

極域成層圏からの惑星リモートセンシングを目指した気球搭載望遠鏡

田口 真¹, 莊司 泰弘², 坂本 祐二², 吉田 和哉², 高橋 幸弘³, 寺口 朋子⁴, 大西 智也²,
Steve Battazzo², 佐藤 隆雄⁴, 星野 直哉⁴, 宇野 健⁴, 吉村 淳¹

A balloon-borne telescope developed for remote sensing of planets from the polar stratosphere

By

Makoto TAGUCHI¹, Yasuhiro SHOJI², Yuji SAKAMOTO², Kazuya YOSHIDA²,
Yukihiro TAKAHASHI³, Tomoko TERAGUCHI⁴, Tomoya OHNISHI², Steve BATTAZZO²,
Takao SATO⁴, Naoya HOSHINO⁴, Takeru UNO⁴ and Atsushi YOSHIMURA¹

Abstract

A long-term continuous observation is essential for studies of time-dependent phenomena of the planetary atmospheres and plasmas. A balloon-borne telescope system has been developed for remote sensing of the planets from the polar stratosphere. In this system, a Schmidt-Cassegrain telescope with a 300-mm clear aperture is mounted on a gondola whose attitude is controlled by control moment gyros, an active decoupling motor, and attitude sensors. The gondola can float in the stratosphere for periods in excess of 1 week. A pointing stability of 0.1"rms will be achieved by the cooperative operation of the following three-stage pointing devices: a gondola-attitude control system, two-axis telescope gimbals for coarse guiding, and a tip/tilt mirror mount for guiding error correction. The first experiment of the balloon-borne telescope system was conducted on June 3, 2009 in Taikicho, Hokkaido targeting Venus. The balloon was launched at 4:10 JST and the system has been operating perfectly for two hours after launch. During the first level flight at an attitude of 14 km attitude control was activated. Oscillation of the azimuthal angle of the gondola was damped at an expected rate and the gondola was stabilized within an error of 1"rms for a several minutes. Unfortunately capture of Venus images by the telescope was aborted because of failure in the onboard computer occurred at two hours after launch. However, from the video signal from the Sun sensor azimuthal angular velocity of the free gondola is estimated to be 20°/min or slower. These results from the experiments including the ground-based tests suggest that the basic system concept of the balloon-borne telescope, especially the attitude control and tracking technology, is correct. A more robust and a dependable onboard computer is required for a future experiment.

Key words: Balloon, Remote Sensing, Telescope, Venus; Planetary Atmosphere, Planetary Plasma

概 要

惑星大気・プラズマ中で起こる時間変動現象を研究するためには長期連続観測が重要である。極域成層圏の特殊性を利用して惑星を連続観測することを目的とした気球搭載望遠鏡を開発している。口径

¹ 立教大学理学部 (College of Science, Rikkyo University)

² 東北大学大学院工学研究科 (Graduate School of Engineering, Tohoku University)

³ 北海道大学大学院理学院 (Graduate School of Science, Hokkaido University)

⁴ 東北大学大学院理学研究科 (Graduate School of Science, Tohoku University)

300mm のシュミットカセグレン望遠鏡が気球ゴンドラに搭載される。ゴンドラはコントロールモーメントジャイロ、デカップリング機構、各種姿勢センサーを使って姿勢制御され、極域成層圏に1週間以上滞留可能な性能を持つ。ゴンドラ姿勢制御、望遠鏡経緯台による天体捕捉、2軸ティップティルトミラーによる追尾誤差補正によって、目標天体を0.1"rmsの精度で捉える。金星をターゲットとして、最初の気球実験が2009年6月3日に北海道大樹町において実施された。4:10に放球され、その後2時間、システムは正常に動作した。高度約14kmでのレベルフライト時に太陽捕捉の実験を行った。ゴンドラ姿勢制御を開始するとゴンドラの方位角は振動しつつ収束し、数分間、方位角誤差は1°rmsの範囲内に収まった。残念ながら搭載コンピュータの不具合により、金星捕捉は叶わなかった。しかし、サンセンサーのビデオ信号から、姿勢制御していない状態でのゴンドラの方位角角速度は20°/min以下であることがわかった。地上試験も含めた今回の気球実験結果から、気球望遠鏡システムの姿勢制御、天体捕捉・追尾の原理は有効であることが確証された。今後の実験へ向けて、より信頼性が高い搭載コンピュータに改善していく。

1. 序 論

我が国でも近年、惑星大気・磁気圏の地上からのリモートセンシングが活発に試みられるようになってきた。しかし『すばる』のような大型望遠鏡はマシンタイムが限られており、数時間以上の時間を経て変化する現象を観測することは不可能である。一方、比較的自由に利用できる国内の中小型望遠鏡はシーイングや天候条件によって要求を満たす十分な観測ができない。このような状況を打開する方法として、探査機による直接探査やスペースステレスコープ衛星を利用した遠隔観測が最も大きな成果が期待できるが、その反面、それらの大型プロジェクトは高度な技術開発や巨大な経済的コスト、そしてそれらの及び失敗のリスクが課せられる。

それらに対して、気球搭載望遠鏡による惑星観測は地上大型望遠鏡建設や衛星打ち上げよりも遙かに低コストでしかもそれらに匹敵する観測能力が期待できる。特に極域での気球搭載望遠鏡による惑星観測のメリットは中低緯度の地上望遠鏡では不可能な長時間の連続観測が可能である点である。惑星の赤緯や気球の緯度・高度によるが、中低緯度の1観測点では不可能な12時間以上の連続観測が実現できる。また、極点に近い場所からの観測では天体の日周運動に伴う高度変化が小さいため、大気吸収などの観測条件の時間的な変化が小さいという利点もある。その例として、図1に北海道大樹町（北緯42°）、スウェーデンキルナ（北緯68°）、北極点（北緯90°）における金星の高度変化を示す。大樹町では必ず1日に1回金星が地平線下へ没するが、キルナでは夏期に金星が1日中地平線上に出ている期間があることがわかる。さらに、北極点では日周運動による高度変化はない。

気球望遠鏡による惑星観測の利点として、第二に気象条件があげられる。成層圏ではほとんど快晴で、望遠鏡の回折限界の性能を発揮できる良好なシーイングが期待できる。特にシーイングに関しては、地上で1"以下の角度分解能を実現するには非常にシーイング条件の良い観測場所を選ばなければならない。一方、可視光で1"の回折限界分解能を与える望遠鏡有効口径は約130mmである。したがって、地上で普通のシーイング条件では、たとえ望遠鏡有効口径が130mm以上あっても角度分解能の点から言えば宝の持ち腐れになる。しかし気球高度では望遠鏡有効口径を増せばそれだけ角度分解能の向上が期待できる。さらに、気球高度では地上に比べて背景レーリー散乱光が暗いため、太陽に近い惑星の観測では地上観測に比較して有利である。

第三に、下層大気に水、炭酸ガス、オゾンなどの吸収物質が存在するために地上で観測できるスペクトル領域は主に可視光に限られるが、気球高度では観測できるスペクトル領域が地上まで到達しない赤外や紫外領域まで拡大されることである。

60年代から70年代にかけて米国で開発されたSTRATOSCOPE IIと呼ばれる気球搭載望遠鏡が打ち上げられた[1]。これは望遠鏡有効口径90cm、ゴンドラの総重量3.5tにも達する巨大なシステムで、惑星大気の分子組成、赤色巨星の大気、明るい銀河の高分解能観測に成果を上げた。国内では気球観測用赤外望遠鏡が開発されている[2]。

我々は将来的には1mクラスの望遠鏡を成層圏に上げることを目指しているが、最初の段階では小口径望遠鏡で基礎技術を確認する。最も重要な技術開発要素は、ゴンドラの姿勢制御と目標天体の捕捉・追尾技術である。光学望遠鏡の回折限界性能を発揮するためには、小口径望遠鏡では0.1"程度、大口径望遠鏡ではそれ以上の追尾精度が求められる。

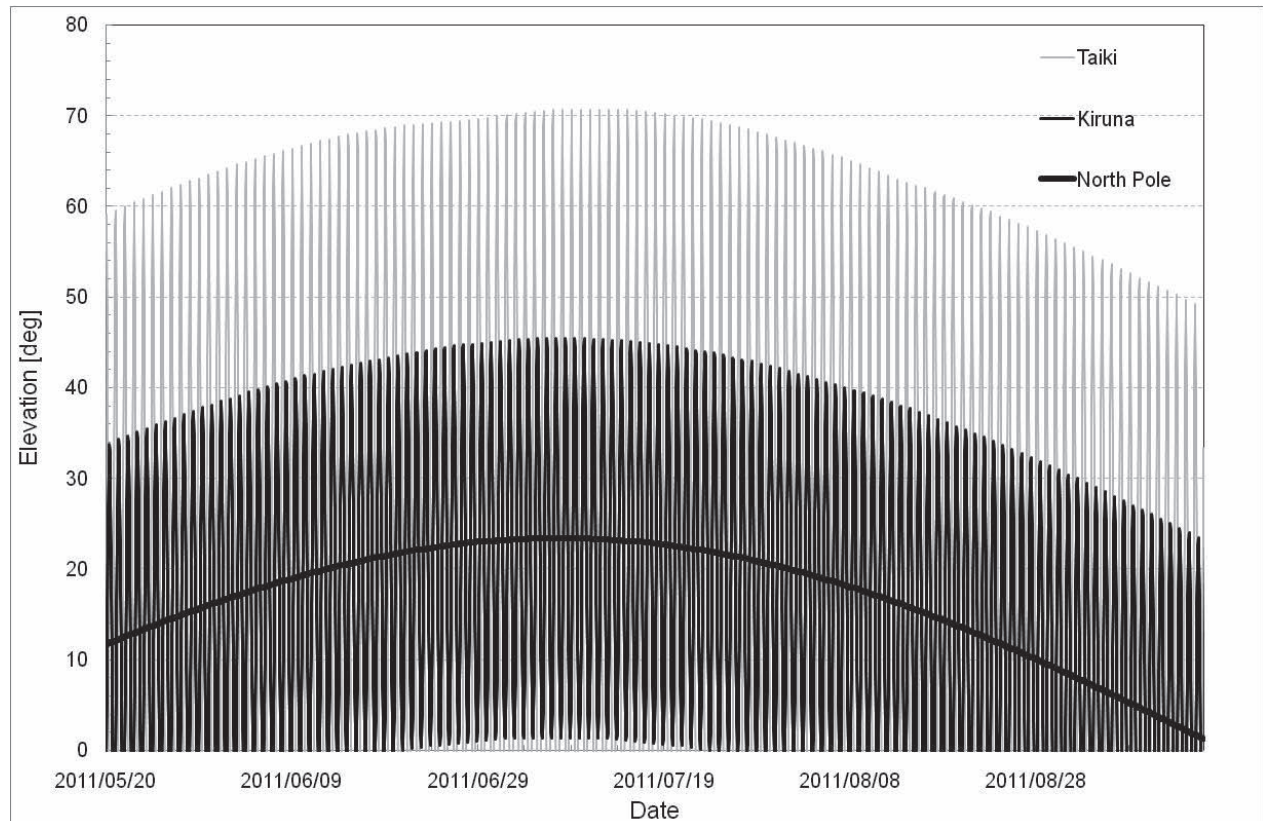


図1 北海道大樹町，スウェーデンキルナ，北極点における金星の高度変化。

る。気球望遠鏡による惑星観測の利点はそれを実現するための技術開発に要するエネルギーとコストを上回ると判断し、2002年から開発を開始した[3]。

興味深い観測対象はほとんど全ての惑星に及ぶ。例えば、水星のナトリウムテイルが地上から観測されている。しかし地上からの水星観測は明るい太陽に邪魔されて日没後または日出前のわずかな時間に行わざるを得ないため、現象の時間変化を追うまでには至っていない。また、惑星のオーロラや雷のような発光現象、火星のダストストーム等は、非周期的に発生し時間的に発展する。このような現象を捉え理解するためには長時間連続モニタリング観測が不可欠である。これらのような観測対象に対しては長時間連続観測が可能な極域気球望遠鏡が非常に有効である。

最初の観測対象天体として金星を選んだ。波長400nm付近と1 μ m付近の2波長で金星を撮像する。波長400nm付近で金星を観測すると雲頂からの太陽散乱光に帯状のパターンが見える。金星像を1～4時間の時間間隔で撮像し、その雲パターンの時間変化から風速場を導出する。得られる風速場は、謎に包まれている金星大気循環を解明する糸口になると期待される。一方、1 μ m付近では雲層による太陽散乱光が観測され、同様にして、下層雲の構造や風速場が求められる。望遠鏡回折限界による空間分解能は波長400nmでは金星面上で250km、波長1 μ mでは750kmに相当する。

本論文では開発された気球搭載望遠鏡のシステム構成、2009年6月3日に実施された最初の気球実験の経過、地上及び気球実験で得られた姿勢制御性能評価、及び今後の展望について述べる。

2. システム構成

2.1 気球部

気球はB100気球を使用した。この気球は満膨張時に半径が30mになる。観測中の金星高度は最高で60°になるため、気球が金星を遮らないように気球本体から望遠鏡をできるだけ離さなければならない。そのため吊りひもは30m、パラシュートとカッター部を含めた気球尾部からゴンドラ接続部までの距離を57mとした。

2.2 ゴンドラ部

2.2.1 外観

ゴンドラ部の外観を図2に、主要諸元を表1に示す。主構造はアルミフレームによる直方体で $1.0 \times 1.0 \times 3.3\text{m}$ である。これの上部側面に太陽電池パネルとカウンタウェイトパネルが取り付けられる。メインフレーム内は機器の搭載性を考慮し、最下層から順に5つのレイヤを定義した。最下層のレイヤ1には主に気球高度制御用のバラスト、送受信系および保安機器を搭載する。フライト中に重量が変化するため、慣性モーメントへの影響を低減するために中央

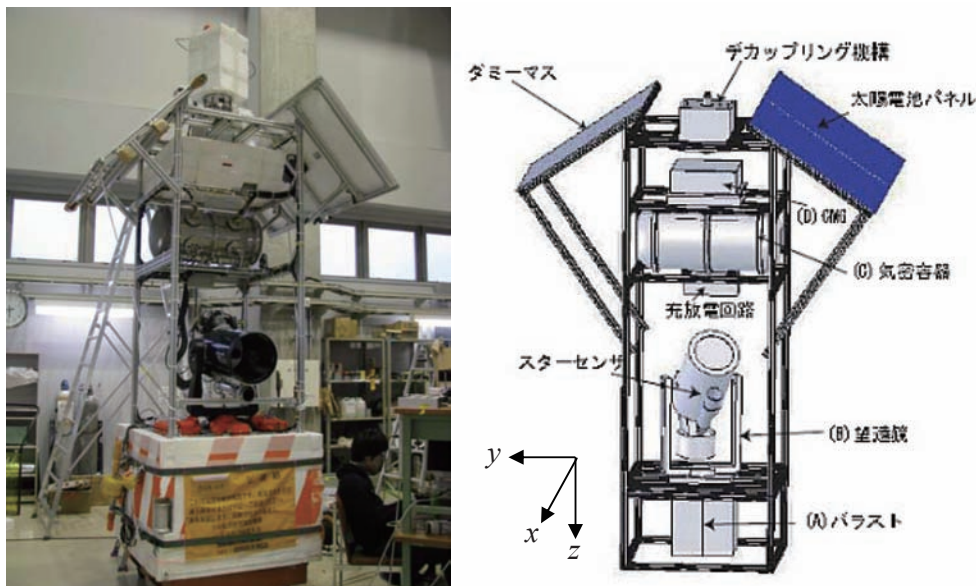


図2 金星ゴンドラ外観.

表1 主要諸元

項目	細目	仕様	単位
寸法・質量	メインフレーム	$1.0(\text{W}) \times 1.0(\text{D}) \times 3.3(\text{H})$	m
	太陽電池パネル	$2.0(\text{W}) \times 1.0(\text{H})$	m
	質量 (本体 / バラスト)	520.8 / 257.0	kg
慣性モーメント (計算値) 座標軸の定義は図2参照	I_x	735	kgm^2
	I_y	705	kgm^2
	I_z	110	kgm^2
デカップリング機構	最大角速度	8	rpm
	最大トルク	36	Nm
コントロール モーメントジャイロ	慣性モーメント	0.0079	kgm^2
	角速度 (運用中)	1000	rpm
	最大角運動量	1.0	Nms
望遠鏡	形式	シュミットカセグレン	
	有効径	304.8	mm
	焦点距離 (合成)	9144	mm
	観測波長 (紫外)	300 ~ 450	nm
	観測波長 (近赤外)	750 ~ 1200	nm
テレメータ	架台	経緯台式	
	コマンド (シリアル)	1200	bps
	HK (シリアル)	2400	bps
	アナログ画像	NTSC	
電源	最大消費電力	283	W
	バッテリー電圧	22.8	V
	バッテリー容量	50	Ah
	太陽電池電圧	37	V
	太陽電池最大出力	240	W

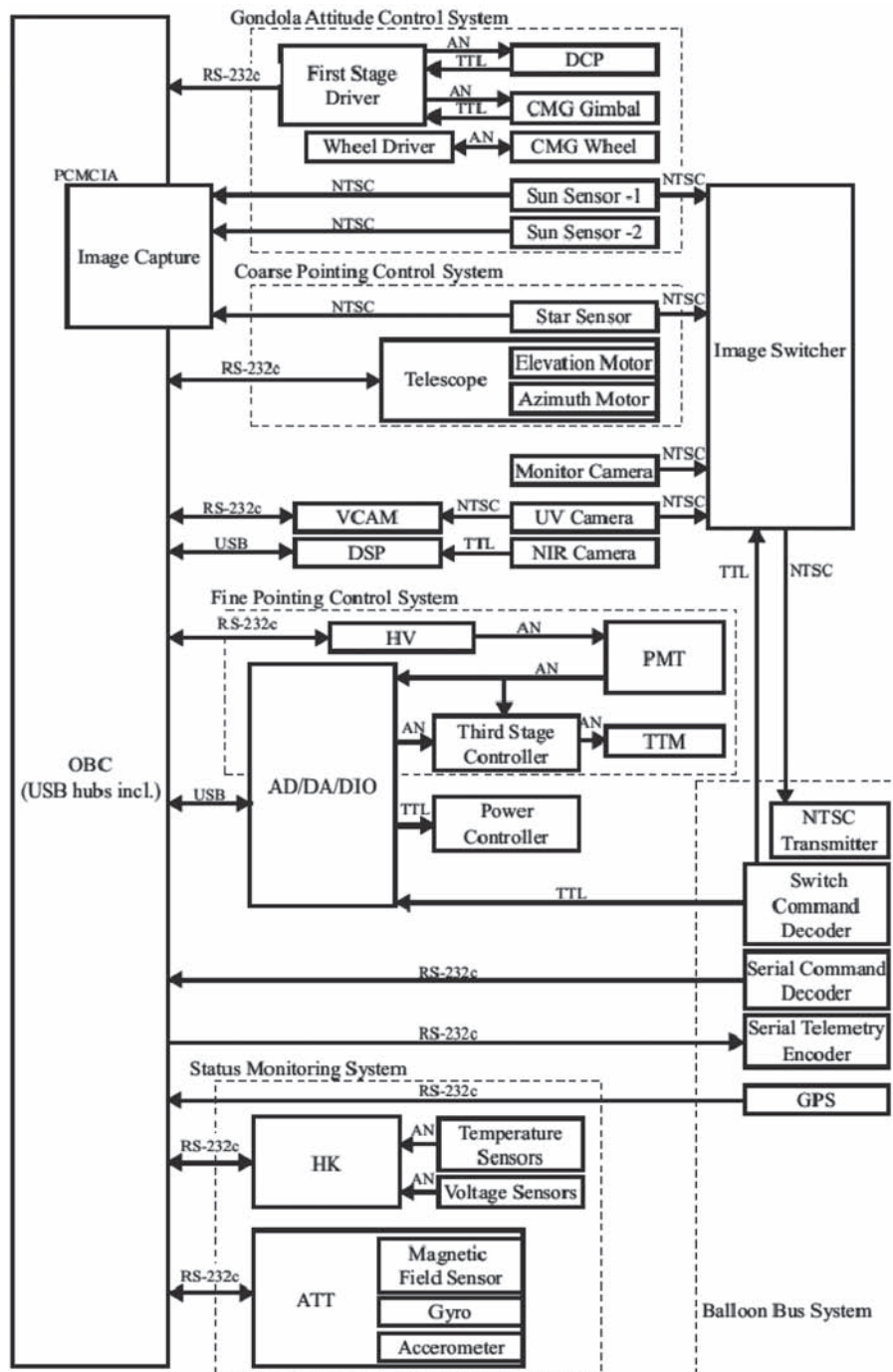


図3 システムブロック図.

に設置する。また、着水時のフロートの大部分もこのレイヤに設置した。レイヤ2には望遠鏡、バッテリーを搭載する。側面には太陽光が望遠鏡後部の分光部に直射することを防ぐため、遮光板を取り付けた。これにより観測域が遮られるため、望遠鏡の可動範囲は $\pm 30^\circ$ に制限される。レイヤ3には計測処理の中心となる搭載コンピュータ（OBC）を初めとする計算器群、高圧電源、DC/DCコンバータ等の電子機器を収納する気密容器が置かれる。気密容器はそれらの機器の冷却や絶縁のために上空で大気圧を維持し、また着水時に海水から機器を保護する。レイヤ4,5には第一段階制御装置であるコントロールモーメントジャイロ（CMG）とデカップリング機構（DCP）を設置する。また着水時にゴンドラが横倒しになるように、CMGの周囲にもフロートを配置した。

気球搭載望遠鏡のシステムブロック図を図3に示す。基本的な構成としてOBCで集中制御するスター型を採用した。OBCとして市販のラップトップPCを搭載した。これと各機器をUSB、RS232で接続した。

2.2.2 電源系

電源は Ni-MH 二次バッテリーと太陽電池パネルより供給する。本実験では、将来の長期間フライトに向けたシステム検証を目的とするため、電源はハイブリッドとし、太陽電池パネルによる Ni-MH バッテリーの充放電系を搭載した。太陽電池パネルはシャープ社製シリコン薄膜高効率太陽電池を使用し、出力は 37V 最大 240W である。ただし、太陽電池パネルはゴンドラに固定され、フライト中常に太陽光はパネルに斜めに入射するため、最大出力は得られない。Ni-MH バッテリーは市販のセルを組み 22.8V とし、容量は 50Ah とした。ゴンドラシステムの消費電力は最大でも 283W であり、フライト状態を模擬した低温真空試験ではバッテリー単体で 6 時間以上動作できることを確認した。

2.2.3 テレメータ&コマンド系

本フライトシステムで発生するデータは、観測画像データの他に、姿勢制御系の制御ログ、ハウスキーピング (HK) データである。ダウンリンクが 2400bps と細いため、観測画像データはオンボードストレージに保存し、フライト後に回収する。データストレージは 32GB HDD とフラッシュメモリで構成した。HDD は OBC に搭載し、近赤外画像と HK データ、制御ログを保存する。HK および制御ログはおよそ 3Hz で保存する。フラッシュメモリは紫外画像を保存した。テレメトリーは 2400bps とし、HK データと制御ログを 1/2Hz に間引きして地上局にリアルタイムで伝送した。テレメトリーのフレーム長は 384 バイトとした。HK 項目を表 2 に示す。また紫外画像、サンセンサー、モニターカメラ、スターセンサーの画像は NTSC で地上局に伝送した。これら 4 画像は地上からのコマンドで伝送する画像を切り替えた。一方コマンドはダブルトーン接点コマンドと 1200bps のシリアルコマンドで冗長系とした。

表 2 HK 項目

電圧	温度
太陽電池出力	OBC
太陽電池出力電流 (0.01V/A)	電源ユニット
一次バス	TTM コントローラ
一次バス電流 (0.01V/A)	TTM 電源
+12V バス	HV コントローラ
+5V バス	HK モニタ
DCP/CMG 系電源	姿勢 (ATT) コントローラ
DCP/CMG コントローラ電源	外気
OBC 電源	気密容器内部
通信系電源	DCP モータ
PMT 電源	望遠鏡鏡筒
望遠鏡電源	太陽電池パネル

2.2.4 光学系

図 4 に光学系の概略を示す。光学系は Meade 社製 LX200-GPS をベースに、接眼部に近赤外、可視、紫外の分光部を取り付けた直焦点光学系とした。望遠鏡はシュミットカセグレン型式で、有効口径 304.8mm、焦点距離 3048mm である。これに 3 倍パローレンズを入れて、合成焦点距離 9100mm とした。

分光にはダイクロイックフィルタを使用し、300～450nm の紫外光をアナログ CCD カメラに、750～1200nm の近赤外光をデジタル CCD カメラに導入した。アナログ CCD カメラは WATEC 社製 WAT-100N、デジタル CCD カメラはそれを特注でデジタル化したカメラである。どちらの CCD カメラも有効画素数は 768×494 ピクセル、モノクロ 10bit である。CCD センサー上における視野角は 144"×108" である。300～700nm の可視光は 4ch 光電子増倍管 (PMT) に導入し、精指向制御に使用した。精指向制御のアクチュエータであるティップティルトミラー (TTM) は、ピエゾ 2 軸駆動のものを使用し、パローレンズ直前に設置した。PMT には浜松ホトニクス社製 R5900 (図 5) を、TTM には PI 社製 S-330.10 (図 6)、同電源には PI 社製 E-503.00 を使用した。

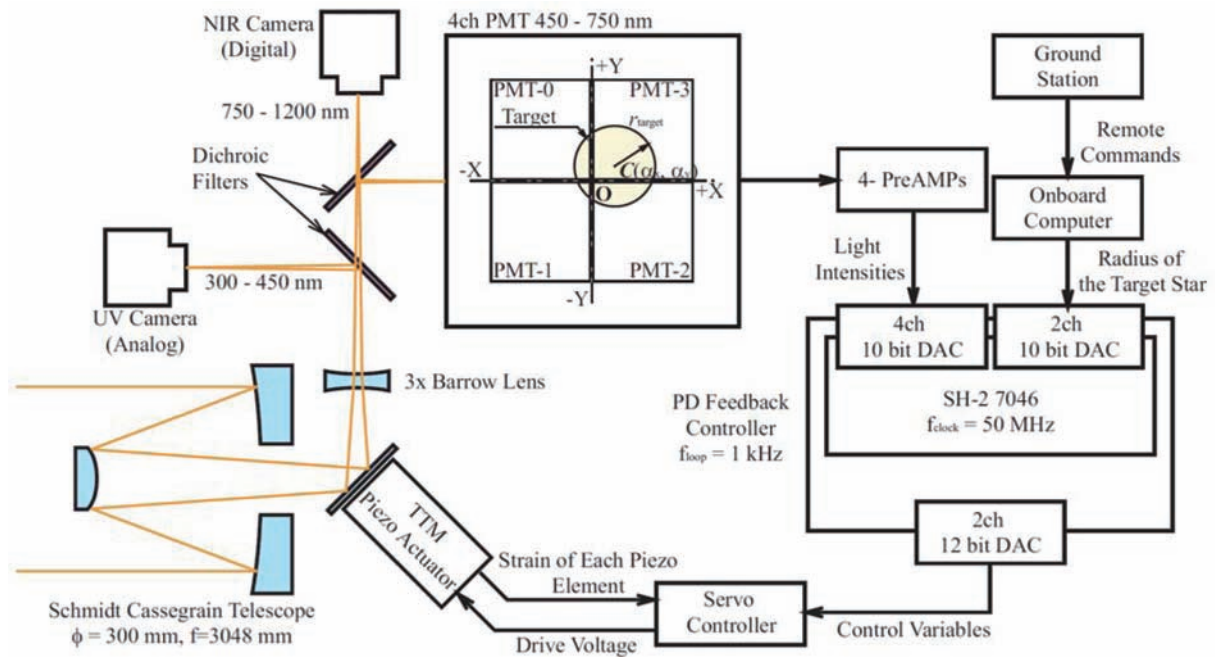


図4 光学系概要及び精指向制御システムブロック図.



図5 PMT (浜松ホトニクス R5900).



図6 TTM アクチュエータ (PI S330).

2.2.5 姿勢・ポインティング系

指向制御の目標精度は望遠鏡の限界分解能の半分である $0.1''$ である。この精度を達成するため姿勢制御系を3段階に分けて構成した [4; 5]。

第1段階はゴンドラの姿勢制御である。一般にゴンドラの姿勢運動は、鉛直軸周りの回転運動と振子運動に分類できる。ただし成層圏におけるレベルフライト中、鉛直軸周りの回転運動が大きく、振り子運動は相対的に小さい。そこでゴンドラ姿勢制御では、方位角について外乱環境下においても、ゴンドラを一定の方向に維持し続けることとした。振子運動については望遠鏡による粗指向制御で打ち消すこととする。

ゴンドラ姿勢制御におけるアクチュエータはDCP (図7) とCMG (図8) である。DCPは吊りひもとゴンドラを結合する部分にあり、鉛直軸周りに結合部を回転させる。これにより吊りひもによじれをため、反動でゴンドラの姿勢を変える。CMGは高速に回転するフライホイールの回転軸(ジンバル)を傾け、ジャイロ効果によってトルクを発生する。占有容積や消費電力に比して出力トルクや応答性を高くすることができる。対向し逆方向に回転する1組のフライホイールを持ち、ゴンドラ鉛直軸以外の発生トルクを相殺するツインジンバルCMGとした。2つのホイールは逆方向のジンバル回転軸を持つ。DCPによる姿勢制御は応答性が良くない一方、CMGのような出力トルクの飽和がない。

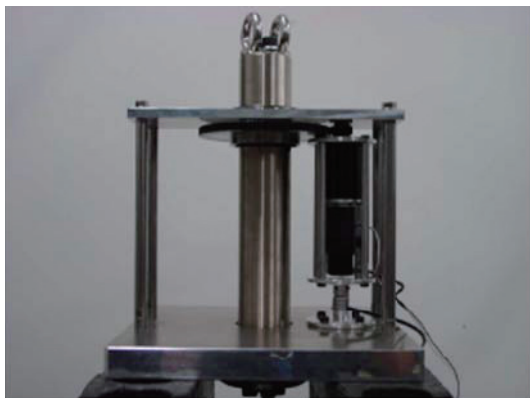


図7 DCP.

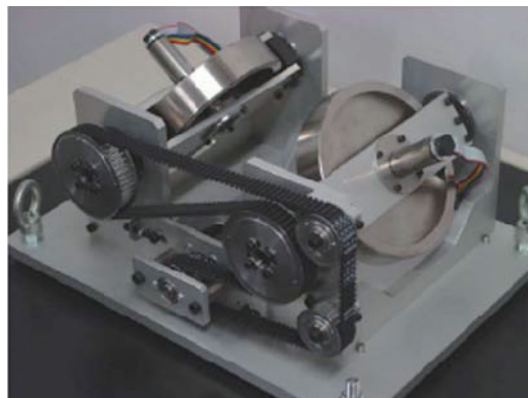


図8 CMG.

CMG は逆に応答性が高い。そこでゴンドラの姿勢を DCP によっておおよそ決め、CMG で吊りひもよじれに由来する回転振動を抑制する手法をとった。

姿勢センサーには WATEC 社製 WAT-100NCCD カメラを用いたサンセンサーを使用した。このサンセンサーで撮影された太陽を含む画像を OBC で二値化処理し、画像内での太陽重心を求めることで、ゴンドラに対する太陽の方位角、高度角を求める。検出分解能は $9/100^\circ (=324'')$ である。サンセンサーの視野は $44^\circ \times 56^\circ$ である。フライト時間が6時間程度になるため太陽は大きく高度が変わる。また、太陽電池パネルを太陽方向に向ける充電時と望遠鏡を金星に向ける観測時ではゴンドラ方位角が 45° 異なる方向に向けなければならない。そのため、ゴンドラには同じ型のサンセンサーを2台搭載した。図9に天球に投影したサンセンサーの視野を示す。また、運用初期に太陽がサンセンサー視野内に導入されるまでの間、ゴンドラのおおよその方位角をしるため、磁気センサーも搭載した。ゴンドラ姿勢制御の制御周期は 5Hz である。

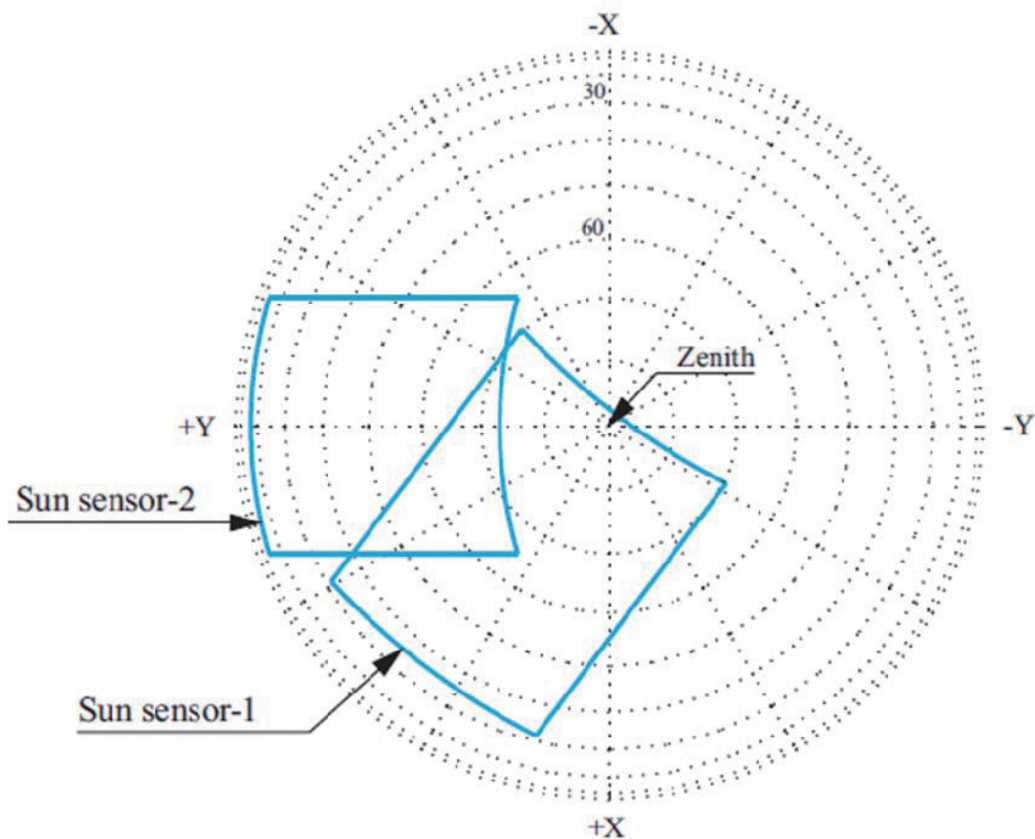


図9 天球に投影したサンセンサー視野.

第2段階は望遠鏡の粗指向制御である。望遠鏡の架台は経緯台式で、方位角と上下角のドライブモーターが内蔵されている。これを用いて、日周運動によって天球上を移動する金星を追尾する。金星を追尾するためのセンサーには WATEC 社製 WAT-100N CCD カメラを用いたスターセンサーを用いた。検出原理はサンセンサーと同じであり、視野は $3.8^\circ \times 2.8^\circ$ 、分解能は $6/1000'' (=21.6'')$ である。望遠鏡粗指向制御の制御周期は 5Hz である。

第3段階は、精指向制御であり、観測視野内における金星像の位置を制御する [4]。システムの概要を図4に示す。PMT の各チャンネルに入射した光量の比から星像の位置を求め、星像が視野中心に維持されるように TTM を制御する。OBC で制御するゴンドラ姿勢制御、粗指向制御と異なり、精指向制御では TTM の応答性を引き出すため、専用のフィードバックコントローラを開発した。演算は Renesas 製 RISC チップ SH2 7046 を用いた。これによる制御周期は 1kHz である。

2.3 ゴンドラ姿勢・ポインティング制御アルゴリズム

2.3.1 ポインティング制御のオペレーションフロー

本フライト実験は、ポインティング制御の各段階の妥当性を検討することが目的である。そこでゴンドラの姿勢制御とポインティング制御について、完全な自律制御にはせず、制御段階の移行は一部地上からのコマンドで行うものとした。

高度 32km でレベルフライトに入った後、まず地上でモニターしている磁気センサー情報を基に、コマンドで DCP を動かして、サンセンサー視野内に太陽を導入する。太陽がサンセンサー視野内に入ったら、ゴンドラ姿勢制御をイネーブルにし、ゴンドラの姿勢安定を得る。

次にフライト前にあらかじめセットした金星赤道座標テーブルと GPS による位置・時刻情報に基づき、望遠鏡を金星のおおよその方向に向ける。このとき、ゴンドラ姿勢の誤差要因として、サンセンサーのアライメント誤差、残留パラストに起因するゴンドラの傾斜、ゴンドラの振り子運動が考えられる。ゴンドラ姿勢の誤差により金星がスターセンサーの視野内に入らない可能性がある。しかし、スターセンサーの視野のすぐ外側に金星はあると考えられる。その際は地上局のスターセンサーモニターを使いながら、地上からのコマンドでスターセンサーの視野を振ることによって、金星を捕捉してスターセンサー視野中心に導入する。金星が視野内に導入された後、望遠鏡粗指向制御をイネーブルにし、望遠鏡による金星の追尾を開始する。

金星がスターセンサー視野中心に補足されたのを確認して、精指向制御をイネーブルにする。金星は 2009 年第 1 次実験のころ、見かけの形が半月状であり、視野内の X 軸方向、Y 軸方向の視直径が時間とともに変化する。これに対応して、モニター画像を見ながらコマンドで制御ゲインを変更する。

ゴンドラの姿勢制御と望遠鏡の粗指向制御において、OBC の制御周期の下限（コマンドを送ってからそのアンサーが返ってくるまで時間）があるため、両者の制御帯域を分けることが不可能であった。しかし、両方の制御を同時に行うとカップリングを起こし、視線方向が収束しない。そこで粗指向制御イネーブルにする前に、DCP の回転速度を一定にする。また指向制御中ゴンドラに入力される外乱トルクは、CMG が蓄積する。CMG は原理上蓄積できる外乱トルクに限界があり、飽和に達した後はアンローディングしないと制御トルクを発生できない。そこで CMG のジンバル角が動作限界に至ったときに、指向制御を一時中断し、DCP と CMG によるアンローディングを行う。アンローディング後のゴンドラ姿勢は制御開始前の状態に戻るため、オペレーションを始めからやり直す。

2.3.2 第1段階：ゴンドラ姿勢制御

この制御段階では、ポインティングに大きな影響を与える鉛直軸周りのゴンドラ回転振動を抑制し、ゴンドラを目標方向に向ける。振子運動については、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は小さいと見積もられるので、望遠鏡の粗指向制御によって打ち消すものとする。ゴンドラの姿勢運動を次式でモデル化する。

$$I_z \ddot{\theta} = T_{DCP} + T_{CMG} - T_{Telescope} + T_{Rope}$$

I_z は鉛直軸周りのゴンドラの慣性モーメント、 θ はゴンドラの方位角、 T_{DCP} 、 T_{CMG} はそれぞれ DCP 及び CMG による制御トルク、 $T_{Telescope}$ は望遠鏡経緯台が動作した際の反トルク、 T_{Rope} は吊りひもによる外乱トルクである。方位角は太

陽方向を基準とし、サンセンサー中心に太陽があるとき、 $\theta=0$ である。

CMG のジンバル傾き角を θ_c 、ホイール角運動量を $H(=2.04\text{Nms})$ 、とすると、CMG は次式でモデル化できる。

$$\begin{aligned}\bar{H} &= H \sin \theta_c \\ T &= \frac{d\bar{H}}{dt} = H \dot{\theta}_c \cos \theta_c\end{aligned}$$

ただしホイール回転軸が水平のとき $\theta_c=0$ とし、 $|\theta_c|<70^\circ$ の範囲で動く。DCP で方位角を粗制御し、CMG で振動を抑えるという方針から、太陽方位の計測値 θ_m に基づいた DCP の制御量 θ_d 、CMG ジンバルの制御量 θ_c はそれぞれ、次式で定義する。

$$\begin{aligned}\dot{\theta}_d &= -K_{PI}\theta_m - K_{II}\int \theta_m dt \\ \dot{\theta}_c &= -K_{DI}\dot{\theta}_m\end{aligned}$$

K_{PI} 、 K_{II} は DCP の制御ゲイン、 K_{DI} は CMG の制御ゲインである。これらのゲインは地上からコマンドで変更可能とした。後述する地上実験の結果より、各パラメータのデフォルト値を $K_{PI}=7.5\times 10^{-3}$ 、 $K_{II}=7.15\times 10^{-5}$ 、 $K_{DI}=9.78\times 10^{-2}$ とした。

2.3.3 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ーの視野内の金星像をセンサー視野の中心に維持する制御を行う。視野内に金星が導入された後、望遠鏡の方位角および仰角は以下の制御則に従って比例積分制御される。

$$\begin{aligned}\mathbf{x}_V &= [x_V \quad y_V]^T, \quad \boldsymbol{\omega}_T = [\omega_x \quad \omega_y]^T \\ \boldsymbol{\omega}_T &= -K_{P2}\mathbf{x}_V - \int K_{I2}\mathbf{x}_V dt\end{aligned}$$

ただし x_V は金星像重心のセンサー視野中心からの偏差を、 $\boldsymbol{\omega}_T$ は望遠鏡の指向方向を表し、 K_{P2} 、 K_{I2} はそれぞれ比例、積分ゲインを示す。地上実験の結果よりデフォルト値を $K_{P2}=2.0$ 、 $K_{I2}=0.1$ とした。 K_{P2} 、 K_{I2} はフライト中にコマンドにより変更可能とした。

2.3.4 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 $V_{i=0..3}(>0)$ に変換される。 V_i から星像の位置 $\alpha = [\alpha_x \quad \alpha_y]^T$ への変換は次式による。ただし $C_{i=0..3}$ はチャンネル間の固有差を補正する値である。

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

ミラーと星像位置の関係をキネマティックに考えると、 α および目標位置 α^* 、ポインティング誤差 ξ 、TTM ミラー角度 φ の間には以下の関係が成り立つ。

$$\begin{aligned}\varphi &= \frac{1}{2}(\alpha - \xi) \\ \varphi + d\varphi &= \frac{1}{2}(\alpha^* - \xi)\end{aligned}$$

ξ はシステムにこれを測定するセンサーがないため、計測不可能である。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、ミラー動作角 φ について次式を得る。

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

実際には、1kHz の制御周波数に対してミラーの応答限界は 50Hz であり、この制御系はミラーの応答速度よりも早い速度で動作する。そのため、過渡応答状態を考慮し α を基にした PD 制御で φ を次式のように制御した。

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

制御パラメータは地上実験においてチューニングされ、デフォルト値を $K_{P3}=1.0$, $K_{D3}=-0.125$ とした。

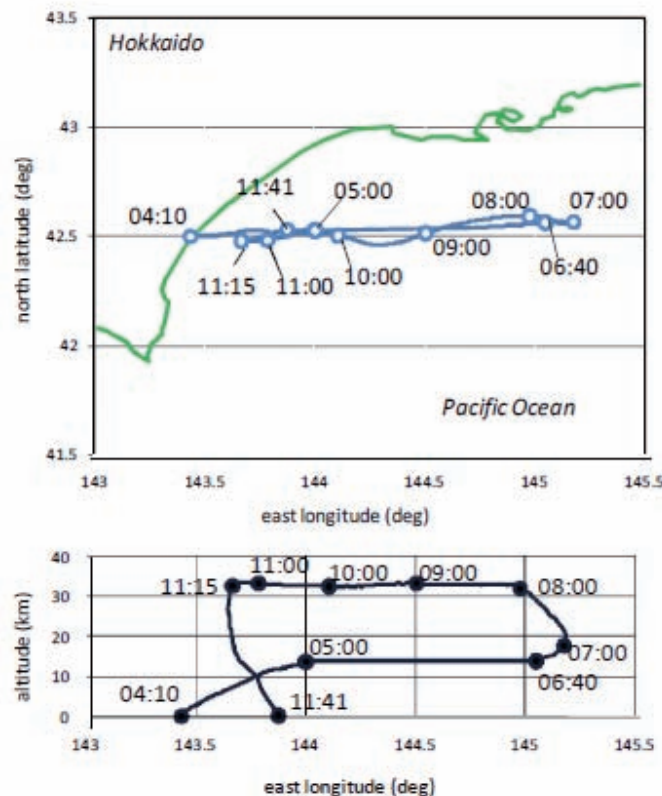


図 10 気球飛翔経路.

3. 気球実験

2009 年 6 月 3 日に北海道大樹町多目的航空公園 (TARF) にて最初の気球実験を実施した。実験経過を表 3 に、気球の飛翔経路を図 10 に示す。この時期金星は太陽の西側に見えており (明けの明星)、レベルフライト 3 時間以上を確保するために、04:10 の放球となった。放球前、TARF では霧が発生していたが、地上風はほとんどなく、放球は予定通り行われた。ブーメラン法を採用し、05:10 に高度約 14km を保って東向きに水平浮遊を開始、06:40 に再上昇開始、08:05 高度 32km でレベルフライト、11:15 にゴンドラ分離、11:42 着水、12:30 に海上で回収船によりゴンドラは回収された。気球フライトオペレーションは放球から回収まで完璧であった。

ゴンドラは海上で回収されたため、望遠鏡の光学系、観測用ビデオカメラ、サンセンサー、スターセンサー、モニター用ビデオカメラ、太陽電池パネルの一部は海水によって損傷を受けた。一方、OBC、TTM 電源、プリアンプなど電気系サブシステムの大部分、TTM、光電子増倍管及び高圧電源は気密容器に、また電池、CMG は防水容器に収納されており、それらは次の実験へ向けて再利用が可能である。

表 3 気球実験経過

時刻 [JST]	経過時間	高度 [km]	イベント
04:10	00:00	0.0	放球
05:10	01:00	13.7	高度 13.7km で水平浮遊
06:10	02:00	13.7	OBC ハングアップ
06:40	02:30	13.8	上昇開始
08:05	03:55	32.0	レベルフライト開始
11:15	07:05	32.6	ゴンドラ分離
11:42	07:32	0.0	着水
12:30	08:20	0.0	回収
14:30	10:20	---	回収ゴンドラ TARF に到着

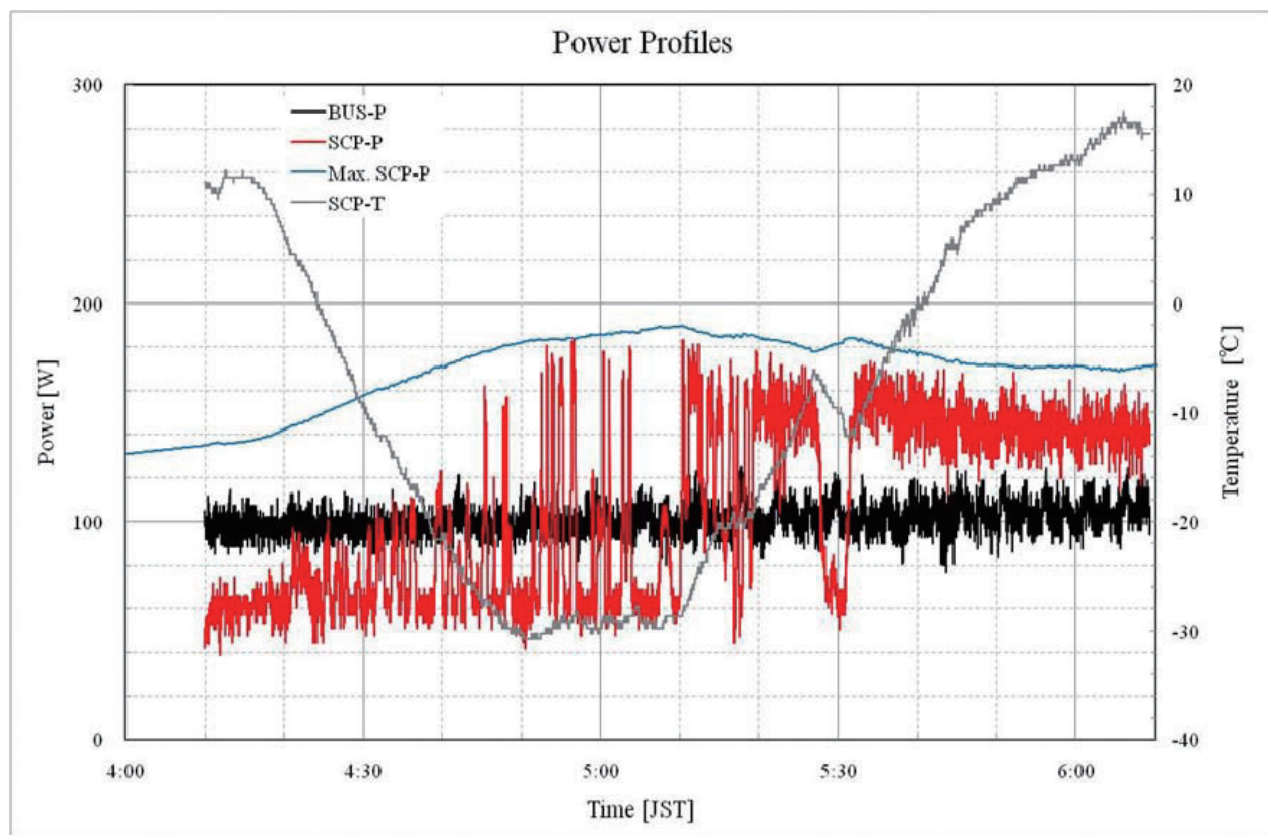


図 11 電源プロファイル。黒：消費電力。赤：太陽電池パネル発生電力。青：ゴンドラの太陽電池パネルが取り付けられている面が太陽方向に正対したときに発生する予想電力の 75%。灰：太陽電池パネル温度。

OBC は動作状態で放球された。放球後、システムはテレメトリー受信、コマンド制御ともに正常に動作していた。放球から約 2 時間の一次電源関係の HK データを図 11 に示す。消費電力は地上試験時とほぼ同じほぼ 100W で一定していた。放球直後は雲の影響により太陽電池パネルによる発電電力は小さかったが、雲の上に出ると、ゴンドラが太陽方向に正対すると太陽電池パネルから予想発生電力のおよそ 75% が発生した。ゴンドラが回転して太陽電池パネルに太陽光が当たらなくなると、太陽電池パネルの発生電力及び温度が下がっていることがわかる。出力が予想よりも約 25% が低かった原因としては、太陽電池パネル温度の上昇による発電効率低下及び太陽電池パネルの経年劣化があげられる。

高度 14km の東向き水平浮遊において、吊り紐回転が比較的小さい状態から第一段階制御による太陽捕捉実験を実施した。その結果については次章で述べる。

放球約2時間後、OBCのハングアップが発生した。再起動コマンドを実行したが、復帰させることができなかった。これ以降、OBCによる計測及び指向制御を実施できなかった。回収されたOBCは外観上特に損傷はなかった。再起動させてみたところ、OSが立ち上がらないことがわかった。OSのファイルシステムの一部が損傷していることがわかり、それを修復したところ正常に立ち上がるようになった。ファイルシステムが損傷した原因は、実験中にテレメトリーが受信されなくなったためOBCの再起動コマンドを送信したが、再起動の途中でさらにOBC電源強制OFFコマンドを発効させたためであると推測された。回収されたOBCで再現試験を行ったところ、再起動中に電源強制OFFすると、次に再起動してもOSが立ち上がらないことが確認された。再起動中にOBC電源強制OFFコマンド送信してしまったのは、OBCが立ち上がっていないとほとんどのステータスは降りてこないため、OBCがどのような状態になっているか確認する術がなかったことが一因である。

OBC不具合のためOBCが制御する機能は制御不能となったが、サンセンサーを含むアナログビデオはダウンリンクを継続していたため、サンセンサー、スターセンサー、ビデオモニターの映像データは実験終了直前まで記録された。スターセンサーの映像からはバックグラウンドの明るさが得られた。上空32kmでは地上と比較して気圧が約1/100であるため、バックグラウンド散乱光も約1/100となると予想して、地上での試験結果を基にスターセンサーの感度設定を行った。その結果、スターセンサーの映像は、地上では完全にサチュレーションを起こして真っ白であったが、高度25kmより上へ上昇するとサチュレーションが起こらなくなり、上空32kmではオートゲインコントロールが効いて適正露出になっていたことがわかった。

4. 姿勢制御性能評価

フライト前に実施した地上試験の結果とフライトで得られたデータから、今回開発したフライトシステムのポインティング制御系について性能を評価した。フライト前に地上においてフライト観測時と同じ外乱条件で、惑星をターゲットにポインティング制御実験を行うことは技術的に困難であったため、テストベッドから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、制御環境を連続と仮定した。フライト時は高度14kmにおいてゴンドラ姿勢制御試験を実施した。また高度32kmのレベルフライト中にサンセンサーの画像を地上で記録し、後解析することで、ゴンドラの姿勢変動と外乱入力トルクについて推定した[6]。

4.1 ゴンドラ姿勢制御+望遠鏡粗指向制御性能評価

ゴンドラ姿勢制御と望遠鏡粗指向制御を同時に作動させ、外乱があっても望遠鏡により目標を追尾できることを確認するため、検証試験を行った。実験は大樹航空宇宙実験場のPI組立室で行った。

4.1.1 実験方法

図12に試験の外観を示す。ゴンドラは高度32kmにおける観測フライト中の状態を模擬するため、バラストを搭載していない。また、フロートや保安部品等も取り付けしていない。ゴンドラはφ20mm×3mのケブラーロープを介して吊りひも回転機構に連結した。ロープ材質、長さは、過去のフライト経験よりフライト時の吊りひもと力学的性質が似ていると思われるものを使用した。吊りひも回転機構は天井クレーンによって吊り下げられ、回転機構自体が回転しないよう、組み立て室キャットウォークの手すりとはケブラーロープで固定した。回転機構は吊りひもの根本を鉛直軸周りで両方向に一定速度で無限回転することができ、回転速度はおよそ1/10rpm以上から選ぶことができる。本試験では、過去のフライト報告を参考に1/10rpmとした。

ゴンドラの姿勢制御に使用するサンセンサー、望遠鏡の粗指向制御に使用するスターセンサーの模擬目標として、白色LEDを使用した。目標光源の背景ノイズを低減するため、光源の後ろには黒色スクリーンを置いた。実験環境の都合上、目標光源はゴンドラから見てほぼ仰角0°の位置に設置した。

ゴンドラへのコマンド送信およびテレメトリー受信、電源供給は、有線で行った。これらのケーブルはゴンドラの姿勢運動に影響を与えないよう、極力細いものを使用した。

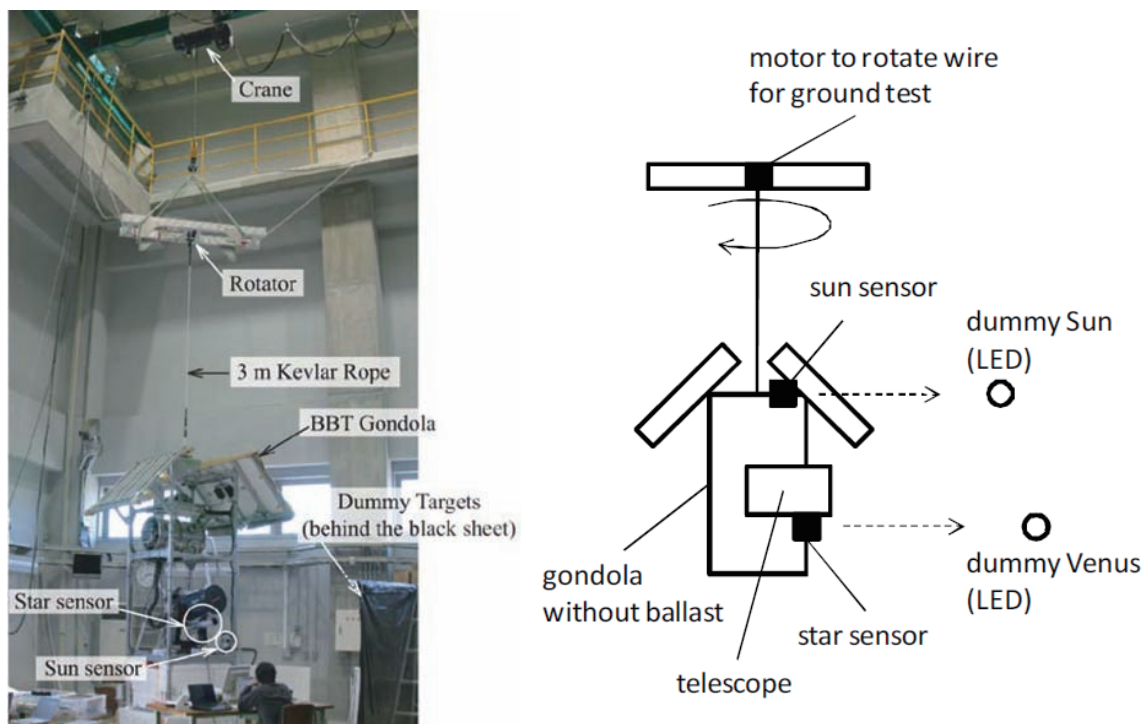


図 12 ギンドラ姿勢制御+望遠鏡粗指向制御統合実験の概要.

本試験では、まずサンセンサー視野周縁部に太陽模擬光源が導入されている状態からギンドラ姿勢制御を開始し、ギンドラの太陽指向性能を確認した。ギンドラの姿勢制御が達成された後、望遠鏡粗指向制御を開始し、その状態で CMG が飽和するまで制御を継続した。なお 1 回の試験で吊りひもの回転による外乱は一方向のみとしたので、CMG は必ず飽和する。

4.1.2 実験結果

第一段階制御のみ実施したときのサンセンサー計測値の履歴を図 13 に示す。ギンドラの回転状態から時刻 0 に太陽光源の方向が $\theta_m = +20^\circ$ で制御を開始した。DCP によって吊りひものよじれが蓄積するまでの 1 分間で姿勢は目標値からオーバーシュートした。その後徐々に姿勢が目標方向に移動し、制御開始から 6 分ころに目標から $\pm 1^\circ$ の範囲で周期およそ 1.3 分の正弦振動状態に入った。そこで制御開始から 10.7 分に CMG の制御ゲインを実験開始時の 2 倍に変更したところ、振動がさらに抑制され、制御開始から 15 分 13 秒で収束判定した。このとき方位角の振動は $\sigma_\theta < 0.5^\circ$ かつ $\sigma_{\dot{\theta}} < 0.03^\circ/\text{s}$ であった。 σ は過去 30 秒間の θ 、 $\dot{\theta}$ より求めた。

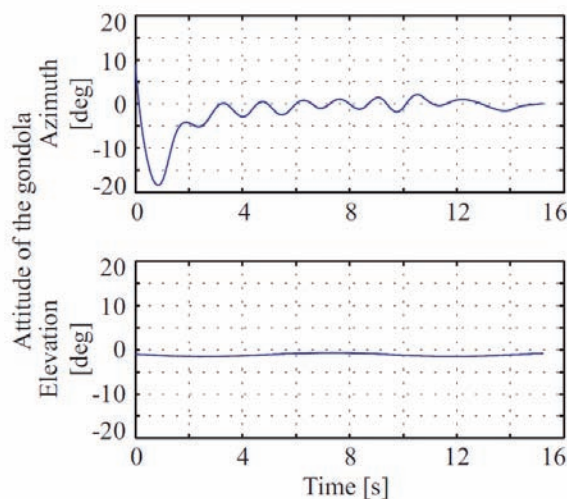


図 13 ギンドラ姿勢制御実験結果.

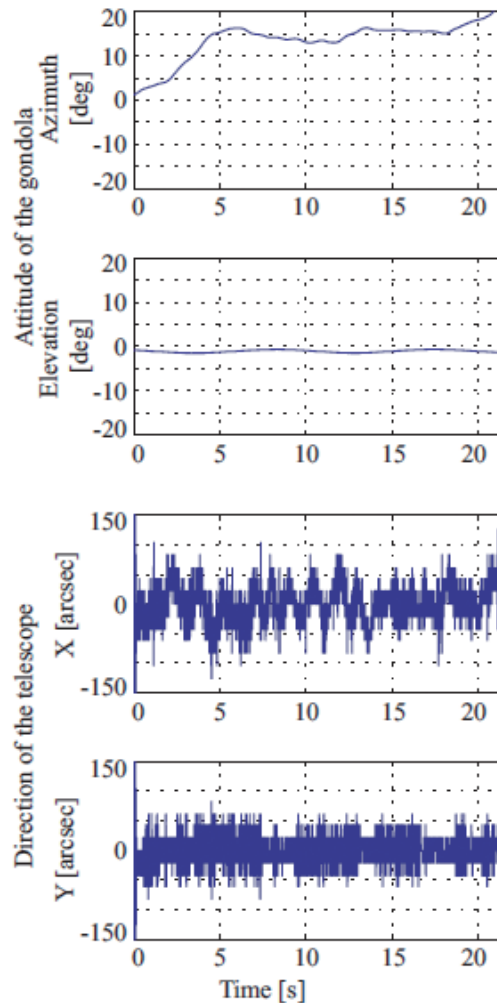


図 14 ゴンドラ姿勢+望遠鏡粗指向制御統合実験結果.

第一段階制御の安定達成後、DCPの回転速度を15分時点での値に固定し、第二段階制御を開始した。制御結果を図14に示す。センサーの解像度が $22'' (=0.006^\circ)$ であるため、その倍数に計測点が集中する。スターセンサーの目標値への収束は7～8秒程度であった。その後の分布を統計すると、方位角方向で $22''$ 以下は71%、 $44''$ 以下は91%であった。これは擾乱の小さい仰角方向の分布とほぼ同等である。この間のサンセンサーの計測値は徐々に増大し、ゴンドラの姿勢が目標方向から離れていた、これはDCPの回転速度を固定値にしたため、吊り紐による外乱が蓄積するためである。本試験では望遠鏡粗制御開始より21分20秒でサンセンサーの視野から太陽模擬光源が外れ、自動制御は終了した。

4.1.3 評価

望遠鏡の粗指向制御を本実験では成層圏環境で予想される外乱入力による吊りひもの回転角速度の最大値（約0.1rpm）で一方向に外力で回転させるという条件で実施された。実際のフライトでは回転角速度の最大値（約0.1rpm）で振動するので、一方向に外力で回転させるという条件は実際のフライト条件よりも厳しいと言える。その条件下で、フライト時に予想される外乱の振動周期（約10分）の2倍程度の時間、要求レベルに維持できたことから、ゴンドラ姿勢制御と望遠鏡粗指向制御の統合制御による指向制御性能は十分である。

4.2 望遠鏡ポインティング粗制御+精制御性能評価

望遠鏡粗指向制御と精指向制御による、目標天体を観測カメラ視野中心に固定する制御性能を検証した。

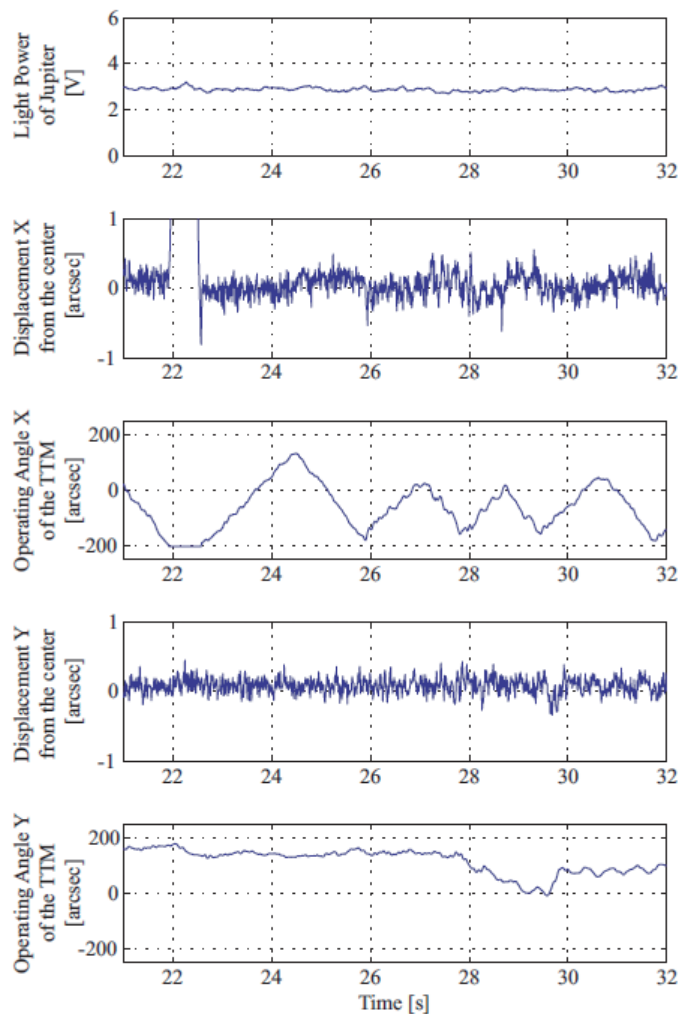


図 15 望遠鏡粗指向制御 + 精指向制御統合実験結果。

4.2.1 実験方法

2009 年 6 月 2 日未明に TARF 屋外にて実施した。目標天体は木星とした。視直径は金星のおよそ 2 倍で、形状は金星が半月状であるのに対しほぼ円である。金星は薄明ころに観測可能であった。しかし薄明によって大気散乱光による背景光が強くなり、大気が薄く背景光がほぼない成層圏環境とは異なる条件になるため、背景光の影響を無視できる時間帯に観測できる木星を目標天体とした。

試験時の気象条件は晴れ時々曇りだった。上空に強い風があった模様でシーイングが悪くなく、目標天体が時折雲に隠されることがあった。試験は目標天体が雲に隠されていない時間を選んで実施した。

ゴンドラは床に置き試験を行った。まず手で木星をスターセンサーの視野内の任意の位置に導入し、望遠鏡粗指向制御を開始した。このとき精指向制御側のパラメータの一つである目標天体の視直径 (R_x , R_y) を 0" とすることで、精指向制御を停止した。次に、望遠鏡粗指向制御により目標天体がスターセンサー視野中心に維持されたことを確認した後、コマンドにより R_x , R_y を木星視直径に設定し、精指向制御を開始した。

4.2.2 実験結果

精指向制御実施中の計測および制御結果を図 15 に示す。図の横軸は全て共通で計測時間を表す。縦軸は上から順に、PMT によって計測された目標天体の光強度、PMT 各チャンネルの出力比から換算した視野中心からの誤差 X", TTM の X 軸制御入力量 [°], 視野中心からの誤差 Y", TTM の Y 軸制御入力量 [°] を示す。光強度がほぼ 3V で一定している。これはこの計測中に目標天体が雲に隠されず、望遠鏡によって捉え続けられていたことを示す。

視野中心からの誤差 X および Y は、ほぼ 0 付近に収束した。このとき $3\sigma_x = 0.5''$ 、 $3\sigma_y = 0.3''$ であった。この間 TTM は大きく動作していた。これは日周運動と望遠鏡粗制御誤差による木星の移動を打ち消すためである。誤差 X で 22 秒ころからおよそ 0.7 秒間、値が大きく動いた。このとき TTM- X の値は $-206''$ で一定となっている。これは TTM が補償しきれないほど大きく星像が移動したことを示す。 X の追尾エラーは、実験を行った 100 秒間のうち、ランダムに 25 回程度出現した。追尾エラーの間隔は平均して 4 秒程度であった。この実験中正常に追尾ができていた時間は、計 83 秒であった。

X 方向よりも Y 方向の TTM の動作が緩やかである。これは木星が南の空にあり、日周運動による木星の視野内での移動量が、 X 方向（方位角方向）よりも Y 方向（上下角方向）の方が小さかったためである。

4.2.3 評価

望遠鏡粗制御の制御誤差のため、時折木星が TTM による追尾可能範囲を外れてしまった他は、非常によく目標天体を視野中心に維持できた。誤差の 3σ 値による評価では、目標である $0.1''$ に及ばなかった。これは TTM では速度が遅く追尾しきれない、上空の大気揺らぎに起因するものと考えられる。フライト観測時の Gondola 周辺大気圧は地上の $1/100$ 程度であり、天体を観測する際に大気揺らぎが観測星像に与える影響は、地上よりも遙かに小さい。そのため、成層圏で本システムを運用した際には、本試験で得られた誤差 3σ よりも良い結果が得られるものと考えられる。

X に見られたミラーの動作限界到達による追尾エラーの発生間隔は、平均 4 秒程度であった。これに対してカメラの露光時間は長くても 1 秒未満であり、連続撮影のため、正常に追尾できている間に必ず撮影が完了する。精ポイント制御の実施時間に対し 80% 以上の時間で、ぶれのない金星の撮影が可能であることを示す。

また図 14 で示される Gondola 姿勢制御と望遠鏡粗指向制御時の、スターセンサーの追尾履歴と比較して、TTM の動作角はより大きく動いていた。すなわちこれは、図 14 で示される望遠鏡粗指向制御性能が得られるとき、TTM は粗指向制御の追尾誤差を補償することができることを示しており、Gondola 姿勢制御、望遠鏡粗指向制御、精指向制御の性能が連続していることを示している。よって二つの地上試験結果より、本フライトモデルの指向制御システムは、成層圏におけるフライト観測において、少なくとも $0.5''$ よりも小さい指向精度性能を持つことが示された。

4.3 フライト中の試験結果およびフライト中の姿勢解析

フライト経過に示した Gondola システムの機能が失われる前の、高度 14km を飛行中に Gondola 方位角制御実験を行った。また、フライト中にサンセンサーの画像を地上に伝送し録画した。この録画を基に飛行中の Gondola 方位角運動を解析した。

4.3.1 高度 14km 飛行中の Gondola 姿勢制御実験

飛行中に Gondola 方位角制御を開始した後のサンセンサー、DCP の角度 θ_d 、CMG ジンバル角度 θ_c の履歴を図 16 に示す。制御開始時のサンセンサー方位角 θ_m は -7° で、+ 方向に回転していた。制御開始後 1 分間 DCP が動作して回転振動の中心を太陽方向に移動した。その後 2 分間 DCP は大きく動かず、CMG による方位角速度の抑制制御が主になった。気流の影響で Gondola の姿勢が安定していなかったにも関わらず、制御開始から 2 分で Gondola 方位角の目標値からの誤差が $\pm 5^\circ$ 以内に収まった。これは地上実験で得られた性能とほぼ同等である。また制御開始直後のオーバーシュートの幅、振子運動による上下角振動の振幅等は、図 13 に示される地上実験結果に近い値を示した。また CMG の履歴から、飽和は発生せず、基本的に 0° 周辺で角速度制御が達成されていることがわかる。

この後気球の飛行制御を頻繁に行わなければならなくなったことからフライト中の姿勢制御試験は中断し、Gondola システムの機能が喪失したことため、この後の実験は行われなかった。しかしフライト実験と地上実験の結果比較より、フライト中にも地上実験と同等の指向制御性能が得られると推測される。

4.3.2 高度 32km 飛行中の Gondola 姿勢運動解析

飛行中に Gondola の機能はほぼ全て失われた。しかし NTSC の画像伝送とこれに接続されているカメラの切替機能は、失われた Gondola の機能と独立していたため、フライト中のサンセンサーの画像を地上で録画することができた。画像は飛行中の測距の際に高い確率で勝手に切り替わることがあったものの、飛行中に Gondola の姿勢制御をしない場合の Gondola 姿勢運動を推定するのに十分データを取得できた。意図しない画像の切替は、測距電波と切替器の制御部分が電磁干渉したためと推定される。

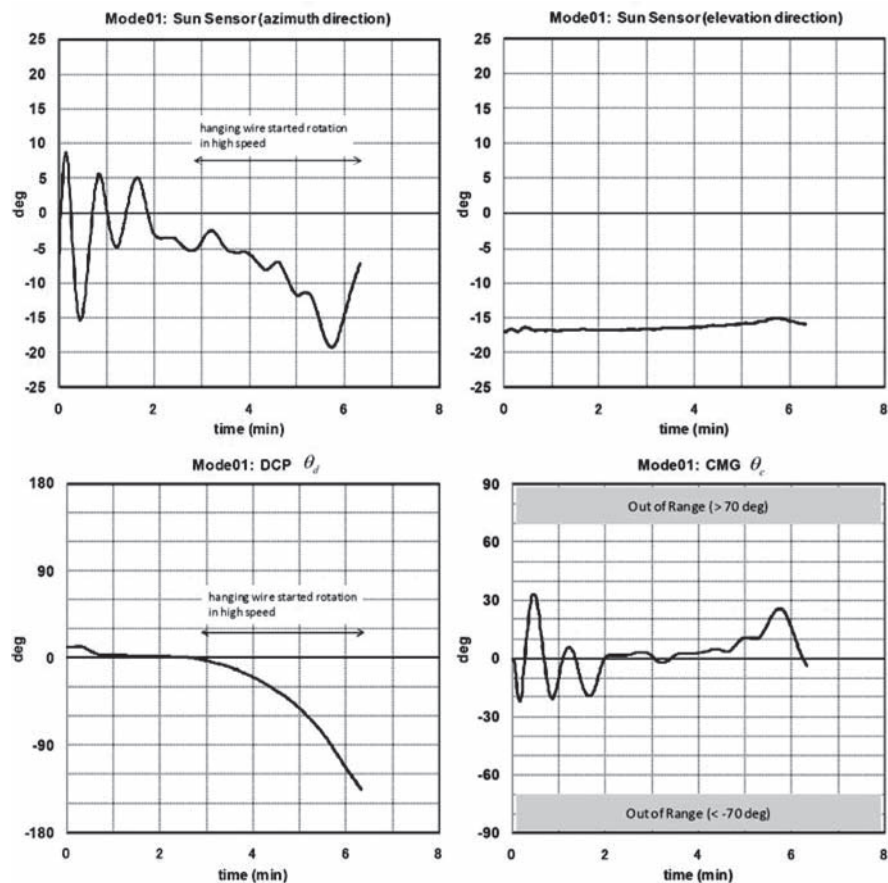


図 16 高度 14km における Gondola 姿勢制御実験結果.

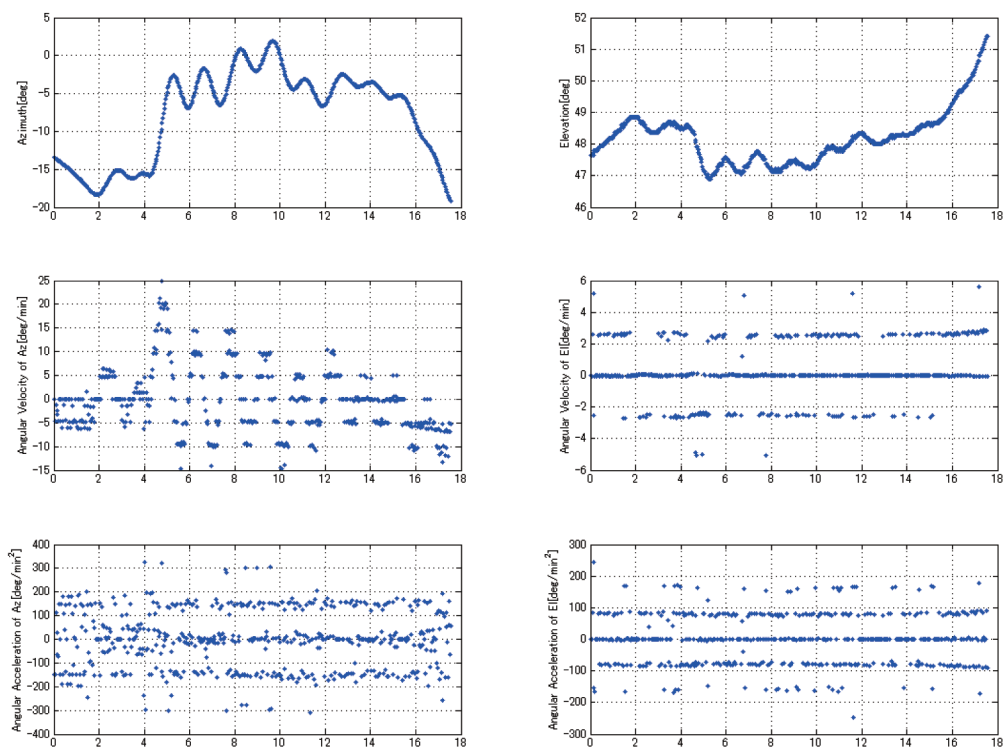


図 17 姿勢制御無し Gondola が高度 32km でレベルフライト中に、サンセンサーがとらえた太陽の方位角（左上）及び高度角（右上），及びそれらの角速度（中），角加速度（下）。横軸は太陽が視野に入ってから経過時間で、単位は分である。

解析結果の一例を図 17 に示す。左列は方位角の履歴を、右列は上下角の履歴を示す。横軸は時間 [min] であり、縦軸は上から順に、方位・上下角 [°]、それぞれの角速度 [°/min]、それぞれの角加速度 [°/min²] である。特に角速度、角加速度で離散的にプロットされているのは、計測分解能のためである。

フライト前に想定した方位角方向の最大角速度は 1/11rpm すなわち 33°/min であり、地上実験においてゴンドラに与えた外乱も 33°/min である。一方フライトデータからは最大でも 20°/min 程度であることがわかった。一方想定では 10 分程度であった振動周期は、観測された中では 1~2 分程度が支配的であった。

この結果より、フライト前の地上実験でゴンドラに与えられると想定した外乱量がおおよそ妥当であったことがわかった。前述の伝送画像の切り替わりのため連続して取得できた最長のサンセンサー画像が 17 分であることから、10 分程度の周期の振動は明瞭に観測できなかったと考えられる。

4.3.3 評価

飛行中に行われた実験および得られたデータより、ゴンドラの姿勢制御性能が地上実験で得られた性能とほぼ同じであると示された。また、地上実験で想定したフライト中のゴンドラに対する外乱入力、おおよそ妥当であったことが示された。これらより高度 32km におけるフライト観測中においても、地上実験と同程度のゴンドラ姿勢制御性能および望遠鏡粗指向制御性能が得られるものと考えられる。また地上実験の結果から、今回のフライトで与えられたゴンドラ姿勢外乱程度であれば、目標である 0.1° に迫る指向制御性能を 20 分程度以上連続して実現できると予想される。

5. 結論

惑星大気・プラズマの長期光学観測を目指した気球搭載望遠鏡を開発した。新たな技術開発要素であるゴンドラ姿勢制御、天体捕捉・追尾補正技術の検証を主眼として、一連の地上試験及び気球実験を実施した。気球実験では OBC の故障により十分な結果が得られなかったが、地上試験及び気球実験で得られたデータを総合すると、姿勢制御及び天体捕捉・追尾の原理が適切であることが確認された。そのほか、各種センサー、電源系等のサブシステム、テレメトリー・コマンド、地上系も問題ないことが確認された。ただし、電力については予想よりも太陽電池パネルの発生電力が低かったため、将来の長期間観測において収支をプラスに保つことができるか、今後検討及び実験が必要である。したがって、OBC の不具合が発生しなければ、今回の気球実験は目的を達成したであろうと推定できる。今後、OBC の信頼性向上を最も大きな課題とし、次の実験へ向けてシステムに改良を加えていきたい。

今後の方向としては、第一にシステム信頼性の向上を考える。第二にポインティング制御系の改良を行う。制御システムを 3 つに分け、段階的に制御精度を高めていくという戦略は維持し、各制御サブシステムのアルゴリズムについて見直しを行う。各システムの制御周波数帯域を積極的に管理し制御サブシステム間の干渉を防ぐことで、ゴンドラの姿勢制御と望遠鏡の粗ポインティング制御の同時運用を行い、外乱耐性を向上させる。また制御サブシステム間の協調制御についても検討を行い、より精度維持性能の高いポインティング制御システムの構築を目指す。

さらに基本的な考え方は現状のままで、システム信頼性の向上を第一に考える。それに加えて、極域での本格観測を目指して、システムに改良を加えていく。複数の観測対象に適した観測波長をフレキシブルに選択するために、液晶可変波長フィルターの搭載を検討する。液晶可変フィルターはロケット実験での実績があり、真空に関しては問題ない。低温に注意すれば気球環境でも利用可能と予想される。一方、水星ナトリウムテイルのような輝線スペクトルを検出するために、干渉計を利用した狭帯域カメラを検討している。内惑星と外惑星では太陽の方向と観測方向の関係が大きく異なる。太陽はゴンドラの方角規正の原点として使われるとともに、必要な電力を得るためのエネルギー源である。一方、特に内惑星観測では、強烈な太陽光は観測の妨げになる。内惑星観測と外惑星観測のジオメトリの違いを考慮した観測モードの切替という概念を導入する。さらに、将来的には 1m クラスの望遠鏡を目指して、開発を進めていく。

謝 辞

本研究は科学研究費補助金 (17540426)、国立極地研究所プロジェクト研究費、総合研究大学院大学共同研究費、

JAXA 搭載機器基礎開発実験経費の助成を受けた。気球実験の実施にあたり、吉田哲也教授、斎藤芳隆准教授、加藤洋一氏他大気球実験室スタッフ及び野中直樹氏、TARF のスタッフ、旧三陸大気球観測所のスタッフ、回収船の乗組員の献身的な支援に対して謝意を表する。東北大学大学院工学研究科吉田研究室在籍中に気球搭載望遠鏡の基礎研究を行った川崎公平氏、樋田敏浩氏、金澤知明氏の貢献に感謝する。

参考文献

- [1] McCarthy, D., IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-5, No. 2, 1969.
- [2] Shibai, H., Okuda, H., Nakagawa, T., Yajima, N., Maihara, T., Mizutani, K., Matsuhara, H., Kobayashi, Y., Hiromoto, N., and Takami, H., SPIE Proceedings, Vol. 1235, 1990.
- [3] Taguchi, M., et al. Balloon-borne telescope system for optical remote sensing of planetary atmospheres and plasmas. Advances in Geosciences 2006, Vol. 7, pp.169-179, 2006.
- [4] Shoji, Y., et al., "Highly Precise Pointing Control System on a Balloon-Borne Telescope for Optical Observations of Planets," the 27th International Symposium on Space Technology and Science, Tsukuba, Jul. 2009, 2009-m-20.
- [5] Sakamoto, Y., et al., "Dynamic Modeling and Experimental Verification of the Pointing Technology in Balloon-Borne Telescope System for Optical Remote Sensing of Planets," the 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, Jun. 2008, 2008-d-25.
- [6] 坂本, et al., " 惑星観測のための成層圏気球搭載用望遠鏡システムにおける指向制御技術の開発およびフライト報告 ", 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 京都, 2009 年 9 月, 1D09.