

## 推力大きさを制御可能な固体ロケット用推進剤の燃焼特性

五代 富文\*, 清水 盛生\*, 伊藤 克弥\*  
 額村 利春\*, 藤原 勉\*

流体噴射による推力大きさを制御可能な固体ロケットの制御性と推進剤の燃焼特性の関係を明らかにし、それら特性を実現するための推進剤組成についての研究を行った。比推力と噴射流体の種類・流量の関係、圧力指数と組成の関係、圧力指数に対する推進剤グレインの寸法効果、および、急速減圧による燃焼中断性と低圧燃焼限界の組成等による変化を調べた。そして、これらの研究によって開発された推進剤を用いたロケットの実験によって、推力大きさを制御の特性が明らかになった。

### 1. 序 論

一般の固体ロケットが持っている特長を出来る限り生かして、それに、任意に推力中断・再着火を行うという推力大きさを制御 (Thrust Magnitude Control, 略称TMC) の能力を付加することができれば、固体ロケットの用途を格段にひろげることができる。

TMC固体ロケットの用途および特徴としては、人工衛星打上げ用ロケットの上段固体ロケットの代りに用いた場合には、衛星の速度誤差を減らし軌道の高精度化をはかりうることと、打上げロケット上段の2段を一つのTMC固体ロケットでとって代えて、段数を減らすことにより打上げロケット全体の信頼性を向上させること等である<sup>1)</sup>。

固体ロケットの推力中断の方法としては、(Ⅰ)燃焼室の鏡板に排気孔をあけて燃焼ガスをノズルと排気孔の両方から噴出し、前後方向の推力をほぼ平衡させる方法、(Ⅱ)燃焼中にノズルを切離して、ノズル部を大きく開放することによって燃焼を中断させる方法、(Ⅲ)水等を燃焼室内に散布して燃焼を中断させる方法、(Ⅳ)ノズル・スロート面積を機械的に変化させることにより燃焼室圧力を変える方法、(Ⅴ)流体を燃焼室内に噴射してその流量変化によって燃焼室圧力を変えさせる方法、等が研究・開発されている。なお、後二者の場合には、推進剤の不安定燃焼限界以下にまで燃焼室圧力を降下させることによって燃焼中断が可能となる。

この論文に述べるTMC固体ロケットは、図1に示すように流体噴射方式の一つであるが、固定ノズル型

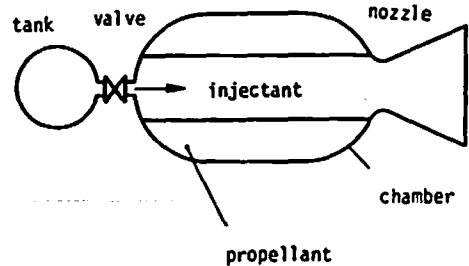


Fig. 1 Fluid-controlled solid rocket motor

式で噴射流体として、過酸化水素分解ガスを用いており、従来ほとんど研究が行われていないものである。この方式の特長としては、長期間にわたって複数回の推力中断・再着火が可能であること、固定ノズルを用いるため特別な耐熱材料・構造を用いる必要がないこと、過酸化水素が酸化剤であるためTMC固体ロケットの比推力が、推進剤そのものの比推力よりも向上すること等である。反面、TMC特性が固体推進剤の燃焼特性に強く依存するため、一般の固体ロケット用推進剤と燃焼特性が異なる新しい推進剤を開発する必要があり、また、大型化することが困難である点がこの方式の欠点である。

過酸化水素分解ガスの噴射時に推進剤が燃焼を持続し、その噴射を停止することによって燃焼が中断するために推進剤に要求される燃焼特性は、少量の過酸化水素分解ガスの噴射によって、燃焼室圧力を大きく変化させることができるように高い圧力指数を有すること、および、過酸化水素の供給を停止して燃焼室圧力が降下した時に推進剤が燃焼中断し易いことである。

TMC固体ロケット自体が新しいエンジンであり、

昭和56年4月2日 受理

\*航空宇宙技術研究所宇宙研究グループ  
 〒162 四木市大田寺町1880

その総合的な検討もまだ充分に行われておらず、特にTMCを行った場合の燃焼特性と推進剤組成との関係については、従来研究が殆んど行われていなかったため、新しく研究を行なう必要があった。

## 2. 流体噴射による燃焼室圧力の制御

流体噴射式TMC固体ロケットの平衡燃焼室圧力と推進剤の燃焼特性、および、噴射流体の種類と流量の関係を解析し実験との比較を行った<sup>9)</sup>。

固体推進剤の燃焼流量  $W_p$  に対する流体の噴射流量  $W_i$  の比、 $W_i/W_p$  と、噴射前後における平衡燃焼室圧力の比  $P'/P$  との間には、推進剤の燃焼速度に対する圧力指数を  $n$  とすると、次のような関係が成立する。

$$\frac{W_i}{W_p} = \frac{C^*}{C^{*'}} \left( \frac{P'}{P} \right)^n - \left( \frac{P'}{P} \right)^n$$

この場合、噴射流体と燃焼ガスとの化学反応によって、特性排気速度  $C^*$  が  $C^{*'}$  に変化したとしている。この関係によって、少量の流体噴射によって大きな圧力比を得るためには、推進剤の圧力指数として1に近い値が要求されること、特性排気速度が流体噴射によって増加するような推進剤と噴射流体との組合せが効果的であることが明らかである。2図にこの関係を示すが、流体として過酸化水素分解ガス、および、固体推進剤燃焼ガスを用いた実験では、理論と実験値はよい一致を示している。

一般の固体ロケットにおいては、高い圧力指数は不安定な燃焼室圧力変動をひきおこすことが考えられるが、TMC固体ロケットにおいては、流体噴射が行われることによって見かけ上の圧力指数が低下して、燃焼室圧力が安定化する。固体推進剤燃焼ガスを噴射流体として用いた実験によって、外部制約係数  $Kn$  と燃焼室圧力との関係式における圧力指数が推進剤自体のもつ高い値から流体噴射時には低下して、その結果、燃焼室圧力が流体噴射によって安定化されることが確認された。

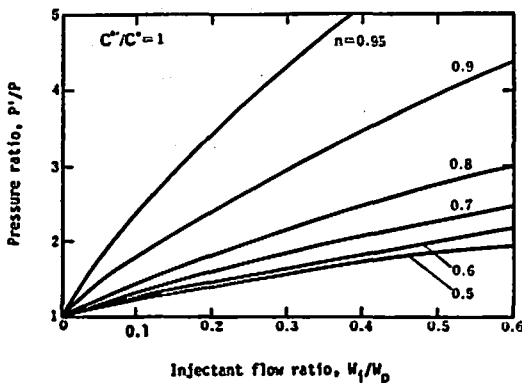
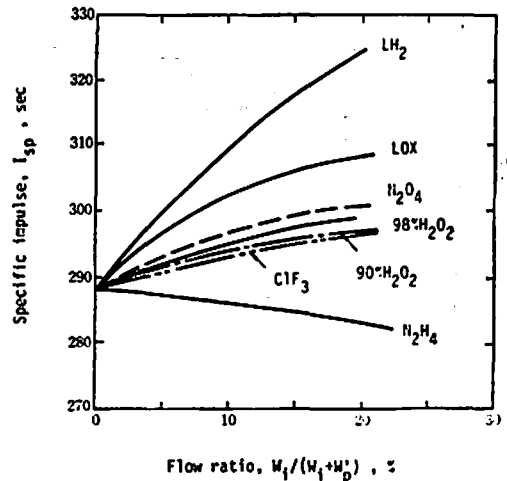


Fig. 2 Effect of injectant flow rate on chamber pressure



composition : 65% AP, 19% CTPB, 16% Al  
chamber pressure : 41 kg/cm<sup>2</sup>  
expansion ratio : 40  
shifting composition, optimum expansion  
Fig. 3 Effect of injectants on specific impulse

## 3. TMC固体ロケットの比推力

TMC固体ロケットは推力大きさ制御が可能であると同時に、それによって比推力が低下しないようにすることが必要である。

一般の固体ロケットの場合と異なって、TMC固体ロケットの比推力は推進剤組成と燃焼室圧力等のみで定まらず、それ以外に、図3に示すように噴射流体の種類と流量によっても変化する<sup>9)</sup>。このため、比推力への各種組成因子の影響と、比推力を高めるための最適組成の解析が重要である。4. で説明するように、TMC固体ロケットに用いる推進剤では、圧力指数を高めるために、酸化剤としての過塩素酸アンモニウム (AP) へ過塩素酸カリウム (PP) を配合し、また、比推力向上用に一般に用いられているアルミニウム (Al) の含有率が制限される。さらに、小粒酸化剤のみを用いているため、推進剤成形の問題から酸化剤に対する燃料比率を増大させることが必要となる。これら組成上の制約は、いずれも、比推力の低下をもたらすものである。しかし、解析の結果によって、これら組成上の不利にもかかわらず、TMC固体ロケットでは酸化剤である過酸化水素が噴射されて燃焼室内で推進剤燃焼ガスと混合・反応がおこるため、現用の一般固体推進剤と比べて比推力の低下が殆どないことが明らかにされている。そして、過酸化水素分解ガスを連続噴射した固体ロケットの燃焼実験によって、比推力の実験値は理論値の約94%であることが明らかになった。

## 4. 推進剤組成と圧力指数の関係

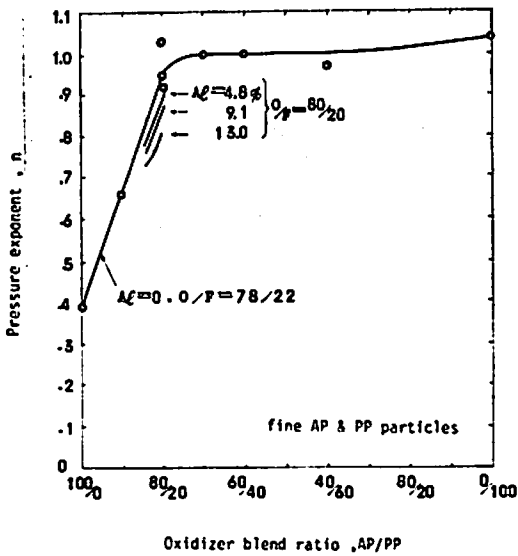


Fig. 4 Effect of PP content on pressure exponent

Table 1 Effect of oxidizer particle size distribution on pressure exponent

	AP particles	
	coarse	fine
PP particles coarse	0.78	0.68
PP particles medium	0.69	0.96
PP particles fine	0.61/0.57	0.90/0.97

fuel : CTPB O/F : 78/22  
AP/PP : 50/50 Al : 0

推進剤組成と圧力指数との関係についての実験結果と、燃焼機構からの考察を記す。

高圧力指数をもつ推進剤の組成についての研究が行われていないため、はじめに、ストランド試験によって広い組成範囲にわたっての推進剤組成と圧力指数との関係を求めた<sup>9)</sup>。その結果、酸化剤 AP に PP を 20% 程度配合すること、小粒と大粒酸化剤の組合せからなる 2 モード粒度分布の酸化剤の代りに、小粒のみからなる 1 モード粒度分布の酸化剤とすること、酸化剤に対する燃料の混合比率を減らすこと、燃料としてポリウレタン (PU) ではなくて CTPB を用いること、および、Al 含有率を制限すること、等が圧力指数向上に効果があることが明らかになった。そして、これらを組合せることによって、圧力指数が 1 近くの値をもつ推進剤を開発することができた。

特に、図 4 に示すように、AP に PP を一部配合すること、および、表 1 に示すように、酸化剤の粒度分布を 1 モード分布とすることによって圧力指数が高く

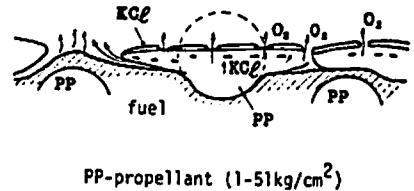
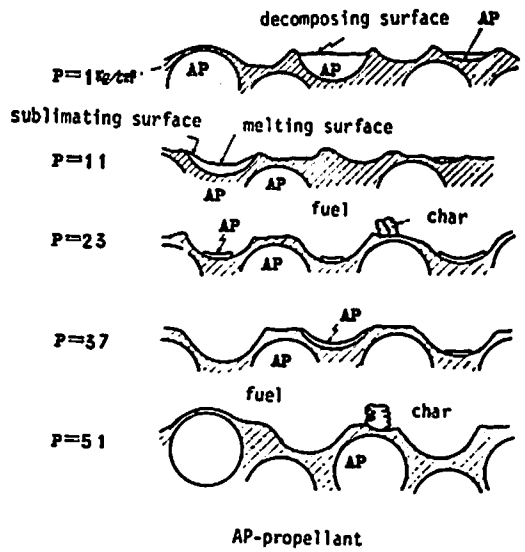


Fig. 5 Surface structure models of AP- and PP-propellants

なる現象は、全く新しく得られた知識であって、これら組成上の配慮は圧力指数向上にとって非常に効果的である。AP への PP の一部配合による効果については、燃焼速度の測定結果、酸化剤の熱分解挙動、および、図 5 に示すような推進剤の燃焼中断面の走査型電子顕微鏡による微視的観察から、AP 系推進剤の燃焼機構が AP に対して 20% 程度 PP を配合することによって、本質的に圧力指数の高い小粒 PP 系推進剤の燃焼機構に近づくためであることが明らかである<sup>9)</sup>。また、酸化剤が 2 モード粒度分布の推進剤において、1 モード粒度分布の推進剤に比べて圧力指数が低いことは、高圧領域においては大粒系の燃焼機構が支配的となって燃焼速度が比較的遅く、低圧領域においては小粒系の燃焼機構に近づいて比較的燃焼速度が速くなるという圧力による燃焼機構の移行のためであろう。

5. 推進剤グレイン寸法、形状の圧力指数への影響  
推進剤のグレイン寸法、形状によって圧力指数が変化するという実験結果を示し、それが推進剤が燃焼する際の熱損失によるものか、あるいは、燃焼効率によるものかについて検討を行った<sup>9)</sup>。

図 6 に示すように、ストランド試験において高い圧

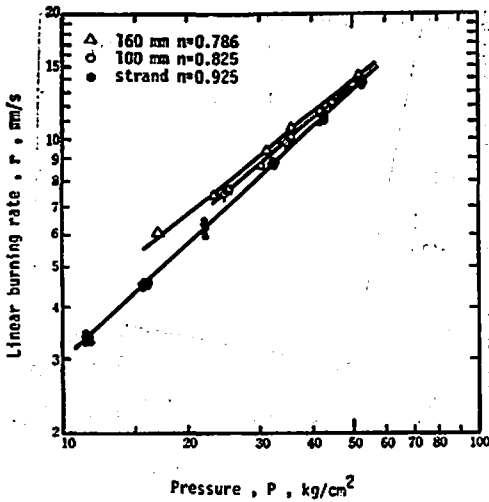


Fig. 6 Relationship between linear burning rate and pressure of RS-1105 propellant

力指数が得られた推進剤を用いてロケット・モータ試験を行った場合に圧力指数が低下すること、モータ試験において推進剤グレインが大きくなる程圧力指数が低下すること、および、グレイン形状によっても圧力指数が変化すること、が実験によって認められた。この圧力指数の変化については、まず、熱損失に伴っての火炎温度の低下が、特に低い圧力領域において著しいためであろうと推定されたが、この熱損失が主として熱伝導によるものであるならば、熱伝導率の著しく異なる各種の雰囲気において推進剤の燃焼速度が異なることが考えられる。そしてこの点に関しては、ストランド試験における雰囲気種類の燃焼速度への影響を実験的に調べた結果、窒素とヘリウムの雰囲気の違いによる燃焼速度の変化は無視できる程小さかった。次に熱損失が主に熱放射によるものであるかどうかを調べるために、燃焼速度に対する熱放射の影響を実験的に求めた。モータ燃焼試験において、燃焼室内壁ライナの有無によって高温あるいは低温の壁をつくり、熱放射の燃焼速度への影響を調べたが有意な差は見出されなかった。

以上のように、伝導あるいは放射による熱損失では圧力指数への寸法効果を説明することができないので、次いで、推進剤の燃焼効率の見地から圧力指数への寸法効果について検討を行った。図7の Scortia の実験結果によると、モータ内の燃焼ガスの滞留時間が10ms以下になると急激にモータの比推力が低下することが示されている。本研究の実験に用いた各種推進剤グレインについて滞留時間を計算すると、滞留時間は特性長さ  $L^*$  に比例するためグレイン寸法の大きい程滞留時間が長くなる。これを Scortia の実験結果と

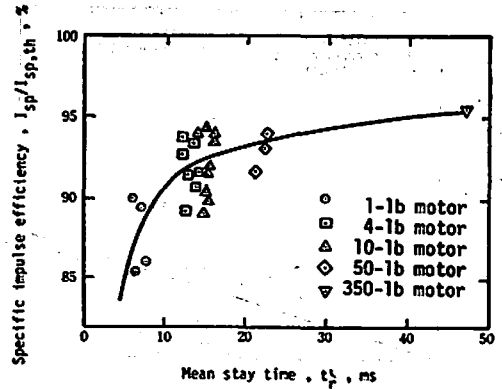


Fig. 7 Effect of stay time on specific impulse efficiency of aluminized PBAN propellant (Scortia®)

比較することによって、コンポジットおよびダブルベース系推進剤について圧力指数に対する寸法効果が存在し、また、ある大きさ以上のグレインでは圧力指数に対する寸法効果が漸減することが説明できる。Scortia のデータに限らず、固体ロケットの燃焼特性の測定値はロケット・モータ内での平均値であって、瞬時値は一般には得ることができない。本研究においては、滞留時間と特性排気速度とのより正確な関係を求めるために、滞留時間、燃焼速度、および、特性排気速度の準瞬時値をパルスX線間歇写真法という新しい実験手段を用いて測定した<sup>7)</sup>。燃焼中の固体ロケットの外部からパルスX線を間歇的に照射して、端面燃焼型式の推進剤の燃焼面位置を順次フィルム上に記録すれば、燃焼面位置の時間変化から各種の燃焼特性の準瞬時値が求められる。その結果、滞留時間および燃焼室圧力によって、燃焼効率の尺度と見なせる特性排気速度が変化することが示され、前述の圧力指数へのグレイン寸法効果についての考察の根拠となった Scortia の実験結果が確認された。

#### 6. 急速減圧による燃焼中断

TMC固体ロケットが流体噴射を停止し、その結果として燃焼室圧力が低下した時に燃焼が中断するためには、その時の燃焼条件が推進剤の燃焼不安定限界以下になければならない。2種の燃焼不安定限界、すなわち、燃焼室圧力の減少率が限界値を越えることによって燃焼が中断する  $dp/dt$  燃焼中断、および、準定常的に圧力を低下させて低圧燃焼限界以下に達した時に燃焼が中断する  $P_{at}$  燃焼中断について、それぞれ実験を行い、その結果について考察を行う。

急速減圧燃焼中断 ( $dp/dt$  燃焼中断) は燃焼室圧力が急速に降下することによって燃焼火炎の厚さが増大し火炎帯から固相への熱流束が短時間の内に減少し、

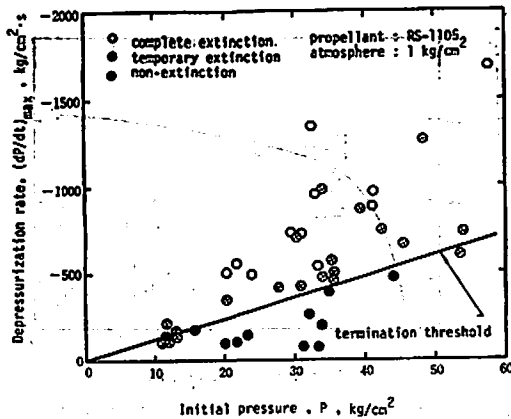


Fig. 8 Combustion termination by rapid depressurization

一方、固相燃焼は緩和時間が長いので燃焼表面から推進剤内部への熱流束は定常高圧燃焼中と同程度であるため、その非平衡によって起こる現象と考えられる。

直径 30mm の端面燃焼型の推進剤試験片を用いて実験を行い、急速減圧中における圧力と火炎明るさの時間変化、および、燃焼中断の状況を調べた<sup>9)</sup>。その結果、Ciepluch 等が示した如く、圧力減少率がある限界値を越えると燃焼が中断されること、図 8 に示すように燃焼中断をおこす圧力減少率の限界値  $(dp/dt)_{er}$  は減圧直前の燃焼室圧力に比例すること、従って、燃焼中断限界線の勾配が燃焼中断性の尺度となることを確認した。この際、圧力降下曲線を指数関数近似してデータ処理を行なうことによって、従来の方法よりも正確に  $(dp/dt)_{er}$  を求めることができた。圧力減少率が  $(dp/dt)_{er}$  の値に近く辛うじて燃焼が中断した場合と、圧力減少率が  $(dp/dt)_{er}$  に比べて十分に大きく急速減圧によって燃焼が中断した場合とを、燃焼中断面の微視的観察と火炎明るさの変化から比較すると、緩やかに減圧して燃焼が中断した場合は減圧中も火炎は持続して、その間、酸化剤 AP の熱分解が進行することが認められた。

また、 $dp/dt$  燃焼中断性と推進剤組成との関係調べた結果、図 9 に示すように AP へ約 20% PP を配合することによって燃焼中断性が約 10 倍容易になることが明らかになった。この現象は 4. 記載の圧力指数への PP 配合効果と同じく、AP に PP を配合することにより、AP 系推進剤の燃焼表面構造から、本質的に燃焼中断し易い小粒 PP 系推進剤の燃焼表面構造に移行したためと考えられる。AP 系推進剤において、AP の粒度を微粒から大粒まで変化させても  $dp/dt$  燃焼中断性に何らの影響も与えないのに反して、PP 系推進剤においては、PP の粒度が小粒の場合には非常に燃

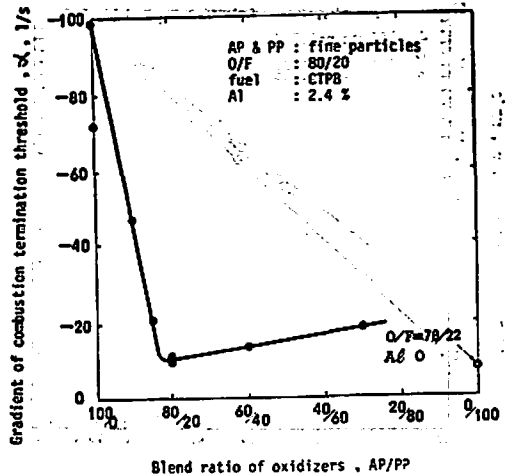


Fig. 9 Effect of PP content on combustion termination by rapid depressurization

焼中断し易く、一方、大粒の場合にはその約 100 倍も燃焼中断しにくいことが認められた。さらに、添加アルミニウムの含有率の増加につれて若干燃焼が中断しにくくなること、酸化剤に対して燃料成分を増すことにより著しく燃焼中断し易くなること、および、燃料として CTPB の代わりに PU を用いることによって若干燃焼中断し易くなること明らかになった。これらの実験的研究によって、一般の固体推進剤と比較して、数 10 ないし 100 倍程度燃焼中断し易い推進剤組成を見出すことができた。

#### 7. 低圧燃焼限界にもとづく $P_{ai}$ 燃焼中断

$dp/dt$  燃焼中断が動的的特性値であるのに比べて  $P_{ai}$  は静的であって、定常燃焼が持続しなくなる限界条件で定まるものである。定常燃焼では固体推進剤の成分である酸化剤と燃料の気相分解生成物の拡散、発熱反応によって生じた火炎からフィードバックされる熱によって表面の酸化剤・燃料の分解が行なわれるが低圧においては火炎帯の位置は表面より遠ざかり、火炎からの熱伝達は減少し、酸化剤、燃料の熱分解は遅くなる等、これらの現象は全て緩慢になる。より低圧となって消火直前の状態においては、熱の収支は限界に近い状態に至っているので、高圧燃焼ではそれ程重要でない因子も影響して、消火を早めたり遅くしたりすることになる。

TMC 固体ロケットの燃焼中断に  $P_{ai}$  を直接適用するためには、 $P_{ai}$  の値としては少なくとも数  $kg/cm^2$  以上でなければならないが、このような高い  $P_{ai}$  をもつ推進剤組成を見出すことができるか否かについて実験を行った<sup>9)</sup>。実験においては  $P_{ai}$  を測定すると共に、減圧燃焼の時の巨視的および微視的観察も行った。推進

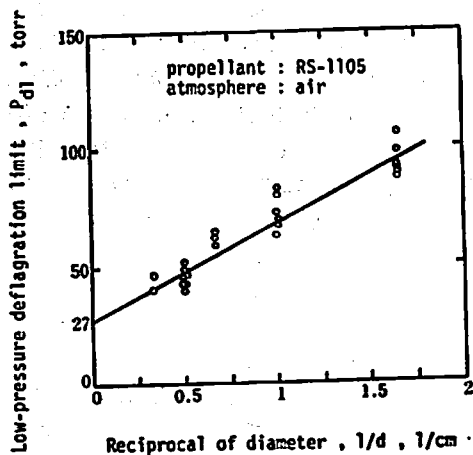


Fig. 10 Relationship between low-pressure deflagration limit and specimen diameter

Table 2 Effect of composition variables on low-pressure deflagration limit

propellant designation	composition	Pdl, torr
RS-313	AP/PP=84/16, O/F=80/20, CTPB Al=13.0%, fine AP and PP	42
-313A	Al=0%	35
-313B	AP/PP=100/0	21
-313C	AP/PP=100/0, Al=0%	19
-313D	coarse AP	22
-313E	PU, O/F=70/30	38
-313F	O/F=78/22	47

剤組成以外に  $P_{a1}$  に影響を及ぼす因子として、図10に示す試験片直径の  $P_{a1}$  への影響の他、雰囲気、および推進剤初期温度の  $P_{a1}$  への影響を実験的に求め、また低圧において燃焼が中断する際の熱損失としては、雰囲気としての窒素とヘリウムの差の  $P_{a1}$  への影響および  $P_{a1}$  の試験片直径の影響の実験結果から、熱伝導および熱放射のいずれもが作用していることが推論される。

推進剤組成と  $P_{a1}$  との関係についての実験によると、APへのPPの配合、燃料の種類、APの粒度、添加アルミニウムの含有率等、組成を基準推進剤から変化させた場合においても、表2に示すように  $P_{a1}$  の値は若干の差はあるものの、約  $10^{0.1}$  程度であって、少くとも数  $\text{kg}/\text{cm}^2$  以上の  $P_{a1}$  をもつ推進剤組成は、実験の範囲内において見出すことができなかった。従って、現在のTMC固体ロケットにおいて完全な燃焼中

断を得るためには、環境圧力が  $P_{a1}$  以下であるような状態、すなわち、ほぼ真空に近い状態下で行なうことが必要となる。

#### 8. TMC固体ロケットの燃焼中断

推進剤直径 100φ、重量 2 kg の内面燃焼方式TMCモータの燃焼実験によると図11に示すように燃焼室圧力・時間曲線によって、TMC固体ロケットの作動は二つに分類される。ノズル・スロート径の小さい、すなわち、 $K_n$  の大きい場合には、

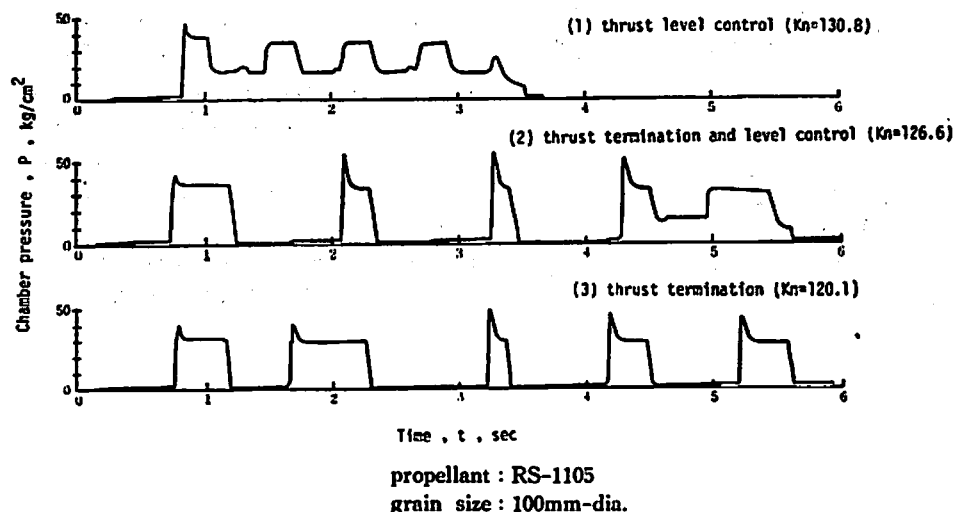


Fig. 11 Pressure-time history of 100-mm-diameter fluid-controlled solid rocket motors

燃焼中に過酸化水素分解ガスの供給を停止しても燃焼は中断せず、従って、過酸化水素分解ガスの噴射時間中のみ燃焼室圧力が高くなるという二段圧力型  $p \sim t$  曲線をなす。ノズル・スロート径を大きく、すなわち、 $K_n$  を小さくした場合には、過酸化水素分解ガスの噴射停止と共に燃焼が停止して、 $p \sim t$  曲線は燃焼中断型となる。二段圧力型の場合には、燃焼初期から末期に至るまで、すなわち、その間に燃焼室内の空洞容積が変化しても、TMCをくり返した時の  $p \sim t$  曲線は殆ど同一の形状を示す。燃焼中断型においては、燃焼初期から末期に近くなる程中断時の  $p \sim t$  曲線の圧力降下の程度が緩やかになる。TMC時の圧力降下開始直後の圧力減少率  $(dp/dt)_{max}$  を、 $dp/dt$  燃焼中断の実験の場合と同じ方法でデータ解析を行なうと、圧力減少率の限界値  $(dp/dt)_{cr}$  以上では燃焼が中断し、それ以下では燃焼が持続するという燃焼中断限界線が求められた。その勾配は図8に示した直径30mmの推進

剤試験片の  $dp/dt$  燃焼中断限界線の勾配よりも約30%大きい。この勾配値の差は、内面燃焼型式のTMC固体ロケットにおいては浸食燃焼効果があるため燃焼の場合よりも燃焼が中断しにくいと考えられ、本質的にはTMC固体ロケットの燃焼中断は、 $dp/dt$  燃焼中断機構によるものと推定される。また、この機構によって燃焼が一応中断した後での自発再着火を防ぎ常に完全な燃焼中断を得るためには、TMC固体ロケットが作動する際の環境圧力が推進剤の  $P_{at}$  以下であることが必要であることも明らかになった。図12は直径300φの球型TMC固体ロケットであり、その大気圧環境下における燃焼実験の結果が図13であり、以上の研究によって得られた推進剤を用いたTMCモータの性能を示している。過酸化水素分解ガスの噴射停止、再噴射によって推力中断、再着火を繰返して予期した推力大きさ制御性が得られた。

#### 文 献

- 1) 五代富文, 日本航空宇宙学会誌, 1970, vol 18, No.199, 299
- 2) 五代富文, 湯沢克宜, 伊藤克弥, 西村久男, 航空宇宙技術研究所報告, TR-177, 1969
- 3) 五代富文, 西村久男, 毛呂明夫, 航空宇宙技術研究所資料, TM-251, 1973
- 4) 五代富文, 清水盛生, 伊藤克弥, 西村久男, 種村利春, 藤原 勉, 航空宇宙技術研究所報告, TR-316, 1973  
T. Godai and M. Shimizu, AIAA Paper 72-1135, 1972
- 5) 五代富文, 藤原 勉, 清水盛生, 種村利春, 伊藤克弥, 航空宇宙技術研究所報告, TR-461, 1976
- 6) 五代富文, 清水盛生, 伊藤克弥, 種村利春, 藤原 勉, 航空宇宙技術研究所報告, TR-537, 1978
- 7) 五代富文, 種村利春, 藤原勉, 清水盛生, 伊藤克弥, 航空宇宙技術研究所報告, TR-543, 1978
- 8) 五代富文, 清水盛生, 伊藤克弥, 西村久男, 種村利春, 藤原 勉, 航空宇宙技術研究所報告, TR-341, 1973
- 9) NARA, Solid Propellant Selection and Characterization, SP-8064, p.20, 1971

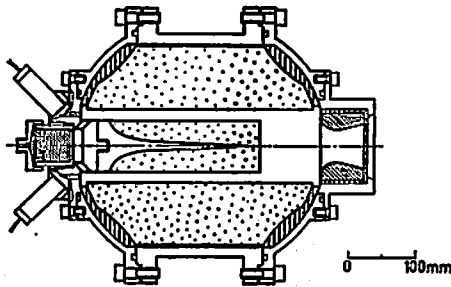


Fig. 12 300-mm-diameter spherical fluid-controlled solid rocket motor

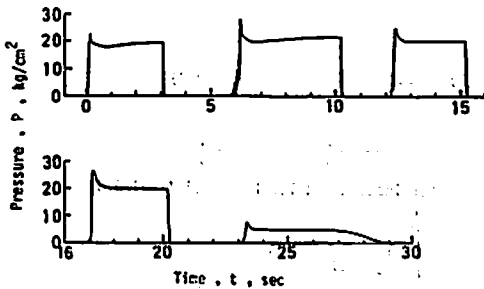


Fig. 13 Pressure-time history of 300-mm-dia. fluid-controlled solid rocket motor

## Combustion Characteristics of Controllable Solid Rocket Propellants

by Tomifumi GODAI\*, Morio SHIMIZU\*, Katsuya ITOH\*,  
Toshiharu TANEMURA\* and Tsutomu FUJIWARA\*

Thrust magnitude control characteristics of solid propellant rocket motor is investigated. An analysis indicates that the injection of secondary fluid into combustion chamber increases the chamber pressure and that high pressure exponent in burning rate rule and low critical depressurization rate for combustion termination are essential for the thrust termination capability.

Experimental investigations of the burning characteristics of propellants were conducted in order to find the optimum propellants for controllable solid rocket. These experiments were: investigation on the relationship between the pressure exponent and propellant composition; study of the effect of propellant grain size on pressure exponent; experiment on the relationship between the extinction characteristics by rapid depressurization and propellant composition; and study on the change in the low-pressure deflagration limit due to propellant composition variations and specimen size.

300-mm-diameter controllable solid rocket motors were successfully fired under the atmospheric condition for demonstrating the stop-restart capability.

(\*National Aerospace Laboratory 1880, Jindaiji, Chofu, Tokyo)

### ニュース

#### 事故情報—NG 捏和中の事故

アメリカ、アラバマ州ベッセマー、ハーキュレス社工場捏和工室にて、1979年10月31日、午後7時5分、当日の天候別段の異状なし。ターレイのミキサーを用い捏和作業中、約750ポンドのNGと1400ポンドの膠質ダイナマイトが爆発。金属性異物が捏和槽中に混入したための事故と推定された。

被害…死者1、重傷者なく、軽傷者7、工室・2

面式土塁・1面式土塁壊滅、260フィートの所にある無防護の電池室全壊、350フィートの所にある無防護の部品倉庫重損、300ポンドのミキサーシャフト、550フィート、ミキサーシャフトの破片(10ポンド)550フィート各飛散。1400フィート離れた工場事務所の窓ガラス破損。

出典：国際火薬類事故情報交換会報告 IMF  
No.786 (田中俊二)