

固体ロケット打ち上げ事故時の爆発威力について(I)

— 実験概要と実験結果 —

兵藤幸夫*, 中村博行*, 小坂勝明**
鈴木 茂**, 中山 卓**, 荒井敬司**
千葉正俊**, 田中克己***, 松永猛裕***

今後のロケットの大型化に伴い、射場における適正な保安距離を設定するため、固体推進薬の爆発威力に関する調査研究が行われている。この一環として10kg級、100kg級、および1 ton級のロケットモータの衝突実験を行い以下の知見を得た。爆風圧から計算されるTNT換算率は衝突速度に強く依存し、衝突速度100m/sの時のTNT換算率は約2%である。H-IIロケットの事故モードとして指令破壊がかけられる前に地面に落下、衝突というモードが想定されているが、この場合の衝突速度は30m/s程度となるため、爆風に対してはTNT換算率を2%とすれば十分な安全が確保されと考えられる。一方、破片の最大飛散距離はモータサイズに強く依存する。過去の実験結果から衝突時の推進薬量をW(kg)とすれば、最大飛散距離D(m)は次式で表される。

$$D = 80 \times W_p^{0.24}$$

計算機による衝突シミュレーションの結果ではSRBの衝突における破壊の進行状況は小型ロケットのそれと同等であり、小型ロケットの衝突/爆発モデルはSRBに充分適用できると言える。よって打ち上げ時の保安距離は、爆風および破片の最大飛散距離の各々から求まる距離の大きい方を設定すれば十分な安全が確保されと考えられる。なお、(I)では実験結果と考察までを述べ、(II)では現象のモデル化とその検証について述べることにする。

1. はじめに

今後のロケットの大型化に伴い、射場における適正な保安距離を設定するため、ロケットの爆発威力の見直しが行われている。ロケットの爆発威力は事故モードにより異なることから、様々な事故モードについて

検討が行われた結果、次の2つが主要事故モードと考えられるようになった。

- (1) 打ち上げ後、指令破壊がかけられない時間(3秒程度)内に落下し、地面に衝突・爆発。この場合衝突速度は30m/s程度
- (2) 打ち上げ後、射場上空で指令破壊がかけられてロケットが爆発し、これに伴って発生する推進薬の塊(チャンク)が落下して地面に衝突・爆発。この場合、衝突速度は160m/s程度。

(2)についての研究実験はまだ途中段階にあることから、まとめ次第別の機会に報告することとし、ここでは(1)のタイプの事故モード、即ちロケットが低空から落下・衝突した場合の爆発威力を評価するために行われたロケット衝突実験の結果とそれから得られた知見について述べる。なお、本論文を(I)と(II)の2つに分け、(I)では実験結果とその考察までを述べ、(II)では主として現象のモデル化とその検証について

1997年10月13日受理

*宇宙開発事業団

〒105-6190 東京都港区浜松町2-4-1
世界貿易センタービル

TEL 03-3438-6211

FAX 03-5402-6515

**日産自動車(株)宇宙航空事業部

〒350-1107 埼玉県川越市市場新町21-1

TEL 0492-31-1112

FAX 0492-31-1116

***通商産業省工業技術院 物質工学工業技術研究所

〒305-0046 茨城県つくば市東1-1

TEL 0298-54-4697

FAX 0298-54-4697

述べる。

2. 経 緯

ロケットの打ち上げ及び地上燃焼試験に対する保安距離については、従来、日本国内法規上、明確に規定されていないことから、外国、特に米国の基準が準用されてきた。昭和56年度の(財)総合安全工学研究所の報告書¹⁾では、固体推進薬のTNT換算率として50%、LOX/LH2のそれは60%の値を提示しているが、同時にこれらのTNT換算率の値は過大であり、理論的にも実験的にも根拠が薄弱で疑問が多く、再検討を要すべきであることを示唆している。

米国では1960年代にプロジェクトSOPHY²⁾やタイタンⅢCブースタ・スレッドテスト³⁾の様な大規模な実験の他、大小様々な評価実験が実施され、有意義な情報を提供してきた。

SOPHYの試験では、固体推進薬にRDXを混合し、爆轟限界薬径とRDXの混合比の関係よりRDX無添加の限界薬径を推定し、その結果に基づいて72インチおよび60インチ径の試験を実施した結果より爆轟限界薬径を64インチとしている。タイタンⅢCのスレッドテストでは、短縮型モータをレール上で滑走させ、推進薬量37.2トンで約200m/sの速度でコンクリート壁に衝突させた。観測された爆風圧のTNT換算率は $7.5 \pm 2\%$ 、破片の最大飛散距離は約900mであった。しかしながら、これら米国の実験で使用された推進薬は日本のものとは異なることや、評価基準やデータに不明確な所もあって、やはり自国のロケットの安全性を評価するためには自前の実験が必要であることが改めて認識され、ロケット推進薬の爆発威力に関する調査研究が開始された。大型固体ロケット用推進薬としては、H-IIロケットのSRB(固体ロケットブースタ)推進薬が代表例であるが、この推進薬に関して現在までに行われた各種の実験研究の経緯は概略以下のとおりである。

昭和62年度にはSRB推進薬に弾丸を衝突させる実験が行われた。本実験の目的はコアエンジンの爆発等により高速度の破片がSRB推進薬に衝突した時の挙動を調査する事であったが、弾丸の運動エネルギーが大きい領域(約3000ジュール)で着火と緩慢な燃焼が観察されただけであった。

一方、昭和59年度から61年度にわたって行われた通商産業省火薬類保安技術実験⁴⁾では、SRB推進薬は、直径400mm、重量260kgでは数10GPa(数10万気圧)の超高圧が入射しても爆轟せず、観測された爆風圧は爆燃により発生したものと推定されている。

昭和63年度及び平成元年度にはSRB推進薬の爆轟条件に関する調査が実施され、衝撃起爆試験による爆轟伝播条件、ユゴニオ等の基礎的データが得られた。

SRB推進薬は最大26GPaの衝撃圧力を入射しても定常爆轟への転移は観測されず、弱い分解反応を起こしているものが見られただけであった。これらのことから、米国での実験で観測された限界薬径付近での爆轟速度は極めて不安定なものか若しくは爆燃に近いものであった可能性があると考えられるようになった。

平成元年度からは爆燃現象に焦点を絞り、爆燃に至る条件とそのメカニズム及び爆発エネルギーの測定に関する実験がおこなわれた。SRB推進薬が微小ブロックにまで破壊された状態を模擬して大気中で燃焼させた場合、観測された圧力波は極めて低く、音波程度であり、問題となるレベルではなかった。

また、SRB推進薬を鉄管内という強い密閉条件下で強力な爆発衝撃を与えた場合、推進薬片の形状が小さい程、反応は激しくなり、4mm角の場合は爆轟に近い反応が観察された。

他方、SRBが遭遇するであろう事故モードとしては、上記の一連の実験研究に見られるような衝撃超高圧の入射は考えがたく、離昇時の不具合により地表面に速度約30m/sで衝突して爆燃するモードが最も有力であると考えられるようになった。このため、平成3年度から小型の固体ロケットによる衝突実験が実施されることとなった。推進薬量10kg級から1ton級までの固体ロケットの衝突実験及び、現象解明に資するための各種要素実験とコンピュータシミュレーションを行った結果、衝突から爆発に至るメカニズムが定性的にある程度明らかになってきた。

ここでは過去に行われたロケット衝突実験の概要を紹介し、そこから得られた知見について報告する。

3. 実験方法

平成3年(1991年)から平成5年(1993年)にわたって、北海道苫小牧の東部工業基地において、固体ロケットモータの衝突実験(その1)～(その3)を実施した。それぞれの実験で用いたロケットの寸法と推進薬量は以下の通りである。

・衝突実験(その1)：

直径110mm、全長1519mm、薬量約12kg

・衝突実験(その2)：

直径220.6mm、全長2600mm、薬量約115kg

・衝突実験(その3)：

直径464.4mm、全長5716mm、薬量約1080kg
(H-I SOB：直径787.4mm、全長6564mm、薬量約3730kg)

一例としてFig. 1に衝突実験(その3)で用いた供試体の概要を示す。モータケース3.2mmのスチール製である。推進薬は、末端水酸基ポリブタジェン14%、過塩素酸アンモニウム68%、アルミ粉18%で、H-IIロケッ

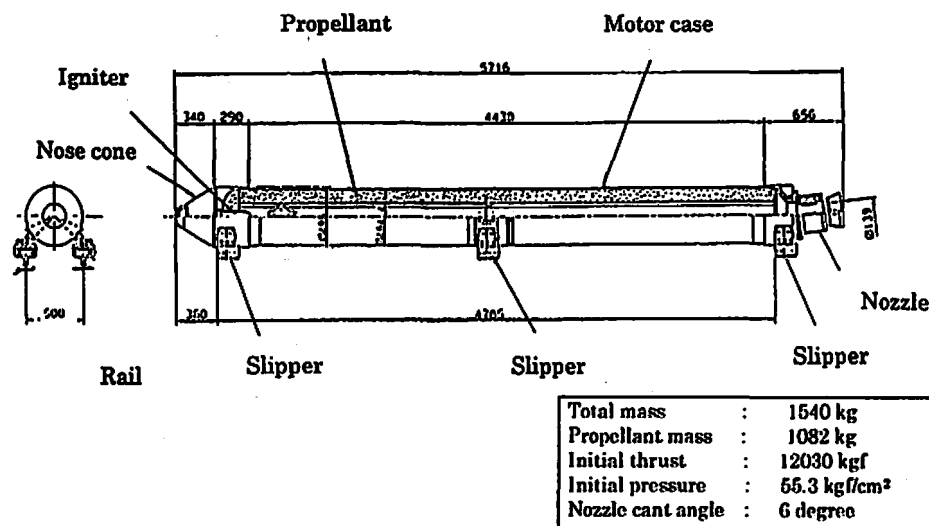


Fig. 1 1ton class motor

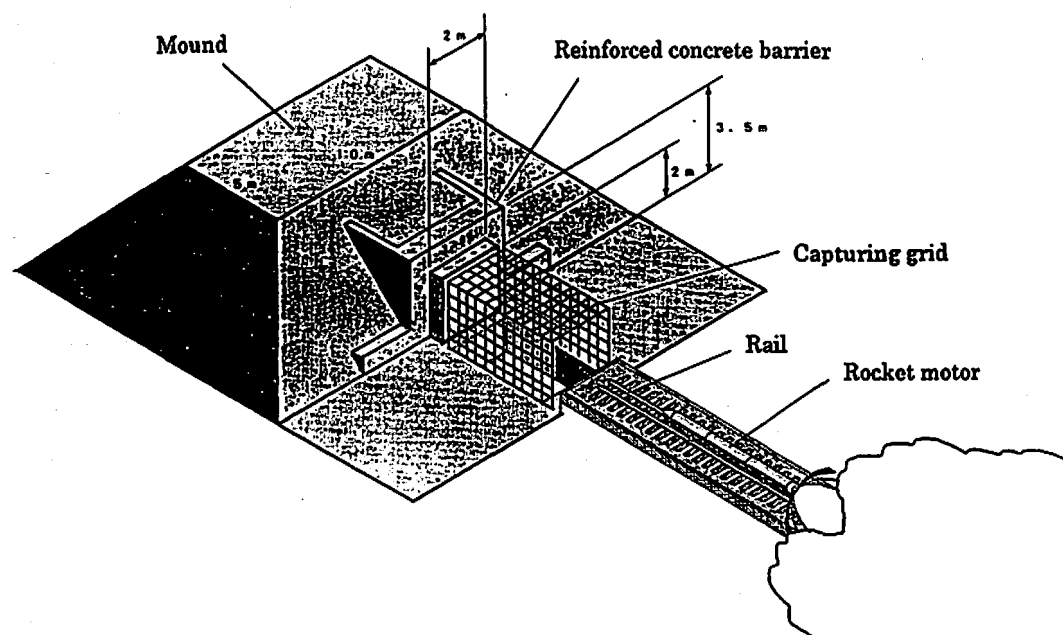


Fig. 2 Sled test configuration

トのSRB推進薬と同一組成である。ただし(その3)で用いたH-I SOBモータの推進薬組成は、末端カルボキシル基ポリブタジェン12%、過塩素酸アンモニウム68%、アルミ粉20%である。モータケースには、レール上を安定に走行しかつ離脱しないようにガイドとしてスリッパが装着されている。この固体ロケットモータを遠隔操作により点火し、レール上を水平に滑走させ、前方に設置した障壁に衝突させた。

Fig. 2に(その3)における衝突実験障壁近傍の概要を示す。障壁とレールの間には万一の異常飛散に備えて、鉄筋を格子状に配した捕捉装置と深さ1m、幅2mの溝を設置した。Fig. 3は爆風圧の計測センサー配置の一例(その3)を示したものである。計測項目はこ

の他に、滑走速度、衝突信号、障壁加速度、障壁歪、地盤振動、環境騒音、飛散物分布及び光学観測である。特に光学観測は現象を知る上で極めて有効であり、通常のVTRの他、1000~2000コマ/秒のシネカメラ及びモータドライブカメラをそれぞれ複数台用意し、2~3方向から撮影した。

4. 実験結果と考察

(1) 光学観測結果

Fig. 4はレール滑走中の固体ロケットモータ(1トン級)の様子と衝突直後の状況を示したものである。図に示す様に固体ロケットモータは衝突後爆発し、推進薬破片が燃焼しながら飛散した。このときの固体ロケットモータの破壊の様子を撮影した高速度シネカメ

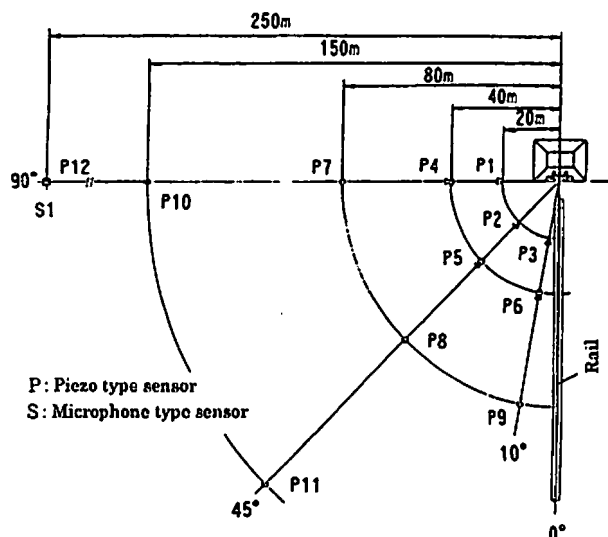


Fig. 3 Arrangement of blast pressure sensors

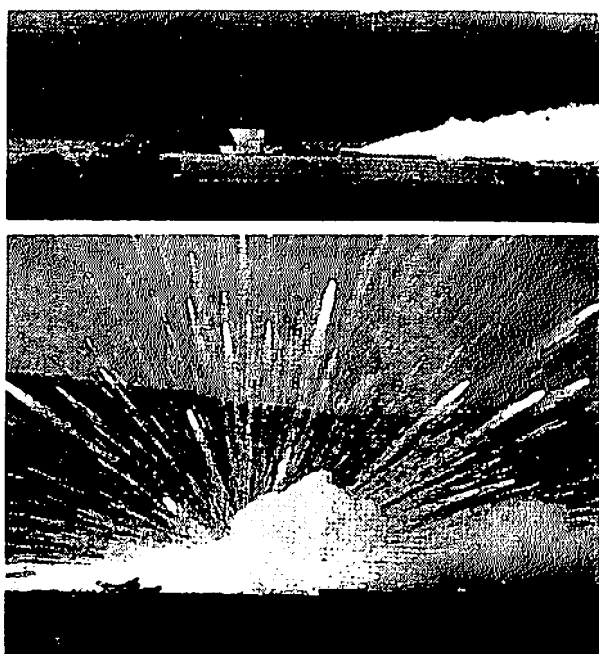
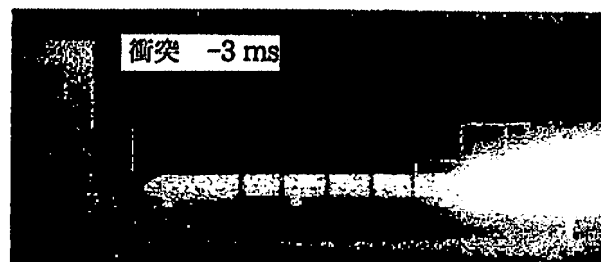
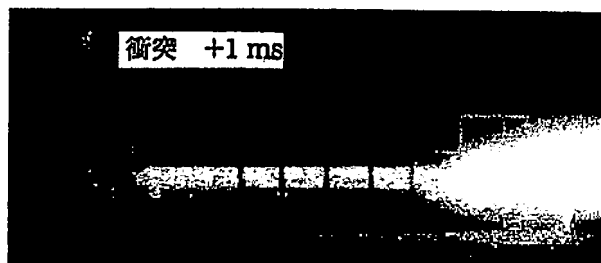


Fig. 4 Photograph before and after impact

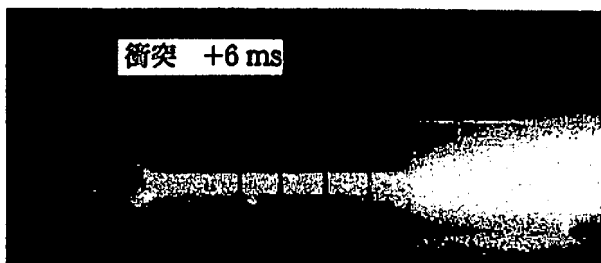
ラの写真をFig. 5に示す。衝突後約6 msでモータ先端部から火炎が噴出し始め、8～9 msでノズルからの排気プルームが急激に輝度を増し、約12 msからは先端部のファイヤーボール(火球)が急激に膨張し始める。これらの変化はロケットモータ内の燃焼圧が上昇することを示唆している。以上は衝突実験(その3)の1トン級モータ(衝突速度100 m/s)の例であるが、衝突実験(その1)、(その2)の場合も高速度シネカメラの映像からは同様の現象であることがわかった。ただし、モータサイズや衝突速度が変わると前記現象の生起する時間はそれぞれ異なる。高速度映像から先端部の火球の大きさを読みとり、時間に対してプロットしたもの(1トン級)をFig. 6に示す。図からは火球の



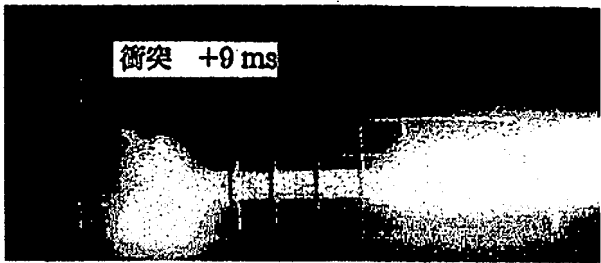
Contact - 3 ms



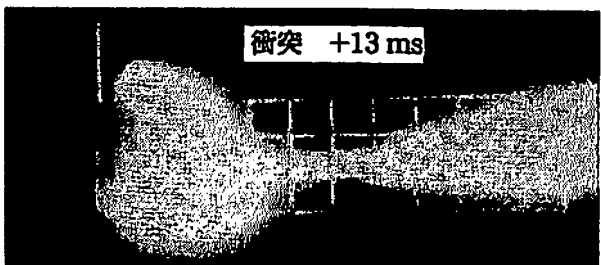
Contact + 1 ms



Contact + 6 ms



Contact + 9 ms



Contact + 13 ms

Fig. 5 High speed photograph (1ton class motor)

成長が2段階で行われているのが判る。最初の方は、ロケットモータの先端部が衝突直後に破壊されてそこから火炎が噴き出したものであり、一旦停滞するのはロケットモータの進入によって先端部にあった亀裂が一旦閉じた状態になるものと考えられる。2段めの成長は従って爆発によるものと判断することができる。

(2)爆風圧

Fig. 7は衝突により生じた爆風圧の代表的波形(1

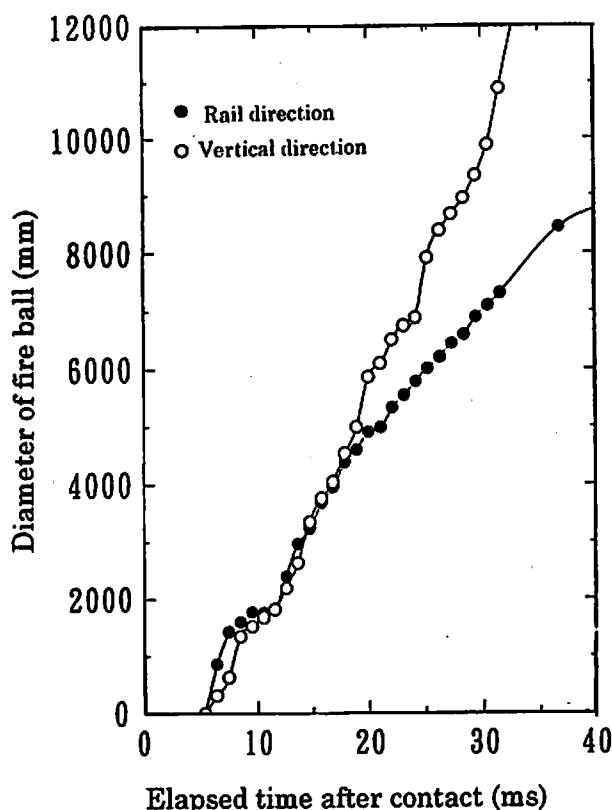


Fig. 6 Fire ball growth (1ton class)

トン級衝突)とTNT 3kgの波形を示したものである。TNTの様な爆薬の圧力波形と異なり、多段に分かれた複雑な波形を示している。また、レール方向(衝突方向)に対して、90度方向と45度、10度方向では得られた爆風圧の最大値は大きく異なり、異方性が大きいことが判る。90度方向に対し、45度方向と10度方向が高いのは、衝突実験(その1)及び(その2)で実施したロケットモータサイズの異なる一連の実験と同様の結果である。これは障壁による反射波の影響によるものと考えられ、別途実施した2次元連続体コードを用いた軸対称モデルの解析結果とほぼ一致するものであった。

Fig. 8にロケットモータ衝突実験と基準爆薬(TNT)爆発実験のピーク過圧と距離(換算距離)の関係の一例を示す。これらの関係からロケットモータ衝突実験で生起する爆風圧のTNT当量を計算すると、推進薬量1トン級のロケットモータの場合、概略TNT 6~20kg相当と求められ、TNT換算率にすると0.6~2%であった。なお、値に幅があるのは方向による違いである。またこの場合、衝突時のモータケース内燃焼ガスのTNT当量は約1.1kgであることから、ケース破壊による単純なガス放出では説明できず、衝突により生成した推進薬微細片が何らかの寄与をしているものと考えられる。Table 1に衝突実験(その1)から(その3)まで

の爆風圧から求めたTNT換算量及びTNT換算率をまとめた。これからTNT換算率はモータサイズには依存せず、衝突速度に強く依存することが判る。概略、衝突速度50m/sで約0.2%、100m/sで2%、200m/sで18%となった。ただしSOBモータについては推進薬が異なる(バインダー12%)ため、異なる傾向を示している。

(3) 破片飛散距離

Fig. 9は衝突により生じた破片の飛散分布の一例(1トン級)を示したものである。図中、○は推進薬破片、×は燃焼痕跡、●はモータケース等のイナータ破片をそれぞれ表す。この例の場合、最大飛散距離は燃焼痕跡の約400mであり、即ち、推進薬片が燃焼しながら約400m飛んでその場で焼尽したものである。また、同図よりレール方向に対して、左右直角方向に多く飛散しているのが判るが、この傾向は衝突実験(その1)から(その3)においてモータサイズ、衝突速度が異なっても同様である。

Table 2に衝突実験(その1)から(その3)で観測された破片の最大飛散距離をまとめた。同表より、最大飛散距離は衝突速度によらず、モータサイズに依存すると言える。また、衝突実験における飛散物の最大飛散距離を推進薬量で整理した結果をFig.10に示す。同図には宇宙科学研究所⁵⁾及び通産省⁶⁾が実施した推力中断実験(燃焼状態のモータ破壊)のデータ及び宇宙開発事業団の実施した指令破壊実験(非燃焼状態で実施)の結果も示す。なお、衝突実験で用いた10kg級、100kg級、及び1ton級モータは、H-II SRBの形状に相似な長さ/直径比(L/D=10)を有する供試体モータである。SOB及びTitan実験モータはL/Dが各々約6.3及び1.6である。指令破壊実験のH-I AKM及びH-I 3rdモータは球形に近い形状であり、L/D(または長径/短径)は各々約1.2及び1である。

本図から衝突モードの方が推力中断・指令破壊モードより遠方に飛散し、また、衝突モードでは衝突速度の依存性は少ないことが分かる。衝突モードに対して衝突実験(その1)から(その3)までの実験結果から以下の実験式が得られた。

$$D = 80 \cdot W_p^{0.24}$$

D: 最大飛散距離(m), W_p : 推進薬質量(kg)

(4) 推進薬破片質量と弾道係数の関係

推進薬破片の質量と弾道係数の関係をFig.11に示す。この結果、最小二乗法による実験式は次のとおりである。

$$M = 1.67 \beta^{2.77}$$

M: 推進薬破片質量(g), β : 弾道係数(g/cm²)

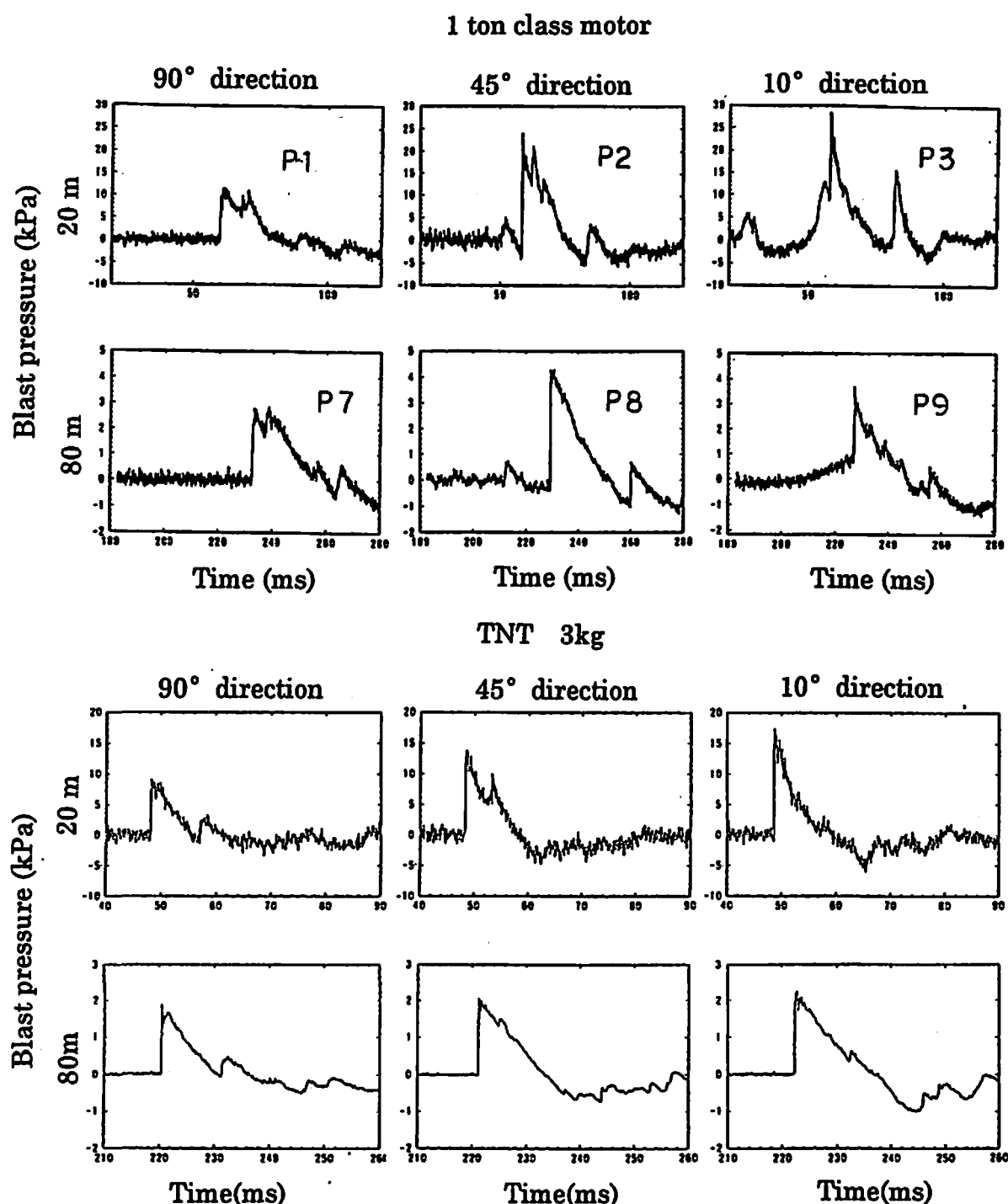


Fig. 7 Blast pressure curve

ところが、次元解析を行うと $M \propto \beta^3$ となり、2.77はほぼ3であるので、 $M=1.1\beta^3$ とするのが妥当である。したがって、

$$\beta \text{ (kg/m}^2\text{)} = 10(M/1.1)^{1/3}$$

となる。

(5) 推進薬破片サイズ分布

衝突による爆風の発生には、衝突によって発生する推進薬微細片の燃焼が深く関わっている。そこで衝突

によって微細化される推進薬の大きさについて、ダミー推進薬モータ及び実推進薬モータの衝突実験結果から回収した微細片のサイズ分布を調べた。ダミーモータの衝突実験は10kg級(衝突速度:100m/s, 200m/s)及び100kg級(同100m/s)について実施している。これらの実験で回収されたダミー推進薬及び実推進薬破片のサイズ分布の特徴は(その1)(その2)とも同じ傾向にあり、細粒になるほど個数が増大し、分布の形は対数分布であった。回収した破片の累積個

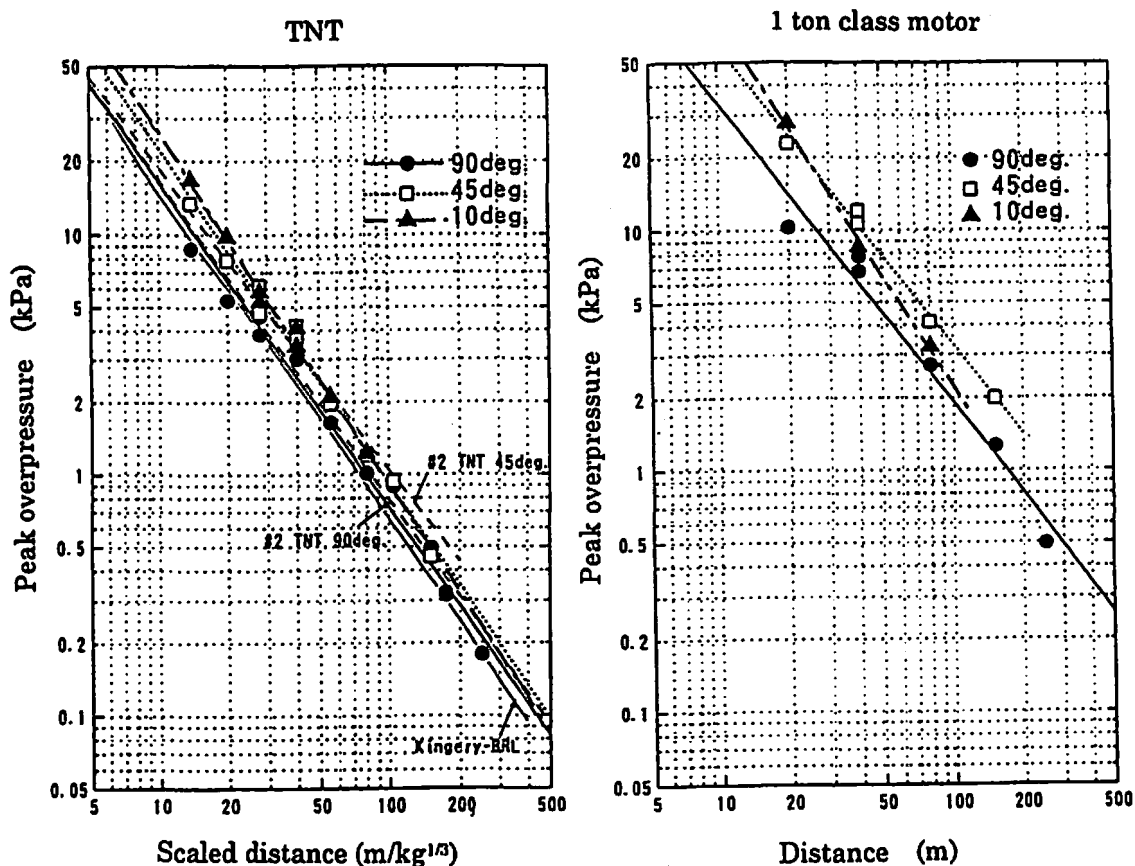


Fig. 8 Peak overpressure vs distance (scaled distance)

Table 1 TNT equivalent of sled tests

	Impact speed (m/s)	Direction (degree)	TNT equivalent (kg) *1	TNT equivalent ratio (%) *1
10kg class	92	90	0.22	2.12
		45	0.21	2.02
	194	90	1.78	19.87
		45	4.45	16.18
100kg class	54	90	0.11	0.1
		45	0.06	0.06
	99	90	0.99	0.94
		45	2.1	2
1 ton class	100	90	9.1	0.9
		45	20.1	2
		10	6	0.6
SOB	52	90	7.3	0.2
		45	58.7	1.6
		10	10.1	0.3
1 ton class *2	100	90	21.1	2.1
		45	19.4	1.9
		10	10.8	1.1
SOB *2	52	90	42.7	1.2
		45	56.3	1.6
		10	24	0.7

*1: Derived from peak over-pressure

*2: Derived from impulse

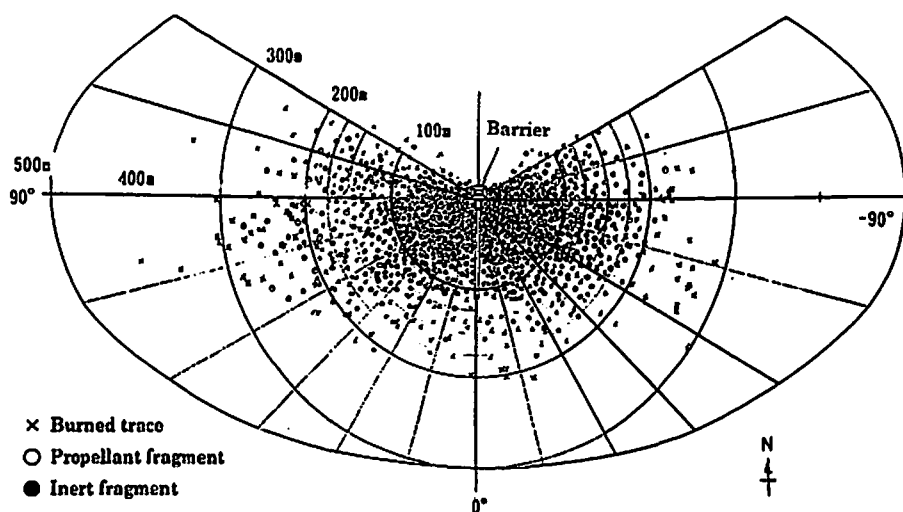


Fig. 9 Distribution of dispersed fragments (1ton class motor)

Table 2 Maximum scattering distance of fragment

	Impact speed 50m/s	100m/s	200m/s
	Maximum flight distance of fragments (m)		
10kg class motor	—	92	110
100kg class motor	205	235	—
1 ton class motor	—	400	—
SOB (3.7ton)	397	—	—

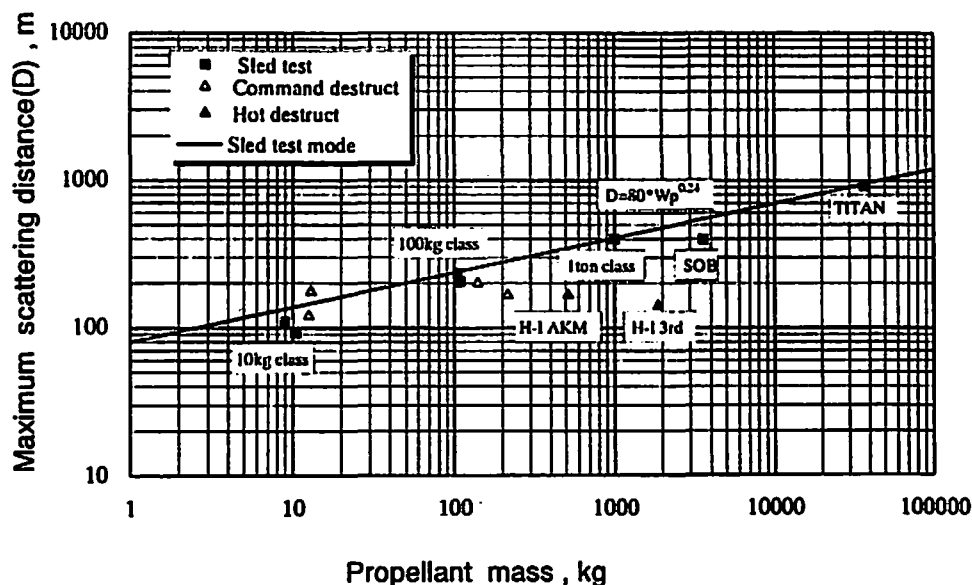


Fig. 10 Maximum scattering distance of fragment

数と破片サイズを整理した結果をFig.12に示す。図において縦軸は衝突時の薬量之母集団として正規化した単位体積当たりの累積個数を、横軸は破片の重量の立方根(サイズは重量の立方根に比例することから)を表す。同図から、ダミー推進薬10kg級の100m/sと172

m/sの衝突では後者の方が前者に比べて単位体積当たり累積個数が約2倍であり、衝突速度の高い方が微細化が進むことがわかる。また、ダミー推進薬10kg級と100kg級の衝突速度100m/sの比較では、100kg級の単位体積当たり累積個数が10kg級の約1/3と低いが、前

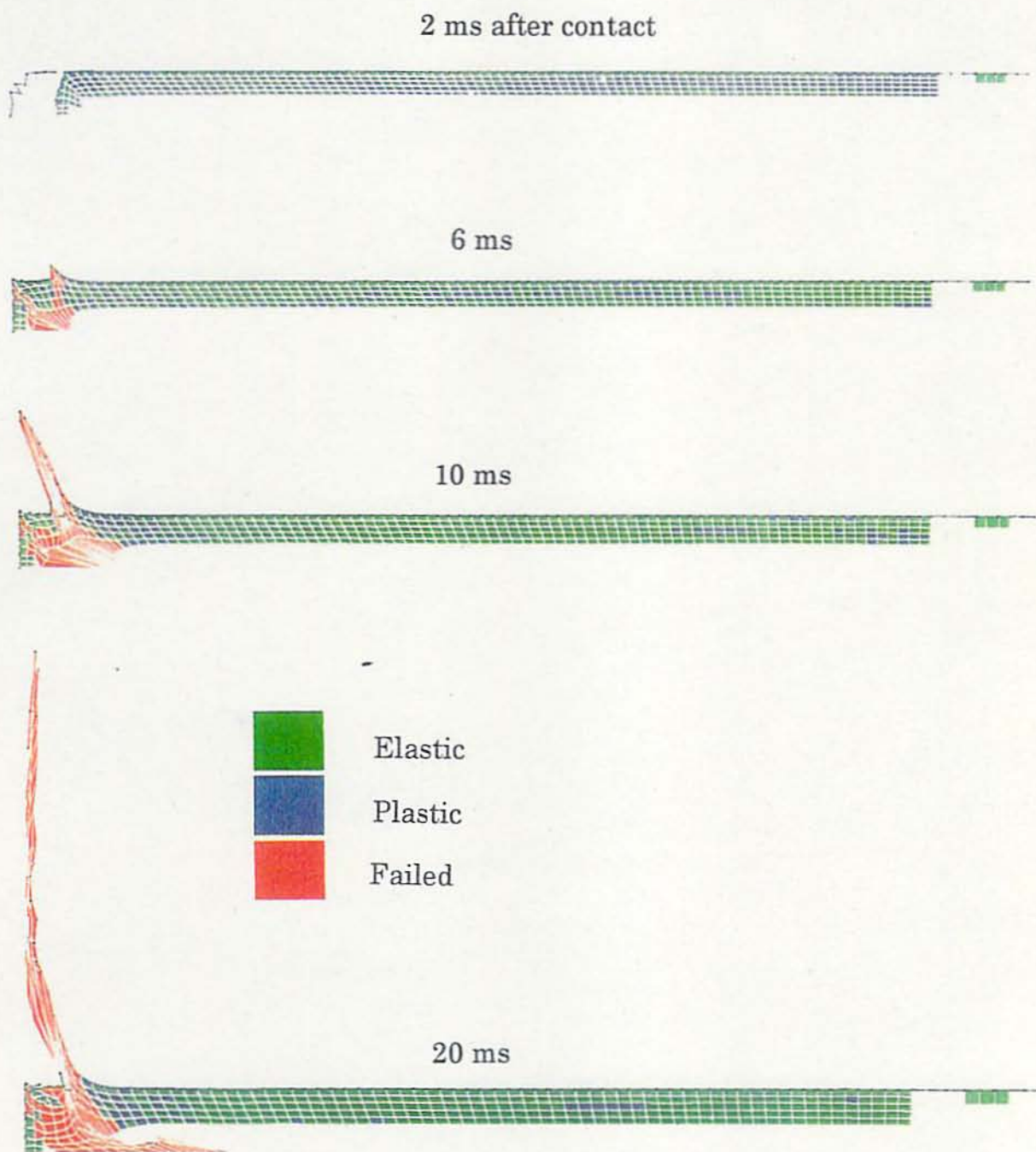


Fig. 13 Impact simulation by AUTODYN-2D (1ton class)

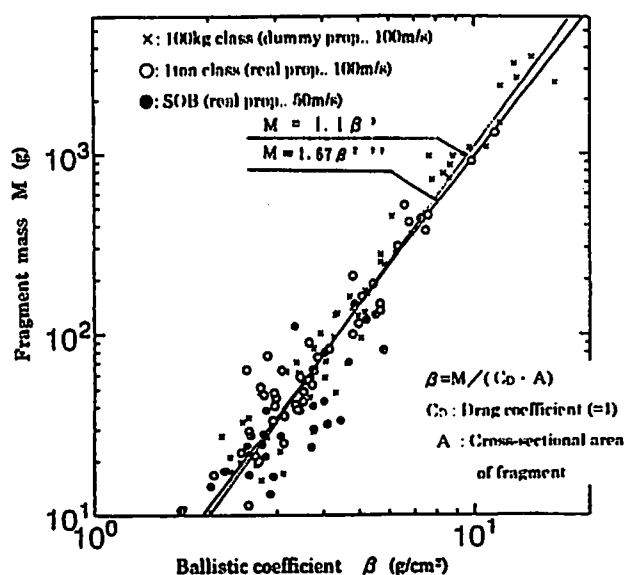
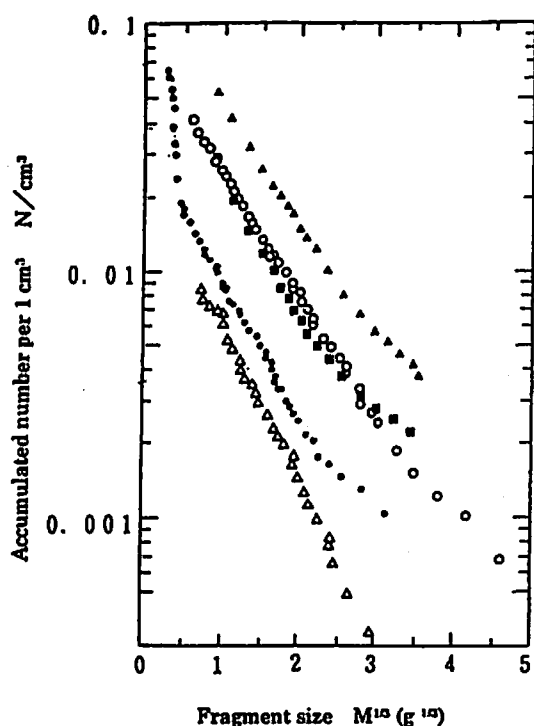


Fig. 11 Fragment mass vs ballistic coefficient



Symbol mark	Motor size	Propellant	Impact speed (m/s)	Propellant mass (kg)	Recovery rate (%)
■	10kg class	dummy	100	11.9	97
▲		dummy	172	11.9	90
●		dummy	101	115.5	99
△	100kg class	real	54	108.7	3.2
○		real	99	105.1	26

Fig. 12 Accumulated number vs fragment size

者の体積が後者の約10倍であることを考慮すると破砕片の絶対量は100kg級の方が多いことがわかる。

5. 衝突シミュレーション解析

衝突による固体ロケットモータの破壊モードを検討するため、数値シミュレーション解析を行った。解析は荷重条件、ロケットモータの構造を考慮して

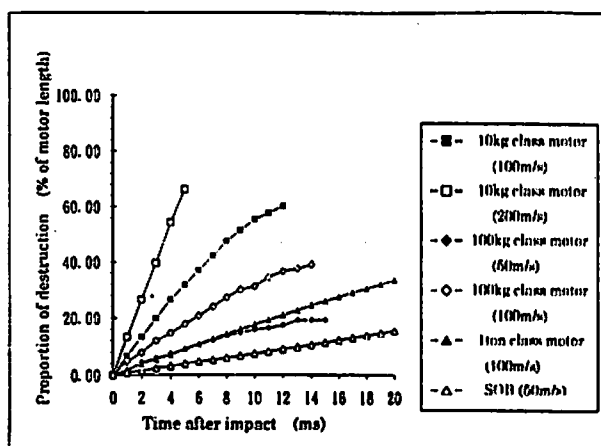


Fig. 14(a) Progress of motor destruction (simulation)

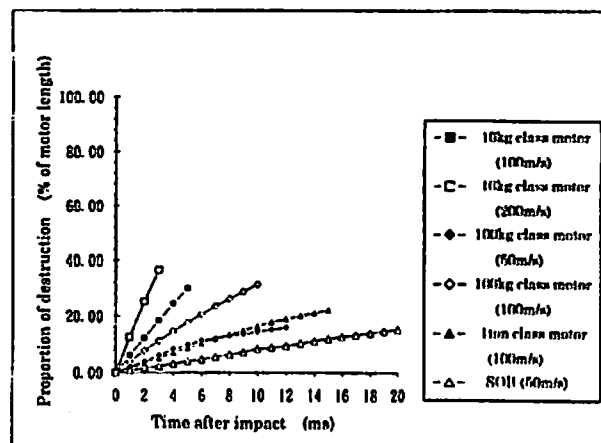


Fig. 14(b) Progress of motor destruction (experiment)

2次元動的非線形連続体FDMプログラムコード「AUTODYN-2D」⁷⁾を使用した。本解析に使用した構造解析モデルは、ロケットモータの質量、剛性分布に対応させ、それぞれの部位に等価質量、等価剛性を与えることによって単純化を図った。また、解析に於いて適用した破壊モデルは、限界歪による歪破壊モデルを適用し、推進薬については粘弾性効果及び応力波によるスポール破壊を考慮した。Fig.13に前記モデルの解析で得られた衝突後のロケットモータ構造の時間変化を示す。同図によると衝突後約6msでモータケース前端から内容物が噴出しており、実験結果(Fig.5)と良く一致している。また噴出物の飛散方向は障壁と平行、即ちレールと直角方向であり、前述の破片飛散分布(Fig.9)とも一致している。Fig.14に衝突後のロケットモータ長の残存率についてシミュレーション解析値と実験値を比較して示す。実験値は衝突により発生した火球のため見えなくなり、途中からのデータは無いが、シミュレーション結果は実験値とよく一致していると言える。したがって、シミュレーションによる推進薬の破壊領域の推定はほぼ正しいものと考えら

れる。なお、本解析は連続体解析であるため、推進薬の微細化の評価は困難である。

6. ま と め

ロケット打上げ射場における適正な保安距離を設定するため、固体推進薬の爆発威力に関する調査研究の一環として10kg級、100kg級、及び1 ton級ロケットモータの衝突実験を行い以下の知見を得た。

爆風圧から計算されるTNT換算率は衝突速度に強く依存し、衝突速度50m/s以下ではTNT換算率は小数点一桁程度(%)であり、これはモータケースに内蔵される燃焼ガスの放出分に相当する。衝突速度の高い領域では衝突により生成した推進薬微細片からの燃焼ガス発生が爆風圧に寄与しており、高速ほど換算率が高く、衝突速度100m/s時のTNT換算率は約2%である。H-IIロケット打上げ時の事故モードとして想定されているSRBの低空からの落下、衝突というモードでは衝突速度は30m/s程度となるため、爆風に対してはTNT換算率を2%とすれば十分な安全が確保されと考えられる。一方、破片の最大飛散距離はほぼモータサイズ(推進薬質量)によって決まる。過去の実験結果から衝突時の推進薬量を $W(\text{kg})$ とすれば最大飛散距離 $D(\text{m})$ は次式で表される。

$$D = 80 \times W_p^{0.24}$$

計算機による衝突シミュレーションの結果ではSRBの衝突における破壊の進行状況は小型ロケットのそれと同等であり、小型ロケットの衝突・爆発モデルはSRBに充分適用できると言える。よって打ち上げ時の保安距離は、爆風および破片の最大飛散距離の各々から求まる距離の大きい方を設定すれば十分な安全が確保さ

れると考えられる。

謝 辞

実験にご協力いただいた通商産業省工業技術院物質工学工業技術研究所の飯田光明、中山良男氏及び実験に従事された日産自動車(株)宇宙航空事業部及び日本油脂(株)の方々に謝意を表します。

文 献

- 1) (財)総合安全工学研究所、昭和56年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書、将来型ロケット 打上時の保安距離に関する調査(昭和57年3月10日)
- 2) Aerojet-General Co., Large Solid-propellant Boosters Explosive Hazards Study Program (PROGRAM SOPHY) Final Report, AFRPL-TR-65-211, November 1965
- 3) R. F. Vormark, et al., 624A Solid-Propellant Motor Impact Test, NOTS-TP-3674, 1964
- 4) 通商産業省、昭和59年度火薬類の保安技術実験報告書(1985年3月)、昭和60年度(1986年3月)及び昭和61年度(1987年3月)同報告書
- 5) 宇宙科学研究所、SO-15-4号機破壊試験報告書(SOS-TD-81-021, 昭和56年12月24日)
宇宙科学研究所、SO-330地上燃焼試験報告書(昭和52年6月20日)
宇宙科学研究所、SO-520推力中断実験報告書(SOS-TD-91-013, 平成3年12月)
- 6) 通商産業省、固体ロケットモータ破裂実験報告書(SO-800 実験報告書, 昭和57年10月11日)
- 7) Century Dynamics Incorporated, AUTODYN-2D Users Manual Version 2.4, 1995

On the explosion potential of solid rocket at launch failure (I)

— Experimental method and results —

by Yukio HYODO*, Hiroyuki NAKAMURA*, Katsuaki KOSAKA**

Sigeru SUZUKI**, Takashi NAKAYAMA**, Keiji ARAI**

Masatoshi CHIBA**, Katsumi TANAKA*** and Takehiro MATSUNAGA***

A series of investigation on hazardous effects of solid propellant are carried out to establish a safety criteria for larger sized launching rockets. As a part of them, sled tests for 10kg, 100kg, and 1ton class solid rocket motor have been conducted. An outline of the results is as follows. TNT yield calculated from blast pressure depends largely on the impact speed. It is about 2% in case of impact speed of 100m/s. The typical failure mode of H-II rocket is considered falling back to the earth at the impact speed of about 30m/s before commanded destruction. Therefore, TNT yield of 2% is safer sufficiently for the failure mode of H-II rocket. On the other hand the longest flight distance of fragment depends largely on the size of the rocket motor. The experimental results of the sled tests show that the longest flight distance D (m) is expressed as follows

$$D = 80 \times W_p^{0.24}$$

Where W_p is propellant mass (kg) of a rocket motor. Computer simulation for impacting rocket motor shows that destruction processes of small rockets are similar to that of H-II SRB. Therefore it is thought to be reasonable that the actual impact/explosion processes of small rockets are similar to that of H-II SRB.

As a conclusion, the safety distance at launch site should be determined by longer one, which is calculated from TNT yield of blast pressure or the longest flight distance of fragment.

(*National Space Development Agency of Japan, World Trade Center Bldg. 2 - 4 - 1, Hamamatsu-cho, Minato-ku, Tokyo 105-6190, Japan

**Aerospace Division, Nissan Motor Co.,Ltd., 21 - 1, Matobashinmachi, Kawagoe-city, Saitama-ken 350-1107, Japan

***National Institute of Material and Chemical Research, 1 - 1, Higashi, Tsukuba-city, Ibaraki 305-0046, Japan)