

大気球を利用した μ -LRS のカプセル自由落下実験

滝澤 潤一*¹, 杉村 文隆*², 大窪 拓哉*², 平木 講儒*³, 中須賀 真一*¹

Free Fall Experiment of μ -LRS Capsule using Scientific Balloon

By

Jun'ichi TAKISAWA*¹, Fumitaka SUGIMURA*², Takuya OKUBO*², Koji HIRAKI*³,
and Shinichi NAKASUKA*¹

Abstract

ISSL, IA, SDL and ISAS/JAXA have been collaboratively developing a small reentry system named " μ -LRS" (Micro-Laboratory Reentry System) since 2009. Reentry capsule of μ -LRS has Apollo Command Module type shape and its one of the attractive points is that it has a guidance capability during its reentry phase. The capsule has RCS thrusters inside itself and can control its trajectory towards a targeted parachute deployment point with, hopefully, 1km accuracy to secure easier retrieval after the reentry, and this will reduce a retrieval cost drastically. For this accurate guidance, the acquisition of capsule's aerodynamic characteristics is indispensable. According to the past reports mainly from NASA's experiments, Apollo's command module type capsules have a dynamic instability during transonic and subsonic phase, and how to suppress it is an essential technical issue. In order to capture such characteristics and check the feasibility of control, we executed a free fall experiment on August 30th, 2011 from a scientific balloon of JAXA with the support of Scientific Balloon team of ISAS/JAXA. This paper provides the overview of μ -LRS and prompt results of this balloon experiment.

Key words: scientific balloon, free fall, nano-satellite, reentry capsule

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 の特徴の一つとして、再突入中の誘導制御が挙げられる。 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 RCS スラスタを用いて再突入時の誘導制御を計画している。誘導制御の目的は回収コストの低減であり、自身の飛行経路を制御し、パラシュート開傘地点を 1km の範囲に抑えることを目指している。高精度の誘導を行うためには再突入カプセルの空力特性を把握することが不可欠となる。主に NASA が実施した実験によれば Apollo CM 型再突入カプセルには亜音速から遷音速にかけて空力不安定性が存在し、誘導制御を行う上ではこの抑制が不可欠である。これらの空力特性の取得と制御性の確認を行うため、 μ -LRS では 2011 年 8 月 30 日に ISAS/JAXA の大気球研究系の協力の元、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 μ -LRS の概要と今回の大気球実験で得られた結果の解析経過について報告する。

*¹ 東京大学 (The University of Tokyo)

*² 株式会社 IHI エアロスペース (IHI Aerospace Co., Ltd.)

*³ 九州工業大学 (Kyushu Institute of Technology)

1 はじめに

東京大学中須賀研究室 (ISSL: Intelligent Space Systems Laboratory) 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 (μ -LRS: micro-Laboratory Reentry System) 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。

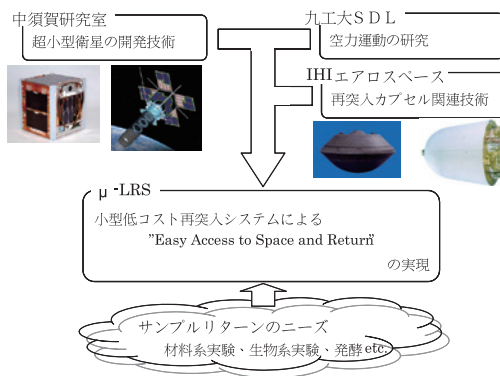


図 1 研究背景

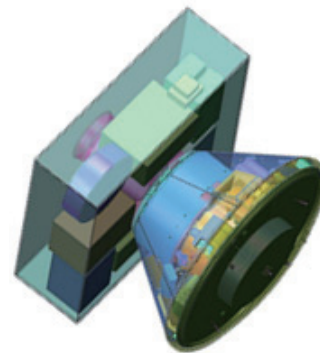


図 2 μ -LRS 概念図

図 2 に μ -LRS の概念図を示す。 μ -LRS は 50 cm 立方サイズ, 重量 50 kg 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 1 km 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¹⁾。

軌道変更用の推力を持たないカプセルを制御し誘導を行うためには機体を受ける空気力の大きさや方向を変えることでカプセルの速度ベクトルを変化させる必要がある。このためには揚力の獲得が必須となる。 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) を参考に設計したカプセルを利用する。図 3 に μ -LRS カプセルの形状を示す。

再突入中に揚力を発生可能な揚力機体としては Apollo CM 型の他にリフティングボディや有翼機が存在する。 μ -LRS では機体サイズが小さくとも必要な機器の搭載容量を確保できるよう, これらの機体形状の中から体積効率の大きな Apollo CM 型カプセルを選択した。

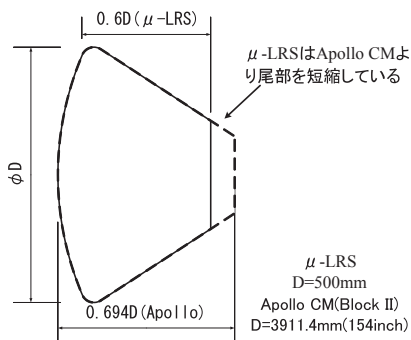


図 3 μ -LRS カプセル形状

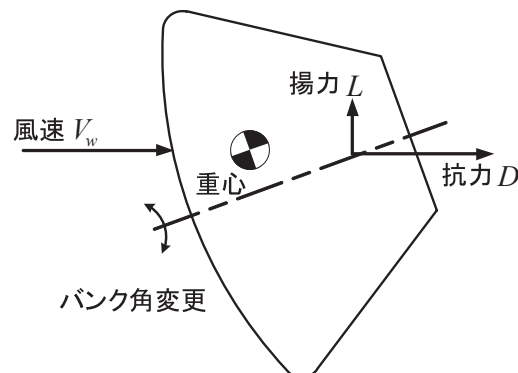


図 4 Apollo CM 型カプセルの揚力獲得機構

Apollo CM 型カプセルは重心を機軸からわずかにオフセットさせることで再突入中にトリム角を取り、揚力を獲得することが出来る。また再突入中の軌道（ダウンレンジおよびクロスレンジ）をバンク角のみを可変とする比較的単純なシステムにより制御することが可能である。図4にApollo CM 型カプセルの揚力獲得機構をまとめる。

μ -LRS の再突入カプセルは軌道上でオービターから分離された後、再突入フェーズにおいて極超音速から亜音速までの幅広い速度域を通過することとなる。カプセルには極超音速/超音速では空力加熱、遷音速/亜音速では空力不安定性、最終段階では開傘・着水衝撃といった再突入フェーズの各速度域ごとに様々な技術的課題が存在する。これらをまとめたものを図5に示す。

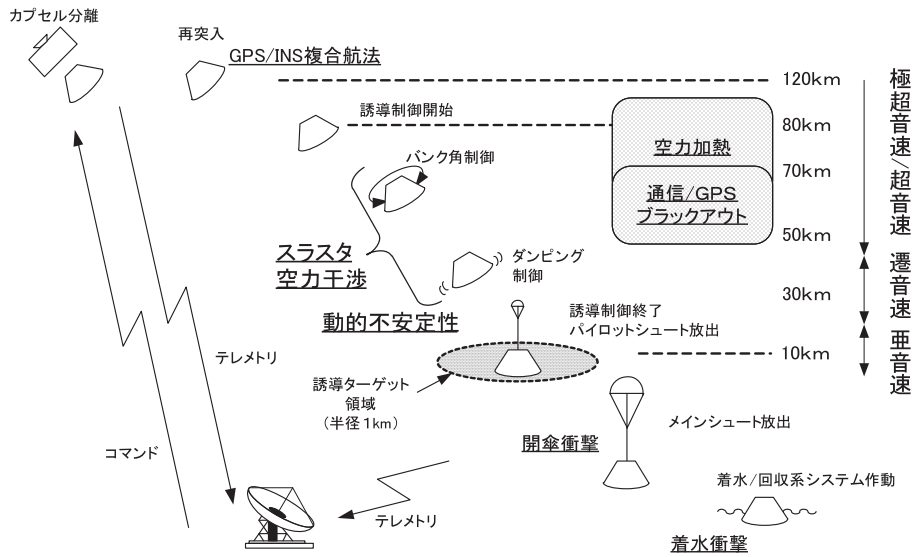


図5 再突入フェーズにおける課題

再突入を成功させるためにはこれらの課題を全て克服する必要がある。μ-LRS ではこれまで、様々な検討と実験を行ってきた。μ-LRS の開発計画をまとめたものを図6に示す。μ-LRS で今回の実験以前に実施した実験としては図に示す通り、カプセルの着水実験やパラシュートの開傘衝撃試験がある。今回の大気球落下実験もこの開発計画の一環であり、亜音速から遷音速の領域にかけて存在する空力不安定性の測定とその対策の確認を目的として準備を行ってきたものである²⁾³⁾。

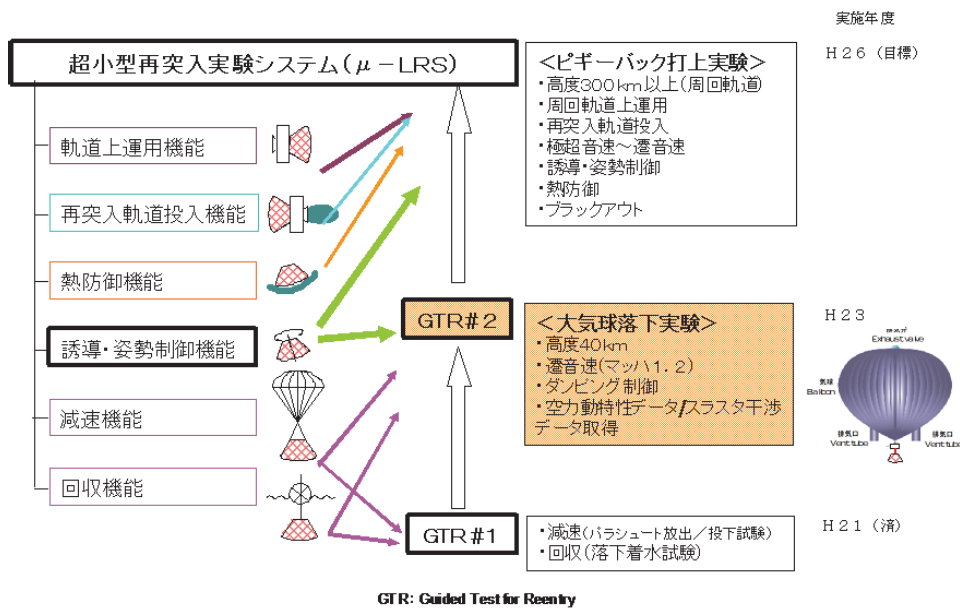


図6 μ-LRS 開発計画

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 37 km から落下させ、実際に遷音速までカプセルを加速することで、以下のデータの取得を目指した。

- 遷音速 - 亜音速におけるカプセル動特性の取得
- スラスタ噴流 - 外気流間の空力干渉データの取得
- ダンピング制御の実証

以下それぞれの取得データに関する詳細と、実験のシステム、シーケンスおよび実施状況について述べる。

2.2 遷音速 - 亜音速における空力不安定性

再突入カプセルについては以前より、遷音速から亜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⁴⁾。カプセルが動的に不安定とはカプセルのピッチ、ヨー軸回りの運動を振動運動として式(1)のようにモデル化した場合にダンピング係数 ($C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$) が負の値となる状態を指す。

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⁵⁾されており、図7に示す通り、亜音速領域においてダンピング係数 ($C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$) がカプセルのトリム角周辺 (160 deg 付近) を中心に“Negative damping”の側に大きく振れていることが確認出来る。Apollo CM を参考に形状を設計した μ -LRS カプセルはその形状の相似性から、ここで示した Apollo CM と同様な動的な不安定性を有している可能性が高いと予想される。カプセルに動的な不安定性が存在する場合、再突入中に発生した振動が時間とともに拡大発散し、カプセルが反転する等して再突入が失敗する可能性が考えられる。また、 μ -LRS では1章で述べた通り再突入中の誘導制御を計画しており、空力不安定性によってカプセルが反転に至らない場合であってもカプセルの振動によりバンク角制御による誘導を行えない可能性がある。

カプセルに動的な不安定性が存在する場合でも安定した誘導制御を実現するための対策としては、カプセルに搭載したスラスタを利用して能動的なダンピング制御を行い姿勢を安定化させることが考えられる。このような制御を正確に行うためには事前にダンピング係数を把握しておく必要があり、今回実際にカプセルを遷音速 - 亜音速まで加速することで動的な不安定性の計測を目指した。

$$I\ddot{\theta} + (C_{mq_\infty} + C_{m\dot{\alpha}}) \frac{q_\infty S d^2}{2V} \dot{\theta} + C_{m\alpha} q_\infty S d \theta = 0 \quad (1)$$

$C_{m\alpha}$	ピッチングモーメント係数傾斜: $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}$
$C_{mq_\infty} + C_{m\dot{\alpha}}$	ダンピング係数: $\frac{\partial C_m}{\partial \frac{q_\infty d}{2V}} + \frac{\partial C_m}{\partial \frac{d\dot{\alpha}}{2V}}$
θ	ピッチ角 $\dot{\theta}$ 角速度
$\ddot{\theta}$	角加速度 d カプセル直径
I	慣性モーメント q 動圧
S	カプセル底面積 V 対気速度

空力特性の取得方法としては今回実施する自由飛行法の他にも風洞を利用した各種試験法が考えられるが、風洞試験の場合には供試体を保持するスティングの影響により空力特性の測定が困難になるという問題がある。このため空力特性取得の観点からは自由飛行法が有利である。自由飛行法で空力的な不安定性が指摘されている遷音速域までカプセルを加速する場合には、その落下開始高度が重要となる。図8に今回実験に用いるカプセル (弾道係数 $B = 123 \text{ kg/m}^2$) を各高度から落下させた場合のマッハ数変化のシミュレーション結果を示す。カプセルを遷音速まで加速するためには最低でも高度 35 km 程度から実験を開始する必要がある、この高度を達成する有効な手段として今回の実験では大気球を利用している。

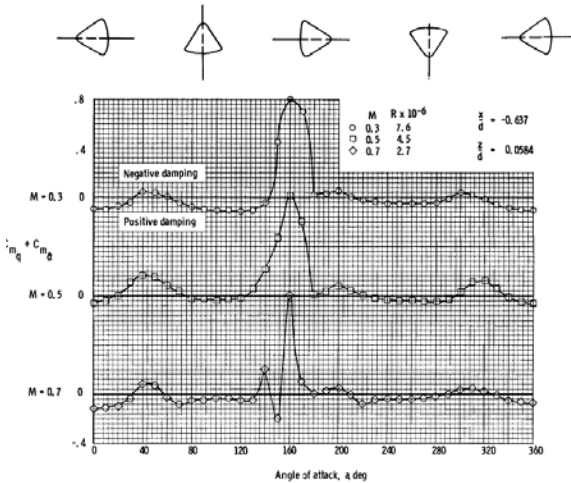


図7 Apollo CM の風洞試験結果⁵⁾

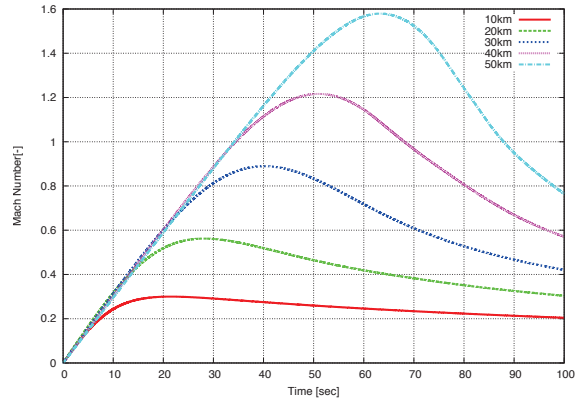


図8 実験カプセルの落下高度と到達マッハ数の関係 (シミュレーション条件: 弾道係数 $B = 123 \text{ kg/m}^2$)

2.3 スラスト噴流 - 外気流間の空力干渉

μ -LRS では再突入中にスラストを用いてカプセルの誘導を行い着水点の分散を狭い範囲に抑えることを目標としている。再突入中にスラストを噴射した場合、スラストのジェットがカプセル周囲を流れる気流の影響で変化する。本来設定した推力方向以外の方向に推力が生じる可能性がある。

このようなスラスト噴流と外気流の干渉の例として、NASA で計画されている再突入カプセル Orion の CFD 解析の結果⁶⁾を図9と図10に示す。これらの図は Orion カプセルが 4 km/s の速度で飛行中にスラストを噴射した場合の解析結果であり、機体周囲の赤色がスラストの噴流を示し、機体表面の着色はスラストを噴射したことにより生じる熱入力量を示している。図中の赤い噴流に着目すると、スラストのジェットがカプセル周囲の気流と干渉して大きく曲げられている様子を確認できる。

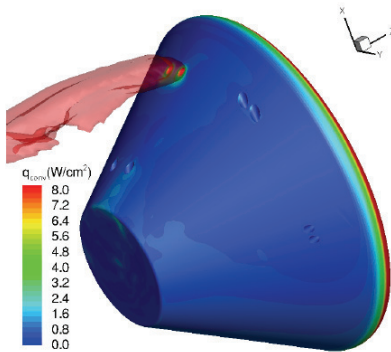


図9 スラスト空力干渉の例1⁶⁾

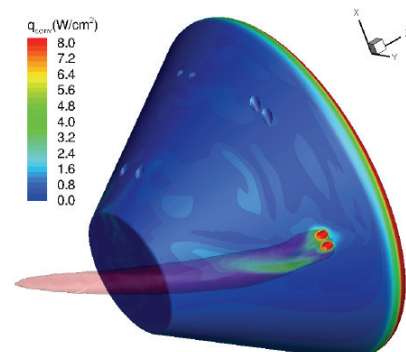


図10 スラスト空力干渉の例2⁶⁾

μ -LRS において精密な誘導を実現するためには、例のようなスラスト噴流と外気流の干渉が存在する場合はその影響を考慮して機体の制御を行う必要がある。今回の落下実験で達成される速度は例で示した場合よりも低いものであるが、同様な事象の発生を想定し、空力干渉の存在有無を確認するための実験を実施した。

2.4 ダンピング制御

μ -LRS ではカプセルの動的不安定性を抑制するため、再突入中にダンピング制御を行うことを計画している。本実験ではこのダンピング制御の有効性の確認を目的として落下開始後 60 秒からカプセルのピッチ、ヨー軸回りのダンピング制御を実施する。以下その制御内容についてまとめる。

カプセルのピッチ，ヨー軸回りの振動は式(1)によってモデル化される．カプセルの振動の初期段階では角速度が小さいため，上式右辺は θ の項が支配的であり， $\dot{\theta}$ の項は無視して運動を単振動と仮定できる．

$$I\ddot{\theta} + C_{ma}q_{\infty}Sd\theta = 0 \quad (2)$$

上式の両辺に対してエネルギー積分を行うと，カプセルの回転運動エネルギー E が以下の式で表される．

$$E = \frac{1}{2}I\dot{\theta}^2 + \frac{1}{2}C_{ma}q_{\infty}Sd\theta^2 \quad (3)$$

上式を用いることで落下中の E を $\dot{\theta}$ と θ から計算することが可能となるが，実際の運用を考えた場合 θ はカプセルに搭載したジャイロの出力を積分して求める必要があり，この際にジャイロのバイアス誤差等が問題となる．これを避けるため，本実験では式(2)より角度を角加速度の形に書き直して角加速度をジャイロ出力角速度の差分から求め以下の式を用いて E の計算を行っている．

$$E = \frac{1}{2}I\dot{\theta}^2 + \frac{1}{2}\frac{I^2}{C_{ma}q_{\infty}Sd}\ddot{\theta}^2 \quad \left(\because \theta = \frac{I}{C_{ma}q_{\infty}Sd}\ddot{\theta}\right) \quad (4)$$

本実験ではこの E に上限と下限の2つの閾値を設け，落下中にカプセル搭載計算機(OBC)で常時 E を計算し， E が上限を超えた場合にカプセルの角速度を抑える方向にスラスタの噴射を実施する． E の計算では，飛行中の全区間にわたって， C_{ma} については飛行マッハ数0.9でのApollo CMの風洞試験結果 0.14 rad^{-1} を採用し，動圧 q については事前のシミュレーションによって求めた動圧の最大値 2.7 kPa で一定として計算を行った．

スラスタの噴射は E が減少し，下限を下回るまで継続する．本制御則はスラスタの噴射によりエネルギー散逸が生じるため，少なくとも不安定となることはなく，振動が減衰することはシミュレーションで確認している．

2.5 実験システム

本実験で使用するカプセルモデルは直径 650 mm ，質量 61.5 kg のApollo CM型形状である．実際の μ -LRSカプセルの直径は 500 mm であるが，今回の実験では計測機器搭載空間を確保するため，寸法を拡大した相似形状を用いた．カプセルの重心位置は揚力獲得のため，機体中心軸から 18.6 mm のオフセットを加えている．カプセル内部には実験でのデータ取得用に姿勢制御用の2Nスラスタ，慣性計測装置(IMU)，GPS受信機(GPSR)，パラシュート等を搭載している．本文の末尾に付録として実験に用いたカプセルの機体軸定義を図26に，搭載スラスタの配置を図27に，内部機器配置を図28と図29にそれぞれ示す．

カプセルは飛行データを開傘後に送信するための 1.6 GHz 帯の送信機を内蔵している．送信機のアンテナは直径 0.5 mm ，長さ約 45 mm の $1/4$ 波長アンテナであり，カプセルの前面に進行方向に突き出す形で設置されている．本実験の主目的はカプセルの空力特性の取得であり，この観点からは本来このような形でアンテナを設置することは避けるべきである．しかし，今回の実験では上空と海上の保安および着水位置特定のために落下中のカプセルの位置を地上局で追跡する必要があり，この要求を満たすために落下中も地上で電波の受信が可能なカプセル前面にアンテナを設置している．本アンテナに関しては事前に，アンテナの直径が十分に小さく，空力的な影響が無視できることをサイズを縮小したスケールモデルを用いた風洞試験により確認して搭載した．

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 $1 \text{ m} \times 1 \text{ m} \times 1.3 \text{ m}$ 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11にカプセル単体の写真，図12に気球搭載状態の写真をそれぞれ示す．

2.6 実験シーケンス

カプセル気球分離後の実験シーケンスを図13とにまとめる．カプセルは落下中，常時機体に搭載したIMUを利用して機体の角速度と加速度を記録する．カプセルの動特性についてはこのIMUデータを実験後に解析することで評価を行う．

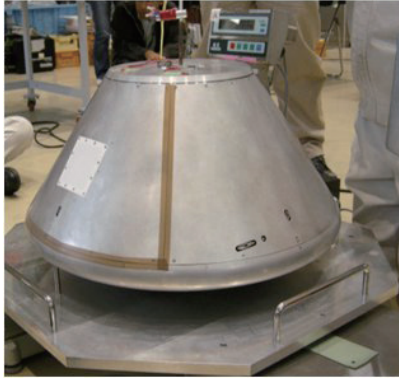


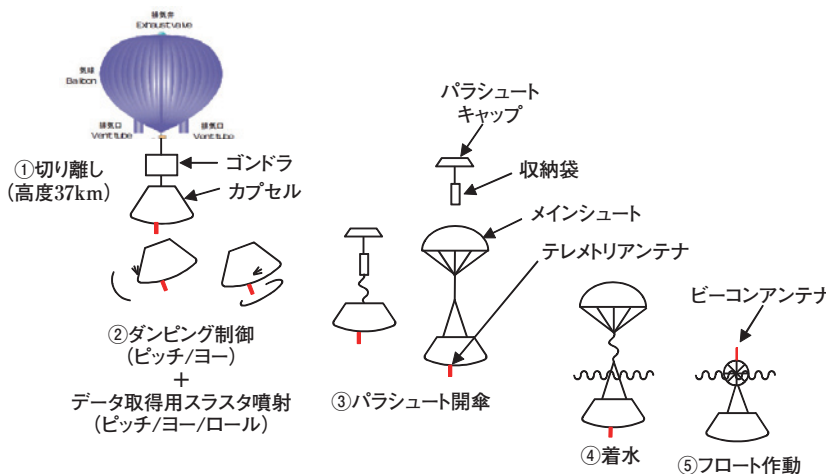
図 11 カプセル写真



図 12 気球搭載状態写真

スラスタ噴流と外気流との干渉の有無・程度を確認するため、カプセルは分離直後 0.2 sec から 2.5 sec の動圧が低い状態と、遷音速飛行中の 30 sec から 55 sec の動圧が高い状態の 2 か所で 3 軸（ピッチ、ロール、ヨー）のスラスタ噴射を行い、この噴射に対応する自身の応答を IMU を通じて記録する。実験後に両者の噴射結果を比較することで空力干渉についての評価を行う。

ダンピング制御については、上記空力干渉データの取得が終了した 60 sec に制御を開始する。実験後に開始前後のカプセル姿勢運動の変化を解析しダンピング制御の評価を行う。



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

図 13 実験シーケンス

2.7 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 37 km 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。カプセルは分離後図 13 に示した実験シーケンスを計画通り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搭載無線機からテレメトリとして地上局へ伝送して午前 7 時 30 分に海上へ着水した。

3 実験結果

本実験で取得したデータの一覧を以下に示す。

- IMU データ : 3 軸加速度履歴, 3 軸角速度履歴
- GPS データ : 時刻, 測位履歴 (緯度, 経度, 高度)

- ソフトウェア履歴：分離検知，スラスタ駆動履歴，他

図 14 と図 15 は搭載 IMU が記録した加速度と角速度の履歴，図 16 と図 17 は 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．

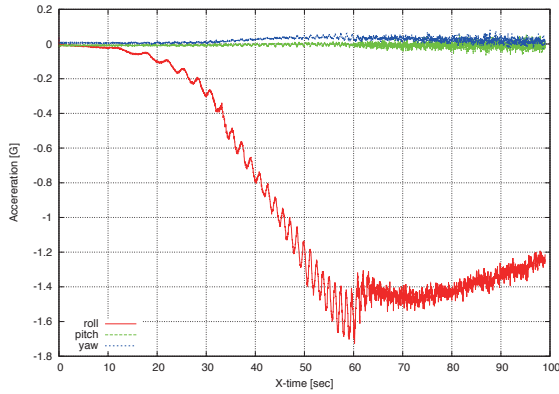


図 14 加速度履歴 (IMU 記録)

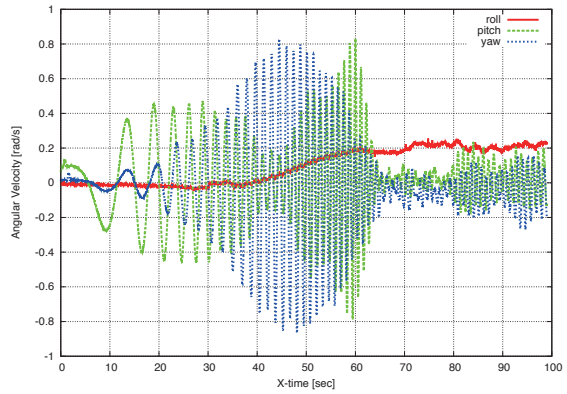


図 15 角速度履歴 (IMU 記録)

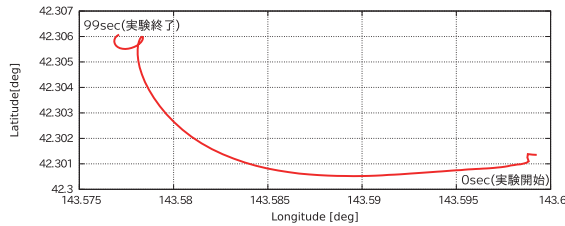


図 16 緯度経度履歴 (GPSR 記録)

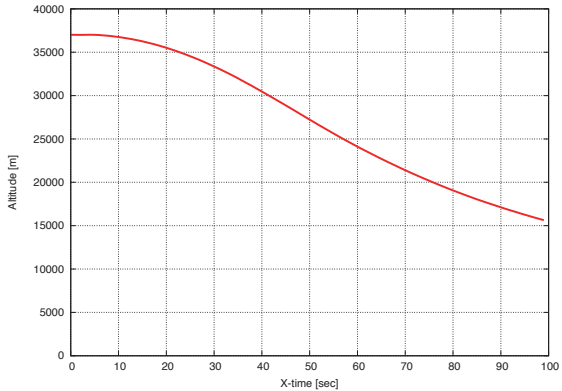


図 17 高度履歴 (GPSR 記録)

本実験ではダンピング制御以外に 2.3 節で述べたスラスタ噴流と外気流の干渉の有無を確認するため，カプセル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．このうち分離直後の噴射について，噴射タイミングを表 1 に，噴射に対応する各軸の角速度変化を図 18 にそれぞれ示す．実験結果から予定したスラスタ噴射に対応して角速度の変化が記録されていることが確認できる．

表 1 初期スラスタ噴射タイミング

方向	開始時刻 [sec]	停止時刻 [sec]
+ Pitch	0.50	0.62
- Pitch	0.90	1.02
+ Yaw	1.30	1.42
- Yaw	1.70	1.82
+ Roll	2.10	2.25
- Roll	2.50	2.65

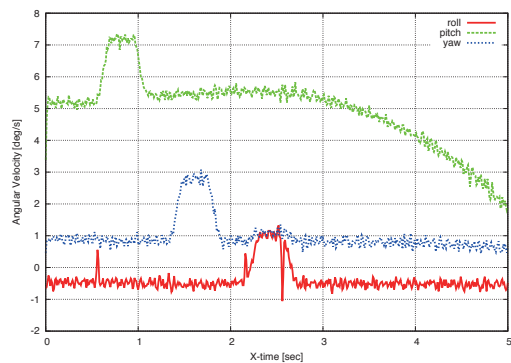


図 18 初期スラスタ噴射応答 (角速度)

4 データ解析

4.1 速度 マッハ数

図 19 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。事前シミュレーションでは落下開始時の初期条件を静止としていたのに対し、実験では落下開始時に気球が気流により移動していたため、GPSR による速度の初期値は 20 m/s 程度となっている。IMU 加速度の積分を行う際の初期条件は GPSR による値とした。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 329 m/s であった。カプセル飛行中に GPSR が記録した高度情報を元に、NRLMSISE-00 大気モデルを利用して高度に対応する大気温度を求めて音速を計算し、飛行速度をマッハ数に換算すると最高マッハ数は 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 100 秒のうち、28 秒から 74 秒までの間の 46 秒間であった。

4.2 飛翔距離および飛翔方向

図 16 に示した実験中に GPSR が取得したカプセルの緯度経度情報を分離時を原点とした距離表記に変換したものを図 20 に示す。図にはカプセルの移動経路とともに、分離後 5 秒毎のカプセル位置を打点して示している。本図よりカプセルは落下中に東西方向におよそ 2 km、南北方向におよそ 0.5 km 飛翔したことが確認できる。分離直後に飛行軌跡が不連続な部分を確認できるが、この部分は GPSR の PDOP が悪化している領域である。これに関しては分離直後、ゴンドラや気球によって GPS 衛星の信号が遮られたためと考えられる。

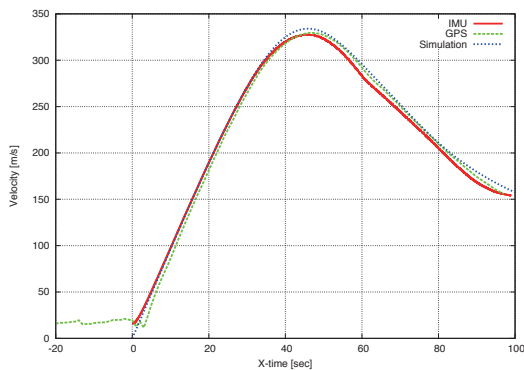


図 19 速度履歴

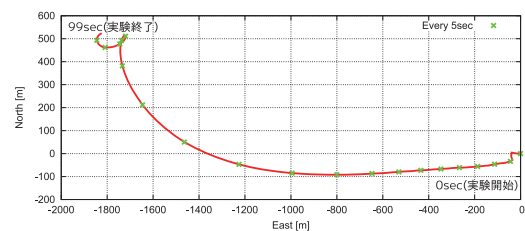


図 20 移動距離履歴

カプセル分離時、気球は西方向に 15.6 m/s で移動しており、図中に示した 5 秒毎のカプセル位置を見ると分離直後からカプセルはこの速度で西方向に向かって移動（5 秒毎に約 78 m）していき、移動に従い徐々に打点間隔が広がっていることが確認できる。これはカプセルが落下中、西方向に加速されたことを示している。気球ゴンドラに搭載された方位計の記録から、カプセルは機体の揚力発生方向（重心オフセット方向）を真西に向けた状態でゴンドラから分離されたことが分かっている。実験中の風向と風速について、図 21 と図 22 に気象庁による 2009 年 8 月 30 日 6 時 (JST)、北緯 42.302 度、東経 143.611 度の予報値を示す。この予報値より、風速はカプセル分離高度である高度 37 km から分離後約 55 秒の高度 25 km まで高度が低下するに従い、減少傾向にあること、風向は同区間で東から南へ変化していることが読み取れる。以上より、カプセルには落下中、高度の低下に伴って進行方向逆向きの風が作用していると予想され、GPSR の記録が示す西方向の速度増加は風による影響ではなく、カプセルが落下中、設計通りの方向に揚力を発生したことを示している。

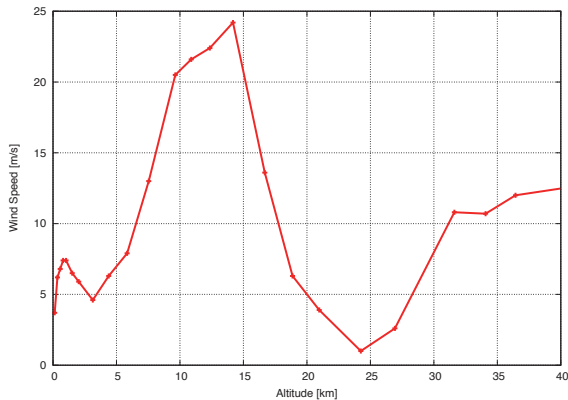


図 21 実験時風速 (気象庁予報値)

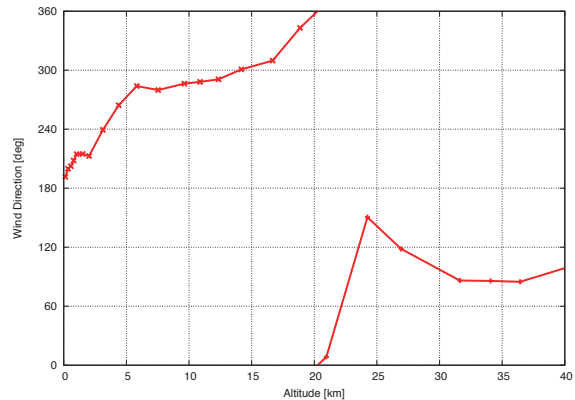


図 22 実験時風向 (気象庁予報値)

4.3 ピッチ ヨー軸振動

図 15 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 23 に示す。

図 23 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、今回実験に用いた μ -LRS 型のカプセルには軸回りの振動を発散させるような強い不安定性は存在しないと考えられる。また、ピッチ、ヨー各軸では相互にエネルギーの増減が生じていることから、飛行中に両軸回りの振動エネルギーの交換が生じている可能性がある。今後の解析を通じて、空力不安定性の詳細を明らかにし、本カプセルのモデルである Apollo CM との比較等を行っていききたい。

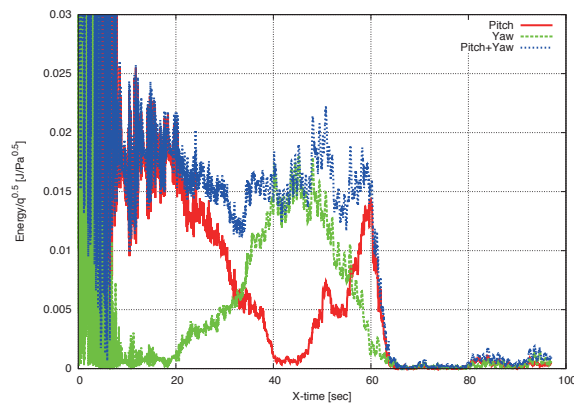


図 23 振動エネルギー量変化

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 15 から 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。図 23 ではおよそ 80 秒以降再びエネルギー量の増加が認められるが、これは搭載スラスターの噴射ガスが枯渇して制御トルクを発生出来なくなったために生じたものである。

実験結果からはカプセル分離後およそ 40 sec からロール角速度の増加が認められ、60 sec の制御開始以降 0.2 rad/sec 程度で一定値を保っていることが確認できる。このロール角速度の発生は実験前には予想していなかった事象であり、今後の解析で原因の調査を行う必要がある。

4.4 空力係数算出

実験で取得した角速度履歴からピッチ軸，ヨー軸のトリム角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 24，図 25 にそれぞれ示す。各係数は，動的不安定性を無視し，ピッチ軸，ヨー軸の振動を独立な単振動と仮定して，各軸の振動周期 T_p ， T_y から係数を式 (5) の関係式を利用して算出した。

$$T_p = 2\pi\sqrt{\frac{I_y}{C_{m\alpha}q_\infty Sd}}, \quad T_y = 2\pi\sqrt{\frac{I_x}{C_{n\beta}q_\infty Sd}} \quad (5)$$

振動周期 T_p ， T_y は角速度履歴から各軸の角速度の正負が入れ替わる間を半周期とみなして計算を行った。

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。

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。

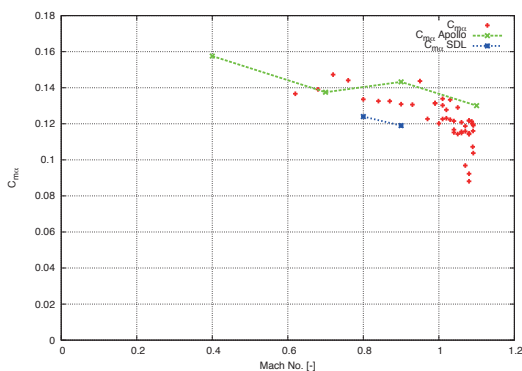


図 24 ピッチングモーメント係数傾斜 $C_{m\alpha}$

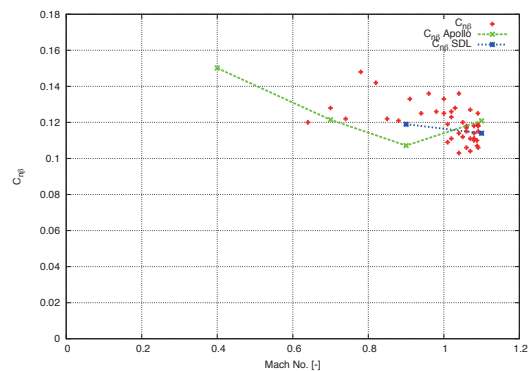


図 25 ヨーイングモーメント係数傾斜 $C_{n\beta}$

5 まとめと今後の課題

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 37 km 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についてはエネルギー量に基づく評価の結果， μ -LRS では振動が発散に至るような強い不安定性が存在しない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 10 deg/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。

今回の実験成果は，この共同研究にて検討している μ -LRS だけでなく，現在 JAXA にて検討中の HTV-R 等の誘導飛行を行なう再突入カプセルの開発において有用なデータであると考えられる。

今回の実験で取得したデータについては，今後も以下に示すような詳細な解析を続け， μ -LRS の実現に向けたデータを蓄積していく。

- GPS 情報と IMU 情報を組み合わせたカプセルの落下時姿勢の推定
- スラスタ空力干渉の有無の判定およびその影響評価

●カプセルの6自由度(位置[x, y, z]および姿勢[roll, pitch, yaw])シミュレータのモデル精緻化

本実験と解析で得られた貴重なカプセルのダイナミクスモデルをもとに、軌道上からパラシュート開傘までのシミュレーションを行い、別途研究中の誘導・制御法により μ -LRSの目標である1kmの精度での誘導が達成可能かを詳細に検討していく予定である。特に、今回の実験で取得した空力不安定性のデータとダンピング制御の結果を利用して、カプセルの空力不安定性を抑えることで、カプセルの誘導制御性がどの程度改善されるかについては詳しく検証を行う。また、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

- 1) Takuya Okubo, Junichi Amimoto, Takashi Makino, Junichi Takisawa, Kaname Sasaki, Shinichi Naka-suka, Koju Hiraki, “Mission and Conceptual Design of the Micro-Laboratory Reentry System (μ -LRS)”, 28th ISTS, 2011-g-17, June 2011
- 2) Jun'ichi Takisawa, Kaname Sasaki, Shinichi Nakasuka, Koju Hiraki, Takuya Okubo, Junichi Ami-moto, Takashi Makino, “Re-entry Guidance and Control for New Type nano-satellite with Reentry Capability μ -LRS”, 28th ISTS, 2011-g-18, June 2011
- 3) 滝澤潤一, 佐々木要, 中須賀真一, 平木講儒, 牧野隆, 網本順一, 大窪拓哉, “小型実験用再突入システム μ -LRS 大気球落下実験計画”, 平成22年度大気球シンポジウム, 2010年9月
- 4) 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
- 5) 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
- 6) Artem A. Dyakonov, Gregory M. Bucky, Anthony D. DeCaro, “Analysis of Aeroheating Augmentation due to Reaction Control System Jets on Orion Crew Exploration Vehicle”, 41st AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2009-3844, June 2009
- 7) 滝澤潤一, 杉村文隆, 大窪拓哉, 平木講儒, 安部隆士, 山田和彦, 中須賀真一, “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”, 平成23年度大気球シンポジウム, 2011年10月

付録 A 機体軸定義およびスラスト配置

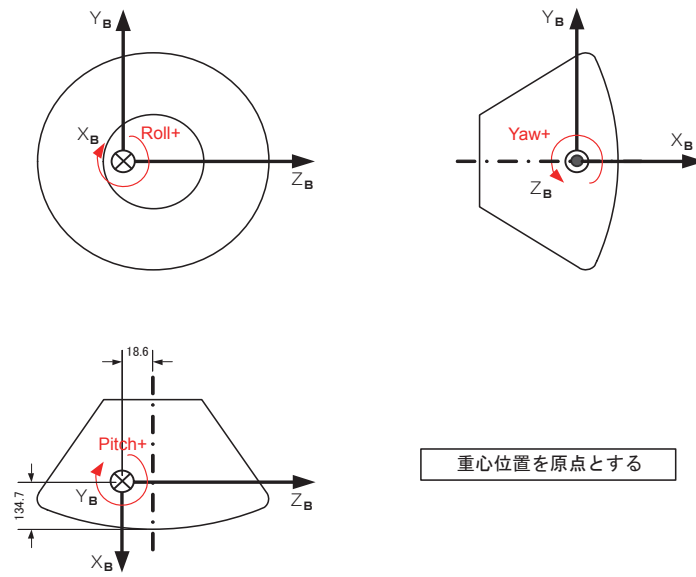


図 26 μ -LRS 機体軸定義

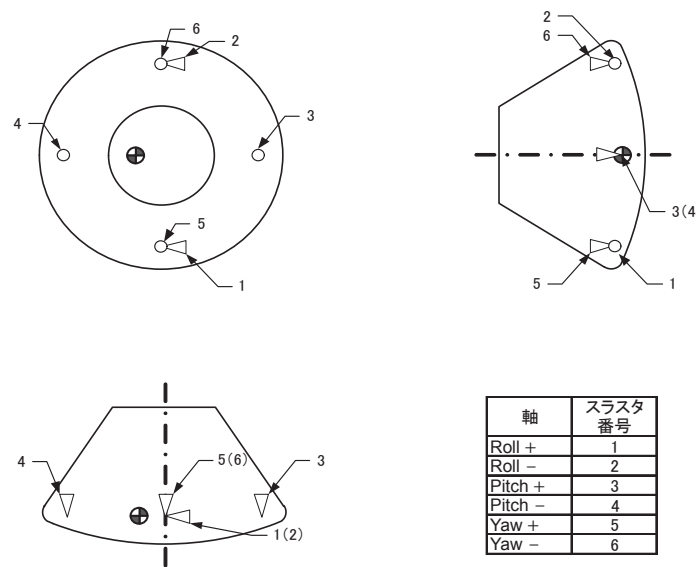


図 27 μ -LRS スラスト配置

付録 B 機器配置図

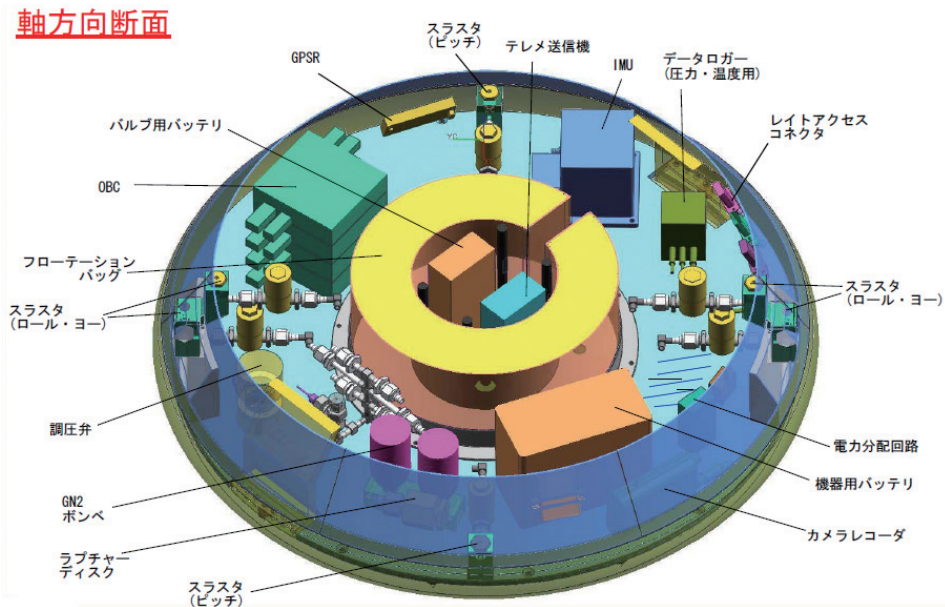


図 28 μ -LRS 機器配置図 (軸方向断面図示)

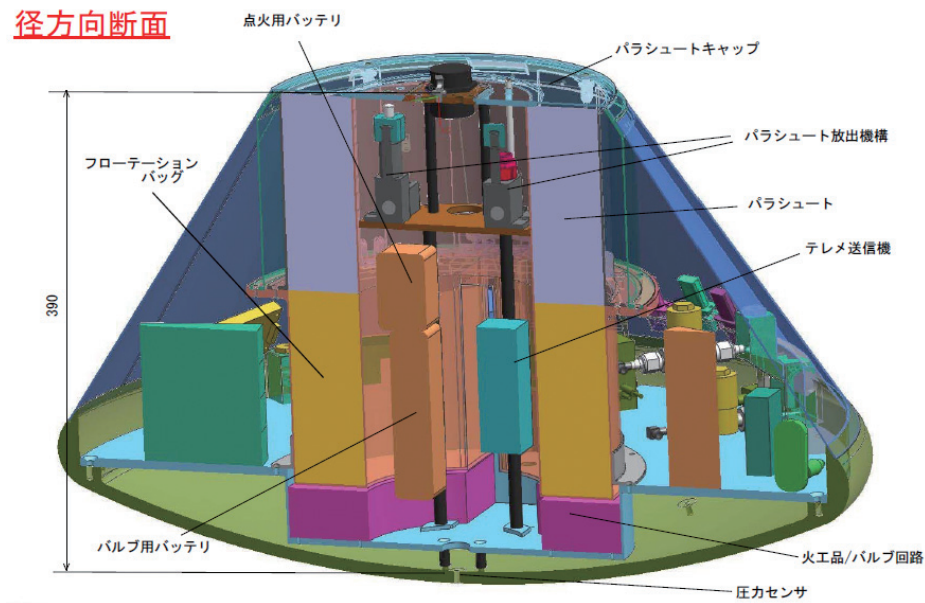


図 29 μ -LRS 機器配置図 (径方向断面図示)