

# 大気球を利用した柔構造機体の飛翔性能試験 2

山田和彦<sup>1</sup>, 秋田大輔<sup>1</sup>, 佐藤英司<sup>1</sup>, 鈴木宏二郎<sup>1</sup>, 堤裕樹<sup>2</sup>,  
若月一彦<sup>2</sup>, 桜井晃<sup>3</sup>, 鳴海智博<sup>3</sup>, 安部隆士<sup>4</sup>, 松坂幸彦<sup>4</sup>

## 2nd Flight Experiment of the Capsule with the Membrane Aeroshell using a Large Scientific Balloon

By

Kazuhiko Yamada<sup>1</sup>, Daisuke Akita<sup>1</sup>, Eiji Sato<sup>1</sup>, Kojiro Suzuki<sup>1</sup>, Yuuki Tsutsumi<sup>2</sup>,  
Kazuhiko Wakatsuki<sup>2</sup>, Akira Sakurai<sup>3</sup>, Tomohiro Narumi<sup>3</sup>, Takashi Abe<sup>4</sup>, Yukihiro Matsuzaka<sup>4</sup>

**Abstract :** The flexible aeroshell have been proposed as one of the new concept of the atmospheric-entry system. The vehicle with flexible aeroshell can reduce the aerodynamic heating due to the low-mass and large area because it can decelerate at a high attitude where the atmospheric density is very low. It leads to improve the relativity and safety of atmospheric-entry systems. As a first step for a practical use of this concept, the drop flight of the capsule with the membrane flexible aeroshell was planned and conducted using a large scientific balloon by the collaboration team of University of Tokyo, Kyushu University and ISAS/JAXA at 28<sup>th</sup> August in 2004. In this flight test, the flight model was separated at an altitude of 39km and conducted a free flight. The flight data show that the flight model was stable in both transonic and subsonic flow regimes and its flight path and aerodynamic characteristics were good agreement with the results of the trajectory analysis and the wind tunnel tests. This fact indicates that the flare-type flexible aeroshell has good deceleration performance.

### 概 要

新しい大気突入システムとして、柔構造エアロシェルを利用した方法が提案されている。これは、軽量大面積のエアロシェルを大気突入体にとりつけることにより、空力加熱を大幅にさげ、システムの安全性、信頼性を改善しようというものである。その実用化にむけて、東京大学、九州大学、JAXA の共同チームが中心となって、実スケールの機体による飛行試験を計画した。そして、2004年8月28日に大気球を利用して第二次柔構造体飛翔性能試験を行い、高度39kmからのフレア型柔構造エアロシェルの自由飛行に成功した。本フライト試験において、柔構造エアロシェルを有する機体は遷音速から低速領域において常に安定に飛行し、フライト軌道や空力特性は事前に行った軌道予測や風洞試験結果とよく一致していることが確認された。このことから、フレア型の柔構造エアロシェルは実飛行環境下において、予測どおりの減

---

<sup>1</sup> 東京大学

<sup>2</sup> 東海大学

<sup>3</sup> 九州大学

<sup>4</sup> 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

速性能を発揮することが実証された。

**重要語** フライト試験, 柔構造飛行体, 大気突入カプセル

## 1. はじめに

軌道からの帰還や他の惑星へ突入するミッションにおいて、その飛行体は大気によって減速する際に発生する大きな空力加熱から内部機器を守る必要がある。これまでに行われた大気突入ミッションに使われた飛行体はC/C材料などのような高耐熱性材料やアブレータにより、その空力加熱に耐える方法が採用されている。しかし、そのような高温に機体がさらされている状況は、決して安全な状態とは言えない。そこで、この空力加熱を避けるという発想のもと新しい大気突入システムとして提案されたのが、柔構造エアロシェルである。柔構造エアロシェルを有する機体は、その軽量、大面積の特性を利用して大気密度の薄い高高度での減速が可能になるため、減速中の空力加熱を大幅に低減できる。また、大面積のエアロシェルを有しているため、緩降下、軟着陸のためのデバイスが必要なくなる可能性もある。よって、危険な高温環境を避けることができ、さらにはシステムが単純化されるため信頼性、安全性の向上が期待される。そのようなメリットがある柔構造エアロシェルであるが、現在のところ数例のフライトテストを除いて実際のミッションに利用された例はない [1], [2], [3]。

我々のグループでは、図1に示すような、カプセル本体と薄膜のエアロシェル、そして、エアロシェルに働く空気を圧縮力として支える外枠で構成されるフレア型の膜面エアロシェルに注目し、風洞実験 [4], [5] や数値解析 [4] などを利用して基礎研究を進めてきた。その基礎研究の結果に基づいて、我々のグループは、実用化に向けて第一歩として気球を用いたフライト試験を計画した。

フライト試験の主な目的は以下とおりである。

- 1) 展開型の柔構造エアロシェルの設計、製造技術を取得し、その展開実証を地上試験にて行うこと。
- 2) フレア型柔構造エアロシェルの実飛行環境下にてその減速性能、耐久性、安定性を実証すること。
- 3) 遷音速～低速領域における柔構造エアロシェルの空力特性を取得すること。

そして、2003年9月1日に第一次気球実験 [6] [7] を、2004年8月28日に第二次気球実験を行い、第二次実験において、フレア型の柔構造機体の自由飛行実証試験に成功した。本試験において、高度39kmから自由飛行

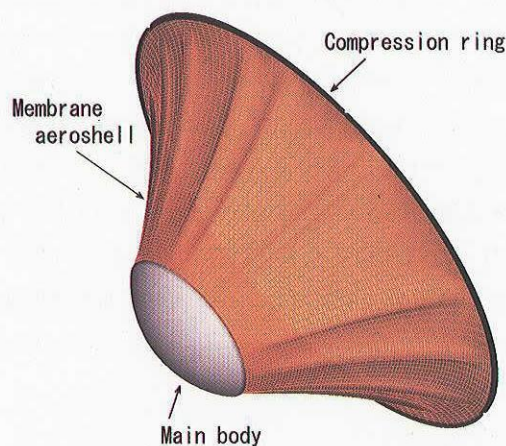


図1 フレア型の柔構造エアロシェルを有するカプセル型飛行体の概念図

中、遷音速～低速領域で機体が安定に飛行し、搭載機器、柔構造エアロシェルともに正常に機能し予測どおりの減速性能を発揮することが実証された。本稿では、第二次気球実験について報告を行う。

## 2. プロジェクト概要

### 2.1 プロジェクトスケジュール

柔構造エアロシェルの実用化を目指した実スケールサイズの飛行実証試験プロジェクト（Membrane Aeroshell Concept demonstration at Flight Test -MACFT-）は2002年の12月から本格的に開始された。試験計画の立案、プロトタイプ試作、風洞試験 [8] などを行い、7月から第一次フライト試験用の機体の組み立て、試験が行われた。そして、2003年9月に第一次フライト試験が行われた。第一次実験において、カプセルに搭載された測定機器の実フライト環境下での正常動作が実証されたが、ゴンドラとの切り離し機構のトラブルによって機体単独での飛行は実現しなかった [6], [7]。

そして、第一次フライト試験の結果にもとづいて、機体に改良を加え、第二次フライト試験用の機体に反映させた。2004年6月から第二次フライト試験機体の作成を開始した。事前にエアロシェルの展開実証試験などを行い、2004年8月28日にB100-10気球にてフライト試験が行われた。

表1にこれまでのプロジェクトスケジュールをまとめる。

表1 プロジェクトスケジュール

2002/12	プロジェクト開始
2003/01～	計画立案、プロトタイプモデル試作
2003/06	低速風洞試験
2003/07	遷音速風洞試験
2003/07～	第一次フライト試験機体製作
2003/09/01	第一次フライト試験
2003/09～	第一次フライト試験のデータ解析
2004/05	切り離し試験
2004/06	第二次フライト試験機体製作
2004/08	展開実証試験
2004/08/28	第二次フライト試験
2004/09～	第二次フライト試験のデータ解析

### 2.2 フライト機体

#### 2.2.1 機体外形

フライト機体の概略図を図2に、ゴンドラに取り付けられた様子を図3に示す。機体は、鈍頭のカプセル、膜面エアロシェルと展開機構を有する外枠で構成されている。カプセルは、直径60cmの鉄製で内部に測定機器、通信機器、電源などすべての機器を搭載している。膜面エアロシェルは、最大直径150mmの12角錐台形状であり、高強度、高耐熱性を有するZYLON織物 [9] で作成した。膜面の厚さは0.25mmである。また、膜面には、形状の変化を強調するために格子模様が描かれている。外枠は、太さ25mm、厚さ1.5mmの中空アルミパイプ12本で構成された正12角形状である。各アルミパイプの中央には、カーペンターテープヒンジ [10] を応用した展開機構があり、収納展開が可能であるが、一旦展開するとラッチがかかり曲げ強度が大きくなり、1200Nの圧縮荷重に耐える構造となっている。

搭載機器を含んだカプセル部の重量は102kg、膜面エアロシェルは0.6kg、外枠重量は2.6kgで機体の総重量は106kgである。また、抵抗係数を1.0と仮定したときの弾道係数は約67kg/m<sup>2</sup>である。機体の諸元を表2にまとめ



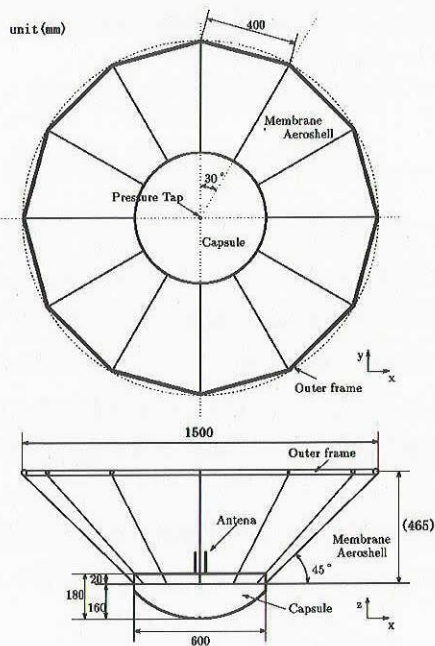


図2 機体概要図

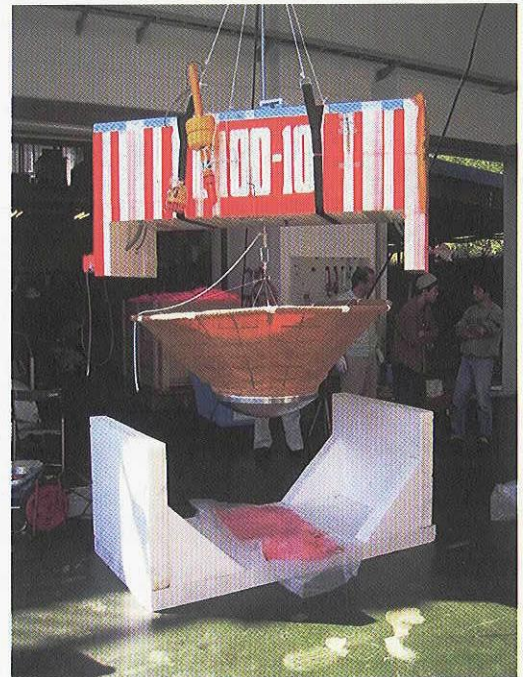


図3 ゴンドラに搭載された機体

表2 機体諸元

カプセル直径	600mm
カプセル重量	102kg
カプセルの材質	主に鉄
膜面エアロシェル最大直径	1500mm
膜面エアロシェル重量	0.6kg
膜面エアロシェルの材質	ZYLON®
外枠の重量	2.6kg
外枠の材料	アルミニウム
外枠のパイプの直径	25mm
外枠のパイプの肉厚	1.5mm
外枠のパイプの一辺の長さ	400mm
機体最大直径	1500mm
機体総重量	106kg
機体の弾道係数 (抵抗係数1.0)	67kg/m <sup>2</sup>

る。

### 2.2.2 搭載機器

本フライト試験における測定項目は、1) 膜面画像系、2) 位置姿勢系、3) 飛行条件取得系、4) ヘルスマニタリング系の4つにわけることができる。

#### 1) 膜面画像系

カプセル背面にとりつけた CCD カメラに魚眼レンズを装着することで膜面エアロシェルの全周囲360度の画像を取得する。これによって飛行中の膜面の振動や変形の様子を観察する。画像内に写った太陽の位置を解析することで機体の運動や姿勢の推定にも使用した。また、ゴンドラ側にも CCD カメラを搭載しており、切り離し



の様子を観察した。

## 2) 位置姿勢系

GPS と 3 軸加速度計, 3 軸角速度計, 3 軸地磁気計から構成される。これらから, フライト機体の位置や姿勢を測定し, 運動の様子, 落下軌道, フライト機体に働く力などを推定する。また, 気球自体の位置は測距によって測定されており, その運動から当日の風の状態を決定する。

## 3) 飛行条件取得系

フライト機体の淀み点と背面の絶対圧力, 背面と前面の差圧, さらに外気の温度を取得することによってフライト機体の飛行環境など空力的な情報を得る。

## 4) ヘルスモニタリング系

内部機器の温度センサと膜面にとりつけたピエゾフィルムから構成されており, フライト機体に異常があった場合にその状況をリアルタイムで知ることができる。ピエゾフィルムは膜面の変形にともない出力が変化するもので, 振動センサとして利用している。

表 3 に測定機器, 測定項目と測定する物理量の関係をまとめる。

これらの測定機器, データ通信のための通信機器と電源はすべてカプセルの中に搭載される。図 4, 図 5 にカプセル内部の写真を示す。カプセルの底に電池が配置され (図 4), カプセル背面の蓋の裏側にほとんどの機器が搭載されている (図 5)。

表 3 測定機器と測定物理量の関係

	搭載機器	測定項目	
膜面画像取得系	CCDカメラ 魚眼レンズ	360度膜面画像	機体の姿勢と運動
機体姿勢運動系	3軸加速度計 3軸角速度計 3軸地磁気計	機体に働く力 機体の回転運動 機体の姿勢	
位置測定系	GPS 測距	機体の水平位置 風向、風速	
飛行条件取得系	絶対圧力計1 絶対圧力計2 微差圧計 熱電対1	淀み点圧力 カプセル背後の圧力 淀み点と背圧の差圧 外気温度	機体の鉛直方向の運動 ～機体の空力特性
ヘルスモニタリング系	ピエゾフィルム 熱電対2	膜面の振動 内部機器温度	

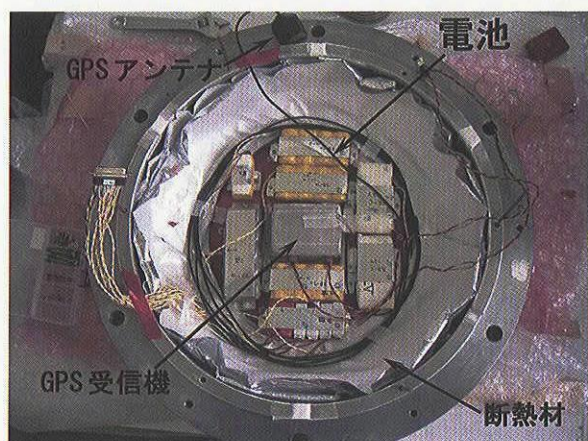


図 4 カプセル内部の様子

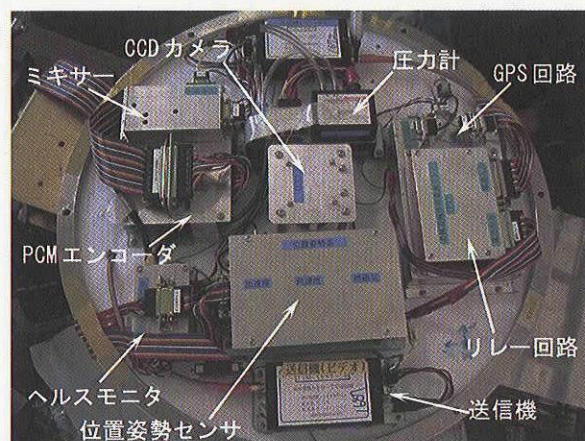


図 5 カプセル背面の蓋の裏側に設置された機器類



### 3. フライト機体の開発

#### 3.1 機体切り離し試験

##### 3.1.1 プロトモデル試験

第一次フライト試験後のデータ解析によって、ゴンドラと機体の切り離しの際にエアロシェルがカプセルを追い抜き、機体に衝撃荷重がかかり機器にダメージを与えた可能性があることが示された [7]。それは、第一次試験ではエアロシェルの外枠をロープでゴンドラから吊っており、カプセルの自重によって、外枠に弾性エネルギーがたまり、切り離した際にそれが開放されるためにカプセルに上向きの力がかったことが原因であると考えられている。そこで、カプセルを直接吊る方法と外枠を吊る方法の2つの方法で切り離し直後の挙動を観察した。図6に外枠を吊り下げた状態で切り離したときの様子、図7にカプセル部を吊り下げた状態で切り離したときの様子を示す。頭部にはカプセルの代わりに錘が搭載されている。図6、7は共に切り離しから約0.3秒後の状態である。図6では外枠がカプセル部を追い抜かしてしまっている。一方、図7では、エアロシェルが一定程度形状を保ったまま落下している。この結果より、カプセル部を直接ロープで吊ったほうが、安全に切り離せると考え、フライト本番では、カプセルをゴンドラから直接吊る方法を採用することとした。

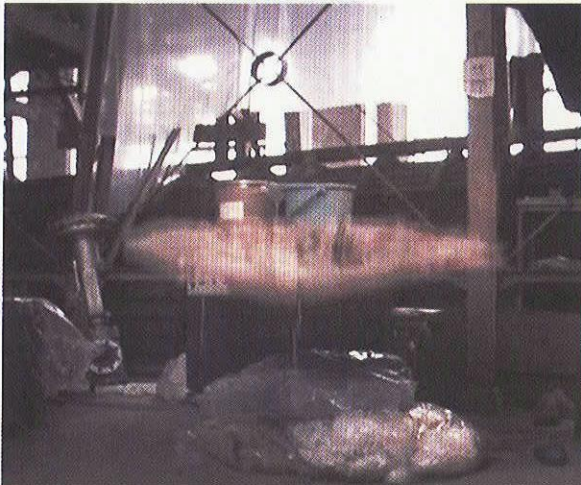


図6 外枠を吊り下げて切り離した場合

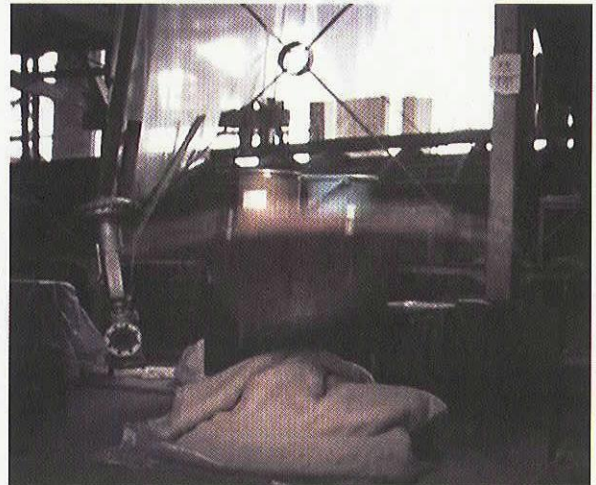


図7 カプセル部を吊り下げて切り離した場合

##### 3.1.2 フライトモデル試験

切り離し方法の妥当性の最終確認として、フライト機体を用いて切り離しの実証試験を行った。試験方法は、図8に示すように、フライト用のエアロシェルにカプセルの代わりにダミーの錘を搭載し、吊紐にフライトで使用するのと同じカッターを取り付けて、カプセル本体を直接ロープで吊り、高さ2m程度までクレーンで吊り上げる。エアロシェルは下に垂れ下がらないように、軽くロープ吊って支持されている。

カッターを点火し、機体を落下させると、図9に示すように、エアロシェルはその形状をたもったまま、まっすぐに落下した。これによって、ゴンドラへの搭載方法や切り離し方法の妥当性が確認された。

#### 3.2 熱真空試験

カプセルにすべての機器を搭載した上で、外部電源ですべての機器に電力を供給し、フライトと同様の環境にカプセルを置いて機器の動作チェックを行った。実験は宇宙科学研究本部のD棟三階の大型恒温恒圧槽で行った。その様子を図10に示す。

試験開始後、恒温恒圧槽内を低温にしたところ、早い段階でカプセル内部温度が0度を下回る結果となったため、一旦試験を中止し、カプセル内部に断熱材（図4参照）を貼って再び実験を行った。図11に2度目の実験結



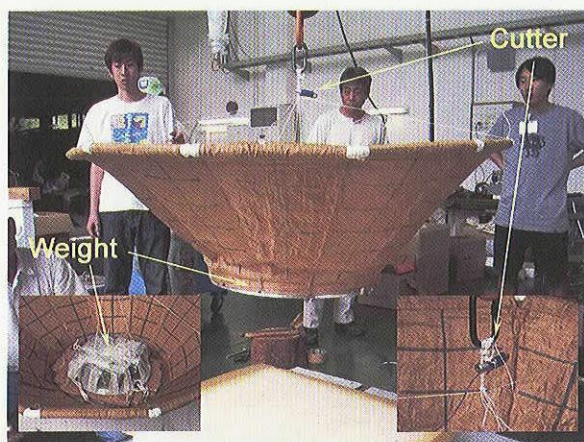


図8 フライトモデル切り離し試験の準備



図9 フライトモデル切り離し試験で落下中の機体

果を示す。この結果より、カプセル内部の温度が $-7^{\circ}\text{C}$ で安定したことがわかる。また、実験中、搭載機器の動作には異常がなかった。しかし、搭載機器の中には動作補償温度が $0^{\circ}\text{C}$ 以上のものがあり、また実際の飛行では外気が $-60^{\circ}\text{C}$ の領域を長時間飛翔することを考慮して、フライト試験では断熱材の量をさらに増やすこととした。

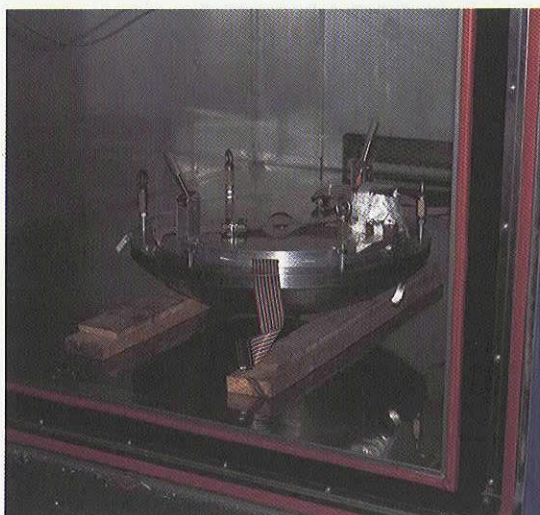


図10 熱真空試験の様子

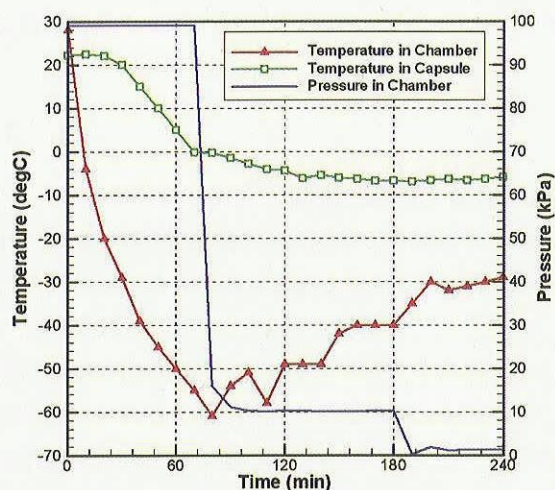


図11 熱真空試験結果（温度履歴）

### 3.3 展開実証試験

フライト試験に先立って、柔構造エアロシエルの展開実証試験を行った。実験の様子を図12に示す。展開実証試験は、図12の右下にあるように、膜面エアロシエルのカプセルとの接合部を上から吊り、図12の左上にあるようにエアロシエルを収納して手で保持する。エアロシエルは収納状態では直径60cm以下となり、カプセル背面に収まる。

実証試験は、エアロシエルを保持していた手を放すことで開始する。第一段階は、外側の3つの関節が展開し、四角錐形状となり、第2段階は他の関節が一気に展開する。展開に要する時間は第一段階、第二段階ともに、1秒以下である。なお、展開後に、曲げ剛性を増すためのラッチ機構もすべて自動的に働いたことを確認した。このことより、本展開機構が要求される収納展開能力を持つことが実証された。しかし、本展開機構は、展開過程が若干複雑であり、展開過程が対称に進まないとヒンジの破損につながる可能性がある。よって、展開の信頼性をあげるため、今後も引き続き展開機構の改良は必要だといえる。今回のフライト試験では、展開し、ラッ



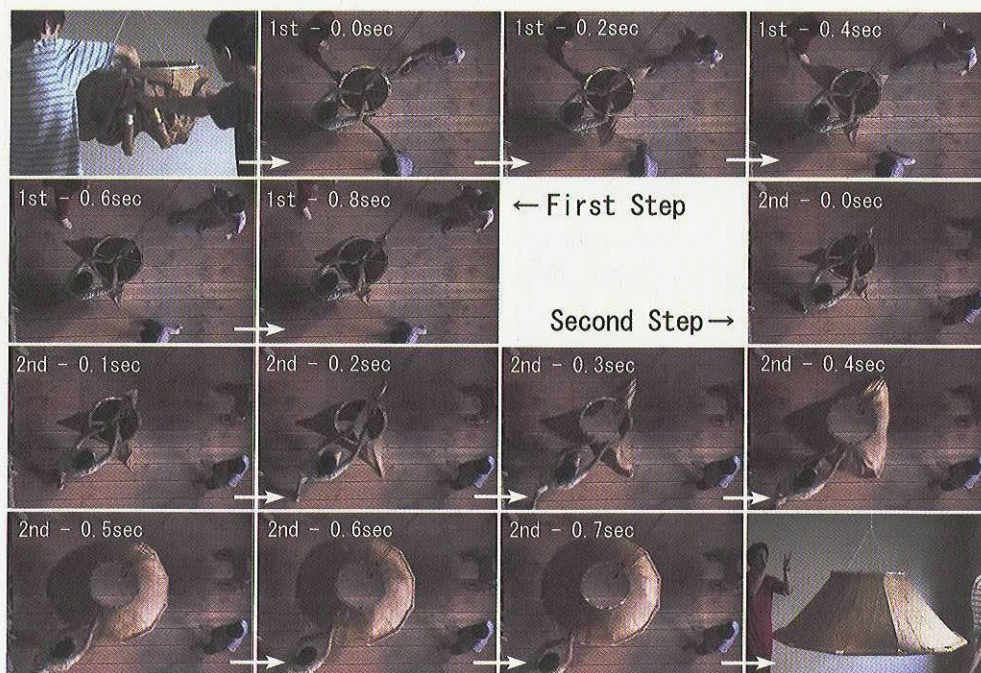


図 12 柔構造エアロシェル展開実証試験

チが機能したことを確認した状態でゴンドラに搭載した。

#### 4. フライト試験

##### 4.1 B100-10号機の飛翔

2005年8月28日、三陸大気球観測所にて、B100-10気球によって第二次柔構造体の飛翔性能試験が行われた。B100-10気球はフライト機体を搭載し午前6時30分に放球された。その後、気球は順調に上昇し、高度15kmになったところで排気弁を開き、水平浮遊にはいり、ジェット気球によって東方沖に進んだ。沖に200km出たところでバラストを捨て再上昇し、10時30分に最高高度39kmに到達した。その後で、ゴンドラから機体を切り離し、10時40分に飛翔試験を開始した。フライト機体は自由落下による飛行試験を行い、約470秒のフライトの後着水した。フライト試験後、気球は西へ流れ、陸地に近づき、ゴンドラと気球を切り離すと同時に気球を破壊し、気球、ゴンドラ共に海上にて回収された。図13に、GPSと測距から得た気球とフライト機体の飛翔航跡を示す。

##### 4.2 フライトの結果

###### 4.2.1 CCDカメラの画像と膜面の挙動

図14にゴンドラに下向きに取り付けられたCCDカメラによって撮影された切り離し直後のフライト機体を示す。フライト機体が、エアロシェルの形状を保って、まっすぐ落下していく様子が捉えられていた。図15は切り離し直後に、カプセル背面にとりつけられたCCDカメラによって撮影された映像である。魚眼レンズによって、360度全周囲の膜面エアロシェルが画像の縁に映っている。また、画像中央には気球本体と太陽が写っている。この映像はフライト中、常にテレメによって地上局に送られ、リアルタイムで機体の状態を確認できた。その様子から、柔構造エアロシェルを含めた機体は、飛行中、エアロシェルに振動は発生しているものの常に安定しており、大きな問題は発生していないことが確認された。なお、この映像から膜面に発生している振動の振幅は数cm程度と推定される。

映像で確認された膜面の振動の周波数は、切り離し直後は4Hz、そして、切り離し後250秒あたりから10Hzへと変化している。図16に、膜面の振動を検出するためにエアロシェルに取り付けたピエゾフィルムの出力を示



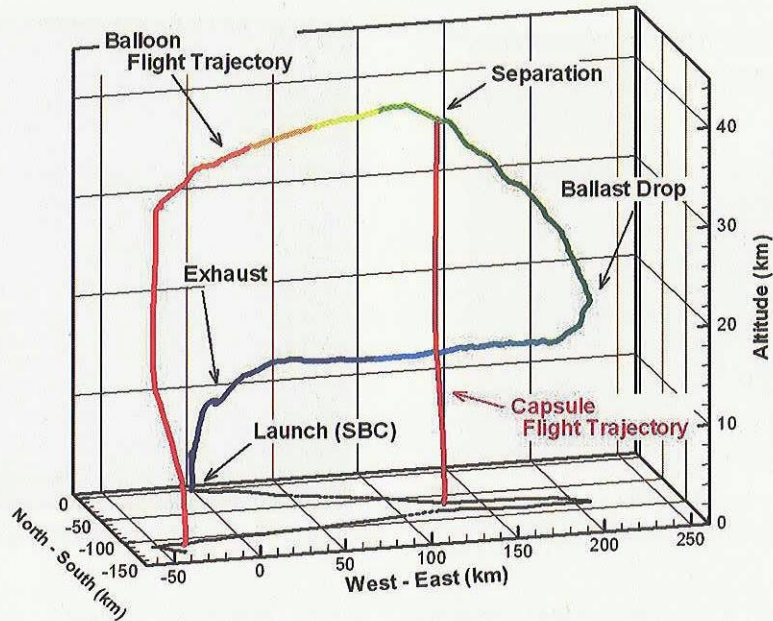


図 13 気球とフライト機体の飛翔航跡

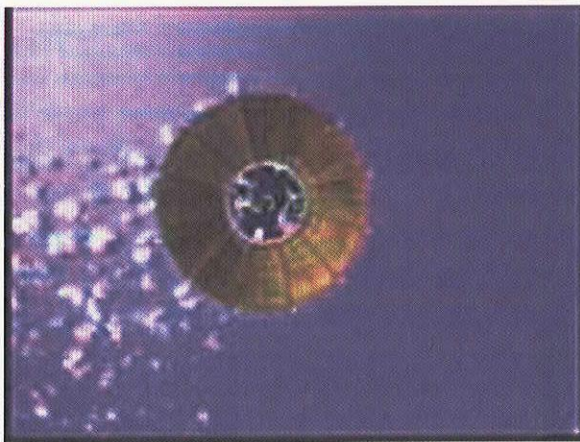


図 14 ゴンドラから撮影した切り離し直後の機体の様子



図 15 カプセル背面に取り付けられた CCD カメラによって撮影された機体切り離し直後の画像

す。切り離し40秒後から膜面の振動が顕著になり、一旦、150秒後あたりで振動が小さくなるが、その後は再び振動が大きくなったことがわかる。その振動の周波数特性の時間変動を調べるためにフライト時間を35区間に分割して、それぞれの区間においてFFT解析を行った。図17に結果を示す。横軸が時間で縦軸が周波数である。この結果より、フライト前半は4～5 Hz にスペクトルのピークが存在し、後半には10Hz にピークが存在することがわかる。CCD 画像の結果と一致した結果が得られた。

この振動が機体に与える影響について、加速度計、角速度計の出力をピエゾフィルムと同様の方法でFFT解析することによって調べる。3軸加速度、3軸角速度、それぞれについてFFT解析を行ったところ、4 Hz、10 Hz にピエゾフィルムの結果と同様のピークが確認された。ただし、機軸周りの角速度には、定常的な回転運動は発生しているために、その振動は確認されなかった。解析結果の一例として図18にx方向の加速度（機軸に垂直方向）のFFT解析結果と4 Hzの振動区間と、10Hzの振動が発生している区間に対応する130秒～132秒の間と350～352秒間の加速度履歴を示す。このように、膜面の振動に対応した振動が機体に伝わっていることが確認



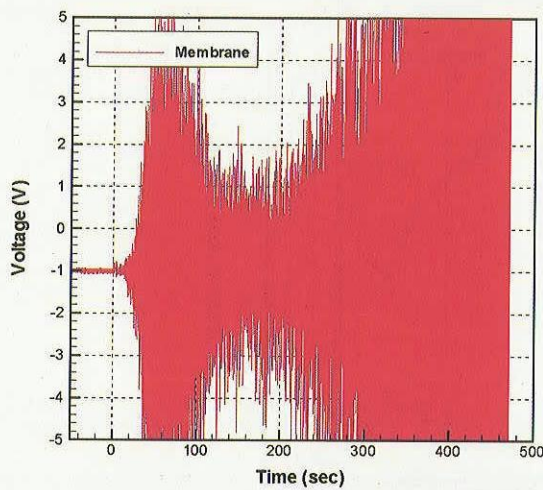


図 16 ピエゾフィルムの出力履歴

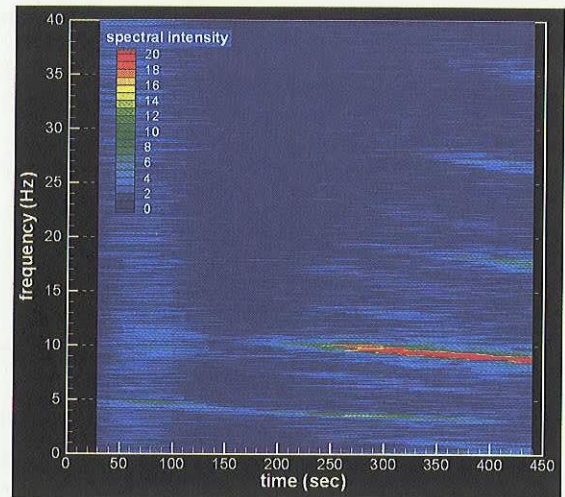


図 17 ピエゾフィルム出力の周波数特性の時間変動

されたが、その振幅は0.1-0.2G程度で機器に影響を与えるほどの振動ではなく、飛行には問題がなかったといえる。また、角速度に関してもその振幅は20deg/sec程度であった。

次に、CCDの画像から膜面の変形を推定する。魚眼レンズの写像方法を図19に示すとおりであるが、これより、CCD画像から得られる膜面の形状に関する情報は膜面上に描かれた格子点への仰角だけであり、画像からだけでは、膜面の変形を決定できないことがわかる。そこで、膜面の形状を一意に決定するために膜面は伸びない（格子点間の距離は変化しない）と仮定する。その仮定のもと図20の左に示した2つの画像の形状を決定する。左上図はフライト中の画像（切り離し60秒後）と左下図は無負荷状態で膜面が張っている状態の画像である。図20右に推定された膜面の変形形状を示す。これより、飛行中、膜面はカプセルとの付け根付近では流れに沿うように、外枠付近では流れに垂直になるように凹面に変形していることが確認された。この形状は事前の風

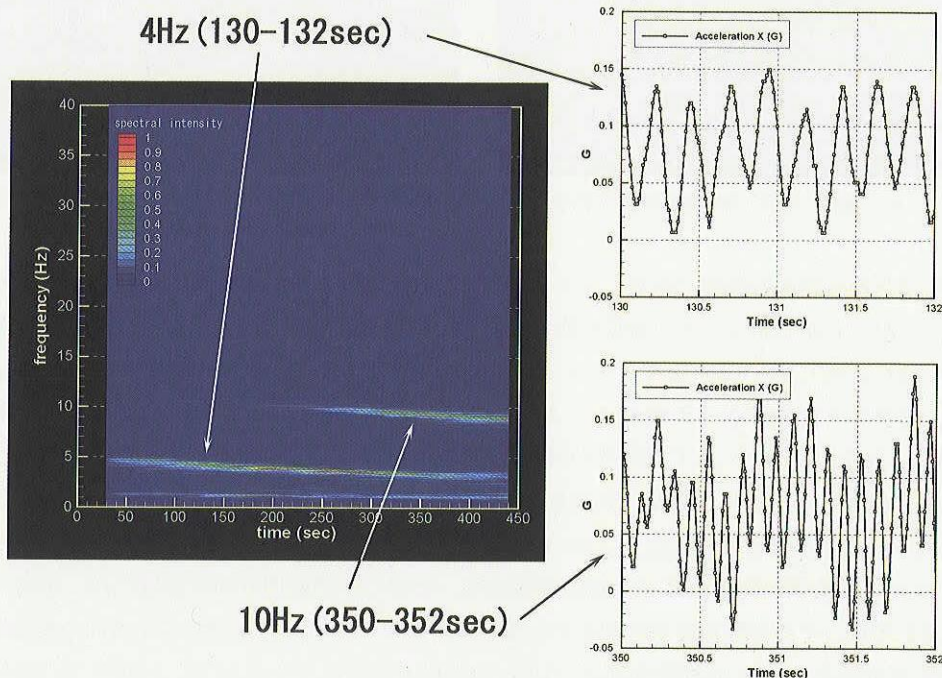


図 18 x方向加速度のFFT解析結果と代表的な区間の加速度履歴



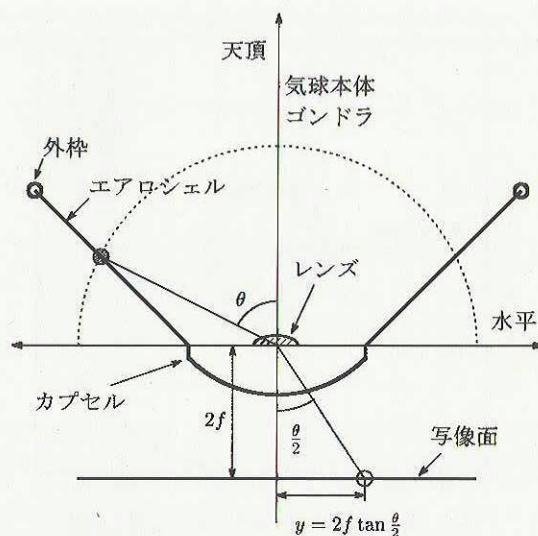


図 19 魚眼レンズの写像方法

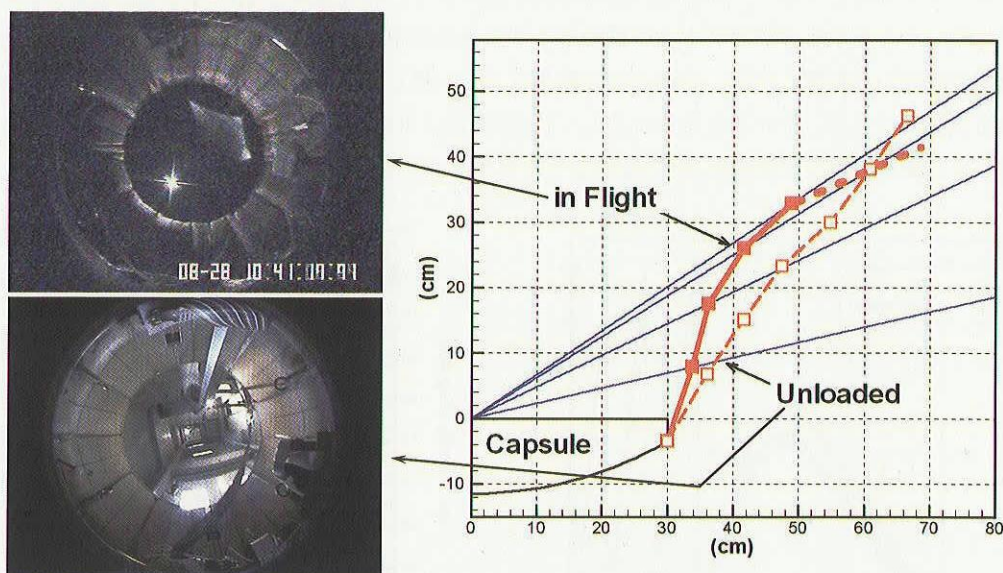


図 20 魚眼レンズの画像から推定した膜面の変形形状

洞試験 [7], [8] や数値解析 [4] によって予測されたものと定性に一致している。

#### 4.2.2 カプセルの姿勢と回転運動

図15に示すように、カプセル背面カメラの画像中央には太陽が常に捕らえられていた。この太陽の位置を追跡することで、カプセルの姿勢や運動を推定することができる。図21に魚眼レンズ視野中の太陽の位置を1秒ごとにプロットした結果を示す。図中の半径1の円は魚眼レンズの視野を示す。

この結果より、太陽は魚眼レンズの視野内で半径0.3程度の同心円上を移動していることがわかる。これは、仰角にして55～65度の範囲である。フライト時の太陽高度が約60度であることを踏まえると、機体の傾きは常に5度以下であり、ほぼ鉛直下向きの姿勢を保ったまま落下したことがわかる。また、画像内の太陽位置が回転していることから、カプセルが機軸まわりに回転していることがわかる。

図22に、切り離し直後のカプセルの方角角の時間履歴を示す。カプセルの方角角は太陽の位置と機体に搭載した地磁気センサからの両方から推定できるが、その2つの結果はよく一致している。切り離し直後は角速度 5 deg



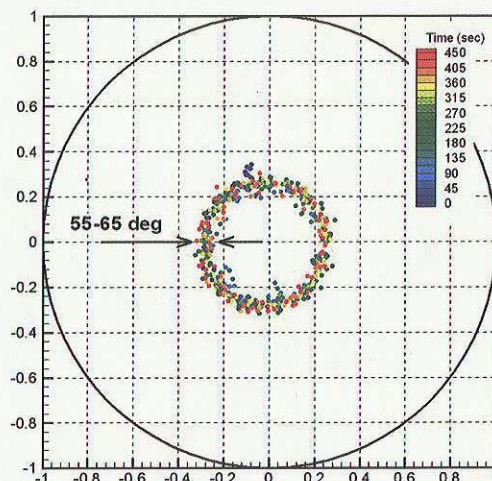


図 21 魚眼レンズ視野内の太陽の位置の軌跡

/sec 以下でゆっくり回転しており、50秒後に回転方向が逆になり、その後は急激に角速度が上昇している。

図23に切り離しから着水までのカプセルの機軸まわりの角速度履歴を示す。角速度は、角速度センサと太陽位置の移動速度の両方から推算したが、その2つの結果はよく一致している。この結果より、機体は切り離し直後はゆっくり回転していたが、その後急激に加速して150秒後には角速度にして70deg/sec に達している。その後は徐々に減速して、着水直前には40deg/sec 程度になったことがわかる。

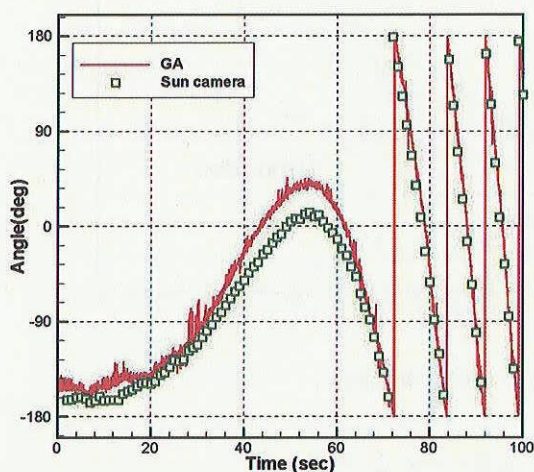


図 22 切り離し後のカプセルの方位角履歴（太陽位置と地磁気センサより）

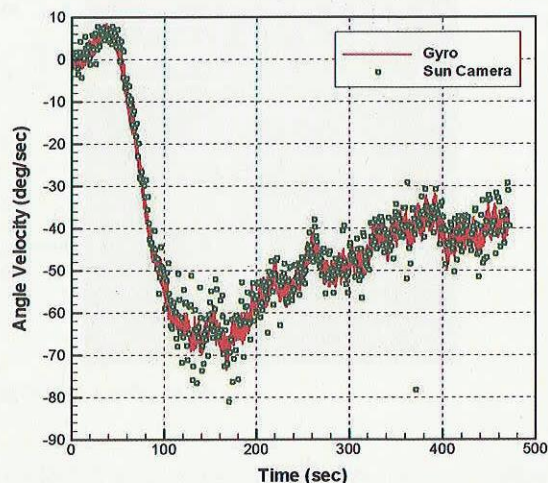


図 23 飛行中の角速度履歴（太陽位置と角速度センサより）

#### 4.2.3 機体の軌道と運動

図24に GPS のデータから取得した機体の水平方向の軌跡を示す。図24において、座標の原点は切り離し地点、横軸が東西方向、縦軸が南北方向である。図中には併せて50秒ごとの機体の高度も示す。

これより、機体は切り離し直後ゆっくりと西へ1 km ほど進んだあと、切り離し100秒後の高度20km 付近で南東方向に進路を変え、ジェット気流ののって加速し5 km ほど進んだあと、着水直前にもう一度西方へ進路を変え、切り離し地点より、南へ3 km、東へ3.2km 地点に着水したことがわかる。高度39km からの落下する間に、水平方向に約6 km 移動したことになる。この間、高度15km 付近で機体の経路角が最大となり、25度以上に達している。



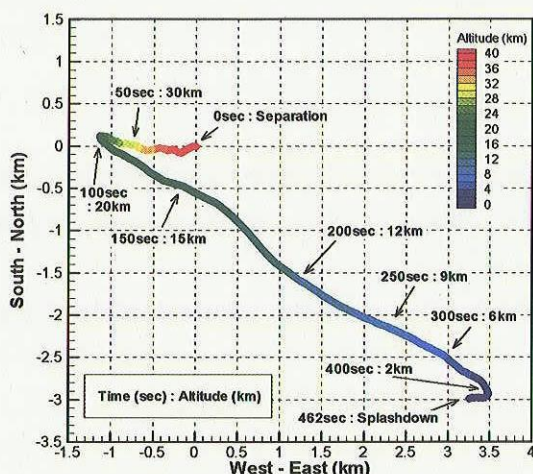


図24 機体の水平方向の軌道 (GPS より)

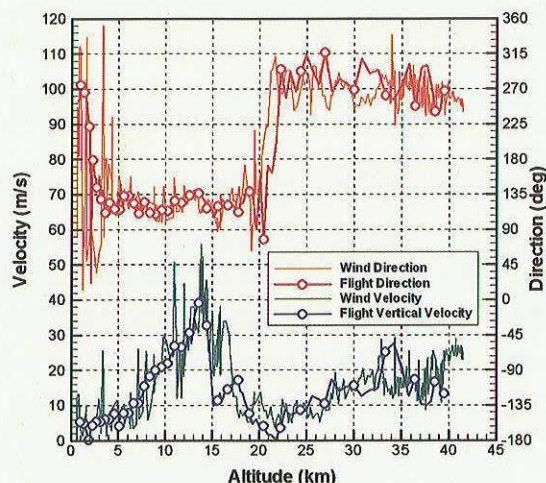


図25 風向、風速と機体の水平方向の運動の関係

図25に、各高度における風向、風速と機体の水平方向の速度の関係を示す。当日の風向、風速は、B100-10気球の運動をもとに決定した。この結果より、フライト機体の速度と風の速度はほぼ一致しており、機体は風に追従して運動していることがわかる。機体の姿勢が鉛直下向きを保っていることを考慮にいと、機体の経路角は25度以上になっているが、機体は大気に対し迎角0度を保って落下していると推定される。よって、鉛直方向の運動を解析するには、機軸方向の運動を解析すれば、十分であるといえる。

図26に鉛直方向の加速度履歴を示す。切り離れた瞬間、機体は一旦無重量状態になり、その後、重力により加速したあと、40秒後には空気抵抗が重力を上回り減速を開始し、着水時には加速度はほぼ0で終端速度に達したことが確認された。また、図26には一次元質点系で計算した軌道解析結果も併せて示す。軌道解析において、機体の抵抗係数は事前の風洞実験で得られた結果を用いている。フライトの結果と予測軌道はよく一致している。

図27には、機体の鉛直方向の速度履歴と高度履歴を示している。速度履歴は、加速度の時間積分をGPSのデータで補正することで求めた。高度履歴は、高度18km以上では加速度の2階積分を、それ以下の高度では淀み点と背面の圧力の平均値を、標準大気[11]を用いて高度に換算した値を用いた。この結果より、機体は切り離し約40秒後に最高速度280m/sに達したあと、徐々に減速し、終端速度30m/sで着水したことがわかる。図27にも、予測軌道を示す。速度履歴、高度履歴ともに予測軌道とフライトはよく一致しており、柔構造エアロシェルが期待どおりの性能を発揮したことが実証された。

図28に、飛行中の動圧( $q$ )とマッハ数( $M$ )の履歴を示す。動圧、マッハ数はそれぞれ式(1)、(2)により計算した。式中の $V_\infty$ は機体の速度、 $\gamma$ は比熱、 $R$ は気体定数であり、大気密度( $\rho_\infty$ )、大気温度( $T_\infty$ )は、標準大気から得た。

$$q = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (1)$$

$$M = \frac{V_\infty}{\sqrt{\gamma R T_\infty}} \quad (2)$$

これより、フライト機体は40秒後に最大マッハ数0.94、60秒後に最大動圧0.85kPaに達したことがわかる。この空力環境の情報と加速度データから機体の抵抗係数を推算する。機体の抵抗係数( $C_D$ )は以下に示す式(3)で与えられる。 $m$ は機体の重量、 $g$ は重力加速度、 $G_z$ は機体の鉛直方向加速度、 $S$ は機体の代表面積で正面投影



面積とした。

$$C_D = \frac{mgG_z}{qS} \quad (3)$$

図29に、フライトデータから得たマッハ数と抵抗係数の関係を示す。フライトの結果は高度5～35kmの間のデータをマッハ数0.2ごとに平均化してプロットしている。また、事前に行った低速風洞試験と遷音速風洞試験の結果も併せて示す。なお、風洞試験結果は迎角0度の場合の値である。

低速領域では抵抗係数が0.95～1.0程度であり、マッハ数が大きくなるにしたがって抵抗係数が増加する傾向がフライトデータと風洞試験でよい一致を示している。このことから、柔構造エアロシェルを有するカプセル型の飛行体が自由飛行環境下においても、風洞試験で予測したのと同程度の減速性能を発揮したことが実証された。

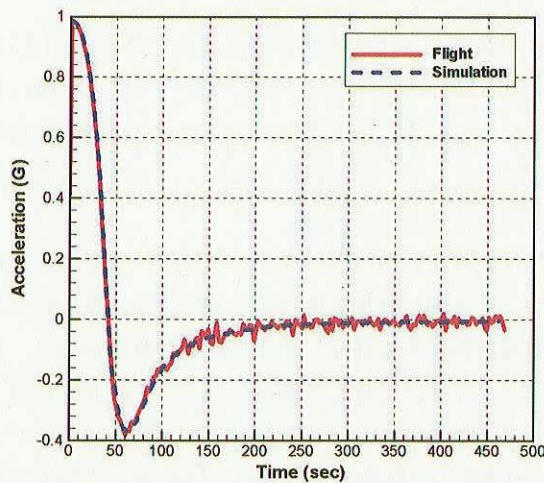


図 26 鉛直方向の加速度履歴（フライトとシミュレーションの比較）

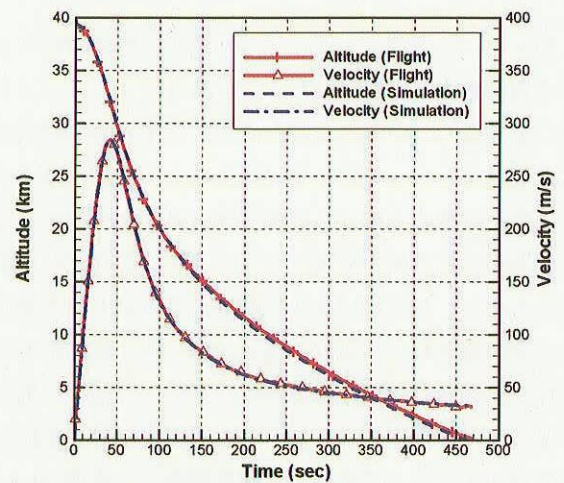


図 27 鉛直方向の速度、高度履歴（フライトとシミュレーションの比較）

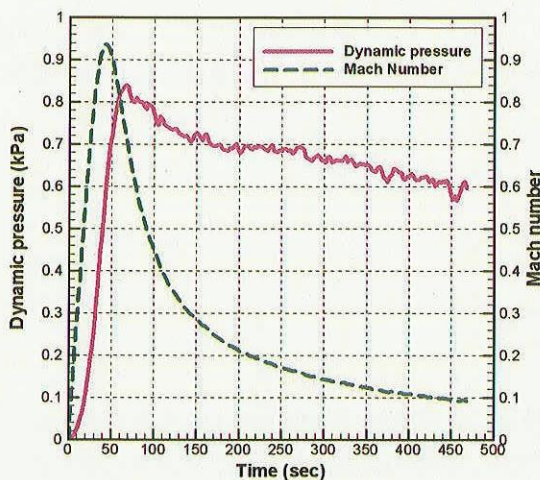


図 28 動圧とマッハ数履歴

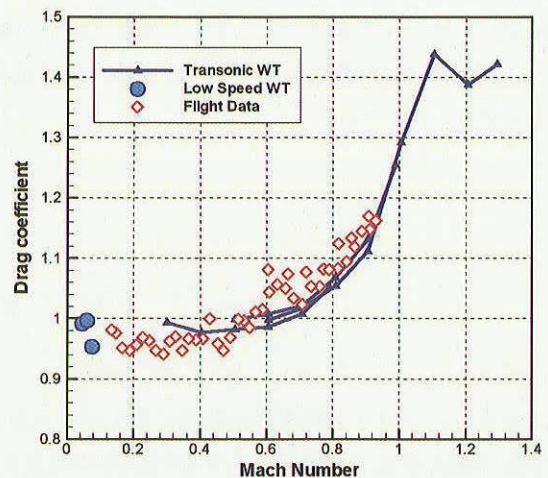


図 29 マッハ数と抵抗係数の関係（フライトと風洞試験の比較）



## 5. まとめ

大気球を利用して、実スケールのフレア型柔構造エアロシェルを有するカプセル型の飛行体の飛行実証試験を行った。本試験にて、実スケールの柔構造エアロシェルが実飛行環境下において安定に飛行したことを確認し、遷音速～低速領域においての空力特性を取得した。飛行中、機体はほぼ鉛直下向きの姿勢を保ちながら風に追従し水平方向に運動しながら、大気に対し迎角0度で落下していったと推定される。フライトの結果は事前に行った軌道解析や風洞試験とよく一致しており、柔構造エアロシェルが期待どおりの減速性能を発揮することを実証した。

本フライト試験は、柔構造エアロシェルの実用化に向けての第一歩といえるが、まだ、多くの課題が残っている。真空かつ無重量環境下でのエアロシェルの展開技術の確立、さらに、再突入回収システムや宇宙輸送システムへの応用にむけては、高速かつ高空力加熱環境下での飛行実証が欠かせない。今後は、それらを実証するためのフライト試験を計画し、実行していく予定である。

## 謝 辞

本実験にあたり、東洋紡(株)より ZYLON 繊維の提供をうけました。東大 MACFT チーム(衣本啓介, 貞光大樹, 菅沼邦彦, 高間良樹, 中村久美子, 花田孔明, 日浦優吾)に、機体製作から実験当日まで様々な形で協力していただきました。JAXA 気球グループの山上教授, 斎藤助教授をはじめとする気球グループの方々からは多大なるサポートを頂きました。

ここに心から感謝の意を表します。

## 参 考 文 献

- [1] M. Grasilin, and U. Schottle "Flight Performance Evaluation of the Re-entry Mission IRDT-1", IAF paper, IAF-01-v.3.05, Oct, 2001
- [2] J. L. Hall "A Review of Ballute Technology for Planetary Aerocapture", presented at 4<sup>th</sup> IAA Conference, May, 2000
- [3] S. J. Hughes, R. A. Dillman, B. R. Starr, R. A. Stephan, M. C. Lindell, C. J. Player, and F. M. Cheatwood, "Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE) Design Overview" AIAA paper, AIAA 2005-1636, 2005
- [4] K. Yamada, K. Suzuki, and M. Hongo, "Aerodynamic Characteristics of Three-Dimensional Membrane Aeroshells in Supersonic Flow", AIAA paper, AIAA-2003-3924, 2003
- [5] 堤裕樹 "テンションシェル型減速機構を有する熱防御システムの実験的研究", 東海大学学士論文, 2004
- [6] E. Sato, K. Yamada, K. Suzuki, T. Abe, E. Nakazawa, M. Kiuchi, Y. Tsutsumi, K. Wakatsuki, A. Sakurai, T. Narumi, Y. Matsusaka, and I. Iijima "Flight Experiment of Capsule-Type Vehicle with Membrane Aeroshell by Means of Large Scientific Balloon", ISTS paper, ISTS-2004-g-10
- [7] 鈴木宏二郎, 山田和彦, 秋田大輔, 中澤英子, 木内真史, 佐藤英司, 堤裕樹, 若月一彦, 桜井晃, 鳴海智博, 安部隆士, 松坂幸彦, 飯嶋一征 "大気球を利用した柔構造機体の飛翔性能試験", 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, 大気球研究報告, ISSN 1349-1113, JAXA-RR-04-015, 2005
- [8] 山田和彦, 鈴木宏二郎, "柔構造エアロシェルを有するカプセル形状模型の空力計測", 平成15年度高速気流総合実験設備研究成果論文集, 2004
- [9] 東洋紡績株式会社 "PBO FIBER ZYLON® 製品パンフレット", 2001
- [10] V.A. Faria, M.C. Lou, J. Huang, S.E. Speer, "Lightweight Deployable Space Rader Arrays", AIAA-98-1933, pp.1871-1875,



1998

[11] "US Extension of the ICAO Standard Atmosphere" 1958