

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

小型超音速実験機 (NEXST-1) 回収系一火工品の開発

本田 雅久, 水野 拓哉

2008年1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資料
JAXA Research and Development Memorandum

小型超音速実験機 (NEXST-1)
回収系一火工品の開発

Pyrotechnics Developments of Recovery System for NEXST-1

本田 雅久^{*1}、水野 拓哉^{*2}

Masahisa HONDA^{*1}, Takuya MIZUNO^{*2}

*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

*2: 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター

Aeroengine Technology Center
Institute of Aerospace Technology

2008年1月

January 2008

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

目 次

第1章 はじめに	1
第2章 回収システムの概要	1
第3章 火工品の開発	4
3.1 火工品点火システム	4
3.2 パイロットコンテナ分離機構	6
3.3 メインコンテナ分離機構	8
3.4 パラシュート用リーフィングラインカッタ	10
3.5 バグラインカッタ	11
3.6 機体反転システム	12
3.7 エアバッグガス供給部	15
3.8 メインシュート分離機構	16
第4章 結び	16
参考文献	16

小型超音速実験機(NEXST-1) 回収系一火工品の開発*

本田雅久^{*1}、水野拓哉^{*2}

Pyrotechnics Developments of Recovery System for NEXST-1^{*}

Masahisa HONDA^{*1} and Takuya MIZUNO^{*2}

Abstract

NEXST-1 airplane was successfully launched and recovered on October 10th in Australia Woomera test range. Its recovery system utilizes many kinds of pyrotechnics in order to eject parachutes, cut reefing lines, disconnect the parachutes, change the airplane attitude from vertical to horizontal position and open the gas bottle valves of airbags. The number of these pyrotechnics amounts to 33. This paper summarizes the performance of each pyrotechnics of the recovery system and discusses some development test data.

Key Words: NEXST-1, Recovery System, Pyrotechnics, Separation, Parachute, Airbag

概要

小型超音速実験機は、2005 年 10 月 10 日に豪州ウーメラ実験場からロケットにより打ち上げられ、超音速で滑空実験後、回収予定地点まで滑空し、パラシュートにて水平降下、エアバッグにて軟着陸し、データレコーダを含む実験機が無事回収された。実験機には離着陸機能がないため、着陸フェーズではパラシュート・エアバッグによる水平姿勢軟着陸方式が採用されている。回収シーケンス中のコンテナの分離、パラシュートのリーフィング解除、パラシュートの分離やエアバッグ用ガスの発生の機構部には火工品が用いられている。使用された火工品は、6 種類 33 個に及ぶ。これ程多くの火工品を搭載した回収システムは、過去にあまり例がない。本稿では、回収システムのシーケンス概要を述べると共にそれぞれのシーケンスで使われている火工品の基本性能、開発試験結果等をまとめる。

第 1 章 はじめに

小型超音速実験機は、2005 年 10 月 10 日に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 での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、エアバッグにて軟着陸し、データレコーダを含む実験機が無事回収された^{1), 2), 3)}。この実験機（飛行機部分）は、超音速飛行中の空力特性をできるだけクリーンの計測することを目的に設計されており、離着陸のためのエンジンを搭載していない。そのため、離陸フェーズでは水平離陸をする代わりにロケットによる斜め打ち上げ方式が採用された。また、着陸フェーズでも離陸時と同様に水平着陸ができないため、パラシュートによる減速、緩降下方式及びエアバッグによる水平姿勢軟着陸方式が採用されている⁴⁾。

これまでの JAXA の開発（旧 3 機関含む）においては、航空の分野のみならず宇宙開発の分野（S520 観測ロケット、TR-IA 無重力実験ロケット等）を含めてもこれ程複雑な回

収システムを採用した例はない。本稿は、第 1 回飛行実験失敗後の信頼性向上のための設計改修を含めた回収系火工品の開発結果をまとめたものである。尚、パイロットシュート分離機構については別途 JAXA レポートとしてまとめているので参照されたい⁵⁾。

第 2 章 回収システムの概要

本システムは、実験機を滑空速度（約 100m/s）から所定の速度（地上：6.6m/s 以下）まで減速・安定降下させるパラシュート部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機体反転システム（パラシュート部に含む）、更に着地時に機体に加わる接地荷重を緩和する（12G 以下）エアバッグ部から構成される。回収システムのシステムブロック図を図 2-1 に示す。回収系への点火用の電源は 2 個搭載され、点火電流がジャンクションボックス（リレー回路を集めたもの）を経由し、パラシュート部（抵抗 BOX を介して）及びエアバッグ部に供給される。各コンポーネントの実験機機体搭

* 2007 年 12 月 17 日 受付 (Received 17 December, 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)

*2 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター (Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

載位置概要を図2-2に示す。パラシュート部は、実験機尾部（図中右側）にまとめて搭載されており、尾部先端から機体前方に向かってパイロットシュート、ドログシュート、メインシュートが搭載されている。また、機体反転システム（図2-1のブロック図では、パラシュート部に含まれる）は実験機背面に、エアバッグ部は機体下面前後2箇所に搭載されている。回収フェーズのシーケンス・オブ・イベントを図2-3に、各コンポーネントの詳細配置を図2-4に示す。回収系の主な特徴は、以下の通りである。

- ① 回収シーケンスのイベントのタイミングは、実験機に搭載されているコンピュータ（FCC）に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種類が混在している。図2-4中に示す①～⑩までのイベントの内、下線を引いたイベントは、FCCがタイミングを制御している
- ② パラシュートは、パイロットシュート、ドログシュート及び3個のクラスター・メインパラシュートの3種類5個が搭載されている。ドログシュート及びメインシュートは、開傘荷重を低減するため（6G以下）にそれぞれリーフィング開傘方式を採用している。従って、パイロットシュート開傘から、メインシュート全開傘までに5段階の減速を行なう。

- ③ ドログシュートとメインシュートが、一つのコンテナ（メインコンテナ）に収納されており、メインコンテナ分離後、(a) ドログシュートのリーフィング解除、(b) メインシュートの収納袋からの引き出し、(c) メインシュートのリーフィング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艤装された延時火薬付リーフィングラインカッターにて行なわれる。
- ④ メインシュート開傘後、機体は垂直姿勢のまま緩降下している。エアバッグを用いて水平着地し回収するために、機体姿勢が垂直から水平に変更される。姿勢変更に用いられるメインシュート用ライザーは、機体尾部から機体背面内部を通して、機体背面中央に2箇所で開催されており、機体姿勢変更時にはライザー収納部の蓋（ライザーカバー）が火工品により分離・投棄される。
- ⑤ 機体姿勢反転後は、機体下面前後に搭載されているエアバッグが収納ケースのカバーを留めているシアピンを切断し、エアバッグが展開し実験機が水平姿勢のままで軟着陸する。

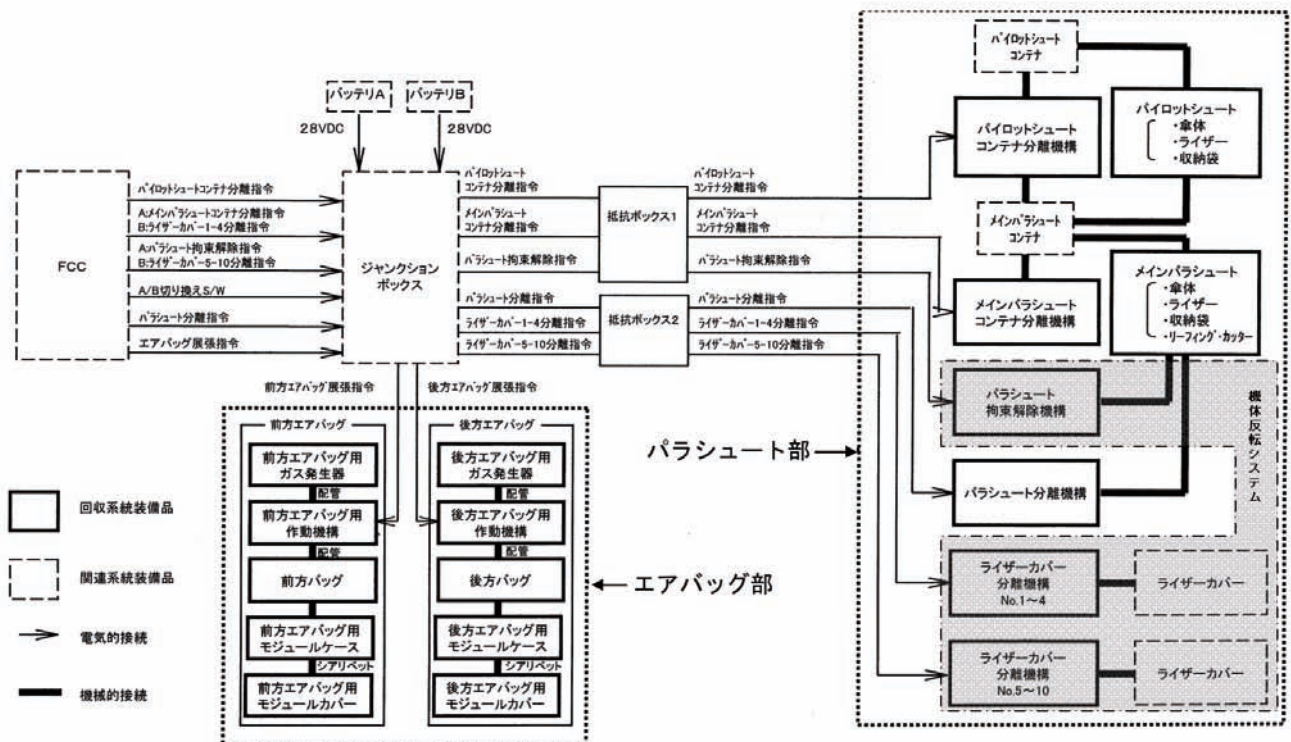


図2-1 回収系システムブロック図

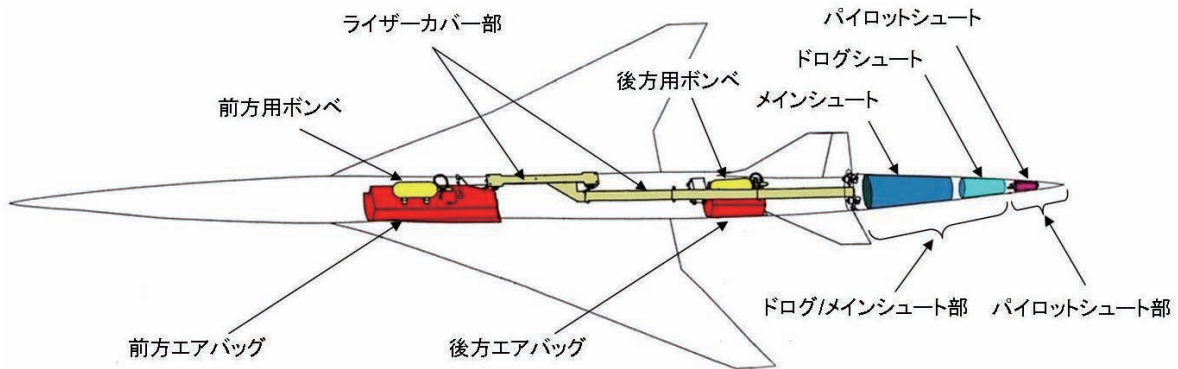


図 2-2 回収系搭載位置



図 2-3 回収シーケンス

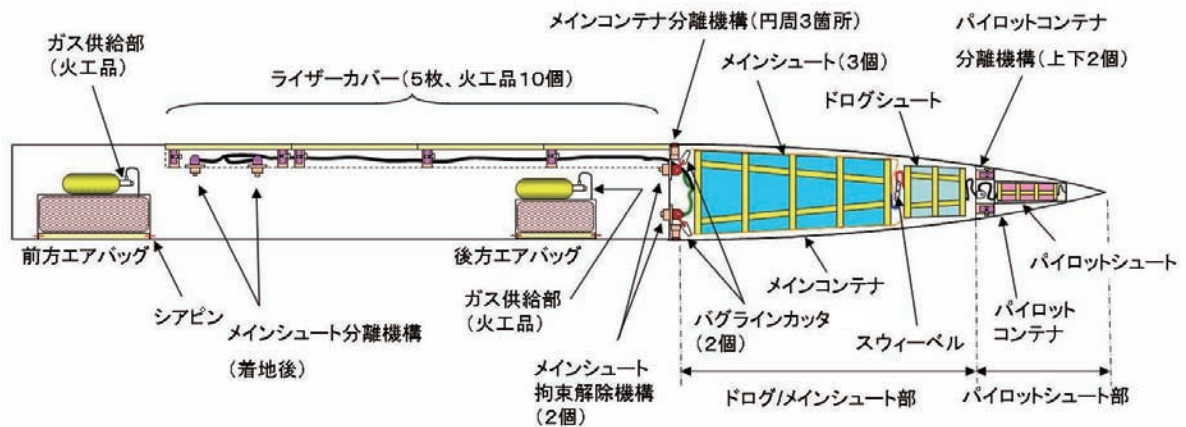


図 2-4 回収系コンポーネント詳細配置

第3章 火工品の開発

3.1 火工品点火システム

実験機に搭載されている火工品は、9つの分離シーケンスに用いられており、その数は総計で33個（6種類）に上る。各部の名称、種類、使用されている火工品の数を表3.1-1に整理して示す。表中、6種類の火工品がタイプA～Fで分類されている。また、各火工品の電気的特性を表3.1-2に示す。火工品の中でリーフィングラインカッタ（タイプC）及びバグラインカッタ（タイプD）の2種類は電気を必要としないパーカッションタイプ（撃鉄をたたいて発火させる方式：詳細は後述）を用いているため表3.1-2中には記述されていない。

本回収系は、プロジェクト全体の低コストや開発期間短縮の観点から極力既存技術をベースとした開発を行う方針としたため、統一した設計に拘らない開発が行われた。その結果、4つのメーカの火工品が混在することとなった。火工品開発には、その性能は勿論のこと、信頼性と安全性が要求される。信頼性については、各火工品の機構部分も含めた冗長設計化を極力行った。表3.1-3に火薬カートリッジレベルでの冗長化の状況をまとめて示す。タイプAは、カートリッジに1個のブリッジしかないが、薬室に2個のカートリッジを挿入し片側が発火すればもう一方も殉爆する様設計されている。タイプBは、2個のカートリッジが独立に配置され1つ発火すれば機構が正常に機能する様設計されている。タイプEは、火薬としての冗長性は有しないが点火するブリッジを2個使用することで冗長化を図っている。唯一、エアバッグ供給部（F）は機構的にも点火用ブリッジとしてもシングルの火工品となったため、火工品点火回路全体の中で電源供給ラインを冗長化して対応した。一方、安全要求に関してはいずれの火工品もロケット、人工衛星開発時に一般的に適用される安全要求である『1Aを5分間通電しても発火又は機能不良にならないこと』をほぼ満足している。

表 3.1-1 火工品の種類と数

種類	名称	個数
A	パイロットコンテナ分離機構	2
B	メインコンテナ分離機構	3
C	ドログリーフィングカッタ	2
C	メインリーフィングカッタ	6
D	バグラインカッタ	4
E	メイン拘束分離機構	2
A	ライザーカバー分離機構	10
E	メインシュート分離機構	2
F	エアバッグガス供給部	2
総計		33

表 3.1-2 各火工品の電気的特性値

種類	作動電流	不動作電流	導通抵抗
A	5A 50ms以上	1A 3分以上	1.2Ω
B	5A 50ms以上	1A 3分以上	1.1Ω
E	5A 7ms以上	1A 5分以上	1.2Ω
F	3.5A 50ms以上	0.9A 5分以上	0.6Ω

表 3.1-3 各火工品の冗長性

種類	模式図	冗長性
A		2個独立のカートリッジに独立に通電。1個が発火すれば、他方も殉爆することで冗長。
B		2個独立のカートリッジに通電。1個のカートリッジ発火で作動可能。
E		1個のカートリッジに2個のブリッジで点火ラインまでは冗長。
F		1個のカートリッジに1個の点火ライン。火工品単体としては点火も火薬部もシングル。

ジャンクションボックスがFCCから信号を受けてから抵抗BOXを介して火工品に通電するまでの点火系回路図を図3.1-1に示す。図3.1-1の中の注記は、第1回飛行実験の失敗を受け、実験機全体を見直した作業の中で信頼性向上対策として実施した回路変更等を示したもので、以下の5項目の改修がハードウェアに反映された。

- ① オープン故障に対する信頼性向上のため動作ラインを冗長化回路とする。
- ② 火工品点火後の短絡による過電流対策として保護抵抗を追加する。
- ③ 火工品ショート時の電圧低下を考慮し、同時点火の火工品数を10個同時から2回（6個＋4個）に分割

する。

- ④ 火工品ラインの電磁適合性向上のため、配線をツイストペアシールド線に変更する。
- ⑤ 保護抵抗追加に伴う抵抗 BOX 2 を追加搭載する。

尚、この回路では作業時の安全確保のために火工品に繋がる回路は抵抗 BOX1 と抵抗 BOX2 の 2 箇所のコネクタ

に集約され、それぞれのコネクタで一度にアーミング／ディスアーミング状態(通電可能／非通電不可能状態)に出来る様なシングルポイントアーミングの考え方を取り入れている。また、このように回路を集約することによりストレイ電圧計測等の作業性の向上も図っている。

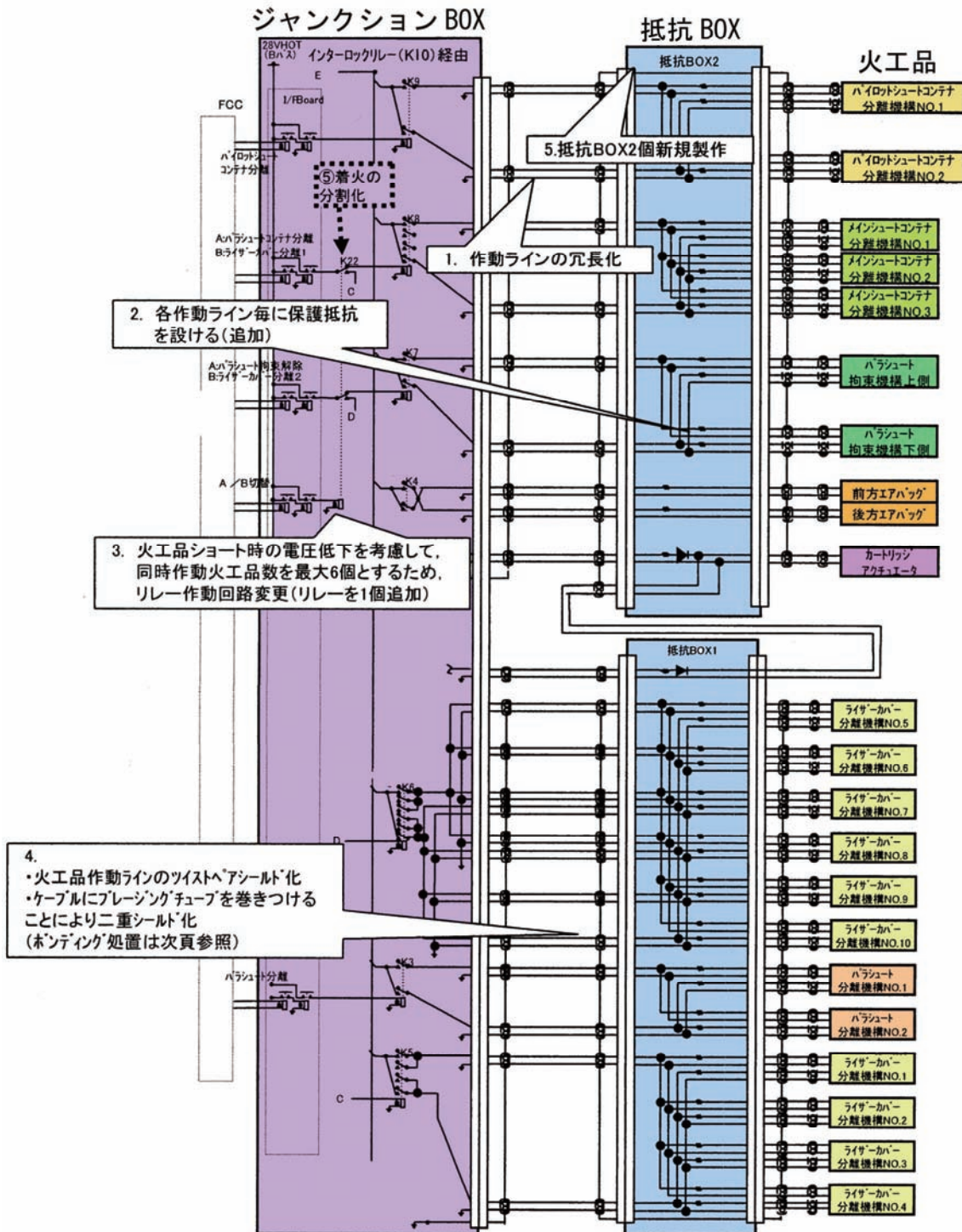


図 3. 1-1 点火系回路図

3.2 パイロットコンテナ分離機構

回収シーケンスは、実験機の搭載されたコンピュータ (FCC) からの信号によって開始される。図 3.2-1 にパイロットシュートが開傘するまでのシーケンスを示す。実験機の滑空速度が 100m/s 以下になった時点で、FCC がパイロットコンテナ分離機構に点火信号を送る。パイロットコンテナの分離面上下 2 箇所に配置された分離機構 (図 3.2-2 参照) は、その火薬の圧力により、コンテナを結合しているシアスクリューを切断し更にパイロットシュートを収納しているパイロットコンテナ部 (3.5kg) を 1m/s 以上で後方へ放出する。パイロットコンテナ部は、上下の火工品の推力のばらつきや実験機の後流の影響を受け、主にピッチ面内に回転しながらライザーを繰り出して行く。その後、パイロットシュートのライザーが伸びきったところで、コンテナの静的空気抵抗及び残存する実験機との相対速度エネルギーによりパイロットシュートが引き出され全開傘する。全開傘したパイロットシュートの空気抵抗は、その後メインコンテナが分離した時にコンテナを後方に引っ張るために用いられる。

パイロットコンテナ分離機構単体の作動図の詳細を図 3.2-3 に示す。図では、パイロットコンテナ分離機構がパイロットコンテナを右側に押す様子をシーケンスを追って記述している。

一番左の図 (分離前) に示される様にパイロットコンテナ分離機構は、ボディ、火薬カートリッジ、キャップ、プランジャー、シアスクリューから構成される。

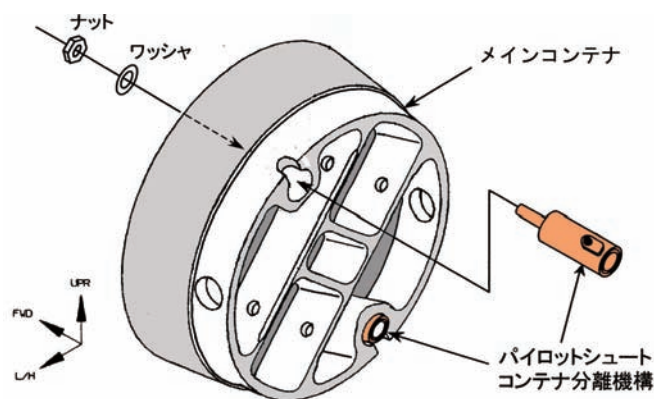


図 3.2-2 分離機構搭載図

100mg の火薬が発火するとその圧力 (約 1000 気圧) により、キャップ部 (クリーム色) が右側に押されシアスクリュー (赤色) を切断し、プランジャー部 (水色) と共に分離・放出される。火薬は、DDNP を用いており、カートリッジは、1つのスペース (φ8mm×13mm) にスクイブが 2 個並べて配置されており (表 3.1-3 タイプ A 参照)、1 個が発火するともう 1 つは殉爆する様に設計されている。従って、それぞれのブリッジに独立に点火電流を供給することでパイロットコンテナ分離機構単体の冗長性が確保されている。

この火工品の直径はわずか 20mm しかなく、発火用のリード線をボディ背面に通した穴をシールドすることがスペース的に困難であったため、リード線がガスで押し出す側 (図では右側) から引き出される。そのため、プラ

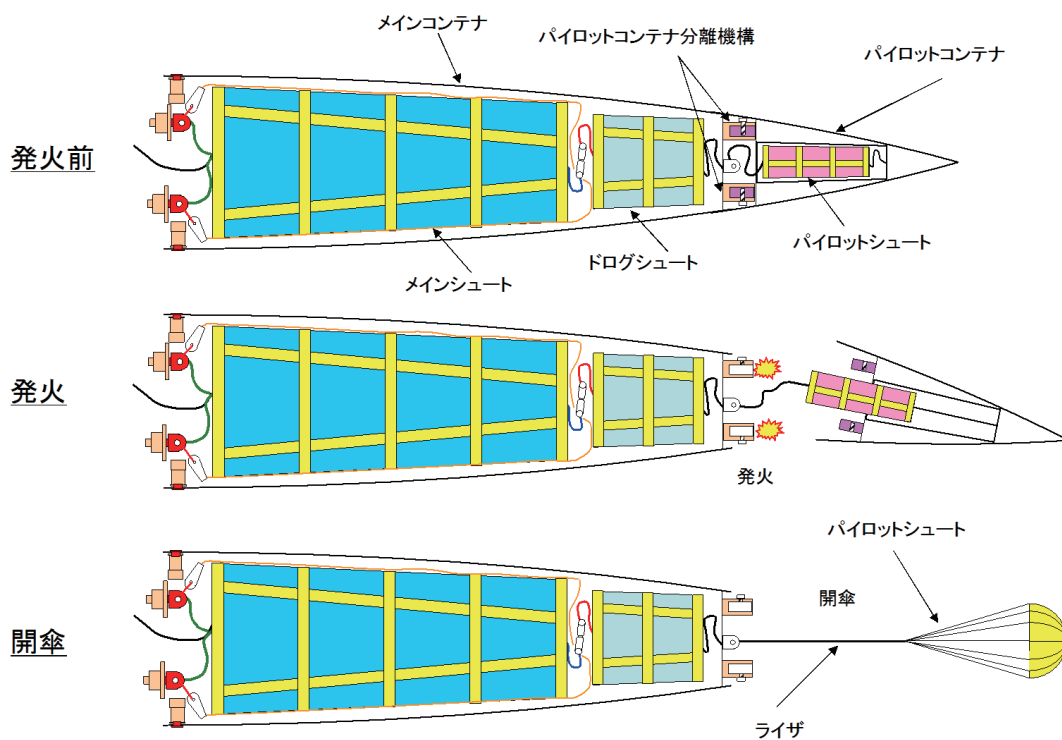


図 3.2-1 パイロットシュート開傘シーケンス

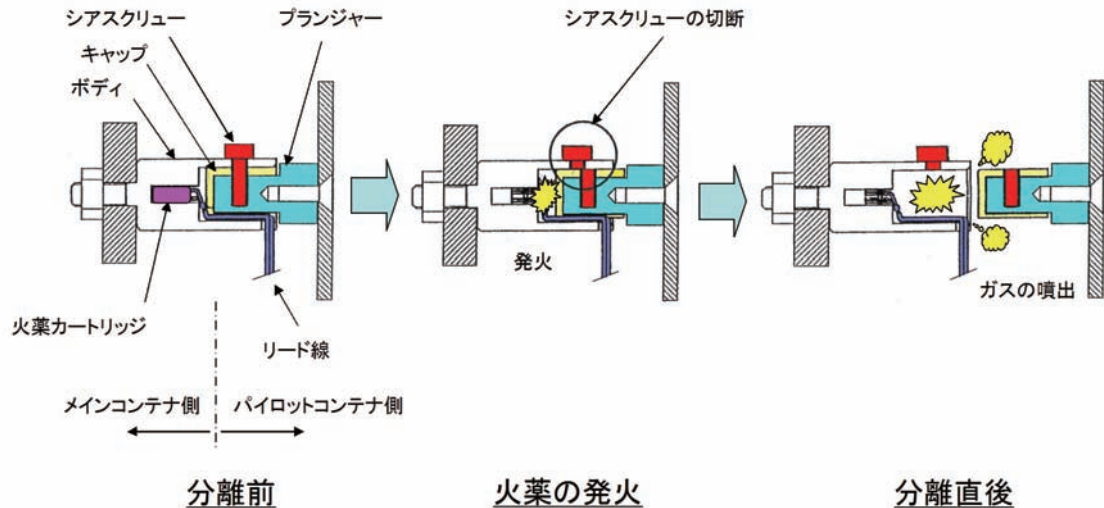


図 3.2-3 パイロットコンテナ分離機構の作動図

ンジャー部にリード線が通る溝を設ける必要があり、火工品作動時に圧力が一部前方に漏れる構造となった。この圧力の漏れのため、2 個の火工品は、再現良く均一な力を発生することができず、パイロット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た。パイロットコンテナが回転するとパイロットシュート部やライザを損傷する可能性があったため、別途対策が施された⁵⁾。

また、ロケットによる打ち上げ時の振動環境が、シアスクリュー（直径約 4 mm）にとってはかなり厳しいものとなった。第 2 回飛行実験に向けた設計変更では、シアスクリュー材料を炭素鋼（引張強度 60ksi 以上）から 8740 合金鋼（引張強度 180ksi 以上）に変更し、ねじ山の形状工夫し繰り返し荷重に対する強度向上を図った。最終的には、パイロットコンテナを組み付けた状態で、振動試験を行い、耐振動強度を確認し飛行実験に臨んだ。図 3.2-4 にシアスクリュー改修前と改修後の形状の比較を示す。シアスクリューの繰り返し荷重に対する P-N カーブを図 3.2-5^{9), 10)}に示す。本設計では、試験データから求められた平均疲労寿命曲線に対して 4.13 のスカッタファクタを用いて耐振動特性を評価した。

また、シアスクリューへの振動負荷のばらつきが大きくなならない様に図 3.2-6 に示す様なスペーサ 8 個を結合面のガタに挿入しパイロットコンテナ部とメインコンテナ部の結合時のガタを極力減らした。

表 3.2-1 にパイロットコンテナ分離機構の開発試験の実施状況について改修設計前後を比較して示す。図 3.2-7 にコンテナ分離試験の高速カメラ画像を示す。写真から判る様に分離機構が動作すると燃焼ガスが一気に開放されて分離機構の周りが一瞬燃焼ガスに包まれるが、パイロットシュート収納袋やライザ等は特に損傷を受けないことが試験にて確認された。本分離機構の開発の詳細については参考文献 7) を参照されたい。

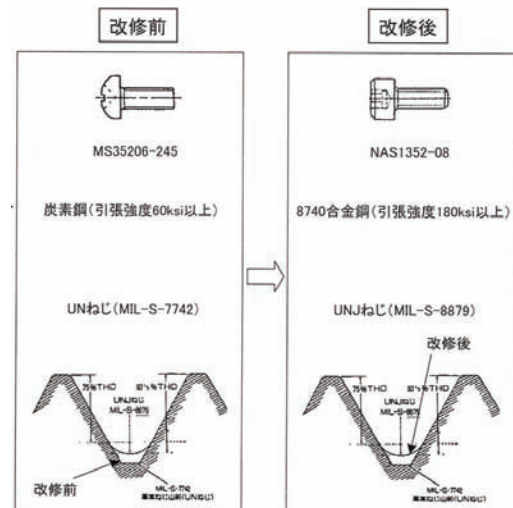


図 3.2-4 シアスクリューの改修前後の比較

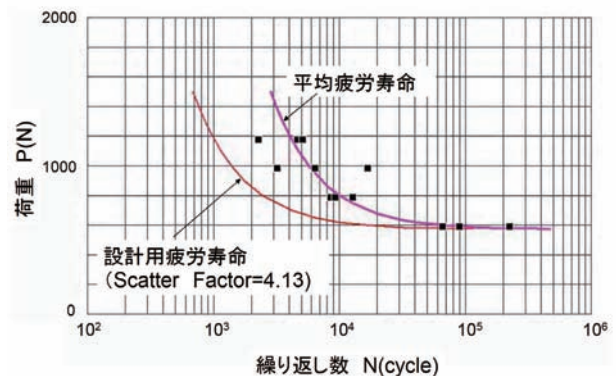


図 3.2-5 シアスクリューの P-N 曲線

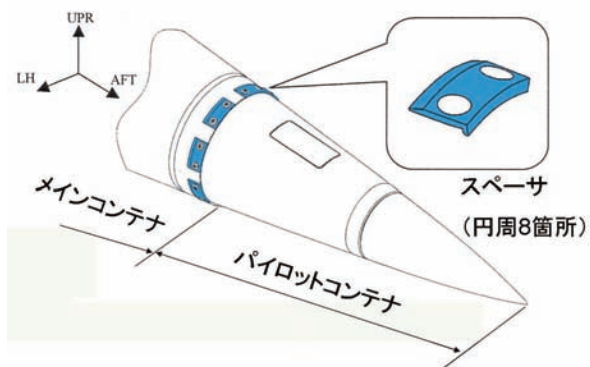


図 3.2-6 コンテナ結合部のスペーサ挿入

表 3.2-1 開発試験項目一覧

開発試験	改修前	改修後
火工品単体試験	○	○
コンテナ分離試験	○	○
コンテナ振動試験	—	○
低速風洞試験	○	○
引き出し力試験	○	○
収納袋切創性試験	—	○
実サイズ分離放出試験	—	○

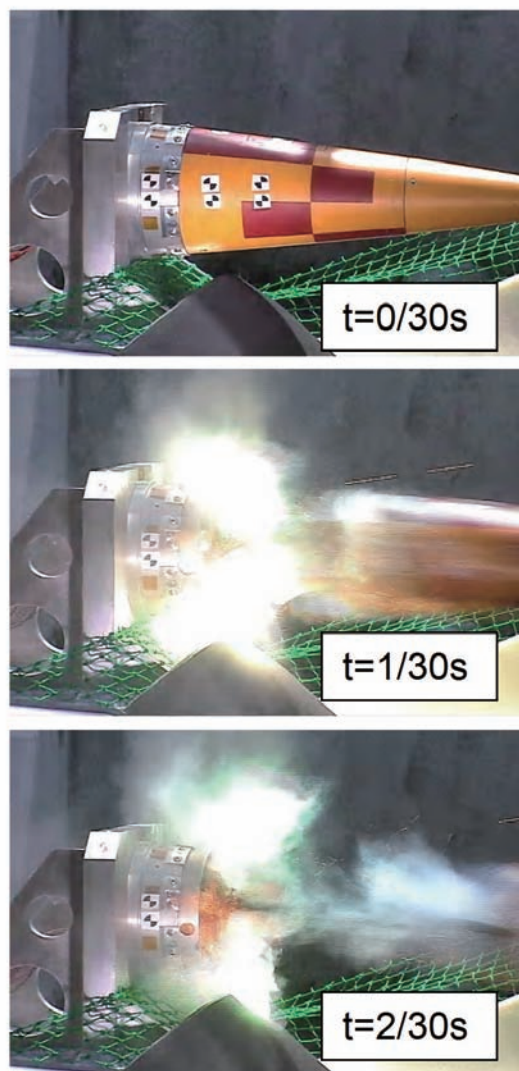


図 3.2-7 パイロットコンテナ分離試験ビデオカメラ画像

3.3 メインコンテナ分離機構

メインコンテナ部には、袋に入ったドログシュートと3個一緒に袋に入ったメインシュートが収納されている。パイロットシュート開傘中は、実験機はほぼ水平飛行を行い、パイロットシュートはその空気抵抗によりメインコンテナ部を機体後方に引っ張り続けている。メインコンテナ分離機構は、軸をラジアル方向に向け、コンテナ分離面内に円周3箇所配置されている。図 3.3-1 にメインコンテナの分離面内艤装された写真を示す。メインコンテナが実験機から分離した後は、パイロットシュートの空気抵抗によりメインコンテナに結合されているリーフィング状態(50%)のドログシュートが収納袋から引き出され半開傘する。図 3.3-2 にシーケンス図を示す。一番左側で実験機機体尾部とメインコンテナを円周3箇所

で結合しているのがメインコンテナ分離機構である。

3.3-3に示す。分離機構は、チャンパ（ボディ）、火薬カートリッジ、プランジャ、プランジャと結合されているバレル、キャップ、リベット、シアピン等から構成され

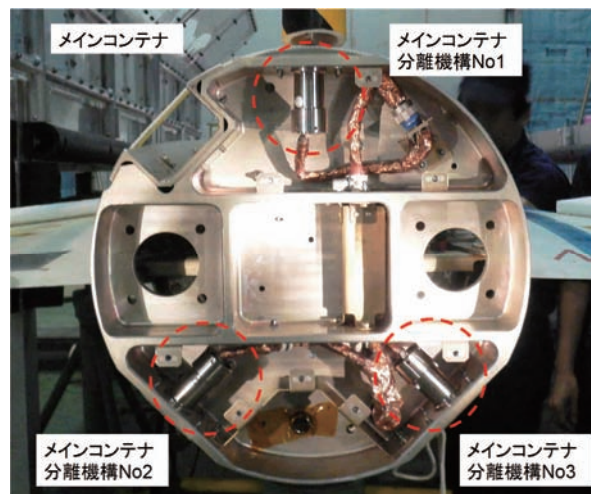


図 3.3-1 メインコンテナ分離機構艤装図

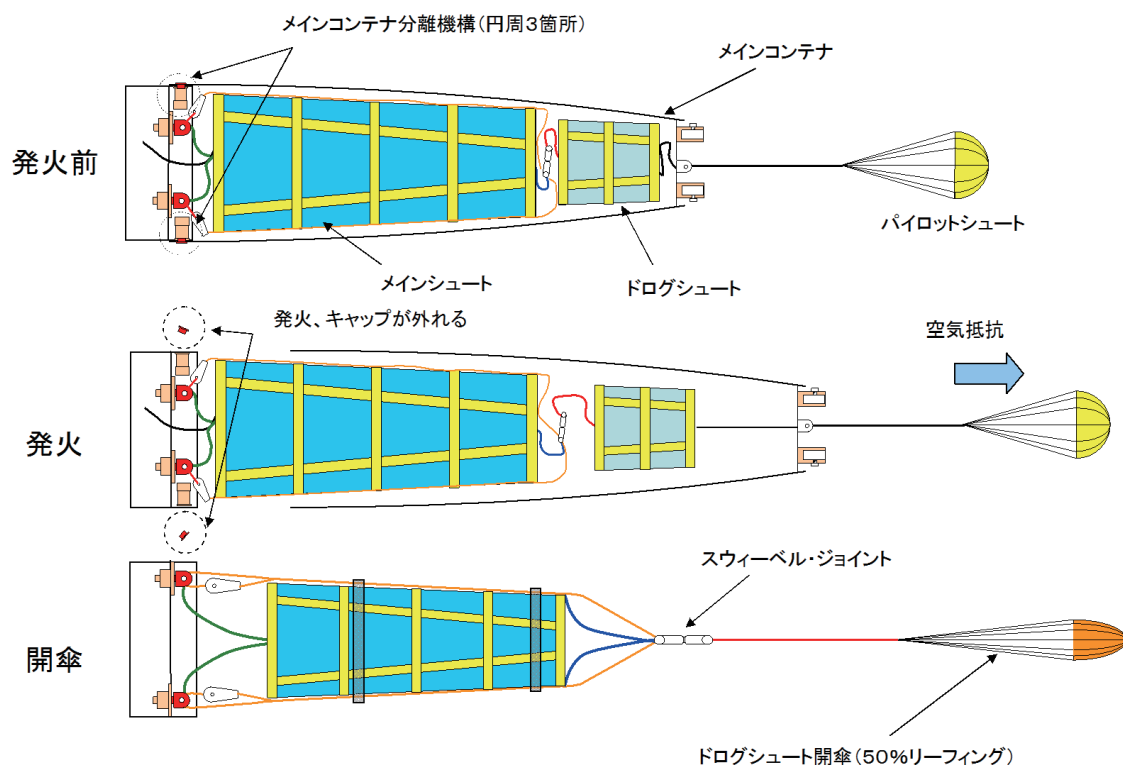


図 3.3-2 リーフドログシュート開傘シーケンス図

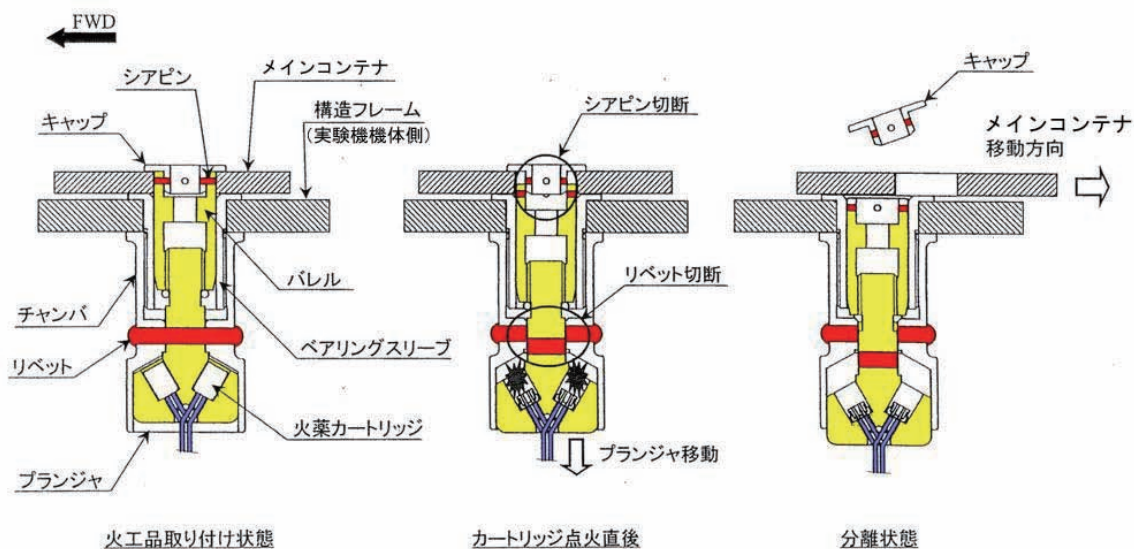


図 3.3-3 メインコンテナ分離機構作動詳細図

る。図に示す様に1ブリッジのカートリッジ（火薬は、DDNP）が、プランジャの別々の部屋に配置されている。どちらか一方が発火すれば、プランジャが火薬の圧力で移動する様な設計されている。火薬が発火すると圧力（約 $570\text{kg}/\text{cm}^2$ ）によりプランジャが内側へ引かれ（図3.3-3では、下側）、リベットが切断される。同時にバレルが内部に引き込まれ、キャップをとめているシアピンが切断されメインコンテナが分離される（右に移動）。分離後は、パイロットシュートが約 600kg の力でメインコンテナを

後方に移動させる。図3.3-4に分離機構の写真を示す。

開発試験では、火工品単体試験、メインコンテナ分離試験を行った。図3.3-5にはパイロットシュートから受ける荷重で引っ張った状態での分離試験の概要図を示す。実際の飛行でメインコンテナが分離されるのは水平飛行時、つまり約 1G の揚力を発生している時であるので、実験機から見て分離されるメインコンテナには相対的に 1G が垂直方向に加わっていることになる。今回の試験は地上で行われている。分離されたメインコンテナが実験



図 3.3-4 メインコンテナ分離機構写真

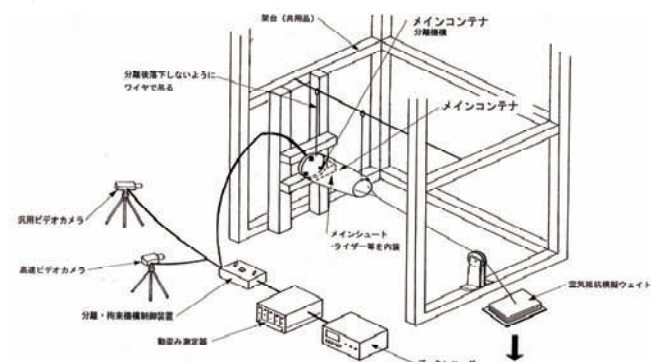


図 3.3-5 メインコンテナ分離試験概要図

機に対して垂直方向に落下することで、飛行時と同じ相対運動が実現されている。

試験の結果、コンテナの分離は約 25～30ms で終了し、その後コンテナがパイロットシュート相当の荷重で問題なく水平に引かれることが確認された。尚、この試験ではメインコンテナ内部に収納袋に入ったドログシュート/メインシュート部が収納されていないため、メインコンテナとドログシュート/メインシュート部との干渉の模擬はできなかったが、別途火工品を用いないメインコンテナ引っ張り試験を行い、ドログシュート/メインシュート部がメインコンテナから問題なく抜けることが確認されている。

3.4 パラシュート用リーフィングラインカッター

ドログシュート及びメインシュートは、開傘時の衝撃を軽減するために、最初の開傘では 50%と 6%のリーフィング開傘が行われる。パラシュートが展長する際、リーフィングラインカッターの引き抜きピン（図 3.4-1 中の黄色）が抜かれバネ力により撃鉄が延時火薬カートリッジ（水色）を叩き火薬を発火させる。延時火薬の内部はタイマーの役割をする火薬とガスを発生させる火薬に分かれている。火薬部が撃鉄で点火された後、一定時間後に

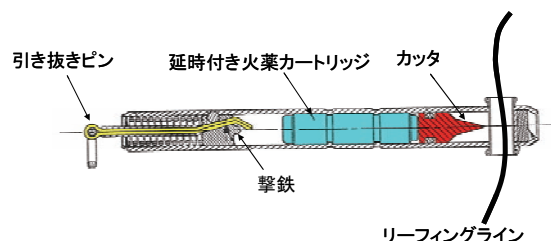


図 3.4-1 延時付きラインカッター

カッター（赤色）はガス圧により急速に移動し、リーフィングラインを切断し、パラシュートの拘束が解除されパラシュートが全開傘する（図 3.4-2）。リーフィングラインカッターは、冗長性確保のため 1 個のパラシュートあたり 2 本ずつ装着されている。

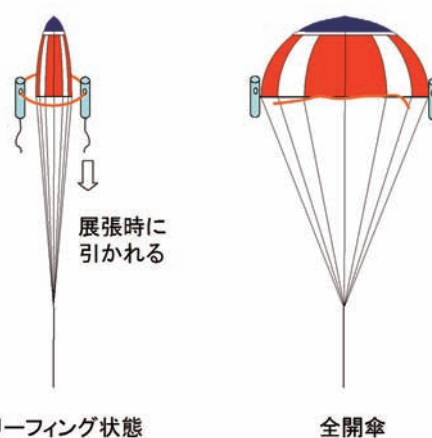


図 3.4-2 ラインカッターによるパラシュート全開傘

表 3.4-1 に使用されたリーフィングラインカッターの諸元を示す。本プロジェクトでは、ドログシュート及びメインシュートの設計・製造を行っている米国 IRVIN 社が選定した米国 RRL 社 (ROBERTS RESEARCH LABORATORY) ⁸⁾ の製品が用いられた。

表 3.4-1 リーフィングラインカッター

目的 (RRL社型番)	個数	延時間 薬量/1個
ドログリーフィング解除 (E1-6)	2個 ×1式	6秒 0.065g
メインリーフィング解除 (H5-6)	2個 ×3式	6秒 0.120g

図 3.4-3 にメインシュート傘縁に装着されたリーフィングラインカッターの実際の写真を示す。また、航空機からの投下試験時に記録されたメインシュートのリーフィング開傘状態とリーフィング解除後の全開傘状態の写真を図 3.4-4 に示す。メインシュートの場合、6%のリーフィングのため傘体口元がかなり絞られている様子が判る。

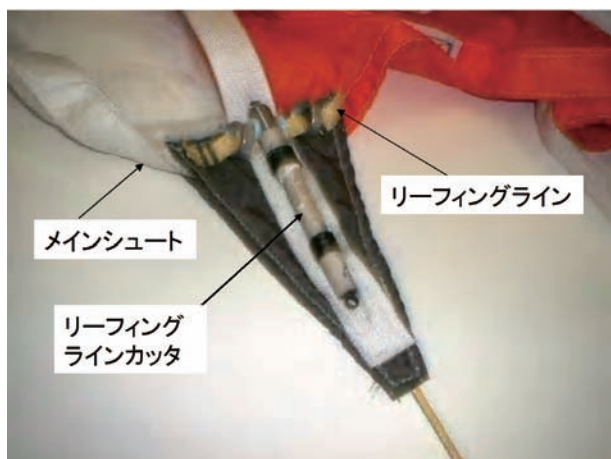


図 3.4-3 メインシュートへの艀装状態

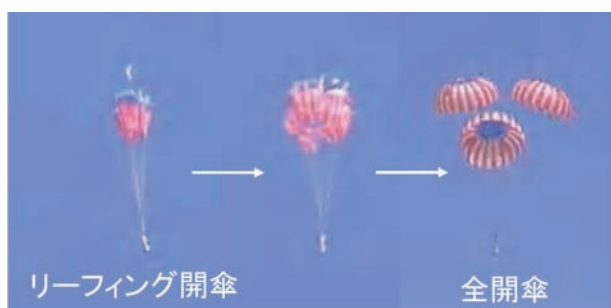


図 3.4-4 航空機投下試験時のメインシュート

3.5 バグラインカッタ

メインコンテナが分離されると別々の袋に入ったメインシュートとドログシュートがスウィーベルを介して結合された状態でコンテナより相対的に引き出され、最初にリーフィング状態のドログシュートが開傘する（図 3.5-1 上）。

ドログシュートの開傘荷重を直接メインシュート収納部に加えると、メインシュートがそのまま引きずり出されてしまうため、ドログシュートの開傘荷重は、メインシュートの収納袋に直接流すことはできない。この問題を回避するためにバイパスライザー及びバグラインカッタが設けられた（図 3.5-1 上）。ドログシュートの開傘荷重は、メインシュート収納袋側面を通したバイパスライザー（上下 2 箇所）を介して分離機構であるバグラインカッタに流れ、更に実験機尾部（メインシュート拘束解除機構）へと流される。このバグラインカッタは、前出のリーフィングラインカッタを利用して作られたものである。内部に 2 本のカッタが艀装されたバグラインカッタの詳細を図 3.5-2 に示す。メインコンテナ分離時にラインカッタの紐が引かれ、延時火薬が発火し約 1.3 秒後（延時 12 秒+コンテナの移動約 1 秒）にカッタが動作し、バイパスライザーが切断される（図 3.5-1 中）。その後

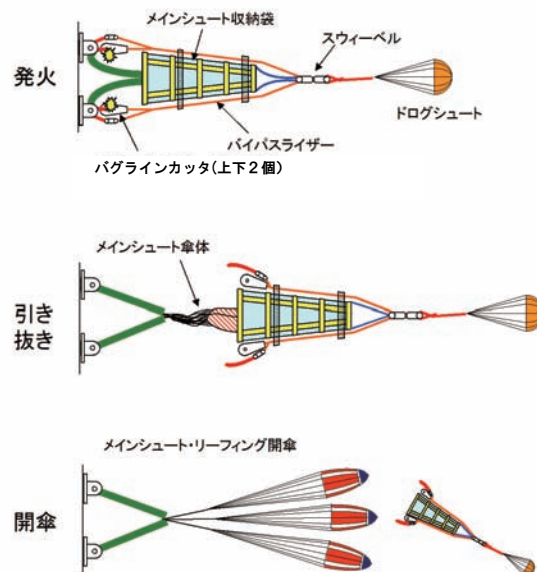


図 3.5-1 リーフドメインシュート開傘シーケンス

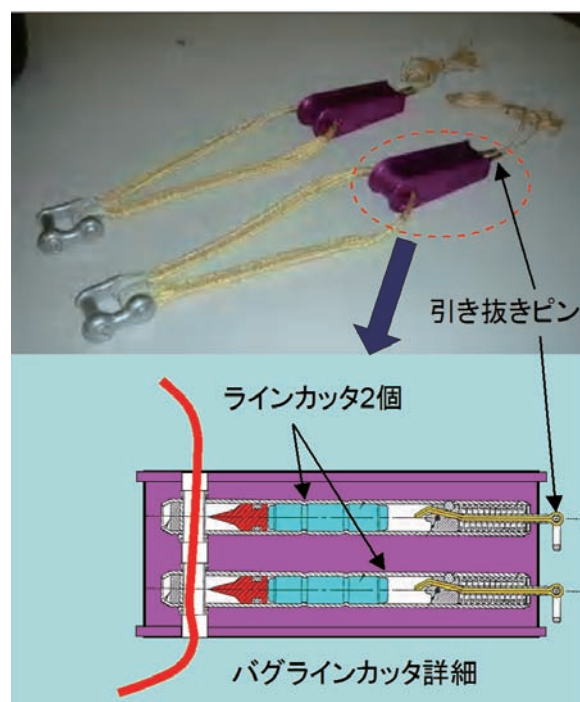


図 3.5-2 バグラインカッタ詳細

は、空気抵抗を受けているドログシュートがメインシュート用のバッグを引っ張り、収納されているメインシュートが引きずり出される（図 3.5-1 下）。一つのバグラインカッタ・ボディの中に、ラインカッタを 2 個使用し、冗長化を図っている。ここで使用されているラインカッタは、パラシュート用のリーフィングラインカッタと同じ米国 RRL 社製のものを使用している。表 3.5-1 に主な諸元を示す。

表 3.5-1 バグラインカッタ

目的 (RRL社型番)	個数	延時間 薬量/1個
メイン放出 (F5-12)	2個 ×2式	12秒 0.12g

3.6 機体反転システム

実験機とメインパラシュートは、実験機尾部で結合されていて、そのままでは垂直状態で緩降下することになる(図 2-3⑥)。再使用のため、できるだけ機体に損傷を与えないような着陸方法として、実験機の下面にエアバッグを展開し水平にパラシュートにて軟着陸する方法が採用された。メインシュート全開傘時点では、メインシュートは実験機尾部に結合され実験機は垂直姿勢で降下している。水平着陸するためにはメインシュートを開傘させたまま実験機を 90 度反転させる必要がある。本回収システムでは図 3.6-1 に示す様な機体姿勢反転方式を採用している。

図で示す様にメインシュートのライザーは一度実験機尾部に結合され(2 箇所)、実験機の背中に設けられた溝の中を通して実験機背面中央の 2 箇所を実験機に結合されている。実験機を 90 度反転するシーケンスは、後述するライザーカバーの分離とメインシュートライザーの拘束解除の 2 段階にて行われる。以下にその詳細を示す。

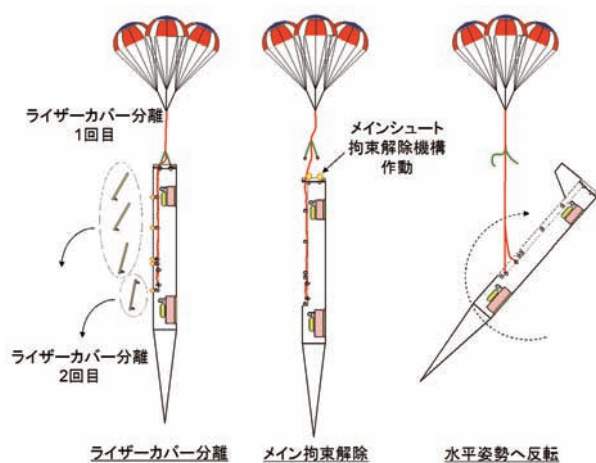


図 3.6-1 ライザーカバー分離および
メインシュート拘束解除機構の動作

(1) ライザーカバー分離

最初に、実験機を反転する前に実験機背面のライザーを収納している溝を覆っているライザーカバー(5 枚)を火工品にて分離する。火工品は、パイロットコンテナ分離機構と同じもの(シアスクリューは、強度アップしていない)が用いられている。図 3.6-2 に No1~No5 のラ

イザーカバーの配置と火工品の配置(赤丸)を示す。ライザーカバーは、図 3.6-3 に示す様に溝の両側に 1 個ずつ配置した火工品にて取り付けられる。ライザーカバー No3, 4, 5 は、右端を隣のカバー(No5 は、メインシュートコンテナ)で抑え込んでもらい左端を火工品 2 個で取り

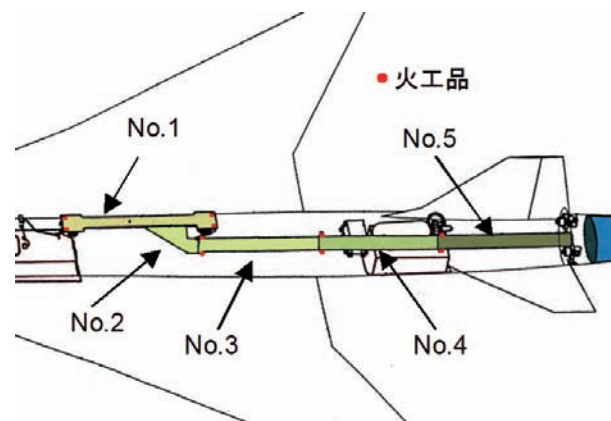


図 3.6-2 ライザーカバーの配置と火工品の数

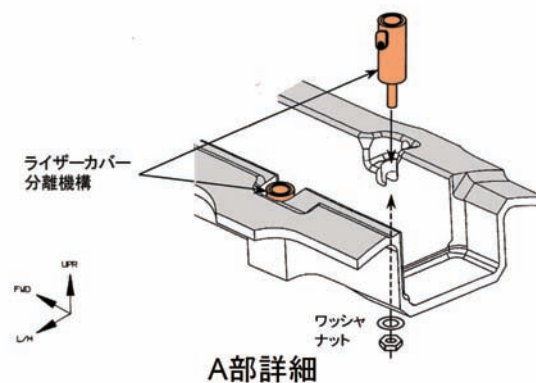
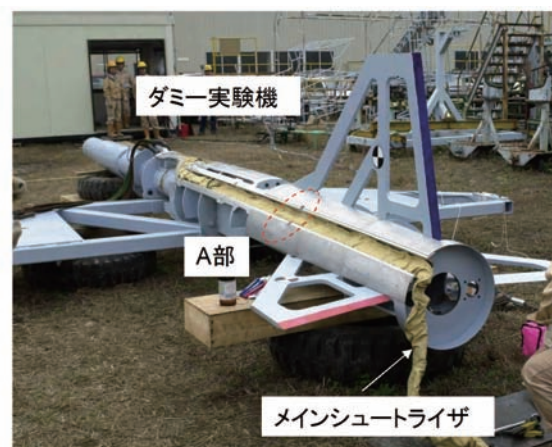


図 3.6-3 ライザー収納の様子

付けられている。ただし、No2 は火工品が使われておらず組み立て時に No3 にビス止めされるだけで、No1 は、左右両端を 2 個ずつの火工品で No2 を抑え込むように取り付けられている。また、それぞれのライザーカバーのほぼ中央付近内側には、カバーが溝から外れにくくするため左右に突っ張る板バネが装着されている。ライザーカバーを分離するための火工品は都合 10 個装着されている。点火電力の制約よりそのうちの 6 個 (No3～No5) の火工品が先に点火され、1 秒後に 4 個 (No1) が点火される。

ライザーカバーの分離は、開発コストの制約より No1～No5 をすべて装着しての試験を実施することができず、No5 (溝を押さえる板バネが最も強く分離力が最も必要なもの) のみの分離試験が行われた。

図 3.6-4 に No5 の分離試験のビデオ画像を示す。全体を撮影したビデオが高速ビデオでなかったため鮮明には捕らえられていないが、火薬力によりライザーカバーが分離後ほぼ水平に持ち上がり分離している様子が判る。その後は、回転しながら飛んでいるが尾翼との干渉もなく正常に分離ができていることが判る。

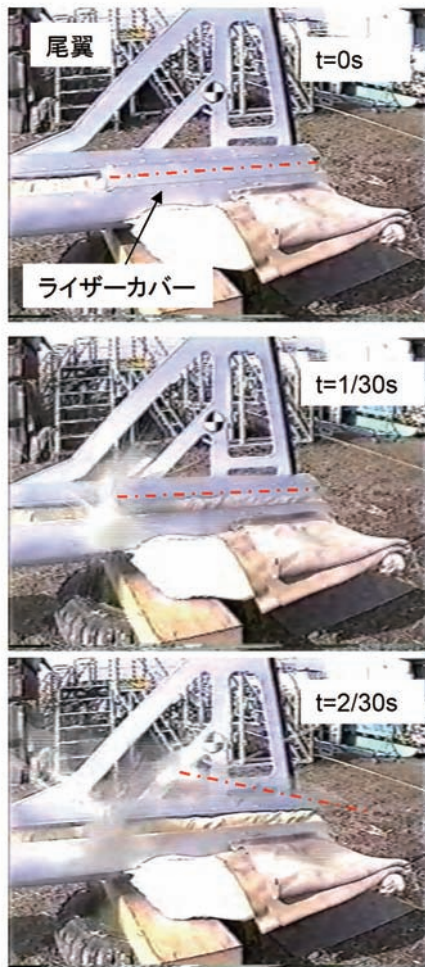


図 3.6-4 ライザーカバー分離試験

(2) メインシュート拘束解除機構

ライザーカバーが分離された後は、メインシュートライザーを実験機尾部に結合している 2 箇所の分離機構 (メインシュート拘束解除機構) を動作させライザー結合を解除し、アンカ位置を実験機尾部から実験機重心を挟んだ背面 2 箇所に変更する。メインシュート拘束解除機構が動作した前後の写真を図 3.6-5 に示す。背面より点火された火工品のガス圧によりライザアンカ部が押し上げられ、同時にアンカ部を拘束していた 8 個のボールが軸直角外方向に押し出され、アンカ部が分離される。この分離機構には、メインシュートの開傘荷重 11.4ton (設計上 6G) が加わるため、全方位 (0～180 度) にその荷重に耐えられるような強度設計がなされている。

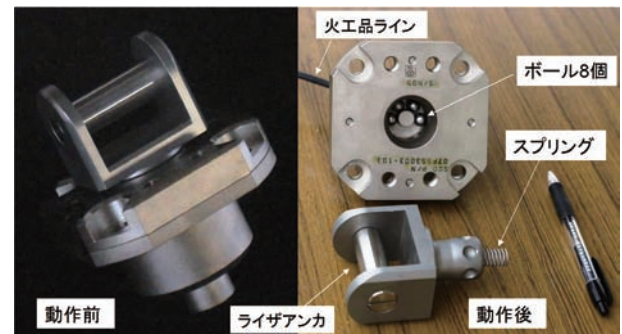


図 3.6-5 メインシュート拘束解除機構

メインシュート拘束解除機構が動作した場合の実験機の挙動を把握するため、慣性諸元を実機に合わせたダミー実験機を用いた姿勢反転確認試験を実施した。試験の概要図を図 3.6-6 に示す。試験では、ダミー実験機の挙動やライザーに加わる荷重を計測するために加速度センサや歪ゲージ等が用いられた。図 3.6-7 に実験機背面 2 箇所のライザー荷重の時間的变化を示す。メインシュート拘束解除機構が動作すると実験機背面に収納されているライザーが伸びきるまでほぼ垂直落下し、背面前方側のライザーに大きな衝撃が発生している。衝撃の大きさは、約 4ton であり、その後水平姿勢を通り越して大きく振動し、だんだん水平に収束していく。この反転時の姿勢の最大振幅角は、約 70 度、振動の初期の周期は約 4 秒であった。ライザーに発生した荷重は、ライザー強度約 8.5ton に対して十分な余裕があることが確認された。拘束解除後の振動時にライザーと垂直尾翼の干渉もなく機能的にも問題ないことが確認された。

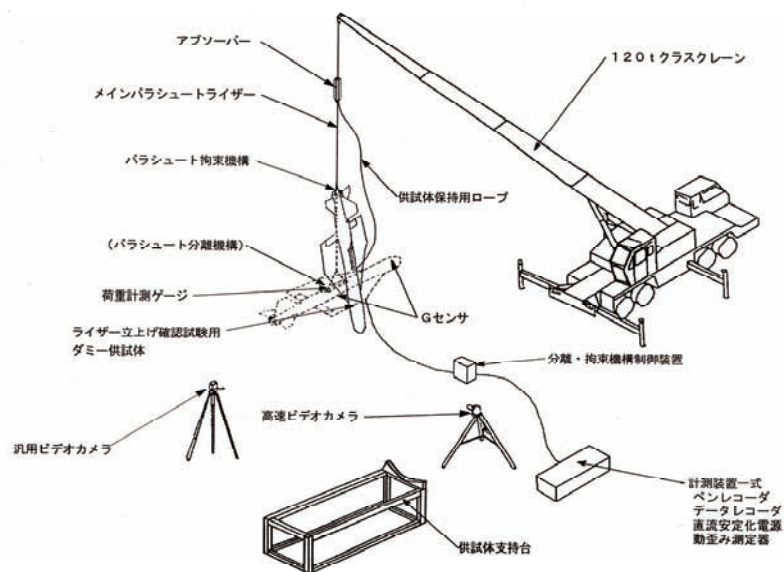


図 3.6-6 姿勢反転確認試験

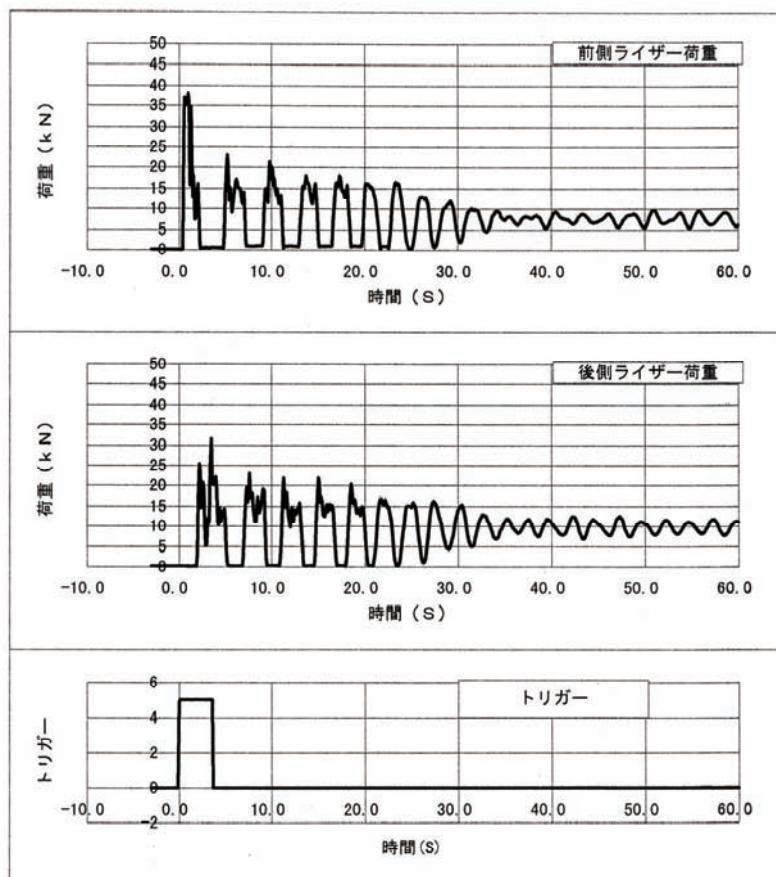
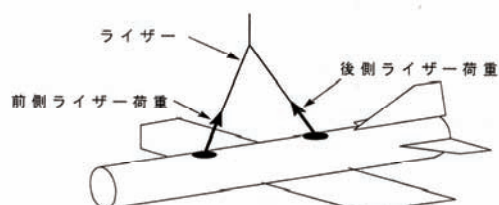


図 3.6-7 姿勢反転時のライザーに加わる荷重

3.7 エアバッグガス供給部

メインシュート拘束解除機構により実験機が垂直姿勢から水平姿勢に反転してからは（高度約 800m）、着地まで水平姿勢で緩降下する。実験機には、着地時の衝撃を和らげる目的で機体下面 2 箇所にエアバッグが収納されている。図 3.7-1 に実験機下方からみたエアバッグ収納部を示す。エアバッグは、図 3.7-2 に示す収納コンテナに入れられて実験機機体下面に搭載される。実験機に搭載されている気圧高度計が高度約 500m を検出すると FCC からの信号で、エアバッグが展張する。

エアバッグの展張は、窒素ガスにより行われる。また、エアバッグの展張時のガス圧はエアバッグが収納されているコンテナの蓋（実験機下面の形状の一部を成す）を保持しているシアピンを切断し前後の蓋を実験機下方に投下する。図 3.7-2 に機体下面から収納される前方エアバッグコンテナ（エアバッグ収納済み）を示す。コンテナの下面側の曲面は実験機の外形状の一部をなしている。中央に見えるラインは、エアバッグへのガスの供給ラインである。

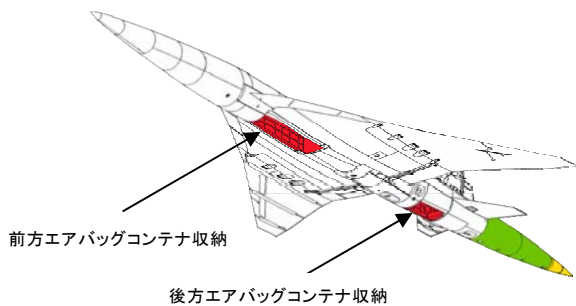


図 3.7-1 エアバッグ収納位置



図 3.7-2 エアバッグ収納位置

このエアバッグシステムにおいて窒素ガスをエアバッグに瞬時に供給を開始する機構にも火工品が用いられている。図 3.7-3 にエアバッグガス供給部の詳細を示す。図中、左が窒素ガスポンペ、中央がエアバッグガス供給

部で右側にあるのがガス圧を発生させる火工品である。右の火工品が発火するとエアバッグとポンペを隔てている銅製 0.6mm の破裂板（耐圧約 400 気圧）を先端にエッジを有するピストンヘッドが破壊し、窒素ガスからポンペへの流路を開く。破裂板を破壊しガスをスムーズに流すには、ピストンヘッドの形状に多少の工夫が必要であった。図 3.7-4(a)～(c) にピストンヘッドの形状の変遷を示す。設計当初は、ピストンヘッドは単純な針形状をしたもの（図 3.7-4(a)）を想定していたが図に示す様に破裂板に突き刺しても破裂板が思った様に裂けず、ピストンヘッドが破裂板の穴を塞いでガスをうまく流すことができなかった。対策として図 3.7-4(b) に示す様なラップ状のヘッド形状に穴を明けその穴からガスを通す様に設計変更したが、このタイプでも図に示す様に破裂板がラップの内側のガス穴を塞いでしまいガスをうまく流すことはできなかった。最終的には、図 3.7-4(c) に示すタイプが設定された。ラップタイプを改良したもので、先端の円形のエッジで破裂板を円形に切り裂き、先端の円形エッジを支える部分の直径を先端より小さくすることでガスの流路を確保することができた。図 3.7-6 にガスポンペとガス供給部が結合された状態の写真を示す。

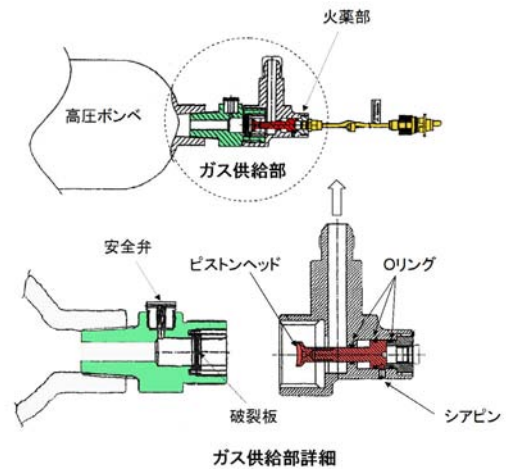


図 3.7-3 ガス供給部詳細

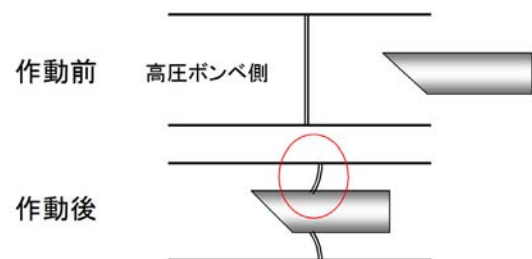


図 3.7-4(a) 初期設計段階の形状

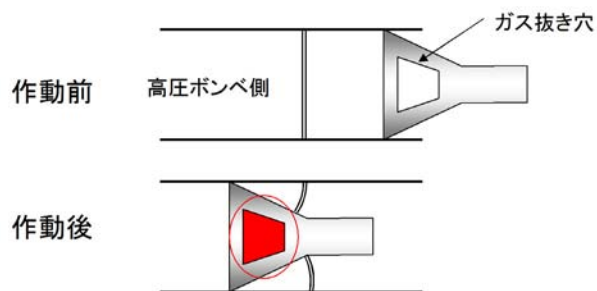


図 3.7-4(b) 改修形状 TYPE-A

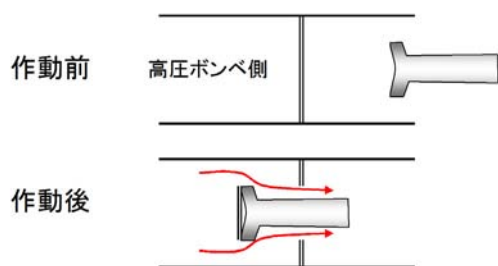


図 3.7-4(c) 改修形状 TYPE-A



図 3.7-5 実際のピストンヘッドの写真

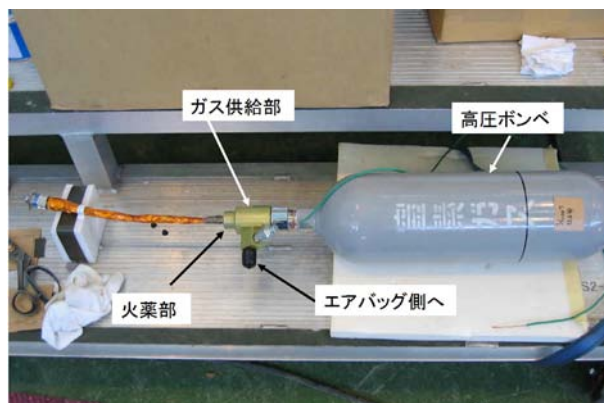


図 3.7-6 ガスボンベとガス供給部の結合状態

3.8 メインシュート分離機構

実験機が、水平着地すると着地 G が検出され（要求：5G 以上、実際は 12G 程度を想定）、メインシュートと機体を結合している 2 個のメインシュート分離機構が動作し、メインシュートが分離される。この分離機構は、メインシュート拘束解除機構と同じものが使用されている。

第 4 章 結び

NEXT-1 の回収系の中で、回収シーケンスを順番に追いながら、火工品を用いた各機構について、それぞれの設計、開発試験等をまとめた。設計については各メーカのノウハウも含まれることから概要のみの記述となったことをご容赦頂きたい。

ここで紹介した機構品は、決してプロジェクトにおいて主役には成りえないが、実験成功には必須のアイテムである。2005 年 10 月 10 日にオーストラリア実施された第 2 回飛行実験でも飛行実験データを収録したデータレコーダを無事回収することに大いに貢献できたと考える¹¹⁾。これも一重に本回収システムの火工品開発に携わって頂いた富士重工業(株)、細谷火工(株)、ミネベア(株)、ダイセル化学工業(株)、米国 IRVIN 社の方々の多大な努力によるところが大きい。この場を借りて、感謝の意を表する。

参考文献

- 1) 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
- 2) 町田、吉田、多田、川村、本田：小型超音速飛行実験～実験機システム～、同上
- 3) 吉田、郭、徳川、牧野：小型超音速飛行実験～空力及び計測システム設計～、同上
- 4) 本田、水野：小型超音速飛行実験～回収システム設計～、同上
- 5) 本田、水野：小型超音速実験機（NEXST-1）の回収用火工品の開発、第 50 回宇宙科学連合講演会講演集、2006 年 11 月
- 6) Roberts Research Lab. : Specialized Explosive & Pyrotechnic Devices for the Aircraft and Missile Field
- 7) 水野、本田：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、JAXA-RR-06-031
- 8) 堀之内ら：小型超音速実験機（ロケット実験機：NEXST-1）の基本設計結果について、JAXA-RR-05-044、2006 年 3 月
- 9) 町田ら：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）第 2 回飛行実験、JAXA-RR-06-049

- 10) S. Machida et al., "Structural Substantiation of Unmanned Supersonic Experimental Airplane for Vibratory Loading", Review of Aeronautical Fatigue Investigations in Japan During the Period July 2005 to May 2007, the 30th Conference of the International Committee on Aeronautical Fatigue, May 2007, pp22-24
- 11) M. Honda et al., "Development and Flight Test Results of NEXST-1 Recovery System", 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, May 2007, AIAA-2007-2545

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-07-006

発 行 平成20年1月31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)ビー・シー・シー・

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

© 2008 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・電子媒体に加工することを禁じます。

