

大気球を利用したインフレータブル型柔軟構造大気突入機の 展開および飛翔実験

本間 直彦 *¹, 山田 和彦 *², 秋田 大輔 *³, 牧野 仁 *⁴, 安部 大佑 *⁵
永田 靖典 *¹, 木村 祐介 *⁵, 小山 将史 *¹, 林 光一 *⁵, 安部 隆士 *², 鈴木 宏二郎 *¹
MAAC 研究開発グループ

Deployment and Flight Experiment of Atmospheric Entry Vehicle with Inflatable Membrane Aeroshell using Scientific Balloon

By

Naohiko HONMA *¹, Kazuhiko YAMADA *², Daisuke AKITA *³, Hitoshi MAKINO *⁴
Daisuke ABE *⁵, Yasunori NAGATA *¹, Yusuke KIMURA *⁵, Masashi KOYAMA *¹
A. Koichi HAYASHI *⁵, Takashi ABE *², Kojiro SUZUKI *¹, and MAAC Research Group

Abstract

A flexible aeroshell for the atmospheric entry vehicle has attracted attention as an innovative space transportation system because the aerodynamic heating during atmospheric entry can be reduced dramatically due to its low ballistic coefficient. Our group has researched and developed a capsule-type vehicle with a flare-type membrane aeroshell supported by an inflatable torus frame. The characteristics of inflatable aeroshell are not well understood particularly under the environment where the ambient pressure varies significantly. Therefore, the flight experiment using a scientific balloon is conducted in order to acquire basic techniques and knowledge for constructing the system of a vehicle with the inflatable membrane aeroshell. The diameter, mass, and ballistic coefficient of the experimental vehicle are 1.264 m, 3.375 kg, and 2.69 kg/m², respectively and its aeroshell consists of a torus which can be inflated by gas pressure and a thin membrane flare made of nylon. The inflatable aeroshell was deployed and the experimental vehicle was separated from the balloon at an altitude of 25 km. After the separation, the vehicle flew 30 minutes without problems. All the sequences are properly executed, and following results were achieved. 1) Remote deployment system of the inflatable aeroshell by sending a command from a ground station was successfully conducted. 2) Data of aerodynamic characteristics, for example drag coefficient, were obtained after analyzing a flight data. 3) As for a structural strength of inflatable aeroshell, valuable data was obtained which can be compared with preliminary structural test using low-speed wind tunnel.

Key word: Flight experiment, Inflatable membrane aeroshell, Atmospheric entry system

* 1 東京大学 (The University of Tokyo)

* 2 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (ISAS/JAXA)

* 3 東京工業大学 (Tokyo Institute of Technology)

* 4 東海大学 (Tokai University)

* 5 青山学院大学 (Aoyama Gakuin University)

概 要

柔軟構造エアロシェルを有する大気突入機は、弾道係数を小さくできるため、大気突入時の空力加熱を大幅に低減できるものとして期待されている。特に我々のグループでは、インフレータブルトーラスで支持されたフレア型薄膜柔軟エアロシェルに注目し研究を進めている。軽量かつ大型な構造体を確実に展開し、十分な強度を持たせるためには、ガス圧で構造を維持するインフレータブル構造が有効であると考えられている。しかし、インフレータブル構造を有する飛翔体について、特に雰囲気圧が大きく変化するような環境に対して詳しく理解されているとは言い難い。そこで、大気球を用いてインフレータブル柔軟エアロシェルを有する大気突入機の展開および飛翔試験を実施することにより、そのシステムを構築するための基礎的な技術や知見の獲得を目指すこととした。本稿では、インフレータブル構造を有する飛翔体の展開やその飛翔を実証するために行った気球実験について報告する。実験機は展開後の直径が 1.264 m、総重量 3.375 kg、弾道係数 2.69 kg/m² であり、エアロシェルはガス圧膨張可能なインフレータブルトーラスとナイロン製の薄膜フレアで構成される。大気球により高度 25 km まで上昇させ、エアロシェルの展開を行ったのち、気球から実験機を切り離し、約 30 分間の飛行を行った。全てのシーケンスは正常に実施され、以下の成果を得ることができた。1) 地上からのコマンドに対応して、折り畳まれたエアロシェルを正常に展開することに成功した。2) フライトデータより、供試体の飛行特性に関する抵抗係数等のデータを取得した。3) インフレータブルエアロシェルの構造強度に関して、事前の風洞試験と比較できる有用なデータを取得した。

1. はじめに

軌道と地上間を自由に行き来できる時代にむけて、宇宙輸送システム、特に帰還システムの革新が必要である。そこで、次世代の大気突入システムとして柔軟構造エアロシェルを利用したものが、その候補の一つとして注目されている^{1),2)}。大気突入機に柔軟構造エアロシェルをとりつけることにより、弾道係数を小さくすることができるため、大気密度の薄い高高度での減速が可能になり、大気突入の際の最も大きな技術的な課題となっている空力加熱を大幅に低減できると考えられている。特に我々のグループでは、図 1 に示すようなインフレータブルトーラスで支持されたフレア型薄膜柔軟エアロシェルに注目し、研究開発を進めている³⁾。

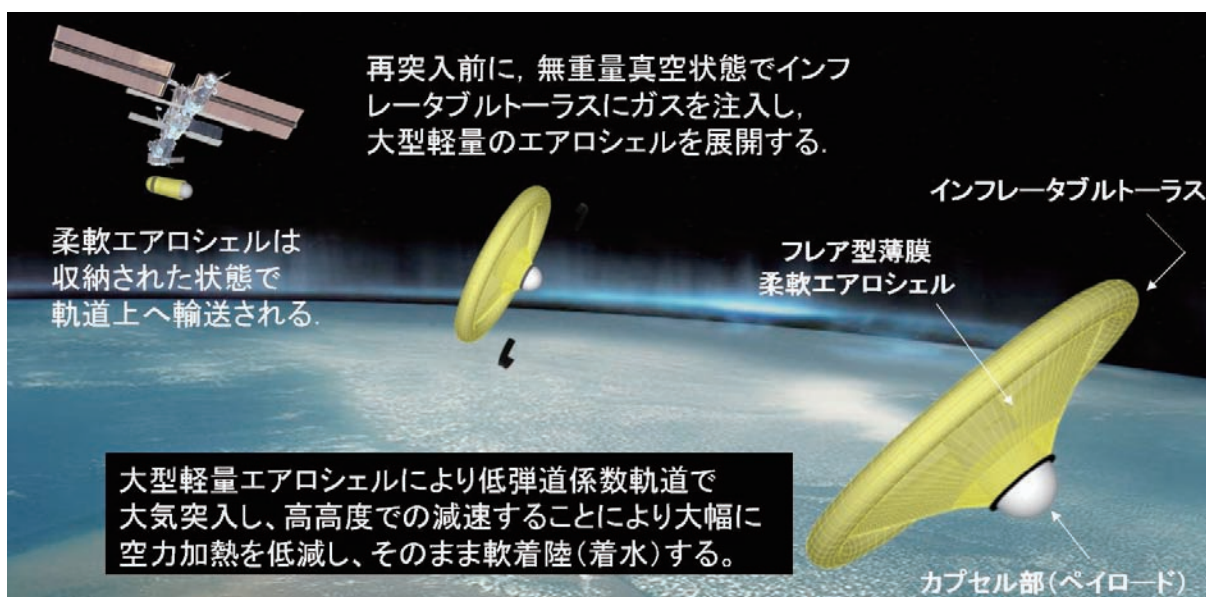


図 1. フレア型柔軟エアロシェルを有する再突入帰還回収システムの概念図

これは、カプセル形状の飛翔体の周りに円錐形の薄膜エアロシェルを取り付け、それにかかる空気力をリング状の外枠で圧縮力として支えるというものである。このエアロシェルの外枠としてガス圧で形状を維持するインフレーターブルトラスを採用することにより、機体全体を膜面のみで構成することができ、大型かつ軽量の低弾道係数の大気突入機が実現できると考えている。柔軟エアロシェルは、大型であればあるほど空力加熱の低減効果が大きくなるので、実用化に際してエアロシェルの大型化は必須である。軽量かつ大型な構造体を確実に展開し、更には、十分な強度を持たせるためには、このようなインフレーターブル構造の利用は一つの解と考えられているが、インフレーターブル構造を有する飛翔体について詳しく理解されているとは言い難い。特に、大気突入時のように大気圧が大きく変化する環境でのインフレーターブル構造体の挙動は非常に興味深く、それを正確に把握しておくことは、実際に機体を設計する際に重要な知見となる。

そこで、本研究では、小型のインフレーターブル柔軟エアロシェルを有する実験機を開発し、大気球を利用して、高高度環境でのエアロシェルの展開と高高度からの自由落下による飛翔試験を実施することにより、インフレーターブル構造を有する飛翔体に関して、地上試験のみでは得られない技術の実証や知見の獲得をめざす。本試験の主な目的は下記の3つである。

- 1) インフレーターブルトラスで支持されたフレア型エアロシェルを高高度環境で自動的にかつ確実に展開するシステムの実証
- 2) 雰囲気圧が大きく変化する飛翔環境でのインフレーターブル飛翔体の挙動の観察と、空気力に対する構造強度データの取得
- 3) 自由飛行中における、インフレーターブル柔軟エアロシェルを有する低弾道係数飛翔体の低速領域での空力特性の取得及び安定性の確認

試験の目的を、インフレーターブル構造体を有する飛翔体の挙動や特性の把握に絞ることにより、小規模なりソースでの実験を可能にした。

2. 実験システム

2.1 実験システム概要

本試験の実験機（フレア型エアロシェルを有するカプセル型の飛翔体）は、実験前にはエアロシェルを収納した状態で、気球のゴンドラの下部に吊り下げられる。実験機には、フライトデータを取得するセンサ類、飛行中のエアロシェルの画像を取得する小型カメラ、それらのデータを地上局に送信するテレメトリ装置と電源が搭載されている。また、気球ゴンドラ側には、上空でコマンドを受け、展開シーケンスをコントロールする装置一式、インフレーターブルトラス展開用システム一式（ガスボンベ含む）、展開の様子を撮影するカメラとその映像の記録装置を搭載している。コマンドのステータスや応答は、ゴンドラに搭載された気球HKのテレメータを介して地上でモニタする。また、実験機に搭載された画像送信機は、実験機搭載のカメラの映像かゴンドラ搭載のカメラの映像のどちらかを選択して送信できるようになっており、エアロシェルの展開まではゴンドラ側、その後は実験機側からの映像を送信する。本試験のシステム全体図を図2にまとめる。ゴンドラ側機器と実験機の間は、ガス注入用チューブ、画像信号線等で接続されているが、実験機の切り離し時にロープとともにそれらも切断される。

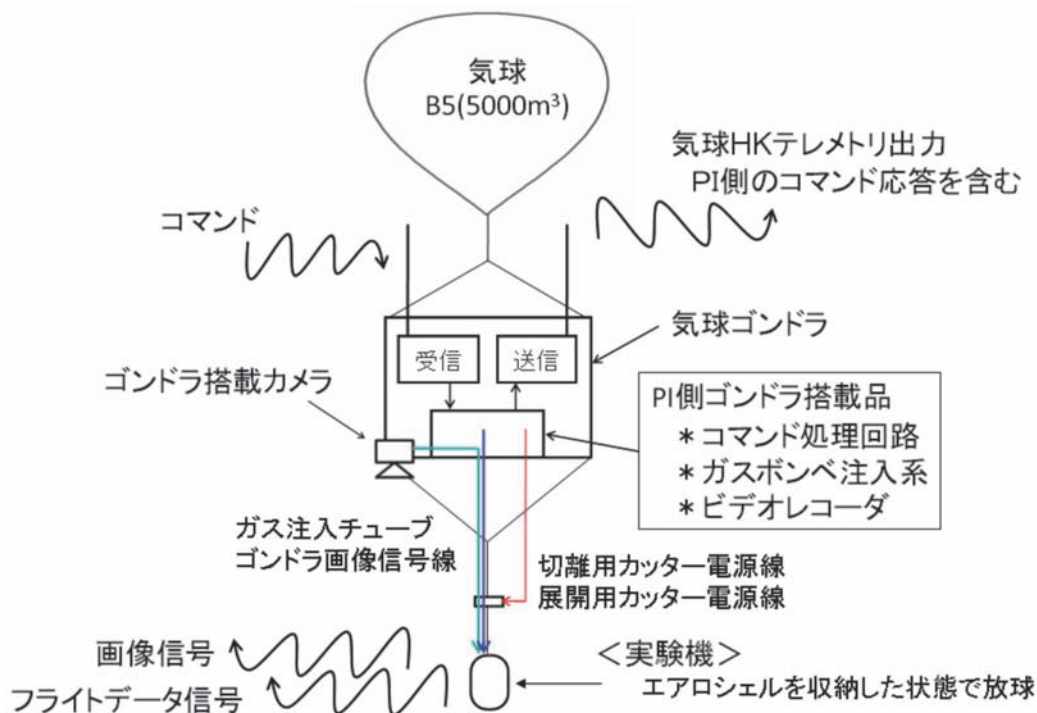


図 2. 実験システム全体概略図

本実験のシーケンス計画は下記のとおりである。

- 1) 実験機は、エアロシェルを収納した状態で気球のゴンドラ下部に吊るす。
- 2) 気球を放球し、高度 25 km まで上昇する。
- 3) レベルフライトに入った時点で、エアロシェルの展開シーケンスを実施する。
- 4) 映像等によってエアロシェルの展開が確認されたのち、実験機をゴンドラから切り離す。
- 5) 自由落下中に、エアロシェルの画像データ、フライトデータはテレメトリで地上局へ送信する。
- 6) 実験機の切り離しから約 30 分後に着水する。(実験機の回収は必須ではない。)
- 7) 実験機を切り離した後に、気球とゴンドラの切り離しを実施し、気球の飛翔を終了させる。
- 8) 気球とゴンドラは着水後に海上で回収され、ゴンドラに搭載された映像記録装置を回収する。

なお、試験開始高度を 25 km に設定した理由は、エアロシェル展開試験を行う際の外気圧の要求からである。つまり、ガス膨張による展開であるため、その展開挙動は外気圧に影響を受ける。高度 25 km で外気圧は 2.5 kPa 程度となり、インフレータートラスに注入するガス圧 60 kPa に比べ 5 % 以下と十分小さく、展開挙動に影響が無いであろうと考えたからである。

エアロシェルの展開から切り離しまでのシーケンスの概略図を図 3 に示す。下記の手順でエアロシェルを展開した後に、実験機を気球のゴンドラから切り離す。

- 1) 開放用カッターを点火し、カプセルをカバー内部に固定しているロープを切断する。
- 2) エアロシェルカバーからカプセルが放出されるが、弛ませておいた紐によりゴンドラから吊り下がる。
- 3) ガスを注入し、エアロシェルを展開させる。ただし重力によってエアロシェルは下に垂れさがる。
- 4) エアロシェルの展開を確認したのち、画像をゴンドラ搭載カメラ側からカプセル搭載カメラ側に切り替え、切り離し用カッターを点火する。

- 5) カプセルを吊るしていたロープ、ガス注入チューブ、画像信号ライン、画像切替信号ラインが切断される。
- 6) 自由落下開始。エアロシェルが空気力を受け形状が安定し、飛行状態に入る。

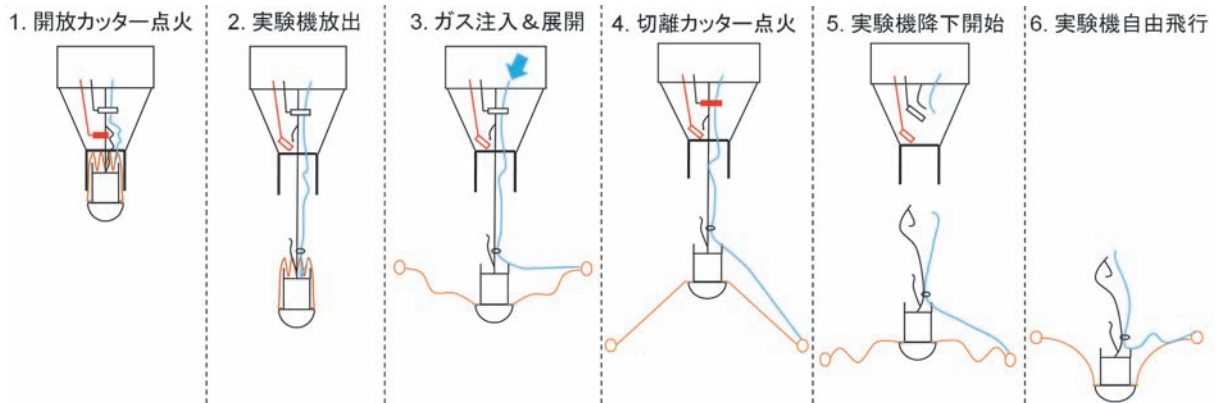


図3. 展開・切離シーケンス手順の概略図

2.2 実験機の詳細

実験機の写真を図4に示す。左図はカプセル内部の様子、中央図はエアロシェルを収納した状態、右図はエアロシェルを展開した状態である。実験機は中央に配置されたカプセル型の本体とインフレータートラスで支持された円錐形状の薄膜フレア柔軟エアロシェルで構成される。カプセルは直径20 cmの亚克力製の半球の後方に長さ30 cmの円筒をとりつけた形状で、その内部にセンサ類、送信機、バッテリー等のほとんどの電気系機器が搭載される。魚眼レンズ付きのCCDカメラが半球の中央に後方に向けて搭載されており、センサや信号処理を行う電子回路類はその視野を遮らないように後方にせり出す形で配置されている。

円錐形状の薄膜のエアロシェルはフレア角60度の12角錐台形状で、12枚の扇型のパネルを縫い合わせて製作されている。材料はパラシュートなどによく使われているナイロン布である。また、エアロシェルのフレア部には、その形状が強調されるよう格子模様が描かれている。フレア部の外直径は1136 mmであり、その外側にインフレータートラスが取り付けられる。インフレータートラスは気密を保持する必要があるため、救命胴衣等によく使われる材料であるウレタンでコーティングされたナイロン布を用いた。それをドーナツ状に切り抜き、2枚重ねてその縁を溶着することで製作した。膨張した状態で、トラス断面直径は64 mm、トラス外直径は1264 mmとなるように設計した。インフレータートラスにはフランジが3つ配置され、それぞれ、ガス注入用、トラス内部の真空引き用、圧力測定用として利用している。ガス注入用フランジには逆止弁が取り付けられており、それを介してガス注入システムに接続されている。実験機切り離し時にガス注入用チューブを切断するため、逆止弁が必要となる。内部真空引き用フランジにはカプラが取り付けられており、それを介して放球直前まで真空ポンプに接続されている。これはインフレータートラスが残留ガスにより上空で膨張するのを防ぐためである。圧力計用フランジには、小型の圧力センサ（差圧計）が取り付けられており、インフレーター内部と外気との差圧を測定する。実験機の総重量は3.375 kgであり、そのうちエアロシェル重量は0.675 kg（カプセル取り付け部のアルミリングを含む）である。また、エアロシェルの前面投影面積を基準面積（1.255 m²）とし、抵抗係数1.0とすると弾道係数は2.69 kg/m²となる。

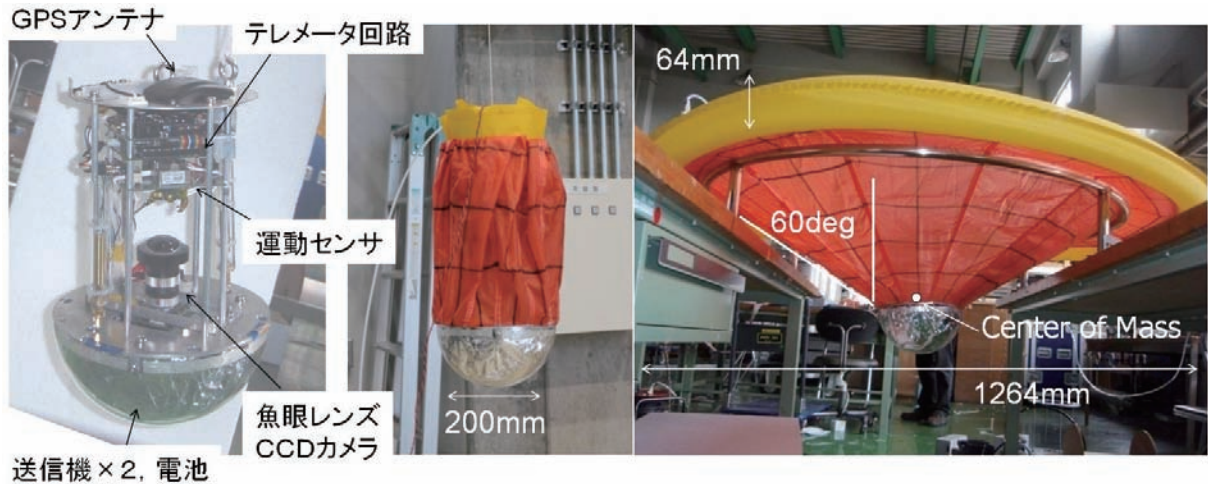


図 4. 本試験のために開発した実験機
(左：カプセル内部，中央：収納状態のアエロジェル，右：展開状態のアエロジェル)

2.3 搭載機器と測定項目

実験機のカプセル部に搭載される主な機器は以下の6点である。

- 1) GPS, 気圧計, ADC 等を搭載し, それらのデータを集約し, 指定のテレメトリフォーマットを作成するテレメータボード
- 2) 姿勢センサ (3 軸加速度計, 機体軸周りの角速度計)
- 3) 魚眼レンズ付 CCD カメラ
- 4) 画像送信機
- 5) データ送信機
- 6) 電池 (グレートバッチ社製 EI リチウム電池 3B70, 4 直 2 並, 総消費電流 970 mA)

テレメータボードは, 市販の CPLD テストボード (エンベデッドテクノロジー社製, MPC104-CP512, XILINX CoolrunnerII 搭載) と, 気圧測定用の絶対圧計, GPS, 温度計 (AD590), ADC (MAX147) 等を実装した自作ボードで構成されている。10 cm×10 cm の基板 2 枚程度の大きさであり, 今回のような小型な実験機のために新たに制作したものである。CCD カメラにとりつけた魚眼レンズの視野は, 天頂から 92.5 度であり, 360 度全周囲を水平面より下まで撮影できる。表 1 に, 実験中に測定される項目とそれを測定する搭載機器と関係の一覧をまとめた。本試験では, 主に, 展開及び飛行中のアエロジェル画像, 飛行中のカプセルの運動と姿勢, 飛行航跡データを測定する。画像以外の全てのデータはテレメータボードで指定のフォーマットに従って集約され, データ送信機から地上局へ送られる。画像データは画像送信機を介して TV 信号として地上局へ送られる。

表 1. 計測項目とそれに対する搭載センサー一覧

| 計測項目 | 計測機器 | メーカー/型番 |
|-------------|---------|-------------------------|
| 展開時の映像 | CCD カメラ | MOSWELL / MS-55B-MD91-1 |
| 飛行中の映像 | カメラ | SENTEC / STC-360CS II |
| | 魚眼レンズ | フィット / FI-085 |
| 飛行中の軌道 | GPS | GARMIN / GPS-15 |
| インフレーション差圧 | 差圧計 | フジクラ / XEPM-100KPGWR |
| 大気圧 | 絶対圧計 | HONEYWELL / ASCX15AN |
| カプセル 3 軸加速度 | 3 軸加速度計 | クロスボー / CXL02LF3 |
| カプセル機軸角速度 | 角速度計 | シリコンセンシング / CRS03-04 |

また、ゴンドラ部への搭載機器は主に下記に4点である。

- 1) 接点コマンドを受け、実験シーケンスをコントロールする回路一式
- 2) ガス注入システム
- 3) 小型カメラ
- 4) 映像記録装置 (FXC 製, PV-300A)

本試験のために開発したガス注入システムを図5に示す。小型の市販の炭酸ガスボンベ、電磁弁 (PreDyne 社製, B-cryo, B2060-LCO2-12VDC)、アダプター、ボンベオープナー、保温用ヒーターを組み合わせたもので、本装置1つで炭酸ガス 17g (0℃で約 8.7リットル) のガスを注入できる。冗長性を確保するために、本実験ではこの装置を2セット用意し、気球ゴンドラ内に搭載する。逆止弁からガス注入装置までを繋ぐチューブは、低温環境でボンベの充填圧力 (6.9 MPa) まで耐えることができ、かつ柔軟性のある PTFE チューブを用いた。なお、インフレーターブルトラスに注入するガス量は絶対圧で 60 kPaA に設定した。これは、降下中に大気圧とインフレーターブルトラス内圧との差圧が小さくなり、飛行中に形状を維持できなくなり潰れるよう設定している。そうすることで、インフレーターブルエアロシェルが空気力に対してその構造を維持できなくなるような内部圧力の限界を把握するためである。

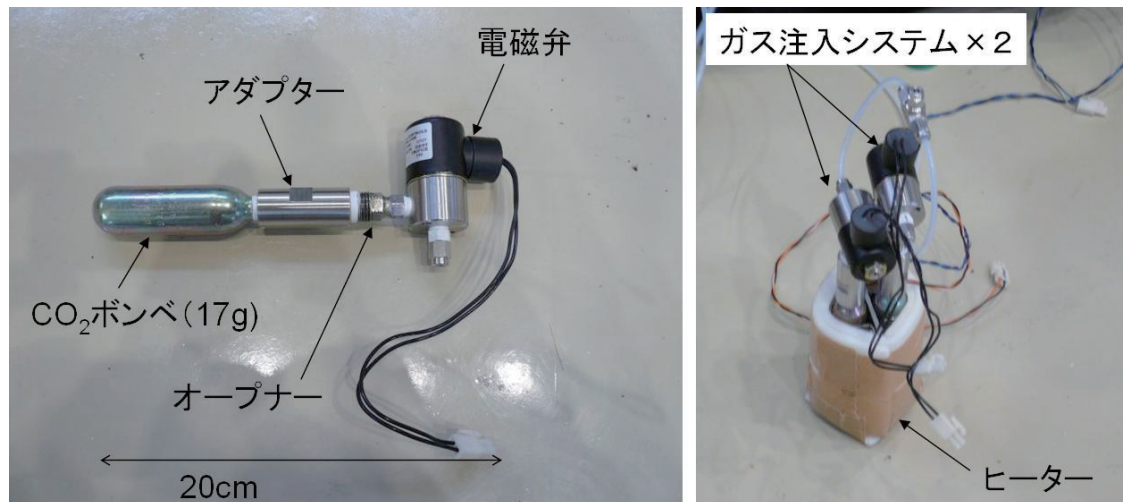


図5. 本実験のために開発した小型ガス注入装置
(左：注入装置一式、右：本実験では注入装置を2式ゴンドラに搭載した)

3. フライトオペレーション

本試験は、大樹航空宇宙実験場 (TARF) において B09-04 実験として 2009 年度第二次気球実験の初号機で行われた。気球は、2009 年 8 月 25 日 6 時 07 分に TARF より放球され、その後、順調に高度を上げ、09 時 00 分に大樹町沖、太平洋上の緯度 42° 34'28、経度 143° 43'17、高度 25 km において実験機を切り離し、本フライト試験を開始した。使用した気球は容積 5000 m³ の B5 気球である。放球時の地上気象状況は、天候晴れ、風速 2.5 m/s、気温 13℃であった。

図6左は放球装置に設置されたゴンドラ下部に吊り下げられた放球直前の実験機の様子である。実験機は完全に吊り下げられた状態で、気球が立ち上がった後に風下を向くよう放球装置全体が回転して放球される。図6右はフライト試験実施中の PI ルームの様子である。PI ルームでは、エアロシェルの展開シーケンスや実験機の切離シーケンスにおけるコマンドの送信を行うほか、自由飛行中の実験機の位置、速度、姿勢、インフレーターブル差圧、エアロシェルの画像等をリアルタイムでモニタリングできる。

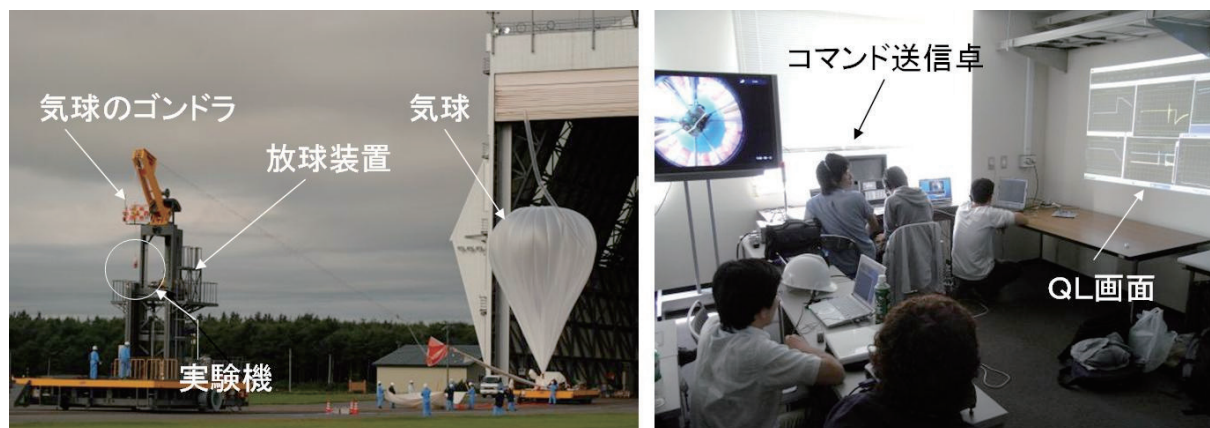


図 6. 左：放球直前の気球と実験機の様子，右：フライト試験中のテレメトリールームの様子

フライト当日の主なスケジュールを表 2 に示す。本実験は、全て順調に進み、予定していたすべてのデータを取得することができた。

表 2. フライト当日のスケジュール

| | |
|-------|---------------------------------|
| 4:05 | 放球台車移動，気球準備 |
| 4:15 | 搭載機器電源 ON，最終噛み合わせ開始（所要時間約 40 分） |
| 5:15 | 気球へのガス注入開始 |
| 6:00 | 放球 |
| 8:50 | エアロシェル展開シーケンスの開始 |
| 9:00 | 実験機の切り離し |
| 9:30 | 実験機着水，フライト実験終了 |
| 13:00 | ゴンドラ帰還，ゴンドラ側搭載機器および画像データ等の回収 |

4. 実験結果

4.1 エアロシエルの展開

高度 25 km（大気圧約 3 kPa）において、エアロシエルの展開シーケンスを実施した。地上局からのコマンドにより、ゴンドラに搭載されているガス注入システムの電磁弁を開放し、カプセル背面に収納してあるインフレータートラスにガスを注入することでエアロシェルを展開した。図 7 左にゴンドラ側に搭載されたカメラから撮影したエアロシェル展開の様子を示す。撮影間隔は約 0.03 秒であるので、ガス注入後約 0.3 秒でエアロシェルは正常に展開したことが確認できる。また、図 7 右にエアロシェル展開時のインフレータートラス内圧と大気圧との差圧の時間履歴を示す。横軸の時刻は、ガス注入時刻を 0 とした経過時間である。ガス注入前は、放球直前までインフレータートラス内部のガスを真空ポンプで引いていたため、内部圧力は大気圧より低く保たれていた。ガス注入後、0.1 秒以内にトラスの圧力は大気圧を上回り展開を開始し、画像で展開完了が確認された 0.3 秒後には、差圧は 10 kPa に達している。その後、さらにガスが注入されていき、電磁弁開放後、約 6 秒でガス注入を完了した。インフレータートラスの内部圧力は、高度 25 km での大気圧分の 2.9 kPa を加えると絶対圧で 60 kPaA に達しており、計画どおりの展開シーケンスが実施できたことが確認できた。これらのデータから、高高度環境において、ガス注入によりインフレータートラスを有するフレア型のエアロシェルを正常に展開できることが実証されたといえる。

ただし、図 7 より、エアロシエルの展開途中で実験機本体が大きく揺れていることがわかる。気球実験のように、重力下においてカプセルが後方から吊られている状況においては、その擾乱は収束するので大きな問題にはならないが、実際の大気突入機では、無重量環境下での展開を想定しているため、このような擾乱が機体の姿勢を大きく乱す

要因になりうる。擾乱の原因としては、本実験機のガス注入孔が一か所だけであることなど様々な要因が考えられるが、今後の開発において、展開の成否だけでなく、展開中の機体の挙動の安定性も含めて詳しく検討し、展開システムの改良を加えていく必要がある。

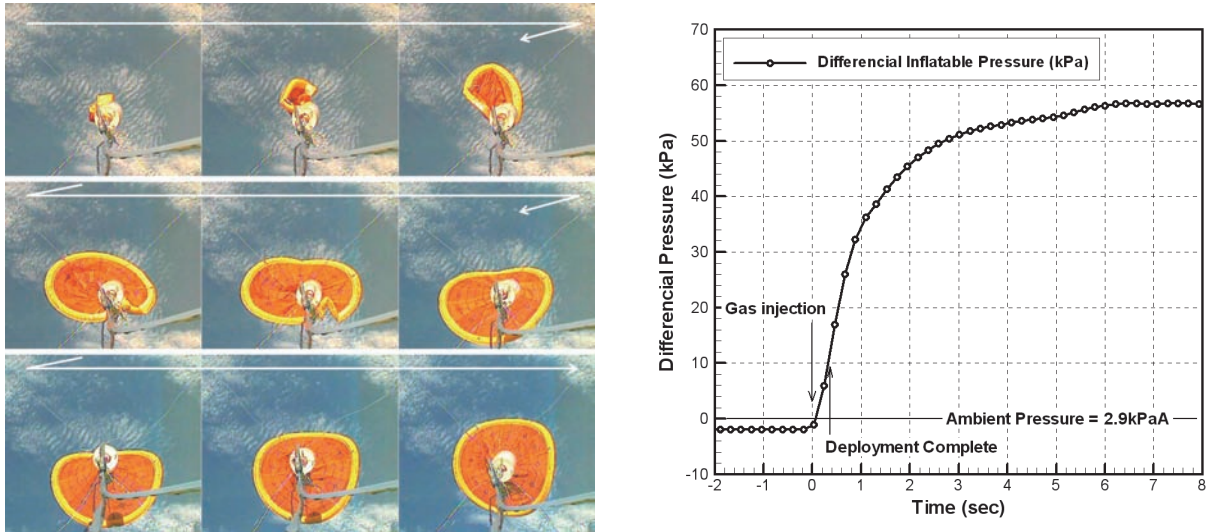


図 7. 左： Gondola 側のカメラから撮影したエアロシェル展開の様子連続写真（時間間隔約 0.03 秒）
 右： 展開時のインフレータートラスの内圧と外気圧との差圧の時間履歴

4.2 実験機の切り離し時の様子

エアロシェル展開後、分離シーケンスを実施し、実験機切り離し用のロープカッターを作動させて Gondola から実験機を切り離した。図 8 に、Gondola 側カメラの画像と、実験機背面に搭載されたカメラからの画像をそれぞれ示す。Gondola 側カメラの映像から、実験機は姿勢を乱すことなく真下に降下していったことが確認された。また、魚眼レンズをとりつけた実験機側の搭載カメラは、切り離し後、すぐに視野の周囲全周にエアロシェルを捉えており、エアロシェルは空気力を受けて所定のフレア型の形状を形成したことがわかる。

ゴンドラ側カメラ



実験機搭載カメラ (魚眼レンズ)



エアロシェル

図 8. 実験機切り離し時の様子
 (上列：Gondola 側カメラで撮影，下列：実験機搭載カメラ（魚眼レンズ）で撮影)

図 9 に、実験機に搭載した加速度計から得られた、切り離し時の 3 軸加速度の時間履歴を示す。横軸は、実験機切り離しの時刻を 0 にした経過時間を示している。機軸 (Z) 方向の加速度履歴から、切り離し直後は一旦無重量状態になるが、すぐに空気力を受け、約 10 秒後には平衡速度に到達していることが確認できる。また平衡速度に到達後、水平 (X)

方向に 0.3 G 程度の一定の加速度が生じており、これはカプセルの機軸が重力方向から約 15 deg 傾いていることを示唆している。この原因に関しては、カプセルの姿勢の項で詳しく述べる。

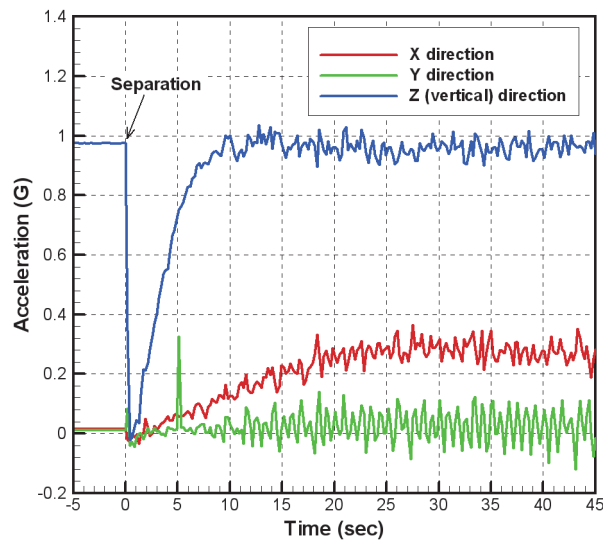


図 9. 切り離し直後の実験機の 3 軸加速度の時間履歴

4.3 フライト軌道と空力特性

実験機は、ゴンドラから分離された後は自由落下し、自由落下中の降下軌道データは GPS によって取得した。図 10 左に GPS で取得した水平方向の航跡を示す。航跡線の色は高度を表している。実験機は、高度 24.6 km でゴンドラから分離された後、高度 20 km まではほぼ真下へ降下し、その後、北西方向に飛行し、高度 12 km で再び向きを変え、南西方向へ移動しながら降下した。高度 4.3 km でエアロシェルが潰れた後は、実験機は姿勢を崩したため GPS データは取得できていない。

この飛行航跡は、実験機の弾道係数が小さいため、風に追従して飛行した結果と考えられる。そこで、実験機の速度と移動方向をフライト時の風速風向と比較した。フライト時の上空の風を実測してはいないが、ここでは、米国の NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration) の NCEP (National Centers for Environmental Prediction) が無償で公開している大気予報データ⁴⁾を用いて飛行軌跡と比較した。その結果を図 10 右に示す。風向風速の高度プロファイルは、NCEP の大気データを 4 次元時空間において線形補間したものを、降下軌道に沿って抽出した。ただし、実験機の運動方向に合わせるため通常風標記とは 180 度方位をずらして、南風(南から吹く風)を 0 度、西風を 90 度、北風を 180 度、東風を 270 度として示した。また、NCEP データは、高度方向は気圧高度で与えられているため、気圧を高度に変換する必要がある。ここでは、気球上昇時に取得しておいた GPS と気圧計の測定データをもとに変換を行った。NCEP データは予報値であるため、完全にその時点の風向風速を再現しているわけではないが、図 10 の結果より、実験機の移動方向と速度は、その風データとよく一致しており、実験機は水平方向にはほぼ風に追従して動くと考えてよい。そのため、水平方向の対気速度はほぼ 0 と考えてよく、鉛直方向の運動を考えるのみで実験機の空力特性を把握することできると考えられる。

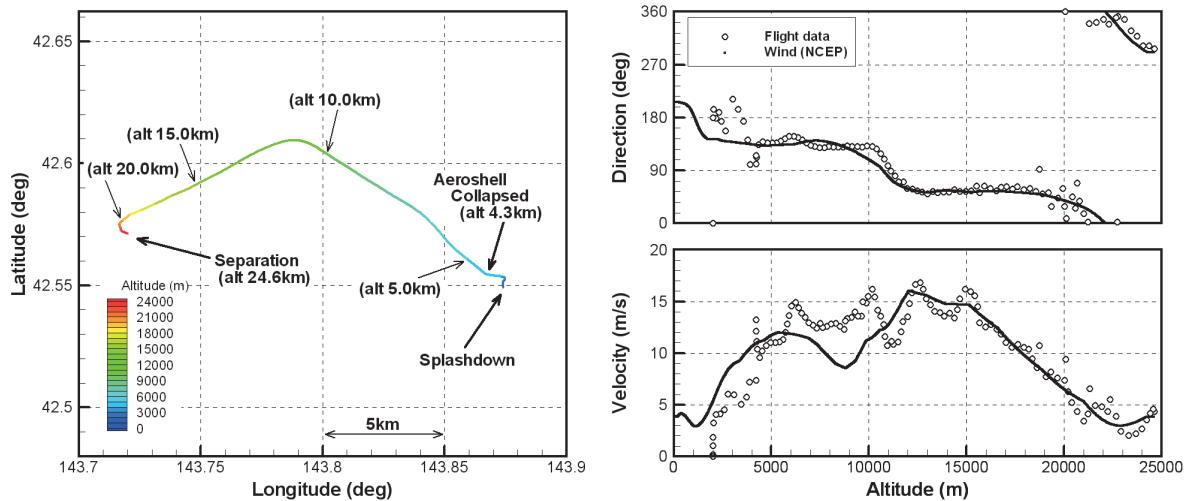


図 10. 左：GPS により取得した実験機の水平方向の航跡，
右：実験機の水平方向の運動を NCEP の風予報データと比較した結果

次に、実験機の鉛直方向の運動についての結果を示す。図 11 左に、気圧高度計と GPS から取得した切り離し後の実験機の高度の時間履歴を示す。なお、実験機に搭載した気圧高度計は、気球上昇時の GPS データと比較することにより校正している。切り離しから 24 分後、高度 4.3 km 付近で高度履歴に不連続な変化が見られるが、これはインフレーターエアロシェルがその形状を維持できなくなり潰れたことによる軌道の変化である。エアロシェルがこの高度付近で潰れるのは計画どおりであり、それについて詳しくは後述する。なお、エアロシェルが潰れることにより実験機は姿勢を乱したため、GPS は衛星を捕捉できなくなり、データが欠損しているが、気圧計はエアロシェルが潰れた後もデータを取得できており、そのデータから、切り離しから約 30 分後に実験機は着水したことが確認できる。

図 11 右に、飛行高度の時間履歴を降下シミュレーションと比較した結果を示す。降下シミュレーションは、実験機を質点と考え、空気抵抗と重力のみが働くと考え、NCEP の大気予報モデル（高度気圧変換は気球上昇中に取得した GPS と気圧計による実測データを用いた）を用いて 3 次元の運動方程式を離散的に解いている。実験機の抵抗係数を 0.9～1.1 まで変化させたときに軌道をフライトデータと比較する。その結果、実験機は、高度 20 km から高度 6 km まで、ほぼ一定の抵抗係数であり、その値は 1.0 程度であったと推定される。

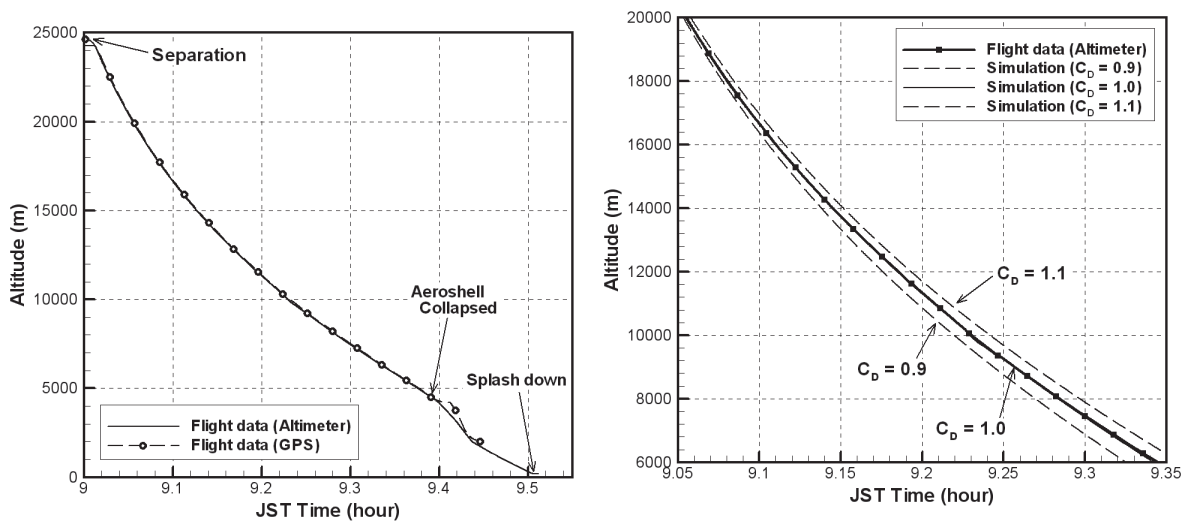


図 11. 高度の時間履歴と数値シミュレーションとの比較

4.4 飛行中のカプセルの姿勢

図 12 左に、3 軸加速度計から得た重力方向に対するカプセルの対称軸の傾き角の時間履歴と機体軸回りの角速度の時間履歴を示す。横軸は、切り離し時刻を 0 とした経過時間を示している。これらのデータより、実験機は自由落下中、カプセルの軸を重力方向に対して 15 deg 程度傾けた状態で安定し、最大 0.6 Hz 程度で機軸周りに回転しながら降下していたことがわかる。図 9 の 3 軸加速度計の結果からも確認できるように、カプセル軸の傾き方向は X 方向のみに傾いており、機体座標系に対しては一定であった。また、その傾き角と回転速度は徐々に減衰していることがわかる。また、図 12 右に、カプセル背面に搭載したカメラで魚眼レンズを通して撮影した切り離し 2 分後のエアロシェル画像を示す。エアロシェルの軸とカプセルの軸が一致していれば、視野の真ん中にエアロシェルの中心が来るはずであるが、それらは一致していない。画像から、その角度を算出すると、エアロシェルの中心はカプセル軸に対して 10 deg 程度傾いている。図 12 左の、カプセル軸の重力方向に対する傾きの時間履歴に、エアロシェル画像から得たカプセル軸とエアロシェル中心のずれ角度をプロットすると、それらはよく一致している。つまり、エアロシェルは対気流方向 (= 重力方向) に対して正対しているが、カプセルは対気流方向に対して傾いていることがわかる。

以上の結果をまとめると、飛行中の実験機の姿勢に関して下記のようなことが推定できる。

- 1) カプセルは鉛直方向に対して最大で 15 deg 程度傾いた状態で安定している。
- 2) 機体座標系に対しては、カプセルの傾く方向は一定で時間的に変化していない。
- 3) エアロシェルは傾いたカプセル軸に対して、最大で 15 deg 程度傾いている。
- 4) エアロシェルは一様流方向に正対した姿勢で安定している。
- 5) エアロシェルを含む実験機全体が、0.5 Hz 程度で機軸周りに回転している。
- 6) カプセルの傾きと回転速度は徐々に小さくなっていく。

これらの様子を模式的に表したものを図 13 に示す。

以下では、実験機の機軸周りの回転、および、カプセルが傾いて飛行していた原因について考察する。両者ともに、エアロシェルの非対称な変形に原因のひとつがあると考えている。まず、図 7 左の展開後のエアロシェルの様子、図 12 右の飛行中のエアロシェルの様子から、展開後のインフレーターブローラスは完全に真円となっておらず、正面から見ると楕円形状、横から見ると節が 4 つある座屈による面外変形が発生し鞍状になり、非対称になっていると考えられる。従って、実験機の機軸周りの回転については、エアロシェルがこのように非対称形状となっているため非対称な空気力が発生し、機軸周りにモーメントが発生し、機体が回転を始めたものと考えられる。その後は、空気抵抗と釣り合ったところで一定回転となり、その後徐々に空気抵抗が大きくなるに従って回転が減衰していったと考えることができる。また、カプセルが傾いて飛行していた原因については、非対称な変形による効果に関して、次の 2 点の可能性が挙げられる。1 点目は、上記に述べた、機軸周りの回転に起因している可能性である。図 12 から、機軸周りの回転が小さくなるにつれてカプセルの傾きも小さくなることから、この回転によって、カプセルの傾きが誘発されたと推測できる。2 点目は、非対称形状による張力の不均一性に起因する可能性である。インフレーターブローラスが面外に変形することで、カプセルとフレア部の取り付け部で張力が不均一になり、カプセルが傾きやすい方向が生じてしまったと考えられる。現時点では、はっきりとした原因の特定は出来ていないが、今後地上試験（風洞実験等）で、非対称変形をしたエアロシェルの空気力などを測定し、非対称変形と回転運動の関係について調べる必要があると言える。

これらより、自由飛行環境下では、重心位置と面外変形の度合いとの兼ね合いにより、回転しながらカプセルが傾いた状態で安定して飛行するモードがあることが確認された。実機への応用を考えると、飛行中にカプセルが傾くのは好ましくないため、面外変形が小さいエアロシェルの開発や機体重心の管理は、このようなフレア型薄膜柔軟エアロシェルを有する飛翔体の設計において重要であることが認識させられる結果である。

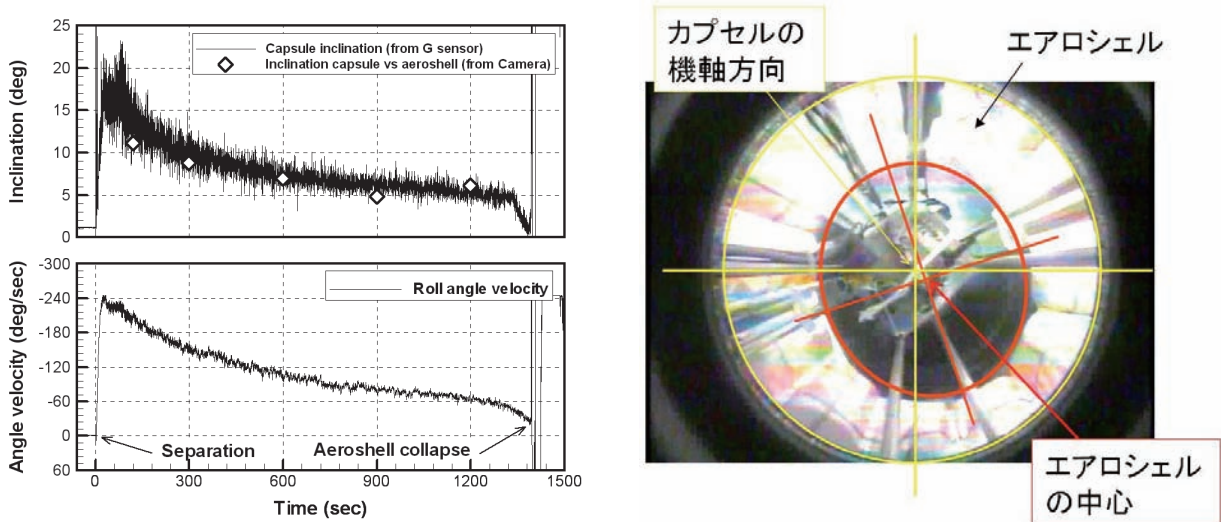


図 12. 左：カプセル軸の重力方向に対する傾きの時間履歴とカプセル軸周りの回転速度の時間履歴
 右：切り離し 2 分後に、実験機搭載のカメラで撮影したエアロシェルの画像

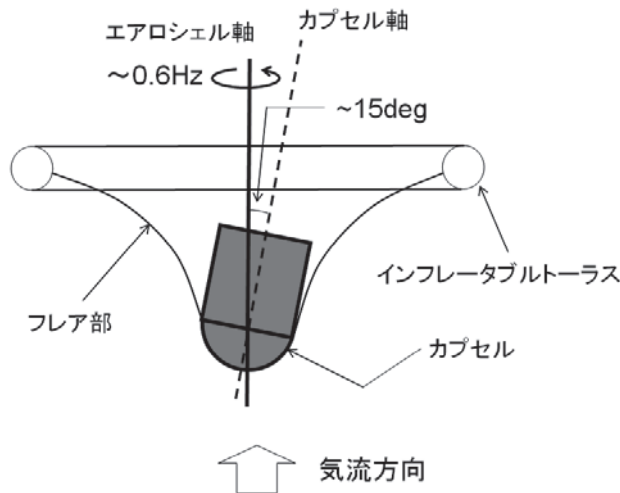


図 13. 飛行中の実験機の姿勢の模式図

4.5 インフレータブルエアロシェルの構造強度

本試験では、エアロシェルを支持するインフレータブルトラスに注入するガス量は絶対圧で 60 kPa と、あえて地上の大気圧より低くした。これは、外気圧が変化する飛行環境下で、インフレータブルトラスを有するフレア型エアロシェルがどこまで構造を維持できるかを測定するためである。図 14 に、実験機を切り離した後の外気圧とインフレータブルトラスと外気圧の差圧の時間履歴を示す。実験機が落下するに従って外気圧が上昇し、インフレータブルトラスの内外差圧が減少する。そして、実験機の切り離しから、約 1380 秒後、高度 4.2 km でインフレータブルトラスの差圧が不連続に変動したことが確認できる。その点が、エアロシェルが構造を維持できずに潰れた瞬間であると推定できる。また、図 14 中には、エアロシェルが潰れる前後の画像を示すが、徐々にエアロシェルの縁を示す楕円形状（赤破線）が変化し、差圧が大きく変動するタイミングで、大きく面外座屈してつぶれたことが画像からも確認できる。なお、そのときのインフレータブルトラスの内外差圧は 5.2 kPa であった。

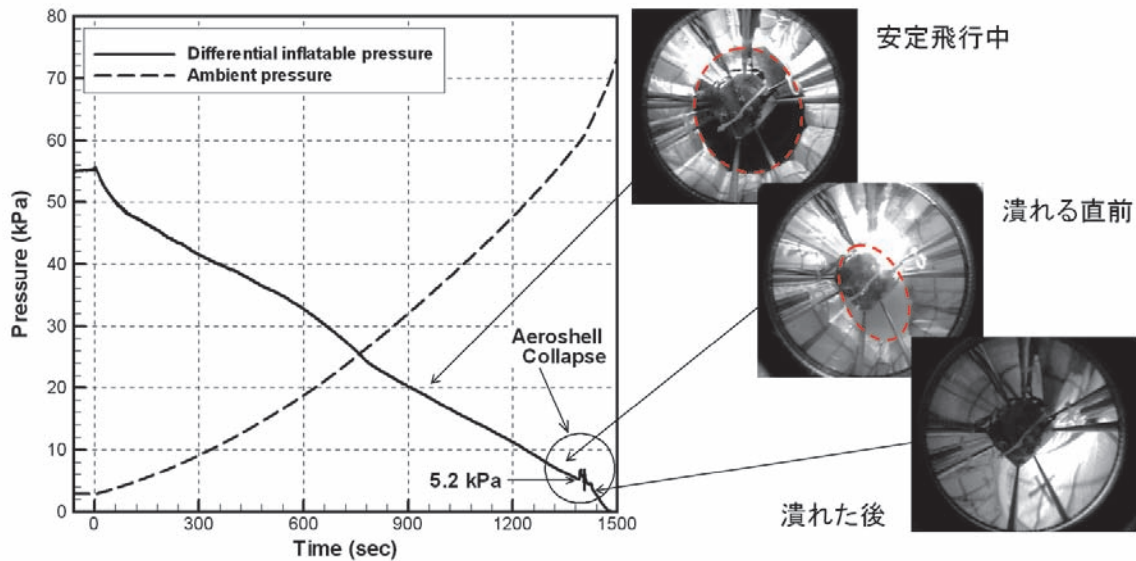


図 14. 自由飛行中のインフレイタブル圧力（差圧）と大気圧の履歴と実験機搭載のカメラで撮影したエアロシェルが潰れる前後の様子

図 15 に、インフレイタブルトラスを有するエアロシェルがその構造を維持できなくなる時のトラス内外差圧と荷重（全抵抗力）との関係を、事前に行っていた低速風洞試験結果と比較して示す。低速風洞試験は、カプセル部を後方から支持し、一定風速の中で徐々にインフレイタブルトラスの圧力を下げて行き、エアロシェルが構造を維持できなくなる圧力を測定した⁵⁾。低速風洞試験で使用した模型は柔軟エアロシェルの製作方法に関しては気球実験の実験機と同様であるが、その形状とサイズに関しては、カプセル直径 8 cm、エアロシェル最外直径 52 cm、トラス直径 5 cm、フレア角 60 deg であり、実験機全体の大きさに対するインフレイタブルトラスの割合が大きくなっている（図 15 参照）。クリッピングと呼ばれる最も単純な局所的破壊モードの場合、差圧によってインフレイタブルトラスにかかる張力（差圧×インフレイタブルトラスの断面積）と機体全体にかかる空気力（全抵抗力）は比例することが知られており、低速風洞試験では、その関係を実証する結果が得られている。図 15 より、フライト試験の結果は、低速風洞試験より若干構造強度が低いという結果になっている。これは計測誤差の範囲と考えることもできるが、フライト実験機のインフレイタブルトラスはその外直径に対してトラス径が小さいため、図 7 左の展開後のエアロシェルの様子からわかるように、エアロシェルの面外変形の度合いが低速風洞試験用模型と比べて顕著であることが、構造強度が低下している理由の一つと考えることもできる。初期の面外変形が構造強度に悪影響を与えることは数値解析からも示唆されており⁶⁾、今後の課題としては、エアロシェルの製作手法や展開方法を工夫し、エアロシェルの面外変形を抑制することも実用化にむけた技術的課題の一つといえる。

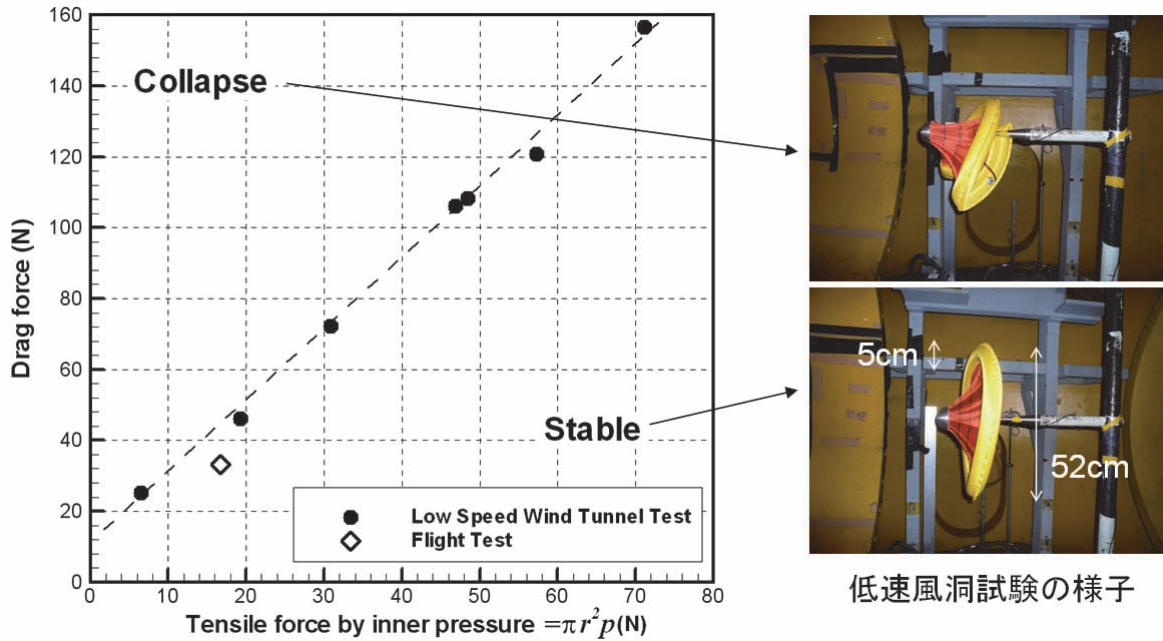


図 15. インフレータブルトラスで支持されたフレア型エアロシエルの構造強度に関して、フライトデータと事前に行った低速風洞試験結果との比較

5. まとめ

柔軟構造エアロシエルを利用した大気突入システムの開発の一環として、インフレータブルトラスを有する飛翔体の展開および飛翔実験を実施し、下記の成果を得ることが出来た。

- 1) 上空でインフレータブルエアロシエルを展開するシステムを実証した。
- 2) フライトデータより、インフレータブルトラスで支持されたフレア型薄膜柔軟エアロシエルを有する実験機の飛行特性に関する抵抗係数等のデータを取得した。
- 3) インフレータブルエアロシエルの構造強度に関して、自由飛行環境下でのデータを取得し、事前の構造試験と比較できる有用なデータを取得することができた。

ただし、本試験によって、エアロシエルを支持するためのインフレータブルトラスに生じる面外変形が、飛行中のカプセルの姿勢やエアロシエルの構造強度に悪影響を与える可能性があることを示唆するデータが新たに得られた。今後は、製作方法や展開手法などを改善し、対称に展開するエアロシエルを開発することが重要な技術的課題であるといえる。例えば、製作手法に関しては、繊維の異方性を考慮した裁断方法の適用、展開手法に関しては、エアロシエルの収納方法の改善や複数のガス注入ポートからのガス注入などのアイデアを、今後検討していく予定である。そして、次のステップである観測ロケットによる大気圏突入実証試験に向けて開発を進めていきたいと考えている。

謝 辞

本研究は JAXA 戦略的開発経費（工学）による支援を受けて行われた。また、JAXA/ISAS 大気球実験室、大樹航空宇宙実験場のスタッフの方々には様々な支援をしていただいた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- 1) M.Grasslin, U.Schottle, “Flight Performance Evaluation of the Re-entry Mission IRDT-1”, IAF paper, IAF-01-v.3.05,OCT,2001
- 2) Michael C.Lindell, Stephen J.HugheS, “Structural Analysis and Testing of the Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE)”, AIAA paper, AIAA 2006-1699, 2006
- 3) 山田和彦, 鈴木宏二郎, 秋田大輔, 林光一, 安部隆士, 石村康生, 中篠恭一: 柔軟エアロシェルを利用した大気突入機に関する研究, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 2G04, 2009
- 4) NCEP HP “<http://nomad1.ncep.noaa.gov/>”
- 5) 木村祐介, 山田和彦, 秋田大輔, 安部隆士, 小山将史, 鈴木宏二郎, 林光一, 牧野仁: 柔構造大気突入機用インフレータブルフレームの開発試験, 平成 20 年度宇宙航行の力学シンポジウム, pp.27-30, 2008
- 6) 能勢 温, 田嶋 良雄, 中篠 恭一, 山田 和彦: 柔構造エアロシェル大気突入機体のトラス座屈強度に関する有限要素解析, 平成 21 年度宇宙航行の力学シンポジウム原稿集, pp.168, 2009.