

修士論文
ASTRO-E 衛星搭載用
フィルターホイールの開発

古庄多恵
東京都立大学大学院 理学研究科 物理学専攻
宇宙物理実験研究室

Contents

1	X線天文学について	1
1.1	X線天文学の歴史	1
1.2	X線分光観測の意義	1
1.3	ASTRO-E 衛星概要と搭載される検出器	3
1.3.1	XRT(X-Ray Telescope)	6
1.3.2	XIS(X-ray Imaging Spectrometer)	7
1.3.3	HXD(Hard X-ray Detector)	8
1.3.4	XRS(X-Ray Spectrometer)	8
2	XRS(カロリメータ)の動作原理と特性	9
2.1	動作原理	9
2.2	ASTRO-E XRS の仕様	10
2.3	フィルターホイール (FW) の必要性	12
3	プロトモデル (PM) 製作・各部仕様	13
3.1	フィルターホイールの概要	13
3.1.1	必要とされる精度	13
3.1.2	製作過程	16
3.2	位置センサ	16
3.2.1	フィルターの位置検出方法	16
3.2.2	位置センサ設計のための実験	18
3.2.3	結果とPMでの周辺回路の仕様	20
3.3	フィルター	22
3.3.1	シミュレーションによるパラメータ決定	22
3.3.2	製作方法とパラメータ	23
3.3.3	ディスクへの装着方法	23
3.4	ハウジングとモーター	24
3.4.1	設計・選定	24
3.5	テレメトリ / コマンド	26
3.5.1	テレメトリー覧	26
3.5.2	コマンド一覧	26
3.6	PMで製作したもの	28

4	性能評価試験	30
4.1	フィルター透過率測定	30
4.1.1	測定システムの概要	30
4.1.2	特性 X 線を用いた測定	30
4.1.3	透過率の測定結果	32
4.2	熱真空試験	35
4.2.1	目的	35
4.2.2	試験の概要	35
4.2.3	FW 駆動とモニターのセットアップ	35
4.2.4	全体の結果と評価	37
4.2.5	低温時に起きた問題点	40
4.3	熱真空の再試験とその評価	40
4.3.1	再試験の概要	40
4.3.2	駆動回路の問題点とその対策	42
4.4	長期ランニング試験	44
4.4.1	目的	44
4.4.2	試験の概要	44
4.4.3	FW の駆動とモニターのセットアップ	47
4.4.4	結果とその評価	48
4.5	アウトガス測定	48
4.5.1	目的	48
4.5.2	質量分析器による測定と結果	48
4.5.3	TQCM による測定と結果 I	52
4.5.4	TQCM による測定と結果 II	52
4.6	その他の試験	55
4.6.1	FW 単体振動試験	55
4.6.2	ASTRO-E/MTM 試験、音響試験	57
5	まとめ	58
5.1	PM の全体評価	58
5.2	今後の予定	58

List of Figures

1.1	銀河団 AWM7 のスペクトル	2
1.2	分解能の違う検出器で観測した場合のエネルギースペクトル	3
1.3	ASTRO-E 衛星のスケジュール表	4
1.4	ASTRO-E 概観図	5
1.5	XRT 概観図	6
1.6	XIS 概観図	7
1.7	HXD 概観図	8
2.1	カロリメータの信号	10
2.2	カロリメータ素子	11
2.3	XRS の素子の配列	11
2.4	XRS のエネルギー分解能による検出効率の違い	12
3.1	ASTRO-E 衛星上での FW 設置位置	14
3.2	FW 設計図	15
3.3	FW スケジュール表	17
3.4	位置センサ実験概略図	18
3.5	位置センサ用オペアンプ回路	19
3.6	オペアンプ回路による PD 出力	19
3.7	位置センサ用トランジスタ回路	20
3.8	トランジスタ回路による PD の出力	21
3.9	PM での LED/PD 回路	22
3.10	PM 回路での PD 出力の結果	23
3.11	HIC の入出力の例	25
3.12	オペレーションの流れ図	28
4.1	X 線 2 次ターゲット BOX	31
4.2	フィルター透過率測定実験外観図	31
4.3	エネルギースペクトルの例	33
4.4	透過率測定結果	34
4.5	熱真空試験概略図	36
4.6	熱真空試験における温度、真空度変化	38
4.7	低温時のオプティカルエンコーダ出力の異常	41
4.8	駆動電流の単位、ac と dc の関係	42

4.9	熱真空再試験における温度、真空度変化	43
4.10	モータの定電流制御回路	44
4.11	R_{sense} に対するモータ駆動電流の変化	45
4.12	温度によるモータ電流の変化	46
4.13	都立大での熱真空試験概略図	47
4.14	長期ランニング試験での温度と真空度の変化	49
4.15	チェンバが 60 のときの Mass Spectrum の結果	51
4.16	TQCM センサの温度に対する振動数変化率	53
4.17	チェンバ内の温度変化に対する TQCM の振動数変化率	54
4.18	長期ランでのチェンバの温度に対する振動数の変化率	55
4.19	TQCM センサ - 30 のときの振動数変化率	56

List of Tables

3.1	FW 単体で見積もられる誤差	16
3.2	位置センサの出力パターン	16
3.3	フィルターの種類、パラメータのまとめ	24
3.4	モータステータスの変化	24
3.5	モータの仕様	26
3.6	テレメトリ status 出力一覧	27
3.7	scaler 出力	27
4.1	2次ターゲットのカウントレート	32
4.2	特性 X 線のエネルギー	32
4.3	Mo1% のスキャン結果	35
4.4	熱真空試験の記録	39
4.5	長期ランニング試験の記録	50

Chapter 1

X 線天文学について

1.1 X 線天文学の歴史

X 線天文学は 1962 年に Giacconi らのロケット実験によって宇宙からの X 線を捕らえたことからその歴史が始まる。エネルギーが約 $0.1 \sim 10 \text{ keV}$ (波長で $0.1 \sim 10 \text{ \AA}$) の X 線は、地球の大気によって吸収されてしまい、地表まで届かないので飛翔体を用い大気圏の外にでて観測をしなければならない。70 年代に入ってロケットや気球に代わり人工衛星による観測が主となって長時間の観測が行われるようになるとともに、X 線反射望遠鏡の開発により集光能力が飛躍的に上がり撮像能力ももつようになった。

1978 年に打ち上げられた Einstein 衛星は反射望遠鏡を世界で初めて搭載し、星や超新星残骸、銀河、銀河団、クェーサーと実に様々な天体からの X 線の詳細なイメージを得た。また 1990 年の ROSAT 衛星は全天サーベイを行い、約 2 万個に及ぶ X 線源を数え上げた。こうして X 線天文学は数十年というわずかな時間で急速な発展を遂げ、天文学に新たな分野を確立したのである。

X 線で観測される天体は銀河団などに高温ガスや中心にブラックホールがあると考えられる活動銀河核、生まれたての星である原始星などがあり、現在も観測対象を天文の様々な分野に広げている。X 線放射機構としては、特に 10^7 K 程度の非常に高温なプラズマによる熱的放射が重要である。一口に高温プラズマといってもそれらの加熱過程は衝撃波によるものや物質の降着による重力エネルギーの解放によるものなど様々であり、これらの解明にはより詳細な情報が必要となってくる。

日本でも 1979 年の「はくちょう」衛星を筆頭に 1983 年に「てんま」、1987 年に「ぎんが」、1993 年に「あすか」と次々と X 線天文衛星を打ち上げている。日本の衛星の特長は特に硬 X 線と呼ばれるエネルギー領域 ($2 \sim 10 \text{ keV}$) まで感度をもつ高性能の検出器を用いて、プラズマの温度を精度よく決定できること、また鉄ライン ($\sim 6 \text{ keV}$) の検出もできることなどである。現在活動中の「あすか」衛星には 4 台の反射望遠鏡と 2 台の CCD カメラと 2 台のガス蛍光比例計数管が搭載されており、イメージとスペクトルの両方を用いた解析を行うことによって既に多くの成果を挙げている。

1.2 X 線分光観測の意義

エネルギースペクトルは X 線観測において得られる主要な情報源である。これによって X 線の放射機構や構造などがわかるからである。エネルギー分解能は「あすか」の CCD 検出器で約 100 eV ($\sim 5.9 \text{ keV}$) であるが、さらに精度のよい検出器 (次章で述べる ASTRO-E 衛星搭載のカリリメータは約 10 倍の 12 eV) がどのような成果をもたらすかについて、銀河団内の高温プラズマの解明を例にとって述べる。

Figure 1.1: 中心から 5 分ごとに区切った各領域での AWM7 のスペクトル。矢印は鉄の K ラインを示しており、その等価幅は半径とともに減少しているのがわかる。文献 [22] 参照。

銀河団は数 10 個以上の銀河が重力的に束縛されている、宇宙で最も大きな階層をもつ天体である。距離が一番近い Virgo Cluster で 20Mpc ($1\text{pc} = 3 \times 10^{13}\text{km}$) であり、大きさは数 100kpc ~ 数 Mpc である。銀河団には $10^7 \sim 10^8\text{K}$ の高温プラズマが存在しており、X 線で非常に明るく輝いている (X 線光度でいうと $10^{43} - 10^{45}\text{erg/s}$)。He-like の鉄ラインが 6.7 keV あたりに見られ、中心にいくほど強く見えている。例として AWM7 のエネルギースペクトルを figure 1.1 に示す。

これまでの観測で、電子温度は連続エネルギースペクトルを用いて決定できたが、イオン温度は直接的に得ることができなかった。しかし、銀河団の中心領域ではイオンと電子の温度は異なる可能性が考えられており、ランダム運動によるエネルギーのドップラー幅の測定からイオン温度を求めれば、これを検証することができる。例えば温度 10 keV の鉄イオンのエネルギー幅は $\sim 7\text{eV}$ (FWHM) となるので、10eV 程度のエネルギー分解能をもつ検出器であればイオン温度を決めることができるのである。

また、銀河団内でのガスの集団運動の速度が $\sim 150\text{km/s}$ であった場合、鉄ラインのドップラーシフトとして、速度の観測が可能となる。さらに、これまでの分解能では 1 つの輝線として見えていたスペクトルを原子の微細構造による輝線のエネルギー差 (10 ~ 20 eV) まで細かく分離することができ、その強度比からプラズマの密度や温度、元素組成、磁場などの物理量を直接的に求めることができる。この様に高エネルギー分解能の検出器の分光観測は様々な物理量を与え、X 線天文学のさらなる飛躍をもたらすものである。エネルギー分解能によるスペクトルの見え方の違いを figure 1.2 に示す。

Figure 1.2: 10^7K の高温プラズマを分解能の異なる検出器で観測した場合のエネルギースペクトル。上から順にエネルギー分解能が約 1 eV、10 eV (ASTRO-E XRS)、100 eV (ASCA SIS) でみた場合。文献 [26] 参照。

1.3 ASTRO-E 衛星概要と搭載される検出器

「あすか」に続く日本で 5 番目の X 線天文衛星として、2000 年 2 月の打ち上げ予定を目指した ASTRO-E 衛星の開発が、現在進められている。「あすか」同様、日米協力であり、主に 宇宙科学研究所 (ISAS)、NASA / GFSC、東大、京大、阪大、名大、都立大などによって開発が進められている。外観図を figure 1.4 に示す。

総重量は約 1700 kg であり、「あすか」 (~ 400 kg) に比べ約 4 倍も重い。打ち上げには M-V ロケットを用いる。M-V は既に 1997 年 2 月に電波天文衛星「はるか」の打ち上げに成功している (「はるか」の総重量は約 800 kg)。地上から約 500 km の軌道に乗せる予定である。ASTRO-E のスケジュール表を figure 1.3 に示す。

ASTRO-E 衛星には X 線反射鏡 XRT と焦点面検出器 XIS (4 台)、XRS (1 台) が組合わさった軟 X 線望遠鏡 5 台と、硬 X 線望遠鏡 HXD が搭載される。これらは「あすか」よりさらに優れた性能をもち、高精度で広いエネルギー範囲をカバーする。精度のよい観測により、遠方にある天体や高温プラズマなどの物理の解明が期待されている。次節にこれら搭載予定の観測機器について概略を述べる。

Figure 1.3: ASTRO-E 衛星の打ち上げまでのスケジュール表。文献 [1] 参照。

Figure 1.4: ASTRO-E 概観図。文献 [1] 参照。

Figure 1.5: XRT 概観図。文献 [1] 参照。

1.3.1 XRT(X-Ray Telescope)

XRT はアルミ ($157.5 \mu\text{m}$ 厚) にプラチナでレプリカをとったものを入れ子状に何枚も重ねた反射望遠鏡で、 $\sim 10 \text{ keV}$ までの X 線に有効である。1 台あたり直径 400 mm 、長さ 100 mm 、重量は約 20 kg である。空間分解能は ASCA に比べて 2 倍の 1.5 分角となり、有効面積も約 2 倍の $\sim 570 \text{ cm}^2$ (@ 1.5 keV)、 320 cm^2 (@ 8.0 keV) となる。XRS 用ミラー XRT-S は焦点距離 4500 mm 、積層数 168 枚、XIS 用ミラー XRT-I は各々 4750 mm 、175 枚となる。概観図を figure 1.5 に示す。

Figure 1.6: XIS 概観図

1.3.2 XIS(X-ray Imaging Spectrometer)

XIS は 4 台の X 線 CCD カメラから成る検出器で撮像と分光とを同時に行うことができる。各カメラは $24\mu\text{m}$ の正方形画素を 1024×1024 個並べた CCD 素子を 1 個ずつ持つ。X 線受光の有効面積は $\sim 25\text{ mm} \times 25\text{ mm}$ である。CCD 素子は蓄積領域をもったフレーム転送型である。エネルギー分解能は 6 keV の X 線に対し約 130 eV であり、 $0.4 \sim 10\text{ keV}$ のエネルギー範囲をカバーする。時間分解能は 8 sec でおおよそ $19' \times 19'$ の天空を撮像することができる。概観図を figure 1.6 に示す。

Figure 1.7: HXD 概観図

1.3.3 HXD(Hard X-ray Detector)

HXD は井戸型フォスウィッチシンチレーション 4×4 とシリコン PIN ダイオードから成る硬 X 線検出器である。有効面積は 330 cm^2 (PIN では 230 cm^2)、視野はファインコリメータによって $20 \times 20 \text{ arcmin}$ まで絞られる。 $10 \text{ keV} \sim 700 \text{ keV}$ と非常に広いエネルギー範囲を高感度かつ低バックグラウンドで観測可能である。概観図を figure 1.7 に示す。

1.3.4 XRS(X-Ray Spectrometer)

XRS は X 線カロリメータ素子を 32 個並べたもので $1 \sim 10 \text{ keV}$ のエネルギー範囲で X 線を検出する。カロリメータが X 線検出器として衛星に搭載されるのは世界で初めてである。この検出器の最大の特長は CCD カメラなどにくらべ約 10 倍も高いエネルギー分解能をもつ ($\sim 12\text{eV}$) ことである。次章で詳細を述べる。

Chapter 2

XRS(カロリメータ)の動作原理と特性

2.1 動作原理

カロリメータの原理は、吸収体に光子が入射し光電効果を起こして光子が電子にエネルギーを与え、そのエネルギーが最終的に格子振動となり吸収体の温度上昇を引き起こす。それをサーミスタで測定し、信号として検出するものである。一般にカロリメータは赤外線やマイクロ波などの検出器として使われている。これらは Ge、Si などの半導体に不純物をドーブしたサーミスタそのものが吸収体になっているが、エネルギーが高い X 線の場合、原子番号が大きい吸収体が必要となるため吸収体とサーミスタとを分けて熱的に接触させたものを用いる。信号は figure 2.1 のようになり、温度上昇分 ΔT が入射 X 線のエネルギーに比例する。

$$\Delta T = E/C \quad (2.1)$$

E は入射光子のエネルギー、 C は吸収体の熱容量である。比熱が小さいほど温度上昇が大きく検出しやすくなる。T=65mK の HgTe(デバイ温度 $\theta_D \sim 120\text{K}$ 、素子の体積 $4.2 \times 10^{-6} \text{cm}^3$) に 6.4keV の光子が入射した場合、 $\Delta T \sim 10\text{mK}$ となる。

カロリメータは比例計数管などと違って光電効果によって出される電子を用いて信号とするのではなく、phonon による温度上昇を用いる。したがって理論的ノイズは phonon の揺らぎにのみ依存し、高いエネルギー分解能が得られる。それがどのように実現されるかという、エネルギーの FWHM(半値幅)は

$$\langle \Delta E \rangle^2 \approx k_B T^2 C \quad (2.2)$$

$$\Delta E \sim (k_B T^2 C)^{\frac{1}{2}} \quad (2.3)$$

であり、半値幅は $C^{\frac{1}{2}}T$ に比例する。ところで絶縁体や半導体の低温下における比熱は、以下の式で表される。

$$C = \frac{12\pi^4}{5} N k_B \left(\frac{T}{\theta_D}\right)^3 \sim 0.97 \times 10^{18} \left(\frac{T}{\theta_D}\right)^3 \text{ [keVK}^{-1}\text{cm}^{-3}] \quad (2.4)$$

ここで、 N は全原子数、 k_B はボルツマン定数、 T は物体の温度、 θ_D はデバイ温度である。最終的に ΔE は温度の $5/2$ 乗に比例するので、温度を下げるによりエネルギー分解能を向上させることができる。

Figure 2.1: カロリーメータの信号。文献 [26] 参照。

2.2 ASTRO-E XRS の仕様

XRS は吸収体に HgTe(Hg: $Z=80$ 、Te: $Z=52$) を用いており、それをエポキシを用いて Si 抵抗温度計に接着させた素子 (figure 2.2)。をアレー状に 32 個並べたものを用いる。これらは全て手作業で行われる。並べ方は 2×16 bilinear と 6×6 の 2 次元アレーの 2 通りが考えられているが、それぞれ視野が 1.9×4.1 arcmin、 2.9×2.9 arcmin となり後者の方が天体を半径方向に捕らえられるのでよりよい。しかし技術的に困難なため最近ひとつ製作できたがまだスペアは作られていない。日本に輸送する時間、XRS Dewar と合わせた X 線検出テストなどを行い十分な保障を得るための時間が少ないので今後の進行具合によって決定される。

素子 1 個の大きさは bilinear で $1.4 \times 0.3 = 0.42 \text{ mm}^2$ 、2 次元アレーの場合 $0.64 \times 0.64 = 0.41 \text{ mm}^2$ である。figure 2.3 に後者の場合の図を示す。素子は NASA / GFSC で製作されている。エネルギー分解能は理論値 $\sim 1\text{eV}$ に加え、出力回路の FET ノイズ等が寄与し、全体で $< 12\text{eV}$ となっている。検出効率は 6 keV で約 95% である。

また、固体 Ne で 17K、液体 He で 1.5K、断熱消磁冷凍器と放射冷却により 65mK で動作させる。これらは XRS Dewar 内に収められる。Ne、He の量が衛星の搭載重量限界から制限されるため、カロリーメータの寿命は約 2 年である。質量は約 430kg (ASTRO-E 全重量の約 1/4) であり、そのうち 390kg は固体 Ne の Dewar で占められている。Dewar は住友重工が製作している。

Figure 2.2: カロリメータ素子の図。HgTe の吸収体を Si 温度計に接着させている。文献 [26] 参照。

Figure 2.3: XRS の素子の配列。左が 2×16 の bilinear の場合、右が 6×6 の 2 次元アレーの場合。文献 [26] 参照。

Figure 2.4: XRS のエネルギー分解能による検出確率の違い。レスポンスがエネルギー分解能に対応する。文献 [26] 参照。

2.3 フィルターホイール (FW) の必要性

カロリメータの信号の decay time τ は

$$\tau \sim C/G \quad (2.5)$$

に従う。G は支持体の熱伝導度である。これは前節の HgTe の素子で約 10msec と遅い。このように信号の減衰時間が長いと高いエネルギー分解能での検出効率は下がってしまう。カウントレートに対する各レスポンスでの検出確率を figure 2.4 に示す。エネルギー分解能でいうと Hi-Res(167ms) は 8eV, Mid-Res(2.6-42ms) は 80eV に相当する。図をみると Hi-Res ではカウントレートが上がると指数関数的に検出率が減少していくのがわかる。5c/s のとき Hi-Res は 2 割近くに減少し、Mid-Res が 5 割弱、Lo-Res が 3 割強を占める。従って Hi-Res での検出を 50% 以上にするためには 1 素子あたり 2c/s に抑える必要がある。

典型的な X 線源からのカウントレートは Crab Nebula で 2000 c/s、Cas A で 30 c/s、明るい活動銀河核 で 20 c/s というところであり、明るい X 線源をみるためには入射 photon 数を制限する必要がある。そこで XRT と XRS の間にフィルターをおくことでカウントレートを適当な値に下げ、観測の目的や対象の種類等によってフィルターを選択できる様 6 種類のフィルターを取り付けられるフィルターホイールを設置する。

Chapter 3

プロトモデル (PM) 製作・各部仕様

3.1 フィルターホイールの概要

§ 2.3 で述べた様に、FW は XRS に入射する X 線の量を調節する役目を持ち、XRS から 398 mm 上方の middle plate 上に設置される。衛星上の設置位置を figure 3.1 に示す。環境温度は - 30 ~ 60 である。FW は都立大、NEC との共同製作である。

FW に軌道上で不具合が生じた場合には、XRS の検出器の役割を奪い、ASTRO-E 衛星全体としての成果を半減させることになりかねない。よって地上での十分な試験を行う必要があるためプロトモデル (PM) 品を製作し、その性能に保証が得られた上でフライトモデル (FM) の製作に取り組むこととする。主な地上実験としては、透過率測定試験、熱真空試験、長期ランニング試験、振動試験などがあり、それらの内容や結果については第 4 章で詳しく述べる。

FW は、モータと直結しフィルターを取り付けるディスクとそれを包むハウジングとで成る。ハウジングには X 線が通過するための穴が 1ヶ所空けてある。材質はアルミ、光を反射させないため黒にしている。全体の重量は 816g である。設計概略図を figure 3.2 に示す。

機械的にはモータ、フィルター、位置センサの各部に分かれる。モータは Schaeffer 社のステッピングモーター用いている (§ 3.4 参照)。フィルターは素通しを含めて 6 種類を載せられる。PM では素通し × 2、中性密度フィルター × 2、低エネルギーカットフィルター × 2 を用意した (§ 3.3 参照)。位置センサはハウジング側に LED とフォトダイオードの組みを取り付け、その間にディスク側につけたスリットを通し、フィルターの位置を確認できるものである (§ 3.2 参照)。これらの各部については次節以下に詳細を述べる。

3.1.1 必要とされる精度

X 線を XRS に入射させるためには、XRT と FW の位置関係が重要となる。FW 単体の組み立て時における誤差は table 3.1 の様に予想される ([4] 参照)。フィルターと並行な平面上での設置位置の面内誤差を FW のみで 1 mm、衛星への取り付け取り付けにおいて 1 mm とすると単純和で 2 mm となる。FW が XRT に対し 5 mm ずれたときでも透過率は 0.15% しか変わらないので十分である (§ 3.3 を参照)。また XRS の面内位置精度が 0.58 mm (文献 [8]) の場合のフィルターの通過径は、最大 40.3 mm となり有効径 44 mm に十分収まる。

面外角度 (フィルター平面から鉛直軸方向への傾き) は、衛星取り付け誤差を含めると単純和で 1 度と見積られる ([3] 参照)。中性密度フィルターの透過率の誤差を 1 割に収めるためには、1.6 度以内が望ましい。

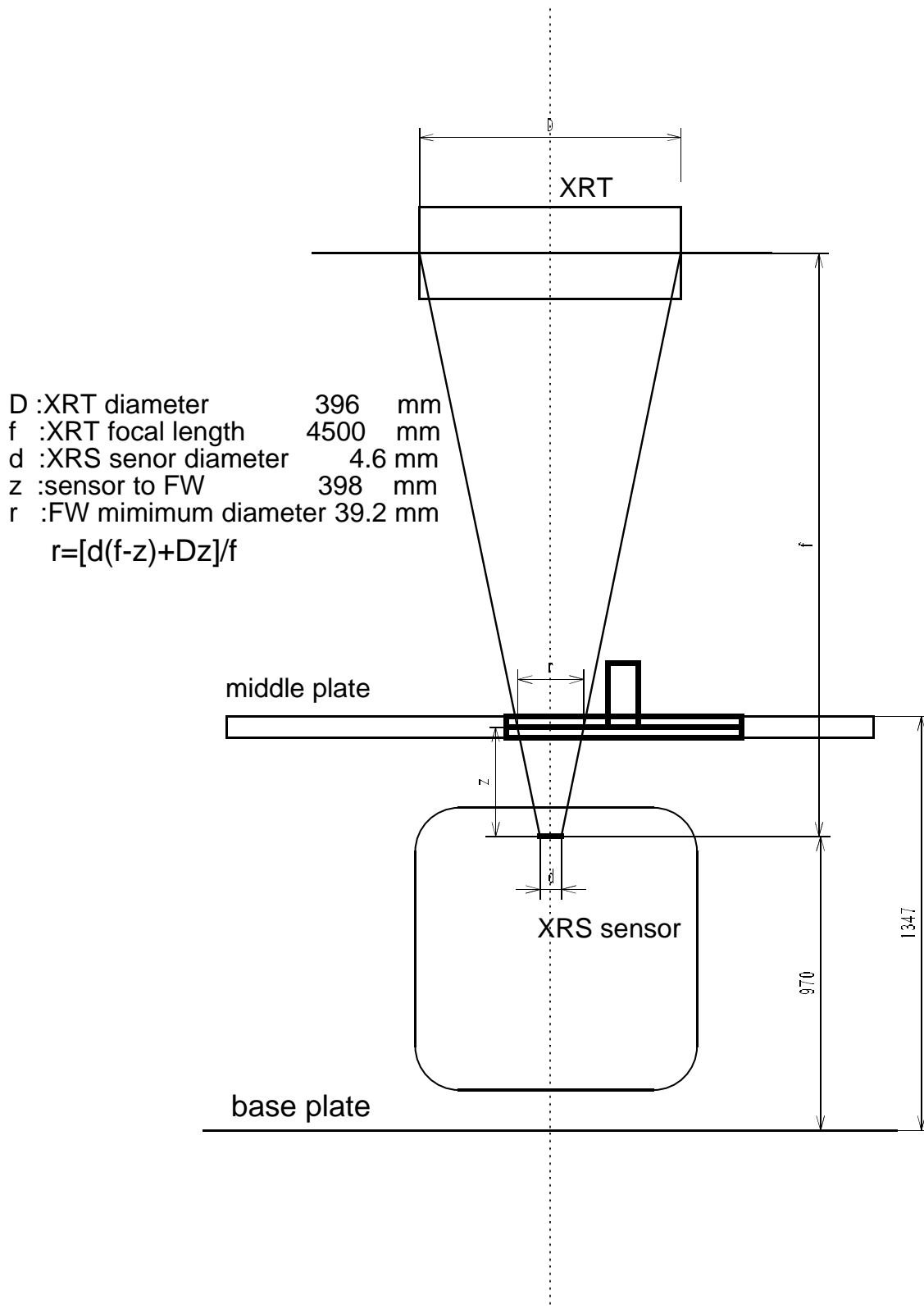


Figure 3.1: ASTRO-E 衛星上での FW 設置位置。図の上方から X 線が入射し XRT で集光されて XRS で焦点を結ぶ。X 線が通過するフィルターの径は最大 39.2 mm となっている。したがってフィルター径はこれより大きくする必要がある。

Figure 3.2: FW 設計図。 [6] 参照。

	面内誤差 [mm]	面外誤差 [deg]
製造 / 組立誤差	± 0.40	± 0.25
機械環境ヒステリシス	± 0.10	± 0.03
回転再現誤差	± 0.10	± 0.02
熱歪み誤差	± 0.10	± 0.05
計 (linear)	± 0.70	± 0.35
計 (rms)	± 0.26	± 0.15

Table 3.1: FW 単体で見積もられる誤差

位置	PD1	PD2	PD3
0°		×	
60°	×	×	
120°			×
180°		×	×
240°	×		
300°	×		×

Table 3.2: 位置センサの出力パターン

3.1.2 製作過程

96年から現在までのスケジュール表を figure 3.3 に示す。96年度前半にモータや位置センサ等の仕様を決定し製作を発注した。位置センサや回路、フィルター、HIC(モータ駆動用ハイブリッドIC)などは96年12月までに準備できた。97年2-3月に透過率測定を行っている。しかしモータの納品が遅れたため、噛み合わせをしてPMとして機能試験ができる状態になったのは97年3月である。初期機能試験後、4月に単体振動試験を行い、4月末から5月初めに熱真空試験を行った。その後、6月から7月にかけてASTRO-E全体のMTM試験(Mechanical Test Modelを用いた機械環境試験)を行い、8月に熱真空の再試験を行った。この時点でモータのフライトモデル(FM)品を発注した。後述の回路の問題や準備等のため、長期ランニング試験は予定より遅れて12月に開始され、現在も進行中である。

3.2 位置センサ

3.2.1 フィルターの位置検出方法

モータは内部にオプティカルエンコーダーを備えており、移動量をモニタすることができるが、それとは独立に絶対位置のわかる位置センサ機能を用意する。センサには当初、簡易なホール素子による磁場測定を用いたものも考えられたが、精度が十分でないことからLEDとフォトダイオード(以下、PD)を向かい合わせにしたものを用いることにした。

それらをハウジング側の3ヶ所に取り付け (figure 3.2 参照)、ディスク側にそのLED/PDの間(約5mm)を通るスカート状の板を垂らし3ヶ所のスリットを設ける。これにより $2^3=8$ 通りのパターンを得る(すなわち6つの位置を判別するのに十分である)。PDの出力パターンを table 3.2 に示す。

Figure 3.3: FW スケジュール表。

Figure 3.4: 位置センサ実験概略図

3.2.2 位置センサ設計のための実験

設計に必要なパラメータ (LED に流す電流値、スリットの形状等) の最適値を求めるため実験を都立大にて行った。実験は figure 3.4 のように LED/PD の間にマイクロメータ付き X テーブル (最小読み取り 0.01 mm) に取り付けられたスリットを 0.1 mm 間隔で動かしていき、PD の電圧を読んで行った。以下に各実験内容について述べる。

初めに figure 3.5 のようなオペアンプ (LM741) の簡易増幅回路を用いて測定を行い、LED に流す電流の最適値を求めた。LED には NDL4103A、PD には NDL2208 と PM と同じものを用いた。回路は、オペアンプの入力端子に流れ込む電流がほとんど無視できるとすると、PD の受光電流の同量の電流が抵抗に流れ V_{out} の電位が上がるという仕組みである。電流は衛星の電力を抑えるためできるだけ少ない方がよいが、動作に影響しない程度のマージンを取る必要もある。PD の受光電流は LED の電流に比例し、ほぼ以下の式に従うことがわかった。

$$I_{PD}[\mu A] = 1.6 \times 10^{-3} \times I_{LED}[\text{mA}] + 0.3 \quad (3.1)$$

LED の電流が 20 mA で PD には $3.5\mu A$ の電流が流れ、出力の S/N は ~ 100 (ノイズ 0.014 V に対し出力は 1.43 V) であり十分なマージンを持つことがわかった。LED にかける電圧を 2.5、5.0V (電流は 22 mA、68 mA) とした場合についてのデータを figure 3.6 に示す。

次に厚さ 1.0 mm のアルミ板を用いた幅 1.0 mm のスリットを基本として、形状、幅、厚さ、色などの違うものについて各々実験を行った。結果は、ナイフエッジ型のものでは出力の立上りが 1 割程度よくなった。これはスリットの壁による反射光を抑えることができたためと考えられる。また、艶消しスプレーを用いて色を黒くした場合、出力の裾を約 3 割抑えることができた。これはスリット部にかからないときにも、反射して PD に入ってしまう光を抑えることができたためと考えられる。幅 1.5 mm としたもの、厚さを 0.5 mm にしたものについてはほとんど変化はみられなかった。幅については実際に FW の駆動パルス 1 ステップ (回転角 0.05°) に対し十分な値をもつ様、約 30 ステップ (回転角にして約 1.5°) に相当する 2.0 mm 幅とした。

また、PD/LED の組、またそれぞれ単体を恒温槽内で $-30 \sim 60$ の環境下に置き、LED の電流値に対する PD の出力を調べた。その結果、出力は最大 10% 程度の違いが生じることがわかった。よってこれを考慮し回路パラメータを決定する必要がある。

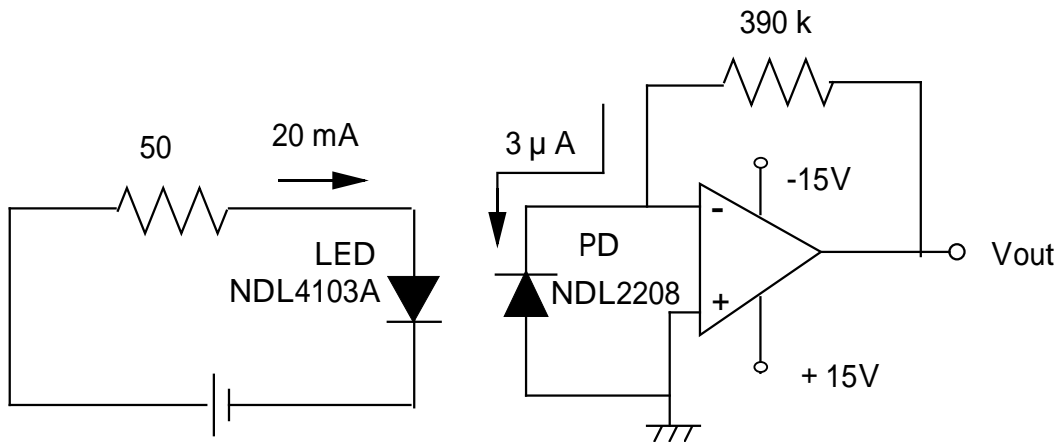


Figure 3.5: 位置センサ用オペアンプ回路。

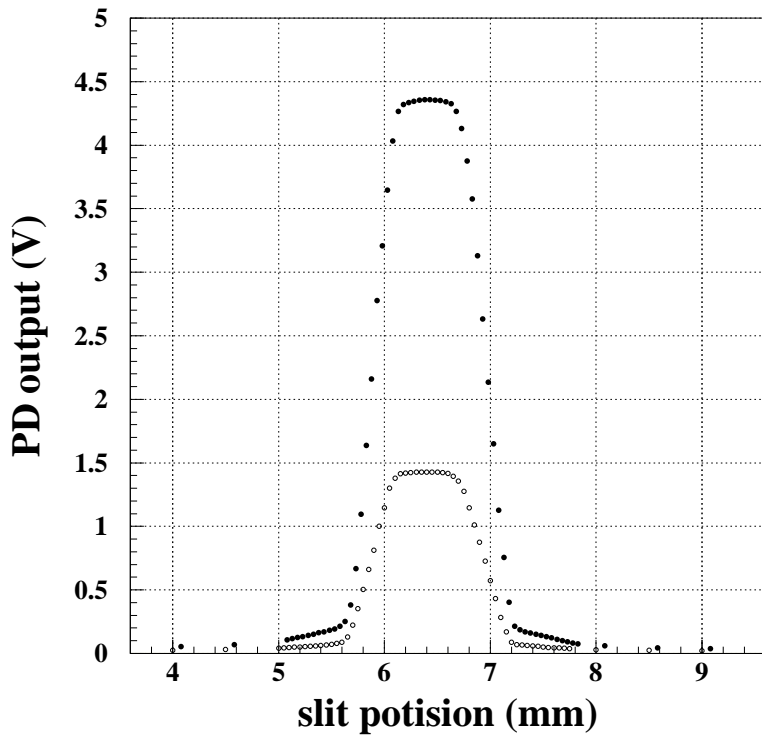


Figure 3.6: オペアンプ回路によるPD出力。横軸はスリット (幅 1 mm) の位置。縦軸はPDの出力電圧。がLED電流 22 mA、が 68 mA のとき。

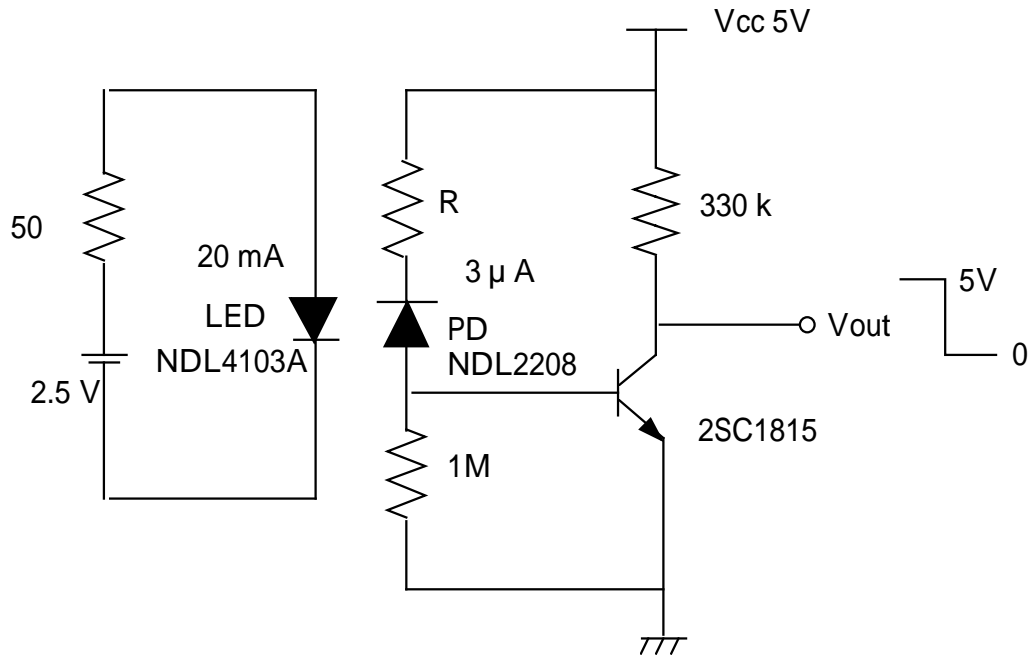


Figure 3.7: 位置センサ用トランジスタ回路。エミッタ接地を用いた。

次にトランジスタ回路 (figure 3.7) での出力確認を行った。トランジスタは 2SC1815 (衛星用は 2SC2822 であるが仕様は同じであり実験の目的には影響しない) を使用した。回路は PD によってベース電流が流れてトランジスタが動作し、初め 5V だった V_{out} の電位が電圧降下する仕組みとなっている。

実際に LED 電流に対する PD 出力 (図 3.7 の V_{out}) を調べ、 $I_{LED}=0$ mA で 4.9V (I_C に暗電流 $0.3 \mu\text{A}$ が流れるため約 0.1V の電圧降下が生じる) から $I_{LED}=20$ mA で 40mV になり問題なく動作することを確認した (figure 3.8(a))。また、前回と同様に温度変化させ PD の出力を調べた。結果を figure 3.8 (b) に示す。変化はほとんどみられず、LED 電流 20 mA、60 でも $S/N \sim 100$ を達成するので - 30 から 60 では温度依存は無視できるといえる。その後、エミッタ側にも抵抗を入れ自己バイアスにより安定性をもたせる、抵抗値 R を 560k Ω 、1M Ω 、1.5M Ω 、に変える (figure 3.8(c))、キャパシタを加えるなどして適正値を調べた。

3.2.3 結果と PM での周辺回路の仕様

以上より、LED に流す電流は 20 mA (PD 電流は $3.5 \mu\text{A}$) とし、スリットはナイフエッジ型、幅 2.0 mm、色は黒 (ハウジング等も全て) とすることとなった。また、- 30 から 60 の間でトランジスタ回路の動作を確認した。但し、さらなる安全のためベースとコレクタ (PD 出力) 部にコンデンサを取り付け、出力にバッファ (CMOS4049B、出力反転型) を噛ますこととした。固着後の 3 つの LED/PD 間距離は 4.02、4.04、4.08 mm となった。

最終的な PM の位置センサ回路図を figure 3.9 に示す。 $h_{FE}=200$ 、 $I_C = I_E$ 、 $V_{BE}=0.6\text{V}$ の関係を用い、PD に流れる電流を I_{PD} とすると I_{PD} と I_B の間には次のような関係が得られる。(電流の単位は μA)

$$I_{PD} = 1.2 \cdot I_B + 0.6 \quad (3.2)$$

となる。電圧降下が 5V になるには $I_C=0.1$ mA 以上を要する。したがって上式から I_{PD} は $1.2 \mu\text{A}$ ($I_{LED} = 5$ mA) 以上という条件が得られ、LED 電流 20 mA 時の PD 電流 $3.5 \mu\text{A}$ は

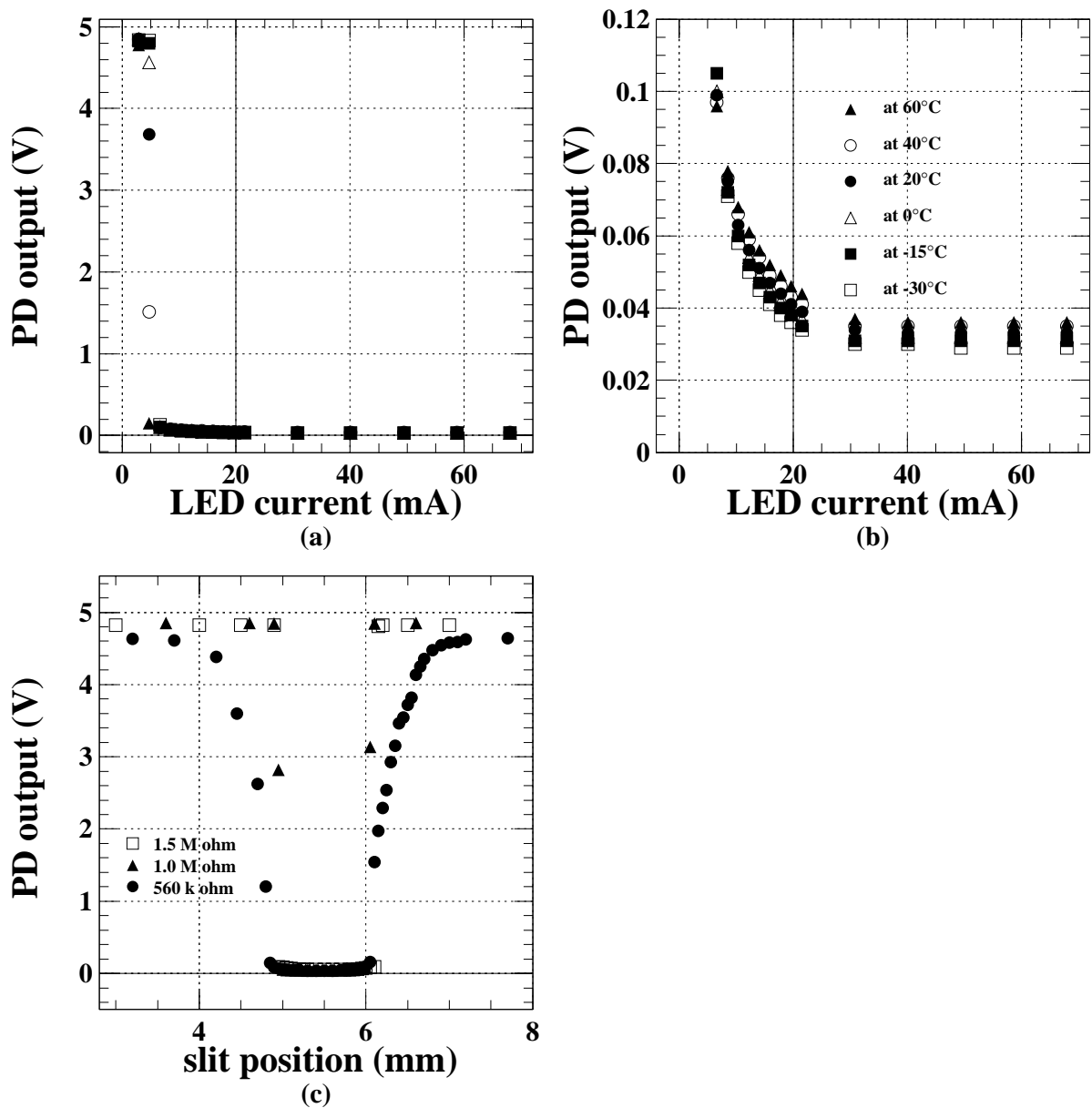


Figure 3.8: トランジスタ回路によるPDの出力。(a)はLED電流に対するPD出力。出力変化は5 mAの辺りであり、20 mAなら十分であることがわかる。これを - 30 から 60 まで温度変化させて測定した。(b)は(a)の出力が落ちたところを拡大したもの。高温になるにつれて多少ノイズが大きくなっているのがわかるが、20 mA、60 ても < 0.05V なので S/N は > 100 である。(c)はスリットを動かしていったときのPDの出力を抵抗を変えて測定したもの。抵抗が 560k Ω のときは明かに形が悪いが 1M Ω では鋭い変化となっている。

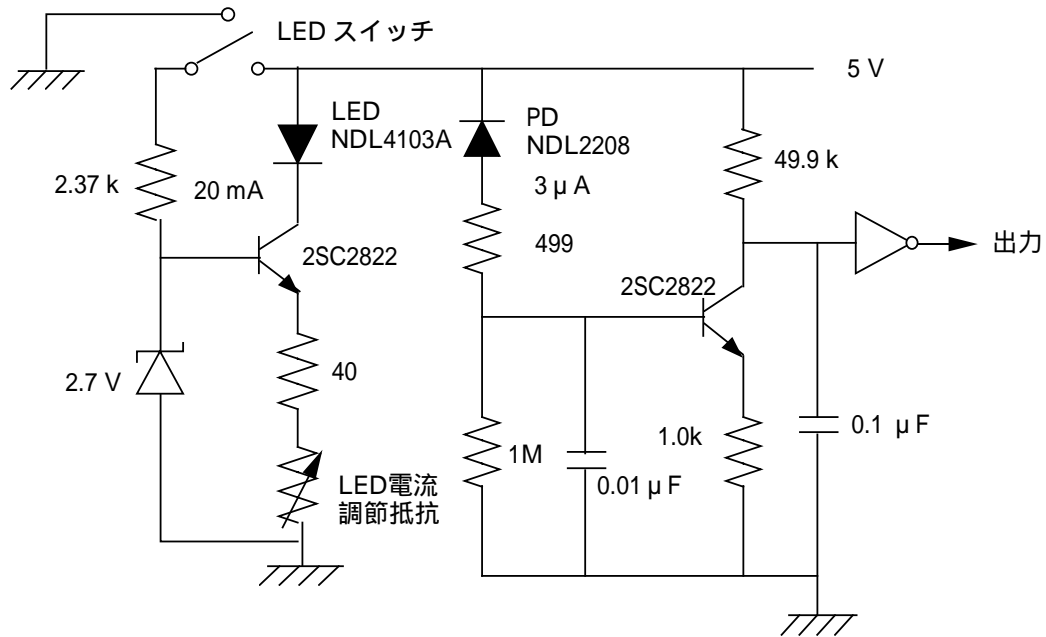


Figure 3.9: PM での LED/PD 回路

これを十分上回っていることが確かめられる。また、後述の性能試験でペンレコーダーを用いた PD 出力変化を figure 3.10 に示す。

3.3 フィルター

フィルターの種類には、モリブデン (Mo) 板に穴を空け中性的 (どのエネルギーも同じ割合だけ) に入射光子の数を抑える中性密度フィルタと、ベリリウム (Be) 板を用いて高エネルギーに比べ光子数の多い低エネルギー側の光子をカットする低エネルギーカットフィルタを用意することとした。前者は様々なラインの分光が重要となる天体の場合、後者は高温の天体で鉄の K ライン (6.4 keV) 以外にラインのあまりみられない天体の場合などに有効である。このように観測目的や対象となる天体の性質等に応じて選択できる様、パラメータの異なる 4 ~ 5 種類のフィルターを設ける。

3.3.1 シミュレーションによるパラメータ決定

中性密度フィルターのパラメータ決定のため、シミュレーションを行った。フィルターの位置によるムラがでない様にするためには穴数は多ければ多い程よい。実際に穴の数を変えて焦点面 (XRS) にできる像を見比べると明らかであり、穴数が多いと一様になる。但し、製作技術上の制限から穴数は 1802 個、穴の間隔は 0.98 mm と決められた。それらを固定した場合透過率が 10%、1% になる最適の穴径は各々 0.32 mm、0.11 mm であった。

また、フィルターが XRT に対してずれるとどのくらい透過率に影響するかを調べたところ、5 mm ずれたとき 1% フィルターで透過率は 0.0015%、10% フィルターで 0.0014% 減少することがわかった。この値は他の誤差を考えると、全く問題にならないといえる。

Figure 3.10: PM 回路での PD 出力の結果。上から PD1、PD2、PD3 のペンレコーダーによる記録である。レンジは 5 [V/cm]。

3.3.2 製作方法とパラメータ

低エネルギーカットフィルターには 100 μm 、300 μm 厚の Be 板を用いた。各々 1.7 keV、2.4 keV で 10% (例えば Si \sim 1.7 keV、S \sim 2.3 keV) に減衰する。製作は ASCA 衛星のガス蛍光比例計数管に用いて実績のあるブラッシュウエルマンジャパンに依頼した。中性密度フィルターは加工しやすいようできるだけ薄い方がよいが、X 線を十分に吸収 (原始番号が大きく) しなければならない。検討の結果、Mo の 200 μm 厚を用いることとした。10 keV の X 線に対して Mo の attenuation length は 12 μm 、200 μm 厚で 10^{-7} まで線量を減衰することができ、十分である。

製作は東レプレシジョンに依頼した。放電加工によって中心から渦巻状に順に穴を空けていく方式をとる。面内精度は面の反りに対して並行光が入ってきた場合、透過率の誤差を 1% に抑えたいとすると 0.16 度以内となる。製作後の平面度測定によると最大 0.06 度であり、これを十分満たしている。実際には § 3.1.1 で述べた様に、FW の組み立てや衛星の取り付けなどの誤差の影響方が大きい。主なパラメータを table 3.3 に示す。また、設計図を付録 1 に示す。

3.3.3 ディスクへの装着方法

フィルターディスクにはアルミ合金を使用するため、Al とフィルターの Be、Mo との間に熱膨張率の違いによる歪み等が生じるおそれがある。そのためフィルターを保持する取り付け方法について検討した。フィルターに耳をつけるなどの加工は接着方法に問題があること、Be の 100 μm など薄いのであまり力をかけられないことなどから不適とされた。そこで深さ 1 mm、枠 49 mm ϕ の部分に、フィルターと共に緩衝材となるものを挟み込むこととした。緩衝材にはシリコンゴム等も考えたが、アウトガスを考慮すると不適であるため、

材質	厚さ [μm]	予想透過率 [%]	穴径 [mm]	穴数	フィルタ - 径 [mm]	有効径 [mm]
Be	100	25(@2 keV)	-	-	49	-
Be	300	1.6(@2 keV)	-	-	49	-
Mo	200	1.14	0.11 \pm 0.01	1802	49	45
Mo	200	9.67	0.32 \pm 0.01	1802	49	45

Table 3.3: フィルターの種類、パラメータのまとめ。Be フィルタ - の予想透過率は 2 keV の X 線が入射した場合。有効径は穴が空いている径。

COUNT	phase A	phase B	phase C
1	+	+	-
2	+	-	-
3	+	-	+
4	-	-	+
5	-	+	+
6	-	+	-

Table 3.4: モータステータスの変化。1 から 6 の番号は figure 3.11 に対応している。

上から内径 44.2 mm、外径 49.6 mm、厚さ 1 mm のバネ用ステンレス鋼のリングで抑えることとした。リングには内側から半径方向に 15 度おきに 1.4 mm のスリットが 24ヶ所切られている。

3.4 ハウジングとモーター

3.4.1 設計・選定

モータは太陽 X 線観測衛星「ようこう」で実績のある Schaeffer 社の 3 相 PM 形ステッピングモーター M8 を用いる。PM 形ステッピングモータは中心にある永久磁石の回転子と、そのまわりに 3 相のコイルの固定子とから成る。コイルに電流を流して励磁し回転子を対応する方向に吸引することにより、ある一定の角度を回転させることができる。コイルを励磁する順番を逆にすれば反対方向に回転することができる。このモータは 1 step の回転角が 0.05 度と小さいため、ハーモニクドライブを用いて 1/100 分周となっている。

モータの駆動は HIC(Hybrid Microcircuit Assembly P/N 107505) を用いて 3 相を出力して行う。HIC はコマンドインプット、カレントリミッタ、シーケンスジェネレーター、モータドライバ、レギュレーターの 5 つの回路を複合したものである。大きさは 51 mm \times 32 mm \times 6.4 mm である。コマンドインプットには LED が内蔵されており、外付けのトランジスタ回路の ON/OFF で電源投入 (ENABLE)、方向 (DIRECTION)、step 入力の 3 つのコマンドを送ることができる。それらはシーケンスジェネレーターに渡り CMOS 回路によって step 入力を 3 相にする。その出力と外付けの抵抗 R_{sense} とカレントリミッタ回路で制御された定電流をモータドライバ部分に送り、モータを駆動するという仕組みになっている。方向は XRT からみて右回りの CW、左回りの CCW のどちらかに設定できる。HIC のコマンド入力、3 相出力の図を figure 3.11 に、3 相の出力パターンを table 3.4 に示す。また、HIC とその周辺回路を付録 2 に示す。

モータの仕様を table 3.5 に示す。step 入力は 128 Hz を用いる。動作保証は、FW を 1

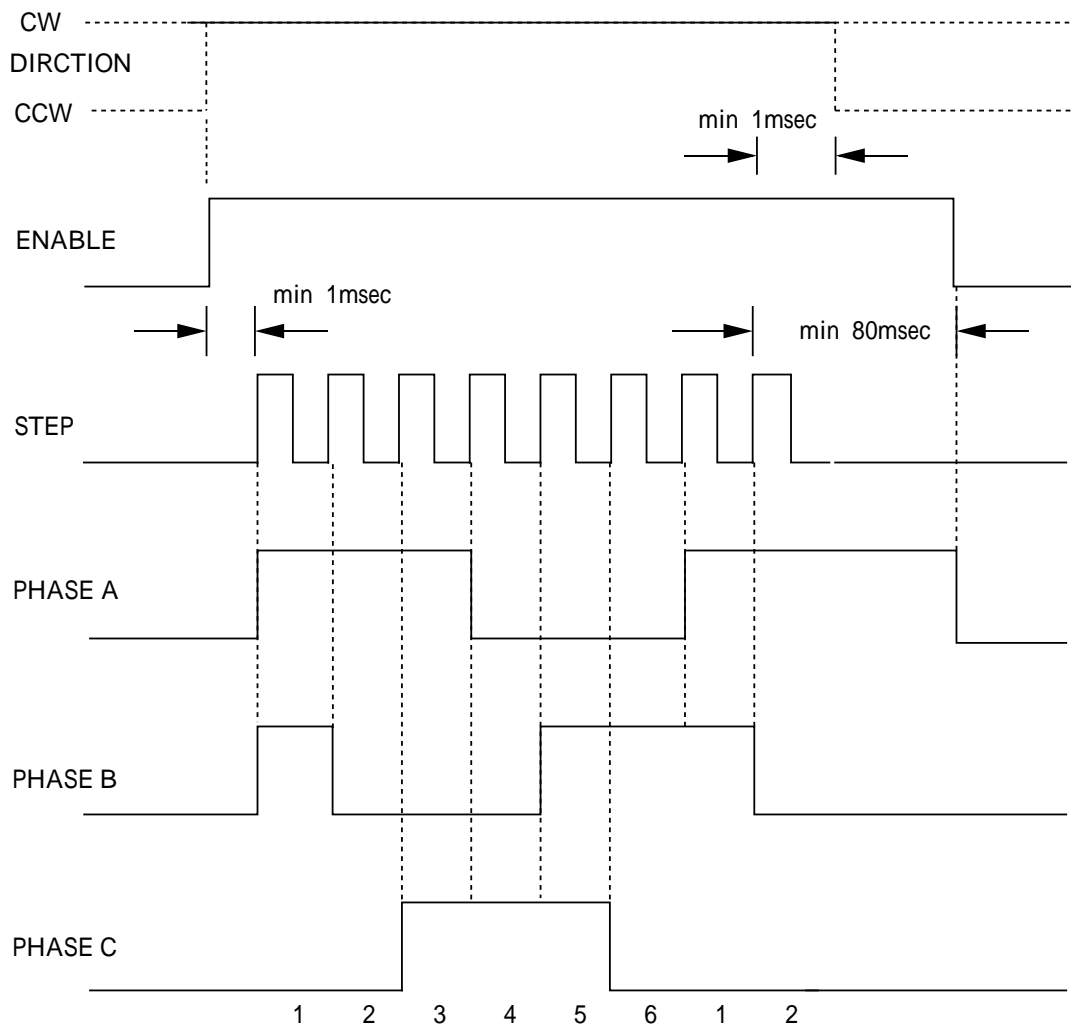


Figure 3.11: HIC の入出力の例。DIRECTION、ENABLE コマンドは step 入力の前 10ms 以上前に、また各々 80ms、1ms 以上後でなければならない。

消費電力	4 W(常温駆動時)
保持トルク	1.1 Nm (> 0.9 Nm)
重量	345 g (< 399 g)
保存温度	- 50 ~ 80
動作温度	- 30 ~ 60
動作保障 (保存)	4 年間で 2000 回転以下
(軌道上)	3 年間で 1000 回転以下
駆動時間 (60 度)	9.375 秒
(1 回転)	56.25 秒

Table 3.5: モータの仕様。トルクは電源が供給されているときのものである。トルク、重量は実測値であり、それぞれ規定の 0.9 Nm 以上、399g 以下を満たしている。

週間に 1 回転させたとしても XRS の寿命の 2 年間で ~ 100 回転程度と予想されるので、これを十分上回っている。FM 品では Schaeffer 社でも熱真空試験を行い、保証する ([25] を参照)。

モータ抵抗 (DC) の温度変化率は次式のように与えられる。

$$R(T) = R_{20} [0.00393(T - 20) + 1] \quad (3.3)$$

したがって 1 の上昇で約 0.4% 変化する。 R_{20} は 20 における抵抗で、標準値は 148Ω とされている。

3.5 テレメトリ / コマンド

3.5.1 テレメトリー一覧

衛星の状態について地上でモニタするデータをテレメトリと呼び、異常や問題が起きていないかをチェックする。FW でモニタ出力をするものは table 3.6、scaler 出力は table 3.7 の通りである ([2] 参照)。これと別に温度モニタもする予定であるが、詳細は今後決定していく予定である。

3.5.2 コマンド一覧

すべて DC で、TCI(テレメトリコマンドインタフェース) からうける。コマンドの種類は以下の様になっている。基本的なオペレーションコマンドの流れ図を figure 3.12 に示す。

FDE STAND BY 5V 電源は保持のため ON、29V とエンコーダは OFF

FDE OPERATE 全電源 ON

FDE OFF コマンド受け回路以外電源 OFF

FORWARD SET 回転方向を CW に

REVERSE SET 回転方向を CCW に

address	bit	項目	値	状態
	B0	FDE	1	STAND BY mode
		STAND BY	0	OFF
	B1	FDE	1	OPERATE mode
		OPERATE	0	OFF/STAND BY
	B2	FORWARD/ REVERSE	1	FORWARD 回転設定
			0	REVERSE 回転設定
	B3	モータ	1	回転中
			0	停止中
	B4	pulse reset	1	enable
			0	disable
	B5	LED mode	1	MANUAL
			0	AUTO
	B6	LED status	1	ON
			0	OFF
B7	未使用	1		
		0		
	B0	位置センサ 1	1	ON
			0	OFF
	B1	位置センサ 2	1	ON
			0	OFF
	B2	位置センサ 3	1	ON
			0	OFF
	B3	基準位置設定 1	1	センサ 3 使用
			0	未使用
	B4	基準位置設定 2	1	センサ 1 使用
			0	未使用
	B5	基準位置設定 3	1	センサ 2 使用
			0	未使用
	B6	未使用	1	
			0	
B7	未使用	1		
		0		

Table 3.6: テレメトリ status 出力一覧

step pulse	13bit	stepping pulse の入力数
reset count	3 bit	step pulse を reset した回数
encode count	16 bit	optical encode のカウント

Table 3.7: scaler 出力

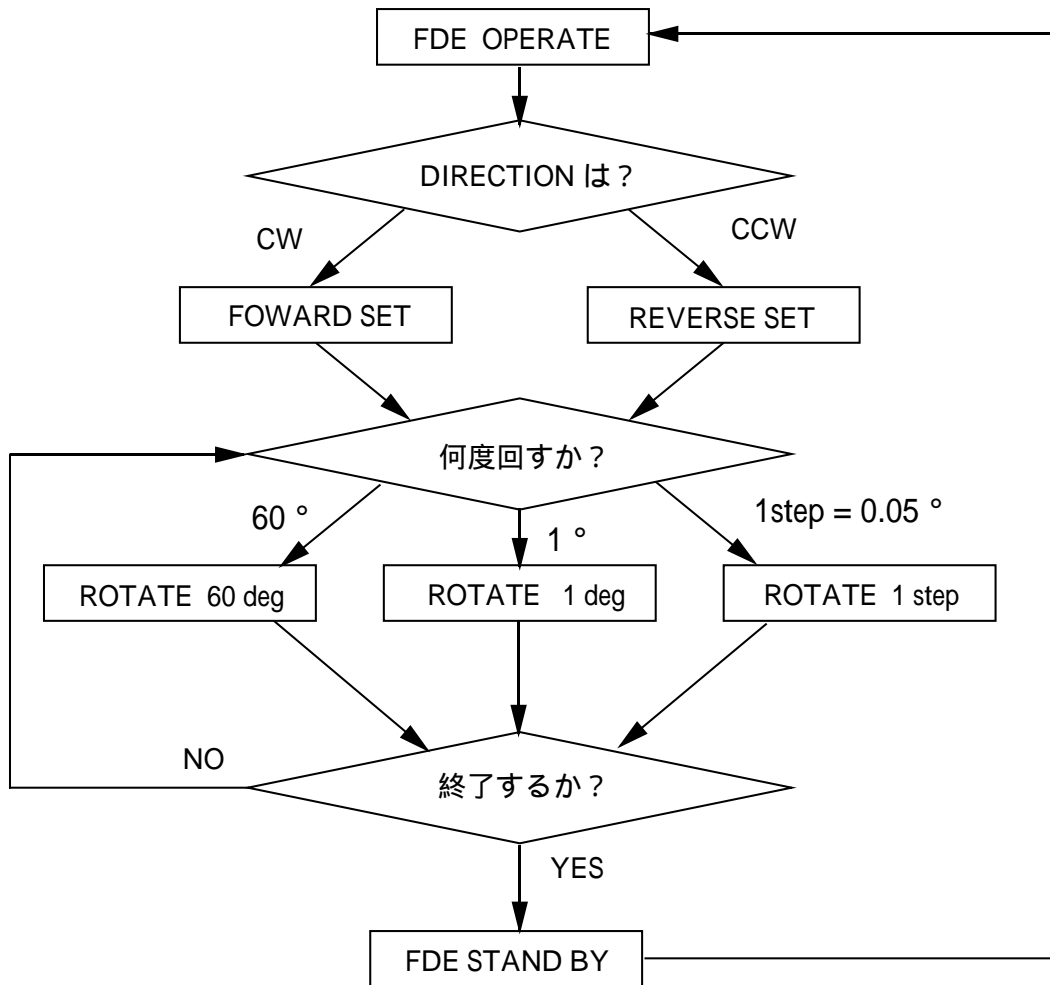


Figure 3.12: オペレーションの流れ図

ROTATE 60deg 選択されている方向に (CW/CCW) 1200 step 回転させる。
 ROTATE 1deg 選択されている方向に (CW/CCW) 20 step 回転させる。
 ROTATE 1step 選択されている方向に (CW/CCW) 0.05degree 回転させる。
 POSITION RESET stepping pulse counter をリセットする位置を選択する。
 RESET ENA リセット信号で stepping pulse counter をリセットする。
 RESET DIS リセット信号で stepping pulse counter をリセットしない。
 LED AUTO RESET ENA で、モーター駆動中に LED を点灯する。
 LED MANUAL ON 位置センサの LED を点灯する。

3.6 PM で製作したもの

- フィルターディスク、ハウジング (NEC)

- 中性密度フィルター 1%、10%(東レプレシジョン)
- 低エネルギーカットフィルター 100 μm 、300 μm (ブラッシュウエルマンジャパン)
- ステッピングモーター (Schaeffer)
- LED/PD 位置センサ (NEC)
- モータ駆動回路 (NEC)
- モータ試験回路 (NEC)

以上のPMを用いてフィルターの透過率測定、熱真空試験、長期ランニング試験等の性能評価を行った。それらについては次章で詳細を述べる。

Chapter 4

性能評価試験

4.1 フィルター透過率測定

4.1.1 測定システムの概要

都立大において製作した4種類のフィルターの透過率測定を行った。実験装置は figure 4.2 のように X 線発生装置 (最大出力 50W、50kV) から 3.9m、径 77 mm、厚さ 3 mm のステンレスのビームラインを通して真空チェンバ内でフィルターに X 線を入射させるものである。フィルターから 35 mm 手前の 1 mm 厚の銅のコリメータで径 10 mm のビームにして当てる。フィルターはチェンバ内に置かれた X-Z テーブルに設置し、上下左右に 0.01 mm ピッチでストローク ± 25 mm まで移動させることができる (> フィルター有効径 45 mm)。

X 線発生装置には特性 X 線を用いて 6 種類の単色のエネルギーを出力できる 2 次ターゲット BOX (figure 4.1) があり、目的に応じて 1 ~ 10 keV の Al、Si、S、In-L、Ti、Fe を用いた。これらの特性 X 線のエネルギーを table 4.2 に示す。X 線の検出にはガス封じ切り比例計数管 (エネルギー分解能は約 20%) を用いている。この検出器はガス (Ar90%, CH₄10%) 中で X 線の光電吸収で発生した一次電子を 1600V の高電圧をかけることによって加速させて起こす電子なだれを信号として検出するものである。データ取得には MCA (Multi Channel Analyzer) を用いた。

4.1.2 特性 X 線を用いた測定

まず、フィルターの無い状態で、X 線発生装置の電圧、電流値を 40 kV、0.8 mA に設定し各エネルギーのカウントレートを測定した。Al、Si、S、In-L、Ti、Fe のカウントレートを table 4.1 に示す。透過率の測定精度を上げるためカウント数をできるだけ多くしたいが、X 線発生装置は稼働中に温度上昇 (5 分で ~ 2) をし発生するカウント数に影響を及ぼす恐れがあるので、あまり長時間の測定はできないという制限がある。但し、24 から 38 の範囲で 10 分間の測定ではカウント数の変化は透過率の 0.5% になる程度で、その他のフィルター自身のもつ誤差 (\sim 数 %) に埋もれてしまうので測定結果に顕著には表れないはずである。

カウント数の統計誤差が透過率の 1% 以内に収まるよう考慮し、測定時間をフィルターの種類やエネルギーによって決めた。例えばカウント数が大幅に減ってしまう Mo の 1% フィルターの測定では誤差をカウント数 N のルート \sqrt{N} とすると、その 1/100 が $\leq 1\%$ となるためには 10000 cts 必要となる。よってフィルターを通したときカウントレートも 1/100 の 9[c/s] に減ると考えられるので、1200 秒間測定とすると 10800 cts 得られる、という様に測定時間を決めていった。

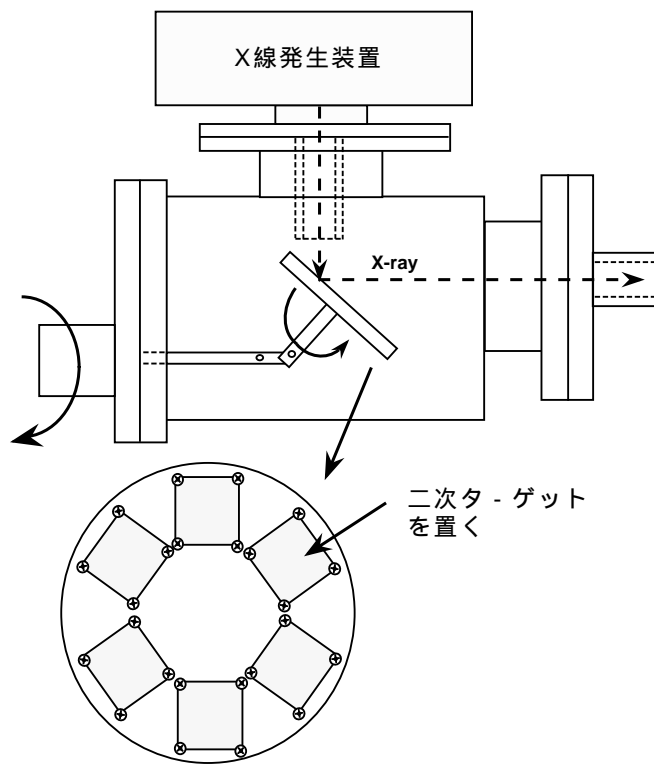


Figure 4.1: X線2次ターゲットBOX

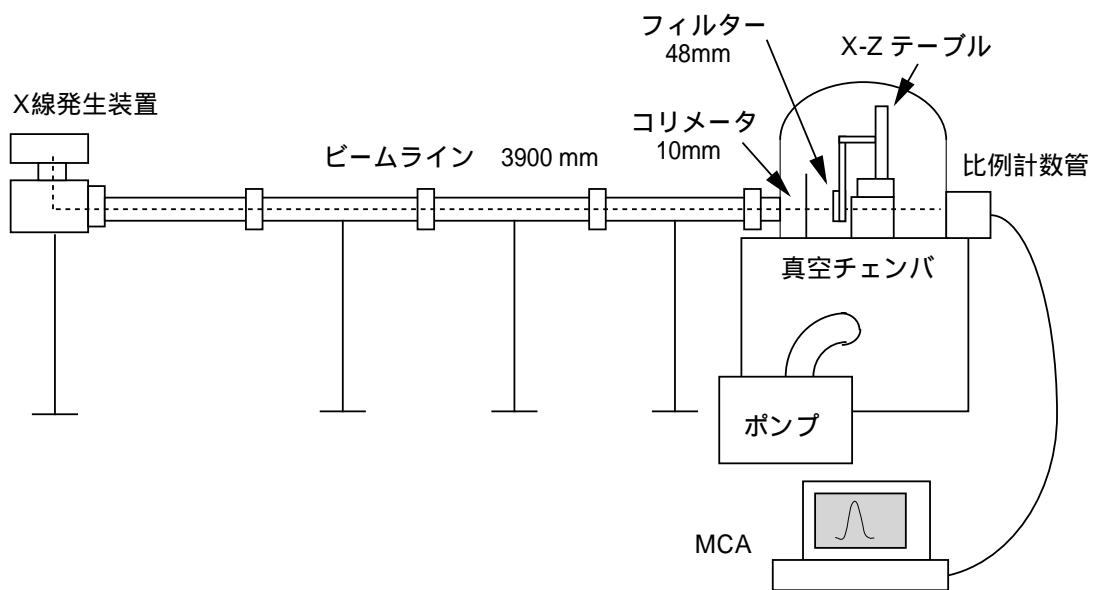


Figure 4.2: フィルター透過率測定実験外観図

ターゲット	カウントレート [c/s]
Al	33
Si	54
S	56
In-L	130
Ti	292
Fe	900

Table 4.1: 各 2 次ターゲットのカウントレート。鉄はカウントレートが非常に高いため、位置精度を求めるスキャン測定では鉄ラインを用いた。

原子名 (原子番号)	K(L) α_1	K(L) α_2	K(L) $\beta_1, L\beta_2$
Al(13)	1.487	1.486	1.557
Si(14)	1.740	1.739	1.836
Mo(42)	2.293	2.290	2.395 , 2.518
S (16)	2.308	2.307	2.434
Ar(18)	2.956	2.958	3.191
In(49)	3.305	3.280	3.488 , 3.714
Ti(22)	4.511	4.505	4.932
Fe(26)	6.391	6.104	7.059
Cu(29)	8.048	8.028	8.905
Ge(32)	9.886	9.855	10.98

Table 4.2: 特性 X 線のエネルギー表。単位は keV。Mo, In については L ラインを書いている。

透過率は Polya 分布で α, β をフィットさせ、 α のカウント数をもとに算出した。スペクトルの例として、Fe ラインを 200 秒測定したものを figure 4.3 に示す。

4.1.3 透過率の測定結果

透過率の結果を figure 4.4 に示す。Be300 μm の低エネルギーカットフィルターで In-L ライン (3.3 keV) が予想とずれてしまっている。これは、K ラインでは α, β の強度比が約 10:1 なのに比べて、L ラインでは 2:1 の割合となり、透過率が 1 割程度増してしまっていることが原因と予想される。また、全体的にも予想より透過率が高めなのはこの影響と考えられる。

Mo の中性密度フィルターでは 10% フィルターの平均は 9.65% となり、カウント数から見積もった誤差は 0.1% であるので設計通りの値 (予想値 9.67%) が得られたといえる。1% フィルターの透過率の平均は 1.21%、誤差は 0.1% となり、これも誤差内で設計通りの値 (予想値 1.14%) が得られた。また、エネルギー依存性もないことが示された。全体的に設計通りの結果が得られたといえる。

Mo の 1% フィルターについて原点を中心に焦点を $\pm 1\text{cm}$ ずつずらし計 9ヶ所を測定しスキャンを行った (10% フィルターは振動試験等に用いたため測定できていない)。カウント

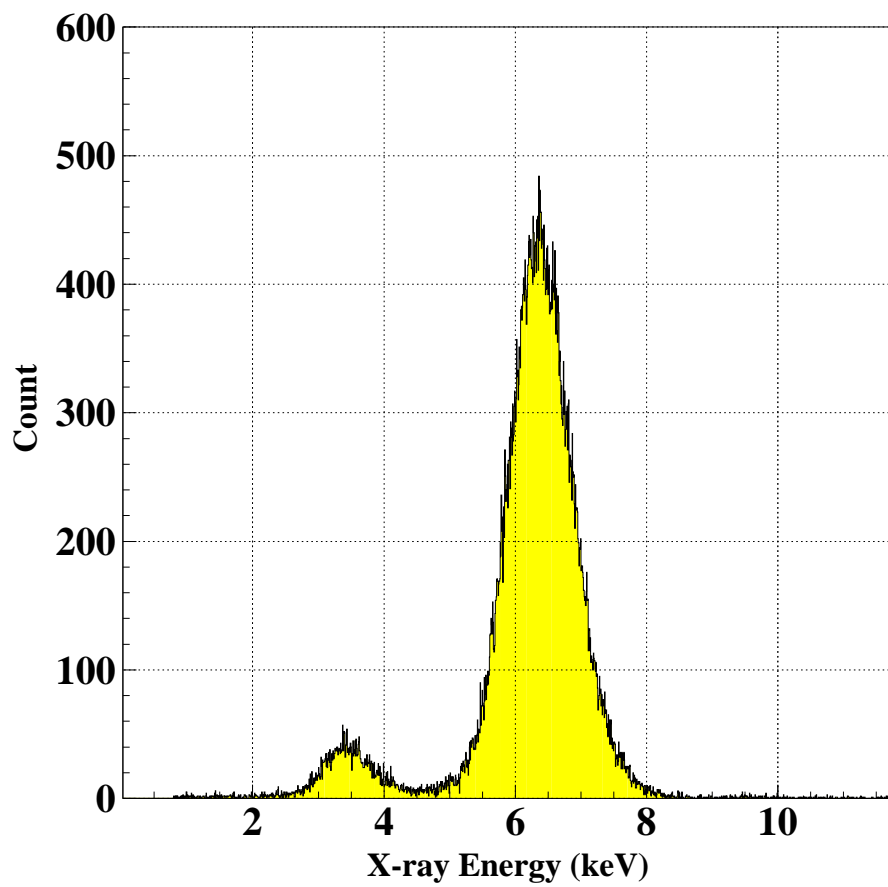


Figure 4.3: エネルギースペクトルの例。鉄のライン (6.4 keV) と比例計数管のガス Ar によるエスケープピークが 3.4 keV 付近に見えている。測定時間は 200 秒。

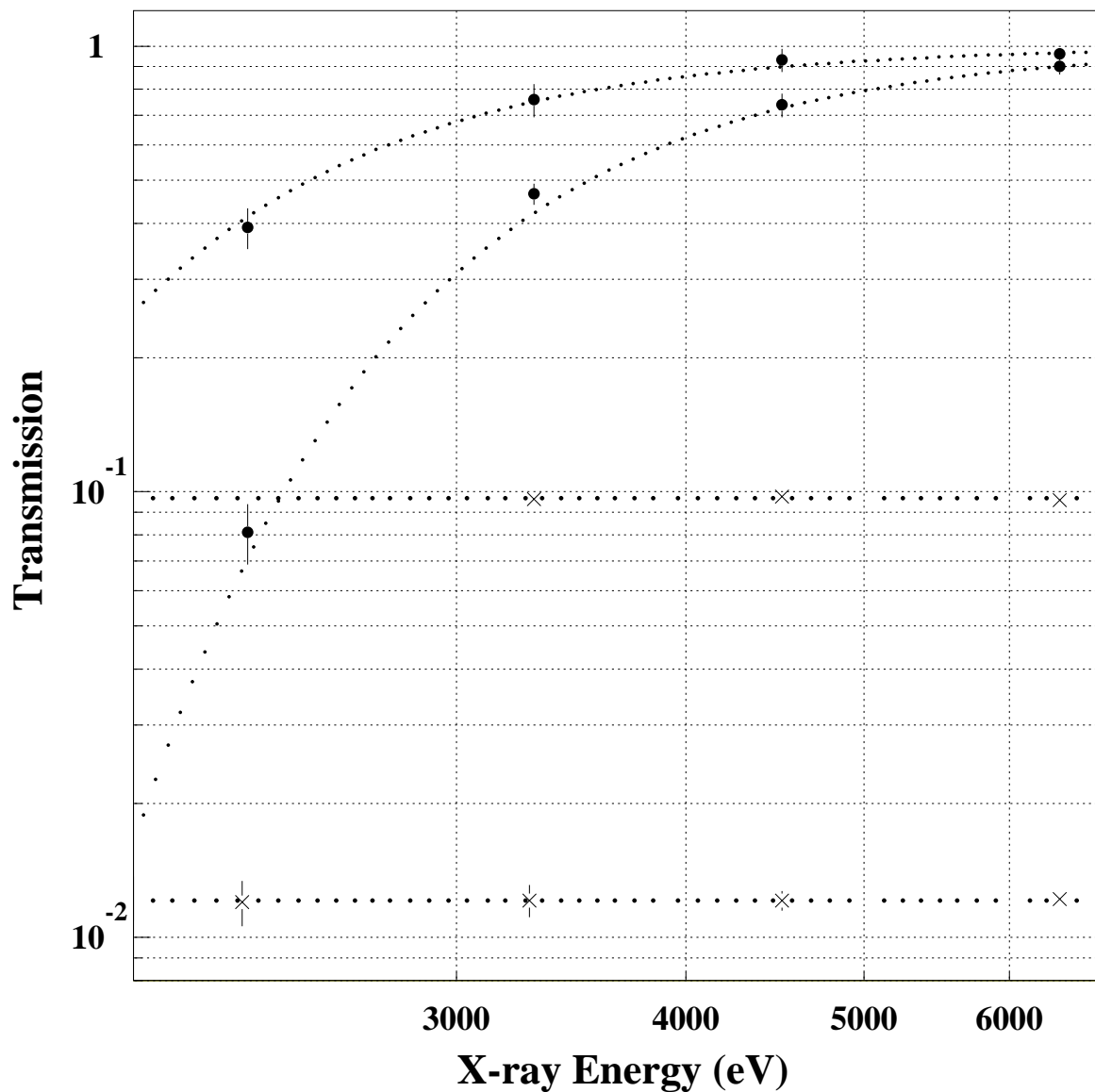


Figure 4.4: 透過率測定結果。横軸が X 線のエネルギー、縦軸がフィルターがないときを 1 としたときの透過率である。誤差は 90% エラーである。用いた特性 X 線のラインは低エネルギー側から Si、S、In-L、Ti、Fe である。2 本の曲線は、左側が Be100 μ m の予想値、右側が Be300 μ m の予想値 (文献 [18] 参照) である。また、2 本の直線は上が Mo の 10% フィルター、下が 1% フィルターの予想値である。

x\z(cm)	-1	0	1
-1	1.19	1.20	1.10
0	1.18	1.26	1.15
1	1.20	1.26	1.23

Table 4.3: Mo1% のスキャン結果。90% エラーは 0.03%。

レートの高い鉄ラインを用いている。結果を table 4.3 に示す。フィルターに当たる X 線のビームの端の部分では完全にビーム径 (1 cm) に入らない穴が存在し、フィルターの当たる位置により穴数に違いが生じて透過率に影響すると思われる。その誤差を求めたところ、90% エラーは 1% で 0.031%、10% で 0.23% であった。従ってその影響を含めれば、誤差内に収まっているといえる。

4.2 熱真空試験

4.2.1 目的

熱真空試験は 97/4/22 - 5/2 に宇宙科学研究所の熱真空チェンバを用いて行った。この試験は衛星の軌道環境下 (真空中 $\sim 10^{-6}$ Torr、 $-30 \sim 60$ の温度範囲) において、FW が設計通りに正しく動くかを調べることで、また FW からのアウトガスを調べることが目的である。アウトガス測定については 4.4 章で述べる。

FW 機能試験は簡易と詳細という 2 つのパターンでチェックを行った。簡易試験は実際の運用を想定した試験であり、60deg(1200 step) 回転での出力や方向変換などの基本的な動作確認を目的とするものである。詳細試験は位置センサの精度や 0.05deg(1 step) レベルでの動作チェックを目的としている。

4.2.2 試験の概要

試験は FW を熱真空チェンバ内に設置し、常温 40 60 常温 - 10 - 30 常温という温度サイクルを 2 回行った。常温に戻す時はブラインユニット (温度制御装置) を使わずに、放置して自然に戻る方法を用いた。2 サイクル目に入る前 (27 日) に一度大気圧に戻しチェンバを開け中身をチェックした際、ハウジングと温度制御部につけていた熱電対が剥がれていたため補修した。真空度は設定温度と相関をもった変化があったが、ほぼ $10^{-6} \sim 10^{-7}$ Torr を保った。簡易試験は常温、40、詳細試験は常温、60、- 10、- 30 の各点で行った。

4.2.3 FW 駆動とモニターのセットアップ

装置の概要図を figure 4.5 に示す。チェンバ内に置いたのはモータ、ハウジングまでで、HIC や LED、PD 出力回路などは全てチェンバ外 (常温) に設置した。まず、FW 駆動のセットアップについて述べる。駆動は入力パルス、駆動回路、ステータス出力、に分かれる。

入力パルス

Tektronix 社の任意波形発生装置 AWG2021 を用いて 128 Hz のパルスを手動で出力

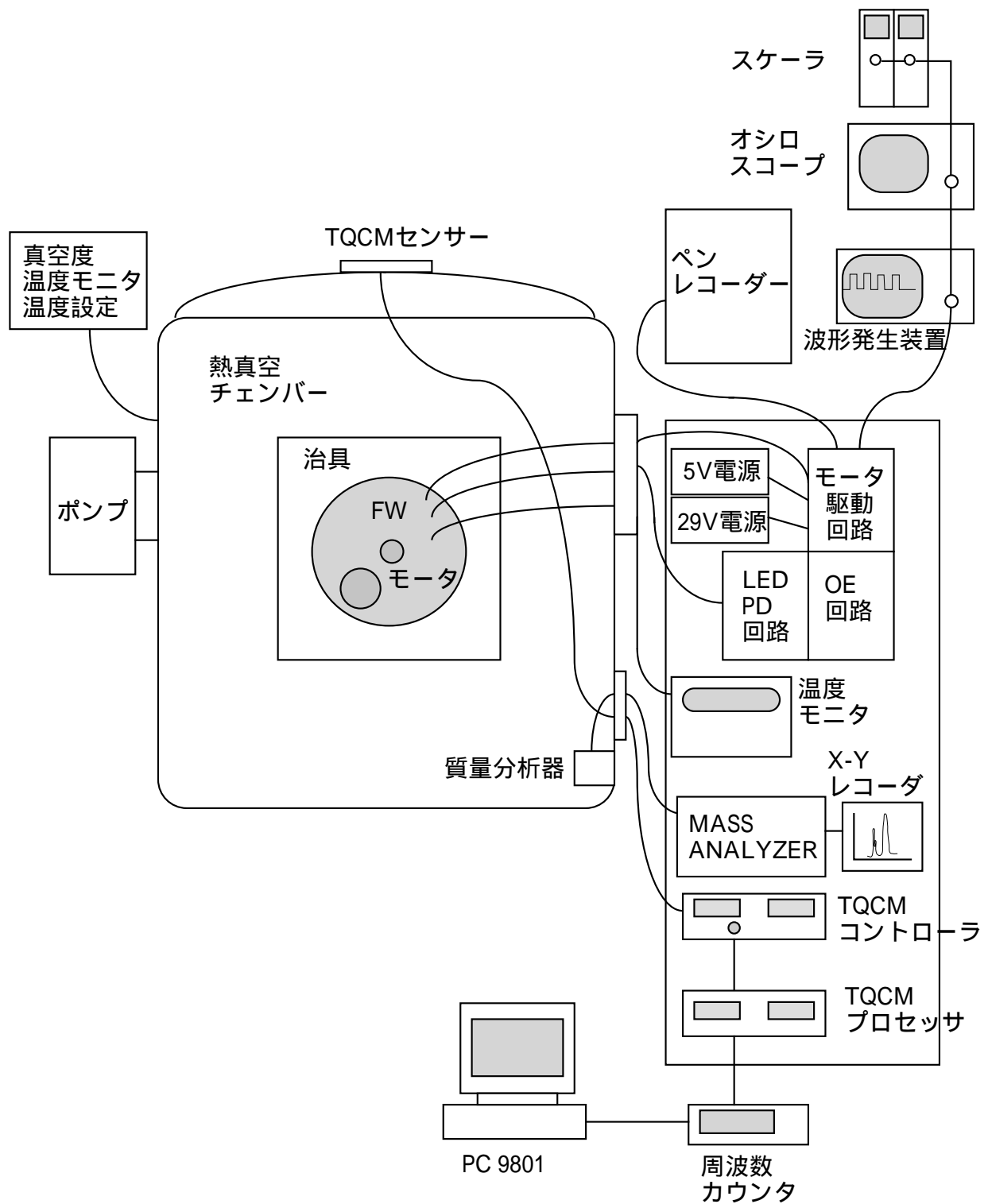


Figure 4.5: 熱真空試験概略図

する。但し詳細試験で 20 step 送るときの入力パルスは、位置センサの PD の出力変化を見るため 12.8 Hz を用いる。パルスは、入力したものとモータに送られたものの 2 つについて各々オシロスコープで確認し、スケーラでカウントした。スケーラは機能試験ごとのパルスと、全試験中の全てのパルスをカウントするため 2 つ用いた。

駆動回路

29V 電源によって回路に定電流 105 mAac を流し、パルスを HIC を通して 3 相の出力 (figure 3.11 参照) にしてモータを駆動する。

ステータス出力

位置センサ、モータ、オプティカルエンコーダのステータスは各々の回路でステータスを出力する。位置センサ、オプティカルエンコーダの出力は LED の点灯でわかるようになっている。また、モータのステータスと送られたパルス、位置センサはペンレコーダーを用いて記録する。

次に、常に行うモニターについて述べる。

ハイブリッドレコーダを用いたモニタ

Yokogawa DR130 Hybrid Recorder を用いて FW ハウジング、モータ、ベースプレート、治具、温度制御部、チェンバー外壁、室温の各部分の温度と 5V と 29V の電源電圧を 1 分おきに測定した。温度は熱電対を用いており、フランジを通して FW にアルミテープ、カプトンテープなどで接着した。これらのデータはフロッピーディスクに保存する。

ペンレコーダーによるモニタ

ポンプや温度制御などを行うパネル部に、温度と真空度をプロットするペンレコーダーが組み込まれており、FW ハウジング、ベースプレート、温度制御部を記録する。

4.2.4 全体の結果と評価

全試験日程とその記録を table 4.4 に示す。また、試験の熱サイクルと真空度のグラフを figure 4.6 に示す。これを見ると、FW 機能試験を行ったときにモータの温度が最大 5 ほど上昇しているのがわかる。試験は 1 時間から 2 時間ほどかけており、その間にモータが温まってしまったためである。実際の運用においては 180 度回転でも約 30 秒しかかからないので問題にはならないが、今後の試験で注意する必要がある。全試験を通して送ったパルス数は CW、CCW 合わせて 223166 step (約 31 回転) である。

位置センサの出力変化位置のずれは全試験中を通して ± 1 step (0.05 deg) 内であることがわかった。これは位置センサが反応し、出力を示す間の約 30 step (0.15 deg) に対して 3% である。少なくとも熱歪み、光の散乱等が大幅に影響することはなく、十分な精度が得られているといえる。しかし、240 度位置での出力において PD3 に対して PD2 の反応が約 3 step 遅れる (約 0.4 mm のずれ)。これは温度変化に依らないので熱歪みなどが原因ではなく、取り付け精度の問題である。Flight Model (FM) ではずれを最小限にし同時に反応するようにしたい。

FW 駆動では簡易試験の動作は問題なく、設計通りの出力変化が得られた。従って、この PM は軌道上の環境において普段の運用 (60 度回転) を行うことができることがわかった。但し、詳細試験の結果より駆動回路に問題があることがわかった (次節)。

XRS-FW Therml Vacuum Test Temperature & Vacuum data sheet

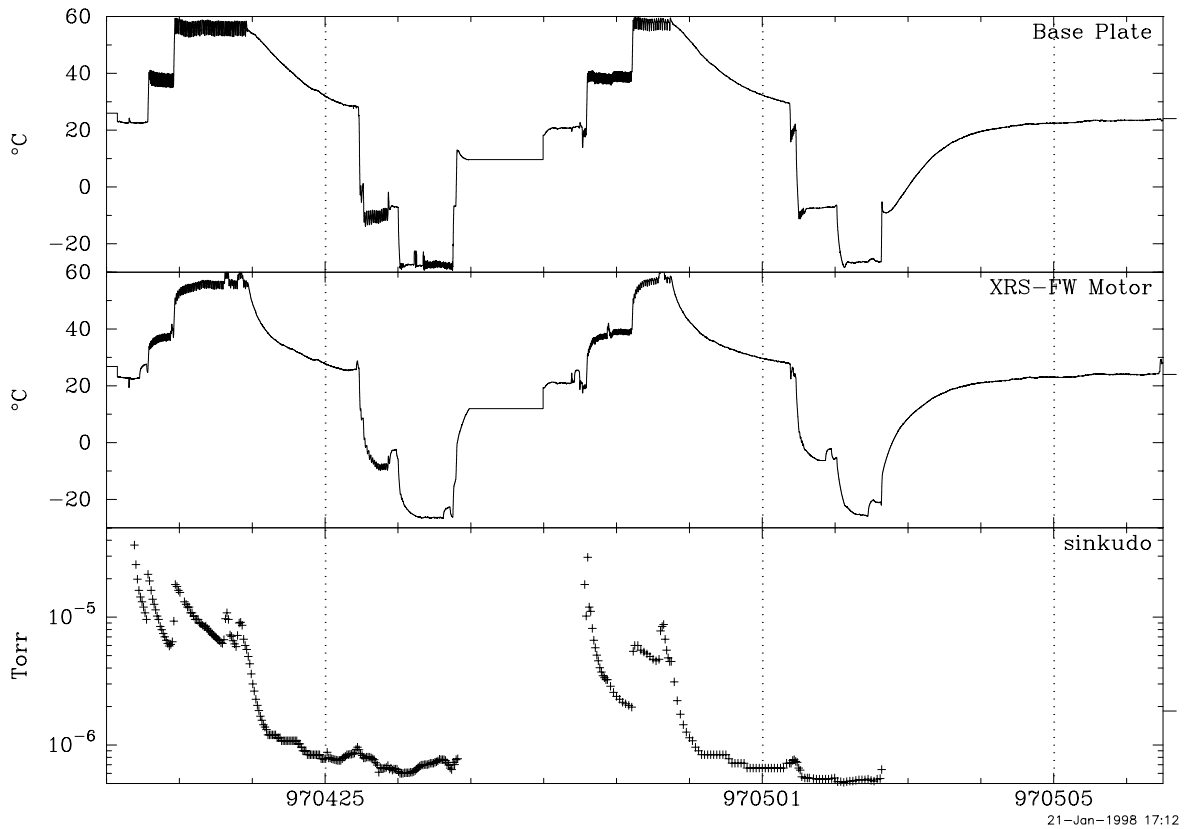


Figure 4.6: 熱真空試験におけるベースプレート、FW モータの温度と、真空度の変化。横軸は日付 (年月日)。モータの温度が数 上昇しているところが機能試験を行った場所である。

日にち	温度		真空度	試験内容	備考
4/21	常温		常圧	詳細@常温	0点出し
4/22	常温	40 60	1.6×10^{-6}	詳細@常温 簡易@40	波形に乱れ
4/23	60		2.0×10^{-5}	詳細@60	波形に乱れ ペンレコ故障、0点出し
4/24	60	常温	5.0×10^{-6}		
4/25	常温	- 10	1.2×10^{-6}	簡易@常温	
4/26	- 10	- 30	1.2×10^{-6}	簡易@ - 10 詳細@ - 30	OE 異常
4/27	- 30	常温	1.1×10^{-6}		大気圧に戻す
4/28	常温	40	1.5×10^{-6}	簡易@40	
4/29	40	60	3.3×10^{-6}	詳細@60	波形に乱れ
4/30	60	常温	1.4×10^{-6}		
5/1	常温	- 10	1.2×10^{-6}	簡易@常温 詳細@ - 10	波形に乱れ
5/2	- 10	- 30	8.6×10^{-7}	詳細@ - 30	OE 異常
5/6	常温		常圧	詳細@常温	
計 223166 step					

Table 4.4: 熱真空試験の記録。OE 異常はオプティカルエンコーダの出力が正しくなかったことを指す。波形に乱れとは位置センサの PD 出力変化時に乱れがあったことを指す。但し、これも 1 step 内に収まるもので温度や場所依存もなく誤差の範囲と考えられる。真空度は の前の温度での値である。

4.2.5 低温時に起きた問題点

- 30 での試験中に、モータ内に組み込まれたオプティカルエンコーダの出力に不具合が生じた。エンコーダは A、Bch が 1 step ごとに出力が反転する仕組みになっている。0 点でのエンコーダ出力は Ach-H, Bch-L となっており、試験では偶数パルスしか送らなかったため常に 0 点と同様のステータスを示すはずであるにも関わらず、Ach-L, Bch-H という逆の現象が起きてしまった。異常は全部で 7 回あり、決まった場所で起きるわけではなく再現性もみられなかった。

そこで、エンコーダの出力を直接オシロスコープで調べた (出力を拾った場所は付録 2 参照)。常温時と、- 30 での結果を figure 4.7 に示す。- 30 でエンコーダ出力は明らかに異常な形を示しており (正しい形を示さないものが 46 step 中約 12 個)、設計では step パルスの立ち下がりに同期してエンコーダ出力が切り替わるはずであるが、時定数が長くなってしまっている。すなわち、モータ自身は回転するもののステップパルスに同期せず少し遅れて所定の位置に来ているということになる。

検討した結果、これは低温でモータの油の粘性が高まりフリクションが増加したことに対して駆動電流 (105 mAac) が少なく、回転に必要なトルクが得られていないことが原因とわかった (figure 4.12 参照)。そこで、駆動電流を 155 mAac (Schaeffer 社の推奨値) と改めて再試験を行うこととなった (次節)。

ここで駆動電流の単位について説明する。figure 4.8 にモータの 3 相出力の phase のひとつに着目したときの電流の時間変化を示す。モータは 6 つのパターン (table 3.4 参照) で時間変化するので図からわかる様に、dc 電流の最大値は ac の 1.5 倍となる。

4.3 熱真空の再試験とその評価

4.3.1 再試験の概要

前章で述べた結果からモータ駆動電流を 105 から 155 mAac に再設定し (常温時) 97/8/1 ~ 8/5 に再び宇宙研にて熱真空試験を行った。温度、真空度の変化を figure 4.9 に示す。

電流値は HIC の外付け抵抗 R_{sense} を前回の 8.0Ω から 0.9Ω に変えることで調整した。またモータにつながる HIC の 1、9 ピン (付録 2 参照) を利用して、1 をオープンにし 9 に電流計をつないでモータ電流を測定した。機能試験は 1 回目と同じだが、位置センサ出力の精度は既に確認できたので、今回は簡易試験のみを行った。その他の変更ヶ所を挙げる。

- オプティカルエンコーダの出力をオシロスコープで観察すると共に、波形デジタイザ (Tektronix RTD710A) を用いてサンプリングし GPIB 経由で NEC PC9801 でデータを取得した。
- 入力パルスには Hewlett Packard 社の任意波形発生装置 HP33120A を用いた。周波数は前回と同じく、60 度回転 (1200 step) で 128 Hz、20 step では 12.8 Hz を用いた。これも GPIB 経由で NEC PC9801 から制御した。
- 1 回目の試験で FW 駆動時に温度が 5 程度上昇していることから温度の上限を 55 とし - 30 から 55 のサイクルを 1 回行った。

まず初めに - 30 で、0 点の前後 20 step についてオプティカルエンコーダの波形をオシロスコープで観察した。モータ電流 105 mAac では、やはりエンコーダ波形は乱れていたが、155 mAac では乱れないことが確認でき、- 30 ~ 55 の温度範囲でもエンコーダ波形は正常でありモータそのものの性能は十分であることが確認できた。したがって、この時点でモータの FM を発注した (97 年 8 月)。

Figure 4.7: 低温時のオプティカルエンコーダ出力の異常波形。左側が常温のとき、右側が - 30 のとき。 - 30 では明らかに波形が乱れているのがわかる。

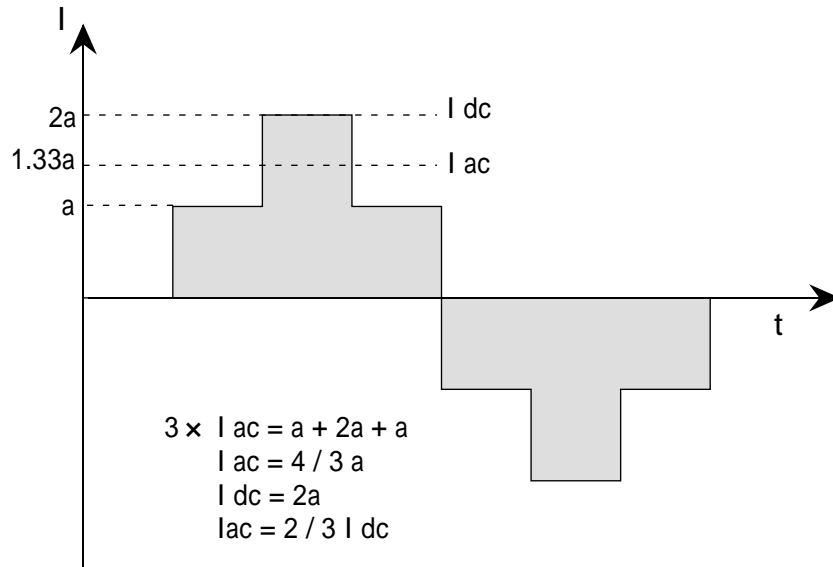


Figure 4.8: 駆動電流の単位、ac と dc の関係。

しかし常温で調節したモータの電流値 155 mAac が - 30 では 159 mAac と高くなり、55 では 126 mAac と低くなる、すなわち定電流で駆動していないという新たな問題が生じてしまった。

4.3.2 駆動回路の問題点とその対策

駆動回路は figure 4.10 の様になっており、 R_{sense} にかかる電圧が HIC 内のツェナダイオードの電圧 1.22V と等しくなると一定の電流をモータに供給する仕組みになっている。したがって外付け抵抗 R_{sense} が 0.9Ω 、モータ電流 155 mAac では R_{sense} の電圧が 0.21V となり、ツェナ電圧 1.22V を下回り定電流駆動をせず、あたかも定電圧回路のようになってしまっていたことが原因であった。よって駆動回路の検証、改善の必要があるため再検討し、その評価を行うこととなった。

まず、定電圧回路に変更する、温度範囲を狭められる様システム側に依頼するなどが考えられた。しかし回路の大幅な変更は新たな回路での再試験を行う時間が得られず、直接 FM での試験をしなければならないので、できるだけ現状を維持する形でいきたいことから不適当とされた。温度条件の変更はモータの温度上昇があること、周囲の環境で決定されることなどから変更が非常に難しく、またその条件は高温側で少なくとも 30 以下となることや絶対的な保証がなく改善とはいえないので不適当とされた。

したがって、全ての温度範囲できちんと動作できるような電流値を採用することとした。具体的には - 30 で 155 mAac とし高温側で電流が低下しても全温度範囲でフリクションとのマージンを確保するという条件を満たせばよいわけである。これを検証・確認するため以下のような実験を次章で述べる長期ランニング試験の設定を利用して (figure 4.13 に概要図)、都立大にて行った。

まず、- 30 での R_{sense} と電流値の関係をモータのダミー (単に 3 つの可変抵抗を繋げたもの) を使って調べ (figure 4.11)、 $V = RI = 1.22[V]$ の定電圧の状態では 155 mAac となる抵抗値を求めた。次にその値 (5.6Ω) に固定して温度変化させ、Schaeffer 社の行ったモータの Internal losses の変化と比較した。最初の熱真空試験時に問題が生じた - 30 で 105 mAac での Internal losses との差 40 mAac 以上のマージンがあればよい。実際 60 で電源電圧が

XRS-FW Therml Vacuum Test Temperature & Vacuum data sheet

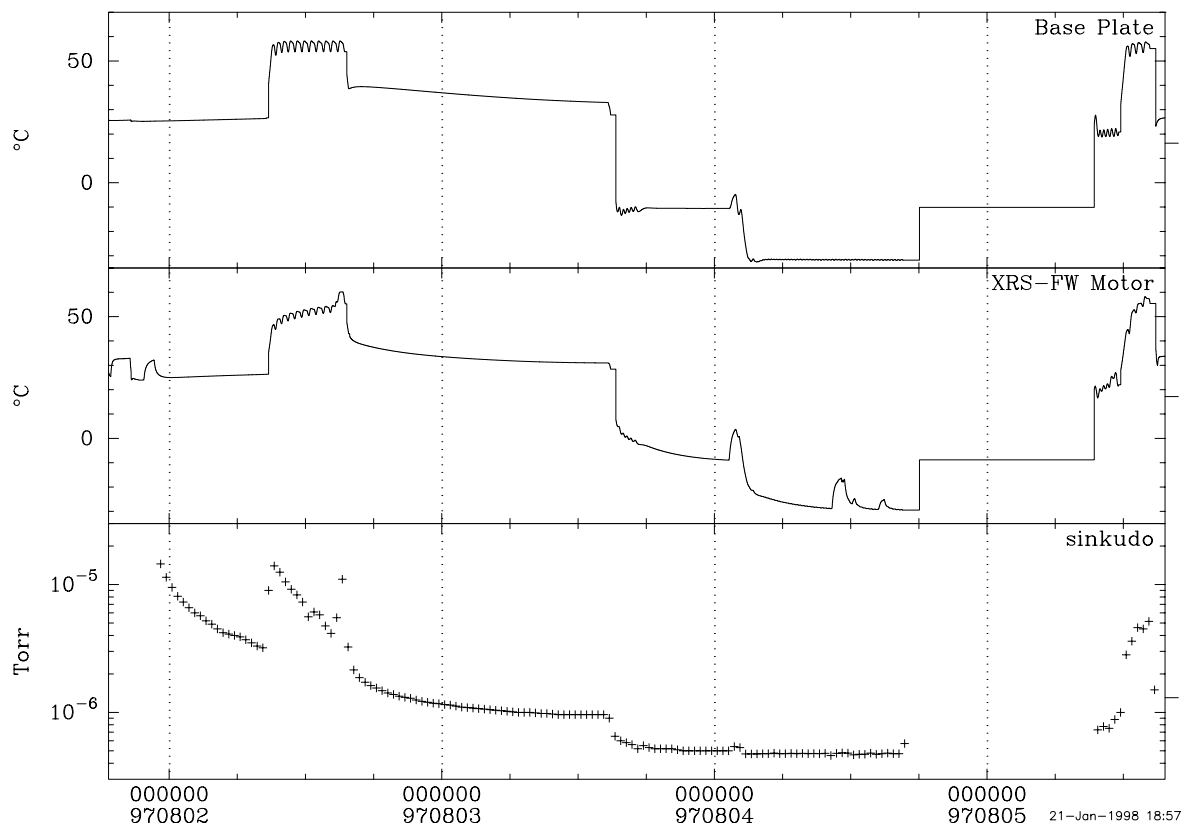


Figure 4.9: 熱真空再試験におけるチェンバ内ベースプレート、FWモータの温度と、真空度の変化。横軸は日付 (年月日)。

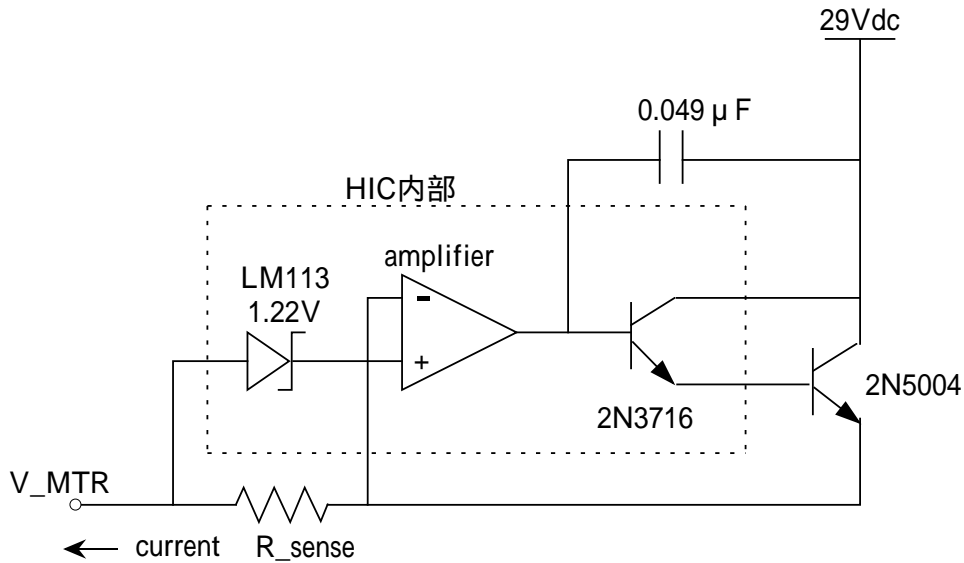


Figure 4.10: モータの定電流制御回路。 R_{sense} にかかる電圧が LM133 のツェナ電圧 1.22V に満たないと動作しない。点線内は HIC に含まれる部分。

27.5V でも、差は 90 mAac あり十分であることを確認した (figure 4.12)。以上より長期ランニング試験以降では R_{sense} を 5.6Ω 、- 30 で電源電圧 27.5V でもモータ電流が 155 mAac になる設定で機能試験を行った。また、FM でも同じ設定で回路を設計する。

4.4 長期ランニング試験

4.4.1 目的

XRS-FW PM を用い軌道上の環境を想定した長期ランニング試験を行い、2 年以上の保証を確認し FM に向けてモータの最終チェックとすることを目的とする。温度はいろいろなパターンで変化させ、特に低温での放置によってモータが回りづらくなれないか等を調べる。また、アウトガス測定も行う。試験期間には数ヵ月を見込む。

4.4.2 試験の概要

真空チェンバ内に FW を設置し、そのチェンバを恒温槽で - 30 から 60 の温度変化をさせ各温度で動作チェックを行う。試験開始前に 5 日間、60 で放置しベーキングを行った。真空度は常温で 10^{-7} Torr を達成し、60 でも 4×10^{-6} Torr となった。しかし - 28 付近で急激に真空度が悪くなるのがわかった。これは配管のつぎ手に用いたクイッククランプが原因であったため、リボンヒーターを巻いてクランプを温めることで改善した。

機能試験は基本的に CW、CCW 各一回転を行う (1 周 = 60 度回転 \times 6)。モータに電流を流す (回転できる状態にする) と温度が上昇するので回転させる時間は 10 分程度 (温度上昇は数) に抑えるようにする。回転数は全部で約 200 周くらいを見込む。これは週に 2 周で約 2 年の数であるが、実際には多くても週に 1 回転程度と考えられる (1 つの天体を数日 ~ 1 週間くらい見続けるため)。電源の ON / OFF でノイズが入り 0 点がずれるため、回路の電源電圧は ON のままとする。

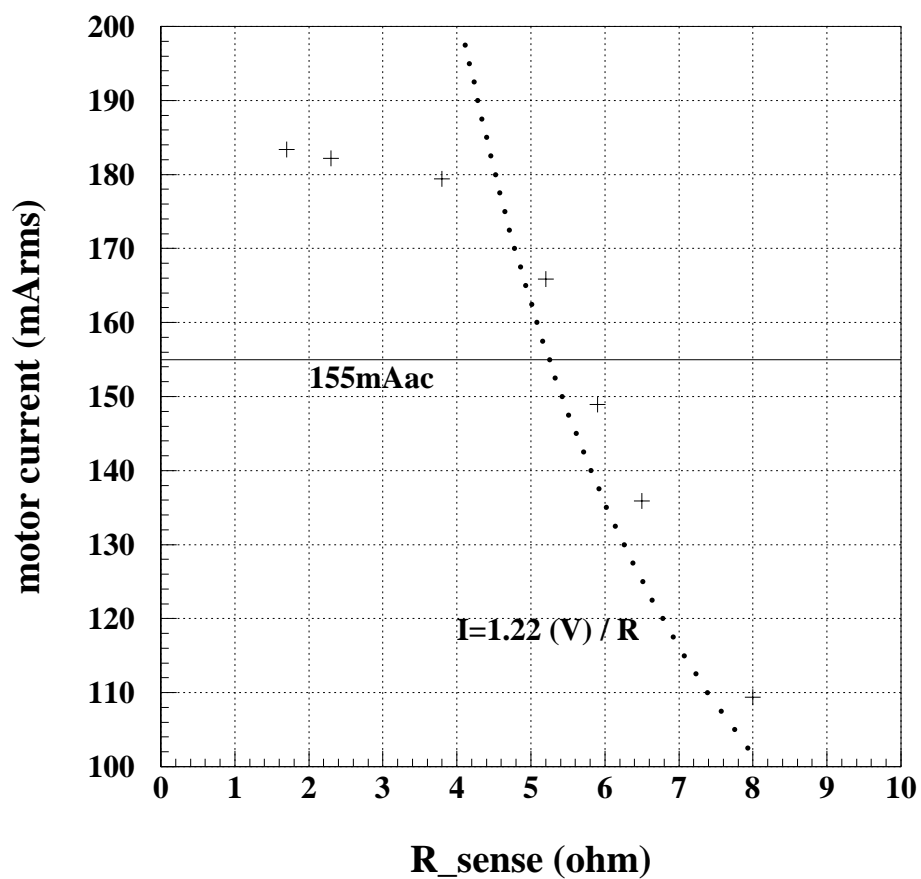


Figure 4.11: $R_{\text{sense}} [\Omega]$ に対するモータ駆動電流 [mAac] の変化。モータはダミーを用いており、各抵抗は - 30 を想定した 100Ω としている。+ が測定値。直線は 155 mAac に対応する線で、点線はツェナ電圧 1.22V になるときの R_{sense} と電流の関係。

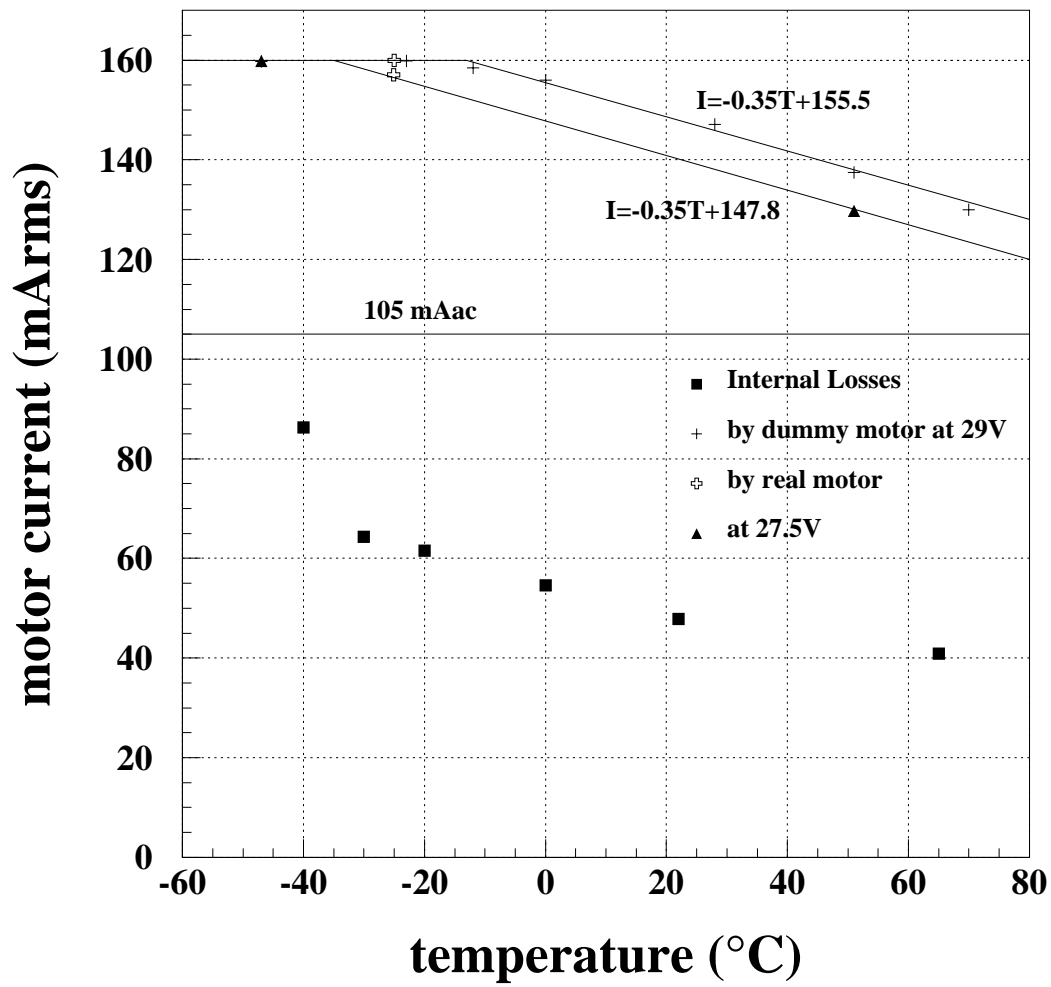


Figure 4.12: 温度によるモータ電流の変化

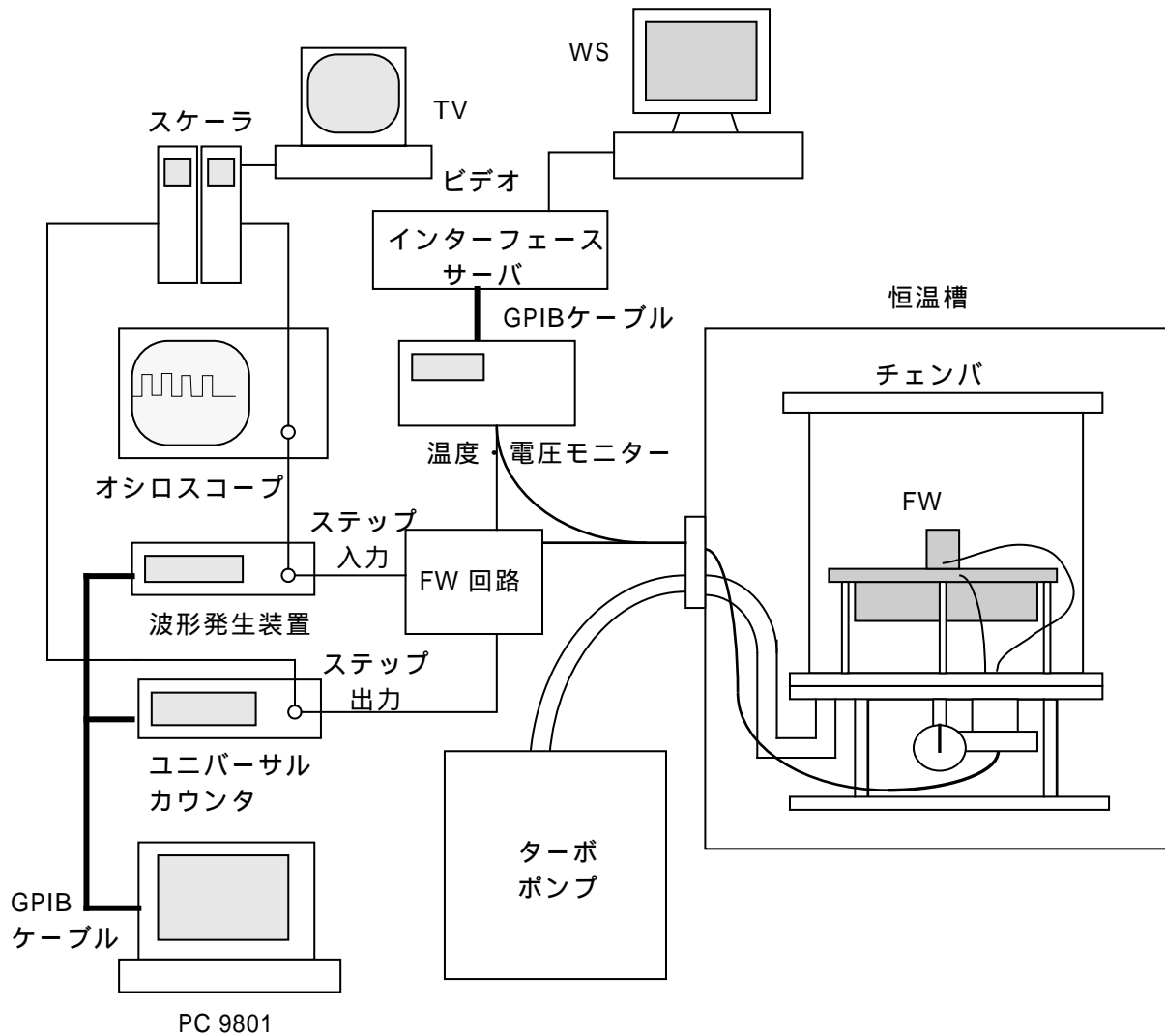


Figure 4.13: 都立大での熱真空試験概略図

4.4.3 FW の駆動とモニターの設定アップ

figure 4.13 に試験概略図を示す。

初めに FW 駆動時のセットアップとモニター事項について述べる。

入力パルス

パルスは PC98(NEC PC9801 NS) から GPIB 経由で波形発生装置 (Hewlett Packard (HP) 社の 33120A) を制御し、128 Hz のパルスを入力させる。入力パルスはオシロスコープとスケーラで確認し、出力パルスはスケーラと、GPIB 経由でユニバーサルカウンタ (HP 社 53131A) を用いてカウントする。スケーラの画面は TV へ出力し、ビデオで記録する。

駆動回路

入力パルスは駆動回路の HIC によって 3 相の出力にし、モータを駆動する。

ステータス出力

ADVANTEST 社のマルチチャンネルデジタルレコーダー TR2724 を用いて、温度、真空度、位置センサ、モータステータス、オプティカルエンコーダ、電源電圧の出力を 5 秒おきに測定する。TR2724 は GPIB 経由で TOA 社の計測用インターフェース

サーバ TCS-7144 を用いてワークステーション上で制御し、データを取得する。温度は FW モータ、ハウジング、治具、チェンバ内壁、外壁、室温を白金抵抗を用いて測定する。

通常でのモニターは温度、真空度のデータを駆動時のステータスと同様なセットアップを用いて、1 分毎に取得する。

4.4.4 結果とその評価

これまでの試験において特に異常などは見られておらず、モータ電流値、オプティカルエンコーダなども設計通りである。現時点で総回転数は 38 周であり、モータ出荷前の Schaeffer 社での試験、NEC での試験等を合わせると 100 周以上の回転をしたと見積もられる。従って今の仕様で、PM は衛星上での環境において 100 回転は正常な動作をすることが保証されたと言える。

試験の記録を table 4.5 に示す。温度と真空度の変化を figure 4.14 に示す。初めに到達真空度が悪かったため一度大気圧に戻し、改善したあと再び試験を行った。

4.5 アウトガス測定

4.5.1 目的

アウトガスは衛星上で吸着すると 1 keV 以下の軟 X 線を吸収し、検出器の感度を悪くしてしまう恐れがある。特に X 線反射望遠鏡に $1\mu\text{g}/\text{cm}^2$ の吸着量があったとすると、反射率が数 10% 低下することもありうるので、前もってアウトガス量を測定し、必要であれば十分なベークングを行うなどの対策を施さねばならない。

8 月の熱真空試験中と 12 月 -1 月の長期ラン試験中に FW のアウトガス測定を行った。熱真空試験中には、TQCM(Thermoelectric Quarts Crystal Microbalance) を用いたアウトガスの測定と Mass Spectrum Analyzer(マススペ) によるチェンバ内の物質の質量分析の 2 種類を行った。長期ラン試験中には TQCM による測定のみ行った。

4.5.2 質量分析器による測定と結果

Mass Spectrum Analyzer は試料ガスをフィラメントにより電離させ、生成したイオンを電場で加速し磁場で偏向させ比電荷を測定するものである。測定には ULVAC 社の MSQ-400 に理研電子社の X-Y レコーダ Model F-35C を接続しデータを取得した。レンジは最小質量を 0 AMU、最大質量を 200 AMU、スキャン速度は 100s に設定し 10^{-9} - 10^{-4} mA 間で行った。

測定はチェンバ内温度 60 で FW あり / なしの両方を行った (figure 4.15)。横軸の目盛り 1 は質量数 1 にほぼ対応する。 10^{-4} mA レンジをみると質量数 28、32 あたりに大きなピークが見られる。これは残留大気に含まれる N_2 、 O_2 と考えられる。したがって真空チェンバに大きなリークがあると思われ、測定精度があまり得られない結果となってしまった。但し、FW ありの時で FW なしに比べ、 10^{-9} mA レンジで質量数 92 あたりに大きなピークがみられる。これは恐らくグリセリン ($\text{C}_3\text{H}_8\text{O}_3$) であると考えられる。

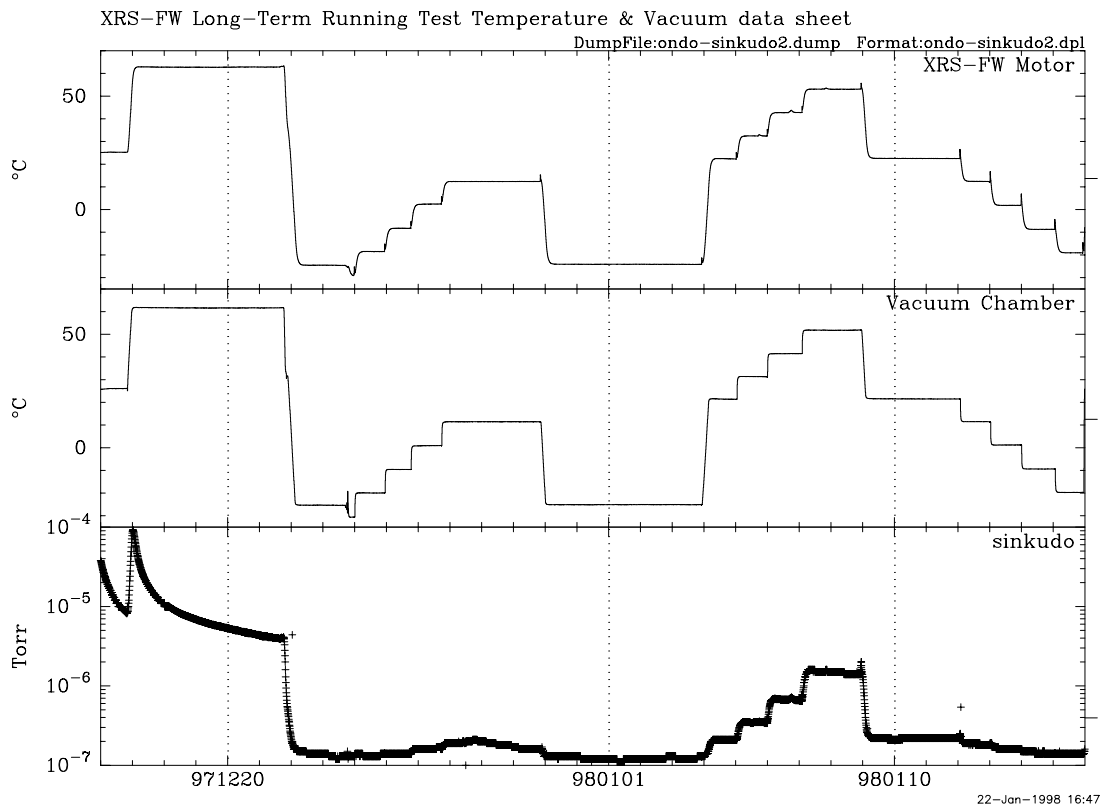
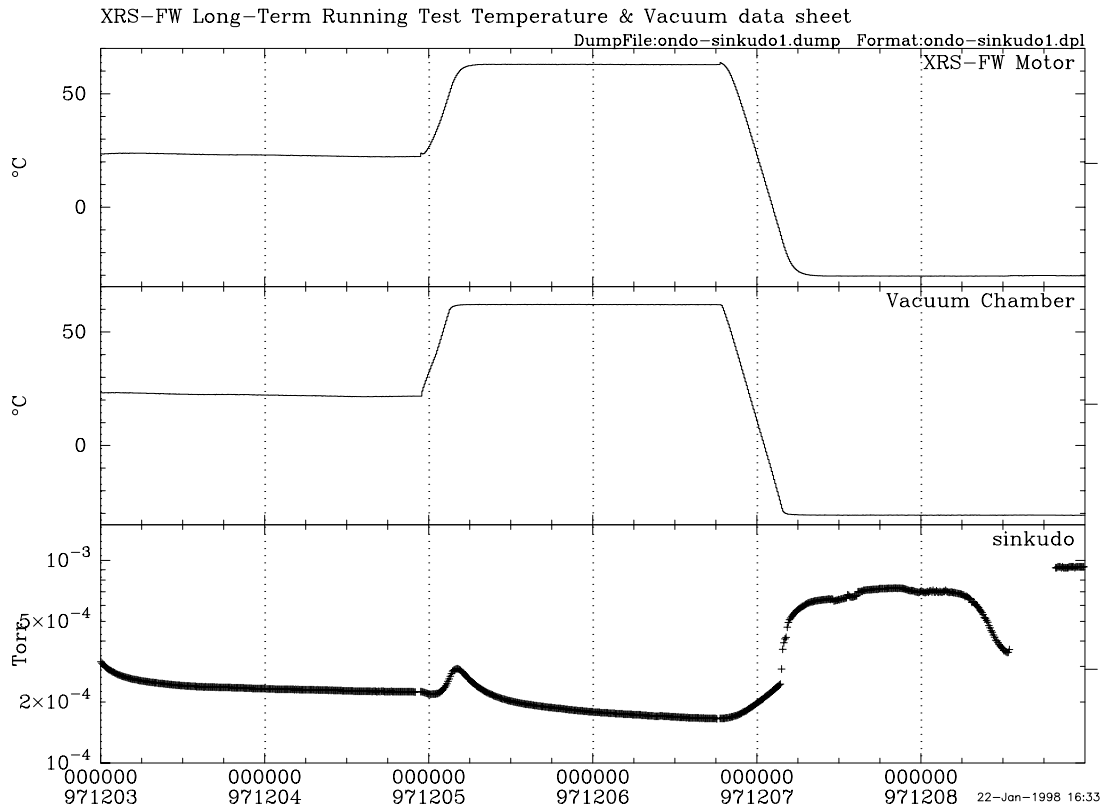


Figure 4.14: 長期ランニング試験での温度と真空度の変化。横軸は日付(年月日)。上図が97/12/3から97/12/8のデータで、真空度がよくないため原因を探るため一度大気圧に戻した。下図がその後の97/12/16から98/1/16のデータ。

日にち	温度		真空度	試験内容	備考
97/12/2	常温		4.6×10^{-4}	2 回転@常温	
97/12/4	常温	60	4.6×10^{-4}		
97/12/6	60	- 30	1.7×10^{-4}	2 回転@60	
97/12/8	- 30	常温	9.1×10^{-4}	2 回転@ - 30	
97/12/9	常温		1.4×10^{-4}	2 回転@常温	大気圧に戻す
97/12/15	常温		8.2×10^{-6}		真空に引く
97/12/17	常温	60	4.1×10^{-6}	outgas @60	ベーキング開始
97/12/22	60	- 25	1.3×10^{-7}		
97/12/24	- 25	- 30	1.3×10^{-7}	2 回転@60	リボンヒータ調節
97/12/25	- 20	- 10	1.4×10^{-7}	2 回転、 outgas @ - 20	
97/12/26	- 10	0	1.4×10^{-7}	2 回転、 outgas @ - 10	
97/12/27	0	10	1.7×10^{-7}	2 回転、 outgas @0	
97/12/30	10	- 25	1.6×10^{-7}	2 回転、 outgas @10	- 25 で6日放置
98/1/4	- 25	20	1.3×10^{-7}	2 回転@ - 25	
98/1/5	20	30	2.1×10^{-7}	2 回転、 outgas @20	
98/1/6	30	40	3.5×10^{-7}	2 回転、 outgas @30	
98/1/7	40	50	6.7×10^{-7}	2 回転、 outgas @40	
98/1/9	50	20	1.9×10^{-6}	2 回転、 outgas @50	
98/1/12	20	10	2.3×10^{-7}	2 回転@20	
98/1/13	10	0	1.8×10^{-7}	2 回転@10	
98/1/14	10	0	1.5×10^{-7}	2 回転@0	
98/1/15	10	0	1.4×10^{-7}	2 回転@ - 10	
98/1/16	10	0	1.4×10^{-7}	2 回転@ - 20	FW を出す
98/1/17	30	40	4.2×10^{-7}	outgas @30	真空に引く
98/1/18	40	50	8.6×10^{-7}	outgas @40、 50	
98/1/19	50	60	1.6×10^{-6}	outgas @60	
				計 38 回転	

Table 4.5: 長期ランニング試験の記録。真空度はいずれも の前の温度のときの値。

Figure 4.15: チェンバが 60 のときの Mass Spectrum の結果。上が FW 有りのとき、下がなしのとき。横軸は質量数に相当する。

4.5.3 TQCM による測定と結果 I

TQCM は水晶振動子がある温度に設定し、ガスの吸着によって振動数が変わるのを利用してアウトガスの量を測定するものである。QCM research 社の TQCM コントローラ Model 1800A で TQCM センサの温度を設定し、プロセッサ Model 1900 で振動数変化を測定する。さらに Advantest 社のユニバーサルカウンタ TR5822 に接続し、10 秒毎の周波数のデータを GPIB 経由で NEC PC-9801 VX2 に取り込んだ。TQCM センサは水晶振動子の面積 0.316 cm^2 、振動数 15M Hz のもので感度は $1.97 \times 10^{-9} \text{ g cm}^{-2} \text{ Hz}^{-1}$ である。

測定はチェンバ内が 60 のときに TQCM センサを -30 から 20 までを 10 おきに変えて、それぞれ 5 分間ずつデータを取得した。これは温度の 1 サイクル目と 2 サイクル目と試験後の FW を取り除いた状態の、計 3 回を行った。それ以外ではアウトガスの吸着はあまりないので TQCM センサを -30 一定にして取り続けた。測定はチェンバ内の温度が 60 、 40 、 20 、 -10 、 -30 の各温度において FW のある時とない時とで行った。

チェンバ内温度が 60 での 3 回の測定では TQCM の吸着率に大きな違いは見られなかった。FW の有り無しに依らないということは、チェンバからのバックグラウンドが支配的であるようである。figure 4.16 に結果を示す。また、figure 4.17 にチェンバ内の温度に対する TQCM センサ -30 での振動数変化率を示す。温度が上がるとアウトガス量は指数関数的に増える。

[24] によるアウトガス量の見積もりの式は

$$\begin{aligned} \text{ガス放出量} &= \text{真空ポンプの排出量} + \text{TQCM への吸着量} \\ &\approx \frac{\text{排気穴開口部の面積} \times \text{クラウジング係数} \times \text{排気効率}}{\text{TQCM センサの面積}} \times \text{ガスの吸着量} \quad (4.1) \end{aligned}$$

となる。この試験で排気穴開口部の面積は 531 cm^2 、クラウジング係数はポンプとチェンバを接続する導管の径と長さから約 0.38 ([27] 参照) となり、排気効率はターボポンプの典型的な値 0.3 を用いる。TQCM への吸着量は振動数の変化率に TQCM の感度 $1.97 \times 10^{-9} [\text{g cm}^{-2} \text{ Hz}^{-1}]$ で表される。これらを用いるとを x としたときガス放出量は $\sim 1.36x [\text{mg/hr}]$ と計算される (x は QCM の振動数の変化率)。

「あすか」衛星での各サブシステムのアウトガスの上限値は $1 \mu\text{g/hr}$ としている。FW 自身からはさらにその $1/10$ 以下が要求される。これを満たすためには x は 10^{-4} Hz/s 以下、すなわち figure 4.4.2 から、FW は約 -10 以下でなくてはならない。しかし初めに述べたようにバックグラウンドによるものが占めているので、さらに精度よい測定が必要である。

4.5.4 TQCM による測定と結果 II

都立大の長期ランニング試験時にもアウトガス測定を行うことにした。セットアップ等は前回と同じである。figure 4.18 に TQCM センサの温度を変えていったときの振動数変化率の結果を示す。また、FW なしでの測定を figure 4.19 に示す。今回の試験でのセットアップでは、排気開口部の面積が 4.91 cm^2 、クラウジング係数が約 0.2 となる。この値を用いて計算すると式 (4.1) からガス放出量の上限値は $6.61 [\mu\text{g/hr}]$ となり、前回の値より下がった。したがって $0.1 \mu\text{g/hr}$ を満たすには、 $x < 0.015$ でなければならない。

また、チェンバが 60 のときの FW あり / なしでの到達真空度 $4.0 \times 10^{-6} \text{ Torr}$ 、 $1.8 \times 10^{-6} \text{ Torr}$ からアウトガス量を見積もると、ポンプの排気速度 S を $1 [\text{l/s}]$ 、ガスの質量数を 20 とするとガスのからガス放出量 Q は $Q = P \cdot S$ (P は真空度) から FW ありで $340 [\mu\text{g/hr}]$ 、なしで $153 [\mu\text{g/hr}]$ となった。従って FW からのアウトガス量の上限値は差の $187 [\mu\text{g/hr}]$ であると考えられる。チェンバが 60 で TQCM センサが 0 のとき振動数変化率 (27) から TQCM による上限値を求めると $178 [\mu\text{g/hr}]$ となり、ほぼ同じ値となった。

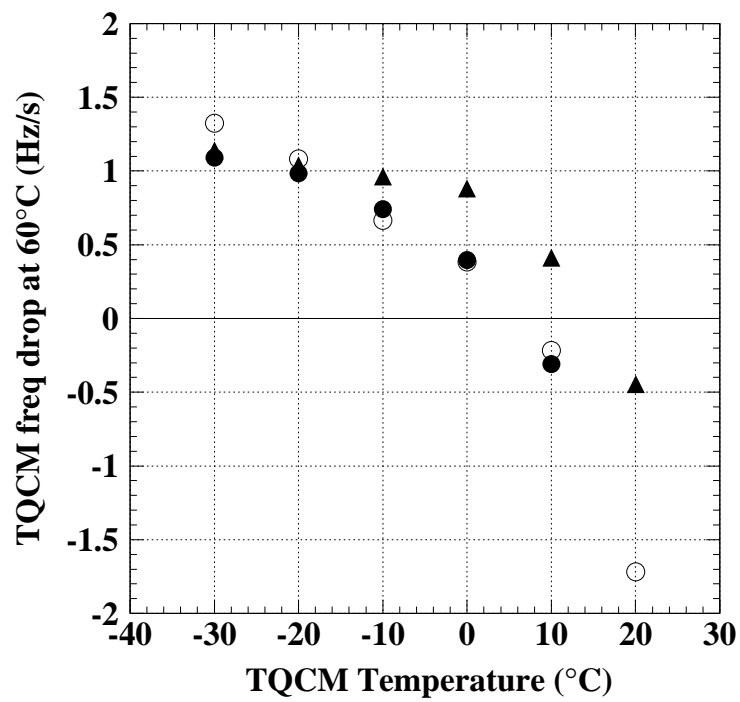


Figure 4.16: TQCM センサの温度に対する振動数変化率をプロットしたもの。チェンバ内の温度は 60 。黒丸、黒三角が FW が有るとき、白丸が無いとき。

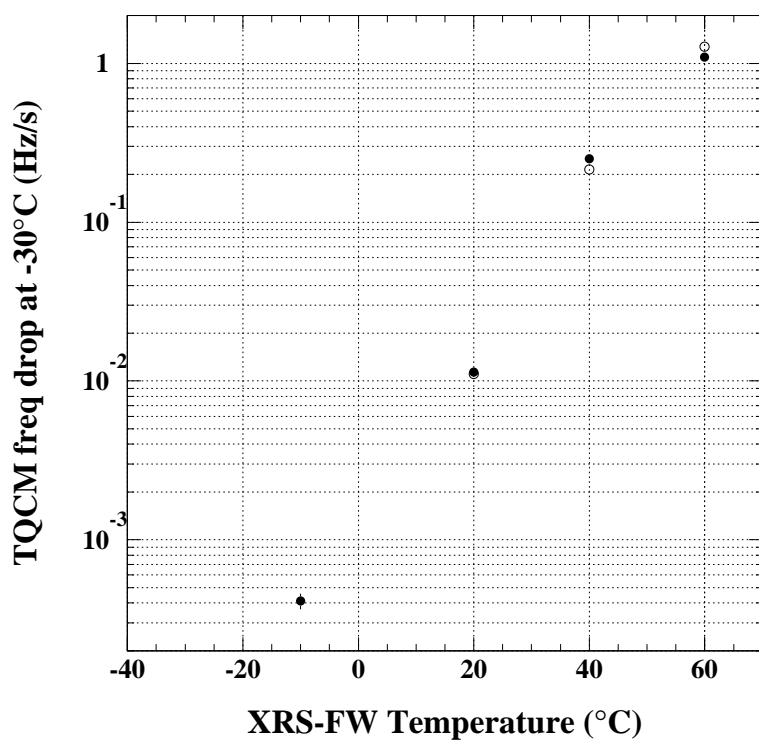


Figure 4.17: チェンバ内の温度変化に対する TQCM の振動数変化率。
 センサの温度 TQCM は - 30 固定。

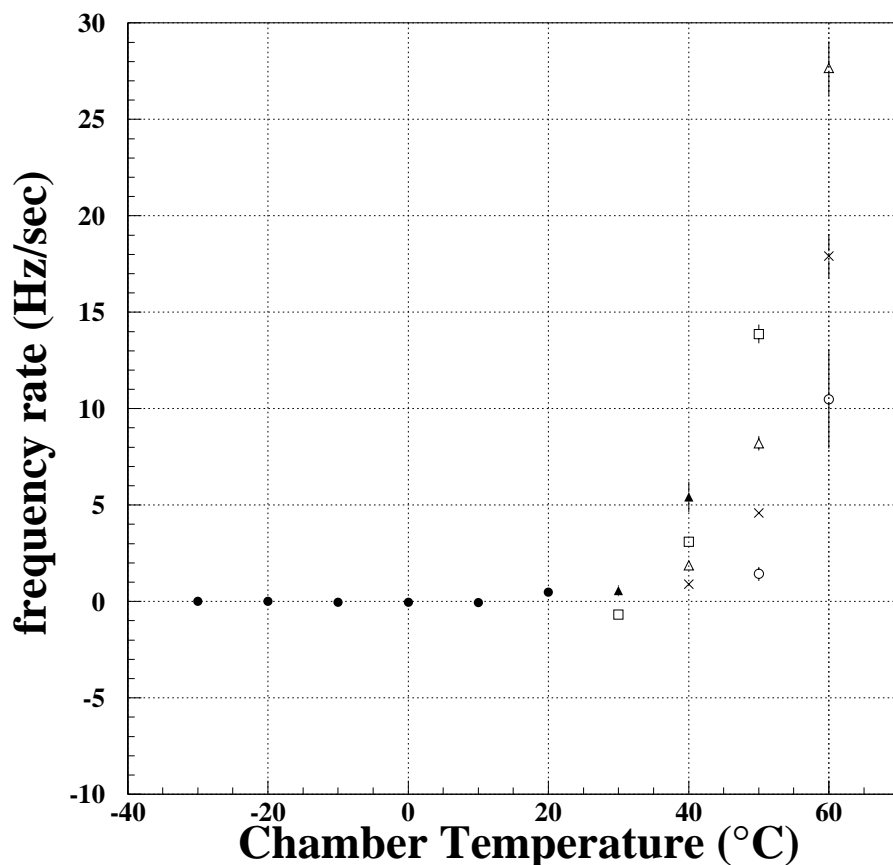


Figure 4.18: チェンバの温度に対して振動数の変化率をプロットしたものの。 ● は TQCM センサが - 30 、 ○ が - 20 、 ▲ が - 10 、 ● が 0 、 × が 10 、 △ が 20 のときである。

結果として熱真空試験での測定よりも上限値を下げる事ができたが、今回の測定でもバックグラウンドが高いため、FW 単体からのアウトガス量を定量的に示すまでには至らなかった。従って今後、セットアップ等の改善をして再測定する、十分なベーキングを行いアウトガス量の上限値を下げる等を考える必要がある(但し、実際には環境温度と FW の温度差が 30 ~ 40 もあるという状況は考えにくいこと、また FW のすぐ下に XRS のデュワーがあるので、実際には環境温度は高くても 30 くらいと推定できることから、衛星上の制限 0.1 [μg/hr] を十分満たすことは可能と考えられる)。

4.6 その他の試験

4.6.1 FW 単体振動試験

FW 単体振動試験は NEC にて行った。初めに、モータ、ディスクの中心と端、ハウジングの 4ヶ所に加速度センサを取付け、10 ~ 2000 Hz にかけて $5 \times 10^{-4} G^2 / \text{Hz}$ レベルで (1Grms) 面内 (X、Y) 方向、面外 (Z) 方向についてモーダルサーベイを行った。加振時間は 30 秒である。その結果、面外方向において 350 Hz 付近で強い共振が見られた。共振倍率は加速度密度で 10^4 倍、加速度で 100 倍であった ([5] 参照)。そのためサブシステム確認書の規定レ

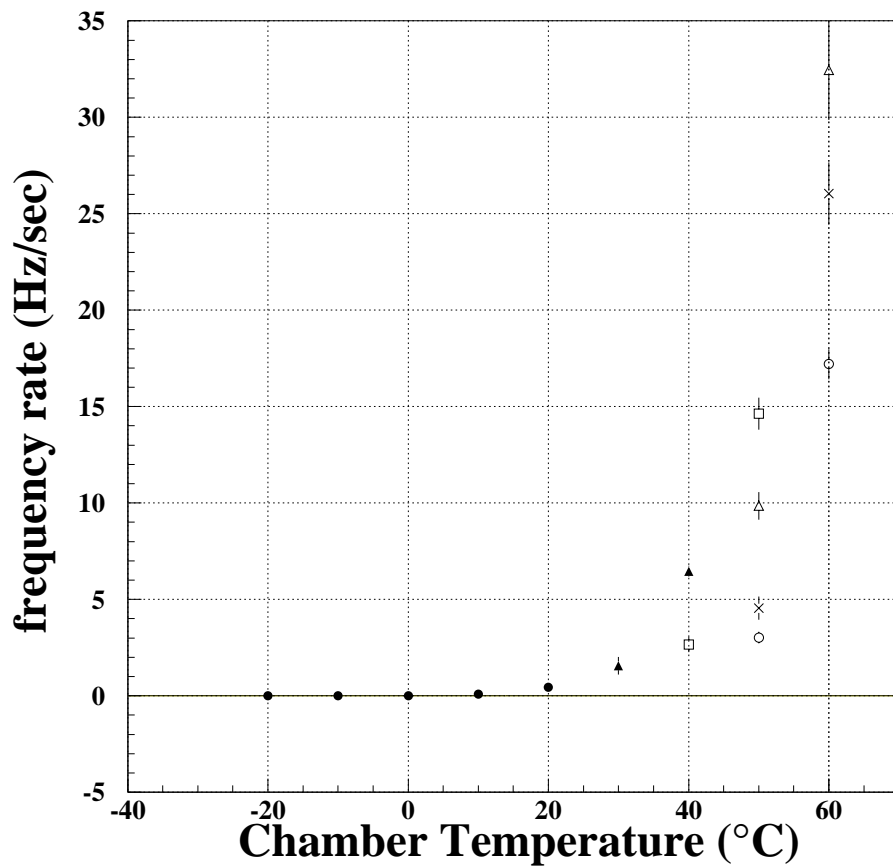


Figure 4.19: FW なしで、チェンバの温度に対して振動数の変化率をプロットしたもの。 は TQCM センサが - 30 、 が - 20 、 が - 10 、 が 0 、 × が 10 、 が 20 のときである。FW ありと比べて有意な差が出ていない。

ベルを改め、新たな見直しレベルを作成した。

4.6.2 ASTRO-E/MTM 試験、音響試験

97/5-7 にかけて、ASTRO-E 全体を組み立て MTM(Mechanical Test Model) 試験が行われた(付録に写真)。振動試験は 97/6/13-20 に X、Z 軸方向について行われた。音響試験は 97/7/2 に NASDA にて行われた。

これらの試験後の動作チェックは正常であった。しかし、Be100 μ m のフィルターに打痕が生じていた(透過率には影響しない程度ではある)。これはいつ、どのようにできたのか不明である。FM に向けて検討する必要がある。

Chapter 5

まとめ

5.1 PM の全体評価

透過率測定では、フィルターは反りなどがなく透過率の誤差への影響は最小限に抑えられ、製作手法が正しいことが確認できた。また、1 ~ 10keV の X 線に対し設計通りの透過率が得られ、フィルターとしての役目を果たすことがわかった。

熱真空試験では位置センサやフィルター取り付け、組み立てなどの機械的な製作精度が目標を達成できたことがわかった。モータの駆動回路では問題点が生じたが、検討、改善の結果、調整方法などがほぼ確立した。また、改善のための設計変更も最小限に抑えることができた。

アウトガス測定では、バックグラウンドとの有意な差が得られず上限値しか得られなかったが $6.61 x [\mu\text{g}/\text{hr}]$ (x は ≤ 30) という結果となり、衛星上の条件を満たすために、FM に向け改善をしていく必要があることがわかった。但し、通常予想される温度環境ではアウトガス量は十分抑えられると考えられる。

PM を用いた様々な試験の結果、FW 全体としての機能が確認でき、軌道上での 2 年間の動作が保証できたといえる。

5.2 今後の予定

今後は引続き長期ランニング試験を行い、モータの性能評価を行うとともに 1998 年秋の完成を目指した FM 品の製作を進める。そのためにフィルターのパラメータ決定を行う必要があり、XRT の X 線反射と XRS のレスポンスを含めた天体のイメージを用いたシミュレーションを行う。特に、天体の広がりや視野の中心位置、エネルギーによる XRT の反射率の違いなどによる透過率への影響は多くのパターンがあると考えられ、実際の観測において目的や天体の性質に即したフィルターを選択できる様、十分に考慮した上で最適化を行う。

Bibliography

- [1] システム確認書 ASTE-100 REV.5, NEC, 1997年9月11日
- [2] サブシステム確認書 ASTE-200-820
- [3] Astro-E XRS FW/FDE 連絡会資料 ASTE-0445, NEC, 1996年3月27日
- [4] Astro-E XRS FW/FDE 連絡会資料 ASTE-0539, NEC, 1996年6月17日
- [5] ASTRO-E XRS-FW PM 振動試験実施状況、 NEC、 1997年4月11日
- [6] FW 設計図、 NEC
- [7] Specification of Filter Wheel Actuator for Astro-E, NEC, 1996年4月26日
- [8] R. Kelly, K. Mitsuda, XRS Ailgnment Plan ver1.0, Dec 1997
- [9] 古庄多恵、 filter wheel の位置検出 (中間報告)、 1996年6月
- [10] 古庄多恵、 filter wheel の位置検出 ver2、 1996年6月
- [11] 古庄多恵、 filter wheel の位置検出 ver3、 1996年7月
- [12] 加保貴奈、 修士論文、 ”X線検出器の較正システムの開発”、 1996年3月
- [13] 古庄多恵、 filter 透過率測定実験 ver1、 1997年2月26日
- [14] 古庄多恵、 filter 透過率測定実験 ver2、 1997年4月11日
- [15] 古庄多恵、 XRS-FW PM 熱真空試験レポート、 1997年5月13日
- [16] FE 設計図、 東レプレシジョン、 1996年9月28日
- [17] 検査成績書、 東レプレシジョン、 1997年1月9日
- [18] B. L. Henke, E. M. Gullikson and J. C. Davis Atomic Data and Nuclear Data Tables 54 No.2 (July 1993) from <http://www-cxro.lbl.gov>
- [19] Be filter 送り状、 Brush Wellman 社
- [20] 山崎典子、 Astro-E XRS/FW PM 動作確認試験案、 1996年12月25日
- [21] 山崎典子、 古庄多恵、 Astro-E/FW の駆動回路の問題について 1997年10月21日
- [22] H.Ezawa et al, “ASCA/ROSAT WORKSHOP ON CLUSTERS OF GALAXIES “proceedings, p173, July 1997

- [23] 石崎欣尚、寅松雄士、XRS-FW PM 熱真空試験におけるアウトガス測定、1997年5月14日
- [24] 堂谷忠靖、井上一、小賀坂泰志、竹島敏明、衛星搭載 X 線検出器のアウトガス対策、1991年4月26日
- [25] FILTER WHEEL ACTUATOR ACCEPTANCE TEST PROCEDURE, SCHAEFFER MAGNETICS, INC. Oct 1st, 1997
- [26] Discipline Critical Design Review (DCDR) May 1996
- [27] 堀越源一、真空技術、東大出版会