

気球によるグライディングパラシュート飛翔制御試験

中 島 俊^{*1}・雛 田 元 紀^{*1}・森 田 泰 弘^{*1}・平 木 講 儒^{*1}・
矢 島 信 之^{*1}・山 上 隆 正^{*1}・太 田 茂 雄^{*1}・
本 田 秀 之^{*1}・他気球グループ^{*1}

Flight Control Experiment of Gliding Parachute using Balloon

By

Takashi NAKAJIMA, Motoki HINADA, Yasuhiro MORITA,
Koji HIRAKI, Nobuyuki YAJIMA, Takamasa YAMAGAMI,
Shigeo OHTA, Hideyuki HONDA
and Balloon Group

Abstract: The recovery operation of sounding rocket of ISAS takes much time and cost due to its long down range, amounted to approximately 300km off shore. The recovery system using gliding parachute is expected to be a hopeful candidate because of its maneuverability and high-glide performance. ISAS has been so far developing it through wind tunnel tests with sub-scaled model and drop test from helicopter at low altitude with full-scaled model. In June 1994, the opportunity was took for the autonomous flight test of recovery system with gliding parachute, released from balloon. The gliding parachute deployed at the altitude of about 8km, activated by a baro switch. The autonomous flight control was attempted during descent by the on-boarded computer with GPS data and geomagnetic attitude data. However, post flight analysis shows that the control mechanism malfunctioned at the right moment of the deployment, and that the expected control was not carried out at all throughout its flight. In spite of this malfunction, below the altitude of 3 km where the wind was weak, the flight trajectory was nearly a circle, and the data such as turning characteristics were obtained. Through this flight test, valuable data were obtained for the further development of recovery system using gliding parachute.

概 要

グライディング・パラシュートを回収システムに適用することを目指して、気球を利用
しての高度 8 km からのグライディング・パラシュートの開傘・飛翔制御試験を1994年 6 月
5 日に実施した。レベルフライト高度(34km)からパイロットシュートにより降下させ、気

^{*1}宇宙科学研究所

圧スイッチにより高度約8 kmにおいてグライダー・パラシュートを開傘させた。開傘後、GPS受信器および地磁気姿勢センサからのデータに基づくオンボード・コンピュータによる自律飛行方向制御を試みた。しかし、開傘直後にパラシュートのコントロール索を制御する機構に一部不具合が生じ、制御試験については期待されたデータを得ることができなかった。それでも、ほとんど風のなくなった高度3 km以下の領域では飛行軌道は円を描き、旋回性能に関するデータを得ることができた。また、本飛行試験全体を通じて、自身の水平方向速度を越える強風下でのグライダー・パラシュートの開傘・飛行の挙動の把握など、今後のより効率的な回収システム開発のための貴重なデータを得ることができた。

1. はじめに

宇宙研で打ち上げを実施している観測ロケットの場合、回収はセスナによる回収体の搜索・発見、ヘリコプタによる回収作業からなるが、通常岸から200~300km離れた地点の作業になるため、多大な労力、時間および費用を要しているのが現状である(図1)。もし、何らかの安全な方法で回収体を岸に近付けることができる、あるいは岸に近付かなくとも海面上の特定の地点に着水させる(風等により生じる着水位置分散をできる限りゼロに近付ける)ことができれば非常に大きな労力の低減につながる。制御索を引いたり離したりすることで飛行方向を制御できるグライダー・パラシュートは上記目的を満たす候補としてその役割が期待されている。グライダー・パラシュートは低アスペクト比の翼のような開傘形状を有しており、減速のみを目的とする通常のパラシュートとは異なり、低抵抗での滑空飛行を行い、なおかつその飛行方向を制御できる点で非常に特徴的である。

このような制御可能なグライダー・パラシュートを用いて自律帰還型回収システムを構築しようとする場合、次に挙げる項目に関する検討が不可欠である。

- (1) 空力特性の優れたグライダー・パラシュートの開発
- (2) グライダー・パラシュート系のダイナミクスの把握
- (3) 簡素かつ信頼性の高い開傘方法の修得
- (4) 精度の良い自律誘導制御技術の修得
- (5) 着水衝撃低減のためのフレア技術の修得

(1)では、特に滑空比(L/D)が大きいことが要求される。定常滑空飛行を行う場合、飛行体の持つ位置エネルギーをいかに水平方向の速度に変換するかが水平面内のマヌーバ能力に直接結びつくことを考えれば当然のことである。(2)については、アバレントマスをを用いた理論的解析、風洞実験等による測定の両面においてまだ未熟の領域である。(3)に関しては、開傘方法はその実験ごとのコンフィギュレーションに依存することが多く、各試験ごとに最適な方法を模索することが必要になっている。特に、パラシュートが大型化すればするほど、収納された状態と開傘後の大きさの比が増加することが予想され、安定な開傘が困難になる。(4)は、(2)に関連してパラシュートのダイナミクスが把握されていない点で制御ゲインなどに不確定性はあるものの、GPSなどの測位システムが利用可能になってきている点で有望である。(5)においては、着地・着水時には水平方向の速度を殺す必要があることを意味している。これは、L/Dが3の場合、降下速度が5 m/sなら水平方向速度が15 m/s(時速54 km 相当)となり、この速度のまま着地・着水した場合には、大きな衝撃がかかるとともに回収体の姿勢が大きく崩れ、例えばフローティングバッグが開かないなどの不具合をもたらす危険性が生じる。そのために、フレアと呼ばれる技術を用いて、失速させて水平方向の速度を減じる対策をとることができる。フレアを行うには、強力なトルクで制御索を牽引する機構や自分の高度を正確に把握するセンサ等が必要になり、重量増を招く。

宇宙研ではこれまでグライダー・パラシュートのスケールモデルを用いた風洞試験による空力特性の把握、それに引き続き1992年度にはヘリコプタからの投下による開傘、飛行制御予備試験を行ってきた。しかし、ヘリ

コプタからの試験では天候の関係で投下高度が限られてしまうことや、地磁気姿勢センサ（GA）とオンボードコンピュータによる自律飛行方向制御であったことから風の影響をまともに受けてしまうということが明らかになった。そこで、気球を用いて高々度からの飛翔を行うと同時に、GPS 情報を利用して風による影響をキャンセルしながら飛翔軌道の誘導・制御を行う試験を行う運びとなった。

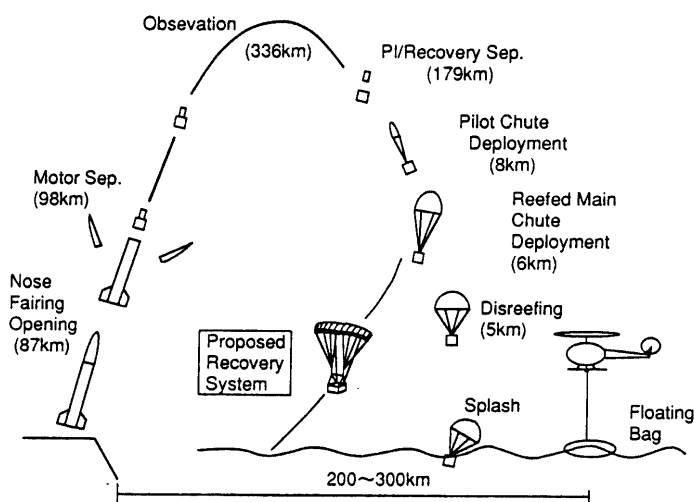


図1 観測ロケットの典型的な回収シーケンスと提案中の回収システム

2. グライディング・パラシュートの空力特性

グライディング・パラシュートの飛翔試験に先立ち、スケールモデルを用いた風洞試験を実施し、本パラシュートについての基本的空力特性についてのデータを取得した。モデルの縮尺比は実機の1/3（スパン3m）および1/6（スパン1.5m）の2種類を用意した。風洞測定部の寸法は6m×3mである。一様流の流速は10～16m/sの間とし、コード方向の4本のライザー長を変化させることにより一様流に対する傘体のトリムする迎角を設定した。各ライザーに作用する張力をロードセル（定格50kgf）により測定を行った。この試験で得られた傘体の抵抗係数、および揚力係数を図2、図3にそれぞれ示す。抵抗係数、特に揚力係数のトリム迎角に対する感度が小さく、このトリム角範囲では安定に性能を発揮することを確認することができた。迎角が0度に近い範囲では、ロードセル容量に対し、作用する空気力が小さいために誤差が拡大されていることを考慮すると、最低でも3.7程度のL/Dを本パラシュートは有していると言える。

3. ヘリコプタによる予備飛翔実験

本気球実験に備え、1992年10月にヘリコプタを用いてのグライディング・パラシュートの開傘・飛翔実験を実施した。グライディング・パラシュートおよび制御部（ペイロード）をヘリコプタにより高度数百メートルまで運搬し、落下させる。グライディング・パラシュートは投下前には専用バッグに収納されており、ヘリコプタからの切り離し時には開放索をヘリコプタと連結されたままにすることにより、ペイロードの自重で自動的にバッグから引き出されるようにした。この開傘方法の検証のために、ダミーペイロードを用いて高度500～600mからの開傘試験を3回行った。グライディング・パラシュートの形状は風洞試験を行ったモデルと同一であり、大きさはスパンが9m、コードが3.9mの平面形を有している。バッグを含めたグライディング・パラシュートの重量は約6.78kgであった。一方、制御部のエレクトロニクスは姿勢検出器（2軸地磁気姿勢センサ）、A/D・D/A変換器、制御演算部、テレメータ・エンコーダ、およびデータレコーダから成り、北方向を目標方向とし

て、北からの姿勢角エラーを検出しサーボアンプに制御信号を送出するとともに、各種モニタ信号をPCM変調をかけた後データレコーダに記録する。また、降下率モニタ用に気圧高度計を搭載している。制御エレクトロニクス部から送られてくるコマンド信号は左右1対のサーボドライバに入力され、これによりDCサーボモータを駆動する。このサーボモータの回転によりコントロールライン（制御索）の長さを制御する。制御試験におけるフライトシーケンスはあらかじめ搭載RAM上にプログラム化されており、試験時の気象条件から決まる投下高度に対応した秒時で進行する。姿勢方向制御の効果を定量的に確認するために、制御ゲインは飛行後半にLOWからHIGHに切り替えられる。制御演算回路は、地磁気姿勢センサからの出力をもとに姿勢角エラーを算出し、比例制御則にのっとってこれにフィードバックゲインをかけたものをサーボ・モータ駆動電圧としてサーボドライバに送出する。

制御実験は計2回行われたが、天候の関係で高度約200 mからの投下となってしまった。このうち、2回目の飛行では、切り離し後着地までの約67秒間データが取得され、制御系の正常な動作が確認された。このとき、切り離し時のヘリコプタ機速は秒速40ノット（約21 m/s）、コントロールボックスおよびパラシュート系全体の重量は約66 kgであった。

図4に2回目の制御実験で得られたグライディング・パラシュートの姿勢角誤差の時間履歴を示す。このとき、気圧高度計の出力から求まる平衡降下速度は約3m/sであった。図4より、地磁気姿勢センサを用いた姿勢方向制御は安定に働いたことがわかる。ただし、方向制御の収束時間が長く、定常残差もかなり大きい。これは、制御ゲインを低めに抑えたため、空力復元力に比べて制御モーメントの発生が十分に大きくなり、風等の外乱の影響に対してモーメントの発生が小さいためである。この点は、もっとゲインを上げることで解決することができる。

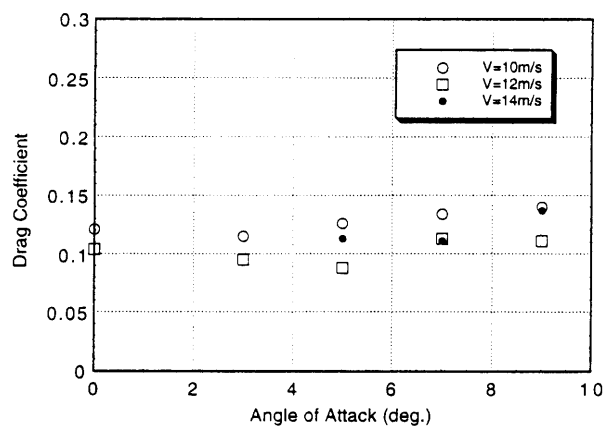


図2 抵抗係数（風試結果スパン 3 m）

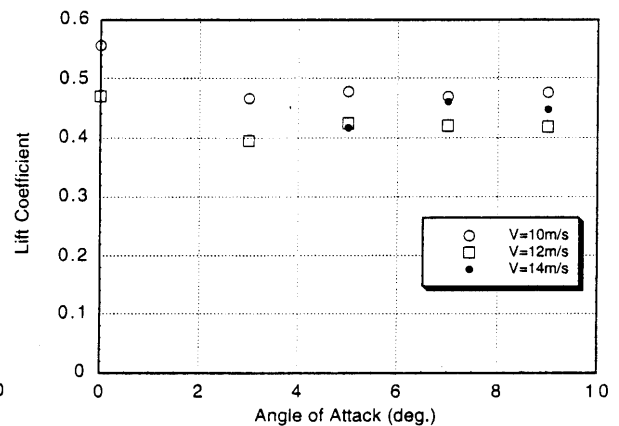


図3 揚力係数（風試結果スパン 3 m）

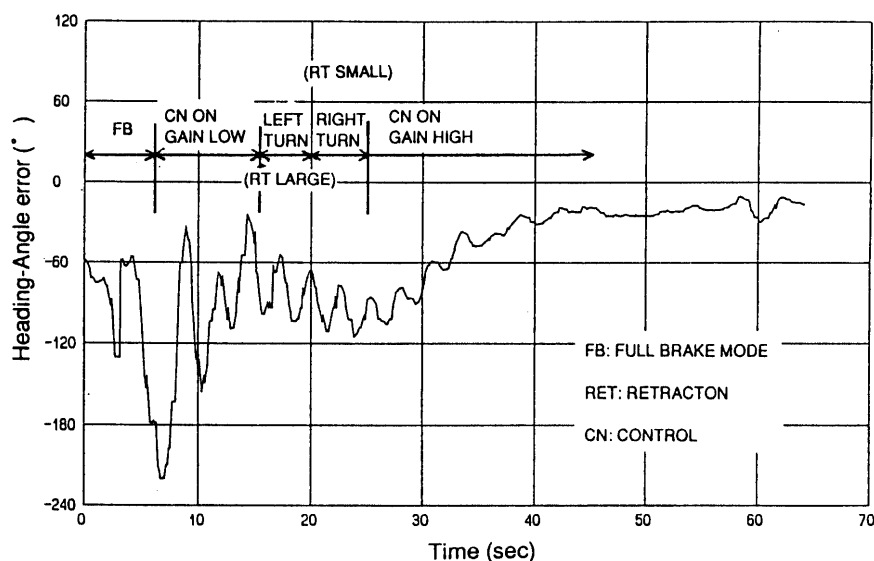


図4 予備飛翔試験における姿勢角誤差の時間履歴

4. 気球実験

4.1 気球実験概要

図5に気球試験全体の概要図を示す。気球によりゴンドラをレベルフライト高度（高度34 km）まで上昇させた後、気球を切り離してパイロットシュートを開傘させる。パイロットシュートで高度約8 kmまで降下したときに気圧スイッチが作動し、グライディング・シュート開傘に至る。高度8 kmはジェット気流の卓越する領域であり、この領域での開傘は今後の回収システムへの応用を考える上では重要な要素である。グライディング・シュートは3重にバッグに収納されており、パイロットシュート切り離しによって自動的にバッグから引き出されるようになっている。グライディング・パラシュートに吊下されたゴンドラは主に、制御索制御部、位置・姿勢検出器、搭載CPU部、テレメトリ部、電源部およびバラストから構成されている。制御索制御部は右、左制御索用にそれぞれ独立のDCモータを持っており、搭載CPUからの制御電圧に応じてモータの先に取り付けられたプーリーを回転させる。この半径5 cmのプーリーに制御索が取り付けられており、回転方向を反転させることで制御索を引く、あるいは送る動作を行う。今回の実験では新たな機能となる位置検出センサとしてはGPS受信機を搭載し、姿勢検出センサとしては前回実験と同様に2軸地磁気姿勢センサ（GA）を使用している。また、3軸加速度計と気圧高度計も搭載されている。搭載CPU部ではGPS、GAからのデータをもとに制御アルゴリズムに従って計算された左右制御索の制御電圧を各モータへ送出する。グライディング・パラシュートの制御としてはフルオート制御、タイマーシーケンス制御およびマニュアル制御の3種のモードを用意しておき、地上からのコマンドにより制御モードを切り替える。このうちフルオート制御モードがGPS、GAからの情報に基づく自律飛翔制御に相当する。これは、まず着水位置（ターゲット）を予め決めておき、飛翔中GPSから得られる現在位置情報を使って目標方向を逐次更新する（実際には10秒ごと）。その目標方向に対して現在のヘディング角がどれだけ相違しているかをGAデータから算出して、その差に比例した制御電圧を送出する。このゲインも三種類用意しておき地上からのコマンドで切り替えることができる。タイマーシーケンス制御モードは予め決められたシーケンスをタイマに従って実行する。マニュアル制御はGPS受信器が何らかの理由で正常に機能しなくなった、あるいはパラシュートの一部のセルが潰れてしまった（End Cell Tack）などの緊急時の対処用に用意された。

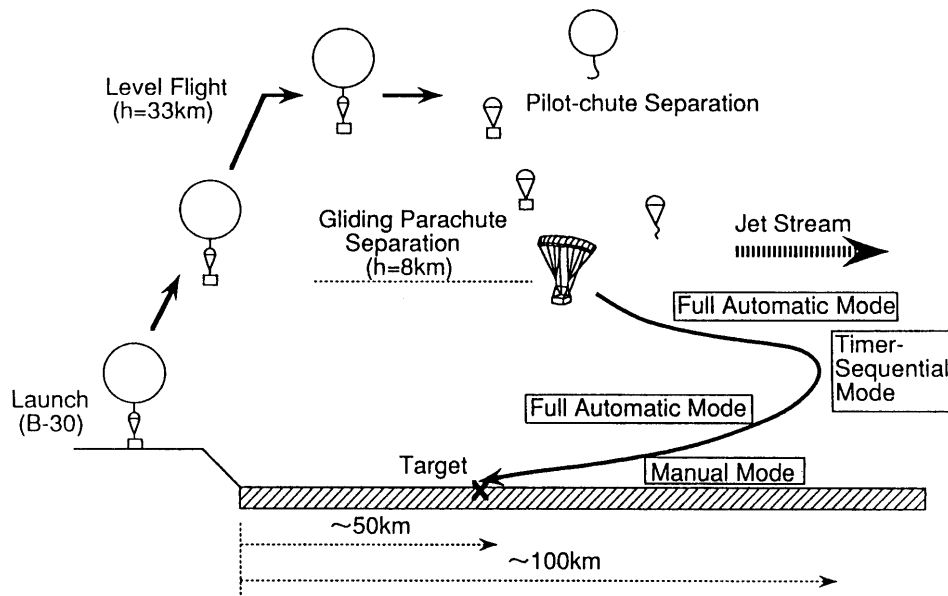


図5 気球実験概要

4.2 グライディング・パラシュート

4.2.1 グライディング・パラシュート諸元

グライディング・パラシュートは前回のヘリコプタによる予備飛翔実験で用いたものと同一のものである。このグライディング・パラシュートの諸元を図6に示す。風洞試験で用いたものと相似形であるため、空力特性についてはほぼ同程度の性能を有していると考えることができる。

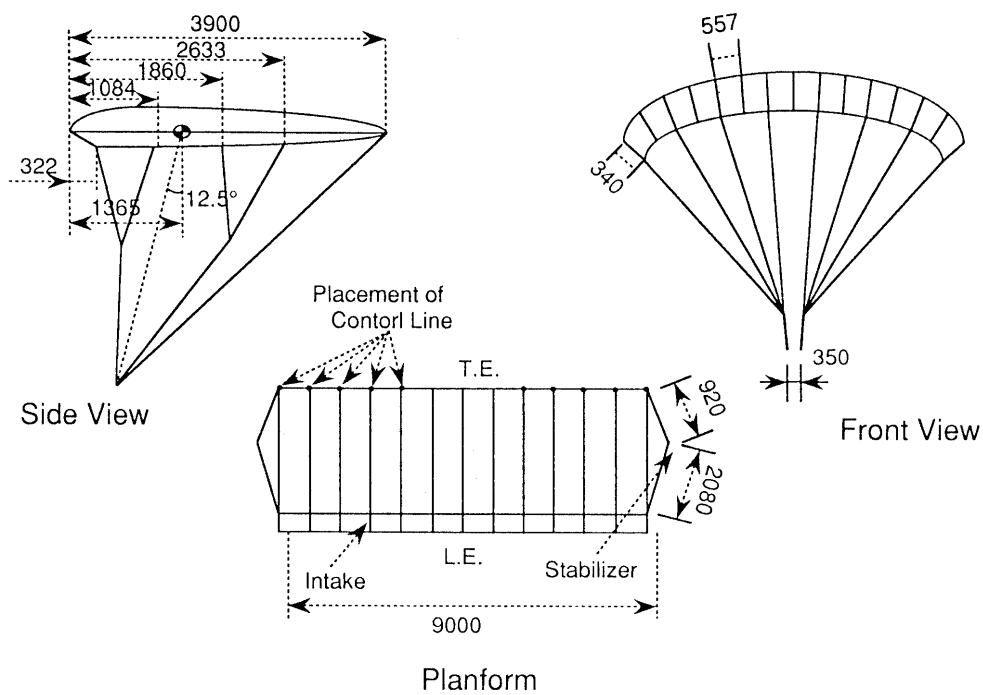
4.2.2 グライディング・パラシュート開傘法

グライディング・パラシュート本体はヘリコプタによる予備飛翔試験で用いたものと同一であるが、その開傘方法は当然のことながら異なる。図7に見られるように、パラシュートは内側から順に、インナーバッグ1、インナーバッグ2、およびアウターバッグの計3個のバッグに収納されている。アウターバッグはゴンドラの天板に固定されており、パイロットシュートがゴンドラから切り離されると、アウターバッグが開きインナーバッグ2が引き出される。索に張力がかかると、インナーバッグを留めている吊索が抜け、傘体が放り出されて、開傘が開始される。一番内側のインナーバッグ1は傘体とインナーバッグ2の間の摩擦を低減させる目的で装備されているもので、傘体はインナーバッグ1、2からほぼ同時に放出される。傘体の天頂部とインナーバッグの間は仮縛で結ばれており、適当な張力で切れパイロットシュートとグライディングシュートとの分離が完了される。

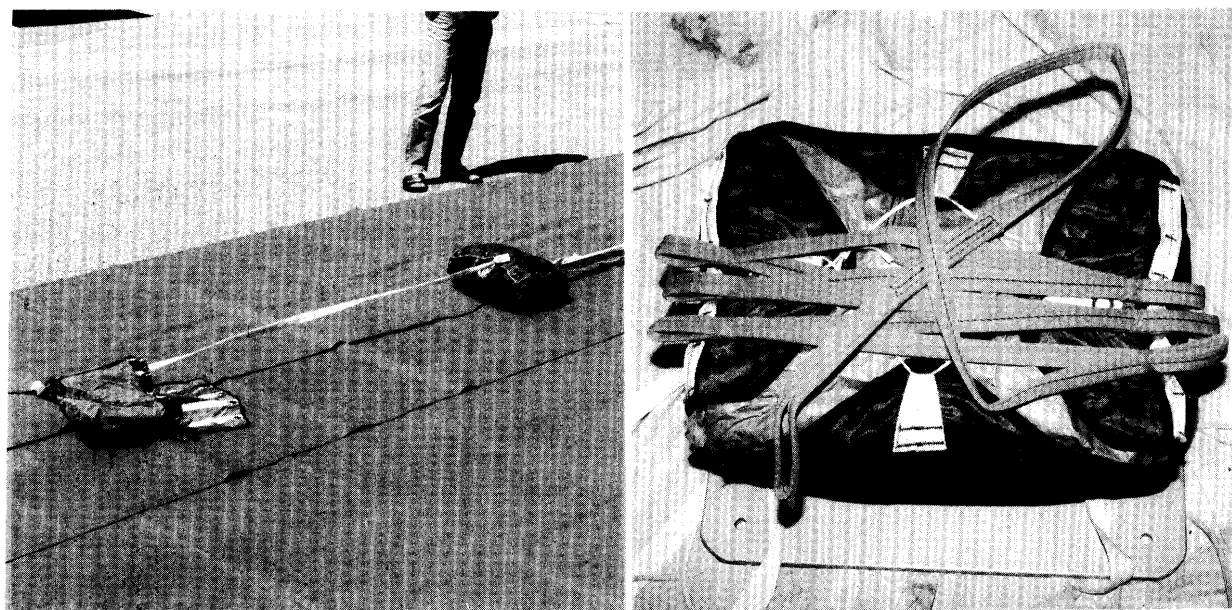
また、開傘衝撃を緩和するためにスライダと呼ばれる機構を採用した。これは、図8に見られるように、すべての吊索を正形状の布の4つの角に通し、開傘時に吊索に生じる張力によりライザー側へ押し下げる力と、スライダに作用する、押し上げる側の空気力とかねあいで開傘の過程を意図的にゆっくりに行進させることにより開傘衝撃を緩和するものである。

4.3 コントロール機構

グライディング・パラシュートの飛翔の制御は、左右2本のコントロール索を引く、あるいは送ることにより実現される。今回の実験では、図9のように、コントロール索は天板を通して、ゴンドラ内に引き込んであり、左右それぞれプーリーに結びつけられている。この半径5cmのプーリーはサーボモータによって駆動され、その



| 6 | グライディング・パラシュート諸元



(a) インナーバッグ
(右側のバッグ内に傘体が収納されている状態)

(b)アウターバッグ
(天板に固定されている)

【図】7 パラシュート収納

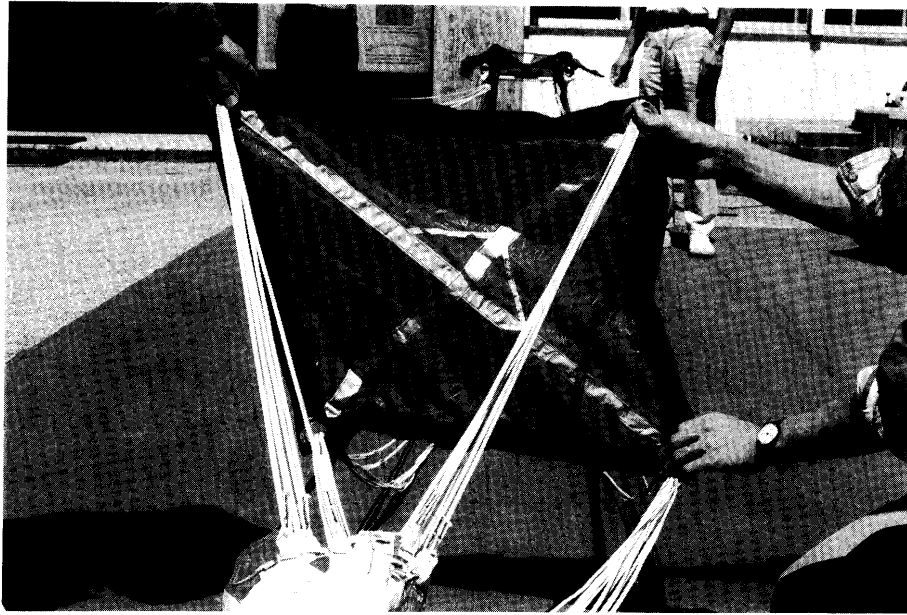


図8 開傘衝撃緩和装置（スライダ）

回転角度はポテンショメータによりモニタされる。使用したサーボモータの定格トルクは $25\text{kg}\cdot\text{cm}$ 、寸法は長さが 195mm 、最大直径は 67mm 程度で、かなり大型のものである。このコントロール機構では、コントロール索を引く力は 5kgf 程度、その早さは1秒間に約 50cm である。また、開傘時には 150kgf 程度の張力がかかるものと想定し、その場合でもモータが張力に負けて回転しないような強度を持たせてある。

パラシュート開傘時には、コントロール索はハーフブレーキと呼ばれる状態にしておく（約10秒間）。これは、コントロール索の引きしろが 1m あるとすると、その引きしろのちょうど半分である 50cm を引いた状態であり、中立の状態と考えることができる。開傘時にフルグライドと呼ばれる、完全に引きしろを送った状態にすると、滑空比が上がり、急速に揚力が発生し、傘体と吊索等が絡み付く原因となるため、開傘時にはハーフブレーキの状態とするのがよい。逆に、引きしろを完全に引いた状態、すなわちフルブレーキ状態では、水平方向の速度を失う代わりにストール（失速状態）になり、早い速度で沈下していく。

4.4 飛翔制御方法

4.4.1 コントロールモードの種類

飛翔制御のモード（コントロールモード）は、フルオート制御モード、タイマーシーケンスモード、およびマニュアル制御モードの3つが用意された。

（1）フルオート制御モード

GPSにより現在の自分の位置を知り、そこからターゲット地点への方向角をオンボードCPUにて計算し、ゴンドラに搭載された地磁気姿勢検出器（GA）の出力から現在のHeading Angleを求め、両者の差に対して比例制御を行う。コントロールゲインは大中小の3種類の中からコマンドにて選択可能である。

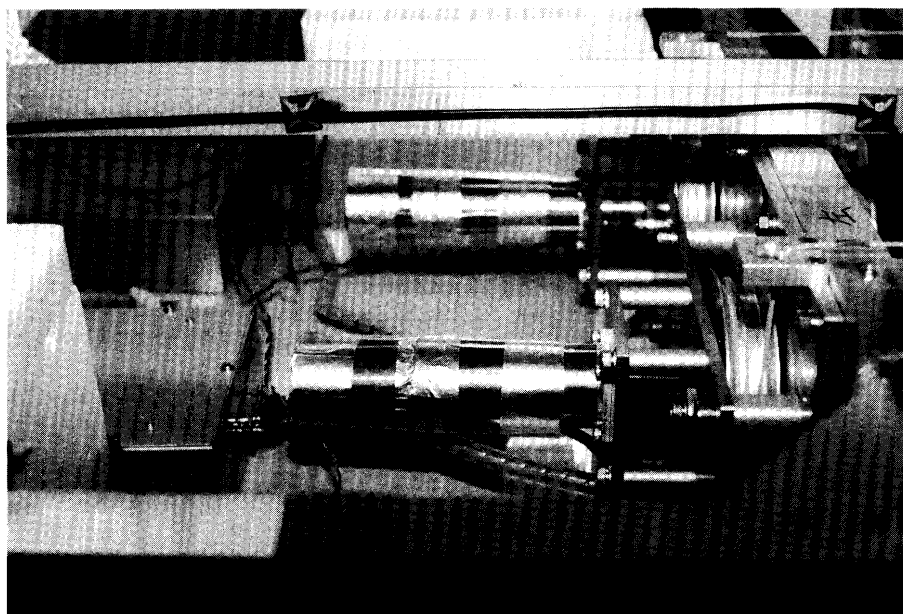
（2）タイマーシーケンスモード

オンボードCPUにあらかじめ設定しておいたシーケンスにのっとり、制御を行うモードである。L/D最適化ルーチンと運動特性把握ルーチンの2つに大別できる。

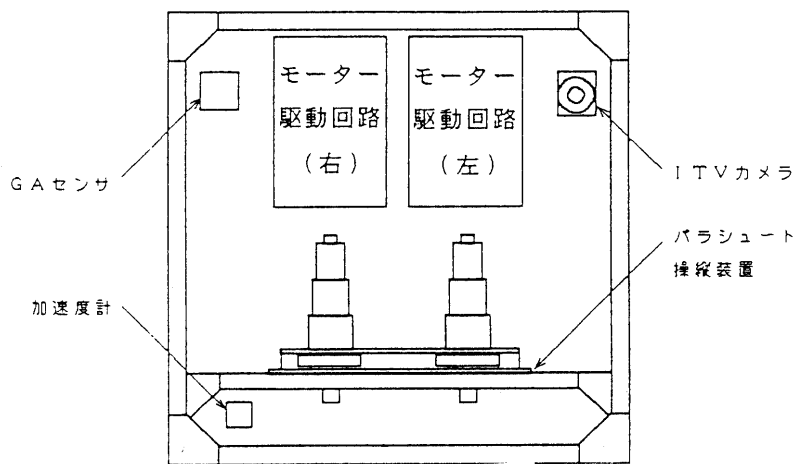
（3）マニュアル制御モード

（1）のフルオート制御モードではGPSが正常に機能することが要求されているが、GPSが正常に現在位置

を把握できない場合、あるいは、グライディング・パラシュートの一部のセルが潰れる（End Cell Tack）など正常な開傘を実現できなかった場合に備えて用意されたモードであり、引きしろをコマンドにより 4 種類選択でき、右あるいは左のどちらか一方のコントロール索をコマンドを押している間だけ操作することができる。



(a)実装されたコントロール機構



(b)ゴンドラ内配置図

図9 コントロール機構

4.4.2 フルオート制御モード時の制御則

フルオート制御モード時のターゲット地点はあらかじめオンボード CPU に設定しておく。今回の試験では、ターゲット地点は SBC の真東方向の沿岸約 50 km の海面上とし、その緯度は 142 度 20 分、経度は 39 度 10 分に設定した。ゴンドラの現在位置の情報は GPS から 1 秒ごとに受け取り、このターゲット位置への目標姿勢角 θ_c を求めるが、この θ_c の値は 10 秒間は保持し続ける。一方、現在の姿勢角 θ は 2 軸の地磁気姿勢検出器の出力をもとに求める。この θ は約 200 msec ごとに値が書き変わる。この両者の差にある一定のゲイン k をかけあわせたもので各サーボモータへの制御電圧 E_c を決定する。実際には、図 10 に示すように、現在位置とターゲット位置

の関連により合計9のルーチンに処理が飛ぶようになっている。図10中、GAX, GAYは地磁気姿勢検出器の各成分の出力, LN, LTはGPSからの経度, 緯度の値, LN0, LT0はターゲット位置の経度, 緯度の値である。基本的な比例制御の場合の制御ブロック図を図11に示す。

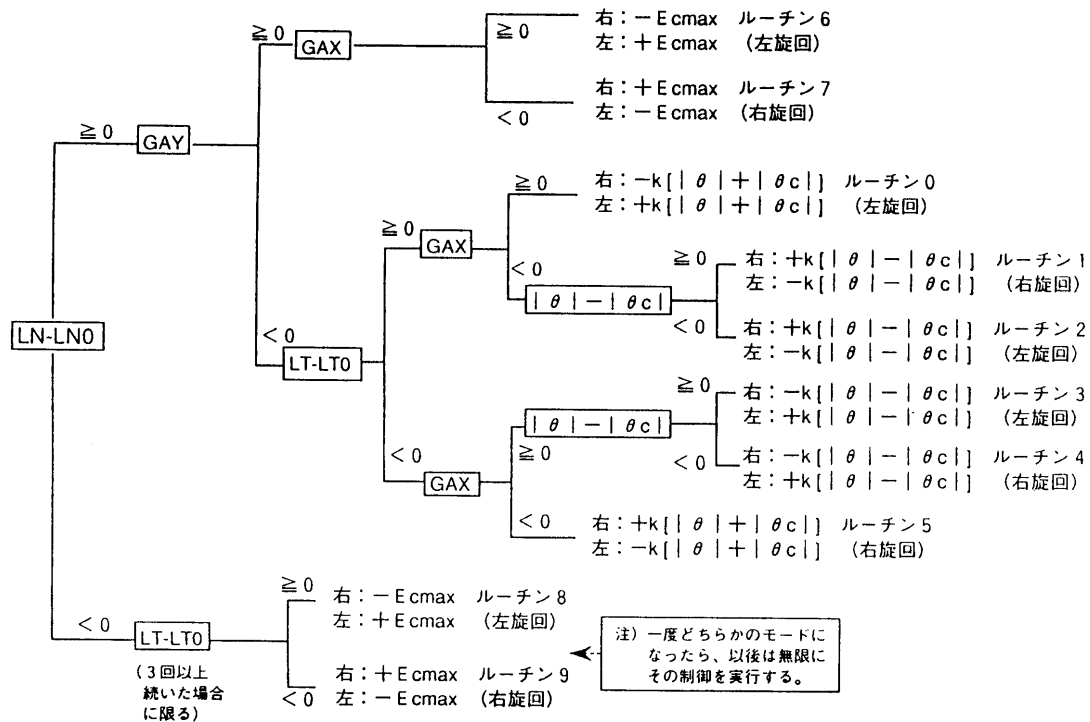


図10 制御アルゴリズム

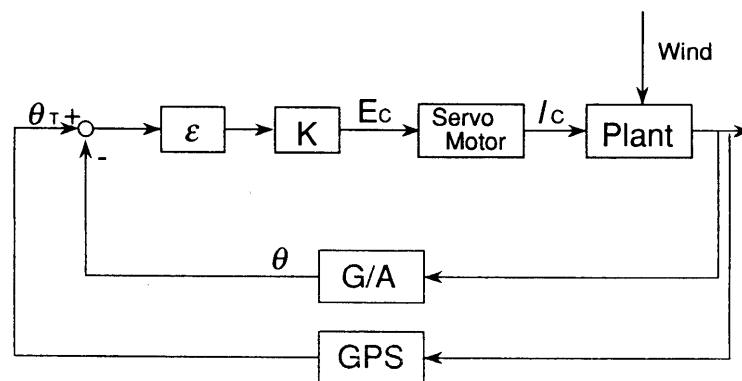


図11 制御ブロック図

4.5 翼面荷重と風の関連

今回の実験では高度8 kmでのグライディング・パラシュートの開傘であるが、ジェット気流（東西成分）が卓越している領域での開傘はあまり例を見ない。秋田における5月の平均的な風の東西成分の高度分布を図12に示すが、高度8 kmでの風速は30 m/s近い。グライディング・パラシュートの水平速度は同一の傘体を使用した場合はペイロード重量が重いほど速い。したがって、30 m/s近い風に対抗しうる水平速度を出すためにはできる限りペイロード重量を重くすればよいが、そうすると単位あたりの傘体面積に作用する荷重が増加することになり、空気力により傘体形状を維持しているグライディング・パラシュートにとっては強度的につらくなる。さら

に、水平速度だけでなく、降下速度も同一の割合で増加するため、おのずとこの単位あたりの傘体面積に作用する荷重（翼面荷重 W/S と呼ぶ）には限度があることになる。今回使用するパラシュートはもともと人間がスカイダイビングに使用するものと同じものであり、体重 60 kg の人が使用した場合の翼面荷重は約 1.71 kgf/m^2 である。ヘリコプタからの予備飛行実験での翼面荷重は約 1.89 kgf/m^2 であった。今回の試験では、ジェット気流にできるだけ対抗する水平速度を実現するために、翼面荷重をほぼ倍の 3.7 kgf/m^2 にとることとした。この場合に実現可能なグライダー・パラシュートの水平速度と風の東西成分の関係を図12に示してある。ここで、水平速度算出に必要なグライダー・パラシュートの空力特性値は風洞試験およびヘリコプタからの予備飛行試験で得られたものを使用した。図12より、パラシュートの水平速度が風を上回るのは、高度 4 km 以下の領域であり、それ以上の高度においては風の成分の方が卓越している。そのような領域におけるグライダー・パラシュートの正常な開傘が行えるかどうかは今後の回収システムを構築する上では重要なファクターである。

今回の実験において、グライダー・パラシュートの開傘高度を 8 km に設定したのは、2つの理由からである。一つは、レベルフライト高度での切り離し直後に開傘させるには必要動圧が足りないと思われたからであり（一度開傘に失敗した場合にそれを回復することはグライダー・パラシュートの場合には非常に困難）、もう一つの理由は、自身の水平速度を上回る領域に長い時間滞空してしまうと、着水位置分散に非常に大きく効いてきてしまうからである。そこで、本実験では、ジェット気流のもっとも卓越する高度 10 km 近辺をパイロットシュートでできるだけ早く通り過ぎることによりその着水位置分散への寄与を減らし、かつ着水位置分散を低減させるために自身の水平速度をできるだけ早い時点で活かし切るために、高度約 8 km での開傘を行うこととした。この場合、目標点から東へ約 10 km の海上に着水することが予想された。

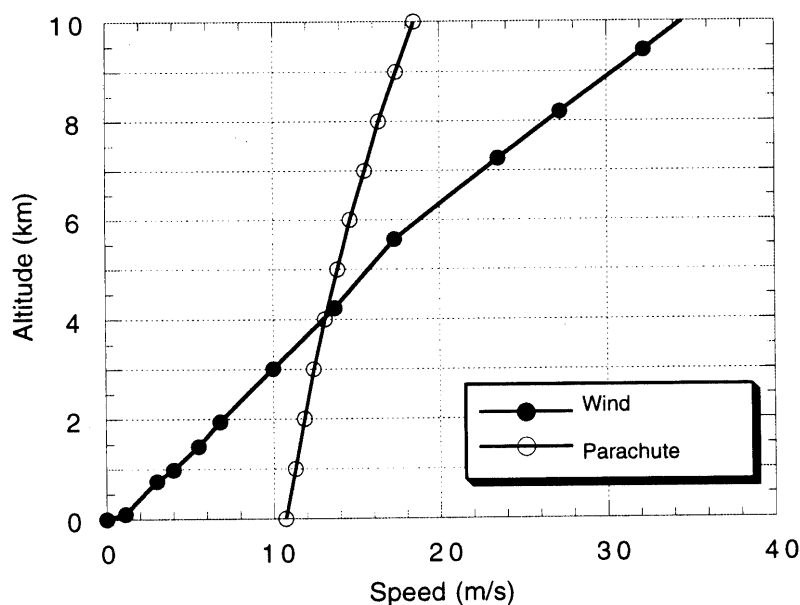


図12 風の東西成分（5月平均，秋田）とグライダー・パラシュートの水平速度

5. 実験結果

5.1 実験結果概要

気球は1994年6月5日午前7時1分に三陸大気球観測所（SBC）より打ち上げられ、9時8分に高度 34 km でレベルフライトに到達した。図13に気球およびゴンドラの航跡図を示す。バラストによりゴンドラ総重量を 130 kg に調整した後、気球が風に戻されて SBC から水平距離にしておよそ 60 km の地点で気球を切り離し、パ

イロットシュートを開傘した。パイロットシュートで降下中にジェット気流により20km 近く北東の方角に流されている。高度8 km でグライディング・シュートは正常に開傘し、飛翔を開始した。開傘後しばらくの間は、風の速度がパラシュートの水平速度を上回っているために、ほぼ風の方角に進んでいる。高度3 km 以下の領域から大きく左旋回をし始め、制御目標方向に向かって見える。最終的には、ゴンドラは気球切り離し点から約30km、SBC から約88 km の海上に着水した。

図14に GPS、および気圧計から得られたゴンドラの降下カーブを示す。高度8 km での正常な開傘が確認できる。図中の横軸は気圧スイッチが作動した瞬間を $t = 0$ と便宜的においている。図15にはこの降下カーブから得られた鉛直方向の速度を示してある。試験前の予測ではグライディング・パラシュートの降下速度は高度4 km 以下では平均で3.5m/s 程度と考えられていたが、本試験では高度4 km 以下での平均降下速度は約6.2 m/s であり、予測より約1.7倍程度の大きな値となっている。

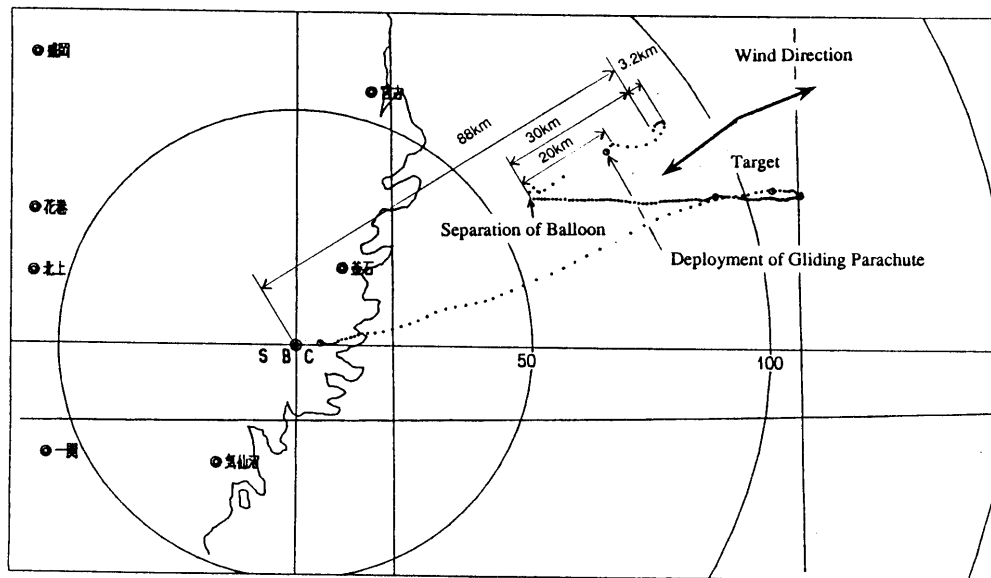


図13 ゴンドラの航跡図

5.2 パラシュート開傘時の挙動

図16にパラシュート開傘時におけるゴンドラのZ軸方向の加速度の時間履歴を示す。これは、ほぼ鉛直方向の加速度と考えてよい。気圧スイッチによるトリガーの入る直前の5秒間は測距のためにデータが欠落してしまっている。トリガーによりパイロットシュートとゴンドラとの結合索が切れ、ゴンドラは自由落下を始める。プラス側の最初のピークはパイロットシュートがアウターバッグから内容物を引き出す衝撃に対応している。2番目のピークはインナーバッグから傘体が放り出されるとき衝撃が捉えられている。傘体はきつく畳まれているので、放出されても最初のかたまりのまま落下を始める。その後、動圧により空気をはらんで傘体が膨らみ始め、完全に開傘すると、迎角を持っているために揚力が発生して、上向きの加速度が一旦生じる。それにより、ますます迎角が大きくなり、ついには失速してしまう。それが次のマイナス側のピークに対応している。以後は定常状態に近づいていくために加速度は0に漸近する。これより明らかなように、パラシュート開傘に要する時間はおよそ10秒程度であったといえる。また、開傘の衝撃のピーク値も1Gに満たず、スライダも当初の目的を達成していることが確認できる。

次に図17に開傘時における、右側のコントロール機構に関連した各部の電圧の時間履歴を示す。前述のように、開傘後10秒間はハーフブレーキの状態を保ち、以後はコマンドが送信されるまではずっとそのハーフブレーキの

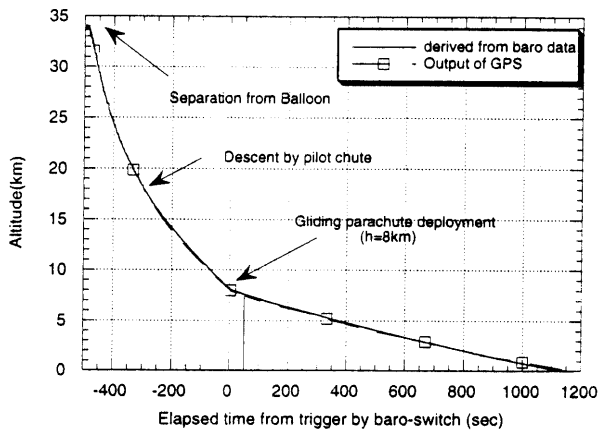


図14 ギンドラの降下カーブ

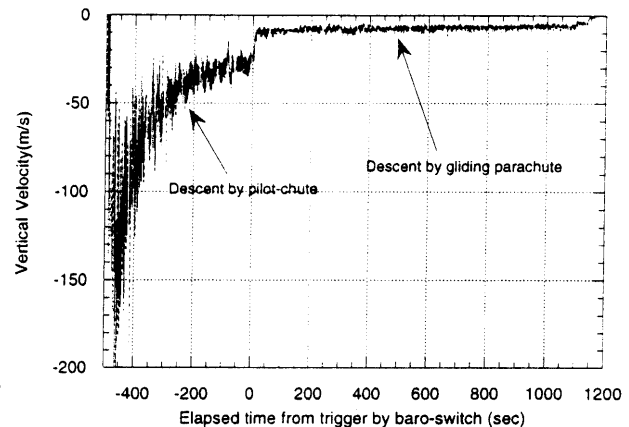


図15 鉛直方向速度

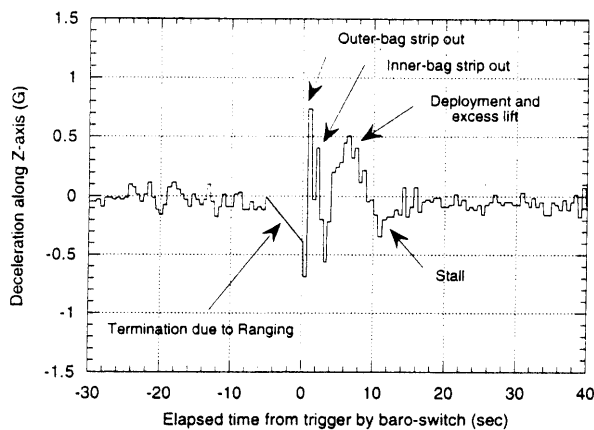


図16 ギンドラのZ軸方向加速度（開傘時）

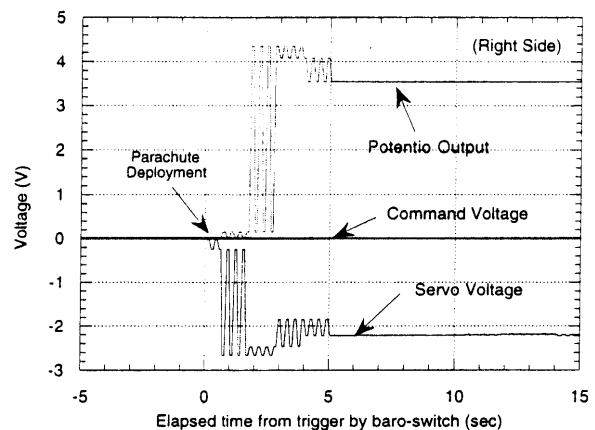


図17 コントロール機構各部の電圧（開傘時，右側）

状態を保ち続けるような設定にしてあった。実際、図中のオンボードCPUからサーボモータに送られるコマンド電圧はずっと0ボルト、すなわちハーフブレーキの状態を保ち続けるように指示を出している。それに対し、ポテンシオメータの出力電圧を見ると、開傘後2秒程度はハーフブレーキを保ち続けるも、すぐにハーフブレーキとフルブレーキの間を1秒間の間に数度往復したのち、最もコントロール索を引いた状態、すなわちフルブレーキの状態でスタックしてしまった。サーボ電圧の履歴を見ると、コントロール索を最も引いてしまった状態を改善しようとして、マイナス側の電圧、すなわち索を伸ばすように最大の電圧を発生していることがわかる。つまり、ここで両者がコンフリクトした状態に陥ってしまっており、この状態が着水時まで継続してしまっている。左側のコントロール機構についても同様である。これから明らかなことは、オンボードCPUからのコマンド電圧によらず、左右とも制御は飛翔中まったく行っていないということである。図は特に示さないが、飛翔中オンボードCPUはGPSおよび地磁気姿勢検出器からのデータを用いて正常にサーボ機構にコマンド電圧を送出していたが、サーボ機構はまったくそれに呼応していなかったことになる。

なぜ、このようなコンフリクトを起こした状態でスタックしてしまったかは、残念ながらギンドラを回収していないために、配線の損傷具合を調べるといったことができず、不明のままである。

5.3 試験当日の風

グライディング・パラシュート降下中の風については、残念ながら計測手段を搭載していなかったために正確な情報はなんらない。しかし、三陸地方を含む一帯の大局的な風の高度分布については、試験当日に気象庁が

行った秋田の風のデータがある。よりローカルな風の情報としては、GPSによる気球上昇時の気球の動きから風を推定することができる。図18に風の東西成分および南北成分の高度分布を示す。図中には、秋田での5月の平均的な風、試験当日の秋田の風、および気球上昇時のデータから推定した風の3つがそれぞれ示されている。これによれば、高度4 km以上の領域では風は平均より強く、特に北向きの風が強く吹いており、風はほぼ北東の向きに向かっていたことがわかる。この各高度における風のデータをグライダー・パラシュート開傘時の位置を原点にとった飛跡図に重ね合わせて見ると図19のようになる。これを見ると、全般的には風の方に流されているが、高度6～5 kmの間、および高度2 kmのあたりで何か傾向が大きく変わっているよう印象を受ける。

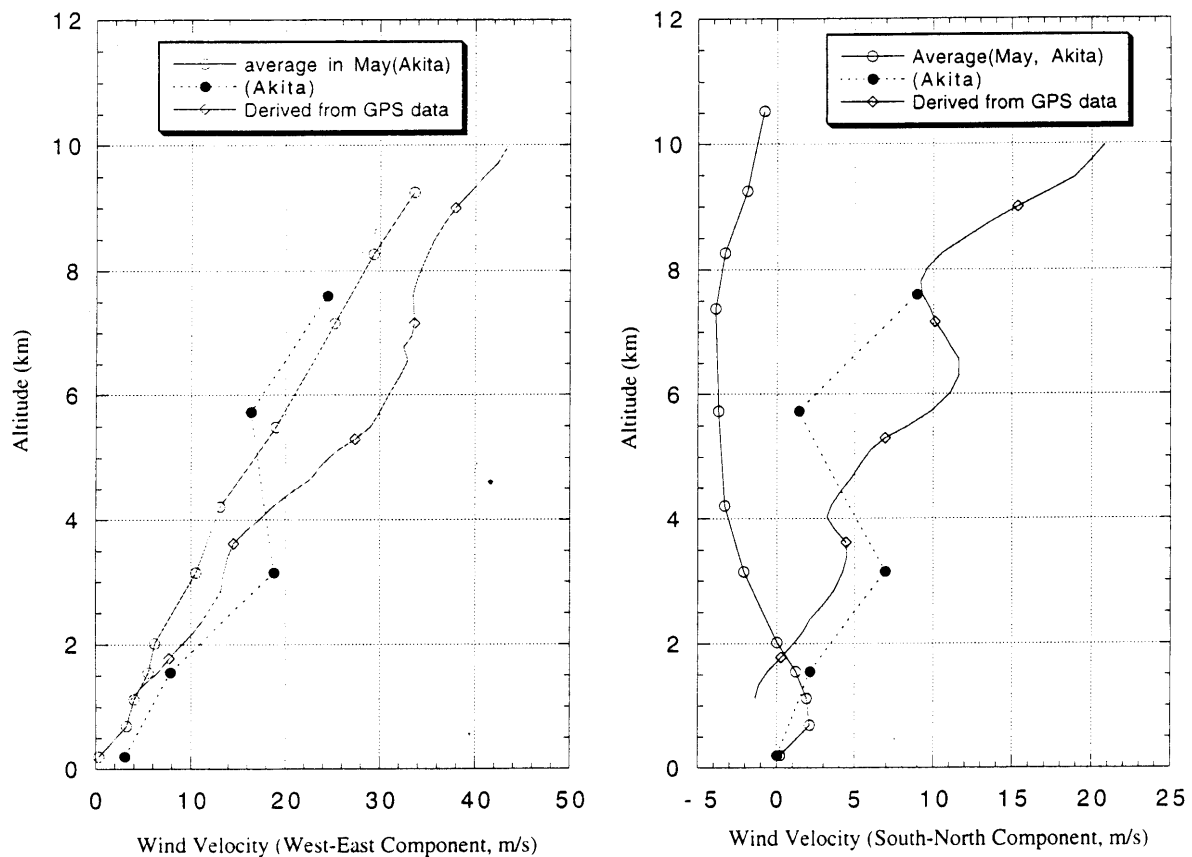


図18 試験当日の風の高度分布

5.4 グライダー・パラシュートの飛跡の検討

前節で導出した風のデータを用いて、パラシュートが風の影響だけを受けていると仮定して風の影響を除去したグライダー・パラシュートの飛跡を推定していると図20のようになる。一見すると、グライダー・パラシュートは北の方向に進行しているように見える。しかし、これはそう考えるべきではなく、北向きの風をまだ完全に除去しきれていないと見るべきである。その証拠に、比較的風の弱くなった高度4 km以下の領域ではその飛跡は円に近い。これは、風の弱い領域ではローカルな風のばらつき分も小さいことを反映していると考えられるからである。

上述の理由でこの高度4 km以下の飛跡が円に近い部分は風の影響をほとんど受けていないと考えられるので、この飛跡はグライダー・パラシュートそのものの特性を表していると捉えることができる。そこで、この高度4.5 km以下の領域の飛跡に対し3次元のシミュレーションを行うことによりグライダー・パラシュートの

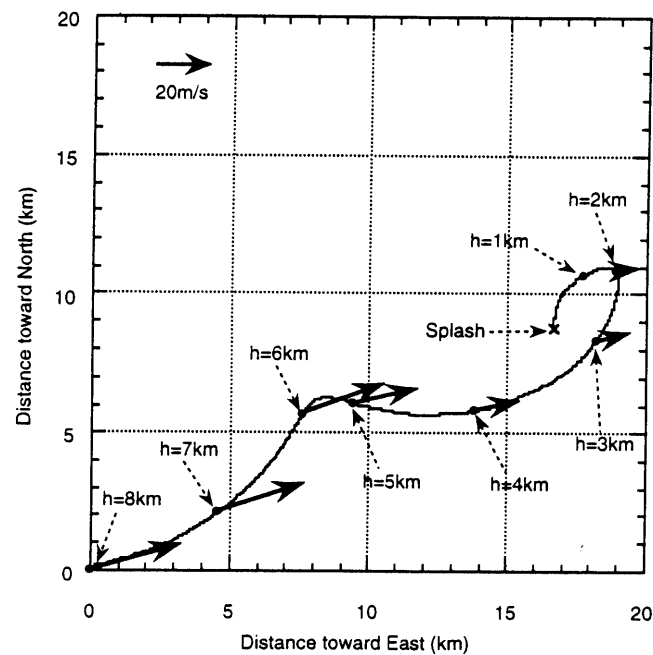


図19 グライダー・パラシュート開傘後の飛跡と風向きの関係

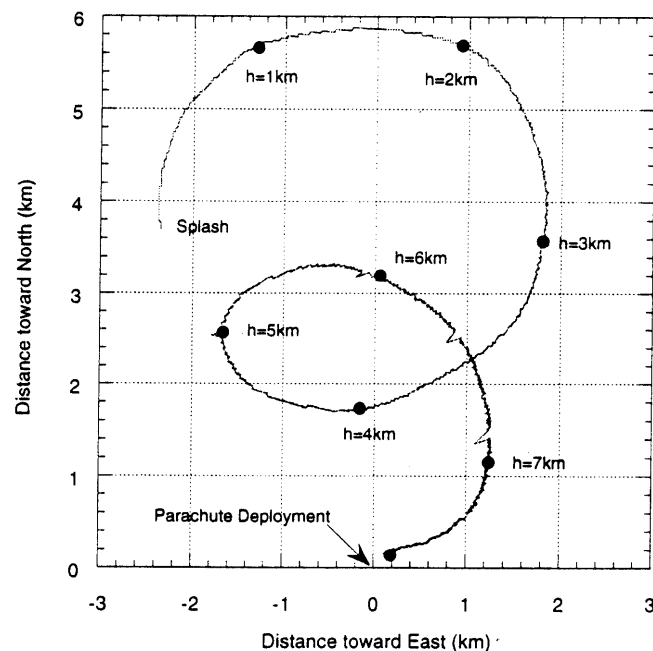


図20 風の影響を除去したグライダー・パラシュート飛跡

特性を同定することを次節で試みる。

5.5 グライダー・パラシュートの特性

3次元のシミュレーションは現象を単純化させるためにもっともシンプルなモデルを考える。パラシュートおよびゴンドラは一つの質点として考え、空力的特性値は L/D と CD の2つで表現されるとする。また、バンクすることにより旋回する力を発生させているという考えに基づくものとする。

まず、グライディング・パラシュート降下中の GPS データと前述の風のデータからグライディング・パラシュートの L/D を算出したものが図21である。まだ、風の影響を完全に除去しきれていないために、ばらつきがあるが、高度が4.5 km になる400秒以降の L/D は平均的に2.3程度と考えてよい。この値は2章で述べた風洞試験結果と比較すると6割程度であるが、前述のように本試験ではコントロール索をもっとも引いたフルブレーキの状態になっていたことを考慮すると矛盾しない。降下速度が予測より大きかったのもフルブレーキであったのでストール状態にあったためと考えることができる。また、抵抗係数については風洞試験データより平均的に0.12程度と考える。この2つの値を固定して飛跡が一致するような設定を探すと、ローカルな風の補正として東からの1 m/sの風と0.65度のバンク角という条件で両者はよく一致する。図22は両者の飛跡の比較、図23は両者の降下カーブの比較を示したものである。

バンク角を考慮する根拠は、5.2節で述べたように左右ともコントロール機構がスタックしてしまったが、若干ではあるが徐々に左右のポテンショメータ出力に相違が出始め、最終的には右側のコントロール索を5.7cm

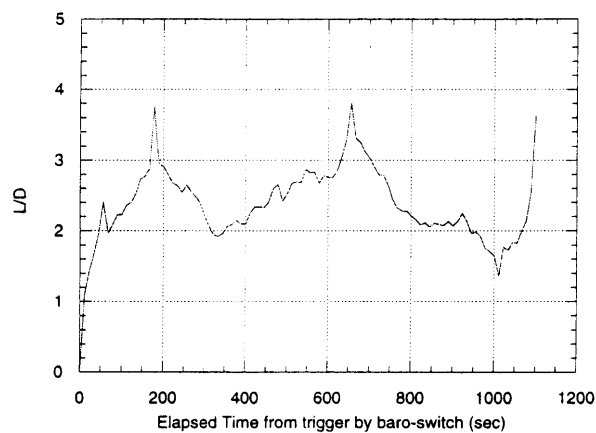


図21 グライディング・パラシュートの L/D

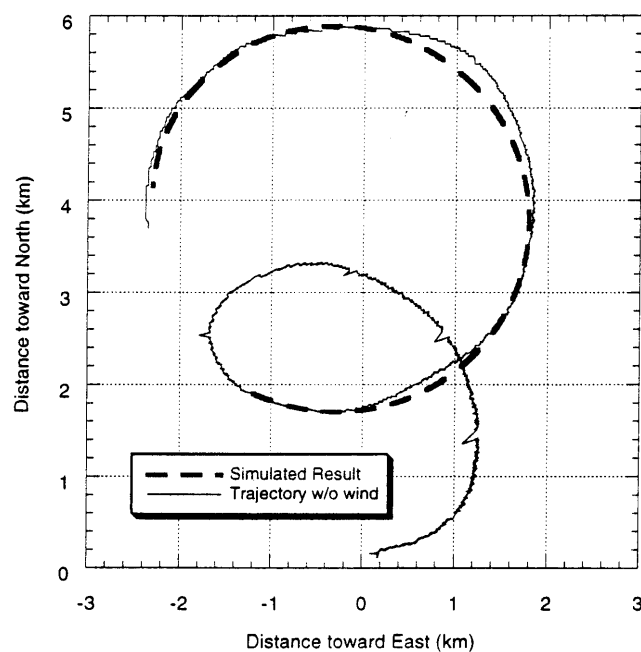


図22 シミュレーション結果と風を除去した実際の飛跡の比較（高度4.5 km 以下）

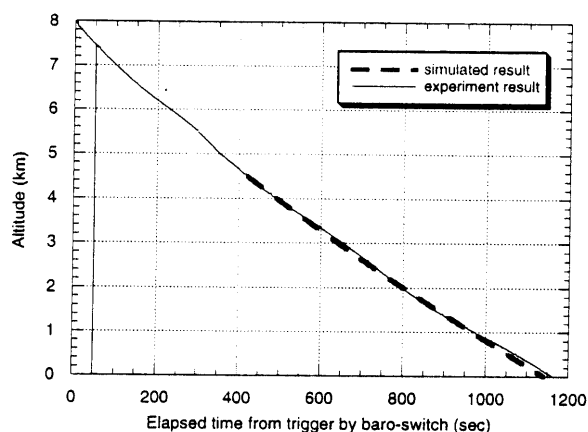


図23 シミュレーション結果と実際の降下カーブの比較
(高度4.5 km 以下)

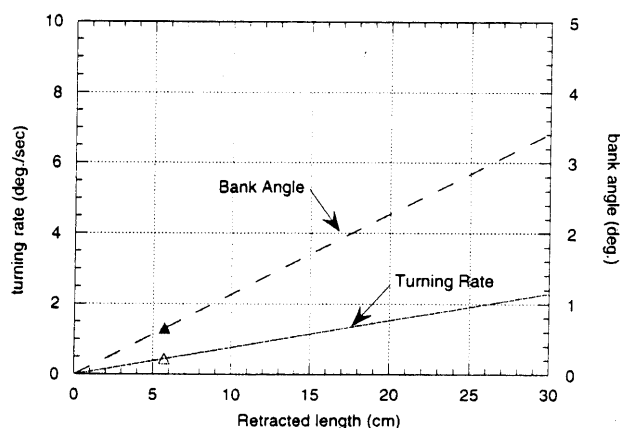


図24 制御索の引きしろとバンク角，旋回速度との関係

程度伸ばしたことになるというデータに基づいている。このことを用いて、引き込むコントロール索の長さとはバンク角、および旋回の角速度の関係を、両者に線形の関係が成り立つと仮定してプロットしたものが図24である。これは、今後のフライトに対して一つの目安を提供するという点で貴重なデータであると考えることができる。

5.6 姿勢検出器の搭載場所の問題

今回適用した制御アルゴリズムはゴンドラに搭載された地磁気姿勢検出器の出力から現在の姿勢角を求めているが、これはゴンドラとパラシュートと一緒に運動している場合には有効であるが、実際には両者の間に振動が生じている。この理由は、両者の慣性が大きく異なるために生じるものであり、図25には姿勢角のスペクトルを

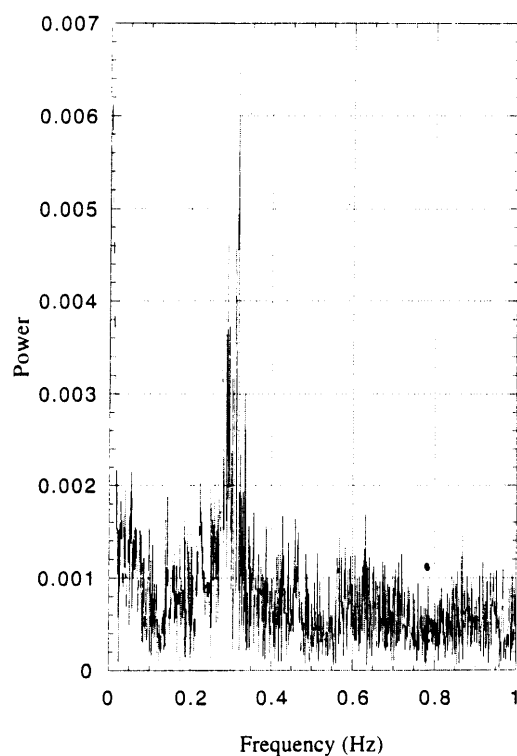


図25 姿勢角のスペクトル分布

示してあるが、周期が3秒程度の規則的な振動をしていたことがわかる。今後の制御系を設計する場合には、この振動の存在を考慮し、振動を発散させないように注意を払うとともに、例えばスライダの部分に地磁気姿勢検出器を搭載するなど、パラシュートと慣性の大きく変わらない場所に地磁気姿勢検出器を配置する工夫をしていくべきである。

6. おわりに

気球を利用して高度8kmからのグライディング・パラシュートの開傘、飛翔試験を実施した。グライディング・パラシュートは自身の水平速度を越える速度のジェット気流中でも正常に開傘した。開傘後、GPS受信器および地磁気姿勢センサからのデータに基づくオンボード・コンピュータによる自律飛翔方向制御を試みたが、パラシュート開傘と同時にコントロール索制御機構に一部不具合が生じ、期待された制御を実現することはできなかった。グライディング・パラシュートは飛翔中ずっとフルブレーキの状態を保ち続け、ストール状態にあったため、低めのL/D、早い沈下率で降下した。風の影響が小さい高度4km以下の領域では、左右のコントロール索に生じた若干の長さの相違からパラシュートの飛跡はほぼ円を描き、3次元シミュレーションも用いてその空力特性の同定を行った。本試験を通じて、高い翼面荷重、強風下でのグライディング・パラシュートの開傘や空力特性に関するデータが得られたほか、ゴンドラの振動に関する問題など今後のより効率的な回収システム開発の貴重なデータが得ることができた。

7. 参考文献

- [1] Alex G. Sim, James E. Murray, David C. Neufeld, and R. Dale Reed, "The Development and Flight Test of a Deployable Precision Landing Systems for Spacecraft Recovery.", NASA TM 4525, September 1993.
- [2] T. Nakajima, M. Hinada, Y. Morita, K. Hiraki and Y. Seki, "Experimental Study of the Recovery System by Gliding Parachute.", AIAA-93-1253, May 1993.