

観測ロケット MOMO の技術実証について

○植松千春，稲川貴大，金井竜一朗，森岡澄夫
(インターステラテクノロジズ株式会社)

Technical Demonstration Flights of Sounding Rocket MOMO

1. はじめに

北海道大樹町に本社をもつインターステラテクノロジズ株式会社（以下、IST）では安価・高頻度な宇宙輸送サービスの事業化を目指し、液体ロケットの開発を行っている。その一環として 2015 年に観測ロケット MOMO[1]（図 1. 以下、MOMO）の開発を開始した。2017 年 7 月に初号機の、2018 年 6 月に 2 号機の打上実験を行ったが、部分的成功ないし失敗であった。しかし 2019 年 5 月の 3 号機打上実験は、宇宙空間と定義される高度 100km に到達するフルサクセスとなり、ロケットのコンセプトや基本設計の正しさが実証された。同年 7 月に 4 号機の打上げを実施したが、これは部分的成功に留まった。

本稿では 3 号機および 4 号機における取得データを参照しつつ、ペイロードの搭載形態やさらされる環境条件等について述べる。



図 1 観測ロケット MOMO

2. 開発の目的と背景状況

小型・超小型人工衛星は今後 10 年で 9000 基以上の打ち上げ需要が見込まれている[2]。IST の主な事

業目標は、(超) 小型衛星の打ち上げができる軌道輸送サービスの早期実現である。

一般に、そのような打ち上げサービスには以下の三つの形態がある。

- 中・大型ロケットを用い、大型衛星の隙間に搭載するピギーバック方式
- 小～大型ロケットを用い、複数の小型衛星をまとめて搭載するライドシェア方式
- 小型ロケットによる専用打ち上げ

ここで超小型衛星のオペレータから見た場合、ピギーバック方式やライドシェア方式にはいくつかの課題がある。

- 打ち上げ機会が少なく、打ち上げ待ちの期間が長くなりやすい
- 投入軌道が他衛星との兼ね合いで決まり、自由な選択を行にくい
- プロジェクト規模が大きくなりやすいため、挑戦的なミッションを実施しにくくなる

また、(超) 小型衛星は主に商用目的であり、民間企業が独自に開発しているものも多い。打ち上げロケットは輸送サービスとしてグローバルに存在しており、商用目的では搭載費用の高いロケットは選べない。ユーザーフレンドリーな輸送サービスであることも要求される。

したがって IST では、下記の特性を持つ専用打ち上げ機（軌道投入機）の開発を目指すこととした。

- 安価
- 高頻度
- 任意の軌道に打ち上げ可能
- ミッション機器の制限が少ない

しかし、厳しい予算制限があり、開発実績がなく、射場を保有していなかったスタートアップ企業（IST）が軌道投入機を開発することには、さまざまなハードルがあると予見された。特に、射場の設置・施設充実や打ち上げ機会の拡大に向け、地元関係者の理解を獲得していくことや、打ち上げ実績を積み重ねる必要もあった。そこで、軌道投入機の前段階として、観測ロケット MOMO を技術開発および事業進展上のマイルストーンとして設けることを定めた。すな

わち、軌道投入機に用いる技術の開発・実証や射場の整備を段階的に進めつつ、観測ロケット単体としても輸送サービスの事業化を目指すこととした。

MOMO 事業では、下記の需要に応え、民間宇宙利用の敷居を大幅に下げることが目標としている。

- 理学実験（高層大気観測・天文観測など）
- 工学実験（微小重力環境や再突入・高マッハ数などを利用）
- エンタメ（広告、イベント、宇宙葬など）

これらのミッションの中には、フェアリング開頭によるペイロード部曝露や、フェアリング分離によるペイロード回収などが求められる物もある。ただし、それらの機能は今後追加していく予定であり、これまでの初号機から4号機では実現を見送った。

3. 諸元

MOMO の諸元を表1に、フライトシーケンスを図2に示す[1]。開発コンセプトは以下のとおりである。

- 技術開発の難易度を下げ、推力と構造効率を高水準には求めず、ヘリウムガスによるガス押し方式（推進剤ポンプを用いない）とする
- 揮発性で環境汚染を起こしにくく、関係者の理解も得やすいエタノールを燃料とする
- 部品点数が少なく単純な構造のロケットエンジン燃焼器とする
- 3軸の姿勢制御機能を持ち、民生品の電子部品を利用したアビオニクス・無線系を用いる
- 独自で射場整備を行う

安価で製造でき高頻度の打ち上げが可能であることに加え、液体ロケットであるために打ち上げ時の加速度や振動が低いという、ペイロードにとって好ましい性質も MOMO に持たせることができた。

なお、ガス押し用のヘリウムについて、一般容器則に基づく9LのGFRPタンクを複数搭載している。この民生品利用により重量は増えたが、開発工数の削減が可能になっている。

以下、ペイロード関係の諸元等につき説明する。ペイロード重量は公称20kgであるが、目標到達高度を増減させることにより、重量調整は可能である。搭載検討から打ち上げまでの流れは以下の通りである。

1. 半年前：打ち上げ申込、スペック概要調整（重量、到達高度、ダウンリンク帯域等）
2. 3ヶ月前：嚙み合せ試験実施
3. 1ヶ月前：FM搭載、機体を用いた統合試験実施
4. 打ち上げ前日：最終動作確認
5. 打ち上げ当日：打ち上げ実験、データ引き渡し

機体内での搭載位置は、押しガス用ヘリウム格納セクション及びフェアリング上（図3）である。ペイロードの詳細寸法や機械的・電氣的なインタフェースについては、現行では個別に相談の上で決定している。しかし近い将来、統一したインタフェース仕様を決定・公開する予定である。

表1 MOMO 3号機諸元

推進剤	エタノール／液体酸素
姿勢制御	3軸制御 ジンバル＋ホットガスジェット
推力	12kN
全備重量	1150kg
ドライ重量	350kg
機体全長	9.9m
機体直径	0.5m
到達高度	100km
ペイロード重量	最大20kg（目標到達高度により変動）
データ回収	テレメトリによる ダウンリンク（最大2Mbps）

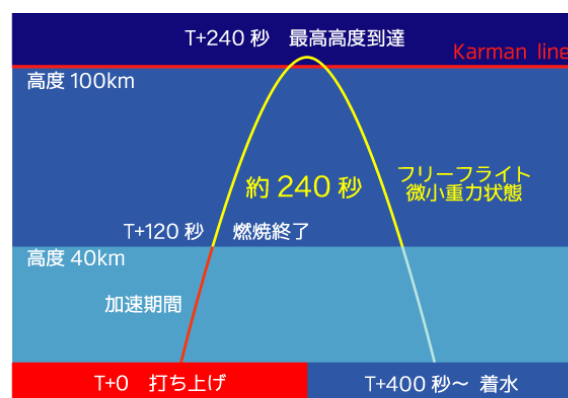


図2 フライトシーケンス

ペイロード・データ（測定や実験の結果等）の回収方法は、現行機ではまだペイロード回収を実現していないため、テレメトリによるダウンリンクでのみである。ダウンリンクの帯域は最大2Mbps（搭載する全ペイロードの総和）であるが、今後、無線変調方式の改良などにより帯域を増やす予定である。機上のデータ・インタフェースはUART（デジタルのシリアルデータ）である。映像については、NTSCまたはデジタルデータでの受け付けが可能である。

また、計測およびダウンリンク等がない搭載のみのペイロードも募集している。たとえば応募企業の商品を搭載して宇宙空間へ到達させ、イベント実施や広告に活用するものである。

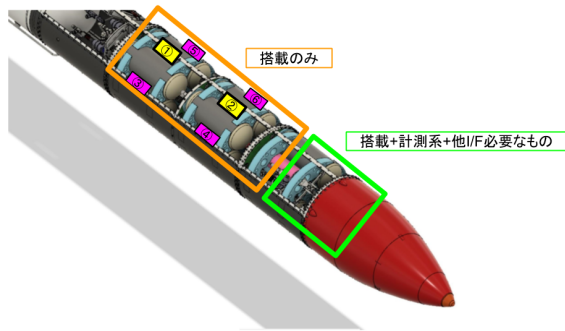


図3 ペイロード搭載可能位置

4. 打ち上げ結果の概要

MOMO の初号機打ち上げは 2017 年 7 月であり、その後現在までにさらに 3 機を打ち上げた。結果を表 2 に示す。

初号機では、T+14 秒から機体の回転が発生し、MaxQ 近辺での機体破壊に至った。ロール制御には窒素ガスによるコールド・ガスジェットを用いていた。

そこで 2 号機では、エタノール／液体酸素の燃料リッチガスによるホット・ガスジェットを用いるよう設計を変更した。しかし、その燃焼器設計に由来する不具合により、打上直後に配管が焼損し、飛行中断機能が働いて落下炎上した。

3 号機では、2 号機の不具合部分の設計変更と燃焼系統の重点的な地上試験を実施したうえで打上げに臨み、フルサクセスとなった（図 4）。

4 号機（図 5）は、基本設計の再確認、打上頻度の向上、および小物体放出機構の動作実証などを目的とした打上げであった。しかし T+64 秒にコマンド受信機系統が異常動作を起こした。



図4 MOMO3 号機の飛翔経路

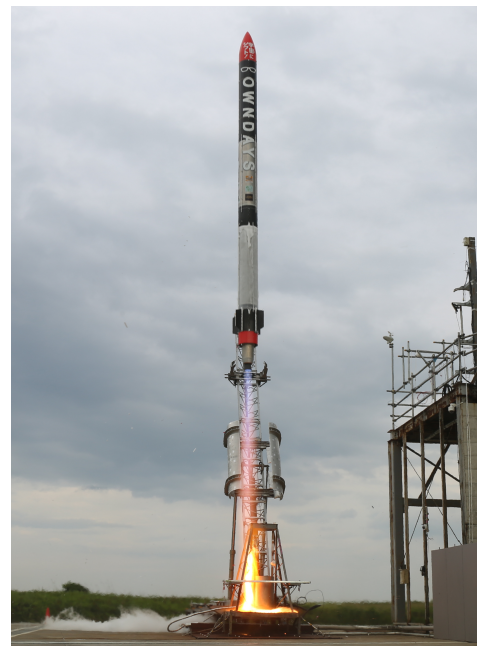


図5 MOMO4 号機の打上げ

表2 MOMO 各号機の打上結果

初号機	部分的成功	T+66 秒で通信途絶。 MaxQ にて機体が破損と推定
2 号機	失敗	姿勢制御用スラスタ燃焼器が異常燃焼、機体側が自動的にメインエンジンを停止
3 号機	成功	最高高度 113.4km に到達
4 号機	部分的成功	T+64 秒でコマンド受信系統が異常動作し、機体側で自動的に飛行停止

※ 3 号機の正式名称は「宇宙品質にシフト MOMO3 号機」、

4 号機は「ペイターズドリーム MOMO4 号機」

5. ペイロード環境の測定結果

以下、3 号機および 4 号機で取得したデータに基づき、MOMO の実際のペイロード搭載環境について述べる。取得したセンサの諸元を表 3 に、設置の様子を図 6～図 8 に示す。加速度センサはフェアリング内アビオニクス・ボックスの中心に設置されている。振動センサは、ペイロードおよび搭載アビオニクスへの影響を測定するため、機体内の 3 箇所に分散して設置されている。

表 3 センサ諸元

加速度センサ	Analog Devices 社 IMU (型番非公開)
レンジ	±18g
搭載箇所	フェアリングプレート
振動センサ	TE Connectivity 社 805M1
レンジ	±20g

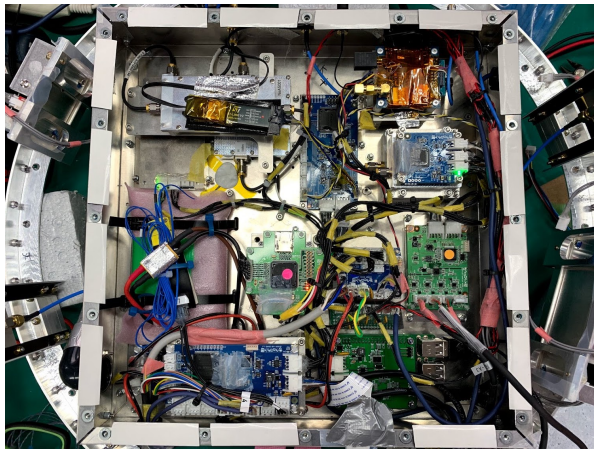


図 6 加速度センサの搭載位置（画像中心付近）

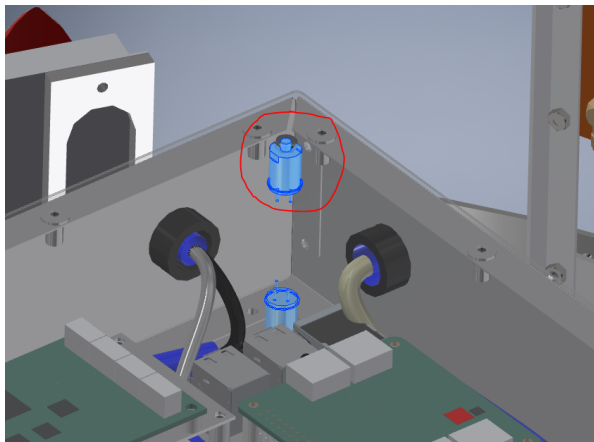


図 7 振動センサ（SD-A1, SD-A2）の搭載位置

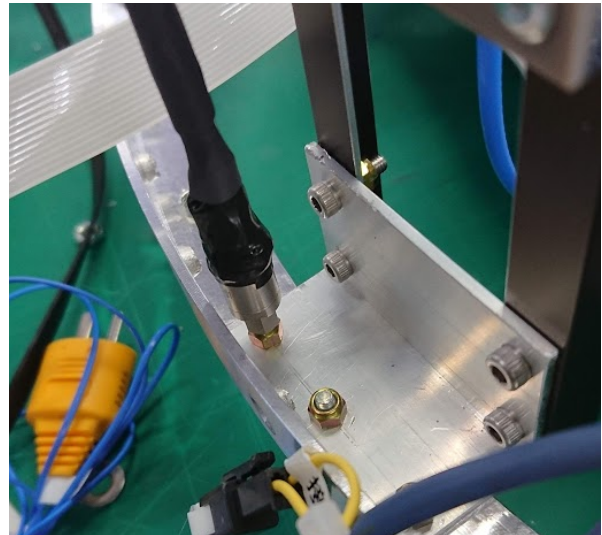


図 8 振動センサ（SD-P1）の設置の様子

まず、加速度の測定結果を図 9 に示す。推力飛行中は最大 4G 程度であり、固体燃料を用いる他の観測ロケットと比較し非常に低い値であった。推力停止後、約 210 秒間に渡って慣性飛行するが、0.1G 程度の値が観測された。この原因は、推進剤タンクからベントガスが放出され、機体が回転した状態で飛行したため推測される。微小重力環境としては改善が必要であるため、機体回転の防止策を検討中である。また、慣性飛行の後には、高度が下がって空力の影響が出てくるために姿勢の乱れが発生する。

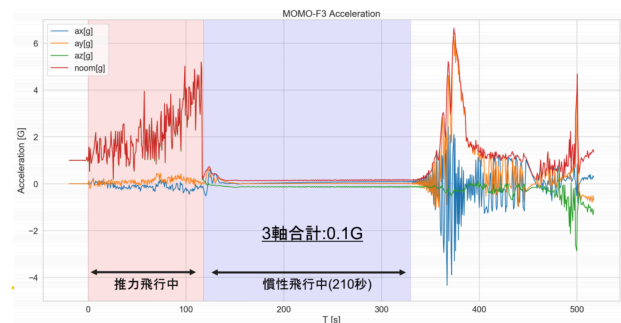


図 9 MOMO3 号機の加速度履歴

次に振動環境について、機軸方向に搭載したセンサによって振動強度を取得した取得した。図 10 に打上期間全体の、図 11 に打上直後 (T+0~T+5) の、図 12 に推力飛行中の典型的区間 (T+20~25) の平均をとった周波数スペクトルをそれぞれ示す。

いずれの時点においても 55Hz 前後に強いピークが見られる。これはメインエンジンの燃焼振動が原因と考えられ、恒常的に $1 \times 10^{-2} [g^2/Hz]$ の強度が出ている。また、離昇直後には高周波側の振動強度が全体

平均・定常時と比較すると高強度となっており、離昇直後の音響振動が原因と考えられる。

全周波数域を積算すると、ペイロードエリアにおける振動強度は 5gRMS 程度であり、他の観測ロケットと比べても低いレベルである。MOMO 3 号機と 4 号機では、センサ設置の都合で機軸方向のみ測定しかしていない。しかし 5 号機以降、3 軸の振動データ取得と評価を行いたい。

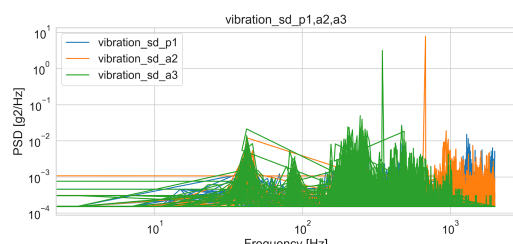


図 10 MOMO4 号機ペイロード振動環境
(全区間の平均)

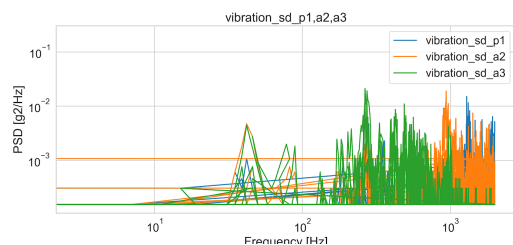


図 11 MOMO4 号機ペイロード振動環境
(離昇直後 T+0~T+5 の平均)

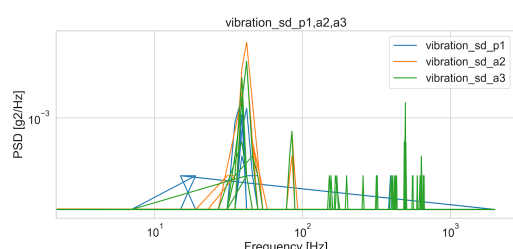


図 12 MOMO4 号機ペイロード振動環境
(飛行中 T+20~T+25 の平均)

6. まとめ

本稿では、観測ロケット MOMO の目的、打上結果、ペイロード搭載環境等について説明した。今後、速やかに打上げ頻度を増やし、年間数回～10 回以上の打上げを実施していく予定である。現時点においても 1 機の製造にかかる時間は 2 ヶ月程度で済んでおり、達成可能な目標であると考えている。信頼性と打上げ成功率の向上についても、今後重点的に取り組んでいく。

MOMO は、その開発経緯から観測ロケットとしては珍しい液体ロケットであり、低加速度・低振動環境のペイロードに優しいロケットであることも実証された。今後、ペイロード重量増加やペイロード回収などの能力向上に加え、柔軟性が高く高性能なペイロード・インタフェースの提供や、ユーザーズ・ガイドの整備なども進めていく。

謝辞

MOMO 搭載ロケットエンジンの一部の開発にあたり、経済産業省・宇宙産業技術情報基盤整備研究開発事業(民生部品等を活用した宇宙機器の軌道上実証)の開発委託を受けた。

参考文献

1. Interstellar Technologies Inc. : 観測ロケット MOMO ユーザーズガイド
<http://www.istellartech.com/7hbym/wp-content/themes/ist/img/technology/MOMOUsguidever.0.2.pdf>
2. 内閣府宇宙開発戦略推進事務局：小型・超小型衛星の打上げ需要調査， 2018。
<https://www8.cao.go.jp/space/committee/27-kiban/kibandai39/pdf/siryous.pdf>
3. NASA Goddard Space Flight Center: NASA Sounding Rocket User Handbook, July 2015.
<https://sites.wff.nasa.gov/code810/files/SRHB.pdf>
4. 竹内 伸介：観測ロケット S-310-42 号機における 飛行時機械環境の計測結果， 宇宙航空研究開発機構研究開発報告， 2015. ISSN 1349-1113, JAXA-RR-14-004