

UDC 629.76.062.3. :
536.46 : 678.7

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-177

固体ロケット・モータの推力大きさ制御の研究

— 特性と小型モータによる実験 —

五代 富文・湯沢 克宜

伊藤 克弥・西村 久男

1969年7月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-155 遷音速における Control-Surface Buzz に関する研究
An Investigation on Control-Surface Buzz at Transonic Speeds 1968年5月 中村泰治
- TR-156 二次元湾曲ジェットの相似構造と乱流混合におよぼす曲率の研究
Effects of Curvature on the Similar Structure and Turbulent Mixing of Two-dimensional Curved Jets 1968年5月 遠藤 浩
- TR-157 電子線密度測定法による低密度極超音速流の実験的研究
Experimental Study of Low Density Hypersonic Flow Using Electron-Beam Densitometry 1968年6月 和田 勇, 曾我国男
- TR-158 局所凸線形位相空間内の非線形初期値問題に対する近似について
On Approximations for Nonlinear Cauchy Problems in Locally Convex Spaces 1968年6月 小島清史
- TR-159 T型結合板の振動
The Vibration of T-Shape Plates Structure 1968年7月 埜 武敏, 築地恒夫
越出慎一
- TR-160 梁, 板結合構造物の振動 (II)
On the Natural Vibration of Plate-Beam Combination Structures (II) 1968年8月 埜 武敏, 築地恒夫
多田保夫, 越出慎一
林 洋一, 日下和夫
- TR-161 宇宙飛しょう体の直接式最適誘導法
The Optimal Explicit Guidance Equation for Space Vehicle 1968年8月 新田慶治, 松島弘一
大坪孔治, 志南 徹
- TR-162 よどみ点領域での非定常空力加熱の測定
Measurements of Unsteady Aerodynamic Heating of Stagnation Region 1968年9月 野村茂昭
- TR-163 双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する考察
Investigation on the Stability and Control Characteristics of a Twin-propeller STOL Airplane 1968年9月 別府 護郎
- TR-164 熱伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外板の温度上昇とその電気抵抗アナログ回路
Investigation of the Streamwise Heat Condition Effect on the Transient Aerodynamic Heating of Thin-skinned Bodies by the Resistance Network Analog Method 1968年10月 小川 敏一
- TR-165 有限要素法による箱型梁の解析
Applications of the Finite Element Method to Box Beams 1968年11月 三本木茂夫
- TR-166 DPF バルブを用いたジンバルエンジン駆動用油制御系の基礎的解析
Fundamental Analyses of Gimbal-Engine Positioning Hydraulic Control System Made Use of DPF Servovalves 1968年11月 畑山茂樹, 興石 肇
- TR-167 アブレーションによるよどみ点空力加熱の減少の測定
Measurements of Heat Transfer Reduction by Ablation at Stagnation Region 1968年11月 野村茂昭
- TR-168 角度測定周波数測定併用のトラッキングシステムの計算処理に関する研究
On the Orbit Determination Procedures for the Doppler Frequency Measurement with Angular Measurement Tracking System 1968年11月 鳥海良三, 松本一夫
樋口一雄, 戸川隼人
木村武雄

固体ロケット・モータの推力大ききさ制御の研究

—特性と小型モータによる実験*—

五代 富文**・湯沢 克宜**

伊藤 克弥**・西村 久男**

Thrust Magnitude Control of Solid Rocket Motors

—Characteristic Analysis and Small Motor Tests—

By Tomifumi GODAI, Yoshinori YUZAWA,
Katsuya ITO and Hisao NISHIMURA

The thrust magnitude control of solid propellant rocket motor is investigated, analytically and experimentally, for demonstrating the feasibility of thrust magnitude and stop-restart control of solid rocket motor and for analyzing its steady-state characteristics. An analysis of experimental results indicates that the injection of combustion gas generated from the micro solid propellant gas generator into the primary solid rocket motor increases the chamber pressure; and, that high pressure exponent in burning rate rule and high deflagration pressure limit of propellant are essential for the thrust termination and restart capability. It also shows that the higher characteristic exhaust velocity of injectant compared with that of combustion gas of primary motor improves the thrust magnitude control capability. Comparison of the analytical results with experimental data available from firings of 2 and 4-inch diameter motors is good.

Two types of pressure-time traces are demonstrated, i.e. dual thrust and thrust termination types, by varying a propellant surface to throat area ratio and a flow rate ratio of injectant to combustion gas of primary motor.

1. ま え が き

人工衛星を打ち上げるためには、軌道精度によってその大ききは異なるが、一般に、打ち上げの際の速度誤差は十分に小さくしなければならない。飛しょう速度を制御するためには、燃焼中断、再着火など推力大ききさ制御が可能なロケット・モータが必要である。

推力大ききさ制御についてはこれまでに実用化されている固体ロケットの燃焼中断法は飛しょう安全に使用する程度のもので、精度が低く、衝撃が発生するなど、人工衛星を精密な軌道に打ち上げるには不適當である。それに比べて液体ロケットの制御性能ははるかにすぐれており、液体ロケットの優位点の一つとなっている。

しかし、軌道修正用のペリジー、あるいはアポジー・

モータのような上段ロケットでは、このような推力大ききさ制御のほかにロケット・モータの質量比を高め、小型で速度増加を大きくすることが要求される。さもないければ、ロケット全飛しょう体のグロス・ファクタ（ロケット全重量とペイロードとの比）が増大して、ロケット全体としての性能が低下して、ブースタ・ロケットを大型化しなければならず不利である。このため推力大ききさ制御が不可能なために精密な速度制御ができないにもかかわらず、小型でかつ質量比の点ですぐれた固体ロケットが、上段ロケットとして多く使用されている。これは現在小型でかつ高性能な液体ロケットが開発しにくいためである。また、ロケット飛しょう体として、段数の増加は信頼性を下げる。この問題を解決するためには、たとえば、低高度円軌道へのキック・モータと軌道修正用ペリジー・モータを別個のモータとせず、一つのモータとすることが、液体ロケットについては実用化されている。そのために

* 昭和44年6月6日受付

** ロケット部

は、精密な燃焼中断、再着火という一連の推力大きさ制御が必要である。現在までの固体ロケット・モータは一度着火されると、あらかじめ設定されたパターンに従って燃焼が進行するだけで、その途中で任意に燃焼中断、推力大きさ制御、再着火をおこなわせることが不可能である。

5,6年前から、アメリカにおいて研究されてきた固体ロケットの推力中断法として、各種の薬品、特に、水を燃焼室内へ噴射する方法がある¹⁻⁴⁾。これは燃焼がある時間に1回のみ中断させることは可能であるが、複数回の推力 ON・OFF 制御および推力レベルの制御については問題がある。このほか、ノズル・スロート部に二次流体を噴射して、スロート面積を流体力学的に減少させる方法も一部で考えられた⁵⁾。この 2,3 年固体ロケットの推力中断、再着火、推力レベル制御などの推力大きさ制御として試みられている方法に、ノズル・スロート部にピントルを出入させて、スロート面積を物理的に変化させる方法⁶⁾、酸化剤を主モータへ噴射し、その添加量を制御することによって行なう方法⁷⁾、ヒドラジンなどの一液性推進薬または、固体推進薬からの燃焼ガスを、主モータに噴射して、主モータの燃焼速度を制御する方法⁸⁻¹¹⁾が行なわれはじめた。

われわれは、固体ロケット・モータ型ガス発生器からの燃焼ガスの供給量を制御することによって、主固体ロケット・モータの推力大きさ制御をする系の定常性能を調べ、それを、小型ロケット・モータの燃焼実験によって確認し、また問題点を明らかにしたので、以下報告する。

2. 記 号

- A_b : プロペラントの燃焼面積
- A_t : ノズル・スロートの面積
- a : 燃焼速度式の定数
- c^* : 特性排気速度
- C_d : 流量係数 g/c^*
- C_f : ノズル推力係数
- F : 推力
- g : 重力加速度
- K_n : 外部制約係数 A_b/A_t
- L^* : モータの特性長さ
- n : プロペラントの圧力指数
- P : 圧力
- P_{dl} : 下限界圧力
- r : プロペラントの燃焼速度

\dot{W} : 流量

r : C_i^*/C^*

ζ : \dot{W}_i/\dot{W}_p

η : \dot{W}_i/\dot{W}_p'

ρ : プロペラントの比重量

添 字

c : 燃焼室

d : 排出

i : 噴射流体

p : プロペラント

' : 流体噴射時

3. 固体ロケットの推力大きさ制御の可能性と方法

固体ロケットの推力はほぼ燃焼室圧力に比例する。定常的な燃焼室圧力は、燃焼室内でプロペラントの燃焼によって発生するガス流量 \dot{W}_p と、ノズル・スロートを通して排出されるガス流量 \dot{W}_d との平衡状態で定まる。 \dot{W}_p は、燃焼面積、プロペラントの比重量、プロペラントの燃焼速度の積で表わされる。

$$\dot{W}_p = A_b \cdot \rho \cdot r \quad (1)$$

ここで、 r を次の実験式で表わす。

$$r = a \cdot P_c^n \quad (2)$$

この関係は、ある圧力範囲において実験値をよく表わすことが一般に知られている。したがって、(1) 式は

$$\dot{W}_p = A_b \cdot \rho \cdot a \cdot P_c^n \quad (3)$$

一方、ノズル・スロートから排出されるガス流量 \dot{W}_d は、燃焼室圧力、スロート面積に比例する。

$$\dot{W}_d = C_d \cdot P_c \cdot A_t \quad (4)$$

よって、定常状態においては、両流量が等しいことから、

$$P_c = \left(\frac{A_b}{A_t} \cdot \frac{\rho \cdot a}{C_d} \right)^{\frac{1}{1-n}} \propto K_n \frac{1}{1-n} \quad (5)$$

すなわち、燃焼室圧力は燃焼面積とノズル・スロート面積の比である外部制約係数 K_n によって定まる。 A_b または A_t のいずれか一方を任意に制御できれば、 P_c が変化して、推力大きさを制御できることになるので、前述のごとく、 A_t を変化させる各種の方法が考えられている。

図 1 に燃焼室圧力に対するガス発生流量と排出流量の関係を表わすと \dot{W}_p , \dot{W}_d は、それぞれ、曲線と直線で示される。ノズル・スロート面積が A_{t1} で、燃焼室内で発生するガス流量が \dot{W}_p の場合には平衡状態の燃焼室圧力 P_{c1} は、 $\dot{W}_p = \dot{W}_d(A_{t1})$ の交点で示され

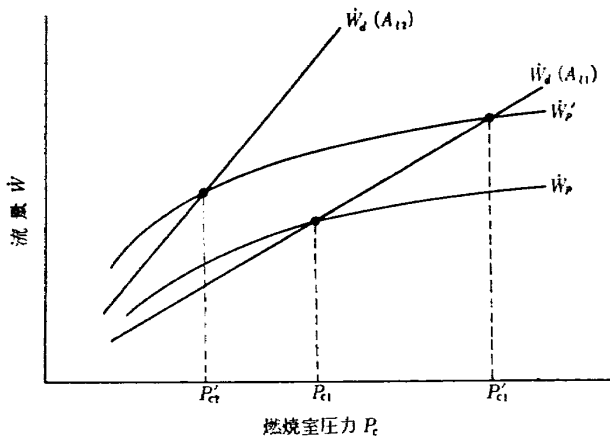


図1 固体ロケット・モータ内のガス発生流量 \dot{W}_p とノズルからの排出流量 \dot{W}_d の関係

る。つぎに、ノズル面積を大きくして、 A_{12} とした場合には常に、 $\dot{W}_p < \dot{W}_d(A_{12})$ となり、燃焼生成ガスが燃焼室内に滞留せず、ロケット・モータとして作動しない。

燃焼室内に何らかの方法によって、ガスを添加した場合を考えてみると、この結果プロペラントからの生成ガス流量が見かけ上、 \dot{W}_p から \dot{W}_p' に増加させることができれば、 A_{12} の状態では従来、ロケット・モータとして作動しなかったものが、燃焼室圧力 P'_{c2} において平衡に達して、 $\dot{W}_p' = \dot{W}_d(A_{12})$ となり、ロケット・モータとして作動することになる。このように燃焼室内への流体噴射量の制御によって、ロケット・モータの ON・OFF 制御の可能性が生じてくる。また、スロート面積が A_{11} の場合には、流体の添加量を 0 から \dot{W}_i に変化させることによって、ガス発生流量は、 \dot{W}_p から \dot{W}_p' に増加すれば、平衡圧力を P_{c1} から P'_{c1} へと変化させる。すなわち、推力大きさを制御させることも可能である。このように、燃焼室内への流体噴射によるロケット・モータとしては、ハイブリッド・ロケットがあるが、われわれが行なったものは、本質的に固体ロケットであるモータに対して、添加流体の噴射量を制御して、固体ロケット・モータの燃焼室圧力を変化させ、ひいては、推力大きさを制御するものであり、一種の流体増幅器とみなすことができる。

ハイブリッド・ロケットは、一般に固体燃料を充てんした燃焼室内へ、固体燃料消費率の 3~4 倍の液体酸化剤を噴射するので、構造的には液体ロケットに近く、その燃焼速度は熱伝達によって支配されるから 1 mm/sec 前後と低い。一方、流体添加による推力大きさ制御の固体ロケット・モータは、以下に記すごと

く、基本的には従来の固体ロケット・モータそのものに比較的小さなガス発生器と弁が付加されるだけののであり、小型で質量比の高いモータが開発される可能性がある。また、燃焼速度は一般の固体ロケット・モータの場合と同じ程度が実現できよう。

噴射流量を \dot{W}_i とすれば、噴射時における平衡状態は次式で示される。

$$\dot{W}_i + \dot{W}_p' = \dot{W}_i + A_b \cdot \rho \cdot a P_c'^n = C_d \cdot A_t \cdot P_c' \quad (6)$$

(6) 式を微分し、それを原式で除し、さらに、 $\eta = \dot{W}_i / \dot{W}_p'$ で整理すると次式が求められる。

$$\frac{dP_c'}{P_c'} = \frac{1}{1+\eta-n} \left[\eta \frac{d\dot{W}_i}{\dot{W}_i} + \frac{dA_b}{A_b} - (1+\eta) \frac{dA_t}{A_t} \right] \quad (7)$$

(7) 式によって、流体添加法による固体ロケットの推力大きさ制御の傾向を知ることができる。一般の固体ロケットの場合も、流体添加による推力大きさ制御の固体ロケットの場合においても、ガス発生流量と排出流量との関係において、プロペラントの圧力指数 n が 1 以上では実際上安定な平衡圧力は存在しえないから、 $n \leq 1$ が条件となる。一般の固体ロケット・モータの場合には、(7) 式において $\eta = 0$ であるから、 n が 1 に近い値をもつプロペラントを用いると、 A_b または A_t の微小変動に対しても、 P_c は大幅な変化をして、モータとして不適當である。その極限状態であるところの $n=1$ の場合について考えてみると、図 2 に示すごとく、 \dot{W}_p も直線で表わされる。そしてこの直線は、燃焼を持続しえない圧力である下限界圧力よ

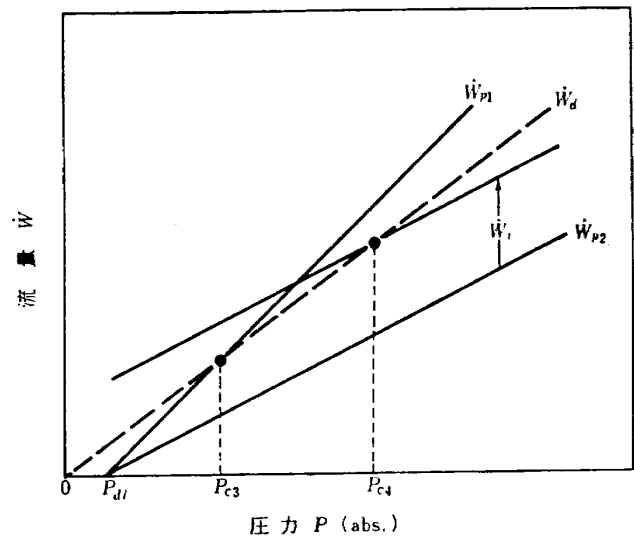


図2 圧力指数 $n=1$ の場合の固体ロケット・モータ内ガス発生流量とノズルからの排出流量との関係

りも高い圧力に対してのみ存在する。 \dot{W}_{p1} の場合のように \dot{W}_d と交点をもつように設計すると、その平衡圧力 P_{c3} は不安定である。したがって、 \dot{W}_{p2} のごとく、 \dot{W}_d と交点を持たぬようモータを設計する必要があるが、この場合、一般のロケット・モータでは平衡圧力は存在せずモータとして作動しえない。しかし、ここで流体を添加して、ガス発生流量を \dot{W}_{p2} から $(\dot{W}_{p2} + \dot{W}_i)$ へ増加させれば、 \dot{W}_d と $(\dot{W}_{p2} + \dot{W}_i)$ の交点である P_{c4} で安定平衡状態になり、推力の ON・OFF 制御が可能となる。

一般の固体ロケット・モータでは、 P_c と $K_n (= A_b/A_t)$ の関係は (5) 式で表わされるのに対して、流体添加による推力大きき制御系の場合には、見かけ上、 n が η 分だけ低下するとき傾向がある。これは実験の際に K_n は変化させるが、添加流量はほぼ一定とし、さらに添加流量は微小であるから、(7) 式において、 $d\dot{W}_i=0$, $\eta \ll 1$ において得られる次式によって説明できる。

$$\frac{dP_c'}{P_c'} = \frac{1}{1-(n-\eta)} \left[\frac{dA_b}{A_b} - \frac{dA_t}{A_t} \right] \quad (8)$$

流体添加の際に n が低下するという事は、後述するごとく実験によって確かめられている。

4. 定常性能の理論

添加流体を噴射しているときと、噴射していないときの、燃焼室圧力の比の定常解を求める。ただし、プロペラントの燃焼面積と、ノズル・スロート面積は一定とする。

- (i) 添加流体が噴射されていない場合 ($\dot{W}_i=0$)
質量保存則から

$$\dot{W}_p = A_b \cdot \rho \cdot r = \frac{g \cdot A_t \cdot P_c}{c^*} \quad (9)$$

燃焼速度式から

$$r = a \cdot P_c^n \quad (10)$$

- (ii) 添加流体が噴射されている場合 ($\dot{W}_i > 0$)
同様に

$$\dot{W}_i + \dot{W}_{p'} = \dot{W}_i + A_b \cdot \rho \cdot r' = \frac{g \cdot A_t \cdot P_c'}{C'^*} \quad (11)$$

$$r' = a \cdot P_c'^n \quad (12)$$

(10), (12) 式より

$$\frac{r'}{r} = \left(\frac{P_c'}{P_c} \right)^n \quad (13)$$

(9), (11) および (13) 式より

$$\zeta = \frac{\dot{W}_i}{\dot{W}_p} = \frac{C^*}{C'^*} \left(\frac{P_c'}{P_c} \right) - \left(\frac{P_c'}{P_c} \right)^n \quad (14)$$

ただし、添加流体の流量と、添加流体が噴射されて

いない時のプロペラント生成ガス流量との比を ζ とする。

ここで、添加流体と主モータ燃焼ガスとの化学反応が無視できる場合には、 C'^* は次式で表わせる。なお固体ロケット型ガス発生器を主固体ロケット・モータに組み合わせた場合には、この条件が成立しよう。

$$C'^* = C_i^* \frac{\dot{W}_i}{\dot{W}_i + \dot{W}_{p'}} + C^* \frac{\dot{W}_{p'}}{\dot{W}_i + \dot{W}_{p'}} \quad (15)$$

ここで、 $\gamma = C_i^*/C^*$ とおいて、(14) 式を求めたと同じように取り扱うことにより次式を得る。

$$\zeta = \frac{1}{\gamma} \left[\left(\frac{P_c'}{P_c} \right) - \left(\frac{P_c'}{P_c} \right)^n \right] \quad (16)$$

流体添加が行なわれない時の平衡圧力 P_c が図 1 において $\dot{W}_d(A_{t2})$ の直線と \dot{W}_p の曲線が交点をもたぬように根本的に存在しない場合、あるいは、交点すなわち平衡圧力が存在しても、それがプロペラントの下限界圧力よりも低い実質的に存在しない場合には、燃焼は中断されるので P_c は実験的に求められないが、二段推力型内圧曲線の場合には、 P_c の値も得られ、この場合には (6) の定常性能式は実験によって確かめることができる。なお、ここで取り上げた下限界圧力と、図 2 で示した下限界圧力とでは、内容が異なるが、この点に関しては、第 6 項の討論で述べることにする。

図 3 は、(16) 式において、 $\gamma=1$ と仮定して、 n をパラメータとして、 P_c'/P_c と ζ の関係を表わしたものである。 n が大きく、1 に近づくにつれて、増幅率は著しく増加することがわかる。図 4 は、 $n=0.8$ の場合に、 γ の影響を示したものである。

添加流体が噴射されているときと、されていないときの、推力比は従って次式で表わされる。

$$\frac{F'}{F} = \frac{C_f'}{C_f} \frac{P_c'}{P_c} \quad (17)$$

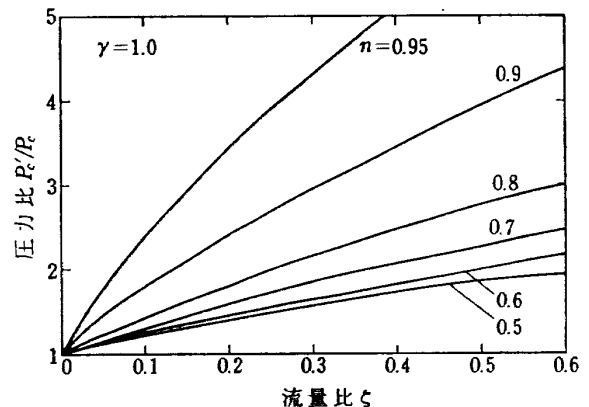


図 3 圧力指数 n をパラメータとした場合の添加流量比と圧力比との関係

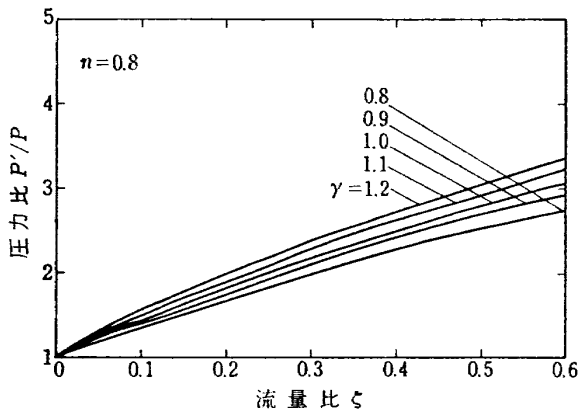


図 4 排気速度比 γ をパラメータとした場合の添加流量比と圧力比の関係

5. 実験結果

5.1 ストランド燃焼実験

前項で示したように、固体ロケット・モータの推力大きさ制御のために使用するプロペラントは、圧力指数 n が大きいものでなければならない。低圧における燃焼安定性と比推力の点で多少問題はあるが、開発済みのプロペラントの内から、日本油脂 K.K. の NOP-19 プロペラントを選び、本実験に使用した。これは注型可能なダブル・ベース系プロペラントであり、その成分を表 1 に示す。

表 1 NOP-19 プロペラントの組成

成分	含有率
ニトロ・セルローズ	53.5%
ニトロ・グリセリン	32.7
ジメチル・エチル・フタレイン	9.5
アルミニウム	1.1
過塩素酸アンモニウム	1.1
その他	2.1

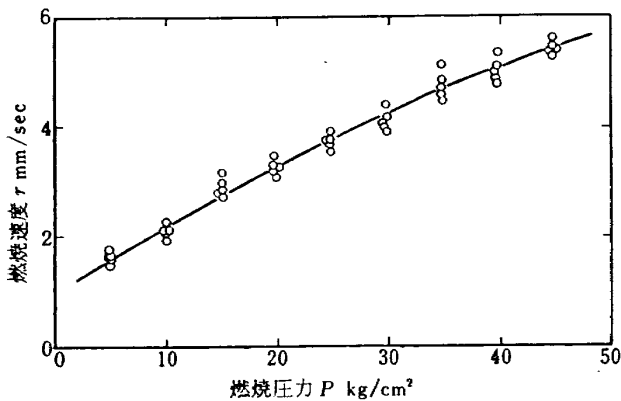


図 5 NOP-19 プロペラントの燃焼圧力と燃焼速度の関係

圧力と燃焼速度の関係を求めるためのストランド試験片は断面が 6mm 角、長さ 100mm の割箸状であり、周辺はレストリタ処理を行なっている。一端面から着火し、いわゆる端面燃焼を続けている際に、70mm のヒューズ間距離をプロペラントが燃焼する時間を機械式カウンタで測定して、燃焼速度を求める。環境温度を一定に保った高圧窒素ガス容器内におかれ、燃焼は一定圧力のもとで行なわれる。試験圧力は 5~45 kg/cm² の範囲で、一つの圧力につき 5 個のデータを得た。図 6 は実験結果を示す。

これらの測定点より最小二乗法によって (2) 式で表わされる実験式を求めた。

$$P = 0.29 \cdot P^{0.78} \tag{18}$$

上式で示されるごとく、ストランド試験によれば、NOP-19 プロペラントの圧力指数は、 $n=0.78$ である。

5.2 50φ および 100φ ロケット・モータの燃焼実験

ロケット・モータとしての NOP-19 プロペラントの燃焼性能を得るために、図 6 に示す重さ約 120gr

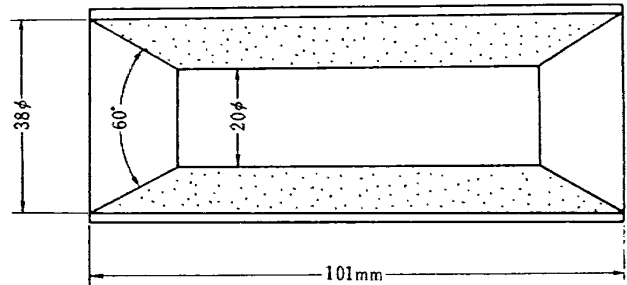


図 6 50φ プロペラントの形状

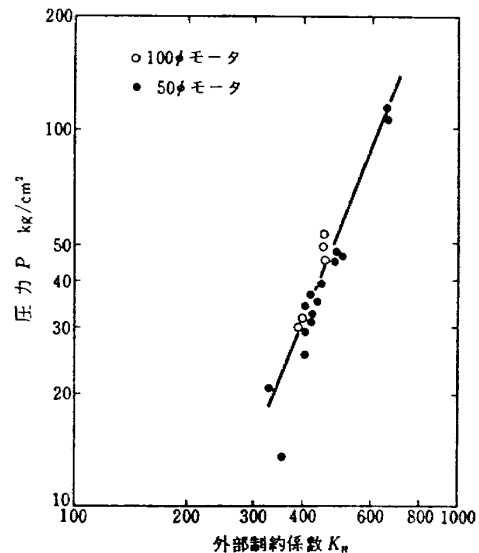


図 7 NOP-19 プロペラントを用いた 50φ および 100φ モータの $K_n - P$ の関係

の 50φ プロペラントを用い、ノズル・スロート径を変化させて大気中で燃焼実験を行なった。小塊のプロペラントのまわりに、ニクロム線を巻き電流を流し、炎を発生させることによって確実に着火させることができた。50φ プロペラントの燃焼距離は 9mm であり燃焼面積変化率は燃焼距離が 4.5mm の位置で最大 105% となる。燃焼実験の結果、内圧時間曲線は、プロペラントの圧力指数が大きいから、 K_n の値の小さな変化に対しても、平均燃焼室圧力ばかりでなく、内圧曲線の形状も大きく変化した。

このことより、安定でかつ制御しやすいロケット・モータをつくるためには、 K_n の値は可能な限り一定

になるように、プロペラントのグレイン設計とノズル設計を行なう必要があることがわかる。

図 7 には、最高燃焼室圧力 $P_{c,max}$ と、最大燃焼面積 $A_{b,max}$ に相当する K_n との関係を示す。さらに、 K_n の値を小さく、すなわち、ノズル・スロート径を大きくすると、図 8 に示すとき低周波不安定燃焼が発生し、この場合、燃焼が安定に行なわれる最低の燃焼室圧力は約 20 kg/cm² である。

50φ モータは燃焼時間が 1~2 秒と短かく、点火時の初期圧力ピークが発生し、燃焼室圧力も一定でなく、また、燃焼ガスの流量も少なすぎるために、実験データの精度向上をはかり、同一の NOP-19 プロペ

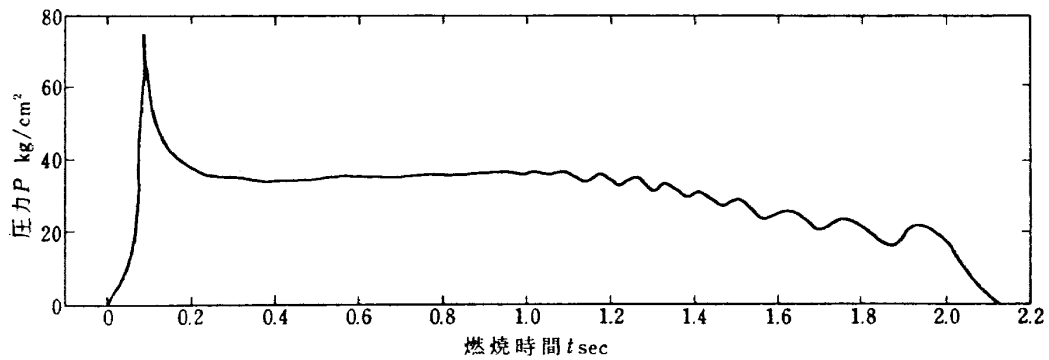


図 8 50φ モータにおける不安定燃焼の例

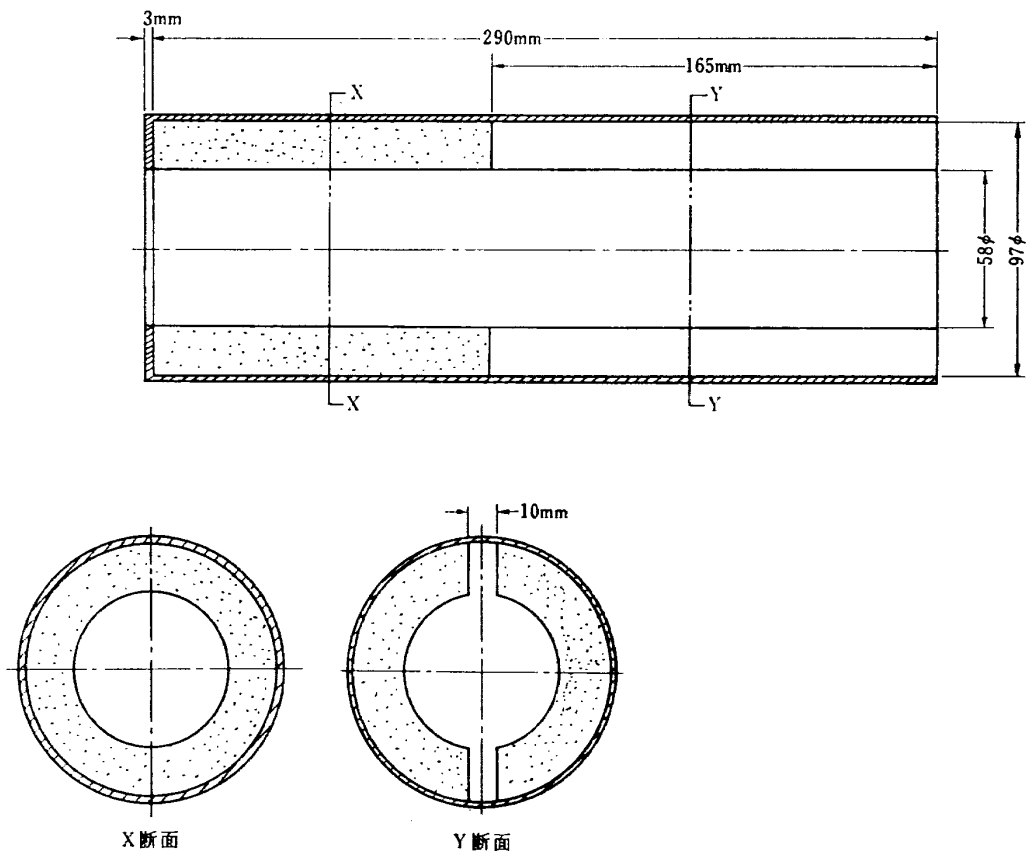


図 9 100φ プロペラントのグレイン形状

ラントを用いて図9に示す 100φ のグレインを設計した。初期燃焼面積 670 cm², プロペラント重量 2.2 kg, 燃焼距離 19.5 mm, 燃焼面積変化率は燃焼距離が 11 mm の位置で最大 102% である。スリット付き円筒型のグレイン形状を選び, 可能な限り燃焼面積が一定となるように設計したものである。

100φ モータについても, 燃焼実験は 50φ モータと同様に, ノズル・スロート径を変化させて行なった。その燃焼曲線は, 正常な着火後, 3~4 秒の燃焼時間中ほぼ一定の燃焼室圧力を示し, データ解析上好ましい結果が得られたが, 時に燃焼末期に不規則な圧力上昇を生じることがある。 K_n と燃焼室圧力の関係は, 図7に示すように, 50φ モータのデータとよく一致している。(5) 式の関係を用いると圧力指数は $n=0.65 \pm 0.02$ と求められるが, この値はストランド燃焼実験によって得られた値より低い。

5.3 小型固体ロケット型ガス発生器を組み合わせた場合の 50φ モータの燃焼実験

前項で記した 50φ ロケット・モータの鏡板の前方に, 重量約 10 gr の超小型固体プロペラントからなるガス発生器を取り付けて, ガス発生器からの燃焼ガスを制御用添加流体として用い, 推力中断, 推力大きさ

制御の可能性を調べるための燃焼実験を行なった。図10は供試体の組立図である。ガス発生器用プロペラントは, 日本油脂 K.K. 製の過塩素酸アンモニウムを酸化剤としたウレタン系コンポジットであり, 燃焼室圧力によって燃焼速度があまり変化せず, 燃焼速度は 30 kg/cm² の圧力で, 約 6.5 mm/sec である。

ガス発生器からのガス流量と, 主モータのノズル・スロート径を変化させて燃焼実験を行なったが, その結果, $K_n=300$ 前後を境として, 燃焼室圧力のパターンが, 二段推力型と燃焼中断型に, 分かれることがわかった。二段推力型は $K_n > 300$ の条件下で起こり図11に一例を示したように, ガス発生器内のプロペラントが燃焼し, 添加流体としての燃焼ガスの供給がある間は, 主モータの燃焼室圧力が高いが, ガス発生器の作動がとまり, 燃焼ガスの供給が絶えると, 主モータのみで燃焼が持続するが, その燃焼室圧力はガス発生器からの添加流体の供給があるときと比べて低下する。 $K_n < 300$ の場合は, 図12にその例を示すごとく, 主モータのプロペラントのみでは, その燃焼が持続できないために, ガス発生器からの添加流体の供給が止まると, 主モータの燃焼も中断してしまう。すなわち, 添加流体の供給の有無によって, 主モータの燃

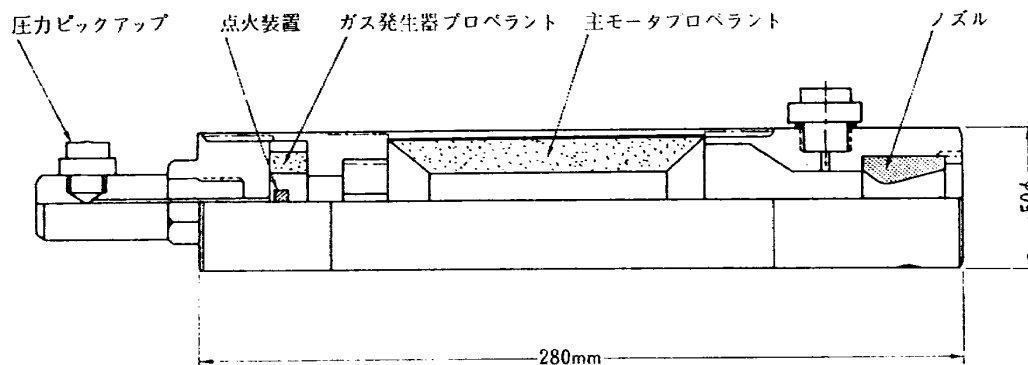


図10 小型固体ロケット・ガス発生器を組み合わせた場合の 50φ ロケット・モータ

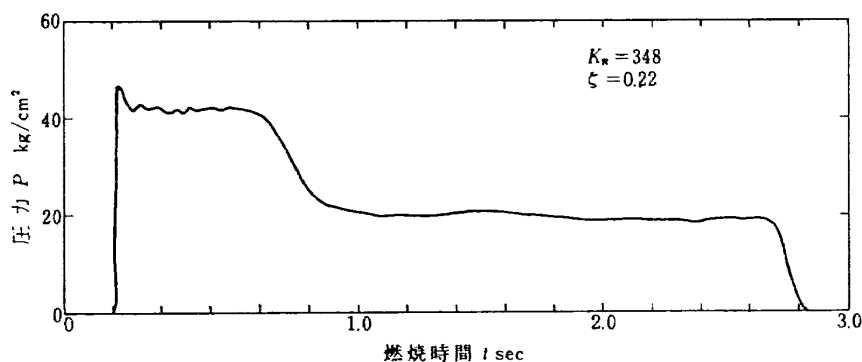


図11 50φ モータによる二段推力型圧力時間曲線

焼の断続がなされるわけで、推力の ON-OFF 制御の可能性を示している。ガス発生器内のプロペラントの個数を変えることによって、燃焼ガス流量を変化させ

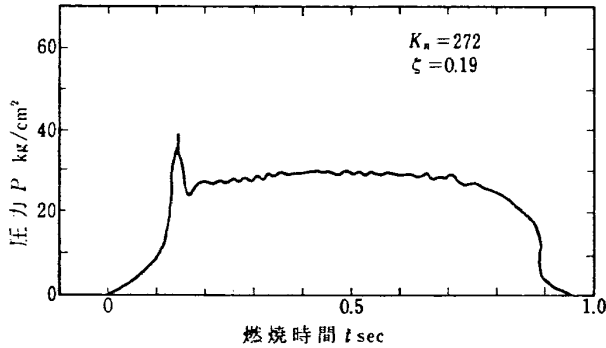


図 12 50φ モータによる燃焼中断型圧力・時間曲線

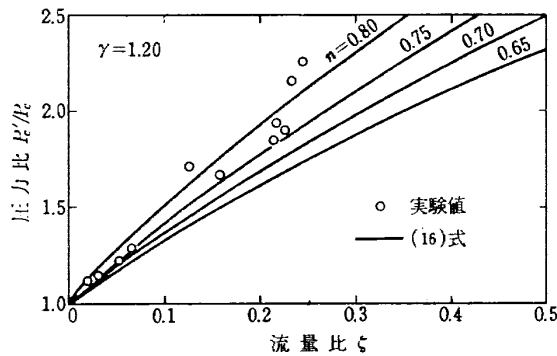


図 13 固体ロケット・ガス発生器を組み合わせた場合の 50φ モータの性能曲線

て、主モータの推力大きさ制御の実験を行なった。図 13 は (16) 式で表わされる定常性能の理論値と実験結果を比較したものである。

なお、データとしては、 P_c' 、 P_c は二段推力型圧力曲線のブースタ期とサステナ期から直接測定でき、 \dot{W}_c はガス発生器のプロペラント重量をブースタ期の持続時間で除して求めた。 \dot{W}_p はサステナ期の圧力 P_c に対応する r と A_b, ρ の積から算出される。また、推力中断型圧力曲線からは P_c が求められないので理論との比較にはデータを用いなかった。

5.4 小型固体ロケット型ガス発生器を組み合わせた場合の 100φ モータによる燃焼実験

50φ モータの燃焼実験によって、固体ロケットの推力大きさ制御の可能性が示されたので、精度の高い実験データを得るために、前項に記したものと同一の内容の実験を 100φ モータについて行なった。図 14 はガス発生器を組み合わせた 100φ モータの組立図である。点火装置には、小型ロケット・モータ・タイプのもを使用した。ガス発生器用プロペラントは、燃焼ガス流量を一定に保つために、鍵孔の断面形状を有する。薬種は帝国火工品製造 K.K. 製の過塩素酸アンモニウムを酸化剤としたポリブタジェン系コンポジットで、燃焼圧力 40 kg/cm² において、燃焼速度 9.0 mm/sec、比推力は約 210 sec である。燃焼実験に際しては、この直径 30φ、長さ 50 mm のプロペラントを鏡

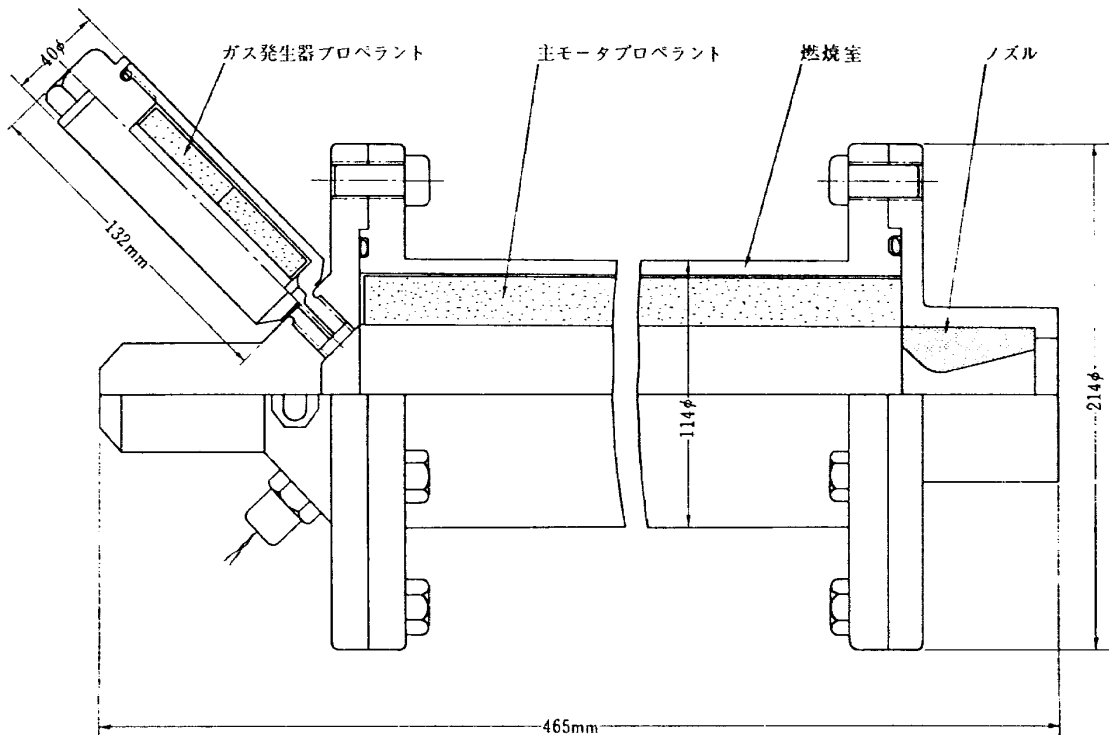


図 14 小型固体ロケット・ガス発生器を組み合わせた場合の 100φ ロケット・モータ

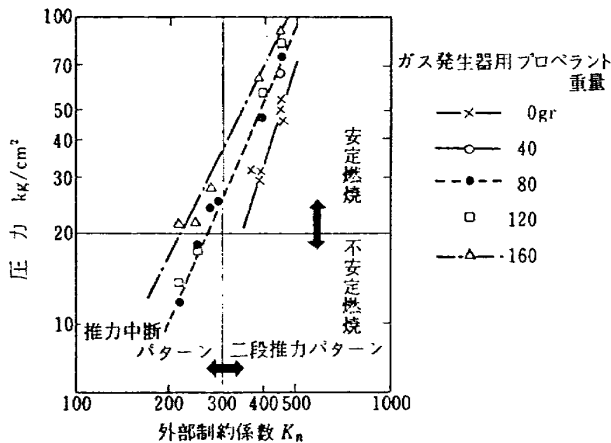


図 15 100φ モータにおける K_n-P の関係

板側の小型チャンパ内に装填して、ガス発生器とした。プロペラントは最大4個まで組み込むことができるので、燃焼室圧力によって多少異なるが、ガス発生器からの添加ガス流量を約40から160 gr/secまで変化させることができる。

前項と同様にノズル径を変え、すなわち K_n の値を変化させて、燃焼実験を行なった。図 15 に示すよう

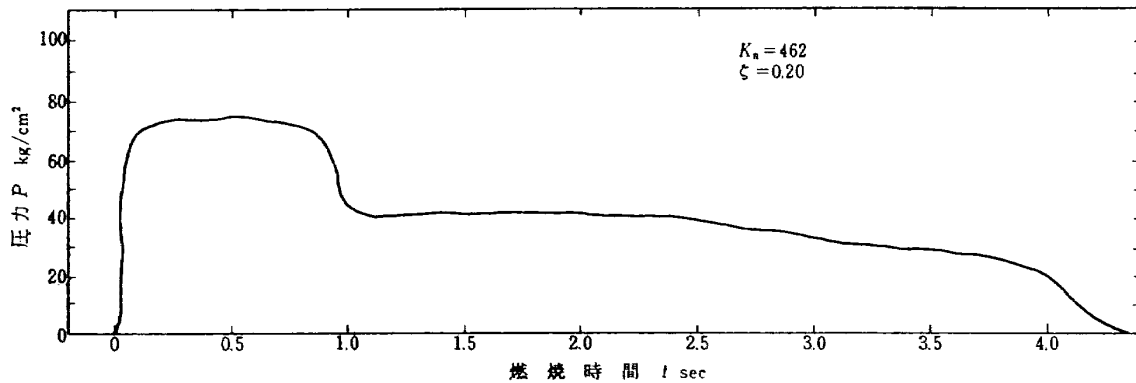


図 16 100φ モータの二段推力型 圧力・時間曲線

に、 $K_n=300$ 付近で、燃焼室圧力が約 20 kg/cm^2 に低下し、燃焼が不安定になり、50φ モータの場合と同じような低周波の振動燃焼を生じる。なお、この不安定燃焼の周波数などの性質は、ロケット・モータ内空洞の音響的性質とは無関係である。さらに、 K_n の値を低くして燃焼実験を行なっても、大気圧下においては燃焼は完全に中断されず、一旦圧力が大気圧にまで下っても数秒後にはチャフイング現象を起こして、残留プロペラントは、間欠的に燃焼して全て消費されてしまう。それゆえ、今回の実験では、 K_n の値を300以上とするノズルを用い、ガス発生器からの添加流量を変化させて燃焼実験を行ない、図 16 に示すごと

おいては、ガス発生器の有無、さらに、ガス発生器のガス流量によって、直線の勾配が異なることが観察される。このことは、(8) 式で示したごとく、 K_n に対する指数が添加ガスの流量の関数だからである。図 17 は、100φ モータにおける添加ガス流量比と燃焼室圧力比の関係であるが、プロペラントの圧力指数に対して、図 13 の 50φ モータの結果と比較してみると、若干の差が見られる。

6. 討 論

100φ モータに小型ガス発生器を組み合わせた推力大きさ制御の実験において、実験値がプロペラントの圧力指数 $n=0.70$ の理論値と一致しており、一方、50φ モータに小型ガス発生器を組み合わせた場合には、 $n=0.78$ の理論値と実験値がかなり一致している。しかし、実験の精度としては 100φ モータの方が高い。NOP-19プロペラントは、性能のばらつきが比較的大きいが、ストランド燃焼実験より得られる圧力指数についていえば、ロットが異なった場合でも、 $n=0.76 \sim 0.78$ の範囲にある。一方、一般の固体ロケット・モータ

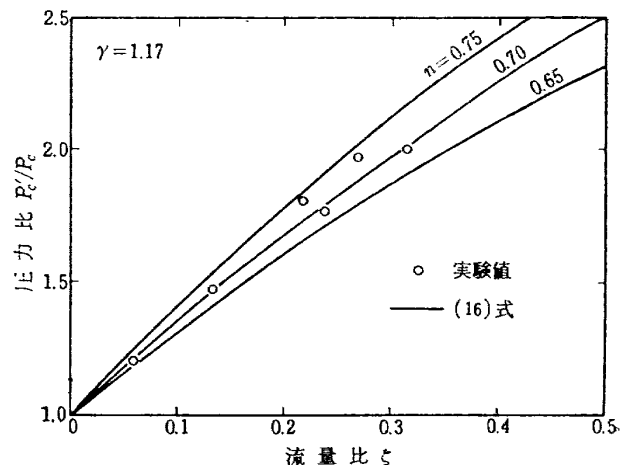


図 17 固体ロケット・ガス発生器を組み合わせた場合の 100φ モータの性能曲線

の燃焼実験から得られた図 7 の $K_n \sim P$ 曲線の勾配からも圧力指数は求められるが、これとストランド燃焼実験から求められる圧力指数が、同一プロペラントに対して一致するケースが多いが、差異を生ずる場合もあることが経験的に知られている。この差を生ずる原因はまだ解明されていないが、本研究の場合、図 11 の $K_n \sim P$ 曲線から得られた値は傾斜から読みとるので誤差があり、 $n=0.65 \pm 0.02$ である。また、次に示す P_{dl} 測定の燃焼実験からは $n=0.71$ という値が得られている。本解析に最も重要な圧力指数 n の実験値として、このように 0.65 から 0.78 までの差異が生じたが、モータ燃焼実験の方が、大容積の容器内で加圧気体として窒素ガスを用いるストランド燃焼実験よりも、推力大きさ制御の燃焼実験に近いことを考えれば、圧力指数の値として $n=0.78$ よりも、むしろ、 $n=0.65 \sim 0.71$ の方が妥当であると考えられる。

本実験はすべて大気圧の下で行なわれたが、50φモータの大半と 100φモータのすべては完全に燃焼が中断せず、チャフイング現象を起こして推力中断で残留するはずのプロペラントは、数秒おきに間欠的に燃焼して燃えつきてしまう。直径 35φ、長さ 100mm の円柱型で燃焼面積が時間と共に漸減するプロペラントを用いた燃焼実験によれば、定常安定燃焼が持続しうる最低の圧力である下限界圧力は一定値でなくて、ロケット・モータの特性長さ L^* (燃焼室内容積とノズル・スロート面積の比) と関連があり、次式で表わされることが知られている^{6), 12)}。

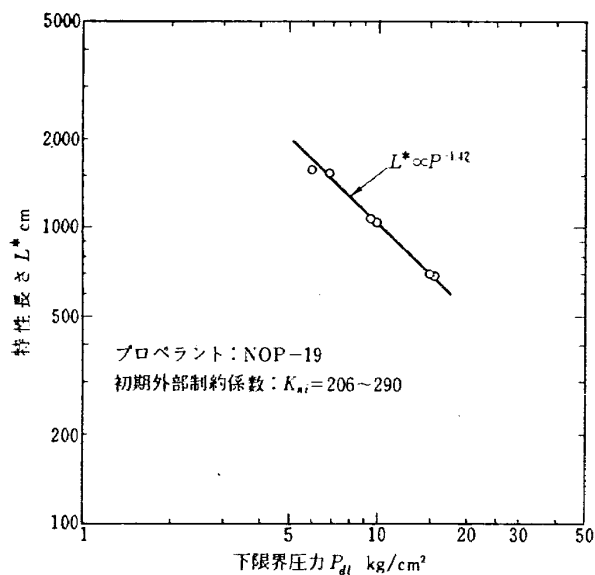


図 18 燃焼面積漸減型プロペラントの燃焼実験によって得られた下限界圧力とモータの特性長さの関係

$$P_{dl}^{-2n} \cdot L^* = \text{const} \quad (18)$$

図 18 は、 P_{dl} と L^* の実験値をプロットしたものであり、 $n=0.71$ とおくと、実験値は (18) 式とよく一致することがわかる。なお、この面積漸減型プロペラントを用いた燃焼実験に際しては、燃焼が進行するにつれて燃焼室圧力が低下し、安定な燃焼が中断する圧力を P_{dl} とした。また、 L^* は、 $P=P_{dl}$ における値である。

このように、NOP-19 プロペラントの下限界圧力は、モータの L^* によって異なり、実験の範囲では、5~15 kg/cm² とプロペラントに固有な一定値ではなく、圧力減少率の関数であることを意味する¹³⁾。しかし、下限界圧力のもう一つの意味として、絶対的な考え方も存在する。すなわち、ある圧力以下では絶対にプロペラントが燃焼しない圧力を P_{dl} とする考え方である。NOP-19 プロペラントのストランド試験片が大気圧においても燃焼を持続することから、この考え方によれば P_{dl} は大気圧以下となる。下限界圧力は果していくらであるか疑問が生ずるが、下限界圧力は大気圧よりもはるかに低いことはありえないから、燃焼実験を真空状態下で行なえば、完全な推力中断が行なえるものと考えられる。なお、下限界圧力は、推力中断、再着火という推力の ON・OFF 制御のためには、燃焼が中断し易いように、高い方が望ましく、逆に、推力レベルを広範囲に変化させようとする低い方が望ましい。したがって、推力レベルを変化させてから推力を中断する系の場合には、矛盾する両者を含むため、技術的にかなり困難であると考えられる。

NOP-19 プロペラントは、元来、70 kg/cm² 程度の高い圧力で安定に燃焼するダブル・ベース系プロペラントであるので、30 kg/cm² 以下では振幅の大きな低周波振動燃焼が発生し、その振幅は 10 kg/cm² にも達することがあり、ロケット・モータとして不適当であるばかりか、解析上も不具合な点が多いが、この点は今後のプロペラントの改良に待たねばならない。

理論解析によれば、特性排気速度の比 $\gamma = C_i^*/C^*$ が大きい場合に、推力大きさ制御の能力がやや向上される。主モータの特性排気速度 C^* は当然のこととして、高いことが固体ロケット・モータとして要求される一方、ガス発生器からの燃焼ガスの特性排気速度 C_i^* がこれと比べてさらに高いことが推力レベルの制御には有効であるが、ガス温度が上昇するため、ON・OFF 制御弁の構造・材料の面で制約される。

また、本解析では主モータのプロペラントの燃焼速度に対して、(2) 式が成り立つことを仮定している

が、化学反応性の強い流体を主モータに添加する場合に、当然この式は成立しえないから、この場合には、本解析を適用することができない。

7. む す び

固体ロケット・モータの推力中断、再着火、さらに推力レベルの制御の可能性を調べ、また、その特性を求めるために、解析的ならびに実験的に、固体ロケットの推力大きさ制御の研究を行なった。超小型固体ロケット型のガス発生器からの燃焼ガスを、主固体ロケット・モータに添加することにより、主モータの燃焼圧力ひいては推力を増加させることができた。推力中断、再着火という推力の ON・OFF 制御のためには、プロペラントの下限界圧力の高いことが必要であり、一方、推力レベルの制御のためには、圧力指数が1に近いことと、下限界圧力が低いことが必要となることを明らかにした。また、添加ガスの特性排気速度が、主モータの燃焼ガスのそれに比べて高いことが、推力大きさ制御の性能向上に有効であることが明らかになった。直径 50φ および 100φ の固体ロケット・モータの燃焼実験によって、定常性能の理論解と実験データが、かなりよく一致すること、および、外部制約係数 K_n と添加ガス流量を変化させて、二段推力型圧力曲線と、推力中断型圧力曲線を得ることができるとが明らかになった。

最後に、本研究を行なうにあたりご指導を賜ったロケット部大塚貞吉部長に深く感謝の意を表わします。

文 献

- 1) R.W. Slocum Jr.: Results of Solid Rocket Motor Extinguishing Experiments, AIAA Journal, Vol 1, No.6 (June 1963), pp. 1419-1420.
- 2) H.J. Taback, E.E. Day and T.R. Brownie: Combustion Termination of Solid Rocket Motors, AIAA paper 64-229, 1st AIAA Annual Meeting, June 1964.

- 3) R. Jaroudi and A. J. McDonald; Injection Thrust Termination and Modulation in Solid Rockets, AIAA Journal, Vol. 2, No. 11 (Nov. 1964), pp. 2036-2037.
- 4) R.S. Brown and G.E. Jensen: Dynamic Ballistics of Combustion Termination by Fluid Injection, AIAA Journal, Vol. 5, No. 10 (Oct. 1967), pp. 1917-1918.
- 5) G.W. Zumwalt and W.N. Jackomis: Aerodynamic Throat Nozzle for Thrust Magnitude Control of Solid Fuel Rockets, ARS Journal, Dec. 1962, pp. 1934-1936.
- 6) R.L. Coates and R.E. Polzien: Design Procedures for Combustion Termination by Nozzle Area Variations, AIAA paper 65-194, AIAA 6th Solid Propellant Rocket Conference, Feb. 1965.
- 7) J.H. Bonin, R.L. Coates and N.S. Cohen: Thrust Magnitude and Restart Control of Solid Motors by Injectino of Hypergolic Fluids, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 4, No. 3, (Mar. 1967), pp. 354-358.
- 8) W.E. Wilks: LPC Test-Fires Big Solid-Solid System, Technology Week, Jan. 16, 1967, pp. 34-35.
- 9) A.J. McDonald: Simplifying Stop-Restart and Throttling of Solid-Propellant Motors, Space/Aeronautics, Nov. 1967, pp. 97-99.
- 10) G.C. Panelli: Solid Rockets, Space/Aeronautics R & D Issue, 1967, pp. 77-80.
- 11) H.H. McItosh and E.C. Tesch Jr.: Demonstrated Fluid Controlled Solid Motor Concepts, Aerospace Facts, Thiokol Chemical Corp., Apr.-June, 1968, pp. 12-14.
- 12) R. Akiba and M. Tanno: Low Frequency Instability in Solid Propellant Rocket Motors, First Symposium (International) on Rockets and Astronautics, Tokyo, 1959, pp. 74-82.
- 13) C.C. Ciepluch: Effect of Composition on Combustion of Solid Propellant During a Rapid Pressure Decrease, ARS Journal, Nov. 1961, pp. 1584-1586/NASA TN-D 1559, (1962).

TR-169	VTOV 機操縦研究設備 Design and Construction of VTOL Flight Simulator System	1968年12月	樋口一雄, 百名盛之 三好節子, 岡部正典 山本六郎, 川原弘
TR-170	STOL 機の縦の自動安定制御方式に関する研究 (I) 姿勢制御方式の解析 System Studies on Automatic Longitudinal Stabilization Control Systems for STOL Aircraft Part 1 Automatic Attitude Control Systems	1968年12月	堀川勇壯, 森 幹彦
TR-171T	Simple Flow Characteristics Across a Strong Shock Wave	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-172	高速における円錐体および三角翼の動安定微係数の測定 Measurement of Dynamic Stability Derivatives of Cones and Delta-Wings at High Speed	1969年2月	柳沢三憲
TR-173T	Coupling Effect of Radiative Heat on Convective Heat Transfer	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-174	Navier-Stokes 方程式に対する差分法 Difference Method for Navier-Stokes Equation	1969年4月	三好 甫
TR-175	低レイノルズ数における NACA 0012 翼型の失速特性について —失速フラッタの研究— Stalling Characteristics of the NACA 0012 Aerofoil Section at Low Reynolds Numbers	1969年6月	中村泰治, 磯貝紘二 江尻 宏
TR-176	軸流回転機の翼の振動について (I) 固有振動数, 振動形および振動応力分布 On the Vibration of Turbomachine Blades (I) Natural Frequency Mode and Stress Distribution	1969年7月	宮地敏雄, 星谷昌二 祖父江靖, 網干三郎 岩部柱相, 武田克己

航空宇宙技術研究所報告177号

昭和44年7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)44-9171(代表) 182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
