

高圧力指数ダブルベース推進薬の低周波振動燃焼

久保田浪之介*, 木村潤一*

本研究は圧力指数が約1の固体推進薬の燃焼によって起る低周波振動燃焼に関するものである。従来の低周波不安定燃焼の理論を発展させた本解析法によれば振動燃焼の起る条件を予測することができる。実験に用いた推進薬はプラトー化ダブルベース推進薬であり、燃焼速度特性は圧力範囲によって大きく異なり、特に圧力21気圧から37気圧の間で高圧力指数となっている。低周波不安定振動燃焼はこの圧力範囲で起り、周波数は6Hz~8Hzであるが、 L^* が増大するにつれて、これらの振動燃焼は消滅する。実験結果と理論解析の対比により、圧力振動に対する燃焼速度振動の先行時間がロケット燃焼室の特性時間に等しいことが分った。

1. まえがき

固体推進薬がロケットモータ内で燃焼する際に、ある条件下で圧力の振動を伴った不安定な燃焼が起る。これらの不安定燃焼は振動数により高周波振動燃焼と低周波振動燃焼とに大別され、現在までに数多くの研究が行われてきた¹⁾²⁾。高周波と低周波の振動燃焼は物理的にその発生原因が異なり、推進薬の物理・化学的性質、燃焼圧力、ロケットモータの形状などによって異なった振動燃焼が起る。本研究では低周波振動のうち、特殊な例として高圧力指数のダブルベース推進薬が燃焼する際に発生する不安定燃焼について理論的解析と実験を行った。

2. 低周波振動燃焼の理論解析

ロケットモータ内での質量保存式は

$$L^* d\rho_g/dt + C_d P - \rho_p K_n r = 0 \quad (1)$$

で示すことができる。(記号は第6項参照)。

燃焼ガス温度を一定とし、完全ガスを仮定すると、

$$L^* dP/dt + C_d (RT_g/M) P - \rho_p K_n (RT_g/M) r = 0 \quad (2)$$

モータ内の圧力変化が時間とともに次式のような関数で表わせるものとする、

$$P(t) = \bar{P} + \phi e^{\alpha \cos \omega t} \quad (3)$$

燃焼によって発生するガス量が圧力の変化に対して時間が τ だけ遅れるものとし、燃焼速度がVieille's lawに従うものとする、

$$r(t) = C(P(t+\tau))^n \quad (4a)$$

$$= C(\bar{P} + \phi e^{\alpha \cos \omega(t+\tau)})^n \quad (4b)$$

を得る。一般に圧力振動の振幅は平均燃焼圧力に比して小さい。また、また、高圧力指数、すなわち $n \approx 1$ において式(4)は近似的に

$$r(t) = C \bar{P}^n [1 + n(\phi/\bar{P}) e^{\alpha \cos \omega(t+\tau)} \cos \omega(t+\tau)] \quad (5)$$

で与えられる。式(3)と(5)を(2)に代入して次式を得る。

$$(\alpha + A - nBC\bar{P}^{n-1} \cos \omega t) - (\omega - nBC\bar{P}^{n-1} \sin \omega \tau) \sin \omega t = 0 \quad (6)$$

ここで、 $A = C_d RT_g/(ML^*)$ 、 $B = \rho_p K_n RT_g/(ML^*)$ であり、 $A\bar{P} - BC\bar{P}^n = 0$ の関係がある。式(6)が任意の時間で成り立つためには

$$\alpha + A - nBC\bar{P}^{n-1} \cos \omega \tau = 0 \quad (7a)$$

$$\omega - nBC\bar{P}^{n-1} \sin \omega \tau = 0 \quad (7b)$$

式(7a)と(7b)より

$$\cos \omega \tau = (\tau_{ch} \alpha + 1)/n \quad (8a)$$

$$\sin \omega \tau = \tau_{ch} \omega/n \quad (8b)$$

となる。式(8a)と(8b)はBeaksteadとPriceによって得られた結果³⁾と類似しており、燃焼量変動の振幅と圧力振動の振幅の比が、本解析では圧力指数 n となっている。(8a)と(8b)から

$$(\tau_{ch} \alpha + 1)^2 + \tau_{ch}^2 \omega^2 = n^2 \quad (9)$$

が得られる。 τ_{ch} はモータの形状と推進薬燃焼ガスの特性から、また n は推進薬の燃焼特性から決定されるので、 α と ω の関係をFig.1のように示すことができる。

一般に推進薬の圧力指数は $n < 1$ なので、 $\alpha < 0$ となり振動燃焼は減衰して安定化する。本解析の結果から α と ω の値を直接求めることはできないが、従来の解析のように推進薬の燃焼表面温度や活性化エネルギーなど確定し難い値を用いることなく振動燃焼の特性を理解することができる。

昭和56年10月23日受理

*防衛庁技術研究本部 第3研究所

〒190 立川市栄町 1-2-10

TEL 0425-24-2411 内線 308

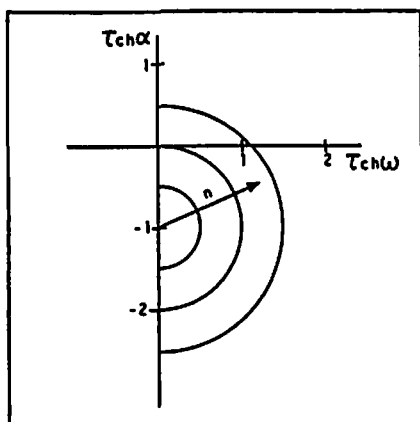


Fig. 1 Relationship between frequency and exponential growth constant for different pressure exponents.

表 1 推進薬組成

成 分	組成 (重量%)
ニトロセルロース	51.0
ニトログリセリン	35.5
安定 膠 化 剤	12.0
ステアリン酸鉛	1.5

3. ロケットモータによる低周波振動 燃焼実験

実験に用いたダブルベース推進薬の化学的組成を表 1 に、燃焼速度と圧力の関係を Fig. 2 に示す。測定は窒素ガスで加圧したチムニー型ストランド燃焼器によって行った。圧力 11 気圧から 21 気圧の間で圧力指数は、 $n \approx 0.77$ であるが、21 気圧から 37 気圧の間で急激に増加し、 $n \approx 1.0$ の高圧力指数領域が見られる。37 気圧以上の圧力では急激に低下し、 $n \approx 0.44$ となっている。また、11 気圧以下の低圧力領域では $n \approx 1.4$ とかなりの高圧力指数である。

燃焼試験に使用したロケットモータの概略図を Fig. 3 に示す。燃焼試験は直径 110mm、長さ 50mm の推進薬を端面燃焼方式によって行い、燃焼圧力はストレインゲージ型圧力ピックアップによって測定した。燃焼圧力はスロート径の異なるノズルインサートの変換により設定した。点火圧力が低い場合には、燃焼初期より“チャフing”あるいは“フイズ燃焼”などの異常燃焼になることが報告されているので⁴⁾、このような異常燃焼になることを避けるため、点火圧力は予想定常燃焼圧力よりも高くなるようにした。本実験のような端面燃焼方式では推進薬の燃焼に伴い燃焼室空容積の長さが増大し、したがって、 L^* と τ_{ch} は増加する。

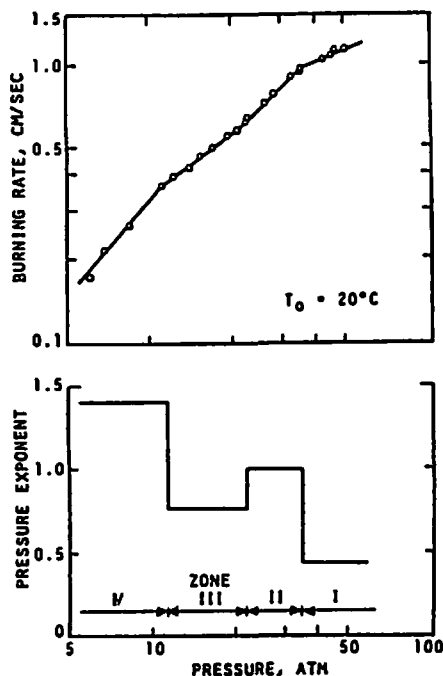


Fig. 2 Burning rate and pressure exponent data showing two high pressure exponent zones.

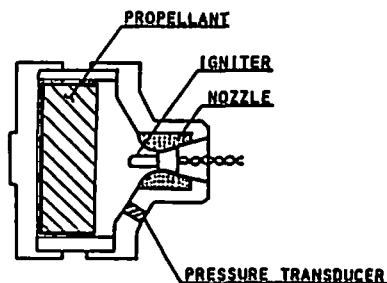


Fig. 3 Schematic of L^* burner

高圧力指数領域に見られる低周波振動燃焼の例を Fig. 4 に示す。このような振動燃焼の起る圧力範囲は、Fig. 2 に示す圧力指数 $n \approx 1.0$ の 21 気圧から 37 気圧の間で、この圧力範囲より高い圧力でも低い圧力でも振動燃焼は起らない。圧力 11 気圧から 21 気圧の $n \approx 0.77$ の範囲では燃焼は正常であり、また圧力 37 気圧以上の $n \approx 0.44$ の範囲でも燃焼は正常である。ただし、圧力 11 気圧の低圧力領域で $n \approx 1.4$ の範囲では点火直後に圧力が急減して大気圧となり、燃焼が中断する。

Fig. 4 の例にみられるように観察された圧力振動は燃焼時間の経過とともに減衰し、正常燃焼に移行する。このような振動燃焼の起る圧力と L^* の領域を求めるために燃焼室空容積の大きさ、すなわち L^* を変化

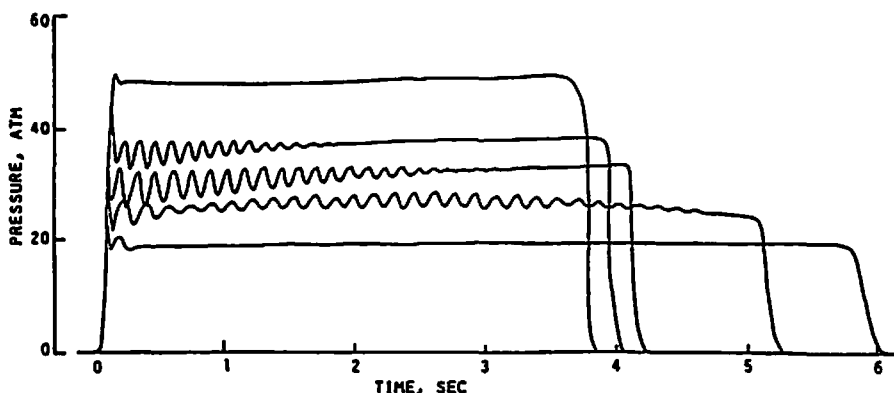


Fig. 4 Typical pressure-time records of L^* burner tests showing that very low-frequency burning occurs only in the limited pressure range.

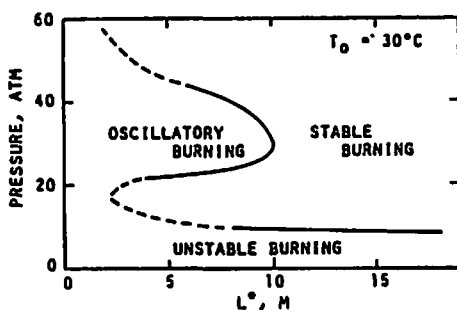


Fig. 5 Domain of oscillatory burning which appeared to be parabolic in shape.

させて数多くの実験を行った。Fig. 5 に示すように、 $n \approx 1$ の領域でも L^* の増大に従って圧力振幅は小さくなり、ある長さで振動燃焼は消失するが、その間においても振動数 ω はほぼ一定である。この実験で観察された振動燃焼領域は極めて特異な形状をしており、 L^* vs P 線図において振動燃焼半島 (oscillatory combustion peninsula) を形成している。この半島内での ω は圧力を増大し、また Fig. 6 に示されるように推進薬の初期温度の増加によっても ω は増大する。

振動燃焼中の燃焼室内における圧力変化に対する燃焼ガスの化学反応時間の遅れを測定した。実験は燃焼室側壁の前端と後端に光電子トランジスタを取り付け、燃焼室から発光を測定できるようにした。発光の出力はオシログラフに記録され、圧力の出力と同時に比較することができる。測定結果の一例を Fig. 7 に示す。振動燃焼の起っていない正常燃焼中には発光の出力は燃焼圧力の出力と同様に時間的にほとんど変化しないが、振動燃焼を伴う場合には発光の出力は時間的に変動するようになる。すなわち、圧力振動の周期

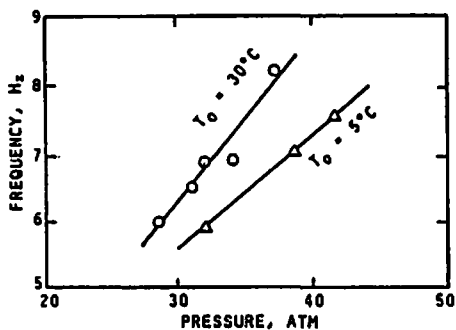


Fig. 6 Effects of pressure and conditioning temperature on frequency showing that frequency increases with increasing pressure and decreases with decreasing temperature.

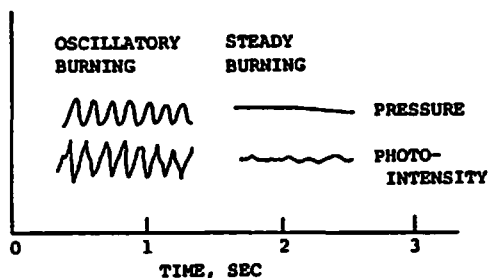


Fig. 7 Pressure and photo-intensity of oscillatory burning and steady burning.

と発光振動の周期が同一となり、またその位相差も見られない。したがって、燃焼圧力の変動と燃焼ガスの化学的变化は時間的な進みも遅れもなく同時に進行していることがわかる。

4. 実験結果と理論との比較

燃焼試験データのなかに燃焼初期に圧力振幅がほと

んど変化していないような振動燃焼が見られる。すなわち、圧力の発散係数 $\alpha = 0$ の場合であり、この場合には式(9)より

$$\omega = \sqrt{n^2 - 1} / \tau_{ch} \quad (10)$$

を得る。ここで実験諸元として $\tau_{ch} = 0.01 \text{ sec}$, $n = 1.1$ を式(10)に代入して ω を求めると、 $\omega = 46 \text{ rad/sec}$ となり、実験において測定された値 $\omega = 44 \text{ rad/sec}$ と良い一致を見る。ここで、 τ_{ch} は $\tau_{ch} = L^*/C_d RT_f$ で定義されており、実験的あるいは理論的にあらかじめ求めることができる。この例のような場合には、 $n \approx 1$ であるために n の値の測定精度によって ω の計算値が大きく支配されることになり、したがって、ストランド燃焼器による圧力指数 n の正確な測定が必要である。

時間遅れ τ は、式(8)より $\tau = 0.009 \text{ sec}$ となり、 $\tau \approx \tau_{ch}$ の関係が求められる。すなわち、式(4)で物理的意味を持たせることなく任意に仮定した τ は燃焼室の特性時間にほぼ等しいことが求められたわけで、 $\tau > 0$ であることから、燃焼室で発生した燃焼ガス量の変動が圧力変動に誘起するのに要する時間が τ であると解釈できる。ただし、推進薬燃焼表面下における固相内の特性時間、 τ_p は $\tau_p = \alpha_p / r_s$ で与えることができるが、実験で用いた推進薬では $\tau_p \approx 0.005 \text{ sec}$ であり、 τ_{ch} と τ_p が同程度のオーダーであることが分かる。したがって、観察された圧力振動は燃焼室気相における時間的遅れと推進薬固相における熱移動の時間的遅れに起因していることになる。

L^* が増大するにつれて圧力振動の振幅が小さくなり、ある大きさ以上の L^* になると圧力振動が観察されなくなる。これは L^* に対して ω がほとんど依存しないという実験結果から考えて(参考文献(5)の Angelus 等によっても同様の結果が得られている)、式(9)から分るように τ_{ch} , すなわち L^* , が増大するに従って α が負に増大し、圧力振幅が急激に減衰して振動が起らなくなるものと考えられる。

圧力37気圧以上の圧力指数の小さい $n \approx 0.44$ の領域で振動が起らないのは、式(9)より $\tau_{ch} = 0.01 \text{ sec}$ とすると $\alpha < -56$ となり、式(3)から分かるように圧力振幅の項が時間とともに急激に減少して燃焼が安定化するためである。また、同様な理由から圧力11気圧と21気圧の間の $n \approx 0.77$ の領域でも $\alpha < -23$ となり、燃焼は安定である。圧力11気圧以下の高圧力指数領域では $n \approx 1.4$ であるために $AP - BCP^* = 0$ を満足する P が存在しなくなり、点火後に燃焼圧力は大気圧まで降下する。

Fig. 1 及び式(9)で示されるように、燃焼の振動が続行

するのは $\alpha \approx 0$ である極めて限定された範囲であり、その周波数も $5 \text{ Hz} \sim 10 \text{ Hz}$ の低周波であることが分かる。すなわち、本研究で見られたような振動燃焼は $n \approx 1$ の場合にのみ起るものと考えられる。現在までに報告されている低周波振動燃焼の実験結果では、 $n = 0.4 \sim 0.7$ でも振動燃焼が起こっているが、燃焼圧力が15気圧より低い圧力であるため、圧力指数に基づく振動燃焼ではなく、燃焼圧力が低いための燃焼温度低下による T^* instability によって起るものと考えられる⁹⁾。本研究における振動燃焼領域の圧力中でも発光の強度が圧力が低下した場合には低下することから、温度も低下しているものと考えられる。

5. まとめ

Beckstead と Price の低周波振動燃焼の理論を特殊な例に発展させ、高圧力指数領域で起る低周波の振動燃焼を解析した。本解析では一般に用いられている未知数である燃焼量変動の振幅と、圧力変動の振幅の比を圧力指数で示すことができる。また、振動数についても理論解析から推定した値が実験結果と一致した。圧力変動による燃焼量変動の時間遅れは燃焼室の特性時間にほぼ等しいことが分かった。

6. 記号の説明

- C_d = 排出係数
- K_n = 外部制約係数 = 燃焼表面積 / ノズルスロート断面積
- L^* = 燃焼室の特性長さ = 燃焼室空容積 / ノズルスロート断面積
- M = 分子量
- n = 圧力指数
- P = 圧力
- $\bar{P}$ = 平均燃焼圧力
- r = 燃焼速度
- R = ガス定数
- t = 時間
- T_g = ガス温度
- α = 圧力の発散指数
- α_p = 推進薬固相の熱拡散率
- ρ_g = 燃焼ガス密度
- ρ_p = 推進薬密度
- τ = 燃焼の圧力変動に対する遅れ時間
- τ_{ch} = 燃焼室特性時間 = $L^* / C_d RT_g$
- ϕ = 圧力振動の振幅
- ω = 振動数

文 献

- 1) E. W. Price, "Advances in Tactical Rocket Propulsion", Technivision Services, pp. 141-

- 194, 1968.
- 2) F. E. C. Culick, "AIAA Journal, Vol. 6, No. 12, pp. 2241-2255, 1968.
 - 3) M. W. Beckstead and E. W. Price, AIAA Journal, Vol. 5, No. 11, pp. 1989-1996, 1967.
 - 4) 久保田, 木村, 角, "第18回宇宙科学技術連合講演会講演集", 1974年10月.
 - 5) R. A. Yount and T. A. Angelus, AIAA Journal, Vol. 2, No. 7, pp. 1307-1313, 1964.
 - 6) N. Kubota 他, "Proceedings of The 11th International Symposium on Space Technology and Science, 1975.

Low Frequency Instability of High Pressure Exponent Double-Base Propellants

Naminosuke KUBOTA* and Junichi KIMURA*

This paper describes the low frequency combustion instability in a solid propellant of which pressure exponent is nearly unity. A simplified analysis which is a modified version of the low frequency instability theories proposed by previous investigators shows a good correlation between the predicted frequencies and the experimentally observed ones. The propellant used in this experiment is consisted of nitrocellulose/nitroglycerine based double base propellant with small amount of plateau agents. The burning rate behavior is largely depended on the pressure range, and high pressure exponent exists between 21 and 37 atm. The low frequency combustion instability is encountered in this pressure range, and any combustion instability is not seen in an L^* burner above or below the pressure range. The observed frequencies in the L^* burner are 6 to 8 Hz, however, the oscillations disappear as the L^* increases. Consequently, the combustion instability domain appeared to be a U-shape in the pressure vs L^* plot. The experimental results indicate that the lead time of burning rate oscillations relative to pressure oscillations is identical to the characteristic time of the chamber.

(*Rocket Propulsion Laboratory, Third Research Center, Technical Research and Development Institute, Japan Defense Agency, 1-2-10 Sakae, Tachikawa, Tokyo 190, Japan)