

平成 23 年度卒業論文

超小型人工衛星に関する研究

福岡工業大学 工学部

知能機械工学科

08E1012 大塚 俊輝 08E1031 曾田 高典

指導教員 河村 良行

指導院生 馮 愷華 溝口 由華

目次

第1章 緒言

第2章 衛星との通信方法

2.1 受信部（望遠鏡）

2.1.1 光信号受信の概要

2.1.2 望遠鏡の焦点位置

2.1.3 筒の製作

2.2 受信部の冷却装置

2.2.1 冷却装置の概要

2.2.2 実験方法

2.2.3 実験条件

2.2.4 実験結果

2.3 迷光実験

2.3.1 迷光実験の概要

2.3.2 実験装置

2.3.3 実験方法

2.3.4 実験条件

2.3.5 実験結果

第3章 衛星搭載装置

3.1 LED 発光装置

3.1.1 LED 発光装置概要

3.1.2 パルス点灯回路の製作

3.1.3 duty 比による LED の比較

3.1.4 LED の比較

3.1.5 LED の選定

3.1.6 LED の固定方法

3.1.7 LED 発光装置の製作

3.1.8 LED 発光装置の比較

3.2 アンテナ展開機構

3.2.1 アンテナ展開機構の概要

3.2.2 サーボモータの改良

3.2.2 アンテナ展開機構の部品概要

3.2.3 低温内動作実験 実験方法

3.2.4 低温内動作実験 実験結果

3.3 衛星試作モデル

性能評価試験（振動試験・熱真空試験）

第4章 結言

第 1 章

緒 言

近年、国際宇宙ステーション（ISS）の開発をはじめ、中国、ロシア、インドなどの各国が独自の人工衛星を打ち上げるなど宇宙開発が進んでいる。なかでも、超小型人工衛星はこれまでの人工衛星よりも低コストで開発・製作でき、地球上の生物や気象の観測、衛星－地上間の通信が可能なことから新たな宇宙開発の方法として注目されている。宇宙開発が身近になったことで、大学や高等専門学校では超小型人工衛星に関する研究・開発が積極的に行われるようになった。実際に、東京大学の「XI-VI」（サイフォー）や東京工業大学の「CUTE-1」といった衛星が、打ち上げ・運用に成功している。また、毎年衛星設計コンテストが開催されるなど今後の宇宙開発に期待がされている。

今回、本大学でも超小型人工衛星を開発する「FIT-SAT」プロジェクトが始動した。このプロジェクトは宇宙航空研究開発機構（JAXA）が公募した国際宇宙ステーションの日本実験棟「きぼう」から放出される実験に選ばれた。FIT-SAT は平成 24 年 9 月に相乗り衛星として打ち上げられる。

本研究では、LED 発光装置・アンテナ展開機構の開発、振動試験、熱真空試験、迷光の測定、観測時の冷却用実験を行った。

第 2 章

衛星との通信方法

2.1 受信部（望遠鏡）

2.1.1 光信号受信の概要

衛星に搭載している LED は、地上で観測すると微弱光となる。そこで望遠鏡に光電子増倍管を用いることで、微弱光を検出することができる。この章では光電子増倍管を搭載するまでの準備、望遠鏡への固定、観測時の課題について述べる。

2.1.2 望遠鏡の焦点位置

(1) 実験手順

まず、準備として望遠鏡の焦点位置を計測した。手順を以下に示す。

- ①望遠鏡とハロゲンランプを 60[m]（廊下）離して設置する。
- ②望遠鏡に接眼レンズを取り付け、ハロゲンランプの方向とピントを合わせる。
- ③接眼レンズを取り外し、ハロゲンランプを点灯する。
- ④紙を図の位置に持ち、ハロゲンランプの光を紙に映す。
- ⑤光の交点が一番小さい位置の距離 X を測定する。

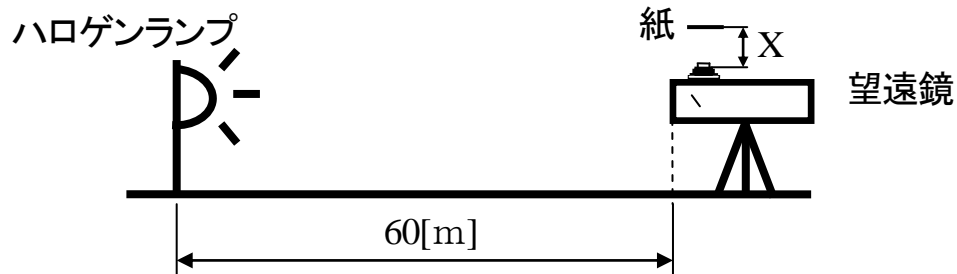


図 2.1 実験装置の構成

(2) 実験結果

距離 60[m] の焦点位置は $X=98[\text{mm}]$ となった。

(3) 望遠鏡の焦点位置補正

衛星と地上との距離を考慮して廊下との光の交点位置の誤差（ずれ）を計算した。計算はレンズの公式

$$\frac{1}{f} = \frac{1}{a} + \frac{1}{b} \quad (2.1)$$

を用いた。 f 、 a 、 b の値は

f : 対物レンズ焦点距離 (1.2[m])

a : 物面から主点までの距離 (廊下 : 60[m], 衛星-地上 : ∞ [m])

b : 主点から像面までの距離 (廊下 : b_1 [m], 衛星-地上 : b_2 [m])

である。

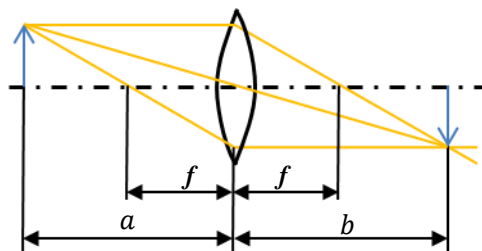


図 2.2 凸レンズ（実像）

廊下の場合は $b_1=1.224[\text{m}]$ ，衛星-地上の場合は $b_2=1.200[\text{m}]$ となり，誤差は $0.024[\text{m}]$ となった。

2.1.3 筒の製作

(1) 焦点の光の角度

次に筒の内径を決定するため，以下の式を用いて望遠鏡に入る光の角度を求めた。

$$\begin{aligned}\theta &= \frac{D}{f} & (2.2) \\ &= \frac{0.25}{1.2} = 0.208[\text{rad}] = 11.92[\text{deg}] \approx 12[\text{deg}]\end{aligned}$$

θ : 望遠鏡の光の角度 (deg)
 f : 対物レンズ焦点距離 (1.2[m])
 D : 対物レンズ有効径 (250 [mm])

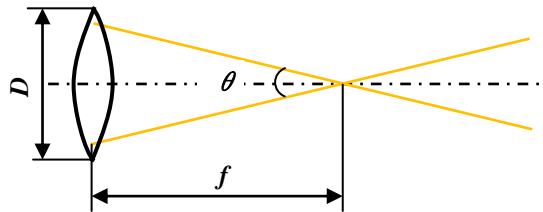
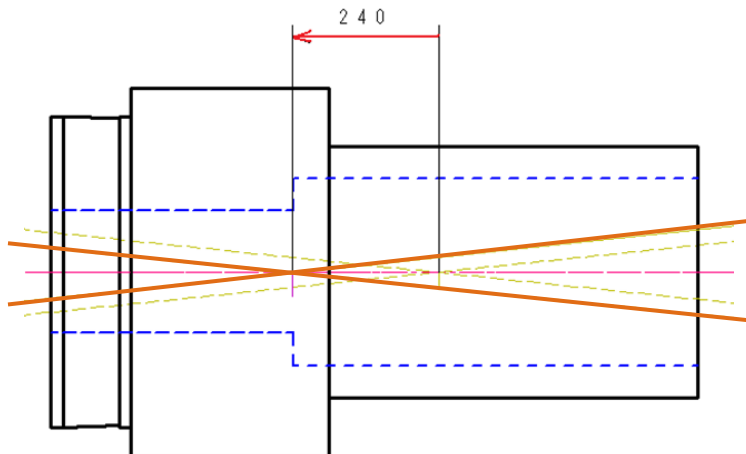


図 2.3 焦点の光の角度

(2) 筒の設計・製作

以上の計算を用いて光電子増倍管を固定するための筒の設計を行った。筒内の焦点位置補正を図 2.4，設計図を図 2.5 に示す。望遠鏡の焦点位置の補正を考慮して，光電子増倍管の受光面を焦点付近に合わせた。この筒は H10721-20 (浜松ホトニクス社製) の光電子増倍管用である。

設計図より，旋盤・フライス盤・ボール盤を使用して機械加工を行った。材料はアルミの円柱 ($\phi 60[\text{mm}]$) を使用した。筒には平面加工を行い，冷却装置 (ペルチェ素子) を取り付けられることができるようにした。蓋には光電子増倍管のコードを通すための穴をあけた。実際に筒に光電子増倍管を入れ，蓋をするとしっかり固定することができた。



破線 (黄) : b_1 ，実線 (橙) : 補正後

図 2.4 筒内の焦点位置補正

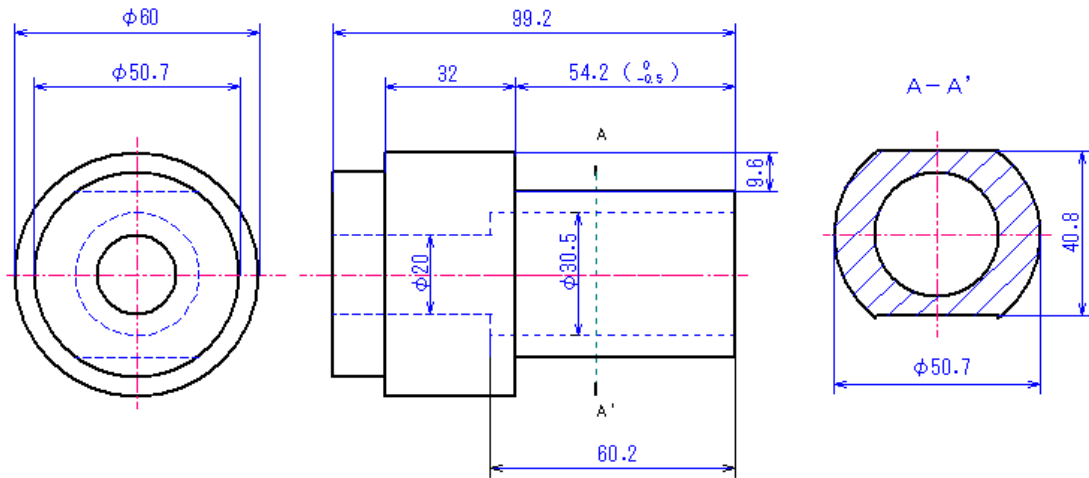


図 2.5 筒内の焦点位置補正

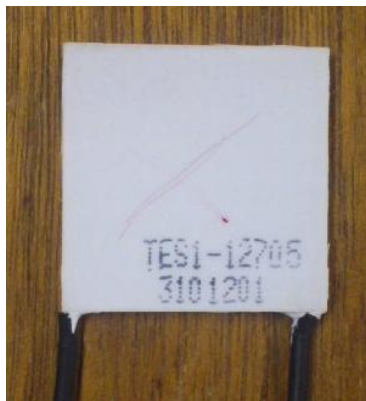
2.2 受信部の冷却装置

2.2.1 冷却装置の概要

通信の受信部に使用する光電子増倍管の周辺温度上昇によるノイズ（暗電流）を低減するために冷却装置を製作した。冷却装置にはペルチェ素子（図 2.6）とドライアイスを使用して、以下の実験で比較して冷却装置に最適なものを選んだ。

(1) ペルチェ素子の場合

ペルチェ素子を図 2.6、ペルチェ素子の冷却装置の外観を図 2.7 に示す。製作した筒（平面部両面）に熱伝導両面テープでペルチェ素子を貼り付けた。ペルチェ素子の発熱側に熱を逃がすためのヒートシンクを熱伝導両面テープで取り付け、そして DC ファンを結束バンドで固定した。筒の外面には断熱シールを貼った。筒の内面には、温度測定時の放射温度計の反射を防ぐために黒スプレーを塗布した。



12[V]用 (4~16.8[V])
 5[A]max
 最大吸熱量 38[W]
 外径 30[mm]×30[mm]×3.8[mm]
 最大温度差 70[°C]



定格 DC12[V] 0.14[A]
 外径 50[mm]×50[mm]×10[mm]
 羽根 11 枚

図 2.6 ペルチェ素子と DC ファン

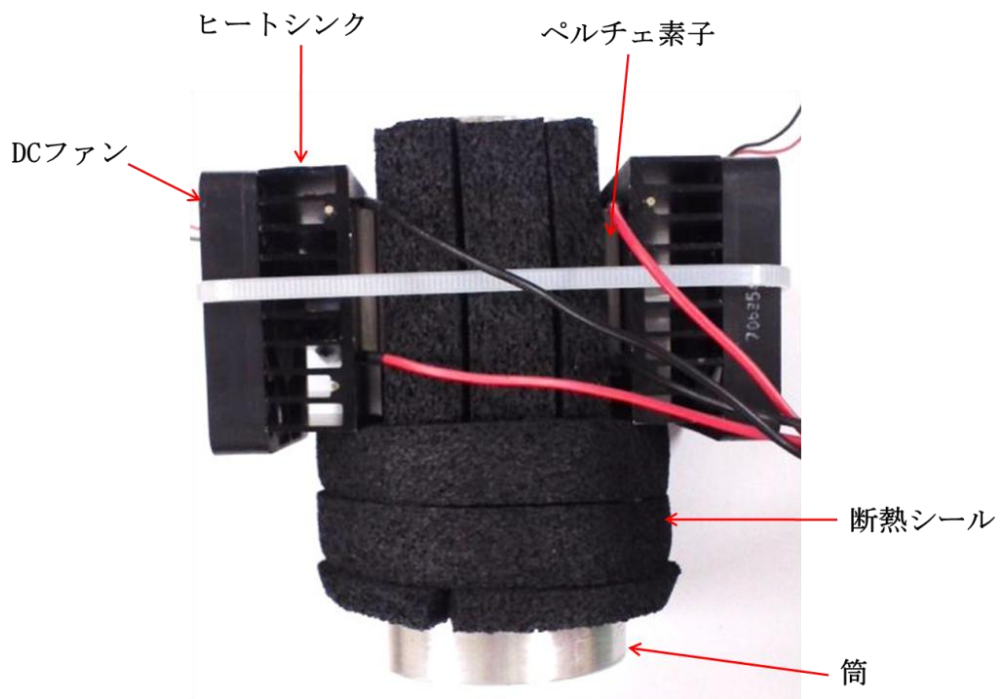


図2.7 冷却装置の外観（ペルチェ素子）

ペルチェ素子を4つ使用する時は，発熱面と吸熱面を重ね，熱伝導両面テープで取り付けた．ペルチェ素子の電線は図2.8のように接続して，直流になるようにした．

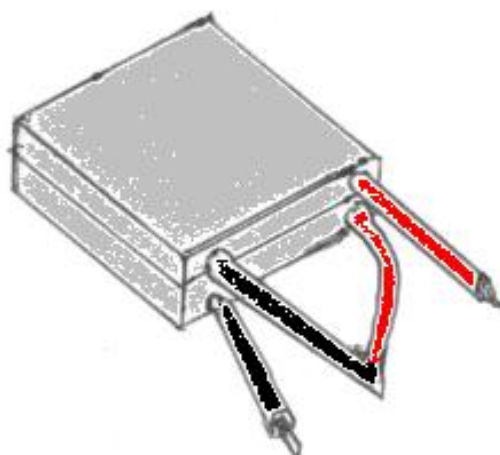
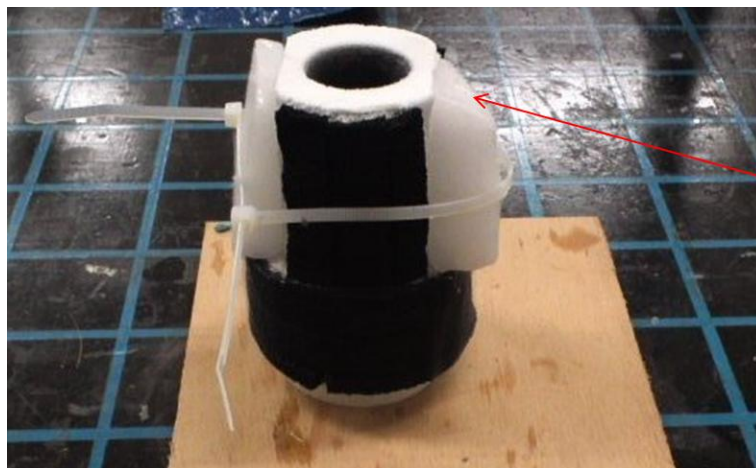


図2.8 ペルチェ素子4つ（片面2つ）の取り付け方

(2) ドライアイスの場合

ドライアイスの冷却装置の外観を図 2.9 に示す。製作した筒（平面部両面）にドライアイスを結束バンドで固定した。



ドライアイス
(40×60×20)

図 2.9 冷却装置の外観（ドライアイス）

2.2.2 実験方法

(1) ペルチェ素子の場合

ペルチェ素子による冷却の実験の様子を図 2.10、実験方法を以下に示す。

- ①ペルチェ素子それぞれに直流電源をつなぐ。（電圧：4～12[V]）
- ②DC ファンがある場合、DC ファンに直流電源をつなぐ。（電圧：12[V]，電流：0.25[A]）
- ③直流電源をつけ、15 分間冷却する。
- ④定開始時点（0 分）から 15 分間 1 分毎に筒内面の温度測定を行う。
温度測定は放射温度計を使用する（図 2.11）。
- ⑤ペルチェ素子・ヒートシンク・DC ファンの数や電圧を変えた時の冷却効果の比較をする。

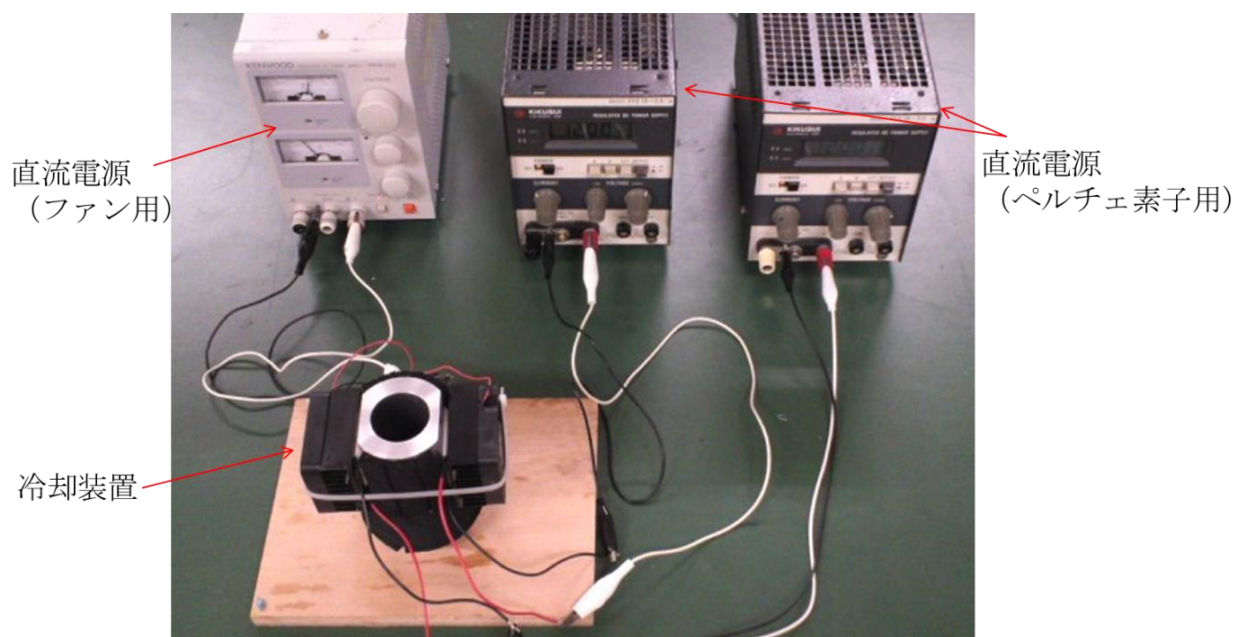


図 2.10 ペルチェ素子による冷却実験の様子



図 2.11 放射温度計（ -50°C ～ 550°C ）と測定の様子

(2) ドライアイスの場合

ドライアイスによる冷却の実験方法を以下に示す。

- ② ライアスを筒に取り付け、15 分間冷却する。
- ②測定開始時点（0 分）から 15 分間 1 分毎に筒内面の温度測定を行う。

2.2.3 実験条件

冷却の実験条件を以下に示し、実験条件①～⑦を参考図に示す（図 2.12）。

(1) ペルチェ素子 2 つ

- ① ヒートシンク：2 つ，ファン：なし，断熱シールなし
- ② ヒートシンク：2 つ，ファン：2 つ（風向き：内側）
- ③ ヒートシンク：2 つ，ファン：2 つ（風向き：外側）
- ④ ヒートシンク：4 つ，ファン：2 つ（風向き：内側）
- ⑤ ヒートシンク：4 つ，ファン：4 つ（風向き：内側）
- ⑥

(2) ペルチェ素子 4 つ

- ⑥ヒートシンク：2 つ，ファン：2 つ（風向き：内側）

(3) ドライアイス

- ⑦ $40 \times 60 \times 20[\text{mm}]$ ：2 つ

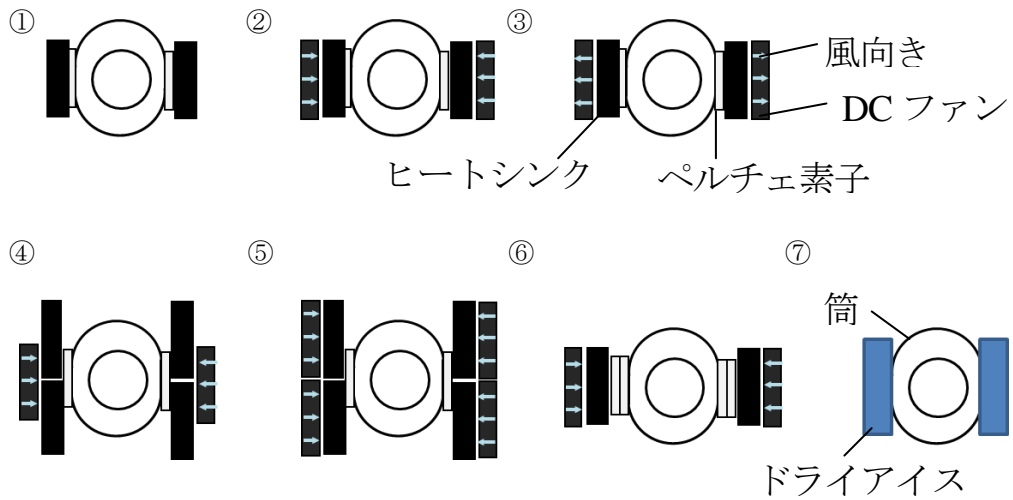


図 2.12 実験条件の参考図

2.2.4 実験結果

(1) 条件①の場合

ペルチェ素子の直流電源の電圧 6.2[V] で実験を行うと、測定開始時の +1.1℃ となった。これはヒートシンクの熱が筒に伝わったためと考えられ、DC ファンと断熱シールを取り付ける必要があると判断した。

(2) 条件②, ③の場合

ファンの向きを外向き・内向きで温度低下が大きい方を冷却に用いることにした。図 2.13 より、ファンの風向きが内向きの方が冷却効果が高いと考え、他の実験はファンを内向きにして実験を行った。

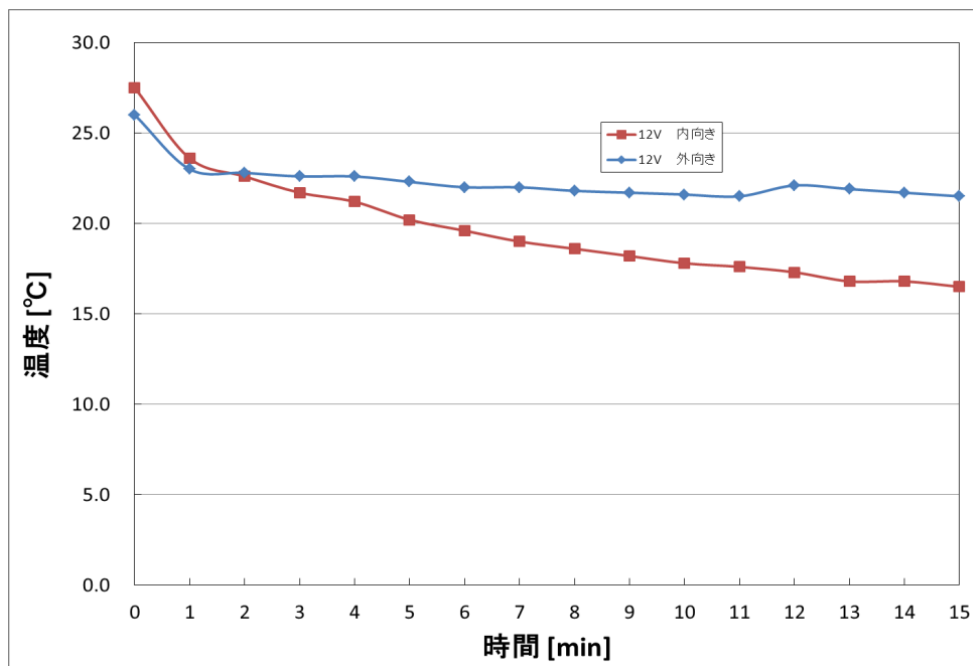


図 2.13 条件②③の場合の冷却結果

(3) 条件②～⑤の場合

条件②～⑤の冷却結果を図 2.13 に示す。図 2.14 より、条件②が冷却に一番良いと分かった。条件③、④はペルチェ素子とヒートシンクの接着が困難なことから、ヒートシンク 2 つ、DC ファン 2 つで十分だと考えられた。

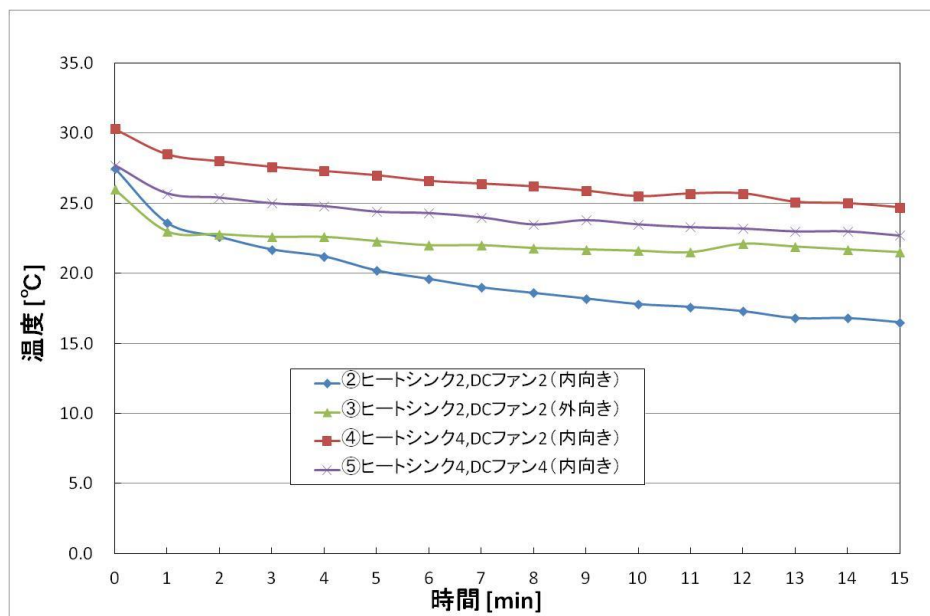


図 2.14 条件②～⑤の場合の冷却結果

(4) 条件⑥の場合

条件⑥の冷却結果を図 2.15 に示す。直流電源の電圧 4[V],6[V]を 15 分、電圧 7[V],8[V],12[V]は 15 分以降も温度が下がっていったため、40 分冷却を行った。40 分以降は一定になった。40 分の実験では筒に水滴が出たため、乾燥方法の検討していく必要がある。

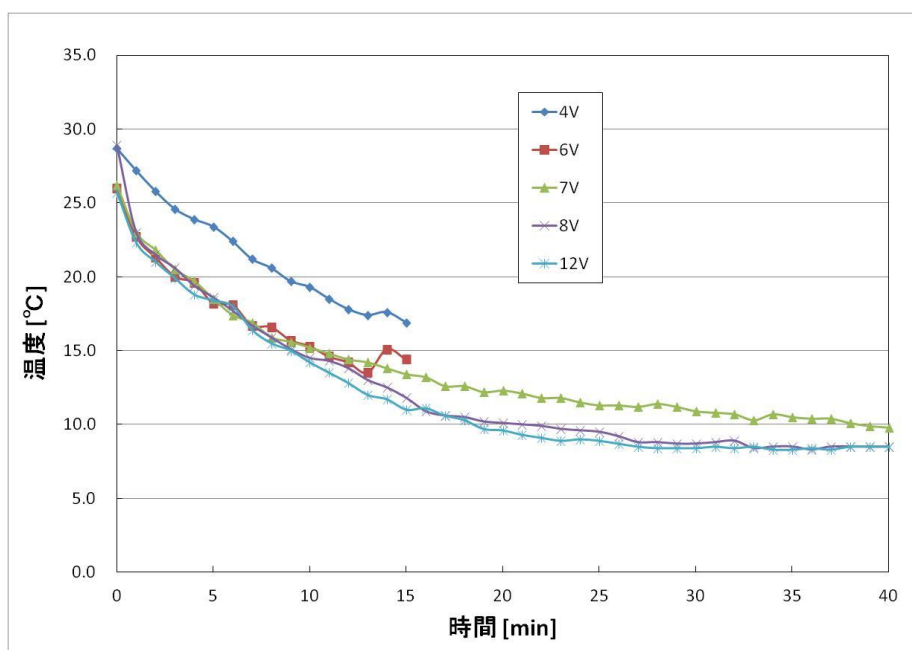


図 2.15 条件⑥の場合の冷却結果

(5) 条件⑦の場合

ドライアイスによる冷却結果を図 2.16 に示す。筒の温度は 15 分で 28.0 [°C] から -34.1 [°C] となった。ドライアイスの冷却効果は大きいですが、筒内の光電子増倍管の動作周囲温度が 5 [°C] 以上であるため、不適切であると判断した。

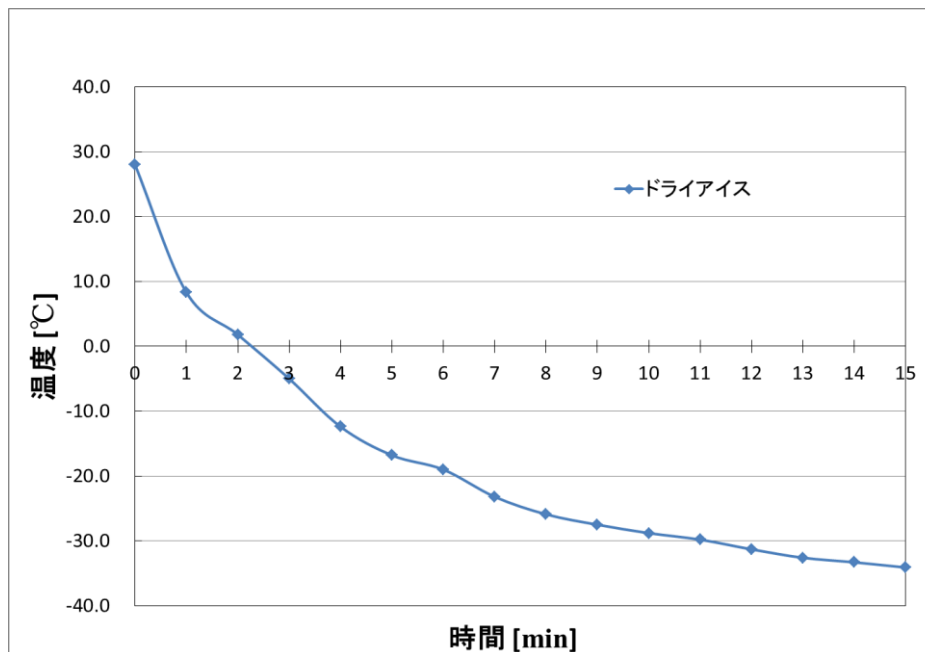


図 2.16 条件⑦の場合の冷却結果

(6) 考察

光電子増倍管の周辺温度調節は実験結果より、光電子増倍管の動作周囲温度範囲内であるペルチェ素子による冷却が良いと考えられる。特に条件⑥の場合の冷却結果が高いことから、ペルチェ素子を 4 つ使用することが適していると考えられる。他の条件では、ペルチェ素子にかかる電圧を大きいため消費電力 (=電流×電圧) が増加し、ペルチェ素子自体の発熱量が増え冷却効率が悪くなった可能性がある。今後は、電圧の条件を増やして冷却実験を行う必要がある。また、結露を防ぐための乾燥方法の検討も必要となる。

2.3 迷光実験

2.3.1 迷光実験の概要

地上から望遠鏡を使用して衛星観測を行う時に、衛星のLEDの光を受信する。しかし、観測時が夜であっても月・星の光や街の灯りなどがあるため、空は真っ暗とはいえない(図2.17-①)。これはLEDの光を受信することが困難になると考えられる。そこで、迷光(LED以外の光)を測定してLEDの光を受信できるかどうかの確認や受信部の改善(光電子増倍管の変更など)を行った。迷光の測定は図2.17の①・②の地点で行い、場所による比較を行った。



図2.17 迷光の測定

2.3.2 実験装置

迷光測定の実験装置の概略図を図2.18に示す。迷光の測定にはSky Explorer SE250N CR(ケンコー・トキナー社製)の望遠鏡, R955(浜松ホトニクス社製)の光電子増倍管を使用する。望遠鏡に付属の筒を介して光電子増倍管を取り付け、高電圧電源・オシロスコープを図のように取り付ける。バンドパスフィルターは筒の部分に取り付ける。

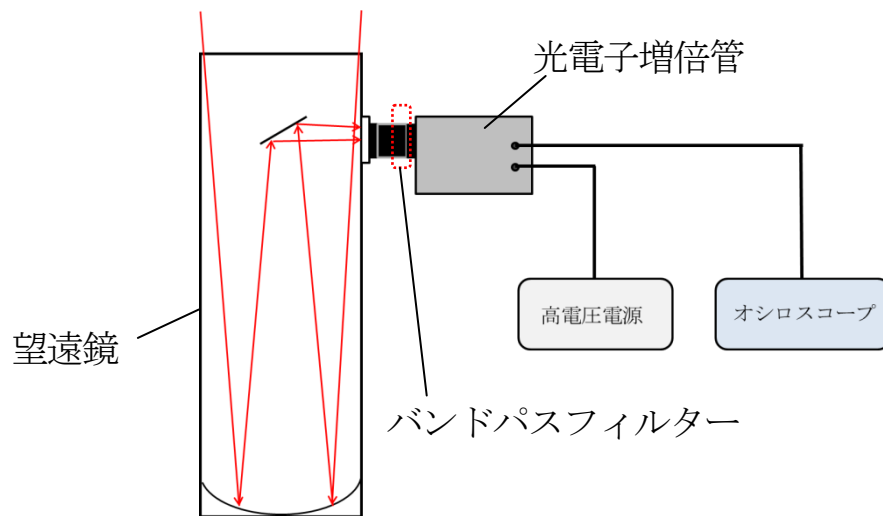


図2.18 実験装置の概略

2.3.3 実験方法

迷光の実験手順を以下に示す。

- ①望遠鏡の角度を決める。
- ②高電圧電源・オシロスコープの電源を入れる。
- ③望遠鏡の蓋をした状態で、暗電流を測定・出力データの保存をする。
- ④蓋を外し、フィルターがなしの状態での迷光の測定・出力データの保存をする。
- ⑤望遠鏡の角度を変えて、④の作業をする。
- ⑥フィルターを取り付け、④・⑤の作業をする。

2.3.4 実験条件

迷光実験の条件を以下に示す。

- ①実験場所：C棟屋上
天気：くもり（満月）
望遠鏡の方向：真上
光電子増倍管の印加電圧：500～1000[V]
バンドパスフィルター：緑・赤
オシロスコープのインピーダンス：1[MΩ]
- ②実験場所：志賀島
天気：晴れ（三日月）
望遠鏡の方向：真上・斜め45度（明るい方向・暗い方向）
光電子増倍管の印加電圧：1000[V]
バンドパスフィルター：緑・赤
オシロスコープのインピーダンス：1[MΩ]

2.3.5 実験結果

(1) 暗電流の測定結果

暗電流の測定結果を図 2.19 に示す。暗電流は

$$I = \frac{V}{R} \quad (2.3)$$

I ：暗電流[A]

V ：平均電圧[mV]

R ：オシロスコープのインピーダンス[Ω]

となる。2.3 式より暗電流は条件①の場合 1.74[nA]、条件②場合 2.00[nA]となった。暗電流は小さく、衛星観測に影響がないと考えられる。

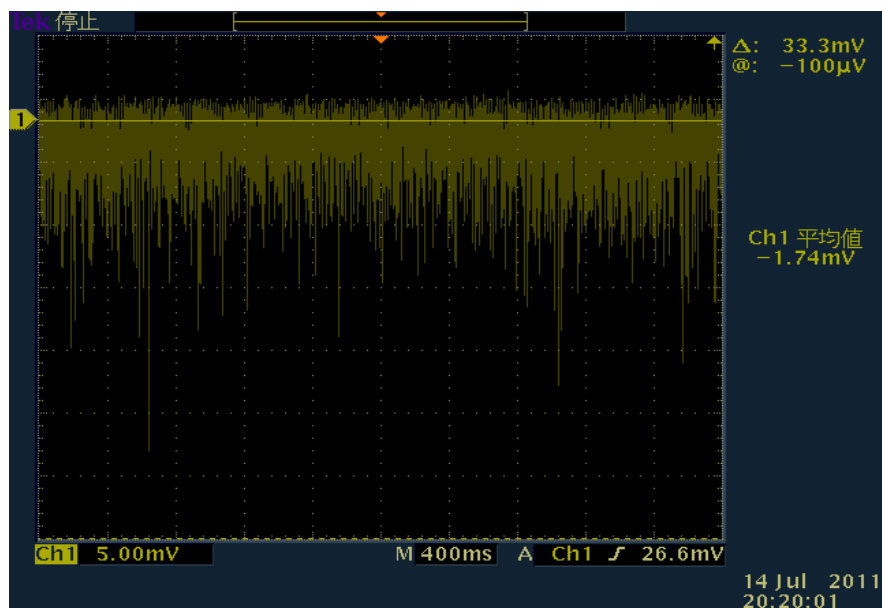


図 2.19 条件① 印加電圧 1000[V]時の暗電流

(2) 迷光の測定結果

条件①

条件①の迷光の測定結果を表 2.1, グラフ化したものを図 2.20 に示す. 表 2.1, 図 2.20 より, バンドパスフィルターを入れることで迷光が大幅に少なくなったことが分かった. また, 緑と赤のフィルターの電圧値に差がないことが分かった. 使用した光電子増倍管は赤より緑の方が感度は良いが, 電圧に差がないため赤フィルターの方が (実験時) 光量が大きいと考えられた.

今回, 迷光の波形が人工光 (街の光など) か自然光 (月光など) かを読み取ることができなかったため, オシロスコープの横軸の範囲 (400[ms]⇒4[ms]) を変え, 暗い場所・月の影響が少ない時に実験を行う必要がある.

表 2.1 条件①の迷光の測定結果

	フィルターなし	赤フィルター	緑フィルター
光電子増倍管の入力電圧[V]	オシロスコープ 電圧平均値[V]	オシロスコープ 電圧平均値[V]	オシロスコープ 電圧平均値[V]
500	-0.342	-0.0328	-0.023
600	-1.00	-	-
700	-2.33	-	-
800	-4.36	-0.283	-0.204
900	-5.96	-	-
1000	-7.62	-1.46	-1.29

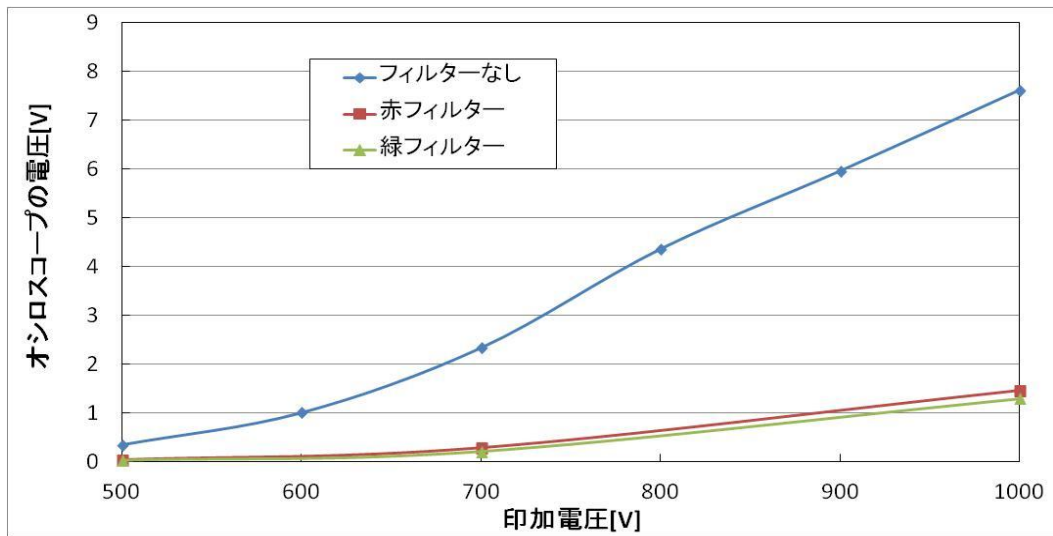


図 2.20 条件①の迷光の測定結果

条件②

条件②の迷光の測定結果を表 2.2 に示す。迷光の量を条件①の結果と比較すると、フィルターなしは約 1/5 倍、赤フィルターは約 1/6 倍、緑フィルターは約 1/8 倍少なくなった。実験は志賀島の山道で行ったため、月の灯りや街の光が少なかったことが迷光が減少したと考えられた。

図 2.21 より S/N 比を計算すると、AC 成分は 0.03[V]、予想される信号の出力が 0.1[V] の時、

$$\frac{S}{N} = \frac{0.1}{0.03} \approx 3.33 \quad (2.4)$$

となった。これは S/N 比が十分なため、衛星の観測の見通しが良いと考えられる。

表 2.2 条件②の迷光の測定結果

望遠鏡の角度	フィルターなし オシロスコープ 電圧平均値[V]	赤フィルター オシロスコープ 電圧平均値[V]	緑フィルター オシロスコープ 電圧平均値[V]
真上	-1.5	-0.25	-0.15
45度(明るい)	-3.20	-	-0.3
45度(暗い)	-1.8	-	-0.25

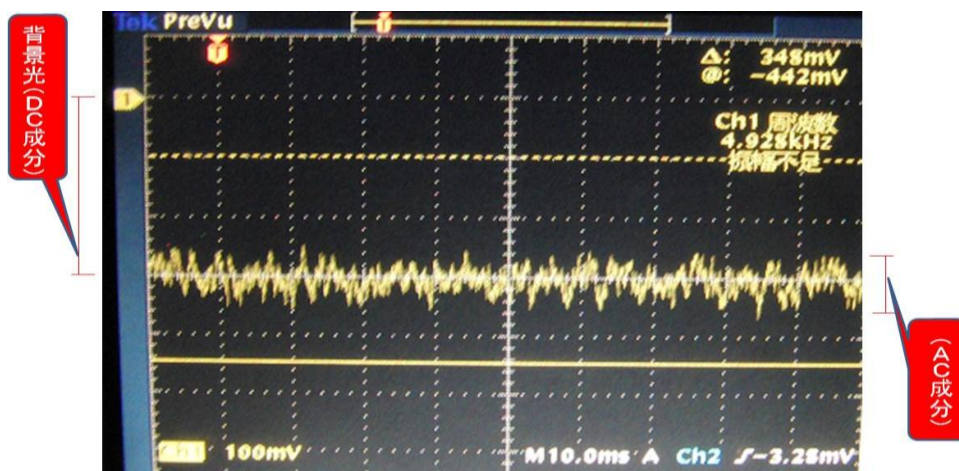


図 2.21 緑フィルター45度の迷光の出力図

第 3 章

衛星搭載装置

3.1 LED 発光装置

3.1.1 LED 発光装置概要

FIT-SAT のミッションでは、衛星 - 地上間の光通信として信号を取ることと、人工の星として衛星の光を目視出来るようにする必要がある。今回、その役割を果たす光源として LED を使用した。LED は、ハロゲンなどの他の光源に比べ長寿命・省電力・高速応答という特徴がある。そのため、宇宙での活動中の光源寿命の心配が少なく省電力であることから、発生電力の限られる超小型人工衛星に最適であると考えられる。また高速応答であり、電波に干渉せず地上にある病院や航空機などの精密機械に影響を与えないで通信が行えるという利点もある。

この LED を、衛星の 1 面に配置する装置を製作し、どのような特性があるのか実験して、LED 発光装置の最適発光方法について検討する。

3.1.2 パルス点灯回路の製作

今回、LED の発光方法はパルス点灯で行うことに決定した。FIT-SAT では、ミッション達成のために強い光を必要とする。しかし、光の強さを多く得ようとして LED に高い電力をかけて発光させると、熱を帯びてしまい焼損してしまう恐れがある。そこで LED の点灯方法を、短い時間の中で ON/OFF を繰り返すパルス点灯にした。このパルス点灯により、発熱が抑えられるようになった。また瞬間的に高い信号を発生させることができるので光信号の測定がしやすくなる利点を得られた。

以上のことより、LED をパルス点灯させる回路の製作を行った。最初の製作では、スイッチング素子にバイポーラ・トランジスタを用いていた。しかし、バイポーラ・トランジスタで LED のパルス点灯を行うと、回路内で電力損失が無視できないほどであったため、パワー MOS-FET（電界効果トランジスタ）を用いて回路を製作した。

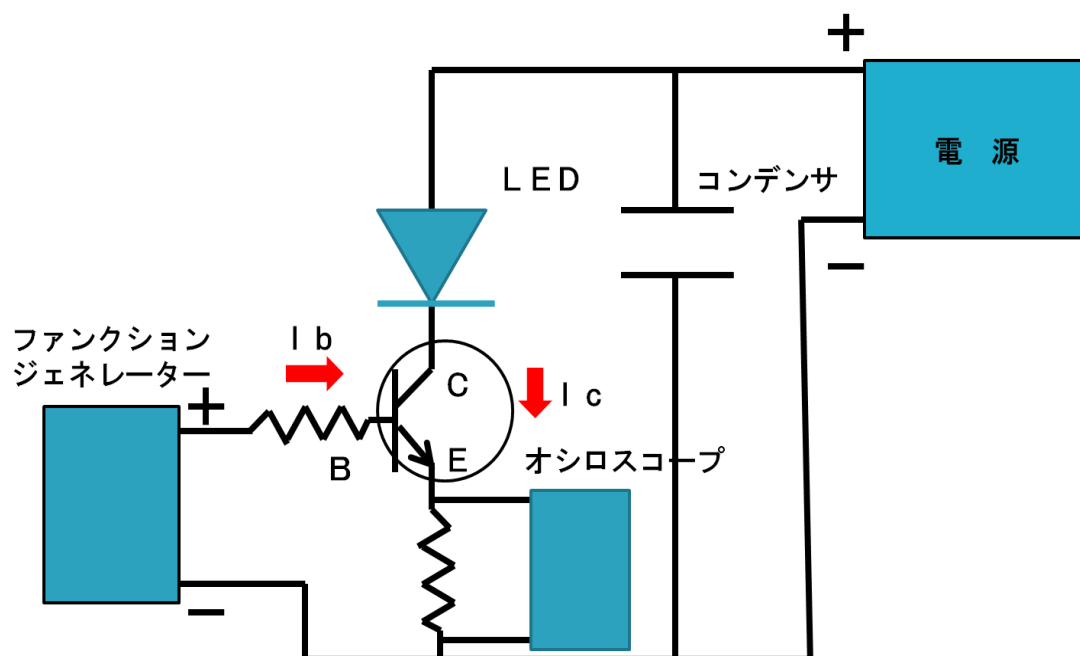


図 3.1 パルス点灯回路

3.1.3 duty 比による LED の比較

(1) 概要

duty 比による LED の特性に違いが見られるのか比較を行った。

(2) 実験方法

実験条件を表 3.1 のように設定し、図 3.3 のように LED などを配置して実験を行う。

表 3.1 実験条件

使用する LED	Seoul Semiconductor 社 3W ハイパワーLED (緑)
受光器と LED の距離	100 [mm]
周波数	100 [Hz]
アッテネーター	10 [%]
duty 比	1, 2, 5, 10, 20, 99 [%]
平均入力電力	最大で約 3 [W] まで

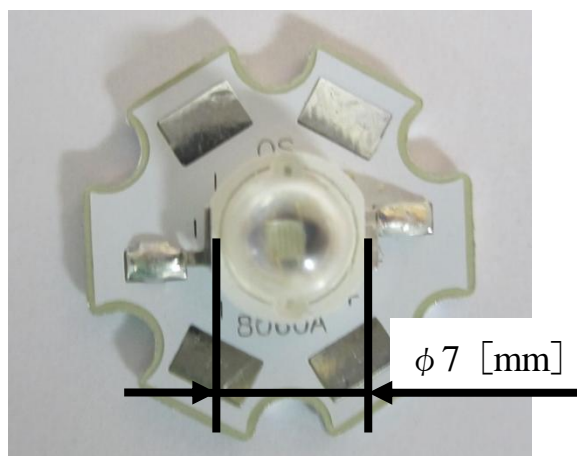


図 3.2 使用した 3W ハイパワーLED (放熱板付き)

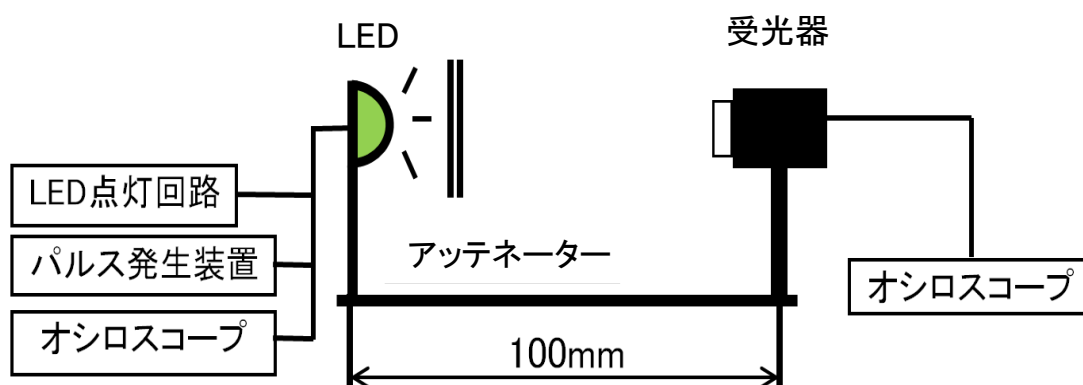


図 3.3 実験装置の構成

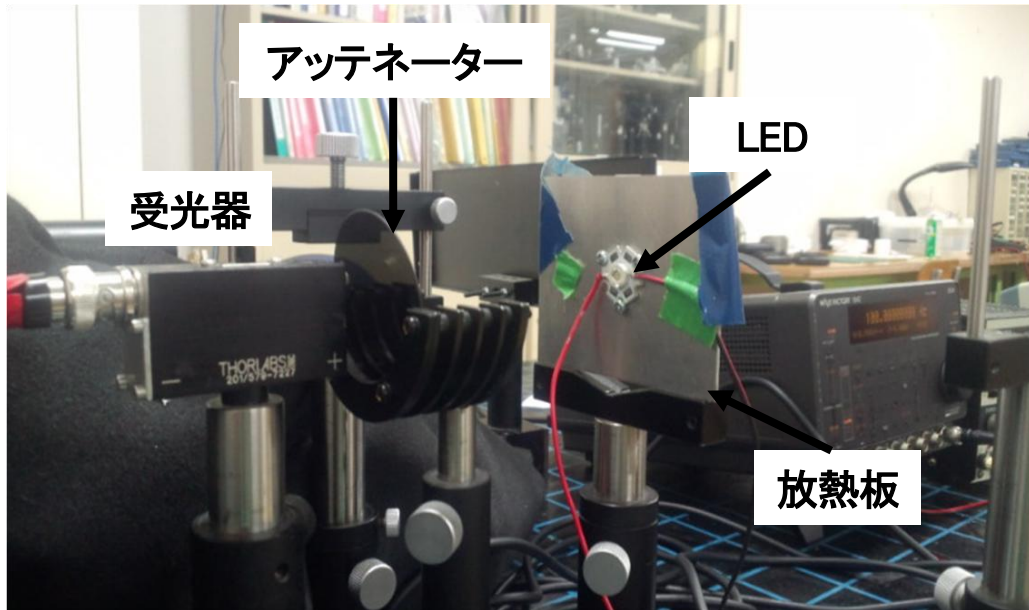


図 3.4 duty 比による瞬時光強度測定実験の様子

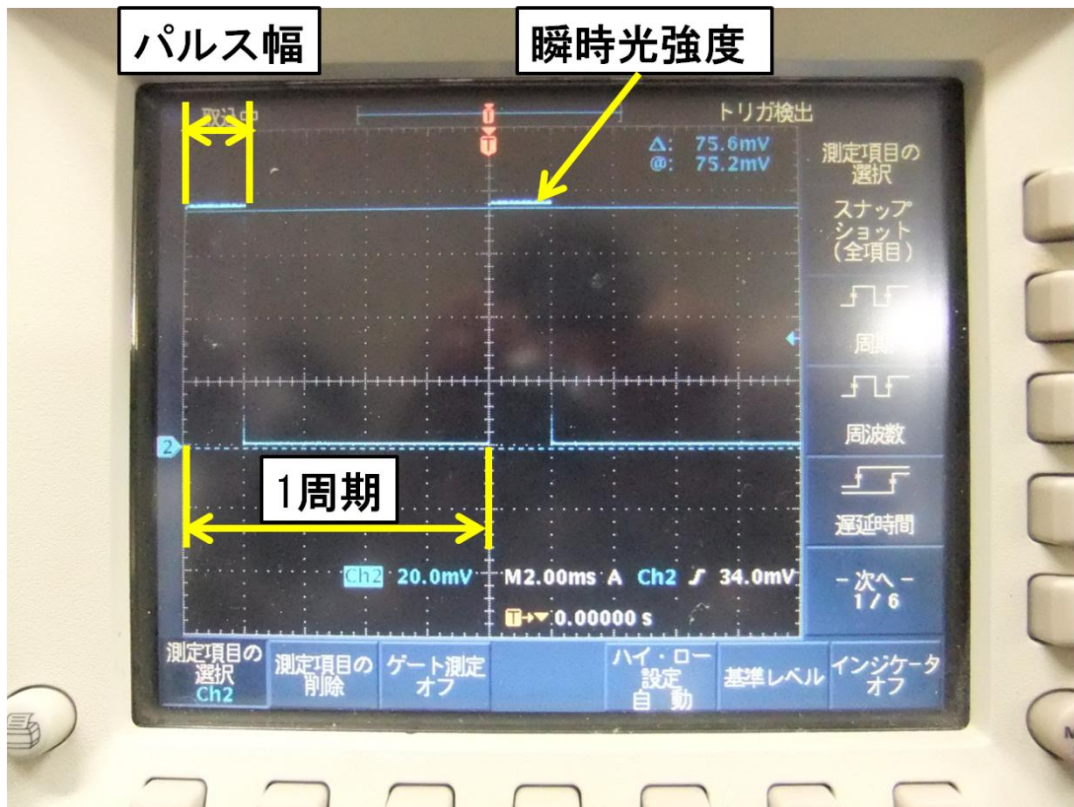


図 3.5 オシロスコープでの瞬時光強度の計測例

(3) 実験結果

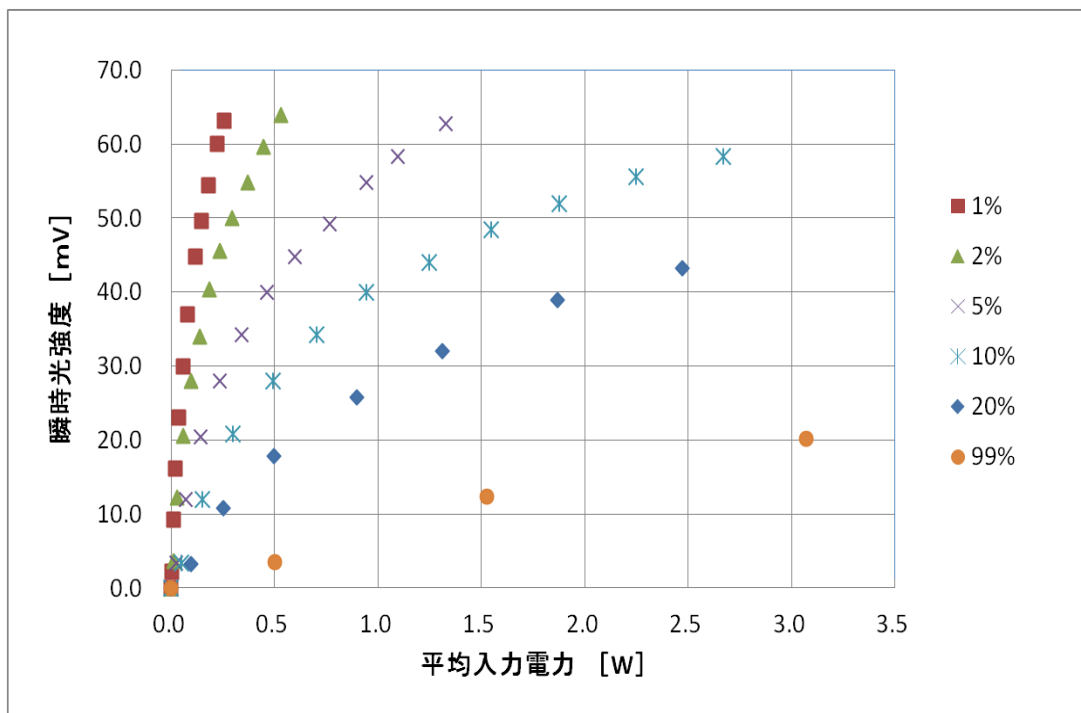


図 3.6 duty 比による平均入力電力 - 瞬時光強度の変化

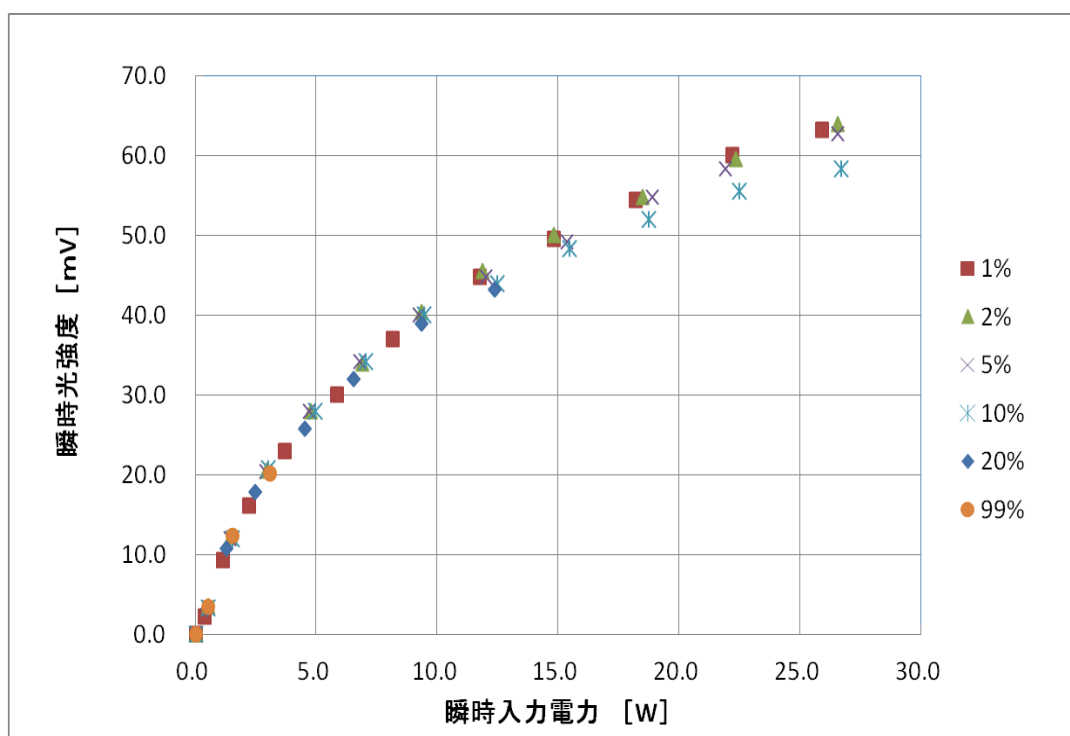


図 3.7 duty 比による瞬時入力電力 - 瞬時光強度の変化

(4) 考察

図 3.6 の結果から, duty 比最小の 1 [%] と最大の 99 [%] では, duty 比 1 [%] のほうが約 3 倍大きい瞬時光強度を示した. また, 図 3.7 より, duty 比が小さいほど瞬時入力電力が大きくなり, それと同時に瞬時光強度も大きくなった. しかし, 瞬時入力電力の増大によって, 瞬時光強度の線は徐々に傾いてきている. 傾きは duty 比が増加するほど大きい. 実際に高い瞬時電力での発光後, LED 裏面にある放熱板に触れると熱を帯びていた. これは, 入力した電力が徐々に熱に変換される割合が増加してきたためであると考えられる.

以上のことより, パルス点灯での duty 比をできるだけ小さくすることによって, 瞬時光強度を大きくできる. また, 発熱による発光効率の低下を防ぐ必要があると考えられる.

3.1.4 LED の比較

(1) 概要

3 種類の LED を用いて, LED の特性にどのような違いがあるのか比較を行った.

(2) 実験方法

3.1.3 と同様の方法で瞬時光強度の測定を行う. また, LED の違いによる照度角度の測定も行う. 実験条件を表 3.2 に示す.

表 3.2 実験条件

使用する LED	1 個 : Seoul Semiconductor 社 3W ハイパワー LED (緑) 36 個 : 企業の方が製作した LED (緑) 3 直列 × 12 並列 50 個 : 25W ハイパワー LED (白)
受光器と LED の距離	100 [mm]
周波数	100 [Hz]
アッテネーター	10 [%]
duty 比	10 [%]
平均入力電力	最大で約 3 [W] まで

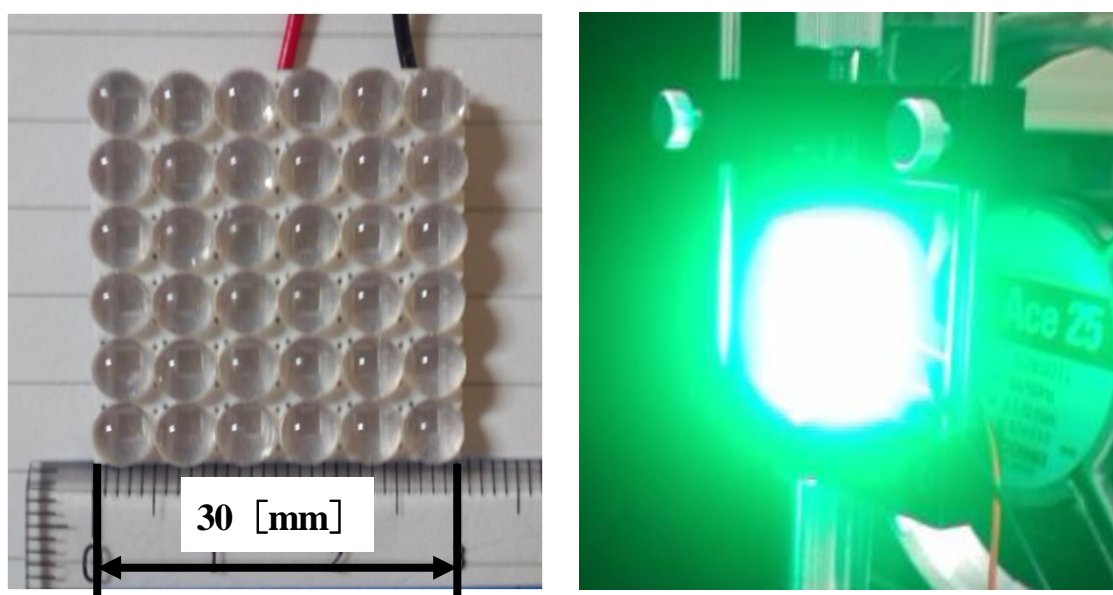


図 3.8 36 個 LED

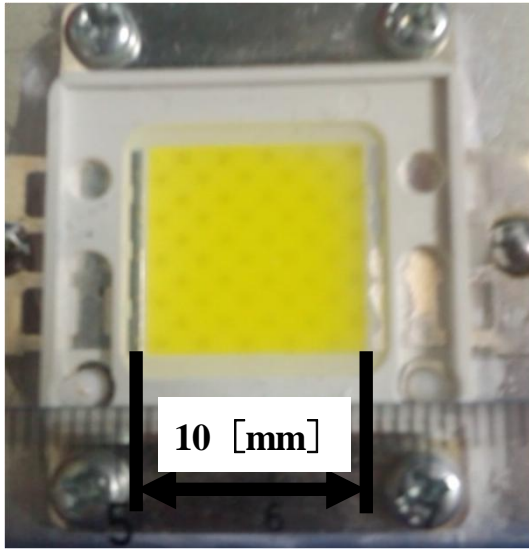


図 3.9 50 個 LED

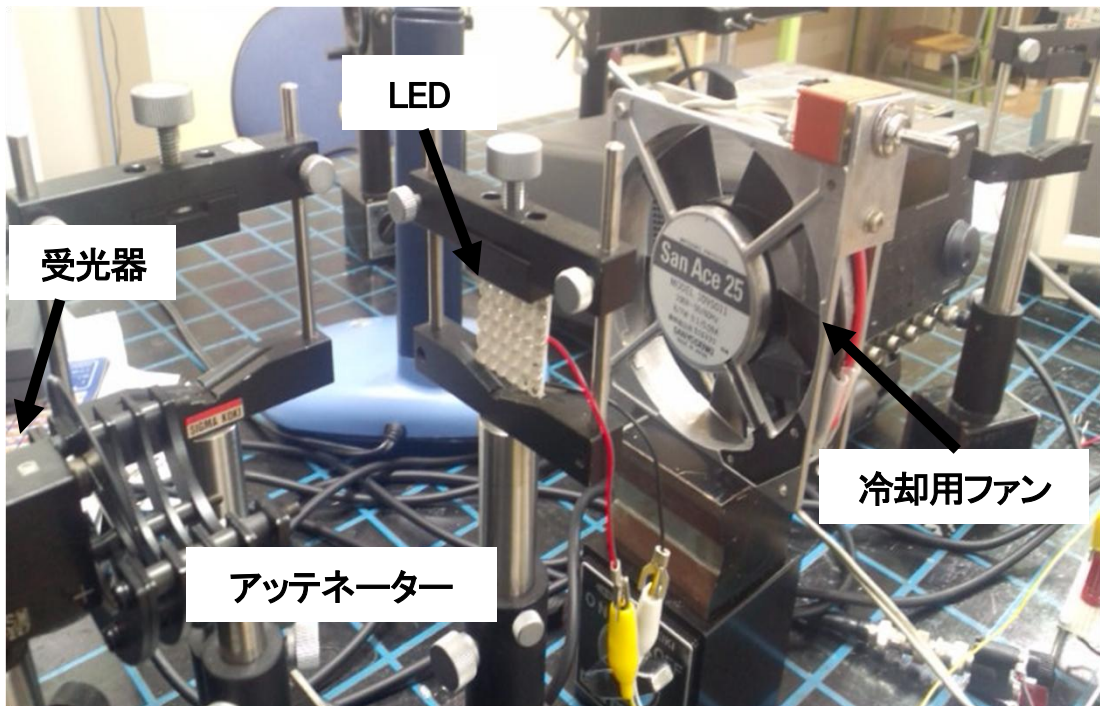


図 3.10 LED の違いによる瞬時光強度測定実験の様子

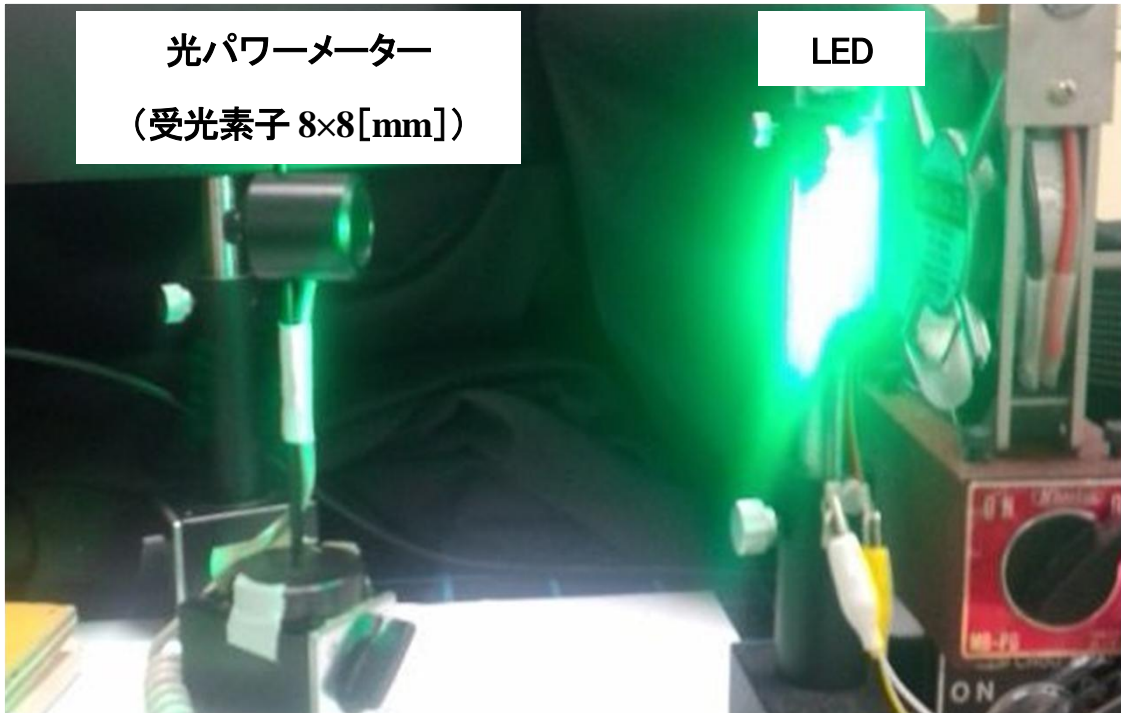


図 3.11 照度角度測定実験の様子

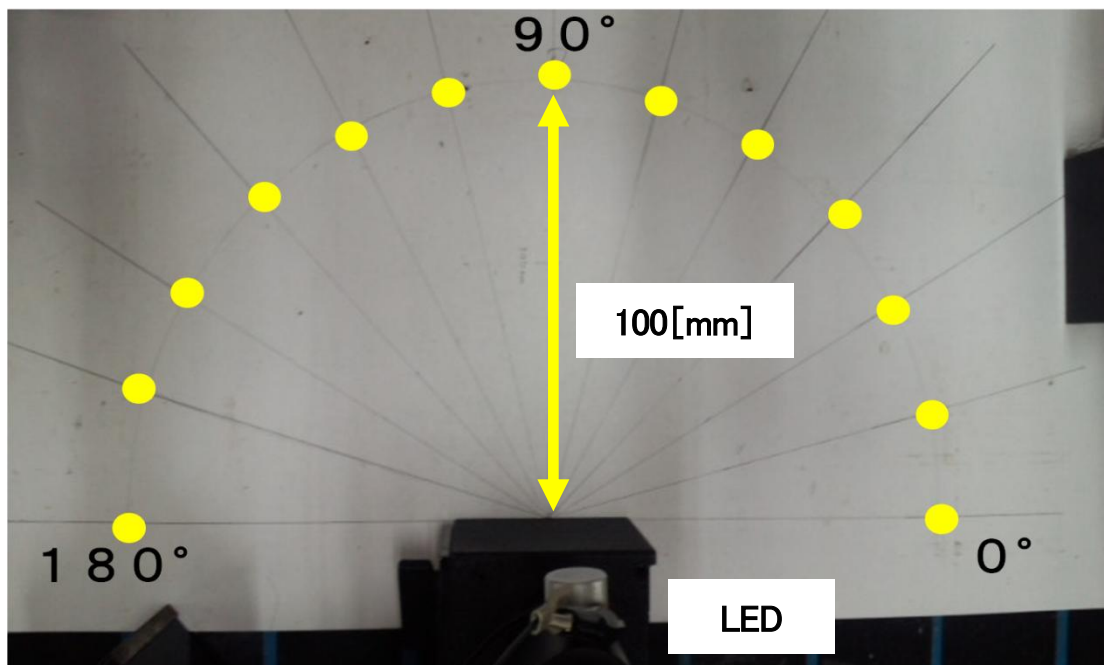


図 3.12 照度角度測定実験の範囲

(3) 実験結果

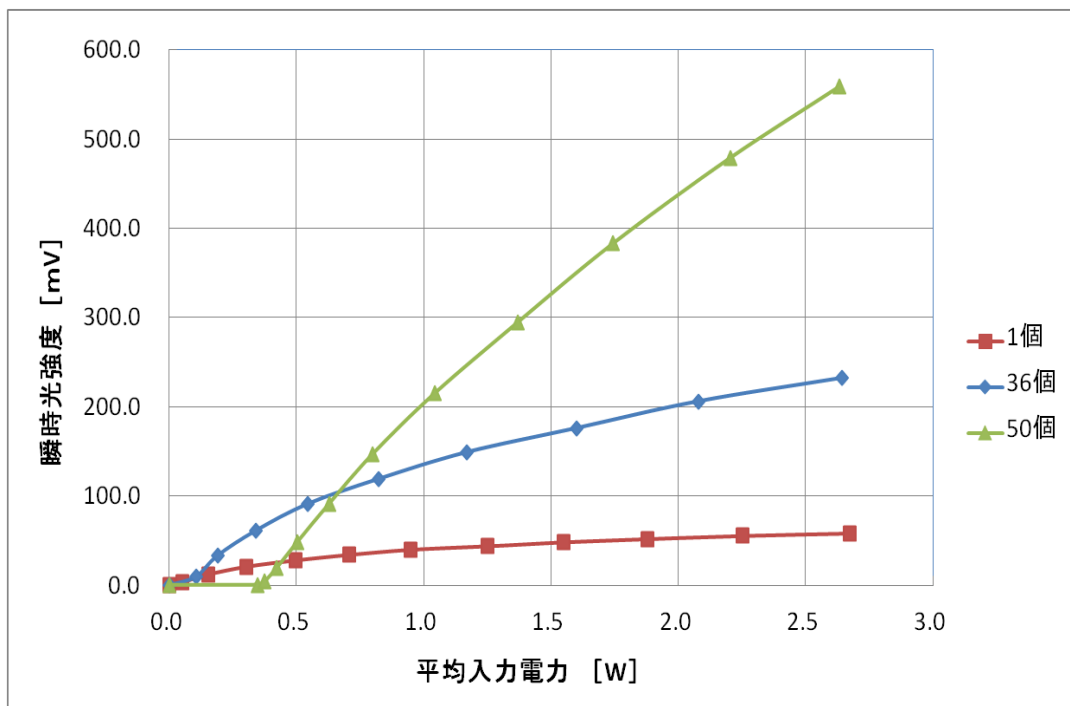


図 3.13 LED の違いによる平均入力電力－瞬時光強度の変化

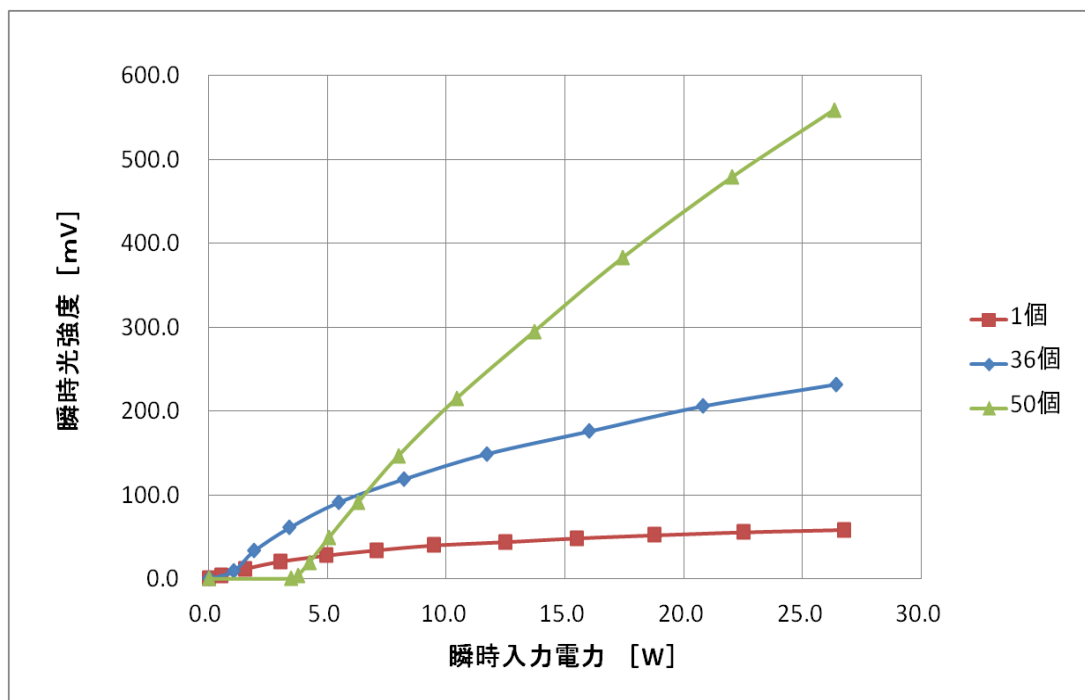


図 3.14 LED の違いによる瞬時入力電力－瞬時光強度の変化

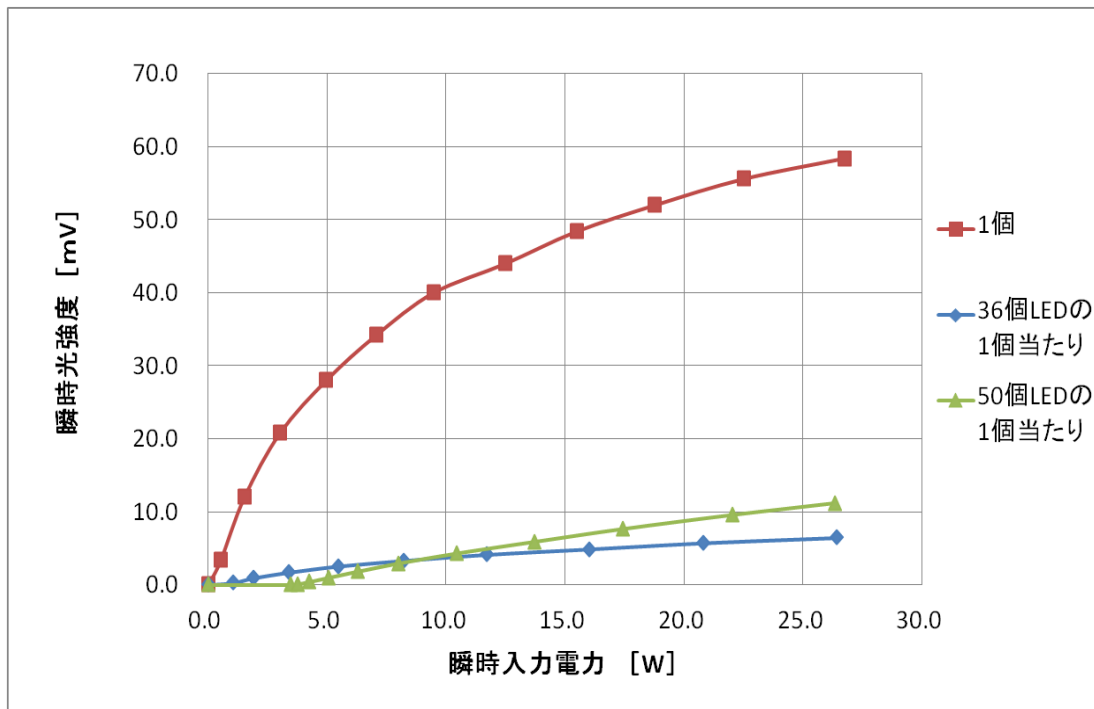


図 3.15 各瞬時入力電力における LED1 個当たりの瞬時光強度の変化

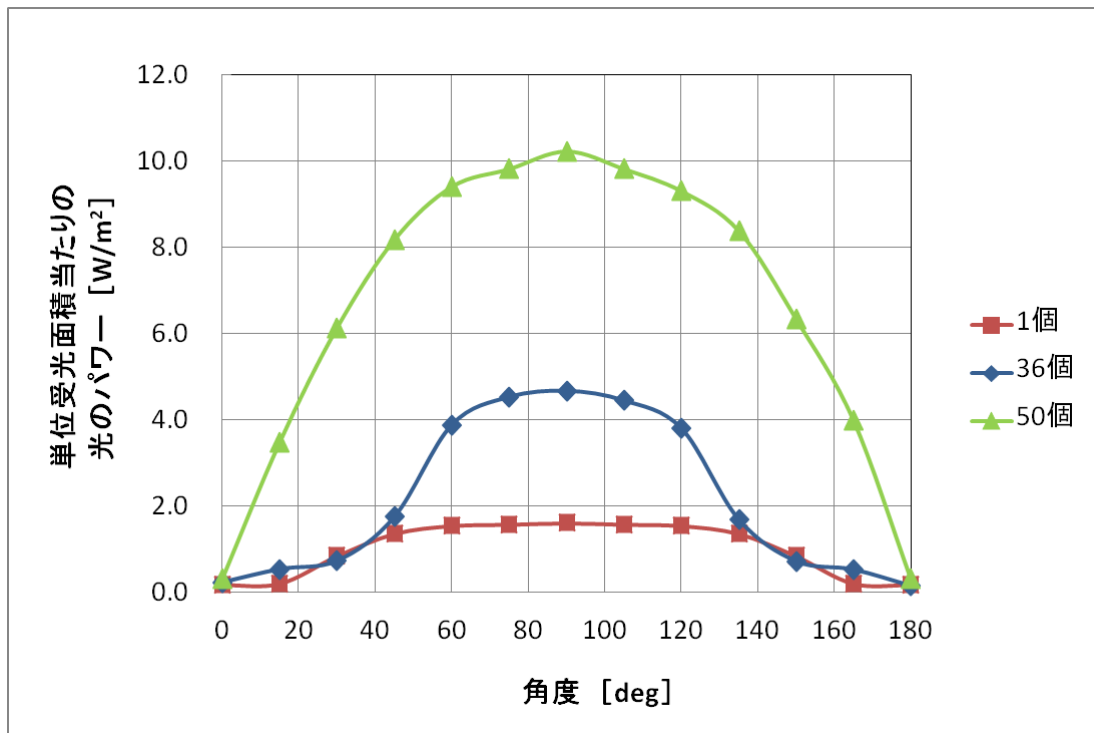


図 3.16 LED の照射角度の違い

(4) 考察

図 3.13, 3.14 より, LED 個数が多いほど瞬時光強度は大きくなっていた. LED1 個と 50 個を比較すると, 最大で約 9 倍の差が見られた. また図 3.15 から, 瞬時入力電力における LED の 1 個当たりの瞬時光強度を比較すると, 36 個 LED と 50 個 LED の瞬時光強度は 1 個 LED よりも小さかった. 最小の値を示した 36 個 LED の 1 個当たりの瞬時光強度は, 1 個 LED の約 1/7 の強さしかなかった. このことから, LED1 個当たりでは 1 個 LED が最も瞬時光強度が大きい.

次に図 3.16 より, 各 LED で照度角度に違いが見られた. 50 個 LED は光のパワーが強いため, 全体的に大きい値になっていたので比較が難しかった. しかし, 36 個と 1 個 LED を比較すると, 0~50, 130~180 度付近まで同じ光パワーの値が, 60, 120 度付近で急に差が出ていた. これは, 照度角度の狭いことによる変化だと思われる.

以上のことより, 1 個当たりの瞬時光強度が小さくて LED の個数が多いほど, 瞬時光強度を増加できると考えられる. また, 照度角度を狭くすることで瞬時光強度を上げられると考える.

3.1.5 LED の選定

(1) 概要

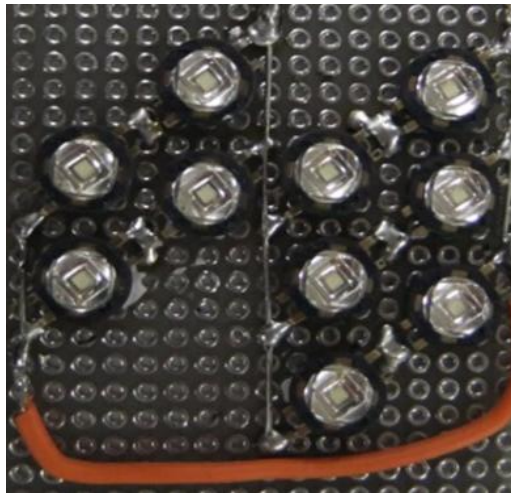
LED 発光装置に使用する LED を選定するため, 2 種類の LED を用いて比較を行った. 使用する LED は, 3 [W] ハイパワー LED を 10 個 (2 直列×5 並列) 組み合わせて製作したものと, 36 個 LED である. 今までの実験で最も瞬時光強度が大きかった 50 個 LED は, 衛星に搭載するバッテリーの電力よりも大きい電力を使用していたので使用することができなくなった. また, 36 個 LED も企業に製作を依頼することでコストがかかってしまう. そこで, 1 個 LED を使用して自作の LED 装置を製作し, LED の瞬時光強度を大きくすることはできないだろうかと考え, 2 つの LED を用いて衛星に搭載するのに最適か判断するため比較を行う.

(2) 実験方法

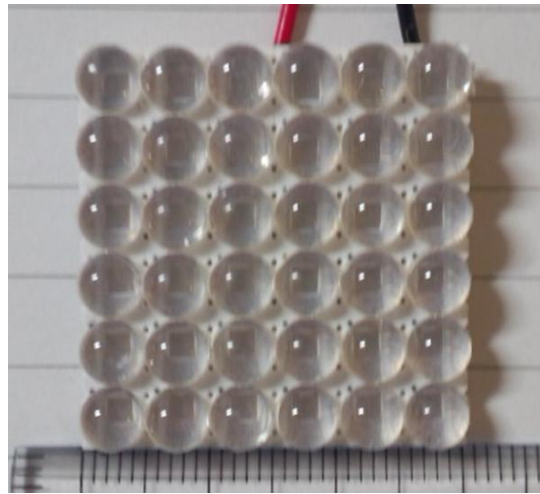
36 個 LED と同じ面積であることを条件に, 10 個 LED を製作した. 実験条件を表 3.3 のように設定し実験を行った. この実験では, どちらが衛星に搭載する LED として最適なのかを, 瞬時光強度から判断したいと考える.

表 3.3 実験条件

使用する LED	10 個 : Seoul Semiconductor 社 3W ハイパワー LED (緑) 36 個 : 企業の方が製作した LED (緑) 3 直列×12 並列
受光器と LED の距離	300 [mm]
周波数	100 [Hz]
duty 比	10 [%]
電源電圧	0~10 [V] まで



(a) 10 個 LED



(b) 36 個 LED

図 3.17 LED の選定実験で使用する LED

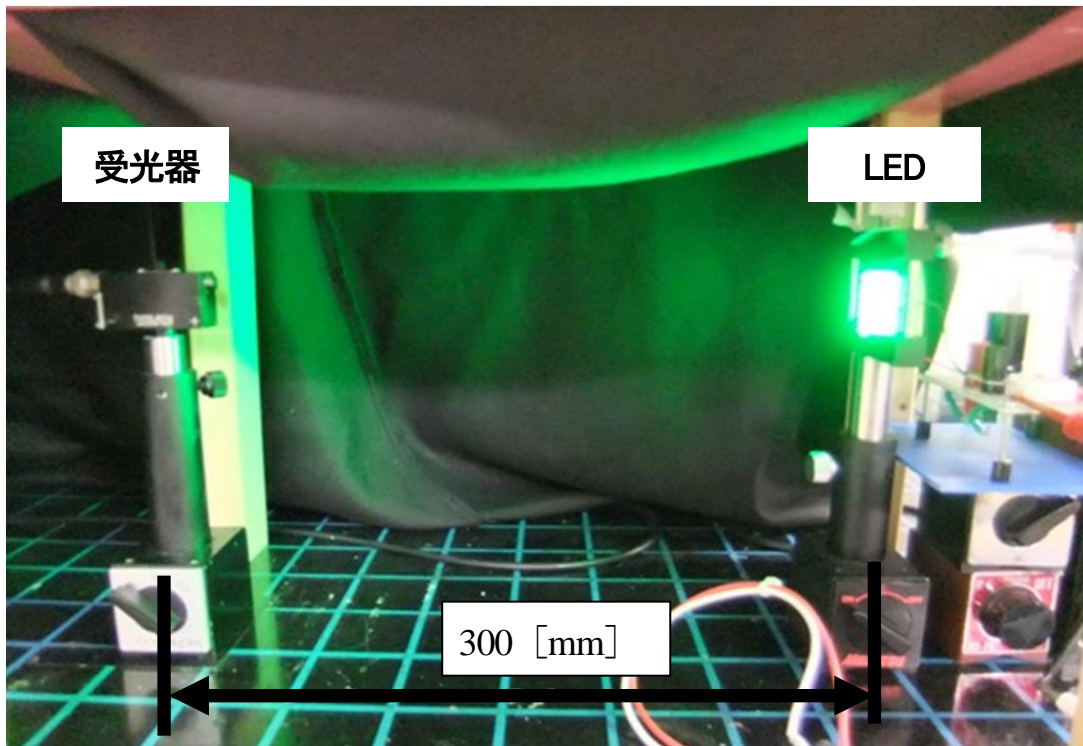


図 3.18 LED 選定実験の様子

(3) 実験結果

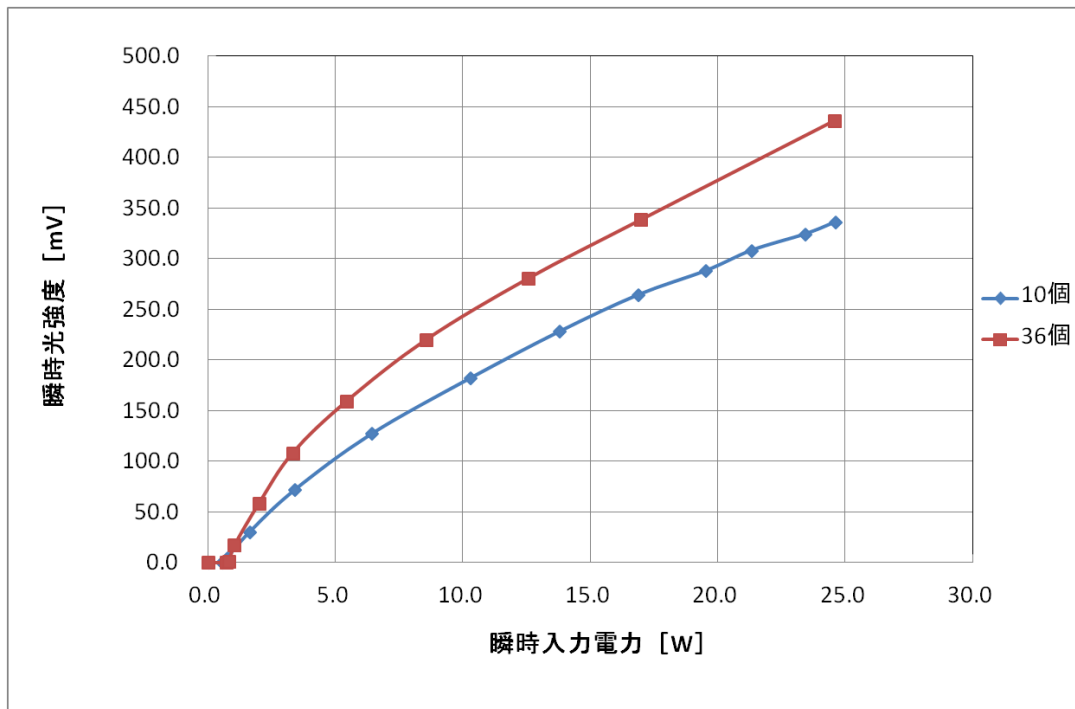


図 3.19 10 個 LED と 36 個 LED の瞬時入力電力 - 瞬時光強度

(4) 考察

図 3.19 より、同じ面積を使用した 36 個と 10 個 LED を比較すると、36 個 LED の方が光の強さは大きかった。しかし、瞬時光強度の差は 1 個 LED と 36 個 LED を比較したときよりも少なくなった。また LED の照度角度について考えると、10 個 LED は 36 個 LED よりも広い角度を照らしているため、この照度角度の差を考えると 10 個 LED は 36 個 LED よりも強い光で発光していると考えられる。よって、1 個 LED を組み合わせて LED 発光装置を製作することで、十分な瞬時光強度を得られると判断した。

3.1.6 LED の固定方法

(1) 概要

LED 発光装置では、衛星表面のアルミ板の上に LED を固定しなければならない。また、LED は発光による熱の影響で瞬時光強度が落ちてしまう恐れがある。そこで、LED の固定方法と、LED 発光による熱をアルミ板に効率良く伝える方法を、3 種類の方法を用いて比較を行った。

(2) 実験方法

①～③の 3 種類の固定方法を用いて実験を行う。実験条件は表 3.4 のように設定する。

- ① ユニバーサル基盤
- ② エッチング基盤+接着剤
- ③ カプトンテープ+接着剤

表 3.4 実験条件

使用する LED	10 個 : Seoul Semiconductor 社 3W ハイパワー LED (緑)
受光器と LED の距離	300 [mm]
周波数	100 [Hz]
duty 比	10 ~50[%]
電源電圧	10 [V]
点灯時間	30 秒 (十分に冷却を行い測定再開)

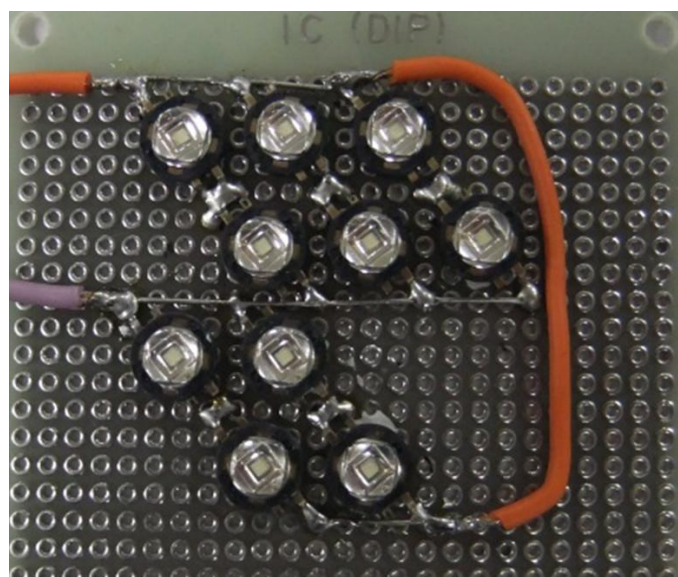


図 3.20 ユニバーサル基板による LED の固定

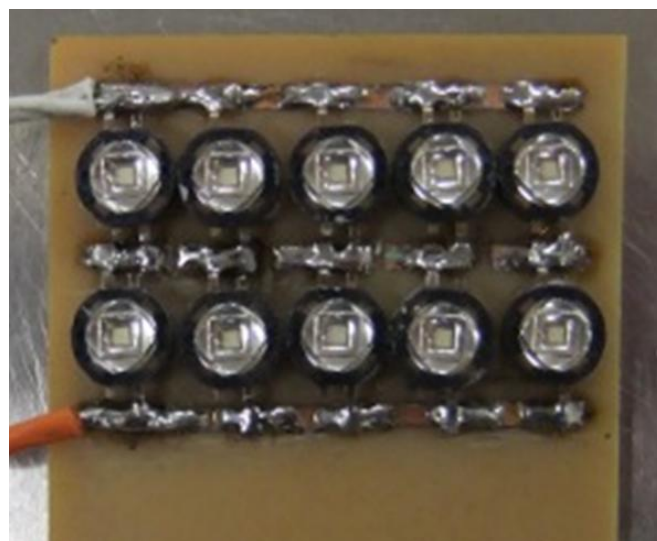


図 3.21 エッチング基板+接着剤による LED の固定

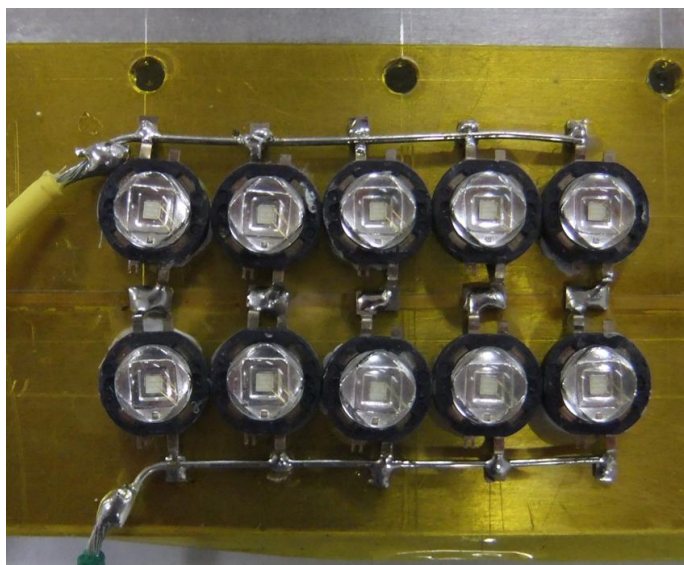


図 3.22 カプトンテープ+接着剤による LED の固定

(3) 実験結果

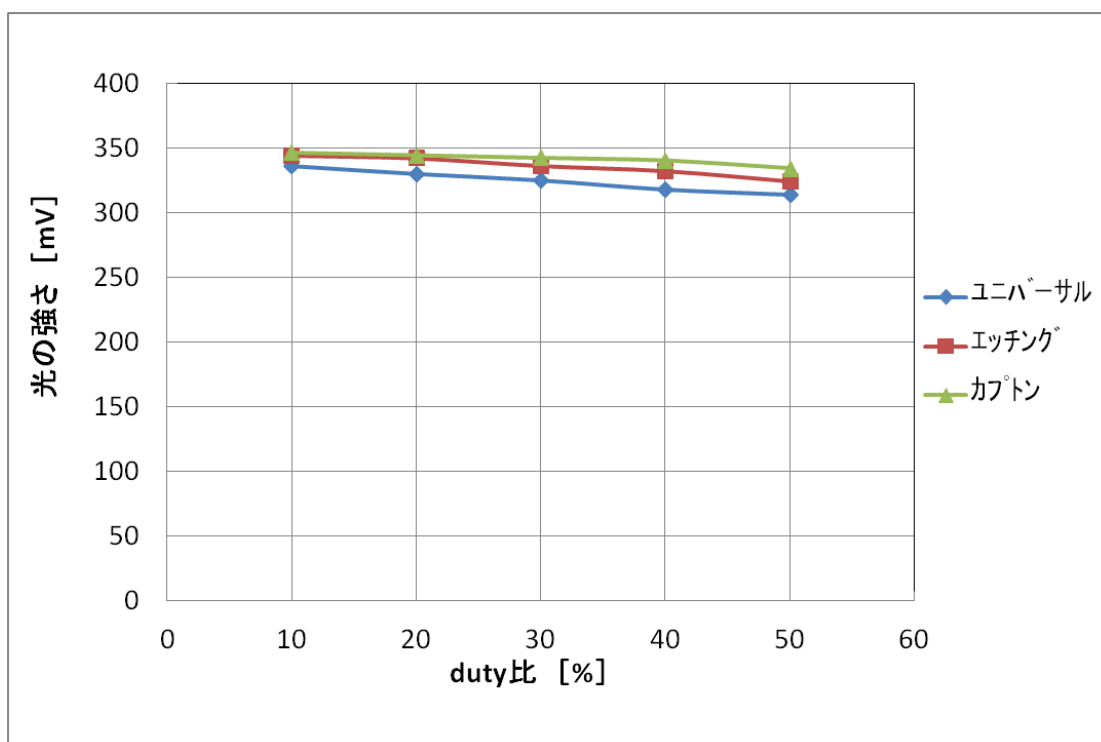


図 3.23 LED 固定方法の違いによる duty 比 - 瞬時光強度の変化

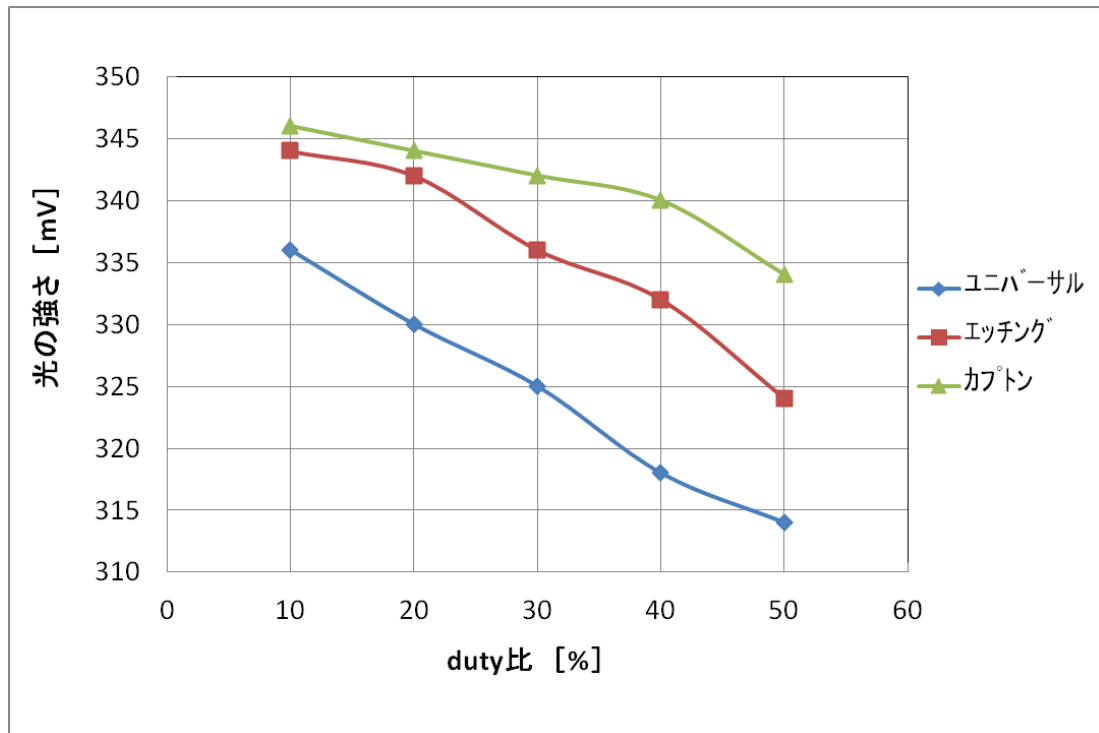


図 3.24 LED 固定方法の違いによる duty 比 - 瞬時光強度の変化
(図 3.1.23.を拡大したもの)

(4) 考察

図 3.23, 3.24.より, LED の固定方法による瞬時光強度の変化が一番少ないものは, カプトンテープであった。これは, LED の放熱面がテープを介して直接アルミ板に接していたためと思われる。実験結果より, カプトンテープによる LED の固定方法を採用したかった。しかし, この固定方法は問題があることがわかり, LED の固定方法として採用しないことにした。

カプトンテープによる固定方法で問題となったのは, テープ上に LED を載せるために使用していた接着剤である。実験終了後, この接着剤の効果を確かめてみると, LED の一部の接着が弱かった。この方法では, LED の固定方法としては不十分である。そのため, カプトンテープの次に放熱効果のある, エッチング基板による固定方法を採用することにした。この方法であれば, はんだ付けによって LED をしっかりと固定できる。

放熱効果の増加を考え, エッチング基板について調べたところ, 厚さ 0.1 [mm] の薄いエッチング基板があった。今回の実験で用いたエッチング基板は, 厚さ 3 [mm] のものを使用していたので, この基板であれば放熱効果の増加の期待ができる。よって, LED 装置の製作には厚さ 0.1 [mm] のエッチング基板を使用することにした。

3.1.7 LED 発光装置の製作

(1) 概要

選定した LED を, 衛星のアルミ板の 1 面 (縦 100 [mm] × 横 100 [mm]) に配置して, LED 発光装置を製作した。アルミ板の面には, LED 以外にアンテナ (縦 40 [mm] × 横 40 [mm]) が配置される。アンテナが配置されることを考慮し, 余った面で LED をできるだけ多く配置して瞬時光強度を大きくしようと考えた。そこで, LED の配列パターンを 2 直列・3 直列の 2 種類を考えて製作を行った。

(2) 製作した発光装置



図 3.25 2 直列 LED 発光装置



図 3.26 3 直列 LED 発光装置

3.1.8 LED 発光装置の比較

(1) 概要

製作した 2 つの LED 発光装置を用いて、どちらの瞬時光強度が大きくなるのか実験し、比較を行った。また、以下に示す計算より LED の発光効率を求めた。

(2) 実験方法

実験条件を表 3.5 のように設定し実験を行う。実験に使用した機器などの構成は、図 3.27 のようにした。

表 3.5 実験条件

使用する LED 装置	2 直列×24 並列 (計 48 個)・3 直列×18 列 (計 54 個)
受光器と LED の距離	1 [m]
周波数	100 [Hz]
duty 比	10 [%]
電源電圧	10 [V]
点灯時間	3 分 (十分に冷却を行い測定再開)

(3) 発光効率の計算

LED から受光器面積 S_1 [m²] に対して照射された光のパワー x [W/m²] を求める。オシロスコープのインピーダンスを R [Ω], 受光器の受光感度を α [A/W], 測定した光の強さを A [V] とおくと,

$$x = \frac{A}{R \times S_1 \times \alpha} \quad (3.1.1.)$$

となる。次に LED 照射面積全体の光量を求める。照射面の半径を r [m] とすると照射面積 S_2 [m²] は,

$$S_2 = \pi r^2 \quad (3.1.2.)$$

となり、照射面積全体の光量 Y [W] は,

$$Y = x \times S_2 \quad (3.1.3.)$$

となる。そして発光効率 η [%] は LED に加わる電圧 V [V] とパルス点灯時のピーク電流 I_p [A] とおき,

$$\eta = \frac{Y}{V \times I_p} \times 100 \quad (3.1.4.)$$

となる。以上の計算より、LED の発光効率を求めた。

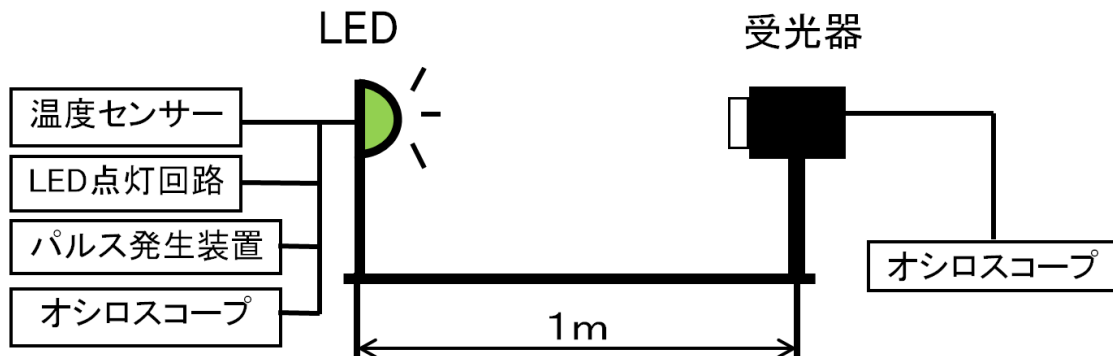


図 3.27 LED 発光装置の比較実験の構成

(4) 実験結果

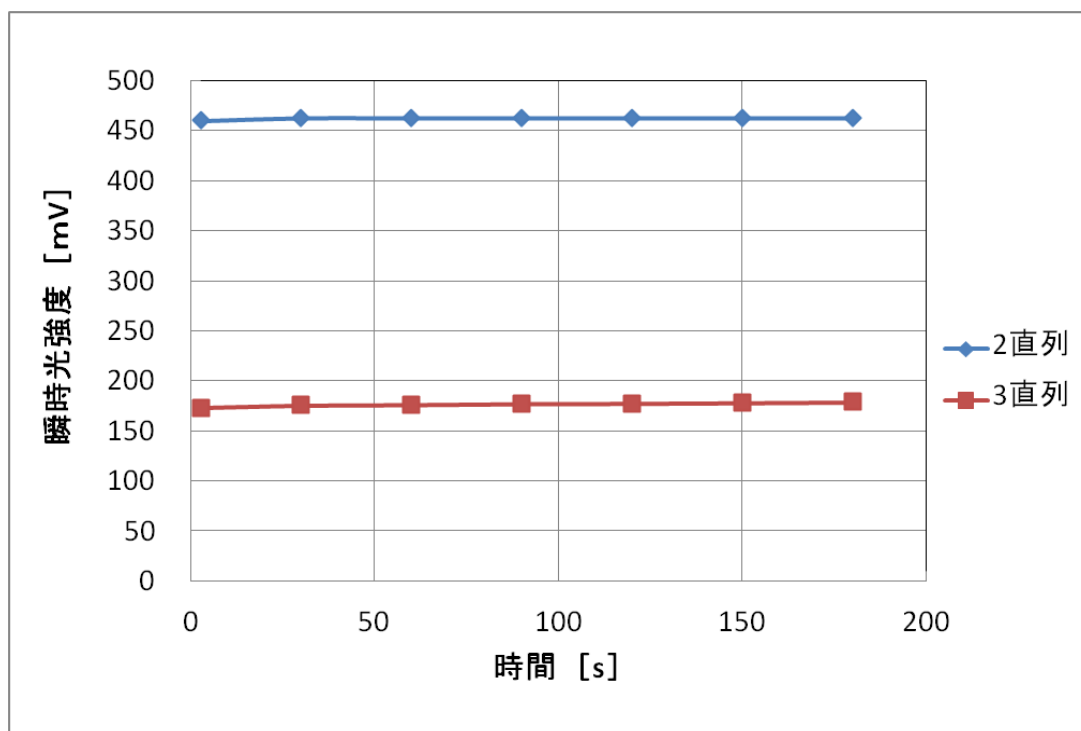


図 3.28 LED 発光装置比較実験の時間 - 瞬時光強度の変化

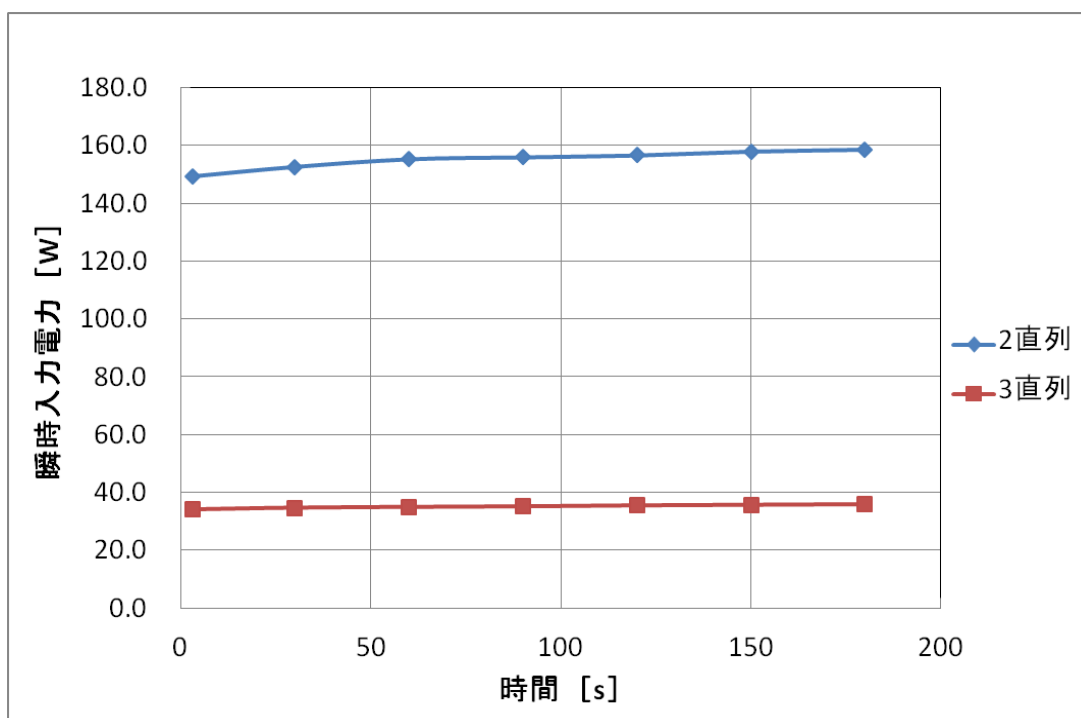


図 3.29 LED 発光装置比較実験の時間 - 瞬時入力電力の変化

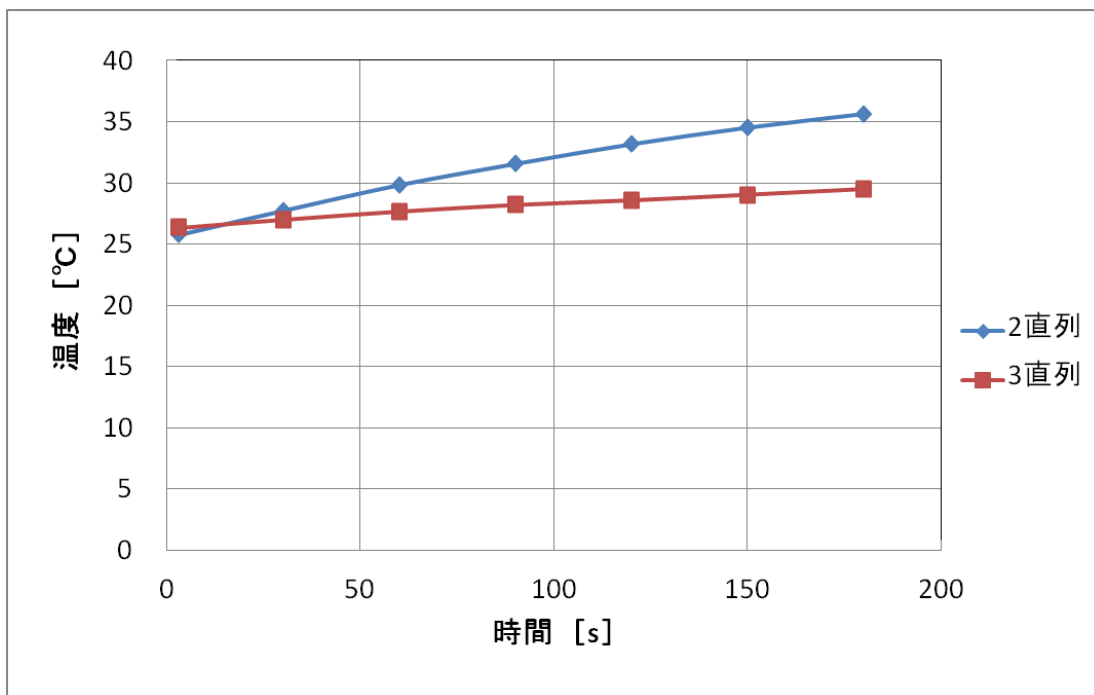


図 3.30 LED 発光装置比較実験の時間 - 温度の変化

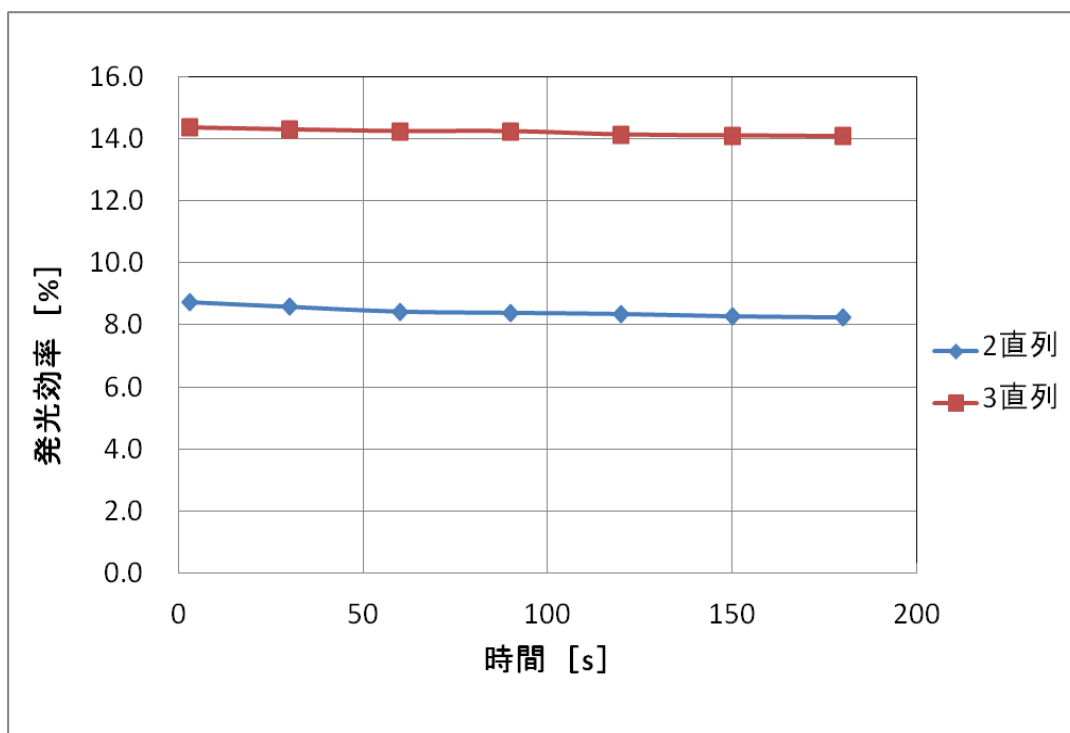


図 3.31 LED 発光装置比較実験の時間 - 発光効率の変化

・考察

実験結果より、2直列の装置が3直列の装置よりも、約3倍大きい瞬時光強度を示した。

大きな電流が加わることによるLEDの損傷が心配されたが、3分間という短い時間の点灯であれば異常な温度上昇を見せず、また瞬時光強度に影響がないことから問題ないと判断した。

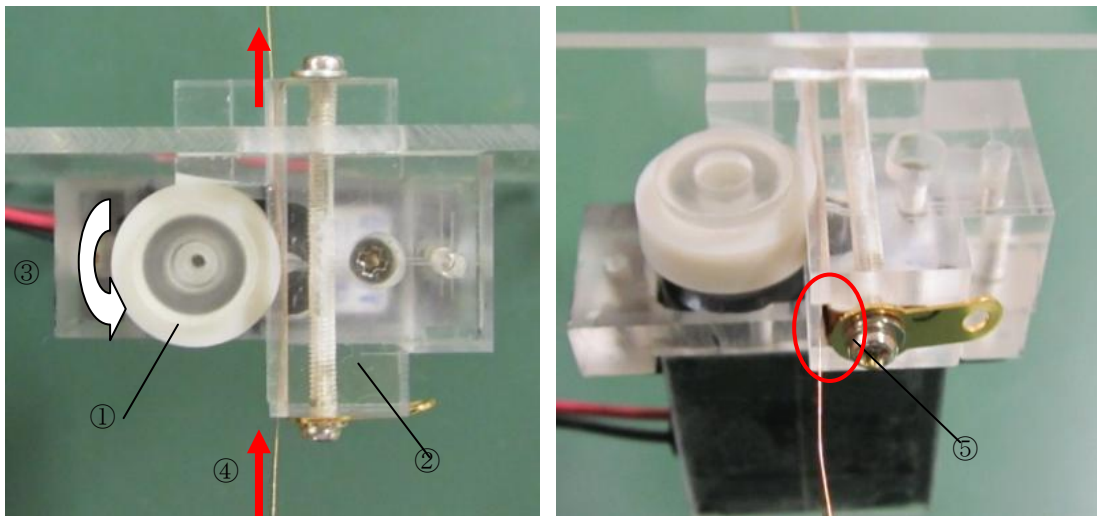
以上の事より、LEDの配列パターンは瞬時光強度が大きい2直列を採用することに決定した。

3.2 アンテナ展開機構

3.2.1 アンテナ展開機構の概要

衛星の通信手段の一つである437 [MHz]のアンテナは受信1系統、送信2系統（ビーコン信号・パケット信号）がある。そこでアンテナ展開機構は地上から437 [MHz]の命令を衛星で受信するため、またビーコン信号の送出・命令に返答をするために必要となる。これまでアンテナ展開には釣り糸をニクロム線で焼き切ることで展開する方式がよく用いられてきたが、我々はローラーでアンテナを送り出すアンテナ展開機構を考案し、製作した。主な材料はアクリル・ポリカーボネートを使用した。

アンテナの展開方式について述べる。改良したサーボモータを駆動させ、サーボモータに取り付けたローラー（図3.32-①）と押さえ板（図3.32-②）の間を通してアンテナを送り出していく。ローラーは図3.32-③の矢印の向きに回転させ、ローラーを押さえ板の側面にある溝（図3.32-⑤）に接触させた。溝にアンテナとは別のリン青銅を固定し、そのリン青銅を同軸ケーブルで無線機と接続し、2つのリン青銅が接触することでアンテナとして機能させる。送り出すリン青銅は衛星を放出するまで図3.33のように渦巻き状に収納しておく。これはアンテナの長さに関係なく、長いアンテナも収納でき、また、アンテナ展開機構を衛星の内部に搭載することができるという特徴がある。



(a) 外観 (真上)

(b) 外観 (斜め)

図3.32 アンテナ展開機構の外観

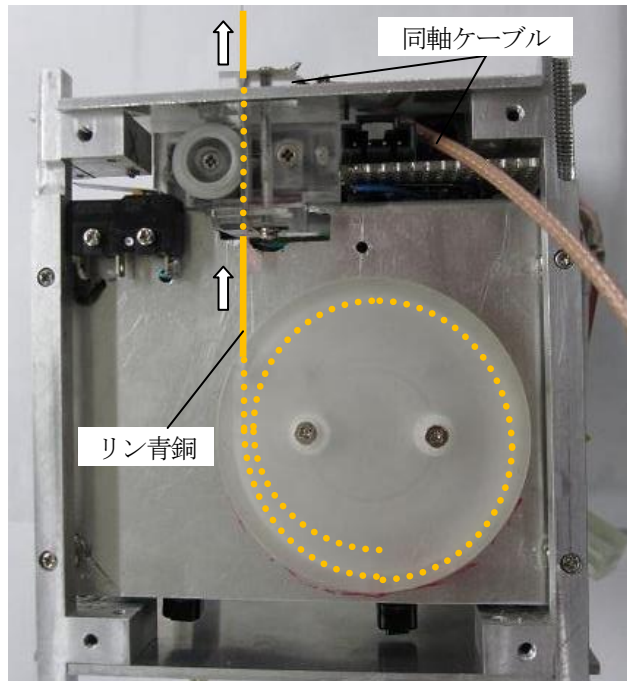


図 3.33 アンテナ収納の様子

3.2.2 サーボモータの改良

アンテナ展開機構の駆動部にサーボモータを使用する。サーボモータは軸の回転角度が決まっているため、1回転できるように改良した。改良手順を以下に示す。

- ① 下蓋のねじ（4本）を外す。
- ② 中の回路をはんだごてを使用して取り外す。
- ③ モータの端子に耐熱の電線（赤と黒）をはんだづけする。
- ④ 2本の電線をまとめ、伸縮チューブを通す。
- ⑤ ピンを電線の先端にはんだづけをして、接着剤をつけ、はんだごてで伸縮チューブを縮ませる。
- ⑥ 上蓋を外し、ギアのストッパーをニッパー・やすりでとる（図 3.34-左）。
- ⑦ ギアを全て外し、白のカバーを取る。
- ⑧ 図の線の部分をニッパーなどで切る。
- ⑨ カバー・ギア・上蓋・下蓋を取り付け、ねじで固定する。
- ⑩ ピンを電池につなぎ、動作確認をする。

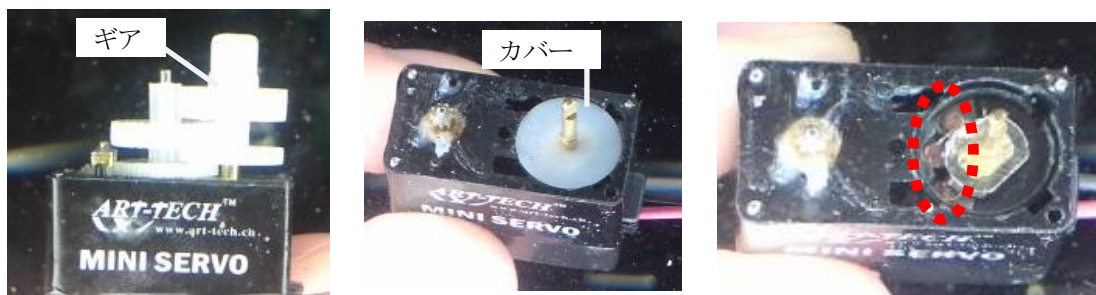
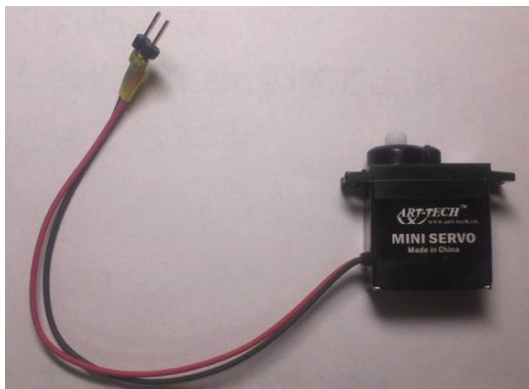


図 3.34 サーボモータの改良参考図

3.2.2 アンテナ展開機構の部品概要

①サーボモータ

サーボモータはART-TECH社のAS-100を使用した(図3.35)。



電圧 4.8~6.0[V]
重量 9[g]
トルク 1.2[kg-cm]
スピード 0.12[sec/60]
外径 22.5[mm]×12.0[mm]×24[mm]

図 3.35 サーボモータ

②リン青銅

アンテナの役割をもつバネ用リン青銅は幅4 [mm] ×長さ200 [mm] ×厚さ0.1 [mm] を使用した。リン青銅の末端(収納ケース側)は実験でアンテナを戻す際に先が引っかからないように、丸みをつけて少し曲げた(図3.36)。



図 3.36 リン青銅の末端(収納ケース側)

③ゴム

ローラー用のゴムの材料はリン青銅を送り出すために、滑りにくいものを取り付ける必要がある。ゴム選びはゴムの表面の粗さやゴムの使用温度を考慮して行った。ゴムはOリング(フッ素ゴム)、シリコンゴムチューブ、フッ素ゴムチューブ、ブチルゴムチューブを使用した(図3.37)。Oリングは接触面が小さいため、滑りが多く、送り出しが不安定であった。チューブ状のゴムは接触面が大きく、アンテナ展開に適していると考えた。ゴムの選定は冷凍庫での実験・熱真空試験後に決定する。



図 3.37 ローラーのゴム

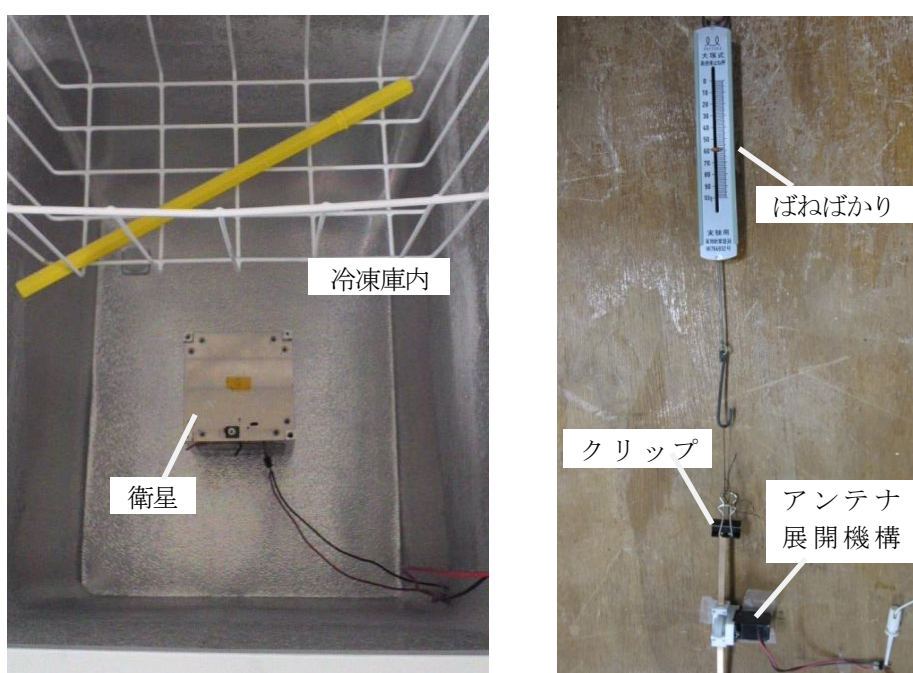
3.2.3 低温内動作実験 実験方法

アンテナ展開機構が宇宙の環境（真空・高温・低温）で動作するかどうかを確認するため、低温環境で展開の動作確認を行った。実験手順は以下に示す。

- ① アンテナ展開機構を -20 [°C] の冷凍庫に2時間置く。
- ② 2時間後、5.3 [V] の電源を接続し動作確認をする。
- ③ ばねばかりとクリップを用いて、アンテナを送り出す力を測定する（図 3.38-b）。
- ④ 測定結果から最適なゴムの選定を行う。

ローラーに使用するゴムはシリコンゴム、ブチルゴム、フッ素ゴムを選びアンテナを送り出す力を比較し、アンテナ展開機構に最適なゴムを決める。実験と同時に冷凍庫にエンジニアリングモデル1式を入れて動作確認を行った。

図の左図は冷凍庫での実験の様子、右図はばねばかりによるアンテナを送り出す力を測定している図である。実際の測定は冷凍庫内で行った。



(a) 冷凍庫内の実験の様子 (b) アンテナの展開力の測定例

図 3.38 低温内動作実験の様子

3.2.4 低温内動作実験 実験結果

冷凍庫内 (-20 [°C]) でサーボモータは正常に動作し、アンテナを十分な力で送り出すことができた。エンジニアリングモデルのアンテナ展開機構も正常に動作した。アンテナを送り出す力をばねばかりで測定した結果を表 3.6 に示す。シリコンゴム・ブチルゴムは滑りがなかったが、フッ素ゴムは滑りが生じ、空回りが多かった。表 3.6 より低温・常温で展開能力の高いシリコンゴムがアンテナ展開に適していると判断した。

表 3.6 ゴムの展開能力の比較

	ばねばかりの表示 [g]	
	低温時 (-20°C)	常温時
シリコンゴム	90	150
ブチルゴム	40	150
フッ素ゴム	20	40

3.3 衛星試作モデル

衛星の試作モデル（エンジニアリングモデル）を図 3.39, 図 3.40 に示す。図 3.39 は LED 発光装置, 図 3.40 はアンテナ展開機構を搭載している面を示している。この試作モデルを用いて, 振動試験・熱真空試験を行った。振動試験・熱真空試験に関しては付録に詳細を述べる。



図 3.39 衛星試作モデル (LED 面)

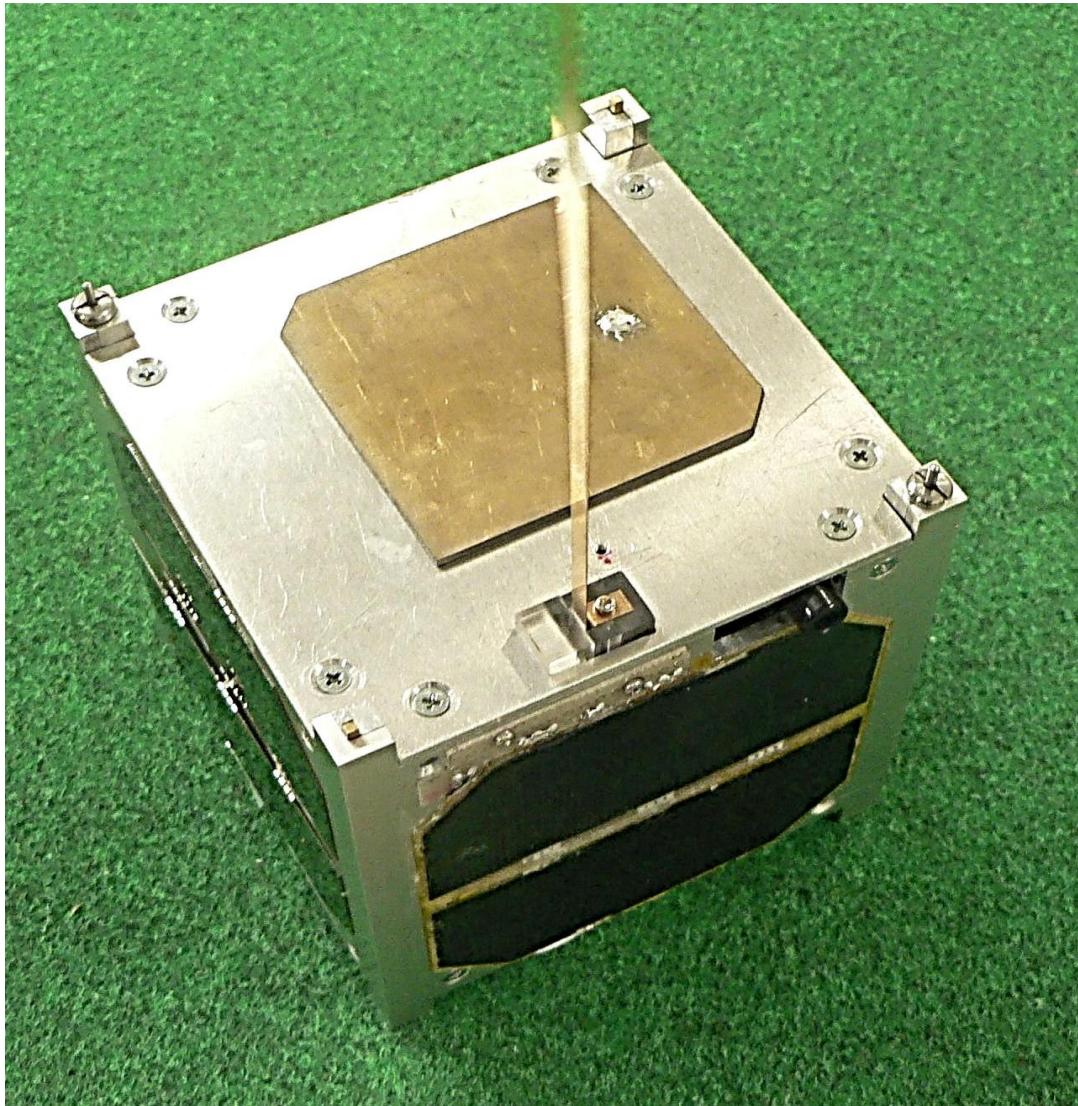


図 3.40 衛星試作モデル (アンテナ展開機構面)

第 4 章

結 言

結言を以下に示す。

(1) 冷却実験

- ・冷却装置は光電子増倍管の動作周囲温度範囲内で調整できるペルチェ素子が適している。

(2) 迷光実験

- ・観測場所の明るさによって、出力される電圧が大きく変わることがわかった。
- ・S/N比が十分なため、衛星の観測の見通しが良いと考えられる。

(3) LED 発光装置

- ・LED をパルス発光させることで、光強度を瞬時的に増加させることができる。また、発光による発熱を抑えることができる。
- ・duty 比による発光特性の比較実験の結果、パルス発光の duty 比を小さくすることで、瞬時光強度の増加ができる。また、発熱による瞬時光強度の低下を小さくすることができる。
- ・個数による LED の比較実験の結果、1 個当たりの LED の光強度が小さくても LED の個数を増やすことで、光強度の増加ができる。しかし、自作した 10 個 LED の実験結果より、光強度は LED の個数に比例して増加するわけではない。
- ・LED の照射角度比較実験より、照射角度が狭いほど指向性が高く、光強度の増加ができる。
- ・アルミ板の上に LED を固定させる方法は、エッチング基板+接着剤によるものが良い。
- ・LED 発光装置の比較実験より、2 直列による LED の配列パターンほうが瞬時光強度が強く、LED が損傷する恐れもないので 2 直列 LED 発光装置を採用した。

(4) アンテナ展開機構

- ・アンテナ展開機構は振動環境・熱真空環境で正常に動作することができた。

(5) 振動試験

- ・衛星に有害な変形・損傷、ボルトの緩みはなかった。
- ・通信機、バッテリー、LED、アンテナ展開機構は正常に動作した。
- ・振動中に分離スイッチが一度も ON にならないことを確認できた。

(6) 熱真空試験

- ・衛星の軌道には、日陰率が 0 [%] になる軌道も考えられる。
- ・衛星の周期は約 92 分、そのうち日陰のある軌道では、日陰率が約 38 [%] ある。
- ・熱計算の結果、宇宙空間での衛星の最低温度は約 -20 [°C]、最高温度は約 60 [°C] である。
- ・熱真空試験の結果、真空・低温 (-20 [°C])・高温 (60 [°C]) 状態で、衛星は通信機の 1 部を除き正常に機能した。

付 録

目次

- ◆ アンテナ展開機構

- ◆ LED 発光装置

- ◆ 振動試験
 - 試具の設計図
 - 試具の組立手順
 - 報告書

- ◆ 熱真空試験
 - 熱計算
 - 報告書

- ◆ ファインダーの焦点距離

1. アンテナ展開機構

アンテナ展開機構の設計図（部品図・組立図）を示す。以下の設計図を用いて、フライス盤・ボール盤で機械加工を行う。

①サーボモータ

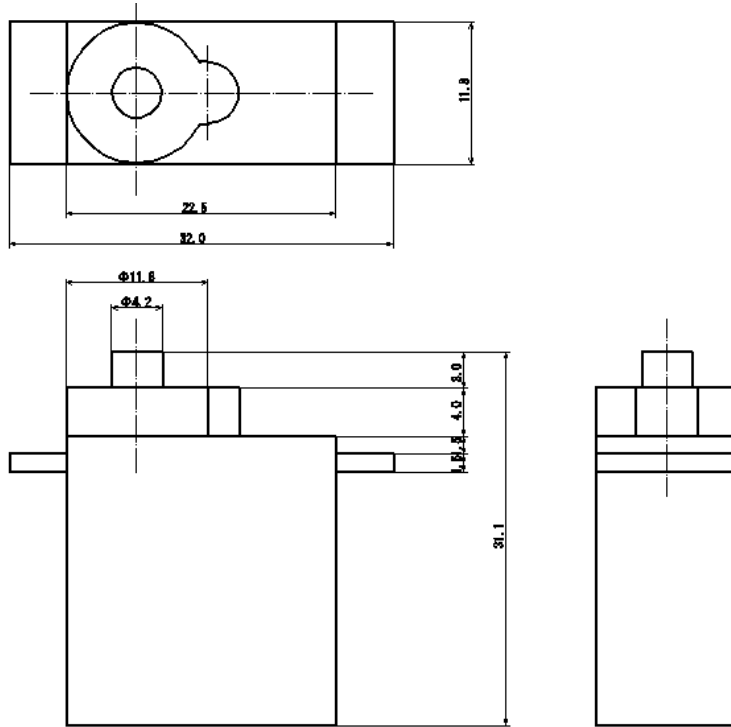


図1 部品図（サーボモータ）

②ローラー

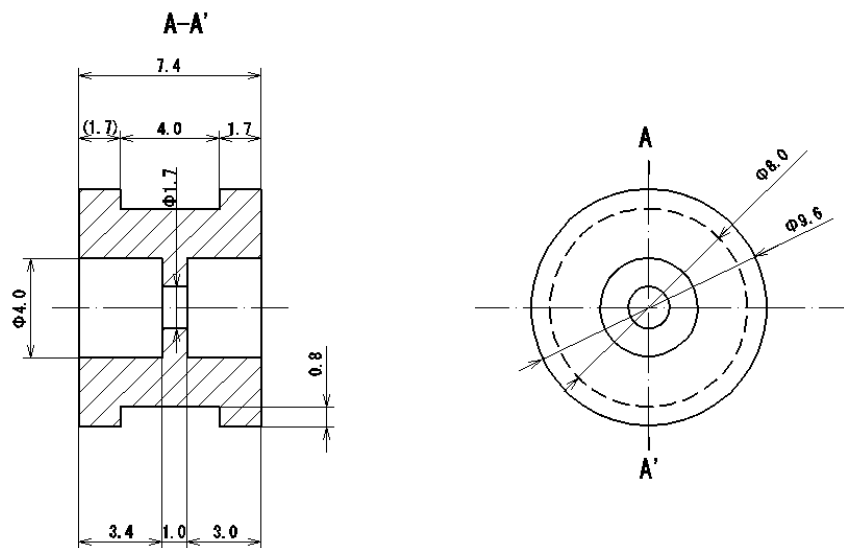


図2 部品図（ローラー）

③土台

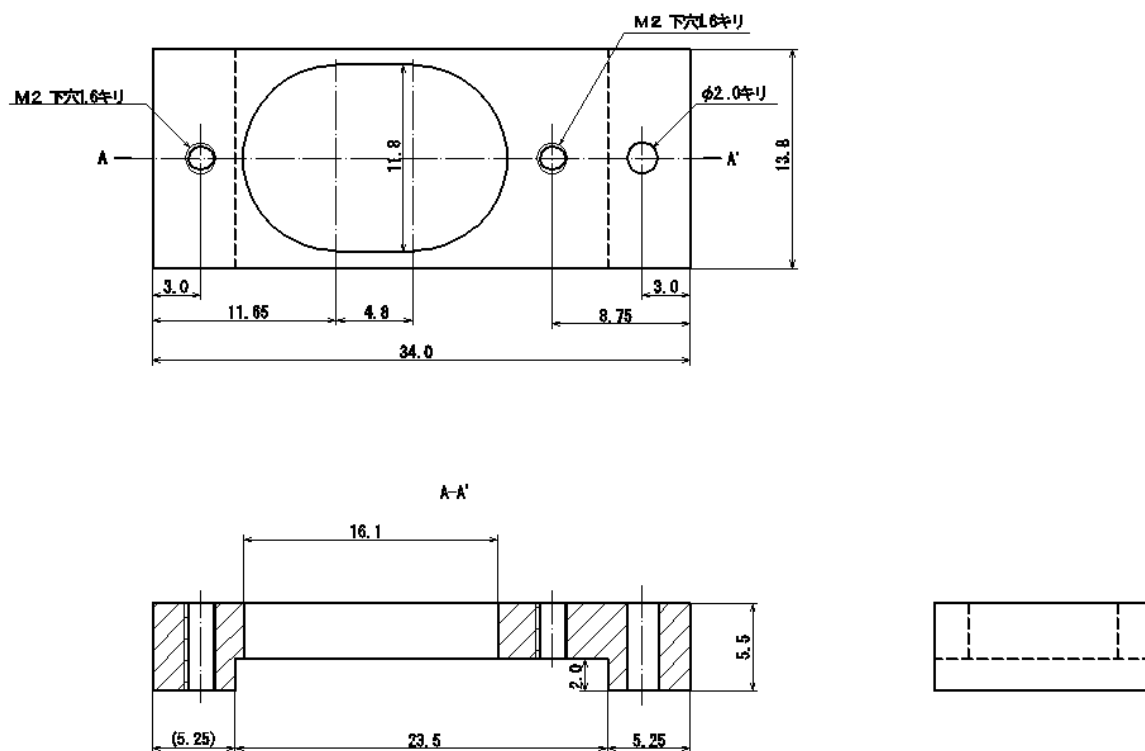


図3 部品図 (土台)

④ ゴム押さえ板

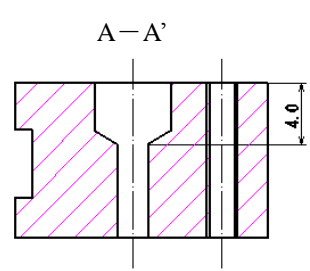
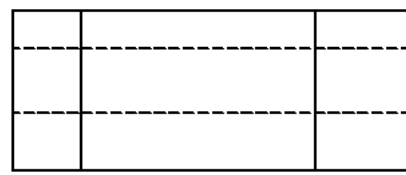
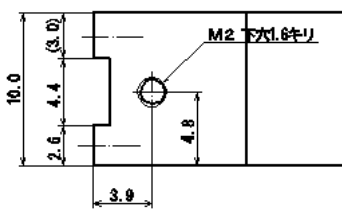
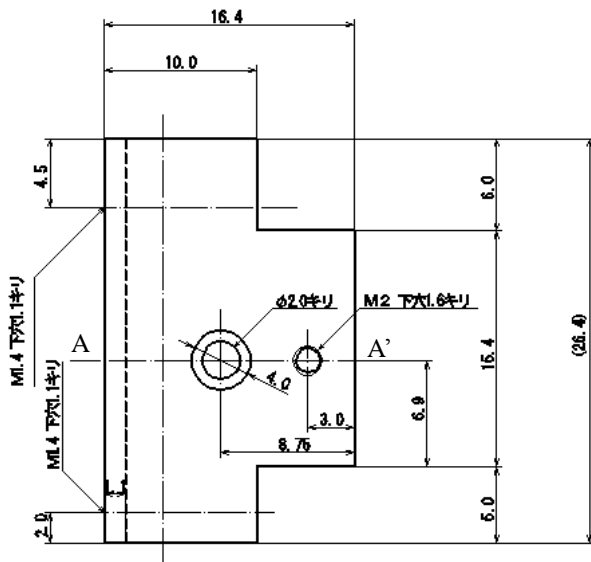


図 4 部品図 (ゴム押さえ板)

⑤脱線防止（入口）

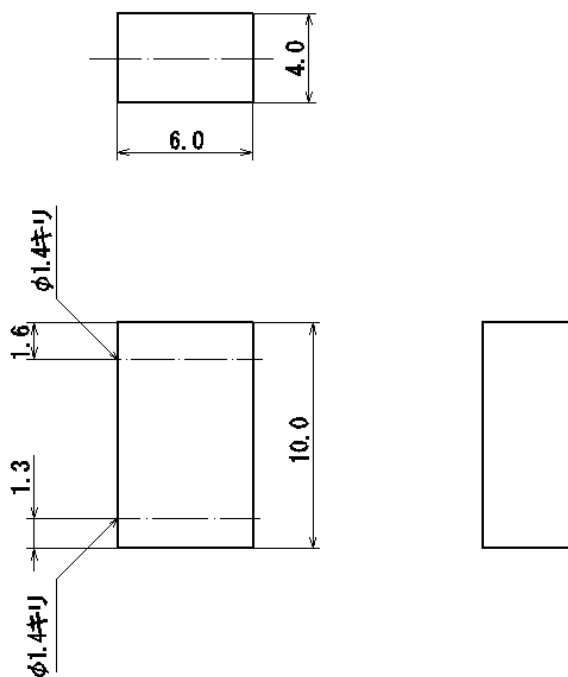


図5 部品図（脱線防止－入口）

⑥脱線防止（出口）

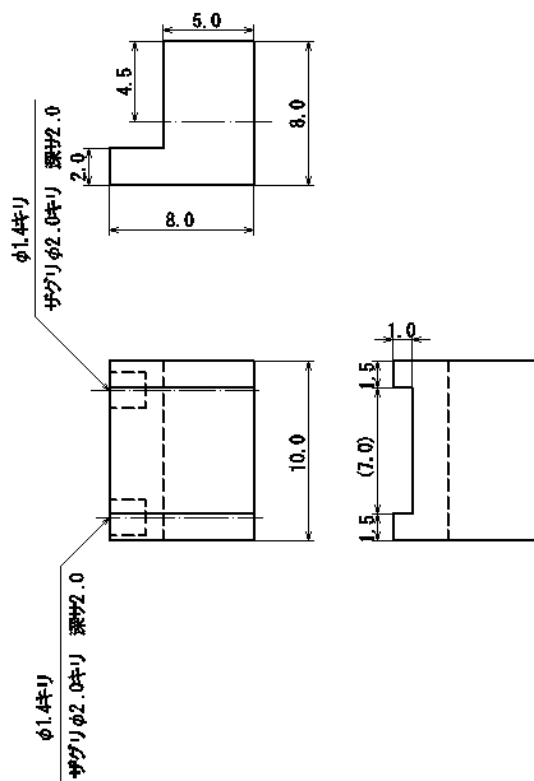


図6 部品図（脱線防止－出口）

⑦組立図

番号	品名	材料
1	サーボモータ	
2	ローラー	ポリカーボネート
3	土台	アクリル⇒ポリカーボネート
4	ゴム押さえ板	アクリル⇒ポリカーボネート
5	脱線防止(入口)	アクリル⇒ポリカーボネート
6	脱線防止(出口)	アクリル⇒ポリカーボネート
7	ゴム	シリコンゴム

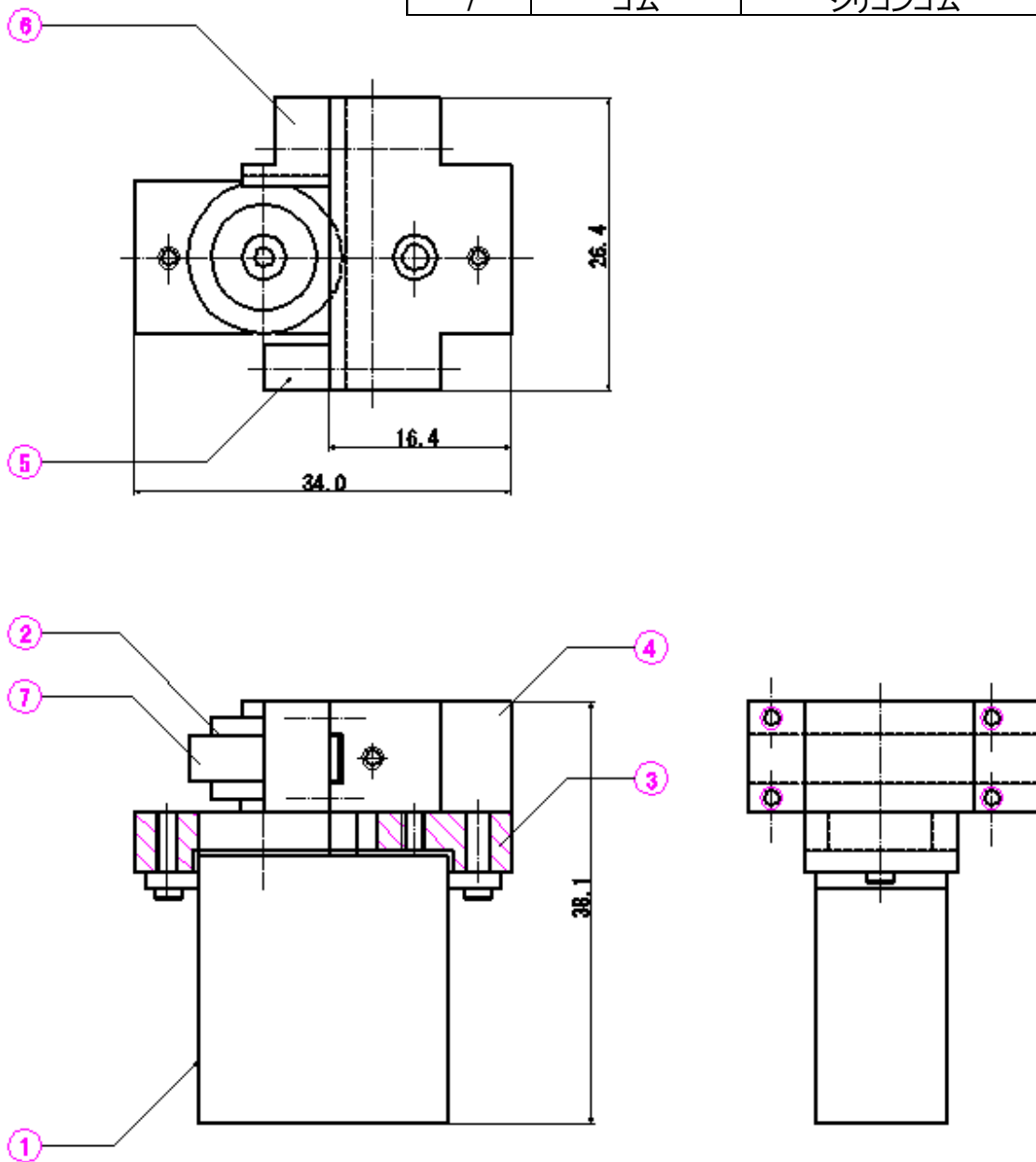
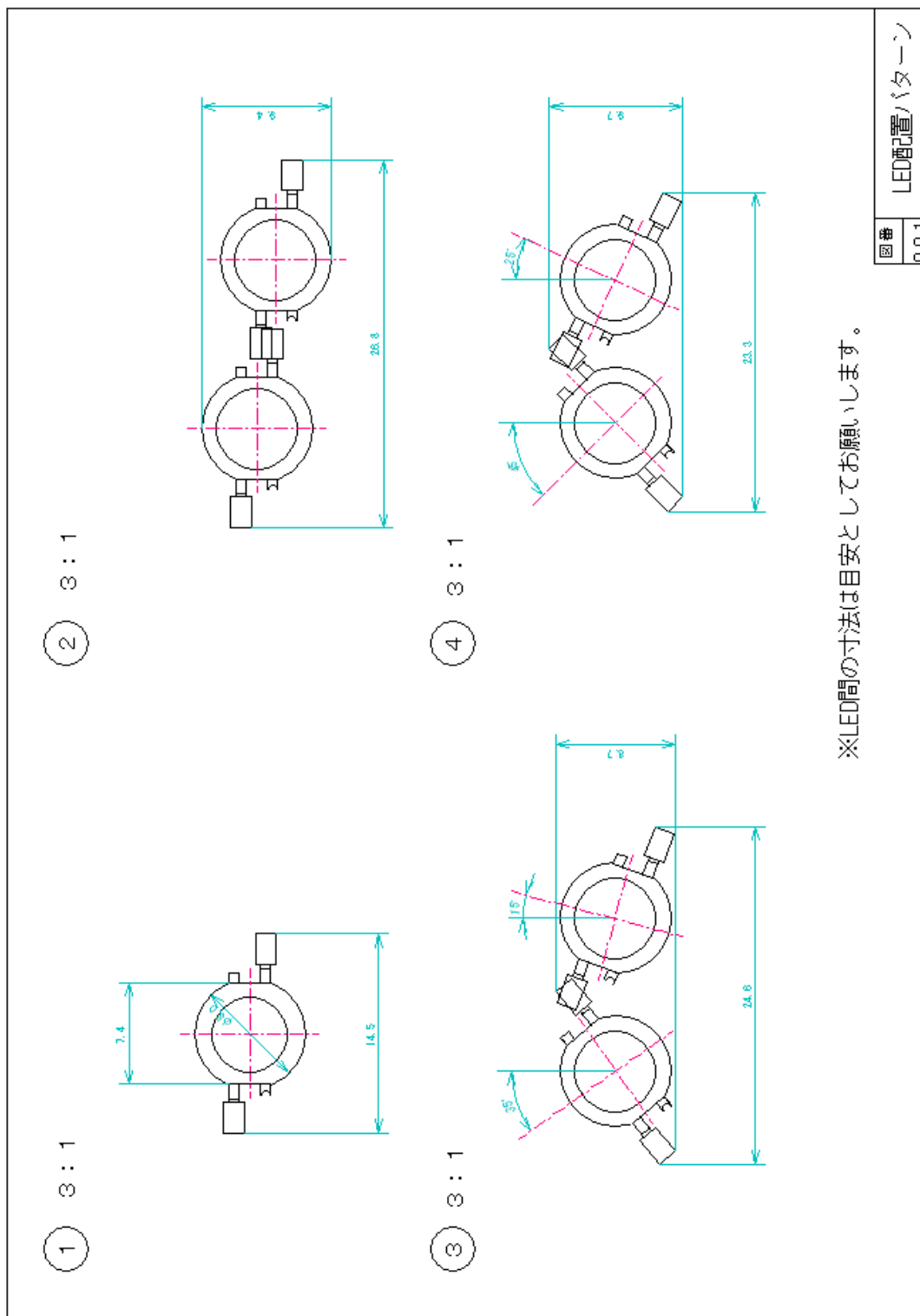
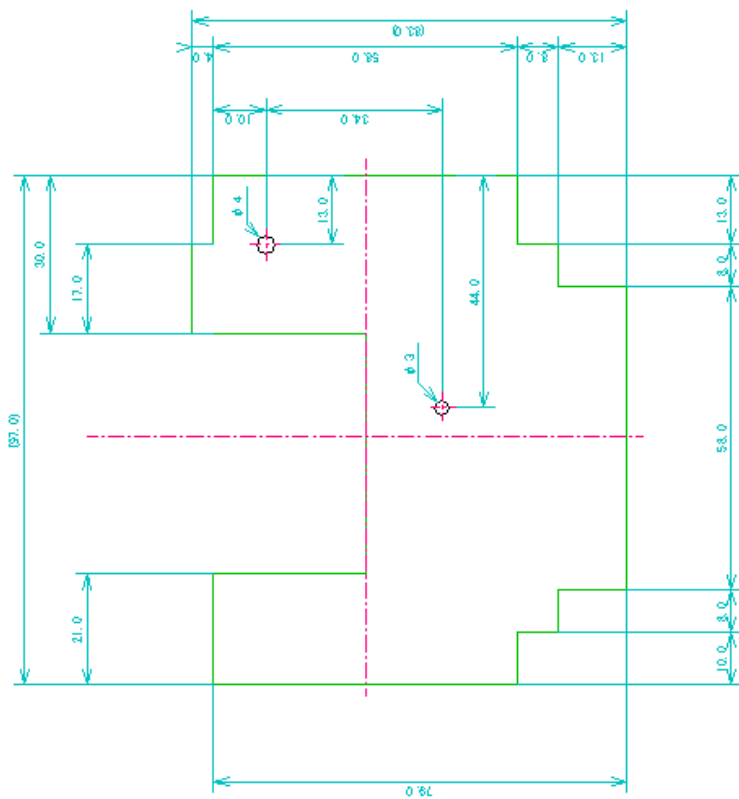


図7 組立図

2. LED 発光装置の図面



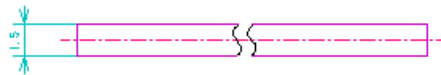
5



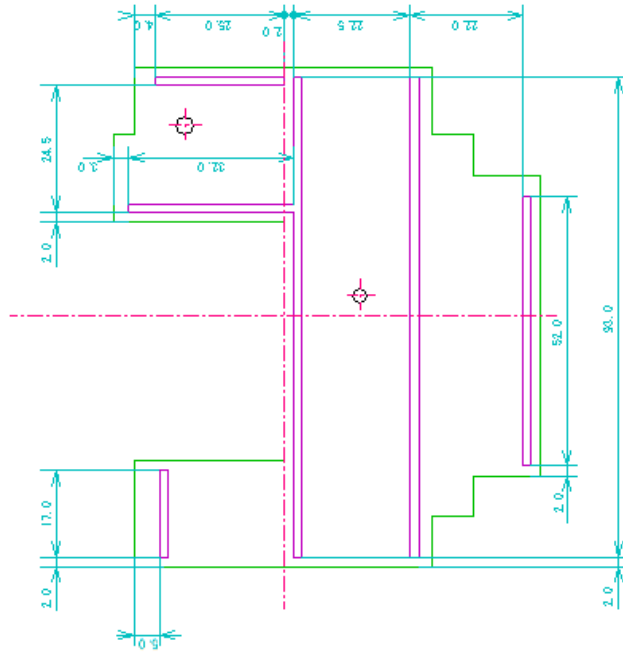
圖冊
002

LED裝置基板 1

⑥ 基盤の銅線部分 4 : 1

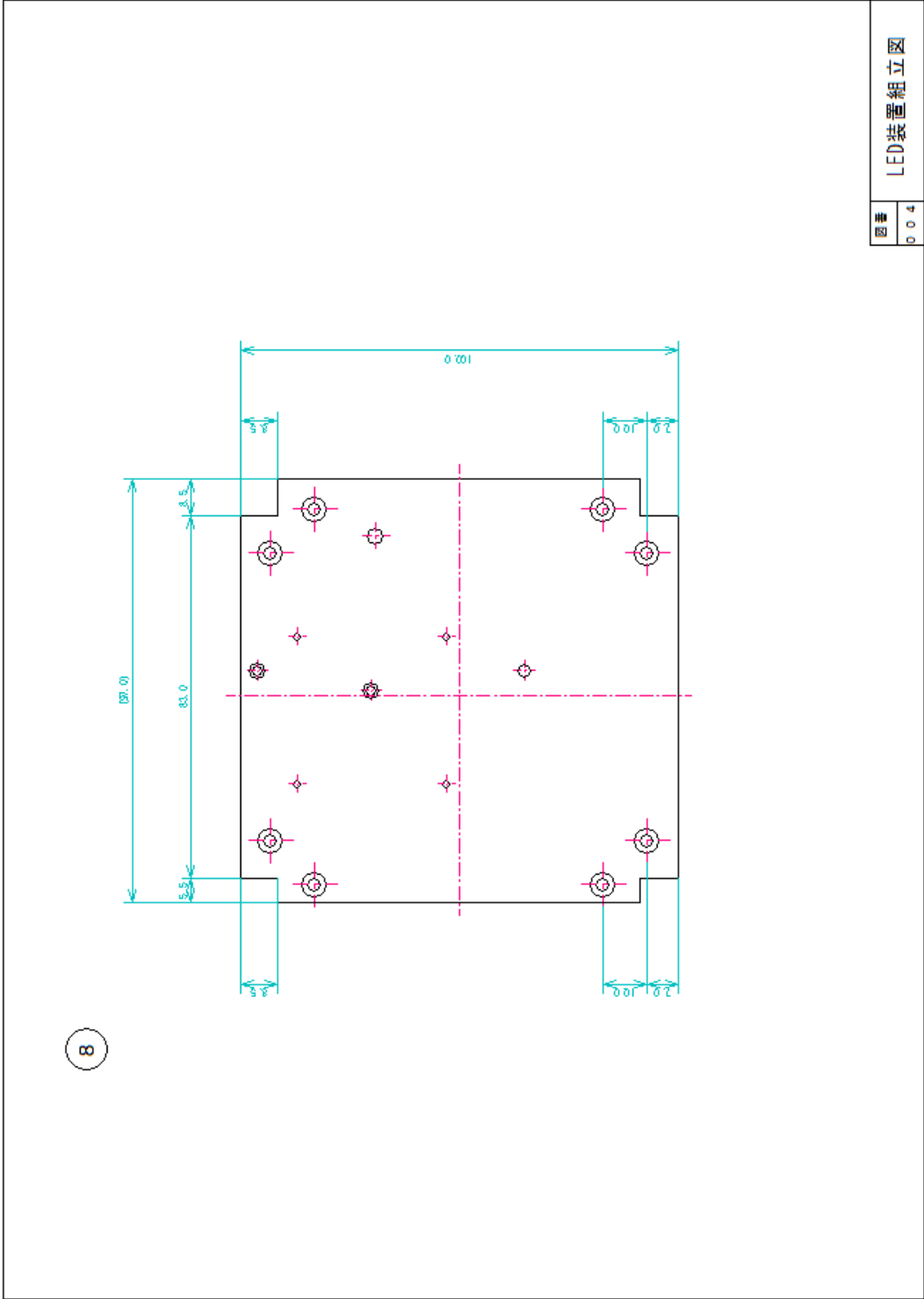


⑦ エッチング処理後の基盤



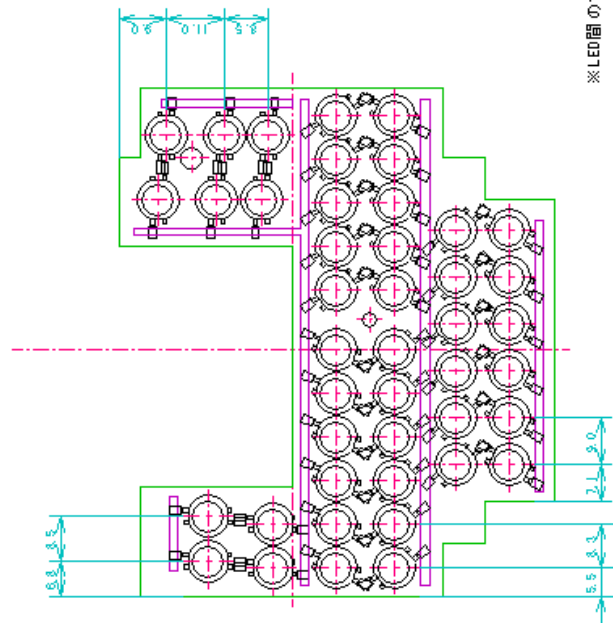
図番
003

LED装置基板 2

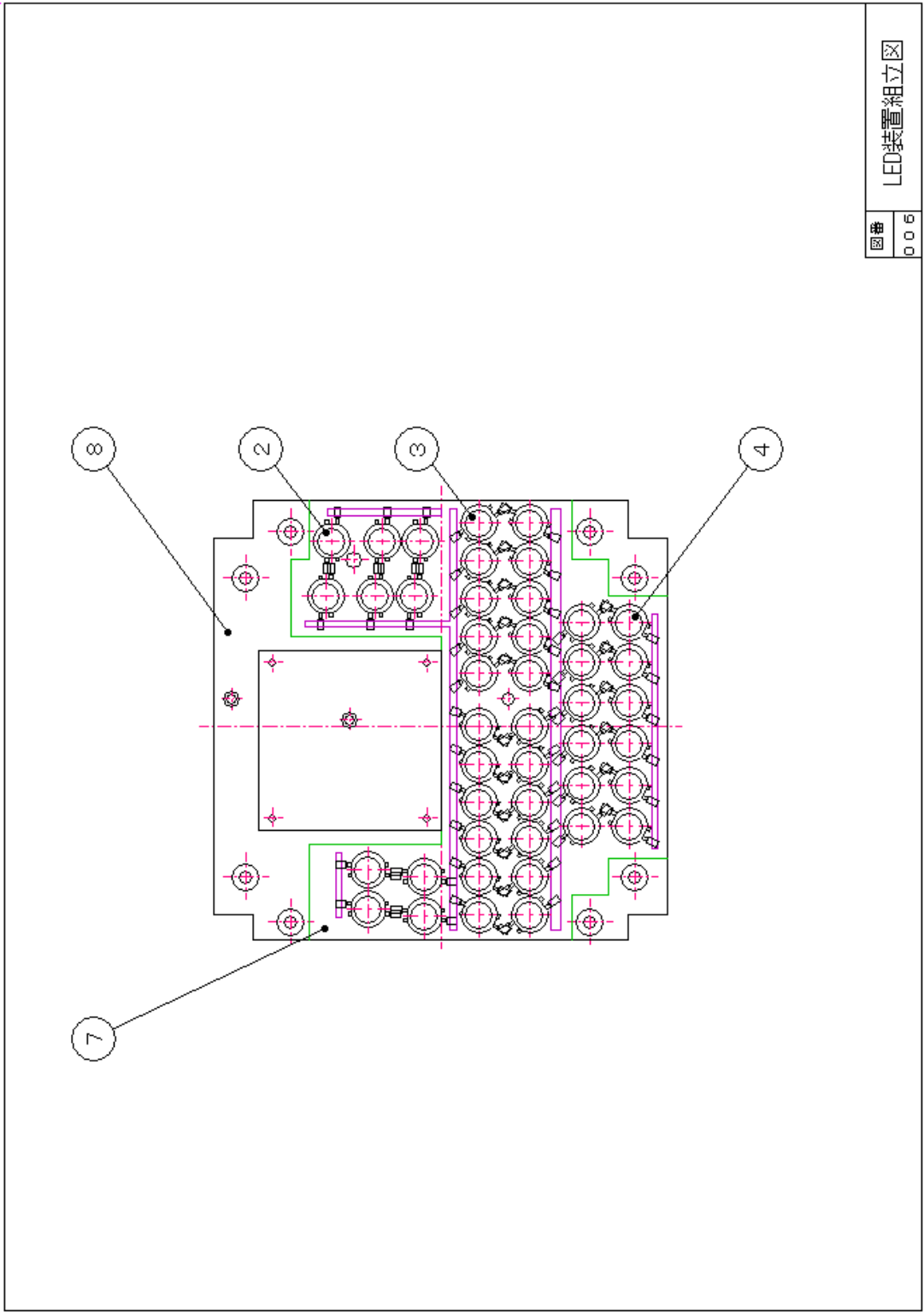


LED装置組立図

図番
004



※LED間の寸法は目安としてお願いします。



圖號	LED裝置組立圖
006	

3. 振動試験

・治具の設計図

振動試験で衛星を加振機に固定するための治具について述べる。治具の外観を図1，設計図を図2～5に示す。また振動試験の報告書を以下に示す。

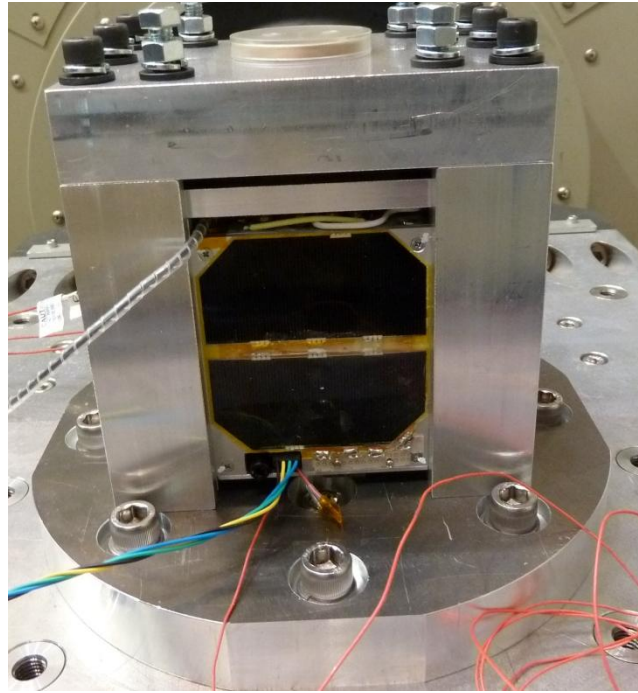


図1 治具の外観

①土台

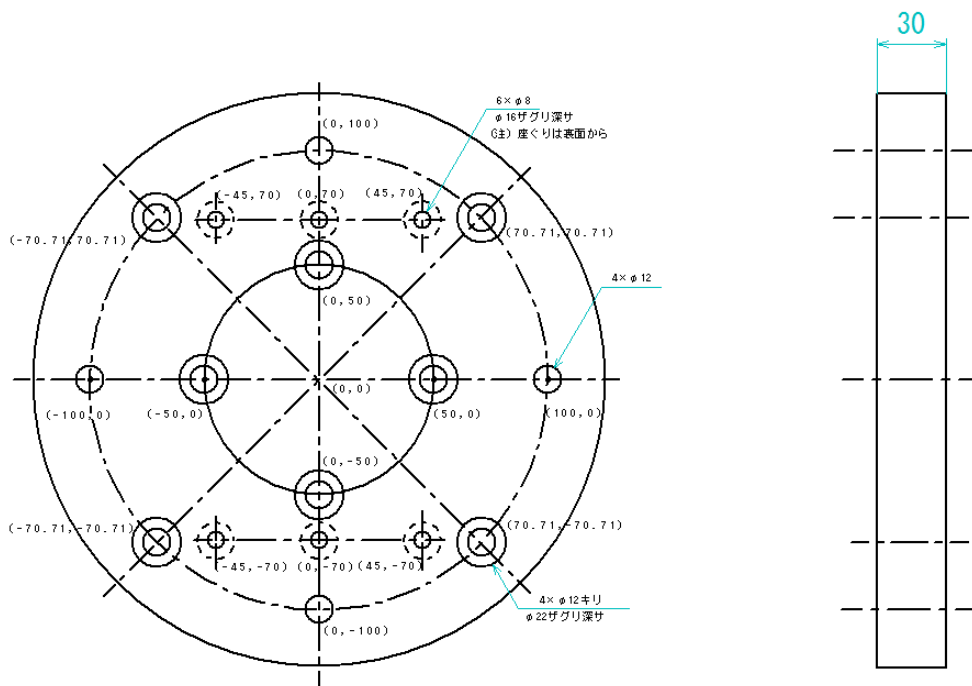


図2 振動試験の治具（土台）

②薄板



$$t = 10 \text{ [mm]}$$

図3 振動試験の治具（薄板）

③側面の板

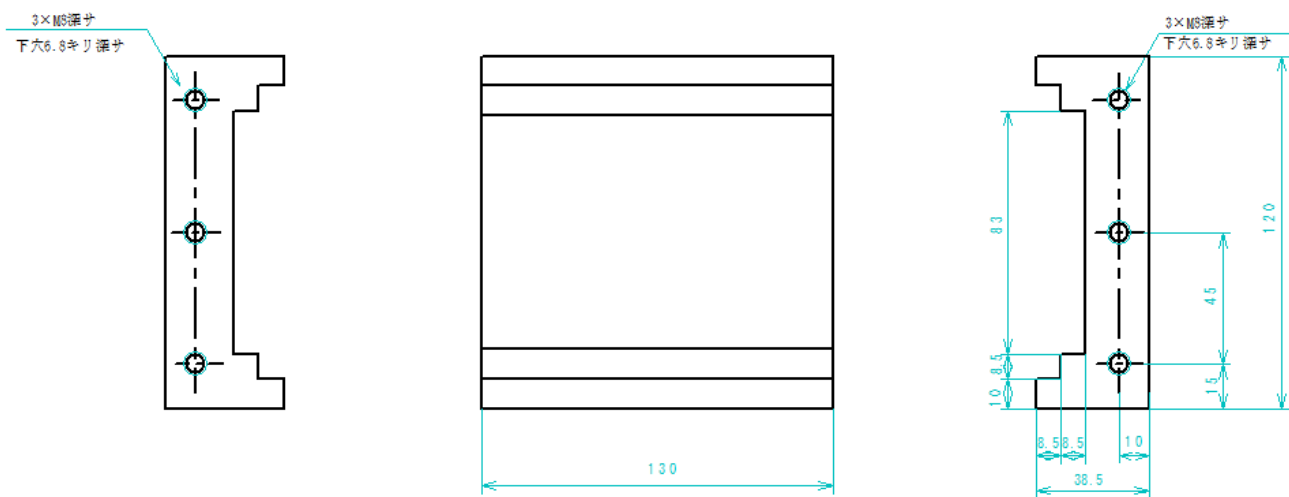


図4 振動試験の治具（側面の板）

④天板

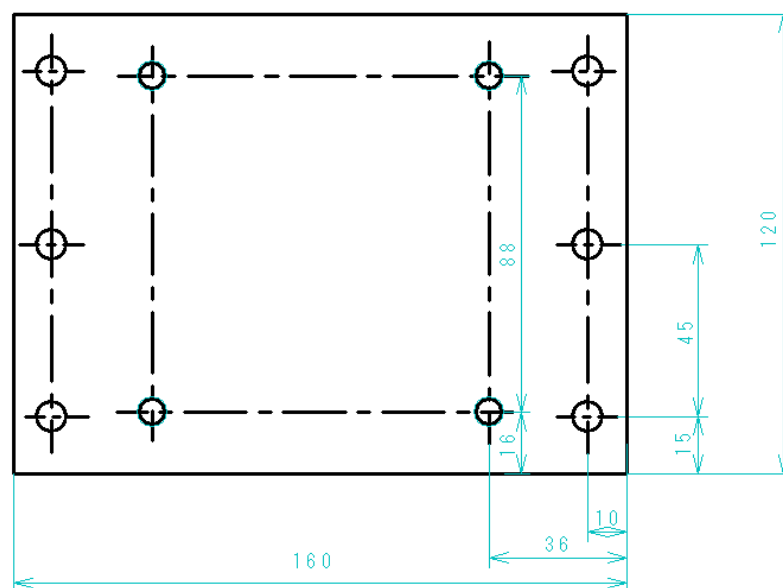


図5 振動試験の治具（天板）

⑤立体図

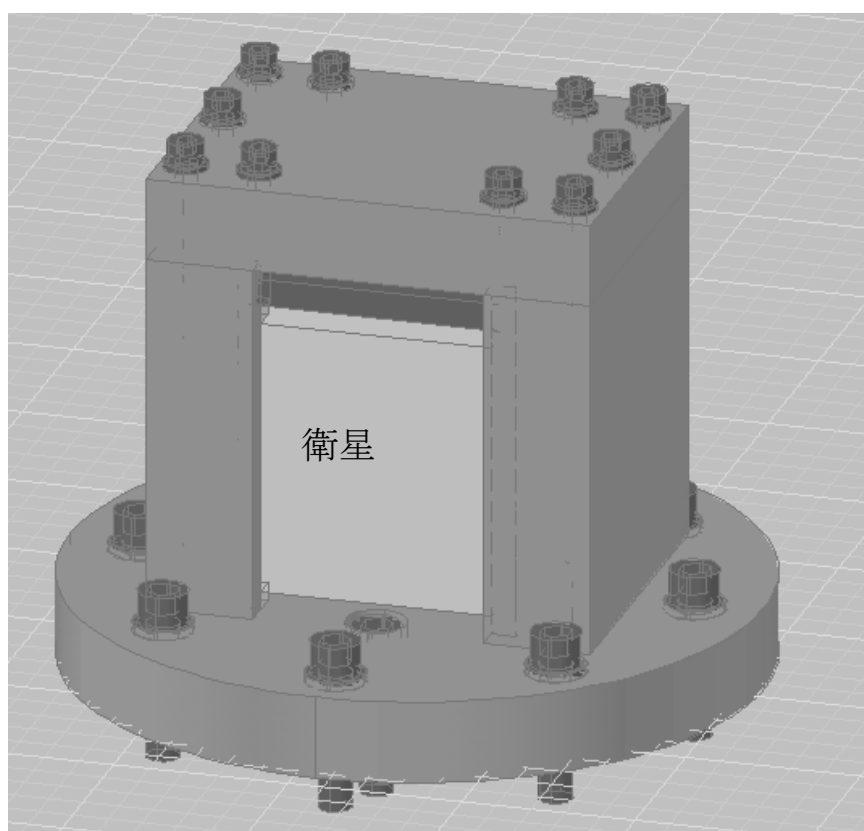


図5 振動試験の治具（立体図）

・治具の組立手順

治具を分解すると少し分解すると図6のようになる。ここで図6を参考に治具の組立手順を示す。

1. ②を①に取り付ける。(下から六角穴付きボルト M8-45×6 本で固定する)
2. ①を加振機に取り付ける。(六角穴付きボルト M12-50×8 本と M12-35×4 本(中心付近)で固定する)
3. ③の衛星を②と②の間に入れる。
4. ④の板を③の上に乗せる。(試験条件を満たすため、荷重をかける必要がある)
5. ④の上面の四隅に2×2[cm]の鉄板をのせる。
6. ⑤で蓋をする。(六角穴付きボルト M8-60×6 本とばね座金・平座金で②を固定する)
7. ④を鉄板ごと⑤を六角ボルト M8-50×4 本で押さえる。

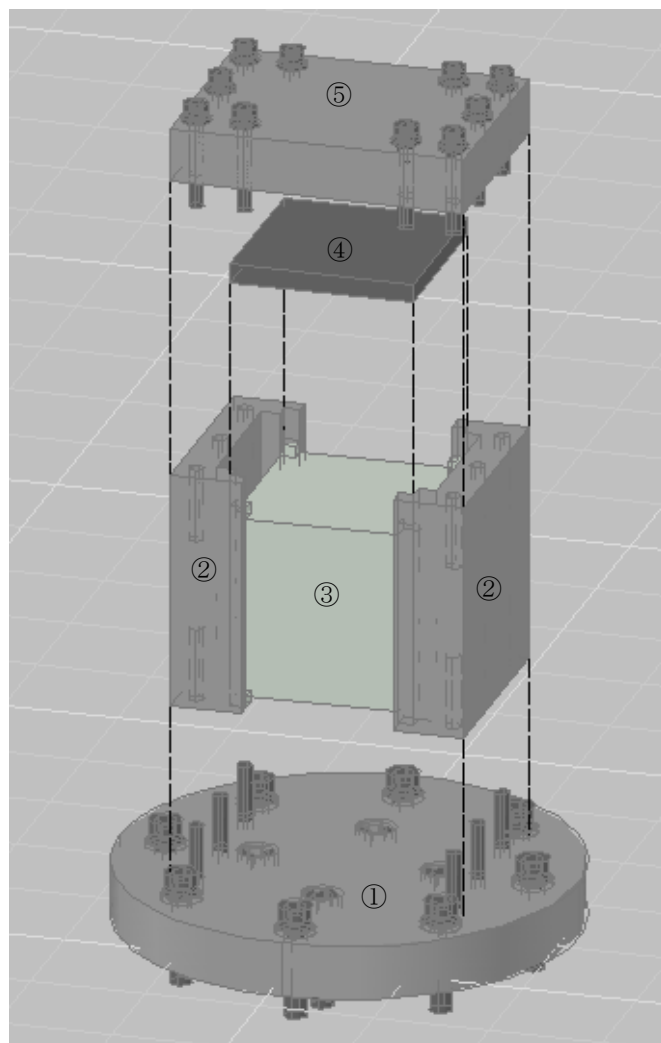


図6 振動試験の治具(立体図)

FIT-SAT EM 振動試験報告書

FIT-SAT プロジェクト

文責 大塚

表 1 改訂記録

改訂符号	年月日	作成者	点検者, 承認者	改訂箇所	改訂内容
初版	2011年1月19日	大塚 俊輝	田中卓史, 河村良行		

1 適用範囲	・・・	4 ページ
1.1 試験目的		
1.2 関連文書		
1.2.1 適用文書		
1.2.2 参考文書		
1.3 供試体		
2 試験概要	・・・	5～6 ページ
2.1 試験場所		
2.2 試験日程		
2.3 試験環境条件		
2.4 試験公差		
2.4.1 試験条件公差（設計要求値）		
2.4.2 測定精度要求		
2.5 試験フロー及び試験スケジュール		
2.6 合否判定基準		
3 試験方法	・・・	6～12 ページ
3.1 振動試験概要		
3.2 試験コンフィギュレーション		
3.3 加振条件		
3.4 計測データ		
3.5 固定条件		
3.6 電気性能試験		
3.6.1 通信試験		
3.6.2 アンテナ試験		
3.6.3 チャタリング試験		
4 試験結果	・・・	13～35 ページ
4.1 試験結果（Y 軸）	・・・	13～19 ページ
4.1.1 モーダルサーベイ試験		
4.1.2 ランダム試験		
4.1.3 サンバースト試験		
4.2 試験結果（X 軸）	・・・	20～26 ページ
4.2.1 モーダルサーベイ試験		
4.2.2 ランダム試験		
4.2.3 サンバースト試験		
4.3 試験結果（Z 軸）	・・・	27～33 ページ
4.3.1 モーダルサーベイ試験		
4.3.2 ランダム試験		
4.3.3 サンバースト試験		
4.4 試験結果（全体）	・・・	34～35 ページ
5 試験実施体制	・・・	35 ページ
6 試験設備及び試験治具	・・・	36 ページ
7 安全管理	・・・	37 ページ
8 緊急連絡系統	・・・	37 ページ

1 適用範囲

本報告書は、FIT-SATのエンジニアリングモデル（以下、EMと称す）の振動試験について適用する。

1.1 試験目的

本振動試験はFIT-SATのEMについて、以下の確認を目的として実施した。

- 1) 衛星構造体及び衛星搭載部品・機器が打上げ時の振動環境に耐えることを確認。
- 2) アンテナ（リン青銅）が展開しないことを確認。
- 3) EMがロケット打ち上げ環境に対し、電気的な機能・性能が変わらない事を確認。
・分離スイッチがONにならないことを確認。（チャタリング）
- 4) 衛星の基本固有振動数を確認。

1.2 関連文書

1.2.1 適用文書

以下の文書は、本文書で規定する範囲においてこの文書の一部をなす。

- 1) JAXA-2010292A JEMペイロードアコモデーションハンドブック -Vol.8-
小型衛星放出インタフェース（技術実証ミッション用）

1.2.1 参考文書

本報告書は以下を参考にして作成したものである。

- 1) FIT-SAT EM 振動試験計画書

1.3 供試体

本試験の供試体を表2、供試体の外観図及び座標系を図1に示す。

表2 供試体

番号	品目	数量	備考
1	FIT-SAT エンジニアリングモデル(EM)	1式	

寸法：X100×Y100×Z113.5 [mm]

質量：1.33 [kg]

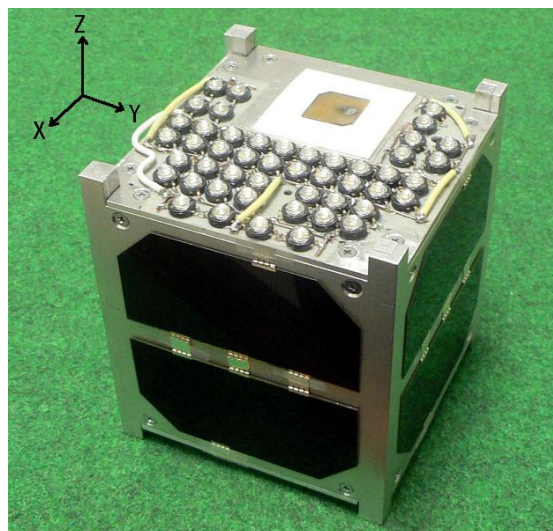


図1 供試体の外観図及び座標系

2 試験概要

2.1 試験場所

九州工業大学 超小型衛星試験センター

2.2 試験日程

2011年12月26日(月)

2.3 試験環境条件

本試験の標準環境条件を以下に示す.

- 1) 温度 :
 - 2) 相対湿度 :
 - 3) 気圧 :
 - 4) 清浄度 :
- (※分かり次第, 記入)

2.4 試験公差

本試験は次の試験条件公差及び測定精度を適用する.

2.4.1 試験条件公差

ランダム振動試験条件

- 1) 全体実行値レベル : ± 1.5 [dB]
- 2) パワースペクトラム密度 : $+3.0$ [dB] / -1.0 [dB]
- 3) 振動周波数 : ± 2 [%]又は1 [Hz]の大きい方
- 4) 負荷時間 : $+10$ [%] / -0 [%]

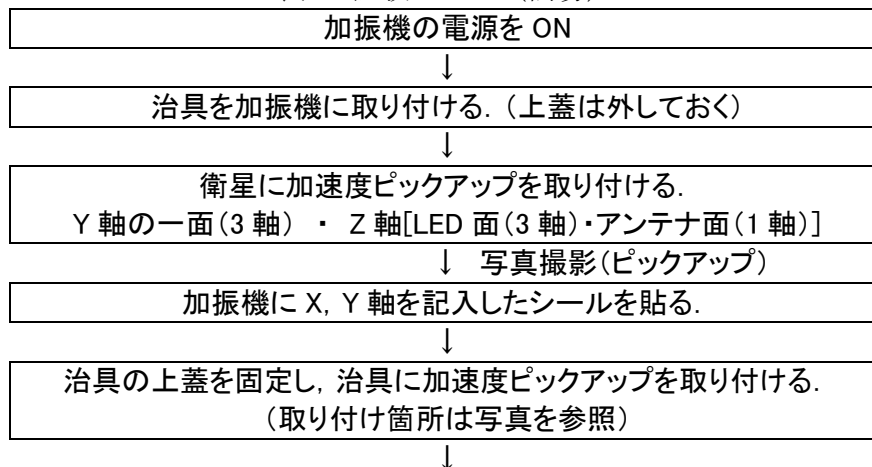
2.4.2 測定精度

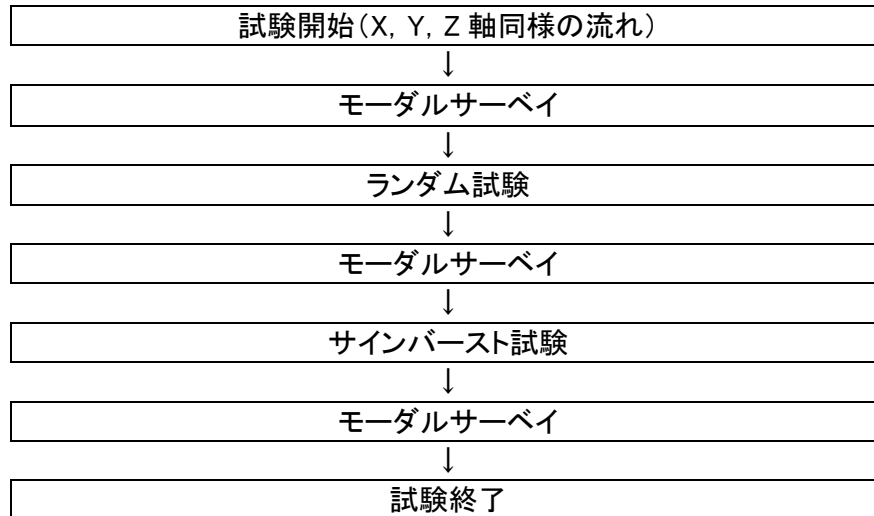
- 1) 加速度系統 : \pm TBD [%]
- 2) 時間 : \pm TBD [%]

2.5 試験フロー及び試験スケジュール

本振動試験の試験フロー (簡易) を表3に示す.

表3 試験フロー (簡易)





2.6 合否判定基準

合否判定基準は以下に示す。

- 1) 外観検査
 - 加振後の外観検査により、有害な変形、損傷等がないこと（外観目視検査）。
 - また、ボルトの緩みがないこと（ボルトの頭に修正液をつけて確認）。
- 2) 振動試験
 - 規定の公差内で供試体が加振され、有意なデータが取得されていること。
- 3) モーダルサーベイ
 - 規定の公差内で加振され、有意なデータが取得されていること。
- 4) 簡易電気性能試験
 - 加振後の機能・性能試験にて加振前と変わらぬ機能・性能をみたとすこと。特性に劣化を示す変動のないこと。アンテナが展開すること。
- 5) 分離スイッチのチャタリング
 - モニタリングしてチャタリングが起きていないことを確認する。チャタリングの確認方法は、3.5.3で述べる。
- 6) アンテナ展開
 - アンテナ（リン青銅）が振動中に展開しないかを確認する。

3 試験方法

3.1 振動試験概要

供試体を、治具（剛性の高いもの）を介して振動試験機に取り付け、振動を負荷する。振動試験では以下に示す確認を行い、異常時には迅速な加振停止などの措置をとる。

- 1) 試験前の確認
 - ・振動試験前の衛星の外観、機能・性能に以上の無い事を検査・試験して結果を記録する。
 - ・加速度センサの貼り付け位置を写真記録する。
- 2) 各軸加振前の確認
 - ・試験のセットアップ状況を写真記録する。
 - ・加振前にタップチェックを行い、計測系統の健全性を確認する。

- 3) 加振時の確認
 - ・加振中は供試体の異常（破損やボルト抜けなど），加速度センサの外れや異音の発生が無い事を確認して，以上の場合は迅速に加振を停止する。
- 4) 加振後の確認
 - ・概観検査を行い，供試体に損傷やボルトの緩み・外れなどが生じていないことを検査する（検査結果を記録する）。
 - ・簡易電気試験を行い，供試体の電气的な機能・性能に異常が生じていない事を確認する。
 - ・加振レベルデータ及び加速度センサデータのクイックレビューを行い，規定の公差内で供試体加振されていること，有意なデータが取得されていること，構造特性（固有振動数など）に異常のないことを確認する。

3.2 振動コンフィギュレーション

加振時のコンフィギュレーションを図示した。

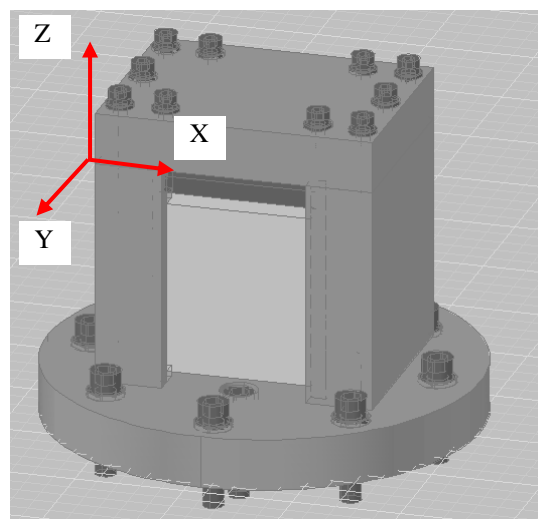


図2 治具の外観図及び座標系

3.3 加振条件

- 1) ランダム振動試験環境

振動試験レベルを表4に示した。

表4 打ち上げ時のランダム振動環境

周波数 [Hz]	PSD	
	[G ² /Hz]	[dB/oct]
20	0.005	
50	0.02	4.6
120	0.031	1.5
230	0.031	0.0
1000	0.0045	-4.0
2000	0.0013	-4.5
Composite	4.0 [Grms]	

(※本試験ではそれぞれ3[dB]上げ，5.7[Grms]，試験時間は1分で試験を行った。)

- 2) 準静的加速度環境（サインバースト試験）
 準静的加速度： $81.8 \text{ [m/s}^2\text{]} \times 1.875$ （終極安全係数）
 周波数：40 [Hz]まで徐々に上げる（10 [Hz]：4 [G] → 20 [Hz]：8 [G] → 40 [Hz]：15[G]）
 試験時間：60 [sec]（往復）
- 3) ランダム低レベル振動試験（モーダルサーベイ）
 ランダムのホワイトノイズ：20～2000 [Hz]
 スペクトラム： $1.16 \times 10^{-4} \text{ [G}^2\text{/Hz]}$ （実効値約 0.5 [Grms]）

3.4 計測データ

加速度ピックアップの位置を図3～図7に示す。

- 1) 入力加速度
 治具上に加速度センサを設置して、入力加速度を計測した（計測点数：2）。
 ※X、Z軸の試験のみ3点で計測。
- 2) 供試体加速度
 供試体に加速度センサを貼り、供試体各部の加速度を計測した（計測点数：7）。
 ※①Y軸の一面（3軸） ・ ②Z軸[LED面（3軸） ・ ③アンテナ面（1軸）

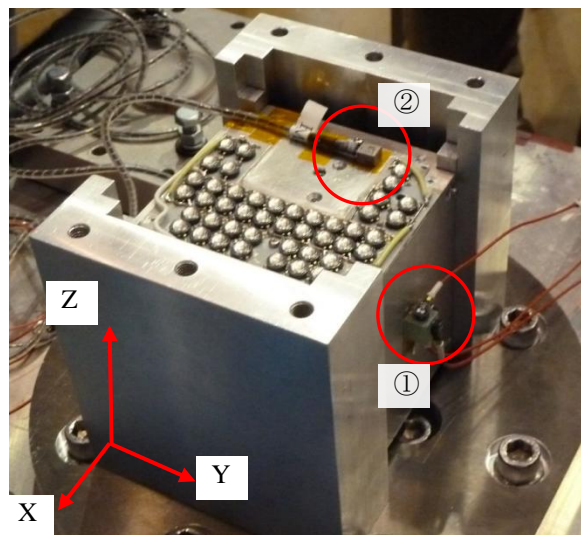


図3 加速度ピックアップ（①Ch3～5、②Ch0～2）の取り付け位置（Y軸面（3軸）・Z軸LED面（3軸））

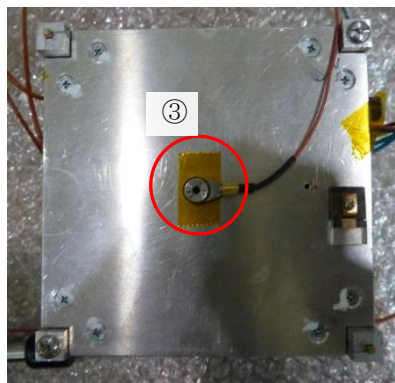


図4 加速度ピックアップ（Ch6）の取り付け位置（アンテナ面（1軸））

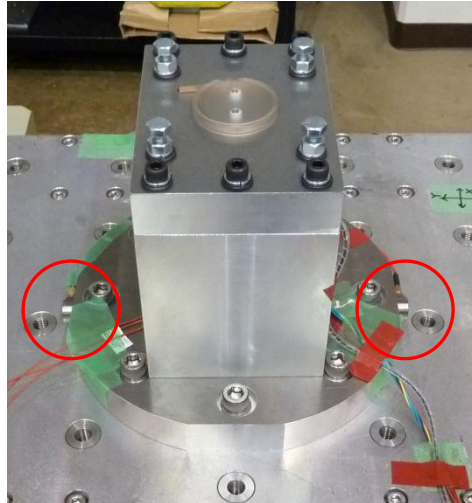


図5 治具の加速度ピックアップの取り付け位置 (Y軸)

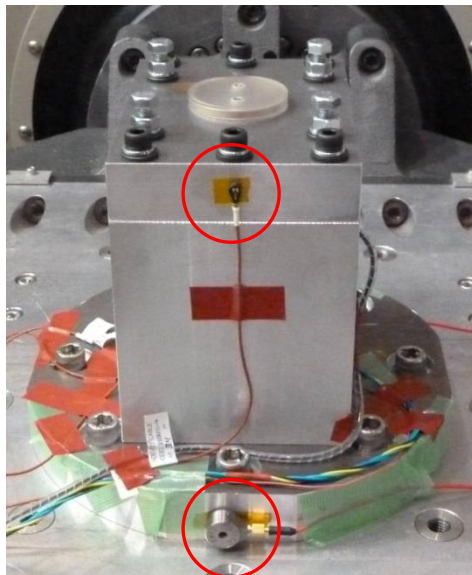


図6 治具の加速度ピックアップの取り付け位置 (X軸のみ)



図7 治具の加速度ピックアップの取り付け位置 (Z軸のみ)

表5 加速度ピックアップ取り付け位置

チャンネル番号	軸	衛星の面	写真
0	X	側面	図 3
1	Y	側面	図 3
2	Z	側面	図 3
3	X	上面	図 3
4	Y	上面	図 3
5	Z	上面	図 3
6	Z	下面	図 4
7~		治具	図 5~7

3.5 固定条件

衛星の構造体のボルト締め付けトルク，治具の固定，衛星のZ面を治具で押さえて固定する際の条件を以下に示す．固定はトルクレンチを使用する．

- 1) 衛星の構造体のボルト締め付けトルク
M2.5（皿ねじ）：0.8 [Nm]
- 2) 治具の固定
M12（六角穴付きボルト）：80~90 [Nm]
M8（六角穴付きボルト）：10 [Nm]
- 3) Z面の固定（モンキーレンチを使用）
衛星と治具の上蓋の間には板厚10mmの板が入っており，六角ボルトを締めることで板を押さえつけ衛星のZ面に負荷をかけることができる．（負荷はレール一本あたり46.6 [N]必要）
M8（六角ボルト）：強め（しっかり固定）

3.6 電気性能試験

3.6.1 通信試験

振動試験後に通信試験を行う．試験内容はLED動作試験，ビーコン送信・パケット送信・パケット受信の確認試験である．

- 1) LED動作試験
衛星に取り付けられたLED(2直列24並列)を電源にリチウムイオン電池(3直列)を使用して100Hzで点灯させる．
使用部品：高出力LED（G42180），リチウムイオン電池(INR18650PB2)
- 2) ビーコン送信
CW/FM送信機とSatComを使用してビーコン信号を送信し，地上局の無線機で受信する．
- 3) パケット送信
CW/FM送信機とSatComを使用してパケット信号を送信し，地上局の無線機で受信してパソコン上に受信した文字を出力する．
- 4) パケット受信
地上局の無線機から送信されたパケット信号をFM受信機とSatCom使用して受信する．正常に受信しているかを確認するために受信された信号をパソコン上に出力する．

1)での使用部品：高出力LED（G42180），リチウムイオン電池(INR18650PB2)

2)~4)の使用機器：・430MHz帯CW/FM送信機(TXE430MFMCW-301A)

・430MHz帯FM受信機(RXE430M-301A)

・超小型人工衛星用通信制御ユニット(SatCom HVU-301)

3.6.2 アンテナ試験

アンテナ収納ケース（アンテナは収納している状態）を治具の上蓋に固定し、衛星と共に振動試験を行う。ケースからアンテナを少し出し、その先端の位置に印（治具にサインペン）をつけ、印から動いていないかを確認する（図8）。

また振動後に衛星に電池を接続し、アンテナが展開する事を確認試験する。

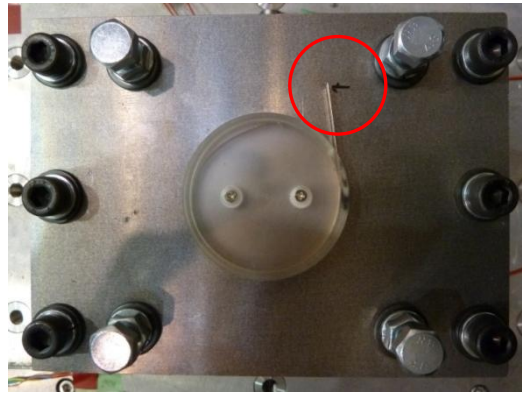


図8 アンテナ展開の確認の様子

X軸で試験を行う時はアンテナの先端の振れが大きかったため、ガラスエポキシのブロックを図9のように置き、振れを小さくした。



図9 アンテナ振れ止めブロック

3.5.3 チャタリング試験

チャタリングはチャタリング発光装置とデータロガーを組み合わせ確認する。チャタリング発光装置はワンショットマルチバイブレータとLEDを組み合わせた回路（図10）で、一瞬でもスイッチがタッチすると4秒間LEDが点灯する。これを1秒サンプリングのデータロガーで記録し、試験中にスイッチがONになったかを確認して判断する。

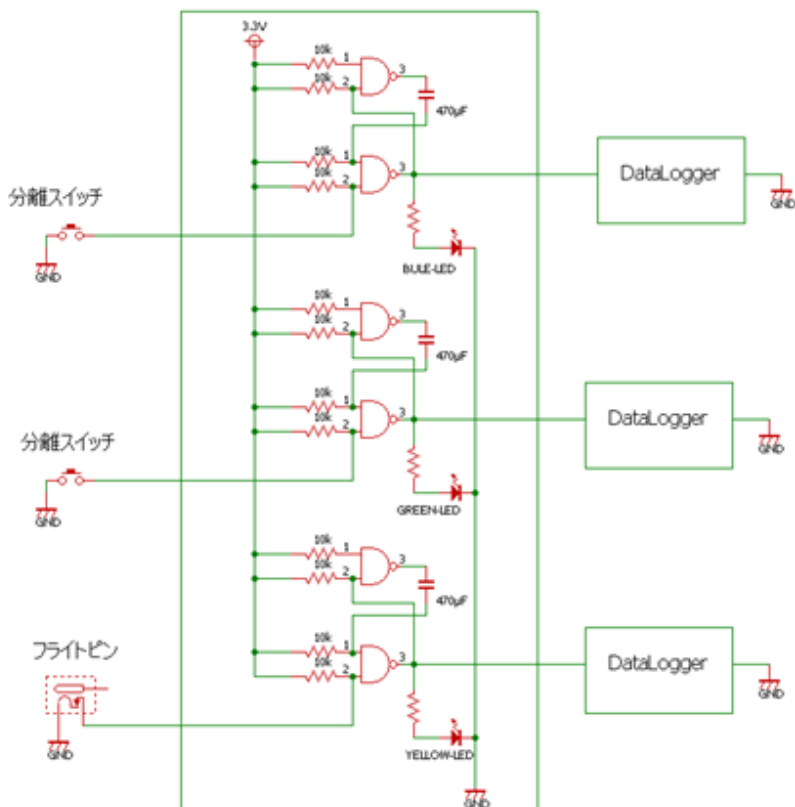


図10 チャタリング検出回路

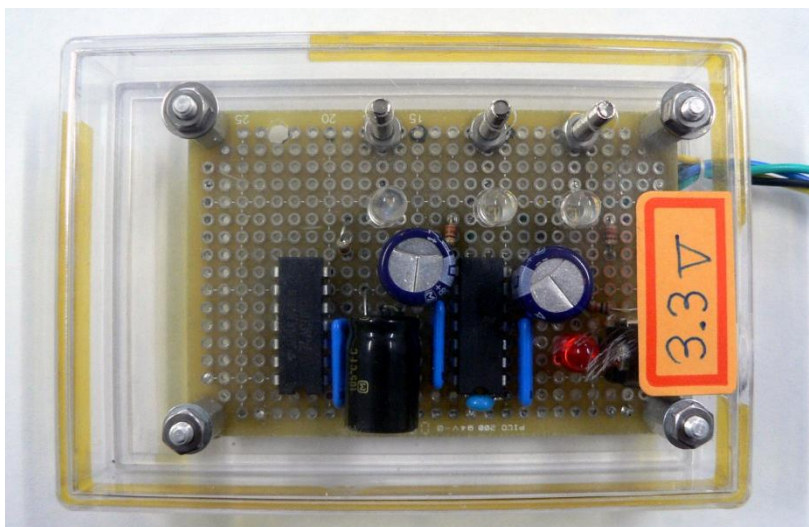


図11 チャタリング検出回路（写真）

4 試験結果

試験結果を試験の流れ（試験開始～終了）に沿って述べる。また、全体の試験結果のまとめを述べる。

4.1 試験結果（Y 軸）

振動試験は Y 軸から行った。Y 軸の試験の流れを表 6、試験の様子を図 12 に示す。

表 6 Y 軸の試験の流れ

		試験簡易名称
Y 軸	モーダルサーベイ	モーダル 1
	↓ アンテナ面のピックアップの調整	
	モーダルサーベイ	モーダル 2
	↓ ピックアップの調整	
	モーダルサーベイ	モーダル 3
	↓	
	ランダム試験 (QT)	ランダム 4
	↓ アンテナ面のピックアップの調整	
	モーダルサーベイ	モーダル 5
	↓	
	ランダム試験 (QT)	ランダム 6
	↓	
	モーダルサーベイ	モーダル 7
↓		
サインバースト試験	サインバースト 8	
↓		
モーダルサーベイ	モーダル 9	
↓		
治具を外し、治具を 90 度回転させ X 軸に変更		

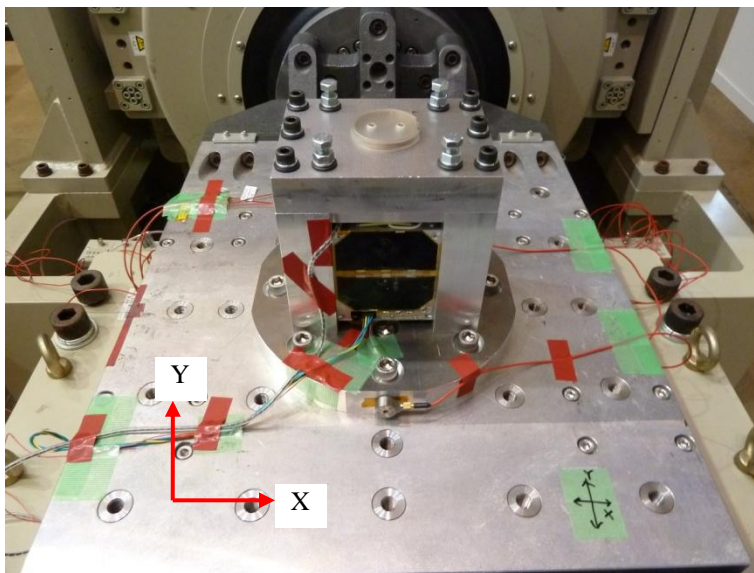


図 12 Y 軸の試験の様子

4.1.1 モーダルサーベイ試験

Y 軸試験時の制御用加速度ピックアップの出力波形及び制御波形を図 13, 図 14 に示す。制御波形から試験レベルに制御出来ていることを示す。

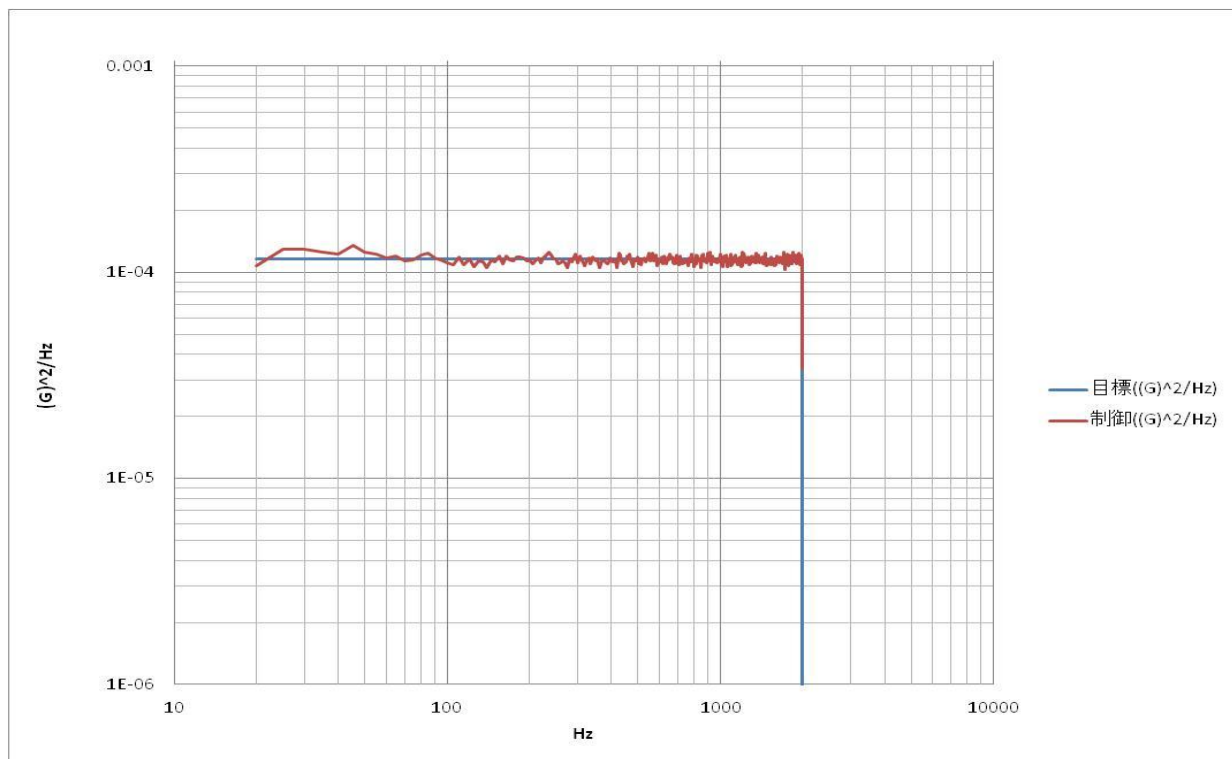


図 13 モーダル5の制御波形 (Y軸)

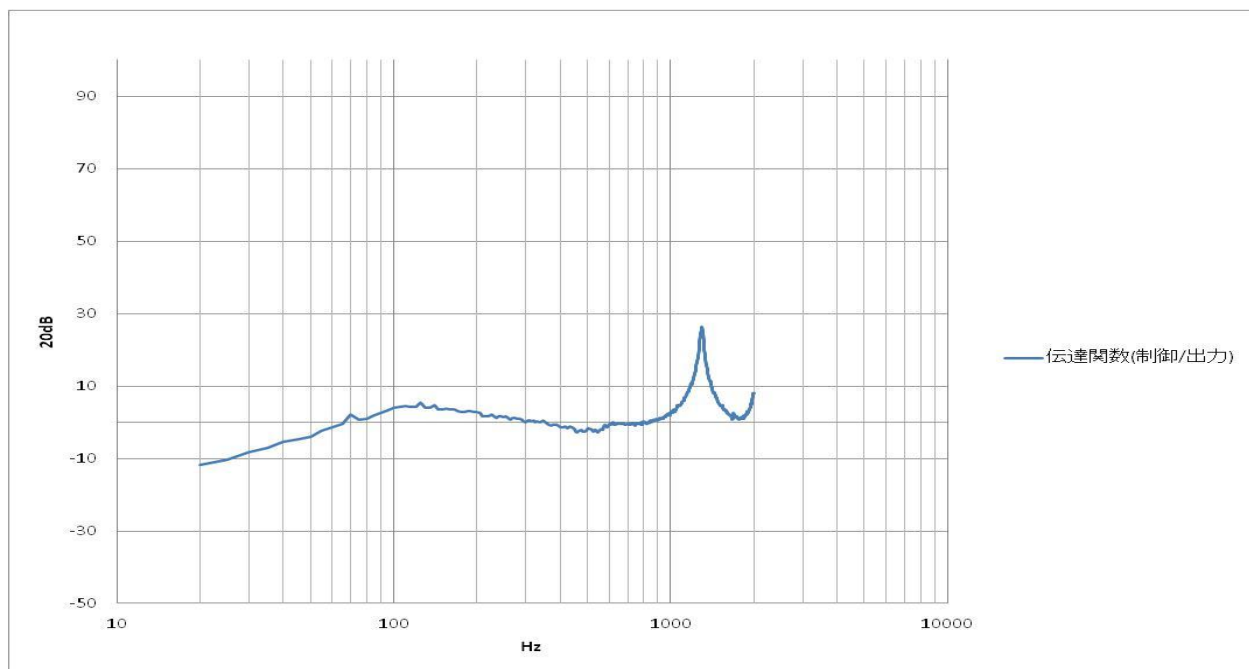


図 14 モーダル5の伝達関数 (Y軸)

次に高速フーリエ変換（FFT）の波形を図 15～図 18 に示す。加振前のモーダル 5 と加振後のモーダル 9 を比較した。加振前と加振後のグラフには特に変化がないことを確認できた。

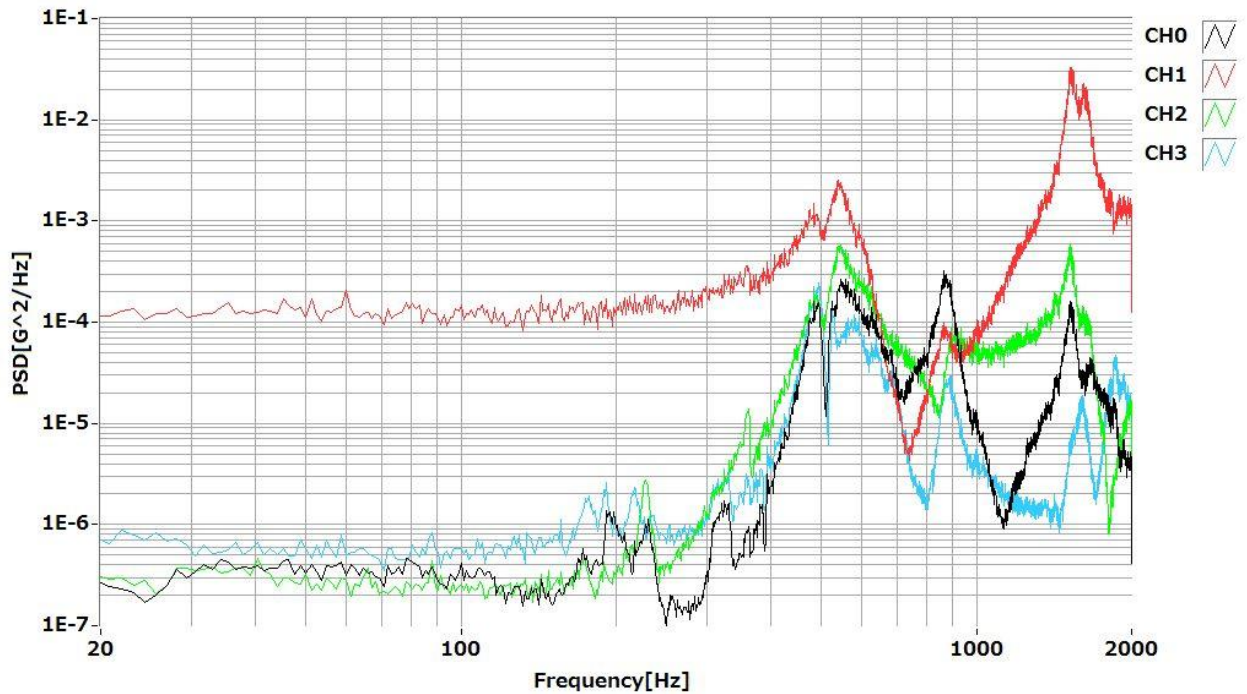


図 15 (Y 軸) モーダル 5 の FFT グラフ (Ch0~3)

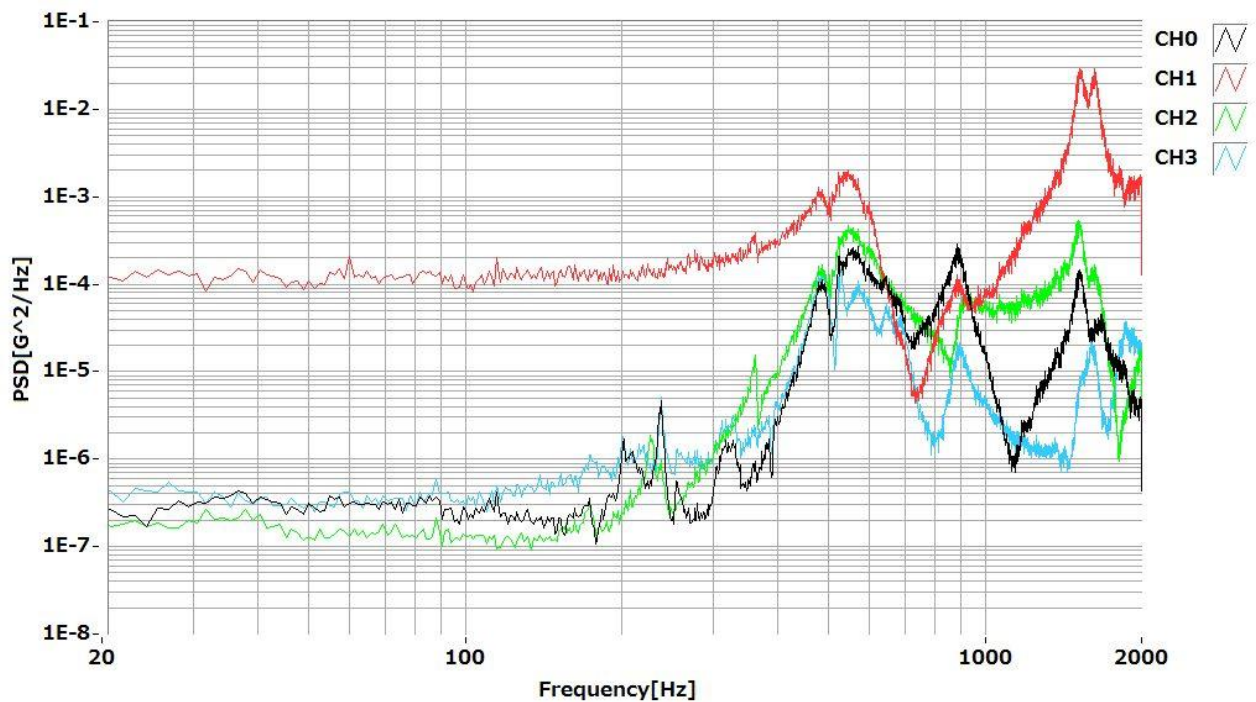


図 16 (Y 軸) モーダル 9 の FFT グラフ (Ch0~3)

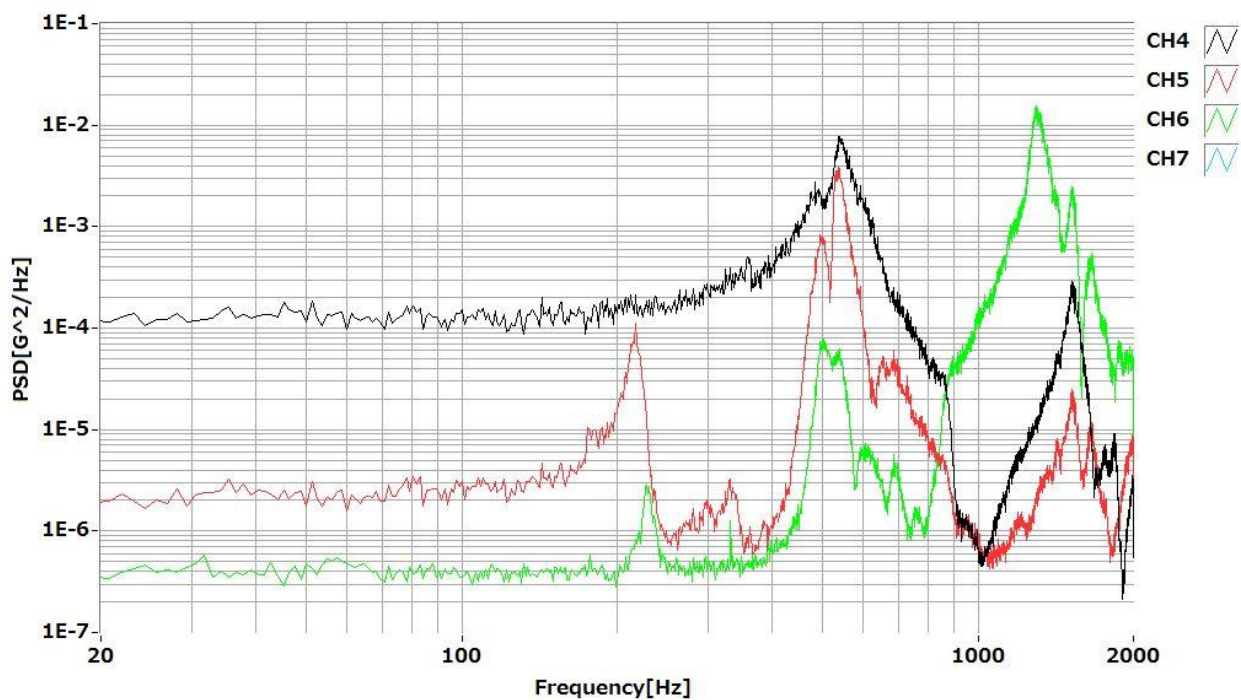


図 17 (Y 軸) モーダル 5 の FFT グラフ (Ch4~6)

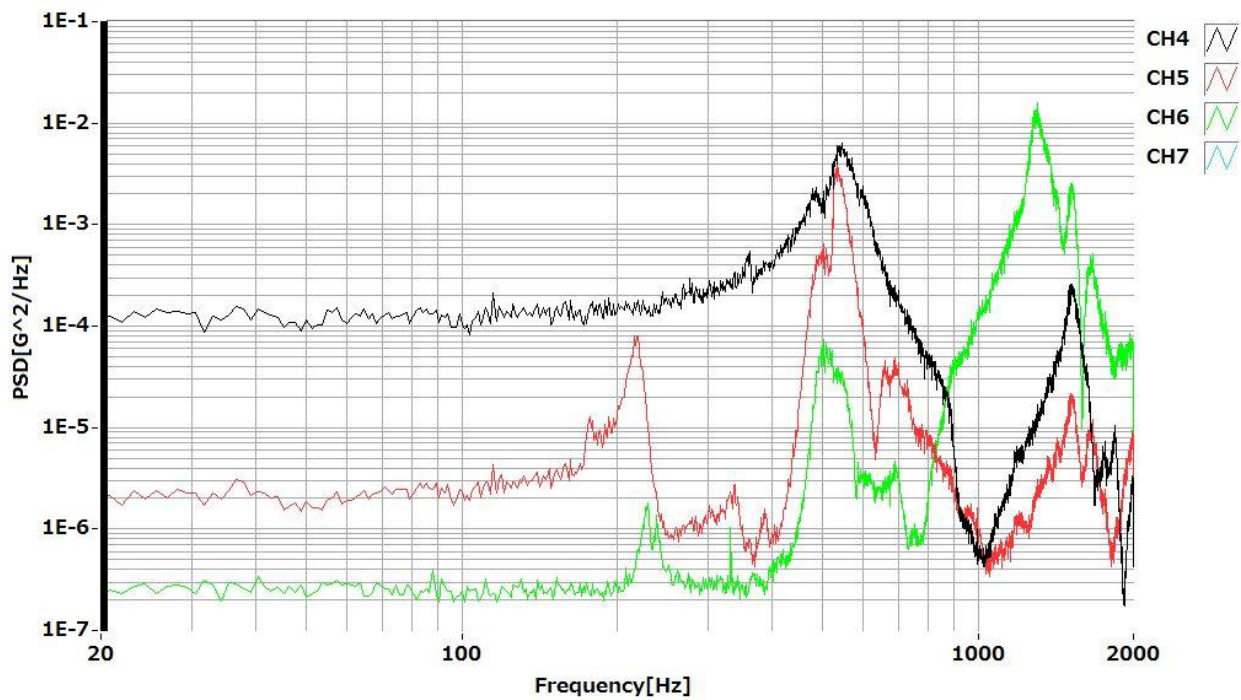


図 18 (Y 軸) モーダル 9 の FFT グラフ (Ch4~6)

4.1.2 ランダム試験

モーダルサーベイ（4.1.1）と同様に制御用加速度ピックアップの出力波形及び制御波形を図 19、図 20 に示す。制御波形から試験レベルに制御出来ていることを示す。

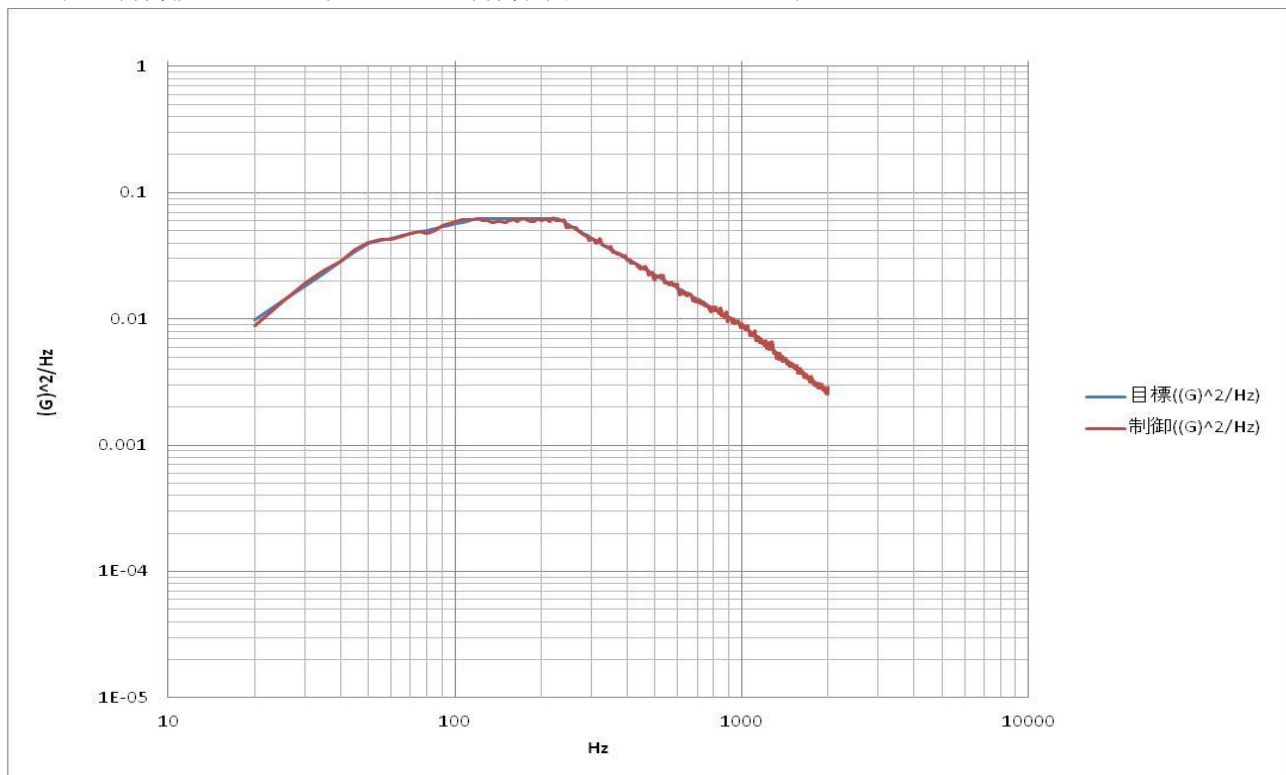


図 19 ランダム 6 の制御波形 (Y 軸)

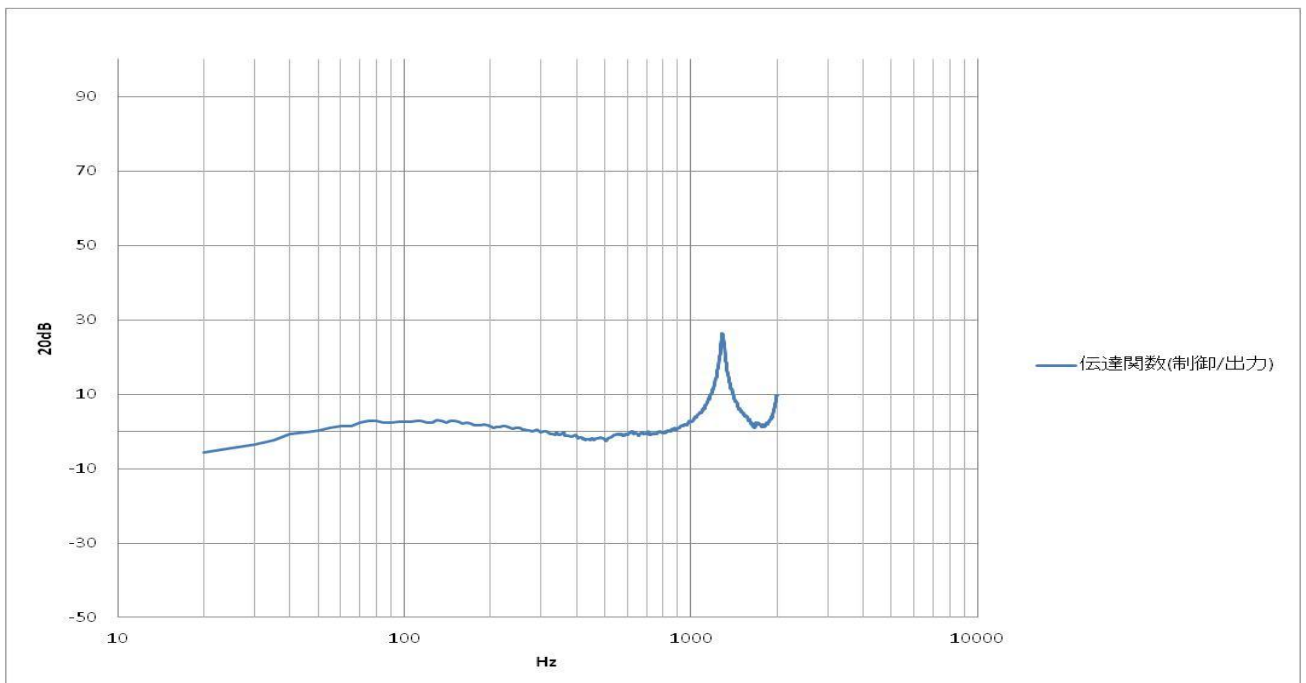


図 20 ランダム 6 の伝達関数 (Y 軸)

次に高速フーリエ変換（FFT）の波形を図 21、図 22 に示す。

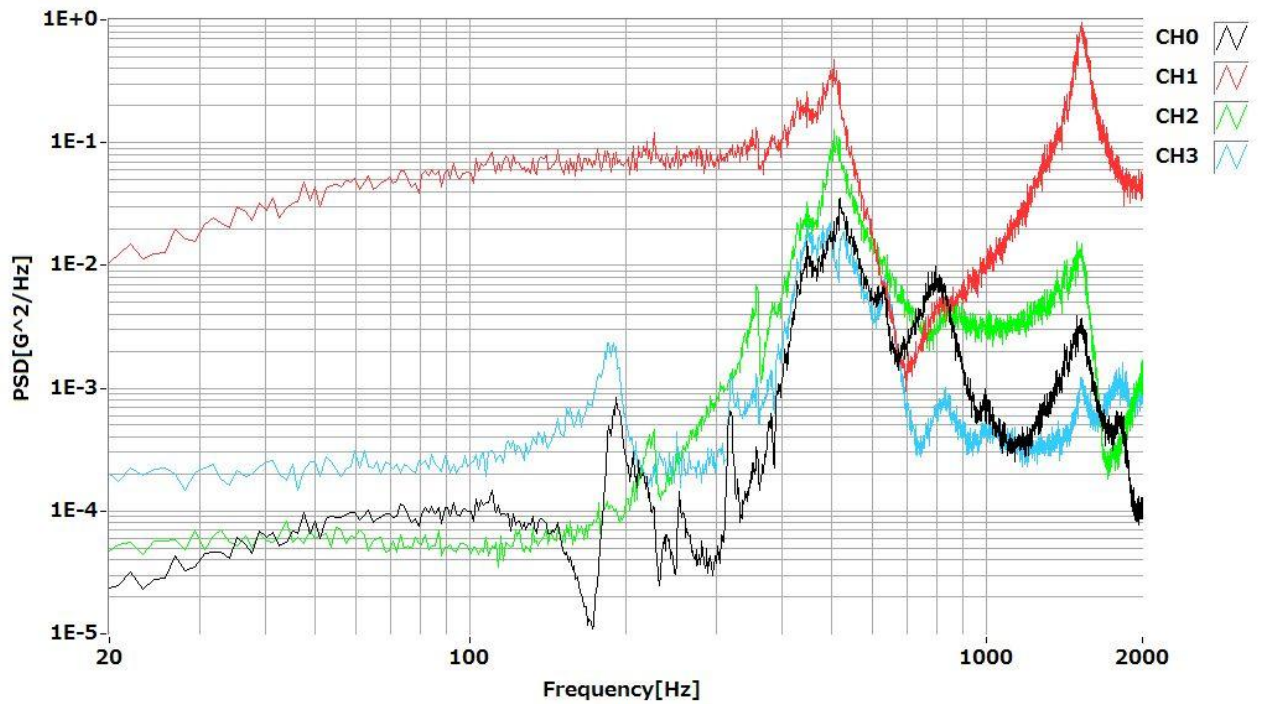


図 21 (Y 軸) ランダム 6 の FFT グラフ (Ch0~3)

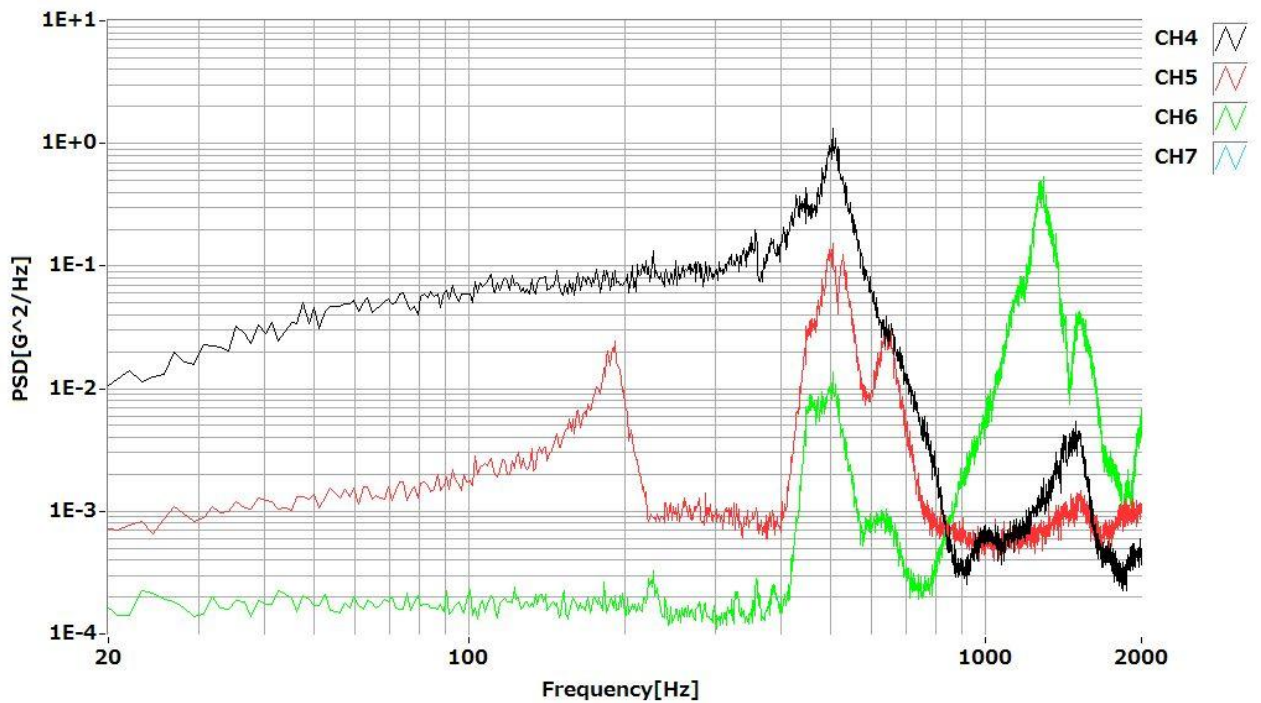


図 22 (Y 軸) ランダム 6 の FFT グラフ (Ch4~6)

4.1.3 サインバースト試験

同様に制御用加速度ピックアップの出力波形及び制御波形を図 23 に示す。制御波形から試験レベルに制御出来ていることを示す。

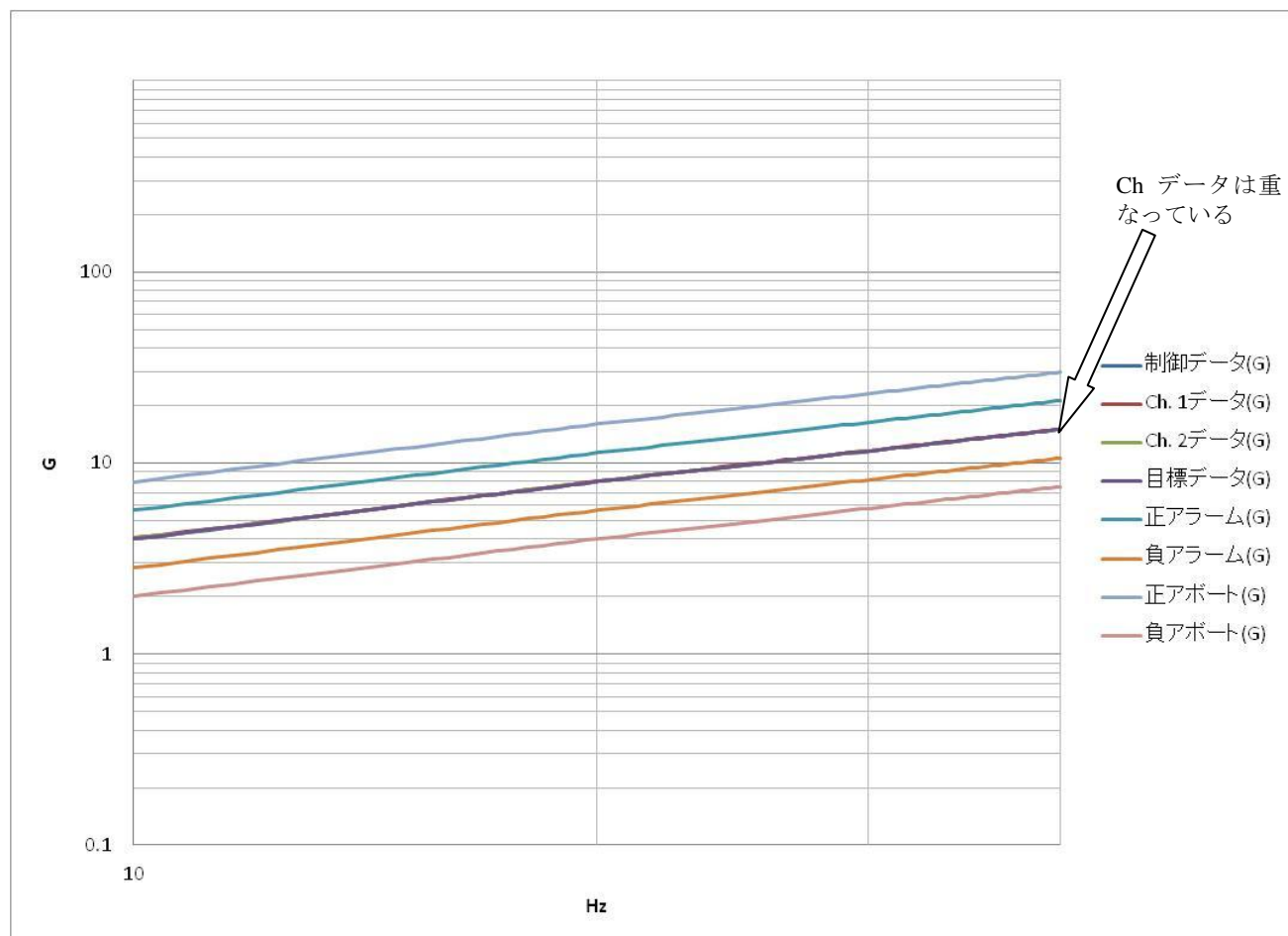


図 23 (Y 軸) サインバースト 8 の制御波形

4.2. 試験結果 (X 軸)

Y 軸の次に X 軸の振動試験を行った。X 軸の試験の流れを表 7, 試験の様子を図 24 に示す。

表 7 X 軸の試験の流れ

モーダルサーベイ	モーダル 10
↓	
ランダム試験 (QT)	ランダム 11
↓ アンテナ試験の調整 (治具の上蓋)	
モーダルサーベイ	モーダル 12
↓	
ランダム試験 (QT)	ランダム 13
↓	
モーダルサーベイ	モーダル 14
↓	
サインバースト試験	サインバースト 15
↓	
モーダルサーベイ	モーダル 16
↓	
治具を外し, 加振機を 90 度回転させ Z 軸に変更	

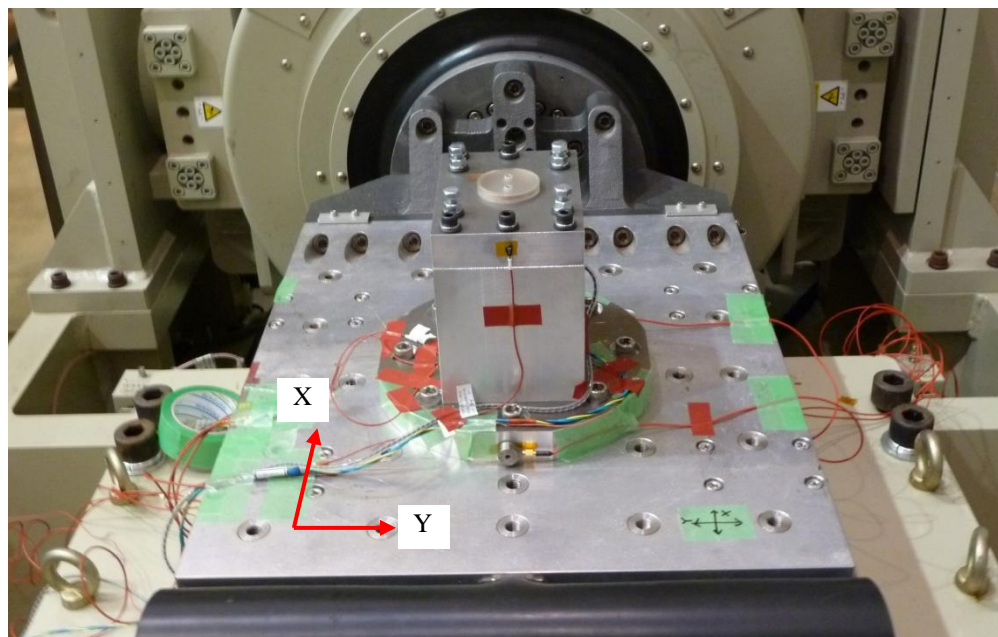


図 24 X 軸の試験の様子

4.2.1 モーダルサーベイ試験

X 軸試験時の制御用加速度ピックアップの出力波形及び制御波形を図 25, 図 26 示す. 制御波形から試験レベルに制御出来ていることを示す.

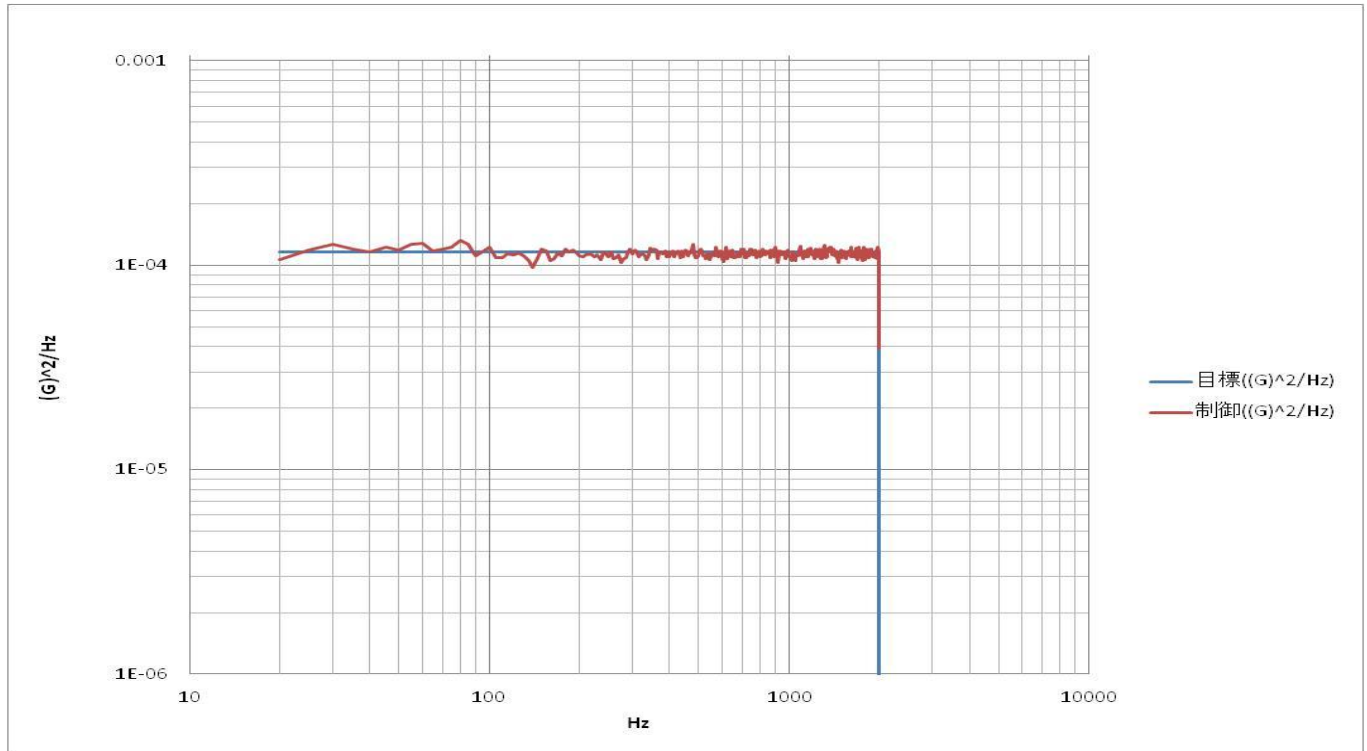


図 25 モーダル 12 の制御波形 (X 軸)

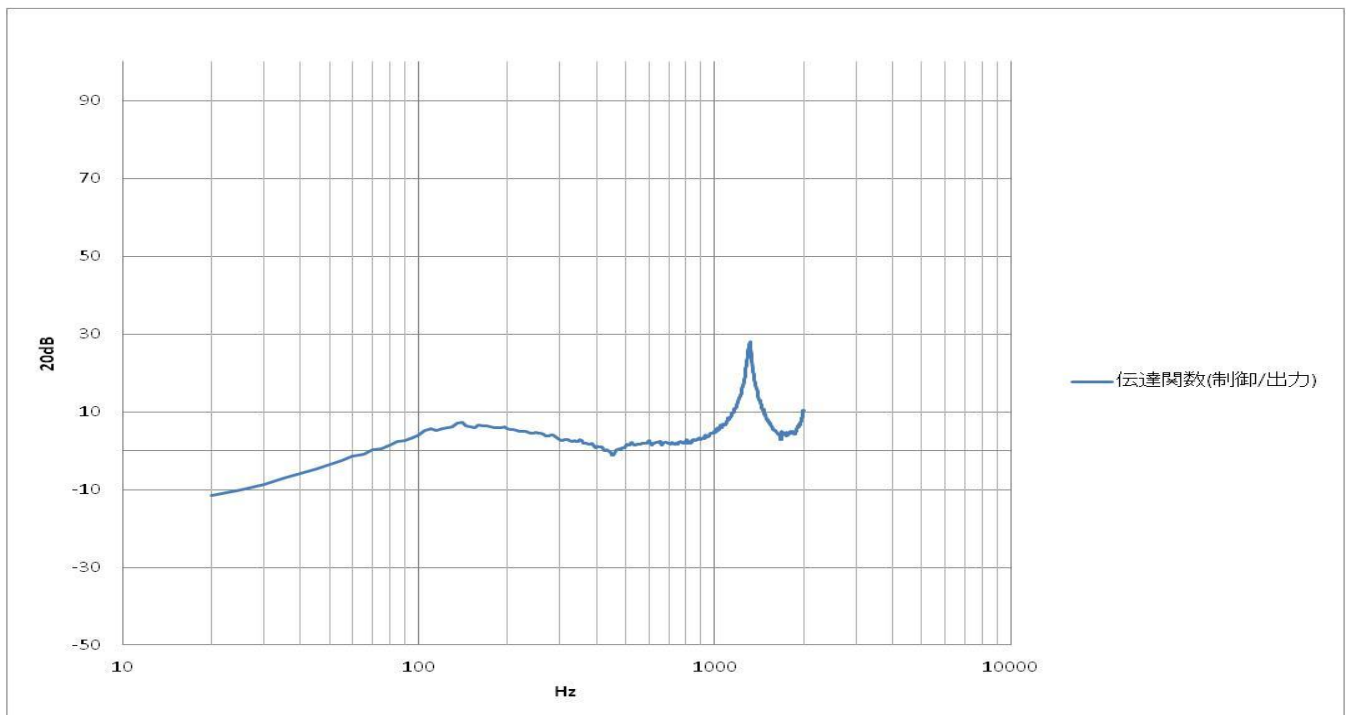


図 26 モーダル 12 の伝達関数 (X 軸)

次に高速フーリエ変換（FFT）の波形を図 27～図 30 に示す。加振前のモーダル 12 と加振後のモーダル 16 を比較した。加振前と加振後のグラフには特に変化がないことを確認できた。

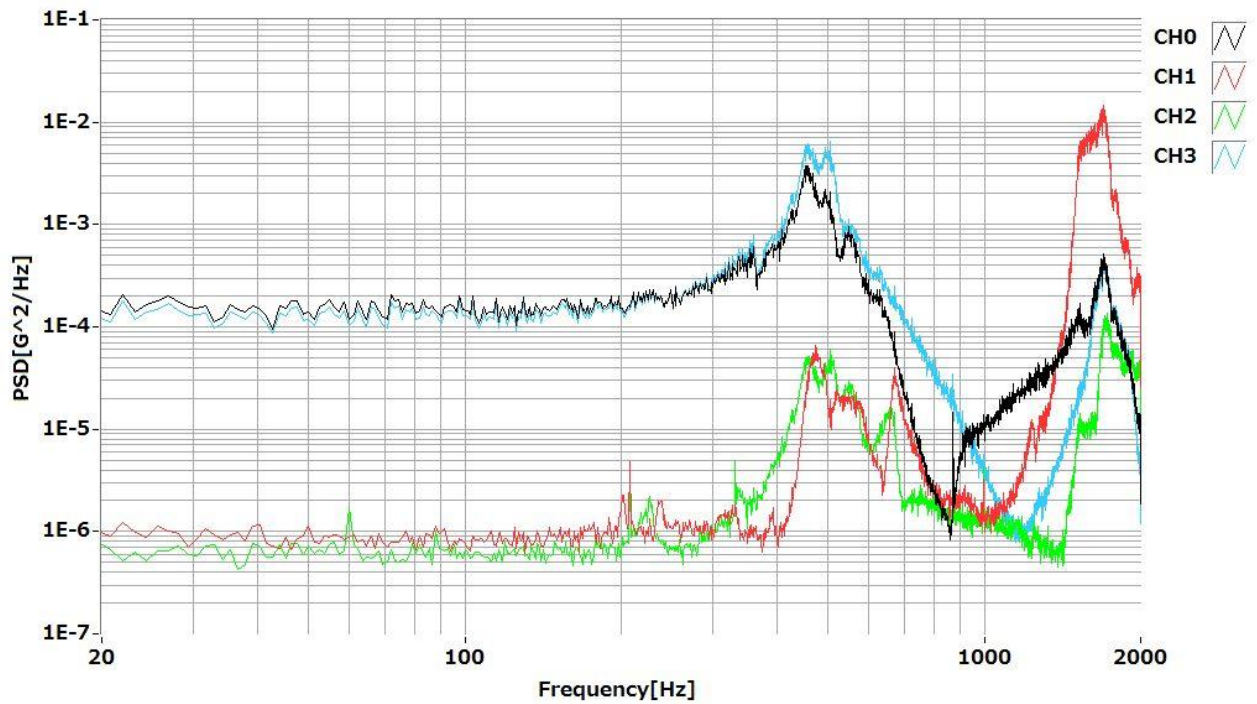


図 27 (X 軸) モーダル 12 の FFT グラフ (Ch0~3)

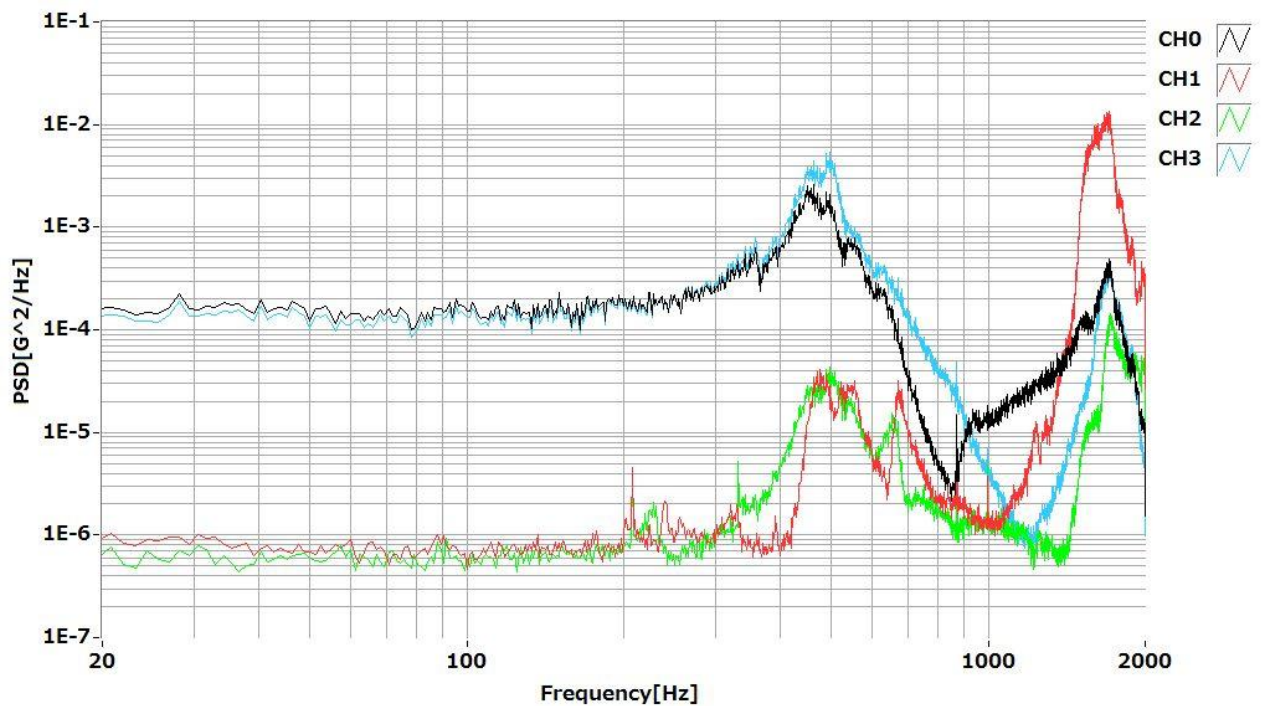


図 28 (X 軸) モーダル 16 の FFT グラフ (Ch0~3)

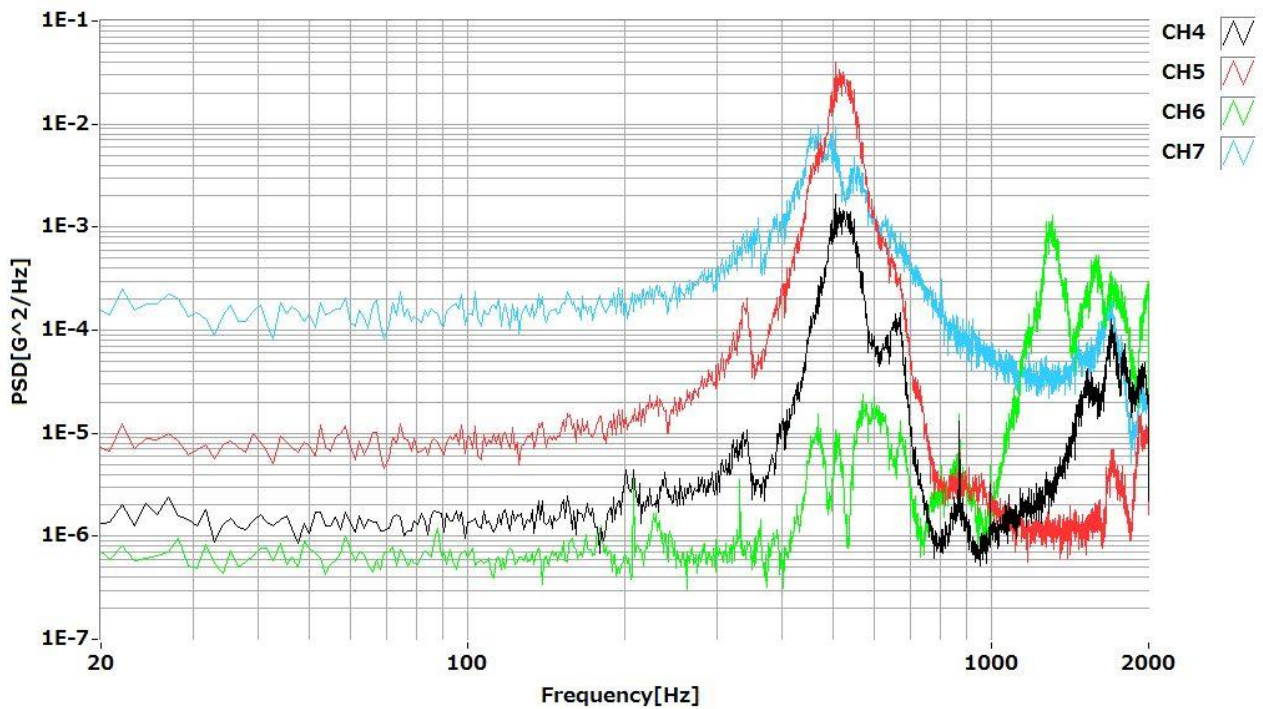


図 29 (X 軸) モーダル 12 の FFT グラフ (Ch4~6)

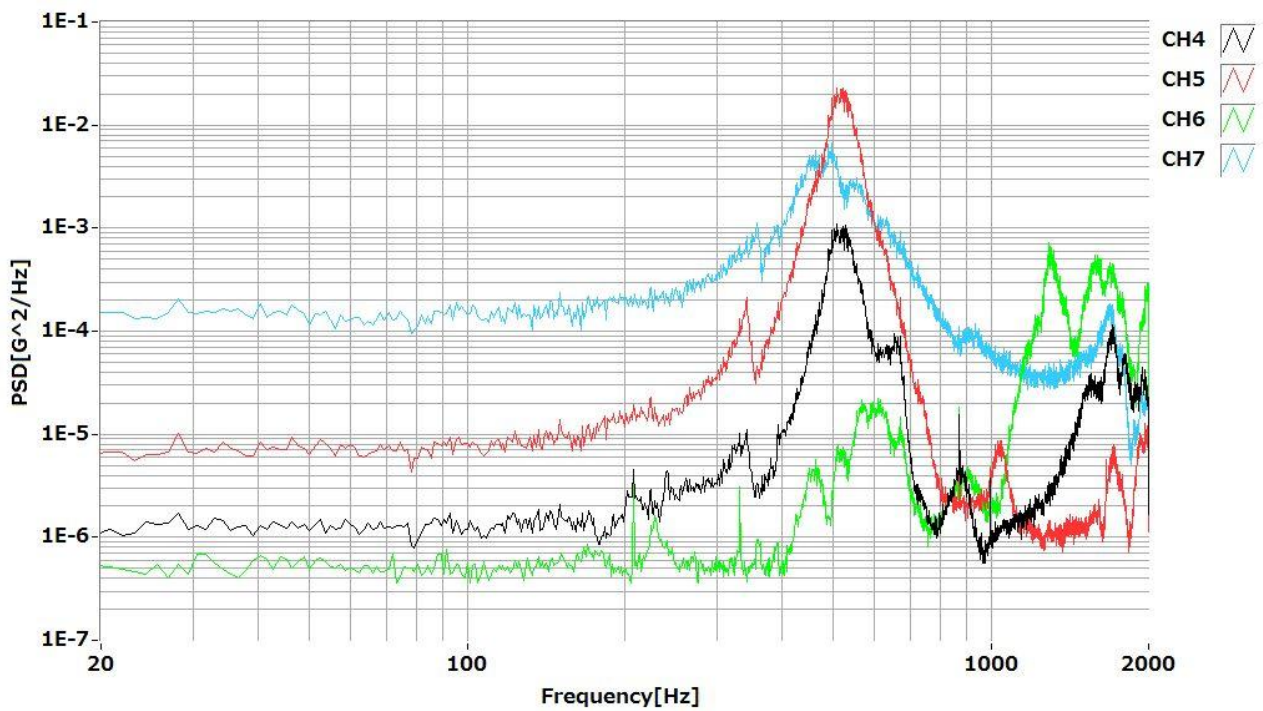


図 30 (X 軸) モーダル 16 の FFT グラフ (Ch4~6)

4.2.2 ランダム試験

同様に制御用加速度ピックアップの出力波形及び制御波形を図 31・図 32 に示す。制御波形から試験レベルに制御出来ていることを示す。

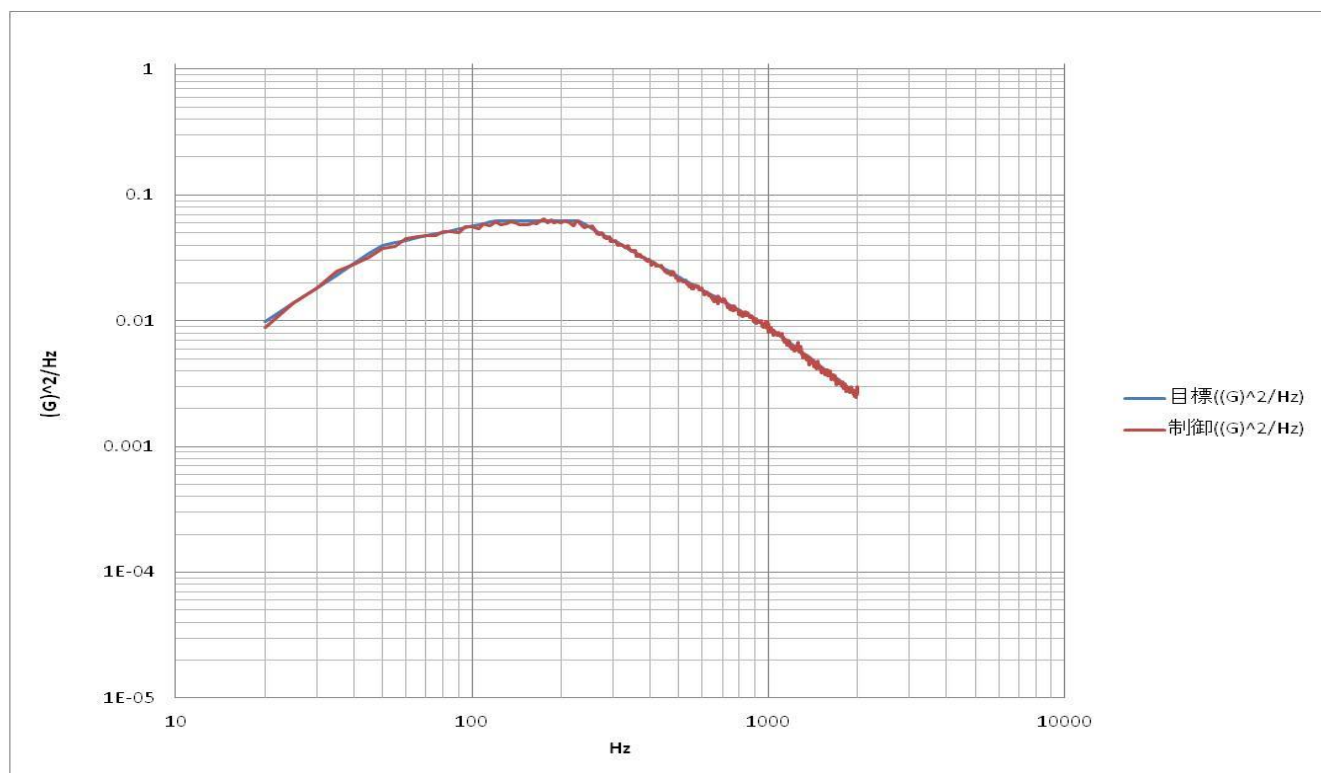


図 31 ランダム 13 の制御波形 (X 軸)

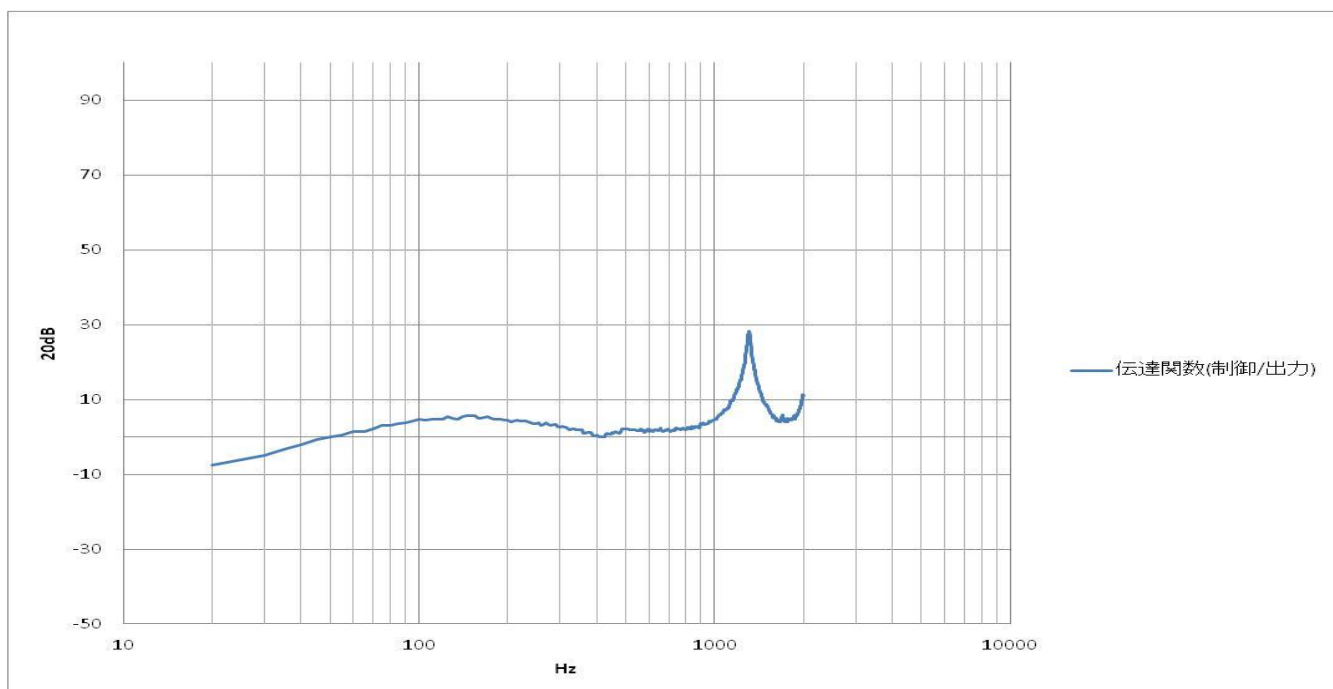


図 32 ランダム 13 の伝達関数 (X 軸)

次に高速フーリエ変換（FFT）の波形を図 33、図 34 に示す。

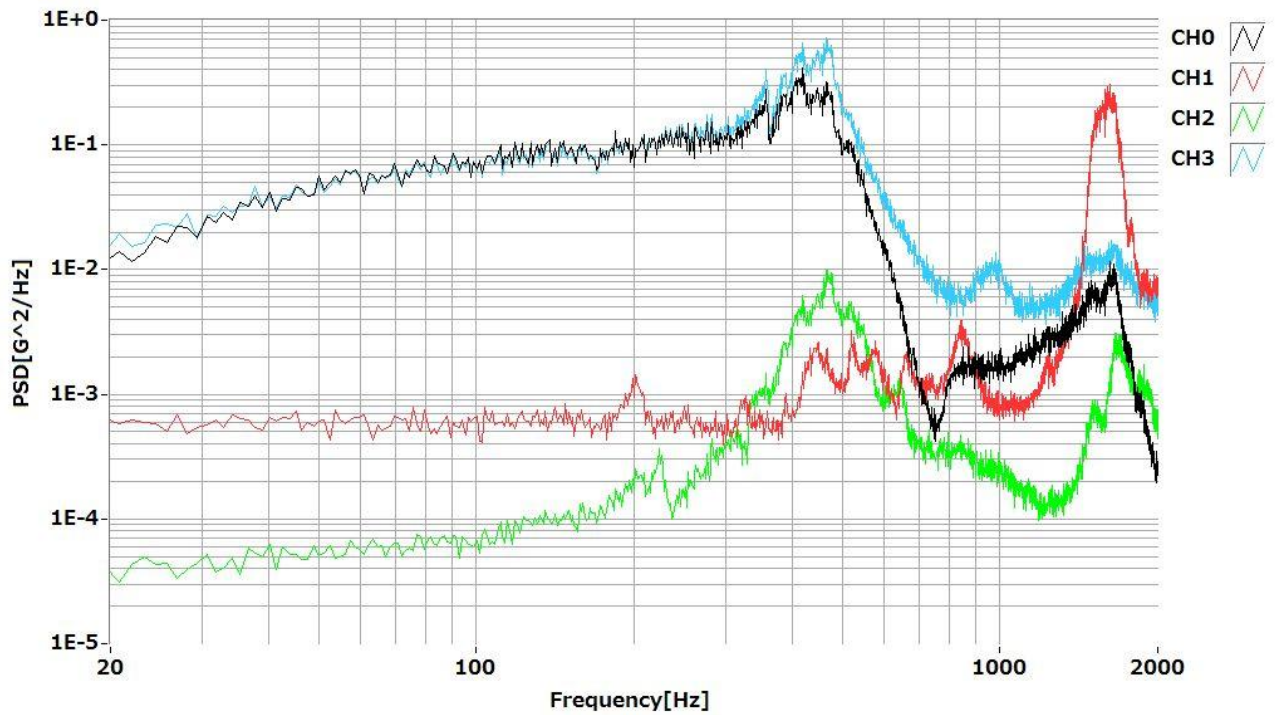


図 33 (X 軸) ランダム 13 の FFT グラフ (Ch0~3)

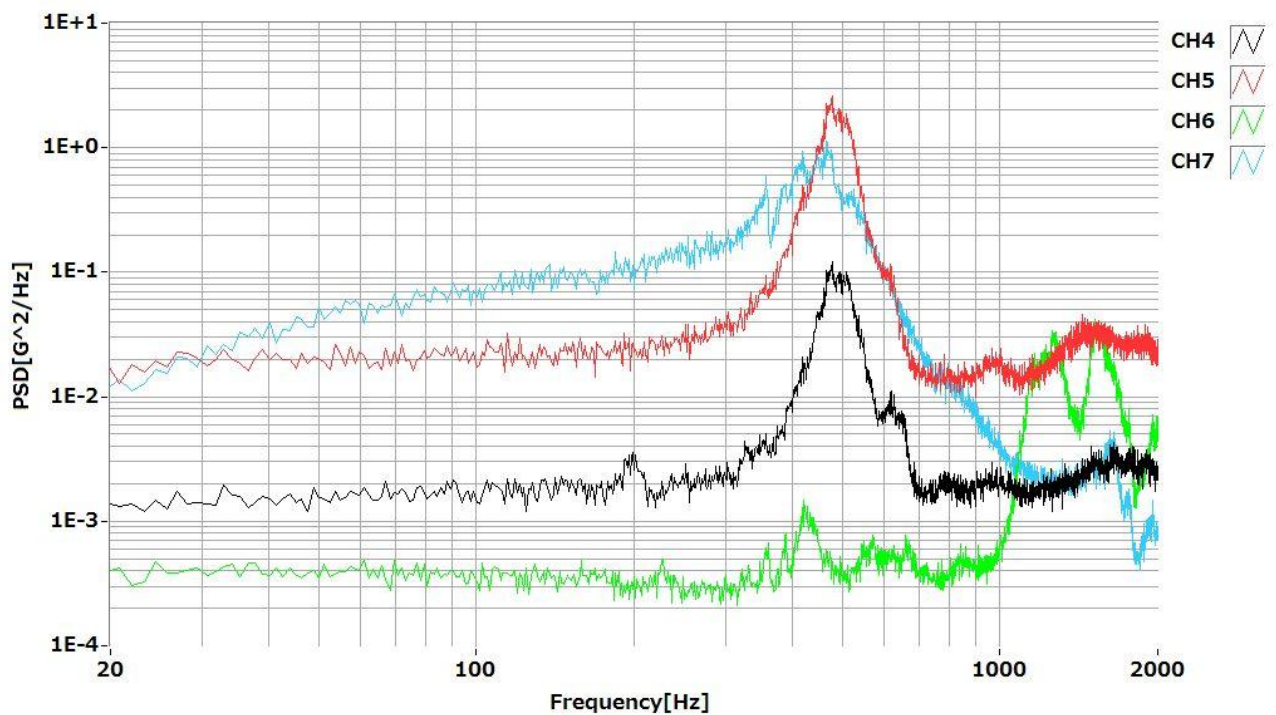


図 34 ランダム 13 の FFT グラフ (Ch4~6)

4.2.3 サインバースト試験

同様に制御用加速度ピックアップの出力波形及び制御波形を図 35 に示す。制御波形から試験レベルに制御出来ていることを示す。

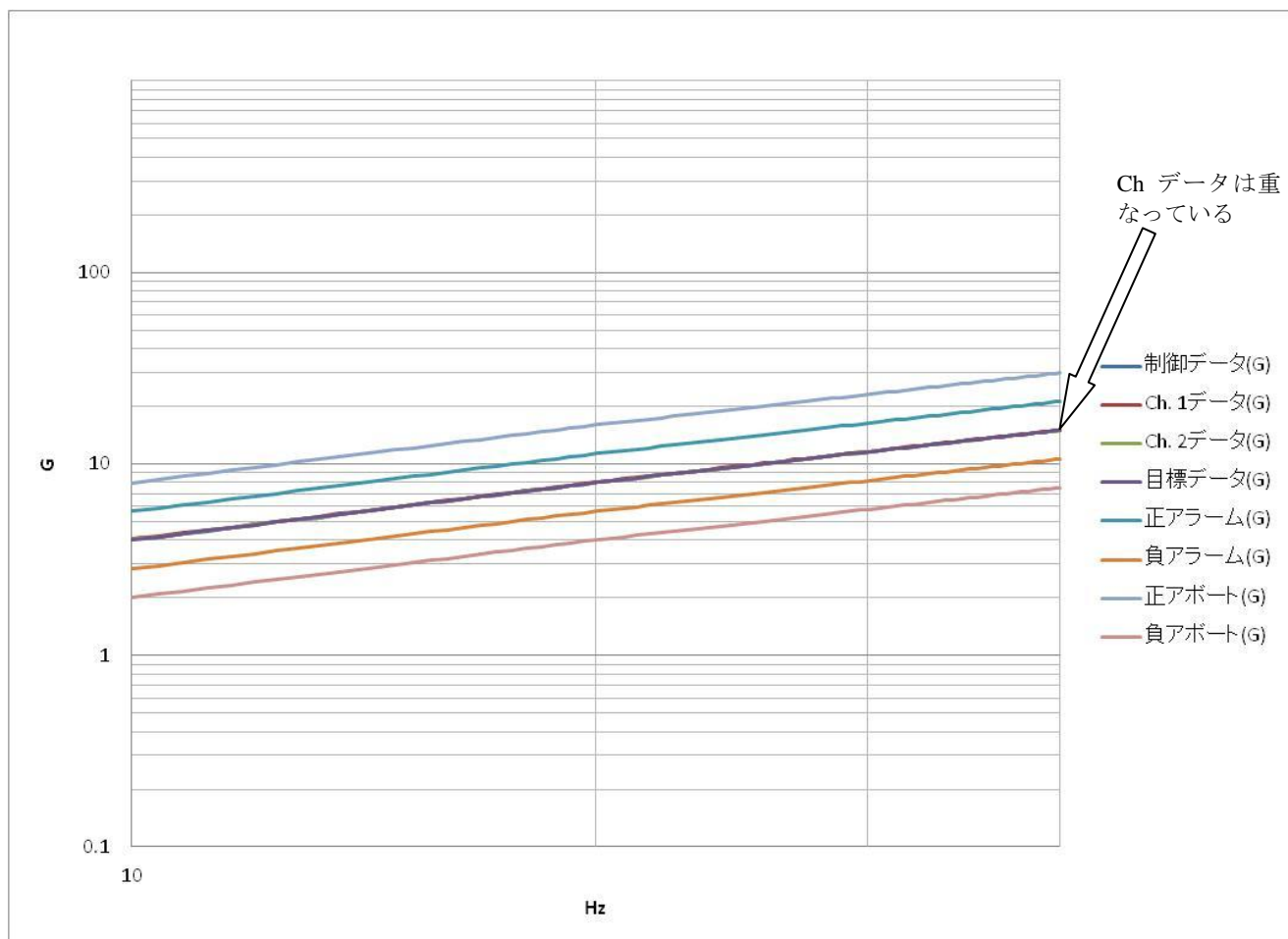


図 35 サインバースト 15 の制御波形 (X 軸)

4.3 試験結果 (Z 軸)

X 軸の次に Z 軸の振動試験を行った。Z 軸の試験の流れを表 8、試験の様子を図 36 に示す。

表 8 Z 軸の試験の流れ

モーダルサーベイ	モーダル 17
↓ ピックアップの調整	
モーダルサーベイ	モーダル 18
↓	
ランダム試験 (QT)	ランダム 19
↓	
モーダルサーベイ	モーダル 20
↓	
サインバースト試験	サインバースト 21
↓	
モーダルサーベイ	モーダル 22
↓	
終了	

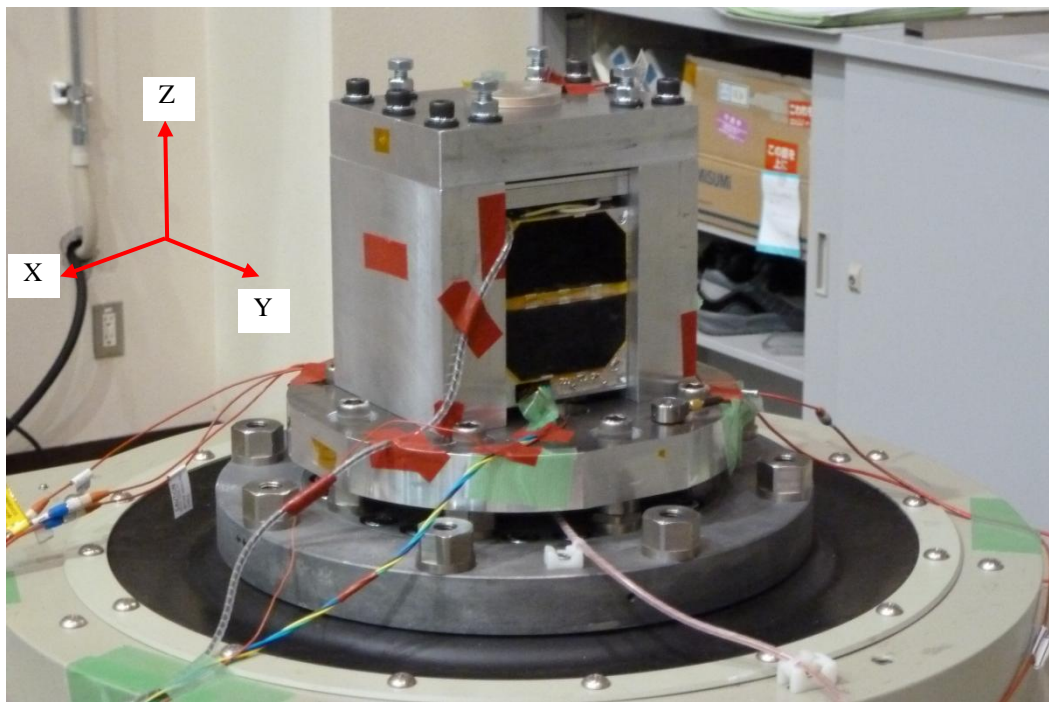


図 36 Z 軸の試験の様子

4.3.1 モーダルサーベイ試験

Z 軸試験時の制御用加速度ピックアップの出力波形及び制御波形を図 37・図 38 に示す。制御波形から試験レベルに制御出来ていることを示す。

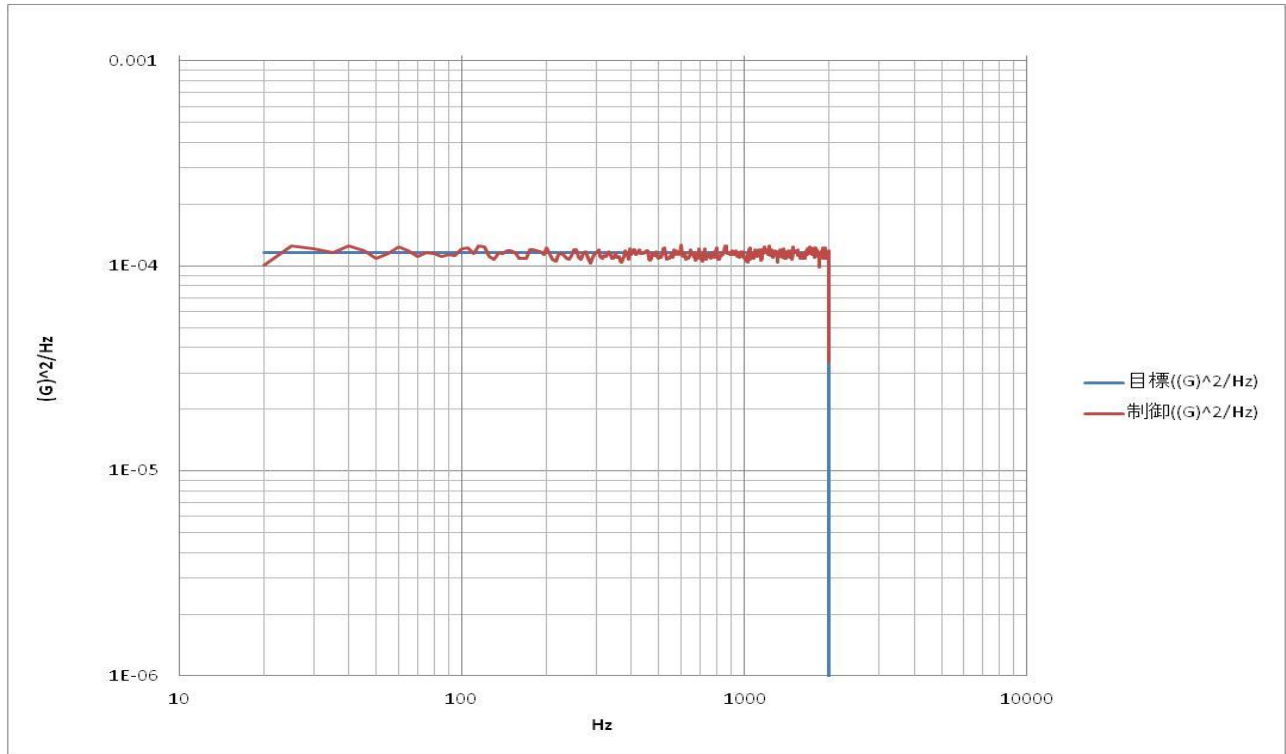


図 37 モーダル 18 の制御波形 (Z 軸)

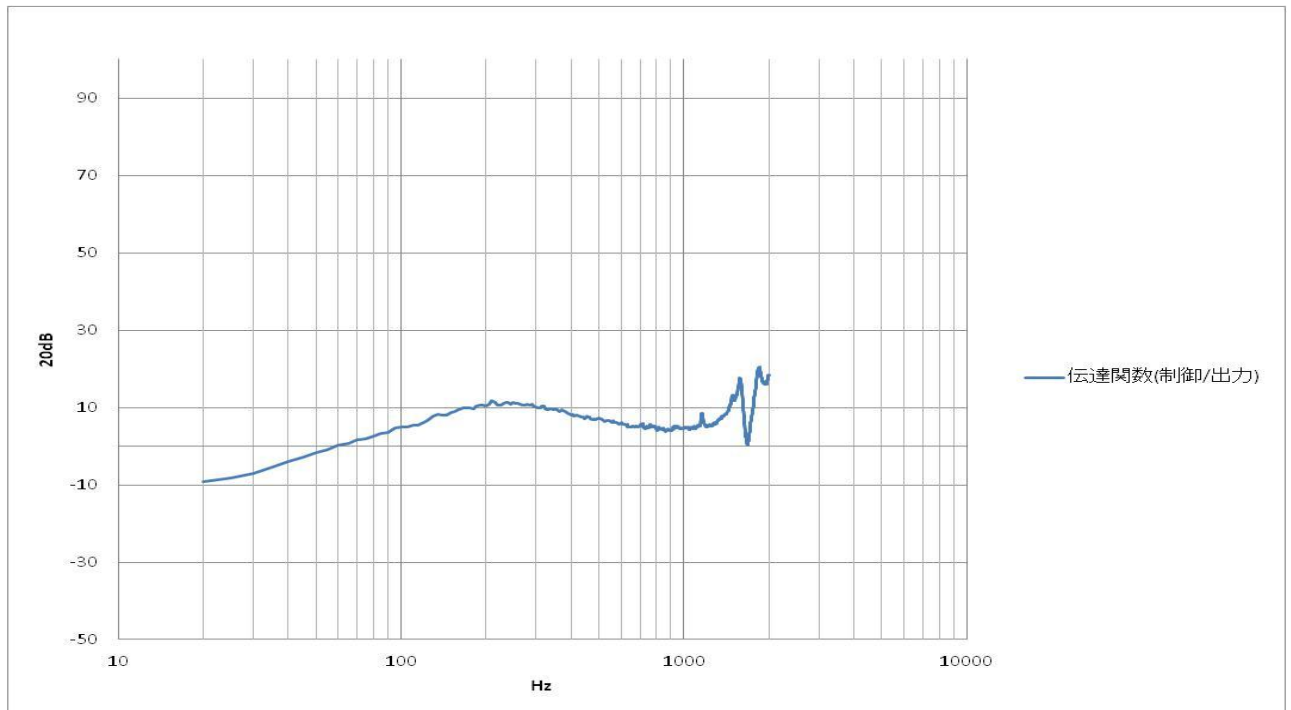


図 38 モーダル 18 の伝達関数 (Z 軸)

次に高速フーリエ変換（FFT）の波形を図 39～図 42 に示す。加振前のモーダル 18 と加振後のモーダル 22 を比較した。加振前と加振後のグラフには特に変化がないことを確認できた。

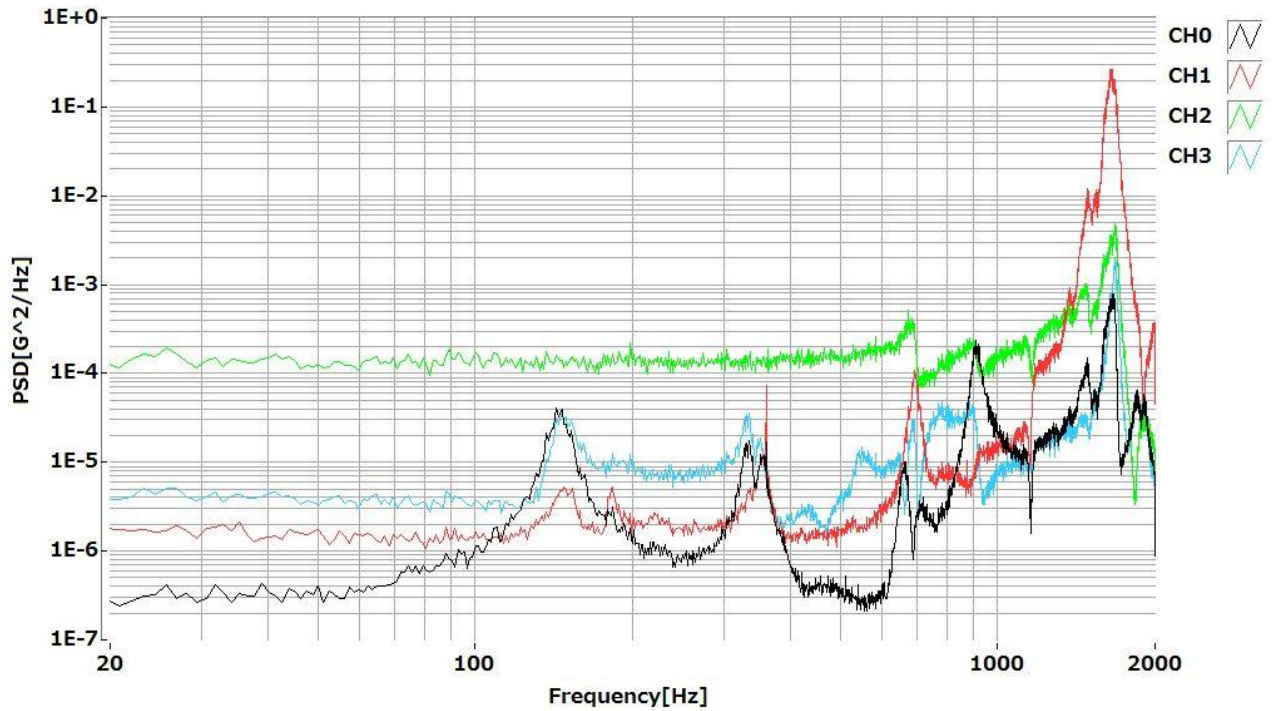


図 39 (Z 軸) モーダル 18 の FFT グラフ (Ch0～3)

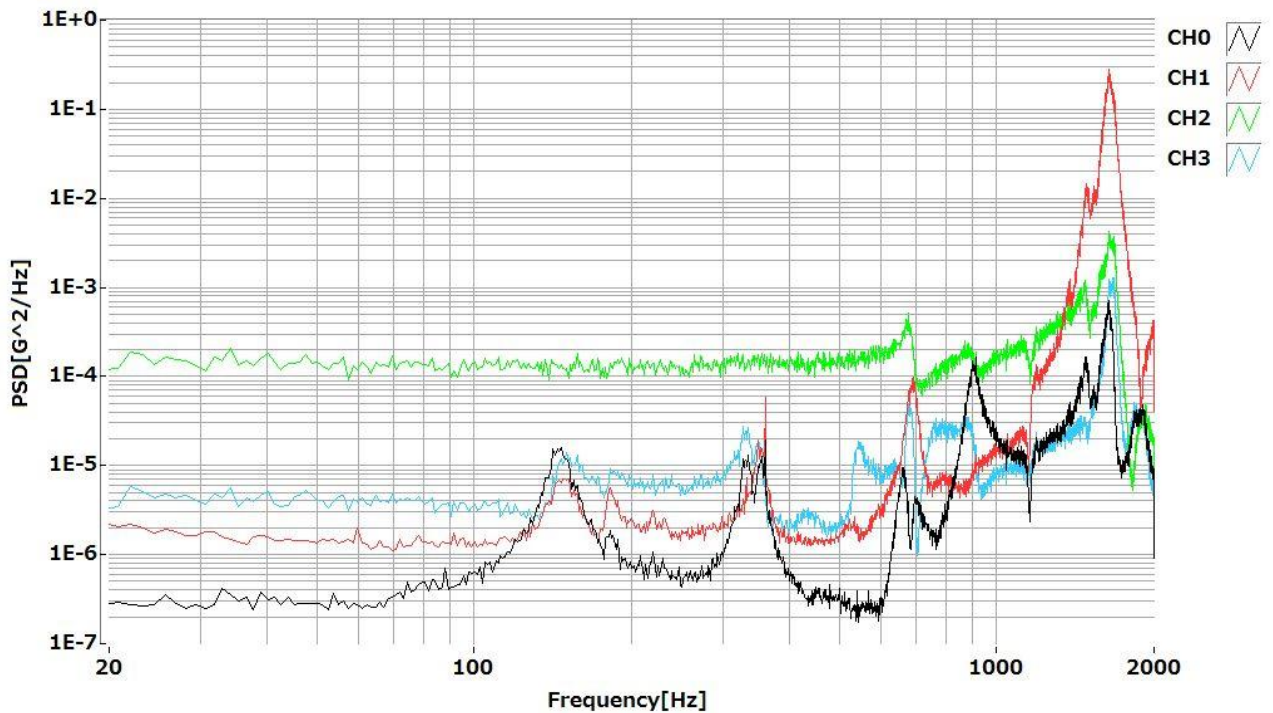


図 40 (Z 軸) モーダル 22 の FFT グラフ (Ch0～3)

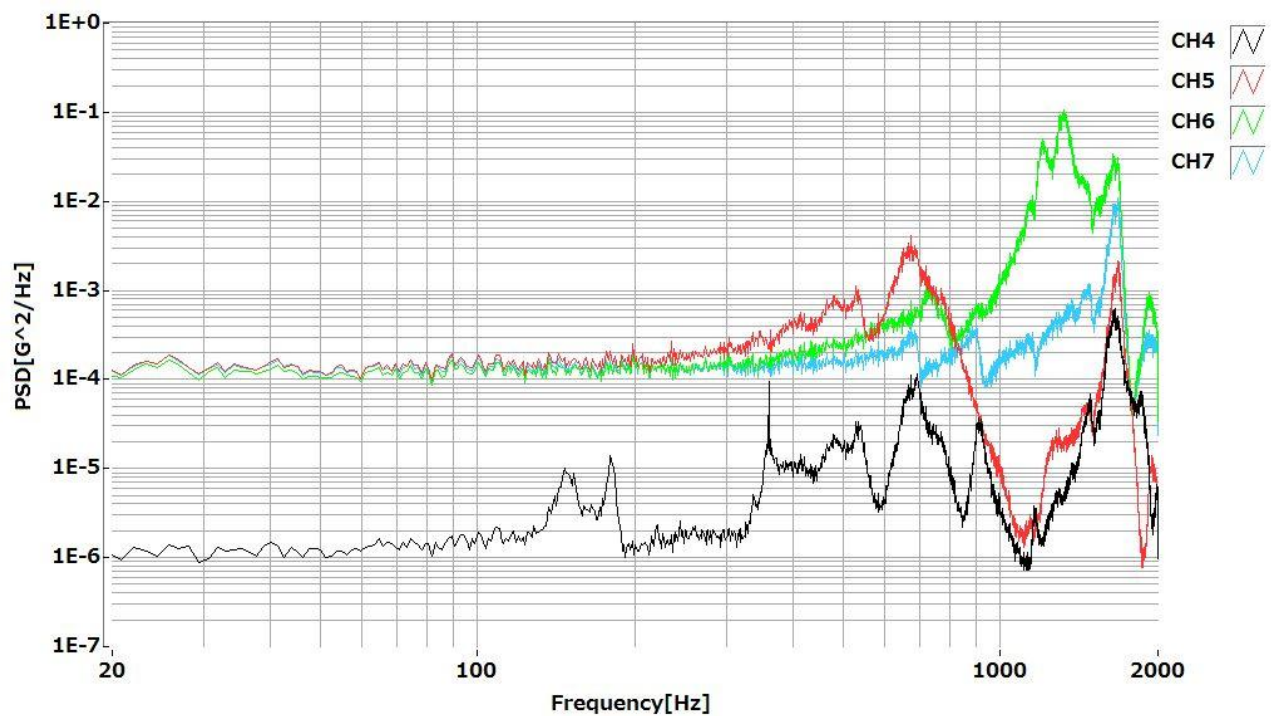


図 41 (Z 軸) モーダル 18 の FFT グラフ (Ch4~6)

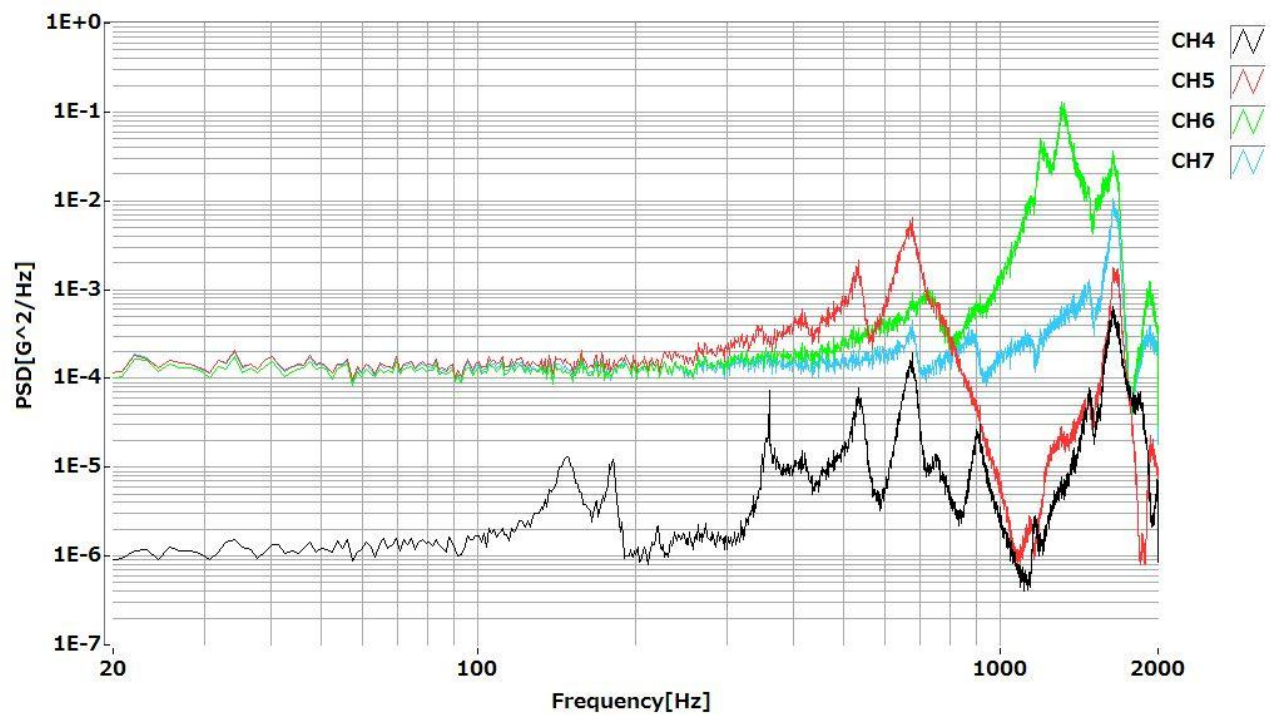


図 42 (Z 軸) モーダル 22 の FFT グラフ (Ch4~6)

4.3.2 ランダム試験

同様に制御用加速度ピックアップの出力波形及び制御波形を図 43・図 44 に示す。制御波形から試験レベルに制御出来ていることを示す。

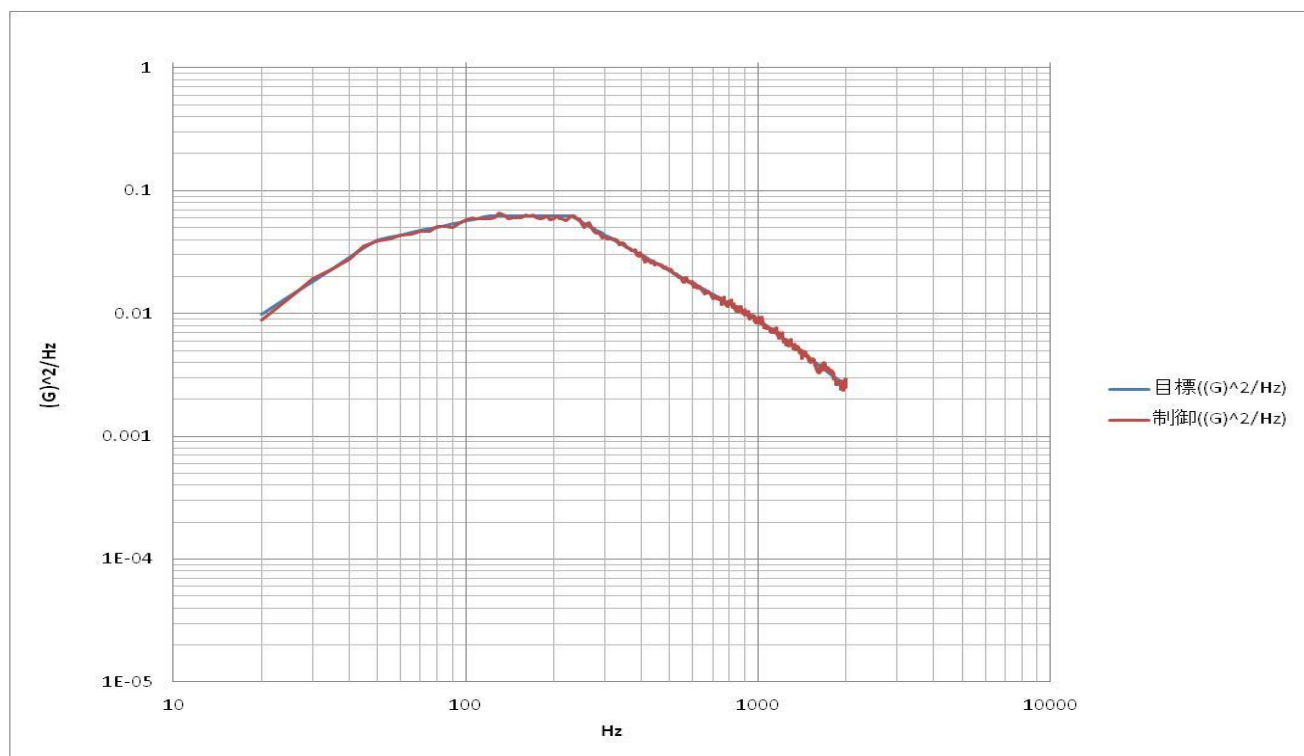


図 43 ランダム 19 の制御波形 (Z 軸)

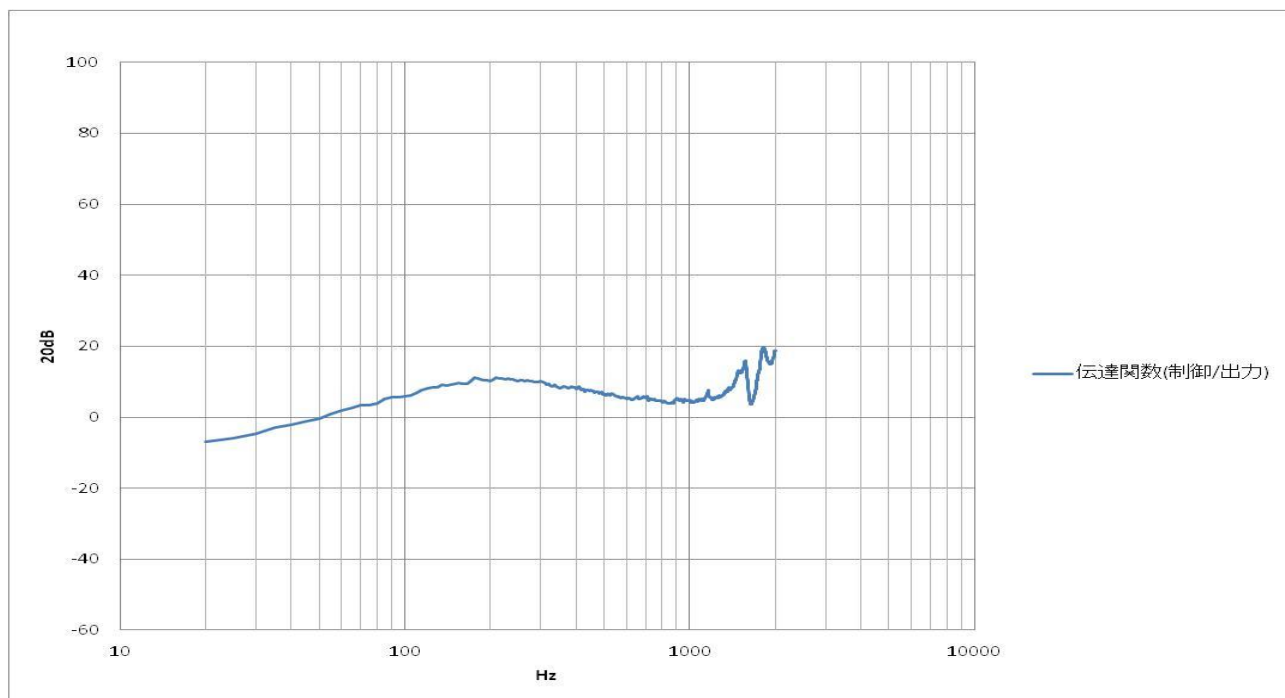


図 44 ランダム 19 の伝達関数 (Z 軸)

次に高速フーリエ変換（FFT）の波形を図 45、図 46 に示す。

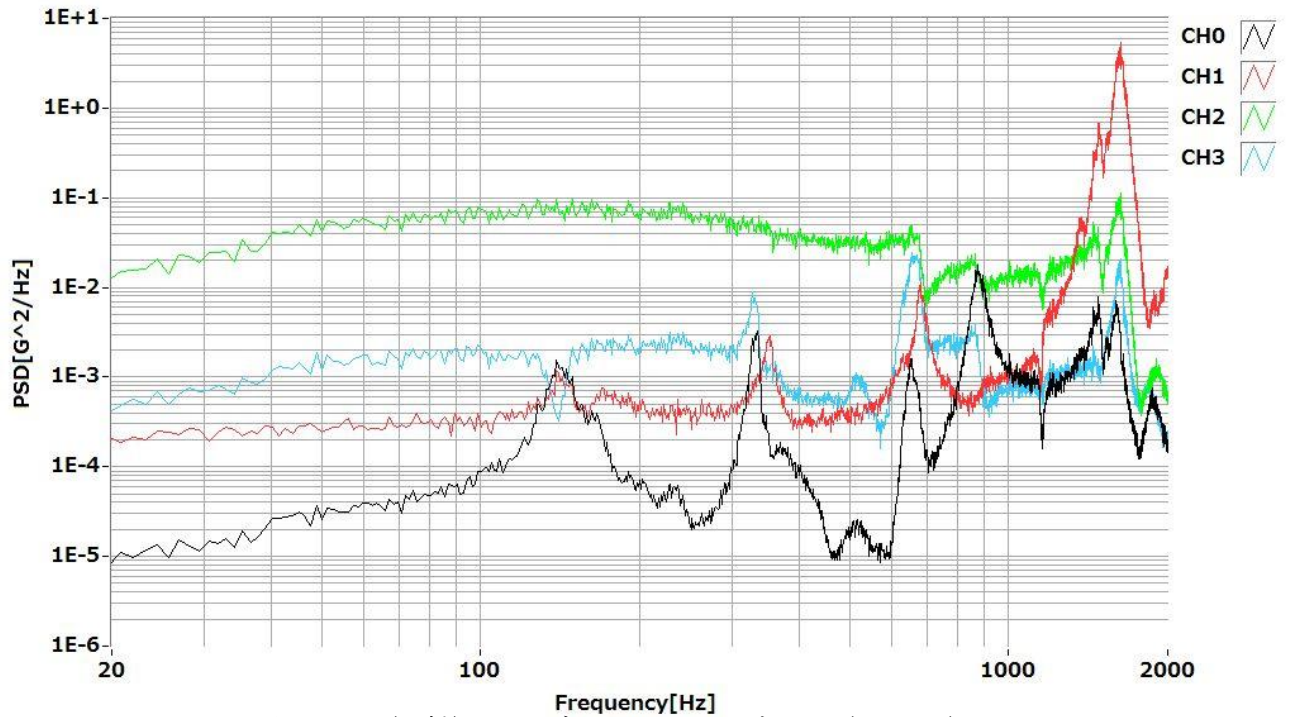


図 45 (Z 軸) ランダム 19 の FFT グラフ (Ch0~3)

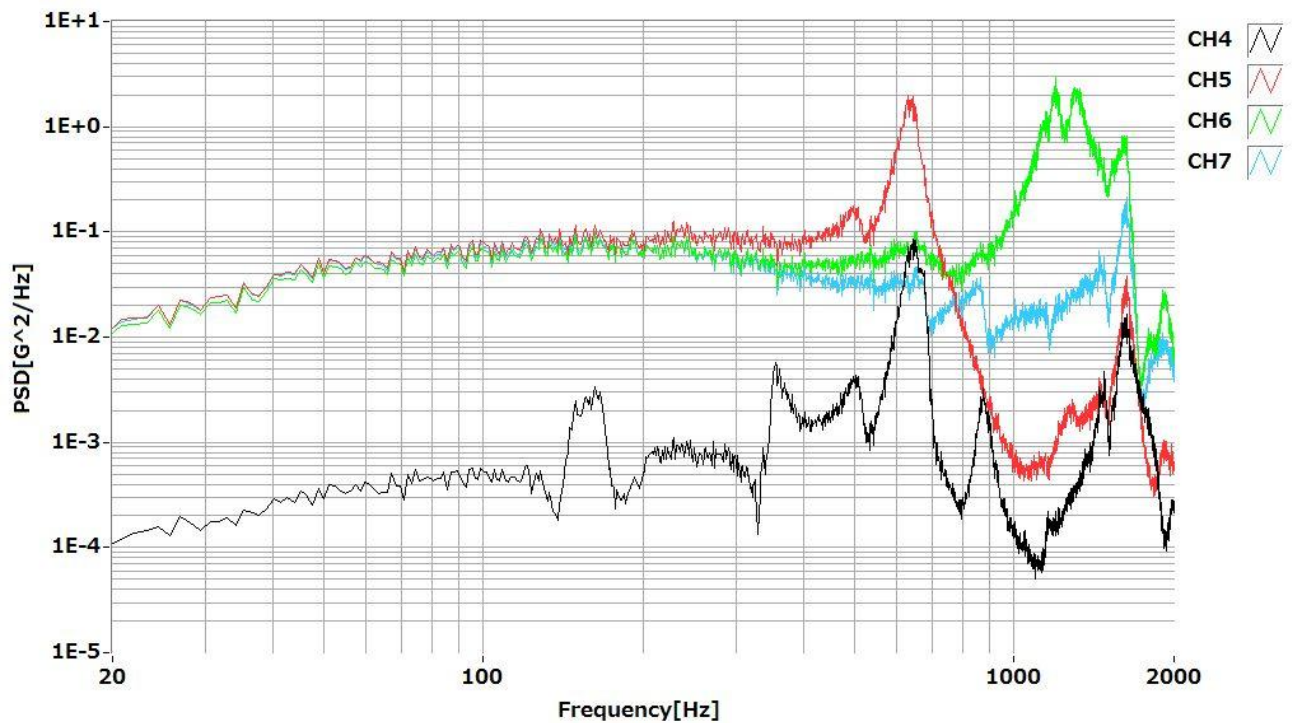


図 46 (Z 軸) ランダム 19 の FFT グラフ (Ch4~6)

4.3.3 サインバースト試験

同様に制御用加速度ピックアップの出力波形及び制御波形を図 47 に示す。制御波形から試験レベルに制御出来ていることを示す。

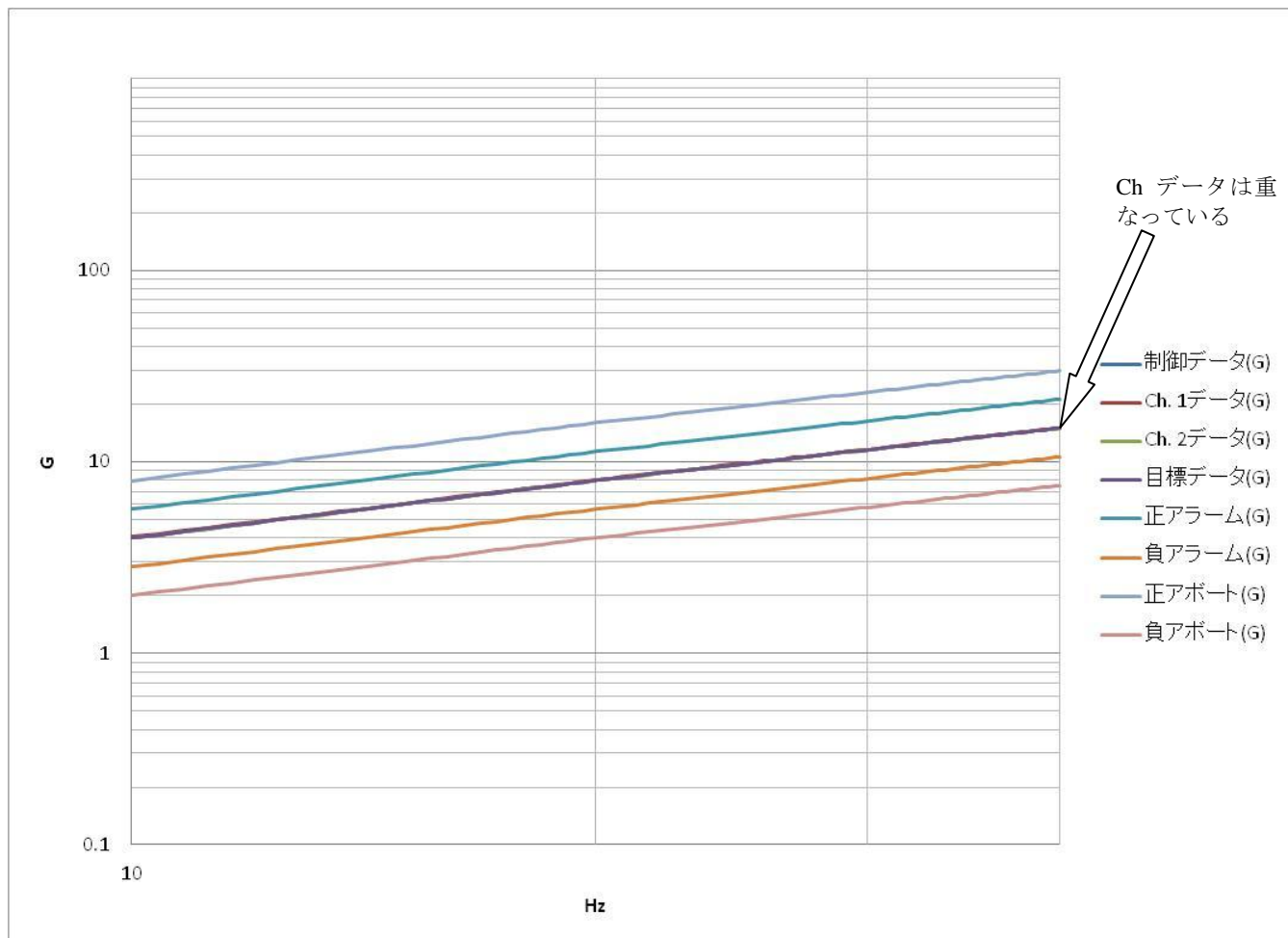


図 47 (Z 軸) サインバースト 21 の制御波形

4.4 試験結果（まとめ）

今回のEMの振動試験では2.6に示した合否判定基準をもとに判定を行った。検査結果を表9に示した。

表9 検査結果

検査項目	内容	Y	X	Z
外観目視検査	有害な変形・損傷	なし	なし	なし
	ボルトの緩み	なし	なし	なし
チャタリング確認	チャタリング	なし	なし	なし
アンテナ展開確認	治具の上蓋	なし	なし	なし
	衛星本体	なし	なし	なし
アンテナ展開動作確認		-	OK	OK

検査結果について補足する。

- 1) 外観目視検査

X, Y, Z軸の各試験後に外観目視検査を行った。また、有害な変形・損傷、ボルトの緩みは異常なかった。
- 2) アンテナ展開確認

Y軸, Z軸の振動後のアンテナは元の位置のままであった。
X軸は、3.6.2に示すようにアンテナの先端の振れが大きくなってしまったため、ガラスエポキシのブロックを置き、振れを小さくした。X軸も元の位置のままであることを確認できた。
- 3) チャタリング確認 (X, Y, Z軸試験中)

チャタリングはデータロガーの結果より、生じなかった事が確認できた。
- 4) アンテナ展開動作確認

外観目視検査後に電池を接続し、アンテナの展開動作確認を行った結果、アンテナに傷が無い箇所はきちんと展開された。（※アンテナは試験以前から、折れ曲がっていたため。）
- 5) LED動作試験

LEDは正常に点灯し、LEDとリチウムイオン電池が正常に動作していることを確認できた。
- 6) ビーコン送信

地上局の無線機からビーコン信号を受信し、CW/FM送信機とSatComのビーコン送信が正常に動作していることが確認できた。
- 7) パケット送信

パソコン上にCW/FM送信機から送信された文字列が出力され、CW/FM送信機とSatComのパケット送信が正常に動作していることが確認できた。
- 8) パケット受信

パソコン上に地上局の無線機から送信された文字列が出力され、FM受信機とSatComのパケット受信が正常に動作していることを確認できた。
（※通信試験は全ての実験終了後に福岡工業大学で行った。）
- 9) 試験結果のグラフの比較

加振前と加振後のモーダルサーベイ試験のグラフには特に変化がないことを確認できた。また、目標値と計測値に差が小さいため、試験は正常に行えた。

10) 共振

各軸のランダム試験 (QT) のFFTグラフより,
 周波数 (Y軸) 一つ目：約500 [Hz] , 二つ目：約1400~1600 [Hz]
 (X軸) 一つ目：約450~500 [Hz] , 二つ目：約1700 [Hz]
 (Z軸) 一つ目：約650 [Hz] , 二つ目：約1400~1700 [Hz]
 PSDの大きさ X軸<Y軸<Z軸

以上の結果より、ロケット打ち上げ環境に耐えられることが確認された。

5 試験実施体制

表 10 人的配置

試験監督	増井 (九州工業大学)
振動試験機操作	九州工業大学
解析	
試験後の外観チェック	河村, 大塚, 曾田
チャタリング検知	田中 (卓), 田中 (健)
カメラ, ビデオ撮影	田中 (卓), 田中 (健)

6 試験設備及び試験治具

振動試験で使用する振動試験機，加速度センサを表11，試験治具，工具などを表12に示す。

表11 試験装置一覧

試験装置	内容
振動試験機	EMIC社製F-35000BD/LA36AP
制御用の加速度ピックアップ	EMIC社製731-A(1軸)
計測用の加速度ピックアップ	ENDEVCO社製2222C(1軸) EMIC社製710-C(1軸)

表12 振動試験時に使用するもの

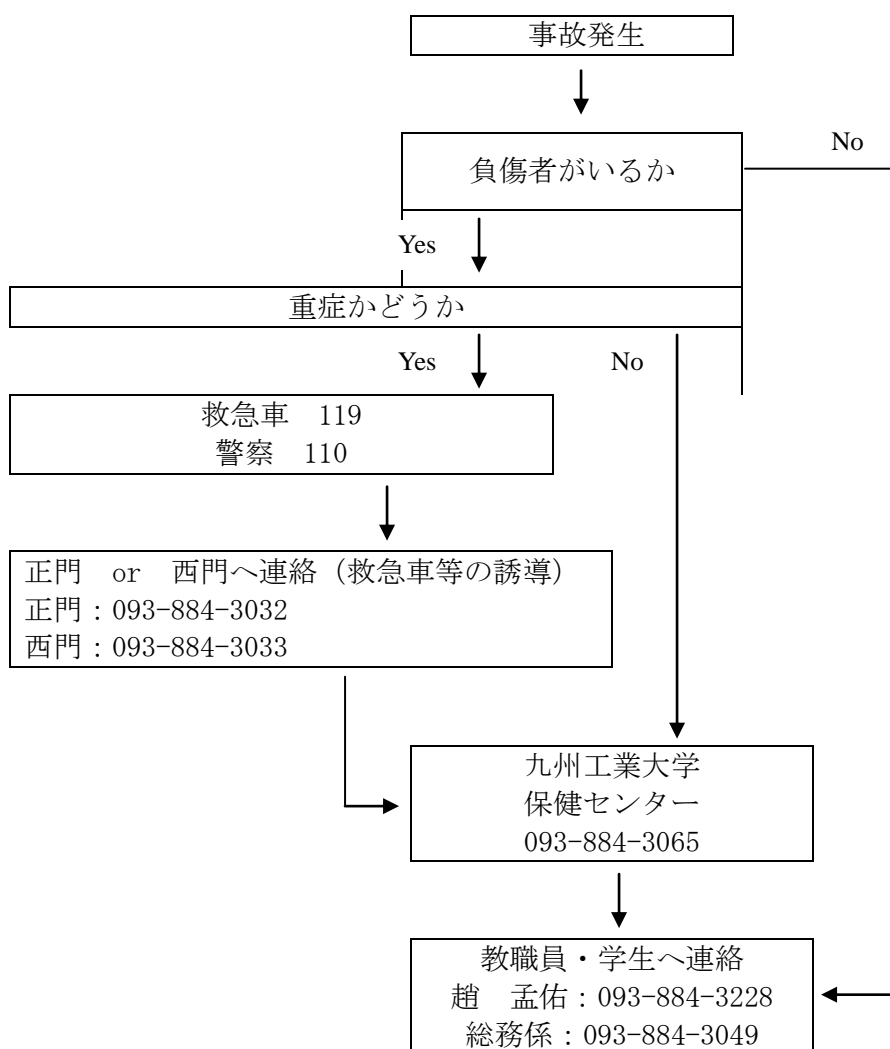
	品名	数量			
			21	JAXA の振動試験の資料	1
1	治具	1	22	ボルト締め付けトルク表	1
2	アンテナ収納ケース	1	23	工具セット	1
3	六角穴付きボルト(M8-45×6本)	6	24	モンキーレンチ	2
4	六角穴付きボルト(M8-60×6本)	6	25	FIT-SAT (EM)	1
5	六角ボルト(M8-50×4本)	4	26	解析用のパソコン	1
6	ナット(M8×4個)	4	27	ガラスエポキシ	
7	ばね座金(M8×16枚)	16	28	カプトンテープ	
8	平座金(M8×16枚)	16	29	ビニールテープ	
9	六角穴付きボルト(M12-35×4本)	4	30	ドライバー (各径)	
10	六角穴付きボルト(M12-50×8本)	8	31	データロガー	1
11	ばね座金(M12×12枚)	12	32	チャタリング発光装置	1
12	平座金(M12×12枚)	12	33	デジタルカメラ	
13	マジック (サインペン)	2	34	ビデオカメラ	
14	トルクマーカー (修正液)	2	35	アンプ	
15	六角レンチ	2	36	LabView-DAQ	1
16	軍手	2	37	アクリルの保護板	
17	リン青銅 (アンテナ試験用)	1	38	ヘルメット等の防護具	
18	治具の図面	1	39	安全靴	
19	手順書	1	40	治具締めレンチ	2
20	計画書	1	41	トルクレンチ	2

7 安全管理

試験実施期間中は作業の安全を考慮し、下記事項を厳守の上作業を行う。

- 1) 試験実施期間中は試験実施責任者が作業の監督を行い、作業の安全に努める。
- 2) 重量物を扱う場合は、できる限り人力によらずクレーン・台車等を用い、取扱者に過度な負担がかからないように配慮する。
- 3) アースバンドや静電防止シートを使用し、静電気対策を講じる。
- 4) 安全を確保する為にヘルメットや安全靴などの防護具を使用する。
- 5) 振動試験時には立入禁止区域を設定し明示する。
- 6) 本試験で使用する場所は常に整理整頓を行う。

8 緊急連絡系統



FIT-SAT

EM 熱真空試験報告書

FIT-SAT プロジェクト

文責 曾田

1 熱真空試験

1.1 熱計算

(1) 概要

熱真空試験とは、低温・高温・真空状態になる宇宙空間を模擬した中に衛星を入れ、宇宙の環境でも衛星の各機器が正常に動作するかどうかの評価を行うための試験である。

この熱真空試験は、4.1 振動試験のように JAXA からの試験の要求はない。しかし、熱真空試験は衛星にとって重要な試験である。宇宙空間を模擬した中での衛星搭載機器の動作確認を行わなければ、実際に宇宙へ打ち上がった時の機器の故障・動作の不具合などのトラブルに対して何もすることができない。そこで、この試験によって衛星搭載機器のトラブルがないかの確認を行う。

熱真空試験を行うためには、宇宙空間での衛星の低温・高温の温度を決めなければならない。そこで、衛星がどのような軌道を通り、どのような宇宙空間のなかにあるのか推測し、宇宙空間での衛星の温度変化の計算を行った。

(2) 軌道について

まず、衛星の軌道について考えた。

今回の衛星は、地上から 400 [km] 上空を飛行し、赤道からの傾き（軌道傾斜角）が 52 度の軌道を周回する。このことから図 4.2 のように太陽・地球・衛星について考える。地軸を中心に、左側から 52 度傾けた軌道を①、右側から 52 度傾けた軌道を②として、2つの軌道を考えた。この2つの軌道より、衛星が軌道をどのように周回するのかを以下の計算によって求めた。

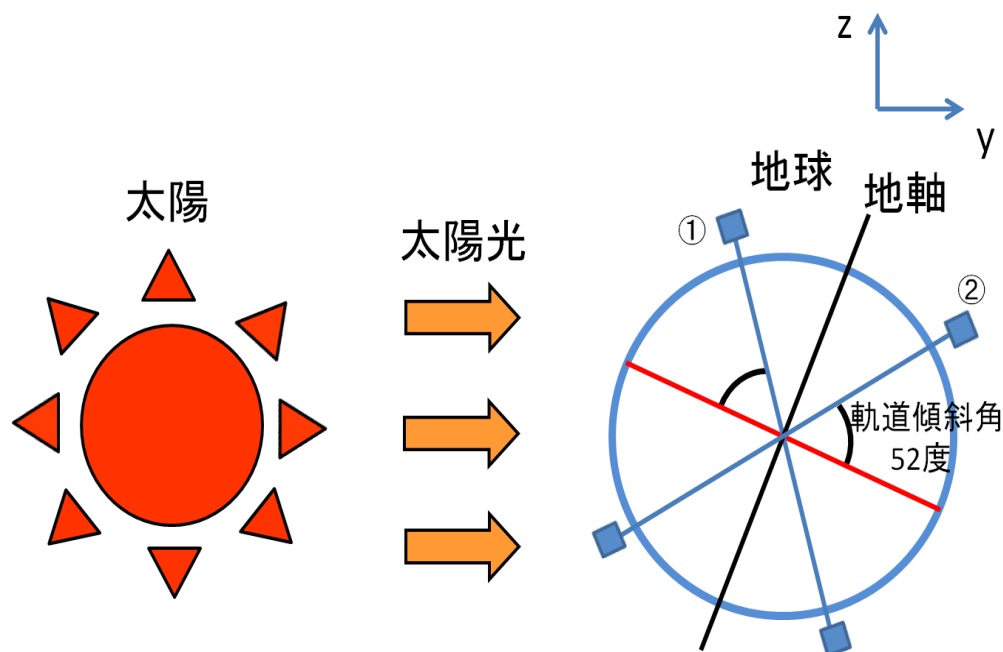


図1 太陽・地球・衛星の位置関係

まず、軌道①について考える。

軌道①では、図1より衛星が地球の陰に隠れているのかどうかの判断を行う。そのため、軌道①の半径と地球の半径を比較する。軌道①の半径を r [km]、地球の半径を R [km]、衛星の高度を h [km]、軌道傾斜角を θ_1 [deg]、地軸の傾きを θ_2 [deg] とすると、

$$r = (R + h) \times \cos(90 - \theta_1 - \theta_2) \quad (1)$$

$$r = (6.36 \times 10^3 + 400) \times \cos(90 - 52 - 23.4) = 6.54 \times 10^3 \text{ [km]}$$

となる。この軌道①の半径 r [km] と地球の半径 R [km] を比較すると、 $r > R$ となり衛星は地球の陰に隠れることがない。よって、①の軌道を太陽光が衛星に絶えず入射する軌道（日陰率=0）と考える。

続いて軌道②について考える。

軌道②では、図1より衛星が地球の陰に隠れることが予測される。そこで、衛星の軌道周期を求め、太陽光が入射する割合と地球の陰に隠れる割合を計算する。まず、衛星の軌道周回速度 v [km/s] を求める。衛星の質量を m [kg] 地球の質量を M [kg] 地球の半径を R [km] 衛星の高度を h [km] とおいて、万有引力の法則と遠心力の式より、

$$G \frac{M \times m}{(R + h)^2} = \frac{m \times v^2}{R + h}$$

$$v = \sqrt{\frac{G \times M}{R + h}} \quad (2)$$

$$v = \sqrt{\frac{6.67 \times 10^{-11} \times 5.97 \times 10^{24}}{6.36 \times 10^3 + 400}} = 7.67 \text{ [km/s]}$$

となる。衛星の軌道周期を T [分] とすると、

$$T = \frac{2\pi \times (R + h)}{v} \quad (3)$$

$$T = \frac{2\pi \times (6.36 \times 10^3 + 400)}{7.67 \times 60} = 92.3 \text{ [分]} \cong 92 \text{ [分]}$$

となる。衛星の周期が92 [分] ということで、そのうちの日照・日陰がどの程度の割合になるのか軌道②を図2のようにして考えてみる。図2では、地球を上から見て地球を包む円筒を仮想する。円筒を抜けて再び円筒に入る点を日陰の入口とし、また円筒を抜ける点を日陰の出口と考えた。その入り口と出口までの角度を θ_4 [deg] とし、日陰の割合を計算する。

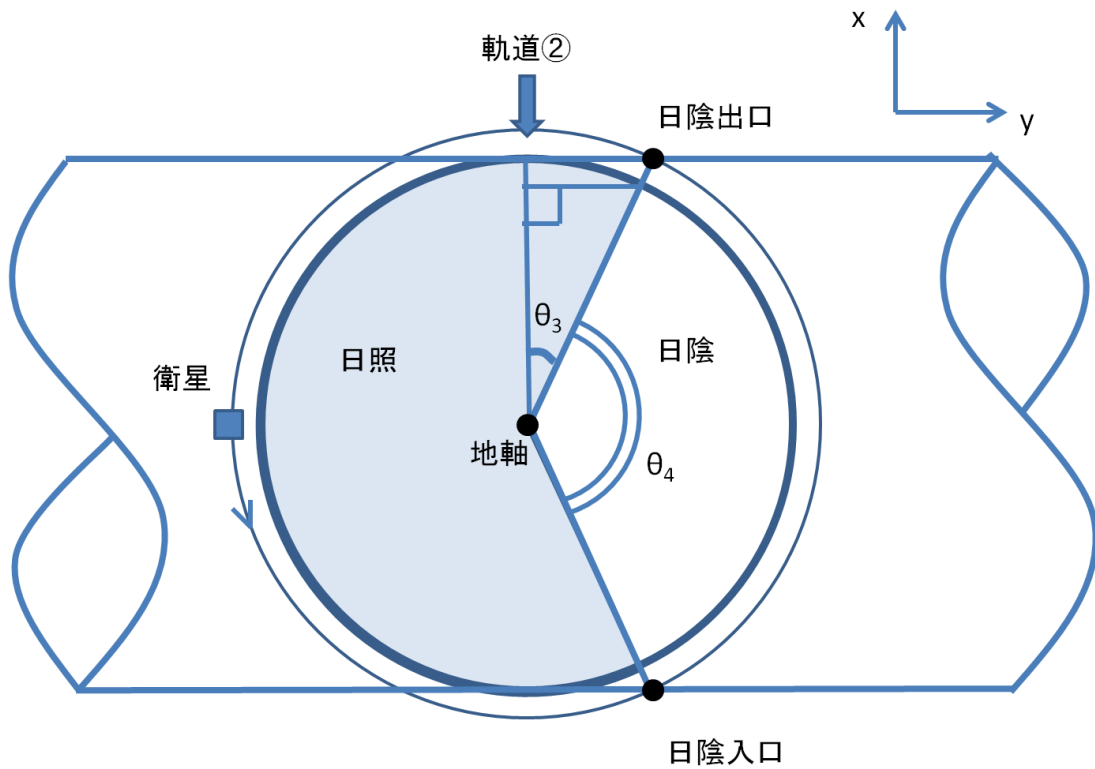


図2 軌道②について

図1の地球と軌道②の関係より，図2の直角三角形のx軸・y軸方向の長さ [km] を考え， θ_4 [deg] を求める．円の式と楕円の式より，

$$\frac{x^2}{(R+h)^2} = \frac{y^2}{(R+h)^2 + \cos^2(\theta_1 - \theta_2)} \quad (4)$$

$$x^2 + y^2 \tan^2(\theta_1 - \theta_2) = R^2 \quad (5)$$

この2つの式を連立させてyについて解くと，

$$y = \sqrt{\frac{2Rh + h^2}{\frac{1}{\cos^2(\theta_1 - \theta_2)} - \tan^2(\theta_1 - \theta_2)}} \quad (6)$$

$$\cong 2290.85 \text{ [km]}$$

となる。次に求めた y 軸の長さを式 (5) に代入すると、

$$x = \sqrt{R^2 - y^2 \tan^2 (\theta_1 - \theta_2)} \quad (7)$$

$$\cong 6236.15 \text{ [km]}$$

となり、 x 軸・ y 軸方向の長さ [km] が求められる。この2つの値を用いて三角関数の定義より θ_3 [deg] を計算すると、

$$\theta_3 = \tan^{-1} \frac{y}{x} \quad (8)$$

$$\cong 22.7 \text{ [deg]}$$

を得る。そして、日陰状態の角度 θ_4 [deg] は

$$\theta_4 = 180 - 2 \times \theta_3 = 134.6 \text{ [deg]} \quad (9)$$

このより θ_4 [deg] より、衛星の軌道周期 1 周期あたりの日陰状態の時間 T_{shade} [分] を計算すると、

$$T_{shade} = \frac{(R + h) \times \left(\theta_4 \times \frac{\pi}{180} \right)}{v} \quad (10)$$

$$= 34.5 \text{ [分]}$$

となり、1 周期 92 [分] の軌道での日陰時間の割合は 37.5 [%] となった。

以上の計算結果より、軌道①は衛星の温度が最大の軌道（最小日陰率軌道）、軌道②は衛星温度が最小の軌道（最大日陰率軌道）とした。

表 1 軌道について

軌道	日陰率 [%]	衛星の温度
①	0	最大
②	37.5	最小

(3) 宇宙空間での熱のやり取りについて

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 (図3)。

- 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 衛星外部と内部機器との熱のやり取り

以上の5つの項目について説明する。

まず、①の太陽光による熱入力について述べる。太陽から衛星に入射する太陽光による熱エネルギー Q_s [J] は、

$$Q_s = \alpha_s E_s A \quad (11)$$

と表せる。 α_s [-] は太陽光吸収率といい、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。

次に②のアルベドによる熱入力について述べる。アルベドとは、地球に入射した太陽光の一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、

$$Q_a = a \alpha_s E_s A \quad (12)$$

となる。 a [-] はアルベド係数といい地球からの跳ね返りの割合を示す。

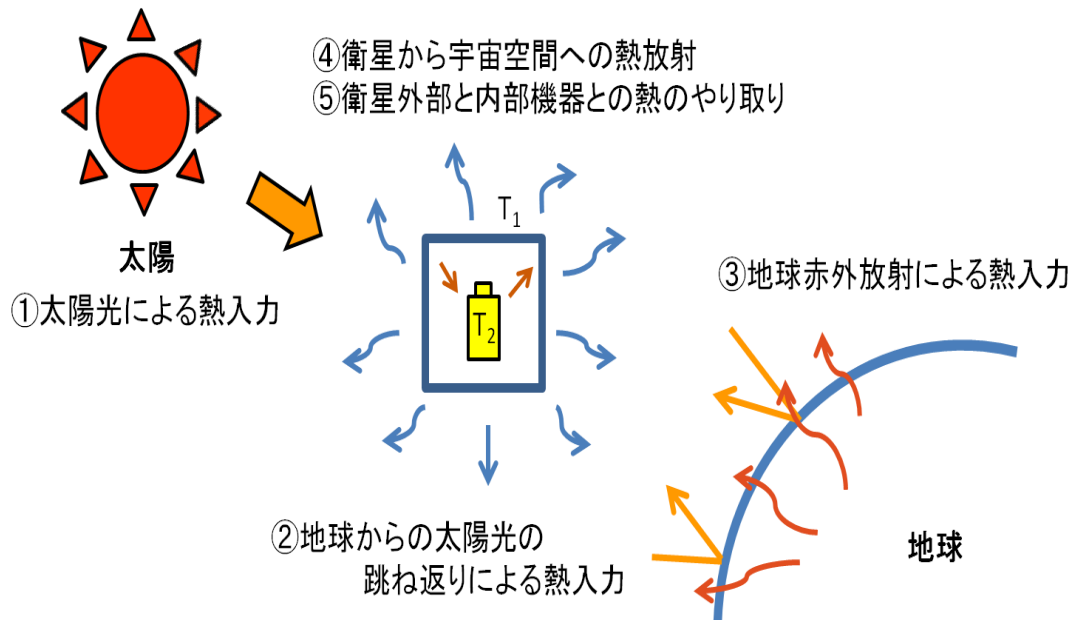


図3 宇宙空間での衛星の熱のやり取り

続いて、③の地球赤外線放射による熱入力についてである。地球は、太陽光を地表面などで吸収することによって暖められている。その暖められた温度に応じて、地球から赤外線が放射されている。地球赤外線による熱エネルギー Q_e [J] を式で表すと、

$$Q_e = \varepsilon_e E_e A \quad (13)$$

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。

次に、衛星から宇宙空間への熱放射である。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、

$$Q_{out} = \sigma \varepsilon A T^4 \quad (14)$$

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

最後に、⑤の衛星外部と内部機器との熱のやり取りについて述べる。衛星外部と内部機器は互いに熱のやり取りをしながら軌道を周回している。衛星外部の温度を T_1 [K]、内部機器の温度を T_2 [K]、内部機器の表面積を S [m²] とし、

$$Q_{SAT1} = \sigma \varepsilon_{SAT} S (T_1^4 - T_2^4) \quad (15)$$

または、

$$Q_{SAT2} = \sigma \varepsilon_{SAT} S (T_2^4 - T_1^4) \quad (16)$$

と表せる。

(4) 熱計算用の衛星のモデル

熱計算で用いる衛星のモデルについて述べる。今回の熱計算では、FIT-SATの試作モデルを用いた。衛星のモデルは、図4のように7つの部位に分けて考えた。以下に①～⑦の部位について示す。

- ① アンテナ展開機構面
- ② LED装置面
- ③ 側枠
- ④ 側枠
- ⑤ 側枠
- ⑥ 側枠
- ⑦ 内部機器

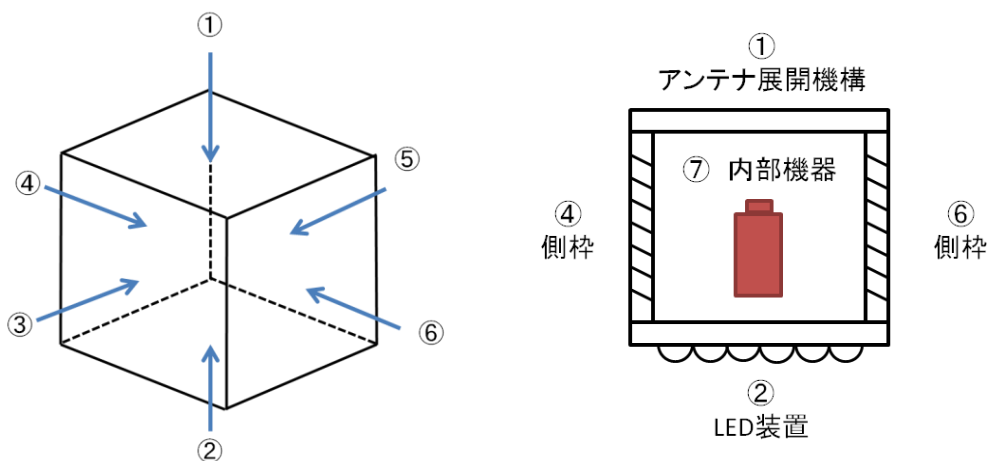


図4 熱計算用の衛星モデル（簡易）

衛星の外部にあたる①～⑥は、各部位によって表面が異なる。この①～⑥の各面における表面の違いを表2に示す。また、材質による太陽光吸収率・熱放射率の違いを表3に示す。今回の計算では、各部位での太陽光吸収率と熱放射率の計算を行い、平均した値を $\alpha \cdot \varepsilon$ とした。

表2 衛星外部の表面について

部位の番号	アルミの面積 [mm ²]	太陽電池の面積 [mm ²]	アンテナの面積 [mm ²]	LEDの面積 [mm ²]
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3 材質による太陽光吸収率・熱放射率について

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。

(5) 宇宙空間での最低・最高温度の計算

(2)・(3)・(4) 節の結果をもとに、宇宙空間での最低・最高温度の計算を行った。計算では、衛星外部の温度 T_1 [°C] と内部機器の温度 T_2 [°C] について求めた。以下に計算式と計算に使用した数値を示す (表 4)。

衛星外部のアルミの熱容量を C_1 [J/K] とし、熱容量の式より T_1 の温度変化の式は、

$$C_1 \frac{dT_1}{dt} = Q_s + Q_a + Q_e - Q_{out} + Q_{SAT2} \quad (17)$$

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

となる。この式に各値を代入すると、

$$C_1 \frac{dT_1}{dt} = \alpha E_s n A + m(a\alpha E_s 3A + \varepsilon_e E_e 3A) - 6\sigma \varepsilon A T_1^4 + \sigma S (T_2^4 - T_1^4) \quad (18)$$

と表せる。次に、内部機器のバッテリーの熱容量⁽¹⁾を C_2 [J/K] とし、熱容量の式より T_2 の温度変化の式は、

$$C_2 \frac{dT_2}{dt} = Q_{SAT1} = \sigma \varepsilon_{SAT} S (T_1^4 - T_2^4) = \sigma S (T_1^4 - T_2^4) \quad (19)$$

と表せる。以上の式 (18) と (19) の2つの式を Mathematica という計算ソフトを用いて計算した。

表 4 計算に使用した各数値

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/m^2]	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/m^2]	E_e	240
ステファン・ボルツマン定数 [$W/(m^2 \cdot K^4)$]	Σ	5.67×10^{-8}
衛星パネル 1 枚当たりの面積 [m^2]	A	0.01
バッテリーの表面積 [m^2]	S	0.004
衛星の入射面積係数 [-]	n	$1 \sim \sqrt{3}$
衛星から地球を見たときの立体角係数 [-]	m	0.66

(6) 計算結果

(5) 節の計算式より，計算結果より，宇宙空間での衛星の最低温度は約-20 [°C]，最高温度は約 60 [°C] となった．計算結果を以下に示す．

・日陰率=0 (入射面積 $\sqrt{3}$ ・LED放射率0.2)

c1=900

c2=36.8

$\alpha=0.75$

e=1370

e2=240

n=1.73

a=0.3

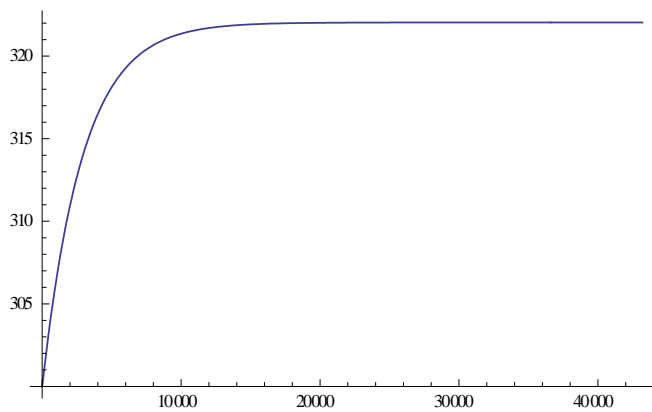
$\varepsilon=0.75$

$\sigma=5.67*10^{(-8)}$

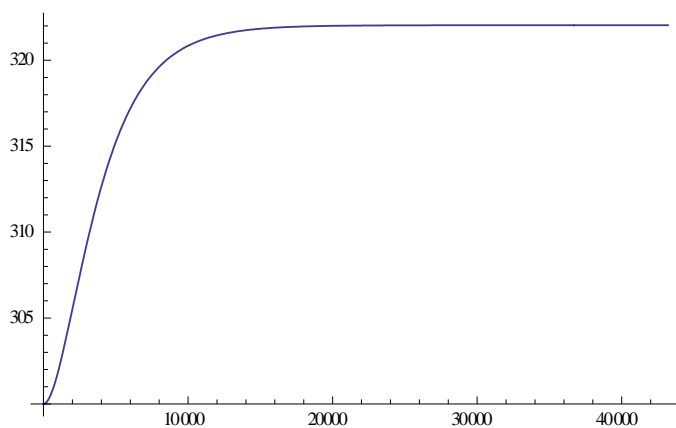
A=0.01

S=0.004

```
sol=NDSolve[{c1*x[t]^e*A*b+0.66*(a*e^3*A+e2*3*A)*(S+6*A*x[t]^4+S*y[t]^4)+c2*y[t]^n*S*x[t]^4-y[t]^4},x[0]y[0]300},{x[t],y[t]},{t,0,43200}]
{{x[t]InterpolatingFunction[{{0.,43200.}},<>][t],y[t]InterpolatingFunction[{{0.,43200.}},<>][t]}}
Plot[Evaluate[x[t]/.sol],{t,0,43200},PlotRangeAll]
```



```
Plot[Evaluate[y[t]/.sol],{t,0,43200},PlotRangeAll]
```



• 日陰率 0.38 (入射面積 1・LED 放射率 0.8)

<日照>

c1=900

c2=36.8

$\alpha=0.67$

e=1370

e2=240

n=1

a=0.3

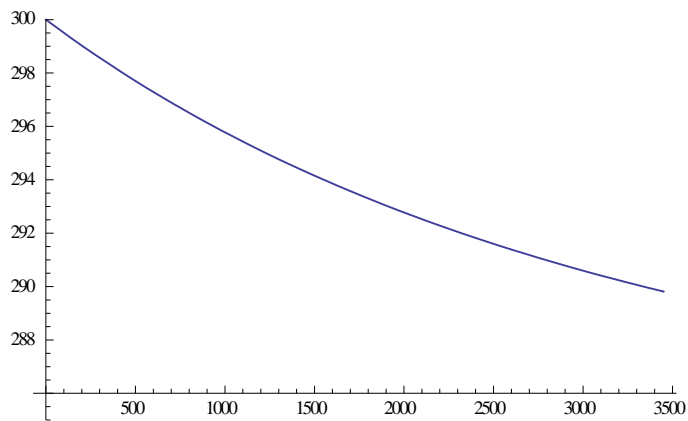
$\varepsilon=0.84$

$\sigma=5.67 \cdot 10^{-8}$

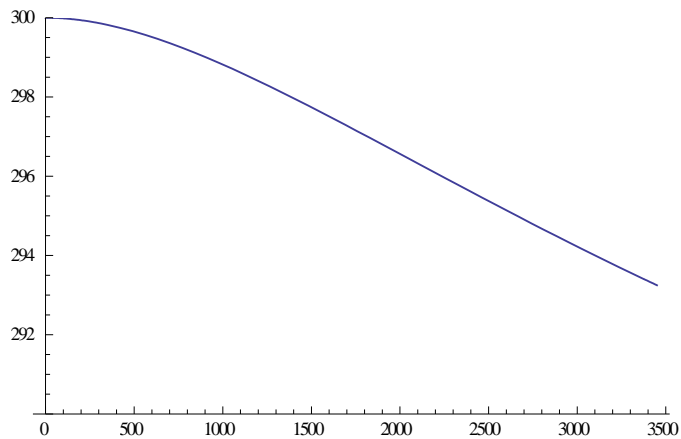
A=0.01

S=0.004

```
sol=NDSolve[{c1*x[t]^4+0.66*(a*e^3*A+e2*A^3)-(S+6*A*x[t]^4+S*x[t]^4-c2*y[t]^4),x[0]==y[0]==300},{x[t],y[t]},{t,0,3450}]
{{x[t]==InterpolatingFunction[{{0.,3450.}},<>][t],y[t]==InterpolatingFunction[{{0.,3450.}},<>][t]}}
Plot[Evaluate[x[t]/.sol],{t,0,3450},PlotRange=={300,285}]
```



```
Plot[Evaluate[y[t]/.sol],{t,0,3450},PlotRange=={300,290}]
```



• 日陰率 0.38 (入射面積 1・LED 放射率 0.8)

< 日陰 >

c1=900

c2=36.8

e2=240

a=0.3

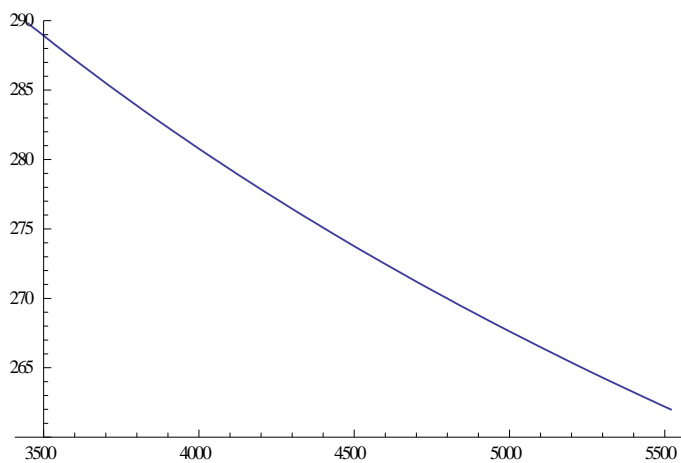
$\varepsilon=0.84$

$\sigma=5.67 \cdot 10^{-8}$

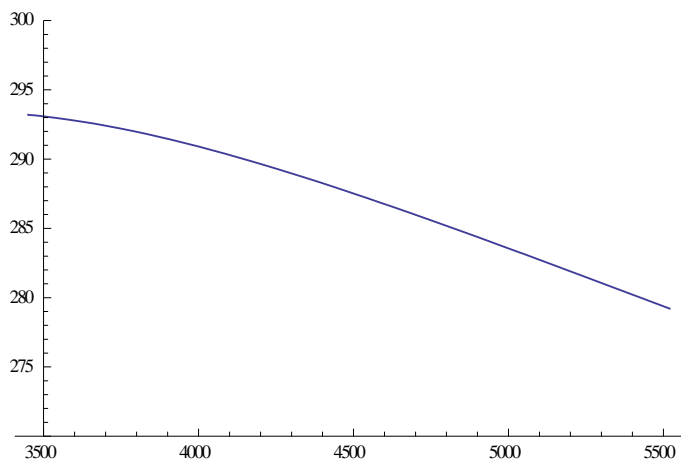
A=0.01

S=0.004

```
sol=NDSolve[{c1*x[t]^4-0.66*e2*3*A*(S*6*A*x[t]^4+S*y[t]^4,c2*y[t]^4-S*x[t]^4),x[3450]==289.8,y[3450]==293.2},{x[t],y[t]},{t,3450,5520}]
{{x[t]==InterpolatingFunction[{{3450.,5520.}},<>][t],y[t]==InterpolatingFunction[{{3450.,5520.}},<>][t]}}
Plot[Evaluate[x[t]/.sol],{t,3450,5520},PlotRange=={260,290}]
```



```
Plot[Evaluate[y[t]/.sol],{t,3450,5520},PlotRange=={270,300}]
```



• 日陰率 0.38 (入射面積 1・LED 放射率 0.8)

<日照>

c1=900

c2=36.8

$\alpha=0.67$

e=1370

e2=240

n=1

a=0.3

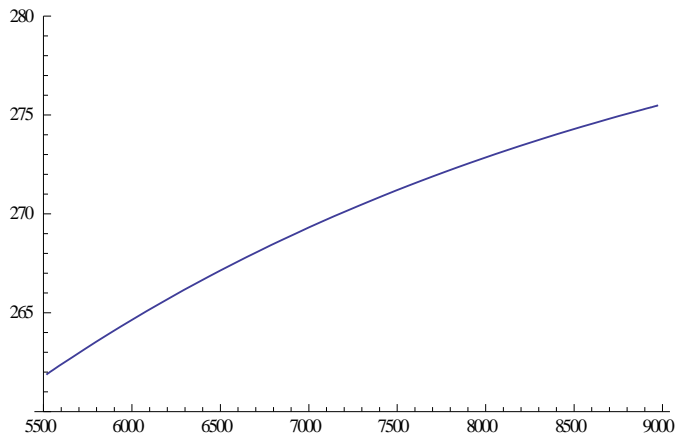
$\varepsilon=0.84$

$\sigma=5.67 \cdot 10^{-8}$

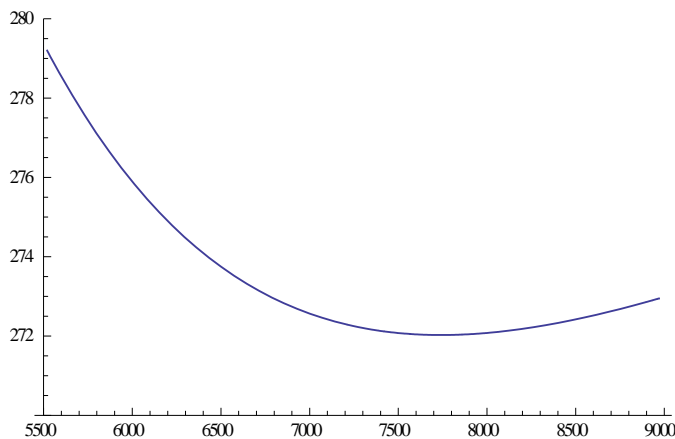
A=0.01

S=0.004

```
sol=NDSolve[{c1*x[t]^4+0.66*(a*e^3*A+e2*3*A)-(S+6*A*x[t]^4+S*y[t]^4,c2*y[t]^4-S*x[t]^4-y[t]^4),x[5520]==261.9,y[5520]==279.2},{x[t],y[t]},{t,5520,8970}]
{{x[t]==InterpolatingFunction[{{5520.,8970.}},<>][t],y[t]==InterpolatingFunction[{{5520.,8970.}},<>][t]}}
Plot[Evaluate[x[t]/.sol],{t,5520,8970},PlotRange=={260,280}]
```



```
Plot[Evaluate[y[t]/.sol],{t,5520,8970},PlotRange=={270,280}]
```



• 日陰率 0.38 (入射面積 1・LED 放射率 0.8)

< 日陰 >

c1=900

c2=36.8

e2=240

a=0.3

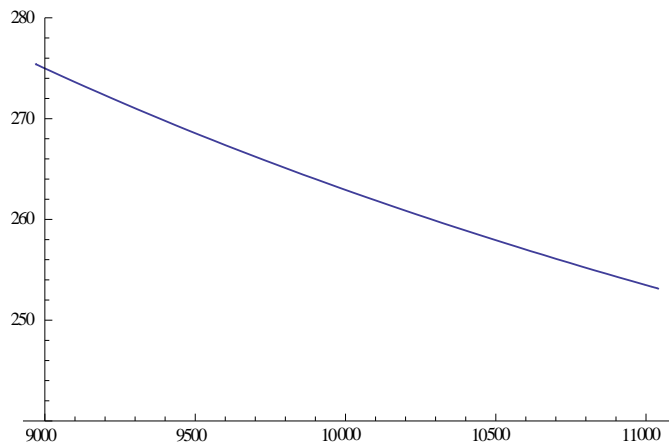
$\varepsilon=0.84$

$\sigma=5.67 \cdot 10^{-8}$

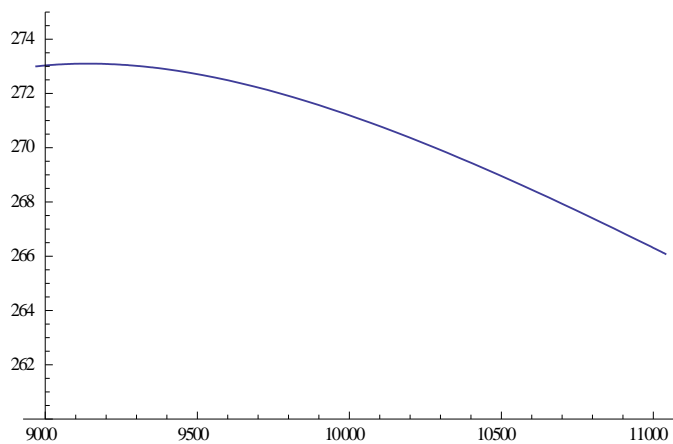
A=0.01

S=0.004

```
sol=NDSolve[{c1*x[t]^4-0.66*e2*3*A*(S*6*A*x[t]^4+S*y[t]^4,c2*y[t]^4-S*x[t]^4-y[t]^4),x[8970]==275.4,y[8970]==273},{x[t],y[t]},{t,8970,11040}]
{x[t]==InterpolatingFunction[{{8970.,11040.}},<>][t],y[t]==InterpolatingFunction[{{8970.,11040.}},<>][t]}
Plot[Evaluate[x[t]/.sol],{t,8970,11040},PlotRange=={240,280}]
```



```
Plot[Evaluate[y[t]/.sol],{t,8970,11040},PlotRange=={260,275}]
```



1.2 熱真空試験

(1) 実験概要

熱計算での結果をもとに、衛星の宇宙空間での低温側の温度を -20 [°C]・高温側の温度を 60 [°C] に設定し、熱真空試験を行った。試験は、2012年2月17～19日九州工業大学・超小型衛星試験センターで行った。実験項目は、衛星各部の温度測定や各機器の動作確認などの、5つの項目について実験を行った。

- 1) 衛星本体の温度測定
- 2) アンテナ展開機構の動作確認
- 3) LED 発光装置の動作確認
- 4) バッテリーの充放電の性能確認
- 5) 437[MHz]通信機器の通信動作の確認

(2) ヒーターとケージの製作

熱真空試験で必要となる、ヒーターとケージの製作を行った (図5)。この2つは熱真空試験機内に入れて使用する。ヒーターは試験機内を温める役割がある。このヒーターは、アルミ板とニクロム線を使用して2枚製作した。ニクロム線は、抵抗値を 30 [Ω] にするため直径 0.14 [mm] のニクロム線を約 412 [mm] 使用した。加熱面は黒色塗装を施して放射率を上げ、放熱面は熱が多く逃げないように研磨した面にした。

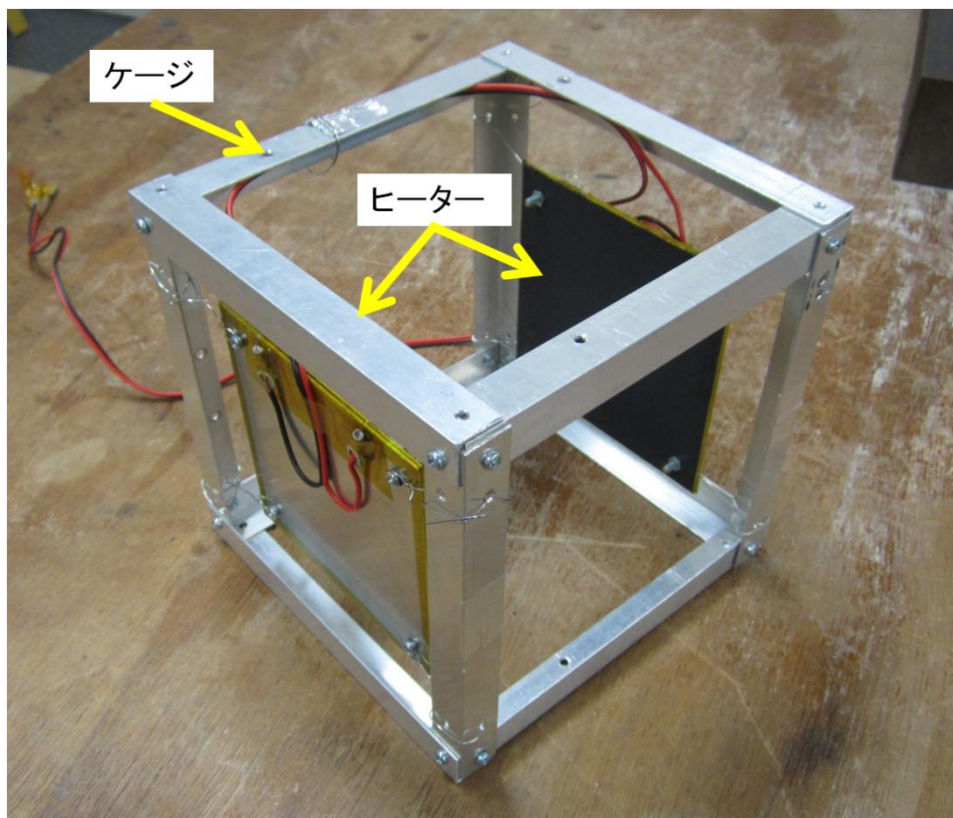
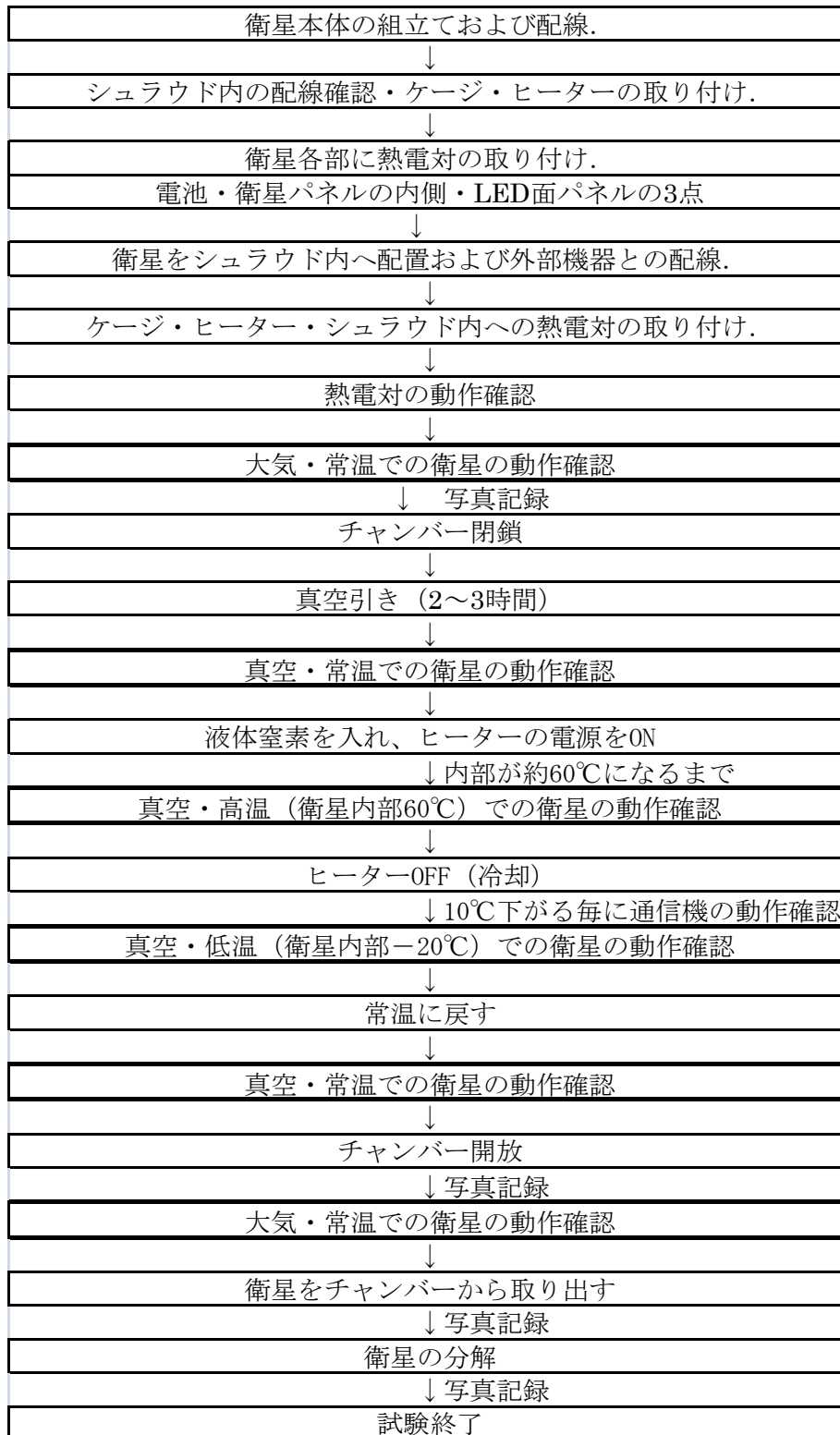


図5 製作したヒーターとケージ

(3) 試験方法

熱真空試験の試験フローを表5に示す。

表5 熱真空試験フロー（簡易）



チャンバー内の構成をチャンバー側面と上面から見たものを図6に示す。製作したケージの中に衛星を入れ、ヒーターや観測窓のとの位置関係を確認する。

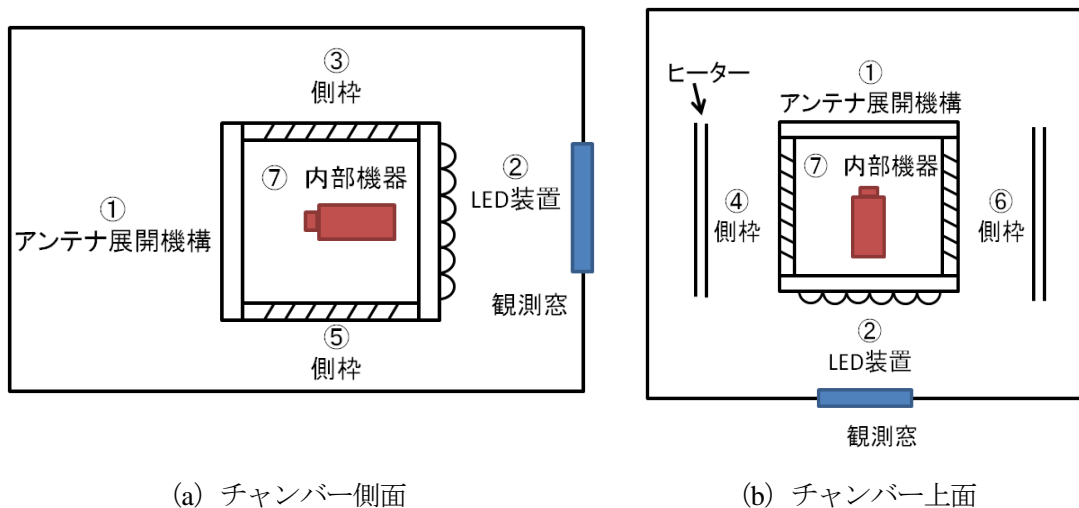


図6 チャンバー内の構成

1) 衛星本体の温度測定

チャンバー内で衛星に取り付けた熱電対からPCでデータを読み取り、温度変化の測定を行う。今回は、衛星の3か所の温度を測定した。表6に熱電対の取り付け位置を示す。

表6 熱電対の取り付け位置

チャンネル番号	熱電対取り付け位置
1	バッテリー
2	衛星パネルの内側
3	LED面パネル (外側)
4	テフロンブロック
5	ケージ (右)
6	ヒーター
7	ケージ (左)
8	シュラウド (下)
9	シュラウド (中)
10	シュラウド (上)

2) アンテナ展開機構の動作確認

宇宙環境 (真空・低温・高温) を模擬した中で、アンテナ展開機構の動作確認を行う。外部電源よりアンテナ展開機構へ電力を与え、アンテナ展開機構を動作させる。

確認方法は、衛星に取り付けたカメラで行う。カメラで撮影されたデータを通信でPCに取り込みアンテナ展開機構の動作を確認する。

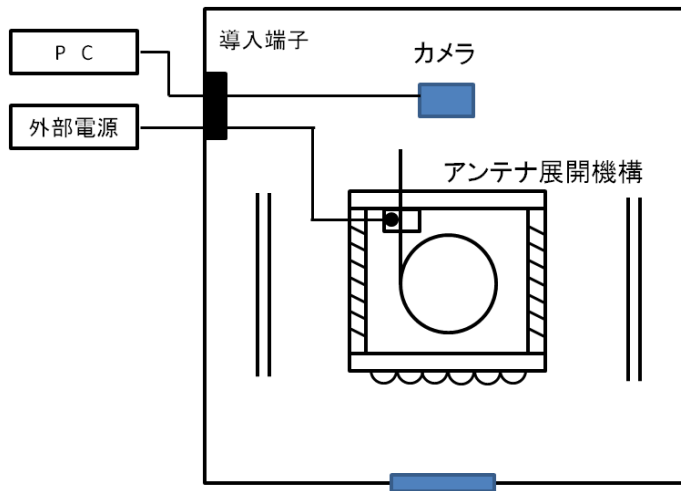


図7 アンテナ展開試験

3) LED 発光装置の動作確認

宇宙環境（真空・低温）を模擬した中でLED装置の動作確認を行う。バッテリーよりLED装置に電力を与え、LEDを3分間発光させる。

確認方法は、真空チャンバーに設けられた観測窓より目視で行う。点灯の異常やLED面の温度上昇に異常が見られないか確認する。

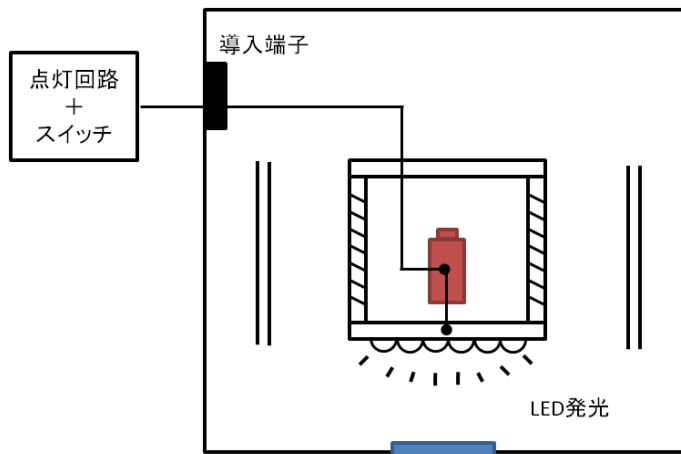


図8 LED 発光試験

4) バッテリーの充放電の性能確認

熱シールドを施したバッテリーを入れ、熱真空試験中と終了後にバッテリーの性能の確認を行う。放電性能は、試験方法3) LED発光装置の動作確認実験のときに放電を行い、熱電対で温度変化を測定する。また、宇宙環境（真空・低温）状態での放電性能をデータロガーによって記録する。充電は、試験終了後バッテリーを取りだして充電性能に異常がないか確認する。

5) 437[MHz]通信機器の通信動作の確認

熱真空試験中、437[MHz]帯での通信を行い、異常がないかチェックする。通信は、モールス信号とパケット通信の2種類について行う。

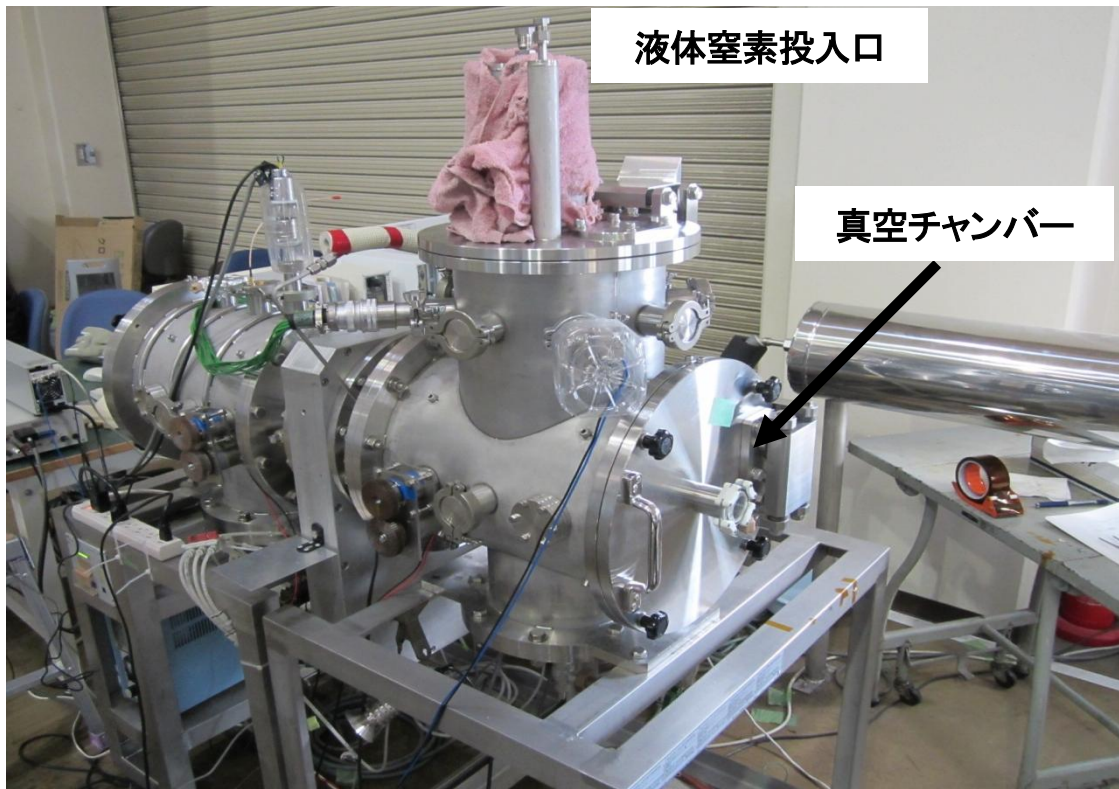


図9 熱真空試験機

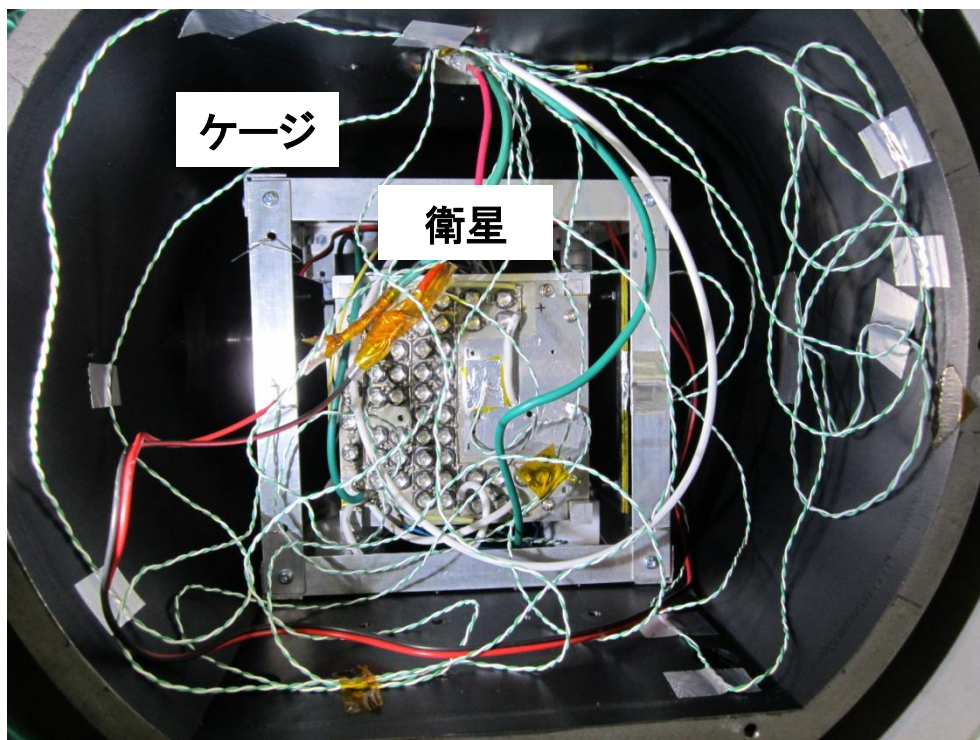


図10 チャンバー内の様子

(4) 試験結果

熱真空試験での試験結果を図 11、表 7 に示す。

今回の熱真空試験では、真空度を保つことが難しかったため高温側の温度を 58 [°C] までしか上げられなかった。通信以外の各機器の動作は異常がなく、正常に動作していた。通信機器はビーコンによる通信は動作したが、パケット通信では上手く動作しなかった。通信機担当の情報工学科の方によると、通信機の原因としては通信信号の送信・受信の方法に不備があったためであるということだった。また、試験終了後の衛星の外観に異常は見られなかった。

今後の課題として、通信機の改良・真空状態におけるバッテリーの充電性能の確認・真空状態における LED の光の強さの測定が挙げられると考える。

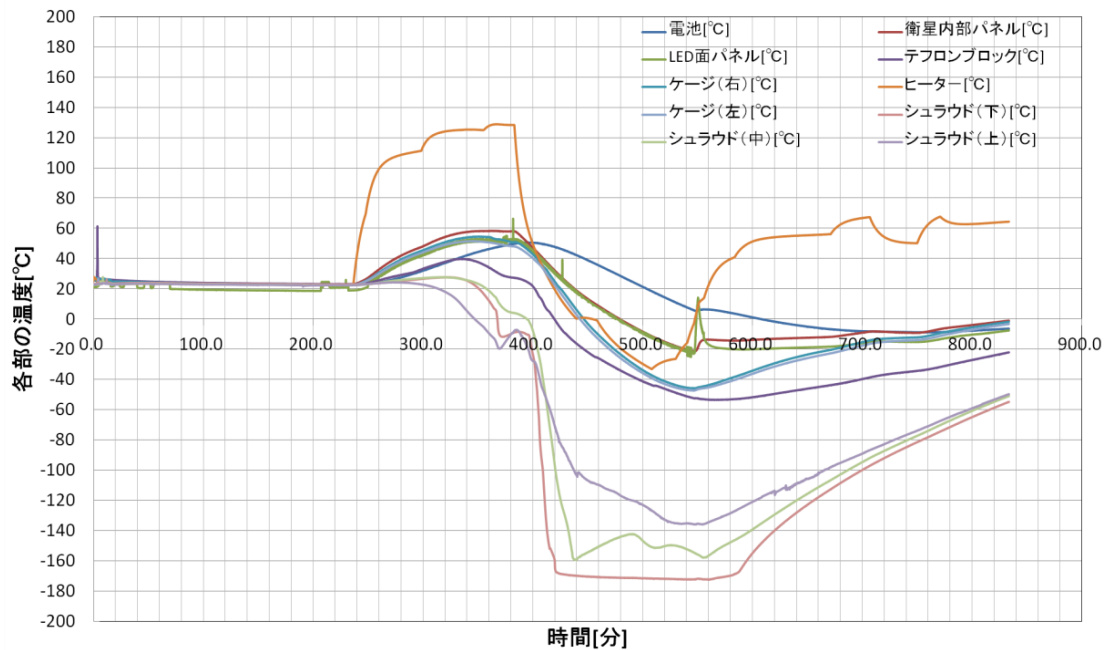


図 11 熱真空試験中の温度変化

表 7 試験結果

動作確認	動作環境					
	大気・常温	真空・常温	真空・高温	真空・低温	真空・常温	大気・常温
カメラ	○	○	○	○	○	○
アンテナ展開	○	○	○	○	○	○
LED発光	○	△	△	○	△	△
通信(ビーコン)	○	○	○	○	○	
通信(パケット)	○	○	○	×	×	

参考文献

- (1) リチウムイオン二次電池の急速充放電時の発熱挙動 (2) (2004 年)
豊橋技科大 中山正人, 福田健一, 大森吉剛, 若原健二, 荒木拓人, 恩田和夫
- (2) 超小型人工衛星 KSAT の熱設計 鹿児島大 濱田 輝洋 (2009 年)
- (3) 温度設計の立場よりみた人工衛星の最適打ち上げ計画
小林康徳 東京大学宇宙航空研究所第 6 巻第 3 号