



AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA
Área 5, Quadra 3, Bloco A, 1º Andar, Sala 114 - Bairro Setor Policial Sul, Brasília/DF, CEP 70610-200
Telefone: (61) 3411-5562 - <http://www.aeb.gov.br>

ESTUDOS PRELIMINARES

Processo nº 01350.000025/2020-58

Contratação por meio do instrumento Encomenda Tecnológica de solução embarcada padrão para medição, processamento e acompanhamento de posição e trajetória de voo em foguetes de classes variadas.

1. Introdução

Para atender a uma necessidade tecnológica do Programa Espacial e também como instrumento de estímulo ao desenvolvimento do setor espacial a Agência Espacial Brasileira (AEB) propõe a contratação, por meio do instrumento Encomenda Tecnológica (ETEC), de solução voltada a navegação e controle de foguetes. Para tanto, a presente análise tem por objetivo fornecer informações que subsidiam a contratação desse tipo de solução.

2. Objeto da Encomenda Tecnológica (ETEC)

O objeto da ETEC proposta pela AEB trata-se de solução embarcada para medição, processamento e acompanhamento de posição, velocidade e atitude durante a trajetória de voo de foguetes. A solução deve ainda contemplar a comunicação de dados de posição dos veículos em tempo real a operadores em solo.

Espera-se alcançar quatro protótipos de um Subsistema de Navegação Inercial (INS) com funcionamento integrado a um componente de posicionamento por GNSS, a um sistema de telemetria próprio e a uma fonte de energia dedicada. Os protótipos serão qualificados em diferentes condições de voo de acordo com os parâmetros de funcionamento alcançados pelo protótipo final.

3. Escolha da tecnologia

A ascensão de novos programas espaciais, junto ao crescente movimento de privatização do setor, caracteriza de certa forma uma nova corrida espacial. De acordo com a *Space Foundation* a economia espacial global cresceu 8,1% em 2018, alcançando a marca de US \$ 414,75 bilhões. Nesse cenário mundial, há uma crescente demanda por lançamentos de satélites. Em 2018 o número de lançamento de satélites aumentou em 46% em relação a década anterior. Esses dados indicam um ambiente favorável ao desenvolvimento de veículos lançadores nacionais. No entanto, existem pontos de risco de desenvolvimento tecnológico possivelmente impeditivos de tal empreitada.

O Brasil possui um programa espacial completo, com atividades iniciadas na década de 1960, na época em sua Comissão Nacional de Atividades Espaciais (CNAE). Como explicitado na Nota Técnica, complementar a esse estudo, de fato, o Brasil atua em todos os segmentos espaciais, como: segmento de solo e centros de lançamento, veículos lançadores, satélites e aplicações. Durante o desenvolvimento dos vários veículos suborbitais e tentativas de lançamento de satélites, o Programa Espacial Brasileiro se deparou, regularmente, com falhas de mercado e impossibilidade de acesso a certas tecnologias essenciais.

Devido à complexidade tecnológica de muitos dos componentes necessários, são poucos os programas espaciais nacionais e empresas capazes de fornecer serviços de exploração espacial. Tal fato cria um ambiente de competição em nível internacional que, amparado por questões de aplicações duais (civil e militar), acaba por restringir o acesso a certas tecnologias. Assim, é comum que grande parte dos subsistemas e componentes críticos sejam desenvolvidos internamente e de forma segura e perene.

Nesse contexto que a Encomenda Tecnológica aparece como um importante instrumento de compra para o setor espacial, uma vez que permite o estímulo à criação de soluções tecnológicas essenciais, através da percepção de um real risco tecnológico e gerenciamento do risco no processo de desenvolvimento do produto.

Ao definir a necessidade de desenvolvimento nacional de tecnologias espaciais, são observadas a criticidade e a inserção de tais componentes em rotas tecnológicas com aplicação duradoura e versátil. A criticidade tecnológica pode ser definida, de forma ampla, como um equacionamento entre: falha de mercado, continuidade de fornecimento, possibilidade de embargos comerciais, capacidade de desenvolvimento nacional, essencialidade e aplicabilidade da solução e o uso de tecnologias alternativas. De forma similar, o objeto de ETEC deve refletir uma solução a uma aplicação real, com evidente falha de mercado e inacessibilidade de aquisição (embargos comerciais e outras práticas que dificultem a compra). Ainda, deve-se atentar ao nível de maturidade tecnológica da solução desejada, de forma que o desenvolvimento não trate de provas conceituais nem da mera produção em escala de tecnologias já desenvolvidas anteriormente.

Então, a presente escolha do objeto de encomenda trata de uma análise de criticidade de subsistemas de aplicação espacial e de seus componentes; motivada pela necessidade de desenvolvimento da indústria nacional com um foco na demanda, ou atividade fim *"demand driven"*.

O desenvolvimento tecnológico de sistemas espaciais foi historicamente norteado pelas pesquisas em universidades e em institutos como o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) e o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). No entanto, os institutos de pesquisa voltados a área espacial no Brasil sofrem com uma crescente falta de pessoal especializado, agravada pela ausência de concursos e pelo grande número de aposentados a cada ano.

No passado identificou-se que cabia ao setor público desenvolver integralmente tecnologias críticas para o setor espacial, com o propósito de suprir as demandas nacionais. No Brasil, o resultado desse cenário foram projetos que ultrapassaram seus prazos, com recursos escassos e limitações no desenvolvimento tecnológico por falta de recursos humanos especializados.

Como forma de mudar o cenário em direção a iniciativas privadas de desenvolvimento, buscou-se o instrumento da Encomenda Tecnológica. A partir desse entendimento, a escolha do objeto da compra orientou-se pelo potencial de evolução do setor industrial brasileiro assim como pela capacidade de absorção de tecnologias desenvolvidas por institutos de pesquisa públicos. Complementarmente, foi priorizada a tecnologia com maior potencial de inserção no mercado mundial de forma competitiva e com possibilidade de aplicação dual.

De forma não exaustiva, a escolha do objeto da ETEC foi definida de acordo com os seguintes parâmetros:

- Aplicabilidade e Inserção na rota tecnológica de veículos lançadores;
- Risco e incerteza tecnológica (segundo Decreto Federal nº 9.283/2018);
- Falha no mercado nacional e internacional (inacessibilidade, instabilidade de fornecimento ou inexistência do produto para a aplicação necessária);
- Interesse de P&D no setor industrial nacional (inserção no mercado global);
- Nível de maturidade tecnológica nacional (TRL do sistema e seus componentes);
- Criticidade do subsistema e de seus componentes.

4. Detalhamento da tecnologia

Neste estudo preliminar realizado pela AEB, foram identificados subsistemas essenciais a futuros foguetes, como por exemplo os sistemas de: propulsão, guiamento e controle. Dentre estes, escolhidos aqueles que possuem risco de embargo comercial e não são ainda desenvolvidos nacionalmente.

Foi dada preferência às tecnologias com real falha de mercado mundial e com futura competitividade comercial. Finalmente optou-se pelo subsistema com maior risco de desenvolvimento tecnológico.

Atualmente, o Brasil está em processo de desenvolvimento de um foguete suborbital de grande porte, o VS-50. O veículo foi concebido em parceria entre o IAE e o Centro Aeroespacial Alemão em seu departamento DLR-MORABA, que realiza missões científicas com foguetes e balões em experimentos suborbitais, de microgravidade e supersônicos.

Na colaboração com o DLR, o Brasil encontrou apoio em subsistemas essenciais com a utilização da tecnologia e de recurso humano estrangeiro. Dentre os elementos de alta complexidade tecnológica e risco de desenvolvimento, o IAE foi responsável pelo desenvolvimento dos sistemas propulsivos. Já o DLR-Moraba, por possuir um corpo técnico especializado em certas áreas específicas, se ocupou do sistema de Navegação, Guiamento e Controle (GNC), dentre outros subsistemas de menor complexidade.

O GNC é um elemento essencial a qualquer foguete, principalmente aos de grande porte (futuros veículos nacionais da classe VLM e VLX previstos na rota tecnológica de veículos lançadores). Trata-se de um sistema com alto risco de embargo comercial, principalmente ao tratar de condições de operação próprias de veículos orbitais e aplicações em defesa.

Desta forma, a definição do objeto da ETEC se restringiu a subsistemas internos do sistema de GNC. As funções do sistema são efetuadas por três subsistemas correspondentes, descritos a seguir:

- O controle de trajetória é realizado por atuadores que direcionam a força gerada pelos sistemas propulsivos, que são específicos a cada classe de veículo. A atuação de tais elementos é diretamente relacionada ao subsistema de guiamento, que opera segue uma trajetória específica a cada missão.
- O guiamento do foguete é relacionado aos sinais de correção de trajetória enviados aos atuadores; realizando o processamento de correção em um computador com programação específica à trajetória e ao subsistema de navegação.
- A navegação é realizada pelo subsistema de sensores e processadores que integram a posição do veículo no tempo; sendo independente das outras duas funções (salvo pela compatibilidade nas interfaces).

Foi concluído então que, dentre as três funções de um GNC, o subsistema de navegação é o primeiro passo de desenvolvimento. Trata-se de uma tecnologia crítica, essencial e de alto risco de desenvolvimento tecnológico, principalmente relacionado à integração e aos sensores.

O subsistema de navegação é usualmente representado por um Sistema Inercial (INS) em funcionamento paralelo a um componente de posicionamento por GNSS (*Global Navigation Satellite System*).

O INS compõe uma técnica de navegação onde medições tridimensionais de aceleração são utilizadas para seguir a posição, orientação e velocidade de um objeto. O funcionamento de um sistema de navegação inercial é baseado inteiramente em medidas instantâneas de movimento (acelerômetros e giroscópios).

Um INS detecta mudanças em posição geográfica, em sua velocidade (direção e magnitude), e em sua orientação (rotação em torno de um eixo) a partir de aceleração do veículo e de um ponto de partida. Desta forma, é imune a influências externas por não exigir referências externas após sua inicialização. No entanto, sistemas INS podem ter seu processamento de posição influenciado pelo erro inerente de sensores, dentre outros. A integração no tempo pode propagar um erro de

posicionamento durante sua trajetória. A performance do subsistema pode ser melhorada se operada em paralelo a um sistema GNSS de validação instantâneas de posição.

A obtenção de sistemas de navegação de aplicação espacial representa historicamente um entrave às atividades brasileiras de pesquisa e desenvolvimento. O risco de embargo comercial segue uma ponderação de desempenho e aplicação, sendo especialmente presente em projetos de veículos lançadores.

Assim, fabricantes internacionais não oferecem acesso aos produtos com parâmetros de funcionamento específicos e satisfatórios às aplicações espaciais e de defesa. Muitas vezes omitindo qualquer reposta ou iniciando um diálogo silenciado à medida que a contraparte apresenta suas justificativas e seu usuário final “*end use*”.

Tal prática configura um embargo durante o processo de compra, ou “*on-the-fly*”. Outras formas de risco de compra são:

- Especificações funcionais e ambientais insuficientes para missões orbitais;
- Número de unidades restrito pelo fabricante ou representante;
- Itens não customizados à aplicação, com ausência de funções desejadas;
- Venda de itens obsoletos tecnologicamente.

5. Necessidade de Desenvolvimento

No Brasil os primeiros sistemas completos de guiamento, navegação e controle de foguetes foram integrados no veículo de sondagem Sonda IV, que era significativamente mais complexo do que seus antecessores.

Este foguete foi equipado com um subsistema de injeção secundária para controle de movimentos de arfagem e guinada, enquanto propulsores sólidos induziam seu rolamento. Em seu segundo estágio, a propulsão era realizada com auxílio de uma tubeira móvel, controlando vetorialmente o empuxo principal do veículo para realização de correções e manobras em arfagem e guinada. Todas as ações de controle e guiamento dependem intrinsecamente do funcionamento de um sistema de navegação, normalmente designados por um sistema integrado INS e GNSS.

Com a evolução tecnológica do foguete Sonda IV, foi desenvolvido o Veículo Lançador de Satélites VLS-1, primeira tentativa brasileira de produção de um dispositivo orbital. Tanto o Sonda IV quanto o VLS-1 previam uma manobra de alta complexidade no seu estágio propulsivo superior. Tratava-se de um movimento forçado de basculamento e estabilização em três planos (arfagem, guinada e rolamento), executada a uma altitude de 357 km.

Durante todo o voo, sinais de atuação eram fornecidos pela plataforma MIDAS (do fabricante Space Vector), acionando 8 eletroválvulas de controle de injeção secundária (passagem de nitrogênio por um sistema de gás frio - SGF). Velocidades angulares eram medidas por um bloco giroométrico fabricado pela empresa francesa SFIM. O modelo do processador era Intel 8086 com coprocessador aritmético 8087. O sistema também era responsável pelo envio de sinais para a seção de telemetria. Tanto os sensores de atitude como o par de processadores foram herança da plataforma ISIS, que foi um sistema de navegação de atitude solidária desenvolvido pelo IAE e apresentado em 1987.

O VLS-1, Veículo Lançador de Satélites, era um veículo de maior complexidade que seu predecessor, exigindo desenvolvimentos além daqueles testados no Sonda IV. O Brasil encontrou falhas de mercado de sistemas inerciais ao desenvolver o VLS-1. Meios usuais de aquisição de tais componentes não foram acessíveis para subsistemas mais exigentes. Assim, as soluções anteriormente utilizadas para veículos de sondagem não foram suficientes para o projeto de um veículo lançador de satélites.

No começo da década de 1990, pouco antes do lançamento do VLS-1 (1997), o Brasil passou por um forte embargo comercial relativo ao *Missile Technology Control Regime* (MTCR). Preocupações referentes a ações bélicas brasileiras levaram à restrição de componentes de navegação

inercial por países membros da MTCR. Como resultado, o VLS-1 foi equipado com um módulo inercial russo (membro não-MTCR), do fabricante SIE ALMAZ, que utilizava uma plataforma mecânica com tecnologias ultrapassadas.

Paralelamente, foram utilizados componentes e equipamentos COTS (*comercial off the shelf*) no computador e em suas interfaces. A empresa fornecedora era de nacionalidade inglesa e, portanto, membro do MTCR. Isso foi possível pois tais componentes são de natureza menos sensível e não apresentam o mesmo risco de embargo que os sensores inerciais. Desta forma, o VLS-1 não utilizou estes componentes desenvolvidos nacionalmente para a plataforma ISIS (herança do projeto Sonda IV).

Face às dificuldades de compra e possibilidade de embargos comerciais, optou-se pelo desenvolvimento de tecnologia de navegação junto à indústria nacional, o denominado Sistema Inercial de Navegação (SISNAV) e, posteriormente, sua atualização (M-SISNAV) no projeto SISNAC. Os projetos SISNAV e SISNAC[1] são iniciativas nacionais que buscam suprir a necessidade nacional de um sistema de navegação inicialmente apontadas na década de 1990. Em 1998, institutos nacionais já haviam desenvolvidos protótipos de conversores de sinal, computadores dedicados e giroscópios de fibra ótica (GFO).

Em 2002, o IAE propôs o projeto de um sistema de navegação inercial nacional, o SISNAV, como um futuro subsistema em veículos lançadores. Em 2007, o Ministério da Ciência e Tecnologia (MCT) e o Ministério da Defesa (MD) lançaram o Programa de Sistemas Inerciais para Aplicação Aeroespacial (SIA), que além do desenvolvimento do SISNAV, tinha objetivo de fomentar o desenvolvimento de outros projetos de sistemas inerciais.

Em 2008, foi proposta uma configuração integrada (CSM - Conjunto Sensor de Movimento) dos componentes, alguns desenvolvidos internamente e outros tipo COTS.

O CSM era composto por:

- Um computador padrão PC-104, como substituto temporário de um OBC mais robusto, a ser desenvolvido nacionalmente;
- Uma placa padrão PC-104 de conversão A/D Delta-Sigma para acelerômetros;
- Três sensores tipo acelerômetros;
- Quatro sensores tipo Giroscópios de Fibra Óptica (GFO) do tipo COTS;
- Base de fixação e Caixa de condicionamento;
- Linhas de comunicação e interface de telemetria;
- Baterias dedicadas.

Inicialmente o sistema inercial CSM foi previsto para teste em voo na missão Maracati II, sendo eventualmente testado em uma montanha russa nas operações Parque I e II, em 2010 e 2011. Foram testados principalmente os algoritmos de navegação e a arquitetura desenvolvida. Na segunda operação parque, o sistema foi testado em paralelo a um sistema comercial.

Em 2010, foi iniciado o desenvolvimento do computador/processador (OBC), com a definição de parâmetros pelo DCTA/IAE, projeto e fabricação por empresas. Em 2017, o modelo de laboratório do OBC finalizado foi entregue. Em 2011 foi concluída a implantação de uma estrutura laboratorial no IAE denominada LINC (Laboratório de Identificação, Navegação, Controle e Simulação). Ainda, em 2013 foi inaugurado o LABSIA (Laboratório de Sistemas Inerciais), com capacidades de integração de giroscópios de fibra ótica e de testes em sistemas inerciais.

O Programa SIA teve orçamento de pouco mais de R\$ 40 milhões e foi encerrado em dezembro de 2016. O SIA teve envolvimento da indústria nacional através do consórcio interveniente SIN[2], representado por cinco empresas nacionais e uma que foi adquirida em 2011 por um grupo francês.

Dos componentes do SISNAV, os únicos que não foram nacionalizados são os sensores tipo acelerômetros. Contudo, o Instituto de Estudos Avançados (IEAv) tem desenvolvido desde 2003 o Projeto

Acelerômetro Opto-Mecânico (AOM). Vale ressaltar que os principais componentes ainda não se encontram em sua fase final de desenvolvimento; como é o caso para os giroscópios de fibra ótica que, após tentativas de ultrapassar limitações tecnológicas, ainda apresentam restrições que impossibilitariam sua aplicação em certos veículos com alta rotação e aceleração.

Apesar do encerramento do programa SIA, o SISNAV continuou em desenvolvimento no IAE e sua versão atual é denominada M-SISNAV (como parte do programa SISNAC, descrito a seguir). O sistema tem previsto funções de processamento de sensores inerciais e de envio das variáveis de navegação calculadas para um sistema de controle.

O M-SISNAV é então uma expansão do modelo SISNAV, com funções de guiamento e controle além de interfaces elétricas com atuadores e sensores associados. O projeto SISNAC pretende conceber produtos padrões e versáteis às três categorias de veículos desenvolvidas no Instituto (lançadores, suborbitais controlados e não controlados). Um produto versátil possibilitaria o atendimento de um maior número de veículos, enquanto os produtos padrões possibilitariam um aumento no número de encomendas e inserção no mercado, fortalecimento da cadeia produtiva.

Dentro do projeto do SISNAC há o desenvolvimento do sistema inercial M-SISNAV, que voará como carga útil experimental no veículo VS-50. O Subsistema operará em redundância com o sistema GNC principal (DMARS) e realizará aquisição de dados de voo. O objetivo do M-SISNAV é validar elementos do projeto de GNC a ser desenvolvido para utilização no programa Áquila (veículos lançadores de satélites).

O SISNAV já conta com um conjunto de documentos produzidos durante o Programa SIA, como requisitos, especificações, planos de montagem, procedimentos e de ensaio e outros. Há documentação oriunda também de empresas privadas fornecedoras dos componentes nacionais.

Como métrica de maturidade de desenvolvimento tecnológico, projetos da área espacial utilizam índices como o TRL^[3] “*Technology Readiness Level*”. A graduação em TRL varia de 1 a 9, partindo da pesquisa de base a dispositivos prontos para inserção no mercado.

O **TRL global do SISNAV** é estimado em **3**, pois o sistema integrado nunca foi testado:

- Hardware, sensores e OBC – **TRL igual ou inferior a 5** (componente validado em ambiente relevante). Vale apontar que os acelerômetros são adquiridos internacionalmente;
- Software, algoritmos de navegação – **TRL 4** (componente validado em laboratório), havendo necessidade de redesenho do código com maior perspectiva de confiabilidade e criticidade.

No decorrer do processo da ETEC proposta, todos os pontos de especificação técnica e de parâmetros de funcionamento serão revisados e detalhados junto a uma comissão de especialistas. De uma forma inicial, os componentes internos foram inspirados pelo histórico de projetos nacionais de sistemas de navegação (SISNAV e SISNAC), bem como, pelas especificações encontradas sobre o DMARS, sistema inercial comercializado pela empresa americana *Inercial Science Inc* que será utilizado pelo IAE e DLR-MORABA no projeto VS-50. Os componentes internos e parâmetros básicos são descritos a seguir:

Componentes Internos	Parâmetros de Interface	Especificações Ambientais
Um computador de bordo (OBC1) e respectivo software para processamento de sinais emitidos pelos sensores inerciais;	Massa total inferior a 5 quilos;	Umidade, vibração (aleatória e senoidal), choque, aceleração, pressão e temperatura.
Um computador de bordo (OBC2) e respectivo software para processamento de dados de posicionamento e integração para definição de trajetória, com correção por GNSS;	Dimensões necessárias para embarcar como carga útil no foguete VSB-30 e em versões modificadas, ou em foguetes de treinamento FTB e FTI;	
Um receptor GNSS;	Telemetria própria;	
Uma Unidade de Medida Inercial (IMU),	Fonte de energia e rede elétrica	

composta por sensores inerciais (acelerômetros, giroscópios);	própria.	
Telemetria adaptada a um sistema de recepção em solo.		

6. Desenvolvimento e Qualificação da Tecnologia

Segundo a prospecção tecnológica realizada em torno de projetos de P&D em sistemas de navegação inercial, sugere-se que a compra seja realizada em 5 fases, de acordo com os seguintes produtos entregáveis associados a cada etapa de avaliação.

a) 1ª Fase – **TRL 3** (índice de maturidade tecnológica baseado em projetos anteriores nacionais, prova de conceito e funções críticas definidas).

Entrega de **um (1) projeto de engenharia**, contemplando:

- Soluções tecnológicas escolhidas;
- Métodos de fabricação;
- Métodos de teste;
- Parceiros e fornecedores;
- Parâmetros de funcionamento esperados para componentes e produto integrado;
- Definição preliminar do software de navegação;
- Definição preliminar da arquitetura elétrica e mecânica do modelo de engenharia;
- Cronograma de custos;
- Revisão preliminar do projeto (PDR).

b) 2ª Fase – **TRL 4**, testes em laboratório de componentes e interfaces.

Desenvolvimento de **modelos de engenharia** e 1ª etapa de testes:

- Entrega de componentes internos (OBC, IMU, telemetria ...);
- Entrega do software de navegação (SN);
- Simulações necessárias, prova de conceito e estimar o desempenho do INS;
- Testes 1 – Resposta de OBC e SN em tempo real (simulação de sensores e processamento de trajetória);
- Testes 2 – Verificação de integridade estrutural de cada componente;
- Revisão de Requisitos do Sistema (SRR).

c) 3ª Fase – **TRL 5**, integração e validação em ambiente relevante.

Desenvolvimento de um **(1) modelo de engenharia integrado** e 2ª etapa de testes e validação:

- OBC e sensores integrados (IMU) – verificação de parâmetros de funcionamento finais em ambiente relevante;
- Processamento de integração da trajetória a partir de sinais de sensores em tempo real;
- Dados de trajetória transmitidos por sistema de telemetria a um operador em solo.

d) 4ª Fase – **TRL 6 e 7**, verificação e demonstração integrada de protótipo.

Desenvolvimento de **um (1) modelo de qualificação** e etapa de testes e validação:

- Componentes internos integrados em estrutura compacta (INS);
- Modelo de engenharia de alimentação, telemetria e rede elétrica;
- Verificação de parâmetros de interface mecânica e eletrônica;
- Testes de resistência estrutural e de outros parâmetros ambientais relevantes;
- Testes de cumprimento de exigências de funcionamento;
- Conclusão do processo de certificação do projeto.

e) 5ª Fase – **TRL 8 e 9**, protótipos completos para qualificação em voo.

Desenvolvimento de **quatro (4) protótipos de qualificação em voo** e etapa de qualificação em voo:

- Totalidade de componentes integrados em estrutura compacta final;
- Testes de resistência estrutural e de outros parâmetros ambientais relevantes em voo;
- Testes de cumprimento de exigências de funcionamento em voo;
- Voos de qualificação em foguetes suborbitais ou pequenos lançadores orbitais, de acordo com os parâmetros de funcionamento alcançados pelo protótipo final.

[1] Referências mais detalhadas aos projetos SISNAV e SISNAC estão disponíveis em:

(i) Ramos, F. O. History and current status of SISNAV: a brief report. In: Proc. of the VIII Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial. [S.l.: s.n.], 2015.;

(ii) Leite Filho, W. C. Especificações básicas do SISNAV. [S.l.], 2010. Doc. N. SAI-1330-SIS-0006-/00.;

(iii) Documentação armazenada no Sistema de Gestão Técnica (SIGTECO do IAE sob o número de projeto 148.

[2] Carrijo, D. S. Relatório Final de Acompanhamento Técnico do Projeto SAI. [S.l.], 2017. Doc n. 148-000000/B0001.

[3] Mankins, J. C. Technology Readiness Levels. <https://www.nasa.gov/pdf/458490main_TRL_Definitions.pdf>.

[acessado em 14/02/2020]

Brasília - DF, 19 de fevereiro de 2020.

HENRIQUE FERNANDES NASCIMENTO

Chefe de Divisão

MICHELE CRISTINA SILVA MELO

Coordenadora de Transporte Espacial

PAULO EDUARDO VASCONCELLOS

Diretor



Documento assinado eletronicamente por **danilo sakay, Usuário Externo**, em 21/02/2020, às 12:48, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



Documento assinado eletronicamente por **Henrique Fernandes Nascimento, Chefe de Divisão**, em 21/02/2020, às 16:25, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



Documento assinado eletronicamente por **Michele Cristina Silva Melo, Coordenadora**, em 21/02/2020, às 16:35, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site http://sei.aeb.gov.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **0063593** e o código CRC **9774CD60**.

Referência: Processo nº 01350.000025/2020-58

SEI nº 0063593