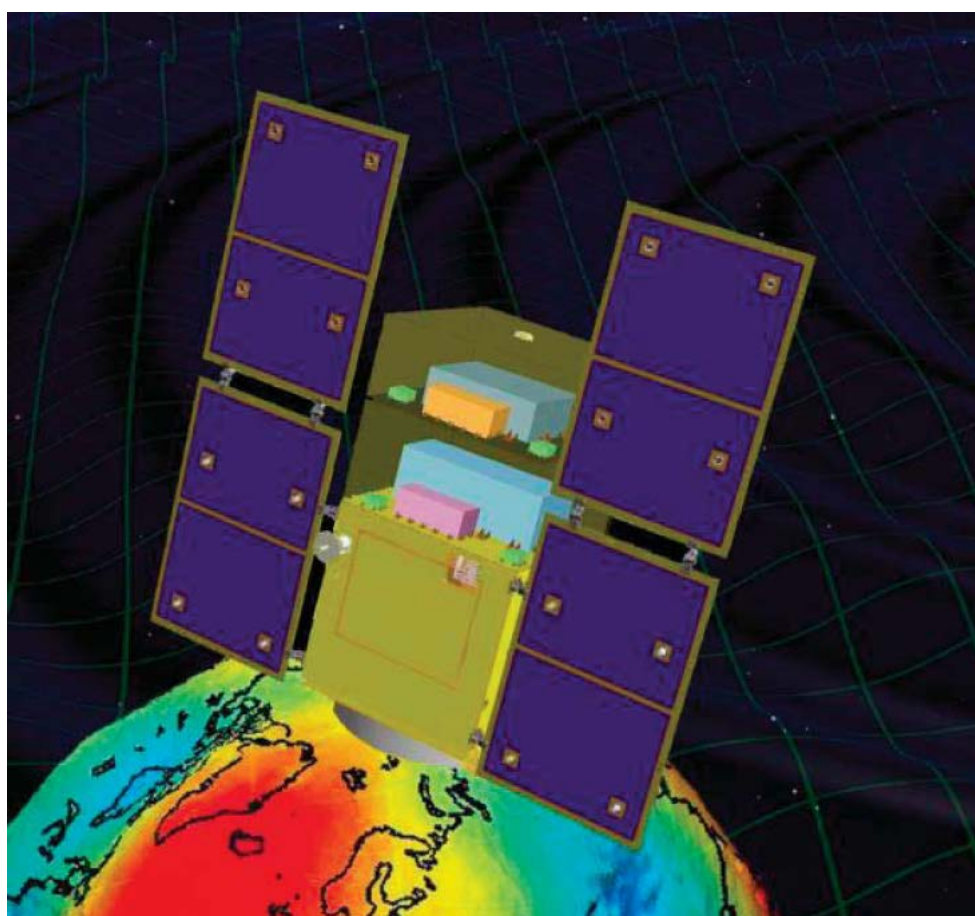


小型重力波観測衛星

DECIGO パスファインダー (DPF)

—総合システム開発仕様書および

観測系サブシステム開発仕様書 ドラフト—



DECIGO パスファインダーワーキンググループ

2014 年 2 月

目 次

2. 総合システム開発仕様書ドラフト	2.1-4
2.1 適応範囲	2.1-4
2.2 設計管理文書体系	2.2-4
2.3 システム要求	2.4.1-1
2.4 ミッション概要	2.4.1-1
2.4.1 小型重力波観測衛星(DPF, DECIGO Pathfinder).....	2.4.1-1
2.4.2 ミッション要求	2.4.2-2
2.5 衛星システム全般	2.4.2-1
2.5.1 打上げに対する要求	2.5.1-1
2.5.2 軌道に対する要求	2.5.2-1
2.5.3 打ち上げロケット	2.5.3-1
2.5.4 システム構成	2.5.4-2
2.5.5 機器配置	2.5.5-1
2.6 ミッション系	2.5.5-1
2.6.1 構成	2.6.1-1
2.6.2 ミッション系構成機器諸元.....	2.6.2-1
2.7 視野	2.6.2-1
2.7.1 S-ANT の配置	2.7.1-1
2.7.2 CSAS の配置	2.7.2-1
2.7.3 質量特性	2.7.3-1
2.7.4 衛星質量配分	2.7.4-1
2.7.5 電氣的諸元.....	2.7.5-1
2.8 構造系	2.7.5-1
2.8.1 概要	2.8.1-1
2.8.2 構 成	2.8.2-1
2.8.3 構造系諸元.....	2.8.3-3
2.9 熱制御系	2.8.3-1
2.9.1 概要	2.9.1-1
2.9.2 構 成	2.9.2-1
2.9.3 熱制御系諸元	2.9.3-2
2.10 電源系.....	2.9.3-1
2.10.1 概要	2.10.1-1
2.10.2 構 成.....	2.10.2-1
2.10.3 電源系構成機器諸元.....	2.10.3-1
2.11 通信系.....	2.10.3-1
2.11.1 概 要.....	2.11.1-1
2.11.2 構 成	2.11.2-1
2.11.3 通信系構成機器諸元.....	2.11.3-2
2.12 通信回線	2.11.3-1
2.13 衛星マネージメント系 (SMS)	2.11.3-1

2.13.1	概要	2.13.1-1
2.13.2	構成	2.13.2-1
2.13.3	コマンド信号受信・分配制御機能	2.13.3-1
2.13.4	テレメトリ収集・編集処理機能	2.13.4-1
2.13.5	テレメトリ記録・再生機能	2.13.5-1
2.13.6	自動・自律機能	2.13.6-1
2.13.7	衛星時刻管理・配信機能	2.13.7-1
2.13.8	基準信号 配信機能	2.13.8-1
2.13.9	PCD 編集・配信機能	2.13.9-1
2.13.10	外部コマンド／テレメトリインタフェース機能	2.13.10-1
2.13.11	登録コマンドのバックアップ機能	2.13.11-1
2.13.12	自動・自律機能の継続実行機能	2.13.12-1
2.13.13	構成	2.13.13-1
2.13.14	動作モード	2.13.14-1
2.13.15	特性	2.13.15-1
2.14	姿勢制御系	2.13.15-1
2.14.1	概要	2.14.1-1
2.14.2	構成	2.14.2-1
2.14.3	姿勢制御系構成機器諸元	2.14.3-1
2.15	ミッション系	2.14.3-1
2.15.1	構成	2.15.1-1
2.16	電気計装	2.15.1-1
2.16.1	概要	2.16.1-1
2.16.2	構成	2.16.2-1
2.16.3	機能	2.16.3-1
2.16.4	衛星外有線インタフェース	2.16.4-2

2. 総合システム開発仕様書ドラフト

2.1 適応範囲

本文章は、小型科学衛星 DPF のシステム仕様を定義・確認するためのプロジェクト文章である。DPF の要求仕様や設計仕様については、設計会議の場において、変更の確認を受けることとする。

2.2 設計管理文書体系

DPF 衛星の設計管理文書を以下に示す。

DPF 衛星 システム確認書(本文書)	***-100
小型科学衛星搭載機器の熱設計基準書	JERG-2-017-SP
小型科学衛星搭載機器の機械設計基準書	JERG-2-018-SP
小型科学衛星搭載機器の耐環境性設基準書	JERG-2-019-SP
小型科学衛星搭載機器の電気設計基準書	SP-101
小型科学衛星熱インタフェース条件書	SP-104
小型科学衛星地上系インタフェース条件書	SP-105
小型科学衛星テレメトリ/コマンド設計基準書	SP-111
小型科学衛星 SpaceWire ネットワーク設計基準書	SP-112
DPF 衛星搭載器機の電磁適合性設計基準	***-002
DPF 衛星ミッション系システム確認書	***-102
DPF 衛星環境条件書	***-103
DPF 衛星質量管理表	***-105
DPF 衛星電力管理表	***-106
DPF 衛星運用モード表	***-104
DPF 衛星テレメトリ/コマンドリスト	***-108
DPF 衛星マスタースケジュール	***-110
DPF 衛星バス・ミッション ICS	***-101
DPF 衛星／イプシロンロケットインタフェース管理仕様書	***-12101
DPF 衛星 テレメトリ/コマンド/ネットワーク設計確認書	***-113

2.3 システム要求

2.4 ミッション概要

2.4.1 小型重力波観測衛星(DPF, DECIGO Pathfinder)

日本国内で提案されている宇宙重力波望遠鏡 DECIGO 実現のために必要な宇宙実証試験と共に、重力波観測と地球重力場の観測を行うことが本衛星の目的である。DPF は小型科学衛星標準バスを利用した 400 kg 級の衛星で、高度 500km の地球周回軌道(太陽同期極軌道)に投入される。衛星内にはドラッグフリー制御によって非接触保持された 2 つの試験マス(鏡) と安定化レーザー光源が搭載され、これらの鏡で構成された基線長 30 cm のファブリ・ペロー干渉計の基線長変化を安定化レーザー光源を用いて測定することで、重力波観測と地球重力場の観測を行う。

2.4.1.1 科学目標

宇宙実証試験の開発項目として以下の①～③を設定し、重力波観測と地球重力場の観測を実現させることが本ミッションの目的である。

- ①レーザー干渉計の制御と試験マス非接触保持機構
- ②レーザー光源とその安定化システム
- ③衛星のドラッグフリー制御

2.4.2 ミッション要求

図 2.4.2-1 ミッション要求とシステム仕様

項目	ミッション感度	システム仕様
干渉計変位感度	$\leq 6 \times 10^{-16} \text{m/Hz}^{1/2}$	システム仕様には影響しない。
干渉計基線長	30cm	
レーザセンサ感度	$\leq 1 \times 10^{-13} \text{m/Hz}^{1/2}$	
項目	ミッション要求	システム仕様
試験マス（鏡）へ加わる外力雑音	$\leq 1 \times 10^{-14} \text{N/Hz}^{1/2}$	RW、機械式 IRU、液体タンクを持つ RCS 等の機械振動擾乱源となり得る機器を搭載しない。スラスト雑音 $\leq 0.1 \mu \text{Hz/Hz}^{1/2}$ の為、初期姿勢補正とセーフホールドの為にバス部に水量 1N コールドガスジェットスラスト（リアクションコントロールシステム、TCS）を搭載する。初期姿勢捕捉とセーフホールドで計 10 回のシーケンスを想定し搭載推薬量は 3.3 kg。また、リングレーザージャイロから、光ファイバージャイロに変更する。受動安定姿勢の改善。
衛星変動	$1 \times 10^{-7} \text{N/Hz}^{1/2}$ (カップリング係数 $10^{-6}/\text{s}$)	
並進運動	$1 \times 10^{-9} \text{m/Hz}^{1/2}$	
姿勢運動	$3 \times 10^{-9} \text{m/Hz}^{1/2}$	
レーザ干渉計の地球指向姿勢	1.2deg 以内 に維持	
質量分布	衛星重心は干渉計モジュール光源中心と一致していることが望ましい。	質量分布の対称性を意識したコンフィグ設計を行う。アンバランスがキャンセルできない場合はダミーマスを使用する。
軌道位置決定精度	数 cm	バスから配信されるクロックの精度、絶対時刻の精度と GPS による位置決定の関係を明確にする必要がある。ASNARO 使用 GPS で対応可
衛星とマスの相対位置変動		
衛星と試験マスとの相対位置変動	0.1mm rms 以下	システム仕様には影響しない。
衛星と試験マスとの相対角度変動	0.3mrad rms 以下	
宇宙環境		
EMC	未確定	
耐放射線環境特性	3年でトータルドーズ量 100krad	
その他		
ミッションを含めた総データ発生レートは 800kbps 圧縮処理後、600Mbyte/day 程度。2Mbps ダウンレート。		Spacewire ベースの信号処理システムと 2GByte のデータレコーダ。DR に書き込む圧縮処理はミッション側で実施とする。
ミッション部独立熱制御、+X 面が常に太陽方向		主放熱面を±Y 面（パドル取り付け面）補助放熱面を-X 面とする。

2.5 衛星システム全般

2.5.1 打上げに対する要求

- (1) 打上げロケット イプシロンロケット 3 段式 (PBS 有) とする。
- (2) 射場 JAXA 内之浦宇宙空間観測所
- (3) 打上げ日時 2017 年

2.5.2 軌道に対する要求

軌道	: 太陽同期極軌道
姿勢	: 地球指向、太陽同期、3 軸制御
高度	: 500 km
軌道傾斜角	: 97.4 deg
軌道投入精度	: ± 10 km
軌道離心率	: $\leq 1.4 \times 10^{-3}$

2.5.3 打ち上げロケット

次期固体ロケットより、JAXA 内之浦宇宙空間観測所で打ち上げられる。ロケットへの搭載コンフィギュレーションを図 2.5.3-1 に示す。

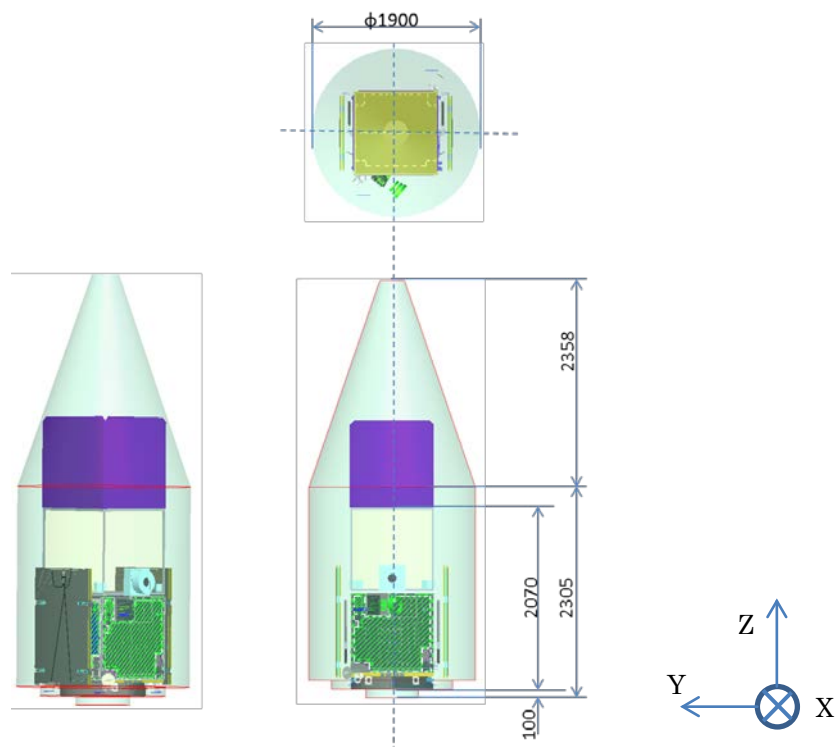


図 2.5.3-1 打ち上げ時コンフィギュレーション

2.5.4 システム構成

2.5.4.1 衛星外観と座標軸定義

図 2.5.4-1に衛星外観図、図 2.5.4-2に寸法、図 2.5.4-3に座標系の定義を示す。衛星座標系の原点は、ロケット結合リングの衛星分離面の中心とする。

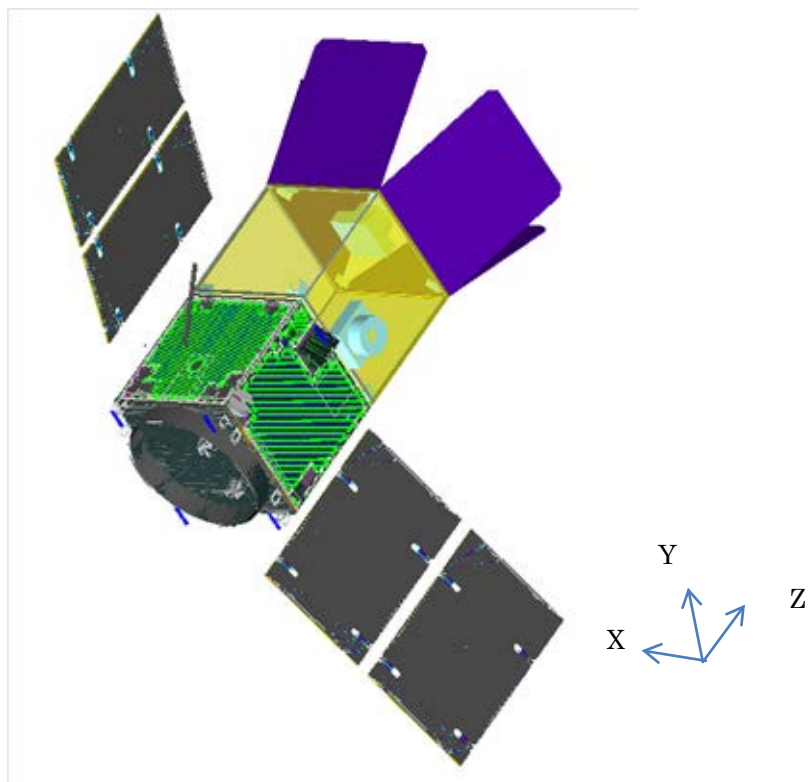
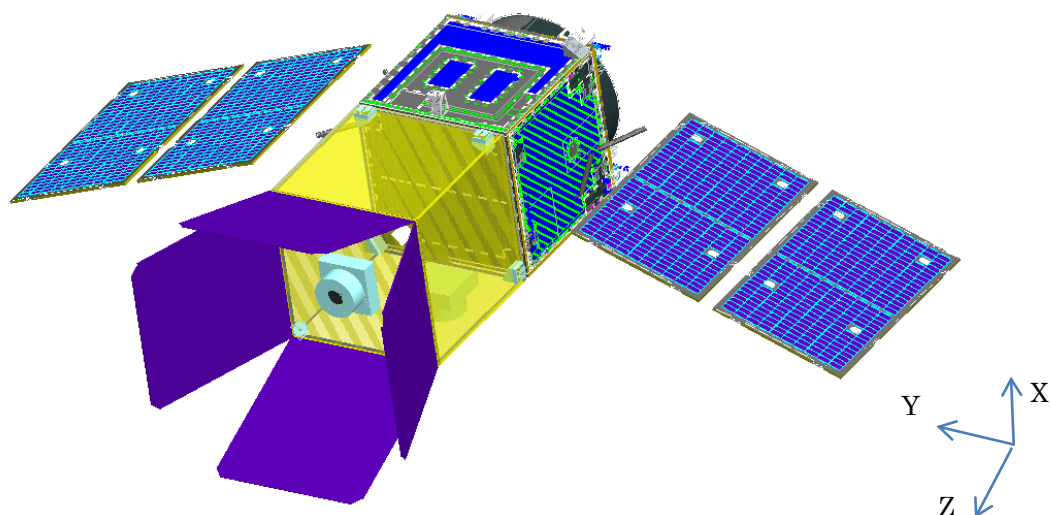


図 2.5.4-1 外観図

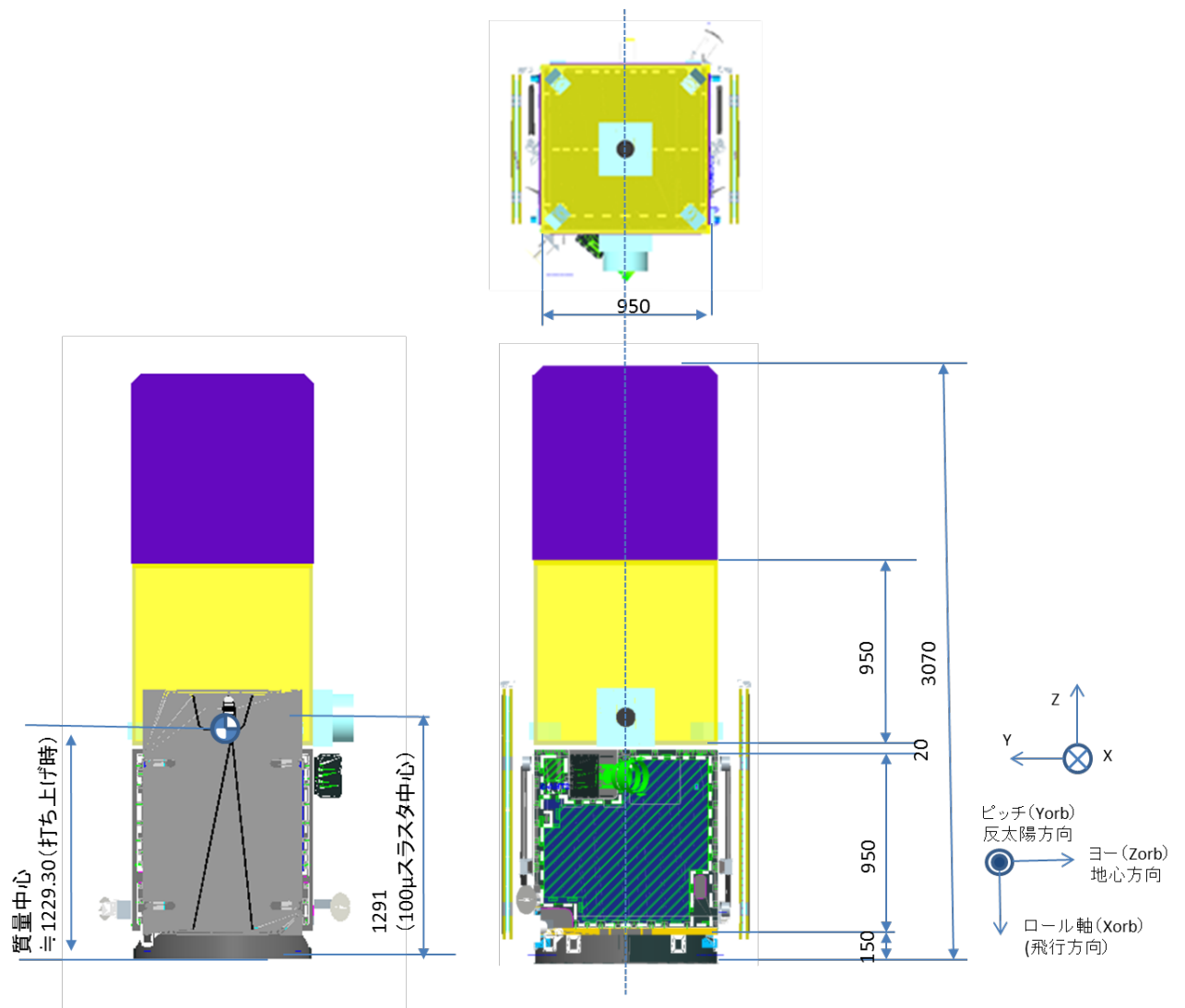


図 2.5.4-2 衛星寸法 (1/2)

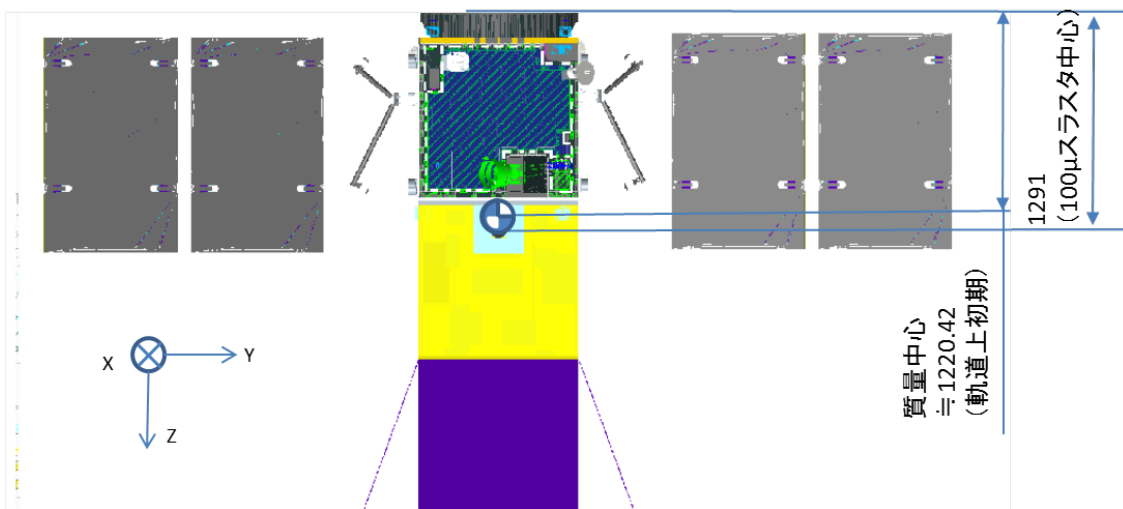
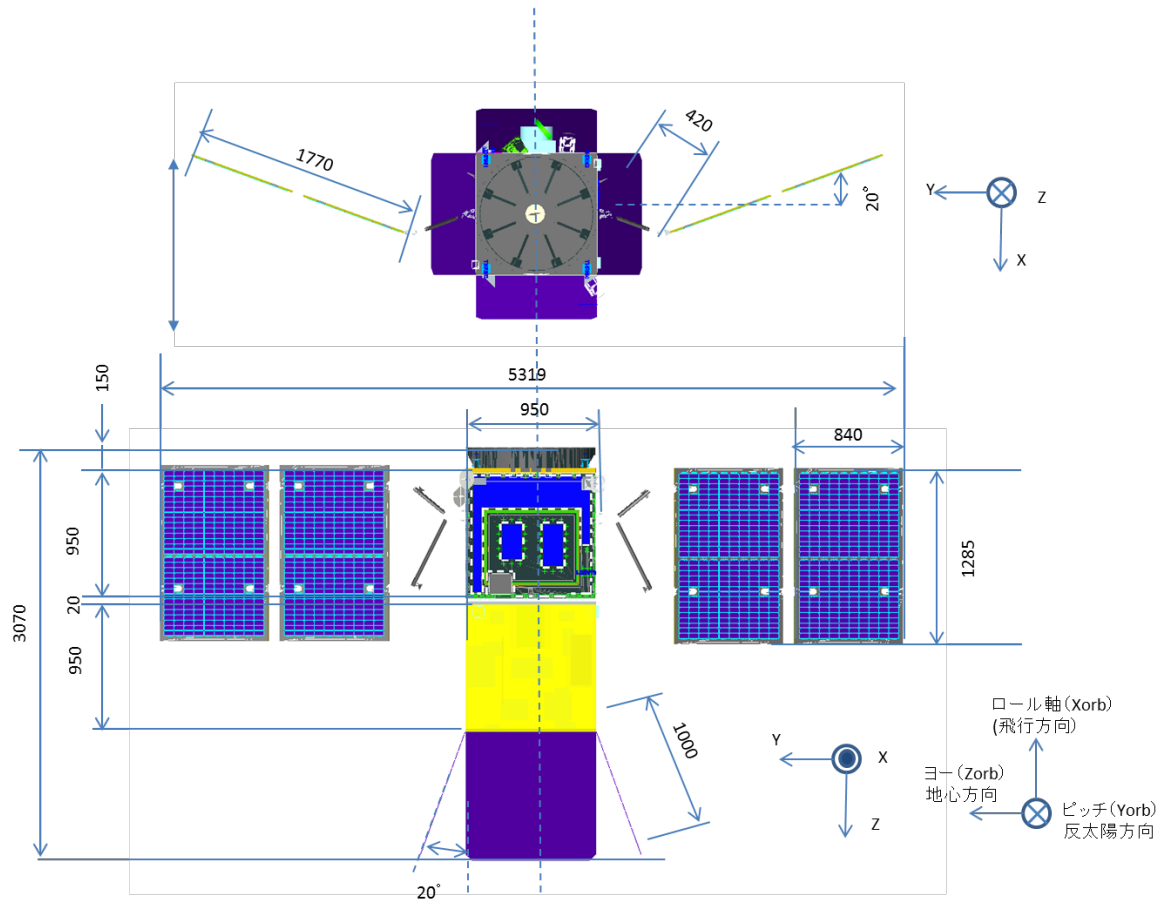


図 2.5.4-2 衛星寸法(2/2)

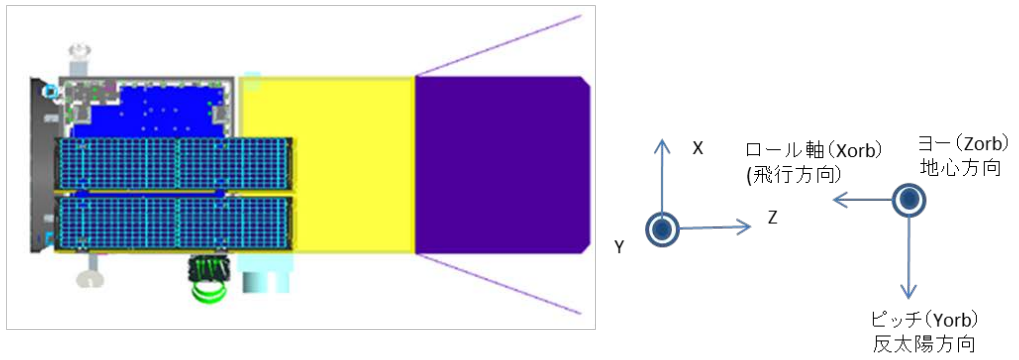
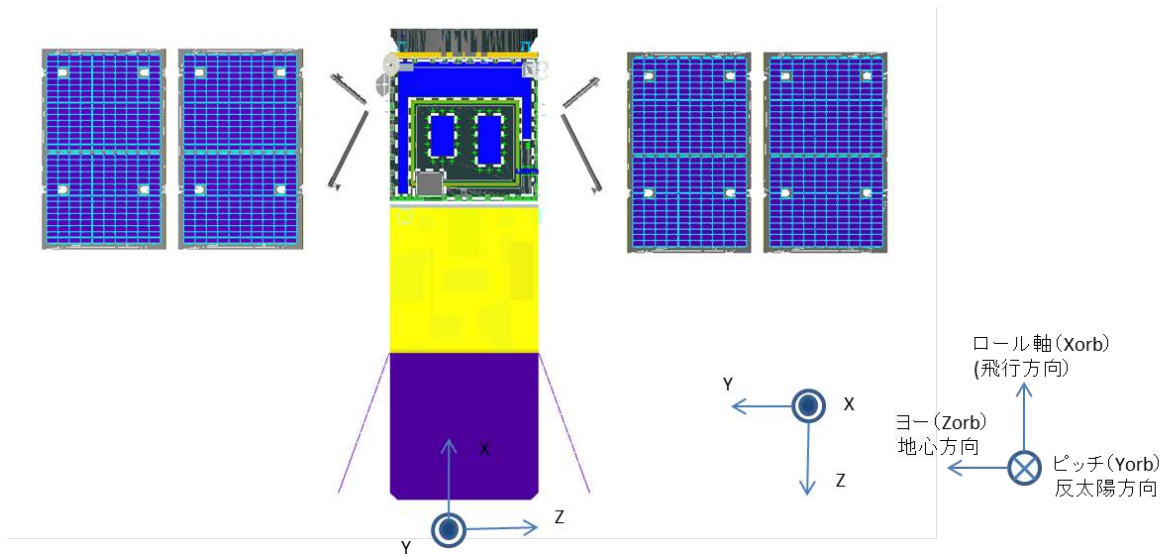


図 2.5.4-3 座標系

2.5.4.2 機器構成

図 2.5.4-4にシステムブロック図、図 2.5.4-5に電源系統図、図 2.5.4-6にルータ系統図を示す。表 2.5.4-1に機器構成表を示す。

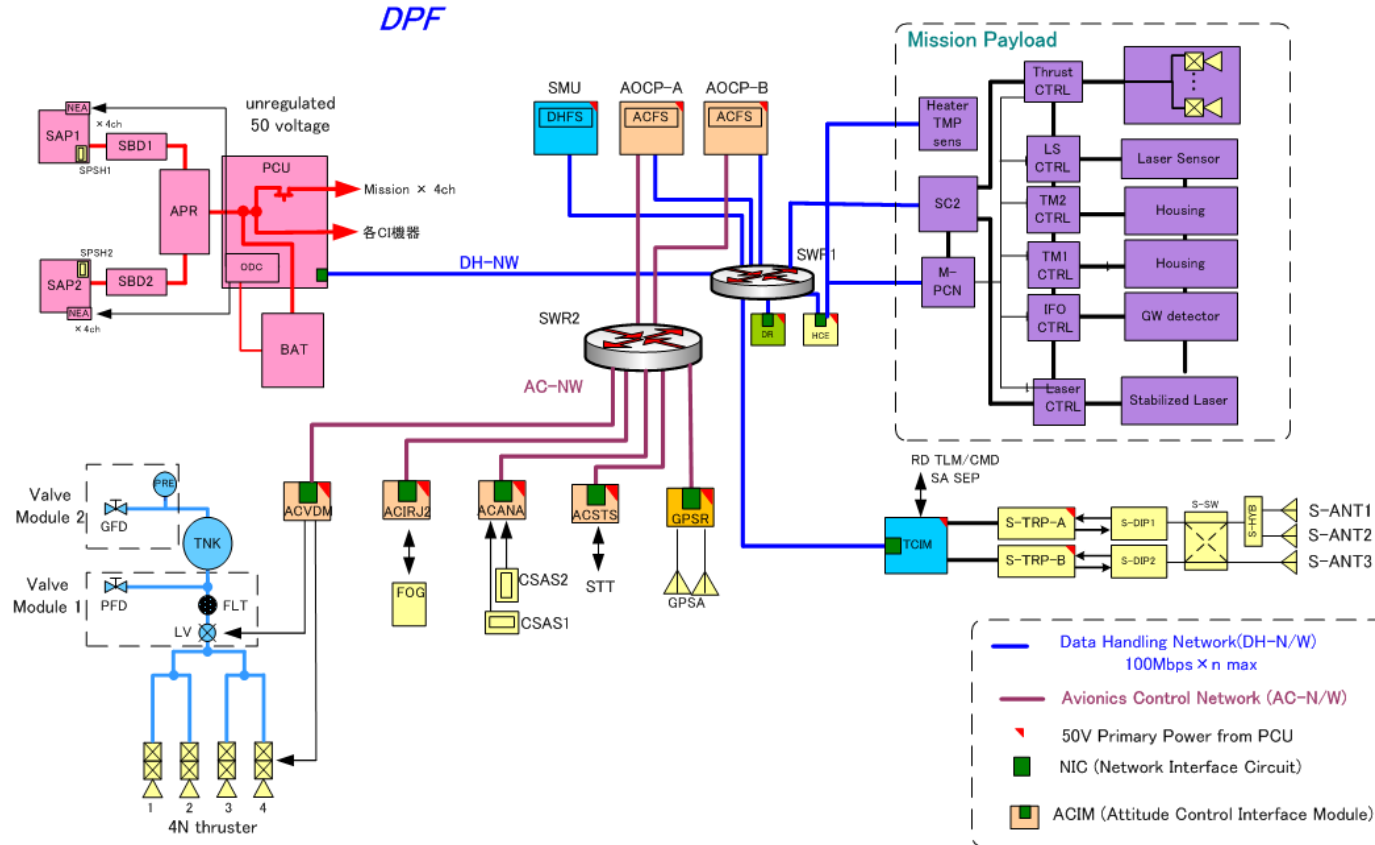
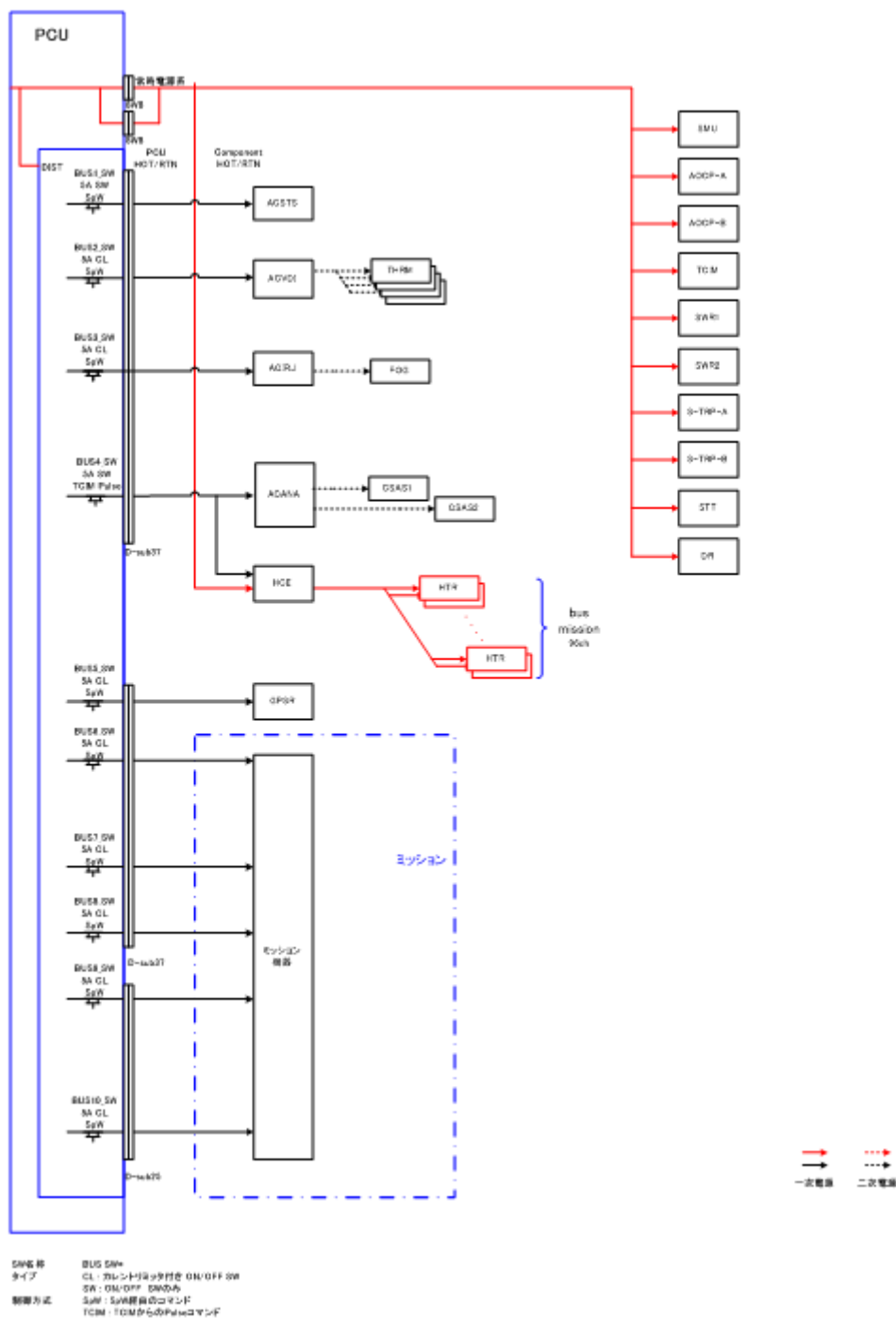


図 2.5.4-4 システムブロック図



* ACIRJ には FOG に対する電源供給用の DCDC コンバータが含まれているということを想定。

図 2.5.4-5 電源系統図

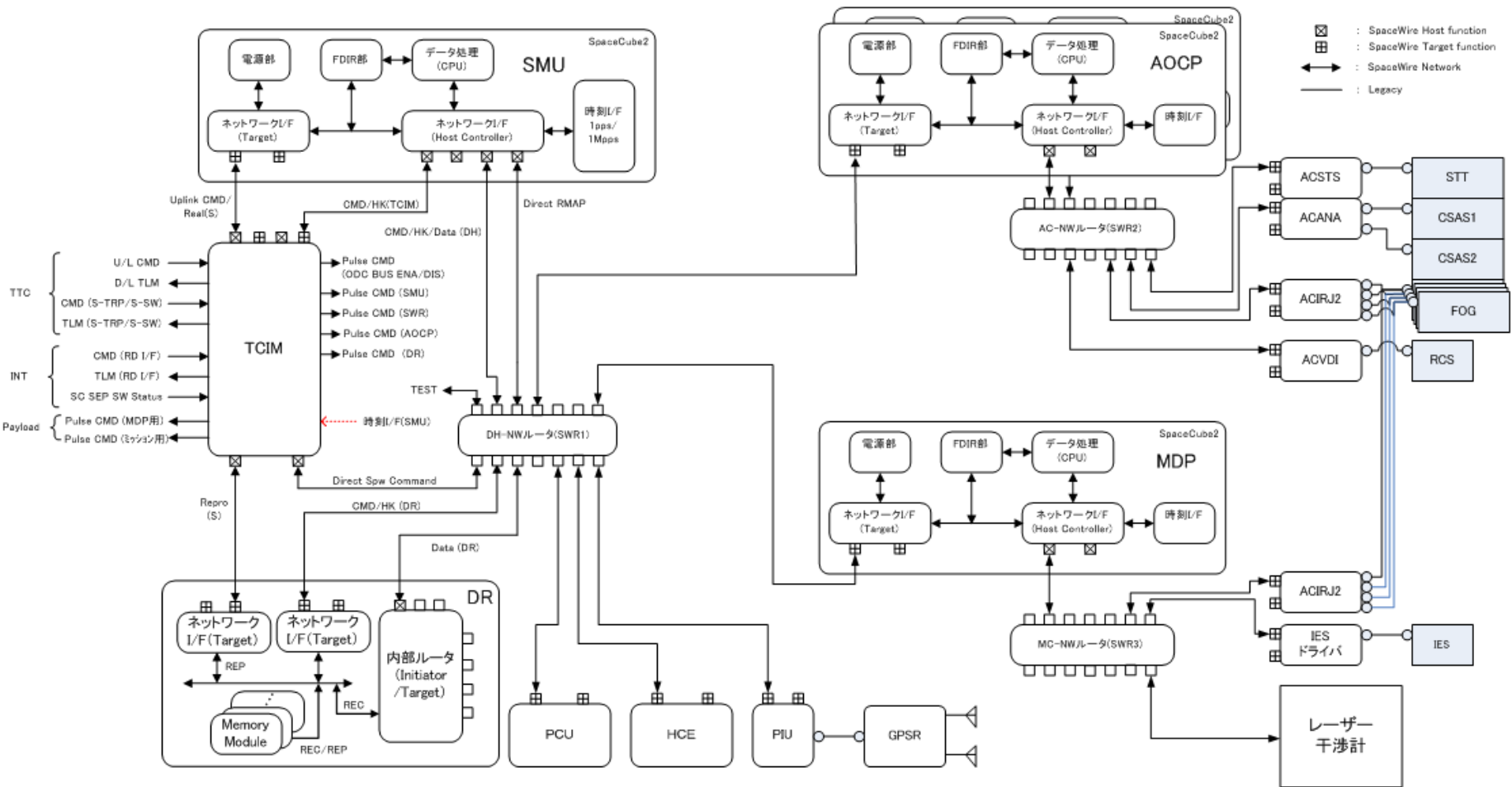


図 2.5.4-6 SpW 系統図

表 2.5.4-1 サブシステム構成表

DPF機器構成	略号	台数	源泉
ミッション			
ミッション機器			
ミッションSTR		1	DPFワーキンググループ数値
干渉計モジュール		1	DPFワーキンググループ数値
干渉計制御モジュール		1	DPFワーキンググループ数値
ハウジング制御モジュール		1	DPFワーキンググループ数値
レーザーセンサ制御モジュール		1	DPFワーキンググループ数値
安定化レーザー光源モジュール		1	DPFワーキンググループ数値
電源・熱制御モジュール		1	DPFワーキンググループ数値
信号処理モジュール		1	DPFワーキンググループ数値
ドラッグフリー・スラスト制御		1	DPFワーキンググループ数値
スラストヘッド・制御モジュール(大2、小8)		1式	2013/02/25 船木さんメール情報
ミッション部フィン追加(±X)		2	DPFワーキンググループ数値
ミッション部フィン追加(±Y)		2	DPFワーキンググループ数値
バランスウエイト		1式	DPFワーキンググループ数値
ミッション計装		1式	DPFワーキンググループ数値
ミッション合計			
ミッション合計(マージン込み)			
バスシステム			
衛星マネジメント系		SMS	
システムマネジメントユニット	SMU	1	DPF報告書ベース
テレメトリコマンドインタフェースモジュール	TCIM	1	ASNARO納入報告書(120228)
スペースワイヤルータ	SWR1,SWR2	2	ASNARO検査成績書(ASNR-NEC-DR)
データレコーダ	DR	1	DPF報告書ベース
GPS	GPSA1,GPSA2	2	ASNARO数値 2012/11/12
	GPSP1,GPSP2	2	ASNARO設計値
	GPSP	1	ASNARO数値 2012/11/12
通信系		RF	
Sバンドアンテナ(±X方向)	S-ANT1,S-ANT2	2	ASNARO ICD(2版_110527)
Sバンドアンテナ(-Z方向)	S-ANT3	1	ASNARO ICD(2版_110527)
Sバンドダイプレクサ	S-DIP1,S-DIP2	2	ASNARO ICD(1版_110527)
Sバンドスイッチ	S-SW	1	ASNARO ICD(2版_110527)
Sバンドハイブリッド	S-HYB	1	ASNARO ICD(4版_110527)
Sバンドトランスポンダ	S-TRP-A,S-TRP-B	2	ASNARO 検査成績書(ASNR-NEC-N11009)
電源系		EPS	
太陽電池パドル	SAP1,SAP2	2	DPF報告書ベース
電力制御器	PCU	1	DPF報告書ベース
アレイパワーレギュレータ	APR	1	DPF報告書ベース
SAPプロテクトダイオード	SBD1,SBD2	2	DPF報告書ベース
バッテリー(50Ah)	BAT	1	DPF報告書ベース
姿勢軌道制御系		AOCS	
姿勢軌道制御計算機	AOCP-A,AOCP-B	2	DPF報告書ベース
恒星センサ	STT	1	DPF報告書ベース
慣性基準装置	FOG	4	DPFワーキンググループ数値
粗太陽センサ	CSAS1,CSAS2	2	ASNARO実測値
AOCSインタフェースモジュールSTT@SODERN	ACSTS	1	DPF報告書ベース
AOCSインタフェースモジュールAnalog@NTS	ACANA	1	DPF報告書ベース
AOCSインタフェースモジュールIRU@MPC	ACIRJ2	1	DPF報告書ベース
AOCSインタフェースモジュールVDRV/IA	ACVDI	1	ASNARO単体試験結果(TPX-0S9504) 発熱:ICD_3版
推進系		RCS	
推進系	RCS	1式	ETS-VIIターゲット衛星
注排弁モジュール			
バルブモジュール			
推進タンク			
配管			
配管ブラケット			
インターフェースコネクタブラケット			
4Nスラストモジュール		4	
電気計装		E-INT	
ハーネス及び中継コネクタブラケット	HCE	1	DPF報告書ベース
熱制御系		TCS	
ヒータ制御装置	HCE	1	DPF報告書ベース
熱計装	T-INT	1式	DPF報告書ベース
構体系		STR	
構体	STR	1式	DPF報告書ベース
機械計装	M-INT	1式	DPF報告書ベース+FOG放射線シールド(5kg)+ブラケット追加

2.5.5 機器配置

2.5.5.1 バス部

図 2.5.5-1 にバス部機器配置図を示す。

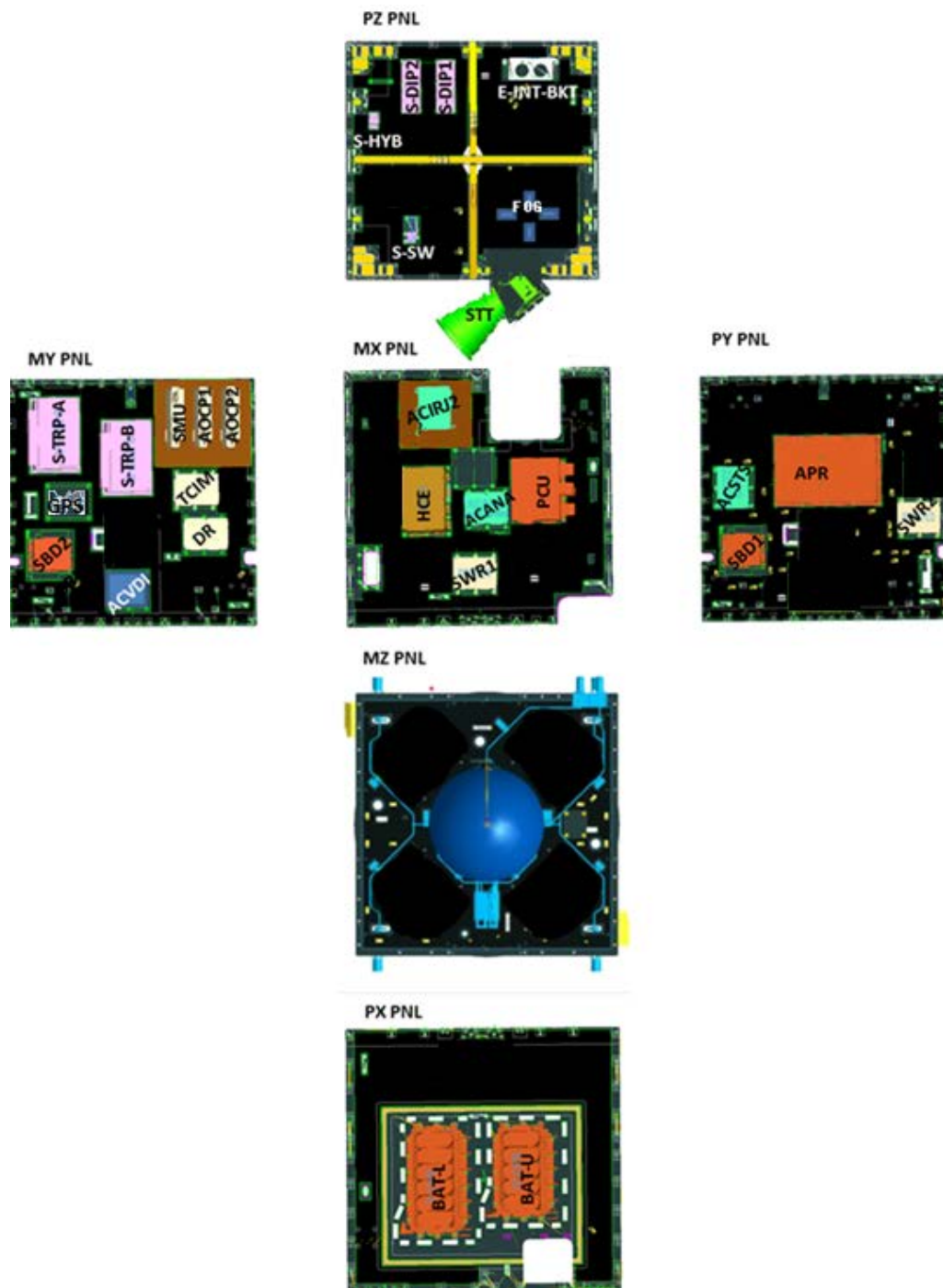


図 2.5.5-1 (1/3) 機器配置図 (バス内面)

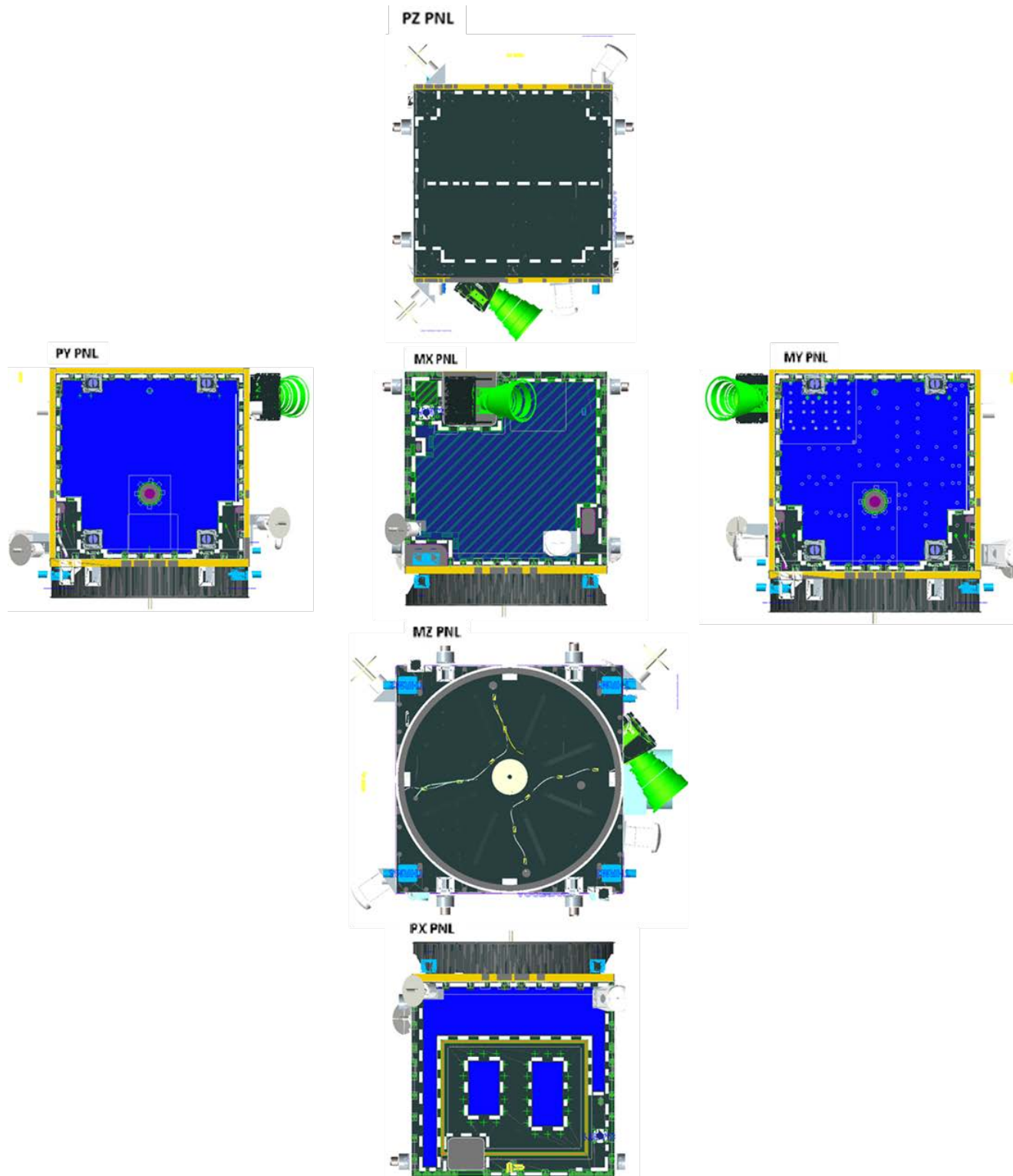


図 2.5.5-1 (2/3) 機器配置図 (バス外面)

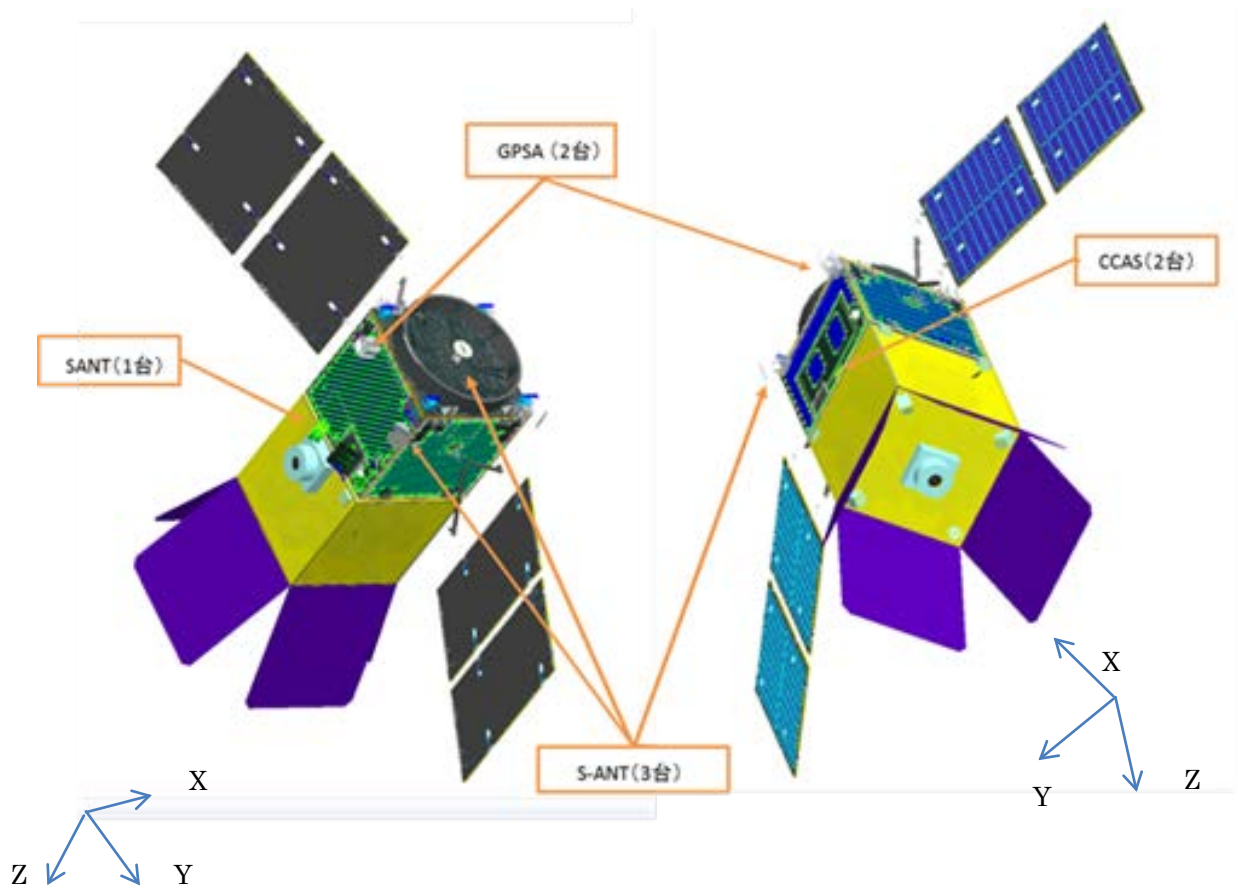


图 2.5.5-1(3/3) 機器配置図 (外部機器)

2.6 ミッション系

2.6.1 構成

図 2.6.1-1にミッション部機器配置を示す。(暫定)

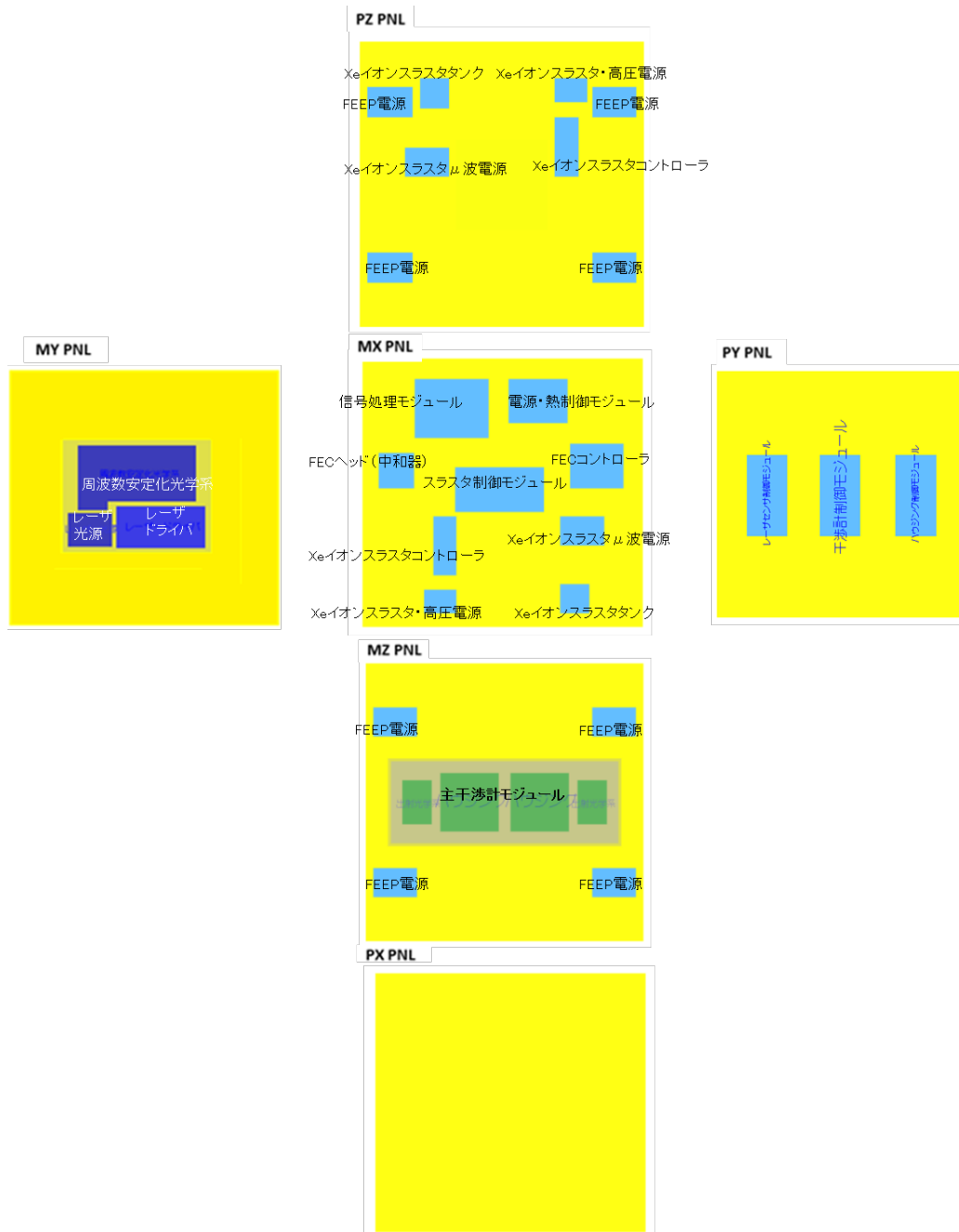


図 2.6.1-1 ミッション部機器配置 (ミッション部内部)

2.6.2 ミッション系構成機器諸元

図 2.6.2-1 にスラスタの配置を示す。

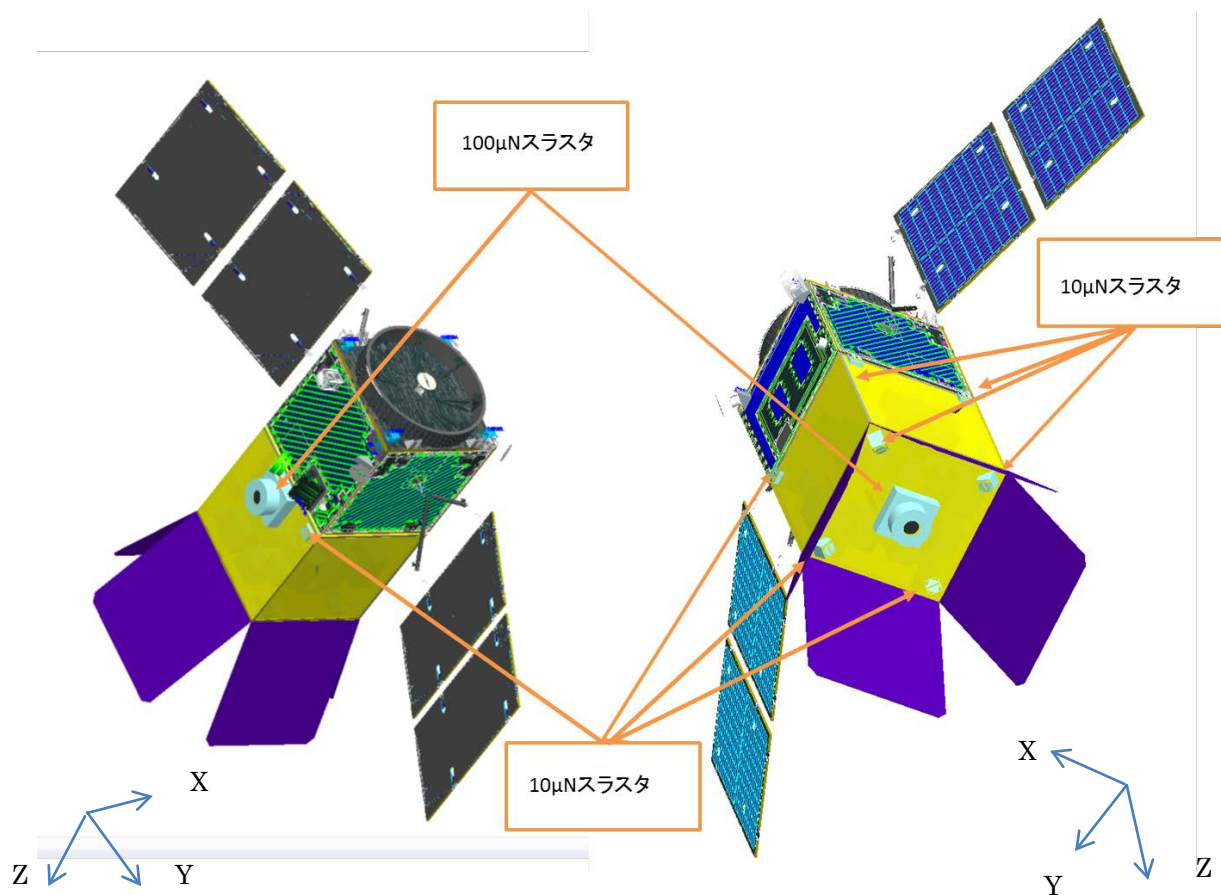


図 2.6.2-1 スラスタ機器配置 (ミッション部外部)

2.7 視野

2.7.1 S-ANT の配置

DPF 搭載の S-ANT は、地軸側に 2 台、進行方向正面に 1 台、計 3 台とする。図 2.7.1-1 に S-ANT1,2,3 の視野配置、図 2.7.1-2 に S-ANT 視野解析範囲詳細を示す。

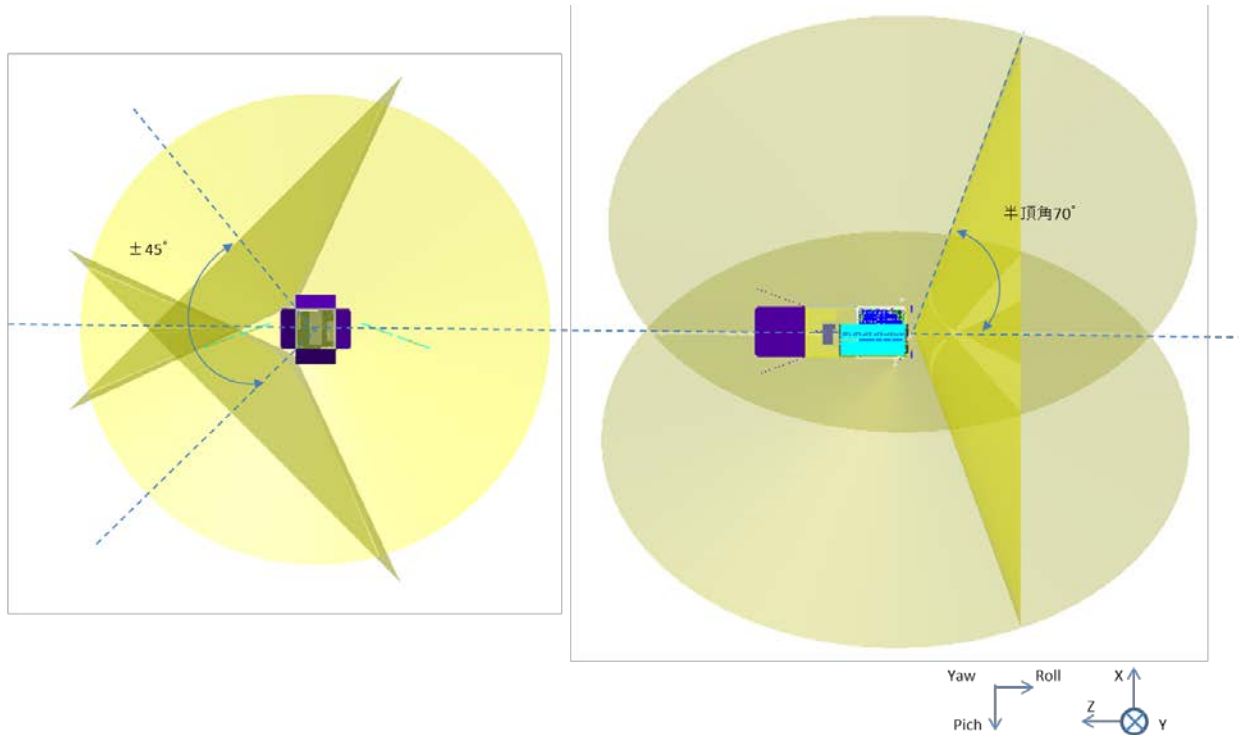
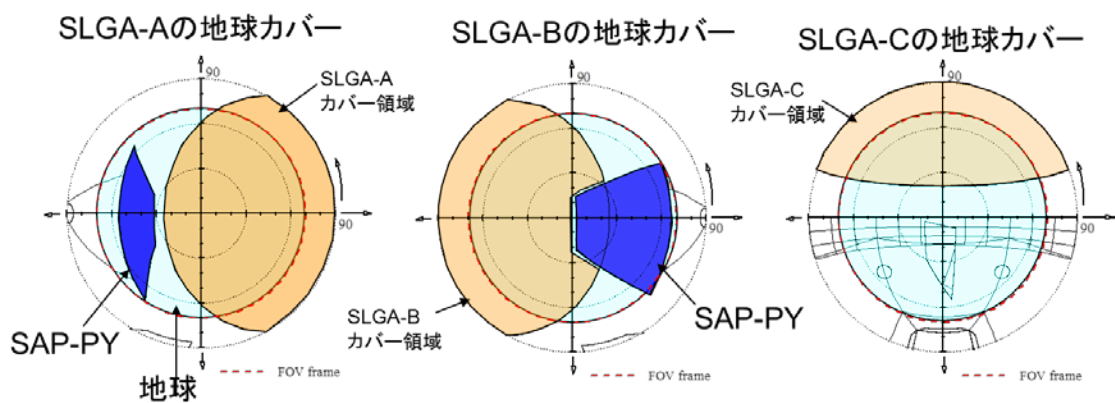


図 2.7.1-1 S-ANT 配置図



SLGA-A/B/Cを選択使用する場合の地球カバー

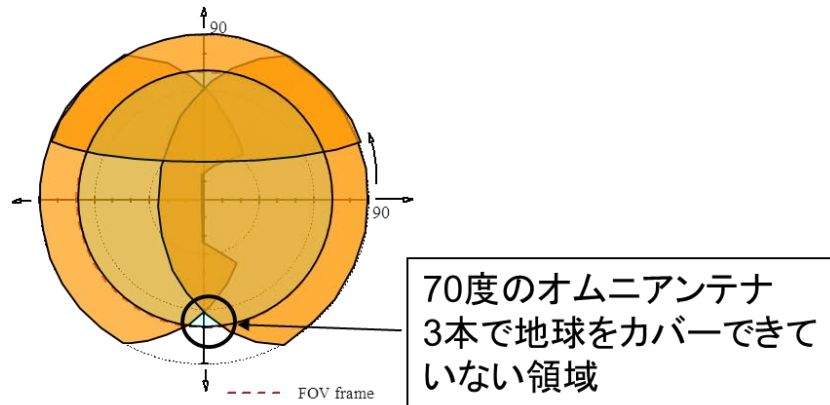


図 2.7.1-2 視野解析範囲詳細

2.7.2 CSAS の配置

DPF 搭載の粗太陽センサ(CSAS)は、小型標準品である Adcole 社製、CASS(Coarse Analog sun Sensor)を用いる。図 2.7.2-1に CSAS の視野配置結果、図 2.7.2-2に CSAS 仕様諸元を示す。

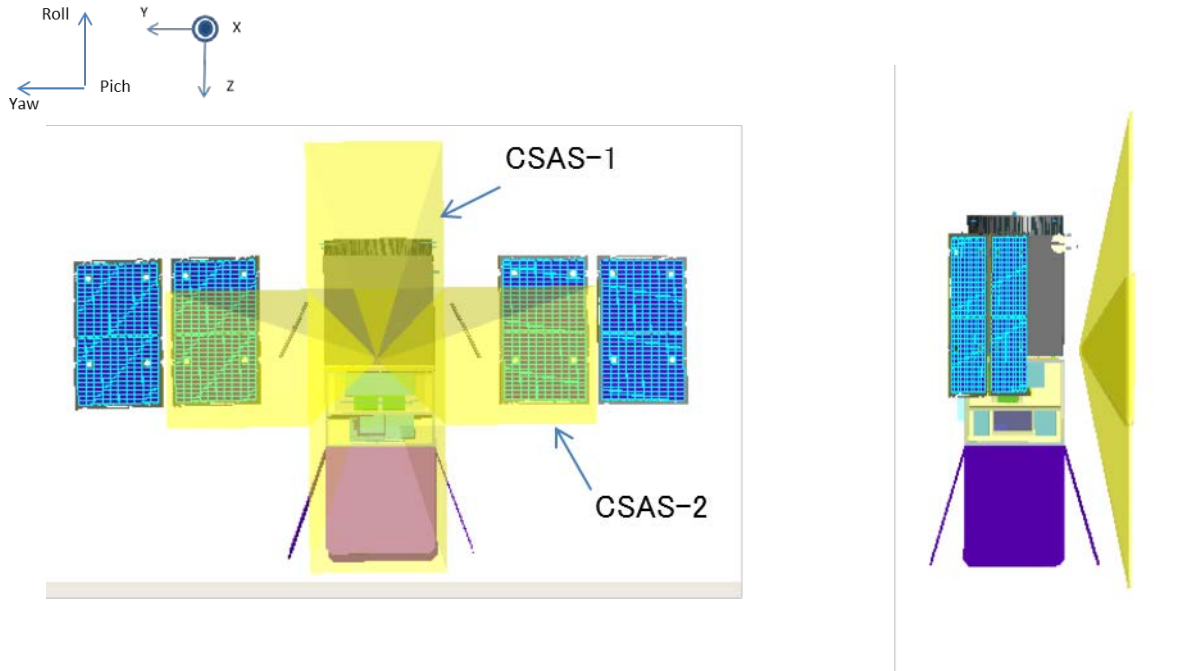
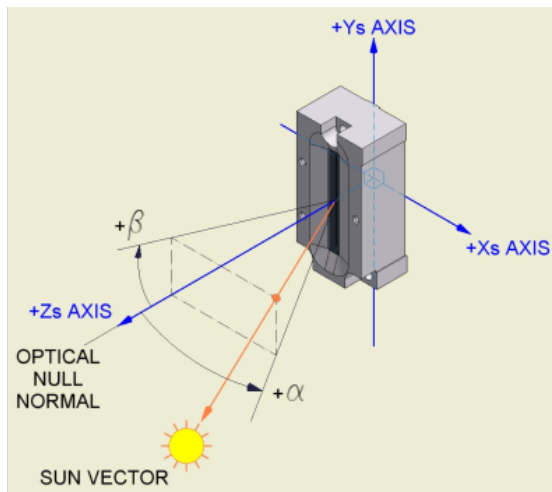


図 2.7.2-1 視野配置結果



(i) 視野 (コンポーネントローカル座標)	
感度軸 : 動作視野 Linear	$-20^{\circ} \leq \alpha \leq 20^{\circ}$
Saturation	$-41^{\circ} \pm 4^{\circ} \leq \alpha \leq 41^{\circ} \pm 4^{\circ}$
非干渉視野	$-50^{\circ} \leq \alpha \leq 50^{\circ}$
非感度軸 : 動作視野	$-62.5^{\circ} \pm 7.5^{\circ} \leq \beta \leq 62.5^{\circ} \pm 7.5^{\circ}$
非干渉視野	$-75^{\circ} \leq \beta \leq 75^{\circ}$
(ii) 精度 : $\pm 2.0 \text{deg}$ 以下 (感度軸 $\pm 20 \text{deg}$ での値、アルベドの影響は除く)	
(iii) 許容温度範囲 動作 : $-45^{\circ}\text{C} \sim 90^{\circ}\text{C}$ 非動作 : $-90^{\circ}\text{C} \sim 90^{\circ}\text{C}$	

図 2.7.2-2 粗太陽センサ (CSAS) 仕様諸元

2.7.2.1 GPSR

図 2.7.2-3に GPSA 視野配置結果を記す。GPSA-A、GPSA-Bは、±X面上から-Y面方向へ傾け搭載する。-Y側 SAPの干渉によるマルチパスの影響はほぼ回避している。

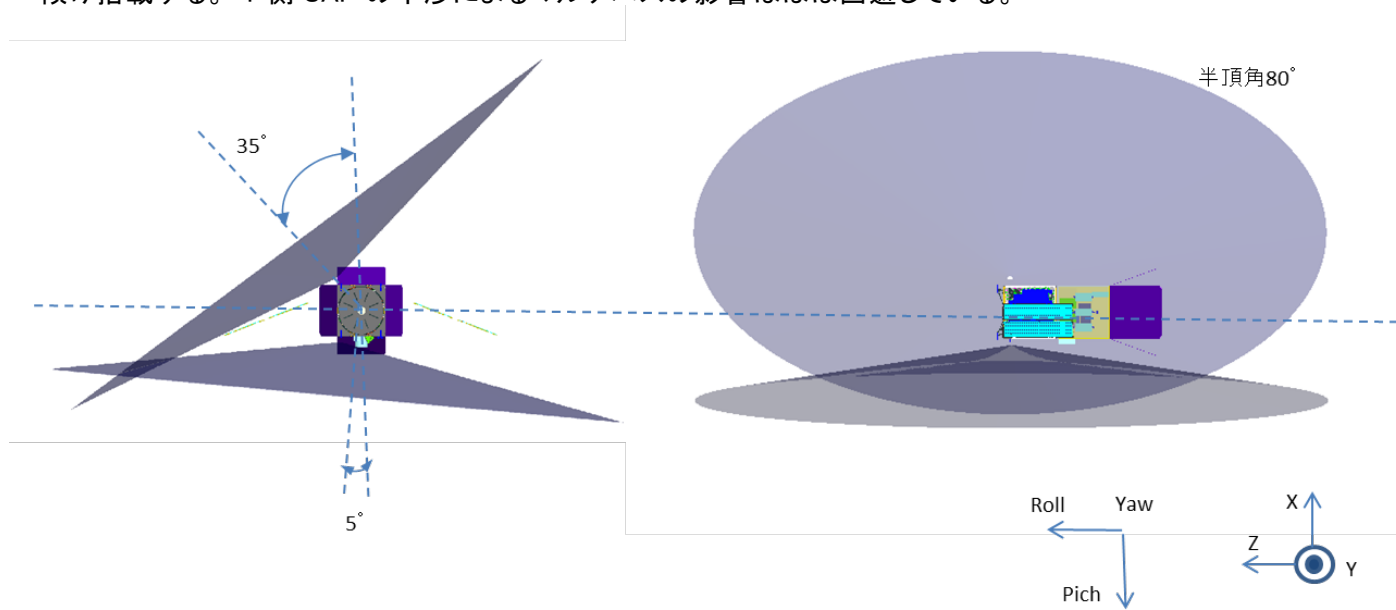


図 2.7.2-3 GPSA 視野配置結果

2.7.3質量特性

質量特性を表 2.7.3-1に示す。

表 2.7.3-1 質量特性

Case	モード	打上げ時	軌道上初期	軌道上 (推葉無し)
	MOI要求			
質量[kg]		483.91	483.91	480.51
質量中心 [mm]	X	5.36	0.18	0.18
	Y	0.00	0.00	0.00
	Z	1229.30	1220.42	1226.12
慣性能率 [kg・mm ²]	I _{xx}	3.326E+08	3.810E+08	3.788E+08
	I _{yy}	3.307E+08	3.130E+08	3.108E+08
	I _{zz}	9.333E+07	1.612E+08	1.612E+08
慣性乗積(-Σ) [kg・mm ²]	I _{xy}	-9.669E+04	-9.668E+04	-9.668E+04
	I _{yz}	-4.688E+06	-4.688E+06	-4.688E+06
	I _{zx}	1.229E+07	-1.289E+07	-1.289E+07
慣性能率 [kg・mm ²]	I' _{xx}	3.333E+08	3.817E+08	3.795E+08
	I' _{yy}	3.307E+08	3.132E+08	3.109E+08
	I' _{zz}	9.260E+07	1.603E+08	1.603E+08
慣性能率比	I' _{zz} /I' _{xx}	0.278	0.420	0.422
	I' _{zz} /I' _{yy}	0.280	0.512	0.516
主軸Zの傾き [deg]		3.140	3.777	3.819

解析の前提条件:

- 1) 慣性能率、乗積は質量中心位置周りの値である。
- 2) 衛星座標原点は衛星分離面、ロケット結合リング中心である。
- 3) 衛星重心位置調整目標
オフセット≡(0,0)
重心高さ:1220mm(≡主干渉計モジュールの位置)
- 4) SAP
収納時: 質量のみ配分値に変更、MOIはSPRINT-Aの値を使用
展開時: SAP構造数学モデルでサブストレイト配置を変更し算出した。
- 5) RCS
ETS そのままでは、配管、配置が異なるため、以下の仮定とした。
タンク: 質量のみ ETS 重心高さ: タンク中心とした。X,Y(CG)=(0,0)と仮定
タンク以外: 重心高さ: 40mm 仮定(配管高さ相当) X,Y(CG)=(0,0)と仮定
- 6) ミッション構体
ALハニカムパネル
±Zパネル: T=25mm、その他: T=20mmを仮定
- 7) ミッション機器配置
但し、ミッション搭載パネル内の機器配置は、おおよそ均等に配置したのみで、詳細な検討はしていない。-X側 100μNスラストは、重心高さよりも70mm程度高い配置となっている。(重心高さに合わせると、BASU/ミッションに跨る配置となるため)

2.7.4 衛星質量配分

表 2.7.4-1に DPF 質量配分に記載する。

表 2.7.4-1 DPF 質量配分

DPF機器構成	略号	台数	質量[kg](1台あたり)	合計質量 [kg]	源泉
ミッション					
ミッション機器				243.62	
ミッションSTR		1	34.33	34.33	:DPFワーキンググループ数値
干渉計モジュール		1	30.00	30.00	:DPFワーキンググループ数値
干渉計制御モジュール		1	5.00	5.00	:DPFワーキンググループ数値
ハウジング制御モジュール		1	5.00	5.00	:DPFワーキンググループ数値
レーザーセンサ制御モジュール		1	5.00	5.00	:DPFワーキンググループ数値
安定化レーザー光源モジュール		1	15.00	15.00	:DPFワーキンググループ数値
電源・熱制御モジュール		1	5.00	5.00	:DPFワーキンググループ数値
信号処理モジュール		1	5.00	5.00	:DPFワーキンググループ数値
ドラッグフリー・スラスト制御		1	5.00	5.00	:DPFワーキンググループ数値
スラストヘッド・制御モジュール(大2、小8)		1式	39.98	39.98	:2013/02/25 船木さんメール情報
ミッション部フィン追加(±X)		2	3.75	7.50	:DPFワーキンググループ数値
ミッション部フィン追加(±Y)		2	3.75	7.50	:DPFワーキンググループ数値
バランスウェイト		1式	64.20	64.20	:DPFワーキンググループ数値
ミッション計装		1式	10.00	10.00	:DPFワーキンググループ数値
サーマルダブラ		1式	5.11	5.11	追加
ミッション合計				243.62	
ミッション合計(マージン込み)				243.62	
バスシステム					
衛星マネジメント系 SMS				13.13	
システムマネジメントユニット	SMU	1	2.00	2.00	DPF報告書ベース
テレメトリコマンドインタフェースモジュール	TCIM	1	2.00	2.00	ASNARO納入報告書(120228)
スペースワイヤルータ	SWR1,SWR2	2	1.73	3.47	ASNARO検査成績書(ASNR-NEG-)
データレコーダ	DR	1	2.10	2.10	DPF報告書ベース
GPS	GPSA1,GPSA2	2	0.42	0.84	ASNARO数値 2012/11/12
	GPSL1,GPSL2	2	0.51	1.02	ASNARO設計値
	GPSP	1	1.70	1.70	ASNARO数値 2012/11/12
通信系 RF				8.21	
Sバンドアンテナ(±X方向)	S-ANT1,S-ANT2	2	0.18	0.36	ASNARO ICD(2版 110527)
Sバンドアンテナ(-Z方向)	S-ANT3	1	0.18	0.18	ASNARO ICD(2版 110527)
Sバンドダイプレクサ	S-DIP1,S-DIP2	2	0.42	0.84	ASNARO ICD(1版 110527)
Sバンドスイッチ	S-SW	1	0.10	0.10	ASNARO ICD(2版 110527)
Sバンドハイブリッド	S-HYB	1	0.05	0.05	ASNARO ICD(4版 110527)
Sバンドトランスポンダ	S-TRP-A,S-TRP-B	2	3.34	6.68	ASNARO 検査成績書(ASNR-NEG-N11009)
電源系 EPS				67.10	
太陽電池パドル	SAP1,SAP2	2	15.55	31.10	DPF報告書ベース
電力制御器	PCU	1	5.50	5.50	DPF報告書ベース
アレイパワーレギュレータ	APR	1	4.00	4.00	DPF報告書ベース
SAPブロッキングダイオード	SBD1,SBD2	2	0.40	0.80	DPF報告書ベース
バッテリー(50Ah)	BAT	1	25.70	25.70	DPF報告書ベース
姿勢軌道制御系 AOCS				16.41	
姿勢軌道制御計算機	AOCP-AAOCP-B	2	2.00	4.00	DPF報告書ベース
恒星センサ	STT	1	3.30	3.30	DPF報告書ベース
慣性基準装置	FOG	4	0.15	0.60	:DPFワーキンググループ数値
粗太陽センサ	CSAS1,CSAS2	2	0.01	0.02	ASNARO実測値
AOCSインタフェースモジュールSTT@SODERN	ACSTS	1	1.46	1.46	DPF報告書ベース
AOCSインタフェースモジュールAnalog@NTS	ACANA	1	2.13	2.13	DPF報告書ベース
AOCSインタフェースモジュールIRU@MPC	ACIRJ2	1	2.60	2.60	DPF報告書ベース
AOCSインタフェースモジュールVDRV/IA	ACVDI	1	2.30	2.30	ASNARO単体試験結果(TPX-0S9504)発熱:ICD_3版
推進系 RCS				31.56	
推進系	RCS	1式	31.56	31.56	ETS-VIIターゲット衛星
注排弁モジュール			↑		
バルブモジュール			↑		
推進タンク			↑		
配管			↑		
配管ブラケット			↑		
インターフェースコネクタブラケット			↑		
4Nスラストモジュール		4	↑		
電気計装 E-INT				26.00	
ハーネス及び中継コネクタブラケット	HCE	1	26.00	26.00	DPF報告書ベース
熱制御系 TCS				14.50	
ヒータ制御装置	HCE	1	4.50	4.50	DPF報告書ベース
熱計装	T-INT	1式	10.00	10.00	DPF報告書ベース
構体系 STR				65.09	
構体	STR	1式	50.11	50.11	DPF報告書ベース
機械計装	M-INT	1式	14.98	14.98	DPF報告書ベース+FOG放射線シールド(5kg)+ブラケット追加
バスシステム合計				242.00	
推進				3.40	
衛星合計				489.02	

2.7.5 電氣的諸元

2.7.5.1 SAP 発生電力

EMCORE MTJM セルの場合

1年後:900W/3年後:870W

2.7.5.2 衛星消費電力

DPF 電力配分を以下の表 2.7.5-1に記載する。ヒータ電力 100W を加味した電力収支を表 2.7.5-2に示す。

表 2.7.5-1 DPF 電力配分

DPF衛星 (2014.02.21)	略号	台数	消費電力[W]	モード別消費電力[W]				備考
				観測		観測+伝送(地上)		
				日照	日陰	日照	日陰	
ミッション								
ミッション機器								
			150.0					
干渉計モジュール		1	3.0	3.0	3.0	2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
干渉計制御モジュール		1	4.0	4.0	4.0	2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
ハウジング制御モジュール		1	10.0	10.0	10.0	2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
レーザセンサ制御モジュール		1	8.0	8.0	8.0	2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
安定化レーザ光源モジュール		1	25.0	25.0	25.0	2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
電源・熱制御モジュール		1	10.0	10.0	10.0	2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
信号処理モジュール		1	12.0	12.0	12.0	2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
ドラッグフリー・スラスタ制御モジュール		1	5.0	5.0	5.0	2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
スラスタ電力(予備)		1	58.0	58.0	58.0	2013/02/25付け 船木さんメール情報		
		1	15.0	15.0	15.0	ミッション合計が150Wとなるように調整		
バスシステム								
衛星マネージメント系 SMS								
システムマネージメントユニット	SMU	1	9.3	9.3	9.3	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
データレコーダ	DR	1	13.9	13.9	13.9	DPF報告書ベース		
テレメトリ・コマンド・インタフェースモジュール	TCIM	1	8.7	8.7	8.7	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
スペースワイヤルータ	SWR	1	8.6	8.6	8.6	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
GPS	GPSA	2	0.0	0.0	0.0	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
	GPSL	2	0.5	0.5	0.5	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
	GPSP	1	16.0	16.0	16.0	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
通信系 RF								
Sバンドトランスポンダ	S-TRP-A	1	13.0(待機)/30.4	13.0	30.4	DPF報告書ベース		
Sバンドトランスポンダ	S-TRP-B	1	0.0	0.0	0.0	DPF報告書ベース		
Sバンドダイプレクサ	S-DIP1	1	0.1	0.1	0.1	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
Sバンドダイプレクサ	S-DIP2	1	0.0	0.0	0.0	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
Sバンドスイッチ	S-SW	1	3.7	3.7	3.7	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
Sバンドハイブリッド	S-HYB	1	0.0	0.0	0.0	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
電源系 EPS								
電力制御器	PCU	1	10.0	10.0	10.0	DPF報告書ベース		
サップロッキングダイオード	SBD	2	1.8	3.6	0.0	3.6	0.0	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3
アレイパワーレギュレータ	APR	1	15.0	1.5	0.0	1.5	0.0	DPF報告書ベース
姿勢軌道制御系 AOCS								
姿勢軌道計算機	AOCP	1	9.3	9.3	9.3	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
恒星センサ	STT	1	7.2	7.2	7.2	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
慣性基準装置	FOG	4	2.2	8.8	8.8	+IKAROS搭載品(JAE製) +標準バスでは20W程度(MPC製TDG)		
AOCSインタフェースモジュールRGS	ACVDI	1	11.5	11.5	11.5	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
AOCSインタフェースモジュールSTT	ACSTS	1	5.7	5.7	5.7	ASNARO熱環境試験結果2013/9/3		
AOCSインタフェースモジュールAnalog	ACANA	1	10.0	10.0	10.0	DPF報告書ベース		
AOCSインタフェースモジュールIRU	ACIRJ2	1	20.0	20.0	20.0	SPRINT-Aベースで9.5WだがFOGへの二次電源供給機能追加で計20Wと仮定		
熱制御系 TCS								
ヒータ制御装置	HCE	1	10.5	10.5	10.5	DPF報告書ベース		
ヒータ		1式	100.0	100.0	100.0	新規		
衛星負荷電力合計(ノミナル)				421.9 W	416.8 W	439.3 W	434.2 W	
衛星負荷電力合計				421.9 W	416.8 W	439.3 W	434.2 W	
負荷への電力伝送ロス				12.8 W	4.0 W	13.5 W	4.3 W	
APR交換ロス(日照負荷分)				36.7 W	0.0 W	38.2 W	0.0 W	
				日照/日陰負荷	471.3 W	420.8 W	490.9 W	438.5 W

表 2.7.5-2 ヒータ電力 100W の電力収支

	与条件・要求	ヒータ:100W		備考
		解析結果	適合性	
日照時負荷電力	—	452.8 W	—	観測モード時
日陰時負荷電力	—	407.6 W	—	
軌道周期	90.0 分	—	—	高度500km、ドーンダスク軌道
日陰時間(最大)	22.0 分	—	—	
SAP発生電力	814.7 W	—	—	太陽角20.4° (ヨオフセット:-4°、SAPキャント:20°)
BAT放電量	—	4.4 AH	—	バス電圧=35V(BAT電圧下限時)
BAT放電深度(DOD)	25%以下	9%	○	定常日陰の許容DOD=25%以下(BAT容量=50Ah)
充電電力(=SAP余剰電力)	—	372.4 W	—	SAP発生電力-日照時負荷電力
充電電流	14.0A以下	8.1 A	○	・PCU能力は14.0A(最大) ・BAT電圧=46V(定電流充電のBAT電圧最大値)
充電時間	—	32.7 分	—	放電容量を再充電する時間
充電時間マージン	プラスであること	35.3 分	○	10分以上のマージン確保が好ましい

2.8 構造系

2.8.1 概要

小型衛星標準バス構体を使用する。

小型衛星標準バス構体は、ロケットとのインタフェースを形成するロケット結合リング上に、6枚のハニカムパネルから構成される950mm角の直方体(箱型構造)を載せた極めてシンプルな部材構成であり、荷重を側面パネルから直接ロケット結合リングへ流す構造となっている。ミッション部はバス上部に搭載する。

2.8.2 構成

構体は、6面のパネルとスティフナ、ロケット結合リングから構成される。表 2.8.2-1に構成部品を、図 2.8.2-1に構体構成図を示す。

表 2.8.2-1 構成品

構成品目名称	数量	概 要
+Xパネル	1P	アクセスパネル、バス機器を搭載する。
-Xパネル	1P	アクセスパネル、バス機器を搭載する。
+Yパネル	1P	主放熱面となるパネル。SAP、バス機器を搭載する。
-Yパネル	1P	主放熱面となるパネル。SAP、バス機器を搭載する。
+Zパネル	1P	ミッション搭載パネル。
-Zパネル	1P	RW等を搭載する。
スティフナ	1S	+Zパネル面外剛性向上のための補強部材
ロケット 結合リング	1P	ロケットインタフェースを形成するAL合金製のリング
緊締具	1S	各部材を締結するためのネジ、ワッシャ類

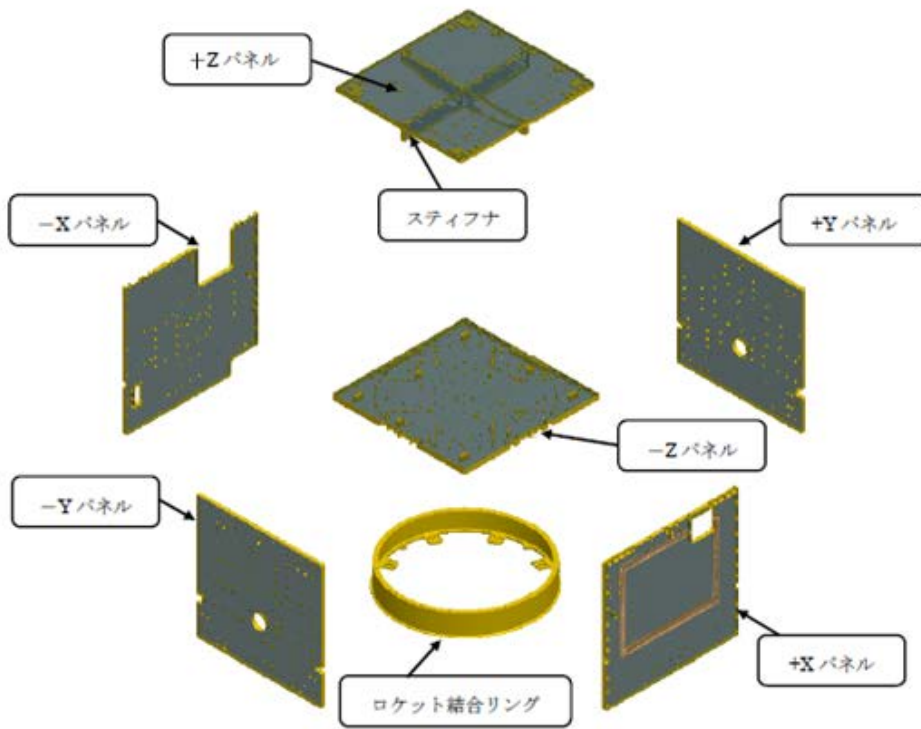


図 2.8.2-1 構体構成図

2.8.3 構造系諸元

表 2.8.3-1に構造系諸元を示す。

表 2.8.3-1 構造系諸元

構成品目名称	諸元	材質
+X ⁺ 板	寸法：W950 mm×H915 mm パネル全厚：25.61 mm スキン厚=0.305 mm (ダブラ部 0.61 mm)	表面版：A7075C-T6 ハニカムコア：AL-1/4-5056-.001P (断熱部：GFRP スキン、アラミドコア) (補強部：AL-1/8-5056-.001P) インサート：ZK60A
-X ⁺ 板	寸法：W950 mm×H915 mm パネル全厚：25.61 mm スキン厚=0.305 mm (ダブラ部 0.61 mm)	表面版：A7075C-T6 ハニカムコア：AL-1/4-5056-.001P (補強部：AL-1/8-5056-.001P) インサート：ZK60A
+Y ⁺ 板	寸法：W900 mm×H880 mm パネル全厚：25.61 mm スキン厚=0.305 mm (ダブラ部 0.61 mm)	表面版：A7075C-T6 ハニカムコア：AL-1/4-5056-.001P (SADM 搭載部：AL-1/8-5056-.001P) インサート：ZK60A
-Y ⁺ 板	寸法：W900 mm×H880 mm パネル全厚：25.61 mm スキン厚=0.305 mm (ダブラ部 0.61 mm)	表面版：A7075C-T6 ハニカムコア：AL-1/4-5056-.001P (SADM 搭載部：AL-1/8-5056-.001P) インサート：ZK60A
+Z ⁺ 板	寸法：W950 mm×L900 mm パネル全厚：25.61 mm スキン厚=0.305 mm	表面版：A7075C-T6 ハニカムコア：AL-1/4-5056-.001P (補強部：AL-1/8-5056-.001P) インサート：ZK60A
-Z ⁺ 板	寸法：W950 mm×L950 mm パネル全厚：35.61 mm スキン厚=0.305 mm	表面版：A7075C-T6 ハニカムコア：AL-1/4-5056-.001P インサート：ZK60A
スチフナ	パネル全厚：25.61 mm スキン厚=0.305 mm	表面版：A7075C-T6 ハニカムコア：AL-1/4-5056-.001P インサート：ZK60A
ケット 結合リング	側胴部：2.5 mm フランジ厚さ：4 mm	A7075FH-T7352
緊縮具	—	SUS304

2.9 熱制御系

2.9.1 概要

熱制御系の設計方針を以下に示す。

ミッション部の熱的要求

安定化レーザー光源モジュール(安定化レーザーモジュール、安定化レーザー制御モジュールが搭載)を常温付近($23^{\circ}\text{C} \pm 3^{\circ}\text{C}$ 、温度変動不可)に制御する。

干渉計モジュールは、ミッション構体の-Z面中央に搭載する。干渉計モジュールの長辺が衛星Y軸と平行になるように設置する。

イオンエンジンの搭載位置は、 $10\mu\text{N}$ スラスタは±Z面に4台ずつ、 $100\mu\text{N}$ スラスタは+Z面および-X面に1台ずつ搭載する。ミッション機器が、図 2.5.5-1(3/3) 機器配置図(ミッション部)のコンフィグレーションのミッション構体サイズで排熱可能である。ただし、構体は衛星座標で+Z方向へは拡張してよい。バスとの熱交換量は20W以下とする。

バス部の熱的要求

標準小型衛星バスの、構体および機器配置で排熱できる。

ミッションとの熱交換量は20W以下とする。

2.9.2 構成

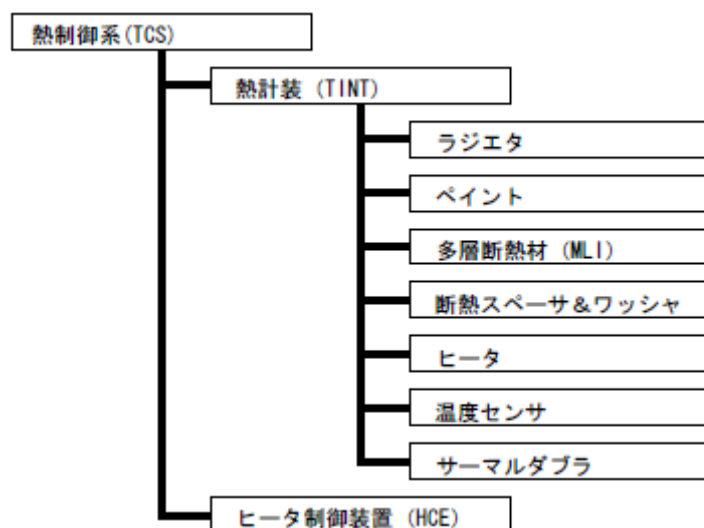


図 2.9.2-1 熱制御系構成ツリー

2.9.3 熱制御系諸元

小型衛星標準バスの熱計装仕様を表 2.9.3-1に、ヒータ制御装置諸元を表 2.9.3-2に示す。DPF では BAT 用放熱面および+Y 面を OSR とする。OSR の太陽光吸収率 (α_s) EOL は、BAT 用放熱面 (+X 側) に 0.16 を、±Y に 0.12 を使用する。ただしコンタミの影響を考慮しない値である。

表 2.9.3-1 小型衛星標準バスの熱計装材料と熱光学特性

熱計装名称	諸元	使用箇所
ヒータ	HCE によるオンボード自動制御	BAT、STT、ミッション機器など
温度センサ	白金センサ：2000 Ω @0°C	温度制御点および温度計測点
多層断熱ブランケット (MLI)	最外層：片面アルミ蒸着カプトンフィルム 面積に関わらず導体は全てグランド線で接地する。	放熱面以外の衛星構体外部 外部露出機器
断熱スペーサ&ワッシャ	ガラスエポキシ積層材もしくはチタン合金 (Ti-6AL-4V)	ミッション機器 独立熱制御機器など
サーマルダブラ	純アルミニウム	アルミ合金スキンパネル上の高発熱機器
サーマルフィラ	シリコーン RTV	高発熱機器の取付面
ラジエタ	銀蒸着テフロンテープ 表面は ITO コーティング	±Y パネル ±X パネル
ペイント	黒色塗装	

熱計装		材料	機能・性能
MLI最外層	標準	片面アルミ蒸着カプトン	α_s (BOL) = 0.44 α_s (EOL) = 0.44 $\epsilon H = 0.64$
	オプション	ITO付アルミ蒸着カプトン	α_s (BOL) = 0.33 α_s (EOL) = 0.41 $\epsilon H = 0.55$
		ブラックカプトン	α_s (BOL) = 0.91 α_s (EOL) = 0.91 $\epsilon H = 0.84$
放熱面材料	標準	ITO付銀蒸着テフロン	α_s (BOL) = 0.1 α_s (EOL) = 0.28 $\epsilon H = 0.78$
	オプション	ITO付OSR	α_s (BOL) = 0.08 α_s (EOL) = 0.12 (1年後劣化値) $\epsilon H = 0.77$
サーマルダブラ	標準	AL1100(純アルミ)	熱伝導率 2.2 W/cmK
サーマルフィラ	標準	RTV-S691(シリコーン接着剤)	熱伝導率 3.0E-3 W/cmK
ヒータ	標準	RICA社製シートヒータ	—
温度センサ	標準	118MF 2000A(白金センサ)	2000 Ω (0°C)

表 2.9.3-2 ヒータ制御装置諸元

諸元	性能
入力バス電圧	31.5~52.0V
センサチャンネル数	64ch (予備 ch を含む)
ヒータチャンネル数	32ch (予備 ch を含む)
ヒータ供給電圧	入力バス電圧 +0V/-2.5V
ヒータ 1ch. 当たりの ヒータ供給最大電流	MAX. 1000mA/ch
カレントリミッタ	1.7A±0.5A/ch (非可変)
温度センサ種類	白金センサ (0°C時 2kΩ、正特性) (スラスタ用センサへの対応も可)
ヒータ制御方式	自動 (ヒステリシス) 制御 及びコマンド制御
温度計測範囲(10bit 分解能) (=スレッシュホールド設定範囲 (TL))	-50°C~+80°C (ldigit=0.13°C) : レンジ 1 -100°C~+160°C (ldigit=0.26°C) : レンジ 2 -50°C~+950°C (ldigit=0.98°C) : 未使用 (注) 温度センサとの I/F は、温度センサの抵抗 値で規定し、温度は参考情報である。
ヒータ制御 温度ヒステリシス幅 (TH-TL)	ldigit ステップで任意設定可能
温度センサ計測精度	±3digit
温度センサ計測周期	4.0sec(ノミナル)

2.10 電源系

2.10.1 概要

小型標準バスの電源系と同一である。

(1) 50V 完全非安定 APR-CC/CV 方式

バス電源とバッテリー(BAT)を直結し、シリーススイッチングレギュレータ(SSR)方式のAPR(Array Power Regulator)でBATの定電流/定電圧(CC/CV)充電制御を行う。

バス電圧範囲: 32.0V~46.0V(BAT-CC/CV モード)

50.0V~52.0V(BUS-OV モード)

(2) バス分配、及び一次電源 ON/OFF

一次電源をON/OFFできるカレントリミッタ付電力供給系を持つ。

(3) Li イオンバッテリー

1セルの故障を想定しても要求を満足する。

(4) 火工品(NEA)点火電源

BATから電源を供給するオードナンス制御器(ODC)の方式。(ODC回路は電力制御(PCU)と一体化している)

2.10.2 構成

図 2.10.2-1に電源系機能ブロック図を示す。

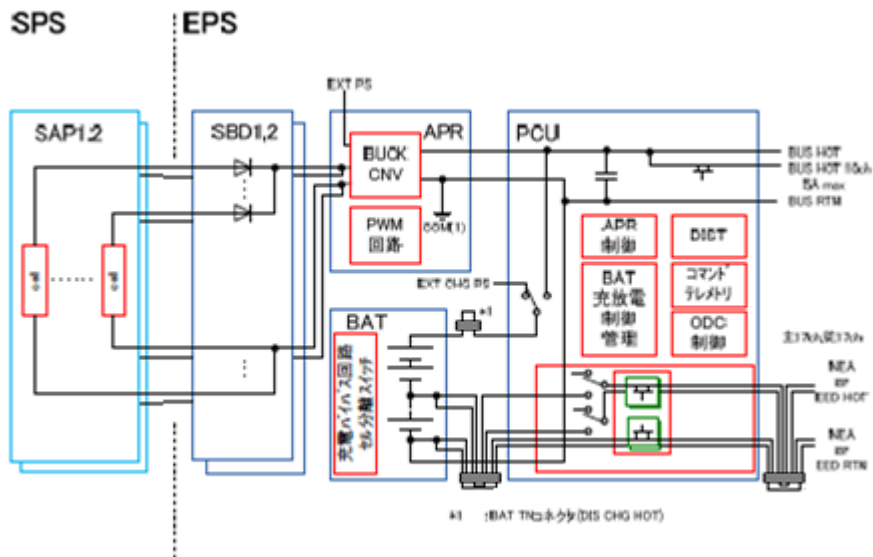


図 2.10.2-1 電源系機能ブロック図

2.10.3電源系構成機器諸元

表 2.10.3-1に電源系構成機器諸元を示す。

表 2.10.3-1 電源系構成機器諸元（暫定値）（1/2）

機器名称	諸元
太陽電池パドル (SAP)	1. 機能：太陽電池セルで太陽光を受け、電力を発生させる。 2. 形状：2パネル（1パネル：1.29m×0.84m）×2翼 3. パネル面積：約4m ² /2翼 4. 発生電力：880W（EOL, TBD） 5. 太陽電池セル (1) 形式：3接合型化合物太陽電池セル (2) サイズ：76.2mm×37.3mm (3) 厚さ：0.15mm 6. セル変換効率：26%以上 7. カバーガラス：CMG（コーティング：AR） (1) 厚さ：0.1mm
バッテリー (BAT)	1. 機能：太陽電池パドル発生電力を蓄積し、発生電力が不足する時、及び日陰時に各機器へ電力を供給する。 2. セルタイプ：Liイオン 3. セル容量：50Ah 4. セル構成：11セル直列×1系統
サップブロッキングダイオード (SBD1, SBD2)	1. 機能：太陽電池セル電流の逆流を防ぐ。 2. 性能 入力電圧：0～126V以下 入力電流：1.2A以下/回路（1SBD当たり15回路）
アレイパワーレギュレータ (APR)	1. 機能：SAPの出力を降圧安定化する。 2. 性能 入力電圧：0～126V（日照時は56～126V@APR入力端） 出力電力：1,200W以下（OP） 出力電流：36A以下（CC） 温度センサ：1ch（HCE用）

表 2.10.3-1 電源系構成機器諸元 (暫定値) (2/2)

機器名称	諸元
電力制御器 (PCU)	<p>1. 機能 :APR を制御して BAT を充電する。 BAT から NEA に電源を供給する。 バス電源を負荷機器に分配・供給する。 カレントリミッタ(5A) ON/OFF 機能付:10ch (内ミッション対応:4ch) EPS のコマンド/テレメトリを処理する。</p> <p>2. BAT 充放電制御: 定電流/定電圧(CC/CV)方式 充電電流:0A(CCレベル0=0T, 0V時) 0.0~12.7A(CCレベル1=BAT正常時) 0.0~14.0A(CCレベル2=BAT1セル故障時) 充電電圧:39.5~45.65V(CV16レベル切換え) (3.95V×10セル~4.15V×11セル相当) 過電圧:充電停止 4.15V 充電再開 4.05V(最高セル電圧) 過温度:充電停止(充電電流=0)32℃ 充電再開 30℃ UVC:3.3V(ON)、3.4V(OFF)(最低セル電圧)</p> <p>3. NEA 電源制御 :最大 34 チャンネル(主従合計) 入力電圧:15.5~24V(BAT出力端) 出力電流:4.0A以上/1ch 電流供給時間:25ms以上 最大同時開放(点火)チャンネル数:4ch(200ms以内) 同時開放(点火)チャンネル:コマンドによるチャンネル数指定方式</p>

2.11 通信系

2.11.1 概要

通信系は、S-BAND によるコマンド、テレメトリ、レンジング回線より構成される。アンテナ系は、1系統のアンテナより構成される。通信系の概要を以下に示す。

- (1) 地球局からアップリンクされるSバンド信号の搬送波の捕捉追尾を行う。
- (2) S バンドアップリンク信号を受信、復調し、抽出したコマンド副搬送波の復調、およびコマンド信号のビット同期までの処理を行うと共に、測距信号の復調を並行して行う。
- (3) 復調したコマンドデータは、再生コマンドクロックと共に、データ処理部に送出する。
- (4) 復調した測距信号は、適正な帯域幅の帯域制限により S/N を改善し、所定のレベルに増幅の後、S バンドダウンリンク信号の位相変調器に供給する。
- (5) データ処理部より供給された HK テレメトリ信号 (Bi ϕ -L) に対し、帯域制限を行い、送信スペクトラムの拡散の抑圧を行う。
- (6) 以上の処理による HK テレメトリ信号、および測距信号で、地球局向けの S バンドダウンリンク搬送波に位相変調をかける。
- (7) 測距信号による位相変調は、コマンドによりオン/オフ制御可能とする。
- (8) 位相変調のかけられた S バンド信号を所定のレベルまで、電力増幅を行う。
- (9) 送信出力電力は、ローパワーモード、ハイパワーモードの切り替えがコマンドにより可能とする。
- (10) 所定のレベルまで電力増幅された S バンドダウンリンク信号は、2 系統のアンテナを用いて地球局に向けて送信する。
- (11) アップリンク信号のコマンド信号捕捉の手順は以下を前提とする。

・USB

- ①無変調波で三角掃引する。
- ②USB 信号を検出し、キャリア同期したことを確認する。
- ③“1”“0”の繰り返しからなる捕捉シーケンスを送信すると同時に副搬送波による変調を行う。
- ④ビット同期したことを確認する。

・BPSK

- ①MTP の設定として BPSK(QPSK)をコマンド設定(QPSK SEL)
 - ②初期捕捉時のドップラ周波数をキャンセルさせるよう送信周波数を設定する。
 - ③衛星からのダウンリンクを確認後、BPSK の初期捕捉パターン(101010・・・NRZ-M)で変調した信号を送信する。
 - ④QPSK 信号を検出し、キャリア同期・ビット同期したことを確認する。
- (12) S-TRP の変調方式、データレート変更は、基本的に TX-OFF 状態で実施する。
ただし、ダウンリンク変調方式に USB が選択されている場合にはこの限りではない。
- (13) S-TRP の内蔵メモリは自動リフレッシュ機

2.11.2構成

図 2.11.2-1 に通信系機能系統図、図 2.11.2-2にアンテナカバレッジ領域を示す。

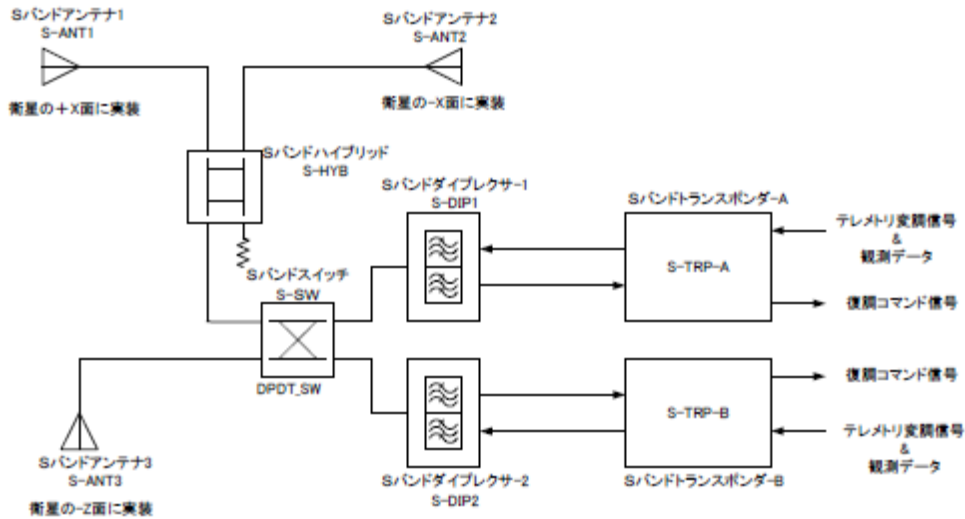


図 2.11.2-1 通信系機能系統図

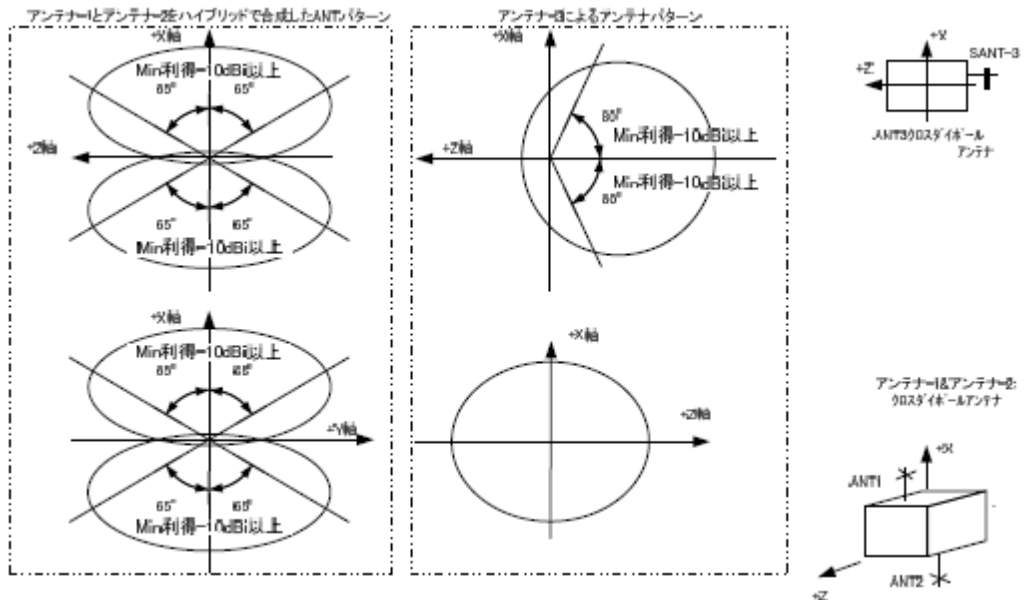


図 2.11.2-2 アンテナカバレッジ領域

2.11.3 通信系構成機器諸元

表 2.11.3-1に通信系構成機器諸元を示す。

また、本構成における受信性能を表 2.11.3-2、送信性能を表 2.11.3-3、テレメトリ信号変調特性を表 2.11.3-4、S バンドトランスポンダのモード遷移図を図 2.11.3-1、S バンドトランスポンダの機能ブロック図を図 2.11.3-2に示す。

表 2.11.3-1 通信系構成機器諸元(1/3)

サブシステム	諸元	
S バンド トランスポンダ (S-TRP)	1) 機能	コマンド信号の受信・復調 テレメトリデータ信号の変調・送信 レンジング信号の中継
	2) 受信性能	
	a) 受信中心周波数	2081MHz (送信周波数×221/240)
	b) コマンド信号の変調方式	
	USB コマンド信号	PCM-PSK-PM
	BPSK コマンド信号	BPSK
	c) コマンド信号の特性 (位相変調モード)	
	(i) ビットレート	4000bps
	(ii) フォーマット	NRZ-L
	(iii) 副搬送波周波数	16kHz±1×10 ⁻⁵
	(iv) 変調指数	0.4±10%rad (o-p)
	d) コマンド信号の特性 (BPSK 変調モード)	
	(i) ビットレート	256kbps
	(ii) フォーマット	NRZ-M
	e) コマンド信号ビット誤り率	1×10 ⁻⁶ 以下
	f) キャリアイクイジション特性	
	(i) 搬送波捕捉可能レベル	-110~-40dBm
	(ii) 搬送波形式	連続波、無変調
	(iii) 搬送波掃引周波数範囲	±150kHz
	(iv) 搬送波掃引速度	最大 30kHz/s
g) 入力レベル範囲	(コマンド) -100 dBm~-40 dBm (位相変調モード) -90dBm~-40dBm (BPSK 変調) (測距) -93dBm~-50dBm	
h) 雑音指数	2.3 dB 以下 (AGC 最大利得)	
3) 送信性能 (共通)		
a) 送信周波数	2259.91MHz	
b) 送信周波数安定度	±20×10 ⁻⁵ 以下 (インコヒーレント時)	
c) コヒーレント動作時の送信周波数	受信周波数×(240/221)	
d) スプリアス出力 (帯域外)	図 8.3-3 に示す	

表 2.11.3-1 通信系構成機器諸元(2/3)

サブシステム	諸 元
S バンド トランスポンダ (S-TRP 続き)	<p>4) 送信機能 (位相変調モード)</p> <p>a) 送信出力電力 高出力 3W (暫定) / 低出力 40mW (暫定)</p> <p>b) テレメトリ変調方式 PCM-PSK-PM</p> <p>c) テレメトリ信号の特性</p> <p>(i) ビットレート 4096bps</p> <p>(ii) フォーマット NRZ-L</p> <p>(iii) 副搬送波周波数 60kHz (公称)</p> <p>(iv) 変調指数 1.1rad (o-p: ノミナル)</p> <p>(v) 符号化 内符号: R=1/2、K=7 畳込 (外符号 リードソロモンは SMS 系に機能分配)</p> <p>5) 送信機能 (QPSK 変調モード)</p> <p>a) 送信出力電力 3W (暫定)</p> <p>b) テレメトリ変調方式 QPSK</p> <p>c) テレメトリ信号の特性</p> <p>(i) ビットレート 2Msps</p> <p>(ii) フォーマット NRZ-L</p> <p>(iii) 符号化 (外符号 リードソロモンは SMS 系に機能分配)</p> <p>6) 総合性能</p> <p>a) 測距信号中継性能</p> <p>(i) 遅延時間 10μs 以下</p> <p>(ii) 遅延時間変動 40nsp-p 以下の精度で校正可能</p> <p>b) 測距信号変調 (正弦波)</p> <p>(i) 変調方式 TONE-PM (USB 方式)</p> <p>(ii) 変調指数 メジャートーン 0.56rad\pm10% 2 トーン時 0.4rad \pm10%</p> <p>(iii) マイナートーン周波数 4.002kHz, 4.008kHz, 4.032kHz, 4.16 kHz, 4.8kHz, 20kHz, 100kHz</p> <p>(iv) メジャートーン周波数 500kHz</p> <p>7) モード遷移 モード遷移に関しては図 8.3-1 を参照 また、機能ブロック図に関しては、図 8.3-2 を参照</p>
バンド ダイプレクサ (S-DIP)	<p>1) 機能 S バンド送受信信号の分離</p> <p>2) 周波数 送信 (F1) 2259.91MHz\pm TBD MHz 受信 (F2) 2081MHz\pm TBD MHz (送信周波数\times221/240)</p> <p>3) 入出力 VSWR 送信系 (F1\pm5MHz 内) 1.5 以下 受信系 (F2\pm5MHz 内) 1.5 以下</p> <p>4) 挿入損失 送信系 (F1\pm5MHz 内) 1.1 dB 以下 受信系 (F2\pm5MHz 内) 1.0 dB 以下</p> <p>5) アイソレーション F1\pm10MHz 内にて 82dB 以上 F2\pm10MHz 内にて 76dB 以上</p>

表 2.11.3-1 通信系構成機器諸元(3/3)

サブシステム	諸元
Sバンド ハイブリッド (S-HYB)	1) 機能 S-ANT1,2のテレメトリ信号、コマンド信号の 合成および分配 2) 周波数 送信(F1) 2259.91MHz± TBD MHz 受信(F2) 2081MHz±TBD MHz (送信周波数×221/240) 3) 入出力 VSWR 1.5以下(特性インピーダンス50Ω) 4) 挿入損失 3.6dB以下 5) アイソレーション 18dB以上
Sバンド スイッチ (S-SW)	1) 機能 S-ANT1/S-ANT2とSDIP間の切換 2) 入出力周波数 2000MHz~2300MHz 3) 挿入損失 0.2dB以下 4) 入出力 VSWR 1.2以下(特性インピーダンス50Ω) 5) アイソレーション 60dB以上
Sバンド アンテナ (S-ANT)	1) 機能 テレメトリ信号の送信 コマンド信号の受信 レンジング信号の送信・受信 2) 周波数 送信(F1) 2259.91MHz± TBD MHz 受信(F2) 2081MHz±TBD MHz (送信周波数×221/240) 3) 形式 クロスダイポール 4) 放射パターン カージオイドパターン 5) 利得 受信系(暫定) $-85^{\circ} \leq \theta \leq -70^{\circ}$ -10.0 dBi以上 $-70^{\circ} \leq \theta \leq -45^{\circ}$ -4.0 dBi以上 $-45^{\circ} \leq \theta \leq 45^{\circ}$ -1.5 dBi以上 $45^{\circ} \leq \theta \leq 70^{\circ}$ -4.0 dBi以上 $70^{\circ} \leq \theta \leq 85^{\circ}$ -10.0 dBi以上 送信系(暫定) $-85^{\circ} \leq \theta \leq -70^{\circ}$ -10.0 dBi以上 $-70^{\circ} \leq \theta \leq -45^{\circ}$ -4.0 dBi以上 $-45^{\circ} \leq \theta \leq 45^{\circ}$ -1.5 dBi以上 $45^{\circ} \leq \theta \leq 70^{\circ}$ -4.0 dBi以上 $70^{\circ} \leq \theta \leq 85^{\circ}$ -10.0 dBi以上 6) 偏波 右旋円偏波

表 2.11.3-2 受信性能

No.	項目	性能	備考
2	Sバンド受信性能		
2.1	受信搬送波周波数	2025MHz～2110MHz 内の1波 (送信周波数×221/240)	1号機周波数は、 2081MHz
2.2	受信信号レベル		STRP入力端にて
	搬送波捕捉可能レベル	-40dBm～-110dBm	
	コマンド [*] 復調可能レベル	-40dBm～-100dBm -40dBm～-90dBm	PCM-PSK/PM BPSK
	測距信号中継可能レベル	-50dBm～-93dBm	
2.3	STRP雑音指数	2.3dB以下	AGC利得最大にて
2.4	搬送波捕捉特性	—	
	搬送波掃引周波数範囲	公称受信周波数±150kHz	
	搬送波掃引速度	最大 30kHz/s	USBのみ
2.5	復調コマンド [*] 信号 (位相変調モード)		BPSKとは排他的な運用
	変調方式	PCM-PSK-PM	
	変調指数	0.4rad±10%	
	ベースバンド形式	NRZ-L	
	ビットレート	4kbps	
	副搬送波周波数	16kHz±1×10 ⁻⁵	
2.6	復調コマンド [*] 信号 (BPSK 変調モード)		USBとは排他的な運用
	変調方式	BPSK	
	データフォーマット	NRZ M	
	データレート	256kbps	
2.7	復調測距信号		BPSK変調モードとは排 他的な運用となる。
	測距方式	PNコード方式	内之浦局対応
		USB方式	JAXA-GN局対応
	測距変調指数	0.56rad±10% 0.4rad±10%	トーン1波、PN時 トーン2波、矩形波時
	測距変調方式	PCM-PSK-PM	PNコード方式
		トーン-PM	USB方式

表 2.11.3-3 (1/2) 送信性能

No.	項目	性能	備考
3	Sバント [®] 送信性能		
3.1	送信搬送波周波数	2220MHz～2290MHz 内の指定される1波	1号機周波数は、2259.91MHz
3.2	コヒーレントモード [®] 時の送信周波数	240/221	送信/受信
3.3	送信周波数安定度		ノンコヒーレントモード [®] 時
	設定偏差	$\pm 2 \times 10^{-6}$ 以下	
	温度安定度	$\pm 5 \times 10^{-6}$ 以下	
	長期安定度	$\pm 1 \times 10^{-6}$ /年以下	
3.4	送信出力電力		
	ローパワーモード [®]	個別設定可能	
	ハイパワーモード [®]	5W 最大	QPSK時適用
3.5	テレメトリ信号の変調特性	QPSK 変調モードとは排他的な運用となる。	
	変調方式	PCM(NRZ-L)-PSK-PM/ PCM(Biφ-L)-PM 切換	
	変調指数	1.1rad±10%	
	変調信号特性	表 2.2-2 による。	
	誤り訂正符号化方式	r=1/2、k=7 の畳込み符号化	内符号
		リト [®] ソロン符号化	外符号(DHで実施)
	測距との同時変調が可能		PCM-PSK-PM時
3.6	測距信号の変調特性	QPSK 変調モードとは排他的な運用となる。	
	変調方式	PCM-PSK-PM (PNコード)	内之浦局対応
		トーン-PM (USB 測距)	JAXA-GN局対応
	STRP 内遅延時間	10μs 以下	
	STRP 内遅延時間変動	40nspp 以下	校正可能
	測距変調指数偏差	-40%～+35%	
	測距信号の変調極性	正極性	
	PNコード [®] 測距信号特性	副搬送波周波数：500kHz	
		PNコード [®] チップレート：125kcps	
	USB 測距信号特性	精測トーン周波数：500kHz	
		マイトーン周波数： 4,20,100kHz	

表 2.11.3-3 (2/2) 送信性能

No.	項目	性能	備考
3	Sバント [*] 送信性能		
3.7	観測データの変調特性	位相変調モード [*] とは排他的な運用となる	
	変調方式	Q P S K	
	誤り訂正符号化方式		
		リト [*] ソモン符号化	外符号(DHで実施)
	ビットレート	1Mbps/2Mbps 切換	オーバーヘッド [*] を含む
	帯域制限特性	フィルタ特性：ル [*] ナイキストフィルタ ア [*] バ [*] チャ補正付き ロールオフ率：0.5	

表 2.11.3-4 テレメトリ信号変調特性

変調信号特性	仕様	単位	備考
PCM(NRZ-L)/PSK-PM			
ビットレート	4	kbps	—
副搬送波周波数	60	kHz	—
畳み込み符号化	あり	—	—

(○○○/△△△)は、
○○○:受信状態
△△△:送信状態
を示す。
(---/△△△)は、
△△△の送信モードで、
受信側が、動作できていない
状態を示す。

→ ジョットによる遷移
..... 信号受信状況による遷移

注1)
ジョットにより、送信モードを
USB⇒QPSK、QPSK⇒USB
に変更する場合、電波去速
反となる可能性が有る。
MTPの既定変更一先立ち、
DH機の既定変更を先に行っ
たことが必要。

注2)
INTジョットを受けると、各状
態から、
USB SEL
USB TX ENA
ジョットを受信した状態に移行
する。

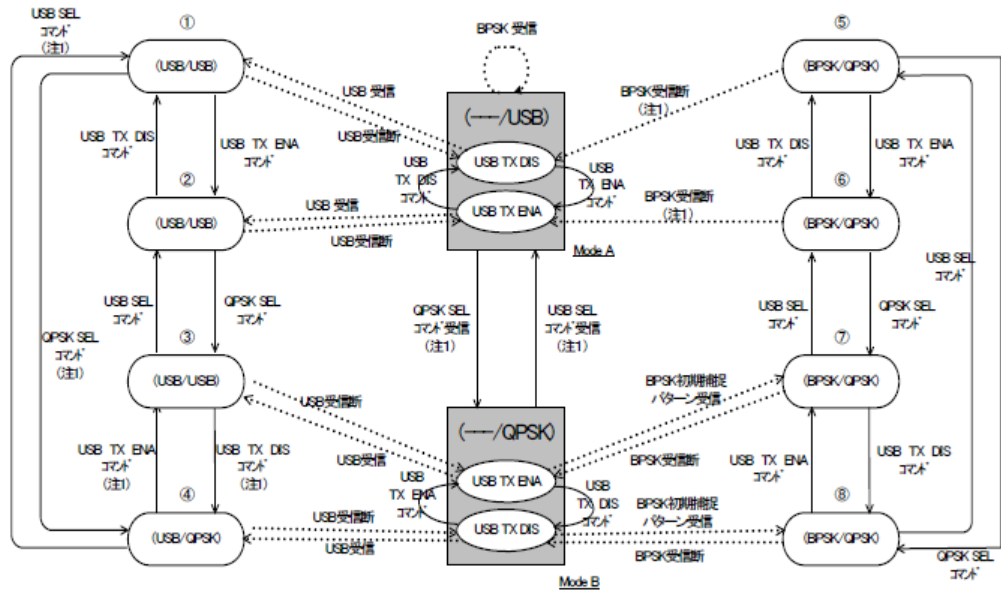


図 2.11.3-1 S バンドトランスポンダのモード遷移図

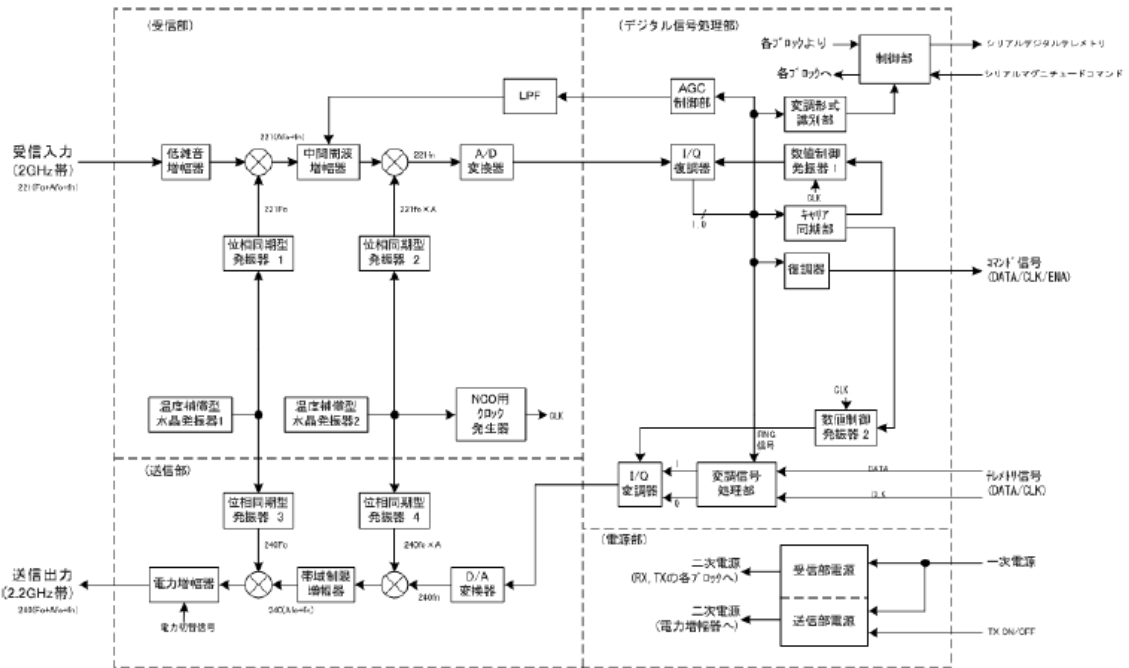


図 2.11.3-2 S バンドトランスポンダの機能ブロック図

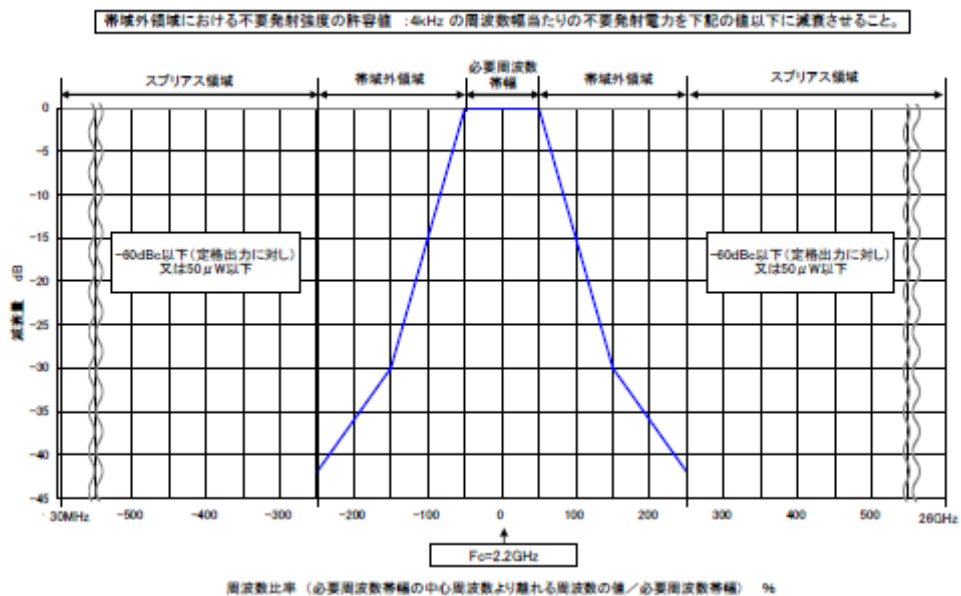


図 2.11.3-3 スプリアス輻射

注: 通信系では、スプリアス・帯域外領域の不要発射について、上記に示す電波法無線設備規則 (総務省告示 1228 号) に従う。

2.12 通信回線

DPF の伝送信号の諸元を表 2.11.3-1に、アップリンク時の回線計算表を表 2.8.4-2、ダウンリンク時の回線計算表を表 2.8.4-3 にそれぞれ示す。

表 2.11.3-1 送信号の諸元

Band	Link	Mode	Data	Data rate	Symbol rate	Format	Sub-Carrir	Modulation Index (rad)
S	Up	位相 変調	CMD	4000bps	—	NRZ-L	16kHz $\pm 1 \times 10^{-5}$	0.4 \pm 10%
		BPSK 変調	CMD	256kbps	—	NRZ-M	N/A	N/A
	Down	位相 変調	TLM	500bps~ 7.5kbps	8ksps	NRZ-L	60kHz	1.1
		QPSK 変調	TLM+ Mission Data	1Mbps/ 2Mbps 切換	2Msps	NRZ-L	N/A	N/A

2.13 衛星マネージメント系(SMS)

2.13.1概要

衛星マネージメント系は、衛星搭載機器間をつなぐデータリンク層以下に SpaceWire を採用し、データリンク層より上位のプロトコルには CCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems) 準拠の伝送方式として、コマンドについては TELECOMMAND、テレメトリについては AOS (Advanced Orbiting Systems) Grade-2 Path Service を使用する Hybrid 構成を採用する。データリンク層では SMCP (Spacecraft Monitor and Control Protocol) で規定された伝送シーケンスによりコマンド、及びテレメトリを制御する。

コマンド伝送 format

小型科学衛星 テレメトリ／コマンド設計基準書 (SP-111) 参照。

テレメトリ伝送 format

小型科学衛星 テレメトリ／コマンド設計基準書 (SP-111) 参照。

2.13.2構成

図 2.13.2-1に衛星マネージメント系システム構成を示す。

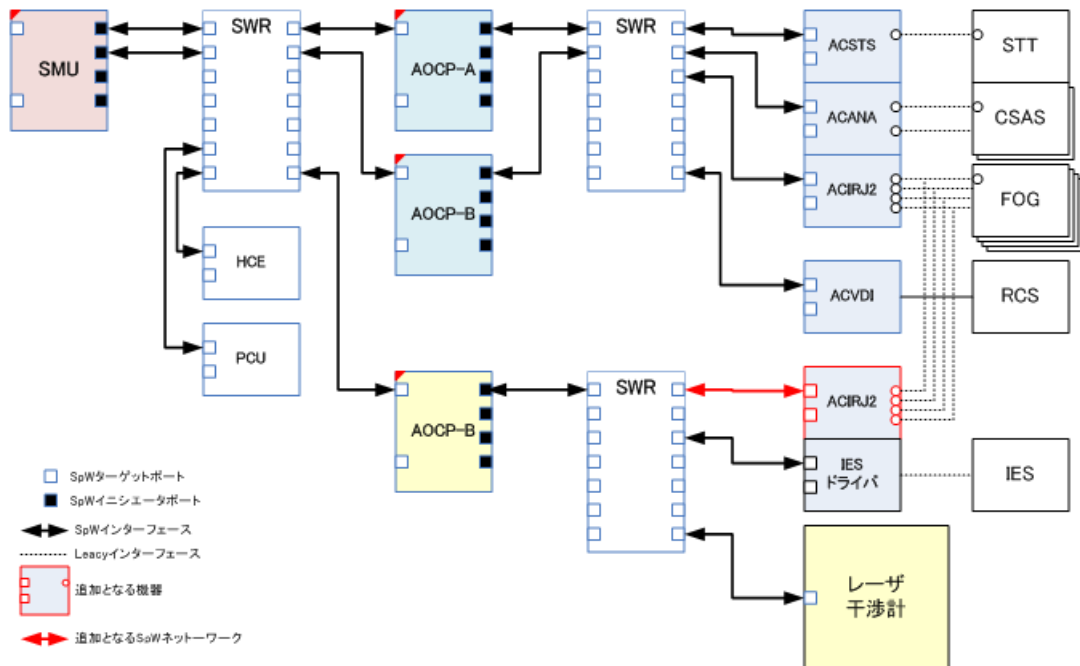


図 2.13.2-1 衛星マネージメント系システム構成

2.13.3 コマンド信号受信・分配制御機能

SMS は、RF 系から入力される Consultative Committee for Space Data Systems(以下「CCSDS」と称する)勧告*1 準拠方式コマンド転送フレームを解読し、コマンドパケットを復号する機能を有する。RF 系から入力されたコマンドデータ(ビット列)を、フレーム同期、誤り訂正／検出、デランダムイズ、フレーム有効性チェック、Space Packet の組立を行い、各機器に配信する。また、復号されたコマンドを SpaceWire(以下「SpW」と称す)／Remote Memory Access Protocol (以下「RMAP」と称す)を介して、適切な搭載機器へ分配制御する機能を有する。

この時、コマンドパケットを受け取れない搭載機器へはコマンドパケットから低水準コマンドインタフェースへの変換を行う。(SpacePacket 形式、ないし非 SpacePacket 形式にて分配制御する機能)通常は、SMU がコマンド制御を実施するが、SMU,SWR 等の機器異常時の対策としてダイレクトコマンド(TCIM からの直接コマンド制御)機能を有する。コマンド運用手順(COP-1)に従い、コマンド回線制御ワード(Communications Link Control Word:CLCW)により、コマンドの受信結果を地上に報告する機能を有する。

*1

CCSDS 133.0-B-1: Space Packet Protocol

CCSDS 232.0-B-1: TC Space Data Link Protocol

CCSDS 231.0-B-1: TC Sync. and Channel Coding

2.13.4 テレメトリ収集・編集処理機能

SMS は、搭載機器が発生するハウスキーピングテレメトリ(Space Packet 形式、非 Space Packet 形式)を周期的に収集し、Space Packet 形式のシステムテレメトリへ編集し、RF へ送出する機能を有する。

また SMS は、搭載機器が発生する Space Packet 形式の各種テレメトリを収集し、システムテレメトリとともに CCSDS 発展型宇宙機(以下「AOS」と称す)勧告準拠方式のテレメトリ転送フレームへ多重化し、RF 系へ出力する機能を有する。

2.13.5 テレメトリ記録・再生機能

SMS は、運用モードに応じて予め決められたテレメトリを、データレコーダ(DR)へ記録する機能を有する。また SMS は、地上からのコマンド指示に従い記録されたテレメトリを再生し、実時間テレメトリと多重化し RF 系へ出力する機能を有する。

2.13.6 自動・自律機能

SMS は、以下に示す自動・自律機能を有する。

自動機能

地上から送信された運用タスク(一連のコマンドシーケンス)に従って、サブシステム／機器を動作させる機能を有する。地上から送信するコマンド数の削減を図るため、サブシステムの動作モードを変化させるための一連のコマンドシーケンスをタイムラインコマンド、ないしマクロコマンド(グループコマンド)として内部メモリに保持する機能を有する。このタイムラインコマンド、およびマクロコマンドは地上からのコマンドにより軌道上で書き換えることができ、コマンドによりその実行を ENABLE ないし DISABLE できる制御機能を有する。

自律機能

SMS は予め登録された設定に従い、次の要素をトリガに機器を動作させるコマンドを送信する機能を有する。

- 1) 周期的にテレメトリの確認を行い、その値が予め設定された条件に合致した場合
- 2) 設定された時間が経過した場合
- 3) 機器側から予め設定されているコマンド発行要求が発生した場合、周期的にテレメトリの確認を行い、その値が予め設定された条件に合致した場合に、当該サブシステムを予め登録された安全状態に移行させるコマンドを送出させることが可能である。この機能により電源系(EPS)からの下限電圧制御(UVC)実施を通知するテレメトリや姿勢制御系(ACS)からの姿勢異常のテレメトリを確認した場合に、予め設定された手順に従って、姿勢制御や必要最低限の機器以外の電源を OFF(軽負荷モード)にすることで電力を確保し、衛星の安全な状態を確保することが可能である。これらの運用は機器側からのコマンド発行要求をトリガとしても実現可能である。継続して運用が不能となるなどの障害検知のため、タイマに設定した時間を経過しても通信が出来ないような場合に、衛星を安全状態に移行させるために予め登録されたコマンドを送出することが可能である。通常時は、地上からのコマンドによって回線確立毎にタイマをリセットするような運用を想定する。

また自律機能によるコマンド出力の際に、他の運用タスクの実行を停止する機能を有する。この機能により停止される運用タスクの種類は地上から指定またはマクロへの登録が可能である。

2.13.7 衛星時刻管理・配信機能

SMS は、衛星における基準の時刻となる衛星時刻を各機器に配信する機能を有する。衛星時刻は内部 Clock にて衛星時刻を生成/管理/分配し、コマンドにて時刻校正できる機能を有する。

SMS は、衛星時刻を定期的に地上系に対して通知するが、本機能は、地上系からのコマンドによりイネーブル/ディセーブルの設定が可能である。

2.13.8 基準信号 配信機能

1pps / 1Mpps 信号を SMU から各機器に分配する機能を有する。また、SpaceWire 上に SMU は Time-Code を配信する機能を有する。

2.13.9 PCD 編集・配信機能

SMU は、AOCS から姿勢情報を収集して、Payload Collection Data (以下、「PCD」と称す)として編集 / 分配(データバス経由)する機能を有する。

2.13.10 外部コマンド / テレメトリインタフェース機能

地上試験時、及び打上げ時に、アンビリアル(以下、「UMB」と称す)コネクタ経由で、地上試験設備 / 装置にてコマンド / テレメトリと I/F できる機能を有する。

2.13.11 登録コマンドのバックアップ機能

セーフホールドやその他の緊急時の処理としては、前述の自律機能によりコマンドを発行するが、何らかの単一異常 / 故障により登録コマンドデータに異常が発生した場合でも、SMS はオンボードでこれを検知してバックアップのデータを使用することで、緊急時に必要な処理を確実に実行する機能を有する。

2.13.12 自動・自律機能の継続実行機能

SMU の電源の瞬断やリセットなどが発生した場合でも、異常からの復帰後は、異常発生前に設定されていた自動・自律機能を継続して実行出来る機能を有する。

2.13.13 構成

衛星マネージメント系の構成品目リストを表 2.13.13-1 に示す。

表 2.13.13-1 衛星マネージメント系構成品目リスト

サブシステム	コンポーネント名称	略称	数量	備考
衛星マネージメント系		SMS	—	
	System Management Unit	SMU	1	構成品として標準ミドルウェアとソフトウェア開発キット(SDK)を含む。
	Data Handling Flight Software	DHFS	1 式	
	SpaceWire Router	SWR	2	28port 版
	Telemetry Command Interface Unit	TCIM	1	
Data Recorder	DR	1		

*1: DH-NW: 28port, AC-NW: 28port, DH-NW と AC-NW は独立

注 1: SpC2+標準ミドルウェアを SMU (Satellite Management Unit: 衛星マネージメントユニット) と称す。

2.13.14動作モード

SMS の動作モードを表 2.13.14-1に示す。構成品目の動作モードを表 2.13.14-2に、動作モード遷移を図 2.13.14-1 動作モード遷移図に示す。

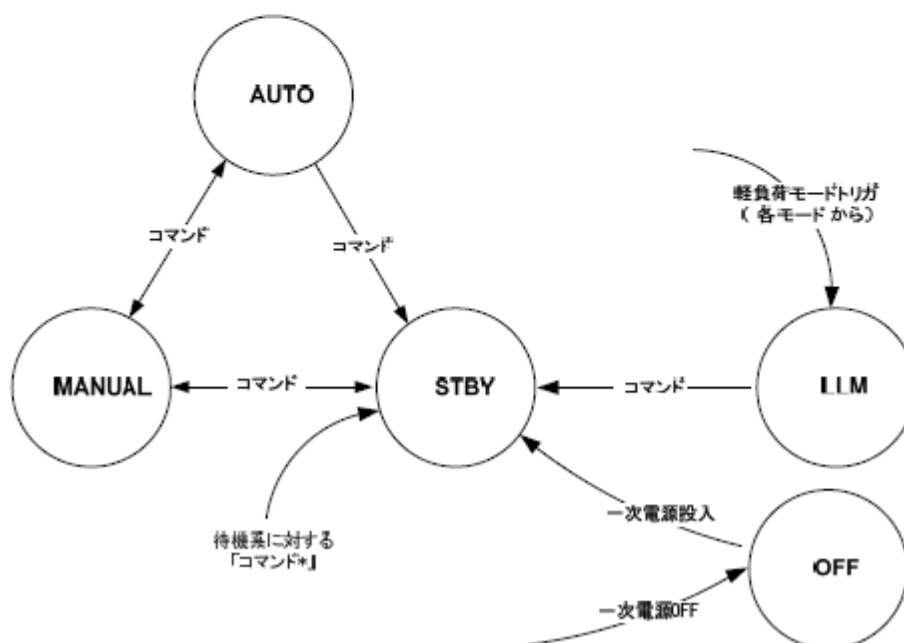
表 2.13.14-1 SMS の動作モード

動作モード(名称)	内容
オフモード (OFF)	機器に一次電源が供給されていないモード。 (SMS 系の全機器が OFF の状態)
スタンバイモード (STBY)	自動化・自律機能(マクロコマンド機能・ストアードコマンド機能を含む)及び補助データ収集・配信機能を除く SMS 系の全機能が使用可能となるモード。 本モードでは、自動化・自律機能は使用できない。 本モードでのみ、SMU 上のソフトウェアの書換えが可能である。 SMS 系に対して一次電源を供給した直後は本モードに移行する。
マニュアル運用モード (MANUAL)	自動化・自律運用準備のためのモードであり、タイムラインに基づく自動化運用及び、自律運用を除く SMS 系の全機能が使用可能となるモード。 但し、マクロコマンド機能、ストアードコマンド機能は使用可能である。本モードでは、自動化・自律運用データの登録・更新は可能である。 本モードから補助データ収集・配信機能が使用可能となる。
自動化・自律運用モード (AUTO)	SMS 系の全機能が使用可能となるモード。
軽負荷モード (LLM)	衛星に軽負荷トリガが発生し、衛星を軽負荷モードに移行・安定させるためのモード。

表 2.13.14-2 構成品目の動作モード

Mode 構成品目	オフ モード (OFF)	スタンバイ モード (STBY)	マニュアル 運用モード (MANUAL)	自動化・ 自律運用 モード (AUTO)	軽負荷 モード (LLM)	備考
SMU (DHFS)	OFF (OFF)	STBY (IPL)	MANUAL (NML)	AUTO (NML)	STBY (NML)	SpC2+DHFS
TCIM	OFF	OPR	OPR	OPR	OPR	*1
SWR	OFF	ON	ON	ON	ON	DH/AC-NW
DR	OFF	STBY	OPR	OPR	OPR	

*1 TCIM OFFモードからTCIM OPRモード移行時にTCIM STBYモードを経由する。



注: 「コマンド」は ハードウェアデコードコマンドを意味する。

図 2.13.14-1 動作モード遷移図

2.13.15特性

表 2.13.15-1 衛星マネージメント系サブシステム諸元 (1/2)

サブシステム	諸元
衛星 マネージメント ユニット (SMU)	<p>1) 機能</p> <p>a) コマンドのデコードと配信</p> <p>b) 衛星で発生したテレメトリデータの収集、編集および伝送</p> <p>c) 衛星時刻を管理し RMAP により衛星時刻を配信</p> <p>d) 自動化自律機能</p> <p>e) データレコーダへの記録/再生を行う。</p> <p>2) Time Line 性能</p> <p>a) 登録可能コマンド数 2560 TC_packet</p> <p>b) Time Line 中の TC Packet 長 32 octets 以下</p> <p>c) 実行絶対時刻分解能 1s</p> <p>3) 汎用自律性能</p> <p>a) 登録可能自律コマンド数 32 TC_packet</p> <p>b) 自律判定周期 2s</p> <p>c) 自律管制対象HKデータ 32 項目</p> <p>4) User Request 性能</p> <p>a) 登録可能リクエストコマンド数 32 TC_packet</p> <p>b) リクエスト応答時間 1sec 以下</p> <p>5) System Timer 性能</p> <p>a) System Timer 数 8</p> <p>b) 時間分解能 30sec</p> <p>c) タイムアウト時間設定範囲 30sec~1,966,050sec (約 22 日)</p> <p>6) マクロコマンド性能</p> <p>a) 登録可能マクロ数 ショートマクロ : 256 個 ロングマクロ : 32 個</p> <p>b) マクロ内登録可能コマンド数 ショートマクロ : 16 TC_packet ロングマクロ : 128 TC_packet</p> <p>d) ロングマクロインターバル時間設定 1-8191 秒(1 秒分解能) 「0」設定時=62.5ms</p> <p>e) インターバル設定=0 連続実行上限 16 TC_packet</p> <p>7) コマンド実行履歴管理性能</p> <p>a) 履歴管理コマンド数 64 TC_packet</p> <p>b) 履歴管理コマンド長 32 Bytes</p> <p>8) HKテレメトリ収集性能</p> <p>a) HKテレメトリ収集周期 1s</p> <p>b) HKパケット長 512 bytes</p> <p>9) ユーザーパケットテレメトリ収集性能</p> <p>a) 収集フォーマット CCSDS Space Packet</p> <p>b) ユーザーパケット長 14~1024 octets (可変長)</p> <p>10) テレメトリデータルーティング性能</p> <p>a) 登録運用モード数 32</p> <p>b) 登録 Category 数 64</p> <p>11) 衛星時刻管理性能</p> <p>a) 衛星時刻データ 0~2³²-1sec (約 136 年)</p> <p>b) 衛星時刻単位 2⁻⁶sec (15.625msec)</p> <p>c) 時刻データビット数 38bits</p> <p>d) 衛星時刻配信周期 Software TI : 1sec SpaceWire Time-Code : 15.625msec</p> <p>e) 衛星時刻設定単位 1sec 単位</p> <p>12) Spacewire リンクレート Max.50 Mbps</p>

表 2.13.15-1 衛星マネージメント系サブシステム諸元 (2/2)

サブシステム	諸元
データレコーダ (DR)	13) データレコーダ機能 a) 容量 2Gbytes 以上 BOL b) 転送レート 15Mbps(R/W) c) ロジカルボリューム数 最大 128 個
ルータ (SWR)	1) 機能 SpaceWire インタフェースに関するフレームをクロスバースイッチによってルーティングをする。 2) 入力ポート動作速度 50Mbps max 3) 入力ポートの最大待ち時間 25T 4) 出力ポート動作速度 50Mbps max 5) 出力ポートの最大待ち時間 25T 6) パケットスイッチング仲裁待ち時間 40T 7) 時間コード配布 時間ジッタ 20T 8) 時間コード配布 時間待ち時間 40T 9) 最小データ信号速度 2Mbps ※上記で使用している T は回線スピードが基準となり、回線速度が 100Mbps であれば、25T は 250ns となる。
TCIM	1) 機能 a) アップリンクコマンドのデコードと配信 b) 衛星で発生したテレメトリデータの伝送 c) SpaceWire インタフェースを持たない機器のテレメトリコマンドインタフェースを持つ 2) アップリンクレート 500~4000kbps (PCM/PSK/PM) 256kbps (QPSK) 3) ダウンリンクレート 1k~60kbps (PCM/PSK/PM) 8.192k~65.536kbps(PCM/Bi-φ/PM) 1Mbps, 2Mbps (QPSK) 4) テレメトリ Space Packet 最大長 1024 octets コマンド Space Packet 最大長 1016 octets 5) SpaceWire インタフェース 6 ポート 6) パルスコマンドインタフェース 28 チャンネル 7) パッシブバイレベルインタフェース 12 チャンネル 8) STRP インタフェース 2 チャンネル 9) インタリーブ深さ 5

2.14 姿勢制御系

2.14.1 概要

姿勢制御系は、規定の姿勢制御性能で衛星の運用が可能となるように制御を行う。

打ち上げから地球指向姿勢へ移行させるために必要な初期運用時制御機能を持つ。

定常非観測時に地球指向姿勢を維持しながら姿勢の異常を監視する機能を持ち、異常が検出された場合には速やかに使用機器の再構成を行って安全姿勢を保つ制御に移行する。

定常観測時は自然外乱による受動安定な姿勢を維持する衛星形状となっていることから、ACSでは予測した受動安定姿勢を捕捉後、アクチュエータ駆動を停止する動作となる。観測中のアクチュエータ制御権はミッション系が所有する。ACSでは姿勢監視を行い、姿勢異常が検出された場合にはアクチュエータ制御権を取り返し、速やかに地球指向姿勢を再捕捉する。

姿勢制御系は、各種制御機能の制御則を生成するコントローラである姿勢制御搭載計算機(AOCP2 台)とその上で動作する姿勢制御搭載ソフトウェア(ACFS)、5種類の姿勢センサ(恒星センサ:STT(1式)、粗太陽センサ:CSAS(2台)、慣性基準装置:FOG(3台))、センサ・アクチュエータ及びAOCPの各種信号のインタフェースを司る4種類のインタフェースモジュール(ACIM)により構成される。

2.14.2 構成

図 2.14.2-1に姿勢制御系機能ブロック図を示す。

表 2.14.2-1に姿勢制御系の機能構成を、表 2.14.2-2に制御モード構成を示す。

図 2.14.2-2に制御モードの遷移図を示す。

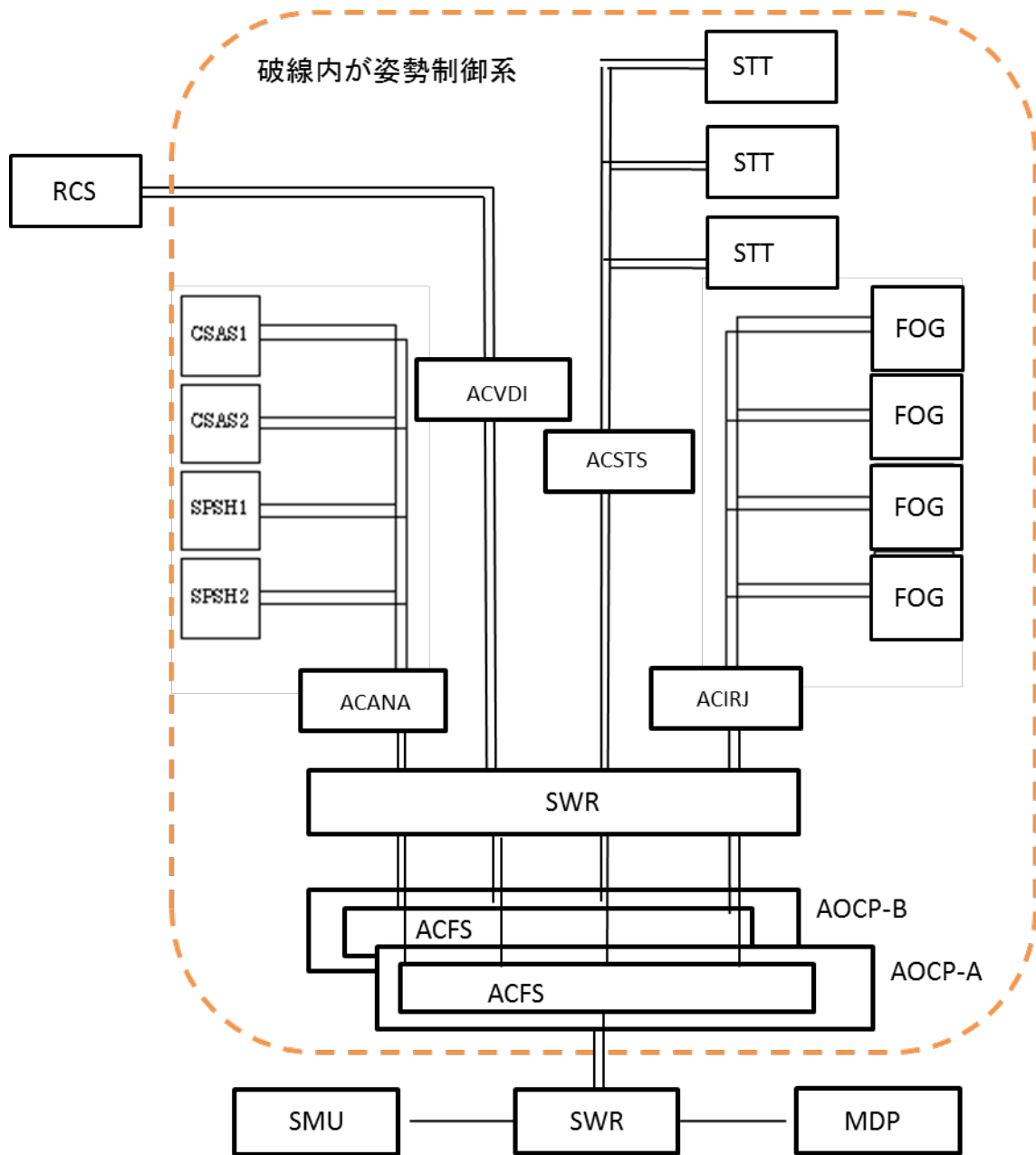


図 2.14.2-1 姿勢制御系機能ブロック図

表 2.14.2-1 姿勢制御系の機能構成

	機能	内容
(1)	姿勢検出	STT による慣性姿勢検出 IRU による慣性系に対する姿勢変動の検出 CSAS による太陽指向姿勢の検出 SPSH による SAP の太陽指向状態のモニタ
(2)	姿勢決定	太陽指向姿勢検出 STT-IRU 姿勢決定フィルタによる慣性姿勢決定/IRU ドリフト 推定 姿勢伝播
(3)	姿勢誘導	太陽フルサーチシーケンス生成 太陽 Y 回りサーチシーケンス生成 Z 軸回りマヌーバシーケンス生成 定常姿勢誤差算出 姿勢オフセット機能
(4)	姿勢制御	レートダンブ制御 三軸姿勢制御 角運動量デカップル補償
(5)	アクチュエータ 駆動・制御	スラスタ駆動機能
(6)	位置航法	軌道伝播演算による衛星位置、速度算出 暦計算による公転位置、速度算出 日照・日陰判定 STT 地蝕、月干渉判定
(7)	支援機能	PCD データ配信機能
(8)	FDIR	ミッション制御中の姿勢監視 コンポ動作状態監視 衛星姿勢監視 SpC2 動作状態監視
(9)	テレコマ	AOCS データ収集・送信 AOCS コマンド受信・分配

表 2.14.2-2制御モード構成

モード名称	略称	主要機能	CSAS	STT	IRU
(1) RCS 太陽捕捉	RSA	太陽指向姿勢検出 姿勢伝搬 太陽フルサーチシーケンス生成 Z軸回りマヌーバシーケンス生成 レートダンプリ制御 三軸姿勢制御 角運動量デカップル補償	○	M	○
(2) RCS 慣性姿勢	RIA	STT-IRU 姿勢決定フィルタによる 慣性姿勢決定/IRUドリフト推定 姿勢伝搬 姿勢誤差算出 姿勢変更シーケンス生成 三軸姿勢制御 角運動量デカップル補償		○	○
(3) 軌道制御	OM	STT-IRU 姿勢決定フィルタによる 慣性姿勢決定/IRUドリフト推定 姿勢伝搬 姿勢誤差算出 三軸姿勢制御 ΔV 制御 角運動量デカップル補償		○	○
(4) RCS セーフホールド	RSH	(1)と類似の制御	○		○
(5) スタンバイ	STB	無制御待機状態			
(6) オフ	OFF	全 APCS 機器 OFF 状態			

(注) M: 地上系で使用、B: コマンドによるマニュアル駆動が可能、F: 異常監視に使用、U: 状況によりアンロードに使用

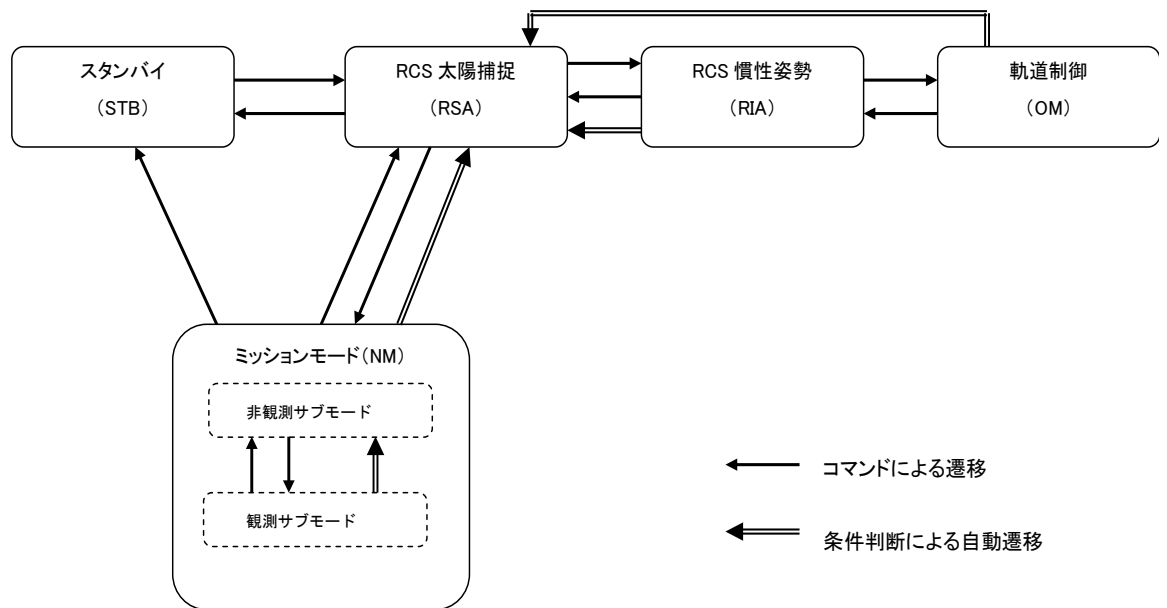


図 2.14.2-2 制御モードの遷移図

2.14.3 姿勢制御系構成機器諸元

表 2.14.3-1に姿勢制御系総合性能諸元、表 2.14.3-2に姿勢制御系構成機器諸元を示す。

表 2.14.3-1 姿勢制御系総合性能諸元

機器名称	諸元
姿勢軌道制御サブシステム (AOCS)	1. 姿勢安定方式: バイアスモーメント三軸制御方式 2. ミッションモード性能 (以下は非観測サブモードにおける性能、観測サブモード時は姿勢制御系からの制御を行わない。) <ul style="list-style-type: none"> ・指向制御精度: $\pm 0.1^\circ$ (3σ) (XYZ 各軸) ・指向決定精度: $\pm 0.01^\circ$ (3σ) (XYZ 各軸) ・指向安定度 : 要求しない

表 2.14.3-2 姿勢制御系構成機器諸元 (1/2)

機器名称	諸元
恒星センサ (STT) SODERN SED26	1. 機能 : 慣性系における STT 自身の姿勢クワータニオンを出力する。 2. 動作視野 : 12.5° (半頂角) 3. 妨害光回避 (1) 太陽光回避角 : 25° (半頂角) (2) 地球光回避角 : 22° (半頂角) (3) 月光回避角 : 12.5° (半頂角) 4. 性能 (10Hz 動作時 SPEC) (1) トラッキングレート : 5deg/sec 以下 姿勢精度保証範囲 : 0.5deg/sec 以下 (2) バイアス誤差 X/Y(視野中心直交軸) : 11arcsec 以下 Z(視野中心軸) : 11arcsec 以下 (3) NEA(全天の平均:3σ) X/Y(視野中心直交軸) : 12.1arcsec 以下 Z(視野中心軸) : 78.1arcsec 以下
慣性基準装置 (FOG) 光ファイバジャイロ JAE JG-34FP12	1. 機能 : 3 軸の姿勢変化および角速度を検出する。 2. 性能 (1) レンジ : 符号保証 ±900° /sec 以上 (2) 精度 バイアス : 9° /h(3σ) 温度補正残差 ランダム : 0.3° /√h スケールファクタ : 4.5 arcs/pulse スケールファクタ安定度 : 0.15%(3σ) 計測帯域幅上限 : 400Hz 以上
粗太陽センサ (CSAS) Adcole CASS	1. 機能 : 太陽方向 (1 軸) を検出する。 2. 視野範囲 (1) 感度軸動作視野 線形 : -20° ~ +20° Saturation : -41±4° ~ +41±4° (2) 非感度軸動作視野 動作視野 : -62.5±7.5° ~ +62.5±7.5° 非干渉視野 : -75° ~ +75°

表 2.14.3-2 姿勢制御系構成機器諸元 (2/2)

機器名称	諸元
RWA-ACIM (ACRWH)	<p>1. 機能</p> <p>(1) AOCB-RWA 間インタフェース機能</p> <ul style="list-style-type: none"> a. ON、OFF コマンド生成 b. トルクコマンド、トルク極性コマンド生成 c. ON/OFF ステータス受信 d. タコパルスカウント・位相カウント <p>2. 性能</p> <p>(1) RWA 接続台数 :4 台</p>
IRU-ACIM (ACIRJ2)	<p>1. 機能</p> <p>(1) AOCB-FOG 間インタフェース機能</p> <ul style="list-style-type: none"> a. DC 電力供給 (+5V, +15V, -15V) c. 角度増分パルスカウント d. ジャイロ温度モニタ(PA) <p>2. 性能</p> <p>(1) FOG 接続台数 :4 台</p>
STT-ACIM (ACSTS)	<p>1. 機能</p> <p>(1) AOCB-STT 間インタフェース機能</p> <ul style="list-style-type: none"> a. ON、OFF コマンド生成 b. シリアルコマンド生成 (一旦 FPGA 内の DPRAM に蓄積) c. ON/OFF ステータス受信 d. シリアルデータ受信 (一旦 FPGA 内の DPRAM に蓄積) <p>2. 性能</p> <p>(1) STT 接続台数 :1 台</p>
ACVDI	<p>1. 機能</p> <p>RCS インタフェース機能</p> <ul style="list-style-type: none"> a. スラスタ駆動 b. 遮断弁のオープン及びクローズ c. 圧力センサ出力の読み出し d. スラスタ触媒層ヒータへの通電 <p>2. 性能</p> <ul style="list-style-type: none"> (1) スラスタ接続台数 :4ch (2) 遮断弁接続数 :1 台 (開・閉コイル各 1ch) (3) 圧力センサ :1ch (4) 触媒層ヒータ :1set (スラスタ 4ch)

2.15 ミッション系

2.15.1 構成

図 2.15.1-1 にミッション系システムブロック図を、図 2.15.1-2 にサブコンポーネント/サブシステム構成を示す。

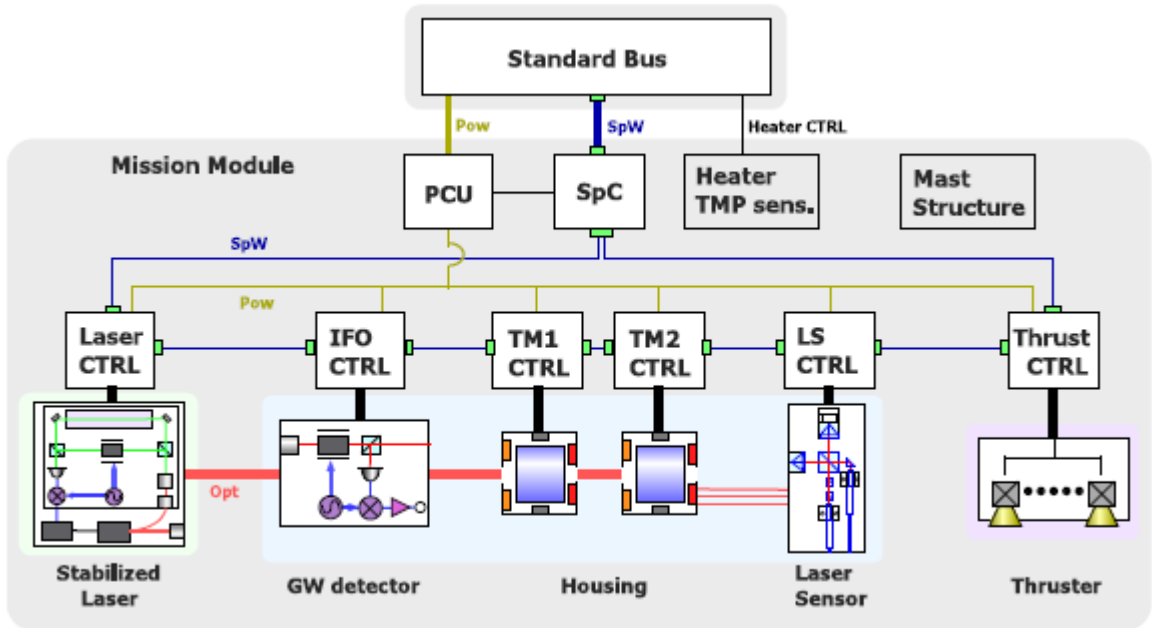


図 2.15.1-1 ミッション系システムブロック図

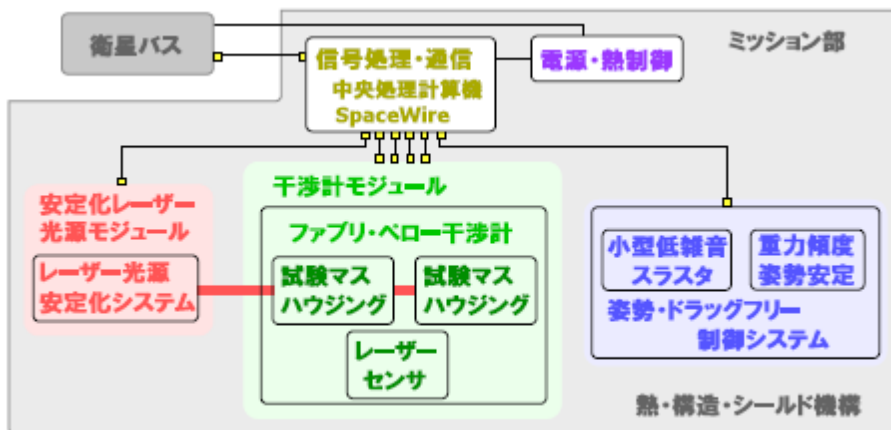


図 2.15.1-2 サブコンポーネント/サブシステム構成

2.16 電気計装

2.16.1概要

電気計装は各機器のコネクタ、外部コネクタ、各パネル間中継コネクタ、温度センサ／ヒータ用中継コネクタおよびデータバス用終端コネクタ間を接続するためのコネクタ、ワイヤおよび各種副資材により構成される。

2.16.2構成

電気計装の構成を以下に示す。

- (1) ワイヤーハーネス
- (2) 同軸ケーブル
- (3) ボンディングワイヤー
- (4) 分離スイッチ
- (5) アンビリカルコネクタ
- (6) テストコネクタ
- (7) ターンオンコネクタ
- (8) 中継コネクタブラケット
- (9) 緊締具類
- (10) アッテネータ

2.16.3機能

電気計装の機能を以下に示す。また、計装レイアウトを図 2.13.3-1 に示す。

- (1) 機器間の電氣的信号の接続を行う。
- (2) 機器の電氣的ボンディングをとる。
- (3) バス電力を必要とする機器に分配する。
- (4) 衛星とロケットの分離を検出する。
- (5) アンビリカルコネクタにより衛星とロケット間の電氣的インタフェースをとる。
- (6) テストコネクタ、及びターンオンコネクタを有する。
- (7) S-ANT3 からの出力電力を調整する。

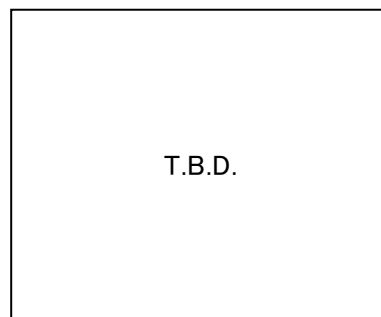


図 2.16.3-1

2.16.4 衛星外有線インターフェース

図 2.16.4-1に衛星外有線インターフェースの搭載位置図を示す。

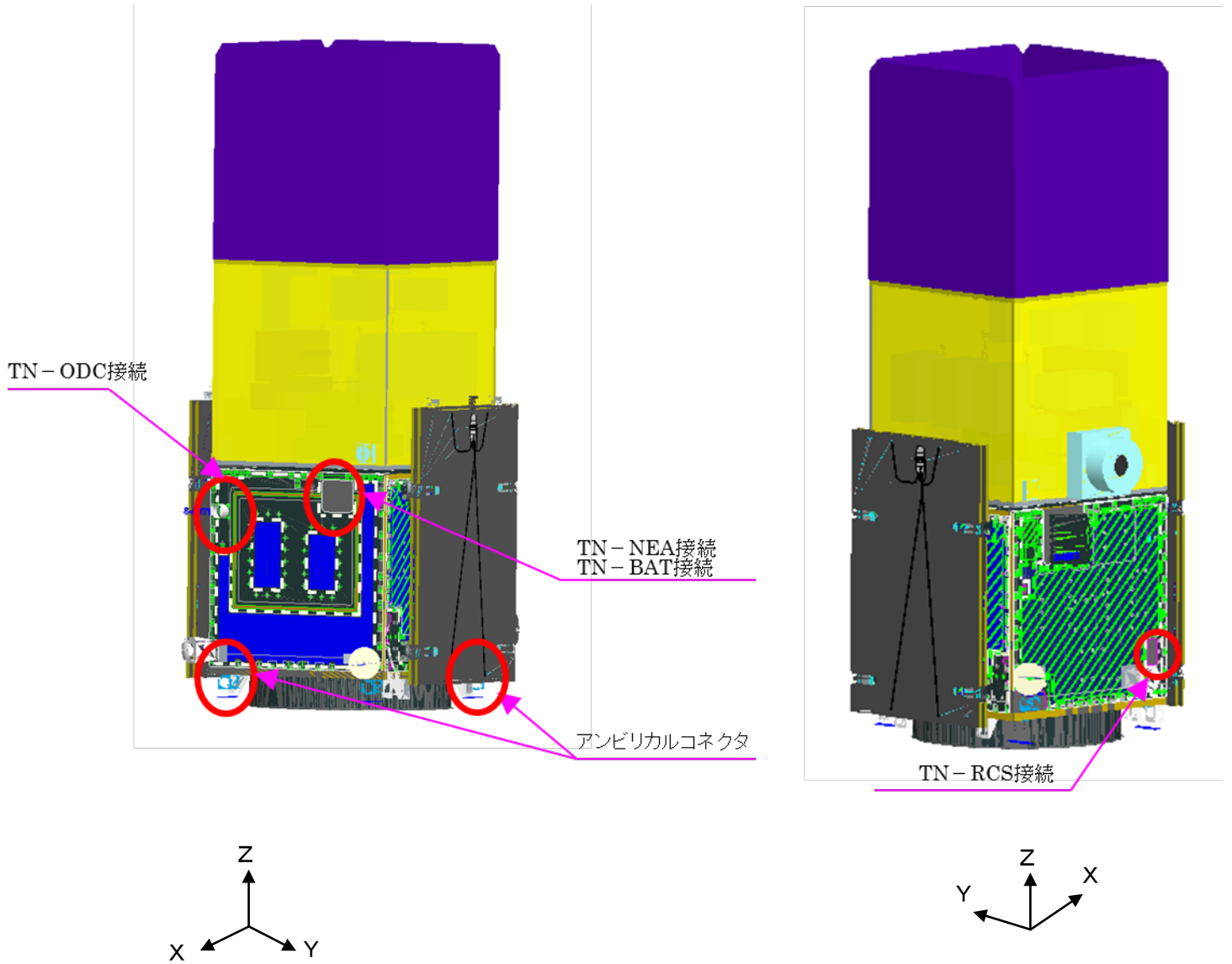


図 2.16.4-1 衛星外有線インターフェースの搭載位置図

3.5 開発計画

3.5.1 全体計画

DPF 構成品の開発計画を表 3.5.1-1 に示す。
標準機器/標準構体からの変更を以下に示す。

【バス部】

- ・SAP はヨーク付き 2 枚パネル固定翼
- ・パネルは標準品となるが、ヨーク、展開角度(ヒンジ)が新規開発となる為、BBM が必要
- ・FOG の採用に伴い、本新規慣性センサに対応する ACIRJ は新規開発となり、BBM、PFM の開発とする。
- ・姿勢制御系サブシステム設計、ソフトは DPF 固有の部分を解析し、作り込み検証する必要がある。

【ミッション部】

構体としては非破壊の EFM 構体を用いた構造試験、構造試験後のリハビュシュを行った後、AT としてのミッションモジュール構体での機械環境試験を実施することを前提とする。
熱的には EFM 構体を用いたミッション部熱平衡試験を行うことを前提とする。

【特殊インテグレーション試験】

ドラッグフリー制御のための特殊インテグレーション試験が想定される。

【地上系】

地上系として、必要となる DPF 固有のものは明らかになっていない。

表 3.5.1-1 開発計画

DPF機器構成	略号	台数	コンポーネント区分			開発計画						改修/新規開発内容
			既存	一部改修	新規開発	BBM	MTM	TTM	QM	EFM	RFM	
ミッションシステム												
ミッション機器												
ミッション機器		1										○
干渉計モジュール		1			○							○
干渉計制御モジュール		1			○							○
ハウジング制御モジュール		1			○							○
レーザーセンサ制御モジュール		1			○							○
安定化レーザー光源モジュール		1			○							○
電気・熱制御モジュール		1										○
信号処理モジュール		1										○
ドラッグフリー・ラス、タ制御		1			○							○
スラストヘッド・制御モジュール(式2、式8)		1式			○							○
ミッション群ファン追加(主S)		2										○
ミッション群ファン追加(主Y)		2										○
バラン ス ウェイト		1式										○
STR		1式									○	
ミッション計装(電気、機械、熱)		1式										○
バスシステム												
重要マネジメント系												
SMs												
システムマネジメントユニット	SMU	1	○									○
テレメトリコマンドインタフェースモジュール	TCIM	1	○									○
スペースワイヤレクタ	SWR1,SWR2	2	○									○
データレコーダ	DR	1	○									○
GFS	GFS A	2	○									○
	GFS L	2	○									○
	GFS P	1	○									○
高電圧系												
HF												
Sバンドアンテナ(主S方向)	S-ANT1,S-ANT2	2	○									○
Sバンドアンテナ(主E方向)	S-ANT3	1	○									○
Sバンドダイプレキサ	S-DPF1,S-DPF2	2	○									○
Sバンドスイッチ	S-SW	1	○									○
Sバンドハイブリッド	S-HYB	1	○									○
Sバンドトランスポンダ	S-TRP-A,S-TRP-B	2	○									○
電源系												
EPS												
130V用駆動モータ	SADM1,SADM2	0										○
電力制御系	FCU	1			○	○					○	○
アレイワイヤレギュレータ	APR	1		○								○
SAPブッキングダイオード	SBD1,SBD2	2		○								○
バッテリー(90Ah)	BAT	1		○								○
姿勢制御系												
AOCs												
傾角トルカ	MTQ-X,MTQ-Y,MTQ-Z											○
傾角センサ	STT	1	○									○
慣性基準装置	FOG	3	○									○
AOCs インタフェースモジュール(RNANHone ywall)	ACRMH											○
AOCs インタフェースモジュール(SADM@NTS)	ACSDM											○
AOCs インタフェースモジュール(Analog@NTS)	ACANA	1	○									○
AOCs インタフェースモジュール(RU@MPC)	ACRU	3			○	○					○	○
AOCs インタフェースモジュール(VDRV1A)	ACVD1	1	○									○
推進系												
RCS												
推進系	RCS	1式	○									○
注液弁モジュール			○									○
バルブモジュール			○									○
推進タンク			○									○
配管			○									○
配管ブラケット			○									○
インターフェースコネクタブラケット			○									○
4Nスラストモジュール		4	○									○
防振系												
TCS												
ヒール制御装置	HCE	1	○									○
防振装置	T-OUT	1式	○									○
構体系												
STR												
構体	STR	1式	○									○
機組計装	M-INT	1式	○									○
計装系	WSS	1式	○									○

3.5.2 構造系 開発計画

構造系の概要を以下に示す。

(1) バス機器 PFT

- ・ランダム振動試験
- ・(正弦波振動試験)
- ・(衝撃試験)

注: 正弦波試験、衝撃試験は過去のプログラムで耐性確認済みなので省略する。

(2) バスモジュール

バスモジュールレベルでの機械環境試験は行わない。

(3) ミッション機器 PFT

- ・ランダム振動試験
- ・正弦波振動試験
- ・衝撃試験

注: 正弦波試験、衝撃試験は過去のプログラムで耐性確認済みの場合省略可

(4) ミッションモジュール EFM を用いた構造試験

EFM を製作し、以下の試験を行い、試験結果に基づき、ミッション構体の設計妥当性を評価するとともに、ミッションモジュール搭載機器の機械環境条件を設定する。

- ・音響試験
- ・モーダルサーベイ
- ・正弦波振動試験
- ・衝撃試験

試験終了後、必要なりハービィシュを実施して、以下のミッションモジュール AT を行う。

- ・モーダルサーベイ
- ・正弦波振動試験

注 1: 音響試験は上位レベル(システム)で実施する。

注 2: 衝撃試験は機器レベルでのみ実施し、モジュールレベルでは実施しない。

(5) システム PFT

ミッションモジュールをバスモジュールに搭載後、以下の PFT を行う。

- ・モーダルサーベイ
- ・正弦波振動試験
- ・音響試験

注 1: 衝撃試験は機器レベルでのみ実施し、システムレベルでは実施

3.5.3 熱系 開発計画

熱系の概要を以下に示す。

- (1) バス機器 PFT
 - ・温度試験

- (2) バスモジュール
 - ・バスモジュールレベルでの熱試験は行わない。

- (3) ミッション機器 PFT
 - ・温度試験

- (4) ミッションモジュール EFM 構体を用いた熱平衡試験
 - ・EFM 構体にダミー機器および熱計装を実装して熱平衡試験を実施し、熱設計の検証を行う。

- (5) システム PFT
 - ミッション部 EFM 熱平衡試験の結果を反映したフライトモデルは、バス部に搭載した後、熱平衡/熱真空試験で検証を行う。フライトモデル熱真空試験コンフィギュレーションを図 3.5.3-1 に示す。

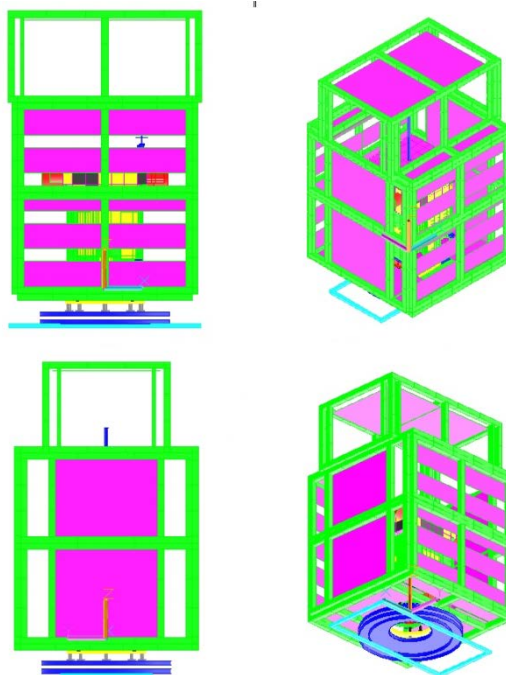


図 3.5.3-1 熱平衡/熱真空試験コンフィギュレーション

3.5.4 ミッション部構造試験、熱平衡試験

以下に EFM 構体を用いたミッション部の構造試験、熱平衡試験の流れについて説明する。

バス部については、3.5 項に示すように小型衛星バス部の試験は、SPRINT-A, ASNARO 等で実績を有するため実施せず、

ミッション部について、EFM 構体を用いて構造試験、熱平衡試験を実施する。

【相模原キャンバス】

- ・構造、熱試験準備
- ・熱平衡試験
- ・振動試験、モーダルサーベイ、衝撃試験

【筑波宇宙センター】

- ・音響試験

試験フローを図 3.5.4-1 に示す。

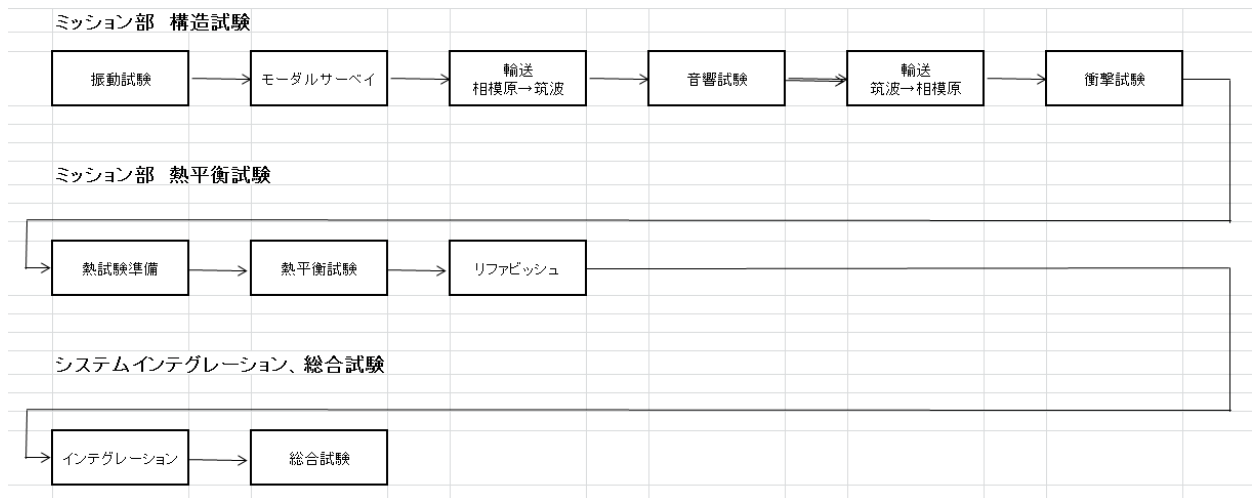


図 3.5.4-1 DPF ミッション部構造試験、熱平衡試験 試験フロー(案)

3.5.5 総合試験

以下に総合試験の流れについて説明する。

【相模原キャンパス】

インテグレーション(バス/ミッション)は相模原キャンパスにて、それぞれバス構体、ミッション構体に組み立てられ、電気試験を実施する。尚、この時に熱真空試験時に使用する熱電対ケーブルを衛星内外に貼り付けを実施する。バス構体とミッション構体を組み立て後、初期電気性能試験、熱平衡/熱真空試験、機械環境試験準備、初期アライメント測定、モーダルサーベイ、振動試験を実施する。尚、機械環境試験前に熱電対ケーブルを取外し、加速度計を貼り付ける。

【筑波宇宙センター】

筑波宇宙センターに輸送し、音響試験を実施する。

【相模原キャンパス】

再度、相模原キャンパスに輸送し、アライメント測定、機械環境試験後処置、RCSリーク試験、最終電気性能試験、質量特性試験を実施する。機械環境後に加速度計の取外しを実施する。

DPF 組立後の総合試験フローを図 3.5.5-1 に示す。

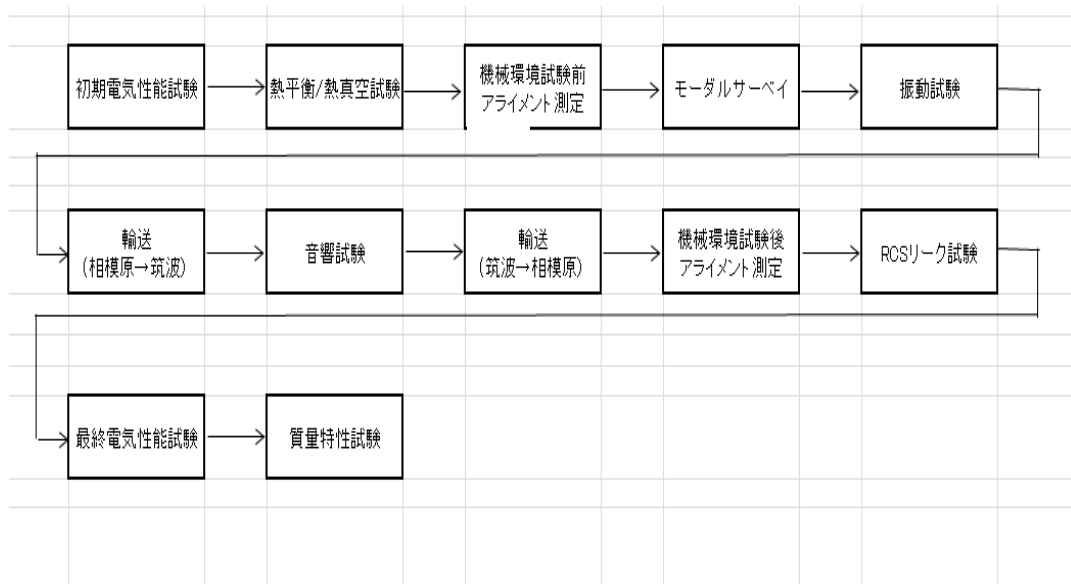


図 3.5.5-1 DPF 総合試験フロー(案)

3.5.6 検証計画

(1) 検証目的

各インテグレーション試験(以下、「INTG」)、噛合せ試験及び総合試験の目的は、以下の通りある。

- ・設計／信頼性／製品品質の妥当性および耐環境性の確認
- ・衛星の輸送前後で衛星の機能・性能が維持していることを確認する。

(2) 検証フロー

INTG 試験、噛合せ試験及び総合試験を通して以下の検証を実施する。

- ・各種極性の確認
- ・End-to-End 試験
- ・軌道上運用試験
- ・DB 検証試験

図 3.5.6-1 に検証フローを示す。

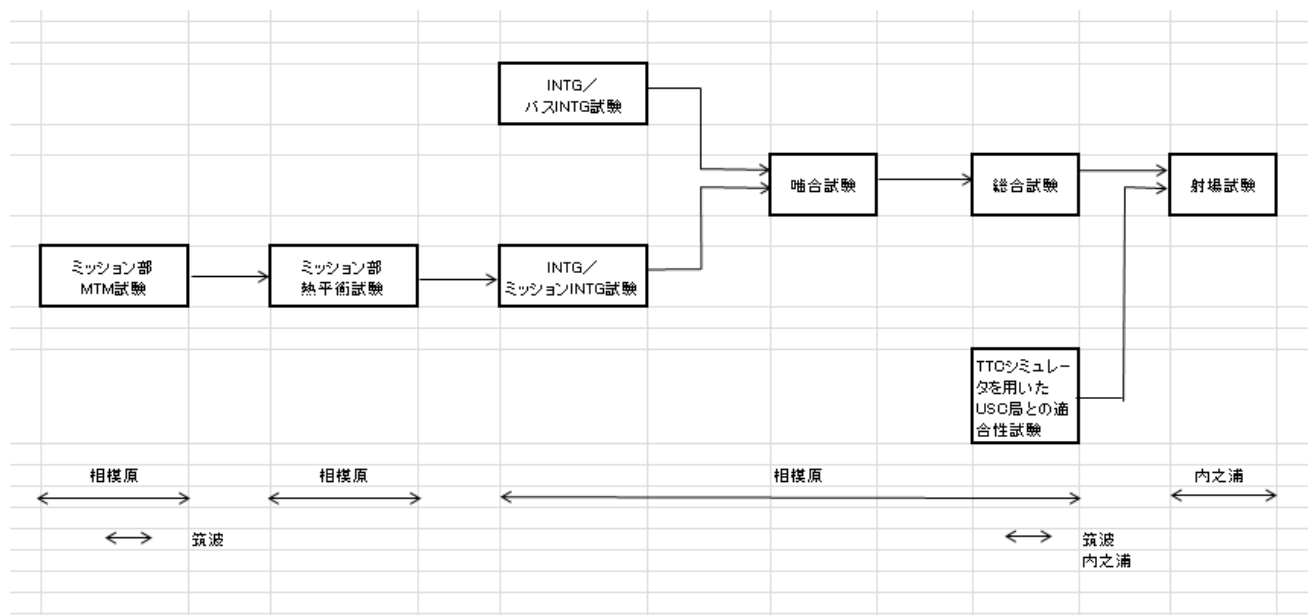


図 3.5.6-1 検証フロー

※1 バスインテグレーション試験

バス各システム・コンポーネントを集結し、バス構体パネル上にそれぞれ取付け、相互の機械的、電氣的インタフェースの確認を実施する。

※2 ミッションインテグレーション試験

ミッション各サブシステム・コンポーネントを集結し、ミッション構体パネル上にそれぞれ取付け、各インテグレーション試験にて相互の機械的、電氣的インタフェースの確認を実施する。

※3 噛合せ試験

バス構体パネルとミッション構体パネルの結合を実施し、相互の機械的、電氣的インタフェースの確認を実施する。

(3) 総合試験

総合試験の内容は以下の通りである。

- ・質量特性の確認[質量特性]
- ・構造機械系の確認[正弦波振動、音響]
- ・軌道上の環境を模擬した熱環境試験
- ・機械、熱環境試験の前／後に行う電気性能試験／アライメント試験／外観検査
- ・RCS 系リーク試験／フェージング試験

(4) 射場試験(参考)

衛星を射場に輸送し、衛星の機能試験及び必要な最終衛星組立、バッテリー補充電、推進剤充填などのロケット組付け前の最終作業を実施する。

その後、Y-0 打上げに向けたフライトオペ作業を実施する。

(5) 検証スケジュール

検証スケジュールは図 3.5.6-2 に示した通りである。総合試験の概要を表 3.5.6-2 に示す。

(6) 建屋・設備使用計画

表 3.5.6-1 に相模原キャンパス／筑波宇宙センターの建屋・設備使用計画(案)を示す。

(7) DPF システム試験 (INTG／噛合せ／総合試験)における制約事項

DPF システム試験を通して地上試験での制約等によりシステムレベル試験における制約事項として

- ・システムレベルでは検証できないもの
 - ・射場にて最終的な検証ができないもの
- 及び、それに対する対処方法を表 3.5.6-3 及び表 3.5.6-4 に示す。

(8) End to End 試験検証

噛合せ試験、総合試験、射場試験を通して実施する End-to-End 確認方法を表 3.5.6-5 に示す。

表 3.5.6-2 DPF 総合試験

タスク名	試験概要
初期電気性能試験	<ul style="list-style-type: none"> ・各サブシステム間 I/F 確認 ・衛星システムとしての機能性能確認 ・極性確認、End-To-End 検証、長時間試験を含めた総合試験 ・ベースラインデータ取得
熱平衡/熱真空試験	<ul style="list-style-type: none"> ・衛星熱設計の妥当性、熱制御系機器の機能性能確認 ・熱真空環境下での衛星システムとしての機能性能確認
機械環境試験前 アライメント測定	<ul style="list-style-type: none"> ・機械環境試験前のアライメントのベースラインデータ取得
モーダルサーベイ	<ul style="list-style-type: none"> ・システムとしての剛性確認
正弦波振動試験	<ul style="list-style-type: none"> ・衛星構体、搭載機器及びサブシステムを含めた衛星全体の正弦波振動環境下での耐性確認
音響試験	<ul style="list-style-type: none"> ・衛星構体、搭載機器及びサブシステムを含めた衛星全体の音響環境下での耐性確認
機械環境試験前 アライメント測定	<ul style="list-style-type: none"> ・データ取得を行い、機械環境試験前後のアライメントに変動がないことの確認
リーク試験/ フェージング試験	<ul style="list-style-type: none"> ・RCS 系の推進タンク、バルブ類及び配管の異常有無の確認
最終電気性能試験	<ul style="list-style-type: none"> ・機械環境試験、熱試験後に衛星システムとしての機能性能が維持されていることの確認
質量特性試験	<ul style="list-style-type: none"> ・衛星の質量、CG、MOI の確認

表 3.5.6-3 DPF システム試験 (INTG/PFT) における制約事項 (1/2)

機器	項目/内容	対処	備考
S-ANT/	・アンテナ性能	・サブシステム試験結果, 及び解析結果による。	視野角, EIRP, アンテナパターン等
AOCS	・クローズループ制御の確認	・クローズループによる制御の確認は、AOCS サブシステム試験による。	
EPS	・BAT 発生電力	・コンポーネント試験結果, 及び解析結果による。 (システムレベルで BAT FM の最大放電はノミナル作業では実施しない)	
SPS	・PDL 発生電力確認	・サブシステム、コンポーネント試験結果, 及び解析結果による。 ・システム試験を通して、「PDL~APR」「APR~PCU」間の繋ぎ込み確認, 及び簡易照射試験による接続確認を実施する。	
SPS	・PDL 全展開	・サブシステム/コンポーネント試験結果, 及び解析結果による。 ・PDL 取付け時に、SAP の各種テレメトリの確認を実施する。	
RCS	・推薬噴射	・サブシステム、コンポーネント試験結果, 及び解析結果による。(スラスタ単体による噴射試験の実施など) ・システム試験「RCS リーク試験/フェージング試験」によるスラスタ動作確認を実施する。	
TCS 他	・PDL ヒータ動作確認 ・BAT ヒータ動作確認	・サブシステム、コンポーネント試験結果, 及び解析結果による。 ・総合試験「バス INTG」にて、TCS [HCE] からのヒータ電力供給が可能であることを確認する。	TVT では PDL はチェンバ内に供さない。
GPSR	・航法演算処理	・コンポーネント試験結果, 及び解析結果による。	

表 3.5.6-4 DPF 射場試験における制約事項(2/2)

機器	項目／内容	対処	備考
TTC	・アンテナライン最終コネクタ嵌合後の導通確認	・インタフェース同軸コネクタ部のトルク確認、目視確認による	
RCS ／AOCs)	・遮断弁駆動ラインの最終コネクタ嵌合後の導通確認 (TBD)	・インタフェースコネクタのトルク確認、目視確認による。(推薬充填時にテストコネクタを使う場合)	推薬充填後、バルブ開閉は不可。
TCS 等	・PDL ヒータライン ・BAT ヒータライン 上記ラインの最終コネクタ嵌合後の導通確認	・インタフェースコネクタのトルク確認、目視確認による。(BAT、PDL は同じコネクタの他のステータスは確認可能 [TBD])	
ターンオンコネクタ	・最終コネクタ嵌合後の導通確認	・目視にて確認する。	

表 3.5.6-5 END-TO-END 確認方法(1/2)

No.	End-to-End項目	確認ライン	INTG & 総合試験での確認方法	INTG & 総合	射場試験	備考
RF系End-to-End確認						
1	S/バンド回線確認	DH-NW機器～SWR～SMU～TCIM ～S-TRP～S-SW～S-DIP～S-LPF ～S-ANT1/2	S-ANT入出力端からのRF信号により、接続機器に対してコマンド/テレメトリ確認を行う。	○	—	PFT(最終電気性能試験)および射場作業でAirlinkにおいて、S-ANTからのRF信号により搭載機器に対してコマンド/テレメトリの確認を行う
2	GPSR受信/処理確認	GPSA～GPSL～GPSP～PIU～SWR ～SMU	GPSAIにGPSリピータからGPS信号を放射し、航法演算データをテレメトリにて確認する。	○	—	
電源系End-to-End確認						
3	BAT電力供給確認	BAT～PCU～各機器	BATからの電力供給を、衛星実負荷を使用して確認する。 最終電気性能試験以降の電気試験ではBAT[FM]を使用し、それ以前はBAT[EM]を使用する。	○	—	
4	BAT充電確認	SAP～SBD～APR～PCU～BAT	SBD～APR～PCU～BAT間についてはSBDより電力を供給しBAT充電を確認する。SAP～SBD～APR～PCU間はSAPIに疑似光源を照射し、BUS-Vが変動することで確認を行う。 なお、最終電気性能試験以降の電気試験ではBAT[FM]を使用し、それ以前はBAT[EM]を使用する。	△	△	SAPからの電力供給は単体試験結果を使用し、合わせてEnd-to-End確認とする。 疑似光源照射について、ASNAROIはSAP-VをRD出力していないため、SAP-Vに連動して変化するBUS-Vの増加にて確認する。
5	SAP電力供給確認	SAP～SBD～APR～PCU～各機器	SBD～APR～PCU～BAT間についてはSBDより電力を供給し各機器へ電力供給できることを確認する。 SAP～SBD～APR～PCU間はSAPIに疑似光源を照射し、BUS-Vが変動することで確認を行う。	△	△	SAPからの電力供給は単体試験結果を使用し、合わせてEnd-to-End確認とする。 疑似光源照射について、ASNAROIはSAP-VをRD出力していないため、SAP-Vに連動して変化するBUS-Vの増加にて確認する。
制御系End-to-End確認						
6	姿勢系制御確認	1) IRU～ACIRM ～SWR～AOCP(ACFS) 2) STT～ACSTS ～SWR～AOCP(ACFS) 3) CSAS～ACIRM ～SWR～AOCP(ACFS) 4) RWA～ACRWH ～SWR～AOCP(ACFS) 5) MTQ～ACMDZ ～SWR～AOCP(ACFS)	個別に以下の動作/極性を開ループで確認する。 1) IRU : 地球自転レートのIRU出力をAOCP出力テレメトリで確認 2) STT : OSSからSTTへの疑似信号入力に対するSTT応答をAOCP(ACFS)出力テレメトリで確認 3) CSAS : ピデオライトからCSASへの疑似太陽光入力に対するCSAS応答をAOCP(ACFS)出力テレメトリで確認 4) RWA : AOCP/ACRWHへのコマンドによりRWAの動作/極性をテレメトリ・目視で確認 5) MTQ : AOCP/ACMDZへのコマンドによりMTQが発生する磁場極性をテレメトリ・方位磁針で確認	○	—	IRU, RWAについては擾乱の影響を含めた動作確認を実施する。 極性の目視確認はINTGのみで実施する。

表 3.5.6-5 END-TO-END 確認方法(2/2)

No.	End-to-End項目	確認ライン	INTG & 総合試験での確認方法	INTG & 総合	射場試験	備考
7	分離スイッチ動作確認	SEP SW~TCIM~SMU	分離スイッチを分離状態・非分離状態のそれぞれに設定してテレメトリを確認し、SMU動作を確認する。 INTG&PFTの電気試験では、ASNARO-STEを使用してSEP SWの分離・非分離状態を模擬する。 PAF Fit Check試験にて、衛星・ロケット結合時に非分離状態となることをMDJ1コネクタでの導通・絶縁チェックで確認する。	○	—	射場にて、衛星(フルコンフィグレーション)・ロケット結合時に非分離状態となることをMDJ1コネクタでの導通・絶縁チェック及びテレメトリで確認する。
8	推進系動作確認	1) AOC(ACFS)~ACVDI~4N THR 2) AOC(ACFS)~ACVDI~LAV	1) フェージング試験において、AOC(ACFS)/ACVDIからのコマンドによりTHR駆動動作をテレメトリ出力とガスフローにより確認する。 2) AOC(ACFS)/ACVDIからのコマンドによりLAVが開閉駆動することをテレメトリ出力と音により確認する。	○	—	
ヒータラインEnd-to-End確認						
9	BATヒータ制御動作確認	BAT温度センサ~HCE~BATヒータ	INTG時、BATなし状態で、I/Fコネクタ端でラインチェックを実施する。 TVT中はBAT[EM]を使用し、ヒータのAUTO動作を確認する。 INTG&PFTにて温度センサとHTRの対応をMANUAL ON/OFFにて確認する。	○	—	
10	上記以外のヒータ制御動作確認	BAT/SAP以外温度センサ~HCE ~BAT/SAP以外ヒータ	TVTでヒータのAUTO動作を確認。 INTG&PFTにて温度センサとHTRの対応をMANUAL ON/OFFにて確認	○	—	
火工品ライン/NEA End-to-End確認						
11	SAP展開動作確認	SMU~PCU~NEA~SAP	INTG&PFTでは、I/Fコネクタ端で導通確認及びODCラインの確認を実施する。 射場にて最終嵌合状態を検査により確認する。	△	△	展開試験はSAP単体で実施済み

凡例 ○: タスク内で完全なEnd-to-End確認を実施する項目

△: 地上試験上の制約により、タスク内では間接的にあるいは一部を確認する項目

—: INTG/総合試験のタスク内で確認済のため、射場試験タスク内での確認を要求しない項目(再確認の実施・非実施は射場作業計画及び仕様で指定する)

(9) 試験設備インタフェース

概要

DPF 環境試験時に、以下の試験設備の借用を予定[暫定]しているが、いずれの設備も適合性を有しており問題ない。

科学衛星試験設備（クリーンルーム、チェックアウトルーム、
機械環境試験室、振動試験機、スペースチャンバーを含む）
TKSC 1600 m³ 音響試験設備（前室、開梱室、衛星通路など含む）

設備使用時期については、現状の借用計画(案)を表 3.5.6-6 に示す。

今後、本スケジュールをベースに設備使用に関して、各関係機関と使用スケジュールなどを調整していく予定である。

3.5.7 インテグレーション

DPF の組立フローを図 3.5.7-1～図 3.5.7-7 に示す。

以下に特徴を示す。

- (1) 推進系は MZ パネルにモジュールとして組み付け、PX 以外のパネルを組み立ててから BAT が搭載される PX パネルを最後に取り付ける構造としているため、作業性・アクセス性の高い設計としている。(サブシステム、コンポーネント等の構成品の検査、交換等が容易にできる設計)

電氣的調整は PX パネル側からアクセス可能なコネクタブラケットに集中し、電氣的調整もこのブラケットへの接続および、アンビリカルコネクタで実施可能としている。光学センサと STT のアライメントについては、ミッション側で完結しており、ミッション／バス再組み立てしても再現性については問題ない。
(システムレベルでの電氣的調整、アライメント及び機械的調整は分解し、再び組み立てても再現可能な設計)

各コンポーネントは特殊な治工具なしに衛星に取り付けられることを前提として設計を行う。SAP およびミッションはバス内部にアクセスすることなく取付け・取外しが可能である設計としている。
(サブシステム、コンポーネントは、その点検整備が容易な設計)

バス部は PX パネルが取り外し可能なため、BAT の交換が容易であるだけでなく、内部の機器の視認が可能な設計としている。PX パネル以外の機器にアクセスする場合は MZ パネルと切り離す必要があるが、MX, PY, PZ, MY パネルは一体で取り外すことが可能であり、インタフェースコネクタおよび締結点は最小限となる設計としている。
(トラブルシューティングが容易な設計)

パネル間のインタフェースコネクタは作業性を考慮し、PX パネルを外した状態で取り付け、取り外しができる設計としている。また PX パネル自体のハーネスも外部からコネクタを取り付け・取り外すことが可能となっており、必ず目視しながら作業ができる設計としている。緊締具による機械的な組み立ても作業性を考慮し、またブラインドタッチでの組立は極力なくし、人為的な不具合を排除する設計としている。
(組立、取扱い、試験、保管等において、人間の誤りによる不具合の発生を少なくなるような設計)

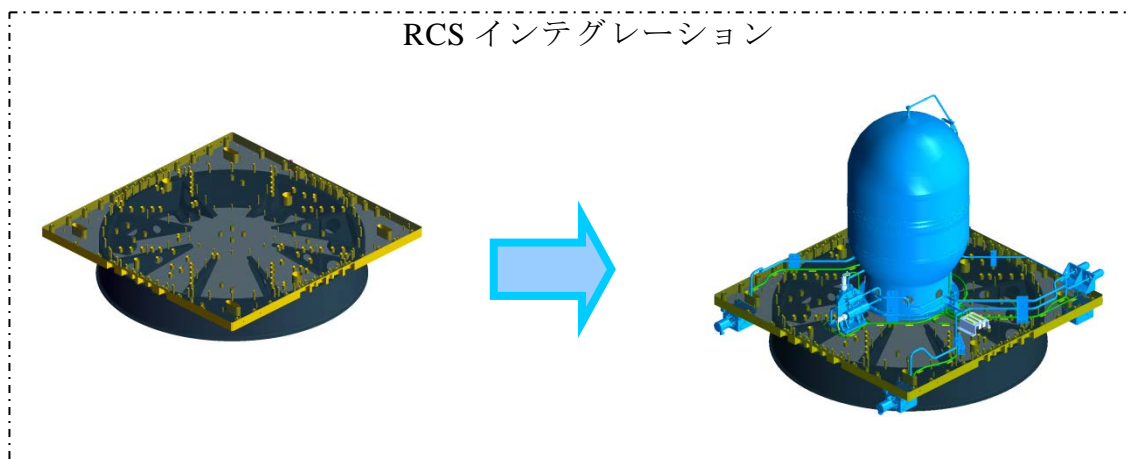


図 3.5.7-1 DPF RCS 組立フロー

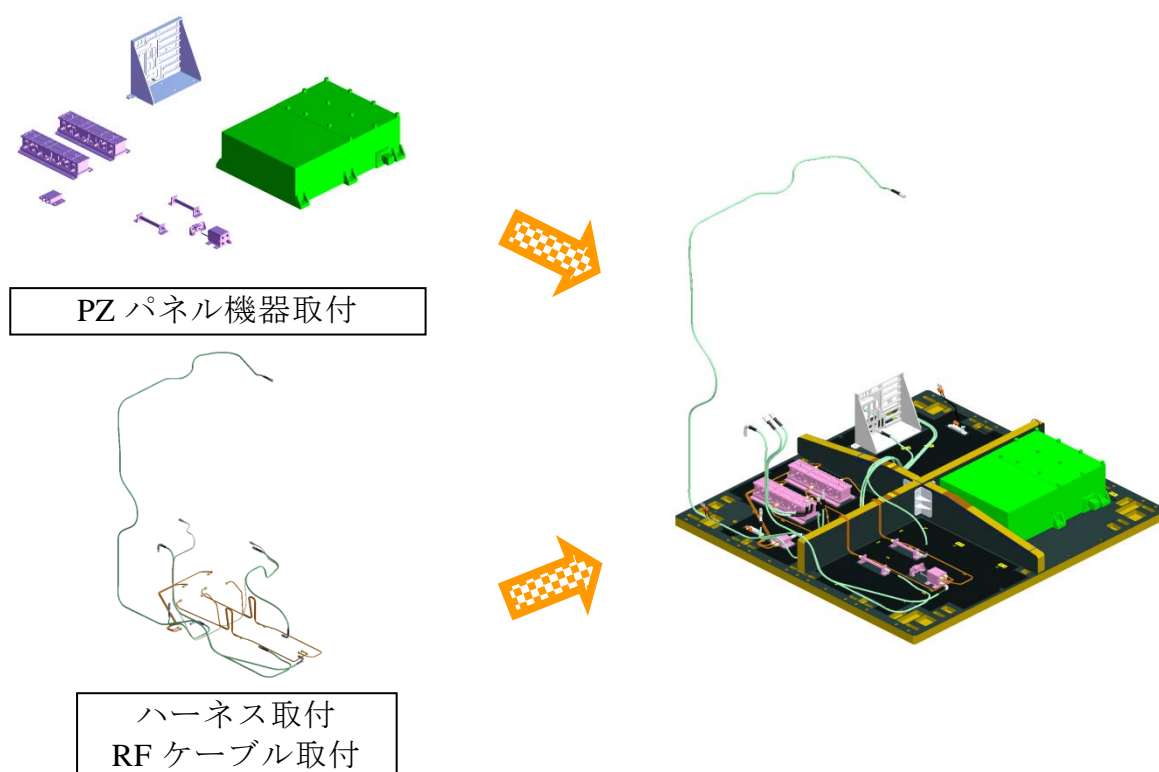
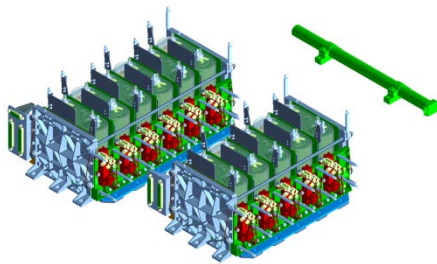
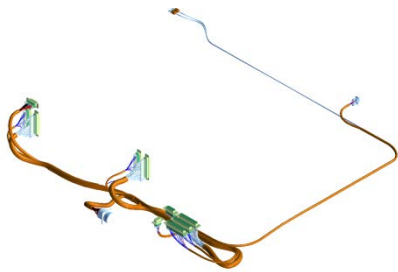


図 3.5.7-2 DPF +Z パネル組立フロー



PX パネル機器取付



ハーネス取付

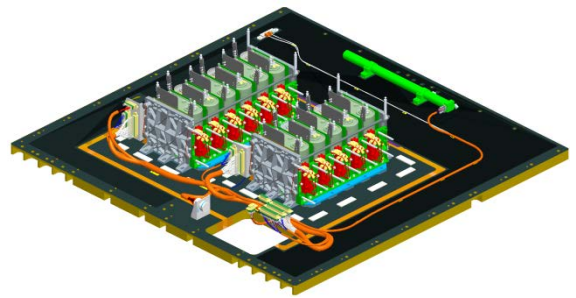
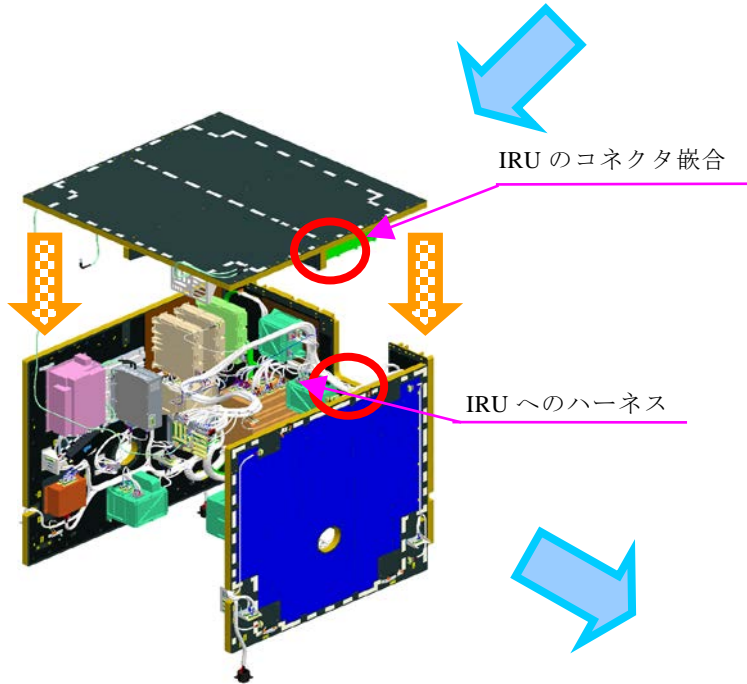
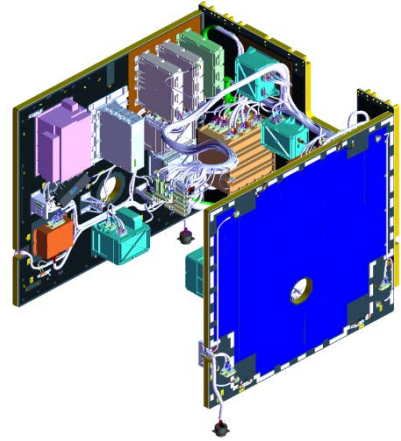


図 3.5.7-3 DPF +X パネル組立フロー



図 3.5.7-4 DPF +Y, -X, -Y パネル組立フロー

「ハ」→「コ」の字形状に変更
(PY/MY パネルと MX パネル間の
余長ハーネスの固定)



PZ パネル取付
IRU へのハーネスは余長を設け、PZ パネル取付
け途中でコネクタを嵌合し、PZ パネルへハーネ
ス固定後、PZ パネルを取付ける。

PZ パネルへのハーネス固定
IRU へのハーネス余長の固定
RF ケーブルを MY 面へ固定

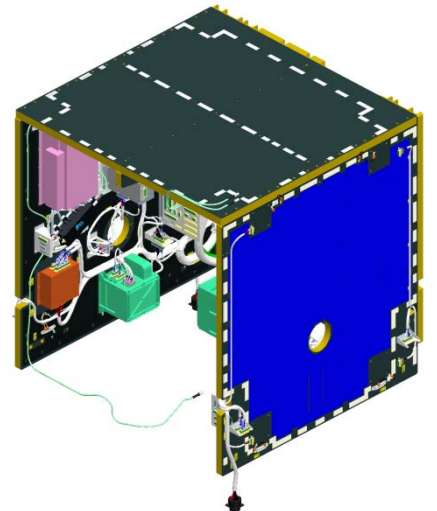


図 3.5.7-5 DPF バス部組立フロー(1/2)

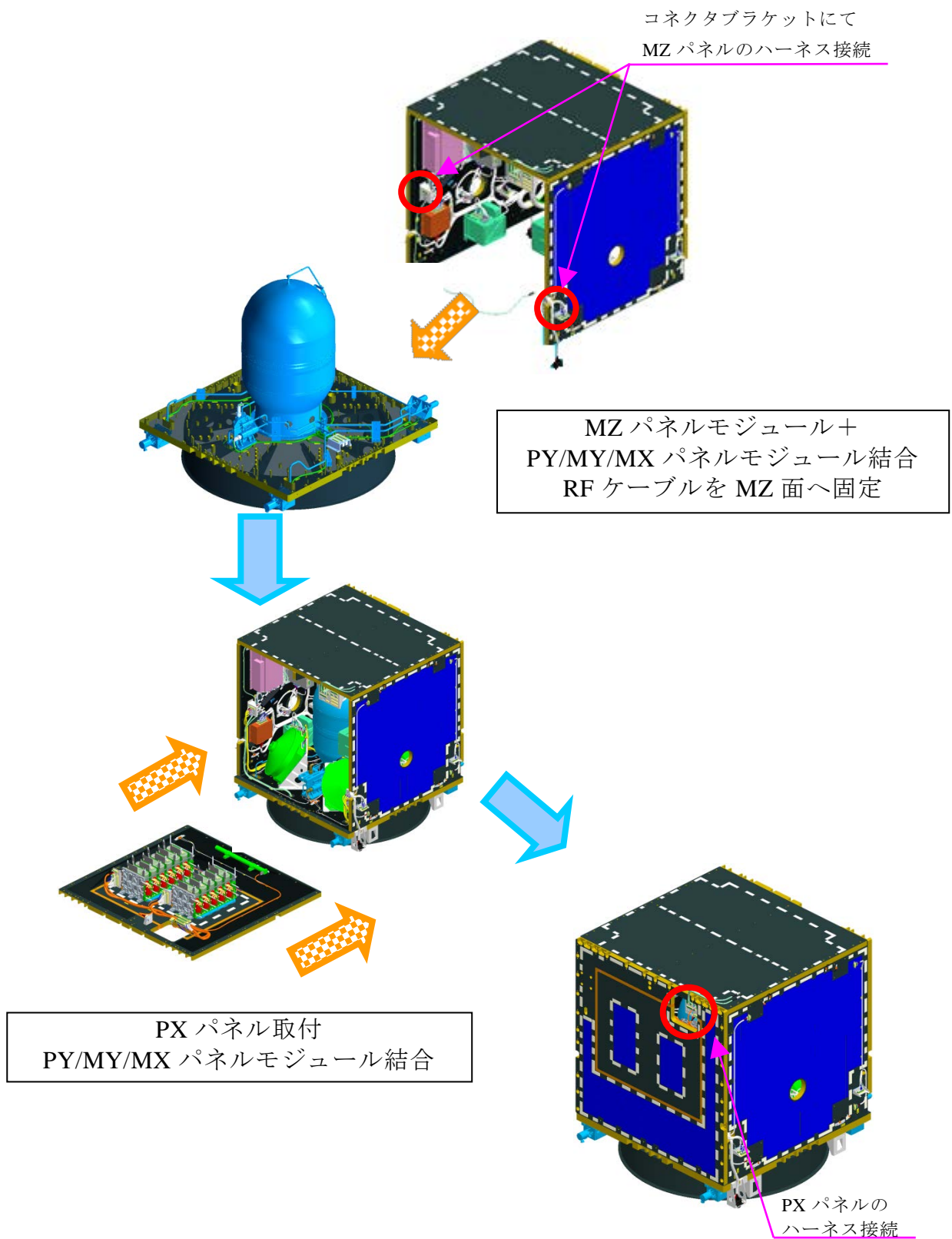


図 3.5.7-5 DPF バス部組立フロー(2/2)

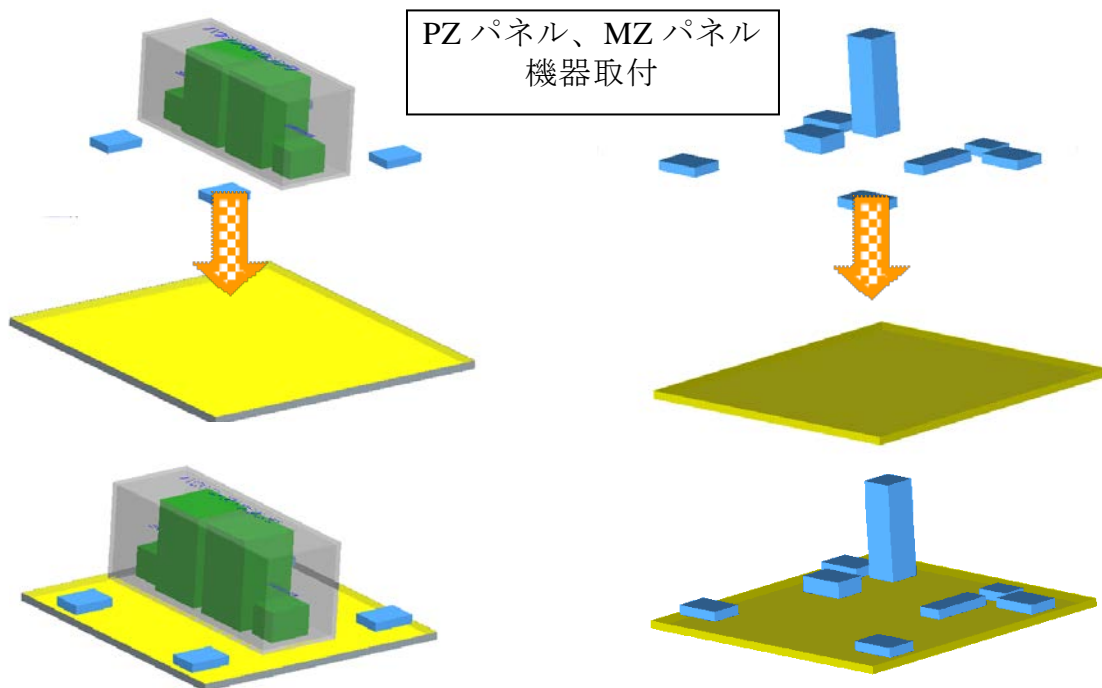


図 3.5.7-6 DPF ミッション部組立フロー(1/3)

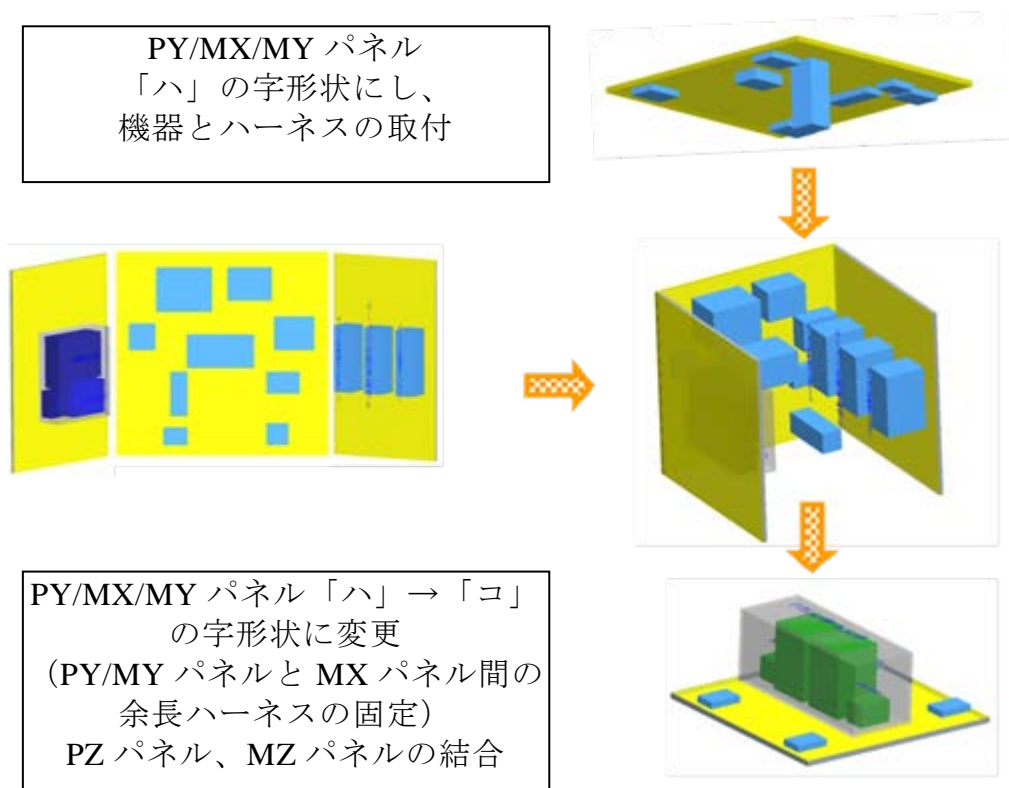


図 3.5.7-6 DPF ミッション部組立フロー(2/3)

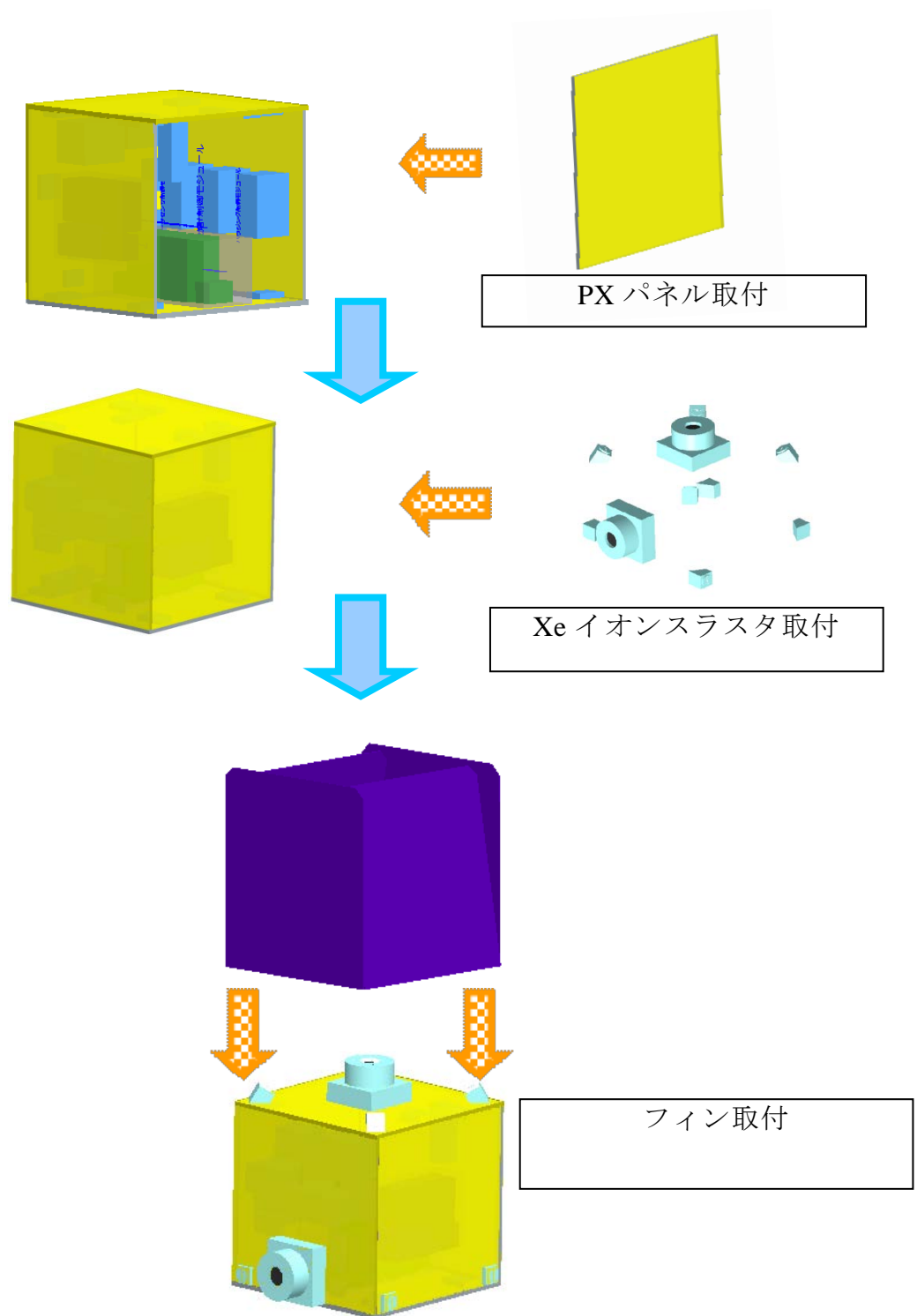


図 3.5.7-6 DPF ミッション部組立フロー(3/3)

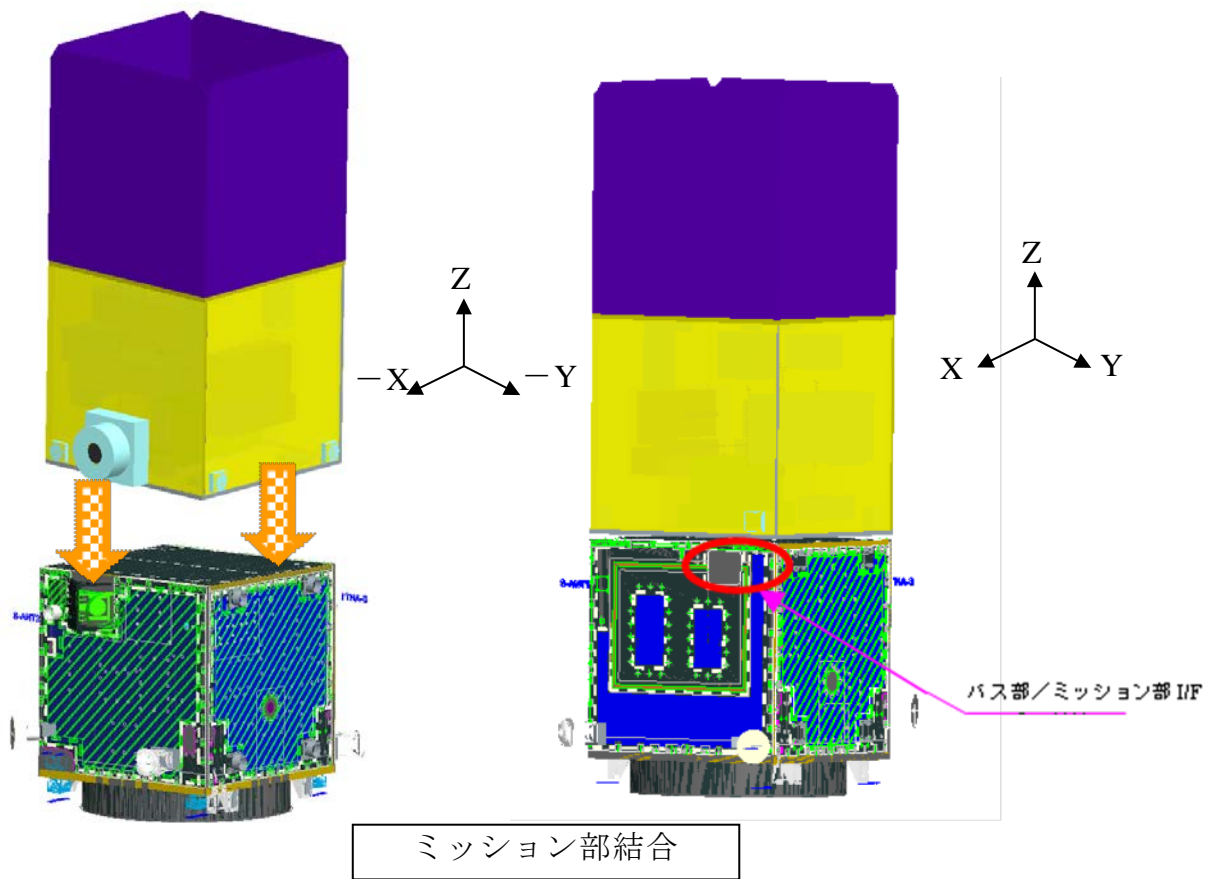


図 3.5.7-7 DPF 組立フロー(1/3)

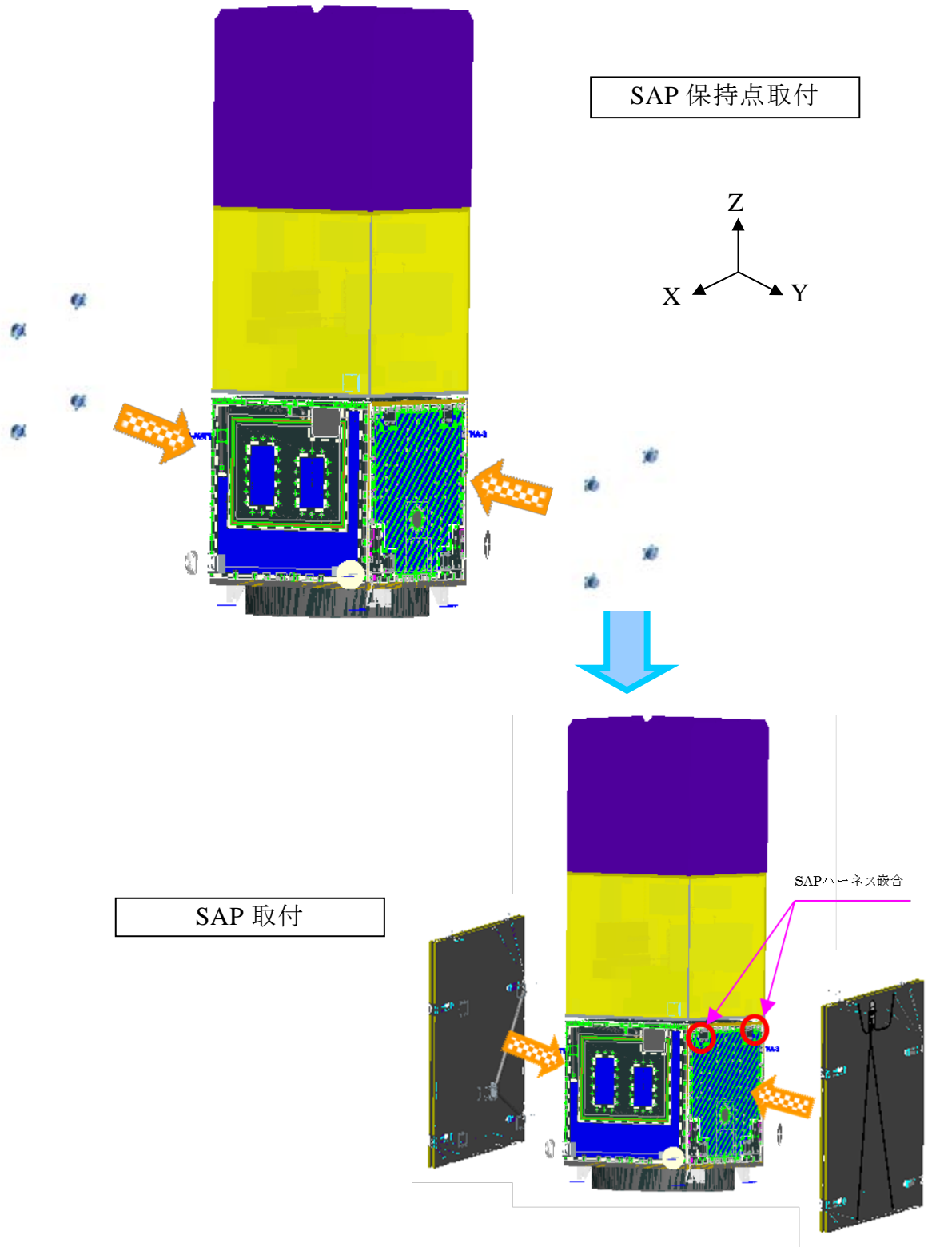


図 3.5.7-7 DPF 組立フロー(2/3)

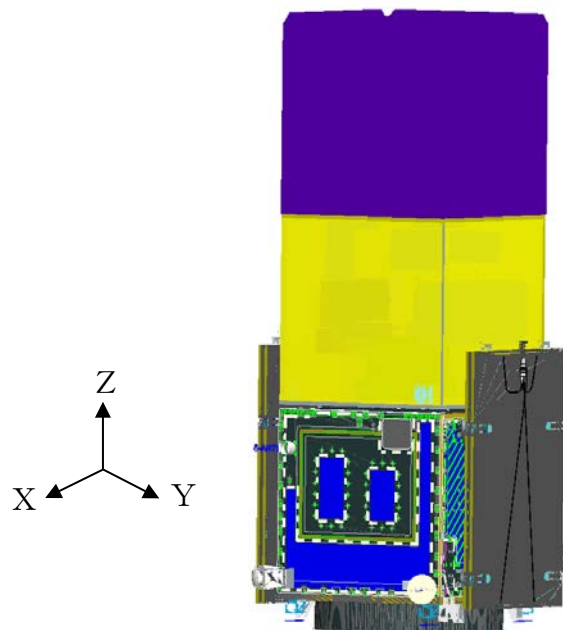
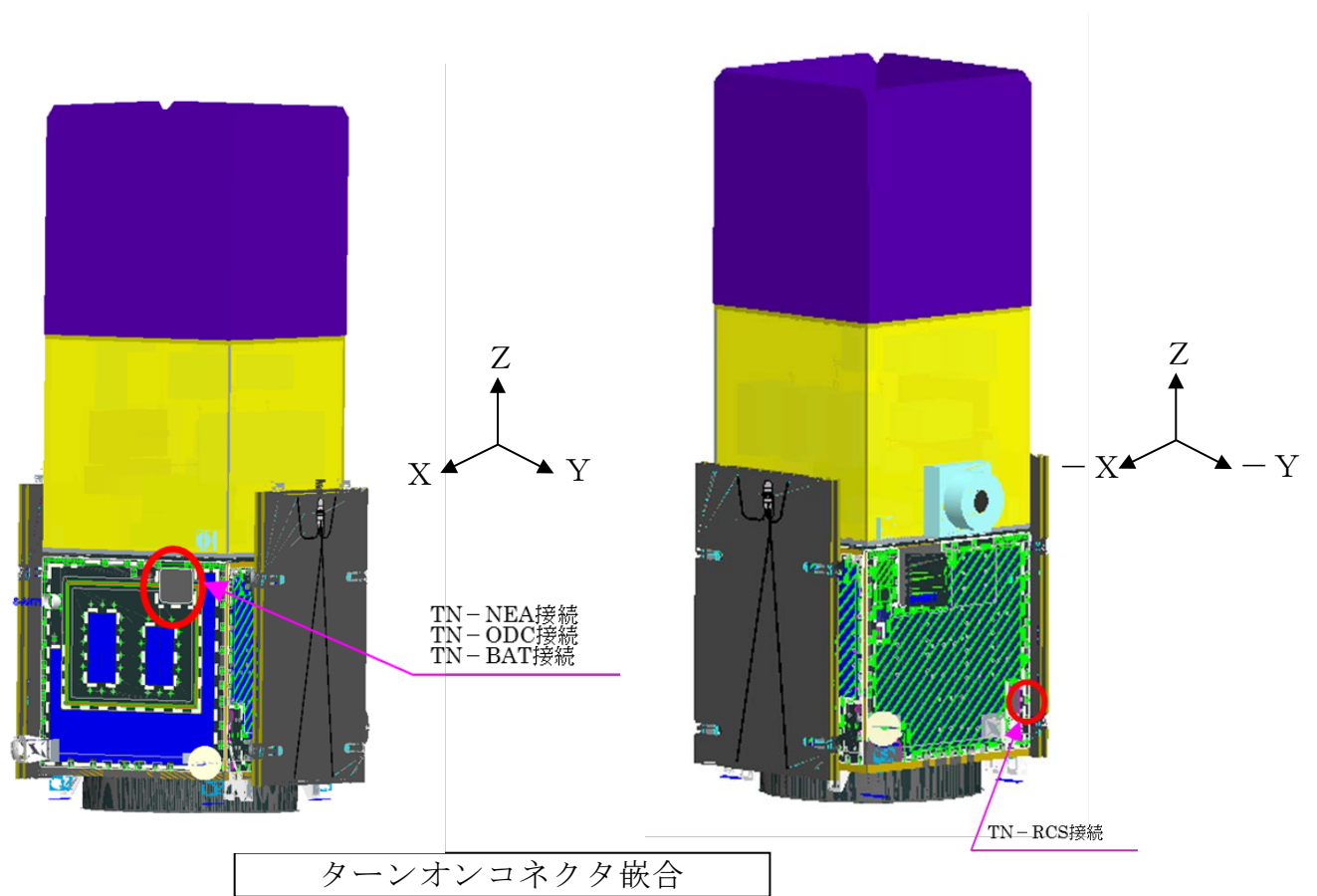


図 3.5.7-7 DPF 組立フロー(3/3)

3.5.8 保全性設計

- (1) サブシステム、コンポーネント等の構成品の検査、交換等が容易にできるように設計すること。
推進系は下部構造モジュール(以下、MZ パネル)にモジュールとして組み付け、PX 以外のパネルを組み立ててから BAT が搭載される PX パネルを最後に取り付ける構造としているため、作業性・アクセス性の高い設計となっている。
- (2) システムレベルでの電氣的調整、アライメント、及び機械的調整は分解し、再び組み立てても再現可能なように設計すること。
電氣的調整は PX パネル側からアクセス可能なコネクタブラケットに集中し、電氣的調整もこのブラケットへの接続、及びアンビリカルコネクタで実施可能としている。光学センサと STT のアライメントについては、ミッション側で完結しており、ミッション／バス再組み立てても再現性については問題ない。
- (3) サブシステム、コンポーネントは、その点検整備が容易であるように設計すること。
各コンポーネントは特殊な治工具なしに衛星に取り付けられることを前提として設計を行う。
SAP 及びミッションはバス内部にアクセスすることなく取付け・取外しが可能である設計としている。
- (4) トラブルシューティングが容易な設計とすること。
バス部は PX パネルが取り外し可能なため、BAT の交換が容易であるだけでなく、内部の機器の視認が可能な設計としている。PX パネル以外の機器にアクセスする場合は MZ パネルと切り離す必要があるが、側面パネル(PY, MX, MY パネルで構成)、PZ パネルは一体で取り外すことが可能であり、インタフェースコネクタおよび締結点は最小限となる設計としている。
- (5) 組立、取扱い、試験、保管等において、人間の誤りによる不具合の発生を少なくするような設計とすること。
パネル間のインタフェースコネクタは作業性を考慮し、PX パネルを外した状態で取付け・取り外しができる設計としている。また、PX パネル自体のハーネスも外部からコネクタを取り付け・取り外しすることが可能になっており、必ず目視しながら作業ができる設計としている。
緊締具による機械的な組み立ても作業性を考慮し、またブラインドタッチでの組立は極力なくし、人為的な不具合を排除する設計としている。

3.5.9 射場作業

(1) 目的

射場(内之浦)への輸送された衛星が、打上げに供して良い品質を維持していることを確認する。

射場における組立(NFI 取外し, FLI 取付け作業含む)、機能試験、リハーサル、推進薬充填等を行い、衛星を打上げ時のコンフィギュレーションに設定する。

(2) 射場作業フロー

DPF 射場作業フローを図 3.5.9-1 に、表 3.5.9-1 に概要を示す。

(3) 作業概要

射場作業における試験・作業の概要を表 3.5.9-1 に示す。

<実施場所>

・衛星単独の試験・組立作業

M 組立室 CR(クリーンルーム)SA C/O 室

・推進薬充填加圧、ロケット組立、機能試験

M 組立室 CB(クリーンブース)

・ロケット結合及び結合後の衛星点検、打上げ作業

M 整備塔

・衛星運用室

ECC(イプシロンコントロールセンター)

M 台地 M 組立室、M 整備塔のレイアウトを図 3.5.9-2 に、各イベントに対する使用建屋及び設備を表 3.5.9-2 にそれぞれ示す。

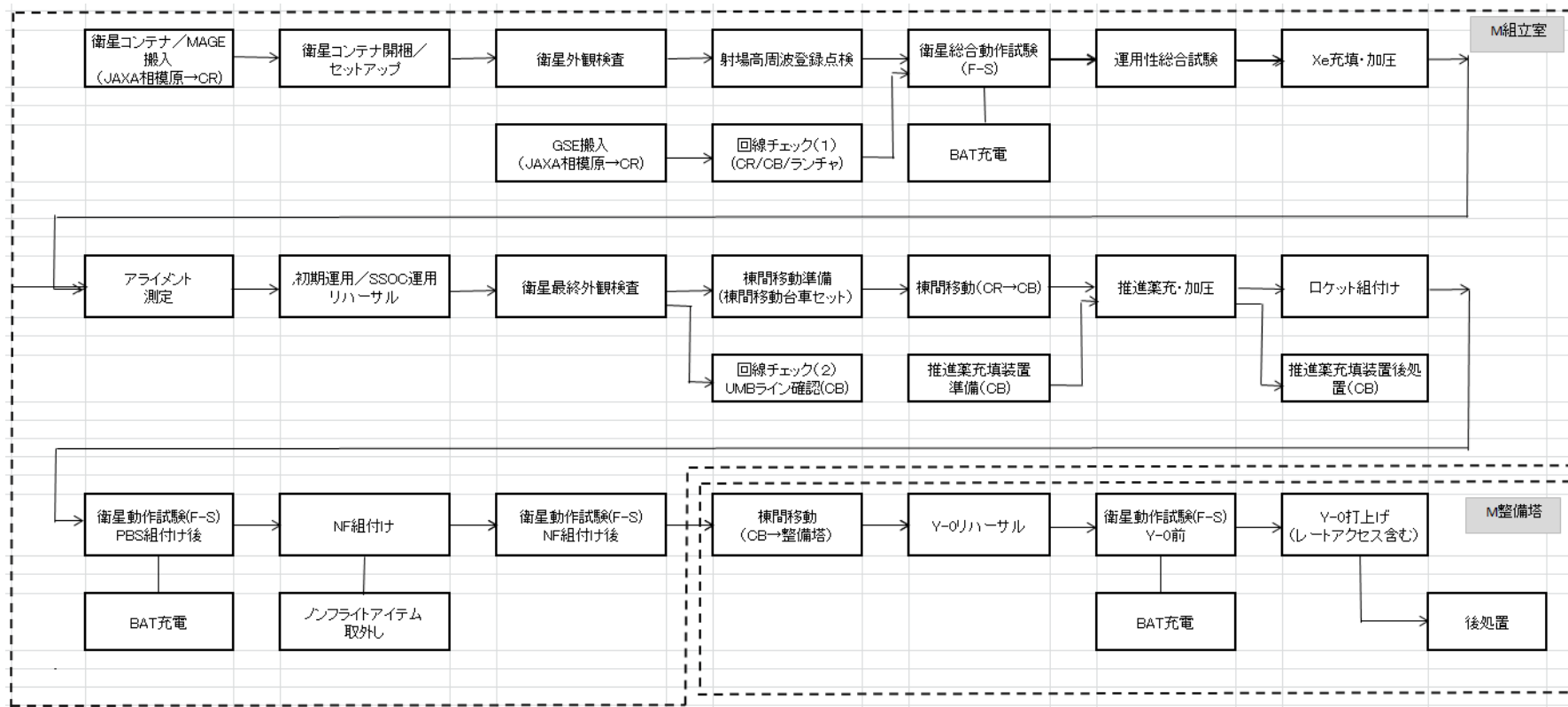


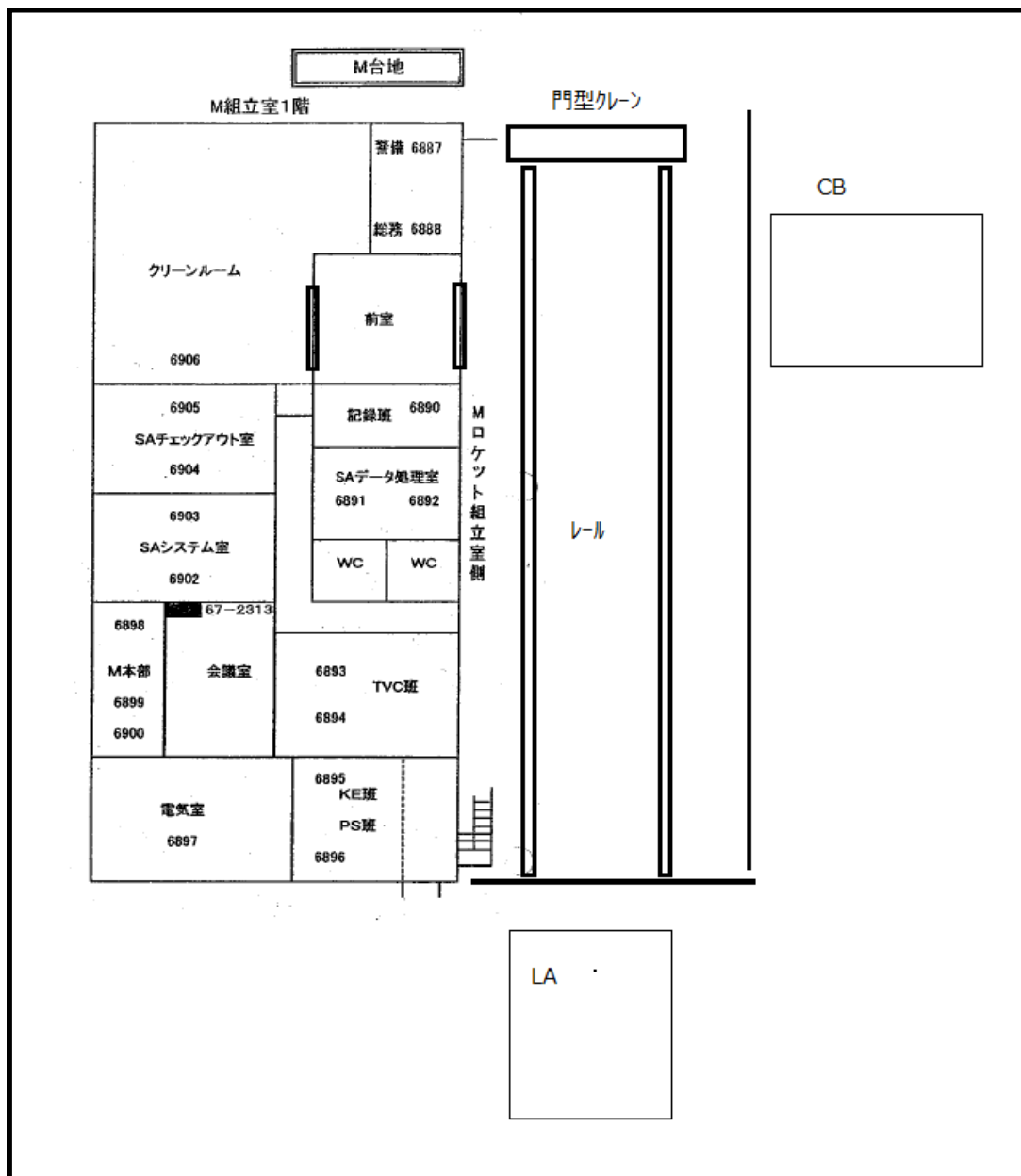
図 3.5.9-1 DPF 射場作業フロー

表 3.5.9-1 DPF 射場作業の概要(1/2)

No.	試験・作業項目	試験・作業内容	実施場所
1	開梱／試験準備、 衛星外観検査	<ul style="list-style-type: none"> ・衛星輸送コンテナを開梱室に搬入し、輸送環境を確認後に開梱する。 ・衛星本体を CR に搬入後、衛星台車上に設置する。 ・衛星の外観検査を実施する。 	M 組立室 CR
2	回線チェック(1) 射場高周波登録点 検	<ul style="list-style-type: none"> ・CR-CB-ランチャ間の RF、RD 回線の動作確認及び高周波回線設備の動作確認を実施する。 	M 組立室 CR、CR、 B/H、整備塔、 ECC、
3	衛星総合動作試験、 BAT 充電 運用性総合試験 Xe 充填・加圧	衛星の機能性能確認、BAT 充電作業、軌道上運用試験及び Xe 充填加圧を実施する。	M 組立室 CR
4	Xe 充填・加圧	衛星に Xe を充填し、加圧する。 充填加圧前後に準備、後処置を実施する。	M 組立室 CR
5	アライメント測定	アライメント要求のある機器に対する最終的なデータ取得を実施する。	M 組立室 CR
6	初期運用リハーサル、 SSOC 運用リ ハーサル	運用リハーサルを各施設間で実施する。	M 組立室 CR、CR、 B/H、整備塔、 ECC、SSOC

表 3.5.9-1 DPF 射場作業の概要(2/2)

No.	試験・作業項目	試験・作業内容	実施場所
7	最終外観検査 棟間移動 (CR-CB)	CB へ移動前の外観検査を実施する。 衛星を棟間移動台車に設置して、CB へ移動する。	M 組立室 CR
8	推進薬充填・加圧	衛星に推進薬を充填し、加圧する。 充填加圧前後に準備、後処置を実施する。	M 組立室 CB、ECC
9	ロケット組付け、 組付後の機能試験	PAF 上に衛星を組み付ける。 頭胴部上に衛星/PAF を組み付ける。 組み付け後の機能試験を実施する。	M 組立室 CB、ECC
10	フェアリング組付け、 組付後の機能試験	衛星/PAF/頭胴部にフェアリングに組み付けて、組み付け後の機能試験を実施する。	M 組立室 CB、ECC
11	棟間移動 (CB→整備塔)	衛星/PAF/頭胴部にフェアリングにフェアリングを整備塔に移動する。	M 組立室、M 整備塔 CB、ECC
12	Y-0 リハーサル 衛星動作試験 BAT 充電	ロケット組付け後、機能試験、BAT 充電等の Y-0 前の最終確認を実施する。	M 整備塔 CB、ECC SSOC



クリーンルーム(CR)、クリーンブース(CB)、ランチャー(LA)

図 3.5.9-2 内之浦射場 M 台地 M 組立室、M 整備塔のレイアウト

表 3.5.9-2 各イベントに対する使用建屋及び設備

設備 イベント	衛星の場所				衛星チェック アウト	宮原仮設プレハブ				相模原		備考
	衛星整備 CR	ロケット組立 CB	整備棟内	ランチャ 出し	電源	回線		電源	TLM/GMD オペレーション	回線	TLM/GMD オペレーション	
					C棟設備	RD *注1	高周波 *注1	半地下	C棟設備	宮原11mANT	⑧B棟管制室	
衛星輸送後 動作確認	○	—	—	—	○ マニュアル制御	○	○	—	○	—	—	衛星外部電源を衛星チェックアウトで操作し、その他は宮原仮設プレハブでオペレーションする。
ロケット(B3)結合後 動作確認	—	○	—	—	—	○	○	○ リモート制御	○	—	—	衛星関係者は全員宮原仮設プレハブでオペレーションする。尚、衛星外部電源は半地下の既設電源をリモート制御する。
ロケット(頭胴部組)結合後 動作確認	—	—	○	—	—	○	○	○ リモート制御	○	—	—	ホーンアンテナを10Fフロアに持ち込み、屋上アンテナからの中継BOXに接続し高周波回線の中継させる。
電波テスト	—	—	—	○	—	○	○ (バックアップ/モニタ)	○ リモート制御	○	○	○	衛星立上げは宮原仮設プレハブで行い、途中、制御権を相模原に移して打上げ設定リハーサルを行う。リハーサル終了後、宮原仮設プレハブにて衛星立ち下げを行う。
打上げ	—	—	—	○	—	○	○ (バックアップ/モニタ)	○ リモート制御	○	○	○	衛星立上げは宮原仮設プレハブで行い、途中、制御権を相模原に移して打上げ設定を行う。
運用	—	—	—	—	—	—	—	—	△ (相模原からのQLデータをモニタ)	○	○	#1バスより宮原11mANT使用(TBD) (RCCと要調整)

*注1. 衛星立上げ/立下げ時は4kbpsでRD回線を使用し、動作確認時は2Mbpsで高周波回線を使用する。