

UDC 629.76.036.5:
662.611:
621.454.3.022.5

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-354

加速度場におけるコンポジット推進薬の燃焼

石井進一・新岡 嵩・三谷 徹
高橋 守・泉川宗男

1973年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|--|-----------|--------------------------------------|
| TR-327 | ガスタービン燃焼器のライナにおける伝熱
On the Liner Heat Transfer of Gas Turbine Combustor | 1973年7月 | 相波 哲 朗 |
| TR-328 | 連続板の振動
Natural Frequencies of Continuous Plate | 1973年7月 | 林 洋 一, 川井 忠 彦 |
| TR-329 | ジェットエンジン用薄肉組立ロータの曲げ剛性 (静荷重試験と振動試験による測定と有限要素法による計算)
Flexural Rigidity of the Thin Walled Build-up Rotor for the Jet Engine (Measurement by Static Load Test and Calculation by Finite Element Method) | 1973年7月 | 宮 地 敏 雄, 小河 昭 紀
星 谷 昌 二, 祖父 江 靖 |
| TR-330T | On the Linear Theory of Thin Elastic Shells | July 1973 | Tatsuzo KOGA,
Susumu TODA |
| TR-331 | 非線型層流安定理論と数値計算 (第一報 べき級数展開による Orr-Sommerfeld 方程式の数値解法)
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory with Numerical Calculations. (Part 1. A Power Series Method for the Numerical Treatment of the Orr-Sommerfeld Equation) | 1973年7月 | 伊 藤 信 毅 |
| TR-332 | 非線型層流安定理論と数値計算 (第二報 平行流における有限攪乱理論と二次元 Poiseuille 流れへの適用)
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory with Numerical Calculations. (Part 2. Theoretical Analysis and the Numerical Results for Plane Poiseuille Flow) | 1973年7月 | 伊 藤 信 毅 |
| TR-333 | 非線型層流安定理論と数値計算 (第三報 平板境界層における有限攪乱の計算)
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory with Numerical Calculations. (Part 3. Numerical Results for the Flat Plate Boundary Layer) | 1973年7月 | 伊 藤 信 毅 |
| TR-334 | 音波と乱流の干渉によるソニックブーム波
形の変形
Distortions of Sonic Boom Pressure Signature by Sound and Turbulence Interaction | 1973年8月 | 河 野 長 正 |
| TR-335 | 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備
試験
Design and Development of the Gust Wind Tunnel at the National Aerospace Laboratory | 1973年9月 | 廣 末 健 一, 北 村 清 美
村 上 義 隆, 進 藤 重 美 |
| TR-336 | モアレ法によるひずみ解析
Strain Analysis by the Moire Analyzer Method | 1973年9月 | 青 木 由 雄 |
| TR-337 | 回転駆動振動検出型ジャイロの運動方程式
の一解析
An Analysis of the Equations of Motion for Rotary-drive Vibratory-output Gyros | 1973年10月 | 山 田 博 |
| TR-338 | 誘導用浮動型慣性センサに用いる自己制御
型八極磁気軸受方式の解析
Analysis on a Passive Magnetic Suspension System with an Eight Pole Stator for Floated Inertial Sensors | 1973年9月 | 滝 沢 実, 大 月 正 男
鈴 木 孝 雄 |

加速度場におけるコンポジット推進薬の燃焼*

石井進一**・新岡 嵩**・三谷 徹**・高橋 守**・泉川宗男**

Combustion of Composite Propellants in Acceleration Field

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

Abstract

Up to the present all theories, that were described by the parameter including some unknown variables, were not able to express explicitly the acceleration sensitivity of the burning rate of solid propellants. This analysis containing the formation mechanism of a pit can predict numerically the effects of aluminum content, the mass median diameter and the variance of aluminum particle size distribution. Furthermore, using slab motors, we carried out our tests for ten kinds of composite propellants with acceleration loads (0~350 g) directed normal into the combustion surface, and the experimental results were compared with the analytical ones. The increasing aluminum particle size is likely to induce the more sensitive burning rate, but the effect of the aluminum content do not show the general character for the burning rate augmentation. The acceleration sensitivity of the burning rate would rather depend strongly upon the static burning rate, and it should be noticed that the pressure dependence of the burning rate augmentation for the composite propellants is completely opposite to that for the CMDB propellants.

1. 緒 言

回転による固体ロケットの動的安定性の保持は、簡便な軌道分散を抑制する方式として多く用いられているが、回転する固体ロケットの燃焼特性が静止時と異なるため多くの問題を含んでいる。回転する固体ロケットの示す特異的現象は、燃焼圧の増大、それによる燃焼時間の短縮、スライバ期の増大、比推力の低下等であって、ロケットの設計に当ってこれらの諸現象は大きな障害となり得る。例えば、燃焼圧の増大は、ロケットを回転させるということと相俟って、チャンバの強度計算に細心の注意を余儀なくさせるので、あらかじめ燃焼圧の増大について正確に予測しておくことが必要になってくる。しかしながら、ロケットを回転させた時の性能を予測する技術方式が確立されていないばかりか、諸現象のメカニズムについてほとんど明確な説明がなされていない。本報告においては、ロケットを軸回りに回転させた時に生じる半径方向加速度が、固体推進薬の燃焼にどのように影響するかを調べるため

の基礎的研究を行ったものである。

これまで、加速度場において、固体推進薬の燃焼構がどのように変化するかということについていくつかの研究があるが、この問題について最初にその基盤となる理論を展開したのは Crowe and Willoughby¹⁾ である。彼等は、固体推進薬の中に含まれるアルミニウム粒子が遠心力によって燃焼面に保持され、これが固体推進薬への熱伝達を促進せしめて燃焼速度が増加するとした。その後、Northam²⁾ は、平板状推進薬を用いた実験によって燃焼面にアルミニウム粒子がピットを形成することを見出し、Glick ら³⁾、Willoughby ら⁴⁾ そして Crowe⁵⁾ によって、種々のモデルが発達していったが、問題が非常に広い範囲にまたがっており、しかも複雑な現象であるため、本格的な解明には至っていない。従って、解析に当っては多くの仮定が導入され、未知変数も多く、それらがパラメータとして残り、燃焼速度の増大を算出して実験データと比較するようなことも困難である。また、これまで、ストランド試験片を用いた実験が Sturm and Reichenbach⁶⁾、Anderson and Reichenbach⁷⁾ そして Cowles and Netzer⁸⁾、及び先に述べた Willoughby らによって行

*昭和48年10月19日受付

**角田支所

われ、平板状推進薬を用いた数多くの実験が Northam によって行われたが、例えばアルミニウムの粒径、含有率の影響についてさえ、一般的な法則が見出されていない。この主な原因の一つは、通常のストランド試験片の燃焼面積では再現性に問題があることと、実験結果に燃焼時間（ストランド長さ、ウェッジ厚さ）が大きく影響すること等である。また回転によって加速度場を得るため、実験技術が難しく、この種の研究の立遅れの要因ともなっている。

本研究においては、解析において最も大きな障害となっている加速度場でのアルミニウムの集塊 (agglomeration) 及び燃焼について試験的仮定を導入して、燃焼速度の算出を試みた。これによれば、アルミニウムの分布を変えて、パラメータを含まない明瞭な数値で各加速度に対する燃焼速度の算出ができる。更に、平板状のコンポジット推進薬を用いてアルミニウムの粒径、含有率を変えた 10 種について実験を行ない、比較検討した。また、先に報告した CMDDB (Composite Modified Double-Base) 推進薬による実験結果⁹⁾と比較し、推進薬種による違いについても検討を加えた。

2. 記 号

a	加速度 (g)
c_s	推進薬の比熱 (cal/g °K)
c_p	燃焼ガスの定圧比熱 (cal/g °K)
D	アルミニウム球の直径, ピットの直径 (cm)
d	アルミニウム粒子の直径 (cm)
\bar{d}	アルミニウム粒子の重量平均粒径 (cm)
d_0	着火時に燃焼面に保持されるアルミニウム粒子の最小 (臨界) 粒径 (cm)
d_a	定常状態で燃焼面に保持されるアルミニウム粒子の最小 (臨界) 粒径 (cm)
d_1	着火時に燃焼面に保持されるアルミニウム粒子の重量平均粒径 (cm)
G_0, G_a, G_1	d_0, d_a, d_1 でそれぞれ表わされるアルミニウム粒子の割合
H	$\equiv c_p(T_{a1} - T_s) / \{h_0 + c_s(T_s - T_i) / (1 - w)\}$
h_0	推進薬の気化熱 (cal/g)
K	比例定数
k	温度伝導率 (cm ² /sec)
s_1	直径 d_1 のアルミニウム粒子の体積 (cm ³)

n	圧力指数
n_1	直径 d_1 のアルミニウム粒子の数
N_p	単位面積当りのピットの数
P	圧力 (kg/cm ²)
P_c	$y=y_c$ における圧力 (燃焼圧) (kg/cm ²)
P_e	ペクレ数
P_r	プラントル数
r	燃焼速度 (cm/sec)
Re	レイノルズ数
T	温度 (°K)
t	燃焼速度増加率
x, y	(図 1) (cm)
u, v	それぞれ x, y 方向速度 (cm/sec)
w	アルミニウム含有率
λ	アルミニウム球の浮上距離 (cm)
μ	粘性係数 (g/cm·sec)
ρ	密度 (g/cm ³)
σ	対数正規分布の標準偏差
α	燃焼速度係数
添 字	
al	アルミニウム
s	燃焼面, 推進薬
o	加速度 $\alpha=0$ (g)
a	加速度 $\alpha=a$ (g)
i	初期状態
p	ピット
e	アルミニウム球端
g	燃焼ガス

3. 加速度場における固体推進薬の燃焼機構

3.1 解析に用いたモデル

回転する固体ロケットの推進薬の燃焼速度が増加するという現象について、初めてその基本となる理論を示したのは Crowe and Willoughby¹⁾ である。彼等は、固体推進薬の中に含まれるアルミニウム粒子が、燃焼しつつ燃焼面から飛去ることなしに、ロケットの回転によって生ずる遠心力によって燃焼面に保持されるとした。そのときアルミニウム粒子から燃焼面への熱伝達が促進され、燃焼速度は大きくなると考えた。このことは Northam²⁾ の燃焼中断された燃焼面の写真等によって裏付けられ、以来、この考えをもとに、いくつかの理論が進展した。Glick³⁾ らは、含まれるアルミニウム粒子より大きなアルミニウム残渣があること、及び、燃焼面にピットが形成されることに着目し、燃

燃焼面においてアルミニウムが集塊して巨大なアルミニウム球ができ、これがピットの底部に保持されるという実際により近いモデルを示し、加速度に対する燃焼面角度の影響なども予測することができた。ただし Glick らの方法は、ピット内のアルミニウム球から燃焼面への熱伝達過程に対する考察がおおまかなとらえ方であるため、Willoughby⁴⁾ 及び Crowe⁵⁾ はアルミニウム球と燃焼面の間について詳細な解析を行ない、両者の間の距離及びアルミニウム球の形状等が加速度の大きさでどのように変化するかを調べた。いずれの解析においても定性的な結果だけで、多くの仮定を必要とし、未知変数を含んだパラメータでしか整理できないため、問題の本質的な解明には至っていない。これは現象が極めて複雑で多岐にわたっているためであるが、この分野の研究が遅れている大きな原因は、固体推進薬の燃焼機構の複雑性もさることながら、推進薬に含まれるアルミニウム粒子の集塊 (agglomeration) 現象及び燃焼面にできるピットの形成機構についての知識が全くないことである。そのため、未知数の数が多く、条件式が少ないため、これまでの解析においても未知変数を残したままであり、個々の実験との対比は困難であった。

本報告においては、ピットについて以下に示す簡単な仮定を導入することによって未知変数を除去し、後述する実験値との比較を容易にすると共に、仮定が基本的に妥当であることを示すものである。本解析に用いたモデルを図1に示す。また、仮定は次の通りである。なお、「アルミニウム粒子」は推進薬に含有され

るアルミニウムを示し、「アルミニウム球」はこのアルミニウム粒子が集塊し、図1のピット底部に保持されるアルミニウムを示すものとする。

- (i) 現象は定常である。
- (ii) ストークスの式による抵抗力より大きい遠心力をもつアルミニウム粒子のみ燃焼面に現われると同時にピット底部のアルミニウム球に集塊される。
- (iii) アルミニウム球は、仮定(ii)に従って供給される量だけアルミニウム球の直径に比例する燃焼率で消費される。
- (iv) ある大きさのアルミニウム球が集塊されると、このアルミニウム球一個につき一個のピットが形成される。

定常状態になり得るかどうか、また定常状態になり得るとしても、着火してからアルミニウム球ができ、定常になるまでの過渡現象があることは当然考えられることであり、今後の課題であるが、ここでは定常になった状態を想定する。単位面積当りのピットの数 (ピット密度)、即ちアルミニウム球の数は、アルミニウム粒子が大きい程、或いは含有率の高い程多いと考えられる。着火時に、推進薬表面に現出し、遠心力で保持されるアルミニウム粒子がある一定の大きさに集塊すると、仮定(iv)に示すように、ピットを一個形成し、ピット密度はアルミニウム粒子の径及び燃焼面に現出する数に比例すると考えた。このときの現象は、ここで仮定するような単純なものではなく、溶融、或いは燃焼しているアルミニウム粒子の挙動について詳しく調

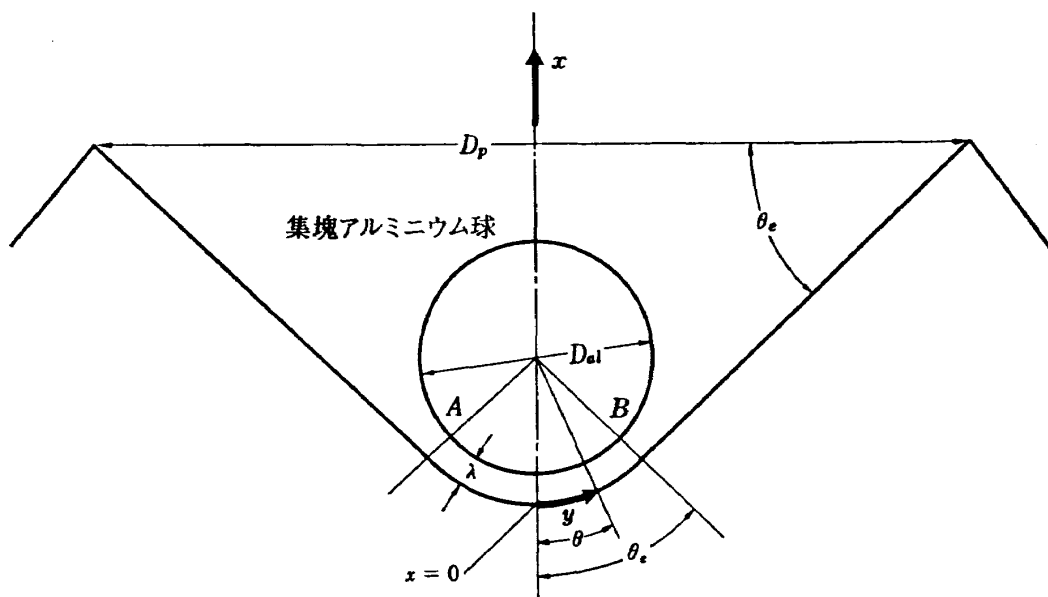


図1 解析に用いたモデル

べなければならないが、基本的様相を上述のように仮定し、問題を単純化した。アルミニウム粒子が燃焼面から飛出するか、保持されるかは、仮定(c)に示すように、アルミニウム粒子を球形としてストークスの抵抗力によって判定した。保持されてアルミニウム球へ集塊する量に等しい分だけアルミニウム球は燃焼によって消費し、定常状態は保たれる。アルミニウム球の燃焼も複雑ではあるが、高加速度場で燃焼した後の残渣にアルミナがないことなどのデータ⁸⁾もあるので、ここではアルミニウム球の複雑な燃焼機構にまでは立入らないで、仮定(f)に示すように、アルミニウムの燃焼速度を定めた。また、燃焼面は、燃料、酸化剤等がランダムに現出する不均一な面であるが、これも簡単に、均一な吹出し面と考えた。これらの仮定のもとに次の解析を進める。

3.2 解 析

はじめに、集塊アルミニウム球の力のバランスについて考える。アルミニウム球に働く遠心力は燃焼表面方向に作用し、この力は球と燃焼表面の間の燃焼ガス流によって生ずる球の下面の圧力差と釣り合う。

$$\frac{1}{6}\pi D_{ai}^3 \rho_{ai} a = \int_0^{y_e} 2\pi y (P - P_e) dy \quad (1)$$

アルミニウム球と燃焼面の間の距離、即ちアルミニウム球の浮上距離 λ は、球径に比べて非常に小さい故、この間の流れの場は、二平行平面間の軸対称流として近似でき、連続式は

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{y} \frac{\partial(yv)}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

更に、 x 方向速度 u が y 方向に一樣であると仮定すれば、Navier-Stokes 式の高次の項を無視して、

$$u \frac{\partial u}{\partial x} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\mu_g}{\rho_g} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \quad (3)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\mu_g}{\rho_g} \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} \quad (4)$$

を得る。

温度分布も、 y 方向に一樣であると仮定でき、エネルギー式は次のようになる。

$$u \frac{\partial T}{\partial x} = h \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (5)$$

ここで、境界条件は次の通りである。

$x=0$ において

$$u = u_g$$

$$v = 0$$

$$T = T_s$$

$x=\lambda$ において

$$u = v = 0$$

$$T = T_{ai}$$

$u(x)$ の分布を 5 次式に近似し、(2)~(4) に代入し、若干の計算を行えば、圧力差を次の様に求める事が出来る⁴⁾。

$$P - P_e = \frac{\rho_g u_g^2}{\lambda^2} \cdot \frac{3}{R_e} F(R_e) \cdot (y_e^2 - y^2) \quad (6)$$

$$\text{ここで、} F(R_e) = \frac{1 + R_e/2 + R_e^2/6 + R_e^3/24}{1 + R_e/2 + 3R_e^3/20}$$

$$R_e = u_g \lambda \rho_g / \mu_g$$

次に、燃焼ガス流速

$$u_g = \rho_s r_a (1 - w) / \rho_g \quad (7)$$

及び、ピットの壁の勾配と燃焼速度の関係式

$$\cos \theta_e = \frac{r_0}{r_a} = \frac{1}{t} \quad (8)$$

を (6) 式に代入し、 AB 部について積分を行えば

$$\begin{aligned} & \int_0^{y_e} 2\pi y (P - P_e) dy \\ &= \frac{3\pi D_{ai}^4 \rho_g u_g^2 F(R_e)}{32\lambda^2 R_e} (\theta_e^2 + \sin^2 \theta_e - \theta_e \sin 2\theta_e) \end{aligned} \quad (9)$$

(9) 式を (1) 式に代入して

$$\begin{aligned} & t^4 \left\{ \left(\cos^{-1} \frac{1}{t} \right)^2 + 1 - \frac{1}{t^2} - \frac{2}{t} \sqrt{1 + \frac{1}{t^2}} \cos^{-1} \frac{1}{t} \right\} \\ &= \frac{16}{9} \frac{\rho_g \rho_{ai} \mu_g^2}{\rho_s^4 \gamma_0^4 (1-w)^4} \frac{a}{D_{ai}} \frac{R_e}{F(R_e)} \end{aligned} \quad (10)$$

を得る。

次に、集塊アルミニウム球からの熱のフィードバックが $r_a - r_0$ だけ燃焼速度を増加させるとすれば燃焼面におけるエネルギーのバランスは、

$$\begin{aligned} & \frac{c_p \mu_g}{P_r} \left[\frac{\partial T}{\partial x} \right]_{x=0} \\ &= \rho_s (r_a - r_0) \{ c_s (T_s - T_i) + (1-w) h_v \} \end{aligned} \quad (11)$$

で与えられる。

ここで、(3), (4) 式から求めた速度分布 u を更に二次式に近似して、(5) 式を積分すれば、燃焼表面での温度勾配は、

$$\left[\frac{\partial T}{\partial x} \right]_{x=0} = \frac{T_{ai} - T_s}{\lambda} \sqrt{\frac{2P_e}{\pi}} \frac{\exp(-P_e/2)}{\operatorname{erf} \sqrt{P_e/2}} \quad (12)$$

$P_r = 1$ として整理すれば、以下の式を得る。

$$\begin{aligned} & \sqrt{\pi} \left(1 - \frac{1}{t} \right) \sqrt{\frac{R_e}{2}} \exp\left(\frac{R_e}{2}\right) \operatorname{erf} \sqrt{\frac{R_e}{2}} \\ &= \frac{c_p (T_{ai} - T_s)}{h_v + c_s (T_s - T_i) / (1-w)} \equiv H \end{aligned} \quad (13)$$

ここまでの式の誘導については、Willoughby ら⁴⁾ が詳しく解析を行っているので詳細は省略したが、(11) 式に若干の修正を加えると以上の通りである。

さて、ピット面に現われる添加アルミニウム粒子の

うち、ストークス式により決定される臨界粒径より d_a 大きいもののみ仮定(1)に従い、ピット底部で消費されるとして次式が得られる。

$$r_a \rho_s w \cdot \frac{\pi}{4} D_p^2 \cdot G_a \propto D_{a1} \quad (14)$$

ここで G_a は燃焼表面に保持される添加アルミニウムの割合で、添加アルミニウム粒径が対数正規分布をとるとして、

$$G_a = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \{ \ln(d_a/\bar{d})/\sigma \} \quad (15)$$

で与えられる。また、臨界粒径 d_a はストークス式より次式で決定される。

$$d_a = [18 r_a \rho_s (1-w) \mu_g / \rho_g \rho_{a1} a]^{1/2} \quad (16)$$

いま、ピット面積 $\pi/4 \cdot D_p^2$ は、ピット密度 N_p に逆比例し、 N_p は仮定(1)に従って以下の如く求められる。

$$N_p \propto n_1 s_1 \quad (17)$$

着火時の、単位面積当りのアルミニウム粒子の個数 n_1 、及びアルミニウム粒子一個の大きさ s_1 はそれぞれ次式で与えられる。

$$n_1 = \left[\frac{G_0 \rho_s w}{\pi/6 \cdot d_1^3 \rho_{a1}} \right]^{2/3} \quad (18)$$

$$s_1 = \frac{\pi}{6} d_1^3 \quad (19)$$

G_0 は、加速度場における燃焼速度は r_a であるが着火時には燃焼速度は r_0 であるとし、その時燃焼表面に保持される最小粒径 d_0 を用いて次式の様に与えられる。

$$G_0 = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \{ \ln(d_0/\bar{d})/\sigma \} \quad (20)$$

ここで

$$d_0 = \left[\frac{18 r_0 \rho_s (1-w) \mu_g}{\rho_g \rho_{a1} a} \right]^{1/2}$$

である。また、 d_1 は、

$$G_1 = \frac{1}{2} G_0 = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \{ \ln(d_1/\bar{d})/\sigma \} \quad (21)$$

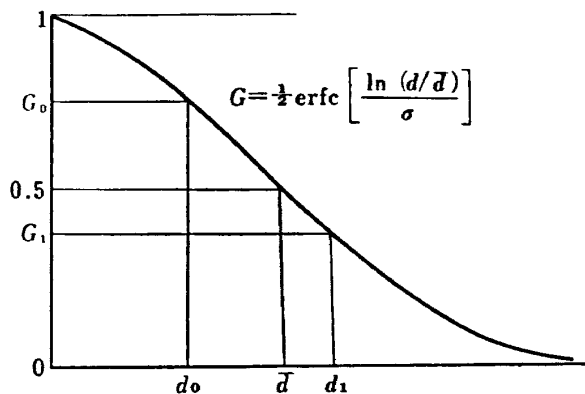


図2 G_0 と G_1 の説明図

で与えられる平均粒径である。これは、保持されるアルミニウム粒子の平均粒径であり、これによって保持されるアルミニウム粒子を代表させている。これらの値の関係は図2によって説明される。従って、(14)式を(17)式に代入して整理し、比例定数を K とすると

$$\frac{r_0 w^{1/3}}{d_1} \cdot \frac{G_a}{G_0^{1/3}} = K \cdot D_{a1} \quad (22)$$

ここで、比例定数 K が与えられれば、(10)、(12)、(22)式を用いて任意の加速度における燃焼速度の増加率が決定される。

3.3 計算方法

アルミニウムの集塊及び集塊アルミニウム球の燃焼速度に関する(22)式の K の値を、図3に示すところのCMDB推進薬CD03 ($w=9.1\%$, $\bar{d}=68\mu$) の燃焼圧 $P_c=60 \text{ kg/cm}^2$ 、加速度 $a=215 \text{ g}$ での実験点より決定した⁹⁾。以下、この K の値 ($K=1.256 \times 10^3$)、及び後述する各供試推進薬の特性値を用いて計算を行った。

計算は、力のバランスに関する(10)式、エネルギーバランスに関する(13)式、そしてアルミニウム集塊及び燃焼に関する(22)式を連立させ、逆誤差関数を

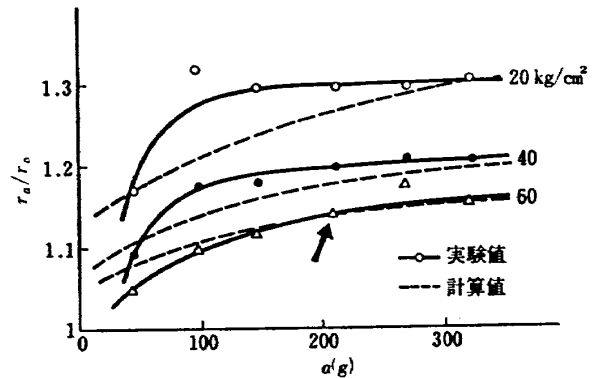


図3 CMDB推進薬(CD03)の燃焼速度増加率⁹⁾

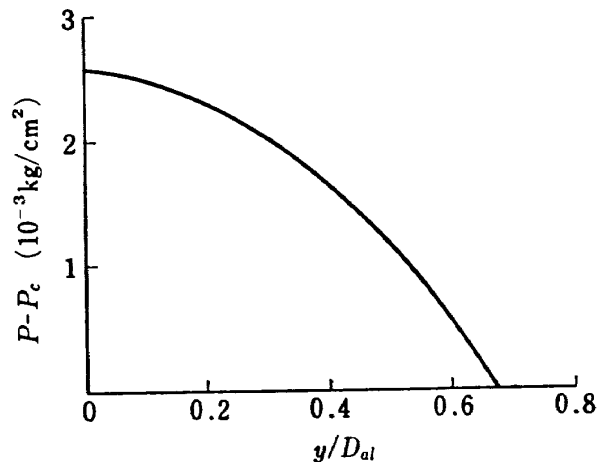


図4 アルミニウム球下面の圧力分布の一例 (PB06, $a=300 \text{ g}$, $P_c=40 \text{ kg/cm}^2$)

解く過程を含む try and error 方式で、数値的に求められる。ここでは、表 1 に示す推進薬のうち、PB06 についてのみ種々の計算結果を示し、その他については後で実験値と対比させて示すことにする。

図 4 に本モデルにより導かれる集塊アルミニウム球の下面での圧力分布を示す。この集塊アルミニウム球下面における圧力増加が推進薬の燃焼速度に及ぼす影響は、アルミニウム球からの熱のフィードバックによる寄与に比して、極めて小さい事がわかったので無視した。

図 5 にアルミニウム球の直径 D_{al} の加速度による変化例を示す。加速度と共にアルミニウム球が大きく成長する事が分かる。そして、比較的大きな平均粒径を含む推進薬については、このように実験的にも可能性のある球径が算出される。

後述の結果で示される様に、このモデルでは、供試推進薬の燃焼速度増加率が実験結果に比して若干低目に計算された。これはコンボジット推進薬あるいは CMDB 推進薬の物性値を正確に見積る事が出来ないため、(13) 式における H の値として、CMDB 推進薬の値 ($H=4.0$) をそのまま採用したためと考えられる。即ち、コンボジット推進薬では、タブルベース推進薬に近いと考えられる CMDB 推進薬に比べて燃焼表面

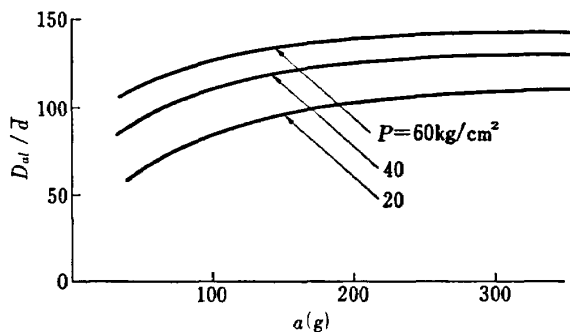


図 5 アルミニウム球の直径の変化 (PB06)

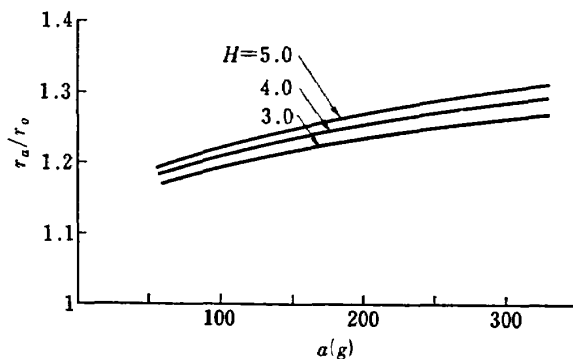


図 6 燃焼速度に対する H の影響
(PB06, $P=40 \text{ kg/cm}^2$)

温度 T_s 、或いは、バインダ及び酸化剤の蒸発に必要な熱量 h_v の値が異ってくると考えられる。そして、結果的にはコンボジット推進薬の H の値は CMDB 推進薬に比して幾分か高くなると予想される。図 6 に H をパラメタにした時の計算例 (PB06) を示す。これによって上述の事が裏付けられ、また、 H による定性的な問題点はないことが理解される。

4. 実 験

4.1 実験装置及び方法

本実験に用いた燃焼器 (小型モータ) 及び実験装置の説明図を、それぞれ図 7 及び図 8 に示す。平板状推進薬 (燃焼面積 $50 \times 100 \text{ mm}^2$, 厚さ 15 mm) は、図 9 に示すように、アルミニウムホルダの中に、燃焼面だけを外に露出して樹脂で植込まれる。この推進薬を植込んだ半円柱のアルミニウムホルダと、点火薬の取付いた半円柱のアルミニウムホルダを組合わせて、円柱状にし、内径 100ϕ , 長さ 122 mm の小型モータの中に挿入する。イグナイタについては、短時間に燃焼面に一様に着火させることが非常に困難であったが、図 10 から 10 g を選択し、燃焼面の上部に 5 g ずつ 2 個取付けて行った。点火薬 (黒色火薬) 量が少ないときには、燃焼曲線がだらだらと上昇することから、瞬時に全面には着火しないものと考えられる。点火薬量は、初めの計画よりかなり多いものになったが、この方式によれば、燃焼曲線の再現性も極めて良く、また、着火 0.8 sec 後の燃焼中断を行った結果、燃焼面は滑らかで、しかも、全く一様に燃焼面が進行していることがわかった。更に、これによって、侵蝕燃焼の影響も無視できることがわかった。

このようにして推進薬を入れた小型モータは、図 8 の A~D の位置に 4 個取付けられる。アームの長さ l は 517 mm で、回転数 ω は $0 \sim 780 \text{ rpm}$ (加速度 $a = l\omega^2 = 0 \sim 350 \text{ g}$) の範囲で行った。加速度方向 (スタン

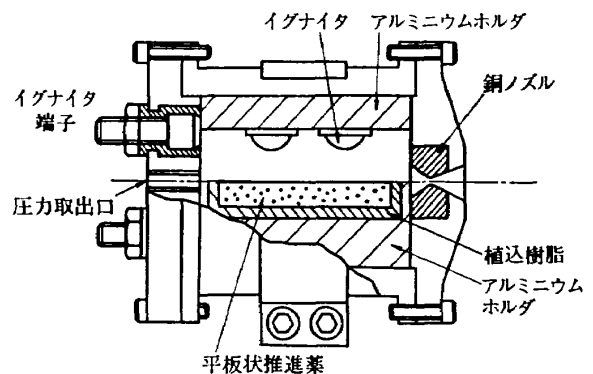


図 7 燃焼器 (小型モータ)

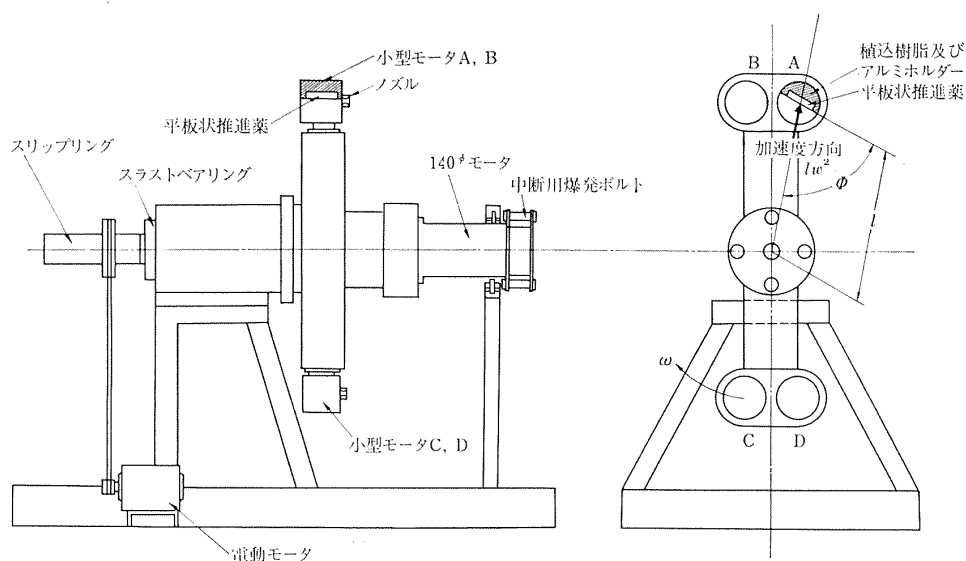


図 8 実験装置説明図

ドの中心軸から放射状)と燃焼面のなす角度 ϕ は任意に変えられるようになっているが、本報告では、 $\phi=90^\circ$ の場合についてのみ示す。点火用電源及び燃焼圧力の計測配線はスリップリングを介してなされ、また、回転駆動は、電磁継手型電動モータでなされたが、これらの計測制御は、すべて航空宇宙技術研究所スピン燃焼試験設備¹⁰⁾の計測制御装置を並用して遠隔操作された。図 8 に示すスタンドには 140φ 推進薬用のロケットモータも説明されているが、平板状推進薬による本実験結果の応用研究に用いられるモータである。任意のグレインデザインの燃焼面は、各点で加速度及び加速度方向に対する燃焼面角度が異っているので、平板状推進薬による本報告の実験は、その局所燃焼面をとらえたものといえる。140φ 推進薬の実験は、燃焼中

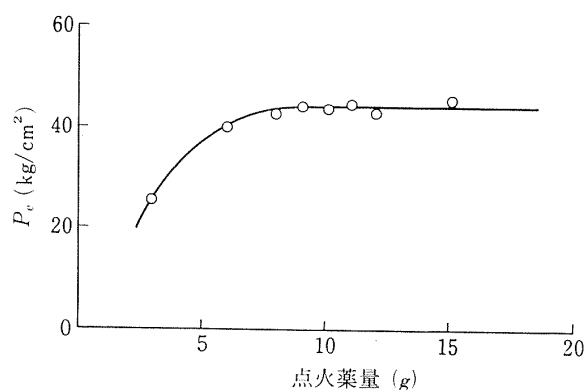


図 10 点火薬量による有効燃焼圧の変化

断によってグレインの変化が回転によってどのように変わるかを調べようとするものである。これらの実験に共用するスタンドであること、及び実験室の構造上、スタンドは横型であり、平板状推進薬による本実験の加速度場は $\pm 1g$ の振幅で振動するが、このための本研究に対する実験誤差は極めて小さいと考えられる。

小型モータの燃焼中の写真を図 11 に示す。銅製ノ

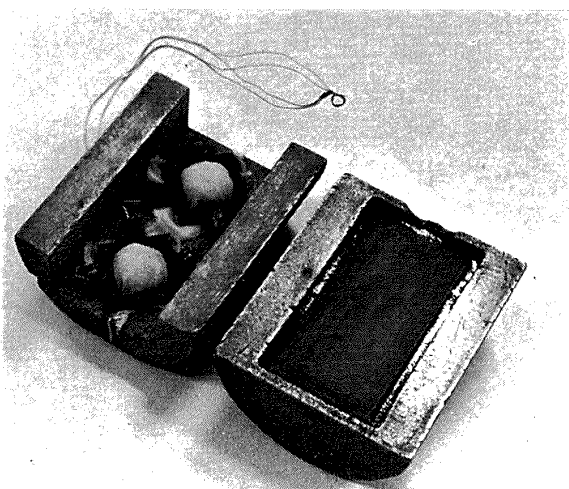


図 9 アルミニウムホルダに植込まれた推進薬と点火薬

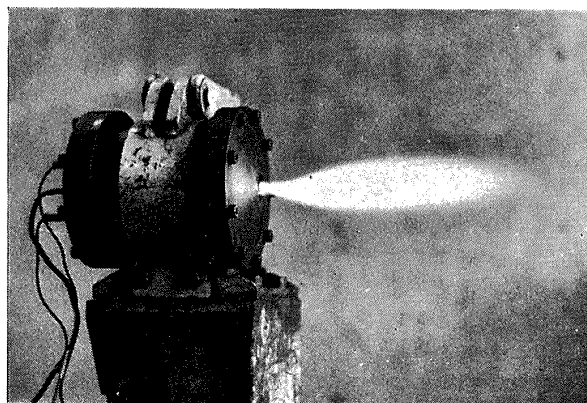


図 11 燃焼中の写真

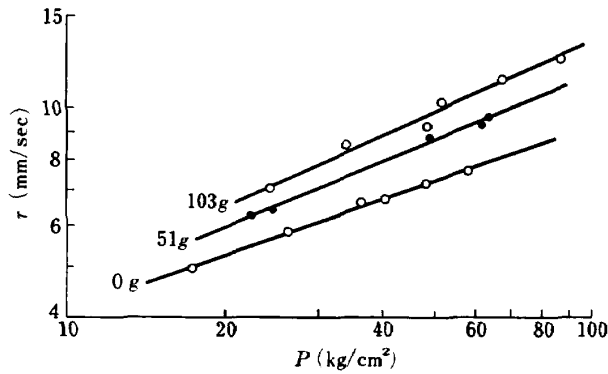


図 12 Vieille's law による直線近似 (PB10)

ズルの径を変えることによって、三種以上の燃焼圧力 (20~80 kg/cm²) に対する燃焼速度を図 12 の例のように両対数グラフ上で、Vieille's law $r = aP^n$ に従って最小自乗法で直線近似した。図 12 は PB10 についての例であるが、実験を行ったコンポジット推進薬については、すべてこの図のように加速度と共に燃焼速度は大きくなり、約 100 g までは直線の勾配 (圧力指数) も大きくなった。このようにして最小自乗法で求めた圧力指数及び圧力係数を用いて、 $P=20, 40, 60$ kg/cm² の各圧力についての燃焼速度増加率 r_a/r_0 をあらためて算出した。

4.2 推進薬

CMDB (Composite Modified Double-Base) 推進薬については先に報告したので⁹⁾、ここではコンポジット推進薬について述べる。CMDB 推進薬については 7 種、コンポジット推進薬については、過塩素酸アンモニウムとポリブタジエンの重量比率を 31:7 と一定にして、図 13 のような粒度分布 3 種のアルミニウムの割合を変えることによって表 1 の 10 種について実験を行った。

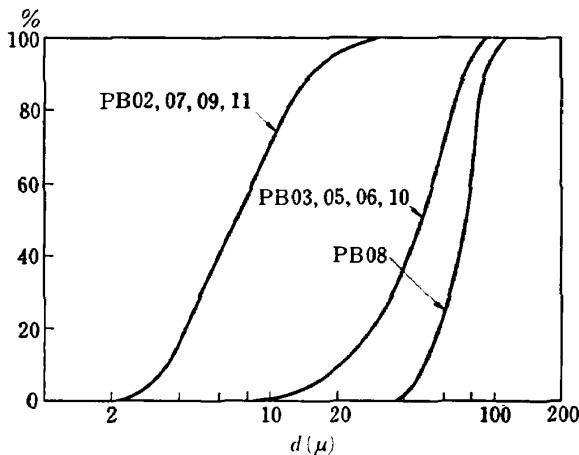


図 13 アルミニウム粒度分布

表 1 推進薬

推進薬名	Al 含有率	平均粒径	偏差	$r_0 (P=40)$
PB02	14 %	7 μ	0.822	0.765 cm/s
PB03	14	48	0.696	0.706
PB04	0	—	—	0.691
PB05	9	48	0.696	0.706
PB06	6.5	48	0.696	0.723
PB07	6.5	7	0.822	0.727
PB08	14	75	0.230	0.693
PB09	9	7	0.822	0.687
PB10	2	48	0.696	0.673
PB11	2	7	0.822	0.696

5. 結果及び検討

コンポジット推進薬における燃焼速度の加速度依存性について、代表的な実験及び計算結果を図 14~17 に、また、図 18 と図 19 にこれらの結果を、添加アルミニウムの重量平均粒径 \bar{d} と含有率 w について整理したものを示す。

以下、各表題について詳しく考察する。

5.1 燃焼速度増加率の圧力依存性

加速度場における固体推進薬の燃焼速度増大は燃焼圧力に依存し、一方、この依存性は推進薬の種類による。コンポジット推進薬の加速度をパラメータにした

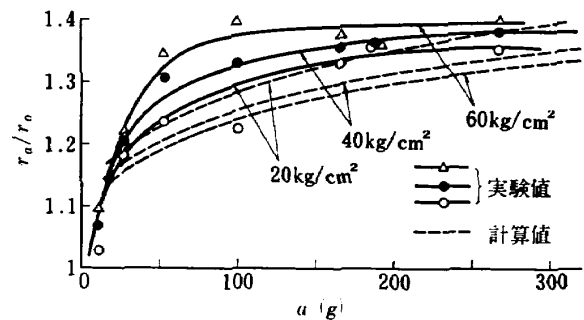
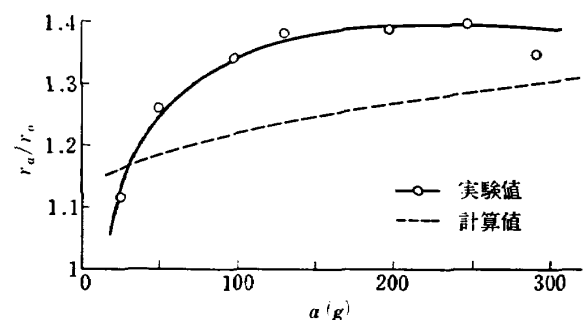


図 14 加速度による燃焼速度の増加率 (PB08)

図 15 加速度による燃焼速度の増加率 (PB03, $P=40$ kg/cm²)

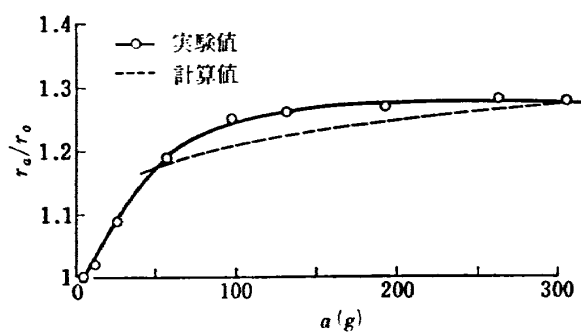


図 16 加速度による燃焼速度の増加率 (PB06, $P=40 \text{ kg/cm}^2$)

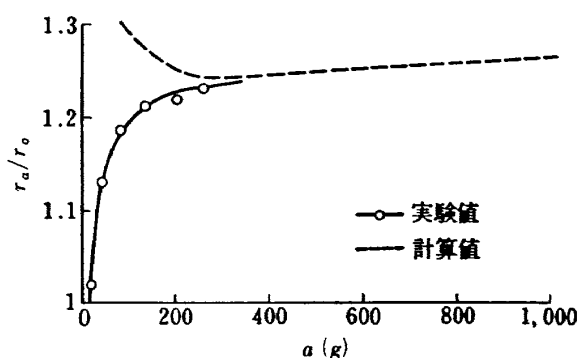


図 17 Al 粒径の小さい場合の加速度による燃焼速度増加率 (PB02, $P=40 \text{ kg/cm}^2$)

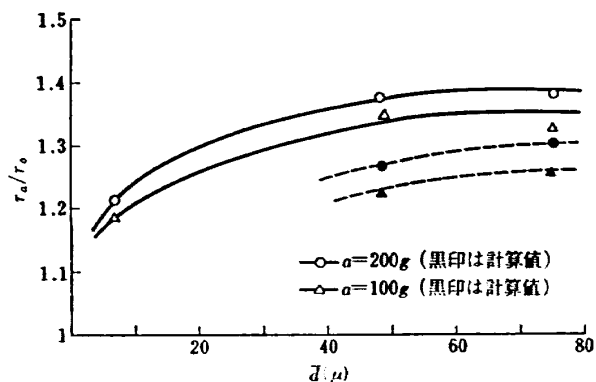


図 18 平均粒径の影響 ($P=40 \text{ kg/cm}^2$, $w=14\%$)

燃焼特性の典型的な例を図 12 に示した。本実験に供したコンポジット推進薬においても、Northam²⁾ の実験と同様に、加速度と共に直線の勾配は大きくなり、燃焼速度の値も大きくなった。

供試推進薬について加速度の圧力指数に及ぼす影響をまとめると、図 20 の様に、CMDB 推進薬³⁾ とは全く対照的に、加速度 $a=100 \text{ g}$ 付近まで加速度と共に圧力指数は増加し、最大値に達した後、ある一定値に落着く傾向が見られた。この圧力指数の動きより、コンポジット及び CMDB 推進薬における燃焼速度増加率

の圧力依存性は以下の様に説明される。

静止時、及び加速度場での燃焼特性として

$$r_0 = \alpha_0 P^{n_0}$$

$$r_a = \alpha P^n$$

と表わされる時、燃焼速度増加率は、

$$\frac{r_a}{r_0} = \frac{\alpha}{\alpha_0} P^{n-n_0}$$

と書ける。ある加速度における燃焼速度増加率の圧力依存性は、上式を燃焼圧力 P で微分する事により以下

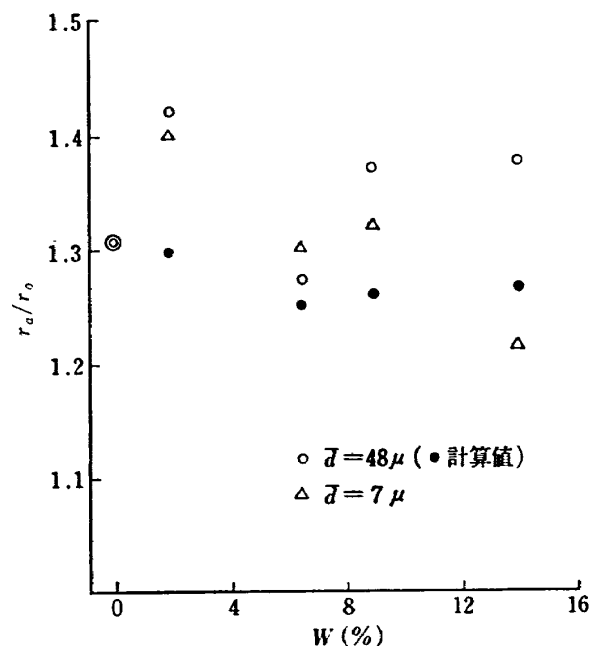
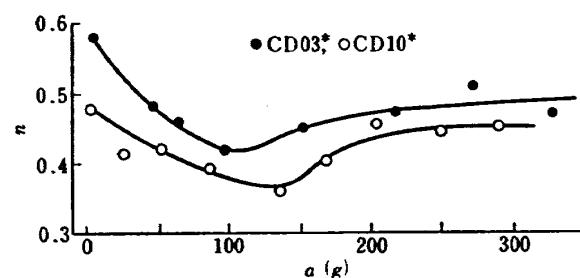
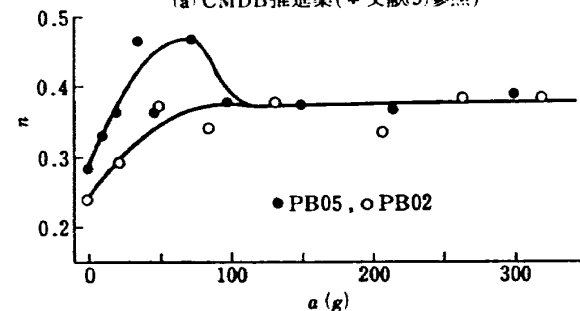


図 19 アルミニウム含有率の影響 ($P=40 \text{ kg/cm}^2$, $a=200 \text{ g}$)



(a) CMDB 推進薬 (* 文献9) 参照)



(b) コンポジット推進薬

図 20 圧力指数の変化

の様に得られる。

$$\left[\frac{\partial(r_a/r_0)}{\partial P} \right]_{a=\text{const}} = \frac{\alpha n_0}{\alpha_0} \left(\frac{n}{n_0} - 1 \right) P^{n-n_0-1} \quad (23)$$

実験で得られた各推進薬の圧力指数の変化は図 21 に示すような範囲の中で $a=0$ を通る直線でほぼ表わされる。加速度によって圧力指数が増大するコンボジット推進薬では、 $n/n_0 > 1$ 故、 $\partial(r_a/r_0)/\partial P$ は正となり、燃焼圧力が高い程、加速度による燃焼速度の増大は激しく、一方、加速度が加わると圧力指数が減少する ($n/$

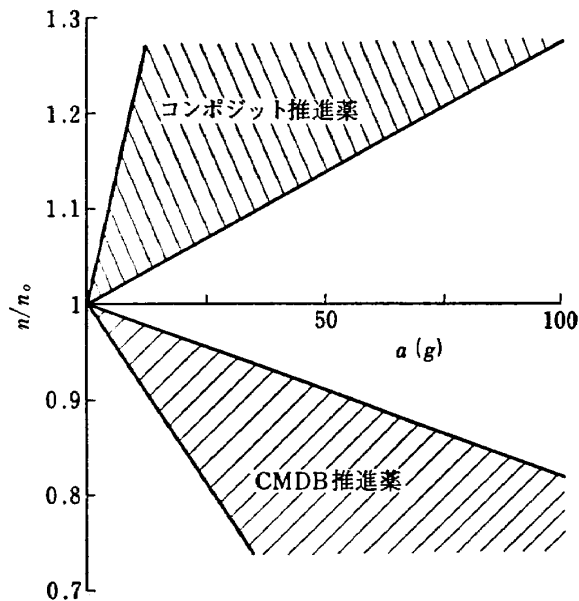


図 21 圧力指数の変化領域

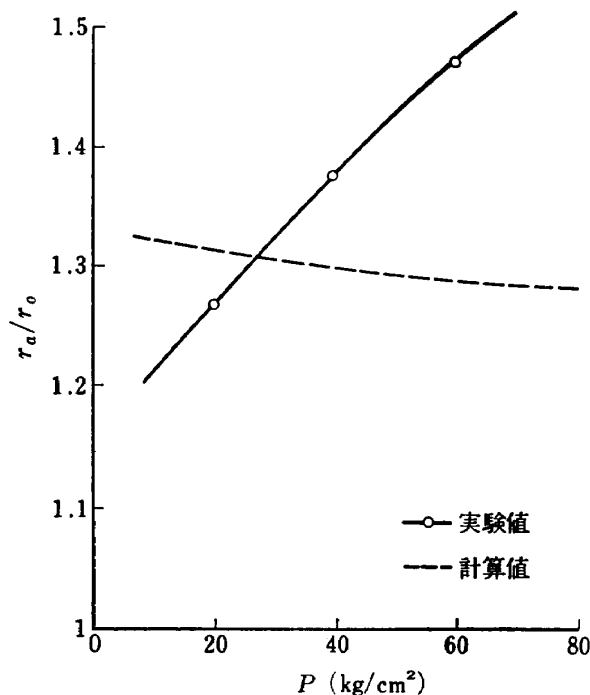
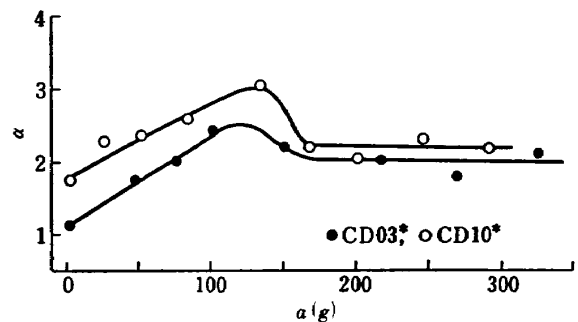


図 22 圧力依存性 (PB03, $a=300$ g)

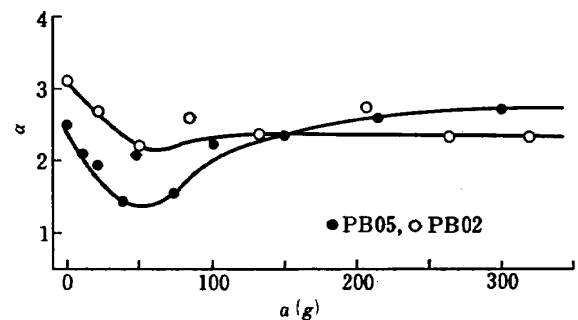
$n_0 < 1$) CMDB 推進薬では、燃焼圧力が高い程、加速度の影響を受けにくい事が理解される。

次に、本解析より導かれる圧力依存性について考える。図 3 で示されるように、CMDB 推進薬の実験と計算は一致しているが、これと対比させるために各圧力について詳しく書かれた図 14 よりわかるように、供試コンボジット推進薬については計算値が実験結果と逆の圧力依存性を示した。PB03 推進薬についてこの逆の傾向を示す事実をまとめたのが図 22 で、明らかに実験と計算結果はその傾向が異っている。モデルの中では、推進薬による燃焼機構の差などについては全く考慮されていないため、このような違いが出ているものと考えられるが、圧力依存性の直観的判断は圧力指数だけで以下のようにできそうである。

即ち、この圧力指数に関し、これまでの著者の実験だけから判断すれば、ほぼ $n_0 > 0.4$ の静止時の圧力指数を持つ CMDB 推進薬については $n < n_0$, $n_0 < 0.4$ のコンボジット推進薬では $n > n_0$ なる結果を得た。又 $n_0 = 0.421$ なるアルミニウムを含まない PB04 推進薬では、加速度場での圧力指数が $n_0 = 0.4$ の付近にばらつき、一定であり、圧力依存についても、図 24 に示すように他の推進薬よりもばらつきが大きい。これらの結果より、静止時圧力指数の値の大小 ($n_0 \leq 0.4$) が、加速度場での圧力指数の動き、そして、燃焼速度増加率の圧力依存性を決定する様である。しかしながら、何故、圧力指数が小さければ圧力と共に燃焼速度増加



(a) CMDB 推進薬 (* 文献(9)参照)



(b) コンボジット推進薬

図 23 燃焼速度係数の変化

率が大きくなるかというような本質的問題については全く別の問題であり、更に言及されなければならない。そして、この問題については、推進薬の燃焼機構に立入った詳細な考察が必要になってこよう。

図 23 に、Vieille's law で整理した時の燃焼速度係数 α の変化を示す。この傾向も CMDB 推進薬とは全く逆の傾向であった。

5.2 アルミニウム含有率及び粒径の影響

同じ粒度分布を有し、アルミニウムの含有率の異なる推進薬及びアルミニウムを全く含まない推進薬の実験結果より、燃焼速度増加率に及ぼすアルミニウム含有率の影響を図 19 に示した。アルミニウムを含まない推進薬を除き、実験値と計算値は定性的に一致しているが、この計算は実験的に得られる $P=40 \text{ kg/cm}^2$ における r_0 を用いて算出したものであり、計算値はアルミニウム含有率だけの影響を考慮したものではない。この後で述べるように、含有率よりむしろ静止時（加速度ゼロ）の燃焼速度の影響が強く出ており、この値が大きい $w=6.5\%$ (PB06) での燃焼速度増加率が最も小さく出ている。図 19 だけから一般的な傾向は認められず、このことから、アルミニウム含有率そのものは加速度場での燃焼速度に直接強い影響を与えないことがわかった。計算の上で、アルミニウム含有率だけを大きくすると、燃焼速度増加率が大きくなることは当然であるが、本実験では個々の推進薬の r_0 の値が異なるため、実験的には一般的傾向を見出し難い。また、この実験で、全くアルミニウムを含まない PB04 推進薬が図 24 に示すように、他のアルミニウムを含んだものと変らない高い加速度依存性を示したことは、加速度場における固体推進薬の燃焼に作用するものがアルミニウムだけでないことを示している。含有率が低い場合には、推進薬の大きな部分を占める過塩素酸アンモニウム (AP) の存在を考慮する必要がある。そ

して、含有率の影響は、この AP の影響をも考えさせていくことによってなんらかの法則が見出されるであろうと考える。例えば、AP の粒子の遠心力は、その密度が小さいことを考慮しても、アルミニウム粒子或いは球の遠心力と匹敵する程度の大きさであるため、燃焼面において両者の競合作用が生じていることが考えられ、むしろ AP の影響の方が大きい場合があり得ると考えられる。

一方、添加アルミニウムの粒径の効果については、図 18 に示した。後で述べるように、図 18, 19 において、小さな平均粒径をもつ場合の低加速度域での計算ができないため、重量平均粒径 $\bar{d}=7 \mu$ を有する推進薬（図 18 においては PB02）の計算結果は表わされていない。アルミニウム含有率の場合は一貫した傾向が見られなかったが、粒径については平均粒径を大きくすると燃焼速度増加率が大きくなる傾向が見られ、これらの結果については CMDB 推進薬についてもほぼ言えることではあるが、やはり粒径の r_0 への影響を考えないで判断することは早計である。

平均粒径だけを変えることは、過塩素酸アンモニウムの割合については変えないことであり、平均粒径の影響だけを考慮し得るが、含有率を変えると推進薬中の過塩素酸アンモニウムの割合も変わり、過塩素酸アンモニウムのスピン燃焼効果が全体のそれに影響し、含有率だけの影響という問題の設定は考え難くなる。図 19 に一般的傾向が見出せないのは、このことにも原因があり、これまでアルミニウムだけに着目してきたこの種の研究は、今後はより総合的なとり組み方が必要になると考えられる。

5.3 静止時燃焼速度の効果

供試コンボジット推進薬、及び CMDB 推進薬の静止時 ($a=0 \text{ g}$)、燃焼圧力 $P_0=40 \text{ kg/cm}^2$ での燃焼速度

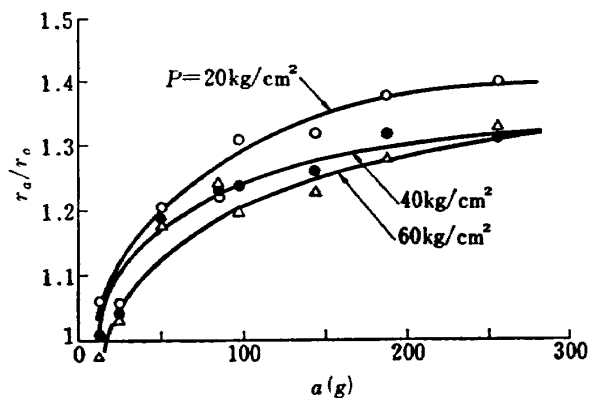


図 24 アルミニウムを含まない PB04 推進薬の燃焼速度増加率

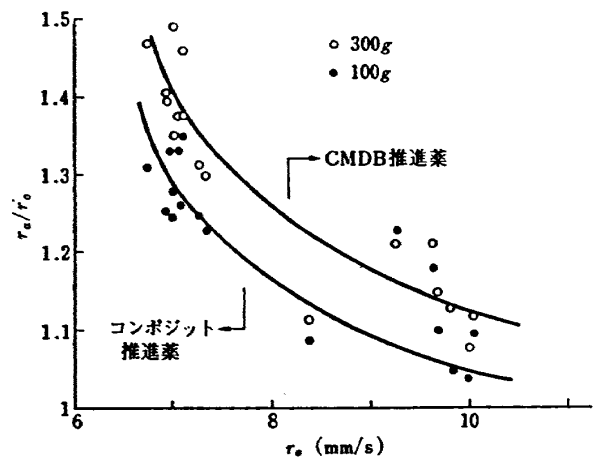


図 25 加速度ゼロの燃焼速度の影響 ($P=40 \text{ kg/cm}^2$)

r_0 と、加速度 $a=100g, 300g$ での燃焼速度増加率との関係を図に示す。

Northam²⁾ も加速度場での固体推進薬の燃焼における静止時燃焼速度の重要性を指摘しているが、本実験では燃焼速度増加率と静止時燃焼速度はアルミニウム含有率、アルミニウム粒径、そして推進薬の種類（コンボジット推進薬あるいは CMDB 推進薬）によらず、逆比例の関係にある事が分かった。この事は集塊したアルミニウム球が燃焼表面から吹き出す燃焼ガス流によって支えられている現象より当然予想される事である。この様に、加速度場における固体推進薬の燃焼の最も重要な要素の一つはこの静止時燃焼速度であり、アルミニウム含有率、バインダの種類等の変化は、むしろ静止時燃焼速度に影響し、これが加速度場での燃焼に影響するという考え方も過言ではない。従って、燃焼速度増大に直接関係するアルミニウム粒径、あるいは過塩素酸アンモニウムの効果についても、それらが静止時燃焼速度に与える影響と併わせ考える必要があろう。

5.4 低加速度域での問題点

図 14~16 からわかるように、計算結果は、アルミニウムの平均粒径が大きく、含有率も高い推進薬についてほぼ妥当な $a-r_0/r_0$ 曲線を描くが、図 17 のような小さい平均粒径を有する推進薬については、本実験範囲で燃焼速度増加率が増大し、不自然な値をとった。このことは以下のように説明される。

本モデルでは、図 4 に示されるような集塊アルミニウム球下面に働く圧力抗力を球の全抗力としこれがアルミニウム球の遠心力と釣り合うとした。従って、球が小さくなって、摩擦抗力が圧力抗力と比較し得る大きさになる場合まで拡張できないのである。低加速度域では、アルミニウムの捕捉率が低下し、集塊アルミニウム球径が小さくなるため、本モデルにおける球の抗力を過小評価していることになる。前述した解析に従えば、この過小評価分を補って遠心力と釣り合うためには、球下面の圧力或いは受圧面積を増加させる必要があり、従って、球は燃焼表面に接近し、かつ、ピットが急勾配になる必要が出てくる。これが低加速度域で燃焼速度が増加する原因であり、このことは、含有アルミニウムの平均粒径が小さい程、また、含有率が低い程生じ易い訳である。

このように、低加速度域については、アルミニウム球の燃焼ガス流による粘性力を無視できないので、この力を考慮し、更に、小さい平均粒径或いは低い含有率のときでも図 26(a) のような連続したピットが作ら

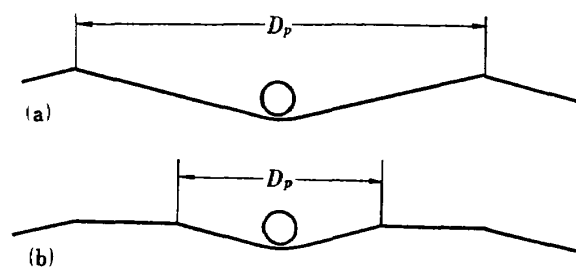


図 26 燃焼面が全部ピットでおおわれる場合 (a) と、平らな燃焼面も有する場合 (b)

れるとしてきた点についても、図 26(b) のように燃焼面の一部分だけピットができるようなモデルを考えていかなければならない。これらの配慮によって加速度ゼロのときまで燃焼速度増加率の算出が可能になるう。

6. 結 言

以上に示した加速度場における固体推進薬の燃焼についての解析及び実験結果から次のような知見が得られた。

1. 加速度場において比較的高い燃焼速度増加率をもつ場合について、固体推進薬に含まれるアルミニウム粒子が集塊しつつ燃焼面にピットを形成する過程に簡単な仮定を導入することによって、燃焼速度増加率の数値的算出を行った。これによって、加速度場における燃焼速度に強く影響すると考えられてきた添加アルミニウムが燃焼速度にどのような効果を及ぼすかについて詳細な検討を加えることができた。そして、モデルがこれらの現象を基本的には有効に表現していることがわかった。今後は、推進薬種による燃焼機構の差、或いは過塩素酸アンモニウムの挙動について検討を加えることによって現象の更に詳細な説明がなされると考える。
2. コンボジット平板状推進薬を、ノズルの取付いた燃焼器の中で $20\sim 80 \text{ kg/cm}^2$ の圧力範囲でいくつか燃焼させ、Vieille's law に従って整理し、各加速度に対する燃焼速度増加率を算出した。供試推進薬については、ほぼ $100g$ 程度まで急速に燃焼速度は増加し、その後一定になるか或いはゆるやかに増加する。増加率は、 $0\sim 350g$ の範囲で最大 1.4 倍程度であった。圧力指数は、CMDB 推進薬とは対称的に $100g$ 程度まで大きくなり、極大値を経た後一定値に落ち着く傾向が見られた。
3. 燃焼速度増加率の圧力依存性は、コンボジット推進薬と CMDB 推進薬が対照的变化を示し、コンボジット推進薬については圧力が大きい程燃焼速度増加率

も大きい。これまでの実験から判断すれば、推進薬の圧力指数の大小によってこの依存性は決定されそうで、 $n_0 < 0.4$ のとき圧力と共に燃焼速度増加率は小さくなり、 $n_0 < 0.4$ のときその逆である。

4. 添加アルミニウム粒子の粒径は、大きくなると加速度場における燃焼速度を増加させるという傾向がみられるが、含有率については全くその傾向をつかみ難い。両者の影響よりむしろ、加速度ゼロの時の燃焼速度の値が強く影響し、 n_0 が大きい程燃焼速度増加率は小さい。

最後に、本研究を行うに当り、大塚貞吉角田支所長には多大の御鞭撻と適切な御助言を戴いたことを記し感謝の意を表します。

また、推進薬の製作は、ダイセル株式会社によってなされたもので、薬種についての著者の細部にわたる要望にもかかわらず協力戴きましたことを感謝いたします。

参考文献

- 1) C. T. Crowe and P. G. Willoughby: AIAA Paper, No. 66-523 (1966).
- 2) G. B. Northam: NASA TND-4914, (1968).
- 3) R. L. Glick, B. K. Hodge and L. H. Caveny: AIAA Paper, No. 67-470 (1967).
- 4) P. G. Willoughby, C. T. Crowe and K. L. Baker: AIAA Paper, No. 69-173 (1969).
- 5) C. T. Crowe: Combustion Science and Technology, **5**, p. 55 (1972).
- 6) E. J. Sturm and R. E. Reichenbach: AIAA Paper, No. 68-529 (1968).
- 7) J. B. Anderson and R. E. Reichenbach: AIAA Journal, **6**, p. 271 (1968).
- 8) D. Cowles and D. Netzer: Combustion Science and Technology, **3**, p. 215 (1971).
- 9) S. Ishii, T. Niioka and T. Mitani: Combustion Science and Technology (to be published).
- 10) 石井進一, 岡部祐二郎, 山田 晃, 新岡 嵩, 三谷 徹: 航空宇宙技術研究所資料 TM-234 (1972)

TR-339	後退翼模型の遷音速風洞試験結果 A Test of a Swept-back Wing Model Conducted in the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel	1973年10月	海老原正夫, 瀬川 晋 策 小此木時雄
TR-340	半径方向励磁ヒステリシス型ジャイロモータの研究 Study of a Radial-exiting Hysteresis Gyro Motor	1973年11月	山 田 博
TR-341	推力中断型固体ロケット用プロペラントの消火圧力 Low-Pressure Detlagration Limit of Controllable Solid Rocket Propellants	1973年10月	五代 富文, 清水 盛生 伊藤 克弥, 西村 久男 種村 利春, 藤原 勉
TR-343	一様流中に大きな角度で吹出したジェット の径路と誘導速度場 Path and Induced Field of a Jet Exhausting at a Large Angle into a Uniform Cross Flow	1973年10月	遠藤 浩, 桑野 尚明 中谷 輝臣, 戸田 亘洋 飛田 和茂
TR-344	対称スピン衛星のガスジェットによるニュートーション能動制御 Active Nutation Control of a Spinning Axi-Symmetric Satellite Using a Gas Jet	1973年10月	村 上 力, 中 島 厚
TR-345	液体ロケットターボポンプ用平板ヘリカルインデューサの実験的研究 An Experimental Investigation of Flat-Plate Helical Inducers for Rocket Pumps	1973年10月	上條謙二郎, 鈴木 昭夫
TR-346	乱気流上下速度成分の翼幅方向分布の観測 An Observation on Spanwise Distribution of Vertical Atmospheric Turbulence	1973年10月	小野 幸一, 外崎 得雄 竹内 和之, 山根 皓三郎
TR-347	多軸ターボファンエンジンの設計点外性能 Off-design-point Performances of Multi-Spool Turbo Fan Engines	1973年11月	森田 光男, 関根 静雄
TR-350	翼胴結合構造物の動的応答の解析例 (I) Dynamic Responses of the Structure Model with Built-Up Wings and a Fuselage (I)	1973年12月	塙 武敏, 小松 敬治
TR-351T	Time-resolved Spectroscopic Measurements Behind Incident and Reflected Shock Waves in Air and Xenon	Dec. 1973	Takashi YOSHINAGA
TR-352	低圧下での気相における自然性推進薬の着火 Gas-phase Ignition of Hypergolic Propellant Systems at Reduced Pressures	1973年12月	坂本 博, 鈴木 昭夫 宮島 博
TR-353	境界層遷移点の測定法 Methods of Detecting Boundary Layer Transition	1973年12月	河合 伸坦, 小国 保男

航空宇宙技術研究所報告 354 号

昭和 48 年 12 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町 1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)●182
印刷所 有限会社啓文堂 松本印刷
東京都文京区水道 2-7-5

