

大気球を利用した柔構造機体の飛翔性能試験

鈴木宏二郎¹・山田和彦¹・秋田大輔¹・中澤英子¹・木内真史¹
佐藤英司¹・堤 裕樹²・若月一彦²・桜井 晃³・鳴海智博³
安部隆士⁴・松坂幸彦⁴・飯島一征⁴

Flight Experiment of Capsule-Type Vehicle with Membrane Aeroshell using Large Scientific Balloon

By

Kojiro SUZUKI¹, Kazuhiko YAMADA¹, Daisuke AKITA¹, Eiko NAKAZAWA¹, Masafumi KIUCHI¹,
Eiji SATO¹, Yuuki TSUTSUMI², Kazuhiko WAKATSUKI², Akira SAKURAI³,
Tomohiro NARUMI³, Takashi ABE⁴, Yukihiko MATSUZAKA⁴, Issei IJIMA⁴

Abstract : Membrane aeroshell has a potential for application to re-entry capsules and planetary-entry probes in the future due to its low mass and low storage volume. Its characteristics, however, is not well understood particularly in high speed flow regions. The flight test using the scientific balloon is conducted to demonstrate its high speed flight capability on September 1st, 2003. This paper describes the outline of this project, the development report of the flight model with the flare-type membrane aeroshell, and the results of the flight tests. Despite the flight model dropped with a gondola because of the trouble in the separation device, there are a lot of accomplishments in this project; 1) to obtain the knowledge about the deformation, stability, and aerodynamic characteristics of the flare-type membrane aeroshell by pre-flight wind tunnel test, 2) to demonstrate that 1.35 meter diameter membrane aeroshell can be stowed in a backside of the 0.5 meter capsule and deployed automatically in the ground test, and 3) to verify that the almost all of the sensors installed in the capsule worked normally at the high altitude and the deployed membrane aeroshell can withstand the actual flight environment.

概 要

柔構造エアロシェルは再突入体や惑星突入する衛星への応用が提案されているが、柔構造体の高速気流中での空力特性に関しては、完全に理解されているとは言えない。そこで、その高速飛行性能を実証するためにJAXAの大気球を用いた柔構造機体の飛行試験が計画され、その第一回目の試験が2003年9月に行われた。本論文は、カプセル形状の本体にフレア型の柔構造エ

¹東京大学

²東海大学

³九州大学

⁴宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

アロシェルを取り付けた機体のフライト試験の概要、機体開発、及び、実験結果についての報告を行う。フライト試験では、気球のゴンドラとフライト機体の切り離し機構の不具合によって機体単体での飛行は実現しなかったが、1) 風洞実験などの事前試験によって、フレア型の柔構造エアロシェルに関して、その変形形状や空力特性などについて知見を得た、2) 直径1.35 mサイズの柔構造エアロシェルの収納展開を地上試験で実証した、3) 膜展開構造を含むフライト機体とカプセル内部に搭載された機器は飛行中健全に機能していたことが確認された、などの今後の開発につながる様々な成果が得られた。

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

近年、膜面構造体が軽量で容易に変形できるという特徴があるために、宇宙工学の分野への応用についての研究が盛んに行われている。巨大アンテナ[1]、ソーラーセイル[2]や惑星気球[3]など多くの例があげられるが、その中の1つとして、再突入体や惑星突入体のエアロシェルとして膜面のような柔軟構造物を利用する技術が注目を集めている。欧州とロシアが共同で研究開発を進め、軌道上からのフライト試験も行われているIRDT計画[4],[5]がその代表例である。これは、膜面の軽量で折りたたむことが可能であるという利点を生かし、軽量で大面積のエアロシェルを実現し、再突入や惑星突入の際に最も重要な技術的な課題となっている空力加熱を大幅に低減しようというものである。本コンセプトは、将来的には、図1に示すような垂直離着陸型の再使用型宇宙輸送システムへの応用も考えられている[6]。

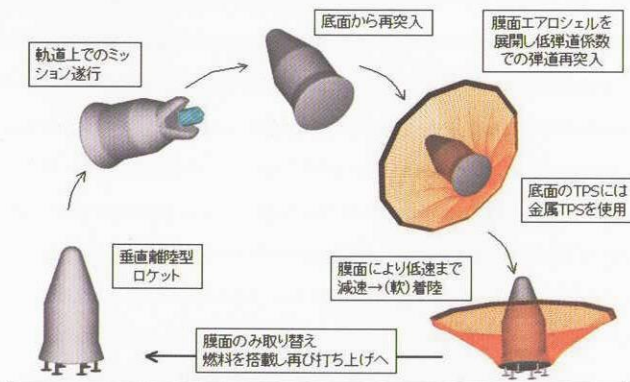


図1 膜面エアロシェルを利用した再使用型宇宙輸送システム[6]

しかし、このようなカプセルと膜面エアロシェルから構成される飛行体は、その挙動や空力特性などに関して明らかになっていない点が多い。しかも、風洞試験[7]などでは、実験設備、実験模型のサイズなどの制約をうけて、それらを詳細に把握するのは非常に困難である。そこで、最大直径1.35 mの機体を製作し、大気球からのフライト試験を計画し、柔構造体の飛翔性能試験と題した飛行実験を平成15年度第一次大気球実験[7]の1つとして行った。フライト試験の主な目的は以下の3点である。

- ・ 実機サイズの展開膜構造の製造、そして収納、展開の実証
 - ・ 展開膜構造を有する飛行体の実飛行環境に耐え、安定に飛行することの実証
 - ・ 遷音速～中低速領域での柔構造飛行体の空力データの取得と膜面エアロシェルの挙動（振動や変形）の観察
- また、本実験は観測ロケットなどを利用したより高速な飛翔試験への第一歩との位置付けもある。

本論文は、第2章は柔構造体の飛翔性能試験の概要、第3章はフライト機体の開発、第4章は実験の報告で構成されている。

2. 実験計画

2.1. 実験計画概要

本フライト試験は2002年12月から計画が開始され、平成15年度第一次大気球実験[8]の3番目として9月1日にB100-8気球を用いて行われた。その間、低速風洞試験、遷音速風洞試験、構造強度試験、測定機器の通信試験、低温低圧環境試験などを行い、フライト機体の製作、改良を進めた。フライト機体完成後に、外枠と膜面エアロシェルの展開試験を行い、展開膜構造の収納展開を確認した上で飛行試験に臨んだ。

フライト当日の予定は以下のとおりである。

- 1) 前日までに測定機器、通信機器の最終確認を行い、フライト機体をゴンドラに固定する。
- 2) 放球前、最終的な噛み合わせを行う（この時点ですべての機器の電源をONにする）
- 3) 放球
- 4) 高度40kmで、ゴンドラからフライト機体を切り離し自由落下によるフライト試験
- 5) フライト中、膜面の画像などデータはすべてテレメータで送る。
- 6) 回収はなし（ゴンドラは別で回収）

2.2. フライト機体概要

図2にフライト機体の概要図を示す。フライト機体は、半球鈍頭形状のカプセル、錐体形状の膜面エアロシェル、リング状で展開機構を有する外枠の3つの部分から構成されている。フライト機体の最大直径は135cm、カプセルの直径は50cm、全機重量は69kgで、その内66kgがカプセルの重量である。カプセルは、図3に示すように2層構造であり、内部に測定機器、通信機器、電源をすべて搭載している。フライト機体の重量を大きくし、最大速度を大きくするためにカプセルの殻の材料として鉄を用いた。膜面エアロシェルは、最大径が135cmで、開き角が45度の12角錐台形状である。材料は高強度、高耐熱性が特徴である最先端の素材であるZYLON®繊維（東

表1 フライト機体緒元

カプセル部	形状	半球
	最大径	500mm
	高さ	170mm
	材料	主に鉄
	重量	66kg
	重心(x,y,z)	(0±0.5, 0±0.5, 86~88) mm
	慣性率(x,y,z)	(1~1.2, 1~1.2, 2.1~2.3)kg/m ²
膜面部	形状	12角錐台
	内側直径	500mm
	外側直径	1350mm
	材料	ZYLON繊維物
	重量	0.57kg
外枠部	形状	正12角形
	ユニットの長さ	340mm
	パイプ直径	20mm
	材料	主にアルミ
	重量	2.32kg
全体	最大径	1350mm
	高さ	530mm
	総重量	68.9kg

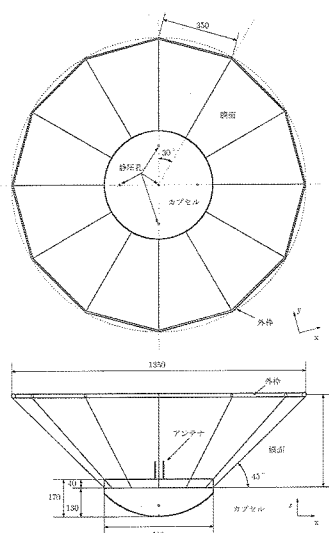


図2 フライト機体全機概要図



図3 カプセル内部の機器配置 (左:上層、右:下層)

洋紡) [9]の織物を用いた、厚さは0.25mm(LZY0535W)である。外枠は、一辺35cmの正12角形状であり、基本的には直径20mm、肉厚1mmの中空アルミパイプ12本から構成されている。展開機構はカーペンターテープヒンジ [10]を応用した機構を独自に開発し、100kgf以上の圧縮荷重に耐えられる設計となっている。膜面と外枠からなるエアロシェルは直径50cm以下に折りたたむことができ、カプセル背面に収納することが可能である。ただし、今回は初めての飛行実験であることを考慮し、展開はゴンドラ取り付け前に行い、落下中の展開は行わなかった。表1にフライト機体の緒元をまとめて示す。

2.3. 測定項目

表2に測定機器と測定項目の一覧表を示す。テレメータは2回線使用し、1つはCCDカメラのビデオ回線、もう1つはPCMエンコーダとGPSのデータをミキシングして1つの回線として送信する。PCMエンコーダは16チャンネルであるが、そのうち1つをマルチプレクサ回路によって8チャンネルに分岐して、計23チャンネルの測定を行った。

測定する項目は、1)膜面画像系、2)位置姿勢系、3)圧力取得系、4)ヘルスマニタリング系の4つにわけることができる。

膜面画像系

カプセル背面にとりつけたCCDカメラ (SENTECH社製, STC-630CS II) に魚眼レンズ (フィット社製, FIV-0710) 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。

位置姿勢系

GPS (SONY社製, IPS-5000) と3軸加速度計 (Analog Devices社製, ADXL105), 3軸角速度計 (Analog Devices社製, ADXRS150), 3軸地磁気計 (Honeywell社製, HMC2003) 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、モーメントなどを推定する。

圧力取得系

フライト機体の背面の絶対圧力 (Honeywell社製, PPT0015AWN5VA), 背面と前面の差圧 (淀み点とその周り4点) (Honeywell社製, PPT0001DWW5VA) 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。

ヘルスマニタリング系

温度センサ (林電工(株)製, Kタイプ), 外枠歪センサ (共和電業, KFL-2-120-C1-11), 膜面振動センサ (東京センサ, DT1-052K) 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。

表2 測定項目 & 測定機器

回線	サンプリングレート	精度	系統	測定機器	測定項目	
ビデオ回線	30Hz(NTSC)		膜面画像系	CCDカメラ + 魚眼レンズ	膜面画像	
GPS	0.33Hz		位置姿勢系	GPS	位置・速度	
PCM-1 ch	85.33Hz	12bit		加速度計		x軸加速度
2 ch	85.33Hz	12bit				y軸加速度
3 ch	85.33Hz	12bit				z軸加速度
4 ch	85.33Hz	12bit		角速度計		x軸角速度
5 ch	85.33Hz	12bit				y軸角速度
6 ch	85.33Hz	12bit				z軸角速度
7 ch	85.33Hz	12bit		地磁気計		x軸地磁気
8 ch	85.33Hz	12bit				y軸地磁気
9 ch	85.33Hz	12bit				z軸地磁気
10 ch	85.33Hz	12bit		圧力取得系	差圧計	前面・淀み点圧力
11 ch	85.33Hz	12bit				前面・上、圧力
12 ch	85.33Hz	12bit				前面・右、圧力
13 ch	85.33Hz	12bit				前面・下、圧力
14 ch	85.33Hz	12bit				前面・左、圧力
15 ch	85.33Hz	12bit	絶対圧計			背面絶対圧力
			絶対圧計			背面絶対圧力(予備)
			空ゲージ	外枠空		
			空ゲージ	外枠空		
16 ch	85.33Hz (マルチプレクサ) 実効11.91Hz	12bit	ヘルスモニタ系	ピエゾフィルム	膜面の振動	
				ピエゾフィルム	膜面の振動	
				熱電対	機器温度(1層)	
				熱電対	機器温度(2層)	
				熱電対	外気温度	

2.4. 軌道計画

1次元質点モデルによって軌道計算によって推定したフライト機体の落下軌道（高度履歴，速度履歴）を図4に示す。初期条件は速度0 m/s，高度40kmで機体の重量やサイズは実際のフライト機体の値，抵抗係数は風洞試験で測定した値を用いた（3.1風洞試験の項参照）。切り離しから約50秒後に高度30km付近で最高速度270m/s（マッハ数0.9）に達して，後は空気力で徐々に減速して約500秒後に速度30m/sで海面に激突する。この結果より，機体は遷音速から低亜音速まで広範囲のマッハ数を飛行し，飛行中の最大動圧は0.6kPaに達し，フライト機体には100kgf以上の荷重がかかると予測された。

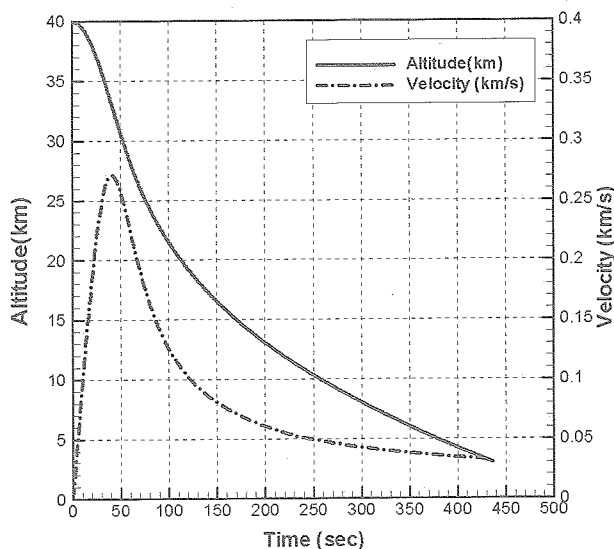


図4 フライト軌跡予測（高度と速度の時間履歴）

3. フライト機体開発

3.1 風洞試験

低速から遷音速までの機体の安定性の確認と空力特性の取得のために縮小模型を用いた風洞試験を行った。実験は本郷の東京大学工学部航空宇宙工学科所有の ϕ 1.5m風洞とJAXA宇宙科学研究本部所有の60cm \times 60cmの遷音速風洞を用いて行った。図5に低速風洞試験、遷音速風洞試験で使用した模型の写真を示す。低速風洞模型は最大径67cmでフライト機体の2分の1スケール、遷音速風洞模型は最大径9cmでフライト機体の約16分の1スケールである。ただし、共にエアロシェルの形状は六角錐台形状である。低速風洞試験では、迎角 $-5\sim 25$ 度、速度15 \sim 25m/sの範囲、遷音速風洞試験では迎角 $-4\sim 14$ 度、マッハ数0.3 \sim 1.3の範囲で、膜面エアロシェルの挙動(変形、運動)について観察し、3分力の空力計測を行った。空力係数を計算する際の基準面積には、機体の正面投影面積を用いた。

図6に、これらの実験から得られたマッハ数と抵抗係数の関係を示す。これより、低速領域では抵抗係数が1.0程度であるが、マッハ数0.8程度で抵抗係数が急激に上昇し遷音速領域では1.4以上になる。これは、剛体のカプセル型飛行体と同様の傾向である。なお、前節の軌道予測は、この関係を用いて行った。また、柔構造エアロシェル模型の迎角変化に対する空力係数の変化率は、剛体エアロシェル模型に比べ鈍いことも確認された。これは、膜面エアロシェルが流れ方向に正対するように変形するためであり、これから、膜面エアロシェルを有する機体は、外乱の影響を受けにくいという特性があることがわかる。よって、飛行体への応用を考えた場合、この特性をうまく利用すれば、軌道の誤差が小さくでき、到達点の分散を小さくできる可能性があるといえる。

また、本実験により、飛行が予測される低速 \sim 遷音速のすべての領域において膜面エアロシェルを含む機体全

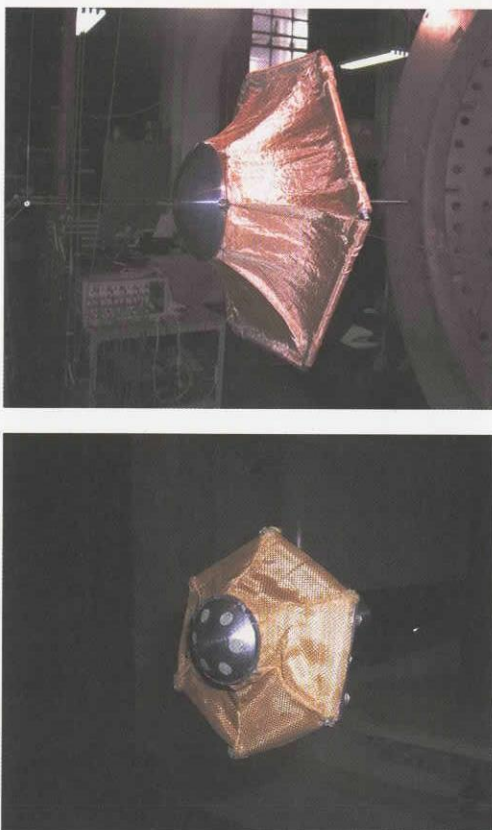


図5 風洞実験に用いた模型
(上：低速風洞実験用、下：遷音速風洞実験用)

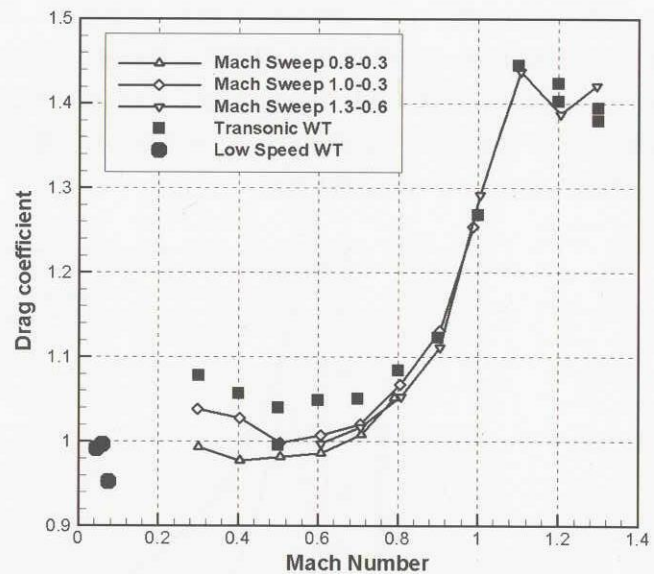


図6 風洞実験から得られたマッハ数と抵抗係数の関係

体が静的に安定であり、模型が破壊にいたるような顕著な振動が発生しないことをフライト試験に先駆けて確認することができた。

3.2 構造強度試験

外枠とZYLON織物で作成したエアロシェルがゴンドラ取り付け時の自重や飛行中の空気力に強度的に耐えうるかどうかを調べるため強度試験を行った。

飛行中に機体に働く空気力は、膜面には張力として、そして、最終的には外枠に圧縮荷重としてかかる。図7(左)に示すような、外枠に中心方向に向けて荷重をかけることができる装置を用いて強度試験を行った。カーベーターテープヒンジ部の振れ変形により大きな面外変形が生じることが確認されたが、飛行中に予測される最大の空気力100kgfに対して外枠は破壊しないことが確認された。

ゴンドラ搭載時には、機体はゴンドラから外枠のみをロープで吊り下げる状態となる。カプセル本体は60kgfの重量があり、膜面、外枠にその荷重がかかる。安全上の観点からも、気球による浮揚中にエアロシェルが破壊しないことを確認する必要がある。そこで、図7(右)のようにゴンドラと6本のロープで外枠を結んだ状態で、カプセルの自重にエアロシェルが強度的に耐えられることを確認した。



図7 強度試験の様子、(左) 外枠の圧縮荷重試験 (荷重100kgf)、(右) ゴンドラからの吊り下げ試験

3.3 環境試験

上空では地上より気温が低下し、 -40°C 以下に達するため、測定機器が使用可能温度範囲 ($0^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$ 程度) を逸脱する恐れがある。そこで、JAXA宇宙科学研究本部の大型恒温恒圧槽を用いて飛行環境を模擬してカプセル内部の温度履歴を測定した。今回の機体では、特に能動的な温度管理はせず、機器の発熱をカプセル内側にはりつけた断熱材によって保温し、カプセル内部を機器の動作温度範囲に保つ。

環境試験は実際の飛行を模擬して、60分間かけてチャンバーの温度を -40°C 、圧力を10kPaまで低下させて、その後120分間、その状況を保つ。開始から180分後に圧力を1kPaに低下させた。計約200分の機器の連続動作試験を行った。実験中、測定機器の電源は外部電源で供給し、機器の出力はオンラインで常にモニターする。本実験では、カプセル内で上層部と下層部の2箇所、カプセルの外部に1箇所の温度測定を行っている。図8にはその結

果を示す。開始直後、カプセル内部の温度が一旦上昇するのは、内部機器の発熱によるものである。その後は、外気によって冷やされ、徐々に温度が低下する。カプセルの上層より下層のほうが、温度が高いのはカプセル下層には送信機やCCDカメラなど発熱量の多い機器が搭載されているためである。この結果より、放球から落下までの約3時間の間に、カプセル内部の温度が機器の動作範囲下限である0℃を下回ることはなく、内部の温度を保つための断熱材の量も適当であることが確認された。

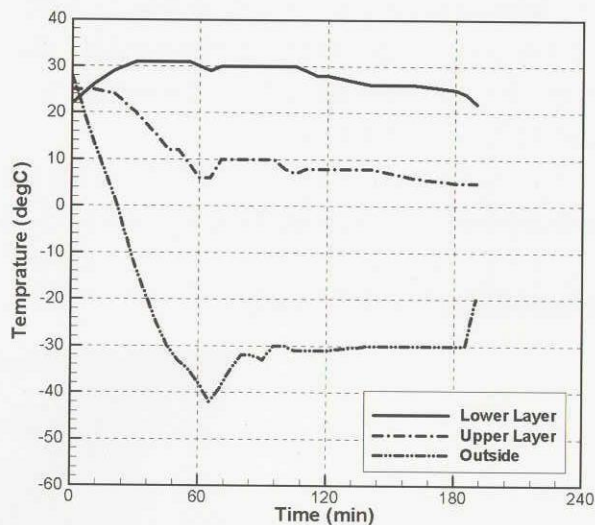


図8 環境試験時のカプセル内部（上層部と下層部）と外部の温度時間履歴

4. 実験結果

4.1. エアロシエルの収納・展開試験

フライト試験に先立って、JAXA宇宙科学研究本部にて膜面エアロシエルの展開試験を行った。展開試験は、図9に示すように、外枠に膜面をとりつけ、膜面のカプセルを取り付ける部分にはアルミのリングをとりつけ、アルミリングを上部から吊るし、膜面、外枠が自由に運動できるような状態にして行った。その状態で、図10に示すように、外枠、膜面を折りたたみ保持する。この状態より、エアロシエルは直径50cm以下に折りたたむことができ、カプセル背面に収納することが可能であることが確認された。ここから、保持していた手を離すことで膜面エアロシエルはカーペンターテープの復元力によって自動的に展開する。その様子をデジタルビデオで撮影した。

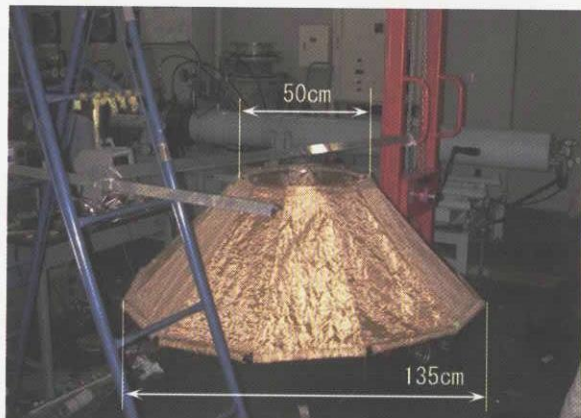


図9 エアロシエルの展開試験

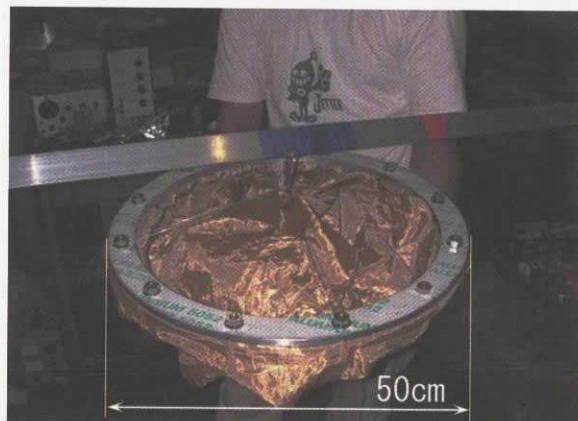


図10 エアロシエルを収納した状態

図11にデジタルビデオの映像から0.167秒ごとに画像を取り出したものを示す。まず、外枠が自重で落下し、その後カーペンターテープヒンジの復元力によって、約2.5秒後に完全に展開した。外枠には曲げ強度を大きくするために、パネによって2枚のカーペンターテープの間に軸となるアルミパイプをスライドさせるラッチ機構が搭載されているが、それも、展開と同時にすべて自動的に機能した。なお、この展開試験で使用したエアロシェルをそのままフライト機体として使用している。

本来なら展開試験は、飛行中を模擬して、無重量、真空状態で行うべきである。しかし、本試験は大気中、1 G環境下で行っているため、外枠の自重や膜面の空気抵抗など展開を妨げる要因が多く展開試験には厳しい条件である。それにも関わらず、膜面エアロシェルの展開に成功したことを考えると、本試験の展開システムの信頼性は高いといえる。



図11 膜面エアロシェルが展開する様子

4.2. フライトオペレーション

放球は2003年9月1日、午前6:20頃行われた。図12にB100-8気球の荷姿図[8]、図13は、放球台上で放球を待つゴンドラとフライト機体の様子、図14は放球直後の気球と浮遊時の機体とゴンドラの様子を示す。気球は偏西風によって順調に浮遊し、放球から約3時間後、沖へ200kmほど出た地点で高度40kmに達した。そこで、ゴンドラからフライト機体を切り離す予定であったが、カッターが動作せず、ゴンドラと分離することはできなかった。結局、放球から約4時間後、ゴンドラと共に気球から切り離され高度40kmから自由落下した。ゴンドラにはパラシュートが取り付けられているため、フライト機体は十分に加速されず、予測到達速度の約半分(マッハ数0.5)に到達した後は減速され、約30分の飛行の後、着水した。その後、フライト機体はゴンドラと共に回収された。図15に測距によって得られた当日の気球のフライト軌跡を示す。

放球から着水までの間、GPS以外の測定機器は正常に作動し、データを取得することができた。取得した膜面画像(図16)、各種測定データ、また、回収後のフライト機体の様子から、切り離し時や着水時など予定外の荷重がかかったにもかかわらず膜面構造を含むフライト機体全体は飛行中健全であったことが確認された。

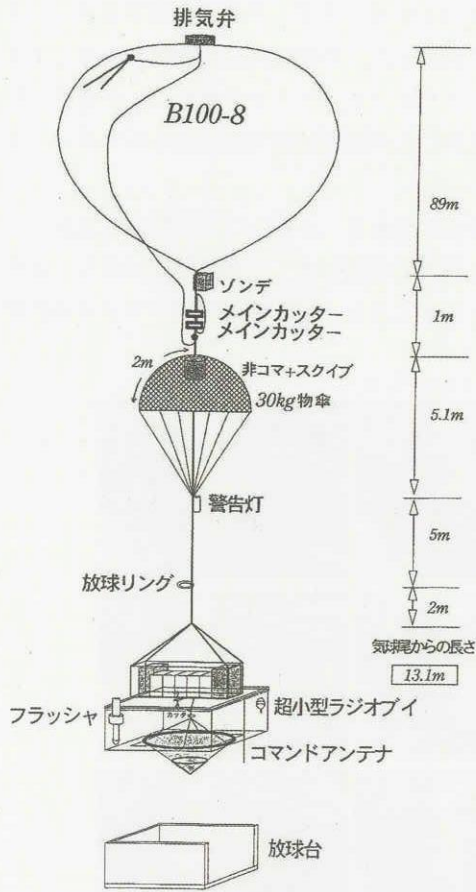


図12 B100-8気球荷姿図[8]



図13 放球台の上のゴンドラとフライト機体



図14 放球直後の気球とゴンドラ

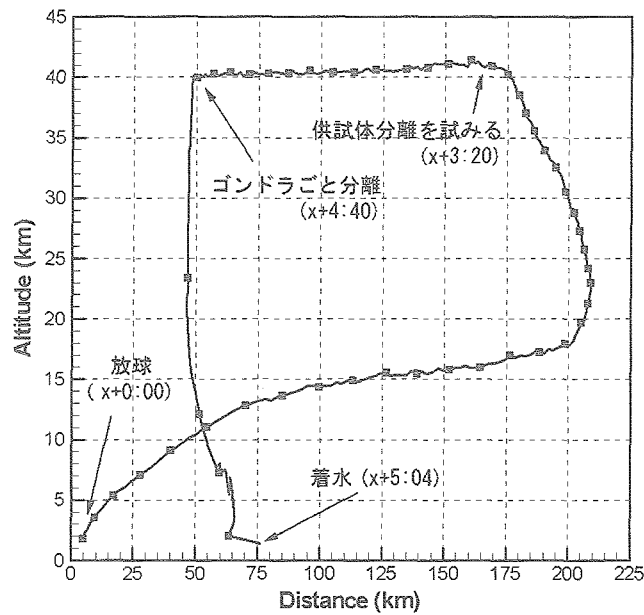


図15 気球のフライト軌跡

4.3. 測定機器の動作

膜面画像系

図16は、カプセル背後にとりつけた魚眼レンズとCCDカメラにより取得した気球の飛行中膜面の360度画像である。気球を切り離れた時の衝撃でレンズの絞りの調節がずれ、その後、画像が全体的に暗くなったこと以外は、放球から着水まで正常に画像を取得することができた。なお、膜面上には膜面の変形を観察するために格子状の模様がかかっている。

取得した映像から、気球とゴンドラを切り離れた直後に、ゴンドラに柔構造エアロシェルを介して吊るされていたカプセルは、急速にゴンドラに近づいていき、外枠がカプセルを追い抜き、カプセルに衝撃荷重がかかったことが確認された。それ以外では、飛行中に膜面の変形や振動が顕著になることはなかった。これは、フライト機体はゴンドラ、パラシュートとともに落下したために、カプセルの自重による下向きの荷重とパラシュートの空気抵抗による上向きの力によって膜面エアロシェル上下方向に引っ張られ、形状が固定されたためと考えられる。

圧力取得系

図17に絶対圧力計のデータを、標準大気を用いて高度の時間履歴にした結果と測距で得られた高度履歴の比較を示す。時間0は放球前に機器動作の最終確認のために電源をONにした時点である。

これより、気球のフライトは以下のものであったことがわかる。

- 1) t=0min 測定機器の電源をON
- 2) t=90min 放球
- 3) t=130min 高度15kmに到達、排気弁をあけ、水平浮遊に移る。
- 4) t=190min パラスト投下、再び上昇開始
- 5) t=275min 高度40kmに到達、その後水平浮遊
- 6) t=370min 気球を切り離し、ゴンドラとフライト機体が落下
- 7) t=390min 着水

絶対圧力計のデータと測距のデータは追従した結果を示し、ここで用いた圧力計により気球の運動を推定する

ことが可能であることが確認された。ただし、測距データとの差異が2km程度と、精度に関しては十分とはいええず、1) 較正実験の精度を上げる、2) GPSデータを併用する、などの対策で精度を向上させる必要があるといえる。

ヘルスマニタリング系

図18に、放球からカプセル内部（上層部と下層部）と外部の温度の時間履歴を示す。環境試験時と同様、機器の発熱により一旦内部温度は上昇するが、その後は徐々に温度が低下している。環境試験時より、若干内部温度は高いが動作可能温度範囲を逸脱することなく温度環境は機器の動作には問題がなかったことが確認された。また、膜面振動センサ、外枠歪ゲージからも異常を示す信号は確認されておらず、飛行中、フライト機体は健全であったことが確認された。

位置姿勢系

位置姿勢系は加速度計、角速度計、地磁気計とGPSから構成されている。本実験では、放球以前からGPSが動作しなかった。GPSの不作動は、アンテナとGPSの受信器の距離が近すぎたために、電波干渉によりGPS受信器がマスクされた状態になっていたことが原因と考えられる。図19に機体軸周り（ロール方向）の角速度の時間履歴を示す。この結果から、上昇時、気球はゆっくりとした回転運動をしており、高度40kmに到達し満膨張になるとこの回転運動が停止する様子を捉えられており、角速度計が正しく機能していることとわかる。ただし、気球を切り離したあとは（ $t=370\text{min}$ 以降）は、出力が大きく振動しており、機体が安定せず激しく運動しながら落下していると推測される。これは、フライト機体はゴンドラだけでなく、パラシュートとともに落下しており、そのために、ロープの振れにより回転運動が発生していたことや空力的に不安定な状態であったことが原因である。加速度計、地磁気計も正常にデータを計測、転送していたが、落下中は機体の運動が激しすぎたため機体の運動を同定するにはいたらなかった。

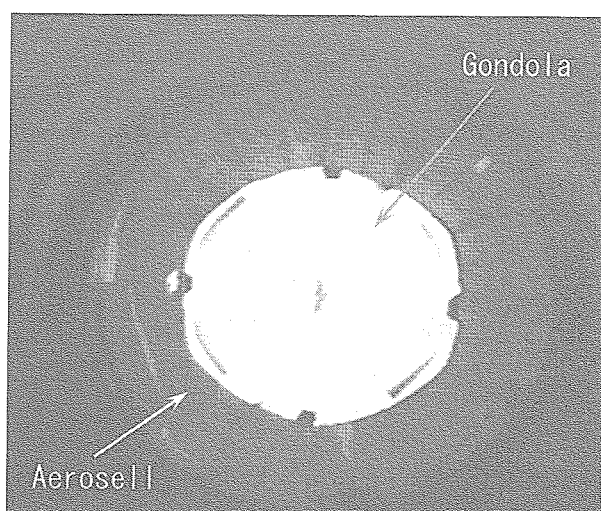


図16 魚眼レンズによる膜面の360度画像

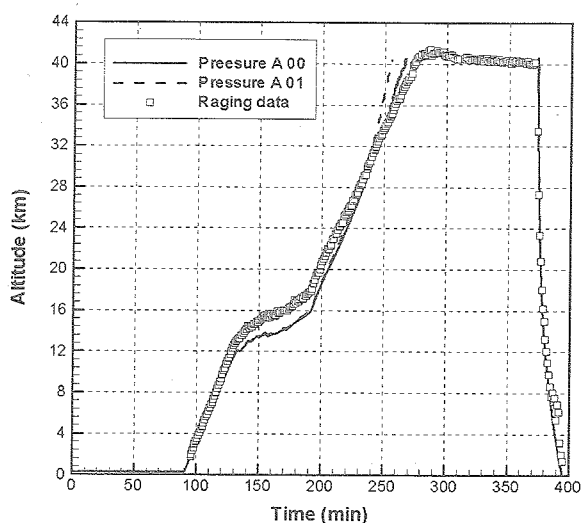


図17 気球の高度履歴

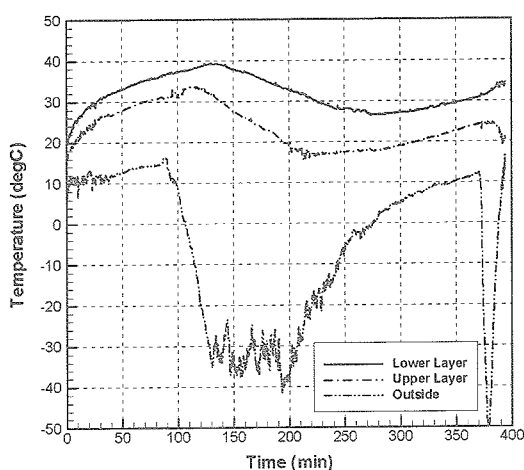


図18 カプセル内部と外気の温度履歴

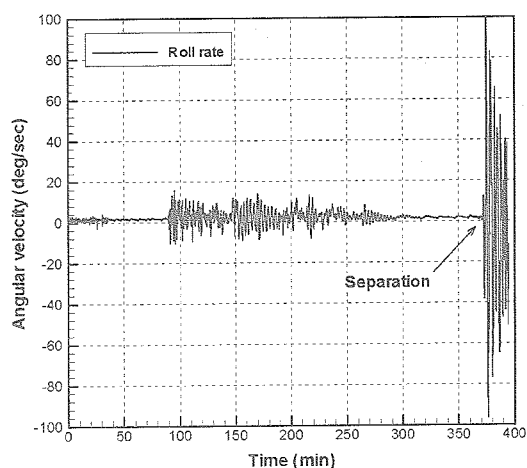


図19 機体軸まわりの角速度の履歴

5. まとめ

膜面エアロシェルを有するカプセル型の飛行体に関して、大気球を利用したフライト試験を行った。分離機構の不具合によりフライト機体単体での飛行試験は実現しなかったが、フライト機体はゴンドラとともに高度40kmから自由落下し、その間のデータを正常に取得することができた。本実験で得られた主な成果は以下の3点である。

- 1) 機体の開発段階において膜面飛行体に関する基礎的なデータを取得することができた。
- 2) 実スケールの展開膜面エアロシェルを作成し、地上試験にて収納展開を実証した。
- 3) 取得されたデータより、膜展開構造を含むフライト機体は飛行中健全に機能していることが確認できた。

今後は、さらにデータ解析をすすめ、改善すべき点などを明らかにし、次回の実験にむけて準備をすすめていく予定である。

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。宇宙科学研究所の山上教授、並木氏、斎藤氏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.C.Natori, T.Takano, A.Ohnishi, K.Miyoshi, T.Inoue, M.Tabata, and K.Kondo: In-Orbit Deployment of a High Precision Mesh Antenna System for Space VLBI Mission, AIAA paper, AIAA-98-1837, 1998
- [2] 三浦公亮, 長友信人: ソーラーセイル, 丸善, 1993
- [3] Tetsuya Yamada, Koju Hiraki, Akihiro Sasoh, and Masahisa Honda: Feasibility Study of Venus Entry Capsule and Balloon Observation, ISTS paper 2002-e-11, 2002
- [4] Ben Iannotta, "Down-to-earth: transport for space cargo", Aerospace America, July, pp.39-42, 2000
- [5] M.Gräßlin, U.Schöttle, "Flight Performance Evaluation of the Re-entry Mission IRDT-1" IAF paper, IAF-01-v.3.05, Oct, 2001
- [6] 山田和彦, 鈴木宏二郎 "膜面エアロシェルを利用した新しい再使用宇宙輸送システムの提案" 第35期日本航空宇宙学会年会講演集, 2004
- [7] K. Yamada, K. Suzuki, M. Hongo, "Aerodynamic Characteristics of Three-Dimensional Membrane Aeroshells in Supersonic Flow" AIAA paper, AIAA 2003-3924, Jun 2002,

- [8] 宇宙科学研究所 "平成15年度第1次大気球実験計画概要", SEBノート No.221, 2003
- [9] 東洋紡績株式会社 "PBO FIBER ZYLON® 製品パンフレット", 2001
- [10] V.A. Feria, M.C. Lou, J. Huang, S.E. Speer, "Lightweight Deployable Space Rader Arrays", AIAA-98-1933, pp.1871-1875, 1998