福岡工業大学小型人工衛星 FITSAT-1(にわか)
研究・開発・観測活動報告書

2013 年 12 月

福岡工業大学 FITSAT-1(にわか)プロジェクト

小型人工衛星 FITSAT-1 プロジェクト参加者

福岡工業大学教職員

情報工学科　田 中 卓 史（代表）
郷 六 一 生
谷 口 泰 敏
兵 頭 和 幸

知能機械工学科　河 村 良 行（副代表）
松 原 和 宣
中 西 剛 司

情報通信工学科　熊 谷 博 夫

社会環境学部　森 山 聡 之

工作センター　平 田 隆 一
大 塚 秀 樹
飛 松 晋 作

福岡工業大学学生

大学院情報工学専攻（平成 23,24 年度）
田 中　健太 (プロジェクトリーダー)

大学院知能機械工学専攻（平成 23,24 年度）
溝 口 由 華（プロジェクトサブリーダー）
馮　　愷 華

大学院知能機械工学専攻（平成 24,25 年度）
チュンハチャーポントーン

情報工学科平成 22 年度卒研生
馬 渡　昇　新 地 諒 也
竹 野 裕 世　民 谷　稔
田 中 健 太　谷 口 晃 大
徳 永 晴 記　永 島 慎 也

情報工学科平成 23 年度卒研生
相 葉 健 太　稲 村 康 佑
大 池 一 雅　大 串 敦 史
大 迫 大 輔　木 村 廉
小 塩 達 朗　杉 山 翔太郎
遠目塚 丈 紘　森 田 真 吾
山 口 裕 之　渡 辺 大 地

知能機械工学科平成 22 年度卒研生
高 橋 宏 貴　床 田 次 朗

知能機械工学科平成 23 年度卒研生
伊 藤 宏 徳　大 塚 俊 輝、
曽 田 高 典　高 木 亮 祐、
藤 原 浩 平　都 将 悟、
余田鋼紀

情報通信工学科平成 23 年度卒研生
石 丸 哲 也

情報工学科平成 24 年度卒研生
江 口 元 規　川 坂 浩 平
川 崎 晃 輔　永 田 優 人
中 本 尚 和　庭月野 翔 太
吉 田 沙依子

知能機械工学科平成 24 年度卒研生
木 下 竜 郎　西 元 康 平

情報工学科平成 25 年度卒研生
秋 好 佑 亮　荻 原 尚 太
深 見 良 平　野 間 浩 司
前 田 智 彦　松 村 太 希
山 口 眞 人　假 屋 敦 史
李　　正 敏

知能機械工学科平成 25 年度卒研生
犬 塚 成 也　前 田 真 吾
松 尾 幸 長

(株)ロジカルプロダクト
田 中 崇 和
田 中 雄一郎
高 田 裕 也
鄒　　暁 紅

目　次

1. 総　説

2. 衛星の開発
  2.1　構造
    2.1.1　外観
    2.1.2　構体
    2.1.3　メカニズム
    2.1.4　機器・部品の配置
  2.2　電力システム
  2.3　通信と制御システム
    2.3.1　通信システムの概要
    2.3.2　制御システム
    2.3.3　437MHz 無線機
    2.3.4　1.26GHz 受信機
  2.4　ミッション機器 1（5.84GHz 送信機）
    2.4.1　高速送信モジュール
    2.4.2　5.84GHz 発振、FSK 変調部
    2.4.3　5.84GHz ドライブ段及びファイナル段
    2.4.4　5.84GHz マイコン制御回路及び外部インターフェース回路
  2.5　ミッション機器 2（LED パネル）
  2.6　軌道と姿勢制御
  2.7　熱設計
    2.7.1　宇宙空間での熱の釣り合い
    2.7.2　放射係数の計算
    2.7.3　衛星温度の計算
  2.8　環境耐久性能試験
    2.8.1　熱真空試験
    2.8.2　振動試験

3. 衛星追尾システムの開発
  3.1　TLE を基にした軌道計算
  3.2　軌道計算について
    3.2.1　軌道の基礎
    3.2.2　軌道計算
  3.3　実験装置
    3.3.1　経緯台

3.3.2　VF コンバータ回路
3.3.3　10.7 [MHz]フィルター増幅回路
3.3.4　Orbitron
3.3.5　パラボラアンテナ
3.4　開ループ制御
3.4.1　近似的な軌道計算
3.4.1.1　高度の算出
3.4.1.2　観測点の算出
3.4.1.3　衛星の位置の算出
3.4.1.4　方位角・仰角の算出
3.4.1.5　出力電圧の算出
3.4.2　開ループ制御の精度検証
3.4.3　開ループ制御での衛星追尾実験
3.5　開ループ制御+山登り法
3.5.1　山登り法の評価実験
3.5.2　開ループ制御+山登り法での衛星追尾実験

4. 衛星打ち上げから放出まで
4.1　衛星の打ち上げ
4.2　衛星の放出

5.　衛星の観測
5.1　低速通信システムと地上オペレーション
5.1.1　アンテナ
5.1.2　通信機器
5.1.3　ビーコン信号
5.1.4　放出直後のビーコン信号
5.1.5　全日照前後の温度変化
5.1.6　パケットによるテレメトリーデータ
5.1.7　分サンプリングで得られた温度データ
5.1.8　秒サンプリングにより得られた LED 点灯時の電圧・電流
5.1.9　秒サンプリングにより得られた太陽電池の電圧変化
5.2　高速通信システムと地上オペレーション（第 I ミッション）
5.2.1　5.84GHz 帯受信システムの構成
5.2.2　5.84GHz 帯ドップラー補正システム
5.2.3　ドップラーシフト補正ソフト
5.2.4　画像データ
5.2.5　画像受信実験

5.3　LED 発光実験（第Ⅱミッション）
5.3.1　観測機器
5.3.2　光から電気信号の取り出し
5.3.3　各地で撮影された LED 発光写真
5.3.4　アマチュア天文家による LED 発光の観測活動
5.4　種々の観測結果の考察
5.4.1　衛星の回転速度の増加
5.4.2　衛星高度の低下
5.4.3　衛星の落下
6.　研究成果の記録
6.1　学術誌上での発表
6.2　国際学会での発表
6.3　国内での学会発表
6.4　修士論文・卒業論文
6.5　福工大小型衛星プロジェクト研究会での発表
6.6　メディア（新聞・雑誌・テレビ・ラジオ等）での報道一覧

謝　辞
小型人工衛星 FITSAT プロジェクト外部協力者一覧
編集後記

執筆者　田中卓史（第 1 章、 第 2 章 1 ～6 節、第 5 章 1 、2 節、第 6 章）
河村良行（第 2 章 7、8 節、第 3 章、第 4 章、第 5 章 3、4 節、第 6 章）
三島和久（第 5 章 3 節 4 項）

総　説

この報告書は福岡工業大学小型人工衛星プロジェクトが開発した超小型衛星 FITSAT-1（愛称 : にわか）について述べている。FITSAT-1 は 2012 年 7 月 21 日に種子島から H-IIB ロケット 3 号機で国際宇宙ステーションに運ばれ、同年 10 月 5 日 0 時 44 分に星出宇宙飛行士によりロボットアームを使って国際宇宙ステーションの日本の実験棟（きぼう）から宇宙に放出された。

FITSAT-1 は 2 つのミッションを持っている。第 1 のミッションは 5.8GHz のマイクロ波を用いた高速通信(115.2kbps)の実証実験である。これまでの超小型衛星は 144MHz 帯か 430MHz 帯のアマチュア無線を用いて、1200bps の速度で通信を行うことが主流であった。この通信速度では衛星が地上局上空を通過する時間内に切手サイズ程度の画像しか送ることができない。通信速度を上げようとすると電波の占有周波数帯域が広がる。144MHz 帯も 430MHz 帯もアマチュア無線に許された帯域がもともと広くはないので高速通信には向かない。次に帯域の広い 1.26GHz 帯があるが、なぜか衛星からのダウンリンクが禁止されている。2.40GHz 帯も広いが、最近はやりの無線 LAN や電子レンジの周波数と重なり、衛星からの微弱な電波を受けるのに適当でない。5.8GHz 帯も車の ETC と重なっているが、車の ETC は使用場所が高速道路の料金所付近に限られているので、5.8GHz 帯を使って従来の約 100 倍の高速通信を実現することにした。

5.8GHz のマイクロ波を受信するにはパラボラアンテナが必要になる。実験に用いた 1.2m のパラボラアンテナはビームの幅が 3 度しかない。八木アンテナ用に市販されているローテータは 3 度の精度が出せず、使い物にならない。そこで望遠鏡の経緯台にパラボラアンテナを取り付けた。経緯台は精密に天空の一点を指すことができるが、高速で動かすことはできない。衛星の通る軌道は正確に予測できるので、軌道上の一点で待ち構え、信号が受信できたと同時に追尾を開始する方法を取ることにした。衛星の移動速度には追いつかないが少しは追尾できるので、一度に 4 ～ 6 枚の jpeg-VGA 画像(640×480 pixel)を受信することができた。

インターネットの普及はマイクロ波による高速通信の実験を世界規模のものにした。世界中から実験に協力したいとの申し出が寄せられた。5.8GHz の通信実験は新潟市、上尾市、アメリカ、バーモント州バーリントンのハムが受信に成功された。またドイツでは AMSAT-DL チームがボーフムにある直径 20mのパラボラアンテナを使って、衛星から送られて来る 20 枚の画像のうち、一度に 14 枚の画像の復元に成功された。

FITSAT-1 の第 2 のミッションは衛星に搭載した LED をピカピカ光らせ、人工星を作る実験である。この実験により衛星・地上間の可視光通信のための基礎データを取ることができる。これまでに人類が何百個も人工衛星を上げてきたが、衛星が光ったという話は一度も聞いたことがない。というのは星が光って人の役に立つことが、歴史的にひとつの例外を除いて(ベツレヘムの星)、考えられなかったことによる。衛星からの最初の光は 2012 年 11 月 21 日に倉敷科学センターと韓国ソウルの KAIST で写真に撮られた。LED の発光はこれまで衛星に興味のなかった天文ファンまで実験に巻き込むことになった。日本では倉敷科学センターの三島和久学芸員により FITSAT 観測ガイドのウェブページが作られた。続く実験

では神奈川県海老名市、秦野市、富山市（ムービー)、千葉県君津市、愛媛県西予市、熊本県の小国町などで衛星からの光が撮影された。また福工大チームは望遠鏡に取り付けた光電子増倍管により電気信号の取り出しに成功した。

光の実験も世界中から実験に協力したいとの申し出が寄せられた。海外でのＬＥＤ発光をアナウンスすると毎日 200 件ほどのホームページのアクセス数が一度に 10 倍以上の 2000 件～3000 件に跳ね上がった。トリノ工科大学のシモーネ・コルベリーニ先生は「今夜はパリで光らせます」とか「今夜はローマで光らせます」とアナウンスすると、光の見える範囲と光のビームがポイントする軌跡を示すホームページを作られた。このページは優れもので、観測地点の緯度経度を入力すると星座のどこに見えるかまで表示してくれた。

FITSAT-1 は常に自分の存在を示すビーコン信号を出している。ビーコン信号には衛星の温度や太陽電池の発生電圧・電流などのデータが含まれている。衛星はアマチュア無線帯を使用したので、世界中のハムからレポートを頂くことになった。これは期せずして世界中に地上局を配置したことを意味する。頂いたレポートは最初の２カ月間で 500 通以上、総数 1500 通以上に上る。当初予定の 100 日間にすべてのミッションを達成することができた。放出されたときの国際宇宙ステーションの軌道が高かったことと、太陽活動が不活発なことが幸いし、衛星の寿命は当初予定の 100 日から大幅にのびて 9 ヶ月（270 日）間、地球を 4300 回以上周回し、2013 年 7 月 4 日に流れ星になった。

この間の活動の記録を以下の年表に示す

2010 年 12 月 27 日　福工大小型衛星プロジェクト発足
2011 年2 月 4 日　JAXA・日本宇宙フォーラムのヒアリング
3 月 10 日　JAXA 国際宇宙ステーション(ISS)からの放出衛星公募
4 月 20 日　総務省、ITU に提出する電波関係の書類受領
4 月 28 日　JAXA 応募書類受領
5 月 13 日　福岡工大にて JAXA のヒアリング
5 月 25 日　東京大手町日本宇宙フォーラムで面接審査会
6 月 15 日　ISS 放出衛星に選定（3 件選定/8 件応募）
(FITSAT-1 設計製作開始)
8 月 5 日　IARU に周波数割り当て申請
8 月 20 日　IARU より FITSAT-1 の周波数割り当て
2012 年1 月 31 日　FITSAT-1 FM 完成
2 月 17 日　九州工大超小型衛星試験センターで振動試験
4 月 23 日　九州工大超小型衛星試験センターで熱真空試験
5 月 21 日　九州工大超小型衛星試験センターで熱真空試験
6 月 24 日　筥崎宮で成功祈願
6 月 25 日　JAXA へ引き渡し
7 月 21 日　こうのとり 3 号機（H-IIB ロケット 3 号機）に乗って

種子島より ISS に運搬

10 月 5 日　0 時 44 分に ISS より放出
2 時 2 分、FITSAT-1 からの最初のビーコン受信

10 月 18 日　5.84GHz による最初の画像受信成功、
同シグナルは新潟県新潟市、埼玉県上尾市でも受信

11 月 11 日　5.84GHz の信号をアメリカ、バーモント州で受信成功

11 月 21 日　最初の衛星からの LED 光、倉敷科学センターと KAIST（韓国）で写真撮影に成功

12 月 1 日　AMSAT-DL チーム、ドイツボーフム宇宙観測所の直径 20 m のパラボラアンテナ 5.84GHz 信号受信に成功

12 月 7 日　トリノ工大の Simone Corbellini 氏、LED 光観測ウェブページ作成

12 月 11 日　倉敷科学センター、LED モールス信号撮影に成功

12 月 12 日　神奈川県海老名市で渡部剛氏 LED 光撮影成功

12 月 14 日　富山市天文台の林忠史氏 LED 光のムービー撮影成功

12 月 22 日　AMSAT-DL チーム 2 度目の 5.84GHz 信号受信に成功

2013 年 1 月 4 日　AMSAT-DL チーム 1 度に 20 枚中 14 枚の画像復元成功

1 月 16 日　愛媛県西予市で笹岡省三氏 LED 光撮影成功

2 月 10 日　衛星の自転が上昇していること判明

2 月 14 日　千葉県君津市で鈴木祐二郎氏 LED 光撮影成功

2 月 19 日　神奈川県秦野市で山本憲行氏 LED 光撮影成功

4 月 5 日　熊本県小国町で栗林由美子氏 LED 光撮影成功

4 月 3,11,13 日　愛媛県西予市で笹岡省三氏 LED 光撮影成功

7 月 4 日　12 時 7 分　新潟、東京でテレメトリー受信
13 時 33 分　北海道、愛媛でキャリアのみ受信
14 時 37 分　ブラジルで流れ星確認
14 時 57 分　ドイツでキャリアのみ受信
15 時 8 分　北九州で信号確認できず
FITSAT-1 の大気圏突入と判断する

（プロジェクト代表：情報工学部情報工学科教授　田中卓史）

2. 衛星の開発

2.1 構造

2.1.1 外観

FITSAT-1 は 1 辺が 10cm の立方体である。上面には 5.8GHz のパッチアンテナと定格入力 3W の緑色 LED を 2 直列、25 並列で 50 個を取り付けている（図 2-1）。パッチアンテナはテフロンの保護シートで覆われている。他に前カメラのレンズ穴がある。

図 2-1　FITSAT-1 の上面

図 2-2　FITSAT-1 の底面

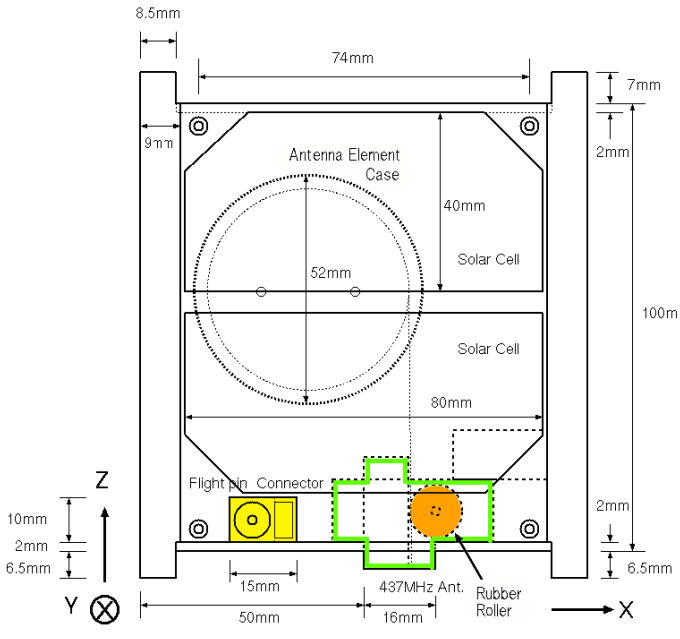


図 2-3　－Y 面

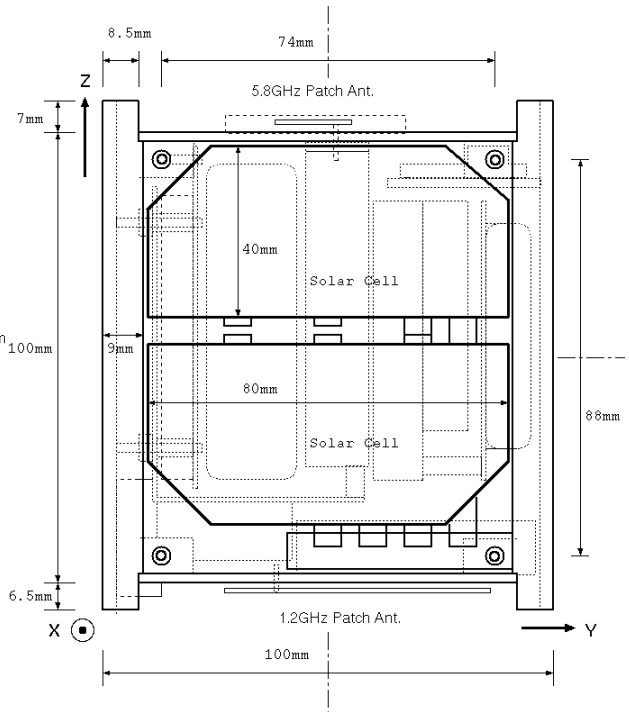


図 2-4　±X 面、＋Y 面

底面には 1.26GHz のパッチアンテナと定格入力 3W の赤色 LED を 4 直列、8 並列で 32 個を取り付けている（図 2-2)。他に、後カメラのレンズ穴と 437MHz のホイップアンテナが伸び出てくる穴がある。底面の 4 隅は分離バネと分離スイッチを対角線上に配置している（図 2-18)。２つの分離バネは同時に放出される衛星の相互の距離を離す働きがある。２つの分離スイッチは放出時にスイッチが入り、衛星を起動させる。

4 つの側面にはそれぞれ太陽電池セルを 2 枚、直列接続で貼り付けており、各面最大で約 2.3W(4.7V×0.49A)を発電することができる。

2.1.2 構体

キューブサットは 4 本のレールの間に柱を渡し、パネルを貼り付ける形に作られることが多いが、この方法は組立の精度が悪いと衛星放出機構との間で不具合を生じる。FITSAT-1 は 1 辺が 10cm、厚さ 3mm のアルミ角パイプを切断し、両端をパネルで蓋をする形をとっており、組立精度の問題が生じない。

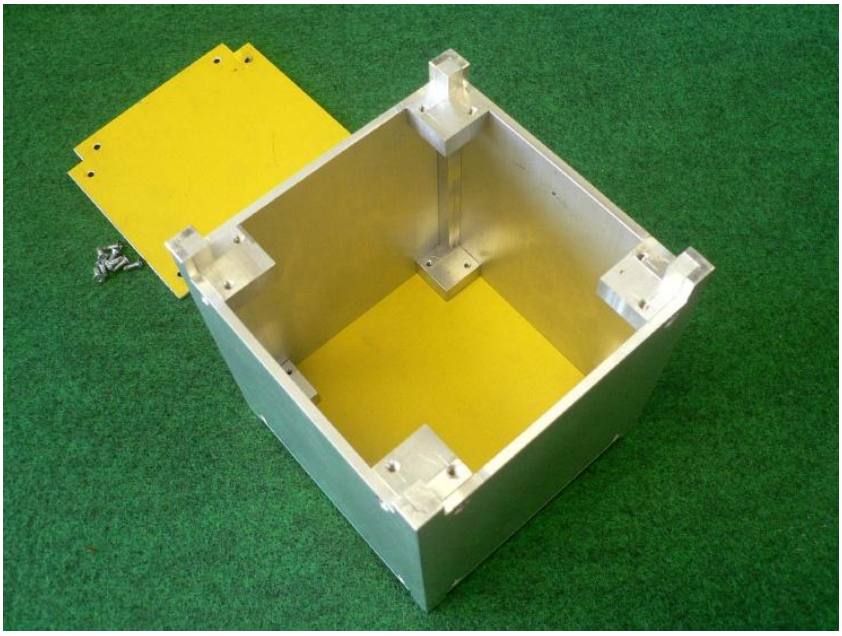


図 2-5　FITSAT-1 の構体

1 辺が 8.5mm の 4 本のレールに相当するものとして、内側に 5.5mm の柱（図 2-6）を取り付けている。この柱は内部の機器の保持と上下のパネルを取り付ける働きを持つ。アルミ角パイプの材料は A6063 から作られている。これは JAXA 指定の A6061 と異なるが、熱膨張率がほぼ同じであることと、組立精度の問題が生じない構造上の利点を説くことで、A6063 の使用を認めてもらうことができた。

構体は放出器との間の摩擦を抑えるために黒アルマイト加工をして、表面を硬くしている。衛星の重量制限から太陽電池を貼る部分の 4 つの側面は厚さを 3mm から 1.5mm に薄くしている（図 2-8)。太陽電池を貼る部分はカプトンテープを貼り絶縁する。太陽電池は宇宙用のシリコーン接着剤で張り付けている（図 2-9)。

図 2-6　内部の柱

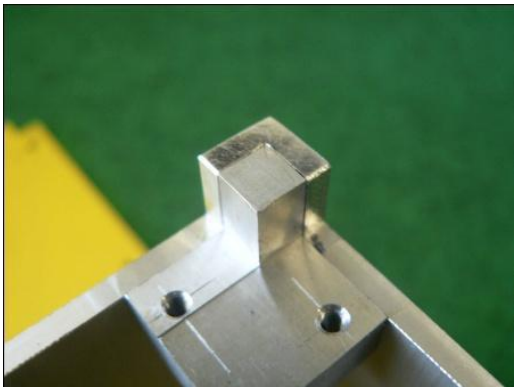


図 2-7　角パイプの 4 隅

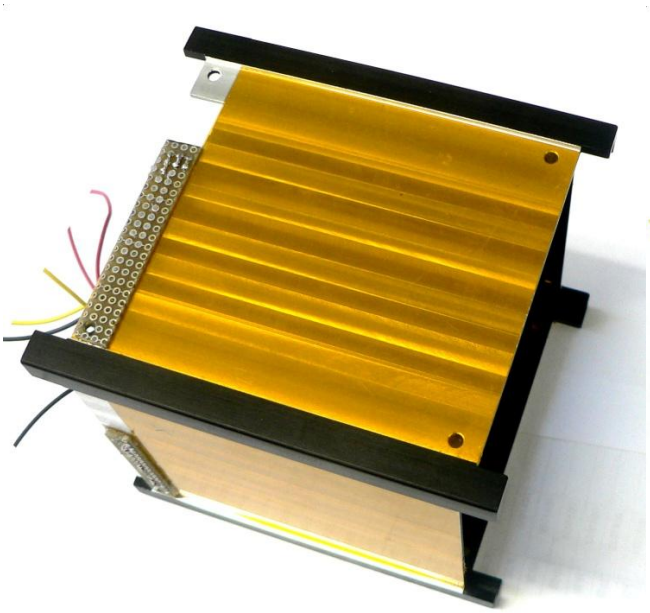


図 2-8　黒アルマイト加工とカプトンテープ

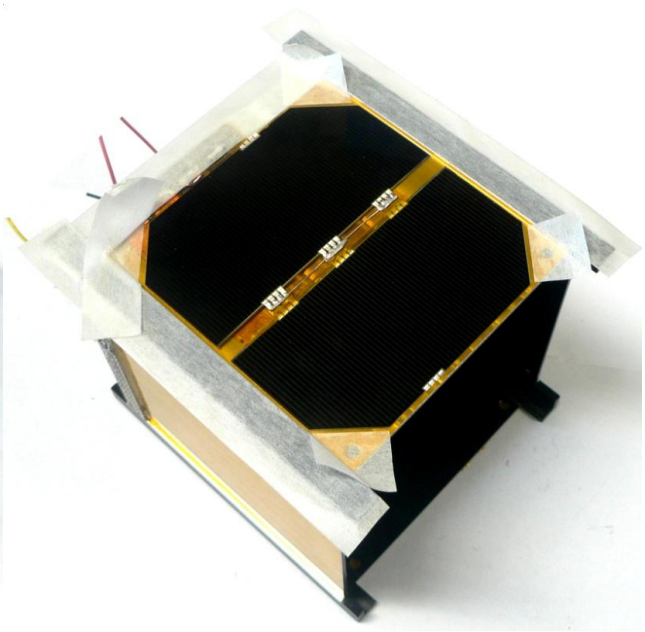


図 2-9　太陽電池貼付

2.1.3　メカニズム

437MHz アンテナエレメントはアンテナケースのなかに螺旋状に巻いて蓄えている（図 2-10)。アンテナ展開器はアンテナケースに蓄えたアンテナエレメントを放出 30 分後にシリコンゴムのローラーで衛星の外部に 17cm ほど引き出す。アンテナエレメントの材質はリン青銅で、長さ 19cm、幅 4mm、厚さ 0.2mm である。アンテナの給電点はエレメントの下端ではなく、ローラーのすぐ上の部分にある。実験的にこの部分でインピーダンスマッチングが良く取れることが分かった。ゴムローラーが低温で硬くなりスリップすると、アンテナの展開に失敗する。地上の実験では－20 度まで冷やして正しく動作することを確認した。

もし、アンテナ展開に失敗すると 437MHz のビーコン信号が出せなくなる。蓄えた観測データも送れない。また地上からのリモートコマンドも受け取れなくなる。展開に失敗しても、少なくとも高速通信と LED 点滅の実験はしたいので、リモートコマンドのバックアッ

プ系として、アンテナを展開せずに済む 1.26GHz の受信器を搭載することにした。1.26GHz の受信機は DTMF で送られて来るコマンドを受信することができる。しかし、1.26GHz のパッチアンテナは北半球では地上を向かず、宇宙を向く。かろうじて北のパスで地上からの信号を受信ができる。1.2GHz 帯はダウンリンクが禁止されているので、430MHz 帯の代わりには使えない。

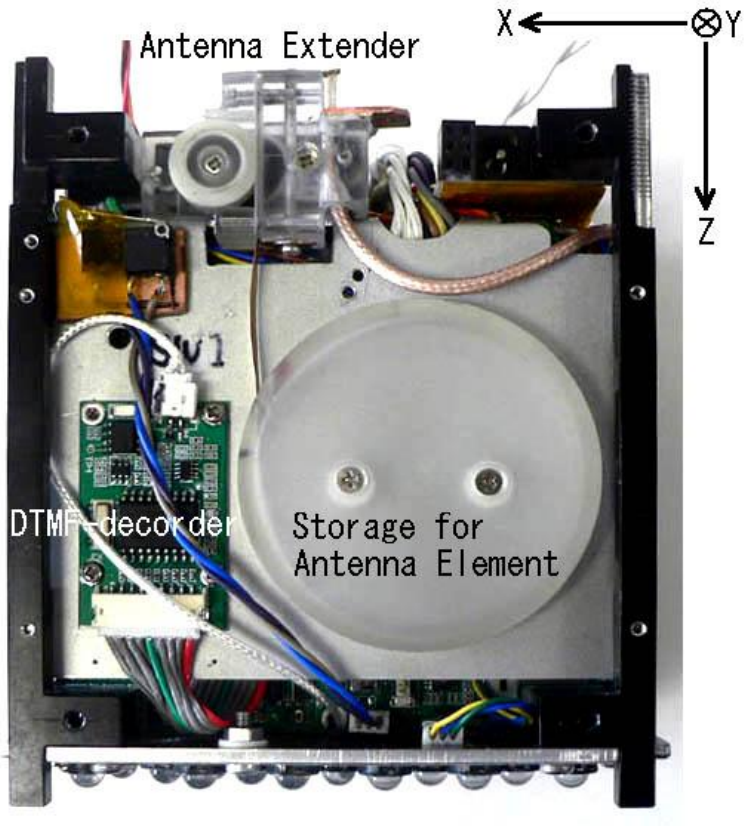


図 2-10　437MHz アンテナ展開器（－Y 面）

2.1.4　機器・部品の配置

FITSAT-1 を構成する主な機器・部品を表 2-1 に示す。5.84GHz-TX はパッチアンテナのすぐ裏側（＋Z 面）に 5mm ほどのリジッドケーブルで繋ぐので、最初に上パネルに取り付ける必要がある（図 2-11）。437MHz-TX, RX, TNC は一体にして Y 面の柱に取り付ける（図 2-12）。図 2-13 に 2 個の CPU(RX-CPU, TX-CPU)を積んだメイン制御基板を示す。この裏面に 4 個のリチウムイオン電池（単電池＋3 直列電池）を搭載し、－Y 面の柱に取り付ける。－Y 面の柱には 437MHz のアンテナケースも取り付けており、そのすぐ後ろにアルミ板を挟んでメイン制御基板を配置する（図 2-14）。

＋X 面から見ると左から、437MHz アンテナケース、アルミ板、制御基板、リチウムイオン電池、5.8GHz-TX、437MHz-FMCWTX、437MHz-RX、TNC の順に並ぶ（図 2-15）。マグネチックダンパー（ヒステリシスダンパー）は 5.8GHz-TX の正面と両側面に取り付ける（図 2-11）。

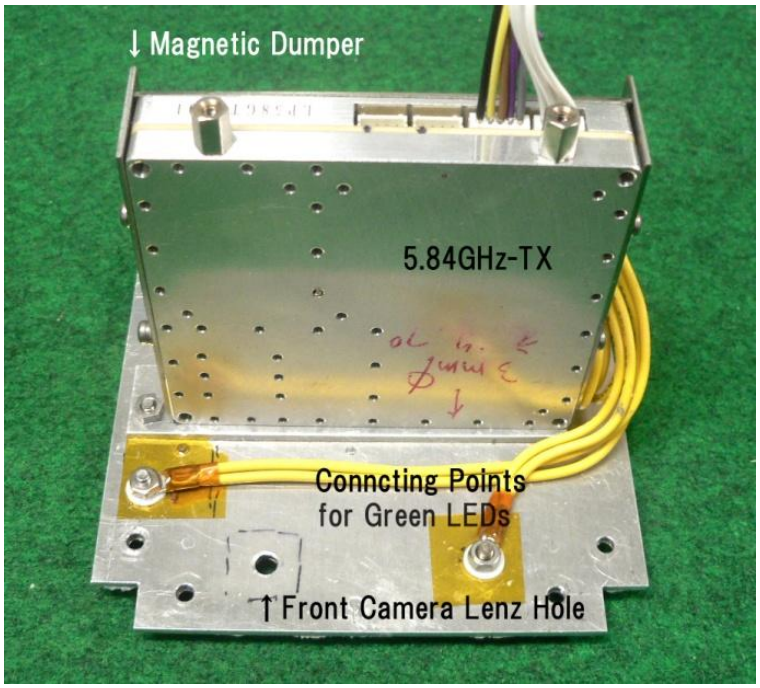


図 2-11　上パネルと 5.84GHz-TX

表 2-1　FITSAT-1 を構成する主な機器・部品

機器	サイズ
437MHz-TX	93.0 x 60.5 x 10.5 mm
437MHz-RX	63.0 x 50.5 x 10.5 mm
TNC	90.0 x 60.0 x 15.0 mm
5,8GHz-TX	76.0 x 70.0 x15.0 mm
Main CPU-board & Battery	92.0 x 78.5 x 30.0 mm
Antenna Extender	38.0 x 36.0 x 29.0　mm
Antenna Storage	53 mmD x 8mmT
Deployment Switch	18.0 x 19.0 mm
Camera	20.0 x 29.0 mm
Neodymium Magnet	20.0 mmD x 5mmT
Connectors for Flight Pin & Testing	13.0 x 22.0 mm
Flight Pin	8.4mmD x 30.2mm
Magnetic Dumper (permalloy)	70.0 x 20.0 x 1.0 mm　2 枚 70.0 x 75.0 x 1.0 mm　1 枚

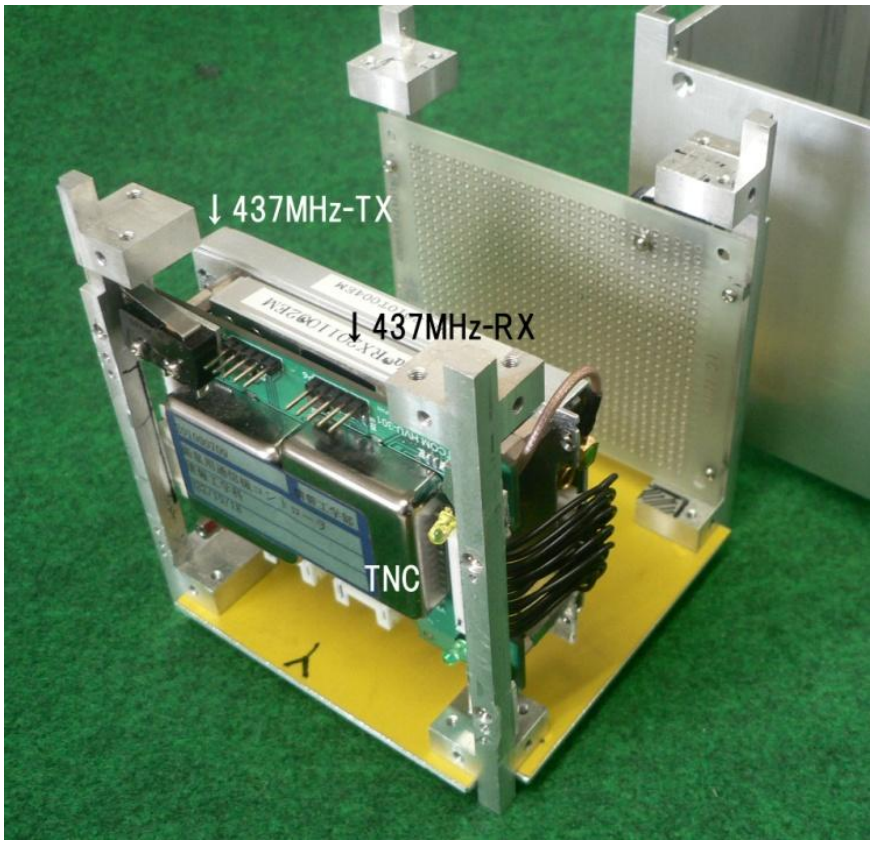


図 2-12　437MHz-TX, RX, TNC

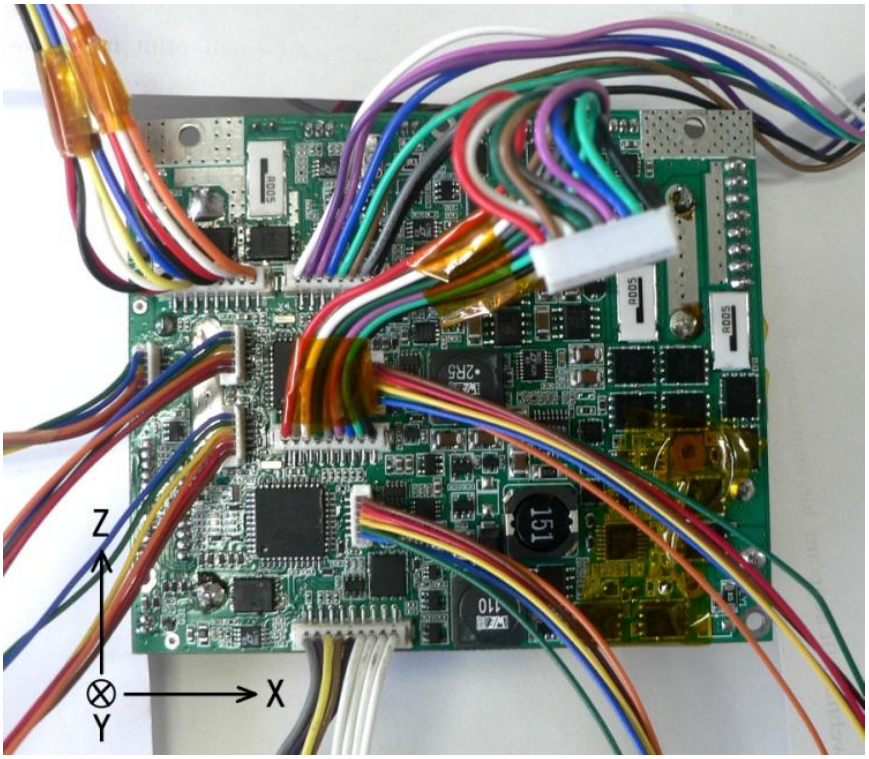


図 2-13　メイン制御基板（LP 社）

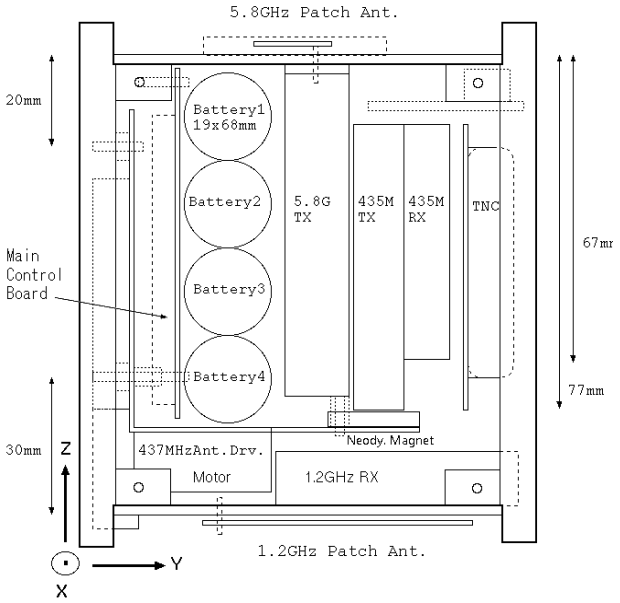


図 2-14　＋X面内部（図面）

図 2-15　＋X面内部（写真）

図 2－16 は－X 面から見た写真である。5.8GHz-TX に取り付けたマグネチックダンパー（ヒステリシスダンパー）が見える。＋Y面から見るとTNCが見え、すぐ後ろに437MHz-RX, 437MHz-FMCWTX を配置している。

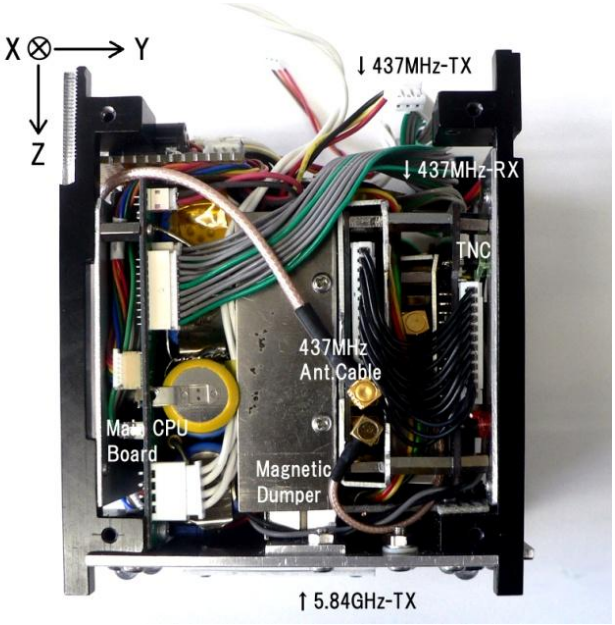


図 2-16　－X 面内部

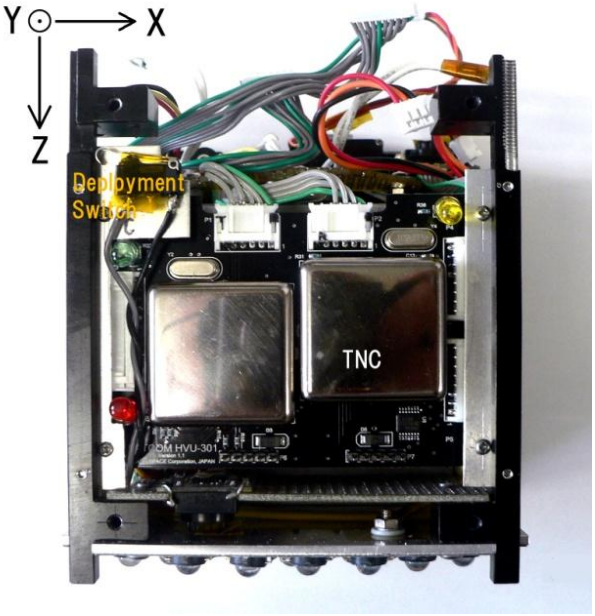


図 2-17　＋Y 面内部

図 2-18 は－Z 面（底面）から見た内部の部品の配置である。ネオジウム磁石は 437MHz -TX のすぐ下で、補助のプリント基板の裏側に取り付けている。

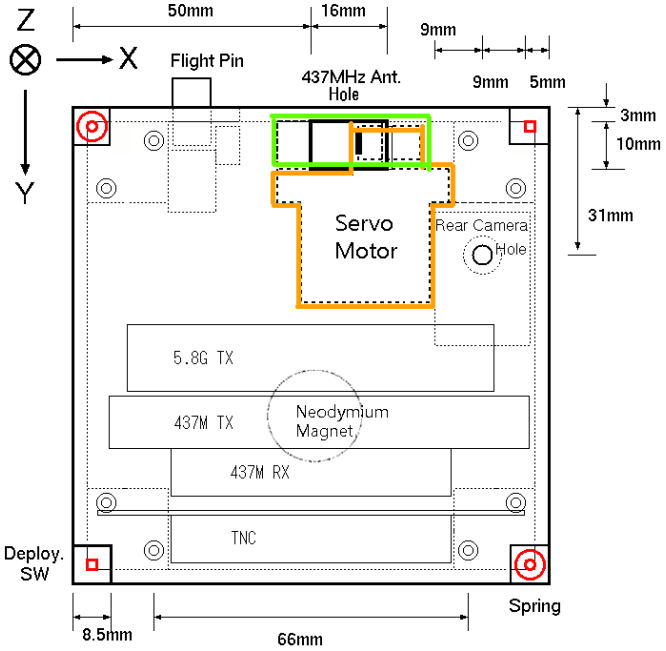


図 2-18　−Z 面内部（図面）

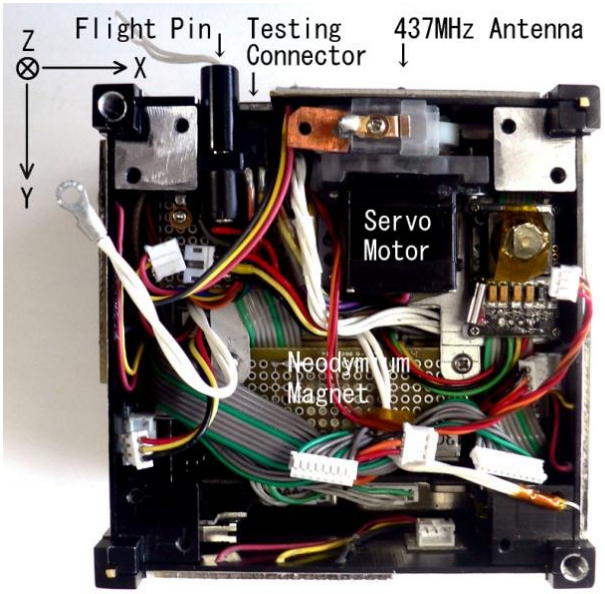


図 2-19　−Z 面内部（写真）

1.26GHz-RX は底パネルに直接取り付けている。1.33kg の重量制限をクリアーするために 1.26GHz のパッチアンテナの裏側をくり抜いている（図 2-20）。

図 2-20　底パネルの裏側

2.2　電力システム

FITSAT-1 の電力システムは 4 面の太陽電池パネル（図 2-21）、太陽電池の最大電力トラッカー、DC-DC-converter、単セルリチウムイオン電池、3 セル直列リチウムイオン電池（図 2-25）、フライトピン（図 2-22）、2 個の分離スイッチ（図 2-23）、電子スイッチ、ミッショ

ン終了ヒューズから構成される。フライトピンは放出直前に宇宙飛行士により引き抜かれ、電源が入る準備がなされる。フライトピンには普通に使われている DC プラグを利用している。フライトピン（DC プラグ）が単独で挿入されているときはすべての電源回路が切れている。フライトピンの代わりに DC5V プラグを挿すと電池が充電される。電池の充電状態はモニター端子（図 2-22）で監視することができる。

分離スイッチは衛星の底面の対角線上に２個取り付け、衛星が放出された時点でスイッチが入る。図 2-23 に示すようにマイクロスイッチをＬ型の真鍮レバーで押す構造になっている。この部分は角パイプの隅に取り付けられるが、角パイプとの隙間が少ないとアルミと

図 2-21　太陽電池パネル

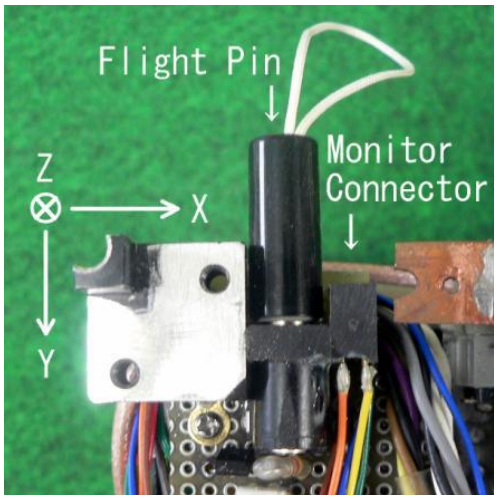


図 2-22　フライトピン

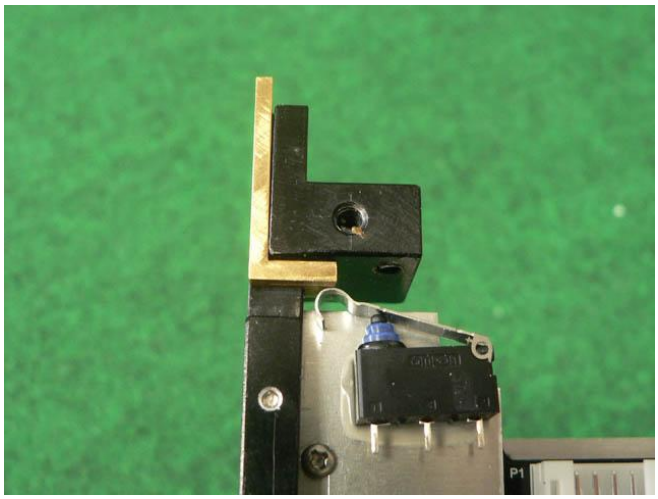


図 2-23　分離スイッチ

真鍮の熱膨張率の違いから摩擦で動かなくなる可能性がある。二つの分離スイッチが両方、ON になって初めて衛星に電源が入り動作を始めるので、直接、衛星の成功・失敗につながる非常に重要な部分である。地上試験では温度が－20 度～＋40 度で正しく動作することを確認した。

JAXA はすべての電源が 3 個の独立なスイッチ（2 個の分離スイッチとフライトピン）で切断されることを要求している。それも、必ずグラウンド側とソース側で切断されることが必要である。図 2-24 の電源回路のブロック図は電子スイッチを用いてこの条件を満足している。この 3 個のスイッチはすべて直列に入るので、太陽電池も単セル電池も 3 セル直列電池もこれらすべてのスイッチが ON にならない限り、電力を供給しない。単セル電池は衛星を制御しているコンピュータ、常時ビーコンを出している 437MHz-CWTX、地上からのコマンドをワッチする 437MHz-FMRX に電力を供給している。

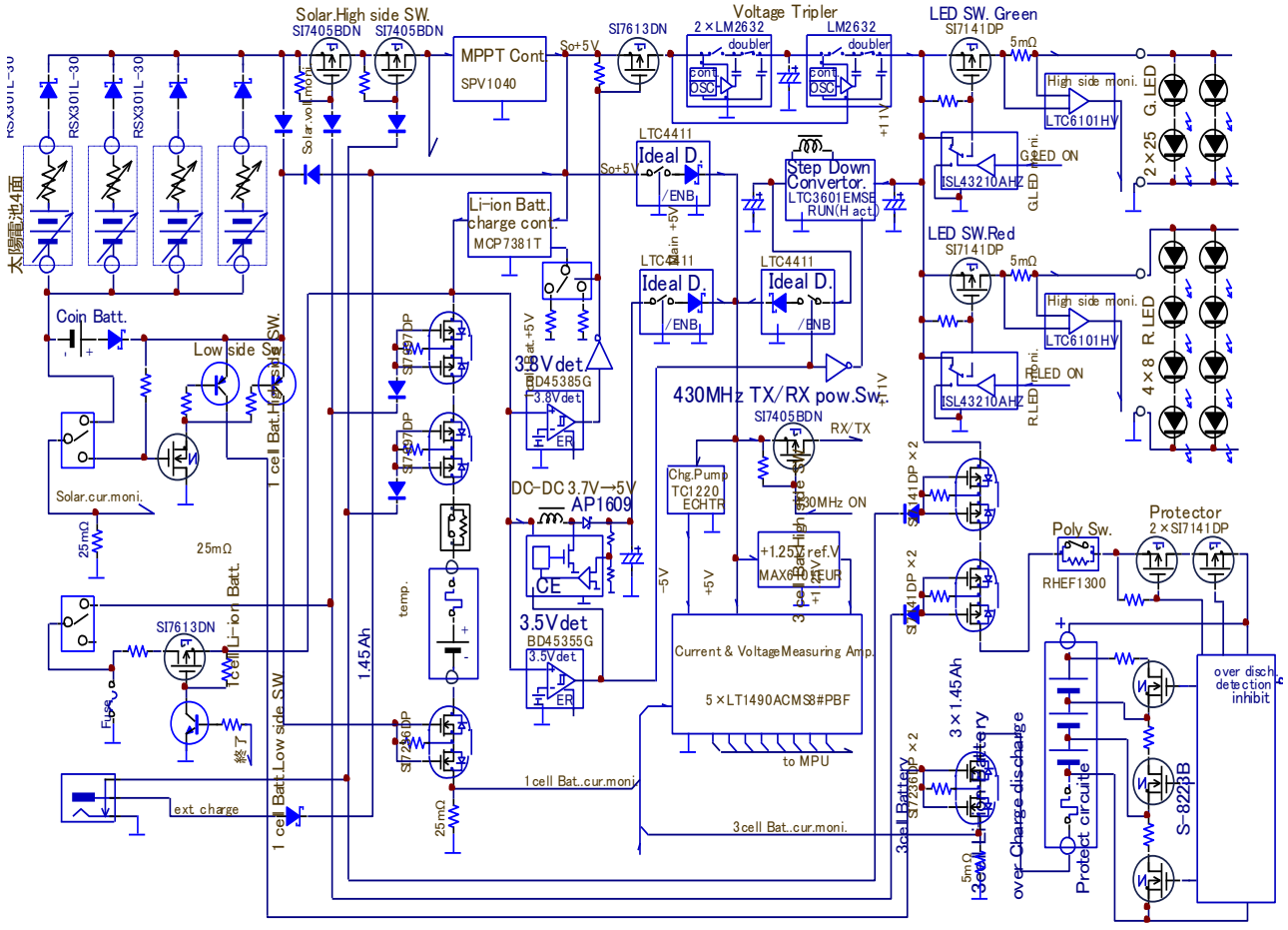


図 2-24　電源回路（ブロック図）

一方、3 セル直列電池は高速送信機 5.8GHz-TX と LED 発光実験に用いる。太陽電池は 4 個の側面（±X 面、±Y 面）に 2 枚のセルを直列にして貼りつけており、各面当たり最大で 2.3 W (4.74 V x 0.487 A)の電力を発生する。発生した電力は最大電力トラッカーMPPT を経て 5V 負荷への供給と単セル電池の充電に用いられる。単セル電池の電圧が 3.9V に達す

ると、充電電流を減らして 3 セル直列電池の充電を始める。単セル電池は衛星が日陰になったときに 5V 負荷の電力を供給する。5 V 系で一番消費電力が大きい負荷は 430 MHz のデータ用 FM 送信機である。単セル電池を昇圧する DC-DC コンバータは、小電流領域から大電流領域まですべてに亘り効率が良く、インダクタや整流器もロスが少ないものでなければならない。DC-DC Conv.の IC には Diodes Inc.社の AP1609 を使用した。

＋5V 電源系のソース合成は、電圧降下が生じるショットキーダイオードではなく、Linear technology 社の理想ダイオード IC、LTC4411（内部に FET を使用）を使用して、順方向電力ロスを減らしている。単セル電池や 3 セル直列電池への充電電流の切替制御や＋5V 系への供給切替制御は 1 セル電池の端子電圧モニター専用 IC（Rohm BD45 シリーズ）によりハード回路で行っている。

3 セル直列電池は充放電制御用の IC (SII S-8233BAFT)により、過充電、過放電から保護されている。単セル電池の電圧が 3.5V 以下になると、3 セル直列電池が 5V 負荷の電力を供給し始める。すなわち、5V 負荷の電力供給の優先順位は①太陽電池、②単セル電池、③3 セル直列電池となる。

単セルリチウムイオン電池と 3 セル直列リチウムイオン電池はすべて同じ規格の電池である。この電池は宇宙用の動作が保証されているタイプの物ではない。電動工具用の強放電対応のリチウムイオン電池（日立マクセル INR18650PB2G 型、端子電圧 3.7V、容量 1.45Ah, 最大電流 25A）を使用している。地上での試験では－15℃の環境温度でも強放電が可能で、0 気圧の下でも動作することを確認した。防爆弁には既に 1 気圧のバイアスが掛かる状態での使用となっている。いくら軽量のリチウムイオン電池とは言え、合計 4 個ともなるとかなりの重量となる。衛星の重心を構造的なセンターに持って行くために、これら電池も衛星の中心部に配置しなければならない。この 4 個の電池の内 3 セルは大電流（ピークで 25A 程度）が流れる。電池用の太い配線をあちらこちらに引き回したくないので、制御基板の裏面上に直接固定して搭載している。

3 セル直列リチウムイオン電池の負荷は 5.84 GHz の送信機と 2 台のカメラ、及び衛星前後の高出力 LED である。メイン電源の単セル電池が 3.9V まで充電されると、単セル電池の充電電流を減少させ、3 セル側の充電回路へ太陽電池の余剰電力を回す。MPPT の出力は＋5V しかないので、チャージポンプ IC.(LM2662)を 2 段直列に接続し 3 倍圧の電圧変換回路（電圧 2 倍回路 2 段で 4 倍し 1 倍分を引く）として、無負荷出力電圧＋15 V 弱に変換している。初段のチャージポンプ IC には次段の 1.5 倍の電流が流れるので 2 個並列とし計 3 個のチャージポンプ IC（LM2662）を使用している。

当初はこの出力電圧を、3 セル用 Li-ion 電池充電制御 IC を通して供給していたが、太陽電池の余剰電力が非力なため、3 セル側の充電電流は 60 mA 程度が最大となり充電制御回路の意味が無い。またチャージポンプ回路は等価内部抵抗が高く、重い負荷を引くと出力電圧は降下する。よってこの回路は使用せずに 3 倍出力電圧は単にダイオードを通して 3 セル電池に供給している。3 セル電池には、過電圧、過充電、過放電、バランス放電制御用の IC 回路を取り付けているので、そちらの方の回路で 3 セル電池が満充電状態になった場合には充電系は切り離され、電池を痛めたり破損させたりすることはない。 また 3 セル側の

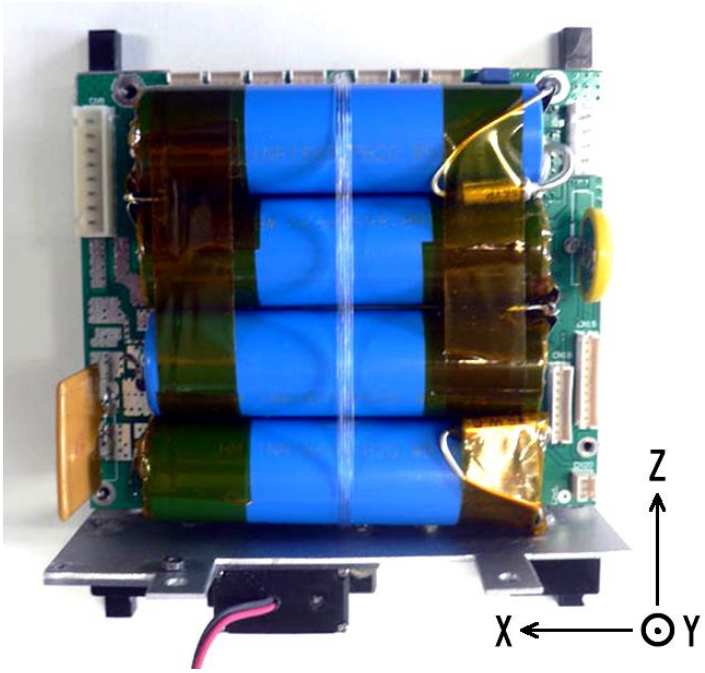


図 2-25　リチウムイオン電池

電池は＋5 V 系のバックアップ電源にも成っている。日陰時に＋5V を作っている単セルリチウム電池の端子電圧が 3.5V 以下になると、3 セル側電池を供給源とする降圧型 DC-DC コンバータが動作し＋5 V 系の電力を供給する。主として、単セル電池が不良に成った時のバックアップとして考えていた回路なので頻繁に動作するとは思えないが、使用する電流領域で高い変換効率を有する Linear technology 社製のステップダウン DC-DC コンバータ IC（LTC3601）と大き目のインダクタを使用している。実際の運用では、この回路は日陰時の 1 セル側電池容量不足の時（430MHz データ送信機が動作）には短時間働く時もあることが分かった。

各電池の流入/流出電流のモニターは Gnd 側のセンシング抵抗両端の電圧を増幅して観測するが、充電と放電では 0V を中心として正/負の電圧が発生する。よって、モニター回路では負側の電圧も扱わなければならないので、－5 V の電源を＋5 V ラインから反転型チャージポンプを使用して作っている。

太陽電池（AZURSPACE 社、宇宙用太陽電池、最大出力時の電圧 2.371V、電流 487mA）は、各面 2 枚直列接続し 4 面をショットキーダイオードで OR 合成している。各ショットキーダイオードでの電圧降下（約 0.3V 程度）がもったいないが、MPPT 制御 IC との電圧の関係で敢えて逆流防止にダイオードを使った。MPPT 制御の IC には ST Microelectronics 社の PV1040 を使用した。

2.3　通信と制御システム

2.3.1　通信システムの概要

図 2－26 は FITSAT-1 の通信システムを示す。通信システムはリモートコマンドに用いる 2 系統のアップリンクと 4 系統のダウンリンクから構成される。437MHz 帯のアップリ

ンクは 1200bps の AX.25 パケットを用いる。1.26GHz 帯のアップリンクは DTMF 信号を用いる。1.26GHz 帯は 437MHz のアンテナ展開に失敗したときのバックアップを想定したものである。

ダウンリンクの一つであるビーコンは 437.250MHz の CW で常時、衛星のテレメトリーを送信している。衛星内に蓄えたテレメトリーデータは 437.445MHz で 1200bps の AX.25 パケットで下ろす。衛星の 2 台のカメラで写した画像は 5.84GHz、115.2kbps の FSK で下ろす。他に衛星は LED 光を送信できるので、光まで入れると 4 系統のダウンリンクを持つことになる。表 2-2 に FITSAT-1 の無線モジュールをまとめている。

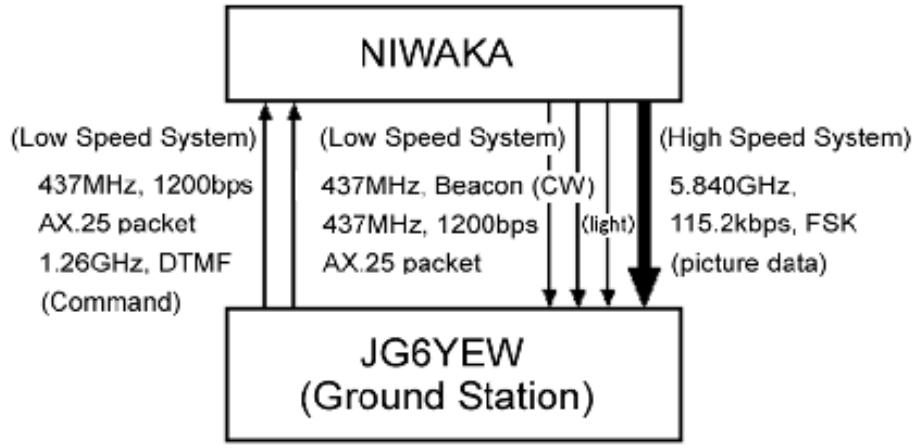


図 2-26　通信システム

表 2-2　FITSAT-1 の無線モジュール

Receiver	Freq.	Signal
430MHzRX	436-438MHz	1200bps, AX.25- packet (AFSK) / DTMF
1.2GHzRX	1260-1270MHz	DTMF

Transmitter	Freq.	Signal	Power
430MHzCWTX	437.250MHz	CW	100mW
430MHzFMTX	437.445MHz	1200bps,AX.25-packet (AFSK)	800mW
5.8GHzTX	5.840GHz	115.2kbps (FSK)	2W

2.3.2　制御システム

図 2-27 に通信システムと制御システムの関係を示している。リモートコマンドは 437MHz の 1200bps, AX25 パケットで送られてくる。437MHzFM-RX で受信され、TNC により解読され、シリアル信号で RX-CPU に送られる。RX-CPU はコマンドを実行するために、必要な信号をコマンドバスライン上に出力する。コマンドバスラインは CPU 間や周辺機器の間を結んでいる。実行結果は TX-CPU によりモニターされており、Acknowledge 信号を生成し、TNC で AX.25 パケットにして、437MHz- FMTX で送信する。

TX-CPU はリモートコマンドで指定されたセンサーや指定されたレートでテレメトリーデータをサンプリングする。RX-CPU がデータダウンロードコマンドを受信すると、コマンドバスラインに信号を出す。TX-CPU はこの信号を受け取り、蓄えたデータを TNC へ送る。TNC はこの信号を AX.25 パケットにして 437MHz-FMTX に送り、FMTX は 437.445MHz , 800mW の出力で地上に送信する。

1.26GHz の受信機 FM-RX もリモートコマンドを受信することができる。リモートコマンドは DTMF で送られてくる。DTMF デコーダーは 437MHz-FMRX からの DTMF 信号も解読することができ、437MHz の AX.25 の TNC が不調の場合のバックアップ系としても働く。DTMF 信号はバックアップ CPU で実行され、コマンドバスライン上に必要な信号が出力される。バックアップ CPU は 1.26GHzRX の基盤上に配置している。

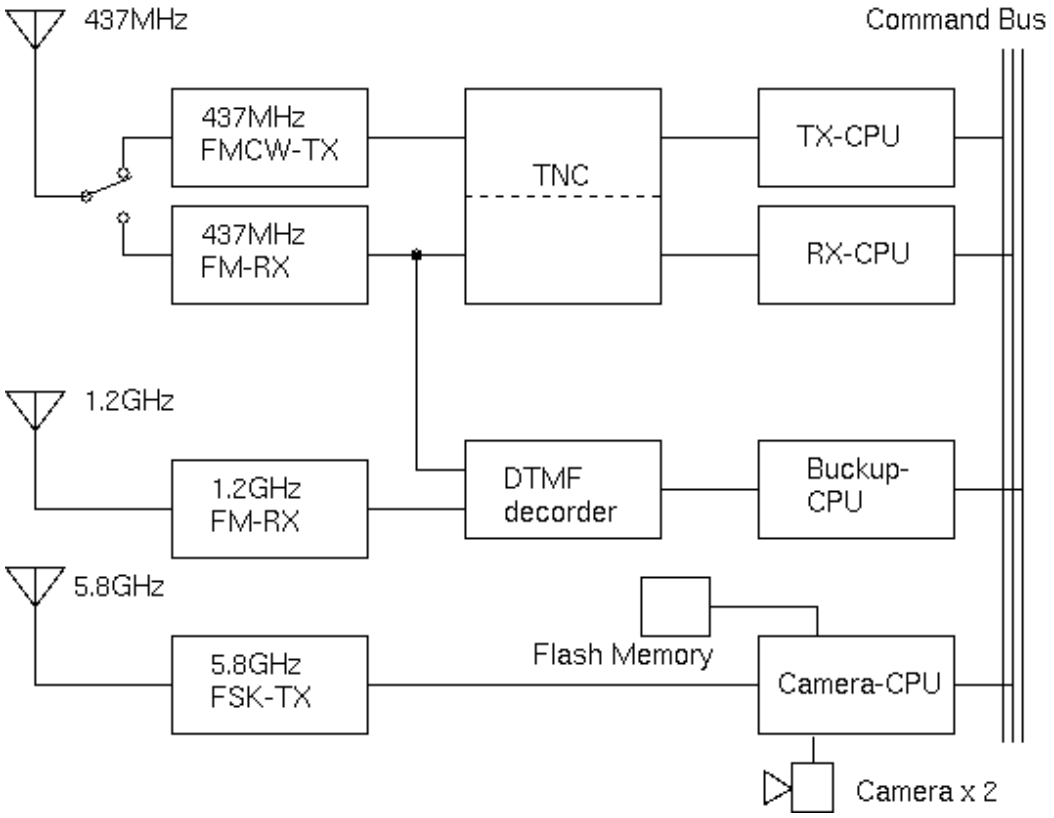


図 2-27　制御システム

2.3.3　437MHz 無線機

437MHz 帯の無線には製作時間を掛けたくなかったので、既に確立された技術をそのまま使った。430MHzRX には西無線の RXE430M-301A を、ビーコンとパケットの送出には同社の TXE430MFMCW-301A を使用した。パケットの生成と解読を行う TNC はアクセルスペース社の SATCOM HVU-301 を使用した。

新規に開発したのはアンテナ部分だけである。アンテナは衛星本体から約 17cm 外に出た

ホイップアンテナである。ダイポールアンテナとグランドプレーンアンテナの中間的な性質を示すと考えられる。全長 19cm のアンテナエレメントの下から約 2cm のとこで給電することで、マッチング回路なしにほぼインピーダンス整合を行うことができた。

2.3.4　1.26GHz 受信機

1.26GHz 帯のバックアップ用受信機は適当なものが見つからず新たに開発した。回路は PLL でローカル発信を制御する標準的なトリプルスーパーの狭帯域 FM 受信機である。受信感度を上げる為に狭帯域 IF（BW≒15ｋHz）構成となっている。1.26GHz の場合、衛星受信側でのドップラーシフト周波数が 430MHz 帯受信の場合より約 3 倍も大きくなるので余り狭帯域の受信機は好ましくないがやむを得ない。このため 1.26GHz バックアップ系のデータ変調は 2 値 FSK とせず敢えて DTMF トーン変調としている。DTMF 信号ではデータ転送速度は遅くなるが、少々復調波形が歪んでいても復調することができる。

1.26GHz 受信機の部分は最後に追加したので、衛星底面パネル（430MHz アンテナ、1.26GHz パッチアンテナ、32 個赤色 LED）の裏側の衛星内の隙間に組み込むことになった。それで、基板の形がそのスペースに合わせた形に成らざるを得なかった。アンテナが北半球に於いては地表を向かないが、半値角が大きな正面ゲインの低いパッチアンテナなので送信側でしっかりビームを絞り込むと北側のパスでコマンドが通る。1,26GHz の送信コマンドでは 430MHz アンテナの再展開命令の他、430MHz 帯と同じリモートコマンド（データ計測・伝送、写真撮影・電送等）を衛星に送れるが、バックアップ用なので遅延時間の機能は省略している。

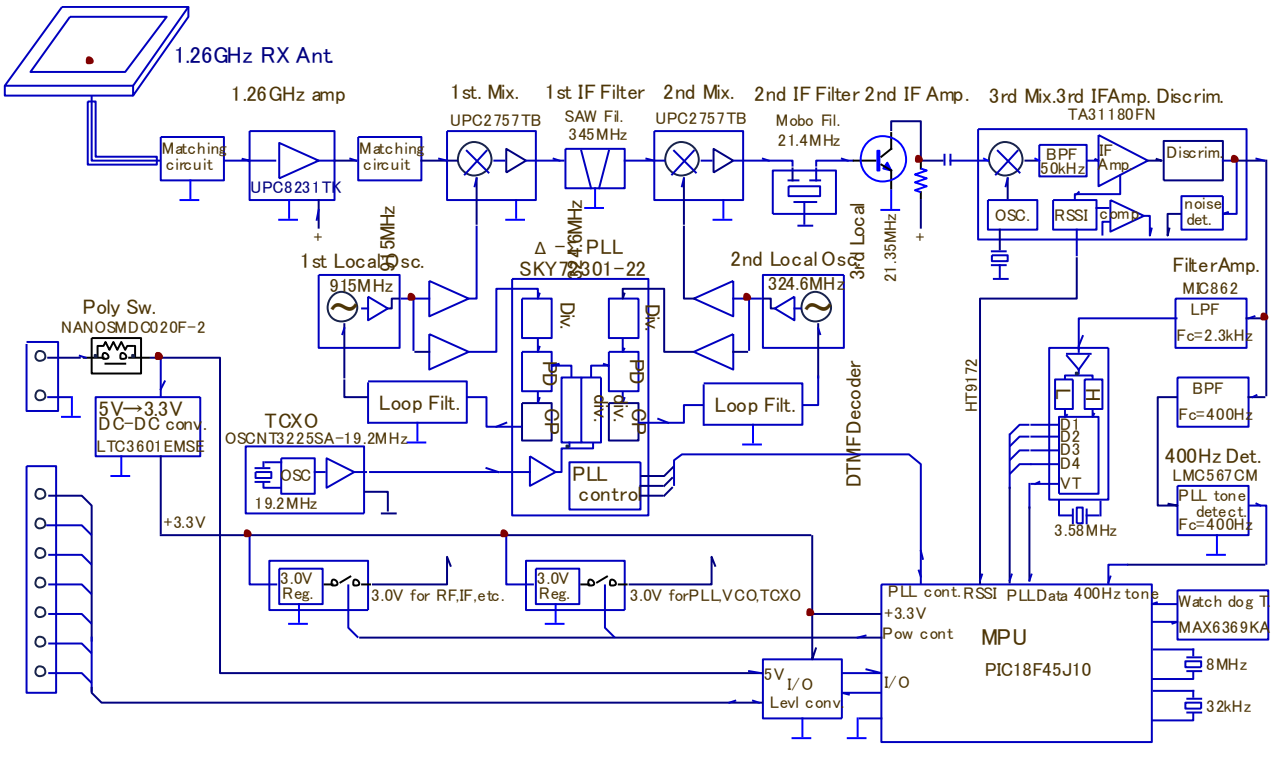


図 2-28　1.26GHz 受信機

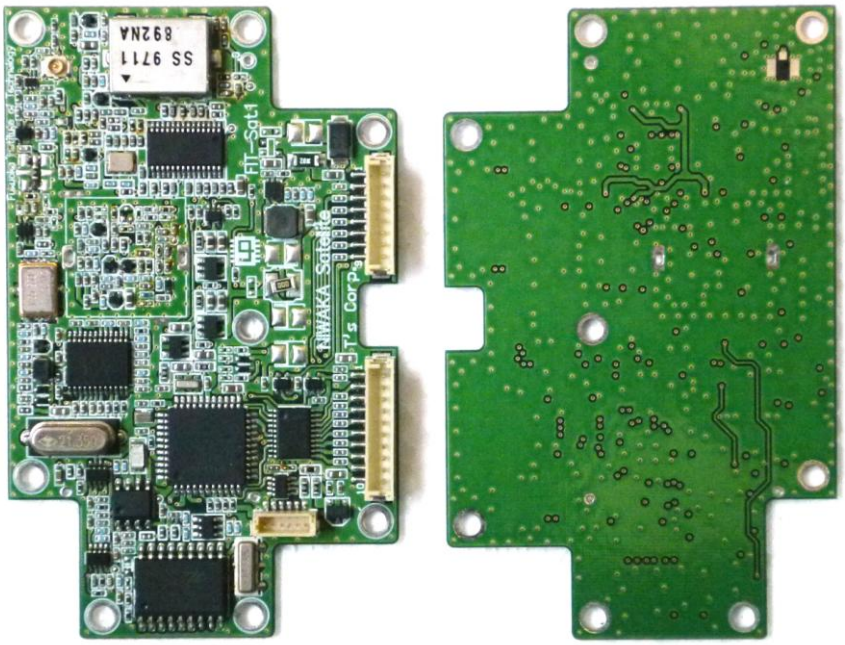


図 2-29　1.26GHz-RX 基板（LP 社）

2.4　ミッション機器 1（5.84GHz 送信機）

2.4.1　高速送信モジュール

FITSAT-1 のメインミッションは 5.84GHz のおける 115.2kbps 高速通信の実証実験である。5.84GHz 送信モジュールは 2007 年度の科学技術振興機構の費用で既に開発していたが、10cm のキューブサットよりも大きな衛星を想定していたので、サイズが合わず、再度開発することになった。図 2－30 に新たに開発した 5.84GHz, 115.2kbps 高速送信モジュールを示す。

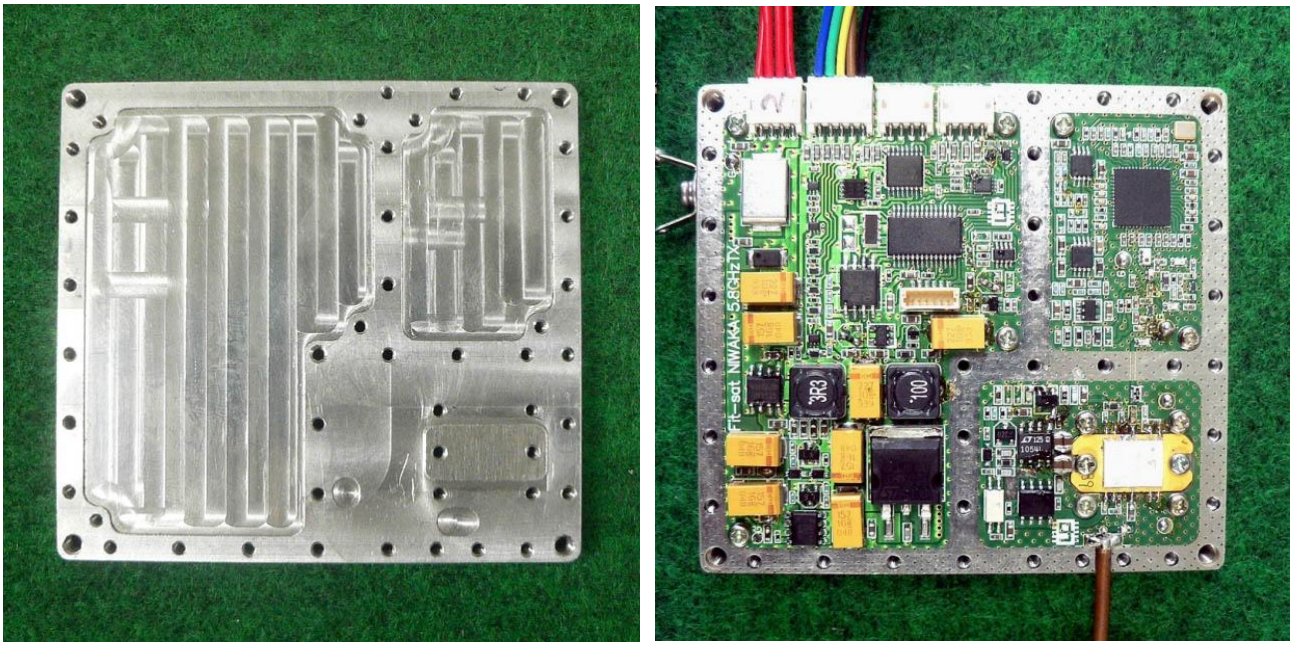


図 2-30　5.84GHz, 115.2kbps 高速送信モジュール（LP 社）

5.84GHz-TX モジュールはアルミ製の放熱ブロックと一体構造に作っているので、部品の中で一番重量が重くなる。衛星の重心は物理的中心から半径 1 cm に来ることが要求されているので、この 5.84GHz 無線ユニットが筐体の中央部に来る位置でパッチアンテナの給電部が外に出る必要がある。5.84GHz では電波法の関係で端子高周波出力は 2 W に制限されている。これに対して必要な入力電力は 11V 時印加で約 1.5A 程度になるので、5.84GHz-TX モジュールは 15W 近く発熱することになる。真空中で使用するので地上と異なり、対流による放熱はない。このため、放熱器兼用のユニットケースは少しでも厚みのあるアルミ切削箱としたかったが、10cm キューブサットの寸法制約と重量制限のため、妥協せざるを得ない。構造的には最大発熱部の GaAS MMIC パワーモジュール IC を放熱器兼用のアルミ切削加工のケース下部に直付けし、その上に回路基板をサンドイッチの中身として固定して置き、さらにアルミ切削の上部蓋を纏めて締め付けると言う構造にした。基板はサイズの制約のために高密度化を計らねばならないので、4 層基板とし、PPE 樹脂系高周波用基板、利昌工業の CS-3376B（誘電率 3.4）の 1 mm 厚材を使用した。

GaAs 直下の放熱板の厚みは 10mm 欲しかったが、重量制限のため 7mm しかとれていない。地上での周囲温度 25℃でのモジュール単体での連続送信実験では、やはり放熱器体積の不足で 15 分以上連続送信すると動作が怪しくなる。実際の使用では 20 枚の VGA 画像を 2～3 分で送ることができる。モジュールを直接組みつけられる前面パネルは LED の放熱器のアルミ板であるので、組み立て状態では実質放熱器の増加となる。高出力 LED の発光と 5.84GHz の送信は同時に行われることはないのでお互いに放熱器として働くが、宇宙では対流による放熱はない。本当は宇宙環境の実験室で、じっくり検討すべき課題であるが、日程がとれないので、一画像送信毎に 5 秒の熱拡散のための休止期間を入れ、放熱余裕度を上げることにした。

撮影用のカメラはサイレントシステム社の JPEG カメラ C1098 型を南北を向く±Z 面に各 1 個配置している。撮影データは 5.8GHz 送信機モジュール内蔵の Flash メモリに取り込み蓄積する。

基板サイズに余裕がないので、回路構成を可能な限り簡素化しなければならない。そこで PLL 制御の 5.8GHz の原発振部及びバッファアンプ部には、信号純度（C/N）の点では余り好ましくはないが、5GHz 帯ワイアレス LAN 用無線 IC の送信部（VCO＋RF.Amp）を流用させてもらうこととした。 受信部や位相変調部は使用しない。この後にドライバーAmp の MMIC を置き、GaAs の MMIC PA.を経て Ant 端で 2 W（33dBm）の RF 出力を得ている。

2.4.2 5.84GHz 発振、FSK 変調部

5.84GHz 送信機の電波の変調方式は単純な 2 値 FSK（NRZ）で、伝送速度は 115.2kbps である。この速度ならば、画像の密度にもよるが VGA（640×480）の Jpeg 圧縮画像なら複雑な画像でも 6 秒/1 枚程度で伝送できる。FSK の周波数偏移は±50 k Hz 程度である。

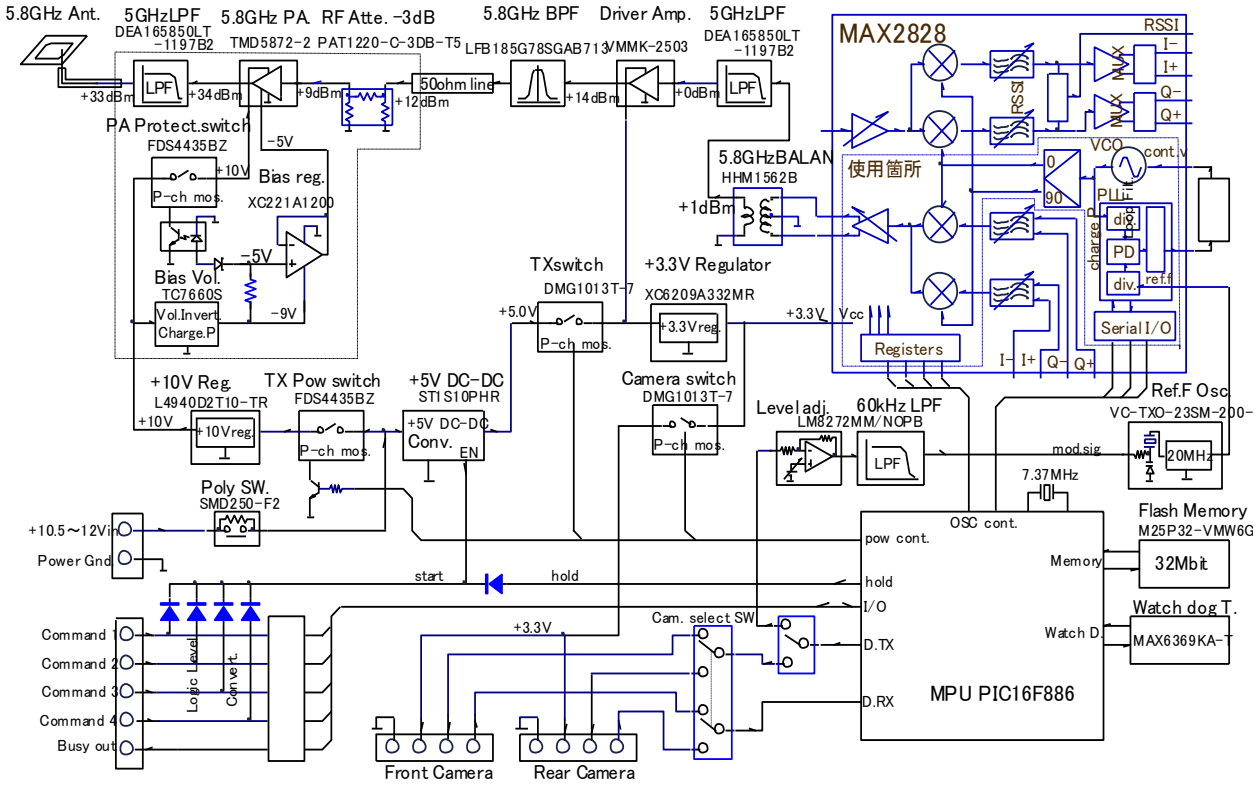


図 2-31　5.84GHz, 115.2kbps 高速送信モジュール（ブロック図）

115.2kbps は正弦波換算なら 57.6kHz 相当なので、FM の変調指数はｍ＝0.9 弱となる。また送信機側の VCO や受信機ローカル側の VCO の残留 FM 成分と受信機側の IF 帯域幅（感度）から考えて偏移をこの程度にしている。

回路構成を簡素化するため発振部には、無線 LAN802.11a 用の市販で入手可能な送受用 LSI（MAX2828）を使用し、5.8GHz 帯の使用が保証されている。受信部分は当然使用していない。また、内部の I－Q 変調部も使用しないので入力ポートを Pull-up と Pull-down して固定している。すなわち、内部の VCO と PLL とパワーアンプ部だけを使っている。この LSI は出力がソフトで可変できるのでパワーの合わせ込みには便利である。LSI の企画書では最大出力が－6 dBm 程度となっているが、シングルキャリア出力でバラン後では 1 dBm 以上は出ているようである。

FSK 変調は､PLL の基準発振周波数を振る事により DC より掛かる FM 変調としている。この IC の PLL は比較周波数が 20 MHz と高いので、PLL の電圧制御 LPF ラインを振る方式では低域の周波数領域まで変調を掛けられない。基板上では VCO のコントロール電圧ラインにも同時に変調を掛けられるパターンとしたが、今回の定数設定では 57.6 k Hz（115.2kbps 相当）付近の周波数までは、基準周波数側だけの変調で問題なかった。基準周波数の発振は 20 MHz の VCTCXO（VC-TXO-23SM-200-B）である。周波数の温度安定度は－30℃～＋70℃で±2.5 ppm なので、5.84 GHz では±14.6kHz 相当である。この値は、周波数偏倚±50 kHz に比べれば決して小さな値とは言えないが実際の使用温度範囲はもっと

狭いと考えられる。また、ドップラーシフトによる周波数移動の方がは遥かに大きくなる。外部コントロール電圧による周波数可変幅は規格では、VC の端子電圧可変 1 .5V±1.0V で±9～±15ppm となっている。最悪の± 9 ppm としても、5.84 GHz では≒52.6 kHz となるので、目標の±50 kHz の偏移は行けそうである。しかし実際の所、外部コントロール電圧による周波数の変化はリニアリティは保証されていない。当然、規格値近くの電圧まで振らすと 1.5V より＋側と－側では変化電圧幅に対する周波数の動きの差が無視できなくなる。本来ならば、逆歪みアンプを通して変調を掛けてトータル的に補正すべきだが、オーディオでは無い単なる NRZ 信号なので、回路の簡素化の為そのまま変調を VCTCXO の Vc 端子に加えた。よって変調スペクトラムが非対称になっている。

変調信号はVCTCXO の Vc 端子で 2 Vpp 程度必要となる。一方マイコンの方は 3.3 Vpp 出力（ゲート IC を介した）なので、減衰アンプと LPF の OP-Amp(LM8272MM)を介してゲイン及びバイアス電圧合わせと波形整形（Hi-cut）を行い Vc 端子に供給している。LPF は本来ならば、矩形波入力なので 4 段程度のベッセルフィルターにしたかったが、スペースが足りなくなりバターワースの 2 段と切れが悪いフィルタにした。本来ならば 99 %の OBW(占有帯域幅)は、2×(57.6+50) kH≒235 kHz 程度に収まってほしかったが、実際は 99%の OBW が≒415 kHz と広がってしまった。これは、LPF の性能にも問題はあるが、一番の原因は VCO の C/N が余り良くない点にある。アマチュア無線の帯域周波数内での使用と近傍に妨害を与える局もないので、何とか認めてもらえた。これでも、受信側の帯域幅 280 kHz で十分に問題なく復調できている。

図 2-32　5.84GHz スペクトラム

2.4.3　5.84GHz ドライブ段及びファイナル段

LSI 内部の VCO を使用した PLL なのでキャリアの C/N はよくないが、水晶発振の逓倍方式に比べ簡単にでき、スプリアス成分が少ない。5.8GHz までなら何とか集中定数の部品で回路が構成でき、BPF や LPF 等も 802.11a の部品や ETC 用の部品が使える。従って、

分布定数回路らしいところはドライバー・PA 間の接続伝送線路の部分だけである。

802.11a の TX の平衡出力はバラン（HHM1562B）で不平衡に変換する。その出力は、5.45GHz 用の LPF(DEA165850LT-1197B2) を通してドライバーアンプ Avago 社の VMMK-2503 に入る。この石は 12GHz まで使用できる５V 動作の GaAs の MMIC である。電流は 5V で 65mA も流れるが 、6GHz 付近での OP1dB は 17 dBm と高く、また Gain も 14 dB 程度とれる。よって、0 dBm 程度で押せば 14 dBm 程度になるので、途中でのロスを入れてもファイナル段 IC での必要入力（≒ 9 dBm）の増幅には十分となる。このアンプの出力は 5.79 GHz 用 BPF（ＬＦB185G78SGAB713）を通して 50 オームの伝送線路で PA 段に送られる。

PA 段ではこの信号を 3 dB att パッド（PAT1220-C-3DB-T5）で受ける。5.84 GHz のファイナルに使用している東芝の MMIC TMD5872-2 は、公表されているまともなアプリケーションマニュアルはない。一応スペックシートでは、5.8～7 GHz となっているので 5.84 GHz には使える。スペックによると、何 GHz での動作かは判らないが、PO1dB 出力は Typ.34 dBm（2.5W）でその時のゲインが min.25 dB, Typ.28 dB となっている。規格の下側バンドエッジでの使用なので条件は Typ.よりは少し悪くなると思われる。何れにせよ、入力の電力制限は 10 dBm である。9 dBm で押せば、34 dBm(2.5W)は出ることになる。

この IC には NC ピンが 6 本出ている。スペックシートにこのピンの処理の注意書きが無かったので、Gnd.に落として使っている。又、－５V のバイアスライン（VGG）の流入電流もスペックシートに表記されていない。バイアスならたいした電流も流れないだろうと考えて負電圧は、ドレイン用の＋10V を反転型チャージポンプで－10V に変換し、その出力を普通の OP-Amp と約－5V の電圧基準で安定化して加えたら、OP-Amp の出力電流容量が不足し、OP-Amp を電流容量の大きな物に変える必要が生じた。スペックシートには何も書かれていないが、一応、バイアスが存在しない限りは Vdd に電圧が出ない対策を回路上している。このため、パワーMMIC の Vdd に＋10V を加えるラインの途中にスイッチング用の P-ch FET が入っている。この MMIC.は値段が高く、非常に壊れやすい石である。検討で何個も壊してしまった。

破壊に対する負荷の VSWR の許容範囲も狭いようなので、VSWR の高い、いい加減なアンテナは負荷として使えない。この段の出力は、5.45 GHz 用の LPF (DEA165850 LT-1197B2)を通して、≒0.5 dB 程度ロスして パッチアンテナへのセミリジッドに供給される。この LPF の出力点で出力が、2W（34 dBm）と成るように、Max2828 の内部レジスターの値をソフトで変えて調整する。ここで、LPF の公称カットオフ値が 5.45 GHz と 5.84 GHz より低くなっているが、そのほど切れ味の良い LPF ではないので問題はない。

2.4.4 5.84GHz マイコン制御回路及び外部インターフェース回路

信頼性を高めるために 5.84GHz の送信機とカメラ制御部､画像メモリーは 5.84GHz モジュール内で完結した回路構成になっている。つまり、仮に故障しても衛星の他の機能に悪影響を与えないように、また制御コマンドや動作は可能な限り単純にしている。供給電源はメインの 1 セル電池の＋5V 系では無く、3 セル電池の出力をそのまま使用する。万が一回路

の内部がショートをした時にLEDミッションに使う3セル電池を放電させない様に送信モジュールの電源入力系にはポリスイッチを入れている。また供給電圧が規定レベルより低下した場合にはこのモジュールの動作を止める。

制御も可能な限りハードによるものとし、マイコンソフトによる制御はPLLの設定やカメラのデータのメモリー制御など必要最低限としている。通常、回路は電源OFFとし、制御入力コマンドが来た時にのみモジュールの電源が立ち上がる。一連の作業が終われば自殺（モジュールの電源を切る）し、スタンバイ状態（電源完全 OFF）に戻る。つまりコマンドが来る毎にマイコンは其の都度起動されることになる。

通常電源OFF状態でモジュールの3本の制御入力ポート内の何れかに約0.2秒以上のHレベルの信号が来れば、電源がONとなり、その指定された動作を開始し終了後にOFF状態に戻る。動作中は、他の一切の動作を受け付けない。よって、動作中はモジュールからBusy信号（H）が出続ける。入力が3ポートあるので7種類のコマンドを設定できるが最終的には、動作を簡素化するために僅か2種類のみとなった。つまり、撮影のコマンドが来たら前後のカメラを5秒ごと交互に撮影し、各10枚、合計20枚の画像を外部メモリーに蓄積することと、送信コマンドが来たら、送信機を動作させ20枚のデータを順次送出するだけにした。何れかの入力ポートにHレベルが来れば、それで＋5V変換のDC-DCコンバータが起動し、マイコンに＋3.3Vが印加され起き上がる。マイコンはどの入力ポートがHレベルであるかを確認すると共に、入力が無くなってもDC-DCコンバータが動作を続けるようHoldする。BusyをHにして所定の処理動作を行い、その後Holdを解除してOFF状態に戻る。よってコマンドから何分後に実動作に入るか等のタイマー機能は、メイン制御側が持つ事となっている。

衛星は制御地上局（日本）の上空に来た時しか430MHz帯の無線制御コマンドを受信する事は出来ない。一方、写真撮影やLEDフラッシュ及び写真データ送信は衛星軌道上の任意の場所で行う。よって、地上局からの制御コマンドには実行遅延時間の設定（衛星側の受信機がコマンドを受けて何時間何分何秒後に実行させるか）が付加されている。遅延時間の設定は衛星の430MHz帯受信のみとし、バックアップ系の1.26GHz帯受信は省略した。

各制御コマンドラインは、既製品の430MHz送受信機やTNCを使用した関係で5Vの論理レベルとなっている。一方.5.84GHzのユニットの制御は3.3V動作なのでI/O部で論理レベルの変換を行っている。制御用のマイコンはPICの16F886を使用している。本当はもっと能力の高いマイコンを使うべきだったが、たいした制御もしないと思われたので（PLLの周波数設定とカメラの制御及び外付けフラッシュメモリの制御）格安のマイコンを使用したが、RAM領域用量が少なく、Jpegカメラのデータのバッファとして使用することはできない。それで、カメラからの画像データは32Mbitのフラッシュメモリ（M25P32-VMG6G）に蓄えている。Jpegデータ20枚用としては余裕が有りすぎる。これは当初、過去の撮影データも保存して置こうと考えていたからであるが、最終的にコマンド簡素化のため、シャッターコマンドはメモリーに上書きすることにした。このため新たなシャッターコマンドを切ると過去のデータはすべて消去される。マイコンは動作の都度リセットされるが、マイコン制御による自殺回路が働くことが条件である。よって安全のため、ソ

フトによる Watch Dog と外付け IC（MAX6369KA+T）による Watch Dog タイマーを加えている。

マイコンのクロックは通信速度（対カメラ間及び変調）との関係で、7.37MHz のセラロック（PBC7.37MR50X000）を使用している。 この MPU はシリアル通信ポートが 1 組しかない。カメラとの画像データ通信及び変調器へのデータ送出はアナログ SW-IC (XC74WL4053SR)を使用して切替る。また 2 台のカメラの動作切替えもアナログ IC (TC74LVX4053)にて行っている。なおソフトの書き換えは、衛星の組み立て状態ではできず、モジュールの蓋を開けて基板上のソフト書き込み用 1mm ピッチ SH コネクターで行なう。

2.5 ミッション機器２（LED パネル）

図 2－33、34 に示すように衛星の上面（+Z 面）は定格 3W の緑色 LED を 2 個直列にして 25 組、計 50 個を取り付けている。緑色 LED にはパルスで 20A 以上の電流が流れ 200W 以上の電力で光らせる。

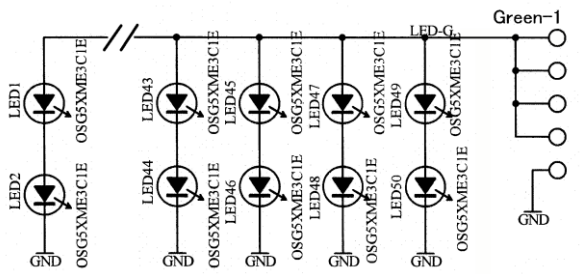


図 2-33　緑色 LED 回路

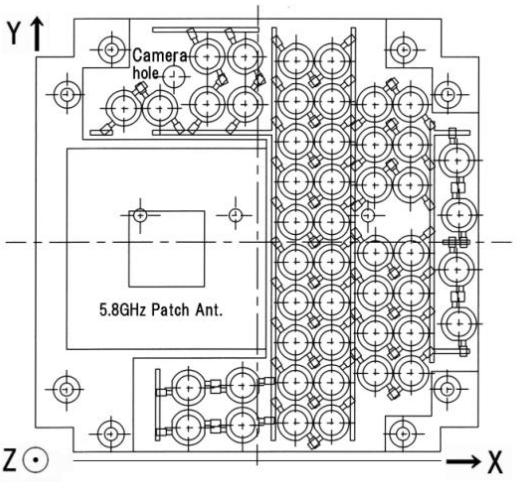


図 2-34　緑色 LED パネル

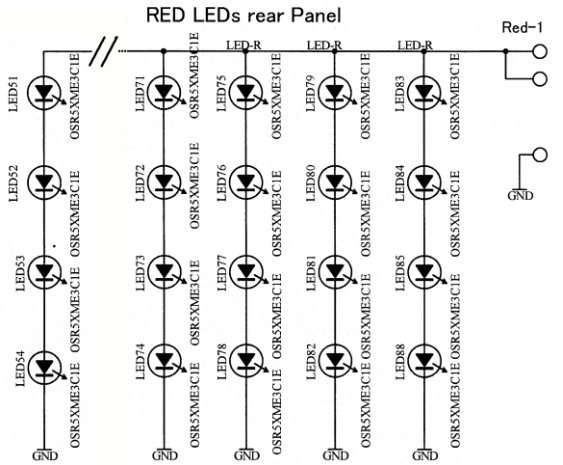


図 2-35　赤色 LED 回路

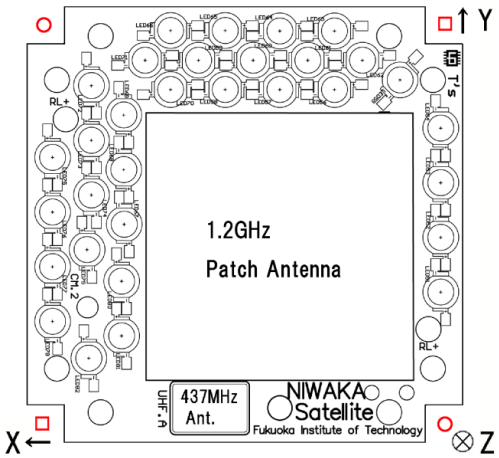


図 2-36　赤色 LED パネル

底面(−Z 面)には定格 3W の赤色 LED を 4 個直列にして、8 組、計 32 個を取り付けている。赤色 LED はパルスで、120W 程度の電力で光らせ、光らせるモードは二つ用意している。微弱光検出モードはデューティー比 30%の 10Hz の信号をさらにデューティー比 50%、5kHz の信号で変調している。従って緑色 LED の平均電力は 200 × 0.3 × 0.5 ＝ 30W 程度になる。実測では点灯の初期 30W、2 分後の終期 50W となった。一方、赤色 LED は 18W 程度になる。微弱光検出モードは地上で望遠鏡に装着した光電子増倍管で電気信号を取り出すことを想定している。5kHz のフィルターを通すことで、雑音を除去し信号のみを取り出す。モールスコードモードは LED をモールスコードで点滅させる。モールスコードはさらに 1kHz の信号で変調しており、電気信号に変換し、オーディオアンプに繋げばそのままモールス音が得られる。

2.6　軌道と姿勢制御

国際宇宙ステーション（ISS）の軌道は赤道に対して 51.6 度傾いている。ISS から放出されるので、FITSAT-1 はほとんど同じ軌道を回ると考えられる。従って、FITSAT-1 は北緯 51.6 度から南緯 51.6 度の間を行き来することになる。FITSAT-1 は永久磁石を搭載しているので、方位磁針のように上面（＋Z 面）が常に磁北を指す。上面には 5.84GHz のパッチアンテナと緑 LED パネル、前カメラのレンズ穴がある。福岡では地磁気の磁力線が 47.5 度で地中に入っているので、福岡の南 47.5 度を通過するときは、5.84GHz のマイクロ波のビームも緑 LED のビームも前カメラも福岡に向くことになる。図 2−37 に地磁気と衛星の姿勢の関係を示している。点線で示す軌道上の太線部を通過する 3 分間の間に 5.8GHz のマイクロ波の受信と緑色 LED 点灯の実験をやるのが良いと考えられる。

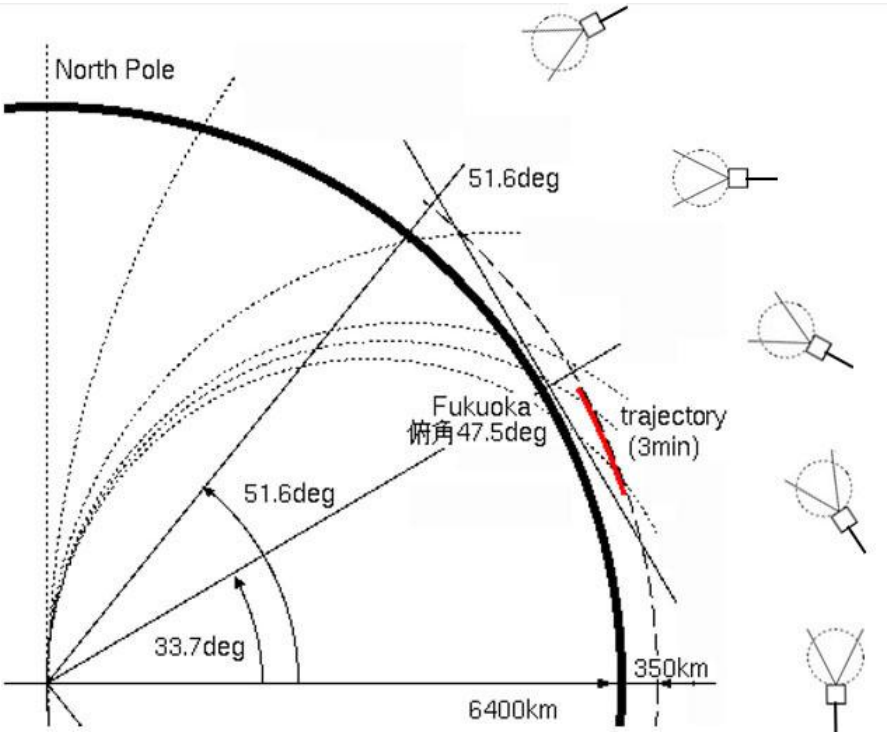


図 2-37　衛星の軌道と姿勢

一方、437MHz のアンテナは衛星の底面から尻尾のように伸びるので、常に磁力線に沿う形になる。南側のパスではアンテナを軸方向から眺めることになり、アンテナの利得が下がる。一方、北側のパスではアンテナが垂直に立つので、アンテナの利得が大きくなる。すなわち、北半球では南側のパスは 5.84GHz のマイクロ波の実験と緑色 LED の点灯の実験によく、北側のパスは 437MHz のコマンド設定や蓄えたテレメトリーデータのダウンロードに向く。1.26GHz のバックアップ系は北半球では地表を向かず、アンテナの利得が低くなるが、北側のパスでは少しアンテナの利得が得られる。事実、北側のパスでは DTMF コマンドが通ることが確認できた。

南半球ではこの関係が反転する。磁南を向く底面（－Z 面）には赤色 LED パネル、1.26GHz パッチアンテナ、後カメラのレンズ穴、437MHz のアンテナ展開穴がある。5.84GHz の実験はアンテナが宇宙を向くので行えないが、赤色 LED は地上を向くので実験を行える。1.26GHz のバックアップ系は地表を向くのでアンテナの利得が大きくなる。すなわち、南半球では北側のパスは赤色 LED の点灯の実験によく、南側のパスは 437MHz のコマンド設定や蓄えたテレメトリーデータのダウンロードに向く。

衛星には直径 20ｍｍ、長さ 5ｍｍ、表面磁束密度 0.3T（実測値）のネオジウム磁石を取り付けている。地磁気との相互作用により発生するモーメントによる復元力のため振動が起こることが考えられる。周期は、振動の角度が十分小さく線形近似が可能な場合、約 36 秒と算出された。ただし衛星の慣性モーメントは全質量 1.3kg が 10cm 立方の空間に均一に分布しているとして計算した。振れ角 120 度（全角 240 度）に対しては非線形効果により周期が伸びて 54 秒となった。実測では振れ角 90 度（全角 180 度）のとき 50 秒程になった。

地磁気により衛星の外板に発生する渦電流による減衰の時定数は、外板を 1.5ｍｍ厚のアルミニウムとしたとき、振動の角度が十分小さく線形近似が可能な場合、約 37 日となった。

2.7　熱設計

2.7.1 宇宙空間での熱の釣り合い

宇宙空間での衛星の各部分の温度がどのような値になっているかを予測することは、衛星を安全に運用する上で大切な問題である。我々は、後で述べる熱真空試験に先立ち、衛星とそれを取り巻く環境（太陽、地球、宇宙）の熱のやり取りを表す簡単なモデルを作り、衛星の各部の温度の予測を数値解析により行った。

宇宙空間での衛星の熱のやり取りについて考える。宇宙空間での熱のやり取りは輻射によって行われる。熱のやり取りは以下の①～⑤について考えた。

① 太陽光による熱入力
② 地球からの太陽光の跳ね返り（アルベド）による熱入力
③ 地球赤外線放射による熱入力
④ 衛星から宇宙空間への熱放射
⑤ 衛星内での熱のやり取り

①の太陽光輻射による熱エネルギーQ_s［J］は、

$$Q_s = \alpha_s E_s A \qquad (2-1)$$

と表せる。α_s［ - ］は太陽光吸収率であり，太陽光が入射する面の材質によって決まる。E_s［W/m²］は太陽定数、A［m²］は衛星の外部パネル 1 枚の表面積である。

②のアルベドは、地球に入射した太陽光の 1 部が雲や地球の表面によって跳ね返ってきたものである。このアルベドによる熱エネルギーQ_a［J］は、

$$Q_a = a\alpha_s E_s A \qquad (2-2)$$

となる。a［ - ］はアルベド係数であり、地球からの跳ね返りの割合を示し、平均値として $a = 0.3$ を用いた。

③の地球赤外線放射による熱エネルギーQ_e［J］を式で表すと、

$$Q_e = \varepsilon_e E_e A \qquad (2-3)$$

となる。ε_e［ - ］は赤外線吸収率を表し、入射する衛星表面の材質によって変化する。E_s［W/m²］は地球の放射エネルギー密度を示す。

④の衛星から宇宙空間へ放射する熱エネルギーQ_{out}［J］は、ステファン・ボルツマンの法則より、

$$Q_{\mathrm{out}} = \sigma \varepsilon A T^4 \qquad (2-4)$$

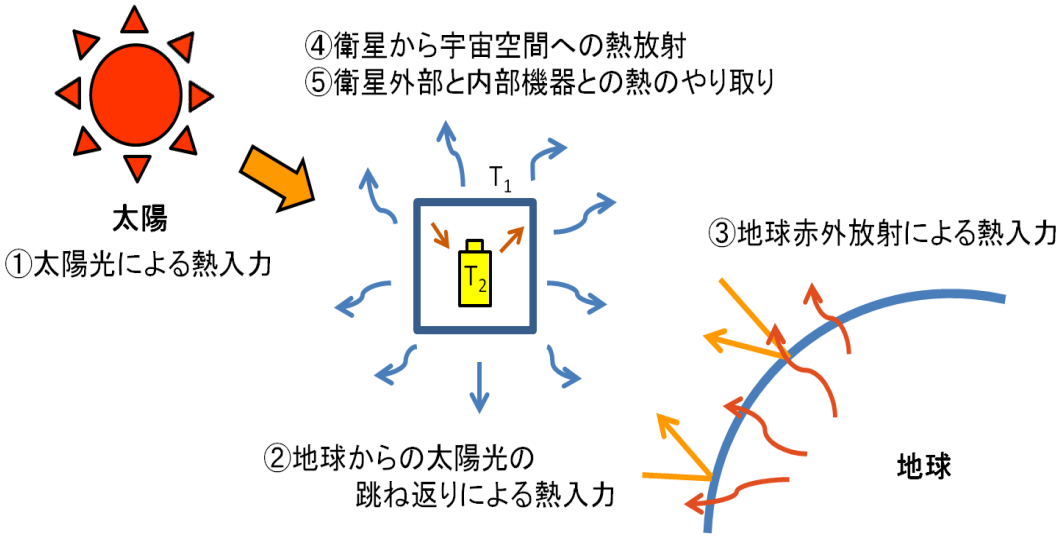


図 2-38　宇宙空間での衛星の熱のやり取り

で与えられる。σ［W/(m²・K⁴)］はステファン・ボルツマン定数であり、ε［-］は熱放射率、T［K］は絶対温度を示す。

⑤の衛星の内部の熱のやり取りについては、以下のように考えた。衛星の熱が比較的一様と考えられる部分をひとまとめにし、内心部と外側部に分け、内心部を電池、外側部をそれ以外の部分（外板部と内部機器を含む部分）とした。外側部の温度を T_1［K］、内心部の温度を T_2［K］とした。内心部の表面積を S［m²］、中心部の放射係数をε_{SAT}とすると、外側部から内心部へ熱放射で伝わるエネルギーは、

$$Q_{SAT1} = \sigma \varepsilon_{SAT} S \ (T_1^4 - T_2^4) \qquad (2-5)$$

と表せる。外側部と内心部は熱伝導的にはほぼ隔離されているため、熱伝導によるエネルギーのやり取りはないとして考えた。

2.7.2　放射係数の計算

衛星の部位は図 2-39 に示すように 7 つの部位に分けて考えた。

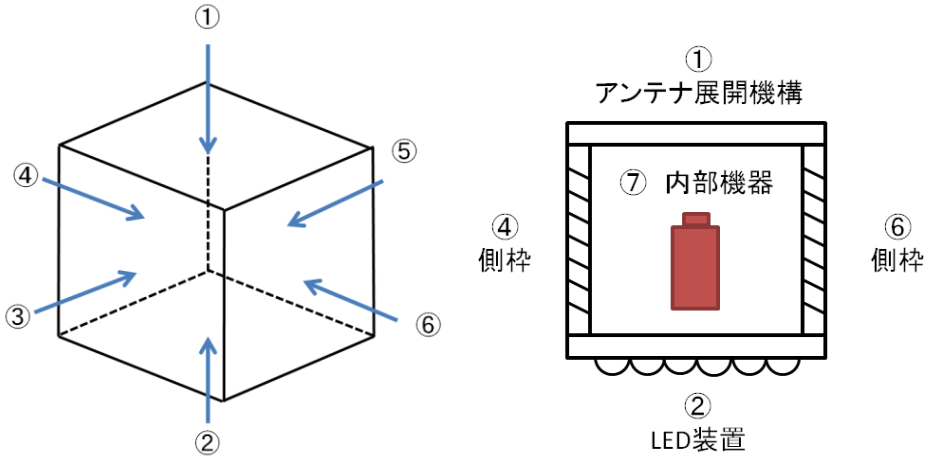


図 2-39　衛星の各部位の名称

各部位の寸法を表 2-3 に、各種材料の太陽光吸収率と赤外線放射係数を表 2-4 に示す。

表 2-3　衛星外部の寸法

部位の番号	アルミの面積［mm²］	太陽電池の面積［mm²］	アンテナの面積［mm²］	LED の面積［mm²］
①	8400	0	1600	0
②	0	0	1600	8400
③	4000	6000	0	0
④	4000	6000	0	0
⑤	4000	6000	0	0
⑥	4000	6000	0	0

表 2-4　太陽光吸収率と赤外線放射係数

材質名	太陽光吸収率　α［-］	熱放射率 ε［-］
アルミ （クロアルマイト加工）	0.67	0.82
太陽電池	0.91	0.88
アンテナ （テフロン）	0.14	0.65
LED	0.2 または 0.8	0.8 または 0.2
内部機器 （バッテリー）	1	1

※LED の太陽光吸収率・放射率の数値は確定できなかったため 2：8 の割合にした.

2.7.3　衛星温度の計算

計算では、衛星外部の温度 T_1[℃]と内部機器の温度 T_2[℃]を変数とした。日照時と日陰時の異なる時間区分毎に、初期時刻を ISS からの放出時刻として、一階連立微分方程式を立て解いた。放出時の初期条件は常温であるが、時間区分毎の初期条件は、前時間区分の最終状態の温度を用いた。表 2-5 に計算に使用した各種パラメーターの値を示す。

衛星の外部の熱容量を C_1[J/K]とすると、外側部の温度 T_1 の温度変化の式は、

$$C_1\frac{dT_1}{dt} = Q_s + Q_a + Q_e - Q_{out} + Q_{SAT2} \qquad (2-6)$$

$$= \alpha_s E_s A + a\alpha_s E_s A + \varepsilon_e E_e A - \sigma\varepsilon A T_1^{\,4} + \sigma\varepsilon_{SAT} S\,(T_2^{\,4} - T_1^{\,4})$$

表 2-5　計算に使用した各種パラメーター

名称	記号	数値
温度の初期条件［K］	T_1, T_2	300
アルミの熱容量［J/K］	C_1	900
バッテリーの熱容量［J/K］	C_2	36.8
平均太陽光吸収率［-］	A	0.75
平均熱吸収率［-］	E	0.75 または 0.84
太陽定数［W/m²］	E_s	1370
アルベド係数［-］	A	0.3
地球の放射エネルギー密度［W/m²］	E_e	240
ステファン・ボルツマン定数［W/(m²・K⁴)］	σ	5.67×10^{-8}
衛星パネル 1 枚当たりの面積［m²］	A	0.01
バッテリーの表面積［m²］	S	0.004
衛星の入射面積係数［-］	n	1～√3
衛星から地球を見たときの立体角係数［-］	m	0.66

となり、この式に各値を代入すると、

$$C_1 \frac{dT_1}{dt} = \alpha E_s nA + m(a\alpha E_s 3A + \varepsilon_e E_e 3A) - 6\sigma\varepsilon A T_1^4 + \sigma S(T_2^4 - T_1^4) \qquad (2-7)$$

となる。

次に、内側部（バッテリー］の熱容量を C_2[J/K]とすると、熱容量の式より T_2 の温度変化の式は、

$$C_2 \frac{dT_2}{dt} = Q_{SAT1} = \sigma\varepsilon_{SAT} S\ (T_1^4 - T_2^4) \quad = \sigma S\ (T_1^4 - T_2^4) \qquad (2-8)$$

となる。

（2-7）式と（2-8）式より、T_1 、T_2 を計算ソフト Mathematia により解いた結果を図 2-40 に示す。

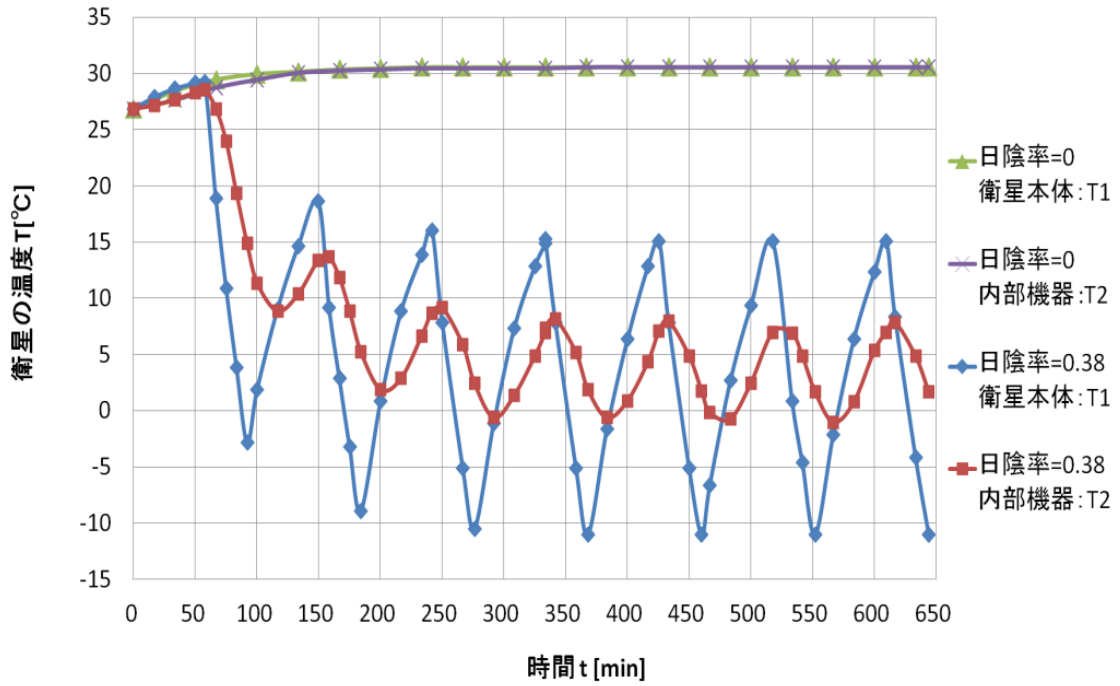


図 2-40　衛星温度の時間変化の計算結果

日陰率が 0 の場合は、放出後 3 周目ぐらいでほぼ定常値に達している。外側部（衛星本体）内心部（バッテリー）共に徐々に温度が上昇し、ほぼ 30℃まで上昇している。日陰率が 0.3 の場合は、放出後 3 周目ぐらいでほぼ定常値に達し、外側部と内心部の最高温度と最低温度はそれぞれ 15℃と－11℃（外側部）、8℃と－2℃（外側部）、となる。この計算結果から、衛星の温度は機器の使用温度の定格値内であることが分かった。

LED 発光時は、20Wの電力（発光効率を 20%と考えた）の熱が 1 枚のパネル上で発生するため、別途検討する必要がある。発光時間を約 2 分とし、熱が小型衛星全体に分散せず、LED を取り付けた 2 ㎜厚のアルミ板のみでしか吸収されないとしても温度上昇は高々50℃であるため、LED　が熱的に損傷されるには至らないとの概算結果が得られた。（温度上昇の実測値は約 15℃であった。）

2.8　環境耐久性能試験

2.8.1　熱真空試験

実際の運用においては、LED 点灯時やマイクロ波送信時には、一時的に大きな電力を発生するため、衛星の温度がさらに上がることを予想して、熱真空試験における温度範囲は摂氏 60 度から摂氏－30 度の範囲で行った。試験機器は九州工業大学超小型衛星試験センターの機器を用いて行われた。この様子を図 2-41 及び図 2-42 に示す。

この試験で、この温度範囲において、コマンド電波の受信、LED の点灯、アンテナの伸展動作、が正常に動作することが確認できた。

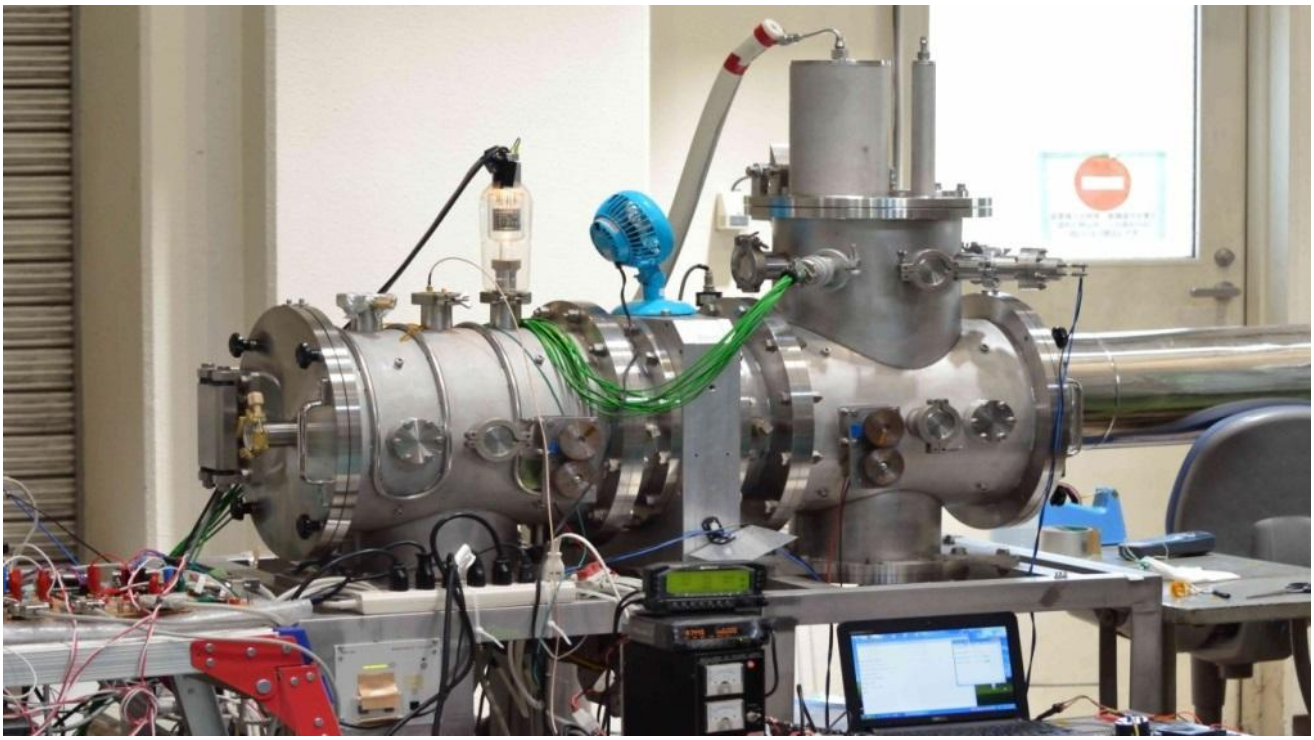


図 2-41　九州工業大学超小型衛星試験センターの熱真空試験装置の外観

2.8.2　振動試験

ロケット打ち上げ時の振動により、組み立て用のネジが緩んだり電気回路の配線が切れたりすることにより衛星の機能が損なわれることがないように、あらかじめロケットの振動特性を模擬した振動モードで振動試験を行った。試験は九州工業大学超小型衛星試験センターで行われた。

図 2-43 に振動試験装置とこれに設置された衛星を、図 2-44 に加振モードのスペクトルを示す。異常の発生は、加振前と加振後で、各部位に取り付けられた加速度計の信号を比較し、共振周波数の変化の有無により判断した。図 2-45 と図 2-46 に加振前と加振後のスペクトルの一例を示す。加振前と後ではスペクトル形状に大きな変化はなく、新たな共振ピークも現れていないので、このような場合には異常は発生していないと判断した。通常の大きな衛星と比較して、FITSAT-1 のような超小型衛星の場合は相対的に堅牢に造ることができることもあって、振動試験全般に渡って問題点は発生しなかった。

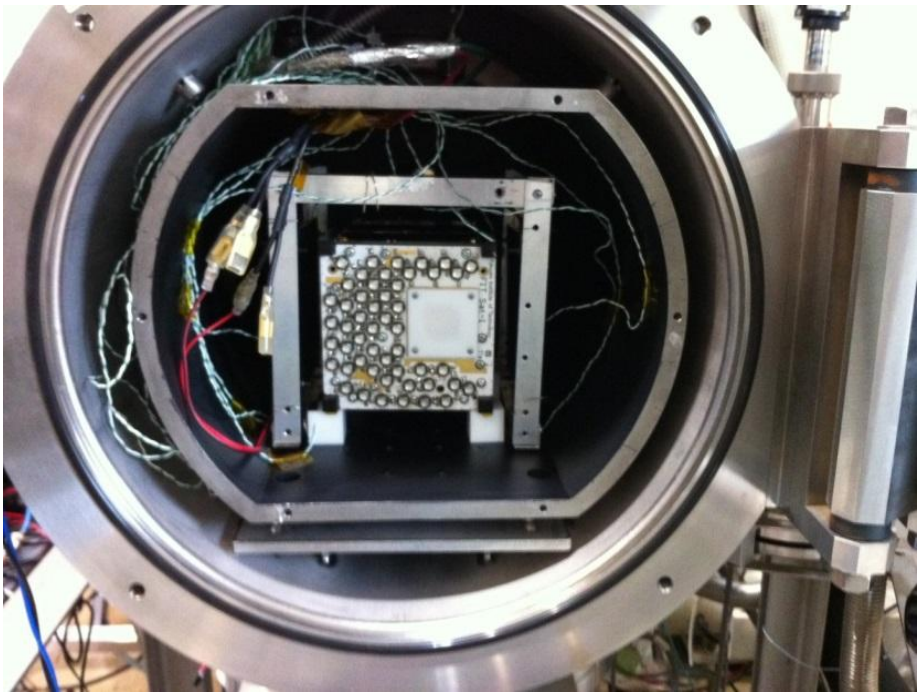


図 2-42　九州工業大学超小型衛星試験センターの熱真空試験装置の内部

図 2-43　振動試験装置に取り付けられた FITSAT- 1

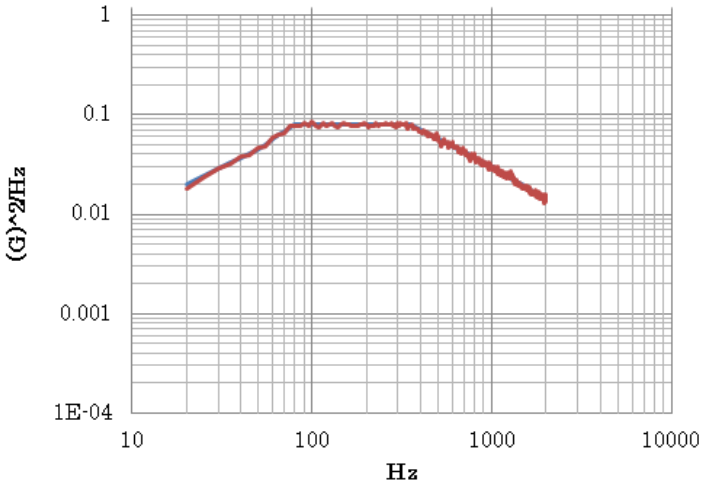


図 2-44　加振振動モードのスペクトル

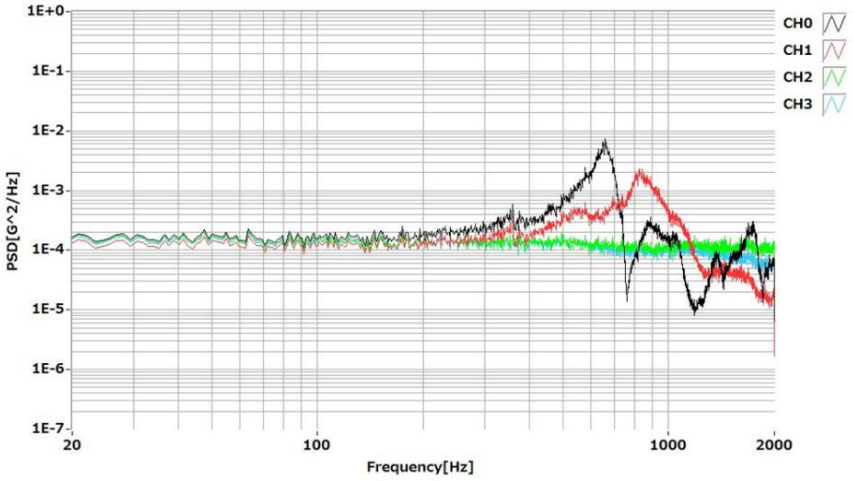


図 2-45　振動試験の加速度計出力信号のスペクトル（加振前）

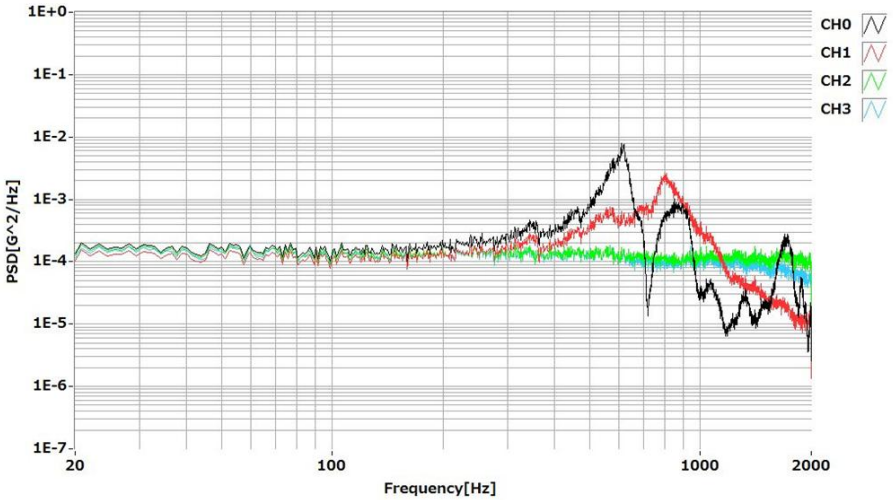


図 2-46　振動試験の加速度計出力信号のスペクトル（加振後）

3.　衛星追尾システムの開発

3.1　TLE を基にした軌道計算

衛星の位置を捉える上で、2 行軌道要素（Two Line Elements: TLE）と呼ばれるものを用いることで衛星の現在の位置を計算することが可能である。このことから、この TLE を用いての軌道計算を行った。

TLE とは、アメリカ航空宇宙局（NASA）と北アメリカ航空宇宙防衛司令部（NORAD）が使用しているケプラー軌道要素のテキスト形式のフォーマットである。図 3-1 に TLE のフォーマットの一例を、表 3-2 に書かれている意味を記す。この TLE を配布しているところは多々あり、Celes Track や Space Track といったものがある。配布するところにより、TLE の更新頻度が違ってくる。本研究では一次配布元である Space Track を使用した。

```
AAA
B CCCCCD EEFFFGGG HHIII.IIIIIII +.JJJJJJJJ +KKKKK-K +LLLLL-L M NNNNO
P CCCCC QQQ.QQQQ RRR.RRRR SSSSSSS TTT.TTTT UUU.UUUU VV.VVVVVVVVWWWWWX
```

図 3-1　TLE のフォーマット

3.2　軌道計算について

3.2.1　軌道の基礎

以下に記すケプラーの法則は、ヨハネス・ケプラーにより発見された惑星の運動に関する法則である。

①長円法則
　惑星は太陽を 1 つの焦点とする楕円軌道を動く。
②面積法則
　惑星と太陽とを結ぶ線分が単位時間に描く面積は一定である。
③調和法則
　惑星の公転周期の 2 乗は軌道の長半径の 3 乗に比例する。

以上 3 つの法則の惑星を衛星、太陽を地球と置き換えても同様のことが言える。また、調和の法則を用いることで運行している衛星軌道の変化を調べることができる。

個々の人工衛星がどのような軌道を運行しているのかを表現するには 6 つの独立した変数が必要であり、これをケプラーの 6 要素という。このケプラーの 6 要素とは軌道長半径 a、離心率 e、軌道傾斜角 i、昇交点赤経 Ω、近点離角 ω、平均近点角 lのことである。軌道長半径は TLE に記載されている平均運動を用いて調和の法則で求めることができる。離心率、軌道傾斜角、昇交点赤経、平均近点角は TLE に記載されている。軌道長半径と離心率は軌

道の大きさと形状を表す変数である。軌道傾斜角と昇交点赤経、近点離角は軌道面が宇宙空間に対してどのような位置関係にあるのかを示す変数である。平均近点角は軌道上におけるある瞬間の衛星の位置に関係している変数である。

表 3-2　TLE に書かれている内容

行数	アルファベット	意味	単位
1	A	衛星名	
2	B	行数（1 行目）	
	C	衛星番号	
	D	軍事機密番号	
	E	打ち上げた西暦下 2 桁	年
	F	打ち上げ番号	
	G	打ち上げ個数（16 進数）	個
	H	元期の年下 2 桁	年
	I	元期通年	日
	J	平均運動の一次微分値の半分か弾道係数	
	K	平均運動の二次微分値の 1/6	
	L	大気抵抗か輻射圧係数	
	M	予報の形式	
	N	要素番号	
	O	チェックサム	
3	P	行数（2 行目）	
	Q	軌道傾斜角	deg
	R	昇交点赤経	deg
	S	離心率（小数点以下のみ）	
	T	近地点引数	deg
	U	平均近点角	deg
	V	平均運動	回転/日
	W	元期における軌道番号（放出されて何周したか）	回転
	X	チェックサム	

3.2.2　軌道計算

TLE を得た時点での衛星の位置を算出する場合、仮想天体を用いて考える。図 3-2 に仮想天体と対象とする天体の楕円軌道との関係を示す。この仮想天体とは、対象とする天体の

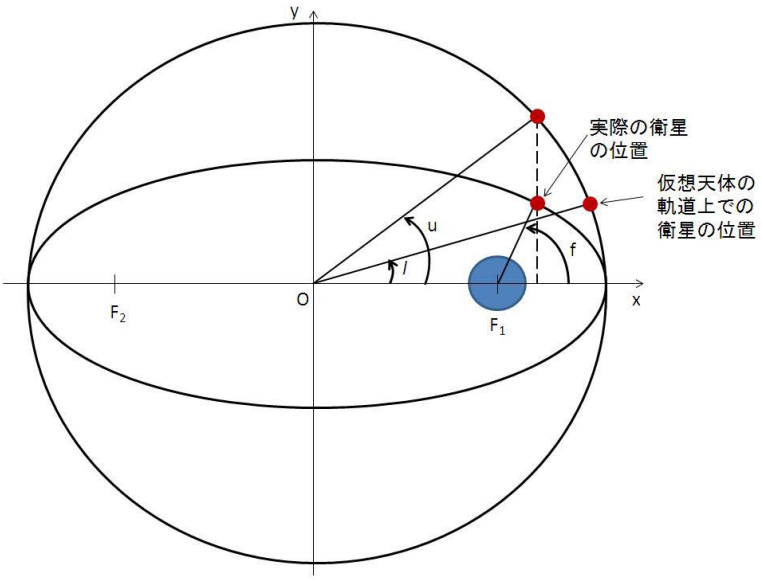


図 3-1　仮想天体と軌道の関係

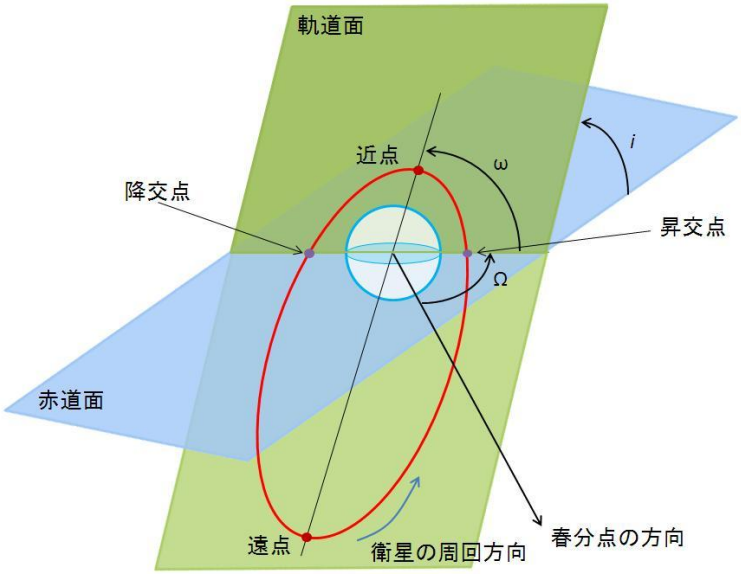


図 3-2　軌道の配置

楕円軌道と外接する（中心が一致し、半径が軌道長半径と一致する）円軌道であり、対象とする天体と同じ周期で等速運動し、対象とする天体とその近日点を同時に通過する天体である。この仮想天体の半径は対象とする楕円軌道の軌道長半径 a [m]と一致するため、

$$a^3 = \frac{GE}{n^2} \tag{3-1}$$

で求めることができる。このとき、n [rad/s]は平均運動の角速度で、GE (=3.986005x10^{14}) [m^3/s^2]は地心重力定数である。つまりこの仮想天体は半径 a [m]の円軌道となる。この仮想天体とケプラー方程式を用いて、地球を原点とした衛星を地球から見た位置を求めることができる。ケプラー方程式とは、

$$u - e\sin u = l \tag{3-2}$$

となる。u [rad]は離心近点角、e は離心率、l [rad]は平均近点角である。この方程式から離心近点角 u [rad]を求める。この離心近点角 u [rad]から地球を原点とし、近日点の方向を x 軸のプラス方向に取った座標

$$x_1 = a(\cos u - e) \tag{3-3}$$

$$y_1 = a\sqrt{1-e^2}\sin u \tag{3-4}$$

を求めることができる。これから、軌道の配置を行っていく。近点離角 ω [rad]と軌道傾斜角 i [rad]、昇交点赤経 Ω [rad]の関係を図 3-2 に示す。近点離角 ω [rad]の回転を行うと、

$$\begin{pmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\omega & -\sin\omega & 0 \\ \sin\omega & \cos\omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} \tag{3-5}$$

となる。この時、z_1 は 0 である。次に軌道傾斜角 i [rad]の回転を行うと、

$$\begin{pmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{pmatrix} \tag{3-6}$$

となる。そして、昇交点赤経 Ω [rad]の回転を行うと、

$$\begin{pmatrix} x_4 \\ y_4 \\ z_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\Omega & -\sin\Omega & 0 \\ \sin\Omega & \cos\Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{pmatrix} \tag{3-7}$$

となる。ここでグリニッジ平均恒星時 θ_0 を求める。恒星時とは春分点の時角として定義される。グリニッジ平均恒星時間 θ_0 とはイギリスのグリニッジでの子午線上で測った春分点の時角である。これは、

$$\theta_0 = 6^h38^m45^s.836 + 8640184^s.542Tu + 0^s.0929Tu^2 \qquad (3\text{-}8)$$

となり、Tuは

$$Tu = \frac{K}{36525} \qquad (3\text{-}9)$$

となり、このとき Kは 1900 年 1 月 0 日正午から（1900+Y）年 M月 D日 0 時までの経過日数で、

$$K = 365Y + 30M + D - 33.5 + \left[\frac{3}{5}(M+1)\right] + \left[\frac{Y}{4}\right] \qquad (3\text{-}10)$$

となる。[ ]はガウス記号で整数部だけを取り出す。観測地点におけるその時の恒星時 θ' は、

$$\theta' = \theta_0 + \lambda + t_i + \text{補正値} \qquad (3\text{-}11)$$

となる。この時、λ は観測地点の東経、t_iは世界時 0 時からの経過時間を表し、補正値は

$$\text{補正値} = t_i \times 0.00273791 \qquad (3\text{-}12)$$

となる。これを用いて、(3-7)式で求めた座標を地球の回転を含めた G 系地心直交座標系と呼ばれる座標に回転させると、

$$\begin{pmatrix} x_5 \\ y_5 \\ z_5 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta' & \sin\theta' & 0 \\ -\sin\theta' & \cos\theta' & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_4 \\ y_4 \\ z_4 \end{pmatrix} \qquad (3\text{-}13)$$

となる。このとき、観測点の J 系直交座標系と呼ばれる座標は

$$u_1 = (N_\varphi + h)\cos\lambda\cos\varphi \qquad (3\text{-}14)$$

$$v_1 = (N_\varphi + h)\sin\lambda\cos\varphi \qquad (3\text{-}15)$$

$$w_1 = \left[N_\varphi(1-e^2) + h\right]\sin\varphi \qquad (3\text{-}16)$$

となる。$N\varphi$ は

$$N_{\varphi} = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin \varphi^2}} \tag{3-17}$$

となり、φは観測点の緯度で、hは観測点の高度、λは観測点の緯度である。これをG系地心直交座標系にすると、

$$u_2 = u_1 - 136 \tag{3-18}$$
$$v_2 = v_1 + 521 \tag{3-19}$$
$$w_2 = w_1 + 681 \tag{3-20}$$

となる。この時、地球の回転を含めて観測点の座標を考えると、

$$\begin{pmatrix} u_3 \\ v_3 \\ w_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta' & \sin\theta' & 0 \\ -\sin\theta' & \cos\theta' & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_2 \\ v_2 \\ w_2 \end{pmatrix} \tag{3-21}$$

となる。観測点からの衛星の位置を求めると

$$\begin{pmatrix} \Delta u \\ \Delta v \\ \Delta w \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_5 \\ y_5 \\ z_5 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} u_3 \\ v_3 \\ w_3 \end{pmatrix} \tag{3-22}$$

となり、これを地平直交座標系に直すと

$$\begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin\varphi & 0 & -\cos\varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos\varphi & 0 & \sin\varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\lambda & \sin\lambda & 0 \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta u \\ \Delta v \\ \Delta w \end{pmatrix} \tag{3-23}$$

となる。このことから、衛星の方位角 θ、仰角$\emptyset$は

$$\tan\theta = -\frac{\Delta y}{\Delta x} \tag{3-24}$$

$$\sin\emptyset = \frac{\Delta z}{\Delta r} \tag{3-25}$$

となり、この時Δrは

$$\Delta r = \sqrt{\Delta u^2 + \Delta v^2 + \Delta w^2} \tag{3-26}$$

である。以上で取得した TLE の瞬間の衛星の位置は求めることができた。しかし、時間が経過しての衛星の位置は求めることができなかった。その理由としては、衛星に作用する摂動が太陽光の輻射圧や大気抵抗、相対論効果、衛星内部からの熱放射等多く、とてもカバーできるものではなかった為であると考えられる。このことより、実際にはフリーソフトである Orbitron を用いてその時々の衛星の位置を把握した。

3.3　実験装置

3.3.1　経緯台

図 3-3 に実験装置の概要を記す。10.7 [MHz]のフィルター増幅回路から PC への繋がりは閉ループ制御の時のみ使用する。開ループ制御の時はそこからの信号をモニターするだけである。図 3-4 に経緯台の外観を示す。これは、天文分野で用いられる経緯台（韓国製、輸入及び改造は㈲とみた）を使用している。垂直軸ウォームホイールは φ197 [mm]で歯数は 280 枚、水平軸ウォームホイールは φ228 [mm]で歯数は 324 枚である。図 3-4 の右側の棒の部分にパラボラアンテナを取り付け、左の円盤部分にはカメラや望遠鏡を取り付ける。

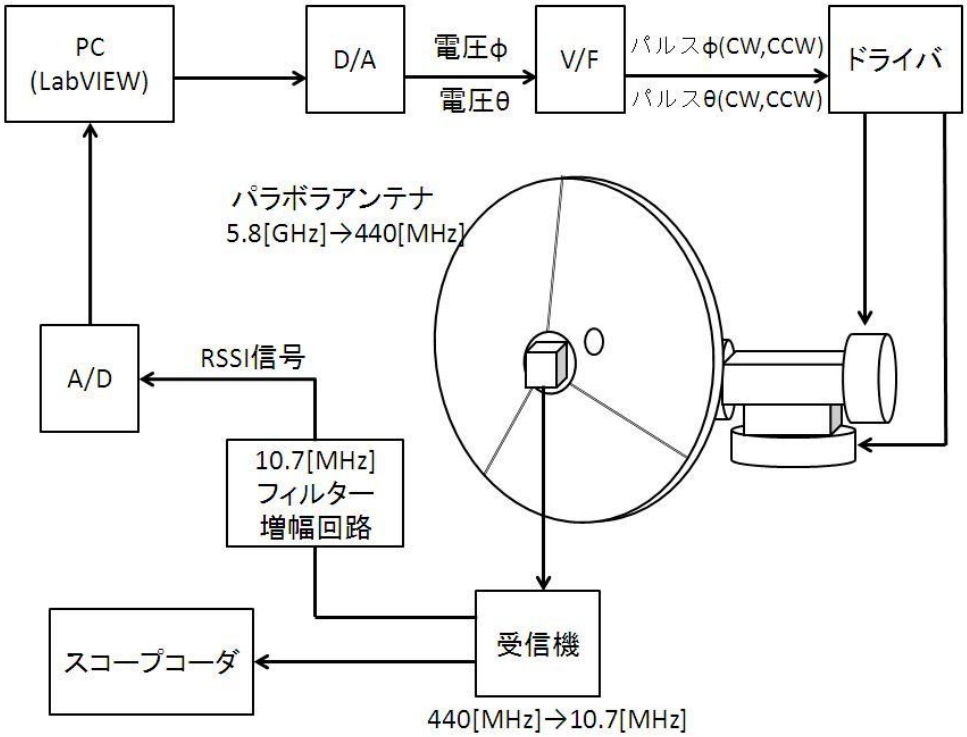


図 3-3　パラボラアンテナ制御装置の概要

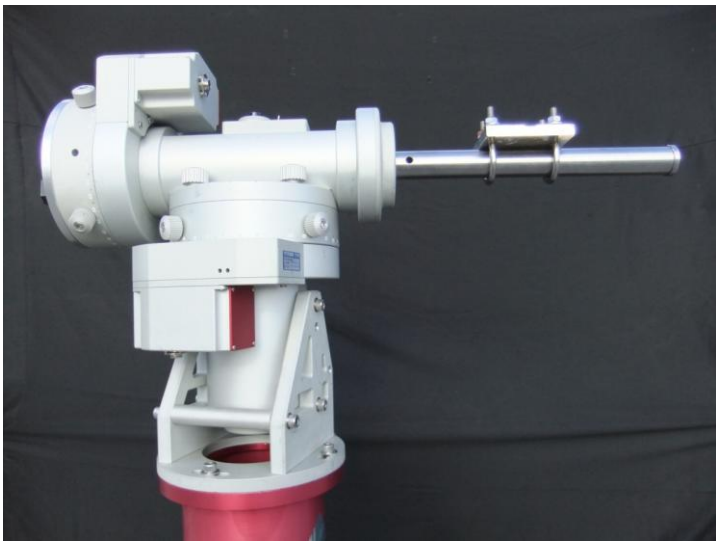


図 3-4　経緯台の外観

回転軸の駆動には、ステッピング角が 0.5[deg/pulse]のステッピングモーターが 2 個使用されている。

3.3.2　VF コンバータ回路

図 3-5 に VF コンバータ回路の外観を、図 3-6 に回路図を示す。VF コンバータ回路とは、電圧をかけることでそれに比例して設定した周波数のパルスを出力することができる回路であり、ステッピングモーターの回転数制御に用いた。図 3－7 に試作した VF コンバーター回路の動作特性の一例を示す。

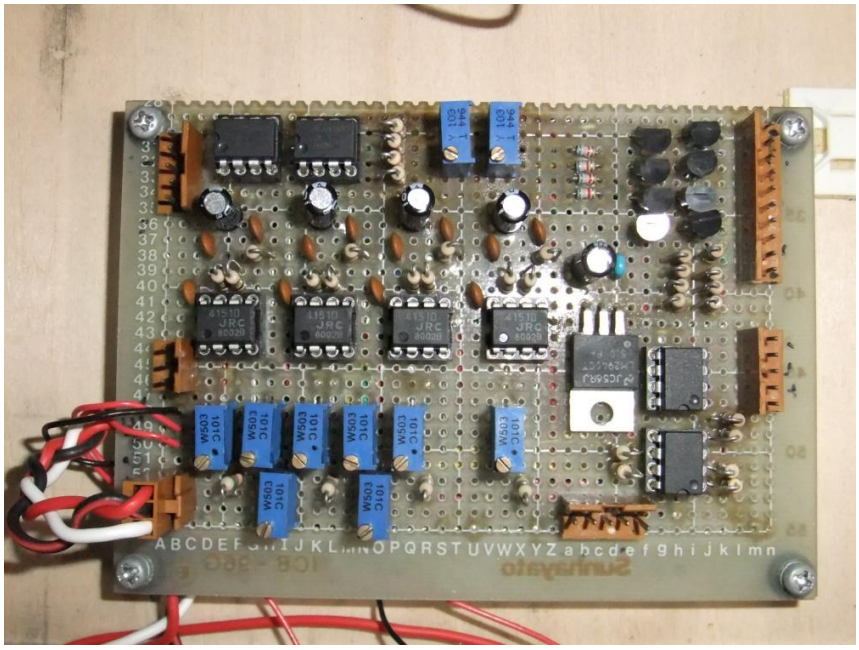


図 3-5　VF コンバータ回路の外観

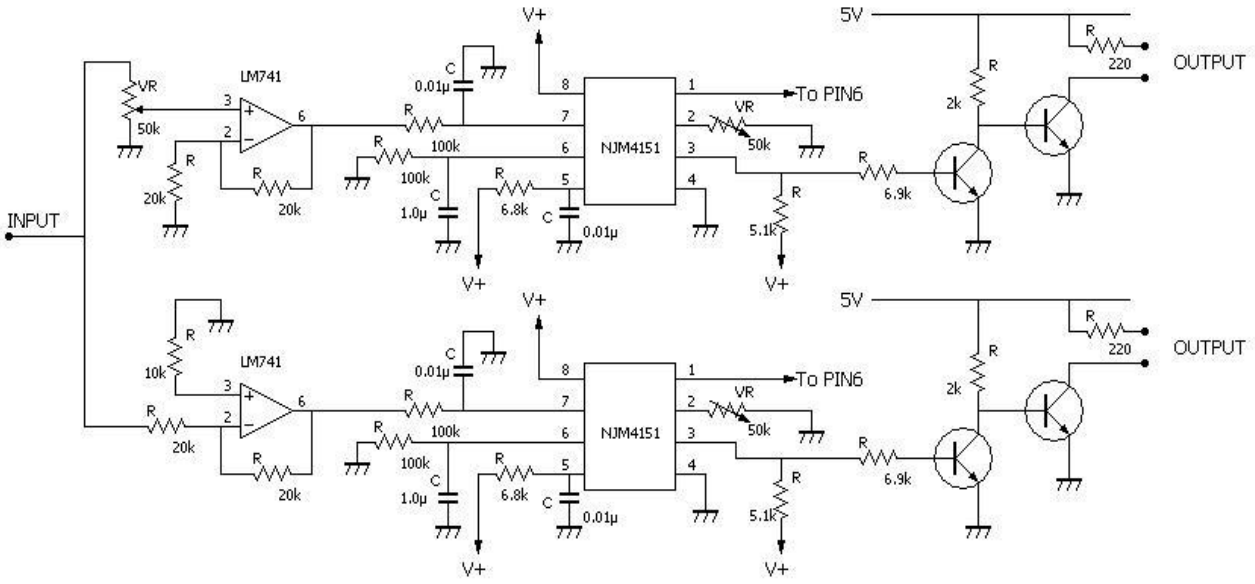


図 3-6　VF コンバータ回路

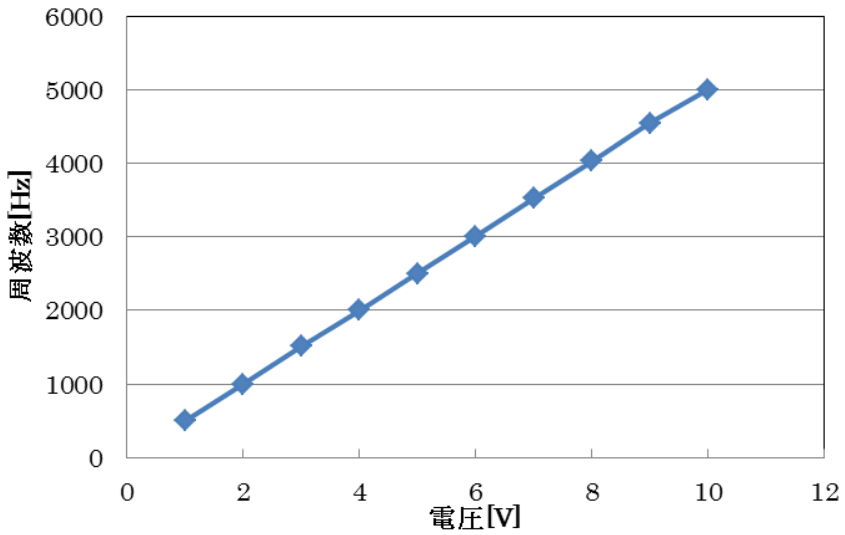


図 3-7　VF コンバータ回路の特性（500[Hz/V]に設定した時）

3.3.3　10.7 [MHz]フィルター増幅回路

5.8 [GHz]の信号は受信機で変調され、10.7 [MHz]の微弱な信号として出力される。これを閉ループ制御に用いるためには、フィルター及び増幅回路が必要である。図 3-8 に 10.7 [MHz]フィルター増幅回路の外観を、図 3-9 に回路図を示す。この時の増幅率 a は

$$a = 1 + \frac{R_2}{R_1} = 45 \tag{3-27}$$

となるように、R_1 を 1 [kΩ]、R_2 を 44 [kΩ]とした。図 3-10 に 10.7 [MHz]のフィルター特性を図 3-11 に 10.7 [MHz]フィルター増幅回路の増幅特性を記す。

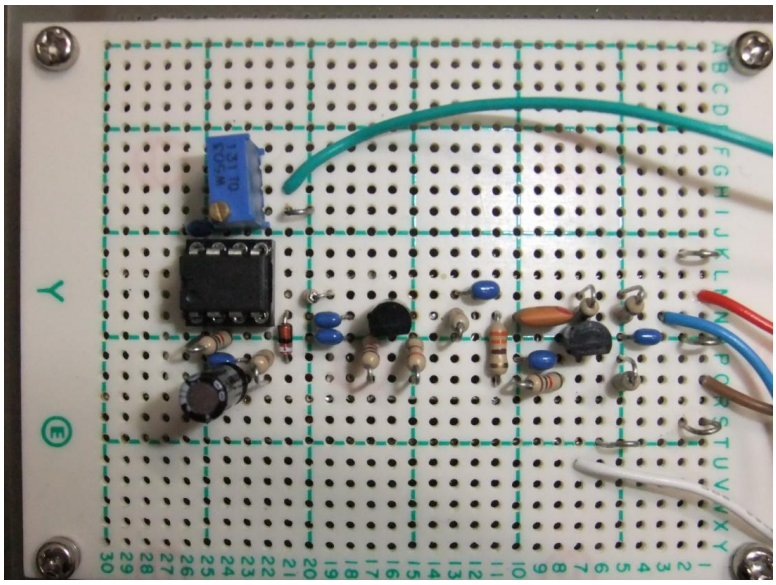


図 3-8　10.7 [MHz]フィルター増幅回路の外観

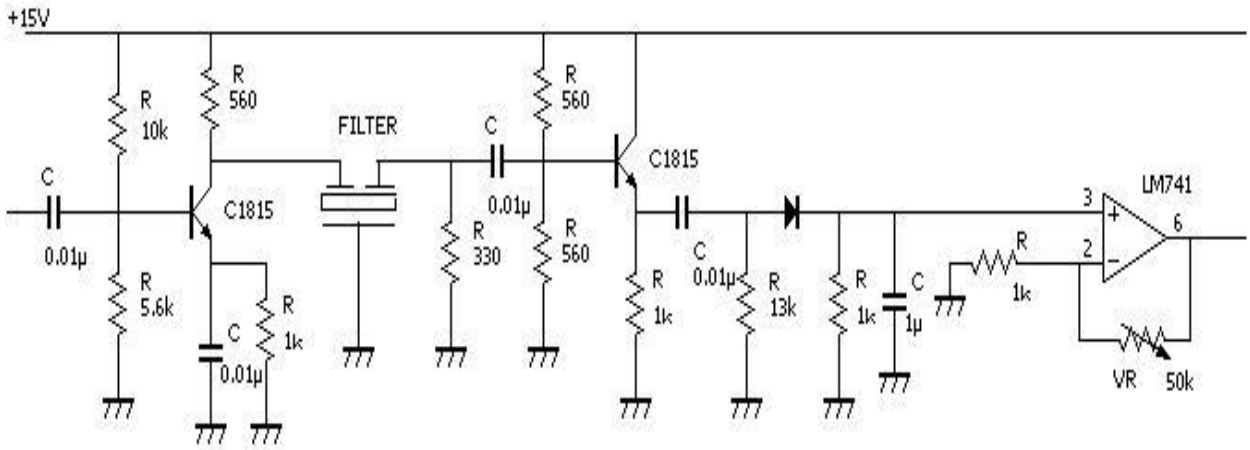


図 3-9　10.7 [MHz]フィルター増幅回路

3.3.4　Orbitron

図 3-12 に Orbitron の外観を示す。これは軌道計算ができるフリーソフトである。このソフトは仰角 45 [deg]以下の任意の点（登りと下りの 2 点）と最大仰角時の点の 3 点があり、それぞれ時間と方位角・仰角とその時の観測点から衛星までの距離と太陽の方位角・仰角が示されている。できるだけ正確な予測を立てる為により新しい TLE を用いることが重要であった。このソフトから最大仰角時の仰角と方位角、観測点から衛星までの距離を参照することによって、近似的な軌道計算を行った。

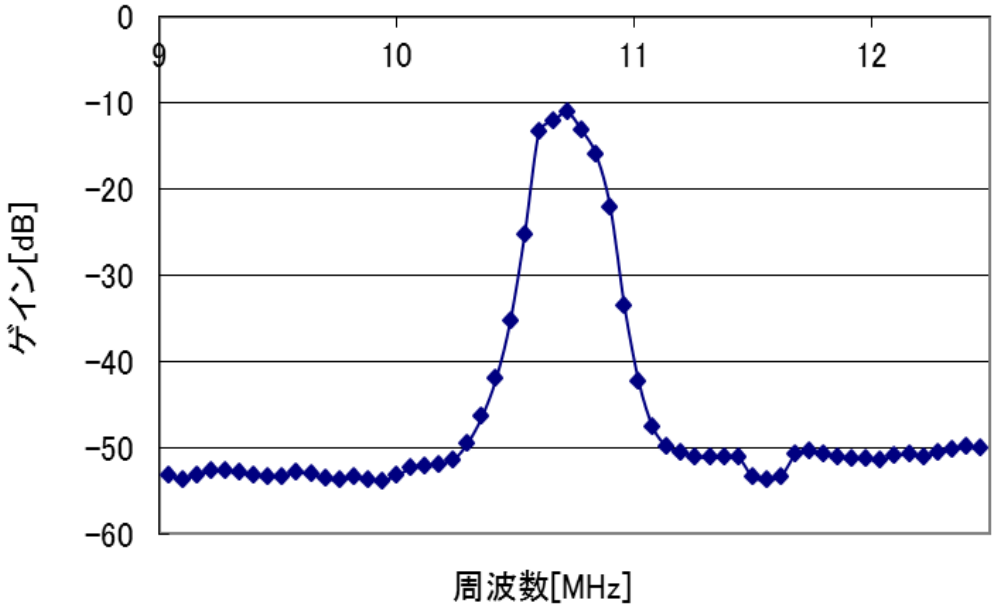


図 3-10　10.7 [MHz]フォルター増幅回路のフィルター特性

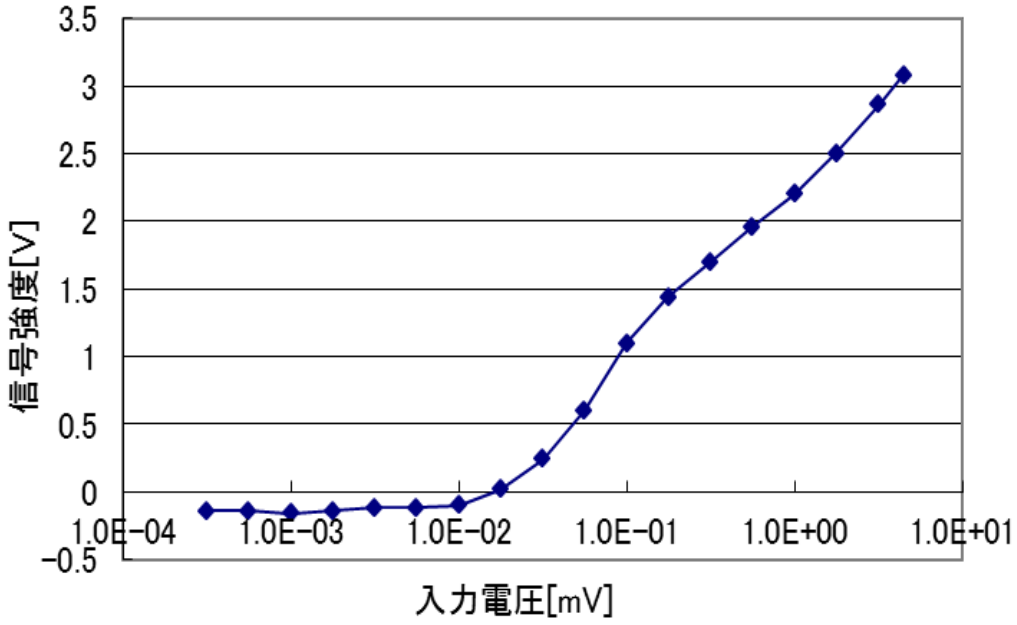


図 3-11　10.7 [MHz]フィルター増幅回路の 10.7 [MHz]における増幅特性

3.3.5　パラボラアンテナ

図 3-13 にパラボラアンテナの外観を図 3-14 に指向性を示す。これは φ1500 [mm]のパラボラアンテナで図 3-4 の右側の棒の部分に取り付ける。電磁波の回折限界からは指向性の理論値は約 2[deg]（半値全幅）と計算される。指向性を上げ過ぎると衛星位置の捕捉が難しく

なるので、アンテナ感度を犠牲にしても指向性は理論限界より低く設定されている。

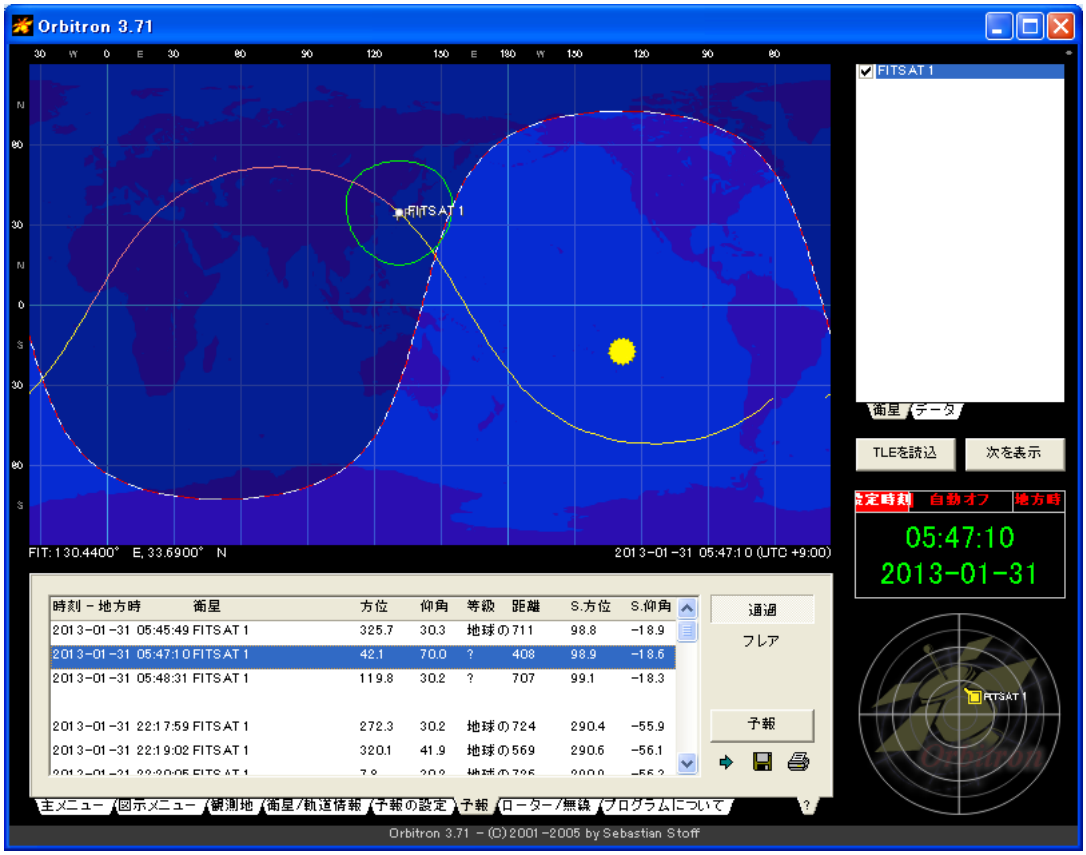


図 3-12　Orbitron の操作画面

図 3-13　パラボラアンテナの外観

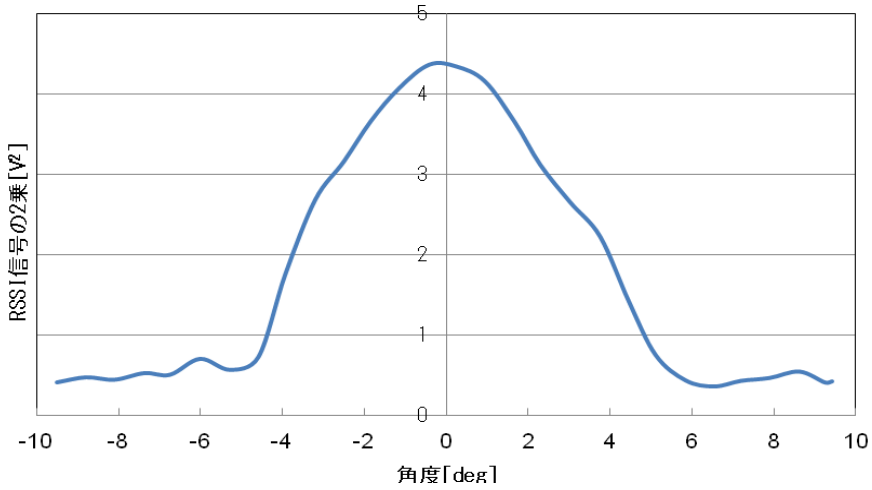


図 3-14　パラボラアンテナの指向性

3.4　開ループ制御

3.4.1　近似的な軌道計算

3.4.1.1　高度の算出

Orbitron から衛星の最大仰角 φ_{max} とその時の方位角 θ_{max}、観測点と衛星の距離 r [km]を取得する。衛星の高度 h [km]算出の考え方を図 3－15 に示す。最大仰角時の観測点の位置から地表が平面であると仮定した時の衛星の高度 h'[km]は

$$h' = r \sin \emptyset_{max} \tag{3－28}$$

となる。原点を地球の中心にとった時、衛星から地球中心までの z 座標は

$$z = h' + R \tag{3－29}$$

となる。この時、R [km]は地球の平均半径をとる。y 座標は

$$y = r \cos \emptyset_{max} \tag{3－30}$$

となる。地球中心から衛星までの距離 R'[km]は

$$R' = \sqrt{z^2 + y^2} \tag{3－31}$$

となり、高度 h [km]は

$$h = R' - R \tag{3－32}$$

となる。

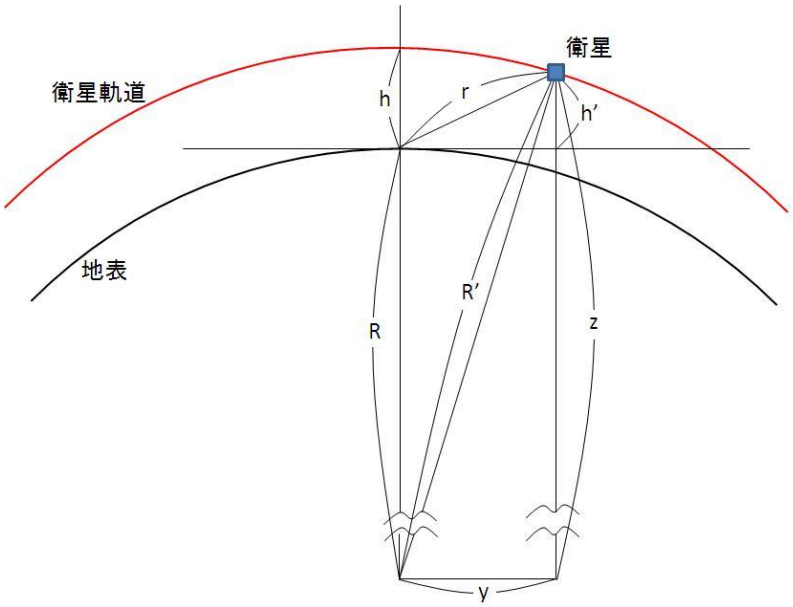


図 3-15　高度算出の方法

3.4.1.2　観測点の算出

地球の中心を原点にとると、観測点の座標は図 3-16 に示すように

$$\begin{pmatrix} X_{o1}(t) \\ Y_{o1}(t) \\ Z_{o1}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} R\cos\varphi\cos\left(\omega_e t - \frac{\pi}{2}\right) \\ R\cos\varphi\sin\left(\omega_e t - \frac{\pi}{2}\right) \\ R\sin\varphi \end{pmatrix} \qquad (3-33)$$

となる。この時、ω_eは地球の自転の角速度である。図 3-17 に示すように Z軸を最大仰角時の観測点の天頂へ向けるために X軸まわりの回転を行うと、

$$\begin{pmatrix} X_{o2}(t) \\ Y_{o2}(t) \\ Z_{o2}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_{o1}(t) \\ Y_{o1}(t)\cos\left(\varphi - \frac{\pi}{2}\right) - Z_{o1}(t)\sin\left(\varphi - \frac{\pi}{2}\right) \\ Y_{o1}(t)\sin\left(\varphi - \frac{\pi}{2}\right) + Z_{o1}(t)\cos\left(\varphi - \frac{\pi}{2}\right) \end{pmatrix} \qquad (3-34)$$

となり、図 3-18 に示すように原点を地球中心から地表まで移動させると

$$\begin{pmatrix} X_{o3}(t) \\ Y_{o3}(t) \\ Z_{o3}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_{o2}(t) \\ Y_{o2}(t) \\ Z_{o2}(t) - R \end{pmatrix} \qquad (3-35)$$

となる。

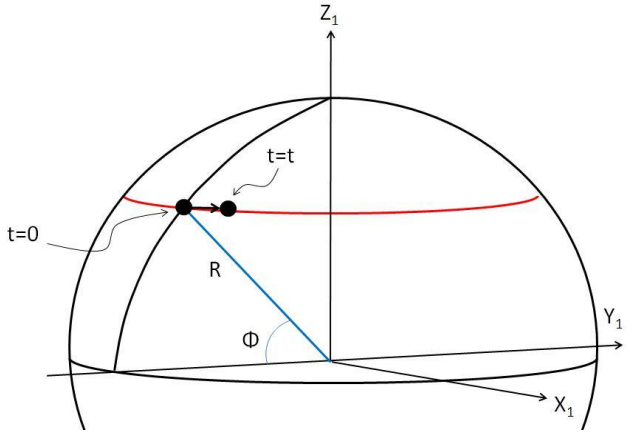


図 3-16　観測点の座標図

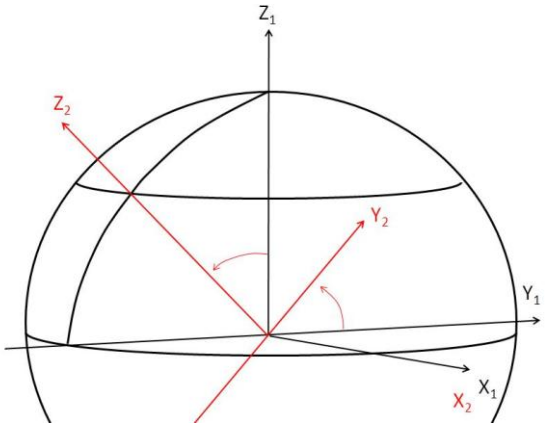


図 3-17　Z軸の天頂への回転

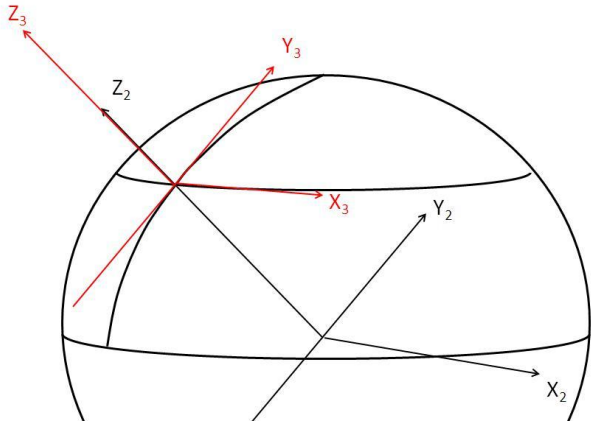


図 3-18　原点の地表への移動

3.4.1.3　衛星の位置の算出

最大仰角時の観測点の位置を原点とし、原点を $t=0$ の位置として X軸の正方向へと動いているとすると衛星の動きは図 3-19 に示すように

$$\begin{pmatrix} X_{s1}(t) \\ Y_{s1}(t) \\ Z_{s1}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (R+h)\sin(\omega_s t) \\ 0 \\ (R+h)\cos(\omega_s t) - (R+h) \end{pmatrix} \qquad (3-36)$$

となる。この時、ω_sは衛星の角速度である。図 3-20 に示すように実際の衛星の軌道の位置で軌道面が地球中心を通るように X軸まわりの回転をさせると、

$$\begin{pmatrix} X_{s2}(t) \\ Y_{s2}(t) \\ Z_{s2}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_{s1}(t) \\ Y_{s1}(t)\cos\theta_i - Z_{s1}(t)\sin\theta_i \\ Y_{s1}(t)\sin\theta_i + Z_{s1}(t)\cos\theta_i \end{pmatrix} \quad (3-37)$$

となる。この時、軌道面の傾き角 θ_i は $Y_s(0) > 0$ の時、

$$\theta_i = -\sin^{-1}\left(\frac{r'(0)}{h+R}\right) \quad (3-38)$$

となり、$Y_s(0) < 0$ の時、

$$\theta_i = \sin^{-1}\left(\frac{r'(0)}{h+R}\right) \quad (3-39)$$

となる。この時、r' は

$$r'(0) = r\cos\emptyset_{max} \quad (3-40)$$

となり、最大仰角時の衛星の位置は

$$\begin{pmatrix} X_s(0) \\ Y_s(0) \\ Z_s(0) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r'(0)\sin(\pi - \theta_{max}) \\ -r'(0)\cos(\pi - \theta_{max}) \\ r\sin\emptyset_{max} \end{pmatrix} \quad (3-41)$$

となる。図 3-21 に示すように地表に張り付いた状態の軌道を実際の最大仰角時の衛星の位置の高度まで移動させると

$$\begin{pmatrix} X_{s3}(t) \\ Y_{s3}(t) \\ Z_{s3}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_{s2}(t) \\ Y_{s2}(t) \\ r\sin\emptyset_{max} + Z_{s2}(t) \end{pmatrix} \quad (3-42)$$

となる。図 3-22 に示すように X-Y 平面での軌道の傾きを考えると Z 軸まわりの回転をさせると

$$\begin{pmatrix} X_{s4}(t) \\ Y_{s4}(t) \\ Z_{s4}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_{s3}(t)\cos\theta' - Y_{s3}(t)\sin\theta' \\ X_{s3}(t)\sin\theta' + Y_{s3}(t)\cos\theta' \\ Z_{s3}(t) \end{pmatrix} \quad (3-43)$$

となり、この時軌道面の傾き角 θ' は $Y_s(0) > 0$ の時

$$\theta' = -\theta_{max} \tag{3－44}$$

となり、$Y_s(0) < 0$ の時

$$\theta' = \pi - \theta_{max} \tag{3－45}$$

となる。最大仰角時の座標に t = 0 の時の座標がくるように移動すると

$$\begin{pmatrix} X_{s5}(t) \\ Y_{s5}(t) \\ Z_{s5}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_{s4}(t) + X_s(0) \\ Y_{s4}(t) + Y_s(0) \\ Z_{s4}(t) \end{pmatrix} \tag{3－46}$$

となる。

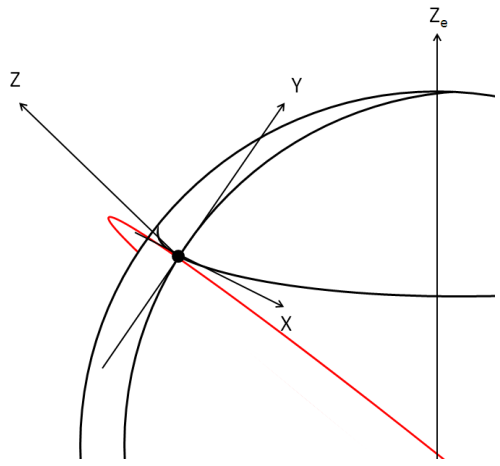


図 3-19　衛星軌道の初期位置

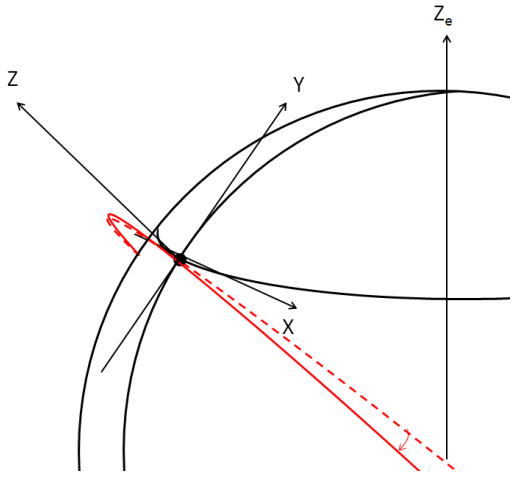


図 3-20　軌道面を地球中心へ向けて回転

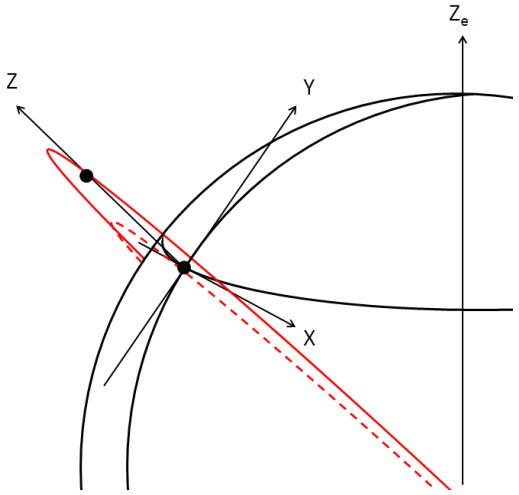


図 3-21　軌道を地表から高度まで移動

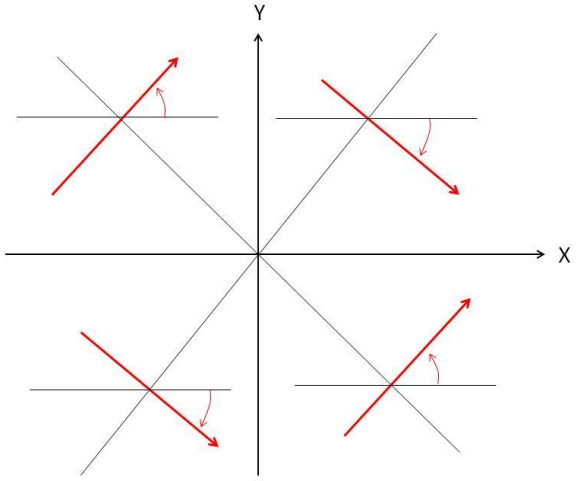


図 3-22　軌道面の傾き

3.4.1.4　方位角・仰角の算出

観測点から見た衛星の座標を算出する為、時々刻々の観測点の位置を原点にとった時の衛星の座標を求めると、

$$\begin{pmatrix} X_1(t) \\ Y_1(t) \\ Z_1(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_{s5}(t) - X_{o3}(t) \\ Y_{s5}(t) - Y_{o3}(t) \\ Z_{s5}(t) - Z_{o3}(t) \end{pmatrix} \tag{3－47}$$

となる。時々刻々の観測点の位置で Z軸を天頂に向ける為に、図 3-23 に示すように Y軸を地球の自転軸と並行になるように X軸周りの回転をすると、

$$\begin{pmatrix} X_2(t) \\ Y_2(t) \\ Z_2(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_1(t) \\ Y_1(t)\cos(-\varphi) - Z_1(t)\sin(-\varphi) \\ Y_1(t)\sin(-\varphi) + Z_1(t)\cos(-\varphi) \end{pmatrix} \tag{3－48}$$

となり、図 3-24 に示すように地球の自転速度で Y軸周りの回転をさせると

$$\begin{pmatrix} X_3(t) \\ Y_3(t) \\ Z_3(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Z_2(t)\sin(-\omega_e t) + X_2(t)\cos(-\omega_e t) \\ Y_2(t) \\ Z_2(t)\cos(-\omega_e t) - X_2(t)\sin(-\omega_e t) \end{pmatrix} \tag{3－49}$$

となる。さらに、Z軸を天頂へ向ける為に X軸周りの回転を行うと

$$\begin{pmatrix} X_4(t) \\ Y_4(t) \\ Z_4(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_3(t) \\ Y_3(t)\cos\varphi - Z_3(t)\sin\varphi \\ Y_3(t)\sin\varphi + Z_3(t)\cos\varphi \end{pmatrix} \tag{3－50}$$

となる。このことより、方位角 $\theta(t)$は

$$\theta(t) = \frac{\pi}{2} - \tan^{-1}\left(\frac{Y_4(t)}{X_4(t)}\right) \tag{3－51}$$

となり、仰角 $\varphi(t)$は

$$\emptyset(t) = \tan^{-1}\left(\frac{Z_4(t)}{r'(t)}\right) \tag{3－52}$$

となり、この時 $r'(t)$は

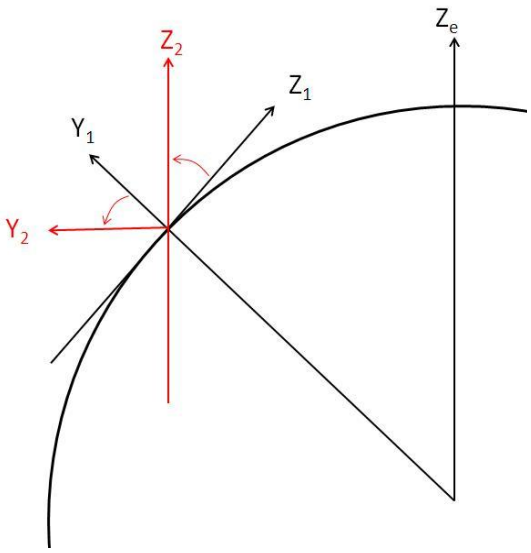


図 3-23　地軸と Z軸を平行にするように回転

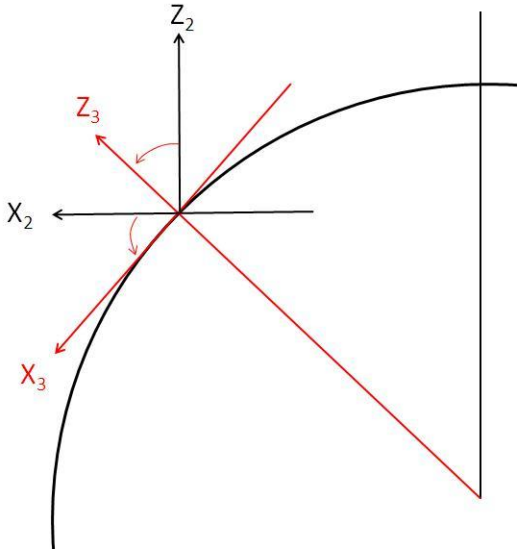


図 3-24　自転角度分の Y軸の回転

$$r' = \sqrt{X_4(t)^2 + Y_4(t)^2} \tag{3－53}$$

となる。

3.4.1.5　出力電圧の算出

$\theta(t)$と $\varphi(t)$の変位を電圧として出力して経緯台を制御した。このことより式（3－51）と（3－52）で求めた $\theta(t)$と $\varphi(t)$を周波数に変換した後に電圧に変換させた。角度をそれぞれ周波数 f_θ、f_φに変換すると

$$f_\theta = f_m \frac{d\theta(t)}{dt} \tag{3－54}$$

$$f_\emptyset = f_m \frac{d\emptyset(t)}{dt} \tag{3－55}$$

となる。この時、f_m（=720）[pulse/deg]はステッピングモーターの 1 度あたりのパルス数である。この周波数 f_θ[Hz]、f_φ[Hz]を電圧 V_θ[V]、V_φ[V]に変換すると

$$V_\theta = \frac{f_\theta}{f_{v\theta}} \tag{3－56}$$

$$V_{\emptyset} = \frac{f_{\emptyset}}{f_{v\emptyset}} \qquad (3-57)$$

となる。この時 $f_{v\theta}$[Hz/V]、$f_{v\varphi}$[Hz/V]は FV コンバータで 1 [V]かけた時に出力される周波数である。

3.4.2　開ループ制御の精度検証

地球を周回している衛星の中に太陽の光を反射して、地上で明るく見えるものがある。近似的な計算の精度を検証する為にそれらの衛星を用いて、実験を行った。経緯台にカメラを取り付け、明け方か夕暮れのあたりに見える衛星を追尾した。図 3-25 に開ループ制御を行った際の衛星の動きと装置の動きとの誤差率を示す。この誤差率とは、写真上で衛星が描く線の追尾を開始してからの角度を追尾開始前の角度で割ったものである。一例として図 3-26、図 3-27、図 3-28 に実際に追尾した時に撮影した写真を重ねて、1 枚の写真にしたものを記す。写真は横方向の画角が 8.5 [deg]である。図 3-26 は ISS で最大仰角が 84.3 [deg]、高度 401 [km]であった。図 3-27 はハッブル宇宙望遠鏡（HST）で最大仰角が 36.9[deg]、高度 554 [km]であった。図 3-28 は CZ-4B R/B と呼ばれるデブリで最大仰角が 40.5 [deg]、高度 279 [km]であった。赤い丸で囲った部分が追尾開始点である。ISS と CZ-4B R/B は追尾し始めが滑らかに繋がらなかったが、追尾精度として ISS は 22.6 [%]、HST は 7 [%]、CZ-4B R/B は 6.7 [%]の追尾誤差があった。仰角が 30 [deg]から 40 [deg]までの間の実験で誤差の平均をとると、6.6 [%]となった。仰角が高いところまで入れると誤差平均は 9.9 [%]となった。地球表面や衛星軌道を真円で近似していることが誤差の生じる一因と考えられる。精度向上のためには、アルゴリズムのさらなる改良が必要である。

3.4.3　開ループ制御での衛星追尾実験

FITSAT-1 を実際に追尾した時の信号を図 3-29、図 3-30、図 3-31 に示す。図 3-29 は 11 月 27 日に、図 3-30 は 1 月 30 日に、図 3-31 は 2 月 4 日に受信したものである。図の上段の信号は受信機から得た生信号で凹んだ部分は画像信号が来ている部分である。下段の信号は 10.7 [MHz]フィルター増幅回路を通したあとの信号であり、図 3-29 はそれにサインカーブを重ねたものである。横軸は 1 [div]で 10 [s]である。図 3－29 を見ると約 10 [s]周期で信号の強弱が出ていることがわかる。これは、FITSAT-1 が Z 軸周りで回転していることが原因だと思われる。5.8 [GHz]を送信するバッチアンテナは楕円偏波を示しており、2 周期で 360 [deg]回転したことを示している。このことより、衛星は約 20 [s]で Z 軸周りに回転していることが予測できた。しかし、日数が経過した 1 月 30 日の信号では、5 [s]の休みが本来あるはずだがそれがなく、代わりに信号がふたつのこぶになり、ひとつの周期が約 13 [s]である。これは、衛星内部のメモリーに異常が出てきたのではないかと推測されている。そこでシャッターを切ることでメモリーの上書きを試みた。しかしながら、図 3-31 を見てわかるように最初の一枚の送信しか送られていない。

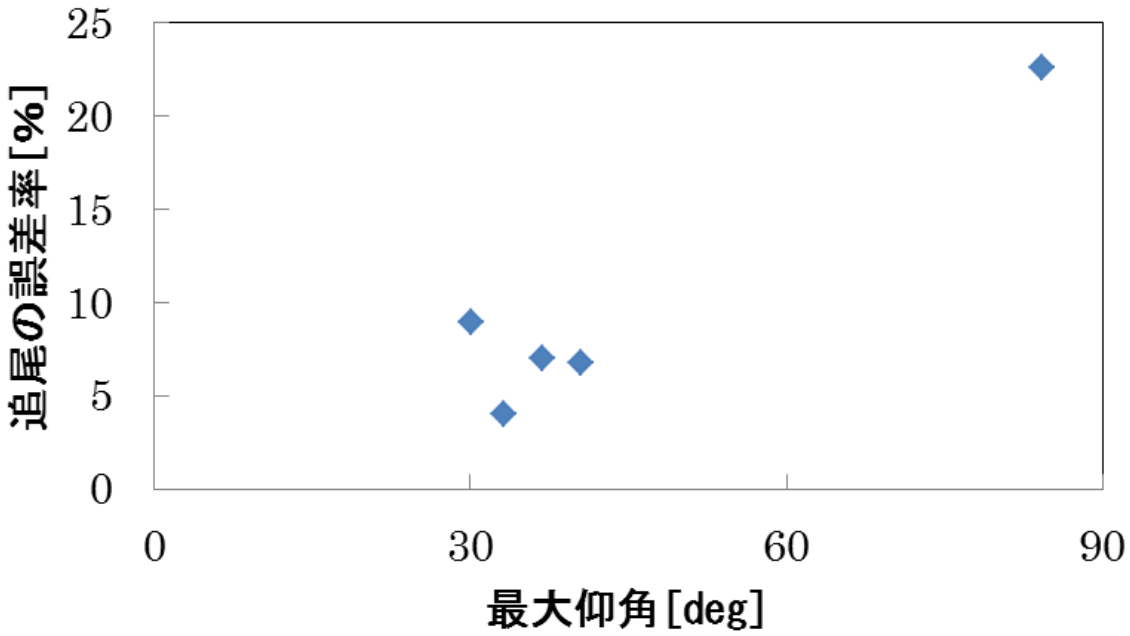


図 3－25　衛星の動きに対する開ループ制御の誤差率

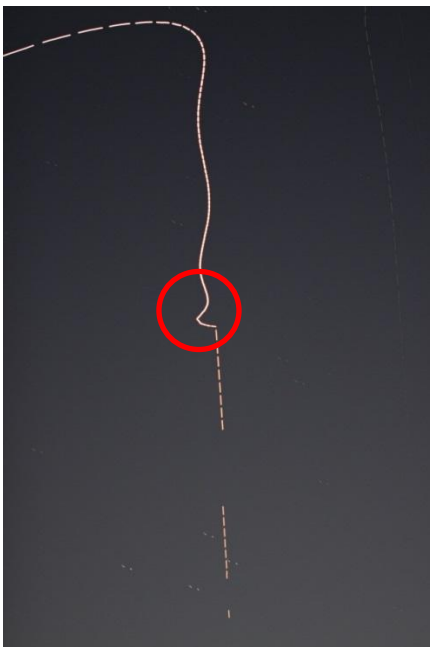


図 3-26　ISS 追尾結果図
（シャッター速度 1 [s]）

図 3-27　HST 追尾結果
（シャッター速度 1 [s]）

図 3-28　CZ-4B R/B 追尾結果
（シャッター速度 2 [s]）

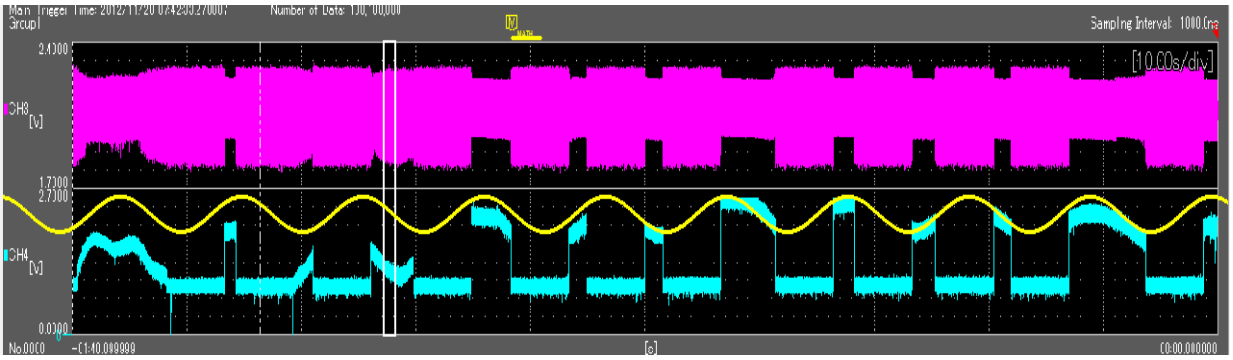


図 3-29　開ループ制御により得られた信号(上段:生信号(縦軸:0.0875 [V/dev]、横軸:10 [s])、下段:10.7[MHz]フィルター増幅回路を通した後の信号（縦軸:0.375 [V/div]、横軸:10 [s])、11 月 27 日）

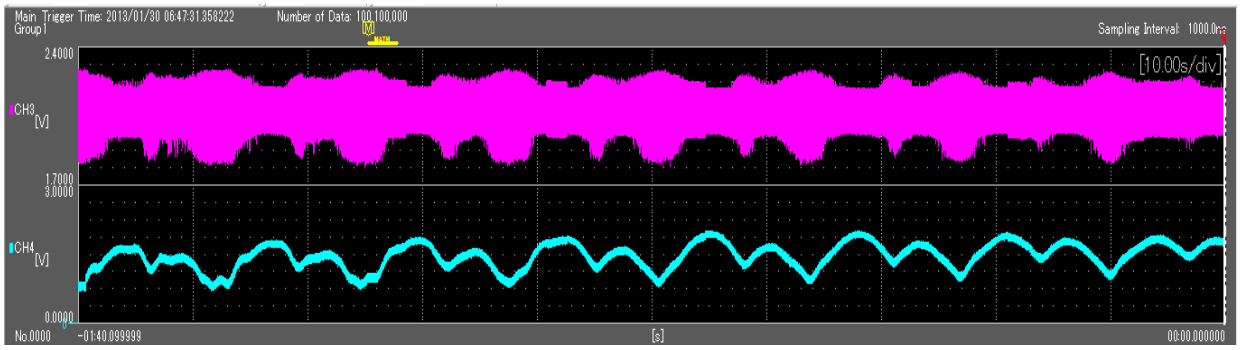


図 3-30　開ループ制御により得られた信号(上段:生信号(縦軸:0.0875 [V/dev]、横軸:10 [s])、下段:10.7 [MHz]フィルター増幅回路を通した後の信号（縦軸:0.375 [V/div]、横軸:10 [s])、1 月 30 日）

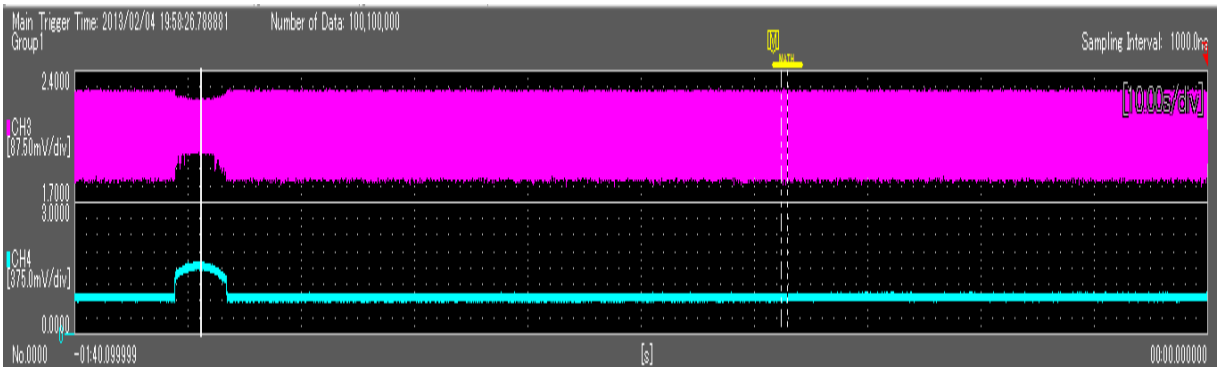


図 3-31　開ループ制御により得られた信号(上段:生信号(縦軸:0.0875 [V/dev]、横軸:10 [s])、下段:10.7 [MHz]フィルター増幅回路を通した後の信号（縦軸:0.375 [V/div]、横軸:10 [s])、2 月 4 日）

3.5　開ループ制御+山登り法

3.5.1　山登り法の評価実験

図 3-32 に閉ループ制御の考え方を示す。山登り法のみを使用してどの程度の追尾性能があるかを実験した。経緯台を福岡工業大学の C 棟屋上、衛星（エンジニアリングモデル）

をそこから 1.4 [km]離れた場所に置いて送信実験を行った。アンテナは実際に使われているバッチアンテナの場合 5 [s]の休みが入ってしまう為、ヘリカルアンテナを使用して連続して信号が出ている状態にした。

図 3-33、図 3-34 は移動時間を 0.5 [s]、移動周波数を 600 [Hz]に固定して初期ズレ角度を変化させた時の結果である。図 3-35 、図 3-36 は初期ズレ角度を 2 [deg]、移動周波数を 400 [Hz]に固定して移動時間を変化させた時の結果である。

図 3-37 、図 3-38 は初期ズレ角度を 2 [deg]、移動時間を 0.5 [s]に固定して移動周波数を変化させた時の結果である。これは、θ 方向のみに角度をずらして測定したものであり、φ 方向と θ 方向のどちらも駆動させたが θ 方向の結果しか記していない。移動周波数は、図 3-32 では$\triangle V$[V]として電圧に換算して書かれている。

図 3-35、図 3-37 を見てみると移動時間 0.5 [s]、移動周波数 400 [Hz]、初期ズレ角度 2 [deg]の時の結果が振動していて、ズレ角度の補正ができていない。しかし、他の結果はズレ角度の補正もできており、補正ができていない場合も角度の暴走はしていないことから、山登り法はプラス方向に対するズレにもマイナス方向に対するズレにも機能していると言える。

それぞれの結果から、移動時間によるズレ角度補正への時間の違いが出ていないこと、周波数が高い程ズレ角度の補正が早いことが確認できた。このことから、より多くの補正回数を得るために移動時間を短くし、ステッピングモーターが脱調しない程度に周波数を高くして山登り法を行った。

3.5.2 開ループ制御+山登り法での衛星追尾実験

異なる二つの制御パラメーターの閉ループ制御で衛星を追尾した際の山登り法での角度補正を、図 3-39、図 3-42 に示す。図 3-39 の実験条件は移動時間が 0.3 [s]、移動周波数が φ 方向は 50 [Hz]で θ 方向は 100 [Hz]である。図 3-42 の実験条件は移動時間が 0.3 [s]、移動周波数が φ 方向は 400 [Hz]で θ 方向は 300 [Hz]である。図 3-40、図 3-43 にそれぞれの実験の RSSI 信号を示す。図 3-41、図 3-44 にそれぞれの実験の角度補正を拡大したものを示す。

図 3-41、図 3-44 を見ると、φ 又は θ のプラス方向へ経緯台が動くことにより RSSI 信号が強くなれば、動かしていなかった方の方向へ移行し、弱くなればマイナス方向へ倍の距離動いており、山登り法は正常に動いていることがわかった。しかし、それが RSSI 信号の変位を見て読み取れないのは、図 3-40 に示すように RSSI 信号自体に強弱がついていることと、補正角が小さいことが考えられる。また、補正角が小さい為にノイズを読み取って誤作動してしまう可能性もある。周波数を大きくしすぎると、ステッピングモーターが脱調するため、移動角には限度がある。VF コンバーター入力端子のコンデンサの値を大きくすることで、入力電圧の立ち上時間を長くすることにより、移動速度を速くすることを試みた。その結果、移動周波数を 400 [Hz]まで上げることができたが、それでも移動速度は十分な速さではなかった。

衛星の回転等の原因で RSSI 信号自身に大きな強弱がある為、その強弱を読み取っている可能性も考えられる。移動時間内に RSSI 信号自身の強弱以上の強弱が出る程度に移動速度

を上げなければ、閉ループ制御は機能しない事も明らかとなった。
　以上のような種々の問題点があり、閉ループ制御による衛星の追尾法は実用には至らなかった。今後のさらなる開発・研究を要する。

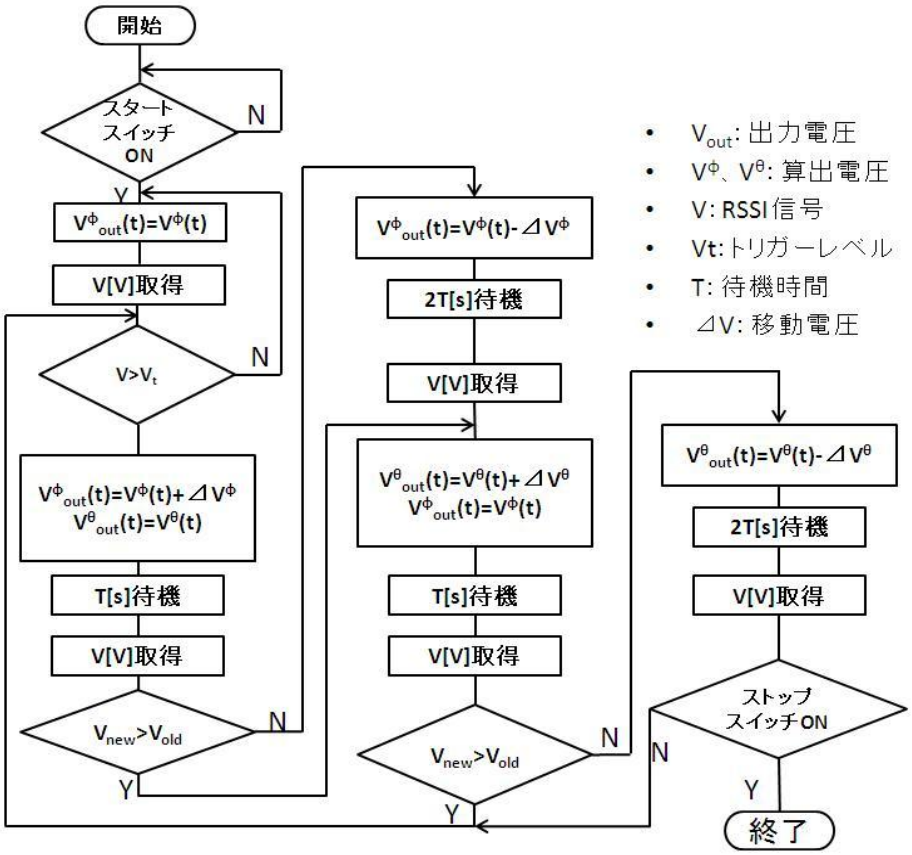


図 3-32 閉ループ制御のフローチャート

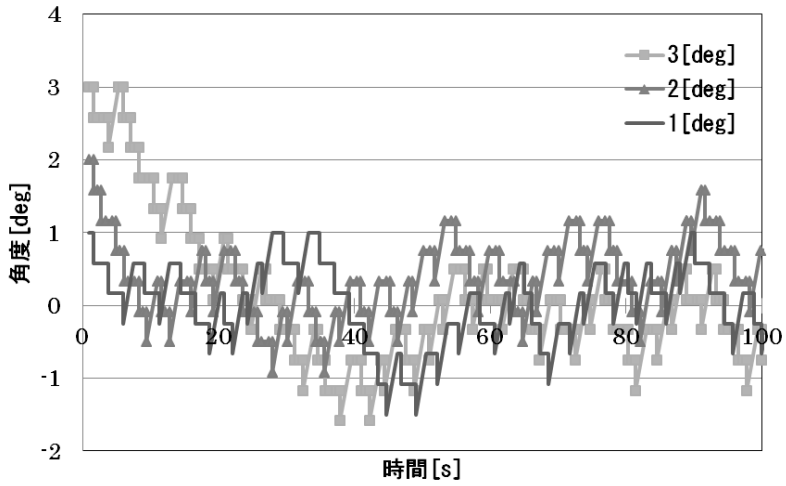


図 3-33　初期ズレ角度（プラス）と経過時間の関係
（移動時間：0.5[s]、移動周波数：600[Hz]）

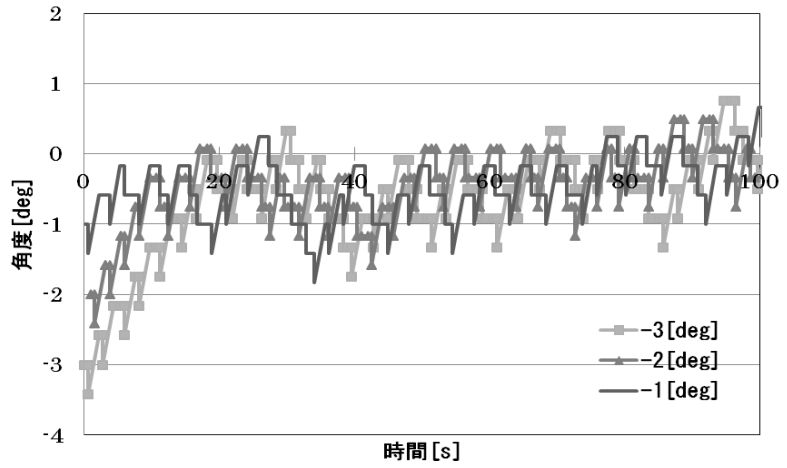


図 3-34　初期ズレ角度（マイナス）と経過時間の関係
（移動時間：0.5[s]、移動周波数：600[Hz]）

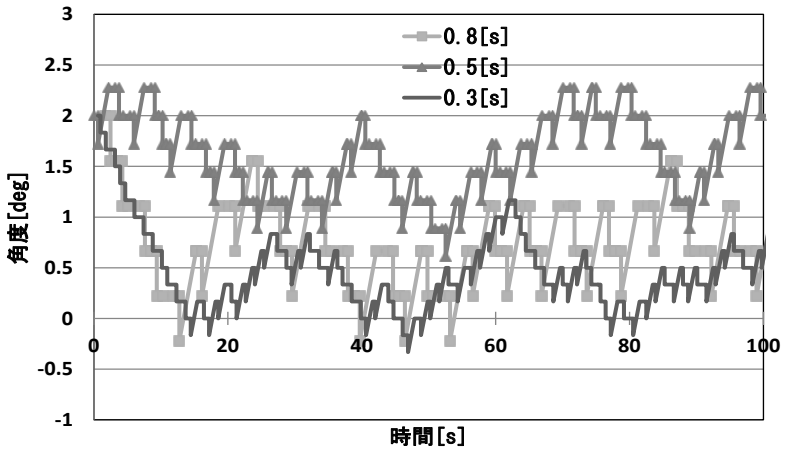


図 3-35　移動時間を変化させた時の角度（プラス）と経過時間の関係
（初期ズレ角度：2 [deg]、移動周波数：400 [Hz]）

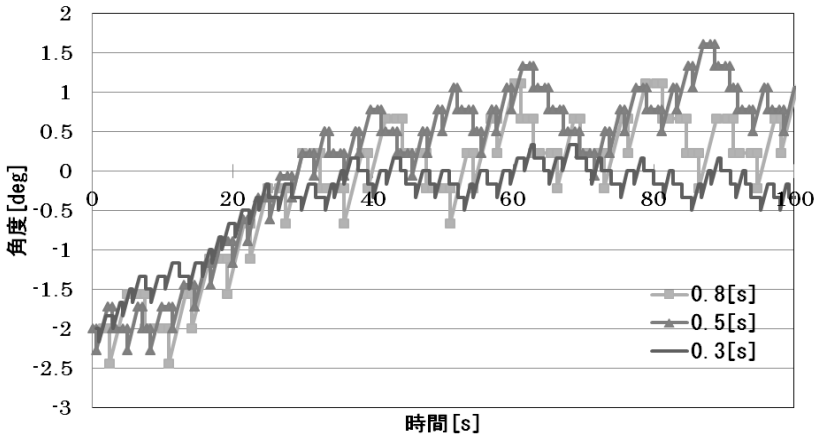


図 3-36　移動時間を変化させた時の角度（マイナス）と経過時間の関係
（初期ズレ角度：2 [deg]、移動周波数：400 [Hz]）

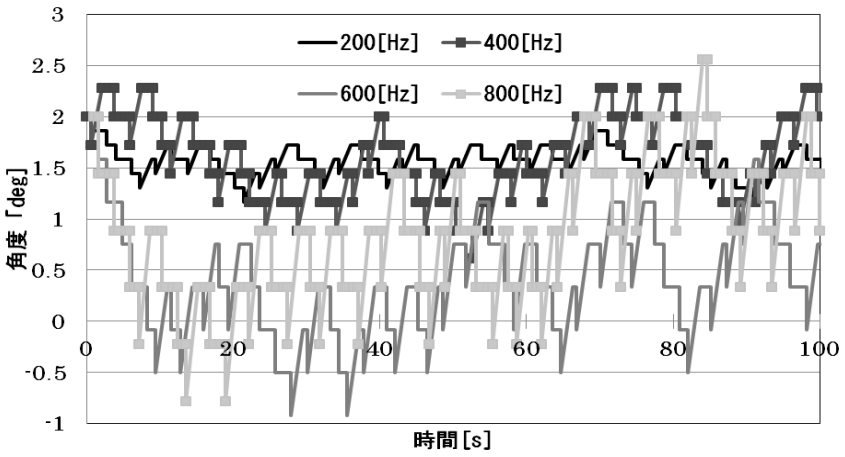


図 3-37　周波数を変化させた時の角度（プラス）と経過時間の関係
（初期ズレ角度：2 [deg]、移動時間：0.5 [s]）

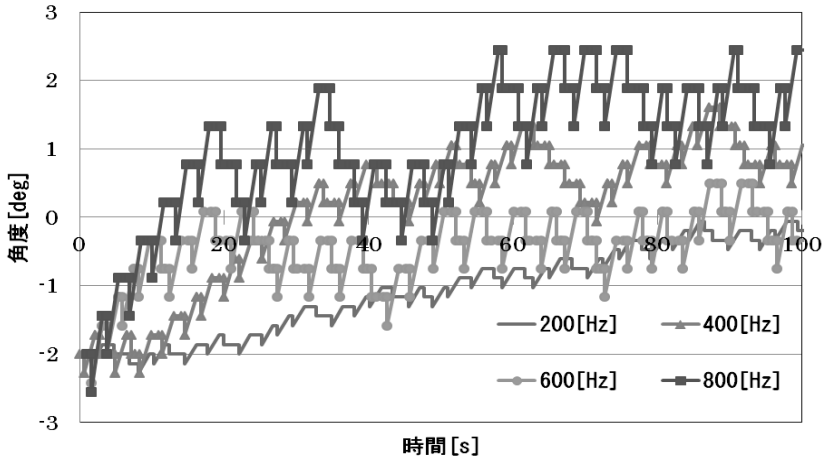


図 3-38　周波数を変化させた時の角度（マイナス）と経過時間の関係
（初期ズレ角度：2 [deg]、移動時間：0.5 [s]）

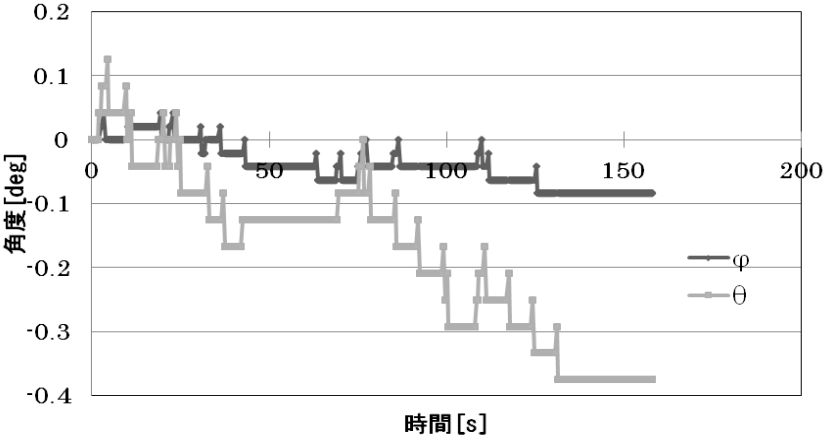


図 3-39　山登り法による角度補正
（移動時間：0.3 [s]　移動周波数：φ=50 [Hz]、θ=100[Hz]）

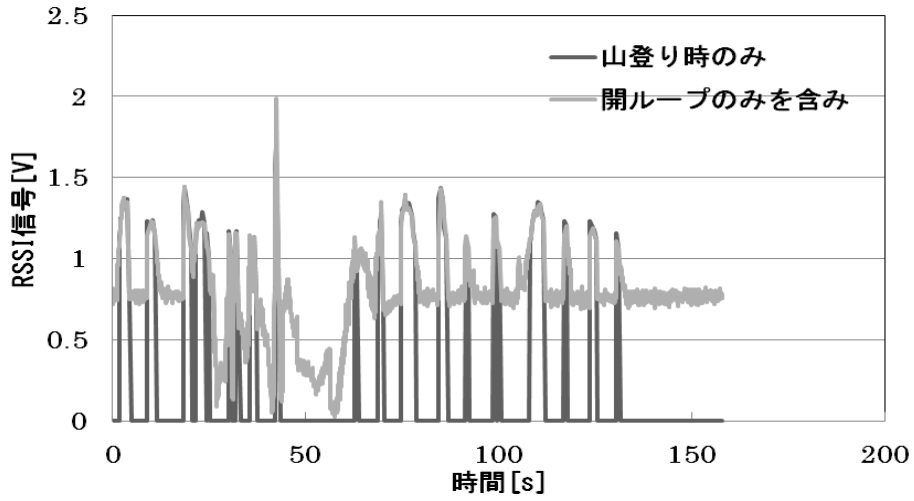


図 3-40　図 3-39 時の RSSI 信号の変位

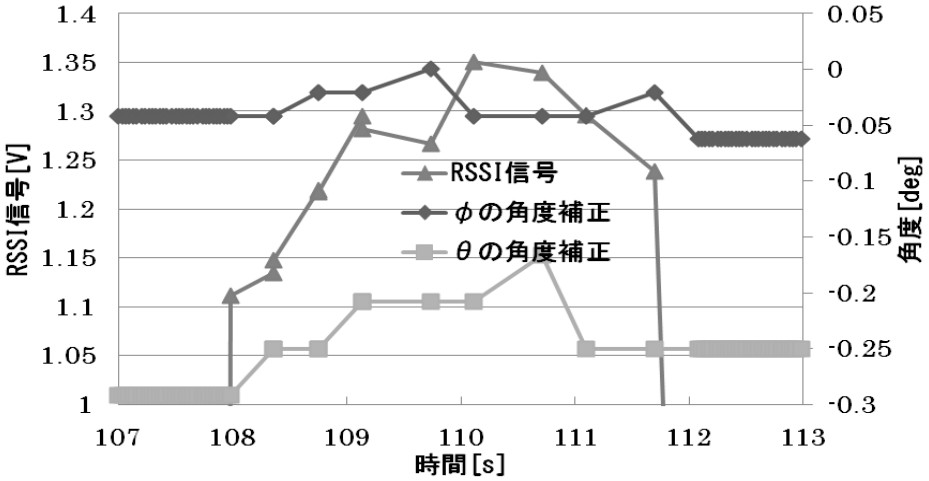


図 3-41　角度補正の詳細（角度補正を行っている 107 [s]から 113 [s]の間）

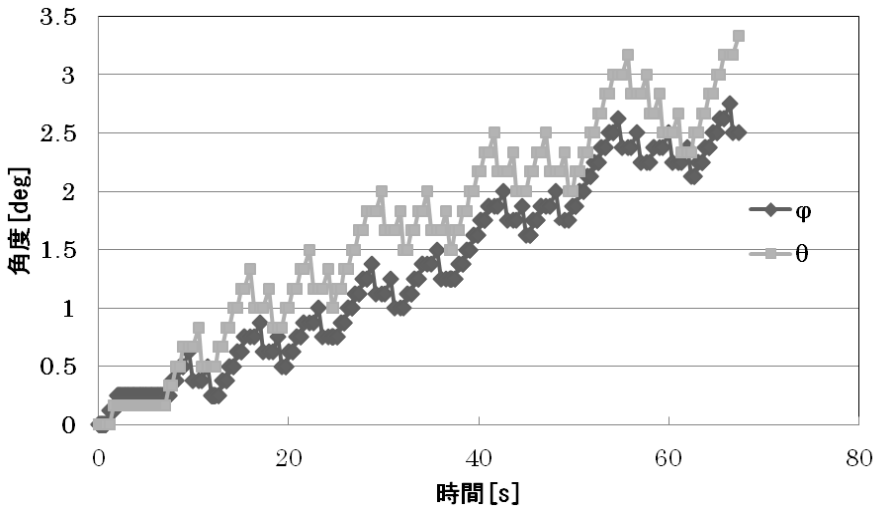


図 3-42　山登り法による角度補正
（移動時間：0.3 [s]　移動周波数：φ=400 [Hz]、θ=300[Hz]）

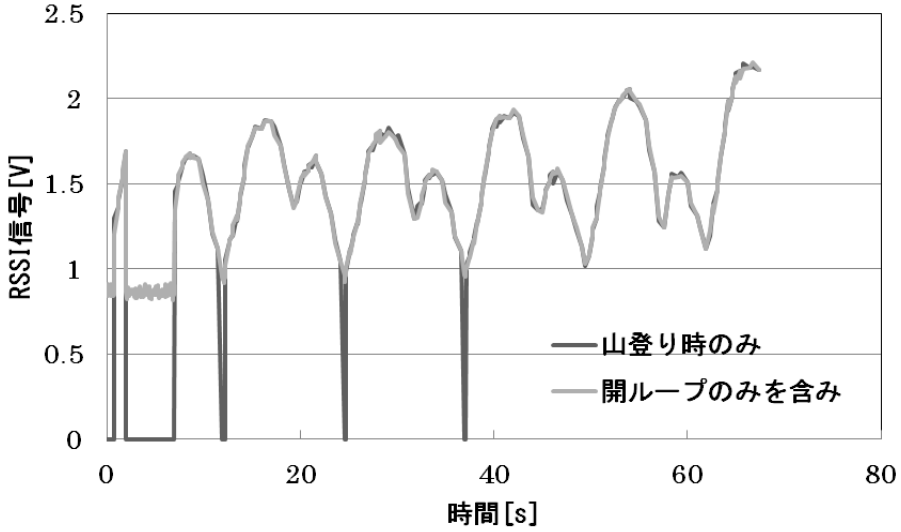


図 3-43　図 3-42 時の RSSI 信号の変位

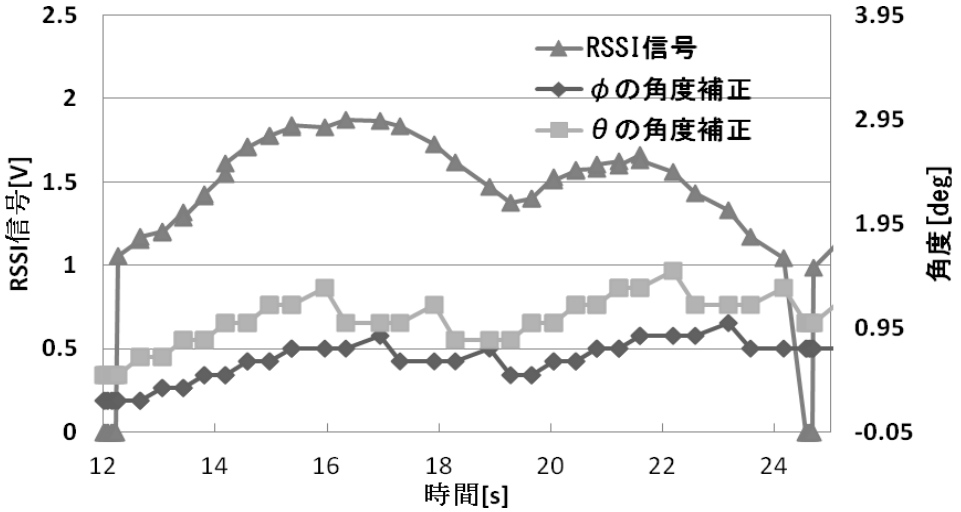


図 3-44　角度補正の詳細（角度補正を行っている 12 [s]から 25 [s]の間）

4. 衛星打ち上げから放出まで

4.1 衛星の打ち上げ

FITSAT-1 は 2012 年 7 月 21 日に種子島からこうのとり 3 号機（H-IIB ロケット 3 号機）に乗り、国際宇宙ステーションへ運ばれた。当日は多数の学生と田中教授が、現地に発射の見学に行った。現地までのバス便がないため、鹿児島からフェリーで現地に向かい、自家用車で発射場に向かった。

図 4-1　こうのとり 3 号機（H-IIB ロケット 3 号機）

図 4-2　福工大衛星応援隊

4.2 衛星の放出

FITSAT-1 は 2012 年 10 月 5 日 0 時 44 分（JST）に国際宇宙ステーション（ISS）から

放出された。図 4-3 に 3 個の小型衛星が放出装置内に収納された様子を示す。FITSAT-1 は左端のものである。衛星はスプリングの力により放出され、発射速度は JAXA によると 1 m/秒程度とされていたが、放出時のビデオによるともう少し早いようである。図 4-4 に衛星から引き抜かれたフライトピンを示す。無重力のため浮遊しているのが、衛星が確かに宇宙に運ばれているという実感を与え印象的である。後方は衛星の発射装置である。

図 4-3　衛星発射装置に装填された FITSAT-1
（左端が FITSAT-1、JAXA 提供）

図 4-4　衛星から取り外されたフライトピン
（後方は発射台、JAXA 提供）

図 4-5 に ISS の実験棟のロボットアームの先端に取り付けられた、発射装置を示す。

ISS の本体に衝突しないように、ISS の進行方向に対して後方下向き（地球側）45 度の方向に発射された。

図 4-6 に放出直後の様子を ISS 備え付けのカメラが取った写真を示す。ISS の太陽パネルを背景に、宇宙へ飛び出してゆく様子が見事にとらえられている。FITSAT-1（右端）は磁石を搭載しているので、同じ姿勢で平行に放出された衛星の相対的な姿勢が磁力線に沿って変わり始めている。図 4-7 と図 4-8 はさらに時間が経過した時の 3 個の衛星であり、背景は地球である。

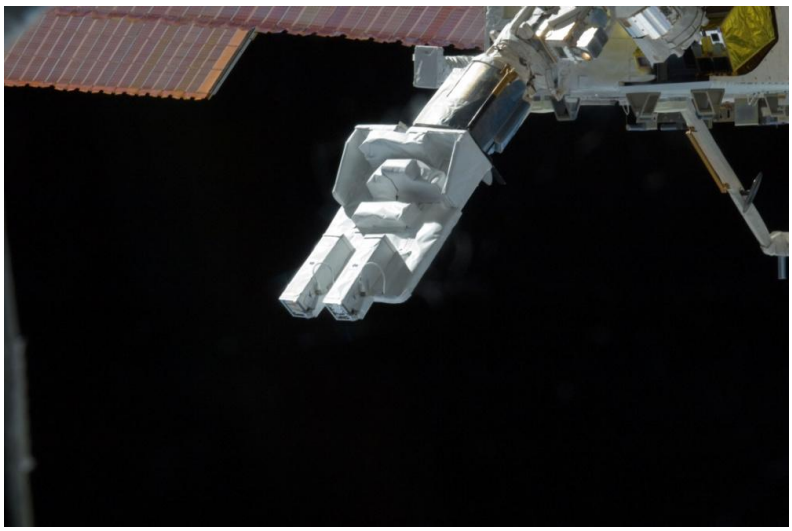


図 4-5　放出装置（JAXA/NASA 提供）

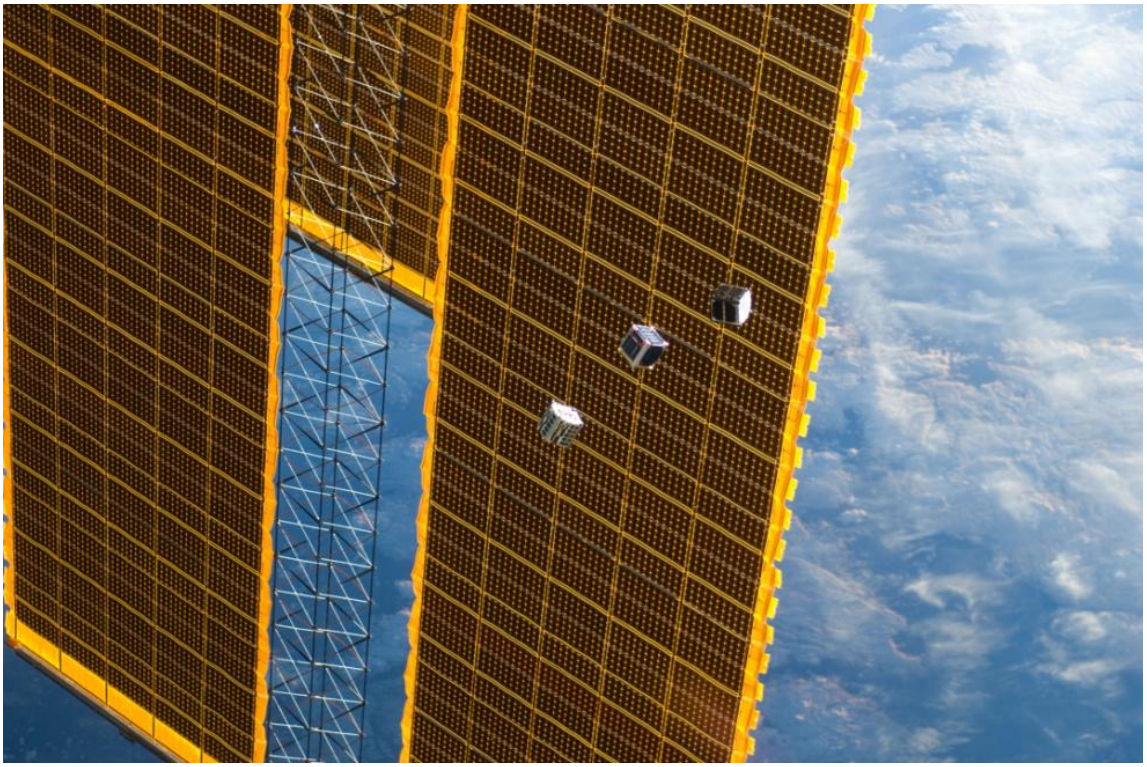


図 4-6　放出後の FITSAT-1（右端、背景は ISS の太陽発電パネル、JAXA/NASA 提供）

図 4-7　放出後の FITSAT-1（背景は地球、JAXA/NASA 提供）

図 4-8　放出後の FITSAT-1（左端が FITSAT-1、背景は地球、JAXA/NASA 提供）

5.　衛星の観測

5.1　低速通信システムと地上オペレーション

5.1.1　アンテナ

437MHz 用のアンテナは 12 エレメントの八木を 2 段スタックにして使っている。衛星の 437MHz のアンテナエレメントは常に磁力線に沿うので、垂直偏波となる。一方、1.26GHz のアンテナは 23 エレメントの八木を 2 段スタックにして使っている。水平偏波を出すが、衛星は円偏波のパッチアンテナを使用しているので偏波面は問題にならない。

アンテナローテータは Creative Design 社の RAC825 を用いて追尾制御を行っている。RAC825 にパソコンのシリアルポートから衛星の軌道を決定する TLE（Two Line Element）を与えておく。衛星が水平線から現れると自動で追尾を始める。

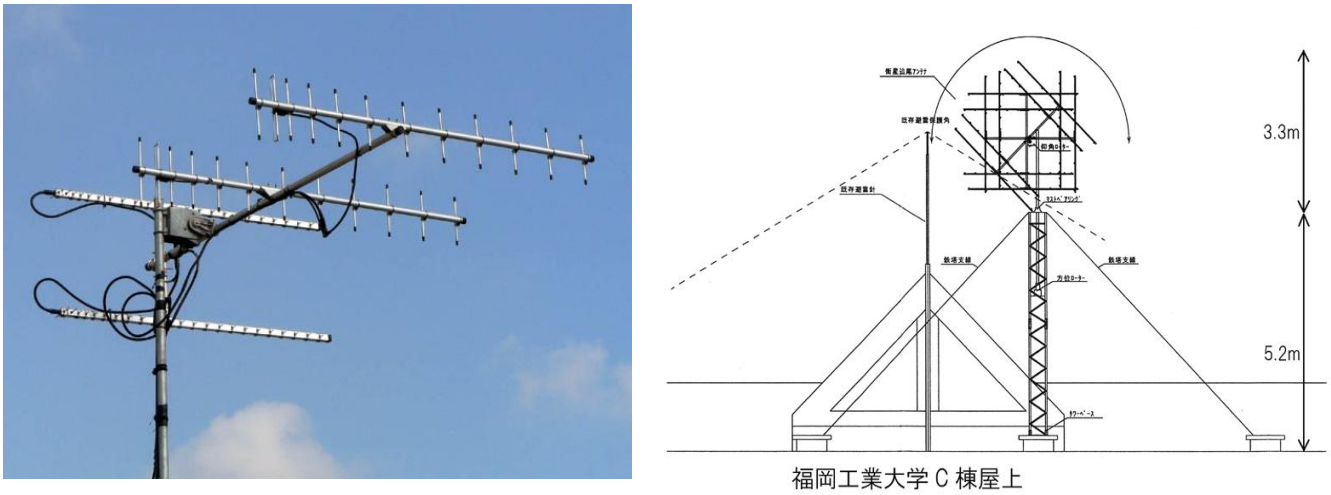


図 5-1　437MHz、 1.26GHz アンテナ

5.1.2　通信機器

437MHz の送受信、1.26GHz の送信ともに Kenwood 社のトランシーバ TS-2000SX を用いている。このトランシーバは 430MHz 帯で 50W、1.2GHz 帯で 10W の出力を出すことができる。トランシーバはシリアルポートから送受信の周波数をコントロールできるので、パソコンで追尾ソフト Calsat32 を動かし、ドップラー効果による送受信周波数の変化の補正を行っている。この補正方法については後述する。

430MHz 帯、1200bps、AX.25 パケットを用いてリモートコマンドの送信と蓄えたテレメトリーデータの受信を行う。このパケットの生成と解析は TASCO 社の TNC-505 を用いている。

バックアップ系として 1.2GHz 帯、DTMF 信号でリモートコマンドを送信する。DTMF 信号を出すために、ALINCO 社のマイクロホン EMS-57 を使っている。

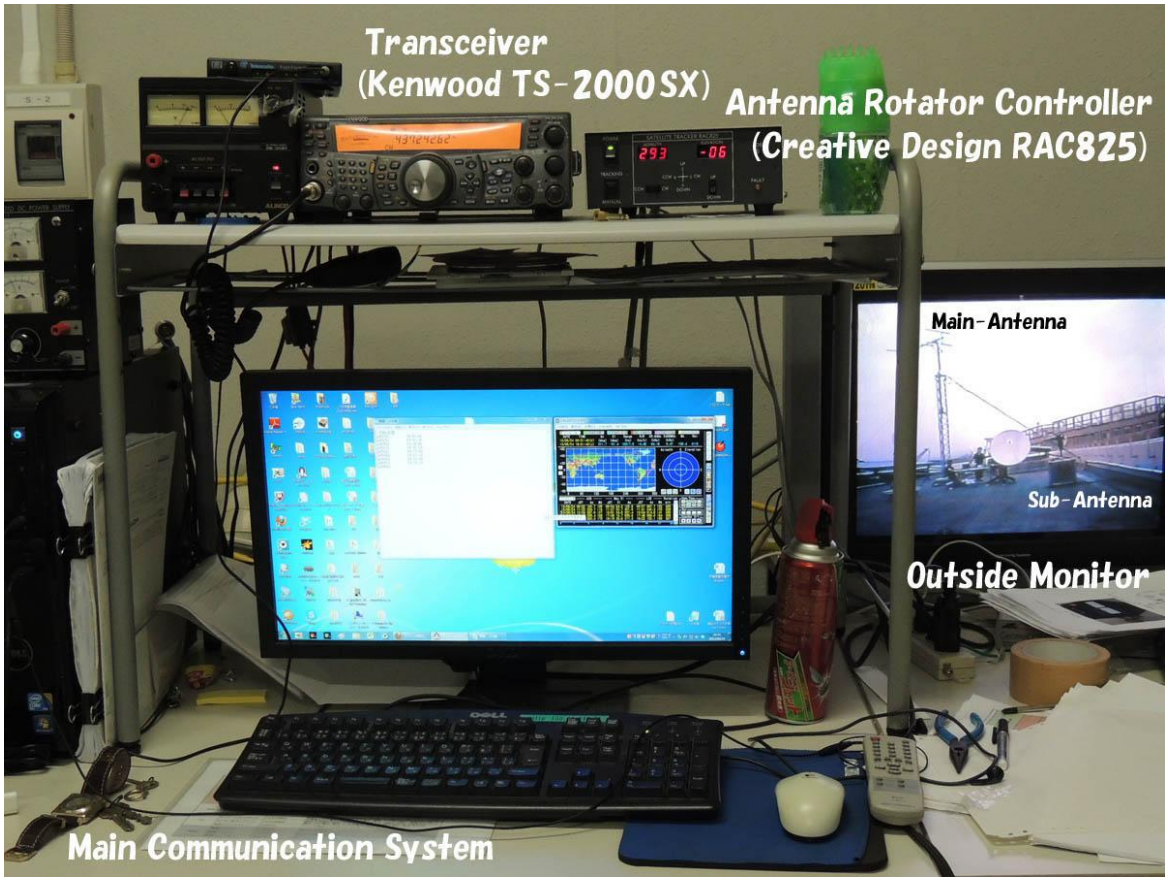


図 5-2　地上局 JG6YEW

5.1.3　ビーコン信号

FITSAT-1 は常に 437.250MHz の周波数において図 5-3 のフォーマットで CW（モールス信号）を出している。”HI DE NIWAKA JAPAN” に始まり、”S1”の後に 16 進表示 2 桁が”s11 s12 s13 s14”と 4 個続く。このブロックが”S5”まで続き、最初の”HI DE …”に戻る。各ブロックの間には 14 秒間の休みを入れている。この休止期間は 437MHz 帯受信機が働き、地上からのコマンドが送られてこないかワッチする。”s11 s12 s13 …”などは図 5-4 により、テレメトリーの電圧・電流などに変換することができる。

HI DE NIWAKA JAPAN				
S1	s11	s12	s13	s14
S2	s21	s22	s23	s24
S3	s31	s32	s33	s34
S4	s41	s42	s43	s44
S5	s51	s52	s53	s54

図 5-3　ビーコン信号のフォーマット

```
Following lower case letters consists of two hexadecimal digits.
e.g. 3B = 3 x 16 + 11

s11: RSSI of 437MHz RX                          s11x(5/256) [V]
s12: Total voltage of solar panel               s12x(5/256) [V]
s13: Total current of solar panel               s13x(5/256)x0.4 [A]
s14: V. of one cell lithium ion battery         s14x(5/256) [V]
s21: Current of one cell lithium ion battery
      (s21x(5/256)-2.5)x0.4 [A]                 (>0: discharge)
                                                (<0: charge)
s22: V. of 3 cells lithium ion battery          s22x3x(5/256) [V]
s23: Current of 3 cells lithium ion battery
      (s23x(5/256)-2.5)x10 [A]                  (>0: discharge)
      (s23x(5/256)-2.5)x0.1 [A]                 (<-0: charge)
s24: standard voltage of 2.5V                   s24x(5/256) [V]
s31: V. of Solar panel (+X)                     s3?x(4.5/256)*2 [V]
s32: V. of Solar panel (+Y)
s33: V. of Solar panel (-X)
s34: V. of Solar panel (-Y)
s41: Temp. of 3 cell battery  (s4?x(4.5/256)-0.5)/0.01 [degC]
s42: Temp. of one cell battery
s43: Temp. of +Z panel
s44: Temp. of -Z panel
s51: RSSI of 1.2GHz                             s51x(4.5/256) [V]
s52-54: Time after last reset     s51x65536+s52x256+s53 [sec]
```

図 5-4　ビーコン・テレメトリー換算式

5.1.4　放出直後のビーコン信号

表 5-1 に放出直後に受信されたテレメトリーデータを示す。放出から第 1 週目の 2012 年 10 月 5 日 2 時過ぎに福工大地上局でビーコン信号が出ていることを確認し、次のパスから観測を始めた。437MHz のビーコン信号は多くのアマチュア局が受信できるので、世界中から多くのレポートを頂くことになった。2 周目のデータは高槻市で 5 日 3 時 41 分に取られたものを示している。3 周目はクロアチアと福工大地上局で得られたもの、4 周目は台湾、5 周目はオーストラリアで観測されたテレメトリーデータを示している。福岡でのパスはすべて日陰となっていたため、衛星の太陽電池の発電状況が分らなかったのであるが、4 周めの台湾の局、5 周目のオーストラリアの局のデータから太陽電池が正常に動作していることが判明した。台湾の局のデータは太陽電池がフルパワーに近い 437.5mA の電流を流し、単セル電池に 281.25mA で充電していることを示している。ここで畜電池の正の値は放電、負の値は充電を表す。オーストラリアの局データは太陽電池が 85.94mA 出力しているが、単セル電池も 15.63mA 出力し、5V 負荷の不足分を補っている状況がわかる。単セル電池の電圧がまだ 3.9V に達していないので、3 セル直列電池の充電は開始されていない。

表 5-1　放出直後（2012 年 10 月 5 日）のテレメトリーデータ

観測時間[JST]	3:41:00	5:00:00	5:14:33	6:55:00	8:42:00
S-mater of 437M RX:[V]	-	4.69	4.71	4.73	4.73
Total Voltage of Solar Cells:[V]	-	0.04	0.41	3.95	3.67
Total C.t of Solar:[mA]	-	15.63	0	437.5	85.94
Voltage of single B. [V]	-	3.63	3.61	3.79	3.67
Current of single B.:[mA]	70.31	70.31	70.31	-281.25	15.63
Voltage of 3 ser. B.:[V]	12.66	12.77	12.77	12.77	12.77
Current of 3 ser. B.:[mA]	0.02	0.02	0.02	0	0.02
Voltage of 2.5V ref.:[V]	2.52	2.52	2.52	2.52	2.52
Voltage of Solar .C + X	0.21	0.04	1.58	1.79	5.24
Voltage of Solar Cl + Y	0	0	0	0	2.95
Voltage of Solar C - X	0.11	0.04	1.76	5.73	4.68
Voltage of Solar C- Y	0	0	1.2	4.18	4.15
Temp. of 3 ser. B.:[℃]	-	4.49	-0.78	-4.3	-4.3
Temp. of single B:[℃]	-	6.25	-0.78	-2.54	-2.54
Temp. of +Z side:[℃]	-	-4.3	-13.09	-11.33	0.98
Temp. of –Z side:[℃]	-	-6.05	-14.84	-13.09	-0.78
S-meter 1.2GHz RX:[V]	0.49	1.28	-	0.51	0.47
TimeS:[DD/HH/MM/SS]	0/02/57/38	0/04/17/28	-	0/06/10/29	0/07/57/52
観測時間[UST]		20:00:00		21:55:00	23:42:00
観測場所	高槻市	Croatia	FIT	Taiwan	Australia
コールサイン	JH4DHX/3	9A2EY	Official	BX1AD	VK5HI

5.1.5　全日照前後の温度変化

テレメトリーデータは衛星内部にも蓄えることができるが、1 日以内の変化の記録を想定しているので、何日にもわたる変化はビーコン信号の観測で行う。2013 年 1 月 4 日前後に衛星の軌道が太陽に対して直交し、衛星が地球の影にほとんど入らない全日照に近い状態が発生した。このときの温度変化をオーストラリアのアマチュア局（VK5HI）から頂いたデータをもとにグラフ化したものを図 5-9 に示している。衛星の平均的な温度として衛星が日陰、日照になってから 20 分前後のデータを集めて表示している。全日照付近は日陰が少な

いのでほぼ同時刻のデータを採用している。日照時間が長くなり、衛星の表面温度、電池の温度ともに 23℃まで上昇していることが分かる。

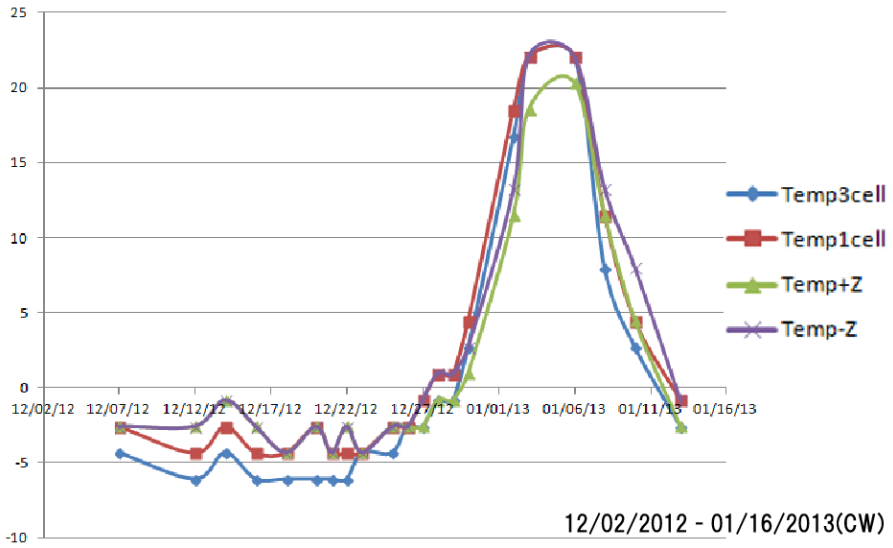


図 5-5　全日照前後の温度変化

5.1.6　パケットによるテレメトリーデータ

衛星内には 10 種類の観測データを 90 個分蓄えることができる。観測データのサンプリング周期は秒サンプリングと分サンプリングの二つを用意している。秒サンプリングは太陽電池の電圧変化から衛星の運動を調べることを目的にしたもので、サンプリング周期を 1 秒から 15 秒まで可変することができる。すなわち、最短 90 秒から 1350 秒(22.5 分)までの太陽電池各面のデータを保存できる。一方、分サンプリングは衛星の温度変化を調べることを目的にしたもので、1 分から 15 分まで可変することができる。1 分サンプリングでは丁度、地球 1 周分のデータを蓄えることになる。15 分サンプルでは地球 15 周分(1 日弱)のデータを蓄えることができる。

表 5-2　秒サンプリング

3セル電池温度[℃]
1セル電池温度[℃]
温度(＋Z面)[℃]
温度(－Z面)[℃]
太陽電池合計電圧[V]
太陽電池合計電流[mA]
1セル電池電圧[V]
1セル電池電流[mA]
3セル電池電圧[V]
3セル電池電流[mA]

表 5-3　分サンプリング

太陽電池電圧(＋X)[V]
太陽電池電圧(＋Y)[V]
太陽電池電圧(－X)[V]
太陽電池電圧(－Y)[V]
太陽電池合計電圧[V]
太陽電池合計電流[mA]
1セル電池電圧[V]
1セル電池電流[mA]
3セル電池電圧[V]
3セル電池電流[mA]

5.1.7　分サンプリングで得られた温度データ

図 5-10 は 2012 年 10 月 13 日の 23 時から 450 分間（約地球５周）、５分サンプルで温度変化を調べたものである。緑と紫の線はそれぞれ上面パネル（＋Ｚ）と底面パネル（－Ｚ）の温度変化を表しており、－15℃から＋10℃まで変化していることがわかる。赤と青の線はそれぞれ単セル電池 3 直列電池の温度変化を示している。電池はパネルよりも熱容量が大きく、衛星の内部にあるので温度の変化の範囲が狭くなっている。3 直列電池は 5.84GHz の高速通信と LED 点灯以外には使われないが、単セル電池はビーコン送出とコマンド受信のために常に充放電を行っているので、温度が常に 1～2℃程、3 直列電池より高くなっている。

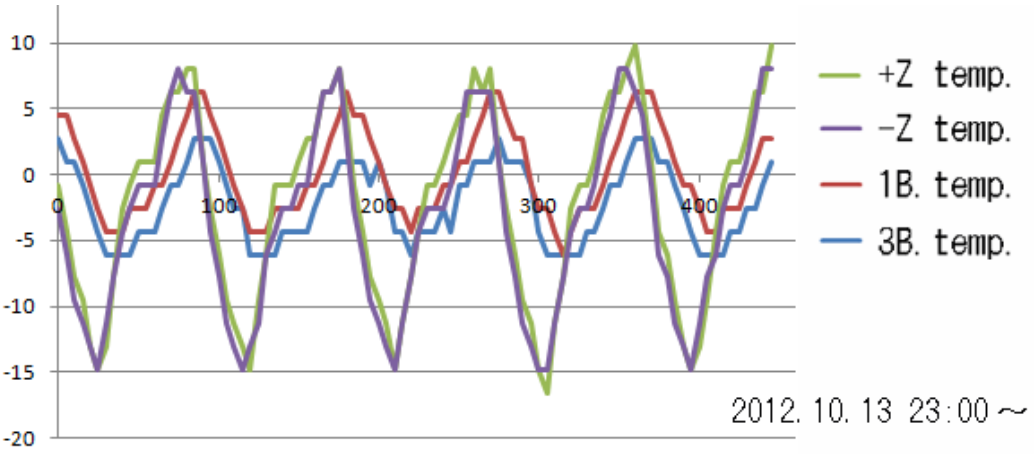


図 5-6　地球５周分の温度変化

図 5-11 はＬＥＤ点灯時の温度変化を調べたものである。衛星が日陰に入てから約 10 分後の時点で点灯を行っている。緑ＬＥＤのパネルは 2 分間の点灯で 16～17℃程上昇している。また熱が反対側の赤色 LED のパネルまで伝わっていることが分る。パネルは熱容量が小さいのですぐ冷却している。3 直列の電池も内部抵抗による発熱のため 10℃ほど上昇しているが、熱容量が大きいので徐々に温度が下がっている。単セルの電池は３直列の電池と接触しているので熱伝導により少し温度が上昇している。

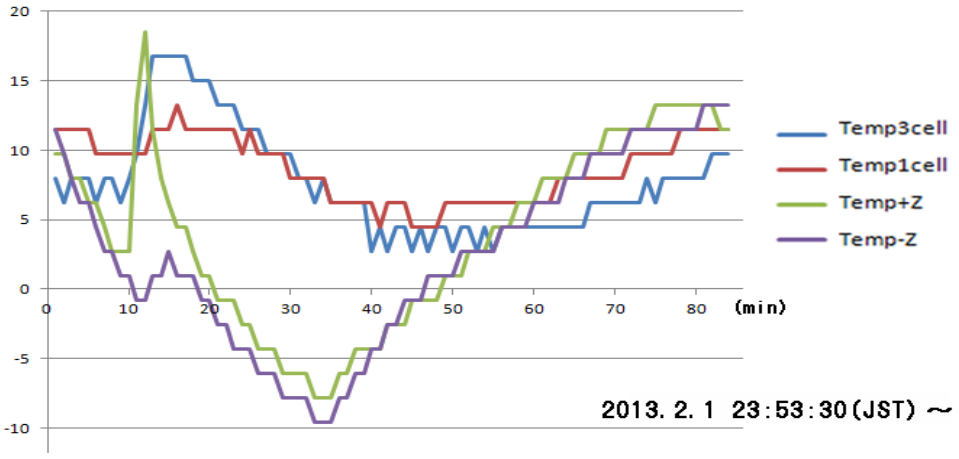


図 5-7　LED 点灯時の温度変化

5.1.8　秒サンプリングにより得られた LED 点灯時の電圧・電流

分サンプリングでは 2 分間のＬＥＤ点灯でサンプル点が 2 個となり、詳細な電流の変化が分からない。そこで、6 秒サンプリングでＬＥＤ点灯時の 3 セル直列電池の電流・電圧変化を調べたものを図 5-12、図 5-13 に示す。点灯の最初は 3A の電流が流れ、最後は 5.5A となっている。一方、電池の電圧については、最初は 11.8V、最後は 11.1V となっている。電力的には点灯の初期は 35W、最後は 60W ほどになったことを示している。これは LED の発熱により LED の特性曲線が左に動いたこと、電池の発熱により電池が活性化したことによる。LED の電流は 3 直列の電子スイッチ(フライトピン、2 個の分離スイッチ)と LED 点滅スイッチの計 4 個を通って流れるので、スイッチでの損失を考えると実際に LED に加わったエネルギーは 30～50W 程度と考えられる。

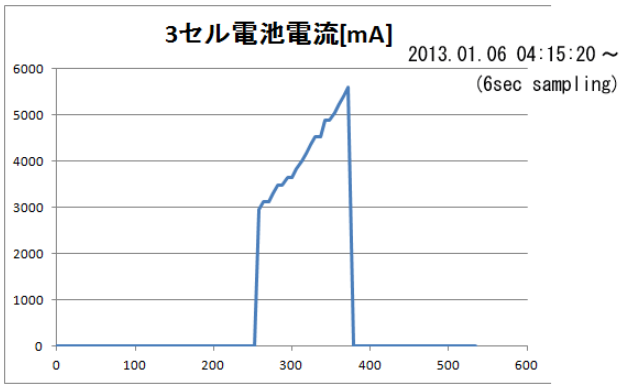


図 5-8　LED 点灯時 3 セル電池電流

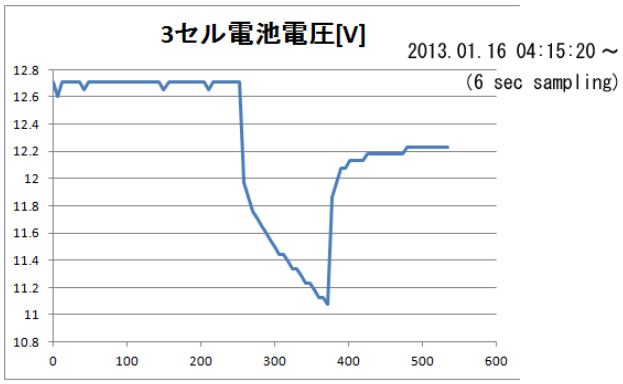


図 5-9　LED 点灯時 3 セル電池電圧

5.1.9　秒サンプリングにより得られた太陽電池の電圧変化

図 5-14 は 2012 年 11 月 6 日 11 時 24 分から 27 分までの±X 面、±Y 面に貼られた太陽電池の発電電圧の変化を 2 秒サンプリングで示している。この時刻は地上は夕暮れとなり、地

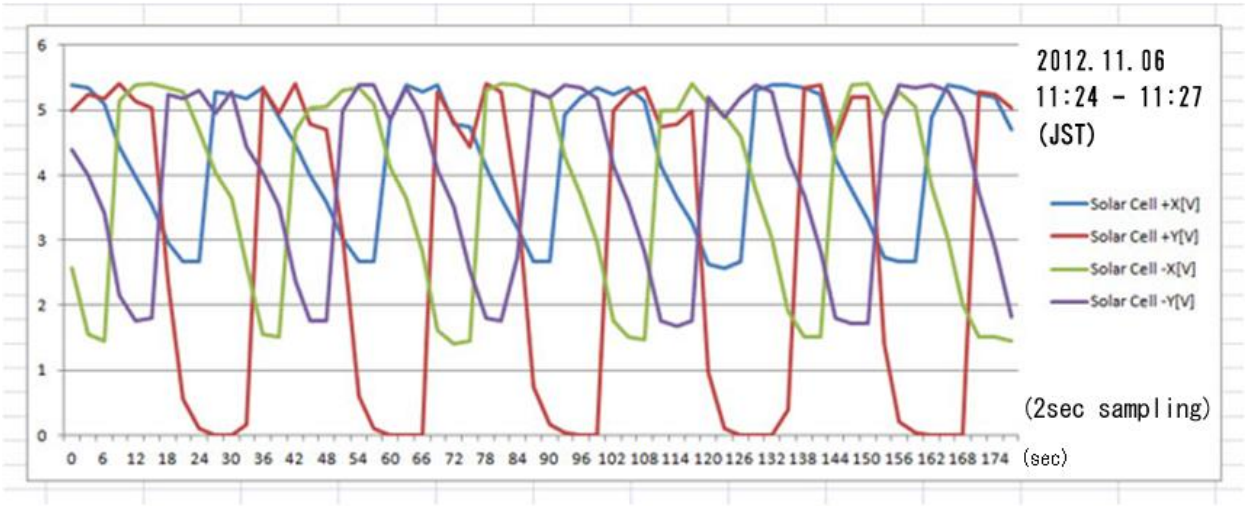


図 5-10　太陽電池の発電電圧の変化 1

表は暗いが衛星にはまだ陽が当っている時刻を選んでいる。地上が明るいと地表からの反射で太陽電池が発電し、電圧の変化が少なくなる。電圧は青(+X)、赤(+Y)、緑(－X)、紫(－Y)の順に変化している。すなわち、+X → +Y → －X → －Y の順に Z 軸を中心に左周りに周期 34 秒で回転していることが分かる。

図 5-15 は 2012 年 11 月 19 日、3 時 36 分から 3 秒サンプリングで調べたもので、回転の方向は同じであるが、回転の周期が約 23 秒となっている。衛星は日照から日陰の部分へと動いたので、地球からの反射が次第に弱くなって行くのが分かる。

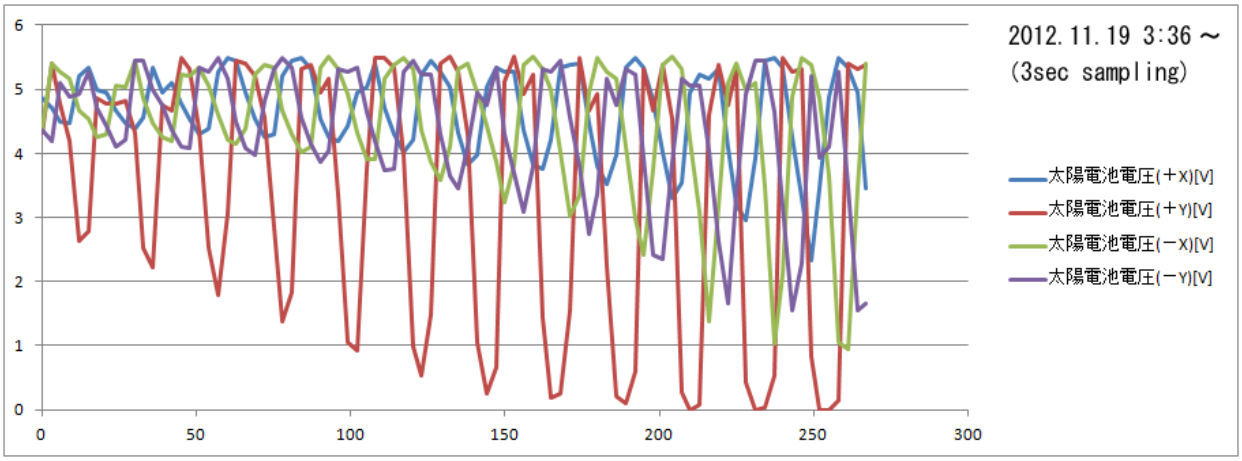


図 5-11　太陽電池の発電電圧の変化 2

図 5-16 は 2013 年 2 月 10 日の 22 時 30 分からの電圧変化を 1 秒サンプリングで調べたものである。＋X 面以外は電圧が低めに出ている。周期は 12 秒程になっている。

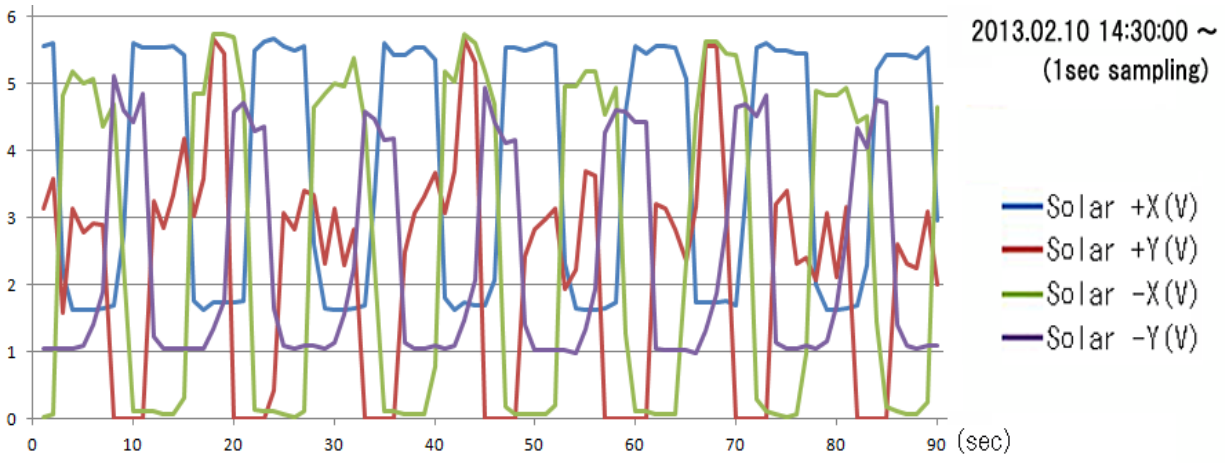


図 5-12　太陽電池の発電電圧の変化 3

図 5-17 は 2013 年 2 月 17 日、22 時 49 分から 1 秒サンプリングで調べたものである。測定 70 秒以降はほとんど電圧が出ていないので日陰に入ったものと見られる。周期を調べると 11.6 秒となっている。

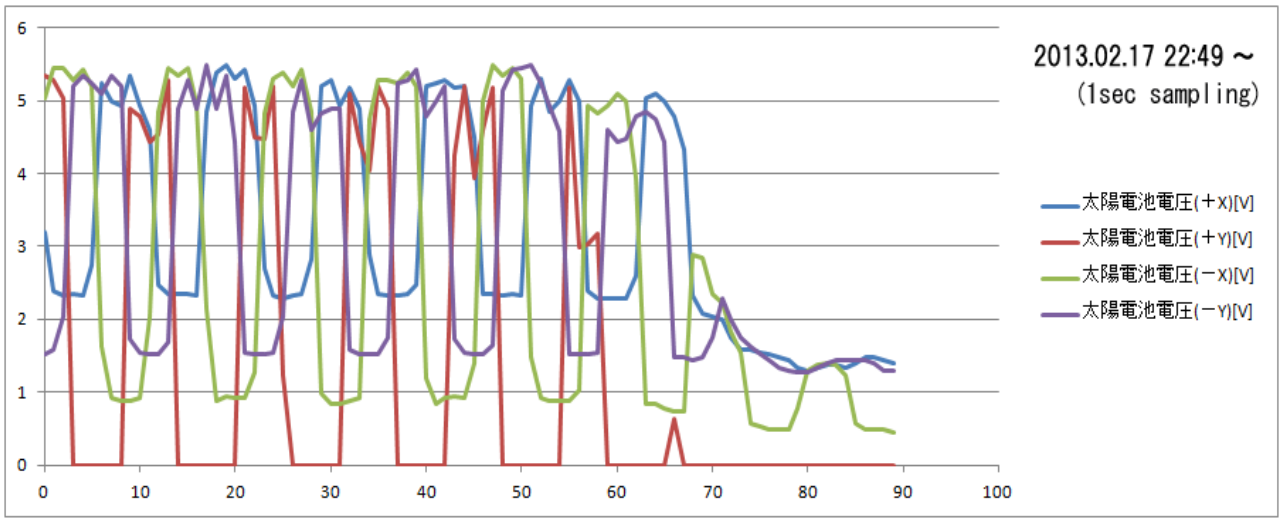


図 5-13　太陽電池の発電電圧の変化 4

FITSAT-1 は永久磁石を搭載しているので、Z 軸は常に磁北を指すが、Z 軸周りは回転することができる。図 7－1 5 に 2012 年 11 月 2 日から 2013 年 2 月 17 日までの回転数の変化を示す。回転数は予想に反して上昇しており、現在、この現象をうまく説明できるモデルの構築を進めている。

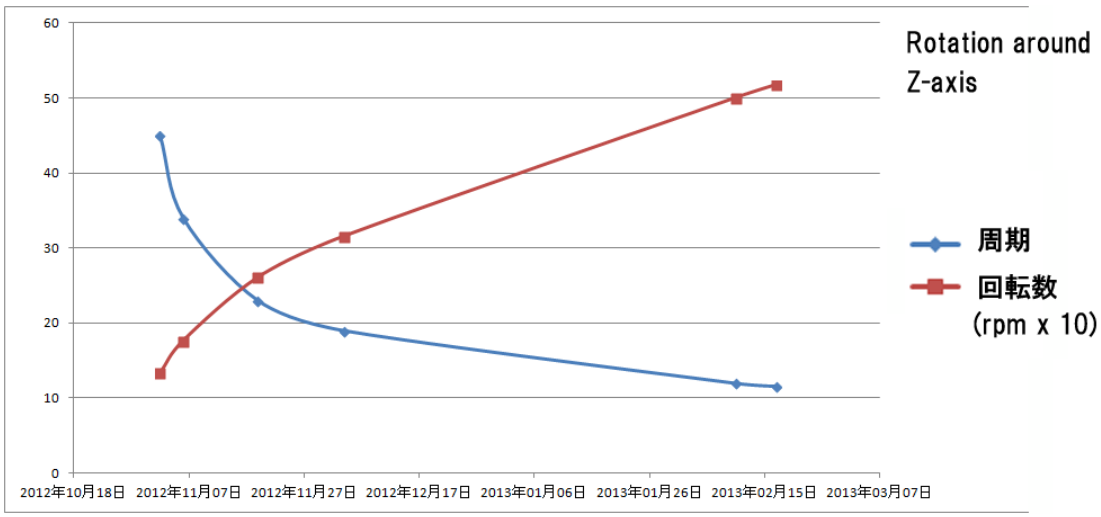


図 5-14　衛星の Z 軸まわりの回転数

5.2　高速通信システムと地上オペレーション（第 I ミッション）

5.2.1　5.84GHz 帯受信システムの構成

従来、超小型衛星の通信には 144MHz あるいは 430MHz のハムバンドが用いられた。これらの周波数帯は帯域が狭いので、帯域の広がる高速通信を行うことはできない。帯域の広い 1.2GHz 帯はダウンリンクが認められていない。2.4GHz 帯のハムバンドは盛んになった無線 LAN の周波数と重なり、電子レンジの周波数とも近く、宇宙からの微弱な信号の受信に適当でない。5.8GHz 帯は車の ETC の周波数と重なるが、車が使うのは高速道路の料金

所付近のみなので、高速通信の可能な 5.8GHz 帯を使うことにした。しかし、5.8GHz 帯で利用できる市販の機器はほとんどなく、送受信機とも新しく開発することになった。

5.8GHz 帯受信システムは 5.84GHz を 440MHz に変換する LNB と受信機 AR8600、受信機の中間周波 10.7MHz を取り出し画像データを復元する FSK 検波器から構成される。

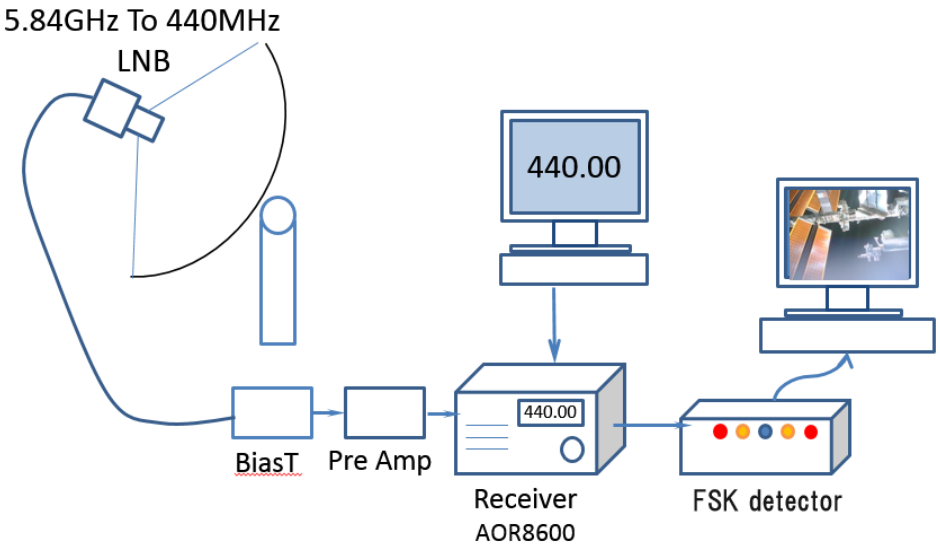


図 5-15　5.8-GHz 受信システム

LNB は望遠鏡用の経緯台に取り付けたパラボラアンテナの焦点に置く。実験に用いた 1.2m のパラボラアンテナは 3dB のビーム幅が 3 度しかない。八木アンテナ用のローテータでは 3 度の精度が出せず、使い物にならない。そこで望遠鏡の経緯台にパラボラアンテナを取り付けた。天望遠鏡用に作られた経緯台は精密に天空の一点をポイントできるが、高速で動かすことができず、完全な追尾は行えない。衛星の移動速度に追いつかないが、少しは追尾できるので、一度に 4～6 枚の jpeg-VGA 画像(640 x 480 pixel)を受信することができた。

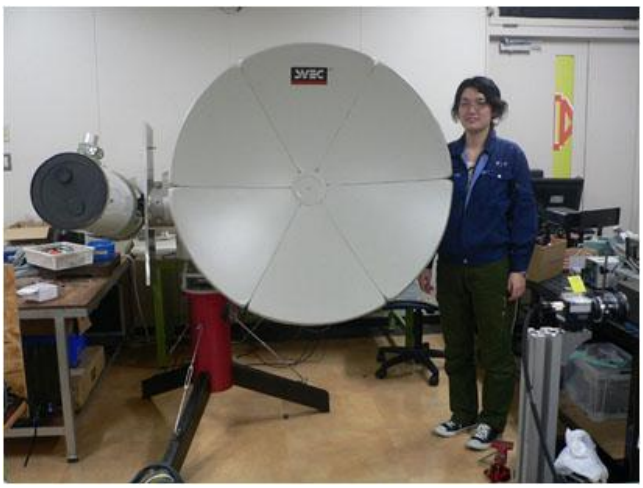


図 5-16　経緯台に乗せたパラボラアンテナ

図 5-17　LNB（周波数コンバータ）

LNB は導波管、パッチアンテナ、5.8GHz 増幅器、5.4GHz 局部発振器、周波数変換器、440MHz 中間周波増幅器から構成される（図 5-1 ）。パッチアンテナは衛星に取り付けたものと同じものを裏向けに取り付ける。これはパラボラによる反射で円偏波の旋回方向が反転することによる。5.8GHz 増幅回路と周波数変換回路はノイズを下げるためにペルチエ素子で冷却している。LNB は 5.84GHz の信号を増幅し、市販の受信機が扱える 440MHz の第 1 中間周波数に変換する。LNB の電源は BiasT 回路により LNB 出力の同軸ケーブル上に重畳されて供給される。440MHz に変換されたの信号はプリアンプにより増幅され FM 受信機 AOR8600 でチューニングし、10.7MHz の第 2 中間周波数に変換する。FM 受信機からこの第 2 中間周波の出力を取り出し、FSK 検波器により復調し、パソコンへデータを送り、画像を復元する。

図 5-18　AR8600 受信機

図 5-19　FSK 検波器

FSK 検波器には S カーブの中心からのズレを LED で表示し、ドップラーシフトによる±150kHz の周波数の変化を手動で調整できる機能を持っている。検波器には 5 段階の LED 表示があり S カーブのずれを表示し±25kHz 内ならば中心の緑色ランプ、±25kHz～±75kHz

内ならば黄色ランプ、±75kHz 外ならば赤色ランプが点灯するので、AR8600 受信機の周波数のダイヤルを回すことでチューニングを行い、緑色ランプが常に点灯するように周波数を手動で補正すればよい。

図 5-20 に 5.84GHz 受信システムのブロック図を示している。LNB の構成と FSK 検波器の構成を示している。

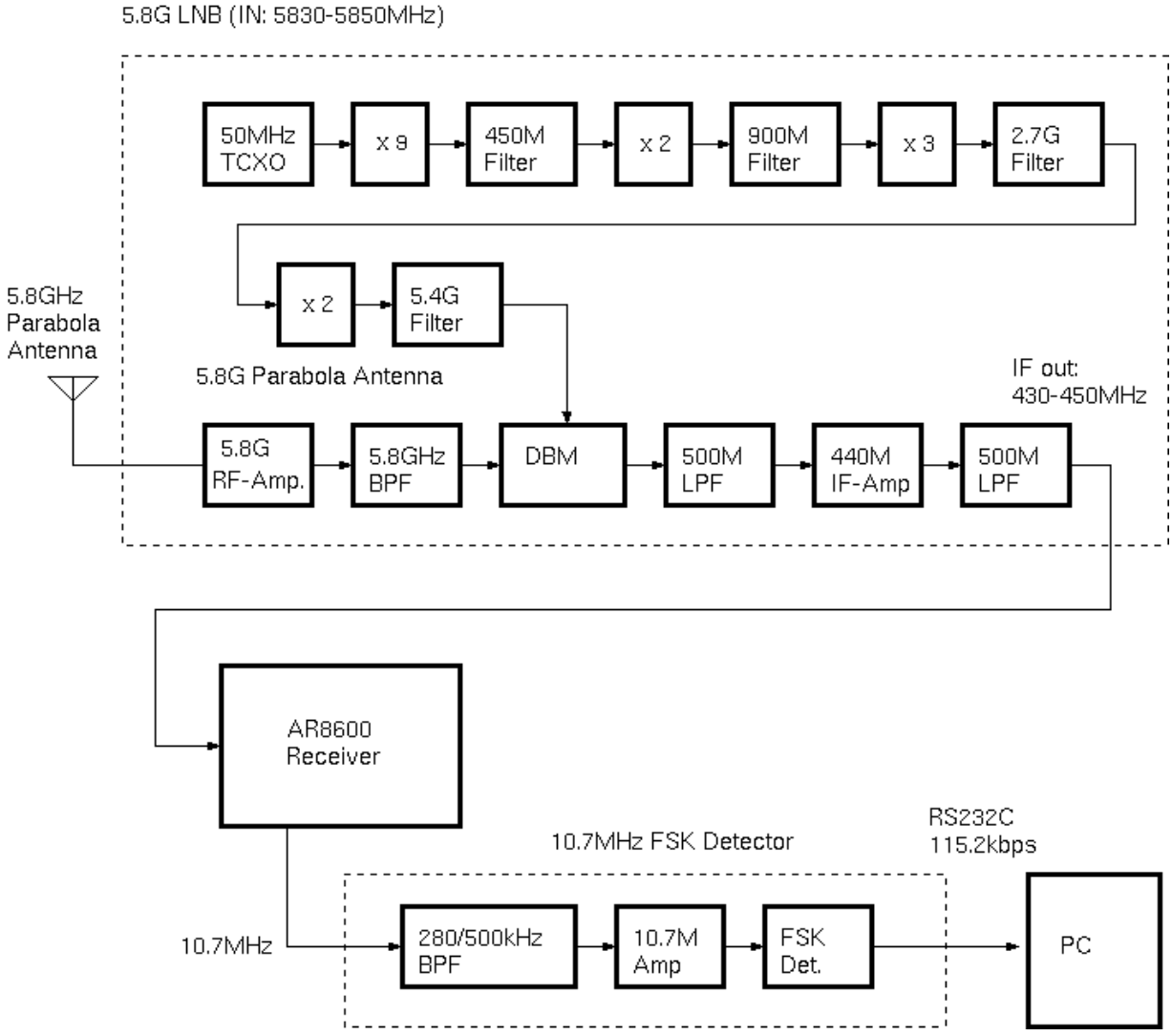


図 5-20　5.84GHz 受信システムブロック図

5.2.2　5.84GHz 帯ドップラー補正システム

実際に FITSAT-1 から 5.8GHz の信号を受信したとき、最大仰角付近での周波数変化が大きく、手動では不確性になることが分かった。そこで FITSAT-1 からの 5.8GHz の受信周波数を自動で調整するシステムの開発を行った。AR8600 受信機が外部から受信周波数を制御する機能があったので、衛星追尾ソフト Calsat32 から衛星の相対速度の情報を取り出し、受信周波数を計算し、自動でドップラー補正をできるようにした。AOR8600 受信機には

RS232C シリアル通信でコマンドを送ることにより受信周波数を設定することができる。シリアル通信の設定は以下のようになっている。

・通信速度:4800,9600,19200
・データ：8bit
・ストップビット:2bit
・パリティ：なし
・ハンドシェイク:XFLOW

受信周波数の設定は“RF”コマンドを使用する。周波数は 50Hz 単位で制御することができる。”RF437.0000<CR>” のコマンドを AOR8600 に送ると、受信周波数を 430MHz に設定することができる。

人工衛星の追尾には Calsat32 を使用している。NORAD（北アメリカ航空宇宙防衛司令部）のホームページから得られる TLE（Two Line Element）を Calsat32 に読み込ませると、人工衛星の位置情報を取得できる。Calsat32 の主な機能としてアンテナのコントロールや無線機と接続して受信周波数のドップラーシフト補正を行うことができる。しかし Calsat32 で制御できる無線機は限られており、FT847、IC820、IC910、TS2000 の 4 つのみである。使用した AOR8600 では制御することができず、また FITSAT-1 からの 5.8GHz の受信においては LNB で周波数変換を行っており Calsat32 は中間周波数の制御は対応していない。

Calsat32 には TLE から計算された人工衛星のデータ（図 5-6）を取得できる 2 つの外部インターフェースが備わっており、レジストリから読み取る方法と DDE である。今回はドップラーシフト補正で必要な Range Rate（距離変化）を使用する。

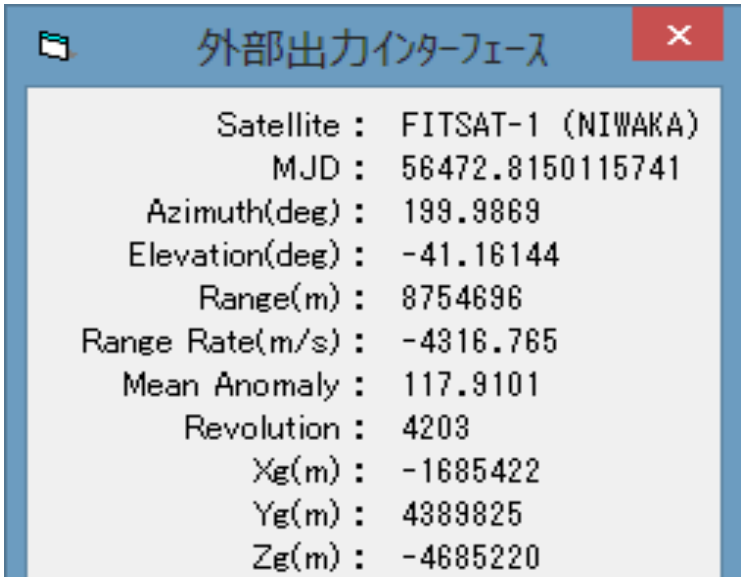


図 5-6　TLE から計算される人工衛星のデータ

レジストリとはWindows内のデータベースでありコンピュータシステムの情報を格納している。Calsat32では図5-7のようにレジストリに人工衛星のデータが書き込まれており、プログラムからレジストリを参照することで人工衛星のデータを取得することができる。

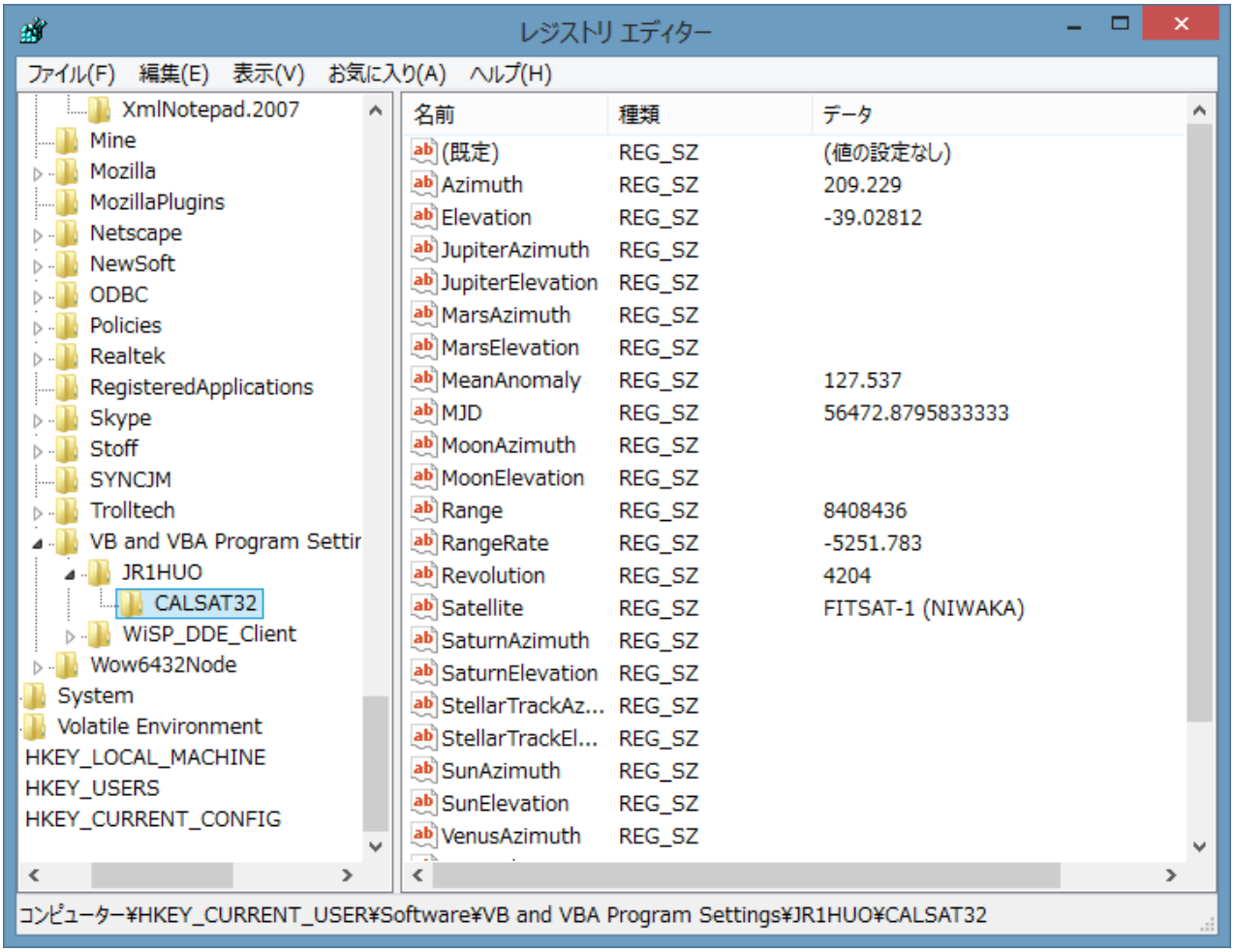


図 5-7　レジストリ

DDE とは Windows のアプリケーション間でデータやコマンドのやり取りを行うためのプロトコルである。DDE を利用して Excel では簡単な記述でデータを参照することができる。Calsat32 を起動しておき、Excel のセルに”=Calsat32|Export!txtRangeRate”と記述することにより Calsat32 で計算された人工衛星の距離変化を参照することができる。開発したドップラーシフト補正ソフトでは DDE を使用した。

5.2.3　ドップラーシフト補正ソフト

Calsat32 の DDE インターフェースを使用して ExcelVBA によりドップラーシフト補正ソフトを開発した。Calsat32 から得られる距離変化は人工衛星から見た観測点の相対速度であり、ドップラーシフト周波数 f_d、中心周波数 f_0、相対速度 v、電波の速度を c とすると式（5－1）からドップラーシフト周波数を求めることができる。

$$f_D = -f_O \frac{v}{c} \qquad (5-1)$$

ドップラーシフト周波数から LNB で周波数変換されたあとの値を足すことで受信機の周波数を求めることができる。LNB での周波数変換は 5.84GHz±ドップラーシフト周波数から局部発信機の周波数である 5.4GHz を引くことで求められる。

Excel から RS232C へアクセスするためにフリーソフトである “EasyComm” を使用した。ExcelVBA に EasyComm をインポートすれば RS232C を経由した無線機とのコマンド送信プログラムを作成することができる。ExcelVBA の記述として通信速度、パリティ、データ数、ストップビット、ハンドシェイクを次のように設定する。

・ec.Setting = “9600,n,8,2”
・ec.HandDhaking = ec.HANDSHAKEs.XonXoff

求めたドップラーシフト補正周波数の値のセルと周波数の前に RF をつけ 1 秒毎に無線機へ送る。

・ec.AsciiLine = “RF” & Range(“C8”)

図 5−8 にドップラーシフト補正ソフトの操作画面を示す。この手法によりドップラーシフトを自動補正することができ、衛星からの 5.84GHz の電波を捕まえ易くなった。

図 5-8　操作画面

5.2.4　画像データ

画像データは 128byte を単位とするパケットで送られて来る。最初の 2byte はパケット番号、次の 2byte はデータ長、そのあとに 122byte の画像データが続き、最後に 2byte の

チェックサムが続く。パケットから最初の 4byte と最後の 2byte を取り去り、つなぎ合わせると”FFD8”で始まり、”FFD9”で終わる jpeg 画像データが得られる。128byte のパケットは 115.2kbps では約 12 ミリ秒で送られてくる。一方、画像メモリーから読み込むのに 8 ミリ秒かかるので、ひとつのパケットは約 20 ミリ秒毎に送られてくる。従って、FSK 検波器をスピーカーにつなぐと、50Hz の音が聞こえる。1 枚の jpeg-VGA 画像（640 x 480 pixel）は 2 秒～6 秒で送られて来る。衛星は 2W の出力に 15W の直流入力を必要とする。重量制限から大きなヒートシンクが使えなかったので、発熱のため連続送信ができず、画像間に熱拡散のための 5 秒の休止期間を入れている。約 2～3 分で 20 枚の画像データが送られる。

図 5-24　画像データのパケット

5.2.5　画像受信実験

衛星は2012年10月5日0時44 分(JST)にハワイの沖合で国際宇宙ステーションから放出された。衛星は放出直後に5秒毎に交互に前後2台のカメラのシャッターを切り、それぞれ10枚、合計20枚の画像を蓄えている。前カメラはおもに地表を写し、後カメラは国際宇宙ステーションや暗黒の宇宙などを写している。高速通信の実験は放出約2週間後の2012年10月18日から開始した。図5-25 に最初に受信できた画像を示す。

図5-25　最初の受信画像

ドップラー効果による周波数変化が大きいことと、移動速度が速いことで受信が難しかったが、自動ドップラー補正装置の開発と、追尾操作の習熟で1度に4～6枚の画像を受信できるようになった。図5-26には放出機とロボットアーム、日本の実験棟「きぼう」の日の丸が見える。

図5-27は前カメラが写した最初の 地球の画像である。左上にわずか に暗黒の宇宙が写っている。放出直後なのでほぼ放出時の角度に近いと考えられる。

図5-26　FITSAT-1が最初に撮影した国際宇宙ステーション

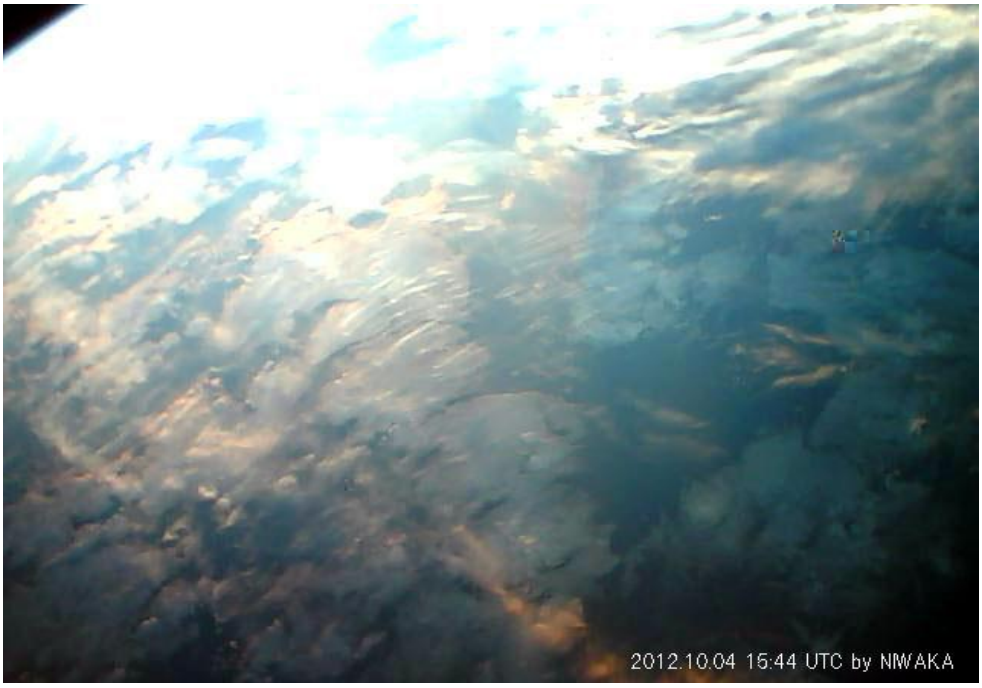


図5-27 地表の画像１

図5-28には先に放出されたベトナムの衛星（Ｆ-１）一部が写っている。衛星は日陰から日陽に変わる境目で放出されたので、右下の白い部分は日陰と日照の境目の大気の上層部を写したものと見られる。 磁石を搭載しているので少しずつ角度が変化してゆく。

図5-29 地表の画像２は図5-27よりもより地球に鉛直に近くなっている。これらの画像の他には暗黒の宇宙を写したもの、太陽を写し白飛びしたものなどが複数存在する。図5-30はＩＳＳの太陽電池パネルが太陽を反射してしまったものと見られる。

図5-28　ベトナム衛星F-1の一部と大気の上層部

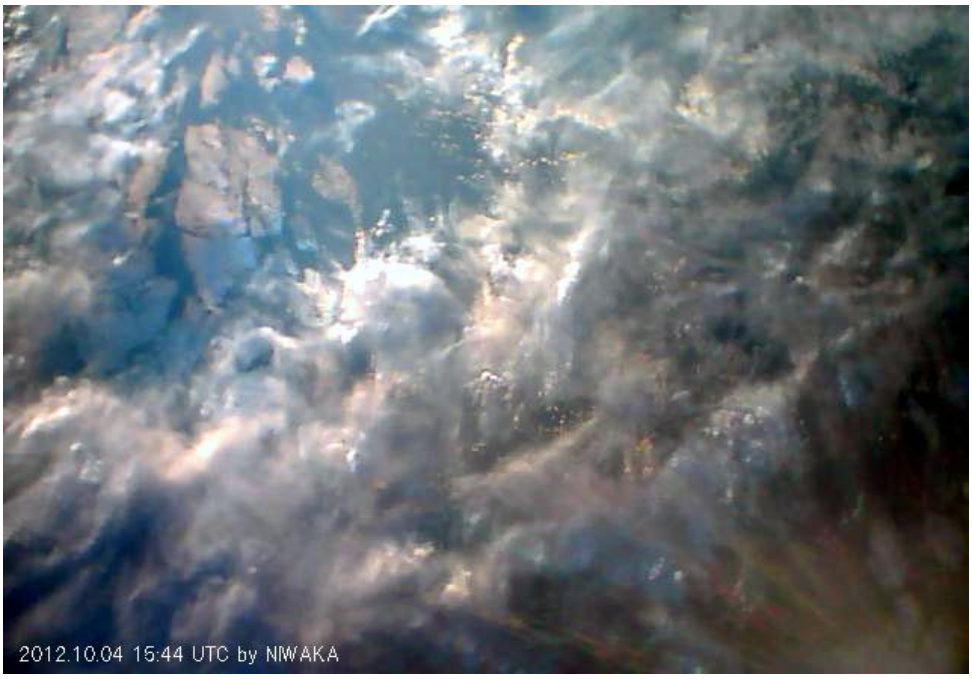


図 5-29 地表の画像２

図5-31は図5-29より地表が暗くなっている。これは衛星が日陰から日陽の部分に変わる境界で放出されたので、日陰側の夕焼け（朝焼け）が写ったものと見られる。

図 5-30　ＩＳＳの太陽電池パネル

図 5-31 地表の画像３

図5-32　FITSAT-1が2回目に撮影した国際宇宙ステーション（ISS）

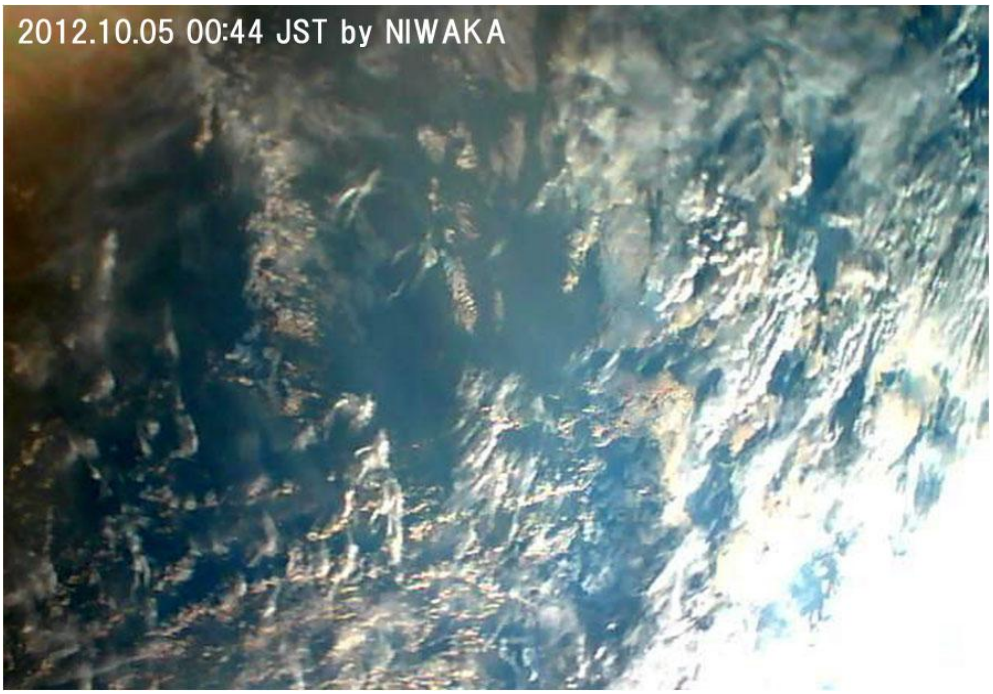


図 5-33 地表の画像４

図 5-32 の画像は図 5-26 の国際宇宙ステーションの上下が逆になっている。図 5-33 も光の向きが図 5-31 と逆になっている。これは衛星が磁北を向く Z 軸のまわりに 80～90 秒でゆっくり半回転したことを示す。

5.3　LED 発光実験（第Ⅱミッション）

5.3.1　観測機器

図 5-34 に LED 発光観測のシステムを、図 5-35 に観測機器を示す。衛星は高度 400km の宇宙から、約 4 W 波長 525nm の LED 光が光軸中心軸の伏角 48 度で地上を照射する。放射角は半値全幅で約 120 度である。地上での照射領域の直径は約 1400km になる。衛星からの LED 光は微弱であるので、口径 250mm の望遠鏡で光を集めそれを光電子増倍管で電気信号に変えて受信した。空中のエアロゾルによる人工光の反射のため光ノイズが大きいので、S／N を上げるために望遠鏡の視野角を狭くする必要がある。しかしながら視野角を狭くすると衛星を捕獲する確率が低下するというジレンマがある。実際の観測は光電子増倍管の受光面を約 50 ㎜にして、望遠鏡の視野角を 2.4 度に設定して行った。衛星の方向に望遠鏡を正確に向けて、衛星を捕獲することは難しかった。様々な試行錯誤の末、衛星の軌道を追尾することをやめて、出現が予想される最大仰角の方向に望遠鏡を向けて衛星が来るのを待ち構え、望遠鏡の視野内を通り過ぎる間のみ、光信号を受信する手法が最も簡単で有効であることに気づき、この手法を採用した。望遠鏡視野内を衛星が通過する時間は約 1 秒であるが、これは光信号を解析するのに十分長い時間である。

このような単純な事実に計画段階では気がつかず、複雑な追尾システムを利用する方法から開始してしまった。十分な予備的検討は大切なことであるが、実行後に初めて事の本質が見えてくる場合があることを再認識した。

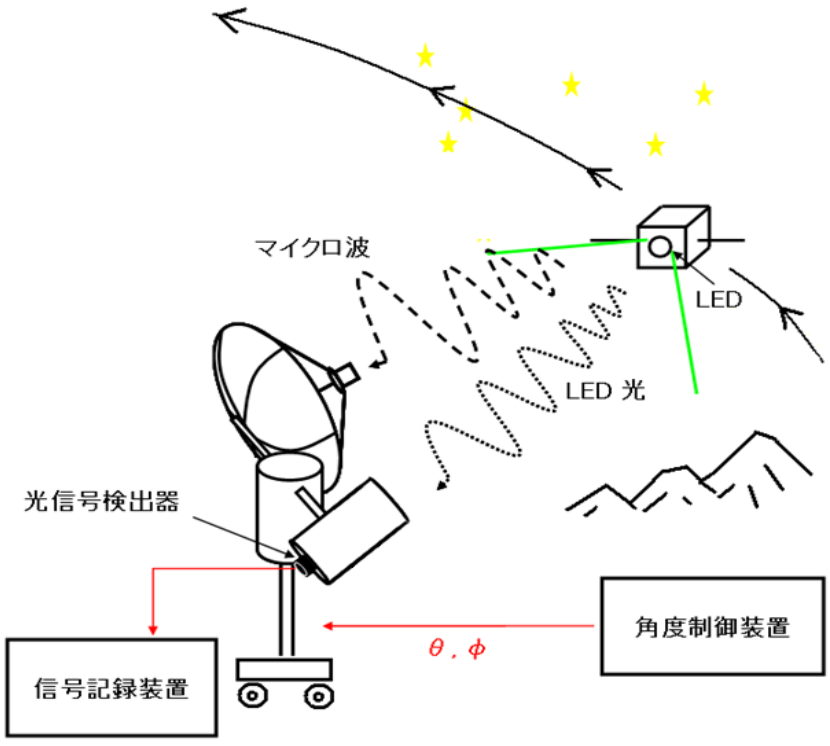


図 3-34　　LED 発光観測の様子

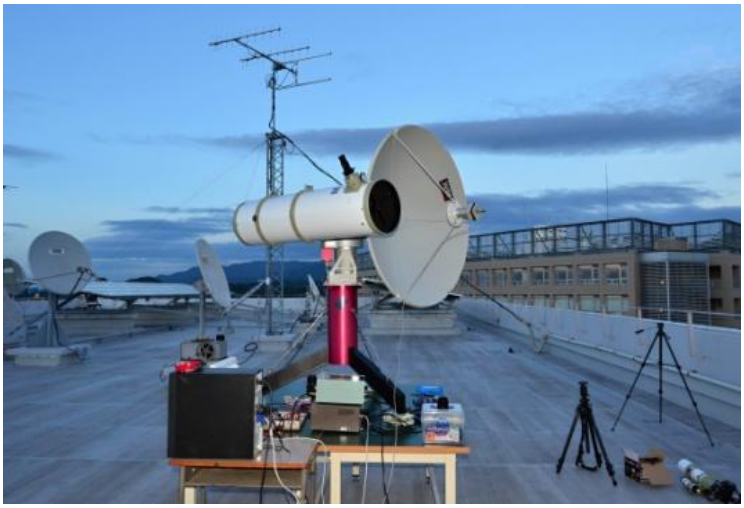


図 5-35　観測機器

5.3.2　光から電気信号の取り出し

図 5-36 に LED 光信号の時間構成を示す。10Hz の変調は肉眼による観測時の視認性を上げるためと、写真撮影時に星との見分けがつきやすくするためであり、5 kHz の変調はアナログ式の帯域フィルターの使用や、信号のフーリエ変換による S/N の向上を目的としている。

図 5-37 に光電子増倍管で受光した LED 光信号の生信号を示す。データーロガーで 100 秒間取ったデータから信号のある部分（衛星が望遠鏡に入った部分）の約 1 秒間を探し出した。観測は人工光の少ない大分県由布市の高度 700m の別荘地にある福岡工業大学の研修センターで行った。都市の光や自然光の迷光によりノイズ成分は大きく S/N は 0.1 程度であったが、10Hz の光信号が確認できた。光電子増倍管の光電面の直径は 46mm と大きく、これ小さくすることにより S/N は光電面の面積に逆比例して向上させることは出来る。しかしながら、光電面（受光面）の径を短くすると、観測視野が狭くなることにより衛星を視野内に捉える確率が減るので、狭くすることはしなかった。

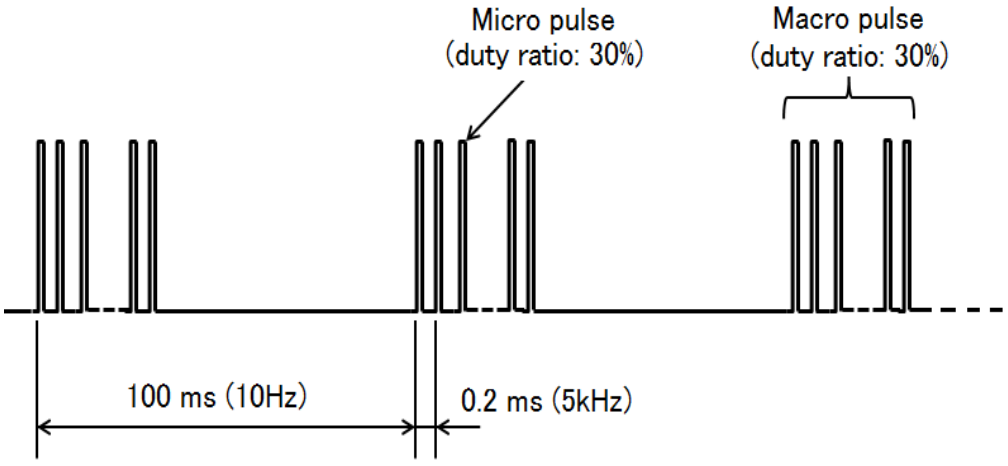


図 5-36　LED 光信号の時間構成

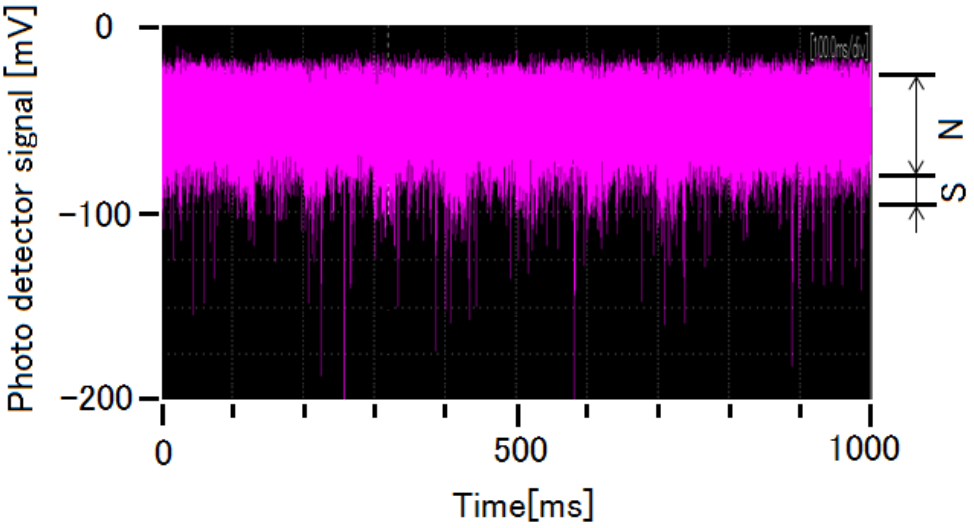


図 5-37　光電子増倍管で受光した LED 光信号の生信号

図 5-38 にこの LED 信号をフーリエ変換した結果を示す。信号のある時間は衛星が望遠鏡の視野内を通り過ぎる時間であり約 1 秒である。変調周波数の 5 k Hz を中心に LED 点灯の変調周波数である 10Hz でサイドバンドが現れている。スペクトルの微細構造のスペクトル幅の約 1 Hz は観測時間の約 1 秒の逆数に一致し、サイドバンドの包絡線のバンド幅の約 30Hz は LED 光のマクロパルスの幅の 30ms の逆数に一致する。このように、フーリエ周波数解析により、光信号波形の時間構造を完全に同定することが出来た。

図 5-39 にフーリエ解析の積分時間とスペクトル幅の関係を示す。スペクトル幅は積分時間にほぼ逆比例して狭くなっている。

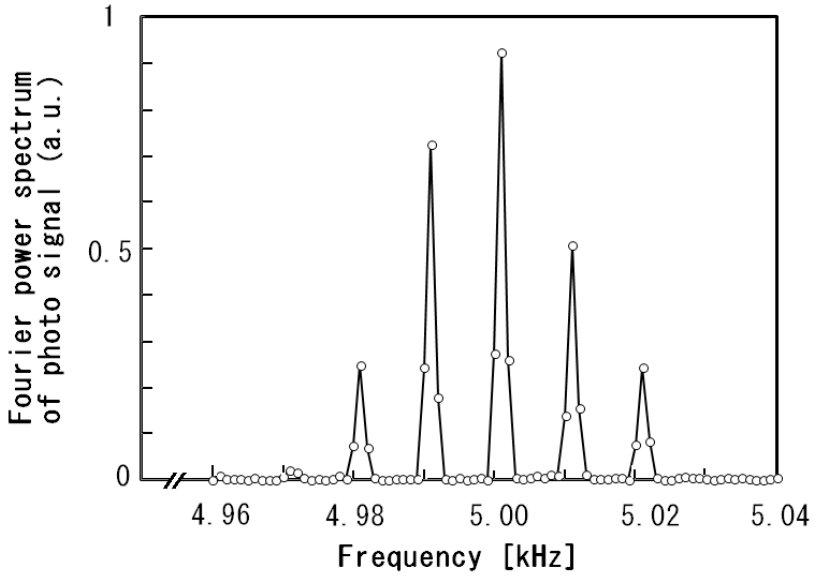


図 5-38　LED 信号をフーリエ変換（データ長：約 1 秒）

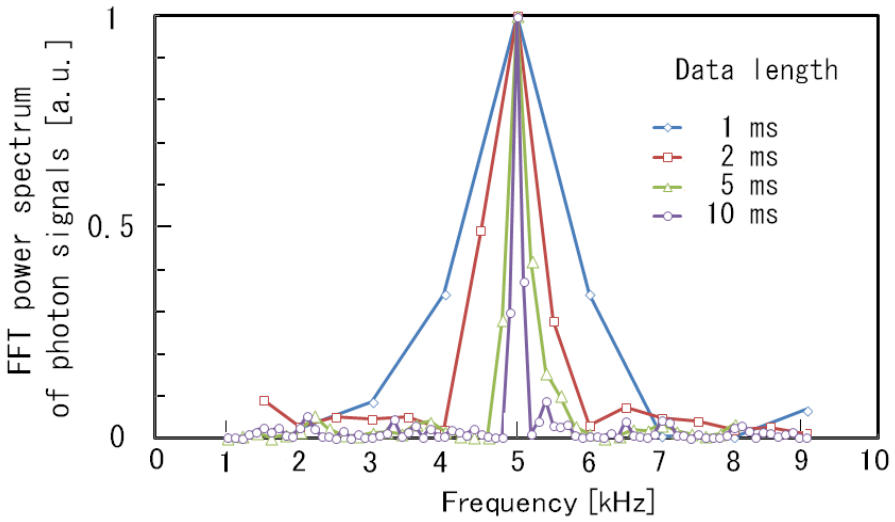


図 5-39　フーリエ解析の積分時間とスペクトル幅の関係

観測時の衛星と観測地点の距離は約 540km であり、光子の光電面の量子効率の 0.11 を考慮して、検出される光子数は 6.2×10^4 個／秒と算出される。種々のノイズから 1 ビットの信号を識別するためには数個の光子が必要とすると、約 10 kbit/s の信号の伝送が可能であると予想される。図 5-39 よりフーリエ変換の積分時間が 1ms、即ちデータ伝送量に換算すると 1 kbit/s のときでもシャープなスペクトルピークが確認出来ることから実際のデータにおいても 1 kbit/s 以上のデータ伝送が可能であり、理論計算による予想（約 10 kbit/s）とほぼ一致した。

図 5-40 にフーリエ変換の積分時間を 10ms にしてこの区間を 10ms のピッチで順次変化させたときのパワースペクトルの時間変化（疑似的なウエーブレット変換）の様子を示す。0.1 秒毎の LED の点滅が確認出来る。

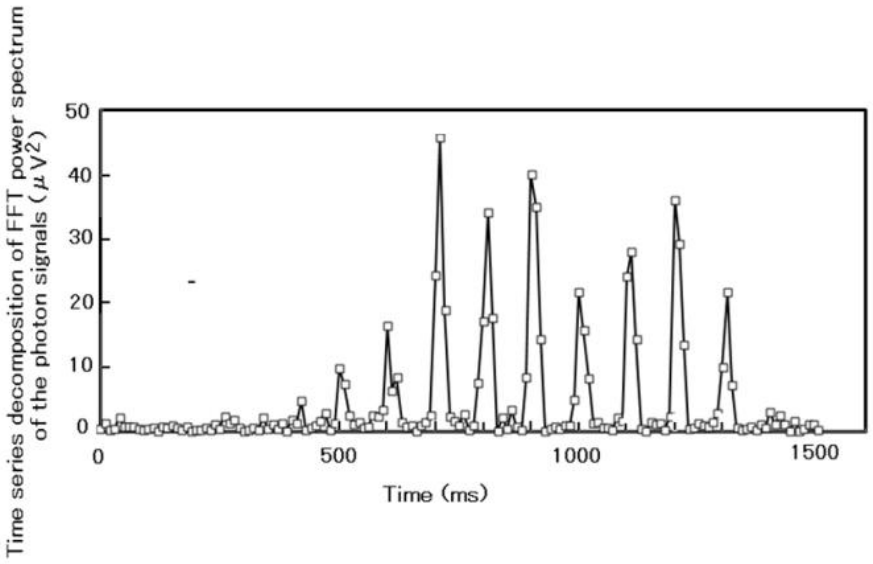


図 5-40　疑似的なウエーブレット変換による LED 発光時間波形の再生

5.3.3　各地で撮影された LED 発光写真

LED を点滅させる可視光通信の実験は 2012 年 11 月 21 日から開始した。このとき倉敷科学センターの三島和久学芸員が倉敷市において、韓国 KAIST の Jun-Ho Oh 教授が韓国の大田（Daejeon）市において、同時に FITSAT-1 からの LED 光の撮影に成功した。この写真を図 5-41 と図 5-42 に示す。

図 5-41　倉敷科学センターの三島和久学芸員撮影

図 5-42　KAIST　Jun-Ho Oh 教授撮影

図 5-41 で、カメラ視野角を横切る衛星の時間から算出される点滅時間は約 30ms となり、LED 点滅時間の設計値と一致している。また点灯の duty ratio が 30%であることも確認できた。

Oh 教授の場合、撮影場所が大都市の近郊で夜空からの迷光が多く撮影は困難と思われたが、追尾しながら撮影したので光が相対的に図 5-41 より明るく写っている。軌跡が円弧状に長く伸びているのは、天頂付近では追尾の精度が落ちるためである。衛星を追尾することにより、夜空の明るい環境でも LED 発光の写真撮影が可能であることが実証された。

また、三島学芸員らが中心となり天文ファンのための FITSAT 観測ガイドの Web ページが作られた。

図 5－43 は三島和久学芸員が 12 月 11 日にモールスコードモードでの点滅の様子を撮影したものである。このときは撮影の瞬間にうす雲がかかり画像が鮮明でなかった。しかしながら、画像を詳細に検討した結果、”HI DI IS NIWAKA JAPAN"の繰り返し発光の内の初めの“HI”と終わりの”N”が解読できた。この解読に際しては、三島学芸員の深い洞察力と朝日新聞社宮崎健二記者の詳細に及ぶ正確な取材活動に負うところが大きかった。

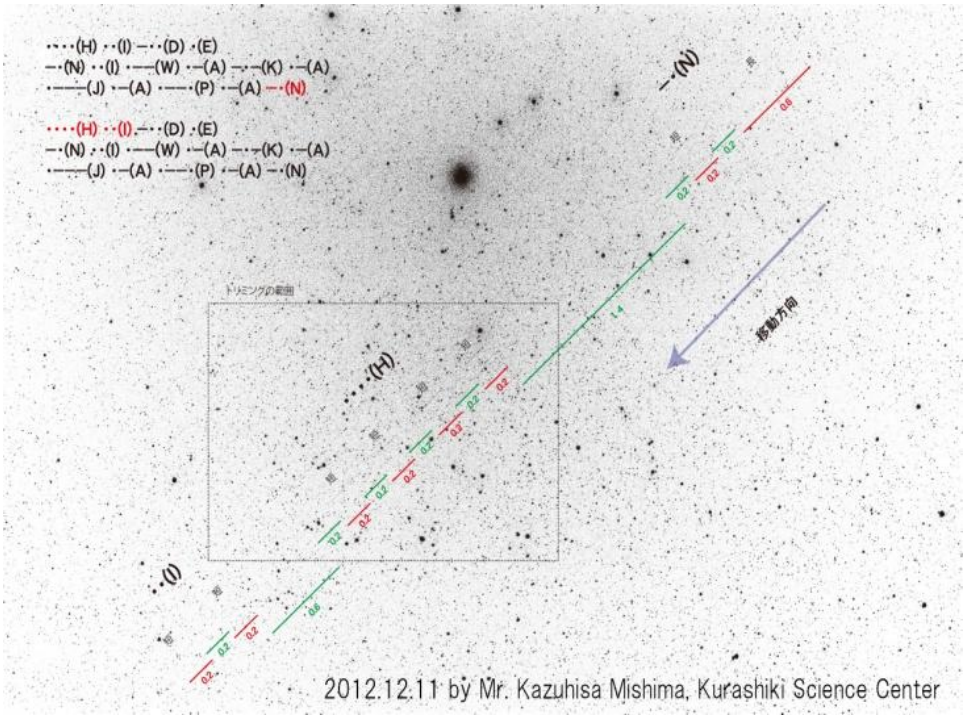


図 5-43　LED モールス発光（倉敷科学センター三島和久学芸員撮影）

図 5-44 は 12 月 12 日に神奈川県の渡部剛氏により撮影された。カメラはニコン D800E, ISO 感度は 12,800、レンズは口径 160mm、f＝530mm、露光時間は 2 秒である。枠内は筆者がディジタル的に増感したものである。シャッター速度が 2 秒なので、10Hz で点滅する 20 個の点が写っている。また点滅の比が 3 対 7 となっていることが分かる。

図 5－45 は富山市天文台の林忠史学芸員により撮影されたムービーの一コマである。動画（http://www.youtube.com/watch?v=DLnFP715NAk）では点灯する FITSAT-1 が見事に映し

出されている。筆者は動画の点灯部分の発光を光検出器により取り込み、10Hz の点滅速度であることを確認した。

図 5-46 は秦野市の山本憲行氏により撮影された。

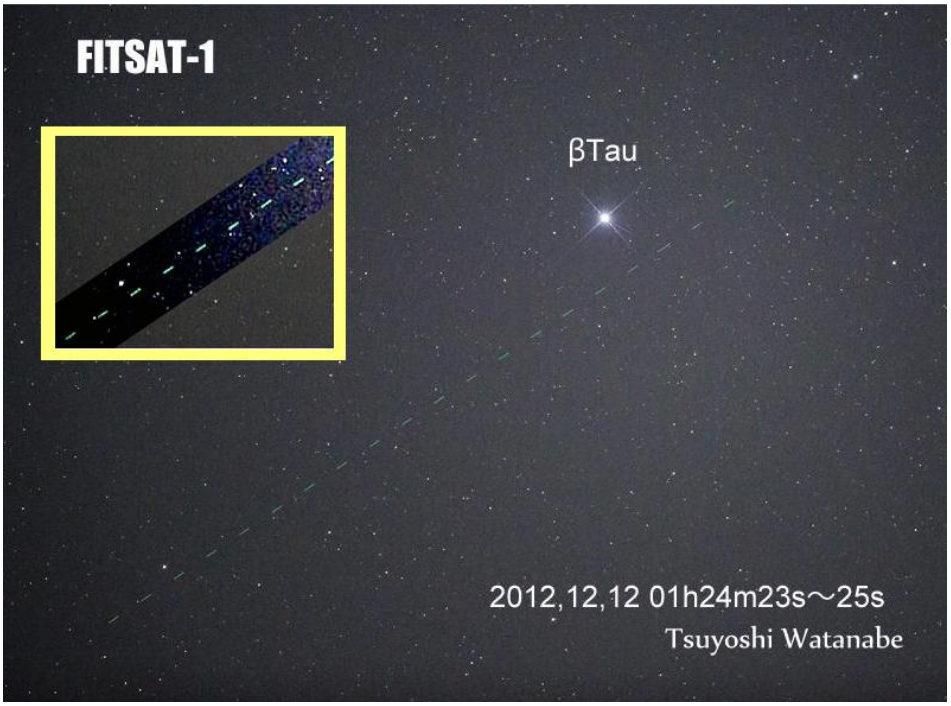


図 5-44　神奈川県の渡部剛氏撮影（編集時の部分的ディジタル増感有り）

図 5-45　富山市天文台の林忠史氏撮影

（http://www.youtube.com/watch?v=DLnFP715NAk）

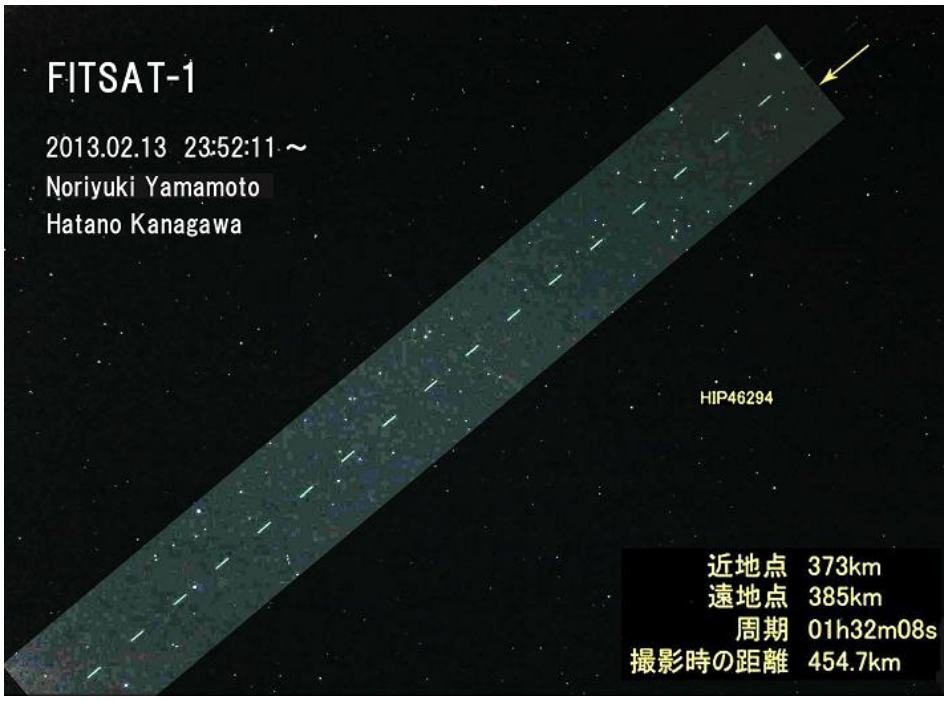


図 5-46　秦野市の山本憲行氏撮影（編集時の部分的ディジタル増感有り）

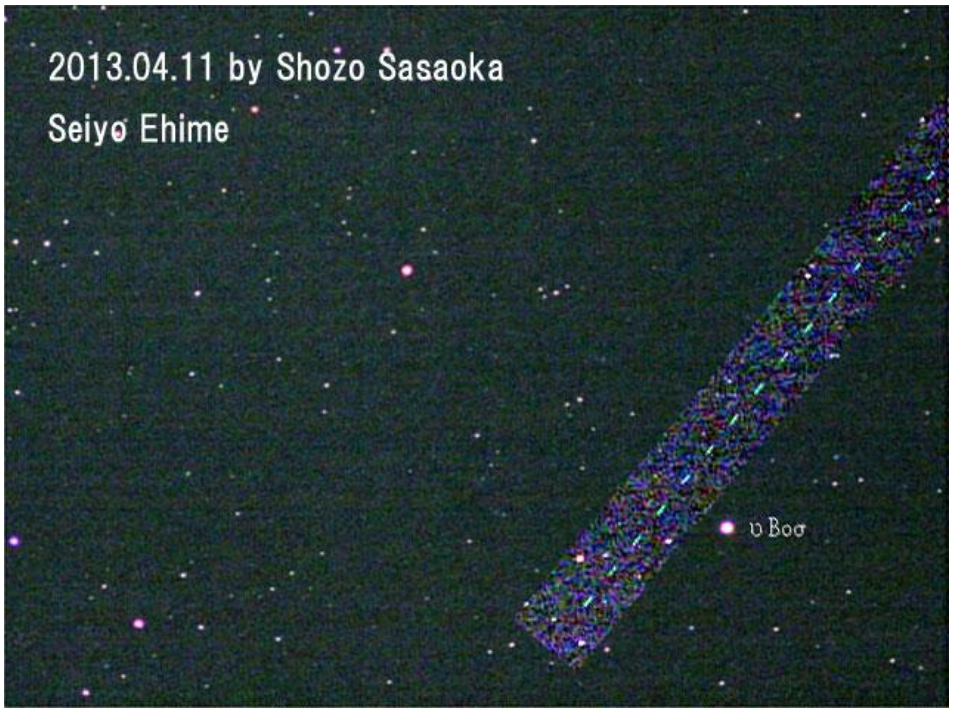


図 5-47　愛媛県西予市の笹岡省三氏撮影（編集時の部分的ディジタル増感有り）

図 5-47 は愛媛県西予市の笹岡省三氏により撮影された。笹岡氏は他にも多数の FITSAT-1 からの LED 光の撮影に成功されている。

これ以外にも、多数の貴重な写真撮影のご報告を大勢の方々から頂いた。

5.3.4　アマチュア天文家による LED 発光の観測活動

本研究プロジェクトでは、専門家を含み多くのアマチュア天文家が FITSAT-1 に興味を持っていただき、多くの観測データをいただいた。特に、倉敷科学センターの三島和久学芸員には、最初の LED 発光写真の撮影、モールス信号発光写真の撮影、ネットを通じての一般の方々への観測方法の普及、本プロジェクトとアマチュア天文家（一部専門家も含む）との連携の推進等、多くの面でご協力や御助言をいただいた。以下は三島学芸員に執筆を依頼した活動報告である。貴重な活動の内容を正確に伝えるため、原文のまま記載する。

（以下原文）

私が始めて人工衛星の観測をしたのは中学生のころだった。科学館の天文学の仕事に就いてからも 30 年その興味は続いている。今回、縁あって自ら発光するという小型衛星 FITSAT-1 を観測する機会をいただいた。ここでは、FITSAT-1 観測に魅せられたアマチュア有志が、どのように観測を行い、どのように FITSAT-1 プロジェクトをサポートしようとしてきたか、三島個人の視点でご報告をしたい。

●アマチュア衛星観測家が熱い視線を送った FITSAT-1

アマチュアの宇宙ファン、天文ファンの中には、夜空に人工衛星を追う“衛星ウォッチャー”と呼ばれる観測愛好家がいる。ロケットや人工衛星が打ち上げられると軌道を計算し、見える日時や方角を割り出し情報提供する者。肉眼で見つけたり、写真撮影した画像を紹介する者。その取り組みはさまざまである。

★写真［固定撮影による人工衛星の一般的な写真（国際宇宙ステーション)］

日本の宇宙開発の取り組みも、ここ 10 年ぐらいの間に大きく発展し、国際宇宙ステーションの名前は小学生でも知っているぐらい宇宙人気は高まりを見せている。国際宇宙ステーションは金星に匹敵する明るさで輝くため、星がほとんど見えない大都会の中心でも楽に見つけることができる。ネットを介して観測予報さえ入手できれば、都会に住んでいても、天体観測初心者でも、気軽に観測気分を味わえる宇宙体感イベントとして定着してきた感さえある。かつては全国でも数えるほどしかいなかった衛星ウォッチャーも、こうした背景が追い風となって、ずいぶん数が増えてきた。

2012 年ごろから、ネットで交流する衛星ウォッチャーの間である衛星のことが話題になり始めていた。「福岡工業大学が開発している小型衛星 FITSAT-1 は、高輝度 LED を衛星軌道から発光させるらしい。それは、地上から観測をすることを見込んでいるらしいぞ…。」

ＬＥＤ発光の条件は？地上から見た明るさは？人工衛星は自ら発光することはなく、太陽の光が当たることで地上から観測できるというのが常識。自ら発光し、宇宙から存在を主張する福岡工業大学の小型衛星はまさに異端児。だれも体験したことがない衛星観測となりそうなだけに興味津々である。

●FITSAT をいかに地上から狙うのか

そんな中、東京都の鈴木氏が福岡工業大学の河村先生とコンタクトを取り、FITSAT-1

のＬＥＤ発光実験の概要や観測に関わる条件を提供し始めた。

・地上から見た衛星ＬＥＤ発光の明るさは６～8 等。
・肉眼での確認は絶望的で、双眼鏡や写真観測が中心になりそう。
・衛星は常に発光しているわけではなく、地上からの指令で数分間のみ発光させる。
・河村先生がアマチュア天文家の観測成果に期待を寄せていただいている。

一番大きな問題は、６～８等級のかすかな衛星の光をどうとらえるかである。一般的に肉眼での観測対象となるのは４等級の衛星まで、双眼鏡を使えばもっと暗い衛星まで可能となるだろうが、８等級の衛星を検出することはそもそも可能なのだろうか？

写真撮影で狙う場合も、通常は固定撮影という方法を用いる。標準レンズや広角レンズを取り付けた一眼レフカメラを三脚に固定し、数秒間シャッターを開きっぱなしの状態にすることで、地上の風景や星とともに、移動する衛星の軌跡を「線」としてとらえるのである。衛星をよりはっきりととらえるためには、街中のような星が見えない場所ではなく、星や天の川が見えるような夜空の暗い場所まで移動するのがよい。ただし、この方法でも５等級以下の衛星をとらえようという観測例の詳細は聞いたことがない。まずは、これらの点から検証する必要があった。

●双眼鏡で観測するには

★写真［双眼鏡観測の基本的なスタイル］

双眼鏡での肉眼観測の限界は、おおむね観測者の眼力が決めてしまうものではあるが、天体観測に使われる一般的な口径 5 センチの双眼鏡であれば８等級。口径８センチの双眼鏡であれば 10 等級ぐらいの天体までが守備範囲となる。しかし、これは夜空に浮かぶ星での話。FITSAT-1 は 90 分で地球を一周する猛スピードで飛行している。これを地上からの視点で見れば、地平線から顔をのぞかせた FITSAT はわずか３～４分で夜空を横切り、反対方向の地平線に消えていくことになる。

そういう意味で衛星は、双眼鏡の狭い視野をわずか数秒で駆け抜ける高速ランナーにたとえられる。たくさんの星の中を高速で移動する、ただ一つの暗い星（光点）を見極めるという観測をイメージいただきたい。５センチ級の双眼鏡は、視野は広めだが８等級の高速移動体を見極めるには集光力に不足感がある。７～８センチ級の双眼鏡は、視野は狭いが暗い対象を少しでも明るく見せてくれる。どちらの機材が有効か、これは衛星以外の対象で似たような状況を作り出すことが難しいため、実践で確認していくほかない。あとは観測者が持つ観測眼の能力しだいである。

一方、これ以上の大型双眼鏡では取り回しの負担が大きくなるため、衛星のような移動体を追いかけるには不向きと言わざるを得ない。

●発光試験を前に写真観測のリハーサル

11 月下旬の FITSAT 初めての発光試験が近づく中、写真撮影の可能性を計る目的で、リハーサルを実施した。FITSAT の見かけの移動速度は計算できるため、望遠レンズや望遠鏡

の写野をどの程度の時間で横切っていくのかおおよそ見当はつく。200 ミリ望遠レンズの場合で 15 秒前後、400 ミリで 7〜8 秒ぐらいである。理論的には、望遠効果が高いほど撮影対象のコントラストは向上するが、衛星の写野内での移動量が大きくなるのでより暗めに記録される傾向がある。この他、光学系とカメラセンサーの相性による影響も大きく、一概にこの機器構成がベストだと結論づけることが困難なため、実際に FITSAT と同程度の明るさの星を使って試写をしてみることにした。

★写真［FITSAT-1 撮影風景］

用意したのは 70 ミリレンズと、口径 10 センチ（焦点距離 400 ミリ）の短焦点望遠鏡。11 月 15 日深夜、それぞれ 8 等級の星を写野にとらえ、手動で FITSAT が移動するのと同じ速さで望遠鏡をスイングさせ、星の写り具合を実証してみた。この時は海王星（7.9 等級）がたまたま観測しやすい時間帯だったので、それをターゲットにしている。

結果、70 ミリレンズでは、良好な感触をつかむことができなかった。やはり一般的に普及している標準レンズクラスで FITSAT をとらえることは不可能なようだ。口径 10 センチ短焦点望遠鏡を使った場合、カメラの常用最高感度 ISO6400 では映り込みが甘かったため、画質の荒れを承知の上、ISO12800 相当で撮影して、ようやく手応えを感じられる程度で海王星の軌跡をとらえることができた。予定されている 11 月下旬の試験点灯で FITSAT が予想通り 8 等級で光ってくれれば、この機器構成でとらえられるはずである。

★写真［撮影リハーサルで撮影された画像］

●FITSAT 観測に使える軌道計算ソフトウェアは？

焦点距離 400 ミリ以上の望遠鏡（または望遠レンズ）で FITSAT を撮影できる見込みは立ったが、FITSAT は 8 等級と暗く、高速で移動するため、夜空に現れた FITSAT を見つけ出して望遠鏡で導入するというのは不可能である。（最近では人工衛星の追尾機能を持ったコンピュータ搭載の望遠鏡も販売されているが、基本的には肉眼で観測可能な衛星に対応した製品であると思った方がよい。）

そのため、事前に軌道データから何時何分何秒に、FITSAT が夜空のどの位置を通過するかを計算しておき、その方向に望遠鏡を正確に向け、通過時間に合わせてシャッターを切るしかない。このような「待ち伏せ撮影」を行うには、位置精度 0.5 度以下、時間精度 10 秒以内で、FITSAT の軌道計算ができていることが望ましい。

国際宇宙ステーションなど、肉眼でも見つけられる人工衛星の観測では、おおまかな衛星の通過時間と方角が分かっていれば実用上まったく問題ない。なので「そこそこの精度」で計算を止めているケースも多く、単純に出力された計算結果を鵜呑みにしてはならない。今回、求められる精度で計算結果を表示してくれるソフトウェアはあるいのか？どのソフトウェアが活用できて、どのソフトウェアが活用できないのか、改めて吟味を行わなければならなかった。

いろいろなソフトウェアを試した中で、福岡県の栗林氏に紹介いただいたロシアの Alexander Lapshin 氏が提供している「Heavensat」（http://www.heavensat.ru/english/）は特に秀逸。位置・時間ともに高い精度で計算し、高精細な星図を表示して衛星がどのよう

に通過するかを分かりやすく示してくれる。Windows 対応のフリーソフトであるため、これからという人でも負担にならない。英語版であること、星図画面をプリント出力できないことをのぞけば、FITSAT 観測で最もお奨めできるソフトウェアである。

合わせて、日本製の定番天文シミュレーター、アストロアーツ社の「ステラナビゲータ」も衛星の位置表示精度の改善を提案したところ、バージョン 9.1g のアップデートより「Heavensat」に匹敵する精度にまで位置精度が引き上げられたことにも触れておきたい。実際の観測においては、方位や高度、写野をはじめ、さまざまな天文情報を調べて観測計画を立てる必要がある。総合天文シミュレーターとして定評あるステラナビゲータが、衛星の高精度な位置表示にも対応したことで、このソフトウェア一本で観測情報のすべてを手に入れることが可能になった。FITSAT に限らず、衛星観測の多くの場面で威力を発揮しそうだ。機能向上への期待に早急にご対応いただいた、アストロアーツ社の開発関係者のみなさまにお礼を申し上げたい。

またその一方で、東京都の鈴木氏は DLR（ドイツ航空宇宙センター）が公開している人工衛星計算サイト「heavens above」（http://www.heavens-above.com/）の運営管理者に掛け合い、FITSAT の位置計算結果をわかりやすく星図上に出力できるよう対応を図っていただいた。計算ソフトウェアをインストールせずとも、Ｗｅｂ上で計算結果を世界中の観測者が容易に得られるようになった意味は非常に大きい。世界からも FITSAT の試みが一目置かれたものであることを、改めて実感できた瞬間でもあった。

●11 月 21 日 FITSAT-1 観測に初挑戦

11 月 21 日、FITSAT が日本上空を通過するタイミングを見計らい、2 分間だけ LED を発光させる試験点灯が行われるという情報が届いた。岡山地方ではその日、雲は多いながらもおおむね晴れた天候に恵まれたため、観測に挑戦することにした。ターゲットは 21 日 02 時 39 分、FITSAT-1 が日本海上空を通過していくパスである。

岡山では FITSAT-1 が西北西の仰角 65 度付近を通過し、理想的な FITSAT の通過位置（南の仰角 45 度）より若干かけ離れた感があったため、少しでもいい条件で観測ができるよう、自宅から 1 時間ほど移動し、北方向の空が暗い岡山県総社市の鬼ノ城山（きのじょうさん）で観測することとした。

用意した機材は以前のリハーサルでも使用した口径 10 センチ短焦点屈折望遠鏡（ペンタックス製-100F）と一眼レフカメラ（ニコン製 D800）の組み合わせ。FITSAT-1 の通り道と予想される“ぎょしゃ座”付近のポイントに望遠鏡を向け、いよいよ FITSAT-1 が通過する 02 時 39 分前後、露出 10 秒で連続撮影し、その姿をとらえようという作戦である。今回の試験発光は 10Hz の点滅発光とのことなので、FITSAT-1 が予定通り発光してくれれば、写真には通過した光跡が点線として記録されるはず… 。

撮影後、現場でカメラ液晶でチェックを行ったが、明らかな衛星の点線の光跡は認められなかった。自宅に戻った後も半日ほど精細な確認をしてみたが、やはり確認できない。「衛星の発光面と観測地の角度が悪く撮影失敗」との結論をメール送信しようとして、ふと思い立って再度画像チェックを行ったとき、画像のいちばん隅のあたりに、わずかに連続した光

点が写っているのを発見することができた。

後になって分かったことだが、衛星の軌道を計算する際に設定ミスがあり、通過ポイントを誤って計算してしまったため、望遠鏡の写野が衛星の経路を外してしまっていたのである。偶然ではあるが、誤差の量がそれほど大きくなく、衛星の経路が画像の隅にわずかに掛かったことは幸運であった。正しい設定で計算すると、写った光点の位置と計算結果はぴったり一致している。

画像の隅に写り込んだ点線の長さを調べると、衛星の 1.5～1.6 秒間の移動をとらえたものであることが分かった。その間の点の数も 16 個確認できるので、確かに FITSAT-1 の 10HZ の発光パターンに一致している。

報告後、ただちに河村先生から FITSAT-1 をとらえたものであるとのお墨付きをいただいて、大きな安堵感を覚えたことを今でもよく覚えている。

★写真［11 月 21 日 初めて撮影できた FITSAT-1］

■撮影データ

2012 年 11 月 21 日午前 2 時 39 分

ターゲットエリアはぎょしゃ座周辺、西北西、仰角 65 度ぐらい

口径 10 センチ短焦点屈折望遠鏡（F=400mm F4）。赤道儀同架の上、恒星追尾。

ニコン D800　ISO12800 相当　露出 10 秒

撮影地は岡山県総社市（鬼ノ城山）

●一般の人々への情報提供サイトをつくろう！

LED の試験点灯が近づくころには、マスメディアも FITSAT-1 の取り組みを紹介するようになって、一般の人々も関心の高まりを見せるようになってきていた。さすがに肉眼で見つけることは困難であるが、双眼鏡や写真での観測は、天体観測経験を持つ人間であれば、それほど敷居は高くはない。

しかし、FITSAT-1 のような極端に暗い人工衛星の観測のノウハウはほとんど紹介されていない。福岡工業大学の公式サイトがこの役割を担うには、衛星運用で忙しい学生さんの負担が大き過ぎるというお話をうかがい、鈴木氏の提案をきっかけに、ネット上で情報交換をしていた有志、鈴木（東京）、三島（岡山）、栗林（福岡）、林（富山）らが協力して FITSAT-1 の観測情報を発信するウェブサイトを作ろうということになった。（後に観測面で協力いただく筧（北海道）、渡部（神奈川）も加え、最終的にサポートメンバーは 6 名になった。）

急遽立ち上がった Web 製作プロジェクトだけに、12 月の発光実験まで、製作期間はわずか２週間という突貫作業であったが、FITSAT-1 の概要から軌道の計算、双眼鏡観測や写真撮影まで、各人に役割を分担、急ピッチで原稿を作成いただき、目標の発光実験の期日までには Web サイトの体裁を整えることができた。

特に発光実験が行われた当日などは、800～1000 件越える閲覧数が記録されており、一般の人々が FITSAT-1 に寄せる期待に、お応えすることはできたのではないかと考えている。アマチュア観測家による観測結果のまとめにもなっているため、今後もお役立ていただけたら幸いである。

※FITSAT-1（にわか衛星）観測ガイド　http://www.jinkou-eisei.jp/FITSAT/
★写真［観測情報を提供する Web サイト］

●12 月 11 日 モールス発光をとらえる

12 月 11 日に行われるモールス発光試験は、人工衛星が宇宙から地上へ光のメッセージを送るという例がない試みであり、三島自身も当初から最大級の関心を寄せていたものである。西日本上空を横断する飛行経路となっており、岡山からの観測条件も申し分ない。11 月 21 日の撮影成功で自信もついたので、今回は 11×80 双眼鏡（11 倍、口径 80 ミリ）も用意し、双眼鏡を使った肉眼観測も合わせて挑戦した。

前回よりも空の条件のよい岡山県井原市美星町に陣取って観測に臨んだが、FITSAT-1 の通過時間が近づくにつれ、淡い雲が南の空を覆い始めていた。

衛星の経路上、天頂付近のまだ雲に覆われていないポイントに双眼鏡を合わせ、カメラのシャッター制御装置を始動させ自動連続撮影をスタート。双眼鏡の視野にしばらく集中すると、ほぼ予想通りの時刻に点滅する光点が視野に飛び込んできた。決して明るくはなく、予想通り 8 等級と見積もった。不規則な明滅を繰り返しているのも分かる。規則的な明滅を繰り返すより、不規則な明滅を放っている方が際立った存在感があり、星々の間に見つけやすいという印象を持った。

衛星は双眼鏡の視野を 4〜5 秒で通過するため、夢中で双眼鏡を動かしながら衛星を追った。薄雲に隠れてしまう 20 秒ぐらいは追跡できたと思われる。モールス符号の文字間 0.6 秒、語句間 1.4 秒の光っていない時間が非常に長く感じ、途中、見失ったのではないか？と動揺した場面が何度かあった。衛星からの光はわずかながら緑色を感じることができ、弱い光ではあったが明滅の間隔の違いもはっきり認識できた。私がモールス符号を理解できる人間だったら、ダイレクトに FITSAT-1 からの光のメッセージを理解できただろう。

一方、写真は不運なことに、望遠鏡を向けた真南のポイントが薄雲の影響を避けることができなかった。11 月 21 日の撮影よりはるかに淡く、画像処理を強力に施して、ようやくその光跡をうっすら浮かび上がらせることができた。

写真にとらえた衛星の軌跡は約 6 秒間。画像の右上から左下へ移動している。モールスで発信するメッセージ「HI DE NIWAKA JAPAN」のうち、最後の JAPAN の「N」の符号がとらえられた後、1.4 秒の語句間を挟んで、メッセージの冒頭 HI が繰り返されている様子が記録できている。

★写真［12 月 11 日 モールス発光をとらえた画像］

■撮影データ

2012 年 12 月 11 日午前 2 時 19 分

ターゲットエリアはこいぬ座周辺、真南、仰角 57 度ぐらい

口径 10 センチ短焦点屈折望遠鏡（F=400mm F4）。赤道儀同架の上、恒星追尾。

ニコン D800　ISO12800 相当　露出 10 秒

撮影地は岡山県井原市美星町

●各地から続々と寄せられる観測成果

12 月 12 日は中部上空を衛星が通過したため、関東から西日本の広い範囲まで観測可能な地域が広がった。空気の透明度にも恵まれ、神奈川県の渡部氏からは、FITSAT-1・10HZ 発光の目の覚めるような美しい写真が届けられた。間違いなく FITSAT-1 プロジェクトでとらえられた光学観測の成果として筆頭の写真と言えるだろう。

16 センチ写真用反射望遠鏡でとらえた FITSAT-1 の光跡は、LED 発光を示す鮮やな緑色の点線として記録され、2 秒露出できっかり 20 の点線上の光跡となっているため、衛星が正確に 10Hz（1 秒間に 10 回）の周期で点滅している特徴をはっきり示している。

★写真［12 月 12 日 渡部氏がとらえた FITSAT-1 画像］

■撮影データ

2012 年 12 月 12 日午前 1 時 24 分 23 秒

ターゲットエリアはおうし座周辺。ほぼ天頂方向。

口径 16 センチ写真用反射望遠鏡（f=530mm F3.3）。

ニコン D800E ISO12800 2 秒露出 トリミングあり

観測地は神奈川県海老名市

一方、12 月 14 日、富山市天文台の林氏からも驚くべき映像が報告された。

富山市天文台の口径 1 メートル反射望遠鏡は、国内に 2 台しかないコントラベス社製のこの望遠鏡は、人工衛星の移動に合わせて、望遠鏡を高速で追尾することができる特殊な機能が搭載されており、国際宇宙ステーションのクローズアップ撮影などで実力を発揮した実績がある。

FITSAT-1 が 10Hz で点滅する様子をクローズアップで、しかも映像でとらえることに成功したというのである。FITSAT-1 は地上からの指令で 2 分間発光するが、発光の開始した 01 時 09 分 04 秒から終了する 01 時 11 分 04 秒まで、その始終が記録されているとても貴重な資料である。

★写真［12 月 14 日 富山市天文台が動画でとらえた FITSAT-1］

■映像：Youtube「富山市天文台 1 m望遠鏡がとらえた超小型衛星 FITSAT の追尾動画」
https://www.youtube.com/watch?v=DLnFP715NAk

渡部氏の画像と林氏の動画は、世界中の天文家の間で反響を呼び、草の根的にネット上のサイト等で紹介されていたようだ。LED 発光をとらえた報告は、その後も各地から寄せられている。2 月 13 日には鈴木氏が千葉県から、4 月 3 日には栗林氏が熊本県から、それぞれ 180 ミリ、200 ミリレンズでの撮影に成功。望遠鏡を使わず、一般的な望遠レンズだけでも FITSAT-1 をとらえることができることを実証した。

また、双眼鏡による肉眼観測についてであるが、天体観測によく使われる口径 5 センチクラスの双眼鏡でも FITSAT-1 をかすかに確認することはできた。しかし、ぎりぎり確認できたという感は否めないため、双眼鏡観測に熟練した観測者でなければ推奨することにためらいがある。やはり、集光力に余裕がある口径 7～8 センチ級の双眼鏡を用いるべきであろう。

●最後に

FITSAT-1 の取り組みは、われわれ衛星ウォッチャーにとっても斬新で刺激的な体験であった。特にモールス発光の不規則な明滅をこの目で見たときは、鮮烈な感動を覚えた。そのかすかな光は自然の中ではあり得ない人工的なリズムを放ち、人の手によって作り出された人工衛星が、遠い宇宙の彼方で確かに生きていることを物語るものであった。私のこれまでの天体観測経験の中でも、かなり上位に食い込むぐらい印象的な体験であったことを付け加えておきたい。

最後に、FITSAT-1 プロジェクトにおける観測ミッションの輪の中に加えていただき、貴重な体験ができる機会を与えていただいた河村先生とプロジェクトの先生方、学生のみなさま。そして、情報を交換し合い、観測成功の喜びを分かち合った、FITSAT-1 観測をサポートした有志のみなさまに感謝申し上げたい。

5.4　種々の観測結果の考察

5.4.1　衛星の回転速度の増加

5.1.9 項で述べたように、打ち上げ後衛星の回転速度が徐々に増加してゆく現象が観測された。この様子を図 5-48 に示す。以下に、回転トルクが発生する機構の考察を行う。

衛星を回転させる様々なモデルを検討した。これ等の中で図 5-49-に示す「宇宙ラジオメーター」モデルを導入することで、回転の方向と回転トルクの定量的な評価が出来たのでここに説明する。

このモデルでは、回転トルクは衛星表面に当たる空気分子の反挑速度が、地球に面している面と宇宙に面している面では、表面温度差により表面からもらうエネルギーが異なるため差が発生し、その運動量の差がトルクになる、という考え方を行っている。衛星速度 U は衛星表面の温度 T_1 と T_2 で決まる速度 v_1、v_2 より速く、かつ空気分子の平均自由行程 λ

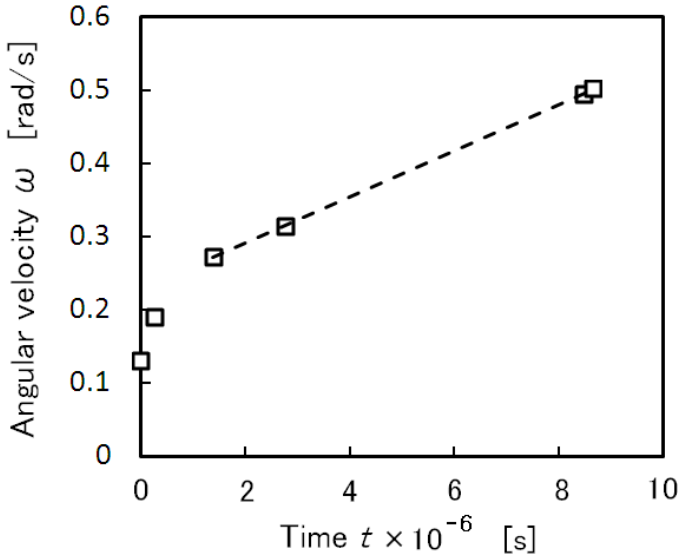


図 5-48　衛星の Z 軸まわりの回転数

は衛星の代表長 a よりも十分長い、即ち

$$U \gg v_1, v_2 \quad \text{and} \quad a \ll \lambda \tag{5-2}$$

という条件を用いる。

このモデルでは、衛星の後面（C, D）は空気分子に触れず、前面(A, B)のみが空気分子と衝突すると考えられる。衛星下面(B, C) は地球からの熱放射(265K)、にさらされ、上面（A, D）は宇宙(3K)への放射で冷却されると考える。

T_1 と T_2 はそれぞれ衛星上面と（A, D）下面（B, C)の温度である。 ΔT はこれ等の間の差である。U は衛星の速度で 7.2×10³ m/s となる。v_1 と v_2 は気体分子の熱速度で、

$$v_1 = \sqrt{\frac{3kT_1}{m}}, \quad v_2 = \sqrt{\frac{3kT_2}{m}} \tag{5-3}$$

と表せる。k はボルツマン定数（1.38×10^{-23} J/K）、m は空気分子の質量である(4.78×10^{-26} kg）。 $\Delta T \ll T_1, T_2$ を仮定して、v_1 と v_2 の差は

$$v_1 - v_2 \cong \frac{3}{2} \times \frac{\Delta T}{T_1} v_1 \tag{5-4}$$

と、近似できる。この反挑する空気分子は図 5-49 に示すように力 F_1 、 F_2 を発生し、その大きさは

$$F_1 = \rho U S v_1 \cos\theta, \qquad F_2 = \rho U S v_2 \sin\theta \tag{5-5}$$

と計算できる。ここで、ρ は US 標準大気密度による高度 400km における空気密度 4.4×10^{-12} kg/m³ 、 S は衛星パネルの表面積である($S = a^2 = 0.01\text{m}^2$)である。

これ等より、z 軸周りのトルクは

$$\tau = \frac{a}{2} \cdot F_1 \sin\theta - \frac{a}{2} \cdot F_2 \cos\theta = \frac{\rho U a^3}{4}(v_1 - v_2)\sin 2\theta \tag{5-6}$$

と計算される。式(5－4) を式(5－6)に代入して、z 軸周りのトルクは

$$\tau = \frac{3\rho U v_1 a^3 \Delta T_1}{8T_1} \sin 2\theta \tag{5-7}$$

と、計算される。この系は 90 度の回転対称を持っているので、τ を θ=0～90 まで積分して、トルクの平均値は

$$\bar{\tau} = \frac{3\rho U v_1 a^3 \Delta T}{4\pi T_1} \tag{5-8}$$

と計算される。衛星の回転の運動方程式は

$$\bar{\tau} = J\dot{\omega} \tag{5-9}$$

で表される。ここで J は衛星の z 軸周りの慣性モーメントであり、約 2.2 ×10^{-3} [kgm²]である。式（7）と(8)を用いて、回転角加速度$\dot{\omega}$とパネル間温度差 ΔT の関係は

$$\Delta T = \frac{4\pi T_1 J}{3\rho U v_1 a^3}\,\dot{\omega} \qquad (5-10)$$

と表される。

衛星温度の平均値は実測で約 270 K なので、 T_1 を 270 K とし、 $T_1 \cong T_2$ と仮定する。分かっている値の ρ= 4.4×10^{-12} kg/m^3、U = 7.2×10^3 m/s、$v_1 \cong$ 4.8×10^2 m/s、J =2.2 ×10^{-3} kgm^2、 a = 0.1 m と観測値の $\dot{\omega}$=3.1×10^{-8} rad/s^2 を用いて、衛星の上面と下面の間の温度差は $\Delta T \cong$ 5.0 K と計算される。従って、もし衛星上面と下面の間に 5.0K の温度差があれば、衛星の回転が定量的に説明できたことになる。この 5.0 K という値は、実測値がないため実測値と比較はできないが、妥当な値である。

以下に、「宇宙ラジオメーター」効果の次元解析を行う。式（5－10）より

$$\dot{\omega} = \frac{3\rho U v_1 a^3}{4\pi T_1 J}\,\Delta T \qquad (5-11).$$

が得られる。L で長さの次元を表すと、衛星の代表長は [L^1] 慣性モーメントは[L^5]の次元をもつ。空気密度 ρ、 衛星の速度 U、 空気分子の熱速度 v_1 及び温度 Tは衛星の温度はこの解析では定数と考えられる。故に、（5－11）式より衛星の回転速度 ω は衛星の代表長[L]の二乗の逆数に比例し、

$$\dot{\omega} \propto L^{-2} \qquad (5-12)$$

と表せる。

FITSAT-1 は超小型衛星であり一辺の長さがわずか 10 ㎝と一般的な衛星と比較して 10 分の 1 程度である。従って、「宇宙ラジオメーター」効果は 100 倍程度となり、この効果が観測できたと考えられる。また、姿勢制御は磁石によるものだけで、この軸まわりのみの回転が許されており、それが徐々に加速されたのかもしれない。

「宇宙ラジオメーター」の考えに至るまでに、①光の圧力による効果、②高度差による大気密度傾斜、③内部電流と地磁気によるモーター効果、等を検討したが、どの場合も回転方向が逆になったり発生トルクが数ケタ小さすぎたりして、この回転現象を説明出来なかった。この検討では、太陽光の効果や、軌道傾斜角 52 度を持つことは考慮されていない。また、2013 年 3 月以降の観測では、回転速度が遅くなる傾向が観測された。これ等のことから、この「宇宙ラジオメーター」モデルは未完成であり、改良または見直しの余地がある。しかしながら、これは本プロジェクトの中で生まれた他に例を見ない衛星の自動回転機構に関する考え方であり、希薄気体（分子流）と物質表面の運動量のやり取りを考える上で今後役に立つと考え、ここにまとめた。

5.4.2 衛星高度の低下

衛星の高度の低下については、衛星運用前に情報工学科熊谷研究室の石黒君が卒業研究で

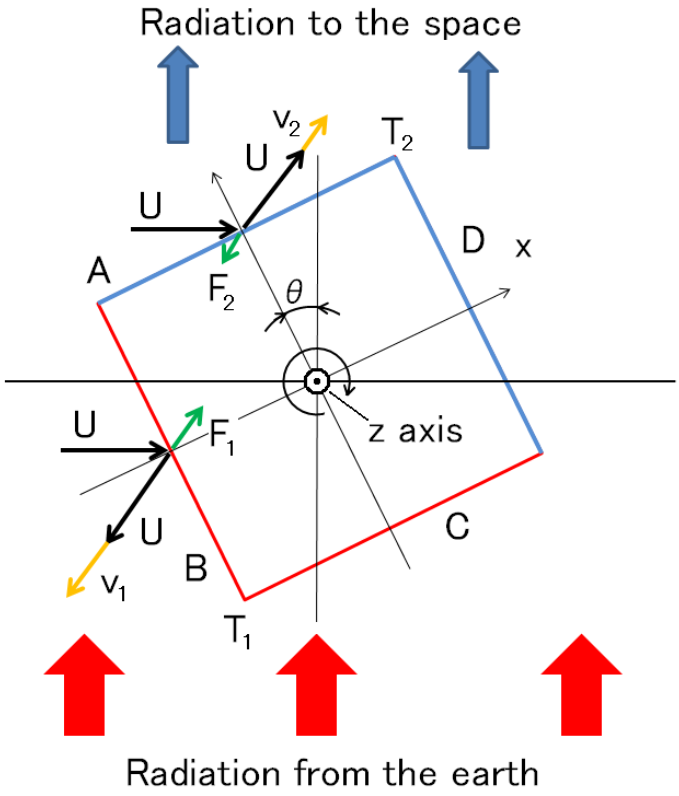


図 5-49「宇宙ラジオメーター」モデル

詳細な研究を行っているが、ここでは衛星運用時に使用した簡便な衛星高度の低下を見積もる方計算方法の提示と、その計算結果と実際の観測結果の比較を行う。

ISS が飛んでいる高度 400 k m付近はさらに高い高度と比較して単位体積当たりの空気の分子の数が多く（密度が濃く）、空気分子と衛星の衝突による空気抵抗が無視できない。その空気抵抗は非常に小さいものであるが、一日に地球を約 16 回も周回するぐらいの高速度で飛翔している人工衛星の運動量は徐々に低下してゆき、ついには大気圏突入となる。我々が試みた簡便で、比較的役に立つ手法を以下に述べる。

空気抵抗 D は流体力学では一般に、

$$D = \frac{1}{2} C_d S \rho U^2 \qquad (5-13)$$

で、記述される。ここで、C_d は飛翔体の抗力係数、S は飛翔方向から見た投影断面積、ρ は機体の密度、U は飛翔体の速度である。人工衛星が飛んでいる高度では空気の密度は極端に低く、通常の気体の流れとは異なる「分子流」となっている。即ち、空気分子の平均自由行程が系の代表長（人工衛星の代表長さ）と比較して十分長いので「分子流」と呼ばれる。

「分子流」領域でも上の式が適用できるが、C_d と S の見積もりには十分な注意が必要である。衛星は実際にはゆっくりと回転または振動しているが、投影断面積を近似的に 10 ㎝角の正方形と考える S=0.01m²。（実際には、6 面中の 2 面のみが等しい割合で見えているときは$\sqrt{2}$ 倍に、6 面中の 3 面が等しい割合で見えているときは$\sqrt{3}$ 倍になるので修正が必要

である。）C_dについては、気体が衛星壁面に正面衝突して完全弾性散乱をすると仮定することにより得られる $C_d = 4$ の値を用いた。

気体密度については US 標準大気密度（例えば理科年表の気象 149 ページ）を用いた。これは平均的な値であり、実際には太陽活動の影響を受けて高層大気密度は大幅に変化することが知られているので、この値をそのまま使用することはできず、この値に密度調整係数 α を乗じ、この α 値を 1 の前後で振ることにより、観測データーにフィットさせた。ベストフィットしたものを図 5-50 に示す。

計算はエクセルで数値解析的に行った。初期条件は ISS から放出された時の高度であり、その後は時々刻々の高度で決まる空気密度を上式に当てはめて抗力 D を計算し、力積から運動量の変化を計算し、高度の低下量を順次算出してゆく方法をとった。

α=0.61 に時、計算と観測結果はほぼすべての時間でよい一致を示した。また α の値が 1 より少し小さいのは、衛星運用時期に太陽活動が平均値よりも低かったことと整合するが、定量的な考察は行っていない。α の見積もりが難しいため、運用開始時から衛星の最終寿命を予測することは困難である。しかし、運用後ある程度時間が経過し衛星の高度が下がった時点にこの手法で α を決め、その後 α の値が変化しないと仮定してそれ以降の衛星の高度を計算し、衛星のおおよその寿命（大気圏突入までの時間）を予測するには簡便で実用的な方法であることが明らかとなった。

黒点数の数は、太陽活動に比例し超高層気体の密度が大きくなることが知られている。FITSAT-1 の運用期間中（2012 年 10 月から 2013 年 7 月まで）、超高層大気密度は Space weather news の「太陽黒点・月平均値の長期変化」（http://swnews.jp/2013/swnews_1301021148.html）より判断して平均値を下回ることが予想されるので、α 値が 1 より小さい値になったことはこの解析方法の妥当性を裏付けている。

さらに正確な値の計算をするためには、衛星の進行方向に対する様々な姿勢角に対して抗力係数が異なることも考慮し、姿勢の方位角に対する抗力係数の積分計算を行う必要がある。本計算では、この積分計算を行っていないため、抗力係数が大きめに見積もられている。

また、衛星表面に当たった空気分子が、弾性散乱をするかどうかも問題である。例えば、真空容器中でも熱平衡状態（気体温度と壁面が同じ温度）の場合は統計的に弾性衝突をしているとして処理するが、熱平衡でない場合（例えば窒素トラップように気体温度と壁面温度が異なっている場合）では弾性散乱はしない。

球体や円柱に対する抗力係数が約 2.2 及び 2.3 であるということもある論文中で見たが、出典が明らかでなかったので用いなかった。ここで述べた弾性衝突の考え方で計算するとそれぞれ 2 及び 2.66 となった。

大気密度の絶対的な値の予測は難しかったので、運用期間のあるとことまでの高度の実測データを基に、α 値を算出し、運用期間中はその値が変化しないものと考えて、その後の高度変化の予測を立てる方法をとった。この方法でも、α 値を算出するまでの期間が長ければ（例えは全運用期間の半分ぐらいあれば）落下する日時の予測は比較的正確に（誤差としては、全運用期間の 10%程度）行えることが分かった。

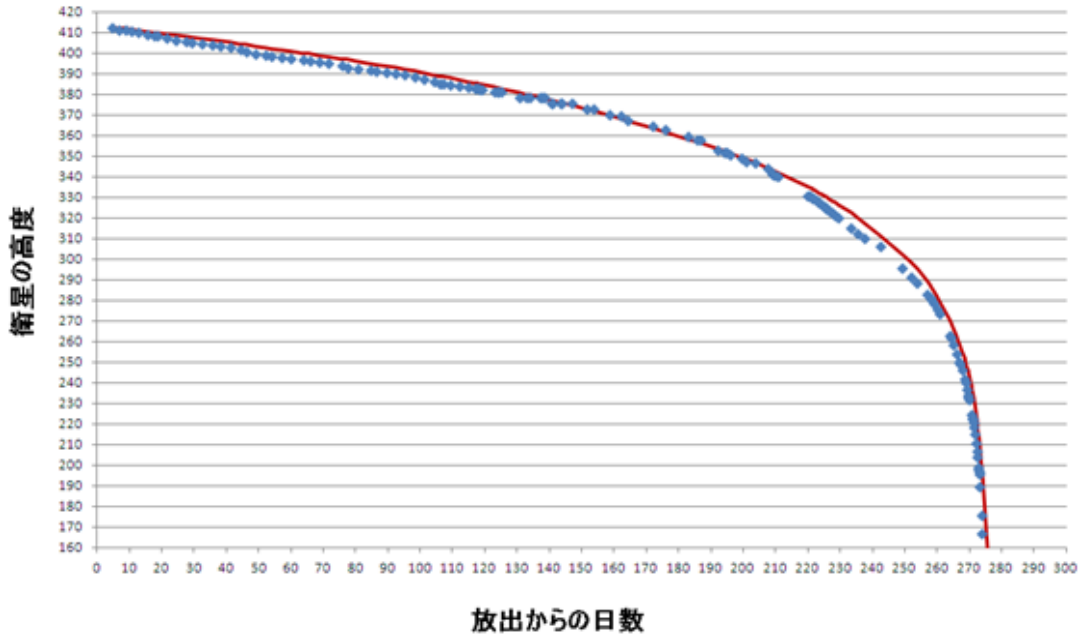


図 5-50　放出後の時間経過による衛星平均高度の低下（$C_d = 4$, $S = 0.01\mathrm{m}^2$, $\alpha = 0.61$）

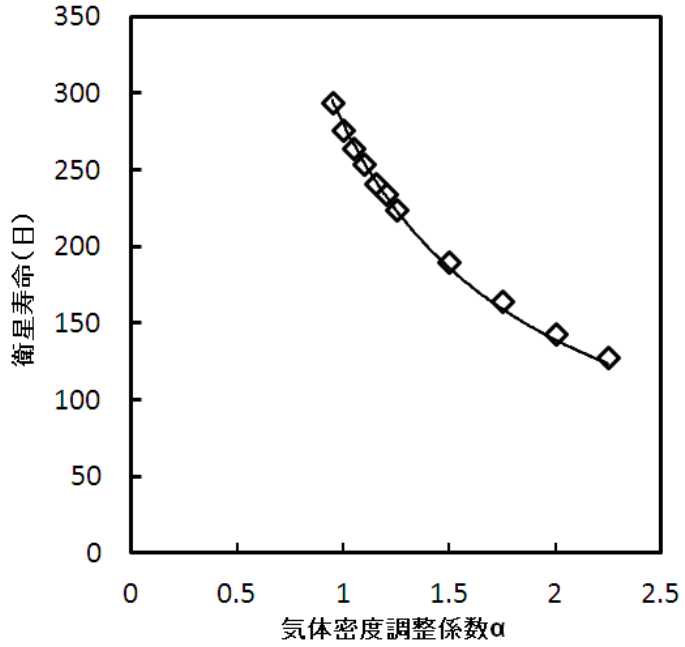


図 5-5 1　気体密度調整係数 α と衛星寿命の関係

気体密度調整係数 α と衛星寿命の関係の計算結果を図 5-5 1 に示す。気体密度調整係数 α と衛星寿命はほぼ反比例していることが分かる。実線は最もフィットしたカーブであり、$1120/C_d$ で表される。気体密度調整係数 α を投影断面積 S や密度調整係数 α に置き換えても同様の結果となる。即ち、「衛星に作用する抗力と衛星の寿命はほぼ反比例する。」という一般的な関係が分かった。

5.4.3　衛星の落下

2013 年 7 月 4 日、FITSAT-1 は高度を下げついに落下し、その 9 カ月の寿命を終えた。落下前後の状況や寿命の終焉を惜しむ声がツイター上に数多く載せられた。以下に、平山寛氏のブログより拾った幾つかのメッセージを紹介させていただく。

遂に、にわかも大気圏再突入時が来てしまいました…この衛星はもったいないような気がしますが、デブリを増やさないため…大成功のミッションだったと思います。
jr8lwy 2013-07-03 07:14:51

FITSAT-1 の落下情報が更新されています。7/3 04:01 UTC の時点で 7/4 4:26 UTC +/-1080 分の予報です。すでに誤差範囲に入っていますね。この時間帯のパスを地図上にプロットするとこんな感じです http://t.co/1V2uOCasDm　lizaed_isana 2013-07-03 20:53:46

FITSAT、もうすぐ落下なのかな。愛着のある衛星だったので残念です。
C6H5NH2 2013-07-03 23:01:51

Fitsat 落ちちゃうのか…色々重なって観測出来なかったんだよね…落ちる前に LED 発光しないのかな…　yuuitirou528 2013-07-03 23:29:14

FITSAT 昨日より近地点高度が 17km 降下か。近地点高度も 200km を切って来た。http://t.co/RHEWpvrNln　JR5EPQ 2013-07-04 00:41:53

End of the journey for little cubesat FITSAT-1(NIWAKA), Predictions are it will burn up in the atomosphere tonight.　AstroADAS 2013-07-04 06:21:36

FITSAT もうすぐか…　tomm_space 2013-07-04 07:12:29

FITSAT-1 落下情報がさらに更新されています 7/3 22:24UTC の予報で 7/4 04:57 UTC+/-240 分です http://t.co/47MgxKd104　lizard_isana 2013-07-04 08:54:19

FITSAT-1 がまもなく 13:40 頃本州上空を通過予定。おそらく最後の本州通過パス。…
SaYo555 2013-07-04 13:30:09

FITSAT 今朝の 6 時台のパスで受信したビーコンは音調が濁って来ていましたね。…
JR5EPQ 2013-07-04 13:57:34

もう再突入したのですかね。なにか寂しいです。　SaYo555 2013-07-04 14:09:08

私も 13 時台のパスでは、てっきり通信機能は失っていると思っていましたが、念のため再生してみたら信号捕えていました。多分温度上昇で CW 機能は失ったんでしょう…

jr8lwy 2013-07-04 20:58:08

うーん（>__<）。FITSAT-1、さようなら。…かな？　衛星の通信機能はこの時点では失われているようです…もう流れ星になってしまったでしょうが…

C6H5NH2 2013-07-04 21:07:00

… FITSAT は新たな撮影のノウハウを得られた想い出の衛星となりました。…

JR5EPQ 2013-07-04 21:20 31

落下の前まで信号を出してたのですね…ありがとうございます。

Yamaiz 2013-07-04 22:03:23

FITSAT-1 おかえりなさい　おつかれさまでした。　Tu_mugi 2013-07-04 22:56:44

FITSAT-1 を見てみたいがためにツールをインストールしちゃったり、私の血を濃ゆくする事にわりと貢献された　urokuzu 2013-07-04 23:03:40

FITSAT 落ちたのか―、お疲れさまでした！　tomm_space 2013-07-05 00:01:33

皆さん、おはようございます。FITSAT-1(NIWAKA)を CALSAT32 の衛星グループからはずしました・・・・何か寂しさを感じます（ーー；それでは出勤します。皆さん良い一日を！

jr8lwy 2013-07-05 07:43:26

FITSAT-1 ミッション終了おめでとう＆さようなら!!　忘れないよ

k_wakita 2013-07-05 12:22:26

6. 研究成果の記録

6.1 学術誌上での発表

Y. Kawamura, T. Tanaka : “Transmission of the LED light from the space to the ground”, AIP Advances, Vol.3, 102110 (2013), DOI:10.1063/1.4824853.

田中崇和、田中卓史 :「超小型衛星 FITSAT-1「にわか」と無線システム」、RF ワールド、No.22、pp. 77-103, CQ 出版、2013 年 4 月.

田中卓史、河村良行、田中崇和 :「FITSAT-1（にわか）の開発と運用」UNISEC (University space Engineering Consortum) Space Takumi Journal, Vol. 4, No. 1, 1-25 (2013).

田中健太、田中卓史 :「5.8GHz帯用ドップラーシフト補正システム」、福岡工業大学研究論集46巻2号、2014年2月

田中卓史、河村良行、田中崇和 :「超小型衛星FITSAT-1（にわか）の構造・機能と運用」、福岡工業大学研究論集46巻2号、2014年2月

6.2 国際学会での発表

Takushi Tanaka, Yoshiyuki Kawamura, Takakazu Tanaka: “Overview and Operations of CubeSat FITSAT-1 (NIWAKA), Proc. of International Conference on Recent Advances in Space Technologies”, Istanbul (Turkey), 12-14 June (2013).

Kenta Tanaka, Takushi Tanaka, Yoshiyuki Kawamura: “Development of the CubeSat FITSAT-1”, UN-Japan Nano-Satellite Symposium, Nagoya (Japan), Oct.10, 11 (2012).

Yuka Mizoguchi, Kaihua FENG, Takanori Soda, Toshiki Otsuka, Tatsuro Kinoshita, Kohei Nishimoto,Yoshiyuki Kawamura, Takushi Tanaka: “Observation of the LED signal from FITSAT-1”, UN-Japan Nano-Satellite Symposium, Oct.10, 11 (2012), Nagoya (Japan).

6.3 国内での学会発表

田中卓史、河村良行、田中崇和 :「FITSAT-1（にわか）のミッション」第57回宇宙科学技術連合講演会、米子市（米子コンベンションセンター）、2013年10月9日～11日.

田中卓史、河村良行、田中崇和 :「超小型人工衛星 FITSAT-1（にわか)の通信システムと運用、平成 25 年度第 66 回電気関係学会九州支部連合大会、熊本市（熊本大学)、2013 年 9 月 24 日～25 日.

河村良行、田中卓史：「福岡工業大学超小型人工衛星 FITSAT-１（にわか）の成果報告」、日本機械学会 2013 年次大会、岡山市（岡山大）2013 年 9 月 9 日.

Pongtorn CHUNHACHA、河村 良行：「画像処理を用いたステッピングモータによる飛翔体の追尾」、日本機械学会 2013 年次大会、岡山市（岡山大）2013 年 9 月 9 日.

河村良行、田中卓史：「超小型人工衛星からの高輝度 LED 発光(3)、(研究成果報告）)」レーザー学会 449 回研究会、2013 年 9 月 9 日、武雄市（武雄温泉ハイツ）.

田中卓史、河村良行、田中崇和：「FITSAT-1(にわか)のオペレーション」、4th UNISEC Space Takumi Conference, 東京都（東工大）, 2013年7月29日.

Takushi Tanaka, Yoshiyuki Kawamura, Takakazu Tanaka: “Structure and Function of CubeSat FITSAT-1(NIWAKA)”, 3rd UNISEC Space Takumi Conference, Sapporo (Japan), Dec.10 (2012).

田中卓史、河村良行、田中崇和：「福岡工業大学小型衛星FITSAT-1(NIWAKA)の概要」、第56回宇宙科学技術連合講演会、2012年11月20日～2日、別府市（別府国際コンベンションセンター）.

田中健太、田中卓史、河村良行：「小型衛星FITSAT-1の開発」 2012 年度電子情報通信学会九州支部学生会講演会、2012年9月26日、長崎市(長崎大学) .

庭月野翔太、田中卓史：「小型衛星 FITSAT-1 の FM・CW 解析ソフトの開発」2012 年度電子情報通信学会九州支部学生会講演会、2012 年 9 月 26 日、長崎市(長崎大学).

永田優人、田中卓史：「小型衛星 FITSAT-1 の 5.8GHz 信号受信」2012 年度電子情報通信学会九州支部学生会講演会、2012 年 9 月 26 日、長崎市(長崎大学) .

河村良行、田中卓史：「超小型人工衛星からの高輝度 LED 発光(2)、(輝く人工の星の実現と宇宙-地上間 LED 光通信の検証)」レーザー学会 432 回研究会、2012 年 9 月 18 日、大分市（全労災ソレイユ）.

田中卓史、河村良行、田中崇和：「福岡工業大学小型人工衛星「にわか」の通信システム」、平成 23 年度（第 64 回）電気関係学会九州支部連合大会、2011 年 9 月 26 日～27 日、佐賀市（佐賀大）.

馮　愷華、河村 良行、田中 卓史:「福岡工業大学超小型衛星による光通信の基礎研究（１）（衛星搭載 LED からの微弱光検出)」、日本機械学会 2011 年次大会、2011 年 9 月 13 日、東京都（東工大）.

溝口 由華､河村 良行､田中 卓史:「福岡工業大学超小型衛星軌道追尾システムの開発（１）」、日本機械学会 2011 年次大会、2011 年 9 月 13 日、東京都（東工大）.

河村 良行，田中 卓史：「超小型人工衛星からの高輝度LED 発光（輝く人工の星の実現と長距離LED 光通信の検証）」、レーザー学会第418回研究会、2011年9月12日、南阿蘇村（阿蘇ファームランド）.

6.4　修士論文・卒業論文

平成 19 年度修士論文

情報工学専攻

金　暁非　「小型衛星の地上局に関する研究」

平成 24 年度修士論文

知能機械工学専攻

溝口由華　「福岡工業大学超小型衛星追尾システムの開発」

馮　愷華　「衛星地上間 LED 光通信における微弱光検出法の研究」

情報工学専攻

田中健太　「小型衛星 FITSAT-1 の開発」

平成 18 年度卒業論文

池上栄基　「CubeSat 人工衛星のための地上局設置」

中筋　翼

宮崎順一　「FITSAT 人工衛星の設計」

貞包孝純

平成 19 年度卒業論文

吉本昌文　「小型人工衛星地上局における無線機の遠隔操作」

田代雄太

崎迫玲於

平成 20 年度卒業論文

濱口聖広　「小型衛星地上局におけるパケット信号の受信システム」

坂元雄一

平成 21 年度卒業論文

東　慶祐　「小型衛星に搭載するパッチアンテナの設計」
大久保潤

平成 22 年度卒業論文

知能機械工学科

高橋宏貴　「電子機器・小型構造物の振動試験用簡易加振機の試作」
床田次郎

情報工学科

馬渡　昇　「小型人工衛星の機能と役割」
永島慎也　「小型人工衛星に搭載する CMOS カメラの開発」
新地諒也　「小型人工衛星に搭載する加速度センサの研究」
竹野裕世　「小型人工衛星における CMOS 温度センサと光センサの開発」
民谷　稔　「小型人工衛星における Linux の役割」
田中健太　「小型人工衛星の電源系の研究」
谷口晃大　「小型人工衛星の地上局運用」
徳永晴記　「小型人工衛星の構体の研究」

平成 23 年度卒業論文

知能機械工学科

大塚俊輝「超小型人工衛星に関する研究」
曽田高典
都　将悟　「小型衛星用 435[MHz]帯アンテナの簡易展開法の基礎的実験
伊藤宏徳　「電子機器・小型構造物の振動試験用簡易加振機の改良」
高木亮祐
藤原康平　「地磁気を利用した人工衛星の姿勢制御に関する基礎研究」
余田鋼紀

情報工学科

相葉健太　「人工衛星の解析プログラムの開発とその考察」
稲村康佑　「小型人工衛星のアンテナの特性」
木村　廉　「小型人工衛星の地上局の開発」
小塩達朗　「ニクロム線によるアンテナ展開機構」
森田真吾　「小型人工衛星の光通信」
大串敦史　「小型人工衛星の姿勢制御の実験と考察」
杉山翔太郎「小型人工衛星に搭載する JPEG カメラ制御ソフトの開発」
遠目塚丈紘「小型人工衛星のバックアップシステムの開発」

渡辺大地　「小型人工衛星のセンサーの開発」
山口裕之　「DCDC コンバーターの特性測定」
大池一雅　「人工衛星のアンテナ制御システム」
大迫大輔　「電池の発電効率の検討」

情報通信工学科
石丸哲也　「低高度人工衛星の軌道シミュレーション」

平成 24 年度卒業論文
知能機械工学科
木下竜郎　「福工大衛星プロジェクト」
西元康平
情報工学科
江口元規　「小型人工衛星 FITSAT-1 の画像解析ソフトの開発」
川坂浩平　「超小型衛星 FITSAT-1 のビーコン受信」
川崎晃輔　「小型人工衛星 FITSAT-1 とのリモートコマンド通信」
永田優人　「小型人工衛星 FITSAT-1 の 5.8GHz 画像受信」
中本尚和　「波形データからの画像復元」
庭月野翔太「小型人工衛星 FITSAT-1 の運用」
吉田沙依子「山登り法によるアンテナ自動制御」

6.5　福工大小型衛星プロジェクト研究会での発表

2010 年 12 月 27 日　　福工大小型衛星プロジェクト発足
2011 年 2 月 28 日　　(九大) 小型衛星のワークショップの報告(河村)

2011 年 4 月 5 日　第 1 回（D2F 知能機械大学院演習室）
田中卓史（情報）　　「ISS からの衛星放出」
河村良行（機械）　　「河村研究室の研究計画の概要」
馮　愷華(河村研 M1)　　「衛星搭載 LED から微弱光検出」
溝口由華(河村研 M1)　　「追尾装置の検討」
田中健太(田中研 M1)　　「衛星の電源系開発」
「衛星用 5.8GHz パッチアンテナの開発」

2011 年 5 月 2 日　第 2 回（C7F 情報会議室）
田中卓史（情報）　　「主ミッションについて」
河村良行（知能機械）　　「副ミッションについて」
溝口由華（河村研 M1）　「追尾用架台の検討及び CCD カメラの比較」

馮　愷華（河村研 M1）　「光通信の予備実験について」

2011 年 5 月 7 日　第 3 回（D2F 知能機械大学院演習室）

田中卓史（情報）　「435MHz 帯の送受信機のテスト」
河村良行（知能機械）　「単色超高輝度 LED アレー製作メーカー探索と連絡状況」
田中健太（田中研 M1）　「CALSAT32 について」
大塚俊輝（河村研 4 年）　「ペルチェ素子による光電子増倍管の冷却」
曽田高典（河村研 4 年）　「LED のパルス発光特性」

2011 年 7 月 5 日　第 4 回（C7F 情報会議室）

田中卓史（情報）　「工程表と予算」
河村良行（知能機械）　「必要予算の説明」
溝口由華（河村研 M1）　「アンテナの方向制御方法の進捗状況」
曽田高典（河村研 4 年）　「LED のパルス点灯の最適条件」
木村　廉（田中研 4 年）　「人工衛星からの信号の受信」
田中健太（田中研 M1）　「FITSAT の通信系について」

2011 年 8 月 1 日　第 5 回（D2F 知能機械大学院演習室）

大塚俊輝（河村研 4 年）　「改造サーボモータによるアンテナ展開機構の PT」
曽田高典（河村研 4 年）　「高輝度 LED アレーの実装」
溝口由華（河村研 M1）　「軌道計算の進捗状況」
馮　愷華（河村研 M1）　「地上での 9km 光通信実験と光電子増倍管の限界感度」
渡辺大地（田中研 4 年）　「回転角センサーについて」
小塩達朗（田中研 4 年）　「ニクロム線によるアンテナの展開」
山口裕之（田中研 4 年）　「DCDC コンバータの特性測定」
田中健太（田中研 M1）　「ピアノ線アンテナの特性測定」
大池一雄（谷口研 4 年）　「CALSAT32 と軌道について」

2011 年 9 月 1 日　第 6 回（C3B 教室）

河村良行（知能機械）　「パネル一体型 LED アレーの発注、追尾機構の発注」
馮　愷華（河村研 M1）　「数値フーリエ解析による信号処理」
　「データーロガーによるフーリエ解析」
溝口由華（河村研 M1）　「軌道計算の進捗状況」
大塚俊輝（河村研 4 年）　「背景光の測定」
　「ローラーによるアンテナ駆動」
曽田高典（河村研 4 年）　「FET による実装 LED の動作特性」
田中卓史（情報）　「Jpeg カメラのコントロール」

李亜飛　（田中研 M2）　「ジャイロセンサの開発」
田中健太（田中研 M1）　「ホイップアンテナの特性と展開」
小塩達朗（田中研 4 年）　「真空状態でのナイロン線の切断」
遠目塚丈紘（田中研 4 年）　「DTMF によるバックアップシステム」
森田真吾（田中研 4 年）　「パッチアンテナの作成」
森田真吾（田中研 4 年）　「ISS と衛星の可視範囲について」

2011 年 10 月 4 日　第 7 回（D2F 知能機械大学院演習室）
大塚俊輝（河村研 4 年）　「アンテナ回転機構」
曽田高典（河村研 4 年）　「実装 LED の動作特性」
溝口由華（河村研 M1）　「軌道計算の進捗状況」
馮　愷華（河村研 M1）　「機械学会の報告（発表紹介）」
田中卓史（情報工）　「リチウムイオン電池の充放電特性」
木村　廉（田中研 4 年）　「地上局の整備状況について」
小塩達朗（田中研 4 年）　「ニクロム線によるアンテナ展開」
大串敦史（田中研 4 年）　「磁石搭載衛星の振動数の実験２」
稲村康佑（田中研 4 年）　「アンテナの特性」
大池一雅（谷口研 4 年）　「CALSAT と PICNIC.ステッピングモータとの関係」

2011 年 11 月 8 日　第 8 回（C6D 情報ゼミ室）
河村良行（知能機械）　「振動試験と熱真空試験”及び“衛星探索法”について」
馮　愷華（河村研 M2）　「大口径光電子増倍管について」
大塚俊輝（河村研 4 年）　「アンテナ機構の動作について」
曽田高典（河村研 4 年　「実装 LED について」
田中健太（田中研 M1）　「5.8GHz 受信アンテナ」
森田真吾（田中研 4 年）　「PIC による LED 制御」
遠目塚丈紘（田中研 4 年）　「DTMF によるバックアップシステム」
木村廉（田中研 4 年）　「地上局の整備状況について」
大池一雅（谷口研 4 年）　「H8 のステッピングモータの制御及びそれの周辺機能」

2011 年 12 月 6 日　第 9 回（D2F 知能機械大学院演習室）
河村良行（知能機械）　「LED 信号の高周波数変調について」」
馮　愷華（河村研 M2）　「LED 光信号の並列処理化計画について」
溝口由華（河村研 M1）　「赤道儀入荷及び台形制御による駆動速度について」
大塚俊輝（河村研 4 年）　「振動試験の計画について」
曽田高典（河村研 4 年）　「熱真空試験の計画について」
田中健太（田中研 M1）　「送信 CPU の役割と動作」
森田真吾（田中研 4 年）　「PIC による LED 制御」

遠目塚丈紘（田中研 4 年）「DTMF によるバックアップシステム」
小塩達朗（田中研 4 年）「真空実験について」
大串敦史（田中研 4 年）「パーマロイを用いた振動抑制」
大池一雅(谷口研 4 年)「H8 とアップダウンカウンタのテストプログラム」

2012 年 1 月 17 日　第 10 回（C7F 情報会議室）
馮　愷華（河村研 M2)「光信号受信システムの進展状況）
溝口由華（河村研 M1)「経緯台の動作状況）
曽田高典（河村研 4 年）「熱真空試験の為の予備計算」
大塚俊輝（河村研 4 年）「振動試験まとめ」
田中健太（田中研 M1）「衛星のコマンドと動作」
森田真吾（田中研 4 年）「LED2 直列 24 並列の特性」
稲村康佑（田中研 4 年)「437MHz アンテナの特性）
木村廉　（田中研 4 年）「地上局の運用について」
大迫大輔 (谷口研 4 年)「衛星内電源回路の検討」
大池一雅 (谷口研 4 年)「PICNIC からの入力データパルス波を出すまでのフローチャート」

2012 年 2 月 6 日　第 11 回（D2F 知能機械大学院演習室）
溝口由華（河村研 M1)「経緯台の動作状況」
曽田高典（河村研 4 年）「熱真空試験について」
大塚俊輝（河村研 4 年）「低温時のアンテナ展開」
田中健太（田中研 M1）「衛星のコマンドと動作」
森田真吾（田中研 4 年）「熱真空試験での LED 動作」
渡辺大地（田中研 4 年）「温度センサーの特性」
大池一雅 (谷口研 4 年)「CALSAT32 と PICNIC と H8 の接続について」

2012 年 2 月 28 日　第 12 回（C7F 情報会議室）
馮　愷華（河村研 M2)「PM の限界感度について」
溝口由華（河村研 M1)「観測システムの概要」
曽田高典（河村研 4 年）「熱真空試験について」
大塚俊輝（河村研 4 年）
木下竜郎（河村研 3 年）「望遠鏡のアライメントについて」
西元康平（河村研 3 年)
田中健太（田中研 M1）「熱真空試験の通信系」
森田真吾（田中研 4 年）「熱真空試験の LED について」
大串敦史（田中研 4 年）「姿勢制御の実験と考察」
山口裕之（田中研 4 年）「DCDC コンバータの特性」

大池一雅（谷口研 4 年）　「日陰率とアンテナ制御回路について」

2012 年 3 月 12 日　第 13 回（D2F 知能機械大学院演習室）
馮　愷華（河村研 M2）　「計測 BOX の計画」
溝口由華（河村研 M1）　「経緯台の動作状況」
木下竜郎（河村研 3 年）　「構造強度解析」
西元康平（河村研 3 年）
田中健太（田中研 M1）　「PIC による衛星情報取得」
庭月野翔太（田中研 4 年）　「高温時の LED 特性」
永田優人（田中研 4 年）
吉田沙依子（田中研 3 年）「CALSAT32 と PICNIC と H8 について」

2012 年 4 月 2 日　第 14 回（C7F 情報会議室）
馮　愷華（河村研 M2）　「復調回路について」
溝口由華（河村研 M2）　「受信システムの方向性について」
木下竜郎（河村研 3 年）　「計測 BOX の製作」
西元康平（河村研 3 年）
田中健太（田中研 M2）　「送受信 CPU の動作」
庭月野翔太（田中研 4 年）　「LED の特性」
川坂浩平（田中研 4 年）　「地上局の整備」
川崎晃輔（田中研 4 年）

2012 年 4 月 16 日　第 15 回（D2F 知能機械大学院演習室）
馮　愷華（河村研 M2）　「計測 BOX の進捗状況」
溝口由華（河村研 M2）　「軌道の近似計算」
木下竜郎（河村研 4 年）　「ISS の観測結果」
西元康平（河村研 4 年）
田中健太（田中研 M2）　「衛星のコマンドと動作」
川坂浩平（田中研 4 年）　「地上局の整備状況」
川崎晃輔（田中研 4 年）

2012 年 5 月 7 日　第 16 回（C7F 情報会議室）
河村良行（知能機械）　「受信アンテナ用の電磁ホーンについて」
馮　愷華（河村研 M2）　「フィルター回路について」
溝口由華（河村研 M2）　「軌道の近似計算（曲線近似）について」
木下竜郎（河村研 4 年）　「ISS の観測について」
西元康平（河村研 3 年）
田中健太（田中研 M2）　「送受信 CPU の動作」

永田優人（田中研 4 年）　「LED の特性」
庭月野翔太(田中研 4 年)
川坂浩平（田中研 4 年）　「地上局の整備」
川崎晃輔（田中研 4 年）

2012 年 6 月 4 日　第 17 回（D2F 知能機械大学院演習室）
河村良行（知能機械）　「現地現物確認検査」
木下竜郎（河村研 4 年)　「熱及び振動試験、ISS 観測結果」
西元康平（河村研 4 年）
溝口由華（河村研 M2)　「マニュアル追尾」
チュンハチャー　「パラボラアンテナ追尾実験計画」
　ポントーン（河村研 M1)
田中健太（田中研 M2）　「衛星のコマンドと動作」
川坂浩平（田中研 4 年）　「地上局の整備状況」
川崎晃輔（田中研 4 年）
吉田沙依子(田中研 4 年)　「ステッピングモーターの制御」
永田優人(田中研 4 年)　「衛星の通信実験計画」

2012 年 6 月 26 日　第 18 回（C7F 情報会議室）
河村良行（知能機械）　「遠距離通信実験計画書」
馮　愷華（河村研 M2）　「室内 LED 受光実験」
田中健太（田中研 M2）　「衛星の最終組み立て」
川坂浩平（田中研 4 年）　「地上局の整備」
川崎晃輔（田中研 4 年）
吉田沙依子(田中研 4 年)　「ステッピングモーターの制御」
永田優人(田中研 4 年)　「パラボラアンテナの調整」
江口元規（田中研 4 年）　「画像受信プログラム」

2012 年 7 月 10 日　第 19 回（C7F 情報会議室）
木下竜郎（河村研 4 年）　「前回の長距離実験のアライメントについて」
溝口由華（河村研 M2）　「前回の長距離実験のトリガー信号について」
西元康平（河村研 4 年）　「次回の長距離実験の計画」
川坂浩平（田中研 4 年）　「地上局の整備」
川崎晃輔（田中研 4 年）
吉田沙依子(田中研 4 年)　「ステッピングモーターの制御」
庭月野翔太(田中研 4 年)　「ビーコン信号の解析」

2012 年 7 月 27 日　第 20 回（C82-1 情報ゼミ室）

西元康平（河村研 4 年）　「長距離実験の全体的な結果」
馮　愷華（河村研 M2）　「長距離 PM 試験の結果」
田中健太（田中研 M2）　「長距離 5.8GHz 受信実験の結果と今後の計画」
永田優人（田中研 4 年）
木下竜郎（河村研 4 年）　「屋外実験計画」
溝口由華（河村研 M2）　「山登り追尾法について」
チュンハチャー
　ポントーン（河村研 M1）
吉田沙依子（田中研 4 年)「ステッピングモーターの制御」
江口元規（田中研 4 年）　「画像受信プログラム」
庭月野翔太（田中研 4 年)「ビーコン信号の解析」
川坂浩平（田中研 4 年）　「衛星のビーコン受信」
川崎晃輔（田中研 4 年）

2012 年 8 月 10 日　第 21 回（C7F 情報会議室）
木下竜郎（河村研 4 年）　「屋外実験の結果および計画」
西元康平（河村研 4 年）　「オービトロンの精度とカメラの限界等級」
溝口由華 (河村研 M2)　「屋外実験での追尾結果」
馮　愷華（河村研 M2)　「光通信実験の結果」
田中健太（田中研 M2)　「長距離 5.8GHz 受信実験の結果」
永田優人（田中研 4 年)
田中卓史（情報）　「5.8GHz 受信上の問題点」
川崎晃輔（田中研 4 年)　「長距離コマンド送信」

2012 年 8 月 31 日　第 22 回（C82-1 情報ゼミ室）
河村良行（知能機械）　「撮影用赤道儀について」
馮　愷華（河村研 M2）　「10km の光通信実験結果」
溝口由華（河村研 M2）　「追尾について」
西元康平（河村研 4 年）　「衛星の撮影」
田中卓史（情報）　「5.8GHz 受信機の機能向上」
永田優人（田中研 4 年）　「5.8GHz 受信実験」
田中健太（田中研 M2）　「解析ソフト」
吉田沙依子（田中研 4 年）　「パラボラアンテナの制御」

2012 年 9 月 5 日　第 23 回（C7F 情報会議室）
田中健太 (田中研 M2)　「観測シフトについて」
木下竜郎 (河村研 4 年)　「壮行会について」

2012 年 9 月 21 日　第 24 回（C82-1 情報ゼミ室）
　馮　愷華（河村研 M2）　「PM 信号の SN 向上」
　永田優人（田中研 4 年）　「5.8GHz 長距離実験」
　川坂浩平（田中研 4 年）　「地上局の整備」
　田中卓史（情報）　「FITSAT のベリカード」

2012 年 10 月 4 日　第 25 回（C82-1 情報ゼミ室）
　＜衛星放出実況中継＞

2012 年 10 月 16 日　第 26 回（C82-1 情報ゼミ室）
　＜ビーコン受信、パケット受信成功＞

2012 年 10 月 26 日　第 27 回（D2F 知能機械大学院演習室）
　＜ビーコン受信、パケット受信成功＞

2012 年 11 月 9 日　第 28 回（C82-1 情報ゼミ室）
　＜画像受信成功＞

2012 年 11 月 16 日　第 29 回（D2F 知能機械大学院演習室）
　＜ビーコン受信報告、パケット受信報告、画像受信報告＞

2012 年 11 月 26 日　第 30 回（C82-1 情報ゼミ室）
　河村良行（知能機械）　「KAIST と倉敷科学センターが撮った LED 写真について」
　木下竜郎（河村研 4 年)　「湯布院報告」
　西元康平（河村研 4 年)
　吉田沙依子（田中研 4 年）　「追尾制御についての進捗状況」
　庭月野翔太（田中研 4 年）　「世界各地での LED の点灯計画」
　川坂浩平（田中研 4 年）　「ビーコン信号の強さの変化について」

2012 年 12 月 3 日　第 31 回（C82-1 情報ゼミ室）
　溝口由華（河村研 M2）　「10.7MHz フィルター増幅回路について」
　吉田沙依子（田中研 4 年）　「追尾制御についての進捗状況」
　田中健太 (田中研 M2)　「5.8GHz 時の衛星の回転」
　川坂康平（田中研 4 年）　「ビーコン信号の強さの変化について」
　庭月野翔太（田中研 4 年）　「世界各地での LED の点灯計画」

2012 年 12 月 17 日　第 32 回（C82-1 情報ゼミ室）
　河村良行（知能機械）　「外部からの LED 光観測報告について」

溝口由華（河村研 M2）　　「光観測報告および衛星高度について」
木下竜郎（河村研 4 年）　　「湯布院 PMT 実験について」
永田優人（田中研 4 年）　　「衛星の回転実験計画」

2012 年 12 月 21 日　第 33 回（C3B 教室）
溝口由華（河村研 M2）
永田優人（田中研 4 年）
三島和久（倉敷科学センター学芸員）　「ＬＥＤ点灯の写真撮影について」

2013 年 1 月 18 日　第 34 回（C3B 教室）
河村良行（知能機械）　　「湯布院 12 月観測データ整理」
溝口由華（河村研 M2）　「閉ループ制御について」

2013 年 1 月 25 日　第 35 回（C3B 教室）
河村先生（知能機械）　　「1 月 16 日の写真の報告」
木下竜郎（河村研 4 年）　「湯布院の結果報告」
田中健太（田中研 M2）　「FM パケットデータの解析」

2013 年 2 月 1 日　第 36 回（C3B 教室）
溝口由華（河村研 M2）　「衛星軌道の変化」
永田優人（田中研 4 年）　「5.8GHz 受信波形の変化」
田中健太（田中研 4 年）　「カメラシャッターコマンド」
庭月野翔太（田中研 4 年）　「LED の運用」
川坂浩平（田中研 4 年）　「ビーコン受信について」

2013 年 2 月 12 日　第 37 回（C3B 教室）
河村先生（知能機械）　　「φ1.5m パラボラアンテナの焦点のずれについて」
田中健太（田中研 M2）　「5.8GHz 送信」
江口元規（田中研 4 年）　「画像解析ソフト」
川坂浩平（田中研 4 年）　「ビーコン信号の受信と解析」

2013 年 2 月 18 日　第 38 回（D2F 知能機械大学院演習室）
木下竜郎（河村研 4 年）　「卒研発表」
西本康平（河村研 4 年）
永田優人（田中研 4 年）　「卒研発表」
庭月野翔太(田中研 4 年）　「卒研発表」
川崎晃輔（田中研 4 年）　「卒研発表」

2013 年 3 月 1 日　第 39 回（C82-1 情報ゼミ室）
溝口由華（河村研 M2)　「軌道落下の理論計算」
犬塚成也（河村研 3 年）　「引き継ぎについて」
前田真吾（河村研 3 年）　「引き継ぎについて」
松尾幸長（河村研 3 年）　「引き継ぎについて」
堀江諒平（河村研 3 年）

2013 年 3 月 11 日　第 40 回（D2F 知能機械大学院演習室）
河村良行（知能機械）　「衛星自転の解析」
荻原尚太(田中研 3 年)　「引き継ぎについて」
2013 年 3 月 19 日　第 41 回（C82-1 情報ゼミ室）
前田真吾（河村研 3 年）　「16 日の実験について」
松尾幸長（河村研 3 年）
堀江諒平（河村研 3 年）
犬塚成也（河村研 3 年）
荻原尚太（田中研 3 年）　「実験についての簡単な注意」
田中卓史（情報）　「FITSAT-1　成功の秘訣」(3 月 22 日に JAXA で報告予定)
河村良行（知能機械）

2013 年 3 月 25 日　第 42 回（D2F 知能機械大学院演習室）
田中卓史（情報）　「JAXA での報告について」
河村良行（知能機械）
チュンハチャー　「衛星位置高速探索システムの概要」
ポントーン（河村研）

2013 年 4 月 1 日　第 43 回（C82-1 情報ゼミ室）
松尾幸長（河村研 4 年）　「LED の実験計画」
荻原尚太（田中研 4 年）　「サンプリングデータ」

2013 年 4 月 8 日　第 44 回（D2F 知能機械大学院演習室）
河村良行（知能機械）　「LED の写真撮影成功の例」
李　正敏（田中研 4 年）　「引き継ぎについて」
田中卓史（情報）　「TecEdSat の落下」
「遅延コマンドの仕組み」

2013 年 4 月 15 日　第 45 回（C82-1 情報ゼミ室）
前田真吾（河村研 4 年）　「受光の可能性」
田中卓史（情報）　「落下予測」

2013 年 4 月 23 日　第 46 回（D2F 知能機械大学院演習室）
　荻原尚太（田中研 4 年）　「サンプリングデータ」
　前田真吾（河村研 4 年)　「解析について」

2013 年 4 月 30 日　第 47 回（C6D 情報ゼミ室）
　田中卓史（情報）　「FITSAT-2 の可能性」

2013 年 5 月 7 日　第 48 回（D2F 知能機械大学院演習室）
　松村太希（田中研 4 年）　「引き継ぎについて」
　荻原尚太（田中研 4 年）　「サンプリングデータ」

2013 年 5 月 14 日　第 49 回（C6D 情報ゼミ室）
　前田真吾(河村研 4 年)　「解析－湯布院との比較」

2013 年 5 月 21 日　第 50 回（D2F 知能機械大学院演習室）
　近松弘志（国際戦略室）　「200ｍｍ口径反射鏡による天体写真の撮影」（講演）

2013 年 5 月 28 日　第 51 回（C6D 情報ゼミ室）
　荻原翔太（田中研 4 年）　「サンプリングデータ」

2013 年 6 月 18 日　第 52 回（D2F 知能機械大学院演習室）
　田中卓史（情報）　「RAST2013 学会報告」

2013 年 6 月 25 日　第 53 回（C6D 情報ゼミ室）
　河村研究室全員　「5.8GHz 実験報告」
　荻原尚太(田中研 4 年)　「全日照のサンプルデータ」

2013 年 7 月 2 日　第 54 回（D2F 知能機械大学院演習室）
　田中卓史（情報）　「現状報告」
　荻原尚太(田中研)　「ビーコン解析の結果」

2013 年 7 月 9 日　第 55 回（C6D 情報ゼミ室）
　河村良行（知能機械）　「報告書について」
　　「実験室の撤収作業について」
　犬塚成也(河村研 4 年)　「衛星の高度の変化について」

6.6 メディア（新聞・雑誌・テレビ・ラジオ等）での報道一覧

表 6-1 に新聞・雑誌・テレビ・ラジオ等を通して行われた、FITSAT-1 の関連の報道の一覧を示す。

表 6-1　FITSAT-1 関連の報道一覧

年	月	日	メディア	記事タイトル
2011 年	1 月	27 日	西日本新聞	大学ミニ衛星九州に広がる 4 校目福工大製作に着手
		20 日	西日本新聞	「にわか衛星」を開発している福岡工業大学教授　田中卓史さん
	6 月	16 日	西日本新聞	小型衛星福工大生のきぼうに ISS 放出実験に選定　来年 9 月ごろ打ち上げ
	7 月	19 日	西日本新聞	ハイテク載せ 小型衛星が宇宙へ
	9 月	12 日	TNC テレビ	人工衛星はどうして落ちないの？
	9 月	17 日	週刊東洋経済	九州から宇宙に挑戦　独創的な研究を推進
	12 月	3 日	毎日新聞	理系白書特別講義「宇宙を活躍の場に～夢を実現するチカラ～」
2012 年	3 月	3 日	TNC テレビ	「CUBE」土曜ニュース　第二のはやぶさを目指し、福岡発！宇宙へ！
		13 日	西日本新聞	九州衛星続々宇宙に　九工大、福工大、九大など開発の小型　年内に 3 個誕生へ
	5 月	15 日	西日本新聞	「にわか衛星」7 月 21 日出発　LED 仕様の世界初、光る衛星　従来の 100 倍の高速通信を実験
		17 日	西日本新聞	九大など 4 大学共同開発　オール九州衛星宇宙へ
	6 月	24 日	RKB テレビ	福工大の小型衛星筥崎宮で打ち上げ成功を祈って祈願祭
			KBC テレビ	福工大の小型衛星筥崎宮で打ち上げ成功を祈って祈願祭
		25 日	朝日新聞	青鉛筆
			西日本新聞	衛星打ち上げ最後は「神頼み」 筥崎宮で成功を祈願　福工大・開発チーム
			読売新聞	福工大の衛星　無事飛んで、筥崎宮で祈願
			産経新聞	衛星実験成功へ「神頼み」福工大チーム
			NHK テレビ	19:00～総合テレビニュース 7　福岡工業大学の[FITSAT－1」を詳しく紹介
			NHK テレビ	21:00～総合テレビニュース 9　上記をさらに詳しく紹介
		26 日	朝日新聞	宇宙発？衛星、ISS から発射　福工大など 5 機　9 月計画
			毎日新聞	きぼうから放出　福工大衛星公開　JAXA
			読売新聞	「きぼう」から軌道投入　福工大衛星など公開
	7 月	2 日	産経新聞	超小型衛星 5 基を公開
		3 日	毎日新聞	宇宙への宅配便
		8 日	日経新聞	星出飛行士　挑戦の 120 日
		12 日	西日本新聞	1 面春秋
		14 日	NHK テレビ	19:00～の総合テレビニュース小型衛星学生が作る　田中研究室の田中さんにフォーカス
			NHK International	NEWSLINE
		16 日	西日本新聞	星出さん宇宙へ　福工大でも声援

		17 日	朝日新聞	手のひら衛星　遊び心でっかく　福工大制作、21 日打ち上げ　宇宙からモールス信号
		20 日	西日本新聞	福工大生が開発・搭載　「にわか衛星」実験の旅へ　星出さんが放出　地上へ信号
		21 日	西日本新聞	H2B ロケットきょう打ち上げ　種子島
		22 日	西日本新聞	小型衛星が活路を開くか
			西日本新聞	「にわか衛星」開発の福工大関係者「星出さん、よろしく」
			朝日新聞	打ち上げ成功　種子島わく　H2B ロケット
			毎日新聞	頑張れ　手づくり衛星　開発の福工大教授　感無量　打ち上げ H2B に搭載
		23 日	NHK テレビ	英語放送　小型衛星の本学の取組を詳しく紹介
	8 月	1 日	市政だより	福岡工業大学チーム　超小型衛星宇宙へ
		15 日	福岡県民新聞	福岡工大製作の人工衛星「にわか衛星」9 月初旬に宇宙ステーションから放出
		17 日	ニッキン	小型衛星を宇宙に放つ　ネットの利便性を高めて
		23 日	KBC テレビ	朝日放送系全国ネット　報道ステーション本学の小型衛星を紹介
		25 日	毎日新聞	来月放出の小型衛星「にわか」 そのこころは　田中卓史さん
	9 月	25 日	日本経済新聞	人工衛星の放出実験　28 日、宇宙ステーションから
	10 月	5 日	西日本新聞	福工大小型衛星　宇宙へ　星出さん、きぼうから放出
			朝日新聞	小型衛星、宇宙の旅へ　ISS から星出さん放出
			読売新聞	ISS から小型衛星放出　星出さんが操作
			毎日新聞	小型衛星を放出　世界初 ISS から 5 基
			日本経済新聞	「きぼう」から衛星放出　星出さん ロボットアーム操作
			産経新聞	福岡工大の衛星放出　きぼう 1 回目は星出さん担当
			日本経済新聞	福工大の衛星動作　開発指揮の教授ら笑顔
			KBC テレビ	福岡工業大学　小型衛星「FITSAT-1」 宇宙空間への放出成功
			NHK テレビ	福岡工業大学　小型衛星「FITSAT-1」 宇宙空間への放出成功
			RKB テレビ	福岡工業大学　小型衛星「FITSAT-1」 宇宙空間への放出成功
			FBS テレビ	福岡工業大学　小型衛星「FITSAT-1」 宇宙空間への放出成功
			TNC テレビ	福岡工業大学　小型衛星「FITSAT-1」 宇宙空間への放出成功
		6 日	西日本新聞	放出の衛星くっきり　NASA 画像公表
			西日本新聞	もの知りタイムズ　地球に届け光のメッセージ
		20 日	RKK ラジオ	番組名「空よ」 小型衛星について　河村先生
		27 日	西日本新聞	小さな衛星「きぼう」送る　画像通信に福工大成功
			毎日新聞	「きぼう」鮮明に　「にわか」撮影写真を受信
			朝日新聞	にわか、ISS 撮った！
		28 日	読売新聞	「にわか」が送る　宇宙のきぼう　福岡工大が受信
			産経新聞	小型衛星で高速通信成功　「きぼう」の画像地球へ
		29 日	FBS テレビ	福岡工業大学　小型衛星「FITSAT-1」 高速通信の実証実験成功
	12 月	7 日	TVQ テレビ	宇宙ニュース　小型衛星「FITSAT-1」について

		11 日	毎日新聞夕刊	福岡工大の小型衛星実験　LED 点滅　岡山で観測
			読売新聞夕刊	福岡工大の衛星　信号送信に成功
			西日本新聞夕刊	宇宙から「にわかです」 福工大の衛星が送信成功
			日本経済新聞夕刊	衛星発　光の便り　地上で受信成功　福工大がモールス信号実験
		12 日	朝日新聞	小型衛星にわか　光で「ハーイ」 モールス信号成功
2013 年	1 月	27 日	朝日新聞	福工大研究チーム製作 「にわか衛星」探してみよう
	2 月	8 日	朝日新聞	人工衛星、生きた教材　学生が開発、モノづくりの技術習得
	7 月	6 日	朝日新聞	にわか衛星「完全燃焼」

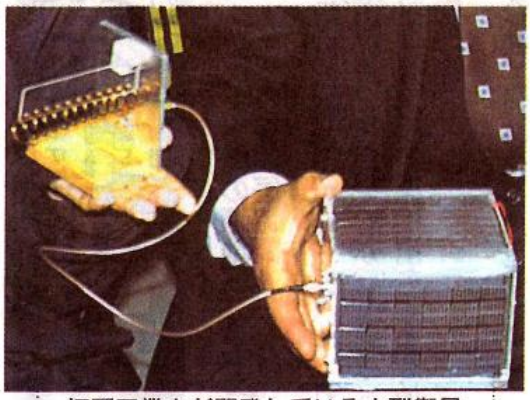
以下に、FITSAT-1 関連の新聞記事のいくつかを示す。

2011 年 6 月 16 日　西日本新聞夕刊

☆　☆　☆

小型衛星 福工大生のきぼうに

ISS放出実験に選定



福岡工業大が開発している小型衛星「ＦＩＴＳＡＴ－１」の模型

宇宙航空研究開発機構は15日、国際宇宙ステーション（ＩＳＳ）の日本の実験棟「きぼう」から放出実験を行う小型衛星に、福岡工業大（福岡市東区）の「ＦＩＴＳＡＴ（フィットサット）－１」など３基を選んだと発表した。福工大チームを率いる田中卓史教授（電子工学）は「学生も大喜びしている。衛星を絶対に完成させ打ち上げたい」と意気込んでいる。

来年９月ごろ 打ち上げ

ＦＩＴＳＡＴは１辺10㌢の立方体で、重さ約１・５㌔。高速通信の実験が主な目的だ。衛星に搭載したカメラで地球を撮影し、地上局に送る。小型衛星でよく使われる電波のＵＨＦ帯ではなく、約１００倍速いマイクロ波帯を利用し、高画質の画像を送信する。

今回の３基は、日本のＨ２Ｂロケットで打ち上げる無人補給機「こうのとり」か、ロシアの補給機に搭載し、２０１２年９月ごろにＩＳＳまで打ち上げられる予定。その後、きぼうのロボットアームと放出装置を使い軌道に投入されるという。

ＦＩＴＳＡＴは昨年12月に開発が始まり、13年にＨ２Ａロケットへの相乗りを目指していた。田中教授は「開発計画を前倒しし、この好機を生かしたい」と話した。

実験には全国８チームから応募があり、宇宙機構が実現性などを審査。福工大のほか、和歌山大などが開発する衛星と、明星電気（群馬）の衛星が選ばれた。（野村大輔）

H2Bあす打ち上げ

宇宙基地へ物資を補給

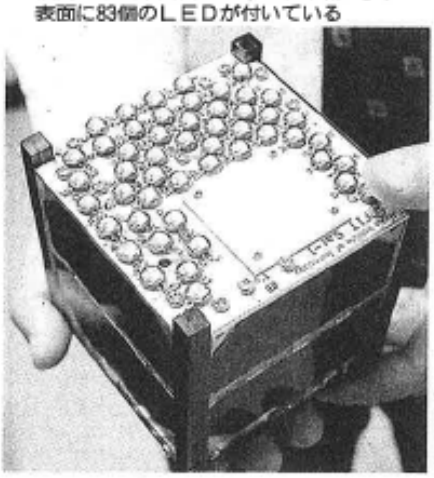
2Bロケット3号機の打ち上げを21日午前11時6分に鹿児島県南種子町の種子島宇宙センターで行うと発表した。

H2B3号機は、国際宇宙ステーション（ISS）に物資を運ぶ無人補給機「HTV（愛称・こうのとり）」の3号機を搭載。補給機には食糧や実験機器のほか、福岡工業大学（福岡市東区）などが開発した小型人工衛星5個も積まれる。

19日に同センターで会見した宇宙機構の宇治野功・H2Bプロジェクトマネジャーは「確実に打ち上げ、これまでの改良の結果を確認したい」と意気込みを語った。

宇宙航空研究開発機構（宇宙機構）は19日、H

福岡工業大が開発した「にわか衛星」。表面に83個のLEDが付いている



福工大生が開発・搭載

『にわか衛星』実験の旅へ

福岡工業大学（福岡市東区）の学生たちが作った小型人工衛星「にわか衛星」が21日、種子島宇宙センターからH2Bロケット3号機で打ち上げられる。手のひらサイズの衛星は、ロケットの中でカウントダウンを待っている。

「衛星を宇宙で光らせ〝星〟にします」

福工大開発チームの学生約20人を率いる田中卓史教授（68）によると、任務の一つが宇宙での発光実験。衛星表面に取り付けた計83個の発光ダイオード（LED）を光らせる。色は赤と緑。田中教授によると、明るさは7等級の星に相当し、山間部で双眼鏡を使えば観測できるという。

衛星はモールス信号に合わせてLEDを点滅。宇宙から地球に「HI、this is NIW AKA Japan」（やあ、こちらは日本のにわか衛星です）とのメッセージを送る計画だ。

「何の役にも立たないですが」。田中教授は笑うが、LED部分を担当した4年の底月野翔太さん（22）は「世界の人たちが宇宙に興味を持つきっかけになればうれしい」と期待を込める。

作り方も独特。通常、衛星の外壁は6枚の板を張り合わせる。だが、福工大は市販の四角いアルミ製パイプを輪切りにし、内蔵機器を詰めた後、上下にふたをした。溶接部分が少ない分、強度が

星出さんが放出 地上へ信号

宇宙に放出された衛星を追尾するため、福岡工業大の地上局で訓練に励む学生たち　＝6月末、福岡市東区

ある。

素人ならではの斬新な工法に、開発を支援してきた宇宙航空研究開発機構産業連携センターの込山立人主任開発員は「にわか衛星が宇宙できちんと機能すれば、この手法が他のグループにも普及するかもしれない」と話す。

この工法を考えた同大技術職員の平田隆一さん（60）は「全面張り合わせは加工が大変。角パイプを使えば効率的に作れる。ものづくりの自然な発想です」。加えて、厚さ3㍉のパイプを半分の1・5㍉まで削り、軽量化した。

地球周回軌道への投入方法も従来と違う。これまでの小型衛星はH2Aロケットの余剰スペースに搭載され、飛行中に分離された。にわか衛星は個別に、国際宇宙ステーション（ISS）に物資を運ぶ無人補給機に入れられ、いったん宇宙へ。9月ごろ、日本人飛行士の星出彰彦さん（43）がISSからロボットアームを使い宇宙空間に放出する。世界初の試みという。

学生たちは大学内にある地上局で、軌道投入後の衛星を電波で追尾する練習に励む毎日。田中教授は「開発と練習の成果を発揮したい」と意気込んでいる。

（野村大輔）

にわか衛星

正式名は「FITSAT（フィットサット）―1」で、愛称は伝統話芸「博多にわか」にちなんだ。一辺10㌢の立方体で重さ約1.3㌔。2010年12月に開発開始。LED発光のほか、搭載カメラで撮影した画像を地上局に送る。小型衛星でよく使われる電波のUHF帯ではなく、通信速度が約100倍速いマイクロ波帯を利用、高画質の画像を送信できる。開発費約1200万円（地上局整備費など含む）。

クードBOX

3 総合 19版 2012年(平成24年)7月22日 日曜日 西日本新聞

「にわか衛星」を積んだH２Bロケットの打ち上げを見守る福工大の関係者
＝21日午前11時８分、鹿児島県南種子町（撮影・梅津健哉）

「にわか衛星」開発の福工大関係者

「星出さん、よろしく」

「こうのとり」に搭載された福工大の「にわか衛星」など小型人工衛星5個は9月ごろ、ISSから宇宙空間に放出され、任務を開始する。

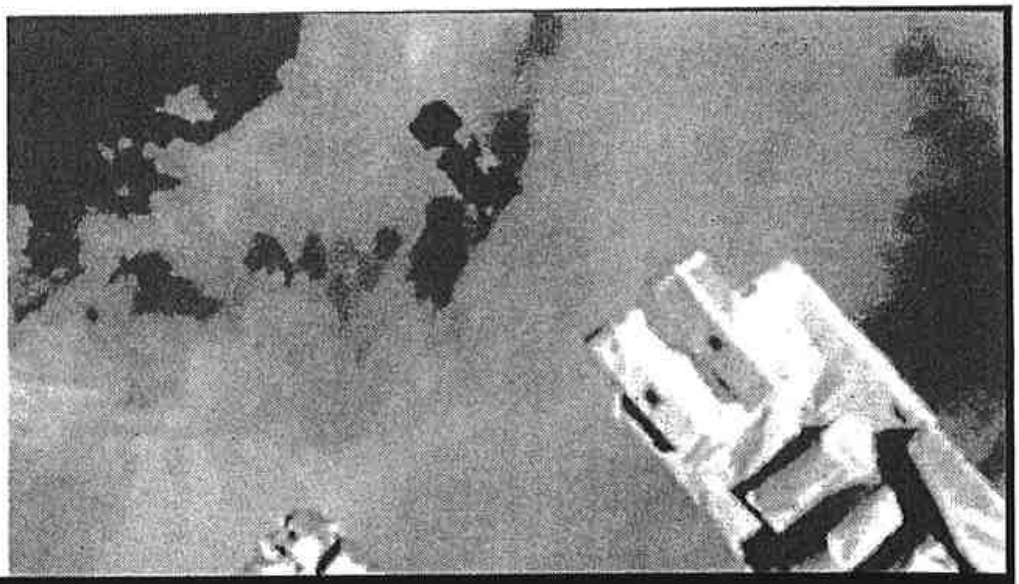
にわか衛星は一辺10㌢の立方体で、重さ約1・3㌔。搭載カメラで地球を撮影する。小型衛星でよく使われるUHF帯ではなく、約100倍速いマイクロ波帯を利用し、高画質の画像を送信できるのが特徴だ。成功すれば、小型衛星の機能向上につながる。

衛星表面に張った83個の発光ダイオード（LED）を光らせる実験も予定している。

ISSで宇宙飛行士の星出さんは、小型衛星を特殊な放出装置に詰め込み、ロボットアームを使って1個ずつ地球周回軌道に投入していく。

にわか衛星を開発した同大の田中卓史教授(68)と学生7人は21日、種子島宇宙センターから約4㌔離れた場所でH2Bの打ち上げを見守った。手には「福工大衛星〝にわか〟上がれ!!」と書かれた横断幕。打ち上げ成功の一報に、田中教授は「星出さん、にわか衛星をよろしくお願いします」と声を弾ませた。

開発開始から約1年半。同大4年の吉田沙依子さん(22)は「打ち上げに間に合うか不安な時期もあった。放出後は、衛星を大学の地上局から追尾する仕事が待っている」と気を引き締めた。



国際宇宙ステーション(ISS)の装置から放出された2個の超小型衛星（画面中央）＝4日午後11時37分、宇宙航空研究開発機構提供

小型衛星、宇宙の旅へ　ISSから星出さん放出

日本の大学や企業と米航空宇宙局（NASA）などが作った超小型衛星5個が4日夜から5日未明にかけて、国際宇宙ステーション（ISS）の日本実験棟「きぼう」から宇宙空間に放出された。

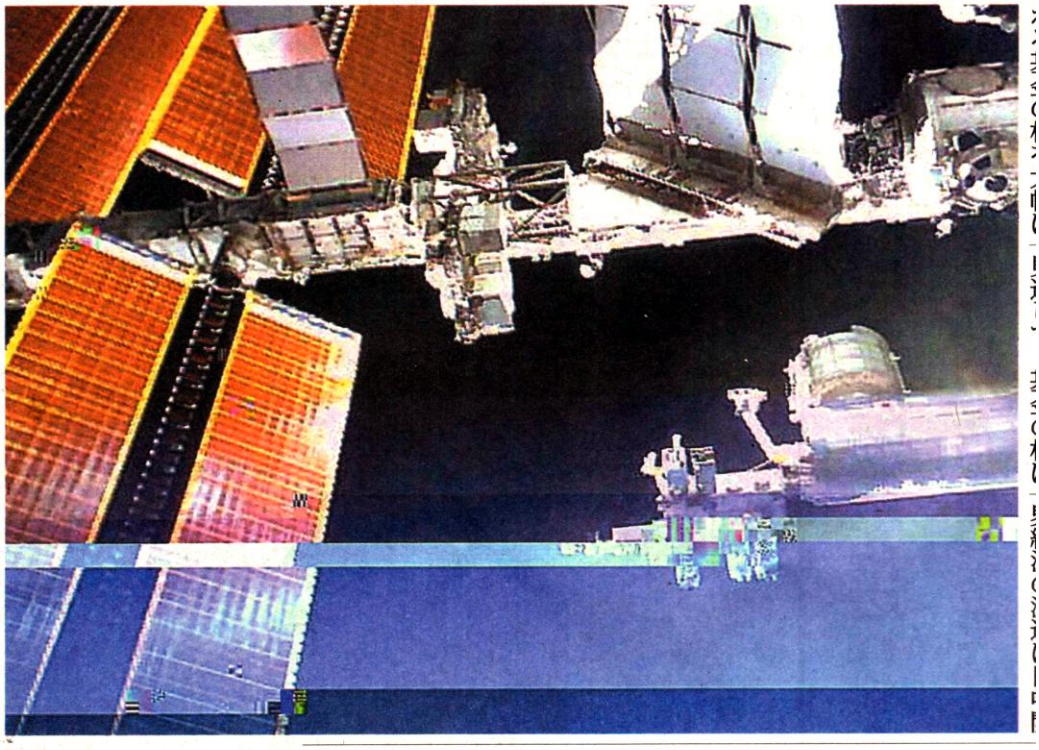
衛星は計5個で、いずれも一辺が10～20㌢。星出彰彦宇宙飛行士(43)が4日午後11時半過ぎにISSのロボットアームを使って最初の2個を放出。約1時間後に残りの3個も放出した。衛星は約3カ月後、大気圏に突入して燃え尽きる。

5個のうち日本製は3個。福岡工業大の「FITSAT－1」はLEDで地上にモールス信号を送る。東北大と和歌山大が共同製作した「RAIKO」は魚眼カメラで地球を撮影。明星電気の「WE　WISH」は赤外線カメラの技術を実証する。衛星は放出装置と共に7月、無人補給船「こうのとり」3号機で運ばれた。

成功に沸く福工大

福岡市東区の福岡工業大では、「FITSAT－1」（愛称・にわか衛星）を開発した田中卓史教授（情報工学）や学生ら約20人が、宇宙航空研究開発機構（JAXA）のホームページの生中継画面で衛星放出の様子を見守った。無事に放出されると、歓声と大きな拍手が起きた。

にわか衛星は、太陽電池の充電などを終えた後、信号通信などの実験をする。田中教授は「衛星が電波を出していれば、正常に機能していると判断できる。まずは福岡上空を通過するタイミングで早く電波をとらえたい」と話していた。　10/5朝日



福岡工業大の小型衛星「にわか」が撮影した国際宇宙ステーション。右下が日本実験棟「きぼう」＝福岡工業大提供

「きぼう」鮮明に

「にわか」撮影 写真を受信

福岡工業大（福岡市）は26日、同大が製作した小型衛星「にわか」が宇宙で撮影した写真の受信に成功したと発表した。衛星開発チームを率いる田中卓史教授は「他の実験も頑張りたい」と意欲を新たにした。

同衛星は1辺10㌢の立方体で重さ1・33㌔。5日、国際宇宙ステーションの日本実験棟「きぼう」から宇宙空間に放出された。画像は一部ノイズが入っているが、きぼうが鮮明に写っている。クリスマスイブには、衛星表面のLED（発光ダイオード）を点滅させて世界各地の夜空にメッセージを残す実験も行う予定。【三木陽介】

大正11年10月23日 第3種郵便物認可　©毎日新聞社 2012（日刊）

MAINICHI

毎日新聞

10月27日（土）

2012年（平成24年）

発行所：北九州市小倉北区紺屋町13-1
〒802-8651 電話（093）541-3131
毎日新聞西部本社

福岡市中央区天神1 毎日福岡会館〒810-8551
電話（092）781- 編集3100 事業3636 販売3221 広告3300
毎日新聞福岡本部

33　社会　14版　福岡
2012年(平成24年)12月12日　水曜日
朝日新聞

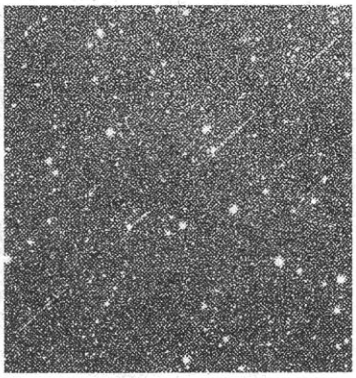
小型衛星にわか 光で「ハーイ」

モールス信号成功

「ハーイ、ディス・イズ・ニワカ・ジャパン」。福岡工業大の超小型衛星「FITSAT-1」（愛称・にわか衛星）が11日未明、西日本上空を通過中にモールス信号の間隔で機体を光らせ、メッセージを送る実験に挑んだ。そのモールス信号を岡山県倉敷市の倉敷科学センターの学芸員、三島和久さん(42)が写真に収め、成功が確認された。

衛星が上空に現れた午前2時すぎに、福岡市東区の福工大から研究チームの学生が機体のLEDを光らせる指示を送信。予定時刻の同2時18分ごろ、衛星が点滅しながら夜空を横切るのを、岡山県井原市で観測中の三島さんがカメラでとらえた。

福工大の田中卓史教授（情報工学）によると、近くニューヨークや欧州の上空でも光らせる予定という。



衛星の光が描いた信号の一部。右上から左下にかけての四つの線が「H-（ハーイ）」の「H」を示す＝倉敷科学センター提供

福工大研究チーム製作

「にわか衛星」探してみよう

情報集めたサイト開設、観測のコツ伝授

27日に鹿児島県の種子島宇宙センターから情報収集衛星を載せたH2Aロケット22号機が打ち上げられるが、福岡工業大（福岡市東区）の超小型衛星「FITSAT-1」＝🔑＝（愛称・にわか衛星）も昨秋来、点滅しながら地球のまわりを回っている。その観測に役立つ情報を集めたウェブサイトが開設された。観測のコツを伝授している。

上夜空を横切るFITSAT-1（右上から左下にかけての点線）。昨年12月12日未明、「観測ガイド」を参考に神奈川県海老名市の天文ファン、渡部剛さんが撮影した＝渡部さん提供　下衛星の観測を試みる福工大の学生たち＝昨年12月11日、大分県由布市

このサイトは「FITSAT-1　観測ガイド」（http://www.jinkou-eisei.jp/FITSAT/）。作ったのは、倉敷科学センター（岡山県倉敷市）の学芸員で天文学が専門の三島和久さん（42）ら5人だ。

福工大の研究チームは衛星の実験などで手いっぱい。そこで、観測や撮影を試みる人たちへの情報提供で協力を申し出た。研究チームの河村良行教授（レーザー工学）は「我々は観測については素人で、的確なアドバイスができない。大助かりです」。

人工衛星はふつう、太陽光を反射している時しか見えない。これに対し、にわか衛星は一辺わずか約10㌢の立方体と小さいが、機体のLEDが地上からの指示で点滅するため、天文の専門家やファンの関心を集めている。サイト開設メンバーの一人で、遠賀町の主婦、栗林由美子さん（45）は「福岡産の衛星でもあるし、観測や撮影に挑戦しがいがあります」と話す。

「観測ガイド」では①昼は観測不可能②双眼鏡など天体観測用の機材が必要③天の川が見えるような、星がよく見える場所が理想、などの基礎知識を紹介。研究チームのサイト（http://turima.cs.fit.ac.jp/~fitsat/）で告知される発光予定に合わせて、現在位置や予想軌道、観測可能な地域を知らせている。

三島さんは双眼鏡での観測を勧める。口径40㍉、倍率7倍以上が目安という。「何回か試みて目を慣らす必要があります。1～2回では見つからないかもしれませんが、あきらめないで。小さな衛星が点滅して自己主張している姿には感動がありますから」（宮崎健二）

FITSAT-1

宇宙航空研究開発機構（JAXA）の公募で選ばれた人工衛星の一つで、福岡工業大の研究チームが作った。教授2人と学生11人が実験を担当。昨年10月に宇宙空間に放出された後、高速通信と、機体のLEDをモールス信号の間隔で点滅させて地上にメッセージを送ることに成功した。寿命は当初、放出後100日程度とされていたが、今も機能しており、しばらくは宇宙に存在できる、とみられている。

謝　辞

FITSAT-1 は当初の予定の 100 日以内にすべてのミッションを達成することができた。これは多くの方々の支援の賜物である。

JAXA の有人宇宙技術センター、産業連携センターの皆さまからは多大のご指導を頂き、衛星を完成させることができた。九州工業大学小型人工衛星試験センターでは各種試験機器を使用させて頂き、宇宙環境に耐える衛星を作ることができた。先端技術研究所の杉木光輝氏からは宇宙用の太陽電池を提供して頂いた。日立マクセルエナジー社からは衛星に搭載したリチウムイオン電池の提供を受けた。

衛星の通信にハムバンドを使ったことは思いがけなく日本中・世界中のハムからサポートを受けることになった。437 MHz のビーコンのレポートは世界中から 9 ヶ月間に 1500 件以上になる。ほとんどの方から複数回のレポートを頂いた。特に日本のハム JA6PL 井地義智さんからは 140 回以上のパスのレポートを頂いた。オーストラリアのハム VK5HI, Colin Hurst 氏から 560 回に上るパスのレポートを頂いた。これは全地球周回数 4300 回の 1 割以上に当たり、オーストラリア、ソールスベリの上空を通過したほとんど総てのパスのレポートを頂いたことになる。スイスのハム HB9FFH 局 Timothy Stranex 氏はモールスコードのデータから電圧、電流などの実データを求めるウェブページを作られた。5.84 GHz の実験には日本のハム JA1OGZ 局、JA0CAW 局、JE9PEL 局、アメリカバーモント州の N1JEZ 局が参加され、信号の受信に成功された。ドイツの AMSAT-DL チームはボーフムにある直径 20ｍのパラボラで 5.84 GHz の信号を受信され、一度に 20 枚中 14 枚の画像の復元に成功された。

LED 点灯の実験は多くの天文ファンからサポートを受けることになった。KAIST の呉教授は自ら開発した衛星追尾装置を駆使し LED 点灯の最初の写真を撮られた。倉敷科学センターの三島和久学芸員は昨年 11 月に行った最初の LED 点灯実験の光を写真にとられただけでなく、FITSAT サポーターズのメンバーと協力され FITSAT-1 観測ガイドのウェブページを作り、多くの方々が FITSAT-1 の LED 光を写真に撮られるきっかけを作っていただいた。大勢の天文ファンが冬の真夜中手足を凍えさせながらも LED 発光の撮影に成功され、素晴らし写真を撮っていただいた。

トリノ工科大学の Simone Corbellini 先生は光の見える範囲、ビームのポイントする軌跡、自分の観測地点をセットすると星座のどこに見えるかのウェブページを作られた。このウェブページは海外からのリクエストを大幅に増やす原因になった。このように多くの方々のご指導とご協力の下に、今回の「にわか」プロジェクトが成功を収めることが出来た。

ここに、謹んで感謝の意を表します。

小型人工衛星ＦＩＴＳＡＴプロジェクト外部協力者一覧

(5.8GHz 高速通信実験関係)

ハム（新潟県新潟市）	佐 藤 哲 朗(JA0CAW) 氏
ハム（埼玉県上尾市）	金 子　 明(JA1OGZ) 氏
ハム（神奈川県横浜市）	脇 田 美根夫(JE9PEL) 氏
ハム（USA, バーモント州）	Mr. Mike Seguin(N1JEZ)
ハム（ドイツ、ボーフム）	Mr. Peter Guelzow(DB2OS)
ハム（ドイツ、ボーフム）	Mr. Mario Lorenz(DL5MLO)
ハム（ドイツ、ボーフム）	Mr. Michael Lengrüsser(DD5ER)
ハム（ドイツ、ボーフム）	Mr. Hartmut Paesler(DL1YDD)

（ＬＥＤ光実験関係）

KAIST(韓国、ソウル)	Prof. Jun Ho Oh
倉敷科学センター（岡山県倉敷市）	三 島 和 久 氏
富山市天文台（富山県富山市）	林　 忠 史 氏
銀河の森天文台（北海道陸別町）	筧　 伸 浩 氏
天文ファン（千葉県君津市）	鈴 木 祐二郎 氏
天文ファン（福岡県福岡市）	栗 林 由美子 氏
天文ファン（神奈川県海老名市）	渡 部　 剛 氏
天文ファン（神奈川県秦野市）	山 本 憲 行 氏
ハム（愛媛県西予市）	笹 岡 省 三 (JR5EPQ) 氏
トリノ工科大学（イタリア、トリノ）	Prof. Simone Corbellini
ハム（ハンガリー、ブダペスト）	Mr. Janos Tolgyesi (HG5APZ)

(437MHz ビーコン関係)

ハム（福岡県北九州市）	井 地 義 智 (JA6PL) 氏
ハム（東京都足立区）	花 清 敏 夫 (JA1GDE) 氏
ハム（フランス、ストラスブール）	Prof. Joachim Koppen (DF3GJ)
ハム（オーストラリア、ソールスベリ）	Mr. Colin Hurst (VK5HI)
ハム（スイス、チューリッヒ）	Mr. Timothy Stranex (HB9FFH)

ビーコン信号はアマチュア無線が普通に使用する周波数 430MHz 帯を用いたので、他にも世界中の多くの方からレポートを頂いた。以下の表にレポートを頂いた方々のコールサインをまとめている。

国　名	レポートを頂いたアマチュア局、SWL 局					国別数
Japan	SWL-1	JN1GKZ	JH1BCL	JE9PEL/1	JA3RVS	47
	JA6XMK	JA6PL	SWL-2	JA0CAW	JA1GDE	
	JH4DHX/3	JO1LDY	JH3BUM	JA6EGM	JE0JDY/2	
	JR4IUS	JO1XWH	JA7DNJ	JA1DAO	SWL-3	
	JK1QOD	JQ1YCZ	JH5DAH	JI8LBW	JH5CZY	
	JG1NMB	JA1OGZ	JA1GQC	SWL-5	SWL-6	
	JE1BNZ	JH0XBV	JG1YEW	JH6FTP	JA0CAW	
	SWL-9	7K3BKZ	JA2MJA	SWL-10	JA1TYE	
	7K2JMJ	JH7PAV	JH1LWU	JA3BDS	JA1UFF	
	JH2QZQ	JR5EPQ				
USA	KD8CAO	KK4KWB	KJ6MEL	KF1BU	K5UNI	22
	KI4EUR	WB3CSY	N1JEZ	KD8TBD	K6JTT	
	K7EYE	KF6ZEO	KC2PED	W8KHP	KG0UFO	
	K9GX	KI6TSF	N2PPL	KJ6JO	WA6WOA	
	N8IGJ	W5AOO				
Italy	IW2DZX	IT9FTP	IT9DAV	I6IBE	IW6OVD.	17
	I1HNY	IZ8SVP	IZ7DMT	IT9BDM	IZ2KQP	
	IZ3FJM	IW9FRA	IK0USO	IV3RYQ	IZ3VJQ	
	IZ3VLB	IK6OCX				
UK	M0VNG	GW1FKY	SWL-4	G0EWN	G3XGK	12
	G0CER	G0NIG	G0SFJ	M6DNU	G0EWN	
	G3XGK	G0SER				
Germany	DK3WN	SWL-8	DB0ERF	DD5ER	DB2OS	9
	DL1RTD	DL2AMM	DL4YCD	DG0OJG		
Brasil	PY5LF	PY4ZBZ	PY2VOA	PV8DX	PU2NXN	8
	PY4ZBZ	PY3RAA	PY4008SWL			
France	F0FVK	F5YG	F/DF3GJ	F6HCC	FR1GZ	8
	F8CED	F0EQE	F4GXS			
Hungary	HG5APZ	HA1SE	SWL-12	HA6NM	HA2ECM	5
Spain	EA1BYC	EB1ESK	EA2AB	EA1JM	SWL-11	5
Argentina	LU4EOU	LU3DEI.	LW6HDM			3
Australia	VK5HI	VK5ALX	SWL-15			3
India	VU3TYG	VU2JET	VU2WMY			3
Swiss	HB9FFH	HB9OAB	HB9ERH.			3
Croatia	9A3ST	9A2EY				2
Mexico	XE2HWB	XE2JOC				2

Russia	SWL-12	R2DBN	2
Slovakia	OM1LD	OM1II	2
Thailand	HS3LSE	HS1NIV	2
Ukraine	UR3PHP	UY2RA	2
Austria	SWL-7	OE3SNU	2
Canada	VE3RMC		1
China	BG5TOX		1
Colombia	HK3Z		1
Czech Republic	OK7MS		1
Finland	OH3UW		1
GREECE.	SV8CS		1
Israel	4Z1WS		1
Latvia	SWL-14		1
Netherlands	PE0SAT		1
New Zealand	ZL1003SWL		1
Philippines	DU2XXA		1
Poland	SP7SZC		1
Reunion Island	FR1GZ		1
Sudan	ST2NH		1
Taiwan	BX1AD		1

無線のレポートを頂いたアマチュア局、SWL 局、衛星からの光を観測されたの方には以下のベリカードを発送した。

編集後記

今回の衛星プロジェクトは、二つの大きなミッションが成功したのみならず、様々な観測結果が得られ全体として大成功であった。

NASA が行う火星探査等のプロジェクトの遂行は 100 万個の鎖の輪の連鎖に例えられ、そのうちのどこか一か所が切れただけで、プロジェクト全体が失敗に終わる。今回の衛星プロジェクトは火星探査プロジェクトとは比べるべくもなく小規模なものであるが、それでも手の届かない宇宙に衛星を送り出すかぎり、通常の地上での実験とは違い、格段の難しさがあった。鎖の輪の数で言うと例えば数千個ぐらいはあるのではないだろうか。

筆者が担当したＬＥＤの発光と観測実験だけでも、鎖の輪の数が数百個はあるだろう。それらが一つ一つ機能し、どの一つも切れずに、宇宙からの LED 発光を受信し、その信号を正確に読み解き、光通信の信号伝送速度を定量的に測定出来た。また宇宙からの光の信号を写真に記録することもできた。

この数百個の鎖が一か所も切れず衛星本体、管制システム、観測システム、さらには参加した人たちのチームワークのすべてが完全に動作したことは、今でも大げさでなく奇跡に感じることがある。

この報告書は 2 年数カ月に渡る FITSAT-1 プロジェクトの全活動の軌跡を書き留め、FITSAT-2 をやろうとする人のために役立つことをも願ってまとめた。FITSAT-2 プロジェクトが若い学生の間から湧き上がってくることを願ってやまない。

今回のプロジェクトでは謝辞に述べた学外の方々以外に、学内の方々にも大変お世話になっている。特に、観測場所の由布院研修センターでは様々な御協力をいただいた。観測機材や学生の由布院への移動には総務課のマイクロバスの運用でお世話になった。深夜の C 棟屋上での観測では、守衛室の方々にも様々な御配慮をいただいた。広報課スタッフにも活動の記録や様々な調整で世話になった。国際交流支援室の近松氏には、衛星研究会で、天体の写真撮影に関して有意義な講演をいただいた。また学外機関との調整では大学首脳部をお煩わせした。理事会からは、学生への激励の言葉と壮行の宴を申し出ていただいた。プロジェクト遂行にあたり、理事会には財政面でも御配慮いただいた。この他にも、大勢の方々のご支援をいただいた。この場を借りてお礼申し上げます。

この報告書を作るにあたって、外部の方としては、倉敷科学センターの三島和久学芸員に、第 5 章の 3 節 4 項を御執筆いただいた。また、多くの写真の掲載を JAXA や観測者の方々から許諾頂いた。この場を借りてお礼申し上げます。

（プロジェクト副代表：工学部知能機械工学科教授　河村良行）