# 地上回収型超小型衛星 μ-LRS の概念と 大気球を使ったカプセル再突入実験について

# `滝澤潤一\*,杉村文隆<sup>†</sup>,大窪拓哉<sup>†</sup>,平木講儒<sup>‡</sup>,安部隆士<sup>§</sup>,山田和彦<sup>§</sup>,中須賀真一\*

#### 概要

ISSL と IA、SDL、ISAS/JAXA は小型実験用再突入システム (micro-Laboratory Reentry System/µ-LRS) の研 究を 2009 年から共同で実施している。µ-LRS は再突入カプセルに Apollo Command Module 型のカプセルを採用 し、内部に搭載したスラスタを用いて再突入中の誘導制御を計画している。誘導制御を行う上で必要となるカプセルの 空力特性を取得するため、µ-LRS では 2011 年 8 月 30 日に ISAS/JAXA の保有する大気球を用いたカプセル落下実 験を実施した。以下では本実験の結果と得られたデータの解析結果について紹介する。

# 1 研究背景

東京大学中須賀研究室 (ISSL) と株式会社 IHI エア ロスペース (IA),九州工業大学スペースダイナミクス 研究室 (SDL),宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究 所 (ISAS/JAXA) は小型実験用再突入システム (micro-Laboratory Reentry System/μ-LRS)の研究を 2009 年 から共同で実施している.

近年,宇宙空間の試料を地上に持ち帰るシステムへの 関心が高まっている一方で宇宙ステーションなどで行わ れている回収型の宇宙実験には装置の高い安全性が要求 され実験実施までに長い期間を要するという問題があ る.本研究ではこれまで ISSL が実績を積み上げてきた 超小型衛星 (XI, PRISM 他)の開発技術と,SDL の空 力運動の関連技術,IA が JAXA との協力の中で培って きた再突入カプセル (USERS, MUSES-C 他)及び衛星 推進系の関連技術を融合させこの問題を解決する小型・ 低コストの再突入システムを開発することをテーマとし ている.図1に研究背景をまとめる.

図 2 に μ-LRS の概念図を示す.μ-LRS は 50cm 立 方サイズ,重量 50kg の超小型衛星級を目標としている. μ-LRS は打ち上げ後,軌道上で搭載機器による実験を 行ない,実験終了後に軌道を離脱し,カプセルの再突入 と回収を行う.μ-LRS の特色の1つは再突入中の誘導 制御であり,カプセル開傘点の分散を1kmの精度まで 向上させる計画である.これにより着水後の回収にかか るコストの削減を狙っている<sup>1)</sup>.

μ-LRS では再突入カプセルとして NASA の Apollo 計画で利用された Command Module(CM) を参考に設







図 2  $\mu$ -LRS 概念図

計したカプセルを利用する.再突入カプセルについては 以前より,亜音速から遷音速の領域において動的な不安 定性が存在することが指摘されている<sup>2)</sup>.特に Apollo CM については NASA の実施した風洞試験の結果が公 表されており,そのデータの中でも,マッ八数1近辺に おいてカプセルに動的な不安定性が存在することが示さ れている<sup>3)</sup>.この動的不安定性は再突入中の誘導制御を 計画している  $\mu$ -LRS にとって無視できない事象であり,

<sup>\*</sup> 東京大学 大学院 航空宇宙工学専攻

<sup>&</sup>lt;sup>†</sup>株式会社 IHI エアロスペース

<sup>\*</sup> 九州工業大学 工学部 機械知能工学科

<sup>§</sup> 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所

これに関するデータを取得するため JAXA/ISAS の保 有する大気球を利用した今回の実験を計画してきた<sup>4)</sup>.

## 2 実験概要

## 2.1 目的

本実験では µ-LRS のカプセル模型を高度 37km から 落下させ,実際に遷音速までカプセルを加速し,その空 力特性を取得することを目的としている.同時に動的不 安定性への対処としてカプセルに搭載したスラスタを用 いてダンピング制御を行い,飛行中の姿勢変動を抑制で きることを確認する.また誘導制御実施の観点から,搭 載スラスタに関して,遷音速飛行時に生じる可能性のあ るスラスタ噴流と外気流との干渉を評価するデータを取 得する.

# 2.2 実験システム

本実験で使用するカプセル模型は直径 650mm, 質量 61.5kg の Apollo CM 型形状で,実験でのデータ取得用 に姿勢制御用スラスタ, IMU, GPSR, パラシュート等 を搭載している.また飛行データを開傘後に送信するた めの送信機を内蔵している.

本カプセルはゴンドラ内部に搭載した状態で気球への 取り付けを行う.ゴンドラは 1m×1m×1.3m の直方体 であり,外板を発泡スチロールで作成して気球上昇中に カプセルの保温を行う.また,気球上昇中にカプセルへ の電力供給と地上局からのコマンド受信,テレメトリ送 信を行う.図3に気球搭載状態のカプセルおよびゴンド ラの写真を示す.



図3 気球搭載状態写真

#### 2.3 実験実施状況

2011 年 8 月 5 日から実験場である JAXA 大樹航空 宇宙実験場にて作業を開始し,8 月 30 日午前4時40 分に大気球の放球を行い実験を実施した(大気球実験 B11-04).大気球は放球後順調に上昇し,カプセル分離 の目標高度37kmに到達した午前7時12分にカプセル の切り離しを実施した.カプセルは分離後事前に計画さ れた実験シーケンスを実施してデータを取得した後,パ ラシュートを開傘し,緩降下中に取得データを無線で地 上局へ伝送して午前7時30分に海上へ着水した.本実

#### 験のシーケンスを表1にまとめる.

#### 表1 実験シーケンス

X-time[sec]	イベント
0	カプセル分離
0.5-2.5	スラスタ噴射 (低速時)
30-55	スラスタ噴射 (遷音速時)
60-99	ダンピング制御
100	パラシュート開傘
120-着水	テレメトリ送信

# 3 実験結果

本実験で取得した結果を以下に示す.図4と図5は 搭載 IMU が記録した加速度と角速度の履歴,図6と図 7はGPS 受信機 (GPSR) が記録した緯度経度と高度の 履歴である.いずれも実験全区間99秒間にわたりデー タを取得できた.





図 5 角速度履歴 (IMU 記録)

# 4 データ評価

4.1 速度・マッハ数

図8に取得データから計算したカプセルの速度履歴を 示す.図中にはIMUで記録した加速度の積分から得ら れる速度とGPSRで測定した位置情報の差分から得ら



図 6 緯度経度履歴 (GPSR 記録)



図7 高度履歴 (GPSR 記録)

れる速度,事前のシミュレーションで予測されていた速 度の3項目を示している.IMUとGPSR どちらから得 られた速度も事前のシミュレーション結果と良く一致し ている.カプセルの飛行速度は最高329m/sでありこれ はその高度でのマッハ数に換算すると1.09となる.こ れよりカプセルは落下中に遷音速域まで加速されたと言 える.飛行中マッハ0.8を超えた期間は実験時間99秒 のうち,28秒から74秒までの間の46秒間であった.



4.2 ピッチ・ヨー軸振動

図5より,カプセルは飛行中にピッチ軸及びヨー軸回 りに振動を生じていることが読み取れる.振動の特性を 理解するため,ピッチ軸とヨー軸回りの振動エネルギー 及びその和を計算した結果を図9に示す.

図9より,ダンピング制御開始以前に着目すると, ピッチ,ヨー軸回りの振動エネルギーの和はある範囲に 収まっており,目立った発散や収束の傾向を示していな いことが読み取れる.エネルギーの和がほぼ一定値を示 すことから,亜音速から遷音速域にかけてのカプセル



図9 振動エネルギー量変化

のダンピング係数は当初の予想に反して0に近い値で あり,空力不安定性が存在しないことが予想される.ま た,飛行中にピッチ軸とヨー軸回りの振動エネルギーの 交換が生じている可能性が考えられる.

また,カプセルのダンピング制御が始まる分離後60 秒以降,エネルギー量が大幅に減少していることが読み 取れる.また,図5からも60秒以降の角速度の減少が 確認できる.これらの結果は本実験で実施したダンピン グ制御がカプセルの振動抑制に有効であったことを示し ている.

4.3 空力係数算出

実験で取得した角速度履歴からピッチ軸,ヨー軸回り のモーメント係数傾斜  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{n\beta}$ を計算した結果を図 10,図11 にそれぞれ示す.図中には今回の結果に合わ せて.NASA の公開している Apollo 風洞試験の結果と 共同研究先の SDL で取得された風洞試験結果を同時に 示している.



図 10 ピッチングモーメント係数傾斜  $C_{m\alpha}$ 

今回の実験結果から得られたモーメント係数傾斜は ピッチ,ヨーどちらも従来の風洞試験結果と概ね一致し ていることが読み取れる.

4.4 スラスタ特性

本実験ではカプセルの分離直後の動圧が低い状態と遷 音速飛行中の動圧が高い状態の2点で各軸のスラスタを 噴射しスラスタ特性取得を行なった.

図5の初期部分を拡大し分離直後のスラスタ噴射に対



図 11 ヨーイングモーメント係数傾斜  $C_{n\beta}$ 

応する各軸の角速度変化を図 12 に示す.

ロール,ピッチ,ヨーの3軸ともスラスタの噴射に対応して角速度に変化が記録されており,その増分はロールが設計値の80%,ピッチ・ヨーが90%であった.またロールスラスタ噴射時にはヨー軸回りにも角速度の変化が記録されている.これら設計との差異はスラスタのノズル開口面にカプセル外板に沿わせる形で角度を付けたことにより推力方向に変化が生じたためと考えられる.



図12 初期スラスタ噴射応答(角速度)

遷音速飛行中のスラスタ噴射については,噴射に対応 する角速度の変化が認められるものの,空力による振動 と同時に記録されているため影響の評価が困難である. 現在解析を行なっている途中である.

# 5 まとめ

ISSL, IA, SDL, ISAS/JAXA は共同で *µ*-LRS の研 究を進めており,カプセルの遷音速域での空力特性を取 得するため 2011 年 8 月 30 日に ISAS/JAXA の保有す る大気球を用いてカプセルの落下実験を行なった.

実験結果より,カプセルは高度 37km から計画通り落 下して遷音速域まで到達した.落下中の速度は最高マッ ハ1.09 であり,マッハ0.8 以上の継続時間は 46 秒間で あった.

過去の報告から存在が予想されていた遷音速域におけ る動的不安定性はエネルギー量に基づく評価の結果,今 回の実験では確認されず µ-LRS ではダンピング係数を 0 とできることが明らかとなった.

実験の一部として,エネルギー量に基づくダンピング 制御を行い,この制御方式でカプセルのピッチ及びヨー 軸回りの振動を10deg/s以下まで減衰できた.

落下中にスラスタ噴射に対するカプセルの応答を記録 し,スラスタの性能評価,遷音速時の空力干渉の評価を 行うためのデータを取得した.

今後も得られたデータの詳細な解析を続け,μ-LRSの 実現に向けたデータを蓄積していくとともに,今回の実 験結果を踏まえ,実際のミッションを見据えた検討や誘 導制御検証のためのサブオービタル実験の検討等を行っ ていく.

### 謝辞

本実験を行うにあたり,実験準備の段階から多大な ご支援をいただいた,吉田哲也先生をはじめとする ISAS/JAXAの大気球研究系の皆様に感謝いたします. また,カプセル搭載のアンテナを設計するにあたり, ISAS/JAXAの科学衛星運用・データ利用センターの鎌 田幸男様にご協力いただきました.感謝いたします.

## 参考文献

- Takuya Okubo, Junichi Amimoto, Takashi Makino, Junichi Takisawa, Kaname Sasaki, Shinichi Nakasuka, Koju Hiraki, "Mission and Conceptual Design of the Micro-Laboratory Reentry System(μ-LRS)", 28th ISTS, 2011-g-17, June 2011
- 2) 平木講儒, "カプセル型物体の動的不安定性についての実験的研究", 宇宙科学研究所報告 第103 号, 1999 年3月
- 3) William C. Mooseley, Jr., Robert H.Moore, Jr., and Jack E. Hughes, "Stability Characteristics of the Apollo Command Module", NASA Technical Note NASA TN D-3890, March 1967
- 4) Jun'ichi Takisawa, Kaname Sasaki, Shinichi Nakasuka, Koju Hiraki, Takuya Okubo, Junichi Amimoto, Takashi Makino, "Re-entry Guidance and Control for New Type nano-satellite with Reentry Capability μ-LRS", 28th ISTS, 2011-g-18, June 2011