

大気球による S-520 型ロケット緩降下回収 システムの実験

雛田 元紀・林 友直・西村 純・秋葉遼二郎
松尾 弘毅・塚本 茂樹・秋山 弘光・橋元 保雄
中部 博雄・斉藤 敏

(1982年7月6日受理)

Drop Test of Payload Recovery System Test Unit for S-520 Type Sounding Rocket from a Balloon at Height of 28 km.

By

Motoki HINADA, Tomonao HAYASHI,
Jun NISHIMURA, Ryojiro AKIBA,
Hiroki MATSUO, Shigeki TSUKAMOTO,
Hiromitsu AKIYAMA, Yasuo HASHIMOTO,
Hiroo NAKABE and Satoshi SAITO

Abstract: In Institute of Space and Astronautical Science (ISAS), a payload recovery system for the sounding rocket of S-520 type has been recently developed, which mainly consists of a two staged parachute deceleration system, a floating buoy system, a location aid system based on LORAN-C system, and other supporting system including electronic instruments, such as a sequence timer.

Before the sounding rocket, S-520-4, in which the recovery system first was installed as a part of payload was successfully carried out on 5th of September of 1981, there was conducted a preliminary test at Sanriku Balloon Center (SBC) by utilizing a balloon of 30,000 m³. This was the drop test of a recovery system test unit that was almost the same as the recovery system of S-520-4 from the Balloon, B₃₀-41, in the level flight at a height of 28 km above the sea near the east coast of Iwate Prefecture.

The drop test aimed to confirm that the recovery system would function well in phases of both parachute deceleration and floating at the sea with the LORAN-C location aid system in operation.

The experiment was successfully carried out on 9th of June of 1981. All the subsystems of test unit perfectly functionated. The test unit which was afloat at the sea near the coast of SBC was smoothly recovered by the small boat guided with the LORAN-C location aid system on it. The recovered test unit gave us fruitful results.

1. はじめに

昭和55年5月三陸大気球観測所においてB₁₅-37を用い回収システム投下実験が行なわれたが、実験はパラシュート系の不具合により不成功に終わった。そこでこの系を見直すとともに当面の目標をS-520型の回収システムの開発に絞り、パラシュート系の型式選定走行実験、強度試験、ヘリコプターによる投下実験、ロラン性能確認試験等が行なわれ不確定要素を含む部分はできるだけ安全率を持たせるように配慮がなされた。このシステムのロケットによる実験がS-520-4号機で昭和56年9月に行なわれることになり、そのシミュレーション実験として以下の大気球による緩降下回収システム実験が計画された。

この大気球実験は昭和56年6月9日実施され、パラシュートによる緩降下、浮遊バック展開およびロランCによる浮遊位置標定の各サブシステムは正常に機能したことが確認され、有用な計測結果が取得された。また浮遊中の回収システムは無事回収された。

なお、S-520-4号機による回収実験は予定通り実施され、機能はすべて正常で回収システムは無事回収された。その際にこの大気球による回収システム投下実験の貴重な経験が生かされたことは言うまでもない。

2. 回収システムの構成

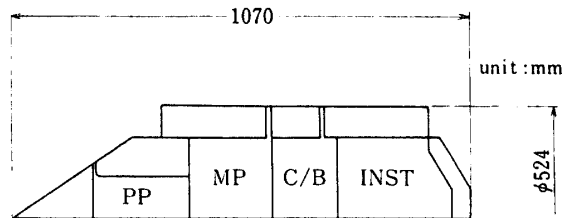
回収システムの主要諸元を表1に、またその概要図を図1に示す。全重量は140 kgで外觀形状は外径524 mmφ、全長1,070 mmの頂角80°円錐・円筒・頂角120°円錐台結合体である。円筒部は2重構造となっており内板、フランジおよびリブの各部にはクロモリ鋼が、外板フェアリング部には純チタン(1.5 mm厚)が使われ、また円錐部、円錐台部にはアルミ材が用いられている。

内部の構成はパイロットシュート部(PP)、メインシュート部(MP)、CO₂供給装置および浮遊バッグ部(C/B)と回収システム搭載機器部(INST)からなっており、各部は機密構造になっている。浮遊時の重量は76.5 kg、浮遊バッグ部を除く本体自身の浮力は51 kgである。従ってバッグは約26 l分だけ沈むことになる。

パイロットシュートは1.5 mφリブレスガイドサーフェス型で、抵抗面積 $C_D S$ は $C_D S = 1.0 \text{ m}^2$ である。吊索は8本で、これが1本のライザに繋がれ、更に本体のMPケース蓋

表1 回収システム主要諸元

(a) 重量配分		(b) 主要気密ケース容積	
・パイロット・パラシュート・ケース(PP)	31.7 kg	・ PP	7.6 ℓ
/メインパラシュート・ケース(MP)/同外板		・ MP	24.0 ℓ
・CO ₂ 供給装置/浮遊バックケース(C/B)	21.0 kg	・ C/B	24.0 ℓ
/同外板		・ INST	35.0 ℓ
・塔載機器気密ケース(INST)/同外板	35.0 kg		
・塔載歳器	21.0 kg		
・CO ₂ 供給装置/バックシステム	13.7 kg		
・メインパラシュート(収納バック付)	6.8 kg		
・パイロットパラシュート	2.8 kg		
・その他	8.2 kg		
*全重量	140.2 kg		
(c) 主要イベント時システム重量		(d) 突入時(パラシュート放出前)	
・パイロットパラシュート放出時	138.8 kg	の弾道係数 $\beta = W/C_D S$	
・メインパラシュート放出時	104.3 kg	・機軸方向 $\beta = 700 \text{ kg} / \text{m}^2$	
・着水後浮遊時*	76.5 kg	・横軸方向 $\beta = 300 \text{ kg} / \text{m}^2$	
バック展開後全浮力: 50.8 kg + 240 kg (bag : at 15°C)			



に連結されている。この系の破壊荷重は約6トンである。メインシュートは4.8mφの平面傘であり、 $C_D S = 13 \text{ m}^2$ である。メインシュートの吊索は18本でありそれらは2組に分割され2本のライザに繋がれている。また長さ約30cmの連結帯でライザ上部は互に結ばれている。ライザ1本当りの破壊荷重は6トンである。

浮遊バッグは最大直径0.58mφ、高さ2.3mの円錐形4重構造ゴムびきナイロン布製(1.6kg/cm²以上耐圧)バッグが用いられた。その展開時容積は275ℓである。またこのバッグ内部には着水後の浮遊位置標定のためのロランC送受信用ホイップアンテナが装備され、バッグ展張・浮遊後に機能する。

着水による海水スイッチの信号によりC/Bケース切離しとCO₂ボンベ供給系が作動し、3本のCO₂ボンベ(CO₂重量150g/本)から同時に供給される。バッグ展張は着水後2~3秒で完了する。

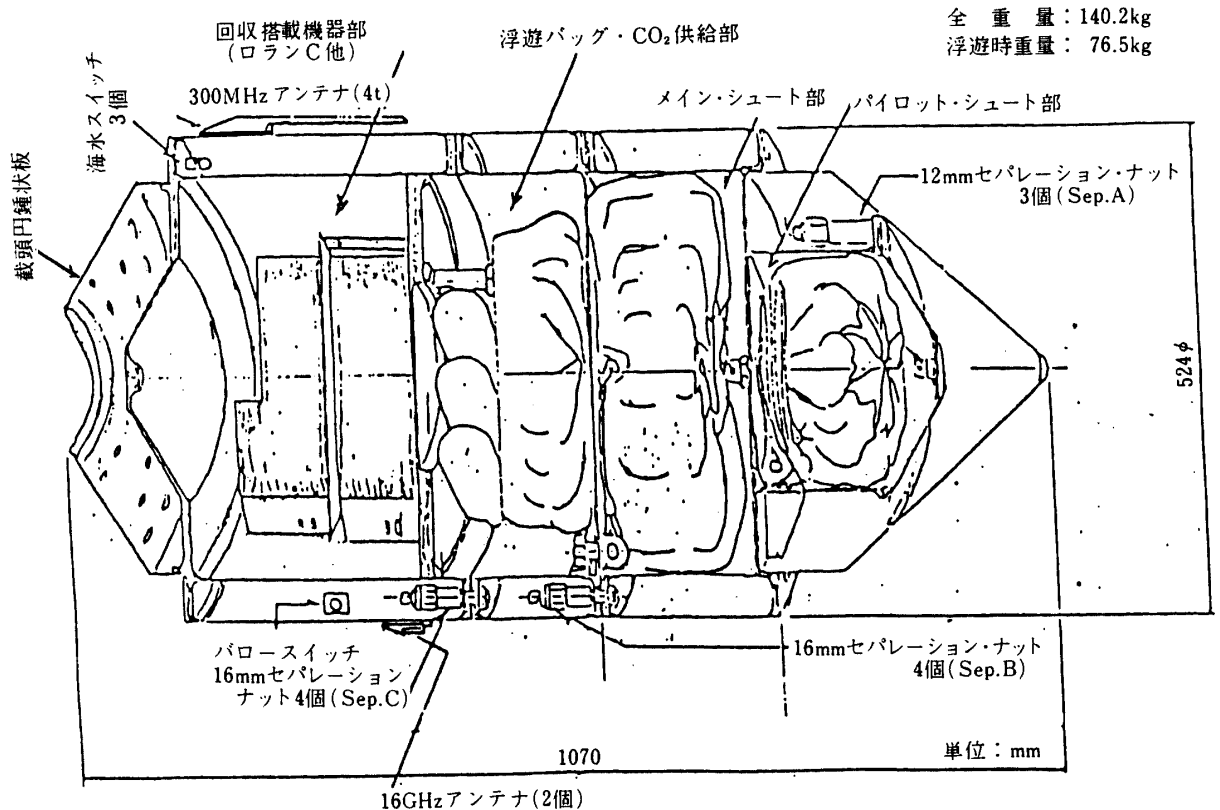


図1 回収システム概要図

回収システム搭載機器部にはロラン送受信機，1.6 GHz TM 送信器，300 MHz 送信機，計測器アンプ，タイマ，海水スイッチアンプ，電源などが搭載されている。計測項目は3軸加速度と地磁気姿勢計による3軸姿勢角である。

3. 実験方法

実験方法の概念図を図2に示す。供試体としての回収システムはトラス構造の吊下台車(約40 kg)に2点でロープカッタを通して水平に吊下げられ，更に気球制御用ゴンドラは吊下台車の上に固定される(図3参照)。予定の実験手順はつぎの如くである。すなわち，回収システム搭載気球 B₃₀-41号機は高度約28 kmまで上昇し，水平飛しように入ったのち，コマンドにより回収システムの電源がONにされ，ついでコマンドによりタイマが作動される。タイマ作動開始(X+0秒)の20秒後に吊下げロープのカッタが作動し，回収システムが水平の状態に投下される。投下後95秒(X+115秒)にパイロットシュートが放出される。この時の高度は弾道係数 $\beta=700 \text{ kg/m}^2$ と想定すると6.5 kmである。ついで投下後130秒(X+150秒：高度4.2 km)にメインシュート放出が行なわれ約5分後に着水する。着水時の降水速度は11 m/sである。なお，パイロットシュート放出以後のシーケンスは気圧スイッチ(設定高度約3 km)からの信号で起動するバックアップシステムによっても実行させることも可能である。

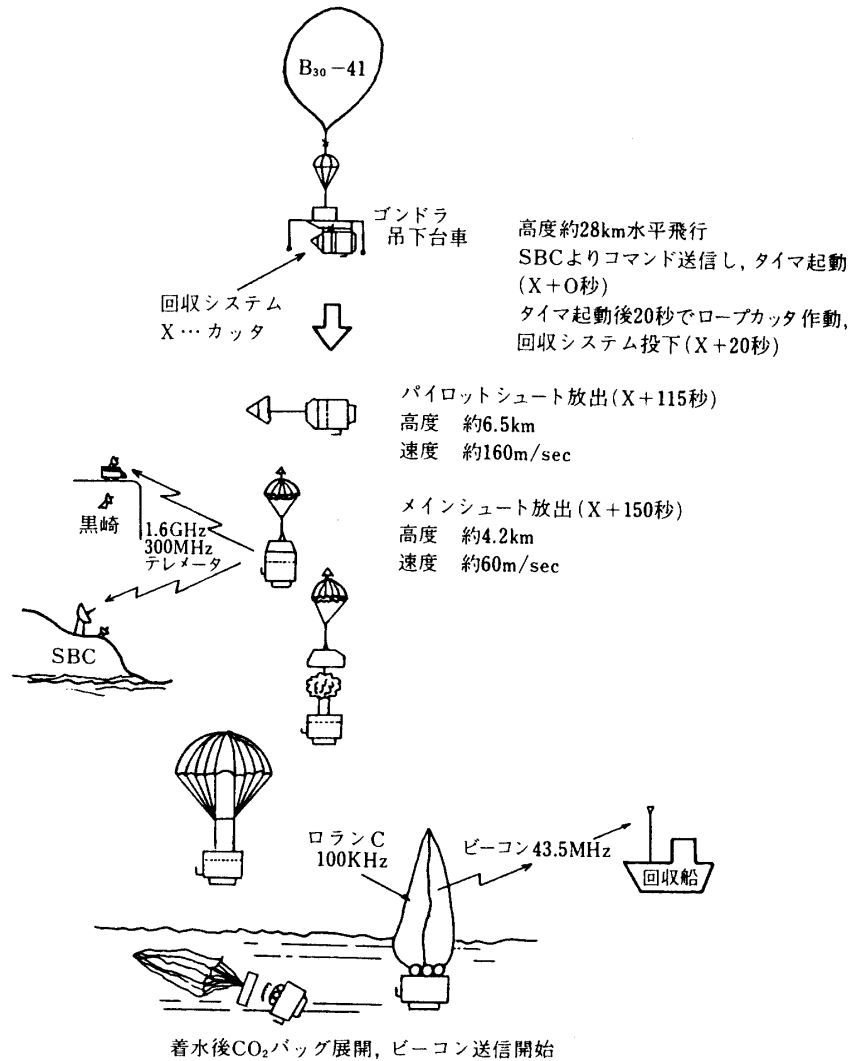


図2 実験方法 (数値は予定値)

計測データは 1.6 GHz および 300 MHz の TM 送信機で送られ、これらの信号は三陸大気球観測所 (SBC) 受信点および受信車による移動受信点 (黒崎) でそれぞれ受信される。着水時に海水スイッチからの信号で CO_2 バッグが展開し海上浮遊に入るが、これと同時に浮遊位置標定システムが起動しバッグ内のホイップアンテナを通して罗兰C信号の受信と位置情報信号で変調された 43.5 MHz ビーコンの送信が開始され、待機中の回収船による位置標定活動および回収活動が開始される。

SBC 受信点、移動受信点および大槌漁業無線局間の連絡には公衆電話が用いられ、回収船との連絡は同無線局を通して行なわれた。予備として回収船と SBC 受信点間の連絡用トランシーバも用意された。

4. 実験結果

6月9日早朝霧であったが放球時には回復が予想され午前4時30分より放球作業が開始された。午前6時32分36秒に放球。放球時の総重量は314 kgでこのうち回収システムの重量は140.2 kg, ゴンドラを含めた吊下台車の重量は64.5 kg, 気球重量は75.5 kgであった(図3, 4)。

気球は毎分275 mで上昇し、放球後1時間48分(午前8時20分)にSBCからみて水平距離57 km, 方位角97°の地点(142°28'E, 39°06'N) 高度28 kmで水平飛しように入った。気球はその後時速約25 kmで西進し、午前9時47分コマンドB-4により回収システムの電源が投入された。午前10時10分5秒, SBCの南々西15 km(141°58'E, 39°03'N)の上空, 高度28.3 kmでコマンドB-5が送信されタイマの作動が開始された。この間の気球の

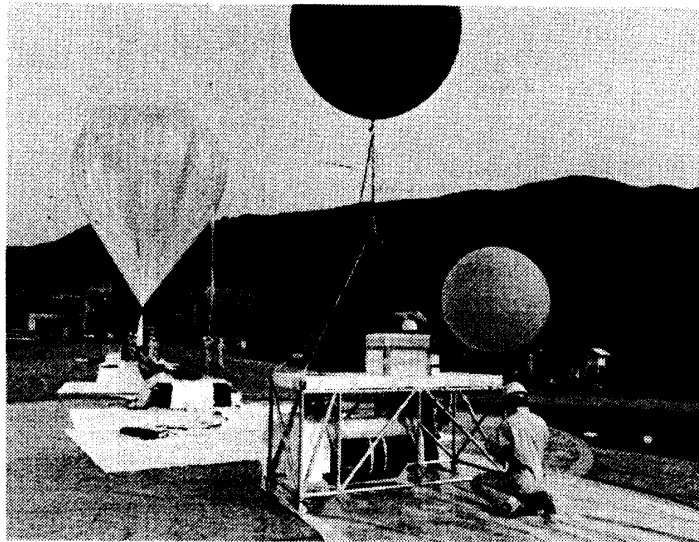


図3 吊下台車に装着された回収システム供試体

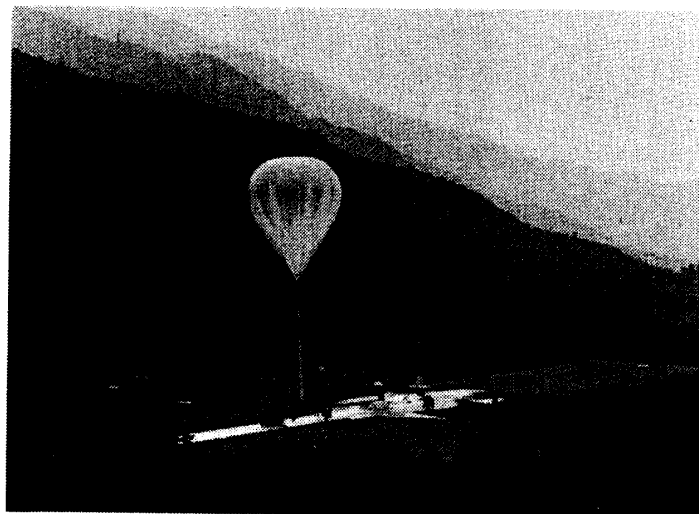


図4 B₃₀-41 放球風景

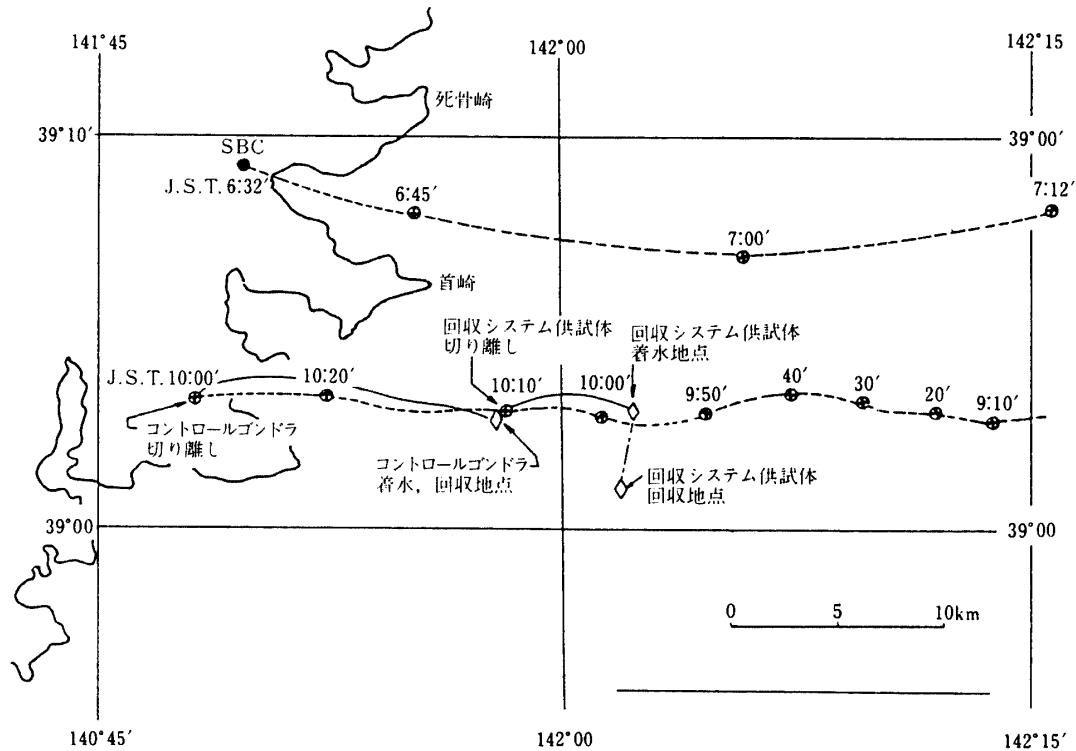


図5 B₃₀-41の航跡と回収システム実験位置

航跡を図5に示す。午前10時10分25秒(タイマ起動後20秒)にタイマ信号で吊下げロープのカッターが作動し、回収システムが投下された。以後のシーケンスも予定通り実行された。タイマ起動後625秒(午前10時20分30秒)に推定位置140°02.4'E, 39°03'Nに着水したのち、吉浜湾根白港に待機中の回収船(第3福至丸)が予想着水海域に向けて出港した。この時刻の海上は視界数10mの濃霧であった。午前11時過ぎ43.5MHzが受信され、これに従い浮遊位置に接近し、13時30分頃浮遊中の回収システムが目視で確認され、同37分船上に無事回収された。一方吊下台車とゴンドラは午前10時30分10秒に切離され、海上浮遊中11時30分「はやちね」により発見、回収された。

観測データに関しては電源投入後機器の作動は全て正常で回収システムの機能が正しく動作したことが確認された。まず回収システム投下から着水までの時間間隔および降下時の1.6GHzの上下角データから図6が得られ、つぎのように推定される。すなわち、パイロットシュート放出前までの降下時の姿勢は弾道係数 β で表わして平均450 kg/m²であり、パイロットシュート放出時およびメインシュート放出時の高度、速度はそれぞれ8.5 km, 140 m/sおよび6 km, 64 m/sであった。また地磁気姿勢計の結果から、パイロット放出前までの運動は図7に示される通りでありこのことも $\beta \approx 450$ kg/m²で降下したことを裏付ける。

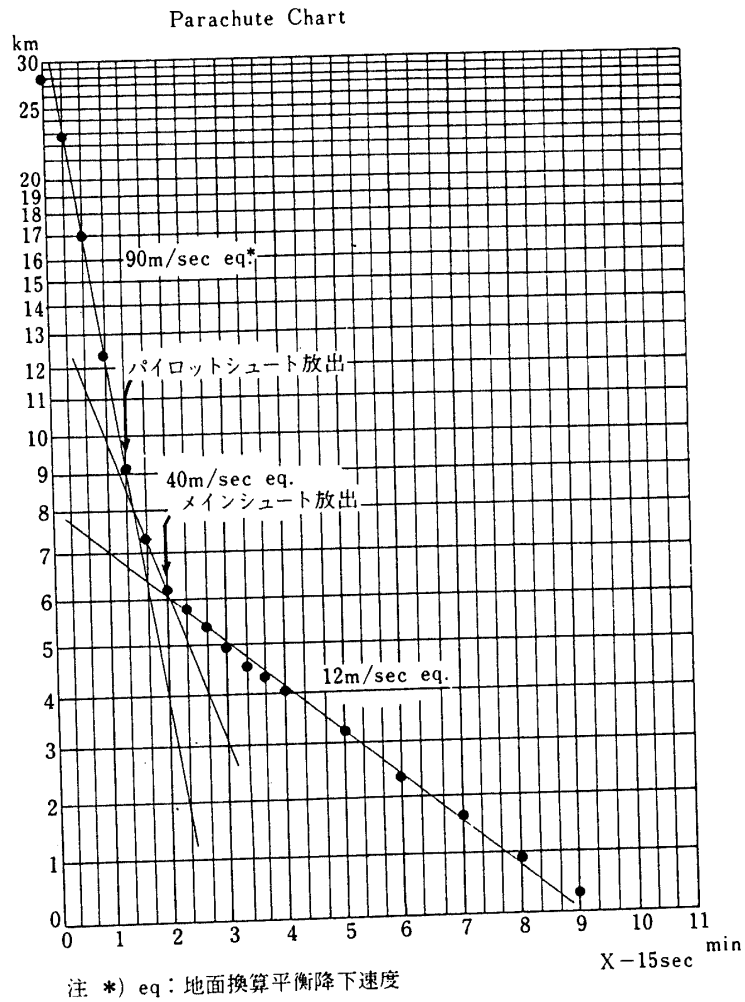
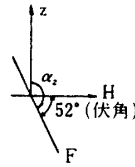
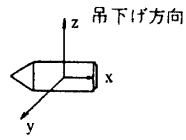


図6

図8, 9にパイロットシュートおよびメインシュート放出開傘時の加速度データを示す。パイロットシュート放出開傘時の最大減速度および開傘時間はそれぞれ7.5 Gおよび0.5秒であった。また、ある程度のスナッチ力も認められた。一方、メインシュート放出開傘時の最大減速度および開傘時間はそれぞれ25.5 Gおよび1.07秒であった。開傘後2.5 cpsの振動が認められた。

G A

<カット以前>



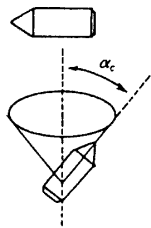
Z軸と磁力線の成す角度
(測定値)

$$\alpha_z = 134^\circ \pm 5^\circ$$

ほぼ水平

コーニング運動の周期を T_c 、コーニング角を α_c と記す。

カット後の秒時をTとする。



T : 0~10秒	水平のまま落下
T : 10~30秒	フラットスピン
T : 30~45秒	$\alpha_c = 45^\circ$ $T_c = 4.0^\circ$
T : 45~70秒	$\alpha_c = 42^\circ$ $T_c = 1.5^\circ$
T : 70~95秒	$\alpha_c = 49^\circ$ $T_c = 0.5^\circ$ (Min)

特にパイロットシュート開傘直前の $T=93^\circ$ において

$$\alpha_c = 53^\circ, T_c = 0.6^\circ$$

開傘後 $T : 95 \sim 96.3^\circ$ で、減衰振動。以後 周期 0.3°

振幅 10° 以内で振動

メインシュート開傘後は周期 5° 、振幅 26° 以内で振動

図7 切離し後の回収システムの姿勢変化

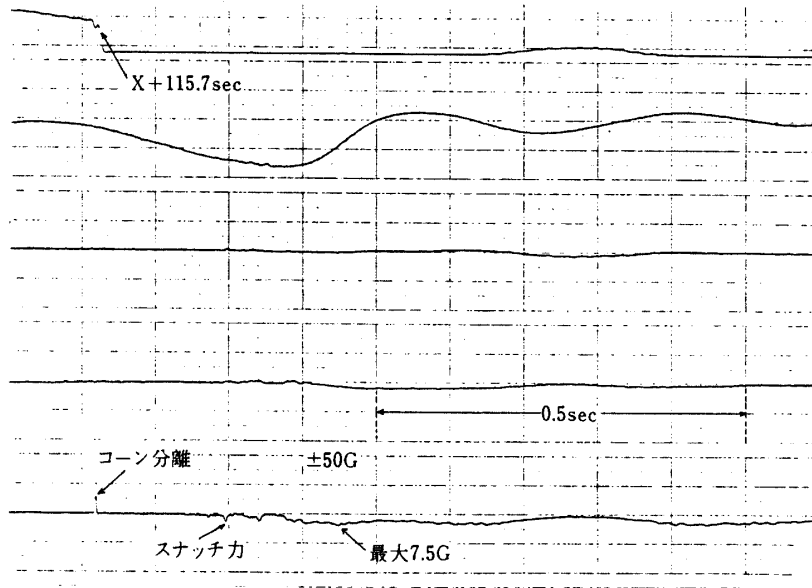


図8 パイロットシュート放出開傘時の減速度

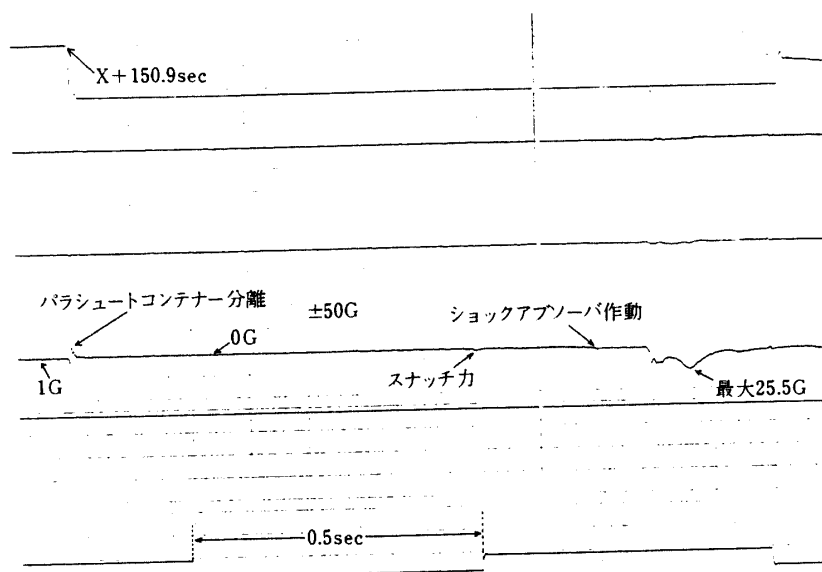


図9 メインシュート放出開傘時の減速度

浮遊バッグシステム、ロランCを利用した浮遊位置標定システムの結果も満足すべきものであった。

最後に、回収船とSBC間の連絡で、大槌漁業無線局より多大のご援助を賜ったことを記し、謝意を表します。