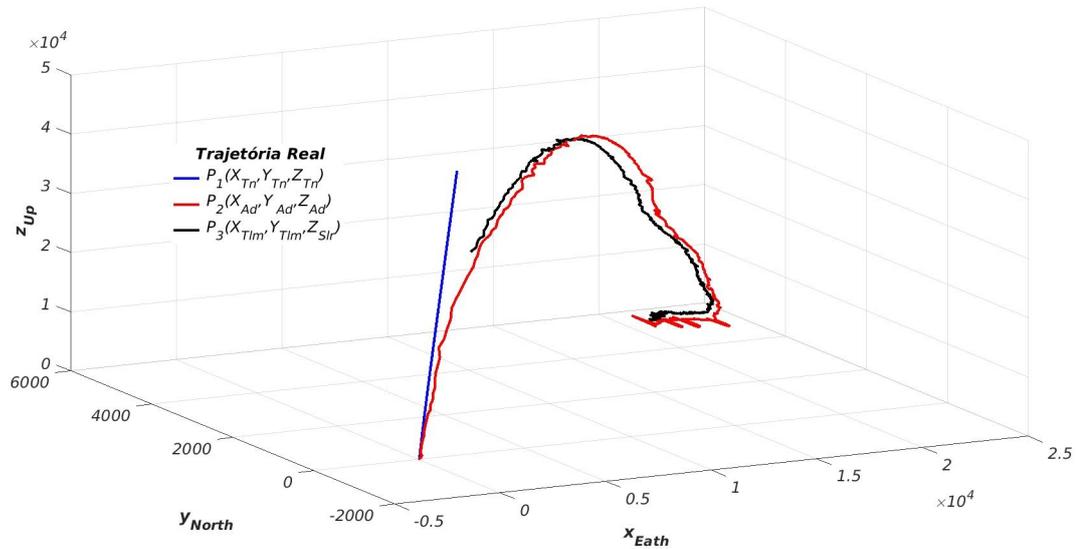
Percebe-se que a precisão da distância radial D_{Slr} medida pelo *Slant Range* é levemente melhorada ao longo do voo. O que pode estar relacionado à alta estabilidade do cristal do oscilador embarcado na carga útil, que melhora a exatidão da distância medida.

A avaliação geral dos resultados indica ser possível a utilização das composições das coordenadas, $P(El_{Tlm}, Az_{Tlm}, D_{Slr})$, obtidas pela fusão da Telemetria-*Slant Range* para formação da localização do foguete, como uma fonte de designação dos sensores pelo Sistema de Tratamento de Dados de Localização e como um recurso auxilia a equipe de segurança de voo.

5.2.3 Representação Tridimensional do Voo

Uma visão representada em coordenadas cartesianas referenciadas para a rampa de lançamento, em que os pontos ao longo da trajetória são representados pelo ponto $P_1(X_{Tn}, Y_{Tn}, Z_{Tn})$ que representa a trajetória nominal prevista, o $P_2(X_{Ad}, Y_{Ad}, Z_{Ad})$ que representa a trajetória desenvolvida pelo radar Adour e o $P_3(X_{Tlm}, Y_{Tlm}, Z_{Slr})$ constituído pela fusão dos dados angulares da antena de Telemetria e a distância radial medida pelo *Slant Range* podem ser visualizados na Figura 33.

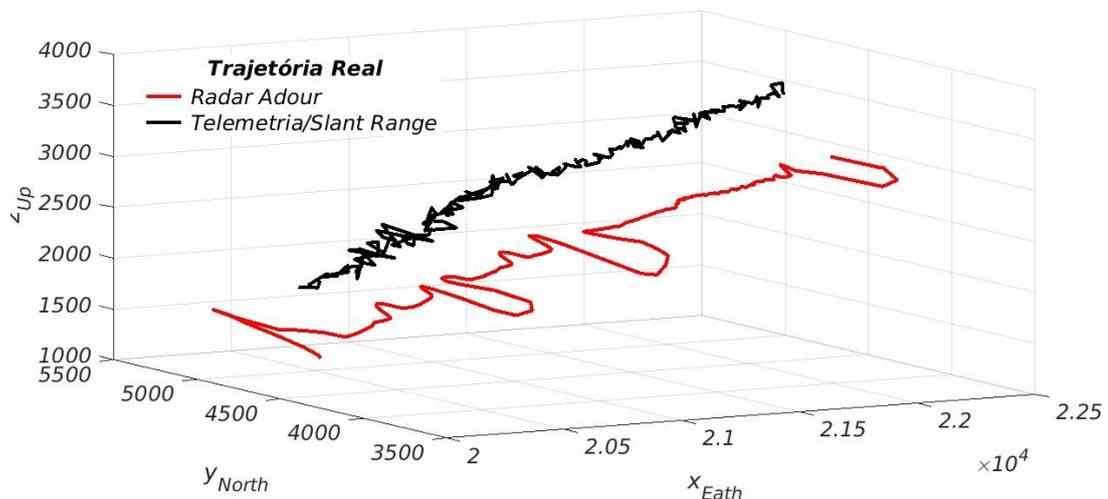
Figura 33 – Representação Gráfica do Rastreo



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Nos 200 segundos finais de rastreo, conforme se pode observar no gráfico da Figura 34, as coordenadas obtidas do conjunto Telemetria/*Slant Range* possuem um comportamento mais suavizado em relação ao Adour, em que este apresenta pontos inconsistentes, que podem estar associados a relação sinal/ruído.

Figura 34 – Representação do Ponto de Impacto



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Avaliando-se o ponto de impacto final gerado pelas componentes da antena de Telemetria e do equipamento *Slant Range*, conforme Tabela 4, verifica-se o maior desapontamento nos instantes de 300 a 500 segundos de rastreo, em relação ao radar Adour, é da distância de 256

metros. Considerando que se essa diferença entre o posicionamento de rastreamento pelos sensores for muito pequena, isto proporcionará uma redução na área efetiva de regaste pelas equipes, em caso da necessidade de localização da carga útil.

Tabela 4 – Coordenada de Ponto de Impacto

Instantes (segundos)	Distância (metros)	Radar Adour		Telemetria-Slant Range	
		Latitude	Longitude	Latitude	Longitude
300	256,0	-2.2774°	-44.169°	-2.2751°	-44.169°
350	155,8	-2.2749°	-44.173°	-2.2735°	-44.173°
400	215,5	-2.2729°	-44.177°	-2.2710°	-44.177°
450	122,5	-2.2718°	-44.180°	-2.2707°	-44.180°
500	233,8	-2.2730°	-44.185°	-2.2709°	-44.185°

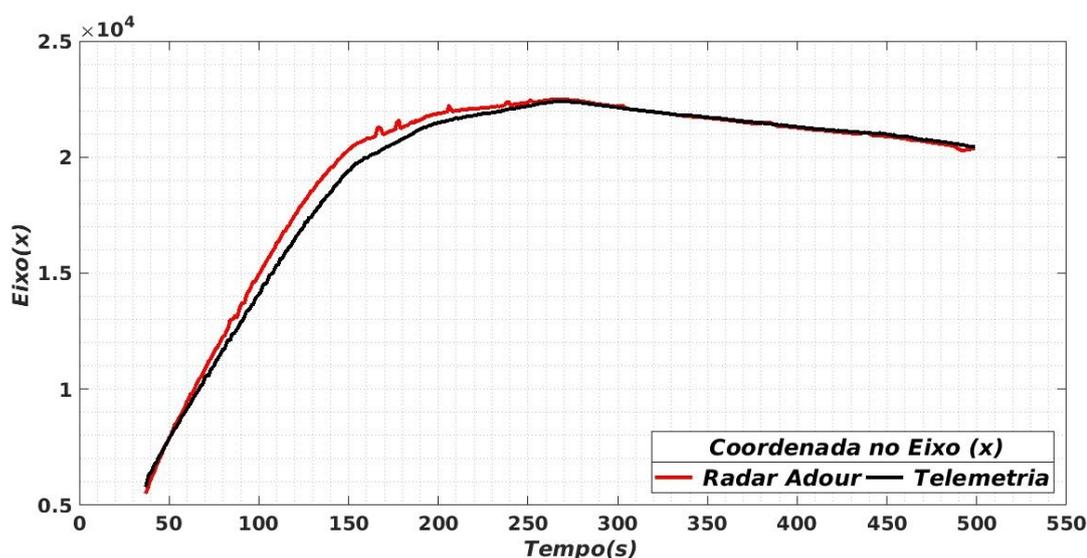
Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

5.2.4 Representação Cartesiana

As coordenadas de posição do veículo foram representadas no sistema de referência cartesiana bidimensional, nas Figuras 35, 36 e 37 são mostrados os resultados obtidos das composições de duas componentes referenciadas para a rampa de lançamento.

Na Figura 35, é apresentado o gráfico da projeção no eixo (x) em função do tempo em relação à posição medida por cada sensor, que a coordenada (x) representa o comportamento angular em azimute do radar Adour e da antena de Telemetria, em que foram convertidos para na rampa de lançamento.

Figura 35 – Representação no Eixo (X)

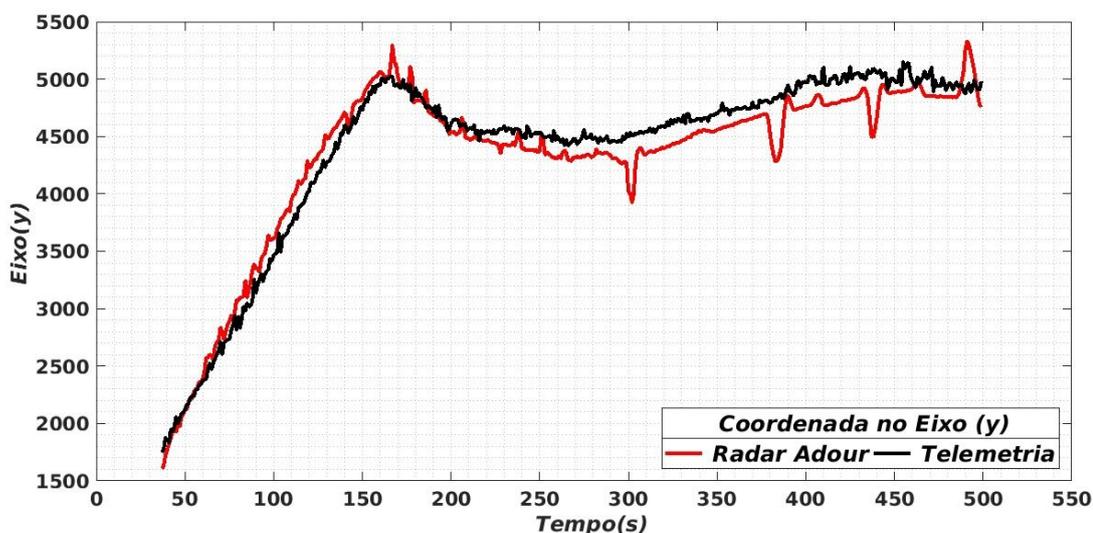


Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Do resultado gerado pelas coordenadas do Adour e da Telemetria no eixo (x), pode-se concluir que as curvas tendem a uma sobreposição nos instantes iniciais e apenas nos instantes finais da trajetória de voo. Apesar de existirem momentos no rastreamento em que os valores eram divergentes. Percebe-se que as coordenadas obtidas da posição angular da Telemetria apresentam evidências que estão evoluindo muito próxima da trajetória de rastreamento realizada pelo radar Adour.

Na Figura 36 é apresentado o gráfico da projeção no eixo y em função do tempo em relação a cada sensor, que a coordenada (y) representa o comportamento angular em elevação da posição angular medida pelo radar Adour e pela antena de Telemetria, que também foram convertidas e referenciadas para rampa de lançamento.

Figura 36 – Representação no Eixo (Y)



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

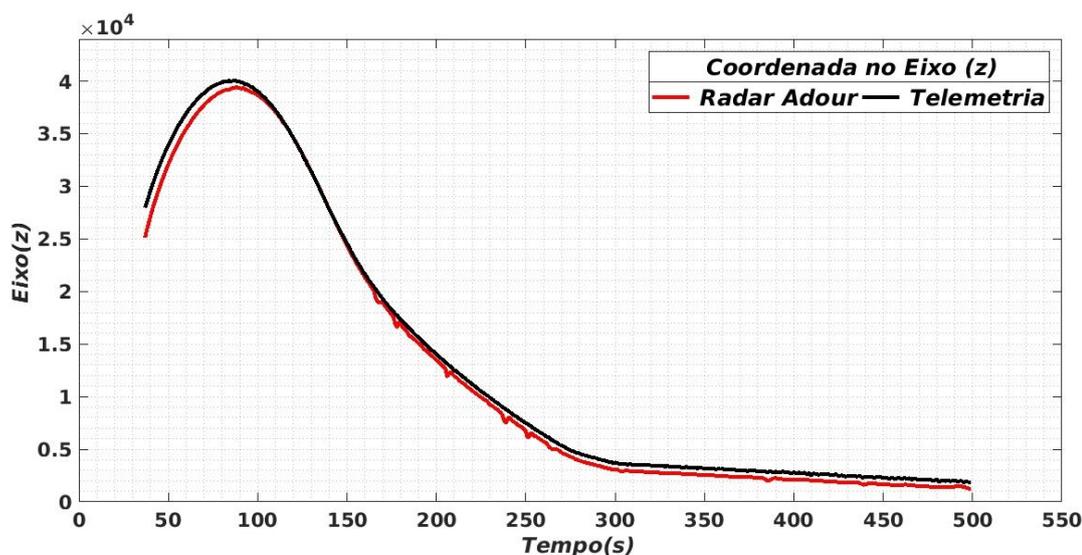
Do resultado gerado pelas coordenadas do radar Adour e da antena de Telemetria no eixo (y), pode-se concluir que comportamentos das curvas representadas por ambas as posições tendem a uma maior dispersão de valores. Sendo que os valores obtidos pela antena de Telemetria tendem a apresentar um comportamento mais suavizado em relação ao radar Adour.

Nota-se que os pontos de sobreposição das curvas ocorrem espaçadamente ao longo da trajetória, com uma menor duração. Pela observação das curvas obtidas pelo radar e pela Telemetria apresentarem pontos de instabilidade. O resultado final comprova que a posição

obtida por ambas as antenas apresenta um comportamento das trajetórias muito próximas.

Na Figura 37 é apresentado o gráfico da projeção no eixo z em função do tempo em relação a cada sensor de medida, que a coordenada (z) representa a distância radial medida pelo radar Adour e pelo equipamento *Slant Range*. Ambas as medidas foram referenciadas para a rampa de lançamento.

Figura 37 – Representação no Eixo (Z)



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

Do resultado gráfico gerado no eixo (z), nota-se uma sobreposição das curvas partir dos 100 até os 150 segundos de rastreamento do alvo, em que se percebe uma melhor aproximação das curvas geradas por ambos os sensores. Nos momentos finais as curvas tendem a manter um comportamento próximo, o que retrata nos resultados finais evidências de que a componente gerada no eixo (z) gerada pelo *Slant Range* tem uma medida de distância radial adjacente do rastreamento realizado pelo radar Adour.

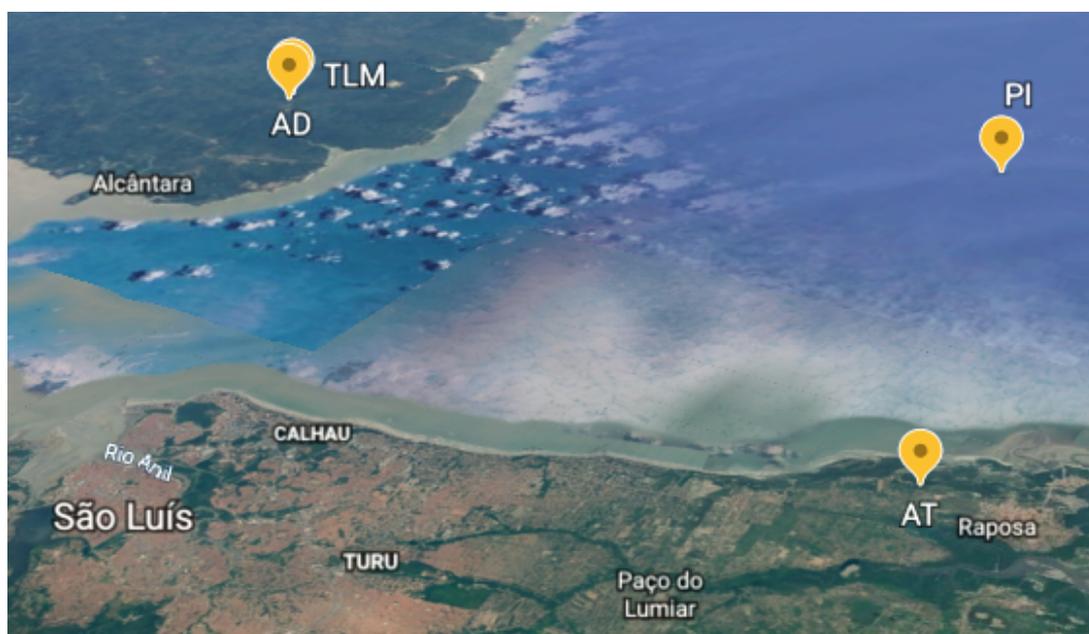
De modo geral, pelos os resultados gerados pela composição das coordenadas cartesianas, pode-se concluir que as curvas representadas apresentaram um comportamento equivalente para ambas as coordenadas, mas que não interferiram no rastreamento para os sensores, o que se pode constatar nos instantes finais de rastreamento um posicionamento muito próximos do ponto de impacto.

Levando-se em consideração que a composição dos eixos x e y obtidos da posição angular da Telemetria e do eixo z gerado pelo equipamento *Slant Range*, os resultados obtidos comprovaram que a integração deste equipamento com antena de Telemetria apresenta uma

trajetória equivalente a realizada pelo radar Adour, dando evidências que o posicionamento obtido da fusão das coordenadas Telemetria-Slant Range é válido para localização do foguete.

Na Figura 38, realizando a mudança de referencial das coordenadas do radar Adour para a Estação de Telemetria, os resultados obtidos da distância do gerado pelo radar Adour em relação ao ponto de impacto é de 20.912,9 m. O resultado obtido da composição das coordenadas angulares da antena de Telemetria em conjunto com coordenada de distância radial, medidas pelo equipamento *Slant Range*, sobre o mesmo referencial, resultou em uma distância de 21.030,9 m em relação aos dois pontos de impactos gerados pelo rastreamento do radar Adour e pelo rastreamento do conjunto Telemetria-*Slant Range* obteve um afastamento de 234,6 metros entre ambos.

Figura 38 – Ponto de Impacto (PI)



Fonte: Autor desta dissertação, 2019.

6 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Neste trabalho foi proposta uma trajetografia de foguetes baseada em sinal Modulação por Codificação de Pulso (PCM) enviados da carga útil via radiofrequência para Estações de Telemetria em solo, que fornece a distância radial em conjunto com o posicionamento angular (elevação e azimute) de uma antena de Telemetria, compondo as coordenadas necessárias para a localização do alvo. Assim, tornando-se um recurso auxiliar no rastreamento de veículos aeroespaciais para o Sistema de Tratamento de Dados de Localização, pertencente à Central de Tratamento de Dados de Localização e podendo ser utilizado como fonte adicional de dados de estimação do ponto de impacto instantâneo para a Segurança de Voo como monitoramento real e auxiliando na localização do ponto de impacto, caso se necessite de resgate da carga útil.

Conhecer a trajetória desenvolvida pelos foguetes é importante. No rastreamento são utilizados sensores que indicam a evolução (trajetória) tomada pelo alvo e o ponto do de impacto instantâneo, como forma de garantir a segurança de zonas habitadas. Na metodologia para avaliar e comparar as componentes angulares dos sensores e a distância radial entre as antenas de rastreamento (radares e telemetria), foi utilizada a Raiz do Erro Quadrático Médio, para avaliar individualmente cada coordenada fornecida pelos sensores, analisando a precisão das componentes medidas e a exatidão dos dados pelo desvio padrão.

Os resultados obtidos pela Telemetria-*Slant Range*, em relação ao radar Adour comprovaram que, a partir do momento que o conjunto se estabiliza, o posicionamento das componentes angulares e a distância radial obtida pelo equipamento em estudo, apresentam resultados estatísticos melhores que os dados gerados pelo radar. Durante o rastreamento do voo, as trajetórias de cada sensor apresentaram um desapontamento relativamente baixo e que o ponto de impacto gerado entre os dois sensores foi de apenas 234.6 metros.

Em relação ao radar Adour, não foi realizado nenhum tratamento de filtragem sobre os dados da Telemetria e equipamento *Slant Range*. Assim, a utilização do equipamento *Slant Range* integrado à antena de Telemetria pode ser considerado um meio para localização ou designação auxiliar, desde que haja um compromisso adequado entre largura de feixe de radiação e a distância do lançador, não condicionado aos instantes iniciais das coordenadas dos radares, pois, a Estação Redundante de Telemetria possui uma antena programável para iniciar o rastreamento de foguetes em automático na rampa de lançamento, obtendo, assim, as duas coordenadas (azimute e elevação) e a distância radial que poderá ser obtida pelo *Slant Range*.

Nesse sentido, com o conjunto Telemetria-*Slant Range* é possível a determinação da

posição do veículo a partir da rampa de lançamento, auxiliando o Sistema de Tratamento de Dados e garantindo informações de ponto de impacto instantâneo para a Segurança de Voo. Essa alternativa de rastreamento e localização é uma significativa contribuição para a segurança de voo, sendo possível o seu uso como recurso auxiliar durante as campanhas de lançamentos, proporcionando mais segurança nas decisões de fim de voo, tornando-se um forma independente do rastreamento dos radares.

6.1 TRABALHOS FUTUROS

Como trabalho futuro, podem ser desenvolvidas as seguintes atividades:

- Aprimorar o conjunto Telemetria-*Slant Range*, buscando fornecer dados para os servidores da Central de Tratamento de Dados de Localização;
- Implementar um oscilador com uma maior estabilidade para os foguetes de treinamento, possibilitando ao equipamento *Slant Range* medir a distância radial do alvo; e
- Desenvolver um filtro em nível de *software* para o tratamento dos dados do conjunto Telemetria-*Slant Range*, buscando o melhor valor estimado para o ponto de impacto instantâneo.

REFERÊNCIAS

- AEB. **AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA**. 2016. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/nova-versao-do-pdti>>. Acesso em: 11 mai. 2018.
- AEB. **AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA**. 2018. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/programa-espacial-brasileiro/infraestrutura-de-solo/>>. Acesso em: 29 abr. 2019.
- AEB. **AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA**. 2018. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/programa-espacial-brasileiro/infraestrutura-de-solo/centros-de-lancamento/>>. Acesso em: 22 out. 2018.
- AEB. **AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA**. 2018. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/veiculos-lancadores/>>. Acesso em: 9 abr. 2019.
- AVIBRÁS. **Manual Técnico do Foguete de Treinamento Intermediário (AV-FTI)**. São José dos Campos-SP, 2011.
- BALANIS, C. A. **Antenna Theory: Analysis and Design**. New Jersey: John Wiley Sons, 2005.
- BRASIL. Ministério da Defesa. **Desenvolvimento do Sistema APDTraj: Aquisição e processamento de dados de trajetória de foguetes**. São José dos Campos, SP: IAE, AEL, DESIS, 2011.
- CAI, G.; CHEN, B. M.; LEE, T. H. **Advances in Industrial Control**. Scotland, UK: Springer, 2011. ISBN 14309491.
- CARDEN RUSSELL P. JEDLICKA, R. H. F. **Telemetry Systems Engineering**. Norwood, United States: Artech House Publishers, 2002.
- CLA. **Manual de Segurança Operacional do CLA**. Alcântara-MA, 2018.
- CLA. **Manual de Técnico do Centro de Lançamento de Alcântara**. Alcântara-MA, 2018.
- CLA. **Regimento Interno do Centro de Lançamento de Alcântara - RICA**. Alcântara-MA, 2018.
- CURTIS, H. D. **Orbital Mechanics for Engineering Students**. 1. ed. AMSTERDAM: Elsevier, 2005. (serie).
- DELSIS. **EMPRESA DELSIS AEROESPACE**. 2018. Disponível em: <<http://www.delsis.com/ground-solutionsdts-100-slr>>. Acesso em: 01 mai. 2018.
- DIVISÃO DE ELETRÔNICA. **PROJETO DE HARDWARE**. [S.l.], 2012. 14 p.
- DLR. **Centro Aeroespacial Alemão (DLR)**. 2019. Disponível em: <<https://www.dlr.de/dlr/en/desktopdefault.aspx/tabid-10008/>>. Acesso em: 01 nov. 2019.
- ESRANGE SPACE CENTER. **USER'S HANDBOOK Sounding Rockets Balloons**. [S.l.], 2018. Disponível em: <<https://www.sscspace.com/wp-content/uploads/2018/02/usershandbook.pdf>>. Acesso em: 16 mai. 2018.
- FUGIVARA, S. **Implementação e Aprimoramento de Sistema de Telemidas para Veículos Lançadores de Satélites**. 2005. 126f. Dissertação de Mestrado em Ciências e Engenharia Elétrica. Universidade Federal de Itajubá, Itajubá. 2005.

HOFMANN-WELLENHOF, B.; LICHTENEGGER, H.; COLLINS, J. **GPS - teoria e prática**. [S.l.]: Springer-Verlag, 2001.

HORAN, S. **Introduction to PCM Telemetry Systems**. New York: CRC Press, 1987.

HYNDMAN, R. J.; KOEHLER, A. B. Another look at measures of forecast accuracy. **International Journal of Forecasting**, p. 679–688, 2006.

KRAUS, J. **Antennas for all applications**. New York: McGraw-Hill, 1997.

LOUIS, J. E. **Monitoração da Trajetória em Tempo-Real de Veículos Espaciais: Suporte na Tomada de Decisão pela Segurança de Voo**. 2006. Dissertação de Mestrado. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos.

MARKGRAF, M.; MONTENBRUCK, O.; TURNER, P.; VIERTO, M. (Ed.). **Instantaneous Impact Point Prediction For Sounding Rockets – Perspectives and Limitations**. Kiruna, Sweden: 6th Symposium, 2003.

MATA, H. O. da. **Modelo de cálculo de parâmetros de segurança de veículos suborbitais baseado em voos do Centro de Lançamento de Alcântara**. 2017. 110f. Dissertação de Mestrado -Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

OLIVEIRA, E. H. S. de. **Proposta de uma Rede de Comunicação com Protocolo Spacewire para Segmento Lançador**. 2006. 113 f. Dissertação de Mestrado. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos.

PALMERIO, A. F. **Introdução à Tecnologia de Foguetes**. 1. ed. São Jose dos Campos/SP: SindCT, 2016.

PISACANE, V. L. **Fundamentals of Space Systems**. New York,USA: Oxford University Press, 2005. ISBN 9780195162059.

ROSA, M. A. P.; FILHO, F. A. B.; CALDEIRA, A. D.; GUIMARÃES, L. Sistemas de filtragem de sinais dos radares de rastreamento adour e atlas do centro de lançamento de alcântara. In: IEA, W. A. D. P. E. D. D. (Ed.). São José dos Campos,SP: WORKSHOP ANUAL DE PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DO IEA, 2001.

SANTOS, J. P. B. M. dos. **SISTEMA STDL: Sistema de Tratamento de Dados de Localização**. 3. ed. Copyright, 2001.

SCHELIM, C.; LUCKS, M.; FUGIVARA, S.; A.O.MORAES (Ed.). **Field validation of a slant range system at Rio Verde campaign**. Gotland, Suécia.: 23rd Symposium, 2017.

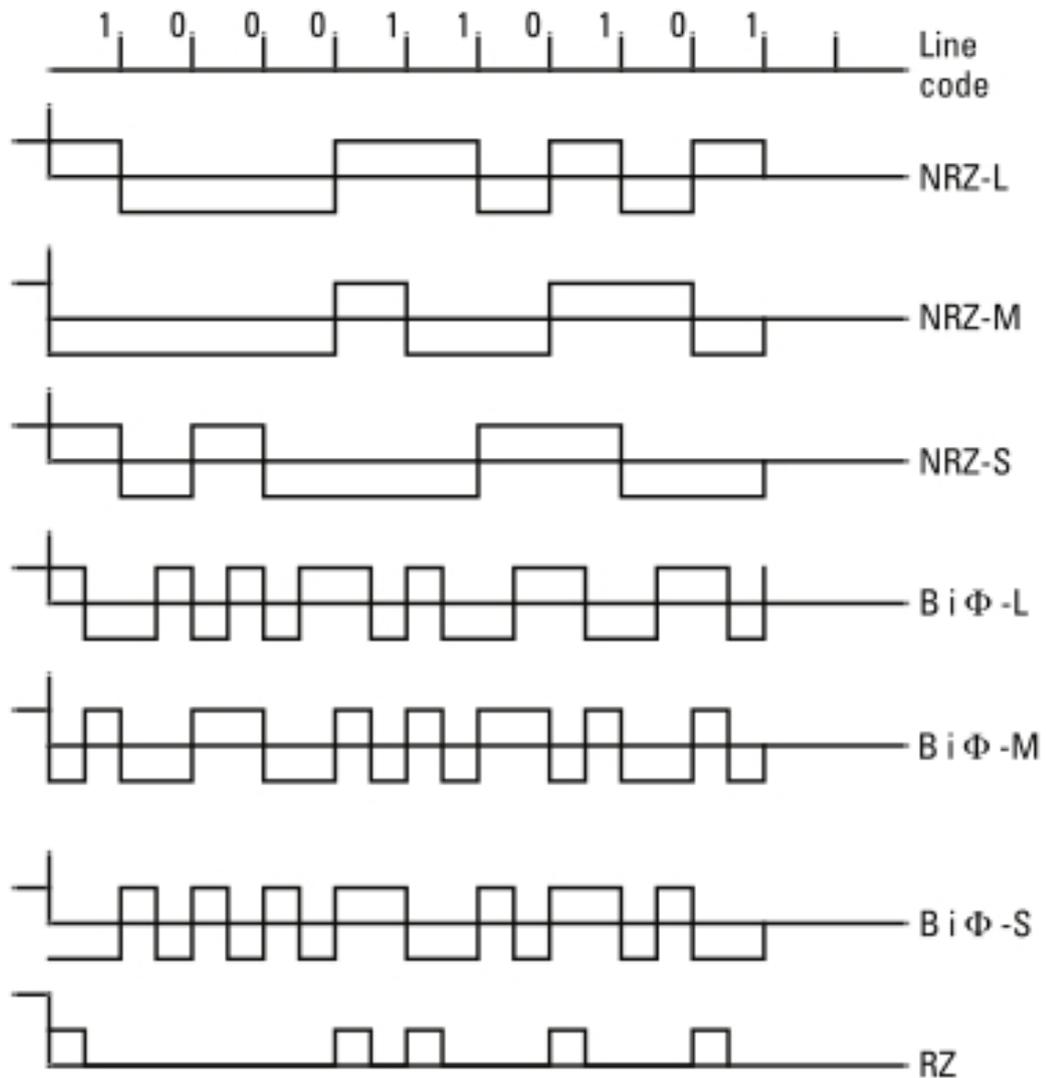
SIOURIS, G. M. **Missile Guidance and control system**. New York,USA: [s.n.], 2003.

VENTURI, J. J. **Álgebra Vetorial e Geometria Analítica**. Curitiba,PR: Artes Gráficas e Editora Unificado, 2015.

ANEXO A – Formato de Código de Linha

O formato de codificação consiste em representar o sinal digital a ser transportado, através de um sinal discreto, em que se representa 1 ou 0 pelo nível de tensão correto para toda a duração do período de bits, sendo que a fase do *clock* é definida em relação à transição de dados, conforme as convenções que são mostradas.

Figura 39 – Código de Linha



Fonte: (CARDEN RUSSELL P. JEDLICKA, 2002)