

# 気球によるパラシュートの強制開傘実験

雛田元紀・寺田守男・西村純  
秋山弘光・大塚豊

## 1. はじめに

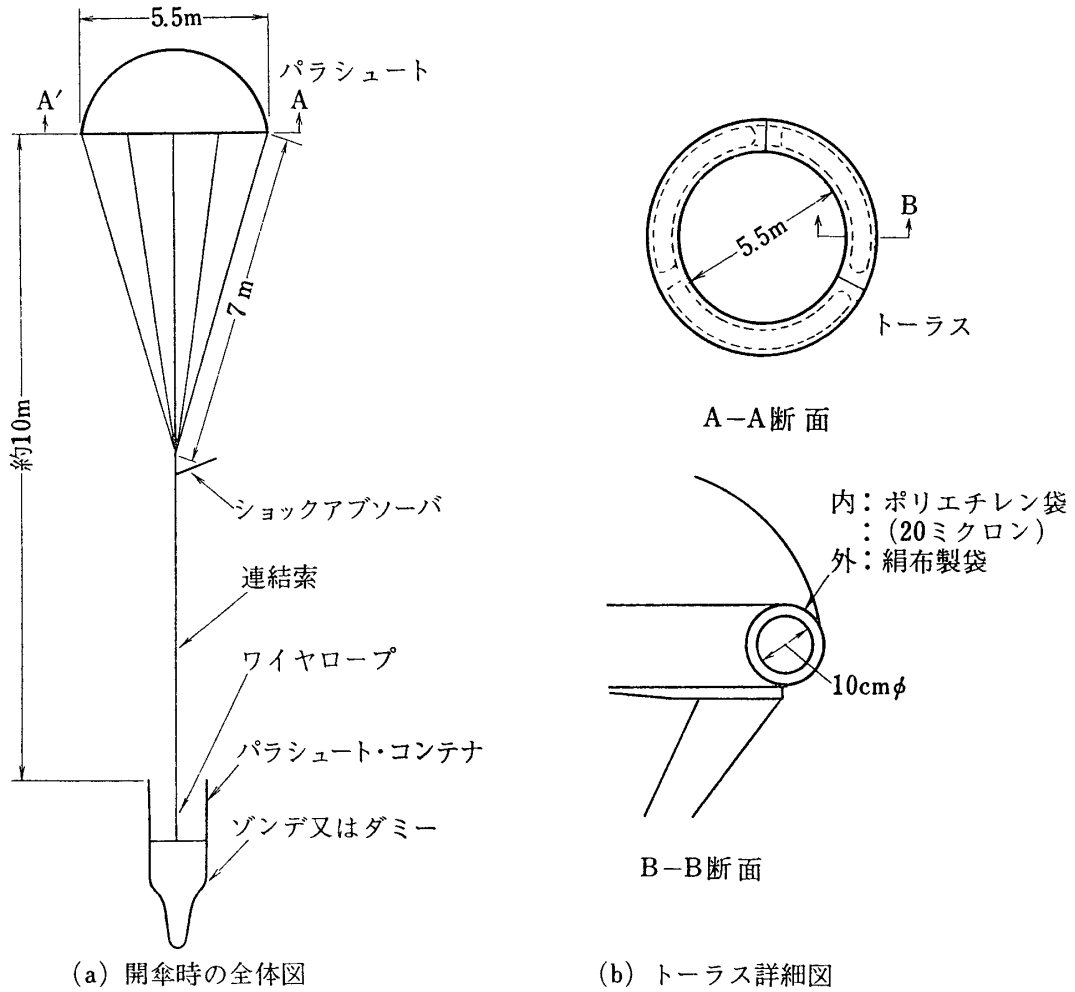
S-160型ロケットによる観測では従来からパラシュートによって観測機器を降下させる方式が用いられてきたが、幾つかの場合にパラシュートの開傘が不完全で十分な観測結果が得られなかった。これはパラシュートの放出高度(70~80 km)が高いために、空気密度、従って気流動圧が低く、パラシュートが自然開傘しにくい状態にあったものと考えられる。そこで、S-160型ロケットで使用するパラシュートの開傘の信頼性を向上させることが計画され、種々検討の結果、液体の蒸気圧を利用してパラシュートを強制的に開傘させる方式(強制開傘方式)が採用されることになった。この種の方式はすでに米国で使用されている例がある[1]。

この方式を試験するために、昭和46年度にはS-160型ロケット機(S-160-3号機)を飛ばししょうさせることになり、これを目標として、まず真空槽内で模型パラシュートを用いた基礎的な実験が行なわれた。ついで、S-160-3号機での本格的な機能確認試験に先立ち、その予備試験としてS-160型ロケットで使用されるものと同じ直径5.5mφパラシュートおよび放出機構を用いた強制開傘方式によるパラシュートの放出実験が気球(B<sub>5</sub>-31号機)で行なわれた。

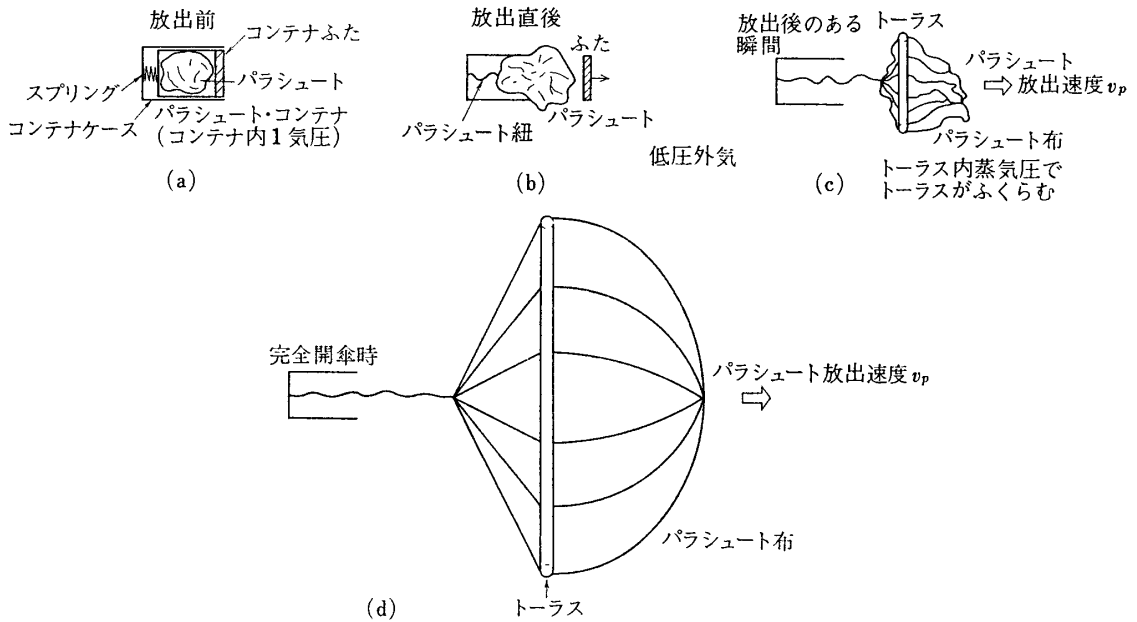
以下に、強制開傘方式の概略とB<sub>5</sub>-31号機で行なわれた実験について報告する。

## 2. 強制開傘方式

液体の蒸気圧を利用したパラシュートの強制開傘方式を第1,2図によって概略説明する。詳しくは[2]を参照されたい。第1図のようにパラシュートの縁に取り付けられた円環状のチューブ(トーラス)内に液体を少量入れておき、これをパラシュートとともに小さく畳んで第2図(a)のようにパラシュート・コンテナ内に入れ1気圧に気密しておく。パラシュート放出時にまずコンテナのふたをはずすと、パラシュートは1気圧の空気とともに低圧外気中に放出され(第2図(b))、これと同時にコンテナもスプリングでコンテナ・ケース(S-160型ロケットではノーズ・コーンがこれに相当する)から押出される。今、外気圧を $P_e$ 、トーラス内の液体蒸気圧を $P_i$ とすると、 $P_i > P_e$ ならば有効蒸気圧 $P_i - P_e (> 0)$ によってトーラスは円環状にふくらみ、気流動圧の大小によらずパラシュートは強制的に開傘させられる(第2図(c),(d))。従って、この方式は外気圧、気流動圧ともに低い高々度でのパラシュート開傘方式として有効なものと考えられる。



第 1 図 強制開傘方式



第 2 図 パラシュート放出後の開傘状況の概念図

### 3. 実 験 目 的

模型パラシュートによる基礎実験に基づき、直径  $5.5\text{ m}\phi$  実物パラシュートの強制開傘方式では次のようにすることになった (第 1 図参照)。すなわち、

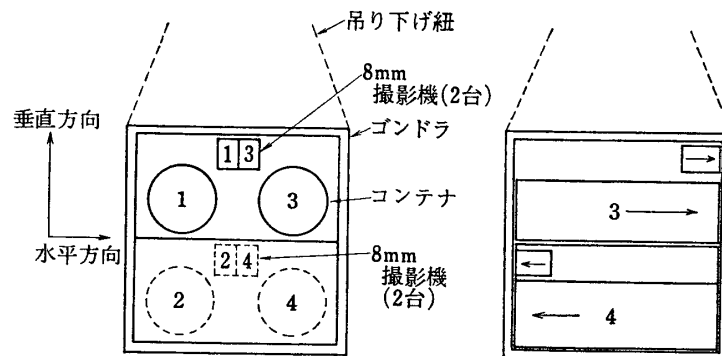
- (i) トーラスは気球などで用いられる厚さ  $20\mu$  のポリエチレン製薄膜からふくらんだ状態で断面直径  $D_t=10\text{ cm}\phi$  になるように作り、これを絹製布袋で包みパラシュートの縁に取り付け、かつ絹袋にはトーラス膜の保護も兼ねさせる (第 1 図 (b))。
  - (ii) トーラスには第 1 図 (b) の A-A 断面に示されるような三つの部分に分かれたもの (開傘時に三角形になるので三角形トーラスと呼ばれる) または一体のもの (開傘時に円形になるので円形トーラスと呼ばれる) を用いる。
  - (iii) トーラス内の有効蒸気圧  $P_t - P_e$  が  $20\sim 30\text{ mmHg}$  以上になるように、パラシュート放出時のコンテナ内の温度に応じて、適当な蒸気圧をもつ液体を選んで用いる。
- 等である。

B<sub>5</sub>-31 号機による実験は、このような強制開傘方式による実物パラシュートを高度約 29 km 上空 (外気圧  $P_e \approx 10\text{ mmHg}$ ) で放出することによって、

- (1) 開傘状況
  - (2) 開傘時間 ( $t_{mf}$ )
  - (3) トーラス形状の効果
  - (4) 有効蒸気圧  $P_t - P_e$  の効果
- 等を調べることを目的とした。

### 4. 実 験 方 法

パラシュート放出試験としては第 1 表に示す No. 1~4 の 4 つの場合が計画された。トーラスには形状効果を見るため  $D_t=10\text{ cm}\phi$  の三角形トーラスおよび円形トーラスが用いられた。気球上昇時にゴンドラが相当冷され、発泡スチロールで断熱処置を施したとしてもゴンドラ内の温度 (これはパラシュート・コンテナ内の温度、従ってトーラス内の液体の温度とみなされる) はせいぜい  $10^\circ\text{C}$  どまりであろうと予想されたため、この温度でトーラス内



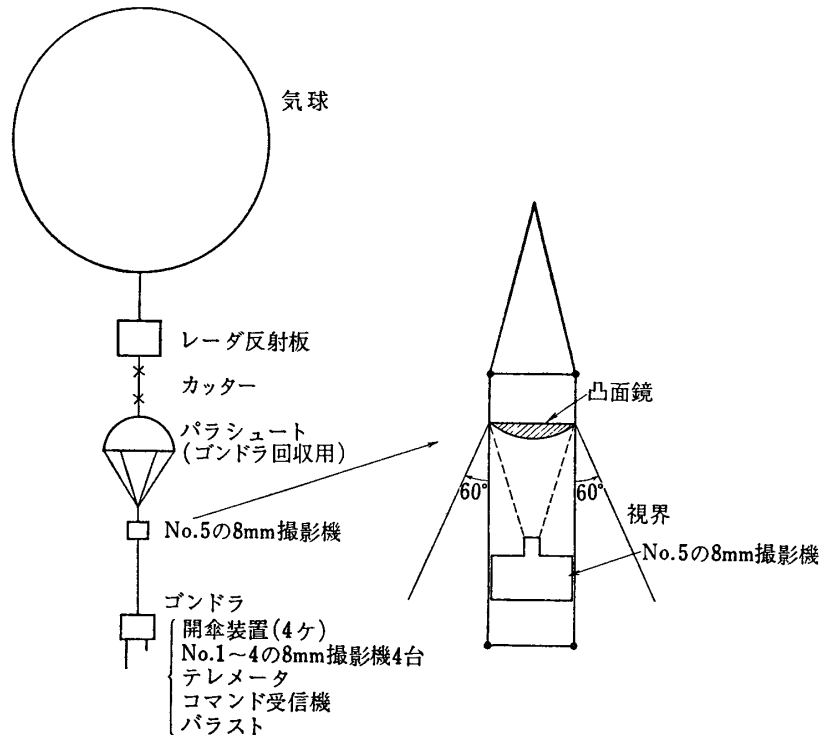
第 3 図 パラシュート放出方向および撮影方向

第1表 気球によるパラシュート強制開傘実験構成

Case	ト ー ラ ス		パ ラ シ ュ ー ト (*)		シ ョ ッ ク ・ ア ブ ソ ー バ	W <sub>PI</sub>	観測方法			
	形 状	液 体	液体の量	D <sub>P</sub>				W <sub>P</sub>	色 相	連 結 索
No. 1	円 形 D <sub>t</sub> =10 cm	メチルアルコール	100 cc	5.5 m	1.5 kg	白	ナイロン紐 3 m	SAB-1 2 m	4.5 kg ゾンデ	8 mm 撮影機 ゾンデ
No. 2	三角形 D <sub>t</sub> =10 cm	メチルアルコール	100 cc	5.5 m	1.5 kg	黄	ナイロン紐 2 m	SAB-1 2 m	4.5 kg ダミー	8 mm 撮影機
No. 3	円 形 D <sub>t</sub> =10 cm	水・メチルアルコール 混合液	水・18 cc メチルアルコール ・82 cc (モル分率 0.33:0.67)	5.5 m	1.5 kg	黄	ナイロン紐 3 m	SAB-1 2 m	4.5 kg ダミー	8 mm 撮影機
No. 4	三角形 D <sub>t</sub> =10 cm	水・メチルアルコール 混合液	水・18 cc メチルアルコール ・82 cc (モル分率 0.33:0.67)	5.5 m	1.5 kg	黄 頭部のみ銀	ナイロン紐 2 m	SAB-1 2 m	4.5 kg ダミー	8 mm 撮影機

(\*) パラシュートは S-160 型ロケット用のものと同じ。

D<sub>t</sub>: トーラス断面直径D<sub>P</sub>: パラシュート最大直径W<sub>P</sub>: パラシュート重量W<sub>PI</sub>: パラシュート・コンテナを含む観測機器重量 (No. 2, 3, 4 では S-160 型ロケット用と同じくするためダミーが用いられた。)



第4図 B5-31号機の概要

の有効蒸気圧  $P_t - P_e$  が 20 mmHg 以上になるように、液体にはメチルアルコール (10°C で  $P_t = 60$  mmHg,  $P_t - P_e \approx 50$  mmHg) が選ばれ、また蒸気圧による差を比較するためモル比 0.33 : 0.67 の水・メチルアルコール (10°C で  $P_t = 38$  mmHg,  $P_t - P_e \approx 28$  mmHg) も用いられた。またパラシュート放出時の衝撃を弱める働きをする布製の帯(ショックアブソーバ)をパラシュートと連結索の途中に取り付けその効果を見ることにした。

パラシュートの放出開傘状況は 8 mm 撮影機で直接観測するとともに No. 1 ではゾンデを用いパラシュートの降下速度等から間接的に観測することにした。ゴンドラ内に第3図のような配置で No. 1~4 のパラシュート・コンテナ・ケースを積み、そして No. 1~4 の4台の 8 mm 撮影機をそれぞれパラシュートの放出方向に向けて取り付けた。さらに No. 5 の 8 mm 撮影機をゴンドラ上方に上向きに取り付けた。これは第4図からわかるように、撮影機の上方の凸面鏡を通して下方でのパラシュート開傘状況を全体としてとらえるためのものである。

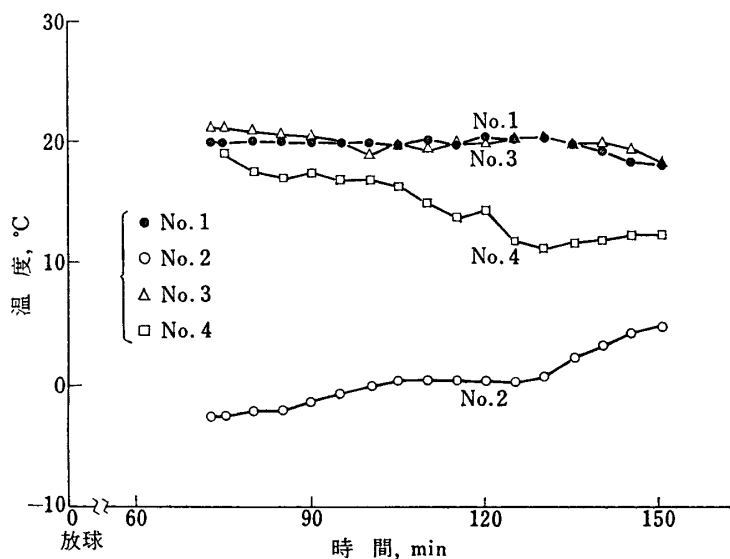
前述のように気球上昇時のゴンドラ内の冷却が相当心配されたため、その保温には特に注意を払った。ゴンドラを発泡スチロールで嚴重におおうとともに、すき間にはできる限りの目張りをした。また、放球寸前までゴンドラを 20°C 程度の恒温にするよう努めた。そしてパラシュート放出時のトラス内の液体の温度を知るため、間接的であるが各コンテナ・ケースの温度を測定することにした。

パラシュート放出は No. 1, 2 および No. 3, 4 を組にして地上からのコマンドで2回に分けて行なうことにした。また No. 1~4 の撮影機はそれぞれ対応するパラシュートの放出時

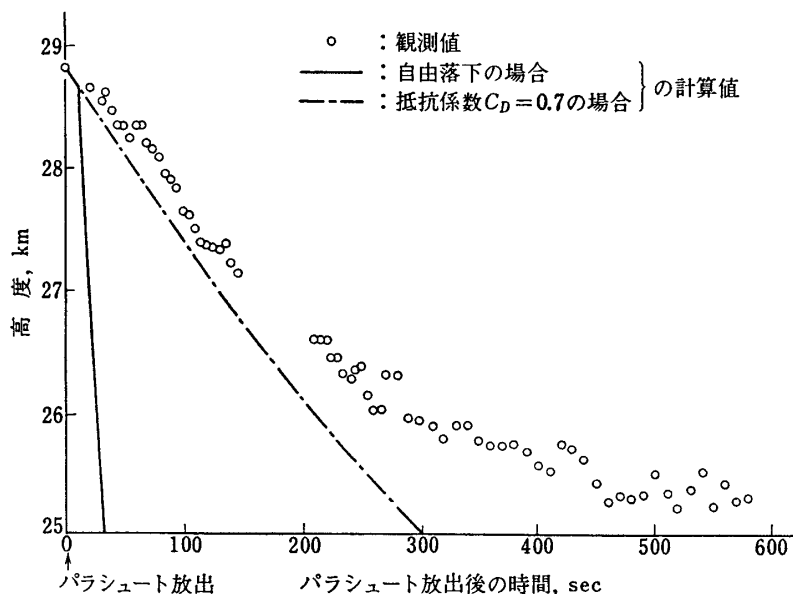
に, No. 5 の撮影機はすべてのパラシュートの放出時に同じく地上からのコマンドで作動させることにした.

### 5. 実験結果

B<sub>5</sub>-31 号機は昭和 46 年 9 月 7 日午前 8 時 56 分に放球され, 約 1 時間 30 分後高度 28.8 km (外気圧  $P_e=11$  mmHg) で水平飛行に移ったのち, パラシュート放出試験が行なわれた. 放出は No. 2 を除いて正常に行なわれ, No. 1, 3, 4 の開傘状況を直接撮影することができ



第 5 図 パラシュート・コンテナ・ケースの温度



第 6 図 気球実験での No. 1 パラシュートの放出後の高度変化

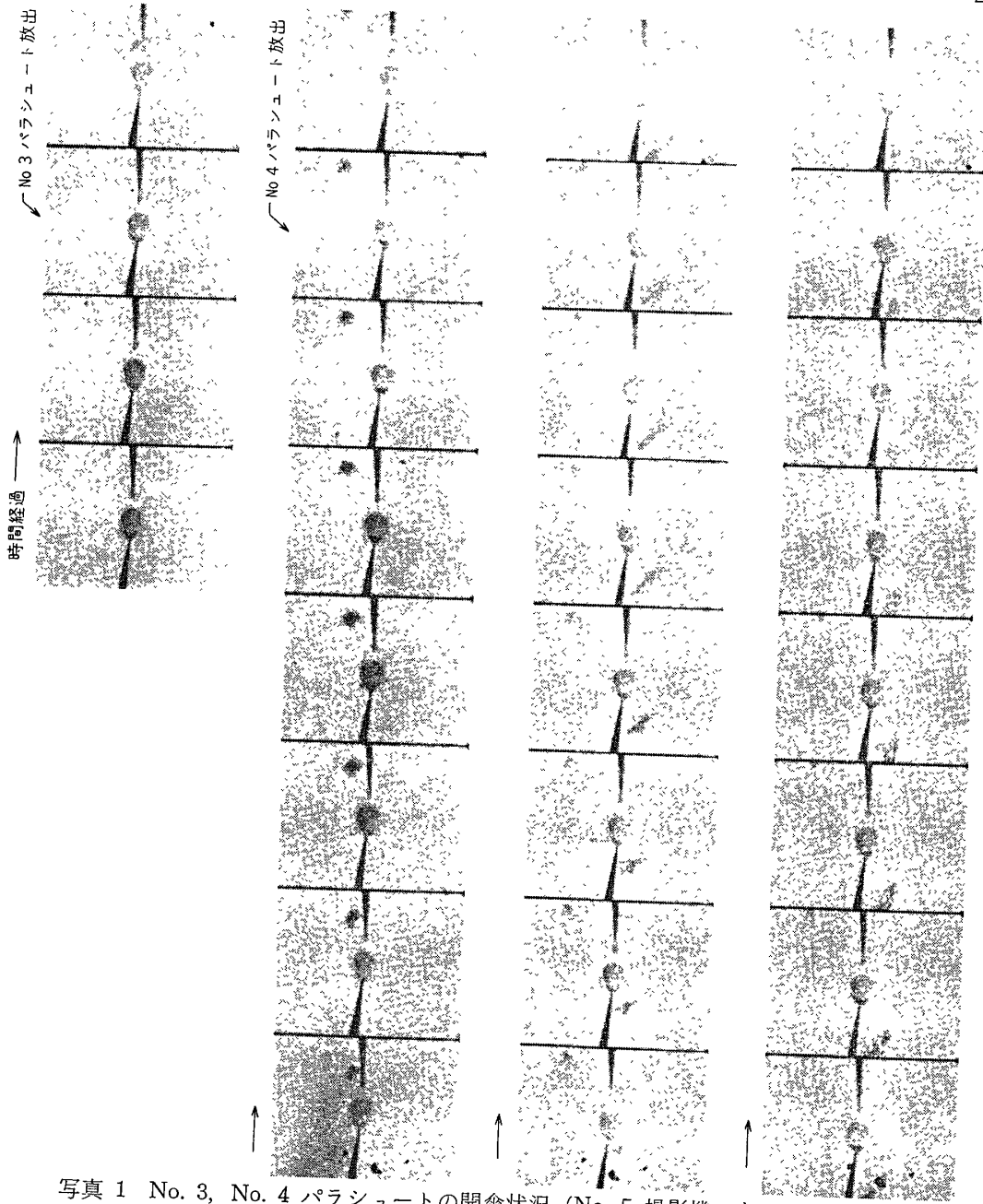


写真1 No. 3, No. 4 パラシュートの開傘状況 (No. 5 撮影機のもの: 20コマ/S)

第2表 実験結果

Case	パラシュート放出時			開傘時間 $t_{inf}$	有効蒸気圧 $P_t - P_e$	開傘状況
	高度	外気圧 $P_e$	温度 ( $\Delta$ )			
No. 1	28.8 km	11 mmHg	20°C	0.7 s	79 mmHg	完全
No. 3	28.8	11	19.5	0.7	49	完全
No. 4	28.8	11	15.5	1.0	36	完全

( $\Delta$ ) パラシュート放出時のパラシュート・コンテナ・ケースの温度

た。心配されたコンテナ・ケースの温度も発泡スチロールによる保温効果が予想以上に十分で  $20^{\circ}\text{C}$  程度に保つことができたため (第 5 図), トーラス内の液体の蒸気圧  $P_i$ , 従って有効蒸気圧  $P_i - P_e$  は当初予想していた  $10^{\circ}\text{C}$  におけるものよりも大きい値であった。直接撮影の一例として, No. 3, 4 の開傘状況を写真 1 に示す。これはゴンドラ上方の No. 5 の撮影機で撮ったもので撮影速度は 20 コマ/秒である。中央に見えるのはゴンドラである。No. 3, 4 は同時放出のはずであったが, 実際には約 0.4 秒ずれている。写真から分るように, No. 3, 4 はそれぞれ放出後約 0.7 秒および 1 秒後には完全に開傘しており, 全完開傘時のトーラス形状は予想どおりであった。すなわち, No. 3 では円形, No. 4 では三角形に近いことが認められる。また No. 1 のパラシュート放出後の高度変化を第 6 図に示すが, これからもパラシュートが開傘したことが間接的に確かめられる。高度変化から開傘後のパラシュートの抵抗係数  $C_D$  は  $C_D \approx 0.7$  程度であることがわかる。

実験結果を第 2 表にまとめる。No. 1, 3, 4 と開傘は正常でこの実験によって実物パラシュート (直径  $5.5\text{m}\phi$ ) に用いるトーラスとしては  $D_t = 10\text{cm}\phi$  の円形または三角形のものをいれれば良く, 有効蒸気圧  $P_i - P_e$  としては  $30\text{mmHg}$  以上で十分であることが確かめられた。また開傘時間は約 1 秒程度で非常に早いことがわかった。

## 6. お わ り に

以上, 気球によるパラシュートの強制開傘方式の実験について報告した。これによって実物パラシュートに対してもこの方式が有効であることが一応確かめられ, その後昭和 46 年 9 月下旬東京大学鹿児島宇宙空間観測所で行なわれた S-160-3 号機による飛しょう実験によって最終的にこの方式の機能の確認がなされ満足な結果が得られた [2]。

強制開傘方式に関しては, 気球によるものも含め, 一連の実験が行なわれた。この間, 玉木章夫教授, 平尾邦雄教授, 砂川恵教授には終始有益なご示唆とご助言をいただいたことを厚く感謝する。またパラシュートおよびトーラスの製作と実験には藤倉航装株式会社牛島馨氏の積極的なご協力があったことを記し感謝の意を表する。

1973 年 1 月 30 日 新設部 (工学)

## 参 考 文 献

- [1] C. V. Eckstrom: Development and Testing of the Disk-Gap-Band Parachute Used for Low Dynamic Pressure Applications at Ejection Altitudes at or above 200,000 Feet, NASA CR-502, 1966
- [2] 雛田元紀: 液体蒸気圧を利用したパラシュート強制開傘方式, 宇宙航空研究所報告, 第 8 巻, 第 2 号 (A) (昭和 47 年 4 月), ページ 225~247