

アマチュア通信技術実証衛星「NEXUS」の初期運用結果

山口 清^{1,*†}, 宮崎 康行², NEXUS 開発チーム

¹ 日本大学大学院理工学研究科航空宇宙工学専攻

〒274-8501 千葉県船橋市習志野台 7-24-1

² 日本大学理工学部航空宇宙工学科教授

〒274-8501 千葉県船橋市習志野台 7-24-1

概要

日本大学理工学部航空宇宙工学科宮崎研究室と日本アマチュア衛星通信協会が共同で開発した超小型人工衛星「NEXUS」の概要及び、初期運用結果を紹介する。NEXUS は 3 つの通信機と小型カメラシステムの宇宙実証を行う。これにより、これまでに多く用いられてきた CubeSat 用の通信機や、小型カメラに比べ実用性が高いことを示し、これらの機器を広く社会に展開することで宇宙産業の発展を目指している。本稿では、初期運用完了までに実施した電力・熱収支確認や、バスシステム・ミッション機器動作確認の結果を示し、設計結果との比較を行うことで、衛星設計の妥当性評価を行う。また、NEXUS との通信状態に関して地上局設備を踏まえて考察し、地上局の性能評価を行う。

Initial Operation Result of Amateur Communication Technology Demonstration Satellite “NEXUS”

Kiyoshi YAMAGUCHI^{1,*†}, Yasuyuki MIYAZAKI², NEXUS development team

¹ Graduate School of Science and Technology, Nihon University,

7-24-1 Narashinodai, Funabashi-shi, Chiba 274-8501, Japan

² College of Science and Technology, Nihon University,

7-24-1 Narashinodai, Funabashi-shi, Chiba 274-8501, Japan

SUMMARY

This paper introduces the initial operation result of NEXUS developed by Miyazaki Laboratory at Nihon University and The Japan Amateur Satellite Association. NEXUS is demonstrating the operation of three communication devices and a camera system. Through the operation, it will be shown that the practicality of these components is higher than that of CubeSat communication devices and cameras that have been widely used so far. We aim to contribute the development of space industries by deploying these components widely to the society. In this paper, the initial check-out results of the power / thermal balance and the operation results of the satellite system and the mission components are compared with the design data, so that the validation of the satellite design is evaluated. In addition, the performance of ground station is evaluated by considering the communication status with NEXUS.

KEY WORDS: Cube satellite; Amateur communication; Camera system;

* Corresponding author. Master's degree.

† E-mail: kiyoshi@forth.aero.cst.nihon-u.ac.jp

1. はじめに

本衛星は、① $\pi/4$ shift QPSK 送信機、②FSK 送信機、③リニアトランスポンダ、④N-CAM(カメラシステム)の宇宙動作実証を目的とした、1U サイズの CubeSat である。2019 年 1 月 18 日 9 時 50 分 20 秒 (日本時間)に、鹿児島県の内之浦宇宙空間観測所から、イプシロンロケット 4 号機によって打ち上げられた。本論では、打ち上げ前に実施した電力・熱解析結果と、衛星からダウンリンクしたハウスキーピングデータ(以下、HK データ)を比較することで、解析の妥当性評価を行う。また、衛星からダウンリンクした角速度を基に、現在の衛星の姿勢に関して考察する。そのほか、4 つのミッション機器の動作確認結果や、衛星との通信状態に関して地上局設備の紹介と共に説明する。

2. 衛星概要

2.1. 衛星概要

本衛星は、重さが約 1.3kg の 1U サイズの CubeSat である。本衛星は、3 つのミッション通信機と、小型カメラシステムの宇宙動作実証を行う。これにより、これまでに多く用いられてきた CubeSat 用の通信機や、小型カメラに比べ実用性が高いことを示し、これらの機器を広く社会に展開することを目指している。衛星の外観は図 2-1 の通りである。なお、添え字 *sc* は、Satellite Coordinate の略である。

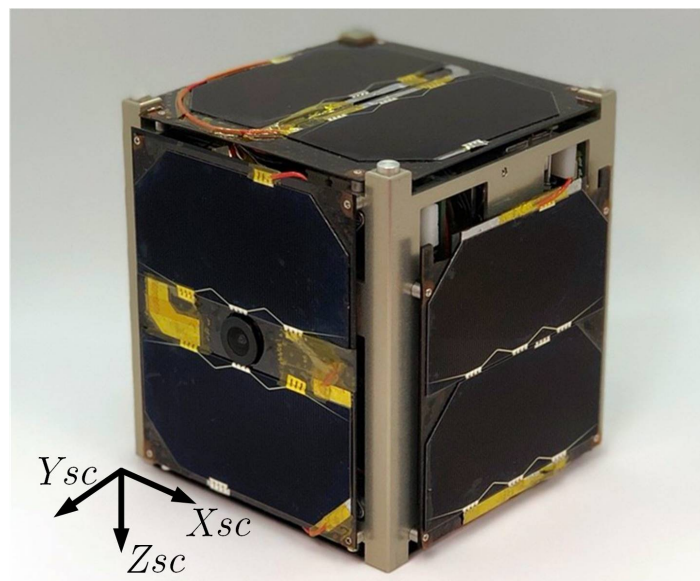


図 2-1 NEXUS の外観

本衛星は約 10cm の立方体であり、6 面全てに太陽電池セルが張られている。+Ysc 面には、カメラレンズを配置している。また、-Zsc 面には、3 つの分離検知スイッチ(衛星が宇宙空間に放出されると、スイッチが ON となり衛星に電源が入る)が配置されている。衛星の主要諸元は表 2-1 の通りである。

表 2-1 NEXUS の主要諸元

項目	内容
サイズ	100.0×100.0×113.5 mm
質量	1.24 kg
投入軌道	太陽同期準回帰軌道(軌道高度：約 500km)
運用期間	定常運用：1 年，後期運用：4 年
ミッション機器	① $\pi/4$ shift QPSK 送信機 ②FSK 送信機 ③リニアトランスポンダ ④N-CAM(カメラシステム)
電源系	・二次電池：Li-ion バッテリ，3.7V，1880mAh(1 直列 4 並列) ・太陽電池： $V_{mp}=2.4V$ ， $I_{mp}=502.9mA$ (2 直列 6 並列) ※バス系，N-CAM への電圧は 5.0V に安定化している。 ミッション通信機への電圧は 3.5V に安定化している。
通信系	●送信系(435MHz 帯) ・バス系： Ⅰ. CW(437.075MHz, 0.1W) Ⅱ. AFSK(437.075MHz, 0.8W, 1200bps) Ⅲ. GMSK(437.075MHz, 0.8W, 9600bps) ・ミッション系： Ⅰ. $\pi/4$ shift QPSK(435.900MHz, 0.3W, 38400bps) Ⅱ. FSK(435.900MHz, 0.4W, 1200~19200bps) Ⅲ. リニアトランスポンダ(435.880~435.910MHz, 0.5W) ●受信系(145MHz 帯) ・バス系：AFSK(145.xxxMHz, 1200bps) ・ミッション系：リニアトランスポンダ(145.900~145.930MHz) ※本衛星にはバス系用の送受信アンテナ，ミッション系用の送受信アンテナ，計 4 本のモノポールアンテナが搭載されている。
構造系	主要構造部材：A7075-T7351 強度・剛性：イブシロンロケットの CubeSat 相乗り搭載条件を満足する
熱制御系	バッテリーのみ，0°C以上になるように能動的に制御
姿勢制御系	N/A

2.2. ミッション概要

本衛星は，① $\pi/4$ shift QPSK 送信機，②FSK 送信機，③リニアトランスポンダの 3 つの通信機器と，④N-CAM(カメラシステム)の宇宙動作実証を行い，これらの実用性が高いことを示すことを主なミッションとしている。

従来，CubeSat には AFSK 変調(1200bps)や，GMSK 変調(9600bps)の通信機が多く用いられてきたが，本衛星のミッション通信機①，②は，それらと比べて通信速度が速い。更に，誤り訂正や可変通信速度といった機能も有している。また，多くの CubeSat にはカメラが搭載されているが，従来のカメラの解像度は VGA(640×480px)程度と低い物が多い。これに対して，本衛星のカメラシステムは，Full HD(1920×1080px)以上の解像度での撮影が可能である。更に，軌道上で露出などの画像効果や画像形式を変更できるなど，柔軟性の高いシステムとなっている。加えて，CubeSat の多くは通信機の周波数帯にアマチュア無線帯を用いているが，アマチュア無線家に人気の高いリニアトランスポンダを搭載した CubeSat は少なくとも日本では未だ打ち上がっていない。

そこで、本衛星では主に、以下の3つを実施する。

- A) $\pi/4$ shift QPSK 送信機や FSK 送信機を用いて、従来の通信機(バス通信機)では困難であった、Full HD サイズ以上の地球撮影画像のリアルタイムでのダウンリンクを行う。
- B) 誤り訂正機能や可変通信速度機能を用いてデコード率を向上させることで、正味の通信速度(ダウンリンクデータ量を通信時間で割った値)が従来の通信機に比べて 150%以上となることを示す。
- C) リニアトランスポンダをアマチュア無線家に開放する。

以上の3つを行うことで、①～④のミッション機器が CubeSat 用の搭載機器として、特に、アマチュア無線帯を利用した CubeSat に対して、実用性が高いことが示されると考えている。

また、アマチュア無線帯を利用した CubeSat においては、衛星位置によって送受信のデコード率が異なることが指摘されている。実際にドイツの CubeSat "UWE-3"は、435MHz 帯における衛星の電界強度を測定し、地球全体に渡った分布図(電界強度マップ)を公開している[1]。そこで本衛星では、リニアトランスポンダを用いて 145MHz 帯の電界強度を測定し、電界強度マップを作成する。

以上をまとめると、本衛星のミッションは以下の7つである。

【ミニマムサクセス】

- (1) $\pi/4$ shift QPSK 送信機の動作実証
- (2) FSK 送信機の動作実証

【フルサクセス】

- (3) $\pi/4$ shift QPSK 送信機の実用性確認
- (4) FSK 送信機の実用性確認
- (5) リニアトランスポンダの動作実証
- (6) N-CAM(カメラシステム)の実用性確認

【エクストラサクセス】

- (7) 軌道高度約 500km における 145MHz 帯の電界強度マップの作成

2.3. ミッション機器概要

2.3.1. $\pi/4$ shift QPSK 送信機

$\pi/4$ shift QPSK 送信機の通信速度は、38400bps であり、これまで多くの CubeSat に搭載されてきた送信機(AFSK 変調(1200bps), GMSK 変調(9600bps))よりも高速な通信が可能である。この通信機の通信プロトコルは、リードソロモンを含んだ CCSDS であり、符号化利得が見込める。また、QPSK 変調のデータは一般のアマチュア通信機では受信することができない。その為、ソフトウェアを用いた受信・復調環境を開発する。これにより、特別な受信環境を用意することなく、 $\pi/4$ shift QPSK 送信機からのデータを受信・復調することが可能となる。 $\pi/4$ shift QPSK 送信機の外観は図 2-2、基本諸元は表 2-2 の通りである。

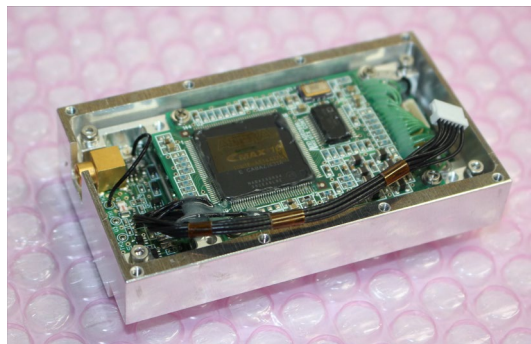


図 2-2 $\pi/4$ shift QPSK 送信機の外観

表 2-2 $\pi/4$ shift QPSK 送信機の基本諸元

項目	値	項目	値
大きさ(基板のみ)	80×40×10 mm	変調方式	$\pi/4$ shift QPSK
重さ(基板のみ)	15.5 g	送信周波数	435.900 MHz
動作電圧	3.38～3.5 V	送信電力	0.3 W
消費電流	680 mA	通信プロトコル	CCSDS
通信速度	38.4 kbps	占有周波数幅	25.890 kHz

2.3.2. FSK 送信機

FSK 送信機の通信速度は、1200~19200bps の範囲で段階的に可変である。通信速度が可変である為、受信環境が悪い場合には通信速度を落として確実にデータをダウンリンクし、受信環境が良い場合には通信速度を上げて多くのデータをダウンリンクするといった運用を行うことができる。これにより、同程度の通信速度を持つ通信機よりも、効率的にデータをダウンリンクすることが可能になる。FSK 送信機の外観は図 2-3、基本諸元は表 2-3 の通りである。

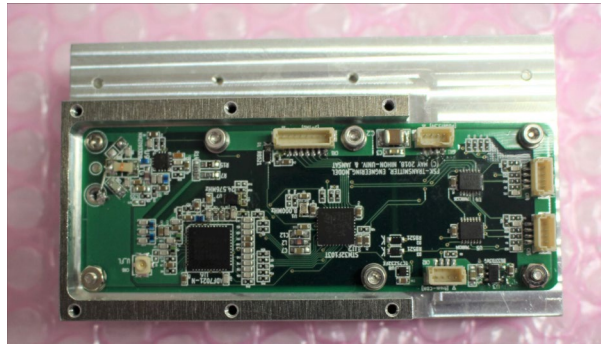


図 2-3 FSK 送信機の外観

表 2-3 FSK 送信機の基本諸元

項目	値	項目	値
大きさ(基板のみ)	80×28×5 mm	変調方式	GMSK
重さ(基板のみ)	6.5 g	送信周波数	435.900 MHz
動作電圧	3.5±0.1 V	送信電力	0.4 W
消費電流	600 mA	通信プロトコル	AX.25
通信速度	1.2, 2.4, 4.8, 9.6, 14.4, 19.2 kbps	占有周波数幅	21.020 kHz

2.3.3. リニアトランスポンダ

リニアトランスポンダは、145MHz 帯でアップリンクした音声を 435MHz 帯に変換しダウンリンクする通信機である。また、この通信機には 145MHz 帯の電界強度を測定する機能が搭載されている。これにより、軌道上の 145MHz 帯の通信環境を把握することが可能である。リニアトランスポンダの外観は図 2-4、基本諸元は表 2-4 の通りである。

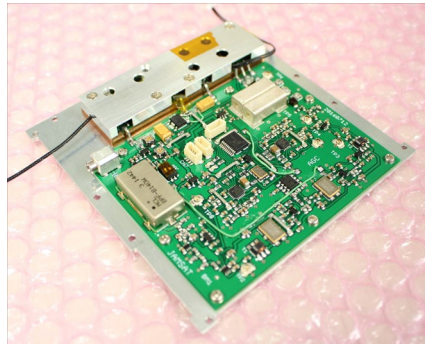


図 2-4 リニアトランスポンダの外観

表 2-4 リニアトランスポンダの基本諸元

項目	値	項目	値
大きさ(基板のみ)	80×86×10 mm	変調方式	CW, SSB
重さ(基板のみ)	64.6 g	送信周波数	UP : 145.900 ~ 145.930 MHz DOWN : 435.910 ~ 435.880 MHz
動作電圧	3.5±0.1 V	送信電力	0.5 W
消費電流	930 mA	占有周波数幅	29.010 kHz

2.3.4. N-CAM(カメラシステム)

N-CAM は, CubeSat 向けのカメラシステムであり, 解像度やデータ出力形式, 画像効果等について様々な設定をすることが可能である. その為, 解像度を上げて(圧縮率を下げて)鮮明な画像を取得することや, 解像度を下げて(圧縮率を上げて)データ量を削減し, 軌道上で撮影した地球画像をリアルタイムでダウンリンクするといった使い方をすることができる. N-CAM の外観は図 2-5, 基本諸元は表 2-5, 撮影モードは表 2-6 の通りである.

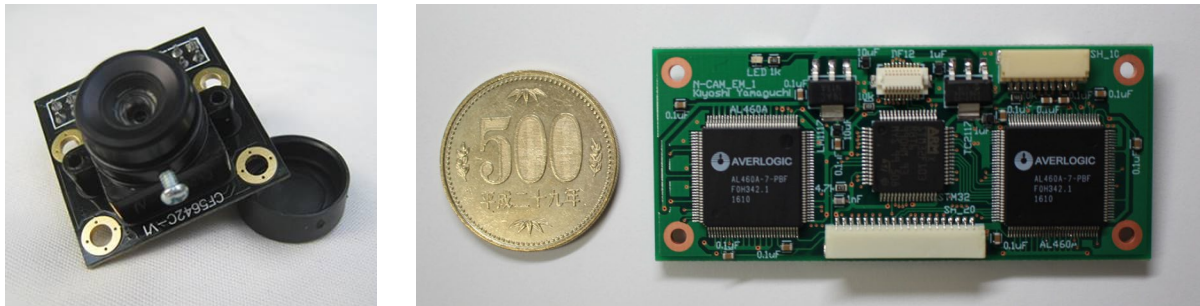


図 2-5 N-CAM の外観(左: カメラモジュール, 右: 画像処理基板)

表 2-5 N-CAM の基本諸元

項目	値	項目	値
大きさ(Board)	70×30×10 mm	焦点距離	3.0 mm
大きさ(Camera)	30×30×23 mm	画素数	2592×1944 px
重さ	23 g	絞り	F/2.5
動作電圧	5.0±0.2 V	画角	H:63, V:49, D:75 deg
消費電流	500 mA	ROM	32 MB
光学サイズ	1/4 inc	RAM	16 MB

表 2-6 撮影モード

No.	撮影モード	概要
1	静止画撮影	静止画の撮影を行う。 解像度：QVGA, VGA, SVGA, HD, FHD, MAX(2592×1944)
2	動画撮影	動画の撮影を行う。 フレームレート：3.75～16.88 fps
3	こま撮り撮影	こま撮りの撮影を行う。 こま撮り間隔：0.5～30 s
4	自動撮影	衛星に搭載されているジャイロセンサの値から、回転角速度を算出し、1回転する時間を求める。その時間を基に、均等の間隔で撮影できるシャッタータイミングを自動で決定し、撮影を行う。

2.4. 運用状況

打ち上げ前に予定していたミッションシーケンスは表 2-7 の通りである。

表 2-7 ミッションシーケンス(打ち上げ前の予定)

運用	項目, 時期	概要
初期	打上げ	分離検知, 電源 ON
	初期動作	初期センシング, カメラ撮影(衛星 1 回転分)
		アンテナ展開
		初期センシング終了
		アップリンク応答
	システム確認	FMR による全ラインチェック 初期センシングデータダウンリンク(電力・熱・姿勢確認用) 初期撮影画像ダウンリンク
定常	1 か月後	衛星バスシステム動作確認達成
	ミッション(1)	$\pi/4$ shift QPSK 送信機電源 ON
		ミッション評価用データの送信
	2 か月後	ミッション(1)達成： $\pi/4$ shift QPSK 送信機の動作実証達成
	ミッション(2)	FSK 送信機電源 ON
		ミッション評価用データの送信
	3 か月後	ミッション(2)達成：FSK 送信機の動作実証達成
	ミッション(5)	リニアトランスポンダ電源 ON
		音声アップリンク, 音声中継の確認
	4 か月後	ミッション(5)達成：リニアトランスポンダの動作実証達成
	ミッション(6)	N-CAM 電源 ON
		地球の写真撮影(Full HD サイズ以上, JPEG)
		撮影画像ダウンリンク
		5 か月後
		ミッション(6)達成：N-CAM の実用性確認達成
		リニアトランスポンダ運用
		画像, HK データダウンリンク
		SSTV 画像ダウンリンク
		デジトーカ音声ダウンリンク
		電解強度測定データダウンリンク, マップの作成
	12 か月後	ミッション(3)達成： $\pi/4$ shift QPSK 送信機の実用性確認達成 ミッション(4)達成：FSK 送信機の実用性確認達成 ミッション(7)達成：電解強度マップの作成達成
後期	アマチュア無線家の利用	画像, HK データ, 電界強度データダウンリンクなど ※アマチュア無線家向けの運用を実施
	運用終了(約 5 年後)	停波, 太陽電池-搭載機器間を電氣的に遮断, 大気圏突入。

2019 年 2 月 28 日の時点で,既に初期運用は完了し,2.2 節に示した 7 つのミッションの内, (1) $\pi/4$ shift QPSK 送信機の動作実証, (2)FSK 送信機の動作実証, (5)リニアトランスポンダの動作実証, (6)N-CAM の実用性確認を達成しており, 表 2-7 に示した当初の予定に比べると極めて順調に運用は進んでいる. 但し, 全く問題がないわけではなく, 以下の 2 つの問題を確認している. なお, (B)については, 3.3 節にて詳細を述べる.

- (A) 衛星搭載ソフトのバグにより, コマンドの予約時間が約 3.5 時間先までしか指定できない.
 (B) 衛星の角速度が徐々に増加しているが, この原因が解明できていない.

3. 初期運用結果

3.1. 電力収支

この節では, 打ち上げ前に行った電力解析の結果と, 実際の軌道上データの比較を行うことで, 電力解析の妥当性評価を行う.

3.1.1. 電力解析の概要

軌道上で発電できる電力量で衛星の電力収支が取れることを確認する為に, 電力解析を実施した. 本衛星は地上からのコマンドが来ていないとき, CW 運用モードにて動作する. ここで, CW 運用モードとは, 衛星の生存に不可欠なシステムのための電源が入り, 衛星のバッテリー電圧や, 消費電流といった HK データを CW 信号にて出力する運用である. 本解析では, CW 運用モード時に, 軌道一周分の日照時の発電電力量から消費電力量を引いた値が正であれば電力収支が取れていると判断する.

電力解析に使用した各値は表 3-1, 表 3-2 の通りである. また, 軌道一周当たりの日照時間は 3938 秒, 日陰時間は 1741 秒としている.

表 3-1 バッテリ諸元

項目	値
公称電圧	3.7 V
公称容量	1880 mAh
供給効率	0.9
搭載個数	4
直列数	1
並列数	4

表 3-2 太陽電池セル諸元及び条件

項目	値	項目	値
搭載枚数	12	最大電力時電圧	2.409 V
直列数	2	最大電力時電流	0.5029 A
並列数	6	使用効率	0.9
面積	0.00301 m ²	有効面積率	0.25
		日照時有効枚数	3

日照時の発電電力量 U_{sp} は, 有効面積率 S_{eff} , セル合計の発生電力 P_{cell} , 日照時間 T_d , 使用効率 E , とすれば,

$$U_{sp} = \frac{S_{eff} P_{cell} T_d E}{3600} \quad (1)$$

である. 解析した結果, 日照時の発電電力量 U_{sp} は,

$$U_{sp} = 3578 [mWh] \quad (2)$$

となった．一方，軌道一周当たりの消費電力量 U_{shade} は，CW 運用モードで動作している電子部品の個数を n ， i 番目の電子部品の消費電流を I_i ，動作電圧を V_i ，日陰時間を T_s ，損失率を $L(=1.1)$ とすれば，

$$U_{shade} = \frac{(T_s + T_d)L}{3600} \times \sum_{i=1}^n I_i V_i \quad (3)$$

である．解析した結果，軌道一周当たりの消費電力量は，

$$U_{shade} = 3005 [mWh] \quad (4)$$

となった．(2)式，(4)式より，軌道一周当たりの余剰電力 U は，

$$U = U_{sp} - U_{shade} = 3578 - 3005 = 573 [mWh] \quad (5)$$

である．余剰電力が正であるので，電力収支は取れると判断した．

3.1.2. 電力解析結果と軌道上データの比較

電力解析結果と軌道上データの比較を行うことで，電力解析結果の妥当性評価を行う．ロケット分離直後(2019年1月18日)から2019年2月28日までのバス電圧は，図 3-1 の通りである．

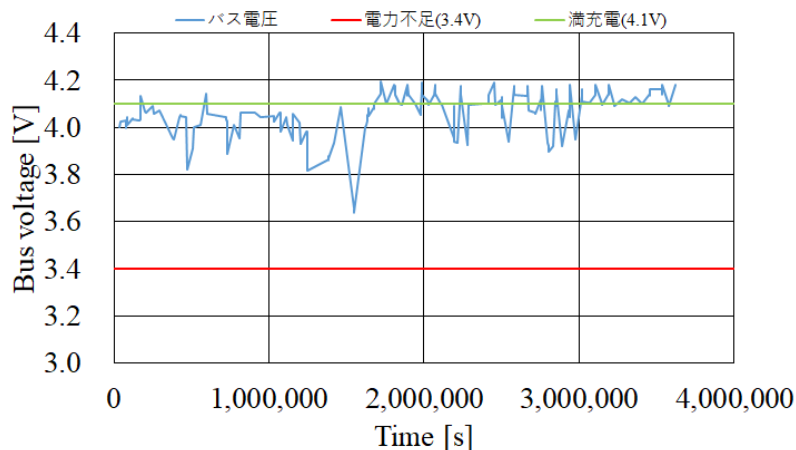


図 3-1 バス電圧の軌道上データ

図 3-1 に着目すると，一か所を除いてはバス電圧が 3.8V 以上となっている．電圧には変動がみられるが，これは HK データセンシングや，画像撮影，パケット通信などを行ったことにより，一時的に電力を消費した為であり，基本的にはバッテリー満充電電圧(4.1V)付近を維持していることがわかる．この結果より，衛星の電力収支には問題ないと判断した．なお，一か所のみバス電圧が 3.8V を下回っている箇所が存在するが，これはコマンドのアップリンクミスにより，衛星に搭載しているヒーターを約 9 時間常時 ON にしてしまった為である．電力不足の閾値は 3.4V である為，衛星の電力状態に異常は発生していない．

3.2. 熱収支

この節では，打ち上げ前に行った熱解析の結果と，実際の軌道上データの比較を行うことで，熱解析の妥当性評価を行う．

3.2.1. 熱解析の概要

軌道上での熱環境において，各衛星搭載機器が動作温度範囲内に収まっているかを確認する為に，熱解析を実施した．本解析では，多節点解析を行っており，その要素数は 20 要素とした．解析条件は，表 3-3，各要素の位置は図 3-2，各要素の名称は表 3-4 の通りである．

表 3-3 熱解析の解析条件

項目	値
初期温度	0 °C
日照時間	3938 秒
日陰時間	1741 秒
周期	5679 秒
運用モード	CW 運用モード(低温側最悪条件)

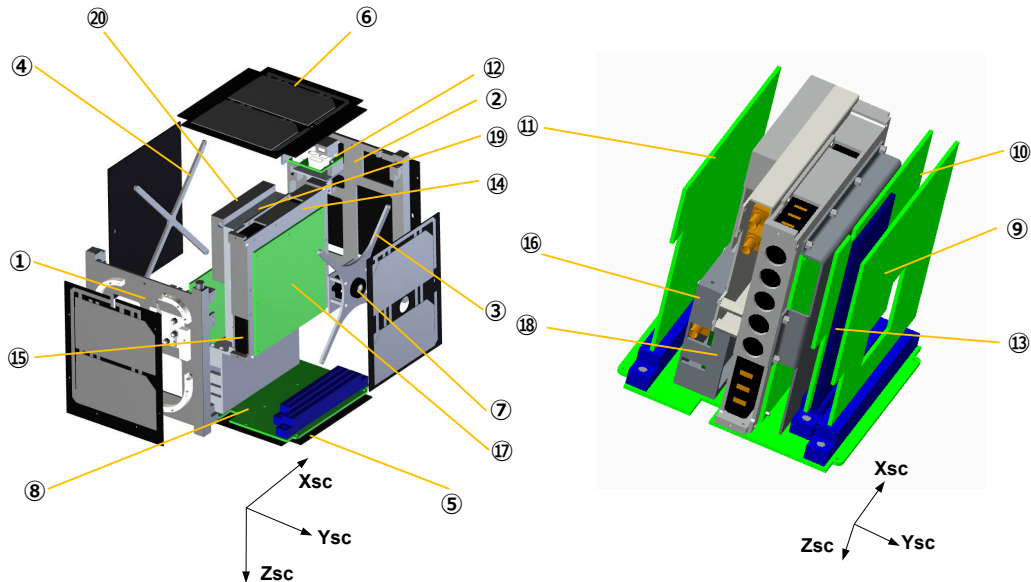


図 3-2 各要素の位置

表 3-4 各要素の名称

番号	名称(略称)	番号	名称
①	−Xsc パネル	⑪	EPS 基板
②	+Xsc パネル	⑫	ジャイロ基板
③	+Ysc トラス	⑬	画像処理基板
④	−Ysc トラス	⑭	バッテリーボックス
⑤	+Zsc パネル	⑮	バッテリー
⑥	−Zsc パネル	⑯	$\pi/4$ shift QPSK 送信機
⑦	カメラモジュール	⑰	リニアトランスポンダ
⑧	マザーボード	⑱	FSK 送信機
⑨	FMR & CW 基板	⑲	バス通信機 TX
⑩	C&DH & SG 基板	⑳	バス通信機 RX

熱解析では、以下に示す熱平衡方程式を、4 次のルンゲ・クッタ法により数値積分している。

$$m_i c_i \frac{dT_i}{dt} = \sum_{j=1}^n K_{ij} (T_j - T_i) + \sum_{j=1}^n \sigma \varepsilon_j A_i F_{ij} (T_j^4 - T_i^4) + Q_i + \alpha_{si} (E_s A_i \cos \beta_i + \alpha E_s F_{ai}) + \varepsilon_{i0} E_e F_{ei} - \varepsilon_{i0} A_i F_i \sigma T_i^4 \quad (6)$$

ここで、(6)式の左辺は要素 i の熱容量である。右辺第一項は要素 i, j 間の熱伝達、第二項は要素 i, j 間の熱放射、第三項は要素 i の機器発熱、第四項は太陽からの熱入力とアルベド、第五項は地球からの赤外放射、第六項は衛星からの熱放射を表している。式中の記号の意味は、表 3-5 の通りである。

表 3-5 熱解析に用いる記号の意味

記号	意味	記号	意味
m_i	節点 i の質量	α_{si}	外表面節点 i の太陽光吸収率
c_i	節点 i の比熱	β_i	外表面節点 i の太陽方向ベクトルと 外表面法線の成す角
T_i	節点 i の温度	F_{ai}	外表面節点 i のアルベドに対する 形態係数
K_{ij}	節点 i と j の間の熱伝達係数 (熱伝達率×断面積/(i,j 間の距離))	F_{ei}	外表面節点 i の地球熱放射に対する 形態係数
σ	ステファン・ボルツマン定数 ($5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2\text{K}^4)$)	ε_{i0}	外表面節点 i の熱放射率
ε_i	節点 i の熱放射率	F_i	外表面節点 i の深宇宙に対する 形態係数
A_i	節点 i の表面積	E_s	太陽からの熱入射
F_{ij}	節点 i と j の間の形態係数	E_e	地球からの熱入射
Q_i	節点 i の発熱	a	アルベド係数

3.2.2. 熱解析結果と軌道上データの比較

熱解析結果と軌道上データの比較を行うことで、熱解析結果の妥当性評価を行う。比較に用いる軌道上データは、2019年1月31日の夜運用～2019年2月1日の昼運用の間に取得した約8.5時間分のデータである。解析結果と軌道上データの比較結果の一部は、図3-3～図3-8の通りである。

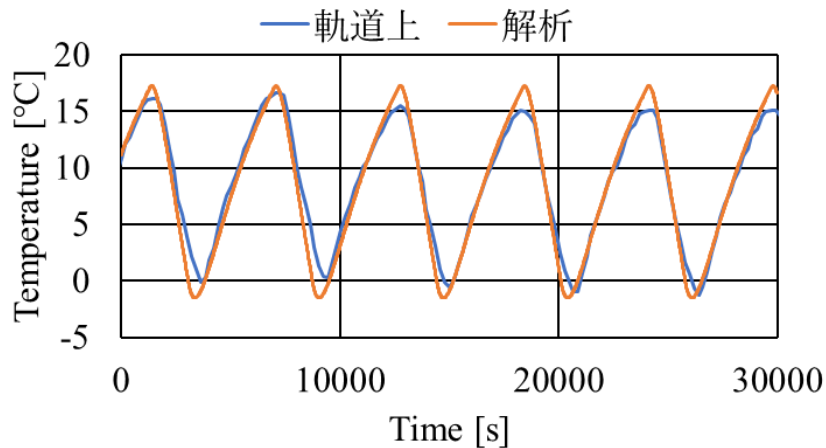


図 3-3 熱解析結果と軌道上データの比較(バッテリーボックス)

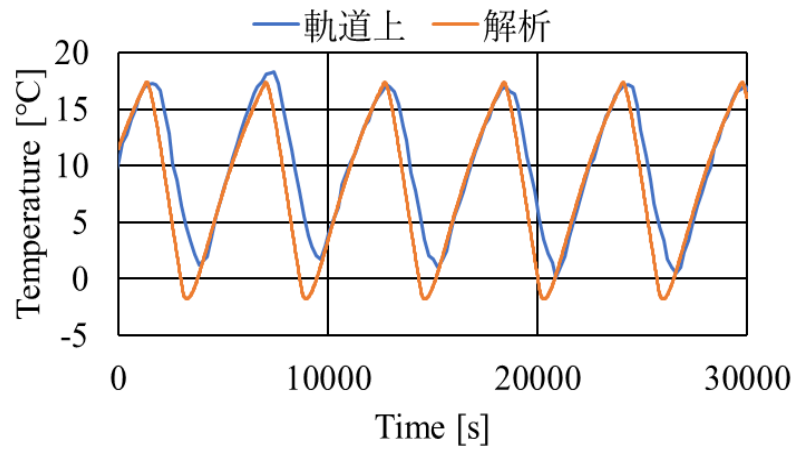


図 3-4 熱解析結果と軌道上データの比較(バス通信機 RX)

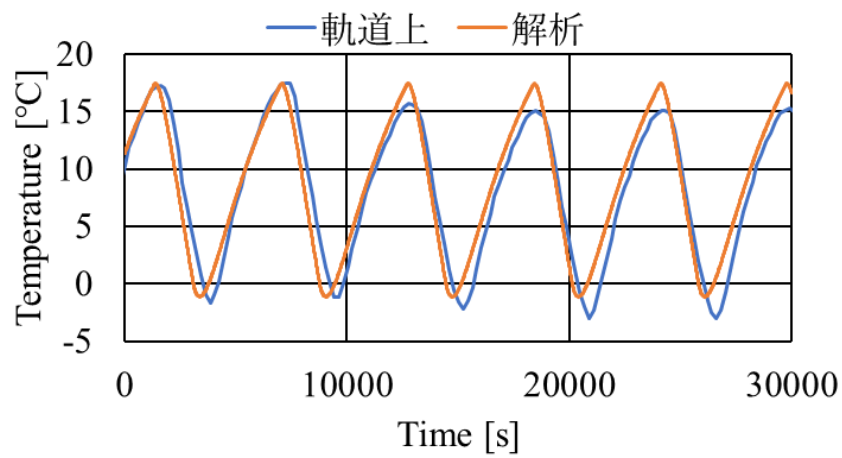
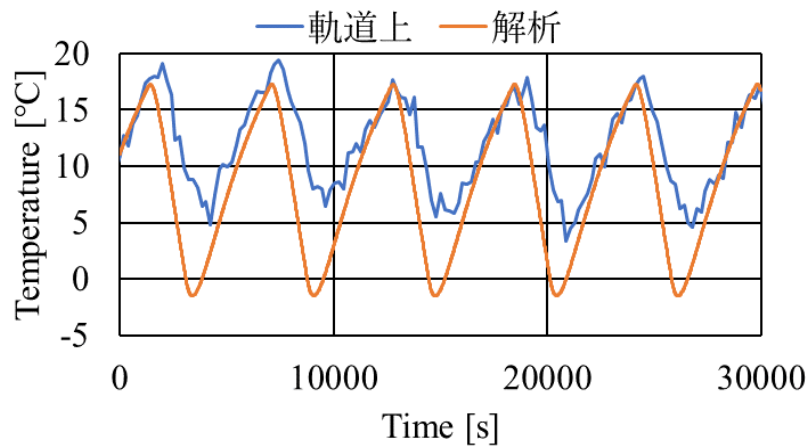
図 3-5 熱解析結果と軌道上データの比較($\pi/4$ shift QPSK 送信機)

図 3-6 熱解析結果と軌道上データの比較(リニアトランスポンダ)

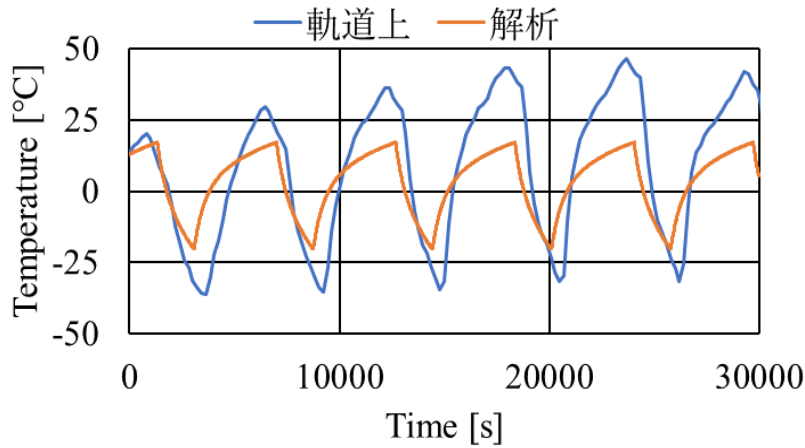


図 3-7 熱解析結果と軌道上データの比較(+Ysc トラス)

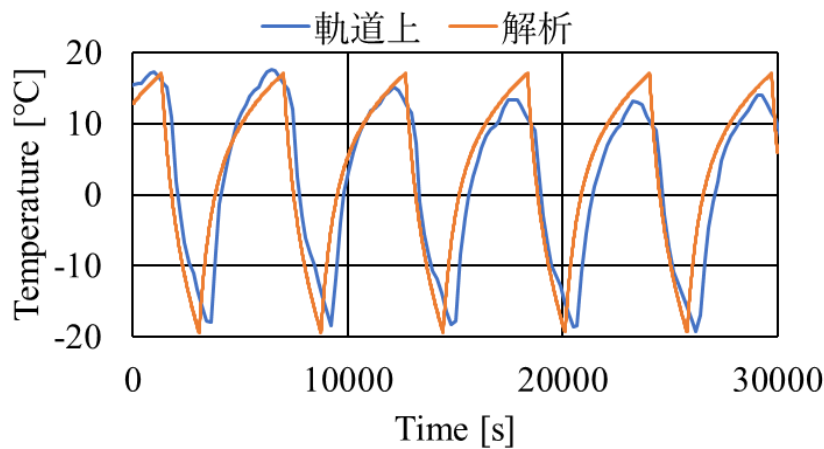


図 3-8 熱解析結果と軌道上データの比較(-Ysc トラス)

図 3-3～図 3-8 に示したデータ範囲における最高温度・最低温度，また，解析結果と軌道上データの温度差は表 3-6 の通りである．

表 3-6 最高温度，最低温度(単位：°C)

	バッテリー ボックス	バス通信機 RX	$\pi/4$ shift QPSK 送信機	リニアトラ ンスポンダ	+Ysc トラス	-Ysc トラス
軌道上最高温度	16.63	18.27	17.48	19.46	46.46	17.68
解析最高温度	17.26	17.41	17.43	17.26	17.11	17.05
温度差(最高温度)	0.63	-0.87	-0.04	-2.21	-29.35	-0.63
軌道上最低温度	-1.23	0.14	-3.07	3.37	-36.27	-19.19
解析最低温度	-1.52	-1.77	-1.13	-1.50	-20.33	-19.35
温度差(最低温度)	-0.29	-1.91	1.94	-4.86	15.95	-0.16

まず，図 3-3(バッテリーボックス)，図 3-4 (バス通信機 RX)，図 3-5 ($\pi/4$ shift QPSK 送信機)に着目すると，解析結果と軌道上データの振幅や周期がよく一致していることがわかる．一方，図 3-6 (リニアトランスポンダ)に着目すると，周期はおおよそ一致しているが，振幅が異なっており，表 3-6 に着目すると，解析結果の最低温度が軌道上結果よりも 4.86°C低いことがわかる．この違いが出てしまった原因は，解析モデルで設定した要素の持つ性質が実際とは異なっていた為だと考えられる．解析では，リニアトランスポンダを 1 つの立方体とし，材質はアルミとしている．実際は，電子基板と基板を覆

うアルミケースから構成されており、温度センサは基板上に配置されている。基板に比べアルミは熱伝導率が高く熱が逃げやすい為、解析では、実際よりも多くの熱が逃げ、温度が実際よりも下がってしまったと考えられる。

次に、図 3-7 (+Ysc トラス)に着目すると、周期はおおよそ一致しているが、振幅が大きく異なっており、表 3-6 に着目すると、軌道上結果の最高温度が解析結果よりも 29.35°C 高いことがわかる。この違いが出てしまった原因は、解析時の太陽からの熱入力条件が実際とは異なっていた為と考えられる。解析では、太陽から衛星に入力される全熱量の 25%分を、外面 6 面それぞれに一定に入力している。実際には、衛星自身が回転している為、熱入力は一定ではない。軌道上では、解析で入力されていた熱量よりも、多くの熱量が入力されていた為に、解析結果よりもトラスの温度が上昇していたと考えられる。なお、図 3-8 (-Ysc トラス)に着目すると、解析結果と軌道上データは一致しているが、これは解析で見積もった熱入力と同様の熱が、実際に -Ysc トラスに入力されていたからであると考えられる。

いずれの結果においても、解析結果と軌道上データの傾向に大きな差はない為、熱解析は妥当であったと考えられる。

3.3. 衛星の角速度

3.3.1. 角速度の動向

本衛星に搭載しているジャイロセンサのデータを基に、衛星の姿勢状況に関して考察する。まず、衛星がロケットより分離された直後、200 秒間の軌道上データは、図 3-9 の通りである。

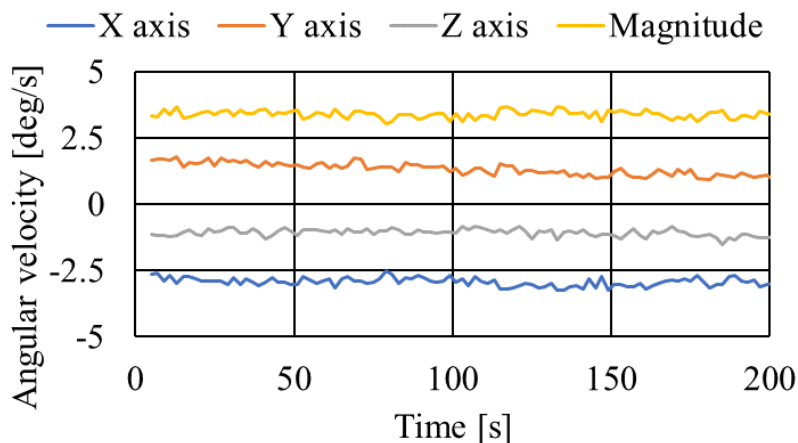


図 3-9 衛星の角速度(分離直後(2019 年 1 月 18 日))

図 3-9 より、ロケットからの分離直後(2019 年 1 月 18 日)は約 3.4deg/s の角速度であったことがわかる。次に、衛星の角速度に変動が見られないかどうかを確認する為に、2019 年 1 月 26 日の夜運用にて、約軌道 1 周分(90 分)の間、2 秒間隔で、角速度のサンプリングを行った。その結果は、図 3-10、図 3-11 の通りである。

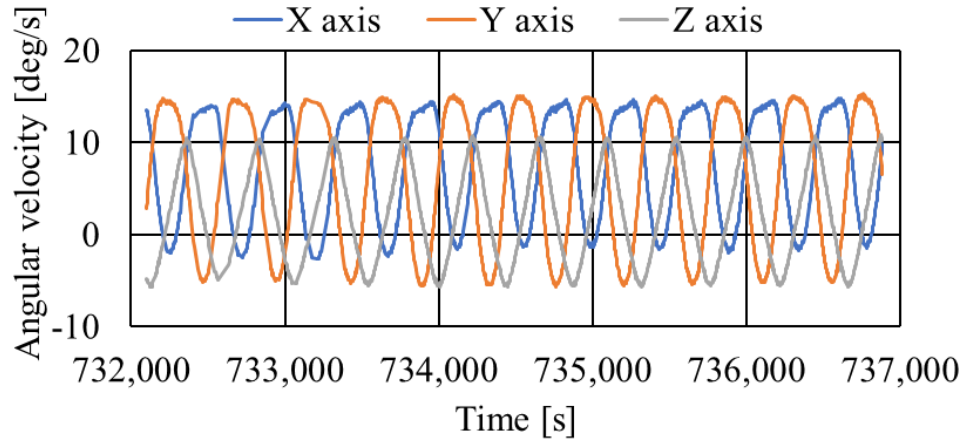


図 3-10 各軸の角速度(2019 年 1 月 26 日)

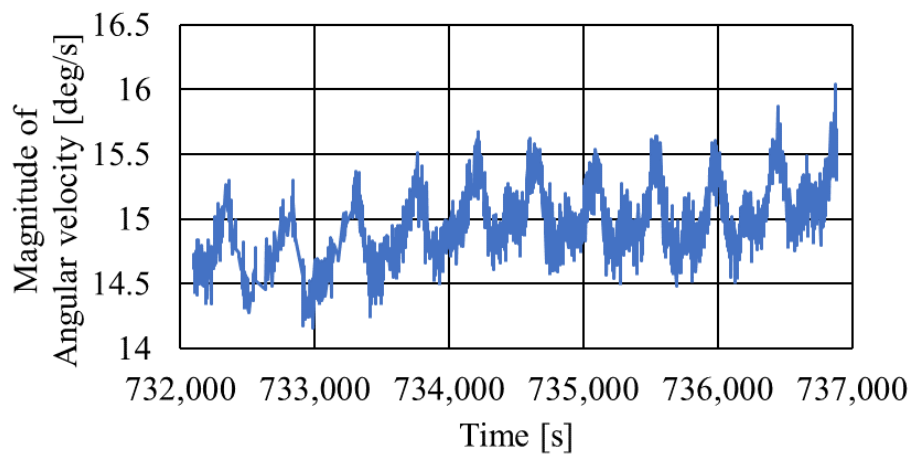


図 3-11 角速度の大きさ(2019 年 1 月 26 日)

図 3-10 に着目すると、各軸の角速度は、振動をしていることが判明した。3 軸共に振動の周期は約 450 秒であることがわかる。また、図 3-11 に着目すると、分離直後よりも角速度の大きさが増加していることが確認できた。分離直後の角速度は約 3.4deg/s であり、この時に確認できた角速度は約 15deg/s であった。角速度が単純増加していると考えれば、角速度の増加率は 1 日につき約 1.5deg/s となる。

図 3-10 で確認した振動が発生した原因を明らかにする為、衛星の挙動解析を行った。解析では、衛星を外力の作用していない剛体と考え、軌道上データのある時間の角速度を初期値として、回転運動の運動方程式を解いた。解析時に必要となる慣性テンソルは、打ち上げ前に実験によって求めた値を用いた。解析に用いた慣性テンソル J_0 は(7)式の通りである。

$$J_0 = \begin{bmatrix} 0.00226 & -0.0000528 & -0.0000624 \\ & 0.00229 & 0.0000953 \\ \text{Sym.} & & 0.00185 \end{bmatrix} \quad (7)$$

(7)式を慣性テンソルの初期値として、最急降下法により慣性テンソルを修正することで、軌道上データと解析結果の差を小さくした。最終的に求められた慣性テンソルは(8)式の通りである。

$$J_{\text{new}} = \begin{bmatrix} 0.00222 & 0.0000411 & 0.0000353 \\ & 0.00220 & 0.0000389 \\ \text{Sym.} & & 0.00198 \end{bmatrix} \quad (8)$$

(8)式を用いて解析した結果は、図 3-12 の通りである。

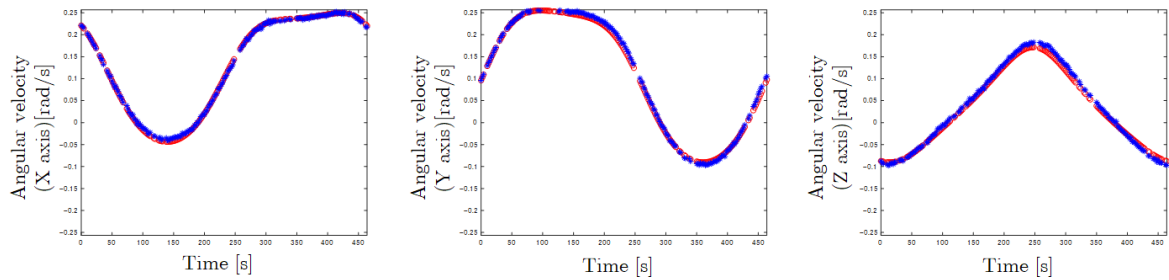


図 3-12 軌道上データと解析結果の比較(赤：軌道上データ，青：解析結果)

図 3-12 に着目すると，解析結果と軌道上データはよく一致していることがわかる．従って，発生していた振動は剛体運動によるものということが分かった．なお，最初に用いた慣性テンソル((7)式)が最適化後の慣性テンソル((8)式)と異なってしまった原因は，実験により測定した後，一度衛星を分解し，再組み立て後，打上げた為であると考えられる．衛星の挙動解析を行う為には，適切な慣性テンソルが必要となるが，今回の解析によりこれを算出することができた．

次に，2019 年 1 月 28 日から 2019 年 2 月 28 日までの間の角速度の遷移は，図 3-13，図 3-14 の通りである．

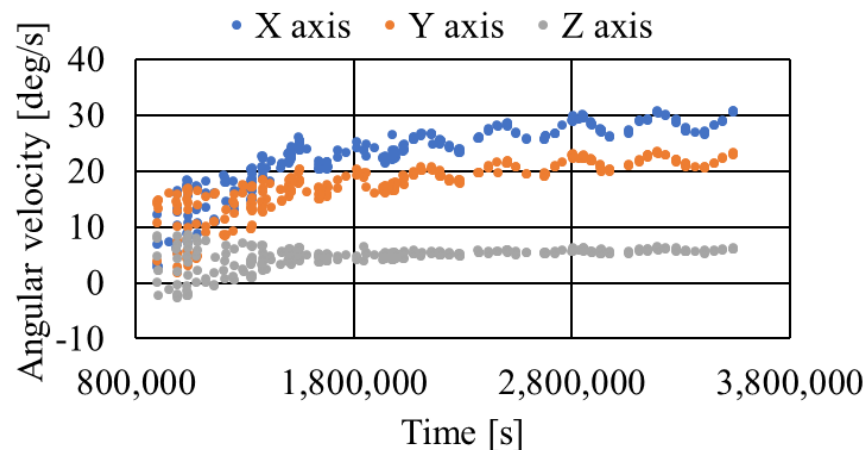


図 3-13 各軸の角速度(2019 年 1 月 28 日～2019 年 2 月 28 日)

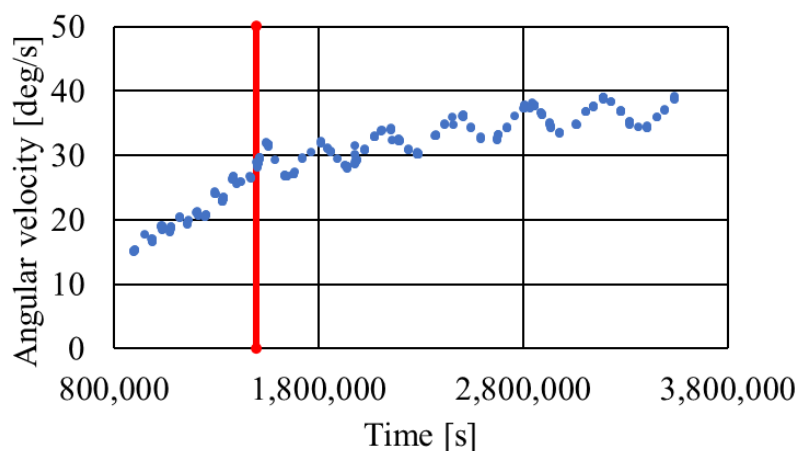


図 3-14 角速度の大きさ(2019 年 1 月 28 日～2019 年 2 月 28 日)

図 3-13 に着目すると、1800000 秒(2019 年 2 月 8 日)以降、各軸共に角速度がある一定値に収束しようとしているような傾向が確認され、特に、Z 軸周りの角速度は、+5.5deg/s 付近に収束していることが確認できた。また、図 3-14 に着目すると、図中赤線の前後で、角速度の様子が変化していることがわかる。赤線のタイミングでは、コマンドの送信ミスにより、ヒーターを約 9 時間常時 ON にし続けていた(それ以前はバッテリー温度が 0°C を下回った時のみ ON)。その後はヒーターを常時 OFF に変更している。赤線以降は、その前までと比べ角速度の増加率が減少している。また、約 4 日の周期で、角速度の大きさは上下しながら徐々に増加している。なお、この期間中、約 9 時間連続(20 秒間隔)で角速度のサンプリングを行った。その結果は図 3-15 の通りである。

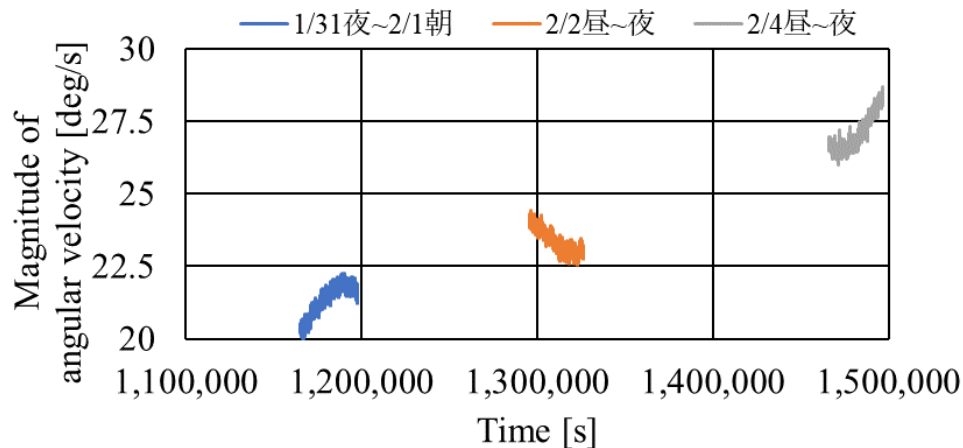


図 3-15 衛星の角速度(2019 年 1 月 31 日～2019 年 2 月 4 日)

図 3-15 より、角速度は約 32 時間の周期で上下を繰り返しながら、徐々に大きくなっていることが確認できた。図 3-14 のデータからは、約 4 日の周期の振動が確認できていたが、この振動は長周期の振動であり、約 32 時間の周期をもつ短周期の振動もこの長周期の振動の中に含まれていることが分かった。

3.3.2. 角速度増加の原因

図 3-14 の赤線のタイミングでは、ヒーターを常時 ON にしたことにより消費電流(発電電流)が増加しており、衛星の角速度の増加率はこれまで確認できている中で最も高い。また、赤線のタイミング以降では、ヒーターを常時 OFF にしたことにより消費電流(発電電流)が減少しており、衛星の角速度増加率は減少傾向にある。このような結果から、角速度の増加は、衛星の発電電流もしくは消費電流により発生する磁気モーメントと、地球の磁場の相互作用によるものであると考えられる。

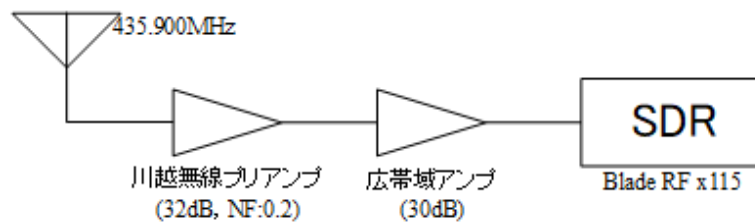
これを踏まえ、最近の運用では、衛星の運用モードを変更することで、消費電力(発電電流)を減らし、角速度の増加を抑えることができないかどうか検証を行っている。並行して、衛星の運用モード、角速度、太陽電池発電電流のデータなどを用いて、衛星の磁気モーメントや、ある時間における衛星の姿勢を推定し、それを基に衛星の姿勢解析を行うことで、軌道上データと同じような現象を再現し、詳細な原因を特定しようとしている。

なお、各面の太陽電池発電電流の増減周期、衛星から出力される電波の強度の増減周期、地球のこま撮り撮影画像より推定できる衛星の角速度と、ジャイロセンサの出力値に大きな差はない為、ジャイロセンサは問題なく動作していると考えている。

3.4. ミッション機器の動作確認

3.4.1. $\pi/4$ shift QPSK 送信機

2019 年 1 月 23 日の夜運用にて、 $\pi/4$ shift QPSK 送信機の動作確認を実施した。 $\pi/4$ shift QPSK 送信機動作確認時の地上局の構成は、図 3-16 の通りである。

図 3-16 $\pi/4$ shift QPSK 送信機動作確認時の地上局の構成

衛星からの電波を地上局八木アンテナにて受信し、その電波を2段階増幅し、SDR(Blade RF x115)に入力している。当初の計画では、川越無線のプリアンプのみを使用する予定であったが、SDRの受信限界感度を測定した結果、感度が不足していることが確認された為、広帯域アンプを追加した。復調時の電波状態は、図 3-17 の通りである。

図 3-17 復調時の電波状態($\pi/4$ shift QPSK 送信機)

この動作確認により、1 パケットダウンリンクすることができた。この結果より、 $\pi/4$ shift QPSK 送信機は軌道上で問題なく動作していることが確認できた為、「ミッション(1): $\pi/4$ shift QPSK 送信機の動作実証」が達成できたと判断した。今回の動作確認では、受信アンテナに入力された電波を2段階増幅し、SDRに入力したが、SDRの性能がよくなく、復調が思うようにできなかった。これを踏まえ、より性能の良い受信機(株式会社 AOR 製, AR-2300)を用いた受信環境の構築を進めている。構築が完了次第、再度動作検証を行う予定である。

3.4.2. FSK 送信機

2019 年 1 月 23 日の昼運用にて、FSK 送信機の動作確認を実施した。FSK 送信機動作確認時の地上局の構成は、図 3-18 の通りである。

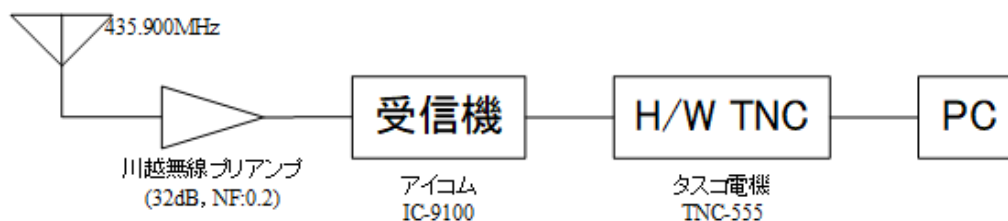


図 3-18 FSK 送信機動作確認時の地上局の構成

衛星からの電波を地上局八木アンテナにて受信し、その電波を川越無線のプリアンプにて増幅し、受信機(アイコム製、IC-9100)に入力している。その後、ハードウェア TNC(タスコ製、TNC-555)にて A/D 変換を行い、その出力を PC に入力している。復調時の電波状態は、図 3-19 の通りである。



図 3-19 復調時の電波状態(FSK 送信機)

この動作確認により、206 パケットをダウンリンクすることができた。この結果より、FSK 送信機は軌道上で問題なく動作していることが確認できた為、「ミッション(2): FSK 送信機の動作実証」が達成できたと判断した。なお、動作確認時の通信速度は 9600bps と設定している。現在、SDR を用いた復調環境を開発中であり、開発完了次第、9600bps 以外の通信速度にて動作確認を行う予定である。

3.4.3. リニアトランスポンダ

2019 年 1 月 26 日の昼運用にて、リニアトランスポンダの動作確認を実施した。リニアトランスポンダ動作確認時の地上局の構成は、図 3-20 の通りである。

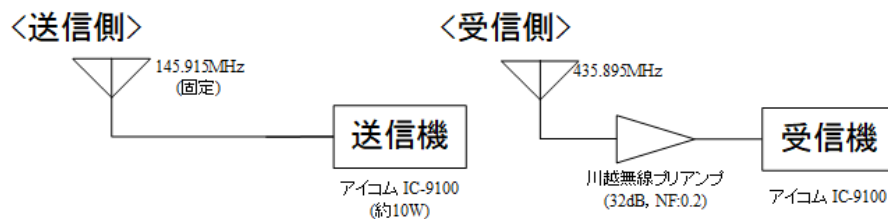


図 3-20 リニアトランスポンダ動作確認時の地上局の構成

送信周波数は 145.915MHz で固定し、送信出力約 10W で、音声(LSB)を衛星に向けアップリンクした。衛星から出力される周波数変更後の電波を地上局八木アンテナにて受信し、その電波を川越無線のプリアンプにて増幅し、受信機(アイコム製、IC-9100)に入力している。受信機のスピーカーより、ダウンリンクした音声(USB)を確認した。音声受信時の電波状態は、図 3-21 の通りである。

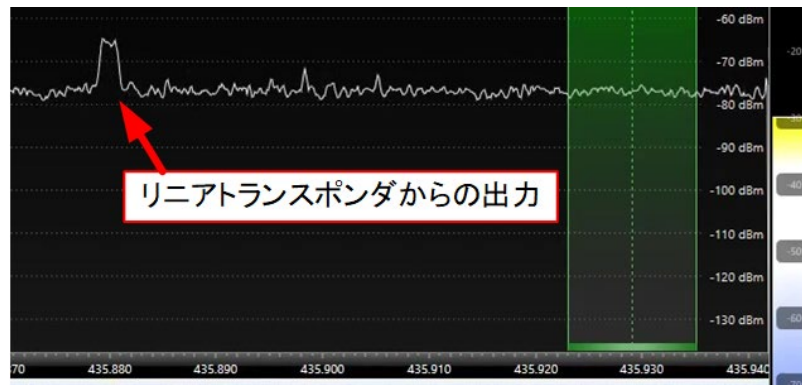


図 3-21 復調時の電波状態(リニアトランスポンダ)

この動作確認により、145MHz 帯で送信した音声、435MHz 帯で聞くことができた。この結果より、リニアトランスポンダは軌道上で問題なく動作していることが確認できた為、「ミッション(5): リニアトランスポンダの動作実証」が達成できたと判断した。なお、リニアトランスポンダの一般開放は2019年3月を予定している。

3.4.4. N-CAM(カメラシステム)

N-CAM は、ロケットからの分離直後に、静止画撮影を行っている。この際の撮影画像は、データ形式が JPEG、解像度が 2592×1944 px、撮影枚数は 50 枚である。撮影間隔は、N-CAM 自身が衛星の角速度を取得し、衛星が 1 回転する時間を求めて、それを基に、衛星が 1 回転する間、均等の間隔でシャッターが切れるタイミングを自動で設定している。撮影した画像を複数枚ダウンリンクし、画像の確認を行ったが、いずれも真っ黒な画像が撮影されていた。真っ黒な画像が撮影された原因は、本衛星が分離された時、日陰であった為であると考えられる。

N-CAM が正常に動作していることを確認する為、複数回に渡り画像撮影を実施した。まず、2019年1月20日に撮影した画像は、図 3-22 の通りである。

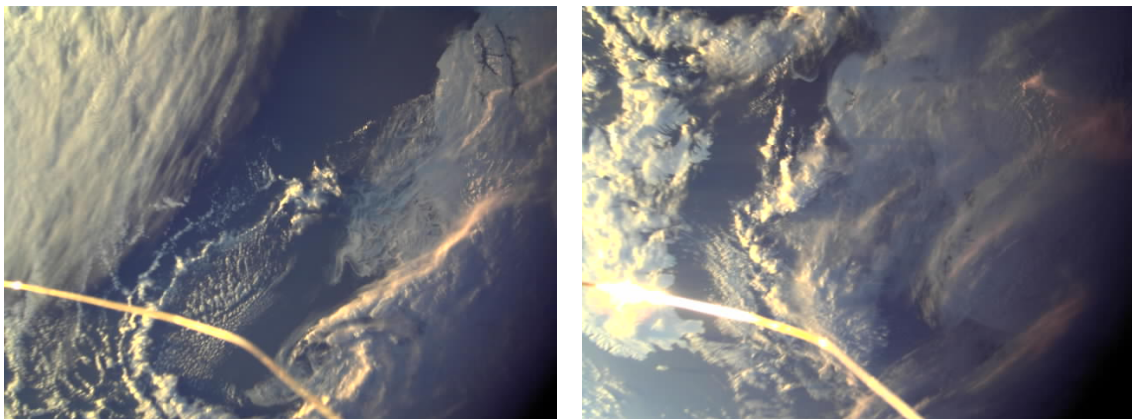


図 3-22 N-CAM 撮影画像(2019 年 1 月 20 日)

図 3-22 に着目すると、地球が撮影できていることがわかり、N-CAM が正常に動作していることが確認できた。この画像はデータ量を削減する為、データ形式は JPEG、解像度は VGA(640×480 px)である。撮影された場所は、アイスランド上空付近である。画像左下に移っている物は、本衛星のコマンド受信用アンテナであると考えられ、アンテナが塑性変形している様子が確認できた。

この撮影画像を基に、軌道上でアンテナがどの様に変形しているのか検証を行った。検証時の様子は、図 3-23 の通りである。

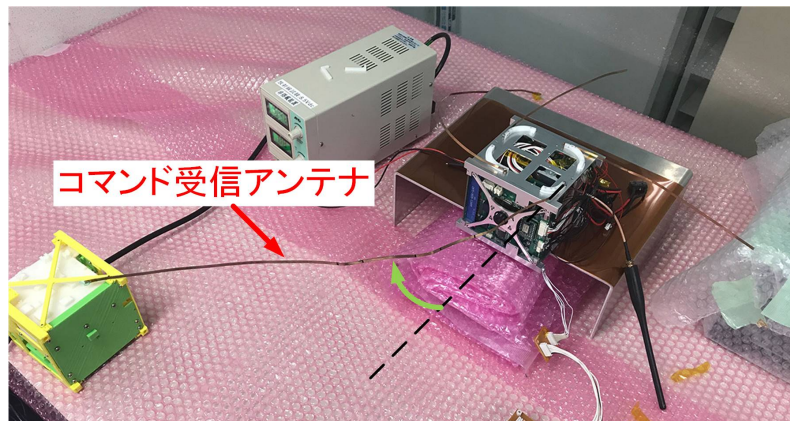


図 3-23 コマンド受信アンテナの変形

図 3-23 に着目すると、コマンド受信アンテナが衛星を取り囲む方向に変形していることがわかる。この変形が生じている原因は、アンテナ収納時に弾性域を超える曲率で曲げてしまっていた為であると考えられる。

次に、高解像度(2592×1944px)撮影を 2019 年 2 月 4 日に実施した。結果は図 3-24 の通りである。

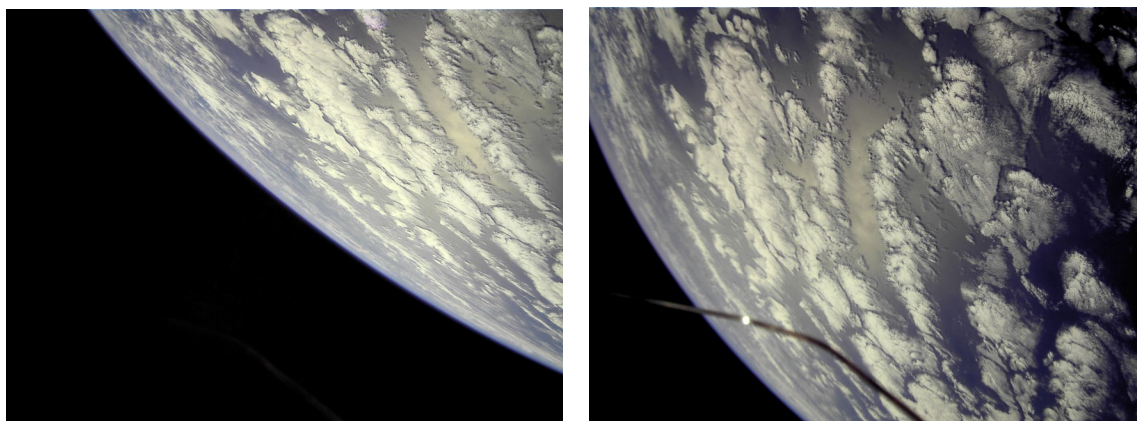


図 3-24 N-CAM 撮影画像(2019 年 2 月 4 日)

この画像は、日本上空付近である。左図においては、アンテナが映っていないように見えるが、画像の明るさを調整した結果、アンテナが映っていることが確認できた。アンテナが映っていないように見えるのは、露出調整が地球に合っており、アンテナが黒飛びした為である。

以上の結果より、N-CAM は軌道上で問題なく動作しており、また、地上からのコマンドに応じてカメラシステムの設定が正常に変更できることを確認した為、「ミッション(6)：N-CAM の実用性確認」が達成できたと判断した。

2019 年 2 月 15 日には、こま撮り撮影を実施し、正常に動作することを確認している。こま撮り撮影の結果の一部は、図 3-25 の通りである。

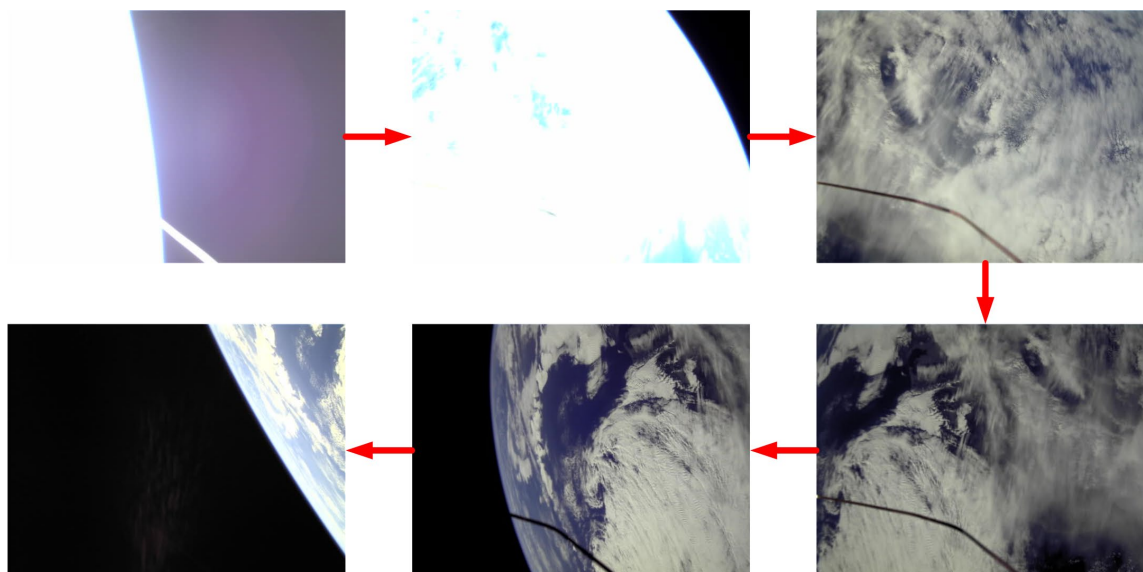


図 3-25 N-CAM こま撮り撮影(2019 年 2 月 15 日)

撮影時のデータ形式は JPEG, 解像度は VGA, 撮影枚数は 15 枚, 撮影間隔は 1 秒である. こま撮り 1,2 枚目については, 地球が白飛びしているが, これはカメラの露出調整が間に合っていない為であると考えられ, カメラ自体の動作としては問題ない. なお, 今後の運用では, 動画撮影や自動撮影の動作検証を行う予定である.

4. 衛星との通信状態

4.1. 地上局受信設備の概要

本衛星の地上局受信設備は, 衛星からの電波を異なる偏波面を持つ複数のアンテナにより同時に受信する, 偏波ダイバーシティ方式を採用している. 地上局受信設備の概要図は, 図 4-1 の通りである.

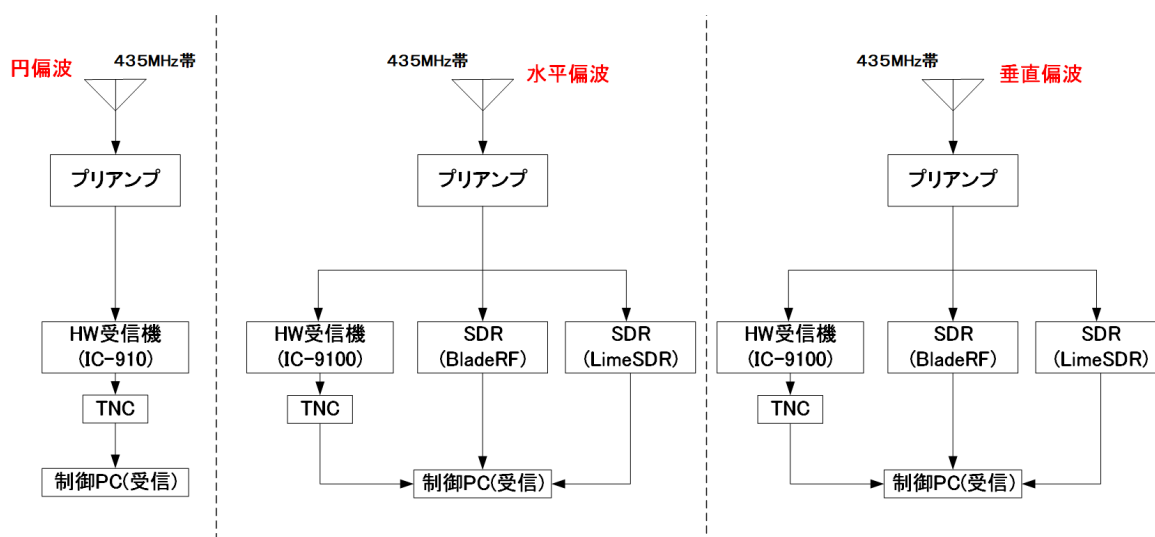


図 4-1 地上局受信設備概要図

1 つ目のアンテナは円偏波であり, プリアンプにて信号を増幅後, ハードウェア受信機に入力し, TNC を介して PC ヘデータを取り込んでいる. 2 つ目のアンテナは水平偏波であり, プリアンプにて信号を

増幅後，ハードウェア受信機や SDR に入力している．TNC や SDR にてデジタル化したデータを PC で取り込んでいる．3 つ目のアンテナは垂直偏波であり，水平偏波同様の流れで，データを取り込んでいる．

4.2. 取得パケット数に関して

ここでは，運用開始から約 1 か月間の間で取得したパケット数の結果を示し，取得パケット数と偏波面の関係性を考察する．まず，2019 年 1 月 18 日～2019 年 2 月 21 日の間に取得したパケット数は，表 4-1，図 4-2 の通りである．

表 4-1 取得パケット数(2019 年 1 月 18 日～2019 年 2 月 21 日)

日付	水平偏波	垂直偏波	円偏波	日付	水平偏波	垂直偏波	円偏波
2019/1/18	0	30	40	2019/2/8	749	743	618
2019/1/19	755	589	393	2019/2/9	1240	1507	828
2019/1/20	247	144	64	2019/2/11	1845	2309	1470
2019/1/21	1015	830	428	2019/2/12	2193	2419	1155
2019/1/23	736	590	295	2019/2/13	1928	1644	1169
2019/1/24	1226	1365	283	2019/2/14	1713	1663	817
2019/1/25	643	564	230	2019/2/15	1102	1277	394
2019/1/28	277	258	216	2019/2/16	2173	2335	1177
2019/1/29	1974	2017	212	2019/2/17	1362	1332	667
2019/1/30	753	846	0	2019/2/18	2203	2162	1615
2019/1/31	1447	1426	88	2019/2/19	1504	1121	455
2019/2/1	1627	2043	401	2019/2/20	2421	2661	1611
2019/2/2	2144	2210	0	2019/2/21	1299	1492	525
2019/2/7	761	741	185	平均値	512.1	526.3	264.4

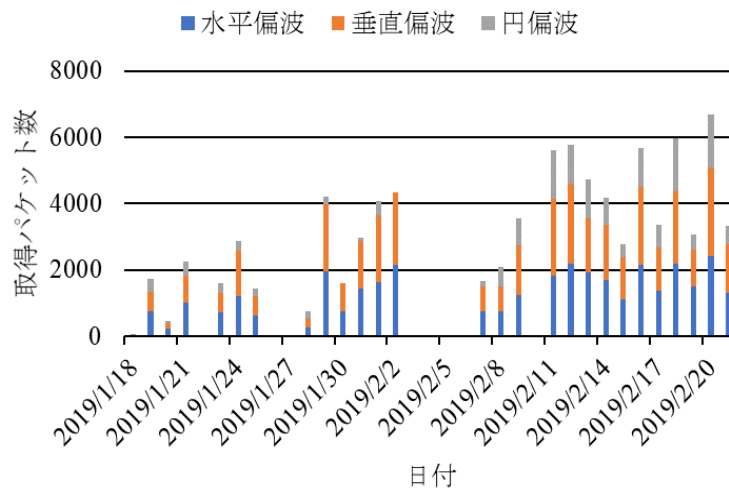


図 4-2 取得パケット数(2019 年 1 月 18 日～2019 年 2 月 21 日)

表 4-1 に着目すると，円偏波に比べ水平・垂直偏波の平均取得パケット数が約 2 倍となっていることがわかる．本衛星は姿勢制御をしておらず，衛星側の偏波面がランダムに変化してしまう為，偏波面の変化に強い円偏波方式が最も効率がよいと考えていた．今回の結果はこれを否定するものであった為，アンテナ解析を実施し，衛星からの電波を異なる偏波で受信したときに受信強度がどの様になるのか確認した．衛星はランダムに回転しており，全ての条件で解析することは困難であるため，衛星アンテナと地上アンテナの位置関係は 3 パターン用意した．解析結果は，図 4-3 の通りである．

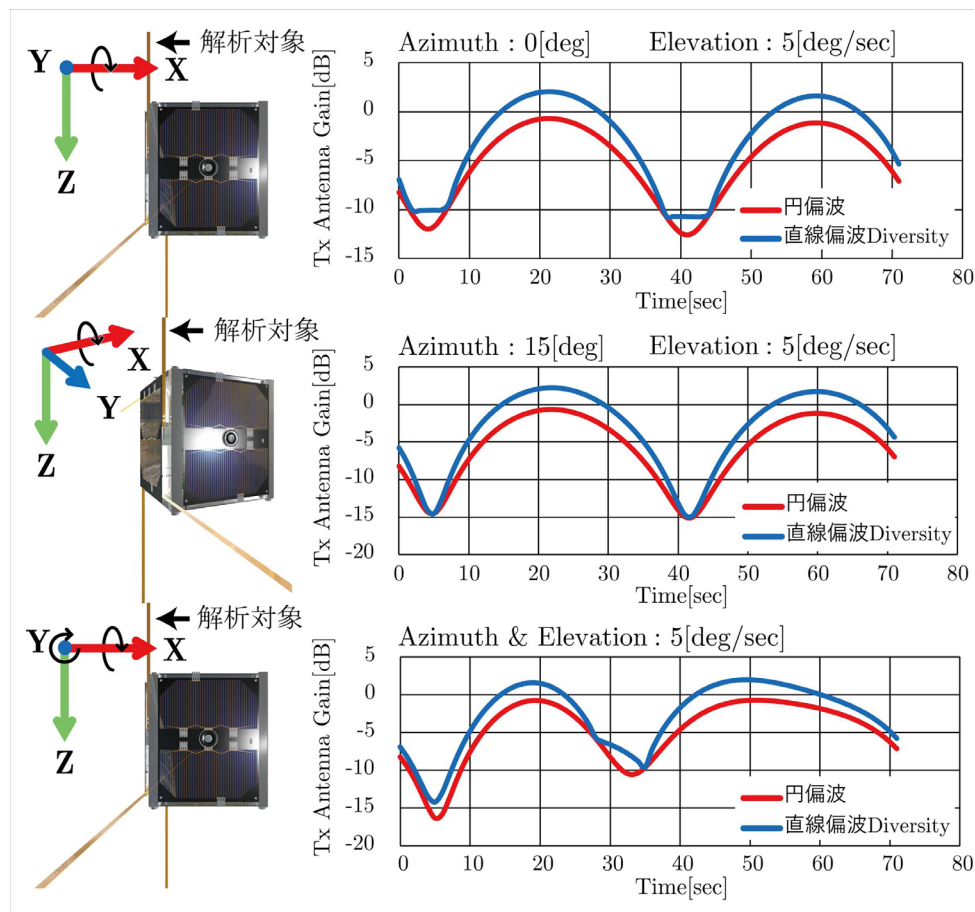


図 4-3 円偏波と直線偏波の電波強度の比較[2]

ここで、図 4-3 中の青線(直線偏波 Diversity)は、水平偏波・垂直偏波で受信した電波の内、強度が強い方の値を示している。解析した 3 パターンについては、いずれも直線偏波 Diversity の方が円偏波の電波強度よりも高い結果となった。

現在、受信協力をして頂いている多くのアマチュア無線家の方々と共に、偏波面の違いと取得パケット数の関係性に関して議論を行っており、今後の運用を通して、引き続き考察を行っていく予定である。

5. おわりに

NEXUS の本格的な開発は、2017 年 3 月に、革新的衛星技術実証 1 号機による打ち上げが内定したことにより始まった。約 2 年後の、2019 年 1 月 18 日 9 時 50 分 20 秒(日本時間)に、鹿児島県の内之浦宇宙空間観測所から、イプシロンロケット 4 号機によって打ち上げられた。打ち上げは成功し、衛星からダウンリンクした HK データを基に、電力・熱収支確認を行い、問題ないことを確認した。また、4 つのミッション機器の動作確認を行い、いずれも正常に動作していることを確認した。今後は、「ミッション(3): $\pi/4$ shift QPSK 送信機の実用性確認」、「ミッション(4): FSK 送信機の実用性確認」、「ミッション(7): 145MHz 帯の電界強度マップの作成」の達成に向けた運用と並行し、リニアトランスポンダの一般開放をはじめとしたアマチュア無線運用を行うことで、より多くの方に利用して頂ける衛星として運用を継続していく。

謝辞

本衛星は、日本大学理工学部航空宇宙工学科宮崎研究室の歴代開発メンバーのほか、上田様・金子様をはじめとした日本アマチュア衛星通信協会(JAMSAT)の皆様、株式会社アドニクス様、また、宮本様をはじめとした日本アマチュア無線連盟(JARL)様など、非常に多くの企業・団体のご協力を頂くことで開発を行うことができました。また、リニアトランスポンダをはじめとした免許取得に当たっては、総務省総合通信基盤局電波部移動通信課・電波政策課・国際周波数政策室ならびに、関東総合通信局無線通信部陸上第三課の方々からご指導ならびに多大なご支援を頂きました。そのほか、放射線試験(東工大, 坂本・中西先生), 熱真空試験(帝京大, 河村先生), 衝撃試験(熊本大, 波多先生), 振動試験(IMV 株式会社様)をはじめとした、さまざまな方々のご協力により、衛星の試験を行うことができました。ここに紙面をお借りしてお礼申し上げます。

最後になりますが、度重なる設計ミス、試験時の不手際など非常に多くの場面においてご心配をおかけし、また、衛星開発の考え方や、様々な解析・実験方法など、とても多くのことを教えて下さった宮崎先生には、大変お世話になりました。本当にありがとうございました。

参考文献

- [1] Amateur Radio PEOSAT/UWE-3, <http://www.pe0sat.vgnet.nl/satellite/cube-nano-picosats/uwe-3/>
- [2] 菊池秀乙, 超小型人工衛星自動運用システムの研究開発, 平成 30 年度日本大学大学院理工学研究科航空宇宙工学専攻博士前期課程論文, 2019 年.