

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-414

真空環境下での保存による固体プロペラント特性の変化

清水盛生・伊藤克弥・種村利春

藤原勉・五代富文

1980年4月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 真空環境下での保存による固体プロペラント特性の変化\*

清水 盛生\*\* 伊藤 克弥\*\* 種村 利春\*\*  
藤原 勉\*\* 五代 富文\*\*

## 1. 序 論

宇宙空間における固体プロペラント特性の経時変化の問題は、地上における経時変化の問題と同様に重要な問題である。静止衛星用アポジ・キック・モータは、それ程長期間にわたってプロペラントが宇宙空間に曝されることはないが、惑星探査機、ある種の人工衛星用ロケット・モータにおいては、固体プロペラントそれ自体も、宇宙環境に長期間曝され、その間に物性が変化し、プロペラントに欠陥が生じ、モータが破壊する怖れもある。また、着火性の劣化によって、ロケットの始動に失敗したり、例え着火しても、燃焼速度の変化によって燃焼室圧力が設定値より異なり、予期していた性能が得られぬこともある。このため、プロペラントの着火性、燃焼速度、比推力、物性値、強度等が、ロケット・モータ作動までの期間、宇宙環境下におかれた後にどのように変化するかを、実験的に調べた。

この問題に関する研究報告は我国においても、また米国においても、あまり多く見られない。

長友<sup>1)</sup>は、現用している代表的な固体プロペラントを、 $10^{-5}$  Torr台の真空中に300～400時間放置後、再び大気中にもどし、その燃焼速度、重量の変化を測定しており、その結果、真空環境放置中の温度が常温であれば、燃焼速度、重量共にほとんど変化がないが、80°Cに加熱した場合には、燃焼速度が変化するが、その変化率はブタジエン系プロペラントの方がウレタン系プロペラントより大きく、またこのとき圧力指数の変化は小さいと報告している。Greenwood<sup>2)</sup>は、 $10^{-8}$ ～ $10^{-7}$  Torrの高真空中に32日間、ブタジエン系プロペラントを保存し、真空中で強度試験を行なうことにより、真空環境のプロペラント

の機械的特性に及ぼす効果を調べており、その結果、最大引張応力は、真空中放置4日後には27%、32日後には60%増加するが、ひずみについてはほとんど変化がないこと、真空中放置後も、バイシダの分子量、架橋密度にはほとんど変化のないこと、脱ガス成分はほとんど水であること、真空中放置後、大気中にもどすと、大気中保存の場合と同様の機械的特性を示すこと、それが大気中の水分の再吸着によることを示している。

航空宇宙技術研究所において、近年、宇宙と大気圏の境界領域である高度100 km圏の各種観測を目的とする、ロケット推進機関を備えた人工衛星DAS (Dive and Ascent Satellite)<sup>3)</sup>が計画されたが、このロケット推進機関として推力中断・再着火が可能なTMC固体ロケット・モータが提案された。DASの寿命は最大1ケ年と想定されているが、この期間中に軌道交換のためにたびたびTMC固体ロケットの燃焼を行なわせる。そして燃焼と燃焼の間はプロペラントは宇宙環境に曝されることになる。宇宙環境は大別して超高真空と放射線があるが、ここでは真空環境のプロペラントへの影響をとりあげる。このため、TMC固体ロケット・モータ用プロペラントの真空環境試験を1年余の期間行ない、プロペラントの燃焼および強度特性が、この間どのように変化するかを調べたので、その結果をここに報告する。

## 2. 試料及び試験装置

TMC固体ロケット・モータ用のプロペラントとしては、他の一般のプロペラントとは若干燃焼特性の異なる、RS-1105プロペラントが開発されている。このコンボジット・プロペラントは、推力大きさ制御、燃焼中断が容易に行ない得るようになり、高い圧力指数<sup>4)</sup>と、高い急速減圧燃焼中断特性等<sup>5)6)</sup>を持たせるための組成にその特徴がある。すなわち、表1に示すように酸化剤として、過塩素酸アンモニウムだけでなく、過塩素酸カリウムを

\* 昭和55年2月14日 受付

\*\* 宇宙研究グループ

表1 供試プロペラント組成

薬 親	組 成						燃 焼 特 性		
	酸化剤 配合比 AP/PP	AP 粒径	PP 粒径	燃料 種類	酸化剤燃 料混合比 O/F	アルミニ ウム含有 率 %	燃焼中断限界 線の勾配 $(\frac{dp}{dt}/P)_{(s-1)}$	300 N/cm <sup>2</sup> にお ける燃焼速度 (mm/s)	圧力指数 (200~500N/ cm <sup>2</sup> において)
RS-1105	80/20	小粒	微粒	CTPB	80/20	2.4	-11	8.2	0.925

含み、酸化剤はすべて粒径 10 μm 以下という微粒子を用いており、また、アルミニウム添加量も少量に制限し、燃料はポリブタジエンを用いている。なお、プロペラント原料と製造条件によるプロペラント特性のばらつきを除去するために、ここで行なった実験の試験片は全て同一ロットの製品である。

プロペラント特性への真空効果の測定のために、プロペラントの強度試験と燃焼試験を行なったが、強度試験用試料としては、いわゆる物懇型試験片を用いず、図1に示すような物懇型試験片の大きさを全て 3/10 に縮尺した試験片を採用した。これは試験に供するプロペラントに量的制限があったことが主な理由であるが、RS-1105 プロペラントの充填粒子の粒径は、一般のプロペラントの充填粒子の数百 μm に比べて、1/30 程度であるので、試験片寸法が 3/10 と小さくなったことの強度特性への影響は小さいと考えられる。

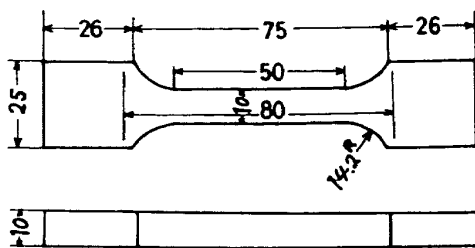


図1 強度試験片

強度試験としては、恒温槽を備えた小型引張試験機（東洋ボールドウィン社製の UTM-II の改造型、最大荷重 20 kg、伸張速度 2~80 mm/min）を用い、定伸張速度試験を、20°C 一定の大気圧環境下で行なった。

燃焼試験用の試料としては、図2に示すように、直径が約 100 φ の 100 S 型グレイン<sup>7)</sup>を用いた。このグレインは燃焼距離に対して燃焼面積変化が極めて小さく、高圧力指数型の RS-1105 プロペラントの燃焼試験において、ほぼ一定の燃焼室圧力を得るのに有効である。

燃焼試験は 500 kg 標準テスト・スタンド<sup>7)</sup>を使用して

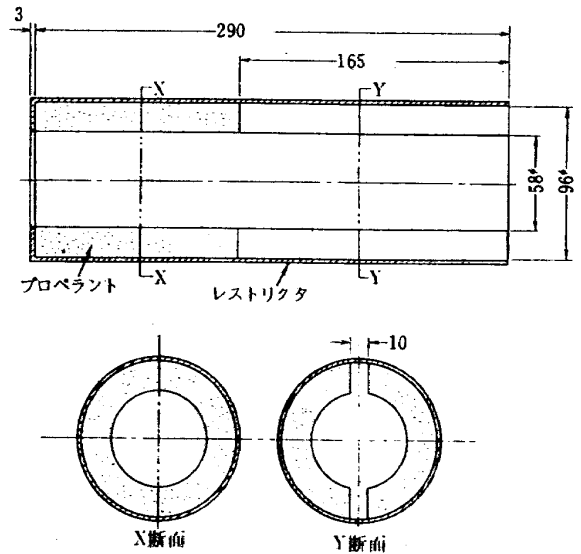


図2 標準型固体ロケット用プロペラントのグレイン形状

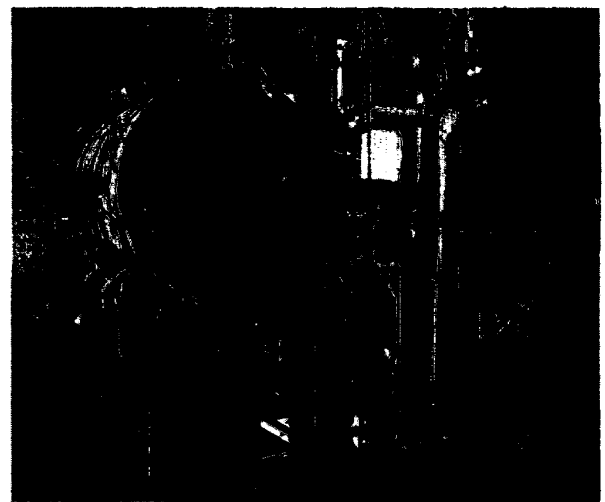


図3 固体ロケット・プロペラント用スペース・チャンバ

行なった。強度および燃焼試験を行うまでの長期間にわたって、プロペラント試料を真空環境に曝すための真空環境試験装置としては、図3に示すような直径 1 m、長さ 1 m の円筒型容器に 14 インチの拡散ポンプを備えたスペース・チャンバを利用した。その真空特性は、その時

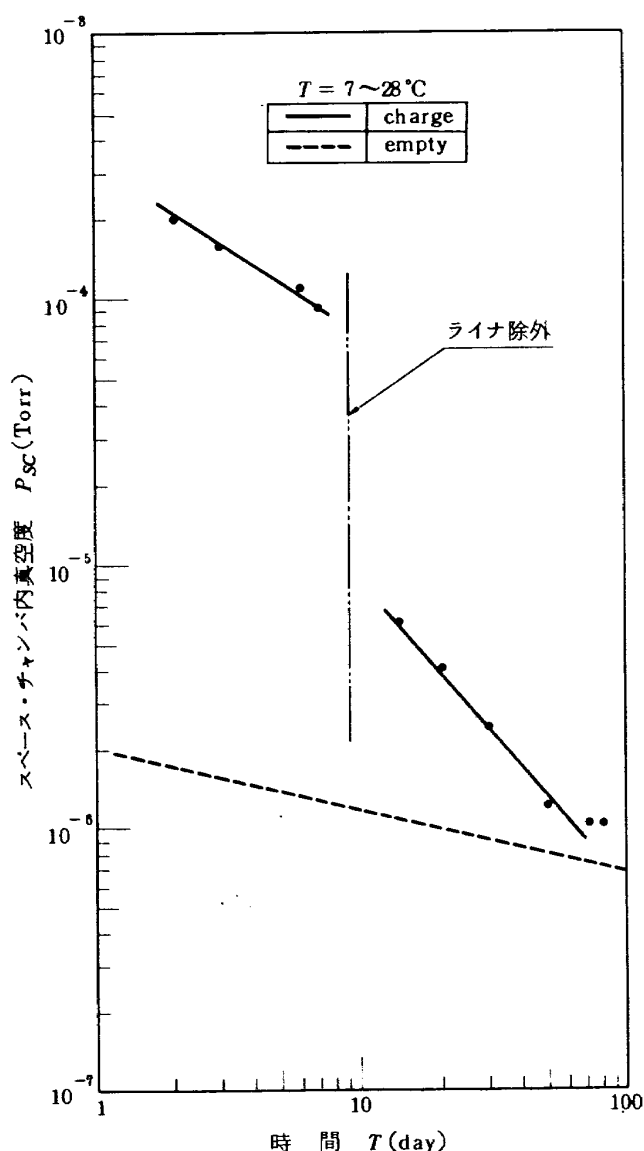


図4 スペース・チャンバ内真空度と排気時間との関係

点までの履歴、すなわちチャンバのペーキングの有無等、によりかなり異なるが、その大略を図4の破線に示す。真空度はピラニー真空計と電離真空計により測定し、サーミスタ温度計による室温と共に、打点記録計により記録した。

### 3. 試験結果及び考察

#### 3.1 環境条件

強度試験片は、シャーレに入れてスペース・チャンバ内に保存した。一方、燃焼試験用の100 S型グレインは長期間保存した場合の変形を防ぐために有効であろうとの配慮から、フェノール系FRPライナに収めた状態でスペース・チャンバ内に保存した。しかし、予期に反して、真空環境下に保存した場合に、プロペラントに比べ

てライナの重量減少率が10倍以上であり、そのためスペース・チャンバの真空度が十分に上らなかったので、試験開始後約10日間で、ライナをプロペラントからはずして、プロペラント・グレインのみをスペース・チャンバに収めた。図3に示す真空度・時間曲線が不連続となっているのは、そのためである。ライナを取り出した後は、プロペラントからの脱ガスのみとなり、真空度も向上し、試験は438日間にわたって、連続して行なわれた。その間、ほぼ $1 \times 10^{-6}$  Torr程度の真空度が維持された。また、この間のスペース・チャンバ内の温度環境は、周辺大気温度とほぼ同様と考えられるが、周辺大気温度は7~28°Cであった。宇宙においてはプロペラントは固体ロケット・チャンバ内に充填され、ロケット・モータは衛星の一部として温度制御されていることを考えると、このスペース・チャンバ内の温度環境は、宇宙においてプロペラントが実際におかれる環境とほぼ同様と考えてよいであろう。

#### 3.2 強度試験

L. R. Greenwood<sup>2)</sup>は、32間の固体プロペラントの真空保存中に最大伸張応力が27~60%増加すると報告しているが、図5および図6に示すように、430日間に及ぶ真空環境下での保存を行なった本試験においても、最大応力 $\sigma_m$ 、破断応力 $\sigma_b$ ともに、一定またはやや増加している。一方、図7および図8に示すように、最大応力時のひずみ $\epsilon_m$ 、破断ひずみ $\epsilon_b$ は、真空保存日数が10~100日において、それぞれ100~50%も増加しており、430日後にはやや減少してはいるものの、それでも試験前よりも、 $\epsilon_m$ 、 $\epsilon_b$ 共に高い水準にある。この点はL. R. Greenwoodの $\epsilon_m$ 、 $\epsilon_b$ ともに、32日間ほぼ一定であるとの報告とは異なる。本試験では、 $\sigma_m$ 、 $\sigma_b$ がほぼ一定で $\epsilon_m$ 、 $\epsilon_b$ が大幅に増加しており、L. R. Greenwoodの報告と対照的であるとさえ言えよう。いずれにしても、以上の結果から、TMC固体ロケット用RS-1105プロペラントは、強度的には1年間の真空環境下での保存に十分耐えることがわかった。

#### 3.3 プロペラントの重量変化

図2に示したRS-1105プロペラントの100 S型グレインを真空環境下で保存し、3.4記述の燃焼試験に先立って、その重量減少量を測定した。なお、レストリクタ約160gを含んだプロペラント重量は平均2320gである。そして真空環境に曝されていた表面積は680cm<sup>2</sup>であり、レストリクタを加えた全表面積は1700cm<sup>2</sup>である。重量測定には最小目盛1g、感量0.1gの天秤を使用した。図9に示すように真空保存日数の増加にともなって、プロペラントの重量は減少しており、その減少率はほぼ真

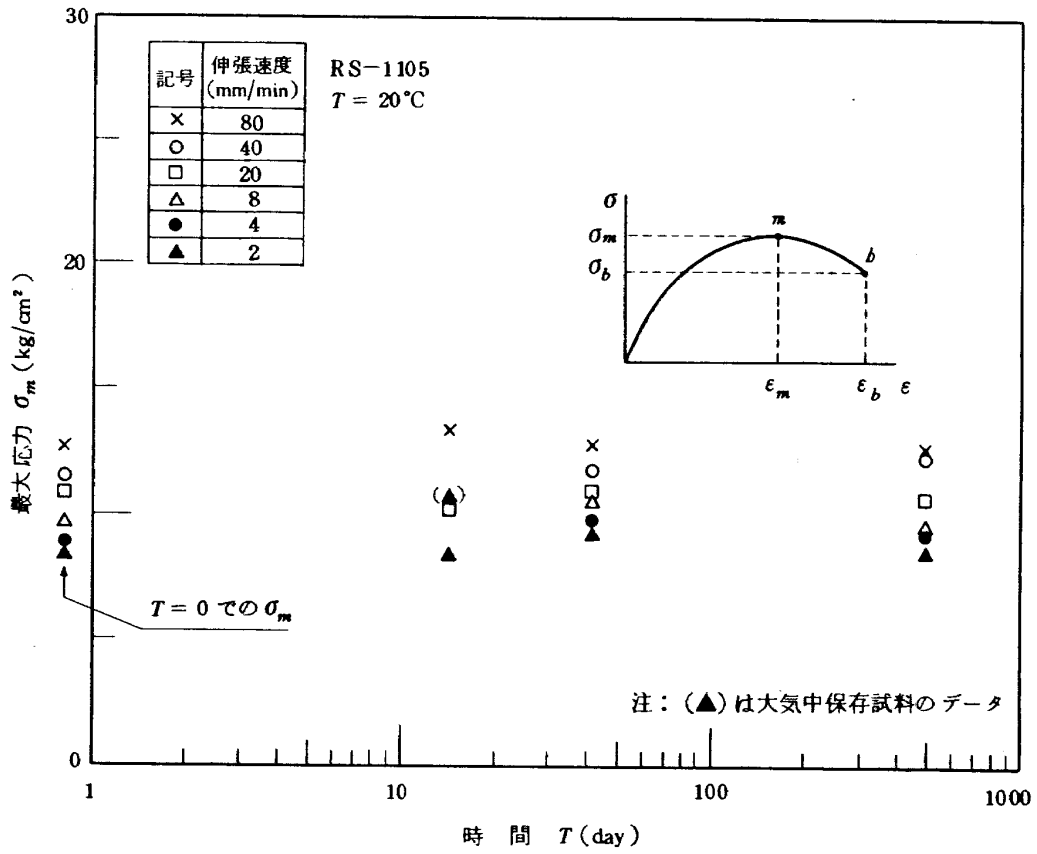


図 5 最大応力と真空保存時間との関係

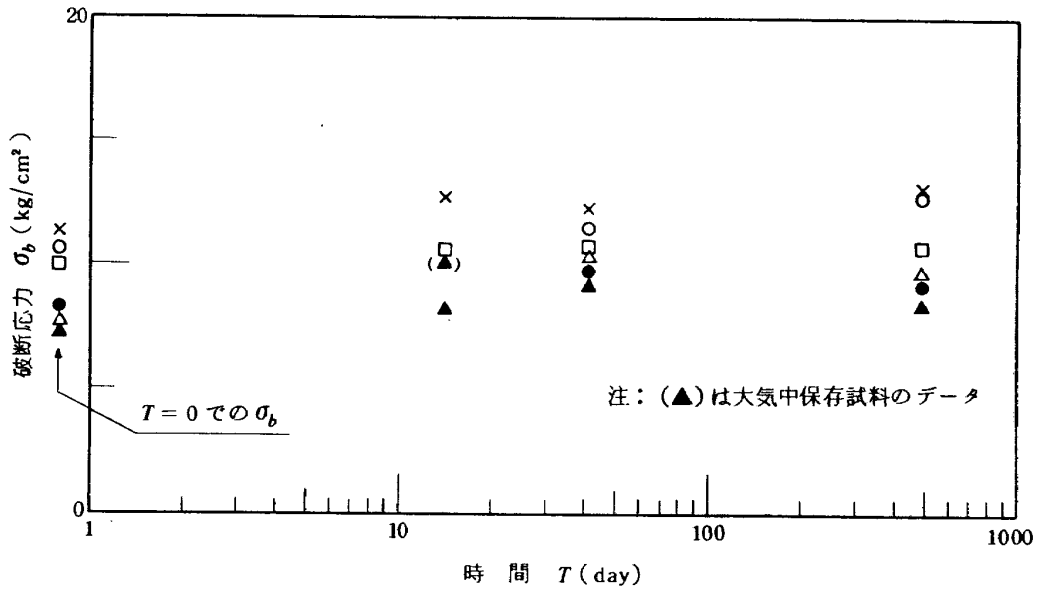


図 6 破断応力と真空保存時間との関係

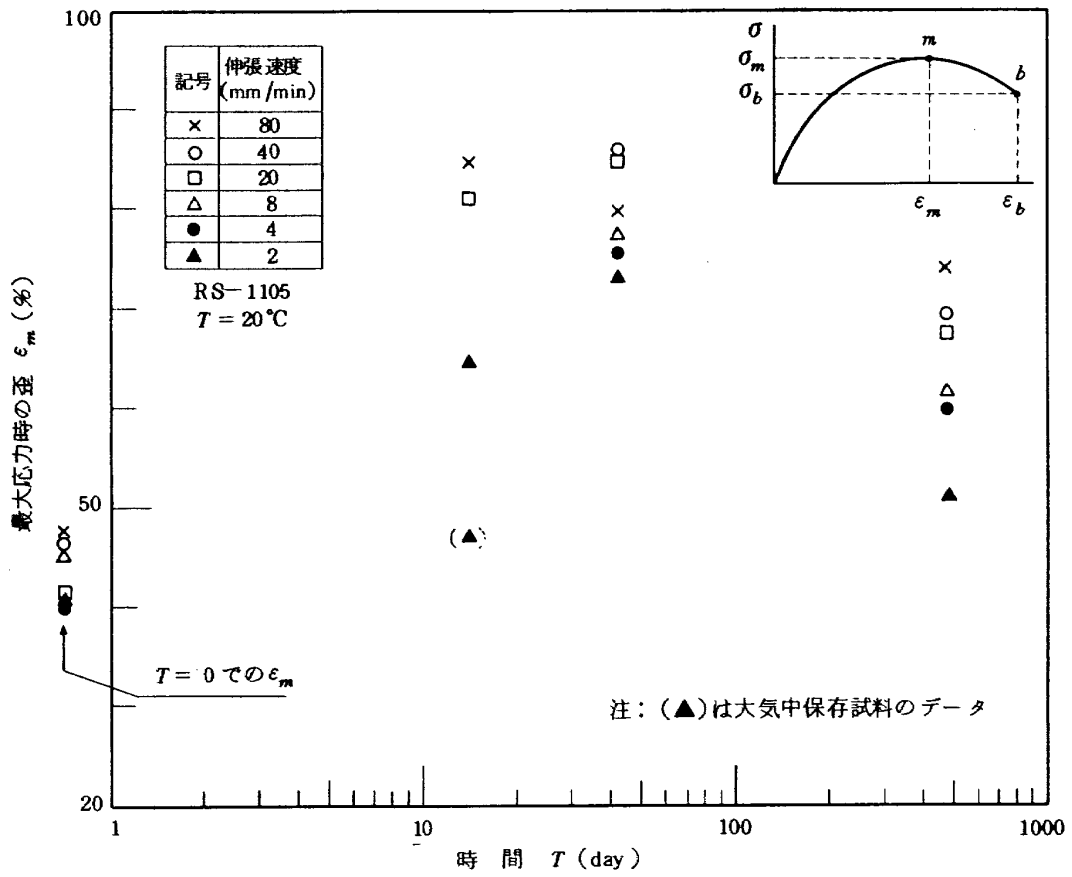


図7 最大応力時の歪と真空保存時間との関係

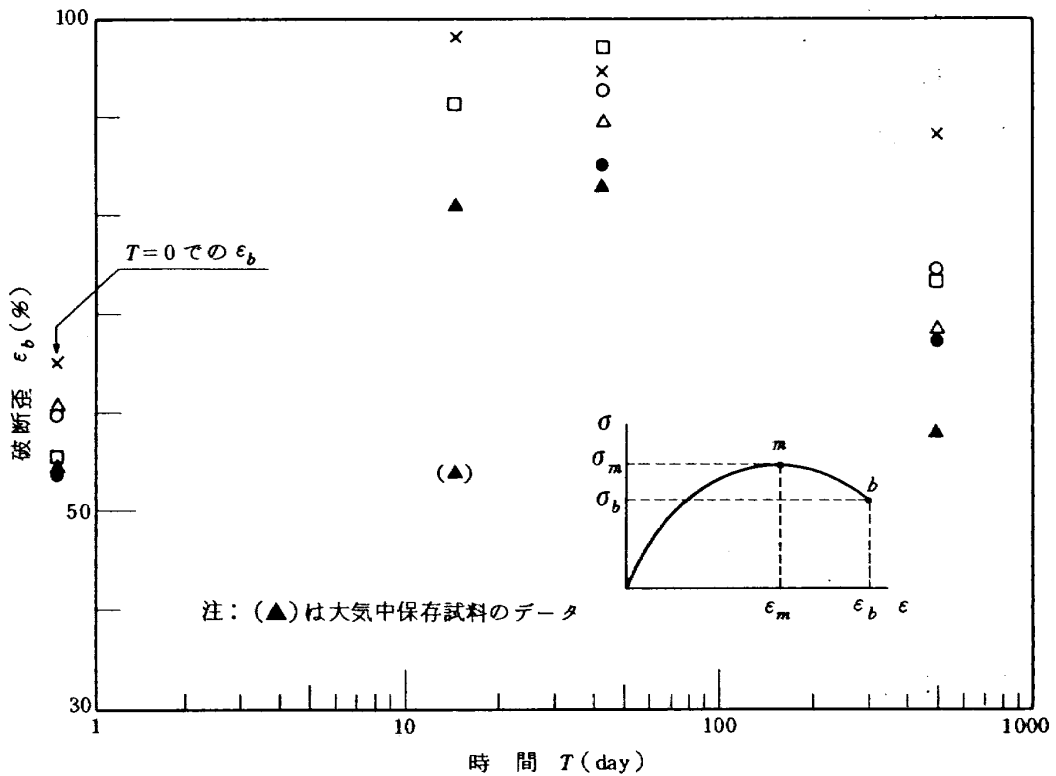


図8 破断歪と真空保存時間との関係

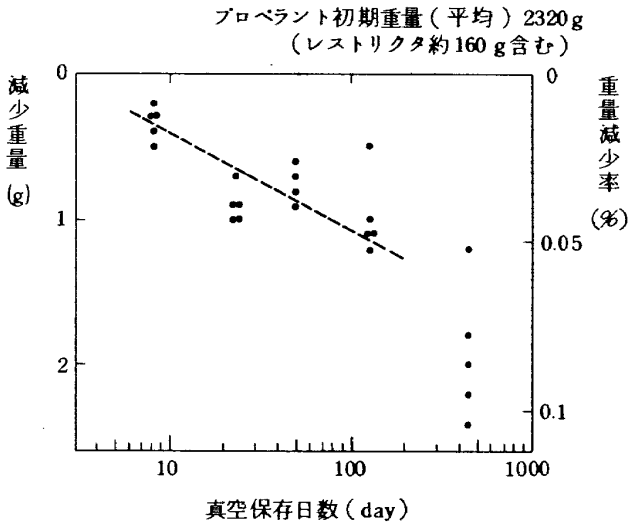


図 9 減少重量と真空保存日数との関係

空環境保存 1 ヶ月後に 0.05% 以下である。この減少量は、L. R. Greenwood<sup>8)</sup> の報告している値の約 1/3 であるが、二つの測定値の差異は、レストリクタの有無、プロペラント組成上の差異等によるものと思われる。

3.4 燃焼試験

上記の 100 S 型グレインを各真空保存日数の経過ごとに、スペース・チャンバから取り出し重量測定と調温を行った後に、500kg 標準テスト・スタンドで大気圧燃焼試験を行った。プロペラント燃焼表面積とノズルスロート面積の比である外部制約係数  $K_N$  として、140, 145, 150, 155, 160 を選び、各  $K_N$  毎に 1 回ずつ合計 5 回の燃焼試験を行った。その時の燃焼条件は、薬温 20°C、ノズルの開口比は約 3.5 である。燃焼試験に際しての測定項目は推力と燃焼室圧力であり、各出力を A-D 変換し 8 ビッ

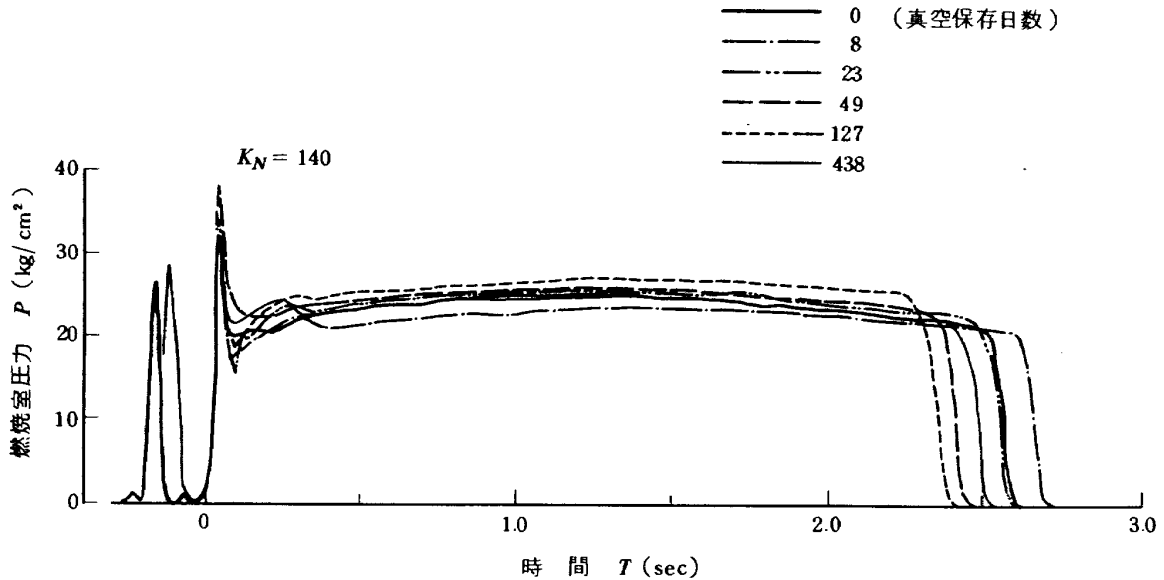


図 10 燃焼室圧力-時間曲線 ( $K_N = 140$ )

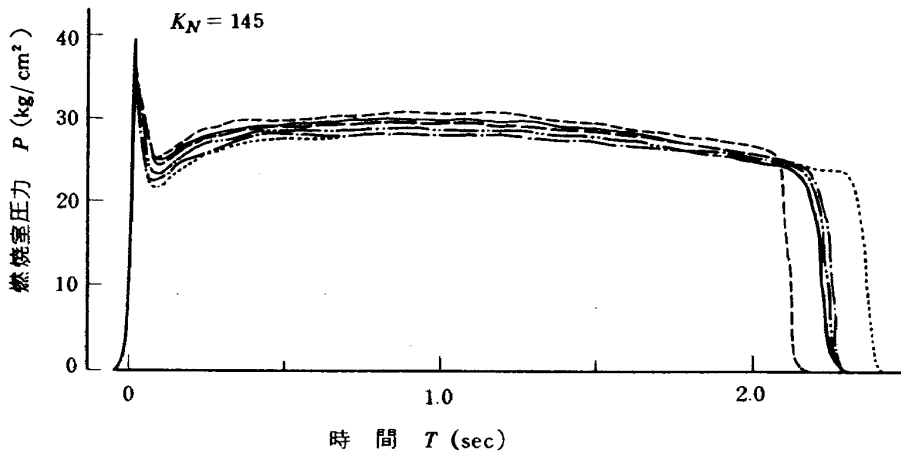


図 11 燃焼室圧力-時間曲線 ( $K_N = 145$ )

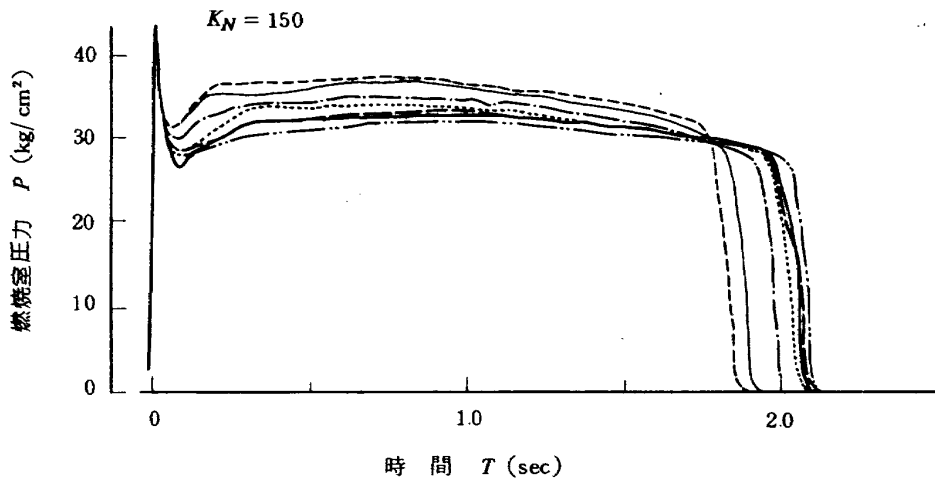


図 12 燃焼室圧力-時間曲線 ( $K_N = 150$ )

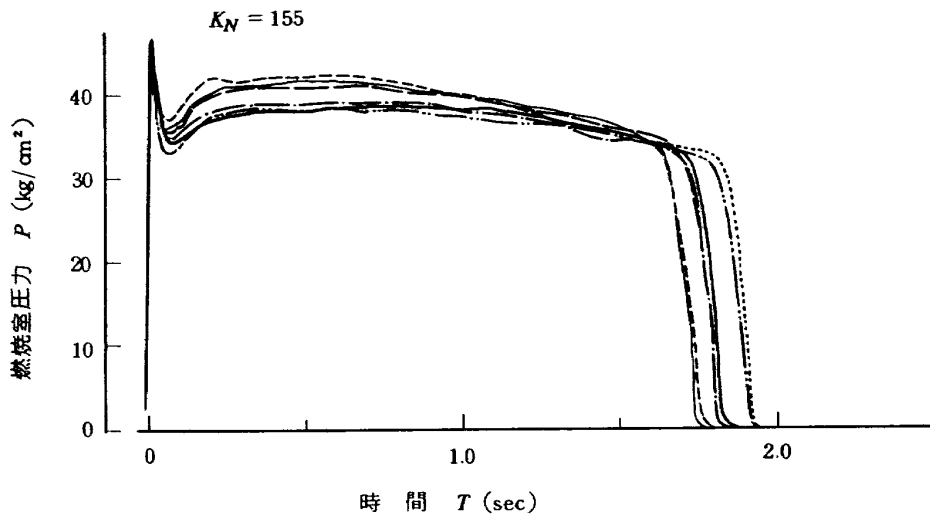


図 13 燃焼室圧力-時間曲線 ( $K_N = 155$ )

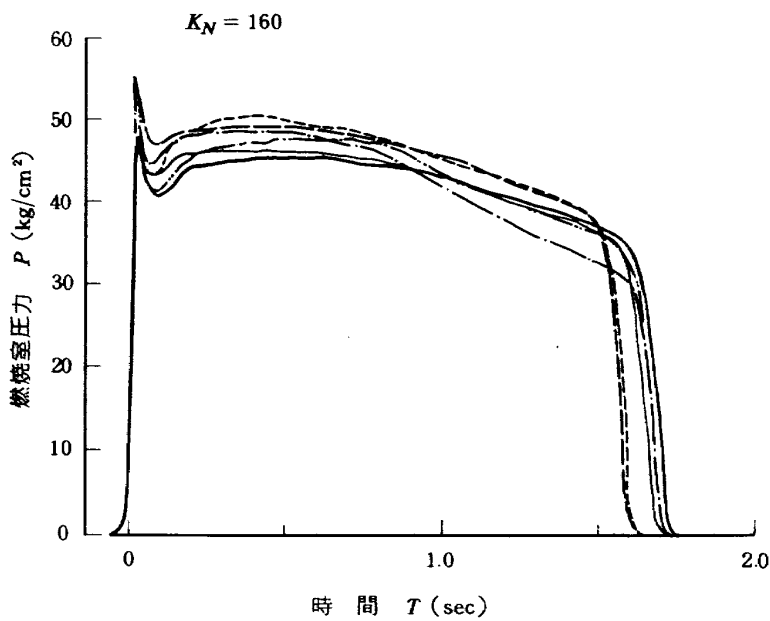


図 14 燃焼室圧力-時間曲線 ( $K_N = 160$ )



トのトランジェント・レコーダに記録し、小型電子計算機で処理して各種燃焼特性を求めた。計測総合誤差は1%以内と思われる。

図10, 11, 12, 13, 14に $K_N$ ごとにまとめた燃焼室圧力-時間曲線を示す。なお各図中、点線で示される曲線は約1年間大気中に保存したプロペラントの燃焼室圧力-時間曲線である。

図15に、有効燃焼圧力 $P_E$ に対する燃焼速度 $R$ の関係を示す。このRS-1105プロペラント自体は、従来の試験において、条件を同一に設定した場合にも燃焼速度にかなりのばらつきが現れたこともあるので、必ずしも明確ではないが、真空保存日数の増加にともなって燃焼速度がやや増大している傾向が見られる。この傾向については文献1)のデータとほぼ同様である。

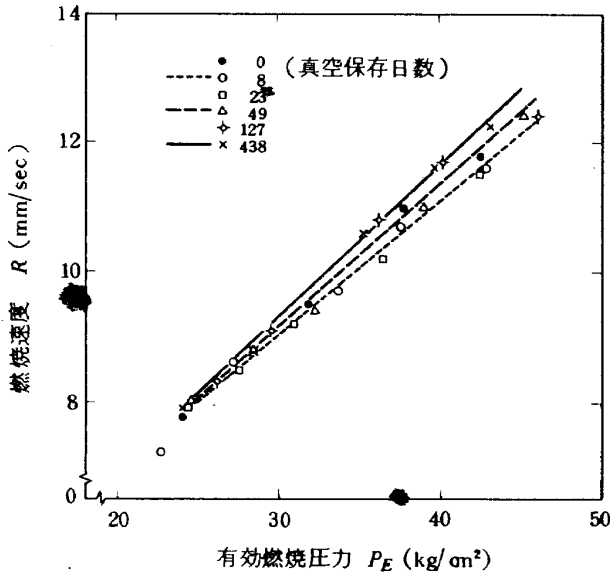


図15 燃焼速度と有効燃焼圧力との関係

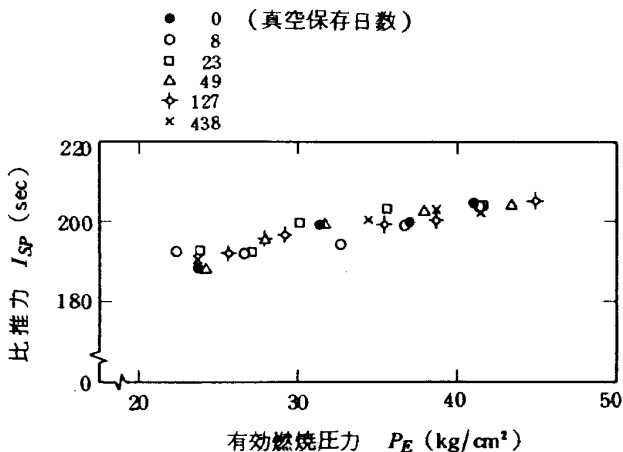


図16 比推力と有効燃焼圧力との関係

図16に有効燃焼室圧力 $P_E$ に対する比推力 $I_{SP}$ の変化を示す。もともとRS-1105プロペラントの持っていた燃焼特性のばらつきと、真空環境保存による燃焼速度の変動が重り合っている。プロペラント組成変化の比推力への影響は僅かな重量減少率からも分るよう無視できる程度であると思われる。

以上に記した燃焼試験の結果から、RS-1105プロペラントは、燃焼特性上1年間の真空環境下での貯蔵に十分耐えられることが明らかになった。

#### 4. 結 論

TMC固体ロケット・モータ用RS-1105プロペラントは、スペース・チャンバを用いての1年余にわたる真空環境試験の結果、強度および、燃焼特性上、少なくとも1年間の真空貯蔵に十分耐えることが確認された。

#### 参 考 文 献

- 1) 長友信人；真空環境が固体推進剤の燃焼速度におよぼす効果，工業火薬協会誌，Vol.30, No.3, p6~12, (1969)
- 2) L.A. Greenwood；(Ph. D Thesis) (1967)
- 3) DAS検討グループ；超低高度人工衛星DASの初期解析，航空宇宙技術研究所報告，NAL-TR-537 (1978年7月)
- 4) 五代富文，清水盛生，伊藤克弥，西村久男，種村利春，藤原勉；推力中断型固体ロケット用プロペラントの組成と圧力指数の関係，航空宇宙技術研究所報告，NAL-TR-316(1973年4月)
- 5) 五代富文，藤原勉，清水盛生，種村利春，伊藤克弥；推力中断型固体ロケット用プロペラント組成と急速減圧燃焼中断性との関係，航空宇宙技術研究所報告，NAL-TR-461 (1976年7月)
- 6) 五代富文，清水盛生，伊藤克弥，西村久男，種村利春，藤原勉；推力中断型固体ロケット用プロペラントの消火圧力，航空宇宙技術研究所報告，NAL-TR-341 (1973年10月)
- 7) 五代富文，清水昭紀，岡部祐二郎，伊藤克弥，西村久男；固体ロケットの比推力測定の標準化，航空宇宙技術研究所資料，NAL-TM-203 (1971年6月)

---

## 航空宇宙技術研究所資料414号

昭和55年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊎182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---

