

H-I ロケット上段固体モータ及び火工品類の開発

第3報 H-I ロケット用火工品類の開発

福島幸夫*, 中村富久*, 富士隆義**,
島野邦雄**, 伊藤建爾***, 中島絃一****

H-I ロケット第3段の点火, 分離および第2段と第3段の指令破壊に使用している火工品および火工品システムは, N-I, N-II ロケットで使用したものと全く異なったタイプでH-I ロケット用として国産技術により新規に開発したものである。

このシステムは, 火工品シーケンシング・システム(Pyrotechnics Sequencing System; PS システム)と称するもので, 米国ではETA(Explosive Transfer Assembly)等と呼ばれている。PS システムは従来の火工品の大部分が電気信号により作動するのに対し, 各火工品を爆轟信号により作動させる安全性および信頼性の高い火工品システムである。

1. まえがき

本稿は, 3シリーズで報告している『H-I ロケット上段固体モータおよび火工品類の開発』の第3報であって火工品の開発について報告する。

火工品は一般産業用ばかりでなく, 航空宇宙の分野においても航空機, ロケット, 人工衛星などに古くから使用されており, それぞれのミッション達成のために重要な位置を占めている。火工品はワン・ショット・アイテムではあるが, 機構が簡単のため小型化, 軽量化が可能であり, かつ短時間で高エネルギーを得ることができることから, 航空機では緊急時の脱出, ロケットでは点火, 分離, 指令破壊に, 人工衛星ではアンテナ, 太陽電池パネルの展開等と多種多様な用途に数多く使用されている。しかし, 日本の航空宇宙の火工品は欧米のそれらに比べると幾度の面で大きく立ち遅れていたため, H-I ロケットの開発を機会に将来においても通用する火工品を開発することとした。

2. 新方式の火工品システム

これまでのロケット搭載用の火工品は, 殆どのものが個々に電気信号の入力によって作動する電気的起爆装置(EED; Electro-Explosive Device)であったため, システムが大型化すると使用する火工品個数が増加し, 搭載電源の容量および安全面での問題が発生する。したがって, H-I ロケットの第3段には電気作動の火工品(EED)を極力少なくするため, N-I, N-II ロケットと全く異なる火工品システムを開発した。このシステムは「火工品シーケンシング・システム」(Pyrotechnics Sequencing System; PS システム)と称するもので, 米国ではETA(Explosive Transfer Assembly)あるいはCDF(Confined Detonating Fuse)システム等と呼ばれている。この方式は米国では古くから使用されており, その有効性は十分実証されている。従来の電気着火方式の火工品システムでは, Fig. 1に示すように複数個のEEDを作動させるために大容量の電源を必要とした。PS システムは電気信号を伝達する電線の代わりに, 導爆線を使用して爆轟信号を伝達し火工品を作動させるシステムであるため, Fig. 2に示すように作動させる火工品の数量に関係なく, 起点となる1個(冗長性を考えた場合は2個)の

昭和63年8月11日受理

*宇宙開発事業団

〒105 東京都港区浜松町 2-4-1

TEL 03-435-6111

**日産自動車株式会社

〒167 東京都杉並区桃井 3-5-1

TEL 03-390-1111

***中国化薬株式会社

〒370-21 群馬県多野郡吉井町岩崎

TEL 0273-88-2665

****日油技研工業株式会社

〒350 埼玉県川越市鯉井 1995-4

TEL 0492-31-2103

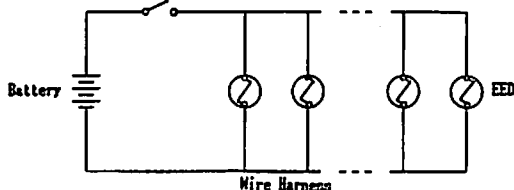


Fig. 1 Concept of Conventional Pyrotechnics System

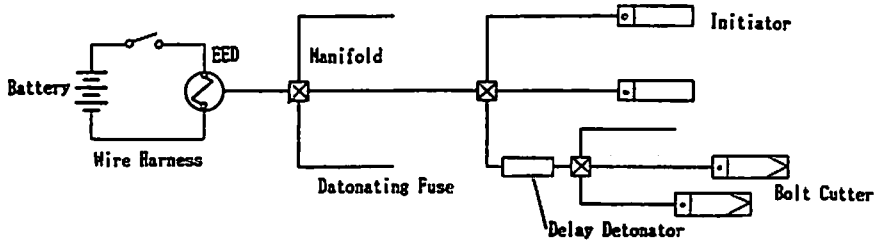


Fig. 2 Concept of Pyrotechnics Sequencing System

EEDへのみ電力を供給すれば良い。したがって、今後ロケットが大型化かつ、複雑化するにしたい、ますますその有効性を発揮する方式である。

以下に、PSシステムの特徴を記す。

- (1) EEDの個数が大幅に削減ができるため、電気系のシステムが簡単にできる。
- (2) EEDの個数が少なくできることから、搭載電源の電流容量の制約が緩和されるため、迷走電流、電磁波等に対する安全性の高い「1A/1W5分間不発火」の特性を有する鈍感型起爆管が使用できる。また、鈍感型起爆管の使用により、火工品システムの安全性が向上する。
- (3) 電気的な点検を必要とするEEDが減少することから、工場、射場での火工品および電気回路の点検作業が簡単になる。
- (4) 導爆線の爆轟信号の分岐が容易であることから、信頼性の高い冗長系システムを組むことができる。
- (5) 導爆線は爆轟信号を約6,500m/sで伝達するため、導爆線長さの差による信号伝達時間差が小さ

く複数火工品を作動させる場合の斉発生がよい。

3. 火工品の機能

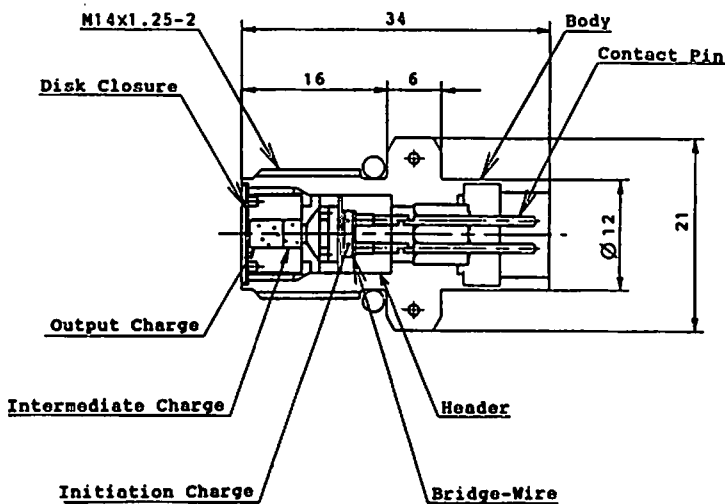
H-Iロケット用として開発した各種火工品の概要について下記に示す。

3.1 鈍感型起爆管

鈍感型起爆管(ID: Insensitive Detonator)の鈍感とは、1Aの電流および1Wの電力を5分間負荷(迷走電流等を考慮)しても発火および機能不良とならない特性のことで、IDは安全性の高い電気作動式の起爆管(EED)である。その他、IDに対する安全性の要求として、静電気、電波放射、温度、落下等に対する耐性がある。IDの概要図をFig. 3に示す。

IDはPSシステムを最初にスタートさせるもので、今回開発した火工品になかで唯一の電気信号により作動するホット・ブリッジ・ワイヤ・タイプの起爆管で、電流印加により爆轟を出力し3.3項の導爆線を作動させるものである。

IDには、単独で使用する外装型とセーフ・アーム装置に組込む内装型があるが、機能、性能は同等であ



Dimension;mm
Weight ;32g

Fig. 3 Insensitive Detonator:ID

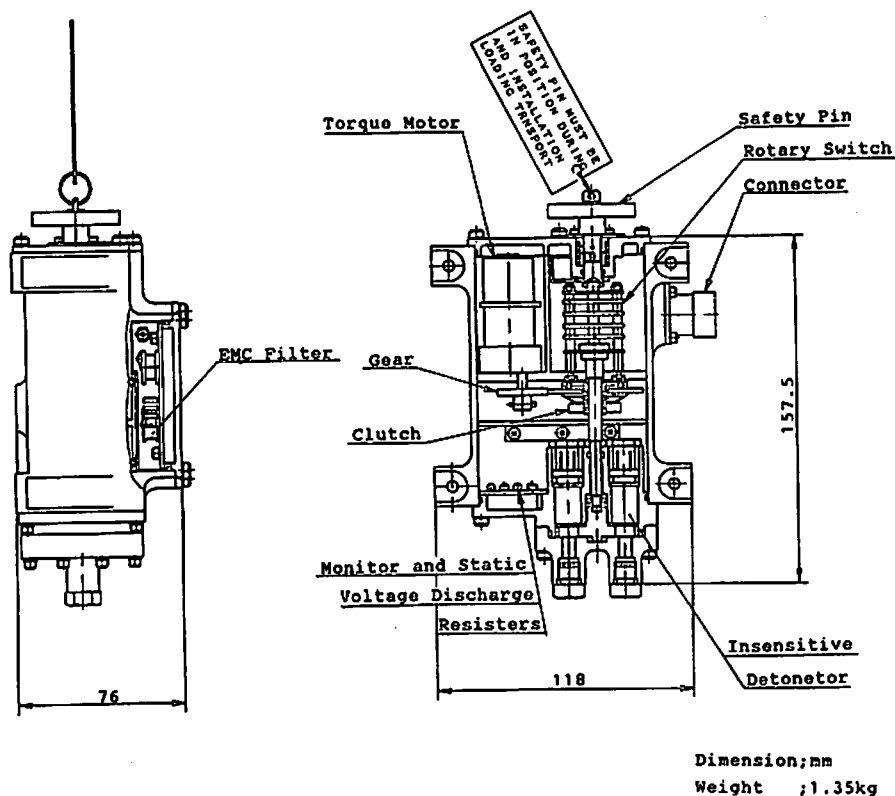


Fig. 4 Safe and Arm Device;SAD

る。IDの主特性を下記に示す。

- (a) 不発火特性：1A/1W 5分間不発火
 - (b) 静電気特性：24KV不発火
 - (c) 高周波特性：0.5W不発火(DC~2.3GHz)
 - (d) 発火電流：4~20ADC
 - (e) 発火時間：10ms以下(4~20ADC)
- (電圧印加から爆轟出力までの時間)

3.2 セーフ・アーム装置

セーフ・アーム装置(SAD: Safe and Arm Device)はIDを2個内蔵した電気・機械式セーフ・アーム装置である。SADの概要図をFig. 4に示す。

SADには安全状態であるセーフ位置と作動状態のアーム位置があり、それぞれの位置への変換は電気信号による遠隔操作で行うことができる。また電気系の不具合により遠隔操作ができない場合を想定し、アーム位置からセーフ位置へのみ手動で操作できる機構を設けた。セーフ・アーム装置の位置確認は電気的な遠隔確認と、装置本体の目視確認によって行うことができる。セーフ位置では、点火回路はID側がショートされ電源側がオープンとなる電気的安全機構と、IDから3.3項の導爆線への伝爆孔を閉じる物理的安全機構を有する。アーム位置では、IDの点火回路が構成

され、伝爆孔が開放される。またセーフ位置では、保管中および取り扱い中の誤作動等によりアーム位置に変換されることを防止するロック機構を有する。

3.3 導爆線

導爆線(DF; Detonating Fuse)はPSシステムのなかで爆轟信号を約6,500m/sで伝達する電気系の電線に代わる火工品で、IDまたは導爆線により起爆され他の機能系の火工品を作動させるものである。DFには小径の爆薬が入った鉛線(金属被覆導爆線MDF; Mild Detonating Fuse)が使用され、その上に被覆が施されMDFの爆轟を内部に封じ込めている。このため搭載品の周辺に積装することができる。DFにはこの被覆材の異なる下記の3種類があり、用途に応じて使い分けている。

3.3.1 密封型導爆線

密封型導爆線(CDF; Confined Detonating Fuse)はMDF上に高分子材料とガラス繊維を被覆したDFで、その概要図をFig. 5に示す。CDFはフレキシビリティを有するが作動後のガスを完全には保持できないため、ガス汚染を嫌う機器周辺には使用できない。このため、H-Iロケットでは指令破壊系に使用している。

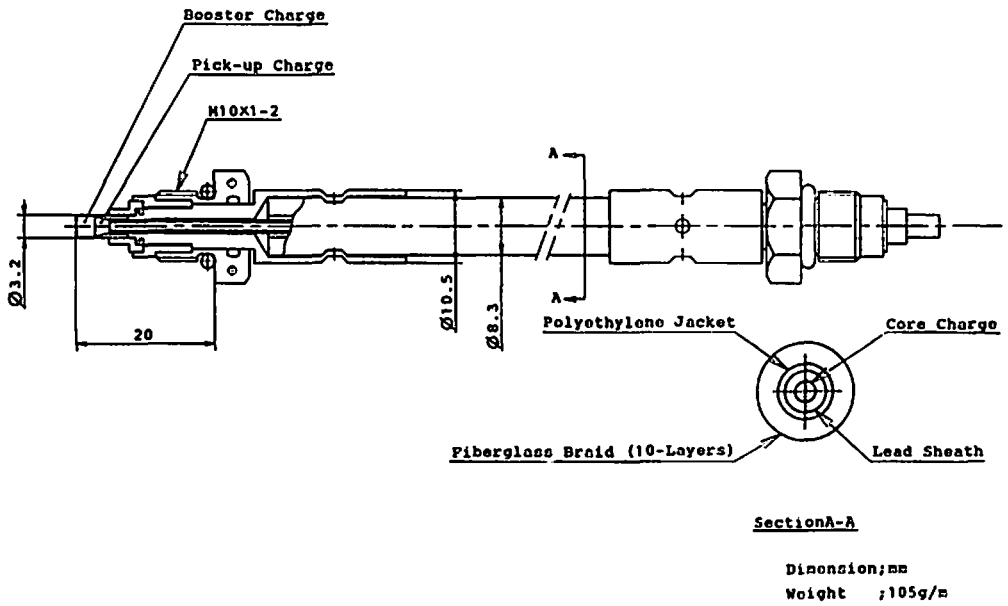


Fig. 5 Confining Detonating Fuse : CDF

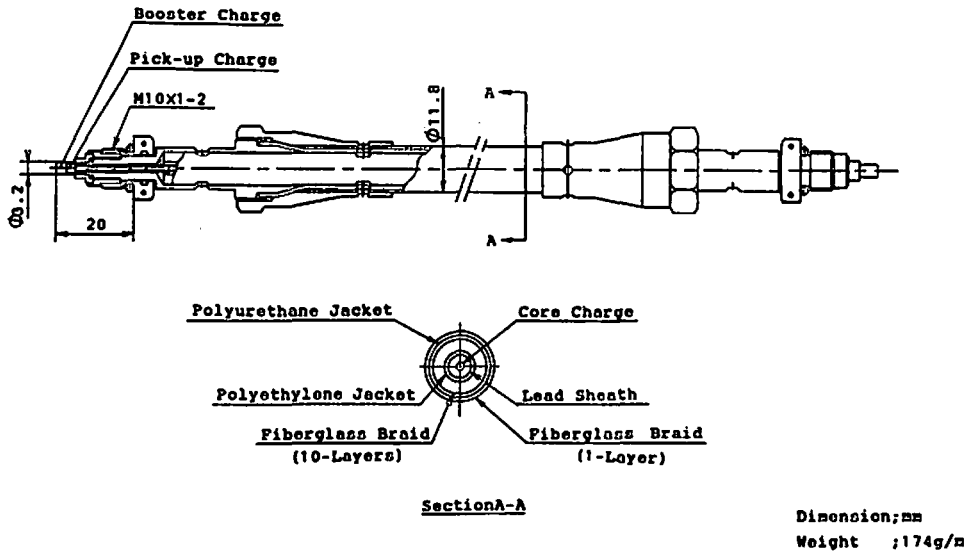


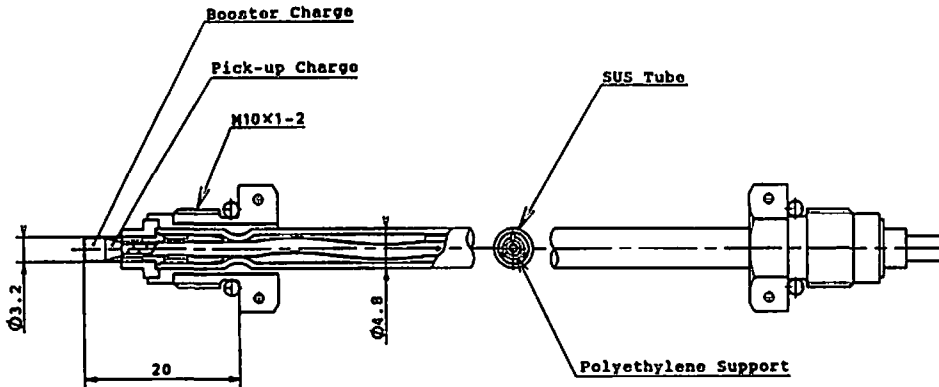
Fig. 6 Shielded Confining Detonating Fuse : SCDF

3.3.2 高密封型導爆線

高密封型導爆線 (SCDF ; Shielded Confining Detonating Fuse) はCDF 上に更に高分子材料及ガラス繊維を被覆したDFで、その概要図を Fig. 6 に示す。SCDFはフレキシビリティを有すると共に作動前後の気密を確保したDFであり、H-I ロケットでは第3段の分離系およびアポジ・モータの点火系に使用している。

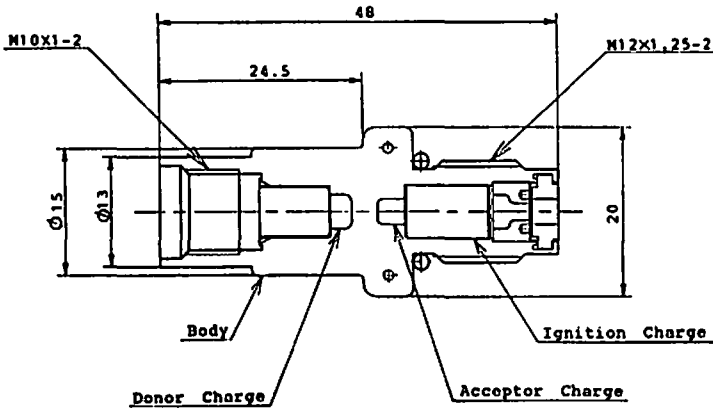
3.3.3 金属被覆密封型導爆線

金属被覆密封型導爆線 (SMDC ; Shielded Mild Detonating Cord) は、MDF 上を突起付きの高分子材料で被覆したものをステンレス・パイプ内に挿入したDFで、その概要図を Fig. 7 に示す。SMDCはコンパクトで複雑な構築性に優れ、かつ作動前後とも気密を確保した導爆線であり、H-I ロケットでは第3段の点火、分離およびアポジ・モータの点火系に使用している。



Dimension;mm
Weight ;82g/m

Fig. 7 Shielded Mild Detonating Cord ; SMDC



Dimension;mm
Weight ;42g

Fig. 8 Through-Bulkhead Initiator ; TBI

3.4 隔壁型起爆管

隔壁型起爆管(TBI ; Through Bulkhead Initiator)はPSシステムの爆轟信号を燃焼に変換する火工品でロケット・モータの点火等に使用される。TBIの概要図をFig. 8に示す。

TBIは中央部に金属隔壁を有し、その両側に爆薬が圧填されている。TBIは導爆線の出力により入力側の爆薬(ドナー・チャージ)が起爆され、その衝撃波が金属隔壁を伝わり出力側の爆薬(アクセプタ・チャージ)を起爆し、その爆轟エネルギーにより出力部の火薬を燃焼させる火工品である。金属隔壁は作動後も破壊されることなく気密を確保する。H-Iロケットでは、第3段モータ、3.7項のスピン・ロケット・モータ、3.8項のタンブル・ロケット・モータおよ

びアポジ・モータの点火に使用している。

3.5 延時起爆管

延時起爆管(TDD ; Time Delay Detonator)はPSシステムの火工品タイマとして使用するもので、内部に延時線を挿入し所定の延時秒時を得る火工品である。TDDは導爆線の出力によりパーカッション・ブライマが起爆され、そのエネルギーにより着火薬、延時線を燃焼させ出力部で燃焼から爆轟に変換し、再度導爆線を起爆するものである。延時線は小径の延時薬の入った鉛管で、所定の秒時に応じた長さのものがTDD内に糸巻き状に巻き付けられている。H-Iロケットでは、第3段の点火、分離系に使用している。

3.5.1 長秒時延時起爆管

長秒時延時起爆管(LDD ; Long Delay Detonator)

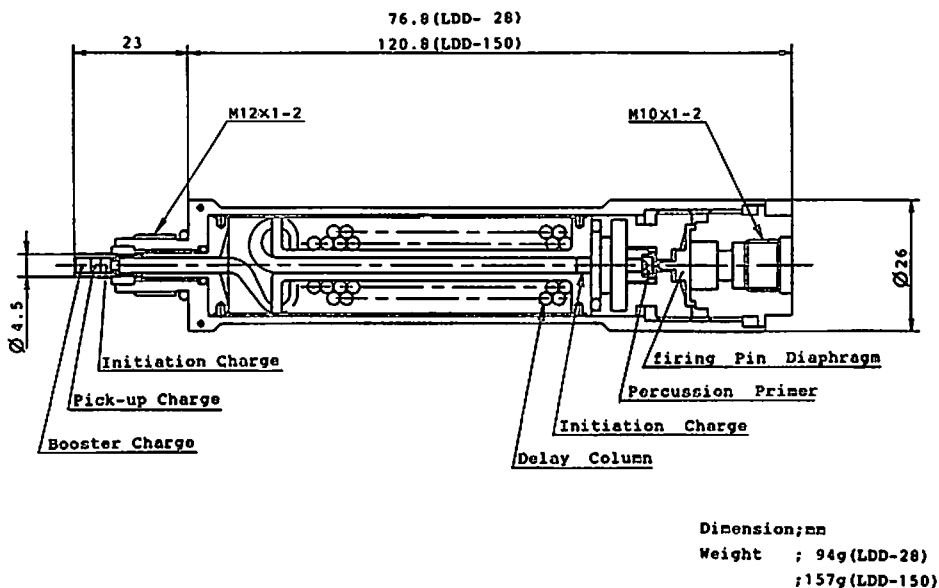


Fig. 9 Long Delay Detonator ; LDD

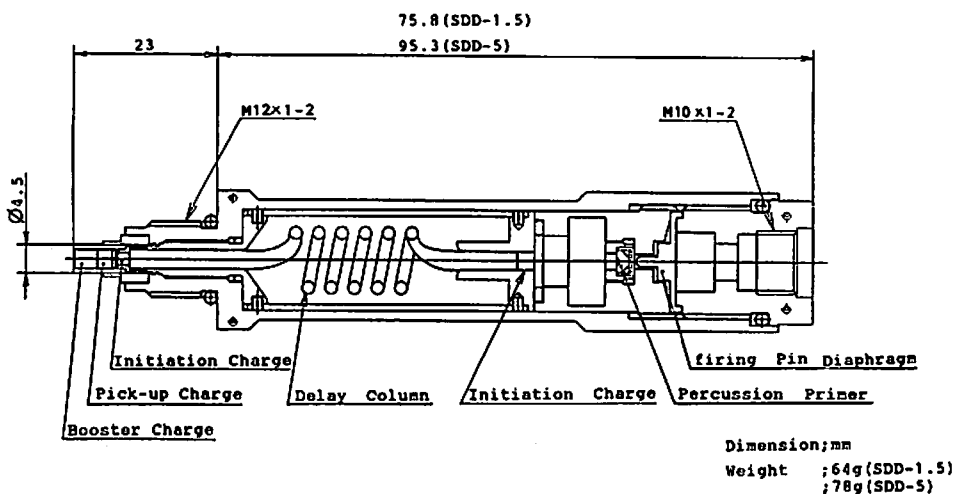


Fig. 10 Short Delay Detonator ; SDD

には燃焼速度が約9mm/sの延時線を使用し、150秒延時起爆管(LDD-150)と28秒延時起爆管(LDD-28)の2種類がある。LDDの概要図をFig. 9に示す。

3.5.2 短秒時延時起爆管

短秒時延時起爆管(SDD ; Short Delay Detonator)には燃焼速度が約27mm/sの延時線を使用し、5秒延時起爆管(SDD-5)と1.5秒延時起爆管(SDD-1.5)の2種類がある。SDDの概要図をFig. 10に示す。

3.6 カッタ組立

カッタ組立(CA ; Cutter Assembly)はボルトを切断するギロチン・タイプの火工品で、段間分離等に使

用される。CAの概要図をFig. 11に示す。

CAにはCA用のTBIが取り付けられており、導爆線によりCA用のTBIを作動させ、そのガス圧によりブレードを高速で駆動しその刃先でボルトを切断する。H-Iロケットでは、第2段/第3段と第3段/衛星の分離に使用している。

3.7 スピン・ロケットモータ

スピン・ロケット・モータ(SPM ; Spin Rocket Motor)はTBIによって作動する小型の固体ロケット・モータで、H-Iロケットでは衛星と第3段にスピン安定を与えるものである。SPMの概要図をFig. 12

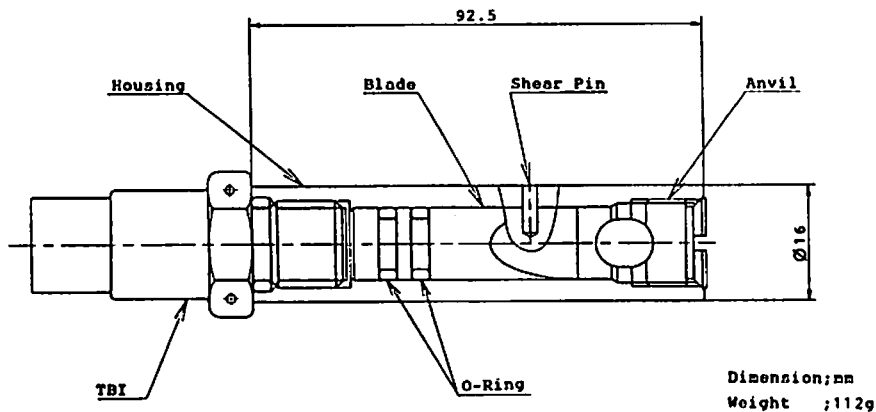
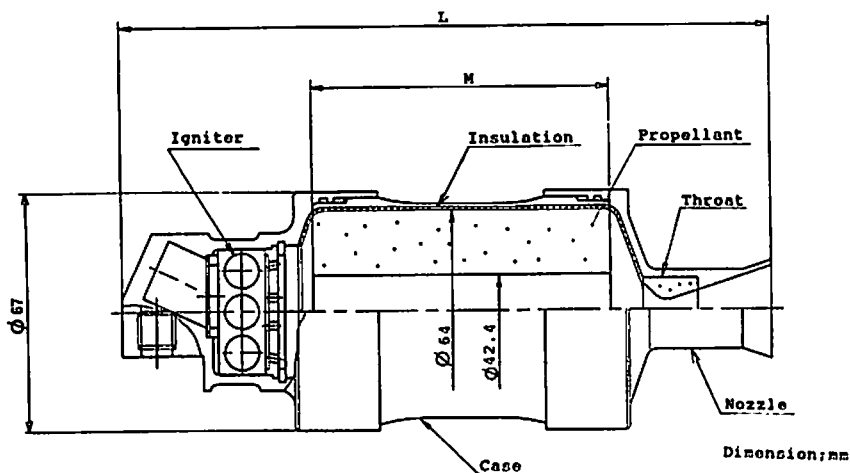


Fig. 11 Cutter Assembly ; CA



	+20°C, Vacuum			
	SPM-55	SPM-100	SPM-115	SPM-190
L(mm) M(mm)	158.5 52.6	207.9 95.4	226.7 110.2	310.7 183.7
Weight (g)	1320	1630	1800	2180
Action Time(s)	3.5	—	—	—
Total Impulse(kgf s)	55	100	115	190
Specific Impulse(s)	240	—	—	—

Fig. 12 Spin Rocket Motor ; SPM

に示す。

SPMには全推力の異なる4種類のものがあり、衛星と第3段の慣性モーメントおよびスピン・レートに応じて、使用するSPMの種類および個数を選定している。

3.8 タンブル・ロケット・モータ

タンブル・ロケット・モータ (TRM; Tumble Rocket Motor) はSPMと同様、TBIによって作動する小型ロケット・モータで、H-Iロケットでは衛星を分離後第3段モータの残留推力により第3段が衛星に追突するのを防止するため、第3段の軌道を変更する役目を果たしている。TRMの概要図をFig. 13に

示す。

3.9 V型成形爆破線

V型成形爆破線 (LSC; Linear Shaped Charge) は断面がV型形状をした火工品で、導爆線により作動しノイマン効果を利用して目標物を線状に切断するものである。H-Iロケットでは第2段タンクの破壊に使用している。LSCの概要図をFig. 14に示す。

第2段のタンクには液体酸素と液体水素が充填されているため、表面が断熱材で被われている。したがって、LSCは断熱材の上からタンクを破壊しなければならない。そのため、スタンド・オフ (LSCと被切断物との距離) が大きく取れる (シース材の密度、融点等

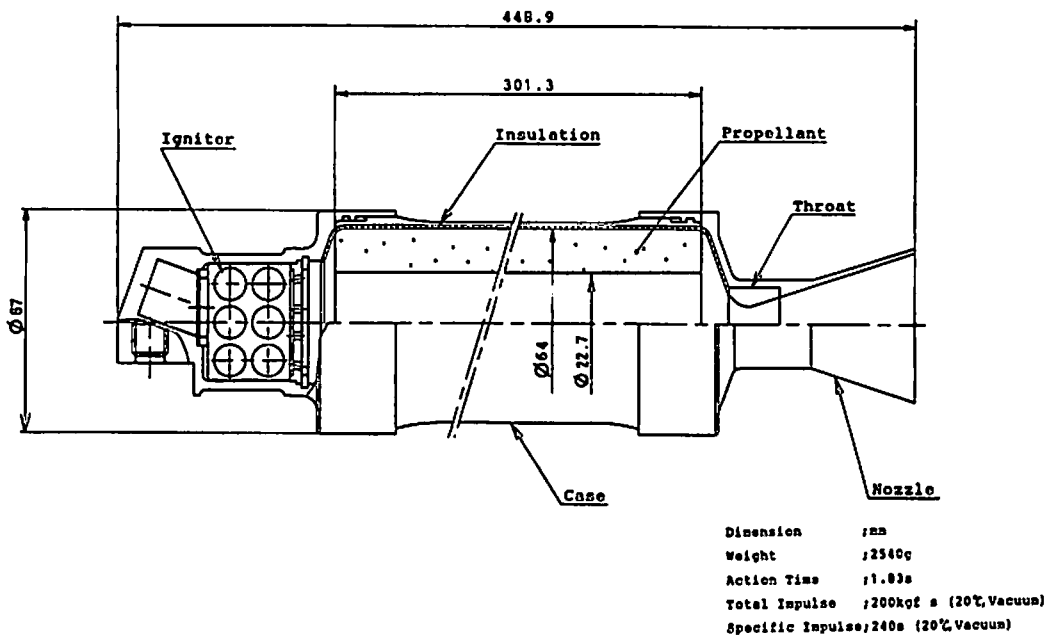
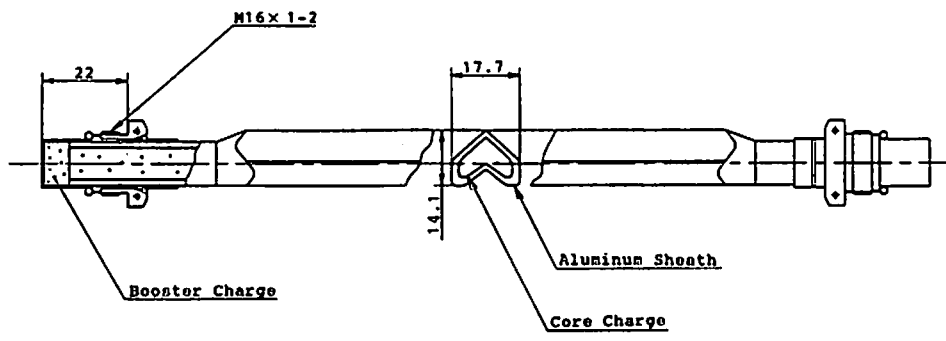


Fig. 13 Tumble Rocket Motor ; TRM



Dimension;mm
Weight ;340g/m

Fig. 14 Linear Shaped Charge ; LSC

で変動する。), アルミニウム・シースのLSCとした。

3.10 円錐型成形爆薬

円錐型成形爆薬(CSC ; Conical Shaped Charge)は断面がV型形状をした爆薬で、導爆薬により作動し目標物に穴を開けるノイマン効果を利用した火工品である。H-I ロケットでは、第3段モータの破壊に使用している。CSCの概要図をFig. 15に示す。

4. 火工品システム

3項の各種火工品を使用したH-I ロケットの火工

品システムについて報告する。火工品システムは信頼性向上のため2系統(冗長系)にすると共に、各系統間の随所にクロス・オーバの為の導爆線を設けた。

4.1 スピン・アップ、第2 / 第3段分離火工品システム

Fig. 16に衛星 / 第3段スピン・アップおよび第2 / 第3段分離の火工品システムのブロック図を示す。システムはIDによって作動させ、最大8個のSPMを燃焼させると同時に、SDD-5を作動させる。SPMは

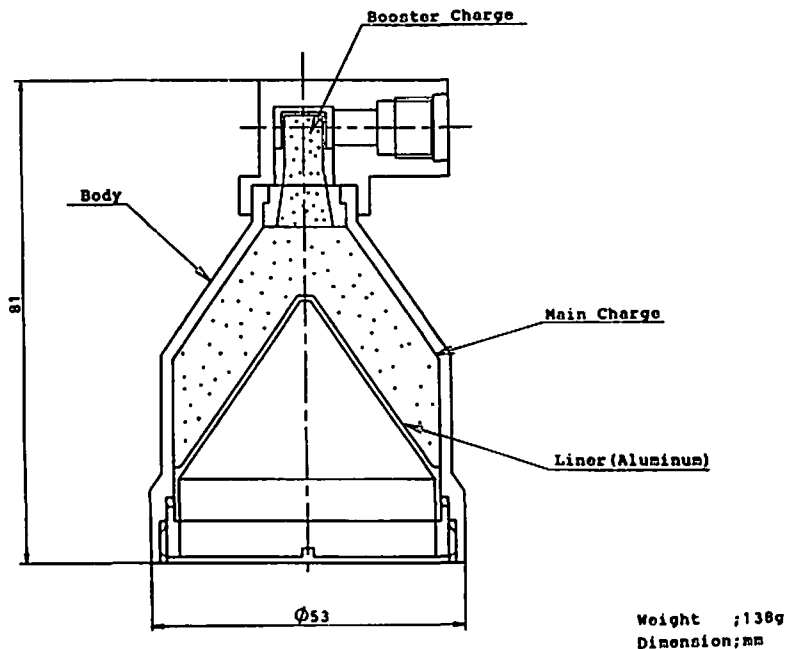


Fig. 15 Conical Shaped Charge

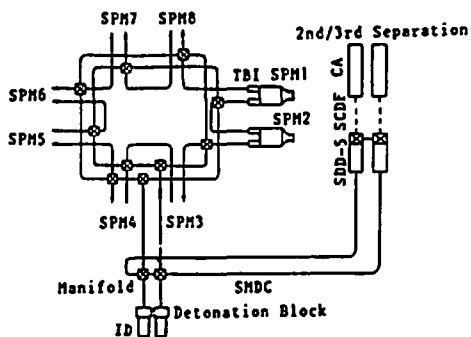


Fig. 16 3rd Stage Spin-up and 2nd/3rd Stages Separation System

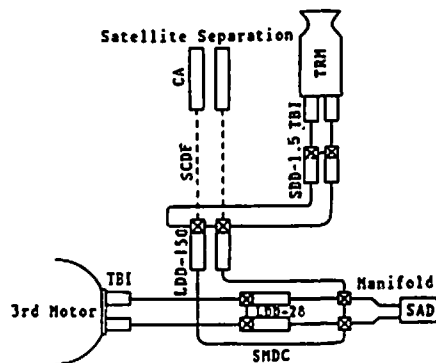


Fig. 17 2nd and 3rd Stage Destruction System

約3.5秒燃焼し衛星/第3段に所定のスピン・レートを与えた後、約1.5秒でCAが作動し第2/第3段分離が行われる。

本システムには信頼性を考慮し、下記方策が採用されている。

- (a) 冗長性を考慮し、2個のIDとSDD-5を使用した2系統のシステムとした。
- (b) 2系統のシステム間には随所にクロス・オーバーを設け、1系統に爆轟中断が発生しても直ちに2系統のシステムに復帰するようにした。
- (c) 8個のSPMの点火ラインはSMDCを使用した2重ループとし、2箇所から各2方向に起爆しループ中で爆轟中断が発生しても全ループが確実に

に爆轟するようにした。また、各SPMは別々のラインから爆轟信号を入力するようにし、1箇所の分岐管内での不具合によりSPMが不着火にならないように配慮した。

4.2 第3段モータ点火、衛星分離火工品システム

Fig. 17に第3段モータ点火および衛星分離火工品システムのブロック図を示す。

本システムは4.1項のIDと同時にSADを起爆することにより作動を開始し、4.1項のシーケンス中はLDD-28とLDD-150が燃焼している。システムを起爆後28秒でLDD-28が作動し、TBIにより第3段モータを点火し第3段モータは約60秒間燃焼する。更に、起爆後150秒でLDD-150が作動し、CAにより衛

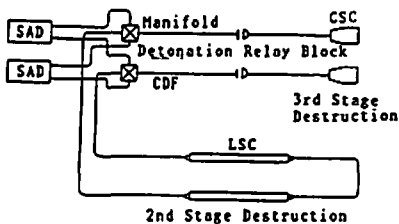


Fig. 18 Measurement Method of Detonation Velocity

星を分離し、衛星分離後1.5秒でSDD-1.5が作動しTBIによりTRMを点火、燃焼させ第3段の軌道変更が行われる。

本システムは米国の射場安全規制(EBW; Exploding Bridge Wireを使用した場合を除き、固体ロケット・モータの点火系にはSADを使用すること)を参考とし、SADによりPSシステムをスタートさせる方式とした。その他、信頼性向上のための冗長性、クロス・オーバを考慮した。SADのアーミング位置への変換は地上作動でありフライト前に位置の確認ができること、またIDを2個内蔵していることから、本システムではSADを1個とした。

4.3 第2、第3段指令破壊火工品システム

Fig. 18に第2段と第3段までの指令破壊火工品システムブロック図を示す。

破壊システムはミッションの遂行が不能になった場合、若しくは、地上の安全が脅かされる事態が予想される場合に、地上からの指令により作動する。

本システムはSADにより作動し、LSCにより第2段タンクを破壊し、伝爆リレー・ブロックを経由しCSCにより第3段モータを破壊するものである。システムは米国の射場安全規制(破壊系は独立した2系統のシステムであること)を参考とし、SAD 2個を使用した。

5. 開発

5.1 経緯

H-Iロケット用火工品の開発経緯概要をTable 1に示す。火工品の開発は昭和53年(1978年)から開始し、設計、試作、試験を行い各種データを取得し、設計仕様、製造装置、製造技術、検査・試験技術の確立を行い、第2段指令破壊用火工品については昭和60年7月(1985年)に、また第3段火工品については昭和62年6月(1987年)に開発を終了した。

第2段指令破壊用火工品は、昭和61年8月13日(1986年)に打ち上げられた2段式の試験機1号機(EGS:測地実験衛星あじさい、JAS-1:アマチュア衛星ふじ)から使用されている。第3段火工品は、昭和62年8月27日(1987年)に打ち上げられた試験機3号機(ETS-V:技術試験衛星5型きく5号)と昭和63年2月

19日(1988年)に打ち上げられたH-Iロケット1号機(CS-3a:通信衛星3号さくら3号)に使用され衛星の軌道投入に成功した。

5.2 開発試験

開発試験は大きく3つのフェーズに区分される。基礎試験フェーズでは、火工品の製造技術および設計を固めるために各種基礎試験を実施し、エンジニアリング・モデル(EM)設計のための技術データを取得した。試作試験(EMフェーズ)では、EMを試作し各種環境試験、破壊(発火)試験を実施し、プロトタイプ・モデル(PM)の設計仕様を設定した。最後の認定試験(PMフェーズ)は、PM試験(その1)とPM試験(その2)に分けて実施し、ソフト面およびハード面の細かなフィードバックが掛けられるようにして開発の確実性を期した。

また火工品システムについても、各火工品の機能・性能、インタフェース、システムの冗長性等の確認および火工品作動時の衝撃レベルの確認のため、開発フェーズに合わせて予備システム試験(EMフェーズ)およびシステム試験(PMフェーズ)を実施しシステムの妥当性を確認した。

火工品の認定試験等是非破壊試験/検査、環境試験および破壊試験に大別され、細部の試験項目については各火工品の特性を考慮して決定した。これらの例として、鈍感型起爆管の認定試験項目をTable 2~Table 4に示す。

火工品の開発と並行して、新しい試験/検査手法等の開発も行った。火工品の開発で用いた試験/検査手法のうち、特徴的なものをいくつか紹介する。

5.2.1 ブルーストン・テスト¹⁾

ブルーストン・テストとは逐次レスポンス法またはアップ・ダウン法と呼ばれるもので、ペナルティ・テスト法の一つである。ペナルティ・テスト法はワンショット・アイテムの信頼度を少ない個数で評価する手法で、故障モードを支配するパラメータを少しずつ変化させ故障が発生するときの値およびバラツキを評価し信頼度を算出するものである。ペナルティ・テスト法には、ブルーストン・テストとプロビット・テスト法の2種類があり、ブルーストン・テストは20~30個のサンプルで作動/不作動の中央値の評価に適し、プロビット・テストは40~60個のサンプルでバラツキの評価に適している。本火工品の開発ではブルーストン・テストを使用した。ブルーストン・テストの手順としては、正式な試験に先立って5~6個の供試体を使用し作動確率がおおよそ50%となる点およびパラメータの試験レベルを設定する。試験レベルは等間隔あるいは対数をとるなど適切な変換が必要である。正式な試験は最初中央値に近いところから開始し、作動

Table 1 Development Schedule of Pyrotechnic Devies and System

Item		JFY	1977	1978	1979	1980	1981	1982	1983	1984	1985	1986	1987
Milestone	H-I Flights											▽ TF#1	▽ TF#3 ▽ #1
	Design Review (2nd Stage)						▽ PDR#1		▽ PDR#2	▽ CDR	▽ PQR		
	Design Review (3rd Stage)									▽ PDR#1	▽ PDR#2	▽ CDR	▽ PQR
System Tests	Destruction System		■							■			
	PS System		■							■		■	
2nd Stage Pyrotechnics	Safe and Arm Device		■	▬			▨	▨	▨	▨	▨		
	Insensitive Detonator		■	▬			▨	▨	▨	▨	▨		
	Shielded Confined Detonating Fuse/Confined Detonating Fuse												
	Linear Shaped Charge												
3rd Stage Pyrotechnics	Shielded-Mild Detonating Cord		■	▬						▨	▨	▨	▨
	Through Bulkhead Initiator												
	Long Delay Detonator												
	Short Delay Detonator												
	Spin Rocket Motor/ Tumble Rocket Motor												
	Cutter Assembly												
	Conical Shaped Charge												

PDR : Preliminary Design Review
 CDR : Critical Design Review
 PQR : Post Qualification Review

■ Study
 ▬ Feasibility and Basic Test
 ▨ Engineering Model Test
 ▨ Prototype Model Test (Part I)
 ▨ Prototype Model Test (Part II)

Table 2 Non-Destructive Tests of Insensitive Detonator

No	Test	Test Description
1	Visual Inspection	
2	Dimensional Inspection	
3	Weight	32±3g
4	Leakage	He Leak Test; 1×10 ⁻⁶ cc · atm/s (He) max.
5	Bridgewire Resistance	1.15±0.1Ω
6	Insulation Resistance	100MΩ min. at 500VDC
7	Static Discharge Sensitivity	Static voltage 25KV (500pF Capacitor)
8	Radiographic Inspection	X-Ray and Neutron Radiographic (N-Ray)
9	Dielectric Withstanding Voltage	600VDC×60sec.
10	No-Fire	1ADC×5min.

Table 3 Environmental Tests of Insensitive Detonator

NO	Test	Test Description	Note												
1	Temperature-Humidity	(+80°C×95%RH×2Hr)~(-50°C×2Hr) 10 Cycles													
2	Vibration Sinusoidal Vibration	<table border="1"> <thead> <tr> <th>Frequency(Hz)</th> <th>Level</th> <th>Axis</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>5 ~ 34.3</td> <td>12.7_{mm}DA</td> <td>3 Axes</td> </tr> <tr> <td>34.3~ 100</td> <td>30 G</td> <td></td> </tr> <tr> <td>100 ~2000</td> <td>5 G</td> <td></td> </tr> </tbody> </table> <p>Sweep rate ; 2 oct/min Sweep Time ; 9.44min (5~2000~5Hz)</p>	Frequency(Hz)	Level	Axis	5 ~ 34.3	12.7 _{mm} DA	3 Axes	34.3~ 100	30 G		100 ~2000	5 G		MIL-STD-810
Frequency(Hz)	Level	Axis													
5 ~ 34.3	12.7 _{mm} DA	3 Axes													
34.3~ 100	30 G														
100 ~2000	5 G														
	Random Vibration	<table border="1"> <thead> <tr> <th>Frequency(Hz)</th> <th>Level</th> <th>Axis</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>20~100</td> <td>+8db/oct</td> <td>3 Axes</td> </tr> <tr> <td>100~1000</td> <td>1.5 G²/Hz</td> <td></td> </tr> <tr> <td>1000~2000</td> <td>-8db/oct</td> <td></td> </tr> </tbody> </table> <p>Duration ; 1 min/Axis Grms ; 46.4</p>	Frequency(Hz)	Level	Axis	20~100	+8db/oct	3 Axes	100~1000	1.5 G ² /Hz		1000~2000	-8db/oct		
Frequency(Hz)	Level	Axis													
20~100	+8db/oct	3 Axes													
100~1000	1.5 G ² /Hz														
1000~2000	-8db/oct														
3	Shock	1800 G×0.7ms (Half Sine)	MIL-STD-810												
4	Acceleration	20 G ×5 min/Axis, 3 Axes													
5	Salt Fog	Salt Solution ; 5 %, PH ; 6.5~7.2 Fog Collection ; 0.5~3ml/80cm ² /Hr Length of Test ; 48Hr	MIL-STD-810												
6	Drop 8 Foot Drop 40 Foot Drop	Drop once on each end and parallel 8 Foot free fall onto steel, Meet design requirements 40 Foot free fall onto steel, Safe for handling and disposal	MIL-STD-331												
7	High Temperature Exposure	+100°C×12 Hr Meet design requirements after the test													
8	Cook-Off	+120°C×1 Hr, Cook-Off does not occur within 1 hr period													
9	Acceleration Storage	+80°C×45 Days													
10	Temperature-Altitude.	+80°C×(1×10 ⁻³ torr)×150 Hr -45°C×(1×10 ⁻² torr)×150 Hr													

すれば試験レベルを一つ下げ、作動しなければ試験レベルを一つ上げて約30個の供試体を試験する。この結果から中央値および標準偏差を求め、目的である信頼

度または信頼区間を算出する。

本火工品の開発で実施したブルーストン・テストの結果の例をTable 5に示す。

Table 4 Destructive Tests of Insensitive Detonator

No	Test	Test Description
1	Function	Fired at +80°C, +20°C and -50°C
2	Temperature/Altitude Function	Fired at +80°C/1×10 ⁻² torr max. and -50°C/1×10 ⁻² torr max.
3	Margin Function (80%)	80% Output Charge, Fired at -50°C
4	Margin Function (120%)	120% Output Charge, Fired at +80°C
5	Maximum Fire Current Function	Fired at 20ADC
6	Function Time vs Current	Fired at 4 to 20ADC

Table 5 Result of Bruceton Tests

NO	Item	Test Description	Test Result
1	Insensitive Detonator	10millisecond All-Fire Current*	50% Fire Current; 3.23A 95%CL, 99.9%R Fire Current; 3.63A
		5 minutes No-Fire Current**	50% Fire Current; 2.81A 95%CL, 99.9%R No-Fire Current; 2.31A
		Radio Frequency Hazard	300MHz(CM) Pin-Pin Mode 50% Fire Power; 6.9W 95%CL, 99.9%R No-Fire Power; 4.2W 300MHz(CM) Pin-Body Mode 50% Fire Power; 5.8W 95%CL, 99.9%R No-Fire Power; 2.9W 2.3GHz(CM) Pin-Pin 50% Fire Power; 2.0W 95%CL, 99.9%R No-Fire Power; 1.1W 2.3GHz(CM) Pin-Body Mode 50% Fire Power; 6.4W 95%CL, 99.9%R No-Fire Power; 2.0W 5.6GHz(Pulse) Pin-Body 50% Fire Power; 108mW 95%CL, 99.9%R No-Fire Power; 33mW
2	Through Bulkhead Initiator	Bulkhead Thickness to Transmit a Detonation	50% Detonation Thickness; 4.80mm 95%CL, 99.9%R Detonation Thickness; 3.94mm 50% Destruction Thickness; 1.23mm 95%CL, 99.9%R Destruction Thickness; 1.76mm

* Test Requirement ; 10ms All Fire, 4ADC Max. at 95%CL, 99.9%R

** Test Requirement ; 5min No-Fire, 1ADC Min. at 95%CL, 99.9%R

5.2.2 誘導電流を利用した爆速測定

PS システムではDFの伝号伝達速度が重要な性能の一つとなるが、DFの爆速は約6,500m/secを有し、更に各DFは密封構造となっているため、これまでのイオン探針等の方法では計測できない。したがってFig.19に示す誘導電流を使用した爆速測定方法を確立した。これはDF内部の爆薬が爆轟によりイオン化することを利用したもので、DF上に一次コイルと二次コイルをセットし、一次コイルに通電し磁界を発生させる。DFの爆轟が一次コイルを通過する時一次コイルの磁界が変化し、二次コイルに誘導電流が発生する。これを所定の2点間にセットし、2箇所の二次コ

イルに発生する誘導電流の時間差から爆速を求める方法である。

5.2.3 RF(Radio Frequency)試験²⁾

EEDでは迷走電流、静電気、電磁波による発火が安全上の重大な不具合モードとなる。特に射場においてはレーダ等の強力な電磁波にさらされるため、点火ケーブルがアンテナの役目を果たし点火ケーブルに高周波電流が誘起される。したがって、IDの高周波電力による発火レベルを確認しなければならない。そのため、Fig. 20に示す要領で各周波数におけるIDのPIN-PINとPIN-BODYの発火限界の電力をブルーストン試験により求めた。試験装置は公称インピーダ

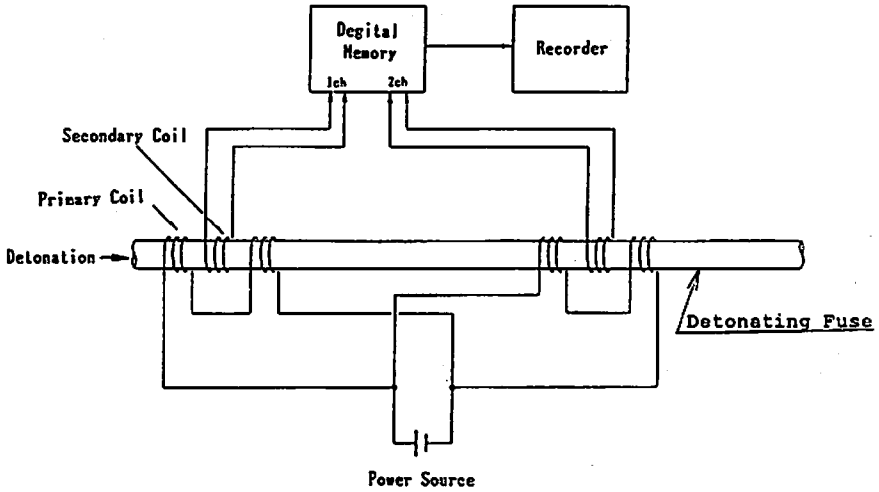


Fig. 19 Measurement Method of Detonation Velocity

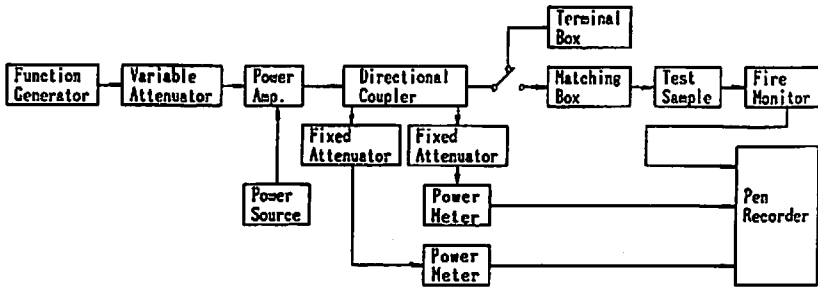


Fig. 20 Schematic Diagram of RF Test

スが50Ωのものを使用し、IDへ効率的に電力を印加するため整合器によりインピーダンス交換を行うものとし、個々のIDとのマッチングをとるため、ネットワーク・アナライザにより微小電力で整合調整を行った。また、IDの消費電力は入力電力と反射電力の差として扱った。その結果をTable 5に示す。

5.2.4 電適合性試験(EMC; Electromagnetic Compatibility)³⁾⁴⁾

ロケットには多くの複雑な電子機器が搭載されている。各機器には、他の機器および宇宙環境等で発生するノイズに対して誤作動をしない十分な耐性を有するとともに、自らが発生するノイズにより他の機器を誤作動させないことが要求される。H-I火工品ではSADとIDがEMCの対象品となり、SADでは位置交換時にSAD内部のトルク・モータが発生するノイズが他の機器を誤作動させないこと、IDでは各種環境から受けるノイズに対して誤発火しないことを確認し

ている。SADに適用したEMCの例をTable 6に示す。

5.2.5 中性子非破壊検査(NRT; Neutron Radiographic Test)⁵⁾

火工品はワン・ショット・アイテムであるため使用前にフライトに供する火工品の機能検査ができない。したがって、非破壊検査(特に放射線)による製品保証が非常に重要となる。放射線による検査としてはX線によるものが一般的であるが、X線検査では金属ケース内の火薬等の検査ができない。米国では火工品の検査方法として原子炉を利用したNRTを実施しており、日本においてもその必要性がクローズ・アップされたが、その技術は実用には程遠く火工品開発と並行し、新たにNRTの開発を実施した。以下にNRTの概要を示す。

X線の吸収係数は重金属になる程増加するが、中性子の吸収係数はこの関係がランダムであり例えばPbはよく透過するがC, Hは透過しにくいいため、NRT

Table 6 Electromagnetic Compatibility Requirements for SAD

No	Requirement*	Description
1	CE01	Conducted Emission, Power Lead, 30kHz to 20kHz
2	CE03	Conducted Emission, Power Lead, 20kHz to 50MHz
3	RE02	Radiated Emission, Electric Field, 14kHz to 10GHz

* MIL-STD-461A (USAF) Notice 3 (1 May 1970)

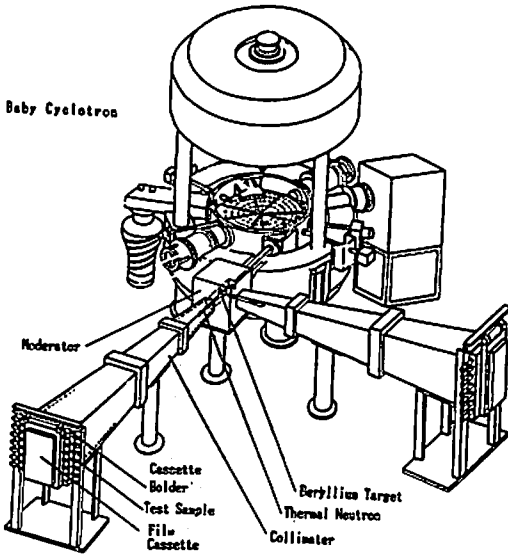


Fig. 21 Setup of Neutron Radiography Testing

は金属内の火薬等の検査に非常に有効な検査手段である。中性子には速中性子、熱中性子および冷中性子があり、H-1火工品のNRTには熱中性子を使用している。H-1火工品用に開発したNRTは超小型の加速器(ベビー・サイクロトロン)を用いる方式で、加速器によりプロトンを加速し、それをベリリウム・ターゲットに衝突させて速中性子を発生させている。この速中性子をモデレータにより減速して熱中性子化している。撮影はこの熱中性子をコリメートし直接法にて実施している。NRTの状況をFig. 21に示す。本方法により原子炉による撮影と同等の結果が得られている。火工品ではX線と中性子非破壊検査を併用し、両者の長所を利用して製品の品質保証を行っている。

5.3 設計審査

本火工品の開発では、開発フェーズに応じて設計審査を設定し、設計、製造、試験に係る事項について関係技術者による審査を行い、開発の確実性を期した。

試作試験フェーズでは基本設計審査を、認定試験フェーズでは詳細設計審査を実施した。また、認定試験

の終了時には認定試験後審査を実施し、要求性能、信頼性、設計、製造技術、品質保証方法等を確認し開発終了した。このほか、フライト用の火工品の納入にあたっては出荷前審査を実施し、製造されたものに問題が無いことを確認した上で出荷している。

6. 信頼性

各火工品に対する信頼度は設計信頼度と実証信頼度の2通りで規定され、設計信頼度は95%信頼水準で99.9%以上、実証信頼度は95%信頼水準で99%以上を要求した。また、各火工品システムに対しては設計信頼度でTable 8に示す信頼度が要求されている。

6.1 火工品の信頼度

6.1.1 設計信頼度

各火工品の主性能について、5.2(1)項に示すブルーストン試験を実施し設計信頼度の要求を満足することを確認した。要求性能に対する確認結果の例をTable 5に示す。

6.2.2 実証信頼度

火工品の実証信頼度の確認方法としては、信頼水準を考慮するノン・パラメトリック法の区間推定(片側推定の下限値)を採用した。さらに区間推定のうち、火工品の試験数量等を考慮し2項分布による方法で信頼度を求めた。2項分布の計算式を下記に示す。

$$\sum_{i=0}^n C_i R^n - i (1-R)^i = \alpha$$

R ; 信頼度

n ; 試験供試個数

i ; 失敗個数

α ; 危険率(信頼水準=1-α)

本方法は不具合の発生があると、所定の信頼度を確保するための試験個数が極端に増大する。

また、不具合個数のカウントにあたっては、下記前提条件を考慮した。

(a) 不具合の原因が試験装置または作業者のミスによる場合は不具合の個数には数えない。

(b) 不具合の原因が実際にはあり得ない試験コンフィギュレーションまたは試験条件による場合は不

Table 7 Demonstration Reliability of Pyrotechnics (95% Confidence Level)

Included results of two flights

No	Item	Requirement	Quantity	Result
1	Safe and Arm Device *			0.99999
2	Insensitive Detonator	Confidence Level; 95% Reliability;99%min.	573	0.99840
3	Confined Detonating Fuse/ Shielded Confined Detonating Fuse		1437	0.99941
4	Shielded Mild Detonating Fuse		612	0.99850
5	Trough Bulkhead Initiator		599	0.99847
6	Long Delay Detonator		358	0.99744
7	Short Delay Detonator		364	0.99749
8	Cutter Assembly		391	0.99766
9	Spin Rocket Motor/ Tumble Rocket Motor **		368	0.99751
10	Linear Shaped Charge/ Conical Shaped Charge		376	0.99757

* Design Reliability (Except Insensitive Detonator)

** Evaluate as Family of Small Solid Motor

Table 8 Reliability of Pyrotechnic Systems (60% Confidence Level)

No	Pyrotechnic Systems	Requirement	Result
1	2nd Stage Destruction System	0.999	0.99998
2	3rd Stage Destruction Systems	0.998	0.99998
3	3rd Stage Spin-up System	0.991	0.99981
4	2nd/3rd Stage Separation System	0.998	0.99995
5	3rd Motor Ignition System	0.996	0.99995
6	Satellite Separation System	0.998	0.99984

具合の個数には数えない。

(c) 不具合の原因が供試体にあっても、不具合の原因が特定でき設計変更により確実にその原因を取り除ける場合は、不具合の個数には数えない。この場合、同一ロットの供試体は正常に機能しても成功数には数えない。

(d) 不具合原因が特定できない場合は、不具合の個数としてカウントする。

実証信頼度は認定試験フェーズで確認を行った。確認結果を Table 7 に示す。

6.2 火工品システムの信頼度

火工品システムの信頼度は、火工品コンポーネントの実証信頼度を使用し算出した。その結果を Table 8 に示す。結果はすべて要求信頼度を満足するものである。

7. フライト結果

これらの新しい火工品および火工品システムは 2 段式の試験機 1 号機、3 段式の試験機 3 号機および実用 1 号機に搭載された。飛行結果の詳細は第 1 報に述べたように、所期の機能を果たし実用に供し得ることが証明された。

8. むすび

PS システムと呼ばれる、新しいシステムの火工品類の開発に取組み、性能、品質、信頼性および安全性の向上を計った火工品および火工品システムを開発することができた。また、開発を通じ、火工品を開発するための新しい設計手法、計測技術および品質、信頼性に関する技術を取得することができた。

宇宙開発事業団では次世代のロケットとして H- II ロケットを開発中であるが、H- I ロケット用として開発した火工品はこのロケットにも使用されることになっている。また、現在 H- I ロケット用火工品の開発で得られた新しい手法および技術を使用し、H- II ロケット用として新たな火工品を開発中である。

文 献

- 1) H. P. Culling: Statistical Methods appropriate for Evaluation of Fuse, Explosive-Train Safety and Reliability, NAVORD Report 2101
- 2) Paul F. Mohrbach, Robert F. Wood: System and Techniques Employed by the Franklin Institute Research Laboratories to Determine the

- Responses of Electroexplosive Devices to Radio Frequency Energy, Franklin Institute Monograph APL-69-1 October, 1968
- 3) MIL-STD-461A
Electromagnetic Interference Characteristics Requirements for Equipment
- 4) MIL-STD-462
Electromagnetic Interference Characteristics

- Measurement of
- 5) Y. Fukushima, T. Nakamura, E. Hiraoka, J. Sekita, H. Yokochi, T. Yamada, S. Yamaki: Neutron Radiography Using Ultra-Compact Cyclotron, Commission of the European Communities, Neutron Radiography, Proceedings of the Second World Conference, Paris, France, June 16-20, 1986

H-I Rocket Vehicle

Development of Upper Stage Solid Motor and Pyrotechnic System 3. Development of Pyrotechnic Devices and System

by Yukio FUKUSHIMA*, Tomihisa NAKAMURA*, Takayoshi FUJI**,
Kunio SHIMANO** Kenji ITOH*** and Koichi NAKAJIMA****

New Pyrotechnic devices and system were developed for the third stage solid motor ignition, the upper stage separation and the upper stage destruction of the H-I launch vehicle. These are completely different from the pyrotechnic systems of the N-I and N-II launch vehicles.

This new pyrotechnic system, designated the pyrotechnic sequencing (PS) system which is called the explosive transfer assembly in the U. S., utilizes detonating fuse in the packaged form of either the confined detonating fuse (CDF) or the shielded mild detonating cord (SMDC) to transmit an explosive signal. Both forms of fuse terminate in small explosive charges which can be used directly to function another devices.

This system has high reliability and safety in comparison with conventional pyrotechnics.

This paper describes the outline of the pyrotechnic devices and system of the H-I launch vehicle and newly developed inspections and test methods in order to improve reliability and safety.

(*National Space Development Agency of Japan

2-4-1, Hamamatsu-cho, Minato-ku, Tokyo, 105 Japan

**Nissan Motor Co., Ltd. 3-5-1, Momoi, Suginami-ku, Tokyo, 167 Japan

***Chugoku Kayaku Co., Ltd. Iwasaki, Yoshii-cho, Tano-gun, Gunma, 370-21
Japan

****Nichiyo Giken Kogyo Co., Ltd. 1995-4, Kujirai, Kawagoe-Shi, Saitama, 350
Japan)