

## 気球投下カプセルによる超音速パラシュートの実験

籾田 元紀<sup>\*1</sup>・中島 俊<sup>\*1</sup>・稲谷 芳文<sup>\*1</sup>・平山 昇司<sup>\*1</sup>・石井 信明<sup>\*1</sup>・平木 講儒<sup>\*1</sup>・  
矢島 信之<sup>\*1</sup>・山上 隆正<sup>\*1</sup>・松坂 幸彦<sup>\*1</sup>・鳥海 道彦<sup>\*1</sup>・他気球グループ<sup>\*1</sup>

## Supersonic Parachute Experiment using Free Fall Capsule from Balloon

By

Motoki. HINADA, Takashi. NAKAJIMA, Yoshifumi. INATANI, Shoji. HIRAYAMA,  
Nobuaki. ISHII, Kojyu. HIRAKI, Nobuyuki. YAJIMA, Takamasa. YAMAGAMI,  
Yukihiko. MATSUZAKA, Michihiko. TORIUMI and Balloon Group

**Abstract :** On September 2, 1992, a free fall capsule was released from a balloon (B30-62) at an altitude of about 31 km, and a hemisflo type parachute was successfully deployed during the supersonic flight of the capsule. The parachute was installed in the pressurized parachute case attached on the backside of the capsule, and it was deployed by a pre-set timer at the maximum Mach number of 1.3, 52 seconds after the release. The supersonic parachute has been developed at ISAS, for applying to planetary atmospheric entry missions and recovery missions in the near future. The balloon experiment was conducted as a preliminary study for the succeeding parachute experiment using a reentry capsule from a sounding rocket (S-520-16), which was also successfully conducted on February 18, 1993.

During the supersonic and transonic flight of the capsule, deployment of the parachute was monitored by a CCD camera installed in the capsule, and vibrational motion of the canopy was evaluated. Three axis acceleration and pressures of the capsule were measured and transmitted to the ground base (SBC), and impulsive load at the parachute deployment was found to be relatively large. This was because all components of the parachute, i. e., canopy, suspension lines and risers, were made of aramid (Kevlar) ribbons, maximum elongation of which was less than 5%. Deployment scheme was to be further discussed and improved.

Through the balloon experiment, fundamental aerodynamics of both capsule and parachute was understood, and deployment conditions for the next rocket experiment were carefully chosen.

### 概 要

1992年9月2日、高度約31kmに浮遊した気球(B30-62)から自由落下させたカプセルを使って超音速パラシュート開傘試験を行った。気球ゴンドラからの分離から約52秒後にカプセルが最高速度(マッハ1.3)に達した時点で半球リボン傘(ヘミスフロパラシュート)を放出、

---

<sup>\*1</sup> 宇宙科学研究所

開傘時の機体加速度や圧力などを測定した。また、カプセル内部に搭載した CCD カメラによって超／遷音速流中におけるパラシュートの振動や安定性を撮像した。気球による超音速パラシュート実験は引き続いて行われる観測ロケット (S-520-16号機) 実験の事前評価を行うための予備的な飛翔実験として実施され、気球実験結果に基づいてロケット実験を行う際に重要となるパラシュートの開傘秒時や放出速度を決定した。

## 1. はじめに

現在、宇宙科学研究所では、超音速風洞試験設備や観測ロケットなどによって得られる大気圏再突入環境を利用して、超音速パラシュートの開発と試験を行い、超音速流中におけるパラシュート空力特性の評価を行っている。超音速パラシュートは、減速体 (カプセル) がまだ十分に減速していない段階、すなわち、超音速域にいる間に開傘するパラシュートで、通常の亜音速域で使われるパラシュートに比べ苛酷な飛行環境で使用されるため、高速流中での安定性や開傘衝撃の低減などが要求されている。

超音速パラシュートは軌道上からの回収カプセルや惑星突入プローブなどを設計する場合に、簡便な減速システムとして用いられるため、次期大型ロケット M-V の開発と平行して検討されている惑星探査ミッション、特に惑星大気観測プローブや着陸機などを惑星大気中に投入するミッションへの応用を最終的な目標として、開発が進められている。

超音速パラシュートの空力特性の理論的把握はまわりの流れ場の複雑さと傘体の柔軟性ゆえに困難であり、そのほとんどは実験的手法によって評価、検証している。NASA の有人カプセルや惑星探査計画に関連して、超音速パラシュートに関する研究が多数行われ、その時の超音速風洞試験データや飛翔結果に基づいて各種設計パラメタの間の経験的な関係式が導かれているが、減速されるカプセル形状等に依存する部分も多く、実際にパラシュートを設計する場合には、実機に対応した風洞試験や予備的な飛翔試験が必要となる。

以下に、観測ロケット (S-520-16号機) を使った超音速パラシュート実験の概要を説明し、気球を使って行った落下実験の概要と結果について述べる。

## 2. 観測ロケットによる超音速パラシュート実験

超音速パラシュート空力特性を実験的に検証するため、観測ロケット (S-520-16号機) を使った飛翔実験を計画、1993年2月18日に行った。

図1に実験機の概要を示す。マイクロ波送電実験のペイロード部と固体ロケットモータの間に再突入カプセルが下向きに搭載されている。カプセルは円錐部と円筒部からなり、後端にパラシュートケースが取り付けられている。重量は154.2kgである。カプセル形状は回収カプセルや惑星投入プローブを想定して、半頂角53度の鈍頭形状としたが、搭載スペースを確保するため、実際にはその後ろに円筒部がついた形状となった。円錐部には空力安定性を確保するためのバランスウェイトが取り付けられている。また、円錐部先端は C-C 材料でできた耐熱構造となっており、大気圏再突入時の温度変化から材料の熱的特性を調べる。円筒部には、計測装置、テレメータ装置、電源、タイマ、コマンドデコーダなどが搭載され、機体加速度、姿勢変動、圧力、温度、熱流入量、ライザ張力などを計測し、地上に送信する。円錐先端部以外には特別な耐熱対策は施していないが、テレメータアンテナについては先端にボロナイトライドをかぶせ、空力加熱によって損傷するのを防いだ。

パラシュートケースは気密構造となっていて、内部に充填した窒素ガスの圧力によってパラシュートが放出される。パラシュート放出速度の決定に関与するパラシュートキャップ重量は3kgである。

大気圏再突入前にカプセル部分を分離、まず、カプセル本体の空気抵抗によって減速し、マッハ数が約1.5になった時点で、パラシュートを放出、開傘する。パラシュートの放出は次のように地上からのコマンドによって行う。まず、レーダーで打ち上げ軌道を測定し、その時の頂点高度および速度からマッハ数が1.5になる秒時を地

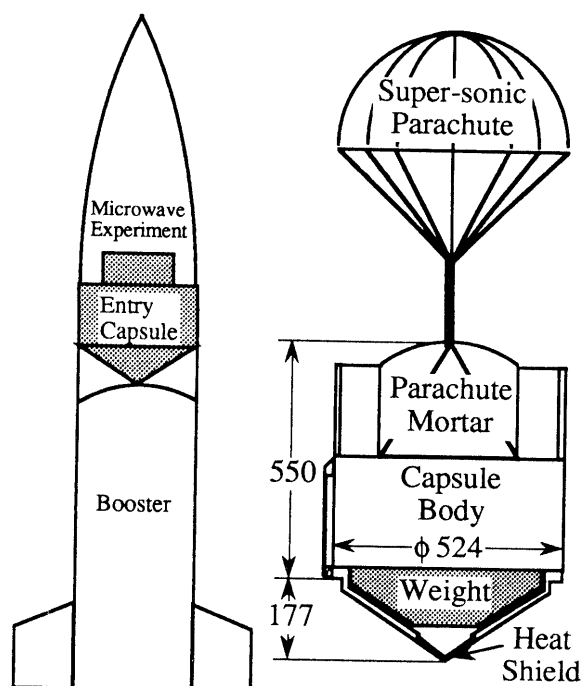


図1 超音波パラシュート実験機の構成

上計算機を使って計算する。そして、その秒時にパラシュートが放出されるように搭載タイマをコマンドによって始動する。

カプセル本体が急激に減速している過程でパラシュートを開傘するため、パラシュート放出が早すぎると動圧が大きくなり、過大な開傘衝撃力となり、遅すぎると十分に開傘する前に遷音速域に移行してしまう。観測ロケットの再突入環境では、パラシュート放出の秒時が数秒ずれただけで、マッハ数や動圧といった飛行環境が大きく異なるため、打ち上げ軌道分散、コマンド送信遅れ時間、大気モデル誤差、空力的不確定量など発生すると予想される様々な誤差要因を十分に考慮してパラシュート放出時の飛行環境を予測しなければならない。

さらに、カプセル後流の影響が強いため、放出速度が不足するとカプセル後部に発生する死水領域を抜けることができず、適正な開傘ができない。しかしながら、放出速度が大きすぎると過大な荷重がパラシュートライザにかかることになる。したがって、飛行環境とパラシュートにかかる荷重等を正確に予測し、必要最小限の放出速度を決定する必要がある。同時に、カプセルやパラシュートの空力的な特性が正しく評価されなければならない。

放出速度はパラシュートケースに充填したガス圧によって決まるため、ガス圧の設定とパラシュート放出秒時、すなわちコマンド送信秒時、の設定は実験の成否を左右する重要な要素であり、これらの条件とパラシュートにかかる荷重や開傘時の衝撃との関係が事前に正しく評価されていなければならない。

このため、ロケット実験に先だって、比較的飛行環境の穏やかな気球落下カプセルを使った超音速パラシュート実験を計画、1992年9月2日に三陸気球センターで実施した。

### 3. 超音速パラシュートの設計

パラシュート設計パラメタとしては、傘体形状、寸法（傘体直径、吊索長さ、連結索長さ）、ポロシティ（通気度）などがあり、開傘衝撃の低減、超音速流中の安定性、抵抗係数などが評価基準として選ばれる。当然、収納方法や放出方式、使用環境に応じた材料の選択なども重要な設計要素となる。例えば、ポロシティを増やせば超音

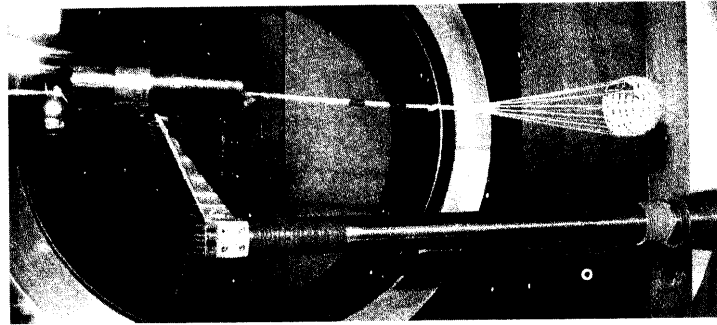


図 2 超音速風洞試験外観

速流中での安定性は増すが抵抗が減少するとか、連結索長さは落下体直径の6~8倍必要であるというように、多数の風洞試験データや飛行試験結果に基づいて、これら設計パラメタの間の経験的な関係式が導かれているが、まわりの流れ場の複雑さと傘体の柔軟性のため、理論的に評価することは難しく、実際にパラシュートを設計する場合にはやはり、実機に対応した風洞試験や予備的な飛行試験が必要になる。

超音速パラシュートの基礎的な空力特性を調べ、飛行用パラシュートの寸法諸元を決めるためのデータを取得するために宇宙科学研究所の超音速風洞を使って試験を行った。ただし、パラシュート傘体形状は超音速領域で比較的安定に開傘するといわれているヘミスフロタイプのパラシュート（半球リボン傘）を採用することとした。また、開傘時の荷重をあまり大きくしないために、傘体投影直径はカプセル直径の1.3倍、吊索数および傘体のゴア数（ラディアルリボン数）は12とした。このような前提条件のもとで、主として、連結索（Risers）長、吊索（Suspension Lines）長、通気度（Porosity）と抵抗係数の関係を調べた。まず、再突入カプセルとパラシュートの風洞模型（実機の約10分の1）を作成し、1）カプセルについては迎角とマッハ数をパラメタとして6分力と先端、側面および後端での圧力分布を、2）パラシュートについてはマッハ数をパラメタとしてライザ張力を測定した。パラシュートは通気度と吊索長の異なる4種類の傘体を作成し、ライザ長を変えて試験した。図2に見られるように、下流側から差し出されたスティングによってカプセル本体を下方から支持した。パラシュートは初めカプセル内部に収納されていて、カプセル後端はポリエチレンフィルムで蓋をされている。外部のスイッチによって円周に張られたニクロム線に通電するとフィルムが破れ、まず、パラシュート天頂部に取り付けられた吹き出しが、続いて傘体が外部に引き出される。この時、ライザにかかる張力をカプセル内部に取り付けたロードセルによって計測した。

図3に半球リボン傘概略を、表1に飛行用パラシュート諸元を示す。風洞試験ではスティングの影響、壁面での反射衝撃波の存在、パラシュートを小さくしたことによる相対的な剛性の増加といった問題があるが、飛行試験結果と比較することでこれらの影響の度合いが評価できると思われる。

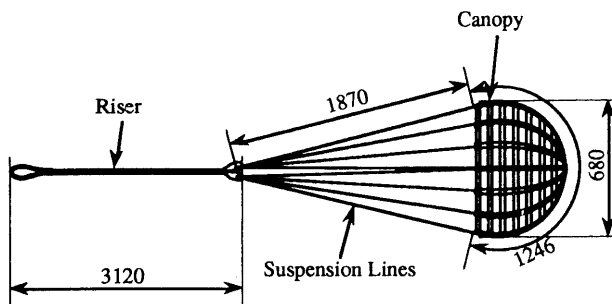


図 3 半球リボン傘概略  
(ヘミスフロタイプパラシュート)

表 1 超音速パラシュート寸法諸元

Canopy type	Hemisflo
Material	Aramid ribbon
Number of gores	12
Porosity	19.2%
Projected diameter	680mm
Canopy diameter	1,246mm
Canopy area	0.847m <sup>2</sup>
Length of suspension lines	1,870mm
Length of riser	3,120mm

#### 4. 気球投下カプセルによる超音速パラシュート実験

ヘミスプロタイプのパラシュートの空力特性, 特に, 飛行環境や放出速度と開傘荷重の関係を調べるために気球落下カプセルを使った超音速パラシュート開傘実験を行った。実験は1992年 9月 2日に三陸気球センターでB30-62気球(体積56,634m<sup>3</sup>)を使って行われた。ロケット実験との比較を容易にするため, ロケット実験で用いる再突入カプセルと同等なカプセルを製作した。ただし, 後端には低速での空力安定性を確保するための尾翼を4枚取り付けた。パラシュートケースはロケット実験のカプセルと同様, 気密構造になっており, 加圧した空気の圧力によりパラシュートを放出するという方式を採用した。カプセル重量は約200kg, パラシュート放出速度の

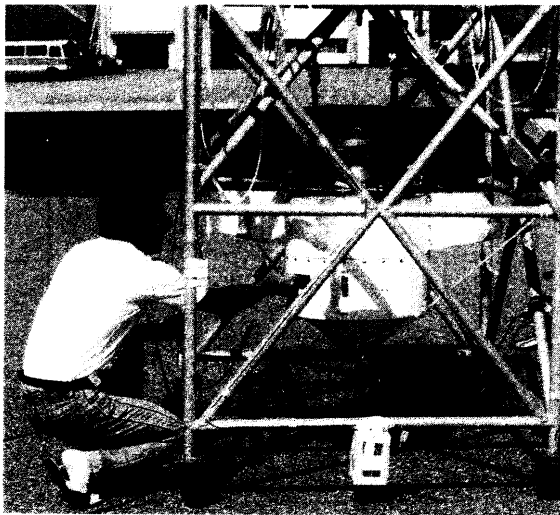


図 4 ゴンドラに吊り下げられた気球投下カプセル

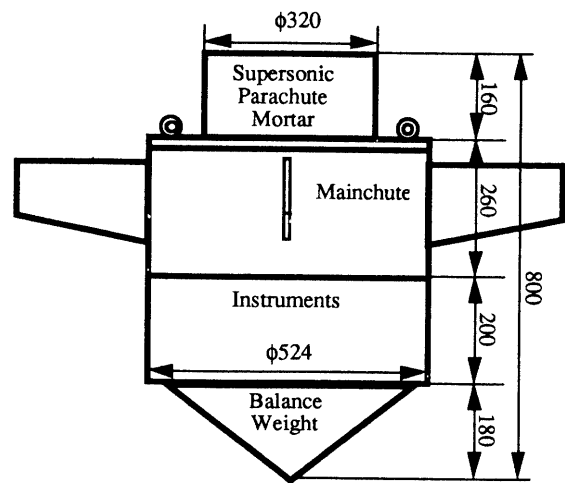


図 5 気球投下カプセル構成

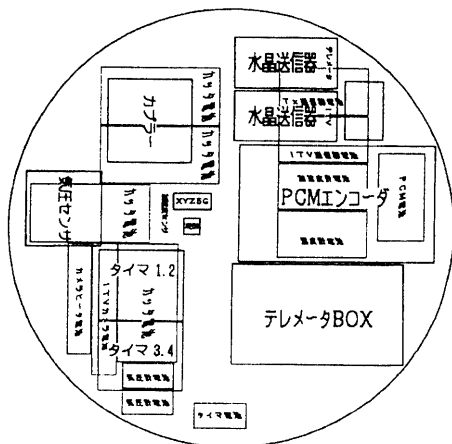


図 6 搭載機器配置

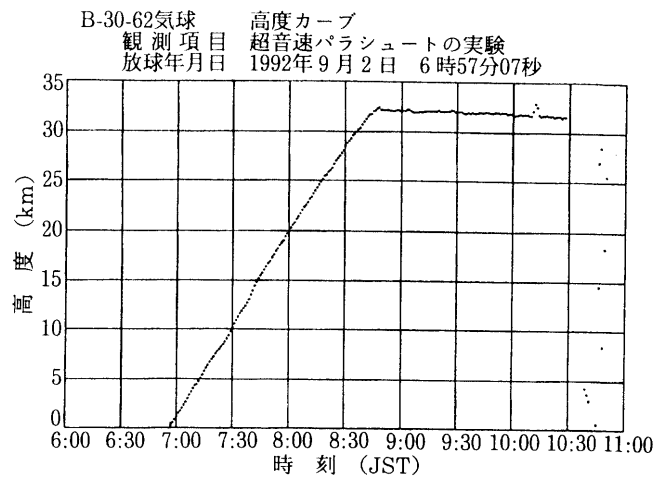
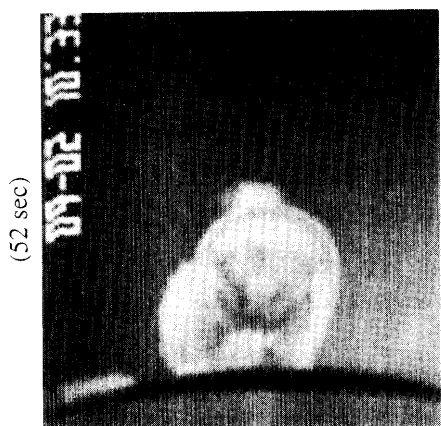


図 7 気球高度履歴



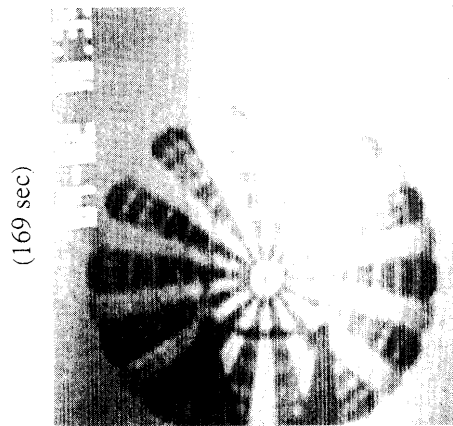
Parachute Case Opened



Band Disconnected



Capsule Released



Mainchute Disreefed



Mainchute Deployed



Supersonic Parachute Deployed

図8 搭載カメラで撮影したパラシュート開傘の様子  
(時間順にカプセル分離, マルマンバンド切断, 超音速パラシュート放出, 超音速  
パラシュート展開, メインシュート展開, メインシュートデイスリースリーフイング)

決定に関与するパラシュートキャップ重量は10kgであった。パラシュートケース圧力（絶対圧）は、1Gの減速下でパラシュートとキャップをカプセル直径の6倍以上引き離せるように、 $1.6\text{kgf/cm}^2$ とした。図4にゴンドラに搭載されたカプセルを、図5にその構成を示す。また、カプセル内部の搭載機器配置を図6に、気球上昇時の高度履歴を図7に示す。

気球を使ってこのカプセルを高度約31kmまで上昇させ、そこからカプセルを自由落下させた。高度約20km付近でカプセルが最高速度約 $400\text{m/s}$ （マッハ1.3）に達した時点で、超音速パラシュートを放出した。最高速度付近でパラシュートを開傘するため、開傘秒時のずれの影響は少ない。気球のレベルフライト高度さえ正しく予測できれば、パラシュート放出時の飛行環境を予測するのは容易である。そこで、気球ゴンドラからの分離、パラシュートの放出は搭載タイマからの信号によりフライト前に決めたシーケンスで行った。計測はすべて順調で、カプセル本体の加速度（3軸）、側面静圧、先端淀み点圧と側面静圧との差圧、機体温度（4点）を測定した。テレメータのサンプリングレートより速い現象を計測するために、機軸（垂直）方向加速度にはピークホールド回路を通したものを1点追加した。また、パラシュートケース内部にも圧力センサを取り付け、パラシュート放出まではケース内圧を、パラシュート放出後はカプセル背圧を測定した。超音速流中でのパラシュートの挙動を知るため、カプセル後部にITVカメラを取り付け、後方をモニタした。図8に搭載カメラから撮影したパラシュート展開の様子を示す。図9～12は機体加速度および圧力の計測結果である。

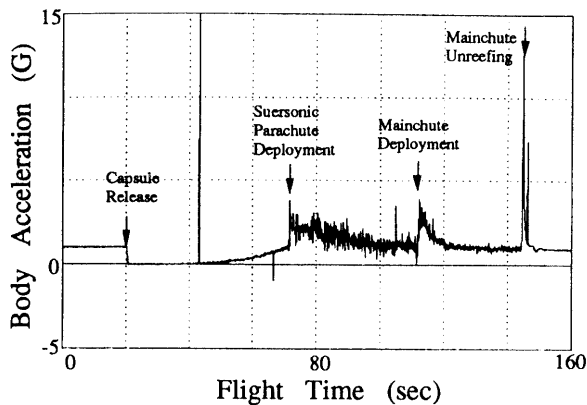


図9 機軸方向加速度

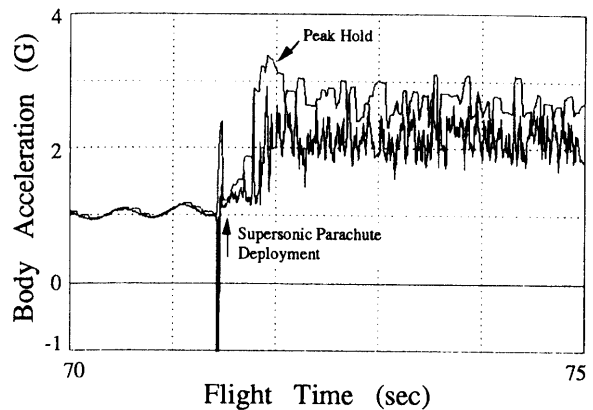


図10 機軸方向加速度  
(超音速パラシュート展開時)

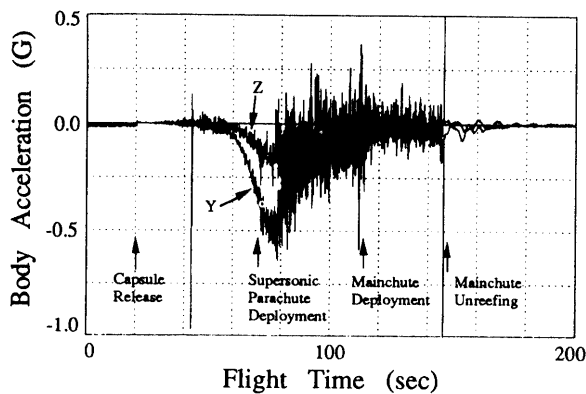


図11 横方向加速度

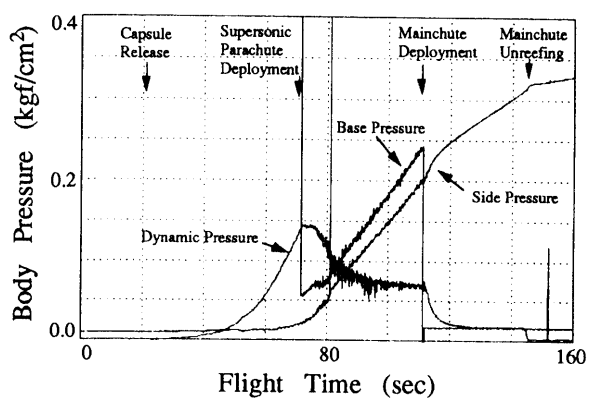


図12 機体各部の圧力

## 5. パラシュート放出速度と開傘衝撃

カプセルが急激に減速している過程でパラシュートを放出する場合、放出速度が不足すると完全に開傘し終わらないうちにカプセルが減速し、パラシュートに追いついてしまう。これに対し、放出速度が大きすぎると過大な開傘衝撃が生じる。必要最小限の放出速度を決めるためにはカプセル後流の影響を正確に把握する必要がある。ここでは、気球実験とロケット実験でのパラシュート放出速度と開傘衝撃とを比較する。

最もパラシュートが放出しにくい場合として、カプセルの後ろ側の空気がすべてカプセルと一緒に運動していると仮定すると、一定の減速下では、パラシュートはカプセルからある距離まで離れた後に戻ってくる。このとき、カプセルとパラシュートが最も離れるときの距離は放出速度の2乗に比例し、カプセルが受ける減速度に反比例すると近似できる。また、放出速度の2乗とケース内圧は比例するから、結局、最大距離はケース内圧/減速度に比例すると考えられる。実際にはカプセル後流の影響によってパラシュートは引き離される側の力を受けるから最大距離はさらに増大する。問題はカプセルの後ろ何mのところまでパラシュートを押し出せばその後は後流によって引き離され、カプセル側に戻ってこないかである。今回の実験では、カプセルの直径が524mm、パラシュートケースの直径が300mmであるから、カプセル直径の1~2倍引き離せば問題ないのではないかと予想されたが、地上および気球で実験を行い、ロケット実験での条件を決めた。地上試験は、カプセルが1Gの減速を受け、さらに、カプセル後ろ側の空気がカプセルと一緒に運動している状態に相当する。

パラシュート開傘時の飛行環境および機体に取り付けた加速度計から算出される開傘速度と開傘衝撃を表2に示す。気球実験ではカプセル重量200kg、パラシュートキャップ重量10kg、一方のロケット実験ではカプセル重量154kg、パラシュートキャップ重量3kgである。地上実験ではロケット実験と同一のパラシュートケース、放出機構を使用した。パラシュート放出時の減速度は、地上および気球実験で1G、ロケット実験の場合5.3G（実験前の予想6.4G）であった。パラシュート放出距離とカプセル直径との比を、地上試験と気球実験では6となる

表2 パラシュート放出速度と開傘衝撃の比較  
(地上試験,気球実験,ロケット実験)

	Ground Test	Balloon Experiment		Rocket Experiment	
		Estimation	Results	Estimation	Results
Capsule Weight (kg)	—	200	200	154	154
Parachute Cap Weight (kg)	3	10	10	3	3
Maximum Altitude (km)	—	30	31	269	272
Altitude at Parachute Deployment (km)	—	18	19	12	12.5
Velocity at Parachute Deployment (m/s)	—	390	400	500	460
Mach Number at Parachute Deployment (...)	—	1.32	1.35	1.69	1.56
Dynamic Pressure at Parachute Deployment (hPa)	—	93	83	390	307
Deceleration at Parachute Deployment (G)	1	1	1	6.4	5.3
Gas Pressure of Parachute Case (hPa)	1,000	1,530	1,540	3,800	3,820
Deployment Velocity (m/s)	16	15	17	16	40
Deployment Impact (G)	*1	15	2.5	13	30
Riser Tension (ton)	—	0.3	0.5	2	4.6
Riser Strength (ton)	—	6	6	6	6
Safety Factor of Reser Strength (X)	—	20	12	3	1.3

\*1 Maximum Ascent Distance : 3m



ようにケース内圧を算出し、地上試験では約1.0気圧、気球実験では約1.5気圧（いずれも周辺大気との差圧）の窒素ガスを充填した。この結果、地上試験ではほぼ予想どおり3mの高さまでパラシュートは上昇したが、気球実験で計測された開傘衝撃は予想より1.7倍大きかった。また、搭載ITVカメラでモニタしたパラシュート放出の様子からもカプセル後流によりパラシュートが引き離される影響がかなり強いことが認められた。このことから、ロケット実験ではパラシュート放出距離とカプセル直径との比を3となるようにケース内圧を算出し、約3.8気圧（周辺大気との差圧）の窒素ガスを充填した。しかし、計測された開傘衝撃は予想より2.3倍大きかった。

開傘衝撃の予測値と計測値を比較すると、計測値の方が予測値より気球実験では約1.7倍、ロケット実験では約2.3倍大きくなった。これは予想に比べ死水領域が小さく、後流により引き離される効果が大きかったことを示している。さらに、今回の実験で用いたパラシュートは空力加熱を心配して材料にケブラを用いたため、開傘衝撃が吸収されなかったことも影響していると考えられる。

## 6. ま と め

回収カプセルや惑星（大気）投入プローブの開発に必要となる超音速減速機構や耐熱防御材料を設計する場合、現状のデータでは不十分で、それらの特性を検証するための実験を多数行わなければならない。そのためには超音速風洞などの地上設備を使ったサブスケールモデルでのパラメトリックな測定と合わせて、実機サイズの飛翔試験が不可欠である。その第1歩として、観測ロケットを使った超音速パラシュート実験を行った。また、その予備的な飛翔実験として、比較的飛行環境の穏やかであるという理由で、気球による実験も実施し、ロケット実験を行う際の重要な要素であるパラシュート開傘秒時と放出速度を決定するためのデータを取得した。パラシュート開傘時の衝撃荷重を予測値と計測値で比較すると、計測結果の方が約2倍大きかった。これはパラシュートケースとカプセルの直径が近いために、カプセル後部の死水領域による影響が実験前の予測に比べ小さかったことを示している。今後、さらに熱空力環境の厳しい実験へと発展させたい。