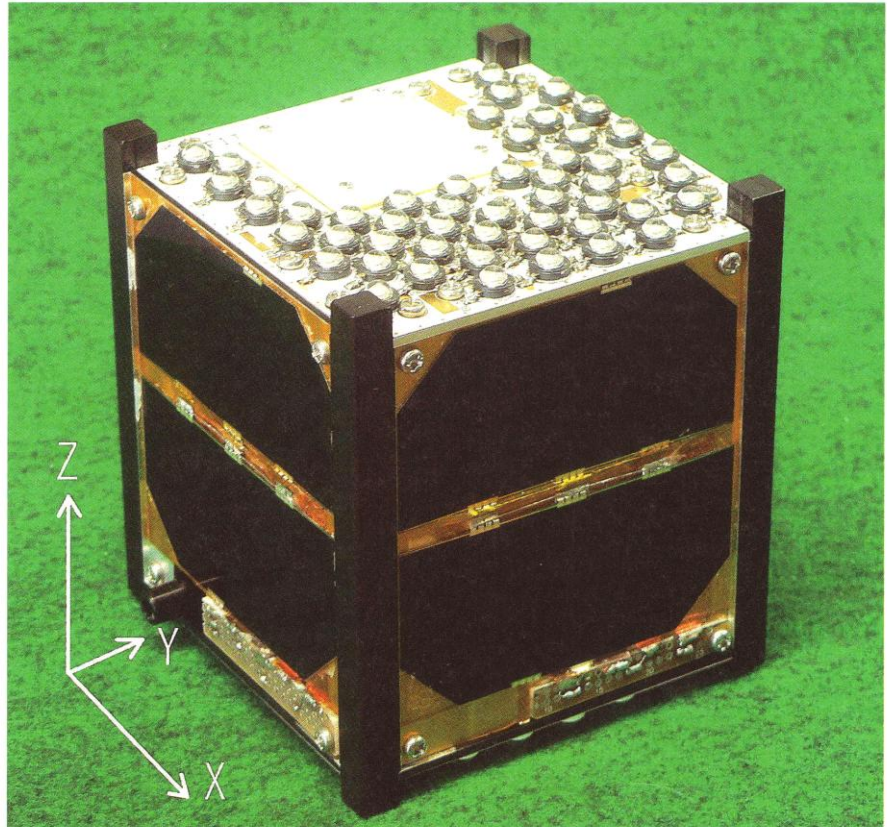


クローズアップRFワールド

掲載記事の写真の一部をフルカラーでご覧ください。〈編集部〉

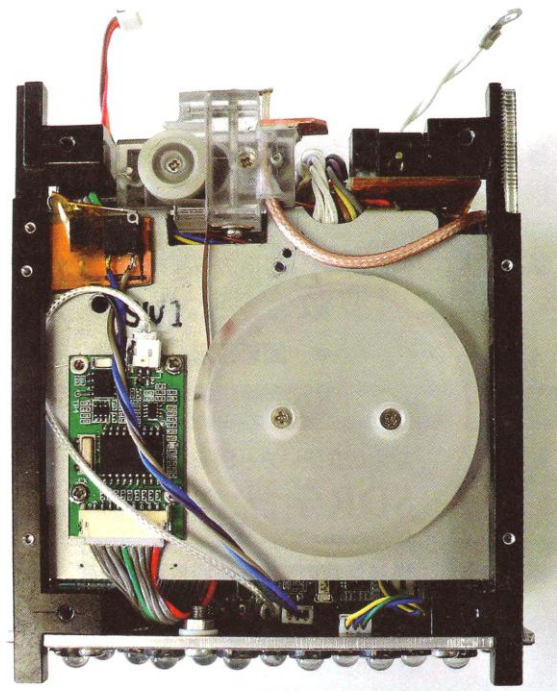
4ページへ続く →



〈写真1〉
FITSAT-1「にわか衛星」（一辺
10 cmの立方体、重量約1.3 kg、
5.8 GHz帯パッチ・アンテナ、緑色
LED、前方カメラ；p.77）



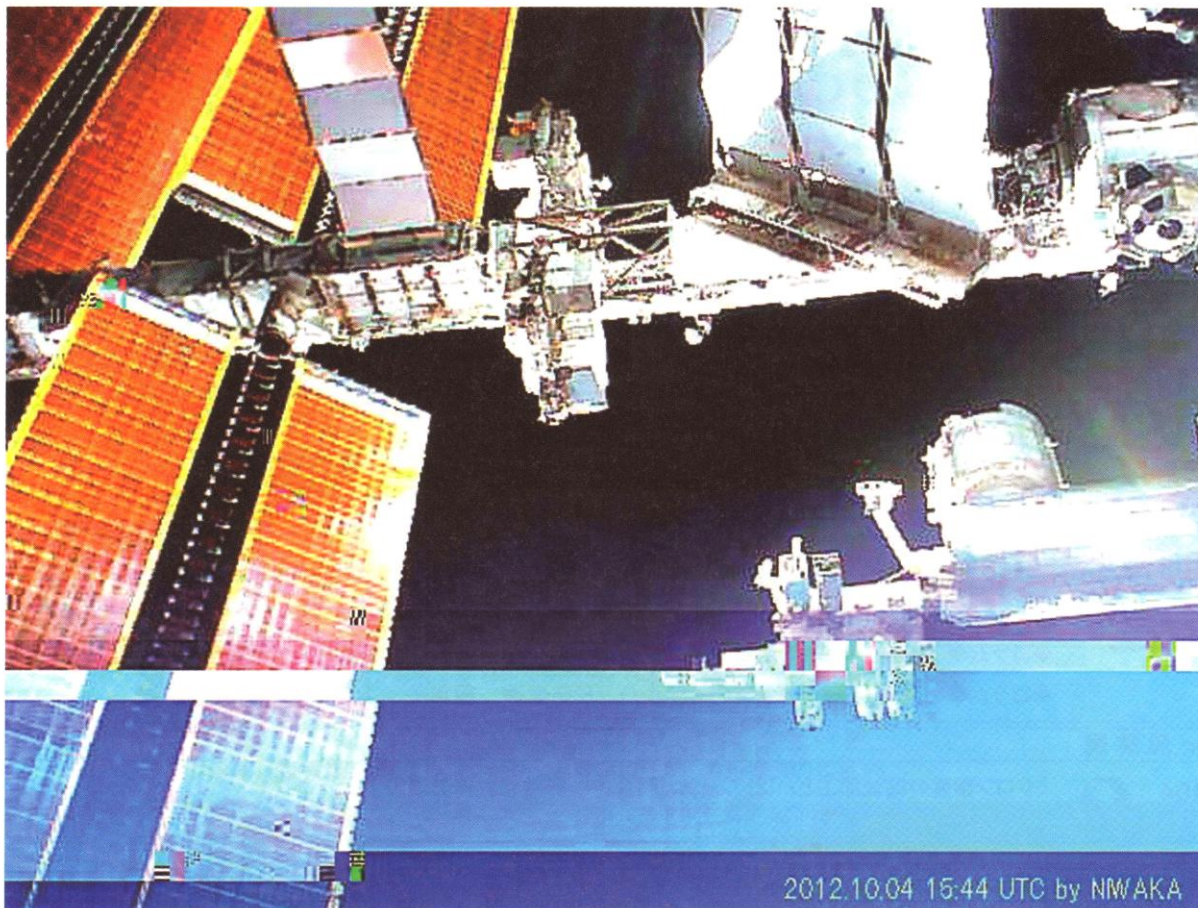
〈写真2〉 FITSAT-1の底面（-Z面）：1.2 GHz帯パッチ・アンテナ、赤色LED、後方カメラ；p.77）



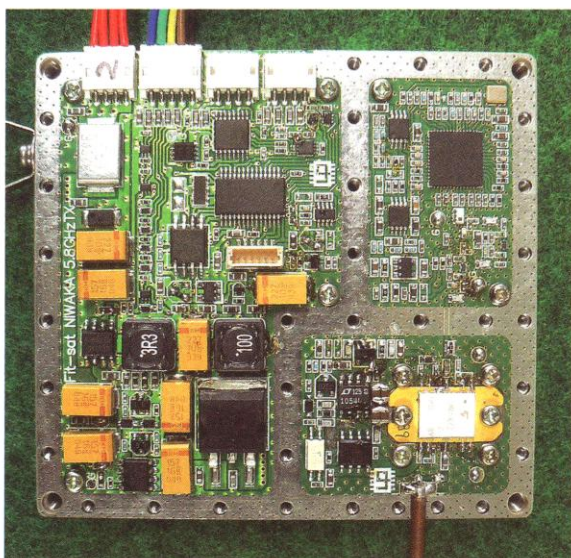
〈写真3〉 FITSAT-1の437 MHzアンテナ展開機構（p.77）

クローズアップRFワールド

→1ページから続く



〈写真4〉 FITSAT-1の前方カメラが捉えた国際宇宙ステーションISS(p.77)

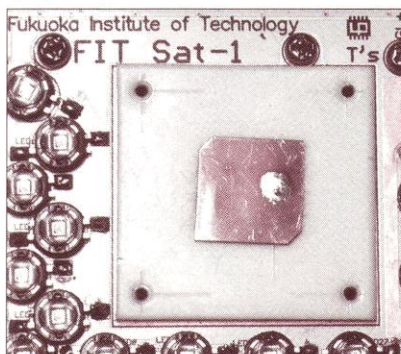


〈写真5〉 FITSAT-1の5.84 GHz送信機基板(p.77)



〈写真6〉 FITSAT-1のLED点灯実験のようす(p.77)

特設記事



宇宙で撮影した画像を5.8 GHz帯で高速伝送し、
夜空にモールス信号を描くミッションに成功！

超小型衛星 FITSAT-1 「にわか」と無線システム

田中 崇和 / 田中 卓史
Takakazu Tanaka / Takushi Tanaka

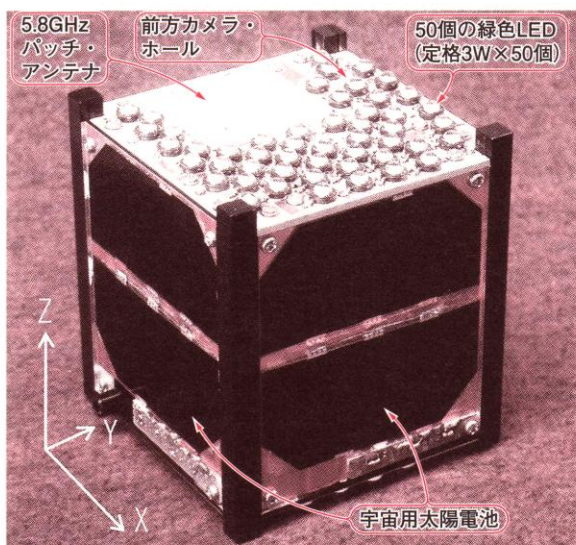
1 FITSAT-1の概要

1.1 二つのミッション

福岡工業大学の超小型衛星 FITSAT-1 (愛称：にわか衛星、写真1) は、2012年10月5日00:44 (JST) にハワイ沖で、高度約420 kmのISS (国際宇宙ステーション) から放出され、現在も90分ほどで地球を周回しています。

FITSAT-1の主ミッションは5.84 GHzを利用した高速の画像データ通信です。通信速度の115.2 kbpsは決して高速とはいえませんが、これまでのキューブサット (立方体の超小型衛星) でよく使用されてきた430 MHz帯のAX.25パケット通信の1200 bpsに比べれば100倍程度的高速となります。

また、副ミッションとしてLEDを使用した世界初の可視光通信の実験も行います。200 W以上のパルス入力で衛星の前方向にある緑色LEDを光らせます。



〈写真1〉 FITSAT-1 「にわか衛星」 (一辺10 cmの立方体、重量約1.3 kg)

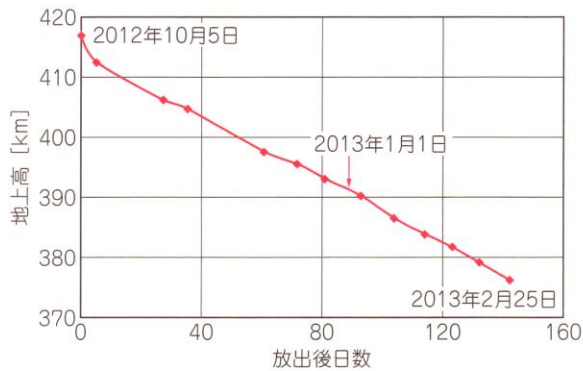
10 Hzの点滅モードとモールス・コードで点滅する二つのモードを持っており、これを地上で観測しようというものです。後方には赤色LEDを設けています。

1.2 ISSから宇宙空間へ放出

従来、超小型衛星はメイン衛星運搬時にロケットのフェアリングの隙間に相乗りする形で上げられてきましたが、FITSAT-1は補給船「こうのとり」の梱包荷物としてISSに運ばれ、日本の実験棟「きぼう」のロボット・アームを使用して専用放出機により宇宙空間に放出されました。衛星が直接ロケットに取り付けられていませんから、打ち上げ時や分離時の振動やショックから逃れることができます。また放出直前にISS内の宇宙飛行士が衛星の「フライト・ピン」を引き抜きますので、その点でも電源投入の確実性が向上しています。

ISS (全長108.5 m、幅73 m、高さ20 m) は傾斜角約51.64°、地上高約340~410 kmを秒速約7.7 km/sec、約90分で地球を一周しています。わずかにある大気との摩擦で次第に高度が下がるので、時々ロケット・エンジンを噴射して高度を上げる操作が行われます。今回の衛星放出はISSが高度を上げたときに行われたので、落下までの寿命が延び、当初の予定の100日が250~300日になりました。放出は進行方向に対して後ろ斜め下向きに、放出機のパネにより2回に分けて行われました。

1回目は明星電気の“WE WISH”と和歌山大学/東北大学合同の“RAIKO”が、FITSAT-1は2回目の放出で、NanoRacks社/ベトナム FPT大学の“F-1”とサンノゼ大学/NASA エームズ研究所の“TecEdSat”とともに放出されました。各キューブサットの端面には、弱いパネ機構が挿入されており、このパネの力で衛星相互を分離します。FITSAT-1は放出機から一番最後に出るように配置してもらいました。これは放出直後のISSを撮影したかったのと、FITSAT-1の姿勢制御に強力な永久磁石を使用していたので、ほかの衛星を磁力で吸着する可能性を減らすためです。



〈図1〉 放出後の高度変化

2 FITSATの軌道と姿勢制御

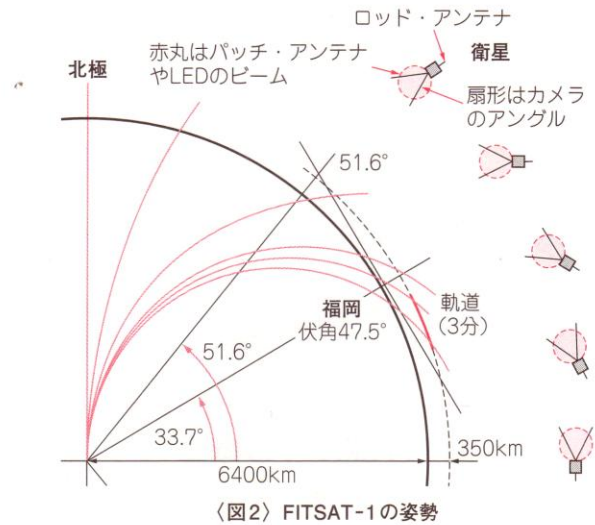
2.1 軌道

ISSから斜め下で後方に射出するのは、放出した衛星が戻ってきてISSに衝突しないようにすることと、スペース・デブリ(宇宙ゴミ)にならないように早めに大気圏内に落とすためと思われます。進行方向に対して後ろ向きに放出されたので、衛星はISSより次第に遅れそうに思えますが、軌道が下がり周回速度が上がって、すぐにISSを追い越してしまいました。わずかに存在する大気との摩擦で衛星の高度が下がり、燃え尽きるまでの時間は、形状が同じ場合、重さが重いほど長くなります。このため今回のキューブサットは重さを1.33 kg以内にするように指定されています。また衛星は太陽活動が盛んなほど早く落下するようです。

図1は放出後の高度変化です。当初、高度350 kmで放出し、大気圏突入(ミッション終了)まで100日程度といわれていたのですが、電池や回路は3か月ぐらい持てば良いかと安易な気持ちで設計に着手しました。ところが、放出高度が高かったのが、3月末には6か月近く経過していますがまだ落ちていません。重さ1.32 kgのFITSAT-1は、3月末で高度が360 km程度まで低下してきています(6か月で約60 km低下)。高度が250 km以下になると急激に高度を下げて大気圏突入といわれていますので、この調子で高度が低下する保証はありませんが、電池と回路が壊れなければ今年の夏の初めごろまでは実験ができそうです。

2.2 姿勢制御

図2は飛行中のFITSAT-1の姿勢です。FITSAT-1の姿勢制御として、中心部に直径20 mmで厚さ5 mmのネオジウム永久磁石を取り付けています。これにより方位磁針と同じように、常に衛星のZ軸(上面)が磁北を指します。日本では磁力線が地中に40~



〈図2〉 FITSAT-1の姿勢

60°で入っているのが、地上局の南側40~60°の上空を衛星が通過するときは、衛星のZ面(上面)が地上局を向きます(図2)。

Z軸上面パネルには、5.84 GHzのパッチ・アンテナと50個の緑色LED(定格3 W×50個)と前方カメラのカメラ・ホールがあります。

3 FITSAT-1の構体

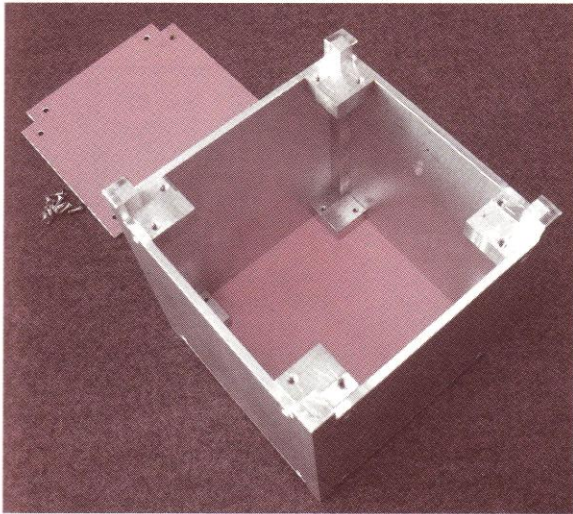
3.1 寸法、材質、重量、重心

1ユニット(1U)のキューブサットは一辺が10 cmの立方体です。2Uとか3Uのキューブサットは、この10 cmの立方体を横方向へつないだ形となります。材質はアルミニウム合金のA6061またはA7075を使うことがJAXAから指定されています。また、用が済んだ衛星を早く落とすために弾道係数が指定されていて、1Uのキューブサットの場合は重量1.33 kg以内と規定されています。

衛星の重心は機械的中心から1 cm以内にあることとなっています。これはなんとかぎりぎりクリアしました。各超小型衛星はスライド・レールを持つ放出機(ビックリ箱と同じ構造)にセットされるので、スライドする面をアルマイト加工し表面を硬くすること、稜の曲率、ほかのユニットと接触する端面、デプロイメント・スイッチのストロークなどが細かく指定されました。

3.2 構造

FITSAT-1は3 mm厚アルミの10 cm角パイプを長さ10 cm程で切り、端面をアルミ板で塞ぐ構造(写真2)にしました。アルミ角パイプは製造工程上、A6063という材質で作られ、JAXA指定の材質ではなかったの



〈写真2〉 FITSAT-1の構体(太陽電池面を切削加工する前のアルミ筐体)

ですが、従来の4本柱にパネルを貼る構造と比べて、組み立て精度の問題がなくなること、指定の材質とほぼ熱膨張係数が一致していたこと、構造上の強度の面からも評価をいただき合格となりました。

■ 3.3 ファスナー

ファスナーという言葉が専門用語では「ねじ」を意味することを初めて知りました。搭載衛星は振動試験等の各種試験をクリアしてJAXAに引き渡しますが、さらに外装構造の組み付けにも制約があります。

通常の電子機器の外装箱ならば、本体にタッピングしてビス留めで済ませますが、一度ISS内に持ち込む衛星の場合、無重力中でキューブサットからビスや付加部品が飛散してISS内の機器に入り込み、事故につながるような原因を排除しなければなりません。したがって通常のねじ締めによる組み立て構造は認められません。スプリング・ワッシャや菊座金、ダブル・ナット、またねじをロックする接着剤の使用も認められないそうです。

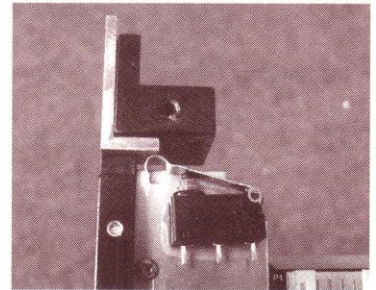
そこで、クラウン精密工業㈱の「ノジロック」を使用することで何とか許可を得ました。このねじは緩みにくい構造になっているので、何度も締め直すことはできません。それで、ノジロックで締めるのは、もう絶対に内部を開くことはない最終組み立て時に行い、それまでの実験やメンテナンスは通常のビスを使って行いました。

■ 3.4 フライト・ピンとデプロイメント・スイッチ

放出前には、宇宙飛行士が放出機にセットされた各キューブサットのフライト・ピン(写真3)を引き抜き



〈写真3〉 フライト・ピンに取り付けた紐

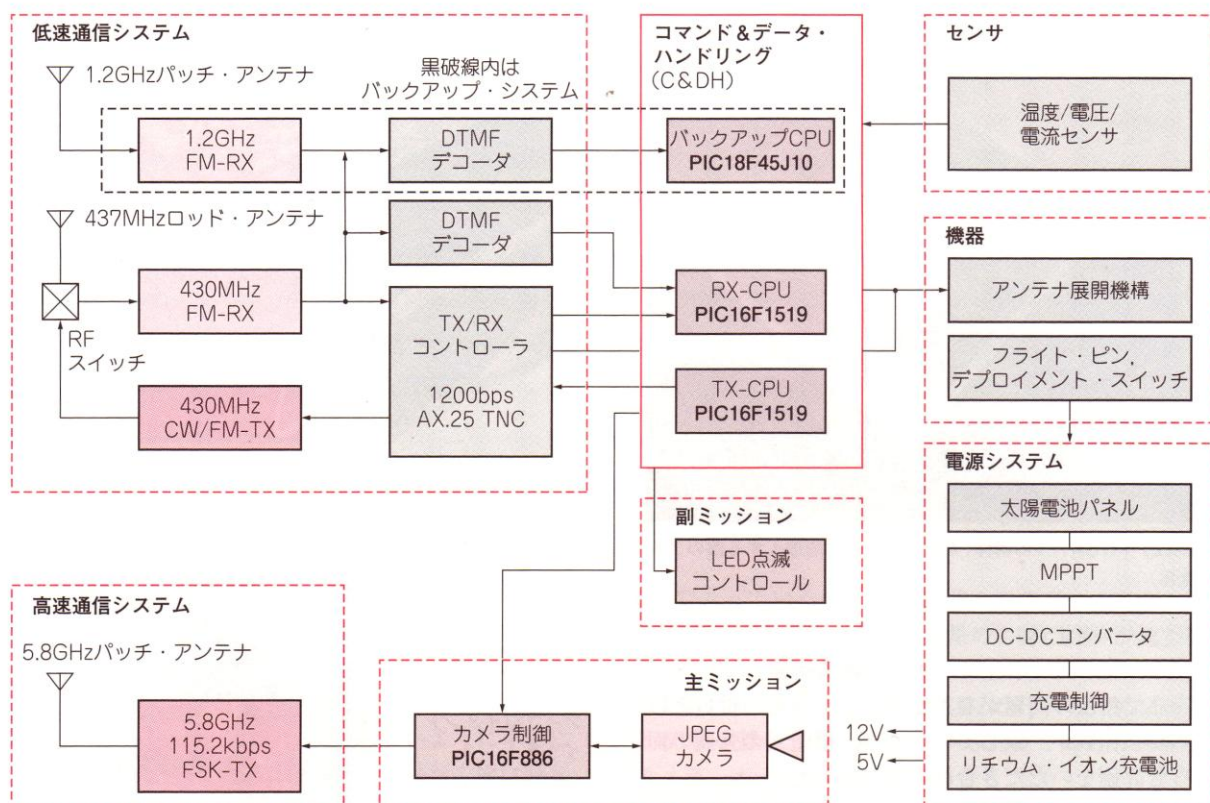


〈写真4〉 ディプロイメント・スイッチ
(通常は小型マイクロスイッチを使用)

ます。そこで引き抜きやすいようにループ紐を付けています。このフライト・ピンを抜いた時点で各キューブサットに電源が入るわけではありません。今回のキューブサットは、あと二つあるディプロイメント・スイッチ(分離時にON)がONにならないと電源が入りません。ディプロイメント・スイッチは放出機の4本のレールに沿ったキューブサットの対角に2か所設けられます。トータル3個のスイッチが全てONにならないかぎりキューブサットの電源は入らないのです。

FITSAT-1では、フライト・ピンに市販のDCプラグとジャックのセットを使いました。DCプラグのプラスチック部に紐を付けて引き抜いてONとします。また、このフライト・ピンの代わりにACアダプタのプラグを差し込めば内部の2次電池を充電できます。対角に配置する2個のデプロイメント・スイッチは、簡単なリンク構造(写真4)で内部のマイクロスイッチを押すようにしました。単純に考えれば、3個のスイッチのNC接点を3個直列にして、衛星内電池から負荷に行く途中に入ればよいわけですが、これがそう簡単には済みません。大掛かりな回路になるとは着手時には想像できませんでした。

フライト・ピンのDCジャックはサンハヤト製のユニバーサル基板に取り付けて試作検討しました。結局この状態のまま衛星は地球を周回しています。アマ



〈図3〉 FITSAT-1の機能ブロック図

チュア衛星のご愛嬌です。

4 FITSAT-1の機能ブロック

FITSAT-1を構成する機能ブロック(図3)は大きく通信系、C&DH系、電源系などに分けて捉えることができます。低速通信系はビーコン信号(437.250 MHz, CW)の送信、データ信号の送信(437.445 MHz, AX.25, 1200 bps)、リモート・コマンド受信(437 MHz帯 AX.25 パケット, 1.2 GHz帯 DTMF)を行います。高速通信系は衛星の上面と底面に取り付けた2台のカメラから得られる20枚の画像を5.84 GHzで地上に送信(115.2 kbps, FSK)します。

C&DH系のRX-CPUは地上から送られてきたリモート・コマンドを解読/実行します。リモート・コマンドは通常437 MHz帯 AX.25 パケットで送られてきますが、AX.25 パケットが不調な場合は1.26 GHz帯のDTMF信号で送られ、バックアップCPUがコマンドを解読/実行します。リモート・コマンドにはカメラのシャッター・コマンド、5.84 GHz送信コマンド、LED点灯コマンド、センサのサンプリング・コマンドなどがあります。

C&DH系のTX-CPUは温度センサや太陽電池、充電電池などの電圧、電流などのセンサ・データをタイム

スタンプとともにビーコン信号に乗せて送出します。また内蔵メモリに90個分のデータを蓄え、AX.25パケットでまとめて地上に送信します。

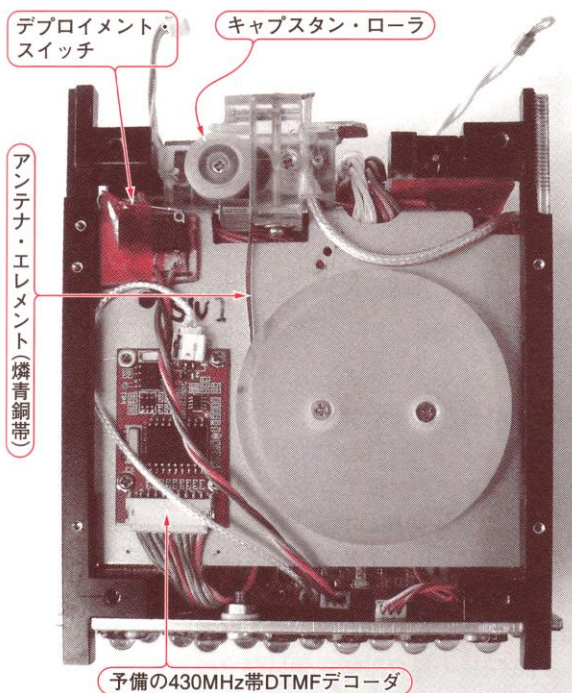
電源系は衛星の4側面(±X面, ±Y面)に貼られた太陽電池と、1個のリチウム・イオン充電電池、3直列のリチウム・イオン充電電池、太陽電池から最大のエネルギーを取り出すMPPT(最大電力点追従)制御、電圧を変換するDC-DCコンバータなどから構成されています。

5 FITSATのアンテナ

5.1 430 MHz帯のアンテナ

キューブサットのアンテナは金属製の巻き尺をテグスで押さえ、ヒータの熱でテグスを焼き切って展開する方法がよく使われていますが、FITSAT-1は福岡工大の知能機械工学科の学生が作ったアンテナ繰り出し機構(写真5)を採用しています。約18 cm長、5 mm幅の燐青銅の薄板(アンテナ・エレメント)をラジコン用サーボ・モータに取り付けたシリコンゴム製のキャプスタン・ローラで繰り出します。-20℃の低温下でも十分安定に動作することを確かめました。

給電点はアンテナの付け根よりも少し中央よりで、



〈写真5〉437 MHzアンテナの展開機構

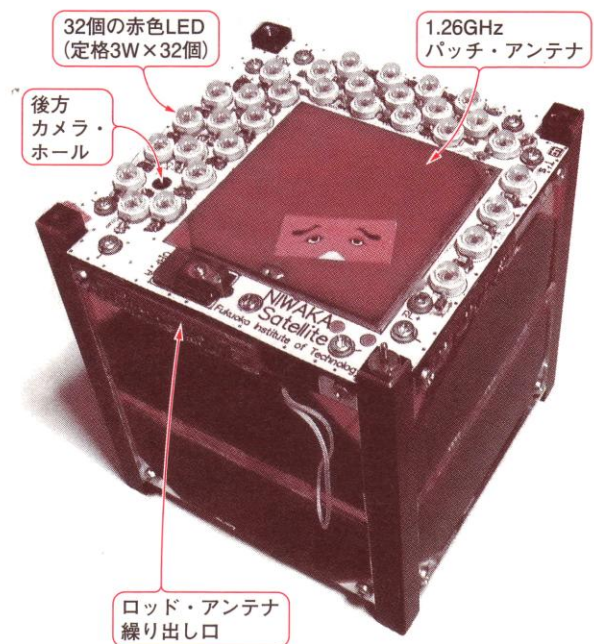
わずかにインダクタンスを加えてインピーダンスを整合し、アンテナ展開時に50Ωに近づくようにしています。430 MHz帯のアンテナ・エレメントは衛星の底面(-Z面)に尻尾のように伸びます。エレメントは磁力線に沿うので、北半球の場合、北側のパスでは衛星の尻尾のように延びたアンテナが垂直に立って見えます。一方、南側のパスではアンテナを軸方向から見ることになるので、アンテナ・ゲインが下がりますが通信不可能なレベルではありません。

■ 5.2 1.2 GHz帯のパッチ・アンテナ

437 MHzのアンテナ展開に失敗した場合、ビーコン信号は出ず、コマンドも通らないことになります。なんとか主ミッションと副ミッションの実験は行いたいので、リモート・コマンドのためのバックアップ用の通信系が必要になります。

そこで、展開の不要な1.26 GHzのパッチ・アンテナ(写真6)を自作しました。この周波数は $\lambda/2$ で12 cmくらいになりますが、ガラス・エポキシの両面プリント板を使ったので誘電率が大きく、パッチ・アンテナのサイズを一辺6 cm以下にすることができました。

1.26 GHzのパッチ・アンテナは437 MHzのロッド・アンテナが伸びる同じ底面(-Z面)に取り付けています。この面は南半球では地上を向きますが、北半球では宇宙側を向きます。パッチ・アンテナはビーム・パターンが広いので地上局の北のパスではある程度のゲインがありますが、南側のパスではアンテナを衛星の



〈写真6〉FITSAT-1の底面(-Z面)

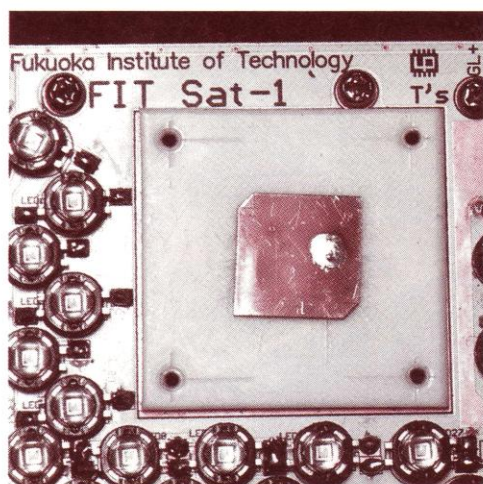
裏側から見ることになり、ゲインが下がります。ガラス・エポキシの誘電率は5.8 GHzに使うテフロンよりも大きいので、50Ωの給電ポイントがアンテナの縁の部分になっています。

■ 5.3 5.84 GHz帯のパッチ・アンテナ

衛星の主ミッションである5.84 GHzのアンテナは衛星が地上局を向く上面(+Z面)に取り付けています。写真7のようにパッチ・アンテナのエレメントは衛星のボディに2 mmのテフロン・シートを貼り、その上にアンテナ・エレメントを取り付け、1 mmのテフロン・シートで保護する形に作りました。このアンテナは右旋の円偏波を発生します。

5.84 GHzでは $\lambda/2$ が25.7 mm位になりますが、テフロンの誘電率により短縮され、一辺が17 mm程度になっています。5.84 GHzでは同軸コネクタなどでの損失も無視できないので、パッチ・アンテナからセミリジッド・ケーブルを使って最短距離で5.84 GHz送信機の送信出力部(LPF)のパターンに直結しています。すなわち、5.8 GHzの送信モジュールはパッチ・アンテナのすぐ裏側にあります。このためメンテナンス性は非常によくありません。衛星筐体の前面パネルにLED等すべて取り付けられた状態でネットワーク・アナライザを使い、給電点を調節して50Ωに追い込んでいます。衛星組み立て時には、この部分が一番最初の組み立て接合部となります。

受信地は北半球だけを想定しています。福岡では地



〈写真7〉 5.84 GHzパッチ・アンテナ

磁気の伏角が 47.5° なので、地上局の南側 47.5° の上空を衛星が通過するときはアンテナが完全に地上局を向き、最大のゲインが得られます。ただし、図4のように半値角は 70° 程度と十分に広い指向特性です。

■ 5.4 可視光通信のアンテナ(LEDパネル)

副ミッションとしてLEDを使用した世界初の可視光通信の実験を行いました。つまり、LEDは可視光通信の送信アンテナです。写真1のように5.84 GHzのパッチ・アンテナと同じ衛星の上面(+Z面)に定格3 Wの緑色LED(OSG5XME3C1E, OptoSupply社)を50個配置しています。これを200 W以上のパルス電力でドライブします。一方、反対側(-Z面)には写真6のように定格3 Wの赤色LED(OSR5XME3C1E)を32個配置しています。これらのLEDの半値角も 120° 程度と十分に広い指向特性です。

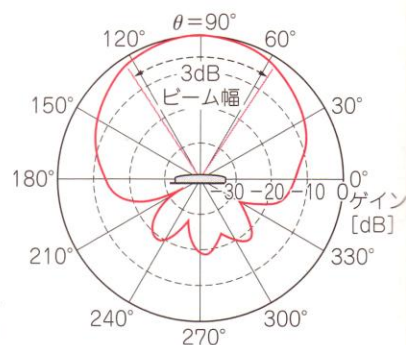
6 無線モジュール

■ 6.1 430 MHz帯無線モジュール

430 MHzのアマチュア無線バンドをビーコン送信、衛星内のテレメトリ・データの送信、およびリモート・コマンドの受信に使用します。この無線部分は製作時間を掛けたくなかったので、実績のある(株)西無線研究所の超小型人工衛星用無線送信機TXE430MFCW-301Aおよび無線受信機RXE430M-301Aをそのまま使用しました。またAX.25パケットの送受信を行うTNCにはSatCom HVU-301(アクセルスペース社)を使用しました。

■ 6.2 1.2 GHz帯の受信モジュール

図5は1.2 GHzバックアップ受信機のブロック図、



〈図4〉
5.84 GHzパッチ・アンテナの指向性

写真8がその基板です。この受信機は430 MHzのメインのコマンド受信機が動作しなかったり、430 MHz用のアンテナが展開できなかったりしたときのバックアップです。回路はPLL周波数制御の標準的なトリプルスーパーの狭帯域FM受信機です。受信感度を上げるために帯域幅約15 kHzの狭帯域IF構成としています。

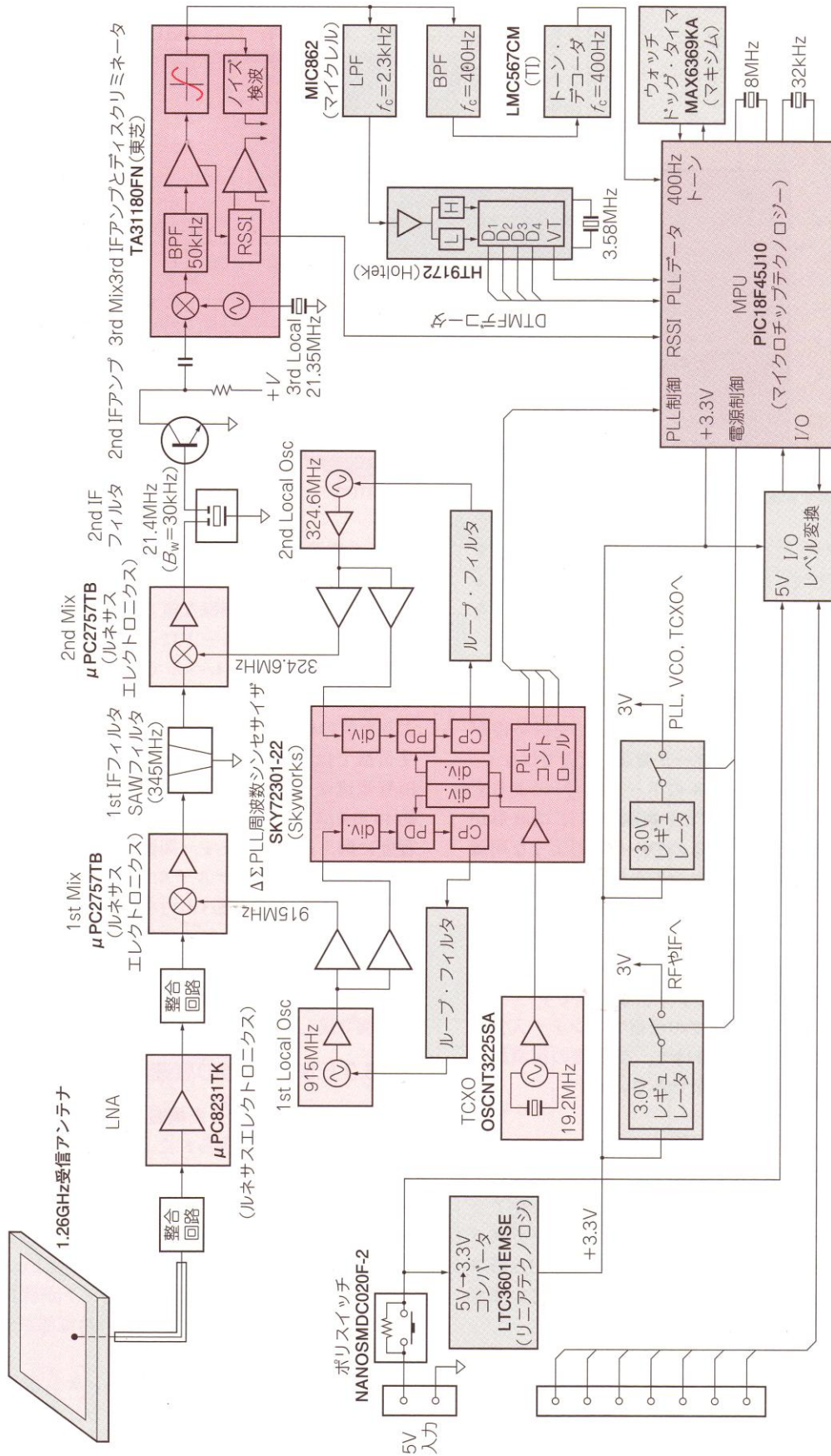
1.26 GHzの場合、衛星受信側でのドップラー・シフト周波数が430 MHz受信の場合より約3倍も大きくなるので余り狭帯域の受信機は好ましくないのですが、止むを得ません。このため1.26 GHzバックアップ系のデータ変調は2値FSKとせず、敢えてDTMFトーン変調としています。DTMF信号だとデータ速度は遅いのですが、少々復調波形が歪んでも復調できるのがメリットです。

1.26 GHz受信機は最後に追加になったので、衛星底面パネル側(430 MHzアンテナ、1.26 GHz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みました。それで基板がそのスペースに合わせた形にならざるを得ませんでした。北半球ではアンテナが日本を向きませんが、半値角が大きな正面ゲインの低いパッチ・アンテナですから、送信側でしっかりビームを絞り込むとコマンドが通達します。1.26 GHzの送信コマンドでは、430 MHzアンテナの再展開命令の他、430 MHz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)を衛星に送れますが、バックアップ用なので遅延時間の機能は省略しています。

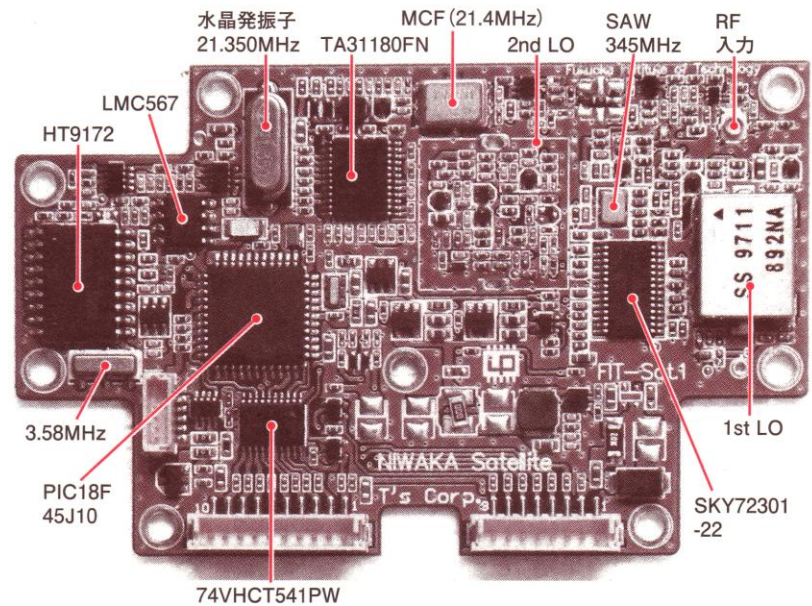
● RF, Local, IF

RFアンプはNECのMMICである μ PC8231Kを使用、1st Mixは μ PC2757TBを使い、1st IFは320 MHzを使用しています。2nd Mixにも μ PC2757TBを使用し、2nd IFは21.4 MHzです。2nd IFでMCFを使用し、増幅後に東芝のFM-IF ICであるTA31180FNで3rd IF(約50 kHz)に変換増幅しFM復調します。1st Local用のVCOは900 MHz帯のコードレス・テレホン用ユニットを改造して使用し、2nd Local用300 MHz帯VCOは基板上に組み込みました。

3rd Local用の21.35 MHzはICの内蔵発振回路によ



(図5) 1.26 GHzバックアップ受信機のブロック図



〈写真8〉1.26 GHzバックアップ受信機基板
(2nd LOのシールド・ケースを外した状態。
基板裏面には部品を配置していない)

る水晶発振です。二つのPLLは19.2 MHzのTCXOを基準周波数として、^{ぜいたく}贅沢にデュアル・フラクショナルNタイプのPLL IC(SKY72301-22, Skyworks社)を使用しています。

● DTMF復調

感度を上げることを目標とした狭帯域の受信機ですが、上述したように430 MHz帯に比して受信条件が悪くなるので、FSKによるデータ変調/復調ではなく、敢えてDTMF(電話ダイヤルのトーン信号)による変調/復調としています。DTMF復調専用ICは波形が少々歪んでも復調してくれるので、今回のような同調周波数が不正確で単純なコマンドを受ける用途には最適です。DTMFを採用する上での問題点は、デコード専用ICがほとんど製造中止となり、現在ではデータがパラレル出力の18ピンSOPとサイズが大きなIC(HT9172, Holtek社)しか入手できない点です。

受信感度は、中心周波数での受信でアンテナ入力端からSSGにDTMF変調を掛けて、受信機の復調端子感度で $-4 \text{ dB}\mu\text{V}_{\text{emf}}$ 程度確保できています。

● 制御, その他

PLLの制御やDTMFデコード出力を実際のコマンドに変えて、制御ラインに送出する動作は受信基板上のPIC18F45J10が行います。したがってバックアップ受信系による制御は、通常衛星の各種制御(カメラ撮影, データ送信, LED点灯等)を行う430 MHz帯コマンド処理用マイコン系からまったく独立しています(最終出力でダイオードORが取られている)。

1.26 GHz受信機回路や制御マイコンは+3.3 Vで動作していますが、メインの電源系が+5 Vなので降圧型DC-DCコンバータ(LTC3601)で+3.3 Vに落としています。万一、受信機が内部回路でショートしても

+5 V系電源を潰さないようにポリスイッチを電源入力に挿入しています。

バックアップ系に無駄な電力を消費させたくないの
で、通常は間歇受信モードに入っています。信号検出はRSSIやスケルチ・レベルでは無く、DTMF-ICのVT(有効トーン信号検出出力)による制御です。このような昔の標準的な構成のトリプルスーパー1.26 GHz受信機では、どうしても430 MHz帯の受信機に比べ消費電流が多くなってしま(5 V電源入力ラインで約40 mA)ので間歇受信動作とし、平均電流を3 mA程度に抑え込んでいます。間歇受信が連続受信に切り替わるトリガは、スケルチやRSSIレベルでは無く、DTMFのVT(有効受信)出力を使用しているの
でコマンドの最初のトーンは長めに押す必要があります。

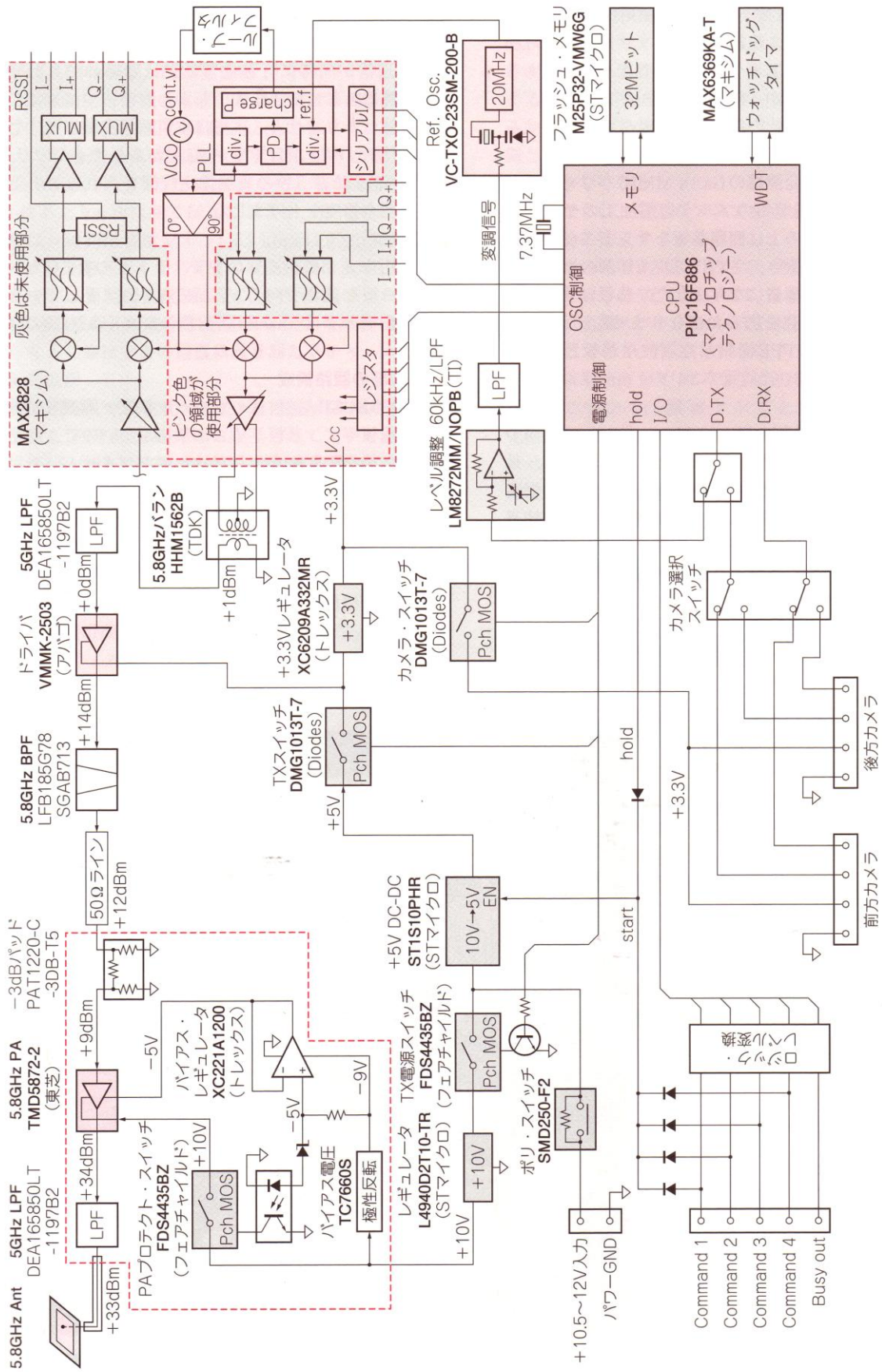
また、バックアップ用の1.26 GHz受信機がデータを受けたアクノリッジ信号は、430 MHz帯のデータ送信機で戻しています。

■ 6.3 5.8 GHz帯の高速無線送信モジュール

● 放熱と重心を考慮した構造

太陽電池が貼り付けられた10 cm角のアルミの外装を除き、衛星内部に搭載される各パーツやブロックの中で、5.84 GHzのユニットがアルミ製の放熱ブロックと一体構造なので一番重量が重くなります。上述の重心規格(衛星の重心は物理的中心から半径1 cmに来ること)から、この5.84 GHz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ります。

5.84 GHzでは電波法の関係でアンテナ端子の高周波出力が2 Wに制限されます。一方、必要な入力
は11 V印加で約1.5 A程度になるので、ユニットの発熱



(図6) 5.84 GHz送信機のブロック図

は15 W近く発生します。真空中で使用するので地上とは異なり、対流による放熱はできません。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のですが、キューブサットの寸法制約と重量制約のため、妥協せざるを得ませんでした。

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構造になりました。基板はサイズ制約のために高密度化を図らねばなりません。そこで4層基板にするためPPE樹脂系高周波用基板として利昌工業のCS-3376B(比誘電率3.4)の1 mm厚材を使用しました。

GaAs直下の放熱板の厚みは10 mm欲しかったのですが、上記制約のため7 mmしかとれていません。地上での周囲温度25℃でのユニット単品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温度上昇で動作が怪しくなります。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ます。

ユニットが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すから、組み立て状態では実質放熱器の増加となります。高出力LEDの発光と5.84 GHzの送信が同時に行われることはないのですが、お互いに放熱器として働きます。しかし、宇宙では対流による放熱はありません。本当は宇宙環境実験室で、じっくり検討すべき項目ですが、日程がありませんので、1画像送信ごとに5秒の放熱休止時間を入れることとして放熱余裕度を上げました。

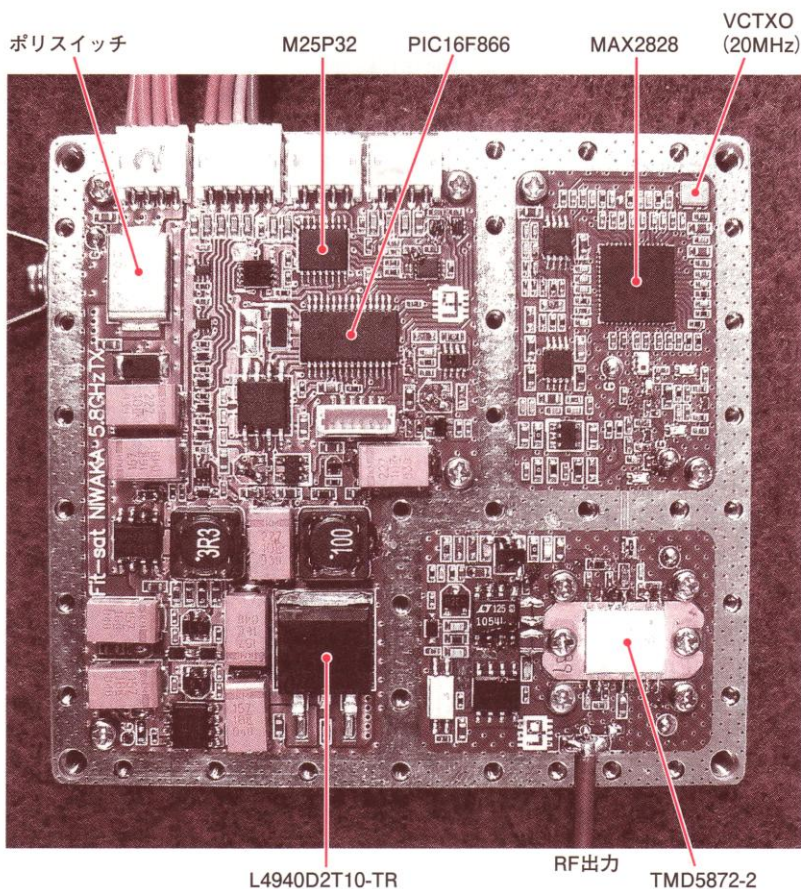
● カメラ

撮影用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個配置しています。撮影データは5.8 GHz送信機モジュール内蔵のフラッシュ・メモリに取り込み蓄積します。

● 無線部の回路構成

図6が5.84 GHz送信機のブロック図で、写真9が無線部の基板です。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りません。したがってPLL制御の5.84 GHzの原発振部およびバッファ・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のですが、5 GHz帯の無線LAN用ICの送信部(VCO+RFアンプ)を流用しました。

受信部や位相変調部は使用しません。この後にドライバ・アンプのMMICを置き、GaAsのMMICパワ



〈写真9〉5.84 GHz送信機基板

ー・アンプを経てアンテナ端で2 W (33 dBm)のRF出力を得ています。

● 5.8 GHz発振, FSK 変調部

5.84 GHz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115.2 kbpsです。

この速度ならば画像の密度にもよりますがVGA (640×480)のJPEG圧縮画像なら、複雑な画像でも1枚あたり6秒程度で伝送できます。FSKの周波数偏移は±50 kHz程度です。115.2 kbpsは正弦波換算なら57.6 kHz相当ですからFMの変調指数は $m=0.9$ 弱となります。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ました。

▶ 発振部

回路構成を簡素化するため、発振部には無線LANであるIEEE802.11a用の市販品として入手可能な送受信用LSI(MAX2828, マキシム社)を使用しています。5.8 GHz帯の仕様が保証されています。受信部は使用しませんし、内部のI/Q変調部も使用しないので入力ポートをプルアップとプルダウンして固定しています。早い話が、内部のVCOとPLLとパワー・アンプ部だけが欲しかったのです。このLSIは出力をソフトウェアで可変できるのでパワーの合わせ込みには便利です。データシートでは最大出力が-6 dBm程度となっていますが、シングル・キャリア出力でバランスの後では1 dBm以上は出ているようです。

▶ 変調部

FSK変調は、PLLの基準発振周波数を振ることによりDCから掛かるFM変調としています。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ません。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ておきましたが、今回の定数設定では57.6 kHz (115.2 kbps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ありませんでした。

FM変調周波数帯域を広げるための、コントロール電圧側+基準周波数側の同時変調は、レベル合わせと位相合わせの検討が大変なのでやらずに済みました。

基準周波数の発振は20 MHzのVCTCXO(VC-TXO-23SM-200-B, ECS社)です。周波数の温度安定度は-30~+70°Cで±2.5 ppmですから、5.84 GHzでは±14.6 kHz相当です。この値は、周波数偏移の±50 kHzに比べれば決して小さな値とはいえませんが、実際の使用温度範囲はもっと狭いでしょうし、どの道ドップラー・シフトによる周波数移動は遥かに大きいので問題ありません。

外部コントロール電圧による周波数可変幅は規格では、 V_c 端子電圧 1.5 ± 1.0 Vで±9~±15 ppmとなって

います。最悪の±9 ppmとしても、5.84 GHzでは約52.6 kHzなので、目標の±50 kHzの偏移はいけそうです。しかし実際のところ、外部コントロール電圧による周波数変化のリニアリティは保証されていません。当然、規格値近くの電圧まで振ると1.5 V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ります。

本来ならば、逆歪みアンプを通して変調を掛けてトータリックに補正すべきなのでしょうが、オーディオではない単なるNRZ信号なので、回路の簡素化のためそのまま信号をVCTCXOの V_c 端子に加えしました。したがって変調スペクトラムが非対称になっています。

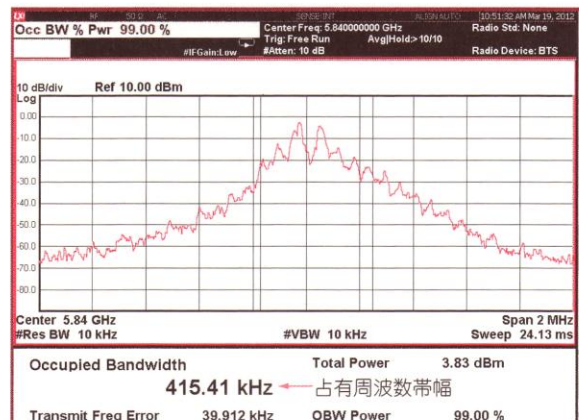
変調信号はVCTCXOの V_c 端子で $2V_{pp}$ 程度必要となります。一方マイコンの方は $3.3V_{pp}$ 出力(ゲートIC経由)ですから、減衰アンプとLPFのOPアンプ(LM8272MM)を介してゲインおよびバイアス電圧合わせと波形整形(ハイカット)を行い、 V_c 端子に供給しています。

▶ 変調信号の観測結果

LPFは本来ならば、矩形波入力ですから4段程度のベッセル・フィルタにしたかったのですが、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なりました。(PLLの基準周波数側変調だからどうせ高域までは変調は掛からないとナメていた)。結果は図7のザマです。

本来ならば99%のOBW(占有帯域幅)は、教科書という所の $2 \times (57.6 + 50) \text{ kHz} \approx 235 \text{ kHz}$ 程度に収まって欲しかったのですが、実際は99%のOBWが約415 kHzと広がってしまいました(50%ならば約83 kHz)。

これはLPFの性能が悪いのにも問題はありますが、一番の原因はVCOのC/Nが余り良くない点にあります。LSI内部のVCO用に構成されたパターン・コイルに過大な期待をしてはいけなないでしょう。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



〈図7〉5.84 GHz送信FSK変調波のスペクトル(占有周波数帯幅は約415 kHz; 中心周波数5.84 GHz, スパン2 MHz, 10 dB/div.)

る局もありませんので、何とか認めてもらえました。それでも、受信側の帯域幅280 kHzで十分に問題なく復調できます。

● 5.8 GHzドライブ段およびファイナル段

LSI内部のVCOを使用したPLLなのでキャリアのC/Nはよくありませんが、水晶発振を過倍するのに比べて簡単にでき、またスプリアス成分が少ないのは助かります。有難いことに5.8 GHzまでなら何とか集中定数の部品で回路が構成できますし、BPFやLPF等も802.11aの部品やETC用の部品が使えます。したがって分布定数回路らしき所は、ドライバ-PA間を接続する伝送線路ぐらいです。

▶ ドライブ段

802.11aのTXの平衡出力はバラン(HHM1562B)で不平衡に変換されます。その出力は、5.45 GHz用のLPF(DEA165850LT-1197B2)を通してドライバ・アンプVMMK-2503(アバゴ・テクノロジー社)に入ります。この石は12 GHzまで使用できる5 V動作のGaAsのMMICです。電流は5 Vで65 mAも流れますが、6 GHz付近での1 dB圧縮出力電力 $P_{1\text{dB}}$ は17 dBmと高く、またゲインも14 dB程度とれます。

したがって、0 dBm程度で押せば14 dBm程度になりますから、途中でのロスを入れてもファイナル段ICでの必要入力(約9 dBm)の増幅には十分です。このアンプの出力は5.79 GHz用BPF(LFB185G78SGAB713)を通して50 Ωの伝送線路でPA段に送られます。

▶ ファイナル(PA)段

PA段ではこの信号を3 dBパッド(PAT1220-C-3DB-T5)で受けます。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・マニュアルなどはありません。また宇宙用途などといえば、まともに相手にしてくれるとも思えませんので、自分で頑張るしかありません。一応データシートでは、5.8~7 GHzとなっていますので5.84 GHzには使えます。スペックによると、何GHzでの動作かはわかりませんが、 $P_{1\text{dB}}$ 出力は34 dBm_{typ}(約2.5 W)で、そのときのゲインがmin. 25 dB, typ. 28 dBとなっています。規格の下側バンドエッジでの使用ですから条件はtyp.値よりは少し悪くなるでしょう。いずれにせよ、入力の電力制限は10 dBmです。9 dBmで押せば、34 dBm(約2.5 W)は出てくれるでしょう。

このICには、NCピンが6本出ている。データシートにNCピン処理の注意書きが無かったので、勝手にGNDに落として使っています。また、-5 Vのバイアス・ライン(V_{GG})の流入電流もデータシートに記載されていません。どうせバイアスなら大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+10 Vを反転型チャージ・ポンプで-10 Vに変換し、

その出力を普通のOPアンプと約-5 Vの電圧基準で安定化して加えたら、OPアンプの出力電流容量がまったく不足し、OPアンプを電流容量の大きな物に変える必要がありました。

データシートには何も書かれていませんが、一応負バイアスが存在しない限りは V_{DD} に電圧が出ない対策は回路上しています。このためパワーMMICの V_{DD} に+10 Vを加えるラインの途中にスイッチング用のPチャンネルFETが入っています。とにかくこのMMICは値段が高く、非常に壊れやすい石です。検討で何個も壊しました(涙)。

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ません。この段の出力は5.45 GHz用のLPF(DEA165850LT-1197B2)を通して、約0.5 dB程度ロスしてパッチ・アンテナへのセミリジッド・ケーブルに供給します。このLPFの出力で2 W(約34 dBm)となるように、MAX2828の内部レジスタの値をソフトウェアで設定します。

なお、LPFの公称カットオフ値が5.45 GHzと5.84 GHzより低くなっていますが、それほど切れ味のよいLPFではありませんので問題ありません。

● 5.84 GHzマイコン制御回路および外部インターフェース回路

信頼性を高めるために5.84 GHzの送信機とカメラ制御部、画像メモリは5.84 GHzモジュール内で完結した回路構成にしています。つまり、仮に故障しても衛星のほか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することです。供給電源はメインの1セル電池の+5 V系では無く、3セル電池の出力をそのまま使います。

万が一、回路の内部がショートをしたときにLEDミッションに使う3セル電池を放電させないように、送信ユニット電源入力系にはポリスイッチを入れています。また供給電圧が規定レベルより低下した場合にはこのユニットの動作を止めます。

▶ できるかぎりハードウェアで制御し、マイコンをコマンドごとに起動する

制御も可能な限りハードウェアによるものとし、マイコンのソフトウェアによる制御はPLLの設定やカメラのデータのメモリ制御など、必要最低限としています。通常、回路は電源OFFとし、制御入力コマンドが来たときのみユニットの電源が立ち上がります。そして、一連の作業が終われば自殺(ユニットの電源を切る)し、スタンバイ状態(電源完全OFF)に戻ります。

つまりコマンドが来るごとにマイコンはその都度起動されることになります。

通常、電源OFF状態でユニットの3本の制御入力

ポート内のいずれかに約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状態に戻ります。動作中は、ほかの一切の動作を受け付けません。したがって、動作中はユニットからBusy信号(H)が出続けます。

入力が3ポートあるので7種類のコマンドを設定できますが、最終的には、動作を簡素化するためにわずか2種類のみとなってしまいました。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ました。いず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が加えられ起き上がります。

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ともに、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します。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状態に戻ります。したがってコマンドから何分後に実動作に入るかなどのタイマ機能は、メイン制御側が持つこととなっています。

▶実行遅延時間の設定

衛星は制御地上局(日本)の上空に来たときしか430MHz帯の無線制御コマンドを受信することができません。一方、写真撮影やLEDフラッシュおよび写真データ送信は衛星軌道上の任意の場所で行わねばなりません。したがって、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)が付加されています。この命令は衛星の430MHz帯受信機、およびバックアップ系の1.26GHzの受信機から独立して行えます。

▶制御用マイコンはPIC16F886

各制御コマンド・ラインは、既製品の430MHz帯受信機やTNCを使用した関係で5Vの論理レベルとなっています。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ます。

制御用のマイコンはPIC16F886を使用しています。本当はもっと能力の高いマイコンを使うべきだったのですが、大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およ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のですが、JPEGカメラのデータのバッファとして使用する際にRAM容量が少ないのが欠点でした。

カメラからの画像データは32Mビットのフラッシュ・メモリ(M25P32-VMG6G)に蓄えています。JPEGデータ20枚用としては余裕があります。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すが、最終的にコマンド簡素化のため、シャッター・コマンドはメモリに上書きしました。このため過去データは消去されます。

▶動作の安全性を高めるためにソフトウェアによるウォッチドッグ・タイマとハードウェア・タイマを追加
マイコンは動作の都度リセットされるわけですが、それもマイコン制御による自殺回路が働いての条件です。したがって安全のため、ソフトウェアによるウォッチドッグと外付けIC(MAX6369KA+T)によるウォッチドッグ・タイマを入れています。

▶その他

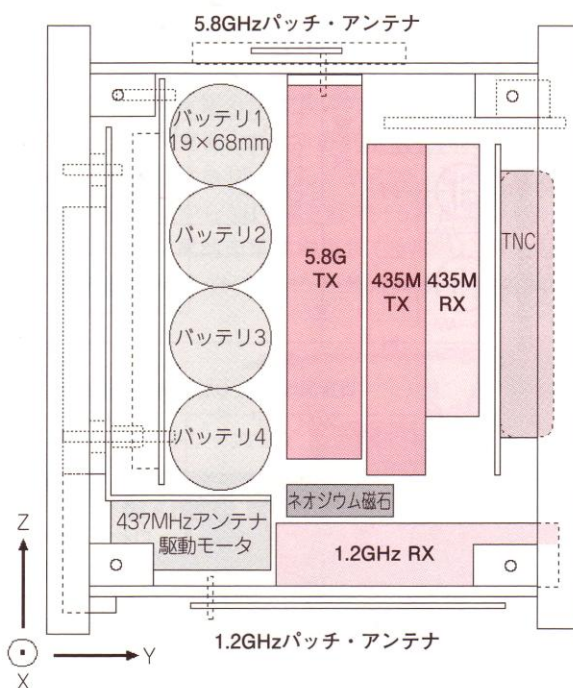
マイコンのクロックは通信速度(対カメラ間および変調)との関係で、7.37MHzのセラロック(PBC7.37MR50X000)を使用しています。

このMPUはシリアル通信ポートが1組しかありません。カメラとの画像データ通信および変調器へのデータ送出はアナログ・スイッチIC(XC74WL4053SR)を使用して切り替えています。また2台のカメラの動作切り替えもアナログ・スイッチIC(TC74LVX4053)で行っています。

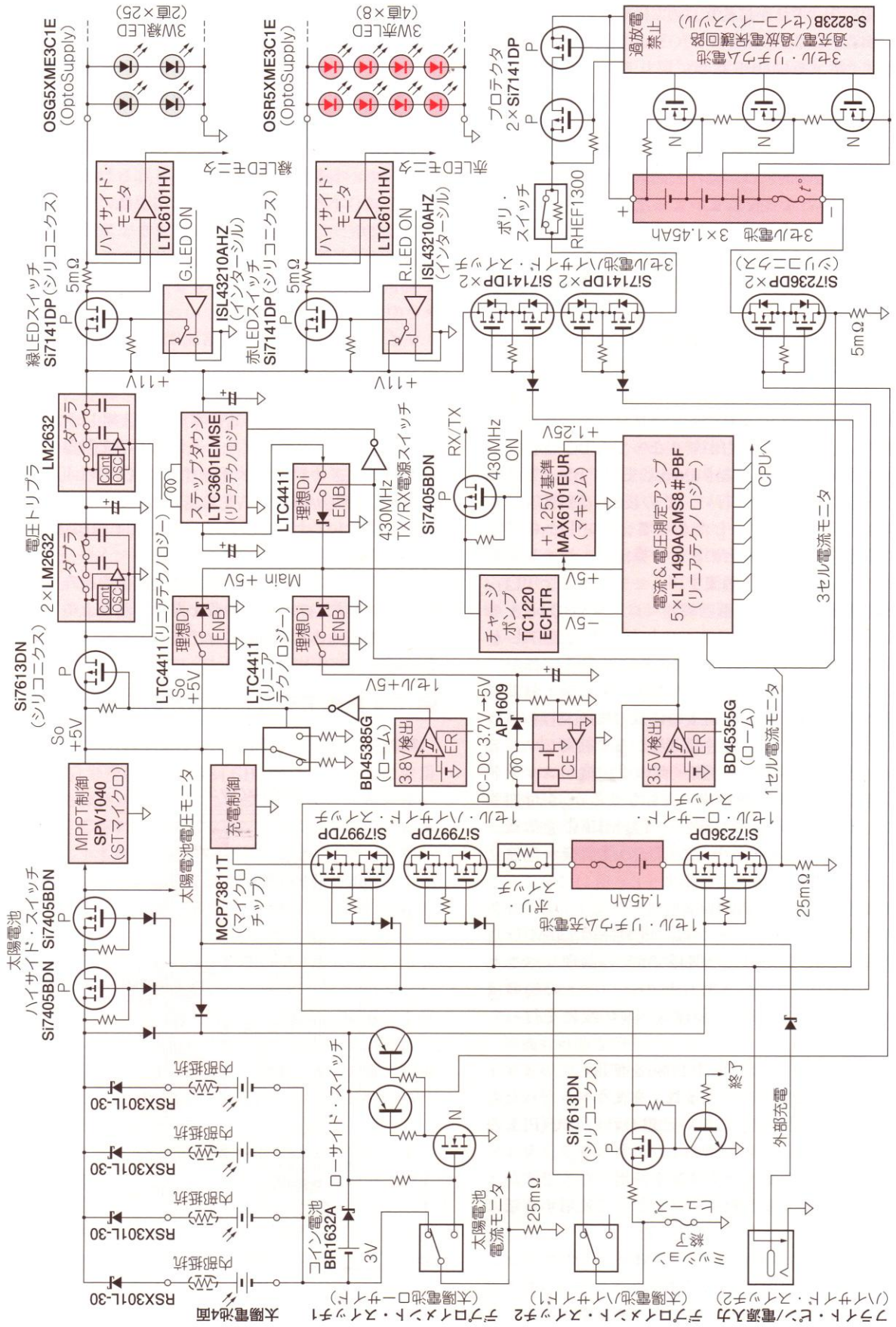
なおソフトウェアの書き換えは、衛星の組み立て状態ではできず、ユニットの蓋を開けて基板上的ソフトウェア書き込み用1mmピッチSHコネクタを接続しなければなりません。

■ 6.4 無線モジュールなどの配置

無線モジュールは図8に示すように配置していま



〈図8〉無線モジュール等の配置



(図9) 電源系の構成

す。上面(+Z面)の5.8 GHzパッチ・アンテナのすぐ裏に5.8 GHzの送信モジュールを配置して、最小のケーブル損失で5.8 GHzの出力がアンテナから放射されるようにしています。

1.26 GHzの受信機は底面(-Z面)の1.26 GHzパッチ・アンテナのすぐ裏側に配置しています。こちらもアンテナで受けた微弱な信号を最小のケーブル損失で受信機に渡しています。

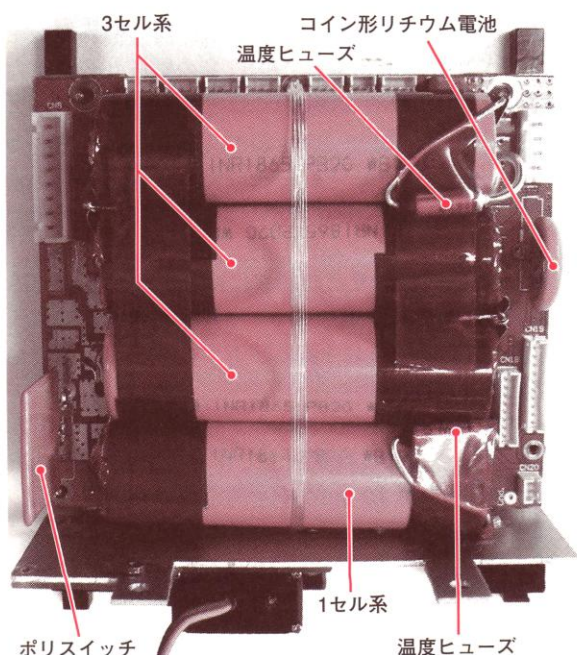
430 MHz帯の受信機とTNCは5.84 GHz送信モジュールより+Y側に、電池と制御基板は-Y側に配置しています。

7 電源系

図9は電源系のブロック図、写真10はリチウム・イオン充電電池などの配置です。電源系は±X面と±Y面に貼られた太陽電池セル、MPPT(最大電力点トラッカ)、DC-DCコンバータ、単セル充電電池、3セル直列充電電池から構成されています。

● 太陽電池、単セル電池、3セル直列電池

衛星制御のC&DH系を動かす+5 V系は、日照時はMPPT回路を通して+5 Vに安定化された太陽電池の電力で運用し、その余剰電力で単セル電池を充電します。さらに余力があれば3セル直列電池にも充電します。日陰時^{にちいん}には単セル電池の電圧を+5 Vに昇圧して運用します。万一、単セル電池からの電源に不足が生じた場合には3セル電池から降圧した+5 Vを作り運用します。これらの+5 V電源系のソース合成は、電



(a) 1セル系と3セル直列系の配置

圧降下が生じるショットキー・バリア・ダイオードでは無く、リニアテクノロジー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ます。

単セル電池や3セル直列電池への充電電流切り替え制御や+5 V系への供給切り替え制御は1セル電池の端子電圧モニタ専用IC(ローム社、BD45シリーズ)によりハードウェアで行います。この部分は電源の最重要部なので、これらの電圧検出や電源の切り替えは宇宙線で制御メモリが破壊される恐れがあるマイコンのソフトウェア制御を使用せずに、敢えてハードウェアで行っています。

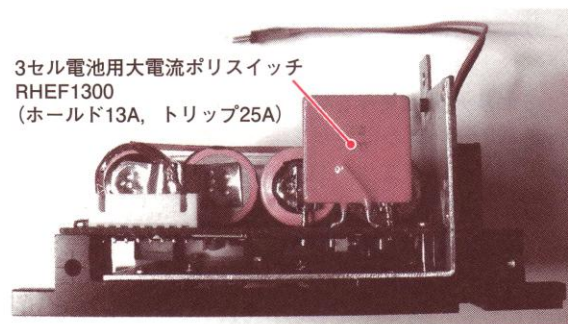
● 電動工具用リチウム・イオン電池を採用

単セル電池と3セル電池は全て同じ規格の電池です。もちろんこの電池は宇宙用の動作が保証されているタイプではありません。電動工具用の強放電対応のリチウム・イオン電池(日立マクセル製、INR 18650PB2G、3.7 V、1.45 Ah)を使用しています。地上での試験では-15°C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が確認できました。ただし防爆弁には、すでに1気圧のバイアスが掛かる状態での使用となります。いくら軽量のリチウム・イオン電池とはいえ、合計4個ともなるとかなりの重量です。衛星の重心を構造的な中心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りません。この4個の電池のうち3セルはピークで30 A程度の大電流が流れます。

電池用の太い配線をあちこち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ます。

● 太陽電池による充電回路

太陽電池に発電余裕があればよいのですが、今回のミッションは負荷電力が大きいので、充電に工夫が必要です。単セル電池と3セル直列電池を同時に十分に充電できる余裕はありません。そこで、単セル電池の充電は太陽電池からMPPTを経て+5 V出力から、リチウム・イオン電池充電制御用IC(通常のUSB入力用IC)であるマイクロチップテクノロジー社のMCP



(b) 横面

〈写真10〉リチウム・イオン充電電池(1セル系と3セル直列系)

73831Tを使用して充電します。ここで+5Vから3.7Vと電力ロスが発生しますが止むを得ません。

日陰時には、この1セル電池の電圧を昇圧型DC-DCコンバータで+5Vに変換します。+5V系で一番消費電力が大きい負荷は430MHzのデータ用FM送信機ですから、このDC-DCコンバータは、小電流領域から大電流領域まで、すべてにわたり効率が良いタイプを使用し、インダクタや整流器もロスが少ない物を選択せねばなりません。DC-DCコンバータにはAPI609(Diodes incorporated社)を使いました。

3セル直列電池の負荷は5.84GHzの送信機(および2台のカメラ)、および衛星前後の高出力LEDです。メイン電源の単セル電池がある程度の容量まで充電されると、単セル電池の充電電流を減少させ、3セル電池の充電回路を動作させます。単セルの電池の端子電圧を0.1Vのヒステリシス付きの電圧検出ICでモニタし、端子電圧が3.9Vを越えると単セル電池の充電電流を低下させ、3セル側の充電回路へ太陽電池の余剰電力を回します。

MPPT出力は+5Vしかありませんので、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+15V弱に変換しています。初段のチャージ・ポンプICには次段の1.5倍の電流が流れますので、2個並列とし計3個のチャージ・ポンプIC(LM2662)を使用しています。当初はこの出力電圧を3セル用リチウム・イオン電池充電制御ICを通して供給していましたが、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どう頑張っても60mA程度が最大でしたので、充電制御回路の意味が無くなってしまいました。

またチャージ・ポンプ回路は結構、等価内部抵抗が高く、重い負荷をつなぐと出力電圧は降下します。したがって、この回路は使用せずに3倍出力電圧を単にダイオードを通して3セル電池に供給しています。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、そちらの回路で3セル電池が満充電状態になった場合には、この充電系は切り離されるので電池を痛めたり破損させたりすることはありません。

● 3セル系電池を+5V系のバックアップにも使用

また3セル側の電池は、+5V系のバックアップ電源にもなっています。日陰時に+5Vを作っている単セル・リチウム・イオン電池の端子電圧が3.6V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、+5V系の電力を供給します。

主として、単セル電池が不良になったときのバックアップとして考えていた回路なので、頻繁に動作する回路とは思えません。しかし、使用する電流領域で高

い変換効率をもつステップダウンDC-DCコンバータIC LTC3601(リニアテクノロジー社)と大き目のインダクタを使用しています。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ります。

● 電池の電流モニタ

各電池の流入/流出電流のモニタはGND側センシング抵抗の両端電圧を増幅して観測しますが、充電と放電では0Vを中心として正/負の電圧が発生します。したがって、モニタ回路では負側の電圧も扱わなければなりませんから、-5Vの電源を+5Vラインから反転型チャージ・ポンプを使用して作っています。

● 太陽電池出力の合成

太陽電池はAzur Space社製の宇宙用太陽電池で、最大出力時の電圧2.371V、同電流487mAです。これを各面2枚直列接続とし4面をショットキー・バリア・ダイオードで合成(OR接続)しています。各ショットキー・バリア・ダイオードでの電圧降下(約0.3V程度)が勿体ないのですが、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いました。いくら衛星の4面に太陽電池が付いているからといって、太陽光が直射するのはよくて2面です。しかも面に垂直には当たりません。

また、低軌道宇宙空間では太陽電池の発電能力は地上の約1.3倍になるといわれていますが、どうもこの太陽電池の規格は、すでに宇宙空間での容量で表記されているようで、地上実験では表記されている最大能力を出せませんでした。このため少しでも、衛星の通常運用時の消費電力を減らし、また充電効率を上げねばなりません。したがって、太陽電池のOR出力電圧はMPPT制御回路を通して約5.1Vの電圧として出力しています。MPPT制御ICにはSPV1040(STマイクロ社)を使いました。

8 その他の回路

写真11に示す電源系の基板には430MHz送受信系制御のマイコンも搭載されています。この基板の裏側は写真10(a)のように4個のリチウム・イオン充電電池が搭載されています。

大電流が流れるLEDドライブ回路等も電線を引き回したくないのでこの基板上で作ります。基板はFR-4材の4層(厚さ1.2mm)で、銅箔厚は内層35 μ m、表面層70 μ mです。

■ 8.1 430MHzマイコン制御回路

受信系マイコン(PIC16F1519)は、430MHzのコマンドを解析し、タイマ・ディレイで各種の実行命令を出します。この時間管理のため、このマイコン側には

32.768 kHzのサブクロックをもちます。

送信系マイコンは、画像以外の衛星の各種データ(各部の電圧、電流や温度)をA-D変換して蓄積し、送出命令で430 MHzの送信機を働かせる変調データを送る役目を持ちます。

どちらのマイコンも、近傍に外付けウォッチ・ドッグ・タイマや内部ソフト書き換え端子を設けます。

■ 8.2 大電力LED ドライブ回路

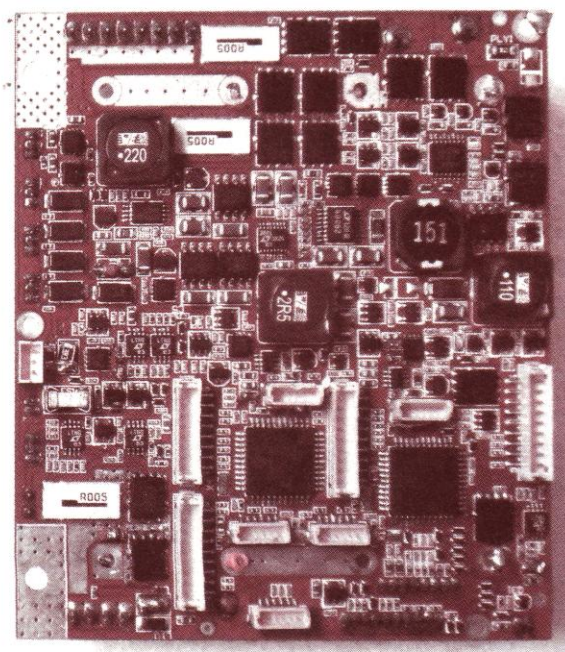
副ミッションのLED点灯回路には、緑色LED点灯の場合、ピークで30 A(平均6 A程度)程度の電流が流れます。

緑色LEDを2個直列接続で1エレメントとし、25エレメントが並列に接続されて計50個です。したがってこのLEDスイッチング回路(ハイサイド)には、3セル電源のバイラテラル・スイッチに使用したPチャネルMOSFETのSi7141DP(Vishay Siliconix社)を使用し、マイコンからの出力をISL43210A(インターシル社)で論理レベル変換してドライブしています。さらに5 mΩの抵抗とハイサイド電流モニタICのLTC6101HV AIS5(リニアテクノロジー社)でマイコンに電流値をフィードバックするようにしています。

赤色LEDのドライブも同様の回路ですが、こちらは赤色LEDを4個直列接続で1エレメントとし、8エレメント並列で計32個を使用しています。

緑色LEDが2素子の直列、赤色LEDが4個の直列ではトータル順方向電圧 V_F が8~9 V程度となり、リチウム・イオン電池3セルの電圧(約11.4 V)に対しての差はどこで吸収(発熱)させるか?ということになります。今回この用途としての専用の電流制限抵抗は使っていません。

3セル電池とLED間の電流ループには、すでに各種の損失抵抗が存在しています。具体的には「3セル電池(+) \rightarrow 充放電保護回路(PチャネルMOSFET \times 2) \rightarrow 大電流ポリスイッチ \rightarrow バイラテラル・スイッチ(Pチャ

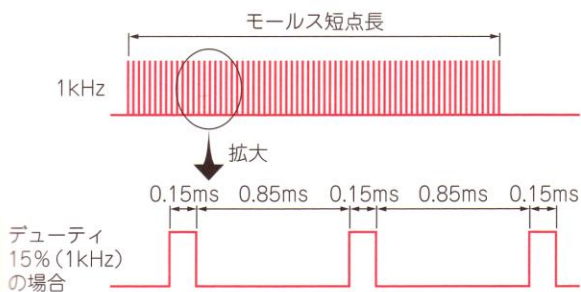


〈写真11〉 電源及び430 MHz系制御基板

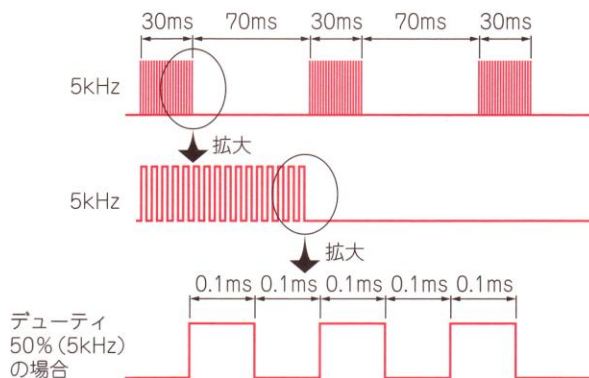
ネルMOSFET \times 4) \rightarrow LEDスイッチングPチャネルMOSFET \rightarrow ハイサイド電流センシング抵抗(5 mΩ) \rightarrow LEDエレメント \rightarrow ローサイド電流センシング抵抗(5 mΩ) \rightarrow 大電流温度ヒューズ \rightarrow 3セル電池(-) \rightarrow 電池内部抵抗 \rightarrow 3セル電池(+)], これが一巡です。

したがって、これらの抵抗や抵抗分が電流制限抵抗の代わりとして働きます。これは結果的には基板上での発熱箇所を分散させたこととなります。

LEDの発光には図10に示した二つのモードがあります。モルス・モードは1 kHzのデューティ15~30%の点滅です。10 Hzモードでは、5 kHzを10 Hzのデューティ30%で点滅させています。したがって緑色LEDでは3セル電池にピークで約30 A流れますが、平均電流としては4~9 A程度となります。



(a) モルス・コード・モードでの点灯



(b) 10 Hzモードでの点灯

〈図10〉 LEDの駆動パターン

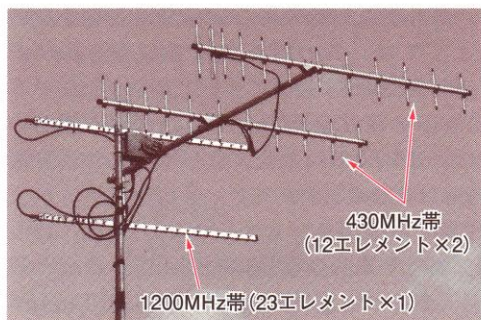
LNB(周波数コンバータ), LNBに電源を供給するバイアスT, 440 MHz帯の受信機, 10.7 MHzのFSK復調器, データから画像を復元するパソコンで構成されています。

● パラボラ・アンテナ

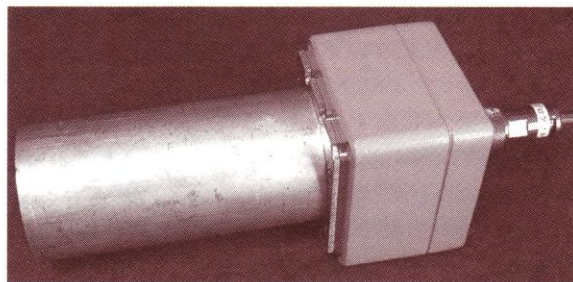
5.8 GHzの受信には直径1.2 mの衛星放送受信用パラボラを使用しました。パラボラの焦点に新しく開発したLNBを取り付けます。最初にこのパラボラ・アンテナの指向性を調べてみると図12のようになりました。3 dB幅が3°位と非常にシャープであり、衛星の追尾には少なくとも1°位の精度が要求されそうで

す。一方、430 MHz帯の八木アンテナは図13のように20°位あります。

＊最初、八木アンテナ用に作られた衛星用ローテータに取り付けたのですが、バックラッシュが大きく、とても使い物になりません。そこで、反射望遠鏡用に作られた経緯台(写真13)に載せてみました。経緯台は精密に動かすことができますが、高速移動ができません。20枚の画像を一度に全部受信するのは不可能でしたが、精密に狙って待受ができるので4~5枚の画像を一度に受信できました。



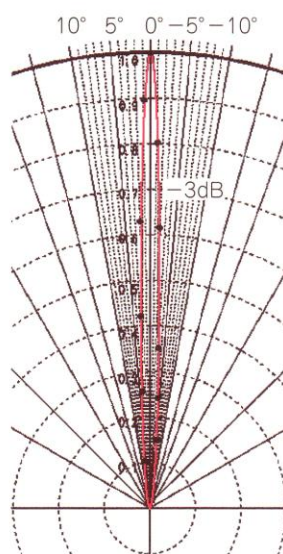
〈写真12〉 430 MHz帯と1.2 GHz帯の地上局アンテナ



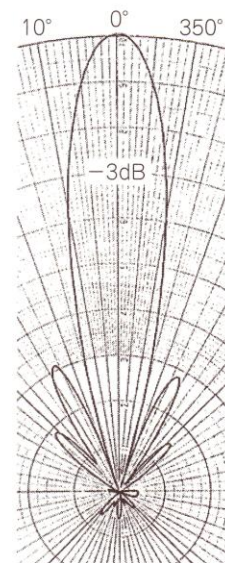
〈写真14〉 5.84 GHz→440 MHz受信コンバータ(LNB)



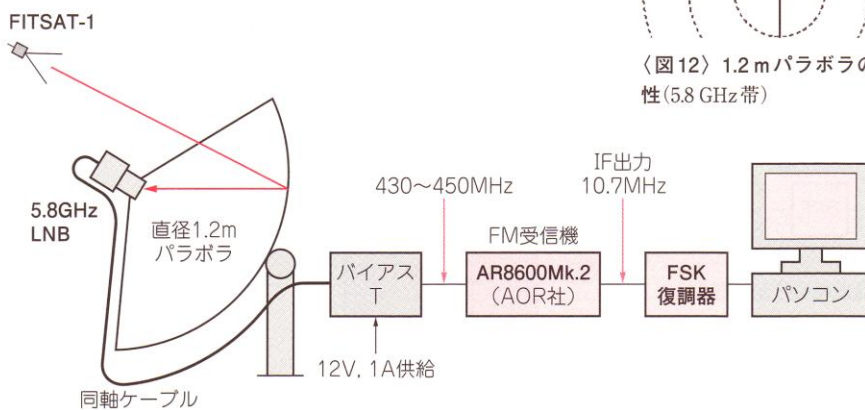
〈写真13〉 経緯台に取り付けたパラボラ・アンテナ(直径1.2 m)



〈図12〉 1.2 mパラボラの指向性(5.8 GHz帯)



〈図13〉 430 MHz帯八木アンテナの指向性



〈図11〉 5.8 GHzの高速データ受信システム

● LNB(Low Noise Block Converter)

パラボラの焦点に取り付けるLNB(写真14)を開発しました。パラボラの反射板によって円偏波の巡回方向が反転するので、FITSAT-1用に開発した5.8 GHzのアンテナ・エレメントと同じものを裏返しにして使います。アンテナ・エレメントの前に内径5 cm、長さ11 cm程の導波管を取り付けています。何もつけない場合よりゲインが数dB上がりました。

5.84 GHz帯の宇宙からの信号受信では、目的周波数の近傍に大出力の局が存在するとは考えられませんし、目的信号も微弱信号ですから、UHFやVHF帯の受信機と異なり、大入力特性や2信号特性は一切無視して、S/N感度のみを追い求めれば良いと考えました。したがってRF段のAGC等は一切考えていません。

▶構成

LNBは図14に示すようにRF2段+ダイオード・ミキサ+IFアンプの構成です。IF出力はLNBからのケーブル・ロス減らすためと、市販のFMワイドバンド・レシーバの使用を考慮して440 MHzとしました。したがってローカルは周波数5.4 GHz(ロー・ローカル・コンバージョン)となります。ローカル信号は、水晶発振器とVCO-PLLの2種類を試しましたが、

受信時のS/Nにあまり差がなかったため、最終的にはスプリアスが少ないVCO-PLL型を使用しました。

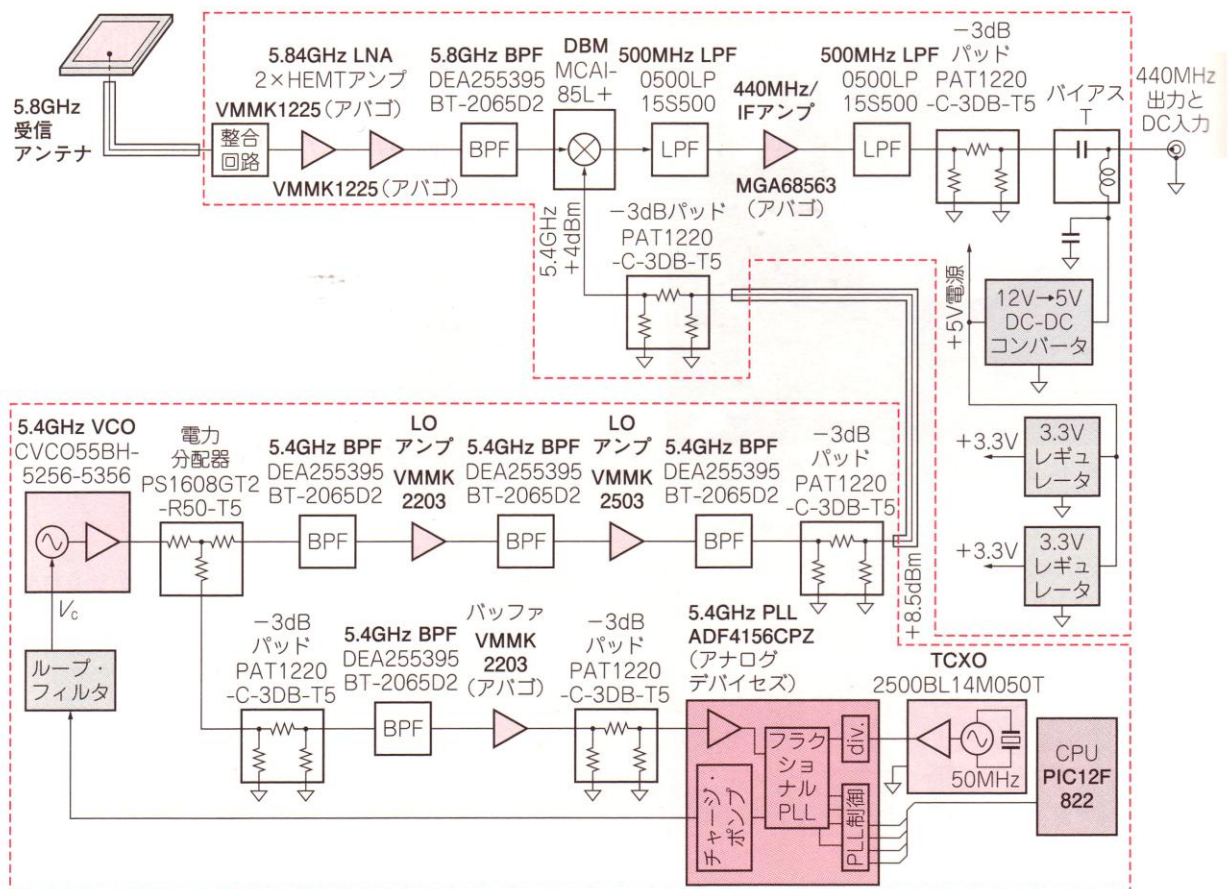
▶親受信機は市販ワイドバンド・レシーバを流用

図15が5.8 GHz受信システムです。LNBで440 MHzの1st IFに落とし、パラボラ部から約20 m長の同軸ケーブルを通して、大学屋上の観測部屋に引き込んでいます。LNBに電力を供給するためのバイアスTを通して、AOR社の受信機AR8600MarkIIに入力され、ここで受信周波数に同調します。いわば昔でいうコリンズ・タイプの受信同調方式です。

この受信機を選んだのは、単に10.7 MHzのIF出力端子が出ていたのと、外部からEIA/RS-232で受信周波数設定が可能な一番廉価な受信機だったからです。欠点としては、この周波数帯でのステップが10 kHzだった点ですが(ドップラー・シフト追従での憂慮)、受信IFの帯域を280 kHzとし、FM変調側のデビエーションを50 kHz程度に取っていますので何とか使えます。

▶フロントエンドなど

LNBのプリント基板は衛星の5.84 GHz送信機と同様に、利昌工業のCS-3376B(比誘電率3.4)の1 mm厚材です。フロントエンドは、5.8 GHz帯でNFが小さ



〈図14〉 5.84 GHz受信コンバータ(LNB)のブロック図

くてゲインが取れる市販品としてGaAs HEMTのV-MMK-1225(アバゴ・テクノロジー社)を2段使用しました。上手く使えば5.8 GHz帯でNFが0.5 dB, ゲイン15 dBは取れる単価250円の優れたものです。

これを使いRF2段構成としました。どうせこの周波数では、近接する強力な妨害波はパラボラから入って来ないだろうとの勝手な理由から、RF段の入り口や段間にはロスの元となる上等のフィルタなどはいれません。RF段の出口には5.79 GHz用BPF(LFB185G78SGAB713)を入れています。

● LNBのローカル発振器

ローカル発振器は、水晶通倍方式とVCO-PLL方式の2種類の基板を作ってみました。

▶水晶通倍方式

50 MHzのTCXOを108倍すれば5.4 GHzのローカル信号が得られます。最近はSAWフィルタのような狭帯域のBPFが入手可能なので、通倍方式でも1 GHz以下の帯域ではスプリアスの抑制は昔に比べれば容易です。市販SAWフィルタに450 MHzや900 MHzのものがあるので、 $9 \times 2 \times 3 \times 2 = 108$ とすれば、50 MHzの18倍の900 MHzまでは、かなりスプリアスは落とせるはず。あとは3倍して2倍すれば5.4 GHzが得られます。

5.4 GHzのBPFを通し、HEMTのMMIC VMMK-2203とVMMK-2503で2段アンプして5.4 GHzで+10 dBm程度の出力を得ています。

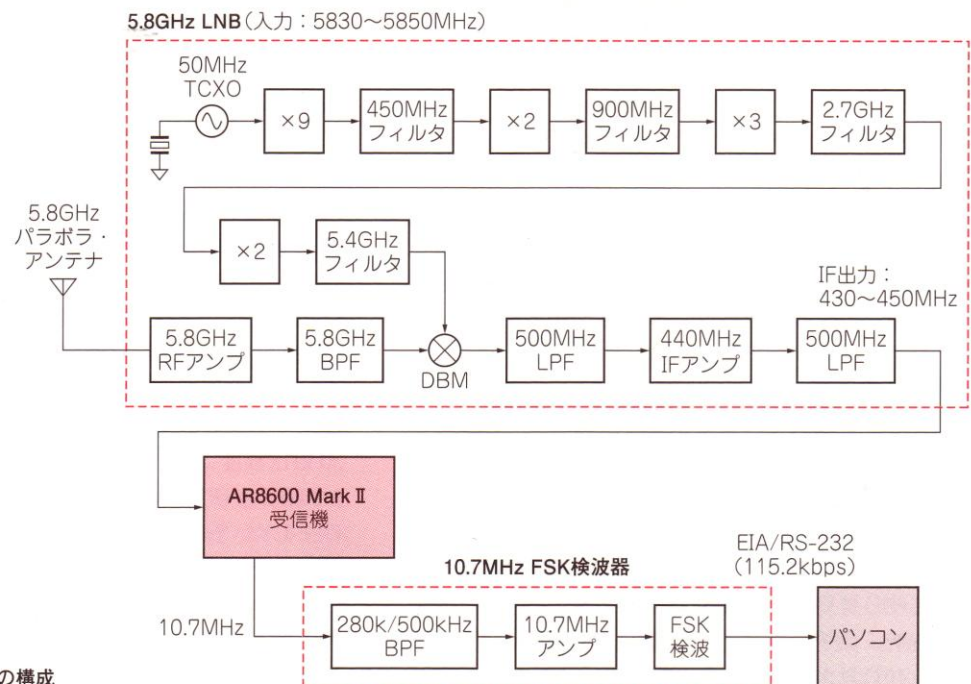
▶VCO-PLL方式

5.4 GHzのVCOに既製品の5 V動作のCVCO55BH-5256-5356(Crystek社)を使用しています。スペック

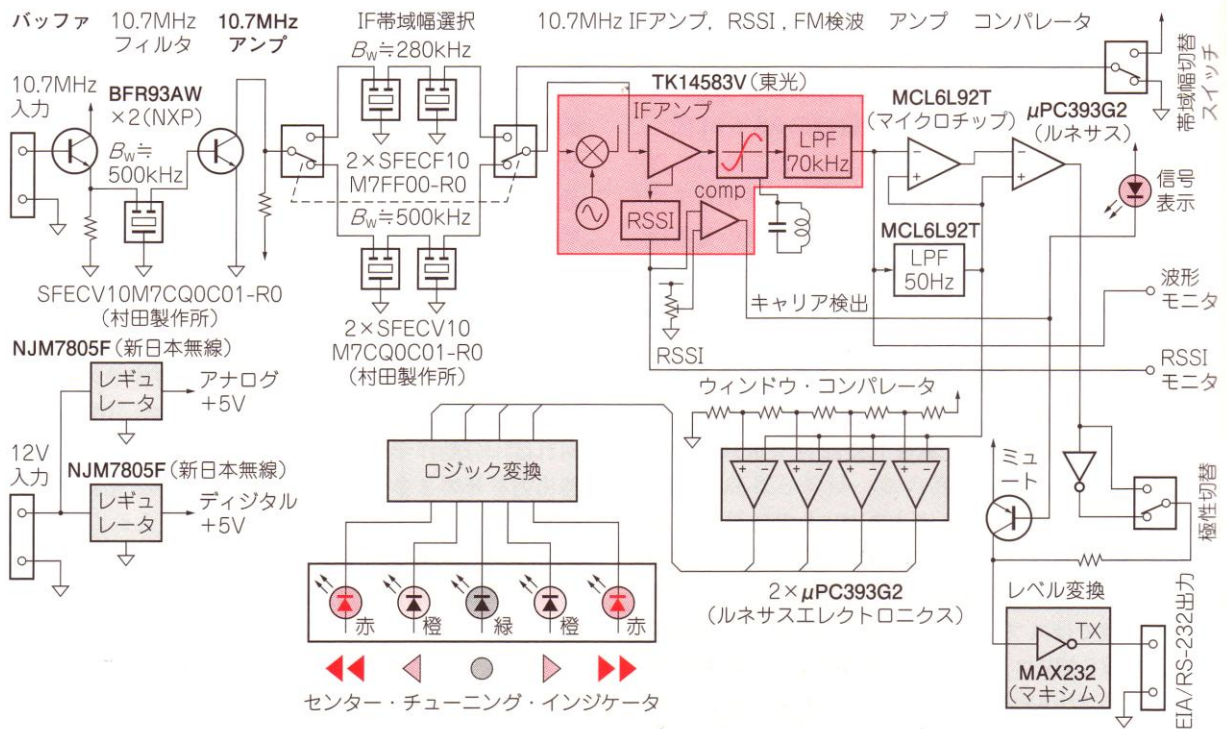
上の上限周波数は5.356 GHzですがコントロール電圧3.6 V程度で5.4 GHzになります。VCO単品の出力レベルは0 dBm程度です。この出力を抵抗分配器で注入用とPLL用に分配するので、各-6 dBmとなりますから、5.4 GHzのBPF(DEA255395BT-2065D2)を通し、5 V動作HEMTによるMMICのVMMK-2203で増幅し、更に同じBPFを通して飽和レベルがより高いHEMTのMMICであるVMMK-2503($P_{1dB} \approx 17$ dBm)で増幅し、BPFから3 dBパッドを経て約+9 dBm程度のローカル出力を得ています。なお、増幅ゲインは供給電圧に応じてある程度可変できます。

PLL ICへの入力レベルは5.4 GHzなら-10 dBmもあれば十分動作するスペックとなっているので、分配器出力をそのまま入力しても良いですが、寸法的にも余裕があるので、抵抗パッドやBPFを入れたアンプ(VMMK-2203)をバッファとして使用しています。

ADF4156CPZは6.2 GHzまでの帯域幅を持つアナログ・デバイセズ社のフラクショナルN方式の $\Delta\Sigma$ 型PLL ICです。このICはPLL部が+3.3 V動作なので、一見5.4 GHz時のVCOのコントロール電圧が不足ですが、チャージ・ポンプ出力用として+5.5 Vまで掛けられる別電源入力端子 V_p をもっているので問題ありません。PLLの基準周波数源は衛星側に比べサイズ的に余裕があるので、精度が高い 5×7 mmサイズのアナログ補償型TCXOのD75J-050.0Mを使用しています。PLLの周波数データ送り込み用マイコンは、一番簡単な所ですからPIC12F822で済ませています。前述したように、実際のSSGによる信号受信では感度にほとんど差がなかったので、スプリアス成分がよ



〈図15〉
5.84 GHz帯受信システムの構成



〈図16〉 10.7 MHz FSK復調器の構成



〈写真15〉 10.7 MHz FSK復調器

り少なく、ローカル周波数も変更が容易なVCO-PLL方式のローカル・ブロックを採用しました。

● バイアスT

電源はバイアスTを介して同軸ラインに重畳して供給します。回路内部の電源として、ローカル基板用に+5V系および+3.3V系電源、RF/IFアンプ用に+3.3V系と3系統の電源をシリーズ型3端子レギュレータでバイアスTの出力から作っています。

プリント基板上では、RFアンプ部の直下に小型ペルチェ素子を入れて、その下の放熱板に取り付けられる構造としていましたが、小型1段のペルチェ素子では周囲温度よりわずかに-15℃程度の低下しか得られませんでした。また、SSGによる感度実験でもほとんど感度差は認められなかったため、最終的には結露を心配して使っていません。ペルチェを使うならば、大型のペルチェ素子をカスケード接続にでもして周囲温度から-40℃以上は下げなければ意味がないでしょう。

● 10.7 MHz FSK復調器

写真15が製作したFSK復調器で、図16がその構成です。5.84 GHzでのドップラー・シフトは、低い周波数の場合と比率は同じでも周波数が高いため、その絶対値は大きくなります。最大で±150 kHz程動きます。このシミュレーションは、地上でSSGの周波数を振ったりして行いましたが、実際の運用とはどうせ異なるだろうから余り深く考えていませんでした。

5.84 GHzの信号を受信するときは、とりあえず担当の学生さんに頑張ってもらう、手動チューニングでドップラー・シフトを追いかけることになりました。それでも中心周波数の目安は必要ですから、FSK復調器ユニットにLEDを5個使った受信周波数のセンター・インジケータを設けました。中央の緑色LEDがセンター同調で左右の橙色LEDが上下周波数への離調表示です(復調可能)、さらにその両側の赤色LEDが完全離調表示(復調不可能)です。FM復調のSカーブでの復調平均電圧をウィンドウ・コンパレータで比較し表示させます。各LEDの点灯幅は周波数で30 kHz程度です。

ほかに、RSSIレベルによる信号受信表示LEDもつけました。5.84 GHzのキャリアを受けてRSSIのLEDが点くと、受信担当者は5個のセンター周波数表示LEDの輝点がセンターの緑色に来るように受信機のダイヤルを回して追っかけるという非常に原始的な方式です。しかし、実際の衛星からの信号受信のドップ

パケットID (2バイト)	データ・ サイズ (2バイト)	写真データ (122バイト)	ペリファイ (2バイト)
------------------	-----------------------	-------------------	-----------------

〈図17〉画像データ・パケットの構成

ラー追尾をこの完全手動方式で行うことは非常に困難を伴います。衛星からの5.84 GHzの信号を受信するのに最適な軌道位置に衛星が来るチャンス(南方向で45°程度の角度となる)は毎日あるわけではないので、上達するのに日時がかかります。それでも何とか画像が復元できるレベルまでは到達しました。

ところが、学生達はドップラー追尾の大変さがわかると、なんとか自動化することを考え始め、ついに研究室の大学院生がドップラー補正ソフトを作っていました。これは衛星追尾ソフトのCalsat32から得られるレンジ・レート(相対速度)から、5.8 GHzのドップラー周波数を計算して、1秒ごとに受信機AR8600のシリアル・ポートから受信周波数を設定します。

10 衛星の運用

10.1 5.8 GHz 高速画像通信

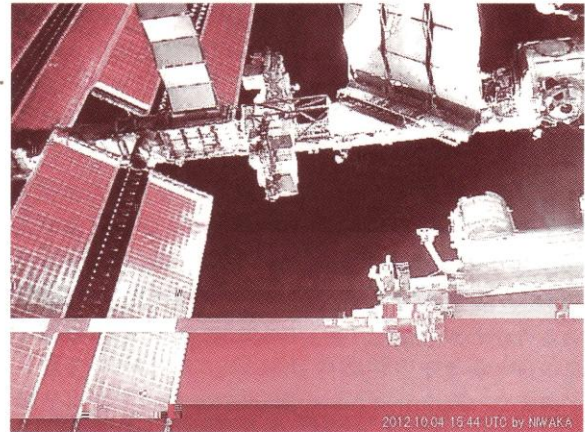
10.7 MHzのFSK復調器からは115.2 kbpsのシリアル信号(EIA/RS-232)が得られ、電圧レベルを合わせるだけで直接パソコンのシリアル・ポートにつながることができます。

● 画像通信のフォーマット

画像データは図17のような128バイトを単位とするパケットで送られてきます。

最初の2バイトは0から始まる通し番号です。次の2バイトはデータ・サイズを表しており、最後のパケット以外は7Ah(10進で122)、00hとなります。パケットの末尾に2バイトのチェック・サムがきます。画像データ自体はJPEG画像なので、最初にFFD8hで始まり、FFD9hで終わります。通信速度が115.2 kbpsなので、1パケットあたり12 ms弱で送られてきます。衛星側が画像メモリからバッファに読み込むのに少し時間がかかるので、パケット間に8 msの無変調の時間が空きます。この8 msの有無を利用して正規のデータとFMノイズを区別しています。パケットは20(=12+8)msecで繰り返されるので、画像受信中はFSK復調器から50 Hzの音が聞こえます。

パソコンはシリアル・ポートからの信号を受信すると、各パケットの先頭4バイトと末尾の2バイトを取り除き、データ部分をつなぎ合わせて画像を復元します。暗黒の宇宙が写った画像データは2秒程度で、地上や国際宇宙ステーションが写った画像データは5～6秒で送られてきます。



〈写真16〉 FITSAT-1が送ってきた最初の画像
(前方カメラが捉えたISS, 2012年10月4日, 15:44UTC)
編注▶カラー写真は本誌p.4をご覧ください。

● 撮影例

国際宇宙ステーション(ISS)から衛星が放出されたときに、前カメラ、後カメラの順に交互に5秒ごとにシャッターを切り、それぞれ10枚、計20枚の写真を撮りました。写真16は後カメラが放出15秒後に撮影したもので、2012年の10月27日に福岡工大屋上の地上局で受信に成功しました。このほかに日本のアマチュア無線家JA0CAW, JA10GZ, 米国バーモント州のアマチュア無線家N1JEZも信号の受信に成功しています。また、ドイツのAMSAT-DLチームはBöschumにある直径20 mのパラボラ・アンテナで一度に20枚中14枚の画像の取得に成功しました。

10.2 LEDによる可視光通信実験

衛星の上面(+Z面)には定格3 Wの緑色LEDを50個取り付けられています。これを200 W以上のパルスで光らせます。モールス・コードで光らせるモードと10 Hzで点滅させるモードがあります。モールス・コードは1 kHz, デューティ 15～30%で変調しているので光信号を電気信号に変換し、オーディオ・アンプにつなげば、そのままモールス音が聞こえます。10 Hzモードは10 Hz, デューティ 30%で点滅させ、さらに5 kHz, デューティ 30%で変調をかけています。これは信号が微弱でも5 kHzのシャープなフィルタを通せば、なんとか信号を取り出せると考えたからです。

2012年11月21日に10 Hzモードで最初の実験を行いました。大分県の湯布院町で福岡工大のチームが望遠鏡に付けたフォト・マルチプライヤで信号を取り出すのに成功しました。また倉敷科学センターの三島和久さんは10 Hz, デューティ 30%で光る光跡の撮影に成功しました。ソウルの韓国科学技術院(KAIST)のJun-Ho Oh教授も撮影に成功しています。三島さんはモールス・コードの光跡の撮影にも成功されています。

また、12月12日には海老名市の渡部さん、茨城県美浦村の久保庭さん、12月14日には富士吉田市の山本さん、愛媛県西予市の笹岡さんが撮影に成功され、さらに富山科学博物館の林忠史さんは10 Hzで点滅するFITSAT-1の動画撮影に成功されています。ほかに宮城県、秦野市、君津市、四日市市などからも撮影した写真が送られてきています。写真17は海老名市の渡部さんが撮影されたもので、2秒のシャッターに10 Hzの信号の20個の点がデューティ30%で写っているのがわかります。衛星の光の部分にはコントラストを上げています。

10.3 ビーコン信号から得られる情報

ビーコン信号(437.250 MHz, CW)は表1に示すフ



〈写真17〉 FITSAT-1のLED点灯のようす(海老名市の渡部剛さん撮影)

ォーマットでテレメトリ・データを送ってきます。最初にモールス符号で“HI DE NIWAKA JAPAN”が来て、続いてモールス符号“S1”の後にs11, s12, s13, s14が続きます。これが“S5”まで繰り返されてから、また最初に戻ります。s11, s12, …などはそれぞれ2バイトの16進数で表された電圧、電流、温度などのデータ(16進2文字)をモールス符号にしたものです。得られたデータから電圧、電流、温度などを求める換算式を表2に示しています。

ビーコン信号はテレメトリ以外の情報も含んでいます。図18は2012年11月3日に受信したモールス音の時間変化(フェージング?)を表しています。衛星は磁石を積んでいるので、方位磁針のように南北を向こうと振動していることが考えられます。40秒の周期は事前に調べた固有振動の周期とほぼ一致するなと思っていました。

ところがドイツのアマチュア無線家Joachim Köppen (DF3GJ)さんから頂いた同11月8日のモールス音の時間変化(図19)は周期が28.5秒になっています。これはどう説明すれば良いのでしょうか。

〈表1〉
ビーコン信号の
フォーマット

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

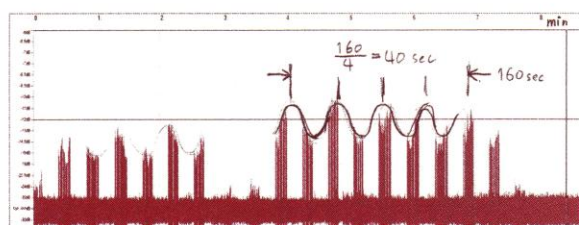
〈表2〉 テレメトリ・データの換算式

パラメータ	内容	換算式	単位	備考
s11	437 MHz受信機の受信信号強度(RSSI)	$s11 \times (5/256)$	V	
s12	太陽電池パネルの全電圧	$s12 \times (5/256)$	V	
s13	太陽電池パネルの全電流	$s13 \times (5/256) \times 0.4$	A	
s14	1セル・リチウム・イオン充電電池の電圧	$s14 \times (5/256)$	V	
s21	1セル・リチウム・イオン充電電池の電流	$ s21 \times (5/256) - 2.5 \times 0.4$	A	>0: 充電, <0: 放電
s22	3セル・リチウム・イオン充電電池の電圧	$s22 \times (5/256)$	V	
s23	3セル・リチウム・イオン充電電池の放電電流	$ s23 \times (5/256) - 2.5 \times 10$	A	>0: 放電
	3セル・リチウム・イオン充電電池の充電電流	$ s23 \times (5/256) - 2.5 \times 0.1$	A	≤ 0 : 充電
s24	2.5 V 基準電圧	$s24 \times (5/256)$	V	
s31	太陽電池パネル電圧(+X)	$s31 \times (4.5/256) \times 2$	V	
s32	太陽電池パネル電圧(+Y)	$s32 \times (4.5/256) \times 2$	V	
s33	太陽電池パネル電圧(-X)	$s33 \times (4.5/256) \times 2$	V	
s34	太陽電池パネル電圧(-Y)	$s34 \times (4.5/256) \times 2$	V	
s41	3セル・リチウム・イオン充電電池の温度	$ s41 \times (4.5/256) - 0.5 / 0.01$	℃	
s42	1セル・リチウム・イオン充電電池の温度	$ s42 \times (4.5/256) - 0.5 / 0.01$	℃	
s43	太陽電池パネルの温度(+Z)	$ s43 \times (4.5/256) - 0.5 / 0.01$	℃	
s44	太陽電池パネルの温度(-Z)	$ s44 \times (4.5/256) - 0.5 / 0.01$	℃	
s51	1.2 GHz受信機の受信信号強度(RSSI)	$s51 / (4.5/256)$	V	
s52 ~ s54	最後のリセットからの経過時間	$s51 + 65536 + s52 \times 256 + s53$	sec	

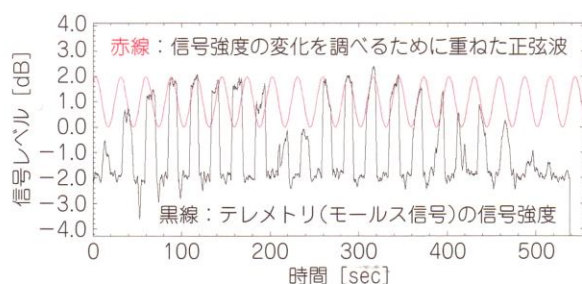
10.4 ビーコン・データにより得られた全日照前後のデータ

TX-CPUが蓄えることのできるデータは最長で15分間隔サンプルの90個分なので長期の計測はできません。そこで、ビーコンから得られるデータを記録して行く面白いことがわかりました。

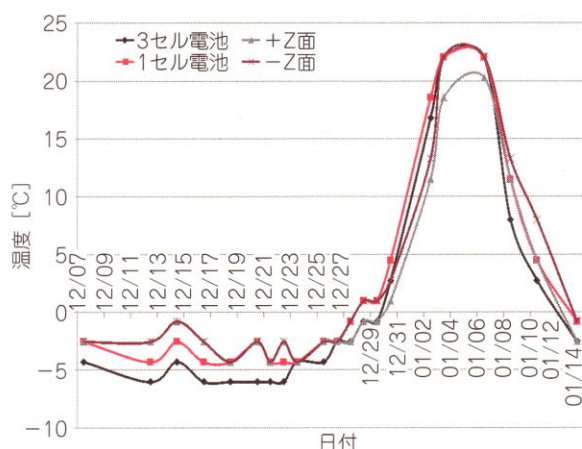
衛星の軌道面は赤道に対して51.6°傾いています。この面と地球の公転面が交わる線が2013年1月4日ころ、太陽に対して直交して常に陽の当たる状態(全日照)に近くなりました。図20は1月4日前後の温度変化を示しています。毎日の温度データは日照の中程のデータを採用しています。



〈図18〉モールス信号音の変化



〈図19〉ドイツのアマチュア無線家 Joachim Köppen (DF3GJ) さんから頂いた11月8日のモールス音の時間変化



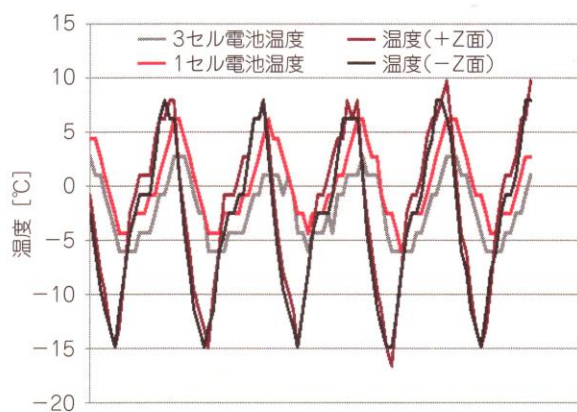
〈図20〉全日照前後の温度変化(2012年12月7日~2013年1月14日)

10.5 パケットによるテレメトリー・データ

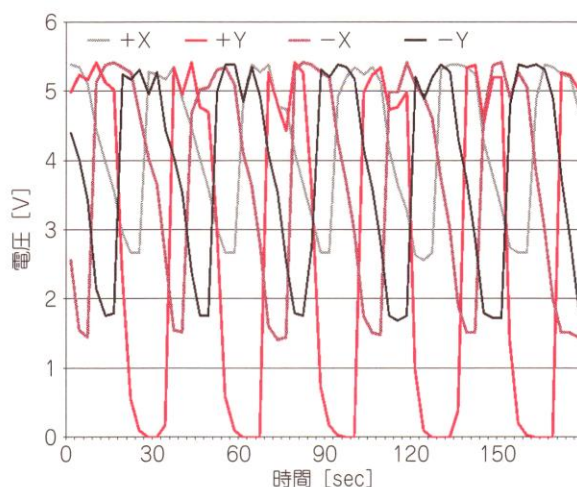
TX-CPUはサンプリング・レートを指定して、これらのテレメトリー・データを90個分、蓄えることができます。サンプリング・レートは、おもに姿勢の変化を調べる目的で1~15秒まで、1秒ごとに可変できます。また温度変化を調べる目的では1~15分まで、1分ごとに可変できます。

● 電池と±Z面の温度変化

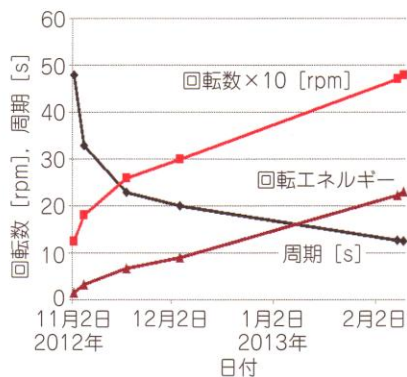
図21は2012年12月13日の23時のパスから5分間隔サンプリングで450分間の温度変化を調べたものです。温度センサは単セル電池と3セル直列電池、±Z面に取り付けています。±Z面の温度は日陰と日照で-15~+10°Cの範囲で変化していることがわかります。一方、熱容量の大きな電池は±6°C位の範囲で変化しています。高速通信やLED点灯の実験を行って



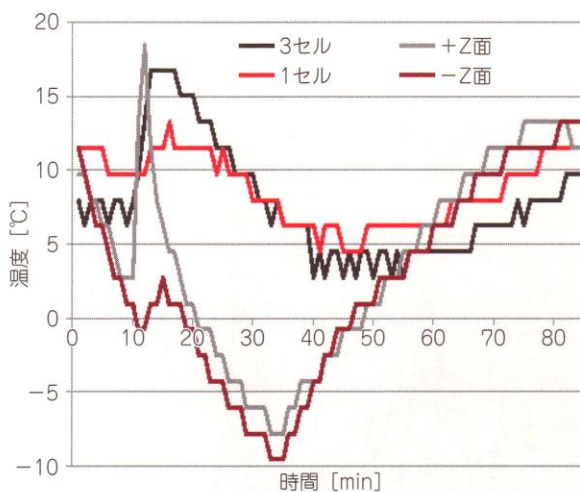
〈図21〉地球約5周分の温度変化(2012年10月13日23:00~翌日06:30JSTまで)



〈図22〉太陽電池パネルの発生電圧(2012年11月6日11:24~11:27JST)



〈図23〉Z軸周りの回転の変化(2012年11月2日～2013年2月2日)

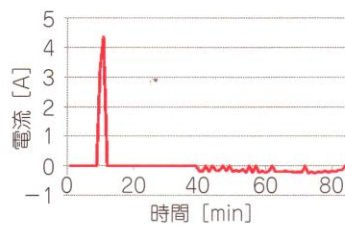


〈図26〉LED点灯に伴う温度変化(2013年2月1日)

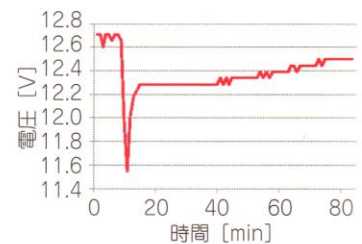
いないので、まったく充放電を行っていない3セル直列の電池より、常に充放電を繰り返している単セル電池の方が常に2℃ほど温度が高くなっていることがわかります。

● 太陽電池発生電圧の変化

図22は2012年11月6日に3秒間隔サンプリングで180秒間の太陽電池の電圧変化を調べたものです。測定は赤道近くで、衛星が日照から日陰に入る部分で行っています。このとき衛星には陽が当たっていますが、地表は暗くなっています。4枚の太陽電池パネルはダイオードを通してすべて並列につないでいるので、最大の電圧を出しているパネル以外はハイ・インピーダンスとなり、わずかな光でも電圧が出てきます。日照の部分で測定すると、太陽を向いているパネルとは反対側にある地表を向いているパネルも地表が明るいので電圧が出て、グラフが平らになります。電圧が+X, +Y, -X, -Yの順番で変化していることから、衛星がZ軸を中心に33秒位の周期で回転していることがわかりました。この33秒は11月3日のビーコンの



〈図24〉3セル直列電池の電流(サンプリング間隔:1分, 2013年2月1日)



〈図25〉3セル直列電池の電圧(サンプリング間隔:1分, 2013年2月1日)

40秒周期と11月8日の28.5秒の丁度、間に入ります。そこでパケットで得られた観測データを詳しく調べてみると、驚いたことにZ軸周りの回転が図23のように次第に上昇しているのです。ビーコン信号の強さの変化もこのグラフで示される回転周期と一致することがわかりました。現在、回転数を増加させる原因が何なのか、いろいろなモデルを作って検討しています。

■ 10.6 LED点灯時の状態変化の計測

大出力でLEDを点灯させたときに、どのような電圧、電流、温度変化が起こるか把握しておくことが重要です。そこで、日照前35分から1分間隔サンプリングを始め、10分経過してから2分間の緑色LED点灯を行いました。

● 3セル直列電池の電圧/電流変化

図24は3セル直列電池の電流です。2分間の点灯時間に対して1分間隔でサンプリングしたので、サンプル・データは1個だけのようですが4.5 A位の電流が流れたことがわかります。また、流れると同時に図25から電池電圧が12.7 Vから12.3 V程度に落ちていることがわかります。日照により電圧が回復していますが、完全な回復には地球2周が必要なようです。

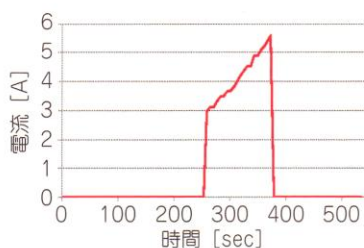
● 温度変化

図26は、電池および±Z面(LEDパネル)の温度変化です。点灯と同時に+Z面(緑色LEDパネル)の温度が15℃ほど上昇しています。3セル直列電池も10℃ほど上昇しています。パネルは熱容量が小さいので、数分で熱が拡散して冷えていますが、電池の方は熱容量が大きいため15分位温度が上がったままになっています。単セル電池も3セル電池と接触しているので、少し温度が上がっています。35分経過してから日照になり、各部の温度は上がり始めています。

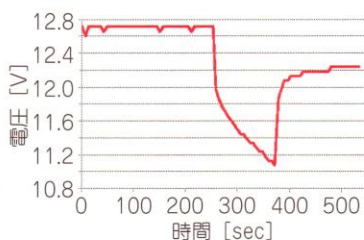
● 3セル直列電池の詳しい電流変化

電流の変化をもう少し詳しく知りたかったのでLED点灯時に6秒間隔でサンプリングしました。図27に3セル直列電池を流れた電流を示します。電流が点灯と同時にどんどん増加して行くことがわかります。これはLEDの温度上昇によりLEDの特性曲線が

〈図27〉
3セル直列電池の電流
(サンプリング間隔:
6秒, 2013年1月16日)



〈図28〉
3セル直列電池の電圧
(サンプリング間隔:
6秒, 2013年1月16日)



左にシフトして電流が増えたことと、電池温度が上がることで電池が活性化したことが大きな原因と考えられます。

3セル直列電池の電圧変化を図28に示します。電流の増加とともに、内部抵抗による電圧降下で出力電圧が下がって行きます。電流が切れる電圧は回復しますが、元の電圧より0.5 V程度下がっていることがわかります。

■ おわりに

■ 謝辞

● 関係各位のご協力に感謝

FITSAT-1は予定の100日以内に総てのミッションを達成することができました。これは多くの方々の支援の賜物です。

JAXA 有人宇宙技術センターおよびJAXAの産業連携センターの方から多大のご指導をいただき、衛星を完成させることができました。また、九州工業大学の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いただき、宇宙環境に耐える衛星を作ることができました。先端技術研究所の杉本様からは宇宙用太陽電池のご提供を受けました。日立マクセルエナジー社からはリチウムイオン充電機のご提供を受けました。ロジカルプロダクト社はFITSAT-1の主要な回路を開発しました。また、福岡工業大学の工作センターの方々は衛星の精密加工をしていただきました。FITSATプロジェクトの学生諸君は衛星開発および地上局の運用をよく頑張ってくれました。

● アマチュア無線家各位のご協力に感謝

衛星と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・世界中からの多くのハムのサポートを

受ける結果となりました。日本では井地OMのグループ(JA6PL, JA0CAW, JA1GDE)から多数のリポートをいただきました。全日照前後の温度データは毎日リポートをいただくColin Hurstさん(VK5HI)のデータを採用させていただきました。Joachim Köppenさん(DF3GJ)は沢山のビーコン信号変化のリポートを送って貰いました。ドイツのAMSAT-DLチーム(DB2OS, DK3WN, DL5MLO, DB0ERF)はポーランドにある直径20 mのパラボラで画像⁽⁵⁾を受信してくれました。

すでに世界中から1100通を超えるメールを頂いており、HFならDXCCの賞状が貰えそうです。

● 天文ファン各位のご協力に感謝

衛星を光らせる実験はハムだけでなく天文ファンまで巻き込む結果となりました。倉敷科学センターの三島さんのグループはFITSAT-1観測ガイドのウェブページ⁽³⁾を作られています。また、イタリアのSimone Corbelliniさんは、FITSATの点灯計画にしたがって、衛星を光らせた場合に光が見える範囲、地磁気から計算してLEDのビームが指す位置、また自分の観測点をセットすると星座のどの位置にFITSATが見えるかを表示できるウェブページ⁽⁴⁾を作られています。現在も世界中から自分の町の上で光らせて欲しいとのリクエストが多数寄せられています。

■ これからキューブサットを設計する方へ

FITSAT-1を設計するにあたって、キューブサットに関する製作記事を調べたのですが、参考になる記事が少なく、手探り状態からのスタートでした。本記事が、これからキューブサットを作られる方にとって少しでも参考になれば幸いです。

◆ 参考URL ◆

- (1) 福岡工業大学 人工衛星プロジェクト “FITSAT-1”
<http://turing.cs.fit.ac.jp/~fitsat/>
- (2) Takushi Tanaka(JA6AVG): “FITSAT - 1(NIWAKA) A Small Artificial Satellite Developed at the Fukuoka Institute of Technology” .
<http://www.fit.ac.jp/~tanaka/fitsat.shtml>
- (3) FITSAT-1(にわか衛星)観測ガイド
<http://www.jinkou-eisei.jp/FITSAT/index.html>
- (4) FITSAT-1 / Niwaka - Flashing LEDs - ONLINE 3D REAL TIME TRACKING
<http://www.satflare.com/track.asp?q=fitsat#TOP>
- (5) JE9PEL/1 デジタル衛星通信日記:「FITSAT-1, 5.84GHz撮像」
<http://wakky.asablo.jp/blog/2013/01/04/6680180>

たなか・たかかず (株)ロジカルプロダクト 会長
ex. JA6CYY <http://www.lp-d.co.jp/>
たなか・たくし 福岡工業大学 情報工学科教授
JA6AVG

