

[II. 3. 8]

固体推進剤の力学的物性と燃焼特性との関連について

植 村 益 次

Correlation of Mechanical Properties of Polyurethane Solid Propellants to Combustion Characteristics

By

Masuji UEMURA

Abstract: Whether the solid propellants burn favorably or not, depends on the charge design of rocket motor as well as on the chemical and mechanical properties of solid propellants. In this paper, the experimental results of burning tests of rocket motors are described and the correlation of mechanical properties of polyurethane-base solid propellants to the combustion characteristics are discussed, taking into account the various kinds of experimental results on the mechanical properties described in the previous paper. That is, the two kinds of tentative or empirical criteria are presented with the intention of forecasting the burning results to certain extent by only the mechanical properties and the configuration of rocket grains which seem to be closely related with the burning characteristics. These two criteria correspond to the two kinds of abnormal burning or explosion of rocket motors due to the high internal pressure resulting from the mechanical failure and oscillatory burning. Tensile strength, elongation to rupture and Young's modulus in compression are used as the representative mechanical properties and the restriction factor is used as the configuration of rocket grain.

The three small sounding rockets (HT-110-1, 2, 3) were launched successfully after confirming that the mechanical properties of solid propellants were beyond the two kinds of critical values. It seems that such an attempt is one of useful ways to predict the burning results, if other conditions are kept good.

1. は し が き

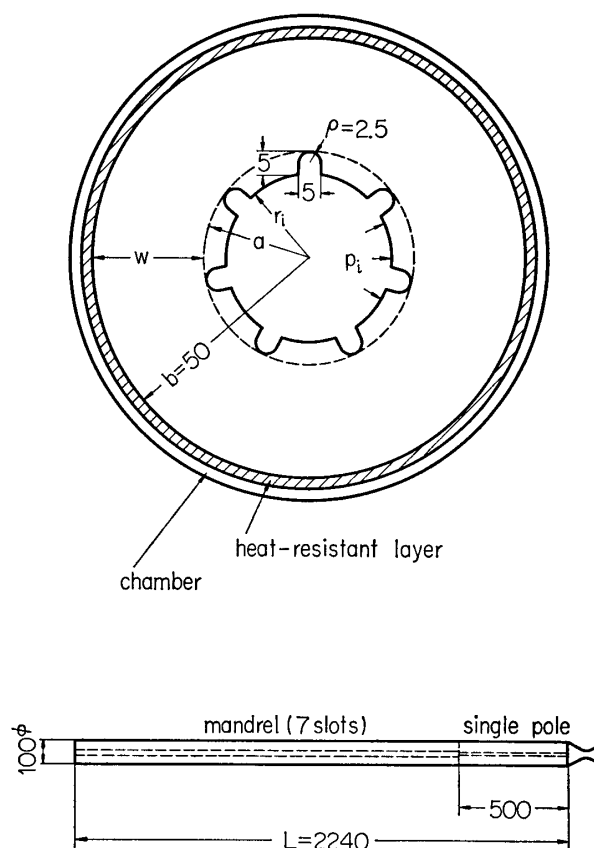
固体推進剤ロケットが順調に燃焼するかどうかは、ロケットモータの設計と共に固体推進剤の化学的燃焼特性や力学的物性と多に関連している。本文は後者の力学的物性と燃焼の正常性との関連性について述べる。

東大宇宙航空研究所では、小型高性能ロケットの開発を目標として、関連する各分野の研究者が相集い各基礎的研究の推進を兼ね、総合研究として HT-110 小型ロケットを完成した。筆者はそのうち固体推進剤の力学的物性（前報[1]）とロケットモータの燃焼特性との関連性を担当した。すなわち、打上げおよび燃焼試験前のマスターサンプル試験による物性

試験によって固体推進剤の正常性を確認すると共に、燃焼特性をある程度予測し、推進剤としての可否判定の用に供しようとした。このような試みは従来あまりなされていないようであるが、物性試験を伴う一連の地上燃焼試験も終了し、また鹿児島宇宙空間観測所における打上げにも成功したので、燃焼特性との関連性について報告する。燃焼試験結果については担当の倉谷教授から報告される予定で、ここではその都度行なった物性試験について主として述べる。

2. ロケットグレーンとモータの主要寸法

ロケットグレーンの断面形状を第1図に示す。No. 2, No. 3, No. 6 の3種のマンドレル形状が試作されたが、結局主として No. 3 が用いられた。



第1図 ロケットグレーンとモータの寸法

固体推進剤の直径 D は 100mm であるが、耐熱層とチャンバーを含めるとロケット外径は 110mm となる。

本ロケットモータは L/D 比 ($L=2,240\text{mm}$) $=22.4$ できわめて細長い特徴がある。試験番号 A-12 以前は $3/4$ サイズで、全長 $= (3/4) L=1,680\text{mm}$ であったが、A-13 以後 (A-14 は $7/8$ サイズ) は全長 $=L$ にすると共に、侵食燃焼の観点から後部に単孔部を設けることにした。単孔部の長さは 500mm (A-13-1 では 700mm , A-14 では 300mm) とした。

3. 固体推進剤と力学的物性値

前報[1]で報告したとおり，本推進剤について各種の物性試験を行ない，力学的物性値に及ぼす各種の影響を明確にして物性試験法の仕様・基準を確立したので，それに従って各燃焼試験毎に，それに用いられた固体推進剤の物性試験を行なった。

3. 1. 固体推進剤

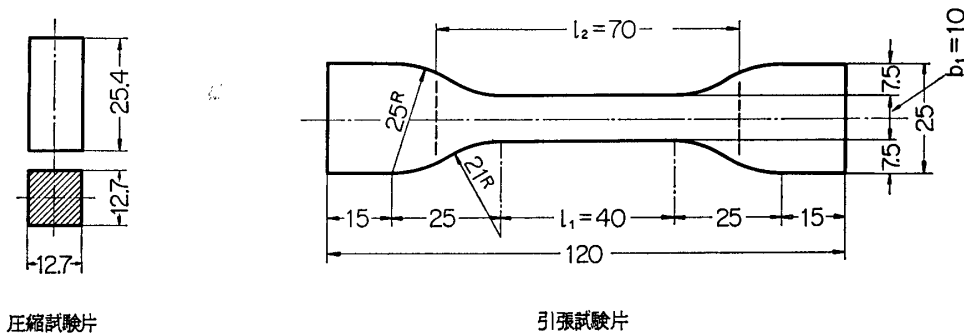
本推進剤は，宇宙航研の山崎・岩間研究室において研究開発されたポリウレタン系のコンボジット推進剤で，ダイセルが製作を担当したものである．高比推力と低燃焼速度をおもな目標とし，注型成形ができるもので，おもな組成分は，過塩素酸アンモニウム 75 部，ポリウレタン 25 部である。

B 系統の推進剤は，K 触媒の添加率を変えることにより遅燃性で安定な推進剤を探索したものである。

A 系統の推進剤も実験の経過と共に随時変更改良を加えられたが，特に大きな変化は A-15 以後である，A-14 以前のものは，伸度の不足，柔軟性の欠除などのため，強度・振動燃焼の防止の上で望ましくないので，物性改良剤と可塑剤を添加したものである．そのため破断伸びは大幅に上昇し，軟かくなったが，引張り強さの低下を招いている。

3. 2. 物性試験方法

引張り試験法 試験片 厚さ $t=6\text{mm}$ (第 2 図)



第 2 図 試験片寸法

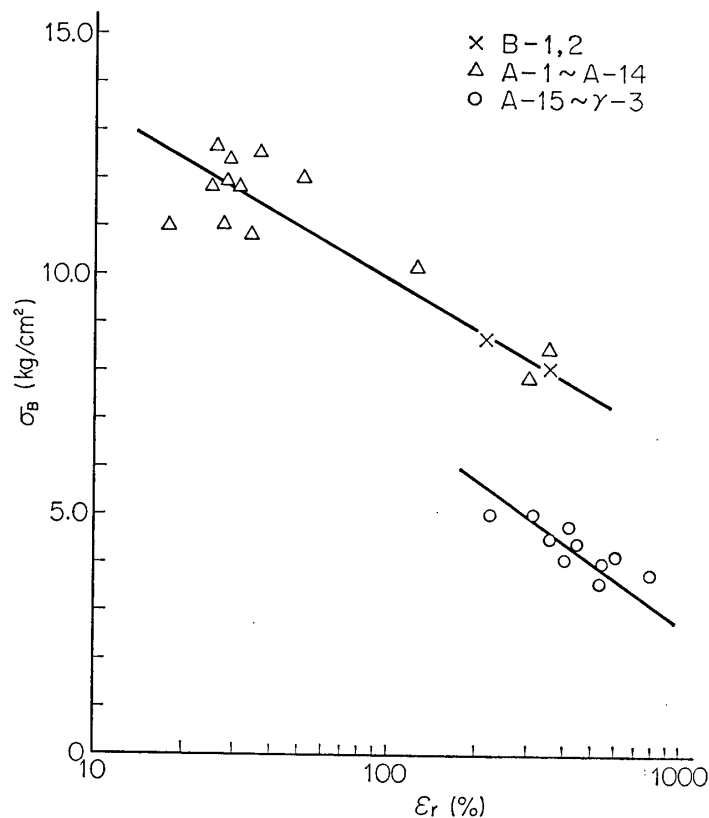
圧縮試験法	試験機	ショッパード引張り試験機
	引張り速度	チャック間 70mm で 200mm/分
	試験片	第 2 図
硬度測定	試験機	アムスラー (2ton) 試験機
	圧縮速度	20mm/分
比重測定	試験片	JIS K-6301
	試験機	スプリング式ゴム硬さ試験機
試験環境	試験片	30×30×15mm
	試験法	ピクノメータ (浮沈法) 5号ソルベンド鉱油使用
試験環境		温度 23±1°C, 湿度約 60% R. H.

3. 3. 力学的物性値

上述の試験法によって、各燃焼試験毎に、それに用いられた固体推進剤について測定した力学的物性値を第1表にまとめて表示する。

各推進剤の化学的組成分や製造環境は幾分異なっているが、力学的物性値相互には次のような相関々係がある。

まず引張り強さ σ_B と破断伸び ϵ_r との相関々係を第3図に示す。組成分の変化によって、相関直線は2群に別れるが、 ϵ_r の増加と共に σ_B は減少する。 σ_B は引張り直後の最大耐荷

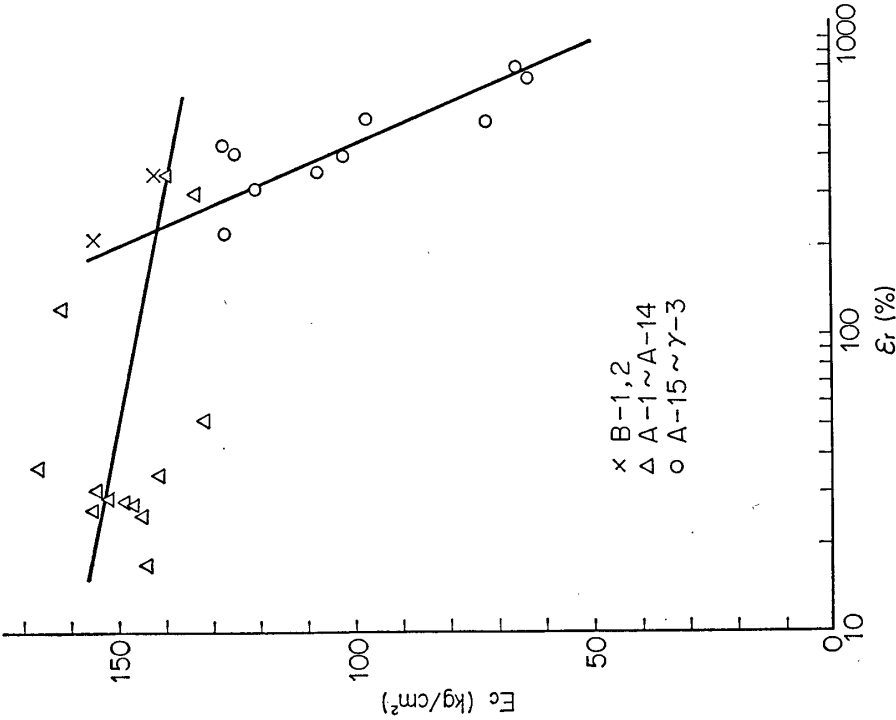


第3図 引張り強さ σ_B ~ 破断伸び ϵ_r の相関々係

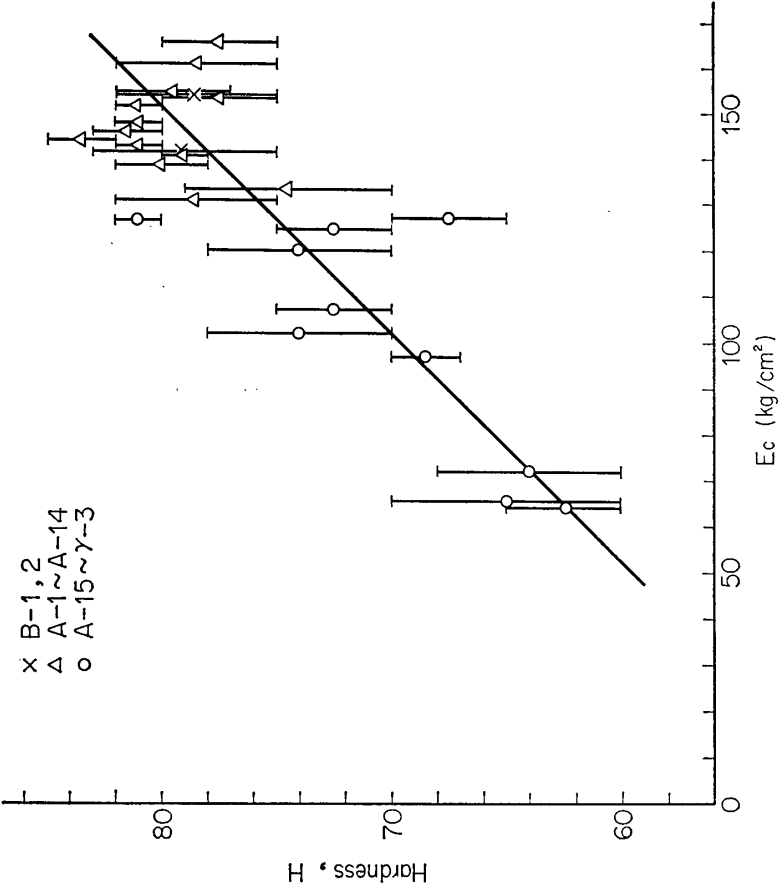
重から定義されるもので、 ϵ_r は大きく伸長した破断ときの伸びであるが、両者の間に相関々係があるのは興味がある。

次に圧縮弾性率 E_c と破断伸び ϵ_r との相関々係を第4図に示す。これも組成分の変化によって、相関直線は2群に別れるが、引張りによる破断伸び ϵ_r と圧縮による弾性率 E_c との間にも相関々係が存在する。

最後に硬度 H と圧縮弾性率 E_c との相関々係を第5図に示す。図中棒線は H の範囲を示し、平均値を○印などで示す。常識上考えられるように硬度の小さく軟かい材料は、圧縮弾性率も小さい。



第 4 図 圧縮弾性率 E_c ~ 破断伸び ϵ_r の関係



第 5 図 硬度 H ~ 圧縮弾性率 E_c の関係

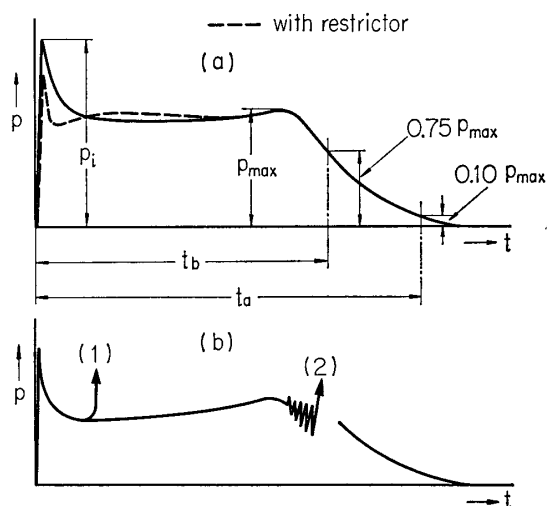
4. 燃 焼 特 性

4. 1. 燃 焼 圧 力

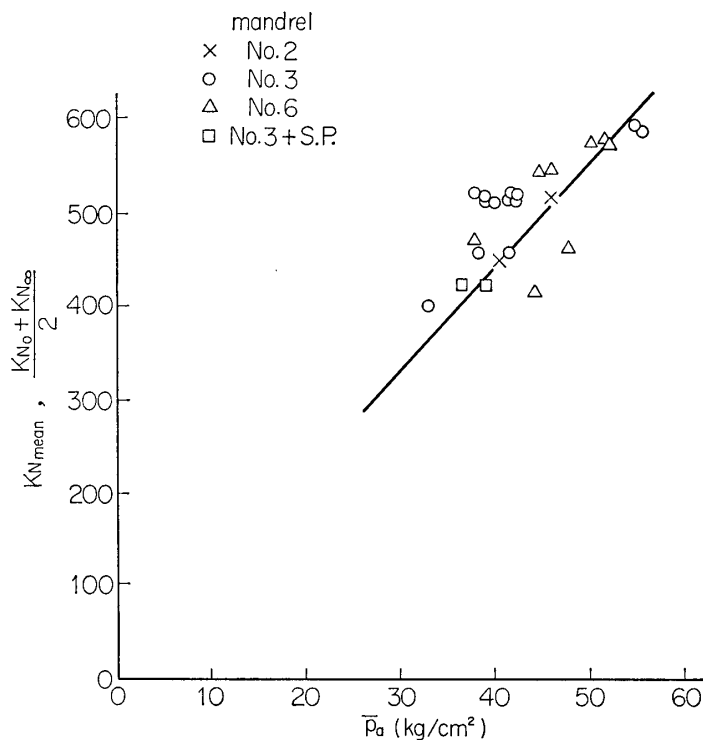
正常燃焼の場合の圧力～時間の燃焼曲線の典型的な傾向を第6図 (a) に示す. 各燃焼試験時の圧力値, すなわち最大圧力 (p_{\max}), 点火時最大圧力 (P_i) および平均圧力 (\bar{P}_a) を第1表に示す. \bar{P}_a は $0.1 P_{\max}$ になるまでの時間中の平均圧力を示している. 燃焼初期には点火薬のため P_i がきわめて大きく, 固体推進剤の強度上望ましくないので, A-17 以後はノズル側の単孔部にレストリクターを塗布し, 燃焼初期の P_i をおさえることにした. HT ロケットの L/D はきわめて大きく, 侵食燃焼の傾向がある. 推力～時間曲線も圧力～時間曲線と類似の傾向を示す.

異常燃焼の場合の燃焼曲線を第6図 (b) に示すが, 2 種の様式に大別できる. 圧力の大きさは, ロケットモータの設計寸法に依存するが, ロケットモータの破壊, 異常燃焼と最も関係ありと思われる P_i , \bar{P}_a を検討する.

我々は燃焼圧力を燃焼試験前に予測する必



第6図 燃焼曲線の傾向



第7図 平均燃焼圧力 \bar{P}_a ～ 平均制約係数 $K_{N\text{mean}}$

第 1 表 各試験シリーズでの力学的物性と

実験番号	力 学 的 物 性					マンドレル型式
	引張り強さ σ_B (kg/cm ²)	破断伸び ε_r (%)	圧縮弾性率 E_c (kg/cm ²)	比 重 ρ (g/cm ³)	硬 度 min~max	
B-1	8.08	358	142	1.669	75~83	No. 3
-2	8.68	217	154	1.676	75~82	"
A-1	8.44	356.3	139.2	1.660	78~82	No. 6
						"
-2	10.13	126.1	161.7	1.680	75~82	No. 6
						"
-3	7.86	306.5	133.5	1.662	70~79	No. 3
						"
-4	11.8	31.0	154.2	1.666	75~80	No. 3
						"
-5	12.5	36.7	166.4	1.665	75~80	No. 3
						"
-6	11.98	52.1	131.4	1.666	75~82	No. 3
						No. 2+単孔
-7	12.64	26.2	155.2	1.664	77~82	No. 3
						No. 2+単孔
-8	10.8	34.2	141.1	1.664	78~80	No. 3 厚
						" 厚
-10	11.9	28.3	148.5	1.664	80~82	No. 3 薄
						" 薄
-11	11.0	27.5	146.6	1.664	80~83	" 薄
						" 薄
-12	11.8	25.0	144.8	1.665	82~85	" 薄
						" 薄
-13	11.0	16.8	143.7	1.655	80~82	No. 3+単孔厚
						" 厚
-14	12.4	28.8	152.1	1.665	80~82	" 厚
						" 厚
-15	5.0	222.6	127.0	1.658	80~82	No. 3+単孔 (50cm)
-16	3.6	530.7	72.0	1.646	60~68	No. 3+単孔 (50cm)
						"
-17	4.1	450.1	102.4	1.650	70~78	No. 3+単孔 (50cm)
						"
-18	3.8	800.0	65.6	1.64	60~70	No. 3+単孔 (50cm)
						"
-19	5.0	316.7	120.4	1.65	70~78	No. 3+単孔 (50cm)
						"
-20	4.5	359	107.6	1.65	70~75	No. 3+単孔 (50cm)
						"
γ -1	4.75	417.5	125.0	1.65	70~75	No. 3+単孔 (50cm)
-2	4.4	446.3	127.1	1.66	65~70	"
-3	4.0	541.2	97.3	1.65	67~70	"
-4	4.3	764	64.3	1.64	60~65	"

モータ主要諸元と燃焼時圧力

モータ主要諸元				燃焼時圧力 (kg/cm ²)			燃焼結果
軸長 $L=2240\text{mm}$	ノズル径 ϕ (mm)	制約係数		最大圧力 P_{max}	点火時 最大圧力 P_i	平均圧力 \bar{P}	
		初期 K_{N0}	平均 $K_{N\text{mean}}$				
3/4 L	29.92	418	591	73.5	100.3	64.8	△
	32.27	367	519	57.5	77.9		○
	32.84	347	486	72.0	94.6		○
	27.9	506	685		92.0		△
	33.8	346	469	48.5	65.7		○
"	36.1	303	411	57	69	45	○
"	34.1	340	460	52	70	46	○
"	34.1	323	452	52	67	41	○
"	31.8	371	519	54	74	43	○
"	36.3	285	399	43	64	34	○
"	30.0	418	584	66	80	56	○
"	31.8	371	519	54	81	42	○
"	27.9	482	674	—	114	—	△
"	34.0	325	455	51	67	44	×
"	34.0	311	447	44	85	40	○
"	29.8	423	592	65	96	51	○
"	31.7	358	514	59	94	46	○
"	32.02	367	531	—	79	—	×
"	32.05	365	511	53	76	41	○
"	32.17	365	510	—	76	—	×
"	31.84	371	518	59.1	90.4	47.1	○
"	31.92	368	514	—	82.4	—	×
"	31.85	370	517	70	103	53	○
"	31.78	371	519	57.7	84.8	45.5	○
"	31.86	370	517	54.0	66.2	42.0	○
8/8 L	37.90	332	477	53.3	72.5	35.7	○
"	37.95	335	478	54.0	78.0	37.2	○
7/8 L	37.90	298	422	49	73	36	○
"	37.90	298	422	52.2	81.2	39.3	○
8/8 L	37.7	341	486	57	74	50	×
"	37.9	339	483	45	71	33	○
"	37.8	339	482	54	89	38	○
"	36.1	373	531	67.8	95.3	45	○
"	35.1	392	559	72.5	89.9	49.2	○
"	35.1	315	522	58.6	88	40.5	○
"	35.06	316	522	53.1	45	35.1	○
"	34.98	317	524	57	64	—	×
"	35.01	317	524	56	33	34	○
"	35.2	314	519	54.6	57.7	38.9	○
"		314	520	51.9	42.7	35.4	○
"	34.85	320	529	—	—	—	○
"	35.03	316	523	—	—	—	○
"	35.1	314	520	58.3	64.7	35.4	○
"		314	519	66.8	70.4	43.2	○
"	—	—	—	—	—	—	○

要があり、まず初期点火時圧力 P_i と初期外部制約係数 K_{N0}

$$K_{N0} = A_{B0}/A_t$$

(A_{B0} ; 内面の初期燃焼面積, A_t ; ノズルスロート部面積)

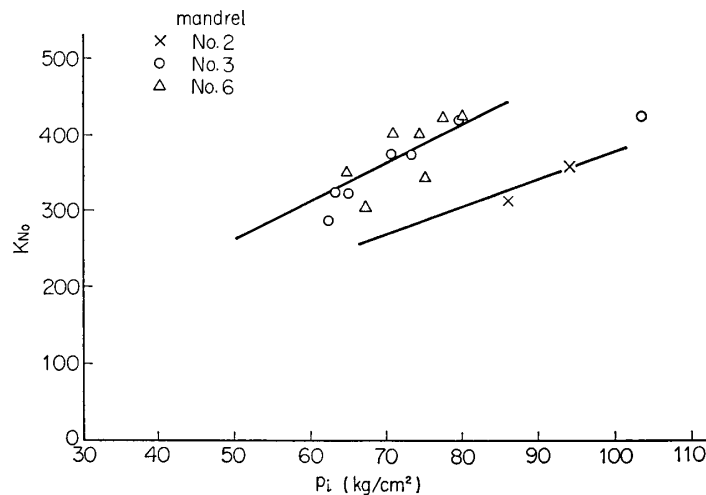
との関係を第 7 図に示すが, P_i が K_{N0} の増大と共に増加することは明らかである.

また平均圧力 \bar{P}_a と平均外部制約係数 K_{Nmean}

$$K_{Nmean} = A_{Bmean}/A_t = (A_{B0} + A_{B,f})/2 A_t$$

($A_{B,f}$; 内面の最終燃焼面積, チャンバー内面積)

との関係を第 8 図に示すが, \bar{P}_a も K_{Nmean} の増大と共に上昇しており, ロケットモータの



第 8 図 初期燃焼圧力 P_i ~ 初期制約係数 K_{N0}

諸元から内圧を推定することが可能となる.

4. 2. 異常燃焼の 2 様式

異常燃焼の原因として, ①高圧・高温のもとでのチャンバーやノズル部を含むロケットモータの強度不足, ②耐熱層や固体推進剤とチャンバーとの接着不良など, 設計不充分によるものがあるが, これらは初期基礎実験の段階で十分に対策が講じられた. その後一連の燃焼試験が行なわれたが, 異常燃焼をして爆燃したものは, 圧力~時間曲線にして第 6 図 (b) に示すように次に述べる 2 形式に大別できるようなのである.

(1) 燃焼直後, すなわち点火後 1 秒以内に急に圧力が上昇し, 鏡板やノズルが吹き飛ぶ場合

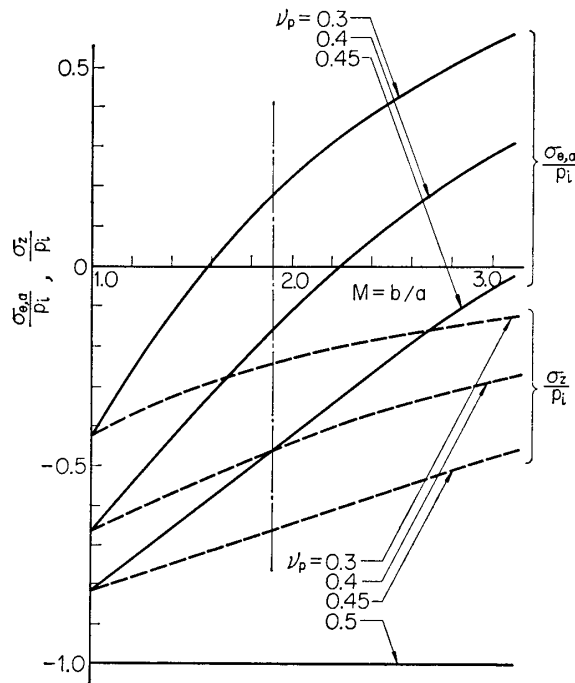
(2) 順調に燃焼して, 3~5 秒経過した前後に, 圧力に微小振動を発生し, 漸次振幅を増した後に, 圧力が急上昇して破壊に至る場合

その原因については, (1) は固体推進剤の初期高圧による強度破壊による爆燃, (2) はグレイン内孔での振動燃焼によるものと考え, 次のような考察を加え, 固体推進剤の力学的物性と関連づけようと思う.

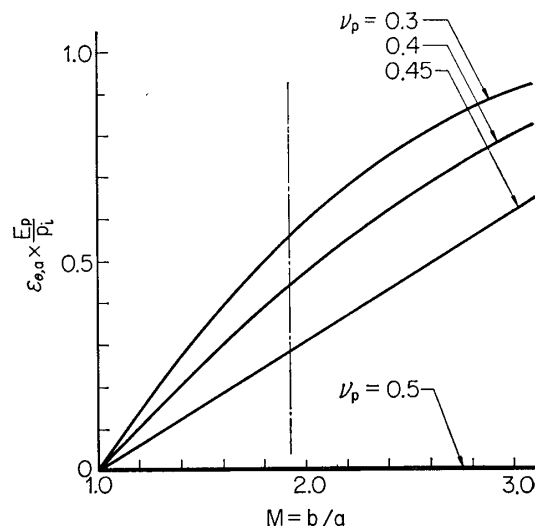
5. 固体推進剤の強度破壊による爆燃

まず初期の異常燃焼は，点火直後点火剤の点火と侵食燃焼とにより，点火ピーク圧力がきわめて大きく，固体推進剤の内面がクラックを伴って強度的に破壊し，燃焼面積の増大により燃焼圧力が急上昇して爆燃に至るものと想像される。

ここで内圧のもとでの固体推進剤の内縁での応力とひずみを検討する．まず第 1 図のグリーン形状でスロットを無視して無限長中空円筒（内径 a ，外径 b ）を考える．固体推進剤の剛性は，チャンバー剛性にくらべてきわめて小さいので，そと周りを拘束されたと考え，内圧 P_i による内縁での周応力 $\sigma_{\theta,a}$ （軸応力 σ_z ）と周ひずみ $\varepsilon_{\theta,a}$ の値を，ポアソン比 ν_p をパラメータにし，内外径比 $M=b/a$ に対してそれぞれ第 9 図，第 10 図に示す[2]．さてスロ



第 9 図 内圧 P_i をうける中空円筒での内縁での周応力と軸応力



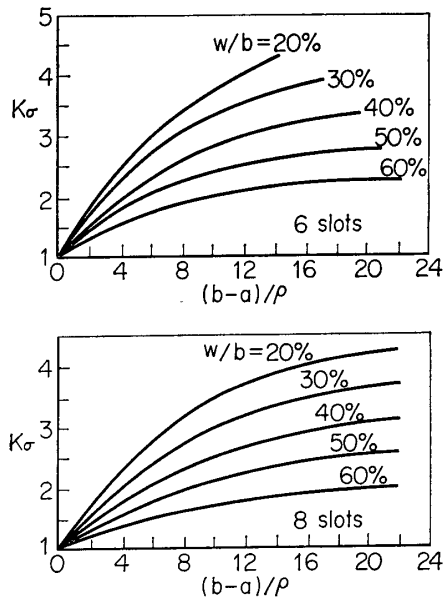
第 10 図 内圧 P_i をうける中空円筒での内縁での周ひずみ

ットがある場合，最も苛酷と思われるスロット切欠底部での集中周応力 $\bar{\sigma}_{\theta,a}$ と周ひずみ $\bar{\varepsilon}_{\theta,a}$ は，光弾性実験に基づく Williams の提案[3]により，次式の応力集中係数 K_σ を用いて求めた。

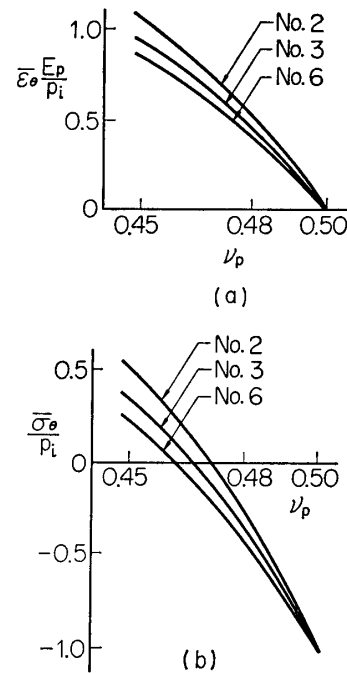
$$K_\sigma = \frac{\bar{\sigma}_{\theta,a} - \bar{\sigma}_{\gamma,a}}{\sigma_{\theta,a} - \sigma_{\gamma,a}} = \frac{\bar{\sigma}_{\theta,a} + P_i}{\sigma_{\theta,a} + P_i}$$

ウェブ厚さ $(b-a)$ を w とすると， K_σ は w/b をパラメータにし，第 11 図のように与えられ，これを用い，第 1 図の 3 種のマンドレル形状について，切欠底部の周応力と周ひずみを第 12 図に示す。

ポアソン比 ν_p が 0.5 に近いと，主として用いられた No. 3，No. 6 のマンドレル形状に



第 11 図 スロット底部の応力集中係数

第 12 図 内圧によるスロット底部での
の周りひずみと周り応力

	マ ン ド レ ル		
	No. 2	No. 3	No. 4
$w=b-a$ (mm)	27.1	25.9	24.0
w/b (%)	54.2	51.8	48.0
$w/\rho=(b-a)/\rho$	10.83	10.35	9.60
M	2.36	2.08	1.92

よる相異は、それほど大きくないので、以後の解析では考慮しなかった。

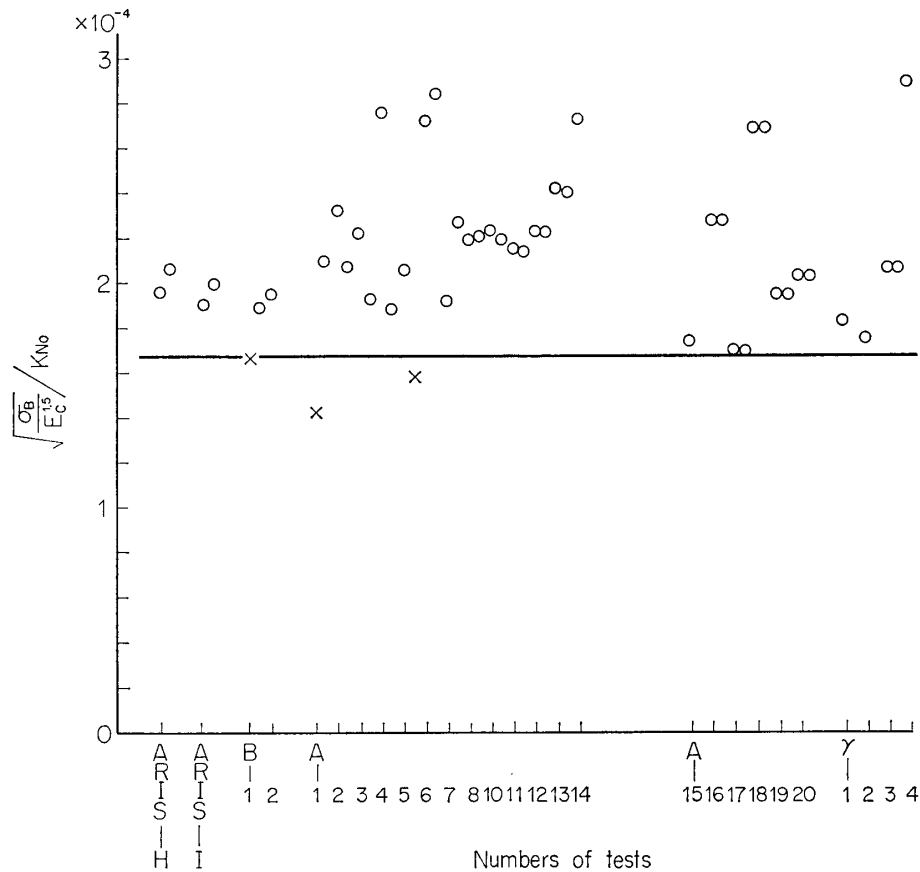
一方、このような応力・ひずみ状態のもとでの固体推進剤の破壊が、何によって規定されるかの基準（クライテリア）は、多くの研究がなされているにもかかわらず、未だ明確ではない。限界応力説や限界ひずみ説など数多くある。本ポリウレタン固体推進剤のようにポアソン比が 0.5（非圧縮性）に近いと[1]、内圧のもとで静水圧縮応力状態になり、第 12 図からわかるように、圧縮周応力のもとで引張り周ひずみを呈し、一軸応力状態での破壊特性から論じられない。このような静水圧状態では、引張りひずみ応力による破壊はなく、限界剪断応力（ひずみ）が限界引張りひずみを考えるのが合理的と思われる。

燃焼による内縁形状変化を考えると、燃焼と共に内径 a が増大し、 b/a が 1 に近づき、それに従って第 9, 10, 11 図からわかるように内縁での剪断応力成分や引張りひずみ成分は減少する。またスロット切欠による応力・ひずみ集中現象がなくなること考えると、グレーン強度としては、点火直後が最も苛酷であることは容易に推定される。まして点火直後は内縁の周方向凹凸により、周方向振動燃焼も起りがたい状況にあり、点火直後の高内圧により

強度破壊による爆燃を考えることも故なしとしないと思われる。

さて強度破壊に対して、物性値として σ_B が大きく、 ε_r も大きい方が良いことはいうまでもない。ただ注意すべきことは、 σ_B 、 ε_r は一軸引張り試験により求められた値であるが、実際は圧縮応力のもとでの引張りひずみ状態であり、静水圧縮応力のもとでは破断に対する限界応力とか限界ひずみはかなり増大することは金属の場合には普通認められており、固体推進剤にもこのことはいえるであろう。

以上の観点から、力学的物性値によって初期異常燃焼の危険性を予知する基準としては、第4図のように ε_r と E_C との間に相関々係のあることを考慮し、 σ_B と E_C をとる。また初期燃焼圧力 P_i としては、第8図のように P_i と K_{N0} との間に相関々係のあることを考慮し、結局 $\sqrt{\sigma_B/E_C^{1.5}}/K_{N0}$ [σ_B : kg/cm², E_C : kg/cm²] をもって初期爆燃のクライテリアとする。各燃焼試験シリーズでの、この値を第13図の縦軸に示すが、×印は初期爆燃をおこし



第13図 初期爆燃に対するクライテリアの検討

たものであり、○印は初期には異常を認められなかったものである。

この図から初期爆燃に対する臨界値は、本ロケットでは、

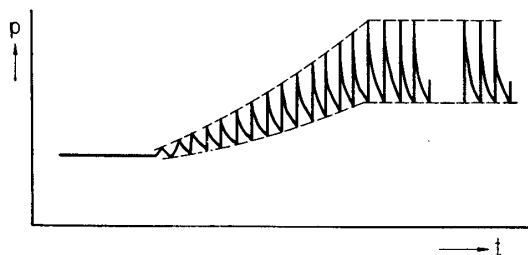
$$(\sqrt{\sigma_B/E_C^{1.5}}/K_{N0})_{cr} = 1.68 \times 10^{-4}$$

であることがわかる。このようなクライテリアは全く経験的なものであるが、燃焼あるいは

発射前に、使用した固体推進剤の力学的物性やロケットモータの諸元から、初期爆燃の可能性を予知できると共に、この限界値以上になるように配慮する必要がある。

6. 後期振動燃焼による爆燃

異常燃焼の第 2 の形式として、順調に燃焼が進行中、数秒前後に第 14 図に示すような圧



第 14 図 振動燃焼における圧力振動波形

力振動が発生し、漸次発散して、圧力の急上昇と共に爆燃に至るものがある。第 14 図の圧力振動は高周波圧力ピックアップで記録されたものであるが、振動数 f_{exp} は約 300～310cps である。

これはロケット内孔気柱の縦振動によるものと推定される。両端が閉じた燃焼室中での縦振動数は、

$$f_{\text{theo.}} = \frac{C}{2(L + \Delta L_c)} = \frac{\sqrt{\gamma g R T_g \alpha}}{2(L + \Delta L_c)}$$

ここで、 L ；チャンバー長さ、 ΔL_c ；ノズルによる端末修正長さ、 R ；ガス常数 36.16kg・m/kg・°K、 T_g ；理想的燃焼ガス温度 2,980°K、 α ； T_g に対する係数で与えられ、 $\Delta L_c = 0$ 、 $\alpha = 1$ とすると $C = 1,142\text{m/s}$ で、

$$f_{\text{theo.}} = 340\text{cps}$$

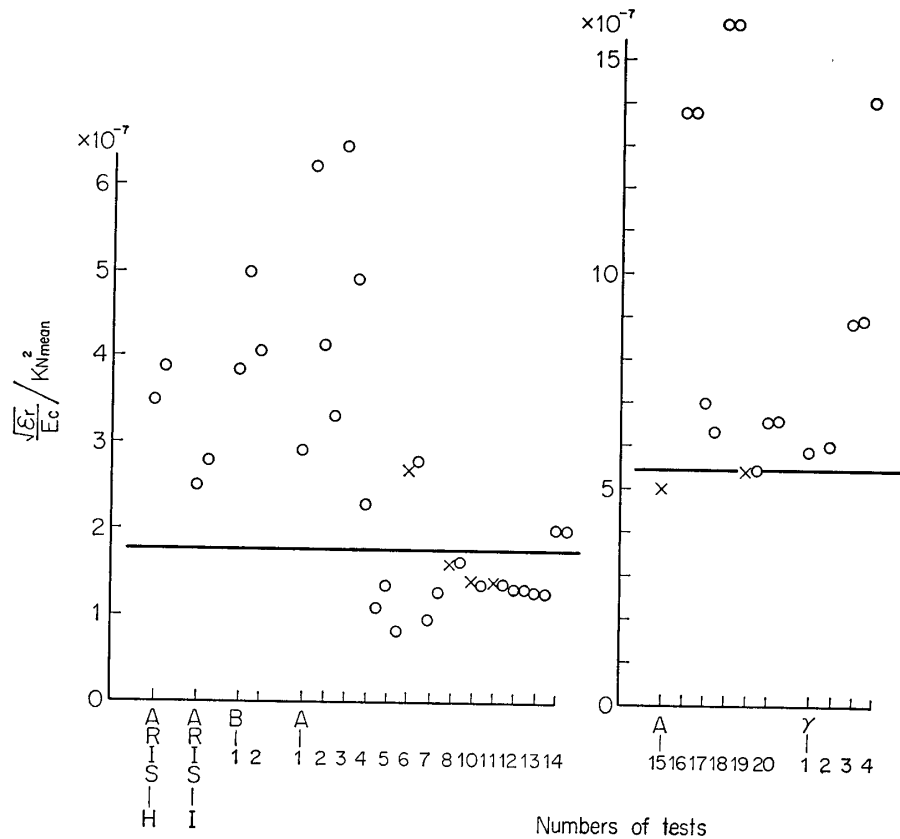
になる。 $f_{exp} \approx 0.9 f_{\text{theo}}$ であるが、大体一致しており、この種の爆燃は振動燃焼によるものと推定して良さそうである。点火後数秒たつと、内部形状もスロット部はほとんどなくて円孔に近く、周方向振動も起りやすく、また浸食燃焼により後部ノズル部近傍は固体推進剤もなくなってチャンバーが露出し、縦振動励起のトリガーとして考えられる要素が多い。このような振動燃焼の防止策が十分確立されたわけではないが、ロケットチャンバーの L/D が大きく、内圧が高過ぎると起りやすく、固体推進剤の力学的物性の立場からは、振動をできるだけ吸収できるように減衰率の大きいことが望ましい。

力学的物性としては、硬度が低くて軟かく、圧縮弾性率 E_c の小さい方が減衰率が大きいと思われ、また異常高圧に対する抵抗として ϵ_r もとり、物性値のクライテリアとして $\sqrt{\epsilon_r}/E_c$ をとった。また燃焼圧力も振動燃焼の発生に関与するようで、燃焼中の平均圧力 \bar{P}_a と相関々係にある $K_{N\text{mean}}$ (第 7 図参照) をとれば、燃焼前の推測に役立つであろう。したがって結局振動燃焼による爆燃のクライテリアとして、 $(\sqrt{\epsilon_r}/E_c)/K_{N\text{mean}}$ [ϵ_r ; %, E_c ; kg/cm²] をとり、各燃焼試験シリーズでの、この値を第 15 図に示した。×印は振動燃焼による爆燃によって破壊したと思われるものであり、○印は振動燃焼をおこすことなく正常に燃焼したものである。A-15 以後の固体推進剤は添加剤の変更によって力学的物性値はかなり変化し、クライテリアとして、

A-14 以前の推進剤では、

$$(\sqrt{\epsilon_r}/E_c/K_{N\text{mean}})_{cr} = 1.75 \times 10^{-7}$$

A-15 以後の推進剤では、



第 15 図 後期振動燃焼に対するクライテリアの検討 (I)

$$(\sqrt{\epsilon_r/E_C/K_{N\text{mean}}})_{cr} = 5.5 \times 10^{-7}$$

を限界値にとればよさそうで、燃焼あるいは発射前に、マスターサンプルによる物性値がこの限界値以上になるよう配慮した。

固体推進剤の化学的組成によって限界値が異なっている不便を除き、一般的なクライテリアを提示できる可能性をみるため、振動燃焼による高内圧での破断にも σ_B が関係することを勘案して、クライテリアとして、 $\sqrt[3]{\epsilon_r/E_C} \cdot \sigma_B/K_{N\text{mean}}$ をとり、各燃焼試験シリーズでのこの値を第 16 図に示した。この場合には一貫して限界値として、

$$(\sqrt[3]{\epsilon_r/E_C} \cdot \sigma_B/K_{N\text{mean}})_{cr} = 1.34 \times 10^{-2}$$

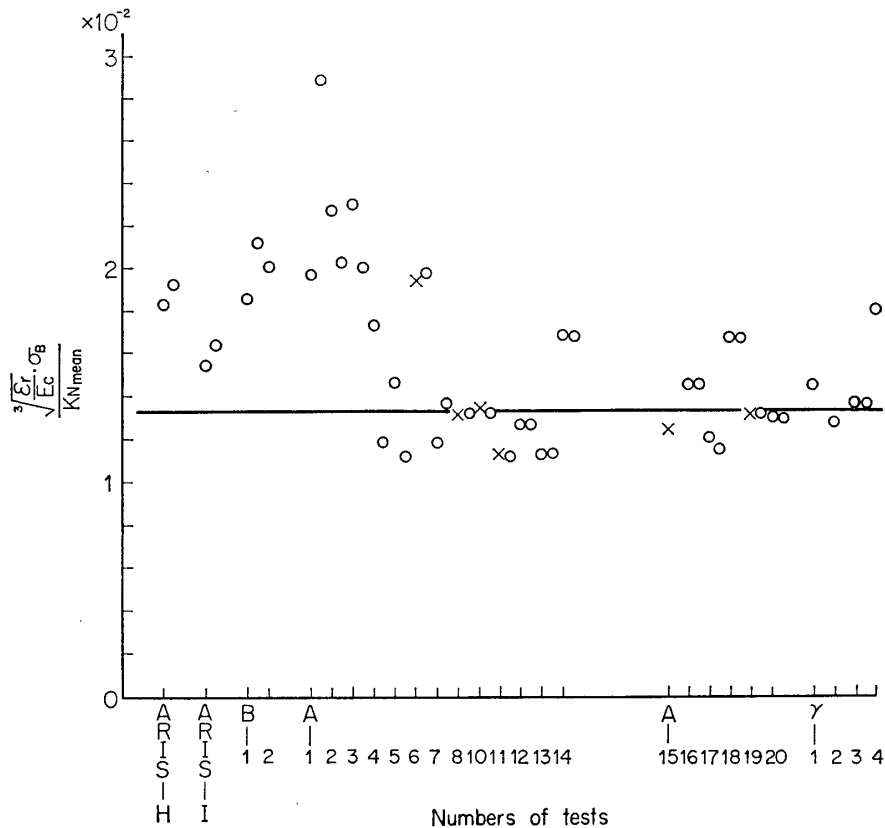
$$\epsilon_r; \%, E_C; \text{kg/cm}^2, \sigma_B; \text{kg/cm}^2$$

をとればよさそうである。

7. ロケット発射試験

SSR 委員会ではロケットに関する各分野の基礎研究を行ない、各成果を総合して実証するために、小型ロケット (HT-110) を発射することになった。ロケットモータとしては、本文で各種の燃焼試験シリーズに用いられたポリウレタン系固体推進剤による同一寸法のモータ (第 1 図) を採用し、以下 3 機発射試験した。

発射前に実機と同一チャージの固体推進剤について、マスターサンプル試験をした結果を



第 16 図 後期振動燃焼に対するクライテリアの検討 (II)

ロ ケ ッ ト	固体推進剤	発 射 日
HT-110-1 号機	$\gamma-2$	40. 8. 22
HT-110-2, 3 号機	$\gamma-4$	41. 1. 20

第 1 表に示し、異常燃焼に対する各種のクライテリアを第 13, 15, 16 図に示す。いずれも限界値よりは大きく、発射試験用としては合格と判定した。1 号機では 1 発地上燃焼試験を行なって確認したが、2, 3 号機では地上燃焼試験を行なうこともなく、力学的物性試験のみで直ちに打上げた。

発射試験は 3 機ともいずれも正常で、予想飛しょう経路に近く、正常燃焼したと思われ、各種の計測を行なうことができた。本ロケットは L/D (径長比) がきわめて大きく、モータとしては苛酷な条件をうけるが、一応力学的物性値による判定について所期の目的を達した。

1966 年 5 月 20 日 航空力学部

参 考 文 献

- [1] 植村益次・林 実・阿部慎蔵：ポリウレタン固体推進剤の力学的物性について、本特集号[II. 3.7] p.738.
- [2] N. N. Au: Solid Propellant Rocket Research Conference, ARS. (1960/1/28~29)

- [3] D. D. Ordahl & M. L. Williams : Preliminary Photoelastic Design Data for Stresses in Rocket Grains, Jet Propulsion, **27** (1957/6) 657/662
- [4] L. Green, Jr. : Observations on the Irregular Reaction of Solid Propellant charges, Jet Propulsion, **26** (1956) 655