

搭載用 PMS および PMS 利用のリファレンスミッション提案

福島洋介 (宇宙航空研究開発機構 / 総合研究大学院大学)

A proposal of reference-mission using PI Motion Stage (PMS) for ISAS Sounding Rockets

Yosuke Fukushima (JAXA / SOKENDAI)

概要

観測ロケット上段部 PI に設置する機器のための慣性プラットフォーム構築用モーションステージ PMS の存在を前提としたミッションを提案する。ここでの提案は PMS 利用の例示だけではなく、PMS の先にありえる方向性を示すことが目的である。現時点において、提案ミッションを具現化するための予算や技術要素立証は保証されておらず、今後別の方向へ進む可能性は高い。したがって、ここでは観測ミッションのメインペイロード案として LEO デブリ直接視認観測 や 光通信実験 を参照ミッションとして示し、部分的にミッション要素を切り出して実施することも想定して、サブペイロード実験として実施するための原案待機リストへの登録をも意図して提案内容を説明する。

1. はじめに (目的および背景)

近年の観測ロケット実験では μG 環境の利用や高層大気にまつわる物理現象の観測のミッションが多く、それらミッションからの姿勢制御要求は衛星と比較して低かった。一方で、天文観測のミッションでは高い姿勢制御が要求され、近年の ISAS のグループのミッションであっても ISAS の観測ロケットでの打ち上げは行われておらず、現状の ISAS 観測ロケットでは主にコストの理由からその要望に応えることができない。ロケット全体を高精度姿勢制御するという 確実だが高コスト であり、かつ現在では新たにそれらを開発する必要がある。そこで、それとは異なる発想、既存装置を活用した低コストで実現可能な 別の 方法を著者は検討し提案した。その方法では、ロケット全体 (あるいは分離後の頭胴部) を高精度に姿勢制御するのではなく、これまでの延長線上にある精度の姿勢制御 (姿勢 1deg 程度、姿勢レート 0.1deg/sec 程度) から先 (それよりも高精度) については、ペイロード部に設置した モーション・スタビライザー あるいは モーション・ステージ (以下、MS と表記) を使用し、ロケットの残留運動部分を MS でキャンセルする PI 用慣性プラットフォーム を構築すると提案した。この提案は観測ロケット実験候補に採用され、今後実際の実験 (以下、MS 実験と表記) が計画されている¹⁾²⁾。

MS 実験が実施されさえすれば、MS が観測ロケットへの標準的なオプション機器として観測ロケット

の潜在利用者に認識される、とは考えにくい。それに、フライト実験だけではその装置は 実験レベル でしかない。他の装置を安定して支援できる能力まで改良継続し、実用品としての認知 が MS 利用を前提とした各種実験受付の前段にある、つまり具体的なミッションでの MS 活用がある程度検討されている必要がある。このため、現行の MS にある幾つかの利用制限への対処、および機能性能をフルにつかっていた実証実験例、できれば実証実験の結果が潜在的利用者へ開示されていることが望ましい。

以下では、MS 拡張型 (PI Motion Stage:PMS と表記)、およびその観測ロケット実験を提案する。フライト実験提案といっても、主 PI として観測ロケットを独占する実験だけではなく、ペイロードスペースを部分的に利用するサブペイロード実験についても PMS 利用のリファレンス実験 として提案する。

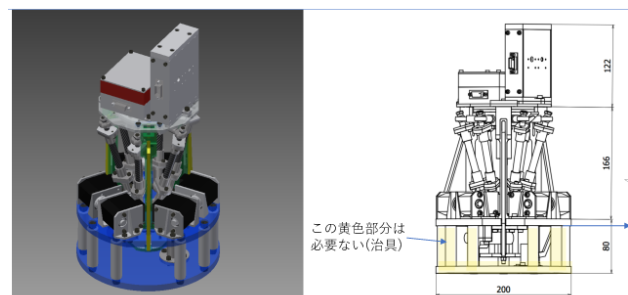


図1 S-310のPI部に搭載されるUMS³⁾

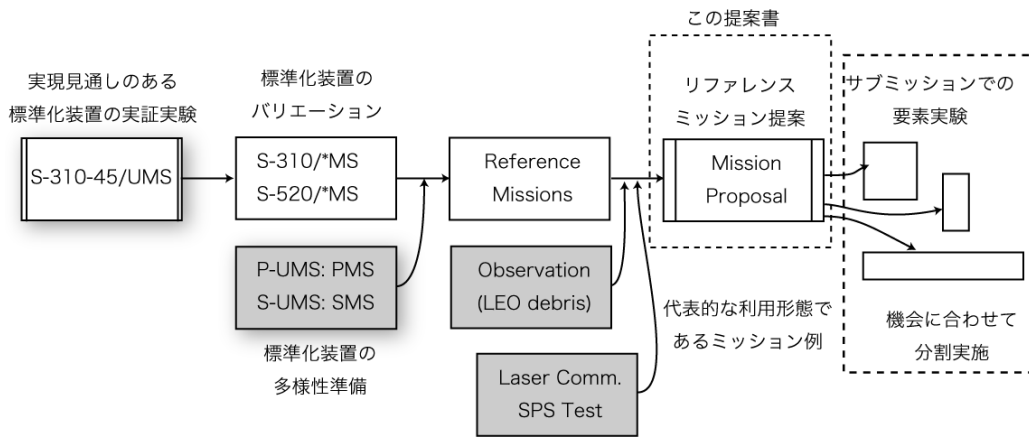


図2 UMSの後続(PMS)の方向についての可能性

2. ペイロード・モーション・ステージ：PMS

観測ロケットのペイロードの上段部分を観測ロケットに対して相対運動させるモーションステージをUMSと呼び、スピンドンプ用に開発された観測ロケット用小型姿勢制御装置（Side-Jet：以下ではSJと表記）とセットで利用することで低コストの姿勢制御方式を実現するシステムをS-310シリーズ用に提案した³⁾。現在それは開発中で、今後フライト実験が計画されている（図1）。このフライト実験が成功すれば、この機能をつかった発展方向は有力といえる。

UMSの発展の可能性を図2に示す。UMSとしてS-310シリーズでフライト実証が実施されたあとの拡張方法としては、(1)搭載装置重量化、(2)可動範囲の拡大への対応があげられる。

PMSはUMS方式による姿勢制御発案当初から観測ロケットでの天文観測への利用に繋がられないか検討していた装置である（図3）。観測ロケットPI部に搭載可能な望遠鏡を選定し、フェアリング開頭後に所定の方角に向けて観測を行う。このためには頭胴部（あるいは観測ロケット全体）の姿勢制御が必須だが、現時点で十分とは言えない能力の観測ロケット用小型姿勢制御装置SJを補助し、姿勢制御精度、安定性、運動性（複数目標の切り替え）の要求に答えるためのPMSである。観測ロケット頭胴部をSJで粗く姿勢制御し、観測装置である望遠鏡はPMSによる高精度な相対姿勢制御を行い、観測ロケットシステム全体として姿勢制御要求を満足させる。

図1に示したUMSでは直径310mmのロケット上段部に収めるためにMS可動機構に回転ヒンジで動きを制御するHEXA型パラレルリンクを採用してお

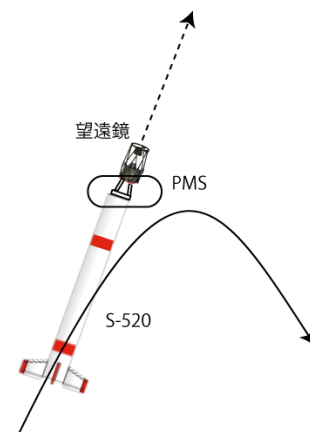


図3 MS搭載質量を大容量化することで実現、

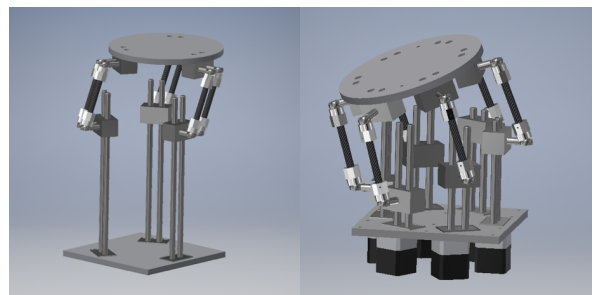


図4 UMSの後続の直動リンクによるPMS

り、MS上への搭載物はせいぜい2,3Kgを想定しており、たとえば望遠鏡のような剛性が要求されるような重量物を動作させることは現在のUMSには適さない。そこで図4に示す回転でなく直動機構で構成したMSの改修を検討する。図4の左図はステージ平面を幾何学的に維持するROSTOK型リンク、右図は直動式による2軸姿勢変更機能を中心としたパラレル型のPMS（以下、pPMSと表記）である。

一方で、また、ロンチロック機構の存在もあって現行UMSの相対運動は姿勢角にして±20deg程度。

より大きな相対運動を必要とする装置への適用は pPMS で対応できる場合もあるが、さらに大きな可動領域を必要とするものには、パラレルリンクではなくシリアル・リンクから構成する方法（以下、sPMS と表記）、いわゆるマニピュレータ方式も可能である。

以下では、PI のメインペイロードとして、およびサブペイロードとして PMS (pPMS, sPMS) を前提としたミッションの可能性について検討する。

3. メインペイロードとしてのミッション提案

ここでは観測ロケットの長所をフルに利用した以下の観測を PMS のリファレンスミッションとして提案する。とはいえ実際には、この提案ミッションから要素を切り出し、サブペイロード実験の機会が発生した際に PMS 実験を当てはめるべく詳細定義することになる。

3.1 LEO デブリ直接視認観測実験

現在、軌道要素が公開されている 本のロケット・宇宙機が由来のデブリは 243 個ある（表 1、NORAD カタログ 2017/04/12 時点）。これらはデブリ研究の対象となる数ミリから数センチのものではなく、メートル級の大きなもので、ロケットや衛星付属物に由来するデブリだけでなく本体も含んでいる。

PMS を使った観測ロケットミッション提案として、観測ロケットからの LEO デブリの直接光学観測を提案する。主対象は不具合衛星の直接観測である。2016 年 3 月に機能喪失した ASTRO-H が記憶に新しいが、これまで何度か運用初期段階で衛星との通信が途絶し、そのまま運用停止した 本の衛星は数例ある。通信途絶すると不具合の理由が確定できず、状況証拠からの原因推定になるが、その過程で衛星状態の観測データは有益な参考情報となるからである。

1997 年 6 月に機能消失した ADEOS では太陽電池パドル破損後の状態をドイツ FGAN のレーダー画像によって確認した (D. Methrholz, et al, "Detecting, Tracking and Imaging Space Debris," *ESA bulletin*, No.109, pp. 128-134, 2009)。また、2003 年 10 月に同じく機能消失した ADEOS2 も電力系統の異常が発端であり、ADEOS と同じ理由が疑われたが、結果的には電力ハーネスのショートが原因だという公式見解がでている (JAXA プレスリリース, 『環境観測技術衛星 みどり 2 の運用異常について (その 2)』 2003/11)。DLR/FGAN が撮像したレーダー画像図 5 に ADEOS2 のレーダー画像を示すが、確かにパドルは展開されたままである (一方で、ADEOS では、FGAN 画像でパドル崩壊を確認できた)。

表 日本のロケット・衛星由来のデブリと日本の衛星 (部)

NORAD	SATNAME	TYPE	INC	APO	PER	RCS	
41446	ASTRO H DEB	DEBRIS	31	511	498	S	
41441	ASTRO H DEB	DEBRIS	30.97	534	505	M	
41440	ASTRO H DEB	DEBRIS	31.01	553	529	M	
41445	ASTRO H DEB	DEBRIS	31	563	545	S	
41444	ASTRO H DEB	DEBRIS	31	565	549	S	
41439	ASTRO H DEB	DEBRIS	31.01	569	551	S	
41447	ASTRO H DEB	DEBRIS	31	565	552	S	
41442	ASTRO H DEB	DEBRIS	31.01	577	557	L	
27489	M-5 DEB	DEBRIS	31.42	13191	256	S	
27731	M-3H DEB	DEBRIS	31.33	11624	271	S	
28243	H-2A DEB	DEBRIS	28.97	34062	403	L	
28237	H-2A DEB	DEBRIS	28.94	34275	410	L	
11027	JIKIKEN (EXOS-B)	PAYLD	31.11	6542	147	M	
26898	LRE	PAYLD	28.44	33106	216	M	
27367	MDS 1	PAYLD	28.61	15314	232	L	
19822	EXOS D (AKEBONO)	PAYLD	75.05	3417	258	L	
12295	KIKU3(ETS4)	PAYLD	28.46	13970	292	L	
41934	EGG	PAYLD	31.11	6542	147	M	
39574	GPM	PALD	65.01	408	393	L	
28939	ASTRO F (AKARI)	PAYLD	98.26	556	406	L	
40298	ASNARO	PAYLD	97.41	509	506	L	
28773	ASTRO E2	PAYLD	31.38	522	516	L	
24720	HALCA (MUSES-B)	PAYLD	31.25	2122	2	536	L
28810	INDEX	PAYLD	98.14	619	578	M	
41337	ASTRO H	PAYLD	31	581	564	L	

(NORAD Ce estrack 20 7/04/ 2 の取得データによる)

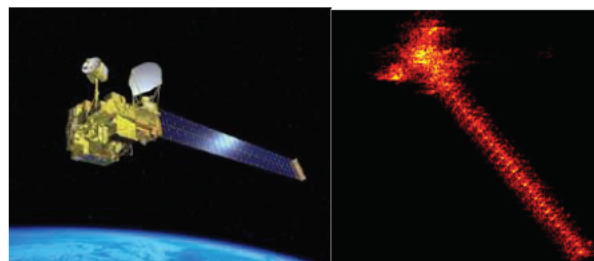


図 5 ADEOS2 イメージ図と FGAN レーダー画像

(URL 参照 http://www.jaxa.jp/press/2003/12/20031224_midori2.html)

2012 年 4 月、ESA の *envisat* も通信途絶が発生し、衛星状態を確認するため FGAN のレーダー画像および高解像度光学観測衛星 *Pleiades* によって光学画像が撮影され、衛星復 作業の継続か断念かの判断材料になっているようである (URL 資料 1 :

http://www.esa.int/Our_Activities/Observing_the_Earth/Envisat/Investigation_on_Envisat_continues)。

2016 年 3 月に異常となった ASTRO-H は現在 10 個のデブリとしてカタログに登録されている。太陽電池パドルなど弾道係数の小さなもの 2 個は 2016 年 4 月に大気圏に突入しており、現在でも軌道上にある 8 個の物体は高度 570Km 近傍で周回運動をしている。不具合発生時、望遠鏡で太陽光反射光を追尾し、そ

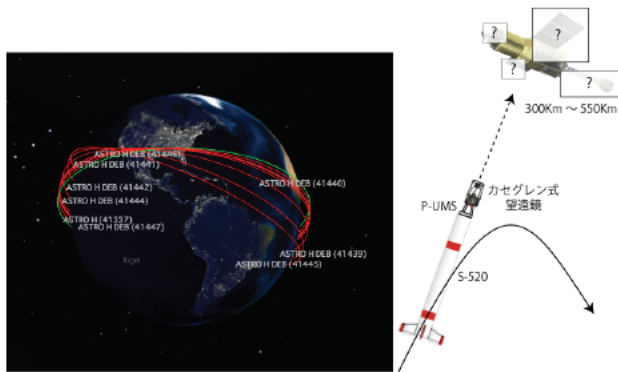


図6 Astro-Hの本体およびデブリの軌道
(20 7/04/ 2時点)

の光量変化から推定された姿勢運動などは報道されていたが、*envisat* と同様の観測は実施されていないか、されていたとしても結果は公表されていない。

では、観測ロケットで ASTRO-H を直接撮影することはできないだろうか。現在の ASTRO-H のデブリは本体を含め 8 個の物体が軌道傾斜角 31 度、高度 500-570Km の軌道を周回している (図 6)。

S-520 に pPMS を設置し、そこに直径 30 センチのカセグレン望遠鏡を搭載して姿勢制御で 0.1deg を達成した場合、どのような直接観測データが得られるか。頂点高度より 200Km 上方の撮影になる。

どのような画像を取得できるのかは望遠鏡の直径と観測ロケットと対象の距離によって決まる。口径 30cm の望遠鏡は天文台の口径数 m クラスの望遠鏡と比較すると小さいが、このサイズでも LEO 周回の物体ならば観測できる。ISS を地上から撮像した試みは多数紹介されており、ISS で撮像した NASA ビデオ画像と比較しても高解像で、地上撮影画像は細部が認識できるレベルで撮像できている (URL 資料 2: <http://www.astrophoto.fr/STS-133.html>)。

ISS は 100m 級の物体であるが、数 m 級の衛星ならばどう見えるのか。2011 年に再突入した DLR の ROSAT の観測例が参考になる。高度 235Km にあったこの衛星を地上で撮影した動画で衛星の姿勢運動が推定できている程度であった。雲台を制御することでトラッキングが維持されればシャッター時間 10msec 程度で撮影できることになる (URL 資料 3: <https://www.universetoday.com/90071/video-theirry-legault-captures-the-rosat-satellite-just-before-re-entry/>)。

S-520 の頂点高度は 300Km 程度である。したがって、500Km の軌道を周回するデブリの鉛直下方に位置できれば直線距離は 200Km であり、URL 資料 3 と同程度の位置関係になる。さらに、URL 資料 2 の

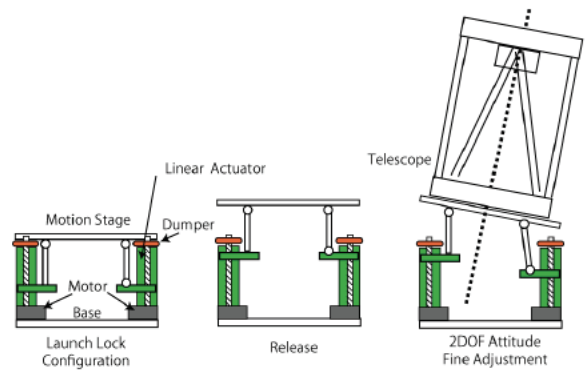


図7 大荷重用の PMS 案 (ただし、姿勢 2 軸、軸方向のみの自由度に限定される)

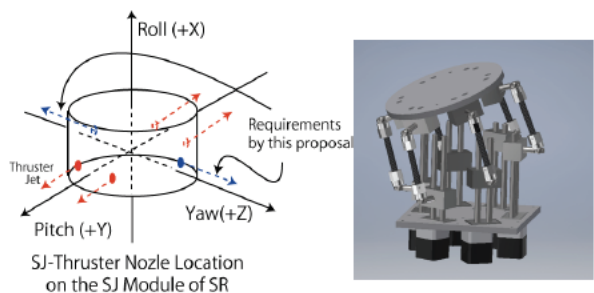
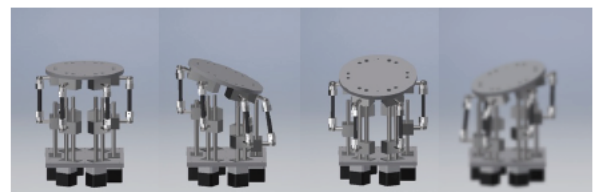
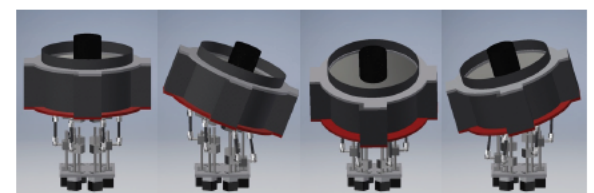


図8 SJ への新規 2 スラスト追加要望 (左), および PMS での操作姿勢制御 (右)



pPMS (ペイロード無し) での姿勢変更の例



pPMS (ペイロード (望遠鏡下部のみ表示) あり) での姿勢変更の例 (直動機構で実現している) 水平 X 軸 Y 軸 XY 軸

図9 pPMS (動作状態 ステージを上層させ、直動部分の長さを変えてステージに角度をつける)

ケースでは地球大気を 10Km 以上通過しているの大きくゆらぎの影響を受けているが、観測ロケットからの撮影では大気の影響は全くなく、これらよりも鮮明な画像が撮影できると期待できる。

3.2 pPMS による LEO デブリ直接観測のシーケンス

- (1) 打ち上げ後フェアリング開頭, YoYo デスパン

- (2) SJによってデスピ・ANC制御を行ったあと完全レートダンプ、ロンチロック解除
- (3) 搭載GPSからリアルタイム測位情報、SJ姿勢系から3軸姿勢決定情報を取得開始
- (4) SJによって3軸姿勢制御モードへ遷移
- (5) pPMSにより詳細姿勢制御開始、ガイドスターによって姿勢確認
- (6) 観測開始
- (7) 目標デブリ撮影を視野に入れ、撮像開始
- (8) 観測終了し、別のデブリを観測する場合には撮影開始手順に戻る、ない場合は終了
- (9) SJ排気モード、実験終了

現在のスペース・デブリの研究では、地上から微細な部品（mm級かそれ以下のサイズの）粒子状のデブリを発見し、カタログ化し、宇宙機への衝突回避やそれに伴うデブリの増殖を防ぐことに軸がある。あるいは、可能ならば除去するための技術開発に関心がある。

一方で、ここで提案しているデブリ直接観測は、軌道上サービスという工学分野に対して軸足をおいている。比較的大きなデブリとなる不具合衛星についてどのような補助・対処作業がありえるのか、サービスされやすくするための衛星側の工夫（把持ハンドル、視認用マーカー等）を予め衛星側に備えるという提案といった、予防工学として軌道上サービスの研究（図10）における貴重な実衛星の状態データの獲得を目指している。

直接視認による接近、運動状態の推定、コンタクトに都合がよい衛星側の装置についての提案。これらの検討の基点として軌道上デブリの直接視認データの獲得につながることも考慮している観測ロケット実験として提案である。

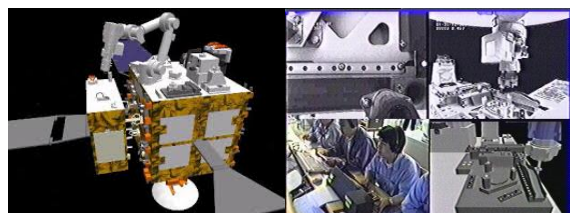


図10 ETS-VII衛星搭載アームをつかった地上遠隔操作による軌道上サービス実験（URL参照：http://robotics.jaxa.jp/project/ets7-HP/ets7_j/robot/photo_teleop.html）

3.3 光通信実験

現在の観測ロケットではSバンド（デジタルで1Mbpsクラス）、Kuバンド（アナログ）の通信ダウンリンクが利用されている。これまでの提案段階のミッションにおいてハイスピード・ハイビジョン映像の地上送信などが要望されたこともあるが、その要望に添えない状態である。また、今後もハイビジョンさらには4K/8Kカメラが普及し、現状のシステムで全く対応できないテレメトリ・ダウンリンクがミッション条件として要望されると予想される。

その解決策への活動の一つとして、光通信ダウンリンク確保があげられる。光通信については、JAXAにおいても衛星-衛星間（OICETS）や地上-衛星間（ETS-VI、OICETS）の実験が行われおり、また今後も計画（JDRS）がある。この技術は急速に普及しつつあり、地上でもUAVとの高速通信などでの利用が模索されている。送信装置もデバイスレベルでは小型化しており、レーザーの指向性を確保できれば、つまり姿勢制御精度が条件を満たせば、観測ロケットへ適用できるはずである。高速通信では、X/Ku/Kaバンド通信という具合に周波数を上げて高速化する方法と光（レーザー）使った通信が研究されてきており、周波数を高くすると（光を含めて）ビームの指向性を高くでき、データ通信上限を高められる。ではどのくらいのデータ伝送レートが必要になるのか。動画像送信では必要なビットレートは画像解像度、フレーム更新レート、圧縮率によって変わってくる。BS/地上デジタルハイビジョンでの伝送レートは最大24Mbps程度であり、要求すれば増えるというわけでもないで4K放送でも35Mbps程度に収まるよう制限されている。ここでは当面の目的を100Mbpsとする。一番高いビットレートが期待される光通信では観測ロケット送信アンテナの地上に対する姿勢制御に高い要求が課されることになる。

この目的にPMSを適用できないか検討する。PMSの姿勢制御補償機能を使った光通信の小規模な実験を観測ロケットS-520での実験として提案する。実験レベルではあっても原理検証がロケット-地上間のリンク確立が確認できれば、今後の高速データリンク時代に対する選択肢として現実性が高まり、恒久設備としての技術開発に繋がれると期待している。実験イメージ図を図11に示す。

観測ロケットと地上との間に高速データ伝送が可能になる光通信ダウンリンク実験に必要な要素は3構成で、送信装置（変調器・レーザ光源・ドライバ）、送信装置追尾機構（送信装置を地上局に

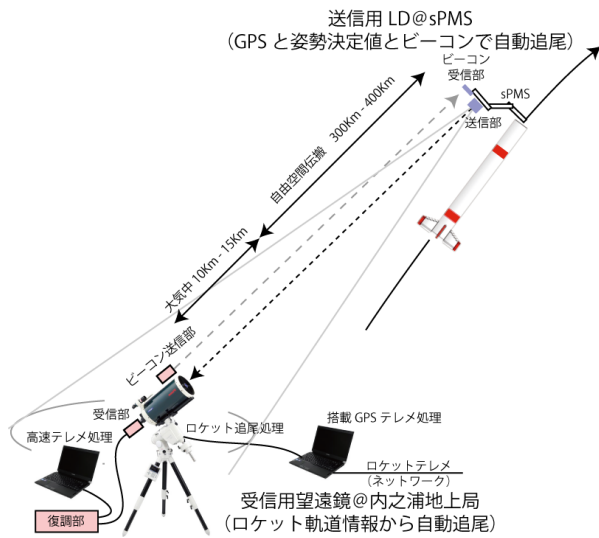


図 11 光通信実験のイメージ図

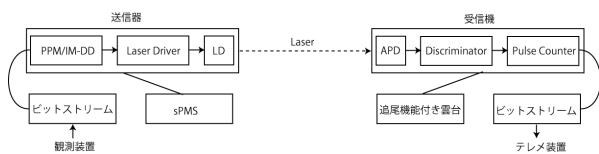
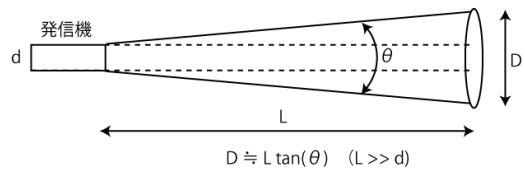


図 12 光通信ダウンリンクの機能ブロック図

向け続ける), および, 受信装置 (復調器・望遠鏡・追尾装置) となる。送信および受信はレーザーの ON/OFF による PPM 変調をつかえば原理的には単純なものになる。送信機側のレーザーダイオードやドライバ, 受信機側の APD には市販のものが数多く存在し, ひとたびデジタル信号におとせればデータ処理は FPGA が適用できる。原理的には Gbps という高速も可能だが, 基礎実験レベルでそのような信号処理の準備はできない。また, そのための姿勢制御要求を満たすことも難しい。したがって, この提案では Mbps, Kbps の伝送実験にとどまると想定している。光通信ダウンリンクの機能ブロック図を図 12 に示す。

光通信が成立するかどうかは, レーザーの射出方向の広がり角度と送受信の距離および姿勢制御要求との関係で決まってくる。図 13 にその関係図を示す。長距離での利用には図中の θ は小さい方が良いが, 受信局側での広がり (D) がある程度ないと現実的な問題として送受信機が対向しない。PMS の指向制御要求から広がりが決まり, 角度 θ が決まる必要がある。ただし, 実際に通信できるのかどうかは回線計算をする必要がある。とくに 中実施する場合は太陽からの雑音とレーザーの信号との S/N 比に注意しなければならないので, 実験を夜間に実施する。



- $\theta=1\text{mrad}, L=100\text{Km} \rightarrow 100\text{ m (S-UMS 姿勢制御要求 } 0.06\text{ deg)}$
- $\theta=1\text{mrad}, L=300\text{Km} \rightarrow 300\text{ m (S-UMS 姿勢制御要求 } 0.02\text{ deg)}$
- $\theta=2\text{mrad}, L=100\text{Km} \rightarrow 200\text{ m (S-UMS 姿勢制御要求 } 0.1\text{ deg)}$
- $\theta=5\text{mrad}, L=300\text{Km} \rightarrow 1500\text{ m (S-UMS 姿勢制御要求 } 0.3\text{ deg)}$

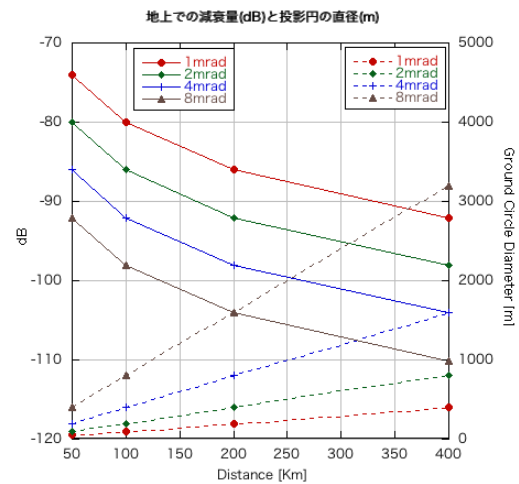


図 13 光通信ダウンリンクの機能ブロック図および距離と地上までの減衰と投影円直径予測

PMS は展開式のシリアルアームで構成する (以下, sPMS と表記)。打ち上げ時にはロケット断面積内部に収まるように折りたたまれて, ロンチロック解除とともにアームを展開する。アームの手先には光通信の送信部分を設定しておく。このイメージを図 14 に示す。宇宙での動作を想定しているのでモーターは大容量のものは必要なく, アームの剛性を確保しつつ軽量のものを選択する。地上試験では自重が支えられないが, 基本的な試験はすべて実施できる。

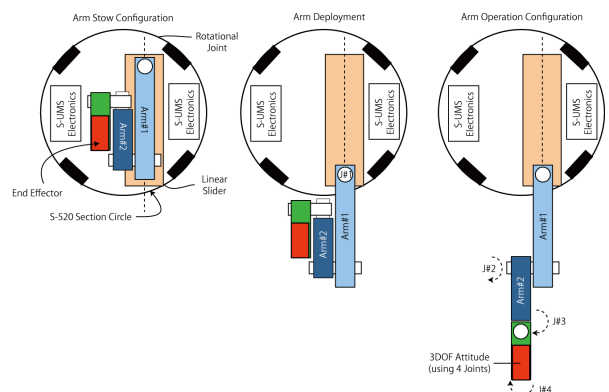


図 14 sPMS 案 (回転ジョイント 4 個によるアーム手先 (EE) の相対姿勢制御)

3.4 パラレル (pPMS) とシリアル (sPMS) の選択

3.3 節の sPMS 方法は可動範囲の制約が pPMS よりは広く取れる可能性があるが、部材の詰め込みやシリアルリンクであることにより機構自体のガタを先端部で受けやすい。したがって、装置（アンテナ・レーザー送信部）の姿勢可動範囲としては sPMS が必要になるが、姿勢保持・姿勢安定からは状況によって適していない。姿勢保持が要求されるミッションでは pPMS/sPMS のどちらかが適しているのかは、要求される姿勢保持精度と可動範囲、搭載機器の重量、ロケット本体の姿勢制御の状況から決定する必要があり、PI 姿勢制御支援オプション PMS という観点からは両方を準備しておくことが望ましい。

PMS はミッション目的と使用環境の制約に対応するため、そもそも設計で柔軟に対応することが求められる装置であり、実施時期や搭載条件によってサイズや提供機能を変化させて対応できることを、メインペイロードだけではなく、むしろサブペイロード実験という形で今後の機会があるごとに示していく必要があると考えている。

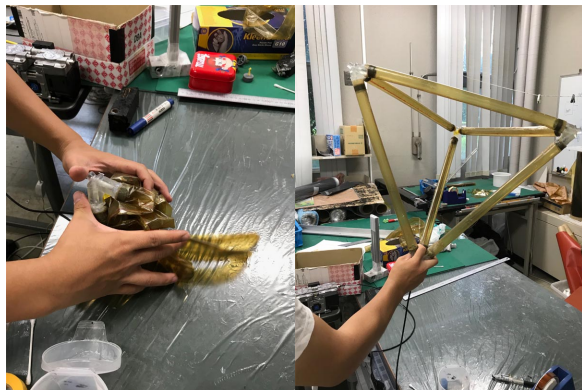


図 15 PMS 用インフレータブル構造の試作例



図 16 立体トラス要素としての正四面体をインフレータブルで構築するシーケンス

4. サブペイロードとしてのミッション提案

4.1 インフレータブルストラクチャー適用の PMS

sPMS の実現では、立体的に PMS 部材がかさばるために、フェアリング部分に PMS を設置、展開するほうが有利であるが、その分本来の PI 装置の設置スペースを侵食することになる懸念があり、また、PMS 設置場所としてロケット頭胴部利用が難しくなり、結果的にサブペイロード実験での適用ができなくなる。そこで、PMS 構築部材をガスによって膨張させるインフレータブル構造の適用を検討する。

インフレータブル PMS は、剛性が必要な pPMS に対応する用途には利用できないが、sPMS ならば可能性がある。また、2 節、3 節とは別の用途を主体に PMS のバリエーションとして、インフレータブル PMS（以下、fPMS と表記する）を PMS のバリエーションとして検討することで、より多くの観測ロケットミッションへの PMS 適用を視野に入れることができる。現在試作中のインフレータブル構造の例を図 15 に、ガスによる展開過程を図 16 に示す。展開前の収納容積が格段と小さくなることを確認できる。

4.2 太陽光反射膜の姿勢制御実験

宇宙におけるインフレータブル構造物の適用先は大型構造物構築であり、その用途としては大型アンテナおよび太陽電池パドル・太陽光反射面の実現が挙げられる。PMS を使う場合、アンテナ面を展開したあとで PMS により指向制御を行うが、剛性や形状維持精度が重要となる通信アンテナをインフレータブルだけで実現するには、簡易なものであっても小型であっても実現は難しく、結果的に観測ロケット用 PMS には適さない。そこで、短時間で大型の平面を実現できるシステムを想定した太陽光反射膜の展開とその姿勢制御実験を観測ロケットのサブペイロードとして PMS による実証実験を提案する。

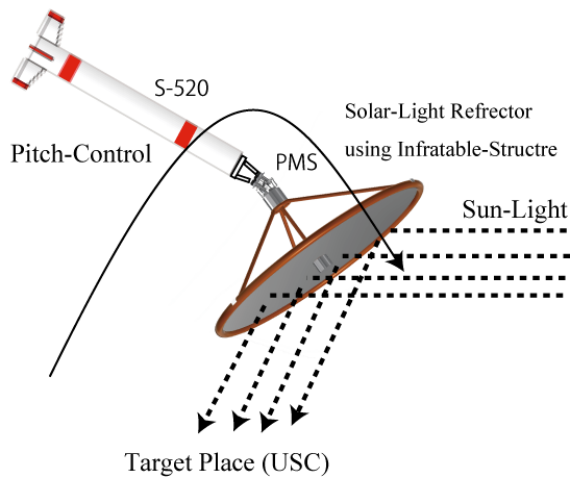


図 17 PMS 姿勢制御によって搭載した大型太陽光反射板からの反射光を地上局に精密に向ける実験

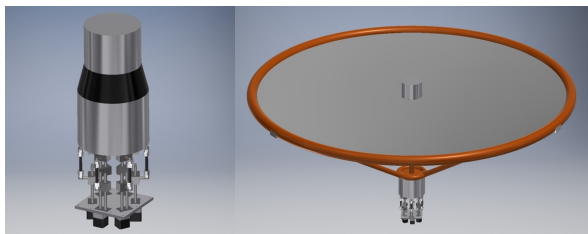


図 18 PMS/展開型太陽光反射板の形状案（0cm 径のチューブで 3m 径のトラスをつくり内部に反射膜を張る）
左図は展開前の PMS と反射板装置 右図は展開後の反射板

この実験提案では、光通信の装置ではなく太陽光反射板がペイロードであり、太陽光を捉えるための大型展開面の姿勢制御を太陽光発電衛星の基礎技術と位置づけた実験を実施する。その主眼は PMS 側においており、仮にそれをメインミッションとするならば図 17 のような装置を想定して図 18 のような fPMS を準備することになる。そもそも観測ロケット頭胴部先端にインフレイタブル構造物を設置し展開することは S-310-41 号機でフライト実証済みであり、それを相対姿勢制御する PMS についても S-310 号機で予定されている UMS を適用するとすれば、既存開発品でこの実験は可能だと言える。

一方で、これをサブペイロード実験として実施するためには、太陽光反射展開面をロケット側面におく必要があり、fPMS 装置も新規の工夫が必要になる。ただし、図 16 のような原理から、打ち上げ時の容積は十分小さく抑えられ、展開にも時間はかからない。形状維持も 10 分程度なので十分現実的である。

以上から、この特性を活用し図 19 に示す側面展開型の fPMS をサブペイロード実験として提案したい。基本的に未知な部分は図 19 の機構のロンチロック方

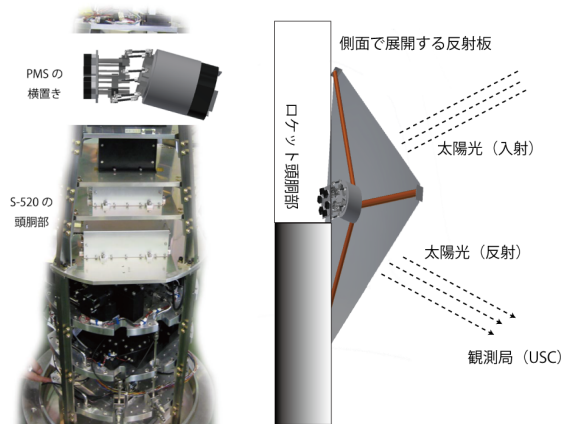


図 19 側面からの fPMS による大型太陽光反射面

法であり、これは PMS 全体の課題であり、S-310 の UMS 実験と共通要素なので解決可能だと考えている。

この方法ならば、結果的に実験項目は次ようになる。(1)インフレイタブル機構の展開ができるか、(2)インフレイタブル機構の相対姿勢を fPMS で制御できるか、(3)観測ロケット本体の SJ による粗姿勢制御と fPMS との協調制御によってミッションに必要なとされる精度が実現できるのか、の 3 点である。このミッションは全体として 3.3 節の光通信実験と同じ機能を fPMS にもとめており、必要とされる装置は地上局側に設置する反射光をと捉えるカメラ程度であり、反射面を姿勢制御精度も 0.1deg 程度と粗くて良く、(1)と(2)が実現できれば、メインペイロードの都合が(3)はオプションとすることもできる。

現在は、インフレイタブル構造物による sPMS つまり、マニピュレータの実現について試作を行っている。サブペイロードでの実験を想定した場合、姿勢はスピン状態の可能性もあり、その状態でも展開や相対姿勢制御をメインペイロードの許容範囲内で実現できるよう、多彩な方法、多様な目的を準備しておく必要があり、現時点においても本稿で紹介した程度の多様性は確保してある。

参考文献

- 1) FUKUSHIMA, Y., "Onboard 7DOF Motion Stage as an Inertial Platform for Payloads on Sounding Rockets," [The 15th International Workshop on Advanced Motion Control](#), TTAS, Tokyo, Japan, 9-10 March, 2018.
- 2) 福島洋介・三田信：“観測ロケット PI 部用慣性プラットフォームの試み”，[平成 28 年度大気球シンポジウム](#)，相模原，1-2 Nov. 2016