

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)

河村良行、田中卓史

Emission of LEDs from a ultra small satellite (Shinning artificial star and space-ground LED optical communication)

Y. Kawamura and T. Tanaka

We are developing a satellite named FIT-SAT (“NIWAKA”). The size of the satellite is 10x10x10 [cm³]. This satellite has two missions. One is to transmit the image that was taken by the camera in the satellite using the micro wave of 5.8 [GHz]. The other is to demonstrate the feasibility of the optical communication by use of LEDs mounted on the satellite. LEDs are fitted on the front and rear sides of the satellite. The front side is fitted by green LEDs (wavelength: 526 [nm]), which have high visibility. The electric power of green LEDs is 30 [W] in average. The light signals are modulated at the rate of 10 [Hz] (The duty factor is 30[%]). In order to increase the signal to noise (S/N) ratio, each pulse is modulated again at the rate of 5 [kHz]. The telescope and the photomultiplier (PM) are used for receiving of the light signals from the satellite. PM convert the light signals to the electric signals, which will be recorded in a date logger. The main causes of the noise are the stray light from the night sky and the dark current of PM. The S/N ratio of light signals is increased by using an optical band pass filter. The electrical band pass filter having the Q value of about 50 selects the components of 5 [kHz] of the electrical signals from PM in order to increase the S/N ratio furthermore. In the preliminary experiment of detecting the weakened the LED light in the laboratory, we have succeeded in increasing the S/N ratio extremely. The satellite has been launched by H-IIA rocket on July 21 2012 and scheduled to be released to the orbit from ISS in September 2012.

1 はじめに

2012年9月に国際宇宙ステーションから放出予定の超小型衛星に、福岡工業大学の研究グループ(代表:田中卓史教授)から申請されていた案が採択された。この衛星の主ミッションは衛星で撮影した画像を高速で地上局に転送することであったが、その後サブミッションとしてLEDによる光通信の可能性の検証を盛り込んだ。これまで、レーザーを使った

衛星の光通信は試みられているが、我々は近年その高輝度化が著しく様々な照明に利用されるようになったLEDを光源に採用した。

まず第一に、超高輝度LEDを搭載しこれを地上から、肉眼もしくは双眼鏡で観察することを試みる。「夜空に輝く人工の星」を作り出し、これを様々な場所で様々な人々が見ることにより、宇宙への関心を喚起できるのではないかと考えている。

今回のように大きさが 10cm 立方、重量が 1kg 余りの、超小型衛星では太陽電池の発電の能力、電池の容量、搭載可能な LED の個数に限りかつ、衛星の姿勢制御をする技術を持っていないため、広い立体角で光を地上に向け放射する必要があり、地上における光強度は肉眼で認視可能な限界 (6~8 等星) になる。

次に、LED 光を高速変調し地上の望遠鏡で集光し光電子増倍管で受信することにより、簡便な長距離 LED 光通信の可能性を調べることを行なう計画である。このとき LED 光は信号として認識されやすいように、10Hz [duty ratio: 30%] で変調される。さらにこのパルスは 5kHz (duty ratio: 30%) で変調され、電気信号として、5kHz の成分のみを選択的に増幅することにより、S/N を向上させる。

1. 衛星

1.1 衛星本体

衛星本体の写真を図 1 に示す。サイズは 10cm 立方であり、質量は 1.33kg である。図 2 に地上からのコマンドを受信したり、衛星の状態を地上に送信するアンテナを展開した様子を示す。アンテナの展開には、模型飛行機などの舵を操作するサーボモーターを改良し、リン青銅のアンテナをローラーで押し出せる機構を開発・試作した。真空中の低温状でも機能を発揮することを確認している。太陽電池は周囲 4 面に設置されている。上面の白い四角の部分はマイクロ波 (5.8GHz) 用の送信アンテナである。

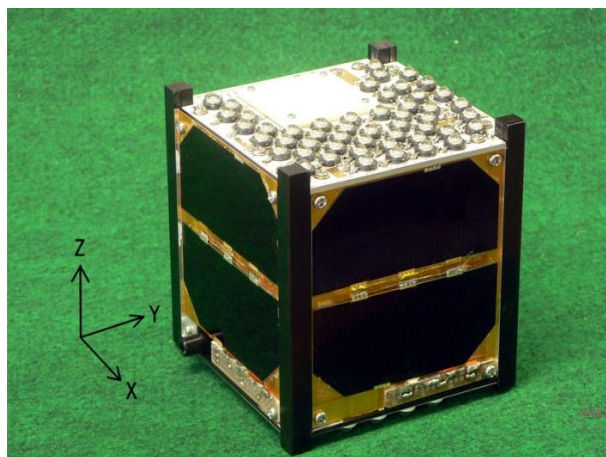


図 1. 超小型人工衛星 FITSAT-1

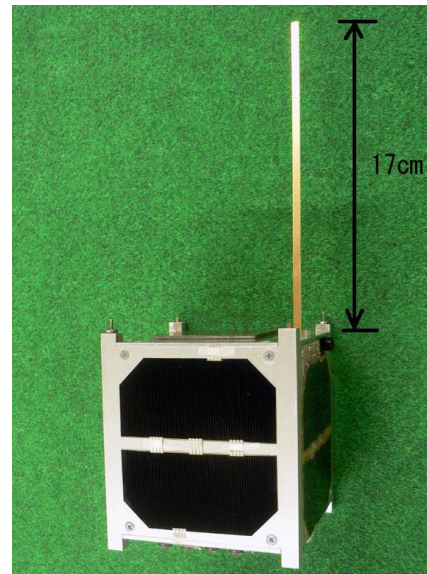


図 2. リン青銅のアンテナ伸展した様子

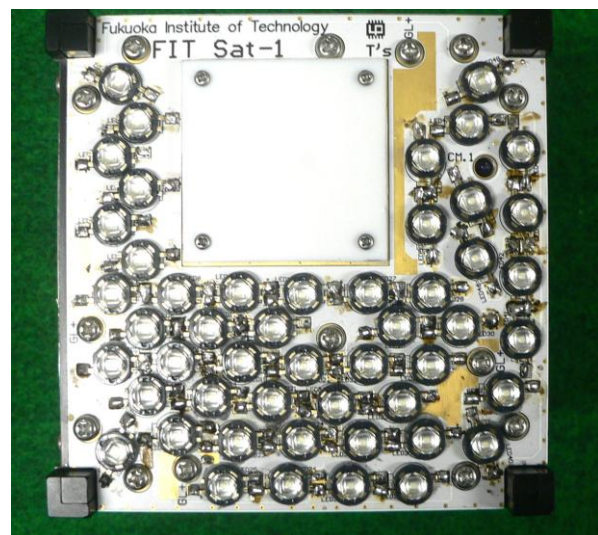


図 3. LED 取り付け面

LED の上面には 50 の青色 LED (波長: 520nm、定格定格電力 3W) が 50 個取り付けられている。放射角度は 120 度 (半値全幅) であり、このため地上における照度は下がる半面、照射領域は広がる。配線は 2 直列の 25 並列であり、3 直列のリチウムイオン電池で駆動される。駆動時の平均電力は約 25W (1 個当 0.5W)、ピーク電力は約 280W (1 個あたりは 5.5W) となる。光への変換効率は約 20% と測定された。照射時間は 3 分程度のため放熱は熱放射

には依らず、熱伝導により衛星本体に拡散することによる。

衛星の軌道高度はISSと同じ400程度と比較的低いため残留ガスがあり、これとの衝突により運動量を失って比較的早い時期にその寿命を終えることになる。こ JAXA の発表によるとこの衛星の諸元(高度、質量、断面積)から、寿命は100になるとのことである。(我々の試算によるともう少し長くなった)。長寿命の衛星を無制限に飛ばすことは、最近問題度になっている宇宙でブリの発生を回避する観点から好ましくないとされている。



図4. ISS のロボットアームに取り付けられた衛星打出し用コンテナ (JAXA ホームページより転載)

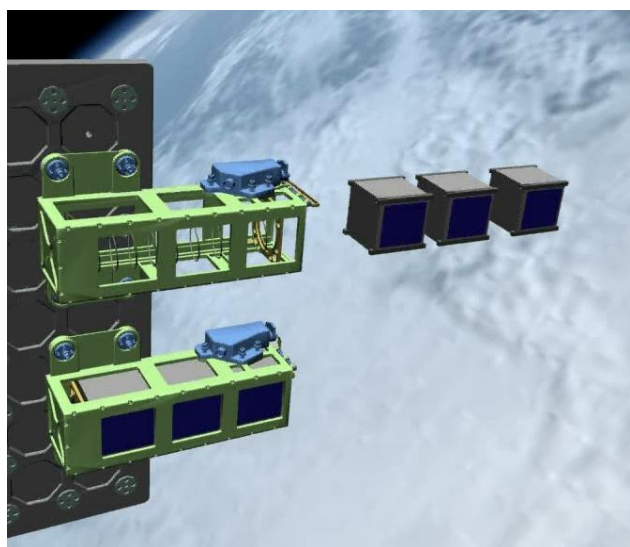


図5. 超小型衛星打出しの様子 (JAXA ホームページより転載)

図4. 及び図5. に ISS から放出される衛星の様子を示す。ISS の進行方向と逆方向に45度下法に向けて、時速約1km/時の速度で放出され、各々の小型衛星は端面に取り付けられた小型のばねで、5cm/秒の速度でゆっくりと離れてゆくように設計されている。

1.2 熱真空設計

衛星を熱環境の苛酷な宇宙空間で確実に動作させるためには、宇宙空間における衛星の各部の温度を計算し、その温度が種々の構成パーツの動作可能な許容範囲を超えないことをあらかじめ計算で確認し、さらに実験的にそのような温度状態を真空容器内で再現し、実際に動作することを確認しておく必要がある。

図.6 に宇宙空間における衛星の温度の算出するにあたって用いた熱のやり取りの関係を示す。まず衛星自身は電池本体と、外郭構造を含むその他の部分(本体部)に分けた。衛星のサイズが小さく、本体部は主としてアルミニウム構造の為に熱伝導がよく、また電池もそれ自身では熱伝導がよいため、それぞれの中では熱平衡が保たれているとして計算した本体部と電池部は熱伝導的にはほぼ隔離されているので放射熱による伝熱を仮定した。

衛星に入る熱量は①太陽からの直接の放射熱、②地球に一旦反射してからの放射熱、③地球自身による放射熱の合計である。③に関しては、衛星は常にうけているが、①と②に関しては日照時(衛星が太陽で照らされている場合)のみの照射となり、日照率は、太陽と地球と衛星の位置関係が変わるため、最大100%から62%まで季節により変化する。

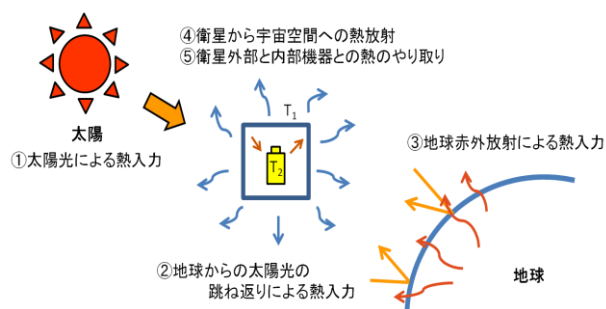


図6. 衛星の熱計算の基礎となる熱のやり取り

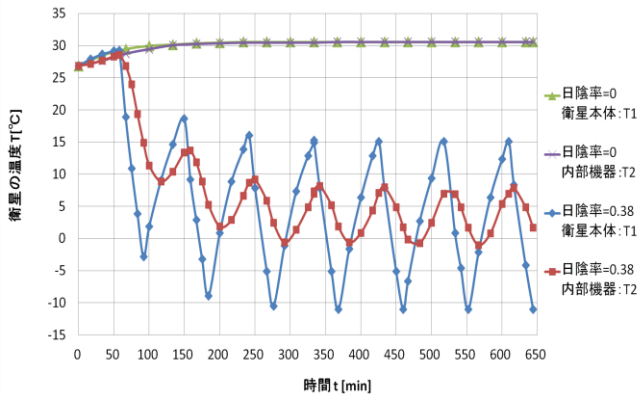


図 7. 日陰率を変えたときの衛星表面(本体部)と電池の温度変化

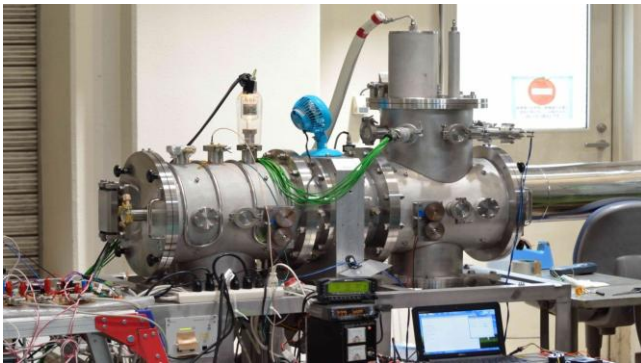


図 8. 九州工業大学超小型衛星試験センターの熱真空試験装置の外観

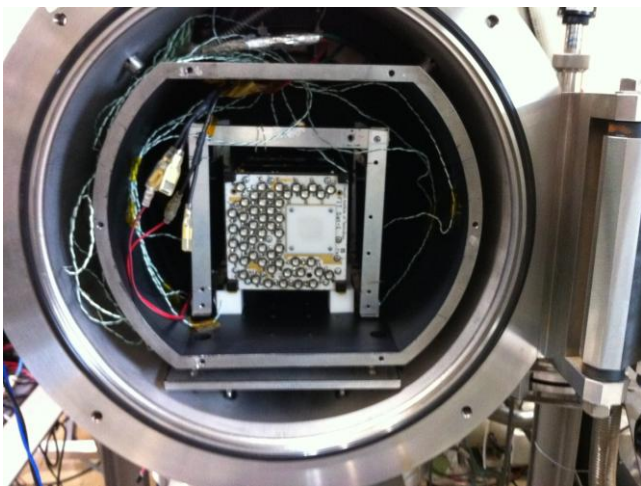


図 9. 九州工業大学超小型衛星試験センターの熱真空試験装置の内部

逆に、日陰率は 0% から 38% まで変化する。

図 7 は、本体部の熱容量は同じ質量のアルミニウムであると仮定し、衛星表面の各部位の遠赤外放射率(吸収率)可視域における吸収率を用いて、

衛星の本体温度 $T1$ と電池温度 $T2$ に関する連立微分方程式を解いた結果である。初期条件は背摂氏 26 度とした。日陰率 0% のとき衛星全体は約摂氏 30 度で飽和し、日陰率 38% のとき本体部は摂氏 -12 度まで下がっていることが分かる。この温度範囲は、搭載する電池や電気回路の許容動作範囲内である。

1.3 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で行われた。この様子を図 8 及び図 9 に示す。

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を確認した。

1.4 振動試験

ロケット打ち上げ時の振動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。試験装置は九州工業大学超小型衛星試験センターで行われた。

図 10 にロケットの振動モードを、図 11 に振動試験装置とこれに設置された衛星の様子を示す。地通常の大きな衛星と比較して、こ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ためもあって、特段の問題点は発生しなかった。

1.5 構造強度計算

衛星は発射時の加速度に対抗する構造強度を持つ必要がある。ソリッドワークスによる外郭構造の強度計算や理論解析による締め付けねじへの熱応力解析等が行われたが、全ての部位で十分な安全率が見積もられ、構造上問題となる部位は見つからなかった。

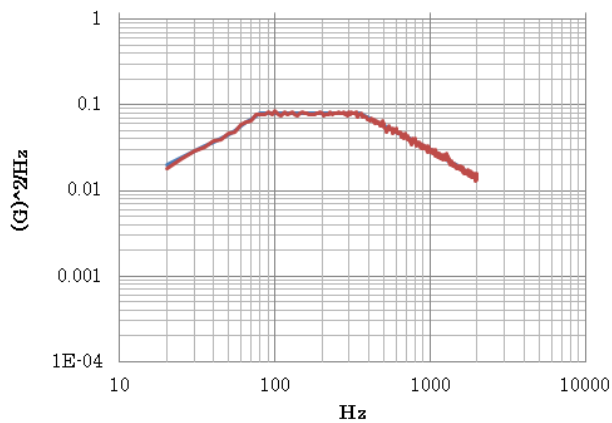


図 10. 振動試験時の震度露スペクトル



図 11. 九州工業大学超小型衛星試験センターの真相試験装置と FITSAT-1 その他の安全対策

2. 帯域増幅器による LED 光信号の S/N の向上

図 11 に示すように、S/N の向上を図るため、10Hz の LED 信号をさらに 5 kHz で変調した。

図 12 に示すような帯域増幅特性を持つフィードバックによる帯域増幅器を開発・試作した。帯域幅は 100Hz (Q 値では 50) 前後で変えることができるが、発振を避けるために 150Hz 程度に止めている。マクロパルスの中の μ パルスの個数は 150 個なので、変調による周波数の広がりとは約 30Hz 程度と見積もられ、帯域増幅器のそれより十分せまくなっている。

実際に飛ばす衛星と同様のもの福岡工業大学のから約 12km 離れた海岸に持って行き、観測システ



図 12. LED 光信号の時間構造

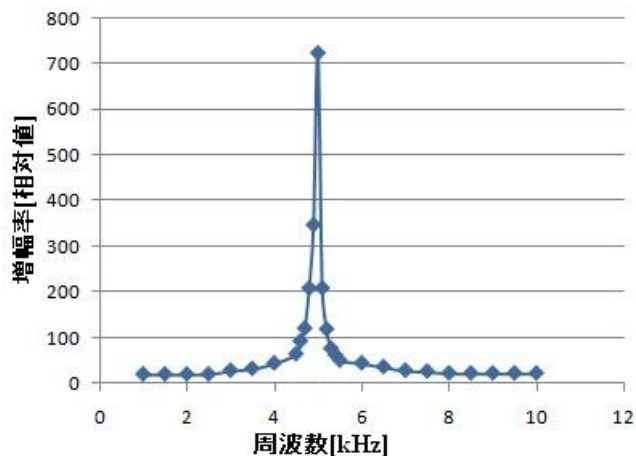


図 13. 帯域増幅器の増幅特性



図 14. マイクロ波・LED 光観測システム

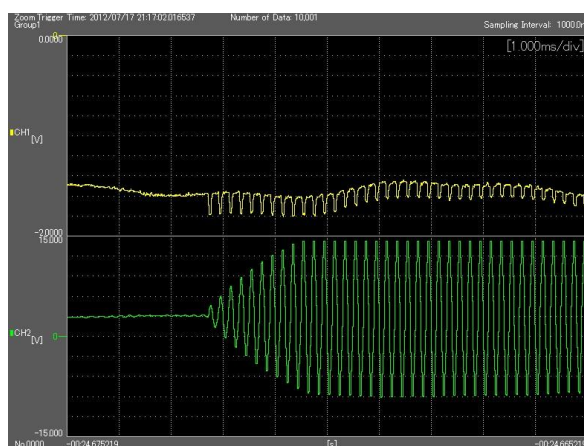


図 15. 帯域増幅器による S/N の向上

ムを学内の 8 階建ての建物の屋上に設置し、LED 光信号を観測したときの様子を図 14 に示す。パラボラと望遠鏡はそれぞれマイクロ波と LED 光の観測用である。

図 15 にその時の LED 光の測定結果を示す。上の波形は帯域増幅器を通過させる前の信号、下の波形は帯域増幅器を通過した後の信号である。この実験では、LED の発光減(衛星)が都会の中にあるため、

迷光(大気による都会の照明の散乱光)が極端に大きく、光電子増倍管のゲインを 1.1kV までしか上げることができなかった(通常は 2KV)が、大幅な S/N の向上が見られた。

現在 FITSAT-1 は ISS の中で 9 月に予定されている放出を待っている。福岡工業大学の小型衛星グループは来る放出後の観測に向けて、屋外観測を含め種々の観測練習を行っている。