

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

小型超音速実験機（ロケット実験機）
回収系パイロットシュート部の改修

水野 拓哉，本田 雅久

2007年3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

小型超音速実験機（ロケット実験機） 回収系－パイロットシュート部の改修

Development of Recovery System – Pilot Chute Section – for NEXST-1

水野 拓哉^{*1}, 本田 雅久^{*1}
Takuya MIZUNO^{*1} and Masahisa HONDA^{*1}

* 1 航空プログラムグループ 超音速機チーム
Supersonic Transport Team, Aviation Program Group

2007年3月

March 2007

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1. はじめに	1
2. 回収系の概要	1
2.1 回収系の概要	1
2.2 パイロットシュート部の構成	2
2.2.1 パイロットシュート（傘体部）および収納袋	3
2.2.2 分離機構	4
2.3 パイロットシュート開傘シーケンス	4
3. パイロットシュート部改修概要	5
4. 改修設計および試験結果	6
4.1 傘体部：引出し試験	6
4.1.1 静的引出し試験	6
4.1.2 動的引出し試験	8
4.2 傘体部：空力特性確認試験	18
4.3 傘体部/収納袋：切創試験	21
4.3.1 摺動切創試験	21
4.3.2 衝撃切創試験	24
4.4 パイロットシュートシステム：放出確認試験	27
5. おわりに	46

小型超音速実験機（ロケット実験機） 回収系－パイロットシュート部の改修*

水野 拓哉^{*1}, 本田 雅久^{*1}

Development of Recovery System -Pilot Chute Section- for NEXST-1 *

Takuya MIZUNO ^{*1} and Masahisa HONDA ^{*1}

ABSTRACT

After the failure of the first flight of NEXST-1, the recovery system design was reviewed and improved in order to ensure the success of the second flight trial. We focused on the pilot chute section that operated first in the recovery sequence, because it was the most important to success in the flight trial. Specifically, we carried out development tests of the aerodynamic characteristics and the structural strength of the pilot chute canopy, the pilot chute container and the pilot chute container separation systems. This report describes the development test and the discussions.

Keywords: Recovery system, Parachute, Pilot chute, NEXST-1

概 要

第1回小型超音速実験機の飛行実験後、第2回飛行実験に向け回収系システムの再検討が実施された。特に回収シーケンスの最初の段階であるパイロットシュート部は、飛行実験の成功に大きく影響すると考え、重点的に改修が実施された。具体的にはパイロットシュート傘体、パイロットシュートコンテナ、パイロットシュートコンテナ分離機構の空力特性、構造強度、環境条件に関する改修試験が実施された。本稿ではパイロットシュート部の改修時に実施された試験の中でも特に、パイロットシュート傘体部に関連した試験の内容および結果をまとめた。

1. はじめに

2005年10月10日に第2回飛行実験を実施し、小型超音速実験機は豪州ウーメラ実験場からロケットにより打ち上げられ、マッハ2における各種空力データ取得後、回収予定地点まで滑空し、パラシュートにて水平降下、エアバックにて軟着陸し、データレコーダを含む実験機が無事回収された。実験機は離着陸機能を有していないため、離陸フェーズはロケットを用いた斜め打ち上げ方式が、着陸フェーズはパラシュート・エアバックによる水平軟着陸方式が採用されている。

第1回飛行実験の失敗を受け、実験機システム全体を再点検した結果、第1回飛行実験時に開発されたパラシュートシステムは、開傘シーケンス上の問題、ロケットプルームによる輻射熱問題、打上げ時のロケット燃焼振動による強度的な問題等が存在することが判明したた

め、第2回飛行実験に向け改修が実施された。特にパイロットシュート部は改修重点項目と考え、開傘シーケンスの見直しを実施した。それに伴い、パイロットシュート部の形状、強度等の変更を行い、その確認試験として傘体引出し試験、切創試験、空力特性試験等を実施した。本稿ではその試験内容及び結果をまとめた。

2. 回収系の概要

2.1 回収系の概要

本システムは実験機を滑空速度100m/sから着地速度6.6m/s以下まで減速・安定降下させるパラシュートシステムと、パラシュート開傘後機体を垂直姿勢から水平姿勢に変更する姿勢反転システム、さらに着地時に機体に加わる接地荷重を12G (118m/s²) 以下に緩和するエアバックシステムから構成される。各コンポーネントの機体搭載位置概要を図2.1-1に、回収シーケンス概要を

* 平成19年3月15日受付 (received 15 March 2007)

*1 航空プログラムグループ 超音速機チーム (Supersonic Transport Team, Aviation Program Group)

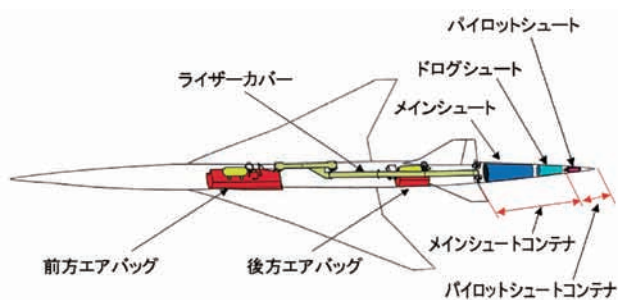


図2.1-1 各コンポーネントの機体搭載位置概要

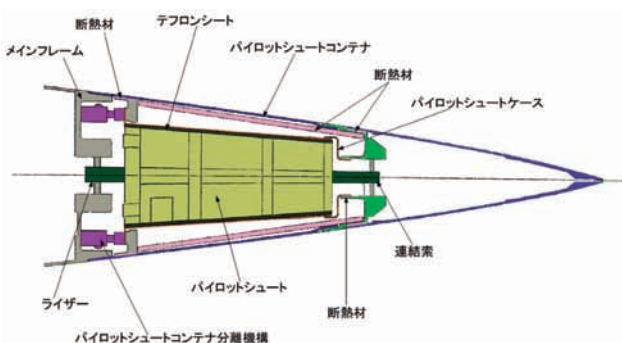


図2.2-1 パイロットシュート部の構成



図2.1-2 回収シーケンス概要

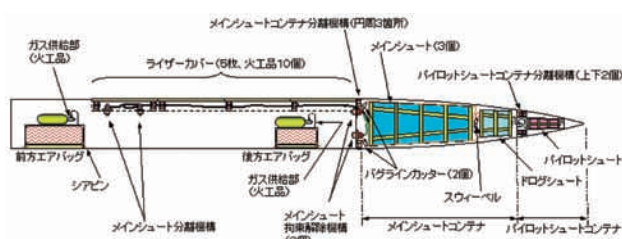


図2.1-3 各コンポーネントの配置詳細

図2.1-2に、各コンポーネントの配置詳細を図2.1-3に示す。主な特徴は以下の通りである。

- ①回収シーケンスのイベントタイミングは、実験機に搭載されている飛行制御用コンピュータであるFCCにより制御される場合と、回収システム内部に搭載している延時火工品により制御される場合の2種類が混在する。図2.1-2に示す①～⑩までのイベントのうち、下線が引かれたものはFCCがタイミングを制御している。
- ②パラシュートシステムはパイロットシュート、ドログシュートおよび3個のクラスターメインパラシュートから構成されている。パイロットシュートはメインシュートコンテナを引張り、ドログシュート収納袋からドログシュート傘体を引出すシーケンスまでを行う。ドログシュートはメインシュートの引出し、および機体の減速に使用される。また、メインシュートも機

体減速に使用される。ドログシュートおよびメインシュートは、開傘時に機体にかかる荷重を6G (59m/s²)以下に低減するため、リーフing開傘方式が採用されており、リーフing率はそれぞれ50%、6%である。

- ③メインシュートコンテナ内部に収納されるドログシュートおよびメインシュートの開傘シーケンスのうち、(a) ドログシュートのリーフing解除、(b) メインシュートの収納袋からの引出し、(c) メインシュートのリーフing解除までの一連の動作が、パラシュート収納袋周りやパラシュート内に積装された延時火薬付カッターにより行われる。

- ④メインシュート開傘後、機体は垂直姿勢のまま緩降下する。エアバックを使用し水平着地姿勢で回収を実施するため、開傘シーケンス中に機体姿勢が垂直から水平に変更される。姿勢変更を使用されるメインシュート用ライザーは、機体尾部から機体上面内部を通り、機体上面中央2箇所でメインシュート分離機構と結合されている。機体姿勢変更時には、ライザー収納蓋であるライザーカバーが火工品により分離・投棄される。

2.2 パイロットシュート部の構成

2.2項 (2.2.1, 2.2.2も含む) で説明するパイロットシュート部構成品については、第2回飛行実験で使用したフライト品 (改修設計後) である。

図2.2-1にパイロットシュート部の構成を示す。パイロットシュート部は、パイロットシュートコンテナ (コンテナ)、パイロットシュートおよびパイロットシュートを収納するパイロットシュートケース、パイロットシュートコンテナ分離機構 (分離機構) から構成される。また、パイロットシュートをロケットのプルームによる輻射熱から保護するため、コンテナ内部には断熱材を、コンテナ表面は輻射率が0.3以下になる様、研磨が施されている。分離機構は上下2個装備されている。

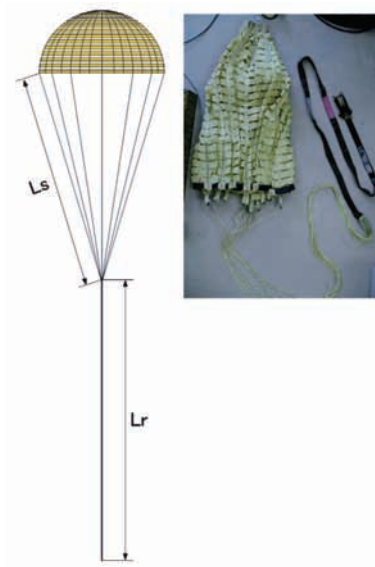


図2.2.1-1 パイロットシュート

表2.2.1-1 パイロットシュートの仕様

項目	諸元
傘体形状	コニカルリボン傘
CDS	1.0m ²
傘体呼称直径	1.60m
重量	0.90kg
ゴア数	12本
吊索長さLs	1.92m
ライザー長さLr	2.0m
傘体主材料	アラミドテープ
放出方式	ライザーファースト
ポロシティ	19.8%



図2.2.1-2 収納袋

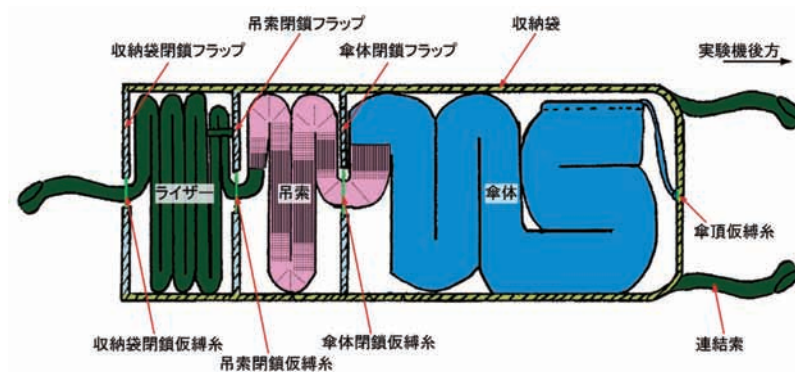


図2.2.1-3 収納袋内部

2.2.1 パイロットシュート（傘体部）および収納袋

図2.2.1-1、表2.2.1-1にパイロットシュートおよびその仕様を示す。パイロットシュートの傘体形状はコニカルリボン傘であり、姿勢安定化のため傘体表面には通風孔

が多数設けられている。傘体材料は切創性に強いアラミド繊維が採用されている。

図2.2.1-2、2.2.1-3に収納袋を示す。収納袋の主材料はアラミド繊維であり傘体同様、切創性、摺動性に考慮し



図2.2.2-1 分離機構

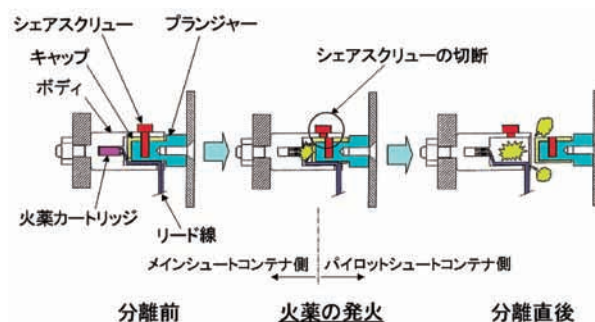


図2.2.2-2 分離機構作動図

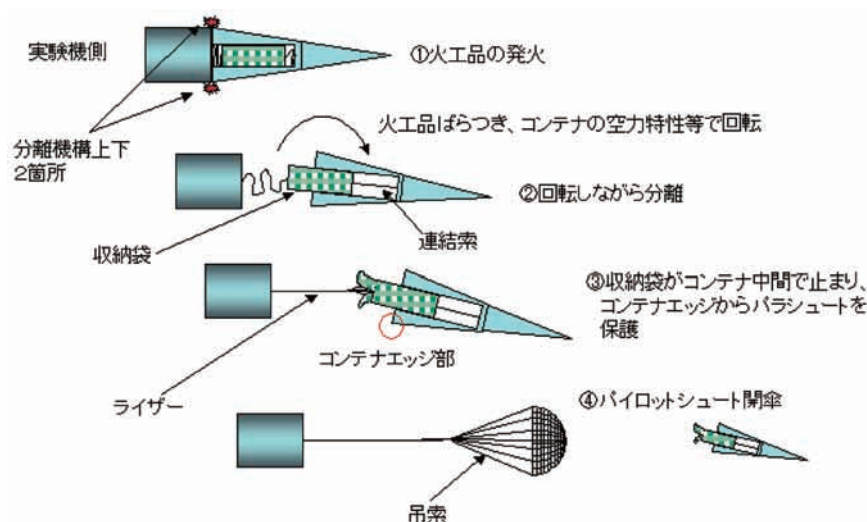


図2.3-1 パイロットシュート開傘シーケンス

た仕様となっている。内部には3枚のフラップがあるが、これはライザー、吊索、傘体が順番に放出されるようにしたものであり、各フラップは仮縛糸により閉鎖されている。また、収納袋とパイロットシュートの摩擦抵抗低減のため、収納袋形状を円錐台型形状にし、内部にはシリコンスプレーを塗布した。

2.2.2 分離機構

図2.2.2-1に分離機構を示す。実験機の等価対気速度が100m/s以下になった時点でFCCが分離機構に点火信号を送る。コンテナ分離面上下2箇所に配置された分離機構はその火薬の圧力により、コンテナを結合しているシェアスクリーを切断し、さらにパイロットシュートを含む約3.5kg（パイロットシュート：0.9kg、コンテナ：2.6kg）のコンテナ部を1m/s以上で後方へ分離する。

分離機構作動図を図2.2.2-2に示す。この分離機構はボディ、火薬カートリッジ、キャップ、プランジャー、シェアスクリーから構成される。火薬が発火するとその圧力によりキャップ部が右側に押され、シェアスクリーを切断し、プランジャー部とともに分離、放出される。

火薬はDDNPを用いており、カートリッジは1ブリッジのものが2個並べて配置され、点火電流を独立に供給することで冗長性を持たせている。

この火工品は直径がわずか20mmしかないため、発火用のリード線をボディ背面に通すことが出来ず、キャップとボディの間を通し引出している。そのため圧力が一部前方へ漏れる構造となった。この圧力漏れのため、2個の火工品は再現良く均一な力を発生する事が出来ず、コンテナは回転しながら放出されることを余儀なくされ、コンテナが回転してもパイロットシュートに損傷を与えないような工夫がなされた。

2.3 パイロットシュート開傘シーケンス

パイロットシュートの開傘シーケンスを図2.3-1に示す。

分離機構はFCCからの点火信号により発火し、コンテナ部が実験機から分離する。分離したコンテナ部は分離機構の発火推力により実験機から生じる後流域を抜ける。収納袋は慣性によりコンテナより抜け出るが、連結索が伸びきった状態では収納袋がコンテナより約半

表3-1 設計改修内容

項目	改修内容
①-i)	<ul style="list-style-type: none"> ・分離機構のシェアピンに曲げ荷重が入らぬ様、ガタ取り調整用シムをキャップとボディーの間に挿入 ・分離機構のシェアピンに曲げ荷重が入らぬ様、プランジャ形状の変更 ・コンテナの軽量化
①-ii)	<ul style="list-style-type: none"> ・コンテナの輻射率低減（0.3以下）のため、表面を研磨 ・コンテナ内に断熱シートを追加
②-i)	<ul style="list-style-type: none"> ・分離後にコンテナが加速すると、収納袋は慣性により引出される ・パイロットシュートケースから収納袋が引出された後、収納袋からパイロットシュートが引出される様、仮縛糸強度等を変更 ・コンテナの速度およびコンテナへの空気力により、引出しが完了する ・回収シーケンス開始から開傘完了までの時間を2.0秒以内に設定
②-ii)	<ul style="list-style-type: none"> ・ライザー長の短縮化によりコンテナの回転を抑制、および収納容積を小さくし、シェアピンに対するプリロードを低減する。 ・収納袋強度の向上のため、アラミド素材を使用 ・パイロットシュートケースから収納袋を引出す摩擦力低減のため、ケース形状を円錐台型に変更 ・パイロットシュートケースから収納袋を引出す摩擦力低減のため、ケース内面にテフロンシートを挿入 ・収納袋からパイロットシュートを引出す摩擦力低減のため、収納袋形状を円錐台型に変更 ・コンテナが回転した場合、ライザー及び収納袋に切創が生じる可能性があるため、エッジ部にRをつける。 ・正常な開傘シーケンス実現のため、収納袋フラップ部の仮縛糸強度の見直し
②-iii)	<ul style="list-style-type: none"> ・シェアピンの材質、形状変更による強度の向上 ・分離時の摩擦抵抗低減のため、プランジャ、キャップ表面に乾性皮膜潤滑剤を塗布 ・シェアピン強度変更に伴う火工品薬量の変更
②-iv)	<ul style="list-style-type: none"> ・パイロットシュート部の全統合試験となる放出性確認試験を実施

分程度出た状態となる。これはコンテナが回転しながら分離するため、コンテナ縁によるパイロットシュートの切創を収納袋により保護するための対策である。ライザーが伸びきると収納袋のフラップの仮縛糸が切断され、内部に収納されているライザー、吊索、傘体が順番に引出される。傘体が開傘後、次のドログシュートの開傘シーケンスへと移行する。

3. パイロットシュート部改修概要

H14年7月の第1回飛行試験失敗後、これまでの設計、開発の総点検が全機レベルで実施された。総点検の結果を受け、技術確認会をH15年10月に実施し、回収システム（ただし、本稿ではパイロットシュート部に限る）は下記の問題点が判明した。

- A. ロケットモータの燃焼振動により分離機構のシェアピンが折損し、コンテナが落下する可能性がある。
- B. ロケットモータのブルームにより、パイロットシュート部の温度環境条件を満たさなくなる可能性がある。
- C. 分離機構の発火推力、発火タイミングのバラツキによりコンテナが回転し、パイロットシュートが破損する可能性がある。

実験機に搭載されたデータレコーダを故障すること

表3-2 改修設計試験名称

項目	改修設計試験名称
①-i)	<ul style="list-style-type: none"> ・分離機構：シェアピン疲労強度試験 ・分離機構：振動試験 ・コンテナ部：振動試験
①-ii)	<ul style="list-style-type: none"> ・コンテナ部：熱解析
②-i)	<ul style="list-style-type: none"> ・傘体部：空力特性確認試験 ・傘体部、収納袋、パイロットシュートケース：静的引出し試験 ・傘体部、収納袋、パイロットシュートケース：動的引出し試験
②-ii)	<ul style="list-style-type: none"> ・傘体部、収納袋：衝撃切創試験 ・傘体部、収納袋：摺動切創試験 ・傘体部、収納袋、パイロットシュートケース：静的引出し試験 ・傘体部、収納袋、パイロットシュートケース：動的引出し試験
②-iii)	<ul style="list-style-type: none"> ・分離機構：薬量選定試験 ・分離機構：環境試験、正常発火試験 ・分離機構：圧力試験
②-iv)	<ul style="list-style-type: none"> ・パイロットシュートシステム：放出確認試験

なく回収することがプロジェクト成功の必須条件であるため、それには回収システムの最初のシーケンスであるパイロットシュートの開傘を成功させることが必要であった。そのため、上記A,B,Cの問題を解決すべく、下記の対策が実施された。カッコ内は各対策がどの問題

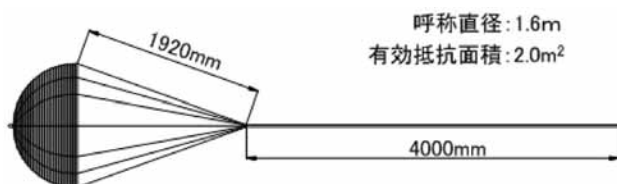


図4.1.1-1 傘体部の形状

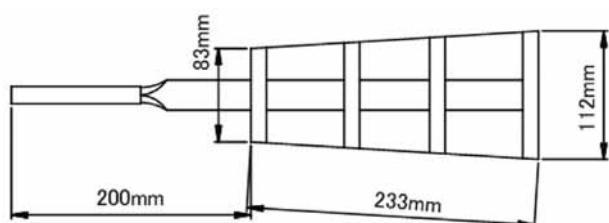


図4.1.1-2 収納袋の形状

点に対するもののなかを示す。

①耐環境性の向上

- i) ロケットモータ燃焼振動に対する分離機構部の強度向上、およびコンテナ取付け部のガタ取りの実施 (A)
- ii) ロケットプルームに対する耐熱性の向上 (B)

②放出・開傘機能の信頼性向上

- i) 放出シーケンスの見直し (C)
- ii) ライザー長さおよびパイロットシュートケース、収納袋の形状等の変更 (C)
- iii) 分離機構の改修 (A,C)
- iv) 実サイズによる放出・開傘機能の確認試験の実施 (C)

各項目の具体的内容を表3-1に、改修に伴い実施した確認試験名称を表3-2に示す。

本稿では傘体部、収納袋、パイロットシュートケースの改修に関わる②-i)、②-ii)、②-iv) について、改修後の確認試験の内容を整理した。

4. 改修設計および試験結果

4.1 傘体部：引出し試験

4.1.1 静的引出し試験

(1) 目的

パイロットシュートケース（ケース）および収納袋の改修により、収納袋引出し力および傘体部引出し力が要求された荷重範囲内であることを確認する。要求された荷重範囲は下記の通りである。

- ① ケースから収納袋を引出し角0°で引出す際、収納袋引出し力が25.5N(2.6kgf)以下であること。また、引出し後損傷が無いこと
- ② 収納袋から傘体部を引出し角0°で引出す際、収納

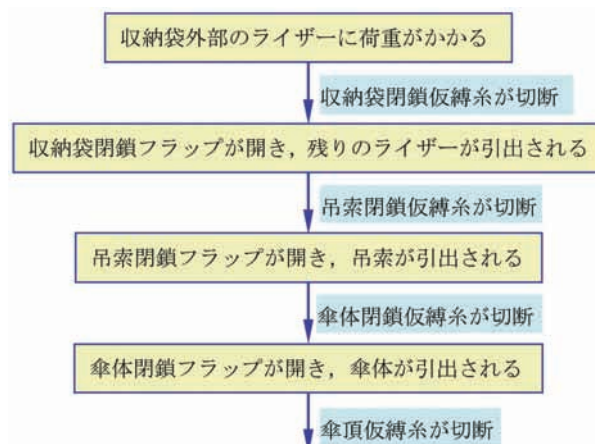


図4.1.1-3 傘体部引出しの流れ

袋閉鎖仮縛糸の切断力が25.5～88N（2.6～9kgf）、吊索閉鎖仮縛糸切断力、傘体閉鎖仮縛糸切断力、および傘体部引出し力が170N（17.3kgf）以下であること。また、引出し後損傷が無いこと。

(2) 供試体

供試体はパイロットシュートコンテナ（コンテナ）、ケース、傘体部、収納袋から構成される。傘体部および収納袋の形状を図4.1.1-1、図4.1.1-2に示す。

また、収納袋内部構造については図2.2.1-2、2.2.1-3に示す通りである。収納袋から傘体部が引出される流れを図4.1.1-3に示す。

(3) 試験装置及び試験条件

試験は2004年8月に藤倉航装株式会社 船引工場で行った。試験装置を図4.1.1-4に示す。

固定台にコンテナを設置し、手によってロードセルを介しライザーに引張り荷重を加えた。試験の実施に当たっては事前に図4.1.1-5に示すような治具を使用し、コンテナ内部の縁から3～4cm深さまで押込み、12時間以上保持する収納袋保形作業を実施した。また、実験機の打上げの際、収納袋がコンテナ内部で圧縮されることを想定し、試験直前に図4.1.1-6に示す様な39N（4kgf）で1分間圧縮する作業も実施した。

試験形態はコンテナから収納袋が引出される際に必要となる荷重を計測する収納袋引出し試験、収納袋から傘体部が引出される際に必要となる荷重を計測する傘体部引出し試験の2種類を実施した。収納袋引出し試験では、収納袋の引出しから収納袋仮縛糸切断までを試験し、傘体部引出し試験では、収納袋引出しから傘体引出しまでの試験を実施した。また、それぞれの試験に対し、収納袋、傘体部の引出し力が小さくなる様、コンテナ内部、収納袋内外部にシリコンを塗

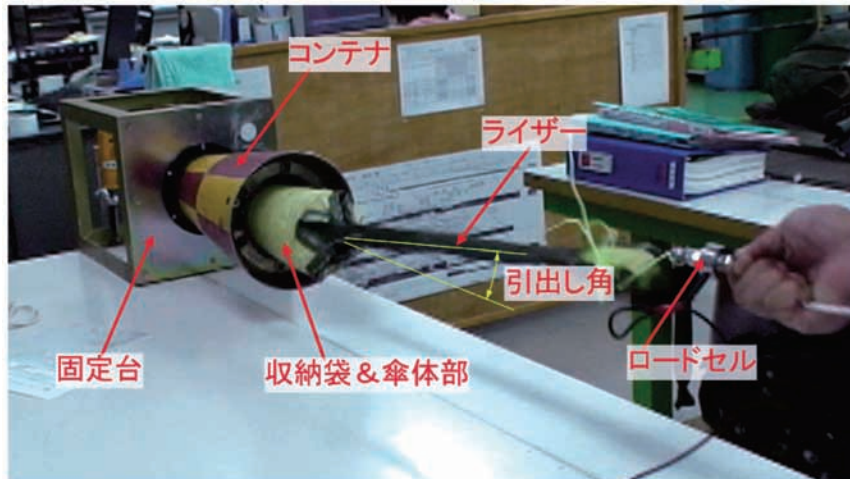


図4.1.1-4 試験装置

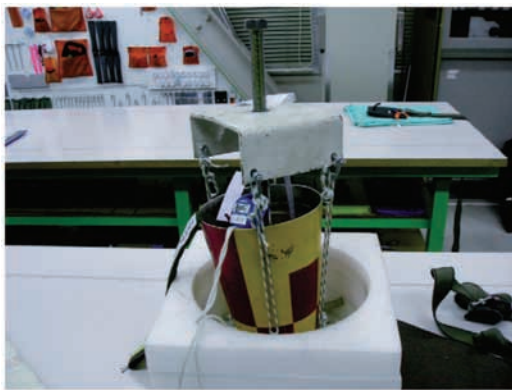


図4.1.1-5 収納袋保形作業



図4.1.1-6 収納袋圧縮作業

布した試験，引出し角度を 0° から最大 180° まで想定した試験も実施した。

(4) 試験結果

① 収納袋引出し試験

試験結果を表4.1.1-1に，代表的な試験の荷重計測結果を図4.1.1-7に示す。

収納袋引出し荷重は，引出し角度 0° ， 30° ではシリコン塗布の有無に関わらず，要求値 25.5N 以下を満たした。 $45^{\circ}\sim 60^{\circ}$ ではシリコン塗布をした場合要求を満たすものの，塗布しない場合は満たすことは出来なかった。 90° 以上では塗布の有無に関わらず要求を満たすことが出来なかったが，実際にはコンテナ部が回転することになり，収納袋は抜け易くなると判断し， 90° 以上の場合の結果を設計改修の対象として考慮することはしなかった。収納袋閉鎖仮縛糸切断荷重は引出し角度 180° 以外，全ての条件で要求値 $25.5\text{N}\sim 88\text{N}$ を満たした。また，全ての試験条件において供試体が

損傷することはなかった。

よって本試験ではシリコンを塗布しない場合 30° ，塗布した場合 60° まで収納袋引出し荷重の要求値を満たすことが確認された。

② 傘体部引出し試験

試験結果を表4.1.1-2，試験の様子を図4.1.1-8，荷重計測結果を図4.1.1-9に示す。

本試験では実施した3種類の試験全てにおいて，収納袋引出し荷重および各シーケンスにおける仮縛糸切断力の要求条件を満たすことが確認された。ただ，No.8-1の収納袋引出し荷重が，収納袋引出し試験で計測したシリコン無しの荷重結果に比べて半分程度の大きさとなっている。この点に関しては要求値をオーバーしたわけではないこと，シリコン有りの条件では，収納袋引出し試験結果とほぼ同等の結果が得られていること，設計改修としてはシリコン塗布の方向で進めることなどを考慮し，再計測は実施しなかった。

表 4.1.1-1 収納袋引出し試験結果

No.	引出角度 [度]	シリコン塗布 有○、無×	収納袋引出 荷重 [N]	仮縛糸 切断力 [N]	試験後の損傷 無○、有×	備考
1-1	0	×	23.2	43.4	○	
1-2	0	×	24.5	未実施	○	
1-3	0	×	24.0	未実施	○	
1-4	0	○	10.6	未実施	○	
1-5	0	○	5.6	39.2	○	
1-6	0	○	14.4	44.8	○	
2-1	30	×	25.2	37.8	○	
2-2	30	○	10.6	44.3	○	
2-3	30	○	8.1	48.1	○	
3-1	45	×	27.7	35.3	○	
3-2	45	○	13.2	43.5	○	
3-3	45	○	19.0	45.5	○	
4-1	60	×	—	51.7	○	収納袋が放出されず仮縛糸が切断
4-2	60	○	20.2	未実施	○	
4-3	60	○	15.7	37.2	○	
4-4	60	○	17.7	43.0	○	
5-1	90	×	—	58.0	○	収納袋が放出されず仮縛糸が切断
5-2	90	○	29.1	31.6	○	
5-3	90	○	43.0	44.3	○	
6-1	135	×	—	77.4	○	収納袋が放出されず仮縛糸が切断
6-2	135	○	53.1	69.6	○	
6-3	135	○	63.3	62.0	○	収納袋が4cm引出され仮縛糸が切断
7-1	180	×	—	—	○	収納袋が引出されず仮縛糸も切断せず
7-2	180	○	101.2	—	○	収納袋3cm引出し、仮縛糸切断せず
7-3	180	○	149.3	173.8	○	収納袋2.5cm引出し、仮縛糸切断

※試験結果が正常な場合（引出し力：25.5N以下 仮縛糸切断力：25.5N～88N 損傷：無し）

試験結果が正常でない場合（上記範囲外）

(5) まとめ

本試験により、以下のことを確認した。

- ①設計改修後のパイロットシュートシステムは、収納袋引出しから傘体引出しまでの全シーケンスにおいて、引出し荷重に関する設計要求を満たす。
- ②収納袋とコンテナの接触面にシリコンを塗布しない場合：引出し角度30°
塗布した場合：引出し角度60°
まで収納袋引出し荷重要求（25.5N以下）を満足する。

以上より飛行実験に使用するパイロットシュートは、改修設計後の物にシリコンを塗布した物を採用することとした。

また、改修前に実施した試験と本試験との比較を表4.1.1-3に示す。ただし、試験条件は下記の通りである。

- ・引出角度は0°（改修前の試験では引出角度6°以上は実施していないため）。

- ・改修前はシリコンの塗布無し、収納袋・ケース形状は円筒型
- ・改修後はシリコンの塗布有り、収納袋・ケース形状は円錐台型
- ・荷重値は複数回計測した場合平均値

表より、収納袋引出し力、傘体引出し力が大幅に低減できたことが確認できる。これは収納袋・ケース形状の変更、シリコン塗布の実施の効果だと考える。また、各仮縛糸の切断力も改修後に低減されており、仮縛糸強度の見直しが反映された結果となった。

以上本改修により、各荷重値の低減により傘体引き出しシーケンスの信頼性が向上したと考える。

4.1.2 動的引出し試験

(1) 目的

パイロットシュート収納袋（収納袋）は、パイロットシュート分離機構（分離機構）の発火推力により、パイロットシュートコンテナ（コンテナ）より抜ける

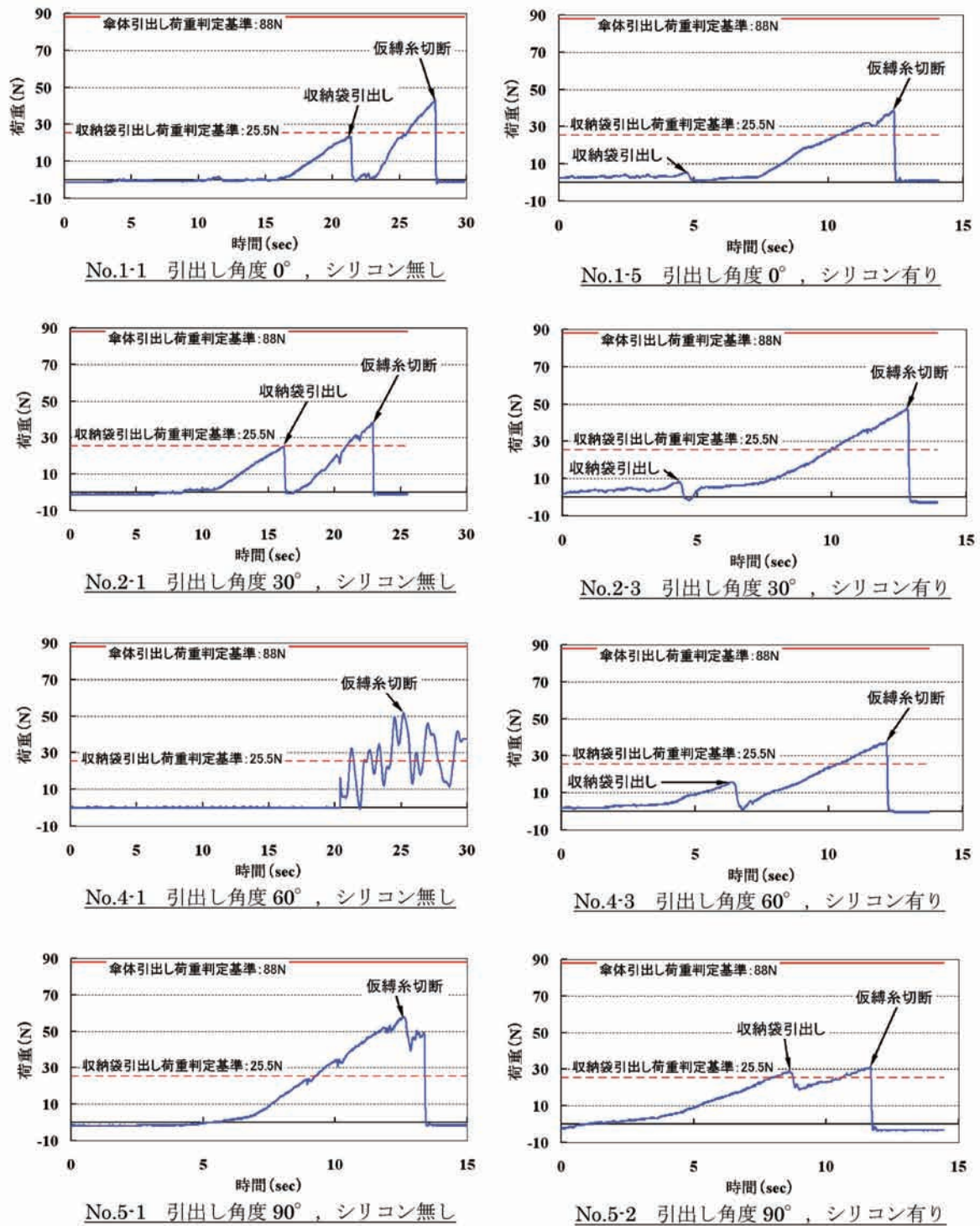


図4.1.1-7 引出し荷重結果

設計となっている。そこで本試験では、以下の2点を確認することを目的とする。

- ①分離機構の発火推力による最小加速で、収納袋がコンテナから慣性で抜け出ること
- ②分離機構の発火推力による最大加速で、収納袋がコンテナから抜け出た場合、連結索、取付けピン等に損傷が生じないこと

(2) 供試体

供試体はコンテナ、パイロットシュート、分離機構、連結索取付けピン、メインフレームから構成される。

(3) 試験装置及び試験条件

試験は2005年1月に三菱重工業（株）名古屋航空宇宙システム製作所で実施された。

表 4.1.1-2 傘体引出し試験結果

No.	引出角度 [度]	シリコン塗布 有○、無×	収納袋引出 荷重 [N]	仮縛糸 切断力 [N]	試験後の損傷 無○、有×	備考
8-1	0	×	11.7	—	○	収納袋引出し
			—	43.5		収納袋閉鎖仮縛糸切断
			—	61.6		吊索閉鎖仮縛糸切断
			—	60.2		傘体閉鎖仮縛糸切断
			—	36.2		傘体引出し
			—	37.2		傘頂仮縛糸切断
8-2	0	○	10.6	—	○	収納袋引出し
			—	42.3		収納袋閉鎖仮縛糸切断
			—	54.4		吊索閉鎖仮縛糸切断
			—	76.4		傘体閉鎖仮縛糸切断
			—	41.8		傘体引出し
			—	50.6		傘頂仮縛糸切断
9-1	30	○	15.2	—	○	収納袋引出し
			—	36.0		収納袋閉鎖仮縛糸切断
			—	63.4		吊索閉鎖仮縛糸切断
			—	63.9		傘体閉鎖仮縛糸切断
			—	46.1		傘体引出し
			—	50.0		傘頂仮縛糸切断

※試験結果が正常な場合（引出し力：25.5N以下 仮縛糸切断力：25.5N～88N 損傷：無し）

試験結果が正常でない場合（上記範囲外）

試験のセットアップにあたり、事前に下記の作業i)～iii)を実施している。

- i) 収納袋をコンテナにセットする前に、収納袋の抜けを良くする為のシリコンを収納袋表面上に塗布する（図4.1.2-1）
- ii) 収納袋の圧縮及び保形作業は静的引出し試験と同等の作業を実施する（図4.1.1-5, 4.1.1-6）。

コンテナ部をメインフレーム上に設置する際には図4.1.2-2に示す通り、収納袋より外部に出ている50cmのライザーのうち30cmをメインフレームと収納袋の間に収納し、残り20cmをメインフレームライザー取付けピンのある窪みへ蛇腹状に収納した。また、本試験では収納袋がコンテナより抜け出るまでのシーケンスの確認が目的であるため、収納袋には傘体部が出ないように糸による仮縛の処置を施した。

図4.1.2-3に試験装置全体のセットアップを示す。切り離し装置により分離した錘は落下し、吊下げワイヤにテンションがかかると滑車を經由しコンテナが上方へ吊上げられるが、その際収納袋がコンテナから慣性で抜け出ること、連結索、取付けピン等に損傷が生じていないことを確認した。

また、コンテナの速度、加速度を計測するため、高速度カメラによる撮影および図4.1.2-4に示す加速度計をコンテナ上部に設置し、コンテナにかかる荷重をロ

ードセルにより計測した。

コンテナの向きが実際の飛行状態では横向きなのに対し、本試験では縦向きになっているが、この影響を検討した結果は次の通りである。

- ①コンテナ速度1m/s時の引上げ荷重は約280Nと予想され、それに対し収納袋が重力によりコンテナとの間にかかる摩擦力は0.4N程度であるため、引上げ荷重に対してかなり小さく、摩擦による影響は小さいと考えられる。
- ②収納袋が受ける重力は10Nであるのに対し、コンテナ速度1m/s時の引上げ荷重は約280Nと予想されるため、引上げ荷重に対してかなり小さく、重力の影響は小さいと考えられる。

以上、①、②の理由および本試験前に実施された衝撃切創試験装置の流用もあり、本試験形態ではコンテナを縦向きに設置した。

基本となる試験条件を表4.1.2-1に示す。

コンテナ初期ピーク速度1.5～3.5m/sは別試験として実施したコンテナ分離試験より計測された分離速度の最小値から最大値の範囲である。ただしコンテナ分離試験は、改修された分離機構の機能確認およびコンテナの分離速度を確認するために実施した試験である。速度の最小値及び最大値に対し、1.5程度のマージンを設定し、1.0m/s未満、1.5～3.5m/s、5.3m/s

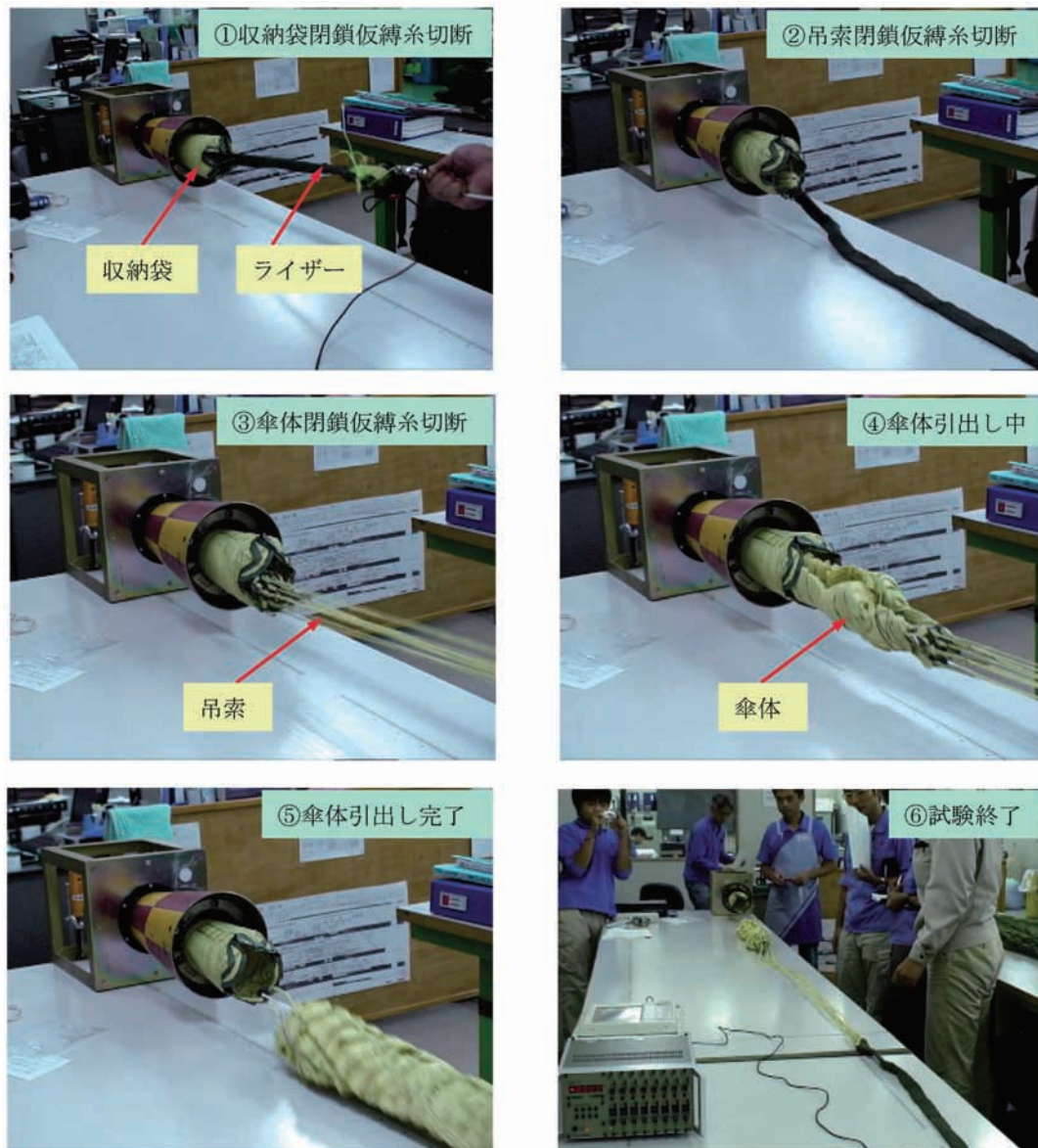


図4.1.1-8 引出し試験の様子

以上の3つの区分において試験を実施した。錘の高さであるが、吊下げワイヤにテンションがかかった状態での運動量と、テンションがかかる直前の錘の運動量が等しくなるように、錘落下高さを設定した。

(4) 試験結果

試験結果一覧を表4.1.2-2 (a), (b) に示す。

各コンテナ速度条件に対し2回ずつ試験を実施した。供試体の状況については○の評価がついているものは良とし、×を不良とした。加速度計による計測値は、機軸方向のみを計測したものである。参考値として記載した高速度カメラによる加速度は、地面から垂直方向の変位を計測し、時間についての2階微分を行った値である。

以下に各計測項目の結果について記述する。

i) 速度

図4.1.2-5に試験1, 3, 5の高速度カメラによる速度解析結果を示す。ピーク速度はこの解析結果より求めたものである。

ii) 荷重

図4.1.2-6に試験1, 3, 5の荷重計測結果を示す。このグラフはコンテナ上昇後のピーク荷重を求めるため、計測結果の一部の領域を拡大したものである。錘の落下からコンテナ速度が最大になるまでに大きな荷重ピークが2回発生するが、本試験でのピーク荷重とはコンテナが上昇し始めてからのものであり、2回目のピーク値を指す。表4.1.2-2 (b) に示す通り同じ



図4.1.2-1 シリコンの塗布



図4.1.2-2 ライザー収納状態



図4.1.2-4 加速度計の取付け

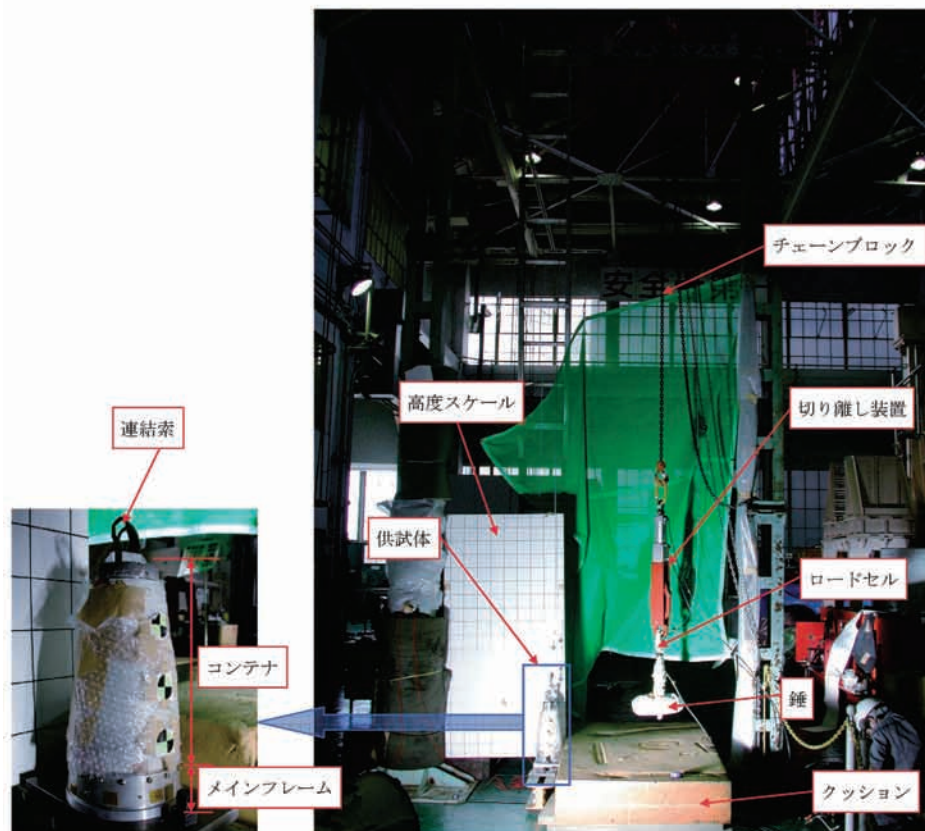
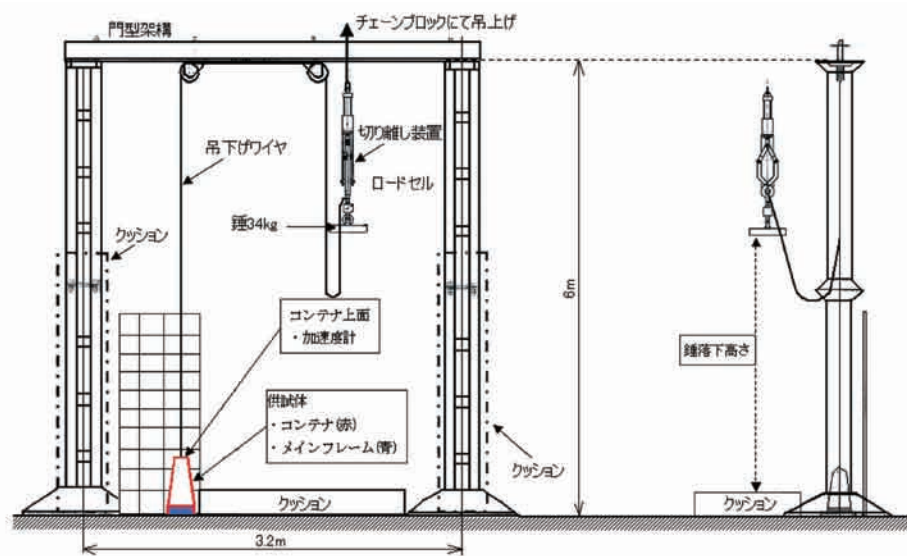


図4.1.2-3 試験セットアップ

表4.1.2-1 基本となる試験条件

コンテナ初期ピーク速度 (m/s)	1.0未満	1.5～3.5	5.3以上
錘の落下高さ (m)	0.025	0.25	1.3

表4.1.2-2 (a) 試験結果一覧

番号	試験条件		試験結果（供試体状況は○を「良」とする）			
	コンテナ速度 (m/s)	錘の落下高さ (m)	ピーク速度 (m/s)	収納袋の引き抜け 有り：○ 無し：×	仮縛の状況糸の切断 無し：○ 有り：×	連結索取付けピン 損傷無：○ 損傷有：×
1	1.0未満	0.025	0.87	×	○	○
2	1.0未満	0.025	0.80	○	○	○
3	1.5～3.5	0.25	2.54	○	○	○
4	1.5～3.5	0.25	2.57	○	○	○
5	5.3以上	1.30	7.57	○	×	○
6	5.3以上	1.30	7.36	○	○	○

表4.1.2-2 (b) 試験結果一覧

番号	試験条件		試験結果			
	コンテナ速度 (m/s)	錘の落下高さ (m)	ピーク速度 (m/s)	ピーク荷重 (N)	加速度計 ピーク加速度 (G)	(参考) 高速度カメラ ピーク加速度 (G)
1	1.0未満	0.025	0.87	342	2.55	2.09
2	1.0未満	0.025	0.80	212	3.03	2.18
3	1.5～3.5	0.25	2.54	524	7.43	5.57
4	1.5～3.5	0.25	2.57	433	13.3	6.30
5	5.3以上	1.30	7.57	1952	41.0	22.1
6	5.3以上	1.30	7.36	1674	39.1	21.5

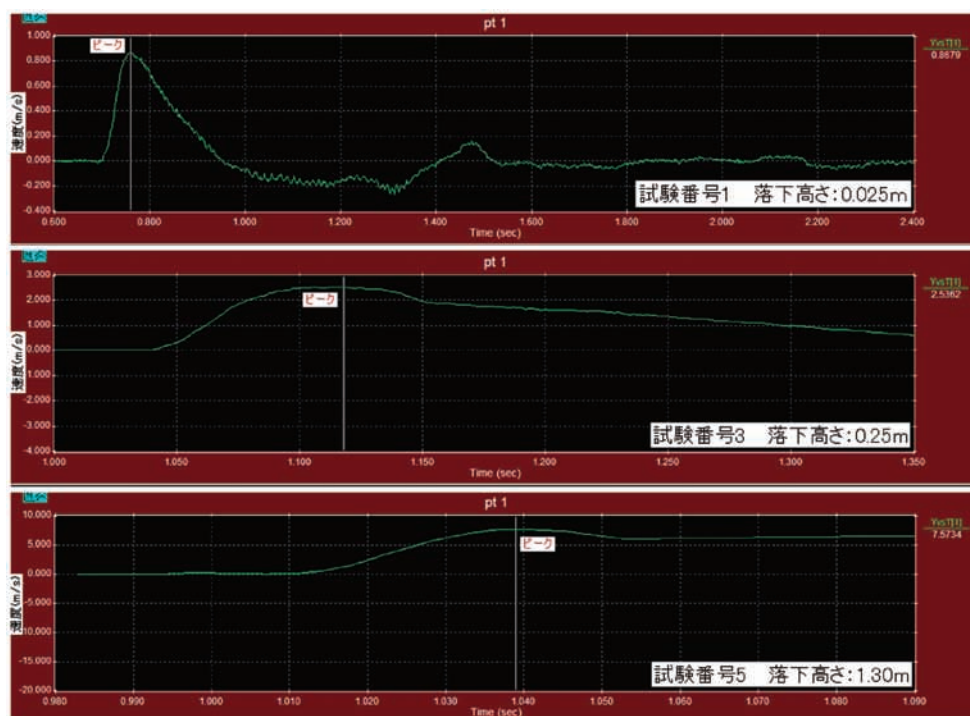


図4.1.2-5 高速度カメラによる速度解析結果

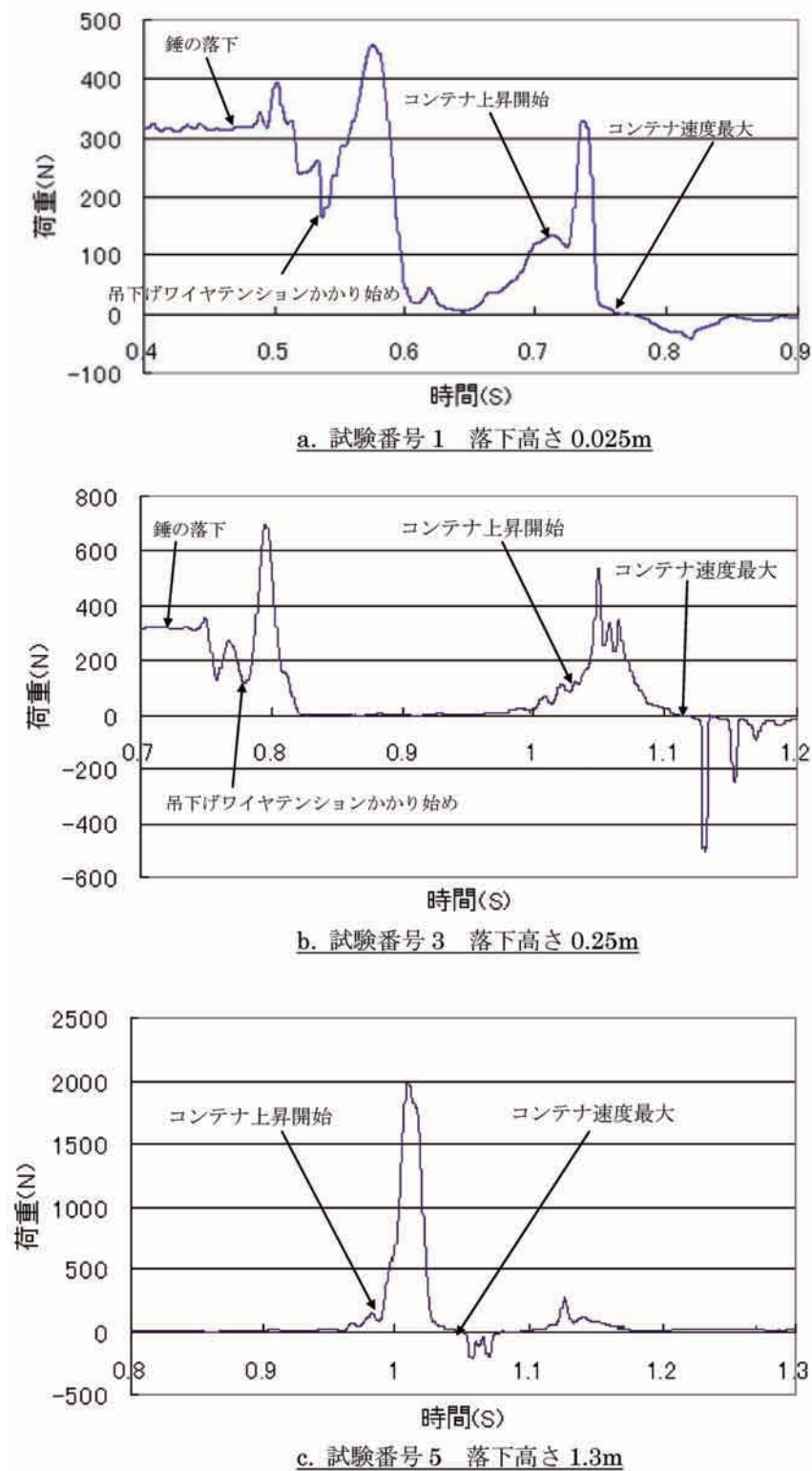


図4.1.2-6 荷重計測結果

落下高さであってもピーク荷重はかなり差があることが確認された。しかし、本試験における荷重値は参考程度のものであるため、試験期間中この差に対する検討は実施しなかった。

iii) コンテナの挙動

図4.1.2-7に試験1, 3, 5の高速度カメラによるコンテナ挙動結果を示す。試験前、荷重ピーク、速度ピーク、収納袋引出し状況の4つの事象について示す。収納袋引出し状況においては、試験1は引出されず、試験3は

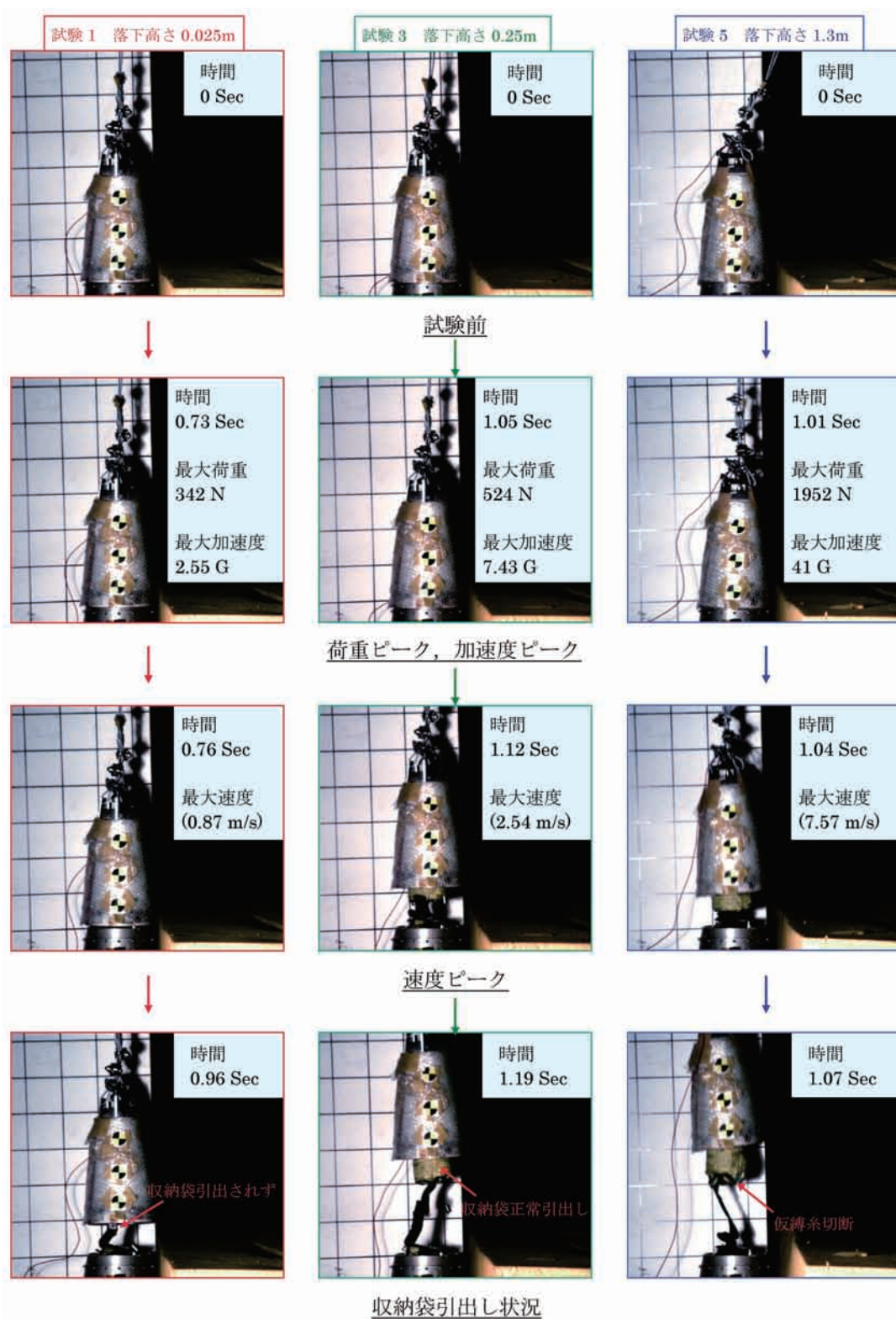


図4.1.2-7 コンテナの挙動結果

正常に引出され、試験5は正常に引出されるも、仮縛糸が切断した様子が確認できる。表4.1.2-2 (a) をもとに、3つの錘高さ条件各2回とも収納袋が引出された場合を正常引出しと判断した場合、ピーク速度2.54m/s以上あれば正常引出しが可能であると判断した。

iv) 供試体の損傷状況

図4.1.2-8のa～eに試験6の試験後の供試体状況写真を示す。この条件は供試体にとっては一番厳しい条件である。仮縛状況については試験6と同条件でありながら糸が切断した試験5の写真もfに示す。目視に



図4.1.2-8 試験後の供試体損傷状況（試験6）

よる確認の結果、連結索、連結索取付けピン等、供試体に損傷は無かった。

(5) まとめ

本試験により以下を確認した。

- ・コンテナ分離速度が2.54m/s～7.57m/sの範囲では、収納袋がコンテナから抜ける。
- ・分離後目視による確認の結果、いずれの条件においてもパイロットシュート連結索、取付けピン等に損傷がない。

また、本試験は改修前に実施していない試験であるため、改修前後による違いについては比較できないが、今後同様の試験を実施した場合を想定し、本試験から得られた知見を記す。

- 同じ錘の落下高さ条件にも関わらずピーク荷重に大きなバラツキが生じてしまった。この理由は、コンテナと吊下げワイヤの連結に鋼製のワイヤロープが使用されており（図4.1.2-4参照）、コンテナ側のワイヤロープを通す穴とロープのUの字曲がりの位置関係により、吊上げ時のコンテナが微妙に傾

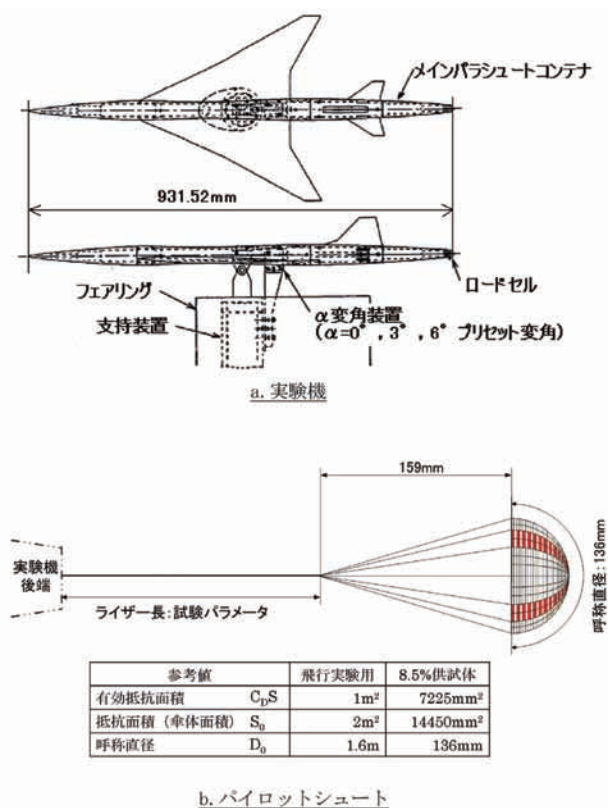


図4.2-1 供試体

き、メインフレームとコンテナ間の摩擦が大きく発生したためと考えられる。対策としては、銅製のワイヤロープからベルトスリング等、吊上げ方向を多少補正できる柔軟性のあるロープを使用し、コンテナ側のロープを通す穴の位置をロープの曲がりの

位置にしっかり来るように設置することが考えられる。

4.2 傘体部：空力特性確認試験

(1) 目的

パイロットシュートのライザー長を当初の設計より短縮した場合、傘体の挙動および空力特性に与える影響を調査することを目的とする。

(2) 供試体

供試体はロケット実験機の8.5%スケール模型の実験機およびパイロットシュートを使用した。供試体を図4.2-1に示す。

実験機は、以前メインパラシュートの空力特性試験を実施した際に使用した模型を使用することとした。後端部にはパラシュート荷重計測用のロードセルが取り付け可能となっている。また、変角装置により迎角を0°, 3°, 6°にプリセット可能な仕様となっている。パイロットシュートはライザー長を試験パラメータとしたため、試験条件に応じライザーを変更できる仕様とした。また、傘体には挙動確認のため、白地に赤を2ゴアごとに塗装を施した。材質は飛行実験用と同様、アラミド繊維を使用した。

(3) 試験装置及び試験条件

試験は2004年8月にJAXA所有の2m×2m低速風洞で実施した。試験形態の概略図を図4.2-2に、試験条件を表4.2-1に示す。

実験機模型は迎角3°, 横滑り角0°でセットした。

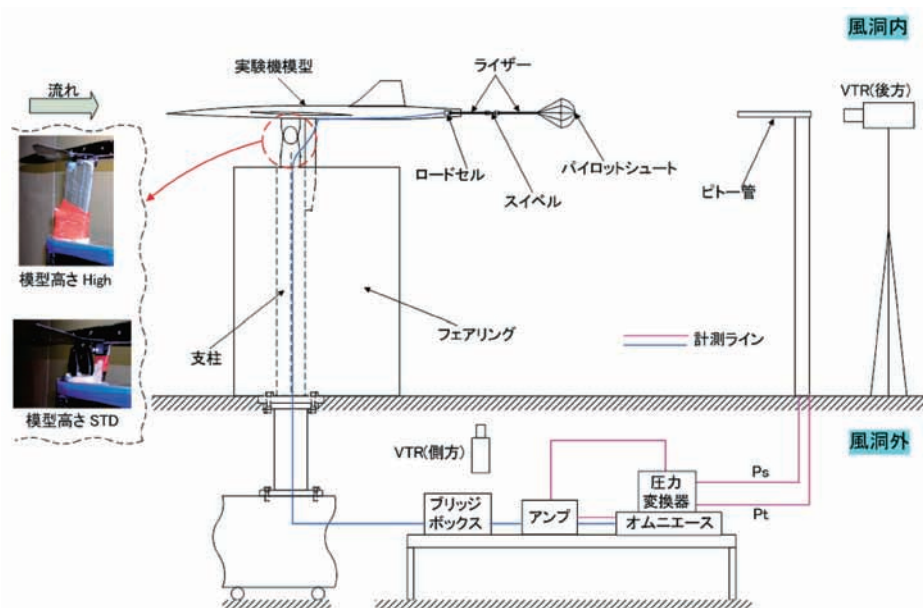


図4.2-2 試験形態概略図

表 4.2-1 試験条件

ライザー長 (mm) 参考：[飛行実験用実寸 (m)]	40 [0.5]	90 [1]	110 [1.3]	245 [2.9]	255 [3]	340 [4]	1000 [12]
風速 (m/s)	30, 40, 50						
模型高さ	High STD	STD	High STD	STD	High	High STD	High STD



図 4.2-3 試験の様子

模型下部には支柱による乱れの影響を最小限に抑えるため、フェアリングを設置した。ライザーはパイロットシュートがロール方向に回転運動した際振れる事が無い様、スイベルを使用し連結した。実験機模型とフェアリングとの間の支持部は、模型高さ STD 試験時、特に流速が遅い条件時に支持部の後流の影響が計測されたため、急遽影響が低減できると考えられる厚みおよび高さの支持部を製作し（模型高さ High）、試験形態に追加した。

計測はピトー管による全圧計測、およびロードセルによるパイロットシュート荷重計測を実施した。また、パイロットシュートの挙動を確認するため、風洞内に実験機後方から撮影するビデオカメラを1台、風洞外に実験機側方から撮影するビデオカメラを1台設置した。

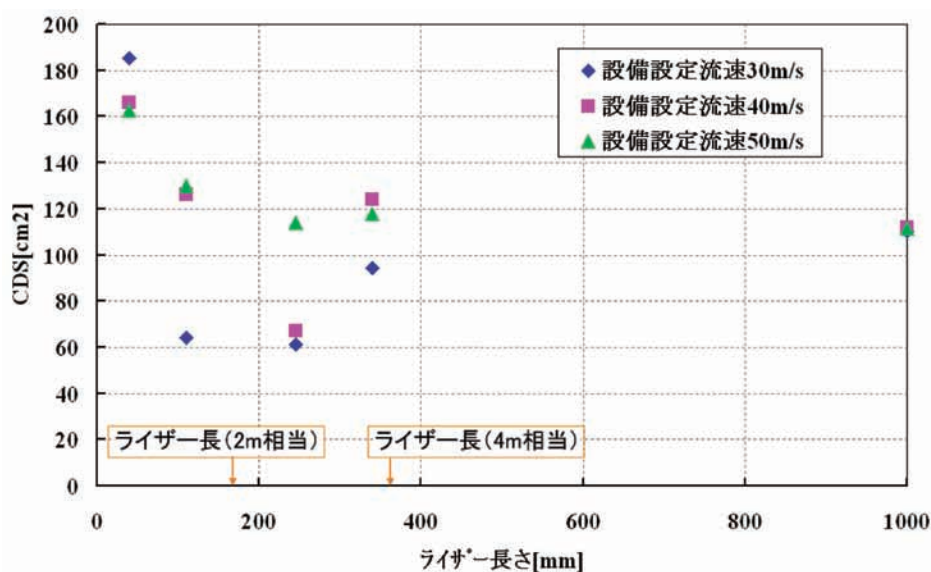
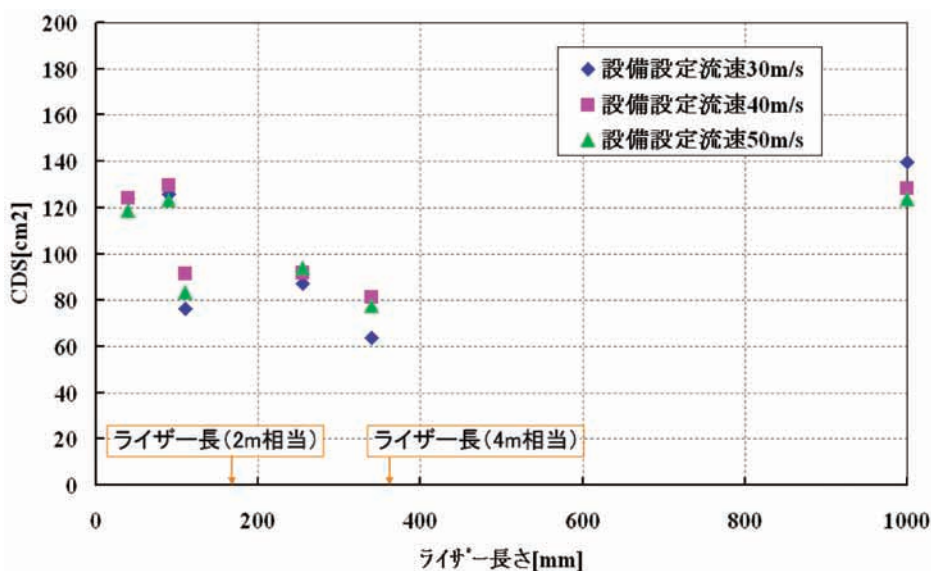
試験条件はライザー長を40mm～1000mmまでの6種類、風速を30, 40, 50m/sの3通り、模型高さは STD, High の2種類の組合せにより実施した。ただしライザー長は、基本長340mmに対し試験結果を見ながら調節した。

(4) 試験結果

ライザー長40mm、風速50m/s、模型高さ High の通風試験時の様子を図 4.2-3 に示す。

通風中はパラシュートの挙動記録のため、照明により内部を明るくした。

図 4.2-4, 4.2-5 にそれぞれ、模型高さ High, STD におけるライザー長さとの関係を示す。ライザー長40mmの機体直近付近では一般的に後流の影響により C_D が小さくなると考えられるが、模型高さ High では一様流（ライザー長さ1000mm）の C_D に対し約50%高く、STDでは約5%低くなった。この結果から開傘時の断面積が機体後端断面積の約35倍という非常に大きな場合には、機体の後流による影響よりも、支柱、フェアリングによる影響の方が大きいことが確認された。ライザー長100mm～400mmでは流速40, 50m/sの場合、模型高さ High では C_D が一様流とほぼ同程度、STDでは低くなる傾向が見られた。流速30m/sの場合、High, STD ともに低くなる傾向が見られた。この結果から流速30m/sの場合には支柱、フェアリングの影響があるが、40m/s以上ではほとんど

図4.2-4 レーザー長さと $C_D S$ との関係（模型高さ High）図4.2-5 レーザー長さと $C_D S$ との関係（模型高さ STD）

ど影響ないことが確認された。よって改修前の実寸レーザー長4mの短縮化を進めるにあたり、本試験結果から一様流の $C_D S$ とほぼ同等の $C_D S$ が得られ、4mより短い100～340mm（実寸相当1.2～4.0m）が設計対象として考えられると判断した。

図4.2-6にレーザー長とFFTにより求めた傘体の振動周波数の関係を示す。レーザー長が短いほど振動周波数が大きく、一様流に対して機体直近では約4、5倍の振動周波数であることが確認された。また、傘体の振動が $C_D S$ に関係していると考え比較したが、本計測結果からは相関関係は得られなかった。

図4.2-7にレーザー長と傘体の振れ角の関係を示す。傘体の振れ角は図4.2-8に示す後方ビデオカメラ映像

を使用して求めた。具体的には図4.2-9に示す通風中の傘体中心の位置を一定間隔でプロットし、全ての点を包絡出来る円を描ける点から求めた角度、つまり最大振れ角の値を振れ角とした。図に示す通り、レーザー長が短いほど振れ角が大きくなる傾向がある。ただ、模型高さの違いについてはほとんど影響が無いものと考えられる。

(5) まとめ

本試験により下記の内容が確認された。

- ① レーザー長が2m～4mの間においては、 $C_D S$ 、振れ角はほとんど変わらない
- ② レーザー長が2mでも一様流とほぼ同程度の $C_D S$ が

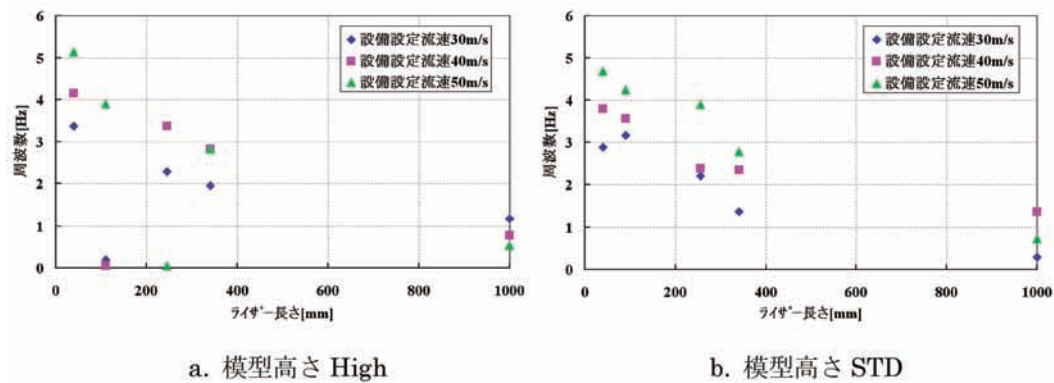


図4.2-6 ライザー長と傘体の振れ周波数の関係

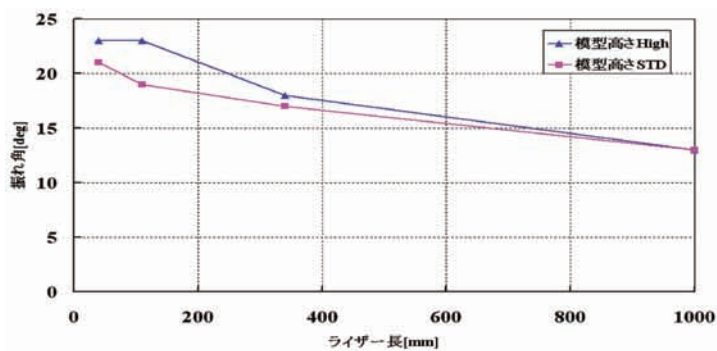


図4.2-7 ライザー長と傘体振れ角の関係

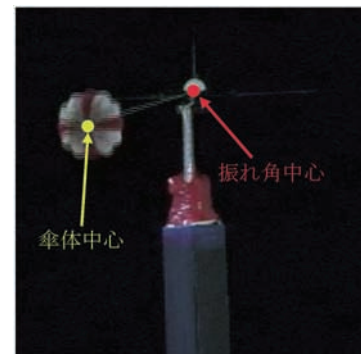


図4.2-8 後方ビデオカメラ映像

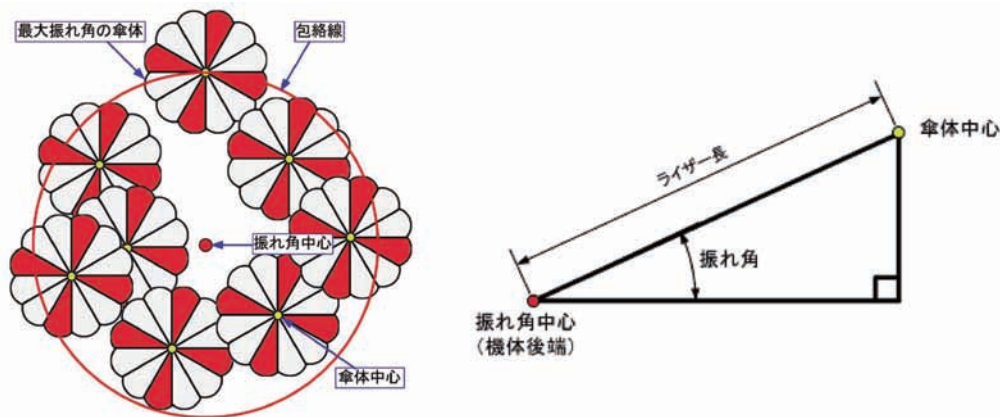


図4.2-9 振れ角の求め方

得られる

- ③本試験形態の様に、傘体開傘断面積が機体直近断面積より非常に大きい場合、機体直近での $C_D S$ は一樣流より大きくなる

以上の結果より、ライザー長を当初の設計4mから2mへ変更することとした。

パイロットシュート開傘の過程で、パイロットシュートコンテナ縁での摺動によるパイロットシュートの切創が懸念されていた。そこで、本試験では想定される最大の引張り荷重を負荷し、コンテナ縁を摺動させてもパイロットシュートが切創しないことを確認する。

4.3 傘体部/収納袋：切創試験

4.3.1 摺動切創試験

(1) 目的

(2) 供試体

供試体を図4.3.1-1に示す。供試体はパイロットシュートコンテナ、パイロットシュート、収納袋、パイロ

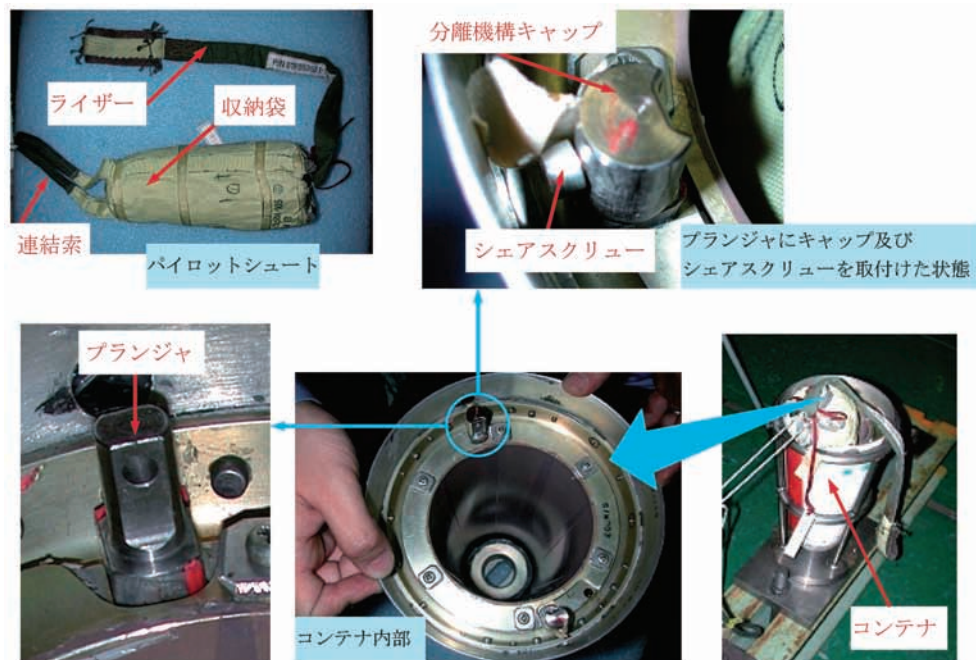


図4.3.1-1 供試体

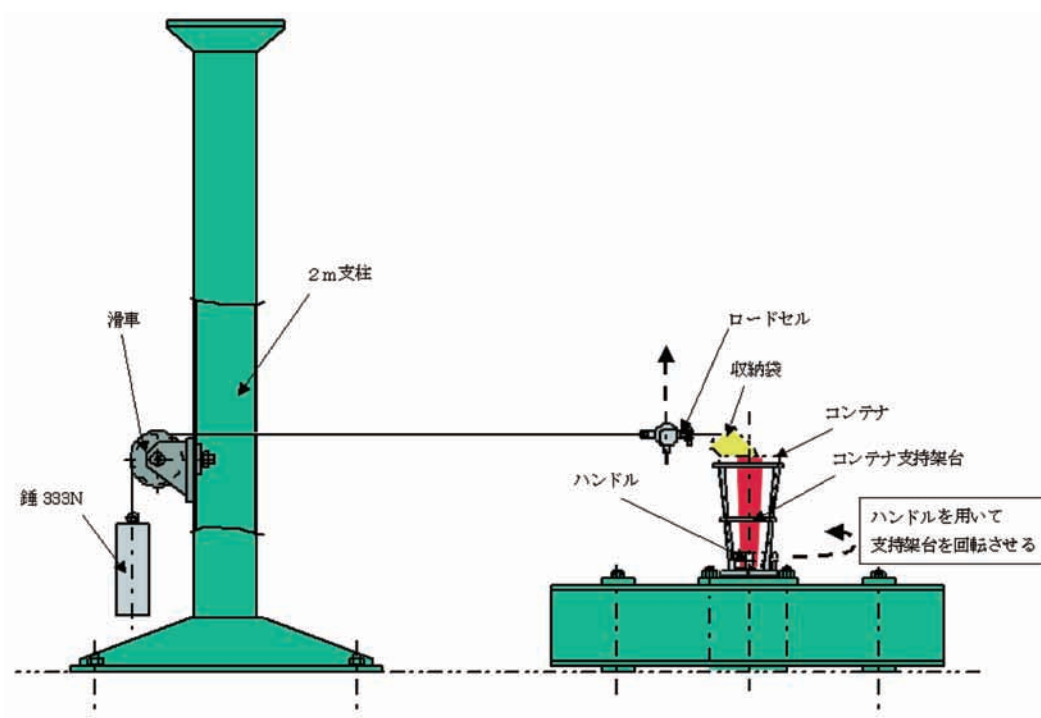


図4.3.1-2 試験セットアップ

ットシュート分離機構から構成される。

(3) 試験装置及び試験条件

試験は2005年1月に三菱重工業（株）名古屋航空宇宙システム製作所で実施した。

試験セットアップを図4.3.1-2に示す。コンテナ支持台に固定されたパイロットシュートコンテナの縁に

収納袋が摺動する様な形態にするため、収納袋をワイヤーで結び、ロードセルを介して滑車により鉛直方向へ引張荷重を負荷した。本試験で負荷する引張り荷重値であるが、コンテナ分離時の飛行速度200kt (103m/s) 時に、コンテナが受けると予測される空気力を元に設定した。この状態でコンテナ支持台を手動により90°回転させ、コンテナ縁によるパイロット

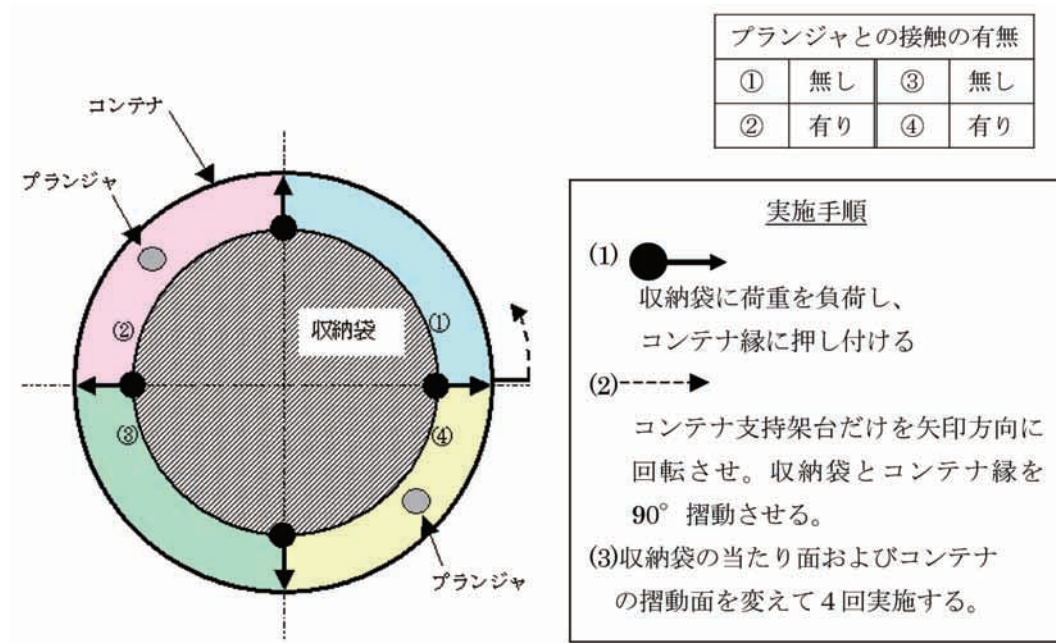
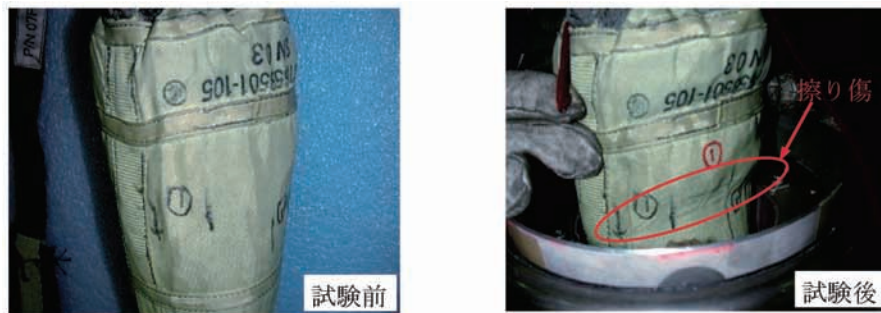
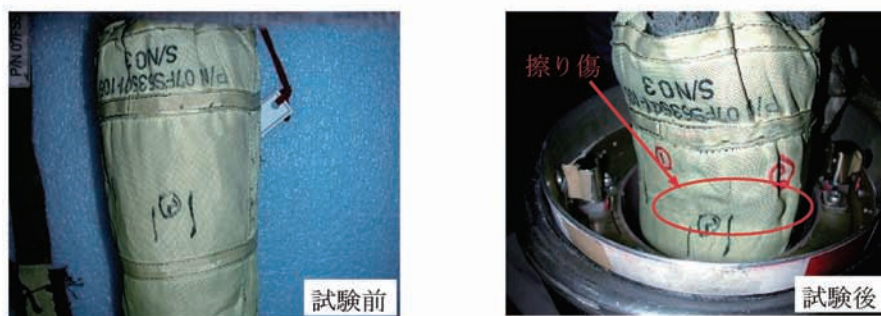


図4.3.1-3 試験ケース



a. 試験ケース①(ブランジャ接触無し)の損傷状況



b. 試験ケース②(ブランジャ接触有り)の損傷状況

図4.3.1-4 供試体損傷状況

シュート切創状況を確認した。90°の角度を設定したのは、下記の理由からである。分離機構の発火推力の違いによりコンテナがピッチ方向に回転し、収納袋がコンテナ縁に接触した場合、大抵は接触した反動により直ぐ逆方向に回転する。そのため収納袋が撙動する時間は短時間であり、想定される最大引張り荷重がか

かったままの状態では、90°も回転させれば十分であると判断したためである。

試験ケースを図4.3.1-3に示す。撙動時ブランジャと接触する場合としない場合、各2ケースずつ合計4ケース実施した。

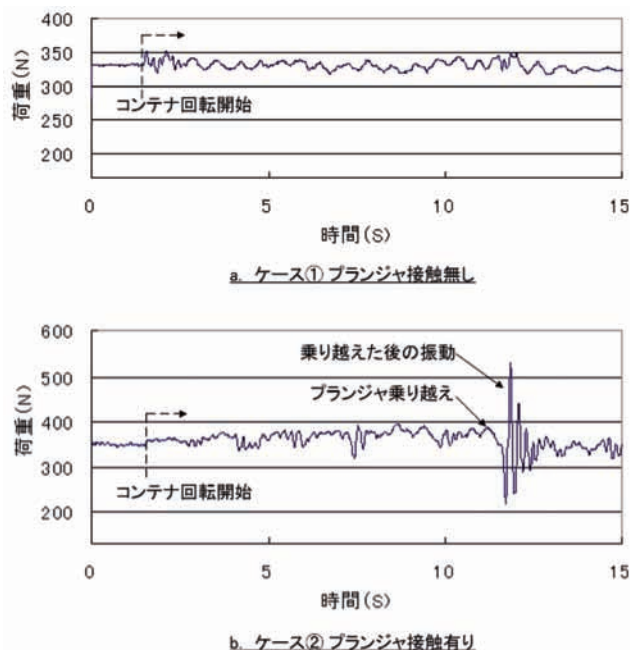


図4.3.1-5 ライザーにかかる引張り荷重変動

(4) 試験結果

供試体の損傷状況を図4.3.1-4に示す。図では代表として試験ケース①、②の場合を示す。プランジャとの接触が有る無しに関わらず、収納袋表面上に擦れた後が残っていることがわかる。ただし、収納袋が破れるような事はないことが確認された。また、パイロットシュートの製造メーカにより、内部の傘体部の状況も確認したところ、全く問題がないことが確認された。

参考として、ロードセルによる引張荷重計測結果を図4.3.1-5に示す。試験ケース①と③、②と④では同様な傾向を示したため、試験ケース①、②のみを記載する。ケース①、②ともに荷重値に変動があるが、これはコンテナの回転を手動により回転させたために生じたものである。また、ケース②についてはプランジャを乗り越えた後に振動が見られるが、これは収納袋がプランジャに接触するとワイヤが水平方向に変位し、張力が増加するが、プランジャを乗り越えると変位していたワイヤが元に戻ることで荷重が解放されたために生じたものである。

(5) まとめ

フライト品と同等仕様のパイロットシュートでは、コンテナ縁の摺動による切創は生じないことが本試験で確認された。

また、本試験は改修前に実施していない試験であるため、改修前後による違いについては比較できないが、今後同様の試験を実施した場合を想定し、本試験

から得られた知見を記す。

- 図4.3.1-5に示すとおり、プランジャを乗り越えた後に荷重の振動が発生するが、収納袋に損傷を与えやすい側であることから本試験においては問題ないと思われる。ただし、ロードセルの位置をできるだけ滑車側に近づければプランジャを乗り越えた後のワイヤの振動が抑制されるため、収納袋には変動の少ない引張り荷重を負荷できると考える。
- 本試験ではコンテナの回転を手動で実施しており、またその回転速度は実験担当者の感覚に任された。結果、引張り荷重に変動を与える1つの要因になったと考える。今回の試験上、上記で述べた通り荷重変動に問題は無いと思われるが、精度の良い荷重条件を与えるためには一定速度で回転できる装置を使用すべきだったと考える。

4.3.2 衝撃切創試験

(1) 目的

パイロットシュート開傘過程において、パイロットシュートコンテナ（コンテナ）縁にパイロットシュート収納袋（収納袋）が衝撃的に接触する可能性があった。その中でも特に開傘シーケンス上、ライザー（2m）が展張しきる時点が最大衝撃力発生時と考え、その状況を模擬することで、パイロットシュートに切創が生じないことを確認する。

(2) 供試体

供試体はコンテナ、パイロットシュート、収納袋、パイロットシュート分離機構から構成される。

(3) 試験装置及び試験条件

試験は2004年12月に三菱重工業（株）名古屋航空宇宙システム製作所で実施した。

試験セットアップを図4.3.2-1に示す。コンテナ部の初期高さ、錘の初期高さ、錘の重さは、パイロットシュートコンテナ分離機構発火時にコンテナ部が受けるエネルギー、およびライザーが展張する時にコンテナが得る運動エネルギーを元に、等価なエネルギー（仕事量）を印加するという条件で設定した。

ライザーについては展張時の状態を模擬するため、収納袋より2m引張り出した状態で試験を実施した。コンテナの姿勢角であるが、実際のフライト時においてどのような角度で衝撃力が発生するか分からなかったため、コンテナ縁と接触可能性のある角度0°から90°の間で等間隔になる、30°、60°の2点をピックアップし、試験を実施した。

切り離し装置により切り離された錘は落下し、ライ

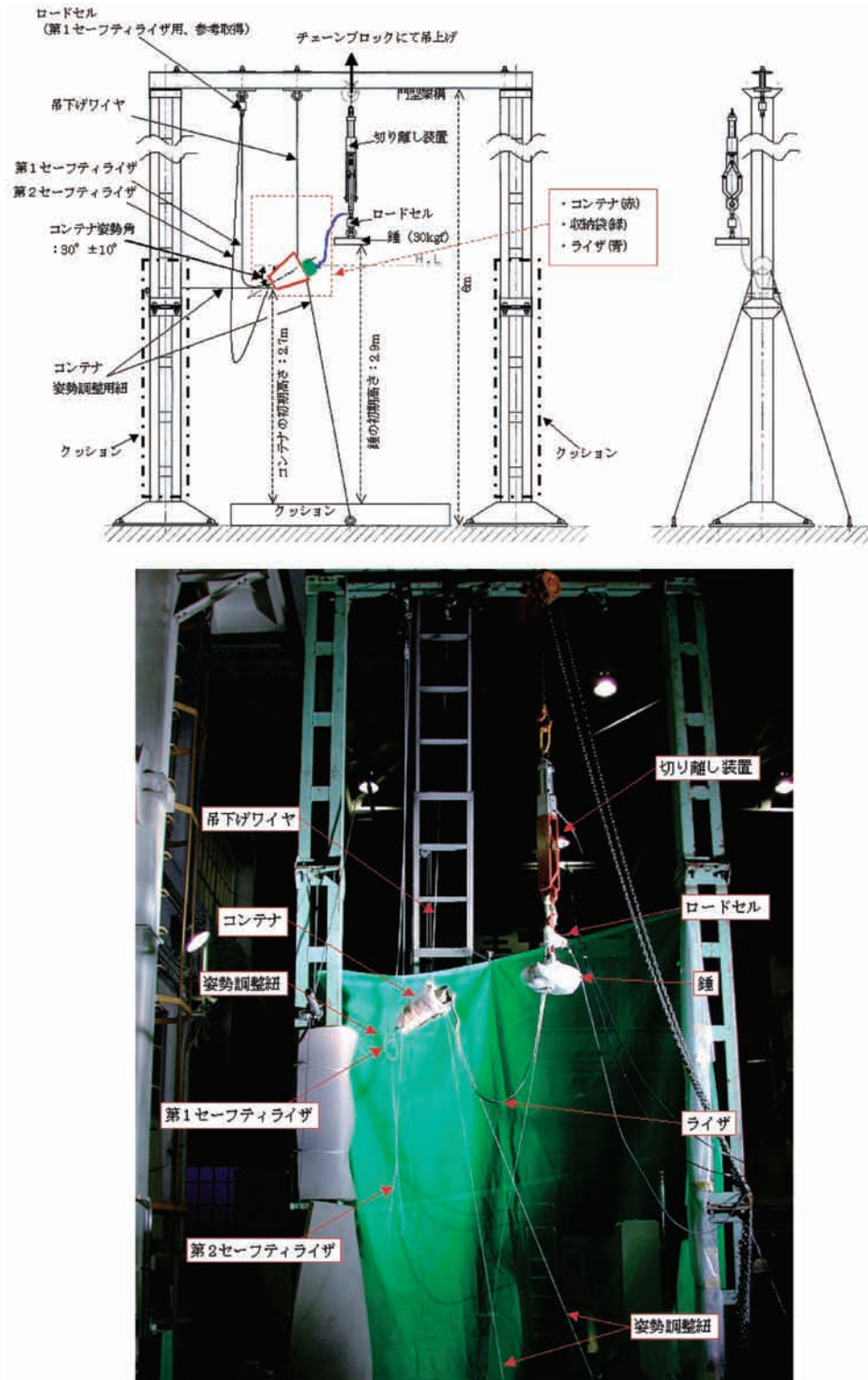


図4.3.2-1 試験セットアップ（コンテナ姿勢角30°の場合）

ザーが伸びきった時点で衝撃力を発生するが、その際ライザーにかかる引張り荷重をロードセルにより計測した。また収納袋がコンテナに接触する状態を観察するため高速度カメラを、試験状況全景を観察するため通常のビデオカメラを使用した。

試験終了時には、収納袋、連結索、吊索、ライザー

の状況等を目視により確認することとした。

(4) 試験結果

図4.3.2-2にライザーにかかる引張り荷重変動を示す。

a, bは試験全体の荷重分布, a', b'はライザーに張

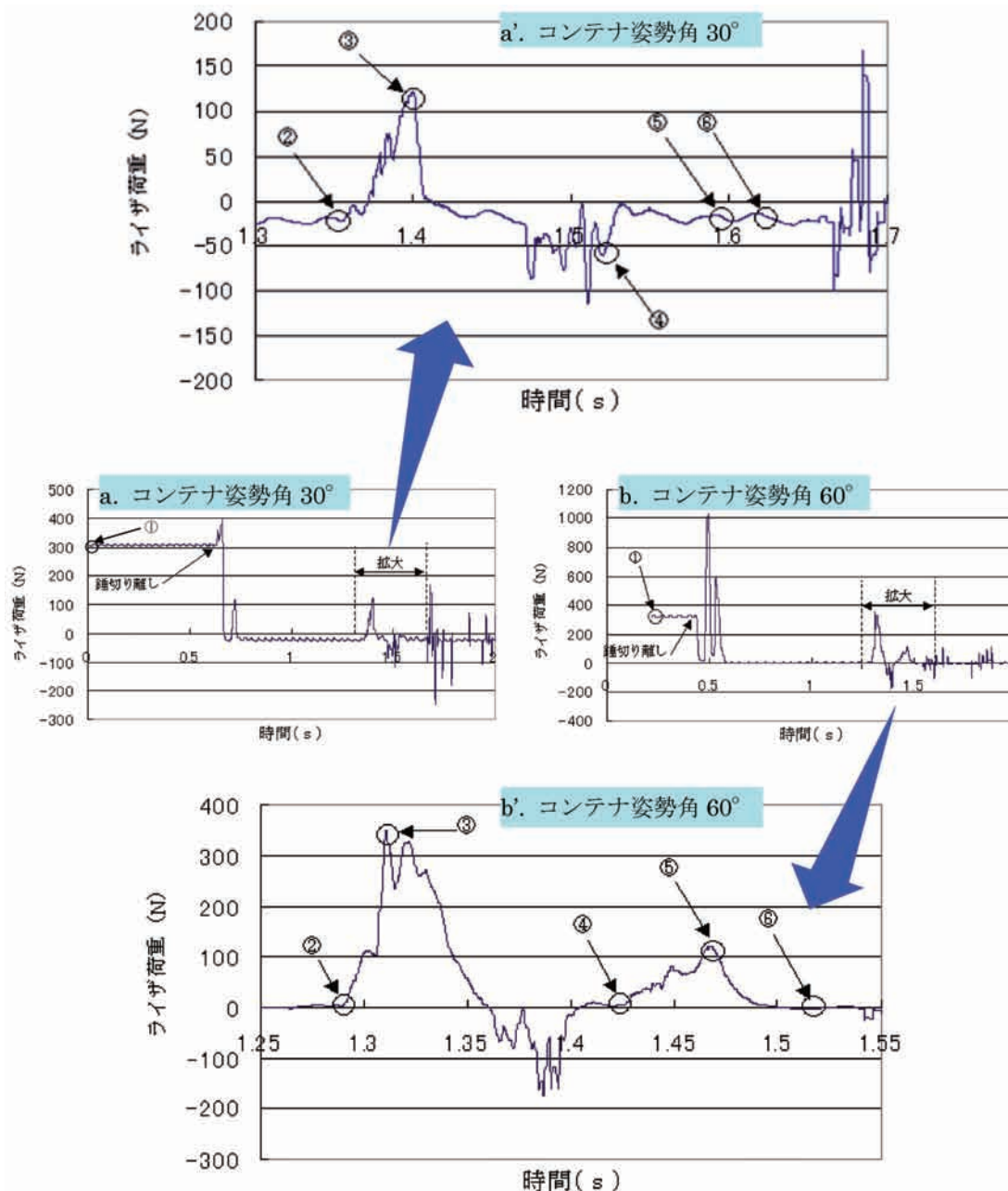


図4.3.2-2 ライザーにかかる引張り荷重変動

力がかかり始めた辺りの拡大を示す。

図中の①～⑥は高速度カメラの映像記録を元に下記の通りであると判断した。

- ① 錘切り離し前の状況
 - ② ライザーに張力がかかり始めた
 - ③ 収納袋とコンテナ縁との接触 (1回目) 及び収納袋閉鎖仮縛糸の切断
 - ④ 反動による収納袋反り返り
 - ⑤ 吊索全て放出
 - ⑥ 収納袋とコンテナ縁との接触 (2回目)
- 姿勢角 30° , 60° とともに、最大衝撃荷重がかかるのは、③の収納袋とコンテナ縁との1回目の接触時であること

とが確認された。

試験終了後に収納袋、連結索、吊索、ライザー等の損傷状況を目視確認したが、衝撃荷重による切創は確認されなかった。また、製造メーカーによる点検も実施したが、全く問題がないことが確認された。

(5) まとめ

フライト品と同等仕様のパイロットシュートは、開傘過程で想定される最大の衝撃エネルギーが加わった状態で、パイロットシュートとパイロットシュートコンテナ縁が接触した場合、切創しないことが確認された。

表 4.4-1 試験概要

名称	試験形態 (コンテナの有無)	試験回数	試験概要
風速設定試験	無し	4	通風放出試験の風速を実現する為、風洞の貯気圧を調整し、所定の風速を設定する
風速確認予備試験	無し	5	・風速設定試験で設定した風速の再確認 ・コンテナ直後、ライザー展開位置、コンテナ落下位置での風速計測 ・火工品点火系統の作動確認
無風放出試験	有り	1	無風状況下で火工品を点火した時の、コンテナ分離動作の確認
通風放出試験	有り	3	通風状況下で火工品を点火した時の、コンテナ放出シーケンスの確認

また、本試験は改修前に実施していない試験であるため、改修前後による違いについては比較できないが、本試験より得られた知見を示す。

- a. 本試験は先にも述べた通り、実際のフライト時においてコンテナ縁との接触角度が分からなかったため、30°、60°の2点をピックアップし実施した。しかし本試験の後に実施された放出確認試験（4.4章）により、90°での接触が現実的に発生することが確認された。試験を実施したわけでないため推測になってしまうが、図4.3.2-2の結果を見る限り、90°でのライザー荷重は60°より大きくなるため、結果的には本試験の中では衝撃切創の可能性を残した形となり、反省すべき点である。

4.4 パイロットシュートシステム：放出確認試験

(1) 目的

分離機構、傘体部、コンテナ等の改修設計作業を実施してきたが、本試験ではパイロットシュートシステムの最終確認として、屋外風洞試験設備を用いたパイロットシュート放出性確認試験を実施した。本試験ではパイロットシュートコンテナ（コンテナ）の分離から始まる回収シーケンスの成立性を確認したが、具体的には通風範囲内における放出時の運動を対象とし、下記を評価対象とした。

- 分離によりパイロットシュートの吊索まで引出されること
- 火工品発火時の衝撃により、パイロットシュート収納袋が吊索引出しより先に引出されること
- パイロットシュートが開傘するまでの範囲において、パイロットシュート及び収納袋に有害な損傷がないこと。ただし、地面と接触したことによる損傷は除く。

(2) 試験条件および試験概要

試験は2005年4月から6月にわたって、ダイセル化

学工業（株）・播磨工場のウインドブラスト風洞で実施した。試験概要は表4.4-1に示す通りである。ただし周囲の環境条件は、試験場所の屋外大気条件で実施した。

(3) 供試体

供試体の構成を図4.4-2に示す。本試験に使用する供試体の構成品はフライト品と同等のものである。また試験時において供試体分離後の回転等の動きを見易くするため、図4.4-3に示す通り供試体表面に塗装を施した。

(4) 試験装置、計測装置概要

試験場の概要図を図4.4-4に示す。

試験装置は屋外にあり、試験環境は大気の状態に制限されるが、火工品の使用が可能で、200kt（103m/s）の流速を約1秒間保持できる。供試体周辺の様子を図4.4-5に示す。

供試体は試験架構に取付けられ、ボンベ室により貯められた空気がノズル出口より吹出された後、供試体は分離され放出シーケンスに移行する。気流の状態はピトー管、熱電対等により計測されるが、計測位置は図4.4-6に示す通り座標を設定の上、表4.4-2、4.4-3に示す箇所において計測を実施した。ただし、無風放出試験、通風放出試験においては、図4.4-5下流側に設置するピトー管試験架構は放出シーケンスと干渉が生じるため取り外した。

また、放出試験ではコンテナ分離後の挙動を観測するため、高速度カメラ3台、通常のビデオカメラ1台を図4.4-7に示す通り設置した。ただし、各カメラの撮影範囲及びエリアA,Bの定義を表4.4-4に示す

制御、計測信号および分離機構火工品電源の系統図を図4.4-8に示す。風洞設備側のトリガ信号を受け、点火制御盤から高速度カメラの記録開始信号、コンテナ分離機構の火工品点火信号等が送信されるように

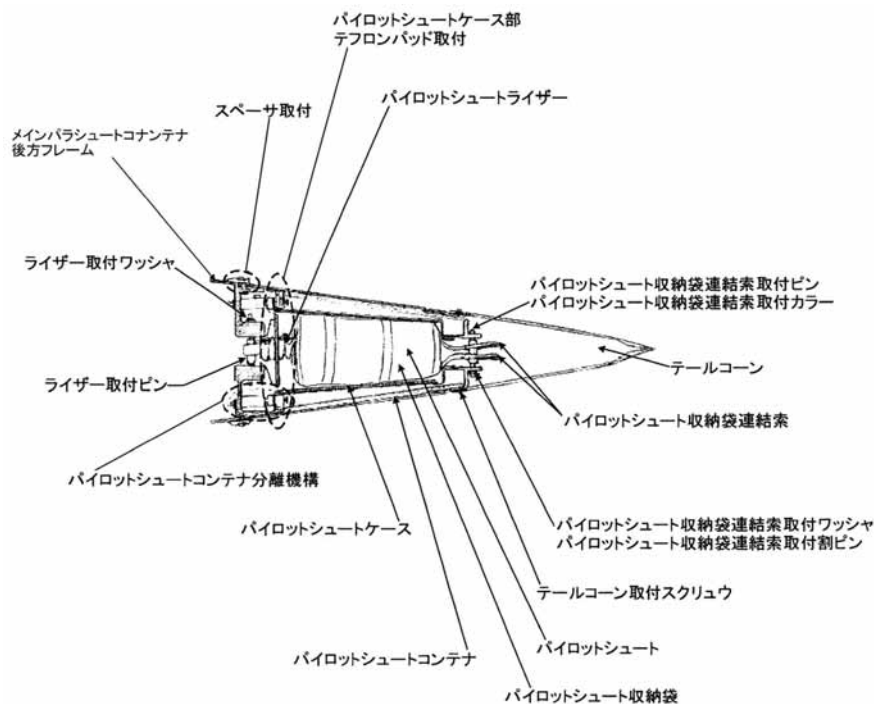


図4.4-2 供試体の構成

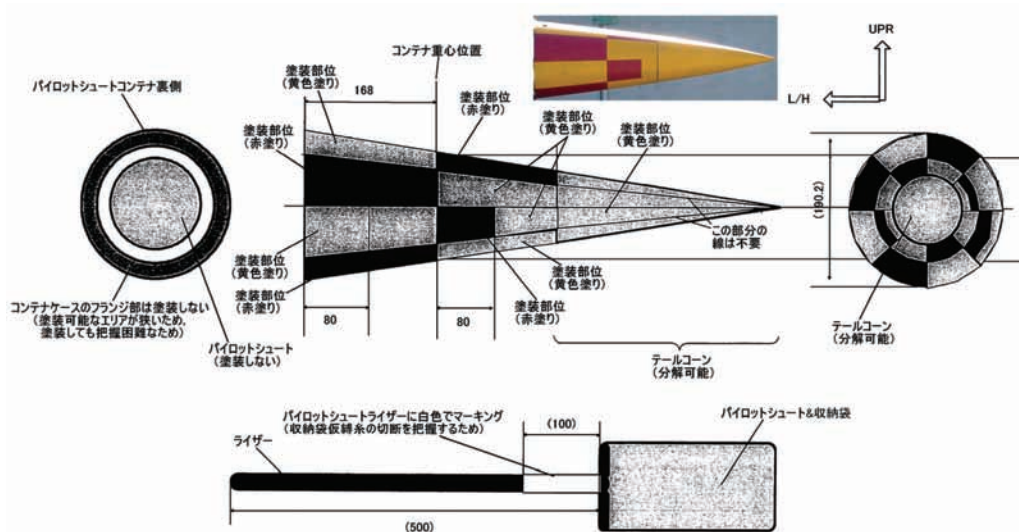


図4.4-3 供試体塗装状況

なっている。

(5) 試験内容詳細及び試験結果

i) 風速設定試験

実フライトにおけるパイロットシュート開傘シーケンス開始飛行速度は200kt (103m/s) である。ただし、本試験ではパイロットシュート開傘シーケンスとしては厳しい条件である低速側190kt (98m/s) に風速を設定する事とした。また、本試験においては通風開始から風速が190kt (98m/s) になるまでの時間、お

よび通風開始直後に発生する可能性がある水蒸気の状態について調べた。水蒸気に関しては過去の実績から発生する可能性が高く、発生した場合にはコンテナ分離直後の挙動について全く見えなくなってしまうため、確認することとした。

本試験における試験条件および評定計測点位置を表4.4-5に示す。貯気圧を4MPa～6MPaに設定し、圧力及び温度の計測はコンテナ直後に実施した。

本試験における計測結果の一例として、試験番号3の結果を図4.4-9に示す。ここで、T1は通信信号がON

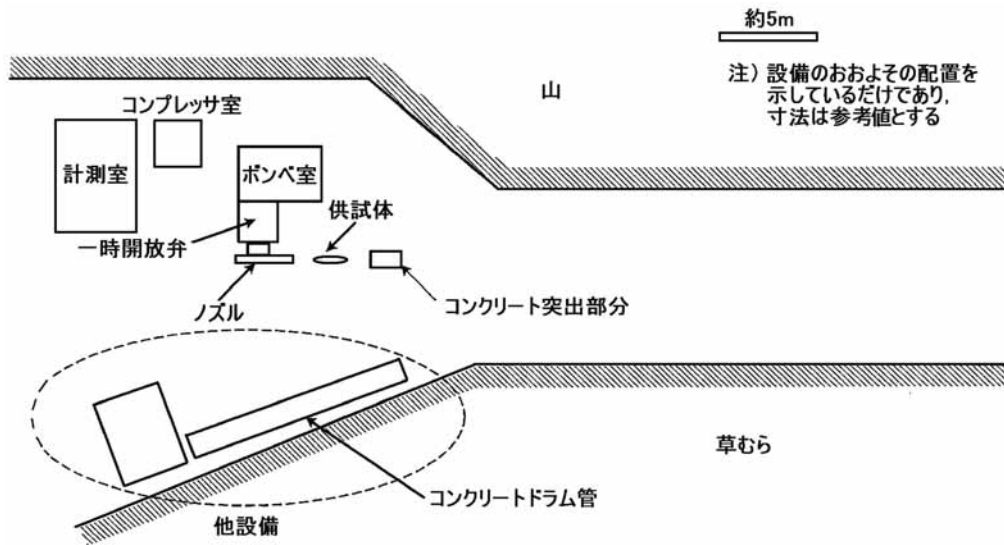


図4.4-4 試験場概要図

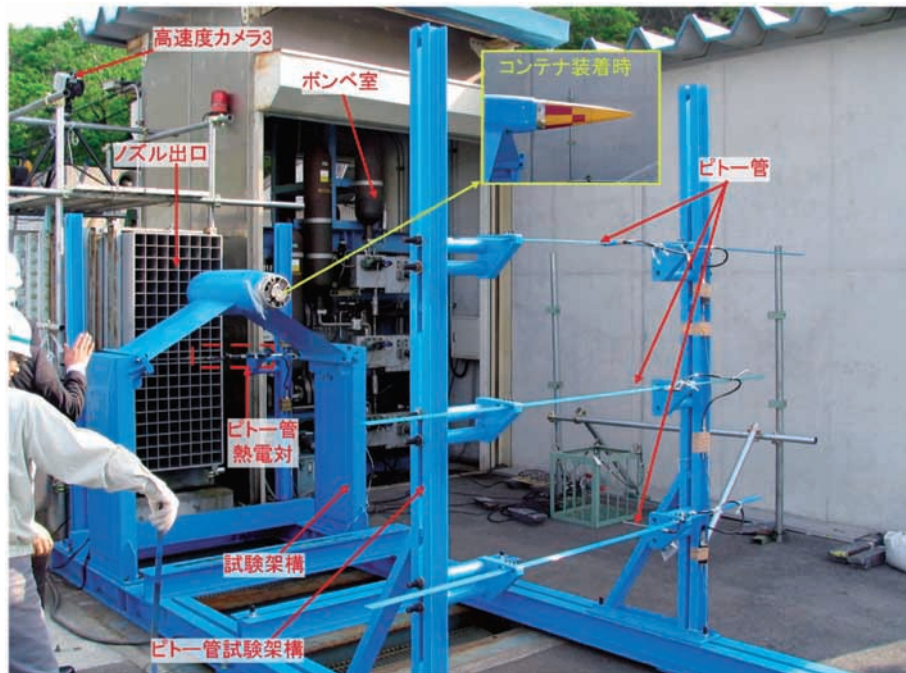


図4.4-5 供試体周辺の様子

になってから風速がピークに達するまでの時間， α は風速がピークに達してから 190kt (98m/s) になるまでの時間， T_d は $T_1 + \alpha$ を表す。本試験で求めた T_d 値を火工品通電開始時間として仮決めし，以降の試験を実施していく事とした。

また，本試験では全ケースにおいて通風開始直後に水蒸気が発生した事から，以降の試験では通風空気を加熱する事とした。

ii) 風速確認予備試験

本試験では風速設定試験で調整した貯気圧での風速の再確認，コンテナ直後，ライザー展張位置，コンテナ落下位置での風速特性計測，およびコンテナ分離に使用するコンテナ分離機構用火工品作動確認を実施した。試験条件を表 4.4-6 に示す。

試験番号 1-2 以降で貯気圧を 6MPa から 6.3MPa に変更したのは，通風時間に余裕を持たせるためである。また，水蒸気的发生を抑制するため，通風空気は 60℃ 加熱とした。

全圧計測については，事前に当該風洞の対称性精度

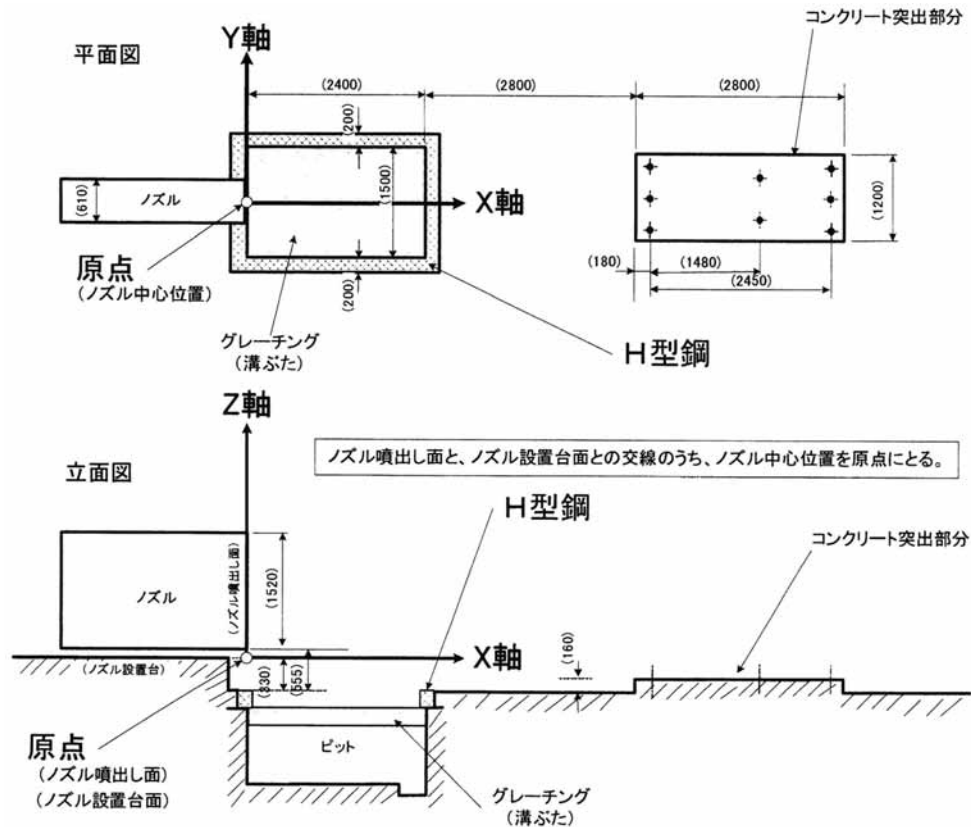


図4.4-6 設定座標

表4.4-2 全圧計測位置

計測点番号	計測点座標 (単位 mm)			備考
	X	Y	Z	
1	10	0	950	ノズル吹出し口
2	2000	0	1545	コンテナ直後
3	2000	0	985	コンテナ直後
4	2000	0	425	コンテナ直後
5	3300	0	1545	ライザー展張位置
6	3300	0	985	ライザー展張位置
7	3300	0	425	ライザー展張位置
8	5300	0	1545	コンテナ落下予測位置
9	5300	0	985	コンテナ落下予測位置
10	5300	0	425	コンテナ落下予測位置
11	3300	0	1140	ライザー展張位置
12	3300	300	985	ライザー展張位置ノズル幅方向
13	3300	300	425	ライザー展張位置ノズル幅方向
14	3300	150	985	ライザー展張位置ノズル幅方向
15	3300	150	425	ライザー展張位置ノズル幅方向

表4.4-3 静圧及び全温計測位置

計測点番号	計測種別	計測点座標 (単位 mm)			備考
		X	Y	Z	
P1	静圧	10	0	950	ノズル吹出し口
P2	静圧	2000	0	985	コンテナ直後
T1	全温	10	0	950	ノズル吹出し口
T2	全温	2000	0	985	コンテナ直後

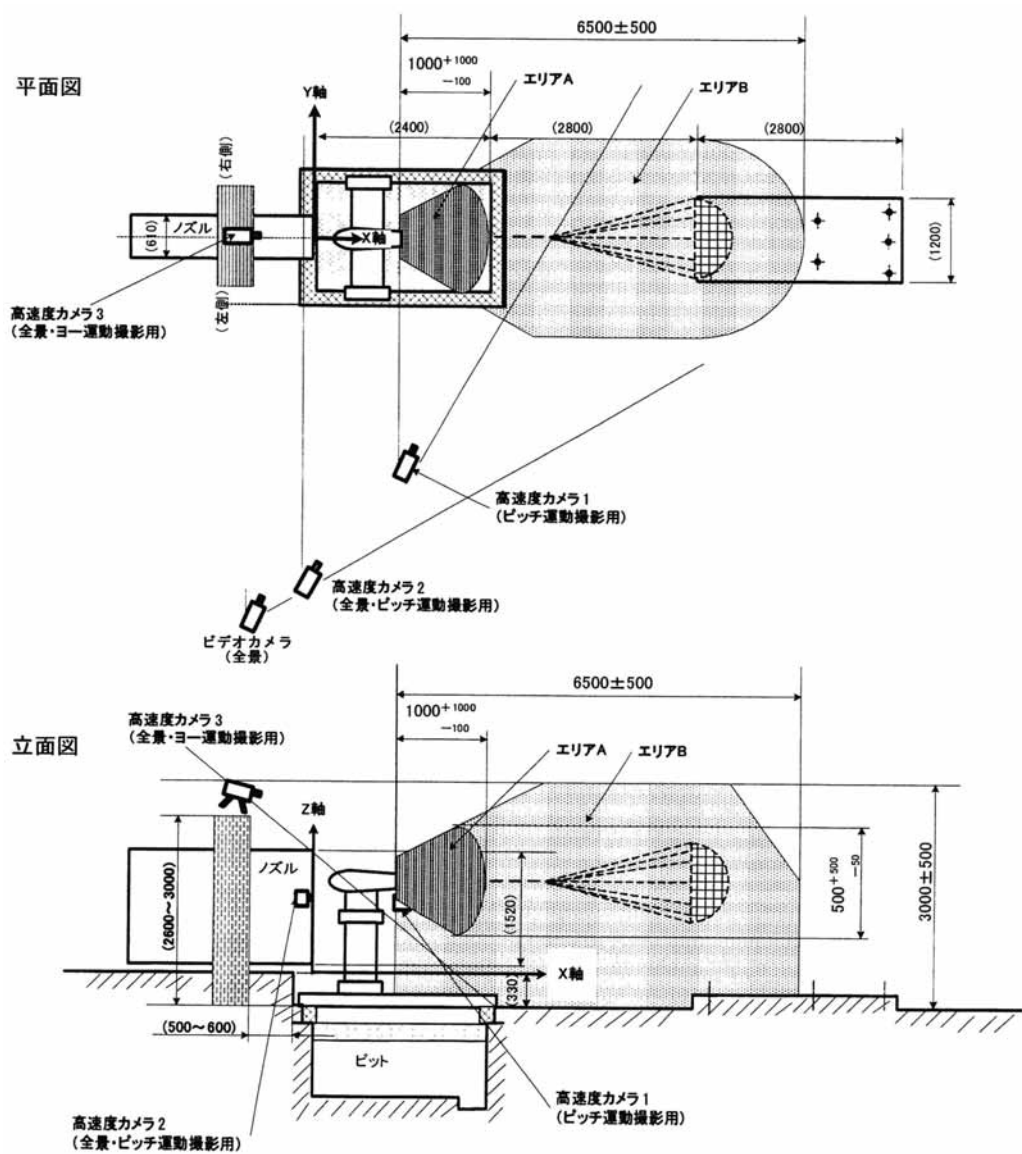


図4.4-7 カメラの配置

表4.4-4 カメラの撮影範囲および撮影エリアの定義

カメラ	撮影範囲
高速度カメラ1	エリアA及びB
高速度カメラ2	エリアA
高速度カメラ3	エリアA及びB
ビデオカメラ	全景

エリアA：パイロットシュート放出シーケンスの初期であるコンテナ分離前から、パイロットシュート収納袋の外フラップを結んでいる収納袋閉鎖仮縛糸の切断までをカバーする。火工品点火から0～0.5秒までのパイロットシュート放出シーケンスエリアに相当。

エリアB：全てのパイロットシュート放出シーケンス発生エリアをカバーする。

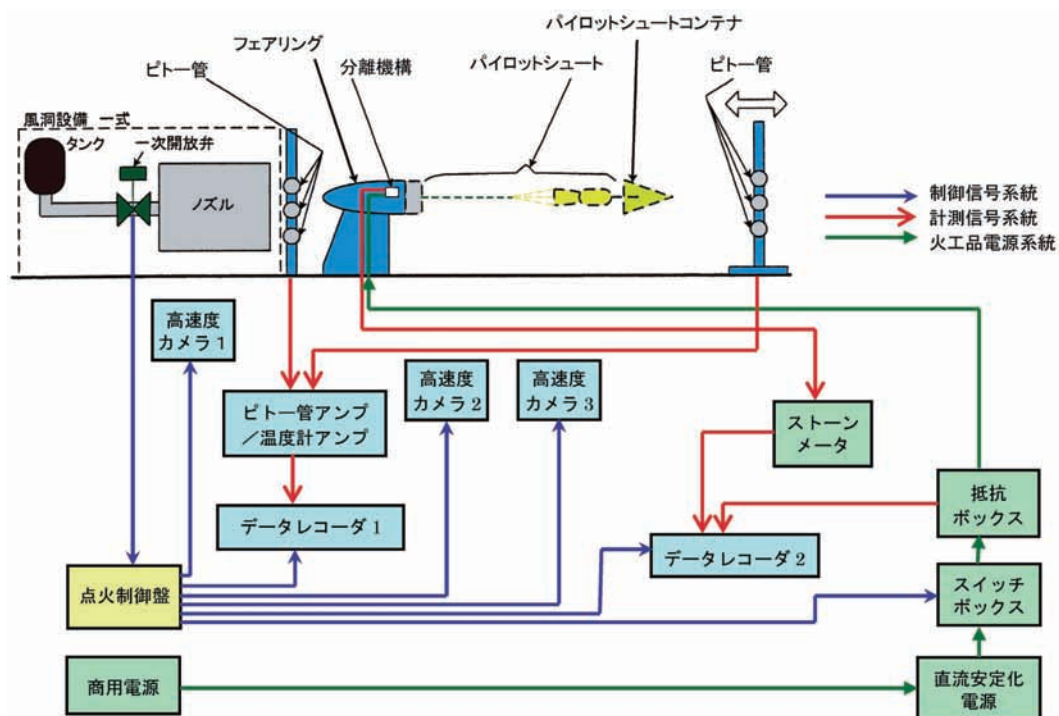


図4.4-8 制御・計測信号及び分離機構火工品電源系統図

表4.4-5 風速設定試験の試験条件及び評定計測点

試験番号	試験条件				評定計測点		
	貯気圧 (MPa)	温度 (°C)	湿度 (%)	大気圧 (hPa)	全圧	静圧	全温
1	4	19	44	1006	3	P2	T2
2	6	17	51	1006	3	P2	T2
3	6	18	44	1007	3	P2	T2
4	6	19	46	1007	3	P2	T2

※1 評定計測点位置は表4.4-2, 4.4-3を参照

※2 通風空気は全て非加熱

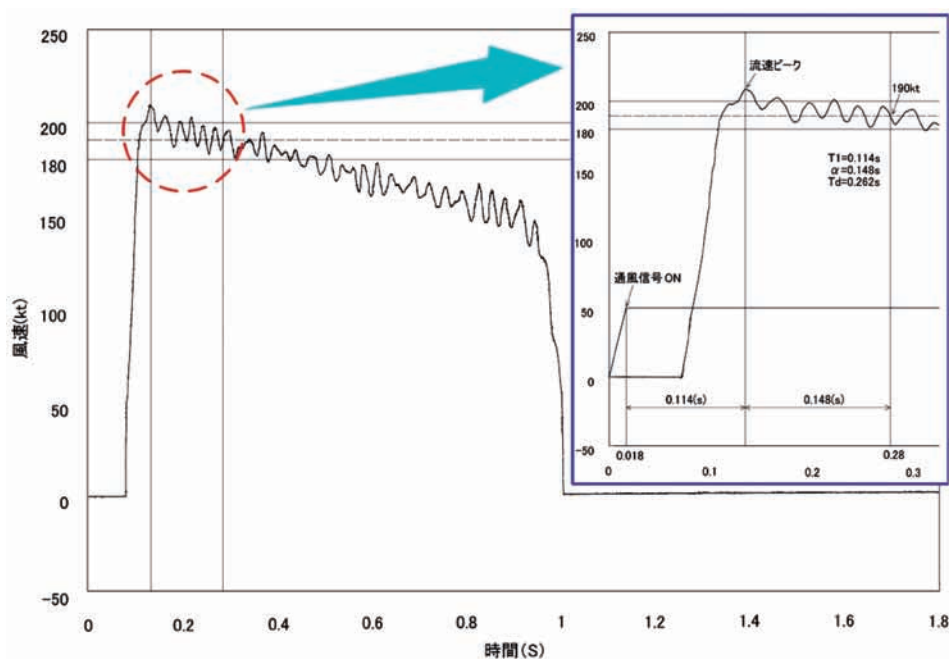


図4.4-9 風速設定試験結果（試験3）

表 4.4-6 風速確認予備試験の試験条件及び評定計測点

試験番号	試験条件				評定計測点		
	貯気圧 (MPa)	温度 (°C)	湿度 (%)	大気圧 (hPa)	全圧	静圧	全温
1-1	6	18.5	67	1008	1,2～4	P1	T1
1-2	6.3	19	67	1008	1,2～4	P1	T1
2	6.3	20.5	48	1012	1,5～7	P1	T1
3	6.3	21	66	1013	1,8～10	P1	T1
4	6.3	19	63	1012	1,11～13	P1	T1
5	6.3	24	46	1012	1,11,14,15	P1	T1

※1 評定計測点位置は表 4.4-2, 4.4-3 を参照

※2 通風空気は全て 60°C 加熱

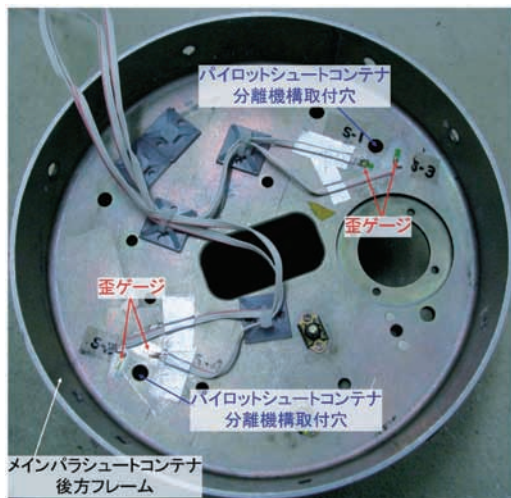


図 4.4-10 歪ゲージ貼付け位置

が良いことを確認していたため、+Y方向のみで実施した。また、試験実施時の天候は晴天でほぼ無風だったため、横風等による影響は殆ど無いものとする。

火工品作動は、図 4.4-10 の通りメインパラシュートコンテナフレームにおけるコンテナ分離機構取付けガイド部の底板に、歪ゲージを4箇所（1つの分離ボルトに対し2軸方向）貼付により確認された。貼付箇所についてはコンテナ分離機構の発火推力を直接受ける場所を選定した。

図 4.4-11 にコンテナ分離機構点火信号 ON 及び発火信号通電時における各評定計測点における風速分布の瞬時値を示す。

点火信号 ON 時と発火信号通電時で風速が異なっているのは、二つの信号の間に 0.06 秒程度の遅れが生じているためである。本試験の目的上重要となる Y=0 における X,Z 方向の速度分布に注目すると、コンテナ落下予測位置 (X=5300mm) においては風速が大きく落ちていたものの、吊索の引出しが開始される地点 (X=3300mm) での風速は目標風速 190kt (98m/s) に対し 1 割程度の低下だった。そのため放出試験の評価

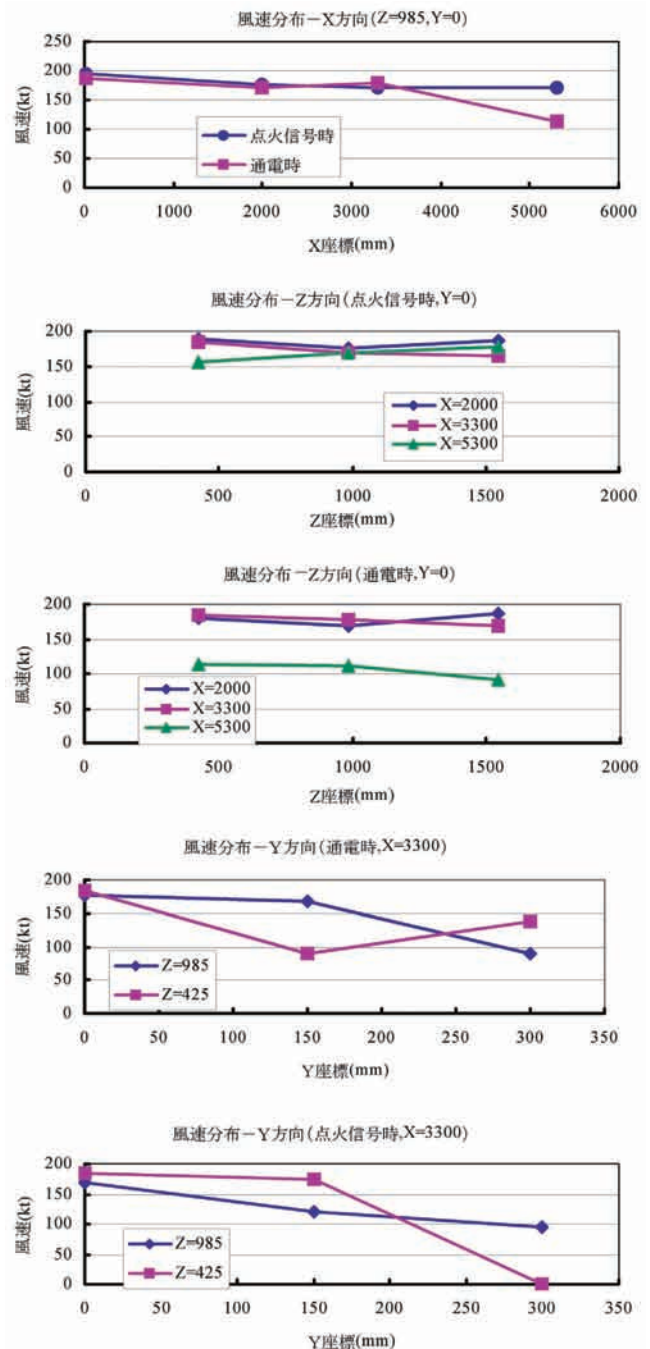


図 4.4-11 点火信号 ON 及び発火信号通電時における風速分布



図4.4-12 無風放出試験セットアップ

対象である、吊索引出しまでの確認においては風速分布上問題ないと判断した。

通風直後の水蒸気の発生については、すべての試験において発生したものの、コンテナ分離機構点火信号ONの時には消失しており、高速度カメラによる分離動作確認には影響ない事が確認された。また、火工品の作動についても問題がない事が確認された。

iii) 無風放出試験

本試験では無風状況下で火工品を発火させた時のコンテナ分離動作の確認、火工品発火後の供試体の状況確認、点火信号をトリガとする高速度カメラの動作確認等を主な目的とした。

試験セットアップの状況を図4.4-12に示す。

コンテナの分離により地上に落下することから、防護用のネットを張った。高速度カメラは図4.4-7に示す通り配置し、コンテナ分離後の挙動を記録した。また、風速確認予備試験同様、歪ゲージによる火工品作動確認も実施した。

高速度カメラ2, 3により撮影された分離動作を図4.4-13, 4.4-14に示す。高速度カメラ3の0.20secでは、コンテナが微妙に+Y方向(紙面左方向)に傾いているが、これは2つの分離機構の発火推力のずれが原因と考えられる。ただし、無風放出試験の目的である分離機構の動作機能確認が問題なく達成されたこと、今回の改修設計ではコンテナが回転しても問題ない

よう対策を講じたことなどから、コンテナの傾きに対しては問題ないと判断した。

高速度カメラ1の画像解析からコンテナの分離速度を算出した結果約5.0m/sであり、実飛行時のコンテナ分離時に生じる負圧領域を脱するために必要とされる分離速度1.5m/s以上を満たしていることを確認した。

また、この分離によってパイロットシュートおよび収納袋に焼損、切創が無いこと、点火信号をトリガとし高速度カメラが正常に作動することが確認された。

iv) 通風放出試験

本試験では通風状況下で火工品を点火した時の、パイロットシュート放出シーケンスの確認を目的とした。試験条件および計測評定点をそれぞれ表4.4-7に示す。

試験回数は再現性も考慮し3回実施した。また、評定計測点は、パイロットシュートの展張に影響の無いノズル出口付近の1箇所を選んだ。試験セットアップ、高速度カメラの配置は無風放出試験と同等であり、図4.4-12, 4.4-7に示す通りである。

高速度カメラ2, 3により撮影された分離動作を図4.4-15から図4.4-20, ノズル出口直後の計測結果より算出した風速変動を図4.4-21に示す。本試験により下記の内容が確認された。

①当初本試験では吊索引出しまでの確認を目的とし

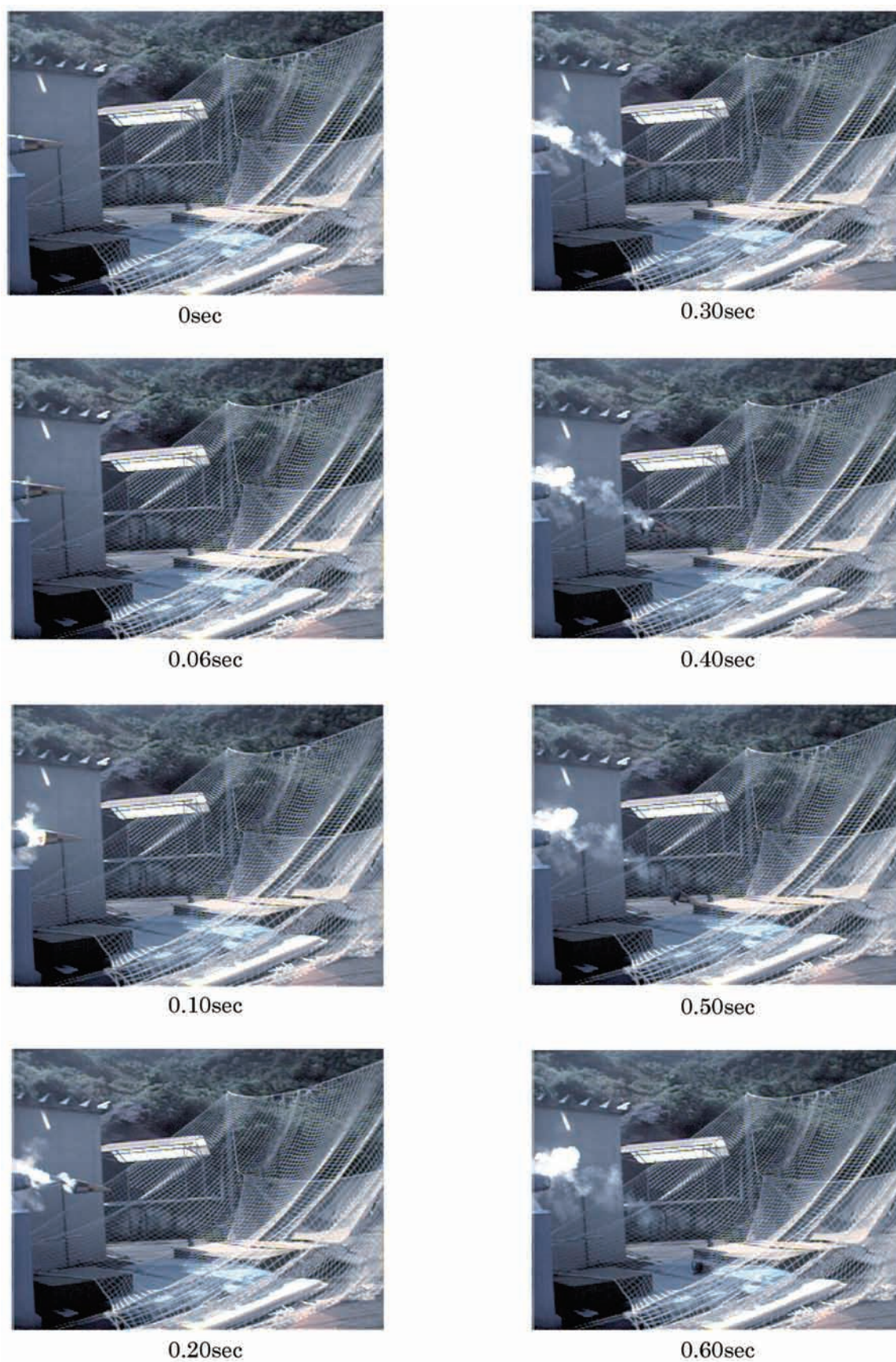


図4.4-13 分離シーケンス（高速度カメラ2）—無風放出試験

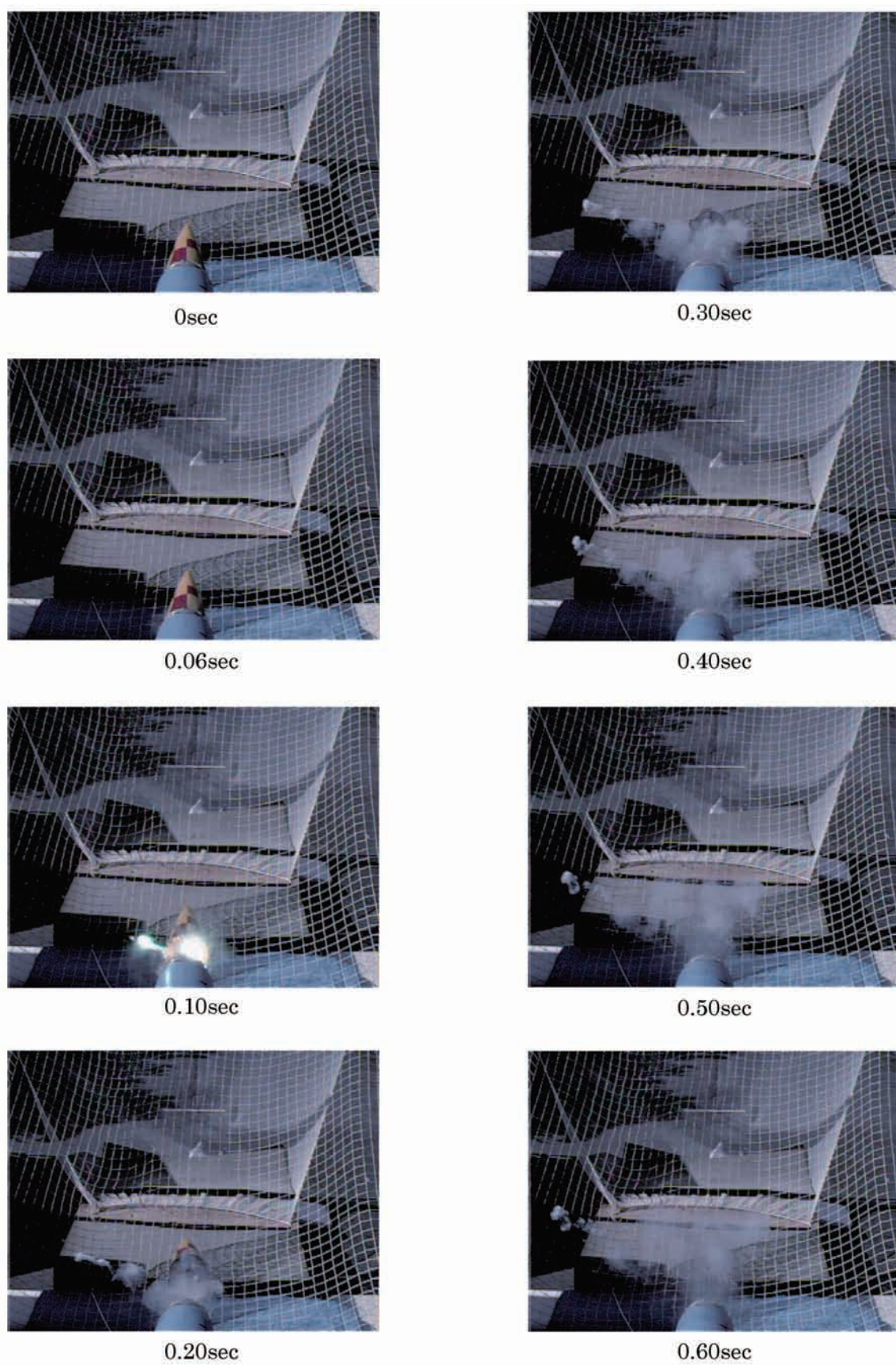


図4.4-14 分離シーケンス（高速カメラ3）—無風放出試験

表 4.4-7 通風放出試験の試験条件及び評定計測点

試験番号	試験条件				評定計測点		
	貯気圧 (MPa)	温度 (°C)	湿度 (%)	大気圧 (hPa)	全圧	静圧	全温
1	6.3	24	53	1006	1	P1	T1
2	6.3	24	68	999	1	P1	T1
3	6.3	25.5	65	1012	1	P1	T1

※1 評定計測点位置は表 4.4-2, 4.4-3 を参照

※2 通風空気は全て 60°C 加熱

ていたが、3回の試験すべてにおいてパイロットシュートの開傘までのシーケンスを確認することができた。

- ②発火時の衝撃によりパイロットシュート収納袋が吊索引出しより先に引出される正常シーケンスが確認された
- ③高速度カメラ2によりピッチ方向を見ると、試験1および試験2においてはそれぞれ時計回り、反時計回りに180°近く回転しているが、試験3においては回転をしていないことが確認された。
- ④高速度カメラ3によりヨー方向を見ると、試験1および試験2においてはそれぞれ反時計回り、時計回りに180°近く回転しているが、試験3においてはほとんど回転していないことが確認された。
- ⑤回転により懸念されるコンテナフレームによるライザー、パイロットシュート収納袋、吊索等の切創については、全く無いことが確認された。また、火工品の発火による焼損についても問題ないことが確認された。

以上より、コンテナの回転については、3回の試験で全く異なる挙動を示したが、この原因は発火推力、発火タイミングのわずかな違いからコンテナが受ける力のバランスが崩れ、このような結果が生じたと考えられる。

図 4.4-22 に試験1～3のコンテナの速度変動を示す。火工品の発火推力によるコンテナの分離速度は約 4m/s～8m/s と3回の試験でばらつきが出たものの、無風放出試験同様、コンテナ分離時に生じる負圧領域を脱するために必要とされる分離速度 1.5m/s 以上を全て満たしていることから問題ないと判断した。

参考までに図 4.4-23 に通風放出試験セットアップ状況および試験後の供試体回収状況を示す。

(6) まとめ

本試験で得られた結果は下記の通りである。

- ①3回実施した通風放出試験全てにおいて、分離によるパイロットシュート吊索引出しの確認ができ、さらに開傘までのシーケンスも確認出来た。
- ②吊索引出しのシーケンスにおいては、火工品発火時の衝撃によりパイロットシュート収納袋が、吊索引出しより先に引出される正常シーケンスが確認された。
- ③開傘シーケンス時にパイロットシュートの焼損、切創等有害な損傷が発生しないことが、3回実施した全ての通風放出試験において確認された。

また、本試験は改修前に実施していない試験であるため、改修前後による違いについては比較できないが、本試験より得られた知見を示す。

- a. 図 4.4-17 の 0.30sec で確認される通り、吊索がコンテナより先に下流側へ行ってしまいう事象が発生することが確認された。これは吊索の質量がコンテナより軽いことによって発生したものと考えられるが、本事象は試験実施前には想定していないものであった。本試験では3回の試験すべてにおいてパイロットシュート開傘まで達成したことから、本事象については対策を実施しなかったが、可能性は低いもののコンテナの軌道次第によっては吊索が絡まる可能性もあり、今後本回収系と同等のシーケンスを採用する際には考慮すべき点であると考ええる。
- b. 3回の試験すべてにおいて傘体の開傘まで確認することができたが、この事によりプロジェクト成功への信頼性を向上させたと考える。また、改修前に実施しなかった実スケールでの確認試験を実施でき、第2回飛行試験に向け担当者の不安要素をかなり改善できたと考える。その意味で、本試験は非常に有益であったと考える。

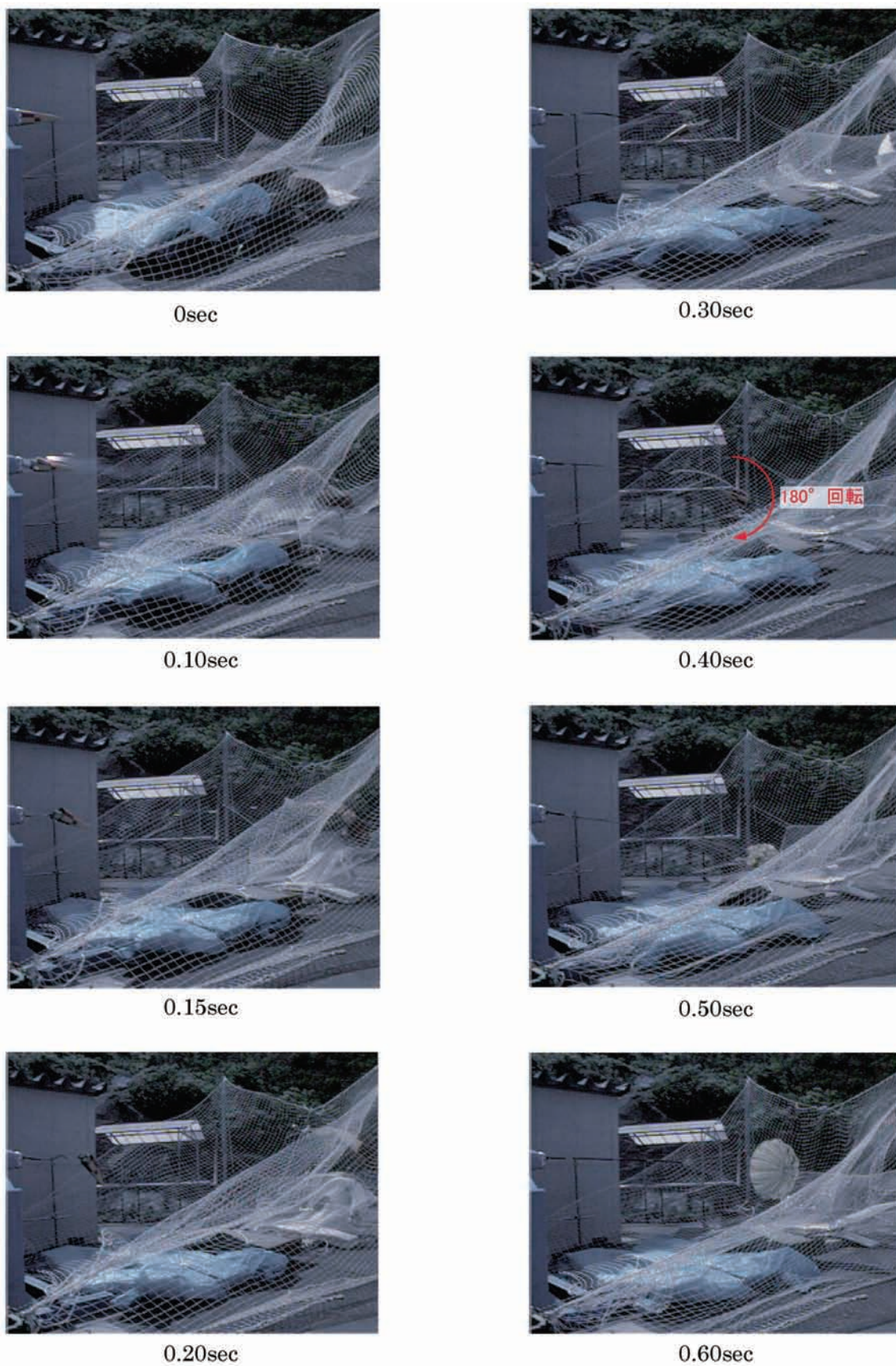


図4.4-15 分離シーケンス（高速カメラ2）一通風放出試験（1回目）

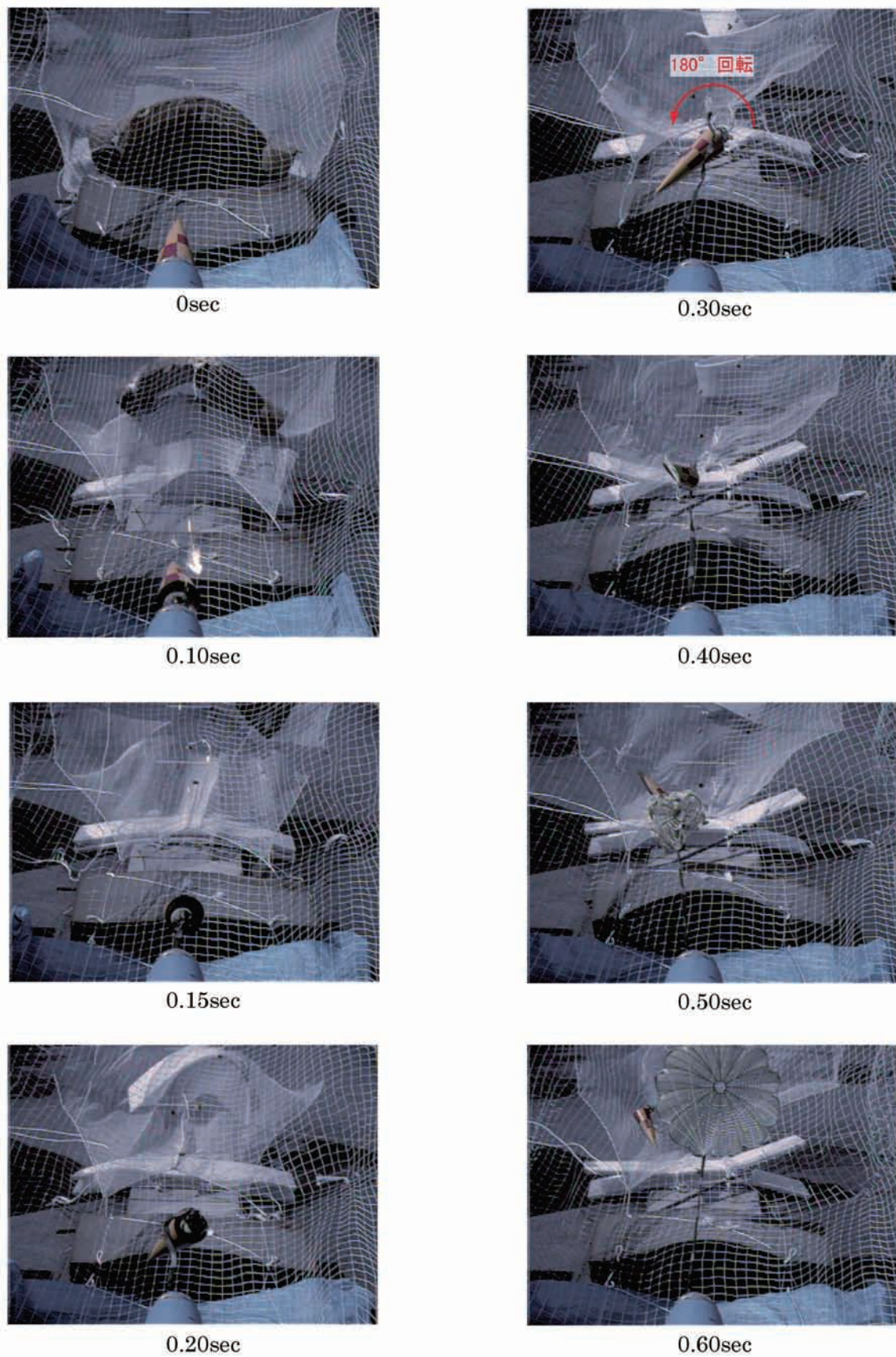


図4.4-16 分離シーケンス（高速カメラ3）一通風放出試験（1回目）

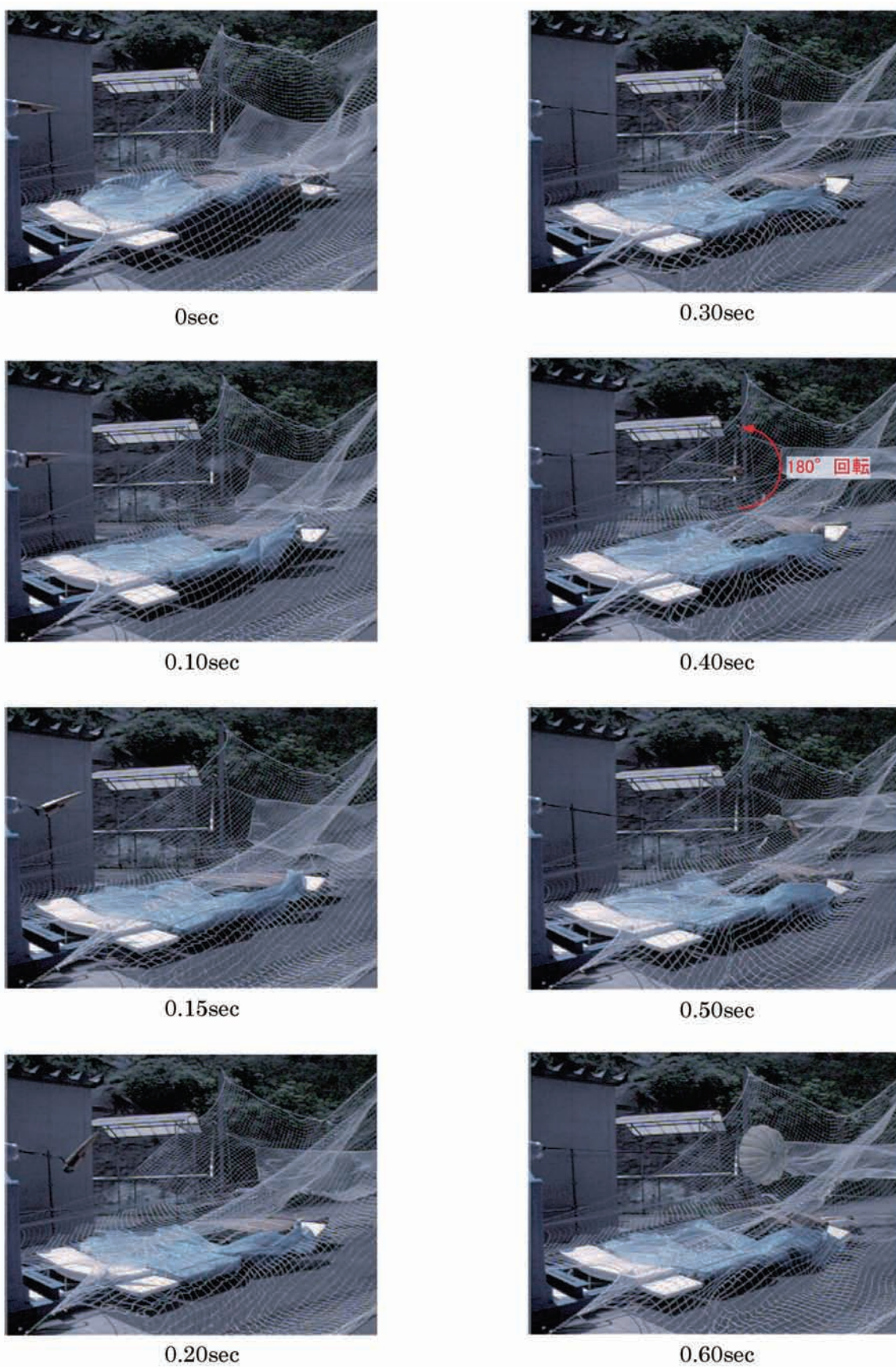
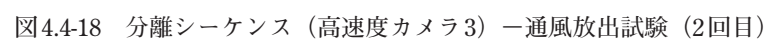


図4.4-17 分離シーケンス（高速度カメラ2）一通風放出試験（2回目）



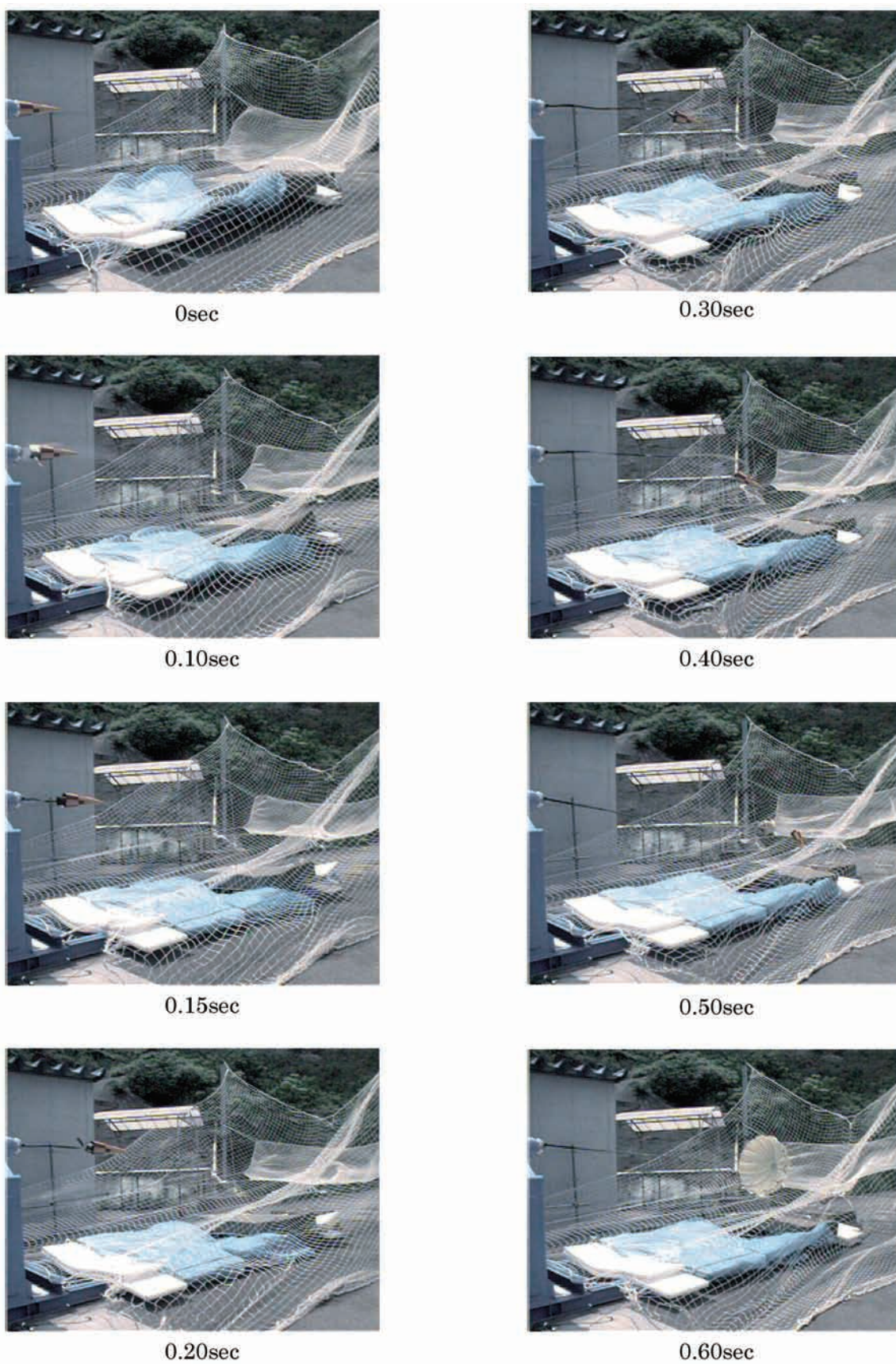


図4.4-19 分離シーケンス（高速カメラ2）一通風放出試験（3回目）

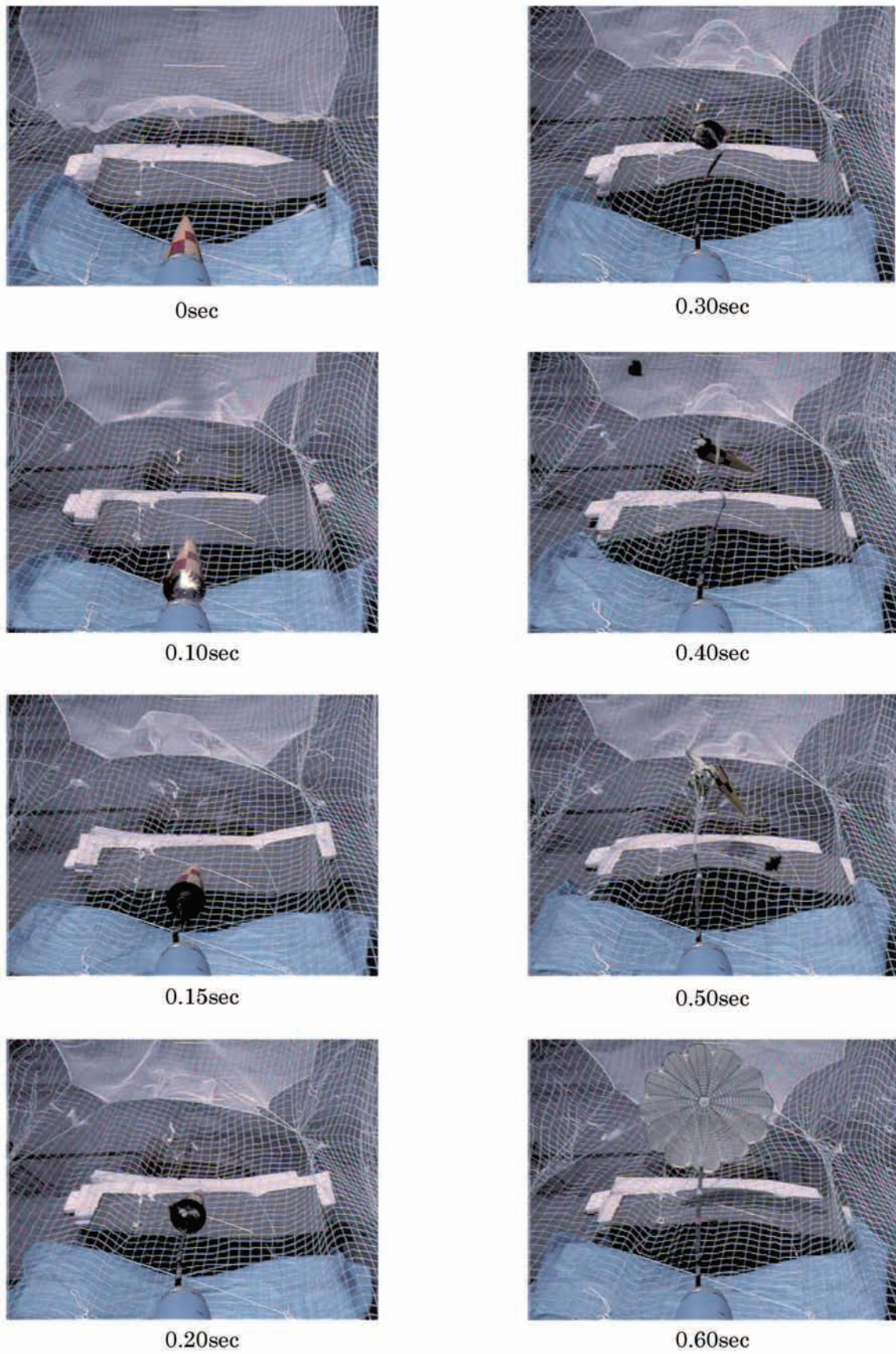


図4.4-20 分離シーケンス（高速度カメラ3）－通風放出試験（3回目）

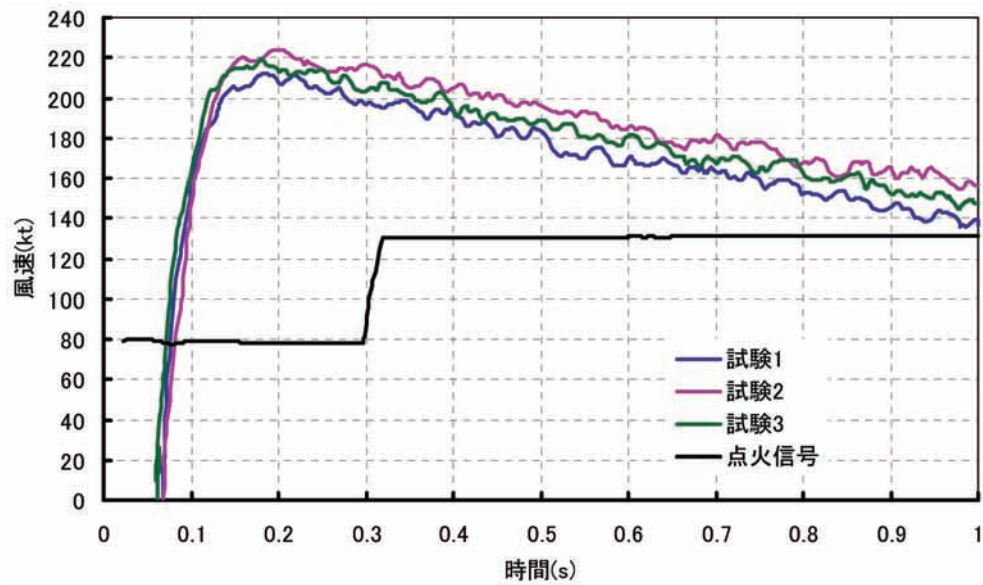


図4.4-21 通風放出試験 風速計測結果

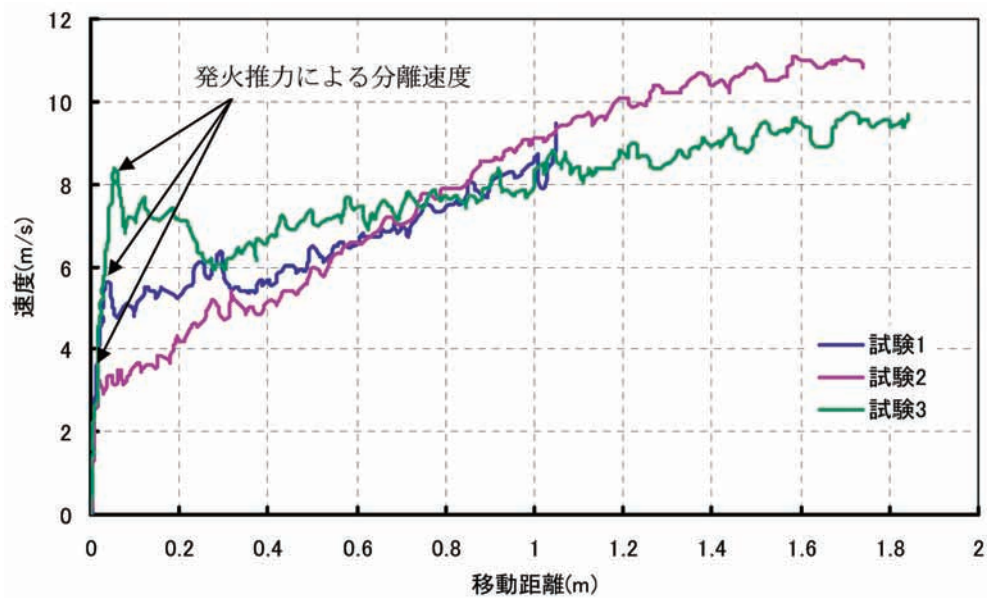
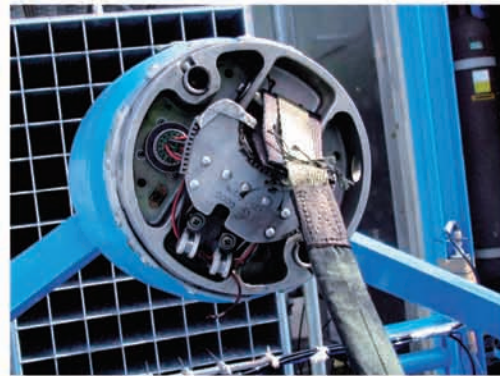


図4.4-22 通風放出試験 コンテナ速度変動



a. 通放出試験セットアップ



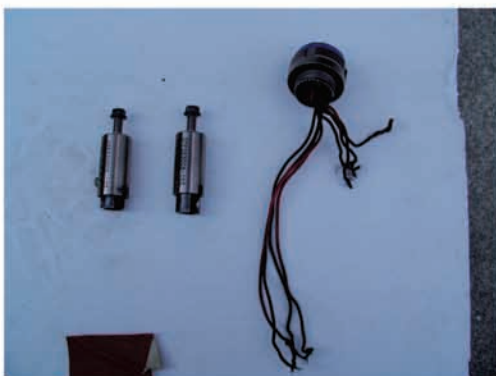
b. 通風後ライザー引出し及び火工品分離状況



c. 通風後供試体状況



d. 通風後パイロットシュート収納袋状況



e. 回収後の火工品



f. 回収後のパイロットシュート

図 4.4-23 通風放出試験セットアップおよび試験後供試体回収状況



図5-1 パイロットシュート部開傘シーケンス（飛行実験）

5. おわりに

実験シーケンスが回収モードに入った際、最初となるパイロットシュートの開傘は、実験機回収の成否に関わる重要なシーケンスであり、第一回飛行実験後の改修設計作業では重点的に改修試験を実施した。本稿ではその一部であるパイロットシュート（傘体部）および収納袋に関する改修試験をまとめた。2005年10月10日豪州ウーメラ実験場にて実施された飛行実験は、機体の損傷もほとんど無い理想的な回収シーケンスを実施することが出来た。その様子は実験機搭載カメラ、地上の監視用カメラによっても確認された。図5-1に実験機搭載カメラにより撮影された、パイロットシュート部開傘シーケンスの写真を示す。

なお、本試験の実施に当たっては三菱重工業（株）、藤倉航装（株）、細谷火工（株）、ダイセル化学工業（株）の多大なご支援を頂きました。ここに感謝を申し上げます。

参考文献

- [1] 迫，塩沢，長尾，遠藤，堀之内：小型超音速実験機（ロケット実験機）パラシュート放出基礎試験について，NAL SP-51，2001年
- [2] 平子，大貫，町田，進藤：小型超音速飛行実験～飛行実験～，日本航空宇宙学会第36期年会講演会講演集，2006年4月
- [3] 本田，水野：小型超音速飛行実験～回収系統設計～，日本航空宇宙学会第36期年会講演会講演集，2006年4月
- [4] 本田，水野：小型超音速実験機（NEXST-1）の回収用火工品の開発，宇宙科学連合講演会，2006年10月

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-031

発 行 平成19年3月30日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

