

固体推進薬低周波不安定燃焼の実験的研究

辻 角 信 男*

少量のサンプル推進薬を使用する小型の L^* パーナーを製作し、過安、および、確安を酸化剤とするコンボジット推進薬について、低周波不安定燃焼特性を調べた。燃焼圧力時間曲線を、圧力-特性長の対数に変換することにより、簡易に、しかも正確に不安定燃焼限界を判定した。ロケットモーターの燃焼室形状を示すパラメーターとして、ロケットモーターの設計にも適用できる。換算(初期)特性長を導き、推進薬の点と燃焼の安定性を評価した。

1. 緒言

固体推進薬の燃焼機構は非常に複雑で、更に限定された狭い空間で多量の発熱を伴う燃焼室内では種々の不安定燃焼現象が惹起しやすい。代表的な固体推進薬の不安定燃焼は、燃焼面の反応が音響波と結合して起る高周波、または音響的不安定燃焼と、燃焼面直下の固相熱伝導帯の応答時間とロケットモーターの特性排出時間との結合によって燃焼室全体の圧力の変動する低周波不安定燃焼である。

高周波不安定燃焼を起すと振幅の大きい圧力振動が発生し、極端な場合はロケットモーターの破壊に至るあるいは、それに至らないまでもロケットの搭載器に悪影響を及ぼす。このため、特に大型のロケットモーターでは、種々の対策がとられているばかりでなく、推進薬自体に対してもTバーナにより入射音響信号波の自発的増幅特性が広い周波数範囲にわたって無いことを確認するテストなどが繰返されている。

これに対し、低周波の不安定燃焼は、圧力変動の周波数も200ヘルツ以下、一般には数十ヘルツで、不安定が起る圧力レベルも十数気圧程度以下の場合が多く、殆どは燃焼の中断を引き起し、ロケットモーターの破壊に至ることは無いが、燃焼の中断はロケットモーターの破壊と同様にロケットの機能、安全性に極めて重大な問題である。

低周波不安定燃焼の起る機構は前述のとおりであるが線型理論による解析^{1,2)}の結果は、燃焼室特性長 L^* (燃焼室自由空間容積 V_0 /ノズルスロート面積 A_t) と燃焼室圧力 P_c 及び推進薬圧力指数 n との間に

$$L^* < CP_c^{-2n}$$

の関係が生じたとき、燃焼室自由空間の圧力が一体となって振動を始めることを示している。低周波不安定燃焼はその発生に L^* が強く関連するので“ L^* 不安定”、または燃焼室圧力が一体となって振動するので“Bulkmode 不安定”その他、高周波不安定燃焼が音響的不安定と称されるのに対比して“非音響的不安定”等の別名があるが何れも同一現象を指している。

この報告は、主として、極端に性能の異なる2種のコンボジット推進薬について低周波不安定燃焼特性を調べたもので、低圧力で長秒時燃焼するロケットまたはガス発生機等、比較的充填率が高いため L^* が短いロケットモーターの安定作動の要件を求めめるために行ったものである。

2. 実験方法

2.1 L^* パーナー

固体推進薬の低周波不安定燃焼を調べるために使用する小型ロケットモーターは、一般に L^* パーナーと称され、種々の形状のものが用いられている。これらのパーナーにおいては、燃焼室特性長 L^* を種々選ぶことができるように、1) 油圧その他機械的方法で燃焼室自由空間容積(実際には、シリンダ状燃焼室の長さ)を変える形式や³⁾、2) 推進薬の燃焼によるそれ自体の消耗が自由空間容積を変える形式が用いられるのが普通で、その他にノズルスロート面積をステップ状に変えて L^* を急激に変更する形式のものが主として燃焼の中断特性を調べるために使用されているが、これも L^* パーナーの変形と考えられる。1)の方法は種々の L^* が簡単に得られるばかりでなく、必要に応じて燃焼中 L^* を一定に保つこと、あるいは L^* を減少して行くことも可能で、この種の不安定特性を求めるのに理想的であるが、この実験では2)の形式の

昭和61年2月3日受理
防衛庁校本第3研究所 〒190 立川市栄町 1-2-10

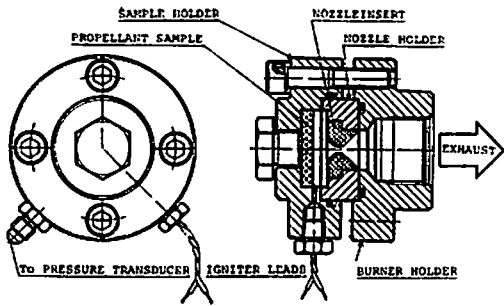


Fig. 1 Experimental L^* -Burner

ものを使用した。

実験に使用した L^* バーナーの詳細は Fig. 1 に示すもので、サンプルホルダーは従来より高周波の不安定特性を調べるために使用している T バーナーのエンドキャップをそのまま使用し、従って、推進薬サンプルも T バーナーに標準的に使用されている直径 38 mm (1 1/2"), 厚さ 6.4 mm (1/4") の円板状の小型のものである。

サンプルの保持はレストリクターを兼ねるシリコングリース (信越化学 KS-64) を燃焼面を除く背側面に塗布し、ホルダーに軽く圧入することによってなされている。

サンプルを圧入したホルダーは、所定の初期燃焼室特性長を得るために種々の長さのシリンダー部を有するノズルホルダーと組合わせてバーナーホルダーに固定する。バーナーホルダーは約 100 l のサージタンクに結ばれ、高圧、または負圧の条件でもテストできるようにになっているが、大気圧下でのテストが点火、着火の安定性、および再現性に優れ、実用的であるために殆どのテストはサージタンクを切り離して行った。

サンプルの点火は 0.1φ×60L のニクロム線ホットワイヤとイグナイターペースト 0.1 グラムを併用した。イグナイターペーストについては、Al, B 粉末 (300 メッシュ通過) と過塩素酸、塩素酸および硝酸塩の組合せに、アセトンで溶いたダブルベース発射薬をバインダーペーストとして混合し、適正な組成を探した。その結果最終的に、塩素酸カリ 75%, 二酸化マンガン 2.5%, ボロン 7%, シートパウダー (WK-139-B) 15.5% をアセトンで溶いたものをイグナイターペーストとして使用した。

燃焼室圧力は指圧計 (信興通信工業 MP/50) で測定した。バーナーの圧力取出口-指圧計の接続管には燃焼室自由空間容積への影響を小さくするため、また燃焼ガスによる指圧計の温度ドリフトを小さくするためシリコン油を満たした。

2.2 データの処理

この L^* バーナーでは、燃焼による推進薬自体の消耗がそのまま燃焼室自由空間容積の増加となり、燃焼の進行と共に L^* が長くなる。推進薬の消費量 V_{pe} は推進薬密度を ρ_p 、ノズルスロート面積を A_t 、更にノズル流出係数を C_D として燃焼圧力 P_c を次式により燃焼時間で積分することにより得られる。

$$V_{pe} = (1/\rho_p) \int_0^{t_e} C_D \cdot P_c \cdot dt$$

一方バーナーの初期容積 V_0 より、初期特性長 L_i^* は

$$L_i^* = V_0 / A_t$$

並びに、燃焼終了後、中断燃焼による残存推進薬があればその重量より推進薬の消費容積 V_p がわかるから終期特性長は

$$L_f^* = L_i^* + V_p / A_t$$

$$= L_i^* + \frac{1}{\rho_p} \int_0^{t_e} C_D \cdot P_c \cdot dt$$

各瞬時の特性長 L^* は

$$L^* = L_i^* + \left(\frac{1}{\rho_p} \right) \int_0^t C_D \cdot P_c \cdot dt$$

で ρ_p を消去すれば

$$L^* = L_i^* + \frac{L_f^* - L_i^*}{\int_0^{t_e} C_D \cdot P_c \cdot dt} \int_0^t C_D \cdot P_c \cdot dt$$

を得るので、各試験毎に L_i^* , L_f^* , および大気圧 P_0 を求めておけば、燃焼圧力時間の曲線は、圧力特性長、更にその対数に変換することができ、不安定燃焼発生の限界を容易に調べることができる。

この変換はハイブリッドコンピューターによて行なわれ、変換のフローチャートは Fig. 2 に示される。ここで使用している流出係数 C_D は燃焼圧力が充分に高い場合は一定値として消去できるが、低周波不安定

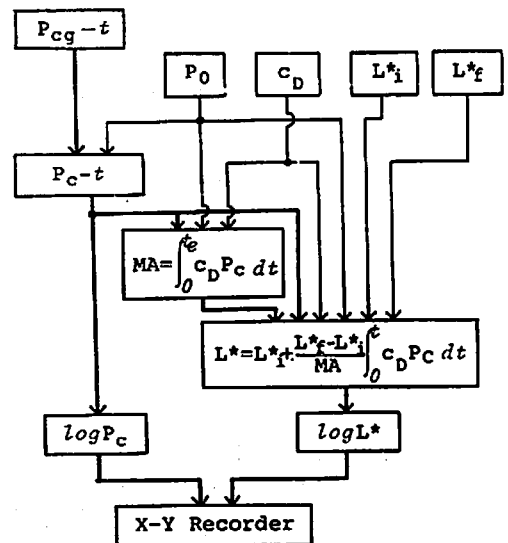


Fig. 2 Computation Flow Chart of Data Transformation

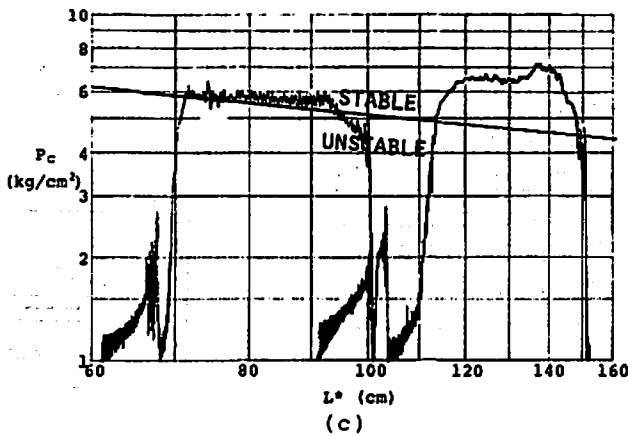
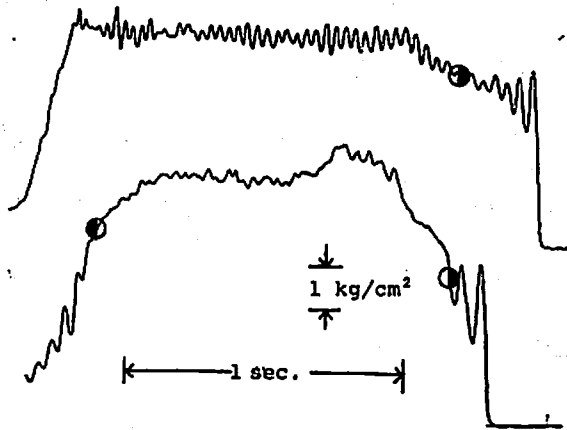
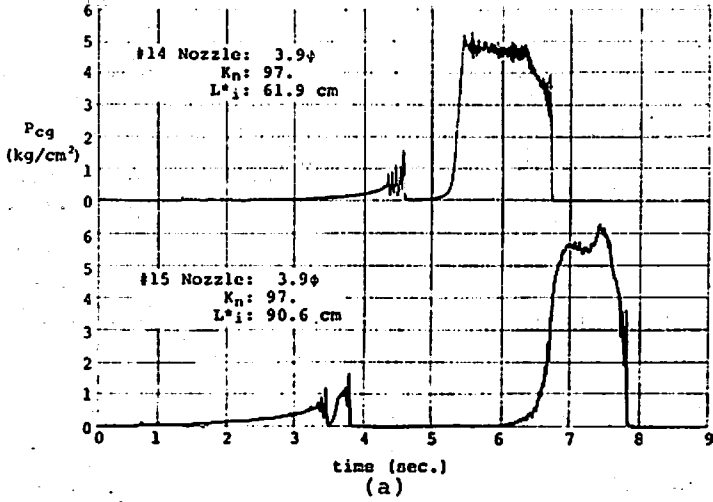


Fig. 3 a : Typical pressure traces.
 b : Enlargement of principal part of the pressure traces with the indication of that : the transition of from unstable to stable(○) and from unstable to stable(●). Pressure fluctuation #14 has regular frequency that shown the combustion is slightly unstable condition, on the contrary, #15 has random frequency due to rough combustion.
 c : Transformed data of typical pressure traces with stability limit.

の実験ではかなりの時間において燃焼圧力が臨界圧力に満たない状態が観測されるので、計算の精度を上げるため、計算機に内蔵されている関数発生機に圧力の関数として設定した。

Fig. 3 は代表的な P_c-t 曲線の例と、それらのこの

Table 1 Propellants formulations and burning Performances.

Designation	TX-23A (Asahi Chem. Co.)	DN (Daicel Co.)
Binder	15% (CTPB ¹)	14% (PU ²)
Oxidizer	74% (AP ³)	83% (AN ⁴)
Aluminum	9%	None
Catalyst	2%	3%
Burning rate* (Press. exp.*)	4.3mm/sec. (0.465)	0.98mm/sec. (0.48)

*At 10 kg/cm². Extrapolation of burning rate data.

¹Carboxy-terminated polybutadiene

²Polyurethane

³Ammonium perchlorate

⁴Ammonium nitrate

変換による $\log P_c - \log L^*$ のプロットである。 $L^* = CP_c^{-2.5}$ の条件はこの図上で直線となり、これは変換された図上で安定な燃焼から不安定に移行しはじめる点、あるいは不安定から安定に移行した点を結ぶことにより直ちに得られる。

3. 実験結果と考察

3.1 低周波不安定燃焼限界

燃焼試験は Table 1 に示す 2 種類の推進薬について主として行われ、それらの燃焼圧力曲線に 2.2 に示す変換を行なって重ね合わせたものを Fig. 4 に示す。

過塩素酸アンモン (以下 AP と記す) を酸化剤とする推進薬は点火、着火、および燃焼も比較的順調なのでデータの整理も簡単であるが、硝酸アンモン (以下 AN と記す) を酸化剤とする推進薬は何れをとっても AP 系のものに較べてむづかしく、この変換を行なわなければ限界の判定も困難である。

AP を酸化剤とする推進薬は、特殊の場合を除いて燃料成分としてアルミニウムを含むのが普通であり、これは比推力を増加するうえにも、また高周波の不安定燃焼を抑制するためにも極めて効果的であるが、低周波の不安定燃焼に対しては、不安定限界を与

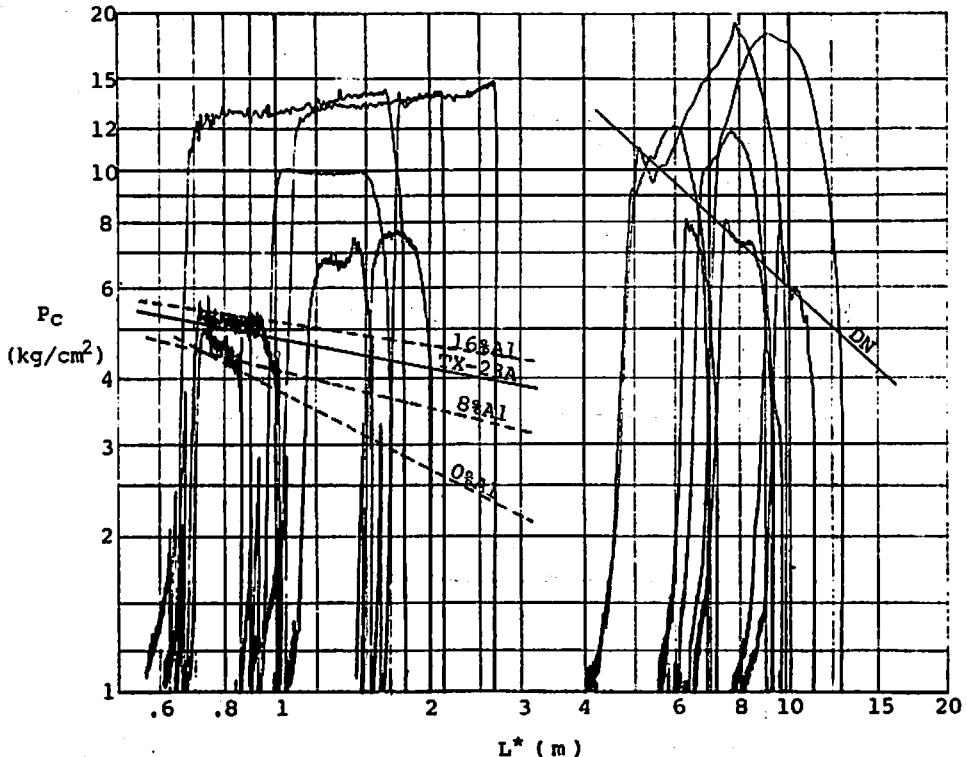


Fig. 4 Stability map of the propellants with converted pressure histories. Left, for TX-23A, has a slope of the limit line 1/-4.84 and right, for DN, has 1/-1.12.

える直線の勾配に影響が現われ、線形解析の結果、 $L^* = CP^{-2n}$ が示す勾配 $-2n$ より著しく高い値になる⁶⁾。TX-23-A は 9% のアルミニウムを含み、燃焼速度のデータから得られる圧力指数 0.465 に対して、Fig. 4 の不安定限界を示す直線の勾配から逆算される見掛けの圧力指数 2.42 は 5 倍以上となる。同じ図に示す点線はポリウレタンをバインダーとするほぼ同性能の推進薬についてなされた不安定限界⁶⁾ を転写したもので勾配に及ぼすアルミニウムの影響が良く示されており、更に 8% AI の勾配と TX-23A (9% AI) のそれは殆ど同じになっている。このようにアルミニウム 高周波の不安定燃焼には卓越した抑制効果を有するが、低周波の不安定燃焼に対しては、わずかではあるが不安定域を拡張する。実験に使用した推進薬のバインダーポリブタジエンもわずかではあるがポリウレタン、ポリサルファイド系のものより不安定域が大きくなる傾向がある。

DN 推進薬はアルミニウムを含んでおらず、従って不安定限界を示す直線の勾配から得られる圧力指数 0.56 も燃焼速度から得られたものにはほぼ一致する。この推進薬は AN を酸化剤としてアルミニウムを含んでいないため、燃焼生成ガス中に塩酸も含まず、また金属酸化物粒子も非常に少ないので、排気ガスは殆ど透明となり、優秀な無煙推進薬であるが、AP 系のものに比べて燃焼温度が低く、推進薬としての性能も

劣り、更に安定な燃焼には著しく長い特性長を必要とする欠点がある。

3.2 初期形状と安定な着火

種々の初期特性長を持つ L^* パーナでの燃焼試験で、点火から着火、圧力上昇、更に燃焼に至る過程は Fig. 5 に示すように大別して 4 種類の形態がある。A は点火後、その点火エネルギーで決まるほぼ一定の時

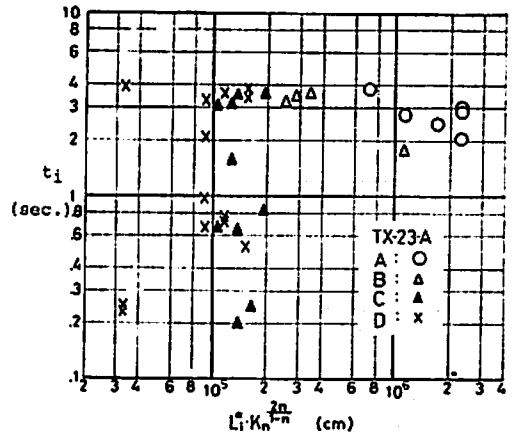


Fig. 6 Induction periods plotted on reduced initial characteristic chamber length associated with their pressure raise pattern.

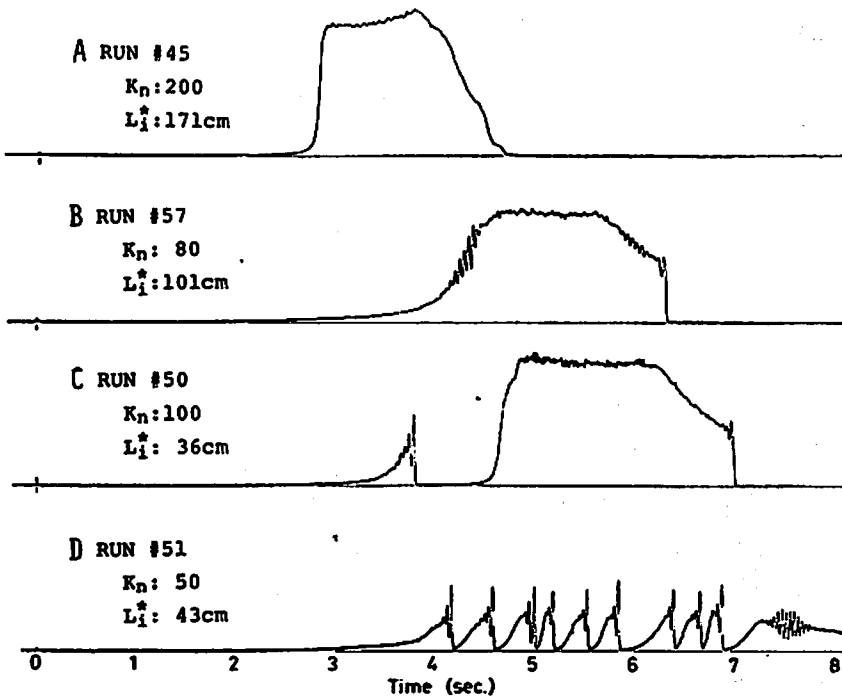


Fig. 5 Examples of various pressure raise patterns of firing test.

間を経てスムーズに平衡圧力 P_{eq} に達し安定に燃焼する場合、 L^* が十分に長い状態を示す。B の場合は圧力の立上りに不安定燃焼を伴ない、C では一回、および数回のチャフingにより L^* が増加してから、A または B と同様の圧力の立上りを経て平衡圧力に達する。 L^* が非常に短い場合は D の状態で、チャフingを繰返すのみであり、極端な場合には着火に至らない。

低周波不安定燃焼が発生する条件

$$L^* < P_c^{-0.25}$$

に対し、燃焼圧力 P_c として、推進薬燃焼面積とノズルスロート面積の比である K_n で決まる平衡圧力 P_{eq}

$$P_{eq} \sim K_n^{1/(1-n)}$$

を代入すると、点火、着火を経て燃焼に至る形態は

$$L_1^* \cdot K_n^{0.25/(1-n)}$$

の大きさに関連する。

ほぼ一定のイグナイターペースト (0.1 グラム) を使用し、点火から圧力上昇が始まるまでの時間、またはチャフingの間隙を、燃焼の形態を加味してこの換算初期特性長に対してプロットしたのが Fig. 5 である。

推進薬 TX-23A では換算初期特性長が 10^3cm 以上あれば安定な着火が行なわれ、その後は L^* が増加するので燃焼も安定であるが、 10^3cm 以下では殆どがチャフingとなり、安定な着火と燃焼は期待できない。DN 推進薬について同様なプロットを行ない判定を行なうと、安定な燃焼を得るために必要な換算初期特性長は 10^3cm 以上となり、AN を酸化剤とする推進薬の安定な着火が AP 系の推進薬に比べて困難であることがうかがえる。

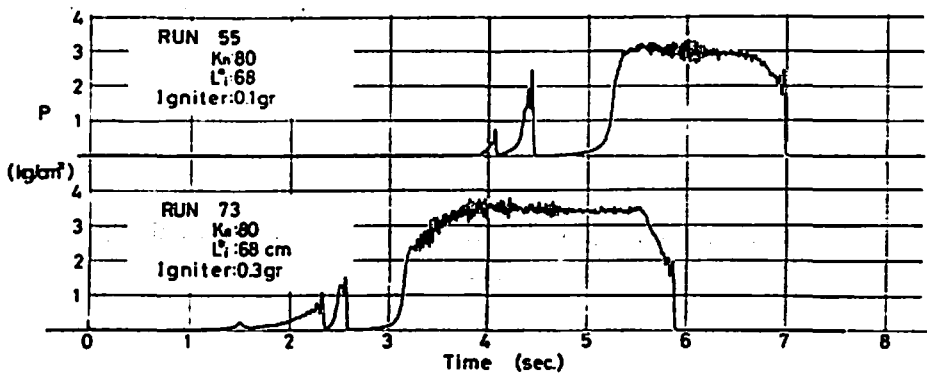


Fig. 7 Examples of pressure traces fired with same burner but different amounts of igniter paste.

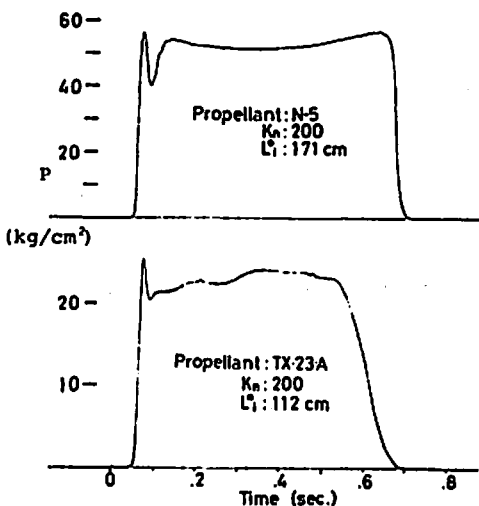


Fig. 8 Pressure histories of propellants ignited with 1 gram BP bag igniter.

コンボジット推進薬では、点火薬量または点火エネルギーが燃焼の安定性に及ぼす影響は殆ど認められない。Fig. 7 は同一形状のバーナーでイグナイターペーストの量が異なる場合の例である。これより明らかに点火薬量の差は点火から最初の圧力上昇が見られるまでの時間を伸縮させるのみで、燃焼の形態を変えることはない。点火薬量が適正なら点火から平衡圧力に達するまでの時間を充分に短くすることができる。Fig. 8 はこの例で、約1グラムの黒色火薬を使用したバッグイグナイターによる点火の場合、圧力上昇に要する時間は 50 m sec に過ぎない。

推進薬の初期温度は燃焼の安定性にやや大きな影響を及ぼし、一般に低温で点火すると、低周波不安定燃焼、またはチャフingが発生しやすくなることが知られているが⁹⁾、定量的な調査は未着手である。

4. 結論

低周波不安定燃焼特性を調べるために使用した小型

の L^* バーナーは、サンプル推進薬が極めて少量であるにもかかわらず、燃焼面がほぼ平行に後退し、計画どおりの燃焼試験が行なわれた。得られた結果をまとめると次のようになる。

1. 小型 L^* バーナーでの燃焼試験により得られた燃焼圧力-時間曲線を圧力-特性長の各々の対数に変換することにより、少数回のテストで低周波不安定燃焼の限界を簡易に、しかも正確に判定することができた。得られた結果は、他の類似の報告にみられる限界とも同じ傾向を有し、小型ロケットモーターによる結果と比較してもスケール効果は認められず、そのまま実サイズのロケットモーターに適用できる。

2. 燃焼圧力と燃焼室形状をともに考慮に入れた換算(初期)特性長は着火および燃焼の安定性をあらかじめ判定するのに役立つ、更に安定な燃焼を得るために必要な最小換算初期特性長は推進薬特性の評価に使用でき、ロケットモーターの設計に非常に有用である。

文 献

- 1) Culick, F.E.C. ; AFRPL-TR-74-28, (1974)
- 2) Akiba, R., and Tanno, M. ; Proceedings of the First Symposium (International) on Rockets and Astronautics (Tokyo, 1959) pp. 74-82.
- 3) Sehgal, R., and Strand, L. ; AIAA J., 2, pp. 696-702.
- 4) Kumar, R.N., and Mc Namara, R.P. ; NASA-CR-135766, (1973)
- 5) Schüyer, H.F.R. ; JPL CIT Report (1971)
- 6) Tsujikado, N. ; Proceedings of the 11th ISTS (Tokyo 1975)
- 7) Summerfield, M., and Krier, H. ; A&M Sci. Rep No. 840, Princeton Univ. 1968.
- 8) Anderson, F.A., et al. ; AIAA J., 1, pp. 2669-2671.
- 9) Yount, R.A., and Angelus, T.A. ; AIAA J., 2, pp. 1307-1313.

An experimental study on low-frequency combustion instability of solid rocket propellants

by N. Tsujikado*

The low-frequency combustion instability characteristics of two composite rocket propellants, AP-CTPB (metalized) and AN-PU (nonmetalized), were examined using small L^* -burner. The burning pressure-time histories were converted into log-log plots of burning pressure vs characteristic chamber lengths. The conversion made us possible the rapid and precise estimation of instability limits of the propellants. The reduced (initial) characteristic chamber length, obtained from the firing test data, are useful to evaluate the stability characteristics of ignition and combustion of the propellants, and applicable to motor design.

(*Third Research Center, Technical R&D Institute, Japan Defense Agency
1-2-10 Sakae-cho, Tachikawa, Tokyo, 190)