

# 惑星観測用成層圏望遠鏡 FUJIN-1 の開発と ポインティング制御系の性能評価

莊司泰弘<sup>\*1</sup>, 田口 真<sup>\*2</sup>, 中野壽彦<sup>\*3</sup>, 前田惇徳<sup>\*2</sup>, 高橋幸弘<sup>\*4</sup>, 今井正堯<sup>\*4</sup>,  
仲本純平<sup>\*4</sup>, 渡辺 誠<sup>\*4</sup>, 合田雄哉<sup>\*5</sup>, 川原健史<sup>\*5</sup>, 吉田和哉<sup>\*3</sup>, 坂本祐二<sup>\*3</sup>

## Development of the Stratospheric Telescope for Observations of Planets – FUJIN-1 – and Evaluation of the Pointing Control System

By

Yasuhiro SHOJI<sup>\*1</sup>, Makoto TAGUCHI<sup>\*2</sup>, Toshihiko NAKANO<sup>\*3</sup>, Atsunori MAEDA<sup>\*2</sup>, Yukihiro TAKAHASHI<sup>\*4</sup>,  
Masataka IMAI<sup>\*4</sup>, Junpei NAKAMOTO<sup>\*4</sup>, Makoto WATANABE<sup>\*4</sup>, Yuya GODA<sup>\*5</sup>, Takeshi KAWAHARA<sup>\*5</sup>,  
Kazuya YOSHIDA<sup>\*3</sup> and Yuji SAKAMOTO<sup>\*3</sup>

### Abstract

Seeing is the most important condition for high spatial resolution optical imaging by a ground-based telescope. The stable wind and low atmospheric density in the stratosphere provide ideal environment for optical observations of celestial objects. Taking advantages of the stratospheric environment even a small telescope with a sub-meter diameter main mirror can realize high spatial resolution imaging comparable to those by huge ground-based telescopes with a several-meter diameter. The circumpolar balloon-borne telescope, FUJIN, is a telescope floating in the polar stratosphere for optical observations of planets. Since the FUJIN was proposed in 2002, the flight system has been developed. The first flight test was conducted in 2009 to be failed due to hung-up of the onboard CPU. Improvement and further development has been continued, and then the FUJIN-1 flight model was rolled out in 2013. Unfortunately the flight experiment in 2013 was canceled due to the bad wind condition and some troubles in the balloon control system, respectively. However the functions of the FUJIN-1 were evaluated in the ground tests, and the flight model stood by as ‘flight ready.’ In the tests the pointing control system of the telescope, which is the key mechanism for the FUJIN-1, was tested and evaluated to be capable of suppressing the pointing error within  $0.4''$  ( $\sigma$ ) which is smaller than the diffraction limit of the FUJIN-1 main telescope. From these results it has been decided that the development of the FUJIN-1 has been completed, and the development of the FUJIN-2, the flight system for longer flight duration in the northern polar region has been started. In this article the outline of the FUJIN project, the FUJIN-1 flight system and the ground test results of the pointing control functionality are introduced.

### 概要

地上望遠鏡を使った高分解能光学撮像において、シーイングは最も重要な条件である。成層圏環境は気流が安定しており、密度も地上の 1/100 程度と、天体の光学観測に適している。このような成層圏環境の利点を活用することによって、口径が 1 m 以下の比較的小規模な望遠鏡でも、口径数 m の地上大型望遠鏡に匹敵する分解能での観測が可能になると期待される。この点に着目して我々は惑星観測を行うための極周回成層圏テレスコープ（風神、FUJIN）を提案し、2002 年より開発を行ってきた。2009 年にはプロトタイプによる最初の飛行試験を実施したものの、飛行中に搭載 CPU がハングアップしたため十分な成果を残すことができなかった。再度 2013 年に国内で飛行実験するために、発生した不具合等に対処した FUJIN-1 システムを開発した。飛行実験自体は気象条件が整わず、また気球飛行制御システムに問題が発生したために実施できなかったものの、FUJIN-1 システムはポインティング機能の性能確認を中心とした地上試験を経

\*1 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 (JAXA/ISAS)

\*2 立教大学理学部 (College of Science, Rikkyo University)

\*3 東北大学大学院工学研究科 (Graduate School of Engineering, Tohoku University)

\*4 北海道大学大学院理学院 (Graduate School of Science, Hokkaido University)

\*5 北海道大学理学部 (School of Science, Hokkaido University)

て、完全なフライトレディ状態で待機していた。地上でのポインティング性能確認試験によって、FUJIN-1搭載望遠鏡の回折限界未満である0.4" ( $\sigma$ ) のポインティング精度を確認した。この結果を受けてFUJIN-1の開発を終了し、極域での実験を行うためFUJIN-2の開発を開始した。本稿ではFUJINの概要を説明し、今回開発したFUJIN-1システムと地上ポインティング試験について述べる。

## 1. 序論

### 1.1 成層圏望遠鏡による惑星観測の意義

我々は望遠鏡による光学観測を通じて惑星大気・プラズマの物理を研究している。地上から惑星を光学観測する場合、要求される空間分解能と感度を得るために大口径望遠鏡が必要である。しかし、国内外の大型望遠鏡はマシンタイムが厳しく制限される上に、シーイングや天候条件のため十分な観測ができない状況である。例えば世界中で最も良いシーイングが得られる場所の1つであるハワイ島マウナケア頂上でも、シーイングは0.5"程度である。そこで、高度30 km以上の成層圏では、常に快晴で赤外・紫外領域の透過率が高く、気流が安定しているうえに大気密度が地上の1/100以下になるため地上と比較してシーイングが格段に向上することに着目した。口径300 mmの小望遠鏡でも回折限界の角度分解能は可視域でおおよそ0.5"であるので、回折限界の性能が達成できれば、地上の大口径望遠鏡に匹敵する空間分解能での観測が期待される。一般に、観測地点の余緯度 ( $90^\circ - \text{緯度}$ ) に等しい赤緯よりも高緯度にある天体は日周運動によって地平線下に沈むことがない。ほぼ赤緯 $\pm 25^\circ$ 以内の位置にある惑星についても、緯度が高い極域では24時間以上にわたって連続的に観測可能なウィンドウが存在する。さらに、風の条件が適する放球日を選べば、気球に搭載した望遠鏡を成層圏の極周回風に乗ってほぼ等緯度を地球一周させて放球地点まで戻すことも可能である。また、将来的にスーパープレッシャー気球の技術が確立すれば、推進力を備えたゴンドラを極渦中心まで移動させて滞留させ、数ヶ月から1年の期間にわたって惑星を定点観測し、調整・メンテナンスのために放球地点まで戻すというような運用も考えられる。

一方で、気球による惑星観測のデメリットとしては、放球時期と場所を自由に選択できないことが大きい。また、高精度の天体指向・追尾性能が要求される。望遠鏡が大型化するほど、総重量に対する望遠鏡重量の比率が高まる傾向があるので、望遠鏡の動作の反動によるゴンドラ姿勢の乱れを制御する技術が必要になる。衛星望遠鏡と同様に、地上へ降ろせるデータレートの制約もある。

これまでにStratoscope I, IIという巨大望遠鏡を成層圏に浮かべて天体観測を実施した記録はある[1]。しかし、惑星に関しては単発の撮像観測のみで、目立った成果は上がっていない。それ以来、気球を使った惑星観測は行われていない。

それらのメリット・デメリットを勘案した上で、我々は地上大型望遠鏡や衛星望遠鏡の1/100以下のコストでそれらと並ぶ性能を発揮する第三の惑星観測用望遠鏡として、極周回成層圏望遠鏡（風神、FUJIN）を提案した。最終的には、FUJINを北極域の成層圏に長期間滞留させ、諸惑星表面を連続観測しそれらの大気・プラズマの物理を研究することを目的とする。

### 1.2 FUJIN プロジェクト概要

我々は2002年から極周回成層圏望遠鏡の開発を開始した[2]。2009年にシステムの性能確認を目的として最初の気球実験(BBT2009)を実施したが、放球後2時間、高度13.7 kmを東に向けて水平浮遊中に搭載コンピュータ(OBC)がハングアップした。OBCの回復を試みたが復旧せず、満足な実験結果を得ることができなかった[3][4]。その後、不具合箇所の改修や性能・信頼性の向上を施した上で、新たに開発したシステムをFUJIN-1と名付けた[5][6]。図1に2013年度第一次気球実験の際に、大樹航空宇宙実験場で放球時の姿に組み上げられたFUJIN-1の全体写真を示す。

FUJIN-1に続く極域での本格観測を目指した極周回成層圏望遠鏡FUJIN-2を並行して開発中である。BBT2009及びFUJIN-1, FUJIN-2の比較を表1に示す。

FUJIN-2はスウェーデン・キルナ郊外にある気球実験施設ESRANGEにおいて放球される予定である。4,5月期及び8,9月期に成層圏の風向きが変わる。その際、短期間ではあるが、風速がきわめて小さい状態が発生する。その機会を狙って放球し、1-2日間の観測の後、スカンジナビア半島内にゴンドラを降下させ回収する。この実験はさらにその先に目指す大西洋横断または極周回気球実験(FUJIN-3)の前段階として、1-2日間ではあるが金星の連続観測を実施し、得られた画像から金星大気のダイナミクスを研究する。夏期の極域成層圏では東風が卓越する。その風に乗って、キルナから

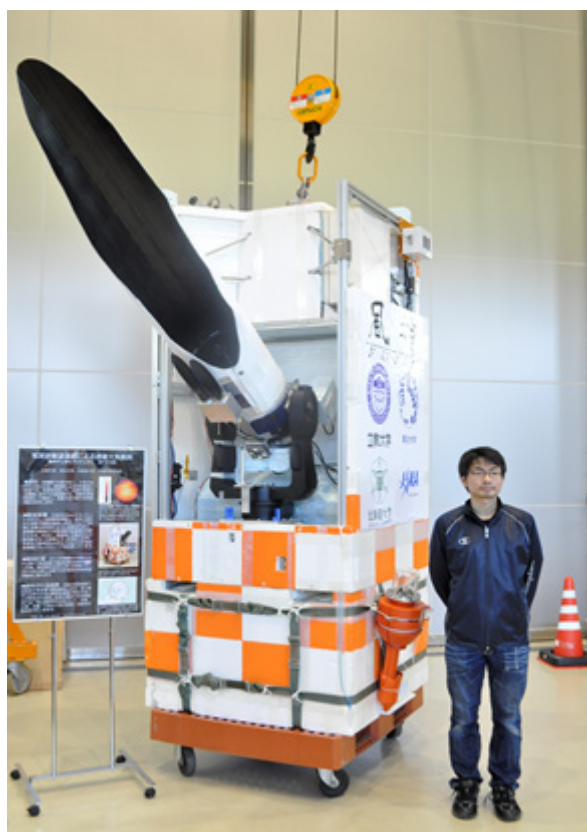


図 1 FUJIN-1 フライトモデル外観

表 1 BBT2009, FUJIN-1, FUJIN-2 の比較

	BBT2009	FUJIN-1	FUJIN-2
目的	技術試験	←	科学観測
観測対象	金星	金星, (木星, 水星)	金星, 木星
望遠鏡	300 mm シュミット カセグレン	←	400 mm カセグレン ナスミス焦点
観測波長	300 nm, および 900 nm	←	10 波長 (TBD)
検出器	CCD カメラ 2 台	←	CCD カメラ 1 台
方位角制御	コントロールモーメントジャイロ・アクティブデカップリング	←	←
電源	太陽電池 (125 W × 2) NiMH 電池 (27.6 V, 45 Ah)	太陽電池 (125 W × 2) Li-ion 電池 (25.9 V, 50 Ah) NiMH 電池 (27.6 V, 9 Ah)	太陽電池 (TBD) Li-ion 電池 (TBD)
寸法	1.3 m(W) × 1.3 m(D) × 3.3 m(H)	1.1 m(W) × 1.1 m(D) × 2.7 m(H)	TBD
重量 (バラスト込み)	778 kg	790 kg	TBD
消費電力 (観測時)	283 W	72.2 W	TBD
アップリンク	シリアル 1 系統 接点 12 系統	シリアル 1 系統 接点 4 系統	TCP/IP (TBD)
ダウンリンク	シリアル 1 系統 アナログビデオ 1 系統	←	TCP/IP
放球場所	大樹航空宇宙実験場 (北海道広尾郡大樹町)	←	ESRANGE (スウェーデン, キルナ)
放球日	2009 年 6 月 3 日	2012 年 8 月 (中止) 2013 年 6 月 (中止)	2015 年 4-5 月 (予定)

アラスカまで約1週間、極を1周回してキルナまで戻すのに約2週間かかる。これまで、気球がロシア領空を通過する許可が得られなかったため、北極域での極周回フライトは実現しなかった。その問題がようやく解決し、2013年夏期に天体からのガンマ線偏光を観測するPoGOLite [7] [8] がESRANGEから放球され、極をほぼ一周する観測が実現した [9]。これにより、北極域での極周回フライト実現への道が開けた。

### 1.3 FUJINの研究対象

FUJINの観測対象は太陽系内の惑星のうち、比較的明るく視直径が大きい水星、金星、火星、木星、土星である。

表2にFUJINの観測対象を示す。

表2 FUJINの観測対象

	水星	金星	火星	木星	土星
視直径	7" ~ 8" 最大太陽離角時	25" 最大太陽離角時	13" ~ 24" 衝	47" 衝	19" 衝
観測波長	Na 589 nm	UV 365 nm O 777 nm NIR 900 nm O <sub>2</sub> 1.27 μm	Dust ~ 400 nm	Na 589 nm S 672 nm NH <sub>3</sub> 800 nm CH <sub>4</sub> 890 nm H <sub>2</sub> O 920 ~ 945 nm	CH <sub>4</sub> 890 nm
最大太陽離角	18° ~ 28°	45° ~ 47°	-	-	-

水星は表面から蒸発したナトリウム原子の希薄な大気をまとっている。狭帯域バンドパスフィルターを使用するとNa 589 nmの輝線を捉えることができる。地上観測によって、ナトリウム発光の非一様分布や太陽風変動に伴うとされる増光が観測されている。しかし、地上観測では観測時間が限られるため、断片的な描像しか描かれていない。ナトリウム大気密度の時間変動はナトリウム大気の成因を理解する上で重要である。水星の視直径は最大太陽離角時で7" ~ 8"であり、最大太陽離角も18° ~ 28°と条件はよくない。しかし、口径300 mm程度の小望遠鏡でも回折限界性能が発揮できれば発光の分布を赤道域、中緯度帯、極域程度には分解でき、気球高度では太陽散乱光が少ないため、太陽離角が小さい条件でも昼間に連続観測が可能である。

金星大気中には紫外領域において未同定の吸収物質がある。その吸収によるコントラストが最も高い波長365 nmを中心とするバンドで連続撮像すると、吸収物質の流れを追跡することによって、金星雲層上部の風系を導出することができる。風系の長期間連続観測は、金星大気最大の謎であるスーパーローテーションのメカニズムを解明するための有力な情報を与える。金星夜面の観測は昼面からの散乱光を抑えなければならぬため難しい。しかし、何らかの工夫によってそれを回避できれば、雷発光(O 777 nm)、雲層内部の熱放射(NIR 900 nm)、熱圏の大気光発光(O<sub>2</sub> 1.27 μm)を捉えることが可能となる。いずれも金星大気のダイナミクスを解明する上で重要であり、気球望遠鏡のメリットを生かした観測である。ただし、可視領域用CCDでは波長1 μm以上の近赤外領域に感度がなく、カメラを交換する必要がある。

火星の観測可能波長帯域には目立った吸収線はない。しかし、紫外領域では大気中に浮遊するダストによる散乱のコントラストが高い。FUJINは総観的規模から全球規模のダストストームの発生を1日3回程度の観測で監視し、ダストストームの発生時には集中的にその時間発展の様子を観測する柔軟で迅速な対応が可能である。火星と地球は自転周期がほぼ等しいため、一カ所の地上望遠鏡では観測できない経度帯が存在するが、FUJINからは8時間毎の撮像で全球を見渡すことができる。

木星ディスクからの光にはNH<sub>3</sub> 800 nm、CH<sub>4</sub> 890 nm、H<sub>2</sub>O 920 ~ 945 nm等の吸収帯がある。それぞれの吸収帯を透過するバンドパスフィルターで撮像すると、それぞれの吸収物質の空間分布を導出することができる。それらの分布は帯状に広がる木星内部の対流活動と光化学反応を反映する。土星にもCH<sub>4</sub>の吸収帯が見られるが、木星と比較するとコントラストは低い。また視直径が小さいため惑星表面上の空間分解能は低い。火星も含めて外惑星は衝の時期が最も視直径が大きく観測しやすいが、高度が高くなるのは真夜中である。それに加えて、電力確保のために、夏至近くの白夜の時期に惑星が可視であるという制約が生じる。

ただし、FUJINを北極域で放球した場合、連続観測ができるのは惑星が北半球にある場合であり、南半球にある場合には全く見ることはできないこともありえる。水星のナトリウムテイルや木星のイオトーラスは視直径が大きいため、全体像を捉えるためには広視野の光学系が必要である。



## 1.4 FUJIN-1 ミッションの目的

FUJIN-1 ではBBT2009 で実施できなかった成層圏テレスコープシステムの機能・性能確認を目的とした。惑星の中で最も明るい金星を目標天体とし、観測時間に余裕があればオプションで木星と水星を目標天体として設定した。これらの3惑星は2013年5月末から6月上旬にかけて太陽の東側の近い位置に見えていた。実験のサクセスクライテリアを表3に示す。ゴンドラが気球から吊り紐を介して懸垂状態で、外部からの擾乱が存在する条件下で、姿勢制御系の機能を確認することが第一の目的である。また、電源系及び通信系が気球高度で所定の性能で動作することを確認する。そして、望遠鏡視野内に目標天体をとらえ、追尾エラー補正機能が所定の動作をすることで、地上に比べて安定した星像が得られることを確認する。さらに、余裕があれば、1～2時間を隔てて撮像した画像から金星上層雲パターンの時間変動をとらえる。木星及び水星を視野にとらえ撮像するという手順を踏むことで、姿勢制御・天体捕捉・追尾の手順の習熟・最適化を図ることを目的とする。

表3 FUJIN-1 実験のサクセスクライテリア

サクセスレベル	達成項目
ミニマムサクセス	成層圏テレスコープシステムの姿勢制御系（サンセンサ, コントロールモーメントジャイロ, デカップリングモータ, 姿勢センサ）、電源系、通信系が気球高度で所定の性能で動作することを確認する。および、ゴンドラ方位角を太陽指向制御する。
フルサクセス	ゴンドラ姿勢制御、天体補足、追尾エラー補正が所定の動作をし、望遠鏡視野内に目的天体（金星）をとらえ、地上に比べて安定した星像が得られることを確認する。
エクストラサクセス	以下のいずれかを達成する。 <ul style="list-style-type: none"> <li>・金星上層雲パターンの時間変動をとらえる。</li> <li>・ゴンドラの姿勢制御から目標天体捕捉・追尾の手順を再現し、手順の習熟・最適化を図る。</li> <li>・木星を視野にとらえ撮像する。</li> <li>・水星を視野にとらえ撮像する。</li> </ul>

## 2. FUJIN-1 システム構成

### 2.1 フライト計画・設計条件

FUJIN は極周回気球に搭載した望遠鏡を用いた惑星の長時間連続観測によって、惑星の大気・プラズマ中での物理現象を研究することを最終的な目的としている。しかし、FUJIN-1 は技術実証が目的であることと、日本国内での2時間を超える成層圏での飛行は実現が困難であることから、高度32 kmでのレベルフライトを1～3時間と見積もり、この中で試験を実施するフライト計画を検討した。

観測対象惑星は金星、木星、水星である。良シーイングを得るため大気圧が1/100気圧となる高度32 kmの成層圏において、水平浮遊状態で観測する。1時間よりも長いタイムスケールで変動する惑星大気・プラズマ中の現象を観測対象とするので、1時間に1枚あるいはそれ以上のレートで惑星を撮像する。高度32 kmでは大気密度が小さいため大気分子によるレイリー散乱が弱い。したがって昼間でも太陽近傍の惑星を観測可能であることから、FUJIN-1では最小角度15°まで惑星が見かけ上太陽に近づいているときにも観測ができるように、太陽光を遮るフードを備える。観測時間内に対象である金星の高度角は0°～70°の範囲で変化するので、望遠鏡はその高度角範囲をカバーする必要がある。

### 2.2 気球部・吊り紐部

気球望遠鏡は人工衛星や地上望遠鏡とは異なり、必ず天頂方向に気球が存在し観測上の遮蔽物となる。観測対象が気球に遮蔽されないように、または不可視時間が極力短くなるように、望遠鏡が搭載されるゴンドラは気球から十分に離され、気球の視直径を小さくしなければならない。

使用する気球は、一般にユーザーが用意するゴンドラの重量、希望する水平浮遊高度を基に、大気球実験室によって選定される。FUJIN-1フライトでは、容積100,000m<sup>3</sup>、最大直径63.4 mのFB100型が選定された。FUJIN-1のフライトにおいて観測対象は、金星と、姿勢基準となる太陽である。観測対象の最大高度は、フライトの2013年6月ころ金星が太陽よりも東に位置するため、南中時の太陽を最高高度の基準とした。この時期の大樹航空宇宙実験場付近における太陽南中高度はおよそ70°である。これに気球とゴンドラが振り子運動をした場合の振幅5°のマーヅンを合わせ、水平面

から仰角 75° に遮蔽物がないことを気球バスシステムに対して要求した。この結果、パラシュートを含む、気球尾部からゴンドラ上部の距離は 87.7 m、予想される気球赤道部からの距離は 120 m 程度となった。

2.3 ゴンドラ部

FUJIN-1 ゴンドラに搭載された各機器の配置を図 2 に示し、FUJIN-1 システムのブロック図を表 4、図 3 に示す。全体として FUJIN-1 システムは、気球バスシステムを起点とするツリー構造で構成される。各サブシステム間の通信は工業用通信規格として広く普及している RS-232C、または RS-422 を使用している。画像は HK データテレメトリとは別回線とし、画像送信器によって NTSC 規格によるアナログビデオ映像をリアルタイムで送信する。

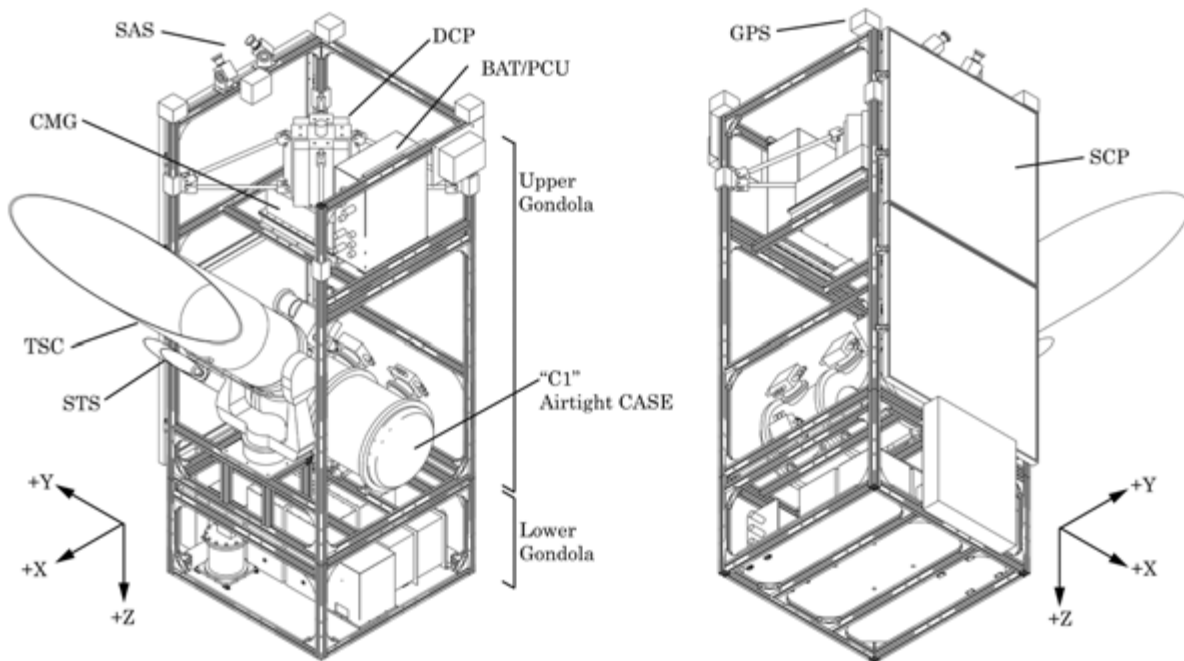


図 2 FUJIN-1 機器配置 (ただしフロートを除く)

表 4 FUJIN-1 フライトシステムサブシステム一覧

機器名称	略記号	機器名称	略記号
コマンドデコーダ /テレメトリエンコーダ	CMD/TLE	データハンドラ/ストレージ	DH/SDC
画像切替器	ImSW	第 1 段階コントローラ	S1C
アクティブデカップラ	DCP	コントロールモーメントジャイロ	CMG
太陽センサ	SAS	第 2 段階コントローラ	S2C
ミッションカメラ	MC	スターセンサ	STS
望遠鏡	TSC	第 3 段階コントローラ	S3C
2 軸可動ミラー	TTM	光電子増倍管	PMT
高電圧コントローラ	HVC	GPS レシーバ	GPS
姿勢計測ユニット	ATT	磁場センサ	MFS
レートジャイロ	GYR	加速度センサ	ACC
電源制御ユニット	PCU	太陽電池パネル	SSC
リチウムイオン 2 次電池	BAT	シリアルディスクリットコマンド	SDCC2
PI インターフェース	PIIF	画像送信器	ImTX

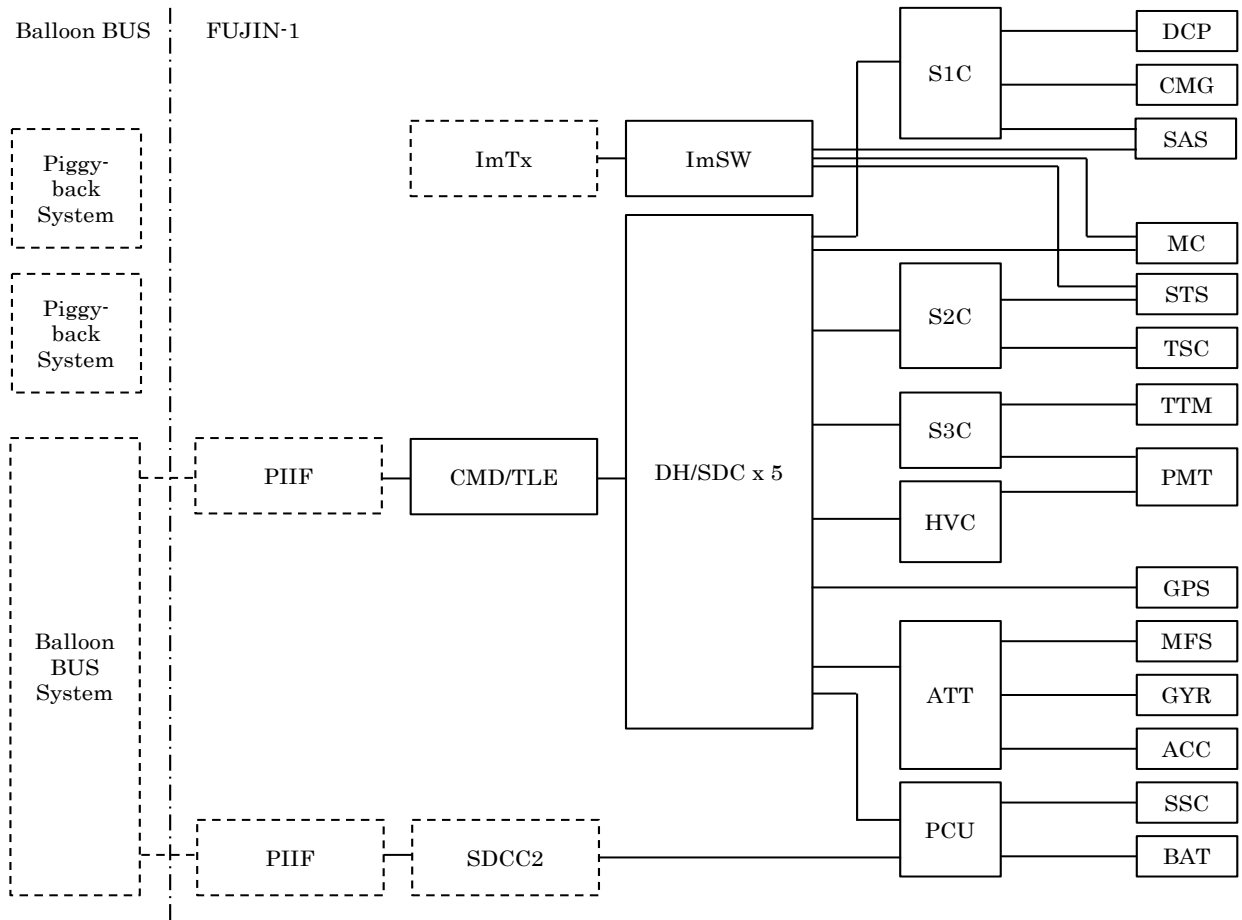


図3 FUJIN-1 フライトシステムブロック図（破線のブロックは大気球実験室の支給品を表す）

重量, 慣性特性

放球準備が完了した後に、ゴンドラの慣性特性を実測した。測定は第3節および Appendix で示す簡易な方法によって行った。これにより表5に示す吊り点基準の重心位置、慣性モーメントが求められた。この計測では事前に用意した器具および追加質量の位置に誤差が入るため、有効桁は2桁程度と考える。

表5 全備状態でのゴンドラ質量特性

物理量	単位	吊り点基準の特性値
全備重量	kg	788.5
重心位置 (X, Y, Z)	mm	(0, 0, $1.7 \times 10^3$ )
X 軸まわり慣性モーメント	kgm <sup>2</sup>	$2.9 \times 10^3$
Y 軸まわり慣性モーメント	kgm <sup>2</sup>	$2.9 \times 10^3$
Z 軸まわり慣性モーメント	kgm <sup>2</sup>	$1.9 \times 10^3$

2.3.1 構造

主構造はアルミニウムフレームによるフレーム構造とした。吊り点での気球吊り紐との接続は、M20のステンレスボルト1本とコネクタ1つのみで完結するものとし、放球準備作業がシンプルになるようにした。ゴンドラの他の部分は、吊り点からDCPを介して4組のトラスで吊り下げられるものとした。

観測に関連する機器とGPSアンテナを集中して上部（上ゴンドラ）に配置し、気球の飛翔制御に関連する機器とピギーバック機器を下部（下ゴンドラ）に集中して配置した。上ゴンドラと下ゴンドラを搭載望遠鏡と観測機器の収納される

気密容器の直下で分離できるようにし、上ゴンドラの全高を輸送トラックの平均的な荷室内高である 2200 mm とした。これにより 2009 年フライトモデルと比較して、フライト準備時の作業性や輸送時の取り回しが格段に向上した。

上ゴンドラの全高を抑制しつつ望遠鏡の視野を確保するために、ゴンドラ中心軸よりややオフセットした位置に望遠鏡を設置している。望遠鏡は高度角  $0^{\circ} \sim 70^{\circ}$  の範囲の天体を視野に入れられる。天体の太陽離角（方位角方向）が  $25^{\circ}$  以上であれば、太陽光は太陽電池パネルに遮られて望遠鏡に直接当たらない。それ以下の場合でも太陽光が直接望遠鏡開口部に入射しないように、フードを備えている。

太陽電池パネルはフライト中に太陽高度が  $45^{\circ}$  程度までしか上がらないことと、搭載バッテリーの容量が十分に大きいことから、水平面に対して垂直に設置し、太陽高度が比較的低いフライトの前半で発電とバッテリーの充放電試験を行うこととした。

構造強度の設計方針は、パラシュート開傘時の衝撃で強度的にクリティカルな部分が塑性変形しないこと。かつ着水時の衝撃で上部構造が塑性変形しないこととした。これによりアルミニウムフレームとステンレスの耐力から求められる弾性強度が、各部材が支持する重量の 12 倍の静荷重を超えるように設計した。

フロートは強化発泡スチロール製で、2009 年の開発実績からバラストを含むゴンドラ全重量が 800 kg 程度になると予想し、これが海水に対して浮くように設計した。上ゴンドラと下ゴンドラにそれぞれ、730 kg、430 kg の浮力を得られるフロートを配置した。ゴンドラ全体では気密容器等の持つ浮力も含めて約 1500 kg の設計浮力を持つ。

## 耐環境機能

光学系のピエゾアクチュエータ及び光電子増倍管に 1000 V 程度までの高電圧を使用する。また、多くの機器は海上に着水、回収後再利用する。そこで望遠鏡をのぞくほぼ全ての機器を簡易防水、防水または気密構造とした。非気密・防水容器には、ゴンドラ外環境の気圧と容器内圧の差を小さくするため、圧力調整用 PTFE フィルタを設置した。

また、ハーネスについても、コネクタのピンを海水による浸食から保護し再利用を計るため、原則として全てのコネクタを勘合時防水仕様とした。

飛行中のゴンドラは対流圏界面付近において  $-60^{\circ}\text{C} \sim -70^{\circ}\text{C}$  程度の雰囲気に曝される。その温度で性能を維持することが要求される。また観測高度での気温  $-40^{\circ}\text{C}$  の条件下で正常に動作することが要求される。このような低温雰囲気からデバイスを保護するため、C1 気密容器、CMG、DCP の周囲を建築用断熱材（スタイロエース）、強化発泡スチロールで覆った。望遠鏡に関しては、温度変化による焦点移動を補正するために遠隔で焦点調節が可能でなければならない。

システム内の機器には耐低温性がよくないものもあり、特に SD カードメモリと、気密封止の O リングが脆弱であった。SD カードメモリに対しては、ヒータで  $-5^{\circ}\text{C}$  以上に保温した。O リングについては、内部に発熱源があり周囲を断熱材で保温できる、あるいはヒータを設置できる部分はシリコン O リングを使用し、部位の温度が  $-50^{\circ}\text{C}$  を下回らないようにした。前述のような対処が難しい部分については、航空機用耐熱耐寒 O リング（三菱電線 1294-70 青、使用温度範囲  $-80^{\circ}\text{C} \sim +160^{\circ}\text{C}$ ）を使用した。

## 2.3.2 光学系

図 4 に光学系の概略図を示す。光学系は市販の口径 300 mm シュミットカセグレン望遠鏡（MEADE 社製）を用いている。この望遠鏡は通常のカセグレン型望遠鏡と比較して、鏡筒の長さが短くて済むために、ゴンドラスペースのコンパクト化が可能である。また、大量生産品であるため安価である。しかし、像のコントラスト、解像度は理論的な限界性能に達していない。FUJIN-1 はゴンドラ制御、天体捕捉・追尾の機能・性能の確認を主要な目的としていること、実験後、ゴンドラは海上に落下するため望遠鏡は再利用不可能であることから、望遠鏡の光学性能は妥協した。

シュミットカセグレン光学系の副鏡で反射された光線は、主鏡中心の貫通穴を通過した直後に置かれた平面鏡（TTM）によって反射されて直角に曲げられる。この平面鏡は 2 軸可動マウント（PI 社製 S-330.10）に取り付けられている。2 軸可動マウントはピエゾ素子とストレインゲージを内蔵し、2 軸可動マウント先端部に取り付けられた平面鏡をその鏡面内の互いに直交する 2 軸周りにそれぞれ  $\pm 1 \text{ mrad}$  回転させることができる。目標天体の追尾エラーをリアルタイムで補正するために用いられる。

バローレンズで焦点距離は 2 倍に引き延ばされて、最終的な合成 F は 20 である。合焦機構はモータで遠隔操作可能である。カセグレン焦点手前に挿入した 2 枚のダイクロイックフィルターを用いて、光路を波長によって 3 つに分けている。波長 450 nm 以下及び波長 750 nm 以上の光はそれぞれ個別のデジタル CCD カメラ（WATEC T065-ES2）で撮像される。



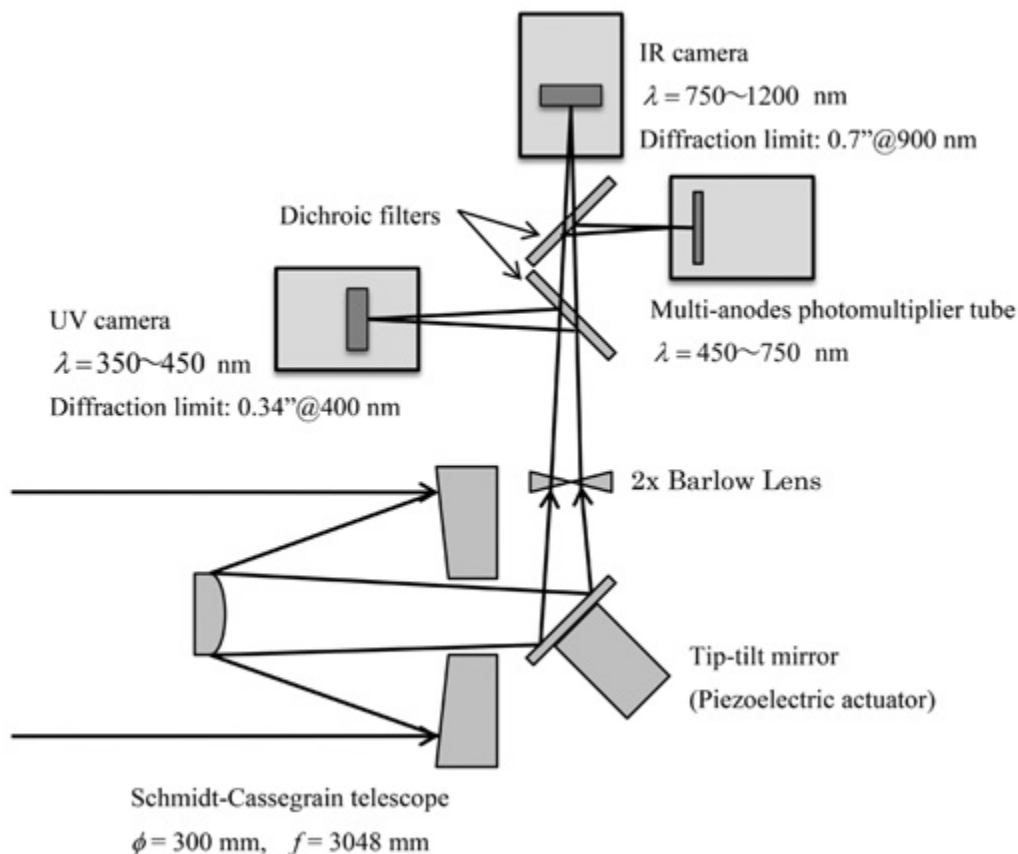


図4 光学系概略図

波長 550 ~ 630 nm の光は 4 分割アノード付位置検出光電子増倍管 (PMT) (浜松ホトニクス社製 R5900-00-M4) に導かれ、そこから出力される天体の位置検出信号を 2 軸可動マウント制御に用いている。TTM 及び PMT は高電圧を使用するため 1 気圧封じの気密容器に収納されている。

### 2.3.3 姿勢・ポインティング系

観測対象のゴンドラに対する方向は、方位角方向に  $0^{\circ} \sim 360^{\circ}$ 、仰角方向に  $0^{\circ} \sim 70^{\circ}$  の範囲となり得る。これに対して観測時のポインティング誤差を  $0.1''$  内に収めなければならない。そこで図 5 に示すように、ゴンドラの姿勢制御、望遠鏡の粗ポインティング制御、観測光学系内の TTM による精ポインティング制御の 3 段階に分け、徐々に精度を高めていく方式を採用した。精度に応じて表 6 に示す姿勢センサと、それに応じたアクチュエータを各段階に配置し、精度段階ごとの制御システムを構築した。

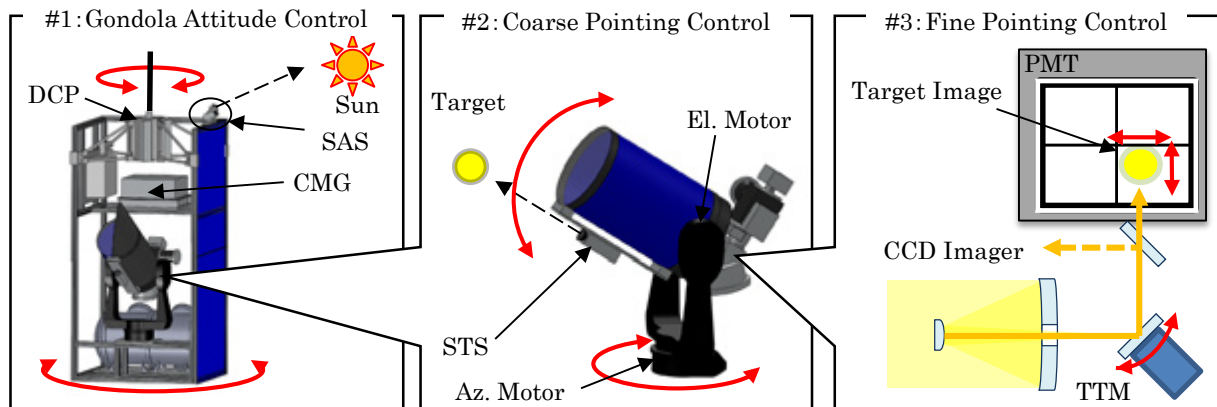


図5 3段階ポインティング制御

第1段階：ゴンドラの姿勢制御

ゴンドラの姿勢制御においては太陽を方向基準とするため、2次元 CCD カメラモジュール (WATEC T065-ES2) を用いた太陽センサを2台搭載した。2台共に視野は  $69.8^\circ \times 55.2^\circ$  ,画素数は  $659 \times 494$ pixel であり,分解能は  $0.11^\circ$  である。レンズは焦点距離  $3.5 \text{ mm}$  ,口径  $43 \text{ mm}$  の C マウントレンズに ND フィルタを装着した。

太陽センサ No.1 は太陽電池パネルの法線方向, すなわち + Y 方向に視野中心方位角を合わせ, 仰角を  $45^\circ$  とした。太陽センサ No.2 は視野中心方向を No.1 の視野中心方向から + X 方向に  $45^\circ$  ずらして設置した。これにより観測中は太陽センサ No.2 をゴンドラ姿勢基準に選択することで, 太陽電池パネルに太陽光を当てながら望遠鏡の可観測範囲に天体を導入することができる。

ゴンドラの姿勢制御アクチュエータには, 吊り紐とゴンドラのインターフェースを回転して吊り紐のよじれによる外乱トルクを減少させるアクティブデカップラ (DCP) と, 高応答高トルク出力によりゴンドラの方角制御を行う, ツインジンバルコントロールモーメントジャイロ (CMG) を搭載した。制御周期はともに  $5 \text{ Hz}$  である。

DCP は  $20 \text{ W}$  の DC モータにより鉛直軸周り両方向に最大  $30^\circ / \text{s}$  ( $5 \text{ rpm}$ ) で回転する。また大気球実験室からの要請により, 気球飛翔制御用の信号線を DCP の回転部を越えてゴンドラから吊り紐側へ接続するため, 10 極スリップリング (Moog AC4598) を設置した。

CMG は図 6 に示すように, 1 軸ジンバルに保持されたフライホイール (軸周り慣性モーメント  $7.6 \times 10^3 \text{ kg m}^2$  ,  $1.4 \times 10^4^\circ / \text{s}$ ) を鉛直軸対称に設置した。2つのジンバルの傾きはタイミングベルトにより同期し, 1つのジンバルドライブモータによって回転する。ジンバルは最大  $120^\circ / \text{s}$  で鉛直方向に対して  $70^\circ$  まで傾き, CMG の最大出力トルクは  $7.7 \text{ Nm}$  である。この CMG の構成では, ゴンドラが振子運動, すなわち水平 2 軸方向周りの回転運動によるトルクが CMG に作用しても, それぞれのホイールが発生するニューテーショントルクは互いに打ち消し合い, ゴンドラの姿勢に影響を与えない。また方位角制御トルクはジンバルを傾けることによって発生するため, 比較的小さなモータで駆動でき, 制御動作中の消費電力変動が小さいという利点がある。

表 6 姿勢センサの仕様

	SAS No.1	SAS No.2	W-STIS	N-STIS	PMT
検出素子	2D CCD				Q-PMT
視野	$69.8^\circ$ (H) $55.2^\circ$ (V)	$69.8^\circ$ (H) $55.2^\circ$ (V)	$5.6^\circ$ (H) $4.2^\circ$ (V)	$0.93^\circ$ (H) $0.70^\circ$ (V)	$60''$ (H) $60''$ (V)
分解能	$0.11^\circ$		$0.0084^\circ$ ( $30.2''$ )	$0.0014^\circ$ ( $5.04''$ )	(※)
設置位置	ゴンドラ-Z 面		望遠鏡鏡筒外周上		主鏡光路内
設置方向	+ Y	+ Y - $45^\circ$	主鏡と光軸に平行		

※対象天体の視直径による

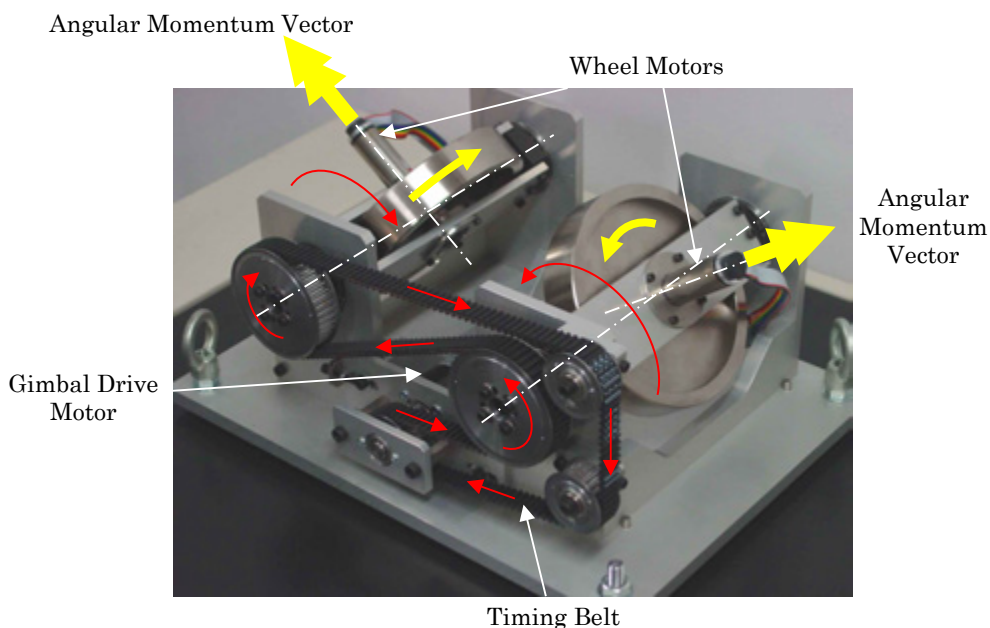


図 6 CMG のホイールとジンバルの動作

## 第2段階：望遠鏡経緯台による粗ポインティング制御

望遠鏡の主鏡を対象天体の方向にポインティングする制御は、望遠鏡のガイドスコープとして取り付けられた広角と狭角のスターセンサの測定に基づいて、望遠鏡経緯台に内蔵される方位角、仰角用 DC モータで制御される。

広角スターセンサ及び狭角スターセンサはともに太陽センサと同じ CCD カメラモジュールを用い、それぞれ焦点距離 75 mm, 口径 41 mm, 焦点距離 50 mm, 口径 27 mm のレンズを適用した。これにより広角センサは視野角  $5.6^\circ \times 4.2^\circ$ , 分解能  $0.0084^\circ$ , 狭角センサの視野角は  $0.93^\circ \times 0.70^\circ$ , 分解能  $0.0014^\circ$  となる。主鏡とスターセンサのアライメント, およびスターセンサと太陽センサのアライメントは、レーザー光と太陽を用いた。

経緯台内蔵 DC モータにより、経緯台は最大  $8^\circ/s$  で旋回する。望遠鏡の姿勢はゴンドラに対する相対値で定めるものとした。方位角は + X 方向に対して  $\pm 45^\circ$  に、仰角は鏡筒が水平になる位置にメカニカルリミッタを設置し、この範囲を超えて鏡筒が動こうとするときには、クランプがスリップして動きを拘束するようにした。また、放球時には方位角を東側（一側）リミッタ, 仰角を水平リミッタに接触させ、この姿勢を原点姿勢として以降の方向制御を行うこととした。制御周期は 10 Hz である。

## 第3段階：光学系内 TTM による精ポインティング制御

望遠鏡の主鏡光路内に前述した PMT と TTM からなる、制御系を組み込んだ。制御周期は 1 kHz である。センサ視野角は  $30'' \times 30''$  であり、ミラー自体の可動範囲は  $\pm 1 \text{ mrad} = 206''$  である。しかしミラーが主鏡の焦点面側に配置されているため、視野の移動量はミラーの駆動角に対して主鏡の合成焦点距離に対する主鏡 - TTM 間距離の比で小さくなり、視野の移動量は  $\pm 30''$  である。

### 2.3.4 電源系

基本的に日照中の観測を想定し、電力は太陽電池パネルから供給され、余剰電力はリチウムイオン電池に蓄えられる。公称最大出力 125 W, 最大出力時動作電圧 17.4 V, 同電流 7.20 A の多結晶シリコン太陽電池パネル（京セラ社製 KC-125TJ）2 枚が上下に並べてゴンドラ側面に取り付けられている。ゴンドラは太陽電池パネルが取り付けられた側面を常に太陽方向に向けて姿勢を安定化する。日陰中の動作に必要な電力はリチウムイオン電池から供給する。3.7 V 25 Ah のリチウムイオン電池を 2 個並列に接続し、それをさらに 7 組直列に接続することで、25.9 V 50 Ah を得ている。リチウムイオン電池及び充電回路は防水箱に納められている。太陽電池パネルからの出力がなくても、バッテリーのみで 6 時間以上の動作が可能である。電源系には着水前に電源を遮断するためのスイッチを備える。また、電源ラインはすべて防水処置がされている。

上記メインの電源とは別に、TTM マウント及び PMT が納められた気密容器保温用のヒータ電源として、27.6 V 9 Ah のニッケル水素充電電池を備える。ヒータ電力はサーモスタットにて制御される。

### 2.3.5 テレメトリ&コマンド系・データ保存系

コマンド、テレメトリの空中線は大気球実験室が用意するものを使用した。コマンドは実効レート 300 bps のシリアルコマンドと、観測システムの電源制御を行うためのシリアルディスクリットコマンド 4 ch とした。テレメトリはシリアルテレメトリと NTSC 画像テレメトリの二つを使用した。シリアルテレメトリは 57.6 kbps の実効レートの内、4.096 kbps (512 byte/s) を使用した。シリアルテレメトリのデータ量が抑えられている理由は、将来極域の周回飛行を行う際に使用すると想定されるイリジウム衛星通信などの民間衛星データ通信のデータレートが数 kbps 程度であること、また回収できるため、運用に直接必要なく事後解析に必要なデータは搭載ストレージに保存することにしたためである。

搭載ストレージは、消費電力、発熱が少なく、低気圧環境、振動、衝撃に耐性があるシリコンメモリを使用することとした。開発の容易さから 16 GB SD カードメモリ 5 枚を搭載し、HK データ、観測データ等、データ種別ごとに各カードへ分散保存した。SD カードメモリは衝撃等によってスロットからカードが脱落する可能性があるため、周囲の構造を用いて抜け止めを施した。

## 2.4 ゴンドラ姿勢・ポインティング制御アルゴリズム

### 2.4.1 ポインティング制御のオペレーションフロー

FUJIN-1 は日本国内でのフライト実験を想定している。そのためフライト中は、常にテレメトリを受信してモニタリ

ングでき、かつ任意のタイミングでコマンドが送信できるという運用環境を前提としたオペレーションフローとしている。また各段階のポインティング制御の妥当性を検証することを目的としているため、各段階の制御の実行は基本的に自律化せず、地上からのコマンドで実行することにした。

観測高度でレベルフライトに入った後、まず磁気センサの情報を基に、コマンドでDCPをマニュアル駆動し、太陽センサ視野内に太陽を導入する。太陽が導入されたことをセンサ検出値およびモニター画像で確認したら、コマンドでゴンドラ姿勢制御を実行し、ゴンドラ姿勢を安定させる。この時、制御開始時のゴンドラ姿勢や外乱回転の状態によっては、制御途中でCMGが可動限界に達してしまうことが起こり得る。その場合は一旦制御を中止し、CMGを初期状態に戻してから最初からオペレーションをやり直す。

ゴンドラ姿勢の安定が得られたら、望遠鏡を初期位置から目標天体方向に駆動し、広角のスターセンサの視野に目標天体を捕捉する。時刻・位置に対応する望遠鏡の駆動角度のリストをあらかじめ準備しておき、GPS情報とリストに基づいて駆動角度をコマンドで設定する。この時スターセンサの視野に目標が入らなかつた場合は、望遠鏡を一定角度ずつ渦巻き状に駆動する動作モードを実行して目標を捕捉する。捕捉後、広角スターセンサの検出値に基づいて追尾制御を実行する。これにより広角スターセンサの視野中心近くに目標天体を導入すると、自動的に狭角スターセンサの視野内にも目標が捕捉される。その後追尾制御で使用するセンサをコマンドによって狭角スターセンサに切り替えることで、本格的な望遠鏡粗指向制御を開始する。

目標天体が狭角スターセンサの視野中心に維持され、PMT出力およびモニター画像で観測視野内に目標が捕捉されたことを確認してから精指向制御を実行する。このとき観測視野内における精指向制御の有効範囲に目標が入っていない場合は、望遠鏡粗指向制御にオフセットを加えて調整する。

#### 2.4.2 第1段階：ゴンドラ姿勢制御

ゴンドラの運動は、鉛直軸周りの回転と振子運動に分けられる。このうち振子運動は回転中心である気球重心からゴンドラまでの腕が長く振幅角は鉛直軸周りの回転振動の振幅角と比較して小さいと予想される。よって振子運動は望遠鏡粗指向制御で打ち消すものとし、本制御ではゴンドラを目標方向へ鉛直軸周りに回転させると同時に、回転振動を減衰させ姿勢を安定させる。

ゴンドラの鉛直軸周りの姿勢運動は次式のようにモデル化する。

$$I_z \ddot{\theta} = T_{DCP} + T_{CMG} - T_{TSC} + T_{RP} \quad (1)$$

$I_z$ は鉛直軸周りのゴンドラの慣性モーメント、 $\theta$ はゴンドラ方位角、 $T_{DCP}$ 、 $T_{CMG}$ はそれぞれDCP及びCMGによる制御トルク、 $T_{TSC}$ は望遠鏡が駆動した際の反動トルク、 $T_{RP}$ は吊り紐による外乱トルクである。方位角は太陽方向を基準とし、太陽センサ視野中心に太陽がある時、 $\theta = 0$ である。

CMGのジンバル傾き角を $\theta_c$ 、ホイール角運動量を $H$ とすると、CMGは次式でモデル化できる。

$$\bar{H} = H \sin \theta_c \quad (2)$$

$$T = \frac{d\bar{H}}{dt} = H \dot{\theta}_c \cos \theta_c \quad (3)$$

ただしホイール回転軸が水平の時 $\theta_c = 0$ とし、 $|\theta_c| < 70^\circ$ の範囲で動く。DCPで方位角を制御し、CMGで振動を抑制するという方針から、太陽センサの計測値 $\theta_m$ に基づいたDCPの制御量 $\dot{\theta}_d$ 、CMGジンバルの制御量 $\dot{\theta}_c$ はそれぞれ、次式で定義する。

$$\dot{\theta}_d = -K_{P1} \theta_m - K_{I1} \int \theta_m dt \quad (4)$$

$$\dot{\theta}_c = -K_{D1} \dot{\theta}_m \quad (5)$$

$K_{P1}$ 、 $K_{I1}$ はDCPの制御ゲイン、 $K_{D1}$ はCMGの制御ゲインである。これらのゲインは地上からのコマンドで変更可能である。

#### 2.4.3 第2段階：望遠鏡ポインティング粗制御

この段階ではスターセンサの視野内の天体像をセンサ視野中心に維持する制御を行う。望遠鏡の方位角および仰角は、



スターセンサによる天体像重心位置検出値に基づき、以下の制御則に従って制御される。

$$\mathbf{x}_V = [x_V \ y_V]^T, \ \boldsymbol{\omega}_T = [\omega_x \ \omega_y]^T \quad (6)$$

$$\boldsymbol{\omega}_T = -K_{P2}\mathbf{x}_V - \int K_{I2}\mathbf{x}_V dt \quad (7)$$

ただし  $x_V$  は天体像重心のセンサ視野中心からの偏差を、 $\omega_T$  は望遠鏡の指向方向を示し、 $K_{P2}$ 、 $K_{I2}$  はそれぞれ比例、積分ゲインを示す。これらのゲインは地上からのコマンドで変更可能である。

#### 2.4.4 第3段階：望遠鏡ポインティング精制御

PMT の各チャンネルに入射した光量は電圧  $V_i$  ( $i = 0 \cdots 3$ ) に変換される。  $V_i$  から星像の位置  $\alpha = [\alpha_x \ \alpha_y]^T$  への変換は次式による。ただし  $C_i$  ( $i = 0 \cdots 3$ ) は各チャンネルの特性を補正する値である。

$$\alpha = \frac{1}{\sum_{i=0}^3 C_i V_i} \begin{bmatrix} R_x \{ (C_2 V_2 + C_3 V_3) - (C_0 V_0 + C_1 V_1) \} \\ R_y \{ (C_0 V_0 + C_3 V_3) - (C_1 V_1 + C_2 V_2) \} \end{bmatrix} \quad (8)$$

TTM と星像位置の関係を幾何学的に考えると、 $\alpha$  および目標位置  $\alpha^*$ 、ポインティング誤差  $\xi$ 、TTM ミラー角度  $\varphi$  の間には以下の関係が成り立つ。

$$\varphi = \frac{1}{2}(\alpha - \xi) \quad (9)$$

$$\varphi + d\varphi = \frac{1}{2}(\alpha^* - \xi) \quad (10)$$

$\xi$  はシステムにこれを測定するセンサがないため、計測できない。一方本実験では目標位置は常に視野中心であり、 $\alpha^* = 0$  である。そこで上式を整理して、TTM 動作角  $\varphi$  について次式を得る。

$$d\varphi = \frac{1}{2}(\alpha^* - \alpha) \Leftrightarrow \varphi = \frac{1}{2} \int \alpha dt \quad (11)$$

実際には 1 kHz の制御周波数に対して TTM の応答限界は 50 Hz であり、この制御系は TTM の応答速度より速い速度で動作する。そのため過渡応答状態を考慮して、 $\alpha$  を基にした PD 制御で  $\varphi$  を次式のように制御した。

$$\varphi = -\frac{1}{2} \int (K_{P3}\alpha + K_{D3}\dot{\alpha}) dt \quad (12)$$

$K_{P3}$ 、 $K_{D3}$  は制御ゲインであり地上試験でチューニングした値を使用した。

### 3. 地上試験性能評価試験

FUJIN-1 ゴンドラのポインティング制御系について性能評価のための地上試験を実施した。地上試験環境において全ての制御を通しての統合試験を実施することは困難であったため、ゴンドラを吊り下げた状態でのゴンドラ姿勢制御と望遠鏡粗指向制御の統合試験と、ゴンドラを地上に置いた状態で望遠鏡粗指向制御と精指向制御の統合試験を実施し、各々の試験結果を総合して最終的な評価を行うこととした。過去、BBT2009 ゴンドラでこれらの試験を実施し、フライト環境において少なくとも 0.5" よりも小さい指向精度性能が達成できることを確認している [3]。FUJIN-1 のポインティング制御系の仕様は BBT2009 と基本的に同じであり、同等の性能が達成できると予想される [10]。ここでは、これまで実施した性能評価に対する補足という意味で、試験方法は BBT2009 の時と同じとし、一部条件を変更して地上試験を実施した。

#### 3.1 ゴンドラ姿勢制御+望遠鏡粗指向制御性能評価

ゴンドラを吊り紐で吊り下げた状態で、ゴンドラ姿勢制御と望遠鏡粗指向制御を同時に実行して、望遠鏡で目標を追尾できることを確認するための試験を実施した。過去に実施した試験とは、吊り紐に加える外乱回転の条件を変更して行った。

##### 3.1.1 実験方法

図7に実験環境の外観を示す。ゴンドラは観測時の状態に近づけるためにバラストを搭載していない。また保安部品、望遠鏡フードを取り外した状態である。その他はフライト時の状態と同じであって、総重量は487.5 kgである。ゴンドラを吊るすために高さ4 mの門型クレーンを使用した。ゴンドラはφ14 mm×1 mのケブラーロープにより、吊り紐回転機構を介してクレーンから吊り下げた。吊り紐回転機構はDCモータを備えており、吊り紐を鉛直軸周り両方向に対して任意の回転速度で回転させることができる。これにより観測高度において気球本体の運動によってゴンドラに加わる外乱回転を模擬する。設定可能な回転速度の最低値は1/80 rpmである。モータードライバに対してPCからシリアル通信でコマンドを送ることで、回転方向および速度をリアルタイムで制御することが可能である。過去の試験では、観測高度での外乱回転が最大1/10 rpmに達するという理由から、回転機構の回転速度を1/10 rpmの一定回転に設定していた。実際のフライト時環境では、外乱回転方向と速度が数分程度の周期性を持って不規則に変化する場合が想定される。本試験では、外乱回転速度をPCからの制御で周期的に変化させた時の、ゴンドラ姿勢制御および望遠鏡粗指向制御の評価を行った。

ゴンドラの姿勢制御に使用する太陽センサ、望遠鏡粗指向制御に使用するスターセンサの模擬目標として豆電球を使用した。背景光が入りこむことを防ぐため、センサ視野を十分覆うことが出来る面積の遮光シート上に光源を設置した。

電源はゴンドラに搭載しているリチウムイオン2次電池を使用し、その他の外部電源からの供給は行わない。またゴンドラに対するコマンド送信およびテレメトリ受信には無線機を使用する。従ってゴンドラに対して有線の接続は一切無い状態であり、これは姿勢制御への影響を与えないようにするためである。

本試験は、まず外乱回転を加えていない状態で、ゴンドラ姿勢制御と望遠鏡指向制御を実行し制御が十分安定している状態にしておく。そこから、回転機構を駆動して吊り紐に周期的な外乱回転を与えた。外乱回転は回転速度を正弦波形に変化させるものとし、振幅を1/80 rpm、周期を5分に設定した。

### 3.1.2 実験結果

制御試験を実施する前に、無制御状態で外乱回転が与えられた時のゴンドラ姿勢変化を計測した。計測結果を図8に示す。ゴンドラの方位角周りの運動は、吊り紐自体の回転と吊り紐が捻じれることで生じる振動が連成したものとなる。方位角は初期位置から最大10°程度変動する。角速度は最大で0.3°/s (1/20 rpm)に達し、周期1分程度で変化する。この周期は吊り紐のねじり振動の周期と一致している。BBT2009のフライトにおいて、高度32 kmで観測された無制御時のゴンドラ姿勢履歴[3]と比較すると、最大角速度はほぼ等しく、角速度の変動周期はおおよそ1/2である。

この外乱回転を加えた状態で、ゴンドラ姿勢制御と望遠鏡粗指向制御の試験を実施した。試験結果は図9に示す。各図の横軸は全て共通で経過時間を示す。左が方位角、右が仰角方向の履歴であり、上段から太陽センサで検出したゴンドラ姿勢角[°]、ゴンドラ姿勢角速度[°/s]、スターセンサで検出した望遠鏡指向角度誤差[°]を示す。仰角方向の揺れはほぼ無視できるほど小さく、太陽センサで検出したゴンドラ仰角、仰角速度(それぞれ(a)(b)右図)は、ほぼ測定限界であった。

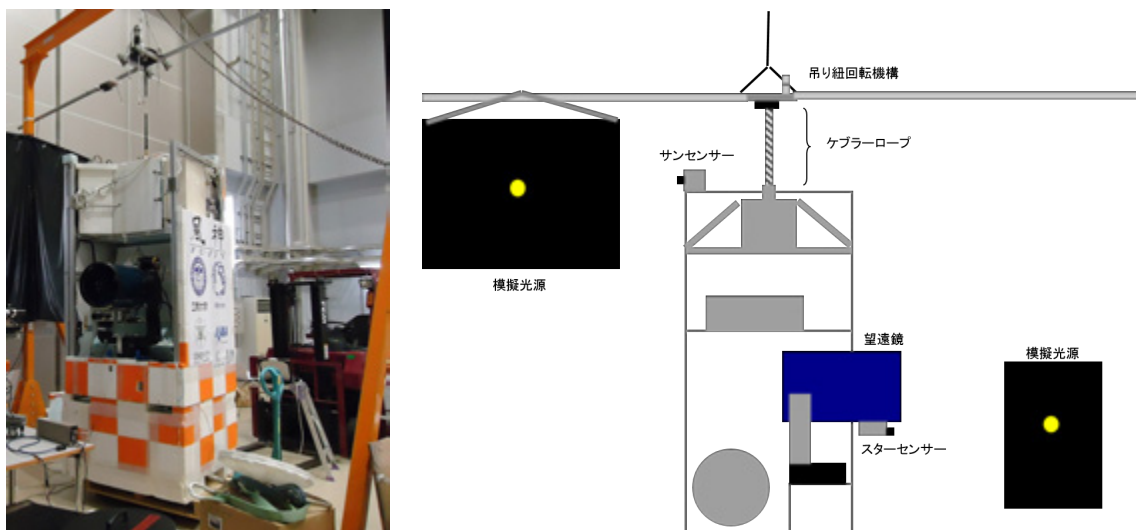


図7 地上試験概観

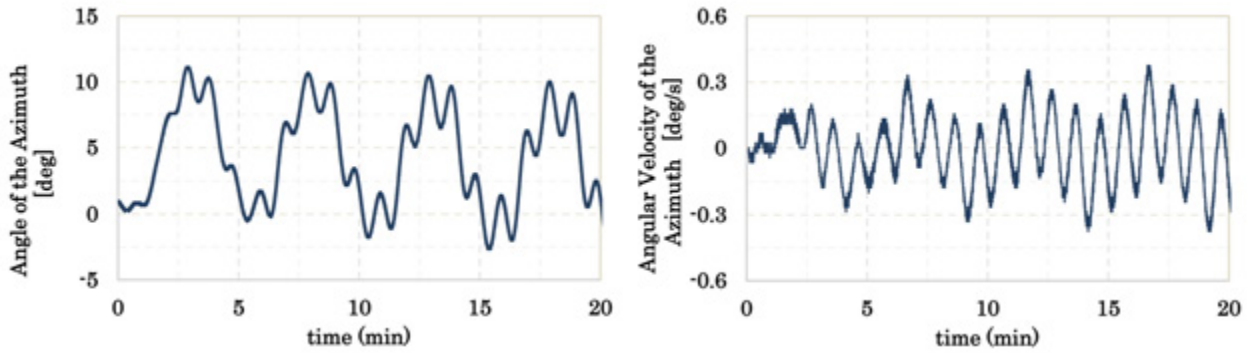
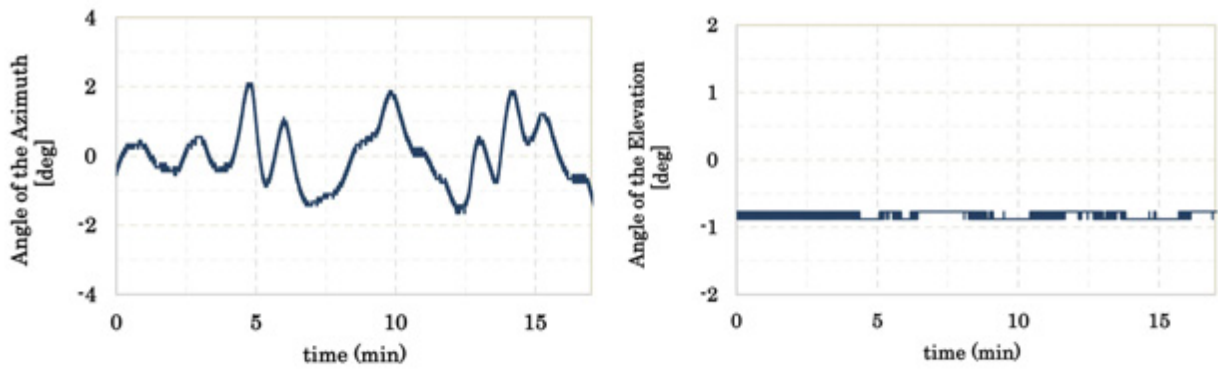
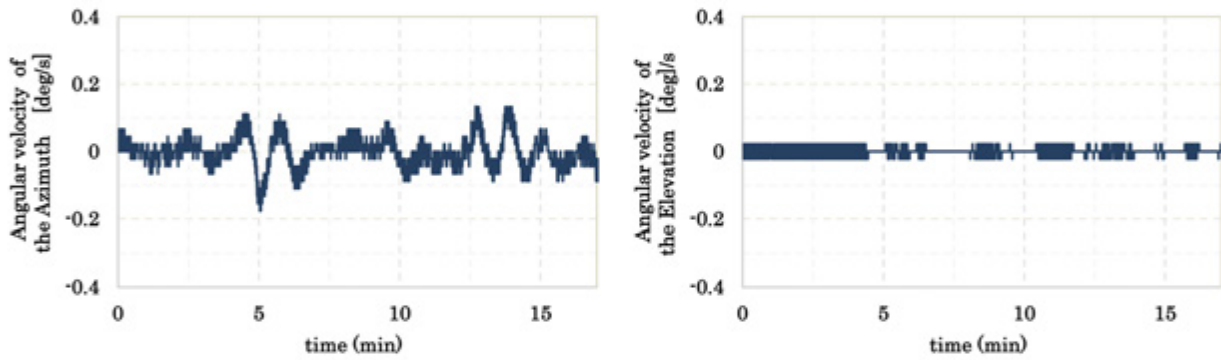


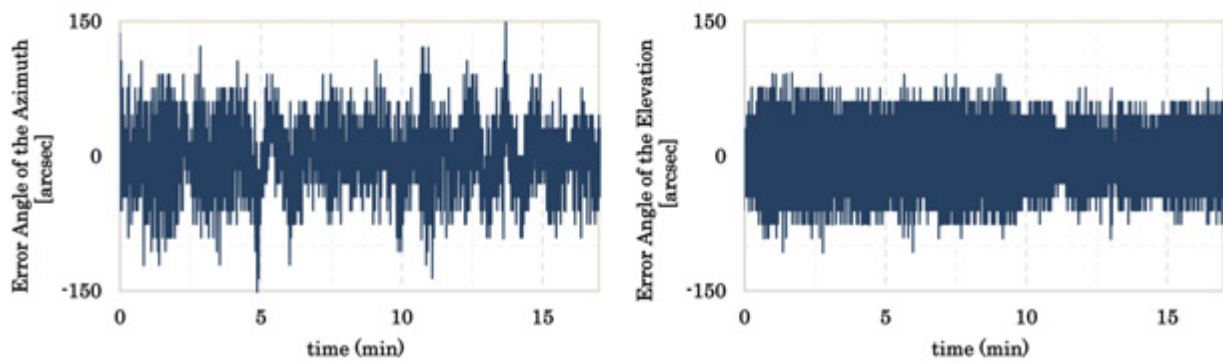
図 8 無制御時の Gondola 姿勢履歴



(a) Gondola 姿勢角



(b) Gondola 姿勢角速度



(c) 望遠鏡指向角度誤差

図 9 Gondola 姿勢制御 + 望遠鏡粗指向制御試験結果. 図中の 3.4 分の時点から外乱回転を入力している.

実験開始時点では外乱は加わっていない状態で各制御が実行されている。図中における3.4分の時点から外乱回転が加えられており、目標値付近で安定していたゴンドラ方位角が外乱の影響を受けて変化した。外乱が入力された環境でゴンドラは一定振幅の振動を継続する状態となった。この時のゴンドラ方位角姿勢の目標値からの誤差値は最大 $2.09^\circ$ 、角速度値は最大 $0.15^\circ/\text{s}$ に達した。

スターセンサの履歴を見ると、外乱入力状態における目標値への収束値は、RMS値で方位角方向が $35.9''$ 、仰角方向が $41.6''$ であった。仰角方向は外乱の有無に関わらず、周期3~4秒程度のほぼ一定の振動が継続する状態となった。これは望遠鏡が駆動することで、ゴンドラ本体に振り子運動を励起している影響が考えられる。

本試験では外乱入力状態での制御を約14分間実施した。試験終了までゴンドラ姿勢制御、望遠鏡粗指向制御ともに安定して制御が持続した。

### 3.1.3 評価

実際のフライトにおけるオペレーションでは、最初にゴンドラ姿勢制御を実施し、ゴンドラ姿勢が安定した後に望遠鏡を初期位置から目標天体方向に駆動し、天体捕捉用の広角スターセンサの視野に目標を導入する。従って姿勢制御によって、ゴンドラ姿勢を広角スターセンサの視野角以下で安定させることが必要である。FUJIN-1の広角スターセンサの視野角は $\pm 2.3^\circ$ である。本試験のゴンドラ姿勢制御の結果はこれを下回っており、ゴンドラ姿勢制御は要求条件を満たすことができた。また姿勢制御系のDゲインをより大きい値に設定することで、姿勢変動を抑制し制御性能を改善できると考えられる。以上より、実際のフライトにおいて本試験で加えたような外乱が存在する環境下であっても、ゴンドラ姿勢制御から天体捕捉までのオペレーションは実施可能であることが示された。

望遠鏡粗指向制御の要求条件は、精指向制御においてTTMで補正可能な範囲内で指向することで、FUJIN-1の場合 $\pm 28''$ である。試験期間を通して、方位角方向は45.5%、仰角方向は21.7%の期間で要求条件を満たした。方位角方向については、外乱入力状態での目標値への収束精度は外乱が無い状態と比較してほとんど差がない。これは外乱が加わることで生じるゴンドラ姿勢変動は、望遠鏡側の制御によって十分補償されていることを示している。このことから、実際のフライト環境において本試験で加えた外乱回転が存在したとしても、望遠鏡粗指向制御は十分な性能で機能すると言える。また望遠鏡粗指向制御はゴンドラ姿勢角速度の影響を受けるため、姿勢制御系のDゲイン値を上げて姿勢角速度を抑えることで、本試験結果より指向制御の精度を改善できると考えられる。

仰角方向に生じる振動は、望遠鏡の駆動を抑えることで軽減できると考えられる。フライト時にゴンドラに生じる仰角方向の変動は、方位角方向の運動と比べると小さい。一方本試験において制御系のゲイン値は方位角、仰角方向ともに同じ値を使用しており、より大きな補償動作を必要とする方位角側に合わせ設定している。仰角方向の制御ゲインを小さい値に設定すれば、振動幅を抑えられ、本試験結果よりも長期間で制御の要求条件を満たせると考えられる。

## 3.2 望遠鏡粗指向制御+精指向制御評価

望遠鏡粗指向制御と精指向制御によって、目標天体を観測カメラ視野内で追尾、固定させる制御について検証した。BBT2009と比較して、望遠鏡光学系とスターセンサの仕様に変更されたことを踏まえて、性能の再確認のために試験を実施した。

### 3.2.1 実験方法

本試験は2013年5月、JAXA大樹航空宇宙実験場屋外にて実施した。制御の目標として実際の天体を使用した。精指向制御で使用するPMTは、天体からの光以外の背景光に対しても感度を持つ。大気が薄く背景光がほとんど存在しない成層圏高度と同じ条件とするために、日没後時間が経過し空が十分暗くなった時間帯に試験を実施した。この時期、本来観測対象としている金星や木星はほぼ外合に近く、日没後間もなく沈んでしまうために本試験には適さなかった。そこで観測可能な天体の内、最も明るいアークトゥルス为目标天体とした。

ゴンドラは地上に接地した状態とした。まず望遠鏡をコマンドによるマニュアル操作で目標天体方向に駆動し、スターセンサの視野内に目標天体を導入した後、望遠鏡粗指向制御を実行した。PMT出力値の変化を見て、天体像がPMT視野内に導入されたことを確認した。天体の位置がPMTのおおよそ中心になるよう望遠鏡粗指向制御にオフセットを加え調整した後、コマンドにより精指向制御を開始した。精指向制御の制御則では、パラメータとして天体の視直径を設定する必要があるが、恒星は惑星と異なって面積を持たない点光源に近いいため視直径が定義できない。ここでは精指向制



御のオンボードプログラム上設定可能な視直径パラメータの内、最小値である  $6''$  を設定した。PMT 出力値と TTM 制御履歴の計測はデータロガーを使用した。

### 3.2.2 実験結果

精指向制御の結果を図 10 に示す。図の横軸は全て共通で経過時間を示す。図は上から順に、PMT 各チャンネル出力電圧の合計値 [V]、PMT 各チャンネルの出力比から算出した視野中心からの方位角方向の偏差角  $X[']$ 、TTM の X 軸制御入力値  $[']$ 、視野中心からの仰角方向の偏差角  $Y[']$ 、TTM の Y 軸制御入力値  $[']$  である。偏差角の算出の際、天体の視直径は制御パラメータで設定した数値を使用した。PMT の合計出力電圧は平均  $1.39\text{ V}$  でほぼ一定であり、試験期間を通じて天体が雲に隠れることなく、望遠鏡粗指向制御によって天体像を PMT 視野内に維持し続得られたということを示す。精指向制御の実施によって偏差角は視野中心である  $0''$  周辺に収束した。この時の収束精度は  $\sigma$  で  $X$  が  $0.25''$ 、 $Y$  が  $0.43''$  であった。試験期間を通して TTM 角度が駆動している様子が見える。これは望遠鏡粗指向制御の追尾誤差と、日周運動による天体の移動を打ち消すためである。TTM 自体の可動範囲は  $\pm 206''$  であり、観測視野内において  $\pm 28''$  の範囲に対応する。これは望遠鏡光学系内の焦点距離が変更になったことで、過去の試験時より 30% ほど拡大している。計測した 100 秒間において TTM は X 側、Y 側ともに駆動限界に達することなく動作を継続した。

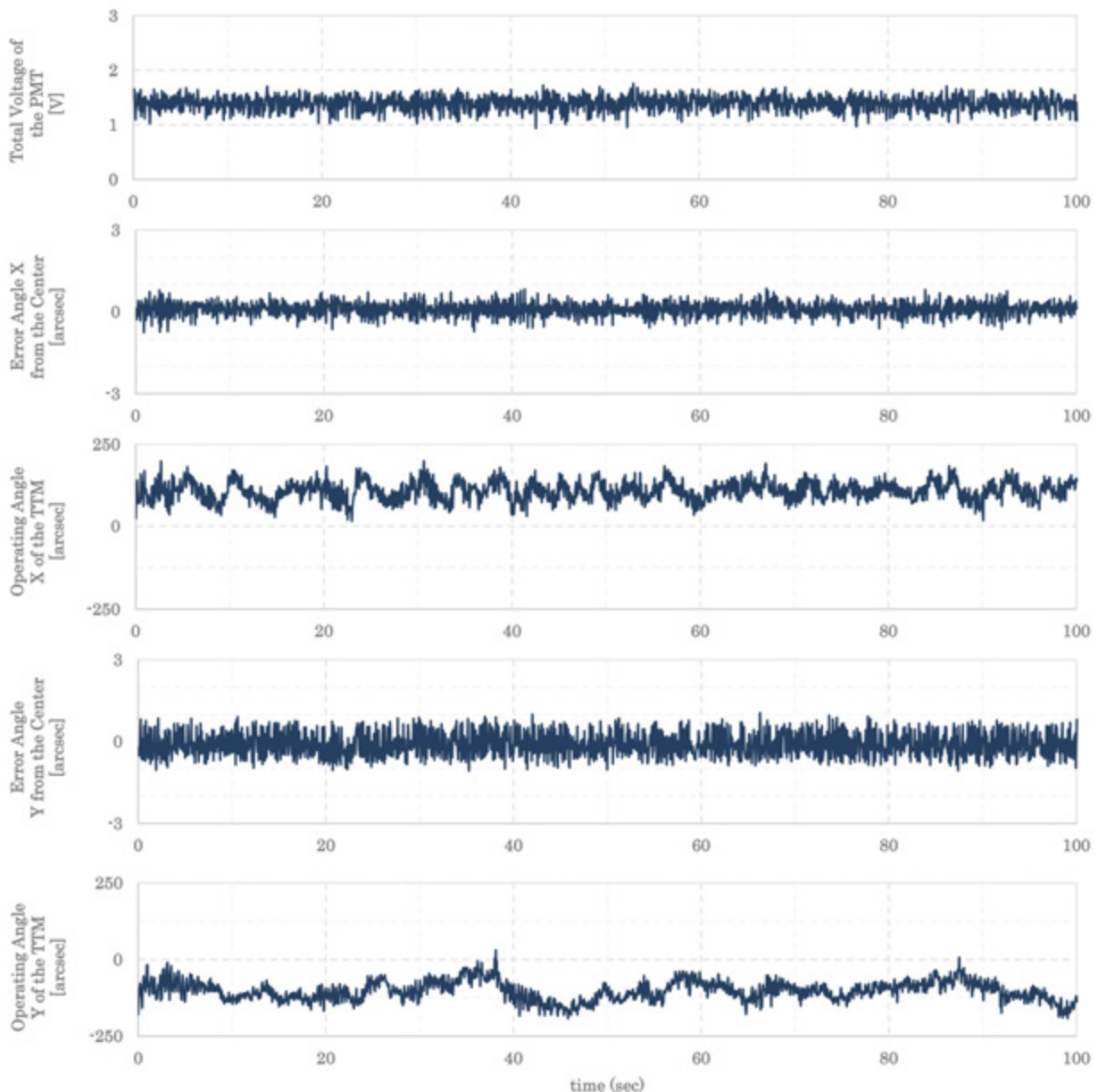


図 10 望遠鏡粗指向制御+精指向制御 試験結果

### 3.2.3 評価

本試験における精指向制御の収束精度の $\sigma$ 値による評価は、BBT2009で評価した数値[3]と比較すると2~3倍程度大きな値になっている。これは十分な光量と面積を有する木星を使用したBBT2009と違い、本試験ではほぼ点光源に近い恒星を使用したために、PMTセル面での天体像の面積の広がり小さく検出感度が下がったこと、また視直径パラメータの設定値を適切に設定できなかったことの影響が考えられる。本試験でBBT2009と同様に惑星を使用していれば、同程度の性能は達成できたと予想する。

過去の試験ではTTMの駆動角度が大きく、平均4秒の間隔でTTMが駆動限界に達し、精指向制御は実施時間の内80%の時間で有効であった。一方本試験ではTTMの動作は比較的小さく、全試験期間を通じて一度も駆動限界に達することはなかった。FUJIN-1で望遠鏡粗指向制御に使用するスターセンサの角度分解能は $5.04''$  ( $0.0014^\circ$ )である。これはBBT2009のスターセンサの1/4程度であり、観測視野内における精指向制御の有効範囲の1/10以下である。よってFUJIN-1における望遠鏡粗制御は、精指向制御の有効範囲より十分小さい範囲内で制御が可能である。そのため天体の日周運動に対し、TTMでの補償制御が可動限界に達するよりも前に望遠鏡側で追尾動作が行われ、その結果TTMの飽和を防ぐことが出来たと考えられる。このように、FUJIN-1ではスターセンサ分解能の向上によって、精指向制御を有効とする期間を延長して、より長期間連続してぶれの無い天体の撮像が可能になったことが示された。

## 4. 結論

本稿では、成層圏から惑星を光学観測するための極周回成層圏望遠鏡 FUJIN 計画について述べ、2013年の国内気球実験でフライト試験を行う予定で開発したFUJIN-1のシステム、および地上におけるポインティング試験結果について報告した。

FUJIN-1は成層圏望遠鏡の機能・性能を確認することを目的に、2009年にフライトしたBBT2009フライトシステムをベースにして開発された。デモンストレーションとして観測対象に金星を選び、さらに運用に余裕があれば水星、木星などの他の惑星の試みる事が計画された。フライトシステムはBBT2009の方針、思想を踏襲しながらも、運用性の向上やより綿密な環境試験によって信頼性を向上させた。地上でのポインティング性能確認試験によって、第1、第2段階の統合試験によりゴンドラを吊り、外乱を与えながら望遠鏡を $0.4''$ の精度でポインティングできること、また、第2、第3段階の統合試験によりの精度でポインティングできることを確認した。前者と後者の試験において第2段階のポインティング精度は同程度であったことから性能評価は連続しており、実際のフライトにおいて第1~3段階を統合した場合においても、望遠鏡搭載望遠鏡の回折限界未満である $0.4''$  ( $\sigma$ )のポインティング精度が期待される。

結果的にはFUJIN-1は残念ながら飛翔する機会が得られなかった。しかし、FUJIN計画は2015年のFUJIN-2による1~2日の科学観測フライト、さらにその先に、北極を十数日かけて周回しその間に連続観測を行うFUJIN-3フライトを計画している。FUJIN-1の開発を通して得られた知見、試験のノウハウは、今後のFUJIN-2、3の開発においても非常に有用なものである。そこでFUJIN-1の開発は平成25年度をもって終了し、開発チームはFUJIN-2の開発による極域フライトの準備を始めることとした。今後、2014年中のFUJIN-2開発完了、翌年スウェーデンでの観測フライトへ向けて、検討、製作を進める。

## 謝辞

本研究はJSPS 科研費 17540426, 24244076 及び公益財団法人山田科学振興財団の助成を受けた。

## 参考文献

- [1] D. McCarthy and et al., "Operating Characteristics of the Stratoscope II Balloon-Borne Telescope," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES5, no. 2, pp. 323 - 329, 1969.
- [2] M. Taguchi, K. Yoshida, H. Nakanishi, Y. Shoji, K. Kawasaki, J. Shimasaki, Y. Takahashi, J. Yoshida, D. Tamura and T. Sakanoi, "Balloon-borne telescope system for optical remote sensing of planetary atmospheres and plasmas," *Advances in Geosciences* 2006, vol. 7, pp. 169-179, 2006.

- [3] Y. SHOJI, T. ONISHI, S. BATTAZZO, T. TERAGUCHI, A. YOSHIMURA, Y. SAKAMOTO, Y. TAKAHASHI, K. YOSHIDA and M. TAGUCHI, "Highly Precise Pointing Control System on a Balloon-Borne Telescope for Optical Observations of Planets," *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, vol. 8, no. No.ists27, pp. Pm15-Pm20, 2005.
- [4] M. Taguchi, Y. Shoji, Y. Sakamoto, K. Yoshida, Y. Takahashi, T. Teraguchi, T. Ohnishi, S. Battazzo, T. Sato, N. Hoshino, T. Uno and A. Yoshimura, "A balloon-borne telescope developed for remote sensing of planets from the polar stratosphere," *JAXA-RR*, no. 09-007, pp. 53-72, 2010.
- [5] 田口真, 山元夢摘, 吉田和哉, 坂本祐二, 中野壽彦, 莊司泰弘, 高橋幸弘, 渡辺誠, 濱本昂, 仲本純平 and 今井正堯, "B12-03 「気球搭載望遠鏡による惑星大気観測」 実験経過報告," 平成 24 年度大気球シンポジウム集録, pp. isas12-sbs-033, 2012.
- [6] Y. Shoji, T. Nakano, R. Fujimura, M. Yamamoto, Y. Sakamoto, M. Watanabe, Y. Takahashi, K. Yoshida and M. Taguchi, "A BALLOON-BORNE TELESCOPE FOR PLANETARY OBSERVATIONS," *Proc. 39th COSPAR Scientific Assembly 2012*, pp. PSB.1-0032-12-2, 2012.
- [7] H. Takahashi, M. Yonetani, M. Matsuoka, T. Mizuno, Y. Fukazawa, T. Yanagida, Y. Fujimoto, Y. Yokota, A. Yoshikawa, N. Kawaguchi, S. Ishizu, K. Fukuda, T. Suyama, K. Watanabe, H. Tajima, Y. Kanai, N. Kawai, J. Kataoka, J. Katsuya, T. Takahashi, S. Gunji, M. Axelsson, M. Jackson, M. Kiss, W. Klamra, M. Kole, S. Larsson, P. Mallol, M. Pearce, F. Ryde, S. Rydstrom, G. Olofsson, H. Floren, T. Kamae, G. Madejski and G. Varner, "A thermal-neutron detector with a phoswich system of LiCaAlF<sub>6</sub> and BGO crystal scintillators onboard PoGOLite," *Nuclear Science Symposium Conference Record*, pp. 32-37, 2010.
- [8] M. Jackson and PoGOLite Collaboration, "Control system, operating modes, and communications for PoGOLite," *Proceedings of the 20th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research*, pp. 22-26, 2011.
- [9] 弘・高橋 and on behalf of PoGOLite Collaboration, "PoGOLite 気球実験の 2013 年パstrupファインダーフライトの状況と今後," 平成 25 年度大気球シンポジウム, pp. isas13-sbs-023.
- [10] T. Nakano and et al., "Performance Evaluation for Pointing Control System of the Balloon-Borne Telescope," *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 146, 2013.

## APPENDIX A ゴンドラの慣性特性の計測

気球ゴンドラにおける慣性特性の計測手法の一例として、重心位置の推定と3軸慣性モーメントの推定方法について述べる。本手法の適用条件として、以下を挙げる。

- (条件1) ゴンドラは1点で吊られる,
- (条件2) 吊り点においては水平な1軸で支持され、軸周りに自由に回転できる,
- (条件3) 吊り点の回転軸とゴンドラの向きは変えることができる,
- (条件4) 吊り点を支点にゴンドラが揺動する場合、他の2軸の運動は無視できるほど小さい,
- (条件5) 静止しているゴンドラの重心は吊り点の直下にある,
- (条件6) ゴンドラの質量は既知である.

### A.1 重心位置の推定

測定方法の模式図を図11に示す。ゴンドラ座標系を、吊り点を原点O、吊り点から鉛直下方を+Z、左方向を+Xの右手系とし、X、Y、Zの単位ベクトルを $i_1, i_2, i_3$ とする。ゴンドラの重心はC(0, 0, r)にあり、質量をMとする。ゴンドラ上でO、C以外の任意の点Dに質量mを固定する。このとき吊り下げ質量(M+m)の重心C'はCとDを結ぶ線分上にCC':C'D = m:Mに位置し、ゴンドラはOC'とOCが角度 $\theta$ を為して傾く。この $\theta$ は可観測なので、これより未知数rを求める。OD=dとすると、

$$OC' \cdot OC = \frac{Mri_3 + md}{M+m} \cdot ri_3 = \frac{Mr^2 + mrd \cdot i_3}{M+m} \quad (13)$$

$$|OC'| |OC| \cos \theta = \sqrt{\left(\frac{Mri_3 + md}{M+m}\right)^2} \cdot r \cos \theta \quad (14)$$

計算を簡単にできるDの位置の位置はいくつか考えられる。ここでは一例としてOを含む水平面内にあるものとする。ここで $d \cdot i_3 = 0$ であるので、(13) = (14)を両辺2乗して

$$M^2 r^4 = (Mri_3 + md)^2 r^2 \cos^2 \theta \quad (15)$$

$$r = \frac{md}{M \tan \theta} \quad (16)$$

と解くことができる。

### A.2 慣性モーメントの推定

軌道上の衛星と異なり、一般に飛行中の気球ゴンドラの重心と回転中心は一致せず、バラストの投下などにより重心はゴンドラの中で移動しうる。そこでここでは、A.1に続いて吊り点Oをゴンドラ座標系の原点とし、Oまわりの慣性モーメントを求める。

#### $i_1, i_2$ まわりの慣性モーメント

ゴンドラを吊り点Oを支点とする単振子として、揺動の周期より慣性モーメントを求める。重力加速度、回転軸周りの慣性モーメントをとすると、ゴンドラの運動方程式は

$$I\ddot{\theta} + Mgr \sin \theta = 0 \quad (17)$$

振幅 $\theta$ が十分小さいとき、 $\sin \theta \sim \theta$ として、

$$I\ddot{\theta} + Mgr\theta = 0 \quad (18)$$

これより周期Tを求めてから変形すると、Iは次のように求まる。

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{I}{Mgr}} \quad (19)$$



$$I = \frac{MgrT^2}{4\pi^2} \tag{20}$$

$i_3$  まわりの慣性モーメント

ゴンドラ上の吊り点 O と固定壁の間にねじりバネ (バネ定数  $k_t$ ) を挿入し, ゴンドラを単振動させることによって, 周期  $T$  より Z 軸周りの慣性モーメント  $I$  を求める. バネ自体の慣性モーメントはゴンドラの慣性モーメントと比べて無視できるものとする,

$$I\ddot{\theta} + k_t\theta = 0 \tag{21}$$

より,

$$I = \frac{k_t T^2}{4\pi^2} \tag{22}$$

バネは簡易な方法として, 吊り紐を平行な 2 本の伸縮しない紐とすることで構成できる (図 13). このとき平行な紐の中心間距離  $2r$ , 紐の長さ  $L$ , 吊り下げ重量  $W$ , ねじり角  $\phi$  とすると, 復元トルク  $\tau$  は次のように書ける.

$$\tau = \frac{Mr^2}{L} \sin \phi \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{2r}{L} \sin \phi\right)^2}} \tag{23}$$

比  $r/L$  を 1 程度までとし, ねじり角  $\phi$  が十分小さく,  $\sin \phi \sim \phi$ ,  $\phi^2 \sim 0$  が成り立つとき, 以下のようにバネ定数  $k_t$  を求めることができる.

$$\tau = \frac{Mr^2}{L} \phi = k_t \phi \tag{24}$$

$$k_t = \frac{Mr^2}{L} \tag{25}$$

よって, 式 (22) に代入して, Z 軸周りの慣性モーメント  $I$  は次式となる.

$$I = \frac{Mr^2}{4\pi^2 L} T^2 \tag{26}$$

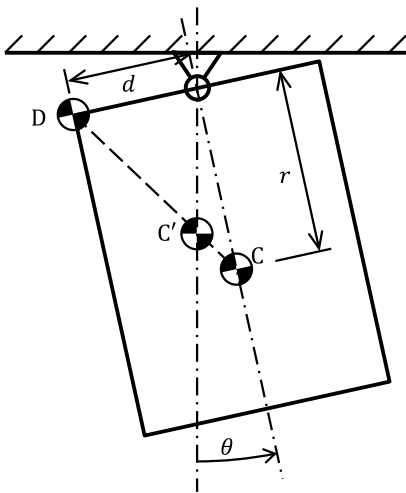


図 11 D 点に小質量を載せたゴンドラ

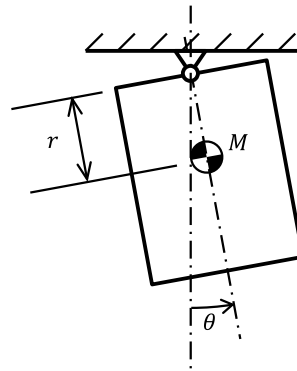


図 12 単振動するゴンドラ

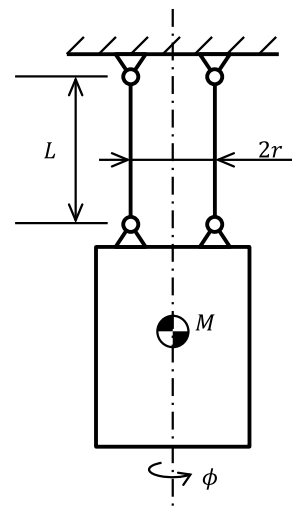


図 13 2 本の吊り紐で吊ったゴンドラ