

UDC 621.454.3.022:  
629.7.036.5:  
536.46

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-372

スピンを与えた固体ロケットモータの  
燃焼圧力—時間曲線

新 岡 嵩 ・ 石 井 進 一  
三 谷 徹

1974年6月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# スピンを与えた固体ロケットモータの 燃焼圧力—時間曲線

新 岡 嵩\*\*，石 井 進 一\*\*，三 谷 徹\*\*

## Pressure Histories of Spinning Solid Propellant Rocket Motors

By Takashi NIIOKA, Shinichi ISHII and Tohru MITANI

### ABSTRACT

The burning pressure – time diagrams were predicted and measured for the spinning solid propellant rocket motors of internal burning star configuration. To predict pressure histories the acceleration-induced and orientation dependent burning-rate augmentation data of a solid propellant from slab motor tests were entered into a grain regression program. Spin tests were conducted using the 140φ motor of the CMDB and composite propellants at spin rates of 0~870 rpm. The spinning full-scale motors were also tested by means of “Spinning Solid Propellant Rocket High Altitude Test Facility” of National Aerospace Laboratory, Kakuda Branch. The measured pressure histories were compared with the computed ones. Furthermore, the grain surface profiles obtained by the extinction test of the 140φ motor were also compared with the calculated ones.

### 1. 結 言

人工衛星打上げ用の上段用固体ロケットモータの飛行姿勢安定化のために、ロケットの軸回りにスピンを与えることが多い。スピンを与えると、与えない静止時のときと燃焼特性が異なるため、ロケットの性能評価に重大な支障をきたす恐れがある。一般に、スピンを与えることによって、半径方向加速度場が与えられるため、燃焼速度が大きくなり、従って燃焼圧、推力が増大し、燃焼時間が短くなる。更に特徴的なのは、比推力の低下と、スライバ期が広がるために残留推力の増大等の障害が生ずることである。これらのいわゆるスピン燃焼特性を十分に把握してロケットの性能評価の精度を上げることが重要であるが、更には、ロケット設計時において、これらの特性を利用した推進薬の選定やグレインデザインができれば、スピン安定固体ロケットのより広範な活用が

期待できる。本報においては、スピンを与えたときの燃焼圧力—時間曲線を予想する技術を述べると共に、実験結果と比較検討を行ったものである。

予想曲線を算出する計算方式そのものは特に困難な点はないが、むしろ計算に導入されるところの加速度場における燃焼速度の値などを求めることに膨大な実験を必要とすることから、予想曲線と実験の比較についてはほとんど報告されておらず、重要な課題であるにもかかわらず、いまだ十分な検討はなされていない。著者は、50×100 mm<sup>2</sup>の燃焼面積、15 mmの厚さの平板状推進薬の加速度場における燃焼速度等について調べてきた。<sup>1)2)</sup> 推進薬の燃焼速度が増加するメカニズムについての議論は前報に譲り、ここでは燃焼速度増加率をこの平板状推進薬の実験結果から抽出して燃焼圧力—時間曲線の作成に利用することにする。燃焼圧力—時間の予想曲線の算出方式については、Whitesides & Hodge<sup>3)</sup>がその基本方式について述べているが、プログラムそのものは公表

\* 昭和49年3月28日 受付

\*\* 角田支所

されていないため、まず初めにいくつかの改良を行ないつつ計算方法を詳しく述べる。次に、 $140\phi \times 200L$  の固体ロケットをコンジット及びCMDB (Composite Modified Double-Base) 推進薬それぞれ3種づつについて実験を行ない、平板状推進薬の実験データを導入した予想曲線と比較した。スピンを与えると、燃焼表面の各点の燃焼速度が異なるため、グレイン形状の変化はモータの静止時とは異なるので、 $140\phi$ モータを燃焼中断し、グレイン形状の変化についても検討を行った。更に、スピン燃焼試験設備<sup>4)</sup>を用いて、回転する3ton級のモータの高空性能試験を行った結果等について報告する。

## 2. 主な記号

$a$	加速度( $\varphi$ )
$k_n$	外部制約係数
$n$	圧力指数
$P$	燃焼圧力 ( $k\varphi/cm^2$ )
$r$	燃焼速度 ( $mm/sec$ )
$t$	時間 (sec)
$\alpha$	燃焼速度係数
$\phi$	加速度方向と燃焼面のなす角度
$\omega$	ロケット回転数 (rpm)
添字	
0	加速度ゼロ $a=0(\varphi)$
$a$	加速度 $a=a(\varphi)$
$M$	$\phi = \pi/2$

$e$  有効平均値

その他の記号は図1及び図4に示される。

## 3. 燃焼圧力-時間曲線の算出

### 3.1 計算方法

ここでは、推進薬の内孔形状がスター(光芒)である場合、ないしはこれに準じた形状のもので、ノズル側及び鏡板側端面部に推進薬面が露出していない場合について述べる。端面が燃焼する場合も含めて、一般に、球形ロケットのようにロケットの中心軸(回転軸)方向に内孔形状が変化する場合には、以下に述べる計算方法と本質的な相異点はないものの、かなり複雑になることが予想される。また、負の加速度場(燃焼面が加速度ベクトル方向に進行する場合は、ロケットが加速しているとき、軸方向加速度のため推進薬端面部に生ずる例もあるが、本論文で考えている回転によって生ずる半径方向加速度のために内孔形状の一部が負の加速度場におかれる場合がある。負の加速度場における燃焼速度の変化に対する知識が乏しいので、この場合も本計算の対象外とする。従って、ここでの問題の設定は、燃焼面形状が中心軸方向に変化せず、しかも負の加速度場が与えられることがない任意内孔形状の固体ロケットにスピンを与えた時、どのように圧力-時間曲線が変化していくかということである。

プログラムにあらかじめ導入される諸値は次のものである。まず第一に内孔形状及び推進薬の長さ、直径であ

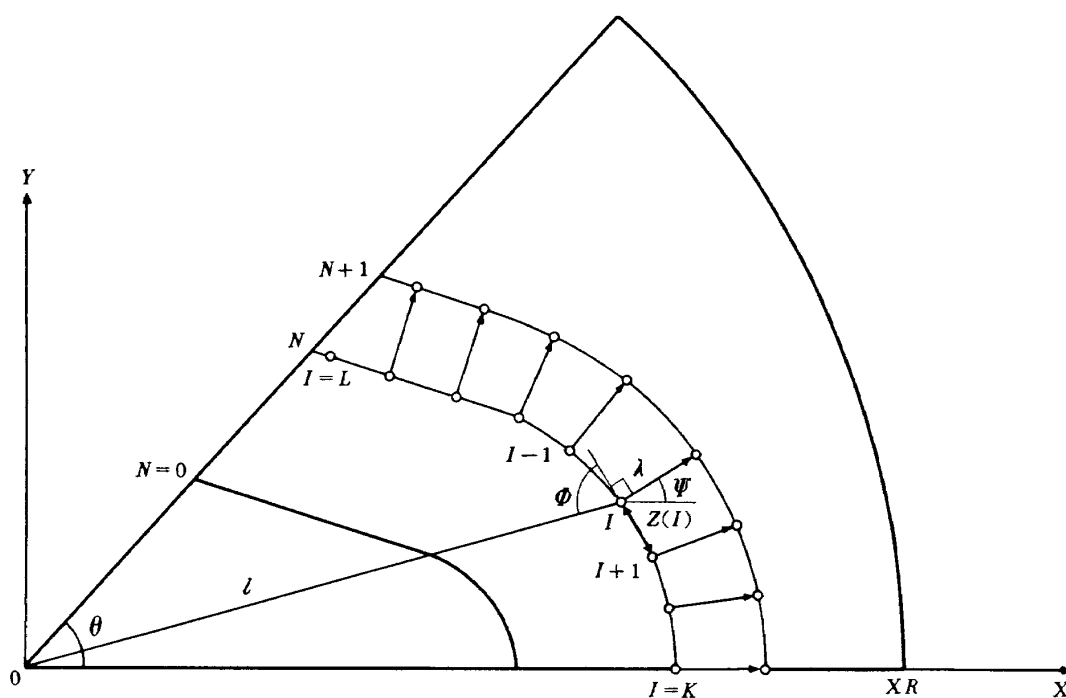


図1 予想  $t-P$  曲線プログラムの説明図

る。内孔形状は、スターの場合には図1のような一部分を考慮すれば他の部分は合同形であり、図1の $N=0$ で示されるように、 $X(I), Y(I) (I=1, 2, \dots, K)$ なる各点を結んだ折線で近似される。そして時間と共にこれらの点それぞれどのように進行していくかを調べる。計算点の座標から内孔形状を各時間毎に高次方程式で表わす方法もあり、精度はかなり期待できるが計算手順も複雑で、計算時間が長くなると考えられる。計算点の総数 $K$ は多い程精度が増すが、計算時間も考慮して約400にとった。Whitesides & Hodge<sup>3)</sup>は、計算手順の簡単化のためと思われるが、計算点を内孔形状に沿って等間隔にとっている。ここでは、直線部が早く燃焼し終えることなどを考慮して、点の間隔を粗くとり、光芒の谷の部分に相当する付近は燃焼終了まで計算の対象となり、時間と共に2点間の距離も大きくなるので計算点を細かくとった。直線部は早く燃焼し終えるだけでなく、後述するように加速度ベクトルの方向に対する燃焼面のなす角度 $\phi$ が小さくて燃焼速度は加速度の影響をほとんど受けないため、刻みを粗くとっても誤差は小さい。このような方法の方が、点の総数 $K$ が同じとき、計算時間は多少のびるが精度ははるかに優れている。

次に、加速度による燃焼速度の変化が与えられなければならない。著者らは、すでにslab motorによる平板状推進薬(燃焼面積 $50 \times 100 \text{ mm}^2$ , 厚み $15 \text{ mm}$ )の燃焼実験<sup>1)2)</sup>を行っており、各加速度、各圧力に対する燃焼

速度の値を図2に示す例のように得ている。本報告で述べる計算及び実験範囲は加速度が $80g$ 以下であり、この範囲で実験値から次の実験式を各供試推進薬について求めて代入した。

$$\tau_{aM} = \alpha(a) P n(a) \tag{1}$$

燃焼係数 $\alpha$ 、圧力指数 $n$ は、実験される加速度域について近似的に加速度 $a$ の一次関数で与えた。(1)式は加速度ベクトルの方向と燃焼面のなす角度 $\phi$ が $\pi/2$ のときの値で、各点における燃焼速度はさらに角度の影響について

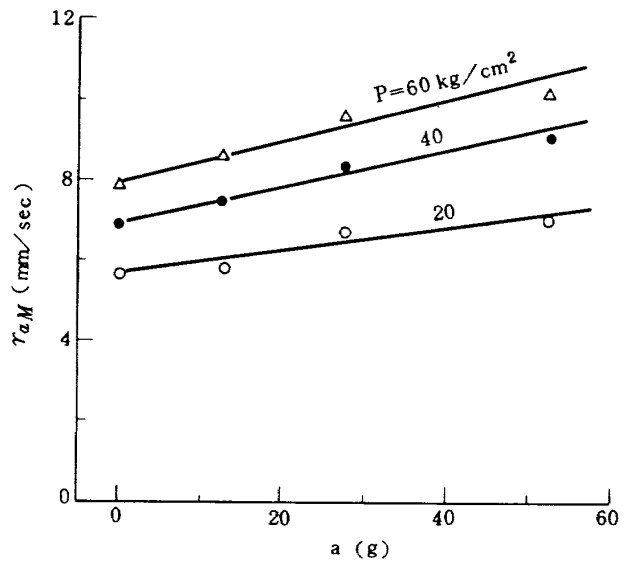


図2 平板状推進薬による実験から求めた加速度場における燃焼速度(PB08)

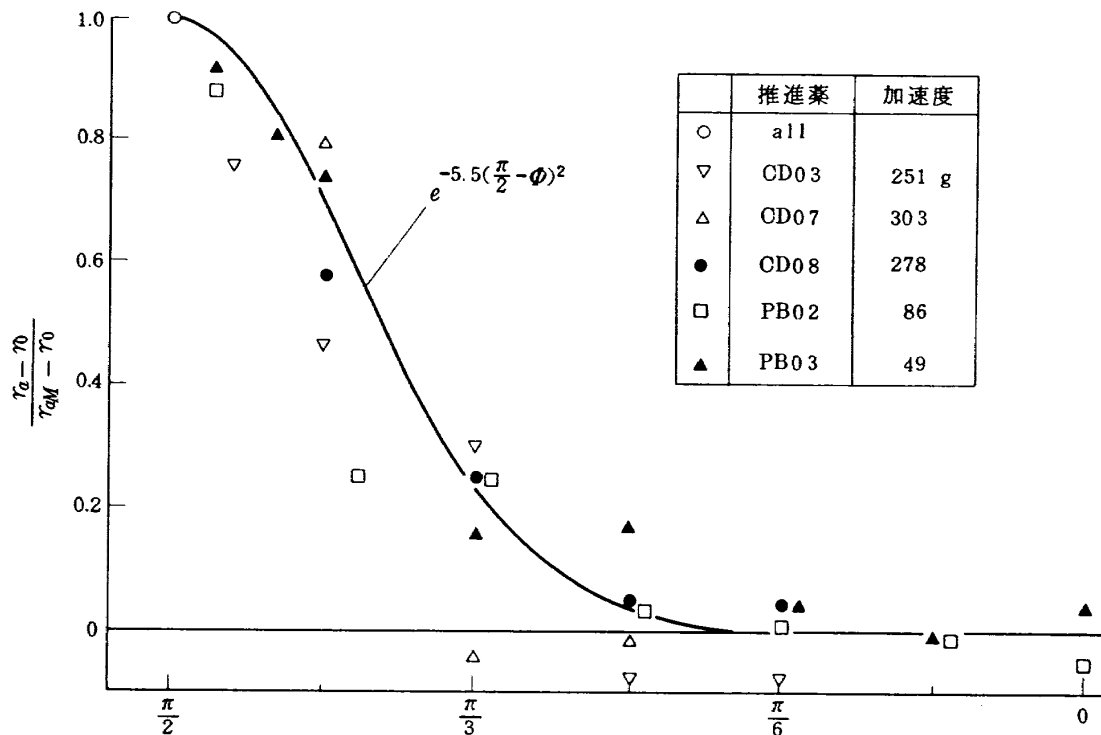


図3 加速度方向と燃焼面のなす角度の影響

考慮しなければならない。平板状推進薬の燃焼面を傾けて角度の影響を調べた実験結果は図3の通りで、推進薬種、加速度にほぼ無関係に図のような傾向となる。縦軸の値は、平板状推進薬に任意の角度を与えた時の燃焼速度  $r_a$ 、このときの圧力における  $r_0$ 、及び(1)式から求めたこのときの加速度における  $r_{aM}$  から構成される値である。従って、各実験点は圧力が異なるのであるが、図の実線で示す次式で書き表わすことができる。

$$\frac{r_a}{r_{aM} - r_0} = \exp \left\{ -5.5 \left( \frac{\pi}{2} - \phi \right)^2 \right\} \quad (2)$$

なお、 $\phi \leq \pi/6$  については  $r_a = r_0$  とした。アルミニウム粒径、含有量が異った各種の推進薬について、(2)式で示される一つの曲線の回りにデータがばらついていることは、加速度場における推進薬の燃焼メカニズムを考える上では興味深い現象の一つといえる。角度は、図のとおりかなり鋭敏に燃焼速度に影響するので、ばらつきを少なくして精度を上上げる必要があり、実験技術の向上などを図って更に詳しく調べなければならない。単に角度の影響を、

$$r_a = r_{aM} \sin \phi \quad (3)$$

のように書き表わせないことは、アルミニウムの集塊や燃焼が複雑に作用し合っているからで、角度の影響が単純なものでないことを示している。その他の与えられる諸値については以下に述べる計算手順の中でその都度述べることにする。

計算の手順は、図1及び図4のフローチャートに従って説明する。光芒の形状、ロケットの回転数を与え、時間  $t=0$  ( $N=0$ ) における燃焼速度を  $r_0$  とし与える。時間と共に侵食されて大きくなるノズルスロート面積  $A(t)$  は次式の指数関数で与えることにする。

$$A(t) = \frac{\pi}{4} \left\{ D_{ti}^2 + (D_{tf}^2 - D_{ti}^2) \frac{t}{t_b} \exp\left(\frac{t}{t_b} - 1\right) \right\} \quad (4)$$

ここで、 $D_{ti}$ 、 $D_{tf}$  はそれぞれ燃焼前後のノズルスロート径で、 $t_b$  は燃焼時間を表わす。このプログラムによる計算結果と実験結果と比較する際には、 $D_{tf}$ 、 $t_b$  の値は実験値を用いるが、実験が行われる前に燃焼曲線を予想したいときには、これらの値は経験的に与えられなければならない。

次に燃焼面積を算出する。スターの数を  $n$  個とすれば図1で示す  $\pi/n = \theta$  の範囲内にある燃焼面積を求めて  $2n$  倍すれば良い。燃焼が進行すると、 $I=1$  に相当する点  $(X(I), Y(I))$  から順番に角度  $\theta$  からはみ出し、燃焼面積の計算の対象からはずれていく。そして各点の間隔は次第に大きくなっていくので、燃焼面積算出の精度は落ちていく。そのため、前述の通り、燃焼終了まで計算の

対象となる光芒の谷部の点は特に細かくとり、スライバ期に入る直前の圧力がこれ以上細かく点をとってもほとんど変わらないように  $K$  の値を選んだ。推進薬の直径からはみ出すか否かの判定をしつつ、各点の間隔 ( $Z(I)$ ) を次々に総和して燃焼線長 (SL) を算出する。同時に各点の燃焼速度 ( $R(I)$ ) に  $Z(I)$  を乗じたものを総和して燃焼面積で割り、燃焼速度の平均値 ( $\bar{r}$ ) を求める。プログラム上では次のように処理される。

$$\bar{r} = \frac{\sum_{I=N}^K \left\{ Z(I) \cdot \frac{R(I-1) + R(I)}{2} \right\}}{\sum_{I=L}^K Z(I)} \quad (5)$$

ここで、

$$Z(I) = \sqrt{\{X(I-1) - X(I)\}^2 + \{Y(I-1) - Y(I)\}^2}$$

また、各点の加速度は、ロケットの回転数 ( $\omega$  rpm) 及びロケット中心軸から各点までの距離によって算出される。

$$a = \sqrt{\{X(I)\}^2 + \{Y(I)\}^2} \cdot \left( \frac{2\pi\omega}{60} \right)^2 / 980 \quad (6)$$

燃焼圧、燃焼速度及び外部制約係数の間には、比熱比、燃焼温度を一定とすれば次の関係がある。<sup>5)</sup>

$$P = C \cdot \bar{r} \cdot k_n \quad (7)$$

ここで  $C$  は定数であり、予備実験等で得るが、回転ゼロのときとスピン時を比較するときには、計算値の  $t=0$  における燃焼圧が、回転ゼロのときの着火後の燃焼圧とほぼ一致するまで計算を繰返して決定された。(7)式は、燃焼室内のガス質量の時間変化が小さいときに成立し、定数  $C$  が適用できる範囲はかなり限られると考えられ、急激な圧力変化がある場合、特にスライバ期に入ってから低い圧力の領域については誤差が生じてくる。従って、スライバ期については以下に示すように計算はなされているが、定性的にしか検討は加えられない。

こうして(7)式から燃焼圧を求めた後、この圧力について、平板状推進薬によって得られる(1)式から  $r_{aM}$  を算出し、このときの加速度ベクトル方向に対する燃焼面の角度  $\phi$  の影響を(2)式から求め、各点の燃焼速度は決定される。このとき、プログラム上では  $(X(I), Y(I))$  における角度  $\phi$  は次式で与えられる。

$$\phi = \tan^{-1} \left[ \frac{1}{2} \left\{ \frac{Y(I-1) - Y(I)}{X(I) - X(I-1)} + \frac{Y(I) - Y(I+1)}{X(I+1) - X(I)} \right\} \right] + \tan^{-1} \frac{Y(I)}{X(I)} \quad (8)$$

こうして得た燃焼速度を用いて次の時間ステップの圧力が算出される。

この計算に用いられた時間ステップ  $\Delta t = 0.005$  sec である。

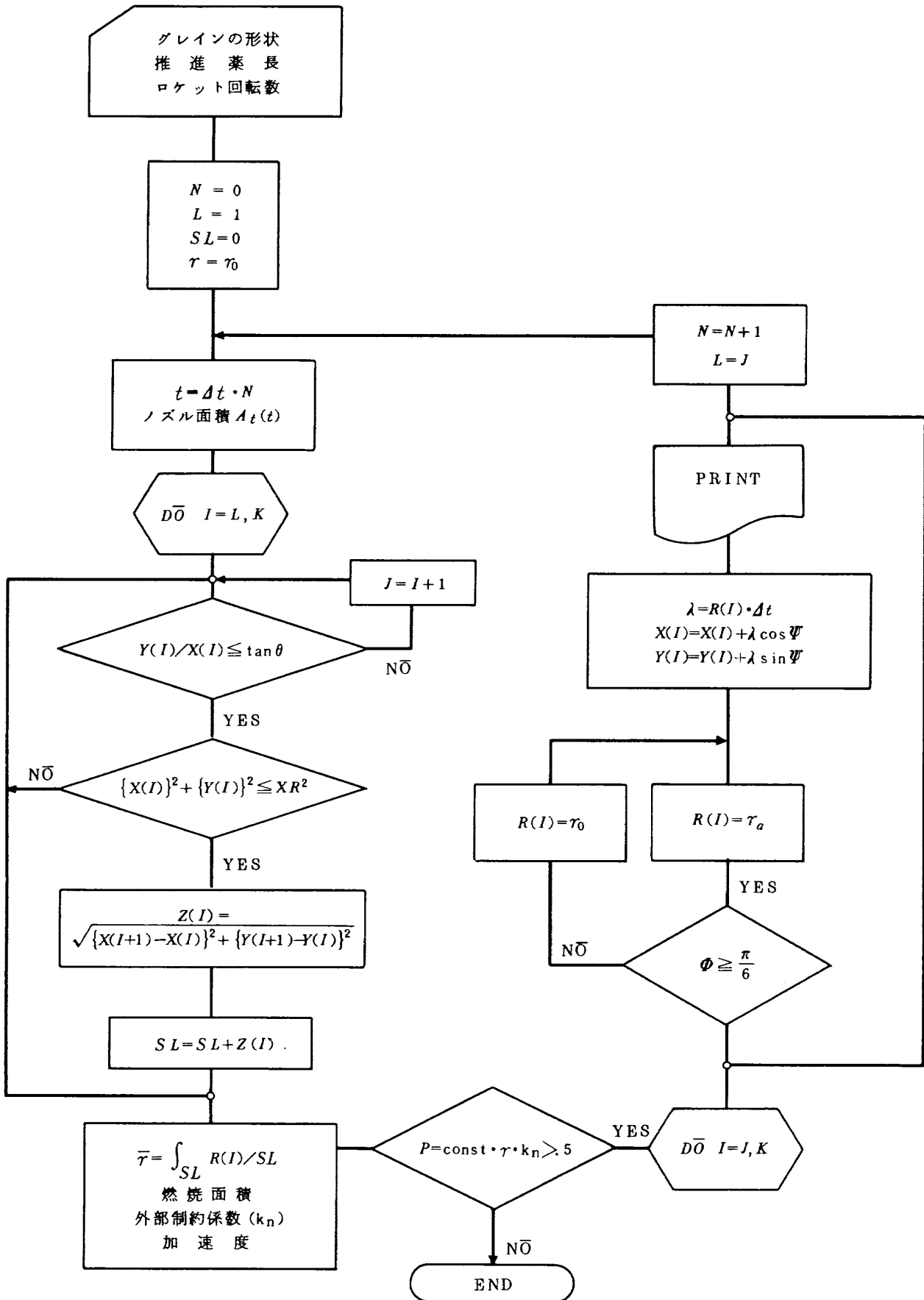


図4 スピンを与えた固体ロケットのt-P予想曲線プログラムフローチャート

時間ステップ  $\Delta t$  を小さくとればとる程この誤差は小さくなるが、通常のリケットは燃焼中の圧力変化が急激であることはないので、 $\Delta t$  が多少大きくとってもこの点についての誤差は問題にならない。

さて、燃焼速度が求まると、次に、各点の燃焼に直角方向の進行距離

$$\lambda = R(I) \cdot \Delta t \tag{9}$$

が求まる。従って、 $(X(I), Y(I))$  なる点は、

$$(X(I) + \lambda \cos \psi, Y(I) + \lambda \sin \psi)$$

なる座標点へ進行する。この点を新しい  $(X(I), Y(I))$  なる点として次の時間ステップの計算に入る。ここでは、以上の計算手順を繰返して、(7)式の圧力が  $0.5 \text{ kg/cm}^2$  以下になったとき燃焼終了とした。

なお、図5に示すように、角度の影響が極めて大きいことによる次のようなトラブルが計算過程で生じた。図5はこの様子を極端に描いたものである。ある範囲までは  $\phi < \pi/6$  であって、ほとんど  $R(I) = r_0$  であるが、 $\phi \geq \pi/6$  で急激に燃焼速度が大きくなるため、図の1番目の点のように、 $I-1$  番目の点と交叉してしまうことが生じた。このような場合には、1番目の点を無視して図のように折れ線を結んで燃焼面とするプログラミングを行った。このようなトラブルは、角度の影響を正弦曲線で

与えたりするような場合<sup>3)</sup>とか、スピン燃焼効果が極めて大きい場合或いはロケット回転数が非常に大きい場合にしか生ぜず、一般の回転数においてこのようなことはないものと考えられるが、一度この現象が起ると、問題

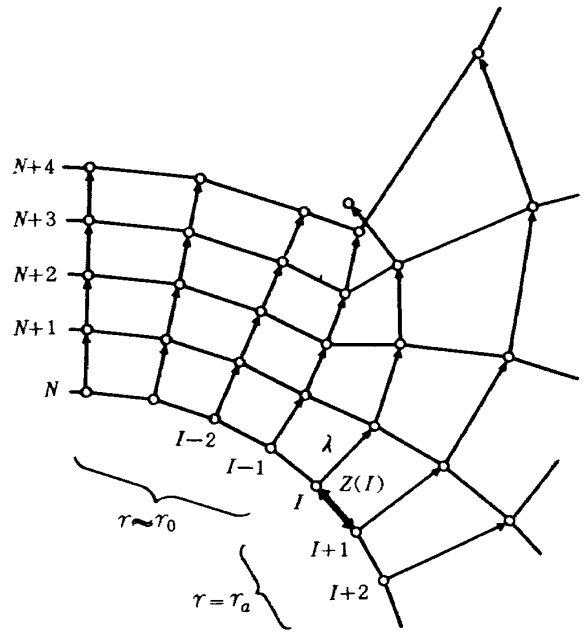


図5 燃焼速度増加率が特に大きい場合の各点の動き

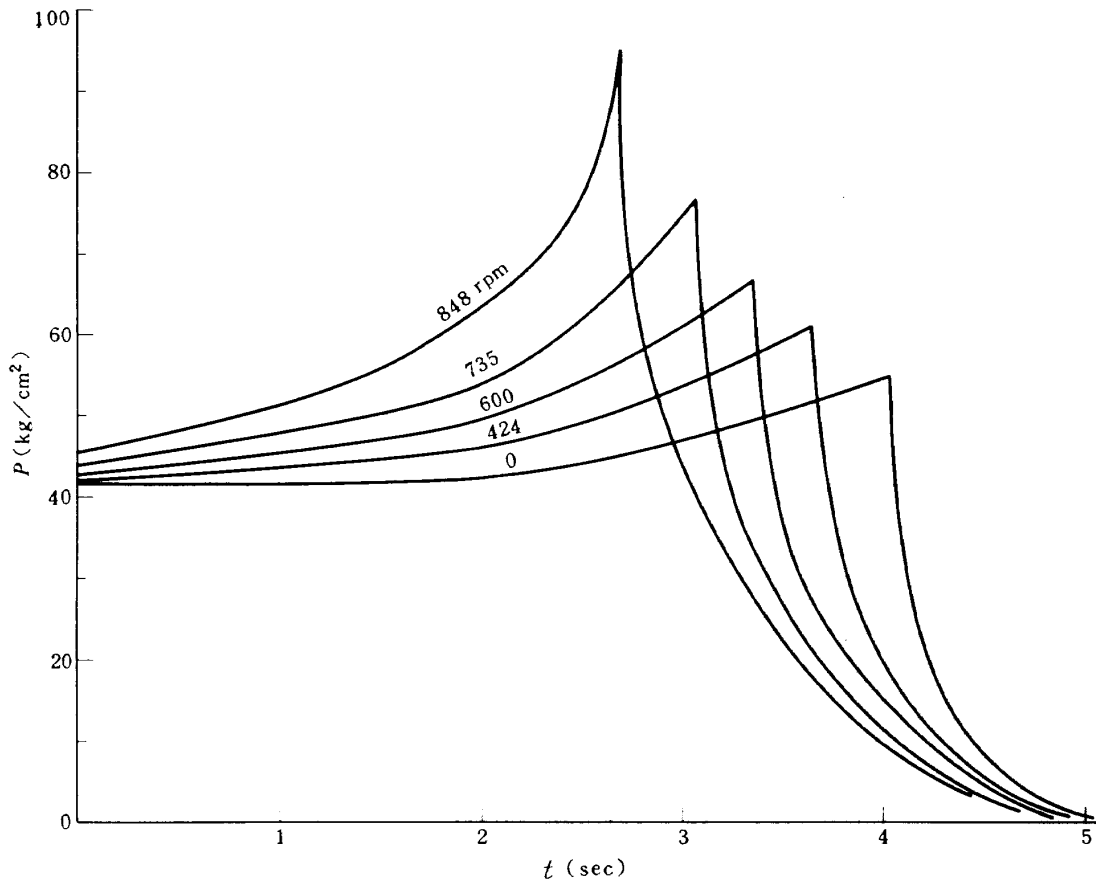


図6 回転する  $140^\circ$  モータの予想  $t-P$  曲線 (PB08)

の性質上連鎖的にこの現象が起り、計算結果は異常になるため、プログラムの中ではあらかじめこの問題を予測しておかなければならない。

このプログラムの中には、時間と共にスピン燃焼効果がどのように変化するかという、いわゆる過渡現象<sup>6)</sup>は加味されていないが、この現象そのものが解明されていないので、この方面の研究を待たなければならない。

### 3.2 計算例

平板状推進薬の実験結果の例として示した図2の結果を用いて以下の計算を行った。PB08なる推進薬の組成は表1に示す通りである。後述の図13(a)に示す8片スター140φ×200Lモータの各回転数における燃焼圧の変化は図6の通りで、図の回転数の増加は、加速度が約13.8gずつ増加することに相当する。回転数と共に燃焼圧が上昇し、スライバ期が長くなる様子がわかる。回転数が大きくなるにつれ急激な圧力上昇が生じるのは、加速度が大きい程大きい燃焼速度をもつことによるが、特にコンポジット推進薬の場合は、圧力が高い程大きい燃焼速度増加率をもつこと<sup>1)</sup>も合せて考えなければならない。図7には回転数による有効燃焼圧、最大燃焼圧(本計算の対象である図13のような光芒の場合はスライバ期に入る直前の燃焼圧である。)を示すが、PB08推進薬の場合は回転数と共に急激に上昇する。CMDB推進薬の例としてCD03の場合(静止時における有効燃焼圧が同じになるノズル径を定め、同じ光芒について計算した。)を示してあるが、CMDB推進薬は圧力が高い程加速度場における燃焼速度増加率が小さいので、<sup>2)</sup> 回転数による

圧力の変化はコンポジット推進薬に比べて小さい。ただし、CMDB推進薬の場合には、圧力指数が大きいので計算の対象とした光芒の場合には最大燃焼圧が低回転数でコンポジット推進薬の場合より大きくなっている。これらの計算から判断すれば、グレインデザインを等斉燃焼に近いものにしたときには、CMDB推進薬の場合の方が

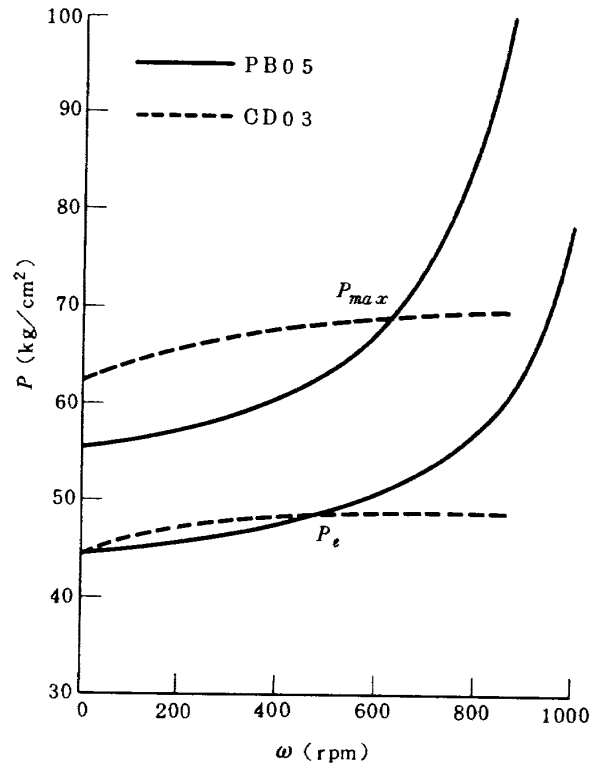


図7 回転数による有効及び最大燃焼圧の変化

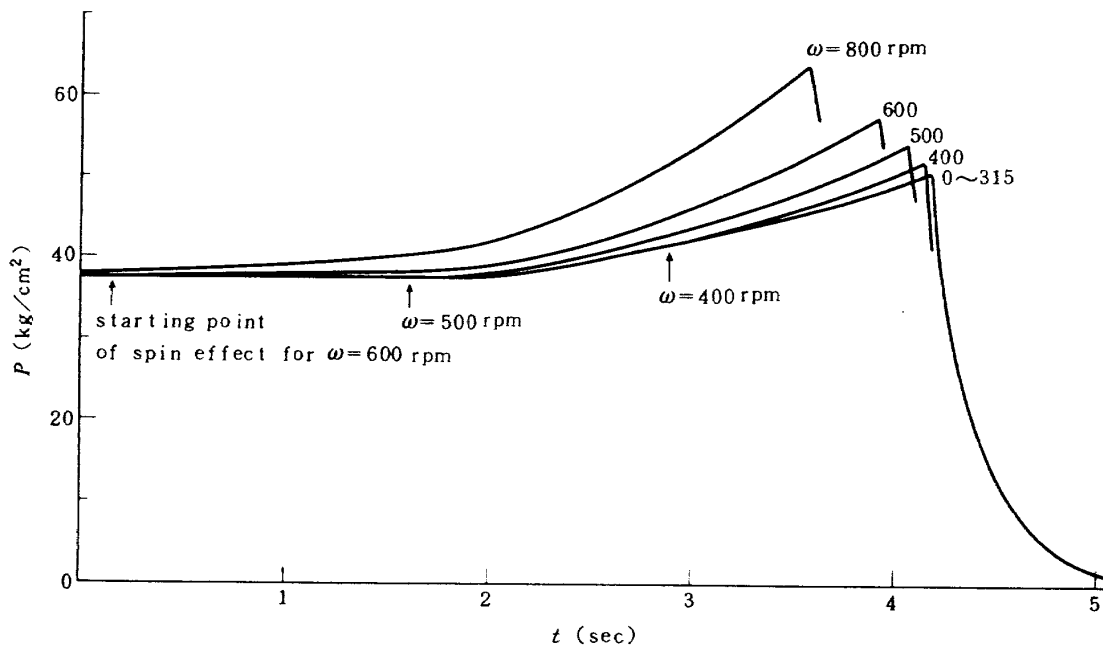


図8 回転数によるスピン燃焼効果開始点の移動(PB05)



高回転でも燃焼圧の変化は小さく抑えられることになる。ただし、図7の曲線が上に凸になるか下に凸になるかは、燃焼速度増加率の圧力依存性だけで決定されず、加速度による燃焼速度増加率の変化が大きいかどうか、即ち、図2の直線の勾配の大きさ及びグレイン形状等にも依る。更に、燃焼圧力-時間曲線に特徴的变化を与えるものに臨界加速度がある。一般に、加速度場における固体推進薬の燃焼速度は、ある加速度（臨界加速度）以下で変化がない。前述のPB08推進薬の場合は臨界加速度を近似的にゼロとしたが、例えばPB05推進薬の場合には、 $P = 40 \text{ kg/cm}^2$ において $10g$ であり、圧力が高い程小さくなる。CMDB推進薬は全く対照的に、圧力が高い程大きい。<sup>7)</sup> 予想曲線算出のときには燃焼圧を計算した後、その燃焼圧における臨界加速度( $a_{cr}$ )を与えて $a < a_{cr}$ なら $r = r_0$ とすればよく、前節の予想曲線の計算方式には特別の配慮は全くない。PB05推進薬の場合の各回転数における燃焼圧の変化を図8に示す。図に示すように、スピン燃焼効果が現われる時間が回転数によって変化し、 $140\phi$ 8光芒の場合には約600 rpm以上で全燃焼時間にわたってスピン燃焼効果が現われる。

次に、図9に時間と共に光芒形状がどのように変化していくかを示した。静止時の場合は燃焼速度が一定であるため、時間と共に等間隔に光芒形状が変化しているが、回転を与えると燃焼速度が大きくなるため単位時間当りの進行距離も大きくなることわかる。光芒の谷部は、加速度も大きく、燃焼面角度も大きいいため他の部分より燃焼速度が大きく、特に進行が速い。このため、静止時に比べてより早くウェブ部が燃焼終了し、スライバ期が長くなる訳である。図中の点線は $\theta = \pi/4$ の線を示すもので、この線より図の左側についてはほとんど加速度の影響を受けない領域といえる。従って、 $\omega = 848 \text{ rpm}$ の場合には着火2秒後には燃焼面の全部分が加速度の影響を受ける。

#### 4. $140\phi$ モータの燃焼実験

##### 4.1 実験装置及び実験方法

使用したテストスタンドを図10に示す。このテストスタンドは渦電流式継手付の7.5kW誘導電動機により駆動され、30~870 rpmの回転を固体ロケットモータに与える事が出来る。 $140\phi$ 内面燃焼型ロケットモータの場合、最大（スライバ期直前）約60gの加速度環境下で燃焼実験を行なう事が可能である。テストスタンドには、ブリロード装置が内蔵されており、予めスラストベアリングに負荷をかけておくことにより、着火時における急激な負荷増大によるロケットモータ回転数の変動を防いでい

る。更に、適当な燃焼秒時での燃焼面の進行状態を調べるために、このテストスタンドには、ロケットモータ前部に加圧水タンク及び電磁弁が、そして後部には爆発ボルトが備えられ、推進薬の燃焼を任意の時間で中断できるようにになっている。計測は燃焼室圧力とロケットモータ回転数について行ない、この圧力信号、点火信号、爆発ボルト用電源及び電磁弁電源は20極のスリッピングを介して回転部に送られている。なお、本テストスタンドは平板状推進薬を用いたスピン燃焼実験のテストスタンドを兼ねており、その時にはアームの先に2個づつ（図10では1個づつ）計4個の小型燃焼器を取付け、0~350gの加速度場で燃焼実験が可能である。

実験に用いた $140\phi \times 200 \text{ L}$ ロケットモータ用チャンバを図11に示す。使用回数の多い事と燃焼中断時の衝撃を考慮して、燃焼室(D)は厚肉構造とし、前部鏡板(E)にイグナイタ取出口(Q)、水噴射用インジェクタ(H)そして圧力取出口(F)を設けた。ここで水噴射用インジェクタは噴射した水が燃焼室中央部で多点衝突するよう、設計された。ノズルホルダ(B)は燃焼室後部鏡板(C)と爆発ボルト(A)4本

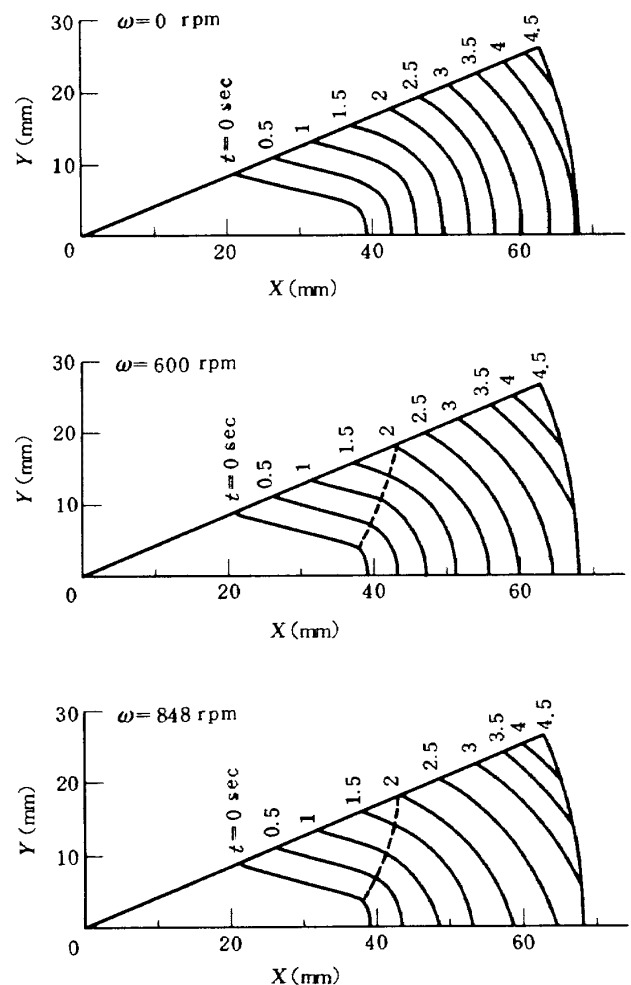


図9 光芒の変化(PB08)

によって結合されている。燃焼中断時、この爆発ボルトによる結合が解けて、ノズルホルダが燃焼室圧力により、すみやかに吹飛ぶために、その挿入部にはテーパを付け、熱膨張でノズルホルダが後部鏡板に膠着するのを防いでいる。

爆発ボルトは、作動遅れが少なく、安全性が高く、かつ安価なものを目指し、特に本実験用に製作されたもので、信頼性を高め、作動遅れを短くするために、結合用パイプに軸に平行に4本のVノッチを入れた(図12)。作動時には、パイプの中に入れた3.0 grの線火薬を点火玉にて着火し、ノッチ部より切断、取付ボルトのネジ部の結合を解くようになっている。このような構造のため、爆発ボルトの作動時には4片の破片はその半径方向に飛散する。そのため、燃焼中断実験はテストスタンドに鉄製のドームをかぶせ、その安全を図った。また爆発ボルトの取付作業等の安全を期すために、爆発ボルト後部に安全ボルトを設けた。この安全ボルトが装着されていない状態で、何らかの原因で線火薬に着火しても、結合用パイプ内の圧力はほとんど上昇せず、極少量の火炎が漏れる程度で爆発ボルトは作動しない。

実験に際しては、実験室内作業の終了後、この安全ボ

ルトを軽く回して装着し結合パイプを閉塞した。

燃焼中断は爆発ボルトを作動させ、ノズルホルダを吹飛ばすことにより行なった。これは燃焼室を大気圧まで急減圧することによって推進薬表面から火炎を吹き飛ばすものである。しかしながら、この消炎法では一時的に火炎は吹き飛び、推進薬の燃焼は中断されるが、燃焼室内に残る高温のガスやアルミニウム等の燃焼残渣のために、数秒後に再着火し、燃焼中断グレインは得られない。そのため、ノズル部の開放と同時に電磁弁を作動させ、前部鏡板に設けたインジェクタより60 k $\bar{g}$ /cm<sup>2</sup>の高圧窒素ガスで加圧した水、約2.0 lを噴霧し、再着火を防止した。実験によれば、爆発ボルトの作動遅れは全く見られないが、ノズルホルダの挿入部(約70 mm)が燃焼室後部鏡板から分離するために要する約10 m secの遅れがあった。しかしノズルホルダの分離が完了してから消炎に至る遅れはなく、中断設定秒時にノズルホルダの分離遅れを加えた秒時における燃焼中断グレインが得られた。

ノズルは静止時の平均有効燃焼圧が40~45 k $\bar{g}$ /cm<sup>2</sup>になるよう、各推進薬について、そのスロート径を決定した。又、燃焼実験ではアブレーション、そして特にCMD B推進薬においては燃焼ガスの酸化性によるノズルの侵

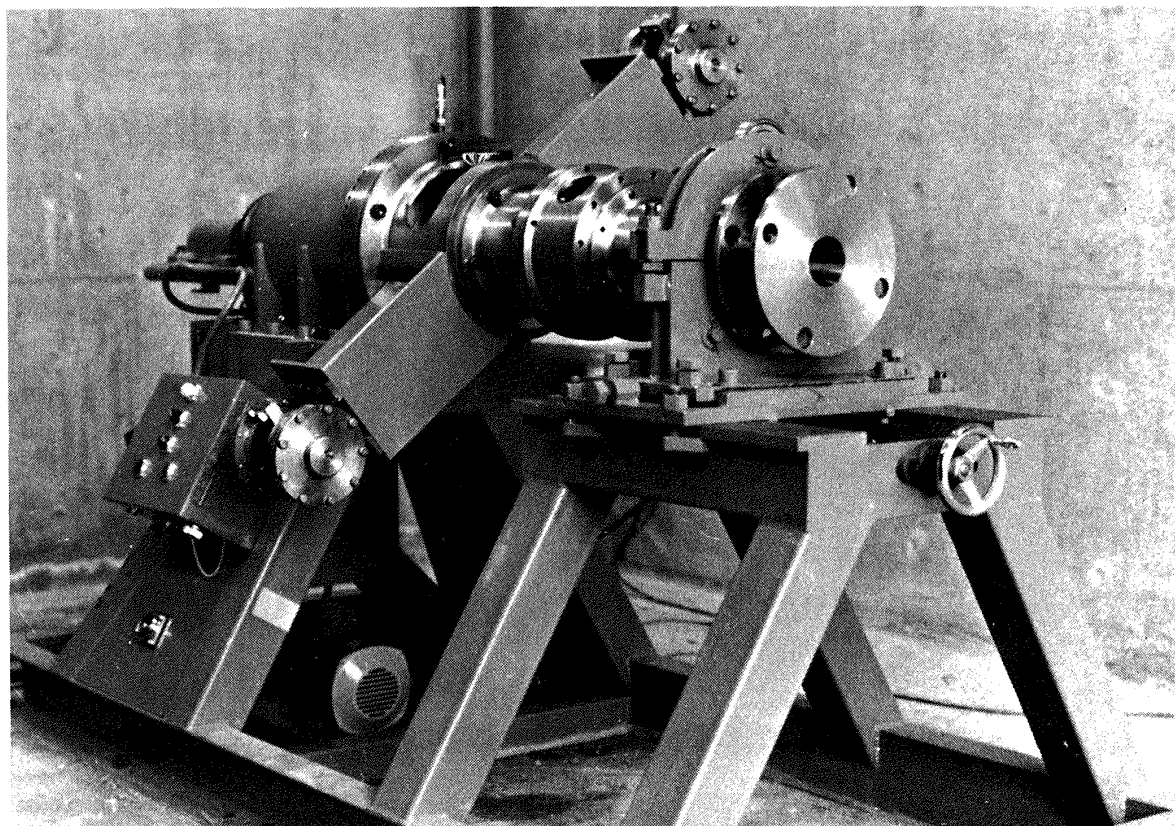


図10 テストスタンド

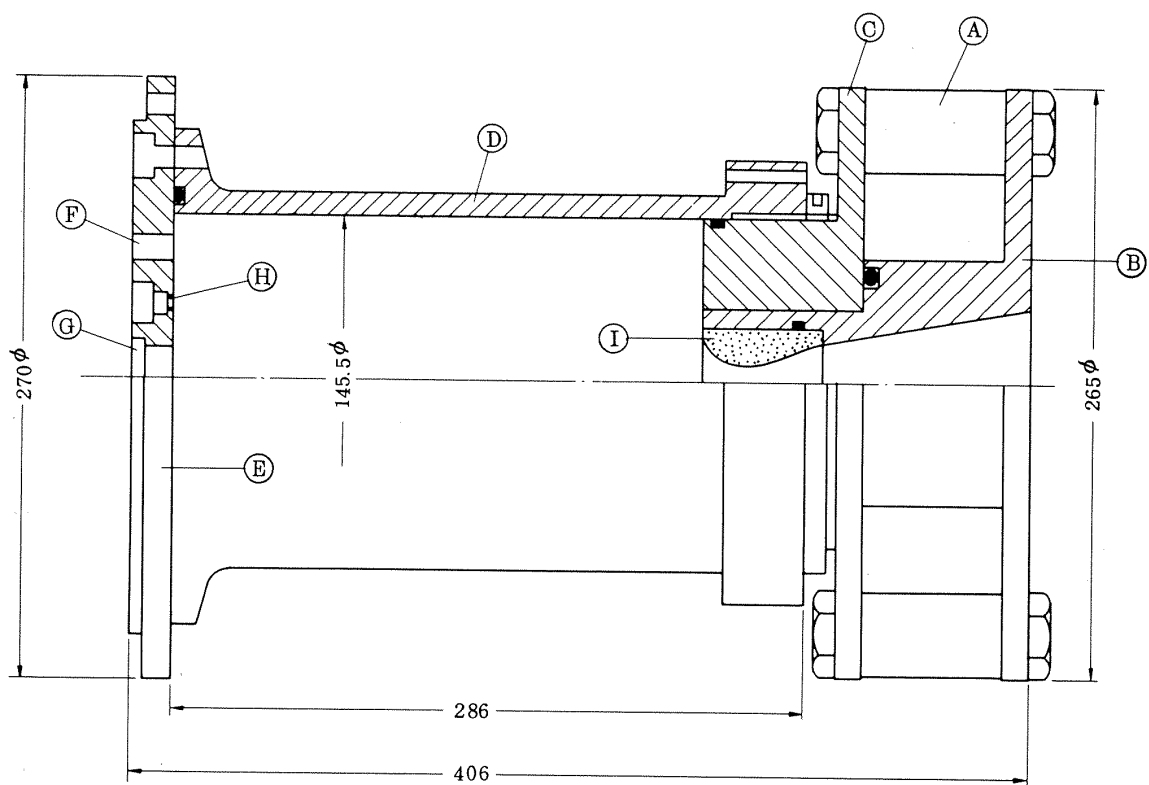


図 11 ロケットチャンバ

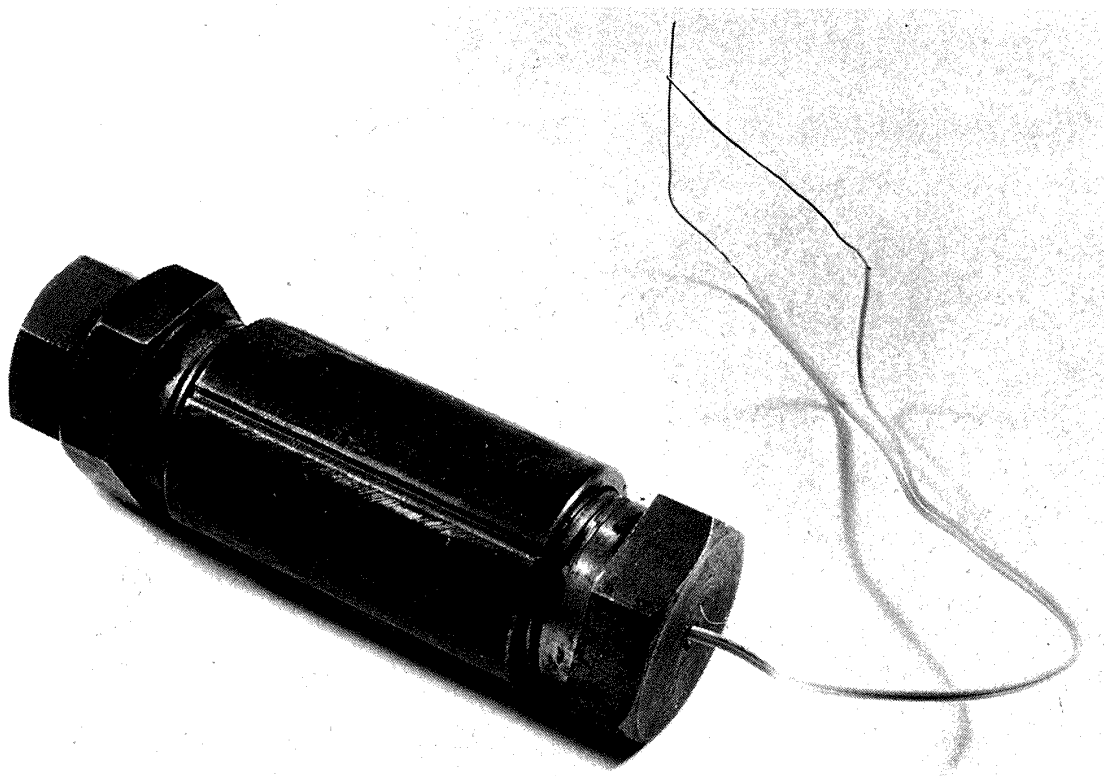


図 12 爆発ボルト

食が生じる。このノズルの侵食によるスロート面積の変化を極力押えるために、本実験では、コンポジット推進薬については高密度グラファイトノズルを、CMDB推進薬については低密度グラファイトに各種のセラミックコーティングを施したノズルを使用した。

イグナイタは、 $27\phi \times 107^L$  (燃焼室内には 81 mm 挿入)の鉄製ケースに点火薬を装填したものをを用いた。0 rpm の場合、燃焼実験により鉄製ケースはかなり溶融するにもかかわらず、600 rpm 程度の回転をロケットモータに与えると、鉄製ケースは溶融せず、その原型をとどめていた。このことからロケットモータに回転を与えると、燃焼室内の燃焼ガス熱容量が一様に分布なくなり、ロケット中心軸付近の熱容量は小さくなることわかる。

実験に供した固体推進薬は CMDB (Composite Modified Double Base) 推進薬 3 種と、コンポジット推進薬 3 種で、それぞれの基本組成、及び外割の添加アルミニウム粉については表 1 に示す。表中のアルミニウム平均粒径は重量平均粒径を、又、標準偏差は、アルミニウム粉末の粒径分布が対数正規分布であると仮定した時のその分布の拡がりを表わす量である。各推進薬の加速度場での燃焼特性については、著者らによる前報<sup>1),2)</sup>を参照されたい。供試推進薬の内孔形状は図 13 に示すように、CMDB 推進薬については 6 光芒、コンポジット推進薬については 8 光芒のスターグレインを採用した。

4.2 実験結果

燃焼実験は、各推進薬につき静止状態、及びそれと比較するためにロケットモータに回転を与えた 2~3 回のスピン燃焼実験を行ない、燃焼圧力の変化よりスピン燃

表 1 供試推進薬

CMDB 推進薬

ニトログリセリン	33.6
ニトロセルロース	28.0
過塩素酸アンモニウム	30.0
その他	8.4

推進薬名	Al 含有率*	平均粒径	標準偏差	$\tau_0 (P=40 \text{ kg/cm}^2)$
CD03	9.1 %	68 $\mu$	0.508	0.966 cm/s
CD05	2.0	14	0.514	0.840
CD08	9.1	56	1.303	0.924

コンポジット推進薬

ポリブタジエン	16.3
過塩素酸アンモニウム	83.7

推進薬名	Al 含有率*	平均粒径	標準偏差	$\tau_0 (P=40 \text{ kg/cm}^2)$
PB02	14.0	7 $\mu$	0.822	0.765 cm/s
PB05	9.0	48	0.696	0.706
PB08	14.0	75	0.230	0.693

\* 外割

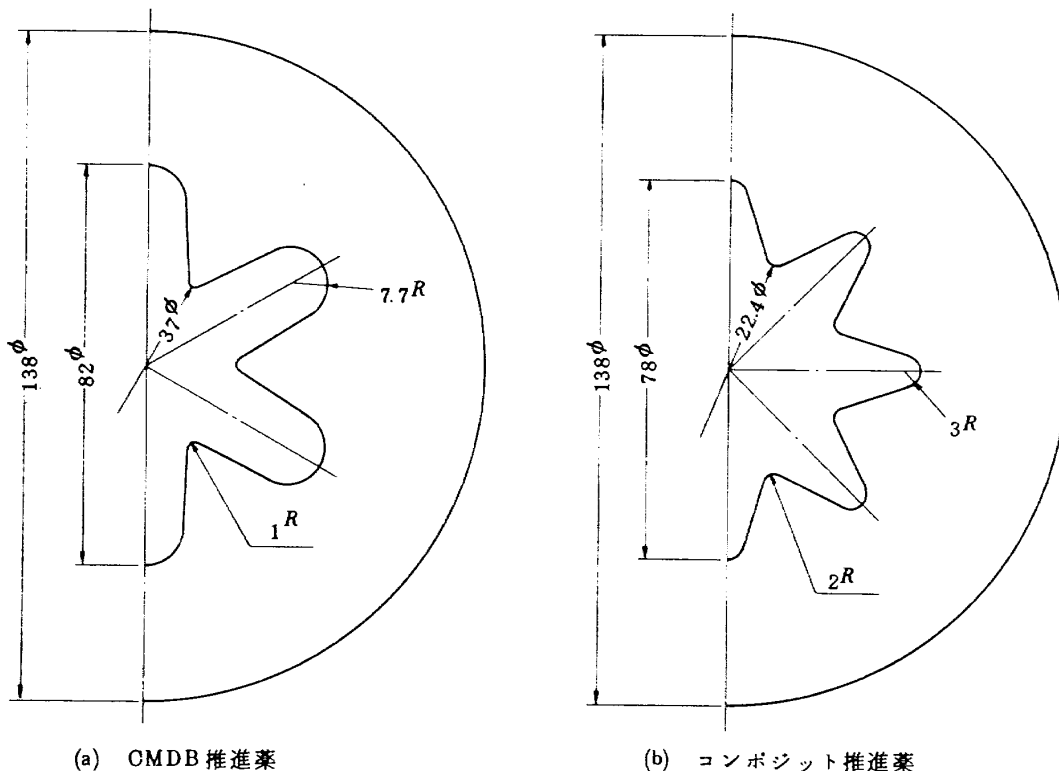


図 13 試試推進薬の内孔形状

焼効果を調べた。更に、その結果から適当な燃焼秒時に  
タイマを設定し、静止状態とスピン状態で推進薬の燃  
焼中断を行ない、得られたグレイン面形状を比較するこ  
とにより、加速度場における燃焼面の進行状態を調べた。

他方、平板状推進薬を用いた実験の結果から燃焼圧力曲  
線と燃焼中断グレイン形状を計算、予測し実験結果と比  
較した。供試推進薬についての実験及び予想燃焼圧力曲  
線を図 14~19 に示す。

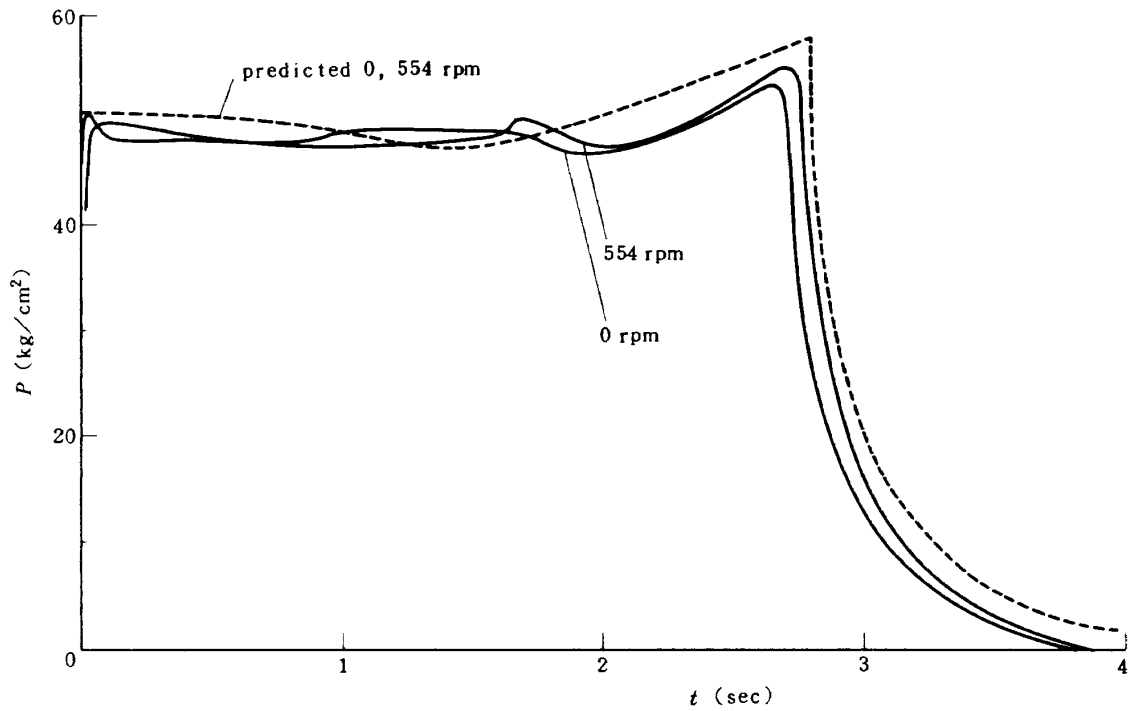


図 14 実験と予想曲線の比較 (CD05)

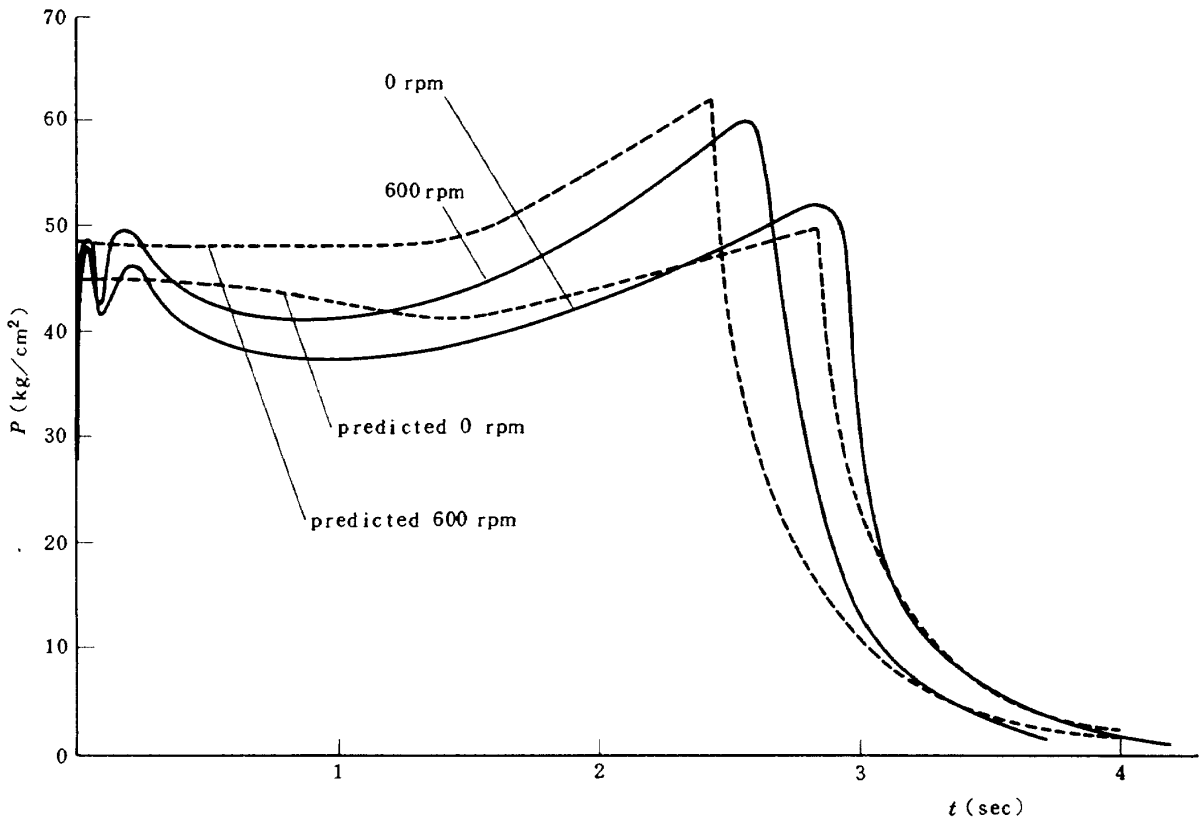


図 15 実験と予想曲線の比較 (CD08)

アルミニウム含有率2.0%のCD05推進薬は、平板状推進薬を用いたスピン燃焼実験において、低加速度域ではほとんど燃焼速度の増大を示さずその結果から算出された予想燃焼圧力曲線も0 rpmと554 rpmとの間に全く差違を示さなかった。また、実験結果もノズルコーティングの剝離に起因すると考えられる圧力の変動を除けば、スピン効果による燃焼圧力の増大はみられなかった。一方、同じアルミニウム含有率を有し、その平均粒径もほ

ぼ等しいCD03推進薬とCD08推進薬についてみれば、ロケットモータの回転数が低いにもかかわらず、CD08推進薬の方がCD03推進薬よりも大きなスピン燃焼効果を示した。これは添加アルミニウム粉末の標準偏差が大きい程、即ち、粉径分布の拡がり大きい程、固体推進薬の燃焼特性は加速度の影響を受け易いため、このスピン燃焼効果の標準偏差依存性は平板状推進薬を用いた実験でも確認されている。予想燃焼圧力曲線の算出に際

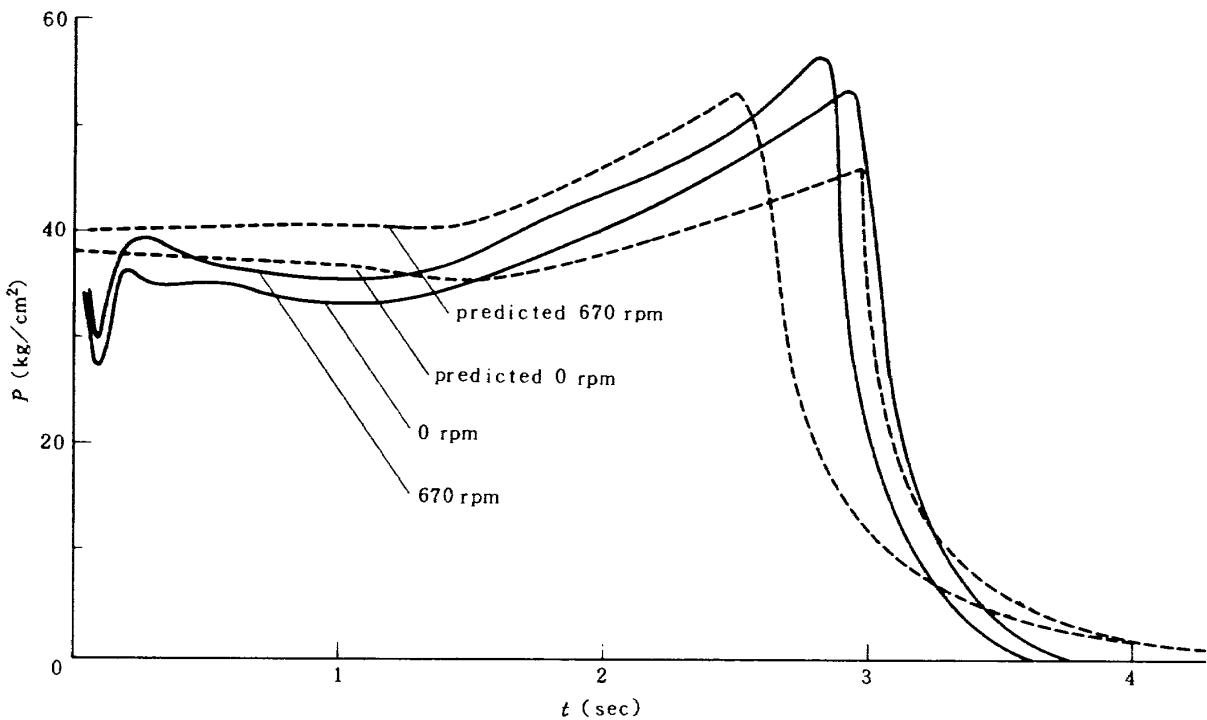


図16 実験と予想曲線の比較(CD03)

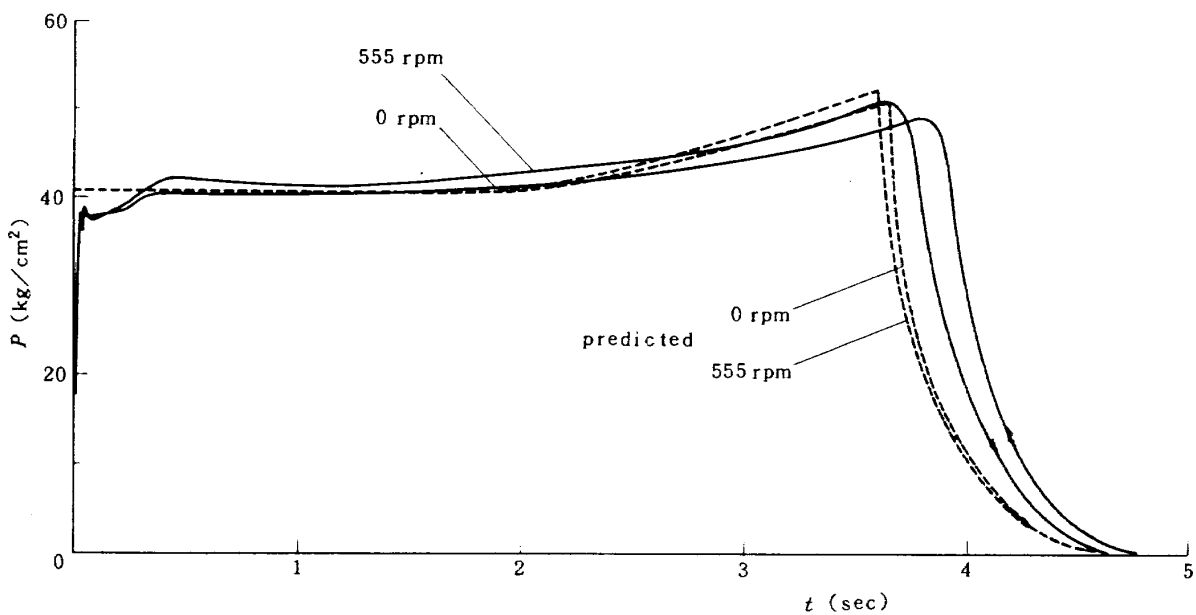


図17 実験と予想曲線の比較(PB02)

しては、ノズルスロート面積が指数関数的に増加すると仮定して計算を進めたが、一般に、CMDB推進薬の場合には、ノズルコーティングの剥離現象が捉え難いために、静止状態での燃焼圧力曲線を精度良く予測することは困難であった。

一方、コンボジット推進薬では、添加アルミニウム粉の粒径の小さなPB02は余り大きなスピン燃焼効果を示さず、予想燃焼圧力曲線と実験結果は良い一致をみた。しかしながら、アルミニウム粒径の大きなPB05及び

PB08推進薬については、平板状推進薬の実験結果を用いて計算、予測した程にはスピン燃焼効果は現われなかった。特に、PB05推進薬ではロケットモータを回転させることによって、かなりの燃焼圧力上昇が予想されたが、実験結果ではほとんどこのスピン燃焼効果はみられなかった。この原因として、平板状推進薬を用いた実験では、PB08推進薬の臨界加速度は近似的に $0g$ とできるが、PB05推進薬の場合は前述のようにその値はかなり大きく、この臨界加速度の差がスターグレインの $140\phi$

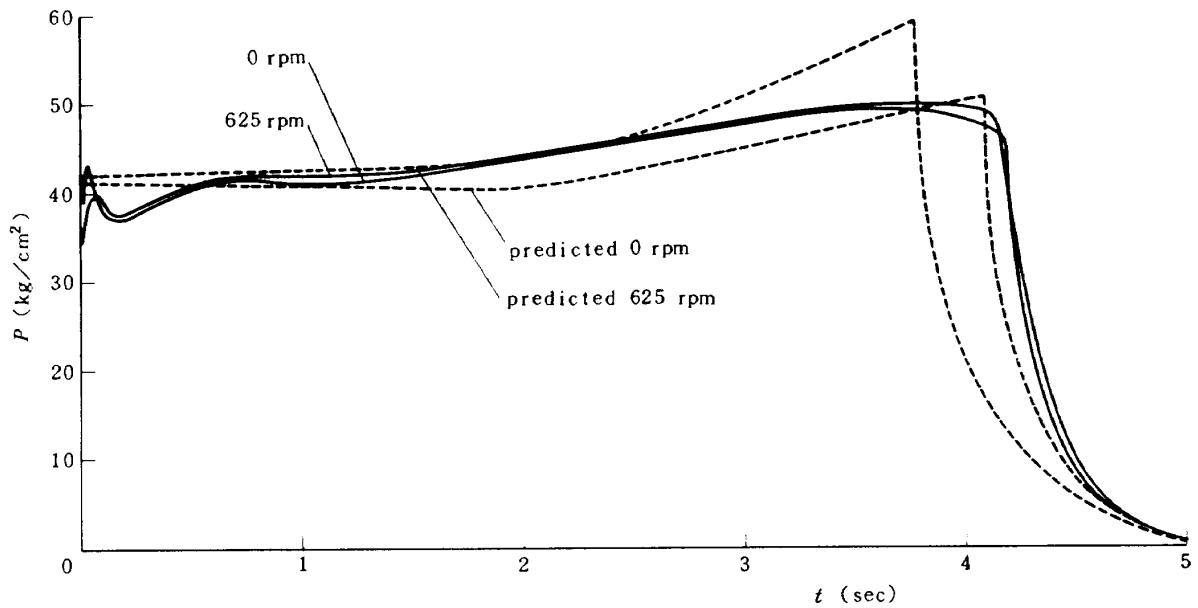


図 18 実験と予想曲線の比較 (PB05)

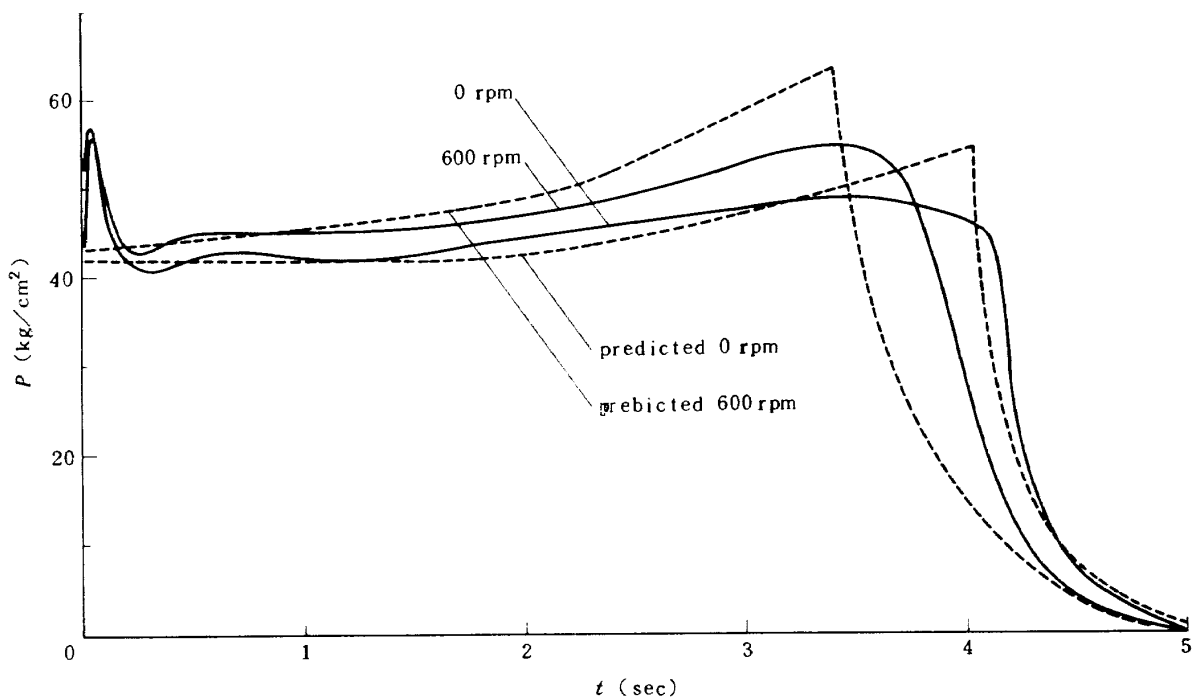


図 19 実験と予想曲線の比較 (PB08)

モータの実験結果に現われたものと考えられる。後に述べるように、平板状推進薬を用いて得られた角度の影響を、スターグレイ形状のモータにそのまま適用できるかという問題と共に、この臨界加速度についても更に吟味して行かねばならない。一般的に回転を与えた時の予想燃焼圧力曲線は実験結果と定性的な一致を示し、平板状推進薬を用いたスピン燃焼実験で大きな燃焼速度の増大を示す推進薬は、140φロケットモータを用いたスピン燃焼実験においても大きなスピン燃焼効果を示した。しかし定量的に比較すれば、予想燃焼圧力曲線の方はスピン燃焼効果を実際のものより若干大きく見積る傾向があり、140φロケットモータにおいては、著者の平板状推

進薬の実験から予想される程には、燃焼速度の増大は生じていないことがわかった。この原因については次のように考えられる。

Northam<sup>6)</sup>及びCoweles & Netzer<sup>8)</sup>によれば、加速度場における燃焼速度の増大は推進薬の厚味、即ち燃焼時間によって大きく変化することが報告されている。この燃焼速度における過渡現象は添加アルミニウム粒子の集塊現象に起因するもので、推進薬の種類あるいは燃焼圧力に依存する。そして供試推進薬、及び本実験の燃焼圧力の範囲では、ウェブ厚15~25mm付近で燃焼速度の極大値を取るものと考えられる。従って厚さ15mmの平板状推進薬を用いて得られたデータは、この極大値付近

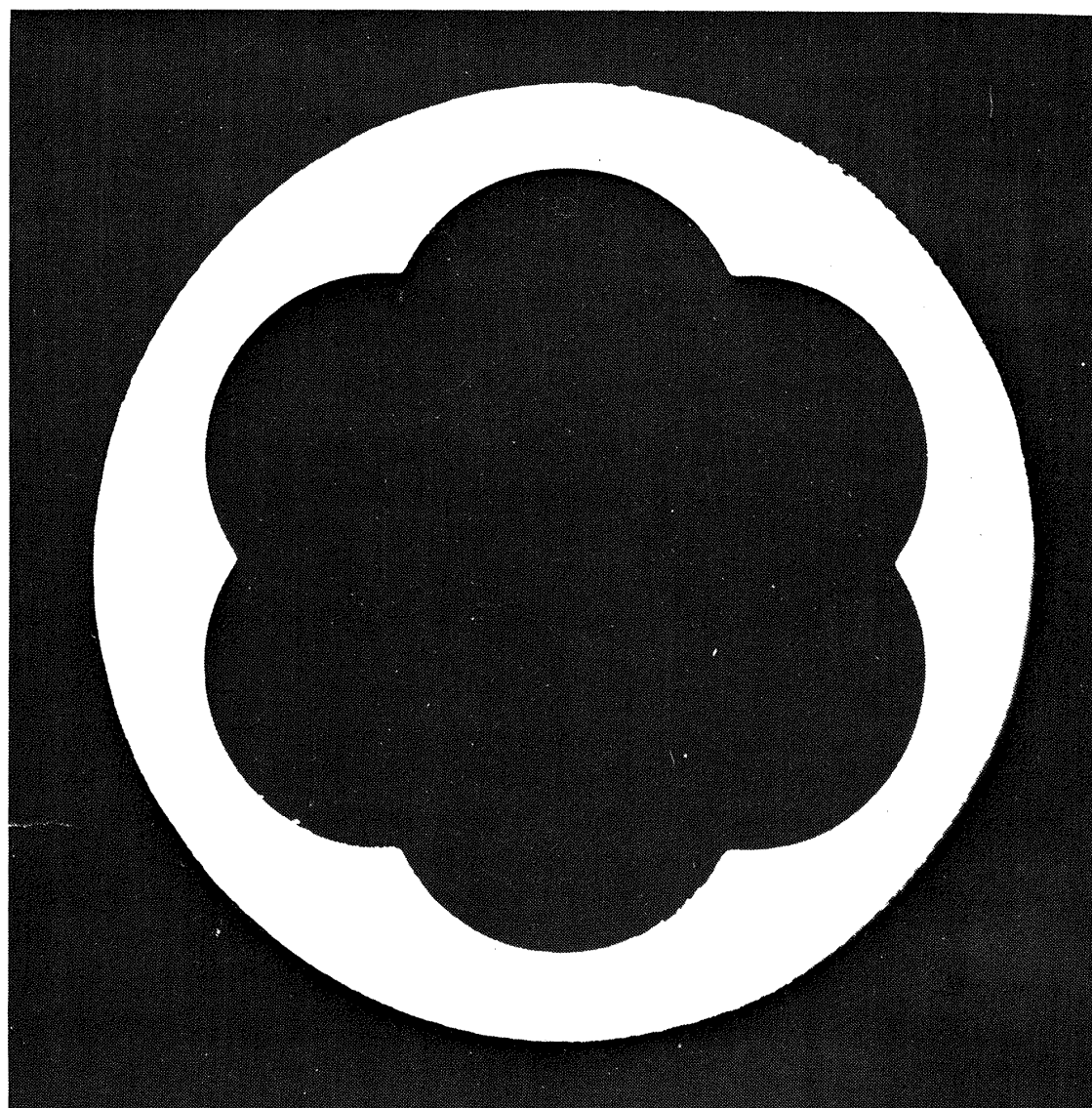


図20 燃焼中断したグレイ形状(CD03, 670rpm, 中断2.09sec)



のかなり大きめの燃焼速度増大を表わしており、このデータを140φ スピンモータの全ウェブ厚について用いたために実際より大きいスピン燃焼効果が算出されたと考えられる。Northam<sup>9)</sup>の最近の報告によれば、やはり予想燃焼圧力曲線は完全とは言えないが、過渡現象をプログラムの中に組入れることによって燃焼圧力曲線の微妙な変化を捉えている。今後この過渡現象、そしてノズルの侵食や着火時の燃焼圧力変動を考慮すれば、かなりの精度で回転する固体ロケットモータの燃焼圧力を予測することが可能になるであろう。

次に燃焼中断の結果について述べる。一例としてCD 03 推進薬を670 rpmのスピン燃焼中、点火後2.09secで燃焼中断した時のグレイン面形状を図20に示す。これら燃焼中断グレインの投影写真より、グレイン各片について平均し、得られたグレイン面形状を、その燃焼中断秒時における予想グレイン面形状と合わせ、図21~24に示す。平板状推進薬の結果を用いて計算された予想グレイン面の方が、燃焼中断によって得られたグレイン面よりも速く進行しているのは前述したように、スピン燃焼効果の過渡現象を無視し、加速度場における推進薬の燃焼速度増大を過大に見積ったためである。また、一般に、計算されたグレイン面形状では、加速度が大きく、その方向が燃焼面に対して垂直に近い光芒の谷の部分に他の部分に比較して、速く進行しているのがわかる。しかしながら、これに対して燃焼中断により得られたグレイン面では、燃焼面は一樣に進行しており、140φ モータを用いた燃焼中断実験からは、グレイン面形状に及ぼす回転の影響をはっきりと捉えることはできなかった。図25に870 rpmの高回転を与えた場合の燃焼終了後の140φ モータ推進薬ケースを示す。光芒の谷の部分にアルミニウムとアルミナの残渣がみられるが、光芒の山の部分にはみられない。従って、このことからスターグレインの場合に、光芒の谷の部分に特に大きなスピン燃焼効果を受けることが予想され、又、140φ モータの燃焼中断面にもその影響が現われなければならない。しかしながら、スターグレインの場合には、その内孔形状に沿って燃焼面と加速度とがなす角度は、極めて急激に変化し、かなりの燃焼面積を一定の角度で行なった平板状推進薬の実験とは相当に様相が異なると考えられる。このことは、スピン燃焼の過渡現象とも合わせ、更に調べていく必要がある。

## 5. スピン燃焼試験設備による燃焼実験

### 5.1 高空性能試験設備(HATS)との連結

スピン燃焼試験設備<sup>4)</sup>は、スピンを与えた固体ロケッ

トの燃焼試験用として昭和45年度完成した設備であるが、着火前は真空ポンプによって低圧室を減圧、定常燃焼時にはロケット排気ガス流による超音速ディフューザだけで減圧するいわゆる簡易高空性能試験設備(以下「簡易

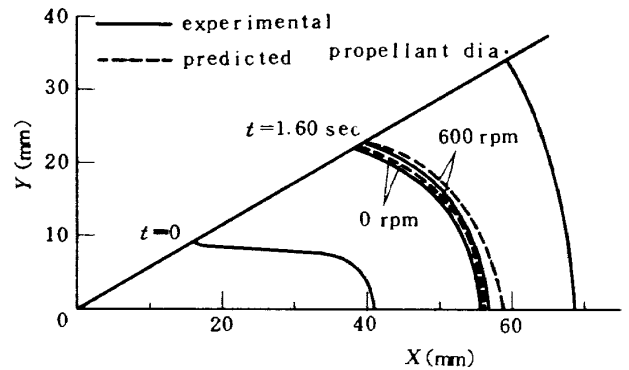


図21 燃焼中断秒時1.60 secの光芒形状(CD08)

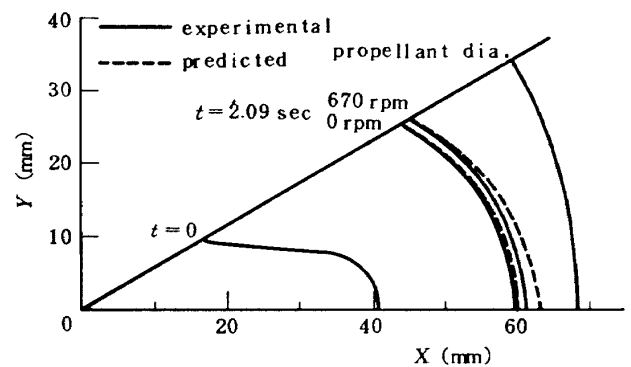


図22 燃焼中断秒時2.09 secの光芒形状(CD03)

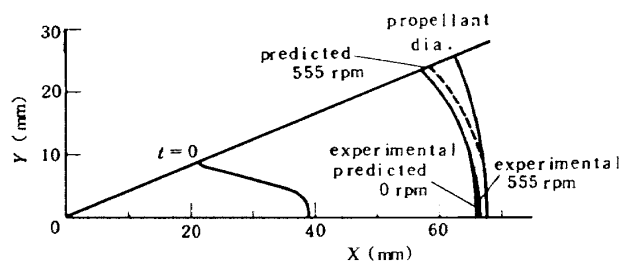


図23 燃焼中断秒時3.52 secの光芒形状(PB02)

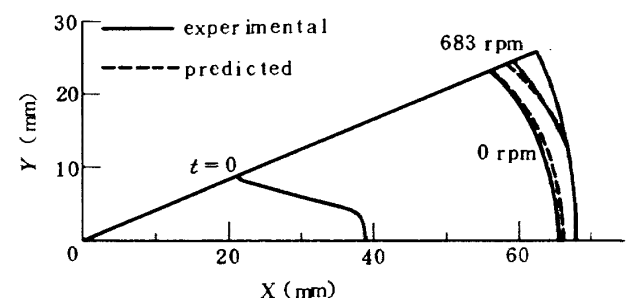


図24 燃焼中断秒時3.82 secの光芒形状(PB08)

HATS」と略す)であった。290 $\phi$ ×630 $L$  モータの簡易 HATS による試験結果の一例を図26に示す。この例は、タイマの故障のため、低圧室への窒素ガスパージ<sup>4)</sup>のタイミングがずれて、スライバ期に入って燃焼圧力が最小始動圧力以下になったとき、ディフューザがブレイクダウンしている。窒素ガスパージの時間をモータの最小始動燃焼圧力になる時間と合わせることが難しいだけでなく、タイミングを合わせることができたとしても低圧室は急激に大気圧に復帰するため、スライバ期に入ってからのロケットの高空シミュレーションはできない。また、定常燃焼時においても、2 ton 級のモータを対象としたディフューザによって図26に例示するモータの場合にはシミュレーション高度が20km程度であり、上段用モータの

高々度シミュレーションとしては十分なものではなかった。ところが、昭和47年度に、超音速ディフューザと蒸気駆動二段エゼクタの組合せによって減圧するロケットエンジン高空性能試験設備(HATS)<sup>10)</sup>が完成し、液体ロケット系の他に固体ロケット系としてスピン燃焼試験設備の低圧室にも連結された。384 $\phi$ のディフューザの代わりに、780 $\phi$ のディフューザが連結され(図27)、推力約5 tonの固体ロケットの燃焼試験を数 torrの圧力下(相当高度約30 km)で行うことができるようになった。HATSについては、文献(10)に詳しく報じられるのでここでは述べない。固体ロケット試験用の旧来の低圧室には、バイパス管路(着火前に低圧室を減圧するときノズルスカートに過大な外圧が加わるのを防ぐ)、



図25 燃焼後の残渣(CD03, 870 rpm)

窒素ガス清掃弁（低圧室内残存ガスを追出す）及びリーク弁（燃焼試験後大気圧に開放する弁）などが新しく取付けられ、これらの制御は排気系の制御としてHATSの監視操作盤でなされる。ロケットモータ等のテストスタンド回りの制御は従来通りであるから制御系は固体ロケットの試験の場合は新旧二つの監視操作盤（図28）で図29に示すようなシーケンスに従って操作される。図29には主要な部分だけ示してあり、〈TD1〜4〉はタイマを表わし、側には最大設定秒時を記した。排気系統制御設備から準備完了の信号が入ると、シーケンサがスタートして計測系等の作動が開始し、点火される。図30にも示すように「燃焼圧1(H)」は点火後のある時間に、ある燃焼圧以上であることを検知して着火確認を行うものである。「燃焼圧2(L)」の判断は、ブレイクダウン直前に低圧室へ窒素ガスを注入してブレイクダウンによって低圧室へ逆流した燃焼ガスの掃気を目的としてなされるものである。

エゼクタ作動中はこの窒素ガス注入による低圧室圧上昇は極めて小さい。「燃焼圧3(L)」は、燃焼圧がゼロになって燃焼が終了していることを確認し、燃焼ガス冷却用のスプレー水を止めると共に排気系の停止を指示するためのものである。この他に、それぞれの機器に異常が発生したときには適当な判断のもとに排気系停止ができるようになっており、モータの異常燃焼時には非常時操作ボタン等の操作によって、機器が安全な方向に働いて被害が少なくなるように工夫されている。なお、計測系はこれまでと同様にできる他、HATSに備けられた更

に精度が良く、しかも組織化された計測設備も利用できるようになっており、本設備による燃焼実験について述べ、先述の予想曲線との対比などを行う。

5.2 供試ロケットモータ

モータ諸元は表2に示す。290φモータについては著者らが先に試験したモータ<sup>4)</sup>に準じて作製され、410φモータは図31に示す通りである。表2の始めの2基は簡易HATS用であり、他は大気圧及びHATS用である。チャンバは、地上燃焼試験用であるから、再使用可能などを考慮してクロモリ材の厚肉とし、設計圧力も200kg/cm<sup>2</sup>として安全を計った。290φモータの内孔形状は図13に示した8光芒のものとして2.6倍の相似形であるが、410φモータの内孔形状は7光芒で、等斉燃焼させるために推進薬ウェブの一部を図31に示すようにカットしてある。先述したように、スピン燃焼効果によって異常に尻上りになることがあれば危険であるため、径が大きくて燃焼時間が長い410φモータについては静止時に等斉燃焼するように配慮したものである。推進薬種は表2に示してある通りで、燃焼時間が長い410φモータに用いたPB05推進薬は比較的にスピン効果の小さい推進薬である。ロケット回転時のスタンドの振動測定、ノズルロージューアを取付けた状態での気密テスト及び推進薬の超音波探傷機による確認などは、ロケットを回転させるため、異常のないことを十分に確認しつつ行った。なお、簡易HATSにおいて用いた塩化ビニル製の厚いノズルロージューアは、HATSの機器を損傷する恐れがあるため、アルミニウムの薄板（厚さ0.3mm）をノズルスロートと

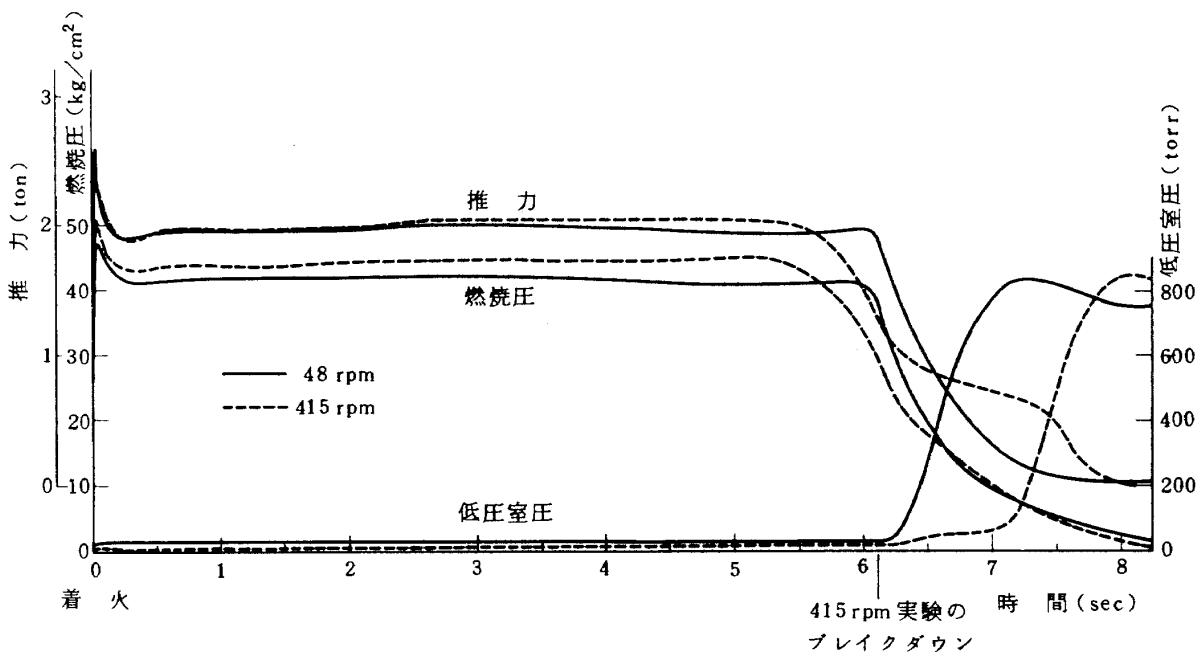


図26 簡易高空性能試験設備による実験（7-290sp-7, 8-290sp-8号機）

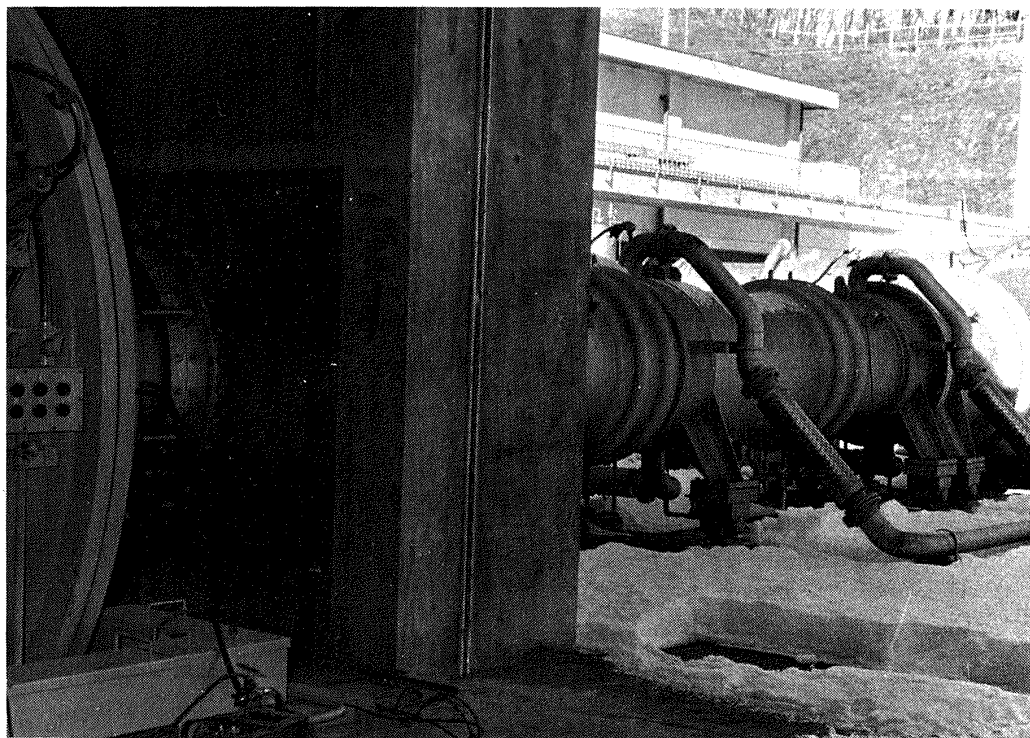


図27 固体ロケットの高空性能試験用に連結されたデイクューザ

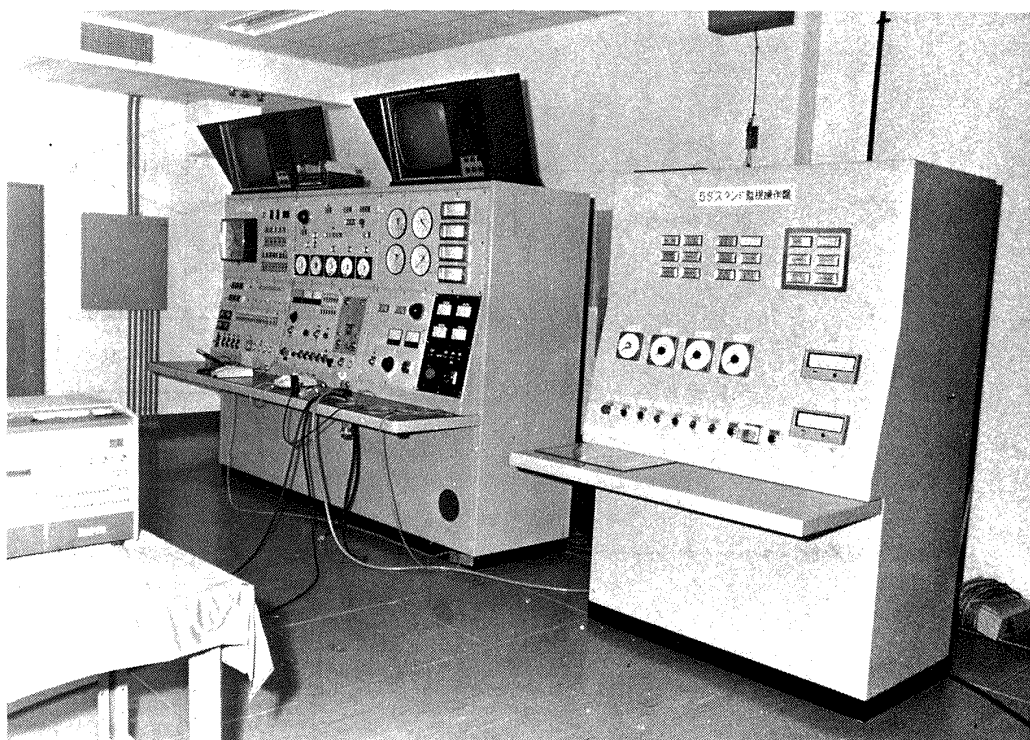


図28 増設された監視操作盤(手前)

ノズルスカートの組立部にはさんで行った。また、実験はすべて20℃に調温して行った。

5.3 実験結果及び検討

CMDB推進薬を用いた場合の簡易HATSによる実験結果は先に報告したが、<sup>4)</sup>その後、コンポジット推進薬を用いた290φ及び410φモータ12基について燃焼実験を行い、主なものは表2にまとめた。実験番号の初めの数字は通し番号であるので、その数字を用いて何号機と略称することにする。本設備を用いる場合には、スタンドの特性上、低回転でロケットを回しながら実験を行わなければならない、これを0φと考えた。これは、回転を与えないとベアリング部の摩擦のため、推力のインプ्रेस較正のときヒステリシスが存在するが、回転させると、推力の微小な振動が生ずるものの、このヒステリシスはなくなるためである。表2からわかるように、全般的に、

回転を与えたことによるいわゆるスピン燃焼効果は、燃焼圧、推力及び燃焼速度の変化に見ることができる。

7, 8号機は簡易HATSによる試験であるため、低圧室圧の変化がHATSによるものと異っているので、前報にならって有効燃焼時間中の平均値をとった。前報に比べて低圧室圧が低いのは、着火前圧力(真空ポンプで低圧室を減圧)を低くしたためであると考えられる。前報においては、低圧室圧は燃焼中ほぼ一定値を示したが、7, 8号機は燃焼圧がほぼ一定にもかかわらず燃焼時間と共に低圧室圧が上昇し、これまでの実験から予想される30~40 torrに至る過渡期の状態のまま燃焼が終了したと考えられる。なお、終了直前の低圧室圧は、それぞれ25.5, 15.5 torrであった。8号機は図26に示したように、ブレーダウンし、ノズルスカートで受けた動圧のため、スライバ期の推力の測定に大きな誤差が生じ、従っ

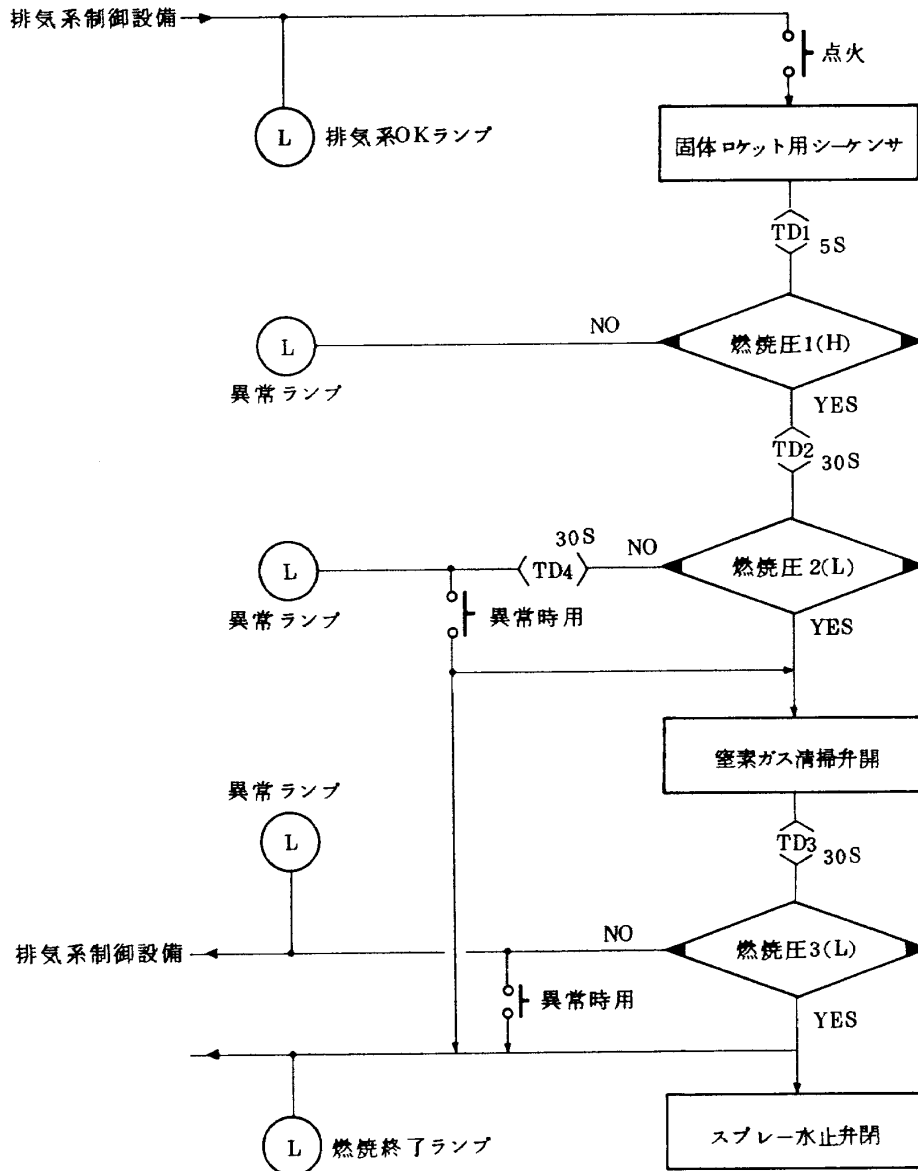


図29 HATSによる固体ロケット試験のシーケンス(ロケット関係のみ)

て比推力もむしろスピンを与えた方が大きい結果になってしまった。

11,12号機の燃焼曲線及び15,16号機の燃焼曲線はそれぞれ図32, 図33に示す。11,12号機に用いたPB08推進薬は、スピン燃焼効果が大きい推進薬で、140φにおいてもそうであったように(図19), 予想曲線の方がかなり大きい燃焼圧となった(ただし, 11号機の燃焼圧は圧力配管故障のため計測できなかったため10号機の値を示す)。12号機は415 rpmで最大27.8gの加速度場が与えられ、燃焼終了後のチャンバ内にはかなりのアルミ

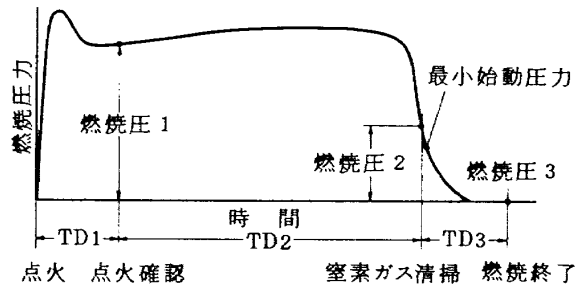


図30 シーケンス説明図

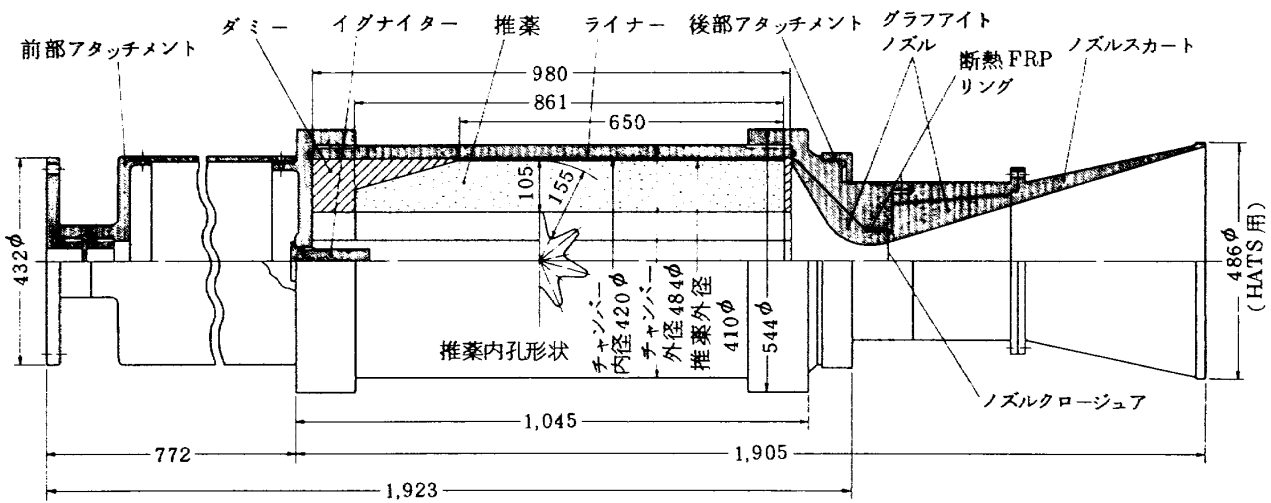


図31 供試410φ固体ロケットモータ

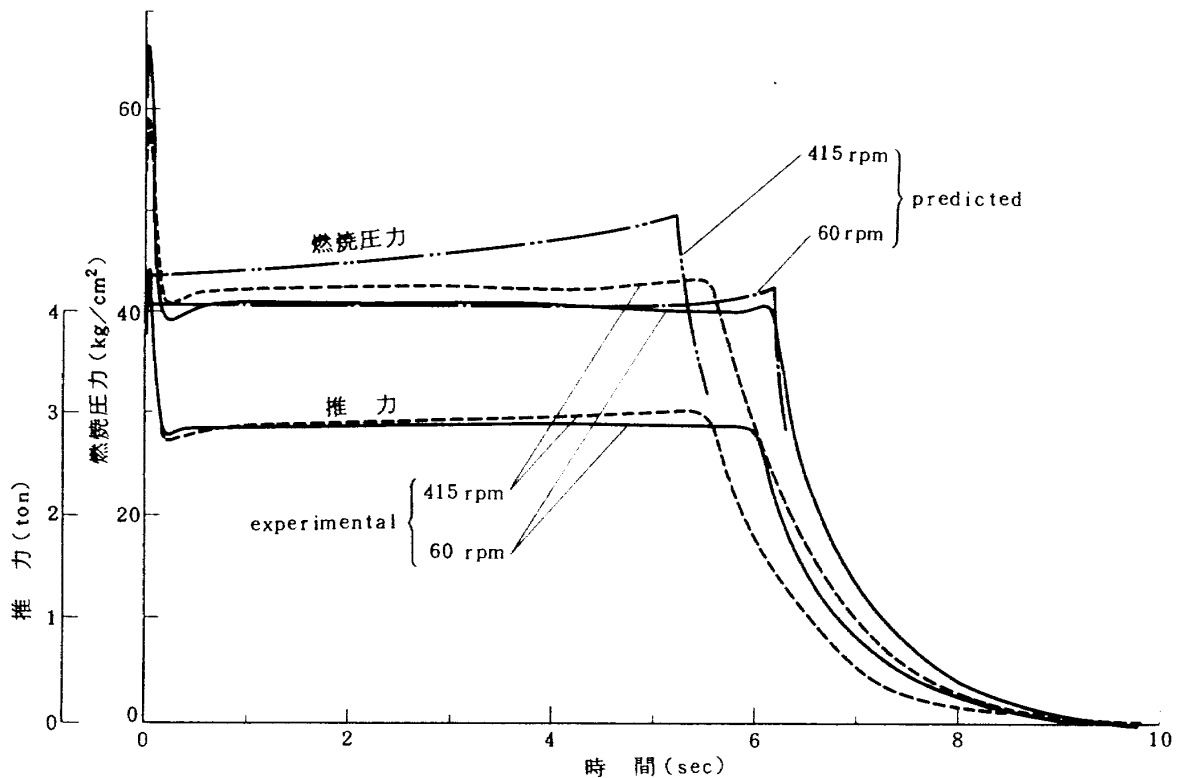


図32 11-290sp-11, 12-290sp-12号機の燃焼曲線

表2 実験結果

実験番号 推進薬種	7-290SP-7 290PB03-3 PB03		8-290SP-8 290PB03-4 PB03		10-290SP-10 290PB08-2 PB08		11-290SP-11 290PB08-3 PB08		12-290SP-12 290PB08-4 PB08		14-410SP-2 410PB05-2 PB05		15-410SP-3 410PB05-3 PB05		16-410SP-4 410PB05-4 PB05	
	推進薬長 (mm)	630	628	630	628	863	866	866	867	861	858	860	858	860	858	860
推進薬径 (φ)	290	290	290	290	290	290	290	290	412	408	408	408	408	408	408	
推進薬重量 (kg)	48.7	49.0	48.7	49.0	67.2	67.0	67.0	67.1	152.5	150.6	152.5	150.6	152.5	150.6	152.5	
スロート径 (φ)	57.0	56.8	57.0	56.8	68.3	68.3	68.3	68.5	68.2	68.3	68.3	68.3	68.3	68.3	68.3	
外部制約係数	227	227	227	227	217	217	217	217	250	249	250	249	250	249	250	
開口比	26.6	26.8	26.6	26.8	6.42	49.7	49.7	49.4	6.42	49.6	49.7	49.6	49.7	49.6	49.7	
* $A_D / A_t$	45.4	45.4	45.4	45.4	—	131	131	130	—	130	131	130	131	130	131	
環境	簡易高真空性能試験				大気圧		高真空性能試験		大気圧		高真空性能試験					
回転数 (rpm)	48	415	48	415	0	60	60	415	0	60	300	60	300	60	300	
最大推力 (ton)	2.01	2.04	2.01	2.04	2.27	2.94	2.94	3.03	2.51	3.20	3.37	3.20	3.37	3.20	3.37	
有効平均推力 (ton)	1.96	1.99	1.96	1.99	2.26	2.89	2.89	2.91	2.41	3.04	3.25	3.04	3.25	3.04	3.25	
全推力 (ton·s)	13.00	13.61	13.00	13.61	15.46	19.48	19.48	19.21	33.19	43.07	43.65	43.07	43.65	43.07	43.65	
比推力 (s)	267	278	267	278	230	291	291	286	218	286	286	286	286	286	286	
最大圧力 (kg/cm <sup>2</sup> (g))	42.2	44.6	42.2	44.6	41.4	***	***	43.3	46.1	45.6	48.1	45.6	48.1	45.6	48.1	
有効平均圧力 (kg/cm <sup>2</sup> (g))	41.5	44.1	41.5	44.1	41.0	***	***	42.4	44.4	43.6	46.5	43.6	46.5	43.6	46.5	
全燃焼時間 (s)	9.06	8.46	9.06	8.46	9.92	9.33	9.33	9.94	17.0	17.3	16.2	17.3	16.2	17.3	16.2	
有効燃焼時間 (s)	6.05	5.76	6.05	5.76	6.16	5.95	5.95	5.59	13.4	13.3	12.4	13.3	12.4	13.3	12.4	
燃焼速度 (mm/s)	7.21	7.54	7.21	7.54	7.14	7.34	7.34	7.81	7.79	7.77	8.33	7.77	8.33	7.77	8.33	
着火前低圧室圧 (torr)	21	11	21	11	—	28	28	28	—	27.1	27.1	27.1	27.1	27.1	27.1	
最大到達低圧室圧 (torr)	** 24	** 14	** 24	** 14	—	12	12	14	—	10.7	10.5	10.7	10.5	10.7	10.5	

\*  $A_D$  : ディフューザ断面積,  $A_t$  : ノズルスロート面積

\*\* 平均低圧室圧

\*\*\* 圧力取出配管故障

ニウムの残渣があり、比推力も大きく低下している。なお、HATSを用いた固体ロケットの実験は、初めての経験であったため、先述したようなノズルクロージャの厚さと点火薬量の適正な組合せが判然とせず、着火の確実性などの理由から、点火ピークを高目にとった。

15, 16号機は、燃焼時間を長くし、HATSの性能調査を行うと同時にスピン燃焼効果の燃焼時間による変化の程度（過渡現象）を調べようとしたものである。16号機の実験結果は、予想曲線より高い燃焼圧力となって、これまでの傾向とは異っている。特に、燃焼時間の始めの

7秒間においてそうであるが、これがスピン燃焼実験の再現性の悪さによるものか、ノズル径の大きさの変化の不規則によるものか域いは過渡現象によるものかは今後の実験を待たなければならない。なお、16号機の低圧室圧力の変化は図34に示す通りである。

以上の実験から、スピン燃焼試験設備及びロケットエンジン高空性能試験設備の組合せによる回転する固体ロケットモータの高高度シミュレーションが計画通りの環境下で行うことができることが確認された。精度の良い予想曲線の作成は、固体ロケットモータの設計に役立つ

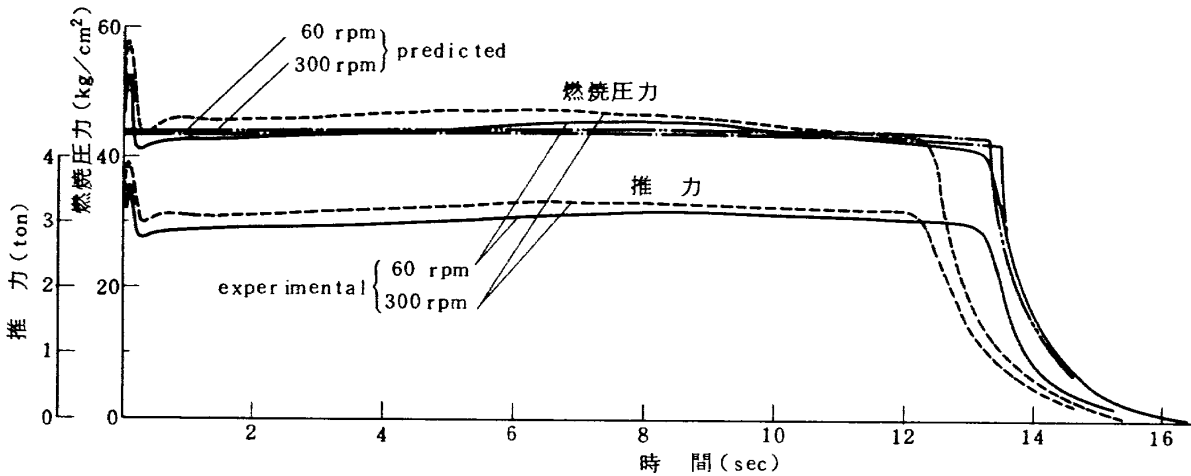


図33 15-410sp-3, 16-410sp-4号機の燃焼曲線

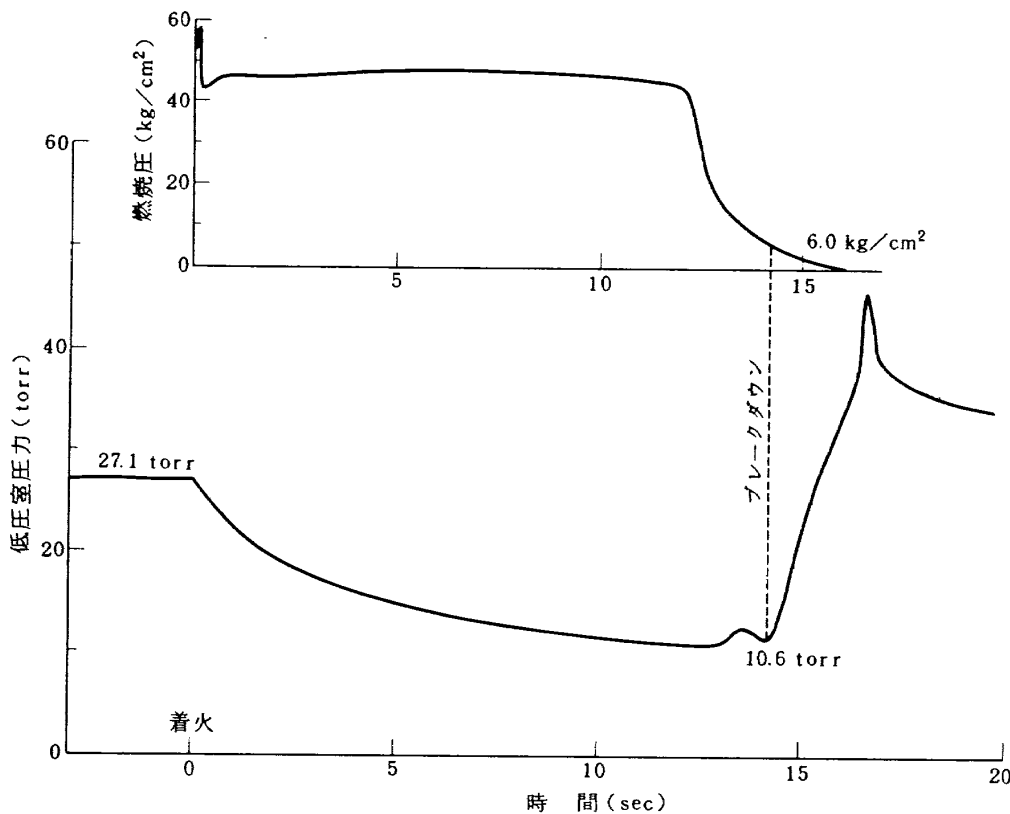


図34 16-410sp-4号機の低圧室圧力の変化



だけでなく、このような試験に先立って作成されていれば、実験シーケンスにおける種々のタイマ設定に重要な威力を発揮するであろう。

## 6. 結 言

スピンを与えた固体ロケットの燃焼圧力-時間曲線について、計算方式を述べると共に、140 $\phi$ モータ等によって実験を行い、比較検討を行った。一般に、予想曲線の方が高い燃焼圧力を示し、これがスピン燃焼効果の時間による変化(過渡現象)に原因していることをほぼ結論づけることができる。この過渡現象を更に明らかにすると共に、着火性能などをプログラムの中に導入することができれば一層良い精度で予想曲線を描くことが可能になるものと考えられる。今後は、ロケットを200 $\phi$ 程度の径にして燃焼時間を長くし、これらのことを詳しく調べる必要がある。また、推力-時間の予想曲線を描くことや比推力の低下を量的に把握する方法を模索し、高空性能試験によって確認する技術開発がなされなければならないであろう。

終りに臨み、本研究の一部は昭和47、48年度科学技術庁特別研究費によってなされたものであり、大塚貞吉支所長には、終始御鞭撻をして戴きました。また、実験は、高橋守、泉川宗男両技官の多大な助力によるものである。

更に、CMDB推進薬は日本油脂 KK 武豊工場、コンボジット推進薬はダイセル KK の製作によるもので、御協力に深く感謝する次第である。

## 参 考 文 献

- 1) 石井ほか; 加速度場におけるコンボジット推進薬の燃焼, 航空宇宙技術研究所報告 TR-354(昭48).
- 2) S. Ishii, T. Nioka and T. Mitani; An Analytical and Experimental Study for Solid Propellant Combustion in an Acceleration. Combustion Science and Technology vol. 8 (1974) P177
- 3) R.H. Whitesides and B.K. Hodge; Theoretical Study of the Ballistics and Heat Transfer in Spinning Solid Propellant Rocket Motors, NASA CR-66639, 1968
- 4) 石井ほか; スピン燃焼試験設備による燃焼実験, 航空宇宙技術研究所資料 TM-234(昭47)
- 5) G.P. Sutton; Rocket Propulsion Elements, 3rd ed. P322, John Wiley & Sons, Inc., 1967
- (6) G.B. Northam; Effects of the Acceleration Vector on Transient Burning Rate of an Aluminized Solid Propellant, J. Spacecraft vol. 8, No. 11 (1971) P1133
- 7) 新岡, 三谷; 加速度場における固体推進薬の燃焼(臨界加速度について), 航空宇宙学会第5回年会講演会講演集(昭和49.4), to appear in AIAA J..
- 8) D. Cowles and D. Netzer; the Effect of Acceleration on Composite Propellant Combustion, Combustion Science and Technology vol. 3 (1971) P215
- 9) G.B. Northam and W.C. Malcolm; A Technique for Predicting the Performance of Rocket Motors in High Acceleration Environments, 8th JANNF Solid Propellant Combustion Meeting (1971)
- 10) 大塚ほか; 航技研ロケットエンジン高空性能試験設備について, 第17回宇宙科学技術連合講演会講演集(昭48.10), 航空宇宙技術研究所報告(予定)

1) 石井ほか; 加速度場におけるコンボジット推進薬の

---

## 航空宇宙技術研究所報告372号

昭和49年6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)千182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)

---

