

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE
CENTRO DE TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE PRODUÇÃO

HARETON RIBEIRO GOMES

**AVALIAÇÃO DE EFICIÊNCIA DA OPERAÇÃO DE LANÇAMENTO DE FOGUETE
DE SONDAÇÃO: UMA ABORDAGEM COM NETWORK DEA E TEORIA DOS
JOGOS**

NATAL
2021

HARETON RIBEIRO GOMES

**AVALIAÇÃO DE EFICIÊNCIA DA OPERAÇÃO DE LANÇAMENTO DE FOGUETE
DE SONDAÇÃO: UMA ABORDAGEM COM NETWORK DEA E TEORIA DOS
JOGOS**

Dissertação de Mestrado apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Produção da Universidade Federal do Rio Grande do Norte como requisito para a obtenção do título de Mestre em Engenharia de Produção.

Orientadora: Prof^a. Dr^a. Mariana Rodrigues de Almeida

NATAL
2021

Reitora da Universidade Federal do Rio Grande do Norte

Prof. Dr. José Daniel Diniz Melo

Diretor do Centro de Tecnologia

Prof. Dr. Luiz Alessandro Pinheiro Câmara de Queiroz

Coordenador do Programa de Pós-graduação em Engenharia de Produção

Prof.^a Dr.^a. Mariana Rodrigues de Almeida

Orientação

Prof.^a Dr.^a. Mariana Rodrigues de Almeida

Universidade Federal do Rio Grande do Norte - UFRN
Sistema de Bibliotecas - SISBI
Catalogação de Publicação na Fonte. UFRN - Biblioteca Central Zila Mamede

Gomes, Hareton Ribeiro.

Avaliação de eficiência da operação de foguetes de sondagem: uma abordagem com network DEA e teoria dos jogos / Hareton Ribeiro Gomes. - 2021.
159f.: il.

Dissertação (Mestrado) - Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Centro de Tecnologia, Programa de Pós-graduação em Engenharia de Produção, Natal, 2021.

Orientadora: Dra. Mariana Rodrigues de Almeida.

1. Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagem - Dissertação. 2. Análise de Eficiência - Dissertação. 3. Network DEA - Dissertação. 4. CLBI - Dissertação. 5. Setor Aeroespacial - Dissertação. I. Almeida, Mariana Rodrigues de. II. Título.

RN/UF/BCZM

CDU 658.5

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE
CENTRO DE TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE PRODUÇÃO

**AVALIAÇÃO DE EFICIÊNCIA DA OPERAÇÃO DE LANÇAMENTO DE FOGUETE
DE SONDAÇÃO: UMA ABORDAGEM COM NETWORK DEA E TEORIA DOS
JOGOS**

POR HARETON RIBEIRO GOMES

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO APRESENTADA AO PROGRAMA DE PÓS-
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE PRODUÇÃO DA UNIVERSIDADE FEDERAL
DO RIO GRANDE DO NORTE COMO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO
DE
MESTRE EM ENGENHARIA DE PRODUÇÃO

JULHO/2021

APROVADO POR:

Prof.^a Dr.^a. Mariana Rodrigues de Almeida, UFRN – Orientadora/presidente

Prof. Dr. Julio Francisco Dantas de Rezende, UFRN – Examinador Externo ao Programa

Prof. Dr. Jose Henrique Fernandez, UFRN – Examinador Externo ao Programa

Prof. Dr. Bruno Torres, UFF – Examinador Externo à Instituição

Prof. Dr. Enzo Barberio Mariano, UNESP – Examinador Externo à Instituição

Não há saber mais ou saber menos: há saberes diferentes.

Paulo Freire

AGRADECIMENTOS

Ao nosso Deus, pela onipresença na minha vida e pelas graças a mim concedida todos os dias.

À nossa Mãe Maria Santíssima, pela eterna intercessão junto ao seu filho Jesus por mim e pelo amor maternal provido a este filho.

À minha mãe Dalvarina Ribeiro Gomes, pela eterna compreensão e amor incondicional a mim, apesar da distância geográfica dos nossos lares.

À minha esposa Edilene Gomes, minha eterna namorada e companheira, pela compreensão das minhas ausências para realizar este trabalho e por cuidar de nossa família com inteligência e maestria nesse período.

Aos meus filhos Joel Felipe, Daniel Henrique e Rafael de Jesus, pela paciência em meus momentos de tensão. Um especial agradecimento a Daniel Henrique que colaborou na elaboração das ilustrações deste trabalho, obrigado filho.

Às minhas mães de coração, tia Arlete Ribeiro e tia Doralice Romeiro, pelo incentivo ao crescimento da minha caminhada pessoal e profissional.

Aos meus amigos de trabalho do CLBI, Eugênio Santos, Cláudio Medeiros, Maria Gracilene, Marcos Leal, Fabiano Junger e Marlon Figueiredo, pela colaboração nas informações técnicas-profissionais e nas críticas deste trabalho.

À minha orientadora, Mariana Almeida, pela confiança, disponibilidade e grande entusiasmo presente nesta jornada e no incessante compartilhamento de conhecimento. Agradeço pelas palavras de estímulo e motivação constante para este trabalho.

RESUMO

Esta pesquisa tem por finalidade de propor uma metodologia para avaliar a eficiência da Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagem (OLFS) por meio da Análise Envoltória de Dados em Rede (NDEA) associada a teoria dos jogos, para foguetes do tipo suborbital, lançados a partir do lançador com rampa inclinada, tendo como parâmetro de ajuste, o cálculo de vento balístico para região de lançamento, de modo a proporcionar aos gestores da OLFS tomarem suas decisões com base em análises de *benchmarking*, visto que há carência de análises de eficiência sobre foguetes e a OLFS. No setor aeroespacial, os investimentos brasileiros se tornam mais contingenciados devido o cenário econômico atual do país. Isso requer do setor aeroespacial brasileiro uma otimização dos seus recursos financeiros, logo a gana pela melhor utilização desses recursos, e conseqüentemente, um aumento de eficiência dos processos internos de seus órgãos executores, tornam-se indispensável para alcançar resultados econômicos e financeiros almejados pelo país. Nesse contexto, a mensuração e melhoria da eficiência da OLFS dos Campos de Lançamentos brasileiros possibilitaram, além de fornecer serviços de melhor qualidade aos clientes dos centros, uma melhor alocação de recursos e aumento de produtividade, num setor cada vez mais competitivo e superespecializado. A pesquisa sobre a OLFS terá um recorte temporal o decênio de 2009 a 2019 nos lançamentos dos veículos espaciais do projeto de foguetes de treinamento lançados a partir do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI) observando 24 lançamentos. A partir dessa análise, os resultados apontam que houve alta eficiência dos lançamentos no Estágio do Ajuste do Lançador (EAL) com média de 75,40% devido nesta etapa ocorrer as ações de controle do OLFS executados pela equipe do centro de lançamento e uma baixíssima eficiência nos lançamentos no Estágio do Voo Atmosférico (EVA) com média de 13,50%, devido a interferência de fatores exógenos ao processo da OLFS nesta etapa, principalmente da atmosfera do campo de lançamento, por isso a média da eficiência global dos lançamentos foi de 9,80%, próximo a eficiência do estágio EVA. Essa nova abordagem buscou responder como uma técnica matemática pode auxiliar na tomada de decisão dos gestores de campo de lançamento suborbitais.

Palavras-chave: Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagem; CLBI; Análise de Eficiência; Network DEA; Setor Aeroespacial.

ABSTRACT

This research aimed to propose a methodology to evaluate the efficiency of the Sounding Rocket Launch Operation (SRLO) through Network Data Envelopment Analysis (NDEA) and game theory, for suborbital rockets, launched at from a launcher with an inclined ramp, with the adjustment parameter, the calculation of ballistic wind for the launch region, in order to allow SRLO managers to make their decisions based on benchmarking analysis, since there is a lack of efficiency analysis on rockets and SRLO. Investments in the Brazilian aerospace sector become more contingent due to the country's current economic scenario. This requires the Brazilian aerospace sector to optimize its financial resources, therefore the need for the better use of these resources, and consequently, an increase in the efficiency of the internal processes of its executing agencies, become indispensable to achieve the economic and financial results desired by the country. In this context, the measurement and improvement of the SRLO efficiency of the Brazilian launch fields made it possible, in addition to providing better services to the Center's customers, a better allocation of resources and increased productivity, in an increasingly competitive and super-specialized sector. The research on SRLO will have a time frame from 2009 to 2019 in the launches of space vehicles of the training rockets project launched from the Barreira do Inferno Launch Center (CLBI- *Centro de Lançamento da Barreira do Inferno*) observing 24 launches. From this analysis, the results show that there was high efficiency of launches in the Launcher Adjustment Stage (LAS) with an average of 75.40% due to the OLFS control actions performed by the launch center team at this stage and a very low Efficiency in launches in the Atmospheric Flight Stage (AFS) with an average of 13.50%, due to the interference of exogenous factors in the SRLO process at this stage, mainly from the launch field atmosphere, so the average global efficiency of launches was of 9.80%, a value close to the efficiency of the AFS stage. This new approach sought to answer how a mathematical technique can help suborbital launch field managers' decision making.

Keywords: Sounding Rocket Launching Operation; CLBI; Efficiency Analysis; Network DEA; Aerospace Industry.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Diagrama em V mostrando o desenvolvimento do trabalho por capítulos.....	8
Figura 2 - Segmentos do Setor Aeroespacial	13
Figura 3 - Total de empresas e percentuais de vendas no segmento de defesa pelos países no Top 100 SIPRI.....	16
Quadro 1 - Agências mundiais e regionais do setor aeroespacial, seus segmentos de atuação e capacidade operacional.	18
Figura 4 - Eixos estratégicos do PNAE	27
Figura 5 - Configuração básica do Sistema Nacional de Atividades Espaciais.	29
Figura 6 - Estrutura organizacional do DCTA.....	30
Quadro 2 - Empresas da Associação das Indústrias Aeroespaciais do Brasil, seus segmentos de atuação, localização e multinacionais que estão vinculadas.....	35
Figura 7 - Estrutura básica do foguete	39
Quadro 3 - Tipologia básica de foguetes.....	41
Quadro 4 – Campos de lançamentos foguetes espaciais ativos no mundo em 2020	46
Figura 8 - Campos de lançamentos foguetes espaciais ativos no mundo em 2020.....	47
Quadro 5 - Parâmetro do ambiente terrestre, suas fontes e efeitos sobre veículos aeroespaciais.....	50
Quadro 6 - Parâmetros ambientais terrestres versus Fase da Missão	53
Figura 9 - Plataforma de lançamento do CLA com protótipo do VLS.....	57
Figura 10 - Lançador do CLBI com o FTB em tubo acoplado	58
Figura 11 - Coordenadas de referência em lançamento de foguetes espaciais	60
Figura 12 - Inputs e Outputs do Processo de Preparação do Foguete de Sondagem.....	61
Figura 13 - <i>Inputs</i> e <i>Outputs</i> do Subprocesso Cálculo do Vento Balístico.....	66
Figura 14 - <i>Inputs</i> e <i>Outputs</i> do Subprocesso Cálculo do Ajuste do Lançador.....	67
Figura 15 - Fluxograma do Processo de Lançamento de Foguetes de Sondagem	70
Figura 16 - <i>Inputs</i> e <i>Outputs</i> do Processo de Rastreamento do Foguete de Sondagem	75
Figura 17 - Trajetória de voo do foguete de sondagem.....	75
Quadro 7 - Característica da pesquisa	77
Figura 18 - Foguetes de Sondagens Brasileiros.....	80
Figura 19 - Fluxograma dos dados mensuráveis em Operações de Lançamento de Foguetes de Sondagem com a metodologia de Compensação do Vento e Ajuste do Lançador	84
Figura 20 - Esquema do modelo NDEA proposto.....	92
Quadro 8 - Eficiência máxima e mínima por estágio	93
Figura 21 - Foguete de Treinamento Básico	96
Quadro 9 - Principais especificações nominais do FTB	97
Quadro 10 - Classificação das diferenciações climáticas no domínio dos climas quentes presentes no RN.....	99

Figura 22 - Mapa dos tipos e variedades climáticos do Rio Grande do Norte.....	100
Figura 23 - Mapa de isoietas do Rio Grande do Norte.....	102
Figura 24 - Climograma ombrotérmico de Natal.	103
Figura 25 - Circulação geral dos ventos no Brasil.....	104
Figura 26 - Regiões geográficas de distribuição dos ventos no Brasil.....	108
Figura 27 - Regiões eólicas do RN com perfil de vento a 100 m de altitude.....	109
Figura 28 - Direção predominante anual da direção dos ventos na circunregião do CLBI	109
Figura 29 - Velocidade média do vento (m/s) por altitude	110
Figura 30 - Velocidade média anual do vento (m/s) ao longo do dia a 100 m de altitude em 2013. .	111
Figura 31 - Perfil climatológico de vento, temperatura, precipitação e trovoadas do CLBI de 1977 a 2018.....	112
Quadro 11 - Escala Beaufort do vento.	113
Quadro 12 - Escala do nível de variabilidade do vento para lançamento de foguetes.	115
Quadro 13 - Dados quantitativos e qualitativo da direção do vento mensal do CLBI.	116
Quadro 14 - Dados quantitativos e qualitativo da intensidade do vento mensal do CLBI.	117
Quadro 15 - Temperatura e a precipitação médias mensais do CLBI de 1977 a 2018.	117
Figura 32 - Distribuição dos meses secos e úmidos no CLBI.	118
Quadro 16 – Índice Subceráunico para lançamento de foguetes.....	119
Quadro 17 – Dados quantitativos e qualitativos das ocorrências de trovoadas no CLBI	120
Quadro 18 - Perfil Climatológico do CLBI.	121
Figura 33 – Eficiências no MCDE e no MJBN das 24 DMU’s do EAL.....	125
Figura 34 – Eficiências no MCDE e no MJBN das 24 DMU’s do EVA	126
Figura 35 – Perfil dos ventos de superfície e de altitude das DMU’s F.20 e F.21.	128
Figura 36 - Perfil dos ventos de superfície e de altitude das DMU’s F.02, F.09 e F.11.	130
Quadro 19 – Características da DMU F.02 e DMU F.07 no EVA.....	132
Figura 37 – Comparativo das eficiências do EAL e do EVA.....	133
Figura 38 – Perfil do deslocamento horizontal do balão de sondagem atmosférico no CLBI.	134
Figura 39 – Perfil no deslocamento vertical do balão atmosférico no CLBI.....	134
Quadro 20 - Características das sondagens atmosféricas em relação a defasagem no tempo.....	135
Figura 40 – Média dos ventos por altitude estratificado até 200 m na região do voo do FTB a partir do CLBI.....	136
Quadro 21 - Diferença entre intensidade do vento na SBAr e na região do voo do FTB.....	136
Quadro 22 – Características da DMU F.11 e DMU F.06 no EVA.....	138
Quadro 23 – Características da DMU F.15 e DMU F.16 no EVA.....	139
Figura 41 - Eficiência Global do FTB pelo método NDEA.	145

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Intensidade e direção de vento hipotético por nível de camada.....	65
Tabela 2 - Principais parâmetros do FTB e FTI	81
Tabela 3 - Dados nominais dos lançamentos do FTB que compõem as 24 DMU's	82
Tabela 4 - Perfis de voo do FTB no CLBI de 2009 a 2019	85
Tabela 5 – Variáveis de <i>inputs</i> , intermediárias e de <i>outputs</i> do processo de OLFS.....	124
Tabela 6 – Eficiência pelo modelo centralizado de dois estágios e pelo modelo de jogo de barganha de Nash das 24 DMU's.	125
Tabela 7 – Estratificação da atmosférica por altitude e ponderação para elevação de 80º no CLBI.	127
Tabela 8 – Rank das DMU's em relação a intensidade do vento balístico.....	141
Tabela 9 – Rank das DMU's referente ao DPI e ao método NDEA.....	144

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AAB	Associação Aeroespacial Brasileira
AEB	Agência Espacial Brasileira
AEM	Agência Espacial Mexicana
AfSA	<i>African Space Agency</i>
AIAB	Associação das Indústrias Aeroespaciais do Brasil
APSCO	<i>Asia-Pacific Space Cooperation Organization</i>
ASA	<i>Australian Space Agency</i>
ASAL	<i>Agence Spatiale Algérienne</i>
ASC	<i>Andoya Space Center</i>
ASI	<i>Agenzia Spaziale Italiana</i>
AZI	Azimute Angular
AZIC	Azimute Compensado no Ajuste Final do Lançador
AZI _{H0}	Azimute Compensado no Horário do H0
AZI _n	Azimute Nominal
BCC	Banker, Charnes e Cooper
CCAFS	<i>Cape Canaveral Air Force Station</i>
CCR	Charnes, Cooper e Rhodes
CDTI	<i>Centro para el Desarrollo Tecnológico Industrial</i>
CEDEA	<i>Centro de Ensayos de El Arenosillo</i>
CEMB	Centro Espacial Manuel Belgrano
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
CLBI	Centro de Lançamento da Barreira do Inferno
CLF	Campos de Lançamento Foguetes
CLFBI	Campo de Lançamento de Foguetes da Barreira do Inferno
CNAE	Comissão Nacional das Atividades Espaciais
CNES	<i>Centre National d'Études Spatiales</i>
CNSA	<i>Chinese National Space Administration</i>
COMAER	Comando da Aeronáutica
CONAE	<i>Comisión Nacional de Actividades Espaciales</i>
CONIDA	<i>Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial</i>
COPUOS	<i>Committee on the Peaceful Uses of Outer Space</i>
CP&D	Centros de Pesquisa e Desenvolvimento

CRS	<i>Constant Returns to Scale</i>
CSA	<i>Canadian Space Agency</i>
CSG	<i>Centre Spatial Guyanais</i>
CSICO	<i>Commonwealth Scientific and Industrial Research Organisation</i>
CTA	Centro Técnico de Aeronáutica
CTB	Campo de Teste Balístico
DASHE	<i>Danish Agency for Science and Higher Education</i>
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DEA	<i>Data Envelopment Analysis</i>
DEPED	Departamento de Pesquisa e Desenvolvimento
DLR	<i>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt - DLR Space Administration</i>
DMU	<i>Decision Making Unit</i>
EAL	Estágio do Ajuste do Lançador
EGNOS	Sistemas Europeus Complementares de Navegação Geoestacionárias
ELV	Elevação Angular
ELV _c	Elevação Compensada no Ajuste Final do Lançador
ELV _{H0}	Elevação Compensada no Horário do H0
ELV _n	Elevação Nominal
ELDO	<i>European Launcher Development Organisation</i>
EMA	Estado Maior da Aeronáutica
Erro DHBS	Erro associado ao Deslocamento Horizontal do Balão de Sondagem
Erro DSH0	Erro na Defasagem de tempo das Sondagens em relação ao H0
Erro AMBS	Erro na Altitude Máxima alcançada pelos Balões em cada Sondagem
ESA	<i>European Space Agency</i>
Esrange	<i>European SpacereSearch Range (até 1997)</i>
Esrange	<i>Esrange Space Center (a partir de 1998)</i>
ESRO	<i>European Space Research Organisation</i>
EUA	Estados Unidos da América
EVA	Estágio do Voo Atmosférico
FAB	Força Aérea Brasileira
FTB	Foguete de Treinamento Básico
FTI	Foguete de Treinamento Intermediário
GETEPE	Grupo Executivo e de Trabalhos e Estudos de Projetos Espaciais
GNSS	Sistemas Mundiais de Navegação por Satélite

GOCNAE	Grupo de Organização da Comissão Nacional das Atividades Espaciais
GSA	<i>European NGSS Agency</i>
GSFC	<i>Goddard Space Flight Center</i>
GTEPE	Grupo de Trabalhos de Estudos de Projetos Especiais
H0	O horário definido para o lançamento ou o instante do lançamento
IAE	Instituto de Atividades Espaciais (até 1990)
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço (a partir de 1991)
IFI	Instituto de Fomento e Coordenação Industrial
INPE	Instituto Pesquisas Espaciais (até 1989)
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (a partir de 1990)
INTA	Instituto de Técnica Aeroespacial
IPD	Instituto de Pesquisa e Desenvolvimento
IQSY	<i>International Quiet Sun Years</i>
ISA	<i>Israel Space Agency</i>
ISA	<i>Iranian Space Agency</i>
ISAS	<i>Institute of Space and Astronautical Science</i>
ISRO	<i>Indian Space Research Organization</i>
ISS	<i>International Space Station</i>
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
JAXA	<i>Japan Aerospace Exploration Agency</i>
KARI	<i>Korea Aerospace Research Institute</i>
KASI	<i>Korea Astronomy and Space Science Institute</i>
KENSA	<i>Kenya Space Agency</i>
KSC	<i>Kennedy Space Center</i>
LSA	<i>Luxembourg Space Agency</i>
Maer	Ministério da Aeronáutica
MCDE	Modelo Centralizado de Dois Estágios
MD	Ministério da Defesa
MECB	Missão Espacial Completa Brasileira
MJBN	Modelo de Jogo de Barganha de Nash
NAL	<i>National Aerospace Laboratory</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NASDA	<i>National Space Development Agency</i>
NASRDA	<i>National Space Research and Development Agency</i>

NDEA	<i>Network Data Envelopment Analysis</i>
NOSA	<i>Norwegian Space Agency</i>
NSSA	<i>National Space Science Agency</i>
NSC	<i>Naro Space Center</i>
NZSA	<i>New Zealand Space Agency</i>
OCDE	Organização para a Cooperação e Desenvolvimento Económico
OLF	Operação de Lançamento de Foguetes
OLFS	Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagens
ONU	Organização das Nações Unidas
PI	Ponto de Impacto
PI _n	Ponto de Impacto Nominal
PLF	Processo de Lançamento de Foguetes
PLFS	Processo de Lançamento de Foguetes de Sondagem
PNAE	Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE)
PNDAAE	Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais
POC	Planejamento Operacional do Cliente
POCL	Planejamento Operacional do Campo de Lançamento
PPFS	Processo de Preparação do Foguete de Sondagem
PqTec	Parque Tecnológico de São José dos Campos
PRFS	Processo de Rastreamento de Foguete de Sondagem
RF	Radiofrequência ou ondas de rádio (frequência de 3 kHz a 300 GHz)
ROSA	<i>Romanian Space Agency</i>
Roscosmos	Agência Espacial da União Soviética (até 1991)
ROSCOSMOS	<i>State Space Corporation Roscosmos</i> pertencente a Rússia (1992)
SANSA	<i>South African National Space Agency</i>
SBA	Sondagem de Baixa Altitude
SBAr	Sondagem de Baixa Altitude Reduzida
SCSL	Subprocesso de Configuração dos Sistemas de Lançamento
SCVB	Subprocesso de Cálculo do Vento Balístico
SDSC	<i>Satish Dhawan Space Centre SHAR</i>
SGA	Sondagem de Grande Altitude
SGDC	Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas
SINDAAE	Sistema Nacional de Atividades Espaciais
SIPRI	<i>Stockholm International Peace Research Institute</i>

SNSA	<i>Swedish National Space Agency</i>
SpaceX	<i>Space Exploration Technologies Corp.</i>
SPAL	Subprocesso Ajuste do Lançador
SPCU	Subprocesso de Preparação da Carga Útil
SPDF	Subprocesso Decolagem do Foguete
SPPF	Subprocesso Pós voo do Foguete
SPSO	Subprocesso de Segurança Operacional
SPVF	Subprocesso de Voo do Foguete
SRON	<i>Netherlands Institute for Space Research</i>
SSAU	<i>State Space Agency of Ukraine</i>
SSC	<i>Swedish Space Corporation</i>
SSC	<i>Saudi Space Commission</i>
SSO	<i>Swiss Space Office</i>
SSV	Setor de Segurança de Voo
STDL	Sistema de Tratamento de Dados e Localização
STV	Sistema de Terminação de Voo
SUPARCO	<i>Pakistan Space and Upper Atmosphere Research Commission</i>
SvalRak	<i>Svalbard Rocket Range</i>
TERLS	<i>Thumba Equatorial Rocket Launching Station</i>
TNSC	<i>Tanegashima Space Center</i>
TTE	<i>Tower Tilt Effect / Efeito de Inclinação do Lançador</i>
UA	União Africana de Nações
UAESA	<i>United Arab Emirates Space Agency</i>
UE	União Europeia
UEMA	Universidade Estadual do Maranhão
UFABC	Universidade Federal do ABC
UFMA	Universidade Federal do Maranhão
UFMG	Universidade Federal de Minas Gerais
UFPE	Universidade Federal de Pernambuco
UFRN	Universidade Federal do Rio Grande do Norte
UFSC	Universidade Federal de Santa Catarina
UFSM	Universidade Federal de Santa Maria
UKSA	<i>United Kingdom Space Agency</i>
UnB	Universidade de Brasília

UNOOSA	<i>United Nations Office for Outer Space Affairs</i>
URSS	União das Repúblicas Socialistas Soviéticas
USC	<i>Uchinoura Space Center</i>
VA	Ventos de Altitude
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VB	Vento Balístico
VLS	Veículo Lançador de Satélite
VRS	<i>Variable Returns to Scale</i>
VS	Ventos de Superfície
WFF	<i>Wallops Flight Facility</i>
WSMR	<i>White Sands Missile Range</i>
WTR	<i>RAAF Woomera Teste Range</i>
ZLE	Zona de Livre Evolução

SUMÁRIO

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO	1
1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO.....	1
1.2 OBJETIVOS	6
1.2.1 Objetivo Geral	6
1.2.2 Objetivos Específicos.....	6
1.3 JUSTIFICATIVA	6
1.4 ESTRUTURA	7
CAPÍTULO 2 - DEFINIÇÕES E CONCEITOS BÁSICOS	9
CAPÍTULO 3 - SETOR AEROESPACIAL.....	12
3.1 O SETOR AEROESPACIAL MUNDIAL.....	12
3.2 O SETOR AEROESPACIAL NO BRASIL	26
3.1.1 O Sistema Nacional de Atividades Espaciais	28
CAPÍTULO 4 - LANÇAMENTO DE FOGUETES ESPACIAIS	39
4.1 TIPOLOGIA DE FOGUETES ESPACIAIS	39
4.2 CAMPOS DE LANÇAMENTOS DE FOGUETES DO MUNDO	41
4.3 PARÂMETROS PARA O LANÇAMENTO DE FOGUETES ESPACIAIS.....	48
4.3.1 Condições do Ambiente Terrestre (Climáticos) na Região do Campo de Lançamento	48
4.3.2 A Localização do Campo de Lançamento no Planeta.....	55
4.3.3 A Estrutura do Lançador do Foguete	57
4.4 A OPERAÇÃO DE LANÇAMENTO DE FOGUETES DE SONDAGEM	59
4.4.1 Processo de Preparação do Foguetes de Sondagem	61
4.4.2 Processo de Lançamento de Foguetes de Sondagem	62
4.4.3 Processo de Rastreio de Foguetes de Sondagem	73
CAPÍTULO 5 – MÉTODO DE PESQUISA	77
5.1 CARACTERIZAÇÃO DA PESQUISA.....	77
5.2 ETAPAS DA PESQUISA.....	78
5.3 SELEÇÃO E DEFINIÇÃO DAS DMU’S	79
5.4 SELEÇÃO, DESCRIÇÃO DE VARIÁVEIS E COLETA DE DADOS	83
5.5 PROPOSIÇÃO DA MODELAGEM NDEA	88
CAPÍTULO 6 - O FOGUETE DE TREINAMENTO BÁSICO: ESPECIFICAÇÕES TÉCNICAS E AMBIENTAIS .	95
6.1 SISTEMA DE LANÇAMENTO DE VEÍCULO AEROESPACIAL AV-FTB.....	95
6.2 ESPECIFICAÇÕES TÉCNICAS DO FTB	96
6.3 CONDIÇÕES AMBIENTAIS PARA LANÇAMENTO DO FTB	97

CAPÍTULO 7 - CONDIÇÕES DO AMBIENTE TERRESTRE (CLIMÁTICOS) NA REGIÃO DO CAMPO DE LANÇAMENTO DA BARREIRA DO INFERNO	99
7.1 CONDIÇÕES CLIMÁTICAS GERAIS DA CIRCUNREGIÃO DO CLBI.....	99
7.2 REGIME DE VENTOS DA CIRCUNREGIÃO DO CLBI.....	104
7.3 CLIMATOLOGIA GERAL DO CLBI	111
CAPÍTULO 8 - ANÁLISE DA EFICIÊNCIA DA OPERAÇÃO DE LANÇAMENTO DE FOGUETES DE SONDA GEM PELA METODOLOGIA NDEA.....	123
8.1 A EFICIÊNCIA NO ESTÁGIO DE AJUSTE DO LANÇADOR	126
8.2 A EFICIÊNCIA NO ESTÁGIO DO VOO ATMOSFÉRICO	131
8.3 A EFICIÊNCIA GLOBAL DO OPERAÇÃO DE LANÇAMENTO DE FOGUETES DE SONDA GEM.....	139
CAPÍTULO 9 - CONCLUSÕES	145
9.1 CONTRIBUIÇÕES	147
9.2 LIMITAÇÕES.....	148
9.3 TRABALHOS FUTUROS.....	148
REFERÊNCIAS.....	151
APÊNDICE A - <i>Websites</i> das agências espaciais consultadas.....	157

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO

1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO

A origem da indústria aeroespacial está relacionada a migração da tecnologia de mísseis balísticos intercontinentais (ICBM - *Intercontinental Ballistic Missile*) da Guerra fria entre os Estados Unidos da América (EUA) e a extinta União das Repúblicas Socialistas Soviéticas (URSS) nas décadas de 50 e 60 do século XX, para o desenvolvimento e lançamento de foguetes meteorológicos, foguetes de sondagem ionosféricas, foguetes lançadores de satélites de comunicação. A ascensão dessa tecnologia culminou com desenvolvimento e lançamentos de foguetes tripulados para a conquista do espaço e da chegada do homem à Lua, na corrida espacial entre ambos os países.

Esse período é considerado o primeiro *boom* do setor. Nele foram desenvolvidos os primeiros passos da humanidade para observar o planeta Terra do espaço, principalmente os fenômenos ligados a atmosfera e a pesquisa do Sistema Solar. Além dos EUA e URSS, diversos países e blocos de países de olho nessa tecnologia emergente buscaram parcerias para começar a explorar esse ramo do conhecimento, como, por exemplo, a União Europeia (UE) que em 1975 cria a *European Space Agency* (ESA) com políticas para desenvolvimento de lançadores de satélites na Europa e a pesquisa e exploração espacial.

A indústria emergente nesse período foi a do segmento espacial, originalmente desenvolvidas para emprego exclusivamente militar. Essa indústria é constituída pelo segmento de: artefatos, como balões de sondagem atmosféricos, sondas, satélites e outros, onde esses artefatos são desenvolvidos a partir da integração de outros subsistemas, como os de navegação e de sensores; conjuntos estruturais, como os veículos de lançamento e sistemas propulsores, responsáveis por conduzir esses artefatos em atmosfera superior, e da indústria de infraestrutura de base, constituída pelos centros de desenvolvimento, de lançamento e de processamento de informações obtidas por esses artefatos (LUZ, 2010).

Destacam-se nessa indústria, os serviços de comunicação, como: telefonia, radiodifusão, televisão e *broadcasting*; os serviços de navegação de precisão, como o *Global Position Service* (GPS); os serviços de monitoramento das condições ambientais, referentes ao clima, a atmosfera e aos oceanos, e os experimentos científicos realizados em condições de microgravidade (LUZ, 2010).

Nas décadas seguintes, houve o crescimento concomitante do segmento aeronáutico e segmento espacial. Muitos dos produtos gerados por essas indústrias, foram desenvolvidos

exclusivamente para a indústria de defesa das nações que detiveram o domínio dessa nova tecnologia, isto desencadeou a integração da indústria do segmento de defesa ao setor aeroespacial.

Nesse contexto, na década de 60, o Brasil estabelece parceria com os EUA, através da *National Aeronautics and Space Administration* (NASA), para a criação de um centro de lançamento de foguetes na América do Sul que ficasse mais próximo do equador magnético para realizar pesquisas da atmosfera terrestre na linha equatorial a fim de realizar experimentos em Geofísica, Aeronomia, Magnetismo, etc., bem como a coletas de dados na chamada Anomalia Magnética do Atlântico Sul na época pouquíssimo estudada. (GOUVEIA, 2003; SILVA, 2013)

A parceria no segmento espacial entre Brasil e EUA culminou com a criação do Centro de Lançamento de Foguetes da Barreira do Inferno (CLFBI) em 1965 ligado ao Ministério da Aeronáutica (Maer), hoje Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI) pertencente ao Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), órgão do Comando da Aeronáutica (COMAER) do Ministério da Defesa (MD) do Brasil. A função inicial do Centro era o lançamento de foguetes para realizar sondagens meteorológicas e ionosféricas em cooperação com organizações estrangeiras, principalmente dos EUA. (GOUVEIA, 2003)

Da década de 60 para os dias atuais, toda uma indústria foi fomentada no Brasil através de políticas públicas para o setor aeroespacial. As principais foram a Missão Espacial Completa Brasileira (MECB) em 1975 e o Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE) em 1996.

A MECB uniu os esforços do Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE¹) e do Centro Técnico de Aeronáutica (CTA) e seus institutos de pesquisas, principalmente o Instituto de Pesquisa e Desenvolvimento (IPD) e o Instituto de Atividades Espaciais (IAE) ambos com nomenclaturas mantidas até 1991.

Essa missão obteve como finalidade proporcionar ao Brasil: um centro para lançamento de veículos orbitais, que viria a ser o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) criado em 1983, visto que o CLBI possuía limitações para esse tipo de lançamento, e a autonomia do país no desenvolvimento de satélites e de veículos lançadores de satélites, com a pretensão de serem feitos por tecnologia exclusivamente nacional. As principais empresas contribuintes do segmento industrial brasileiro para o MECB foram a Empresa Brasileira de Aeronáutica (Embraer) no segmento aeronáutico, e a Avibras Indústria Aeroespacial S/A no segmento

¹ Nomenclatura utilizada até 1989.

espacial, que construiu os primeiros foguetes do programa espacial brasileiro (GOUVEIA, 2003).

O PNAE, por sua vez, reestrutura o programa espacial brasileiro em 1996 e estabelece o Sistema Nacional de Atividades Espaciais (SINDAE) com o propósito de organizar as atividades multisetorial e interinstitucional do programa, tendo como órgão central para gerenciar o programa, a Agência Espacial Brasileira (AEB) que fora criada em 1994.

O SINDAE também tinha como órgãos setoriais, o Instituto Nacional de Pesquisa Espaciais (INPE²) e o Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), cujos principais órgãos executores são o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE³), surgido na junção do IPD e do antigo IAE em 1991, o CLBI e o CLA. O objetivo maior passa a ser tornar o país capaz de usufruir, de forma soberana e em escala industrial, dos benefícios das tecnologias espaciais, da inovação tecnológica e das aplicações do setor aeroespacial em prol da sociedade brasileira (AEB, 2012). Para isso, o foco é o desenvolvimento e domínio das tecnologias espaciais críticas pela indústria nacional.

O SINDAE requer de todos os seus membros integrantes e colaboradores, seja estatal ou do setor privado, o domínio e aprimoramento contínuo de seus produtos e de seus processos, de forma a desenvolver e aprimorar o setor aeroespacial brasileiro no todo. Nesse contexto, o CLBI como órgão executor da SINDAE e seguindo as diretrizes do seu órgão setorial, o DCTA, deve aprimorar sua tríade missão de preparar, lançar e rastrear engenhos espaciais em prol da sociedade brasileira, de modo que se torne referência mundial no segmento de lançamento de veículo suborbital. Essa tríade no CLBI é materializada através do Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagem (OLFS). Essa atividade vem desde a origem do Centro e perpassou a evolução dos foguetes no mundo e no Brasil.

No CLBI foram lançados os foguetes suborbitais de diversas nacionalidades, como: os EUA, Canadá, Alemanha, assim como os foguetes de sondagem brasileiros da família SONDA (Sonda I ao IV), precursores do Veículo Lançador de Satélite (VLS); os protótipos e estágios constituintes do VLS; o foguetes suborbital VS-30, para atender a demanda em pesquisa em microgravidade e os foguetes de treinamento do programa espacial brasileiro, o Foguete de Treinamento Básico (FTB) e o Foguete de Treinamento Intermediário (FTI). Esses foguetes nacionais foram desenvolvidos pelo IAE em conjunto com a indústria aeroespacial nacional

² Nomenclatura utilizada a partir de 1990.

³ Nomenclatura utilizada a partir de 1991.

A cada dia, os investimentos no setor aeroespacial brasileiro se tornam mais escasso devido as dificuldades econômicas que o Brasil vem apresentando nas últimas décadas. Isso requer do setor aeroespacial uma otimização de seus recursos financeiros, logo a gana pela melhor utilização desses recursos, e conseqüentemente, um aumento de eficiência dos processos internos de seus órgãos executores, tornam-se indispensáveis para alcançar resultados econômicos e financeiros almejados pelo país.

Nesse contexto, a mensuração e melhoria da eficiência do OLFS possibilitará, além de fornecer serviços de melhor qualidade aos clientes do Centro, uma melhor alocação de recursos e de produtividade, num setor cada vez competitivo e superespecializado. Apesar do conhecimento adquirido pelo Centro acerca da OLFS, por meio de cooperações internacionais, principalmente com os EUA e a França, a mensuração de sua eficiência ainda é desprovida de uma metodologia de análise específica para essa atividade tão específica do setor aeroespacial.

Em vias gerais, há duas abordagens fundamentais para aferir eficiência, a paramétrica e a não-paramétrica. De acordo com Sarafidis (2002), a diferença entre as técnicas existe devido à especificação de uma forma funcional particular para a função produção ou custo, fornecida na abordagem paramétrica. Ainda segundo o autor, a intensidade da "parametrização" da função de produção ou custo pode influenciar fortemente a análise de eficiência comparativa, havendo chances de ser considerada responsável pelas diferentes vantagens e desvantagens que cada abordagem tem. As técnicas não-paramétricas vêm amenizar essas distorções ao estabelecer uma abordagem de eficiência relativa que considera as entradas e saídas no contexto global e nos estágios internos de cada processo e subprocessos.

Uma das técnicas não-paramétricas mais utilizadas para mensuração de eficiência é a Análise Envoltória de Dados (DEA – *Data Envelopment Analysis*) devido a sua versatilidade, entre outros fatores. Ela é reconhecida na literatura como um método bastante adequado para atividades de medição de desempenho em relação aos métodos tradicionais econométricos (INMAN; ANDERSON; HARMON, 2006, ZHU, 2014). Essa técnica contribui para tomada de decisão com base em informações quantitativas e comparativas (*benchmarking*), podendo, então, classificar as unidades tomadoras de decisão (DMU – *Decision Making Unit*) eficientes e possibilitar a identificação de prováveis causas de ineficiência.

De um modo geral, a principal característica do DEA remete à flexibilidade em relação as variáveis de medidas, pois ela permite a utilização de múltiplas variáveis de entrada e de saída, em particular as unidades de medida podem ter grandezas diferentes ou não, isto é uma das principais diferenças em relação aos métodos paramétricos. Além disso, o método oferece opções relacionadas à orientação e modelos a serem utilizados. Dependendo do problema

abordado, maximiza-se variáveis de saída (*outputs*) ou minimiza-se variáveis de entrada (*inputs*). Ademais, disponibiliza-se a seleção de modelos, os mais tradicionais proporcionam retornos de escala constantes (CRS – *Constant Returns to Scale*) e retornos de escala variáveis (VRS - *Variable Returns to Scale*), desenvolvidos respectivamente por Charnes, Cooper e Rhodes (1978) e Banker, Charnes e Cooper (1984), sendo eles modelos conhecidos por CCR e BCC, respectivamente.

Apesar das vantagens dos métodos clássicos, CCR e BCC, esses processos são normalmente apontados na literatura como “caixa-preta”, uma vez que se examina da DMU sua eficiência de forma global, ou seja, em sua totalidade, de forma que desconsidera a estrutura interna de processos e subprocessos. A partir desses questionamentos, foram desenvolvidos vários modelos para suprir essa necessidade, um desses é o Network DEA (NDEA). Kao (2014) considera a aplicação do NDEA a situações que demandem mais esforços, em que toda a operação, divide-se em dois ou mais processos ou subprocessos.

O DEA em rede (NDEA - *Network Data Envelopment Analysis*) define cada unidade produtiva como uma rede de estágios internos interconectados, assim, os modelos NDEA revelam tanto as fontes de eficiência, quanto as fontes de ineficiência, ao realizar o cálculo das eficiências nos diferentes nós do processo, decompondo a eficiência global em medidas a cada estágio ou processo constituintes. Cada estágio, por sua vez, pode ter diferentes entradas e saídas, além de estarem interconectados por produtos intermediários que não são exógenos (KAO, 2014).

No caso da OLFS, no CLBI, não há uma quantidade de amostra significativa de registro de dados de voos referentes aos lançamentos realizados por um tipo de foguete que proporcione uma avaliação de eficiência por um método paramétrico, de modo que aponte as eficiências e ineficiências do macroprocesso em cada estágio ou subprocesso da operação lançamento de foguetes de sondagem suborbital.

Dessa forma, a implementação de uma análise de mensuração de eficiência com os dados não paramétricos, torna-se uma opção plausível. Porém, diante desse contexto, cabe os seguintes questionamentos:

- ✓ O NDEA pode mensurar a eficiência da Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagem?
- ✓ O NDEA é capaz de identificar as etapas e subprocessos do OLFS que torne essa atividade mais eficiente e competitiva?
- ✓ Como uma técnica matemática pode auxiliar na tomada de decisão dos gestores de campo de lançamento?

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo Geral

Propor uma metodologia para avaliar a eficiência da Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagens por meio da Análise Envoltória de Dados em Rede (NDEA) e a Teoria dos Jogos.

1.2.2 Objetivos Específicos

- Mapear a Operação de Lançamento de Foguete de Sondagem (OLFS);
- Identificar os parâmetros que influenciam na mensuração de eficiência da OLFS;
- Aplicar a metodologia NDEA nos processos e subprocessos constituintes da OLFS no CLBI;
- Propor melhorias na OLFS para os centros de lançamentos brasileiros; e,
- Propor o NDEA como metodologia de mensuração de eficiência da OLFS para lançamentos de foguetes suborbitais.

1.3 JUSTIFICATIVA

Espera-se que por meio dessa fundamentação, que esta pesquisa consiga contribuir em três aspectos diferentes. Primeiramente, incrementar na literatura de pesquisa operacional e produtividade organizacional, à análise de eficiência o processo de lançamento de foguete de sondagem da indústria aeroespacial, cujo foco de análise produtividade e eficiência estão relacionados na sua grande maioria ao foguete em si e suas partes estruturais.

Há poucas análises de eficiência existentes na literatura sobre foguetes e estas se referem principalmente no desempenho do motor-foguete em suas diversas tipologias, como por exemplo, ao tipo de combustível utilizado por ele e com relação a eficiência dos sistemas de controle de voo que estão integrados ao veículo.

Outro aspecto é a expansão da aplicação do método Network DEA em áreas ainda não exploradas. Recentemente, Emrouznejad e Yang (2017) apontam que as áreas de maior aplicação de DEA entre 2015 e 2016 foram no setor de agricultura; no setor bancário; na cadeia de suprimentos; no transporte, bem como as políticas públicas em geral, tendo como referência as publicações no banco de dados da *Scopus* referente ao período de 1978 a 2016 relacionadas a metodologia DEA. Foram 10300 artigos analisados, sendo que não foi detectado publicação que relacionasse Foguetes e metodologia DEA.

Como terceira contribuição, mas não menos importante, será prover uma metodologia para avaliar a eficiência da OLFS por meio da Análise Envoltória de Dados em Rede (NDEA), para foguetes do tipo suborbital, lançados a partir de um Lançador com rampa inclinada, tendo como parâmetros o Ajuste do Lançador e o voo atmosférico do foguete para região de lançamento, de modo a proporcionar aos gestores da OLFS tomarem suas decisões com base em análises de *benchmarking*, visto que há poucas análises de eficiência existentes sobre foguetes ou sobre a OLFS.

1.4 ESTRUTURA

A presente pesquisa é composta por nove seções (ver Figura 1). No primeiro capítulo, o introdutório, foi apresentada a contextualização sobre o tema, os objetivos da pesquisa, sua justificativa e a estrutura do trabalho. No capítulo 2, serão apresentados definições e conceitos relacionados ao setor aeroespacial que ainda hoje são poucos conhecidos, mas que são fundamentais para a compreensão do tema. No terceiro capítulo, o setor aeroespacial e seus segmentos industriais no mundo e no Brasil são apresentados.

O capítulo 4 trata do lançamento de foguetes espaciais, onde são apresentados a tipologia dos foguetes, os campos de lançamentos no mundo, os parâmetros utilizados para o seu lançamento e é explicitado a OLFS. No quinto capítulo, o método da pesquisa é descrito. No capítulo 6 é apresentado as especificações técnicas e ambientes do FTB para uso e manutenção no Campo de Lançamento. No sétimo capítulo são elucidadas as condições do ambiente terrestre (climáticos) na região do CLBI, onde a climatologia e o regime de vento de sua região são sistematizados e, em seguida, apresentando a climatologia geral do CLBI para operações de lançamento de foguetes.

A análise da eficiência da OLFS pelo método NDEA é discutida no capítulo 8, onde a eficiência da OLFS é analisada nos dois estágios e na eficiência global, assim como é comparada com a mensuração de eficiência sugerida pelo fabricante do FTB. Finalizando, o nono capítulo, as conclusões da pesquisa em que são apresentadas as contribuições do trabalho, as limitações da pesquisa e os trabalhos futuros sobre a temática.

Figura 1 - Diagrama em V mostrando o desenvolvimento do trabalho por capítulos.

	Cap. 2	Cap. 3	Cap. 4		Cap. 5		Cap. 6	Cap. 7	Cap. 8	Cap. 9
Setor Aeroespacial	Definições e Conceitos Básicos									Conclusões
		Mundial Brasileiro SINAÉ								
Foguetes Espaciais			Tipologia							Eficiência da OLFS pela NDEA
				Campos de Lançamento						
					Parâmetros de Lançamento					Condições do Ambiente Terrestre (Climáticos) na Região do CLBI
						Operação de Lançamento Suborbital		Foguete de Treinamento Básico		
Método de Pesquisa					Caracterização Etapas		Definição Seleção Descrição DMU's			
						NDEA				

Fonte: Próprio Autor

CAPÍTULO 2 - DEFINIÇÕES E CONCEITOS BÁSICOS

Apesar do segmento aeroespacial ter sua origem na década de 50 e 60 do século XX, seus conceitos, definições e áreas de abrangência ainda hoje são poucos conhecidos. Nesse contexto, este capítulo tem como objetivo apresentar resumidamente as definições e conceitos para o leitor compreender melhor a terminologia e concepções utilizados neste trabalho.

- **Carga Útil:** é o objeto a ser transportado pelo veículo espacial, sejam experimentos científicos e/ou tecnológicos. Também conhecido por Carga Paga (*payload*) (PALMERIO, 2013).
- **Combustível:** no processo de combustão química, é a substância capaz de queimar ligações do tipo C-H, que proporciona o ganho de elétrons (LYON, 1991).
- **Oxidante:** no processo de combustão química, é a substância que ajuda na queima, fornecendo oxigênio ao processo, que por sua vez gera a perda de elétrons (LYON, 1991).
- **Propelente:** são compósitos compostos de dois ingredientes principais, um combustível e um oxidante, que não queimariam satisfatoriamente sem a presença do outro e que são física e quimicamente estáveis à temperatura ambiente, mas que uma vez incendiada, queima suavemente e libera gás quente continuamente no processo de combustão química, sem depender de uma atmosfera (LYON, 1991).
- **Motor foguete:** é o motor do foguete onde ocorre a combustão do propelente que proporciona o empuxo ao veículo (PALMERIO, 2013).
- **Empuxo:** é a força de maior *magnitude* atuante no foguete para seu deslocamento na atmosfera (PALMERIO, 2013).
- **Trajectoria do foguete:** é o conjunto de parâmetros que caracteriza a cada instante no tempo, o percurso do foguete entre o seu ponto de decolagem até o ponto em que sua missão é concluída (GARCIA, 2007).
- **Trajectoria Nominal:** é a trajetória em que o foguete deveria idealmente seguir sem considerar as perturbações decorrentes do voo, como por exemplo, a variação no arrasto e variação dos ventos durante o percurso (GARCIA, 2007).
- **Arrasto:** é o componente da força aerodinâmica que atua na direção do eixo do foguete e que se opõe ao avanço do foguete na atmosfera (arrasto aerodinâmico) (PALMERIO, 2013).

- **Foguete estabilizado aerodinamicamente:** o foguete é dito estática ou aerodinamicamente estável quando volta à posição de equilíbrio após ser excitado por uma perturbação qualquer (PALMERIO, 2013).
- **Zona de Livre Evolução:** é a região da superfície terrestre em que são permitidos os impactos de partes do foguete e/ou da carga útil, tanto pelo comportamento esperado do veículo, quanto pela perda da trajetória do foguete ou por seu comportamento inesperado que afete a segurança do lançamento (PALMERIO, 2013).
- **Anemômetro:** é o instrumento meteorológico usado para medir a direção e a velocidade do vento (GARCIA, 2007).
- **Vento de superfície:** caracteriza a velocidade do vento medido até a altitude em torno de 100 m, sendo determinada pela altura de instalação do mais alto sensor da torre de anemômetros de cada campo de lançamento (PALMERIO, 2013).
- **Vento de altitude:** são ventos medidos em camadas mais altas da atmosfera e medidos até cerca de 60 km, dependendo dos equipamentos disponíveis no campo de lançamento (PALMERIO, 2013; DA MATA, 2017).
- **Vento Balístico:** é o vetor calculado através de método matemático de componente trigonométricos, usado para o cálculo do ajuste do Lançador (DA MATA, 2017).
- **Rajada:** É a mudança súbita na magnitude da velocidade do vento numa camada da atmosfera (PALMERIO, 2013).
- **Cisalhamento do vento:** é a mudança súbita da direção do vento em uma camada da atmosfera (PALMERIO, 2013, grifo nosso).
- **Órbita geoestacionária:** é uma órbita no plano equatorial da Terra a 35600 km de altitude, sua excentricidade orbital é zero, ou seja, é perfeitamente circular. É caso particular de órbita geossíncrona que proporciona a um satélite artificial de “manter-se imóvel” em uma vertical do equador, isto é, a uma posição relativa fixa em relação a qualquer ponto da superfície do planeta (PALMEIRO, 2013).
- **Azimute:** é o ângulo entre a direção do Norte Geográfico (NG) e a projeção do vetor analisado no plano horizontal, medido a partir do NG no sentido horário de 0° a 360° (PALMEIRO, 2013; DA MATA, 2017)
- **Elevação:** é o ângulo entre o vetor analisado e o plano horizontal, medido a partir do horizonte na direção do vetor, podendo variar de -90° a +90° (PALMEIRO, 2013; DA MATA, 2017).

- **Alcance:** é a Distância Curvilínea (DC) percorrida sobre a superfície terrestre no nível do mar em relação ao Lançador do veículo e representa o alcance de voo do foguete (PALMEIRO, 2013).
- **Altitude:** é distância ortogonal do veículo espacial em relação ao nível do mar (PALMEIRO, 2013).
- **Apogeu:** é a altitude máxima da trajetória de voo alcançado pelo foguete (PALMEIRO, 2013).
- **Compensação de Vento:** modelagem matemática para cálculo de azimute e elevação de lançamento a fim de realizar a compensação dos ventos o momento da decolagem do foguete devido a influência dos ventos da região sobre a trajetória nominal de voo (DA MATA, 2017)
- **Deslocamento do Vento Unitário:** são as constantes calculadas pelo fabricante do veículo aeroespacial, as quais são usados para relacionar o deslocamento do Ponto de Impacto em função do Vento Balístico.
- **Ajuste do Lançador:** é a técnica de determinação do azimute e da elevação a serem inseridos no Lançador do foguete, devido a influência dos efeitos do vento da região sobre a trajetória nominal do veículo (DA MATA, 2017).

CAPÍTULO 3 - SETOR AEROESPACIAL

Neste capítulo, será apresentado o setor aeroespacial, seus segmentos industriais e suas principais características no mundo e no Brasil, através de uma explanação histórica e do contexto atual do setor; da elucidação das agências fomentadoras de seus diversos segmentos e da apresentação das principais industriais do setor no Brasil e no mundo.

3.1 O SETOR AEROESPACIAL MUNDIAL

O setor aeroespacial está relacionado as atividades e aplicações de engenharia referentes ao desenvolvimento e produção de aeronaves, espaçonaves, plataformas espaciais e aplicações militares de defesa, bem como aos seus subsistemas embarcados e aos serviços associados a eles. Isto inclui também as peças, partes e componentes desses equipamentos (LUZ, 2010).

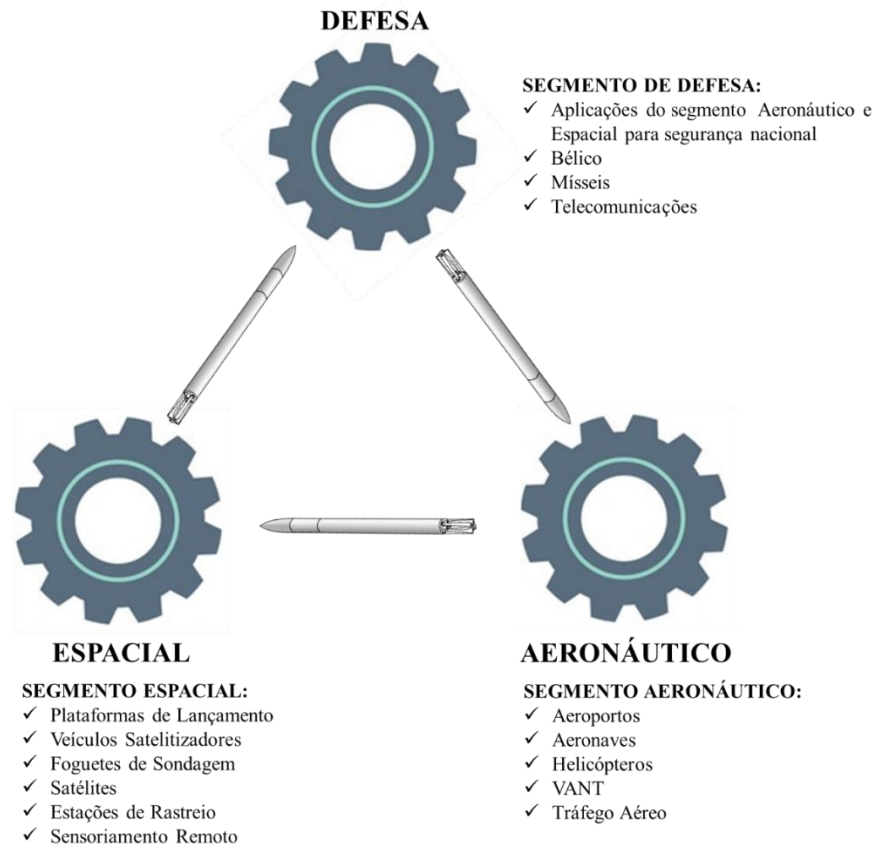
Este setor abrange os seguintes segmentos: a indústria aeronáutica, que trabalha na produção de aeronaves, helicópteros e Veículos Aero Não-Tripulado (VANT), equipamento de navegação, construção e manutenção de aeroportos e seu tráfego aéreo; a indústria espacial, voltada a produção de veículos satelizadores, foguetes de sondagem, espaçonaves, satélites, sensoriamento remoto e suas respectivas estruturas e equipamentos de bordo, a construção de plataformas de lançamento e estações de rastreamento; a indústria de defesa, imbuída pelas aplicações específicas para o segmento de mísseis, aeronaves de combates, telecomunicações em prol da defesa nacional, assim como todas aplicações dos segmentos aeronáuticos e espaciais voltados para aérea militar (LUZ, 2010).

O setor aeronáutico mundial é liderado pelas empresas da *Airbus Group*, empresa transeuropeia que possui suas estruturas de propriedade e controle localizadas em mais de um país europeu, e a americana *Boeing Group*, que dominam principalmente o setor de grandes aeronaves e seus sistemas embarcados, para aviação civil e militar, mas que atualmente já estão mudando suas estratégias de negócios para a aviação de médio e pequeno porte.

Em 2017, a *Airbus* já evoluiu na direção de comprar uma participação majoritária na linha de jatos regionais da empresa canadense Bombardier, que por sua vez é principal concorrente, no setor de jatos médios, da empresa brasileira Embraer, líder desse segmento. A *Boeing* por sua vez tenta estabelecer desde 2018 uma *joint venture* com a *Embraer Group* na briga pela hegemonia desse setor. As negociações continuam entre a empresa americana e o governo brasileiro, pois a Embraer também possui negócios na área de defesa e não somente operações comerciais, sobretudo porque a *Boeing* também é uma multinacional que atua nesse

segmento. A Figura 2 apresenta os três segmentos do setor aeroespacial e seus respectivos produtos e mercado de atuação.

Figura 2 - Segmentos do Setor Aeroespacial



Fonte: Adaptado de Luz (2010)

No segmento espacial, desde sua origem, os principais agentes econômicos são órgãos ou instituições públicas ligadas a defesa nacional de suas nações através de seus programas ou projetos espaciais. Destacam-se no início dessa disputa a Agência Espacial Federal Russa (Roscosmos⁴) da extinta União das Repúblicas Socialistas Soviéticas (URSS) ou simplesmente União soviética, e a NASA dos Estados Unidos da América (EUA) nas décadas de 50 e 60 do século XX na conhecida corrida espacial.

Essa corrida desencadeou um significativo avanço no setor espacial nas décadas seguintes e sua expansão no mundo com criação de campos de lançamentos e agências espaciais no mundo todo. Isso alavancou as indústrias de fabricação de satélites, de fabricação de equipamentos de apoio à terra, observação da Terra e do Espaço, sensoriamento remoto e indústria de lançamento, tanto de veículos lançadores quanto de plataformas de lançamentos.

⁴ Nomenclatura em minúsculo utilizada até 1990

Destaca-se também nesse setor, a fundação em 1975 da Agência Espacial Europeia (ESA- *European Space Agency*) que foi fruto da união da Organização Europeia de Desenvolvimento de Lançamento (ELDO - *European Launcher Development Organisation*) e a Organização Europeia de Investigação Espacial (ESRO - *European Space Research Organisation*), ambas criadas em 1962, uma com foco nos lançadores e a outra na investigação espacial emergente à época (ESA, 2019). A partir dessa nova configuração, a ESA concentrou os esforços dos países membros na construção de veículos lançadores orbitais, na exploração do espaço e em possuir o domínio do mercado mundial de inserção de satélites em órbita geostacionária.

Atualmente, além da exploração espacial, cresce o segmento para viagens espaciais turísticas, viagens em torno da Lua até a construção de um habitat lunar e a corrida para Marte. Esse novo *boom* emergiu principalmente pela chegada de empresas do setor privado, como a *Space X* (2002) de Alan Musk, que em 2008 com o foguete *Falcon 1*, o primeiro veículo de financiamento privado, colocou um satélite na órbita terrestre e em 2012, com a espaçonave *Dragon*, ancorou junto a Estação Espacial Internacional (ISS- *International Space Station*), fazendo história por ser a primeira empresa comercial a lançar e embarcar um veículo para a ISS.

Além da *Space X*, temos a *Blue Origin* (2000), do proprietário da Amazon Jeff Bezos, que pretende desenvolver um grande foguete para levar os humanos à Lua. A *Virgin Galactic* (2006), que é comandada pelo inglês Richard Branson, tem como foco o turismo espacial e lançamento de satélites e foi responsável pela construção do Espaçoporto América no Novo México (EUA). A *United Launch Alliance* (ULA) (2006), que em parceria com a *Bigelow Aerospace* (1999) pretendem de lançar uma estação espacial inflável na órbita lunar com a finalidade de colocá-la em órbita baixa. Já a *Planetary Resources* é a mais recente, criada em 2010 sendo presidida pelo grego Peter H. Diamandis, que tem por objetivo lançar as aeronaves para tirar fotos no espaço e criar uma linha de satélites comerciais.

Nesse novo *boom* espacial, o *New Space*, os Estados Unidos através da NASA, pretende estabelecer parcerias com a agência espacial russa (ROSCOSMOS) para construir uma estação espacial em órbita lunar. A China também pretende desenvolver uma aeronave espacial capaz de voar em órbita lunar baixa e pousar na Lua. Já a Organização Indiana de Pesquisa Espacial (ISRO- *Indian Space Research Organization*) anunciou planos para fabricar e pousar um *rover* na Lua para mapear sua superfície. O Japão pretende colocar um astronauta na Lua, tarefa incumbida a Agência Japonesa de Exploração Aeroespacial (JAXA - *Japan Aerospace*

Exploration Agency) que busca parcerias para esse feito. Nesse contexto, a ESA tem pretensão de construir uma aldeia lunar através da parceria de humanos e robôs na construção do habitat.

No Brasil, o setor espacial é fomentado pelo INPE, que desde sua fundação em 1961, tem a principal função de ampliar e consolidar competências em ciência, tecnologia e inovação nas áreas espacial e do ambiente terrestre, principalmente na fabricação dos satélites brasileiros de modo a responder a desafios de um país continental como o Brasil, e pelo DCTA, criada em 1967 dentro da Força Aérea Brasileira (FAB), que desde sua origem desenvolve os foguetes de sondagem brasileiros e o veículo lançador de satélites, além de administrar os centros de lançamento do Brasil. Ambos fomentam a indústria espacial brasileira, o INPE tem como foco a construção de satélites e seus sistemas embarcados e o DCTA da construção de veículos lançadores de satélites, foguetes de sondagem e pela manutenção dos centros de lançamento do Brasil.

No segmento de defesa, a indústria americana é a majoritária do segmento, pois segundo o rank Top 100 da *Stockholm International Peace Research Institute* (SIPRI) de 2017, que contém informações sobre serviços militares e de produção de armas pelos países da Organização para a Cooperação e Desenvolvimento Econômico (OCDE) e em países em desenvolvimento (exceto a China). Essa indústria vendeu cerca de US\$ 239 bilhões para o segmento de defesa, com 42 empresas e 5 subsidiárias listadas no rank com sede nos Estados Unidos (SIPRI, 2017).

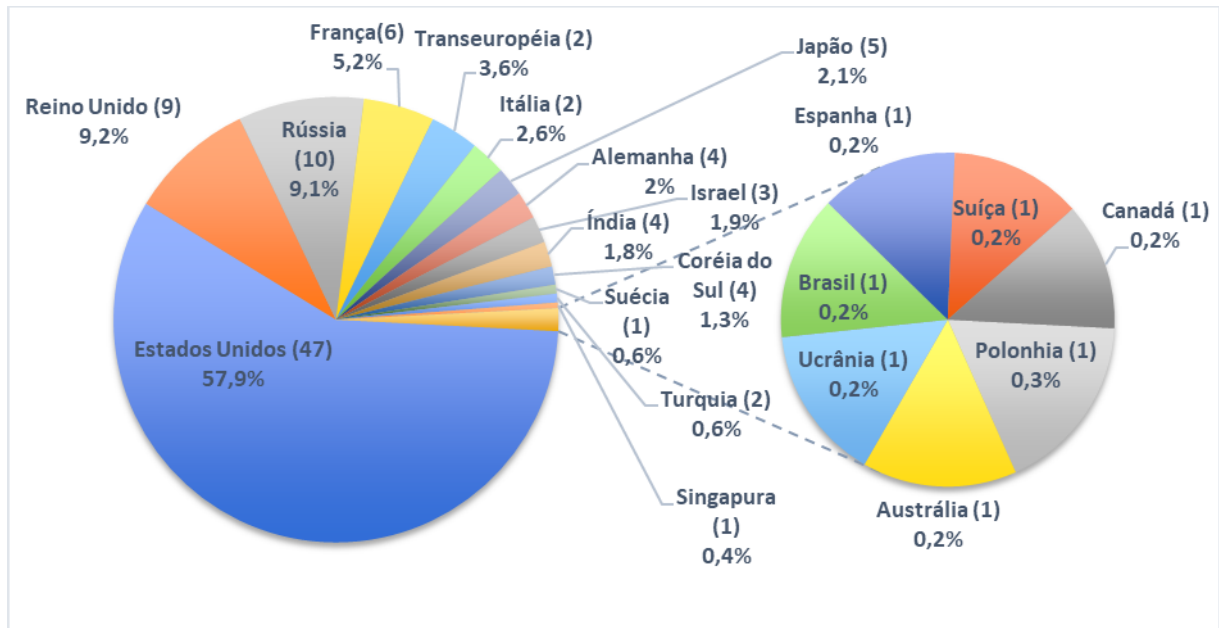
As empresas com destaque no Top 10 da SIPRI são: a *Lockheed Martin Corp* (Top 1) que continua em primeiro lugar com cerca de US\$ 44,9 bilhões, seguidas pela *Boeing Group* (Top 2, US\$ 26,9 bilhões), *Raytheon* (top 3, US\$23,8 bilhões), *Northrop Grumman Corp* (Top 5, US\$ 22,3 bilhões) e a *General Dynamics Corp* (Top 6, US\$ 19,4 bilhões) fomentados pela demanda contínua por armas do Departamento de Defesa dos Estados Unidos.

Também no Top 10 das empresas constam a empresa Britânica *BAE Systems* (Top 4, US\$ 22,9 bilhões), a Transeuropéia *Airbus Group* (Top 7, US\$ 11,3 bilhões), a francesa *Thales* (Top 8, US\$ 9 bilhões), a italiana *Leonardo* (Top 9, US\$ 8,8 bilhões) e a novata no Top 10, a russa *Almaz-Antey* (Top-10, US\$ 8,6 bilhões) que ultrapassou três grandes empresas americanas em relação ao rank de 2016. Nesse mercado mundial, a empresa brasileira *Embraer Group* aparece no Top 84 da SIPRI com US\$ 950 milhões, uma posição a mais do que no ano anterior.

O segmento de defesa vendeu no ano de 2017 (SIPRI, 2017) cerca de US\$ 412 bilhões, sendo que o Estados Unidos representou cerca de 58%, seguido do Reino Unido e Rússia com cerca de 9% cada. Esses três países representam um pouco mais de 76% do segmento.

A Figura 3 mostra o total de empresas e o percentual por país da fração que as indústrias de suas respectivas nações detêm dentro do mercado mundial de serviços militares e de produção de armas pelos países integrantes da Organização para a Cooperação e Desenvolvimento Económico (OCDE) e em países em desenvolvimento com exceção da China, referente as cem maiores indústrias do segmento de defesa.

Figura 3 - Total de empresas e percentuais de vendas no segmento de defesa pelos países no Top 100 SIPRI.



Fonte: SIPRI (2017)

No Brasil, esse segmento é impulsionado pelo Ministério da Defesa que requer serviços e produtos para a Marinha do Brasil, Exército Brasileiro e para a Força Aérea Brasileira, principalmente no setor bélico e controle de tráfego aéreo.

Apesar da entrada de empresas privadas no setor aeroespacial nos últimos anos, o setor ainda é no mundo inteiro fomentado principalmente por programas e projetos espaciais nacionais e por suas respectivas agências ou autarquias ligadas a inovação, defesa e pesquisa espacial de seus respectivos países.

As primeiras agências espaciais no mundo foram da União Soviética, Roscosmos, em 1957 dentro do seu Programa Espacial, centralizada em Moscou capital da Rússia, e dos Estados Unidos, em 1958 com a criação da NASA, com sede administrativa em Washington-DC, dentro da nova política norte-americana para a pesquisa, descoberta e exploração espacial, transcendendo a política armamentista e aeronáutica do fim da segunda guerra mundial.

Nos primeiros anos da chamada corrida espacial, os soviéticos desenvolveram suas pesquisas e lançamento de foguetes a partir do Cosmódromo de Baikonor na República do Cazaquistão, na época integrante da URSS, onde ocorrera o lançamento do primeiro satélite

artificial em 4 de outubro de 1957, o *Sputnik 1*, e o primeiro voo orbital de uma nave tripulada em 12 de abril de 1961, por Yuri Gagarin, primeiro homem no espaço, assim como as missões *Soyuz* do programa soviético, dentre tantos outros feitos.

Já os Estados Unidos tiveram seu principal centro de lançamento em Cabo Canaveral, estado da Flórida, na Estação da Força Aérea de Cabo Canaveral (CCAFS - *Cape Canaveral Air Force Station*), onde foram implementados os projetos Mercury, Gemini e Apollo, que culminaram a chegada do homem à lua em 1969. Nesse período os Estados Unidos também utilizaram várias bases de testes militares da Força Aérea e Marinha Americana para o seu programa espacial.

Nesse contexto da corrida espacial, a Organização das Nações Unidas (ONU), de olho na eminente e crescente exploração do espaço, criou em 1958 o Escritório das Nações Unidas para Assuntos do Espaço Exterior (UNOOSA - *United Nations Office for Outer Space Affairs*). No início, o UNOOSA surgiu como uma singela unidade especializada inserida no Secretariado das Nações Unidas para servir ao Comitê sobre os Usos Pacíficos do Espaço Exterior (COPUOS - *Committee on the Peaceful Uses of Outer Space*).

Com o passar dos tempos a UNOOSA expandiu suas atribuições e desde 1993, o Escritório foi transferido para as dependências do Escritório das Nações Unidas em Viena, onde assumiu a responsabilidade pela demanda jurídica da secretaria do Subcomitê Jurídico da ONU, além de ser responsável por promover a cooperação internacional no uso e exploração pacífica do espaço, assim como a utilização da ciência e tecnologia espacial para o desenvolvimento econômico e social sustentável. (UNOOSA, 2017)

De 1957 até hoje, os países e blocos de países em todas as partes do mundo passaram desenvolver tecnologias para exploração espacial. As nações primeiramente começaram suas pesquisas e desenvolvimento do setor aeroespacial com a criação de campos de lançamento de foguetes, em locais ligados ao segmento de defesa aéreo e naval, como nos EUA e URSS, ou em lugares específicos para pesquisas científicas sem constituir uma agência específica para isso. Só mais tarde, com o decorrer de seu aprimoramento técnico-científico, suas políticas espaciais voltadas ao desenvolvimento e crescimento econômico de seus países, é que essas nações passaram a estabelecer agências específicas para cuidar setor aeroespacial.

No Quadro 1, são apresentadas as principais agências mundiais e regionais do setor aeroespacial mundial catalogadas até março de 2020 em seus respectivos websites, com seus respectivos segmentos de atuação no setor aeroespacial e sua capacidade operacional.

Vale ressaltar que nem todas as agências estão catalogadas pelo UNOOSA, como, por exemplo, a agência Roscosmos (em minúsculo) da extinta URSS que foi criada em 1957 e foi

extinta em 1991 com o fim desse país, porém seu legado e continuidade chegam até hoje com a migração do programa espacial soviético para a Rússia através da transformação em 1991 da Roscosmos para ROSCOSMOS (*State Space Corporation ROSCOSMOS*) que passou a integrar ao programa espacial russo.

Além da ROSCOSMOS, há também agências que tem forte tradição no setor aeroespacial, mas não constam na UNOOSA, como, por exemplo: a *Swedish National Space Agency* (SNSA) que tem suas primeiras atividades dentro da ESA desde a década de 1970 com o campo de lançamento de Esrange. Além disso, a lista não esgota todas as agências e ações governamentais dos países que possuem políticas para o setor aeroespacial, apenas apresenta aquelas que possuem mais visibilidade e atuação relevante dentro do cenário mundial atual.

Quadro 1 - Agências mundiais e regionais do setor aeroespacial, seus segmentos de atuação e capacidade operacional.

Agências			Segmento Aeroespacial			Capacidade Operacional					Principais Parcerias
Fundação	País	Nome / Sigla	Aeronáutico	Defesa	Espacial	Campo de Lançamento Orbital	Campo de Lançamento Suborbital	Operador de Satélite	Foguete de sondagem	Lançador de Satélites	
1957	União Soviética *	Roscosmos	●	●	●	●	●	●	●	●	URSS
1958	Estados Unidos	National Aeronautics and Space Administration (NASA)	●	●	●	●	●	●	●	●	ESA; ROSCOSMOS
	United Nations	United Nations Office for Outer Space Affairs (UNOOSA)			●						COPUOS; UN
1961	França	Centre National d'Études Spatiales (CNES)		●	●	●	●	●	●	●	Arianespace; ESA
1969	Alemanha	DLR Space Administration (DLR)	●	●	●			●			UE; ESA
1969	Índia	Indian Space Research Organization (ISRO)			●	●	●	●	●	●	Antrix Corporation Limited; CNSA
1972	Suécia**	Swedish National Space Agency (SNSA)		●	●		●	●	●		Swedish Space Corporation; ESA
1975	Europa	European Spacial Agency (ESA)			●	●	●	●	●	●	Arianespace
1977	Espanha	Centro para el Desarrollo Tecnológico Industrial (CDTI)	●	●	●	●	●				INTA; ESA; UE
1981	Paquistão	Pakistan Space and Upper Atmosphere Research Commission (SUPARCO)			●			●			APSCO; Chinese Academy of Sciences CAS); Tibetan Plateau Research (ITP)
1983	Holanda	Netherlands Institute for Space Research (SRON)			●						ESA; NASA; JAXA

	Israel	Israel Space Agency (ISA)			●			●			CNES; ESA; ASI
1987	Noruega	Norwegian Space Agency (Norsk Romsenter)			●		●	●			ESA
1988	Itália	Agenzia Spaziale Italiana (ASI)			●			●	●	●	ESA
1989	Canadá	Canadian Space Agency (CSA)			●			●	●		NASA
	Coreia do Sul	Korea Aerospace Research Institute (KARI)			●	●		●		●	ROSCOSMOS
1991	Argentina	Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE)			●		●	●			China Satellite Launch; CNSA
1992	Rússia	State Space Corporation ROSCOSMOS			●	●		●	●	●	NASA; ESA
	Ásia-Pacífico	Asia-Pacific Space Cooperation Organization (APSCO)			●						China
	China	China Manned Space Agency (CMSA)	●	●	●	●	●	●	●	●	China
1993	China	Chinese National Space Administration (CNSA)			●	●	●	●	●	●	AEB; CONAE; NASA; ISRO; CNES; UKSA; ROSCOSMOS; ASI; NSAU
	Ucrânia	State Space Agency of Ukraine (SSAU)		●	●			●		●	Yuzhnoye Design Office; Yuzhmash; ROSCOSMOS
1994	Brasil	Agência Espacial Brasileira (AEB)		●	●	●	●	●	●		DCTA; INPE; CNSA; DLR
1995	Romênia	Romanian Space Agency (ROSA)			●						ESA; NASA; CNES; DLR
1998	Suíça**	Swiss Space Office (SSO)			●						ESA
1999	Nigéria**	National Space Research and Development Agency (NASRDA)		●	●			●			CNSA; UKSA; ROSCOSMOS
2002	Argélia	Agence Spatiale Algérienne (ASAL)			●			●			CONAE; CNES; UKSA; SSAU; ISRO; DLR; ROSCOSMOS
	Estados Unidos**	Space Exploration Technologies Corp. (SpaceX) ***			●					●	NASA
2003	Japão	Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)			●	●	●	●	●	●	Boeing Group; Toyota
2004	Europa	European GNSS Agency (GSA)			●					●	UE
2005	Coreia do Sul	Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI)			●	●		●		●	ROSCOSMOS
2006	Irã	Iranian Space Agency			●	●	●		●	●	APSCO
2007	México	Agencia Espacial Mexicana (AEM)			●						CNES; NASA

	Peru	Agencia Espacial del Perú (CONIDA)			●			●			NASA; JAXA; INPE; NOAA
2010	Reino Unido	United Kingdom Space Agency (UKSA)		●	●			●	●		ESA
	África do Sul	South African National Space Agency (SANSA)			●			●			CNES; NASA; Boeing Group
2014	Emirados Árabes Unidos	United Arab Emirates Space Agency (UAE Space Agency)			●						NASA; JAXA; ROSCOSMOS; ISRO
	Bahrein	National Space Science Agency (NSSA)			●						ASI; UKSA
2016	Nova Zelândia	New Zealand Space Agency (NZSA)			●	●				●	NASA
	Dinamarca	Danish Agency for Science and Higher Education (DASHE)			●						ESA; UNB
	África**	Africa Space Agency (AfSA)			●						União Africana
2018	Quênia	Kenya Space Agency (KENSA)			●						Ministério da defesa do Quênia
	Luxemburgo	Luxembourg Space Agency (LSA)			●						ESA
	Austrália	Australian Space Agency (ASA)			●		●	●	●		CNES; CSA; UKSA; UAESA; Airbus
2019	Portugal**	Agência Espacial Portuguesa (Portugal Space)			●						ESA; UE
2020	Arábia Saudita	Saudi Space Commission (SSC)			●						UAE Space Agency

Fonte: Elaborado pelo autor a partir dos websites oficiais das agências em abril de 2019.

* O programa espacial da União Soviética encerrou em 1991, a partir de 1991/1992 a Rússia herda essa atividade e cria a *State Space Corporation* ROSCOSMOS.

** Agências não catalogadas pela UNOOSA até junho de 2020.

*** Empresa do setor privado de sistemas aeroespaciais e de serviços de transporte espacial com sede nos EUA.

Na Europa, a principal organização para as pesquisas espaciais é a ESA, criada em 1975, da unificação dos esforços no desenvolvimento de sistemas de lançamento na Europa, a ELDO, e da pesquisa e exploração espacial, a ESRO. A ESA foi a primeira agência regional do mundo, composta na época por dez países membros, que utilizou os campos de lançamentos de Kiruna na Suécia, onde fundou em 1964 a *European Spacereasearch Range* (Esrange) na Suécia, com lançamentos de foguetes suborbitais e em Kourou na Guiana Francesa (1965) para lançamento orbitais, como seus principais centros de lançamento.

Ainda no continente europeu, começaram suas atividades no setor aeroespacial; a França, com criação em 1961 do *Centre National d'Études Spatiales* (CNES) e seu campo de lançamento em 1964, o *Centre Spatial Guyanais* (CSG) na América do Sul, Guiana Francesa; a Noruega, no campo de Andoya (1962), que atualmente está subordinada a *Norwegian Space Agency* (NOSA), criada em 1987; a Espanha, com o apoio da NASA, criou campo de testes de El Arenosillo (1966), subordinado ao atual Instituto de Técnica Aeroespacial (INTA), que foi fundado em 1942 para investigações aeronáuticas. Hoje a incumbência do fomento da indústria

aeroespacial na Espanha está a cargo do *Centro para el Desarrollo Tecnológico Industrial* (CDTI), criado em 1977.

Ainda na década de 60 existiram as iniciativas do Japão com a criação dos centros de Uchinoura (1962) e de Tanegashima (1969). No Brasil em 1965, com apoio da NASA, com a criação do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI) no atual limite de Natal-RN e Parnamirim-RN, atualmente subordinado ao DCTA do Ministério da Defesa do Brasil. Em Malendi no Quênia no ano de 1966, a Itália cria a plataforma marítima de lançamento de foguetes São Marcos. Em 1969, a Alemanha funda o Agência Espacial Alemã (DLR), atualmente é denominada *DLR Space Administration*, e a Índia cria a *Indian Space Research Organization* (ISRO), porém o país, com apoio da NASA, já havia fundado no ano de 1963 em Thumba, a *Thumba Equatorial Rocket Launching Station* (TERLS), o primeiro centro de lançamento indiano. Com o crescimento do programa indiano foi também criado 1971 o centro de Sriharikota (*Satish Dhawan Space Centre SHAR*).

Nas décadas de 50 e 60 do século XX, ocorreu o início e o *boom* pelo desenvolvimento da pesquisa no setor aeroespacial, porém muito ligado ao segmento aeronáutico e de defesa, principalmente a indústria de mísseis balísticos transcontinentais e de satélites de comunicação e observação, que perdurou na década dos anos 70 e 80, no período conhecido como guerra fria. Nesse período, na Europa apenas a França, Alemanha e União Soviética constituíram agências espaciais nacionais, sendo que os soviéticos trabalhavam isolados e a França e Alemanha atuavam dentro da ESA junto com os demais países integrantes da União Europeia (EU).

No continente europeu antes da destituição da URSS em 1991, as principais reestruturações na política espacial dos países ocorreram: em 1972, quando a Suécia cria a *Swedish National Space Agency* (SNSA), ficando a administração de ESRANGE com a empresa *Swedish Space Corporation* (SSC); em 1977, a Espanha centraliza o fomento industrial, inclusive da indústria espacial, através do *Centro para el Desarrollo Tecnológico Industrial* (CDTI), mas mantém o campo de El Arenosillo, subordinado ao INTA, como seu centro de lançamento e testes aeroespaciais de lançamentos suborbitais; em 1983, a Holanda cria a *Netherlands Institute for Space Research* (SRON); em 1987, a Noruega reestrutura seu programa espacial ao fundar a *Norwegian Space Agency* (NOSA) e expande suas atividades de pesquisa em 1997, ao fundar em Svalbard, no polo norte magnético, a *Svalbard Rocket Range* (SvalRak), ficando ambos sobre gerenciamento do Ministério da Indústria e Comércio da Noruega em parceria com a empresa Kongsberg D&A; em 1988, a Itália cria a *Agenzia Spaziale*

Italiana (ASI), mas continua utilizando o campo de Malindi no Quênia como seu campo de lançamento, testes e rastreamento de seu programa espacial.

Nesse mesmo período fora do continente europeu, em 1983 Israel intensifica suas pesquisas no campo espacial ao criar a *Israel Space Agency* (ISA). Em 1989, o Canadá cria a *Canadian Space Agency* (CSA), depois de uma longa parceria nos anos anteriores com a NASA, e a Coreia do Sul entra com força nesse mercado, ao criar *Korea Aerospace Research Institute* (KARI) e realizar pesquisas em VANT, foguetes de sondagem e lançadores de satélites que culminou em 2005 na transformação de seu Instituto de Ciências Espaciais e Astronomia (KNAO) em *Korea Astronomy and Space Science Institute* (KASI) e na conclusão em 2008 do *Naro Space Center* (NSC), seu complexo de lançamento. Na América do Sul, em 1991 a Argentina funda a *Comisión Nacional de Actividades Espaciales* (CONAE), tendo a NASA como principal parceira.

Depois da destituição da URSS, em 1991, com o fim da Guerra Fria, os países e os blocos econômicos de países direcionaram suas pesquisas para o segmento espacial (AEB, 2018), com foco em:

- Coleta de dados das informações de satélite ou constelação de satélites, para aplicações em meteorologia, defesa civil, gestão de riscos e de desastres naturais, gestão de recursos hídricos e redução de impactos ambientais;
- Comunicações, para conectar áreas remotas do planeta e ampliar os serviços de internet e intranet.
- Meteorologia, para melhorar o serviço de previsão de tempo e monitorar as mudanças climáticas no planeta;
- Posicionamento e navegação via satélite, tanto para controle de tráfego aéreo, terrestre e marítimo, quanto para monitoramento, fiscalização e mapeamento de zonas rurais e urbanas;
- Observações da Terra, voltados para o monitoramento da superfície terrestre, bem como suas alterações ao longo do tempo, principalmente pela tecnologia de sensoriamento remoto;
- Missões Científicas, para exploração de fenômenos do espaço exterior, clima espacial, fenômenos atmosféricos, astronomia e de sistemas e/ou equipamentos em ambiente de microgravidade.

Com o fim da URSS, em 1991, nesse novo grande contexto, a Rússia herda toda a estrutura do programa espacial soviético e transforma a Agência Espacial Russa (Roscosmos) da URSS para *State Space Corporation Roscosmos* (ROSCOSMOS), porém o principal

cosmódromo utilizado por ela ainda ficou em Baikonur no Cazaquistão, gerenciado pela ROSCOSMOS por contrato firmado até 2050. A Rússia também possui o Cosmódromo de Plesetsk desde 1957, que ficou em segredo de sua existência até 1983, e para ficar menos dependente de Baikonur, em 2011 fundou o Cosmódromo de Vostochny.

No resto da Europa também começam a reestruturação e/ou criação de agências nacionais: em 1993, a Ucrânia, ex-URSS, cria a *State Space Agency of Ukraine* (SSAU); Em 1995, a Romênia do bloco do leste europeu, cria a *Romanian Space Agency* (ROSA); em 1998, a Suíça se reestrutura e funda a *Swiss Space Office* (SSO) e passa a atuar no segmento espacial também fora da ESA ao oferecer serviços para a *Esrange Space Center* (Esrange); em 2010, o Reino Unido funda a *United Kingdom Space Agency* (UKSA) depois de longos anos de atividades e parcerias dentro da ESA e já ter lançado satélite em 1962 a 1979 dentro do Programa Ariel; em 2016, a Dinamarca estabelece estratégias espaciais nacionais e funda a *Danish Agency for Science and Higher Education* (DASHE) dentro do Ministério do Ensino Superior e da Ciências e mais recentemente, em 2018, Luxemburgo cria a *Luxembourg Space Agency* (LSA), exclusivamente voltada para as tecnologias espaciais tendo como principal parceria a ESA, e a Espanha expande sua estratégia de inserção no mercado aeroespacial e transcende a missão da Estação Especializada em Satélites de Observação da Terra, em Maspalomas no oceano Atlântico próximo ao norte da África em seu futuro Campo de Lançamento, para voos orbitais e pesquisas espaciais.

Em 1992, ocorre a criação da segunda agência espacial regional de blocos de nações, a primeira foi a ESA, quando oito países da região Ásia-Pacífico presentes na Workshop Ásia-Pacífico sobre Cooperação Multilateral em Tecnologia e Aplicações Espaciais (AP-MCSTA), realizado em Pequim, concordaram em promover a cooperação multilateral na área de tecnologia espacial entre suas nações, bem como suas aplicações na região da Ásia-Pacífico. Desse consenso nasceu a Organização de Cooperação Espacial da Ásia-Pacífico (*APSCO-Asia-Pacific Space Cooperation Organization*) com oito países membros fundadores: Bangladesh, China, Indonésia, Irã, Mongólia, Paquistão, Peru e Tailândia. Em 2006 a Turquia adere ao ASPCO.

Na ASPCO, a cooperação espacial do Irã, Paquistão e Peru ocorrem a partir das pesquisas e desenvolvimento realizados por suas respectivas agências, ISA, SUPARCO e CONIDA, respectivamente. Já os outros seis países cooperam com o grupo através de políticas de tecnologias espaciais de seus respectivos ministérios de inovação, educação e indústria, pois eles não possuem agências espaciais próprias.

No continente americano também ocorreram essas reestruturações: em 1994, Brasil cria Agência Espacial Brasileira (AEB) unindo esforços do INPE e do DCTA para impulsionar o Programa Espacial Brasileiro e a indústria aeroespacial brasileira; em 2007, o México funda a Agência Espacial Mexicana (AEM) que tem a NASA como principal parceira e no mesmo ano o Peru reestrutura sua política espacial e funda a Agencia Espacial del Perú (CONIDA - Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial).

Na Ásia, em 1993, a China inicia sua reestruturação em seu programa espacial e funda a *Chinese National Space Administration* (CNSA), mas ela já produzia pesquisa espacial desde a década de 50 e possuía dois campos de lançamentos, em Jiuquan (1958) e em Taiyuan (1962). O seu programa espacial cresceu nas décadas seguintes e foram criados mais dois centros de lançamento, em Xichang (1984) e, mais recentemente, em 2014 em Wenchang. Depois dos EUA, e uma nova agência especializada para voos tripulados, a *China Manned Space Agency* (CMSA). A China é a nação que mais possui campos de lançamento de foguetes do mundo para voos orbitais e suborbitais depois dos EUA.

Já o Japão, começa em 2003 a expandir no segmento espacial com fundação da *Japan Aerospace eXploration Agency* (JAXA) ao se tornar uma autarquia do governo japonês que incorporou as atividades de pesquisa espacial e planetária da ISAS (*Institute of Space and Astronautical Science*), as pesquisas do segmento aeronáutico da NAL (*National Aerospace Laboratory*), e a fabricação e desenvolvimento de foguetes e satélites da NASDA (*National Space Development Agency*) funda em 1969.

Em 2004, A União Europeia (EU) dá um novo passo na sua política de programa espacial ao criar a terceira agência espacial regional, a *European NGSS Agency* (GSA) para gerenciar os interesses públicos relativos aos programas europeus dos Sistemas Mundiais de Navegação por Satélite (GNSS), aos Sistemas Europeus Complementares de Navegação Geoestacionária (EGNOS) e ao Sistema Galileo. Seu objetivo principal foi maximizar o retorno do investimento em sistemas mundiais de navegação por satélite (GNSS) para os integrantes da EU.

No continente asiático, outro destaque foi a criação do governo iraniano da *Iranian Space Agency* (ISA) em 2006, para estruturar seu programa espacial e expandir suas atividades de pesquisa como membro da ASPCO. Em 2014, foi a vez dos Emirados Árabes Unidos e o Bahrein se introduzirem no mercado aeroespacial com a criação, respectivamente, da *United Arab Emirates Space Agency* (UAESA), com parceria da NASA, e *National Space Science Agency* (NSSA), tendo a ASI e UKSA como principais parceiros. A Arábia Saudita em 2020 cria a *Saudi Space Commission* (SSC) de olho também nesse setor da economia mundial.

No continente africano, houve também um novo olhar no segmento espacial para exploração das tecnologias espaciais em prol da sustentabilidade e economia dos países. Em 1999, a Nigéria cria a *National Space Research and Development Agency* (NASRDA). Em 2002, foi a vez da Argélia criar a *Agence Spatiale Algérienne* (ASAL) depois de uma longa parceria com a ESA. Em 2010 a África do Sul cria *South African National Space Agency* (SANSA) de olho no mercado de tecnologias espaciais emergindo no continente. Nesse mesmo contexto dos sul-africanos, em 2018 o Quênia cria a *Kenya Space Agency* (KENSA), porém sua experiência em atividades espaciais vem desde 1966 com o campo de Malindi administrada pela italiana ASI e prestando serviços de lançamento para a ESA e o CNES.

Na Oceania, em 2016, a Nova Zelândia cria a *New Zealand Space Agency* (NZSA) e entra nesse mercado mundial com a construção de um Campo de Lançamento de Foguete na Península de Mahia pela empresa americana Rock Lab construtora de lançadores de pequenos satélites, que realizou o primeiro lançamento no Campo em 2017. Já a Austrália que realiza pesquisas em atividades espaciais desde 1916, com a Commonwealth Scientific and Industrial Research Organisation (CSIRO) e 1947, com o campo de testes e lançamento de foguetes da Real Força Área da Austrália (*RAAF Woomera Teste Range-WTR*) em Woomera, integra a política de expansão industrial e comercial do país e funda em 2018 a *Australian Space Agency* (ASA).

No meio dessas reestruturações dos países para o segmento aeroespacial, em 2002 a empresa do setor privado da indústria dos EUA, a *Space Exploration Technologies Corp.* (SpaceX) de Alan Musk, introduz no mercado mundial aeroespacial a concepção, construção, desenvolvimento e lançamento de veículos espaciais e inserção de satélites em órbita terrestre fora do eixo das agências espaciais nacionais e possibilita a exploração do espaço por entidades privadas, cujo ápice foi o lançamento em 30 de maio de 2020, a partir do *Kennedy Space Center* (KSC), da Nave Dragon Crew com dois astronautas da NASA, cujo objetivo foi enviar os astronautas para a ISS a partir do solo americano, depois nove anos de envio por espaçonaves russas a partir do Cosmódromo de Baikonur no Cazaquistão.

Outro marco na nova corrida espacial, foi a criação em 2016 da quarta agência regional de blocos de países, criado pela União Africana (UA) de Nações, a *África Space Agency* (AfSA) com o objetivo de promover, assessorar e coordenar o desenvolvimento e a utilização de ciências espaciais e tecnologia na África para o benefício de continente e do mundo de modo a aprimorar a cooperação interafricana e internacional.

As agências espaciais apresentam as seguintes características em relação a atuação nos segmentos aeroespaciais conforme apresentado no Quadro 1:

- ✓ 11% das agências atuam nos três segmentos aeroespaciais;
- ✓ 13% das agências atuam apenas nos segmentos de defesa e espacial;
- ✓ 76% restante atuam somente no segmento espacial.

Isso reflete o protecionismo em relação ao domínio das tecnologias aeroespaciais por parte dos países detentores desse conhecimento, como o EUA, a Rússia, a UE e a China, principalmente em relação aos setores aeronáutico e de defesa. A inserção de 76% de agências somente segmento espacial é devido essas agências na sua maioria atuarem no setor a partir do consumo dos insumos fornecidos pelas agências mais desenvolvidas, como a NASA, ROSCOSMOS, ESA e a CMSA.

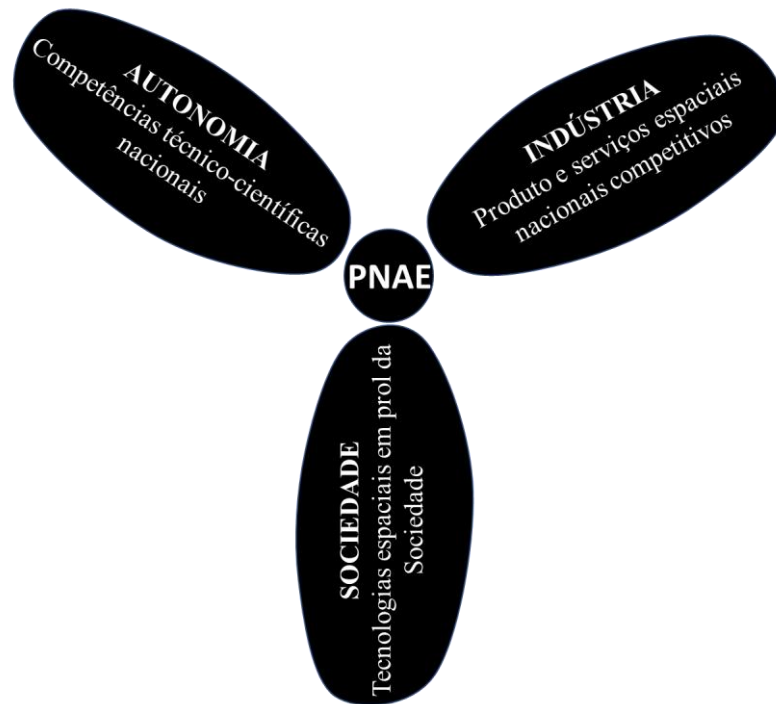
Outra característica marcante é que há o predomínio de agências nacionais estatais, 86,9 % do total, mas que já apresenta a expansão do setor através da criação de agências regionais por bloco econômico de países (ESA, APSCO, GSA E AfSA) que equivale a 8,7 % do total, da agência internacional UNOOSA com finalidade de coordenar o uso pacífico do espaço, equivalente a 2,2 % do total, e a introdução do setor privado no setor com a SpaceX que representa 2,2 % do total.

3.2 O SETOR AEROESPACIAL NO BRASIL

No Brasil, a partir de dezembro 1994, foi estabelecido a Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (PNDAE) que direciona as metas, objetivos e as diretrizes para os programas, projetos e fomentos nacionais relativos a área espacial no país de forma a integrá-la as demais políticas públicas brasileiras. O principal programa dessa política é Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE).

O PNAE é um programa decenal, que está na sua quarta edição e abrange o período de 2012-2021, que orienta e direciona as estratégias, missões, os meios de acesso ao espaço, bem como as aplicações e programas científicos, tecnológicos e educacionais da área espacial nesse período a serem desenvolvidas dentro do Sistema Nacional de Desenvolvimento de Atividades Espaciais (SINDAE), instituído em julho de 1996 com a finalidade de organizar a execução das atividades em prol do desenvolvimento espacial de interesse do Brasil. Seu órgão central é a Agência Espacial Brasileira (AEB), criada em fevereiro de 1994.

A Figura 4 apresenta os três eixos do planejamento estratégico a serem alcançados pelo PNAE no decênio.

Figura 4 - Eixos estratégicos do PNAE

Fonte: elaborado pelo autor

O eixo sociedade abrange o desenvolvimento de aplicações espaciais, que utilizam recursos e técnicas espaciais para demanda de soluções de diversos problemas e necessidades do país, em prol do bem-estar da sociedade brasileira. Essas necessidades abrangem as áreas de telecomunicações, salvaguarda de recursos naturais e do meio ambiente, a vigilância das fronteiras, do espaço aéreo e das costas marítimas, a meteorologia e previsão do tempo e clima, o combate a desastres naturais e a promoção da inclusão social (AEB, 2012). Essas demandas tornam necessário ao país de dispor de dados e informações transmitidas por satélites de comunicação e defesa por exemplo.

No segundo eixo estratégico, a autonomia, os óbices estão na construção e estabelecimento no país das competências técnicas, científicas e tecnológicas no segmento espacial, que lhe possibilitem atuar de forma autônoma na escolha de alternativas tecnológicas para a solução de problemas nacionais, através de soluções próprias para problemas específicos do vasto território nacional e da sociedade brasileira (AEB, 2012).

Essa necessidade suscita tanto a construção e desenvolvimento de uma capacidade tecnológica de nossas indústrias, quanto a formação de competências de nossos recursos humanos, para produzir mecanismos e sistemas espaciais completos, satélites, veículos lançadores, capazes de colocar satélites em órbita a partir de centro de lançamento próprio no nosso país.

Já no eixo da indústria, os óbices são a adequação do setor produtivo nacional ao segmento espacial, de modo a integrá-lo ao mercado mundial desse segmento e adquirir competitividade nos mercados de bens e serviços espaciais. Para isso, torna-se indispensável a capacitação da mão de obra, os estímulos à inovação e à produtividade, como o domínio das tecnologias espaciais críticas que são instrumentos indispensáveis ao avanço industrial brasileiras e à conquista de maior competitividade nesse nicho de mercado global (AEB, 2012).

A sinergia entre esses eixos leva o estabelecimento de estratégias de apoio a indústria brasileira (AEB, 2012), pois fomenta:

- A organização e fortalecimento da cadeia produtiva da indústria espacial;
- O domínio das tecnologias críticas necessárias ao nosso desenvolvimento;
- A ampliação do mercado de produtos e serviços espaciais;
- O incremento da participação em projetos de cooperação internacional e a formação novas competências para o setor.

Apesar da criação da AEB ter ocorrido em 1994 pelo governo do Brasil, as atividades do setor aeroespacial têm sua origem na década de 60 do século XX com a criação dos atuais INPE e do DCTA.

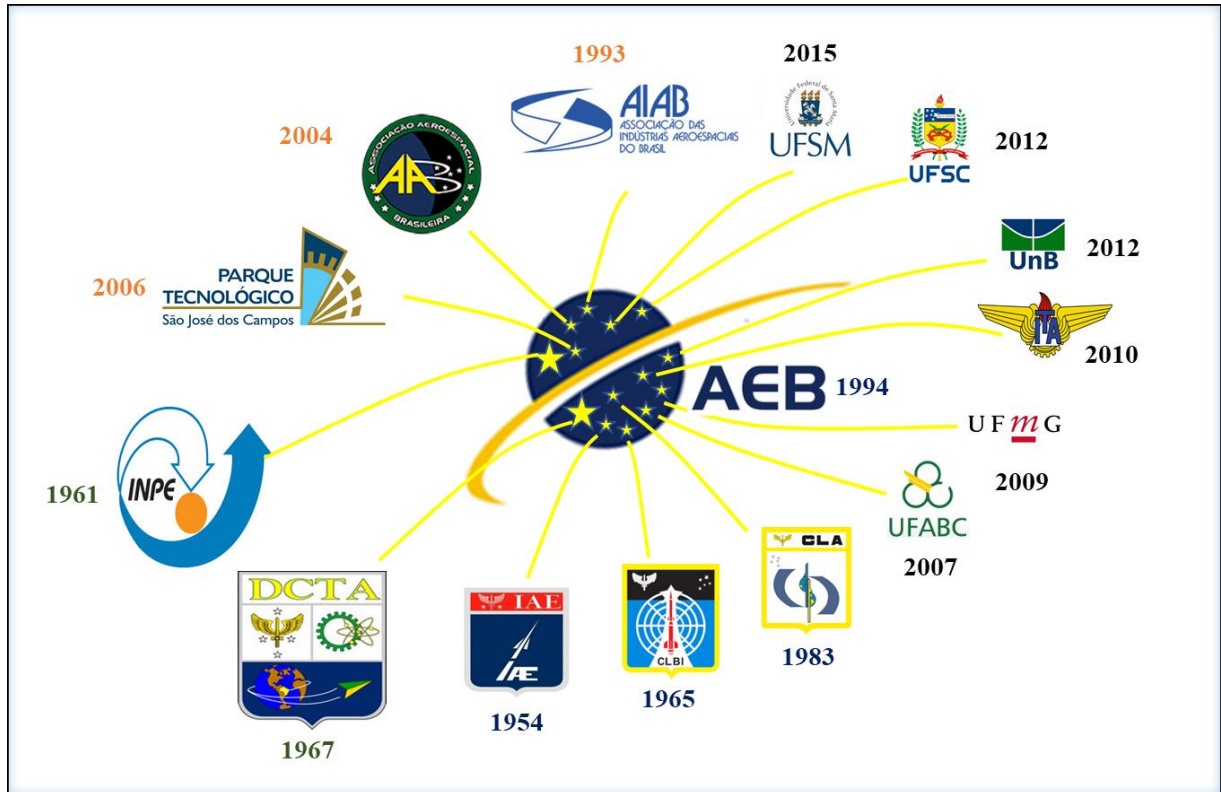
3.1.1 O Sistema Nacional de Atividades Espaciais

Como fruto das diretrizes emanadas do PNAE, em 1996, foi instituído pelo governo brasileiro, o Sistema Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (SINDAE), com a “finalidade de organizar a execução das atividades destinadas ao desenvolvimento espacial de interesse nacional” (BRASIL, 1996, p.1) e é constituído por: a) um órgão central, b) órgãos setoriais, c) órgãos e entidades participantes dos Ministérios e Secretarias da Presidência da República; dos Estados, do Distrito Federal e dos Municípios; do setor privado, por indicação do seu representante legal. (BRASIL,1996). O órgão central do SINDAE, responsável pela coordenação geral é a AEB. Os órgãos setoriais são aqueles imbuídos da coordenação setorial e da execução dos projetos estruturantes, mobilizadores e as atividades estratégicas contidas no PNAE (AEB, 2012).

A Figura 5 apresenta a configuração do SINDAE, cuja estrutura tem a AEB como órgão central; o INPE e o DCTA como seus órgãos setoriais; o IAE, o CLBI e o CLA como órgãos executores ligados ao DCTA; a Associação Aeroespacial Brasileira (AAB) e os integrantes da Associação das Indústrias Aeroespaciais do Brasil (AIAB) e do Parque Tecnológico de São José dos Campos (PqTec) como órgãos executores ligados a Indústria, e as Universidades de

UFABC, UFMG, ITA, UNB, UFSC e UFSM como entidades fomentadoras e difusoras do conhecimento aeroespacial (ao lado, o ano de criação do curso de graduação em engenharia aeroespacial).

Figura 5 - Configuração básica do Sistema Nacional de Atividades Espaciais.



Fonte: Elaborado pelo autor

Os principais órgãos setoriais do SINDAE são o INPE, responsável por produzir ciência e tecnologia na aérea espacial e do ambiente terrestre, assim como ofertar produtos e serviços desses setores em benefício do país, principalmente no segmento de satélites, sensoriamento remoto, previsão do tempo e clima, e o DCTA, responsável pelo planejamento e gerência das atividades relacionadas com ciência, tecnologia e inovação do segmento aeronáutico, espacial e de defesa que concerne ao Comando da Aeronáutica (COMAER) para soberania de espaço aéreo e a integração do Brasil.

O INPE surgiu com a criação em 1961 do Grupo de Organização da Comissão Nacional das Atividades Espaciais (GOCNAE) que se tornou 1963 na Comissão Nacional das Atividades Espaciais (CNAE), com a finalidade primeira de propor a política espacial brasileira, realizar o intercâmbio e cooperação técnico-científico internacional, a formação de especialistas, realizar projetos de pesquisa do setor para o Brasil e fomentar as atividades espaciais junto a indústria brasileira. (INPE, 2019). Em 1971, o CNAE foi extinto e foi criado o Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE) e em 1990 passou a nomenclatura de Instituto Nacional de Pesquisas

Espaciais. Nos primórdios da busca pelo conhecimento no segmento espacial, os pesquisadores brasileiros da CNAE buscavam, na parceria com a NASA, sua inserção em projetos desta agência em áreas de astronomia, Geodésia, geomagnetismo e meteorologia. (SILVA, 2010, p.196).

O objetivo nos primeiros anos do INPE foi dotar o Brasil de uma instituição que viesse a iniciar atividades de pesquisa relacionadas com a utilização do espaço e compor um núcleo de cientistas e/ou pesquisadores capaz de tratar dos problemas espaciais, bem como promover a cooperação entre os estudos científicos conduzidos em nações já mais adiantadas na exploração espacial (GOUVEIA, 2003).

Hoje, a missão do INPE é “desenvolver, operar e utilizar sistemas espaciais para o avanço da ciência, da tecnologia e das aplicações nas áreas do espaço exterior e do ambiente terrestre, e oferecer produtos e serviços inovadores em benefício do Brasil.” (INPE, 2016, p.13), de modo a ampliar e consolidar competências em ciência, tecnologia e inovação nas áreas espacial e do ambiente terrestre, de forma a ampliar e consolidar as competências do Brasil na previsão do tempo e clima, bem como nas mudanças ambientais do planeta.

O DCTA por sua vez surgiu dentro da estrutura do Ministério da Aeronáutica em 1967 com a criação do Comando-Geral de Pesquisa e Desenvolvimento com a responsabilidade de garantir a consecução da Política Área Nacional, através do apoio e realização de pesquisa e desenvolvimento de assuntos concernentes ao segmento aeronáutico e aeroespacial.

Em 1969, foi denominado Departamento de Pesquisa e Desenvolvimento (DEPED). Em 2005 mudou para Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial, agora vinculado ao Comando da Aeronáutica (COMAER) subordinado ao Ministério da Defesa. Foi renomeado em 2009 para a nomenclatura atual. Hoje o DCTA tem como missão desenvolver soluções científico-tecnológicas no setor aeroespacial com o propósito de garantir a soberania do espaço aéreo e a integração do Brasil que tem dimensões continentais.

A Figura 6 apresenta a estrutura funcional do DCTA com seus órgãos do apoio administrativo; ensino, pesquisa e fomento industrial; segmento aeronáutico e do setor aeroespacial. De onde destacamos os órgãos executores do SINDAE: o IAE, o CLBI e o CLA.

Figura 6 - Estrutura organizacional do DCTA



Fonte: DCTA (2019)

O IAE tem seus primórdios com a criação em 1954, do Instituto de Pesquisas e Desenvolvimento (IPD), no campus do então Centro Técnico da Aeronáutica (CTA) em São José dos Campos, com a finalidade de realizar a pesquisa e desenvolvimento em aeronáutica, eletrônica, materiais, sistemas e equipamentos especiais para aviação (IAE, 2017), ou seja, começou com o foco no segmento aeronáutico.

No início dos anos 60, cresceu o interesse do Ministério da Aeronáutica (Maer) no pelo segmento espacial no tocante ao desenvolvimento de pequenos foguetes de sondagem meteorológica para a Força Aérea Brasileira (FAB). Esse interesse proporcionou a criação em 1964 do Grupo de Trabalhos de Estudos de Projetos Especiais (GTEPE), que foi responsável pelo treinamento das equipes em relação as primeiras atividades espaciais do Brasil e da escolha do local para sediar o campo de lançamento de foguetes, estando subordinado diretamente ao Estado Maior da Aeronáutica (EMA). Em 1966, o GTEPE se transforma Grupo Executivo e de Trabalhos e Estudos de Projetos Espaciais (GETEPE) aprofundando as pesquisas e conhecimento em lançamento de foguetes (GOUVEIA, 2003).

Com a reestruturação do Ministério da Aeronáutica, em 1969 o GETEPE de torna o Instituto de Atividades Espaciais (IAE), origem do acrônimo IAE, unindo esforços do Maer nas atividades espaciais através do pessoal e instalações do GETEPE, com o pessoal da Divisão de Atividades Espaciais do IPD. O IAE foi efetivado em 20 de agosto de 1971, ano em que também foi criado o INPE. O IAE ficou subordinado ao CTA e não mais ao EMA. (IAE, 2017).

Ainda dentro do Ministério da Aeronáutica, em 1991, com o objetivo de otimizar os limitados recursos financeiros e de investimento existentes à época, em 7 de janeiro de 1991 ocorreu a fusão do IPD, direcionado ao segmento aeronáutico, com o Instituto de Atividades Espaciais (IAE), voltado ao segmento espacial, resultando no atual Instituto de Aeronáutica e Espaço, sendo mantido o acrônimo IAE., cuja finalidade atual é “realizar pesquisa e desenvolvimento nos campos **Aeronáutico, Espacial** e de **Defesa**, conforme diretrizes, planos e programas estabelecidos pelo DCTA e pela Agência Espacial Brasileira (AEB)” (IAE, 2017, p.6, grifo nosso). O IAE é o principal órgão brasileiro que atua nos três segmentos do setor aeroespacial brasileiro.

O CLBI foi criado em 12 de outubro de 1965 como Campo de Lançamento de Foguetes da Barreira do Inferno (CLFBI), com o apoio da NASA, a partir do trabalho de alguns engenheiros recém-formados pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) que constituíram o Grupo de Trabalho de Estudos e Projetos Especiais (GTEPE) criado em junho 1964, que obtiveram treinamento da NASA primeiramente no Campo de Lançamentos da Força Aérea Argentina, em Chamical, depois em *Wallops Flight Center* (WFF) e em *Goddard Space Flight Center* (GSFC) (GOUVEIA, 2003).

O objetivo da criação do campo era realização de muitos experimentos em Geofísica, Aeronomia e Magnetismo. principalmente na faixa equatorial, além de coletas na chamada Anomalia Magnética do Atlântico Sul, por cientistas norte-americanos e alemães no que ficou conhecido como Anos Internacionais de Sol Calmo (*Internacional Quiet Sun Years – IQSY*) (GOUVEIA, 2003). Essas atividades foram realizadas no CLFBI como organização subordinada ao então Centro Técnico de Aeronáutica (CTA) do Maer e obteve seu ápice com o primeiro lançamento de foguete no Brasil, no dia 15 de dezembro de 1965, as 16:28h hora de Natal-RN, de um foguete norte-americano Nike-Apache (GOUVEIA, 2003).

No CLBI foram lançados os primeiros foguetes de sondagem atmosféricas e ionosféricas, os foguetes da família SONDA, Sonda I, II, III e IV, e os protótipos do Veículo Lançador de Satélite (VLS) do Brasil. Atualmente, o CLBI está subordinado ao DCTA do Comando da Aeronáutica (COMAER), que por sua vez é integrante do Ministério da Defesa (MD) e tem por finalidade:

“... executar e prestar apoio às atividades de lançamento e rastreo de engenhos aeroespaciais e de coleta e processamento de dados de suas cargas úteis, bem como executar os testes, experimentos, pesquisa básica ou aplicada e outras atividades de desenvolvimento tecnológico de interesse da Aeronáutica, relacionadas com a Política da Aeronáutica para Pesquisa e Desenvolvimento e com a Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais.” (CLBI, 2016, p.7.)

Nesse novo contexto, o CLBI mantém as atividades de lançamento desde sua origem e inclui a pesquisa por seu corpo técnico, quer básica, quer aplicada, com o objetivo de se tornar uma referência mundial em Ciência, Tecnologia e Inovação nas atividades de lançamento de e/ou rastreo de engenhos espaciais, bem como na coleta e processamento de dados de suas cargas úteis.

O CLA foi criado para atender a Missão Completa Espacial Brasileira (MCEB) de 1975 que tinha três objetivos: o desenvolvimento de quatro satélites, dois de coleta de dados e dois de sensoriamento remoto, isto coube ao INPE; o foguete lançador de satélite, o VLS-1, e a Base de Lançamento, que ficou a cargo do Ministério da Aeronáutica (Maer). O IPD/IAE/Maer ficou responsável pela construção do VLS-1 e em 1983 o Maer cria o CLA cuja principal tarefa era lançar o VLS-1 e os foguetes da família SONDA, antes lançados do CLBI. Dentro do contexto da MCEB, os foguetes da família SONDA (I ao IV) eram a base do projeto do VLS-1, concebido para lançar os satélites (SILVA, 2013).

Na sua origem, a principal função do CLA era permitir o lançamento, a partir do território brasileiro, de um satélite nacional, levado por um foguete também desenvolvido e produzido no país para atender a MCEB. Com a transformação da MCEB para o PNAE, o CLA busca ser referência mundial tanto para lançamentos de veículos suborbitais quanto para veículos lançadores de satélites, de modo a atender as demandas pelo setor espacial (CLA, 2019).

Além dos órgãos participantes executores do SINDAE, o DCTA também tem sob sua coordenação órgãos colaboradores, o Instituto Tecnológico Aeroespacial (ITA), fundado no início da década de 50 do século XX dentro do CTA, que tem por missão “formar recursos humanos de nível superior e promover o progresso da ciência e da tecnologia no campo aeroespacial, especialmente nas áreas de interesse do COMAER, por meio da educação, ensino, pesquisa e extensão”(ITA, 2011, p.11) e o Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI) fundado em 1971, também dentro do CTA, cuja missão atual é:

“... contribuir para a garantia do desempenho, da segurança e da disponibilidade de produtos e sistemas aeroespaciais de interesse do Comando da Aeronáutica, prestando serviços nas áreas de Normalização, Metrologia, Certificação, Propriedade Intelectual, Transferência de Tecnologia e Coordenação Industrial, fomentando assim o complexo científico-tecnológico aeroespacial brasileiro.” (IFI, 2016, p.12)

Desse modo, o DCTA possui um órgão formador de recursos humanos de alto nível para o setor aeroespacial brasileiro, o ITA, e um órgão normalizador e certificador da indústria aeroespacial, o IFI, responsável também pela transferência de tecnologia aeroespacial junto a indústria nacional.

Como análise, o SINDAE também é constituído por órgãos e entidades participantes, quer do setor público, quer do setor privado, que atuam como membros executores das ações específicas do PNAE.

Na parte de formação de competências para atuarem no setor aeroespacial destaca-se as instituições de ensino e pesquisa no país que ofertam curso de graduação e pós-graduação em engenharia aeroespacial. A pioneira a ofertar o curso de graduação em Engenharia Aeroespacial foi a Universidade Federal do ABC (UFABC) em 2007, seguido Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG) em 2009, do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) em 2010, da Universidade de Brasília (UnB) e na Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) em 2012 e a Universidade Federal de Santa Maria (UFSM) em 2015.

Já na pós-graduação, os maiores fomentos ficam com o INPE, que possui um programa de pós-graduação em “Engenharias e Tecnologias Aeroespaciais”, assim como o ITA que possui Pós-Graduação em “Ciências e Tecnologias Espaciais”. Em fevereiro de 2019, a Rede Nordeste Aeroespacial, integradas pela Universidade Estadual do Maranhão (UEMA), Universidade Federal do Maranhão (UFMA), Universidade Federal de Pernambuco (UFPE) e a Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN), lançou edital de seleção para sua primeira turma de Mestrado em Engenharia Aeroespacial, com 40 vagas a fim de fomentar a pesquisa aeroespacial na região em 4 linhas de pesquisa: ciências atmosféricas; ciências espaciais; hipersônica e de Materiais e tecnologias Aeroespaciais. Esse programa iniciou a primeira turma em março de 2019.

No contexto das entidades participantes do setor privado, destacamos as indústrias do Parque Tecnológico de São José dos Campos (PqTec), instituído em 2006, que possui 300 empresas vinculadas, sendo que apenas 62 empresas são residentes em seu polo industrial; e duas entidades colaboradoras na elaboração do PNAE 2012-2021: a Associação Aeroespacial Brasileira (AAB) criada em 2004 e os integrantes da Associação das Indústrias Aeroespaciais do Brasil (AIAB), ambos também com sede em São José dos Campos.

A AAB tem finalidade de congrega, tanto pessoas físicas, quanto pessoas jurídicas com interesse na promoção e no desenvolvimento da Engenharia, Ciência e Tecnologia Aeroespaciais no Brasil (AAB, 2013). A associação possui dezenas de membros filiados e

colaborou no PNAE 2012-2021 com o documento intitulado “A Visão da AAB para o Programa Espacial Brasileiro” de 2010.

A Associação das Indústrias Aeroespaciais do Brasil tem 42 empresas vinculadas até dezembro de 2018. A AIAB colaborou com o atual PNAE com os documentos “Propostas para Reformulação do Programa Nacional de Atividades Espaciais, AEB” de 30 de junho de 2011 e “recomendações da associação das Indústrias Aeroespaciais do Brasil – AIAB para a Política Industrial –PNAE” de maio de 2011 e em conjunto com o INPE e o IAE na “Proposta de Evolução do Programa Espacial Brasileiro Período 2011-2020” de dezembro de 2010 (AEB. 2012).

O Quadro 2 apresenta as empresas da Associação das Indústrias Aeroespaciais do Brasil, seus segmentos de atuação e as multinacionais que essas empresas estão vinculadas. O quadro demonstra que os países detentores de tecnologia aeroespacial, França, EUA, Itália, Canadá e Israel, entrarão no mercado brasileiro para concorrerem nesse nicho com as empresas grandes empresas nacionais.

Quadro 2 - Empresas da Associação das Indústrias Aeroespaciais do Brasil, seus segmentos de atuação, localização e multinacionais que estão vinculadas

Empresa	Segmentos de Atuação			Localização	Empresa Vinculada
	Segmento Aeronáutico	Segmento de Defesa	Segmento Espacial		
AEL Sistemas	●	●	●	Porto Alegre-RS.	Elbit Systems Group (Israel)
Aero Avionics	●			Sorocaba -SP.	Garmin (EUA)
AeroBRAS *	●			São José dos Campos-SP	Flayr Data systems (USA)
Aerotron Ind. Com.	●	●		Itajuba-MG	
Akaer Engenharia S.A *	●	●	●	São José dos campos-SP	Akaer Group (Brasil)
AMBRA Solutions *	●			São José dos campos -SP	Ambra Grupo (Brasil)
AMS Kepler			●	São José dos campos-SP	
Atech *	●	●		São José dos Campos-SP	Embraer Group (Brasil)
Avibras Industria Aeroespacial S/A *	●	●	●	São José dos Campos-SP	
AVIO do Brasil	●			São José dos Campos-SP	GE Aviation (Italia)
Avionics Services	●			São Paulo - SP	
BRADAR		●	●	São José dos Campos-SP	Embraer Group (Brasil)
CENIC Eng. Ind. e Com. Ltda.	●			São José dos Campos-SP	

COMAF Indústria Aeronáutica Ltda	●			Rio de Janeiro - RJ	
ELEB Equipamentos Ltda	●	●		São José dos Campos-SP	Embraer Group (Brasil)
Embraer S.A *	●	●		São José dos Campos-SP	Embraer Group (Brasil)
Equatorial Sistemas *		●	●	São José dos Campos-SP	Akaer Grupo (Brasil)
Fundação EZUTE		●		São Paulo - SP	
FIBRAFORTE Eng. Ind. e Comercio Ltda *	●		●	São José dos Campos-SP	
FT Sistemas	●	●		São José dos Campos-SP	
GE no Brasil	●	●		São José dos Campos-SP	GE Aviation (Brasil)
Geoambiente			●	São José dos Campos-SP	Google Group
HELIBRAS	●		●	São José dos Campos-SP	Airbus Group Helicopteros
Inbra Aerospace	●	●		Mauá-SP	Inbra Grupo
Latecoere do Brasil Ltda CA	●			Jacareí-SP	Latecoere Group (França)
Novaer Craft Empreendimentos Aeronáuticos Ltda	●	●		São José dos Campos-SP	
Omnisys Eng. Ltda *	●	●	●	São Bernardo do Campo-SP	Thales Group (França)
IACIT Soluções Tecnológicas S.A *	●		●	São José dos Campos-SP	
Imagem Soluções de Inteligencia Geograficas *		●		São José dos Campos-SP	
Opto Sciency in Sighth			●	São Carlos-SP	Akaer Grupo (Brasil)
Opto Space & defense			●	São Carlos-SP	Akaer Grupo (Brasil)
Orbital Engenharia Ltda *			●	São José dos Campos-SP	
Plastflow Ind. e Com.	●			São José dos Pinhais-PR	
Powerpack	●	●		Rio de Janeiro-RJ	
Pratt & Whitney Canada do Brasil	●			Sorocaba-SP	Pratt & Whitney Canada
Rockwell Collins do Brasil	●		●	São José dos Campos-SP	Collins Aerospace (Canadá)
SIATT Eng. Ind. Com. Ltda. *		●		São José dos Campos-SP	
Serviço Aero Técnico Ltda	●			Taubaté-SP	Pronal L'Ingénierie de L'Élastomère (França)
Technilu Industria e Comercio Ltda	●			Rio de Janeiro-RJ	
Telespazio Brasil			●	Rio de Janeiro-RJ	Leonardo Group (Itália) e Thales Group (França)
Safran Helicopters Engines do Brasil	●	●		Rio de Janeiro-RJ	Safran Group (França)
Visiona Tecnologia Espacial *			●	São José dos Campos-SP	Embraer Group e Telebrás

Fonte: AIAB, março de 2019.

Nota: *Empresas residentes ou associadas ao PqTec de São José dos Campos.

Dentre as empresas citadas no Quadro 2, apenas três atuam simultaneamente nos segmentos aeronáutico, defesa e espacial: a Akaer Engenharia e a Avibras Indústria Aeroespacial, por parte do Brasil, e a *Omnisys* Engenharia, que pertence a francesa *Thales Group*, Top 8 do *rank* da SIPRI. Outro fato é que a maioria estão no Parque Tecnológico de São José dos Campos –SP.

Através da AIAB, percebe-se que a participação das grandes empresas multinacionais do setor aeroespacial do Brasil. A primeira é brasileira *Embraer Group*, Top 84 SIPRI, com US\$ 950 milhões em vendas em 2017 na área de defesa, 16% do total de vendas (SIPRI, 2018), inserido no segmento aeronáutico com Atech, ELEB Equipamentos Ltda e a Embraer Brasil; no segmento de defesa com Atech, BRADAR, ELEB Equipamentos Ltda e a Embraer Brasil e no segmento espacial com a BRADAR e a Visiona Tecnologia Espacial, sendo esta última é uma *joint-venture* com a Telebrás.

A transeuropeia *Airbus Group*, Top 7 SIPRI, que obteve em vendas US\$ 11,290 bilhões na aérea de defesa, 15% dos US\$ 75,239 bilhões da empresa em 2017 (SIPRI, 2018), que atua através do seu setor de helicópteros, a *Airbus Helicopteros*, através a Helibras que produz helicópteros civis e militares. A grupo israelense *Elbit Systems Group*, Top 28 SIPRI, que em 2017 comercializou 95% dos US\$ 3,395 bilhões só na aérea de defesa, que se insere através da AEL Sistemas em Porto Alegre-RS, no segmento de defesa e espacial, ao produzir sistemas eletrônicos militares e espaciais, para aplicações em plataformas aéreas, marítimas e terrestres, fora do eixo Rio-São Paulo.

A Top 8 da SIPRI, *Thales Group*, grupo francês que é dono da empresa brasileira *Omnisys Eng. Ltda* que atua nos segmentos de aeronáutica, defesa e espacial no Brasil. Em especial no segmento espacial, a *Omnisys*, projeta, desenvolve e fabrica equipamentos eletrônicos embarcados, utilizados nos módulos de serviço e carga útil dos satélites do programa espacial brasileiro, inclusive o Subsistema de Coleta de Dados – DCS – dos satélites CBERS 3 & 4, do acordo comercial na aérea espacial entre os governos do Brasil e da China.

Outro destaque da *Omnisys* nesse segmento, é que ela realiza o realinhamento eletrônico e mecânico dos radares de rastreamento e da estação de telemetria do CLA no Maranhão e do CLBI no Rio Grande do Norte, os dois centros brasileiros. A *Thales Group* junto com o grupo italiano *Leonardo Group*, Top 9 da SIPRI, tem uma parceria através da Telespazio Brasil no campo de telecomunicações por satélite, serviços multimídia, imagens e aplicações para observação da Terra. Em particular, a Telespazio Brasil apoiou a contratada majoritária *Thales Alenia Space*, da *Thales Group*, na instalação e atividades pré-operacionais relacionadas aos centros de controle de satélites do governo brasileiro para aplicações quer militares, quer civis, o Satélite

Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas (SGDC), que foi lançado em 2018, a partir do Centre Space Guianês (CSG), na cidade de Kourou na Guiana Francesa.

A *GE Group*, Top 22 da SIPRI, atua no Brasil no segmento aeronáutico, através *AVIO Brasil*, subsidiária da GE Aviation sediada na Itália, e pela GE no Brasil, vinculado ao setor *GE Aviation*, sediada em São José dos Campos-SP, onde além do segmento aeronáutico também atua no segmento de defesa.

No ramo de Helicópteros, o grupo francês *Safran Group*, Top 33 SIPRI, atua no Brasil no segmento aeronáutico e de defesa por intermédio da subsidiária *Safran Helicopters Engines* do Brasil com serviços de manutenção para motores e acessórios *Arrius*, *Arriel*, *Makila*. Ela também faz parte dos 5 Centros de Manutenção Certificados do grupo na rede mundial de motores de helicópteros da *Safran Group*.

A indústria americana também atua no Brasil no segmento aeronáutica através da *Aero Avionics*, subsidiária da Garmin, e da Era-oBRAS, subsidiária da *Flayr Data Systems*.

A atividade aeroespacial por muitas vezes requer muito sigilo de suas informações por parte das agências mantenedoras. Por esse motivo, a maioria das informações do setor só estão divulgadas nos websites oficiais de suas respectivas agências. Segue no Apêndice A, os websites das agências fomentadoras onde foi realizada a pesquisa para a construção do Quadro 1 - Agências mundiais e regionais do setor aeroespacial, deste capítulo, e da Figura 8 - Campos de Lançamento de Foguetes no Mundo, do capítulo 4.

CAPÍTULO 4 - LANÇAMENTO DE FOGUETES ESPACIAIS

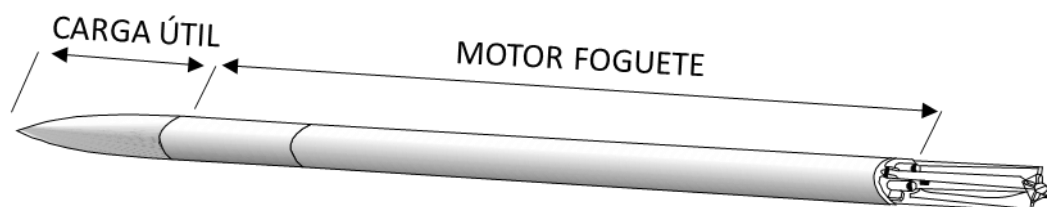
Neste capítulo, será abordado o lançamento de foguetes espaciais, adentrando na tipologia dos foguetes, no mapeamento dos campos de lançamento ativos no mundo (até março de 2020), nos parâmetros utilizados para realizar o lançamento e culmina com a descrição da Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagem, foguete suborbital foco da pesquisa, todavia as informações aqui obtidas servem também para lançamento de foguetes orbitais.

4.1 TIPOLOGIA DE FOGUETES ESPACIAIS

Foguetes Espaciais são basicamente veículos espaciais com sistemas propulsivos capazes de lançar ao espaço instrumentos como sondas espaciais interplanetárias e satélites em órbita geostacionária, assim como proporcionar pesquisas em ambiente de gravidade zero e experimentos em ambiente de microgravidade.

A Figura 7 apresenta a estrutura básica de um foguete espacial. Esse artefato aeroespacial é constituído de dois componentes, um motor foguete, responsável pela propulsão do veículo, e uma carga útil, onde são inseridos experimentos científicos e/ou tecnológicos a serem transportados (GARCIA, 2007).

Figura 7 - Estrutura básica do foguete



Fonte: Elaborado pelo autor

Quanto a sua classificação ou categoria não há uma normatização específica, pois a variabilidade do veículo depende do objetivo da missão a ele atribuída, do fabricante do foguete e do país detentor de tal tecnologia, porém na maioria dos casos eles são denominados de acordo com o objetivo da missão, do modo de controle do voo do veículo, da forma de integração entre o motor foguete e a carga útil no veículo e do sistema de propulsão do motor foguete nele implementado.

A principal distinção entre os tipos de foguetes é em relação ao objetivo da missão do veículo espacial. Quando o foguete tem a capacidade de inserir satélites em órbita circular terrestre com massa e altitudes específicas ou é capaz de inserir sondas espaciais para fora do campo gravitacional terrestre em rotas interplanetárias, denomina-se orbital. Já se o veículo

espacial que não tem por objetivo inserir algum objeto ou experimento em órbita é conhecido como suborbital (PALMERIO, 2013; RIBEIRO, 2013).

Os foguetes são projetados para atingir altas altitudes através de voos na camada atmosfera terrestre. Quando o voo do foguete ocorre com algum sistema de controle, cuja função é garantir a estabilidade de seu movimento e proporcionar meios para que o veículo possa seguir uma trajetória previamente especificada, denomina-se de foguete guiado ou foguete controlado (GARCIA, 2007; PALMERIO, 2013; SILVEIRA, 2014).

Caso o veículo não possua esse sistema de controle necessário garantir a estabilidade de seu movimento, denomina-se foguete não guiado ou foguete não controlado. Neste caso, o veículo utiliza a força aerodinâmica para minimizar perturbações que ocorram durante sua trajetória para alcançar a estabilidade aerodinâmica no voo (GARCIA, 2007; PALMERIO, 2013; SILVEIRA, 2014).

A estrutura básica de um foguete é composta por um motor foguete e a carga útil. Quando esses dois componentes são construídos num único volume ou bloco, o foguete é chamado de monoestágio. Quando é integrado por vários blocos ou estágios, onde os diversos motores foguetes ficam separado do volume da carga útil, é denominado de multiestágio (PALMERIO, 2013).

Outra classificação bem clássica e difundida é em relação ao sistema de propulsão do motor foguete, ou seja, o tipo de propelente utilizado na propulsão do foguete (LYON, 1991; SUTTON e BIBLARZ, 2010; RIBEIRO, 2013; PALMERIO 2013; ROSA, 2017): foguete a propelente sólido, foguete a propelente líquido e foguete a propelente híbrido.

- Propelente sólido: são constituídos por grão de propelente sólido, onde estão presentes o oxidante e o combustível num único bloco.
- Propelente líquido: são constituídos por oxidante e combustível em compósitos ou misturas em estado líquido. Quando a combustão ocorre através da reação de decomposição exotérmica dos dois componentes num único bloco, temos os monopropelentes, caso o oxidante e o combustível sejam unidos somente no momento da combustão, devido esses componentes estarem em blocos diferentes, temos os bipropelentes.
- Propelente híbrido: são constituídos por um combustível sólido e oxidante líquido ou por um combustível líquido e oxidante sólido (híbrido reverso).

O Quadro 3 sintetiza as principais tipologias encontradas na literatura atribuídas aos foguetes espaciais, com relação as suas premissas e características específicas, as quais são utilizadas neste trabalho.

Quadro 3 - Tipologia básica de foguetes

Premissas	Tipologia	Características
Objetivo da missão	Orbital	Inserir satélites em órbita terrestre ou sondas fora da atmosfera terrestre.
	Suborbital	Não possui objetivo de inserir algum objeto ou experimento em órbita.
Sistema de controle de voo	Guiado	Possui sistema de controle de voo.
	Não Guiado	Não possui sistema de controle de voo. Utiliza apenas a força aerodinâmica do voo do veículo.
Integração do Motor Foguete e Carga Útil	Monoestágio	Motor foguete e Carga Útil integrados num único volume
	Multiestágio	Motor foguete presente em vários blocos preliminares integrados e separados do bloco da carga útil
Propulsão do Motor Foguete	A propelente Sólido	A combustão advém da reação do oxidante e o combustível que estão em estado sólido num único bloco (grão de propelente)
	A propelente Líquido	A combustão provém da reação do oxidante e combustível em estado líquido num mesmo bloco ou blocos diferentes
	A propelente Híbrido	A combustão tem origem da reação de um combustível sólido e oxidante líquido ou por um combustível líquido e oxidante sólido (híbrido reverso).

Fonte: Elaborado pelo autor a partir de Lyon, 1991; Garcia, 2007; Sutton e Biblarz, 2010; Palmerio, 2013; Ribeiro, 2013; Silveira, 2014.

4.2 CAMPOS DE LANÇAMENTOS DE FOGUETES DO MUNDO

Um dos principais fatores para instalação de campos de lançamentos de foguetes no mundo é a posição relativa do campo de lançamento em relação à inclinação da órbita terrestre próximo a linha do equador, quer seja o campo localizado numa base de teste bélico, ou aeronáutico, ou naval, quer seja numa região no continente específica para essa atividade, quer seja uma plataforma marítima de lançamento, quer seja um Centro de Lançamento, Cosmódromo, Complexo de Lançamento ou espaçoporto continentais, pois o parâmetro localização proporciona um menor consumo de energia no lançamento, requer menos gasto de combustível e evita implementações adicionais de sistemas de controle para estabilidade do foguete na trajetória nominal, conseqüentemente um menor custo operacional no lançamento de forma que esses voos atendam aos requisitos de segurança para esse tipo de atividade terrestre.(GARCIA, 2007; PALMERIO, 2013; SILVA e FISCH, 2014; ROSA, 2017).

Por esse motivo, os países que desenvolvem ou pretendem desenvolver as atividades de lançamento de foguetes procuram em seu próprio território uma posição geográfica o mais próximo possível a linha do equador. Nesse contexto, surgiram no mundo diversos centros de lançamento dedicados ao lançamento de ICBM (no começo da guerra fria), foguetes de sondagem meteorológicas, foguetes para voo orbitais e foguetes para voos suborbitais. Na sua grande maioria eles são fomentados pelo governo de seu país de origem. Na Figura 8, os campos ativos (até junho de 2020) são apresentados em ordem cronológica de fundação.

A seguir, são apresentados os campos ativos para lançamentos de foguetes com prioridade de voos suborbitais dedicados para pesquisas científicas:

- No continente europeu: a *Andoya Space Center (ASC)* e o *Svalbard Rocket Range (SvalRak)* na Noruega; o *Esrange Space Center (Esrange)* na Suécia; *Centro de Ensayos de El Arenosillo (CEDEA)*, na Espanha.
- Na América do Norte: os campos de *Wallops Flight Facility (WFF)*, ligado a ensaios bélicos da Marinha dos EUA, migrando posteriormente para lançamentos de foguetes de sondagem, pequenos foguetes suborbitais e orbitais descartáveis, e de *Barking Sands*, também ligado a marinha americana; os campos de *White Sands Missile Range (WSWR)*, ligado ao exército dos EUA, e *Poker Flat*, ligado a University of Alaska Fairbanks (UAF), e os espaçopostos de *Mojave Air and Space Port*, *Oklahoma Air and Space Port* e *Spaceport America*.
- Na América do Sul: o Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI) no Brasil, no Peru na Base da *Fuerza Aérea del Punta Lobos* e na Argentina no *Centro de Experimentación y Lanzamiento de Projectiles Autopropulsados (CELPA 1)* em Chamental.
- Na Ásia: a *Thumba Equatorial Rocket Launching Station (TERLS)* na Índia; a *Ryori Meteorological Station* no Japão; *Jiu Peng Air Base* em Taiwan.
- Na Oceania: a *RAAF Woomera Teste Range* na Austrália e o *Reagan Test Site (RTS)* no Kwajalein Atoll das Ilhas Marshall.

Os campos de *Wallops Flight Facility*, *White Sands* e *Woomera* atuam desde a década de 40 inicialmente com pesquisas de mísseis no período da segunda guerra, enquanto *Barking Sands* e *Reagan Test Site (RTS)* são da década de 50 destinados primeiramente para testes bélicos no início da guerra fria, todos depois migraram para lançamento de foguetes na corrida espacial.

Os campos de *Andoya*, *Chamental*, *Esrange*, *Thumba*, *Barreira do Inferno*, *El Arenosillo* e *Poker Flat* são da década de 60 do século XX no início da expansão das tecnologias espaciais,

sendo que Andoya e Esrange foram iniciativas específicas do espaço dos países europeus frente a expansão dos EUA e URSS. Já Chamental, Thumba, Barreira do Inferno, El Arenosillo, Poker Flat e Punta Lobos tiveram apoio da NASA como estratégica dos EUA frente a expansão da URSS na corrida espacial. Enquanto Ryori, Jiu Peng, Svalbard foram iniciativa de seus países. Os espaçopostos americanos são de iniciativa de empresas privadas dos anos 2000.

Como fruto da expansão das pesquisas sobre a atmosfera superior e fenômenos espaciais no polo norte do planeta, a Noruega cria em 1997 o Campo de *Svalbard Rocket Range* (SvalRak). No contexto da *New Space*, a Argentina reestrutura suas políticas para conquista de tecnologias espaciais em prol sociedade argentina e reativa nos anos 2000 o *Centro de Experimentación y Lanzamiento de Proyectiles Autopropulsados* (CELPA 1) em Chamental.

Já os campos para lançamentos com prioridade de voos orbitais dedicados para pesquisas científicas são os seguintes campos ativos:

- Na Europa: os cosmódromos da Rússia europeia, Kapustin Yar, Plesetsk, Dombrovsky, campos bélicos da guerra fria que migraram para o programa espacial russo.
- Na América do Norte: nos EUA, a *Vandenberg Air Force Base* (VAFB), localizada no estado da Califórnia, criada em 1941 para testes de ICBM durante a segunda guerra mundial e migrou para lançamento de satélites militares, científicos e de organizações comerciais dos EUA no litoral oeste dos EUA; o *Cape Canaveral Air Force Station*, *Kennedy Space Center* e *Mid-Atlantic Regional Spaceport* (MARS) na Flórida e o campo de Kodiak no Alaska.
- Na América do Sul: o *Centre Espatial Guyanais* (CSG), em Kourou na Guiana Francesa, realizando lançamento de foguetes orbitais para a ESA, o Centro Espacial Punta Índio e o Centro Espacial Manuel Belgrano (CEMB) do programa espacial argentino para lançamento polar com perspectiva de atender a comunidade mundial para pesquisas na região espacial do polo sul da Terra ainda pouco exploradas;
- Na Ásia: o cosmódromo de Vostochny na Rússia asiática; Jiuquan, Taiyuan e Xichang na china; o cosmódromo de Baikonur no Cazaquistão, ex república soviética; *Tanegashima Space Center* (TNSC) no Japão, atuando desde os anos 60; Palmarim em Israel; na Coreia do Norte, os campos de Tonghae e Sorae; no Paquistão, o campo de Tilla; Semnan no Irã e Taitung no Taiwan.
- Na África: em Malindi no Kenia, o *Centro Spaziale Luigi Broglio* a serviço da ASI; em 2018, a Espanha expande sua estratégia de inserção no mercado aeroespacial e transcende a missão da Estação Especializada em Satélites de Observação da Terra em

Maspalomas no oceano Atlântico próximo ao norte da África para seu Campo de Lançamento para voos orbitais.

- Na Oceania: na Península de Mahia, Nova Zelândia, temos o *Rocket Lab Launch Complex 1*, a serviço da Rocket Lab e NZSA.
- Oceano Pacífico: a plataforma marítima *Sea Launch Plataforma* da empresa russa *S7Space Group*, que realiza seus lançamentos na latitude zero no meio do Oceano Pacífico entre a América e a Oceania.

Um destaque nesse seguimento foi a criação do Cosmódromo de Baikonur em 1955 pela extinta URSS na república do Cazaquistão, visto que ele foi o primeiro campo projetado para o lançamento de foguete do mundo, de onde foi lançado o primeiro satélite artificial, o *Sputnik 1* em 1957, e de onde partiu Yuri Gagarin para o primeiro voo orbital de um ser humano na história, e atualmente integra as missões *Soyuz* do programa espacial russo. O Cosmódromo fica localizado no Cazaquistão, mas a Rússia continua a utilizar este centro de lançamento até hoje através de acordo firmado com o Cazaquistão de cerca de 115 milhões de dólares pelo uso até 2050.

Além de Baikonur, a Rússia também tem sob sua administração do Cosmódromo de Kapustin Yar, Plesetsk e Dombarovsky que foram concebidos para servir de campo para lançamento de ICBM da extinta URSS e o Cosmódromo de Vostochny (Vostochny), que visa reduzir a dependência da Rússia ao Cosmódromo de Baikonur no programa espacial russo. Todas esses Cosmódromos servem ao programa espacial russo, cuja principal finalidade são voos tripulados ao espaço.

Atualmente, as agências estatais e as empresas privadas do setor aeroespacial procuram focar em nicho de mercado, quer orbital, quer suborbital, porém ainda existem campos de lançamento que atuam tanto em lançamentos orbitais, quanto em lançamentos suborbitais, assim como em cargas úteis e atividades relacionados ao sistema de defesa e de telecomunicações de seus países e clientes.

Nessa dupla atuação, são destaque:

- O *Uchinoura Space Center* (USC) no Japão, que realiza lançamentos suborbitais e lançamentos orbitais com plataformas de menor porte do que aquelas do *Tanegashima Space Center* (TNSC), sua compatriota
- O *Sriharikota Range* (SHAR1969) na Índia, atual *Satish Dhawan Space Centre* SHAR (SDSC), que realiza se dedicado aos lançamentos orbitais, porém também atende a missões com veículos suborbitais de maior porte, em virtude de sua melhor localização geográfica em relação a a *Thumba Equatorial Rocket Launching Station* (TERLS).

- O *Naro Space Center* (NSC) na Coreia do Sul. Através da NSC a Coreia do Sul adquiriu adquirir know-how em todos os processos de desenvolvimento, design do sistema do veículo de lançamento, da montagem do veículo de lançamento e a operação de lançamento tanto orbitais quanto suborbitais.
- O *Wenchang Space Launch Center* (WSLC) na ilha de Hainan na China, que possui dois novos complexos de lançamento e instalações de apoio. Ele é o mais moderno espaçoporto da China feito para apoiar os projetos de foguetes de sondagens reutilizáveis, a estação espacial permanente e futuras missões espaciais à Lua e Marte.

Também possuem essa dupla função, a *Sonmiani Flight Test Range* no Paquistão, criado em 1962 para testes militares, porém com o tempo migrou para o programa espacial da SUPARCO para atender a demanda de atividades com satélites e pesquisas na atmosfera superior da região do oriente médio.

Outro campo que foi criado para atender essa demanda de lançamentos orbital e suborbital é o Centro de Lançamento de Alcântara, no Brasil. Primeiramente para atender a Missão Espacial Completa Brasileira (MECB) nos anos 80, quando o Brasil vislumbrou a criação do Veículo Lançador de Satélites (VLS) para colocar em órbita satélites de comunicação e defesa de grande porte fabricados no país e lançados a partir do território nacional. Atualmente sua atuação é para atender ao Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE) e a demanda de internacional de lançamentos de experimentos suborbitais, de microssatélites e de constelações de nanosatélites.

O Brasil alcançou um grande passo para isso ao assinar Acordo de Salvaguardas Tecnológicas (AST) em 2019 com EUA. O acordo prevê o lançamento de foguetes, espaçonaves e satélites que usam tecnologia norte-americana a partir do recém-criado Centro Espacial de Alcântara (CEA), que envolve o CLA como campo de lançamento principal e o CLBI como campo de rastreamento remoto.

Outro passo importante dado pelo Brasil foi em junho de 2020, quando a Agência Espacial Brasileira (AEB), lançou o edital com uma chamada pública para identificar empresas, nacionais e estrangeiras, que tenham interesse em realizar operações de lançamentos orbitais e suborbitais, utilizando o CEA. A partir desse chamamento o Brasil espera fomentar seu programa espacial.

A Figura 8 apresenta os Campos de Lançamento de Foguetes no mundo ativos para pesquisas científicas (junho 2021). Ela mostra os campos de lançamentos de veículos aeroespaciais em ordem cronológica de criação, que atuam nos lançamentos orbitais, lançamentos suborbitais, ou em ambas as modalidades. Na figura, estão excluídos os campos

de testes de atuam exclusivamente para testes balísticos de armamentos terrestres, aéreos e navais.

Quadro 4 – Campos de lançamentos foguetes espaciais ativos no mundo em 2021.

Nº	Campo de Lançamento	País	Criação	Nº	Campo de Lançamento	País	Criação
1	Vandenberg	EUA 1 (CA)	1941	27	Palmarim	Israel	1970
2	Wallops Island	EUA 2 (VA)	1945	28	Sriharikota	Índia 2	1971
3	White Sands	EUA 3 (NM)	1945	29	Ryori	Japão 3	1971
4	Kapustin Yar	Rússia 1	1946	30	Punta Lobos	Peru	1974
5	Woomera	Austrália	1947	31	Alcantara	Brasil 2	1983
6	Cabo Canaveral	EUA 4 (FL)	1949	32	Xichang	China 3	1984
7	Barking Sands	EUA 5 (HI)	1954	33	Tonghae	Coreia do Norte 1	1984
8	Baikonur	Cazaquistão	1955	34	Tilla	Paquistão 2	1989
9	Plesetsk	Rússia 2	1957	35	Kodiak	EUA 8 (AK)	1991
10	Jiuquan	China 1	1958	36	Jiu Peng	Taiwan 1	1991
11	Kwajalein Atoll	Ilhas Marshall	1959	37	Sea Launch	S7Space (Rússia)	1995
12	Andoya	Noruega 1	1962	38	Svalbard	Noruega 2	1997
13	Kennedy KSC	EUA 6 (FL)	1962	39	Spaceport MARS	EUA 9 (FL)	1997
14	Uchinoura	Japão 1	1962	40	Spaceport Mojave	EUA 10 (CA)	2004
15	Sonmiani	Paquistão 1	1962	41	Spaceport Oklahoma	EUA 11 (OK)	2006
16	Chamical	Argentina	1962	42	Naro	Coreia do Sul	2009
17	Thumba	Índia 1	1963	43	Spaceport América	EUA 12 (NM)	2011
18	Dombarovsky	Rússia 3	1964	44	Vostochny	Rússia 4	2011
19	Esrange	Suécia	1964	45	Sohae	Coreia do Norte 2	2011
20	Kourou	Guiana Francesa	1964	46	Wenchang	China 4	2014
21	Barreira do Inferno	Brasil 1	1965	47	Punta Índio	Argentina 2	2014
22	El Arenosillo	Espanha 1	1966	48	Península de Mahia	Nova Zelândia	2016
23	Taiyuan	China 2	1966	49	Semnan	Irã	2017
24	Malindi	Quênia	1966	50	Maspalomas	Espanha 2	2018
25	Poker Flat	EUA 7 (AK)	1969	51	Puerto Belgrano	Argentina 3	2019
26	Tanegashima	Japão 2	1969	52	Taitung	Taiwan 2	2019

Fonte: Elaborado pelo autor a partir dos websites das agências espaciais ou dos campos de lançamento (junho 2021).

Tanto na Figura 8, quanto no Quadro 4, os destaques em vermelho representam campos com atuação predominante em voos suborbitais, os destaques em verde representam campos com atuação predominante em voos orbitais e os destaques em azul representam campos com atuação em ambas as modalidades. A numeração da Figura 8 correspondente, respectivamente, aos números dos campos do Quadro 4.

Figura 8 - Campos de lançamentos foguetes espaciais ativos no mundo em 2021



Fonte: Elaborado pelo autor a partir dos websites das agências espaciais e dos campos de lançamento (junho 2021).

4.3 PARÂMETROS PARA O LANÇAMENTO DE FOGUETES ESPACIAIS

Numa Operação de Lançamento de Foguetes (OLF), o entendimento dos parâmetros utilizados no Processo de Lançamento de Foguetes (PLF) é essencial para manter a integridade, tanto de pessoal, quanto de material/infraestrutura nos campos de lançamento, assim como para colaborar na análise de eficiência do PLFS.

Neste trabalho, o foco é o lançamento de foguete suborbital, por isso são apresentados os principais parâmetros para esse tipo de veículo, embora a esses critérios também se apliquem a foguetes orbitais, pois foram estabelecidos e analisados em campos de lançamento que trabalham com os dois tipos de foguetes.

4.3.1 Condições do Ambiente Terrestre (Climáticos) na Região do Campo de Lançamento

Os fenômenos atmosféricos desempenham um papel significativo na concepção e operação de veículos aeroespaciais, de modo a garantir a integridade dos sistemas aeroespaciais associados e as cargas úteis neles transportadas. Nesse contexto, a Meteorologia Aeroespacial é responsável pela identificação desse aspecto da meteorologia, onde ela se ocupa tanto da definição, quanto da modelagem dos parâmetros atmosféricos para uso no desenvolvimento de veículos aeroespaciais, planejamento de missão e avaliações de capacidade operacional (JOHSON; VAUGHAN, 2004).

Uma das principais fontes desse tipo de informação no mundo é a NASA-HDBK-1001 (*Terrestrial environment (climatic) criteria handbook for use in aerospace vehicle development* - Manual de Critérios do Ambiente Terrestre (Climático) para Uso no Desenvolvimento de Veículos Aeroespaciais) (NASA, 2000) utilizado pela NASA como um "Padrão Técnico Preferencial da NASA" (JOHSON e VAUGHAN, 2004). Este manual tem origem no início dos anos 1960 e é periodicamente atualizado através do Memorando Técnico da NASA TM-2008-215633 que fornece uma atualização detalhada e extensiva relativa ao conteúdo do NASA-HDBK-1001.

O manual foi concebido para estabelecer parâmetros ambientais terrestres operacionais ao projeto de veículos aeroespaciais em solo, na subida, em órbita e na descida. Desse modo, os critérios também atendem aos requisitos operacionais de lançamento, como o local de lançamento e destino do foguete, a configuração do veículo e a missão atribuída ao foguete (JOHSON e VAUGHAN, 2004). Os principais parâmetros estabelecidos no manual fornecem informações relativas ao ambiente natural para altitudes entre a superfície da Terra até 90 km

de altitude, para os principais locais de desenvolvimento, operação e de lançamento de veículos espaciais dos EUA.

Os parâmetros de ambiente natural apresentados no quadro 5, referente ao NASA-HDBK-1001, foram formuladas com base em discussões e solicitações de engenheiros envolvidos no desenvolvimento e operações de veículos aeroespaciais da NASA. Eles foram estabelecidos nas regiões geográficas dos Centros de Pesquisa e Desenvolvimento (CP&D), Campo de Teste Balístico (CTB) e nos Campos de Lançamento Foguetes (CLF) utilizados pela NASA: *Kennedy Space Center* (CLF) na Florida; *Vandenberg Air Force Base* (CTB; CLF) na Califórnia; *Edwards Air Force Base* (CP&D), Califórnia; *Johnson Space Center*, Houston, Texas (CP&D); *White Sands Missile Range*, Novo México (CTB; CLF); *Michoud Assembly Facility*, New Orleans, Louisiana (CP&D) e *Stennis Space Center*, Mississippi (CP&D).

O Quadro 5 apresenta os onze parâmetros atmosféricos para uso no desenvolvimento de veículos aeroespaciais, planejamento de missão e avaliações de capacidade operacional, com suas respectivas fontes e os efeitos a elas associados sobre os veículos aeroespaciais. Esses parâmetros estão associados principalmente na escolha do local do Campo de Lançamento e no tipo de foguete a ser lançado nesse local.

Vale ressaltar que nem todos as fontes dos parâmetros estão presentes em todos os locais de lançamento de foguetes no planeta, pois cada região do globo possui uma característica própria, onde predomina mais algumas fontes e outras não são tão percebidas, como por exemplos, grandes terremotos e atividades vulcânicas.

Nesse contexto, os procedimentos de projeto, operação e voo do veículo aeroespacial no manual, são desenvolvidos a partir dos requisitos de ambiente terrestre e dos requisitos operacionais, logo o manual transcende a fase de projeto e serve também de referência para as fases de operação e voo dos veículos, ou seja, esses parâmetros estão relacionados às quatro etapas da concepção de veículos aeroespaciais: fabricação, teste, operações e voo de veículos.

Além disso, Johnson e Vaughan (2004) relacionam os parâmetros do ambiente terrestre aos sistemas de engenharia e as fases de missão do veículo aeroespacial. Os sistemas ou subsistema de engenharia elencados foram: Sistema; Propulsão / dimensionamento do motor; Estrutural / estrutura; Desempenho / trajetória / G & N; Aerodinâmica; Cargas térmicas / calor aerodinâmico; Controle; Cargas; Aviônica; Materiais; Energia elétrica; Óptico; Controle térmico; Telemetria, rastreamento e comunicação e por fim Operações de Missão.

Quadro 5 - Parâmetro do ambiente terrestre, suas fontes e efeitos sobre veículos aeroespaciais

Parâmetros	Fonte	Efeitos
Ventos e Rajadas	Ventos de Solo (altitude de até 150m) Ventos em voo (Altitude superiores) Rajadas de vento; Cisalhamento de vento Turbulência de vento; Calmaria de Vento	Afetam capacidades estruturais, de controle do sistema e os cálculos dos requisitos de desempenho do veículo.
Termodinâmica Atmosférica	Temperatura, Pressão e Densidade atmosféricas em superfície e em voo	Problemas relacionados ao empuxo do veículo, pressão dinâmica, arrasto aerodinâmico, aquecimento aerodinâmico, vibração, limitações estruturais e de orientação e análise de reentrada.
Constituintes Atmosféricos	Primárias: meteoritos, oceanos do mundo, regiões áridas e semiáridas, poeira da estrada, materiais terrestres, biota terrestre, combustão. Secundária: partículas atmosféricas oriundas da conversão de gás em partículas.	Abrasão: impacto de partículas na superfície do veículo aeroespacial. Obstruções ópticas: redução na visibilidade ou no alcance visual e falha transmissão óptica e infravermelha. Corrosão atmosférica: degradação de um material exposto ao ar e seus poluentes.
Radiação Solar e Térmica	Nuvens estratosféricas e mesosferas Interação de energia de microondas e variáveis atmosféricas. Distribuição Espectral de Radiação Solar e do Céu. Radiação Solar na Superfície da Terra Re-radiação e seus efeitos de temperatura. Temperatura na superfície. Temperatura do Ar por Altitude.	Aquecimento desigual resultando em tensões de vários tipos no veículo. Temperaturas extremas dentro ou na superfície do veículo Mau funcionamento do equipamento ou condições desconfortáveis / indesejáveis para missões tripuladas. Dificuldades no alinhamento das partes do veículo nas interfaces Dificuldade na calibração dos instrumentos de P & D no veículo.
Eletricidade Atmosférica	Eletrificação das Nuvens Temporais, raios nuvem-solo e relâmpago. Campos elétricos produzidos por um raio próximo. A atmosfera como isolante e condutor de eletricidade de alta tensão.	Dano ou inviabiliza transporte, operação e lançamentos de veículos aeroespaciais. Corrente induzida no veículo
Nuvens e Nevoeiros	Nuvens estratosféricas e mesosferas.	Inviabilidade da missão.

	Interação de energia de microondas e variáveis atmosféricas	Baixa probabilidade de observar uma determinada área de lançamento e destino do veículo. Degradação de sensores de aplicação em experimentos de sensoriamento terrestre a partir de plataformas espaciais.
Umidade	O vapor de água ou o conteúdo de umidade da atmosfera. Partículas minúsculas corrosivas assentadas no ar. Crescimento orgânico de bactérias e fungos no ar quente e úmido. Arrefecimento do ar umidade em temperaturas baixas.	Causar deterioração física e química dos materiais Aumento da taxa de corrosão. Reações químicas de corrosão ou eletrodo metálico em equipamentos eletrônicos. Degradação do desempenho dos sistemas e sensores aeroespaciais. Condensação, formação de gelo ou geada em combustíveis criogênicos.
Precipitação ou Granizo	Hidrometeoros, líquidos ou sólidos, que são livres na atmosfera e atingem o solo ou àqueles que não atingem o solo, mas atingem os veículos aeroespaciais.	Chuva, Neve, Granizo, Erosão e Nevoeiro, que levam a indisponibilidade do veículo aeroespacial ou ao seu não lançamento.
Estado do Mar	Correntes de Superfície Inclinação De Onda. Temperaturas do oceano Condições atmosféricas do Mar Durações e Intervalos de Velocidade do Vento e Altura da Onda	Entrada de água do veículo aeroespacial. Exposição no mar do veículo aeroespacial por tempo superior ao planejado. Perda de partes do estágio do foguete. Não recuperação da carga útil.
Condições Climáticas Severas	Temperatura do Ar (Máximo e mínimo) Ponto de Orvalho Precipitação Pressão Atmosférica (máxima e mínima) Vento Terrestre extremos	Danificação de equipamentos Período muito chuvoso ou muito seco. Alta pressão atmosférica abaixo do nível do mar e nas regiões árticas de massa de ar fria. Ocorrências de Tornados e Redemoinhos Furacões (tufões), Ventos Mistral e Ventos de Santa Ana
Perigos Geológico	Terremotos, tsunamis e seiches, processos de declive, inundações, atividade vulcânica, expansão do solo e subsidência do solo.	Instabilidade geológica no local do lançamento em superfície terrestre ou marítima. Indisponibilidade Campo para o Lançamento e/ou recuperação do veículo e da carga útil.

Fonte: Elaborado pelo Autor a partir de NASA (2000) e Johson e Vaughan (2004).

Já as fases de missão do veículo aeroespacial elencadas foram: Análise de missão; Manufatura; Teste; Transporte e suporte terrestre; Lançamento da carga; Pré-lançamento / contagem regressiva; Decolagem / subida; Voo; Orbital; Descida; Aterrissagem; Recuperação de estágios; Pós-pouso; Transporte por Balsa; Facilidades e Suporte de Equipamentos; Remodelação e Armazenamento.

Nas fases da missão estão contidas etapas também pertencentes a Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagem (OLFS): Pré-lançamento / contagem regressiva; Decolagem / subida; Voo; Orbital; Descida e Aterrissagem. Vale salientar a influência dos seguintes parâmetros da Fases da Missão no lançamento dos veículos aeroespaciais.

O Quadro 6 concatena as variáveis de fase de missão e parâmetros ambientais de acordo com Johnson e Vaughan (2004), porém nele destacamos as fases da missão que estão correlacionadas a OLFS nos seus três processos que serão explicitados na subseção 4.4: Processo de Preparação de Foguete de Sondagem (PPFS), Processo de Lançamento de Foguete de Sondagem (PLFS) e Processo de Rastreamento de Foguete de Sondagem (PRFS).

As fontes do parâmetro “Ventos e Rajadas”, tem efeitos diretos em cinco etapas do lançamento do veículo (ver Quadro 6), com exceção da fase “Orbital”, visto que na fase orbital, as altitudes são superiores a 100 km. Isso demonstra que os efeitos desse parâmetro são um dos fatores mais críticos para o lançamento de foguetes suborbitais, pois esses veículos permanecem a maior parte do tempo de voo abaixo dessa altitude, logo eles afetam diretamente as capacidades estruturais, de controle do sistema e dos cálculos dos requisitos de desempenho do veículo, inclusive a trajetória do voo.

A “Termodinâmica Atmosférica” tem influência nas seis Fases da Missão, ou seja, suas fontes, Temperatura, Pressão e Densidade atmosféricas em superfície e em voo, estão correlacionadas aos problemas de empuxo do veículo, pressão dinâmica, arrasto aerodinâmico, aquecimento aerodinâmico, vibração, limitações estruturais e de orientação e análise de reentrada, estes dois últimos para veículos orbitais.

Os efeitos dos “Constituintes Atmosféricos” de Abrasão, Obstruções ópticas e Corrosão atmosférica, não influenciam diretamente as etapas de “Voo” e “Descida” do veículo, porém estão diretamente relacionados a degradação de veículo quando exposto ao ar e seus poluentes nas outras Fases da Missão.

A “Radiação Solar / Térmica” tem seus efeitos de aquecimento desigual em vários tipos no veículo, de temperaturas extremas dentro ou na superfície do veículo, bem como o mau funcionamento do equipamento, tanto para foguetes orbitais, quanto foguetes suborbitais, para as fases de “Pré-lançamento / contagem regressiva”, de “Decolagem / subida”, assim como suas

condições desconfortáveis / indesejáveis para missões tripuladas na fase “Orbital” em veículos desse tipo de voo.

Quadro 6 - Parâmetros ambientais terrestres versus Fase da Missão

Fase de missão	Parâmetro do Ambiente Terrestre										
	Ventos e Rajadas	Termodinâmica Atmosférica	Constituintes Atmosféricos	Radiação Solar / Térmica	Eletricidade Atmosférica	Nuvens e Nevoeiros	Umidade	Precipitação ou Granizo	Estado do Mar	Condições Climáticas Severas	Perigos Geológicos
Análise de missão*	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	
Manufatura		•	•		•		•				
Teste	•	•			•		•	•		•	•
Transporte e suporte terrestre*	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•
Lançamento da carga**	•	•	•	•	•		•	•	•	•	
Pré-lançamento / contagem regressiva**	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	
Decolagem **/ subida ***	•	•	•	•	•	•	•	•		•	
Voo ***	•	•			•	•		•		•	
Orbital ***		•	•	•							
Descida ***	•	•			•			•		•	
Aterrissagem ***	•	•	•		•	•	•	•	•	•	
Recuperação de estágios	•	•			•	•		•	•	•	
Pós-pouso	•	•	•	•	•		•	•	•	•	
Transporte por Balsa	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•
Facilidades e Suporte de Equipamentos	•				•		•	•		•	•
Remodelação	•	•	•		•		•	•		•	•
Armazenamento	•	•	•	•	•		•	•		•	•

Fonte: Adaptado de Johnson e Vaughan (2004)

Nota: * PPFS; **PLFS; *** PRFS.

No tocante a “Eletricidade Atmosférica”, suas fontes como as Nuvens, os temporais, os raios nuvem-solo e os relâmpagos, são muitos raros ou inexistentes na fase “Orbital”, devido à grande altitude, logo seus efeitos não influenciam o voo nessa fase, porém o dano ou inviabiliza transporte, operação e lançamentos de veículos aeroespaciais tem forte influência dele.

As “Nuvens e Nevoeiros” tem grande influência nas Fases de “Pré-lançamento / contagem regressiva”, “Decolagem / subida”, “Voo”, pois inviabiliza a capacidade de observação da aérea determinada para o lançamento do foguete, bem como prejudica o rastreamento desse veículo pelo sistema de captura dos alvos e pelo setor Segurança de Voo do campo de

lançamento, assim como dificulta a localização do veículo, ou partes do veículo, no local da queda do foguete, na fase de “Aterrissagem”.

A “Umidade” provoca a principalmente a degradação do desempenho dos sistemas e sensores aeroespaciais, que afeta as fases de “Pré-lançamento / contagem regressiva” “Decolagem / subida” e “Aterrissagem”, visto que, na maioria das vezes, é nestas fases que se observam a condensação, ou formação de gelo ou geada, em combustíveis criogênicos utilizados pelos foguetes.

As fontes de “Precipitação ou Granizo” (Chuva, Neve, Granizo, Erosão e Nevoeiro), ocorrem em altitudes inferiores da atmosfera, logo ela não interfere apenas na Fase da Missa “Orbital”, mas são monitoradas suas ocorrências nas demais fases, pois essas ocorrências levam a indisponibilidade do transporte do veículo aeroespacial para voo ou ao seu não lançamento.

Caso o “Estado do Mar” no local de queda do foguete inviabilize a recuperação do veículo ou de sua carga útil, a missão é interrompida na fase de “Pré-lançamento / contagem regressiva” para evitar a perda total do conjunto foguete/carga útil se tal condição for verificada antes do voo. Caso essa má condição seja observada apenas após voo do veículo, isso prejudica a fase de “Aterrissagem” dele, bem como o resgate do conjunto foguete/ carga útil.

O parâmetro “Condições Climáticas Severas” que tem suas fontes em manifestação em altitudes baixas (Temperatura máximo ou mínimo do Ar, Ponto de Orvalho, Precipitação, Pressão máxima e mínima atmosférica, Vento Terrestre extremos), na maioria inferior a 100 km, por isso não interfere na fase “Orbital” do voo, nas demais fases, essas condições extremas inviabilizam a implementação e monitoramento da carga útil no veículo, assim como o cancelamento do processo de lançamento.

Já os “Perigos Geológicos” não interferem diretamente em nenhuma das etapas do processo de lançamento, visto que as fontes desse parâmetro, na sua maioria, são necessariamente evitadas na escolha da instalação do campo de lançamento para não inviabilizar o lançamento do foguete, mas interferem nas fases de teste e de transporte do veículo e da carga útil para o campo.

As condições do ambiente natural terrestre até a altitude de 90 km é o fator principal para projeto de um veículo aeroespacial, o ambiente natural acima dessa altitude também deve ser considerado, pois tanto foguetes orbitais quanto a maioria dos suborbitais percorrem nessa altitude na fase orbital da trajetória (NASA, 2000; JOHNSON e VAUGHAN, 2004).

Na fase orbital de voo, os foguetes ficam diretamente expostos ao ambiente espacial, principalmente ao oxigênio atômico, a densidade atmosférica em órbita, a radiação ionizante, ao plasma, aos campos magnéticos, aos meteoroides etc. Nessa fase, os foguetes também se

deparam com os detritos espaciais criados pelo homem desde o começo da corrida espacial e isso deve ser especificado em documentação adicional do projeto (NASA, 2000; JOHNSON e VAUGHAN, 2004).

4.3.2 A Localização do Campo de Lançamento no Planeta

A localização do Campo de Lançamento (CL) no processo de lançamento de foguetes tem influência direta no custo operacional, onde o gasto de energia do veículo espacial sofre influência da posição de latitude do CL, da velocidade rotacional da terra no sentido oeste-leste (lançamento equatorial) e sentido sul-norte e vice-versa (lançamento polar), assim como da segurança do voo na Operação de Lançamento de Foguetes (OLF). (GARCIA, 2007; PALMERIO, 2013; SILVA e FISCH, 2014; ROSA, 2017)

A posição de latitude do CL (ver Figura 8 que apresenta os Campos de Lançamento de Foguetes no mundo ativos para pesquisas científicas em junho 2020) pode ser favorável ou não ao voo do foguete, pois voos no plano sobre a região equatorial do planeta (latitude 0°), proporciona o aproveitamento máximo da energia fornecida pela velocidade de rotação da Terra em torno do eixo dos polos, que leva a reduzir consumo de propelente utilizado no voo e a adição de sistema de controle da inclinação angular do foguete no espaço, para que ele possa retornar ao plano da órbita terrestre planejada (PALMERIO, 2013), ou seja, quanto maior a latitude, maior o consumo de energia para o foguete atingir a órbita desejada, quanto mais incremento de Sistemas de Controle de Atitude no foguete, maior o custo operacional do foguete (GARCIA, 2007).

Um bom exemplo na busca por uma latitude baixa ocorreu na China (ver figura 8). Seu primeiro campo foi fundado em 1958 em Jiuquan, com latitude de 40,60° N na região norte do país. O segundo foi em Taiyuan em 1966, com 37,50° N de latitude, que proporcionou um decréscimo em de 3°. Na primeira expansão do programa espacial chinês, foi criado o campo de Xichang em 1984, com latitude 28,25° N, chegando ao decréscimo próximo de 10° em relação ao anterior e recentemente em 2014, a China fundou o campo de Wenchang na latitude de 19,61° no extremo sul do país na Ilha de Hainan, seu território mais meridional, diminuindo cerca de 21° em relação ao seu primeiro campo. No campo de Wenchang, além realizar voos orbitais e suborbitais de veículos aeroespaciais, foi projetada para as futuras missões tripuladas a partir do território chinês, mercado que atualmente é dominado pela Rússia.

Alguns campos de lançamento não podem realizar lançamento de foguetes no mesmo sentido da rotação da Terra como, por exemplo, Israel, que é impedido lançar no Campo de

Palmarim no sentido oeste-leste devido aos conflitos com os países vizinhos da região (PALMERIO, 2013). Esse fato, leva-o a realizar somente lançamento no sentido leste-oeste em direção do Mar Mediterrâneo. Nesse tipo de lançamento, a primeira tarefa do foguete no lançamento é anular a velocidade inicial imposta pela Terra e isto leva a um maior consumo de propelente ou a diminuição de massa de da carga útil a ser transportada (PALMERIO, 2013).

Para lançamento polar, sentido sul-norte ou vice-versa, a proximidade do CL ao equador é prejudicial, visto que o foguete tem que vencer a velocidade lateral oriunda da rotação da Terra e isso leva a um maior consumo de energia (PALMERIO, 2013). Nesse contexto, em 1997, a Noruega expande suas pesquisas na região do polo norte da Terra através de lançamentos polares e funda seu segundo CL em Svalbard na latitude norte de $78,93^\circ$ no extremo norte do país, ficando este CL com a maior latitude absoluta do planeta.

Todavia, recentemente em 2016, com foco nesse mercado de lançamento polares, a Nova Zelândia funda seu primeiro CL na Península de Mahia a $39,26^\circ$ de latitude sul, e em 2019, a Argentina cria seu CL em Puerto Belgrado localizado na latitude de $38,96^\circ$ de latitude sul na região sudeste de seu território (ambos ver figura 8).

A localização do CL também deve garantir a segurança da evolução do foguete no espaço através da Zona de Livre Evolução (ZLE), de modo que o ponto de impacto do veículo e a queda de suas partes ou da carga útil não causem danos a vida. Se o foguete precisar manobrar para ficar dentro da ZLE isso ocasionará o aumento do consumo de energia e no caso de foguetes orbitais poderá diminuir a capacidade de inserir o satélite em órbita (GARCIA, 2007).

Por esse motivo a maioria dos CL se localizam próximo ao litoral dos seus países de modo que o lançamento seja para o mar aberto, como, por exemplo, nos EUA seus principais CL ficam na Costa Leste, KSC e CCAFS na Flórida, com voos na direção do Oceano Atlântico, e na Costa Oeste, VAFB na Califórnia, com voos na direção do Oceano Pacífico (ver figura 8).

Outro importante fator associado ao local do Campo de lançamento, é a escolha pelos países do local mais meridional de seu território para se instalar o CL e qual será a direção do voo do foguete, visto que isso se interliga com o nível de segurança da ZLE do foguete, pois a escolha da ZLE leva em consideração o intenso tráfego aéreo e marítimo na região delimitada para o lançamento, em virtude dos lançamentos requerem interrupção dessas atividades dentro da ZLE por um longo período de tempo durante o dia e muitas vezes por vários dias do mês. Isso por sua vez afeta as atividades comerciais aéreas e marítimas da região.

Outros fatores também se interligam à escolha do local do CL:

- As condições climáticas severas da região do CL, cujas fontes são os ventos terrestres extremos, pois é a frequência de fenômenos naturais relacionado a velocidade de ventos na região, como tufões, furacões, tornados etc, prejudicam a evolução da trajetória dos foguetes ou impedem seu lançamento;
- Fenômenos relacionados a precipitação, visto que o alto índice pluviométrico anual do local do CL limita, tanto os períodos que OLF pode ocorrer, quanto prolonga o início do voo do foguete durante a cronologia de lançamento e até mesmo cancelá-lo;
- O alto índice demográfico próximo a área de lançamento do veículo, pois isso aumenta o risco de acidentes com vidas humanas.

4.3.3 A Estrutura do Lançador do Foguete

Devido ao objetivo da missão, ser voo orbital ou voo suborbital, e da opção de utilizar ou não de sistemas de controle de voo no veículo, que implica o foguete ser guiado ou não guiado, a escolha do tipo de lançador tem papel fundamental.

Para voos orbitais, os foguetes requerem sistemas de controle de atitude para a entrada na órbita planejada e para realizar a reentrada na atmosfera terrestre, pois transportam uma grande quantidade de massa de carga útil como, por exemplo, satélites geoestacionários.

Os foguetes orbitais possuem grandes estruturas e mais de um estágio, normalmente composto por vários estágios com motores foguetes e o último estágio com a carga útil, por isso são montados e lançados de plataforma fixa, através de lançamento vertical. Esse tipo de lançador é chamado de Plataforma de Lançamento. A Figura 9 mostra a plataforma fixa de lançamento do CLA denominada Torre Móvel de Integração (TMI) com protótipo do VLS montado.

Figura 9 - Plataforma de lançamento do CLA com protótipo do VLS



Fonte: AEB, 2019.

A plataforma de lançamento proporciona uma maior segurança na montagem do foguete e na integração da carga útil nele a ser embarcada durante o processo de preparação de foguetes na OLF. Nesse caso, há pouca influência do lançador no desempenho do veículo, visto que, exceto erros na montagem e no processo de ignição do foguete, o controle sobre o voo do veículo em si é realizado fora do lançador no centro de controle da missão.

Já para voos suborbitais, os foguetes são do tipo não guiado e só dependem da estabilidade aerodinâmica do veículo em voo. A Figura 10 apresenta o foguete suborbital FTB montado na rampa de lançamento no CLBI. Nesse tipo de lançador, o veículo não guiado adquire a estabilidade aerodinâmica após o lançamento em função dos ventos da região.

Figura 10 - Lançador do CLBI com o FTB em tubo acoplado



Fonte: Avibras, 2010.

Para garantir essa estabilidade, os foguetes suborbitais são montados e lançados a partir de um Lançador com rampa de acoplamento, que consiste em uma rampa inclinada ou trilho de lançamento, onde são implementados o ajuste dos ângulos de azimute e de elevação para a trajetória de voo escolhida.

Neste lançamento inclinado, os foguetes com empenas fixas utilizam o lançador com trilhos. São nesses trilhos que o foguete percorre nos primeiros instantes de seu voo, a fase mais crítica do lançamento. Quanto maior o comprimento do trilho, maior será o percurso em superfície fixa para foguete transladar. Esse comprimento maior do trilho resulta em uma melhor estabilidade do foguete na “fase de decolagem” e isso proporcionará um melhor desempenho de voo do veículo.

Já os foguetes com empenas móveis utilizam um tubo acoplado a rampa (ver figura 10). Como o foguete fica instalado dentro do tubo, a ação das empenas estabilizadoras de voo só

ocorre após ejeção do veículo do tubo. Esse fato requer do foguete de tempo maior para adquirir estabilidade aerodinâmica no voo comparado ao lançamento por trilhos.

4.4 A OPERAÇÃO DE LANÇAMENTO DE FOGUETES DE SONDAGEM

Desde a concepção do foguete, ser orbital ou suborbital, passando pelo projeto/desenvolvimento do veículo, isto é, implementar ou não sistema de controle, ter um ou mais volumes integrados e o tipo de propulsão a ser utilizada pelo foguete, vários fatores influenciam a Operação de Lançamento de Foguetes (OLF). As informações aqui descritas têm como foco foguetes suborbitais não guiados, porém todas elas também são observadas em lançamentos de veículos orbitais, que por sua natureza de maior complexidade, requerem mais requisitos e especificações para seu lançamento.

Dentre os foguetes suborbitais não guiados, destacam-se os foguetes de sondagem atmosféricas, ou simplesmente Foguetes de Sondagem (FS), foco da presente pesquisa. Eles foram os primeiros veículos aeroespaciais de pesquisa do espaço, principalmente até altitude de 60 km, e tiveram nos primórdios da corrida espacial a finalidade de descobrir as condições atmosféricas em diversos pontos estratégicos do planeta, tais como pressão, umidade, gravidade, temperatura, entre outras propriedades do ambiente natural terrestre, que não eram obtidas por balões estratosféricos (GARCIA, 2007; PALMEIRO, 2013).

Atualmente, os FS alcançam altitudes bem superiores a 60 km como, por exemplo, o VS-30B do IAE, que chega a alcançar a altitude de 250 km (PALMEIRO, 2013). Eles são empregados em pesquisas cujas principais finalidades são:

- Detecção de atividade solar (ATS)
- Desenvolvimento e qualificação de foguete de sondagem ou motor-foguete (DQF)
- Pesquisa na atmosfera superior terrestre (PAS)
- Comportamento de Organismos em Microgravidade (ORM)
- Desenvolvimento de Plataforma para Lançamento de veículos aeroespaciais (DPL)
- Análise de Materiais em Microgravidade (MTM)
- Desenvolvimento de Materiais para a Estrutura de Foguetes (MEF)
- Medições do espaço ao redor da Terra (MET)
- Desenvolvimento de Programa Espacial (DPE)

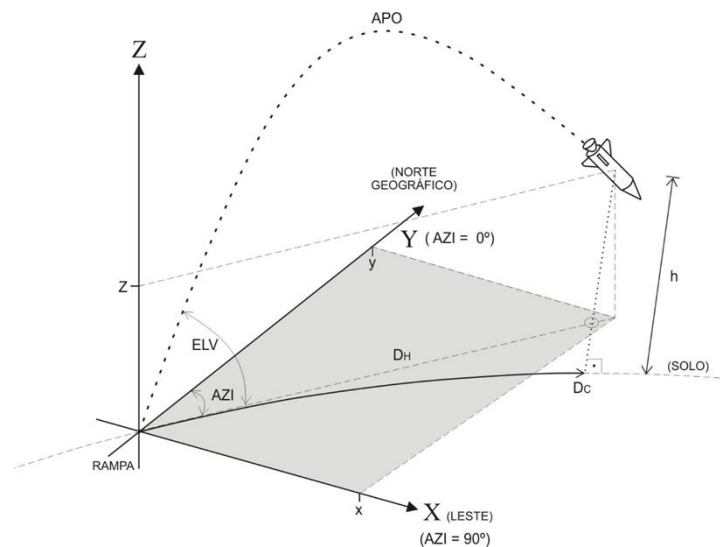
No Brasil, os foguetes de sondagem ainda desempenham papéis importantíssimos: o primeiro é permitir que todas as equipes envolvidas no lançamento dos foguetes: engenharia de sistemas; produção; testes; integração; lançamento e análise de voo, mantenham-se capacitadas

e aptas para as atividades operacionais de prazo e cronologia de lançamento muito longos, que são requeridos para lançamento de veículos suborbitais de maior porte e veículos lançadores de satélites.

Outros papéis são: manter operacional as equipes e a infraestrutura dos campos de lançamento do país; qualificar os recursos humanos nacionais para o desenvolvimento de novos veículos lançadores e no domínio de tecnologias espaciais, assim como possibilitar o lançamento de experimentos científicos de interesse nacional, fruto de pesquisas do setor aeroespacial brasileiro, com custo bem menor do que se forem ser realizados em CL de foguetes suborbitais de outros países (PALMEIRO, 2013).

A Figura 11 apresenta as coordenadas de referências englobadas na análise geral do problema. Elas estão relacionadas principalmente ao Azimute (AZI), Elevação (ELV), o Apogeu (APO) e ao Alcance do foguete (DC) em relação a Rampa de Lançamento (local de onde é lançado o foguete)

Figura 11 - Coordenadas de referência em lançamento de foguetes espaciais



Fonte: Elaborado pelo autor

Na Figura 11, a RAMPA é o local do Lançador do foguete e o modelo da Terra usado para determinar o Alcance (Distância Curvilínea - DC) e a Altitude (h) é o Sistema de Posicionamento Global WGS-84. Todas as referências estão associadas ao norte magnético como o marco zero do sistema rotação.

O Ângulo de Azimute (AZI) é o ângulo com variação dentro do plano horizontal a partir do norte geográfico no sentido horário. O Ângulo de Elevação (ELV) é o ângulo com variação a partir do plano horizontal no sentido anti-horário. O Alcance é a Distância Curvilínea (DC) percorrida sobre a superfície terrestre no nível do mar e representa o alcance de voo do foguete.

A Altitude (h) representa a distância do veículo espacial em relação ao nível do mar. O Apogeu (APO) é a altitude máxima realizado pelo voo do foguete.

A Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagem (OLFS) leva em consideração essas referenciais astrodinâmicas, porém ela é desenvolvida basicamente por três processos produtivos: a Preparação, o Lançamento e o Rastreo (GARCIA, 2007; PALMEIRO, 2013).

4.4.1 Processo de Preparação do Foguetes de Sondagem

O Processo de Preparação do Foguete de Sondagem (PPFS) abrange a etapa de planejamento da operação a ser executada em duas vertentes: o Planejamento Operacional do CL (POCL), que é o fornecedor do serviço, e o Planejamento Operacional do Cliente (POC), detentor do foguete e/ou carga útil.

No POCL, o Centro deve receber todas as informações e especificações do foguete oriunda de seu fabricante sobre:

- Tipo de foguete a ser utilizado.
- Massa estrutural do veículo.
- Especificações do motor foguete e de sua pirotecnia.
- Dados das trajetórias de voos previstas para veículo,
- Azimute e elevação requeridos para implementação no lançador.
- Apogeu a ser alcançado em voo.
- Especificações de cada carga útil a ser transportada.

O detentor do foguete e/ou carga útil, além de enviar todas as informações requeridas pelo POCL, em seu POC também constará a logística de transporte, tanto de pessoal, quanto do foguete/carga útil, que irão para o CL.

A partir desses inputs, o CL estabelecerá seu Plano de Segurança de Voo de acordo com o perfil do foguete e da carga útil; escolherá o lançador de foguete mais apropriado para o lançamento; delimitará a ZLE do veículo, no espaço terrestre, marítima e aéreo; estabelecerá o ponto de impacto do foguete na superfície terrestre e a sua tolerância de dispersão; definirá a trajetória nominal e as trajetórias alternativas do voo, que melhor atendam a segurança do lançamento.

Figura 12 - Inputs e Outputs do Processo de Preparação do Foguete de Sondagem



Fonte: Elaborado pelo autor

A Figura 12 apresenta uma representação do processo produtivo de Preparação do Foguete de Sondagem que avalia a execução dos requisitos (outputs) do planejamento operacional do campo de lançamento e do planejamento operacional do cliente. Essa representação apresenta os principais requisitos do processo (inputs) que estão relacionados a logística de transporte de pessoal, da carga útil e do foguete, das especificações técnicas do foguete e das trajetórias de voo.

4.4.2 Processo de Lançamento de Foguetes de Sondagem

Com plano de segurança de voo elaborado, com a definição do Lançador, com a delimitação da ZLE e do local do Ponto do Impacto (PI) e com as trajetórias para o voo definidas, o CL está apto para a execução do Processo de Lançamento de Foguetes de Sondagem (PLFS).

No POCL é estabelecida as datas para realização do voo do foguete levando em consideração as informações de meteorologia, da carga útil e da disponibilidade do período para a realização da chamada de Campanha de Lançamento de Foguete (CLF). Para os foguetes de sondagem brasileiros, a CLF dura entre 15 a 30 dias, dependendo da complexidade do foguete e da carga útil.

Dentro dessa campanha, o dia determinado para o a chegada de todas as equipes externas ao CL, do foguete e da carga útil é chamado Dia D. A partir desse dia, o detentor do foguete e da carga útil se integram a equipe do Centro de Lançamento para a montagem do foguete e da carga útil em local apropriado, onde dependendo da complexidade, essa tarefa leva mais ou

menos dias. No dia anterior ao dia do lançamento propriamente dito, já estão montados separadamente o foguete e a carga útil, porém sua integração só ocorrerá no dia de lançamento.

O dia do Lançamento é escolhido levando em consideração:

- As condições do ambiente terrestre (climáticos) predeterminado pela meteorologia.
- As condições ideais requeridas pela carga útil / experimento.
- A logística requerida para a recuperação da carga útil.

O PLFS por sua vez é constituído por cinco subprocessos que são desenvolvidos durante a Cronologia de Lançamento, ou simplesmente Cronologia: (1) o Subprocesso de Preparação da Carga Útil (SPCU); (2) o Subprocesso de Configuração dos Sistemas de Lançamento (SCSL); (3) o Subprocesso de Segurança Operacional (SPSO); (4) o Subprocesso de Cálculo do Vento Balístico (SCVB) e o (5) Subprocesso Ajuste do Lançador (SPAL).

O Subprocesso de Preparação da Carga Útil (SPCU): onde ocorre a integração da carga útil e/ou experimento ao foguete, executada pela equipe do foguete, e a integração do foguete ao Lançador, executada pela equipe do CL.

O Subprocesso de Configuração dos Sistemas de Lançamento (SCSL): onde são realizados os testes dos sistemas do CL que são requeridos para a comunicação, transmissão e recepção de dados, seja da trajetória ou da carga útil, o teste de enlace – Carga útil/Telemidas, bem como o teste do sistema de rastreamento do foguete que será utilizado na etapa de voo do foguete.

O Subprocesso de Segurança Operacional (SPSO): onde são realizados a análise de segurança do voo do CL, que leva em consideração: a coleta de dados do ambiente terrestre (climáticos) pelo setor de meteorologia, como chuvas, precipitações, descargas atmosféricas, a ocorrência de rajadas e cisalhamento dos ventos; a presença de embarcações na aérea do ponto de impacto do foguete; a segurança no setor de lançamento, caso haja acidentes antes, durante e depois da decolagem do veículo.

O Subprocesso de Cálculo do Vento Balístico (SCVB): onde são coletados a intensidade e direção dos ventos em altitudes da camada atmosférica estratificada da região de lançamento para o cálculo da intensidade e direção do Vento Balístico (VB), que servirão de base para o cálculo do ajuste do Lançador.

O VB é o vento resultante do efeito do vento unitário de deslocamento padronizado proveniente dos ventos soprando do solo até a atmosfera efetiva do voo do veículo (GARCIA, 2007), isto é, representa-se a intensidade e direção do vento predominante atuando sobre o foguete na região de voo do veículo.

Esse parâmetro de vento é requerido, visto que as trajetórias do foguete, são calculadas sem a presença de vento. O VB deve ser calculado para cada voo, pois o lançamento pode variar de localização no planeta, horário do dia e período do ano, fatores que interferem diretamente nas condições do ambiente terrestre para o lançamento, principalmente em relação a ocorrências de chuvas, descargas elétricas, rajadas e cisalhamento de ventos.

Para obter o VB, é necessário determinar a Função Pesagem do Vento (FPV) e o Peso do Vento (PV) até cerca de 20 km ou 30 km para foguetes de sondagem (GARCIA, 2007). Na FPV, a atmosfera é dividida em camadas de altitudes, visto que se faz necessário calcular a trajetória do foguete considerando a influência do vento até cada nível limite dessas camadas, para depois calcular os PV por camada (GARCIA, 2007).

A FPV e o PV obtidas, são calculados para um vento padrão estatístico obtido para cada período do ano, preferencialmente por mês. O fabricante do foguete leva isso em consideração na elaboração da trajetória nominal de voo para cada azimute e elevação pretendida, bem como o comportamento dos ventos específicos da região onde fica localizado o Campo de Lançamento. No caso do Brasil, existem padrões para o CLA e outra para o CLBI, mesmo que seja lançado o mesmo tipo de foguete em cada Centro.

Para realizar esses cálculos, existem *softwares* específicos em cada CL. No CLBI é o POTENGI, que consiste em um sistema distribuído para a recepção das informações de direção e velocidade dos ventos, obtidas a partir da radiossondagem meteorológica e da torre anemométrica, assim como a realização da análise dos perfis de vento e cálculo, em tempo real, do vento balístico e do apontamento do Lançador.

Em ambos os centros brasileiros, o setor de meteorologia é responsável pela obtenção dos dados de vento e o setor de segurança de voo é responsável pelo *software* do cálculo do VB. O importante é que no final desse processo são fornecidos a intensidade e direção do vento para cada nível limite da camada, que servirão para o cálculo de VB e para o cálculo do ângulo de elevação e azimute específicos para cada lançamento, que leva em consideração os ventos momentos antes do lançamento.

Por exemplo, para um voo de foguete com apogeu de 30 km (ver Tabela 1), a atmosfera é estratificada em 44 camadas, sendo que as primeiras são para os Ventos de Superfície (VS), ou seja, os ventos coletados até a altitude de cerca de 100 m ou de acordo com o último anemômetro da torre anemométrica próximo do Lançador do foguete. Na Tabela 1 são os níveis 1 ao 4. Para torre com quatro anemômetro, temos quatro níveis de camadas, como é o caso da torre do CLBI.

As demais camadas são destinadas aos Ventos de Altitude (VA) (na Tabela 1 são os níveis de 5 a 44). Os VA são coletados em altitudes não alcançadas pela torre de anemômetros até a cerca de 30 km de altitude ou a altitude máxima alcançada por balões de sondagem estratosférica utilizados para esse fim (GARCIA, 2007; PALMEIRO, 2013).

A Tabela 1 apresenta a Intensidade e direção de vento por nível de camada, onde a atmosfera foi dividida em 44 níveis, começando a partir da plataforma de lançamento, nível 0, até uma altitude de 30 km, nível 44. Esses valores coletados servirão para realizar a Compensação do Vento, visto que as trajetórias dos foguetes foram calculadas sem o efeito do vento na região do Campo de Lançamento.

Tabela 1 - Intensidade e direção de vento hipotético por nível de camada.

Nível da camada (n)	Altitude (m)	Intensidade do VB por nível (m/s)	Direção do VB por nível (Graus) em relação ao norte magnético
1	30	7,2	90
2	40	8,0	90
3	60	7,2	103
4	80	8,0	95
5	100	8,3	93
6	200	8,4	103
7 14	300 1000	8,4 8,1	97 101
15	1500	8,2 7,2	93 89
16 32	2000 10000	8,6 8,1	95 102
33	11000	8,4 8,6	94 99
34 37	12000 15000	7,2 7,9	92 104
38 43	17000 27000	7,4 8,0	94 103
44	30000	7,8	102
VB hipotético	Até 30000	8,4	91,4

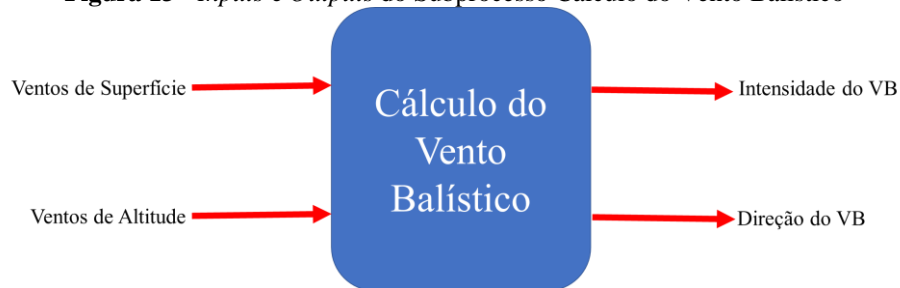
Fonte: Elaborado pelo Autor

No exemplo hipotético Tabela 1, foi considerado o AZI 90° para uma altitude máxima de 30 km sem influência do vento. Durante a cronologia de lançamento, são realizadas coletas dos VS pelos anemômetros instalados em torre próximo do Lançador (nível de camada de 1 até 4) e dos VA por balões de radiossondagens meteorológicas (nível de camada de 5 até 44). No final temos o VB com 8,4 m/s de intensidade e 91,4° de direção. Esses valores servirão como base para o cálculo do ajuste de lançador.

A Figura 13 apresenta a síntese do processo produtivo do Cálculo do VB. O subprocesso apresenta os *inputs*, os VS e os VA que foram coletados por nível de camada atmosférica durante a cronologia de lançamento, e os *outputs*, a Intensidade do VB e a direção do VB que

são resultantes dos ventos medidos nos níveis de camadas e representam a ação de um único vento atuando sobre o foguete durante sua trajetória de voo.

Figura 13 - Inputs e Outputs do Subprocesso Cálculo do Vento Balístico



Fonte: Elaborado pelo autor

O Subprocesso Ajuste do Lançador (SPAL): nele são calculados o ângulo de ajuste em azimute (α_a), e ângulo de ajuste em elevação (E_1) que serão implementados no Lançador do foguete minutos antes da fase de decolagem do veículo.

Sob a ação do VB, o ponto de impacto sofre um deslocamento lateral e um deslocamento frontal ou de cauda (GARCIA, 2007). Esses deslocamentos fazem que o ponto de impacto indicado pelo efeito do VB seja diferente do ponto de impacto nominal. Para realizar essa correção é realizado os cálculos de compensação do vento (GARCIA, 2007), que leva em consideração a distância de impacto nominal.

Para o cálculo do α_a , calcula-se primeiramente o ângulo de correção de azimute (Φ) em relação ao deslocamento do PI lateral, que junto com o ângulo de azimute nominal (α_0) dará o ângulo de correção desejado.

$$\alpha_a = \alpha_0 + \Phi. \quad (1)$$

Para o cálculo do ângulo de ajuste em elevação (E_1), é necessário obter a distância de impacto do foguete (I_1) devido à perturbação do vento e o efeito da inclinação do lançador (GARCIA, 2007).

O Efeito da Inclinação do Lançador (TTE – *Tower Tilt Effect*) é obtido através de:

$$TTE = I_0 / (90 - E_0). \text{ Onde:}$$

- I_0 = alcance ou distância de impacto nominal (km).
- E_0 = Elevação nominal (graus).
- TTE = efeito da inclinação do lançador (km/graus).

O TTE expressa a variação do alcance ou distância de impacto com o ângulo de elevação.

$$I_1 = \sqrt{\Delta w_l^2 + I_x^2} \quad (2)$$

$$E_1 = 90 - \frac{I_1}{TTE} \quad (3)$$

(I_x) Deslocamento do foguete.

(Δw_1) Deslocamentos do ponto de impacto lateral.

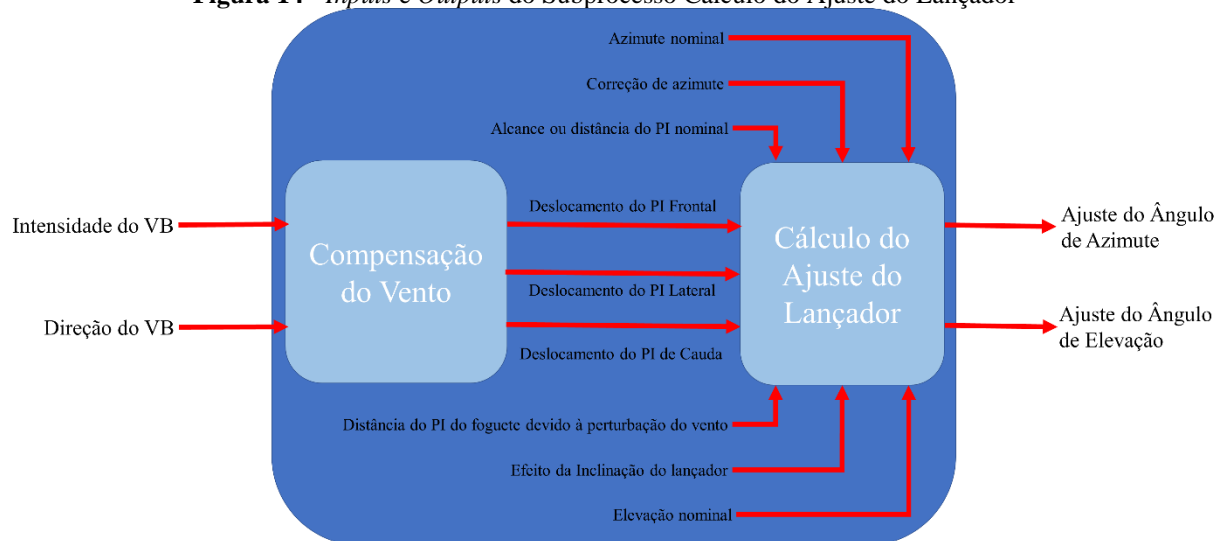
(I_1) Distância de impacto do foguete.

(E_1) Ângulo de ajuste em elevação.

O cálculo dos ângulos de azimute e ângulo de elevação para o Ajuste do Lançador são realizados durante a cronologia de lançamento, após a obtenção da intensidade e do vento balístico no SCVB, considerando a influência dos ventos da região minutos antes do lançamento (GARCIA, 2007).

A Figura 14 apresenta a síntese do processo produtivo do Cálculo do Ajuste do Lançador. O subprocesso apresenta os *inputs*, a Intensidade do VB e a direção do VB que são resultantes dos ventos medidos nos níveis de camadas e representam a ação de um único vento atuando sobre o foguete durante sua trajetória de voo, e os *outputs*, o ângulo de ajuste em azimute e o ângulo de ajuste em elevação que serão implementados do Lançador do foguete, que são fruto da compensação do vento coletado e os dados nominais estabelecidos pelo fabricante do foguete.

Figura 14 - *Inputs e Outputs* do Subprocesso Cálculo do Ajuste do Lançador



Fonte: Elaborado a partir de Garcia (2007)

O PLFS é desenvolvido na cronologia de lançamento. A execução dos subprocessos do PLFS na cronologia é realizada por equipes especializadas. Essas equipes variam de acordo com o campo de lançamento, tipo de foguete e a carga útil a ser lançada.

O fluxograma da Figura 15 apresenta as atividades para lançamento de foguete de sondagem, do tipo suborbital, com ou sem resgate da carga útil, que são os realizados

principalmente nos Campos do Brasil, Noruega e Suécia. Nesse contexto, as principais equipes que executam os subprocessos do PLFS são constituídas por: (1) Coordenador de Lançamento (COL); (2) Equipe de Segurança Operacional (ESOP); (3) Equipe de Preparação do Lançador, Foguete e da Carga útil (ELFC); (4) Equipe de Tratamento de Dados e Localização (ETDL); (5) Equipe de Radares de Trajetografia (ERTJ) e a (6) equipe de Telemedidas (ETLM). As responsabilidades desse *staff* aeroespacial são descritas a seguir.

Coordenador de lançamento (COL): é gestor do PLFS, sendo o principalmente tomador de decisão durante o lançamento. Coordena o início e o término das atividades das demais equipes durante a cronologia. Ele tem a responsabilidade de prosseguir ou não a cronologia, bem como pela execução do lançamento.

Equipe de Preparação do Lançador, Foguete e da Carga útil (ELFC): é responsável pelas atividades na aérea do Lançador; pela montagem do foguete e de sua integração com a carga útil; pela instalação do foguete no Lançador e do acesso a área de preparação e lançamento do foguete no campo de lançamento.

Equipe de Segurança Operacional (ESOP): é responsável pela segurança terrestre, aérea e marítima do voo. Essas atividades são executadas através do monitoramento do voo do veículo aeroespacial na ZLE; pela interdição do espaço aérea e marítimo de acordo com o cálculo da delimitação da ZLE do voo e pelo cálculo do ponto de impacto do foguete no mar.

A ESOP realiza também a coleta dos dados meteorológicos de precipitação, de ocorrências de chuvas e descargas elétricas atmosféricas, e especificamente para lançamento de foguetes de sondagem realiza as sondagens atmosféricas na região de lançamento. Essas sondagens para os CL brasileiros ocorrem em três níveis (GARCIA, 2007) e são utilizadas para Compensação do Vento durante a cronologia de lançamento:

- **Sondagem de Grande Altitude (SGA):** tem como limite para coleta de dados atmosféricos a altitude máxima alcançada pelos balões de sondagens estratosféricas, que variam entre 20km a 30km de altitude de acordo com cada tipo de balão e são lançados para monitoramento cerca de duas horas antes da decolagem.
- **Sondagem de Baixa Altitude (SBA):** tem como limite para coleta de dados atmosféricos a altitude de 5km, cerca de uma hora antes da decolagem do foguete. Basicamente a SBA serve para atualizar os dados atmosféricos fornecidos pela SGA para essas altitudes realizadas a uma hora atrás, visto que nessas altitudes ocorrem as maiores variações do vento em valores de intensidade e direção.
- **Sondagem de Baixa Altitude Reduzida (SBAr):** tem como limite para coleta de dados atmosféricos coletados até a altitude de 1,5km, entre cinco a sete minutos antes da

decolagem do foguete. Basicamente a SBAR serve para atualizar os dados atmosféricos fornecidos pela SBA para essas altitudes realizados a cerca de 55 minutos. Sua principal função é fazer uma atualização dos dados ventos nessa altitude o mais próximo do voo real afim de refinar o cálculo do VB no SCVB. Esse refino poderá alterar os ângulos implementados no SPAL, caso os parâmetros de segurança em relação as variações toleráveis do azimute e elevação de voo estejam fora do especificado.

As informações fornecidas pelas sondagens junto com as informações dos anemômetros são etapas da Compensação de Vento que ao ser comparados aos dados nominais de azimute e elevação do voo, fornecerão o valor do vento balístico no SCVB e do ajuste do lançador no SPAL para o Setor de Segurança de Voo (SSV).

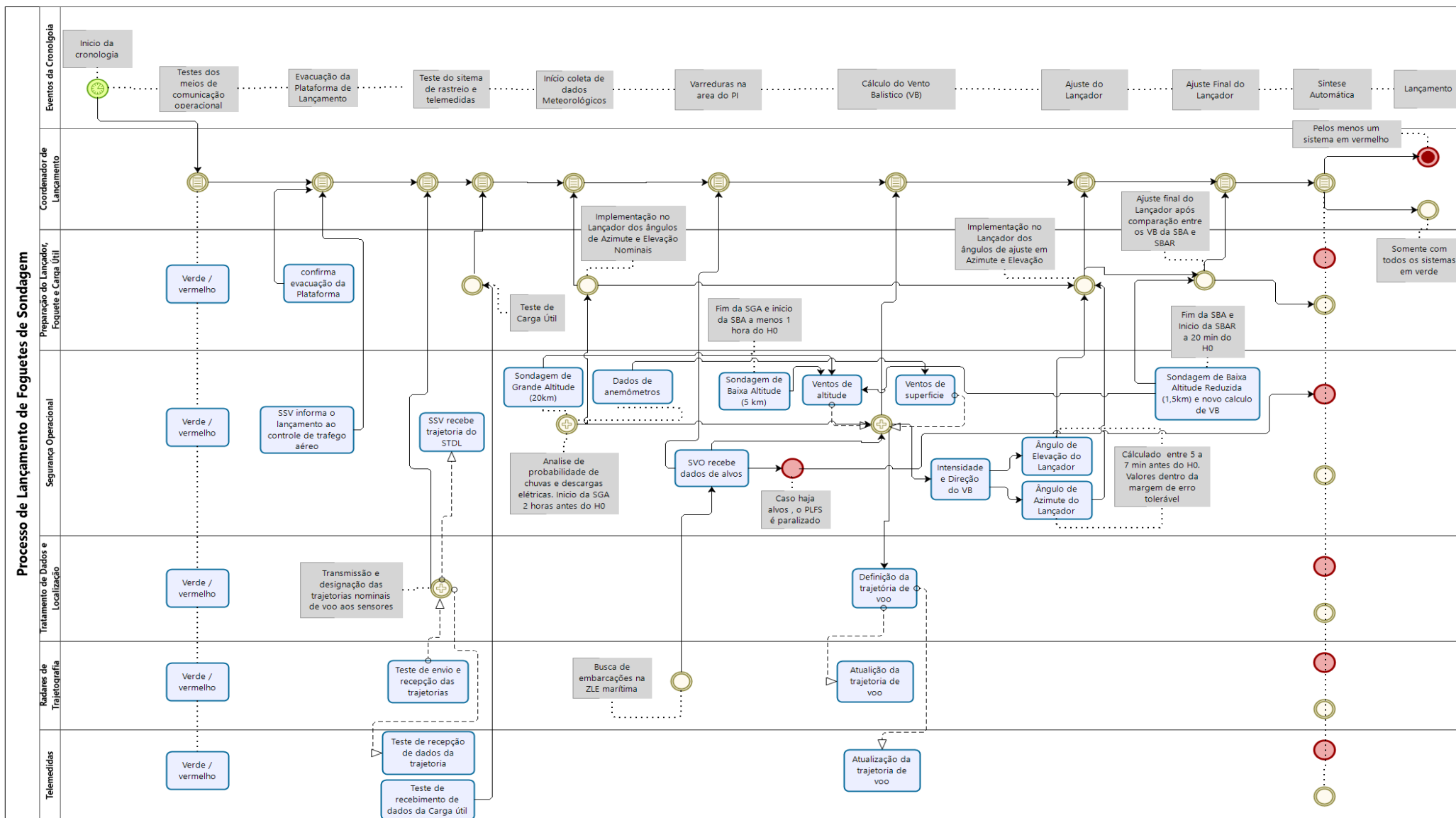
Equipe de Tratamento de Dados e Localização (ETDL): é responsável pela gravação dos dados de posicionamento do foguete fornecidos pelos radares de trajetografia e pelo fornecimento a ESOP do posicionamento do veículo aeroespacial em tempo real. A gravação obtida pela ETDL fornece os dados de toda trajetória do foguete a ESOP, inclusive o Apogeu e o Alcance do voo.

Equipe dos Radares de Trajetografia (ERTJ): são responsáveis pelo *track* do foguete, isto é, a capta do posicionamento do foguete em voo. A ERTJ fornece em tempo real o posicionamento do veículo a ESOP. A quantidade de Radares varia de acordo com o CL, porém não pode ser inferior a dois radares.

Equipe de Telemedidas (ETLM): é responsável pela coleta dos dados da carga útil. Normalmente é constituída por membros do CL e do detentor do experimento.

A cronologia é sincronizada através do Tempo de Decontagem (TD), que consiste em uma contagem regressiva até o horário estabelecido para o Lançamento. O tempo máximo de TD depende do tipo de foguete a ser lançado. O horário predefinido para o lançamento é conhecido como H0 e padronizado no Tempo Universal Coordenado (*Coordinated Universal Time* - UTC) ou simplesmente TU. A Figura 15 apresenta o mapa fluxograma do PLFS por processo. O processo ocorre na cronologia de lançamento, cujo tempo de execução varia de acordo com o foguete e carga útil embarcada. No CLBI, esse tempo tem média de 4 horas para lançamento do FTB.

Figura 15 - Fluxograma do Processo de Lançamento de Foguetes de Sondagem



Fonte: Elaborado pelo autor

O processo inicia com o COL confirmando as equipes em suas respectivas estações de trabalho através dos Testes dos Meios de Comunicação Operacional (TMCO). O Campo de Lançamento possui um sistema exclusivo de fonia para estabelecer a comunicação entre os gestores de cada *staff*. Através desse sistema são transmitidas todas as informações durante a cronologia.

Após o TCMO, a ELFC executa a Evacuação da Plataforma de Lançamento (EPL) para garantir que nenhuma pessoa não autorizada esteja executando qualquer atividade de risco próximo a região do Lançador do foguete durante os testes com o veículo e sua carga útil, que serão executados na sequência da cronologia. Ao término da atividade, o coordenador da ELFC informa o fim da atividade ao COL.

O COL, após o término da EPL, autoriza a execução dos Testes do Sistema de Rastreamento e Telemetrias (TSRT). O TSRT consiste em duas atividades: (1) o teste de transmissão e designação das trajetórias nominais de voos aos sensores envolvidos na OLFS (os radares de trajetografia, as estações de telemetrias e a segurança de voo da ESOP), cuja finalidade é assegurar o bom recebimento dos dados da trajetória do foguete; (2) o teste de recebimento dos dados da carga útil entre a telemetria do foguete e as estações de telemetrias do CL, cuja finalidade é garantir a captura dos dados da carga útil para pelas estações de telemetrias e fornecimento dessa informação aos proprietários dos experimentos. A primeira atividade é de responsabilidade do coordenador da ETDL e a segunda atividade é de responsabilidade do coordenador da ELFC.

Cerca de duas horas antes da decolagem do veículo, tem início o SCVB através da coleta de dados meteorológicos pela ESOP para o cálculo do vento balístico, para o cálculo da probabilidade de chuvas e descargas elétricas no horário de decolagem do foguete. Nessa atividade, ocorre o envio do balão de sondagem atmosférica pela equipe de meteorologia para realizar SGA e a coleta dos dados dos anemômetros próximos ao Lançador. Também ocorre a implementação dos ângulos de azimute e elevação nominais no Lançador do foguete pela ELFC.

Por volta de uma hora antes do lançamento, ocorrem o fim da SGA e início da SBA, assim como é realizada a varredura de objetos na aérea do Ponto de Impacto (PI), cujo objetivo é garantir a segurança na região da ZLE, ou seja, verificar embarcações no PI. Esta varredura é executada pela ERTJ e/ou por aeronaves que circundam o PI. A coordenação dessa atividade fica a cargo da ESOP e caso haja embarcações próximos ao PI, a cronologia é paralisada e é executada a evacuação da região pela segurança de superfície da ESOP.

A cronologia prossegue. Cerca de vinte minutos antes da decolagem do foguete é concluído a primeira fase do SCVB, onde ocorrem o fim da SBA e tem início a SBAr. Nesta etapa, é concluído a primeira compensação do vento e feito o primeiro cálculo do VB. Com os dados intensidade e direção do VB provenientes da SGA, SBA e dos anemômetros próximos ao Lançador tem início o SPAL, onde ocorre o primeiro ajuste nos ângulos de azimute e elevação no Lançador do foguete devido as influências dos ventos da região. Esses valores são implementados no Lançador e permanecem até o momento do ajuste final, que ocorre cerca de 5 min antes da decolagem.

O SCVB prossegue na cronologia com as coletas de dados de vento da SBAr, que atualiza as informações de vento até cerca de 1,5 km de altitude, pois os VS e os VA mais baixas são os que mais interferem o desempenho do foguete no momento da decolagem (GARCIA, 2003; PALMERIO, 2013).

Faltando cinco minutos antes do lançamento, é realizado o último cálculo do VB com os dados de vento atualizados pela SBAr, SBA e SGA, onde através da técnica de compensação de vento é calculada a intensidade e direção do VB. Com essa informação é realizado o ajuste final do Lançador do SPAL. A ELFC implementa os novos ângulos de azimute e elevação e aguarda o instante da decolagem.

Durante esses minutos finais, a segurança de voo ESOP continua monitorando os parâmetros limites de cisalhamento de vento, rajadas de ventos, probabilidades de chuvas e de descargas elétricas predefinidos para OLFS e sobretudo as tolerâncias de variação angular para o azimute e para a elevação do Lançador em cada voo.

Se os limites de cisalhamento de vento, rajadas de ventos, probabilidades de chuvas e descargas elétricas forem ultrapassados, a ESOP paralisa a contagem regressiva da cronologia e avalia se há condições de continuidade da OLFS ainda para o mesmo dia. Mesmo que esses dados estejam dentro do esperado, se os dados de intensidade e direção do VB proporcionar um ajuste angular além do permitido, também ocorrerá parada da cronologia da OLFS. Nessa situação, cabe ao SSV avaliar se as condições climáticas do vento poderão ficar dentro dos parâmetros desejados com o decorrer do tempo até o limite de horário preestabelecido para o lançamento. Estando todo de acordo com o preestabelecido, a cronologia prossegue.

A cronologia atinge seu ápice faltando três minutos para a decolagem, pois nesse momento ocorre configuração automática dos sistemas de lançamento de cada equipe do CL. Essas configurações são interligadas ao sistema de controle operacional do COL. O sistema de controle operacional do COL tem ligação direta com ao painel de disparo do foguete, que é responsável autorização de ignição do propelente no veículo. A partir desse momento, se

qualquer equipe emitir a sinalização de código vermelho em seu painel de controle, isso é repassado automaticamente ao sistema de controle do COL e implicará em anulação da informação de ignição ao painel de disparo, por conseguinte não ocorre a decolagem.

Durante toda a cronologia de lançamento, as equipes repassam as informações de apto (código verde) ou não apto (código vermelho) para o COL, a fim de auxiliá-lo na tomada de decisão sobre prosseguir ou não a OLFS durante toda a cronologia. A decolagem ocorre estando todas as estações em *status* verde no H0 preestabelecido ou reprogramado durante a cronologia de Lançamento.

4.4.3 Processo de Rastreo de Foguetes de Sondagem

O Processo de Rastreo de Foguete de Sondagem (PRFS) é parte da CLF onde ocorre o voo do foguete e a coleta dos dados da trajetória de voo e da carga útil/experimento em tempo real. Os dados de trajetória do veículo são coletados pelo sistema de tratamento de dados e localização do CL e os dados da Carga útil/experimento pelo sistema de telemédidas do Centro e/ou do cliente (GARCIA, 2007; PALMEIRO, 2013).

O Processo de Rastreo de Foguete de Sondagem é composta por três subprocessos: a Decolagem, o Voo e o Pós voo:

O Subprocesso Decolagem do Foguete (SPDF): ocorre após o acionamento da queima do propelente no motor foguete do veículo pelo sistema de disparo do CL. Esse subprocesso pode variar de milissegundos até alguns segundos, pois depende da precisão do sistema de disparo do CL e do tipo de propelente utilizado no foguete, visto que cada propelente possui um tempo de combustão específico.

O Subprocesso de Voo do Foguete (SPVF): onde ocorre o voo propriamente dito. Ele tem início após a decolagem do foguete, prossegue com a subida do veículo espacial até alcançar o apogeu de voo, continua com o movimento de descida do foguete até a aterrissagem no Ponto de Impacto (PI) da superfície terrestre. Esse subprocesso possui duas fases; a fase propulsada (*jet in*) e a fase de voo balístico (*jet off*)

Na fase propulsada, o voo do foguete sofre ação direta da queima do propelente na subida do veículo, visto que é ele que proporciona o empuxo ao foguete para alcançar a altitude e o alcance máximos desejados. Nos foguetes de sondagem, ela termina com o fim da queima do propelente do último estágio do veículo. Nessa fase também é que normalmente ocorre o *track* do veículo, isto é, a captura em tempo real da localização do veículo espacial no espaço terrestre pelo Sistema de Radares de Trajetografia do CL.

Na fase de voo balístico, o foguete não sofre a ação da queima do propelente, visto que ele prossegue o voo com a energia cinética adquirida da fase anterior e de sua estabilidade é aerodinâmica, que sofre influência basicamente da ação dos constituintes atmosféricos das camadas atmosféricas, onde o veículo translada, efeitos do arrasto e da gravidade. Ela tem início logo após o fim da queima do propelente do último estágio do foguete, antes do apogeu. Transcorre até o apogeu, passa para a fase de descida e termina com a aterrissagem no PI.

As informações de posicionamento do foguete capturadas pelos radares durante o voo são processadas pelo Sistema de Tratamento de Dados e Localização (STD L) do Centro e fornecem em tempo real ao Setor de Segurança de Voo (SSV), os dados da trajetória de voo do foguete. Com esses dados, o SSV faz o monitoramento do veículo na ZLE e caso o foguete venha a tender sair dessa área, por qualquer motivo, é tomada a decisão de acionar o Sistema de Terminação de Voo (STV) em qualquer etapa do translado.

O STD L, além de fornecer os dados da trajetória de voo para SSV, grava os dados de voo desde a decolagem até o PI. Essa gravação fornece dois valores importantes para a análise do desempenho do voo: o Apogeu, que corresponde a altitude máxima alcançado pelo veículo e o Alcance, que corresponde a distância curvilínea na superfície terrestre entre o Lançador do foguete e o PI, local de queda do veículo.

O Apogeu está relacionado as altitudes que o foguete deve alcançar para adquirir as condições requeridas pela carga útil ou experimento. O Alcance por sua vez está relacionada ao local de queda do foguete, que deve ser conhecido para o possível resgate da carga útil e confirmar que o veículo caiu dentro da ZLE, assim como mensurar a dispersão do veículo em relação a PI. O SPVF pode ser encerrado quando o veículo atinge o PI ou ocorrer o acionamento do STV.

O Subprocesso Pós voo do Foguete (SPPF): tem início após a queda do foguete no PI ou após o acionamento do STV e termina quando os procedimentos finais de segurança e o resgate da carga útil no PI. Quando ocorre a destruição do veículo ainda em voo, a maior preocupação nessa etapa é saber onde caíram as partes do foguete pelo SSV para o acionamento dos protocolos de segurança. Quando o foguete cai no PI, a equipe de resgate é acionada para buscar a carga útil. Nessa etapa, os dados gravados e fornecidos pelo STD L são fundamentais para localização do experimento.

A Figura 16 apresenta a síntese do processo do Rastreo do Foguete de Sondagem, onde os insumos são constituídos pelos ajustes nos ângulos de azimute e elevação do Lançador e que tem como produtos o apogeu e o alcance obtido pelo foguete no voo.

Figura 16 - *Inputs* e *Outputs* do Processo de Rastreio do Foguete de Sondagem



Fonte: Elaborado pelo autor

Os *inputs*, o ângulo de ajuste em azimute e o ângulo de ajuste em elevação, foram implementados do Lançador do foguete, após a compensação do vento coletado em comparação aos dados nominais estabelecidos pelo fabricante do foguete.

Já os *outputs*, são o Apogeu e o Alcance, que são duas referências relativas aos dados reais da trajetória do voo, sendo que o Apogeu está relacionado a altitude máxima alcançada pelo foguete no voo e serve como parâmetro para o alcance e permanência do foguete de sondagem em ambiente de microgravidade. Já o Alcance está relacionado a distância máxima obtida no voo em relação a rampa de lançamento e é o local do ponto de impacto do veículo no mar.

A Figura 17 mostra a trajetória de voo do foguete de sondagem lançado a partir de um Lançador de rampa inclinada. Nela, o veículo aeroespacial ultrapassa a altitude de 100 km e alcança o ambiente de microgravidade.

Figura 17 - Trajetória de voo do foguete de sondagem



Fonte: Elaborado pelo autor a partir do Google Maps

Além disso, é neste processo que ocorre a captura da localização foguete pelos radares, a captura dos dados da carga útil pela estação de Telemédidas e o fornecimento da localização espacial do foguete ao setor de segurança de voo para realizar o monitoramento do veículo espacial.

Em voo de foguete suborbital, uma das principais referenciais é a Altitude de 100km, pois a partir dessa altitude é considerado o ambiente de microgravidade (PALMERIO, 2013). Nesse ambiente é que estão concentradas as principais pesquisas que utilizam foguetes de sondagem atualmente.

O tempo de permanência acima de 100 km de altitude varia de acordo com o tipo de foguete e do ângulo de elevação implementado no Lançador no momento da decolagem. Quanto maior a propulsão do foguete, maior será seu apogeu e o seu alcance. Quanto maior o ângulo de elevação do Lançador do foguete, maior será seu apogeu, porém menor será seu alcance.

CAPÍTULO 5 – MÉTODO DE PESQUISA

Este capítulo descreve o método da pesquisa, por meio da sua caracterização, da apresentação de suas etapas, a escolha do método DEA, o modo de seleção e definição das DMU's, do modo de seleção e descrição das variáveis a serem utilizadas, do detalhamento do modelo matemático escolhido e sobre a coleta de dados da amostra da pesquisa.

5.1 CARACTERIZAÇÃO DA PESQUISA

Existe uma variedade de classificação das pesquisas científicas. As principais levam em consideração a natureza da pesquisa, a forma de abordagem do problema de pesquisa, os objetivos a serem alcançados e os procedimentos técnicos utilizados na pesquisa (SILVA e MENEZES, 2005).

O quadro 7 apresenta os principais tipos/classificações de pesquisas científicas e aqueles utilizados utilizadas neste trabalho.

Quadro 7 - Característica da pesquisa

Critério	Tipo/Classificação	Escolha
Quanto a Natureza	Básica	
	Aplicada	X
Quanto a Abordagem do Problema	Quantitativa	X
	Qualitativa	X
Quanto aos Objetivos	Exploratória	X
	Descritiva	X
	Explicativa	
Quanto aos Procedimentos Técnicos	Pesquisa Bibliográfica	X
	Pesquisa Documental	
	Pesquisa Experimental	
	Levantamento	
	Estudo de caso	X
	Pesquisa Expost-Facto	
	Pesquisa Participante	

Fonte: Elaborado a partir de Silva e Menezes (2005)

Este trabalho quanto à natureza da pesquisa é do tipo aplicada, pois tem como objetivo gerar conhecimentos para aplicação prática e dirigidos soluções para a Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagem (OLFS) nos Campos de Lançamento brasileiros.

No tocante à forma de abordagem do problema, essa pesquisa possui tanto o aspecto quantitativo, quanto o aspecto qualitativo. A característica quantitativa aparece a partir do tratamento estatístico a ser dado as informações de alcance dos voos dos foguetes de sondagem para saber os melhores em desempenho, comparados aos dados nominais. A abordagem qualitativa vem através da análise das tratativas referentes aos processos que envolvem o lançamento e o fenômenos atmosféricos relacionados ao voo do veículo espacial, de forma a propiciar significados aos processos e subprocessos da OLFS por meio da análise não paramétrica NDEA.

Com relação ao objetivo da pesquisa, ela possui duas características. A característica exploratória da pesquisa vem do fato de proporcionar maior familiaridade com os foguetes de sondagem com a finalidade de torná-lo explícito ou a construir hipóteses sobre sua operação de lançamento. Possui também o aspecto descritivo, pois tem o propósito de descrever o OLFS e as relações entre as variáveis desse processo com a eficiência de cada voo do foguete.

No que se refere aos procedimentos técnicos, a pesquisa pode ser classificada como pesquisa bibliográfica, visto que foi elaborada a partir de material já publicado, constituído de livros técnicos do setor aeroespacial, artigos de periódicos, teses, dissertações e atualmente com material disponibilizado na Internet principalmente das agências espaciais nacionais e regionais. A pesquisa também é um estudo de caso, pois contempla o estudo profundo e sistemático dos lançamentos do Foguete de Treinamento Básico (FTB) realizados no CLBI no período de 2009 a 2019.

5.2 ETAPAS DA PESQUISA

A pesquisa foi dividida em cinco etapas visando atingir os objetivos especificados: (1) apresentação de conceitos e definições básicos da temática aeroespacial, (2) revisão da literatura, (3) seleção e definição das DMU's, (4) seleção e descrição das variáveis e coleta de dados, e (5) definição da modelagem NDEA adotada.

A primeira foi a apresentação de conceitos e definições básicos para uma melhor compreensão dos termos do setor aeroespacial utilizadas no texto. Em seguida ocorreu a revisão da literatura sobre a temática, que teve a finalidade sistematizar o conhecimento sobre o setor aeroespacial, no mundo e no Brasil, sobretudo da Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagem (OLFS), tema ainda muito pouco explorado na literatura.

Para isso, essa sistematização contemplou os seguintes temas: o Setor Aeroespacial, mundial e no Brasil, nos seus três segmentos industriais, o aeronáutico, o espacial e o de defesa;

o Lançamento de Foguetes Espaciais, no tocante sua tipologia, aos seus Campos de Lançamentos no mundo, aos parâmetros para lançamento de foguetes e a sobre a OLFS. Essa pesquisa, mesmo num setor escasso de publicações, proporcionou identificar em quais aspectos o presente trabalho pode contribuir para o aperfeiçoamento da OLFS.

A terceira etapa foi a seleção e definição das DMU's que consistiu em caracterizar e delimitar as operações de lançamento de foguetes do CLBI que fazem parte da amostra final. Essa amostra é o foco do estudo, pois proporcionará uma avaliação da OLFS por meio de processos e subprocessos inerentes a OLFS, através da metodologia NDEA.

Após a delimitação da amostra, ocorreu a seleção de variáveis e coletas de dados, quarta etapa. A principal referência no segmento de foguetes de sondagem são a tese de Garcia (2007), que abordou a automatização aplicada a lançadores de foguetes de sondagem para compensação da influência dos ventos em OLFS; Palmeiro (2013) que sistematizou os conceitos sobre tecnologias de foguetes no Brasil e o trabalho de Da Mata (2017), que propôs um modelo de cálculo de parâmetros de segurança de veículos suborbitais baseado em voos do Centro de Lançamento de Alcântara. Esses estudos proporcionaram os *inputs*, *outputs* e *links* de processos e produtos intermediários da OLFS que foram coletados para a aplicação da metodologia NDEA.

A etapa da escolha do modelo NDEA está relacionado ao objetivo do estudo de investigar a influência dos processos e subprocessos que compõem OLFS na mensuração da eficiência dos lançamentos suborbitais. O mesmo ocorreu com a escolha da orientação do modelo, que tem a finalidade de fornecer *feedbacks* que servirão para aprimorar as OLFS tanto do Brasil, quanto do mundo. Quanto a modelagem matemática utilizada, ela foi implementada no software Excel, a fim de se obter os resultados de eficiência e de possíveis melhorias no processo. Por fim, buscamos a validação dos resultados com o propósito de aceitar ou refutar a metodologia de mensuração de eficiência da OLFS.

5.3 SELEÇÃO E DEFINIÇÃO DAS DMU'S

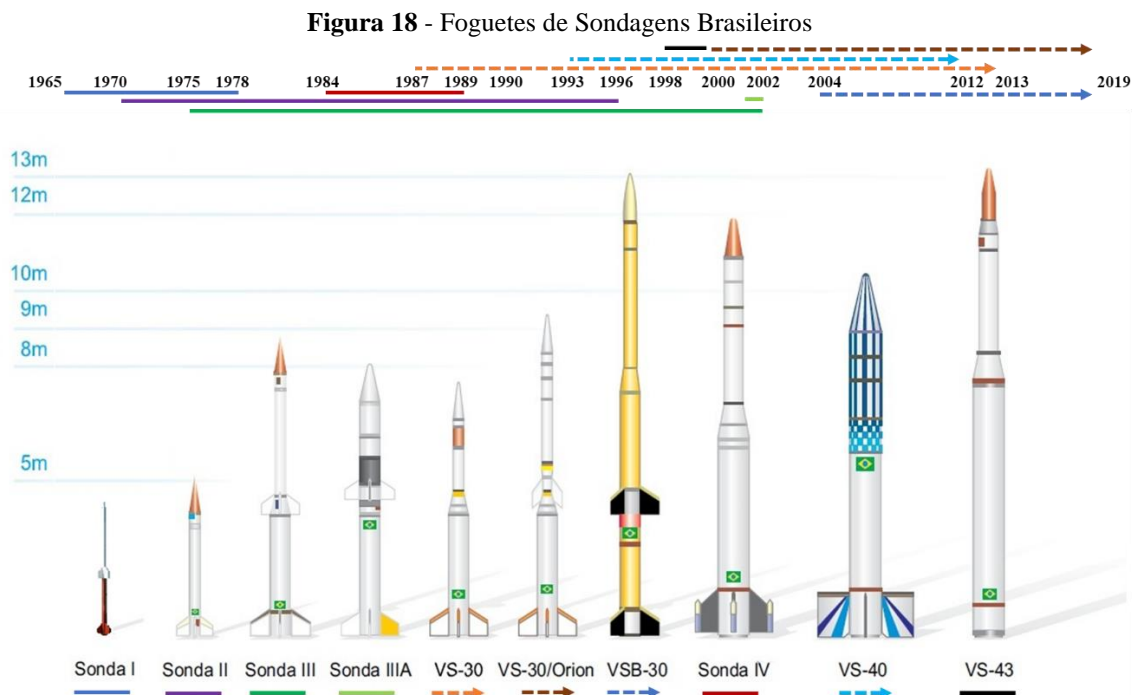
O objetivo desse trabalho foi a proposição de uma modelagem para a mensuração de eficiência da OLFS. No Brasil, existem dois Campos de Lançamento que operam com a OLFS, o CLBI, que atua exclusivamente com lançamentos suborbitais, e o CLA, que atua tanto em lançamentos orbitais, quanto em lançamentos suborbitais.

As operações de lançamento nesses dois Centros, já ocorreram com diversos tipos foguetes nacionais e internacionais ao longo do tempo, no CLBI desde 1965 e no CLA desde

1983. Especificamente no CLBI, nas décadas de 1960 e 1970, predominou o lançamento de foguetes de fabricação dos EUA, como o Nike-Apache e o Nike-Cajun, e do Canadá, foguete Arcas (GOUVEIA, 2003).

O desenvolvimento de foguetes nacionais, começa de forma tímida em 1965 com o Sonda I, segue nos demais anos com os foguetes da família Sonda (II, III e IV) até cerca da década de 1990. A família Sonda proporcionou ao Brasil o avanço do conhecimento em tecnologia de foguetes e sobre lançador de satélites, visto que o país vislumbra a construção com tecnologia própria de um Veículo Lançador de Satélites (VLS) lançado a partir do território nacional, desejo que se mantém até hoje (GOUVEIA, 2003; SILVA, 2013).

Na década de 1990, em paralelo da corrida em desenvolver o VLS, o Brasil cria os foguetes da família de Veículos de Sondagem (VS), com o objetivo de realizar pesquisas na atmosfera superior e nas altitudes acima de 100km, onde ocorre o ambiente de microgravidade, foco das principais pesquisas que utilizam foguetes suborbitais na atualidade. Isso começou com o VS-30 no final da década de 1980 e nos anos de 1990 se expandiu com a criação do VS-40, VS-43 e tem seu ápice nos anos de 2000 com o desenvolvimento VSB-30, fruto da parceria entre o Brasil e a Alemanha (SILVA, 2013).



Fonte: Adaptado a partir de AEB (2019); Gouveia (2003) e Silva (2013).

A Figura 18 mostra os foguetes de sondagens brasileiros da família Sonda e da família de VS com seus respectivos comprimentos e designer. Nela, as linhas contínuas indicam que o foguete está inativo e mostra numa extremidade o ano do primeiro voo e na outra extremidade

o ano do último voo. Já as linhas pontilhadas indicam que o foguete está ativo e apresenta na extremidade esquerda o ano do primeiro voo.

O projeto da família Sonda foi encerrado no início dos anos 2000, com o último voo realizado pelo Sonda III em 2002 no CLBI, e teve como principal função o domínio do conhecimento tecnológico de lançadores de foguetes para o desenvolvimento do VLS. Ainda estão em atividade os foguetes da família VS, cuja principal finalidade são as pesquisas de institutos brasileiros em microgravidade, e que teve o lançamento do VS-30 no CLA em dezembro de 2018, como atividade mais recente.

Devido à baixa cadência de lançamento nos centros brasileiros, a partir dos anos 2000, com média de dois lançamentos de foguetes da família VS e na sua maioria a partir do CLA, o DCTA, com fomento da AEB, adquiriu junto à indústria nacional (AVIBRAS) no ano de 2009, o Foguete de Treinamento Básico (FTB) e em 2011 o Foguete de Treinamento Intermediário (FTI) para serem utilizados no treinamento operacional das equipes de lançamento de veículos espaciais nos dois centros de lançamento de foguetes do Brasil (AVIBRAS, 2009).

A finalidade principal dos foguetes de treinamento nesse cenário de poucos lançamentos, num intervalo de tempo muito extenso, de vários meses sem a realização de lançamento durante o ano, foi de proporcionar o treinamento operacional aos integrantes dos Centros de Lançamento do Brasil e manter qualificados os recursos humanos e a infraestrutura dos CL brasileiros referentes à Operação de Lançamento de Foguetes Sondagem (OLFS).

A Tabela 2 apresenta os principais parâmetros do FTB e FTI. Através da desses parâmetros, percebe-se que as principais diferenças entre esses veículos consistem na capacidade de transporte de carga útil medidas em quilograma, de 5 kg para 30 kg; no apogeu máximo alcançado, de 32 km para 68 km e no Alcance máximo obtido, de 35 km para 85 km. Tudo isso é levado em consideração no planejamento da OLFS.

Tabela 2 - Principais parâmetros do FTB e FTI

Parâmetro	FTB	FTI
Número de estágios	1	1
Tipo de combustível	Sólido	Sólido
Massa da carga útil	5 kg	30 kg
Massa total	68 kg	490 kg
Cumprimento	3,050 m	5,510 m
Apogeu máximo	~32 km	~68 km
Alcance máximo	~35 km	~85 km

Fonte: Avibras, 2010 e 2014.

Dentre tantas atividades relacionadas a OLFS, o FTB e o FTI possibilita a realização de testes de todas as funções realizadas durante a operação de lançamento, tais como os sistemas de comunicação, de telemetria, de rastreamento, do gerenciamento dos procedimentos de

segurança e dos comandos para lançamentos de veículos suborbitais (AVIBRAS, 2010) dos Campos de Lançamento do Brasil. Grande parte dessas atividades influencia a eficiência da OLFS, uma vez que se forem executados de forma equivocada, afetarão o desempenho do foguete previsto pelo fabricante (denominado desempenho nominal).

Além da eficiência, esses fatores podem afetar a segurança da OLFS, visto que a queda do veículo fora da ZLE oferecerá grande risco à vida e ao meio ambiente da região na área de lançamento. A partir de 2009, foram lançados FTB e FTI a partir do CLBI e do CLA, sendo que a maioria foram de FTB, cujas informações são salvaguardadas pelos centros. No CLBI de 2009 a 2019 foram vinte e quatro lançamentos do FTB e três de FTI.

A Tabela 3 apresenta os dados nominais do FTB por perfil de voo, as datas dos respectivos lançamentos e o Lançador utilizado na OLFS no CLBI no período de 2009 a 2019.

Tabela 3 - Dados nominais dos lançamentos do FTB que compõem as 24 DMU's

DMU (FTB)	Mês/Ano	Lançador	Ângulo de Azimute Nominal (°)	Ângulo de Elevação Nominal (°)	Apogeu Nominal (km)	Alcance do PI Nominal (km)
F.01	10/2009	L2	100	82	32,414	17,215
F.02	10/2009	L2	100	82	32,414	17,215
F.03	02/2010	L2	100	82	32,414	17,215
F.04	04/2010	L2	100	82	32,414	17,215
F.05	04/2011	L2	90	81	32,141	19,183
F.06	10/2011	L2	90	82	32,415	17,209
F.07	03/2012	L2	100	82	32,414	17,215
F.08	06/2012	L2	110	82	32,412	17,223
F.09	09/2012	L1	100	82	32,414	17,215
F.10	11/2012	L1	90	82	32,415	17,209
F.11	03/2013	L1	90	81	32,141	19,183
F.12	08/2014	L2	90	80	31,838	21,095
F.13	10/2014	L2	90	81	32,141	19,183
F.14	12/2014	L2	90	80	31,838	21,095
F.15	05/2015	L2	90	80	31,838	21,095
F.16	05/2015	L2	90	80	31,838	21,095
F.17	06/2015	L2	90	80	31,838	21,095
F.18	10/2015	L2	90	82	32,415	17,100
F.19	11/2016	L2	100	82	32,414	17,215
F.20	09/2017	L2	100	80	31,837	21,101
F.21	11/2017	L1	90	80	31,838	21,095
F.22	10/2018	L2	100	84	32,870	13,132
F.23	09/2019	L2	100	72	28,467	33,786
F.24	10/2019	L2	100	82	32,414	17,215

Fonte: STS, 2019.

Para a análise da OLFS é necessária uma homogeneidade na coleta das informações. Em virtude disso, a presente pesquisa teve como DMU's para implementação da metodologia NDEA, os vinte e quatro lançamentos do FTB que foram rastreados a partir do CLBI, visto que esses dados estão sistematizados e armazenados no CLBI e no CLA essa sistematização ainda

está em construção. O período compreendido dos lançamentos do FTB é referente a 2009 até 2019. Os FTI's do CLBI ficaram de fora da amostra em virtude de possuir apenas três lançamentos ainda não sistematizados.

5.4 SELEÇÃO, DESCRIÇÃO DE VARIÁVEIS E COLETA DE DADOS

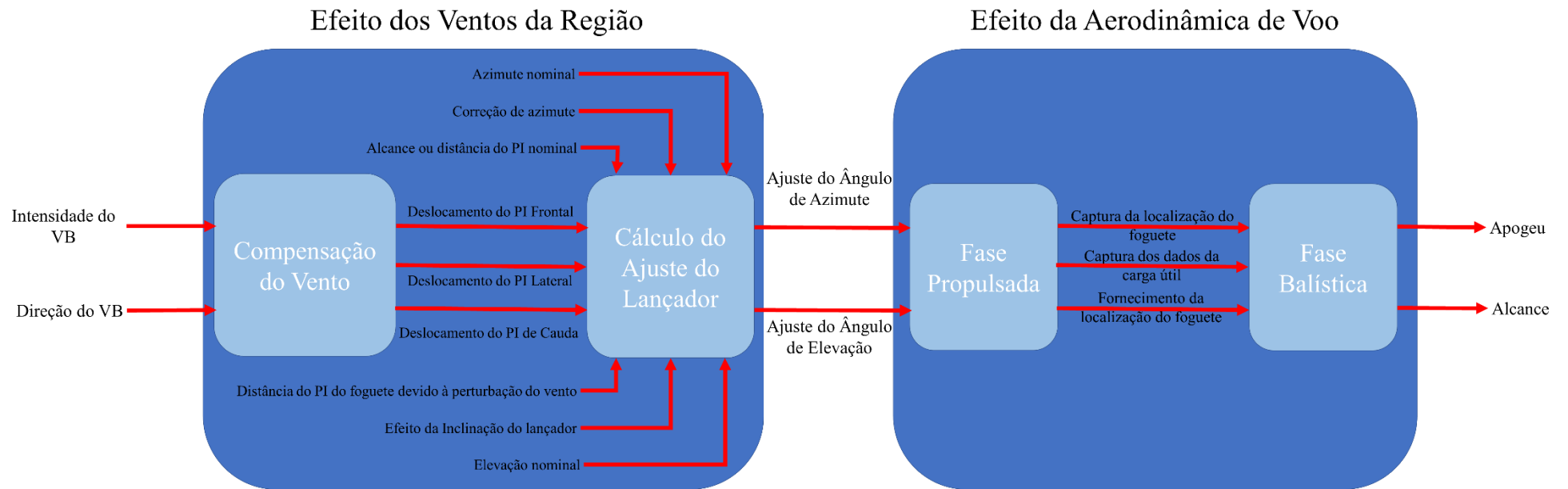
A atividade de OLFS é tão específica do setor aeroespacial e engloba três processos que estão interligados como vistos no capítulo 3: a Preparação, o Lançamento e o Rastreamento (GARCIA, 2003; PALMERIO, 2013). Dentre esses processos, destacam-se o PLFS e PRFS, pois possuem informações mensuráveis que estão diretamente relacionados ao desempenho da OLFS.

O PLFS nos fornece a Intensidade e a direção do VB, que são calculados durante a cronologia de lançamento, e os ângulos de ajuste do Lançador em Azimute, Azimute Compensado (AZIc), e em Elevação, Elevação Compensada (ELVc), que são resultantes da compensação do vento do Subprocesso Cálculo do Vento Balístico (SCVB) em relação aos dados nominais de Azimute e Elevação fornecido pelo fabricante do foguete. O PRFS nos fornece o Apogeu e o Alcance obtidos pelo foguete em voo, que são dados da trajetória de voo coletados pelo Sistema de Tratamento de Dados e Localização do Campo de Lançamento.

A Figura 19 apresenta o diagrama com os dados mensuráveis em OLFS sintetizados em dois processos: o primeiro processo produtivo leva em consideração os ventos por altitude da região para o cálculo do ajuste do Lançador e o segundo processo produtivo indica os efeitos atmosféricos no voo do foguete na região do CL, que incluem a fase propulsada e a fase balística do voo do veículo aeroespacial.

No primeiro estágio, ocorre a técnica de Compensação do Vento, inerente ao PLFS, a qual fornece os *inputs* intensidade e direção do VB, que serão utilizados na modelagem escolhida, e que foram calculados no SCVB para atender o parâmetro “Ventos e rajadas” do requisito “Condições do Ambiente Terrestre (Climáticos) na Região do Campo de Lançamento”. Essa compensação de vento fornece o deslocamento do Ponto de Impacto (PI) lateral, frontal ou de cauda, na trajetória do foguete, em relação ao PI nominal.

Figura 19 - Diagrama dos dados mensuráveis em Operações de Lançamento de Foguetes de Sondagem com a metodologia de Compensação do Vento e Ajuste do Lançador



Fonte: Elaborado pelo autor

Esses deslocamentos são comparados com os valores nominais do PI estabelecidos para o voo atmosférico no Subprocesso Ajuste do Lançador (SPAL), que por sua vez calcula os valores de AZIc e ELVc que devem ser implementados no Lançador minutos antes da fase de decolagem do veículo, para atender ao requisito “Lançador com rampa de acoplamento”, de modo que o foguete caia no PI estabelecido. Os ângulos de AZIc e ELVc são os *outputs* do primeiro estágio e os *inputs* do segundo estágios.

O segundo estágio indica os efeitos da atmosfera no voo do foguete. Os *inputs* do processo são os AZIc e ELVc do estágio anterior. Com esses novos ângulos implementados, espera-se que o foguete caia exatamente no PI, entretanto, o voo do veículo sofre influência desde a ignição do motor-foguete na sua fase propulsada, pois a propulsão máxima do veículo depende da qualidade de queima do propelente para alcançar o apogeu pretendido, até a fase de voo balístico do foguete, onde sofre os efeitos dos ventos, da força de arrasto e da gravidade nas camadas da atmosfera referente a posição geográfica do campo de lançamento no planeta.

É neste estágio que ocorre a captura da localização foguete pelos radares (*tracking*), a captura dos dados da carga útil pela estação de Telemidas e o fornecimento da localização espacial do foguete ao setor de segurança de voo, para que este setor realize o monitoramento do veículo espacial. A fase propulsada termina com o fim da queima do propelente.

Com o rastreamento do foguete, são fornecidos os dados de trajetória de voo, em especial o Apogeu e o Alcance do foguete, que são os *outputs* do segundo estágio, pois o Apogeu fornece a informação da altitude máxima do voo, que varia de acordo com o tipo de foguete e com o ângulo de altitude implementado no Lançador, e o Alcance fornece a informação do local de queda do veículo, o Ponto de Impacto (PI) e a sua dispersão em relação PI nominal, cujos valores são utilizados pela equipe de segurança do voo do Centro para delimitar ZLE. Os valores de apogeu e de alcance são comparados com os valores nominais de cada perfil de voo do FTB para mensurar sua eficiência.

Tabela 4 - Perfis de voo do FTB no CLBI de 2009 a 2019

Ângulo de Azimute Nominal(°)	Ângulo de Elevação Nominal(°)	Apogeu Nominal (km)	Alcance Nominal (km)	Ocorrência
90	80	31,838	21,095	6
90	81	32,141	19,183	3
90	82	32,415	17,209	3
100	72	28,467	33,786	1
100	80	31,837	21,101	1
100	82	32,414	17,215	8
100	84	32,870	13,132	1
110	82	32,412	17,223	1

Fonte: STS, 2019.

Na Tabela 4, estão listados os setes perfis de voo do FTB lançados no CLBI e suas respectivas ocorrências em lançamentos dentre os vinte e quatro lançamentos no período de 2009 a 2019.

O Apogeu e o Alcance nominais são calculados sem levar em consideração os efeitos do vento, para seus respectivos perfis de azimute e elevação nominais, porém nesses perfis estão implícitos os efeitos na trajetória de fatores inerentes ao tipo de foguete e seus componentes de fabricação, no caso do FTB, foguete suborbital, não guiado, a propelente sólido e monoestágio, assim como a massa estrutural, o empuxo do veículo e principalmente no tocante ao parâmetro “Termodinâmica Atmosférica ” da região de lançamento de voo, que nesta pesquisa foram os parâmetros da região do CLBI.

Já os efeitos dos parâmetros “vento e rajadas” são analisados e corrigidos no PLFS e leva em consideração os parâmetros de “Condições do Ambiente Terrestre (Climáticos) na Região do Campo de Lançamento” e a “Localização do Campo de Lançamento no Planeta”, visto que analisa os voos do FTB a partir do campo de lançamento em que ocorreu cada lançamento e os ventos diários de cada voo. Também considera o parâmetro “Estrutura do Lançador do Foguete”, ao realizar o ajuste angular de Azimute e Elevação no Lançador com rampa de acoplamento do CLBI, em que o Centro realiza seus lançamentos suborbitais.

Os dados que fazem parte da amostra são as informações da Intensidade e direção do VB, como variáveis de *input*, os ângulos de AZIc e ELVc, como variáveis intermediárias, e como *output*, o Apogeu e o Azimute coletados dos vinte e quatro voos lançados no CLBI.

A presença de diferentes perfis de voo para o foguete é devida principalmente aos seguintes fatores: a segurança do voo na ZLE, a logística de recuperação da carga útil e *tracking* pelo sistema de rastreamento do Campo de Lançamento (CL).

- ✓ **Segurança do voo na ZLE:** o local do PI varia de acordo com o nível de segurança desejado, ou seja, o foguete deve cair onde há menor probabilidade de risco a vida e ao dano material de terceiros. Esse fator fica prejudicado principalmente quando há um grande fluxo de embarcações na região próxima do PI, que desconhecem ou ignoram os avisos náuticos de interdição do espaço marítimo onde ocorre o lançamento. Caso isso aconteça, torna-se necessário a mudança de perfil de trajetória de voo tanto em relação ao ângulo de ELV, quanto ao ângulo de AZI. Nos voos do FTB no CLBI, a maioria das modificações ocorrem no ângulo de ELV implementado, pois esse ângulo pode variar o Alcance entre 13 km e 21 km.
- ✓ **Logística de recuperação da carga útil:** em OLFS que requer a recuperação da carga útil no mar, o PI deve ser escolhido próximo da localização da equipe de resgate para

facilitar sua busca e resgate de acordo com os limites de tolerância da carga útil exposta a diversidade marítima, assim como deve ser levado em consideração o parâmetro “Estado do Mar”, pois se no local de queda do experimento estiver com o mar agitado, com ondas altas ou um local muito profundo, isso impossibilitará a visualização da carga útil ou a imersão rápida do experimento no oceano, por consequente a perda do artefato. Essa mudança ocorre com a variação tanto em elevação, quanto em azimute. Nos lançamentos do FTB no CLBI, não foram necessários o resgate da carga útil e nem de partes do foguete.

- ✓ **Tracking pelo sistema de rastreamento do Campo de Lançamento (CL):** no momento de decolagem do foguete, a visualização do veículo aeroespacial logo no início do voo é fundamental para o *track* do foguete pelo sistema de rastreamento do CL. Na OLFS, essa visualização ocorre de dois modos: o primeiro é através observação do operador de posto óptico no momento de saída do foguete do Lançador, onde esse operador, tem a função de transferir a informação de localização do foguete ao operador de radar de trajetografia; o segundo modo é através da visualização dos radares de trajetografia, onde essa visualização ocorre pelo sinal de retorno do ecorradar proveniente da reflexão da superfície do foguete. Ambas as visualizações são prejudicadas quando há presença de nuvens em altitudes baixas próximas ao lançador do foguete e numa direção angular que coincidem com a direção angular de voo implementado no lançador. Para sair dessa condição indesejável, muda-se principalmente o ângulo de azimute para o voo. Para os FTB no CLBI, o azimute variou de 90° a até 110°, sempre respeitando os limites da ZLE.

A escolha do Lançador para o voo do foguete depende da capacidade máxima de massa do conjunto foguete/carga útil que o ele pode erguer até a elevação pretendida para alcançar o PI desejado.

No CLBI, existem dois Lançadores de foguetes de rampa inclinada com trilho, o Lançador 1 (L1), com capacidade de erguer veículos de até seis toneladas, e o Lançador 2 (L2), com capacidade de erguer veículos de até duas toneladas. Ambos os lançadores possuem mesma tecnologia de implementação do ajuste do lançador para os lançamentos de foguetes no CLBI, apenas se diferem na capacidade de carga.

O FTB possui peso total de aproximadamente 68 kgf, por isso foi utilizado os lançadores L1 e L2 em seus lançamentos, como forma de manter ativos os dois lançadores.

5.5 PROPOSIÇÃO DA MODELAGEM NDEA

O conhecimento no setor aeroespacial é fortemente caracterizado por seu elevado grau de sigilo, tanto em nível estratégico, quanto operacional. As instituições que detém essa ciência evitam a disseminação de informações que possam oferecer desvantagens competitivas para seus *stakeholders*. Por esse motivo, poucos estudos são publicados e/ou divulgados sobre o tema.

As poucas análises de eficiência encontradas nesse setor têm ênfase nos custos, geralmente representado por índices financeiros. Assim, a pesquisa operacional se inclui em segundo plano. Um bom exemplo disso, é o trabalho realizado por Bowlin (1995), em que se avaliou a eficiência das empresas de defesa aeroespaciais com as empresas de não-defesa por meio da situação financeira. A análise sinalizaria se houve deterioração financeira, no período de 1978 a 1992, causada por mudanças na legislação e corte no orçamento para o setor aeroespacial americano.

Bowlin (1995) utilizou a Análise Envoltória de Dados (DEA), em conjunto com o Teste de Significância Estatística, para desenvolver uma comparação do desempenho financeiro das empresas pesquisadas. Fez-se uso, então, de um confronto transversal das Medidas de Competitividade Financeira (FCMs). Apesar de ter como foco a gestão financeira das empresas do setor aeroespacial, este trabalho inovou com o uso do DEA como instrumento de avaliação.

Seguindo essa mesma linha de análise, Dong, Qiao e Yang (2015) estudaram a eficiência operacional da indústria aeroespacial na China, ao comparar a diferença de eficiência entre empresas privadas e estatais. No entanto, além do DEA, esses autores acrescentaram o índice de produtividade de Malmquist (MPI) na avaliação.

Outra perspectiva avaliativa publicada, todavia, desprovida de aplicação do DEA, foi a elaborada por Formin *et al.* (2010). Os autores mensuraram a eficiência dos foguetes suborbitais em relação ao tipo de propulsão utilizada em seus motores, a fim de obter o maior alcance desejado. A análise compreendeu, separadamente, a eficiência com uso de propulsão sólida, líquida e híbrida (misto de um motor de foguete de propulsão sólida (SRM) e um motor de respiração a ar de *ramjet*). A função objetivo utilizada teve como foco o alcance de voo máximo (*flight range*) do mesmo foguete com três diferentes condições iniciais de propulsão.

A pouca divulgação de pesquisas no setor aeroespacial também se reflete no Brasil. Grande parte dos estudos nacionais são fomentados pelo DCTA, AEB e INPE. As aplicações, que ocorrem no CLA e CLBI, se referem ao lançamento de foguetes suborbitais, aspirando

cumprir os acordos internacionais com a Agência Espacial Europeia (*European Space Agency* - ESA) e a indústria aeroespacial chinesa no ramo de Satélites.

O âmago dessas pesquisas remete à eficiência em gestão administrativa do setor aeroespacial (RIBEIRO, 2007; TEIXEIRA, 2007), em segurança no manuseio dos combustíveis de foguetes de sondagem (MOTTA, 2004), em segurança de voo dos foguetes suborbitais do CLA (DA MATA e LINDO, 2016; LINDO e VIANA, 2017; DA MATA, 2017), nos subprocessos de Compensação de Vento, Ajuste do Lançador do PLFS e monitoramento do voo suborbital no CLA (GARCIA, 2007; LOUIS, 2007; DA MATA e LINDO, 2016, DA MATA, 2017) do PRFS, e à análise estatística dos voos do FTB do CLA (BARROS, 2013).

Todas as análises realizadas no Brasil não fizeram uso da metodologia DEA como técnica para mensuração de desempenho. Do exposto, percebe-se que no setor aeroespacial, a pesquisa relacionada à performance do voo de foguetes de sondagem é inacessível ou pouco divulgada devido seu grau de sigilo. Além disso, o aparato oferecido pelo DEA é precário nesse setor.

Devido a sua versatilidade, entre outros fatores, a Análise Envoltória de Dados (DEA) é reconhecida na literatura como um método bastante influente, mais adequado para atividades de medição de desempenho do que métodos tradicionais econométricos (INMAN; ANDERSON; HARMON, 2006, ZHU, 2014). Essa técnica contribui para tomada de decisão com base em informações quantitativas e comparativas (*benchmarking*), podendo, então, encontrar DMUs (DMU - *Decision Making Units*) eficientes e possibilitar a identificação de prováveis causas de ineficiência.

As principais características da metodologia DEA, de modo geral, remetem à flexibilidade. A técnica permite a utilização de múltiplas variáveis de entrada e saída (em unidades de medida diferentes ou não) e oferece opções relacionadas à orientação e modelos a serem utilizados. Então, dependendo do problema abordado, maximiza-se variáveis de saída (*outputs*) ou minimiza-se variáveis de entrada (*inputs*). Ademais, disponibiliza-se a seleção de modelos, os mais tradicionais proporcionam retornos de escala constantes (CRS – *Constant Returns to Scale*) e variáveis (VRS - *Variable Returns to Scale*), desenvolvidos por Charnes, Cooper e Rhodes (1978) e Banker, Charnes e Cooper (1984), respectivamente.

Apesar das vantagens, o processo de análise envoltória de dados clássico é amplamente apontado na literatura como “caixa-preta”, uma vez que se examina a DMU em sua totalidade, desconsiderando a estrutura interna de operações. Diversos modelos adjacentes surgiram para suprir essa necessidade, um desses é o Network DEA (NDEA - *Network Data Envelopment*

Analysis). Kao (2014) considera a aplicação do NDEA a situações que demandem mais esforços, em que toda a operação se reparte em dois ou mais processos.

O NDEA define cada unidade produtiva em uma rede de estágios internos interconectados, assim, os modelos NDEA revelam as fontes da ineficiência, bem como o cálculo das eficiências nos diferentes nós, ao decompor a eficiência global em medidas a cada estágio. Cada estágio, por sua vez, pode ter diferentes entradas e saídas exógenas, além de estarem interconectados por produtos intermediários que não são exógenos (RUBEM; BELTRÁN; MELLO, 2014).

Kao e Hwang (2008) desenvolveram uma abordagem de DEA para medir a eficiência dos processos, os quais podem ser divididos em dois estágios. O primeiro estágio utiliza entradas para gerar saídas que se tornam as entradas para o segundo estágio, enquanto os resultados da primeira etapa são utilizados como medidas intermediárias. O segundo estágio usa essas medidas intermediárias como entradas para produzir as saídas. Essa abordagem foi utilizada para a análise da eficiência de companhias de seguros de vida em Taiwan.

Chen *et al.* (2009) adotam uma visão alternativa da decomposição da eficiência em DEA em dois estágios, definindo o score de eficiência global para uma DMU como a soma ponderada das eficiências para os estágios individuais, ao invés de usar um produto simples dessas eficiências. Essa metodologia proposta pode ser aplicada tanto às situações de CRS como de VRS.

Mais recentemente, alguns estudos contestam a unicidade da eficiência em rede para os estágios, os artigos de Zhou *et al.* (2013) e Despotis, Koronakos e Sotiros (2016), por exemplo, apresentam alternativas para determinar uma eficiência ótima única e justa.

Lozano (2013) generaliza a abordagem realizada por Zhou *et al.* (2013), utilizando modelo de jogo de Nash para que possa lidar com múltiplos estágios, usando um Sistema de produção em três estágios com três entradas, dois produtos intermediários gerados na primeira fase e consumidos na segunda fase, outros dois produtos intermediários gerados no segundo estágio e consumido no terceiro estágio que por fim produz um único produto, sendo utilizadas para isso 27 DMU's. O resultado é uma formulação inovadora dos limites inferiores e superiores das eficiências do processo.

Hinojosa, Lozano e Mármol (2016) utilizaram a teoria da negociação de Nash para obter uma decomposição da eficiência geral no sistema de produção de vários estágios, para tal foi obtida uma fórmula explícita para calcular estimativas pontuais da eficiência dos processos para sistemas de múltiplos estágios. Essa abordagem proposta se estende e melhora abordagens

existentes para sistemas de produção com apenas dois estágios, apresentando por fim uma base teórica sólida e rigorosa que requer, contudo, uma solução simples e elegante.

An *et al.* (2017) propõem um novo modelo de DEA, considerando a equidade na configuração dos produtos intermediários, em que ela é interpretada com base no modelo de jogo de negociação de Nash. Os dois estágios negociam suas eficiências de destino no sistema com base em suas eficiências individuais, utilizando essa abordagem através de uma aplicação empírica para companhias de seguros.

Assim como Zhou *et al.* (2013), Lozano (2013), Hinojosa, Lozano e Mármol (2016), e An *et al.* (2017), esse estudo utilizou o jogo de negociação de Nash incorporado ao método para alcance dos resultados desejados.

Como visto anteriormente, as pesquisas com a metodologia DEA no setor aeroespacial são muito escassas ou praticamente inexistentes. Este trabalho tem o propósito de incrementar essa abordagem na literatura da metodologia DEA e para isso o parâmetro variação em Alcance será o produto da OLFS, em virtude dele representar a dispersão do PI do foguete na ZLE.

Devido não ser função dos centros de lançamento do Brasil a fabricação de foguetes, coube ao DCTA realizar especificações do FTB junto à indústria nacional e estabelecer critérios mínimos que esses veículos deveriam atender na OLFS. Dentre esses critérios está o desempenho do foguete em relação ao Alcance, que para o FTB foi estabelecido em cerca 30 km. Entretanto, os critérios de dispersão e margem de erros estatísticos são inerentes ao foguete e predefinidos pelo fabricante por meio de análise estatística com suas amostras em laboratórios, ou seja, baseado em simulações.

Além disso, é de responsabilidade do Campo de Lançamento (CL) realizar o monitoramento e a gravação dos dados de voo, utilizando seus próprios métodos, técnicas e pessoal. No entanto, a análise do CL fica limitada aos parâmetros fornecidos pelo fabricante do foguete. Os parâmetros nominais (dados previstos) no voo de cada FTB lançado pelo CLBI são fornecidos pelo fabricante em manuais técnicos e de operação que possuem acesso restrito.

A partir disso, cabe ao Centro realizar os ajustes necessários para OLFS em relação aos dois principais fatores que afetam o lançamento suborbital, de foguete não guiado, lançado a partir de Lançador com rampa inclinada: o cálculo do ajuste do lançador e a identificação do comportamento atmosférico por onde o foguete translada próximo a região do CL.

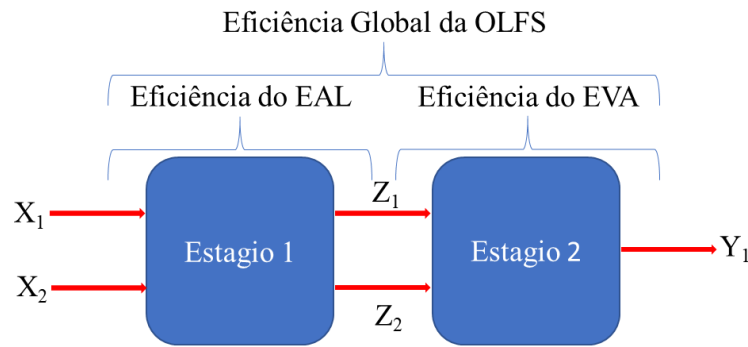
O Estágio de Ajuste do Lançador (EAL) é o primeiro estágio da OLFS no modelo NDEA adotado nesta pesquisa e tem por finalidade mensurar um VB unitário hipotético atuando diretamente sobre toda trajetória de voo. As variáveis de *input* utilizadas para isso são intensidade do vento (X_1) e direção do vento (X_2). As variáveis de saída desse estágio são as

variações em azimute (Z_1), obtidas pela variação modular entre o AZIc e o Azimute Nominal (AZI_N) de cada voo, e variações em elevação (Z_2), obtidas pela variação modular entre a ELVc e a Elevação Nominal (ELV_N) de cada voo.

Uma vez coletado o Alcance medido pelo sistema de rastreamento do CL no PRFS, esse valor é utilizado indiretamente no segundo estágio, denominado Estágio do Voo Atmosférico (EVA), pois ele é comparado com o valor nominal, a fim de calcular a variação modular do desvio em alcance. Como essa variação é um fator indesejável na OLFS (o ideal é que o foguete caia no PIn), utiliza-se o seu inverso como produto da OLFS, representado na amostra pela variável Y_1 .

Na Figura 20, é apresentado um esquema do modelo Network DEA a ser utilizado neste trabalho, onde o estágio 1 representa o EAL e o estágio 2 representa o EVA. A eficiência global será em relação ao inverso da variação do alcance obtido pelo voo de cada lançamento.

Figura 20 - Esquema do modelo NDEA proposto



Fonte: elaborado pelo autor

Para a resolução do problema, será adotado a modelagem matemática de Kao e Hwang (2008) para solução do problema, visto que essa modelagem estabelece as formulações para cálculos da eficiência global e por estágio por meio de um método multiplicativo. O modelo linear, após aplicação da transformação de Charnes e Cooper (1962), para obtenção da eficiência global é apresentado na Equação 4.

$$e_{j_0}^o = \max \sum_{r=1}^s u_r y_{r_0}$$

s.t.

$$\sum_{i=1}^m v_i x_{i_0} = 1$$

$$\sum_{d=1}^D w_d z_{dj} - \sum_{i=1}^m v_i x_{ij} \leq 0$$

$$\sum_{r=1}^s u_r y_{rj} - \sum_{d=1}^D w_d z_{dj} \leq 0$$

$$v_i, w_d, u_r \geq \varepsilon, i = 1, \dots, m; d = 1, \dots, D; r = 1, \dots, s. \quad (4)$$

Em que:

x_{ij} = inputs do primeiro estágio;

z_{ij} = output do primeiro estágio e input do segundo estágio (link);

y_{ij} = output do segundo estágio;

v_i, w_d, u_r = pesos para input, link e output, respectivamente;

ε = infinitesimal não-Archimedeano

As eficiências por estágio podem ser simplificadas conforme Equações 5, 6 e 7, em que u_r^* e w_d^* são os pesos ótimos calculados para o *output* e variáveis intermediárias, respectivamente.

$$e_0 = \sum_{r=1}^s u_r^* y_{r0} \quad (5)$$

$$e_0^1 = \sum_{d=1}^D w_d^* z_{d0} \quad (6)$$

$$e_0^2 = \frac{e_0}{e_0^1} \quad (7)$$

Apesar da competência do modelo criado, Kao e Hwang (2008) questionaram a sua efetividade quando se tratava do desempenho dos estágios. Os autores acreditavam na possibilidade dos multiplicadores ótimos não serem únicos, conseqüentemente, a decomposição do modelo em dois estágios também não apresentaria unicidade.

Uma solução seria encontrar o conjunto de multiplicadores que maximiza o estágio, mantendo a pontuação geral da eficiência global calculada (KAO e HWANG, 2008). Por isso, os autores determinaram também formulações para a maximização de cada estágio, a fim de verificar a existência de oscilações no desempenho.

Quadro 8 - Eficiência máxima e mínima por estágio

Estágio 1	Estágio 2
Eficiência máxima	
$e_0^{1+} = \max \sum_{d=1}^D w_d z_{d0}$ <p>s.t.</p> $\sum_{i=1}^m v_i x_{i0} = 1$ $\sum_{r=1}^s u_r y_{r0} = e_0^{centralized}$	$e_0^{2+} = \max \sum_{r=1}^s u_r y_{r0}$ <p>s.t.</p> $\sum_{d=1}^D w_d z_{d0} = 1$ $\sum_{r=1}^s u_r y_{r0} = e_0^{centralized} \sum_{i=1}^m v_i x_{i0}$

$\sum_{d=1}^D w_d z_{dj} \leq \sum_{i=1}^m v_i x_{ij}$ $\sum_{r=1}^s u_r y_{rj} \leq \sum_{d=1}^D w_d z_{dj}$ $v_i \geq \varepsilon, i = 1, \dots, m;$ $w_d \geq \varepsilon, d = 1, \dots, D;$ $u_r \geq \varepsilon, r = 1, \dots, s$	$\sum_{d=1}^D w_d z_{dj} \leq \sum_{i=1}^m v_i x_{ij}$ $\sum_{r=1}^s u_r y_{rj} \leq \sum_{d=1}^D w_d z_{dj}$ $v_i \geq \varepsilon, i = 1, \dots, m;$ $w_d \geq \varepsilon, d = 1, \dots, D;$ $u_r \geq \varepsilon, r = 1, \dots, s$
Eficiência mínima	
$e_0^{1-} = e_0^{Centralized} / e_0^{2+}$	$e_0^{2-} = e_0^{Centralized} / e_0^{1+}$

Fonte: Adaptado de Kao e Hwang, 2008.

O Quadro 8 sintetiza as equações utilizadas para obtenção da eficiência máxima e mínima de cada processo. Tendo em vista a possível flexibilidade na eficiência dos estágios, Zhou *et al.* (2013) complementaram o modelo de Kao e Hwang (2008) ao aplicar a teoria de Nash (1950, 1953) e desenvolveram o jogo de negociação de Nash para cálculo de uma eficiência justa para os estágios. Isso ocorre porque em alguns casos há uma disputa entre as etapas de um sistema para obtenção do melhor valor de eficiência.

As eficiências mínimas alcançáveis para os dois estágios funcionam como o ponto de ruptura e a decomposição única da barganha da eficiência geral é obtida posteriormente (ZHOU *et al.*, 2013). A dissecação da eficiência ideal é apresentada como o produto principal da pesquisa de Zhou *et al.* (2013), em que se pode calcular a eficiência ótima e única para os estágios por meio das Equações 8 e 9.

$$e_1^* = \sqrt{e_1^- e_1^+} \quad (8)$$

$$e_2^* = \sqrt{e_2^- e_2^+} \quad (9)$$

Neste estudo, foi utilizado o jogo de negociação de Nash para averiguar a flexibilidade de soluções para os estágios 1 e 2, uma vez que, devido à natureza do processo de lançamento e variáveis empregadas, tem-se a chance de obtenção de diferentes valores ótimos para o estágio de EAL e o estágio de EVA da OLFS.

CAPÍTULO 6 - O FOGUETE DE TREINAMENTO BÁSICO: ESPECIFICAÇÕES TÉCNICAS E AMBIENTAIS

Este capítulo tem como objetivo apresentar o Veículo AV-FTB, ou simplesmente FTB, que é o instrumento objeto das simulações e avaliações na presente pesquisa e seu sistema de lançamento de veículo aeroespacial, Sistema AV-FTB, assim como descrever as características técnicas gerais e balísticas do veículo, e as condições ambientais de lançamento para Veículo FTB. Nesses tópicos, também são apresentados os dados para determinar os parâmetros de segurança de voo para o lançamento do FTB na região do campo de lançamento.

6.1 SISTEMA DE LANÇAMENTO DE VEÍCULO AEROESPACIAL AV-FTB

Para que o FTB execute seu objetivo principal de realizar o voo atmosférico conforme pré-determinado, ele está inserido num sistema de lançamento de veículo aeroespacial denominado Sistema AV-FTB. Para realizar o lançamento do FTB, esse sistema é composto dos seguintes subsistemas:

- I. Veículo FTB: é o veículo propriamente dito, que utiliza propelente sólido e é estabilizado aerodinamicamente por quatro empenas envolventes.
- II. Casulo-Lançador: é o dispositivo (tubo oco) desenvolvido para lançar o veículo FTB, a partir da fixação do tubo no trilho do Lançador no Campo de Lançamento.
- III. Equipamentos Eletrônicos de Suporte em Terra – EGSEs (*Electronic Ground Support Equipment*): tem a função de controlar e gerenciar os comandos enviados ao veículo durante a operação em solo.
- IV. Equipamentos Mecânicos de Suporte em Terra – MGSEs (*Mechanical Ground Support Equipment*): é responsável pela manutenção, transporte e estocagem dos componentes do veículo aeroespacial no Campo de Lançamento.

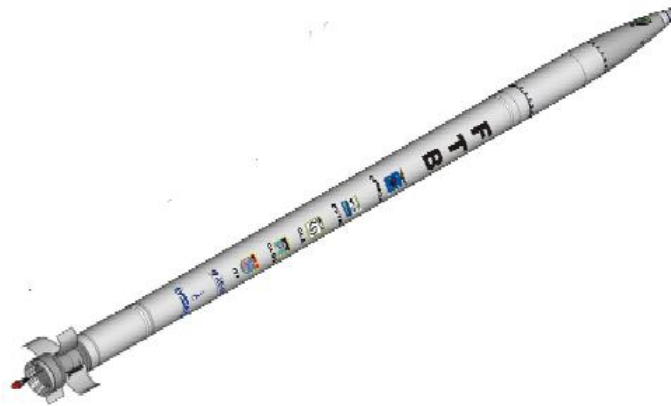
Os dados técnicos-ambientais do veículo estão associados as três fases do projeto do FTB: (1) fase de desenvolvimento e produção (2009 a 2010); (2) fase de qualificação (2011 a 2013), e, (3) a fase de certificação do produto (2014).

A seguir são apresentadas as características técnicas e ambientais do veículo FTB, foco desse estudo, assim como as características do Casulo-Lançador, EGSE e MGSE, que influenciam no lançamento e/ou desempenho do FTB.

6.2 ESPECIFICAÇÕES TÉCNICAS DO FTB

O FTB é composto por duas partes principais: (1) o Motor-Foguete e a (2) Carga Útil. Existem subsistemas associados a essas partes para o uso do foguete como experimento ou para treinamento dos Centros de Lançamentos do Brasil. O foguete FTB é um veículo aeroespacial com empenas retráteis que envolve a tubeira do Motor-Foguete, conforme ilustra a Figura 21.

Figura 21 - Foguete de Treinamento Básico



Fonte: Da Mata, 2017.

O Motor-Foguete utiliza propelente sólido e é estabilizado aerodinamicamente por empenas envolventes do tipo “*wrap-around*” que envolve a sua tubeira. O seu grão propelente sólido tipo composite é do tipo moldado e contém uma seção estrelada para assegurar uma combustão uniforme durante a queima. Isso requer que durante o manuseio dos foguetes, deve ser tomado cuidado para evitar que o grão propelente seja danificado.

Isso pode causar aumento irregular da pressão interna durante a queima do propelente, resultando na explosão do motor. No FTB as empenas se abrem ao deixarem o Casulo-Lançador e sua principal função é estabilizar aerodinamicamente o voo do veículo.

A Carga Útil é dividida na seção de redes elétricas e na seção de experimentos. O principal componente da seção de redes elétricas é o conector umbilical, que faz a conexão dos equipamentos da Carga Útil com os equipamentos de solo e de experimentos.

Na seção de experimentos, a antena transmite os dados para a estação em solo através de sinais de radiofrequência (RF). Na antena há um sensor LDR (*Light Dependent Resistor*), cuja finalidade é medir a rotação do foguete. No FTB, o LDR é operacional somente no período diurno, visto que é um sensor sensível a luz solar, e, para uma melhor obtenção do resultado de telemetria, recomenda-se serem evitados lançamentos com apontamento direto para o sol, uma vez que os lançamentos ocorrerão principalmente com ângulo de elevação entre 74° e 82° (AVIBRAS, 2014).

O Quadro 9 apresenta os principais parâmetros técnicos do FTB como veículo aeroespacial suborbital.

Quadro 9 - Principais especificações nominais do FTB

Parâmetro	Características
Objetivo da Missão	Suborbital
Sistema de Controle	Não Guiado
Número de estágios	Monoestágio
Propulsão do Motor-foguete	Propelente Composite sólido
Massa da carga útil	5 kg
Massa total	68 kg
Peso Total	68,3 kgf
Calibre Nominal	127 mm
Cumprimento Total	3,050 m
Temperatura de Operação	-15°C a +65°C
Apogeu máximo	~32 km
Alcance máximo	~35 km
Antena de telemetria e sensores	Na faixa de Banda S
Pressão de referência (*)	0,958533 kgf/cm ²

Fonte: Avibras, 2014.

* Para a localização geográfica do CLBI.

Esses dados são gerais para o lançamento do FTB que devem ser considerados pelo Campo de Lançamento. O apogeu e alcance veículo variam principalmente de acordo com a elevação aplicado ao Lançador do foguete na hora do lançamento e com o impulso total alcançado pela queima do propelente do foguete. A massa da carga útil é limitada a 5 kg, logo se o veículo não tiver esse experimento, ou se essa massa for superior a 5 kg, ocasionará alteração no peso total do veículo e, por consequência, altera o apogeu e alcance do FTB.

6.3 CONDIÇÕES AMBIENTAIS PARA LANÇAMENTO DO FTB

Um dos três macros parâmetros para o lançamento de veículos espaciais é “Condições do Ambiente Terrestre (Climáticos) na Região do Campo de Lançamento”, logo, deve-se ser conhecida as condições ambientes que o foguete foi projetado para ser utilizado, de modo que o Campo de Lançamento escolhido seja apropriado para o lançamento do veículo aeroespacial.

O FTB foi projetado para atuar de dia e de noite, em temperatura ambiente não superior a 58° C, com irradiação inferior a 112 mW/cm² e em chuva moderada até o limite de 10 mm/h (AVIBRAS, 2014).

Para voos balísticos de veículos suborbitais, o principal parâmetro ambiental de restrição ao voo são as condições do regime de vento que o foguete suporta, pois a intensidade de vento muito alta ou rajadas repentinas podem deslocar do Ponto de Impacto (PI) predefinido, visto que nesse tipo de voo o foguete é estabilizado aerodinamicamente. Isso pode ocasionar a

queda do foguete em áreas e edificações habitadas, logo pode proporcionar perda de vidas e dano a edificações de dentro e de fora do Campo de Lançamento.

Os limites de intensidade dos ventos de superfície e dos ventos balísticos para o FTB até 2010, fase de desenvolvimento e produção, foram de até 10 m/s, já entre 2011 e 2013, fase de qualificação do veículo, e a partir de 2014, ano de certificação do foguete FTB, eles foram estabelecidos para cada ângulo de elevação implementado ao Lançador (AVIBRAS, 2010; AVIBRAS, 2014).

Os ventos de superfície influenciam principalmente na fase propulsada do foguete. Já o vento balístico representa o voo atmosférico como um todo. Para o FTB, o limite do vento de superfície é limitado a 15 m/s até a elevação de 84°, depois sofre redução de acordo com SVO do Centro. O limite do vento balístico é 15 m/s até 80° de elevação, porém de 81° até 84° essa tolerância diminui a 10 m/s no vento balístico lateral e 13 m/s no vento balístico frontal (AVIBRAS, 2014).

O segundo macro parâmetro a ser observado no lançamento de foguetes espaciais é a “Estrutura do Lançador do Foguete”. No caso do FTB, ele é lançado a partir de um Lançador com rampa de acoplamento. Na rampa, há um tubo acoplado, denominado Casulo-Lançador, que foi desenvolvido para lançar especificamente o FTB. O Casulo-lançador predispõe de garras para fixação no trilho do Lançador de porte médio e é reutilizável, sendo projetado para 50 lançamentos e suporta um foguete a cada lançamento.

O Casulo-Lançador é capaz de operar em uma faixa de temperatura entre -15°C a + 65°C, em condições climáticas adversas como chuva, em locais com areia em suspensão e/ou salina, em lugares de alta concentração de umidade (AVIBRAS, 2010; AVIBRAS, 2014). As condições ambientais influenciam não só a operação do veículo aeroespacial, como também sua vida útil de seus componentes.

CAPÍTULO 7 - CONDIÇÕES DO AMBIENTE TERRESTRE (CLIMÁTICOS) NA REGIÃO DO CAMPO DE LANÇAMENTO DA BARREIRA DO INFERNO

O CLBI está localizado aproximadamente na latitude 5,92°S e longitude 35,16W, na microrregião potiguar de Natal, entre os municípios de Natal e Parnamirim, na mesorregião do Leste Potiguar, no estado do Rio Grande do Norte (RN) do Nordeste do Brasil. Essa localização requer um estudo de climatologia da circunregião do Campo de Lançamento e um mais específico do regime dos ventos dessa região, visto que esse parâmetro é o que afeta o lançamento de foguetes suborbitais.

7.1 CONDIÇÕES CLIMÁTICAS GERAIS DA CIRCUNREGIÃO DO CLBI

O Brasil possui uma grande extensão em latitude, por isso apresenta diferentes climas que variam do equatorial (úmido e semiúmido), predominante na região Norte; tropical, predominantes nas regiões Centro-oeste, Nordeste e Sudeste, e o subtropical, predominante na região Sul.

O clima tropical abrange praticamente toda a costa brasileira, desde o Maranhão, estendendo-se no sentido sul até partes de São Paulo e para oeste até Mato Grosso e Mato Grosso do Sul, inclui partes do Nordeste e estados centrais como Goiás e Tocantins. De modo geral, as chuvas nesse clima têm sazonalidade bem definida com predominância de estação seca de 4-5 meses (abril-setembro) e chuvosa (novembro-março) (AMARANTE et al, 2001).

Entretanto, há sistemas atmosféricos de grande escala, mesoescala e microescala que produzem chuvas no Nordeste do Brasil (NEB), sendo os sistemas de grande escala responsáveis pela maior parte da precipitação observada no RN (DINIZ e PEREIRA, 2015; SCHMIDT, 2014). O Quadro 10 apresenta a síntese da classificação proposta por Diniz e Pereira (2015) para uma nova climatologia do RN.

Quadro 10 - Classificação das diferenciações climáticas no domínio dos climas quentes presentes no RN.

Subdomínios Climáticos	Variedades Climáticas	Tipo Climático
Úmido	De 3 meses secos	Tropical de Nordeste Oriental
Semiúmido (subúmido)	De 4 a 5 meses secos	
Semiárido	Brando de 6 meses secos	
	Moderado de 7 a 8 meses secos	
Semiárido	Brando de 6 meses secos	Tropical de Zona Equatorial
	Moderado de 7 a 8 meses secos	
	Forte de 9 a 10 meses secos	

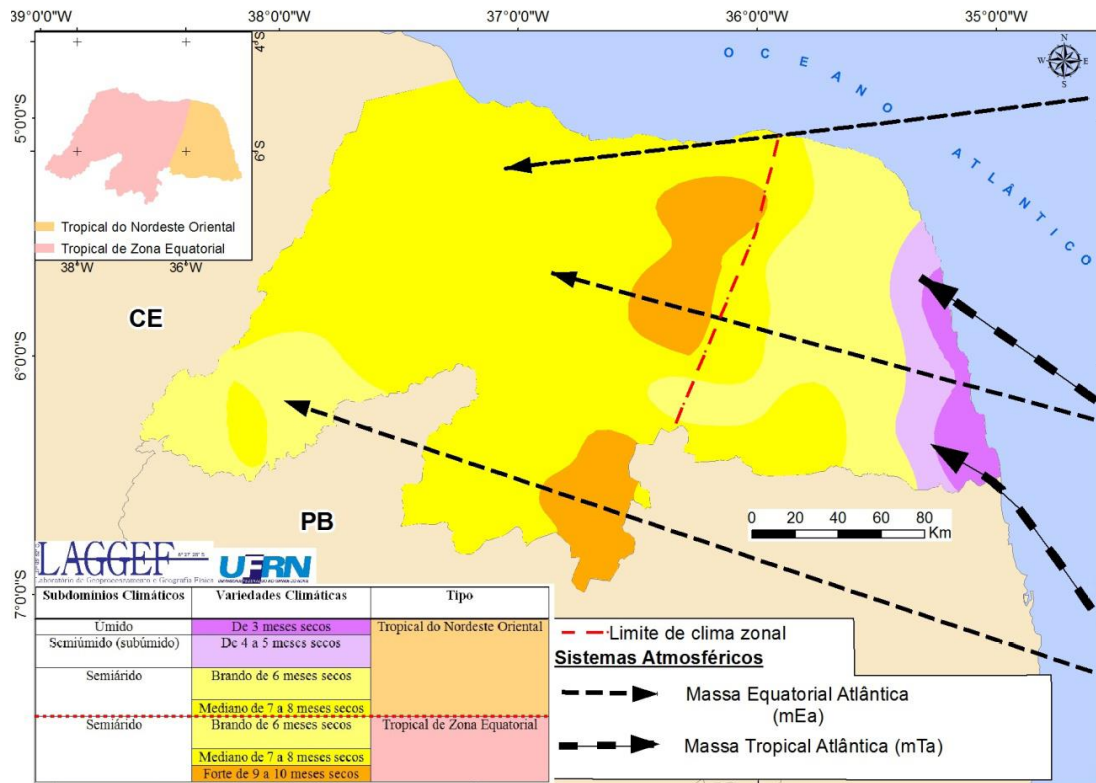
Fonte: Diniz e Pereira (2015) a partir de Nímer (1979)

Os padrões do sistema de circulação atmosférica de grande escala determinam basicamente dois tipos climáticos no RN: o Clima Tropical de Zona Equatorial (CTZE) e o Clima Tropical do Nordeste Oriental (CTNO) (DINIZ e PEREIRA, 2015).

O principal sistema de grande escala responsável por precipitações pluviométricas no RN é a Zona de Convergência Intertropical (ZCIT) (DINIZ e PEREIRA, 2015; SCHMIDT, 2014), visto que frentes frias não ocorrem em território potiguar. Além do mais, é nessa zona que ocorre a confluência das Massas Equatoriais do Atlântico Norte e Sul, que adentram no RN uma massa de ar unificada denominada Massa Equatorial Atlântica (mEa). Além disso, os persistentes alísios de sudeste são responsáveis tanto pelas incursões constantes da Massa Tropical Atlântica (mTa), quanto da mEa nessa região.

A Figura 22 apresenta a tipologia proposta Diniz e Pereira (2015).

Figura 22 - Mapa dos tipos e variedades climáticas do Rio Grande do Norte.



Fonte: Diniz e Pereira (2015) adaptado de SUDENE (1990)

Nesse contexto, a ação da ZCIT é responsável pela maioria da precipitação registrada na região do RN, principalmente no primeiro semestre do ano. Na área do Clima Tropical de Zona Equatorial (CTZE), a ZCIT é responsável pela maior parte das chuvas registradas e o quadrimestre mais chuvoso é de fevereiro a maio. Já na área do Clima Tropical do Nordeste Oriental (CTNO), unido aos efeitos da ZCIT, os sistemas de mesoescala também tem papel relevante nos totais pluviométricos anuais desse clima.

No RN, segundo Diniz e Pereira (2015), os sistemas de mesoescala que mais influenciam o CTNO são:

- *Maritimidade*: principalmente entre março e maio, onde precipita em média 690 mm em Natal, no litoral oriental do estado, enquanto em São Paulo do Potengi a 64 km de Natal, a média nesses mesmos três meses não chega a 390 mm/ano.
- *Perturbações Ondulatórias no Campo dos Alísios (POA)*, ou Distúrbios Ondulatórios de Leste ou simplesmente “ondas de leste”; ocorrem entre março e maio (originárias da África) e entre junho e agosto (originária do Atlântico Sul), que ocorrem graças à penetração profunda de sistemas frontais do Hemisfério Norte (HN), em latitudes equatoriais.

Os outros sistemas de mesoescala (DINIZ e PEREIRA, 2015; SCHMIDT, 2014) que influenciam no RN tanto o CTZE, quanto o CTNO são:

- *Os complexos convectivos*; produzem chuvas isoladas em todo o RN e que se formam devido às condições locais favoráveis (temperatura, relevo, pressão etc.) associadas as circulações orográficas de cada microrregião do estado.
- *Vórtices Ciclônicos de Altos Níveis (VCAN)*; produzem chuva em qualquer parte do estado, além de nuvens de chuva em sua periferia e ar seco em seu centro, que culminam em áreas de altas pressões locais e temporárias. Eles se originam no Atlântico, porém avançam por todo interior do Nordeste.
- *Brisas marinhas e terrestres*; a brisa marítima carrega umidade do oceano para o interior do continente até distâncias de cerca de 300 km e é o principal responsável pelas precipitações no sentido leste-oeste; as brisas terrestres provenientes de sul, de sudeste ou de sudoeste, afastam os ventos sinóticos da costa (Alísios de sudeste), afastando as nuvens de chuva da costa, provocando precipitação pluviométrica sobre o Atlântico, que proporciona uma baixa precipitação na região setentrional e um aumento pluviométrico na região oriental do RN, além de ser responsável pela precipitação noturna no litoral oriental do estado.

Dentre os sistemas de microescala, as circulações orográficas são as que possuem maior influência na distribuição da precipitação média anual no RN, pois esses mecanismos são diretamente controlados por dois fatores geográficos do clima: o relevo (e sua posição em relação aos ventos predominantes) e a altitude (DINIZ e PEREIRA, 2015; SCMIDT, 2014).

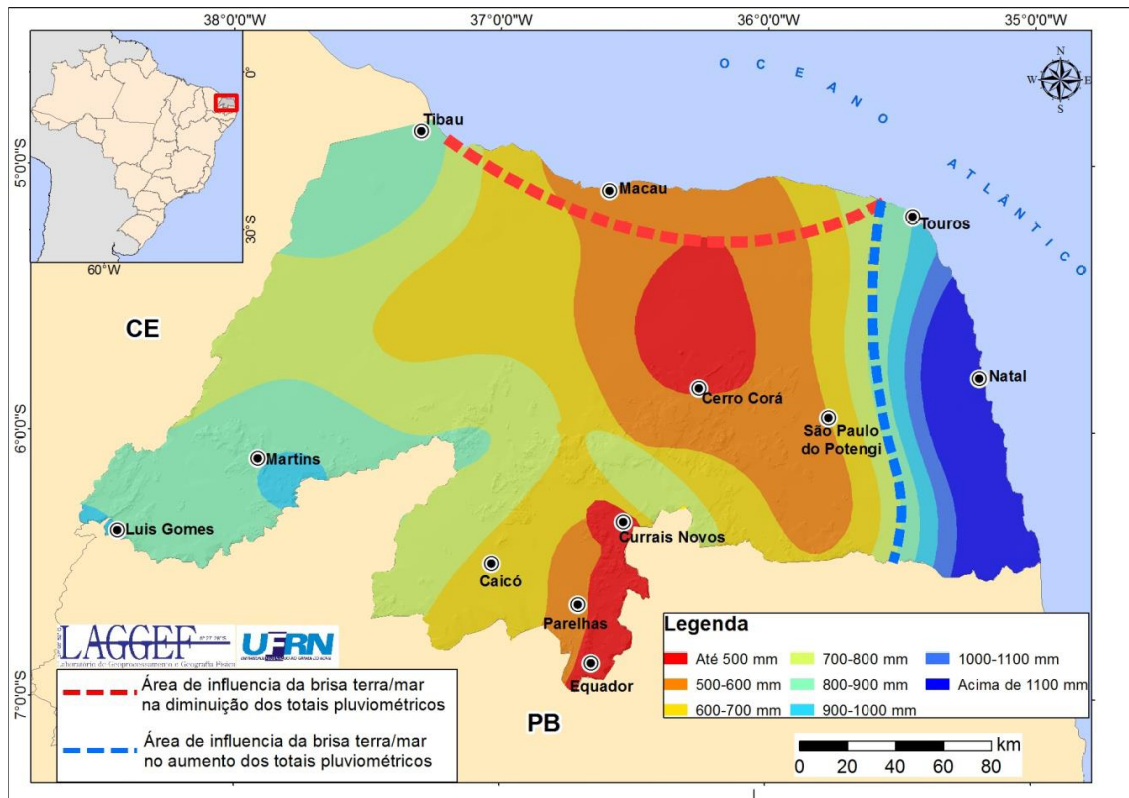
Dentre os acidentes geográficos do RN, o planalto da Borborema na região do Agreste Potiguar, que se estende além do RN nos estados da Paraíba, Pernambuco e Alagoas, exerce a

maior influência na precipitação nas regiões de alto relevo potiguar, no sentido de sudeste-nordeste, nas serras e chapadas das mesorregiões do Agreste, Central e Oeste potiguar.

Nesse contexto, para Diniz e Pereira (2015), as médias pluviométricas do RN tendem a ser mais elevadas na parte oriental, na zona de CTNO, por influência da maritimidade e de sua posição frontal à rota de migração dos sistemas causadores de chuvas que provêm de leste (ZCIT e as POA). Além disso, os constantes alísios de sudeste são responsáveis pelas incursões frequentes da Massa Tropical Atlântica (mTa) e da Massa Equatorial do Atlântico (mEa) na parte oriental (ver figura 22).

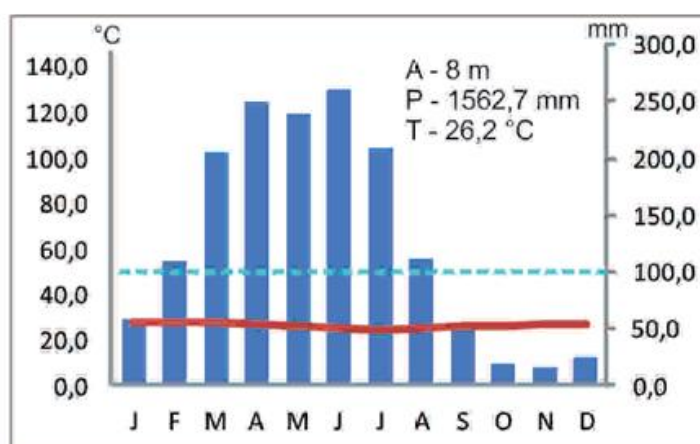
Já na região mais a sudoeste do estado, dentro da zona de CTZE, os totais médios mais elevados são devido a presença de maiores altitudes, como por exemplo, nas serras de Martins (1106,8 mm/ano) e de Luiz Gomes (929,6 mm/ano). Ver Figura 23.

Figura 23 - Mapa de isoietas do Rio Grande do Norte.



Fonte: Diniz e Pereira (2015) adaptado de SUDENE (1990)

Através da análise do climograma ombrotérmico da cidade de Natal fornecido por Diniz e Pereira (2015) ilustrado na Figura 24, constata-se que a microrregião de Natal, constituída pelos municípios de Extremoz, Natal e Parnamirim, possui apenas três meses de estação seca (outubro, novembro e dezembro), que equivalem a primavera no hemisfério sul, e apresentam índices pluviométricos com média mensal abaixo de 50 mm.

Figura 24 - Climograma ombrotérmico de Natal.

Fonte: Diniz e Pereira (2015)

■ Temperatura (T) média anual em graus celsius; ---- Precipitação (P) média anual em mililitros (mm).
Meses do ano codificados com a primeira letra em Maiúscula e em sequência de janeiro a dezembro.

O conceito de mês seco aplicado foi preconizado por Bagnouls e Gausson (1953, *apud* DINIZ e PEREIRA, 2015), que considera mês seco aquele em que o total das precipitações (P), em milímetros, é igual ou inferior ao dobro da temperatura (T) média, em graus celsius, ($P \leq 2T$).

Nessa microrregião, a estação chuvosa se prolonga desde janeiro até setembro, meses equivalentes ao verão, outono e inverno do hemisfério meridional, sobretudo devido a influência da:

- i. ZCIT, durante todo esse período;
- ii. Maritimidade e a POA originárias da África, nos meses de março até maio;
- iii. POA de provenientes do Atlântico Sul, nos meses de junho até agosto.

O trimestre mais chuvoso da região ocorre de abril a junho (outono do hemisfério sul), com chuvas predominantes de outono-inverno. Além disso, Natal está na região do Leste Potiguar com média anual pluviométrica superior a 1100 mm (ver Figura 5.1b) com precipitação anual média de 1562,7 mm e temperatura média anual de 26,2°C (ver Figura 5.1c).

Diante desse contexto, pode-se caracterizar o clima presente nesta microrregião de Natal do Leste Potiguar, como de Clima quente e úmido, do tipo Tropical do Nordeste Oriental, subdomínio úmido, com três meses de seca. Nesse clima que o CLBI está inserido.

Dentre os parâmetros das condições do ambiente terrestre, o regime dos ventos na região é o fator que mais influência no lançamento de foguetes suborbitais, por esse motivo um estudo mais detalhado sobre o regime de ventos da circunregião do CLBI será apresentado.

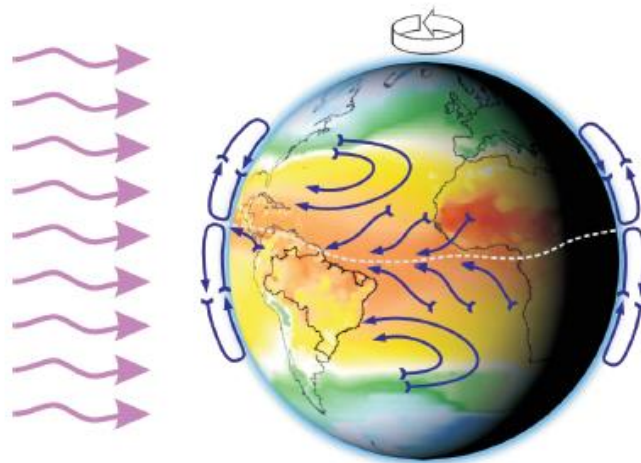
7.2 REGIME DE VENTOS DA CIRCUNREGIÃO DO CLBI

O regime de ventos da região onde se encontra o CLBI é o parâmetro do ambiente terrestre que mais influência nos voos suborbitais que partem desse Campo de Lançamento, por isso é essencial conhecê-lo. Para isso, precisa-se conhecer a distribuição geral dos ventos sobre o Brasil a fim de se adentrar nessa região.

De modo geral, a distribuição dos ventos sobre o Brasil é controlada pelos aspectos da circulação geral planetária da atmosfera terrestre próxima e por sua extensão continental de norte a sul e de leste a oeste, pois o país se localiza entre as latitudes 5°N e 35°S, e entre as longitudes 35°W e 75°W, conforme se observa na Figura 25.

Dentre esses aspectos, destacam-se os sistemas de alta pressão Anticiclone Subtropical do Atlântico Sul, ou Alta Subtropical do Atlântico Sul (ASAS), e da Alta Subtropical Atlântico Norte e a faixa de baixas pressões da Depressão Equatorial. (AMARANTE et al, 2001)

Figura 25 - Circulação geral dos ventos no Brasil



Fonte: AMARANTE et al, 2001.

A localização da Depressão Equatorial se distribui no sentido de oeste a leste ao longo da região Norte do Brasil e sobre o Oceano Atlântico adjacente a essa região (linha tracejada na Figura 25). Essa faixa de localização e orientação coincide com a Bacia Amazônica no Brasil, onde ocorre uma faixa persistente de baixas pressões.

Essa Depressão Equatorial caracteriza-se por uma zona de pequenos gradientes de pressão e ventos fracos. Outra característica marcante dessa depressão é que ao seu Norte os ventos são predominantes na direção de leste a nordeste, todavia, ao seu Sul os ventos são predominantes na direção de leste a sudeste, entre a Depressão Equatorial e a ASAS, cuja posição geográfica média anual fica próxima a 30°S e 25°W.

Esse aspecto geral de circulação atmosférica proporciona predominâncias de ventos de leste ou nordeste sobre o território brasileiro ao norte da Bacia Amazônica e no seu litoral nordeste. Ao longo da Depressão Equatorial, os ventos próximos à superfície são geralmente fracos, porém aumentam de intensidade ao norte e ao sul dessa faixa.

Já a extensão entre a Depressão Equatorial e a latitude de 10°S é dominada pelos ventos alísios de leste a sudeste (ver Figura 25). Ao sul da latitude 10°S, até o extremo sul do Brasil, predomina-se os efeitos ditados pela dinâmica entre o centro de alta pressão Anticiclone Subtropical Atlântico Sul (ASAS), os deslocamentos de massas polares e a Depressão do Nordeste da Argentina (centro de baixas pressões a leste dos Andes) (AMARANTE et al, 2001).

A partir dessas características de regime de ventos, o Brasil é organizado em sete regiões geográficas segundo seu potencial eólico (AMARANTE et al, 2001) e são enumerados a seguir: (1) Bacia Amazônica Ocidental e Central; (2) Bacia Amazônica Oriental; (3) Zona Litorânea Norte-Nordeste; (4) Zona Litorânea Nordeste-Sudeste; (5) Elevações Nordeste-Sudeste; (6) Planalto Central; (7) Planaltos do Sul. (ver Figura 26).

(1) A Bacia Amazônica Ocidental e Central (BAOC):

- *Localização*: estende-se aproximadamente entre as latitudes 5°N e 10°S e longitudes 55°W e 70°W.
- *Velocidades médias anuais de vento a 50m de altura*: são inferiores a 3,5m/s.
- *Característica predominante*: o escoamento atmosférico predominante de leste (alísios) é bastante reduzido pelo atrito de superfície associado à longa trajetória sobre florestas densas e pelos gradientes fracos de pressão associados à zona difusa de baixas pressões centradas nessa região da Bacia Amazônica.

(2) A Bacia Amazônica Oriental (BAOR):

- ✓ *Localização*: a área continental a partir da longitude 55° W (Santarém, PA) até aproximadamente 100km da costa que se estende entre o Amapá e o Maranhão.
- ✓ *Velocidades médias anuais de vento a 50m de altura*: geralmente inferiores a 3,5m/s
- ✓ *Característica predominante*: a Depressão Equatorial permanece geralmente próxima a essa região, a qual é dominada por ventos alísios de leste a nordeste, na porção norte, e de leste a sudeste, na porção sul. O vento médio anual é geralmente inferior a 3,5m/s devido à proximidade dos gradientes fracos de pressão associados à Depressão Equatorial e ao elevado atrito de superfície causado pela rugosidade da vegetação densa.

(3) Zona Litorânea Norte-Nordeste (ZLNNe):

- *Localização*: na faixa costeira do Brasil, entre o extremo norte da costa do Amapá até a porção do litoral norte-oriental do RN, acima do Cabo de São Roque (RN). Ela adentra cerca de 100 km de largura do litoral ao interior.
- *Velocidades médias anuais de vento a 50m de altura*: na parte norte (litorais do Amapá e Pará) ficam entre 5m/s e 7,5m/s e na parte sul, (litorais do Maranhão, Piauí, Ceará e litoral norte-oriental do Rio Grande do Norte) fica entre 6m/s a 9m/s.
- *Característica predominante*: os ventos são controlados basicamente pelos alísios de leste, que se tornam mais fortes à medida que se afastam da Depressão Equatorial, e as brisas terrestres e marinhas, que na parte sul dessa região se acentuam devido aos menores índices de vegetação e de umidade do solo. As maiores velocidades médias anuais de vento estão ao norte do Cabo de São Roque no litoral norte-oriental do RN.

(4) Zona Litorânea Nordeste-Sudeste (ZLNeSe):

- *Localização*: na faixa costeira do Brasil entre o Cabo de São Roque (porção do litoral sul-oriental do RN) até aproximadamente o Estado do Rio de Janeiro com cerca de 100km de largura do litoral ao interior.
- *Velocidades médias anuais de vento a 50m de altura*: decrescem de 8-9 m/s na porção norte (litoral sul-oriental do RN) até 3,5m/s a 6m/s sobre a maior parte da costa nordestina até o Sudeste. A exceção está entre as latitudes 21°S e 23°S (sul do Espírito Santo e nordeste do Rio de Janeiro), com velocidades próximas de 7,5m/s.
- *Característica predominante*: sofre efeitos resultante do bloqueio do escoamento leste-nordeste (causado pelo Anticiclone Subtropical Atlântico Sul) e pelas montanhas a oeste da costa.

(5) Elevações Nordeste-Sudeste (ENeSe):

- *Localização*: nas áreas de serras e chapadas ao longo da costa brasileira, desde o sudoeste do Rio Grande do Norte até o Rio de Janeiro, a distâncias de até 1.000km da costa.
- *Velocidades médias anuais de vento a 50m de altura*: de 6,5m/s até 8m/s nos cumes das maiores elevações da Chapada Diamantina e da Serra do Espinhaço.
- *Característica predominante*: os ventos anuais mais intensos são encontrados nas maiores elevações, onde o efeito de compressão vertical é mais acentuado,

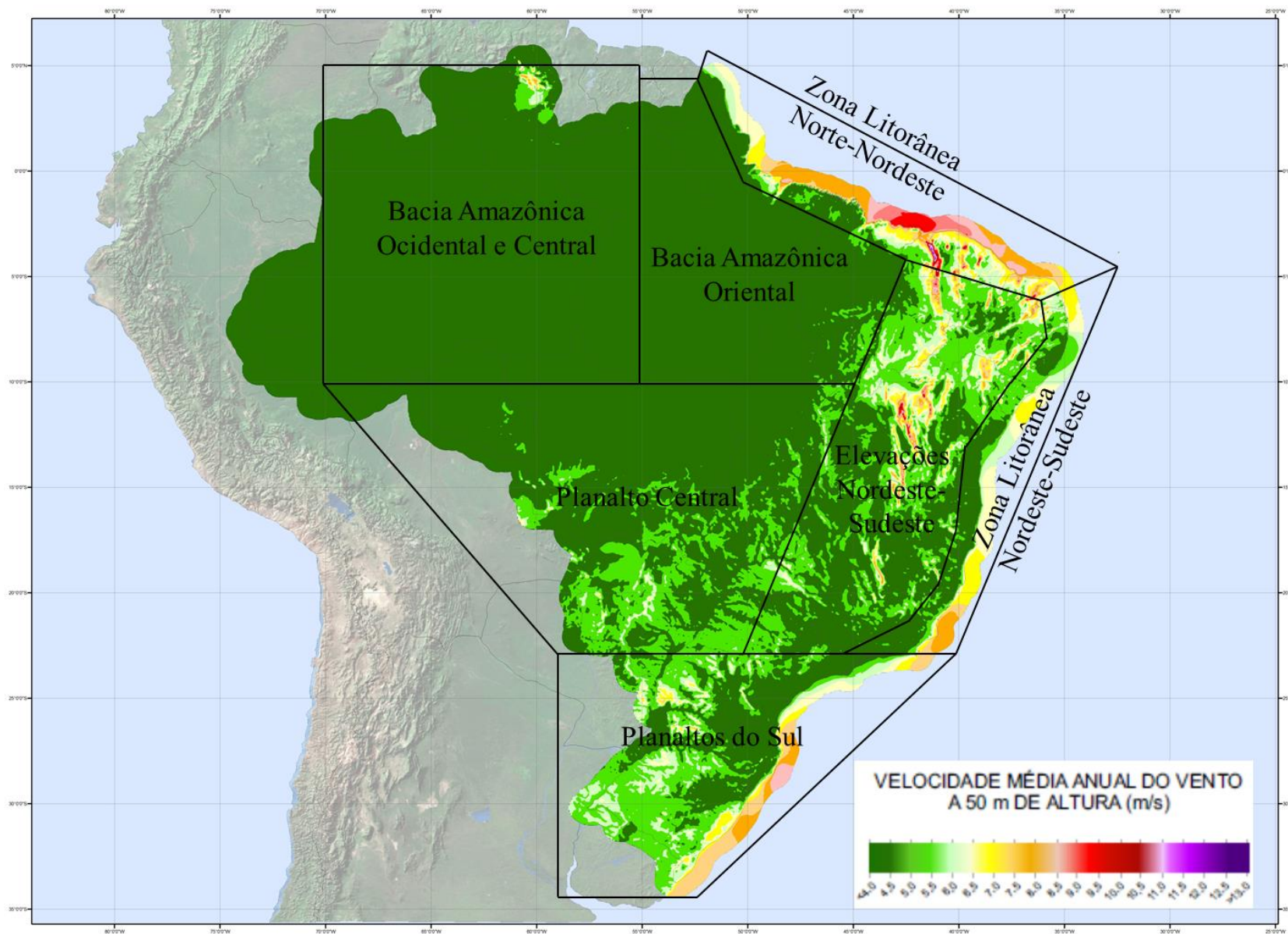
quando ultrapassa a barreira elevada das serras. O escoamento atmosférico leste-nordeste é bastante complexo resultante de uma combinação de fatores como a topografia e o terreno.

(6) Planalto Central (PLAC):

- *Localização*: ao sul da Bacia Amazônica e estende-se desde a margem esquerda da Bacia do Rio São Francisco até as fronteiras com Bolívia e Paraguai.
- *Velocidades médias anuais de vento a 50m de altura*: de 3m/s a 4m/s ao norte da região (limite sul da Bacia Amazônica) e 5m/s a 6m/s na porção sul do extenso planalto.
- *Característica predominante*: é dominada pelo escoamento leste-sudeste em torno do Anticiclone Subtropical Atlântico. A intensidade do escoamento de leste predominante em larga escala aumenta para o sul, onde o gradiente de pressão é mais acentuado e a superfície tem menor rugosidade, pela vegetação menos densa.

(7) Planaltos do Sul (PLAS):

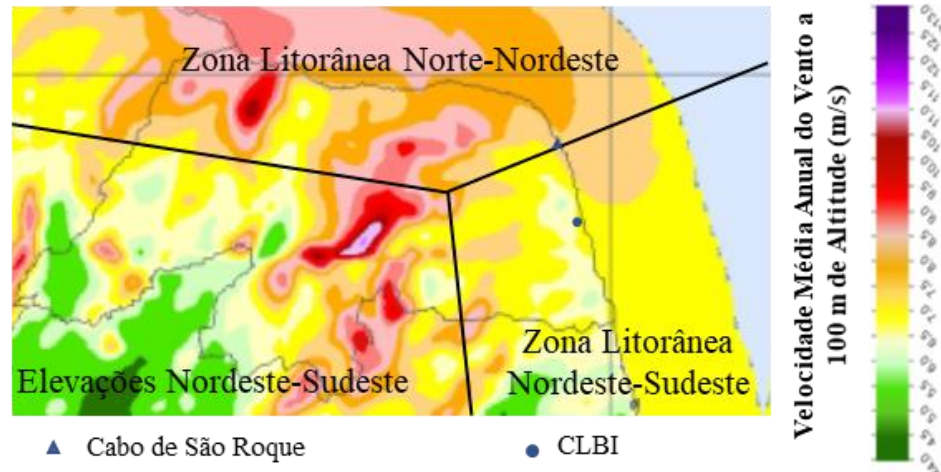
- *Localização*: aproximadamente de 24°S (São Paulo) até os limites ao sul do Rio Grande do Sul.
- *Velocidades médias anuais de vento a 50m de altura*: médias anuais de 5,5m/s a 6,5m/s; nas maiores elevações montanhosas do continente e em planaltos de baixa rugosidade chega a 7m/s e 8m/s; no litoral Sul superiores a 7m/s.
- *Característica predominante*: o escoamento atmosférico é determinado pela Depressão do Nordeste da Argentina, área quase permanente de baixas pressões, geralmente estacionária ao leste dos Andes e o Anticiclone Subtropical Atlântico. O gradiente de pressão entre a Depressão do Nordeste da Argentina e o Anticiclone Subtropical Atlântico induz um escoamento persistente de nordeste ao longo dessa área.

Figura 26 - Regiões geográficas de distribuição dos ventos no Brasil

Fonte: adaptado de CEPEL (2017)

No contexto do potencial eólico, o RN está na área de limítrofe de três regiões de potenciais eólicos. A Figura 27 apresenta o perfil predominante da velocidade média do vento a 100m de altitude no RN e as três regiões eólicas presentes no estado (CEPEL, 2017).

Figura 27 - Regiões eólicas do RN com perfil de vento a 100 m de altitude.

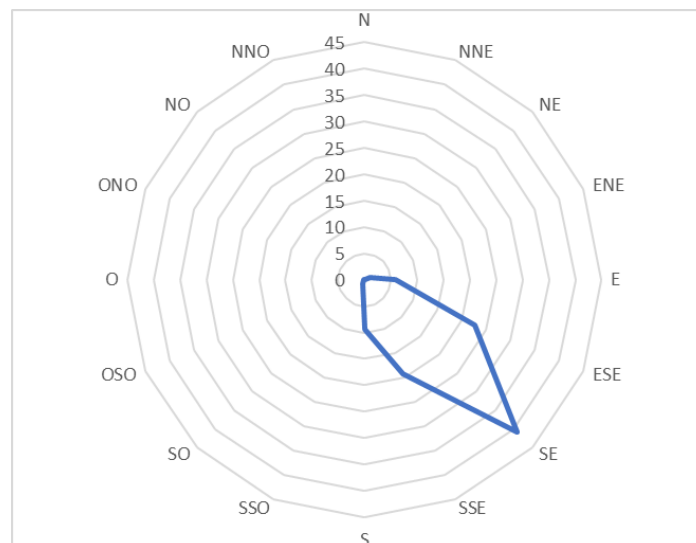


Fonte: Adaptado de CEPEL, 2017.

- (1) ZLNeSe, ao sul do Cabo de São Roque, no litoral sul da região Leste Potiguar, até a Borborema Potiguar, no noroeste da região do Agreste Potiguar;
- (2) ZLNNe, ao norte do Cabo de São Roque, no litoral norte da região Leste Potiguar, e ao norte das regiões Central e Oeste Potiguar, acima da região serrana do RN;
- (3) ENeSe, na região serrana do estado, sul das regiões Central e Oeste Potiguar.

O CLBI está localizado na ZLNeSe, porém a cerca de 60 km ao sul do Cabo de São Roque, ou seja, praticamente na área de transição entre a ZLNNe e da ZLNeSe. Essa localização proporciona as seguintes características na circunregião do CLBI.

Figura 28 - Direção predominante anual da direção dos ventos na circunregião do CLBI



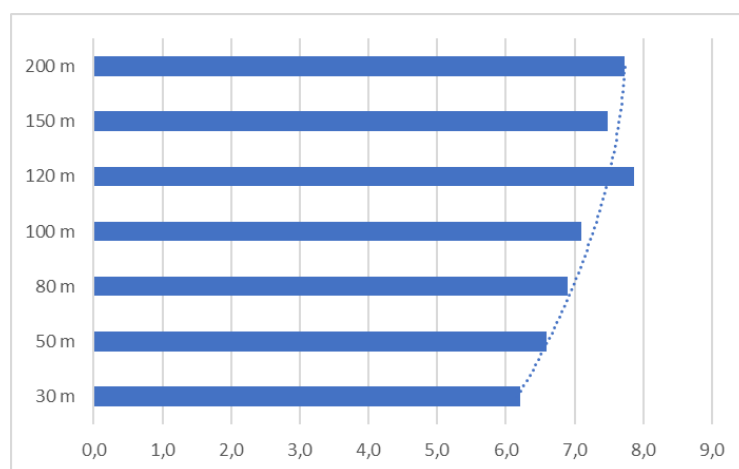
Fonte: CEPEL, 2017.

Quanto a Direção Predominante Anual do Vento (DPAV) em percentuais temos que há predominância de ventos de Sudeste (SE), 40,83% (ver Figura 28) (CEPEL, 2017). Os demais percentuais de permanência de direções são: Norte (N) 0,03%; Nor-nordeste (NNE) 0,02%; Nordeste (NE) 0,1%; És-nordeste (ENE) 1,09%; Leste (E) 5,79%; És-sudeste (ESE) 22,61%; Sul-sudeste (SSE) 19,24%; Sul (S) 9,47%; Sul-sudoeste (SSO) 0,75%; Sudoeste (SO) 0,06%; Oés-sudoeste (OSO) 0,02% (CEPEL, 2017).

Quanto a Intensidade Média Anual dos Ventos por Altitude (IMAVA) (ver Figura 29), temos que essas medições são importantes, pois mostram o comportamento dos ventos de superfície, medidos do solo até 100 m de altitude, e dos ventos de altitude, medidos a partir de 100 m de altitude. Nesta amostra, temos os ventos de superfície medidos a 30 m, 50 m, 80 m e 100 m, já os ventos de altitude medidos são a 120 m, 150 m e 200 m, todos fornecidos por CEPEL (2017).

A Figura 29 apresenta uma tendência polinomial de aumento rápido de intensidade dos ventos de superfície de 30 m a 100 m, de 6,22 m/s para 7,10 m/s, e um vento de altitude com tendência próxima a 8 m/s, com média de 7,70 m/s (CEPEL,2017).

Figura 29 - Velocidade média do vento (m/s) por altitude.

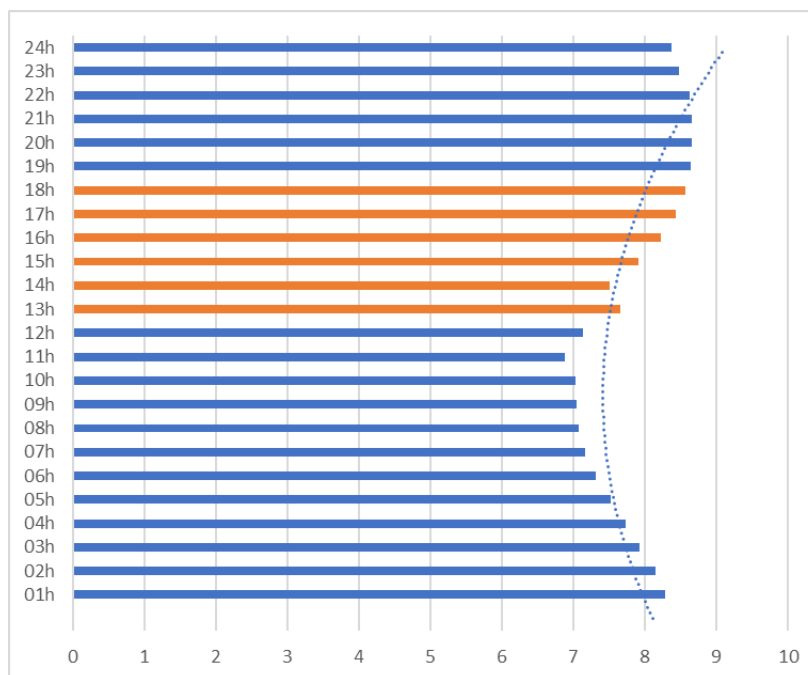


Fonte: CEPEL, 2017.

Quanto a Intensidade Média Anual dos Ventos ao longo do Dia (IMAVD), temos que a variação nesse período indica que os horários de menor intensidade são pela manhã, entre 07:00h e 12:00h, com média em torno de 7 m/s, sofre um aumento gradativo a cada hora no período da tarde, de 13:00h e 18:00h, atingindo média de 8,5 m/s entre 17:00h e 18:00, e a noite atinge velocidades média máxima de 8,66 m/s.

Na Figura 30 é apresentado o perfil de vento médio anual a 100 m de altitude ao longo do dia e sua evolução polinomial no decorrer das horas do dia no ano de 2013 (CEPEL, 2017). As barras em laranja indicam os horários de lançamento do FTB no CLBI.

Figura 30 - Velocidade média anual do vento (m/s) ao longo do dia a 100 m de altitude em 2013.



Fonte: CEPTEL, 2017.

A variabilidade da intensidade do vento ao longo do dia indica que o horário de lançamento (H0) pode variar bastante, para veículos cujo tolerância a intensidade do vento for inferior a 7 m/s, o melhor horário é pela manhã. Já para veículos com tolerâncias superiores a 7 m/s, os melhores horários são pela tarde, início da noite e durante a madrugada.

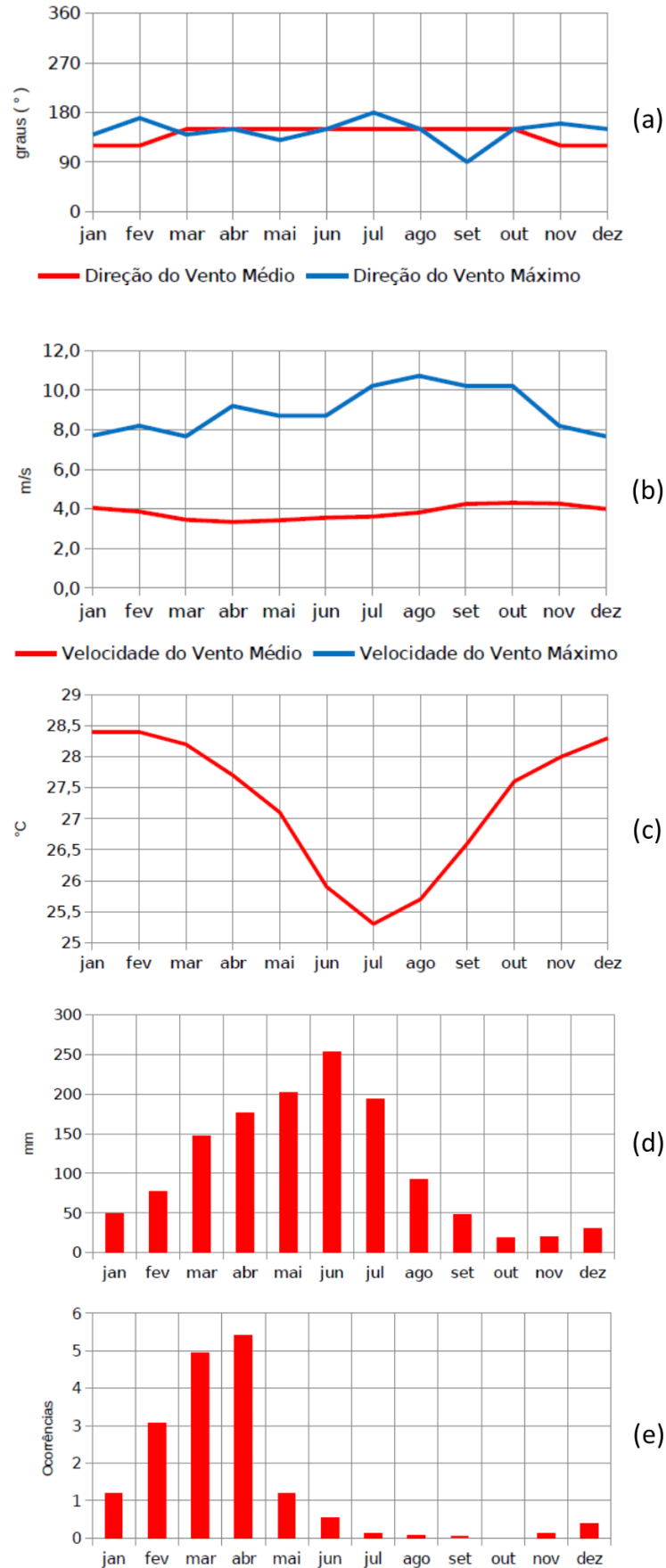
7.3 CLIMATOLOGIA GERAL DO CLBI

O estudo da climatologia da região do Campo de Lançamento (CL) é relevante para os tomadores de decisão da Campanha de Lançamento de Foguetes (CLF), pois através desses parâmetros são estabelecidos o planejamento do Processo de Preparação de Foguetes de Sondagem (PPLF), Processo de Lançamento de Foguetes de Sondagem (PLFS) e Processo de Rastreamento de Foguetes de Sondagem (PRFS).

A Figura 31 apresenta a climatologia do CLBI do período de 1977 a 2018 referente aos fatores: direção (31.a) e intensidade do vento (31.b), temperatura (31.c), precipitação (31.d) e ocorrências de trovoadas (31.e), que são classificados como os principais parâmetros para o lançamento de foguetes de suborbitais.

A variabilidade desses parâmetros deve ser mensurada para que sejam planejados o período para realização da CLF e no dia do lançamento do foguete, sejam tomadas as decisões sobre o prolongamento, ou adiamento, ou cancelamento da cronologia de lançamento.

Figura 31 - Perfil climatológico de vento, temperatura, precipitação e trovoadas do CLBI de 1977 a 2018.



Fonte: SME-CLBI, 2019

Para mensurar a variação da intensidade do vento, o Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) do COMAER utiliza a escala de Beaufort. Ela é utilizada como código meteorológico nas diversas atividades de Meteorologia Aeronáutica do Sistema de Controle do Espaço Aéreo Brasileiro (SISCEAB), conforme normas da Organização Meteorológica Mundial (OMM) (BRASIL, 2018). O Quadro 11 apresenta a escala Beaufort com seus níveis de variação e suas respectivas características.

Quadro 11 - Escala Beaufort do vento.

Número Beaufort	Termo	Intensidade do vento (m/s) à superfície	Característica na terra	Características no mar	Provável altura das ondas(m)
Força 0	Calmo	0 a 0,2	Calmo; fumaças sobem verticalmente	Como um espelho	-
Força 1	Viração	0,3 a 1,5	Direção do vento mostrada por fumaça, mas não por pás eólicas	Pequenas ondas são formadas, mas sem cristas	0,1 (0,1)
Força 2	Brisa Leve	1,6 a 3,3	O vento é sentido na face; movem-se as folhas das árvores e as pás eólicas	Pequenas ondas, porém, mais pronunciadas, as cristas não quebram.	0,2 (0,3)
Força 3	Brisa Suava	3,4 a 5,4	Folhas e pequenos galhos em constante movimento; pequenas bandeiras são estendidas	Ondas maiores, cujas cristas começam a quebrar, apresentando espumas dispersas de aspecto vítreo	0,6 (1)
Força 4	Brisa Moderado	5,5 a 7,9	Poeira e papéis pequenos são levantados; pequenos ramos são movidos	Pequenas ondas, tornando-se maiores, espumas brancas frequentes	1 (1,5)
Força 5	Brisa Fresca	8,0 a 10,7	Pequenas árvores se movem; formam-se pequenas ondas nos lagos artificiais	Ondas moderadas com formas mais pronunciadas, com abundância de espumas e eventuais borrifos	2 (3)
Força 6	Brisa Forte	10,8 a 13,8	Os ramos maiores das árvores se movem; são ouvidos assobios do vento nos fios; guarda-chuvas são utilizados com dificuldade	Ondas grandes começam a se formar; as cristas de espumas brancas estendem-se em todas as partes; aumentam os borrifos	3 (4)
Força 7	Ventania	13,9 a 17,1	Árvores inteiras se movem; é inconveniente andar contra o vento	O mar engrossa; a espuma branca procedente da quebra das cristas começa a ser arrastada na direção do vento	4 (5,5)
Força 8	Temporal	17,2 a 20,7	Quebram-se os galhos das árvores; geralmente não se anda contra o vento	Ondas altas moderadas; das bordas das cristas começam a desprender-se borrifos em forma de redemoinhos; a espuma é arrastada em nuvens brancas na direção do vento	5,5 (7,5)

Força 9	Temporal Forte	20,8 a 24,4	Ocorrem pequenos danos nos edifícios, chaminés e telhas são removidas	Ondas altas; espumas densas arrastadas na direção do vento; as cristas das ondas começam a tombar; a visibilidade é dificultada por borrifos	7 (10)
Força 10	Tempestade	24,5 a 28,4	Raramente ocorre no continente; árvores são arrancadas e ocasionam danos consideráveis nos edifícios	Ondas muito altas, com grandes cristas; a espuma se aglomera em grandes bancos e se arrasta em forma espessa na direção do vento; no conjunto, a superfície do mar torna-se branca; o tombo do mar fica intenso; a visibilidade é reduzida	9 (12,5)
Força 11	Tempestade Violenta	28,5 a 32,6	Observada muito raramente no continente; ocasiona grandes danos	Ondas grandes; os navios de pequeno e médio porte podem perder-se de vista; o mar fica completamente coberto de bancos de espuma branca, que se estende na direção do vento; a visibilidade fica muito reduzida	11,5 (16)
Força 12	Furacão	32,7 e acima		O ar fica cheio de espuma de borrifos; o mar fica completamente branco devido aos bancos de espuma; a visibilidade é muito reduzida	14

Fonte: Brasil, 2018.

A intensidade do vento e as características da terra são parâmetros do ambiente terrestre do local onde está o Lançador, o veículo espacial e a carga útil, que podem danificar esses componentes e a estrutura do Campo de Lançamento. As características do mar servem de parâmetro sobre a tomada de decisão do resgate da carga útil no mar.

As variações bruscas do sentido de orientação da direção angular, assim como a grande variação de valor da direção e da intensidade da velocidade do vento, durante a cronologia de lançamento, são fatores que retardam ou impossibilitam a lançamento de foguetes, pois podem ocasionar grande desvio lateral e frontal do PI previsto, ou levar o veículo espacial a navegar numa trajetória fora da Zona de Livre Evolução (ZLE), isso pode comprometer a segurança do lançamento e causar perda de vidas e de instalações.

Para mensurar as variações da intensidade do vento e da direção azimutal do vento, estabelece os seguintes níveis de variabilidade e suas respectivas características descritos no Quadro 12.

Quadro 12 - Escala do nível de variabilidade do vento para lançamento de foguetes.

Nível	Termo	Variação do Número de Beaufort	Variação da Direção do Vento (°)	Características
0	Leve	Não ocorre mudança do número de Beaufort do valor médio mensal para o valor médio máximo do vento medido no período.	0 a 11,25	<ul style="list-style-type: none"> - Não altera a direção do predominante do vento. - Variação que não necessita de ajuste no Lançador ou requer pequeno ajuste em relação ao azimute nominal pré-definido pela SVO. - O tempo de execução de implementação do ajuste calculado é inferior ao tempo pré-definido na cronologia de lançamento - Não requer troca de trajetória nominal do veículo aeroespacial. - Não requer parada de cronologia de lançamento.
1	Suave	Ocorre mudança de um número de Beaufort do valor médio mensal para o valor médio máximo do vento medido no período.	11,26 a 22,50	<ul style="list-style-type: none"> - Altera a direção do predominante do vento entre 1/8 e 2/8 de um quadrante. - Variação dentro da margem de segurança para o ajuste do Lançador em relação ao azimute nominal pré-estabelecido pela SVO. - O tempo execução é o pré-definido para a implementação do primeiro cálculo de ajuste do lançador na cronologia de lançamento. - Não requer troca de trajetória nominal do veículo aeroespacial. - Não requer parada de cronologia de lançamento.
2	Moderada	Ocorre mudança de dois números de Beaufort do valor médio mensal para o valor médio máximo do vento medido no período.	22,51 a 33,75	<ul style="list-style-type: none"> - Altera a direção do predominante do vento entre 2/8 e 3/8 de um quadrante. - Variação no limite superior da margem de segurança para o ajuste do Lançador pré-estabelecido pela SVO. - Requer um tempo maior para o cálculo e implementação de um novo ajuste no Lançador. - Não requer troca de trajetória nominal do veículo aeroespacial. - Não requer parada da cronologia. Requer tomada de decisão sobre postergar o horário de lançamento.
3	Forte	Ocorre mudança de três números de Beaufort do valor médio mensal para o valor médio máximo do vento medido no período.	33,76 a 45,00	<ul style="list-style-type: none"> - Altera a direção do predominante do vento entre 3/8 e 4/8 de um quadrante. - Variação superior ao limite da margem de segurança pré-estabelecida pela segurança de voo. - Requer um tempo maior para o cálculo e implementação de um novo ajuste no Lançador. - Requer tomada de decisão sobre troca de trajetória nominal do veículo aeroespacial. - Requer a parada de cronologia - Requer a tomada de decisão sobre prosseguir a cronologia de lançamento.
4	Muito Forte	Ocorre mudança de quatro números de Beaufort do valor médio mensal para o valor médio máximo do vento medido no período.	45,10 a 90,00	<ul style="list-style-type: none"> - Altera a direção do predominante do vento superior a 4/8 de um quadrante. - Variação muito superior ao limite margem de segurança pré-estabelecida pela SVO. - Requer tempo adicional para o novo cálculo e implementação de ajuste do Lançador para se adequar à nova trajetória nominal estabelecida. - Requer troca de trajetória nominal do veículo aeroespacial. - Requer a parada de cronologia. - Requer tomada de decisão sobre prolongar a cronologia de lançamento, ou adiar o lançamento do foguete, ou cancelar o lançamento.

Fonte: Elaborado pelo autor

O “Nível de Variabilidade do Vento” do Quadro 13 indica uma variação do vento que pode alterar significativamente o cálculo da intensidade do Vento Balístico (VB). Quanto maior o número do nível, maior será a mudança do número de Beaufort, conseqüentemente maior será o aumento da intensidade do vento e maior será alteração brusca da direção e sentido do vento predominante.

Essas variações aumentam a probabilidade de mudança do VB e conseqüentemente uma mudança na trajetória nominal, ou seja, este índice serve para a tomada de decisão principalmente sobre a escolha da trajetória nominal a implementada, sobre o H0 do lançamento do foguete, sobre a manutenção da cronologia de lançamento e sobre o adiamento/cancelamento do lançamento do foguete no período estabelecido no planejamento. Caso esses valores ultrapassem a margem de segurança para o lançamento, a cronologia pode ser cancelada.

A Figura 31(a) ilustra a direção predominante mensal do vento médio e máximo no CLBI nesse período de 1977 a 2018. O Quadro 13 apresenta os dados quantitativos e qualitativos da direção predominantes do CLBI.

Quadro 13 - Dados quantitativos e qualitativos da direção do vento mensal do CLBI.

Mês	Direção Mensal Média (°)	Direção Mensal Máxima (°)	Varição Angular (°)	Direção da Oscilação	Sentido da oscilação	Nível de Variabilidade do Vento
jan	123,16	142,11	18,95	ESE/SE	∩	1
fev	123,16	170,53	47,37	ESE/S	∩	4
mar	151,58	142,10	-9,47	SSE/SE	∪	0
abr	151,58	151,58	0,00	SSE	Estável	0
mai	151,58	122,21	-29,37	SSE-SE	∪	2
jun	151,58	151,58	0,00	SSE	Estável	0
jul	151,58	179,05	27,47	SSE/S	∩	2
ago	151,58	151,58	0,00	SSE	Estável	0
set	151,58	94,75	-56,83	SSE/E	∪	4
out	151,58	151,58	0,00	SSE	Estável	0
nov	123,16	162,01	38,85	ESE/SSE	∩	3
dez	123,16	151,58	28,42	ESE/SSE	∩	2

Fonte: SME-CLBI, 2018.

A variação de direção mensal média no CLBI indica que as maiores médias da direção do vento são entre março e outubro, cerca de 151,58°, direção predominante Sul-sudeste (SSE), e as maiores máximas da direção do vento variam de 94,75° a 179,05°, ou seja, da direção Leste (E) a direção Sul (S). De acordo esses parâmetros, o mês de setembro é maior em variação entre a direção média e a máxima, no sentido anti-horário, e chega ao nível 4 de variação do vento. Os meses mais estáveis são abril, junho, agosto e outubro, já a estação do ano com menor variação da direção do vento é outono.

A Figura 31(b) mostra a intensidade da velocidade predominante mensal do vento médio e máximo no CLBI nesse período de 1977 a 2018 e o Quadro 14 apresenta os dados quantitativos e qualitativos da intensidade dos ventos predominantes do CLBI nesse período.

Quadro 14 - Dados quantitativos e qualitativos da intensidade do vento mensal do CLBI.

Mês	Intensidade Média Mensal do Vento	Número Beaufort	Intensidade Máxima Mensal do Vento	Número Beaufort	Variação da Intensidade do Vento	Nível de Variabilidade do Vento
jan	4,00	3	7,76	4	3,76	1
fev	3,87	3	8,27	5	4,40	2
mar	3,46	3	7,76	4	4,30	1
abr	3,34	2	9,22	5	5,88	3
mai	3,44	3	8,77	5	5,33	2
jun	3,50	3	8,77	5	5,28	2
jul	3,52	3	10,29	5	6,77	2
ago	3,76	3	10,80	6	7,04	3
set	4,27	3	10,29	5	6,03	2
out	4,30	3	10,29	5	6,00	2
nov	4,27	3	8,27	5	4,00	2
dez	4,00	3	7,73	4	3,73	1

Fonte: SME-CLBI, 2018.

A intensidade média mensal do vento no CLBI possui Força 3 durante o ano com exceção do mês de abril que ela sofre uma leve diminuição para Força 2. Já a intensidade máxima média do vento possui predominância durante o ano da Força 5 com exceções de agosto, onde sofre um leve aumento para força 6, e os meses de dezembro, janeiro e março, onde ocorre uma leve diminuição para Força 4.

No contexto da força da intensidade do vento e suas variações, os meses com menores níveis de variabilidade da intensidade do vento, com Nível 1, são dezembro, janeiro e março, ou seja, no final da primavera e no verão austral. Já os meses de maior variabilidade, com Nível 3, são abril, no início do outono, e agosto, nos meados do inverno. As estações do ano com maior índice nessa categoria são o outono e inverno austrais, com níveis variando entre 2 e 3.

A Figura 31(c) sinaliza a temperatura média mensal e a Figura 31(d) mostra a precipitação mensal do CLBI de 1977 a 2018. O Quadro 15 apresenta das temperaturas e precipitações médias mensais no CLBI de 1977 a 2018.

Quadro 15 - Temperatura e a precipitação médias mensais do CLBI de 1977 a 2018.

Mês	Temperatura Média Mensal °C	Precipitação Média Mensal mm
jan	28,41	50,72
fev	28,41	75,54
mar	28,22	146,59
abr	27,66	169,71

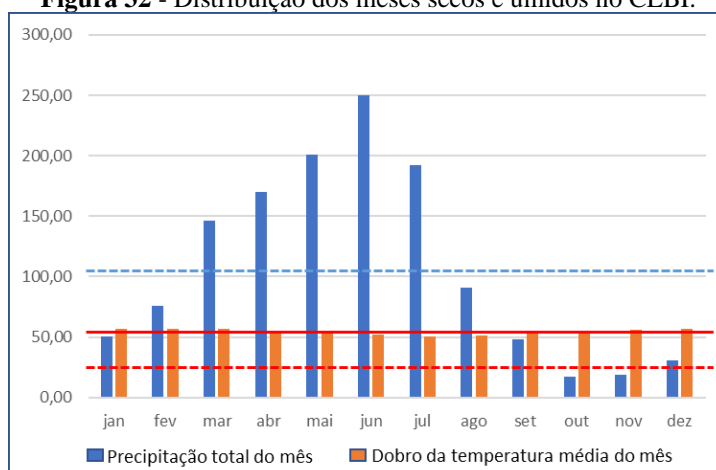
mai	27,13	200,72
jun	25,88	250,35
jul	25,31	192,27
ago	25,72	90,76
set	26,59	47,90
out	27,65	17,45
nov	28,00	18,58
dez	28,33	30,42
Média Anual	27,27	107,58

Fonte: SME-CLBI, 2019.

A relação entre a temperatura e precipitação nos dão os parâmetros para estabelecer os meses secos e chuvosos no CLBI de acordo com definição de Bagnouls e Gaussen (1953, apud DINIZ e PEREIRA, 2015), em que o mês seco é aquele onde o total das precipitações em milímetros é igual ou inferior ao dobro da temperatura média em Graus Celsius.

A Figura 32 apresenta os meses secos e chuvosos do CLBI. O CLBI possui temperatura anual média de 27,27°C, total anual médio de 1291,02mm e cinco meses secos. O período é de setembro, outubro, novembro, dezembro e janeiro, sendo os meses mais secos outubro (17,45mm e 27,65°C) e novembro (18,58mm e 28°), e a primavera é estação mais seca. A estação chuvosa vai de fevereiro a agosto, sendo os meses mais chuvosos são de março a julho.

Figura 32 - Distribuição dos meses secos e úmidos no CLBI.



Fonte: SME-CLBI, 2019.

--- Temperatura (T) média anual em graus celsius (°)

--- Precipitação (P) média anual em mililitros (mm).

Diante desse contexto, pode-se caracterizar o clima do CLBI, como de Clima quente e úmido, do tipo Tropical do Nordeste Oriental, de subdomínio semiúmido, com cinco meses de seca. Essa característica de ser do subdomínio semiúmido diverge da predominância geral da microrregião de Natal que é úmido, com os meses secos compreendendo outubro, novembro e dezembro, visto que no CLBI os meses secos vão de setembro a janeiro.

As ocorrências de descargas atmosféricas no Campo de Lançamento (CL) é um fator que pode impedir o lançamento de veículo. Essas descargas numa região podem ser qualificadas pela densidade de descargas, expressa em termos do número de descargas atmosféricas para a terra numa determinada área de um km² num período de um ano. Na indisponibilidade desse parâmetro podem ser utilizados os níveis cerâmicos, que correspondem ao número de dias de trovoadas por ano na região (SANTOS, 2014).

Entretanto, para que se tenha uma melhor referência sobre o quantitativo de ocorrências de trovoadas no CL, faz-se necessário um índice mensal que caracterize essas ocorrências, de modo que esse fator não seja impeditivo para a campanha de lançamento de foguetes. Para isso, fica estabelecido o Índice Subcerâmico que representa a comparação entre a média de dias que se observam ocorrências de trovoadas em cada mês e o quantitativo do mês de maior média de ocorrências de trovoadas observada no ano na região. No Quadro 16 apresenta seus níveis e características.

Quadro 16 – Índice Subcerâmico para lançamento de foguetes.

Número Subcerâmico	Termo	Características
0	Leve	- Média mensal de trovoadas inferior a 20% da maior média mensal de ocorrências de trovoadas da região do Campo de Lançamento. - Todos os dias do mês adequados para lançamento. - Requer SPDA de pequeno porte.
1	Suave	- Média mensal de trovoadas entre 20% e 39,9% da maior média mensal de ocorrências de trovoadas da região do Campo de Lançamento. - A maioria dos dias do mês adequados para Lançamento. - Requer SPDA de pequeno porte.
2	Moderada	- Média mensal de trovoadas entre 40% e 59,9% da maior média mensal de ocorrências de trovoadas da região do Campo de Lançamento. - Metade os dias do mês adequados para Lançamento do Foguete. - Requer SPDA de médio porte.
3	Forte	- Média mensal de trovoadas entre 60% e 79,9% da maior média mensal de ocorrências de trovoadas da região do Campo de Lançamento. - Menos das metades dos dias do mês adequados para o lançamento. - Requer SPDA de grande porte.
4	Muito Forte	- Média mensal de trovoadas entre 80% e 100% da maior média mensal de ocorrências de trovoadas da região do Campo de Lançamento. - Poucos dias adequados para lançamento. - Requer SPDA de grande porte.

Fonte: Elaborado pelo autor.

*Sistema de Proteção de Descargas Atmosféricas (SPDA)

A Figura 31(e) apresenta as ocorrências médias mensais de trovoadas no CLBI de 1977 a 2018 e o Quadro 17 apresenta os dados quantitativos e qualitativos dos números médios mensais de trovoadas no CLBI.

Quadro 17 – Dados quantitativos e qualitativos das ocorrências de trovoadas no CLBI

Mês	Médias Mensais de Ocorrências de Trovoadas	Percentual em relação a maior média	Número Subceráunico
jan	1,150	21,42%	1
fev	3,025	56,36%	3
mar	4,950	92,21%	4
abr	5,368	100,00%	4
mai	1,141	21,26%	1
jun	0,508	9,46%	0
jul	0,125	2,33%	0
ago	0,096	1,79%	0
set	0,048	0,90%	0
out	0,000	0,00%	0
nov	0,124	2,31%	0
dez	0,381	7,10%	0

Fonte: SME-CLBI, 2018.

No CLBI, percebe-se de modo geral que há pouquíssimas ocorrências de trovoadas durante o ano, principalmente no segundo semestre. As maiores ocorrências são de fevereiro a abril, sendo abril o mês de maior presença de nuvens de tempestade com ocorrência de raios/trovões, com ou sem precipitação, no curso de uma hora.

O alto nível subceráunico de março e abril são devidos a baixíssima média da ocorrência geral de trovoadas no CLBI, porém esse índice sugere que a transição do verão para o outono proporciona uma maior ocorrência de raios e trovões na região em virtude do início do período chuvoso do CLBI.

O Quadro 18 apresenta o perfil climatológico do CLBI por mês, com dados de 1977 a 2018, dos principais parâmetros do ambiente terrestre para local do campo de lançamento de foguetes suborbitais. A partir da análise desse perfil, o planejamento operacional do campo de lançamento pode escolher o período para realização da Campanha de Lançamento de Foguetes.

O CLBI possui predominância de ventos médios baixos, com Força 3, a exceção é abril com ventos máximos de Força 5, principalmente no outono-inverno, além de possuir variabilidade moderada, com exceção no verão que possui predominância de variabilidade leve.

A predominância da direção dos ventos é de SSE no outono-inverno e ESE na primavera-verão. A oscilação da direção do vento é estável nas transições de estação do ano com exceção da transição da primavera para o verão.

Quadro 18 - Perfil Climatológico do CLBI.

Parâmetros Climáticos		Janeiro	fevereiro	Março	Abril	Maio	Junho	Julho	Agosto	Setembro	Outubro	Novembro	Dezembro		
Vento	Intensidade	Média Beaufort	3	3	3	2	3	3	3	3	3	3	3		
		Máxima Beaufort	4	5	4	5	5	5	5	6	5	5	5	4	
		Variabilidade*	LEV	MOD	LEV	FOR	MOD	MOD	MOD	MOD	FOR	MOD	MOD	MOD	LEV
	Direção	Predominante	ESE	ESE	SSE	SSE	SSE	SSE	SSE	SSE	SSE	SSE	SSE	ESE	ESE
		Variabilidade*	SUV	MFT	LEV	LEV	MOD	LEV	LEV	LEV	LEV	MFT	LEV	FOR	MOD
		Oscilação***	H → SE	H → S	AH → S	↔	AH → S	↔	H → S	↔	AH → E	↔	H → SSE	H → ESE	
Temperatura**		M↑	M↑	M↑	M	M	M↓↓	M↓↓	M↓↓	M↓	M	M↑	M↑		
Precipitação**		M↓↓	M↓	M↑	M↑	M↑↑	M↑↑	M↑↑	M↓	M↓↓	M↓↓	M↓↓	M↓↓		
Estação Pluviométrica		Seca	Chuvosa	Chuvosa	Chuvosa	Chuvosa	Chuvosa	Chuvosa	Chuvosa	Seca	Seca	Seca	Seca		
Trovoadas*		SUV	FOR	MFT	MFT	SUV	LEV	LEV	LEV	LEV	LEV	LEV	LEV		
Sistemas Atmosféricos **	Grande Escala	ZCIT		Max	Max	Max	Max								
		Maritimidade					Max	Max	Max						
	Mesoescala	POA _{AF}			Max	Max	Max								
		POA _{AS}						Max	Max	Max					
		VCAN	Max	Max	Max	Max					Max	Max	Max	Max	
		Brisas Marítima e Terrestre					Max	Max	Max	Max	Max				
	Microescala	Circulação Orográfica	Max									Max	Max	Max	

Fonte: Elaborado pelo autor a partir de Schmidt (2014) e Diniz e Pereira (2015).

* Nível 0 Leve – **LEV**; Nível 1 Suave – **SUV**; Nível 2 Moderado – **MOD**; Nível 3 Forte – **FOR**; Nível 4 Muito Forte – **MFT**. Para o Vento indica o nível de Variabilidade e para as Trovoadas indica o nível Subceráunico.

** **M**, indica mesmo valor da média considerando seu valor truncado. **M↓**, indica o valor abaixo da média considerando seu valor truncado. **M↓↓**, indica o valor muito abaixo da média considerando seu valor truncado. **M↑**, indica o valor acima da média considerando seu valor truncado. **M↑↑**, indica o valor muito acima da média considerando seu valor truncado. **Max**, indica os meses de máxima influência do sistema atmosférico na formação ou inibição de chuvas na região.

*** **H**, indica o sentido Horário de oscilação da direção do vento e **AH**, o sentido Anti-horário de oscilação da direção do vento. **↔**, Oscilação de direção do vento não altera a direção predominante do vento.

A estação chuvosa vai de fevereiro a agosto, com maiores precipitações no outono, e a estação de seca vai de setembro a janeiro, com temperaturas médias altas no verão. As ocorrências de trovoadas predominam do verão ao outono com maior incidência na transição dessas estações, isto é, março e abril.

Considerando esse contexto climatológico e as características de lançamento de foguetes suborbitais, o CLBI possui ótimas condições climatológicas de lançamento durante o ano todo, pois possui ventos de baixa intensidade, médio e máximo, a temperatura moderada em torno 27° e precipitações altas em apenas cinco meses.

O melhor mês para se lançar foguetes é o mês de março, pois possui média máxima de vento de Força 4 com variabilidade leve, tanto na intensidade quanto na direção do vento, onde a temperatura e precipitação são um pouco acima da média. Além disso, março possui média de ocorrências de trovoadas baixo, próximo de cinco ocorrências no mês, apesar de possuir nível subceráunico muito forte.

O mês menos desfavorável é agosto, pois possui os maiores índices de intensidade do vento, na média com Força 6, mas que chega à Força 7 no vento frontal e lateral, devido sua forte variabilidade.

Para o planejamento operacional dos lançamentos, o período de campanha de lançamento pode ser escolhido, levando em condições as peculiaridades tanto do produto, carga útil e veículo aeroespacial a serem lançados, quanto do campo de lançamento.

CAPÍTULO 8 - ANÁLISE DA EFICIÊNCIA DA OPERAÇÃO DE LANÇAMENTO DE FOGUETES DE SONDAGEM PELA METODOLOGIA NDEA

Neste capítulo é apresentado a aplicação da modelagem matemática não-paramétrica NDEA para análise de eficiência da OLFS de forma que possa contribuir com a setor aeroespacial. O modelo NDEA aqui aplicado foi descrito no Capítulo 5, na Subseção 5.5 “Proposição da Modelagem NDEA”, visto que esse modelo possui dois estágios com flexibilidade na eficiência por estágios dentro do processo global.

Essa abordagem foi proposta por Kao e Hwang (2008), conhecido como Modelo Centralizado de Dois Estágios (MCDE), e aperfeiçoado por Zhou *et al.* (2013) que complementou esse modelo ao aplicar a teoria de Nash (1950, 1953) e culminou no desenvolvimento do Modelo do Jogo de Barganha de Nash (MJBN) para cálculo de uma eficiência ótima para modelos de dois estágios em rede com conexão em série (Ver Figura 20 com o esquema do modelo).

O primeiro estágio do processo de OLFS é Estágio de Ajuste do Lançador (EAL) que calcula o Vento Balístico (VB) unitário hipotético atuando diretamente sobre toda trajetória de voo do foguete. Nesse estágio, as variáveis de *input* são intensidade do VB (X_1) e a direção do VB (X_2). Isso se faz necessário porque a trajetória nominal estabelecida pelo fabricante do foguete é calculada sem a influência do vento. Para vencer esse óbice, o cálculo do VB é realizado *in loco* e considera cada local de campo de lançamento no mundo e suas peculiaridades atmosféricas e de geolocalização.

As variáveis de *output* do EAL são as variações modulares em azimute (Z_1), obtidas pela variação modular entre o Azimute Compensado e o Azimute Nominal de cada voo, e variações modulares em elevação (Z_2), obtidas pela variação modular entre a Elevação Compensada e a Elevação Nominal de cada voo. Esses ajustes são implementados no lançador para que o foguete volte a se deslocar na trajetória nominal pré-definida e caia no Ponto de Impacto (PI) estabelecido.

Essas variáveis Z_1 e Z_2 são também *inputs* do segundo estágio do processo de OLFS, o Estágio do Voo Atmosférico (EVA), pois eles redirecionam o veículo aeroespacial para o voo atmosférico de acordo com a trajetória nominal definida e dentro da ZLE. Após o disparo e o voo do foguete, o veículo cai próximo ao PI nominal. A distância entre o Lançador do foguete e o PI atingido é denominado Alcance da trajetória.

Uma vez coletado o valor do Alcance medido pelo sistema de rastreamento do CL no PRFS, esse valor é comparado com o valor nominal fornecido pelo fabricante, a fim de calcular a

variação modular do desvio em alcance do veículo. Em virtude dessa variação ser um fator indesejável na OLFS (o ideal é cair no PI nominal), utiliza-se o seu inverso modular como produto da OLFS, representado na amostra pela variável *output* Y_1 . A Tabela 5 apresenta as variáveis utilizados na modelagem NDEA proposta.

Tabela 5 – Variáveis de *inputs*, intermediárias e de *outputs* do processo de OLFS.

DMU	X ₁ Intensidade do VB (°)	X ₂ Direção do VB (°)	Z ₁ Variação modular de azimute (°)	Z ₂ Variação modular de elevação (km)	Y ₁ Inverso da variação modular de alcance (km)
F.01	6,00	92,00	3,00	1,30	2,232
F.02	5,00	115,00	3,00	1,50	0,085
F.03	7,00	107,00	2,00	1,70	1,010
F.04	7,00	127,00	8,00	1,40	1,325
F.05	7,00	143,00	11,00	0,90	0,467
F.06	6,20	104,00	4,00	1,00	0,436
F.07	7,40	126,00	9,00	1,10	0,154
F.08	6,50	132,00	7,00	0,90	3,534
F.09	9,57	141,77	18,00	2,00	1,054
F.10	6,60	90,00	1,00	2,00	1,190
F.11	8,40	107,00	5,10	2,40	21,277
F.12	8,60	131,00	12,00	1,40	0,484
F.13	6,30	93,00	0,80	1,50	1,224
F.14	9,30	109,00	7,80	2,10	0,527
F.15	9,30	137,00	14,00	1,50	2,299
F.16	7,90	135,00	11,00	1,40	0,406
F.17	8,90	120,00	10,00	1,80	0,557
F.18	10,10	142,00	23,00	1,50	0,669
F.19	11,10	118,00	11,00	2,40	2,083
F.20	12,50	154,00	20,00	0,30	1,698
F.21	6,70	84,00	1,00	0,40	1,052
F.22	7,20	130,00	13,00	1,10	0,632
F.23	7,40	116,00	2,00	1,10	0,366
F.24	9,70	127,00	13,00	1,70	3,215

Fonte: STS-CLBI, 2019.

As variáveis da Tabela 5 foram modeladas e aplicadas no MCDE de Kao e Hwang (2008) e no MJBN de Zhou et al. (2013), para averiguar as possíveis flexibilidade de soluções para os estágios 1 e 2, uma vez que, devido à natureza do processo de lançamento e variáveis empregadas, tem-se a possibilidade de obtenção de diferentes valores ótimos para cada estágio do processo de OLFS. A Tabela 6 apresenta as eficiências do MCDE e do MJBN.

No MCDE, o cálculo da Eficiência Global (EGC) foi através da Equação 5; o cálculo da Eficiência do Estágio 1 centralizado (E1C) foi pela Equação 6 e da Eficiência do Estágio 2 Centralizado (E2C) foi pela Equação 7. Já os cálculos das eficiências do MJBN foram de acordo com a Equação 8 para a eficiência do Estágio 1 de Nash (E1N), com a Equação 9 para a eficiência do Estágio 2 de Nash (E2N). Os valores intermediários, respectivamente de máximos

e mínimos do Estágio 1, MAX1 e MIN1, e do Estágio 2, MAX2 e MIN2, foram de acordo com o Quadro 8 do Capítulo 5, no Subtítulo 5.5.

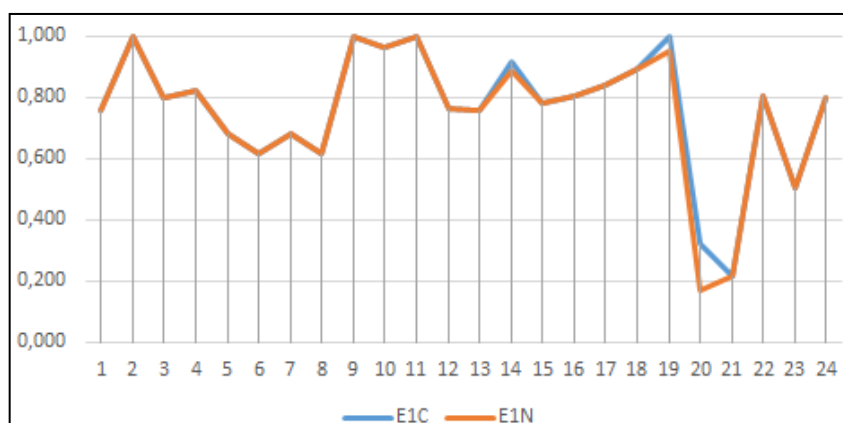
Tabela 6 – Eficiência pelo modelo centralizado de dois estágios e pelo modelo de jogo de barganha de Nash

DMU	$e_0^{\text{centralizado}}$	$e_0^{1\text{ centralizado}}$	$e_0^{2\text{ centralizado}}$	e_0^{1+}	e_0^{2+}	e_0^{2-}	e_0^{1-}	e_1^*	e_2^*
	EGC	E1C	E2C	MAX1	MAX 2	MIN2	MIN1	E1N	E2N
F.01	0,145	0,758	0,192	0,758	0,192	0,192	0,758	0,758	0,192
F.02	0,006	1,000	0,006	1,000	0,006	0,006	1,000	1,000	0,006
F.03	0,056	0,797	0,071	0,797	0,071	0,071	0,797	0,797	0,071
F.04	0,073	0,820	0,089	0,820	0,089	0,089	0,820	0,820	0,089
F.05	0,026	0,679	0,038	0,679	0,038	0,038	0,679	0,679	0,038
F.06	0,027	0,613	0,045	0,613	0,045	0,045	0,613	0,613	0,045
F.07	0,008	0,682	0,012	0,682	0,012	0,012	0,682	0,682	0,012
F.08	0,208	0,616	0,338	0,616	0,338	0,338	0,616	0,616	0,338
F.09	0,043	1,000	0,043	1,000	0,043	0,043	1,000	1,000	0,043
F.10	0,071	0,962	0,074	0,962	0,074	0,074	0,962	0,962	0,074
F.11	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
F.12	0,022	0,764	0,029	0,764	0,029	0,029	0,764	0,764	0,029
F.13	0,076	0,754	0,101	0,754	0,101	0,101	0,754	0,754	0,101
F.14	0,024	0,916	0,027	0,916	0,028	0,027	0,859	0,887	0,027
F.15	0,097	0,782	0,124	0,782	0,124	0,124	0,782	0,782	0,124
F.16	0,020	0,802	0,025	0,802	0,025	0,025	0,802	0,802	0,025
F.17	0,025	0,839	0,029	0,839	0,029	0,029	0,839	0,839	0,029
F.18	0,026	0,893	0,029	0,893	0,029	0,029	0,893	0,893	0,029
F.19	0,089	1,000	0,089	1,000	0,098	0,089	0,907	0,952	0,093
F.20	0,055	0,321	0,173	0,321	0,638	0,173	0,087	0,167	0,332
F.21	0,063	0,216	0,292	0,216	0,297	0,292	0,212	0,214	0,294
F.22	0,034	0,803	0,042	0,803	0,042	0,042	0,803	0,803	0,042
F.23	0,019	0,505	0,038	0,505	0,038	0,038	0,505	0,505	0,038
F.24	0,131	0,799	0,164	0,799	0,164	0,164	0,799	0,799	0,164

Fonte: Elaborado a partir de dados coletados de STS-CLBI, 2019.

Os valores de eficiência calculados pelo MJBN apontam apenas quatro divergências nos valores de eficiência de DMU's para o EAL em relação ao MCDE (Ver Figura 33).

Figura 33 – Eficiências no MCDE e no MJBN das 24 DMU's do EAL.

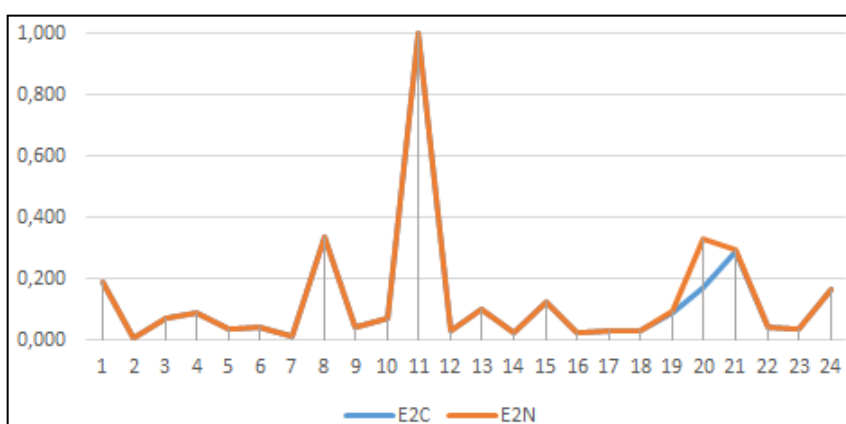


Fonte: Elaboração pelo autor.

No EAL, as divergências de eficiência do MCDE para MJBN apontam diminuição no índice em quatro DMU's. Na F.14, houve uma leve diminuição de 0,029. Na F.19, também teve uma leve diminuição de 0,048. Na F.20, ocorreu uma moderada diminuição de 0,154. Na F.21, teve uma quase imperceptível diminuição de 0,002.

No Estágio 2, o EVA, ocorre divergência nas eficiências apenas em três DMU's. Apesar das DMU's serem também as de número 19, 20 e 21 do EAL, neste estágio essas eficiências sofrem aumento no índice. Na F.19, o aumento foi leve de 0,004. Na F.20, o aumento foi moderado de 0,159. Na F.21, o aumento foi leve e quase imperceptível de 0,002.

Figura 34 – Eficiências no MCDE e no MJBN das 24 DMU's do EVA



Fonte: Elaboração própria.

A aplicação do MCDE e o MJBN apresentaram pouquíssimas diferenças nas vinte e quatro DMU's, o que demonstra consistência nos valores ótimos encontrados. Além disso, a eficiência global fica inalterada mesmo com a aplicação MJBN e a decomposição dessa eficiência nos dois estágios neste modelo são justas e únicas como preconiza Zhou et al (2013). Nesse contexto, serão analisados neste trabalho os valores da eficiência global e das eficiências dos estágios E1N e E2N do MJBN da Tabela 6.

8.1 A EFICIÊNCIA NO ESTÁGIO DE AJUSTE DO LANÇADOR

Este estágio abrange a coleta de dados de Ventos de superfície (VS) e dos Ventos de Altitude (VA), que fornecem o perfil do regime de ventos por altitude do campo de lançamento para o cálculo VB. Esse cálculo fornece os *inputs*, a intensidade do VB (X_1) e a direção do VB (X_2). A partir dessa informação é feita a previsão do PI e realizada a compensação do efeito do vento pelo método de Lewis (1949).

Essa compensação fornece o ajuste do lançador, com Azimute Compensado (AZIc) e Elevação Compensada (ELVc), que neste estágio são comparados, respectivamente, ao

Azimute Nominal (AZIn) e Elevação Nominal (ELVn), gerando as variações em azimute (Z_1) e em elevação (Z_2) para o ajuste do Lançador, que formam os *outputs* do EAL.

A obtenção do perfil de vento para o cálculo do vento balístico é realizada com a coleta dos dados de vento em camada estratificada por altitude da atmosfera do campo de lançamento. Na tabela 7, temos o exemplo da estratificação e ponderação da atmosfera até 32 km para uma $ELV = 80^\circ$ a partir do CLBI.

Tabela 7 – Estratificação da atmosférica por altitude e ponderação para elevação de 80° no CLBI.

Nível	Altitude	Pesos	Nível	Altitude	Pesos	Nível	Altitude	Pesos	Nível	Altitude	Pesos
1	40	0,00000	20	690	0,00981	39	3040	-0,00338	58	20040	0,00157
2	50	0,00000	21	740	0,00989	40	3540	-0,00433	59	21040	0,00012
3	60	0,00000	22	790	0,00798	41	4040	-0,02189	60	22040	-0,00119
4	70	0,26061	23	840	0,00832	42	4540	-0,00085	61	23040	-0,00198
5	80	0,12737	24	890	0,01111	43	5040	0,00858	62	24040	-0,00225
6	90	0,08491	25	940	0,01347	44	6040	-0,02703	63	25040	-0,00199
7	100	0,05731	26	990	0,01450	45	7040	-0,02017	64	26040	-0,00132
8	120	0,08726	27	1040	0,01334	46	8040	0,00091	65	27040	-0,00070
9	140	0,07361	28	1140	0,01755	47	9040	-0,00043	66	28040	-0,00025
10	190	0,08170	29	1240	0,00706	48	10040	-0,04471	67	29040	0,00003
11	240	0,06048	30	1340	0,00002	49	11040	-0,01417	68	30040	0,00015
12	290	0,04516	31	1440	-0,00357	50	12040	0,01262	69	31040	0,00000
13	340	0,03640	32	1540	-0,00373	51	13040	0,00689	70	32040	0,00000
14	390	0,03021	33	1640	-0,00120	52	14040	-0,00938			
15	440	0,02141	34	1740	0,00106	53	15040	-0,01433			
16	490	0,02414	35	1840	0,00234	54	16040	-0,00936			
17	540	0,02820	36	1940	0,00265	55	17040	-0,00387			
18	590	0,01617	37	2040	0,00198	56	18040	-0,00022			
19	640	0,00882	38	2540	-0,00512	57	19040	0,00159			

Fonte: SVO-CLBI, 2019.

As altitudes estão em metros e tem margem de erro de 3 metros.

Fase Propulsada: níveis 1 ao 38; Fase Balística: níveis 39 ao 70.

Troposfera: níveis 1 ao 49; Tropopausa: níveis 50 ao 53; Estratosfera: níveis 54 ao 70.

Camada de Ozônio: níveis 63 ao 70.

Ventos de Superfície: níveis 1 ao 7; Ventos de Altitude: níveis 8 ao 70.

No CLBI, os VS compreendem os níveis 1 até 7, sendo que os níveis 1 ao 4 são coletados por quatro anemômetros instalada na torre anemométrica próximo ao Lançador, e os níveis 5 ao 7 são coletados por balões de sondagens atmosféricas, que também fornecem os VA começando pelo nível 8 indo até em média ao nível 58, cerca de 20 km de altitude, visto que é a limitação da altitude alcançado pelo tipo de balão meteorológico do CLBI (KCI350N).

Entretanto, o cálculo do VB inclui atribuir pesos a cada camada atmosférica de acordo com a influência delas da trajetória do foguete (LEWIS, 1949). Nesse contexto, os ventos de até 100 m de altitude são os que mais influenciam no lançamento do foguete (GARCIA, 2007; DA MATA, 2017), por isso os níveis de 1 a 7 possuem mais de 50% do valor dos pesos estratificados (AVIBRAS, 2014). Sendo assim, os ventos nesses níveis são os mais influenciam no cálculo do VB (ver Tabela 7).

O comportamento dos ventos nessas camadas estratificadas indica o perfil vertical do vento do CLBI em cada voo e o comportamento atmosférico da geolocalização do Campo de Lançamento de acordo com as estações do ano e suas peculiaridades, e possuem forte influência no cálculo do VB.

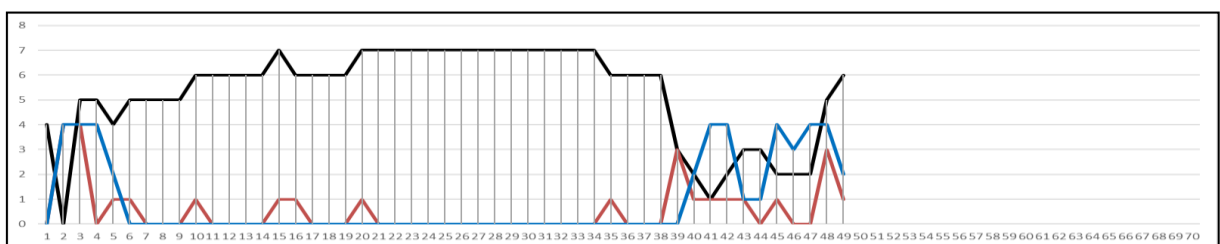
Na Tabela 6, temos que a eficiência das 24 DMU's do EAL é dada em E1N. Ela apresenta as DMU's F.02, F.09 e F.11 como eficientes. Dentre as ineficientes, 19 DMU's possuem eficiências superiores a 50%, sendo que 8 são acima de 80% e apenas 2 DMU's com eficiências inferiores de a 50%. Além disso, a média das eficiências desse estágio foi de 75,37% e 17 DMU's ficaram acima da média. Isso demonstra que, apesar da limitação na obtenção do perfil de vento, a metodologia do cálculo de previsão do ponto de impacto e do cálculo do ajuste do lançador, que forneceram Z_1 e Z_2 , foram satisfatórios.

No CLBI, esses cálculos são realizados pelo modelo baseado em simulação POTENGI (SVO-CLBI, 2019), que utiliza os conceitos desenvolvidos por Lewis (1949) de dividir a atmosfera em camadas e obter o perfil do vento, cuja finalidade é prever o ponto de impacto e realizar a compensação dos efeitos do vento, a fim de calcular o ajuste do Lançador em azimute e elevação.

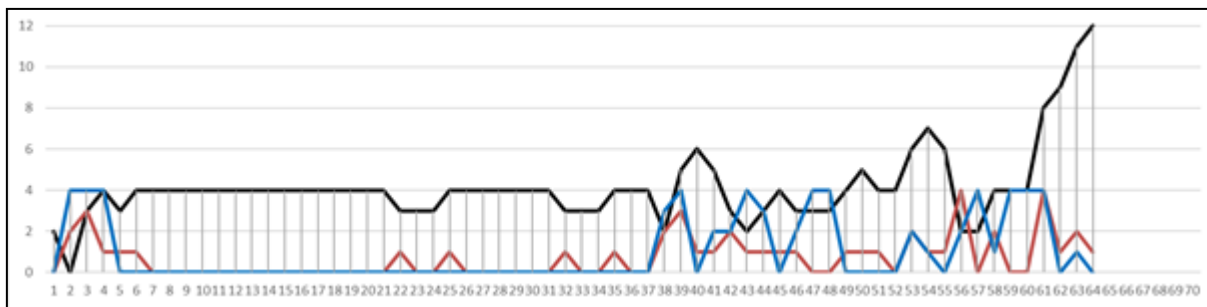
Com o intuito de não tornar repetitiva as análises das DMU's com o desempenho muito próximo entre si e da média geral, cuja justificativas são semelhantes, além de possuírem a mesma metodologia para obtenção do perfil do vento e para o cálculo das coordenadas do ajuste do Lançador, será realizada a seguir apenas as analisadas das duas DMU's mais ineficientes, que estão abaixo da média, e das três DMU's eficientes do EAL.

A Figura 35 apresenta o perfil dos VS e VA das DMU's F.20, Figura 35(a), e F.21, Figura 35(b). Nela, o eixo vertical dos gráficos corresponde aos valores absolutos de intensidade do vento e de suas variabilidades em intensidade e em direção por camada atmosférica. No eixo horizontal, temos os 70 níveis que representam as altitudes estratificadas da atmosfera terrestre.

Figura 35 – Perfil dos ventos de superfície e de altitude das DMU's F.20 e F.21.



(a)



(b)

Fonte: Elaborado pelo autor a partir dos dados de vento de SVO-CLBI, 2020.

Linha **preta**: número de Beaufort dos valores da intensidade do vento por camada atmosférica.

Linha **vermelha**: valores da variabilidade da intensidade do vento por camada atmosférica.

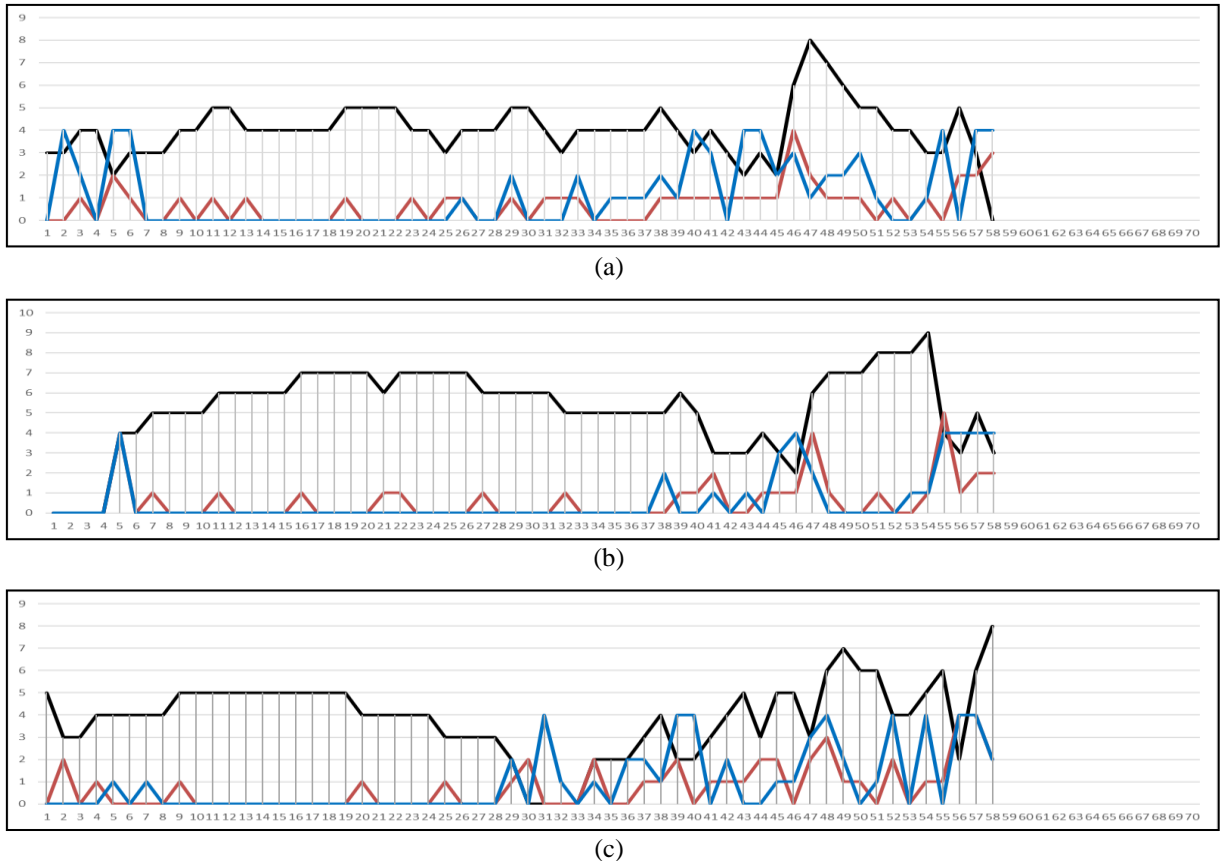
Linha **azul**: valores da variabilidade da direção do vento por camada atmosférica.

As DMU's F.20, com 16,7%, e a F.21, com 21,4%, são as únicas que possuem eficiências abaixo de 50% no EAL. Essas ineficiências são reflexos da alta variabilidade dos ventos até 100 m, do nível 1 ao 7, e da quantidade de níveis de camadas coletados dos VA.

Observa-se na Figura 35(a) a alta variabilidade dos VS de nível 4(Muito Forte), entre os níveis 1 e 6 chegando a ventos de Força 5(Brisa Fresca), porém o VB desta DMU foi de Força 6 (Brisa Forte) devido ela ser a força predominante entre os níveis 8 e 20 que são camadas de maior peso atribuído para os VA (ver Tabela 7). Além disso, o perfil do vento foi prejudicado pela coleta realizada apenas troposfera, até o nível 49 na altitude de 11 km, em virtude da perda de comunicação com o balão de sondagem nessa camada, ou seja, o perfil do vento teve um terço das altitudes possíveis para a elevação de 80° no cálculo do ajuste do Lançador, cuja previsão de apogeu era 31,837 km.

A figura 35(b) apresenta dados do vento até 26 km (nível 64) da DMU F.21, isto é, seis níveis acima da média. Essas altitudes estão entre 21 km e 26 km, onde a intensidade do vento tem variabilidade muito forte (nível 4), visto que foi detectado mudança de Força 4 para Força 8 (Vento de Temporal) no nível 61, depois Força 9 (Vento de Temporal Forte) no nível 62, em seguida a Força 11 (Vento de Tempestade Violenta) no nível 63 e finalizado com Força 12 (Vento de Furação) no nível 64, este último próximo a 120 km/h. Os índices de pesos nessas altitudes são muitos baixos, porém a presença de Forças entre 8 e 12 interferiu no processo do ajuste do Lançador.

A Figura 36 apresenta o perfil dos VS e dos VA das DMU's F.02, Figura 36(a), F.09, Figura 36(b), e F.11, Figura 36(c), que foram as eficientes do EAL. Nela, o eixo vertical dos gráficos corresponde aos valores absolutos de intensidade do vento e suas variabilidades em intensidade e em direção por camada atmosférica. No eixo horizontal, temos os 70 níveis que representam as altitudes das camadas da atmosfera terrestre estratificada conforme Tabela 7.

Figura 36 - Perfil dos ventos de superfície e de altitude das DMU's F.02, F.09 e F.11.

Fonte: Elaborado pelo autor a partir dos dados de vento de SVO-CLBI, 2019.

Linha **preta**: número de Beaufort dos valores da intensidade do vento por camada atmosférica.

Linha **vermelha**: valores da variabilidade da intensidade do vento por camada atmosférica.

Linha **azul**: valores da variabilidade da direção do vento por camada atmosférica.

Nas três DMU's, as coletas dos ventos foram até o nível 58 (20 km). Nelas, o cálculo do VB foi favorecido em virtude da baixa variabilidade, níveis 0 e 1, da intensidade e direção vento nas camadas de 1 a 38 na baixa troposfera, níveis as quais possuem maior atributo de peso na estratificação, e ocorrendo variabilidades esporádicas de Forte até Muito Forte, nível 3 e 4, no final troposfera, camadas 46 a 49, e depois no início da estratosfera, camadas 54 a 58, que mantiveram a Força do VB com intensidade muito próximas aos VS.

O período da campanha de lançamento da DMU F.11 foi no mês de março, que é o melhor mês para se realizar a Campanha de Lançamento de Foguetes no CLBI devido a variabilidade leve, tanto em intensidade quanto em direção do vento, além de ser o início do período chuvoso com ventos de baixa intensidade (ver Quadro 18). O período do lançamento do voo F.09 foi no mês de setembro e do lançamento do voo F.02 foram em outubro, meses de transição do inverno para a primavera, no início da estação seca no CLBI, quando ocorre a diminuição da intensidade dos ventos na região.

8.2 A EFICIÊNCIA NO ESTÁGIO DO VOO ATMOSFÉRICO

Este estágio abrange o voo atmosférico do foguete na troposfera, tropopausa e baixa estratosfera. Os *inputs* são as variáveis Z_1 , variação modular em azimute, e Z_2 , variação modular em elevação. O *output* é a variável Y_1 , que corresponde ao inverso da variação modular de alcance do voo.

A variação modular de alcance é um fator indesejável, pois ela indica que o veículo aeroespacial caiu distante do PI nominal. Todo voo de foguete suborbital possui uma margem de erro de PI. Para o FTB a margem de dispersão em 3σ é um desvio de até 3500 m no alcance do PI, o mais abrangente, e dispersão em 1σ é um desvio de até 1200m no alcance do PI, o mais preciso. Essas dispersões são introduzidas devido aos seguintes óbices (AVIBRAS, 2014):

- Óbice 01: variação de massa inerte e de propelente do foguete;
- Óbice 02: desvio de jato do motor-foguete;
- Óbice 03: acabamento superficial do veículo;
- Óbice 04: alinhamento do foguete de fabricação e produção;
- Óbice 05: as variações atmosféricas fora de controle.

Os Óbices de 01 a 04 são inerentes a qualidade do foguete lançado. As tratativas sobre esses óbices foram realizadas pelo fabricante nas três fases do projeto do FTB: fase de desenvolvimento e produção, de 2009 a 2010; fase de qualificação, de 2011 a 2013 e concluída na fase de certificação do produto no ano de 2014(AVIBRAS, 2014).

Com o lançador fixado em AZIc e ELVc, o EVA começa com o disparo do foguete a partir do H0. Esse disparo aciona a queima do propelente que proporciona o empuxo máximo ao foguete nos instantes iniciais do voo, isto é, o veículo fica sobre a ação dessa queima e de sua estabilidade aerodinâmica para vencer o arrasto e a força gravitacional na chamada fase propulsada (*jet in*). Caso o empuxo do foguete não chegue ao valor máximo, isso ocasionará perda de rendimento do voo (Óbice 01 e 02). Essa perda de empuxo foi detectada apenas em dois FTB's. No lançamento F.02 em 2010, na fase de desenvolvimento e produção dos FTB's, e no F.07 em 2012, na fase de qualificação do foguete, e foram sanados pelo fabricante como demonstrado na fase de certificação do FTB.

Nesses lançamentos existiram a queima não satisfatória da massa do propelente do foguete (Óbice 01 e 02), fato que justifica a queda em eficiência dos lançamentos e elas serem as menos eficientes nesse estágio com 0,6% do lançamento F.02 e 1,2% do lançamento F.07, apesar de ambos os lançamentos possuírem pouquíssimas variações entre X_1 , X_2 , AZIc e o ELVc do ajuste final do Lançador e X_1 , X_2 , AZIH0 e ELVH0, do horário do voo, conforme pode ser observado no Quadro 19.

Quadro 19 – Características da DMU F.02 e DMU F.07 no EVA.

DMU	VB	X ₁ (m/s)	X ₂ (°)	Azimute (°)	Elevação (°)	Y ₁	Δ PI (km)	Última Camada da Sondagem	Tempo do Ajuste ao H0	Eficiência EVA
F.02	Do Ajuste	5	115	97	83,5	0,085	-11,780	58	8 min	0,6 %
	Do H0	5	116	97	83,2					
	Δ	0	1	0	0,3					
F.07	Do Ajuste	7,4	126	91	83,1	0,154	-6,484	58	6 min	1,2 %
	Do H0	7,4	127	90	83,0					
	Δ	0	1	1	0,1					

Fonte: SVO-CLBI, 2019.

Por outro lado, mesmo com a queima dentro da normalidade e o foguete atingir seu empuxo máximo, com o decorrer do tempo o voo do foguete perde a força propulsiva do empuxo e sofre maior interferência da força de arrasto e da gravidade, além dos constituintes da atmosfera nas altitudes onde o veículo translada, os quais atuam diretamente sobre a estabilidade aerodinâmica do foguete, na chamada fase balística (*jet off*). Nessa fase, a variabilidade da intensidade e direção do vento são os que mais interferem no voo do foguete, devido ao surgimento de rajadas e cisalhamento dos ventos inerentes ao Óbice 05.

O Óbice 05, por sua vez, é inerente ao ambiente terrestre do campo de lançamento, em que o regime do sistema de circulação dos ventos é o principal fator, porém não exclusivo, para a eficácia do lançamento de foguetes espaciais do tipo suborbital não guiado.

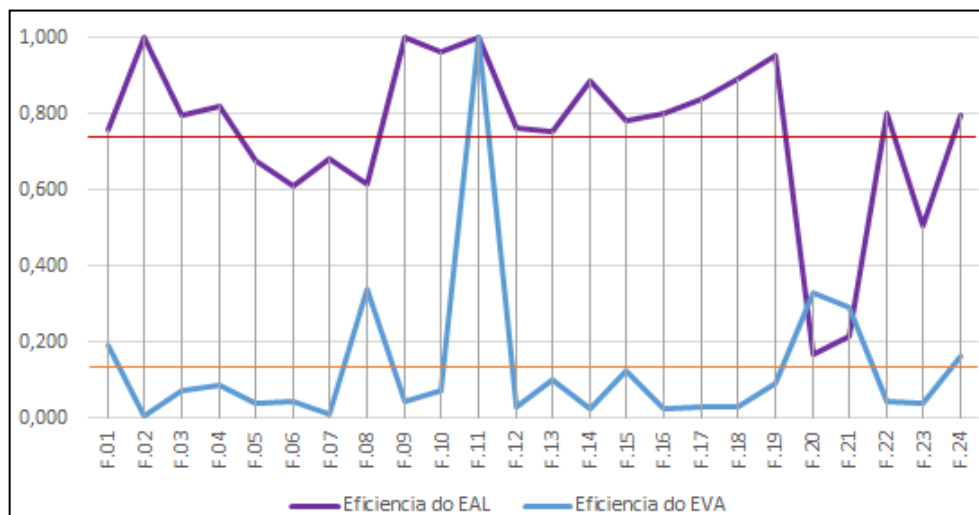
Entretanto, o comportamento do vento varia de acordo com a altitude (ver Figura 29), com o horário do H0 (ver Figura 30), dia e as estações do ano (ver Figura 31), latitude e longitude do campo de lançamento, discutido na subseção 4.3.2, e no caso do CLBI, as características das estações seca e chuvosa de sua geolocalização (ver Figura 32). Portanto, o Óbice 05 está diretamente relacionado ao EVA devido ao comportamento atmosférico da região do voo do foguete e do dia e horário do seu lançamento.

No EVA, as variações em AZI e ELV do estágio anterior, *input* desse novo estágio, considerou o perfil vertical dos ventos da região coletados no dia do lançamento para o foguete seguir a trajetória nominal definida e minimizar o Óbice 05. Quanto melhor esse perfil de vento vertical, tanto melhor será o cálculo da compensação do vento, AZI_c e ELV_c, que por sua vez aumenta a probabilidade do foguete seguir a trajetória nominal, cair no PI previsto e minimizar o desvio em alcance.

Entretanto, foi observado que ocorreu uma drástica queda nas eficiências das DMU's no segundo estágio, visto que a média de eficiência do EAL foi de 75,37% e a média de

eficiência de EVA foi 13,48% (ver Figura 37). Isso sugere que as variações atmosféricas, que são fora de controle (óbice 05), proporcionaram essa queda de rendimento na maioria dos lançamentos.

Figura 37 – Comparativo das eficiências do EAL e do EVA.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Linha em **vermelho**: média das eficiências do EAL

Linha em **laranja**: média das eficiências do EVA

O que corrobora para o alto ou baixo rendimento do EVA é o modo de construção do perfil de vento vertical (ver tabela 7) que fornecem o AZIc e ELVc e respectivamente variações de Z_1 e Z_2 . Ele é construído no CLBI através da atmosfera estratificada em 70 camadas com altitudes e espaçamentos diferentes, sendo pequenos espaçamentos e com altos pesos atribuídos nas baixas altitudes e grande espaçamento e com baixos pesos atribuídos nas altas altitudes, em virtude dos VS interferirem mais do VA no lançamento e voo do foguete (ver tabela 7).

Os níveis de 1 a 4 estão localizados na torre anemométrica a poucos metros do Lançador e que, junto com os níveis de 5 a 7 coletados pelas sondagens, constituirão os VS. Os níveis de 8 a 70 serão VA com as altitudes alcançados nas sondagens dos balões atmosféricos lançados nos seguintes espaços de tempo: cerca de duas horas antes do H0, na SGA, até a altitude máxima alcançado pelo balão; entre uma hora a 45 minutos antes do H0 na SBA, até a altitude de 5 km, e entre 20 min a sete minutos antes do H0 na SBAr, até a altitude de 1500m (ver subseção 4.4.2). O percurso desses balões possui duas características marcantes:

- **Deslocamento horizontal:** o balão se desloca a partir do CLBI no sentido Leste-Oeste e adentra ao continente devido a predominância dos ventos alísios vindo do oceano. O translado do foguete é no sentido oposto. Portanto, o deslocamento horizontal traça um perfil de vento em posição geográfica deslocada a oeste do voo atmosférico do foguete.

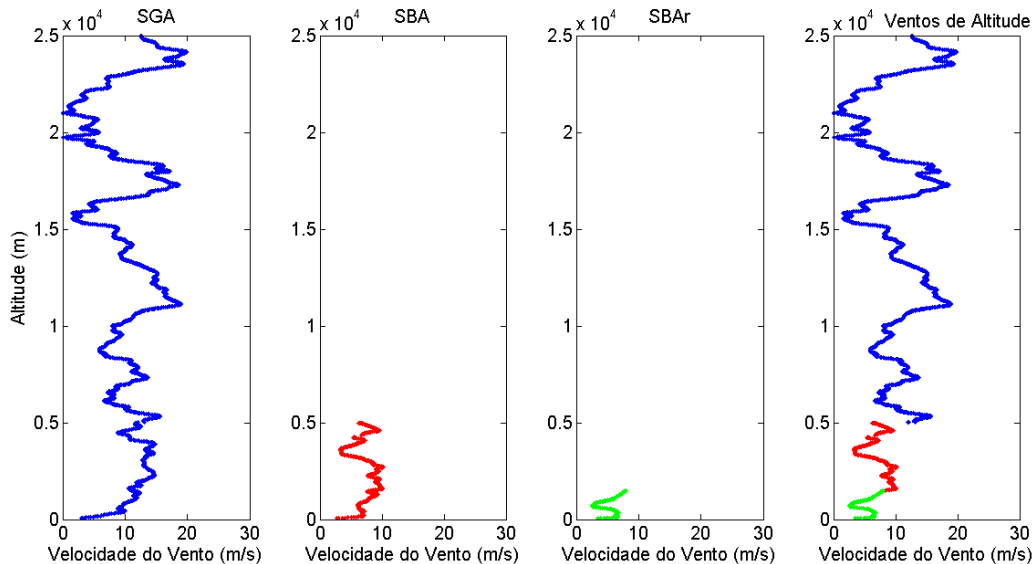
Figura 38 – Perfil do deslocamento horizontal do balão de sondagem atmosférico no CLBI.



Fonte: Adaptado de SVO-CLBI, 2019.

- **Deslocamento vertical:** o balão ascende até a máxima altitude possível na atmosférica. A altitude depende do tipo de balão meteorológico. No CLBI, o balão tem altitude máxima prevista de 24,2 km, porém atinge em média de 20 km na região do CLBI.

Figura 39 – Perfil no deslocamento vertical do balão atmosférico no CLBI.



Fonte: Da Mata, 2017.

A Figura 38 apresenta o deslocamento horizontal do balão de sondagem a oeste do Lançador, vai até 20 km na SGA, chega a 7 km na SBA e se a próxima de 4 km SBAr. Dentre esses deslocamentos, a trajetória da SBAr tem forte influência no ajuste do Lançador devido a variabilidade muito forte dos VS e o perfil dessa sondagem fornece dados de vento em posição geográfica deslocada entre de 4 a 8 km da trajetória inicial do foguete.

A Figura 39 apresenta a composição do perfil vertical do vento com as três sondagens e possui pequenos erros relacionados a medição dos ventos. Esses erros estão associados a: (1) defasagem no tempo das sondagens em relação ao H0 (Erro DSH0); (2) a altitude máxima alcançada pelos balões em cada sondagem (Erro AMBS) e (3) o deslocamento horizontal do balão de sondagem no sentido oposto da trajetória do foguete (Erro DHBS).

O Erro DSH0 introduz erros nos valores absolutos de vento nas camadas atmosféricas estratificadas que serão utilizados na compensação do vento, visto que esses valores são diferentes dos valores dos ventos do horário do H0. Esse erro possui variabilidades e características, conforme Quadro 20.

Quadro 20 - Características das sondagens atmosféricas em relação a defasagem no tempo.

Sondagem	Tempo Médio de defasagem	Altitudes para o ajuste	Variabilidade Média nas Altitudes	Características
SGA	2 horas	Acima de 5 km	Leve	- Pequenas variações da intensidade e direção de vento VA e seus valores são satisfatórios para o H0. - Altas variações da intensidade e direção de vento VS e valores insatisfatórios de VS para o H0.
SBA	1 hora	1,5 a 5 km	Leve e moderada	- Pequenas variações da intensidade e direção de vento VA e seus valores são satisfatórios para o H0. - Há variações medianas na intensidade e direção do vento do VS com valores toleráveis para o H0.
SBAr	7 minutos	Até 1,5 km	Moderado, Forte e Muito Forte	- Pequenas variações da intensidade e direção de vento VA e seus valores são satisfatórios para o H0. - Há altas variações da intensidade e direção do VS, só utilizados os que estiverem dentro da margem de segurança.

Fonte: Elaborado pelo autor.

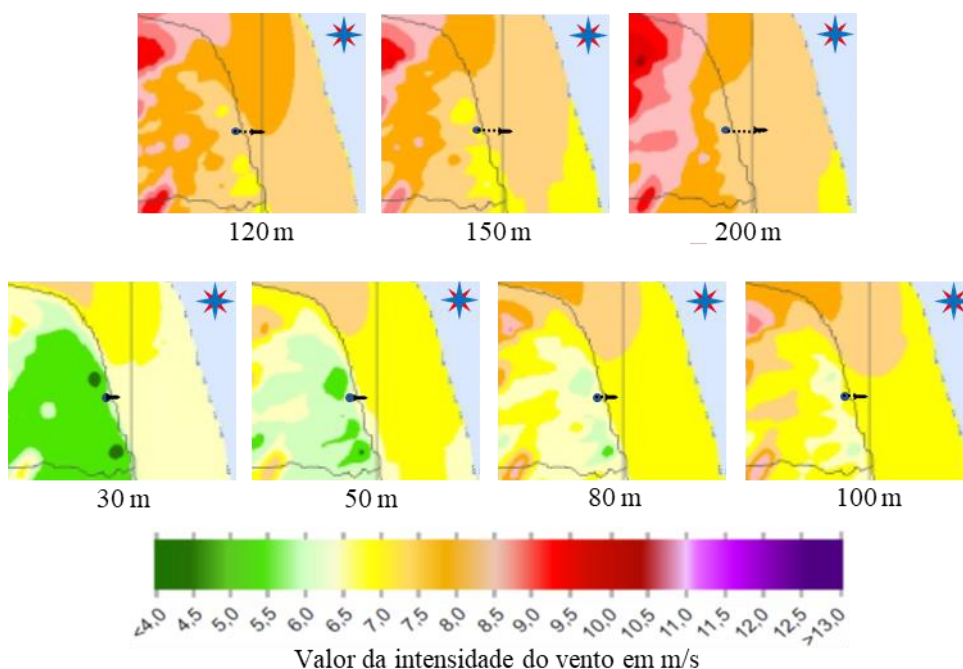
O Erro AMBS possui as seguintes características para o FTB: o foguete possui apogeu médio de 32 km, porém o balão na SGA tem apogeu médio de 20 km que proporciona em média 83% dos níveis de camadas estratificadas disponíveis e 63% dos apogeus dos lançamentos, logo o perfil vertical de vento fica sem informação de vento no terço superior da trajetória nominal, em média do nível 59 ao 70.

Toda via, caso haja alta intensidade do vento, de Força 8 à 12 de Beaufort, e variabilidade de vento Forte (nível 3) a Muito Forte (nível 4) nesses níveis, pode ocasionar rajadas de vento e perdas de rendimento no voo devido ao aumento da força de arrasto, fazendo com que ele não alcance o apogeu nominal e insira aumento no desvio de alcance em relação ao PIn.

O Erro DHBS informa intensidade e direção do vento em posições geográficas diferentes daquelas posições alcançadas pelo foguete durante o voo, isto é, são dados de VS e de VA em posição de latitude e longitude deslocado a oeste da trajetória de voo do FTB, até 4 km na SBAr, cerca de 10 km na SBA e chega a 40 km na SGA. Isso adiciona erros de valor de intensidade e direção do vento no perfil vertical utilizado na compensação de vento.

A Figura 40 apresenta a média dos VS e dos VA (até 200m) na região do CLBI e em seu entorno terrestre, a oeste do Centro onde trafega o balão meteorológico, e marítimo, a leste do campo onde ocorre o voo do FTB. Na Figura, o CLBI está sinalizado com o ponto azul.

Figura 40 – Média dos ventos por altitude estratificado até 200 m na região do voo do FTB a partir do CLBI.



Fonte: Adaptado de CEPTEL, 2017.

Os VS (até 100 m) possuem valores de intensidade de vento da SBAr inferior aos valores de intensidade de vento na posição geográfica onde o foguete se desloca, por exemplo, na altitude de 80 m, a média da intensidade da SBAr, que se desloca para oeste do CLBI, é de 6 m/s, já no CLBI essa média é de 6,5 m/s, porém a leste do Lançador, onde o FTB se desloca, o valor médio é de 7 m/s, ou seja, uma diferença próxima de 16,7% entre o valor medido na SBAr e o valor no instante do voo real. Essa intensidade menor dos VS da SBAr adiciona erros no ajuste Lançador, no AZIc e ELVc.

Quadro 21 - Diferença entre intensidade do vento na SBAr e na região do voo do FTB.

Altitude	Local	Média do Vento Climatológico (m/s)	Varição entre SBAr e o VOO em m/s (%)
30 m	SBAr	5,0	1,5 (30,0)
	CLBI	6,0	
	VOO	6,5	
50 m	SBAr	6,0	1,0 (16,7)
	CLBI	6,5	
	VOO	7,0	
80 m	SBAr	6,0	1,0 (16,7)
	CLBI	6,5	
	VOO	7,0	
100 m	SBAr	6,5	0,5 (7,7)
	CLBI	7,0	
	VOO	7,0	
120 m	SBAr	7,5	0,5 (6,7)
	CLBI	7,5	
	VOO	8,0	
150 m	SBAr	7,0	0,5 (7,1)
	CLBI	7,0	
	VOO	7,5	

200 m	SBAr	7,5	0,0 (0,0)
	CLBI	7,5	
	VOO	7,5	

Fonte: CEPEL, 2017

A somatória das diferenças nas altitudes introduz erros principalmente nos valores do VS que possuem maiores pesos no cálculo do valor do VB, conseqüentemente, passa esse erro associado ao AZIc e a ELVc do ajuste final e suas respectivas variações, que por sua vez ocasiona aumento no desvio de alcance no PI. Outro fato indicado na Figura 40 é que a intensidade do vento aumenta com a altitude, principalmente nos VS onde a variabilidade desse valor é Muito Forte, porém nos VA essa variabilidade é de Leve a Moderada, isto é, nos VA ocorre pouca variação, apesar da intensidade dos ventos ser mais forte do que dos VS, por exemplo, a altitude de 200 m possui intensidade de vento em média de 7,5 m/s tanto no CLBI, quanto na região da SBAr e do trajetória do foguete, apesar de ambas possuírem posições geográficas com diferença.

Esse comportamento dos VA também quer dizer que os ventos da terça parte superior da trajetória do FTB, que não são coletados na SGA, possuem intensidades altas que não entram no cálculo do ajuste do Lançador, mas que se coletados são dados confiáveis que podem minimizar os Erro AMBS e Erro DHBS.

Todas essas variações atmosféricas (Óbice 05) quanto ao perfil atmosférico do vento durante a construção do perfil do vento vertical para o H0 de cada FTB são variações exógenas fora de controle, mas cada campo de lançamento procura minimizar esses erros associados com técnicas de cálculo de compensação de vento, porém ficou evidente no CLBI, através das baixas eficiências do EVA, que essas variações interferiram significativamente na eficiência desse estágio.

Em síntese, os erros dos dados atmosféricos do vento atrelados ao EVA estão relacionados ao tempo de coleta do vento atmosférico (Erro DSH0), a altitude máxima da camada atmosférica do vento coletado (Erro AMBS) e a diferença da posição geográfica do vento coletado na atmosfera e a posição do vento no voo atmosférico real do foguete (Erro DHBS).

Diante do exposto, o principal fator que indica que os erros associados ao EVA estão ao máximo minimizados é quando os valores de intensidade (X_1) e direção (X_2) do VB do ajuste final do Lançador forem iguais aos valores de X_1 e X_2 do H0 do lançamento, visto que isso representa comportamento atmosférico semelhante entre o horário do ajuste e o horário do lançamento, apesar da defasagem no tempo, altitude e posição geográfica das sondagens atmosféricas.

O Quadro 22 exemplifica a eficiência do EVA de duas DMU's quando a compensação do vento atmosférico proporcionou um comportamento atmosférico descrito pelas sondagens semelhante comportamento atmosférico do horário do lançamento (F.11) e quando esse comportamento fica diferente do comportamento atmosférico real do H0 (F.06).

Quadro 22 – Características da DMU F.11 e DMU F.06 no EVA.

DMU	VB	X ₁ (m/s)	X ₂ (°)	Azimute (°)	Elevação (°)	Y ₁	Δ PI (km)	Última Camada da Sondagem	Tempo do Ajuste antes H0	Eficiência EVA
F.11	Do Ajuste	8,4	107	84,9	83,4	21,277	0,047	58	12 min	100,0 %
	Do H0	8,4	107	84,0	82,9					
	Δ	0	0	0,9	0,5					
F.06	Do Ajuste	6,2	104	86	83,0	0,436	-2,294	58	10 min	4,5 %
	Do H0	7,6	109	83	83,2					
	Δ	0,6	5	3	0,2					

Fonte: SVO-CLBI, 2019.

Quando os erros de compensação de vento estão minimizados, proporcionam a menor variação entre AZI_c e ELV_c do ajuste final e o Azimute do H0 (AZI_{H0}) e Elevação do H0 (ELV_{H0}) do lançamento. A diferença entre AZI_c e ELV_c e AZI_{H0} e ELV_{H0} é inerente ao PLFS devido ao Lançador não poder ser ajustado exatamente no H0, porém essa variação é monitorada pela Setor de Segurança de Voo (SSV) do Centro para ficar dentro da margem de segurança.

No Quadro 22, observa-se também que os lançamentos F.11 e F.06 possuem a mesma camada limite da atmosférica estratificada, nível 58, associada ao Erro AMBS, e possuem o tempo do ajuste final do lançador muito próximo, um a 12 minutos e o outro a 10 minutos respectivamente, associada aos Erros DSH0, que proporcionou medidas de ventos em distâncias próximas em suas SBAr, associado ao Erro DHBS. Nesse contexto, esperavam-se que os lançamentos tivessem eficiências próximas, ou com o lançamento F.06 um pouco melhor do que F.11 devido ao tempo do ajuste final até o H0 ser inferior.

Todavia, em F.11 não houve alteração nos dados do VB do ajuste para o H0, logo a compensação do vento do AZI_c e ELV_c, representou o comportamento atmosférico no horário do lançamento, o que refletiu numa eficiência de 100% para F.11. Entretanto, isso não ocorreu em F.06 em virtude das coordenadas do VB sofrerem alterações em 10 minutos que representou uma mudança significativa da atmosfera entre o ajuste final e o H0, logo seus valores de AZI_c e ELV_c não representaram bem o comportamento atmosférico no horário do lançamento, que refletiu numa eficiência de 4,5%.

Foi notório que ocorreram variações do comportamento atmosférico entre o ajuste final e o H0 em 24 lançamentos do FTB, porém no F.11 ele não foi significativo. Essas variações ocorrem sobretudo pelo fato dos lançamentos ocorrerem em dias e horários diferentes durante o ano, todavia foram lançados da mesma localização geográfica.

Para observar melhor a influência associada aos Erros DSH0, AMBS e DHBS, na eficiência do voo, serão analisados os lançamentos F.15 e F.16 do Quadro 23, que possuíram o mesmo perfil de voo (AZI 90° e ELV 80°); foram lançados no mesmo ano (2015); no mesmo mês (maio); com dois dias de diferença entre os lançamentos e com horário de H0 praticamente o mesmo, o primeiro foi as 18:30 UTC e o segundo as 18:20 UTC, ou seja, o comportamento atmosférico da região foi semelhante para os dois lançamentos.

Quadro 23 – Características da DMU F.15 e DMU F.16 no EVA.

DMU	VB	X ₁ (m/s)	X ₂ (°)	Azimute (°)	Elevação (°)	Y ₁	Δ PI (km)	Última Camada da Sondagem	Tempo do Ajuste ao H0	Eficiência EVA
F.15	Do Ajuste	9,3	137	76	81,5	2,299	-0,435	64	6 min	12,4 %
	Do H0	8,6	135	78	81,3					
	Δ	0,7	2	2	0,2					
F.16	Do Ajuste	8,6	135	78	81,3	0,406	-2,461	62	8 min	2,5 %
	Do H0	7,9	135	79	81,2					
	Δ	0,7	0	1	0,1					

Fonte: SVO-CLBI, 2019.

O voo F.15 teve melhor eficiência em relação ao F.16 devido possuir menor defasagem do tempo entre o ajuste do Lançador e o H0, minimizando os Erros DSH0 e DHBS, e sua sondagem atmosférica foi até o nível 64, dois a mais que o F.16, minimizando melhor o Erro AMBS, ou seja, F.15 possuiu mais informação do vento na atmosfera com menos erros associados e realizou o ajuste final do Lançador no horário mais próximo do H0.

8.3 A EFICIÊNCIA GLOBAL DO OPERAÇÃO DE LANÇAMENTO DE FOGUETES DE SONDAGEM

A Eficiência Global (EG) da OLFS, a princípio, busca avaliar o desempenho do lançamento em atingir o PI predefinido, cujo indicativo que mais evidencia essa eficiência é o menor desvio em alcance do PI. A OLFS parte do princípio que a método para se obter o perfil de vento, a previsão do PI e a compensação do vento, que estimam o cálculo os dados do VB, o PI Compensado (PIc) e as coordenadas de AZIc e ELVc a fim de alcançar o PIn, não possuem

grandes erros associados a esses cálculos que cheguem a comprometer a segurança da operação e o lançamento do foguete.

Porém, Da Mata (2017) aponta erros inerentes ao Método de Compensação de Antissimétrico (MCAS) usado no CLA, que é o mesmo feito no CLBI, que não chegam a comprometer a segurança do lançamento e do voo do foguete, mas afetam a obtenção PIn com menor desvio de alcance possível.

O MCAS utilizado no CLBI está implementado no *software* POTENGI do SSV do Centro, cujas bases são conceitos de Lewis (1949), que consiste em dividir a atmosfera em várias camadas horizontais, onde é obtido um vento médio da camada, que passa a ser considerado constante. A partir disso, Lewis (1949) demonstra que o desvio do PI gerado por um perfil de vento pode ser calculado a partir da somatória ponderada dos desvios de medidos em cada camada estratificada. Esse método fornece resultados satisfatórios para a OLFS, devido realizar cálculos simples e aproximados, todavia o resultado não é necessariamente preciso (DA MATA,2017). Ao propor o aprimoramento do MCAS implementado no *software* GUARÁ do CLA, Da Mata identificou as três fontes de erros associadas a esse método:

- **Erro associado ao Deslocamento do Vento Unitário (Erro DVU):** o DVU é calculado para um determinado apontamento do lançador, com apenas os valores para o apontamento nominal e não do valor compensado, isso ocasiona na compensação em elevação, o deslocamento do PI por um valor de DVU diferente, que resulta num ajuste não exato. Este erro será maior quanto maior for a *compensação em elevação*. Isso ocorre quando o vento possui um forte componente frontal.
- **Erro associado à Compensação em Azimute (Erro CAZI):** o MCAS gera um PI final (PI_f) próximo ao PI_n , mas ambos não se coincidem, visto que a compensação antissimétrica altera o ângulo de incidência do VB (\emptyset), diferença entre AZI_n e a direção do VB, que por sua vez modifica suas projeções frontais e laterais. Este erro será maior quanto maior for a *compensação em azimute*. Isso ocorre quando o vento possui um forte componente lateral.
- **Erro associado ao Efeito de Inclinação da Torre (Erro TTE):** o erro associado ao TTE está relacionado na influência da variação da ELV sobre o deslocamento do PI Compensado (PI_c), visto que a interpolação linear aplicada no cálculo do TTE não o descreve corretamente, pois a variação do alcance durante a trajetória não tem comportamento linear. Esse erro aumenta quanto menor for a ELV_c , quanto maior for a diferença entre ELV_c da ELV_n e quanto menor for o ELV_n , visto que o TTE é estimado pela condição nominal e $ELV = 90^\circ$.

A partir do princípio de que o deslocamento do PI é proporcional a intensidade do VB (X_1) (DA MATA, 2017), visto que o lançamento ideal ocorre sem influência do vento, o valor de X_1 é o principal parâmetro no cálculo do PI e do ajuste do lançador pelo MCAS, logo quanto mais alto for o seu valor, maiores erros inseridos no processo e maior do desvio em alcance.

Tabela 8 – Rank das DMU's em relação a intensidade do vento balístico.

Rank	DMU	X_1	EG	ELVn	X_2	AZIn	$ \emptyset $	Z_1	Z_2	Y_1
1	F.02	5,0	0,6%	82	115,0	100	15,0	3,0	1,5	0,085
2	F.01	6,0	14,5%	82	92,0	100	8,0	3,0	1,3	2,232
3	F.06	6,2	2,7%	82	104,0	90	14,0	4,0	1,0	0,436
4	F.13	6,3	7,6%	81	93,0	90	3,0	0,8	1,5	1,224
5	F.08	6,5	20,8%	82	132,0	110	22,0	7,0	0,9	3,534
6	F.10	6,6	7,1%	82	90,0	90	0,0	1,0	2,0	1,190
7	F.21	6,7	6,3%	80	84,0	90	6,0	1,0	0,4	1,052
8	F.03	7,0	5,6%	82	107,0	100	7,0	2,0	1,7	1,010
9	F.04	7,0	7,3%	82	127,0	100	27,0	8,0	1,4	1,325
10	F.05	7,0	2,6%	81	143,0	90	53,0	11,0	0,9	0,467
11	F.22	7,2	3,4%	84	130,0	100	30,0	13,0	1,1	0,632
12	F.07	7,4	0,8%	82	126,0	100	26,0	9,0	1,1	0,154
13	F.23	7,4	1,9%	72	116,0	100	16,0	2,0	1,1	0,366
14	F.16	7,9	2,0%	80	135,0	90	45,0	11,0	1,4	0,406
15	F.11	8,4	100,0%	81	107,0	90	17,0	5,1	2,4	21,277
16	F.12	8,6	2,2%	80	131,0	90	41,0	12,0	1,4	0,484
17	F.17	8,9	2,5%	80	120,0	90	30,0	10,0	1,8	0,557
18	F.14	9,3	2,4%	80	109,0	90	19,0	7,8	2,1	0,527
19	F.15	9,3	9,7%	80	137,0	90	47,0	14,0	1,5	2,299
20	F.09	9,6	4,3%	82	141,8	100	41,8	18,0	2,0	1,054
21	F.24	9,7	13,1%	82	127,0	100	27,0	13,0	1,7	3,215
22	F.18	10,1	2,6%	82	142,0	90	52,0	23,0	1,5	0,669
23	F.19	11,1	8,9%	82	118,0	100	18,0	11,0	2,4	2,083
24	F.20	12,5	5,5%	80	154,0	100	54,0	20,0	0,3	1,698

Fonte: Elaborado a partir da Tabela 5 e 6 (STS-CLBI, 2019).

A Tabela 8 apresenta o rank dos 24 lançamentos em relação a intensidade de VB (X_1). Na tabela, esperava-se que os lançamentos com menores valores de X_1 fossem naturalmente os melhores em eficiência, porém isso não ocorre na maioria. Essa discrepância proporciona analisar os lançamentos a partir dos erros identificados no MCAS por Da Mata (2017), os quais introduzem de erros e potencializam o aumento do desvio em alcance, são eles: (1) o lançamento ocorrer com ELV mais próxima do plano horizontal, ou seja, ELVn e ELVc com valores pequenos, isto insere o Erro TTE; (2) o ajuste do Lançador ocorrer com maior diferença

entre ELVc e ELVn (Z_2), isto insere o Erro DVU, ou (3) ocorrer com o maior compensação em azimute, que reflete o aumento ocorrido do ângulo de incidência do VB e inseri Erro AZI.

A EG descrita na Tabela 9 apresenta o lançamento F.11 como a DMU eficiente da OLFS de acordo com o NDEA, porém no rank de intensidade do VB, ele ocupa a posição 15^a. O valor de X_1 nesta DMU foi de 8,4 m/s, logo, esperava-se que todas os lançamentos com valores de X_1 superiores fossem menos eficientes que F.11. Isso ficou evidente em nove lançamentos (F.09; F.12; F.14; F.15; F.17; F.18; F.19; F.20 e F.24), ou seja, 37,5% do total, que apresentaram eficiências abaixo da DMU F.11. Essa constatação sugere que as ineficiências das outras 14 DMU's são por outros fatores.

Analisando os lançamentos F.03, F.04 e F.05 que possuem o mesmo valor de X_1 (7 m/s) e são menores que X_1 de F.11 (8,4 m/s), verifica-se que a DMU de pior eficiência foi F.05 (2,6 %), isso se justifica devido esse lançamento possuir ELVn (81°) menor em relação a F.03 e F.04 (82°), ou seja, possui mais Erro TTE atrelado. Analisando apenas F.03 e F.04 que possuem o mesmo X_1 e ELVn, temos que DMU F.04 foi a mais eficiente, isso se justifica por ela possuir menor variação de elevação ($Z_2 = 1,4$) do que F.03 ($Z_2 = 1,7$), isto é, F.04 tem o mesmo Erro TTE adicionado, porém menos incremento do Erro DVU. Esse comportamento se repete, ao compararmos F.08, F.10 e F.21 com $X_1 = 6,6$ ($\pm 0,1$) e ELVn de, 82° , 82° e 80° , respectivamente.

O comportamento para X_1 iguais também foi detectado em lançamento com intensidade de VB maior que F.11, como nos lançamentos F.14 e F.15 com $X_1 = 9,3$ m/s, onde ambos possuem a mesma ELVn (80°), porém F.15 possuiu melhor eficiência porque realizou menor ajuste de elevação ($Z_2 = 1,5$) do que F.14 ($Z_2 = 2,1$), ou seja, mesmo Erro TTE associado e menos Erro DVU incrementado. De modo análogo, foi constatado para X_1 de valores muito próximo entre si e maiores que X_1 de F.11, como nos lançamentos F.09 e F.24, onde o X_1 valem 9,6 e 9,7, respectivamente, e ELVn igual a 82° para ambos, que resultou em F.24 mais eficiente em virtude do menor ajuste de elevação.

Diante dessas constatações, pode-se inferir que os lançamentos podem ser analisados também a partir desses parâmetros de inserção de erros atrelados ao MCAS e não somente pela maior ou menor dispersão do PI de cada voo. Ao analisar o perfil da DMU F.02, tem-se que ela possui: o menor valor de intensidade de VB (5 m/s) entre todos os lançamentos; a maior ELVn (82°) da amostra, que proporciona menor Erro TTE inserido; um mediano valor de variação de ELV no ajuste, que tende a amenizar o incremento do Erro DVU; um ângulo de incidência do VB (\emptyset) baixo, que proporciona menor inserção de Erro AZI, logo esse lançamento deveria ser

o mais eficiente de acordo com os parâmetros de valor da intensidade de vento e os erros atrelado ao MCAS.

Entretanto, esses parâmetros não são suficientes para justificar a ineficiência de F02. O parâmetros que justifica F.02 ter a EG mais baixa da amostra está atrelado ao seu desempenho nos subprocessos da OLFS analisados na abordagem NDEA, visto que no primeiro subprocesso, o EAL, esse lançamento teve eficiência de 100%, idêntica a eficiência e F.11, porém no segundo estágio, o EVA, seu desempenho foi o pior de todos, com 0,6% de eficiência em virtude da queima não satisfatória do propelente do foguete (ver subseção 8.1 e 8.2) parâmetro exógeno ao MCAS.

Os lançamentos F.07 e F.23 são o segundo e terceiro mais ineficientes da OLFS. Eles possuem o mesmo valor de X_1 (7,4 m/s) e $Z_2(1,1)$. Como F.07 possui ELVn (82°) maior que de F.23 (72°), esperava-se que F.07 fosse mais eficiente, todavia isso não ocorreu, logo esses parâmetros não são capazes de elucidar essas eficiências. Novamente, o que elucidada essas eficiências estão nos desempenhos desses lançamentos nos subprocessos da OLFS. No EAL, o lançamento F.07 (68,2%) obteve eficiência superior de 35% a mais que o lançamento de F.23 (50,5%), entretanto no segundo estágio, o EVA, o lançamento F.07 foi 68,4% mais ineficiente do que F.23, devido a queima não satisfatória do propelente do foguete (ver subseção 8.1 e 8.2), comportamento análogo ao F.02.

Entre os lançamentos F.06 e F13, esperava-se que F.06 fosse mais eficiente que F.13, pois essa DMU tem valor de X_1 muito próximo de F.13, com 6,2 e 6,3 m/s, respectivamente, além de possuir ELVn (82°) superior ao F.13 e menor variação na elevação com 0,5 a menos que o primeiro lançamento. No entanto, isso não ocorreu nas referenciais elucidadas e também não respondem satisfatoriamente os desempenhos. Ao recorrer as análises do NDEA para a OLFS, o melhor desempenho de F.13 é elucidado, visto que essas análises apontam que este voo obteve melhor eficiências no EAL, de 75,4% a 61,3%, e no EVA, de 10,1% a 4,5%, em virtude da menor variação do perfil do ajuste final do Lançador e o perfil do H0, além da compensação do vento possuir mais níveis de altitudes (61) do que F.06(58), fatores externos ao MCAS.

Nos lançamentos F.12(8,6 m/s) e F.17(8,9 m/s), que possuem ELVn de 80° , a eficiência superior esperada de F.12 em relação ao X_1 não ocorre, apesar de possuir menor valor de X_1 e Z_2 . Ao recorrer as análises as eficiências pelo método NDEA, consta-se que ambos tiveram a mesma eficiência 2,9% no EVA, porém F.12 teve eficiência superior a F.17, de 83,9% a 76,4% em EAL, em virtude da compensação do vento de F.12 possuir 59 níveis no cálculo do VB e F.17 apenas 58 níveis.

A análise de desempenho do FTB atualmente leva em consideração apenas o desvio em alcance do PI, diferença entre o alcance nominal e o alcance do impacto do foguete no mar, cujas referências são dispersão 3σ , com desvio de alcance tolerável até 3500m do PIn, e 1σ , com dispersão de até 1200m do PIn (AVIBRAS, 2014). A Tabela 9 apresenta o rank dos 24 lançamentos do FTB referentes ao Dispersão do PI com valores absolutos do Desvio em Alcance (DPIVA) e sua dispersão relacionada, e ao método NDEA aplicado, com os valores de eficiências de seus estágios constituídos.

Tabela 9 – Rank das DMU's referente ao DPI e ao método NDEA

Rank	DMU	DPIVA	Dispersão	DMU	NDEA	EAL	EVA
1	F.11	0,047	1σ	F.11	1,0000	1,0000	1,0000
2	F.08	0,283	1σ	F.08	0,2081	0,6162	0,3377
3	F.24	0,311	1σ	F.01	0,1453	0,7578	0,1918
4	F.15	0,435	1σ	F.24	0,1307	0,7989	0,1636
5	F.01	0,448	1σ	F.15	0,0968	0,7823	0,1237
6	F.19	0,480	1σ	F.19	0,0888	0,9522	0,0932
7	F.20	0,589	1σ	F.13	0,0761	0,7539	0,1009
8	F.04	0,755	1σ	F.04	0,0731	0,8200	0,0891
9	F.13	0,817	1σ	F.10	0,0709	0,9620	0,0737
10	F.10	0,840	1σ	F.21	0,0630	0,2140	0,2942
11	F.09	0,949	1σ	F.03	0,0564	0,7971	0,0707
12	F.21	0,951	1σ	F.20	0,0554	0,1670	0,3319
13	F.03	0,990	1σ	F.09	0,0431	1,0000	0,0431
14	F.18	1,494	3σ	F.22	0,0339	0,8026	0,0422
15	F.22	1,582	3σ	F.06	0,0273	0,6126	0,0446
16	F.17	1,795	3σ	F.18	0,0260	0,8933	0,0291
17	F.14	1,898	3σ	F.05	0,0255	0,6787	0,0376
18	F.12	2,068	3σ	F.17	0,0246	0,8391	0,0294
19	F.05	2,140	3σ	F.14	0,0243	0,8870	0,0274
20	F.06	2,294	3σ	F.12	0,0220	0,7643	0,0287
21	F.16	2,461	3σ	F.16	0,0199	0,8017	0,0249
22	F.23	2,734	3σ	F.23	0,0193	0,5053	0,0382
23	F.07	6,484	*	F.07	0,0081	0,6818	0,0119
24	F.02	11,780	*	F.02	0,0064	1,0000	0,0064

Fonte: STS-CLBI, 2019.

* Dispersões fora de 3σ , porém dentro da Zona Protegida de Voo.

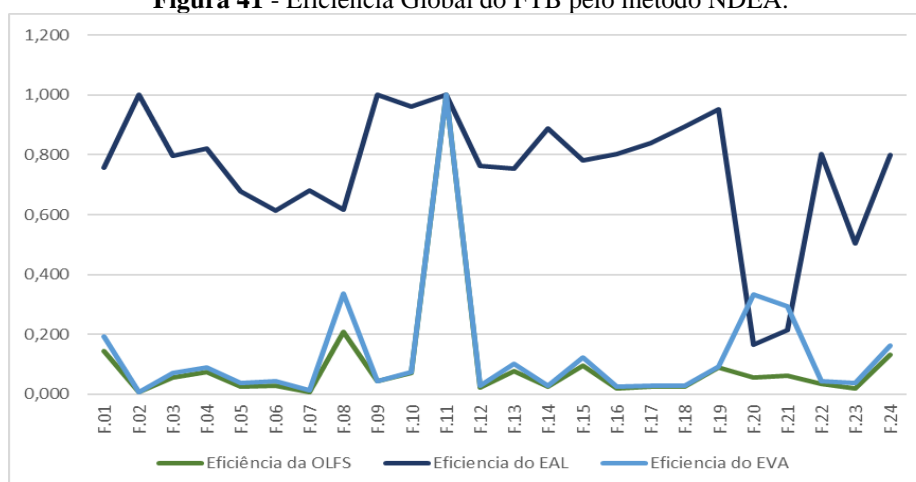
O *rank* apresentado na Tabela 9 considera que os lançamentos dos foguetes foram realizados dentro das margens de segurança estabelecidos pelo SSV do CLBI para o veículo atingir o PI ou cair dentro da Zona Protegida do Voo (ZPV). Sem essa condição, o voo não

ocorre. Apenas os lançamentos F.02 e F.07 não caíram dentro da dispersão desejada, mas caíram dentro da ZPV definida, em virtude dos motivos já enunciados neste capítulo.

Nos dois *ranks*, percebe-se a concordância no *benchmarking* dos lançamentos, a DMU F.11, e nas posições dos lançamentos F.08, F.19, F.04 e nos lançamentos F.16, F.23, F.07 e F.02, onde estes foram os lançamentos de piores desempenho, totalizando um terço da amostra. Nos demais lançamentos, o método NDEA apontou melhoria de desempenho dos lançamentos F.01, F.13, F.10, F.21, F.03, F.05 e F.06, assim como apontou piora no desempenho dos lançamentos F.24, F.15, F.20, F.09, F.18, F.17, F.14 e F.12.

A figura 41 apresenta a eficiência global do FTB pelo método NDEA e as eficiências por estágio. O método NDEA aponta que a queda de eficiência da OLFS está diretamente relacionada ao desempenho dos foguetes no voo atmosférico, sobretudo devido existência de fatores fora de controle no processo da OLFS, por isso a EG ficou próximo a eficiência do EVA.

Figura 41 - Eficiência Global do FTB pelo método NDEA.



Fonte: Elaborado pelo autor a partir de STS-CLBI, 2019.

Diante do que fora discutido neste capítulo, a análise de desempenho da OLFS através do método NDEA apresentou uma análise de eficiência dos voos mais consistente e abrangente do que a análise que leva somente em consideração o valor da dispersão do PI, visto que essa análise reflete, tanto os efeitos gerais que sofre a OLFS, como a intensidade do vento, a modelagem do MCAS para o cálculo do PI e VB e o desvio em alcance do PI, quanto aos subprocessos inerentes e constituintes da OLFS, focados neste trabalho em dois estágios, o EAL e o EVA, que levam em consideração fatores exógenos da modelagem do MCAS e as condições do ambiente terrestre atmosférico, tanto da região do campo de lançamento, quanto a região da trajetória do voo.

CAPÍTULO 9 - CONCLUSÕES

Este trabalho teve como objetivo principal propor a metodologia de Análise Envoltória de Dados em Rede (NDEA) para avaliar a eficiência da Operação de Lançamento de Foguetes de Sondagens. Foi mostrado que a eficiência da OLFS vai além de apenas refletir o erro do lançamento associado ao desvio do alcance e sua dispersão em relação ao PI, pois ficou evidenciado que existem outros fatores que afetam a eficiência do lançamento, como os erros atrelados ao MCAS, a metodologia de construção do perfil de vento e os subprocessos de EAL e EVA inerentes a OLFS.

Do ponto de vista da Segurança de Voo, este novo método torna o SSV do CLBI capaz de melhor avaliar a eficiência do lançamento de um veículo aeroespacial, pois proporciona identificar as etapas da OLFS que afetam diretamente esse processo, de modo que possa tomar decisões sobre o período do ano para a Campanha de Lançamento de Foguete (CLF) que melhor se adequa as características do veículo aeroespacial, sobre a escolha do perfil de voo a ser adotado no lançamento e quais parâmetros da OLFS devem ser aperfeiçoados, afim de garantir a segurança do lançamento em sua integralidade. Isto demonstra a grande relevância da aplicação do método NDEA.

Além disso, o método NDEA proporciona avaliação do processo em conformidade com a teoria apresentada por Lewis (1949). Esta é a mesma teoria em que se baseiam os métodos consagrados nos demais centros de lançamento do mundo, como Estados Unidos da América (GSFC, 2013) e Europa (JUNG et al., 2009), bem como é o método atualmente aplicado no CLA para voos orbitais e suborbitais (YAMANAKA e GOMES, 2001). Desta forma, a incorporação deste novo método pelo CLBI será um grande diferencial competitivo no segmento de lançamento suborbital, quiçá orbital, além de pode ser aplicado de forma imediata pelos Centros de lançamento do mundo.

Com isso, este trabalho atinge os seus objetivos em todos três níveis:

- **Operacional:** na utilização de novo método para aprimorar o processo e os subprocessos da OLFS realizadas pelo CLBI;
- **Tático:** na concepção, no desenvolvimento e na implementação de uma nova metodologia para a avaliação da OLFS a fim de obter dos parâmetros que melhor representam a eficiência ou ineficiência dos lançamentos;
- **Estratégico:** no desenvolvimento científico e tecnológico dos Centros de lançamentos do Brasil para a criação de soluções inovadoras que tragam diferencial competitivo ao país perante os demais centros de lançamento do mundo.

O CLBI não possui tradição na produção no meio científico-acadêmico, entretanto possui uma larga experiência no lançamento de veículos suborbitais a mais de 50 anos e a partir de 2009 passou a ser um Instituto de Científica, Tecnológica e de Inovação (ICT) do DCTA. Este trabalho espera contribuir com o CLBI para o cumprimento e melhoria contínua de sua missão institucional em executar e prestar apoio as atividades de lançamento e rastreo de engenho aeroespaciais e a coleta e processamento de dados de suas cargas úteis, resumidos na tríade preparar, lançar e rastrear.

9.1 CONTRIBUIÇÕES

Este trabalho proporcionou o incremento na literatura de pesquisa operacional e produtividade organizacional, à análise de eficiência do processo de OLFS da indústria aeroespacial, pois há pouquíssimas análises de eficiência na literatura sobre foguetes, assim como proporcionou a expansão da aplicação do método NDEA em áreas ainda não exploradas.

A revisão bibliográfica sistemática proporcionou a identificação da indústria do setor aeroespacial, no Brasil e no Mundo, e a compreensão do lançamento de foguetes espaciais, ao tipificar os foguetes espaciais; ao identificar os campos de lançamento de foguetes espaciais no mundo; ao sistematizar dos parâmetros para operação de lançamento de foguetes, orbital e suborbital; ao explicitar a OLFS e ao identificar os parâmetros para a mensuração de sua eficiência.

Apesar de apenas se tratar de uma forma de se utilizar os dados reais de lançamento e dos voos de foguetes, o método NDEA evidencia o grande potencial desta metodologia para a avaliação da OLFS.

Nesse contexto, a maior contribuição deste trabalho foi elucidar a OLFS não como o fim do processo ou de um projeto, mas como fonte de parâmetros de grande valia para o desenvolvimento e aprimoramento dos lançamentos de veículos aeroespaciais nos Campos de Lançamento no mundo e integrar a avaliação da OLFS ao ciclo de desenvolvimento contínuo do setor aeroespacial.

O método NDEA com dois estágios conectados em serie é apenas uma das possibilidades dentro da metodologia DEA para análise de eficiência de processos produtivos. Por isso, o foco deste trabalho foi elucidar os dois subprocessos inerentes ao processo de OLFS que são mensuráveis e que mais influenciam no lançamento de foguetes, de modo que seja usado pela SSV dos campos de lançamento para melhoria de seus processos internos.

9.2 LIMITAÇÕES

O CLBI possui mais de cinquenta anos de atividade, nesse tempo houve modificações na confecção e no armazenamento dos relatórios nos diversos lançamentos de diferentes tipos de foguetes lançados no Centro, onde muitos deles foram, ou confidenciais, ou de tecnologia sensível, ou de segurança nacional, por isso seus dados não foram arquivados no CLBI e não foi possível avaliar lançamentos anteriores a 2009.

Posterior a essa data, foram lançados no CLBI o foguete VS-30, cujos dados são de propriedade do IAE e não se teve acesso; o foguete SBAT-70 de propriedade do CLBI, foguete monoestágio de pequeno porte com apogeu de 6 km e alcance de 3 km, porém é lançado sem Compensação de Vento e por isso não entrou na amostra; o foguete FTI só foi lançado três vezes no Centro e não possui número significativo de voos para a análise de eficiência pela NDEA.

Dado o limitante de tempo para este trabalho e não disponibilidade de todas as sondagens atmosféricas realizadas nas campanhas de lançamentos do FTB, não foi possível realizar uma análise rigorosa em cada perfil de vento de cada uma das vinte e quatro SGA, SBA e SBAr utilizadas em cada uma das 24 cronologias de lançamento, pois só foram analisados os relatórios de 24 sondagens de cada Ajuste do Lançador e de 16 relatórios de sondagem no instante do H0. A ausência de 8 relatórios impossibilitou verificar a mudança dos valores de vento no momento da decolagem e suas possíveis influências, porém isso não afetou a aplicação do método NDEA.

O armazenamento dos dados de processo de lançamento de foguete não possui uma padronização em seu formato, pois cada equipe é responsável por uma determinada informação e cada proprietário, seja de foguete, seja da carga útil, requer uma informação específica de seu produto, que estão relacionados as suas tecnologias de inovação. Essa não padronização induz nas pesquisas acadêmicas uma busca, recuperação e análise de informações em um maior período disponível.

9.3 TRABALHOS FUTUROS

Existem outros trabalhos que podem ajudar no processo de melhoria da OLFS, de modo que, com as modificações implementadas, a operação pode ser (re)avaliada pelo método NDEA e proporcione aferir o antes e o depois dos lançamentos: (1) a melhoria da construção do perfil do vento em relação ao VS e ao VA; (2) a redução tempo do Ajuste do Lançador na cronologia

de lançamento; (3) a aplicação do Método Baseado em Simulações Mosca (MBS Mosca) para a obtenção dos parâmetros de segurança de voo e a (3) revisão dos parâmetros terrestres (Climáticos) da região atmosférica do CLBI utilizados no MCAS no Centro.

A coleta de VS pode ser aprimorada com a construção de uma nova torre anemométrica no CLBI com seis níveis de altitude, análogo ao do CLA, para incremento de níveis que meçam até pelo menos 100m de altitude, pois atualmente o Centro possui quatro níveis cuja maior altitude é de 73 metros, visto que os VS são os fatores de maior influência no perfil das trajetórias e voo de foguetes suborbitais (60% no FTB) (DA MATA, 2017). Com isso, os dados dos anemômetros proporcionarão uma melhora na precisão dos VS no CLBI entre 7,7% e 16,7% (ver Quadro 21) e diminuição do incremento dos Erro DHBS e o Erro DSH0.

As medições dos VA podem ser realizadas por balões meteorológicos de maior alcance de altitude do que o atual 24 km do KCI 350, como o KCI 600(29,8km) ou KCI 800 (32km). Isso a curto prazo melhora o alcance das altitudes superiores na sondagem, porém ainda possui a problemática da defasagem do tempo e a diferença da posição geográfica dos balões meteorológicos e a posição das trajetórias de voos. Isso proporcionará redução do Erro AMDS.

Outra medida para melhoria da coleta VA é implementar o perfilador de vento análogo ao do CLA, modelo LAP-12000 da Vaisala, para ser fonte de dados dos VA junto ao SSV do CLBI. Este equipamento fornece perfis verticais de ventos entre 1500m a 6000m de altitude, com medidas em camadas de 145m com intervalo de 10 min (DA MATA, 2017).

Esse perfilador proporcionará dados de vento com uma correlação moderada a forte quando comparado às radiossondagens (CUSTODIO et al.,2016) e poderá integrar a composição dos ventos da SBA se for medido a mais de 20 min do H0 ou substituir a SBA nessas altitudes, se o tempo for inferior a 20 minutos, na composição final do perfil de VS. Isso proporcionará redução do Erro AMDS, do Erro DSH0 e do Erro DHBS.

Para a redução tempo do Ajuste do Lançador na cronologia de lançamento, pode ser adotada a proposta de Garcia (2007) a qual propõe uma arquitetura de sistema para automatizar o ajuste final do lançador em AZIc e ELVc nos lançadores de foguetes de sondagem não-guiados. Os ensaios realizados com o protótipo de lançador automático, criado por ele, mostraram ser capazes de realizar automaticamente o posicionamento de lançadores durante cronologia de lançamento, para compensar a influência do vento na trajetória do foguete, com o objetivo de diminuir a dispersão de impacto de foguetes não-guiados.

O sistema automatizado de ajuste do lançador foi preparado para efetuar as correções nos ângulos de AZI e ELV a cada 20 segundos, de acordo com os valores calculados pelo software GUARÁ no modo automático de correção do lançador no CLA, atualmente o ajuste

final ocorre entre 7 e 5 minutos antes do H0. No CLBI, esse sistema deve ser adaptado ao software POTENGI, análogo ao GUARÁ, porém com as particularidades da OLFS do CLBI e sua região. Esse sistema tende a reduzir o incremento do Erro DVU e Erro TTE no MCAS.

Para melhorar o MCAS utilizado no POTENGI, sugere-se aplicação do Método Baseado em Simulações Mosca (MBS Mosca) proposto por Da Mata (2017) para a obtenção dos parâmetros de segurança de voo, Deslocamento do Vento Unitário (DVU) e a Curva de Pesagem do Vento (CPF) a partir dos voos do FTB do CLBI. Com isso, espera-se aprimorar a compensação do vento na origem dos cálculos e isso proporcionará a redução dos Erros DVU, TTE e AZI.

A revisão e/ou atualização dos parâmetros terrestres (Climáticos) da região atmosférica do CLBI colaborará:

- Na tomada de decisão do período que pode ocorrer a Campanha de Lançamento no Centro: isso proporciona atender as condições e as peculiaridades do produto, carga útil e veículo aeroespacial, a serem lançados na data do lançamento e a execução dos processos de preparação, lançamento e rastreamento da OLFS, para minimizar os erros associados ao planejamento operacional;
- Na atualização dos parâmetros climáticos utilizados nos cálculos de pesagem do vento do MCAS no POTENGI: as médias mensais de velocidade vetorial ajudam na escolha do ELVn a ser adotada na cronologia, de modo que amenize o incremento do Erro DVU, e as médias da direção do vento do CLBI proporcionará pré-calcular o ângulo de incidência do VB máximo tolerável no lançamento, para reduzir o Erro CAZI.

As variações em apogeu estão diretamente relacionadas as variações do alcance dos lançamentos, visto que ao ocorrer um apogeu abaixo do esperado, espera-se que ocorra um alcance maior que ao esperado, e vice-versa, portanto as variações de apogeu foram avaliadas indiretamente pelo método NDEA aplicado nesta pesquisa. Logo, sugere-se a busca de uma abordagem de eficiência pelo método NDEA com três estágios para incluir a variação do apogeu de voo de modo que esse parâmetro seja diretamente avaliado e suas discrepâncias aferidas na OLFS.

REFERÊNCIAS

AAB – ASSOCIAÇÃO AEROESPACIAL BRASILEIRA. **Estatuto Social**. São José dos Campos, 2013. Disponível em: <<http://aeroespacial.org.br/wp-content/uploads/2017/08/Estatuto-registrado-2014.pdf>>. Acessado em: 22 mar 2019.

AEB - AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Programa Nacional de Atividades Espaciais: PNAE: 2012 - 2021 / Agência Espacial Brasileira**. Brasília: Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação, Agência Espacial Brasileira, 2012. 36 p.: il.

_____. **Demandas Nacionais do Setor Espacial: Relatório Parcial – AEB**. Out 2018. Disponível em: <<http://forumindustriaespacial2018.aeb.gov.br/relatorios-parciais>>. Acessado em: 30 mar 2019.

AMARANTE, O. A. C. do.; BROWER, M.; ZACK, J.; SÁ, A. L.de. **Atlas do Potencial Eólico Brasileiro**. Brasília: Ministério de Minas e Energia, 2001.

AN, Q.; CHEN, H.; XIONG, B.; WU, J.; LIANG, L. Target intermediate products setting in a two-stage system with fairness concern. **Omega (United Kingdom)**, v. 73, p. 49–59, 1 dez. 2017.

AVIBRAS. **Análise de dados técnicos AV-FTB**. Jacareí, São Paulo. 05 abr 2010.

_____. **Foguete de treinamento básico AV-FTB: manual técnico**. Jacareí, São Paulo. Rev 02, 23 out 2014.

BANKER, R. D.; CHARNES, A.; COOPER, W. W. Some model for estimating technical and scale inefficiencies in data envelopment analysis. **Management Science**, v. 30, N° 9, p. 1078-1094, 1984.

BARROS, J. de J. **Análise estatística das trajetórias dos voos dos foguetes de treinamento do CLA**. Centro de Lançamento de Alcântara. Divisão de Operações. Seção de Trajetografia e Sincronização. Alcântara, dezembro de 2013.

BOWLIN, W. F. A Characterization of the Financial Condition of the United States' Aerospace-Defense Industrial Base. **Omega, Int. J. Mgmt Sci.** Vol. 23, N°. 5, pp. 539-555, 1995.

BRASIL. Ministério da Defesa. Comando da Aeronáutica. Departamento de Controle do Espaço Aéreo. **Portaria DECEA N° 107/DGCEA**, de 12 de julho de 2018. Aprova a modificação da ICA 105-16, Instrução sobre Códigos Meteorológicos.

CEPEL. Centro de Pesquisas de Energia Elétrica. **Atlas do Potencial Eólico Brasileiro: Simulações 2013**. Rio de Janeiro: CEPEL, 2017.

CHARNES, A.; COOPER, W. W. Programming with linear fractional functionals. **Naval Research Logistics (NRL)**, v. 9, n. 3-4, p. 181-186, 1962.

CHARNES, A.; COOPER, W. W.; RHODES, E. Measuring the efficiency of decision-making units. **European Journal of Operational Research**, v. 2, n. 6, p. 429–444, 1978.

CHEN, Y.; COOK, W. D.; LI, N.; ZU, J. Addictive Efficiency Decomposition in Two-Stage DEA. **European Journal of Operational Research**, v. 196, p. 1170–1176, 2009.

CLA – CENTRO DE LANÇAMENTO DE ALCÂNTARA. Disponível em: < <http://www2.fab.mil.br/cla/>>. Acessado em: 06 mar 2019.

CLBI – CENTRO DE LANÇAMENTO DA BARREIRA DO INFERNO. Disponível em: < <http://www.clbi.cta.br/internet/>>. Acessado em: 02 mar 2019.

CUSTODIO, D. M.; YAMASAKI, J.; QUINSAN JR, H. R.; FISH, G. **Perfilador de vento no Centro de Lançamento de Alcântara: uma análise estatística**. Ciência e Natura, Santa Maria v.38 Ed. Especial- IX Workshop Brasileiro de Micrometeorologia, 2016, p. 291 – 294. Revista do Centro de Ciências Naturais e Exatas – UFSM.

_____. **Programa de trabalho anual do centro de lançamento da barreira do inferno**. Boletim do Comando da Aeronáutica, nº 050, de 28 de março de 2017.

DA MATA, H. O. **Modelo de cálculo de parâmetros de segurança de veículos suborbitais baseado em voos do Centro de Lançamento de Alcântara**. 2017. 110f. Dissertação (Mestrado em Ciências e Tecnologias Espaciais) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São Jose dos Campos, 2017.

DA MATA, H. O.; LINDO, N. C. Atuação da segurança de voo nos foguetes FTB. **Anais do VI Fórum de Pesquisa e Inovação – FoPI**, 2016, Parnamirim, RN, Brasil.

DCTA - DEPARTAMENTO DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL. Plano setorial do departamento de ciência e tecnologia aeroespacial. **Boletim do Comando da Aeronáutica**, nº 077, de 10 de maio de 2017.

DESPOTIS, D. K.; KORONAKOS, G.; SOTIROS, D. Composition versus decomposition in two-stage network DEA: a reverse approach. **Journal of Productivity Analysis**, v. 45, n. 1, p. 71-87, 2016.

DINIZ, M. T. M; PEREIRA, V. H. C. **Climatologia do Estado do Rio Grande do Norte, Brasil: Sistemas Atmosféricos Atuantes e Mapeamento de Tipos de Clima**. Bol. Goia. Geogr. (Online). Goiânia, v. 35, n. 3, p. 488-506, set./dez. 2015.

DONG, P.; OIAO, K.; YANG, M. Operational efficiency across the Chinese aerospace industry: a DEA and Malmquist analysis. **Chinese Management Studies**, Vol. 9 Iss: 4, pp.553-570. 2015.

EMROUZNEJAD, A.; YANG, G. A survey and analysis of the first 40 years of scholarly literature in DEA: 1978-2016. **Socio-Economic Planning Sciences**. (mar 2018), v. 61, p. 4 - 8.

FITZGIBBON, K. T., FISH, G. Estudo sobre os Ventos Atmosféricos Aplicados ao Projeto de Sistemas Aeroespaciais. **Relatório Técnico do Instituto de Aeronáutica e Espaço**, nº 07/89, 1989. 36 p.

FOMIN, M.; ZVEGINTSEV, V. I.; MAZHUL', I. I. E SHUMSKII, V. V. Analysis of efficiency of using hybrid propulsion for accelerating small-size rockets starting from the earth

surface. **Journal of Applied Mechanics and Technical Physics**, Vol. 51, No.6, pp. 792–799, 2010.

GARCIA, A. **Automatização aplicada a lançadores de foguetes de sondagem para compensação da influência dos ventos**. 2007. 148f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) - Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual, 2007.

GSFC. **Range Safety Manual for Goddard Space Flight Center – Wallops Flight Facility**. Wallops Island – VA/USA, 2013.

HINOJOSA, M. A.; LOZANO, S.; MÁRMOL, A. M. Nash decomposition for process efficiency in multistage production systems. **Expert Systems with Applications**, v. 55, p. 480–492, 2016.

IFI – INSTITUTO DE FOMENTO E COORDENAÇÃO INDUSTRIAL. **Plano de Gestão de Logística Sustentável do Instituto de Fomento e Coordenação Industrial. ICA 400-41**, 2016. Disponível em: <<http://www.ifi.cta.br/index.php/plano-de-gestao-de-logistica-sustentavel-2016>>. Acessado em: 20 mar 2019.

INMAN, O.; ANDERSON, T.; HARMON, R. Predicting U.S. jet fighter aircraft introductions from 1944 to 1982: A dogfight between regression and TFDEA. **Technological Forecasting and Social Change**, v. 73, n. 9, p. 1178–1187, 1 nov. 2006.

INPE - INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **Plano Diretor do INPE 2016-2019**: São José dos Campos, 2016. Disponível em: <http://www.inpe.br/noticias/arquivos/pdf/Plano_Diretor_2016-2019.pdf>. Acessado em: 22 mar 2019.

ITA - INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA. **Plano de desenvolvimento institucional** / Organizado por Fernando Toshinori Sakane, São José dos Campos: ITA, 2011. v.1: parte 1-3; v. 2: parte 4 – anexos. Disponível em: <http://www.ita.br/sites/default/files/pages/PDI_ITA%20Partes%201%2C%202%20e%203.pdf>. Acessado em: 20 mar 2019.

KAO, C. Network data envelopment analysis: A review. **European Journal of Operational Research**, v. 239, n. 1, p. 1–16, 2014.

KAO, C.; HWANG, S. N. **Efficiency decomposition in two-stage data envelopment analysis**: An application to non-life insurance companies in Taiwan. **European Journal of Operational Research**, v. 185, n. 1, p. 418–429, 2008.

LINDO, N. C.; VIANA, M. A. M. Análise das Restrições de Lançamento no CLA. **Anais do VII Fórum de Pesquisa e Inovação – FoPI**, 11 a 14 de setembro de 2017, Parnamirim, RN, Brasil.

LEWIS, J. V. **The Effect of Wind and Rotation of the Earth on Unguided Rockets**. Ballistic Research Laboratories Report n° 685, March, 1949.

LOUIS, J. E. **Monitoração da trajetória em tempo-real de veículos espaciais: suporte na tomada de decisão pela segurança de voo.** 2006. 153fls. Dissertação (Mestrado em Computação Aplicada) - Instituto Nacional de Pesquisa Espaciais, São José dos Campos, 2006.

LOZANO, S. Process efficiency of multistage production systems. **IFAC Proceedings V. 46, Issue 9, 2013, p. 887-892.**

LUZ, M.C. da. **Política e programas para o setor aeroespacial do Brasil: uma análise comparada com o Canadá.** 2010. 409f. Tese (Doutorado em Engenharia de Produção) - Escola Politécnica, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2010.

MOTTA, Adauto Gouveia. **Segurança no manuseio de foguete.** Instituto Nacional de Atividades Espaciais- INPE. São José dos Campos, 2004.

NASA - NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. Terrestrial environment (climatic) criteria handbook for use in aerospace vehicle development. **NASA Technical Handbook.** NASA-HDBK-1001 AUGUST 11, 2000.

NASCIMENTO, E. G. S. **Desenvolvimento de ferramentas computacionais para simulação da dispersão de gases liberados por veículos espaciais no centro de lançamento de Alcântara.** 2016. 180f. Tese (Doutorado em Engenharia Ambiental). Centro Tecnológico, Universidade Federal do Espírito Santo, 2016.

NASH, J. F. (1950). The bargaining problem. **Econometrica**, vol. 18 (2), 155–162.

NASH, J. F. (1953). Two-person cooperative games. **Econometrica**, 21(1), 128–140.

PALMERIO, A. F. **Introdução a tecnologia de foguetes.** São José dos Campos, dez 2013, 333p.

RIBEIRO, L. D. **Avaliação do Sistema Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais.** 2007. 165fs. Dissertação (Mestrado em Administração) – Escola Brasileira de Administração Pública e Empresas, Fundação Getúlio Vargas – FGV, Rio de Janeiro, 2007.

RIBEIRO, M.V. F. **Metodologia de projetos e validação de motores foguetes a propulsão sólida.** 2013. 78f. Dissertação (Engenharia Mecânica) Escola de engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2013.

ROSA, L. C. **Simulação da dispersão de alumina no centro de lançamento de Alcântara em diferentes condições de estabilidade atmosférica.** 2017. 58f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Ambiental) – Centro Tecnológico, Universidade Federal do Espírito Santo, Vitória, 2017.

RUBEM, A. P. dos S.; BELTRÁN, P. M.; MELLO, J. C. C. B. S. de. Avaliação da eficiência das companhias aéreas brasileiras utilizando um modelo DEA em rede baseado em folgas. XVII Simpósio de Pesquisa Operacional e Logística da Marinha, **Blucher Marine Engineering Proceedings**, Volume 1, 2014, Pages 249-261

SANTOS, D. G. dos. **Planejamento de sistemas de proteção contra descargas atmosféricas para unidade habitacionais de baixa renda.** Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica) – Instituto de Tecnologia, Universidade Federal do Pará, Belém, 2014.

SARAFIDIS, V. An Assessment of Comparative Efficiency Measurement Techniques. **Measurement Techniques**, n. October, p. 24, 2002.

SCHMIDT, D. M. **Dinâmica das configurações de formação e inibição das chuvas do Rio Grande do Norte:** caracterização hidroclimática do estado. 2014. 136f. Tese (Doutorado em Ciências Climáticas) – Centro de Ciências Exatas e da Terra, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2014.

SILVA, A. F. G. da; FISH, G. Avaliação do modelo WRF para a previsão do perfil do vento no Centro de Lançamento de Alcântara. **Revista Brasileira de Meteorologia**, v.29, n.2, 259 - 270, 2014.

SILVA, E. L da; MENEZES, E. M. **Metodologia da pesquisa e elaboração de dissertação.** 4. ed. rev. atual. Florianópolis: UFSC, 2005. 138p.

SILVA, M. F. da. **O Programa Espacial Brasileiro em perspectiva histórica:** do início a 2010. *Parc. Estrat. • Ed. Esp. • Brasília-DF • v. 18 • n. 37 • p. 195-208 • jul-dez 2013*

SILVEIRA, G. **Desenvolvimento de uma ferramenta computacional para simulação de voo de veículos lançadores.** 204. 120f. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2014.

SIPRI - STOCKHOLM INTERNATIONAL PEACE RESEARCH INSTITUTE. **The sipri top 100 arms-producing and military services companies, 2017.** Disponível em: <https://www.sipri.org/sites/default/files/2018-12/fs_arms_industry_2017_0.pdf>. Acessado em: 27 mar 2019.

SME-CLBI - Seção de Meteorologia do CLBI. **Climatologia do CLBI entre 1977 a 2018.** Parnamirim-RN, jun 2019.

STS-CLBI – Seção de Trajetografia e Sincronização do CLBI. **Relatório de dados de voo dos foguetes de treinamento básico do CLBI de 2009 a 2019.** Parnamirim-RN, 2019.

SVO-CLBI – Seção de Segurança de Voo do CLBI. **Relatório do Potengi dos perfis de vento de superfície e altitude do FTB de 2009 a 2019.** Parnamirim-RN, 2019.

SUTTON, G. P; BIBLARTZ, O. **Rocket propulsion elements.** John Wiley & Sons, Inc: Hoboken, New Jersey, 2010.

TEXEIRA, E. M. dos S. **Uma contribuição à aplicação do conceito de gestão de projetos no lançamento de veículos espaciais:** o caso do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno. 2007. 154fls. Dissertação (Mestrado em Engenharia da Produção) - Centro de Tecnologia, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2007.

UNOOSA - UNITED NATIONS OFFICE FOR OUTER SPACE AFFAIRS. **Annual Report 2017.** Disponível em:

<http://www.unoosa.org/documents/pdf/annualreport/UNOOSA_Annual_Report_2017.pdf>. Acesso em 10 mar. 2019.

YAMANAKA, S. S. C.; GOMES, R. M. **Technical Report 024, Launch Pad Setting Calculation – GRARÀ**. São José dos Campos – SP. Instituto de Aeronáutica e Espaço, 2001.

YUNG, W.; GOMES, R.de M.; LOUIS, J.E; NETO, O. de S. Aeolus – wind weighting program and concept for unguided suborbital launch vehicles. In: ESA. **19th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research**. Bad Reichenhall – Alemanha, 2009. Disponível em: <http://www.spaceflight.esa.int/pac-symposium2009/proceedings/papers/s3_14jung.pdf>. Acessado em: 03 abr. 2020.

ZHOU, Z.; SUN, L.; YANG, W; LIU, W; MA, C. A bargaining game model for efficiency decomposition in the centralized model of two-stage systems. **Computers & Industrial Engineering**, v. 64, n. 1, p. 103-108, 2013.

ZHU, J. Quantitative models for performance evaluation and benchmarking: data envelopment analysis with spreadsheets. **International Series in Operations Research & Management Science**. Springer, 2014.

APÊNDICE A - Websites das agências espaciais consultadas

AEB - Agência Espacial Brasileira. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/>>. Acessado em: 06 mar 2019.

AEM – Agência Espacial Mexicana. Disponível em: <<https://www.gob.mx/aem>>. Acessado em: 17 mar 2019.

AfSA. African Space Agency. Disponível em: <<https://au.int/en/treaties/statute-african-space-agency>>. Acessado em: 20 mar 2019.

ASA - Australian Space Agency. Disponível em: <<https://www.industry.gov.au/strategies-for-the-future/australian-space-agency>>. Acessado em: 13 mar 2019.

ASAL - Algerian Space Agency. Disponível em: <<http://www.asal.dz/>>. Acessado em: 13 mar 2019.

ASI - Agenzia Spaziale Italiana. Disponível em: <<https://www.asi.it/>>. Acessado em: 12 mar 2019.

APSCO - Asia-Pacific Space Cooperation Organization. Disponível em: <<http://www.apsco.int/>>. Acessado em: 12 mar 2019.

CONAE - Comisión Nacional de Actividades Espaciales. Disponível em: <<https://www.argentina.gob.ar/ciencia/conae>>. Acesso em: 17 mar 2019.

CONIDA - Agência Espacial del Peru. Disponível em: <<http://www.conida.gob.pe/>>. Acessado em: 11 mar 2019.

CDTI - Centro para el Desarrollo Tecnológico Industrial. Disponível em: <<https://www.cdti.es/>>. Acessado em: 09 mar 2019.

CMSA - China Manned Space Agency. Disponível em: <<http://www.cmse.gov.cn/>>. Acessado em: 09 mar 2019.

CNES - Centre national d'études spatiales. Disponível em: <<https://cnes.fr/fr/>>. Acessado em 09 mar 2019.

CNSA - China National Space Administration. Disponível em: <<http://www.cnsa.gov.cn/english/>>. Acessado em: 09 mar 2019.

CSA /ASC - Canadian Space Agency / Agence spatiale canadienne. Disponível em: <<http://www.asc-csa.gc.ca/>>. Acessado em: 12 mar 2019.

DASHE - Danish Agency for Science and Higher Education. Disponível em:<<https://ufm.dk/en/research-and-innovation/political-priority-areas/space-and-denmark>>. Acessado em: 15 jun 2020.

DLR - DLR Space Administration. Disponível em: <<https://www.dlr.de/rd/en>>. Acessado em: 09 mar 2019.

ESA – European Agency Space. Disponível em: <<https://www.esa.int/ESA>>. Acessado em: 06 mar 2019.

GSA. European GNSS Agency. Disponível em: <<https://www.gsa.europa.eu/>>. Acessado em: 12 mar 2019.

ISA - Israel Space Agency. Disponível em: <<https://www.space.gov.il/en>>. Acessado em: 13 mar 2019.

ISA – Iranian Space Agency. Disponível em: <<http://www.isa.ir/index.php>>. Acessado em: 21 mar 2019.

ISRO - Indian Space Research Organisation. Disponível em: <<https://www.isro.gov.in/>>. Acessado em: 12 mar 2019.

JAXA - Japan Aerospace Exploration Agency. Disponível em: <<http://global.jaxa.jp/>>. Acessado em: 12 mar 2019.

KARI – Korea Aerospace Research Institute. Disponível em: <<https://www.kari.re.kr/eng.do>>. Acessado em: 17 mar 2019.

KASI - Korea Astronomy and Space Science Institute. Disponível em: <<https://www.kasi.re.kr/eng/index>>. Acessado em: 15 jun 2020.

KENSA - Kenya Space Agency. Disponível em: <<http://www.mod.go.ke/?p=10219>>. Acessado em: 12 mar 2019.

LSA – Luxembourg Space Agency. Disponível em: <<https://space-agency.public.lu/en.html>>. Acessado em: 17 mar 2019.

NASA - National Aeronautics and Space Administration. Disponível em: <<https://www.nasa.gov>>. Acessado em: 06 mar 2019.

NASRDA - National Space Research and Development Agency. Disponível em: <<http://nasrda.gov.ng/en/>>. Acessado em: 14 mar 2019.

NOSA ou **Norsk Romsenter** - Norwegian Space Agency. Disponível em: <<https://www.romsenter.no/eng/>>. Acessado em: 16 mar 2019.

NSSA - National Space Science Agency. Disponível em: <<https://www.nssa.gov.bh/>>. Acessado em: 15 jun 2020.

NZSA - New Zealand Space Agency. Disponível em: <<https://www.mbie.govt.nz/science-and-technology/space/>>. Disponível em: 10 mar 2019.

Portugal Space - Portuguese Agency Space. Disponível em: <<https://www.ptspace.pt/>>. Acessado em: 20 mar 2019.

ROSA - Romanian Space Agency. Disponível em: <<http://www2.rosa.ro/index.php/en/>>. Acessado em: 12 mar 2019.

ROSCOSMOS - State Space Corporation “Roscosmos”. Disponível em: <<http://en.roscosmos.ru>>. Acessado em: 06 mar. 2019.

SANSA - South African Space Agency. Disponível em: <<https://www.sansa.org.za>>. Acessado em: 12 mar 2019.

SNSA – Swedish National Space Agency. Disponível em: <<https://www.rymdstyrelsen.se/en/>>. Acessado em: 11 mar. 2019.

SRON - Netherlands Institute for Space Research. Disponível em: <<https://www.sron.nl/>>. Acessado em: 16 mar 2019.

SSAU - State Space Agency of Ukraine. Disponível em: <<http://www.nkau.gov.ua/en/>>. Acessado em: 13 mar 2019.

SSC - Saudi Space Commission. Disponível em: <<https://ssc.gov.sa/index-en.html>>. Acessado em: 15 jun 2020.

SSO – Swiss Space Office. Disponível em: <<https://www.sbf.admin.ch/sbf/en/home.html>>. Acessado em: 19 mar 2019.

SUPARCO - Pakistan Space and Upper Atmosphere Research Commission. Disponível em: <<http://www.suparco.gov.pk/>>. Acessado em: 11 mar 2019.

UAE Space Agency - United Arab Emirates Space Agency. Disponível em: <<https://www.space.gov.ae/>>. Acessado em: 12 mar 2019.

UKSA - UK Space Agency. Disponível em: <<https://www.gov.uk/government/organisations/uk-space-agency>>. Acessado em: 12 mar 2019.

UNOOSA - United Nations Office for Outer Space Affairs. Disponível em: <<http://www.unoosa.org/oosa/index.html>>. Acessado em 06 mar 2019.