



ISSN 1349-113X  
JAXA-SP-11-013

# 宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA Special Publication

---

## STAR計画の実施結果について

佐藤 洋平, 辻 政信

2012年3月

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency

## 目 次

1.	はじめに.....	1
2.	EO-STAR システム検討.....	1
2.1.	概要.....	1
2.2.	システムスタディ(1).....	2
2.3.	システムスタディ(2).....	3
2.4.	システムスタディ(3).....	4
3.	MicroSTAR システム設計.....	5
3.1.	概要.....	5
3.2.	搭載ミッション.....	5
3.3.	システム要求.....	6
3.4.	システムアーキテクチャ.....	6
3.5.	軌道解析.....	7
3.6.	姿勢制御系サブシステム設計.....	7
3.7.	電源系サブシステム設計.....	8
3.8.	構造系サブシステム設計.....	10
3.9.	熱制御系サブシステム設計.....	11
3.10.	通信系サブシステム設計.....	12
4.	キャパシティビルディング実施結果.....	17
4.1.	外国からの参加者の研修内容.....	17
4.2.	国際会議等.....	18
5.	STAR 計画の今後について.....	19

# STAR 計画の実施結果について\*

佐藤 洋平<sup>\*1</sup>、辻 政信<sup>\*2</sup>

## Outcome of the STAR Program\*

Yohei SATOH<sup>\*1</sup> and Masanobu TSUJI<sup>\*2</sup>

### Abstract

STAR(Satellite Technology for the Asia-Pacific Region) Program is a project which is proposed at the 14th APRSAF(Asia-Pacific Regional Space Agency Forum). The objectives are: to provide the opportunities of developing human resources for the Space Agency staff in the Asia-Pacific region, to increase the number of earth observation satellites in the region, in addition, to meet the future needs for earth observation in the region. In this report, We report the activities of STAR program from June 2009 to December 2011.

### 概要

STAR 計画(Satellite Technology for the Asia-Pacific Region, アジア太平洋地域のための衛星技術計画)は、第 14 回アジア太平洋地域宇宙機関会議(Asia-Pacific Regional Space Agency Forum , APRSAF-14)にて提案された計画であり、アジア太平洋地域の宇宙機関職員の人材育成の機会提供や同地域での地球観測衛星を増やし、これら地域の将来の地球観測ニーズへ対応することを目標としている。本報告書では、平成 21 年 6 月から平成 23 年 12 月までの活動について報告する。

## 1. はじめに

STAR 計画は、アジア宇宙新興国の要望である「地球観測ニーズ増加への対応」と「宇宙関連技術に通じた人材育成」の 2 つに対応すべく、APRSAF-14 にて提案された計画である。

参加機関は、インドネシア国立航空宇宙研究所(LAPAN)・タイ国立情報宇宙開発機構(GISTDA)・インド宇宙研究機関(ISRO)・韓国航空宇宙研究院(KARI)・マレーシア国立宇宙局(ANGKASA)・ベトナム科学技術院(VAST)/宇宙技術研究所(STI)・宇宙航空研究開発機構(JAXA)の 7 機関である。

これらの宇宙機関の中には、宇宙先進国より必要に応じて的確に衛星を調達しようと考えているスマートバイヤー志向、小規模ながらも衛星の開発能力を保有する志向の 2 タイプが存在しており、

前者には 350~500kg 級の衛星調達を想定した EO-STAR システム検討、後者は 50kg 級衛星 MicroSTAR のインハウスでの開発を実施した。尚、ISRO、KARI、JAXA は、講師側の立場となる。

## 2. EO-STAR システム検討

### 2.1. 概要

EO-STAR システム検討では、まず、実際にアジア諸国のニーズサーベイを実施し、その結果を反映できるセンサを検討した。その結果を図 2.1.1 に示す。

そして、日本の衛星技術の応用として、当該センサを搭載可能な衛星システムの検討を実施した。選定されたセンサ機器は、地上分解能(GSD)サブ m 級の高分解像度マルチバンド光学センサ、合成開口レーダ(SAR)、GSD200m 級の熱赤外カメラである。

\* 平成 24 年 1 月 13 日受付 (Received 13 January 2012)

\*1 宇宙利用ミッション本部 利用推進プログラム・システムズエンジニアリング室 衛星システム技術グループ  
(Satellite Systems Engineering Group, Space Applications Program Systems Engineering Office, Space Applications Mission Directorate)

\*2 宇宙利用ミッション本部 アジア協力推進室  
(Space Cooperation Office for Asia Pacific Region, Space Applications Mission Directorate)

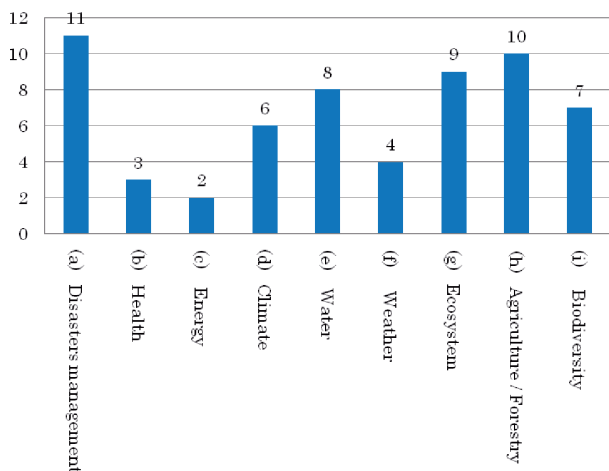


図 2.1.1 ニーズサーベイ結果

## 2.2 システムスタディ(1)

ニーズサーベイの結果、アジア太平洋地域におけるニーズが存在するミッションとして、土壌監視・地理観測・植生監視・水域監視・海岸線監視・集中豪雨観測などがあった。これらのミッションに対応可能なセンサとしては、光学センサと GPS 掩蔽観測センサが考えられる。光学センサへの要求として、海岸線監視などの要求に応えられる地上解像度(GSD)としてサブm級、土壌・植生・水域を見分けるために 6 バンド程度のマルチバンドなどを想定した。

また、集中豪雨観測向け GPS 掩蔽観測(RO)センサとしては、JAXA が開発中の GPSR をベースとしたもの(図 2.2.1)を想定して検討作業を行った。

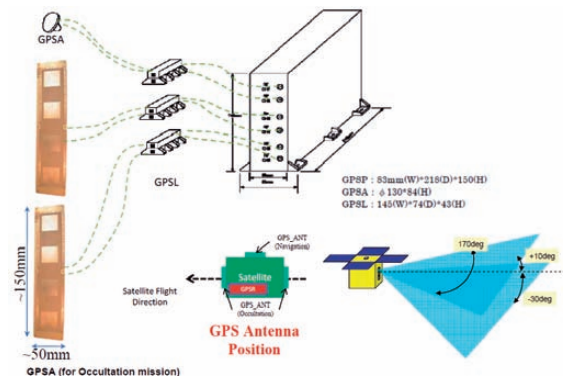


図 2.2.1 GPS-RO 装置

光学観測頻度への要求として、下記を想定した。

- ・ 地表の高解像度データを 43 日以下の周期で取得できること。
- ・ 中解像度のデータを 2~5 日で取得できること。  
(サブサイクルが 2~3 日であること。)
- ・ アジア太平洋地域を網羅できること。

軌道寿命を 20 年程度とすると、軌道高度は 600~700km 程度である。この範囲で、上記の条件を満たす軌道を検討した。検討結果を、表 2.2.1 に示す。

表 2.2.1 軌道検討

	軌道高度[km]	軌道傾斜角[deg]	姿勢傾斜角[deg]	サブサイクル[日]
1	619.10	97.868	21.9	5.4
2	633.81	97.926	26.1	4.3
3	641.20	97.956	28.1	3.9
4	663.48	98.045	33.2	3.1
5	716.15	98.259	41.8	2.0

姿勢傾斜角が大きくなると、衛星と撮影対象間の距離が大きくなり、画像の劣化に繋がる。つまり、姿勢傾斜角とサブサイクル日数はトレードオフの関係である。ここでは、両者のバランスからケース 4 を選択した。

また、パドルコンフィグレーションについても検討を行った。比較検討結果を表 2.2.2 に示す。

表 2.2.2 パドルコンフィグレーション比較検討

	太陽指向&固定翼式	地球指向&パドル式
コンフィグレーション		
発生電力	◎	○
姿勢	◎	○
運用	○	◎
GPS-RO	×	◎

パドルコンフィグレーションは、GPS-RO 搭載性の可否から、常時地球指向&パドル式とした。

本衛星は、バスモジュールとミッションモジュールから構成されている。ミッションモジュールには、高解像度マルチバンド光学センサ(OPS)と GPS-RO センサが搭載されている。降交点通過地方時は 10:30 であり、衛星合計質量は 450kg、うち 150kg がミッション機器となっている。

続いて、電力解析を実施した。1 周回において 5 枚の撮像とデータの伝送をした、という条件にて成立性の確認した。その結果を図 2.2.2 に示す。

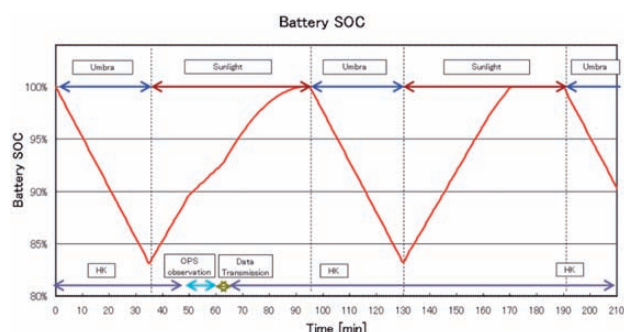


図 2.2.2 電力解析結果

縦軸はバッテリーの State of charge(SOC)、横軸は時間である。SOC は 80%以上の値を維持し、1 周回で 100%まで回復しており、成立性があると言える。

### 2.3. システムスタディ(2)

ニーズサーベイの結果、アジア太平洋地域における別のニーズとしては、農地や草地における植生分類などがあつた。これらのミッションに対応可能なセンサとしては、X バンド SAR センサが考えられる。当該センサへの要求として、植生監視の要求に応えられる GSD としてサブm級、観測幅 10~25km を想定し、システム検討を実施した。SAR センサの諸元として、下記を仮定した。

表 2.3.1 X-band SAR

アンテナ	展開型パラボラアンテナ
GSD	1m (Spot Light mode)
Swath	10km(Spot Light mode, Strip Map mode) 25km(Scan Sar mode)
Off-nadir angle	20-50°
消費電力	250W

システムスタディ(1)と同様に、下記の様に軌道を選定した。

高度: 504km  
軌道傾斜角: 97.4°  
降交点通過地方太陽時: 10:30AM  
回帰日数: 43 日  
サブサイクル: 5.4 日

本衛星は、バスモジュールとミッションモジュールから構成されている。ミッションモジュールには、SAR センサが搭載されている。降交点通過地方時は 10:30 であり、衛星合計質量は 495kg、うち 200kg がミッション機器となっている。

続いて、電力解析を実施した。1 周回において SAR 観測を 5 枚とデータの伝送をした、という条件にて成立性の確認した。その結果を図 2.3.1 に示す。

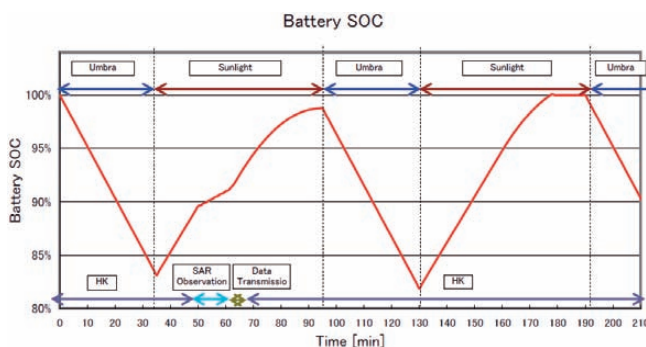


図 2.3.1 電力解析結果

縦軸はバッテリーの State of charge(SOC)、横軸は時間である。SOC は 80%以上の値を維持し、2 周回で 100%まで回復しており、成立性があると言える。

## 2.4 システムスタディ (3)

ニーズサーベイの結果、アジア太平洋地域における別のニーズとしては、森林火災監視や泥炭火災監視などがあった。これらのミッションに対応可能なセンサとしては、熱赤外線センサが考えられる。当該センサへの要求として、要求に応えられる GSD:200m 程度、観測幅 100km 程度を想定し、システム検討を実施した。熱赤外線センサの諸元として、下記を仮定した。

表 2.4.1 熱赤外線センサ(ボロメータ式)

波長	8~12um
ピクセル数	640x480
地上分解能	<200m@600km
視野角	12° x 9°
ピクセルサイズ	~50um
寸法	600x400x300mm (3 sensors)
質量	<50kg (3 sensors)
消費電力	<60W (3 sensors)

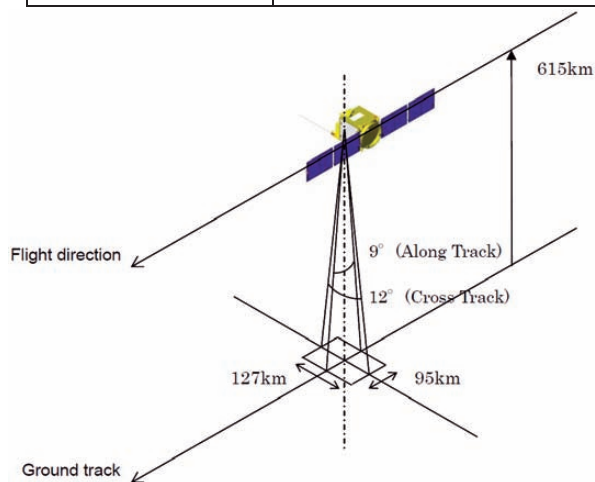


図 2.4.1 赤外線センサ

システムスタディ(1,2)と同様に、下記のように軌道を選定した。

高度:	615km
軌道傾斜角:	97.9°
降交点通過地方太陽時:	18:00
回帰日数:	23 日
サブサイクル:	5.8 日

衛星の外観を、図 2.4.2 に示す。

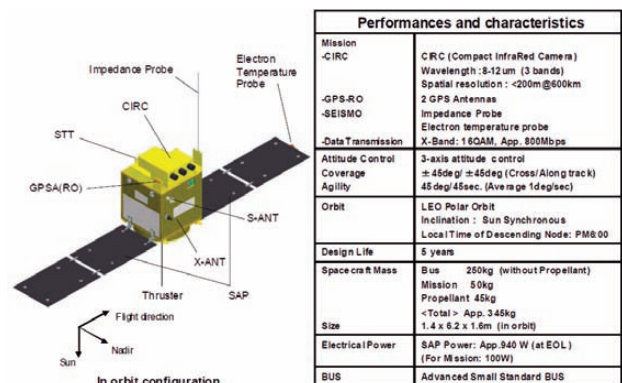


図 2.4.2 EO-STAR, Case-3

本衛星は、小型科学衛星バスモジュールと、ミッションモジュールから構成されている。ミッションモジュールには、熱赤外線センサが搭載されている。降交点通過地方時は 18:00 のトワイライト軌道であり、衛星合計質量は 345kg、うち 50kg がミッション機器となっている。

続いて、電力解析を実施した。1 周回において熱赤外撮影を 5 枚とデータ伝送を行う、という条件で成立性を確認した。その結果を図 2.4.3 に示す。

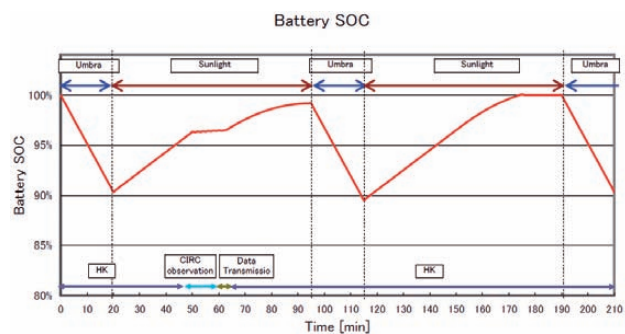


図 2.4.3 電力解析結果

縦軸はバッテリーの State of charge(SOC)、横軸は時間である。SOC は 80%以上の値を維持し、2 周回で 100%まで回復しており、成立性があると言える。



### 3. MicroSTAR システム設計

#### 3.1. 概要

STAR 計画中における MicroSTAR 衛星の目的は、下記の3点と定義された。

- ・ アジア太平洋地域の宇宙関連若手エンジニアの技術力向上
- ・ アジア太平洋地域の宇宙関連若手エンジニアの人脈形成
- ・ EO-STAR の技術実証

よって、衛星技術習得の”教材”として開発・運用しやすい超小型衛星に、STAR 計画参加者が習得したいと希望する技術(3軸制御技術、SpW\*や民生品ベースの GPSR)と、EO-STAR と同類の地球観測機器を搭載する方向で、システム検討が実施された。また、人脈形成の観点から、国際分業により開発・運用されることにも重きを置いた。

\* SpW(スペースワイヤー): 宇宙機用の次世代機器間通信規格。

#### 3.2. 搭載ミッション

MicroSTAR の搭載ミッションには、STAR 参加機関より提案されたミッションの中から、インドネシア LAPAN より提案された光学地球観測センサ(可視)が選定された。ミッション機器構成は、LAPAN-Tubsat と同じ望遠鏡に民生品のネットワ

ークカメラと画像処理用マイコンボードを接続したものである。国際分業により開発されること、民生品ベースであり安価かつ容易にシステムが構築できること等が、選定理由である。

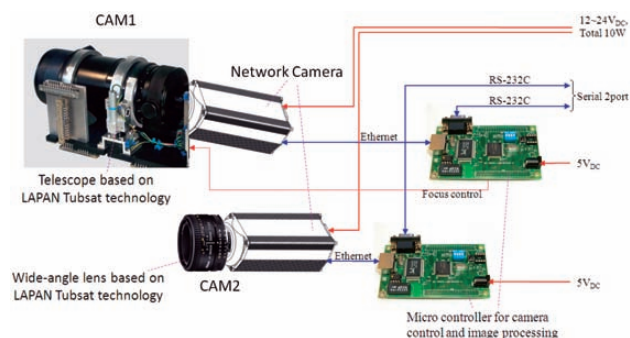


図 3.2.1 MicroSTAR 衛星・主観測機器構成図

当該ミッション機器は、Advanced Small Imager(ASI)と命名された。また、MicroSTAR 衛星のミッションは、この ASI を用いて地上を撮影できることと定義した。

定義されたミッションに基づいて、機能分析(Function Analysis)を行い、担当するサブシステムを割り振った。その結果を、表 3.4 に示す。尚、略称は下記の通り定義した。

OBC: On Board Computer(搭載計算機)サブシステム、ADCS: Attitude Determination and Control System(姿勢制御系)サブシステム、COM:

表 3.4 機能ブレイクダウン

ミッション	機能	詳細機能	担当サブシステム
ASI による地球観測	指定された場所を撮影する。	撮影コマンドを蓄積する。	OBC
		指定された地上ターゲットをポインティングする。	ADCS
		ASI による撮影を実施する。	ASI
	イメージデータを地上局へ伝送する。	イメージデータを保存する。	OBC
		地上局と通信が確立し、コマンドの受信とイメージデータの送信が出来る。	COM
	衛星が軌道上で動作する。	必要な装置類を保持する。	STR
		地上局から衛星をコントロールできる。	C&DH
		電力を生成する。	POW
		衛星の温度を観測・制御する。	THR

Communication(通信系)サブシステム、STR: Structure(構造系)サブシステム、C&DH: Command and Data Handling(データ処理系)サブシステム、POW: Power(電源系)サブシステム、THR: Thermal(熱制御系)サブシステム

- ・アジア太平洋地域の宇宙機関と、共同で運用できること

### 3.3. システム要求

3.1~3.2 項より、システム要求を下記の通り整理した。

- ・ASI を用いて地上を撮影できること
- ・インハウスで 10 名程度で開発できる衛星規模であり、技術的難易度があまり高くないこと
- ・3 軸制御技術、SpW、民生品ベース GPSR、ASI が搭載できること
- ・確実に軌道上で動作すること

### 3.4. システムアーキテクチャ

搭載ミッション、機能分析結果、ミッション要求を踏まえて、システムアーキテクチャを設計した。検討結果を図 3.4.1 に示す。

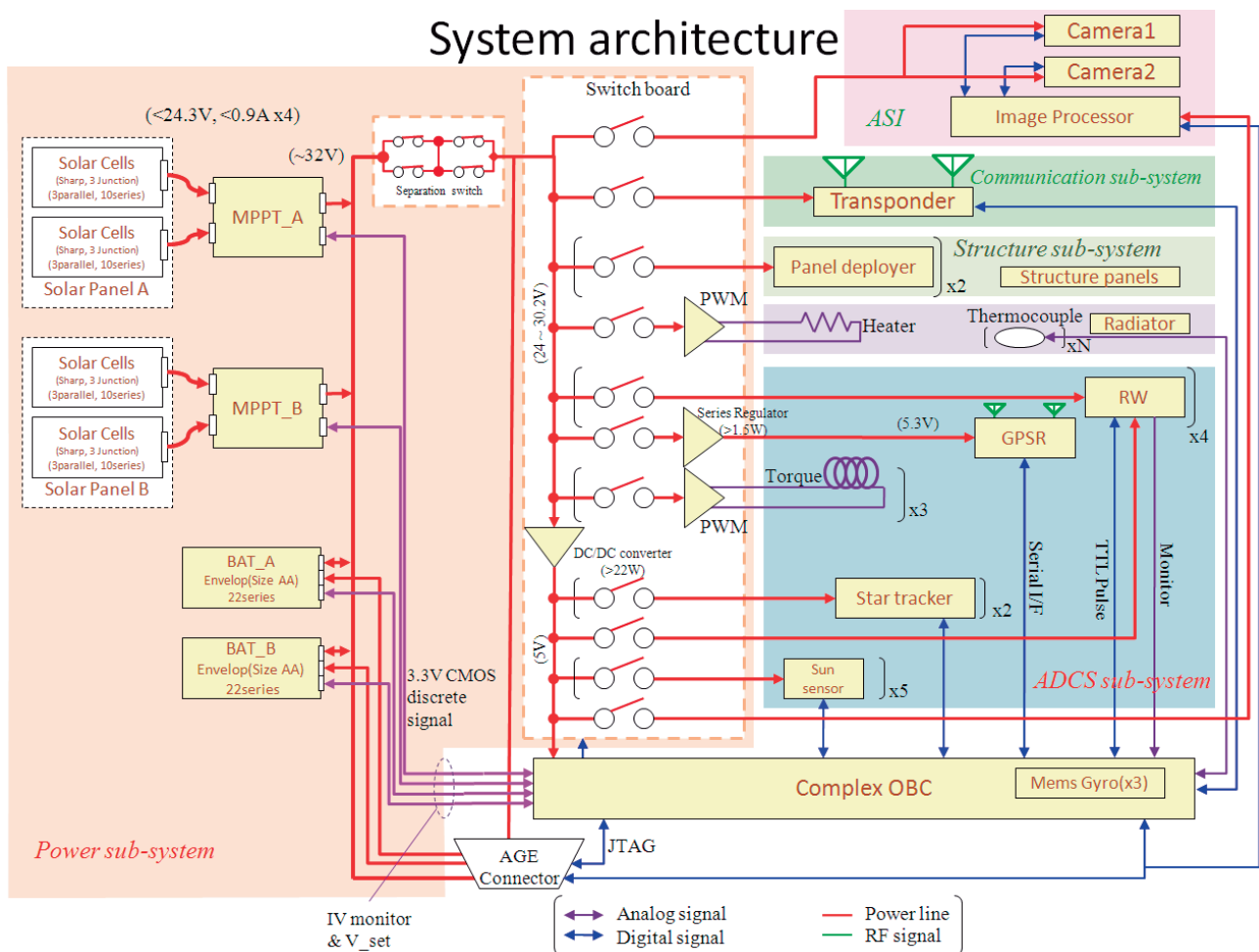


図 3.4.1 MicroSTAR システムアーキテクチャ



### 3.5. 軌道解析

MicroSTAR の打上については、ALOS-2, GPM 主衛星, GCOM-C1/W1 など、幾つかの衛星との H-IIA を用いた相乗り打上が想定されていたが、この内、軌道高度が低い(周回速度が速く、運用可視時間が短い、また熱サイクルが激しい)・太陽光・軌道面角( $\beta$  角)の変動が大きい(発電が難しく、熱制御も難しい)、日照・日陰時間の比率の変動が激しい(熱設計と電力設計が難しい)の観点から、一番厳しい条件となる GPM 軌道を仮定して解析を実施した。GPM 主衛星の軌道は高度 407km、軌道傾斜角  $65^\circ$  である。

地上局には、相模原キャンパス内に設置する地上局を仮定、運用期間を 1 年として、アクセス解析を実施した。その結果を図 3.5.1 に示す。

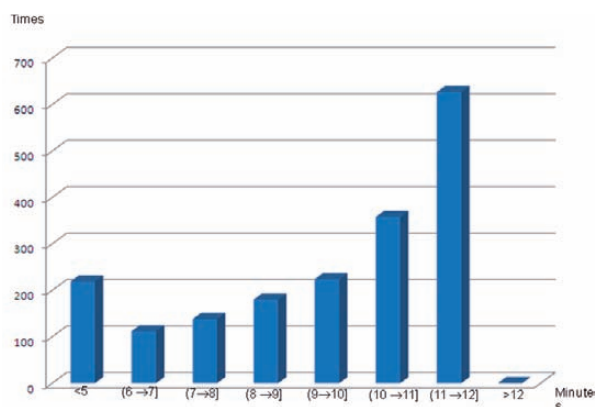


図 3.5.1 アクセス解析(1 年, 相模原局)

運用パスには、11~12 分のものを使うのが良いことがわかる。また、日照時間解析を実施した。その結果を図 3.5.2 に示す。

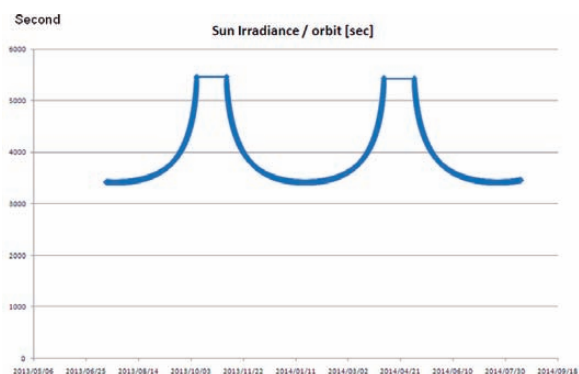


図 3.5.2 日照時間解析

結果、年に 2 回、日照時間が発散するタイミングが存在することが明らかになった。このときの 3D イメージを図 3.5.3 に示す。

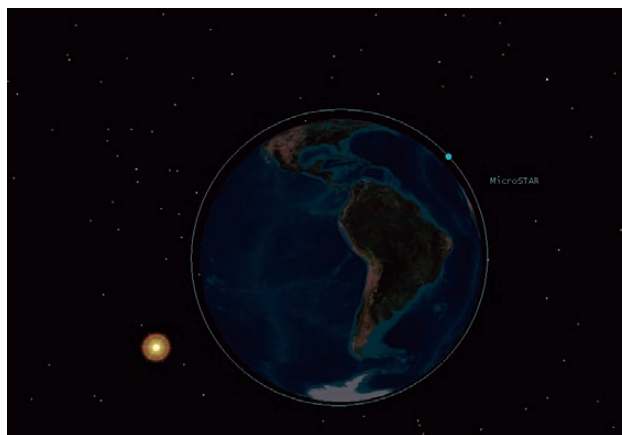


図 3.5.3  $\beta$  角最大・全日照条件

このときの  $\beta$  角は  $75^\circ$  であり、全日照条件であることが分かった。以上より、熱制御系と電源系は、全日照条件と  $\beta$  角  $0^\circ$  のハイヌーン相当条件の両方に対応する必要があることが判明した。

### 3.6. 姿勢制御系サブシステム設計

まず、姿勢要求を下記の通り整理した。

- 指定された撮影対象が、視野内に収まること。  
→ 指向精度:  $0.38^\circ$
  - シャッター解放時間の間に、地上分解能以上に視野が動かないこと。  
→ 姿勢安定度:  $0.0125^\circ / s$
- また、姿勢安定方式は、下記を仮定した。
- 待機時(日照中): 太陽指向スピン安定
  - 待機時(日陰中): 慣性指向スピン安定
  - ミッション時: ターゲット指向 3 軸バイアス安定

待機時にスピン安定式としたのは、その間の消費電力を抑えるためである。また、ミッション中にバイアス 3 軸安定としたのは、待機時のスピン角運動量をリアクションホイール (以下 RW) 中に溜め込まなければならないため、異常発生時には蓄積した角運動量を開放して太陽指向スピンの復帰できるためである。

これらの条件を基に、アクチュエータのサイジングを行った。その結果を表 3.6.1 に示す。

表 3.6.1 アクチュエータ・サイジング

Input Value				Disturbances			Requirements	
Earth Radius (m)	6378000	Reflectance factor	0.6	Gravity Gradient (N.m)	Td_target	0.00000369	Disturbance rejection (N.m)	0.001
Altitude (m)	407000	Angle of incidence of the Sun (rad)	0	Solar Radiation (N.m)	Tspxy	0.00000164	Slew Torque (N.m)	0.008
Ixx (kg.m <sup>2</sup> )	5	Distance between center of solar pressure and center of gravity (m)	0.1		Tspxz	0.00000182	Momentum Storage in RW (N.m.s)	0.004
Iyy (kg.m <sup>2</sup> )	6	Residual dipole (A.m <sup>2</sup> )	1	Magnetic Field (N.m)	Tm	0.00005097	Torque from Magnetic Torquers (A.m <sup>2</sup> )	0.073
Izz (kg.m <sup>2</sup> )	9	Magnetic moment of the Earth (tesla.m <sup>3</sup> )	7.96E+15	Aerodynamic (N.m)	Taxy	0.00000001		
Earth Gravity constant	3.986E+14	Earth magnetic field (tesla)	5.1E-05		Tayz	0.00000001		
Maximum deviation angle (deg)	20	Atmospheric density (kg/m <sup>3</sup> )	1E-13		Taxz	0.00000001		
Height (m)	0.45	Drag coefficient	2					
Width (m)	0.5	Orbit period (s)	5400					
Deep (m)	0.5	Spacecraft velocity (m/s)	7451.85					
XY surface area (m <sup>2</sup> )	0.225	Force on xy surface (N)	0.0000001					
YZ surface area (m <sup>2</sup> )	0.25	Force on xz surface (N)	0.0000001					
XZ surface area (m <sup>2</sup> )	0.225	Force on yz surface (N)	0.0000001					
Solar Constant (W/m <sup>2</sup> )	1367	Time for slewing (s)	40					
Speed of light m/s	300000000							

以上より、必要な姿勢制御能力を次の様に見積もった。

- ・ 擾乱処理能力： >0.001N.m
- ・ 発生トルク： >0.008N.m
- ・ RW の最大蓄積角運動量： >0.004N.m.s
- ・ 磁気トルカ能力： >0.073A.m<sup>2</sup>

### 3.7. 電源系サブシステム設計

入手可能かつ必要な能力を満たすセンサとアクチュエータについて、その消費電力を調査した。その結果を、表 3.7.1 に示す。

[ソーラーパネル方式選定] パネル方式の候補としては、ボディマウント式・ウィング式・パドル式の 3 種があるが、ボディマウントでは電力不足、パドル式では回転機構などが 50kg 級衛星には大きすぎるとして、ウィング式が採用された。

[太陽電池セル選定] 表 3.7.1 より、必要な発生電力は 42W である。この電力を、ソーラーパネル

表 3.7.1 電力収支表

System	Sub-System	Component	Number	Power Consumption[W]								
				Individual	Total	Initial omode (Sun)	Initial omode (Night)	Safe Mode	Command Op.	Imager mission Op.	Standby (Sun)	Standby (Night)
Bus	Structure	Structure panels	7	-	-	-	-	-	-	-	-	-
		Fasteners/Harnesses	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
		PAF(PAF-239M)	1	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Thermal	Heater	2	1	2	-	-	-	-	-	-	2
		Multi layer Insulation	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
		Thermocouple	16	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Power	Battery	2	-	-	-	-	-	-	-	-	-
		Solar Panel	2	-	-	-	-	-	-	-	-	-
		Solar Panel releaser	2	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	ADCS	GPSR	1	1.2	1.2	-	-	-	-	-	-	-
		MTQ(MT2-1)	3	0.25	0.75	0.75	0.75	-	0.75	0.75	0.75	0.75
		GAS(TAM-2)	1	0.56	0.56	0.56	0.56	-	0.56	0.56	0.56	0.56
		RW(10SP-M)	3	1	3	1	1	1	1	3	1	1
		STT(SaTReCi)	1	10	10	-	-	-	-	10	-	-
		FSS(SS-411)	1	0.13	0.13	0.13	0.13	-	0.13	0.13	0.13	0.13
		CSS(Meisei)	4	0.1	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4
	C&DH	Complex OBC	1	10	10	10	10	10	10	10	10	10
	Communication	Transmitter	1	14	14	3(LPM)	3(LPM)	3(LPM)	14(HPM)	-	-	-
		Receiver	1	4.2	4.2	4.2	4.2	4.2	4.2	4.2	4.2	4.2
	Mission	Small advanced imager	1	12	12	-	-	-	-	12	-	-
	Margin(20%)			-	-	11.2	4.0	4.0	3.7	6.2	8.2	3.4
	Total			-	-	69.5	24.0	24.0	22.3	37.2	49.2	20.4
	Mission Time(min./round)			-	-	-	56.5	36.1	92.56	2.6	4.0	49.9
	D/C			-	-	-	-	1.05	1.05	-	-	1.05
	Needed Power(Wh/round)			-	-	-	22.5	15.2	35.1	1.6	3.3	17.0
	Needed Generation Power(Wh/round)			-	-	-	-	37.8	35.1	Assumed value	36.1	-
	Average Power(W)			-	-	-	-	24.5	22.8	-	23.4	-
	Needed Generation Power(W)			-	-	-	40.2	-	37.3	41.3	-	-

# HPM: High power mode, LPM: Low power mode

が 1 枚故障しても設計寿命末期(EOL)に満たす必要がある(通常発電能力は、82W 以上が必要)。

太陽電池セルの候補は、単結晶シリコンセル(光電気変換効率 11%@EOL)、GaAs セル(光電気変換効率 16%@EOL)、3 接合 GaAs セル(光電気変換効率 24%@EOL)の 3 種であった。それぞれ 84W を発電するのに必要な面積は、 $0.69\text{m}^2 \cdot 0.48\text{m}^2 \cdot 0.32\text{m}^2$  であり、GaAs セルと 3 接合 GaAs セルがパネル面積( $0.50\text{m}^2$ )を下回った。しかし、GaAs セルは面積マージンが 4%しかなかったため、3 接合 GaAs セルを選定した。

[バッテリー選定]バッテリーセルへの要求は、下記の 3 点を定義した。

- ・ 1 年以上の寿命(=充放電回数: >5700 回)
- ・ 毎サイクルで充放電される電力量は 13.8Wh
- ・ 1 系統以上の故障に耐えうること

セルの候補としては、Ni-Cd タイプ・Ni-H<sub>2</sub> タイプ・Ni-MH タイプ・Li-ion タイプの 4 種である。Ni-Cd は環境への配慮から、Ni-H<sub>2</sub> タイプは高圧ガス型であり飛行安全への配慮から、Li-ion タイ

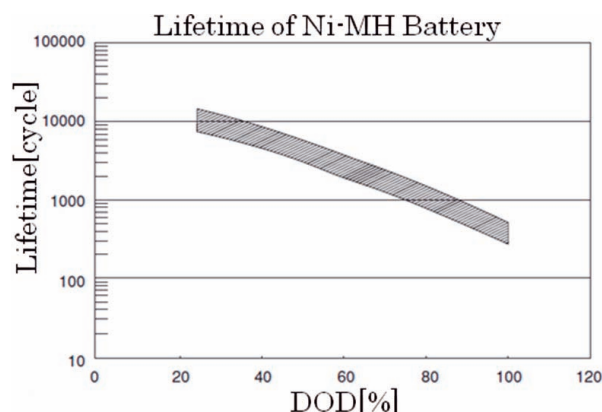


図 3.7.1 Ni-MH セル/DOD v.s. 寿命

プは H-IIA 相乗のための安全審査を容易にクリアしたいという観点から、採用を見送った。

図 3.7.1 は、Ni-MH セルの放電深度(DOD)と寿命の依存性を示した図である。ここから、DOD は 35%以下程度が必要である。よって、バッテリーの 42.2Wh のバッテリーを形成し、これを 2 系統搭載することとした。全電力容量は 40Wh 以上が必要である。そこで、1.2V, 1.6Ah(単 3 型)のセルを 22 本直列に接続し、28V 非安定電源の需要が 12 系統、5.3V 安定化電源の需要が 1 系統、5V 安定化

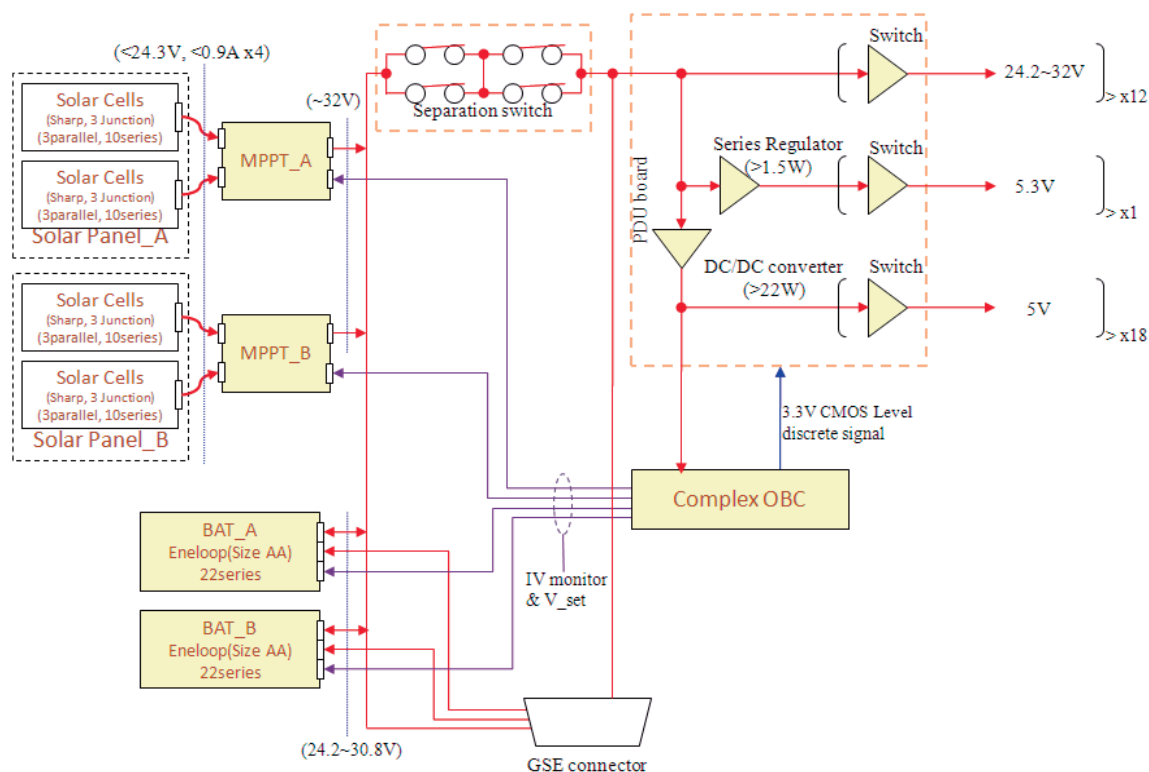


図 3.7.2 電源系アーキテクチャ

電源の需要が 18 系統である。また、H-IIA セカンダリーペイロード標準よりコールドロンチが必要(分離時に初めて電源を投入可能)である。

以上すべてを考慮して、電源系全体のアーキテクチャを設計した。その内容を図 3.7.2 に示す。

### 3.8. 構造系サブシステム設計

構造系サブシステムへの要求は、

- ・ H-IIA セカンダリーペイロード標準の定める寸法(500x500x450[mm]+Φ225x50[mm])と重量(50kg)に収まること
  - ・  $I_{zz}/I_{xx} > 1.05$ ,  $I_{zz}/I_{yy} > 1.05$  (ダンパを搭載すれば、スピン安定時にソーラーパネルが自律的に太陽指向可能)
  - ・ 全てのコンポを搭載できること
  - ・ スタートラッカの視野が、地球の地平線方向と太陽光方向から所定以上離れていること
- 等である(振動条件等については、別途解説予定)。

これら条件を満たす構体設計を実施した。その結果を、図 3.8.3 に示す。

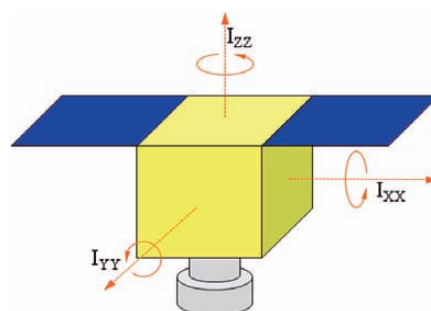


図 3.8.1 慣性軸の定義

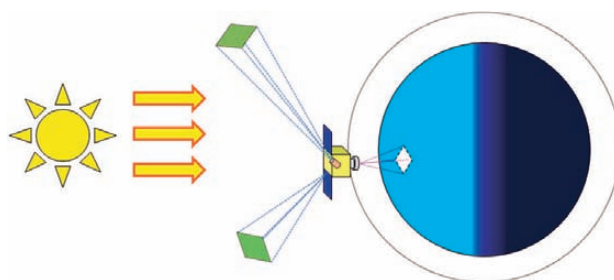


図 3.8.2 スタートラッカ視野方向

また、CAD ソフトにより、その慣性モーメントを計算した結果を、以下に示す。

INERTIA at CENTER OF GRAVITY with respect to STAR_COORDINATE								
INERTIA TENSOR:								
Ixx	Ixy	Ixz	1.6155403e+06	8.4979689e+03	-5.5417824e+02			
Iyx	Iyy	Iyz	8.4979689e+03	1.9194365e+06	1.2208916e+04			
Izx	Izy	Izz	-5.5417824e+02	1.2208916e+04	2.0655349e+06			

以上より、要求を満たす事を確認した。

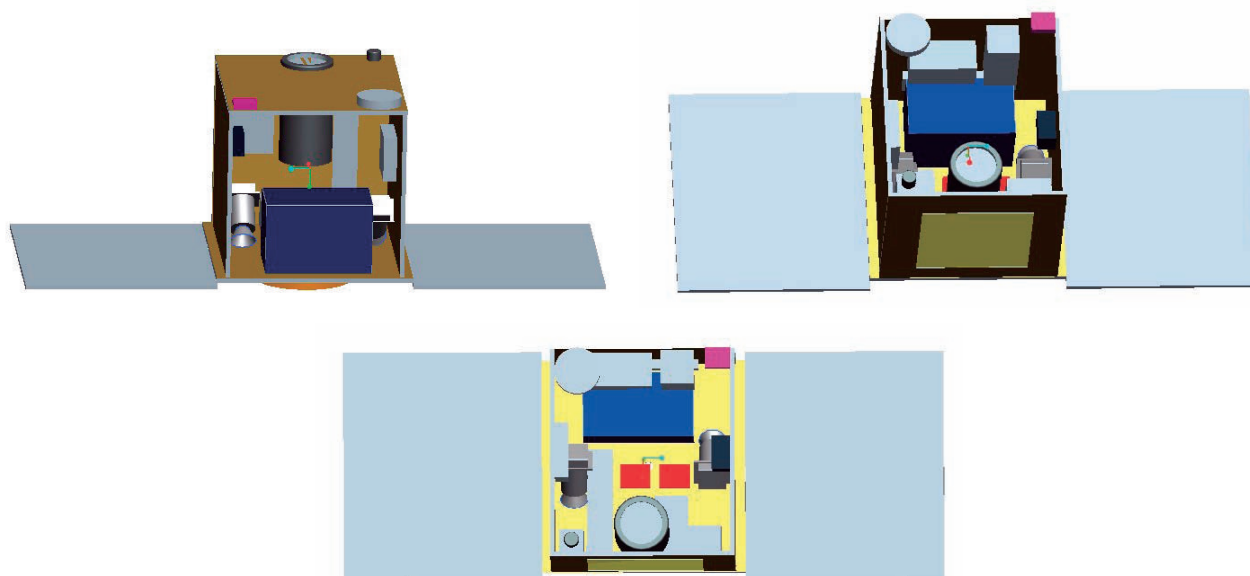
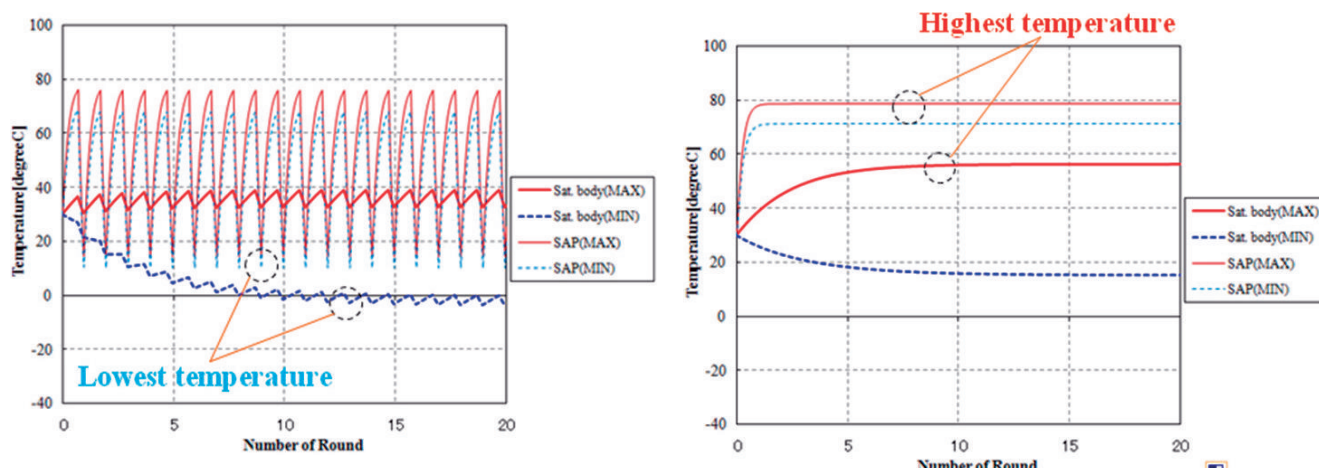


図 3.8.3 構体デザイン







〔 $\beta_{\text{MIN}}$ : 0degree(ハイヌーン軌道と等価条件)〕

〔 $\beta_{\text{MAX}}$ : 75degree(全日照条件)〕

図 3.9.2 温度シミュレーション結果

### 3.10. 通信系サブシステム設計

通信系への要求は、下記の通りである。

- ・ 32Byte/s の HK テレメトリを蓄積し、地上局へ伝送可能であること（ただし、数秒に 1 フレームなど、間引き蓄積も可とする）
- ・ JAXA 地上局を用いて、1 ミッションデータ/日以上の伝送可能であること
- ・ RF 出力をコマンドにより On/Off 可能であること
- ・ PFD 制限を遵守すること

衛星搭載送受信機は、入手性・経済性・実績を鑑み、INDEX(れいめい)で使用されたものをベースとする。この送受信機の諸元を以下に示す。

#### ○ 受信機（アップリンク）

- 周波数帯： S-band(2.0GHz 帯)
- 変調方式： PCM-PSK/PM
- 伝送速度： 1kbps

#### ○ 送信機（ダウンリンク）

- 周波数帯： S-band(2.2GHz 帯)
- 変調方式： PCM-PM
- 伝送速度： 4~64kbps
- 出力： 0.2W(低出力モード, LPM)  
or 2W(高出力モード, HPM)

表 3.10.1 ダウンリンク伝送速度とミッションデータ受信可能数

伝送速度 [kbps]	伝送可能データ量 (@20分/日)[kB/day]	伝送可能データ量(@20分/日 CCSDS ヘッダ 除く) [kB/day]	ミッションデータ量 [kB/day]			ミッションデータ数 [枚/day]					
4	600	468.75	N/A	N/A	168.75	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
8	1200	937.5	N/A	397.5	637.5	N/A	1	2	N/A	N/A	1
16	2400	1875	N/A	1335	1575	N/A	4	5	N/A	2	2
32	4800	3750	1050	3210	3450	3	10	11	1	5	5
64	9600	7500	4800	6960	7200	16	23	24	8	11	12
128	19200	15000	12300	14460	14700	41	48	49	20	24	24
			↑	↑	↑	↑			↑		
			HK データ: 2700[kB/day] (全記録モード)	HK データ: 540[kB/day] (1/5 記録モード)	HK データ: 1/9[kB/day] (1/9 記録モード)	ミッションデータサイズ: 300[kB] (Typ.として)			ミッションデータサイズ: 600[kB] (Max.として)		



また、使用する地上局の諸元を以下に示す。

- JAXA 地上ネットワーク局
  - 8~10mΦ パラボラ
- JAXA/STAR 相模原局(想定)
  - 1.2 mΦ オフセットパラボラ
- STAR 参加国局(想定)
  - 1.2 mΦ オフセットパラボラ

表 3.10.1 に、ダウンリンク伝送速度とミッションデータ受信可能数の評価結果を示す。結論としては、4kbps を実現できれば 1/9 記録モードにより最低限の衛星維持は可能、8kbps を実現できれば、1 ミッションデータ/日を達成可能である。

続いて、PFD 制限を遵守しつつ目標の伝送レートが実現できるか、以下の 3 条件にて回線計算を実施した。

- Case1
  - LPM 使用
  - 軌道高度 800km(想定上の最高高度)
  - 使用地上局: JAXA 地上局(8mΦ)
  - 地上局の最低仰角: 5°

回線計算結果を、表 3.10.2 に示す。伝送速度は 8kbps であり最低限ミッションは達成可能。

PFD 制限もクリアしている。

- Case2 (→表 3.10.3 Case2 回線計算)
  - HPM 使用
  - 軌道高度 800km(想定上の最高高度)
  - 使用地上局: JAXA 地上局(8mΦ)
  - 地上局の最低仰角: 5°

回線計算結果を、表 3.10.3 に示す。伝送速度は 64kbps であり、ミッション活動の自由度は高い。また、PFD 制限もクリアしている。

- Case3 (→表 3.10.4 Case3 回線計算)
  - HPM 使用
  - 軌道高度 600km
  - 使用地上局: STAR 相模原局(1.2mΦ)
  - 地上局の最低仰角: 15°

回線計算結果を、表 3.10.4 に示す。伝送速

度は 4kbps であり、衛星の維持は可能。また、PFD 制限もクリアしている。

以上より、通常は Case1 の条件で運用し、急遽観測データが多数発生した場合は Case2 の条件で運用、他の衛星の運用と競合する等、地上局が何らかの理由で使用出来ない場合は Case3 で衛星維持を実施する、という運用概念設計とした。

表 3.10.2-1 Case1, 回線計算

Item	Unit	Up link		Down link	
		Value	Reference	Value	Reference
Frequency	MHz	2051.6		2228	
EIRP	dBW	71.7		-16.2	24 mW
RF output power	dBW	30.0	1000 W	-7.0	0.2 W
Feed loss	dB	-0.6		-3.7	
Antenna gain	dBi	42.5	8 mΦ	-5.5	
Pointing loss	dB	-0.2		0.0	
Free space loss(Max)	dB	-167.6	2784 km	-168.3	2784 km
Minimum Elevation	degree		5		5
Altitude	km		800		800
Earth radius	km		6378.1		6378.1
Polasization coupling loss	dB	-0.5		-0.5	
Atmosphere absorption loss	dB	-0.6		-0.6	
Rain loss	dB	0.0		0.0	
Other loss	dB	0.0		0.0	
Receive G/T	dB/K	-57.6		22.3	
Pointing loss	dB		0.0		-0.2
Antenna gain	dBi		-20.0		44.2
Feed loss	dB		-10.0		0.0
System noise	dBK		27.6		21.7
Antenna noise temperature	K		100.0		
Noise figure	dB		3.0		
L(Feed loss)			10.0		
Recive Level	dBW	-154.6		-163.3	
Noise power density	dBW/Hz	-201.4		-201.4	
Recive C/No	dBHz	71.0		62.3	
Total C/No	dBHz	71.0		62.3	

Item	Unit	Command	Telemetry
Modulation		PCM-PSK/PM	PCM-PM
Modulation index	rad	0.4 +-10%	0.5 +-10%
Required Eb/No	dB	10.5	9.6
Hardware loss	dB	7.5	3.4
Encode gain	dB	0	0
Bitrate	dBHz	30.1	39.1
	bps	1024	<b>8192</b>
Modulation loss	dB	12	7.2
Required C/No	dBHz	60.1	59.3
<b>Link margin</b>	<b>dB</b>	<b>10.9</b>	<b>3.0</b>

表 3.10.2-2 Case1, PFD マージン計算

## PFD analysis

Item	Unit	Downlink	
EIRP	dBW	-16.2	-16.2
Power density	dBW/Hz	-71.0	-71.0
Band width	kHz	300	300
	dBHz	54.8	54.8
Propagation loss	dB	-136.1	-123.0
Distance	km	1805	400
Elevation	deg	5	90
Altitude	km	400	400
Earth radius	km	6378.1	6378.1
Reference band width	dBHz	36.0	36.0
	kHz	4	4
PFD	dBW/4kHz/m2	-171.1	-158.0
PFD limit	dBW/4kHz/m2	-154	-144
PFD margin	dBW/4kHz/m2	<b>17.1</b>	<b>14.0</b>

表 3.10.2-1 Case2, 回線計算

Item	Unit	Up link		Down link	
		Value	Reference	Value	Reference
Frequency	MHz	2051.6		2228	
EIRP	dBW	71.7		-7.1	195 mW
RF output power	dBW	30.0	1000 W	3.0	<b>2 W</b>
Feed loss	dB	-0.6		-4.6	
Antenna gain	dBi	42.5	8 mΦ	-5.5	
Pointing loss	dB	-0.2		0.0	
Free space loss(Max)	dB	-167.6	2784 km	-168.3	2784 km
Minimum Elevation	degree		5		5
Altitude	km		800		800
Earth radius	km		6378.1		6378.1
Polasization coupling loss	dB	-0.5		-0.5	
Atmosphere absorption loss	dB	-0.6		-0.6	
Rain loss	dB	0.0		0.0	
Other loss	dB	0.0		0.0	
Receive G/T	dB/K	-57.6		22.3	
Pointing loss	dB		0.0		-0.2
Antenna gain	dBi		-20.0		44.2
Feed loss	dB		-10.0		0.0
System noise	dBK		27.6		21.7
Antenna noise temperature	K		100.0		
Noise figure	dB		3.0		
L(Feed loss)			10.0		
Recive Level	dBW	-154.6		-154.2	
Noise power density	dBW/Hz	-201.4		-201.4	
Recive C/No	dBHz	71.0		71.4	
Total C/No	dBHz	71.0		71.4	

Item	Unit	Command	Telemetry
Modulation		PCM-PSK/PM	PCM-PM
Modulation index	rad	0.4 +-10%	0.5 +-10%
Required Eb/No	dB	10.5	9.6
Hardware loss	dB	7.5	3.4
Encode gain	dB	0	0
Bitrate	dBHz	30.1	48.2
	bps	1024	<b>65536</b>
Modulation loss	dB	12	7.2
Required C/No	dBHz	60.1	68.4
<b>Link margin</b>	<b>dB</b>	<b>10.9</b>	<b>3.0</b>

表 3.10.2-2 Case2, PFD マージン計算

## PFD analysis

Item	Unit	Downlink	
EIRP	dBW	-7.1	-7.1
Power density	dBW/Hz	-61.9	-61.9
Band width	kHz	300	300
	dBHz	54.8	54.8
Propagation loss	dB	-136.1	-123.0
Distance	km	1805	400
Elevation	deg	<b>5</b>	<b>90</b>
Altitude	km	400	400
Earth radius	km	6378.1	6378.1
Reference band width	dBHz	36.0	36.0
	kHz	4	4
PFD	dBW/4kHz/m <sup>2</sup>	-162.0	-148.9
PFD limit	dBW/4kHz/m <sup>2</sup>	-154	-144
PFD margin	dBW/4kHz/m <sup>2</sup>	<b>8.0</b>	<b>4.9</b>

表 3.10.3-1 Case3, 回線計算

Item	Unit	Up link		Down link(small ground antenna)	
		Value	Reference	Value	Reference
Frequency	MHz	2051.6		2228	
EIRP	dBW	38.2		-2.5	564 mW
RF output power	dBW	13.0	20 W	3.0	2 W
Feed loss	dB	-0.6		-4.0	
Antenna gain	dB	26.0	<b>1.2 mΦ</b>	-1.5	
Pointing loss	dB	-0.2		0.0	
Free space loss(Max)	dB	-162.9	1626 km	-163.6	1626 km
Minimum Elevation	degree		15		15
Altitude	km		600		600
Earth radius	km		6378.1		6378.1
Polasization coupling loss	dB	-0.5		-0.5	
Atmosphere absorption loss	dB	-0.6		-0.6	
Rain loss	dB	0.0		0.0	
Other loss	dB	0.0		0.0	
Receive G/T	dB/K	-32.6		-0.3	
Pointing loss	dB		0.0		-0.2
Antenna gain	dB		-1.5		26.7 <b>1.2mΦ</b>
Feed loss	dB		-4.0		-0.6
System noise	dBK		27.1		26.2
Antenna noise temperature	K		100.0		100.0
Noise figure	dB		3.0		3.0
L(Feed loss)			2.5		1.1
Recive Level	dBW	-158.4		-167.5	
Noise power density	dBW/Hz	-201.4		-201.4	
Recive C/No	dBHz	67.2		58.1	
Total C/No	dBHz	67.2		58.1	

Item	Unit	Command	Telemetry
Modulation		PCM-PSK/PM	PCM-PM
Modulation index	rad	0.4 +-10%	0.5 +-10%
Required Eb/No	dB	10.5	8.2
Hardware loss	dB	7.5	3.4
Encode gain	dB	0	0
Bitrate	dBHz	30.1	36.1
	bps	1024	<b>4096</b>
Modulation loss	dB	12	7.2
Required C/No	dBHz	60.1	54.9
<b>Link margin</b>	<b>dB</b>	<b>7.1</b>	<b>3.2</b>

表 3.10.3-2 Case3, PFD マージン計算

PFD analysis(small ground antenna)

Item	Unit	Downlink	
EIRP	dBW	-2.5	-2.5
Power density	dBW/Hz	-57.3	-57.3
Band width	kHz	300	300
	dBHz	54.8	54.8
Propagation loss	dB	-138.3	-126.6
Distance	km	2329	600
Elevation	deg	<b>5</b>	<b>90</b>
Altitude	km	600	600
Earth radius	km	6378.1	6378.1
Reference band width	dBHz	36.0	36.0
	kHz	4	4
PFD	dBW/4kHz/m <sup>2</sup>	-159.6	-147.8
PFD limit	dBW/4kHz/m <sup>2</sup>	-154	-144
PFD margin	dBW/4kHz/m <sup>2</sup>	<b>5.6</b>	<b>3.8</b>

## 4. キャパシティビルディング実施結果

### 4.1. 外国からの参加者の研修内容

各 STAR 計画参加者の研修内容を、以下に示す。

#### LAPAN(インドネシア)

##### ○ A 氏

- 滞在期間：2009/5/30~7/21(2 ヶ月)
- 研修内容
  - ✧ STK による軌道解析
  - ✧ システムラフデザイン
  - ✧ 筑波宇宙センター小型衛星試験棟  
見学
- 滞在期間(2 回目)：
   
2010/10/16~2011/1/3(2.5 ヶ月)
- 研修内容
  - ✧ 小型簡易地上局による NOAA 衛星  
画像の受信
  - ✧ 工作実習
  - ✧ センサ光学系デザイン
  - ✧ GPS 受信機・RF 系試作
  - ✧ 地球観測センター見学

##### ○ B 氏

- 滞在期間：2009/5/30~8/29(3 ヶ月)
- 研修内容
  - ✧ 搭載コンピュータの概念検討
  - ✧ HDL デザイン
  - ✧ 光学観測ミッション検討
  - ✧ 筑波宇宙センター小型衛星試験棟  
見学

##### ○ C 氏

- 滞在期間：2010/10/21~11/30(1 ヶ月)
- 研修内容
  - ✧ 小型簡易地上局による NOAA 衛星  
画像の受信
  - ✧ 地球観測センター見学
  - ✧ 工作実習
  - ✧ インピーダンスマッチングシミュレ  
ーション

#### GISTDA(タイ)

##### ○ D 氏

- 滞在期間：2009/6/17~7/17(1 ヶ月)
- 研修内容
  - ✧ ミッション解析および検討
  - ✧ 筑波宇宙センター小型衛星試験棟  
見学

##### ○ E 氏

- 滞在期間：2009/6/17~2010/6/1(1 年)
- 研修内容
  - ✧ 回線計算
  - ✧ ミッション検討
  - ✧ システム設計
  - ✧ 地上運用システム検討
  - ✧ 軌道解析
  - ✧ モデルベース SE 手法
  - ✧ 回路基板設計
  - ✧ 筑波宇宙センター小型衛星試験棟  
見学

##### ○ F 氏

- 滞在期間：2009/9/7~10/23(1.5 ヶ月)
- 研修内容
  - ✧ ミッション検討
  - ✧ システム設計
  - ✧ 軌道解析
  - ✧ モデルベース SE 手法
  - ✧ 筑波宇宙センター小型衛星試験棟  
見学

#### VAST/STI(ベトナム)

##### ○ G 氏

- 滞在期間：2010/5/10~11/5(6 ヶ月)
- 研修内容
  - ✧ 姿勢制御系の  
設計・シミュレーション
  - ✧ STK による軌道解析
  - ✧ 小型簡易地上局による NOAA 衛星  
画像の受信

- ◇ 工作実習
- ◇ 筑波宇宙センター見学

## ○ H 氏

- 滞在期間：2010/5/16~11/5(6 ヶ月)
- 研修内容
  - ◇ 衛星構体設計・CAD 操作
  - ◇ 小型簡易地上局による NOAA 衛星画像の受信
  - ◇ 工作実習
  - ◇ 筑波宇宙センター見学

## ○ I 氏

- 滞在期間：2011/3/3~8/31(6 ヶ月)
- 研修内容
  - ◇ 姿勢制御系設計・解析
  - ◇ 電源系設計・解析

## ○ J 氏

- 滞在期間：2011/3/3~8/31(6 ヶ月)
- ◇ 衛星構体の CAD デザインおよび振動解析

**ANGKASA(マレーシア)**

## ○ K 氏

- 滞在期間：2010/7/30~8/26(1 ヶ月)
- 研修内容
  - ◇ ミッションセンサ検討
  - ◇ 筑波宇宙センター見学

**KARI(韓国, 講師側)**

## ○ L 氏

- 滞在期間：2009/10/12~2010/10/11(1 年)
- 実施内容
  - ◇ 搭載ソフトウェア検討
  - ◇ 衛星システム設計の指導
  - ◇ ミッションセンサ検討
  - ◇ 筑波宇宙センター見学

## ○ M 氏

- 滞在期間：2010/10/5~2011/10/11(1 年)
- 実施内容
  - ◇ 衛星構体設計
  - ◇ 衛星構体の振動解析
  - ◇ ISTS 発表
  - ◇ 振動解析方法に関する指導  
(主に J 氏へ)

**ISRO(インド, 講師側)**

## ○ N 氏

- 滞在期間：2009/8/4~8/14(10 日)
- 講義内容
  - ◇ 搭載コンピュータ
  - ◇ 電気インタフェース
  - ◇ HDL デザイン

## ○ O 氏

- 滞在期間：2009/8/4~8/14(10 日)
- 講義内容
  - ◇ 姿勢制御理論

**4.2. 国際会議等**

## ○ 準備会合

- 2008/3、バンコク
- 参加機関
  - ◇ インドネシア LAPAN
  - ◇ タイ GISTDA
  - ◇ ベトナム VAST/STI
  - ◇ マレーシア ANGKASA
  - ◇ 韓国 KARI
  - ◇ 日本 JAXA
- 参加人数：10 名



## ○ APRSAF 衛星協力第 1 回技術ワークショップ

- 2008/10/7~8、バンコク
- 参加機関
  - ✧ インドネシア LAPAN
  - ✧ タイ GISTDA, NSTDA
  - ✧ ベトナム VAST/STI
  - ✧ マレーシア ANGKASA
  - ✧ 日本 JAXA
  - ✧ アジア工科大学
- 参加人数：23 名
- WebEX 参加
  - ✧ 韓国 KARI
  - ✧ フィリピン DOST

## ○ 第 2 回 STAR 計画技術ワークショップ

- 2009/12/2~3、バンコク
- 参加機関
  - ✧ インドネシア LAPAN
  - ✧ タイ GISTDA, NSTDA
  - ✧ ベトナム VAST/STI
  - ✧ マレーシア ANGKASA
  - ✧ 韓国 KARI
  - ✧ インド ISRO
  - ✧ 日本 JAXA
  - ✧ アジア工科大学
- 参加人数：32 名

## ○ 第 2 回 STAR 計画調整会議

- 2010/7/28~29、ジャカルタ
- 参加機関
  - ✧ インドネシア LAPAN
  - ✧ タイ GISTDA
  - ✧ ベトナム VAST/STI
  - ✧ マレーシア ANGKASA
  - ✧ 韓国 KARI
  - ✧ インド ISRO
  - ✧ 日本 JAXA
- 参加人数：36 名

※ 第 1 回 STAR 計画調整会議は、電話会議にて実施した。(2010/1/21)

## 5. STAR 計画の今後について

平成 22 年度、文部科学省から「超小型衛星研究開発事業」が公募された。この目的は、下記の 2 点である。

- ・ アジア等新興国との超小型衛星によるコンステレーション・ミッションの実施に適切な人工衛星バスシステムの開発手法の確立
- ・ アジア等新興国との協力によるキャパシティ・ビルディングを組み合わせた事業計画の提案（アジア太平洋宇宙機関会議（APRSAF）も活用したミッション検討）

この公募に対して、和歌山大学を代表とする UNIFORM (University International Formation Mission) が採択された。

STAR 計画とは、MicroSTAR 開発（アジア等新興国と協力して超小型衛星を開発する事を通してキャパシティ・ビルディングを実施するのが目的）の部分の共通であるため、この開発を UNIFORM へ発展的に移行することとなった。

平成 23 年度は、この移行期間となっている。今後 UNIFORM では、国際的な超小型衛星によるコンステレーション網の構築や、その衛星を実用に用いることを検討している。これらの目的に向け、MicroSTAR の設計で得られた成果を UNIFORM 衛星開発へ繋げられるものとする。