



MINISTÉRIO DA CIÉNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

PROJETO:

EQUARS

Análise de Arquitetura Mecânica

DOCUMENTO: EQUARS-4222-ANL-001-A

ESTADO: APROVADO

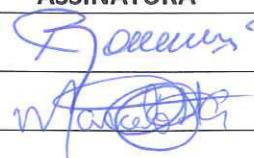
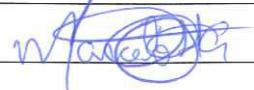
Descrição: Este documento tem como objetivo a apresentação das características da Arquitetura Mecânica do Satélite EQUARS no âmbito da Revisão de Requisitos Preliminar – PRR.

DATA: 11-09-2019

EDT: 4222 – ARQUITETURA MECÂNICA

PÁGINAS: 120

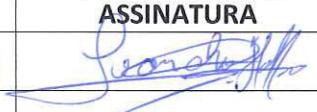
AUTORES

NOME	DIVISÃO	DATA	ASSINATURA
Roberto Marino	CGETE/DIDSE	13/09/19	
Marcelo de Oliveira	CGETE/DIDSE	13/09/19	

REVISORES

NOME	DIVISÃO	DATA	ASSINATURA
Antonio Claret Palerosi	CGETE/DIDSE	13/09/19	

APROVADO POR

NOME	DIVISÃO	DATA	ASSINATURA
Leandro Toss Hoffmann	CGETE/ DIDSS	13/09/19	

REVISÕES

REV.	DATA	MUDANÇAS/ N. PÁG.	AUTOR	APROVADO POR
A	11/09/2019	Versão inicial	R. Marino; M. Oliveira	L. T. Hoffmann

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	8
1.1	ESSCOPO DO DOCUMENTO	8
1.2	DOCUMENTOS APLICÁVEIS E DE REFERÊNCIA.....	8
1.2.1	<i>Documentos Aplicáveis (DA).....</i>	8
1.2.2	<i>Documentos de Referência (DR).....</i>	8
1.3	ACRÔNIMOS E DEFINIÇÕES	8
1.3.1	<i>Lista de Acrônimos</i>	8
2	CONFIGURAÇÃO PMM.....	9
2.1	SISTEMA DE COORDENADAS	9
2.2	CONFIGURAÇÃO MECÂNICA.....	10
2.3	POSICIONAMENTO DE EQUIPAMENTOS	12
2.3.1	<i>Campos de visada (FOV).....</i>	15
2.4	BALANÇO DE MASSA	15
2.5	PROPRIEDADES DE MASSA.....	16
2.6	INTERFACE COM O LANÇADOR	17
2.7	SUBSISTEMA ESTRUTURA.....	22
2.7.1	<i>Análise Modal.....</i>	23
2.7.2	<i>Análise Estática</i>	25
2.7.3	<i>Viabilidade do Subsistema Estrutura.....</i>	28
3	CONFIGURAÇÃO REDUZIDA	29
3.1	SISTEMA DE COORDENADAS, CONF. REDUZIDA.....	29
3.2	CONFIGURAÇÃO MECÂNICA, CONF. REDUZIDA.....	30
3.3	POSICIONAMENTO DE EQUIPAMENTOS, CONF. REDUZIDA	32
3.3.1	<i>Campos de Visada (FOV)</i>	35
3.4	BALANÇO DE MASA, CONF. REDUZIDA	35
3.5	PROPRIEDADES DE MASSA, CONF. REDUZIDA.....	36
3.6	INTERFACE COM O LANÇADOR, CONF. REDUZIDA	37
3.7	SUBSISTEMA ESTRUTURA, CONF. REDUZIDA	43
3.7.1	<i>Análise Modal.....</i>	43
3.7.2	<i>Análise Estática</i>	45
3.7.3	<i>Viabilidade do Subsistema Estrutura, Conf. Reduzida.....</i>	48
4	ANÁLISE DE ARQUITETURA MECÂNICA – CONCLUSÃO.....	49
ANEXO A	DIMENSÕES PRINCIPAIS, SUBSISTEMA ESTRUTURA	50
ANEXO B	POSICIONAMENTO DOS EQUIPAMENTOS EM CADA PAINEL	55
ANEXO C	SUPORTES DE EQUIPAMENTOS	61
ANEXO D	FOV DE EQUIPAMENTOS	69
ANEXO E	BALANÇO DE MASSA	74
ANEXO F	PROPRIEDADES DE MASSA	82
ANEXO G	DIMENSÕES PRINCIPAIS, SUBSISTEMA ESTRUTURA, CONF. REDUZIDA	85
ANEXO H	POSICIONAMENTO DE EQUIPAMENTOS EM CADA PAINEL, CONF. REDUZIDA	92
ANEXO I	SUPORTES DE EQUIPAMENTOS MODIFICADOS PARA A CONF. REDUZIDA.....	101

EQUARS	Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica	
--------	--	---

ANEXO J	FOV DOS EQUIPAMENTOS, CONF. REDUZIDA.....	103
ANEXO K	BALANÇO DE MASSA DETALHADO, CONF. REDUZIDA.....	109
ANEXO L	PROPRIEDADES DE MASSA, CONF. REDUZIDA	117

LISTA DE FIGURAS

Figura 1	Sistema de Coordenadas.....	9
Figura 2	Configuração de Lançamento.....	10
Figura 3	Diâmetro do Envelope da Coifa do Lançador.....	11
Figura 4	Configuração em Órbita	11
Figura 5	Componentes do Subsistema Estrutura.....	12
Figura 6	Posicionamento de equipamentos na região externa	13
Figura 7	Posicionamento de equipamentos na região externa (cont.).....	13
Figura 8	Posicionamento de equipamentos na região interna	14
Figura 9	Posicionamento de equipamentos na região interna (cont.).....	14
Figura 10	Alpha 1.0: Informações gerais	18
Figura 11	Alpha 1.0: Parâmetros Orbitais	19
Figura 12	Alpha 1.0: Dimensões da Coifa.....	19
Figura 13	PSLV: Informações gerais	20
Figura 14	PSLV: Parâmetros Orbitais.....	21
Figura 15	PSLV: Dimensões da Coifa	22
Figura 16	Primeiro modo Lateral dir. Y: 40 Hz	23
Figura 17	Primeiro Modo Lateral dir. X: 41 Hz	23
Figura 18	Modo torsional: 99 Hz	24
Figura 19	Modo Longitudinal dir. Z: 105 Hz	24
Figura 20	Primeiro Modo Local painel Top: 52 Hz	25
Figura 21	Forças axiais na junção Bottom panel / Cylinder	26
Figura 22	Forças de cisalhamento na junção Bottom panel / Cylinder.....	27
Figura 23	Distribuição de Tensão no Cylinder.....	27
Figura 24	Sistema de Coordenadas.....	29
Figura 25	Configuração de Lançamento.....	30
Figura 26	Envelope da Coifa do Lançador	31
Figura 27	Configuração em Órbita	31
Figura 28	Componentes do Subsistema Estrutura.....	32
Figura 29	Posicionamento de equipamentos na região externa	33
Figura 30	Posicionamento de equipamentos na região externa (cont.).....	33
Figura 31	Posicionamento de equipamentos na região interna	34
Figura 32	Posicionamento de equipamentos na região interna (cont.).....	34
Figura 33	Posicionamento de equipamentos na região interna (cont.).....	35
Figura 34	Vector H: Informações Gerais	38
Figura 35	Vector H: Parâmetros Orbitais	39
Figura 36	Vector H: dimensões da Coifa	39
Figura 37	Launcher One: Informações Gerais	40
Figura 38	Launcher One: Informações Gerais (Cont.).....	41
Figura 39	Launcher One: Parâmetros Orbitais.....	42
Figura 40	Launcher One: Dimensões da Coifa	42
Figura 41	Primeiro modo Lateral dir. Y: 20 Hz	43
Figura 42	Primeiro modo Lateral dir. X: 21 Hz	43
Figura 43	Primeiro Modo Longitudinal: 73 Hz	44



Figura 44	Modo Torsional: 85 Hz	44
Figura 45	Primeiro modo Local: 81 Hz	45
Figura 46	Launcher One: Cargas Quase Estáticas	46
Figura 47	Distribuição de tensões no Painel Bottom	47
Figura 48	Distribuição de Tensões no Painel Lateral +Y.....	47
Figura 49	Distribuição de Tensões no Cylinder	47

LISTA DE TABELAS

Tabela 1	Requisitos de FOV.....	15
Tabela 2	Sumário do Balanço de Massa, configuração PMM.....	16
Tabela 3	Propriedades de Massa, configuração PMM	17
Tabela 4	Possíveis lançadores, configuração PMM	17
Tabela 5	Análise de Sensibilidade	25
Tabela 6	Cargas Quase Estáticas preliminares.....	26
Tabela 7	Sumário do Balanço de Massa, Configuração Reduzida	36
Tabela 8	Sumário das Propriedades de Massa, Configuração Reduzida	36
Tabela 9	Possíveis Lançadores	37
Tabela 10	Cargas Estáticas, Nível de Qualificação	46

EQUARS	Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica	
--------	--	---

1 INTRODUÇÃO

1.1 ESCOPO DO DOCUMENTO

Este documento tem como objetivo a apresentação das características da Arquitetura Mecânica do Satélite EQUARS no âmbito da Revisão de Requisitos Preliminar - PRR. Foram analisadas duas configurações: Configuração PMM e Configuração Reduzida. Para cada configuração são abordados aspectos relativos à Configuração Mecânica, Posição de Equipamentos, Balanço de Massa, Propriedades de Massa, Interface com o Lançador e Viabilidade do Subsistema Estrutura.

1.2 DOCUMENTOS APLICÁVEIS E DE REFERÊNCIA

1.2.1 Documentos Aplicáveis (DA)

- [DA-1] Planilha de Parâmetros de Engenharia
- [DA-2] Conjunto de ICD's dos equipamentos
- [DA-3] EQUARS-4210-TS-001-A, Especificação do Sistema do Segmento Espacial (Satélite)
- [DA-4] EQUARS-2100-DDF-001-A, Documento de Sistema de Coordenadas – CSD

1.2.2 Documentos de Referência (DR)

- [DR-1] Relatório de Estudo Complementar do Projeto da Missão EQUARS – CPRIME-RT-03/2016
- [DR-2] The Annual Compendium of Commercial Space transportation (2018)
- [DR-3] DNEPR User's Guide (Issue 2, Nov. 2001)
- [DR-4] Firefly Alpha Payload User's Guide (August, 2018)
- [DR-5] Vector H Payload User's Guide (April, 2019)
- [DR-6] Virgin Orbit Launcher One Service Guide (August, 2018)

1.3 ACRÔNIMOS E DEFINIÇÕES

1.3.1 Lista de Acrônimos

- AIT** Assembly, Integration and Test
- AOCS** Attitude and Orbit Control Subsystem
- CG** Centro de Gravidade
- FEM** Finite Element Model
- FOV** Field of View
- ICD** Interface Control Document
- ITAR** International Traffic in Arms Regulations
- PMM** Plataforma Multi Missão
- PRR** Preliminary Requirements Review
- RFI** Request for Information
- SAG** Solar Array Generator

2 CONFIGURAÇÃO PMM

A primeira configuração analisada é baseada na Plataforma Multi Missão (PMM), com o aproveitamento dos projetos do Subsistema Estrutura e do Painel Solar (SAG) utilizados no Módulo de Serviço da referida Plataforma.

No caso do Subsistema Estrutura foram consideradas algumas modificações visando à diminuição da massa e rigidez, tais como, remoção dos Attachment Plates, modificação do Cylinder Adapter, modificações nas espessuras das chapas de face e tipos de colméias dos painéis sanduíche e diminuição da espessura do Bottom panel. Basicamente foram mantidas as mesmas dimensões gerais e o mesmo tipo de solução para as junções estruturais. As interfaces com o SAG (pontos de Hold-down e SADA) foram também mantidas iguais as do projeto PMM original.

No caso do SAG está sendo considerado o mesmo projeto utilizado na PMM, com a diferença de que serão necessários somente dois painéis, em função da menor área requisitada para as células solares.

A motivação para a consideração de uma configuração baseada na PMM reside no aproveitamento de toda uma herança disponível para o Subsistema Estrutura, SAG e interface mecânica com AIT, que deverá se traduzir em tempos menores de projeto, análise e fabricação, resultando em economia de recursos e diminuição de cronograma.

2.1 SISTEMA DE COORDENADAS

A Figura 1 apresenta o sistema de coordenadas utilizado. O eixo +Z coincide com a direção Nadir e o eixo +X coincide com a direção da velocidade. O SAG está posicionado no lado +Y.

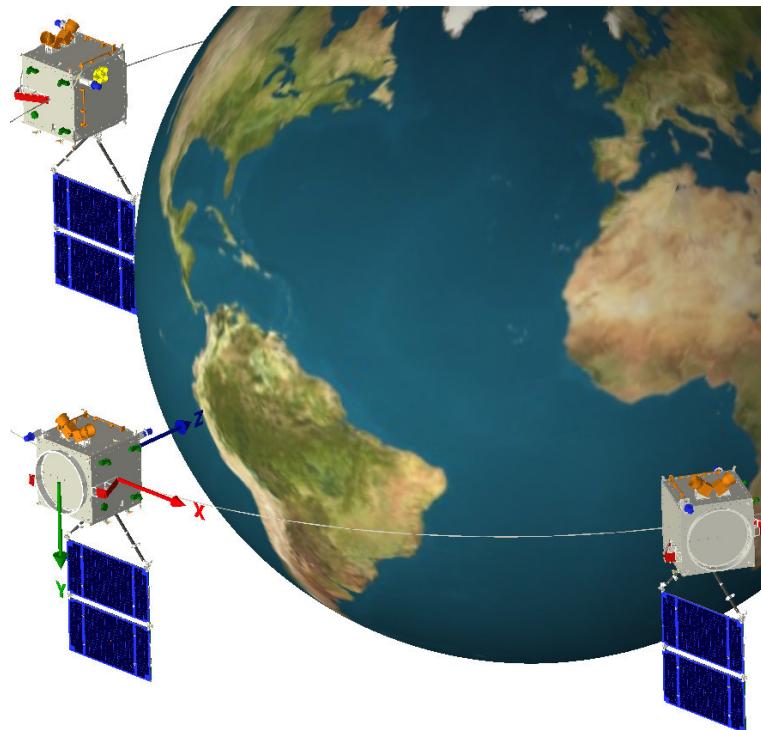


Figura 1 Sistema de Coordenadas

O Sistema de Coordenadas utilizado está de acordo com a definição do Sistema de Coordenadas do Satélite apresentada no DA-4.

2.2 CONFIGURAÇÃO MECÂNICA

A Figura 2 apresenta o Satélite na configuração de Lançamento. Nesta configuração, o diâmetro do envelope da coifa do Lançador é de 1975 mm conforme mostra a Figura 3.

A Figura 4 mostra o Satélite na configuração em Orbita, com o SAG na posição aberto, que oferece uma área total bruta de 2.1 m^2 .

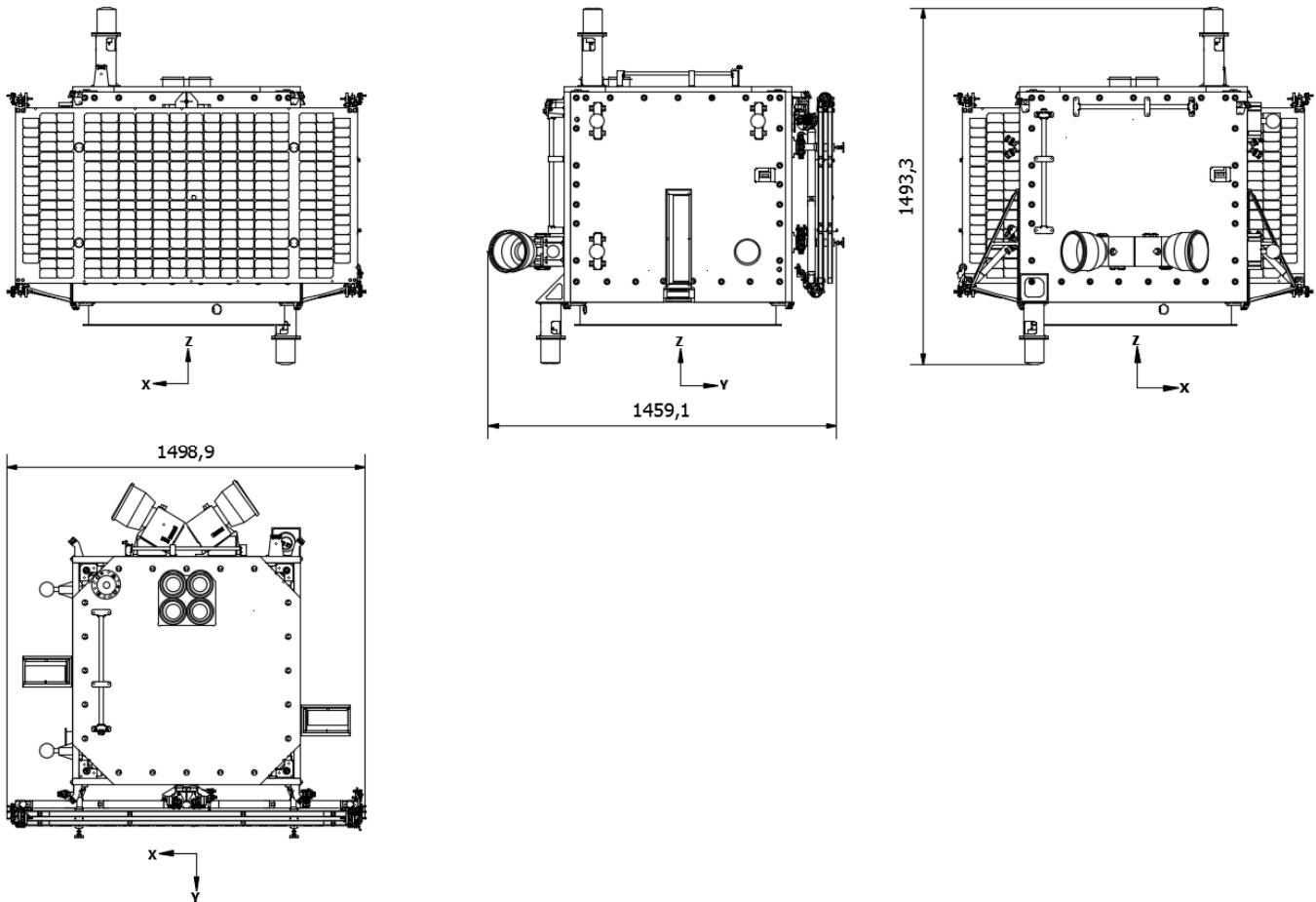


Figura 2 Configuração de Lançamento

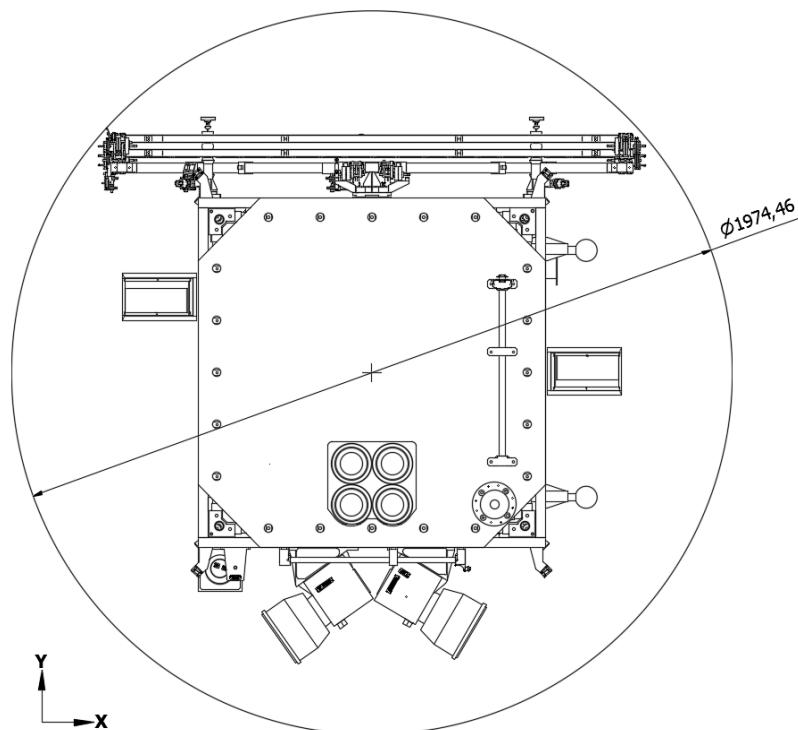


Figura 3 Diâmetro do Envelope da Coifa do Lançador

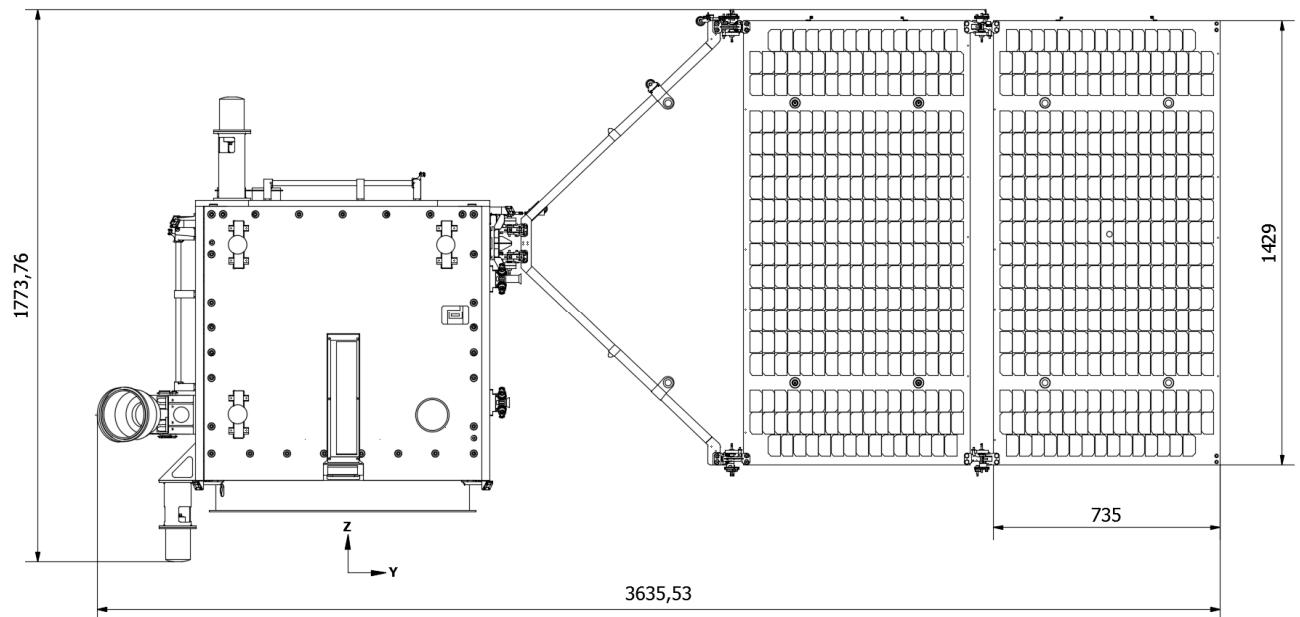
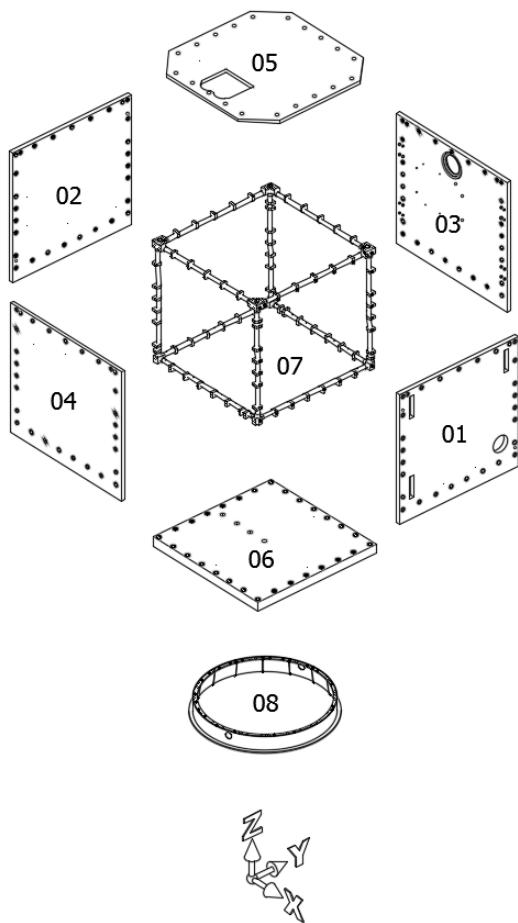


Figura 4 Configuração em Órbita

A Figura 5 apresenta uma vista explodida dos principais componentes que deverão compor o Subsistema Estrutura.



EQUARS MODULE PMM	
ITEM	DESCRIPTION
01	LATERAL PANEL +X
02	LATERAL PANEL -X
03	LATERAL PANEL +Y
04	LATERAL PANEL -Y
05	TOP PANEL
06	BOTTOM PANEL
07	FRAME
08	CYLINDER

Figura 5 Componentes do Subsistema Estrutura

As dimensões principais de cada um dos componentes do Subsistema Estrutura são apresentadas no Anexo A.

Cabe Salientar que as dimensões do componente 08 – Cylinder deverão ser ajustadas numa fase mais detalhada do projeto, em função de requisitos de Interface com o Lançador e como resultado das análises estruturais detalhadas.

2.3 POSICIONAMENTO DE EQUIPAMENTOS

Os diferentes equipamentos foram posicionados obedecendo a requisitos específicos das cargas úteis, requisitos de posicionamento do centro de gravidade (CG) do Satélite, requisitos de visada de antenas e sensores, assim como aspectos de viabilidade de integração, entre outros. Diferentes suportes foram idealizados para garantir o correto posicionamento de alguns equipamentos.

Com exceção das cargas úteis e o SAG, existe margem confortável para modificações no posicionamento dos outros equipamentos em função das futuras análises estruturais e térmicas detalhadas, assim como por causa de futuros requisitos de interface com AIT.

As Figuras 6 e 7 mostram o posicionamento dos equipamentos na região externa do Satélite. As Figuras 8 e 9 mostram o posicionamento dos equipamentos na região interna.

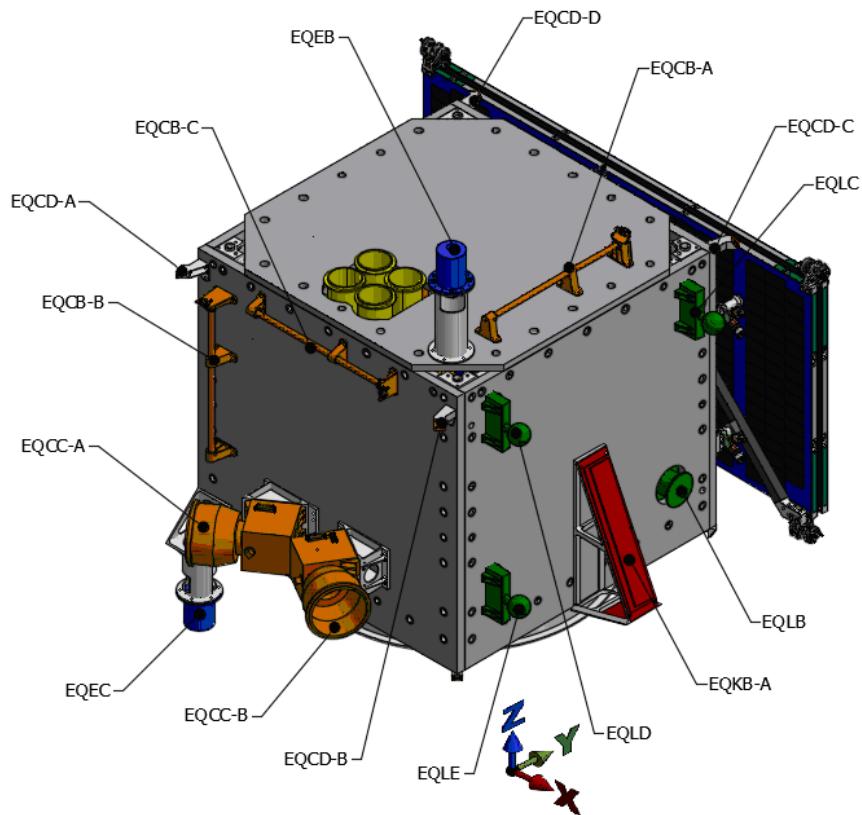


Figura 6 Posicionamento de equipamentos na região externa

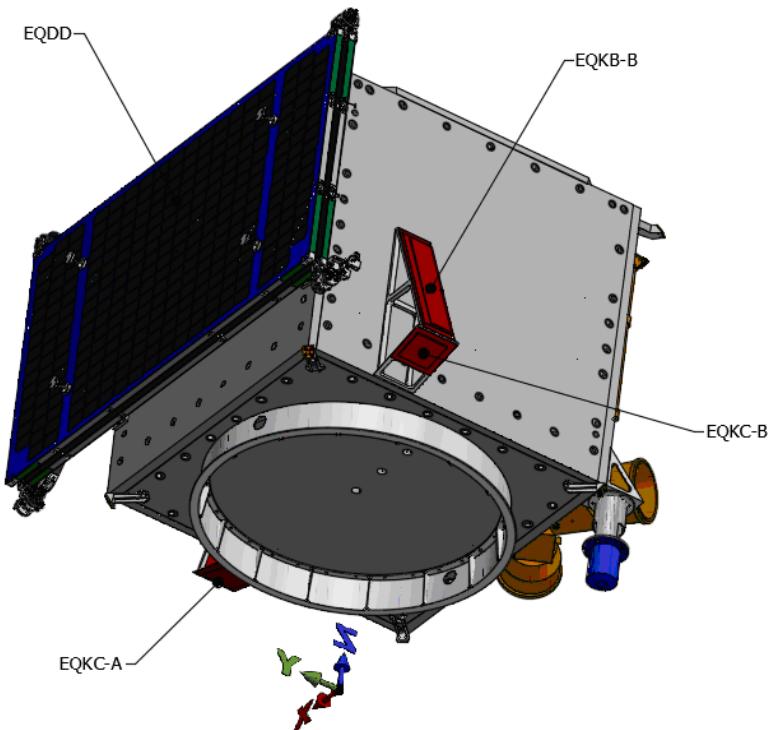


Figura 7 Posicionamento de equipamentos na região externa (cont.)

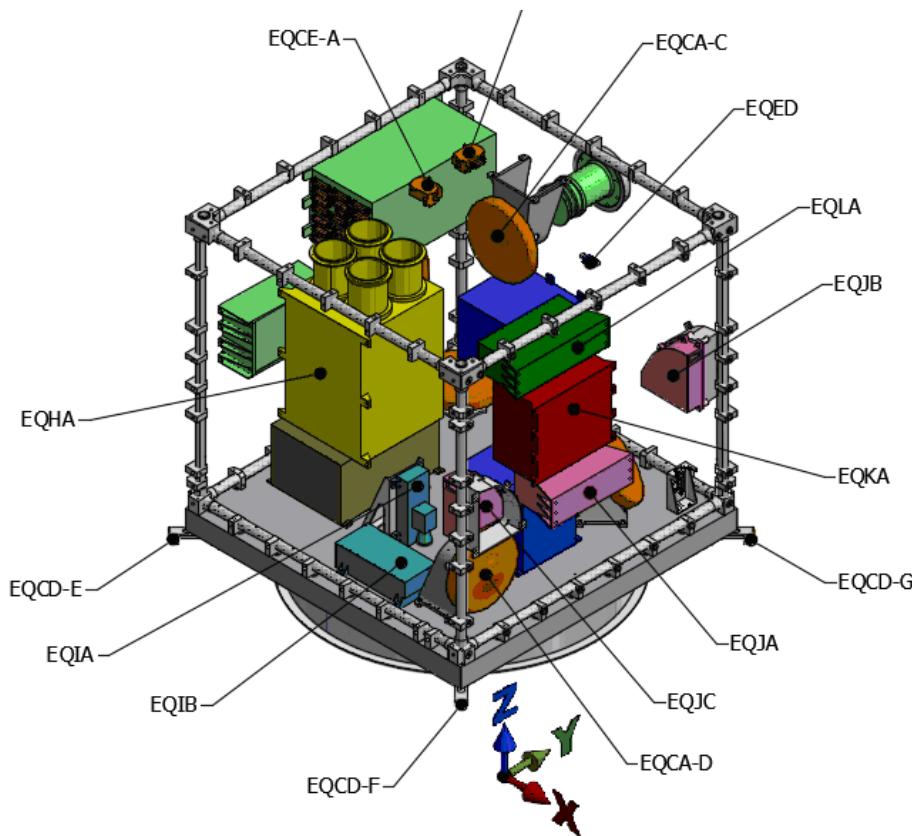


Figura 8 Posicionamento de equipamentos na região interna

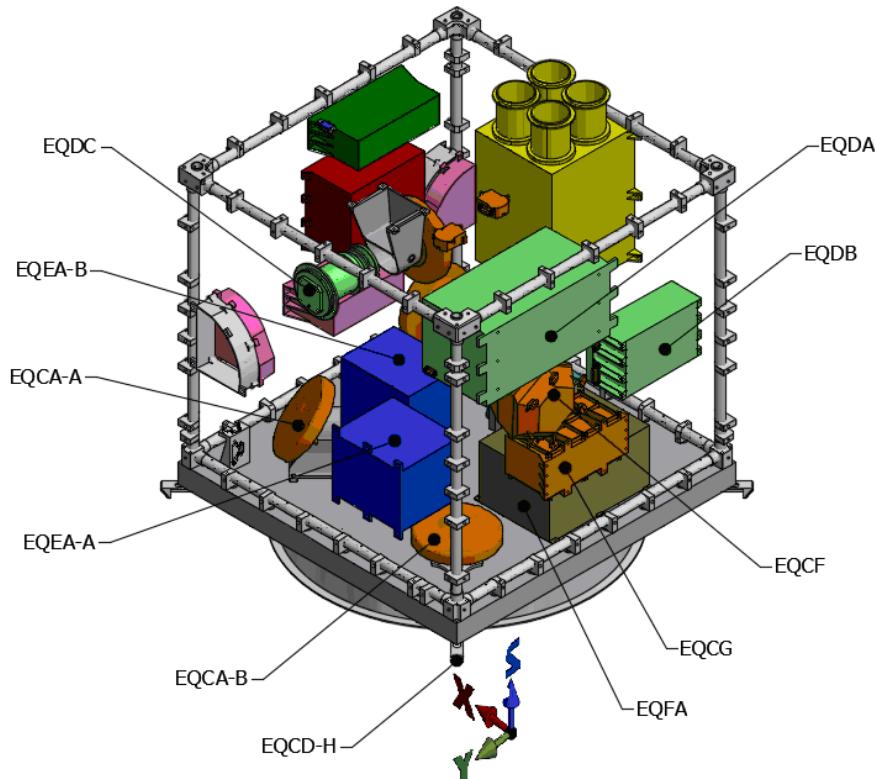


Figura 9 Posicionamento de equipamentos na região interna (cont.)

EQUARS	Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica	
--------	--	--

O Anexo B apresenta o posicionamento dos equipamentos em cada painel.

O Anexo C apresenta uma idéia preliminar dos suportes necessários para fixar equipamentos na Estrutura do Satélite.

2.3.1 Campos de visada (FOV)

Cargas úteis e sensores foram posicionados de forma a atender aos requisitos de FOV, summarizados na Tabela 1.

Tabela 1 Requisitos de FOV

Código	Equipamento	Direção Visada	Abertura ($^{\circ}$)	Referência
EQHA	Photometer (GLOW)	+Z	7	
EQIA	Telescopic Box (APEX)	-Z	30	ICD
EQBB	Occ. Antenna (GROM)	$25^{\circ} +/- X$	80	
EQKC	Pod Antenna (GROM)	$75^{\circ} +/- X$	120	
EQJB	ESAN (ELISA)	-Y	30	ICD
EQJC	ESAL (ELISA)	+X	30	ICD
EQLB	ETP (IONEX)	+X	N.A	ICD
EQLC	HFC Mod. (IONEX)	+X	N.A	ICD
EQLD	Langmuir Probe 1 (IONEX)	+X	N.A	ICD
EQLE	Langmuir Probe 2 (IONEX)	+X	N.A	ICD
EQCC	Sensor de Estrelas (AOCS)	TBD-1	90	
EQEB	Antena Earth Face (COMM)	+Z	160	
EQEC	Antena Anti-Earth Face (COMM)	-Z	160	

O Anexo D apresenta a visualização do FOV dos equipamentos.

2.4 BALANÇO DE MASSA

O estudo de Balanço de Massa realizado tem basicamente como objetivo inicial:

- A definição da massa limite do Satélite, visando à procura de Lançadores e a realização de análises estruturais preliminares para fins de viabilidade do Subsistema Estrutura
- Avaliações iniciais para a alocação de Requisito de massa para os diferentes Subsistemas

Foram utilizados os dados contidos nos ICD's dos equipamentos e na planilha de Parâmetros de Engenharia. Ver DA-1 e DA-2.

A Tabela 2 a seguir apresenta o sumário do Balanço de Massa do Satélite.

Tabela 2 Sumário do Balanço de Massa, configuração PMM

SUBSYSTEM MASS SUMMARY			
	Uncert. (Kg)	WORST CASE (KG)	ALLOCATED MASS (KG)
EQA ESTRUTURA	42,780	0,000	45,0
EQB CONTROLE TÉRMICO	3,550	0,520	4,5
EQC CONTROLE DE ATITUDE	31,100	0,860	34,0
EQD POTÊNCIA	26,500	0,602	30,0
EQE COMUNICAÇÕES	7,050	0,302	8,0
EQF SUPERVISÃO DE BORDO	3,500	0,175	4,0
EQG CABLAGEM	20,000	0,906	22,0
EQH GLOW	12,210	0,500	13,0
EQI APEX	3,000	0,424	4,0
EQJ ELÉA	5,300	0,617	6,5
EQK GROM	5,546	0,216	6,5
EQL DEX	4,800	0,480	5,5
EQM Suportes de Equipamentos	8,274	0,000	8,3
 TOTAL	173,610	1,845	
WORST CASE	175,455		
ALLOCATED	191,300		
 Fuel	0,000		
Balance Mass	3,000		
Integration Hardware	3,000		
 GRAN TOTAL (nominal)	179,610		
MARGIN (KG)	20,390		
MARGIN (%)	10,195		
 GRAN TOTAL (worstcase)	181,455		
MARGIN (KG)	18,545		
MARGIN (%)	9,273		
 GRAN TOTAL (allocated)	197,300		
MARGIN (KG)	2,700		
MARGIN (%)	1,350		
 SPACECRAFT LIMIT MASS	200,000		

O Balanço de Massa apresentado nos leva à consideração de uma Massa Limite de 200 Kg para o Satélite.

O Anexo E apresenta o Balanço de Massa detalhado.

2.5 PROPRIEDADES DE MASSA

As propriedades de massa do Satélite foram calculadas para as condições de Lançamento e em Órbita, utilizando um modelo sólido 3D.

Na condição de Lançamento deve-se considerar o requisito de posicionamento do CG do Satélite alinhado com o eixo Z, normalmente imposto pelos Lançadores.

As propriedades de massa da condição em Órbita são dados de entrada para análise e dimensionamento do Subsistema AOCS.

O sumário das propriedades de massa é apresentado na Tabela 3.

EQUARS	Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica	
--------	--	---

Tabela 3 Propriedades de Massa, configuração PMM

Satellite Condition	Satellite Mass (Kg)	Satellite C.G.(mm)			Inertias Through CG (Kg.m ²)					
		X _{CG}	Y _{CG}	Z _{CG}	I _{xx}	I _{yy}	I _{zz}	I _{xy}	I _{xz}	I _{yz}
Launch	179.2	3	-1	525	36.9	34.5	41.0	0.4	-0.3	-0.5
Orbit, SAG Deployed	179.2	3	81	547	77.1	35.2	80.3	0.5	-0.3	-7.9

Os dados completos das propriedades de massa são apresentados no Anexo F. As análises preliminares de dimensionamento do Subsistema AOCS mostraram a viabilidade das Propriedades de Massa apresentadas.

2.6 INTERFACE COM O LANÇADOR

Foi realizada uma procura preliminar de possíveis Lançadores que possam atender à Missão EQUARS. Foram considerados parâmetros de massa, órbita, envelope da coifa e custo. A Tabela 4 apresenta o sumário de possíveis Lançadores identificados até o momento, para a configuração PMM.

Tabela 4 Possíveis lançadores, configuração PMM

Lançador	Orbita	Massa	Envelope	Disponibilidade	Custo (M\$USD)
Alpha 1.0	Aparentemente possível, verificar	OK	OK	Primeiro vôo previsto para 2019. Verificar	10 - 15
PSLV	Aparentemente possível, verificar	OK	OK	OK	21 - 31
Dnepr	Aparentemente possível, verificar	OK	OK	Verificar	29
Long March 6	Aparentemente possível, verificar	OK	OK	OK, verificar ITAR	Não informado
Vega	Aparentemente possível, verificar	OK	OK	OK	37
Rockot	Aparentemente possível, verificar	OK	OK	Aparentemente não disponível. Verificar	41.8
Minotaur IV	Aparentemente possível, verificar	OK	OK	Aparentemente não disponível. Verificar	46

Considerando o custo elevado e aparente indisponibilidade dos Lançadores Minotaur IV e Rockot, o custo elevado do Vega e os possíveis problemas de ITAR relacionados com o Long March 6, concluímos que os Lançadores Alpha 1.0, PSLV e Dnepr podem ser considerados como as principais opções neste momento.

As figuras 10, 11 e 12 apresentam dados relativos ao Alpha 1.0.

As figuras 13, 14 e 15 apresentam dados relativos ao PSLV.

Processos de RFI (Request for Information) estão sendo iniciados com o Lançador Alpha 1.0 para verificar compatibilidade de parâmetros orbitais, disponibilidade e custo.



U.S.-based company Firefly Aerospace Inc. ("Firefly") plans to offer the Alpha launch vehicle to service the burgeoning small-satellite industry. Alpha is a two-stage vehicle, utilizing composite materials to create strong lightweight primary structures such as the airframe and propellant tanks.

Led by CEO Tom Markusic and a team of space industry veterans, Firefly has recently reorganized in response to a funding shortfall in the fall of 2016. Firefly Aerospace is now majority-owned by Noosphere Ventures, the strategic venture arm of Noosphere Global, which has the resources to independently and fully fund Firefly through first launch. Firefly has re-hired much of its core team and the company is on track to achieve its launch goals. Work on the upgraded Alpha launch vehicle, scheduled for launch in mid-2019, and the conceptual design of its larger Beta vehicle, is advancing rapidly through engineering and regular engine testing.

Texas is home to both Firefly's headquarters and test facilities. A 20,000-square foot design campus in Cedar Park, Texas, just north of Austin, houses the corporate headquarters, engineering staff, prototyping facilities and machine shop. Firefly is establishing additional international offices and strategic partnerships to effectively serve the global small-satellite launch market.

Launch Service Provider
Firefly Aerospace, Inc.
Organization Headquarters
USA
Manufacturer
Firefly Aerospace, Inc.
Mass, kg (lb)
54,000 (119,050)
Length, m (ft)
29 (95)
Diameter, m (ft)
2 (6.6)
Year of Planned First Launch
2019
Launch Site
Undisclosed
LEO Capacity, kg (lb)
1,000 (2,205)
SSO Capacity, kg (lb)
650 (1,433)
Estimated Price per Launch
\$10M

Figura 10 Alpha 1.0: Informações gerais

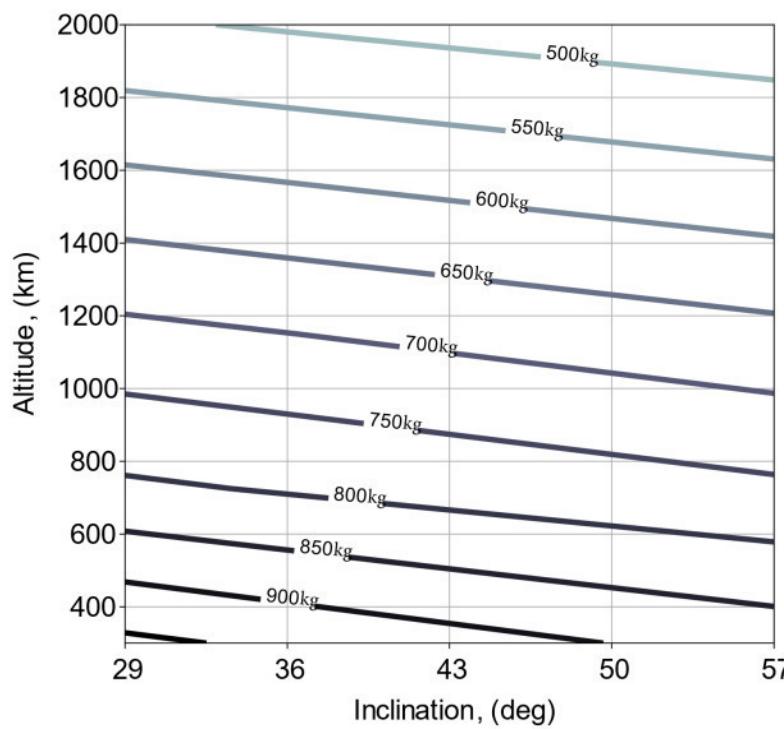


Figure 5: Alpha Performance
East Coast Launch

Figura 11 Alpha 1.0: Parâmetros Orbitais

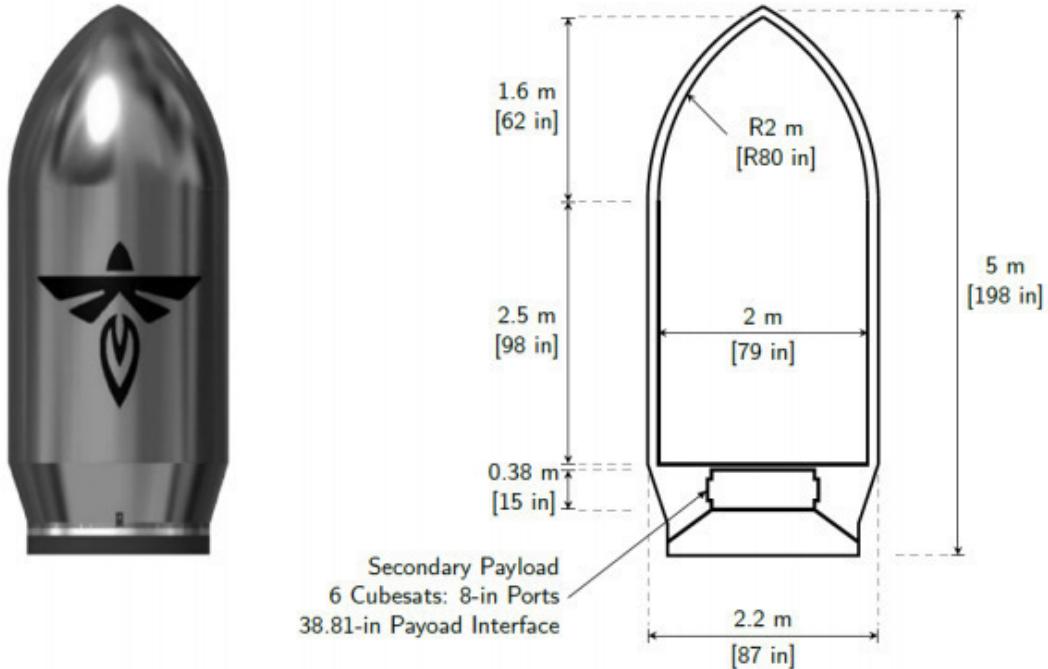
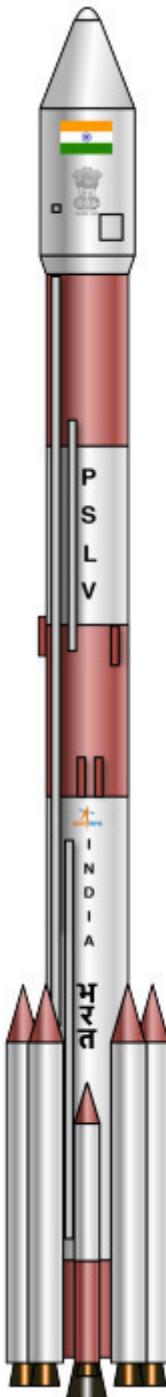


Figure 14: Firefly Alpha Standard Fairing

Figura 12 Alpha 1.0: Dimensões da Coifa



The Indian Space Research Organization (ISRO) has offered the Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV) since 1993. The vehicle is used to launch small and medium payloads to low Earth orbit and, on occasion, to send small satellites to geosynchronous orbit. For missions to LEO, it is not uncommon for the PSLV to launch several satellites at a time.

The PSLV is available in three variants. The basic version is known as the PSLV-CA, for "Core Alone." The PSLV-G, or standard PSLV, is the more common variant and features six solid strap-on motors attached to the first stage core. The PSLV-XL is similar to the standard PSLV, but the six solid boosters are longer to accommodate greater propellant mass and thus increasing burn time.

The PSLV has been used for four commercial launches. The latest was a 2014 launch that carried payloads for France (SPOT 7), Canada (Can-X4 and X5), Germany (AISAT), and Singapore (VELOX-1). SPOT 7 was sold to the government of Azerbaijan several months later.

A PSLV suffered a launch failure on August 31, 2017, destroying the vehicle and its payload, IRNSS-1H. This was the first failure for the PSLV since 1993, when the first launch ended in failure. The 2017 failure was traced to the payload fairing, which did not separate as planned.

Launch Service Provider
ISRO/Antrix

Organization Headquarters
India

Manufacturer
ISRO

Mass, kg (lb)

PSLV-G: 295,000 (650,000)
PSLV-CA: 230,000 (510,000)
PSLV-XL: 320,000 (710,000)

Length, m (ft)

44 (144)

Diameter, m (ft)

2.8 (9.2)

Year of First Launch
1993

Number of Orbital Launches
41

Reliability
95%

Launch Site
Satish Dhawan (FLP, SLP)

GTO Capacity, kg (lb)
1,425 (3,142)

LEO Capacity, kg (lb)
3,250 (7,165)

SSO Capacity, kg (lb)
1,750 (3,858)

Estimated Price per Launch
\$21M-\$31M

Figura 13 PSLV: Informações gerais

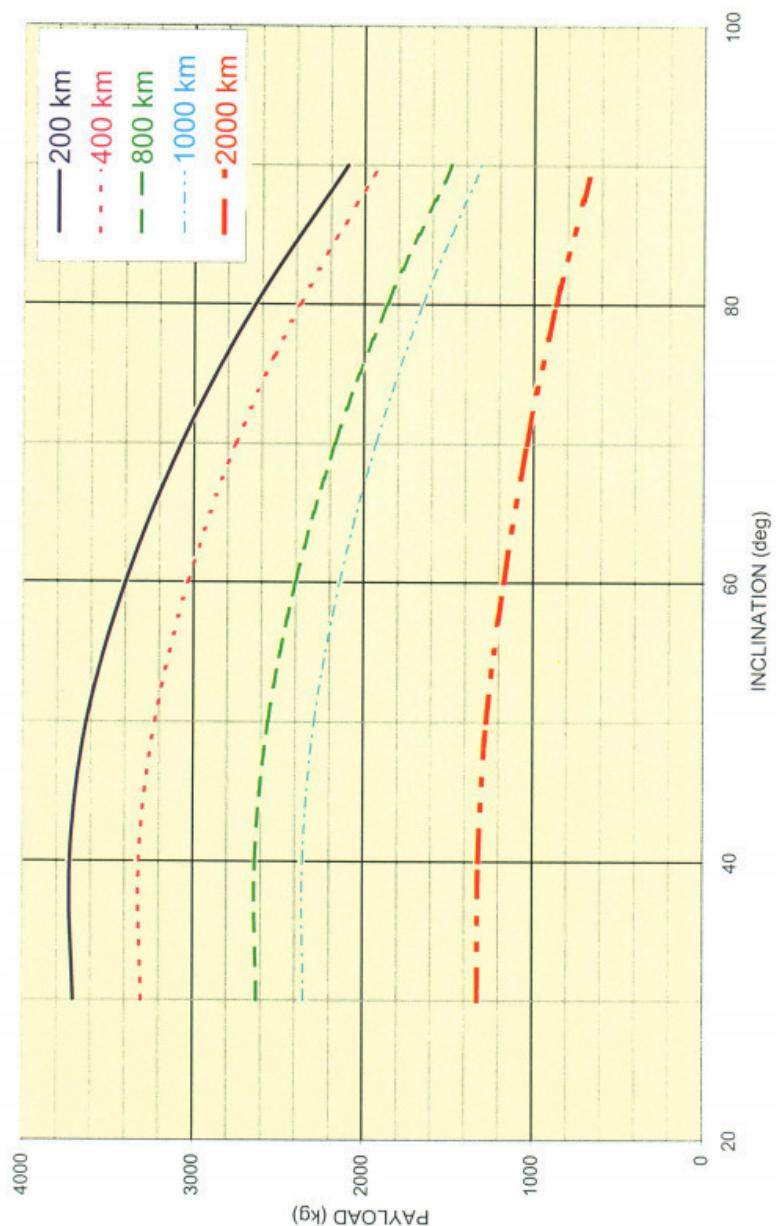


Figura 14 PSLV: Parâmetros Orbitais

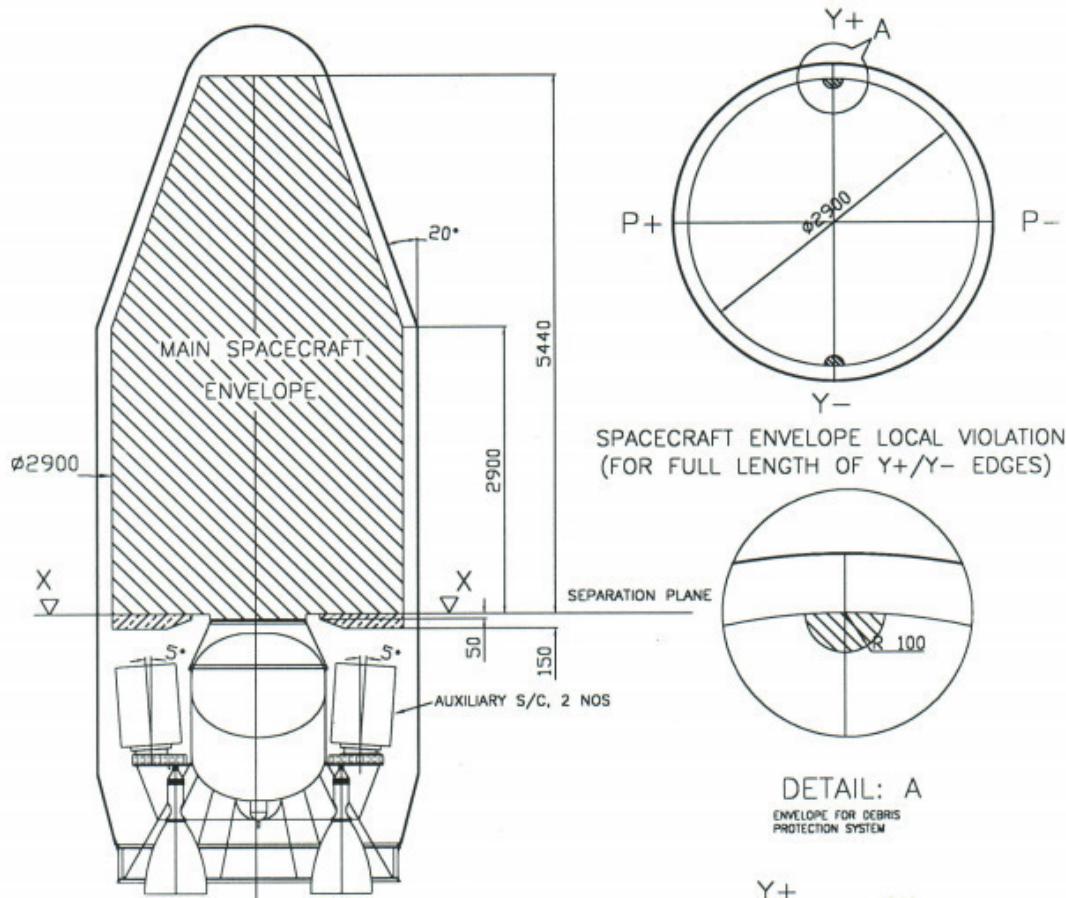


Figura 15 PSLV: Dimensões da Coifa

2.7 SUBSISTEMA ESTRUTURA

O Subsistema Estrutura deverá ser constituído por um “Frame” em liga de alumínio onde são fixados seis painéis do tipo Sanduíche, com chapas de face e colmérias em liga de Alumínio, que permitem a montagem de equipamentos tanto no lado interno quanto no externo. Um Cilindro adaptador também em liga de Alumínio e fixo no painel Bottom, será responsável pela interface com o veículo Lançador. As junções serão realizadas através de insertos em liga de alumínio, pós curados nos painéis sanduíche, e parafusos em liga de titânio e/ou aço inox. A configuração do Subsistema Estrutura é mostrada na Figura 5.

O Subsistema Estrutura original do módulo de serviço da PMM foi projetado para uma demanda de massa bem superior (aproximadamente 700 kg) do que os 200 Kg considerados para o EQUARS. Desta forma estão sendo consideradas simplificações tais como a remoção dos attachment plates e modificações nas espessuras das chapas de face e nas espessuras e tipos de colmérias, visando a diminuição da massa alocada para este Subsistema.

Com as informações de Configuração Mecânica e Propriedades de Massa do Satélite, foi possível desenvolver um modelo de elementos finitos (FEM) para as análises estruturais preliminares. De forma conservadora, foi utilizada a massa limite de 200 Kg para o Satélite.

2.7.1 Análise Modal

As Figuras 16 a 19 mostram os modos de vibração globais do Satélite. A figura 20 mostra o primeiro modo local do painel “Top”.

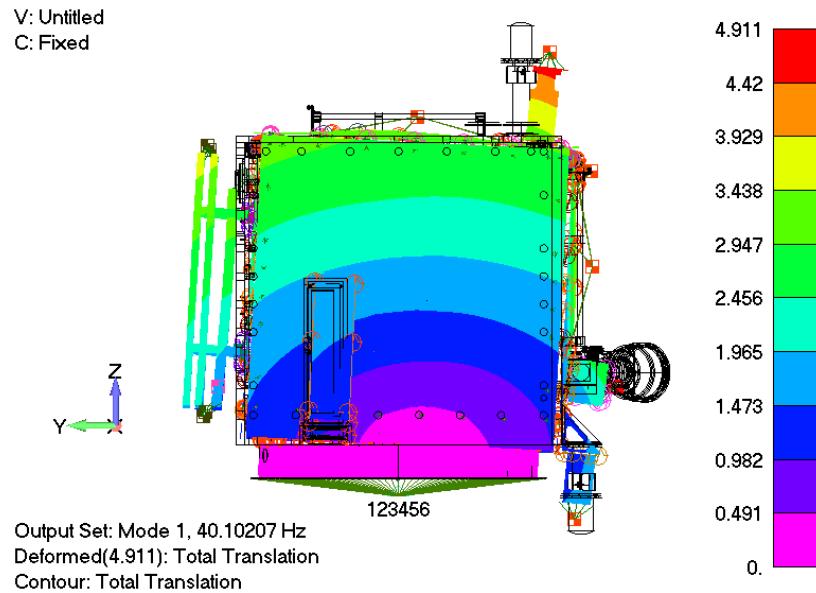


Figura 16 Primeiro modo Lateral dir. Y: 40 Hz

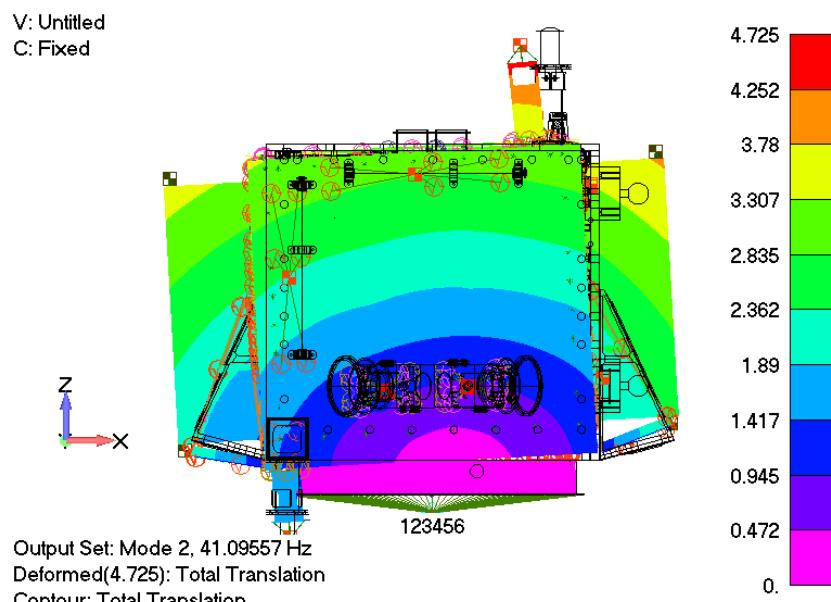


Figura 17 Primeiro Modo Lateral dir. X: 41 Hz

V: Untitled
C: Fixed

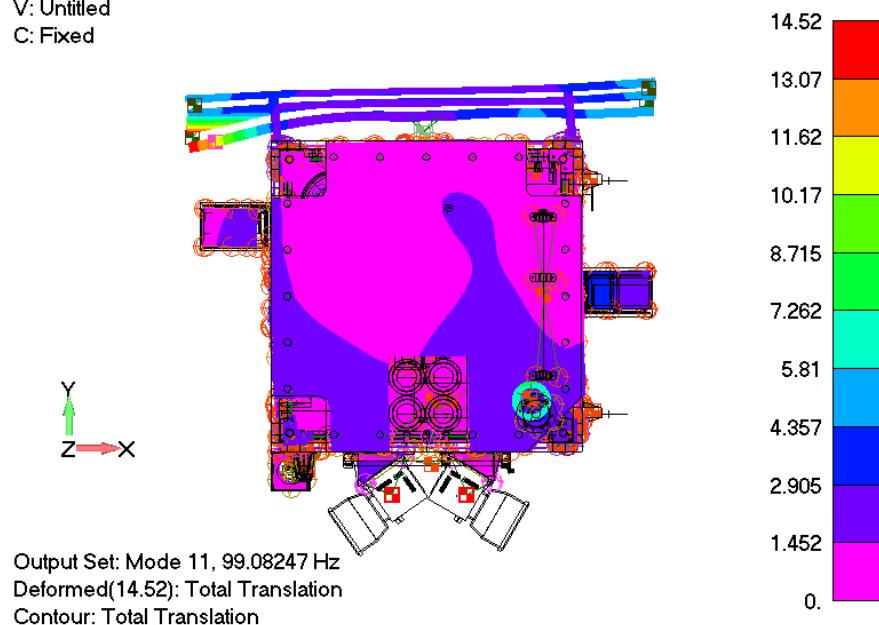


Figura 18 Modo torsional: 99 Hz

V: Untitled
C: Fixed

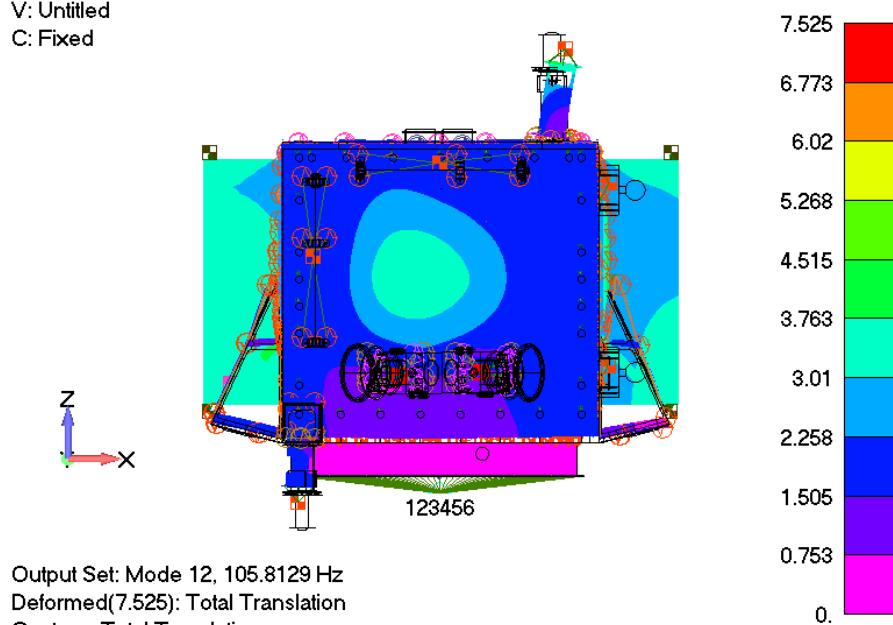


Figura 19 Modo Longitudinal dir. Z: 105 Hz

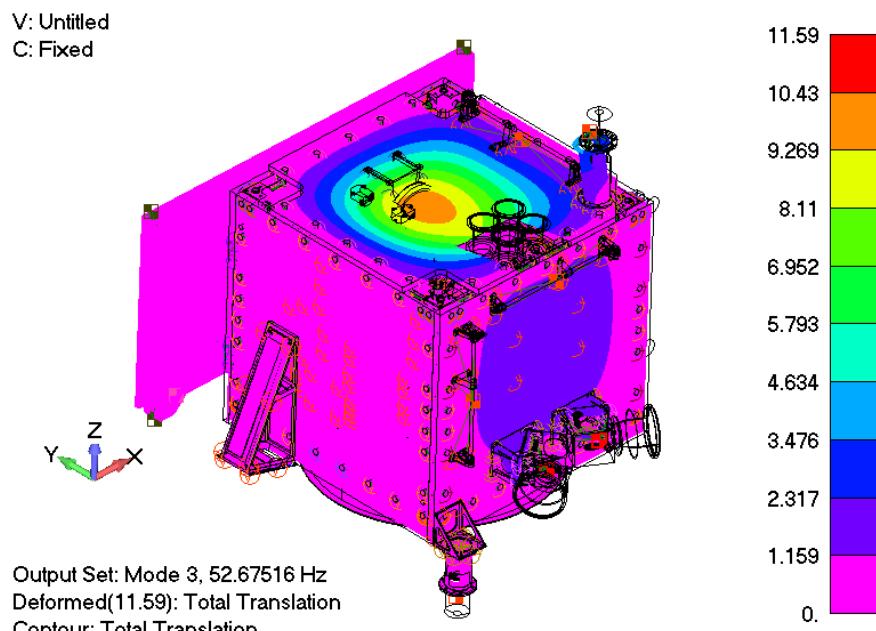


Figura 20 Primeiro Modo Local painel Top: 52 Hz

A Tabela 5 apresenta uma análise de sensibilidade para os modos de vibração em função da mudança de parâmetros estruturais.

Tabela 5 Análise de Sensibilidade

Model	Lower Panel Facesheet	Lower Panel Thickness	Cylinder Thickness	Cylinder Diameter	Lateral		Longitudinal	
					Freq [Hz]	Effective Mass	Freq [Hz]	Effective Mass
Baseline	0.4	61.8	3	821	40.1	52%	105.8	35%
1	0.3	61.8	3	821	39.0	53%	104.6	28%
2	0.4	40	3	821	35.8	53%	52.0	16%
3	0.4	30	3	821	32.8	52%	51.3	20%
4	0.4	61.8	2	821	38.8	53%	104.2	32%
5	0.4	61.8	3	700	31.9	31%	51.1	24%
6	0.4	61.8	3	600	26.0	41%	48.5	47%

A análise realizada mostrou que existe margem para o ajuste das freqüências globais e locais do Satélite, que deverá ser feito numa etapa posterior de projeto detalhado, quando deverão estar disponíveis os requisitos de rigidez do Lançador. O desacoplamento das mencionadas freqüências é importante para garantir níveis menores de resposta de aceleração dos equipamentos.

2.7.2 Análise Estática

Como ainda não existe definição do Lançador a ser utilizado, foi realizada uma análise estática preliminar utilizando os níveis quase estáticos do programa PMM, resultantes do envelope de alguns

Lançadores. Ver Tabela 6. A análise foi focada nas forças de reação na interface Bottom panel / Cylinder assim como nos níveis de tensão do Cylinder. Ver Figuras 21, 22 e 23.

Tabela 6 Cargas Quase Estáticas preliminares

Quase Static Qualification Loads				
ID	Case	AX [g]	AY [g]	AZ [g]
1	Min Z / +X	3.75	0	-13.35
2	Min Z / -X	-3.75	0	-13.35
3	Min Z / +Y	0	3.75	-13.35
4	Min Z / -Y	0	-3.75	-13.35
5	Max Z / +X	3.75	0	7.8
6	Max Z / -X	-3.75	0	7.8
7	Max Z / +Y	0	3.75	7.8
8	Max Z / -Y	0	-3.75	7.8

OBS: Positive longitudinal acceleration = traction

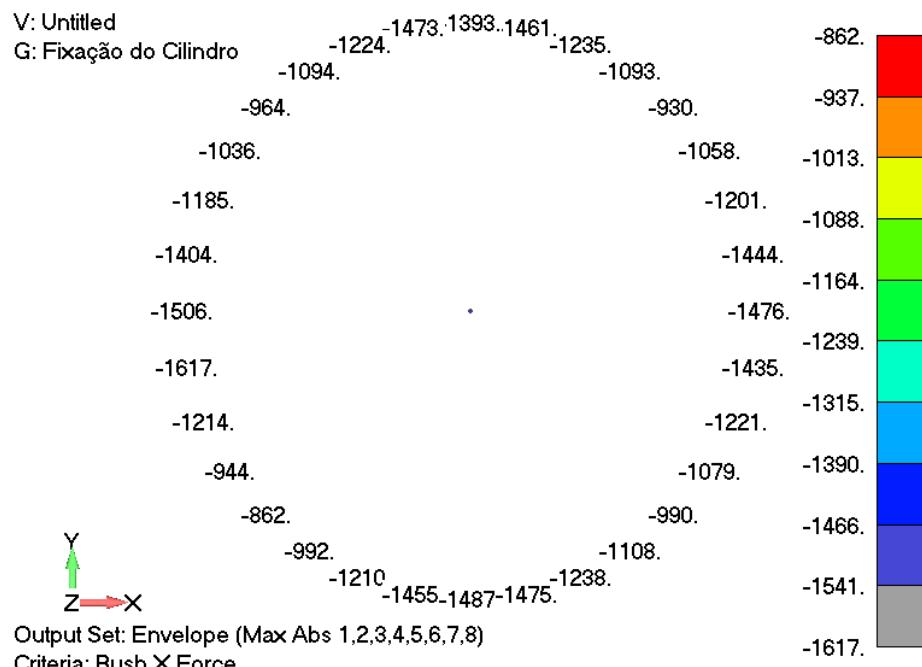


Figura 21 Forças axiais na junção Bottom panel / Cylinder

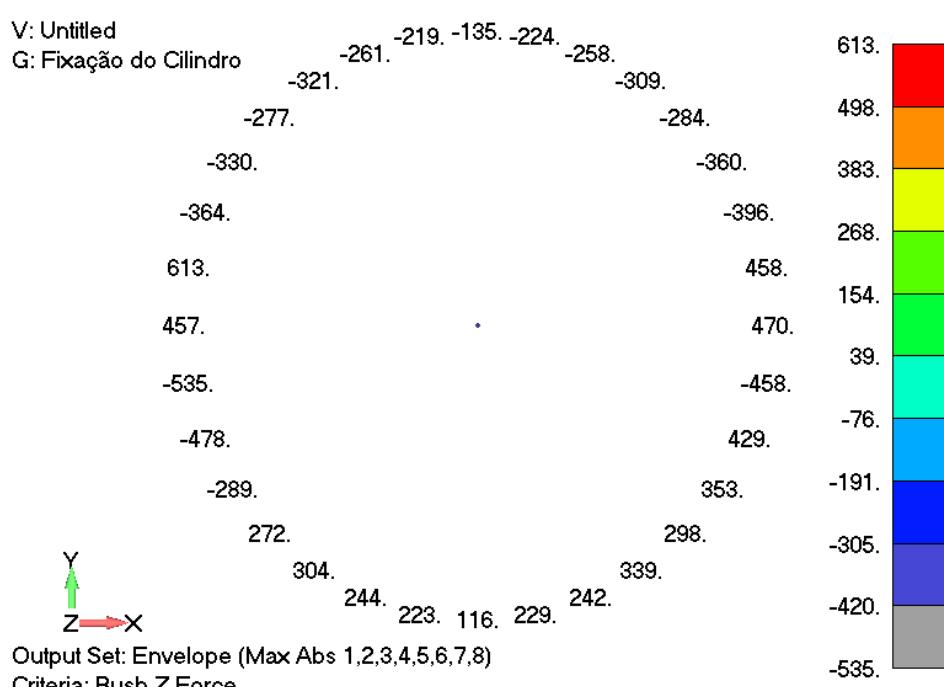


Figura 22 Forças de cisalhamento na junção Bottom panel / Cylinder

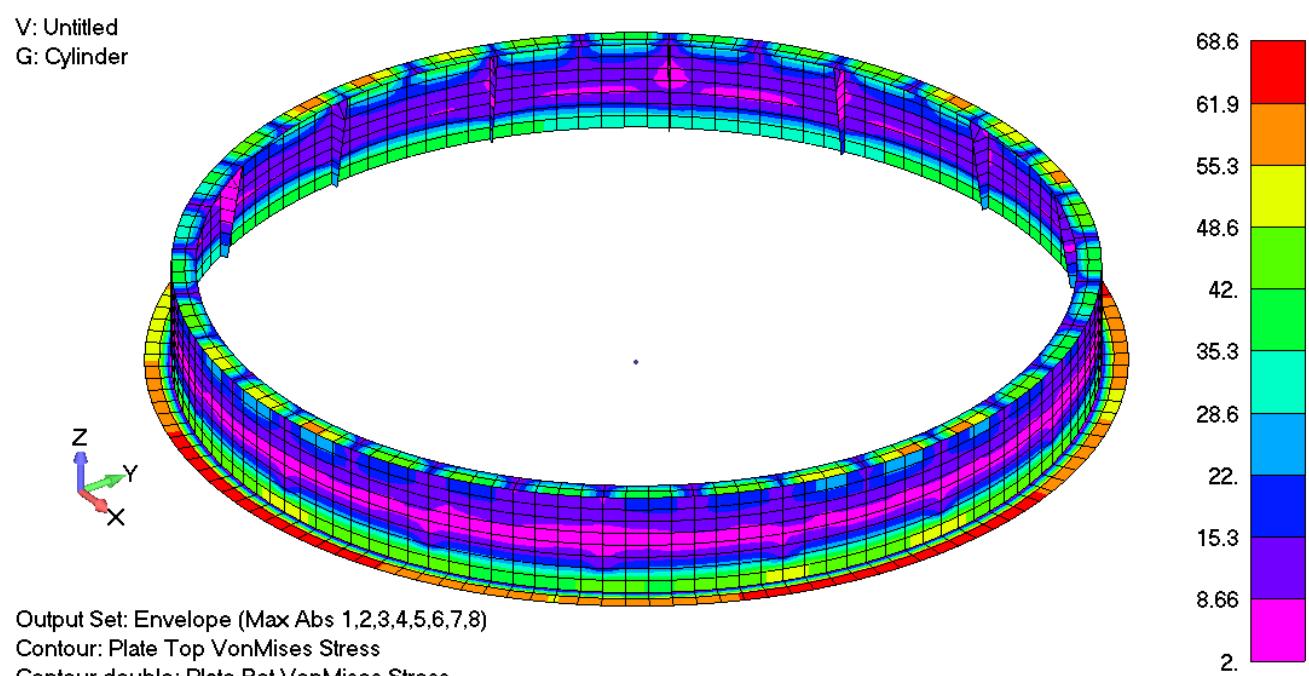


Figura 23 Distribuição de Tensão no Cylinder

EQUARS	Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica	
--------	--	---

Os níveis de esforços e tensões encontrados são baixos, indicando que existe margem para os ajustes necessários decorrentes das próximas fases do projeto.

2.7.3 Viabilidade do Subsistema Estrutura

As análises realizadas indicam a viabilidade do Subsistema Estrutura, com alocação de massa de 45 Kg, e que atenda aos parâmetros de Configuração Mecânica e Propriedades de Massa do Satélite, bem como aos futuros requisitos de interface com o Lançador.

3 CONFIGURAÇÃO REDUZIDA

Uma nova configuração denominada “Reduzida” foi desenvolvida para permitir a possibilidade de utilização de Lançadores de menor porte. Esta nova configuração foi gerada a partir de um novo envelope da coifa do Lançador fixado em 1264 mm, correspondente ao Lançador Launcher One, que apresenta o menor envelope dos novos Lançadores considerados.

Para atender ao novo envelope, além do alongamento do corpo principal do Satélite, foi necessário girar o SAG de 90 graus na posição fechada, assim como a inclusão de uma nova asa no lado -Y, para garantir a área requerida para a colagem das células solares. Esta nova orientação do SAG permitirá que seja integrado com o corpo do Satélite na posição vertical.

Houve também um reposicionamento geral dos equipamentos, tanto na região externa quanto na interna, e consequentemente foi necessário modificar alguns dos suportes de equipamentos concebidos anteriormente.

Apesar das importantes mudanças introduzidas, esta nova configuração ainda mantém uma boa parcela de herança da Configuração original do Programa PMM, especialmente no que se refere às soluções estruturais adotadas e às interfaces com o SAG.

3.1 SISTEMA DE COORDENADAS, CONF. REDUZIDA

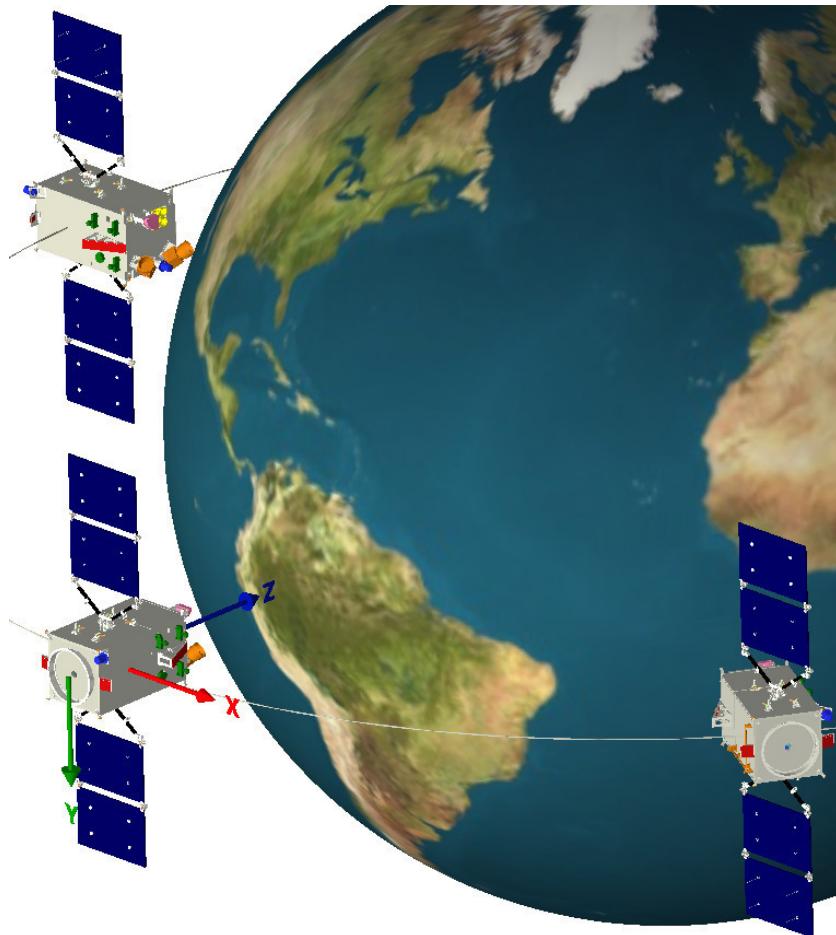


Figura 24 Sistema de Coordenadas

A Figura 24 apresenta o sistema de coordenadas da configuração Reduzida. O eixo +Z aponta para a direção nadir e o eixo +X para a direção da velocidade.

3.2 CONFIGURAÇÃO MECÂNICA, CONF. REDUZIDA

A Figura 25 apresenta o Satélite na configuração de Lançamento. Nesta configuração, o diâmetro do envelope da coifa do Lançador é de 1264 mm conforme mostra a Figura 26.

A Figura 27 mostra o Satélite na configuração em Orbita, com o SAG na posição aberto, que oferece uma área total bruta de 2.3 m^2 .

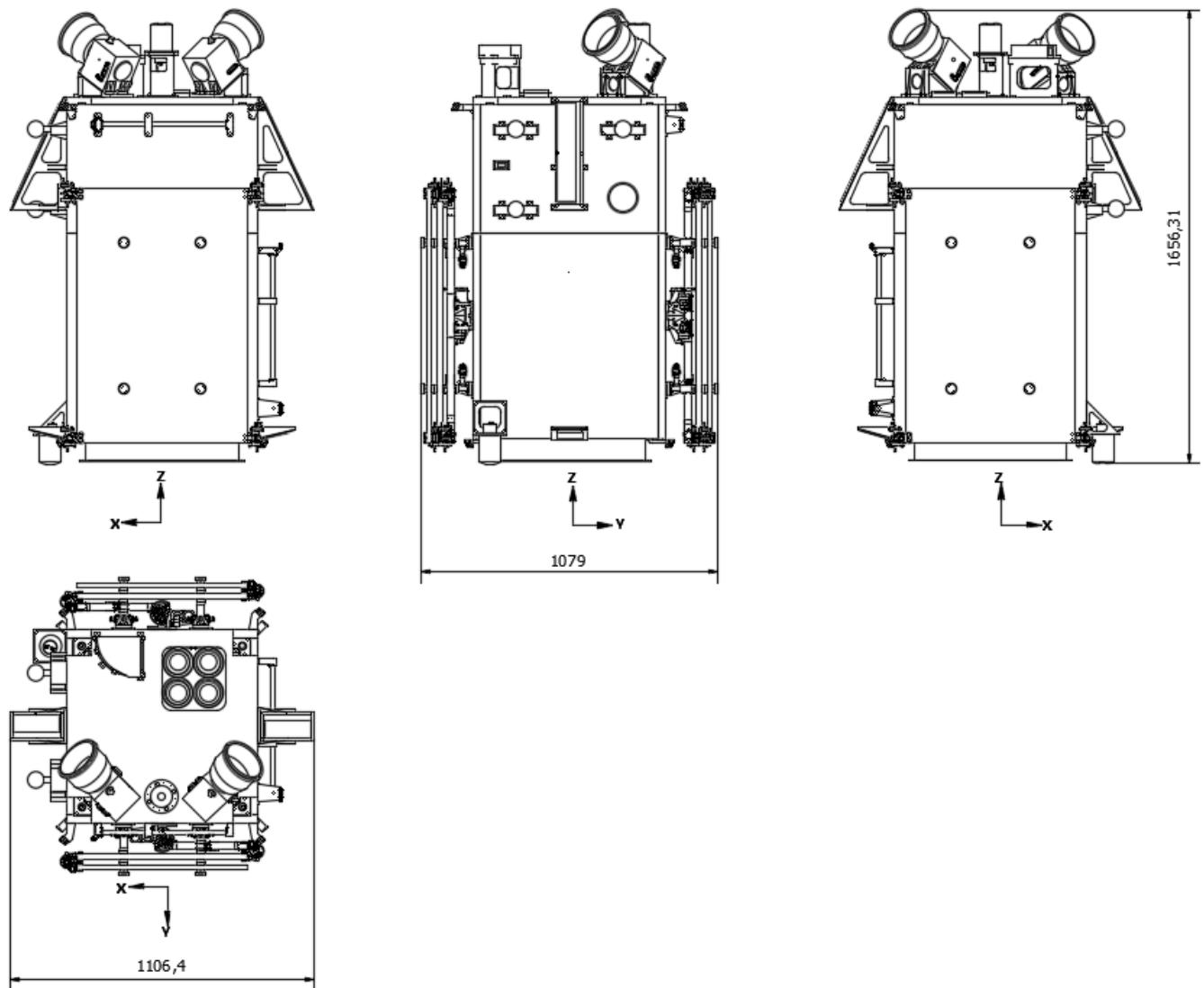


Figura 25 Configuração de Lançamento

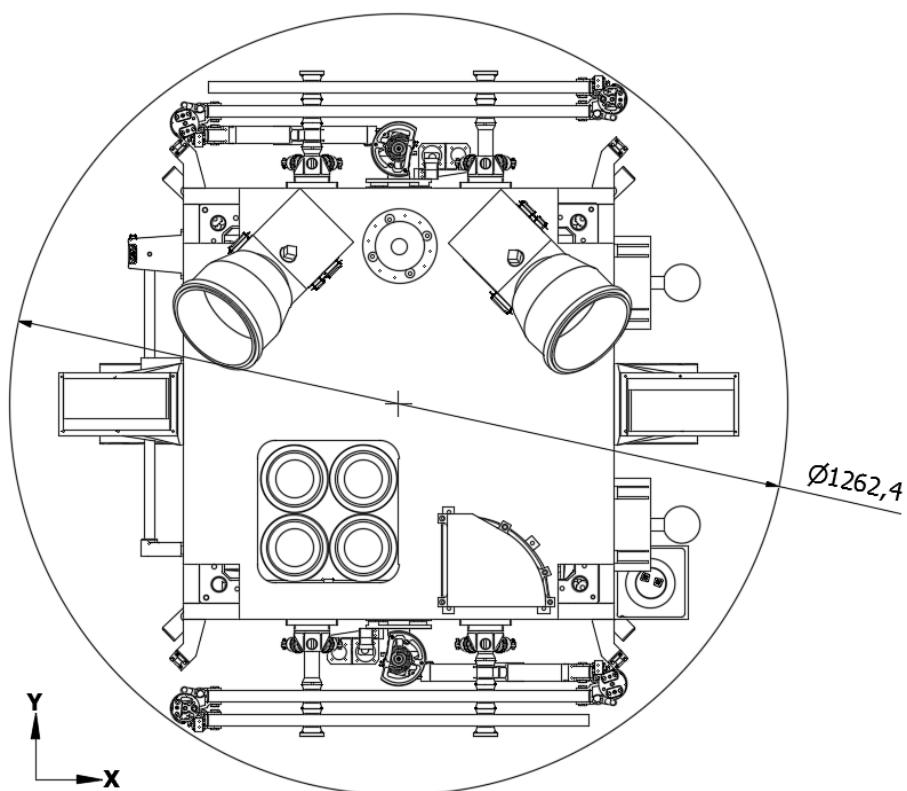


Figura 26 Envelope da Coifa do Lançador

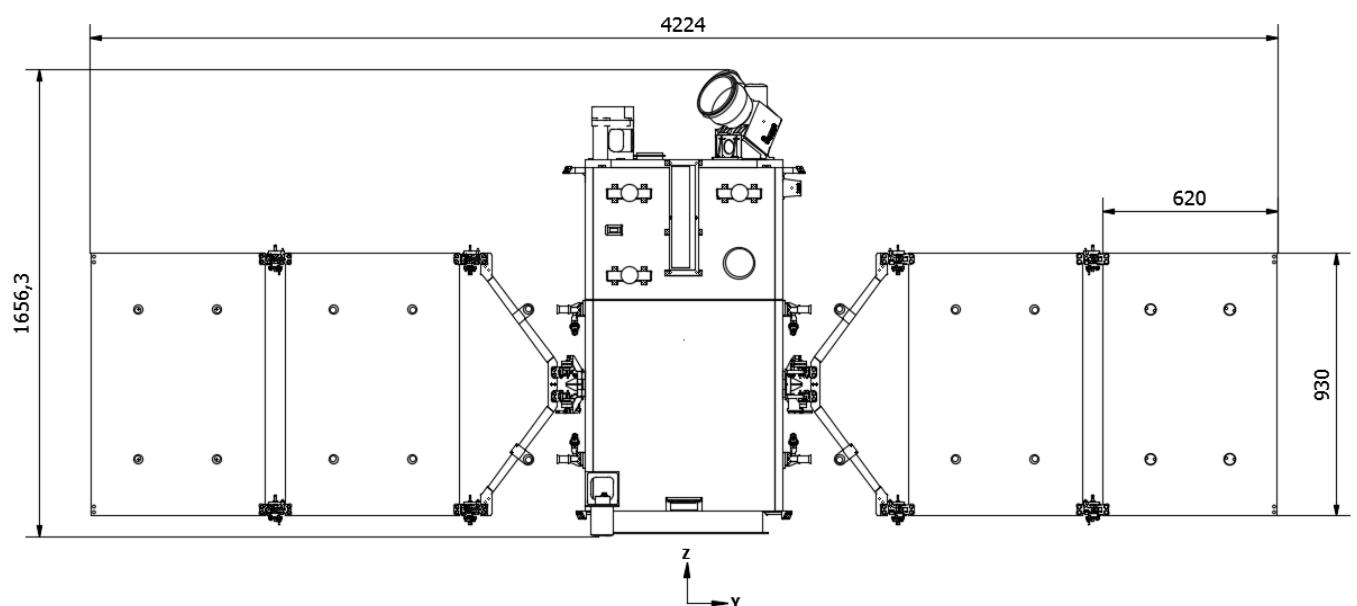


Figura 27 Configuração em Órbita

A Figura 28 apresenta uma vista explodida dos principais componentes que deverão compor o Subsistema Estrutura.

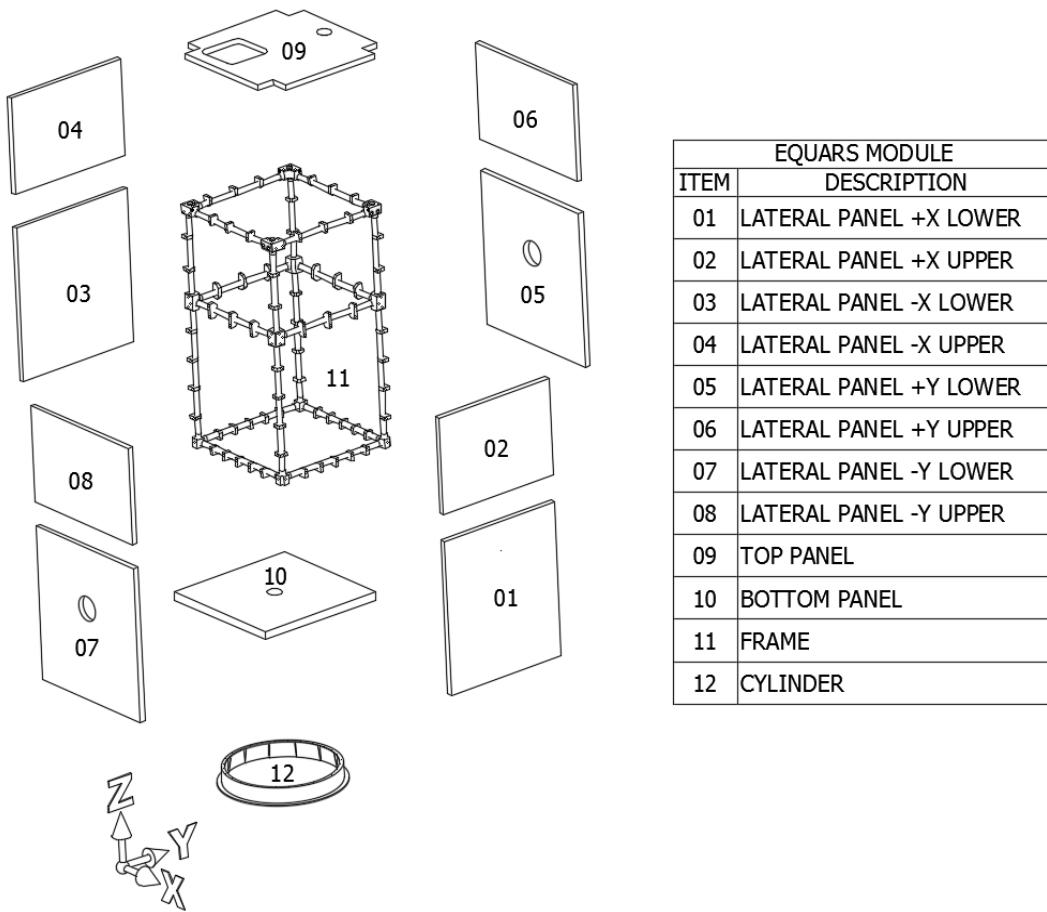


Figura 28 Componentes do Subsistema Estrutura

Observamos que nesta nova configuração os painéis de fechamento foram divididos em dois setores, “Lower” e “Upper”, que permitirão a integração e o acesso aos equipamentos internos de uma forma independente.

As dimensões principais de cada um dos componentes do Subsistema Estrutura são apresentadas no Anexo G.

Cabe Salientar que as dimensões do componente 12 – Cylinder deverão ser ajustadas numa fase mais detalhada do projeto, em função de requisitos de Interface com o Lançador e como resultado das análises estruturais detalhadas.

3.3 POSICIONAMENTO DE EQUIPAMENTOS, CONF. REDUZIDA

Assim como na configuração PMM, foram utilizados os mesmos critérios e requisitos para o posicionamento dos equipamentos.

A configuração Reduzida possui um volume menor do corpo principal e, portanto oferece uma margem menor para diferentes arranjos de posicionamento de equipamentos.

As Figuras 29 e 30 mostram o posicionamento dos equipamentos na região externa do Satélite. As Figuras 31, 32 e 33 mostram o posicionamento dos equipamentos na região interna.

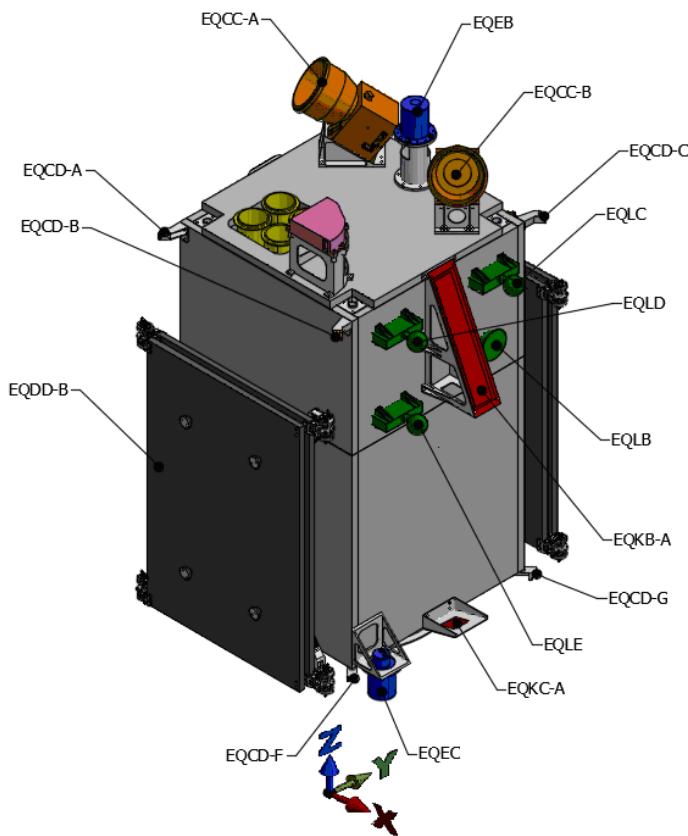


Figura 29 Posicionamento de equipamentos na região externa

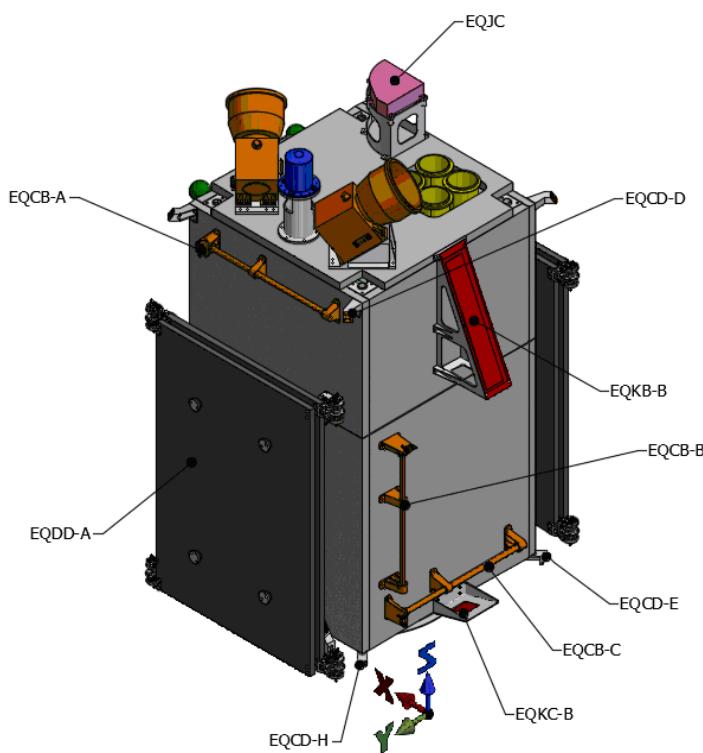


Figura 30 Posicionamento de equipamentos na região externa (cont.)

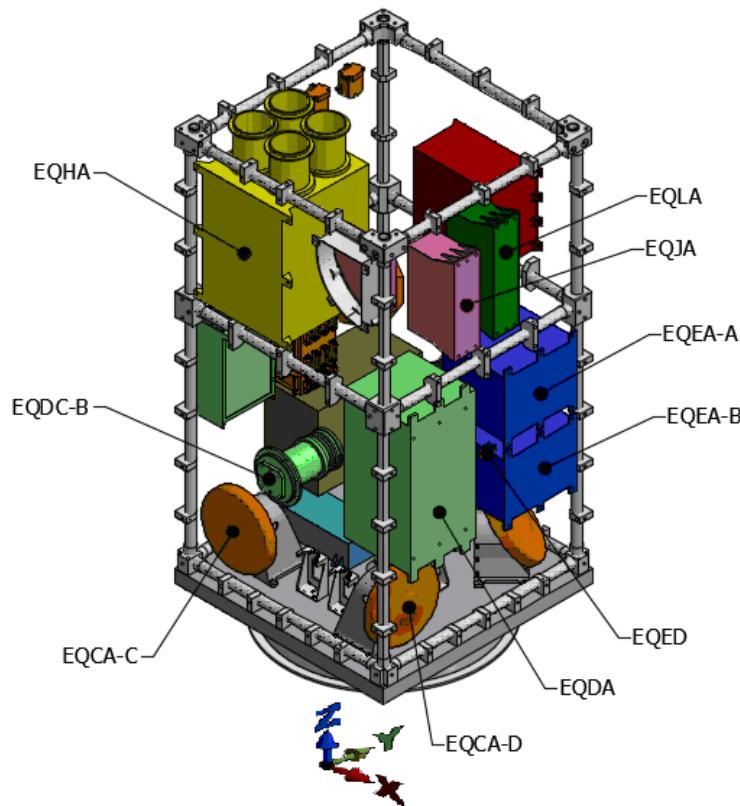


Figura 31 Posicionamento de equipamentos na região interna

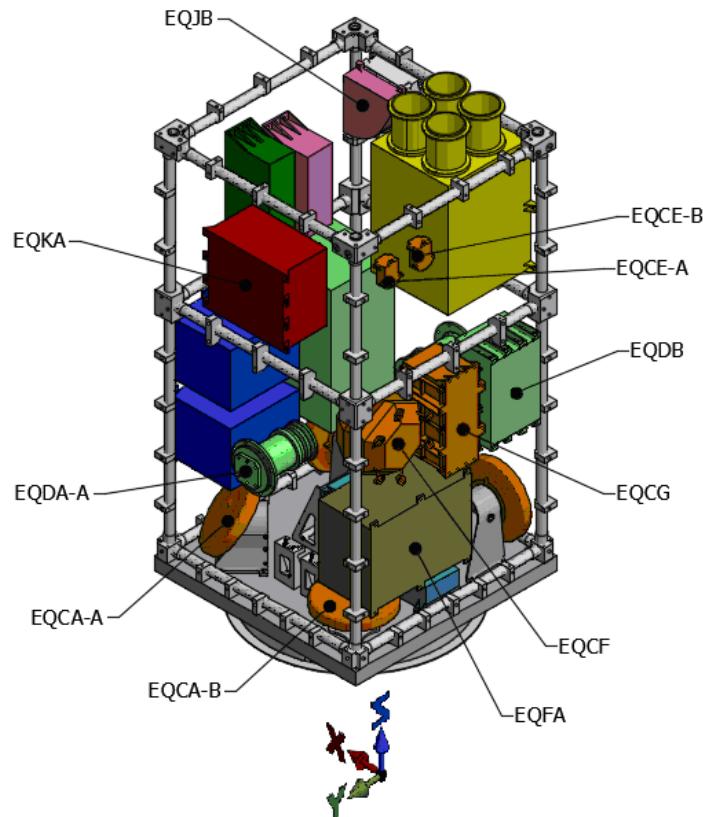


Figura 32 Posicionamento de equipamentos na região interna (cont.)

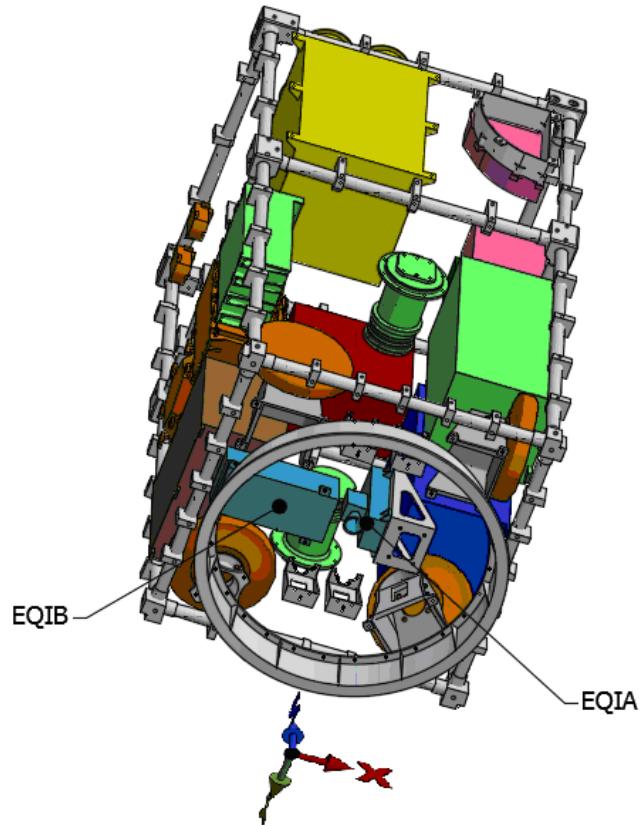


Figura 33 Posicionamento de equipamentos na região interna (cont.)

O Anexo H apresenta o posicionamento dos equipamentos em cada painel.

Os suportes para fixação de equipamentos são basicamente os mesmos utilizados na configuração PMM, com exceção dos apresentados no Anexo I, que sofreram modificação.

3.3.1 Campos de Visada (FOV)

Cargas úteis e sensores foram posicionados de forma a atender aos requisitos de FOV, já apresentados na Tabela 1.

O Anexo J apresenta a visualização do FOV dos equipamentos.

3.4 BALANÇO DE MASA, CONF. REDUZIDA

A Tabela 7 apresenta o sumário do Balanço de Massa da Configuração Reduzida. A principal diferença em relação à configuração PMM se encontra no Subsistema de Potência, devido à duplicação do SAG.

O Anexo K apresenta o Balanço de Massa detalhado.

EQUARS	Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica	
--------	--	---

Tabela 7 Sumário do Balanço de Massa, Configuração Reduzida

SUBSYSTEM MASS SUMMARY			Uncert. (Kg)	WORST CASE (KG)	ALLOCATED MASS (KG)
EQ A	ESTRUTURA		40,568	0,000	40,568
EQ B	CONTROLE TÉRMICO		3,550	0,520	4,070
EQ C	CONTROLE DE ATITUDE		31,100	0,860	31,960
EQ D	POTÊNCIA		35,840	0,602	36,442
EQ E	COMUNICAÇÕES		7,050	0,302	7,352
EQ F	SUPERVISÃO DE BORDO		3,500	0,175	3,675
EQ G	CABLAGEM		20,000	0,906	20,906
EQ H	GLOW		12,210	0,500	12,710
EQ I	APEX		3,000	0,424	3,424
EQ J	ELÉSA		5,300	0,617	5,917
EQ K	GROM		5,546	0,216	5,762
EQ L	DNEX		4,800	0,480	5,280
EQ M	Supostos de Equipamentos		7,131	0,000	7,131
TOTAL			179,595	1,845	
WORST CASE			181,440		
ALLOCATED			193,200		
Fuel			0,000		
Balance Mass			3,000		
Integration Hardware			3,000		
GRAN TOTAL (nominal)			185,595		
MARGIN (KG)			14,405		
MARGIN (%)			7,202		
GRAN TOTAL (worstcase)			187,440		
MARGIN (KG)			12,560		
MARGIN (%)			6,280		
GRAN TOTAL (allocated)			199,200		
MARGIN (KG)			0,800		
MARGIN (%)			0,400		
SPACECRAFT LIMIT MASS			200,000		

A consideração de Massa Limite do satélite de 200 Kg continua válida para a Configuração Reduzida.

3.5 PROPRIEDADES DE MASSA, CONF. REDUZIDA

A Tabela 8 apresenta o sumário das propriedades de Massa.

Tabela 8 Sumário das Propriedades de Massa, Configuração Reduzida

Satellite Condition	Satellite Mass (Kg)	Satellite C.G.(mm)			Inertias Through CG (Kg.m ²)					
		X _{CG}	Y _{CG}	Z _{CG}	I _{xx}	I _{yy}	I _{zz}	I _{xy}	I _{xz}	I _{yz}
Launch	185.6	-1	1	687	44.1	41.3	22.4	0.1	-0.6	-0.7
Orbit, SAG Deployed	185.6	1	1	687	69.1	40.7	46.8	-0.1	-0.6	-0.7

O Anexo L apresenta os dados completos de Propriedades de Massa. As análises preliminares de dimensionamento do Subsistema AOCS mostraram a viabilidade das Propriedades de Massa apresentadas.

3.6 INTERFACE COM O LANÇADOR, CONF. REDUZIDA

A Tabela 9 apresenta o sumário de possíveis Lançadores identificados até o momento, para a configuração Reduzida. Esta configuração poderá viabilizar a utilização de uma família de Lançadores de menor porte e consequentemente menor custo. O Lançador Pegasus não foi considerado devido ao envelope reduzido e ao custo elevado.

Tabela 9 Possíveis Lançadores

Lançador	Orbita	Massa	Envelope	Disponibilidade	Custo (M \$USD)
Long March 11	OK	OK	OK	OK	5.3
Intrepid 1	Aparentemente possível, verificar	OK	OK	Primeiro voo previsto para 2019, verificar	5.4
Vector H	Somente após 2023	OK	OK	Primeiro voo previsto para final de 2021	4.5
Launcher One	OK	OK	OK	Primeiro voo previsto para 2019, verificar	12
Minotaur I	Aparentemente possível, verificar	OK	OK	OK	40

Considerando os problemas de ITAR do Long March 11 e o custo elevado do Minotaur I, a atenção foi voltada para os Lançadores Intrepid 1, Vector H e Launcher One.

O Intrepid 1 foi contatado e informou que o Manual do Usuário se encontra em preparação.

O Vector H foi contatado e forneceu o Manual do Usuário. Informou que o primeiro voo comercial está previsto para 2021, mas que poderia atender à demanda da órbita equatorial somente após 2023. Também informou um custo de Lançamento de 4.5 M \$USD.

O Launcher One foi contatado, forneceu o Manual do Usuário e solicitou um processo de RFI para poder fornecer maiores informações. Do ponto de vista de atendimento a parâmetros orbitais, este Lançador se consolida no momento como o mais viável, pelo fato do Lançamento ser realizado à partir de uma aeronave. Também informou que está verificando a possibilidade de oferecer Lançamentos a partir da base de Alcântara.

As figuras 34, 35 e 36 apresentam dados relativos ao Vector H.

As figuras 37, 38 e 39 apresentam dados relativos ao Launcher One.

VECTOR-H SPECIFICATIONS

// Vector-H is the largest capacity launch vehicle

Vector Launch Vehicle Family

Vector is developing a family of small launch vehicles consisting of the Vector-R (Rapid) ("V-R") and the Vector-H (Heavy) ("V-H"). The Vector-R is designed for rapid and frequent launch payloads weighing up to roughly 60 kg and will be made available for commercial flights in 2019. The Vector-H is a larger vehicle based on the Vector-R design and can deploy roughly 315 kg to 250 km low Earth orbit (LEO) or 200 kg to 500 km Sun-synchronous orbit (SSO). The Vector-H will be available for commercial flights in 2020 and production and range infrastructure have been designed to support a combined launch cadence of more than 100 flights per year.

Our concept operations (CONOPS) is based on the use of a transporter erector launcher (TEL) that provides extensive flexibility and enables activities at multiple ranges with minimal infrastructure. The Vector launch sites are listed below along with additional sites likely to be available for future launches.

Launch Sites

// LAUNCH SITES

	ACTIVE	Pacific Spaceport Complex Alaska (PSCA) Kodiak Island, AK
	LATE 2019	Space Launch Complex, SLC 8 Vandenberg, CA
	LATE 2019	Mid-Atlantic Regional Spaceport (MARS) Wallops Flight Facility, Wallops Island, VA

// FUTURE SITES

Spaceport Florida, Launch Complex 46
Cape Canaveral Air Force Station, FL
Space Port Camden
Camden County, GA
Barge Launch
Various

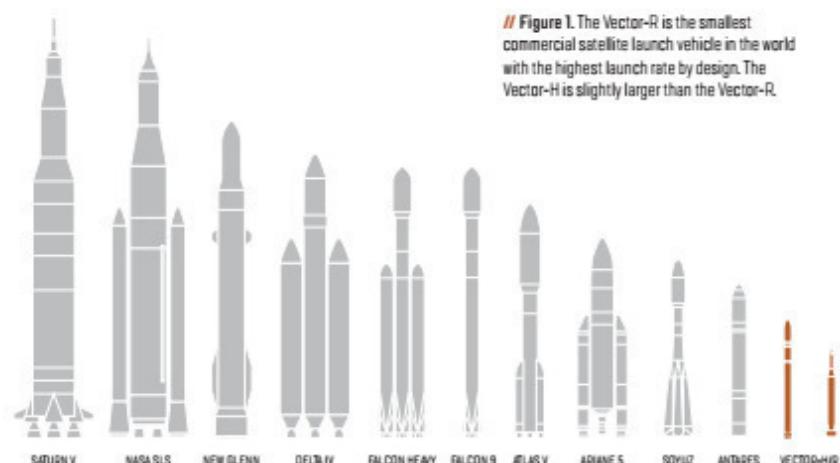


Figura 34 Vector H: Informações Gerais

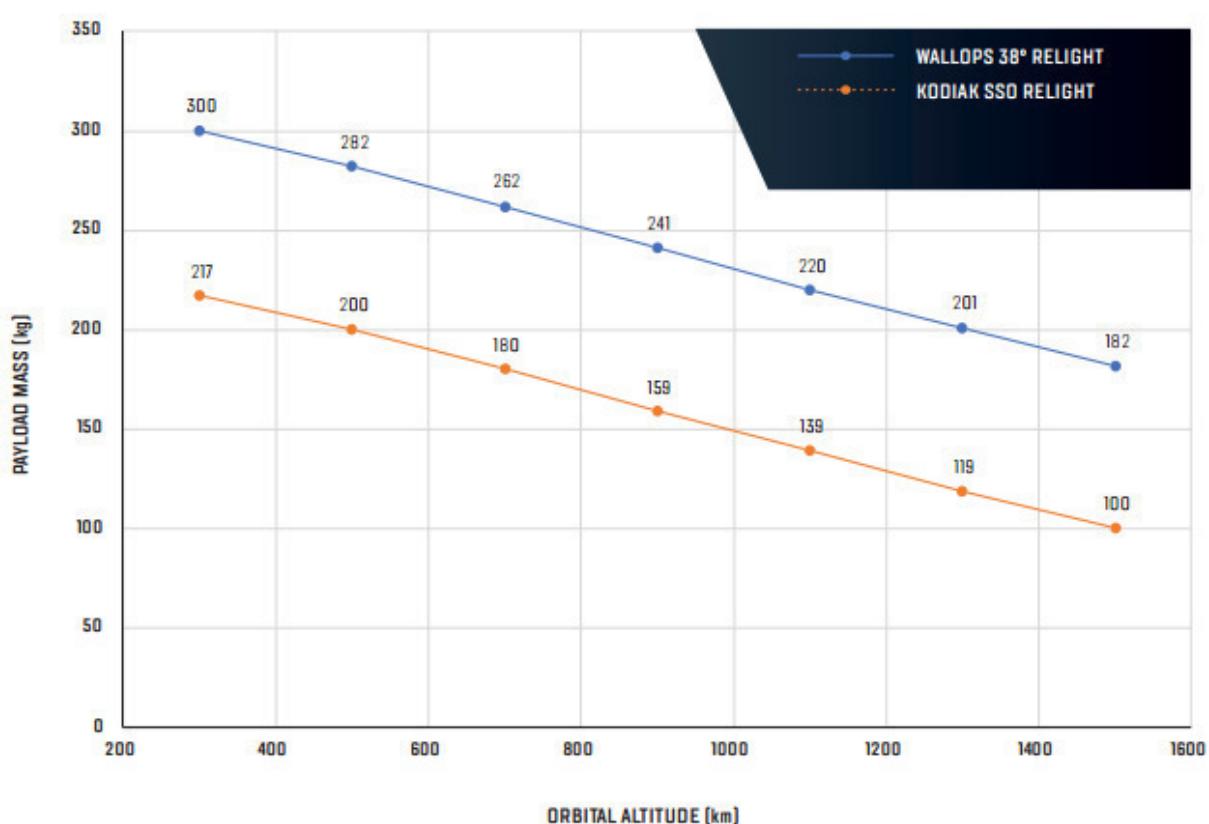
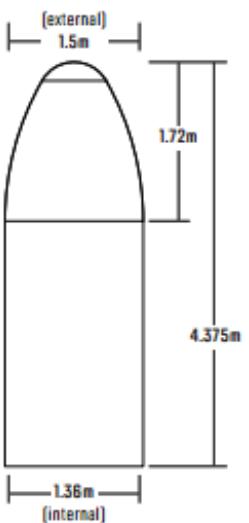


Figura 35 Vector H: Parâmetros Orbitais

Vector-H Fairing

The standard Vector-H fairing is designed to be used with all payloads that fit within the given envelope. The fairing shown in the description reflects basic assumptions regarding dynamic clearance to the fairing hardware; however, taller fairing designs are also available. Vector works with all of our payload customers to select the proper fairing for their mission.

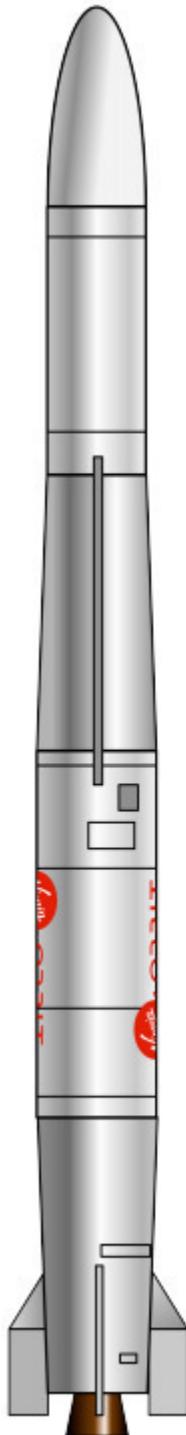
// Figure 8. Vector-H Standard Fairing



Payload Manifests

Vector manifests single satellite launches, multiple identical satellites for constellations, and mixed satellite manifests (Rideshare). Individual flight manifests will vary from those pictured in Figure 8 as the illustration is intended to offer a general concept of payload combinations. Example manifest combinations shown in Figure 9 are for illustrative purposes only.

Figura 36 Vector H: dimensões da Coifa



Virgin Orbit is currently testing air-launched, two-stage LauncherOne vehicle in preparation for the start of commercial service. Virgin Orbit is a privately-funded, US company based in Long Beach, California.

LauncherOne is designed to address the growing demand for microsatellites by providing dedicated microsatellite services, including rapid scheduling and fast constellation replenishment.

Originally conceived as a vehicle capable of sending 225 kg to low Earth orbit (LEO), the company has since increased that capacity to 400 kg to address the diverse needs of the microsatellite market. This meant that the original carrier aircraft, the WhiteKnightTwo, was no longer able to lift LauncherOne. As a result, Virgin Orbit has secured a Boeing 747-400 aircraft, repurposed from its former role as a Virgin Atlantic airliner.

Virgin Orbit has been selected by NASA, the Department of Defense's Space Test Program (via Virgin Orbit's subsidiary, VOX Space), SITAEL, Cloud Constellation Corporation, Sky and Space Global, Planet, and OneWeb as a launch provider. Many of these contracts represent multiple launches; for example, Cloud Constellation has purchased a dozen launches, Sky and Space Global has purchased four, and OneWeb has purchased launches for as many as 39 of their microsatellites.

The first launch of LauncherOne is planned for 2017. It will carry a test package rather than a payload for a paying customer.

Launch Service Provider

Virgin Orbit

Organization Headquarters

USA

Manufacturer

Virgin Orbit

Mass, kg (lb)

25,000 (55,116) est.

Length, m (ft)

25 (82) est.

Diameter, m (ft)

1.8 (5.9)

Year of Planned First Launch

2018

Launch Sites

Mojave Air and Space Port
Others TBA

LEO Capacity, kg (lb)

500 (1,102)

SSO Capacity, kg (lb)

300 (661)

Estimated Price per Launch

\$12M

Figura 37 Launcher One: Informações Gerais

1 THE VIRGIN ORBIT EXPERIENCE

The rapidly growing small satellite industry requires a launch service that is equally agile, flexible, and affordable. Virgin Orbit's launch vehicle, LauncherOne, is the result of our investment in the team, technologies, and facilities required to build a customer-focused launch service.

LauncherOne is Your Ride to Space

LauncherOne is a simple, expendable, launch vehicle designed to place small satellites of up to 500 kg / 1100 lbfm into a wide range of Low Earth Orbits (LEO) at an affordable price. Rather than launching from the ground, LauncherOne is carried to an altitude of approximately 35,000 feet by the 747-400 carrier aircraft, Cosmic Girl, as depicted in **FIGURE 1**.

The simple design of LauncherOne increases reliability while keeping costs low. In order to balance performance with commercially-competitive pricing, LauncherOne was designed through a "clean-sheet" design process, in which all potential vehicle configurations were traded against each other (different numbers of stages, various propulsion types, etc.). Throughout LauncherOne's design, the Virgin Orbit team actively rejected complexity, favoring a straightforward and reliable design. This avoids the common trap of incurring significant cost increases for only a marginal increase in performance.

FIGURE 1/
LAUNCHERONE SYSTEM
EXPANDED VIEW

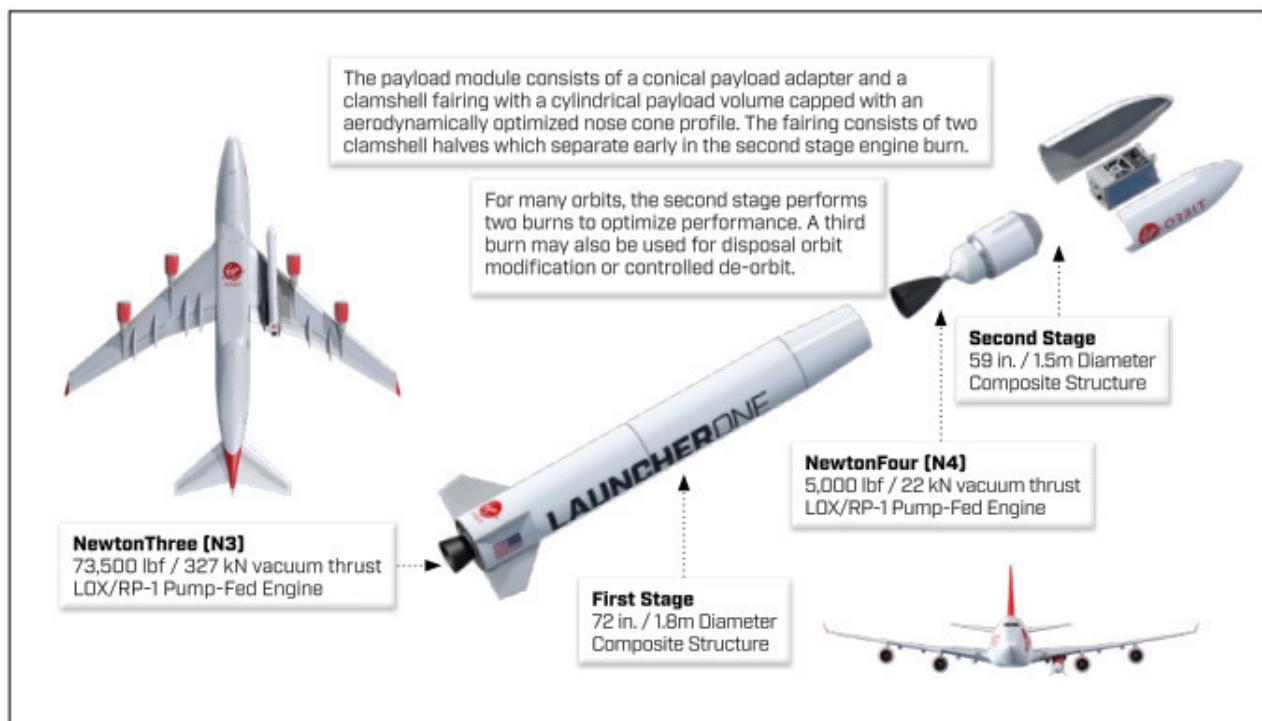


Figura 38 Launcher One: Informações Gerais (Cont.)

FIGURE 3/
ORBITAL PAYLOAD DELIVERY
PERFORMANCE CURVES

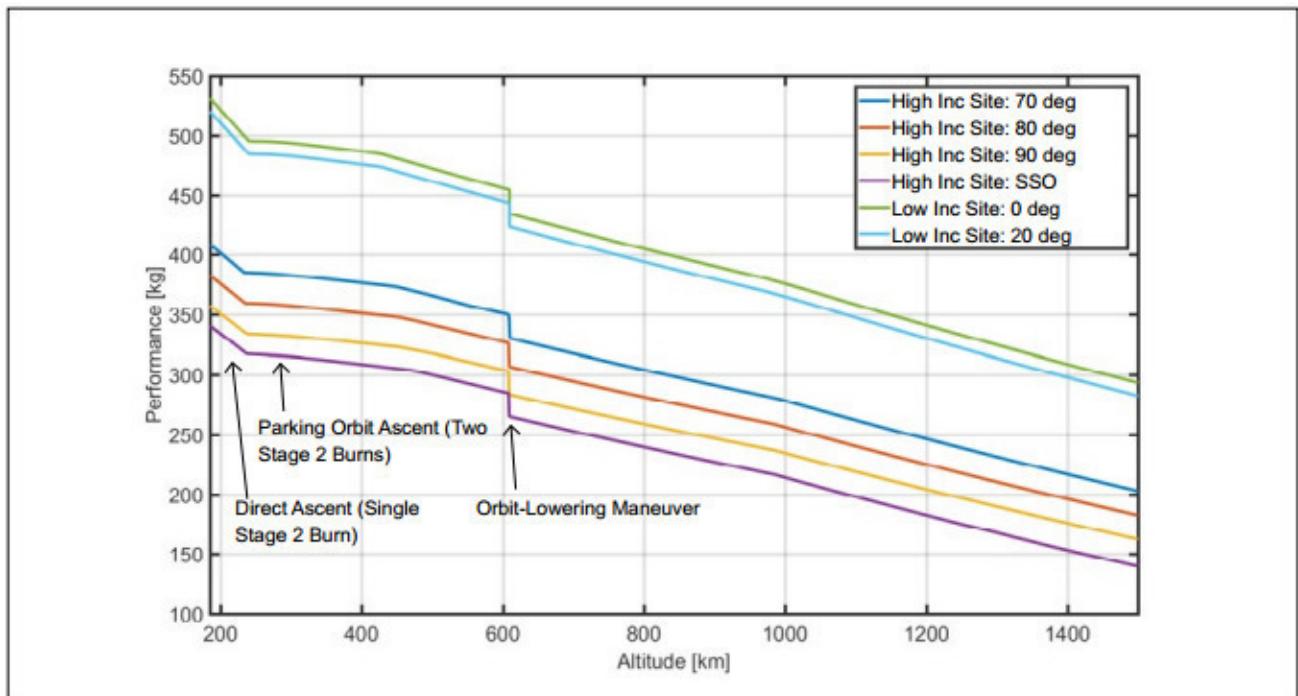


Figura 39 Launcher One: Parâmetros Orbitais

FIGURE 2/
LAUNCHERONE SAMPLE
PAYLOAD CONFIGURATIONS

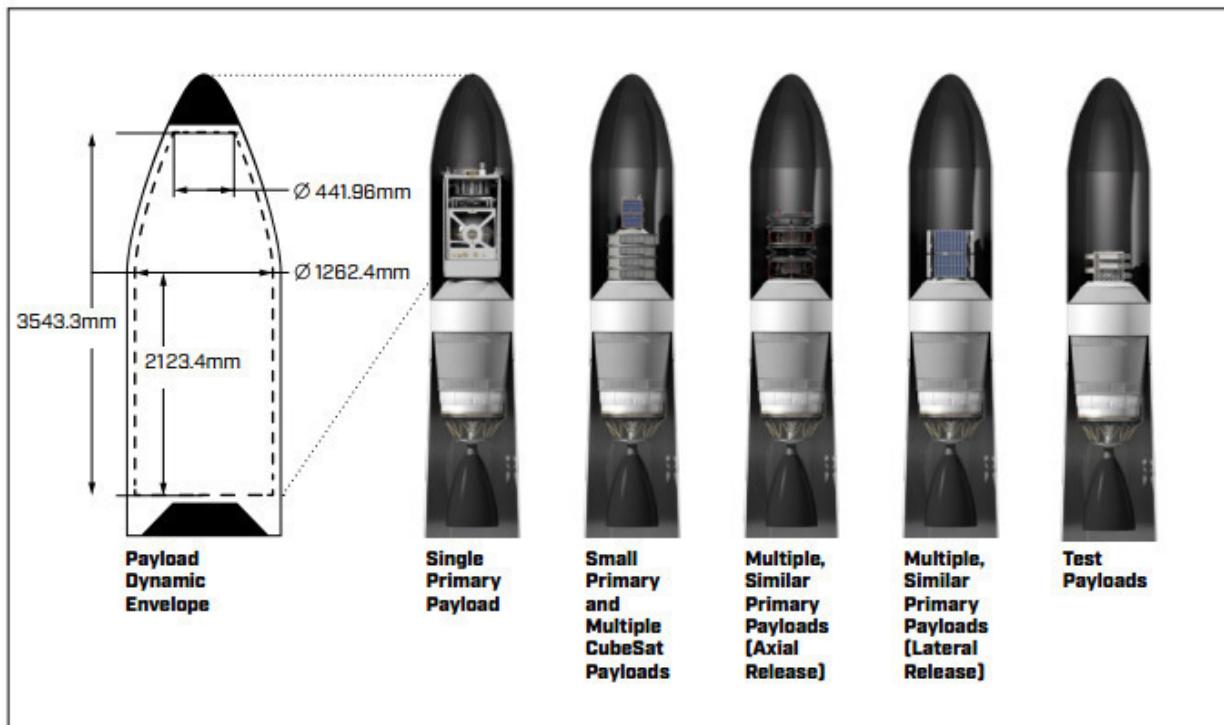


Figura 40 Launcher One: Dimensões da Coifa

3.7 SUBSISTEMA ESTRUTURA, CONF. REDUZIDA

O Subsistema Estrutura previsto para a Configuração Reduzida apresenta grande similaridade com a configuração PMM, do ponto de vista das soluções estruturais adotadas.

Foi desenvolvido um modelo FEM, utilizando os dados de configuração mecânica e propriedades de massa apresentados, que possibilitou a realização de análises preliminares de trade-off. Novamente foi utilizada a massa Limite do satélite, de 200 Kg.

3.7.1 Análise Modal

As Figuras 41, 42, 43 e 44 mostram os primeiros modos globais do Satélite. A Figura 45 mostra o primeiro modo local relativo aos painéis laterais.

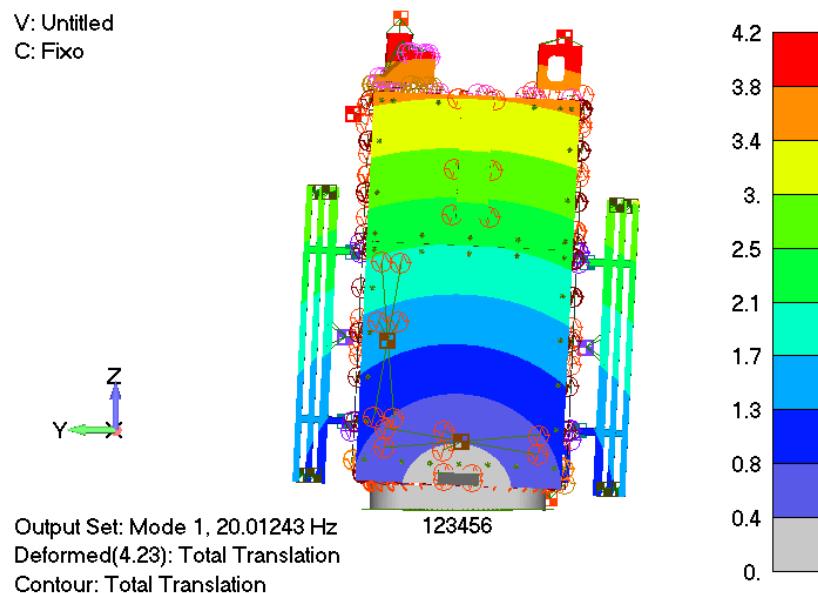


Figura 41 Primeiro modo Lateral dir. Y: 20 Hz

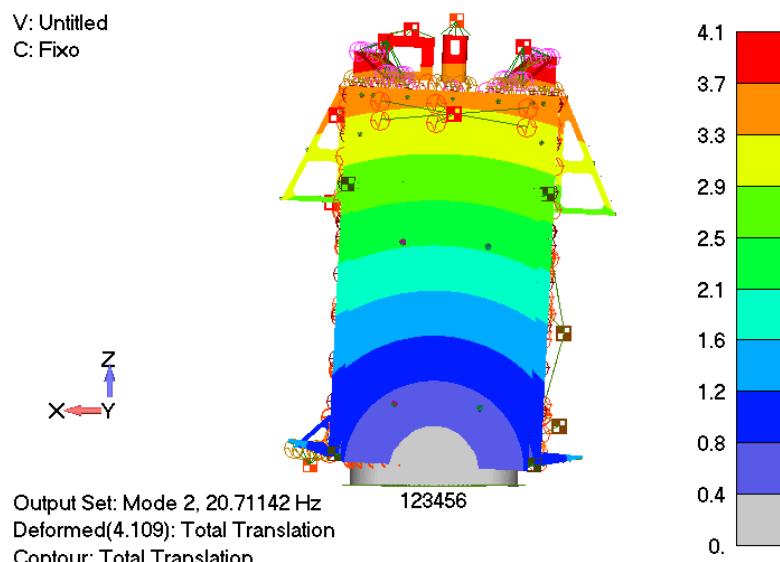


Figura 42 Primeiro modo Lateral dir. X: 21 Hz

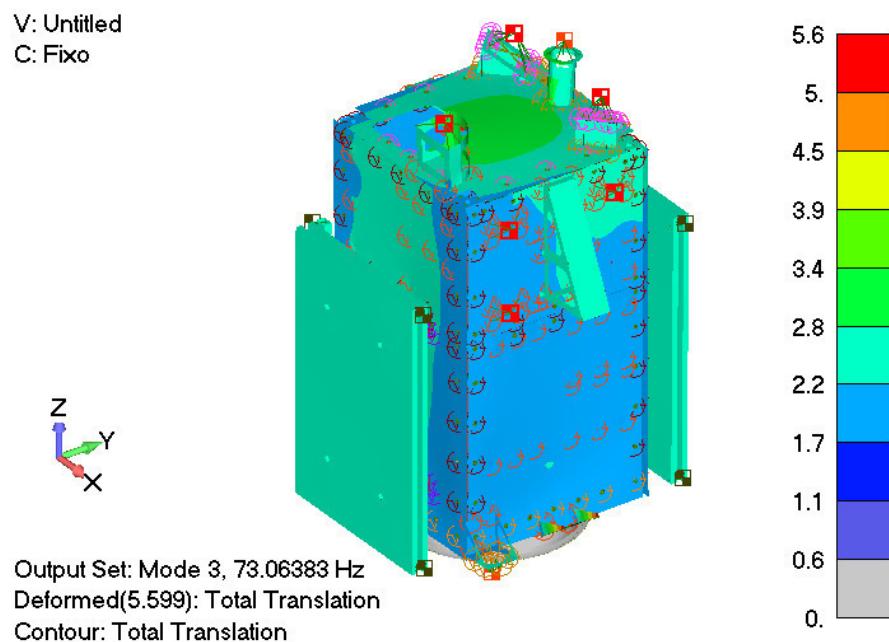


Figura 43 Primeiro Modo Longitudinal: 73 Hz

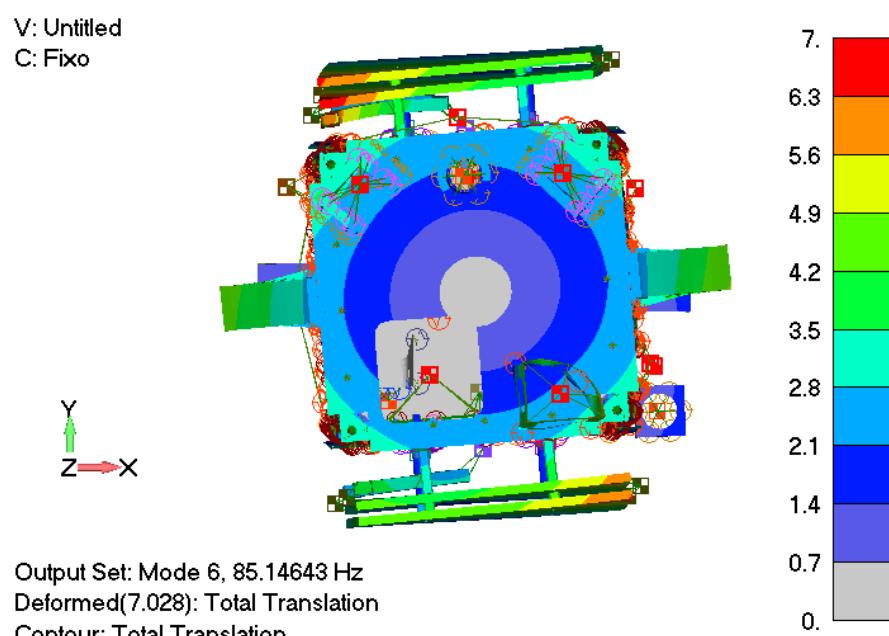


Figura 44 Modo Torsional: 85 Hz

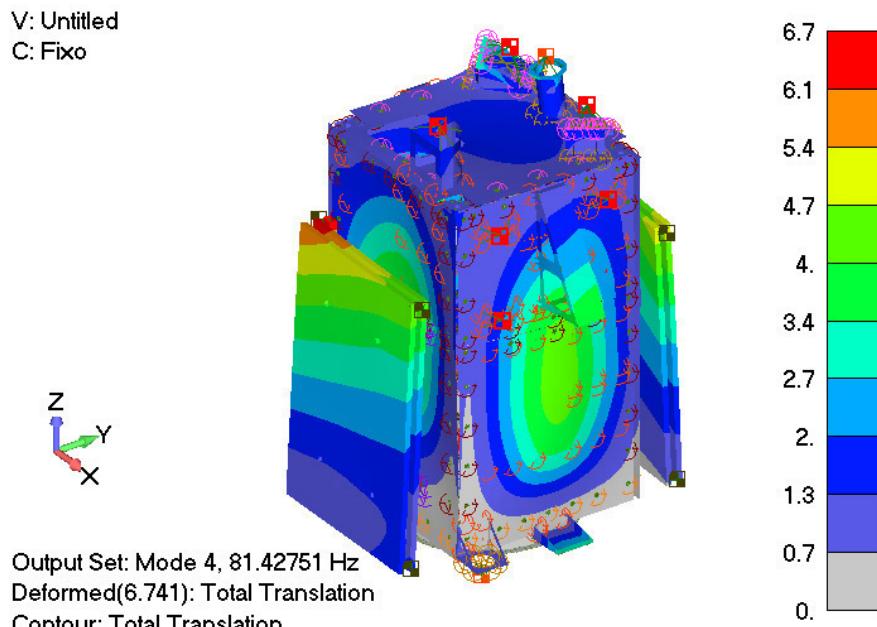


Figura 45 Primeiro modo Local: 81 Hz

3.7.2 Análise Estática

A análise estática foi realizada utilizando o carregamento Quase Estático do Lançador Launcher One, apresentado na Figura 46.



**TABLE 4/
LAUNCHERONE PRIMARY PAYLOAD
DESIGN LOAD FACTORS**

Type	Axial [x]	Lateral [y]	Lateral [z]
Acceleration [g]	-4g / +8g	+/- 5g	+/- 8g

Figura 46 Launcher One: Cargas Quase Estáticas

A Tabela 10 apresenta a composição dos casos de carregamento utilizados na análise Estática.

Tabela 10 Cargas Estáticas, Nível de Qualificação

Quase Static Qualification Loads				
ID	Case	AX [g]	AY [g]	AZ [g]
1	Min Z / +X	12	0	-6
2	Min Z / -X	-12	0	-6
3	Min Z / +Y	0	7.5	-6
4	Min Z / -Y	0	-7.5	-6
5	Max Z / +X	12	0	12
6	Max Z / -X	-12	0	12
7	Max Z / +Y	0	7.5	12
8	Max Z / -Y	0	-7.5	12

OBS: Positive longitudinal acceleration = traction

Diferentemente dos Lançadores convencionais, o Launcher One apresenta um carregamento lateral muito elevado, constituindo-se como um dos fatores dimensionantes caso este Lançador for escolhido.

A análise realizada mostra que as regiões críticas estão localizadas nas interfaces entre os painéis Laterais e o painel Bottom e também na interface entre o painel Bottom e o Cylinder.

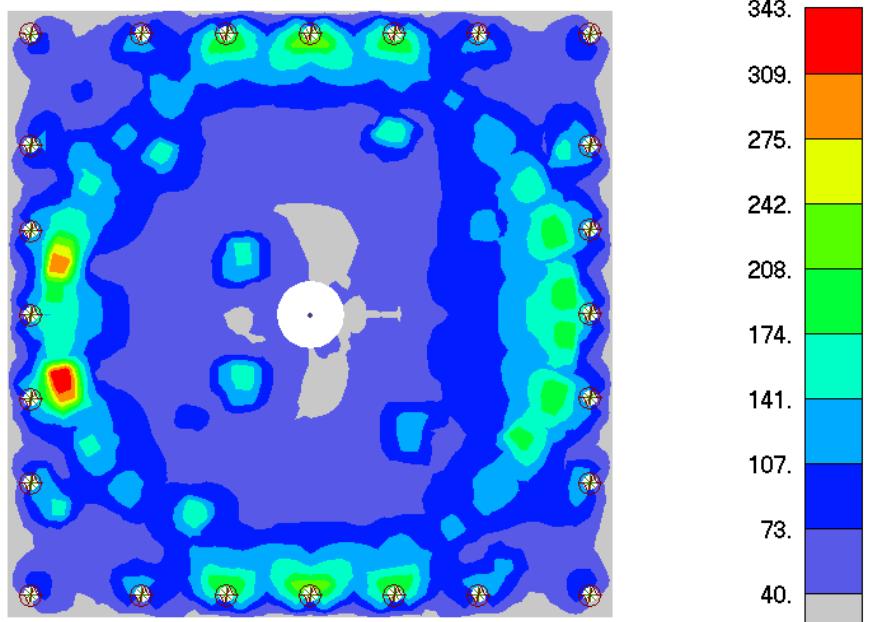
A Figura 47 mostra a distribuição de tensões no painel Bottom.

A Figura 48 mostra a distribuição de tensões no painel Lateral –X.

V: Untitled

C: Fixo

G: Property 3001000 - Lower panel



Output Set: Envelope (Max Abs 1,2,3,4,5,6,7,8)

Contour: Lam Ply1 VonMises Stress

Figura 47 Distribuição de tensões no Painel Bottom

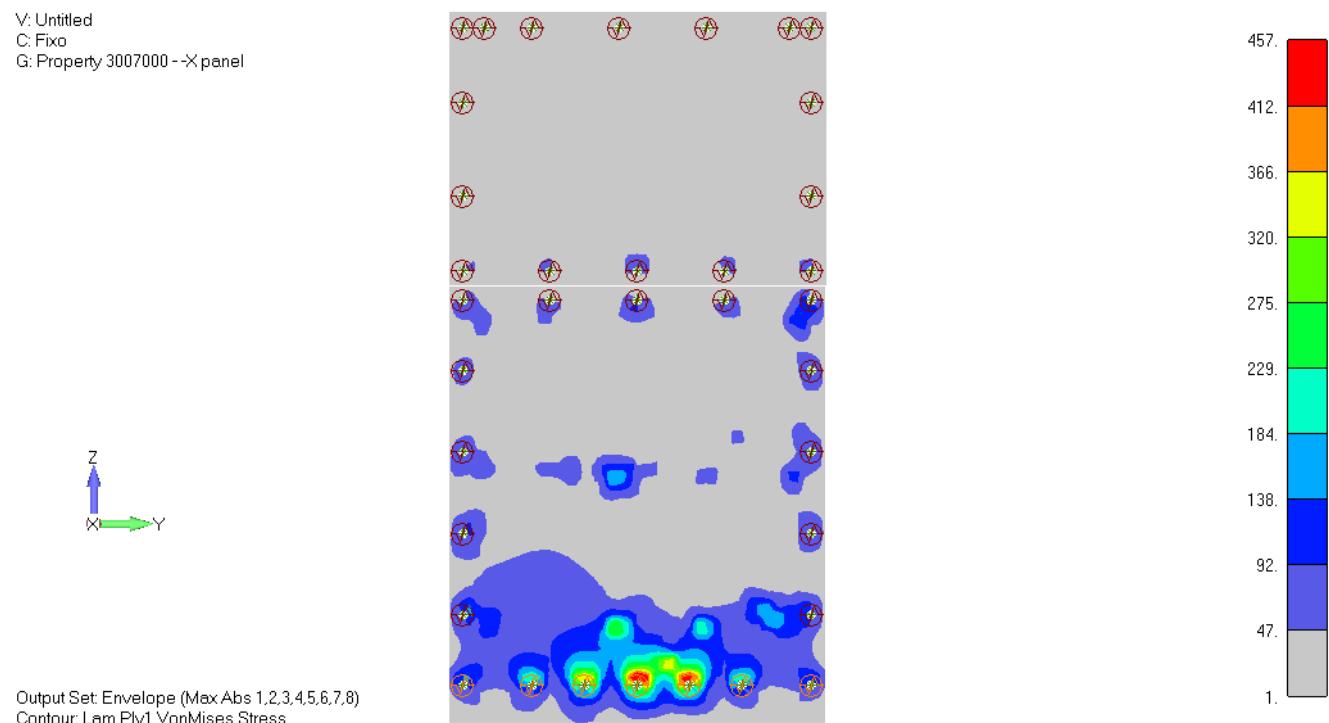


Figura 48 Distribuição de Tensões no Painel Lateral +Y

Podemos observar que os elevados níveis de tensão nestes painéis são locais, nas proximidades dos pontos de fixação. O problema poderá ser facilmente contornado com a utilização de reforços locais tais como “doublers” na chapa de face, troca de colméia e preenchimento de colméia. A massa adicional decorrente destes reforços já foi considerada no Balanço de Massa.

A Figura 49 mostra a distribuição de tensões no Cylinder.

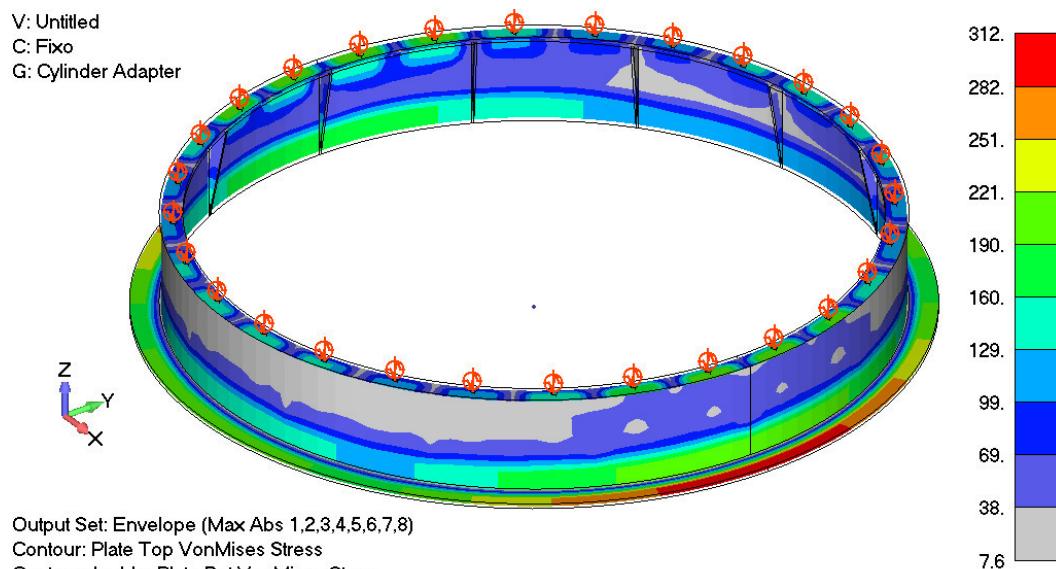


Figura 49 Distribuição de Tensões no Cylinder

Observamos um nível alto de tensão na região do flange inferior. O dimensionamento detalhado deste componente deverá ser realizado numa fase posterior do projeto, com a definição da interface com o Lançador a ser utilizada.

3.7.3 Viabilidade do Subsistema Estrutura, Conf. Reduzida

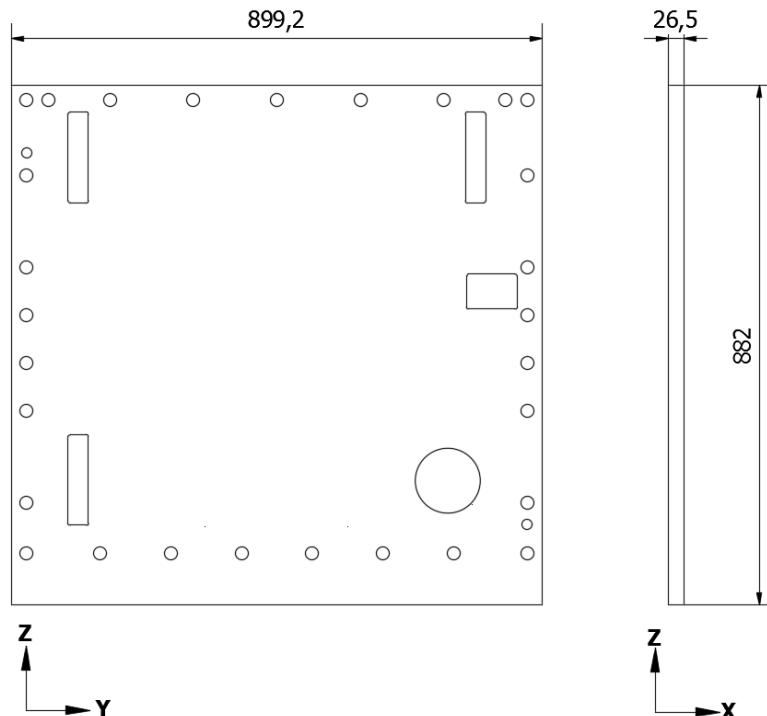
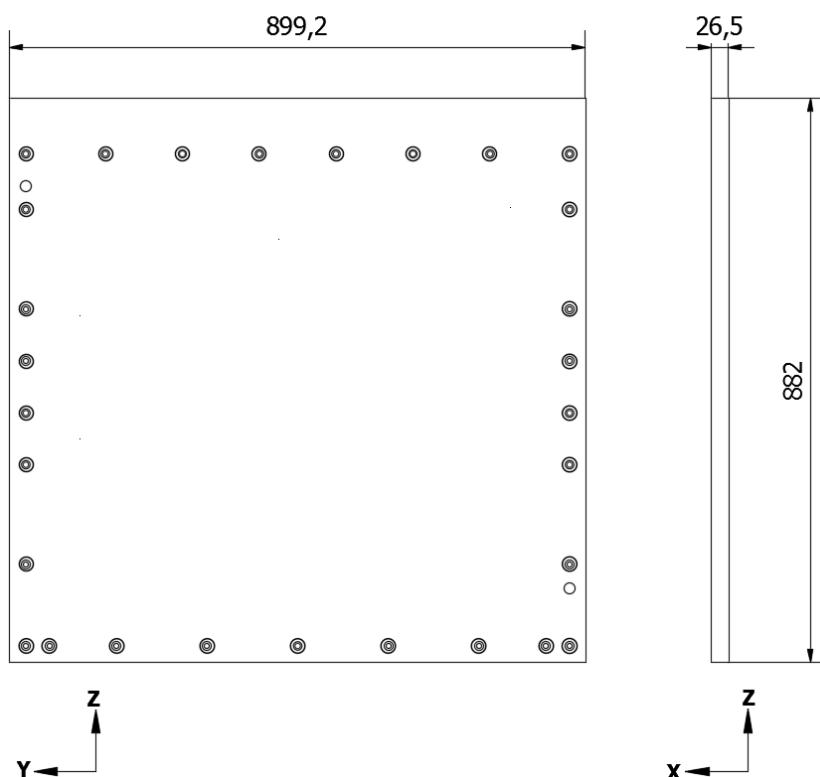
As análises realizadas indicam a viabilidade do Subsistema Estrutura, com alocação de massa de 43 Kg, e que atenda aos parâmetros de Configuração Mecânica e Propriedades de Massa do Satélite, bem como aos futuros requisitos de interface com o Lançador.

EQUARS	Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica	
--------	--	---

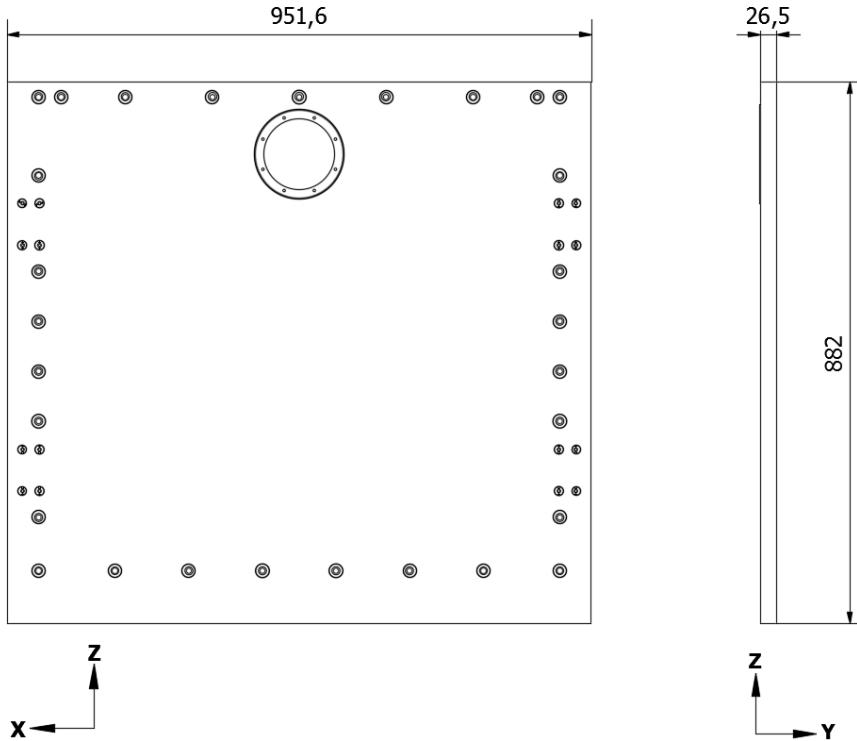
4 ANÁLISE DE ARQUITETURA MECÂNICA – CONCLUSÃO

As Análises realizadas mostram que as duas configurações, PMM e Reduzida, propostas para a Arquitetura Mecânica do Satélite EQUARS, se mostram viáveis para esta fase do Projeto.

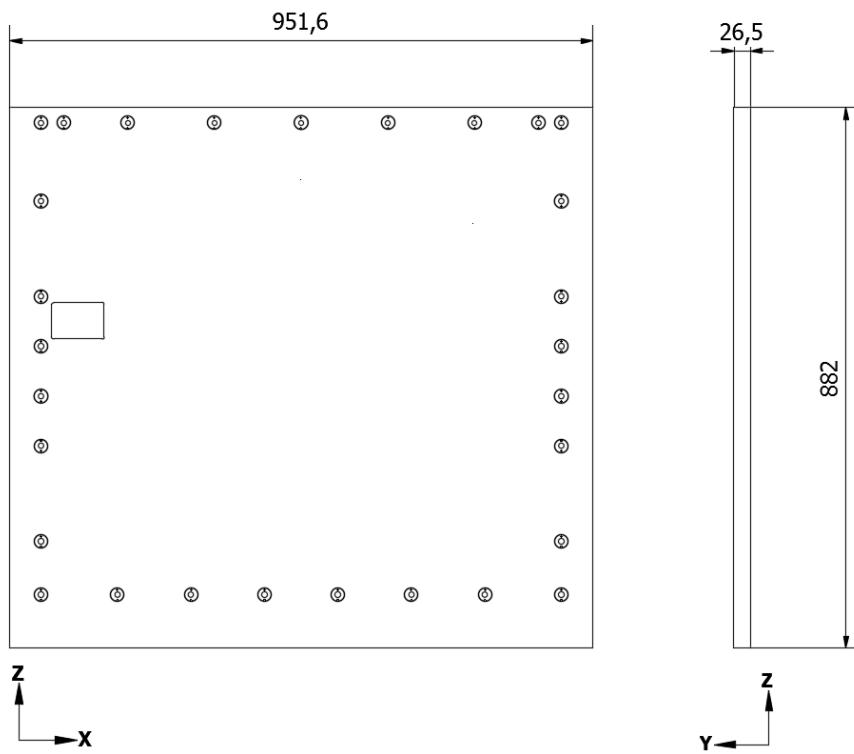
A opção por uma das Configurações deverá ser feita numa próxima fase, onde deverão ser analisados aspectos tais como disponibilidade e custo de Lançadores, Cronograma e Custo de Desenvolvimento do Subsistema Estrutura e SAG assim como novos Requisitos de Interface com outras Arquiteturas, entre outros.

ANEXO A DIMENSÕES PRINCIPAIS, SUBSISTEMA ESTRUTURA**01-LATERAL PANEL +X****02-LATERAL PANEL -X**

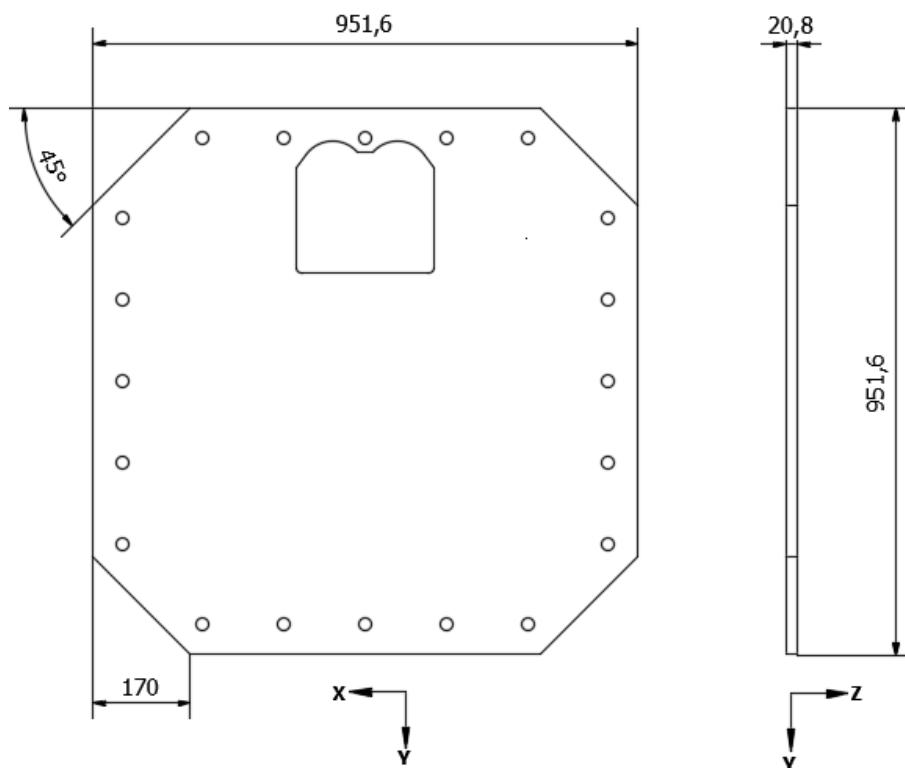
03-LATERAL PANEL +Y



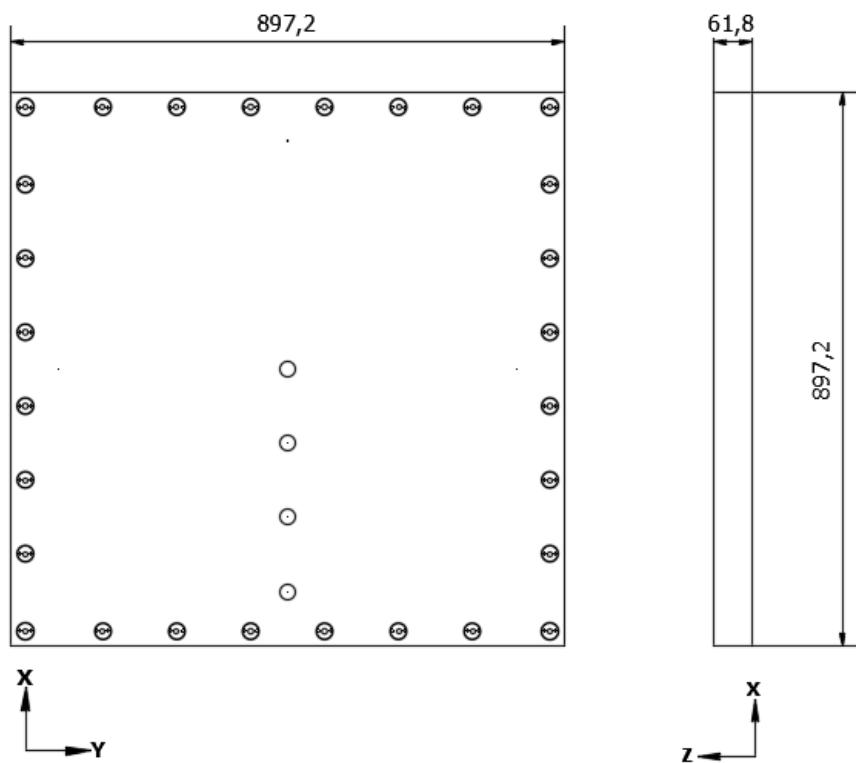
04-LATERAL PANEL -Y



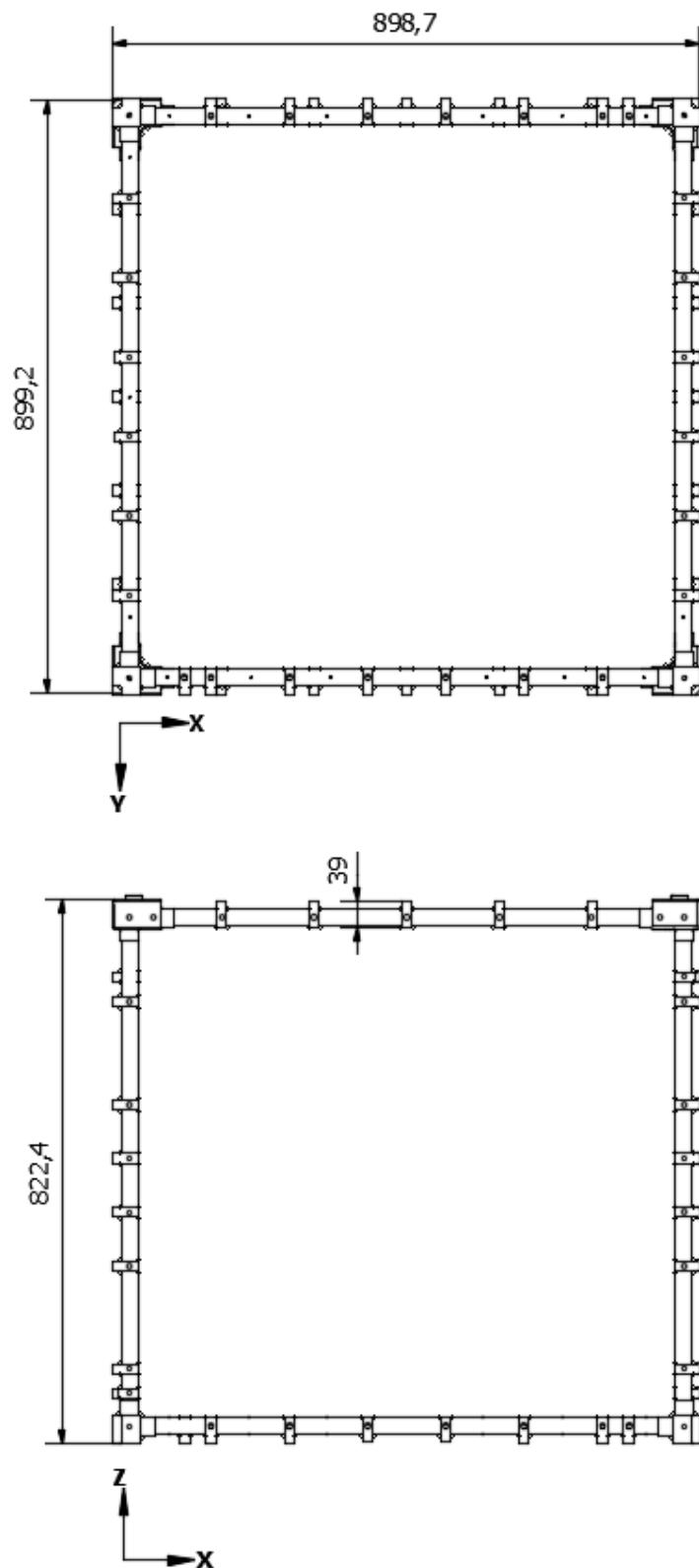
05-TOP PANEL



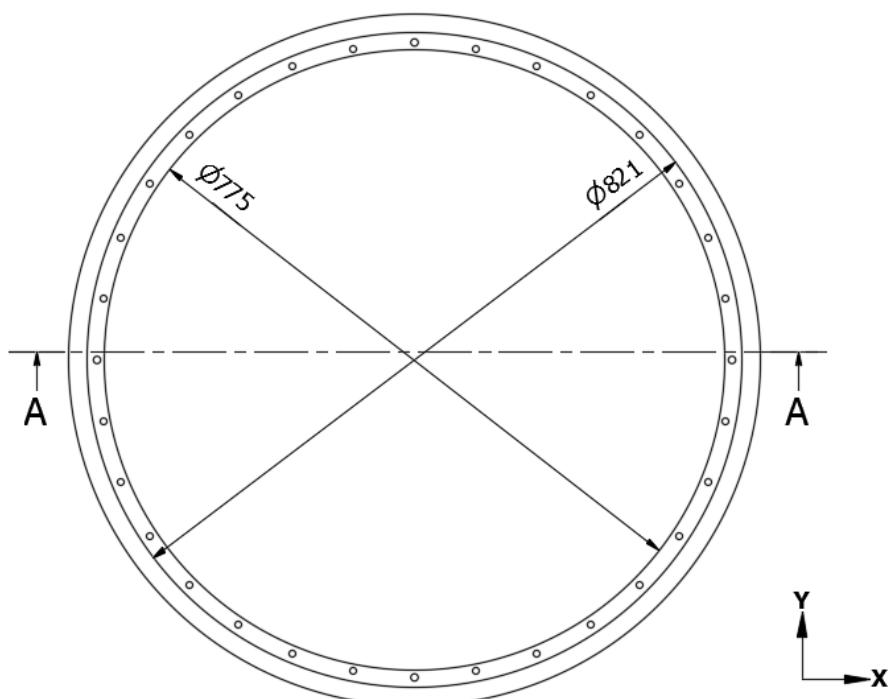
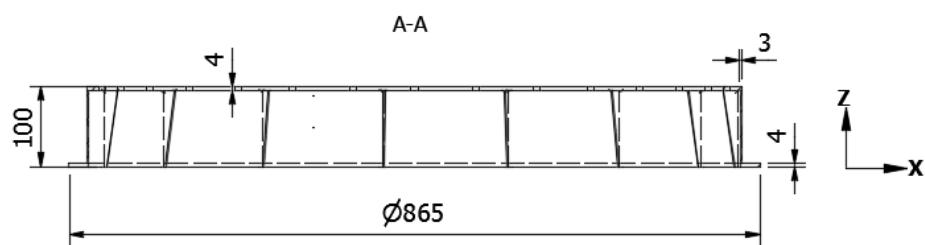
06-BOTTOM PANEL

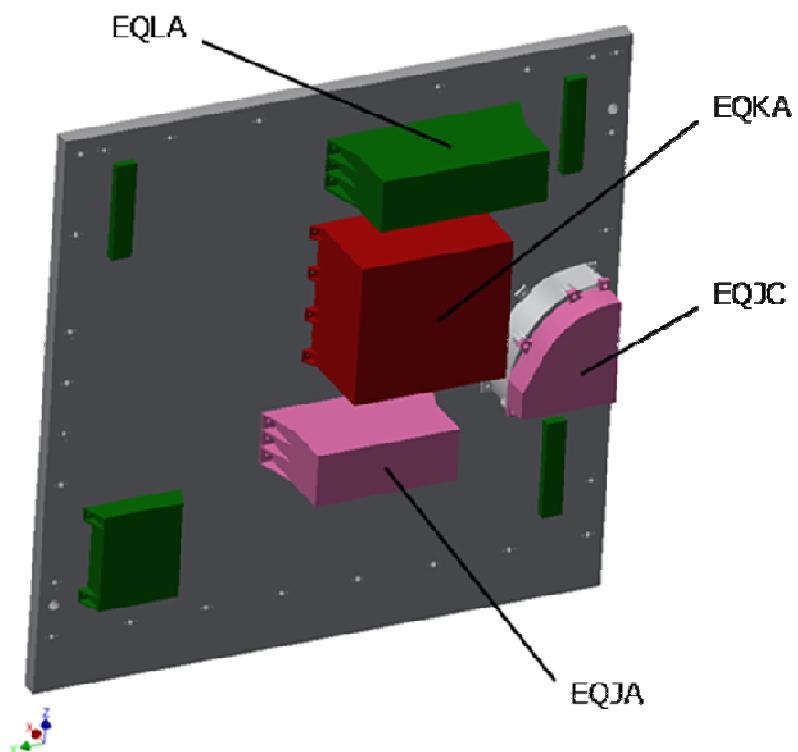
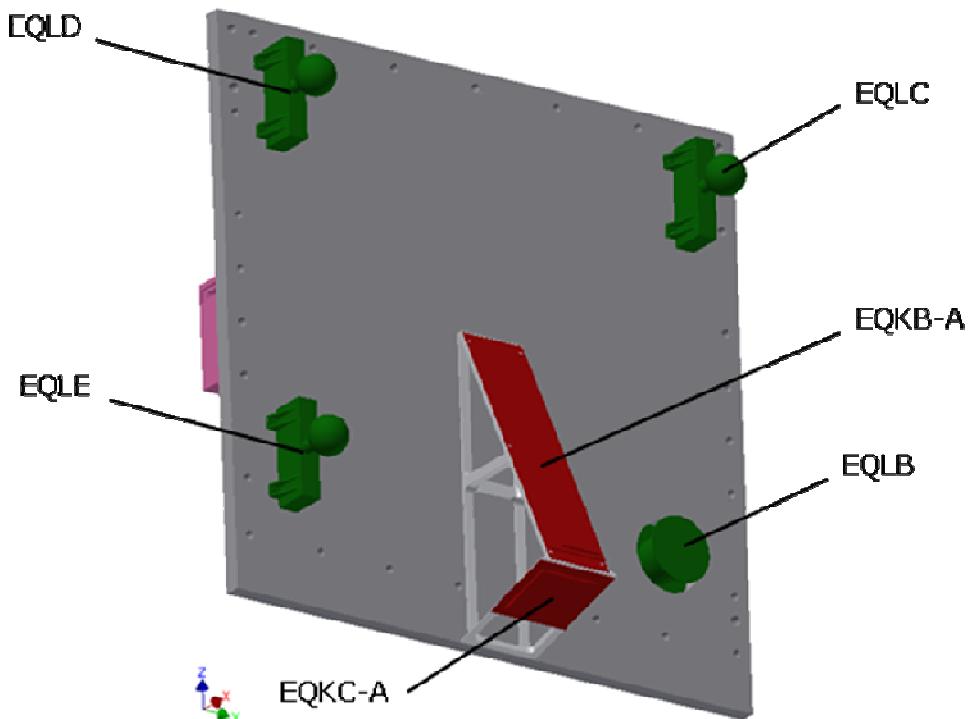


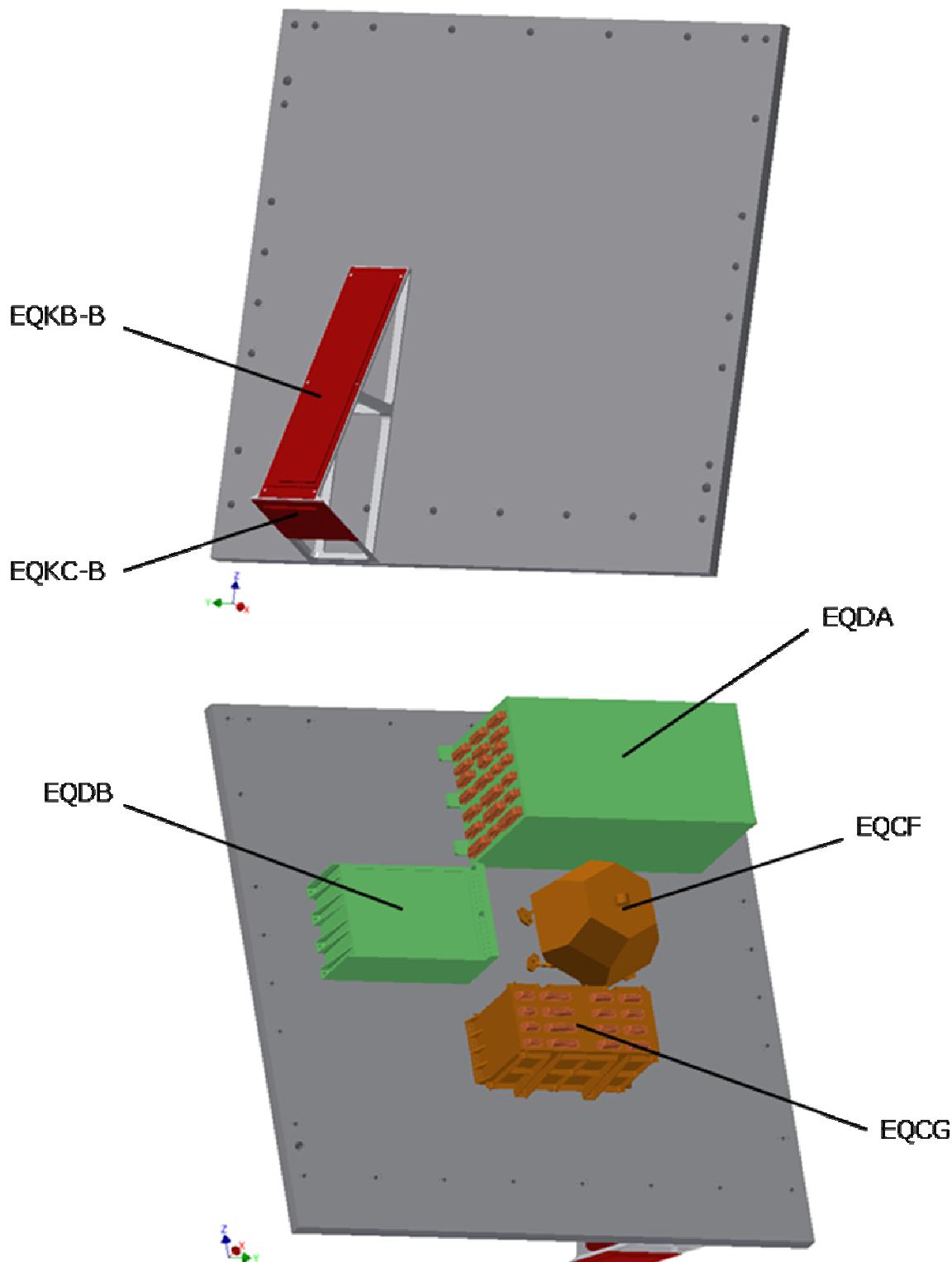
07-FRAME

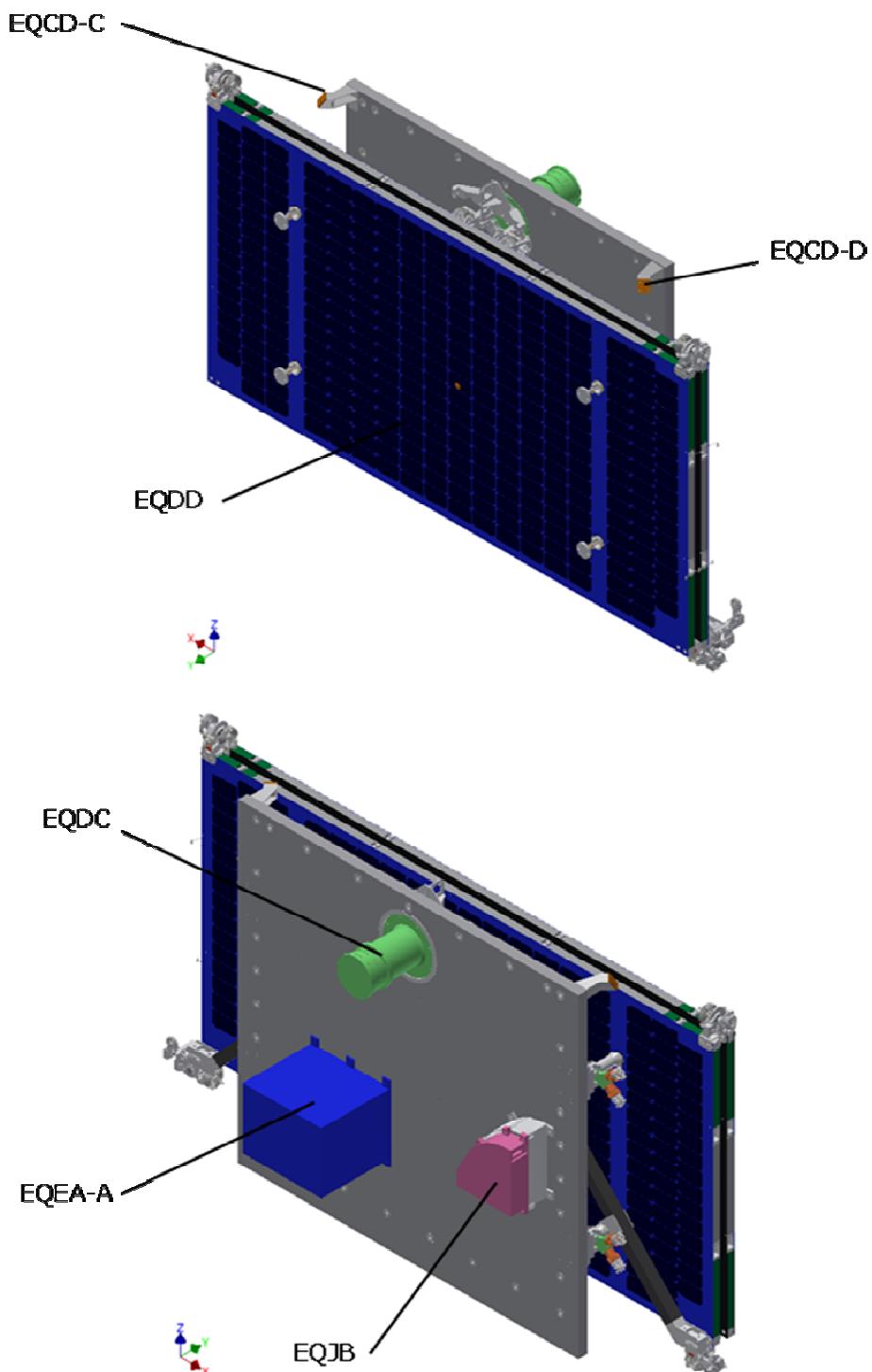


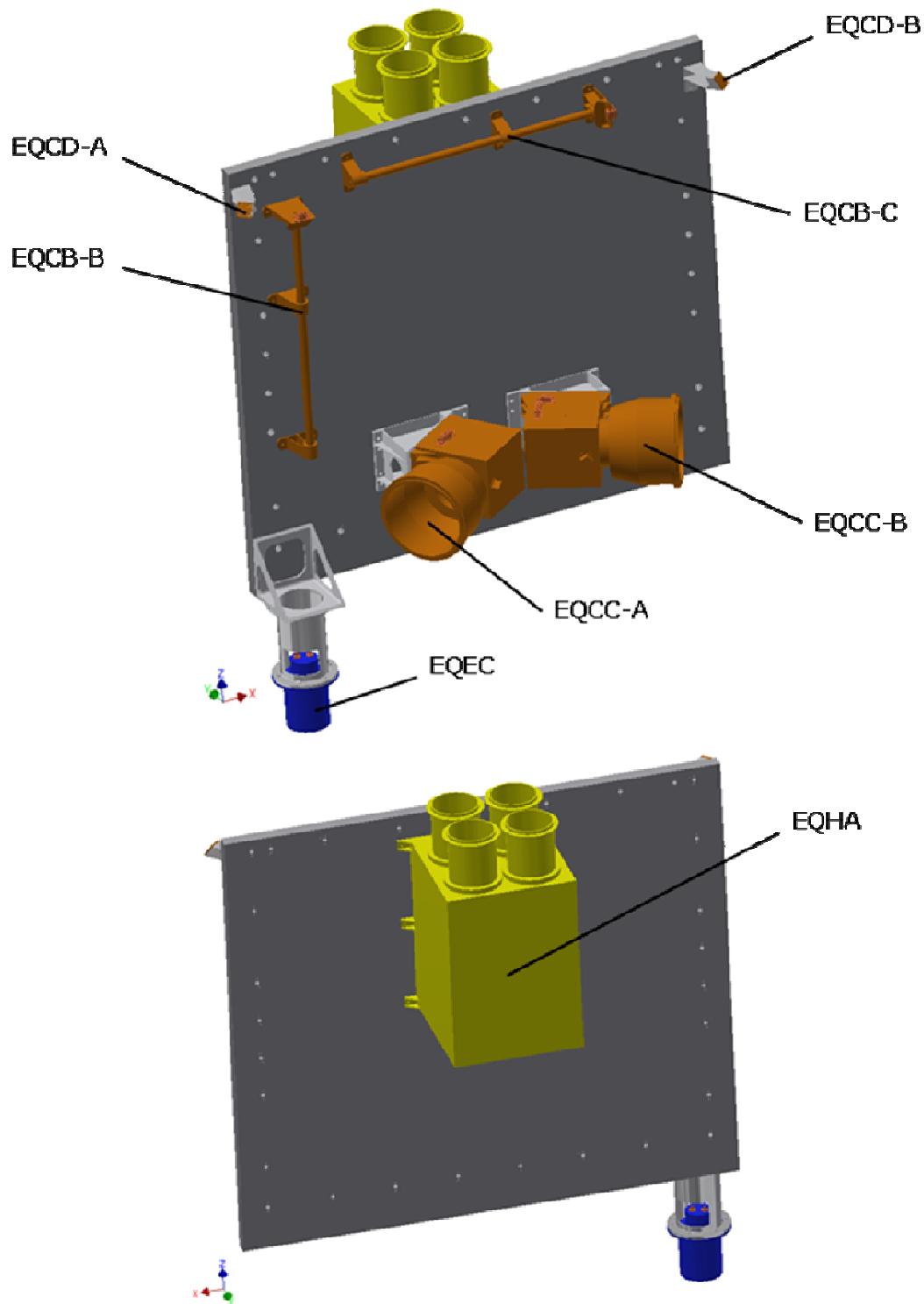
08-CYLINDER

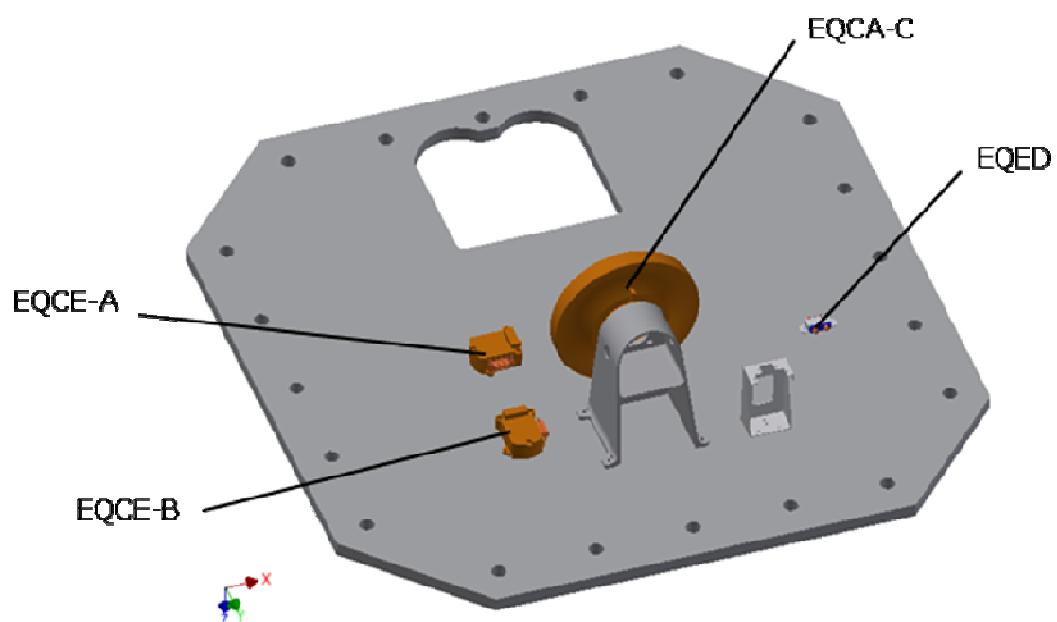
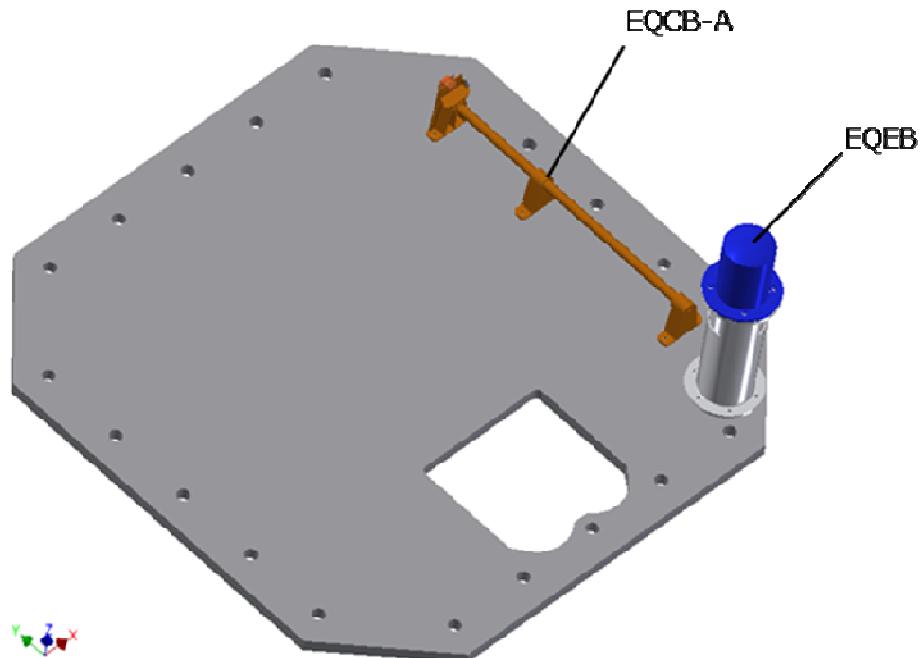


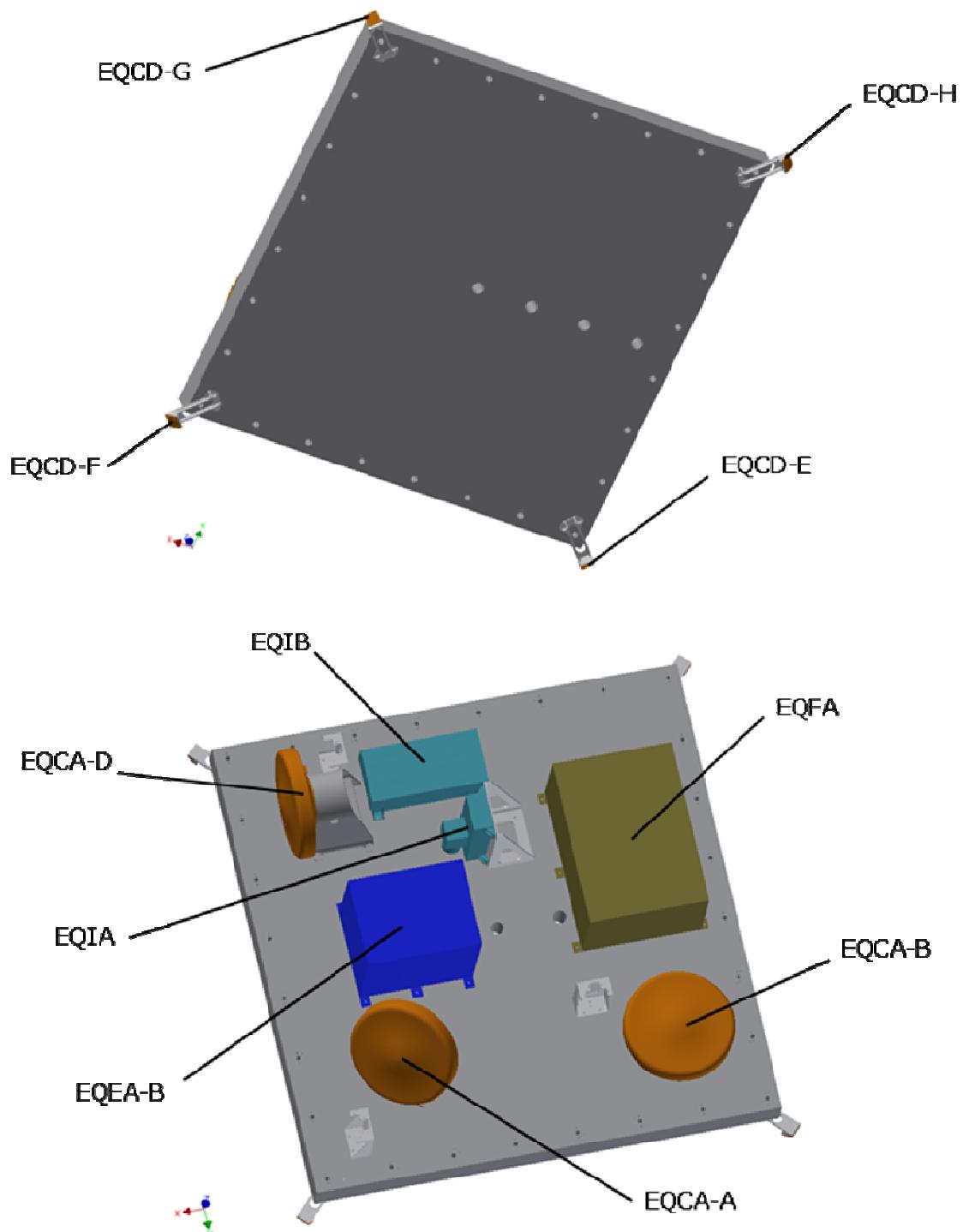
ANEXO B POSICIONAMENTO DOS EQUIPAMENTOS EM CADA PAINEL**01 – LATERAL PANEL +X**

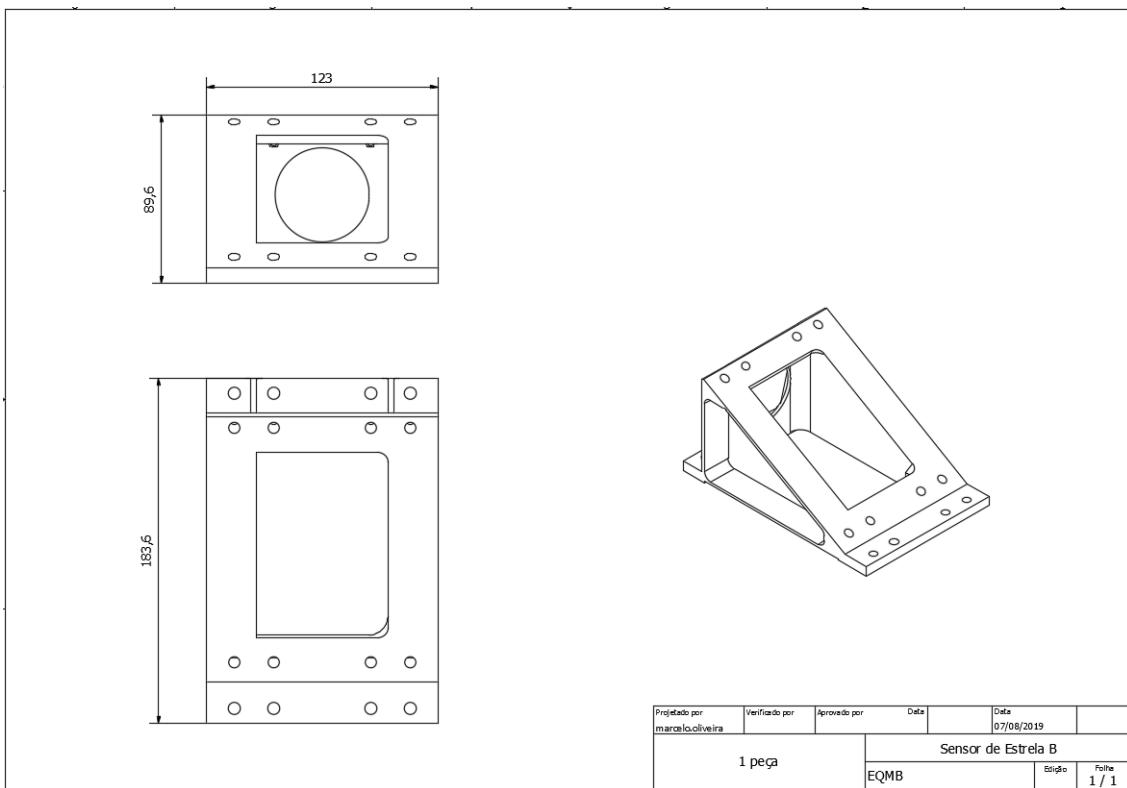
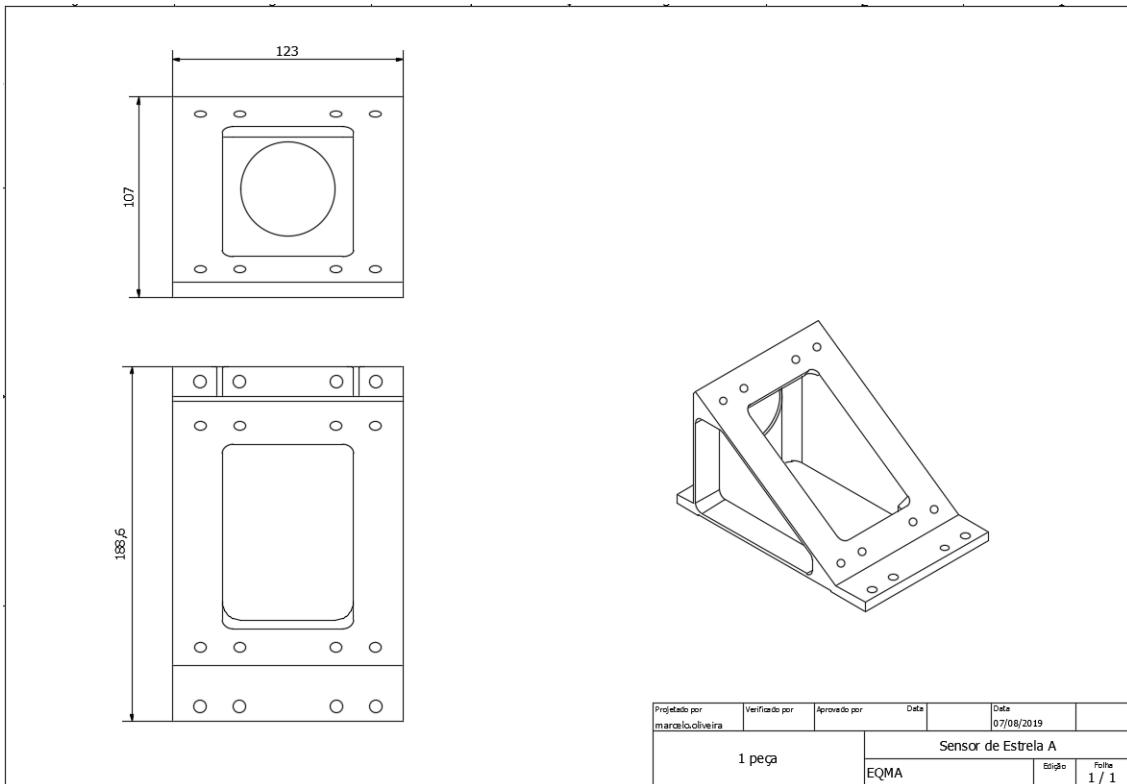
02 – LATERAL PANEL –X

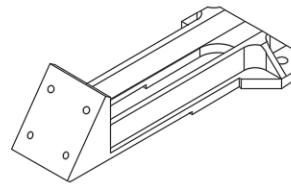
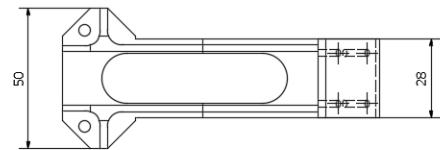
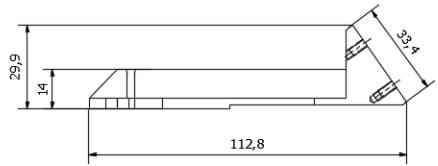
03 – LATERAL PANEL +Y

04 – LATERAL PANEL –Y

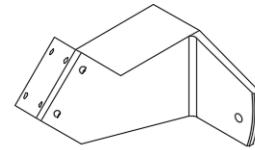
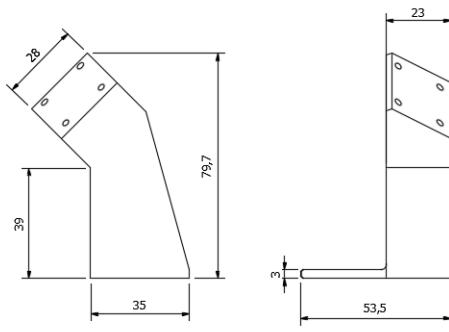
05 – TOP PANEL

06 – BOTTOM PANEL

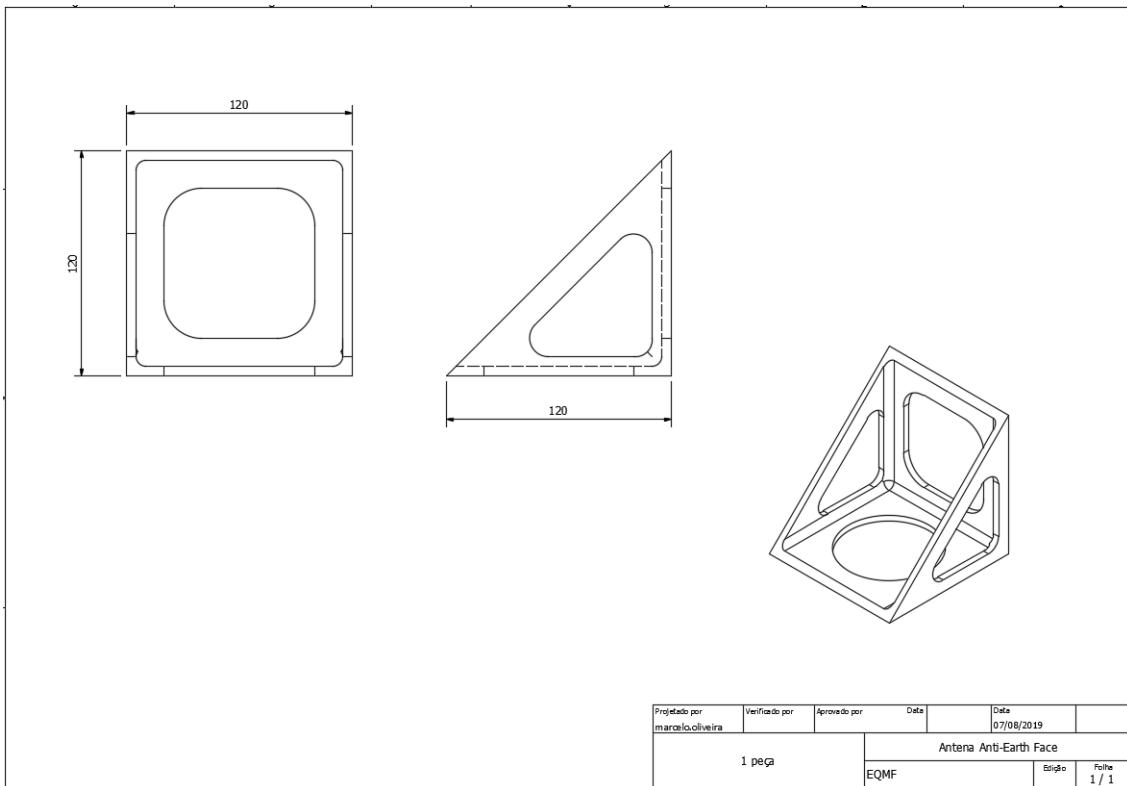
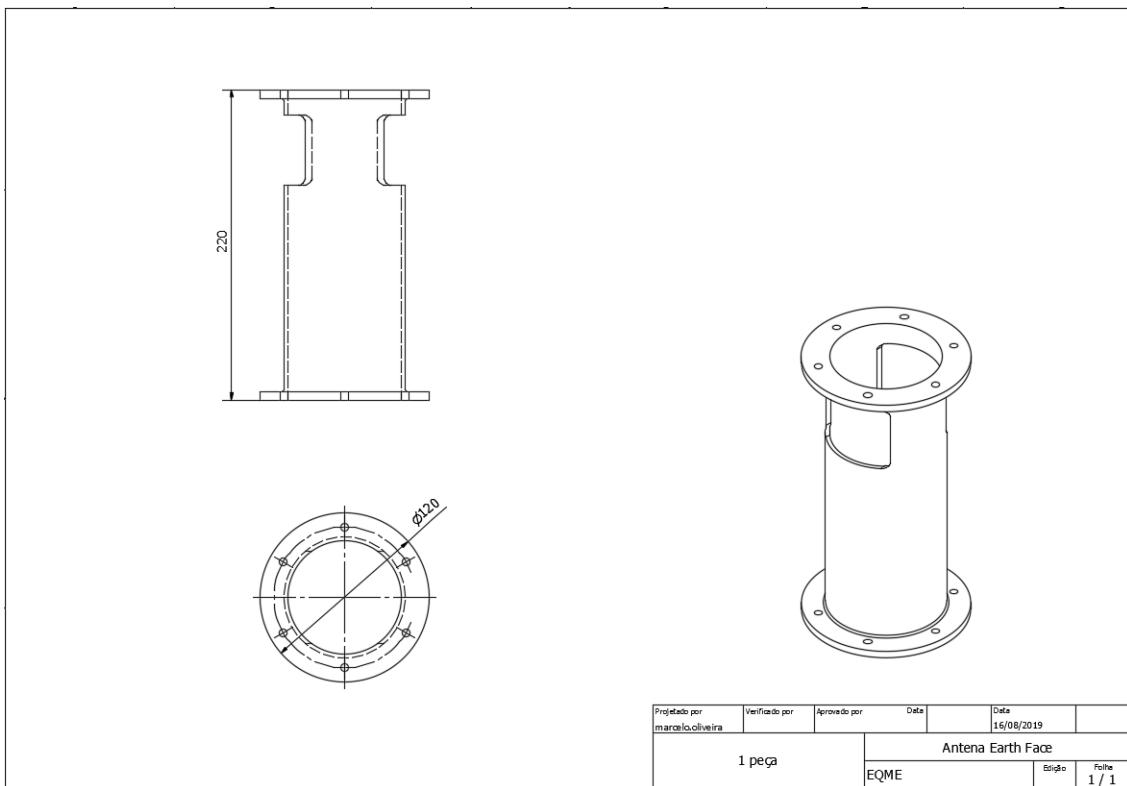
ANEXO C SUPORTES DE EQUIPAMENTOS

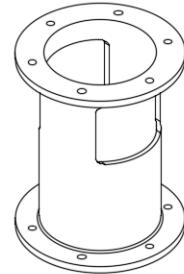
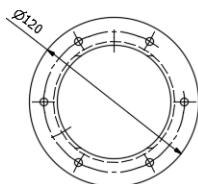
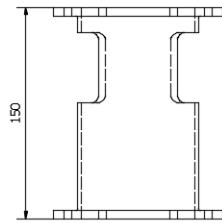


Projeto por marcelo.oliveira	Verificado por	Aprovado por	Data	Data
			07/08/2019	
Sensor Solar -Z				
4 peças EQMC				Edição Folha 1 / 1

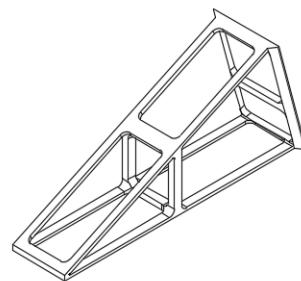
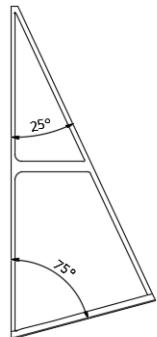
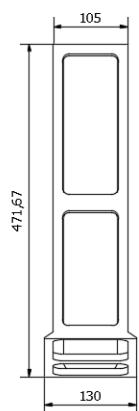
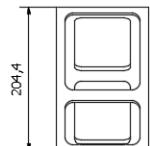


Projeto por marcelo.oliveira	Verificado por	Aprovado por	Data	Data
			07/08/2019	
Sensor Solar +Z				
4 peças EQMD				Edição Folha 1 / 1

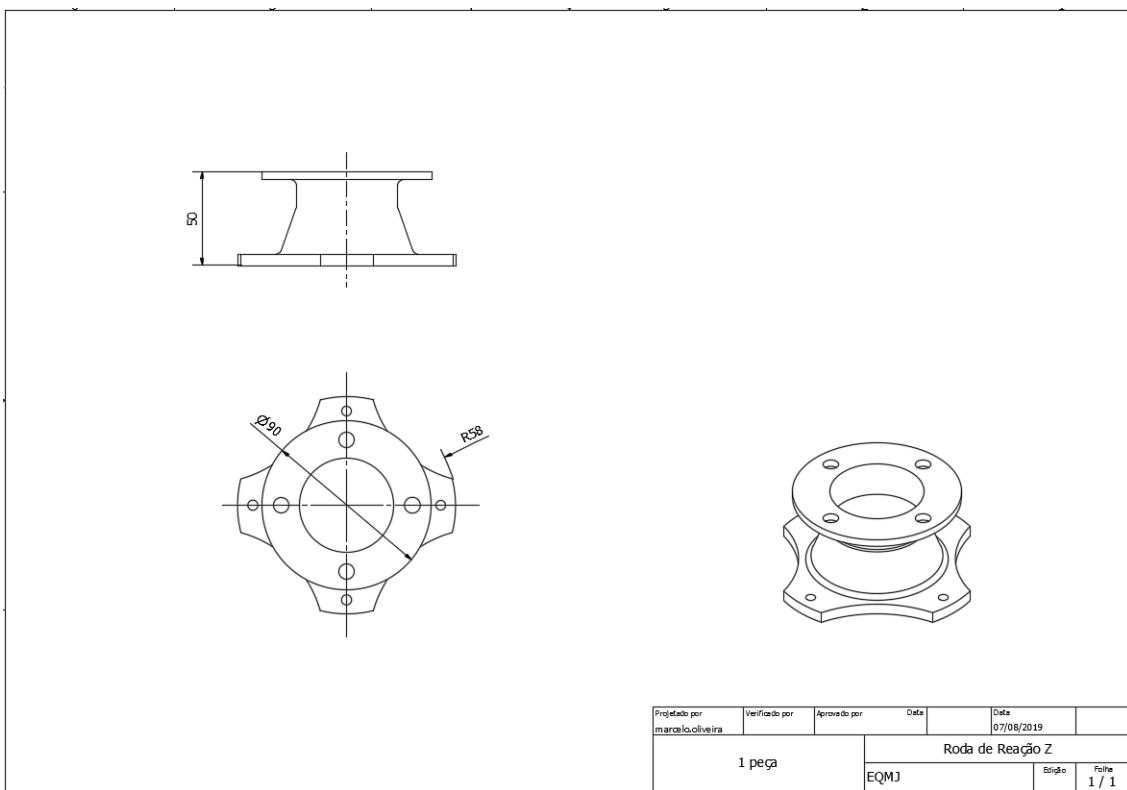
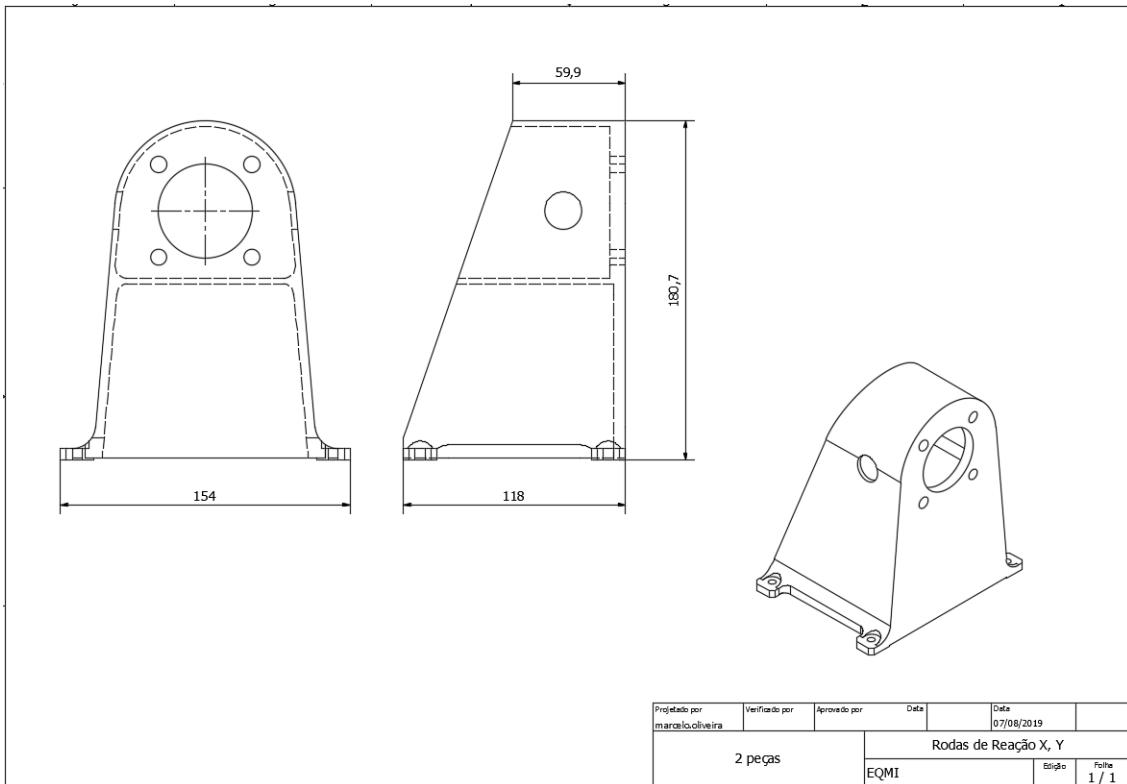


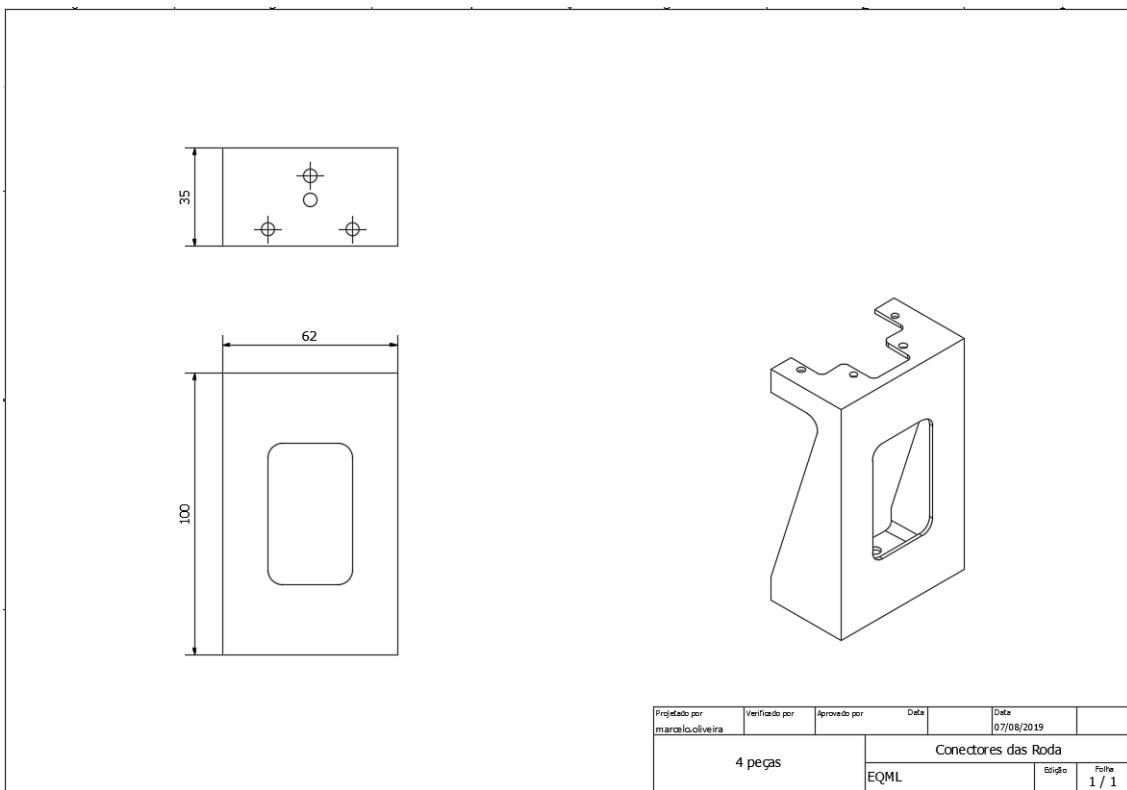
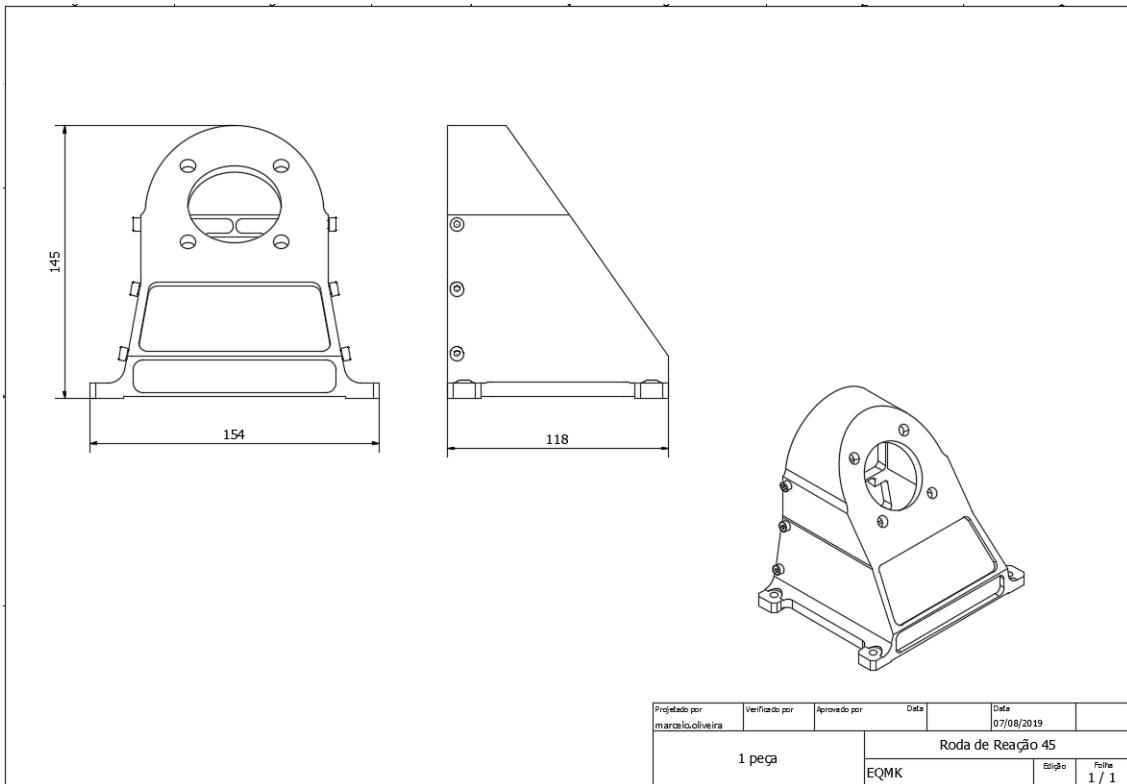


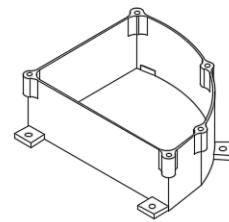
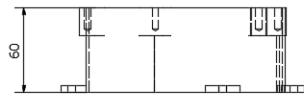
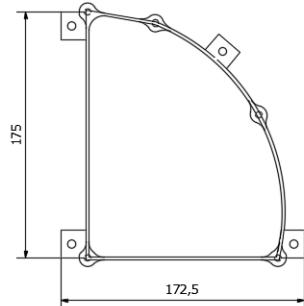
Projetado por marcelo.oliveira	Verificado por	Aprovado por	Data	Data
			16/08/2019	
1 peça		Antena Anti-Earth Face		
EQMG		Edição	Folha	1 / 1



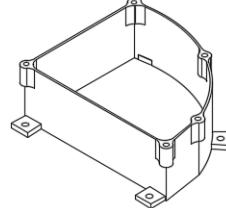
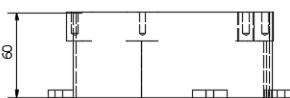
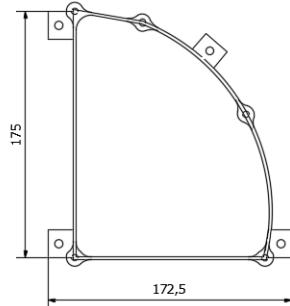
Projetado por marcelo.oliveira	Verificado por	Aprovado por	Data	Data
			16/08/2019	
2 peças		Antenas GROM Occultation / POD		
EQMH		Edição	Folha	1 / 1



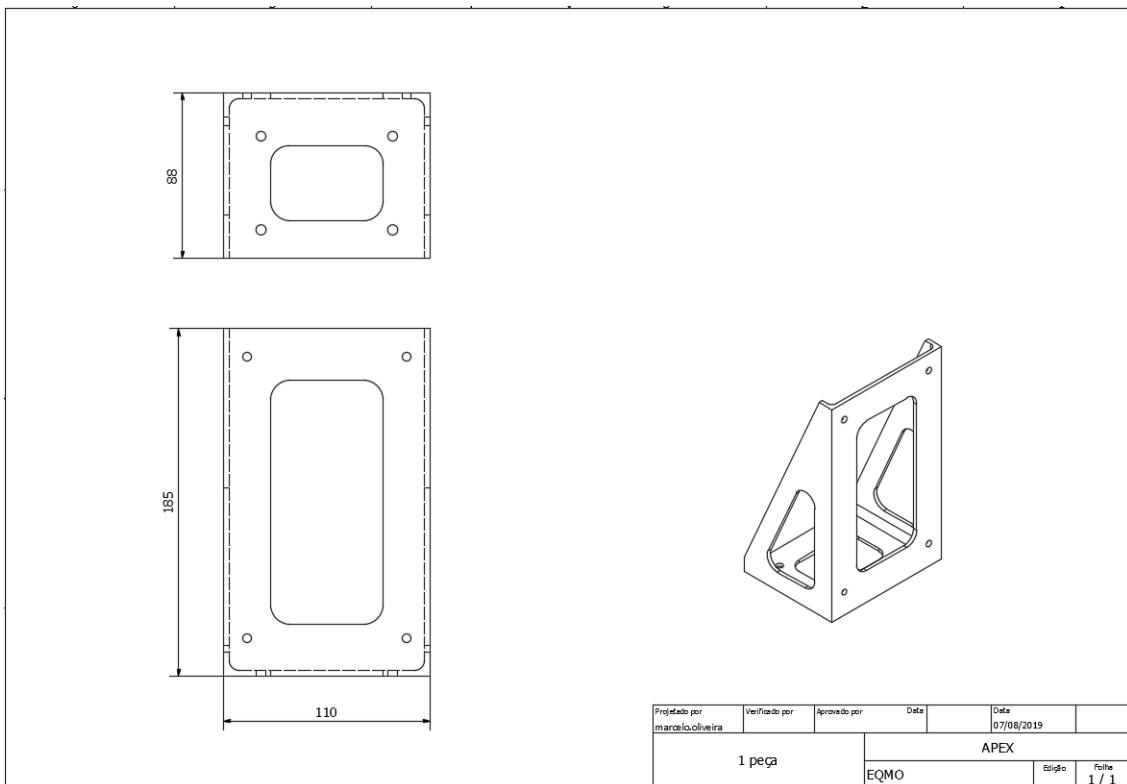


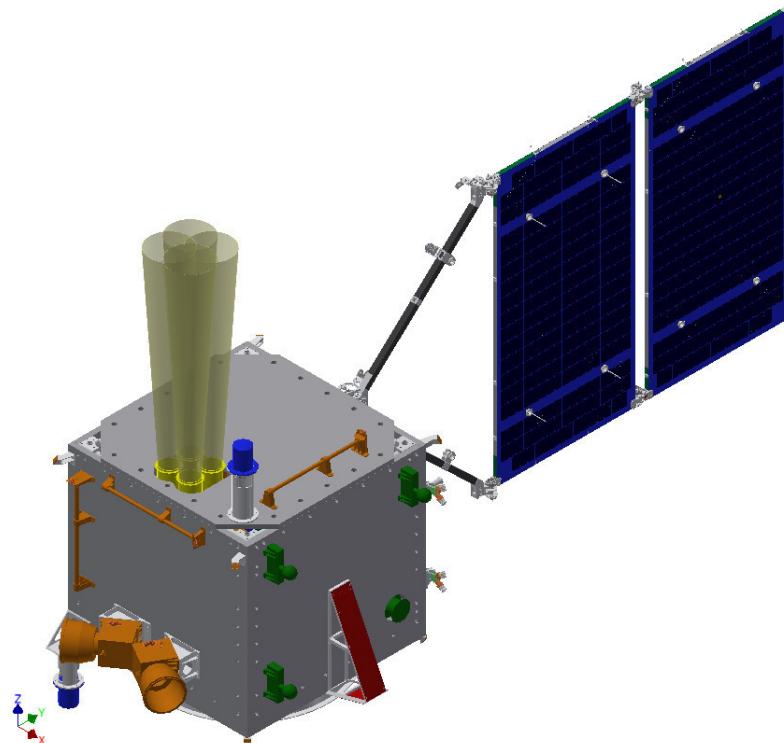


Projetado por marcelo.oliveira	Verificado por	Aprovado por	Data	Data
			15/08/2019	
1 peça		ESAN		
EQMM		Edição	Folha	1 / 1

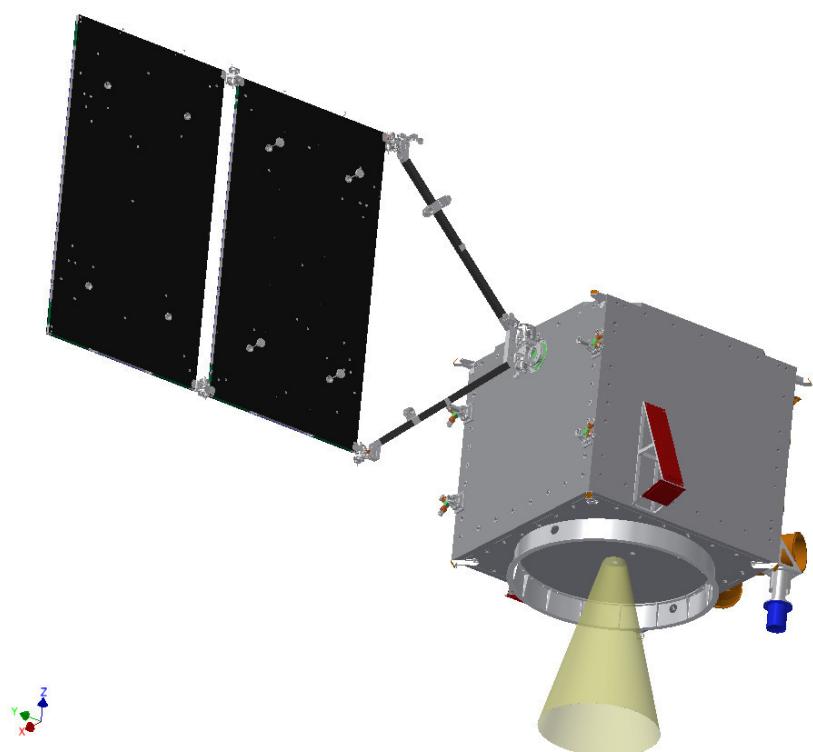


Projetado por marcelo.oliveira	Verificado por	Aprovado por	Data	Data
			15/08/2019	
1 peça		ESAL		
EQMN		Edição	Folha	1 / 1

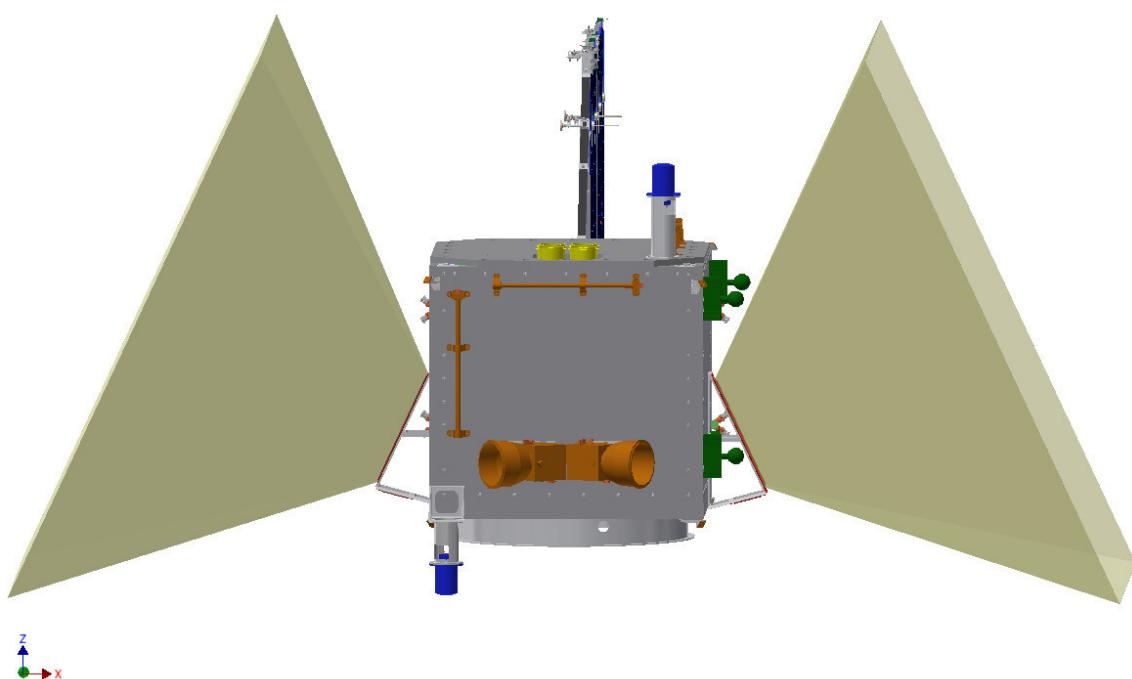


ANEXO D FOV DE EQUIPAMENTOS

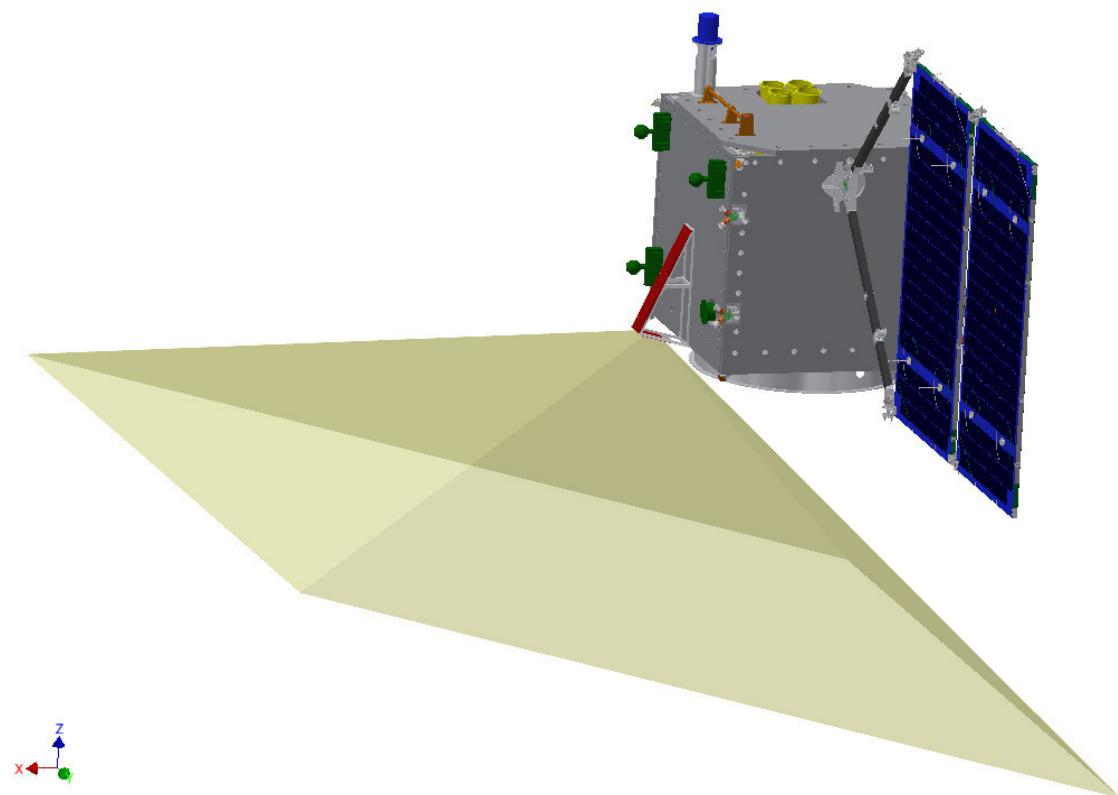
EQHA FOV (Ângulo de 7º)



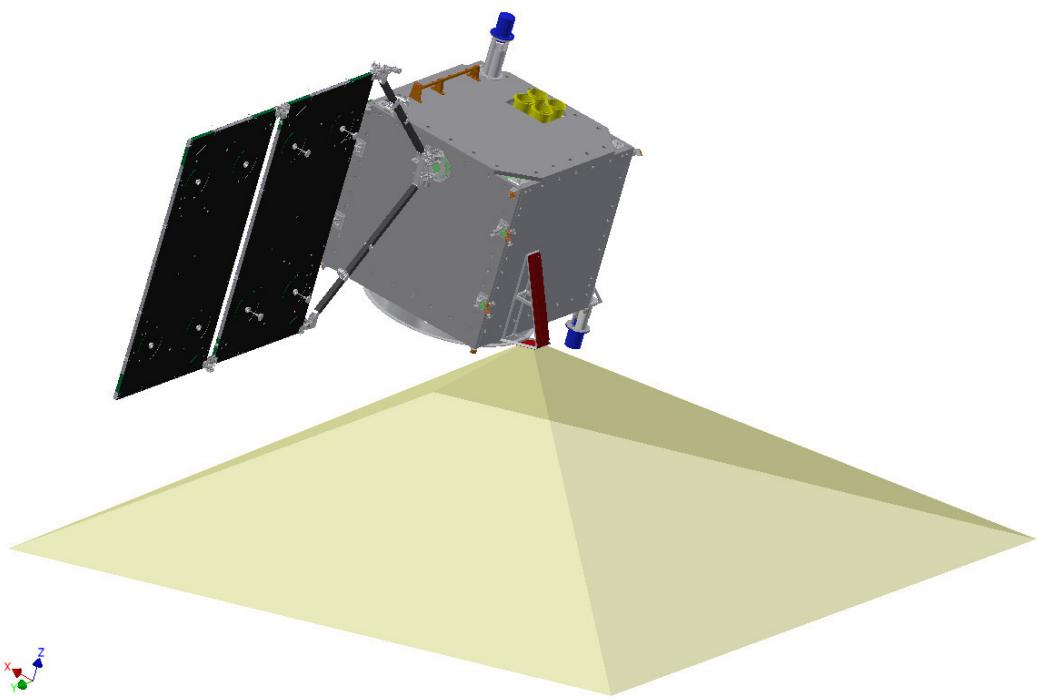
EQIA FOV (Ângulo de 30º)



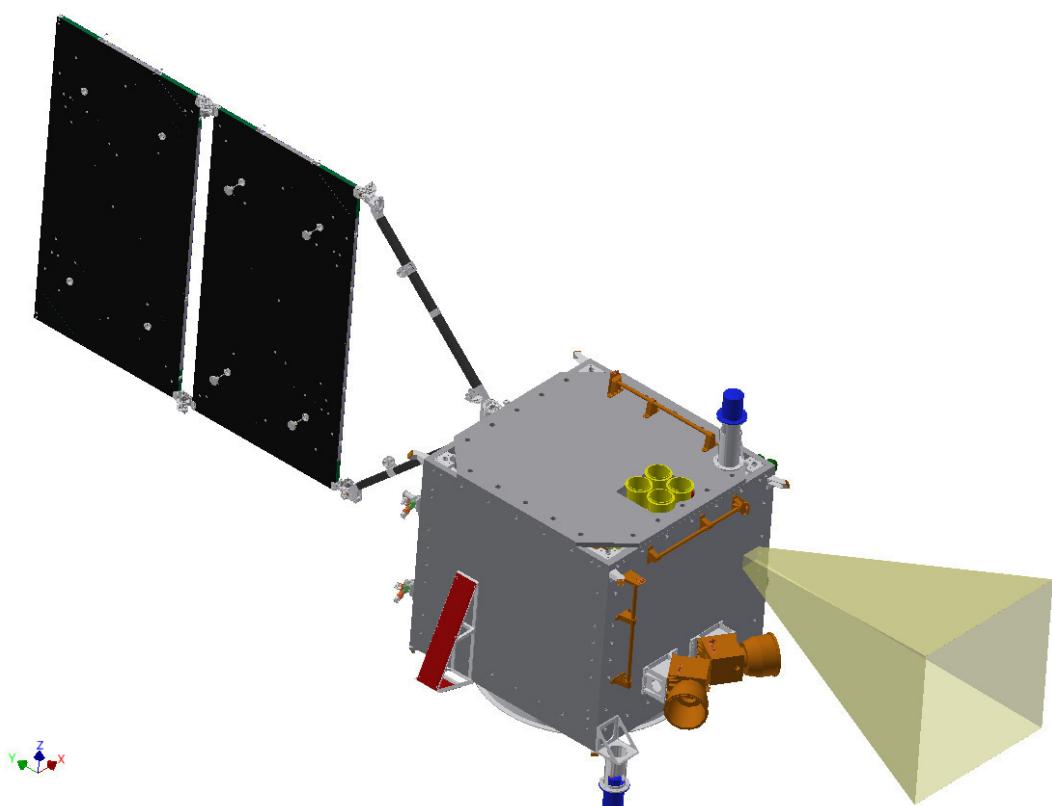
EQKB-A / EQKB-B FOV (Ângulo de 80º)



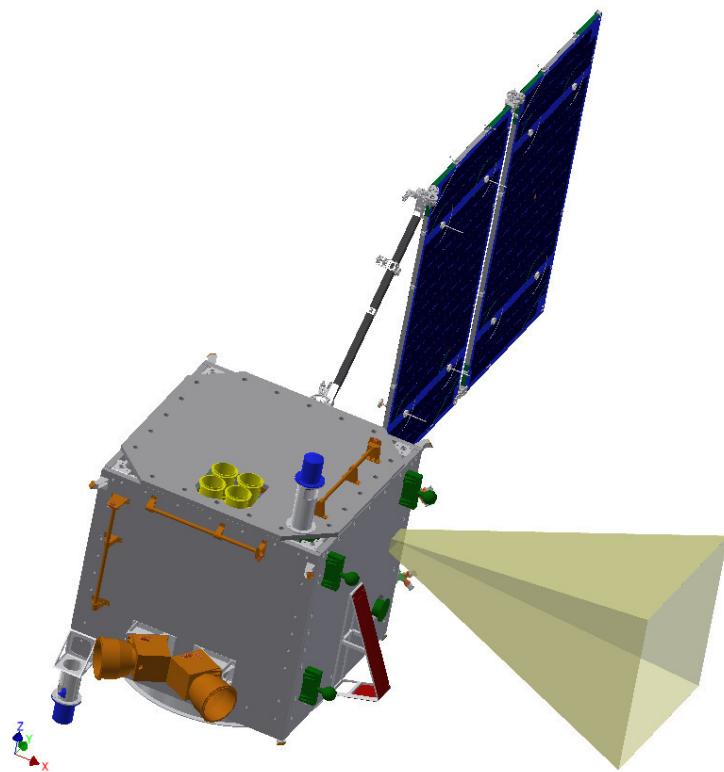
EQKC-A FOV (Ângulo de 120º)



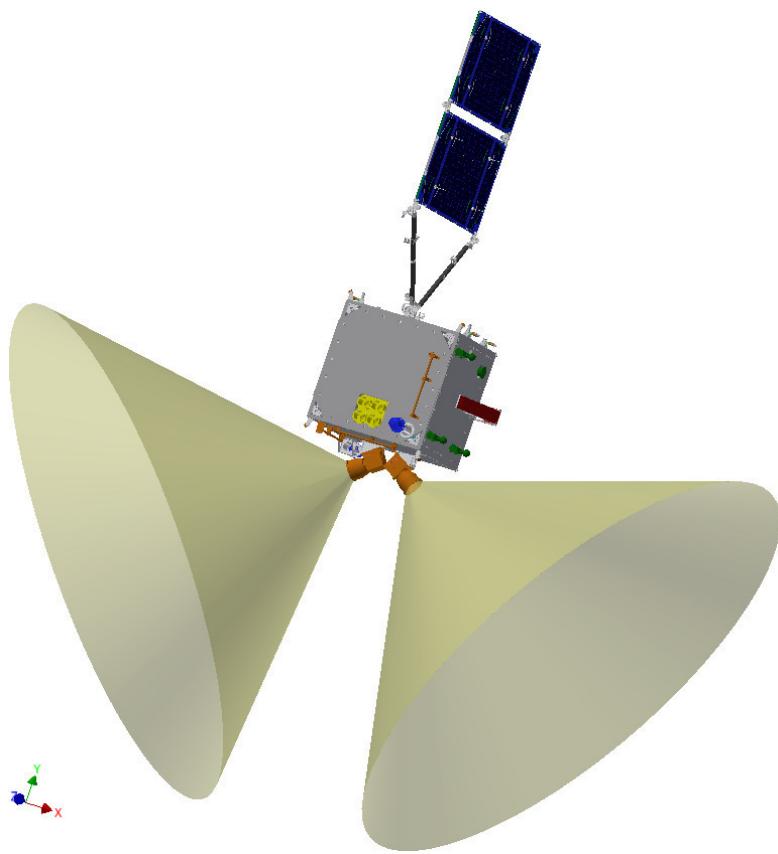
EQKC-B FOV (Ângulo de 120º)



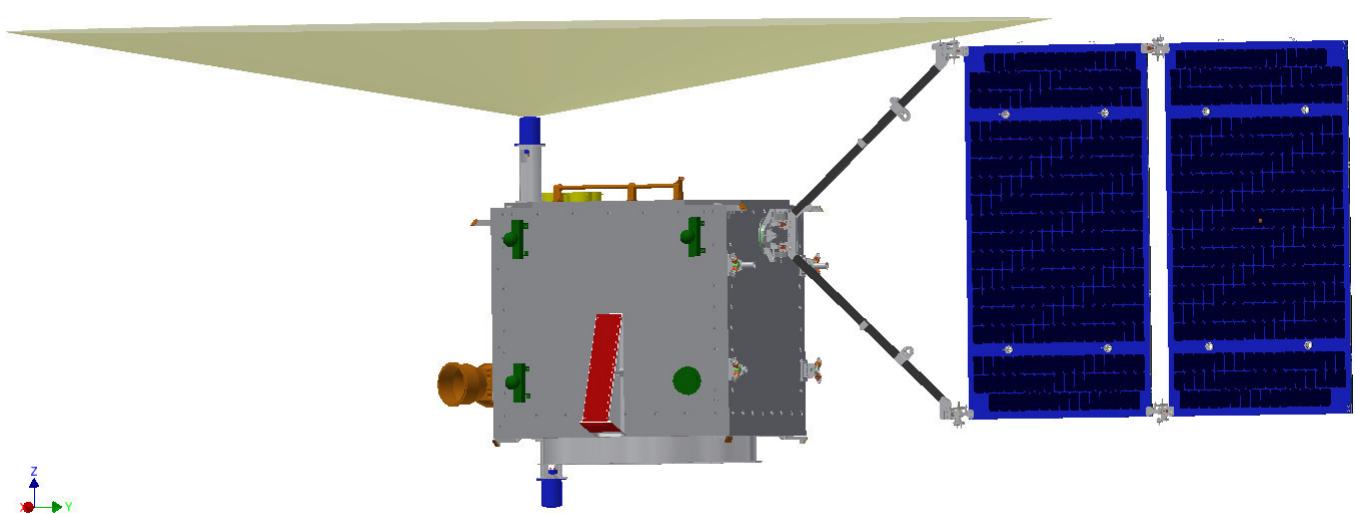
EQJC FOV (Ângulo de 30º)



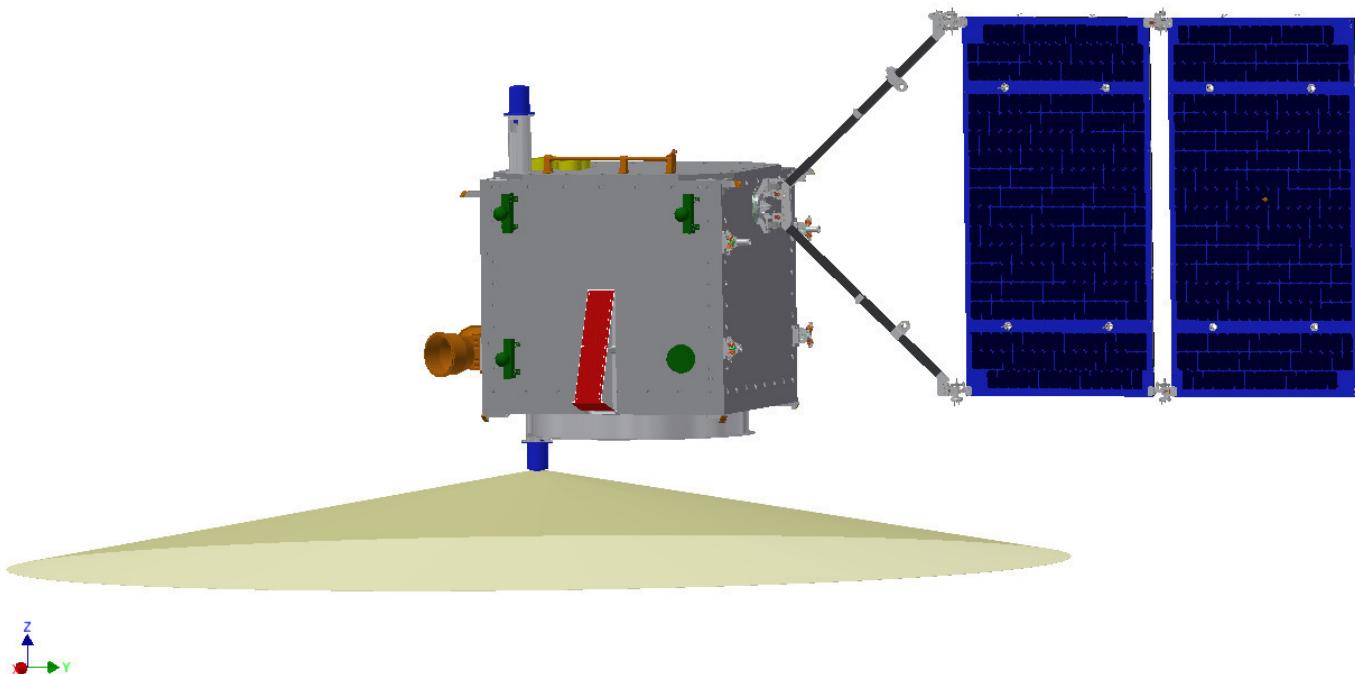
EQJB FOV (Ângulo de 30º)



EQCC FOV (Ângulo de 90º)



EQEB FOV (Ângulo de 160º)



EQEC FOV (Ângulo de 160º)



ANEXO E BALANÇO DE MASSA

EQA	SUBSISTEMA ESTRUTURA (STRU)	Subsystem Equipment	Qty	Mass (kg)	Uncert. +/-	Total Mass (kg)	Uncert +/-	Remarks
	Lateral Panel +X		1	4,920		4,920	0,000	
	Lateral Panel -X		1	4,920		4,920	0,000	
	Lateral Panel +Y		1	5,000		5,000	0,000	
	Lateral Panel -Y		1	5,000		5,000	0,000	
	Top Panel		1	3,720		3,720	0,000	
	Lower Panel		1	7,600		7,600	0,000	
	Frame		1	7,320		7,320	0,000	
	Cylinder		1	3,300		3,300	0,000	
	Structure Fasteners		1	1,000		1,000	0,000	
	TOTAL MASS					42,780	0,000	
	WORST CASE					42,780		
	ALLOCATED MASS					45,000		
	MARGIN (%)					4,933		

EQUARS	
	Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica



SUBSISTEMA CONTROLE TÉRMICO (TCSS)						
EQB	MLI	1	2,500	0,500	2,500	0,500
EQBA	Heaters	1	0,500	0,100	0,500	0,100
EQBB	Thermal Coating	1	0,550	0,100	0,550	0,100
	TOTAL MASS				3,550	0,520
	WORST CASE				4,070	
	ALLOCATED MASS				4,500	
	MARGIN (%)				9,564	
SUBSISTEMA CONTROLE DE ATITUDE (AOCS)						
EQCA	Rodas de Reação	4	3,700	0,185	14,800	0,740
EQCB	Magnetotorques	3	0,600	0,030	1,800	0,090
EQCC	Sensor de Estrelas	2	3,470	0,174	6,940	0,347
EQCD	Sensor Solar	8	0,010	0,001	0,080	0,004
EQCE	Magnetômetro	2	0,540	0,027	1,080	0,054
EQCF	Giroscópio	1	1,800	0,090	1,800	0,090
EQCG	Eletrônica do Giroscópio	1	4,600	0,230	4,600	0,230
	TOTAL MASS				31,100	0,860
	WORST CASE				31,960	
	ALLOCATED MASS				34,000	
	MARGIN (%)				5,999	



SUBSISTEMA DE POTÊNCIA (EPSS)						
EQDA	PCDU	1	4,500	0,450	4,500	0,450
EQDB	Bateria	1	4,000	0,400	4,000	0,400
EQDC	SADA	1	3,000	0,000	3,000	0,000
EQDD	SAG	1	15,000	0,000	15,000	0,000
TOTAL MASS						
	WORST CASE				26,500	0,602
	ALLOCATED MASS				27,102	
	MARGIN (%)				30,000	
					9,660	
SUBSISTEMA DE COMUNICAÇÕES (COMM)						
EQEA	Transponder Banda S	2	3,000	0,150	6,000	0,300
EQEB	Antena Earth Face	1	0,500	0,025	0,500	0,025
EQEC	Antena Anti-Earth Face	1	0,500	0,025	0,500	0,025
EQED	Switch	1	0,050	0,003	0,050	0,003
TOTAL MASS						
	WORST CASE				7,050	0,302
	ALLOCATED MASS				7,352	
	MARGIN (%)				8,000	
					8,099	

EQUARS	
EQF	SUBSISTEMA SUPERVISÃO DE BORDO (OBDH)

Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica

EQFA	Computador	1	3,500	0,175	3,500	0,175
	TOTAL MASS WORST CASE ALLOCATED MASS MARGIN (%)					

EQG	SUBSISTEMA CABLAGEM (CABL.)
EQGA	Cablagem Low freq.
EQGB	Cablagem High freq.

	TOTAL MASS WORST CASE ALLOCATED MASS MARGIN (%)					
EQGA	1	18,000	0,900	18,000	0,900	0,900
EQGB	1	2,000	0,100	2,000	0,100	0,100
	TOTAL MASS WORST CASE ALLOCATED MASS MARGIN (%)					

EQH	SUBSISTEMA AIRGLOW PHOTOMETER (GLOW)
EQHA	Photometer

	TOTAL MASS WORST CASE ALLOCATED MASS MARGIN (%)					

EQI **SUBSISTEMA ALPHA, PROTON AND ELECTRON MONITOR. EXP. (APEX)**





EQIA	Telescopic Box (ATB)	1	0,700	0,300	0,700	0,300
EQIB	Electronic Box (AEB)	1	2,300	0,300	2,300	0,300
TOTAL MASS						
	WORST CASE				3,000	0,424
	ALLOCATED MASS				3,424	
	MARGIN (%)				4,000	
					14,393	

SUBSISTEMA ELETROSTATIC ENERGY ANALIZER (ELISA)

EQJA	Electronic Box (ESAE)	1	2,100	0,420	2,100	0,420
EQJB	ESAN	1	1,600	0,320	1,600	0,320
EQJC	ESAL	1	1,600	0,320	1,600	0,320
TOTAL MASS						
	WORST CASE				5,300	0,617
	ALLOCATED MASS				5,917	
	MARGIN (%)				6,500	
					8,963	

SUBSISTEMA GPS RADIO OCULTATION MEASUREMENT (GROM)

EQKA	Receiver (IGOR)	1	4,200	0,210	4,200	0,210
EQKB	Occultation Antenna	2	0,473	0,024	0,946	0,048
EQKC	POD Antenna	2	0,200	0,010	0,400	0,020



TOTAL MASS	5,546	0,216
WORST CASE	5,762	
ALLOCATED MASS	6,500	
MARGIN (%)	11,349	

SUBSISTEMA IONOSPHERIC EXPERIMENT (IONEX)

EQL	SUBSISTEMA	ITEM	VALOR	UNIDADE	VALOR	UNIDADE	VALOR	UNIDADE	VALOR	UNIDADE
EQLA	BIN Module		1		1,800		0,360		1,800	
EQLB	Electron Temperature Probe (ETP)		1		1,200		0,240		1,200	
EQLC	HFC Module		1		0,600		0,120		0,600	
EQLD	Langmuir Probe 1		1		0,600		0,120		0,600	
EQLE	Langmuir Probe 2		1		0,600		0,120		0,600	
	TOTAL MASS								4,800	
	WORST CASE								5,280	
	ALLOCATED MASS								5,500	
	MARGIN (%)								4,000	

Suportes de Equipamentos

EQMA	Sensor de Estrela A	1	0,613	0,000	0,613	0,000
EQMB	Sensor de Estrela B	1	0,512	0,000	0,512	0,000
EQMC	Sensor Solar -Z	4	0,058	0,000	0,232	0,000
EQMD	Sensor Solar +Z	4	0,071	0,000	0,284	0,000
EQME	Antena Earth Face	1	0,579	0,000	0,579	0,000



EQMF	Antena Anti-Earth Face	1	0,449	0,000	0,449	0,000
EQMG	Antenas GROM	2	1,342	0,000	2,684	0,000
EQMH	Rodas de Reação X, Y	2	0,758	0,000	1,516	0,000
EQMI	Roda de Reação Z	1	0,153	0,000	0,153	0,000
EQMJ	Roda de Reação 45	1	0,568	0,000	0,568	0,000
EQMK	Conectores das Rodas	4	0,057	0,000	0,228	0,000
EQML	ESAN / ESAL	2	0,228	0,000	0,456	0,000
			8,274	0,000		
			8,274	8,274		
			8,300	8,300		
			0,313	0,313		

TOTAL MASS
WORST CASE
ALLOCATED MASS
MARGIN (%)

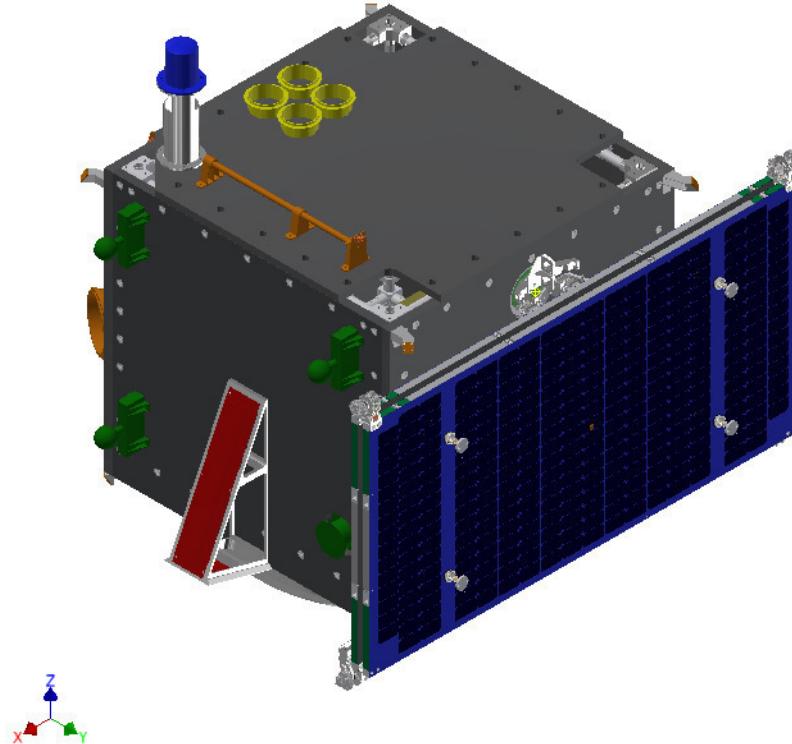
SUBSYSTEM MASS SUMMARY

EQA	ESTRUTURA	42,780	0,000	42,780	45,0
EQB	CONTROLE TÉRMICO	3,550	0,520	4,070	4,5
EQC	CONTROLE DE ALTITUDE	31,100	0,860	31,960	34,0
EQD	POTÊNCIA	26,500	0,602	27,102	30,0
EQE	COMUNICAÇÕES	7,050	0,302	7,352	8,0
EQF	SUPERVISÃO DE BORDO	3,500	0,175	3,675	4,0
EQG	CABLAGEM	20,000	0,906	20,906	22,0
EQH	GLOW	12,210	0,500	12,710	13,0
EQI	APEX	3,000	0,424	3,424	4,0
EQJ	ELISA	5,300	0,617	5,917	6,5
EQK	GROM	5,546	0,216	5,762	6,5
EQL	IONEX	4,800	0,480	5,280	5,5
EQM	Suportes de Equipamentos	8,274	0,000	8,274	8,3

		Uncert. (Kg)	WORST CASE (KG)	ALLOCATED
			42,780	45,0
			3,550	4,5
			31,100	34,0
			26,500	30,0
			7,050	8,0
			3,500	4,0
			20,000	22,0
			12,210	13,0
			3,000	4,0
			5,300	6,5
			5,546	6,5
			4,800	5,5
			8,274	8,3

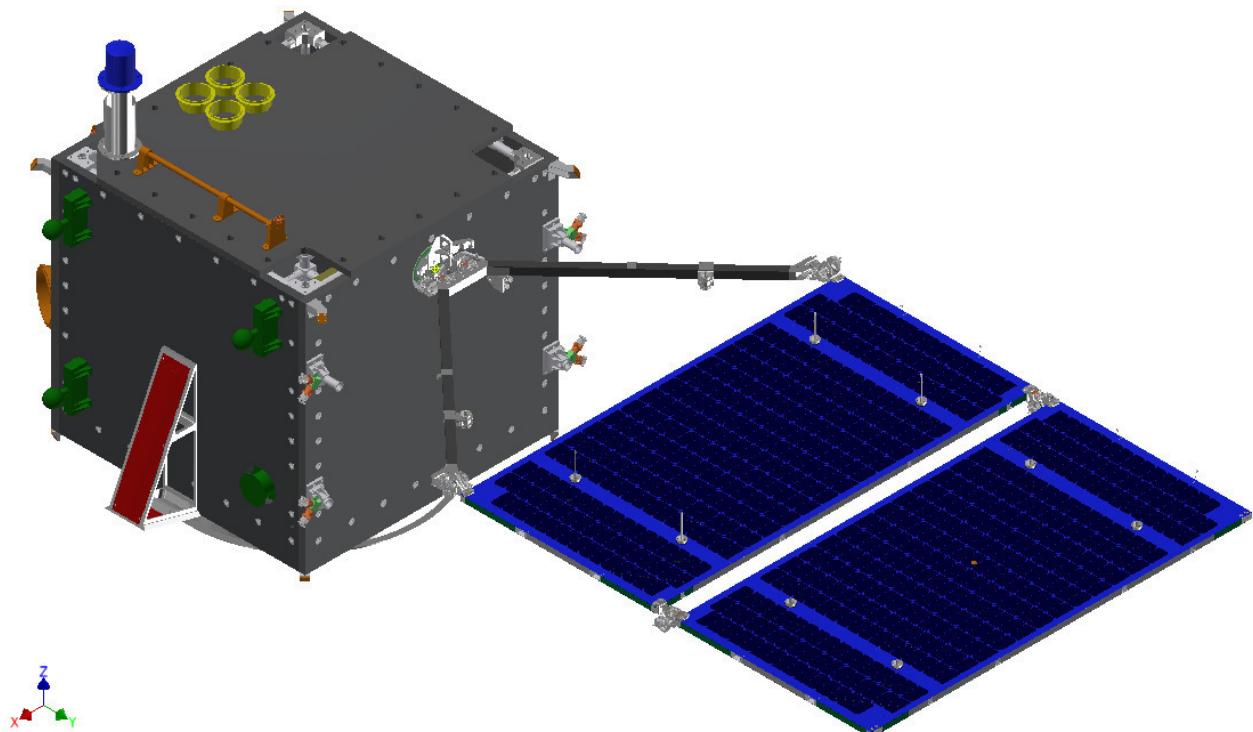
EQUARS			
Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica			

TOTAL	173,610	1,845	
WORST CASE	175,455		
ALLOCATED	191,300		
 Fuel	 0,000	 3,000	
Balance Mass	3,000		
Integration Hardware	3,000		
 GRAN TOTAL (nominal)	 179,610	 20,390	
MARGIN (KG)	10,195		
MARGIN (%)			
 GRAN TOTAL (worst case)	 181,455	 18,545	
MARGIN (KG)	9,273		
MARGIN (%)			
 GRAN TOTAL (allocated)	 197,300	 2,700	
MARGIN (KG)	1,350		
MARGIN (%)			
 SPACERCRAFT LIMIT MASS	 200,000	 —	
	—	—	
	—	—	
	—	—	

ANEXO F PROPRIEDADES DE MASSA**Condição de Lançamento**

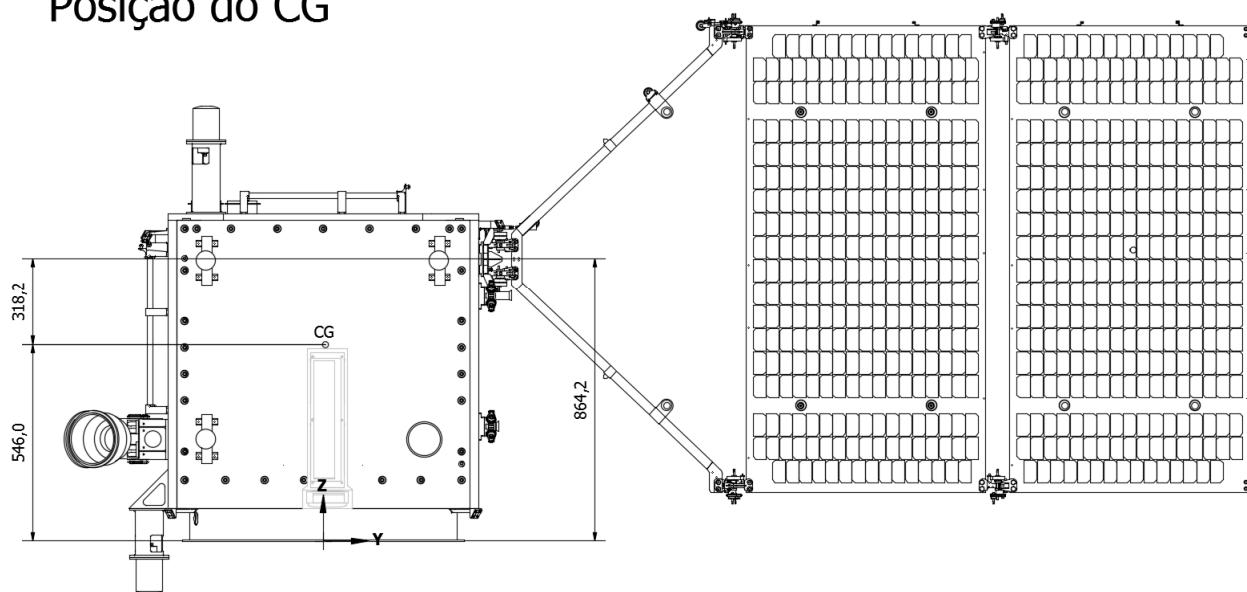
Geral	Resumo	Projeto	Status	Personalizada	Salvar	Física
Material						<input type="button" value="Atualizar"/>
Densidade	Precisão solicitada	<input type="button" value="Área de transferência"/>				
0,303 g/cm ³	Baixo					
Propriedades gerais						
<input type="checkbox"/> Induir soldas cosméticas	<input type="checkbox"/> Induir substituições de QTDE					
Massa	179,182 kg (Erro relativo)		Centro de gravidade*			
Área	195,373 m ² (Erro relativo)		X	0,003 m (Erro relativo)		
Volume	0,591 m ³ (Erro relativo)		Y	-0,001 m (Erro relativo)		
Z	0,525 m (Erro relativo)					
Propriedades iniciais*						
<input type="button" value="Principal"/>	<input type="button" value="Global"/>	<input type="button" value="Centro de gravidade"/>				
Momentos de massa						
I _{xx}	36,927 kg m ²	Cálculo realizado utilizando integral negativa.				
I _{xy}	0,415 kg m ²	I _{yy}	34,500 kg m ²			
I _{xz}	-0,315 kg m ²	I _{yz}	-0,468 kg m ²	I _{zz}	40,963 kg m ²	
*Os valores não refletem a massa ou o volume substituídos pelo usuário						

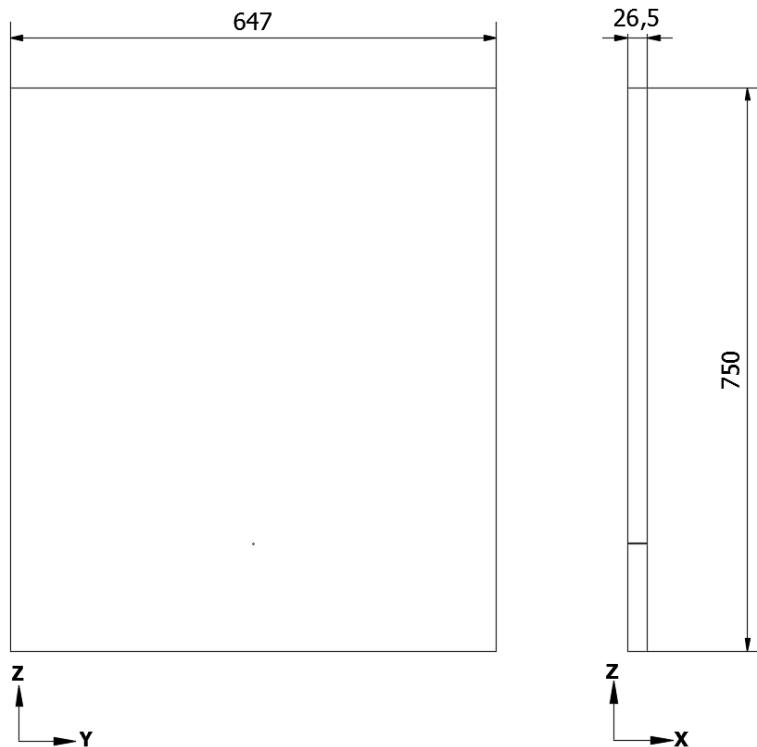
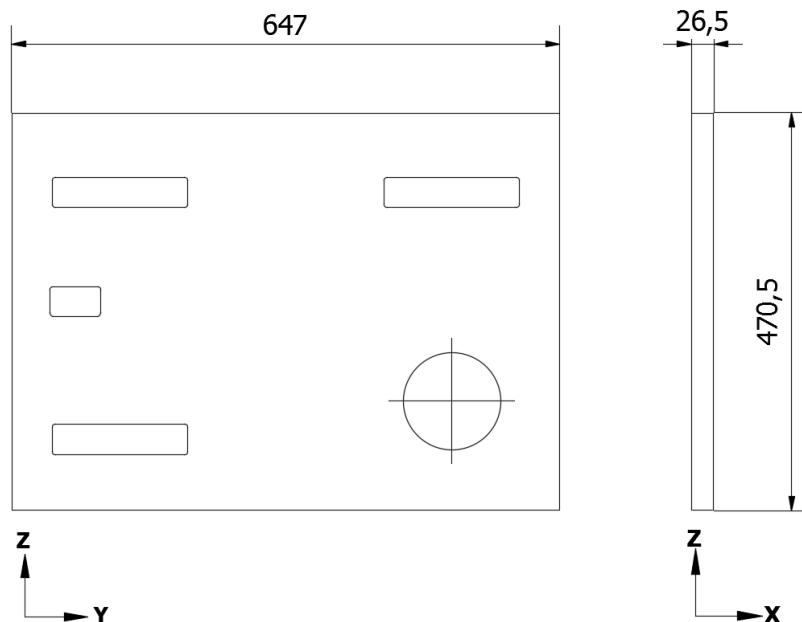
Condição em Orbita – SAG 0°



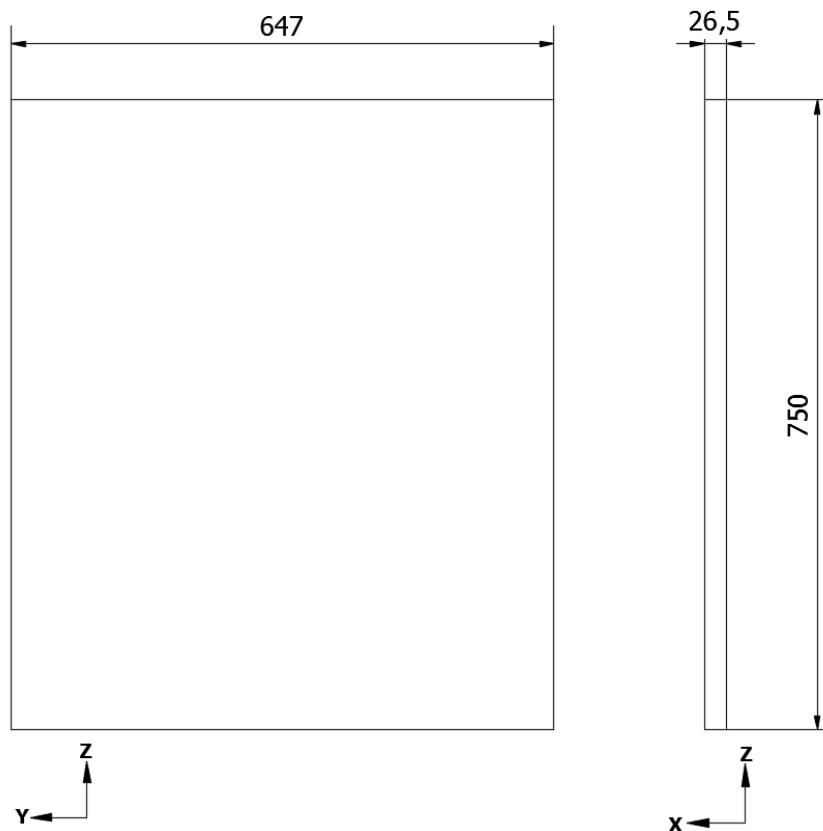
Geral	Resumo	Projeto	Status	Personalizada	Salvar	Física
Material						Atualizar
Densidade	Precisão solicitada	Área de transferência				
0,303 g/cm ³	Baixo					
Propriedades gerais						
<input type="checkbox"/> Induir soldas cosméticas	<input type="checkbox"/> Incluir substituições de QTDE					
Centro de gravidade*	X 0,003 m (Erro relati					
Massa 179,182 kg (Erro re	Y 0,081 m (Erro relati					
Área 195,373 m ² (Erro	Z 0,547 m (Erro relati					
Volume 0,591 m ³ (Erro re						
Propriedades iniciais*						
<input type="radio"/> Principal	<input type="radio"/> Global	<input checked="" type="radio"/> Centro de gravidade				
Momentos de massa						
Ixx 77,055 kg m ²	Cálculo realizado utilizando integral negativa.					
Ixy 0,512 kg m ²	Iyy 35,242 kg m ²					
Ixz -0,259 kg m ²	Iyz -7,889 kg m ²	Izz 80,349 kg m ²				
*Os valores não refletem a massa ou o volume substituídos pelo usuário						

Posição do CG

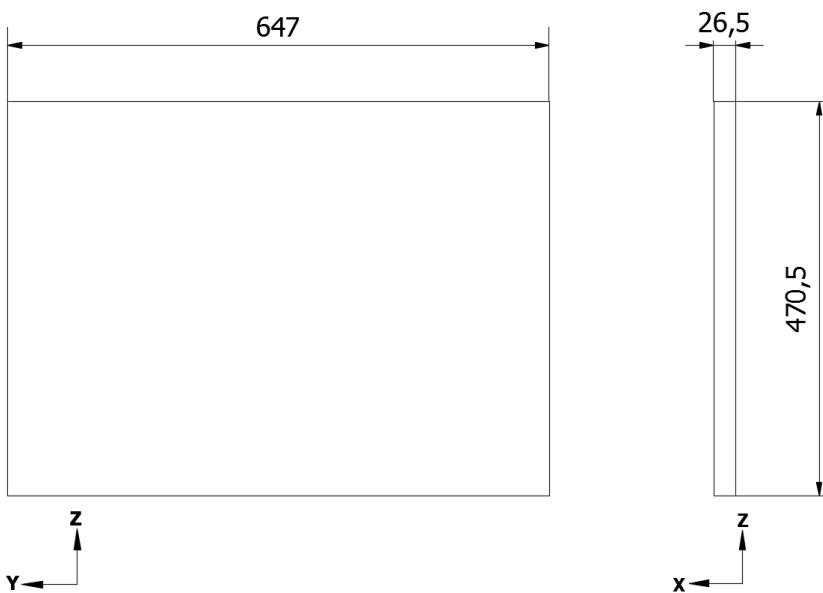


ANEXO G DIMENSÕES PRINCIPAIS, SUBSISTEMA ESTRUTURA, CONF. REDUZIDA**01-LATERAL PANEL +X LOWER****02-LATERAL PANEL +X UPPER**

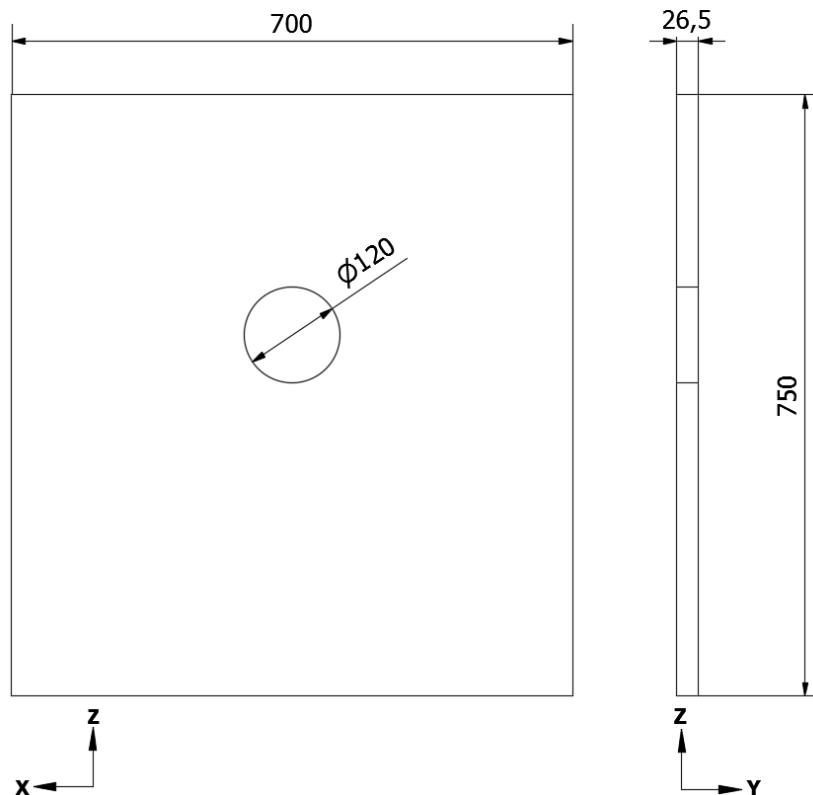
03-LATERAL PANEL -X LOWER



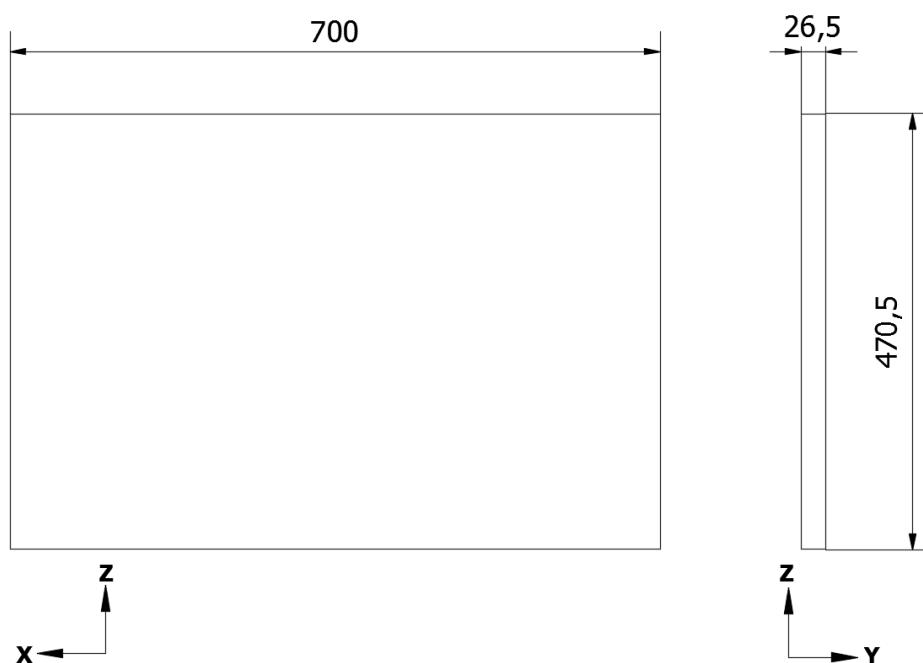
04-LATERAL PANEL -X UPPER



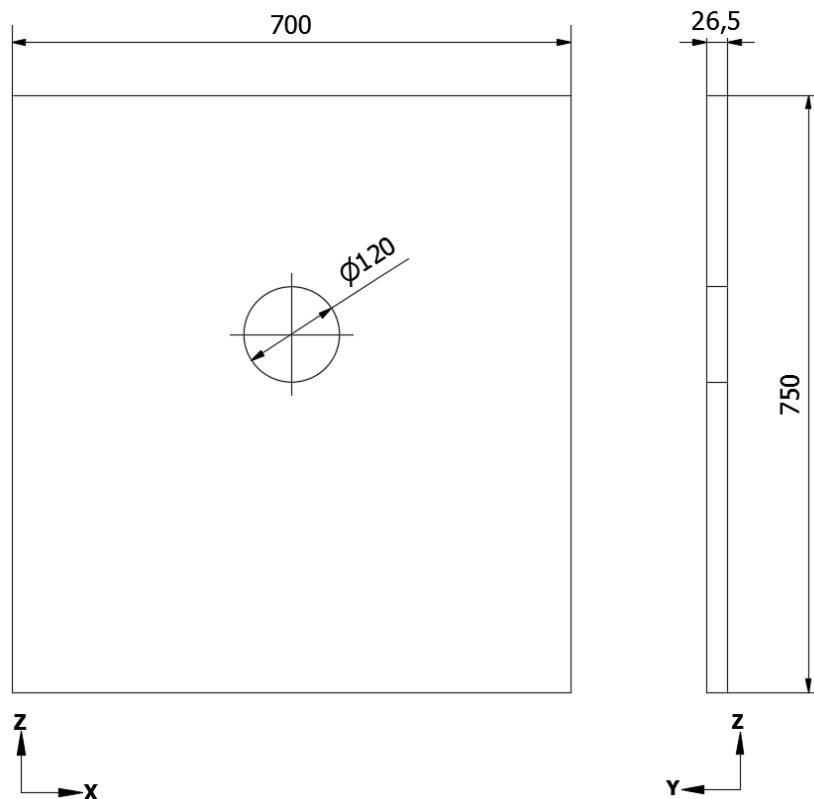
05-LATERAL PANEL +Y LOWER



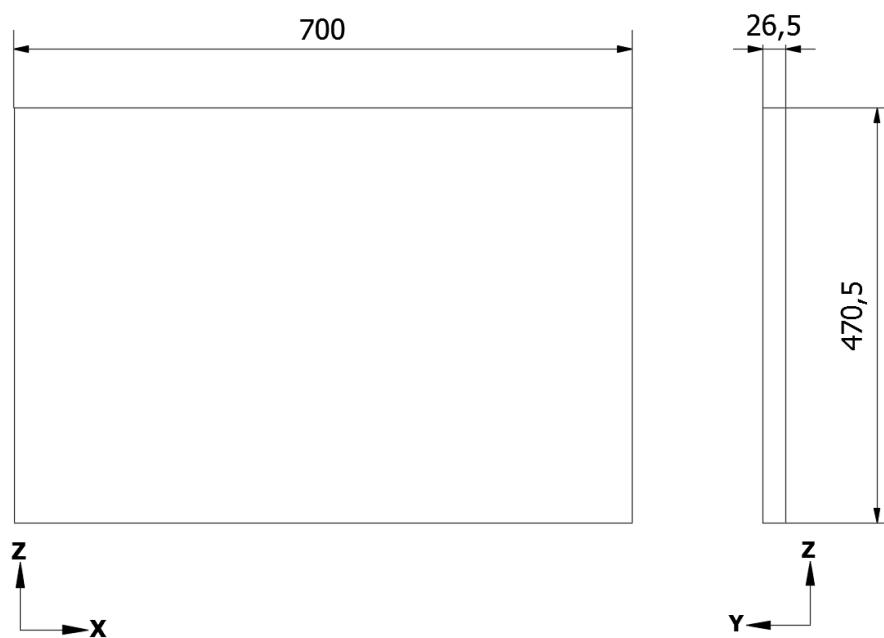
06-LATERAL PANEL +Y UPPER



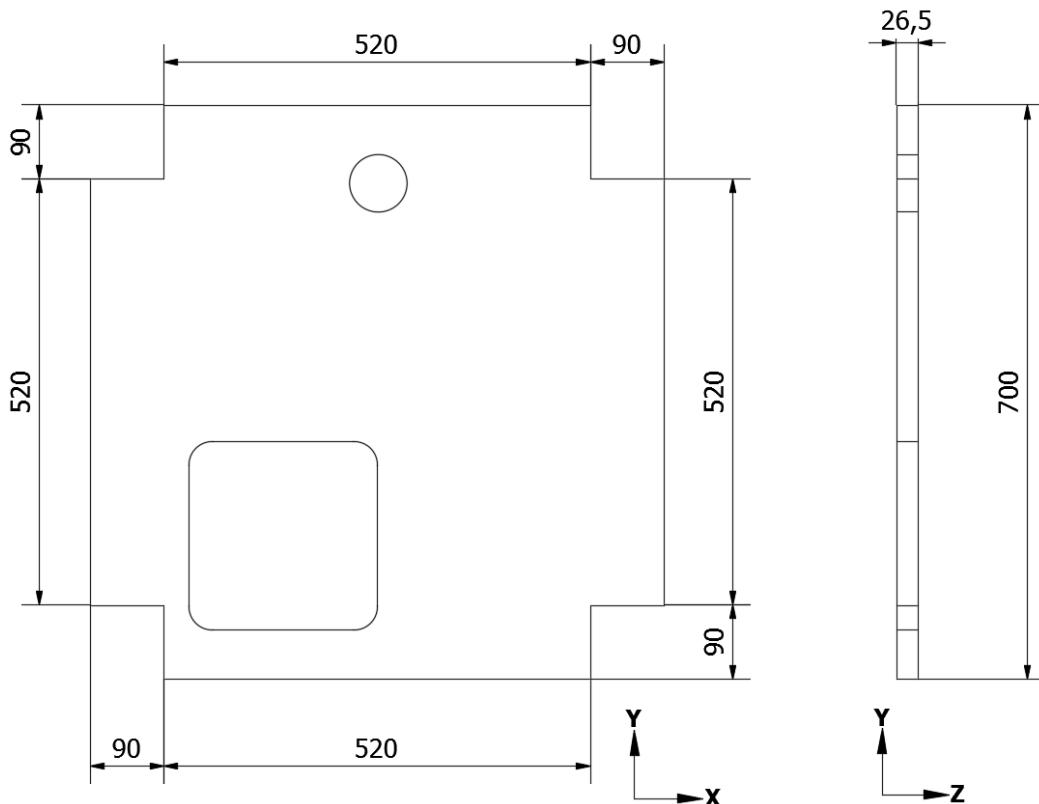
07-LATERAL PANEL -Y LOWER



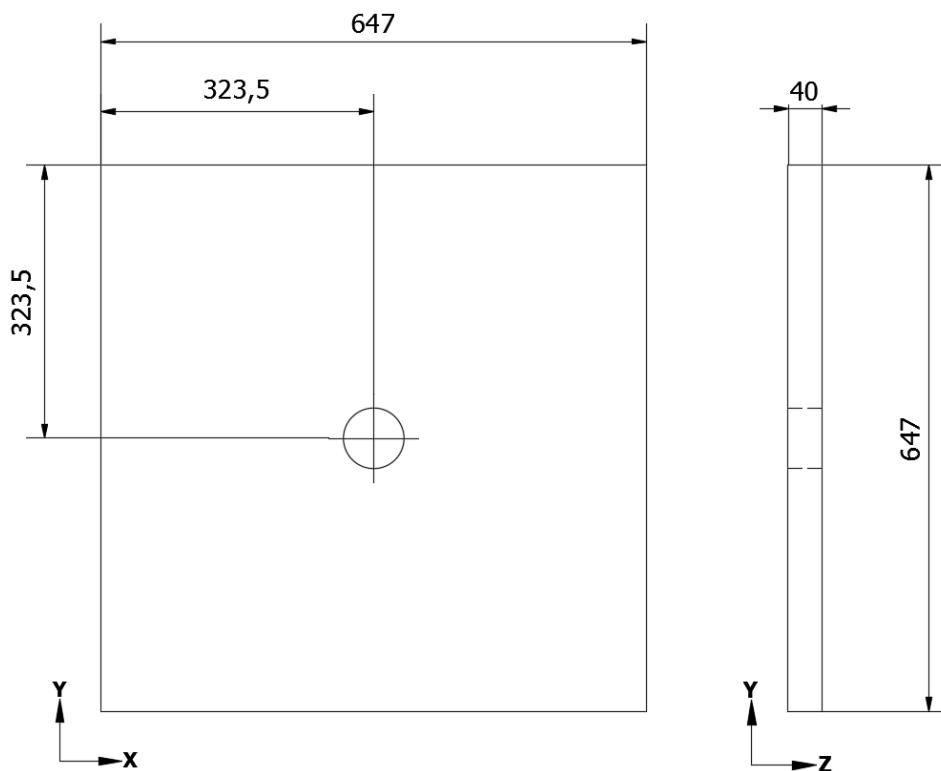
08-LATERAL PANEL -Y UPPER



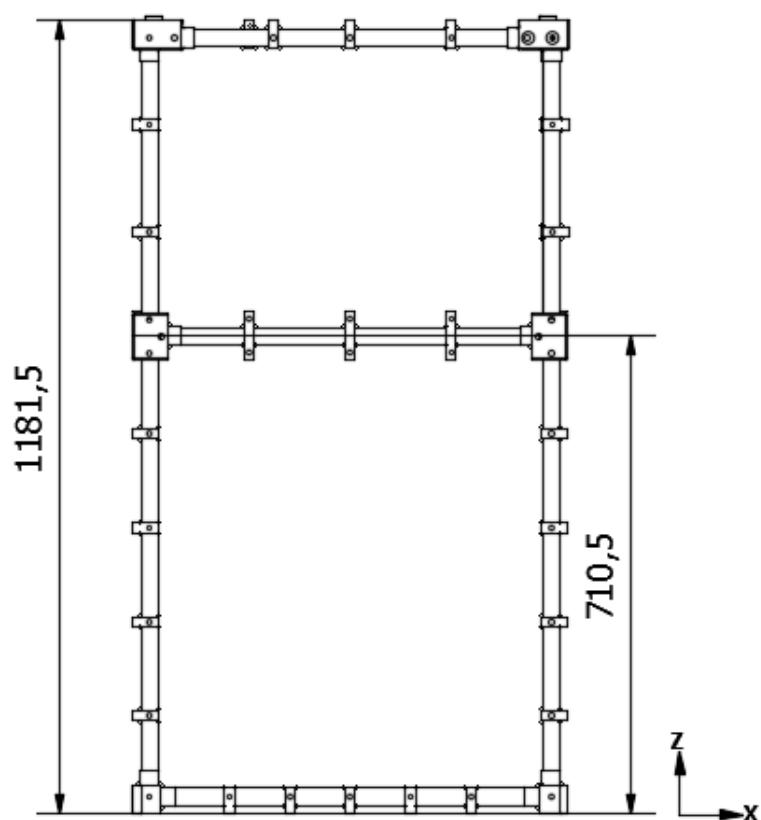
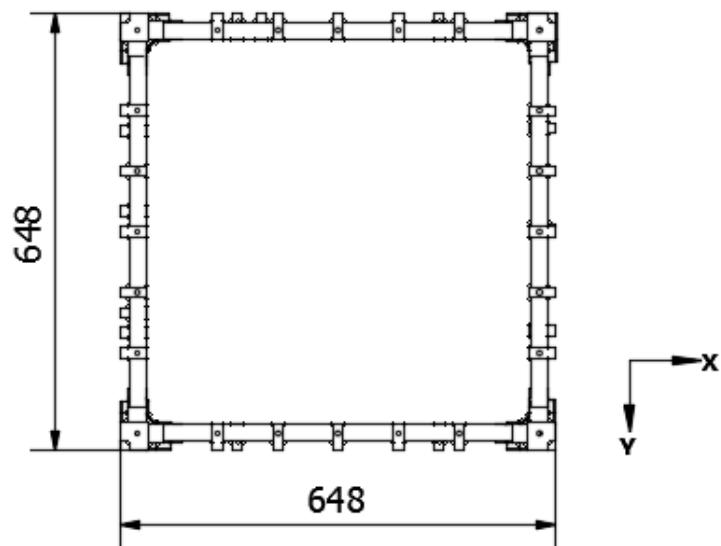
09-TOP PANEL



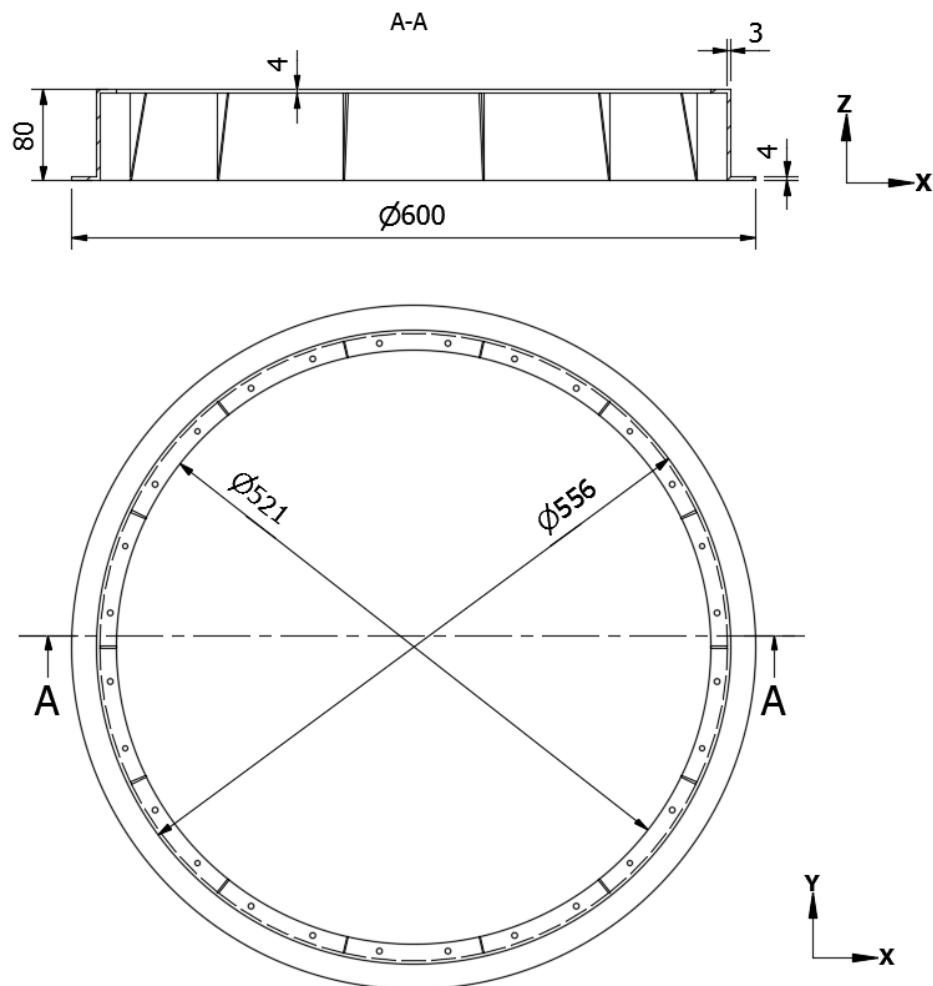
10-BOTTOM PANEL

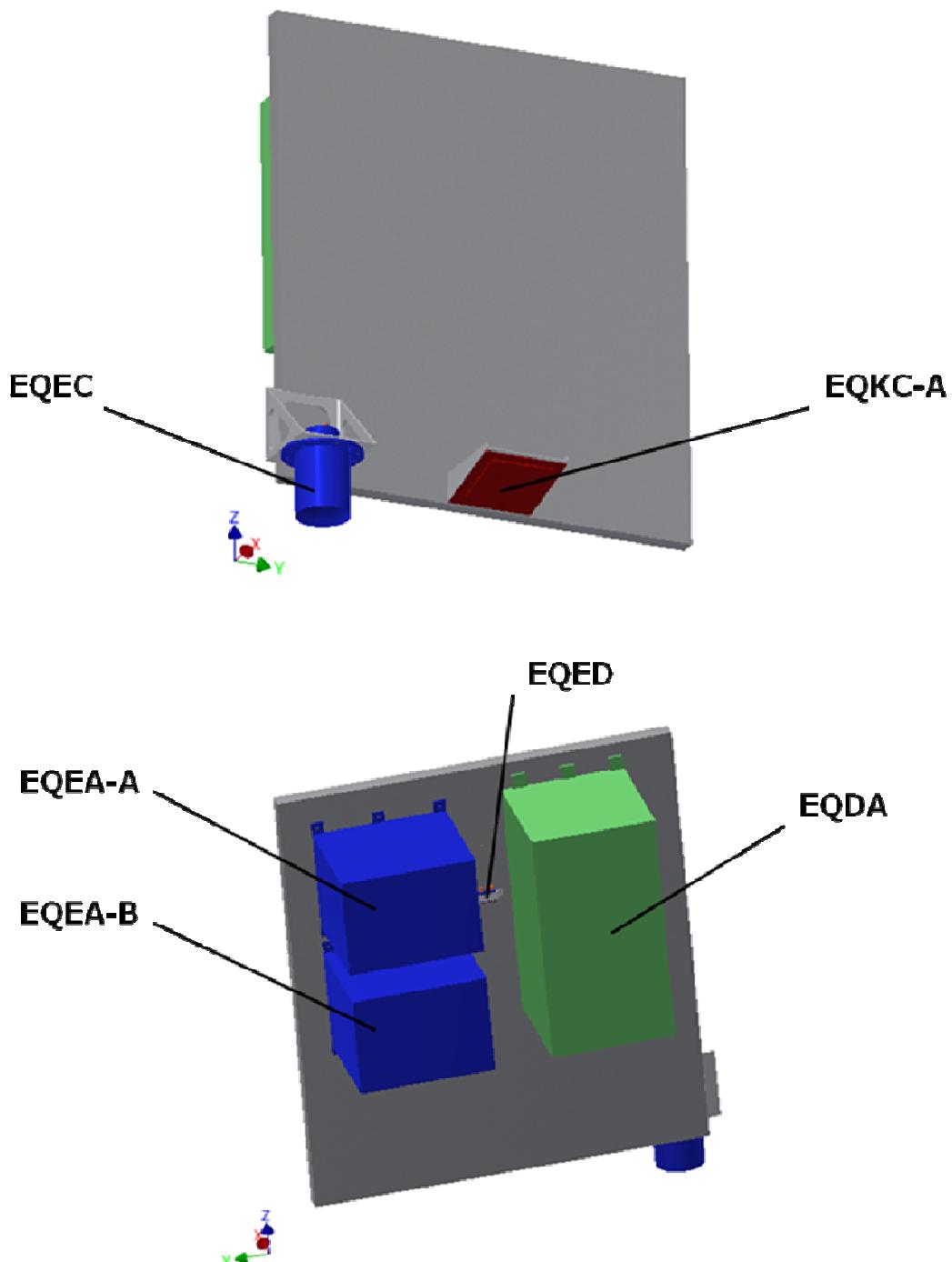


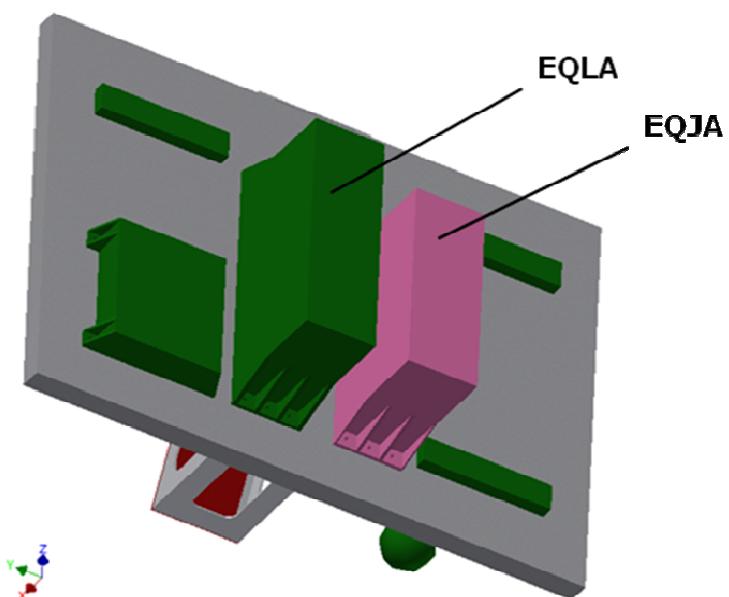
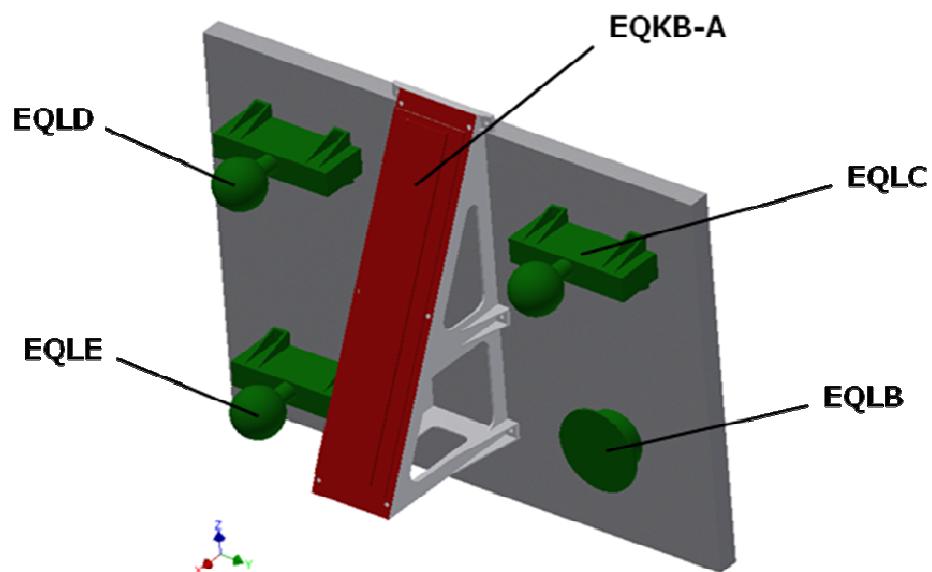
11-FRAME

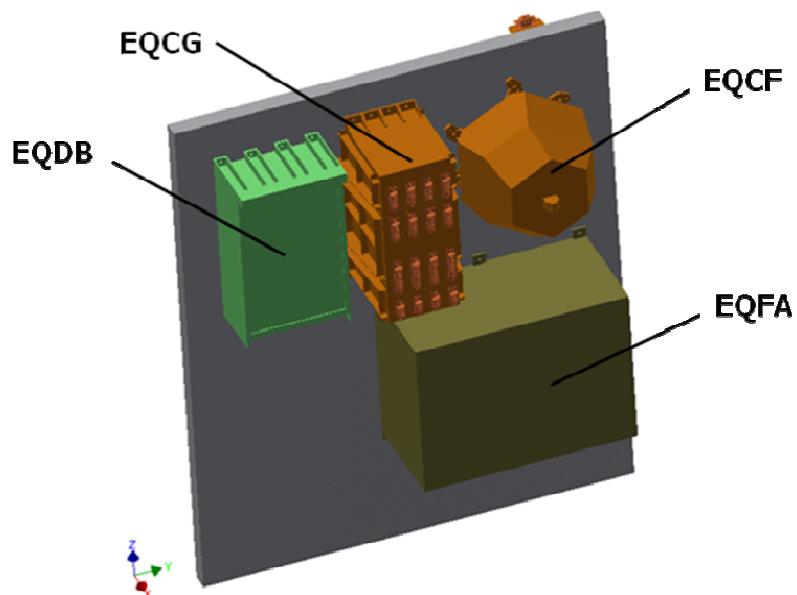
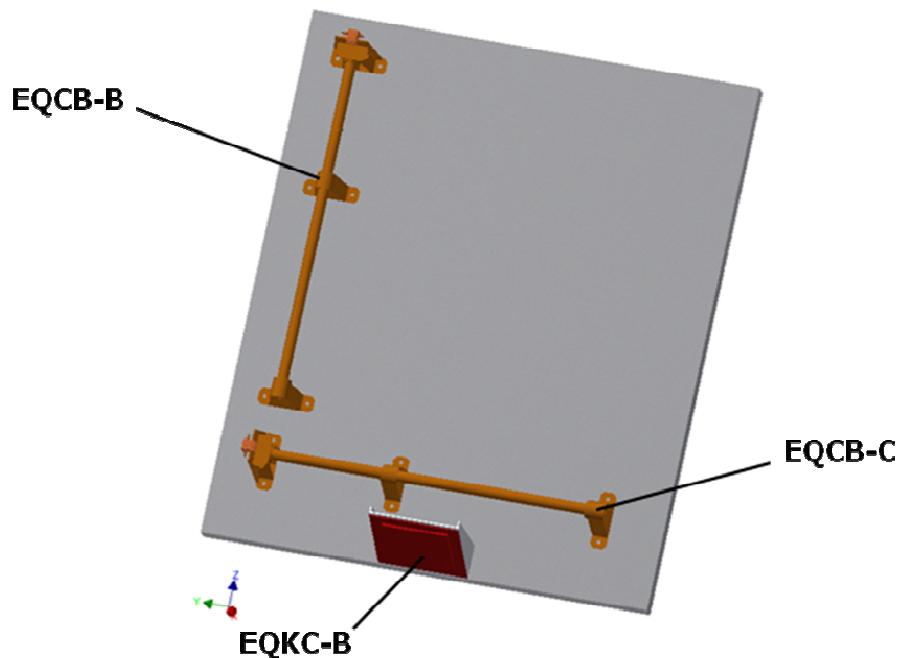


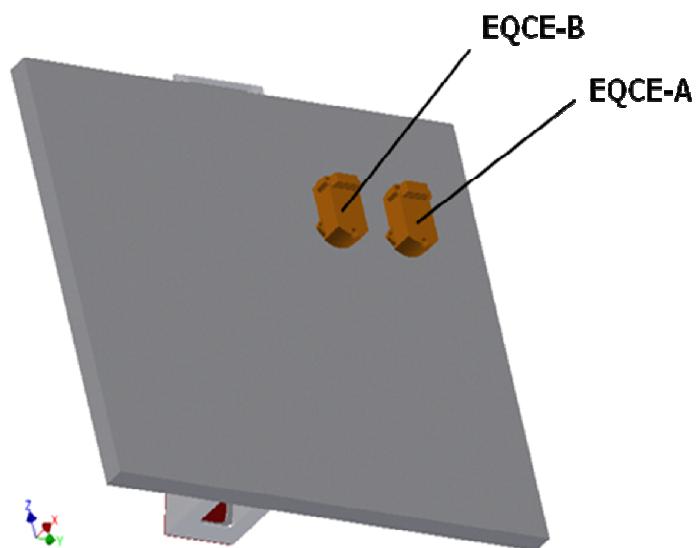
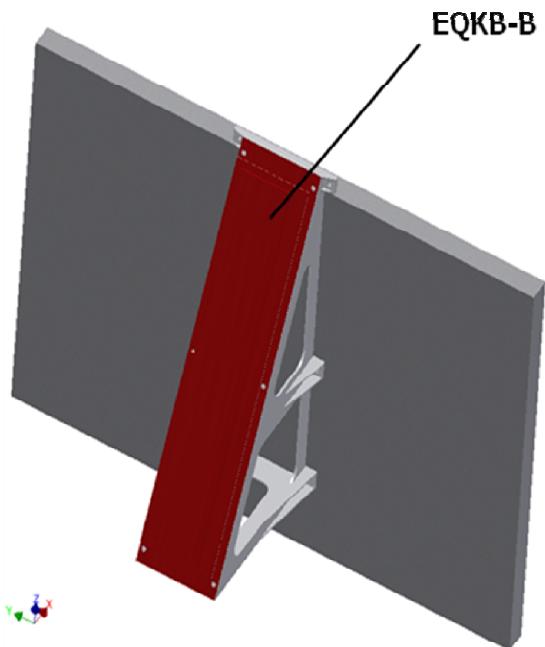
12-CYLINDER

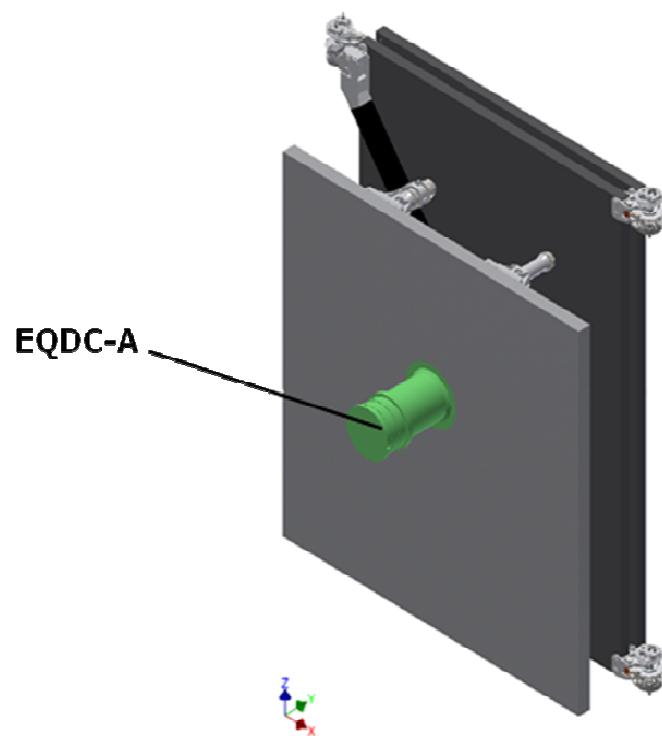
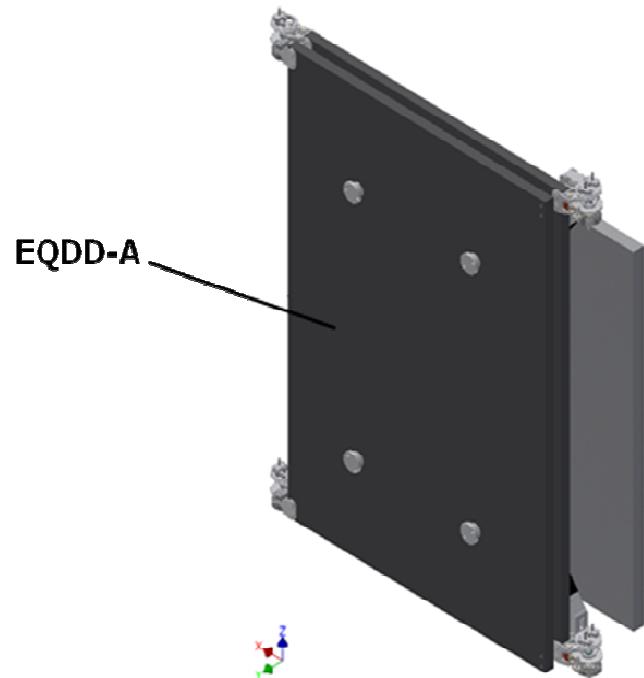


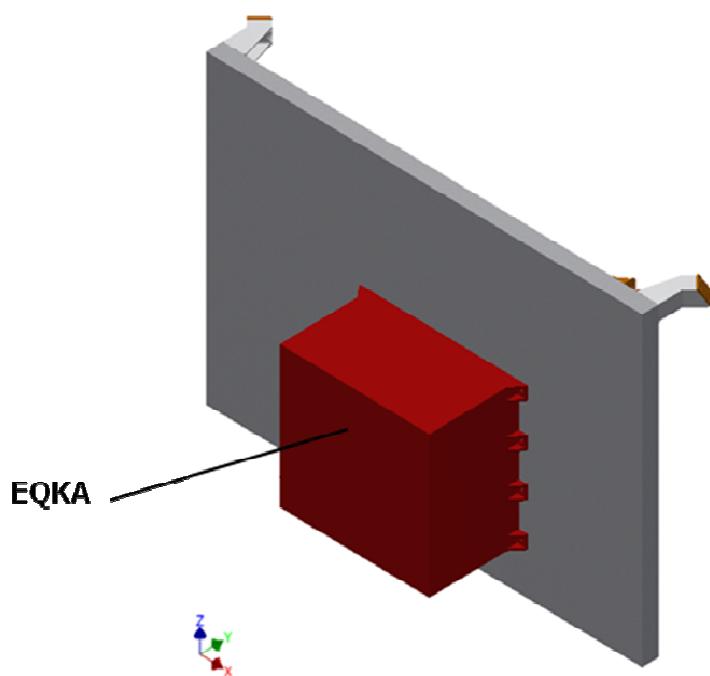
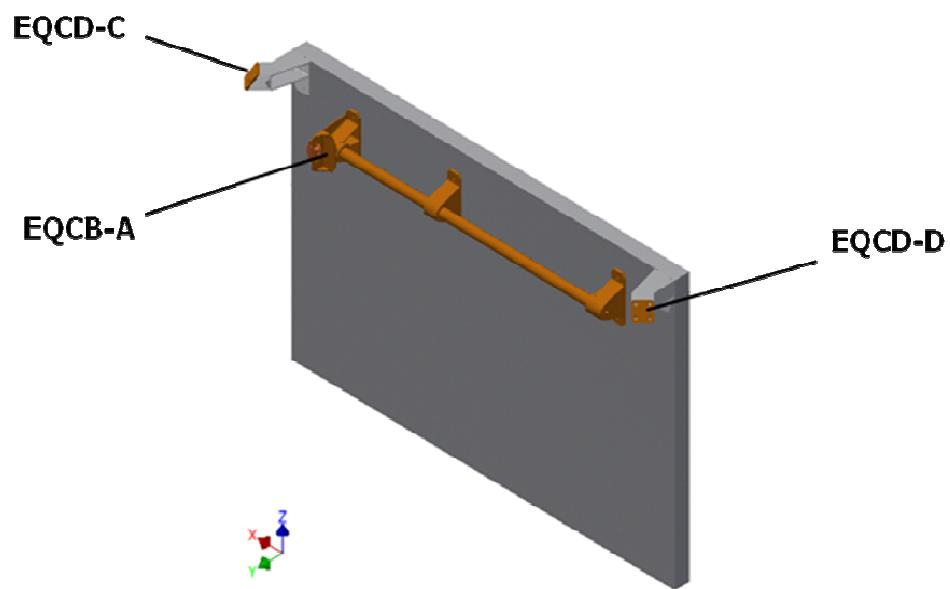
ANEXO H POSICIONAMENTO DE EQUIPAMENTOS EM CADA PAINEL, CONF. REDUZIDA**01 – LATERAL PANEL +X LOWER**

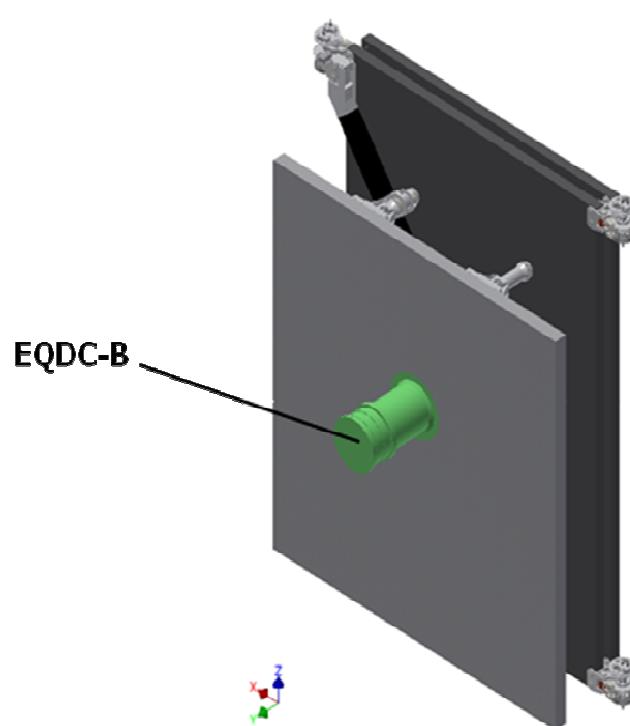
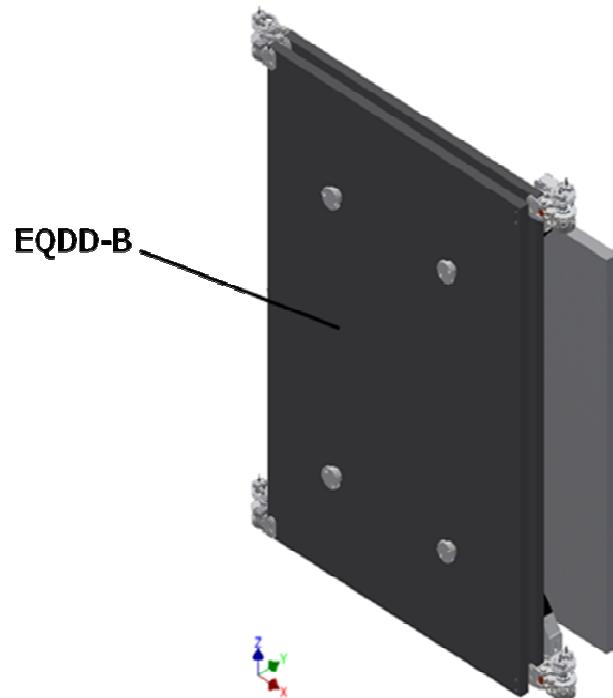
02 – LATERAL PANEL +X UPPER

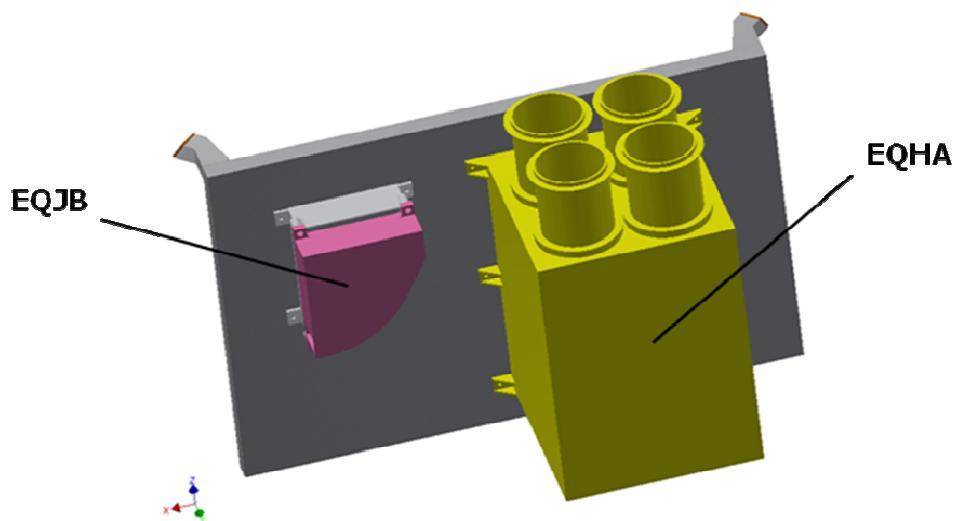
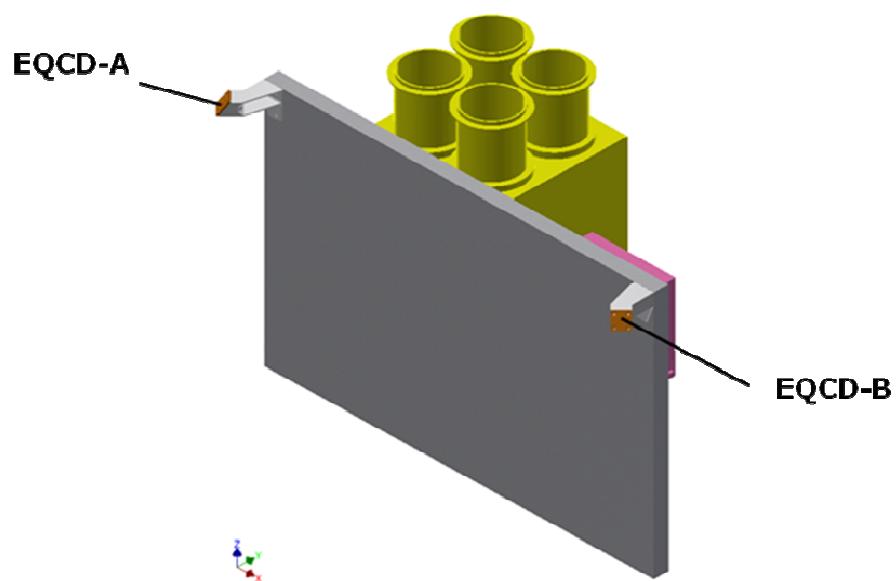
03 – LATERAL PANEL -X LOWER

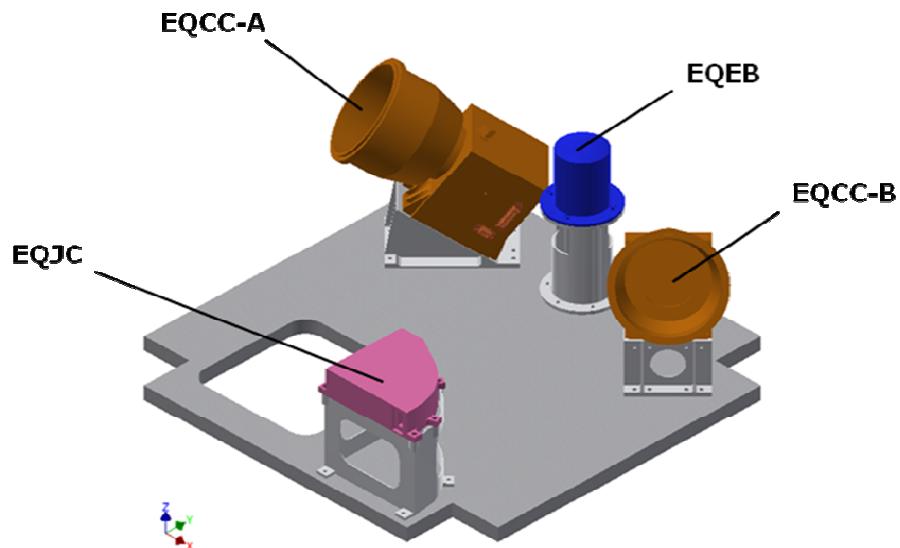
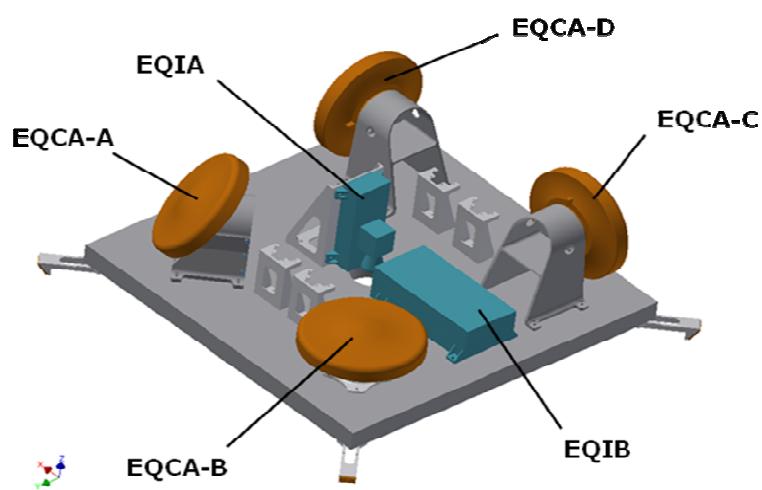
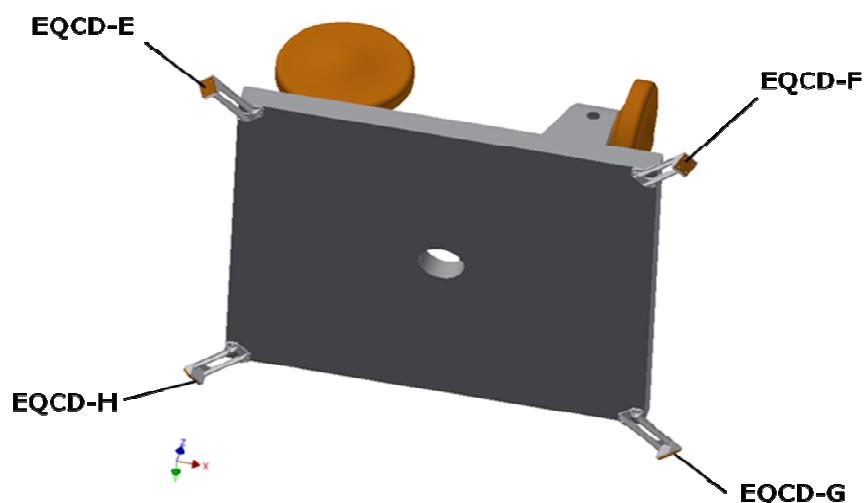
04 – LATERAL PANEL -X UPPER

05 – LATERAL PANEL +Y LOWER

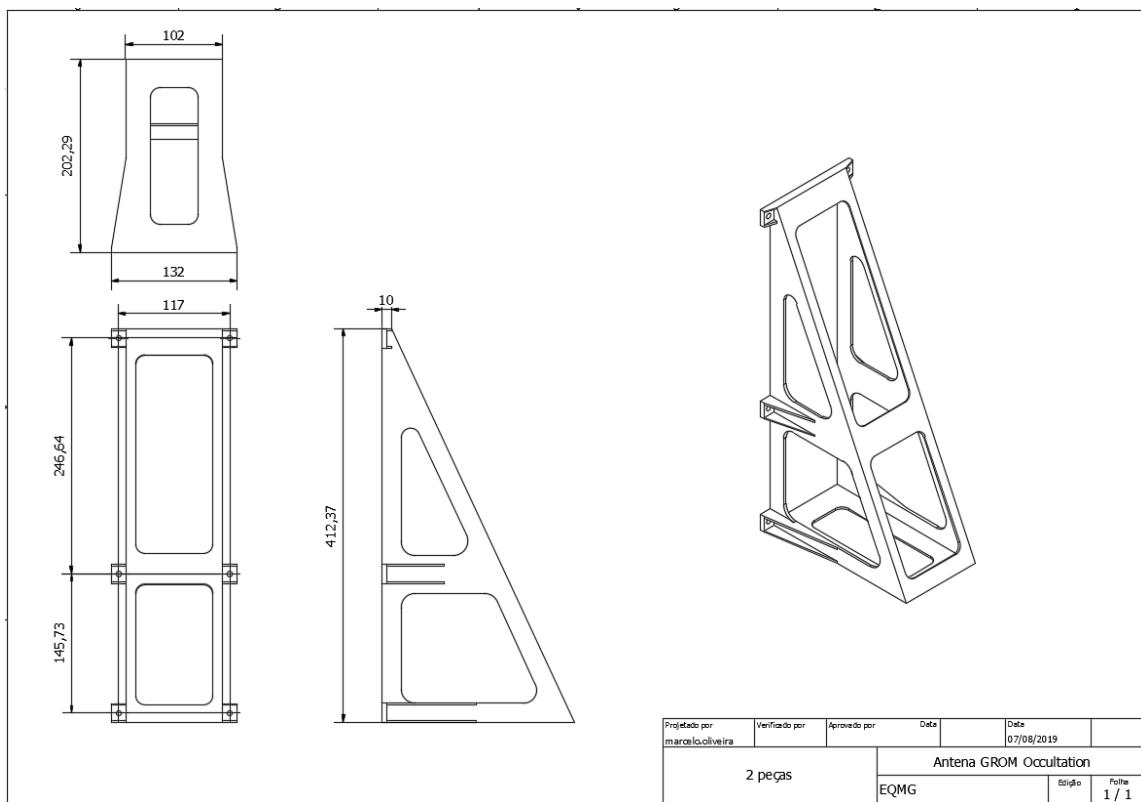
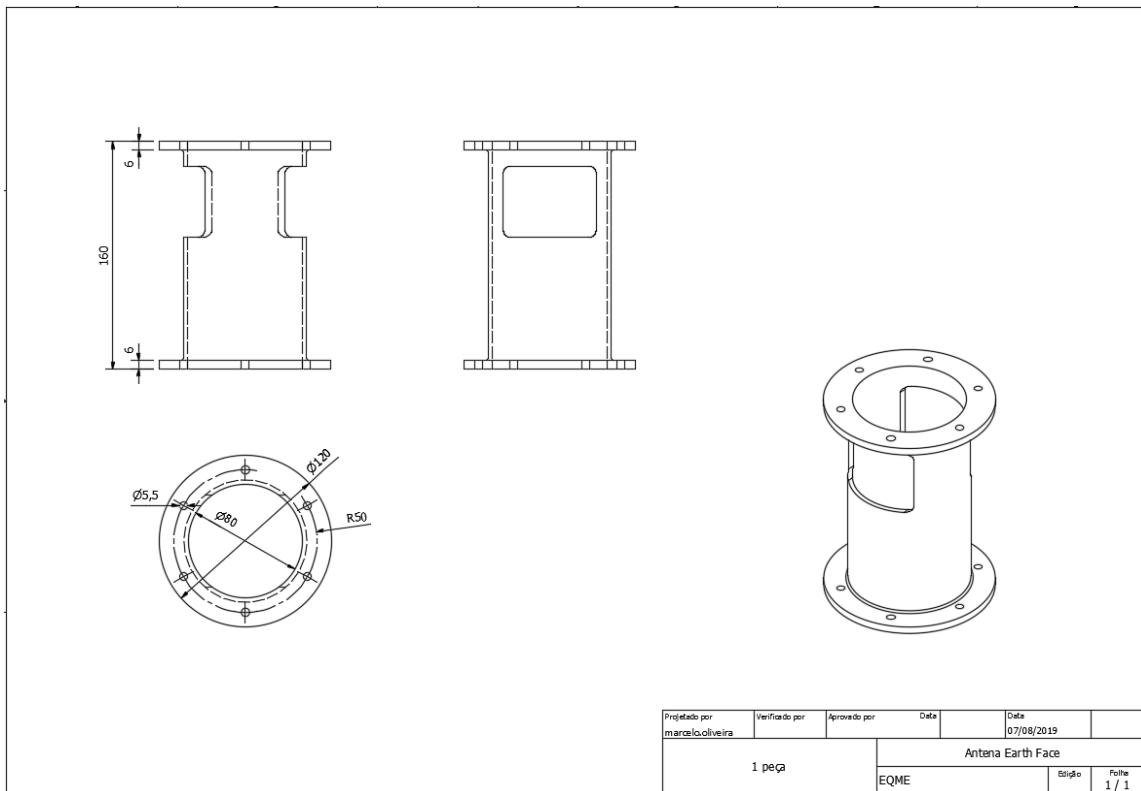
06 – LATERAL PANEL +Y UPPER

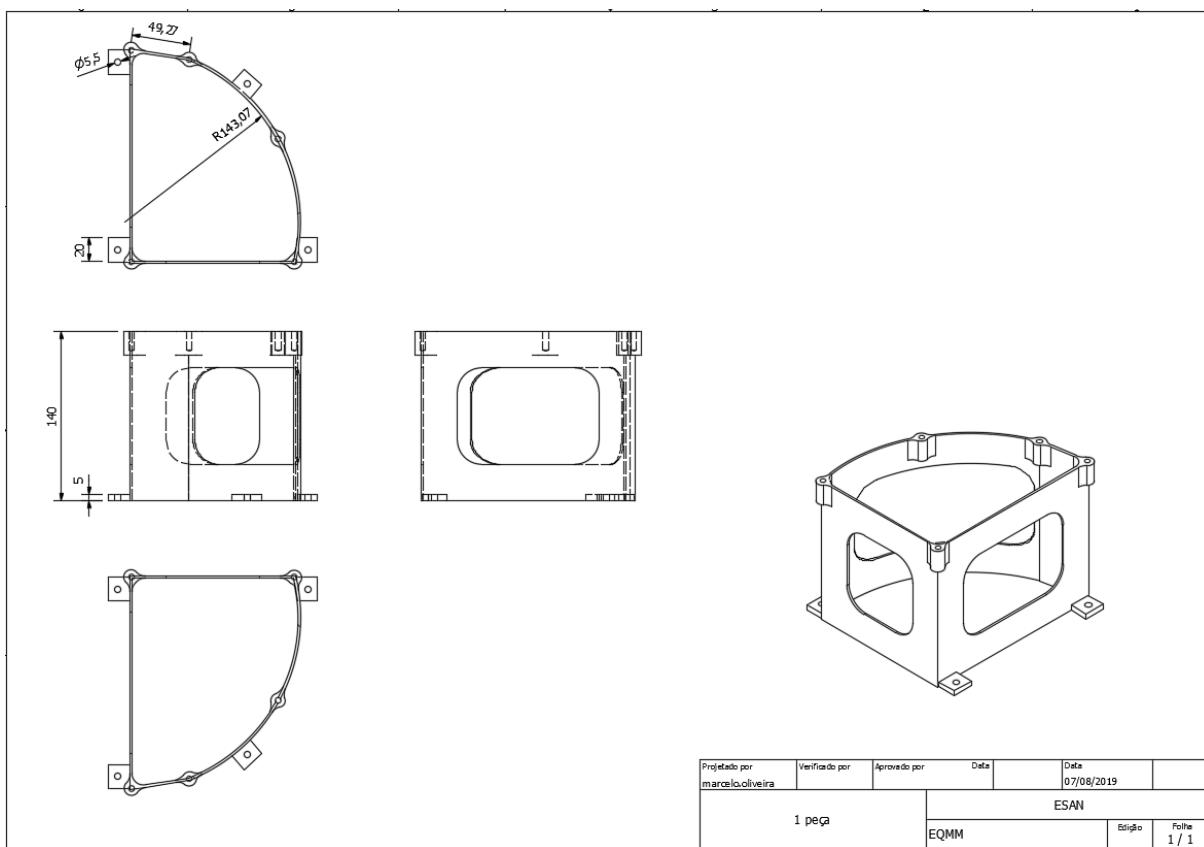
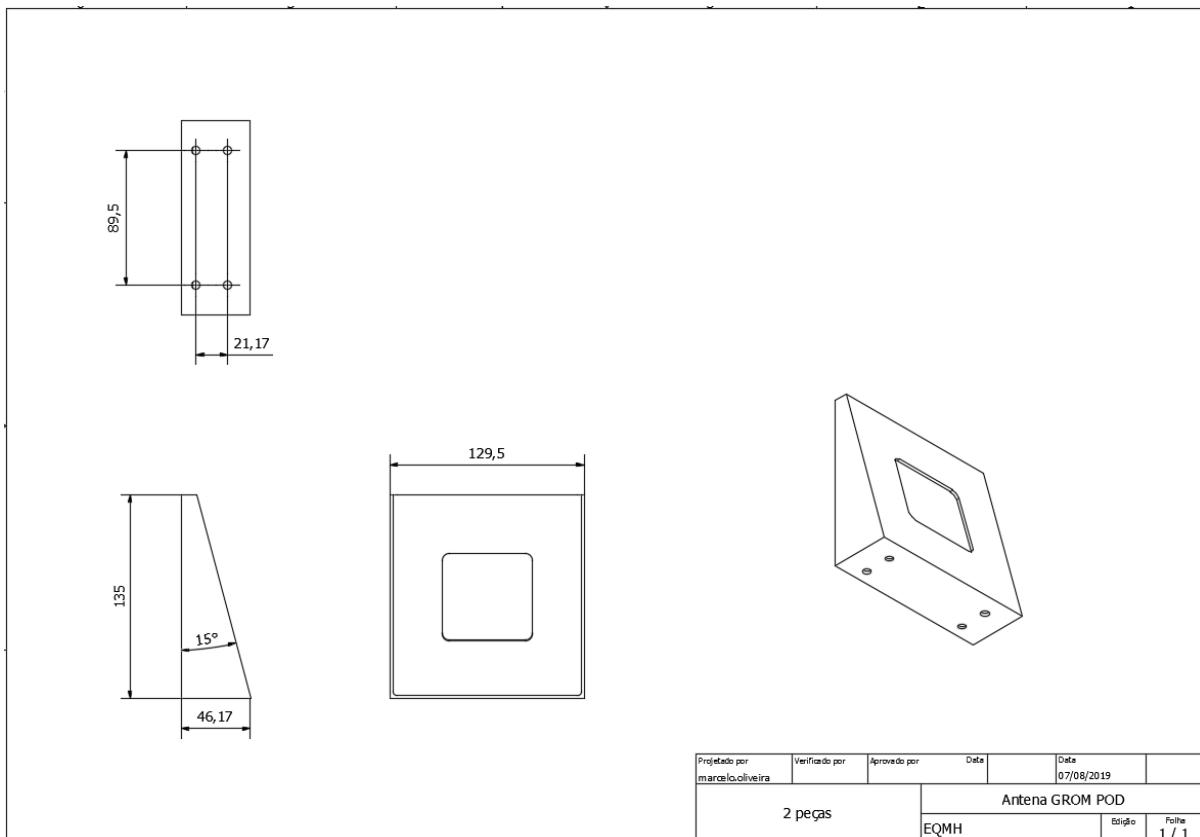
07 – LATERAL PANEL -Y LOWER

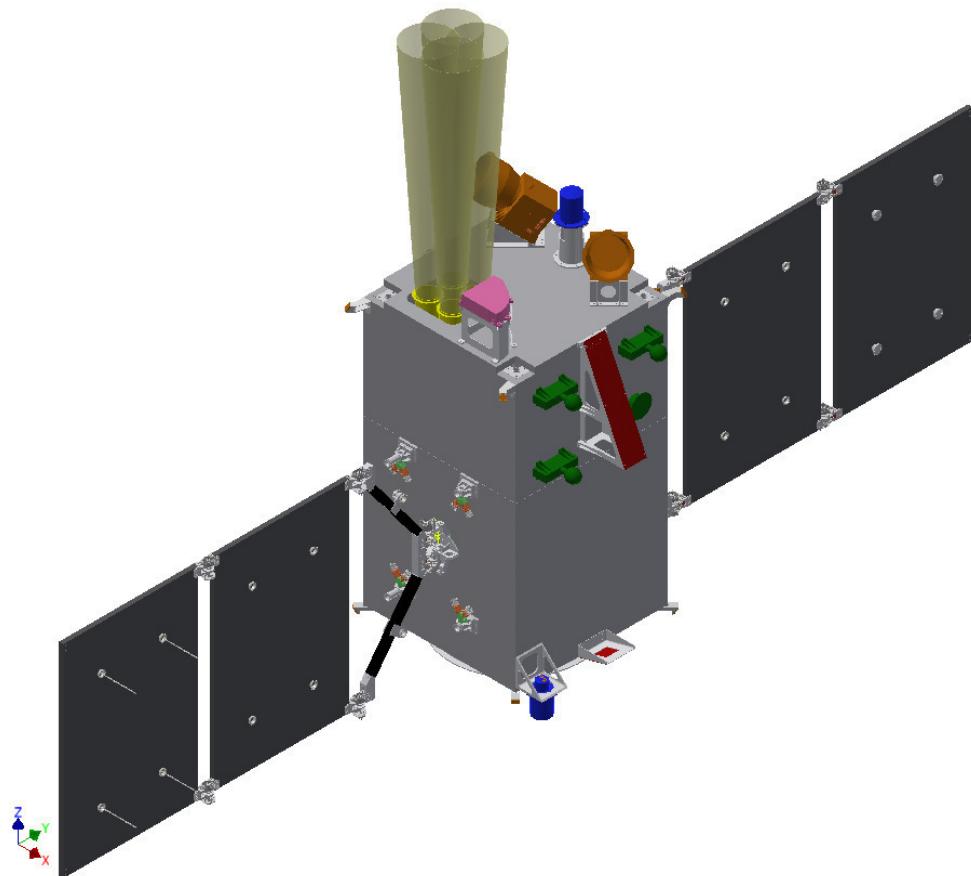
08 – LATERALPANEL – Y UPPER

09 – TOP PANEL**10 – BOTTOM PANEL**

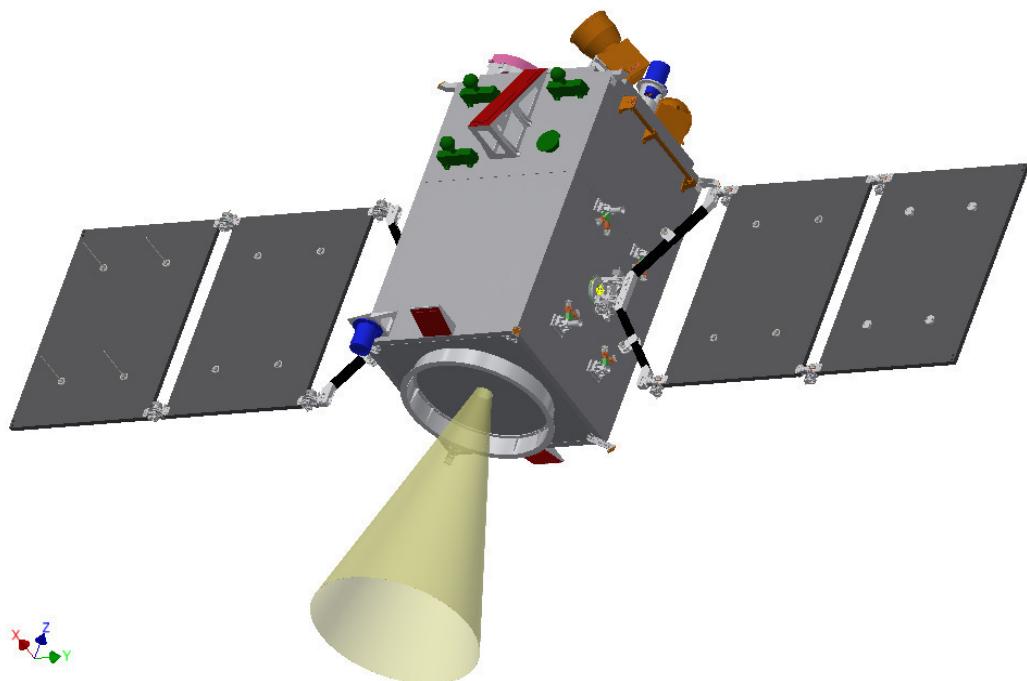
**ANEXO I SUPORTES DE EQUIPAMENTOS MODIFICADOS PARA A CONF.
REDUZIDA**



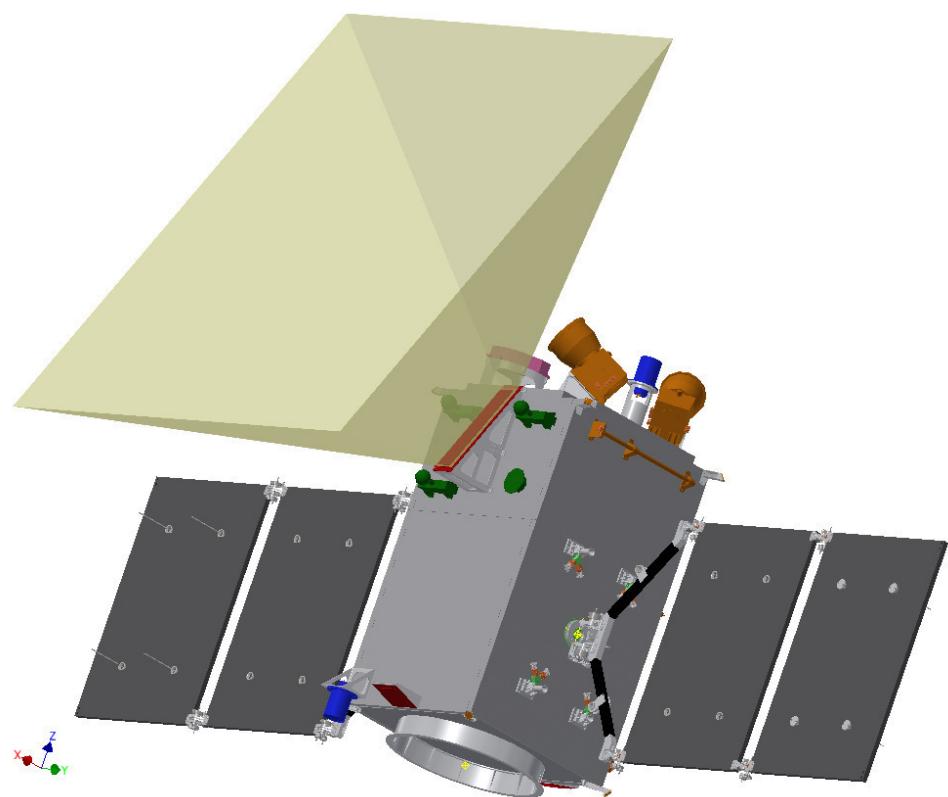


ANEXO J FOV DOS EQUIPAMENTOS, CONF. REDUZIDA

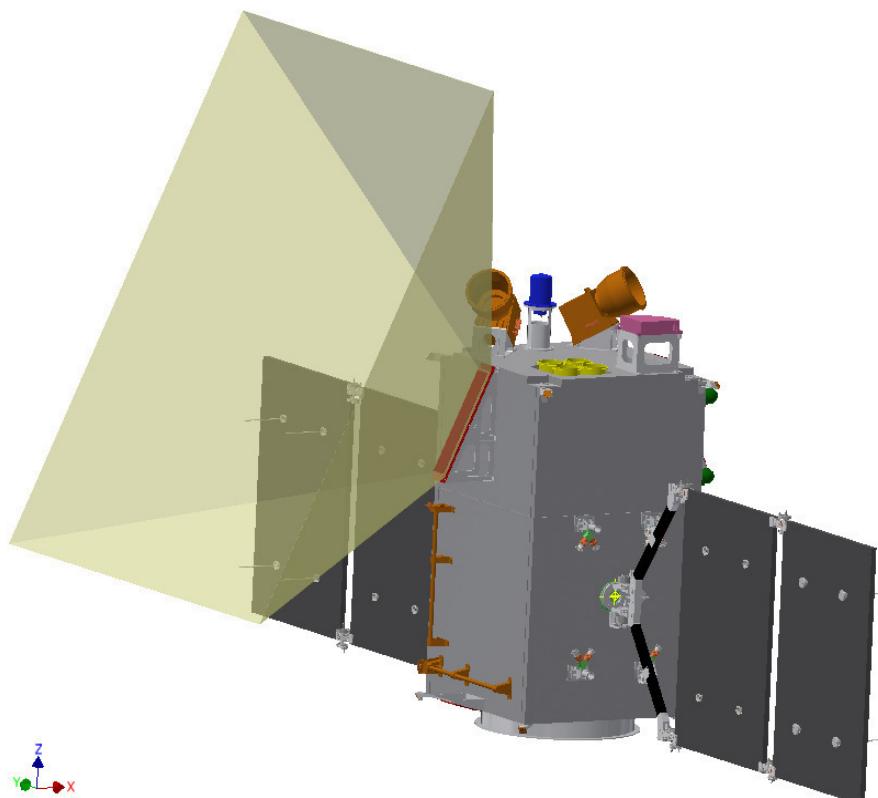
EQHA FOV (Ângulo de 7º)



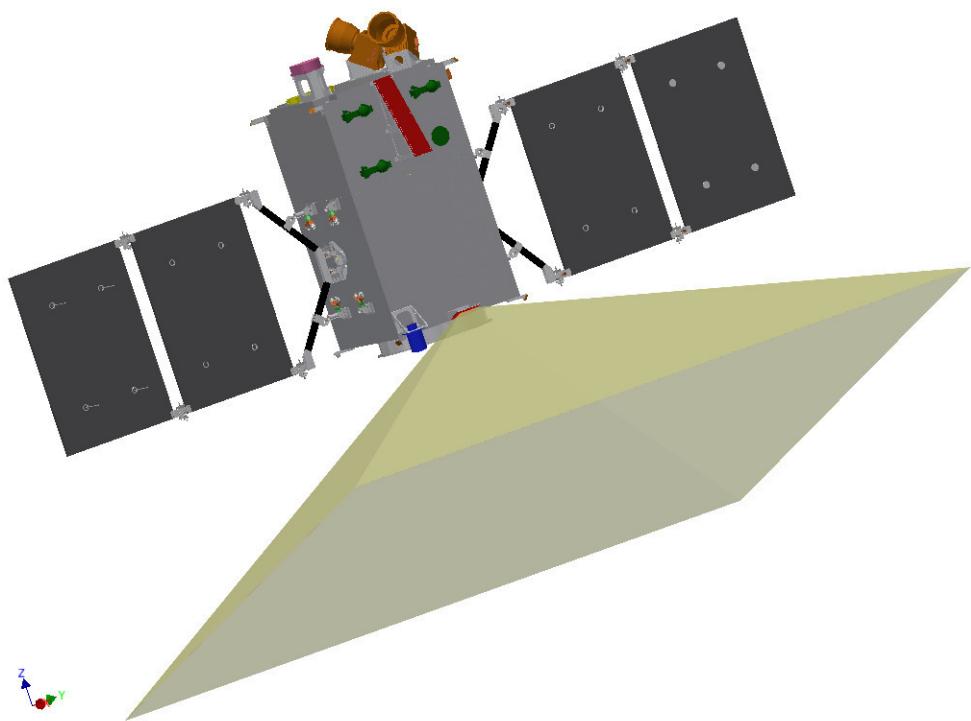
EQIA FOV (Ângulo de 30º)



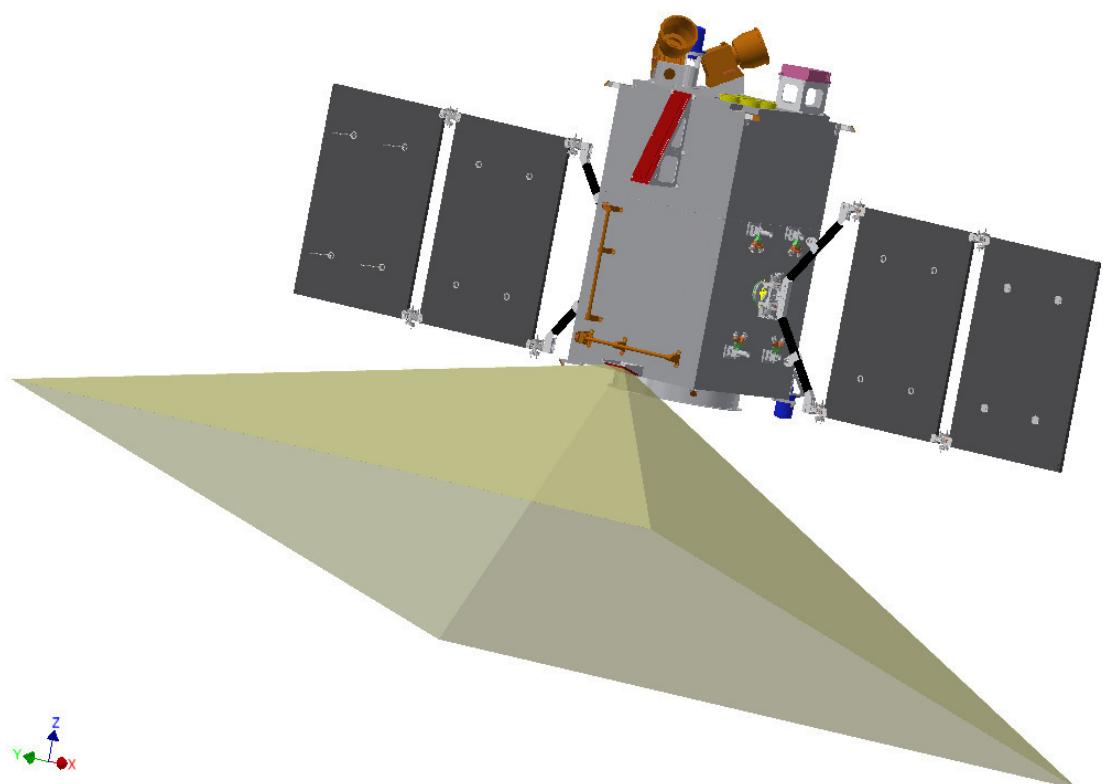
EQKB-A FOV (Ângulo de 80º)



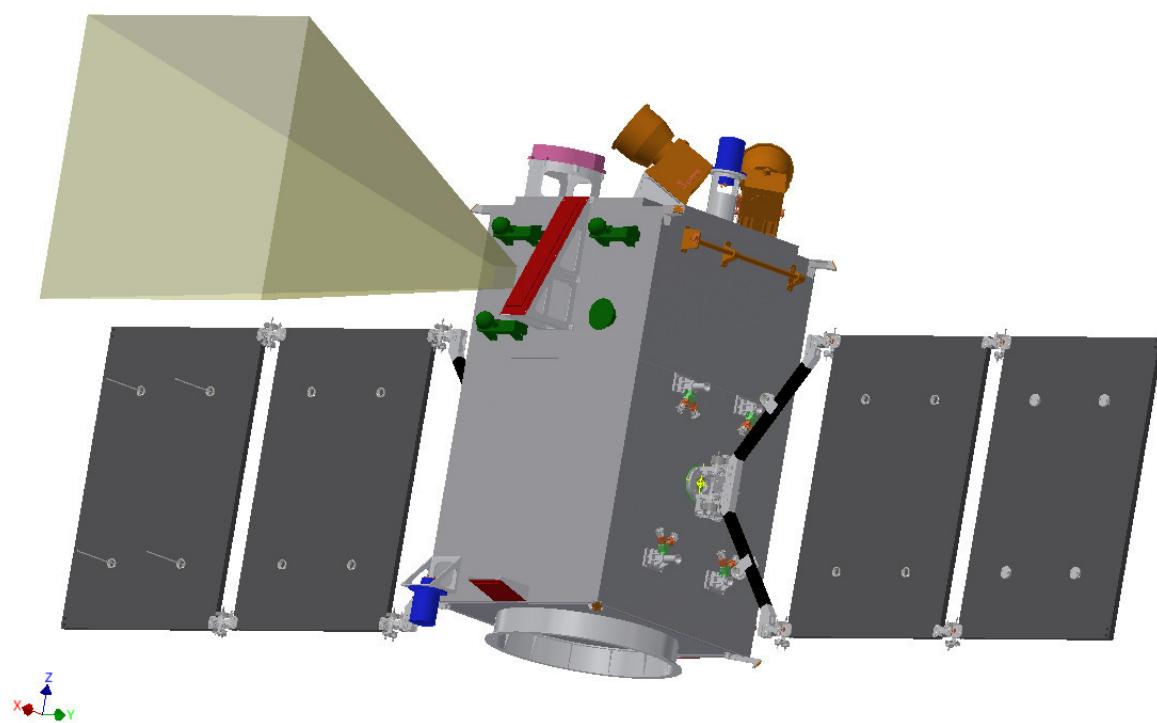
EQKB-B FOV (Ângulo de 80º)



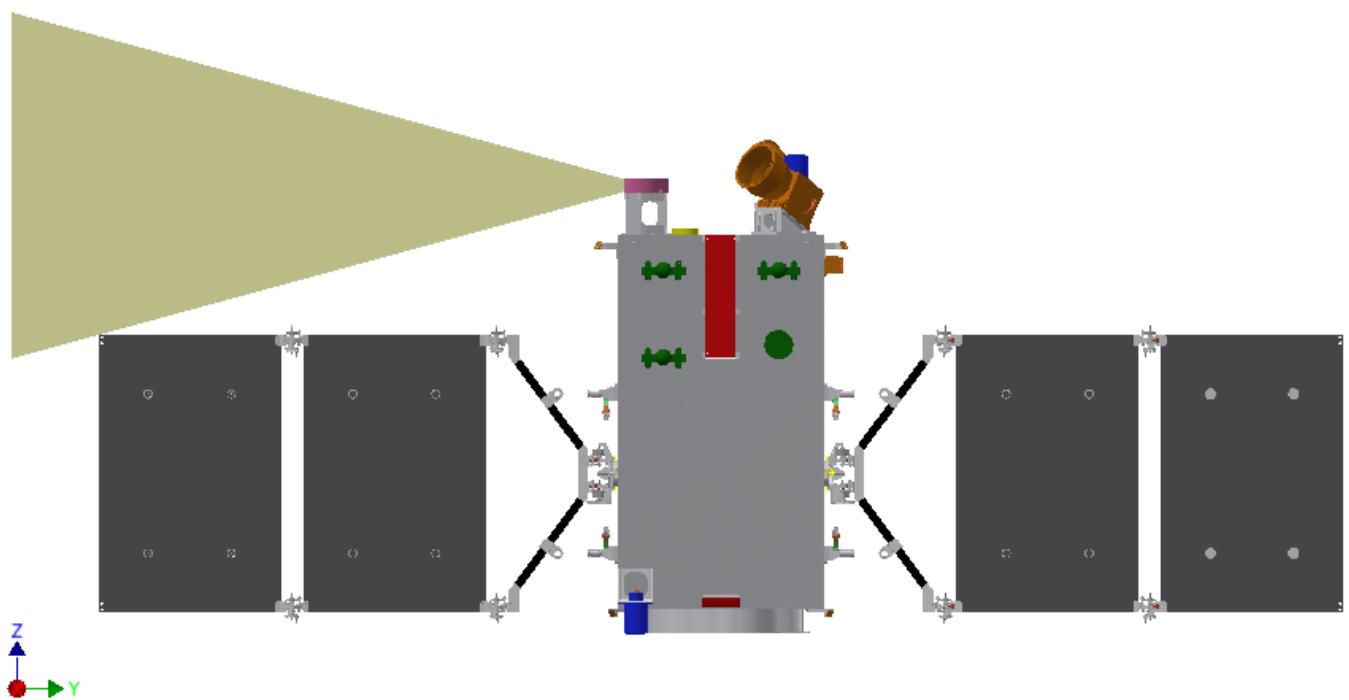
EQKC-A FOV (Ângulo de 120º)



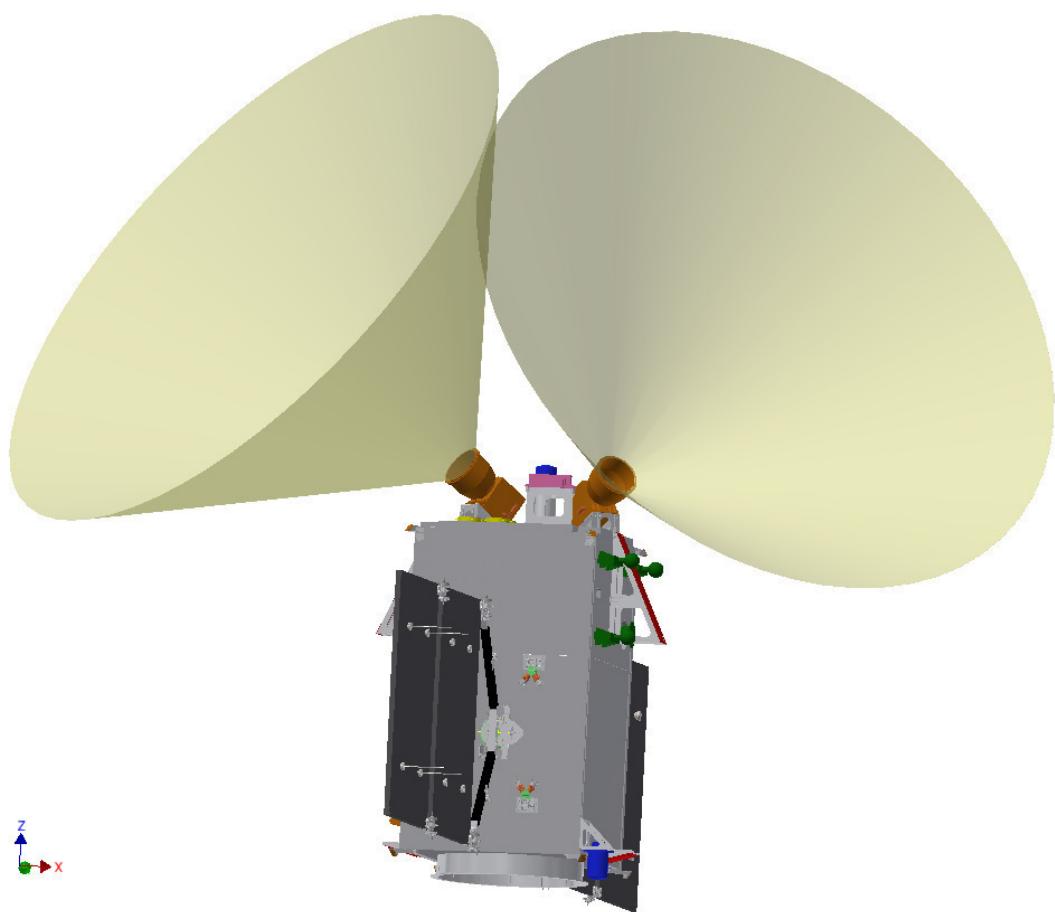
EQKC-B FOV (Ângulo de 120º)



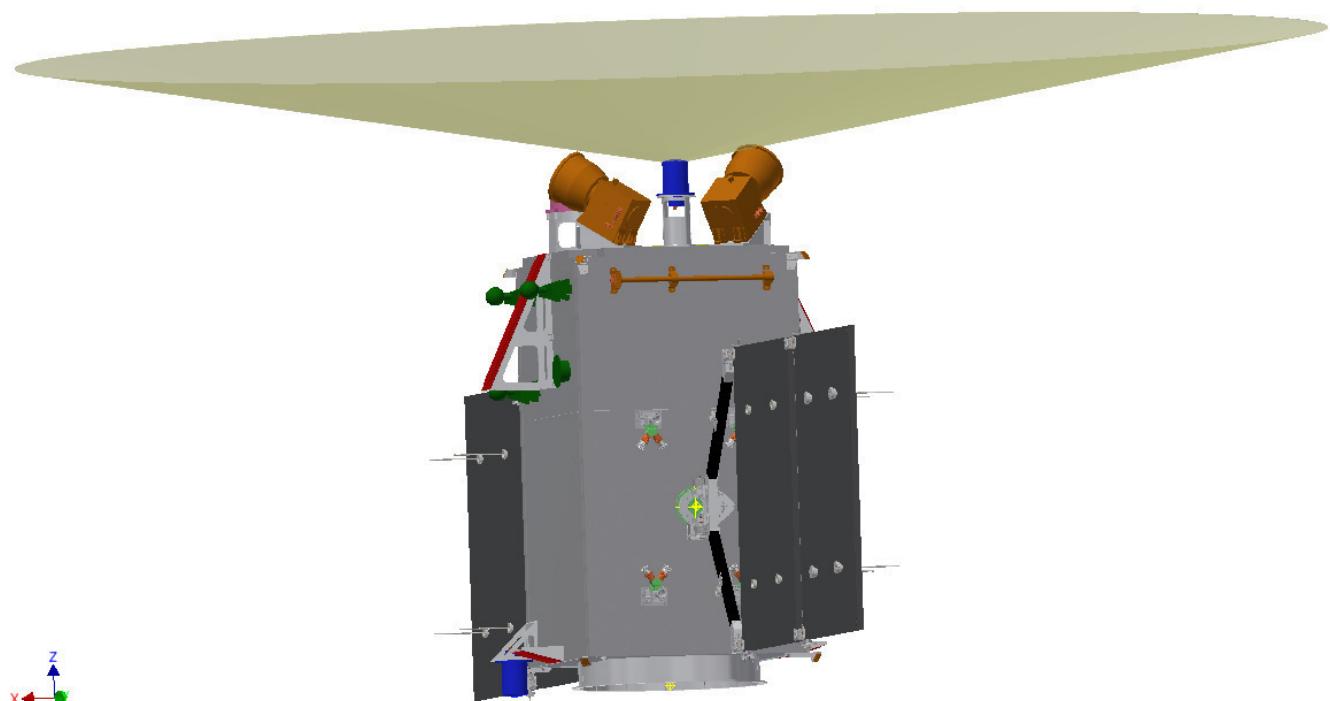
EQJB FOV (Ângulo de 30º)



EQJC FOV (Ângulo de 30º)



EQCC FOV (Ângulo de 90º)



EQEB FOV (Ângulo de 160º)

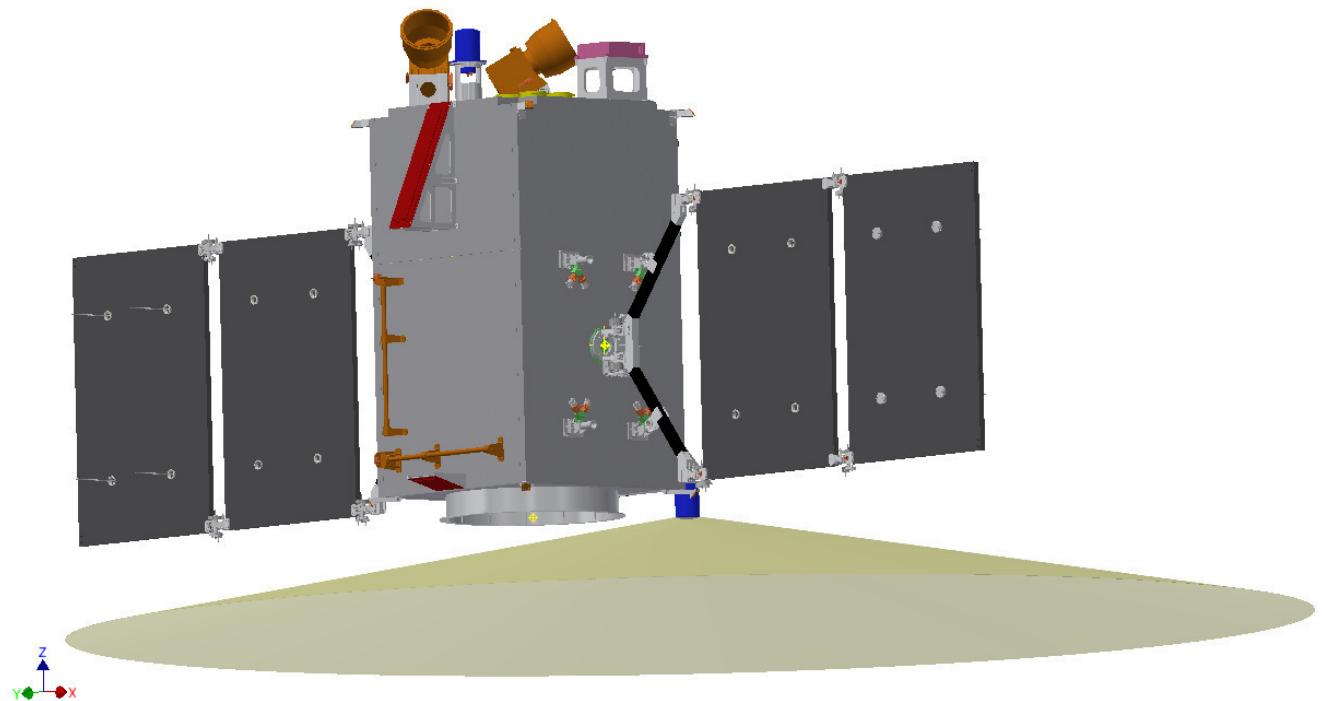


Figura 3: EQEC FOV (Ângulo de 160º)



ANEXO K BALANÇO DE MASSA DETALHADO, CONF. REDUZIDA

Code	Subsystem Equipment	Qty	Mass	Uncert.	Total	Uncert	Remarks
			(kg)	(kg)	Mass	+/-	
SUBSISTEMA ESTRUTURA (STRU)							
	Lateral Panel +X Lower	1	3,000		3,000	0,000	
	Lateral Panel +X Upper	1	1,890		1,890	0,000	
	Lateral Panel -X Lower	1	3,000		3,000	0,000	
	Lateral Panel -X Upper	1	1,890		1,890	0,000	
	Lateral Panel +Y Lower	1	3,230		3,230	0,000	
	Lateral Panel +Y Upper	1	2,040		2,040	0,000	
	Lateral Panel -Y Lower	1	3,230		3,230	0,000	
	Lateral Panel -Y Upper	1	2,040		2,040	0,000	
	Top Panel	1	2,492		2,492	0,000	
	Bottom Panel	1	5,000		5,000	0,000	
	Frame	1	9,400		9,400	0,000	
	Cylinder	1	1,856		1,856	0,000	
	Structure Fasteners	1	1,500		1,500	0,000	



TOTAL MASS
WORST CASE
ALLOCATED MASS
MARGIN (%)

40,568
40,568
43,000
5,656

SUBSISTEMA CONTROLE TÉRMICO (TCSS)

EQB				
EQBA	MLI	1	2,500	0,500
EQBB	Heaters	1	0,500	0,100
EQBC	Thermal Coating	1	0,550	0,100
	TOTAL MASS			3,550
	WORST CASE			4,070
	ALLOCATED MASS			4,200
	MARGIN (%)			3,104

SUBSISTEMA CONTROLE DE ALTITUDE (AOCS)

EQCA	Rodas de Reação	4	3,700	0,185	14,800	0,740
EQCB	Magnetotorques	3	0,600	0,030	1,800	0,090
EQCC	Sensor de Estrelas	2	3,470	0,174	6,940	0,347
EQCD	Sensor Solar	8	0,010	0,001	0,080	0,004
EQCE	Magnetômetro	2	0,540	0,027	1,080	0,054
EQCF	Giroscópio	1	1,800	0,090	1,800	0,090
EQCG	Eletrônica do Giroscópio	1	4,600	0,230	4,600	0,230

TOTAL MASS
WORST CASE
ALLOCATED MASS
MARGIN (%)

31,100
31,960
34,000
5,999

SUBSISTEMA DE COMUNICAÇÕES (COMM)

EQE	SUBSISTEMA DE COMUNICAÇÕES (COMM)	TOTAL MASS	WORST CASE	ALLOCATED MASS	MARGIN (%)
EQEA	Transponder Banda S	2	3,000	0,150	6,000
EQEB	Antena Earth Face	1	0,500	0,025	0,500
EQEC	Antena Anti-Earth Face	1	0,500	0,025	0,500
EQED	Switch	1	0,050	0,003	0,050
	TOTAL MASS			7,050	0,302

SUBSISTEMA DE POTÊNCIA (EPSS)

EQD	SUBSISTEMA DE POTÊNCIA (EPSS)	TOTAL MASS	WORST CASE	ALLOCATED MASS	MARGIN (%)
EQDA	PCDU	1	4,500	0,450	4,500
EQDB	Bateria	1	4,000	0,400	4,000
EQDC	SADA	2	3,000	0,000	6,000
EQDD	SAG	2	10,670	0,000	21,340
	TOTAL MASS			35,840	0,602
	WORST CASE			36,442	
	ALLOCATED MASS			37,000	
	MARGIN (%)			1,508	



WORST CASE
ALLOCATED MASS
MARGIN (%)

7,352
7,500
1,972

SUBSISTEMA SUPERVISÃO DE BORDO (OBDH)

EQF	Computador	1	3,500	0,175	3,500	0,175
	TOTAL MASS				3,500	0,175
	WORST CASE				3,675	
	ALLOCATED MASS				3,800	
	MARGIN (%)				3,289	

SUBSISTEMA CABLAGEM (CABL)

EQGA	Cablagem Low freq.	1	18,000	0,900	18,000	0,900
EQGB	Cablagem High freq.	1	2,000	0,100	2,000	0,100
	TOTAL MASS				20,000	0,906
	WORST CASE				20,906	
	ALLOCATED MASS				21,000	
	MARGIN (%)				0,450	

SUBSISTEMA AIRGLOW PHOTOMETER (GLOW)

EQH	Photometer	1	12,210	0,500	12,210	0,500
	TOTAL MASS				12,210	0,500
	WORST CASE				12,710	
	ALLOCATED MASS				13,000	



MARGIN (%)

2,231

SUBSISTEMA ALPHA, PROTON AND ELECTRON MONITOR. EXP. (APEX)

EQI	SUBSISTEMA ALPHA, PROTON AND ELECTRON MONITOR. EXP. (APEX)				
EQIA	Telescopic Box (ATB)	1	0,700	0,300	0,700
EQIB	Electronic Box (AEB)	1	2,300	0,300	2,300
	TOTAL MASS				3,000
	WORST CASE				3,424
	ALLOCATED MASS				4,000
	MARGIN (%)				14,393

SUBSISTEMA ELETROSTATIC ENERGY ANALIZER (ELISA)

EQJ	SUBSISTEMA ELETROSTATIC ENERGY ANALIZER (ELISA)				
EQJA	Electronic Box (ESAE)	1	2,100	0,420	2,100
EQJB	ESAL	1	1,600	0,320	1,600
EQJC	ESAN	1	1,600	0,320	1,600
	TOTAL MASS				5,300
	WORST CASE				5,917
	ALLOCATED MASS				6,500
	MARGIN (%)				8,963

SUBSISTEMA GPS RADIO OCULTATION MEASUREMENT (GROM)

EQK	SUBSISTEMA GPS RADIO OCULTATION MEASUREMENT (GROM)				
EQKA	Receiver (IGOR)	1	4,200	0,210	4,200
EQKB	Occultation Antenna	2	0,473	0,024	0,946

EQUARS	
--------	--

Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica



EQKC	POD Antenna	2	0,200	0,010	0,400	0,020
	TOTAL MASS				5,546	
	WORST CASE				5,762	0,216
	ALLOCATED MASS				6,500	
	MARGIN (%)				11,349	

SUBSISTEMA TONOOSPHERIC EXPERIMENT (TONEX)

EQLA	BIN Module	1	1,800	0,360	1,800	0,360
EQLB	Electron Temperature Probe (ETP)	1	1,200	0,240	1,200	0,240
EQLC	HFC Module	1	0,600	0,120	0,600	0,120
EQLD	Langmuir Probe 1	1	0,600	0,120	0,600	0,120
EQLE	Langmuir Probe 2	1	0,600	0,120	0,600	0,120
	TOTAL MASS				4,800	0,480
	WORST CASE				5,280	
	ALLOCATED MASS				5,500	
	MARGIN (%)				4,000	

Suportes de Equipamentos

EQM	Sensor de Estrela A	1	0,613	0,000	0,613	0,000
EQMB	Sensor de Estrela B	1	0,512	0,000	0,512	0,000
EQMC	Sensor Solar -Z	4	0,058	0,000	0,232	0,000
EQMD	Sensor Solar +Z	4	0,071	0,000	0,284	0,000

EQUARS	
--------	--

Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica



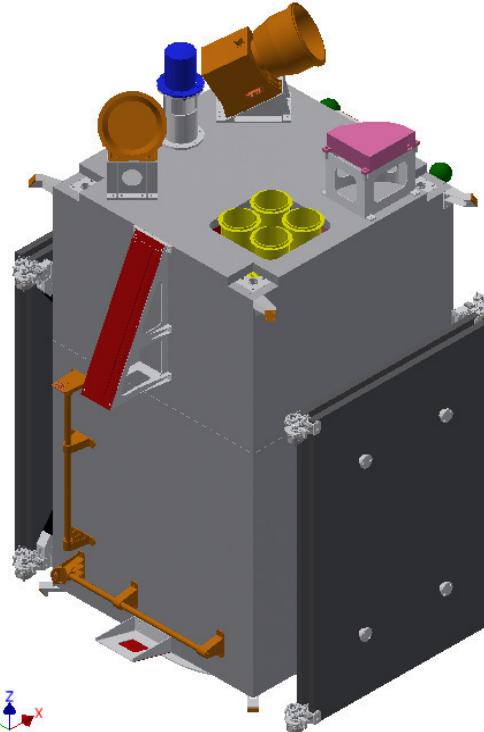
EQME	Antena Earth Face	1	0, 452	0, 000	0, 452	0, 000
EQMF	Antena Anti-Earth Face	1	0, 315	0, 000	0, 315	0, 000
EQMG	Antenas GROM Occultation	2	0, 581	0, 000	1, 162	0, 000
EQMH	Antenas GROM POD	2	0, 150	0, 000	0, 300	0, 000
EQMI	Rodas de Reação X, Y	2	0, 758	0, 000	1, 516	0, 000
EQMJ	Roda de Reação Z	1	0, 153	0, 000	0, 153	0, 000
EQMK	Roda de Reação 45	1	0, 568	0, 000	0, 568	0, 000
EQML	Conectores das Rodas	4	0, 057	0, 000	0, 228	0, 000
EQMM	ESAN	1	0, 331	0, 000	0, 331	0, 000
EQMN	ESAL	1	0, 197	0, 000	0, 197	0, 000
EQMO	APEX	1	0, 268	0, 000	0, 268	0, 000
TOTAL MASS					7, 131	0, 000
WORST CASE					7, 131	
ALLOCATED MASS					7, 200	
MARGIN (%)					0, 958	

SUBSYSTEM MASS SUMMARY

		Uncert. (Kg)	WORST CASE (KG)	ALLOCATED MASS (
EQA	ESTRUTURA	40, 568	0, 000	40, 568
EQB	CONTROLE TÉRMICO	3, 550	0, 520	4, 070
EQC	CONTROLE DE ATITUDE	31, 100	0, 860	31, 960
EQD	POTÊNCIA	35, 840	0, 602	36, 442
EQE	COMUNICAÇÕES	7, 050	0, 302	7, 352
EQF	SUPERVISÃO DE BORDO	3, 500	0, 175	3, 675
EQG	CABLAGEM	20, 000	0, 906	20, 906

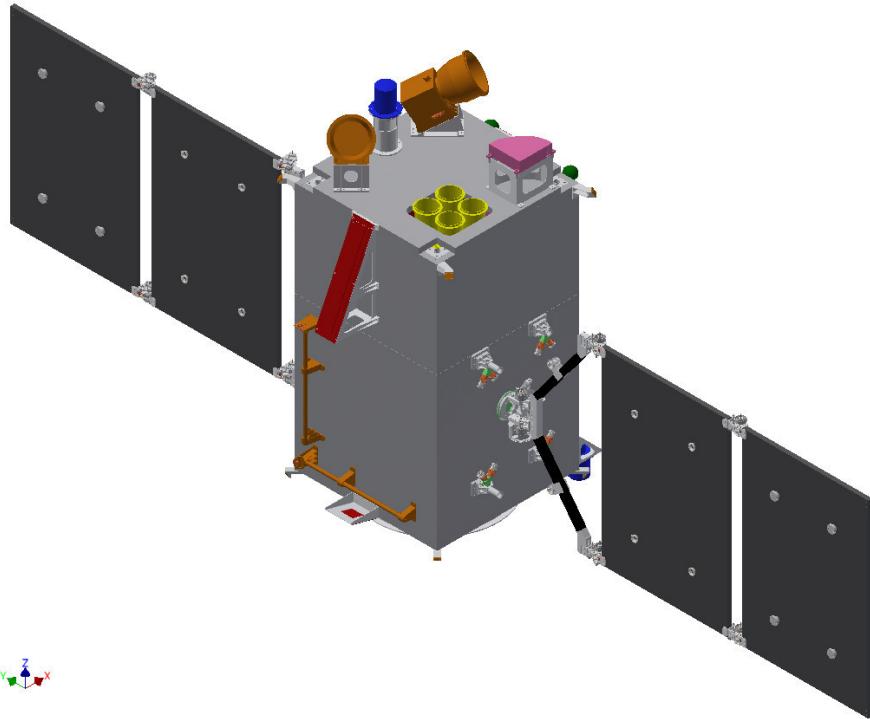


EQH	GLOW	12,210	0,500	12,710	13,0
EQI	APEX	3,000	0,424	3,424	4,0
EQJ	ELISA	5,300	0,617	5,917	6,5
EQK	GROM	5,546	0,216	5,762	6,5
EQL	IONEX	4,800	0,480	5,280	5,5
	Supports de Equipamentos	7,131	0,000	7,131	7,2
	TOTAL	179,595	1,845		
	WORST CASE	181,440			
	ALLOCATED	193,200			
Fuel		0,000			
	Balance Mass	3,000			
	Integration Hardware	3,000			
	GRAN TOTAL (nominal)	185,595			
	MARGIN (KG)	14,405			
	MARGIN (%)	7,202			
	GRAN TOTAL (worst case)	187,440			
	MARGIN (KG)	12,560			
	MARGIN (%)	6,280			
	GRAN TOTAL (allocated)	199,200			
	MARGIN (KG)	0,800			
	MARGIN (%)	0,400			
	SPACECRAFT LIMIT MASS	200,000			

ANEXO L PROPRIEDADES DE MASSA, CONF. REDUZIDA**Condição de Lançamento**

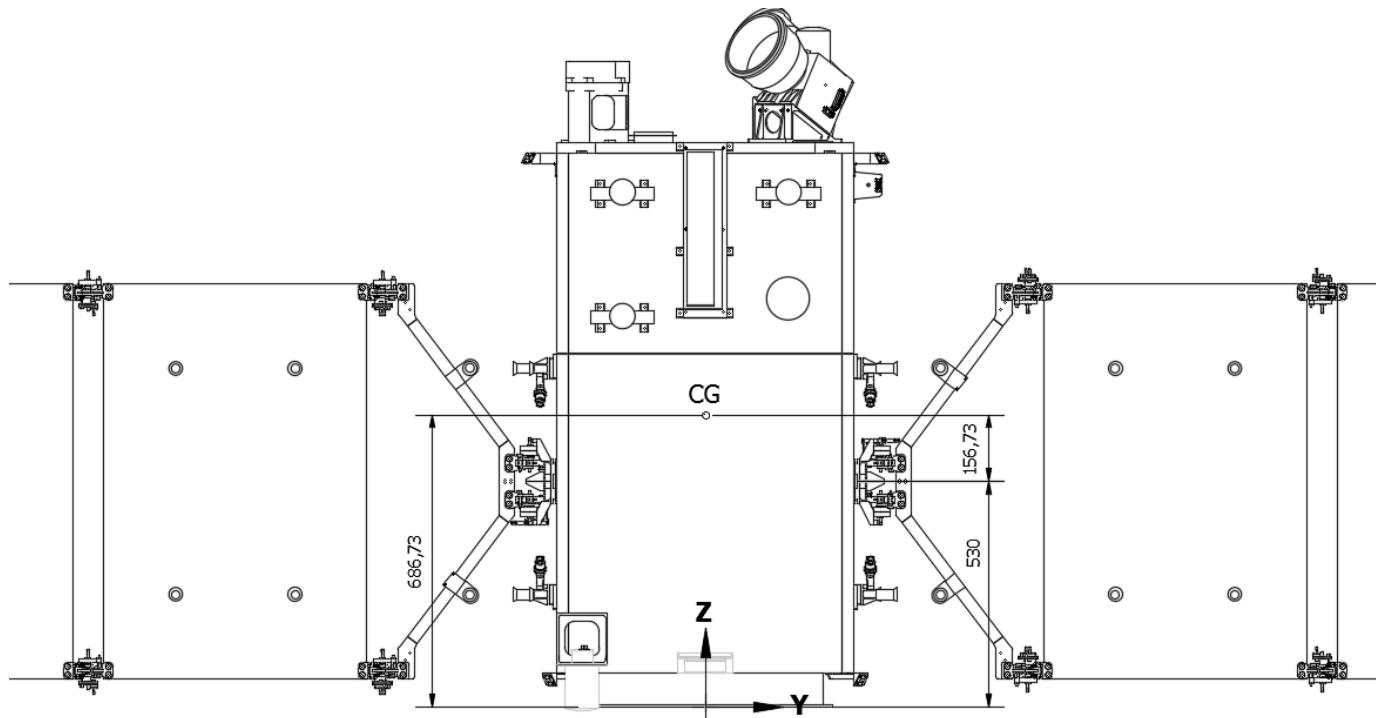
Geral	Resumo	Projeto	Status	Personalizada	Salvar	Física
Material						
<input type="text"/> Densidade				Precisão solicitada	<input type="button" value="Atualizar"/> Área de transferência	
0,352 g/cm ³				<input type="button" value="Baixo"/>		
Propriedades gerais						
<input type="checkbox"/> Induir soldas cosméticas				<input type="checkbox"/> Induir substituições de QTDE Centro de gravidade*		
Massa	185,600 kg (Erro rel.)		X	-0,001 m (Erro rel.)		
Área	196,417 m ² (Erro rel.)		Y	0,001 m (Erro rel.)		
Volume	0,527 m ³ (Erro rel.)		Z	0,687 m (Erro rel.)		
Propriedades iniciais*						
<input type="button" value="Principal"/>		<input type="button" value="Global"/>	<input type="button" value="Centro de gravidade"/>			
Momentos de massa						
I _{xx}	44,096 kg m ²	Cálculo realizado utilizando integral negativa.				
I _{xy}	0,067 kg m ²	I _{yy}	41,346 kg m ²			
I _{xz}	-0,629 kg m ²	I _{yz}	-0,739 kg m ²	I _{zz}	22,400 kg m ²	
*Os valores não refletem a massa ou o volume substituídos pelo usuário						

Condição em Órbita – SAG 0°



Geral	Resumo	Projeto	Status	Personalizada	Salvar	Física
Material <input type="text"/> <input type="button" value="Atualizar"/>						
Densidade	Precisão solicitada	<input type="button" value="Área de transferência"/>				
<input type="text" value="0,352 g/cm³"/>	<input type="button" value="Baixo"/>					
Propriedades gerais						
<input type="checkbox"/> Incluir soldas cosméticas		<input type="checkbox"/> Incluir substituições de QTDE Centro de gravidade*				
Massa	185,600 kg (Erro relativo)		X	0,001 m (Erro relativo)		
Área	196,417 m² (Erro relativo)		Y	0,001 m (Erro relativo)		
Volume	0,527 m³ (Erro relativo)		Z	0,687 m (Erro relativo)		
Propriedades inerciais*						
<input type="button" value="Principal"/>		<input type="button" value="Global"/>	<input type="button" value="Centro de gravidade"/>			
Momentos de massa						
I _{xx}	69,151 kg m²	Cálculo realizado utilizando integral negativa.				
I _{xy}	-0,093 kg m²	I _{yy}	40,677 kg m²			
I _{xz}	-0,570 kg m²	I _{yz}	-0,749 kg m²	I _{zz}	46,775 kg m²	
*Os valores não refletem a massa ou o volume substituídos pelo usuário						

Posição do CG



EQUARS	Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica	
--------	--	---

LISTA DE ITENS TO BE DEFINED			
ID	DESCRIÇÃO	STATUS	PREVISÃO DE CONCLUSÃO
TBD-1	Direção de Visada do Sensor de Estrelas		

LISTA DE ITENS TO BE CONFIRMED			
ID	DESCRIÇÃO	STATUS	PREVISÃO DE CONCLUSÃO