

超小型衛星群による全世界対応早期津波予測システムの概念設計

代表研究者 山崎 政彦 日本大学理工学部航空宇宙工学科・准教授
共同研究者 嶋川 仁 静岡県立大学グローバル地域センター・特任教授

1 背景と目的

国連防災機関の調査¹によると、全世界過去 20 年間の自然災害の死者数は約 135 万人おり、そのうち 75 万人は津波による死者である。2011 年東北沖地震では約 2 万人の津波による死者が発生した。気象庁の報告²によると、東北沖地震での津波予測は技術的な限界からマグニチュードを過小評価してしまったことで津波警報第 1 報を実際には津波高さ最大 6m であったところを予測では 3m と過小評価を行ってしまったとされている^{3,4}。津波予測は沿岸部に到達する津波高さと津波到達時間を津波シミュレーションによって予測を行っており、シミュレーションの精度は初期の津波高と初期の波源位置の推定精度に依存している。東北沖地震での津波警報第 1 報では、広帯域強震計で観測されたマグニチュードと震源位置から初期の津波波源を推定していた。東北沖地震のような巨大地震に起因する津波の予測には、津波の初期の波源を高精度に推定する方法が重要になる。

現在行われている津波の予測手法は大きく 3 つである。①震源とマグニチュードから津波波源を推定し、津波シミュレーションにより予測する手法、②地震計と津波計が一体となった海底ケーブル(S-net, N-net)を用いて津波を推定する手法^{5,6}、③GPS 波浪計・津波ブイを用いて津波を推定する手法⁷である。①の手法では発生した地震の震源とマグニチュードの推定値を基に、あらかじめ計算された津波データベースから津波の沿岸部到達時の津波の高さを算出する⁴ため、津波の直接的な観測なしに予測を行うことが出来る。しかし、マグニチュード 8 を超えるような巨大地震の場合は、断層面の滑り量を考慮して精度良く即時に津波高さを予測することは難しい。②、③の手法では津波流速を直接観測することで得られたデータをもとに精度の高い津波推定を行うことが出来る。しかし、津波観測範囲が観測機器を設置した範囲のみと限定的となってしまう、広範囲の津波予測の実現には初期費用や機器の維持、メンテナンスに莫大な時間がかかる。

近年では、上記の課題に対して既存のインフラシステムである、④船舶自動識別システム AIS を用いて船舶位置での津波流速を推定し、インバージョン解析により津波波源を推定する手法⁹や、⑤GNSS 衛星から発信される GNSS 信号の反射波を観測し、反射面の推定を行う GNSS-R を用いた手法が提案されている。洋上船舶は世界中に多数に存在し、船舶データを逐次受信することが出来れば世界中で直接津波流を観測することが出来る。地上での AIS 受信局は船舶から約 250 海里ほどしか届かないため地上局での津波予測のための稠密な観測は難しいが、人工衛星を用いた稠密観測で AIS データを受信することで津波予測に寄与できると考えられる。また、GNSS 衛星から放射されている電波を直接捉えた直接波と海面上で反射された電波の反射波との経路差などから海面状態を推定する GNSS-R (GNSS-Reflectometry, GNSS 反射波) が手法¹¹に関しては、実際に CYGNUS 衛星で海面の風向や粗さなどの情報を入手できたことが報告されている。これらの取り組みに加え、津波発生時の電離圏の全電子数 (Total Electric Content : TEC) の増減に注目した津波電離圏ホール (Tsunami ionospheric hole : TIH) の研究¹²も行われている。津波電離圏ホールは、津波が発生した際の海面の盛り上がりなどに起因して発生するインフラソニック波が電離圏に到達することにより、電離圏の TEC が減少することに注目している。実際に東北地方太平洋沖地震で地上の GNSS 基地局のデータを解析することにより観測されており、衛星観測を利用した GNSS-RO (GNSS-Radio Occultation) により新たな津波波源の稠密観測手法として期待されている。

本研究では、近年注目を集めている AIS, GNSS-R, GNSS-RO による津波観測を実現するための、超小型衛星の設計検討を行った。超小型人工衛星群を低軌道に打ち上げることで稠密観測を実現し、初期波源を捉えることが出来れば、全球で早期津波予測が行えることが期待できる。

2 衛星のミッション定義とシステム設計

本研究で設計を行う衛星の目的は以下の 2 つである。

1. 衛星を用いた AIS, GNSS-R, GNSS-RO 観測と観測データを用いた津波波源推定

2. 衛星を用いた津波電離圏ホール(TIH)の観測と津波初期波源との相関関係の統計的評価
これらの目的を達成するために表 3.1 のサクセスクライテリアを作成した。

表 3.1. サクセスクライテリア

レベル		内容	検証方法
ミニマム	M1	定常的に観測データのダウンリンクを実施.	地上局で観測データを確認.
	M2	2 年間衛星の安定した運用.	地上局で House Keeping データを確認.
フル	F1	発生した津波に対して, 津波波源推定を実施.	津波発生時の AIS / GNSS-R / GNSS-RO による TEC データを利用した解析を行うことで, 到達する津波高さを算出する.
	F2	津波電離圏ホールの 2 次元構造の観測.	津波発生時の GNSS-RO / インピーダンスプローブから取得する TEC データより, TEC の 2 次元構造を確認.
エクストラ	E1	長期間運用し, 津波予測の信頼性および妥当性を提示.	複数回の津波予測を行うことで統計的データを取得する.
	E2	津波電離圏ホールと初期津波高の相関関係の提示.	複数回 TIH 観測を行うことで統計的データを取得する.
	E3	迅速に津波予測を行うことができる津波観測網を構築すること.	衛星をコンステレーションさせて, 津波発生時に該当する衛星から観測データをダウンリンクする.

表 3.1 のサクセスクライテリアをもとにして衛星の概念設計を行った結果を 3 章以降に示す。

3 衛星システム設計

3.1 衛星外観・内部機器配置

本衛星は、軌道投入時に 366.0mm x 226.2mm x 100mm の 6U キューブサット (CubeSat) であり、機軸方向を+y 面、地心方向を+z 面とし、地球周回時の進行方向+x 軸としている。AIS, GNSS 受信機を搭載し、衛星姿勢を 3 軸のリアクションホイールで制御し、S 帯通信によりデータを伝送する衛星である。軌道投入後の衛星外観 (太陽電池パネル展開後) と衛星内部機器配置、システムダイアグラムを図 3.1~3.3 に示す。本衛星は、軌道投入時に 366.0mm x 226.2mm x 100mm の 6U キューブサット (CubeSat) であり、軌道投入後に太陽電池および AIS アンテナを展開する。3 つのミッションを実施するための AIS, GNSS 受信機を 1 つずつ搭載し、リアクションホイールを用いた 3 軸姿勢安定方式とした。また、S 帯送受信機とアンテナを搭載し、S 帯通信により衛星データを伝送する。衛星は地心方向に S 帯アンテナを向けた姿勢制御を行う。本衛星は各系への電源供給を EPS 系 (Electrical Power Supply) が行い、CDH 系 (Command Data Handling) が全体のデータ制御を行う。ADC 系 (Attitude Determination and Control) が 3 軸の姿勢安定を保ち、通信アンテナと AIS, GNSS 受信機を所望の方向に向ける。津波発生時には MIS 系 (Mission) で取得した観測データを COM 系 (Communication) の S-band アンテナを介して地上局にダウンリンクし、最終的な津波警報につなげる。

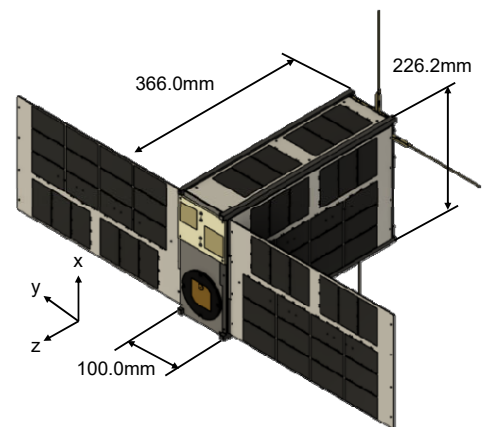


図 3.1. 太陽光パネル展開後の衛星外観

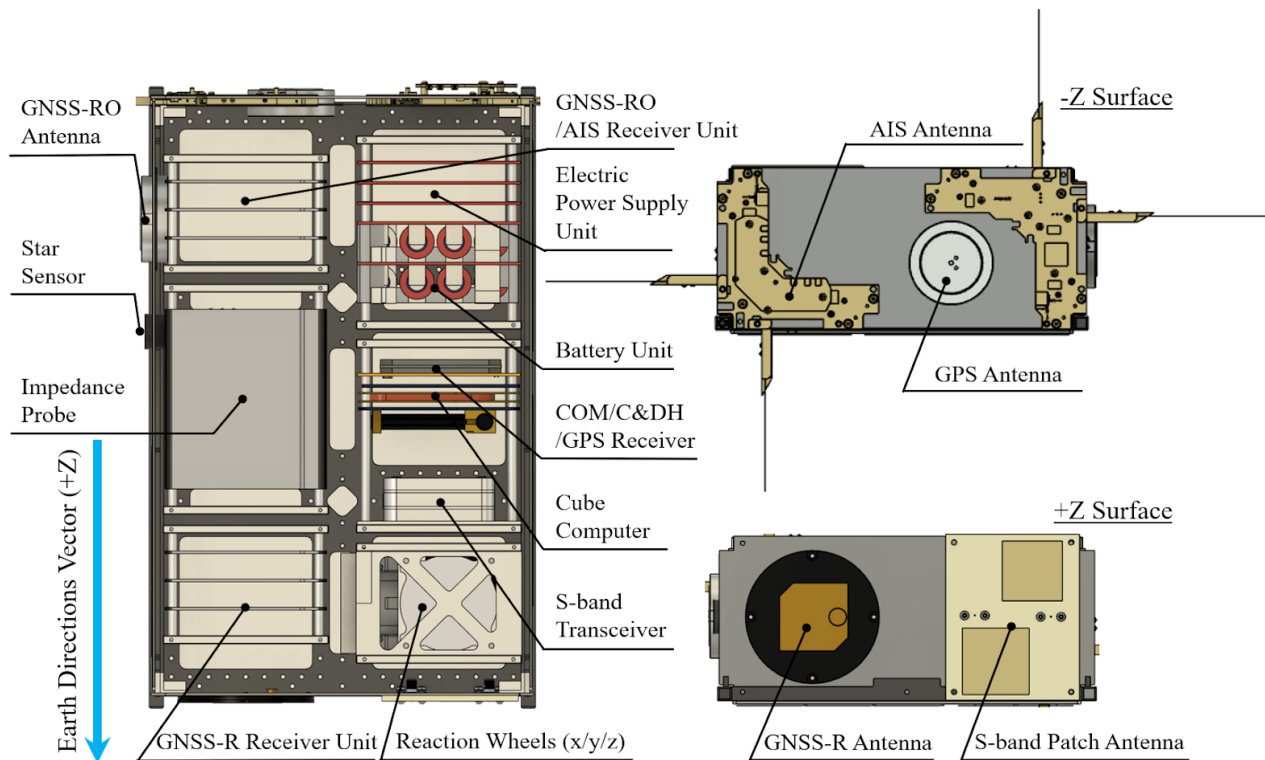


図 3.2. 衛星内部機器配置

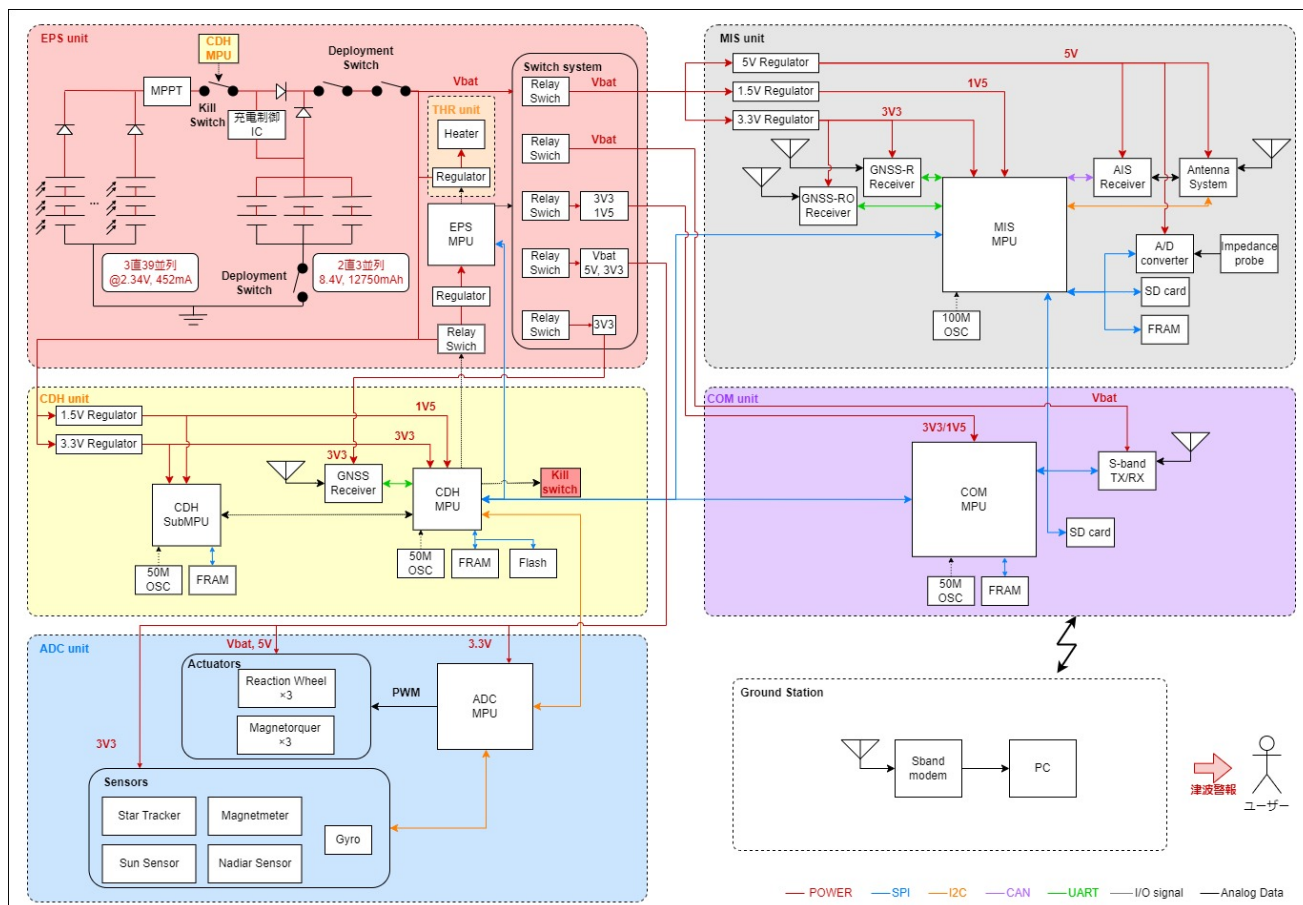


図 3.3. システムダイアグラム

3.2 運用モード

衛星は、軌道投入時後の初期運用モードと初期運用後の定常運用モードから構成されるとした。

【初期運用】

ロケットから分離され 200s 後に C&DH 系をはじめとする各サブシステムへ順次電力供給が行われ、House Keeping (HK) データを取得する。姿勢制御系の電源がつくと衛星の角速度を減少させるアンローディングを行い、衛星の角速度が 1[deg/s]以内に収まったら太陽光パネルの展開を展開する。地上局との通信を行い、ミッション観測機器等の異常が確認されなければ定常運用に移る。この運用が終わることでミニマムサクセスが達成される。

【定常運用】

定常運用ではミッションデータの取得を行うセンシングモードと電力消費を押さえる省電力モードを設ける。センシングモードでは GNSS-R アンテナが搭載されている衛星+z 面を地心方向に向け、AIS データ、GNSS-R データ、GNSS-RO データ、インピーダンスプローブから電子密度を観測する。

4 ミッション系の測定原理

本衛星では AIS、GNSS-R を用いた海面状態の情報からの初期津波波源の推定と、GNSS-RO、インピーダンスプローブを用いた電子密度観測から津波電離圏ホールと初期津波波源の関係を明らかにし津波推定につなげる。以下に各測定手法を示す。

【海面状態から初期波源を推定する方法】

AIS は多くの船舶に搭載が義務付けられている船舶及び海面状態を地上施設に送信するシステムである。AIS を利用して津波流を推定し、沿岸部での波高推定は Inazu⁹らによる研究でなされており、船舶情報の一部である船舶進行角 (HDG) に対し実際に船舶が進行している進行角 (COG) との差分を sin 成分として抽出し実際の船舶進行速度 (SOG) を乗じることで法線方向の船舶速度を導出できこれが津波流速と近似することで津波流速を求めることができる。

また、GNSS 衛星からの反射波を取得し、海面状態を推定する手法も研究^{17,18}されており、観測地点における波高算出を行う際 GNSS 衛星からの直接波と反射波との経路差から DDM (Delay-Doppler-Map) を作成し、マップから海面の粗さを示す海面散乱係数を算出することで海面の傾斜と海面の風速との相関性を利用し海面風速と海面波高を導出することが出来る^{19,20,21}。

AIS、GNSS-R の 2 種の測定手法から観測点における津波流速と海面波高を推定し、各点の推定結果をインバージョン解析し初期津波波源を推定する。解析では図 4.4 のように 400km 四方の範囲に対し、各单位波源の間隔を 20km で設定、各单位波源の波高を線形方程式で重みづけをすることで初期津波波源を推定する。

【GNSS-RO 観測による津波電離圏ホールの観測】

GNSS-RO²² は発信源の GNSS 衛星と受信機である低軌道 (Low-Earth Orbiting: LEO) 衛星で構成される観測手法である。GNSS 衛星からの受信機の電波伝搬経路に沿った断面積 1m^2 の円筒に含まれる電子の総数である TEC (Total Electron Content) を受信し、受信する TEC を sTEC (slant TEC)、鉛直方向に換算した値を vTEC と呼ぶ。この関係を図 4.1. に示し、GNSS-RO の概要を図 4.2 に示す。

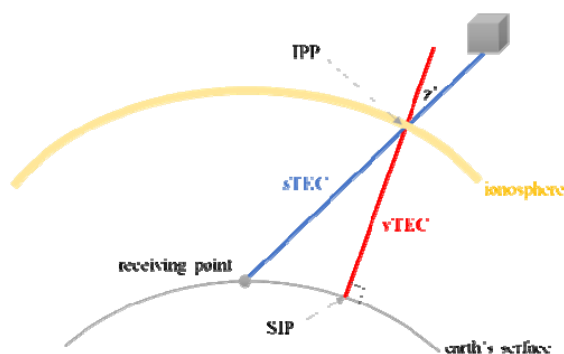


図 4.1. sTEC と vTEC の関係

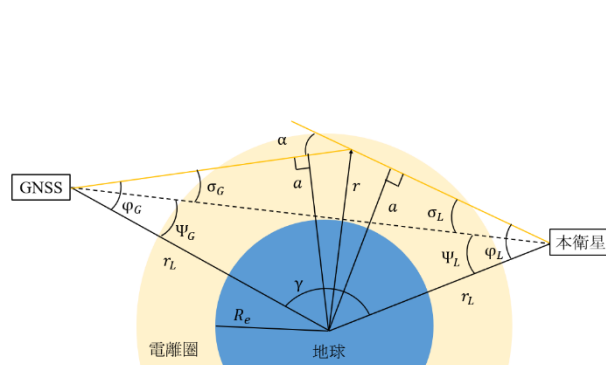


図 4.2. GNSS-RO 概要

図 4.2 に示されるように GNSS-RO では観測範囲は受信衛星と GNSS 衛星の位置関係に依存するため、GNSS-

RO 観測を複数機で行う。津波発生時の電離圏の全電子数(Total Electric Content : TEC)の増減に注目した津波電離圏ホール(Tsunami ionospheric hole : TIH)の研究¹²では、地上の GNSS 基地局のデータから津波電離圏ホールと津波との関係が指摘されているが、本衛星では、図 4.3 に示すように GNSS-RO の交点を観測点として津波電離圏ホールを観測する。GNSS-RO での観測交点はそれぞれ観測高度が異なるため、インピーダンスプローブを用いたその場観測情報を用いたオフセットを行う。

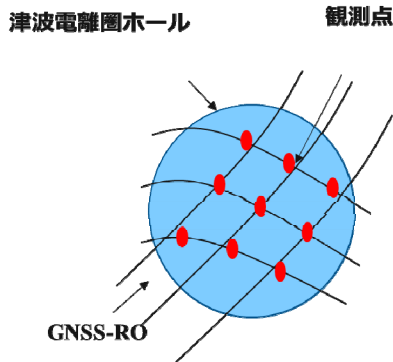


図 4.3. GNSS-RO を用いた 2 次元観測

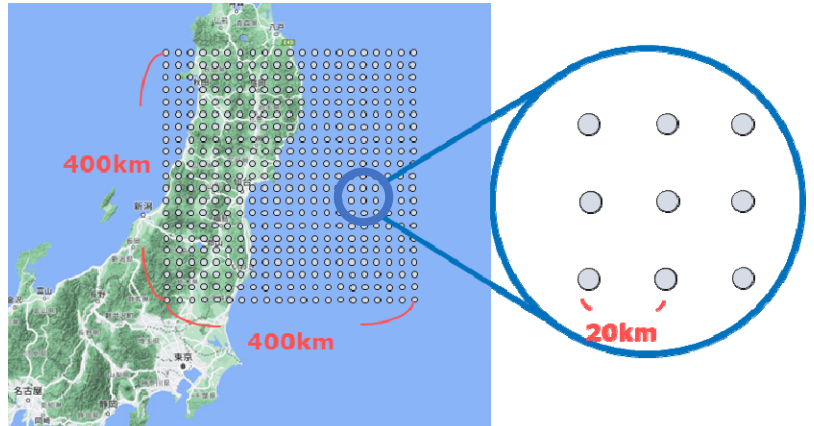


図 4.4. 津波インバージョン解析

インピーダンスプローブとはプラズマ中に挿入した導体棒に高周波信号を印加し、その等価容量の周波数特性を計測することで、周辺プラズマの UHR 周波数を決定できるものである²³。インピーダンスプローブの掃引周波数は、AIS 及び GNSS 受信機などの送信周波数と近い値であるとノイズの影響による誤差が生じてしまうため、AIS や GNSS 受信機とは異なる周波数とする。

5 各種解析

本衛星がミニマムサクセスを達成するために必要な電力収支、構造解析、姿勢解析を行った。以下にそれぞれの解析の結果を示す。

【電源系】

電源系では、ロケット放出時から衛星運用終了までの間に衛星の電力が枯渇しないように必要なバッテリー容量や必要太陽電池枚数を算出する。本設計では公称電圧 3.7V、容量 4200mAh のリチウムイオン電池を採用する。また使用太陽電池セルは SPECTROLAB 社の 29.5%NEXT Triple Junction (XTJ) 2Per であり必要な太陽セル枚数を 120 枚、電力収支を常に放電深度 15%以内で動作する設計とすることで 2 年間の運用ができることを確認した。電力解析では、初期運用モードのデタンプリング、パネル展開、地心指向制御、センシングモードでは 1 軌道周期の間に地上局と通信せず、地上局通信モードは 1 軌道での 1 回最大パス時間 (788s) であると想定しており消費電力の表 5.1 と解析結果を図 5.1～図 5.3 に示す。

表 5.1. 運用モードごとの消費電力概算(単位 : mW)

機器名称		運用モード			
		初期運用	定常運用		
		デタンプリング/パネル展開/地心指向	センシングモード	地上局最大パス時間	省電力モード
電源系	電源ユニット	1900	1900	1900	1900
姿勢制御系	OBC	571	571	571	571
	太陽センサ	100	100	100	0
	地球センサ	100	100	100	0
	恒星センサ	142	142	142	0
熱制御系	ヒータ	400 (600s)	400 (600s)	400 (600s)	400 (600s)
通信系	S-band 送信機	5500 (788s)	0	5500 (788s)	5500 (788s)
	S-band 受信機	3100 (4972s)	3100	3100 (4972s)	3100 (4972s)
	SD カード	79	79	79	79
C&DH 系	C&DH ユニット	230	230	230	230
ミッション系	AIS 受信機	0	990	990	0
	AIS アンテナ	0	30	30	0
	GNSS 受信機	900	1300	1300	0
	GNSS-R 受信機	0	1800	1800	0
	GNSS アンテナ	0	200	200	0
	インピーダンスプローブ	0	500	500	0
その他機器		1000	1000	1000	1000
小計平均消費電力 (1 軌道: 5760 [s])		8492	12084	12412	7250
電力効率	85%	1499	2132	2190	1279
合計平均消費電力 (1 軌道: 5760 [s])		9991	14216	14602	8529

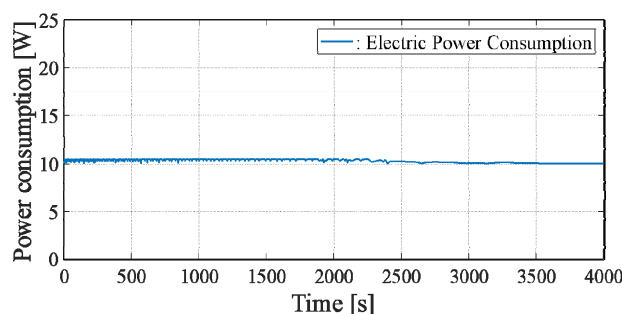


図 5.1. 初期運用時の消費電力

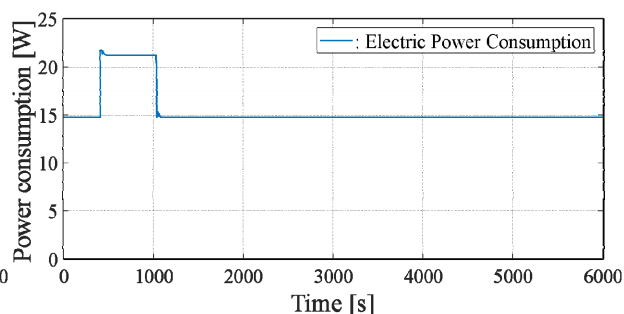


図 5.2. 定常運用時の消費電力

初期運用モードの電力解析結果を表した図 5.1 では、軌道投入時の角速度を減衰させるために、0～3000[s]で磁気トルカを用いたデタンプリング制御を行っている。図 5.2 では 430～1218[s]で地上局通信、1218[s]以降はセンシングモードとしているため、地上局通信時に消費電力が増加している。

各運用モードでの消費電力計算より、本衛星で最も消費電力が多いのは地上局通信時であった。1 軌道当たりの平均消費電力は 17.56[W]となり、1 軌道当たりの発生電力 P_{req} が 15[W]以上必要あることがわかる。x, y, z の各面に 6, 18, 36 枚（合計 120 枚）を想定し発電量の概算を行った。図 5.4 では発電電力が最大となる角度での 1 軌道当たりの発生電力を、図 5.5 では発電電力が最小となる角度での 1 軌道当たりの発生電力のシミュレーションを行った。

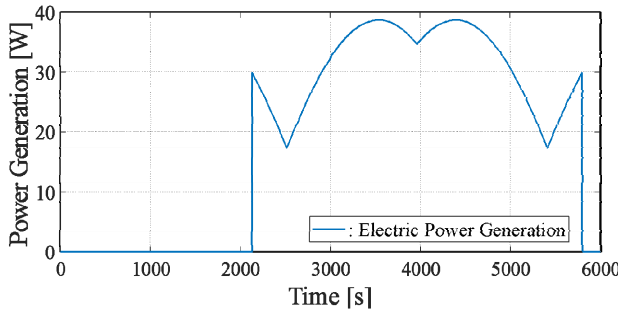


図 5.4. 1 軌道当たりの発電電力変化(最大)

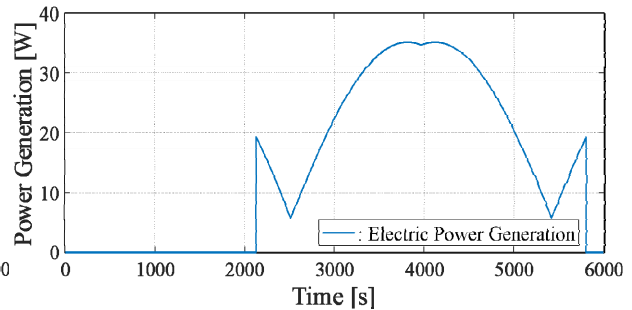


図 5.5. 1 軌道当たりの発電電力変化(最小)

図 5.4, 5.5 では、2114 [s]までの間は日陰時間であり、その後は太陽からの照射によって発電している。図 5.4 より 1 軌道当たりの平均発生電力は y 面を太陽方向に指向すると 19.74[W]となる。図 5.5 では x 面を太陽方向に指向することで 14.57[W]となり、y 面を太陽方向に指向させることで、発電電力は要求値より大幅に上回ることがわかる。以上の結果を踏まえ各フェーズにおけるバッテリー容量の 1 軌道分の時間変化を解析した結果を図 5.6~5.9 に示す。

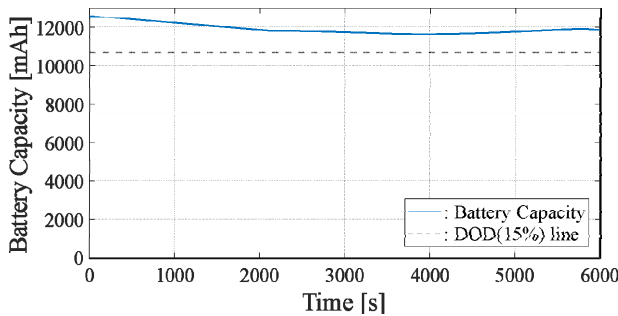


図 5.6. ロケット放出直後のバッテリー容量

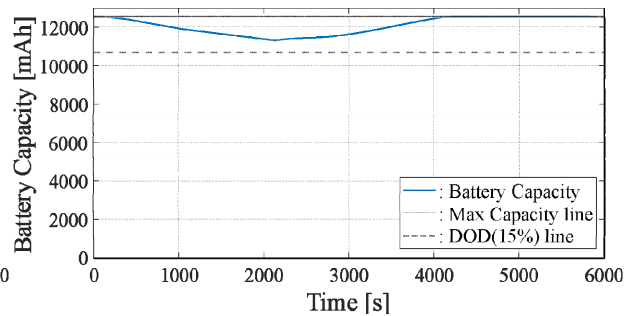


図 5.7. 最大電力消費におけるバッテリー容量

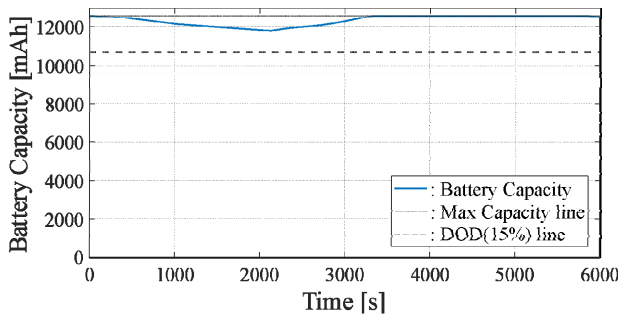


図 5.8. 省電力時におけるバッテリー容量

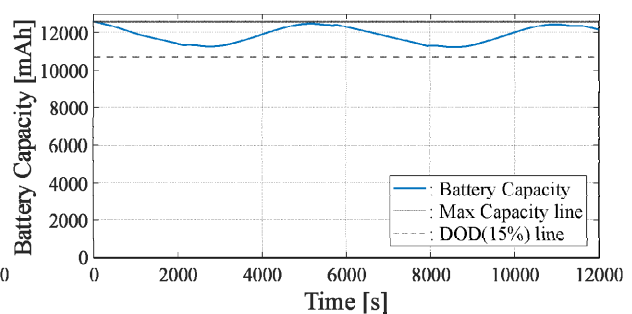


図 5.9. パネル枚数最小面でのバッテリー容量

図 5.7~図 5.9 は太陽光パネルの枚数を展開前とし、 $(\pm x, \pm y, \pm z) = (12, 24, 0)$ である。図 5.6 ではロケット放出直後のバッテリー容量を示しており、パネル展開までに電力的に余裕のある設計であることがわかる。図 5.7 では日陰時の地上局通信を想定し最も放電深度が大きくなるシミュレーションを行い、図よりバッテリー放電深度は 15%を切ることなく日照に切り替わること、太陽セルからの発電により容量が最大まで充電されていることが確認できる。図 5.8 では省電力時におけるバッテリー容量変化を示しており図 5.7 と

比較しバッテリー容量の消費を抑えることが出来ていることがわかる。図 5.9 では y 面でなく x 面を太陽方向に指向させ、発電電力が最小の際のバッテリー容量の変化を示している。この結果からバッテリーが充分充電されていないことがわかる。

【通信解析】

本衛星は衛星の健康状態を知る House Keeping (HK) データに加え、津波発生時における津波電離圏ホールおよび、初期津波波源の観測データ (観測生データ, 解析処理データ) を S 帯の周波数でダウンリンクする。定常運用における 1 日の最大データ量の計算結果は 60 [MB/day] であり、詳細観測データが必要な際には最大 324 [MB/day] をダウンリンクできる送信速度が必要である。

そこで、地上局は 7.3m の S-band アンテナ (株式会社 PASCOCO) を想定し、衛星局 - 地上局間のダウンリンク時には BPSK/QPSK 変調方式、アップリンク受信時の復調に BPSK 復調方式を採用した。1W の送信出力が可能な送受信機としてドイツの IQ SpaceCom 社製 XLink-S を搭載することとした。使用するアンテナは XLink-S と互換性を持つ S-band パッチアンテナを採用した。地上局のアンテナ仰角を 5 [deg]、本衛星の軌道条件を高度 630 [km]、回帰日数 14 日の太陽同期準回帰軌道と設定し、地上局との通信可使時間の最大最小平均を求めた表 5.4。各コンポーネントの諸元及び通信可使時間を表 5.2, 5.3 に示す。

表 5.2. 衛星局のアンテナ諸元

項目	値
周波数 [MHz]	2025 ~ 2500
バンド幅 [MHz]	50
寸法 [mm ³]	80 × 100 × 3.4
質量 [g]	62
ゲイン [dBi]	6
Vertical beam [°]	± 40
Horizontal beam [°]	± 40

表 5.3. パスコ地上局の諸元

項目	Downlink	Uplink
アンテナ直径 [m]	7.3	7.3
周波数 [MHz]	2000 ~ 2300	2025 ~ 2120
Reception G/T [dB/K]	18	-
通信プロトコル	CCSDS	CCSDS

表 5.4. 地上局との通信可視時間

項目	値
最大可視時間 [s/path]	788
平均可視時間 [s/path]	618
最小可視時間 [s/path]	409
合計可視時間 [s]	45131
最大パス回数 [-]	6
最小パス回数 [-]	4

表 5.4 の結果から 1 日のパスの時間を 10 分のパスが 4 回とした場合、テレメトリデータを不足なく 1 日でダウンリンクするためには、2 [Mbps] の送信データレートを有する通信機が必要であるとわかった (XlinkS がこれに相当する)。

次に、回線設計を行い、通信が成立するかを判断した。表 5.5 に結果を示す。

表 5.5. 回線計算結果

項目		Downlink	Uplink
Frequency	[MHz]	2285.00	2050.00
Wavelength	[km]	1.13E-04	1.46E-04
Communication Distance (Max)	[km]	2329.35	2329.35
EIRP	[dBm]	35.00	53.01
Transmit Power	[dBm]	30.00	53.01
Feeder Loss	[dB]	1.00	1.00
Satellite Antenna Gain	[dBi]	6.00	N/A
Pointing Loss	[dB]	0.00	-3.00
Free Space Propagation Loss	[dB]	170.03	169.11
Rainfall Loss	[dB]	0.01	0.01
Atmospheric Absorption Loss	[dB]	0.06	0.06
Polarization Loss	[dB]	3.00	3.00
Ionospheric absorption Loss	[dB]	0.00	0.00
Reception G/T	[-]	18.00	14.23
Antenna Pointing Loss	[dB]	0.00	-3.00
System Noise Temperature	[dBK]	23.98	25.73
Reception C/N_0	[-]	81.64	96.80
Bit Rate	[bps]	2.00E+6	6.40E+4
Bit Rate	[dBHz]	63.01	48.06
Modulation		BPSK	BPSK
BER (Bit Error Rate)		1.00E-5	1.00E-6
Requirement E_b/N_0	[dB]	9.60	10.50
Modulation Loss	[dB]	0	0
Requirement C/N_0	[dBHz]	72.68	58.63
Margin	[dBm/m ² /4kHz]	8.96	38.17

表 5.5 よりダウンリンク時の回線マージンは 8.92, アップリンク時の回線マージンは 38.17 であった。したがって本回線計算から衛星局 - パスコ地上局間の通信解析は成立する考えた。

【構造系】

本衛星はワイド 6U サイズ ($[x, y, z] = [366.0, 226.0, 100.0]$ [mm³]) の CubeSat 規格を採用する。構造系の設計では、ロケットインターフェースとの適合性および打ち上げ環境に耐えられる設計にする必要がある。本概念設計では、H-IIA ロケットを想定した環境条件²⁴に則り設計を行い、振動条件を満たす構造であることを確認した。衛星筐体には剛性の確保並びに熱伝導率が高く、軽量である A7075 を使用し材料特性と本衛星のパネル展開後の質量特性をそれぞれ表 5.6, 5.7 に示す。

本衛星がロケット打ち上げ時の振動に耐え得る性能を有しているかを準静的加速度、剛性要求、正弦波振動レベル、ランダム振動の 4 項目をもとに解析を行った。JEM 船外小型ペイロード支援装置を用いて宇宙空間に放出することを想定し、“超小型衛星放出インターフェース管理仕様書”の剛性要求に基づきルール 4 本の両端部分を剛固定した条件で解析を行った。本衛星の構造は y 面パネルフレームとパネル支持部品、機器固定フレームを極低頭ボルト CBSTNR2.5 で固定している。使用ボルトの頭部引張り強さは 460 [MPa] であり、安全率 1.5 を考慮するとボルトの許容応力は 306 [MPa] であったことから接合部は 306 [MPa] で剥離するものとする。本解析では、C&DH-通信系ユニット、電源系ユニット、ADC 系ユニット、MIS ユニットの質量が

等しい直方体として近似して解析を行い、解析には Autodesk 社の Fusion360 を用いた。

表 5.6. A7075 の機械特性

項目	値
密度 [g/cm ³]	2.8
ポアソン比 [-]	0.33
降伏強度 [MPa]	505
最大引張強度 [MPa]	570
線形膨張係数 [1/K]	23.6

表 5.7 質量特性

項目	値
衛星質量 [kg]	m 7.6
質量中心 [mm]	x 方向 6.87
	y 方向 51.0
	z 方向 32.9
慣性モーメント [kgm ²]	I_{xx} 1.50×10^2
	I_{yy} 1.26×10^2
	I_{zz} 0.924×10^2
慣性乗積 [kgm ²]	I_{xy} 3.96×10^{-1}
	I_{yz} 3.71×10^{-1}
	I_{zx} 8.93×10^{-1}

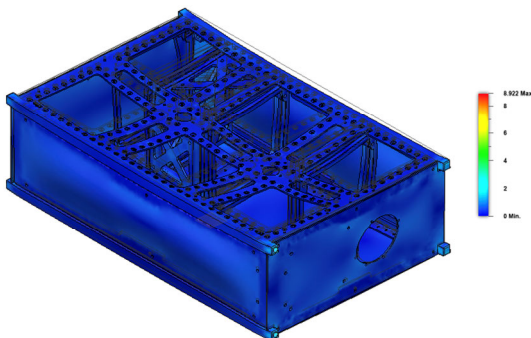


図 5.10. 最大応力時の応力分布

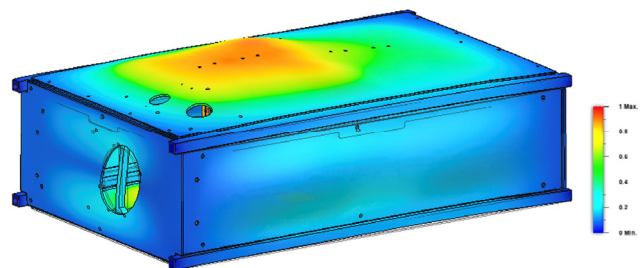


図 5.11. Mode1 の解析結果(外面パネル取付)

準静的加速度において機軸方向で最大のフォンミーゼス応力が生じたのは y 面構体部で 8.92 [MPa] となった。また、機軸直交方向では、レール両端部で 3.70 [MPa] であった。安全率を考慮した場合期軸方向 MS=37、基軸直交方向 MS=90 となり準静的加速度に対して十分な強度を持つことがわかった。次に固有振動解析を行い本衛星の固有振動数を明らかにした。人工衛星の機軸方向の固有振動数は y 軸方向の Mode1 であり、782 [Hz] (>120 Hz) となった。人工衛星機軸直交方向の固有振動数は z 軸方向の Mode3, 1194 [Hz] (>60 [Hz]), x 軸方向の Mode5, 1320 [Hz] (>60 [Hz]) であり、機軸直交方向の剛性要求を満たしている () 内は要求値。次にロケット打上げ時に加わる正弦波振動に本衛星が耐え得るかの検討を行った。

【熱制御系】

地上環境では、物体間の熱の移動が「伝熱・放射・対流」であり、特に対流の効果により機器が発熱しても温度が過度に上昇しない。一方、宇宙環境では大気がないため「対流」がなく、機器の発熱は衛星筐体に「伝導・放射」させて、衛星外面パネルから宇宙空間に熱を「放射」させ逃がす。本章では熱伝導方程式の多節点解析を行い、搭載機器が動作温度範囲を保っているかを検証し、設計の妥当性を評価する。また、衛星への熱入力には太陽放射、地球アルベド、地球赤外放射を仮定する。衛星に搭載される機器には、その機能、性能を満足して正常に動作するための適切な温度範囲がある。熱制御系の役割は、ミッションの全期間にわたって、衛星のすべての搭載機器に対して、その許容温度範囲を満たす適切な温度環境を与えることにある。

本衛星では、外面を黒色塗装、内面に白色塗装を施す。熱制御に使用した熱制御素子の太陽光吸収率と全半球放射率を表 5.8 に示す。

表 5.8. 熱制御素子諸元

素子	太陽吸収率: α [-]	全半球放射率: ϵ [-]
黒色塗装	0.66	0.88
白色塗装	0.21	0.87
太陽セル	0.8	0.75

高温最悪条件、低温最悪条件の2つの条件について行う。解析条件を以下に示す。なお、高温最悪条件は太陽放射が最も大きく、機器発熱が最大の時(センシングモード)とし、低温最悪条件は太陽放射が最も小さく、機器発熱が最小の時とした熱解析条件を表 5.9 に示し、筐体及びバス機器の熱解析結果をそれぞれ図 5.12~5.17, 表 5.10 に示す。

表 5.9. 熱解析条件

項目	高温条件	低温条件
太陽光放射エネルギー [Wm ²]	1399	1309
機器発熱 [W]	17.66	10.16
初期温度 [°C]	0	
周期 [s]	5760	
日照時間 [s]	3656	
日陰時間 [s]	2114	

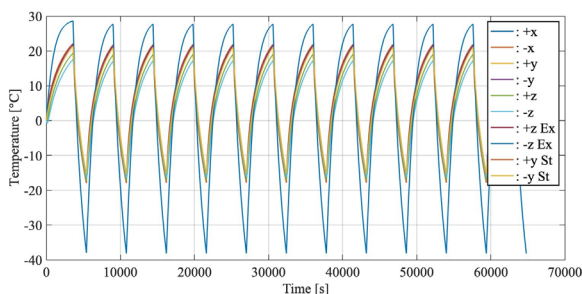


図 5.12. 筐体熱変動(高温条件)

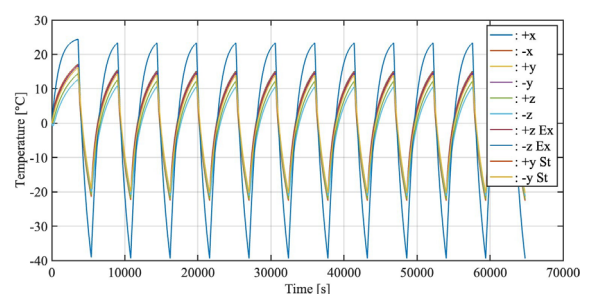


図 5.13. 筐体熱変化(低温条件)

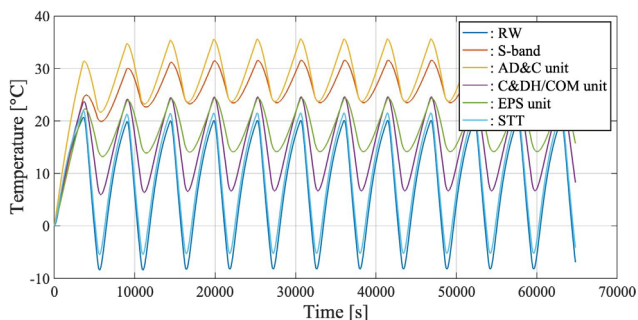


図 5.14. バス熱機器変動(高温条件)

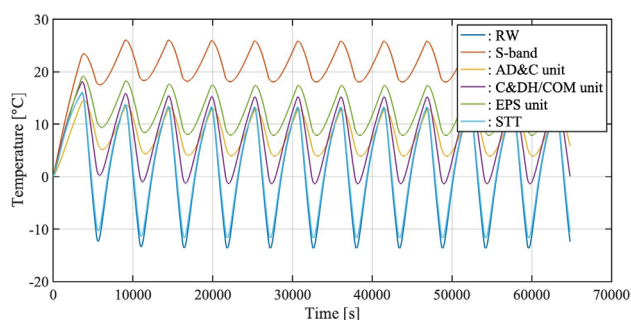


図 5.15. バス機器熱変動(低温条件)

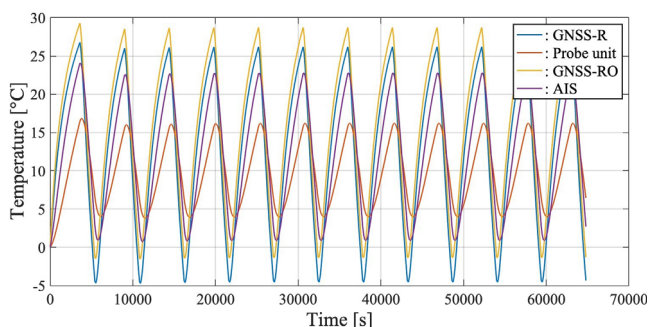


図 5.16. ミッション機器熱変動(高温条件)

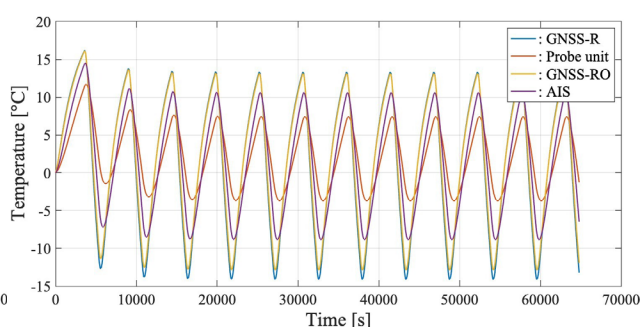


図 5.17. ミッション機器熱変動(低温条件)

表 5.11. 熱解析条件

節点	機器名	許容温度範囲 [°C]	高温最悪条件 [°C]	低温最悪条件 [°C]
1	+ x Panel	- 40 ~ 85	0 ~ 22	-20 ~ 16
2	- x Panel	- 150 ~ 150	0 ~ 22	- 20 ~ 16
3	+ y Panel	- 150 ~ 150	0 ~ 22	- 20 ~ 15
4	- y Panel	- 150 ~ 150	0 ~ 22	- 20 ~ 15
5	+ z Panel	- 55 ~ 85	0 ~ 22	- 20 ~ 13
6	- z Panel	- 20 ~ 80	0 ~ 22	- 20 ~ 13
7	+ z Expansion Panel	- 150 ~ 150	- 38 ~ 28	- 40 ~ 23
8	- z Expansion Panel	- 150 ~ 150	- 38 ~ 28	- 40 ~ 23
9	+ y Structure Panel	- 10 ~ 60	0 ~ 22	- 20 ~ 10
10	- y Structure Panel	- 10 ~ 60	0 ~ 22	- 20 ~ 10
11	RW	- 10 ~ 60	7 ~ 23	- 13 ~ 13
12	S-band Receiver	- 20 ~ 60	34 ~ 38	26 ~ 32
13	ADC ユニット	- 10 ~ 70	24 ~ 36	10 ~ 16
14	C&DH/COM	-20 ~ 60	-4 ~ 26	3 ~ 16
15	電源系	10 ~ 45	24 ~ 31	8 ~ 18
16	STT	- 10 ~ 60	9 ~ 25	- 11 ~ 13
17	GNSS-R Receiver	- 40 ~ 85	11 ~ 29	- 13 ~ 14
18	Impedance Probe	-20 ~ 60	15 ~ 22	- 3 ~ 8
19	GNSS-RO Receiver	- 40 ~ 85	13 ~ 31	- 12 ~ 13
20	AIS Receiver	- 40 ~ 70	13 ~ 26	- 8.5 ~ 11

以上の解析結果より、電源系、RW、STT の許容温度範囲を満たしていないが、今後、MLI(多層断熱材)などを付いた保温機構を追加し許容温度範囲に収める熱制御をしていく。

【姿勢系】

姿勢制御系にはロケット放出後のパネル展開の為、衛星の角速度を 1 [deg/s]以内に減速させること、GNSS-R を取得するアンテナを地心方向に指向させること、S-band アンテナを地上局に指向させること、という要求を満たす必要がある。これらを満たすためには本衛星では 3 個の RW を衛星の各軸周りに配置し、ゼロモーメント安定方式を採用する。同様に磁気トルカも三軸に配置し、RW の角運動量をアンローディングするように制御系を構築する。コンポーネントリスト、デタンプリング条件、解析結果をそれぞれ表 5.12, 表 5.13, 図 5.18~19 に示す。

表 5.12. 搭載コンポーネント

項目		値 (Medium / Large)
太陽センサ	質量 [g]	30
	平均消費電力 [mW]	100
	精度 [°]	< 0.2
	動作温度 [°C]	- 20 ~ +70
地球センサ	質量 [g]	30
	平均消費電力 [mW]	100
	精度 [°]	< 0.2
	動作温度 [°C]	- 20 ~ +70
恒星センサ	質量 [g]	55
	平均消費電力 [mW]	142
	精度 (x 軸) [°]	< 0.0154 (1 σ)
	精度 (y 軸) [°]	< 0.0072 (1 σ)
	精度 (z 軸) [°]	< 0.0203 (1 σ)
	動作温度 [°C]	- 10 ~ +60
リアクションホイール	質量 [g]	150 / 225
	動作電圧 [V]	3.3 and 6.5 <
	最大消費電力 [W]	2.3 / 4.5
	平均消費電力 [mW]	190 / 350
	最大保有角運動量 [mNm s]	10.8 / 30.0
	最大回転数 [rpm]	\pm 6000
	最大出力トルク [mNm]	1.0 / 2.3
	動作温度 [°C]	- 10 ~ +60
磁気トルカ	質量 [g]	28 / 46
	動作電圧 [V]	5
	最大消費電力 [W]	2.3 / 4.5
	平均消費電力 [mW]	350 / 625
	最大磁気モーメント [Am ²]	\pm 0.48 / \pm 0.13
	動作温度 [°C]	- 10 ~ +70

表 5.13. デタンプリング条件

項目	値
初期角速度 [deg/s]	$[5 \ 2 \ -4]^T$
制御ゲイン [-]	$\text{diag}([2E6 \ 2E6 \ 2E6])$

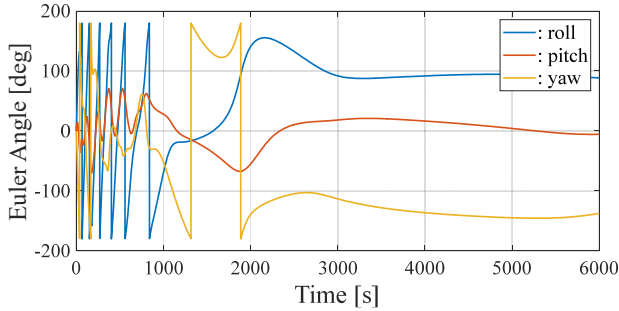


図 5.18. デタンプリング時の姿勢角変化

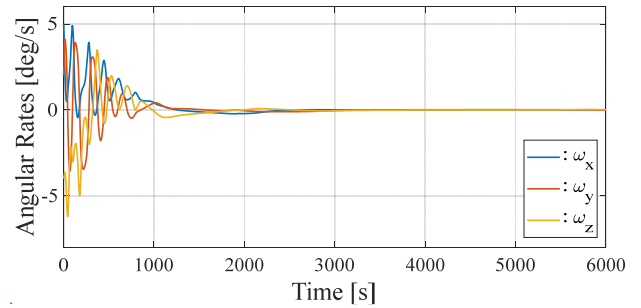


図 5.19. デタンプリング時の角速度変化

図 5.19 より、衛星放出から約 3000 秒後経過した時点で衛星の角速度が 1 [deg/s]以内に収束していることがわかる。次に任意の姿勢に衛星を指向させることができるかの確認を行った。ステップ状に変化する目標値に対してキックの発生を防ぐため、微分器には状態量のみをフィードバックする。地上局通信を行うため衛星のピッチ角を 30° 傾けることで地上局に指向することとし、シミュレーション条件と結果を表 5.14, 図 5.20~23 に示す。

表 5.14. 地上局/地心指向制御条件

項目	値
初期姿勢角 [deg]	$0 \ 0 \ 0^T$
初期角速度 [deg/s]	$0 \ 0 \ 0^T$
比例ゲイン [-]	$\text{diag}0.05 \ 0.05 \ 0.05$
積分ゲイン [-]	$\text{diag}0 \ 0 \ 0$
微分ゲイン [-]	$\text{diag}0.1 \ 0.1 \ 0.1$
制御ゲイン [-]	$\text{diag}0.0028 \ 0.0028 \ 0.0028$

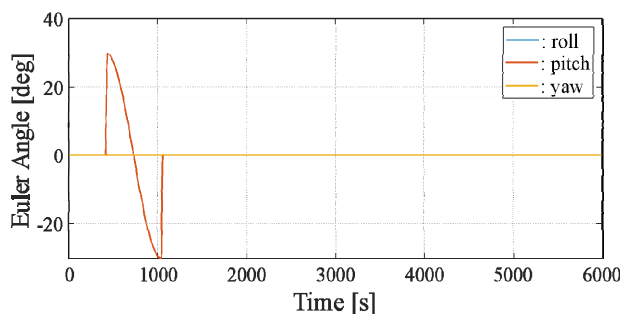


図 5.20. 姿勢角の変化

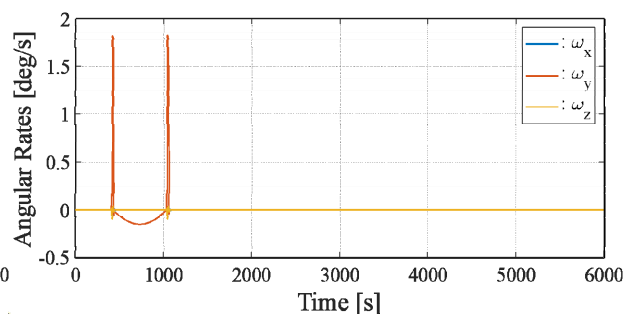


図 5.21. 衛星角速度の変化

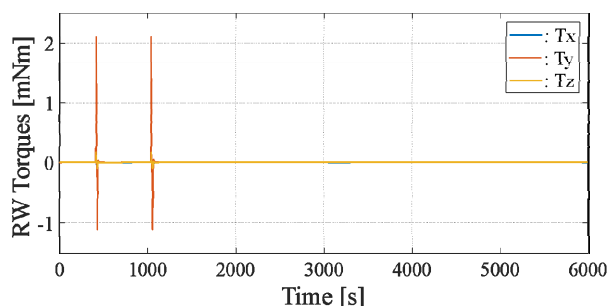


図 5.22. RW の発生するトルク

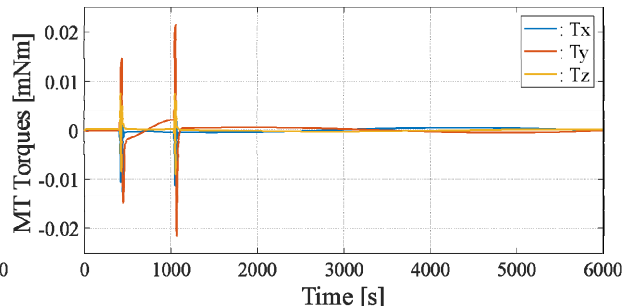


図 5.23. 磁気トルカの発生するトルク

地上局との通信のためピッチ角を 30° 傾けた地上局への指向を行う制御がシミュレーション結果から可能であることがわかる。

6 結論と今後の展望

AIS, GNSS-R, TIH (GNSS-RO) のそれぞれのミッションを達成するための機器の選定と実現可能性の検討および、機器配置、構造解析、電力解析、通信解析、熱解析、姿勢解析を実施した。また複数機を投入した際のコンステレーション軌道設計についても解析結果を示し、概念設計結果を衛星設計コンテスト報告書および宇宙科学技術連合講演会にて報告した。概念設計と並行して衛星構造とブレードモードモデル（衛星の電子回路部分を基板上で試験するためのモデル）の開発を行った。特に、6U 衛星内の機器配置を確認するための構体、ミッション機器用の電力制御基板、データ処理基板、通信基板の設計と開発を行った。図 6.1 に示すように衛星構造の組み上げと、電子基板の電氣的接続および衛星の運用を模擬し、GNSS 受信機からの TEC（全電子数）データの取得およびデータの通信系への送信を模擬するソフトウェアの製作・確認を行った。

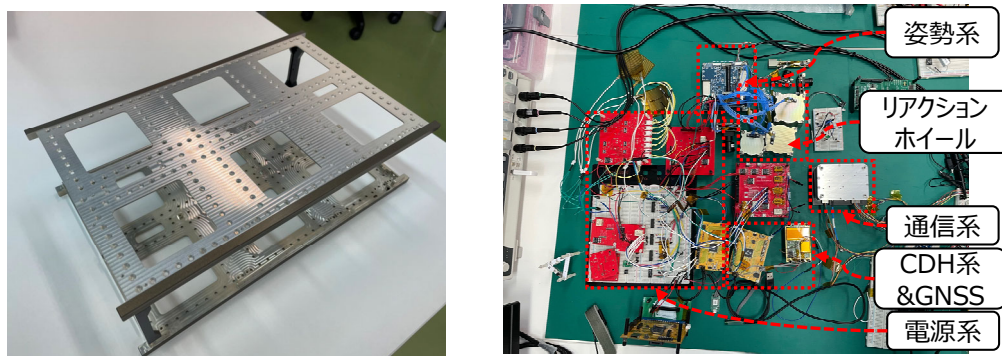


図 6.1. 左：6U 衛星構体外観，右：電力制御基板（電源系）・データ処理基板（CDH）の統合

【参考文献】

- 1, Tsunami Disaster Risk 2016: Past impacts and projections – World.
- 2, 内閣府, “報告書(1960 チリ地震津波)”, 災害教訓の警鐘に関する専門調査報告書, pp. 76-122, 2010.
- 3, 気象庁, “平成 23 年(2011 年)東北地方太平洋沖地震の概要”, 気象庁技術報告, 第 133 号, 2012.
- 4, 気象庁, “津波を予測する仕組み”, <https://ww-w.data.jma.go.jp/eqev/data/tsunami/ryoteki.html> (アクセス日: 2022 年 9 月 5 日).
- 5, 気象庁, “気象業務はいま”, 研精堂印刷株式会社, pp. 40-51, 2012.
- 6, 防災科学技術研究所, “日本海溝海底地震津波観測網: S-NET”, <https://www.seafloor.bosai.go.jp/S-net/> (アクセス日: 2022 年 9 月).
- 7, 政府地震調査研究推進本部, “南海トラフ海底地震津波観測網 (N-net) の構築”, <https://www.jishin.go.jp/main/seisaku/hokoku22b/k85-3-1.pdf> (アクセス日: 2022 年 9 月).

- 8,寺田幸博,“GPS津波計・波浪計を用いた防災システム”,計測と制御,第53巻,第6号,2014.
- 小柳智之,平尾達哉,石川博章,有岡俊彦,“海洋レーダを用いた津波到達・波高予測技術”,三菱電気技報, Vol.91, No.2, 2017.
- 9,Inazu, D., Ikeya, T., Waseda, T., et al, “Measuring offshore tsunami currents using ship navigation records”, Progress in Earth and Planetary Science 5, 38 (2018).
- 10,渡辺忠一,“衛星 VDES の国内導入に向けた環境整備”,公益財団法人笹川平和財団海洋政策研究所(OPRI), 2020.
- 11,Ralf Stosius, G. Beyerle, A. Hoehner, J. Wickert, J. Lauterjung, “The impact on tsunami detection from space using GNSS-reflectometry when combining GPS with GLONASS and Galileo, Advances in Space Research”, Advances in Space Research, 47 (2011), pp. 843-853.
- 12,Kamogawa, M., Yoshiaki, O., et al., “A possible space-based tsunami early warning system using observation system using observation of the tsunami ionospheric hole”, Sci Rep, 2016.
- 近藤信竹,“AIS(自動識別通報装置)”,日本造船学会誌, 851号, 2000, pp. 65-69.
- 13,Inazu, D., Ikeya, T., Iseki, T. et al., “Extracting clearer tsunami currents from shipborne Automatic Identification System data using ship yaw and equation of ship response”, Earth Planets Space 72, 41, 2020.
- 14,藤良太郎,日向博文他,“海洋レーダを利用したインバージョンに対するレーダ観測時間の影響”,土木学会論文集 B2(海岸工学), 69巻, 2号, 2013, pp. 1_436-1_440.
- 15,辰巳大介, 富田孝史, “震央位置を利用したインバージョン手法によるリアルタイム津波予測”, 港湾空港技術研究所報告書, 第47巻, 第3号, pp. 55-73.
- 16,稲津大祐等, “AIS データの船舶分布における GNSS 船舶高度測位による巨大津波の計測とその予測可能性”, 日本船舶海洋工学会講演会論文集, 第22号, 2016, pp. 365-369.
- 17,榊原 繁樹,砂原 俊之,田中 博通,阿部 郁男,久保 雅義,津金 正典,“段波津波による船体に作用する波力に関する実験的考察”,土木学会, 2016.
- 18,野崎航平,張裕淵,府川和彦平原大地,“衛星搭載 AIS における逐次チャンネル推定を用いた衝突パケットの分離検出”,電子情報通信学会, 2022.
- 19,Philips, J., “Spaceborne Receiver Design for scatter metric GNSS Reflectometry”, University of Surrey, 2012.
- 20,Kegen, Yu., et al, “Tsunami-Wave Parameter Estimation Using GNSS-Based Sea Surface Hight Measurement”, IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2015.
- 21,JOSÉ, D., “Spatial Altimetry GNSS Reflectometry and Marine Surcoats Altimetric Spatial, Reflectometry GNSS et Surcoats Marines”, University of TOULOUSE, 2019.
- 22,Qin Peng, “Significant Wave Height Estimation from Space Borne Cyclone GNSS Reflectometry”, 2019.
- 23,Akbar Shaban Loui, “An Overview on GNSS Radio Occultation”, Civil Engineering and Geodesy Research Institute, 2010.
24. 宇宙航空研究開発機構, 構造設計標準 https://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JERG-2-320A_N1.pdf, 2011
- 25,岡崎郁也,日置幸介,“GPS電波掩蔽法による電離圏観測:大規模太陽フレアに伴う電子密度増加の高度分布”,測地誌学会誌,2016.
- 26,狼 嘉彰, et al, “宇宙ステーション入門 第2版 補訂版”, 東京大学出版, 2016.
- 27,Bong, W., “Space Vehicle Dynamics and Control 2nd”, American Institute of Aeronautic and Astronautic, 2008.
- 28,姿勢制御編集委員会, “人工衛星の力学と制御ハンドブック”, 培風館, 2007

〈発表資料〉

題 名	掲載誌・学会名等	発表年月
稠密衛星観測による早期津波予測システム	第30回衛星設計コンテスト	2022年11月
早期津波予測技術ミッションの提案と超小型衛星の概念設計	第66回宇宙科学技術連合講演会	2022年10月
Early tsunami prediction system based on tight-lattice satellite observations	8th Mission Idea Contest	2023年7月(発表予定)