

液体蒸気圧を利用したパラシュート強制開傘方式

雛 田 元 紀

Investigation of the Parachute Inflation Aid Utilizing Liquid Vapor Pressure

By

Motoki HINADA

Abstract : Parachute inflation aid utilizing liquid vapor pressure has been investigated in order to improve the reliability of the parachute deployment of the S-160 rocket at altitudes of 70~80km.

The report describes the results of the laboratory experiments on the inflation characteristics of the model parachutes having torus to be expanded by liquid vapor pressure at the edge of the canopy, the balloon experiments at 29km altitude to test the inflations of the full-scale parachutes with two types of torus configuration, and the final deployment test with the S-160-3 rocket at 68km altitude. The paper includes also the theoretical considerations on the mechanism of the parachute deployment forced by the inflation of the torus and the time for the parachute inflation, and the discussions on the torus configuration and the choice of the liquid to be used in the torus

概 要

高度 70~80 km における S-160 型ロケットのパラシュート開傘の信頼性を向上させるため、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が採用されることになった。これはパラシュートの縁に液体の蒸気圧によって広げられるトーラスを取付け、それによってパラシュートを強制開傘させるもので、この方式に関する一連の実験が行なわれた。

本文では、これら一連の実験、すなわち、強制開傘方式の特性を調べるための模型パラシュートによる地上での予備試験、二種類のトーラス付き実物パラシュートによる高度 29 km 上空における気球での放出試験、S-160-3 号機での高度 68 km における本格的放出試験などが述べられている。また強制開傘方式によるパラシュート開傘のメカニズムや開傘時間が理論的に考察され、さらにトーラス形状やトーラス内に用いる液体の選択について検討されている。

1. ま え が き

これまで本研究によって、高度 50~80 km での風、気温、イオン密度、電場などの観測のため S-160 型ロケットが数回打上げられた。パラシュートで観測機器を降下させる方式が用いられたが、いくつかの場合にパラシュートの開傘が完全でなく十分な観測結果が得られなかった。パラシュートの放出開傘機構としては本研究所と気象庁で共同開発された MT-135 型ロケットに用いられているものと同じ自然開傘方式が用いられたが、S-160 型ロケットのパラシュート開傘の信頼性は MT-135 型ロケットの場合に較らべてかなり低いことが判明した。表 1 のパラシュート放出時の条件および諸元の比較からわかるように、S-160 型の場

表 1 MT-135 型および S-160 型ロケットのパラシュート放出時の条件とパラシュートの諸元

ロケット名	標準発射上下角 (deg)	パラシュート放出時の条件*				パラシュート諸元				
		高度 H_{∞} (km)	密度 ρ_{∞} ($\text{kg/s}^2/\text{m}^4$)	速度 V_{∞} (m/s)	動圧 q_{∞} (kg/m^2)	D_P (m)	W_P (kg)	W_{PI} (kg)	$\rho_{\infty} D^3 P g / W$	$W / q_{\infty} S_P$
MT-135	80	53	7.2×10^{-5}	210	1.6	3.5	0.6	1.5	1.5×10^{-2}	0.14
S-160	80	71	8.0×10^{-6}	270	0.29	5.5	1.5	5.0	2.0×10^{-3}	0.94

(*) パラシュート放出はだいたい最高高度の近傍で行なわれるのでここでは最高高度時の条件を記しておく。

D_P : パラシュートの最大直径

W_P : パラシュートの重量

W_{PI} : 標準的観測機器重量

$$W = W_P + W_{PI}$$

$$S_P = \frac{\pi}{4} D_P^2$$

合パラシュート放出高度が高いため空気密度、したがって動圧が低く (MT-135 型の場合の $1/5$ 程度)、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 型ロケットに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た。そして種々検討の結果、液体の蒸気圧を利用してパラシュートを強制的に開かせる方式を採用する方針がきまった。この種の方式はすでに米国で使用されている例がある (C. V. Eckstrom [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 1 機 (S-160-3 号機) を飛ばしよさせることになり、これを目標として、模型パラシュートによる地上試験、気球から実物パラシュートを放出開傘させる試験など一連の実験計画が定められた。そしてこの計画はほぼ予定どおり進められ、昭和 46 年 9 月の S-160-3 号機の実験によって、この開傘方式の機能について満足な結果が得られた。

本文はこれら一連の実験結果とそれに関する考察を取りまとめたものである。

2. 強制開傘方式の原理

ここではまず強制開傘方式の原理を説明し、ついで後述の実験の計画ならびに実験結果の解析に関連して行なった理論的考察をとりまとめる。

2.1 原理

S-160 型ロケットに採用されることになった強制開傘方式は液体の蒸気圧を利用するものである。その原理を図 1, 2 によって説明する。パラシュートの縁 (図 1 (b), (c) 参照) に取付けられた円環状のチューブ(トーラス)に液体を少量入れておく。図 2 に示すように、パラシュート放出前 1 気圧に気密されているパラシュート・コンテナから折りたたまれたパラシュートがコンテナ内の空気とともに真空中に放出されると、トーラス内の液体の蒸気圧

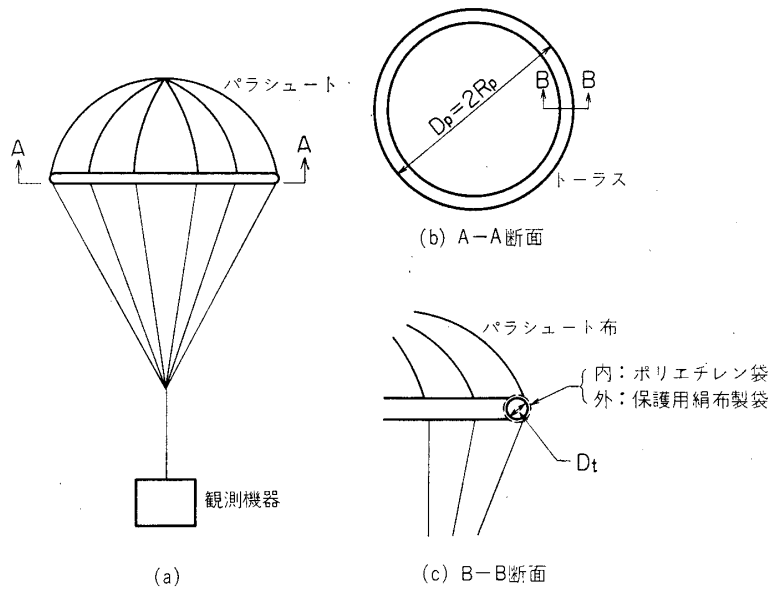


図 1 強制開傘方式

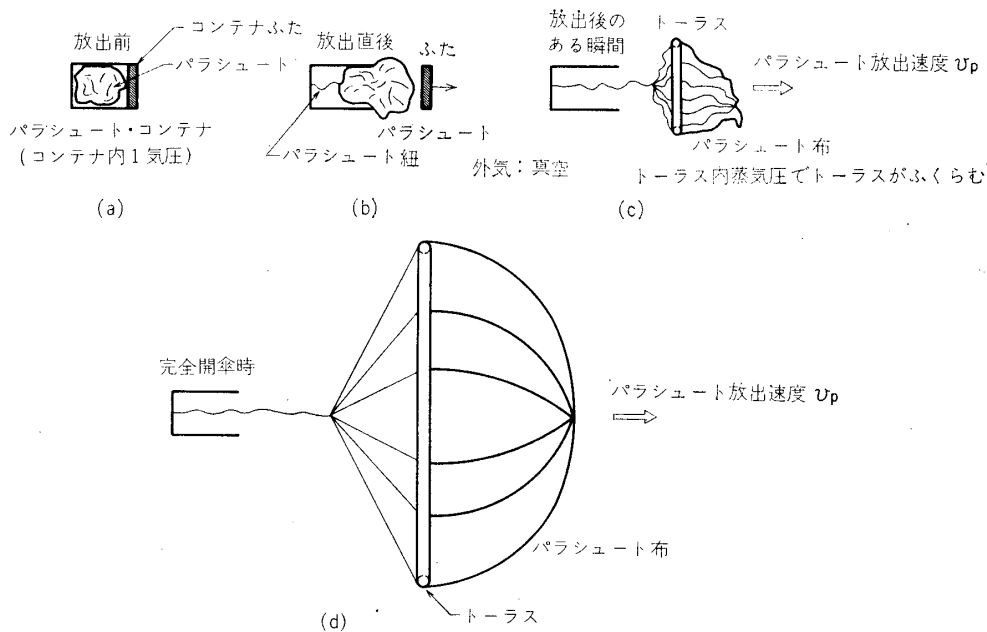


図 2 パラシュート放出後の開傘状況の概念図

でトーラスが円環状に広がり、パラシュートは強制的に開傘させられる。これが強制開傘方式の原理である。

2.2 ‘開傘の強さ’ について

強制開傘方式ではトーラスが円環状に広がって行こうとする力が‘開傘の強さ’と考えられる。開傘の強さの量的な定義としては次のものが合理的であろう。すなわちパラシュート放出後のある瞬間にトーラスが半径 R の円環に広がっており（図 2 参照）さらに広がって行こうとするときの、トーラスの半径方向を向いたトーラス周上の均一分布力 F をもってそのときの開傘の強さとする。トーラスの断面は放出直後から最大断面積 S_t になっており、その半径のみが放出後時間の経過とともに大きくなって行くものと仮定すれば、ある瞬間にトーラスの半径が R でさらに ΔR だけ大きくなったとき、トーラス内の液体の蒸気圧 P_t によってなされる仕事は

$$2\pi \Delta R S_t (P_t - P_e), \quad P_e: \text{外気圧}$$

である。見方を変えて分布力 F によってこれに等しい仕事がなされるとみなせば次式が成立する。

$$2\pi \Delta R S_t (P_t - P_e) = 2\pi R F \Delta R$$

これより

$$F = S_t (P_t - P_e) / R \quad (1)$$

が導かれる。開傘の強さ F はパラシュートの完全開傘時に最小となり、最小値 F_m は

$$F_m = S_t (P_t - P_e) / R_p \quad (2)$$

R_p : パラシュートの最大半径

で与えられる。この F_m が折りたたまれたパラシュートを開傘させるときの摩擦力より常に大きければパラシュートは必ず開傘する。したがって (2) 式で表わされる F_m を強制開傘方式の‘開傘の強さ’とするのが実用的である。また完全開傘時の状態を考えてみれば、この開傘の強さ F_m がトーラス膜の張力とつり合ってトーラスの形状が保持されるので、開傘後の形状安定化の立場からも F_m は重要なパラメータである。

後述の各実験での F_m が表 5 に示されているが、これから強制開傘方式に必要な開傘の強さ F_m の一応の目安が得られるであろう。

2.3 開傘時間について

強制開傘方式では特性パラメータとして上述の開傘の強さ F_m のほかに開傘時間 t_{inf} が重要である。厳密な解析から開傘時間 t_{inf} を求めることは困難なので、ここでは次元解析から t_{inf} どのように表わされるか考察してみる。強制開傘方式における代表的な量としては (1) パラシュートの最大直径 D_p , (2) パラシュートの質量 W_p/g (g : 重力加速度), (3) トーラス内に働く力 $S_t(P_t - P_e)$ がある。これらの量から代表的な時間を求めてみると、

$$\text{代表的な時間} = \left[\frac{D_p W_p / g}{S_t (P_t - P_e)} \right]^{1/2}$$

である。したがって開傘時間 t_{inf} は

$$t_{inf} = k \left[\frac{D_p W_p / g}{S_t (P_t - P_e)} \right]^{1/2} = k' \left[\frac{D_p W_p / g}{D_t^2 (P_t - P_e)} \right]^{1/2} \quad (3)$$

D_t : トーラスの断面直径

で表わされると考えられる. ここで k および k' は無次元定数である. 後述の各実験の t_{inf} の結果が図 3 に示されているが, この図から $k' \cong 2$ であることがわかる. したがって, t_{inf} に対する実験式として

$$t_{inf} \cong 2 \left[\frac{W_p D_p}{D_t^2 (P_t - P_e) g} \right]^{1/2} \quad (4)$$

が得られる.

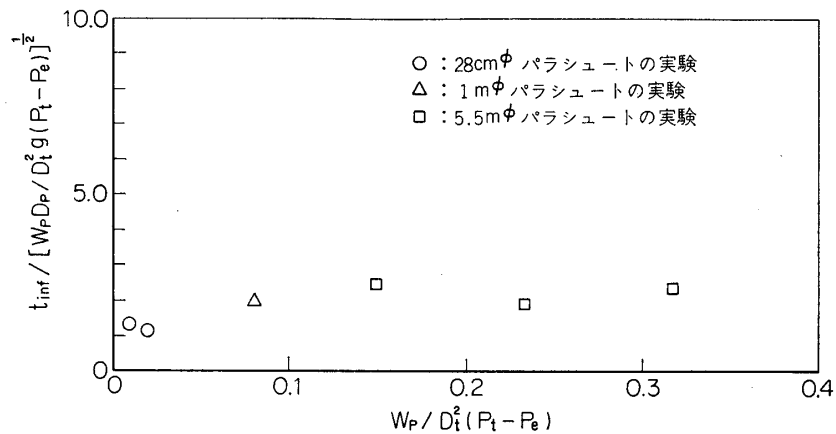


図 3 開傘時間 t_{inf} の測定結果

2.4 トーラス内に用いる液体について

強制開傘方式での開傘の確実性および安定性からいえば開傘の強さ F_m は大きいほど, また開傘時間 t_{inf} は小さいほどよい. (2)式および(3)式(または(4)式)からわかるように, F_m, t_{inf} に対するトーラスの断面直径 D_t および蒸気圧 P_t の効果は $P_t \cdot D_t^2$ の形で表わされ, $P_t \cdot D_t^2$ は大きいほどよい. しかし D_t を大きくし過ぎるとトーラスのためパラシュートを折りたたんだときかさ張り過ぎる恐れがあり, また P_t を大きくし過ぎることはそのためトーラスが破れないようにトーラス膜の厚さを増して引張り強度を高めなければならない, これもかさ張りの原因となる. したがって D_t および P_t を適性なものに選ぶことが重要である. D_t は一応任意の値にすることが可能なので, ここでは P_t について述べてみたい.

一般に液体の蒸気圧はその液体固有のものであり温度のみに依存する. 表 2 に各種液体の

表 2 各種液体の蒸気圧

液 体	温 度		
	0°C	20°C	40°C
水	4.5mmHg	17mmHg	55mmHg
メチルアルコール	30	92	250
エチルアルコール	12	42	130
ベンゼン	25	74	178
四塩化炭素	32	85	210

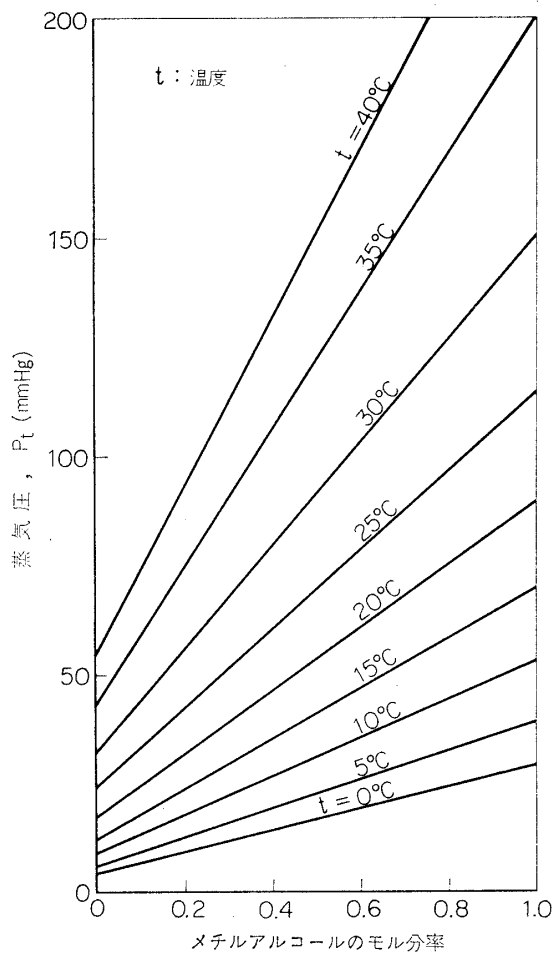
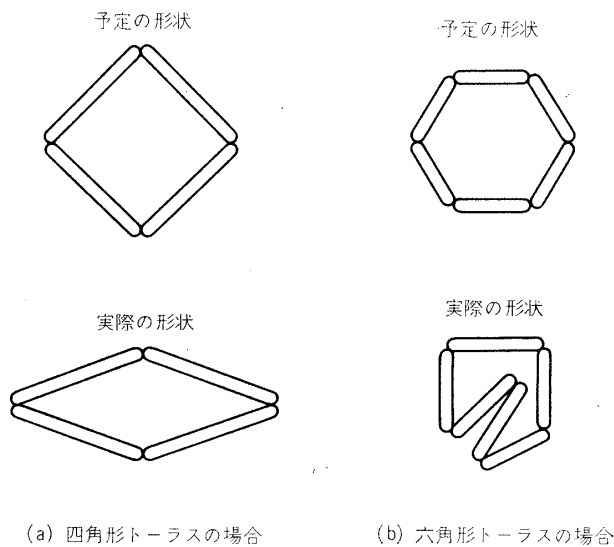


図 4 水・メチルアルコール混合液の蒸気圧特性



(a) 四角形トラスの場合

(b) 六角形トラスの場合

図 5 予定のトラス形状と実際になる可能性のある形状との比較

蒸気圧を示す。温度はパラシュート放出時の条件によって決めるものであるから、トラス内に用いる液体としては強制開傘方式に必要な蒸気圧 P_t を持つ適当な液体を選ばなければならない。しかし必要な蒸気圧に応じておのこの液体を選んでいくことは実際問題として非常に不便である。したがって広範囲に液体の蒸気圧を調節できる方法があれば都合がよい。混合液を用いればこのような要求を満たすことができる。たとえば水とメチルアルコールの混合液の蒸気圧特性を図 4 に示すが、この図からわかるように、混合比を変えることによってかなり広範囲の蒸気圧を持ったものを作ることが可能である。あとに実験のところで述べるように、トラス内蒸気圧としてはこの程度の範囲で間に合い、パラシュート放出時の温度に応じて適当な混合比のものを用いればよい。

2.5 トラス形状と材質について

2.1, 2.2, 2.3 ではトラスは一体で円環のもの（円形トラス）として説明したが、トラスの主目的からすればそれはパラシュートを開傘させることにあり、広がった形状が必ずしも円形である必要はない。形状が三角形（三角形トラス）、四角形（四角形トラス）、あるいはもっと一般的な多角形（多角形トラス）であっても差支えない。しかしトラスが完全に広がった状態を考えてみれば、蒸気圧によって広がる力（開傘の強さ F_m と同じもの）はトラス膜の張力のみでつり合い、それによってトラスの形状が保持されるので形状の安定性には特に留意すべきである。たとえば四角形や六角形トラスの場合、図 5 からわかるように最初予定した形状とは異なった

ものになる恐れがある。幾何学的観点からみて、円形および三角形トラスではこのような心配はない。さらに、トラス形状安定化のため考慮すべき事からとしては、完全に広がった状態でトラス膜にしわができないようにすることである。しわはトラスの折れ曲りの原因になりやすく特に注意すべきである。また開傘の強さ F_m をできるだけ大きくすることも形状安定化に役立つ。

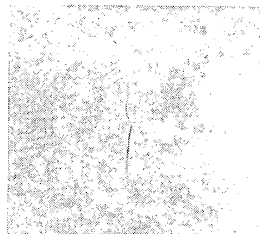
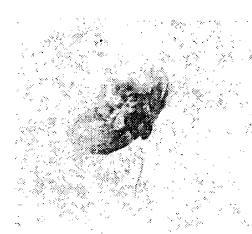
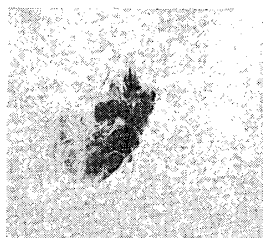
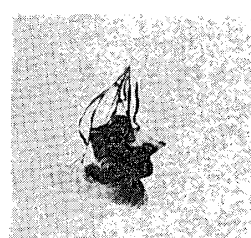
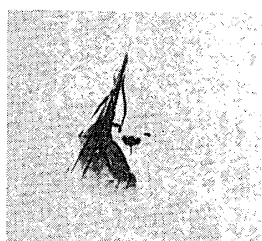
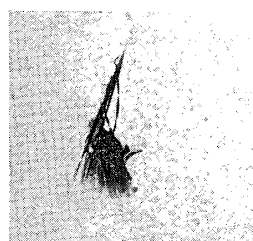
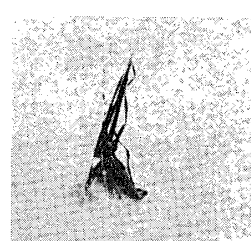
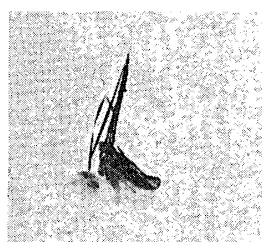
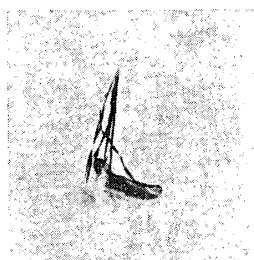
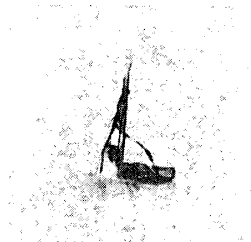
トラス膜の材質についていえば、パラシュートを折りたたんだときのかさ張りや広がる過程で互にすれ合う摩擦を小さくしたいためできるだけ軽くて薄膜のものがよい。また開傘の強さ F_m は大きい方が望ましく、それに耐えるためできるだけ丈夫なものがよい。

3. 実 験

3.1 1mφ パラシュートによる実験

まず、このような開傘方式の特性を調べるための予備実験として、模型パラシュートを真空槽内で開傘させる実験が計画された。パラシュートには最大直径 $D_p=1\text{m}$ の半球形のもの（パラシュート重量 $W_p=0.23\text{kg}$ ）を使い、またパラシュート放出機構は S-160 型ロケットのそれ（図 2 参照）と同様にした。真空槽としては日産自動車川越実験所の 50m^3 真空槽が使用された。トラスは軽くて丈夫な薄膜製のものが良いと考えて、比較的手軽に入手できる気球用ポリエチレン薄膜（厚さ 20μ ）から作ることにした。この薄膜の引張り破壊強度は 0.2kg/cm なので、トラス断面直径 $D_t=10\text{cm}$ のときトラス内有効蒸気圧 $P_i-P_e\cong 30\text{mmHg}$ 程度まで耐えうる。後述の実験でもトラスはすべてこのポリエチレン薄膜製である。最初パラシュートの縁に取付けるトラスは成形および取付けの簡易さのためつぎのようなものにした。すなわち、パラシュートの縁に等間隔に 6 個の薄い絹布袋を縫い付け、その中にそれぞれポリエチレン薄膜チューブ（断面直径 $D_t\cong 10\text{cm}$ ）を入れたもの（六角形トラス）にした。絹布袋にはトラス膜の保護も兼ねさせるため、その断面直径はトラスの断面直径に等しくした。この絹布袋の引張り破壊強度は約 2kg/cm なので、絹布袋によって $D_t=10\text{cm}$ のとき $P_i-P_e\cong 300\text{mmHg}$ 程度まで耐えるようにできる。トラス内の液体には水（ 15cc ）を用いた。またパラシュート放出後のトラス内での水の蒸発を平均化するため、トラス内に細長い絹ぎれを入れこれに水をしみさせておくよう工夫した。これらの準備ののち、強制開傘方式による最初の放出開傘実験を行ない、開傘状況を高速度カメラおよびビデオ・コーダで撮影した。放出時の温度は約 25°C 、したがってトラス内の水の蒸気圧は $P_i\cong 23\text{mmHg}$ 、また真空槽の圧力は $P_e=3\text{mmHg}$ であった。撮影結果を写真 1 に示す。この写真から放出直後からトラスは広がり始め放出後約 0.2 秒でパラシュートは確かに強制的に開傘させられていることがわかる。しかし開傘後のトラスの形状は予想していた六角形ではなく、写真 1 (j) のような形状になった。すなわち、図 5 (b) で示すものと同じような結果になった。もう一度同じ実験を繰り返したが結果は同様であった。このことから六角形トラスでも確かにパラシュートを強制開傘できるが、開傘後のトラス形状の安定性からいって六角形トラスは望ましくないことが判明した。そこでつぎに幾何学的形状からみて安定と考えられる三角形トラス（断面直径 $D_t=10\text{cm}$ ）をためしてみることになった。パラシュート放出時の条件は六角形トラスの場合とほとんど同じ条件の

パラシュート放出

(a) $t=0s$ (b) $t=0.023s$ (c) $t=0.046s$ (d) $t=0.069s$ (e) $t=0.092s$ (f) $t=0.115s$ (g) $t=0.161s$ (h) $t=0.184s$ (i) $t=0.207s$ (j) $t=0.230s$ (k) $t=0.253s$ (l) $t=0.276s$ 写真1 1mφ パラシュートの開傘状況 (六角形トールラス, $D_t=10$ cm, 液体は水)

もとに三角形トラスの実験が行なわれた。この場合も放出後約 0.2 秒でパラシュートは強制的に開傘させられた。そして開傘後のトラス形状は予想通り三角形であった。

この予備実験から最大直径 $D_p=1\text{m}$ のパラシュートの場合、トラス断面直径 $D_t=10\text{cm}$ 、トラス内有効蒸気圧 $P_t-P_e=20\text{mmHg}$ 程度（開傘の強さ F_m で表わして $F_m\cong 4\text{kg/m}$ ）で確かに強制開傘でき、そのときの開傘時間 t_{inf} は約 0.2 秒であることがわかった。またトラスには開傘後の形状の安定なものを選ぶことが大切で、それにはまず幾何学的にみて安定なたとえば三角形トラスや円形トラスを用いるべきであると推察された。

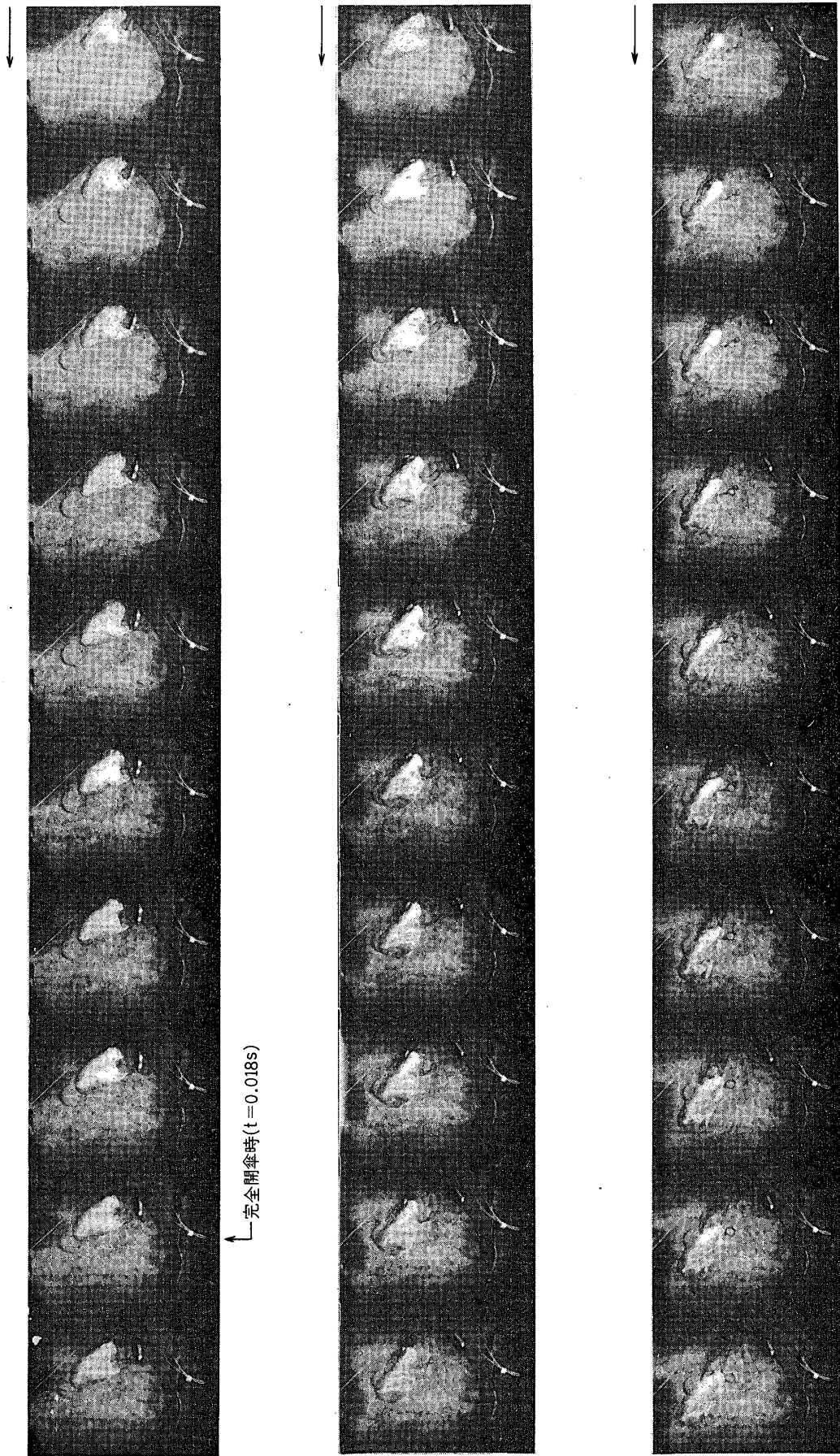
3.2 小型パラシュートによる実験

3.1 の実験から強制開傘方式についてさらに基礎的実験が必要なことがわかった。そこで最大直径 $D_p=28\text{cm}$ の小型パラシュートを用い、パラシュート放出機構は概略 S-160 型ロケット用のものと同じくし、低密度風洞内（気流なし、圧力 $P_e=1\text{mmHg}$ 、温度約 20°C ）で一連の基礎実験が行なわれることになった。3.1 の実験結果としてトラスには幾何学的形状の安定なものが望ましいと考え、三角形および円形トラスを用いた。またトラス断面直径 D_t を 2, 3 cm と変え、トラス内蒸気圧 P_t としては水、メチルアルコール、ベンゼンなどを用い P_t を変えてみた。まず 3.1 で述べたと同様にして三角形トラスを作りこれをためしてみた。 $D_t=2\text{cm}$ で液体が水するとき（このとき $F_m\cong 0.6\text{kg/m}$ ）を除いて、開傘は開傘後の形状の安定性を含めて完全であった。ついで円形トラスをためしてみることにした。最初一本のチューブをつないで円環にしたもので実験したが、開傘後局所的に折れ曲り完全な円にならなかった。これはトラスが広がったとき円環の内側にしわができることが原因であった。このしわによる局所的折れ曲りを防ぐ工夫として円環の内側を接着テープをはってあらかじめ縮めておくことが西村教授によって提案された。そしてこの方法でトラスを開傘後完全に円形にすることができるようになった。このように工夫した $D_t=2, 3\text{cm}$ の円形トラスでの実験結果によれば、三角形トラスの場合と同様 $D_t=2\text{cm}$ で液体が水するとき（ $F_m=0.6\text{kg/m}$ のとき）は開傘後の状態がやや不完全で蒸気圧 P_t が不足のようであったが、その他のときは開傘は完全であった。一例として $D_t=3\text{cm}$ の円形トラスで液体にメチルアルコールを用いたときの高速度カメラによる撮影結果を写真 2 に示す。

この小型パラシュートの実験から、(i) 開傘の強さ F_m としては 1kg/m 程度以上が必要である、(ii) 開傘時間 t_{inf} は $20\sim 30\text{ms}$ である、(iii) 円形トラスとしては広がった状態でしわができないよう最初から成形したものか、または一本のチューブをつないで作った円環のときは円環の内側を接着テープをはって縮めたものがよい、(iv) トラスをパラシュートの縁に取付けるときにはねじれないよう特に注意しなければならないことなどがわかった。表 5 にこの実験結果の一部を示しておく。

3.3 気球での実験

3.1, 3.2 の予備実験から強制開傘方式の基本的事がある程度把握できた。そして、これを S-160 型ロケットで実験するまえの段階として気球による実物パラシュート放出試験が計画された。気球には B_s-31 が用いられ、表 3 に示す No. 1~4 の四つの場合が試験された。トラスには断面直径 $D_t=10\text{cm}$ の三角形トラスおよび円形トラスが用いられた。ただしこの場合の円形トラスは一本のチューブをつないで作ったものではなく、広



(d)

(e)

(f)

円形トーラス, $D_t=3\text{ cm}$, 液体はメチルアルコール

表 3 気球によるパラシュート強制開傘実験の諸元

Case	ト ー ラ ス			パラシュート(*)			連結索	ショック アブソー バ	W_{PI}	観測方法
	形 状	液 体	液体の量	D_P	W_P	色相				
No. 1	円 形 $D_t=10\text{cm}$	メチル アルコール	100cc	5.5m	1.5kg	白	ナイロ ン紐 3m	SAB-1 2m	4.5kg	8mm 撮影機 ゾンデ ゾンデ
No. 2	三 角 形 $D_t=10\text{cm}$	メチル アルコール	100cc	5.5m	1.5kg	黄	ナイロ ン紐 2m	SAB-1 2m	4.5kg	8mm 撮影機 ダミー
No. 3	円 形 $D_t=10\text{cm}$	水・メチル アルコール 混合液	水 18cc メチル 82cc アルコール (モル分率 0.33 : 0.67)	5.5m	1.5kg	黄	ナイロ ン紐 3m	SAB-1 2m	4.5kg	8mm 撮影機 ダミー
No. 4	三 角 形 $D_t=10\text{cm}$	水・メチル アルコール 混合液	水 18cc メチル 82cc アルコール (モル分率 0.33 : 0.67)	5.5m	1.5kg	黄 頭部の み銀	ナイロ ン紐 2m	SAB-1 2m	4.5kg	8mm 撮影機 ダミー

(*) パラシュートは S-160 型ロケット用のものと同じ (図 7 参照)

D_t : トーラス断面直径

D_P : パラシュート最大直径

W_P : パラシュート重量

W_{PI} : 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 型ロケットと同じくするためダミーが用いられた,)

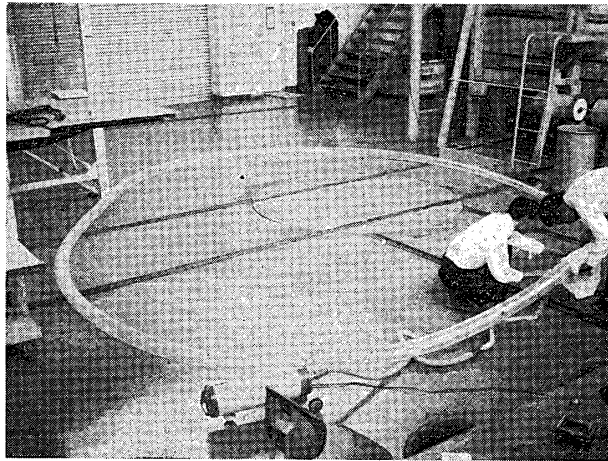


写真 3 大気中で 30 mmHg 程度加圧された円形
トーラス ($D_P=5.5\text{m}$, $D_t=10\text{cm}$)

がった状態でしわのできないよう最初から成形したものである。この円形トーラスを大気中で約 30 mmHg 程度加圧したときの様子を写真 3 に示しておく。蒸気圧の効果をみるため液体にはメチルアルコールおよび水・メチルアルコール混合液が用いられた。また放出開傘時の衝撃を弱めるための布製の帯 (長さ 2m の SAB-1 ショック・アブソーバ。付録参照) をパラシュートの連結索の途中に取付けた。パラシュート放出機構は S-160 型ロケットの

ものとまったく同一にして、高度約 28km 上空(気圧約 10mmHg)で水平にパラシュートを放出し、その開傘状況をゴンドラに積まれた5台の 8mm 撮影機で直接観測するとともに、No. 1 にだけソナデを搭載し、その降下速度から間接的に開傘を確認することにした。気球は東京大学三陸大気球観測所において、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 28.8km で気球が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。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回にわけて行なわれた。No. 2 を除いてパラシュート放出は正常に行なわれ、No. 1, 3, 4 の開傘状況を直接撮影することができた。No. 3, 4 の開傘状況を写真4に示す。これはゴンドラの上段に上向きに取付けられた 8mm 撮影機で、撮影機の上部に取付けられた凸面鏡を通して、開傘状況を上から撮ったものである。中央に見えるのはゴンドラである。この写真から完全開傘時に No. 3 は円形で No. 4 は三角形に近いことが認められる。また No. 1

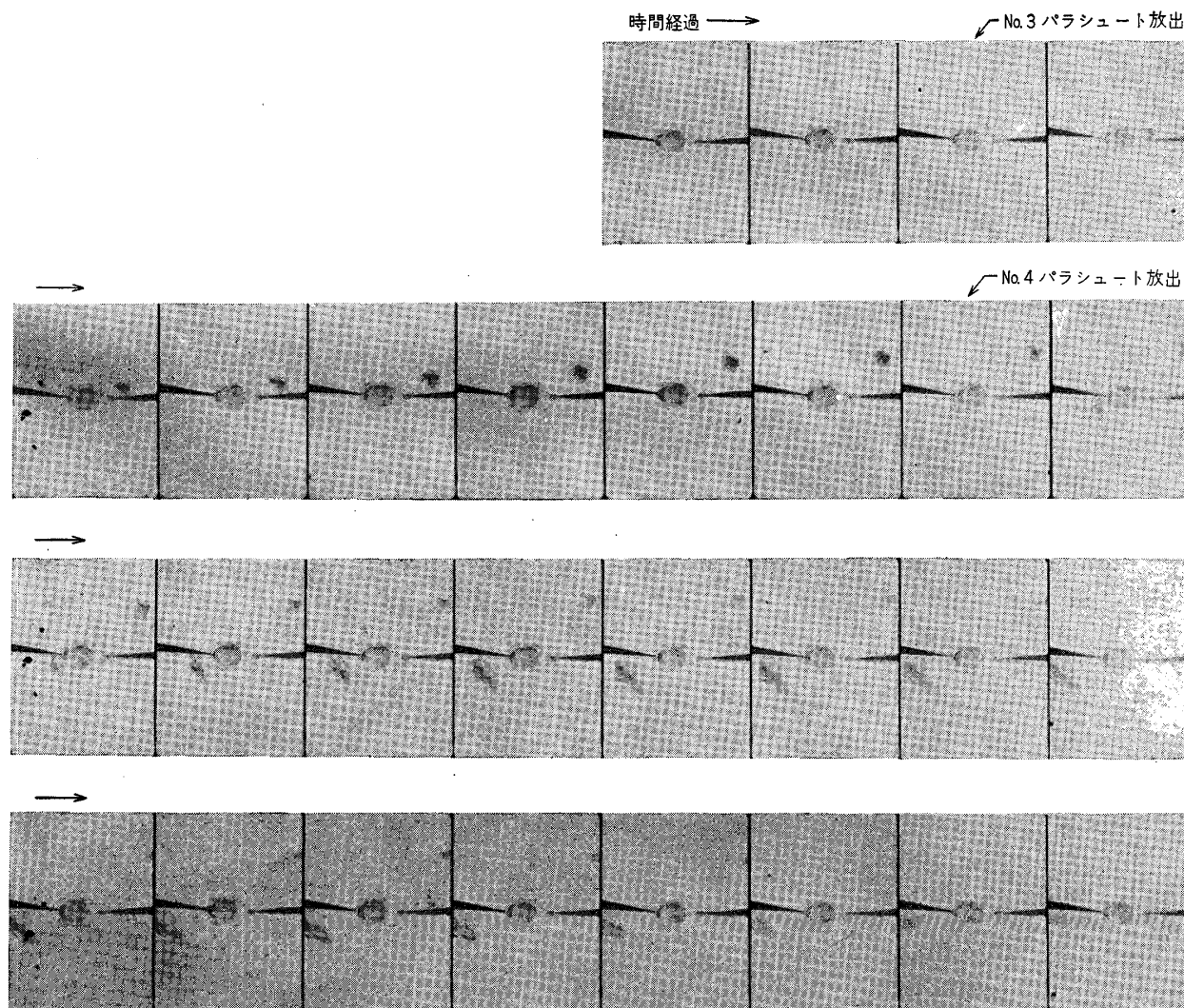


写真4 気球実験での No. 3, 4 パラシュートの開傘状況 (20 コマ/s)

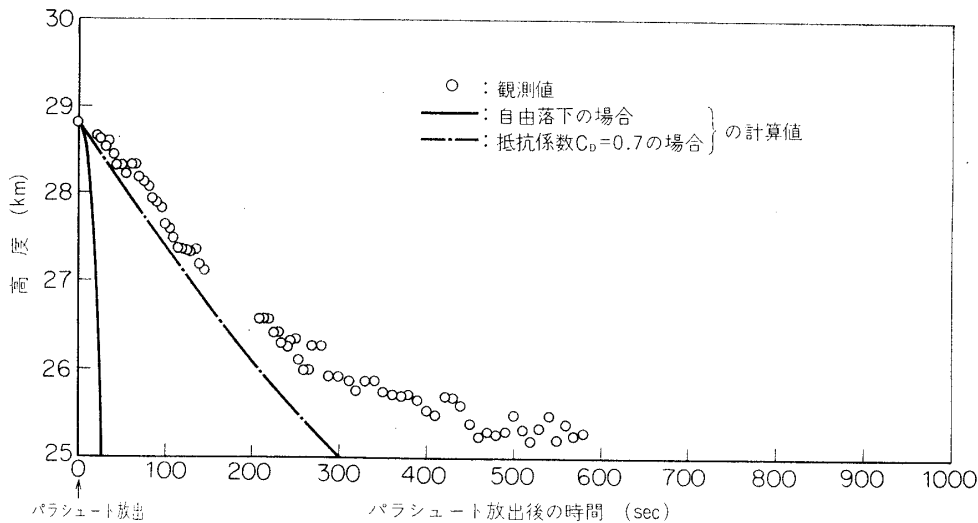


図 6 気球実験での No. 1 パラシュートの放出後の高度変化

のパラシュート放出後の高度変化を図 6 に示すが、これからも間接的にパラシュートが開傘したことが確かめられる。パラシュートの高度変化から、開傘後のパラシュートの抵抗係数 C_D は $C_D \cong 0.7$ であることがわかる。この実験でのパラシュート放出時の条件、開傘時間 t_{inf} 、開傘の強さ F_m 、開傘状況などの結果を表 4 に示す。

表 4 気球による実験結果

Case	パラシュート放出時			開傘時間 t_{inf}	開傘の強さ F_m	開傘状況
	高 度	外気圧 P_e	温 度(*)			
No. 1	28.8km	11mmHg	20°C	0.7 s	3.0 kg/m	完 全
No. 3	28.8	11	19.5	0.7	1.7	完 全
No. 4	28.8	11	15.5	1.0	1.3	完 全

(*) パラシュート放出時のパラシュート・コンテナの温度

3.4 S-160-3 号機での実験

地上および気球の実験から強制開傘方式の実用化のめどが立ち、S-160-3 号機で本格的な機能確認試験が行なわれることになった。

S-160-3 号機でのパラシュート構成は図 7 に示す通りである。トーラスには断面直径 $D_t = 10\text{cm}$ の円形トーラス（気球実験で用いたものと同一のもの）を用いた。開傘の強さ F_m は地上および気球の実験から $F_m > 1\text{kg/m}$ であればよいことがわかっていたが、安全を見積って 2kg/m 程度にすることとした。パラシュートの最大直径は $D_p = 5.5\text{m}$ で、また放出時の外気圧 P_e は無視できるので、そのために必要なトーラス内蒸気圧 P_t は $P_t \cong 60\text{mmHg}$ である。トーラス内に用いる液体の蒸気圧はパラシュート放出時の温度に依存する

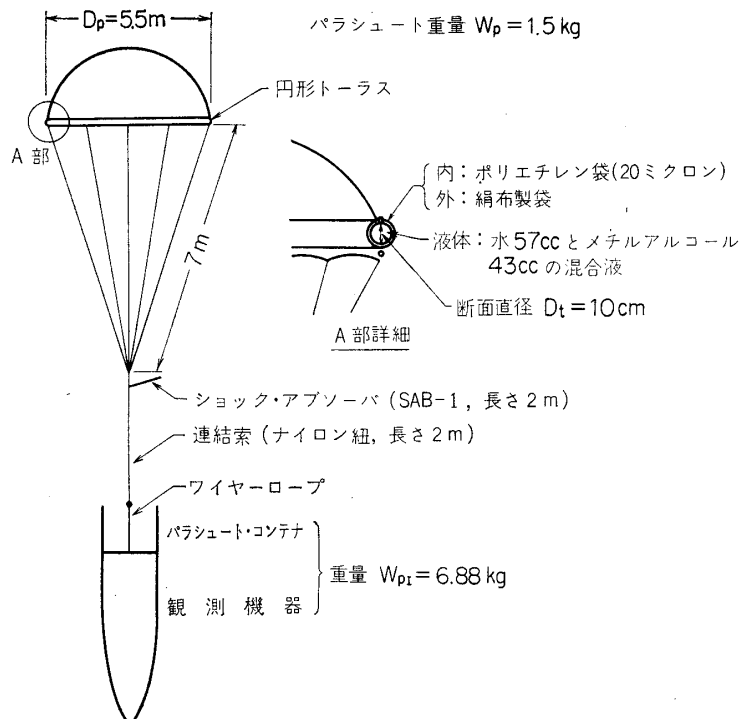
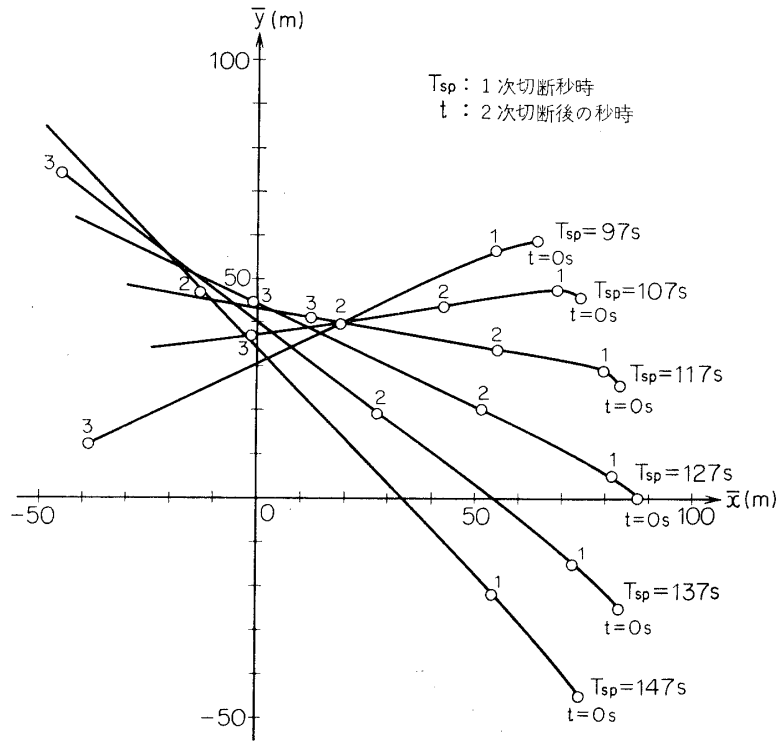


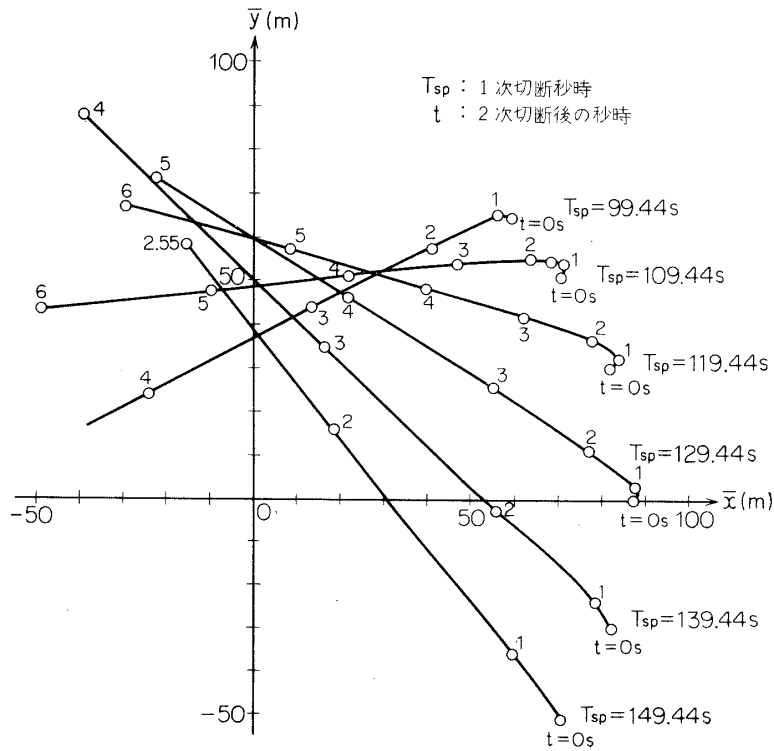
図 7 S-160-3号機のパラシュート構成

ので、放出時の温度を考慮して液体を選ぶ必要がある。S-160 型ロケットの場合放出時の温度は主としてロケット打上げ前のランチャ上での温度で決まる。したがって放出時の温度は打上げ時の天候その他に左右され正確な予測はできないが、S-160-3号機の打上げは9月下旬なので放出時の温度を一応 30°C 程度と予測し、 30°C で蒸気圧 $P_s \cong 60 \text{ mmHg}$ であるモル混合比 0.75: 0.25 の水・メチルアルコール混合液 (水 57 cc, メチルアルコール 43 cc) を選んだ (図 4 参照)。

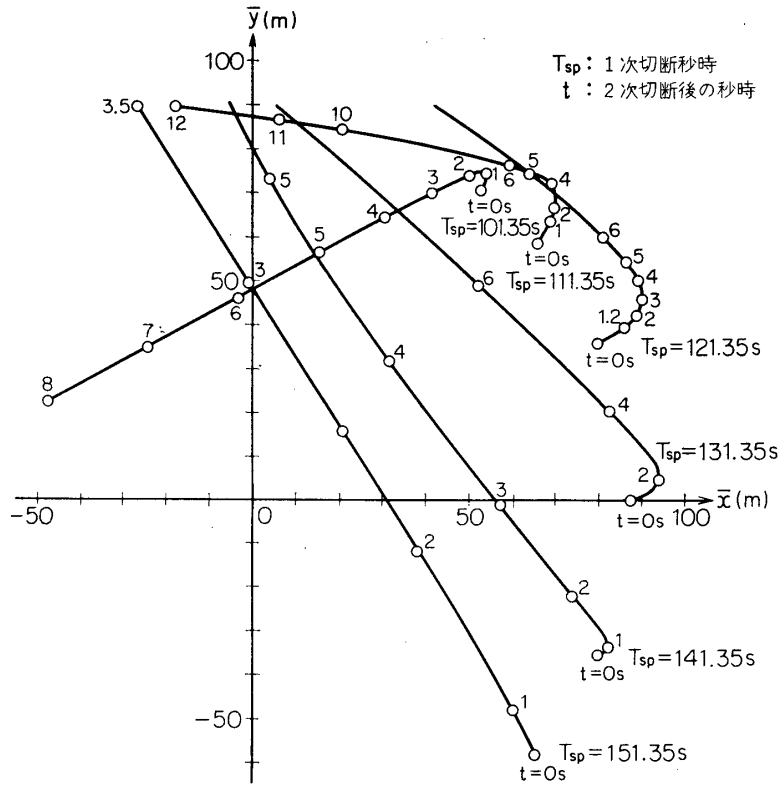
実験結果を報告するまえにまず S-160-3号機の発射後のタイム・シーケンスについてふれておく。発射後 115 秒でロケットのモータ部と頭胴部の切断 (1次切断) が行なわれ、モータ部と頭胴部が相対速度 $V_{re} \cong 6 \text{ m/s}$ で互に離れて行く。その後延時管による 12.5 秒の延時ののち頭胴部後部のパラシュート・コンテナのふたが切断 (2次切断) され、それと同時にパラシュートはパラシュート・コンテナ内の 1 気圧の空気とともに頭胴部の進行方向に対して逆向きに真空中に放出される (図 2 参照)。そしてこれとほとんど同時に頭胴部内のスプリングでパラシュートに連結された観測機器がノーズ・コーンから後方に向かって押し出される。1次切断の秒時はパラシュート放出後モータ部とパラシュートができるだけ離れるように設定する必要がある。S-160 型ロケットは発射上下角 $78^\circ \sim 82^\circ$ で上げられるので、この範囲の発射上下角のときロケットのモータ部とパラシュートの相対距離ができるだけ大きくなるよう 1次切断を 115 秒に選んだ。図 8 (a), (b), (c) に発射上下角 $78^\circ, 80^\circ, 82^\circ$ で 1次切断秒時をいろいろ変えた場合の 2次切断後のモータ部とパラシュートの相対位置の計算結果を示す。ただし計算ではパラシュートは放出直後から開傘し、その抵抗係数 C_D は



(a) 発射上下角 $EL=78^\circ$ の場合



(b) 発射上下角 $EL=80^\circ$ の場合



(c) 発射上下角 $EL=82^\circ$ の場合

図 8 S-160-3号機の2次切断(パラシュート放出時)後のパラシュートとモータ部の相対位置(\bar{X}, \bar{Y}). ただし, パラシュートは2次切断直後開傘し, その抵抗係数 $C_D=0.7$ と仮定する.
 X_P, Y_P : パラシュートの水平, 垂直位置
 X_B, Y_B : モータ部の水平, 垂直位置
 $\bar{X}=X_P-X_B, \bar{Y}=Y_P-Y_B$
 (a) 発射上下角 $EL=78^\circ$ の場合
 (b) 発射上下角 $EL=80^\circ$ の場合
 (c) 発射上下角 $EL=82^\circ$ の場合

$C_D=0.7$ と仮定した. この図からも1次切断秒時を115秒に設定するのが妥当なことがわかるであろう. 一般的にいえば1次切断秒時は軌道の頂点秒時から1次切断から2次切断までの遅延時間の半分を引いたものにするのがよい. また2次切断後の問題として, パラシュート放出後パラシュートと観測機器間の相対速度のため, その間をつなぐ連結索が張るときの衝撃やパラシュート開傘時の衝撃を弱める必要がある. この種の衝撃を弱める簡単な方法として連結索の途中に布製の帯(ショック・アブソーバ)を取付けることが考えられた. その詳細は付録を参照されたい. S-160-3号機では気球の実験にも用いられたSAB-1ショック・アブソーバ(長さ2mのもの)を用いた. 連結索には長さ2mのナイロン紐を用いた. 連結索をあまり長くし過ぎると, パラシュート放出後連結索が張る以前にパラシュートが強制開傘され, 動圧でパラシュートのみ後方に減速される. そのため, 連結索が張るときのパラシュートと観測機器間の相対速度が増すこととなり, 連結索が張るときの衝撃緩和の点か

らみて (たとえショック・アブソーバを用いるにしても) 好ましくない。

さて実験結果を報告しよう。S-160-3号機はランチャ設定上下角 79° 、方位角 145° で昭和46年9月29日11時24分東京大学鹿児島宇宙空間観測所から打上げられた。風に対する修正を考えると、有効上下角は 78.5° と考えられ、また発射時の天候は晴でランチャ点温度は 28°C であった。発射直後からトランスポンダの周波数に変化が生じ、ロケットの追跡ができなかったが、1次切断の直前 (発射後110秒) から電波の受信が可能になり、その後の上下角および方位角、パラシュートの連結索にかかる張力、大気温度の観測ができた。受信レベルの変化から1次切断秒時は112.8秒 (予定秒時115秒)、2次切断秒時は126秒 (予定秒時127.5秒) であることがわかった。上下角のデータを図9に示すが、これによればロケットは予想よりやや低い発射上下角 77.5° 相当の軌道を飛しょうし、2次切断 (推定高度68km, 速度326m/s, 動圧 0.62 kg/m^2) 後、すなわちパラシュート放出後すぐに開傘しているものと見られる。図10にパラシュートの抵抗係数 C_D を $C_D=0.5, 0.7, 1.0, 1.5$ としたときの計算結果と観測データの比較を示す。これから実際の抵抗係数は $C_D \approx 0.7$ であると推定される。このことは図11の連結索の張力のデータからも確かめられる。同図からパラシュート放出後2.8秒後には完全に開傘しており、またパラシュートの抵抗係数は $C_D \approx 0.7$ であることがわかる。

以上強制開傘方式の実験について述べた。実験の諸元および結果を表5にまとめて示しておく。

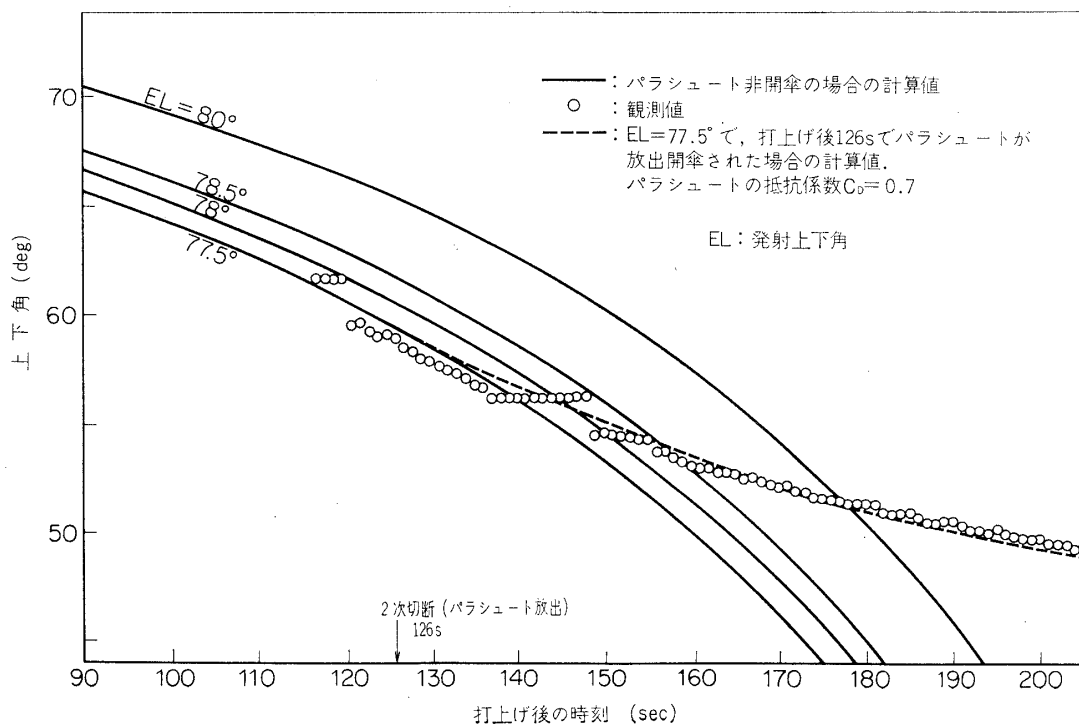


図 9 S-160-3号機の上下角

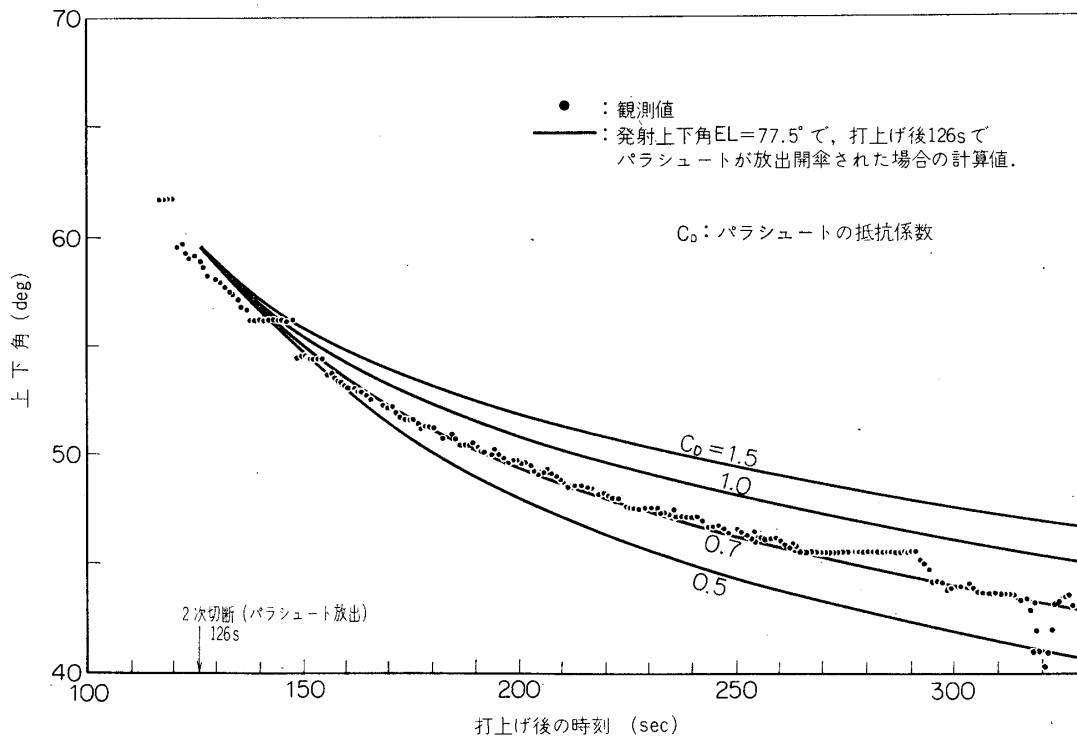


図 10 S-160-3号機の上下角

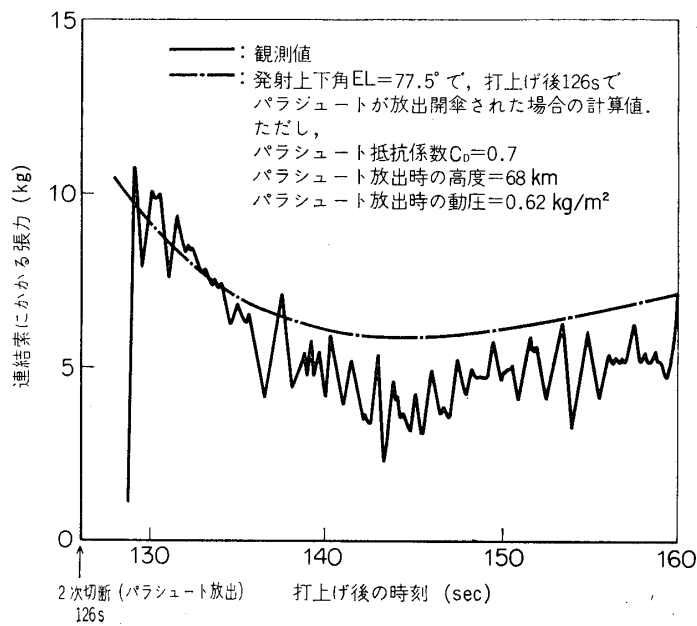


図 11 S-160-3号機でのパラシュートの連結索にかかる張力

表 5 強制開傘方式の実験結果

	手 段, 環 境	D_p	D_t	W_p	P_t	T_t
1	低密度風洞 気圧 1mmHg	28cm	2cm	1×10^{-2} kg	100mmHg	22°C
2	"	28	3	1×10^{-2}	100	22
3	真空槽 気圧 3mmHg	100	10	0.225	23	25
4	気球 28.8km 上空 気圧 11 mmHg	550	10	1.5	90	20
5	"	550	10	1.5	60	19.5
6	"	550	10	1.5	47	15.5
7	S-160-3 68km 上空	550	10	1.5	60	*28

 D_p : パラシュート最大直径

* 発射ランチャー上温度

 D_t : トーラス断面直径 W_p : パラシュートの重量

4. む す び

以上強制開傘方式の基本的な事からを説明するとともにその実験経過を報告した。結論としてこの方式が S-160 型ロケット用としては十分実用に適することが確かめられた。

おもな結果としては、

(1) パラシュートの縁に薄膜製トーラスを取付けるだけなので重量および容積増はほとんどなく、またパラシュート放出機構を改造する必要もない。

(2) トーラスには三角形あるいは円形トーラスがよい。

(3) 開傘の強さ F_m としては約 1kg/m 以上あれば十分である (表 5 参照)。トーラス断面直径 D_t は 10cm 程度が適当なので、パラシュート最大直径 $D_p=5.5$ m のときトーラス内蒸気圧 P_t として 30mmHg 以上あればよい。

(4) 必要な蒸気圧 P_t を持つ液体はパラシュート放出時の温度に応じて適当な混合比の水・メチルアルコール混合液から作るのが便利である。

(5) 開傘時間 t_{inf} は大略(4)式で与えられる。

謝 辞

本文で報告した実験は S-160 型ロケット用パラシュート開傘信頼性向上計画の一環として行なわれたものである。この間、玉木章夫教授、S-160-3 号機の実験主任を担当された平尾邦雄教授、気球の実験主任を担当された西村 純教授、ならびに砂川 恵助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。

実験班の多くの方々にお世話になったが、とくに、気球実験については西村研究室の秋山弘光、大塚 豊の両氏のご尽力に負うところが大きく、また玉木研究室の寺田守男氏には地上実験から終始して実験とその整理に協力していただいた。パラシュートおよびトーラスの製作と実験について藤倉航装株式会社牛島 馨氏、1mφ パラシュート実験について日産自

トーラス内液体	トーラス形状	F_m	t_{inf}	パラシュート コンテナ容積	パラシュート コンテナ内圧
メチルアルコール 1cc	円形	2.8kg/m	0.032 s	0.4 l	1 気圧
メチルアルコール 1cc	円形	6.4	0.018	0.4	"
水 15cc	三角形	4.1	0.2	2	"
メチルアルコール 100cc	円形	3.0	0.7	5	"
メチルアルコール 82cc 水 18cc	円形	1.7	0.7	5	"
メチルアルコール 82cc 水 18cc	三角形	1.3	1.0	5	"
メチルアルコール 43cc 水 57cc	円形	2.3	<2.8	5	"

P_i : トーラス内蒸気圧

T_i : パラシュートコンテナ温度

動車宇宙航空部実験課の方々の積極的なご協力があった。これらのことを付記して感謝の意を表したい。

1972 年 2 月 28 日新設部 (工学)

付録 ショック・アブソーバについて

これは布製帯を図 A-1 に示すように二つに折り重ねて縫い合わせたもので、両端 A, B をある程度の力で引張ると縫い目がほどけ、両端 A, B から加えられたエネルギーは縫い目がほどけていく過程で吸収される。縫い目の形状あるいは糸の強さによって縫い目がほどけていく力がきまり、縫い合わせた帯の長さによって吸収可能なエネルギーがきまる。このようなショック・アブソーバは紐で結ばれた二つの物体がある速度で互いに離れていくとき、紐が張るときの衝撃を弱めるため紐の中間に用いると有効である。たとえば重さ W_1 と W_2 の二つの物体が速度 v で離れていくときの W_1 にかかる衝撃を ag におさえ、かつ二つの物体の相対速度を零にしたいときは、ほどけていく力 $F=W_1a$ 、長さ $l=\frac{W_1W_2v^2}{(W_1+W_2)2F}=\frac{W_2v^2}{(W_1+W_2)2a}$ の布製ショック・アブソーバを二つの物体の中間に用いればよい。このとき、

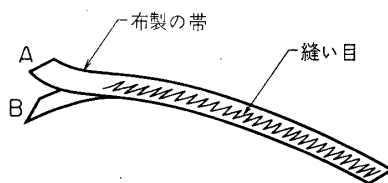


図 A-1 ショック・アブソーバ

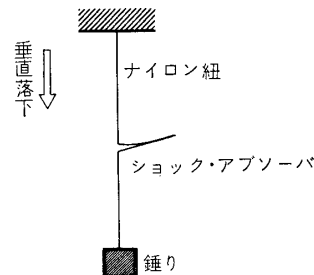


図 A-2 張力試験の方法

ショック・アブソーバの働く時間 t_a は $t_a = \frac{vW_1W_2}{F(W_1+W_2)g} = \frac{vW_2}{ag(W_1+W_2)}$ である。

S-160 型ロケットのパラシュート放出時のパラシュート (重量 $W_p=1.5\text{kg}$) と観測機器 (重量 $W_{pi}\cong 5\text{kg}$) の相対運動 (相対速度は $5\sim 10\text{m/s}$ 程度) から生じる衝撃を弱めるため, その中間に上述の布製ショック・アブソーバを用いることが計画され, ナイロン製帯 (幅 10mm , 厚さ 1mm) から縫い目の異なった 3 種類のもの (SAB-1, SAB-2, SAB-3 と名付ける) を作った. これを図 A-2 に示すようにナイロン紐の中間のつなぎ, 紐の一端に 1.5kg の錘りを取付け他端を上で固定して錘りを上から落下させ, そのときのナイロン紐にかかる張力を測定した. ナイロン紐の張る瞬間の速度を 7m/s および 10m/s に変えてみるため, 紐の長さ 2.5m および 5m の場合を実験した. 張力の時間的変化の例を図 A-3, A-4 に示す.

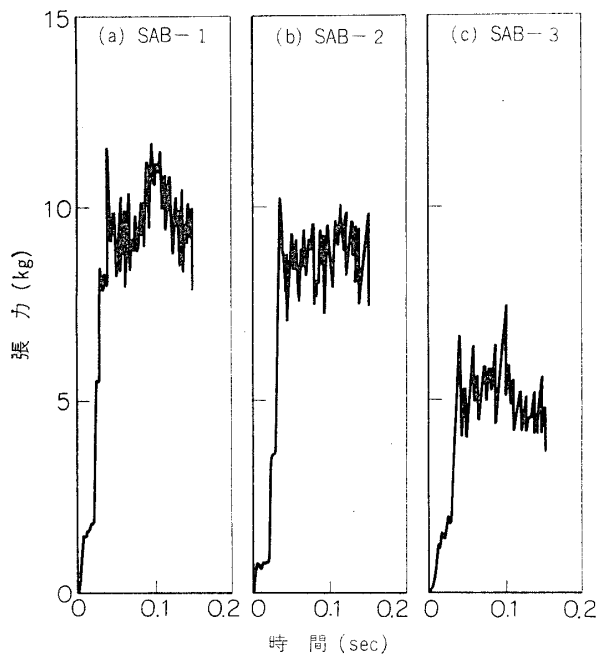


図 A-3 張力の測定結果 (高さ 2.5m から落下させた場合)

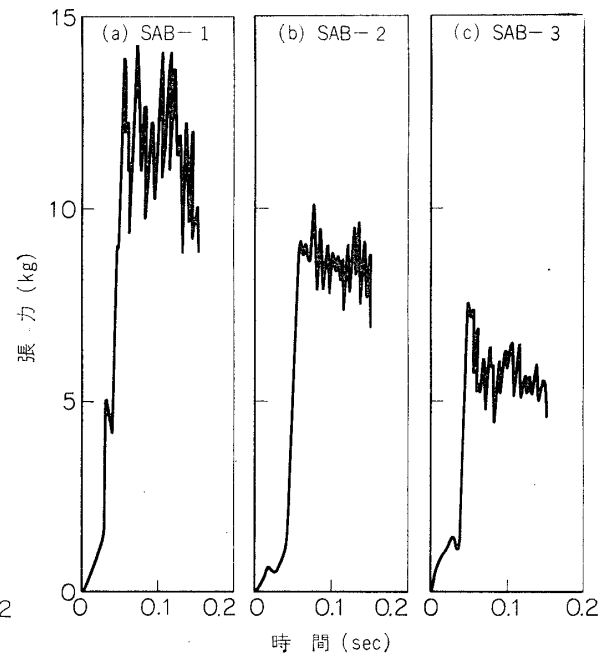


図 A-4 張力の測定結果 (高さ 5m から落下させた場合)

これから比較的一定の張力で布製ショック・アブソーバが働いていることがわかる. 結果を表 A-1 に示す. 結論として (1) 簡単で十分実用に適する, (2) 縫い目によって張力を適当に調整できる, (3) 帯の長さによって吸収エネルギーを調整できることがわかった.

表 A-1 ナイロン帯製ショック・アブソーバの特性

	縫い目のほどける張力	帯 1m 当りの吸収エネルギー
SAB-1	$10\sim 12(\text{kg})$	$20\sim 24(\text{km}\cdot\text{m})$
SAB-2	$8\sim 9$	$16\sim 18$
SAB-3	$5\sim 6$	$10\sim 12$

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.