

## ノズルレスロケットモータの低周波振動燃焼解析器への適用

田中雅文\*, 中路和法\*

ノズルレスロケットモータの燃焼実験を行い, このモータが推進薬固有の圧力変動に対する低周波振動特性解析に適用可能かを調べた。理論的応答関数を前提として導出した振動開始理論予見値と実験結果を比較し, パラメータを決定する手法はある程度妥当な応答関数や燃焼特性量を与え有効であることがわかった。しかしながら, 得られた応答関数が実験条件によって一貫していないことも明らかになった。発生する振動の時間増幅率から直接応答関数を求める  $L^*$  パーナ法はノズルレスロケットモータにおいても有効であることがわかった。

### 1. 緒言

ノズルレスロケットモータは燃焼中に燃焼室特性長 ( $L^*$ ) をほぼ一定に保ったまま圧力降下する特徴を持つ。著者らは振動燃焼理論に基づき, ノズルレスロケットモータを振動解析器として利用し, 固体推進薬の低周波振動特性を明らかにする手法を前報で提案した<sup>1)</sup>。本研究はその妥当性を, いくつかの推進薬による実験で検証することを目的としている。さらにまた, 通常の  $L^*$  パーナ解析法をノズルレスロケットモータに適用し, 応答関数を直接求める方法についても検討する。

### 2. 実験方法

#### 2.1 推進薬

製造が容易である観点から, 過塩素酸アンモニウム (以下 AP と略記) 80% と末端水酸基ポリブタジエン系バインダ 20% からなるコンポジット推進薬を用いた。平均粒径  $200\mu\text{m}$ ,  $50\mu\text{m}$ ,  $15\mu\text{m}$  の AP を配合し, 配合比の異なる 4 種類の推進薬を用意した (Table 1)。定常時の燃焼速度圧力特性測定には長さ 6 cm, 幅 6 mm 角のストランドを用い, モータ燃焼試験にはモータケース内に推進薬ドウを直接注型し硬化させた。

#### 2.2 ノズルレスロケットモータ

モータグレイン形状は円形の内孔直径を  $0.8\sim 1.2$

Table 1 Oxidizer mixing ratio of propellants

Prop.	Coarse ( $200\mu\text{m}$ )	Medium ( $50\mu\text{m}$ )	Fine ( $15\mu\text{m}$ )
A	1	7	2
B	4	3	3
C	4	5	1
D	7	0	3

cm, 外径を  $2\sim 3.8\text{cm}$  とし, 長さ  $40\text{cm}$  または  $50\text{cm}$  とした。グレイン外径は進行する火炎面がモータケース内壁に達する前に自己消炎を起こすよう十分な厚みを持たせた。ケース内壁は塩化ビニル管を用い, この外側をステンレス管で十分に強度補強している。モータケース断面と測定装置の概念図を Fig. 1 に示す。

計測する圧力振動周波数が  $200\text{Hz}$  よりも低いいため, 歪式圧力計でモータ前端部の圧力を測定した。推進薬が金属粉を含まず半透明であるため, 推進薬グレ

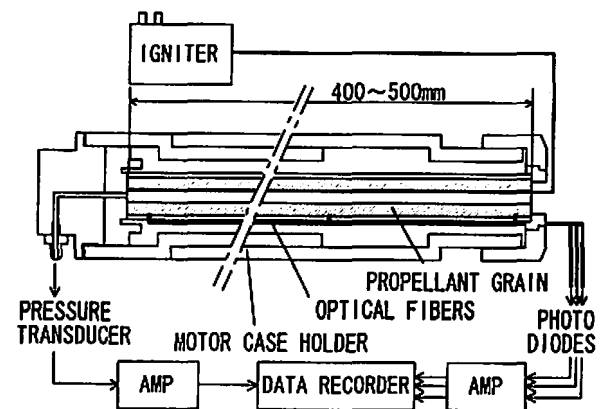


Fig. 1 Schematics of nozzleless rocket motor and data acquisition system

2000年12月5日受付

2001年1月30日受理

\*防衛大学校 航空宇宙工学科  
〒239-8686 横須賀市走水1-10-20  
TEL 0468-41-3810 (内)2581  
FAX 0468-44-5904  
E-mail tanaka@cc.nda.ac.jp

インを透過した燃焼中の火炎放射強度を測定できる。モータ前端より 1 cm 下流側、内孔の中央部、内孔出口から 1 cm 上流側の 3ヶ所に光ファイバの先端をモータケースに通してグレイン内に埋め込んだ。光ファイバはモータ軸と直交しており、その先端はモータ燃焼中に火炎に曝されない位置にある。光ファイバの他端には検出域が可視光領域のフォトダイオードを取り付けてある。

### 2.3 L<sup>\*</sup>パーナ法

圧力一定で燃焼する固定スロートを持つロケットモータにおいて燃焼室特性長 L<sup>\*</sup>を短くしていくと、燃焼室圧力が全体モードで自動的に振動し、振幅が増大していく場合がある。こうした燃焼特性を利用し、燃焼速度の圧力応答関数を求める実験手法に L<sup>\*</sup>パーナ法がある<sup>2)</sup>。これによれば応答関数 R の実部および虚部はそれぞれ次式で与えられる。

$$(R)_r = 1 + \alpha \tau_c \quad (1)$$

$$(R)_i = \omega \tau_c \quad (2)$$

ここで  $\alpha$  は振幅の時間増幅率であり、 $\tau_c$ 、 $\omega$  はそれぞれ燃焼ガス滞留時間、振動の角周波数を表わす。

ノズルレスロケットモータは初期頂圧を示した後、圧力降下を起し、圧力一定の燃焼特性を持たないが、時間経過と共に圧力減少は緩やかになっていく。圧力振動増幅が圧力をほぼ一定とみなせる時間内に起これば、L<sup>\*</sup>パーナ解析法をノズルレスロケットモータに適用するのは妥当であろう。しかも、通常の L<sup>\*</sup>パーナでは燃焼中に推進薬の消費により L<sup>\*</sup>が上昇するのに対し、ノズルレスロケットモータは L<sup>\*</sup>をほとんど一定に保つので式(1)、(2)がより厳密に成立する特長を持っている。さらに圧力が連続的に降下するので振動開始圧力と L<sup>\*</sup>の関係、すなわち式(1)において R = 1 ( $\alpha$  の符号が変わる点として  $\alpha = 0$ ) となる条件を明確にすることが期待できる。

## 3. 実験結果および考察

### 3.1 振動の臨界圧力と振動数

ストランド燃焼実験で得られた 4 種類の推進薬の燃焼速度圧力特性を Fig. 2 に示す。図中の直線は燃焼速度特性がピエユの式で近似できると仮定して、最小自乗法で求めている。図から実験での AP 粒度分布では圧力指数が 0.5 近辺にあり、あまり変わらないことがわかる。

ノズルレスロケットモータの圧力-時間曲線の典型的な一例(グレイン初期内孔直径 8 mm、長さ 50 cm)をモータ前端部と出口付近での火炎の光放射の時間履歴と共に Fig. 3 に示す。

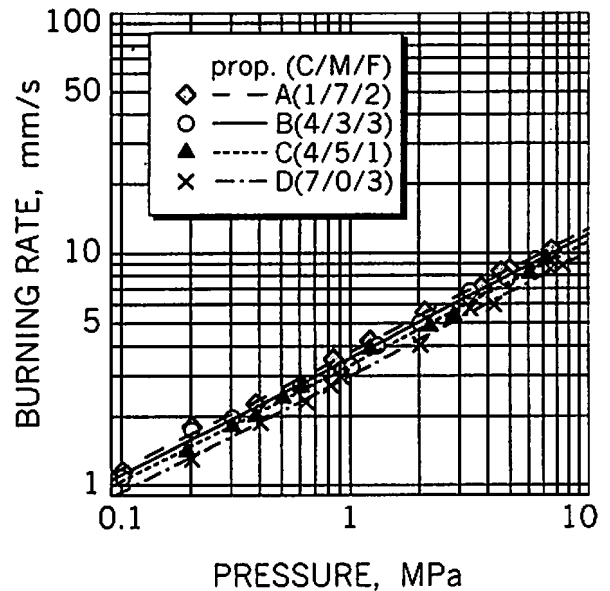


Fig. 2 Burning rate characteristics

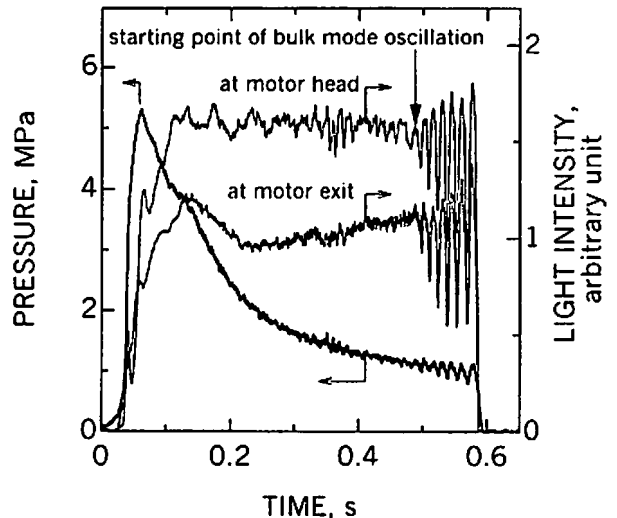


Fig. 3 Pressure-time and light emission histories of 50 cm motor of prop. B

図より燃焼室圧力は点火直後に初期頂圧を示した後、徐々に低下し、途中で約 70 Hz の振動を開始することがわかる。その後燃焼中断し、圧力は同時に急激に低下する。少数の例外を除いては燃焼が完全に中断し、チャフィングは起こさない。また圧力信号では振動の開始点あまり明確でないが、光信号は振動増幅の開始点を明らかにしている(図中の大きな矢印点)。ここに示した光信号はモータ前端部と出口付近のものである。はじめ前端部では不規則な振動が現れては減衰するが、ある時点から増幅し始め、出口付近でも同時に低周波振動を開始する。ここには示していないがモータ中央での光信号も同時に増幅を開始し、どの位置での振動の位相も同じであ

ることから、振動が全体モードであることが確認できた。また、振動開始を検知するには光信号を測定するのが有効であるといえる。

燃焼終了後モータ内には未燃の推進薬が残った。上流下流での内孔直径を測定することで、燃焼終了時点での $L^*$ を求めることができる。どのモータも上流より下流の内孔直径が大きくなっており、内孔に沿った圧力降下よりも浸食燃焼の方が燃焼速度に与える影響が大きいことがわかった。これにより $L^*$ が初期値よりも若干減少する。この燃焼終了時点の $L^*$ を振動発生時の $L^*$ と仮定し、振動開始圧力(臨界圧力)または振動数との関係を Fig. 4, Fig. 5 にそれぞれ示す。

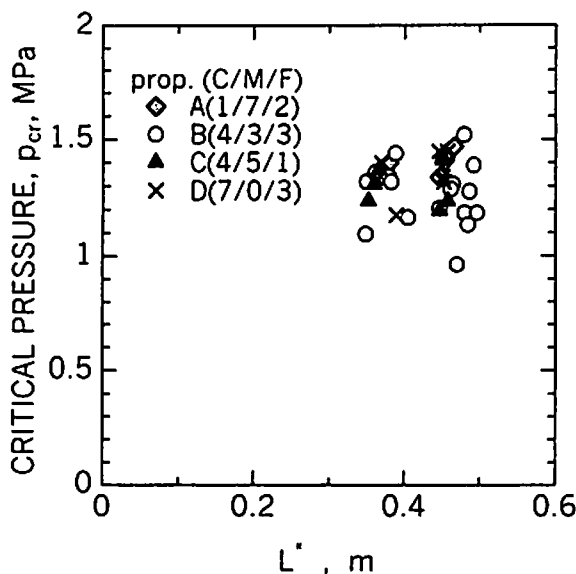


Fig. 4 Critical pressure vs. chamber characteristic length

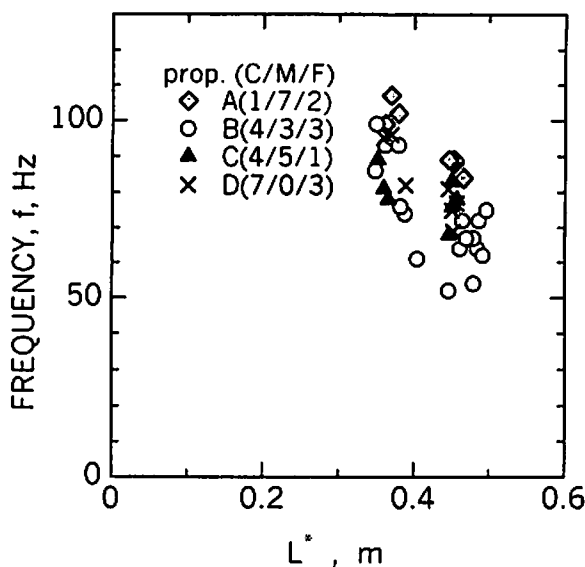


Fig. 5 Oscillation frequency vs. chamber characteristic length

Fig. 4 より臨界圧力は $L^*$ にほとんど依存せず、AP 粒度分布との関係も明確でないことがわかる。しかしながら、Fig. 5 の振動数は $L^*$ に依存し、また粒度分布にも影響を受けている。通常の固定ノズルを持つ $L^*$ バーナの実験では臨界圧力は $L^*$ の $1/(2n)$ 乗もしくは $1/(1-n)$ 乗に逆比例すると報告されており<sup>3,4)</sup>、前報で理論的に同様の関係がノズルレスロケットモータでも成立することを示した。実際にこうした関係が成立していない理由は今のところ不明であるが、ひとつの理由として $L^*$ 設定範囲が狭かったことが挙げられる(Ref. (3), (4)では $L^*$ をメートル単位で変化させている)。より長い $L^*$ を持つノズルレスロケットモータでの検討が必要であろう。

### 3. 2 理論応答関数の妥当性

前報で導入した理論的な応答関数は一次元の燃焼を仮定する均質系推進薬のものであった。しかしながら、コンポジット推進薬も一次元的な火炎に支配される燃焼特性を持っており、提案した手法は本推進薬でも適用可能であろう。前報で示した安定中立線図上に、実験で得た振動開始の条件を無次元振動数 $\Omega$ と無次元滞留時間 $\delta$ に換算し、プロットすると Fig. 6 が得られる。図の縦軸横軸は次式を満たす。

$$A = \frac{E_s}{R_o T_s^2} (T_s - T_0) \quad (3)$$

$$B = \frac{1}{\sigma_p (T_s - T_0)} \quad (4)$$

ここで $E_s$ ,  $T_s$ ,  $T_0$ はそれぞれ表面反応活性化エネルギー、表面温度、初期温度であり、 $R_o$ ,  $\sigma_p$ は普遍ガス

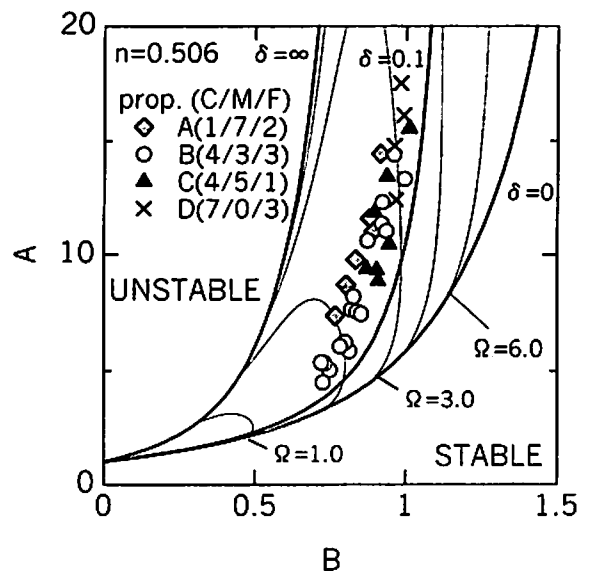


Fig. 6 Experimental data on stability map

定数と燃焼速度の温度感度である。

理論で仮定したように、推進薬が圧力に依らず  $E_s$ ,  $\sigma_p$  を一定に保って燃焼するならば、変化する量は表面温度  $T_s$  だけなのでパラメタ A は B に比べて大きく変化せず、定常状態線(式(3), (4)より  $T_s$  を消去した曲線: Ref. 1, Fig. 3)上, すなわちむしろ B 軸に平行に、本実験結果は並ぶことが予見された。しかしながら、Fig. 6 での実験データはむしろ B 軸に垂直に分布している。この実際と理論予測の食違いは、ひとつには応答関数の理論式が多くの研究者が指摘するように実際の推進薬の燃焼応答をうまく表現できていないことによる<sup>9)</sup>。またノズルレスロケットモータにおける燃焼速度が定常状態の圧力特性からずれる傾向にあることも報告されており<sup>9)</sup>、前報で示した感度解析から、このことも理論的予見が実際と異なる一因として挙げられる。

理論的応答関数の適用に疑問はあるが、Fig. 6 でプロットした点から推進薬種類による区別をしないで、式(3), (4)を用いて  $E_s$ ,  $T_s$  を求めると Fig. 7 が得られる。ただしここでは仮定した  $\sigma_p$  の値をパラメータにとってある。この図でも理論的には  $E_s$  一定で  $T_s$  に幅を持つ分布が期待されたがそうになっていない。しかしながら、 $\sigma_p$  を 0.2~0.3%/K の範囲にとると、 $E_s$ ,  $T_s$  はそれぞれ 10~40 kcal/mole, 600~1000 K の領域にあると言える。様々な研究者が実験で報告してきた  $E_s$ ,  $T_s$  の値はほぼこの範囲を包含しており<sup>7)</sup>、前報、本報で述べてきた実験手法がある程度有効であることを示している。また、Fig. 6 で得た A, B の値で応答関数を求めると、広く散らばった A, B の値で応答関数はかなり異なったものになりそうであるが、実験で

得られた周波数範囲ではほとんど同じ値をとる<sup>9)</sup>。これは振動が応答関数の実数部が 1 を越えた時点で発現することからも明らかであるが、周波数範囲を限定すれば応答関数が妥当であると言えよう。

### 3. 3 直接測定による応答関数

2.3 節に述べた  $L^*$  パーナ法を利用して応答関数を直接測定した。振動の増幅率を次のようにして求めた。すなわち光信号で振動開始を検出した時点から圧力波形が 4~6 山経過した時点までの圧力極大点の包絡線を、最小自乗法を用いて指数関数で近似した。この極大点の数は、圧力降下が少なく、しかも振動の非線形性があまり現れずに振幅の増幅が確認できるという観点から選択された。得られた応答関数の実部と周波数の関係を Fig. 8 に示す。この図では周波数や推進薬種類の応答関数に与える影響があまり明確ではない。しかしながら、無次元周波数  $\Omega$  を用いて応答関数実部との関係を調べると、Fig. 9 に示すように無次元周波数や AP 粒度分布に応答関数が大きく依存していることがわかる。特に応答関数の実部が小粒径の AP 割合が増すにつれて増大する傾向は多くの研究者の指摘と一致している<sup>9)</sup>。

本節の実験法の妥当性を調べるには、別な試験法による応答関数測定結果との比較が必要であるが、実験で用いた組成と一致する推進薬の応答関数の報告例を見出すことはできなかった。似た組成の AP-CTPB 系コンポジット推進薬(酸化剤重量混合比 75%, AP 粒度分布を変化させたもの)の通常  $L^*$  パーナ測定による応答関数の実部を、本実験で得られた値と比較して Fig. 10 に示す<sup>5)</sup>。ただしこの図では縦軸が応答関数の

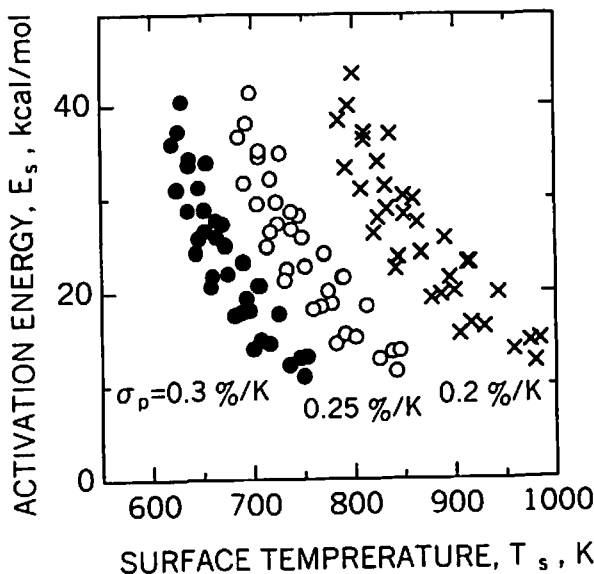


Fig. 7 Estimated combustion properties

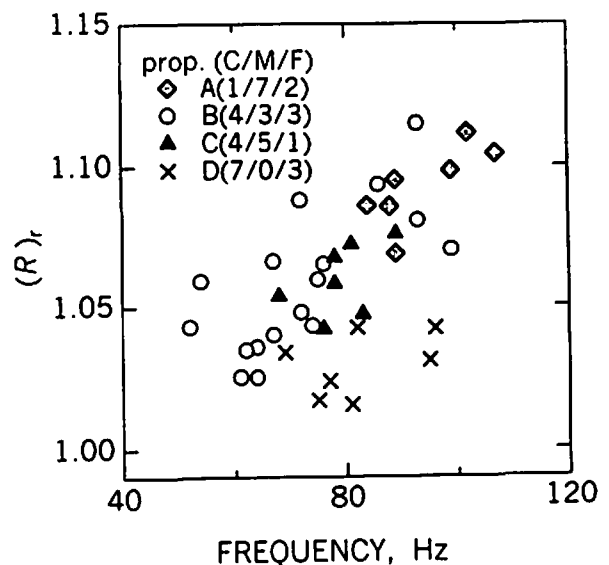


Fig. 8 Real part of response function vs. frequency

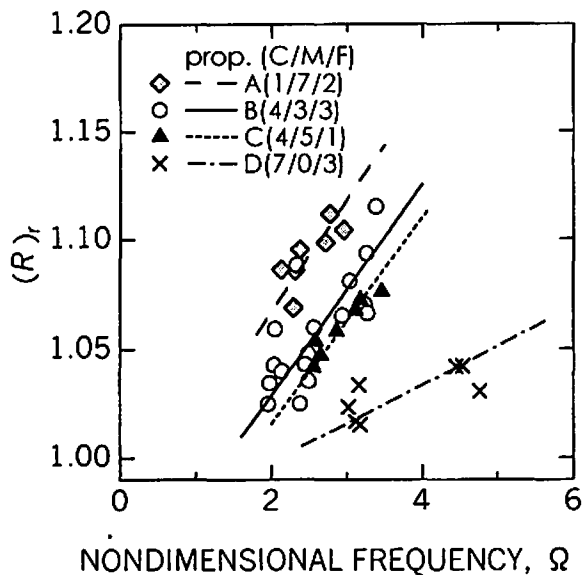


Fig. 9 Real part of response function vs. nondimensional frequency

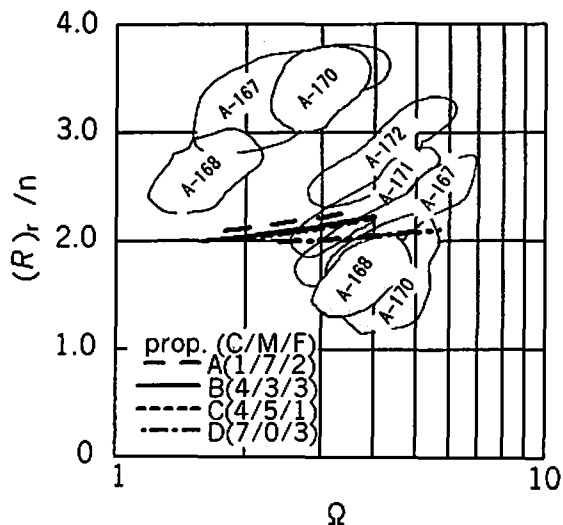


Fig. 10 Comparison of response functions

実部を圧力指数  $n$  で割ったものになっている。酸化剤混合比 80% の推進薬を用いて本実験で得られた応答関数は、引用した推進薬とほぼ同程度の値を示すが、無次元周波数にさほど大きく依存していないことが図よりわかる。燃料過多の推進薬が燃焼不安定を示しやすいことを考慮すると、本実験で得られた応答関数は妥当な値を示しているといえる。

#### 4. 結 言

ノズルレスロケットモータの燃焼実験から次の結論

を得た。

- (1) ノズルレスロケットモータが圧力降下中に陥る全体モード低周波振動の開始点を検知するには燃焼室の光放射を測定するのが有効である。
- (2) 数 10cm の限られた範囲内で  $L^*$  を変化させると、振動周波数と  $L^*$  との間に理論で予見される関係が観察されるが、臨界圧力と  $L^*$  の間に関連を見出せなかった。
- (3) 実験で得た振動開始条件と理論的燃焼安定線図から推進薬燃焼特性量を推定する方法に関して、得られた推定量が従来報告されてきた値の範囲内にあり、ある程度有効であることが示された。しかしながら、実験条件により特性量が散らばるといふ矛盾が生じた。この理由のひとつは理論的に表現された応答関数が不完全なためであり、またノズルレスロケットモータの燃焼特性が定常特性からずれることにもよると考えられる。
- (4) 低周波振動の増幅率から直接応答関数を求める  $L^*$  パーナ法はノズルレスロケットモータに対しても適用可能である。

#### 文 献

- 1) 田中雅文, 中路和法, “ノズルレスロケットモータにおける低周波振動燃焼の理論解析”, 火薬学会誌, 62, 126(2001)
- 2) E. W. Price, “Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants”, edited by L. DeLuca, p.325(1992), AIAA Inc.
- 3) R. Sehgal, L. Strand, AIAA Journal, 2, 696(1964).
- 4) H. F. R. Schoyer, AIAA Journal, 21, 1119(1983).
- 5) T. L. Boggs, M. W. Beckstead, AIAA Journal, 8, 626(1970).
- 6) 奥原元, 工業火薬, 48, 85(1987)
- 7) C. Zanotti, A. Volpi, M. Bianchessi, L. DeLuca, “Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants”, edited by L. DeLuca, p. 145(1992), AIAA Inc.
- 8) M. W. Beckstead, F. E. C. Culick, AIAA Journal, 9, 147(1971).
- 9) M. W. Beckstead, K. V. Meredith, F. S. Blomshield, AIAA Paper 2000-3696(2000).

# An application of a nozzleless rocket motor to a low-frequency oscillatory combustion analyser

Masafumi TANAKA\*, and Kazunori NAKAJI\*

Through combustion tests, an applicability of the nozzleless rocket motor was scrutinized to an elucidation of oscillatory combustion characteristics of propellants in a low-frequency range. The proposed method, based on a parametric study in comparison between the theoretical predictions and the experimental results, supplied reasonable response functions in some extents. However, it was also shown that the response function obtained was not consistent with the combustion conditions. The pressure-coupled response functions were successfully determined through a growth rate measurement of the oscillation with the  $L^*$ -burner technique. The validity of the method was ascertained in nozzleless rocket motor.

(\*Dept. of Aerospace Engineering, National Defense Academy, 1-10-20 Hashirimizu, Yokosuka 239-8686, JAPAN)

---