

UDC 621.454.3:
629.7.036.5:
536.46

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-530

200 mm 径固体ロケットのスピン燃焼実験

泉 川 宗 男 ・ 高 橋 守
三 谷 徹 ・ 新 岡 嵩

1978 年 3 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

200mm径固体ロケットのスピン燃焼実験*

泉 川 宗 男**・ 高 橋 守**
三 谷 徹**・ 新 岡 嵩**

Spinning Combustion Tests of 200 mm-dia. Solid Propellant Rocket Motor

By Muneo IZUMIKAWA, Mamoru TAKAHASHI,
Tohru MITANI and Takashi NIIOKA

ABSTRACT

Spinning combustion tests for a 200 mm-dia. class solid propellant rocket were conducted and compared with numerical results. The combustion surface obtained by the extinction test shows that the acceleration-produced burning effect is limited to the region having the angle 85.5° to 90° between the combustion surface and the acceleration vector. This angle extent was independent of the burning time and the grain configuration. The aspects of the combustion surface, together with the transient burning-rate augmentation data given by the strand experiment, were included in a model for computer programming of the predicted pressure-time diagram. The predicted pressure history and the variation of grain configuration with time show a qualitatively good comparison.

1. 緒 言

上段用固体ロケットの飛しょう軌道を安定させるために、いわゆる「スピン安定」と称して、ロケット中心軸の回りにスピンを与える方式は広く採用されてきたし、今後も上段用固体ロケットの簡便な姿勢安定法として、ますます取り入れられよう。特に球型モータの高性能化や大型化に伴って、モータにスピンを与えることによる燃焼性（スピン燃焼）に対し、更に高度の知識が要求されるようになる。この種の問題に対して先進国であるアメリカにおいては、モータ設計時にスピン燃焼に対して十分な考慮を払っており、例えば、全推力を狭い許容範囲内に抑えて信頼性を上げるためには、スピン燃焼を無視できないとしている。高性能高信頼性のモータについては現在輸入に頼っているが、今後我国においてもこの種のスピン安定球型モータが開発されなければならないとすれば、材料の問題を筆頭に、スピン燃焼も大きな

問題の一つになろう。更に、世界にまだ類がないと言われている薬量1トンをはるかに越える大型球型モータの要求があれば、スピン燃焼が重要な設計要素の1つになるため、この種の研究によって周到な準備が必要であると考えられる。

スピン燃焼に関しては、著者らの研究の総括⁽¹⁾や解説⁽²⁾及び最近のKing⁽¹²⁾による解説に見られるように、推進薬に含まれる金属粒子が遠心力によって推進薬表面に保留されて燃焼速度を増加させるというのが定説になっており、この考えを基に、燃焼圧力、金属粒径や含有率の影響、スピンの影響を受けない臨界の加速度、時間的な燃焼速度の変化（過渡特性）等々が調べられてきた。例えば、HTPB系コンボジット推進薬のスピン燃焼効果などについてまだ調べられていないところもあるが、概ね、その全容はとらえられている。一方では、圧力や加速度の大きさに応じて変化する燃焼速度のデータから、スピンを与えたときの固体ロケットの燃焼圧力-時間曲線を計算によって推定する試みがなされてきた。もともと極めて複雑な現象であるスピン燃焼機構をストランド等の

* 昭和53年1月19日 受付

** 角田支所

試験片で調査し、そのデータを実際のモータに活用することには困難が伴うのは当然であるが、Whitesides & Hodge⁽¹³⁾がその基本方式を示して以来、Northam & Malcolm⁽¹⁴⁾及び著者らの前報⁽⁶⁾によって定性的には十分に推定できるようになった。例えば、燃焼圧力の増大やスライバ期の広がりなどは説明出来るようになったため、グレインデザインのときの資料になり得るし、チャンバ設計時の安全基準ともなり得よう。

著者らは、数年来スピン燃焼に関して、その基礎から応用に至るまで、広く研究を進めてきたが、^{(3)~(11)}本報告はその最終報告とも言うべきもので、前報⁽⁶⁾で取扱った燃焼圧力-時間曲線の計算法について、基礎研究によって得られた知見を考慮しつつ改良を加えて200mm径固体ロケットのスピン燃焼実験と比較検討した。

前述した通り、加速度場における推進薬の燃焼速度特性は極めて複雑で、影響する因子も多いため、前報⁽⁶⁾では、過渡特性を考慮しない時間的平均値を用いてその概要を示したのみであった。本報告では、著者らが調べた過渡特性⁽⁹⁾⁽¹¹⁾を加味させると共に、燃焼中断によって得られたグレインの時間変化や燃焼表面上のビット形成⁽⁸⁾⁽¹⁰⁾を考慮した燃焼圧力曲線の算出を試みた。前報では140mm径モータの実験との比較を行ったが、燃焼時間が短かったため、前報の計算方式で十分に良好な一致を見たといえる。即ち、過渡特性を含めない以前の計算法では、長秒時になると異常な圧力上昇が生じていたからである。また、140mm径モータの実験ではグレイン形状の変化に明瞭なスピン燃焼効果が観察されなかった。今回は、モータ径を200mm径にして、燃焼時間を延ばし、燃焼中断によって、グレインの変化や燃焼面に形成されたビットの観察を行って、計算法へ応用し、さらに、改良したこの計算法と中断なしの燃焼実験の結果と比較したものである。以前からこの種の予想曲線は実験と合い難いといわれており、本報でも以下に示されるように、十分とはいえない。原因として、加速度場におけるストランドの燃焼速度がどの程度までモータの燃焼に当てはめられるか、等々が考えられる。しかし、スピンモータ設計時における従来以上の情報を与える資料として期待できる面が少なくない。例えば、グレインの時間変化は、スピンモータケースの熱的問題に大きな示唆があるし、また、現状の計算法のままだと、最大限のスピン燃焼効果とみなして設計基準にできる。

本報では、計算法の基本のみについて記されているが、実験とのより良好な一致をみるための更に実際の燃焼圧力曲線算出法について検討も行われている。

2. 主な記号

a	: 加速度
n	: 光芒数
r	: 燃焼速度
t	: 燃焼時間
D	: 直径
H_p	: ビット深さ
I	: 燃焼面上の格子点順番(1~N)
L	: 推進薬長さ
P	: 圧力
N	: 計算のための格子点数
θ	: 半光芒角($360^\circ/2n$)
ϕ	: ビット傾斜面勾配
τ	: 燃焼時間(ビット形成開始時にゼロ)
ω	: モータ回転数
ϕ_1	: ビット底部が加速度ベクトルとなす角度
ϕ_2	: ビット端部が加速度ベクトルとなす角度
添字	
0	: 加速度ゼロ
a	: 加速度時
p	: ビット

3. 200mm径モータによる実験

3.1 実験装置及び方法

前報⁽⁶⁾と同じテストスタンドを用いて行ったので実験装置及び方法は全く同じで、140mm径モータチャンバを200mm径用に変えたと共に、これに付随してアタッチメントを作り変えただけである。従って、詳細は前報に示す通りである。200mm径モータの概略説明図を図1に示す。これを模型テストスタンドに取付け30~750 rpmの回転数を与えて燃焼実験を行うことが可能で、スリップリング(20極)を介して燃焼圧力が測定される。推力はスラストベアリングで受けてあるが、このときの回転数の低下を防ぐため渦電流式継手付の誘導電動機によってモータにスピンを与えている。イグナイタは、前報では前部鏡板にはめ込まれた本格的な鉄製ケース入りの点火薬を用いたが、今回は、点火薬をビニールで包装した簡単なものにし、ノズル側から装填して点火リード線はノズル孔から出しスリップリングへ接続した。前報では燃焼中断のための水のインジェクタとイグナイタが前部鏡板に備えてあったため構造が複雑であったが、これで図1に示されるようにインジェクタ部を簡略化し、燃焼中断なしの場合にインジェクタ頭部を穴のないものに交換するだけで良く、前報のように、モータを解体して鏡板

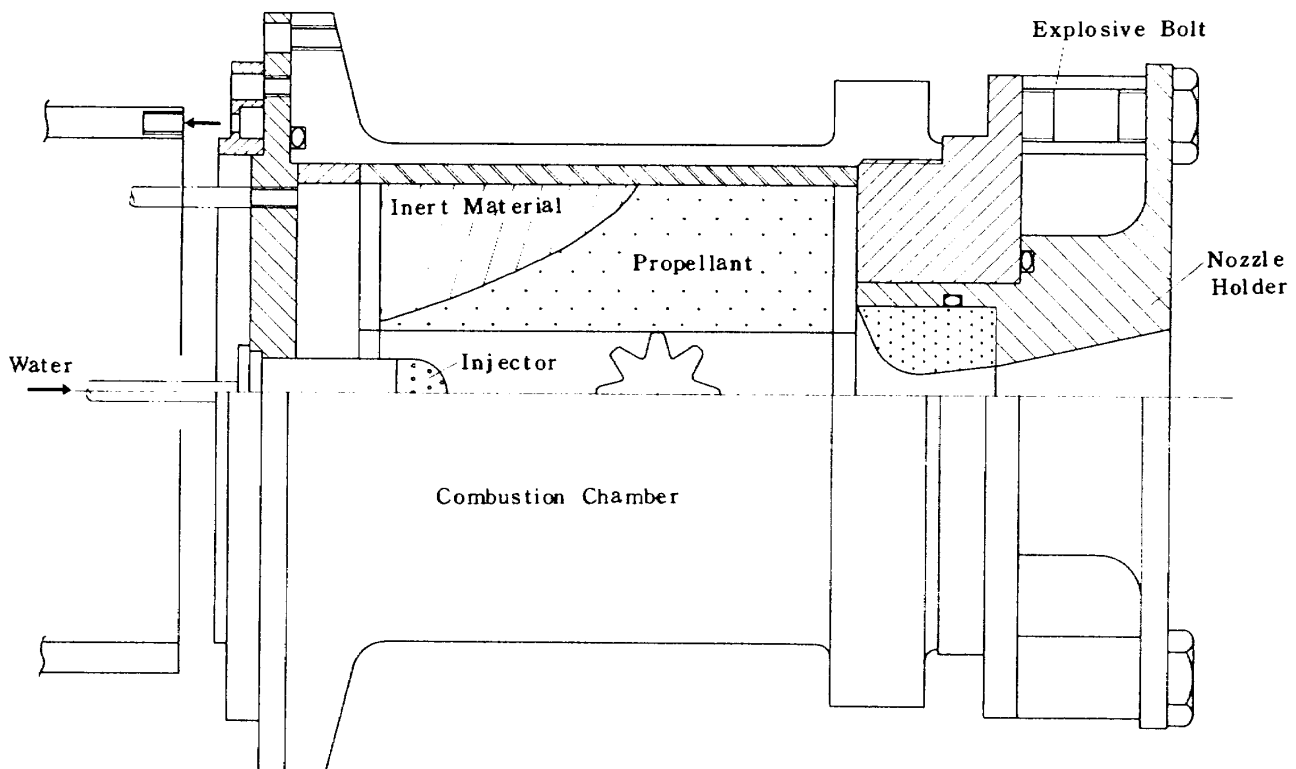


図1 200φ固体ロケットモータ
(200φ Solid propellant rocket motor)

を交換する必要がなくなった。

燃焼中断は前報と全く同様で、4本の爆発ボルトを作動させ、燃焼室圧力でノズルホルダを吹飛ばすことにより、燃焼室を大気圧まで約 $10^3 \text{ kg/cm}^2 \text{ sec}$ の急減圧をすることによって燃焼表面から火炎を吹飛ばすものである。しかし、一時的に燃焼は中断するが、燃焼室内の残留高温ガスや燃焼残渣のために、再着火する。このため爆発ボルトの作動と同時に電磁弁を作動させ、約 60 kg/cm^2 に加圧された水タンクから、水噴射用インジェクタを通して約 2.0 l の水を燃焼面の全域に噴霧し、水冷却することによって燃焼中断グレインを得る事が出来た。

用いた推進薬は、重量比でCTPB 15%，過塩素酸アンモニウム 6.8%，アルミニウム（平均粒径 $48 \mu\text{m}$ ）8.2%，のコンポジット推進薬で、直径約200φ、長さ200mmのスターグレインをもつ円筒状である。内孔形状は、図2に示すように4、6、7および8光芒の4種類についてグレイン形状の時間的変化を調べるために作成された。スターグレインの場合は、ある燃焼時間までは燃焼圧力がほぼ一定の等斉燃焼をするが、この時間を越えると燃焼面積が時間と共に増加して燃焼圧力が増大してしまうため、推進薬長を一部短かくして、図1に示すように不燃物質（inert material）を充填した。これによって、スピンを与えないときは、約8秒の全燃焼時間

にわたって等斉燃焼できるようにした。

3.2 全燃焼実験

加速度場における推進薬の燃焼速度は、図3の実験で示される曲線のように、時間的に変化する⁽⁹⁾前報⁽⁶⁾においては、この過渡現象を考慮せず、スラブモータ（slab-motor）の実験による時間平均の燃焼速度を用いて140mm径モータの燃焼圧力曲線を算出した。即ち、図3(a)における一点鎖線上の一点を用いて算出したことになる。図3で $t_{\text{max}} = 1 \sim 2$ 秒だから燃焼時間が約2秒であったスラブモータの実験の場合は、一点鎖線上の極大値付近の値が用いられている。従って、比較的大きな平均の燃焼速度を用いて計算しており、コンポジット推進薬の場合、特に加速度が大きくなる燃焼後期には予想曲線が高めの燃焼圧力を示した。このまま燃焼時間が延びれば、予想曲線は異常な圧力上昇が生ずることは前報⁽⁶⁾の図6に示した。燃焼時間4秒程度の140mm径コンポジット推進薬の実験によって、予想曲線とのこのずれはすでに観察されていた（前報⁽⁶⁾の図18, 19）。ただし、CMDB推進薬の場合は圧力の影響がコンポジット推進薬と逆であるし、光芒形状も尻上りなので、必ずしもこの議論は適切ではない。

以上のような従来の結果を考慮してモータ径を140mmから200mmと大きくし、燃焼時間をのばした。推進薬は

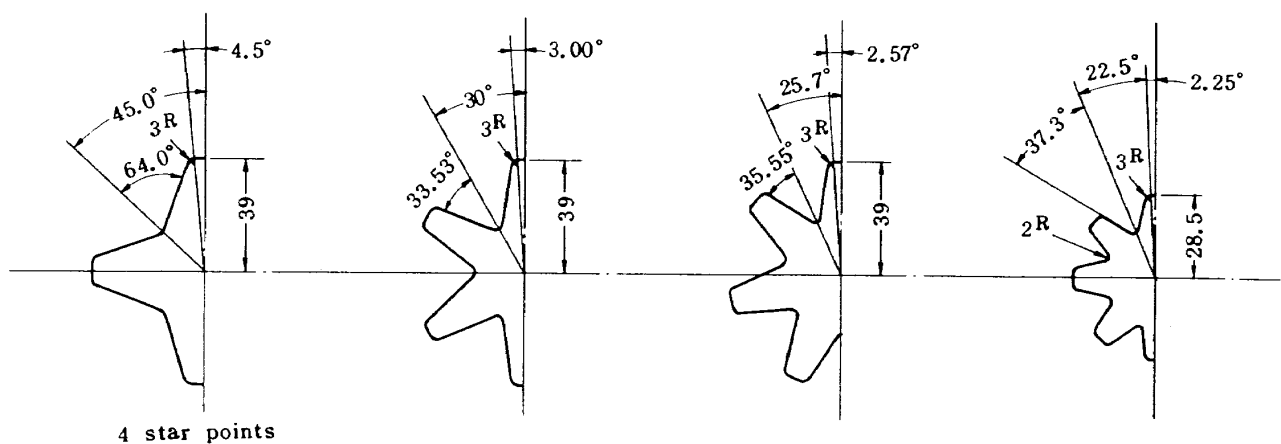


図 2 供したスターグレイン (推進薬外径はいずれも 196 φ)
(Star configurations, propellant dia. 196 φ)

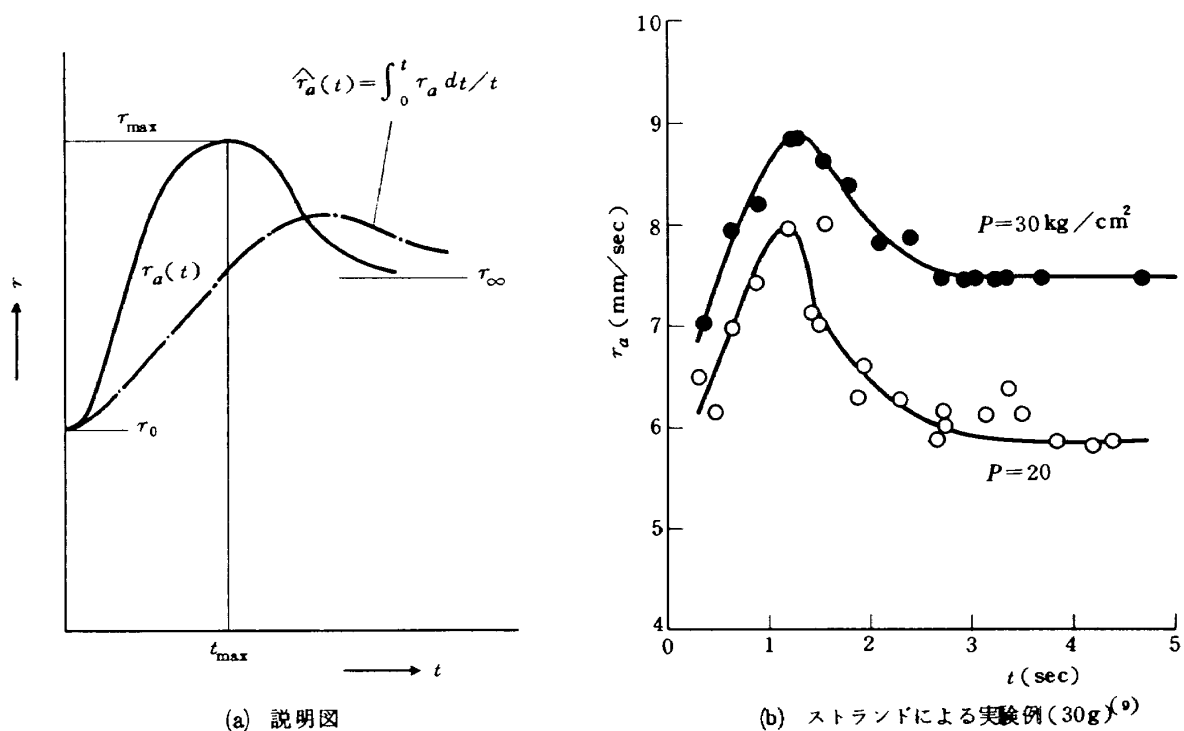


図 3 過渡特性の説明及び実験例
(Schematic diagram and typical experimental data
for the transient characteristics of spin effect)

一種類のコンボジットに限定され、燃焼圧力もできるだけ等斉になるようにして、スピン時における燃焼後期の圧力上昇を観察しようとした。もちろん過渡現象から予想される通り、実験においては観察されるはずはないし、過渡現象を考慮した予想曲線も前報の様な異常な圧力上昇は本報では生じないことを期待したのである。実験は、回転数 750 rpm とスピンなしの 0 rpm が比較され、図 12～15 に、予想曲線と共に示した。

3.3 燃焼中断によるグレイン形状の観察

140 mm 径モータによる実験においても⁽⁶⁾燃焼中断を行

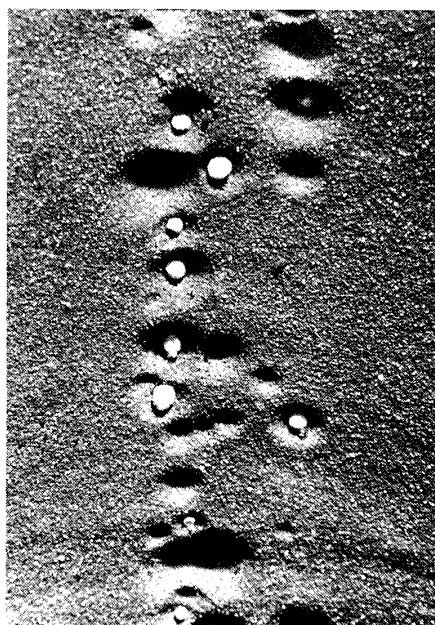
ってグレイン形状の時間的変化を調べた。これは、加速度方向に対する燃焼面角度の影響を調べようとしたもので、この角度が 90° のときスピン燃焼効果が最も大きいので、光芒のウェッジ部の燃焼速度が大きく他の燃焼面より早く後退することが予想される。しかし、140 mm 径モータの実験では、この現象を明確に捉えることはできず、中断面にピットも観察されなかった。全燃焼終了後、モータケースのウェッジ部にアルミナとアルミニウムの残渣が観察されたのみであった。本報では、モータ径を 200 mm に大きくすることによって、中断秒時を 4 秒未満

から6秒前後に延ばし、グレイン形状に及ぼす燃焼面角度の依存性を調べることを試みた。

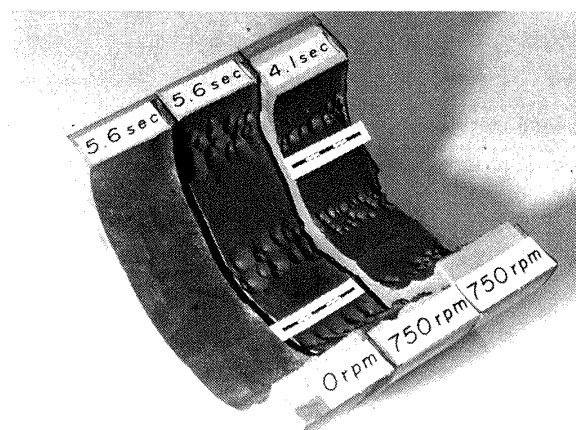
図4に、6光芒モータの燃焼中断面を示す。(a)図は、中断面を拡大したもので、ピット内に球状のアルミニウムとアルミナの粒子がみられる。(b)図は、中断後の推進薬をモータケースごと輪切りにし、さらにモータ直径に沿って半分にした部分を示している。一番手前のスピンを与えない場合は、燃焼中断面が滑らかであるにもかかわらず、750 rpmのスピンを与えた場合は、ウェーブ部にピットが無数にできていることがわかる。しかも、時

間と共にピットの大きさが大きくなり、ピットのある領域が広がっていることがわかる。140 mm 径モータのときには観察されなかった様相であり、モータ径を200 mmにすることによって、加速度場がいわゆる臨界加速度⁽⁷⁾を越えたためである。

図4をみると、ピットが存在する領域と存在しない領域が明確に分かれている。明らかに推進薬の燃焼性が両者で著しく異なることを示しており、燃焼圧力曲線に直接影響する燃焼速度が両領域で区別されると考えなければならない。燃焼面の状態を模式的に描いたのが図5(a)

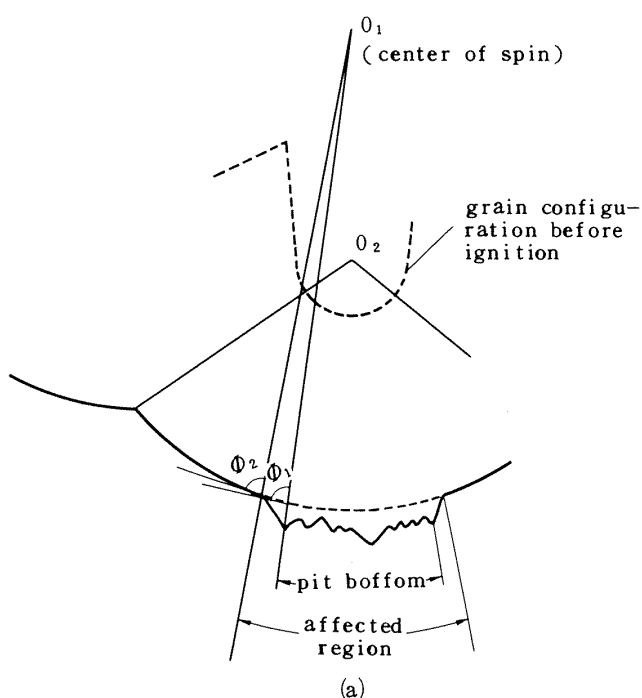


(a)

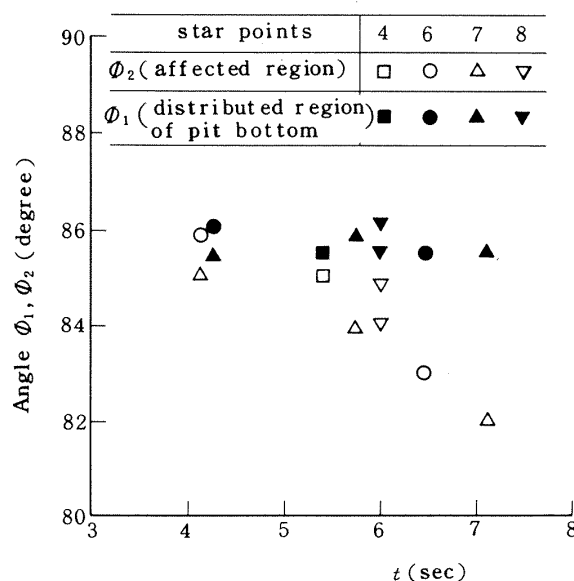


(b)

図4 燃焼中断面 (Propellant surface obtained by extinction test)



(a)



(b)

図5 ピットが存在する領域の燃焼面角度 (Surface angle affected by pitting)

である。滑らかな燃焼面が存在する角度範囲(ϕ_2)とビットの底部が存在する角度範囲(ϕ_1)の2つが調べられ、燃焼時間を横軸にとって変化をグラフにしたのが図5(b)である。ビットは後述するように時間と共にくぼみは深く、しかも直径は大きくなっていくので、時間と共に ϕ_2 は小さくなって、滑らかな燃焼面の割合が減っていく。しかし、 ϕ_1 は一定で、ビットの成長核であるビット底部は時間と共に増大していないことが各光芒数について明確に示されている。即ち、臨界加速度を越えると、滑らかな燃焼面にビットができ初め、次第に数が増加するが、ある一定の燃焼面角度($90^\circ > \phi_1 > 85.5^\circ$)にしかビットは形成されず、ビットがこの範囲全体に形成されてしまうと、ビットの数は一定になることを示している。 $\phi_1 < 85.5^\circ$ の部分に現れ出たアルミニウム粒子は燃焼表面をころがり落ちて $90^\circ > \phi_1 > 85.5^\circ$ の領域に寄与すると考えられる。平板状推進薬による実験⁽⁶⁾では、 $90^\circ > \phi_1 > 45^\circ$ の範囲で燃焼速度増加が観察されたが、傾いた燃焼面をころがりすべったアルミニウム粒子が、推進薬とホルダの境界でビットを作ったため、広い範囲でスピン燃焼効果が出たものと推察される。

燃焼中断面は凹凸しており、この形状には再現性がないため、この凹凸を平均化して、図17、18に計算によって求めたものと比較して示す。図は光芒数を n としたとき $\theta = 360^\circ / 2n$ の角度の部分のみ示してあるが、他はもちろん相似である。燃焼面の形状は平均化してしまっているため、図17、18に示すものはビットのある領域とない領域が明確に分けられておらず、滑らかな面と凹凸の面が連続的に結ばれている。実際には、図4に示す通り、明瞭に区別されることに注意しなければならない。

3.4 燃焼中断によるビットの観察

前節では、燃焼圧力曲線に最も直接影響する ϕ_1 の値について示した。ここでは、燃焼圧力曲線に直接関係しないが、ビットの成長について中断面から観察したことについて若干つけ加えておく。一連の燃焼中断実験により、円錐形のビットの存在及び、その成長過程が観察された。図6にこの過程が模型的に描かれている。臨界加速度に達したときを時間(τ)ゼロとしてあり、このときに滑らかな燃焼面の各部にビットの核が形成される。図の $\tau = \tau_1$ の様にはビットは不連続的(discrete)に存在するが、 $\tau = \tau_2$ ではビットは連続的(Continuous)に連なっている。さらに時間がたつと、このビットの斜面の傾きが変化していくであろうことは前報⁽¹¹⁾で明らかにした。ビットの斜面の勾配(ϕ)、ビットの深さ(H_p)と直径(D_p)及びビットにおける燃焼速度増加率($(\tau_a/\tau_0)_p$)の間には図11から次のような関係がある。

$$\phi = \cos^{-1} \left(\frac{\tau_0}{\tau_a} \right)_p, \quad D_p = 2\tau_0 \sqrt{\frac{\tau_a - \tau_0}{\tau_a + \tau_0}} \cdot \tau,$$

$$H_p = (\tau_a - \tau_0) \tau$$

ある燃焼中断面についてこれらの式から $(\tau_a/\tau_0)_p$ を求めて図7に示す。加速度場の影響を受けない推進薬の燃焼速度(τ_0)はあらかじめ知っているもので、 ϕ を測定すれば、 τ_a が算出され得る。 D_p あるいは H_p を測定し、求めた τ_a と共に後の2式に代入すれば時間 τ が逆算され、そのビットの成長時間が求まることになる。これより個々のビットはかなり大きな燃焼速度増加率を有し、スピンを与えられたロケット推進薬の燃焼速度は、局所的に50%も増加し得ることを意味する。そして、その値はビットが成長するに伴い、低下する事がわかる。この事はCrowe⁽¹⁵⁾が推察している様に、ビットが成長するに従い、

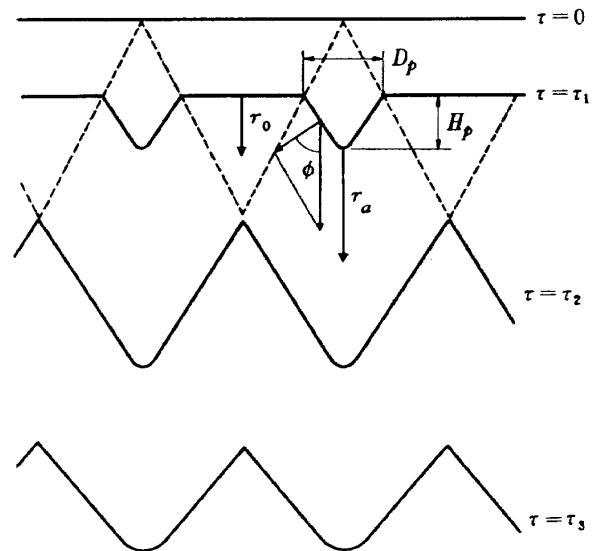


図6 ビットの成長説明図

(Schematic explanation for the growth of pits)

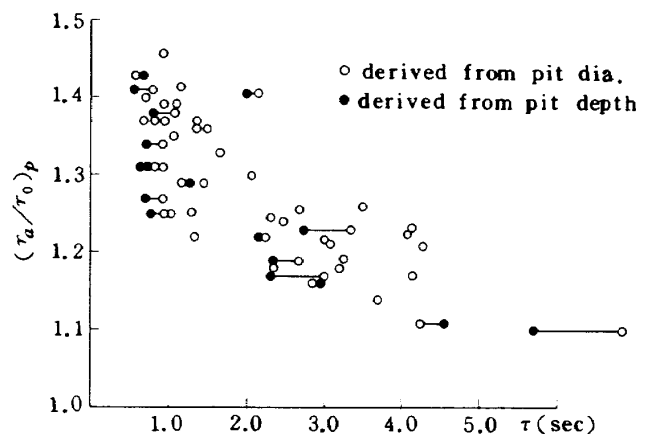


図7 ビット形状から算出された燃焼速度

(Burning rate augmentation derived from pit shape)

集塊 A ℓ が球状から皿状、更に flood な状態に移行し、浮力が増すためと考えられる。全体的なスピン効果は高い燃焼速度を持つピット部と、ピットに被われておらず、静止時燃焼速度を有する部分の平均として表わされ、又、スピン効果の過度現象は、このピット群が全燃焼面積に対し占める割合と、個々のピットにおける燃焼速度増加率の時間的变化により決定される⁽¹¹⁾ピットが占める割合は時間と共に大きくなって100%に達すると連続ピットだけで被われることになる。従って、図7の傾向と考え合せれば、平均の燃焼速度は $\tau=0$ で r_0 であり、次第に増加し、全体が連続ピットに達するところで極大値を示し、以後図7の $(r_a/r_0)_p$ の値に従うことになる。このようにして、ピットが存在する燃焼面全体平均の燃焼速度を求めるためには、結局燃焼面積においてピットが占められる割合を知る必要がある。燃焼中断面からこの割合を調べるためには、中断の時間を細かくとって根気良くピットの数と直径を求めなければならない。こうしてウェブ部の燃焼速度を調べることは可能ではあるが、本報では、著者らが別報⁽⁹⁾で求めた燃焼速度を用いて以下の燃焼圧力曲線が算出された。また、ピットの成長についての更に詳細についても別報⁽¹⁰⁾にてまとめている。

4. 燃焼圧力曲線の算出

4.1 計算方法

ここで考える推進薬形状は、内孔形状がスターであって、ロケット回転軸方向に外径は変化しても良いが内孔形状が変化しないものである。ノズル側、鏡板側端面は、回転軸方向には燃焼が進行しないので、燃焼面に作用する加速度ベクトルは円周方向のみである。前報⁽⁶⁾における計算法は、着火時の燃焼面にあらかじめ約400個の格子点を定め、時間と共に、この各点の動きを調べていったもので、計算時間が長く、しかも三次元問題への応用も難しい方法だったので、初めに、これを別法に改良した。

計算法の基本は前報と同様であるが、燃焼速度を与える格子点は、あらかじめ決められたものだけでなく、各時間毎に求められていくことが最も大きな相違である。図8に計算法の説明、図9にプログラムフローチャートを示したのでこれに準じて説明する。フローチャートに示されるように、この計算にあらかじめ導入される諸値は推進薬長(L)、回転数(ω)及び着火時の内孔形状 $Y=f(X)$ などである。図8に示すように光芒数 n のスター状の場合、半光芒 $\theta=360^\circ/2n$ の角度の分だけ考慮すれば良く他は相似である。初め、内孔形状は約400個の点(X, Y)で表わしたが、燃焼進行で考える格子点

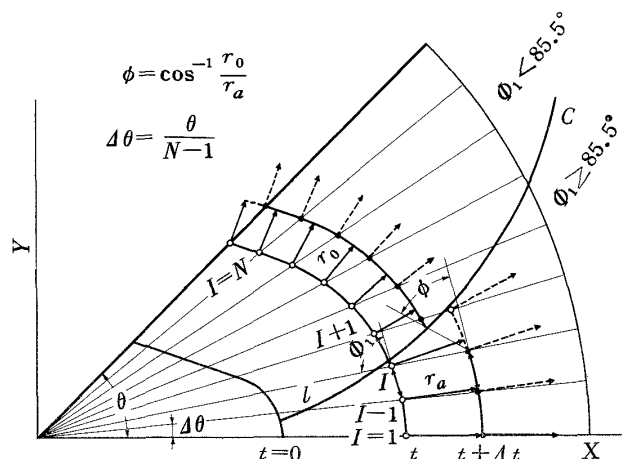


図8 計算方式説明図

(Schematic explanation of the calculation for the predicted pressure history)

は、 θ を $(N-1)$ 等分割した線上に補間で置き換えた点である。用いられた補間法はTOSBAC-3400ライブラリールーチンのNONC-20であり、三次元の応用も可能である。従って、格子点は常に N 個存在し、前報のように時間と共に少なくなるようなことはない。燃焼面積は、これらの点を順次結んだ折線の長さで推進薬長を乗じて合計したものであるため、時間と共に精度が落ちていくが、燃焼圧力曲線を描くときの線巾以上に誤差がないのは $N>201$ であったので本計算では常に201個の格子点でなされている。計算時間は前報の半分程度であった。

前章で述べたように、加速度方向に対する燃焼面のなす角度 ϕ_1 の影響は大きく、 $90^\circ>\phi_1>85.5^\circ$ と $\phi_1<85.5^\circ$ の領域で燃焼速度が明らかに異なる。図8においては、 $I=1\sim I$ がスピン燃焼効果のある $\phi_1>85.5^\circ$ の領域で、 $I=I+1\sim N$ が $\phi_1<85.5^\circ$ なる $r=r_0$ の領域であり、この境界が線(C)で分けられている。 $I=1\sim I$ については $r=r_a>r_0$ であり、燃焼面の進行が速い。この2つの領域間の遷移領域は、傾き(ϕ)が燃焼面に形成されるピットの勾配に等しい直線となるようにモデル化した。遷移領域をなくして、 I 点で断層のような燃焼面にすることは、図5の結果からみて正しくない。 t 秒から Δt 秒だけ時間が経つと、点 $I=1\sim N$ はそれぞれ矢印の方向に進行し、補間によって再び分割線上に並べかえられ新しい格子点となる。等斉燃焼させるために、図1のように中心軸方向にロケット外径が変わるので、 $I=1\sim N$ の各点毎に推進薬長を考慮しつつ燃焼面積を算出しなければならない。燃焼面積を計算した後の手法は前報と同様であり、燃焼圧力が0.5 atg以下になったとき燃焼終

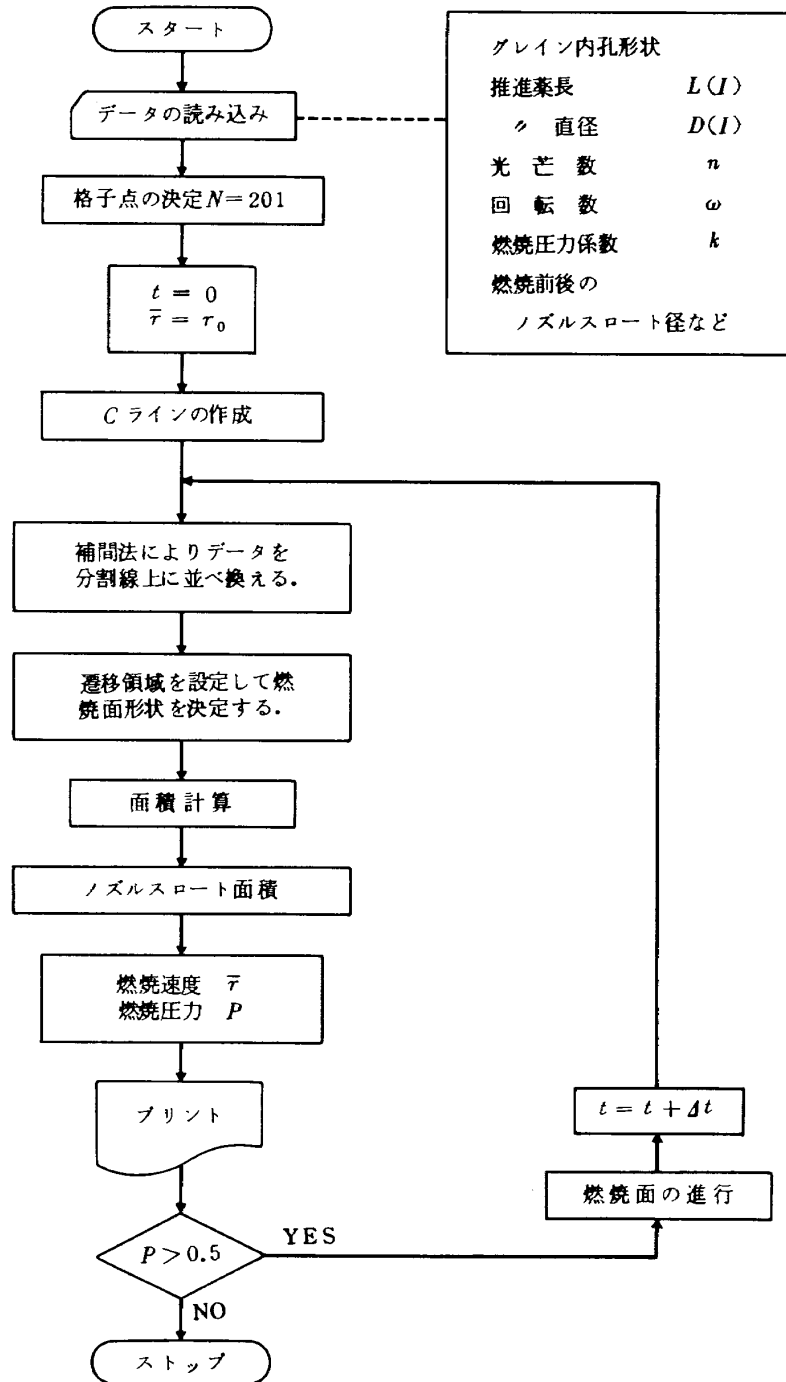


図9 圧力-時間予想曲線プログラムフローチャート

了とした。

加速度場が与えられないときの燃焼速度 (r_0) は

$$r_0 = 0.2488 \cdot P^{0.2829}$$

で与えられる。また、加速度場における燃焼速度 (r_a) は、ロケット中心点から各点までの距離 (l) と回転数 (ω) によって加速度を決め、著者らの別報⁽⁹⁾のデータをまとめた次式を用いて与えられた。前報の燃焼圧力曲線の算出においては、 r_a が以下のように時間の関数としては与えられていなかったのである。

$$\frac{r_a - r_0}{r_{\max} - r_0} = \left(\frac{t}{t_{\max}} \right)^m \cdot e^{m(1-t/t_{\max})} \quad \left(0 \leq \frac{t}{t_{\max}} \leq k \right)$$

$$\frac{r_a - r_{\infty}}{r_{\infty} - r_0} = (k-1) k^{m-1} \cdot e^{m(1-t/t_{\max})} \quad \left(\frac{t}{t_{\max}} > k \right)$$

ここで、各定数はここで用いられた推進薬種について次の通り与える。

$$\begin{aligned} t_{\max} &= -3.33 \times 10^{-4} (a-10)^2 + 1.56 \\ r_{\max} &= \{-4.40 \times 10^{-5} (a-60)^2 - 2.75 \times 10^3 P + 1.48\} r_0 \\ r_{\infty} &= 2.05 \times 10^{-3} a + 3.80 \times 10^{-3} P + 0.918 \\ k^{m-1} e^{m(1-k)} &= \frac{r_{\infty} - r_0}{r_{\max} - r_0} \end{aligned}$$

r_{\max} や r_{∞} の説明は図3に示される通りである。 m は図3の曲線の極大値付近の曲率を決める指数であって、実験結果は $m=4$ が適切であった。その他の詳細については前報⁽⁶⁾に同じである。

4.2 計算例

6 光芒の場合について、上述の計算法によって求めた燃焼圧力曲線を図10に示す。過渡特性は燃焼速度が1～2秒後に極大値を示しているため、図のように比較的短い時間に若干の圧力上昇がみられるのが特徴的である。前報⁽⁶⁾の図6と比較してわかるように、過渡特性を考慮することによって時間と共に燃焼圧力が異常に上昇し、スライバ期直前に曲線がカスプを形成するようなことは生じなくなった。図11には、このとき燃焼面の形状が時間と共にどのように変化するかを示した。スピンを与えると、ウェッジ部の燃焼速度が大きいため、0 rpmの場合と比較し、異常な燃焼面形状を示す。特にウェッジ部が0 rpmの場合より約1.5秒も早く燃えつき、スライバ期が長くなることを示している。実際の燃焼中断面を観察すると、ウェッジ部にピットが無数にできて燃焼面を侵蝕していたが、モデル化した本計算では図のように滑らかな侵蝕面が形成される。

スライバ期に入ってからの変化が实际的でないところもあるが、概ね燃焼中断面の観察によって得られた情報は生かされた形状の変化となっている。ピット斜面の勾配に等しく遷移領域をモデル化したため、スライバ期に入ると $r=r_a$ の領域が突然なくなり急速に燃焼面積が小

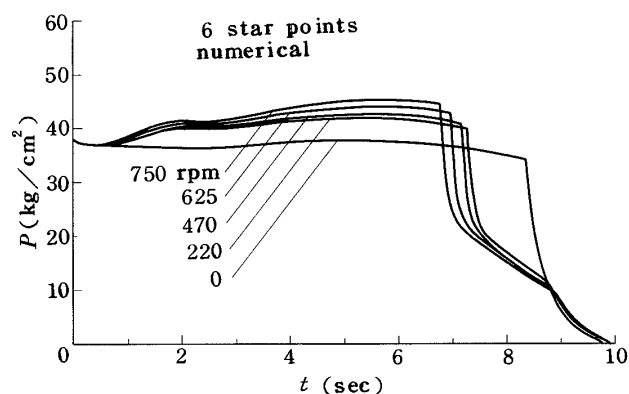


図10 燃焼圧力曲線の数値計算例(6 光芒)

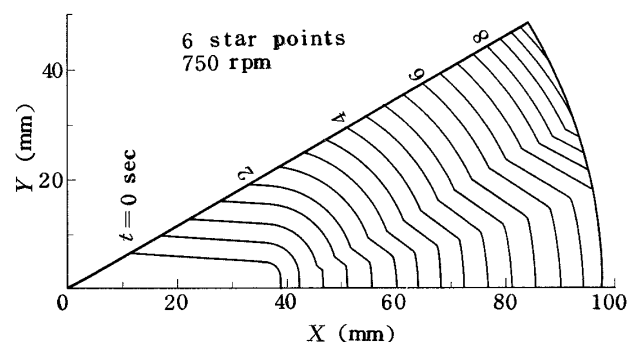
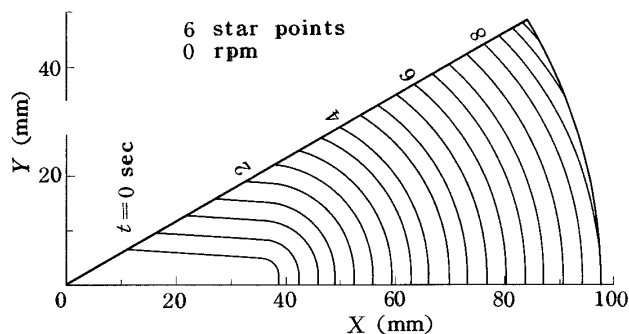


図11 グ레인形状変化の計算例

(Numerical results for the variation of grain with time)

さくなる。また、遷移領域がなくなるときに再び急速に燃焼面積が小さくなるため、図10のようなスライバ期の燃焼圧力変動となっている。

4.3 実験との比較検討

燃焼圧力-時間曲線の比較したものを図12～15に示す。前章で述べたように、計算の場合のスライバ期の特徴的な変化はウェッジ部の速い燃焼速度に起因する。燃焼実験でこのようなスライバ期の変化が記録されないのは単に計算が理想化されたものだからである。すなわち、実際に用いたモータは、必らずしも高精度でウェッジ厚が一定であるように作られたものでなく、各ウェッジ間に1 mm程度の差があることが一つの理由であり、もう一つは、前述したように、ウェッジ部は凹凸があって、燃焼面積は急激ではなく計算よりはゆるやかに減少しているからである。スライバ期への入り方が、計算の方に約90°の角があるにもかかわらず、実験の方は円く変化しているのも同じ理由であり、これらのことは、恐らく寸法等が高精度にモータが作られても同様であろう。例えば、6 光芒や7 光芒の計算結果にみられる2秒前後の圧力上昇が、実験で顕著にみとめられなかったのも、短時間に急速に進行してしまう過渡現象が各ウェッジ部で全く同時に生じていないことによる。4 光芒の場合に0 rpmの両曲線が最も一致が悪いが、恐らく、図1で説明した

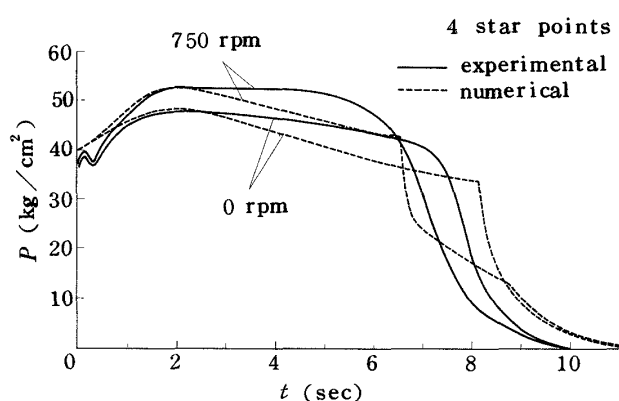


図12 燃焼圧力の実験と計算の比較(4光芒)

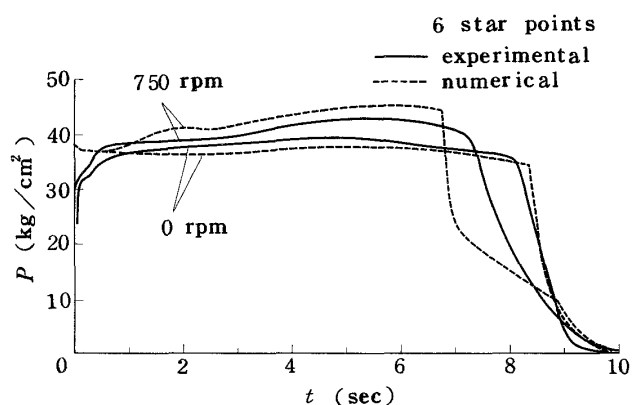


図13 燃焼圧力の実験と計算の比較(6光芒)

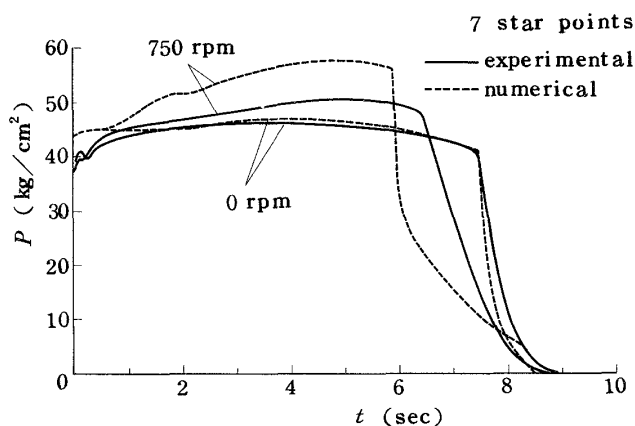


図14 燃焼圧力の実験と計算の比較(7光芒)

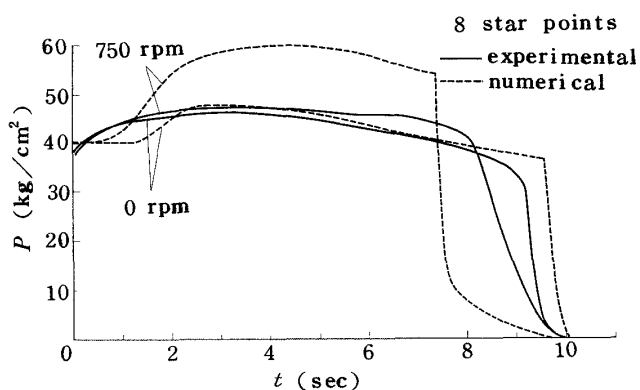


図15 燃焼圧力の実験と計算の比較(8光芒)

inert material の形状が設計と多少異なったためであると推察される。

一般的に、スピンを与えたことによる燃焼圧力の上昇は計算によっても、もちろん求められているが、計算値の方が高めになる。大略、8、7、6、4の光芒の順に計算値の方が大きい、これは、図16に示されるように、この順に、 $\phi_1 > 85.5^\circ$ の燃焼面積が大きいからである。しかし、実験では、8光芒の場合、圧力上昇が小さくなっていて矛盾する。本計算では、 $\phi_1 > 85.5^\circ$ のスピン効果を受ける領域についてはすべて着火後の燃焼秒時におけるストランドのデータを用いているが、実際には $\phi_1 > 85.5^\circ$ の領域は、図16に示したように時間と共に増加しており、歴史の新しい燃焼面が生れていることに注目しなければならない。そして、スピン効果を受ける領域と受けない領域をピットの勾配に等しい傾き(ϕ)の直線で結んで遷移領域としているが、これが高々 50° であるため、特に8光芒の場合のように光芒数の多いときには、燃焼面の大部分がこの遷移領域におおわれ、モデルの欠陥が出てしまうのである。4光芒の場合には、図16に示したように、 $\phi_1 > 85.5^\circ$ の燃焼面の増加も大きくなく、 θ も大きいため、圧力上昇割合が理論と実験とでほぼ等しくなっている。

図17に4光芒の場合、図18に6光芒の場合の燃焼中断面形状の比較を示す。実際には、スピン効果を受けた燃焼面は無数のピットによる凹凸があり、図ではこれをおおまかに平均したものである。スピン効果を受ける領域

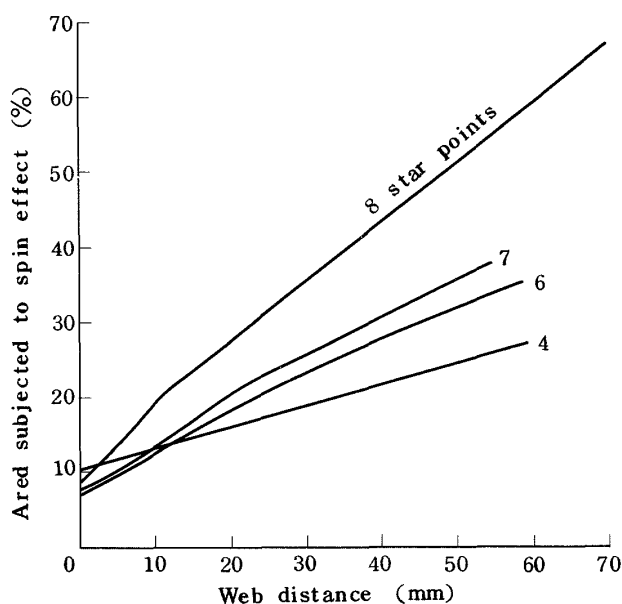


図16 スピン燃焼効果を受ける燃焼面積の割合

(The percentage of area subjected to spin effect)

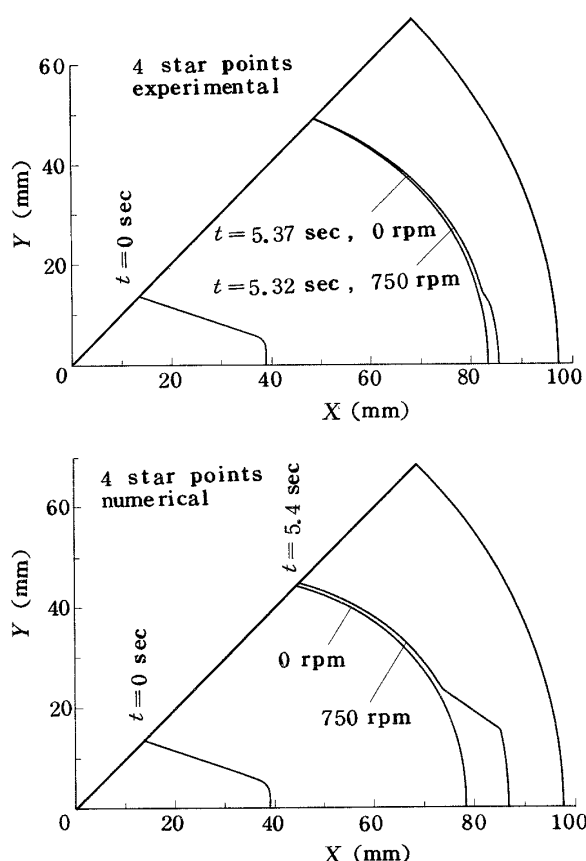


図17 グ레인形状の実験と計算の比較 (4 光芒)
(Comparison of the experimental grain variation with the numerical result)

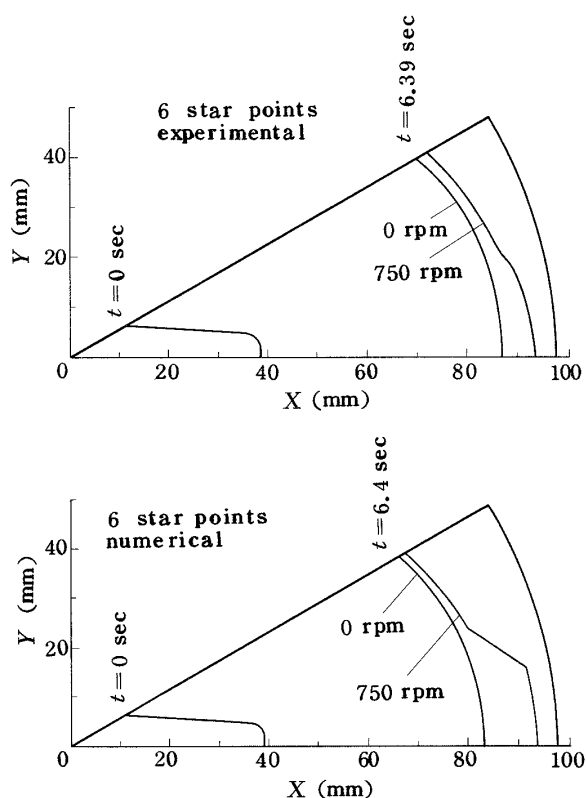


図18 グ레인形状の実験と計算の比較 (6 光芒)

と受けない領域は明確に分かれているが、遷移領域ではピットがランダムに分布しているため、平均化した実験データの場合は、二つの領域がなめらかに結ばれているように見えるのである。計算モデルの方はランダム性を考慮していないため折れ線のようにならざるを得ない。いずれも計算の方が大きな変化となっているが、他の光芒の場合も、図17及び図18と同様な比較が得られる。

概ね、定性的には現象が捉えられてはいるが、依然として差が大きいことについては、次のような事が考えられる。前述の通り、まず一点は、スピン効果を受ける領域と受けない領域をつなぐ遷移領域である。これは燃焼中断面を観察したモデルとしては当然受け入れられるものではあっても、実際には、この勾配が高々 50° であるため、光芒数が多くなって θ が小さくなってしまうと、考えている燃焼面がほとんどこの遷移領域で占められてしまうのである。 $\phi_1 > 85.5^\circ$ の領域にこの斜面を広げたため、結果的に燃焼面積は大きくなっている。次に、モデルの中にスピン効果を受ける燃焼面の時間的広がりがあるが考慮されていないことである。モータが燃焼中に、新しく加速度場の影響を受け始める場所の燃焼速度は、その燃焼時間における値を用いているため、全体として燃焼速度は大きめの値が用いられた結果になっている。最後に、加速度場における燃焼速度はストランドによる実験結果を与えたが、これが実際のモータの場合とどのように現象が異なるのかチェックされていない点である。前章の最後に述べた方法で燃焼速度を求めて両者を比較することが必要になろう。例えば、ストランドの場合は推進薬自身が持っているアルミニウム粒子のみが現象に参与するが、モータの場合は、 $\phi_1 < 85.5^\circ$ の領域からアルミニウム粒子がころがり落ちてきてウェッジ部の現象に影響しよう。アルミニウム総量が多くなることの燃焼性への影響は極めて微妙であるが⁽²⁾むしろ燃焼速度を増加させると考えられるので、前述の二つと相反するが、加速度場におけるストランド燃焼については更に検討していく必要がある。

これらの実験と計算の差は、いくつかの実験を通して経験的な定数を与えることで解決していくであろう。例えば、6光芒の場合の実験と計算を合わせるために必要な係数と、図16の傾きの両者から他の光芒の場合を調べていけば、すべての光芒数の場合に実験と計算が合致する経験的な定数が求められていくであろう。次に問題であると予想されるのは、着火特性であるが、今後計算の目標を考えている燃焼時間30秒以上の球型モータのような場合には、これは全体の精度からみて問題としなくとも良いと考える。

4.4 三次元への拡張

実際のモータは、一般的に内孔形状がロケット中心軸方向に変化する三次元形状をしている。図 5(b)に示されたように、内孔形状の違いにもかかわらず加速度場の影響を受けるのは $90^\circ > \phi_1 > 85.5^\circ$ の範囲であり、これは三次元形状の場合であっても同様である。この範囲内にピットが形成されて燃焼速度が大きくなるということを三次元的に考慮すれば、他の方式は全く二次元の場合と同じであって、幾何的形狀が複雑になるだけである。前述した補間法は容易に三次元にも使用できるものであり、ここでは直角座標で説明されているが、実際にはもともと極座標で格子点の座標が表現されているので、球型モータのような場合には活用し易くなっている。ただし、実際のモータは中心軸方向に相当に複雑であって、特に球型モータの場合には、充填率を高めるために、個々のモータについてノズル回りの推進薬形状が入り混んで変化しているため、円筒状の場合のように一般的な計算法を示し難い、着火前の推進薬形状を数値的に与えるだけで相当の情報になってしまい、個々の推進薬形状に応じて $90^\circ > \phi_1 > 85.5^\circ$ の範囲が存在する領域が変ってくるのである。もちろん、単に幾何的に複雑な問題になるだけで、現象的に円筒状のものと異なるところは全くない。 N ロケット第三段モータの場合には $90^\circ > \phi_1 > 85.5^\circ$ の範囲の大部分は、光芒が中心軸方向に変化しない部分であるため、この部分を円筒状のものと同様に扱い、他の部分をスピンを与えないときの燃焼速度で計算しても、詳細な計算結果とほとんど違いは出ないことが予想される。それでも、格子点を設定して燃焼面積を計算するような手法は三次元になると複雑さをまぬがれないが、より簡便な計算法として有望であろう。

5. 結 言

200 ϕ 級固体ロケットにスピンを与えて燃焼実験を行い、特に燃焼中断面の観察から、燃焼面が加速度ベクトルとなす角度が $85.5^\circ \sim 90^\circ$ の狭い範囲にのみスピン燃焼効果が生じていることを知った。別報にて行った、加速度場におけるストランド基礎実験で得られた燃焼速度の過度特性を、この領域に適用することによって燃焼圧力曲線を作成することができた。また、燃焼中断面形状を計算値と比較することによって、ウェッジ部の非常に速い燃焼進行を説明した。これらの結果は、精度の上でまだ十分とはいえないが、スピンモータの特性は良く表現されている。将来、スピン球型モータの大型化、あるいはアルミニウム含有率や過塩素酸アンモニウム含有率の増加に伴って、スピン燃焼効果の増大が問題になってく

るときには、この手法で計算された諸性能が設計の基準として役立つであろう。

更に、モータ径や推進薬が現状に類していても、高性能高信頼モータの開発がなされるときには、スピン燃焼効果は無視できなくなろうが、このとき、スピンによる比推力の低下が問題となろう。スピンモータの比推力低下については、公表されている情報が全くなく、この種のモータの開発に先んじて研究が進められることを期待したい。

終りに臨み、本研究に終始御鞭撻御助言をいただきました大塚貞吉角田支所長ならびに石井進一室長に厚く感謝の意を表します。また、推進薬は、ダイセル K.K. 播磨工場の製作によるもので、同工場の岸和男氏の懇切な御便宜に対し感謝いたします。

文 献

- 1) 石井, 新岡, 三谷; 回転する固体ロケットの燃焼, 日本航空宇宙学会誌 第22巻 第249号 (1974).
- 2) 新岡; スピン安定固体ロケットの推進薬の燃焼, 内燃機関 Vol. 14 No. 172 (1975).
- 3) 石井, 岡部, 山田, 新岡, 三谷; 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 (1972).
- 4) S. Ishii, T. Niioka and T. Mitani; An Analytical and Experimental Study for Solid Propellant Combustion in an Acceleration Field, Combustion Science and Technology, Vol. 8, p. 177 (1973).
- 5) 石井, 新岡, 三谷, 高橋, 泉川; 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 (1973).
- 6) 新岡, 石井, 三谷; 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, 航空宇宙技術研究所報告 TR-372 (1974).
- 7) T. Niioka and T. Mitani; Independent Region of Acceleration in Solid Propellant Combustion, AIAA Journal, Vol. 12, No. 12, p. 1759 (1974).
- 8) T. Niioka, T. Mitani and S. Ishii; Observation of the Combustion Surface by Extinction Test of Spinning Solid Propellant Rocket Motors, Proceedings of the Eleventh International Symposium on Space Technology and Science, p. 77 (1975).
- 9) T. Niioka, T. Mitani and S. Ishii; Transient Period of the Acceleration-Produced Burning Rate Augmentation, AIAA Journal, Vol. 14,

- No. 9, p. 1165 (1976).
- 10) T. Mitani; Pit Formation on the Accelerated Solid Propellant Combustion Surface, AIAA Journal, Vol. 14, No. 9, p. 1338 (1976).
 - 11) T. Mitani and T. Niioka; An Analytical Model of Solid Propellant Combustion in an Acceleration Field, Combustion Science and Technology, Vol. 15, p. 107 (1977).
 - 12) M. K. King; Critical Review: Modelling of Acceleration Effects on Solid Propellant Combustion, Vol. 14, No. 1, p. 18 (1976).
 - 13) 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).
 - 14) 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).
 - 15) C. T. Crowe; A Unified Model for the Acceleration-Produced Burning Rate Augmentation of Metalized Solid Propellants, Combustion Science and Technology, Vol. 5, p. 55 (1972).

既 刊 報 告

- | | | |
|--------|---|----------------------------|
| TR-520 | 有色外乱を受ける線形フィードバック系の共分散指定問題

On the Covariance Specification for the Linear Time-invariant Feedback Control Systems with Colored System Noise | 1977年12月 永安正彦 |
| TR-521 | レーザ・ドブラー流速計データ処理方法の研究

A Method of Laser Velocimeter Data Processing | 1978年 1月 五味光男・貴俵幸子
藤井昭一 |
| TR-522 | 制御に時間遅れを伴う線形系の最適制御

Optimal Control of Linear Systems with Time Delay in the Control | 1978年 1月 畑山茂樹 |
| TR-523 | 層流, 遷移, 乱流境界層および乱流, 伴流に適用できる統一的な速度分布族

A Unified mean Velocity Profile Family Valid to Laminar, Transition and Turbulent Boundary Layers and Turbulent Wake | 1978年 1月 石田洋治 |
| TR-524 | 非圧縮二次元乱流境界層の一計算法
—統一的な速度分布族の応用—

A Calculation Method for Two-dimensional Incompressible Turbulent Boundary Layers—Application of the Unified Velocity Profile Family— | 1978年 1月 石田洋治 |
| TR-525 | 各種カーボン複合材の曲げ疲労強度

Flexural Fatigue Strength of Various Carbon Fiber Composites | 1978年 1月 古田敏康・松嶋正道
野口義男 |
| TR-526 | 不等ピッチで高速回転するファンの音響特性と空力性能

Acoustics and Performance of High-Speed, Unequally Speed Fan Rotors | 1978年 2月 藤井昭一・西脇英夫
武田克己 |
| TR-527 | 積層CFRPハニカムサンドイッチ材の強度

Static Bending Strength of Laminated CFRP Aluminum Honeycomb Sandwich Beams | 1978年 2月 古田敏康・野口義男
松嶋正道 |
| TR-528 | 超低高度人工衛星DASの初期解析

Preliminary Study on Dive and Ascent Satellite, DAS | 1978年 3月 DAS検討グループ |
| TR-529 | 軸流圧縮機の旋回失速発生の音響による監視又は予知に関する実験的研究

Experimental Study on Monitoring and Prediction of Rotating Stall in an Axial-Flow Compressor | 1978年 3月 小林 紘・坂田公夫
杉山七契 |

航空宇宙技術研究所報告530号

昭和53年3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)
