

## 固体ロケット 2 次火炎の抑制

岩尾幸博\*, 久保田浪之介\*, 青木一郎\*\*  
古谷隆志\*\*, 村松雅幸\*\*

固体ロケットにおいて発生する2次火炎は高温であることから種々の障害源を形成しており、これを抑制することが重要な課題となってきた。ここでは、数種の推進薬を用いた実験によって、2次火炎の発生に及ぼすノズル形状の影響及びカリウム塩添加の影響について検討した。実験の結果、ノズル開口比を大きくすることや少量のカリウム塩を推進薬に添加することによって2次火炎の抑制が可能であることがわかった。また、添加したカリウム塩は推進薬固有の燃焼火炎の生成を抑制することはなく、燃焼ガスがノズルを出た直後の空気中の酸素と拡散火炎を生成する場合に作用し、着火遅れ時間を増大させることがわかった。

### 1. はじめに

地上から発射する固体ロケットにおいては噴出ガスの無煙化が重視され、近年になって高エネルギー添加物であるRDXあるいはHMXをダブルベース推進薬に添加することによって高性能化した無煙性推進薬の製造が可能となってきた。しかしながら、ロケットの噴出ガスが高温であることや多量の可燃性成分を含んでいることから、周囲の空気と拡散、反応し再着火して燃焼する2次火炎の発生が問題とされるようになった。発生した2次火炎は輝度が高く、強い赤外線を放射するとともに、火炎の内部及び周辺の分子をイオン化するなど、種々の障害源となっている。本研究は、2次火炎の抑制方法について実験的に検討を行なったものである。

### 2. 供試推進薬の特性

#### 2.1 推進薬の組成

Table 1 に実験に用いた推進薬の化学的組成を示す。推進薬は、YI-N1及びこれに硝酸カリウム ( $\text{KNO}_3$ ) を4%添加したYI-KN、硫酸カリウム ( $\text{K}_2\text{SO}_4$ ) を4%添加したYI-KS、並びに燃焼火炎温度の高いYI-N2及びこれに  $\text{KNO}_3$  を2%添加したYI-N3の5種類を用いた。なお、これらの推進薬は日本油脂(株)によって試作された。

Table 1 Propellant formulations used for this study.

Prop	H	C	N	G	DEP	ECL	B	M	ADD
YI-N1	46.6	36.9	10.4	2.9	3.2	-	-	-	-
YI-KN	46.6	36.9	10.4	2.9	3.2	4.0	( $\text{KNO}_3$ )		
YI-KS	46.6	36.9	10.4	2.9	3.2	4.0	( $\text{K}_2\text{SO}_4$ )		
YI-N2	25.0	65.0	10.0	-	-	-	-	-	-
YI-N3	25.0	65.0	10.0	-	-	2.0	( $\text{KNO}_3$ )		

#### 2.2 燃焼速度特性

Fig. 1 にストランド試験片による燃焼速度と圧力の関係を示す。YI-N1は燃焼触媒を含んだ推進薬であり、図のようにプラトー特性を示しているが、YI-KN及びYI-KSは  $\text{KNO}_3$ 、 $\text{K}_2\text{SO}_4$  の添加によってこの特性が抑制されている。また、YI-N2及びYI-N3は燃焼触媒を含んでいないものであり、燃焼速度は直線的に変化するとともに、YI-N1に比べて圧力指数の大きい推進薬である。

#### 2.3 理論燃焼性能

2次火炎の発生に大きく影響を及ぼす要因の把握及び添加した  $\text{KNO}_3$ 、 $\text{K}_2\text{SO}_4$  の影響を求めるために、供試推進薬について理論燃焼性能を計算した。結果を整理して Fig. 2 から Fig. 5 に示す。計算結果から、供試推進薬について以下のことがいえる。

- (1) ノズル出口における燃焼ガスの温度及び速度は、ノズル開口比に大きく影響されている。
- (2)  $\text{KNO}_3$  や  $\text{K}_2\text{SO}_4$  の添加は、燃焼ガスの温度、速度、ガス組成にほとんど影響を及ぼしていない。
- (3) 燃焼火炎温度は、YI-N1推進薬で  $2000^\circ\text{K}$ 、YI-N2推進薬で  $2960^\circ\text{K}$  と約  $1000^\circ\text{C}$  の温度差がある。

昭和56年10月14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

\*\*日産自動車㈱ 宇宙航空事業部  
〒167 東京都杉並区桃井 3-5-1  
TEL 03-390-1111

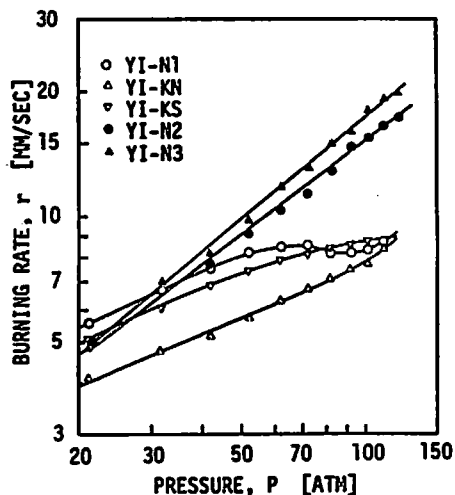


Fig. 1 Burning rate of the propellants used for this study.

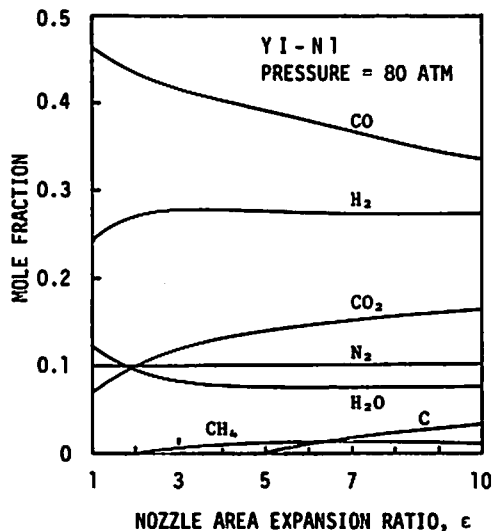


Fig. 3 Calculated exhaust gas composition at the nozzle exit for YI-N1 propellant.

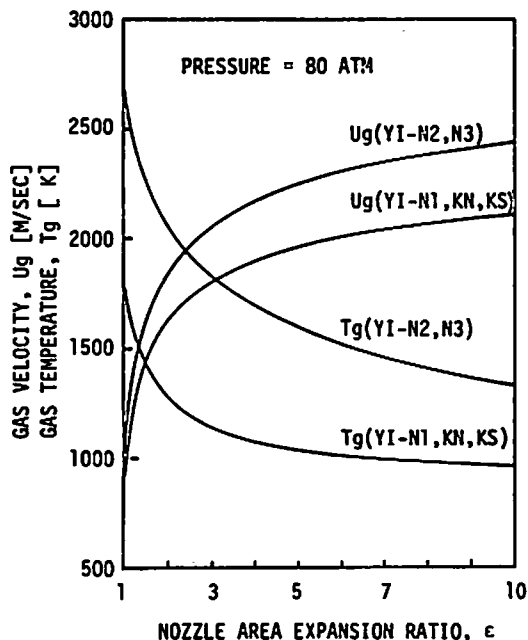


Fig. 2 Calculated exhaust gas velocity and gas temperature at the nozzle exit.

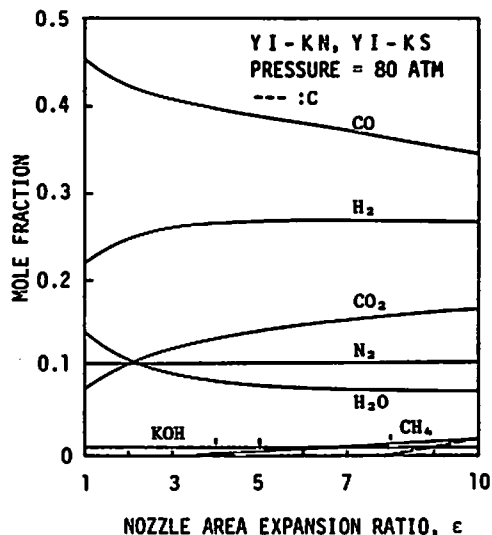


Fig. 4 Calculated exhaust gas composition at the nozzle exit for YI-KN and YI-KS propellants.

従って空気中に噴出される時のガス温度は YI-N2 推進薬の方が高い値を示している。

(4) 燃焼ガス速度は、YI-N2 推進薬の方が高い値を示している。

(5) 燃焼ガス中に占める主な未燃焼成分である CO 及び H<sub>2</sub> の割合は、YI-N1 推進薬の方が高い値を示している。

### 3. 実験の方法

実験は、直径 80mm の小型ロケットモーターを用いた燃焼実験及びストランドバーナを用いた燃焼実験によって行った。

Fig. 6 は、燃焼試験時におけるロケットモータ及び発生した 2 次火炎の状態を示したものである。ロケットモータはテストスタンドに固定され、その側方約 3 m には 35mm のモータドライブカメラ及び 16mm のシネカメラが設置されている。カメラはそれぞれ 5 コ

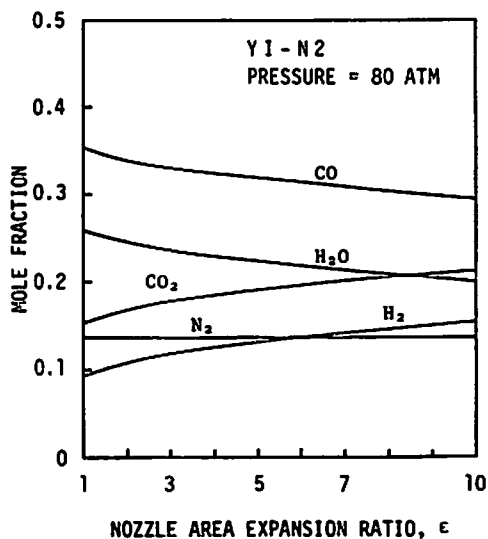


Fig. 5 Calculated exhaust gas composition at the nozzle exit for YI-N2 propellant.

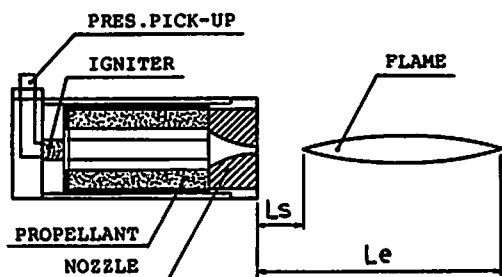


Fig. 6 Schematic of rocket motor and afterburning flame.

マ/秒, 50コマ/秒で撮影し発生した2次火炎の状態を記録する。2次火炎の形状・寸法を正確に求めるため、燃焼前に10cmを単位として葦盤目状に基準線を入れた校正板を両カメラで撮影しておき、写真解析時の基準とした。解析はノズル出口を基準点とし、2次火炎の発生点までの距離を $L_s$ 、終了点までの距離を $L_e$ として行なった。燃焼時のロケットモータ内圧は動歪計タイプの圧力ピックアップを用いて測定し、電磁オシログラフにより記録した。供試推進薬は内孔6光芒で片端面内面燃焼としノズルスロット直径8mm、燃焼圧力80atmとした。

#### 4. 実験結果

##### 4.1 ノズル開口比の効果

Fig. 7はYI-N1推進薬を用い、ノズル開口比( $\epsilon$ )を変化させた場合における2次火炎の状態を示したものである。上から順に、 $\epsilon = 1.0, 1.3, 1.8, 2.3$ の場

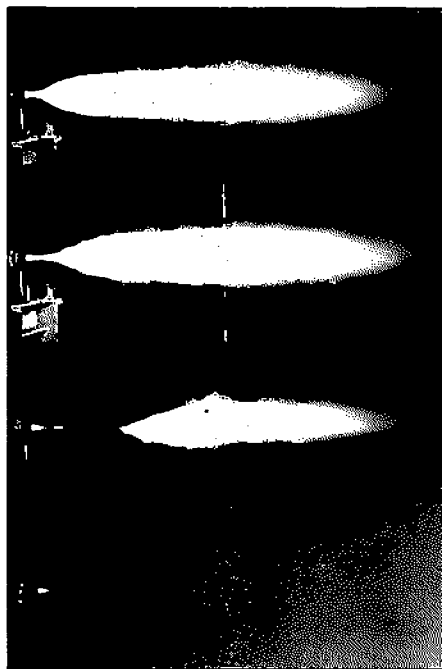


Fig. 7 Effect of nozzle area expansion ratio on afterburning flame.

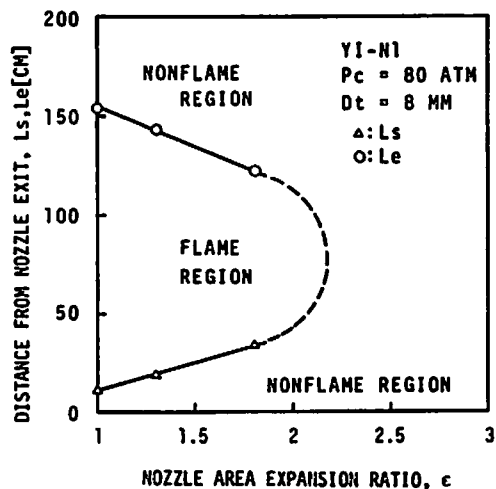


Fig. 8 Effect of nozzle area expansion ratio on afterburning flame for YI-N1 propellant

であり、ノズルを出た直後の噴出ガスの状態は $\epsilon$ とともに変化している。図にみられるようにノズルから噴出したガスは、まず衝撃波による発光を伴った高温域を生じ、その後ある間隔をおいて2次火炎の発生点に至り、発熱と発光を伴う火炎部を形成している。ここで $L_s$ に着目してみると、 $\epsilon$ が大きくなるにしたがっ

で大きくなる傾向を示している。また  $Le$  についてみると逆に小さくなる傾向を示している。

Fig. 8 は、ノズル開口比  $\epsilon$  と  $L_s$ ,  $Le$  の関係を示したものである。本実験条件においては  $\epsilon=1.8$  以下では 2 次火炎が発生し、 $\epsilon=2.3$  では発生していない。 $\epsilon=1.8$  までにおいては  $\epsilon$  の増加にほぼ比例して  $L_s$  が増大しているが、 $\epsilon$  がこれ以上の値になると急激にその効果が現われ  $\epsilon=2.3$  では 2 次火炎の発生はみられない。これは Fig. 2 に示した計算結果からすると、燃焼ガスの温度及び速度に関係するものと考えられる。ノズル出口における高温の燃焼ガス中には再着火して 2 次火炎を発生するのに必要な酸素を含んでおらず、その後周囲の空気との拡散によって着火が可能となる。再着火に必要な空気との拡散時間はノズルの形状によって大きく変化することはないと考えられることから、 $\epsilon$  が小さい場合にはガス速度 ( $U_g$ ) が小さいために  $L_s$  が小さくなり、 $\epsilon$  が大きい場合には  $U_g$  が大きいために  $L_s$  が大きくなるものと考えられる。また、 $\epsilon$  が大きくなるにしたがってガスの温度が低下するためにしだいに再着火が困難となり、 $\epsilon$  がある値以上になると 2 次火炎が発生しなくなるものと考えられる。

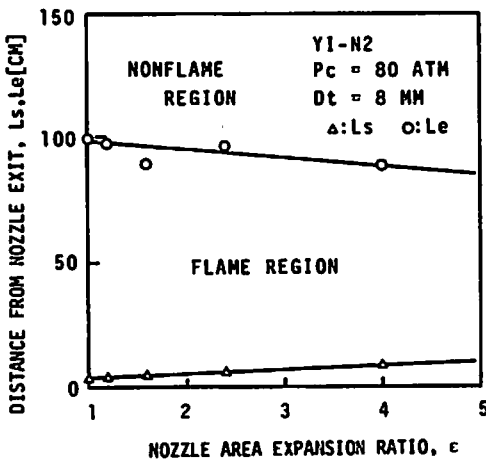


Fig. 9 Effect of nozzle area expansion ratio on afterburning flame for Y I-N2 propellant.

Fig. 9 は、YI-N2 推進薬について同様にノズル開口比を変化させた場合の  $\epsilon$  と  $L_s$ ,  $Le$  の関係を示したものである。 $L_s$ ,  $Le$  の変化は YI-N1 の場合に比べて顕著ではないが、 $\epsilon$  が大きくなるにしたがって  $L_s$  が大きくなり、逆に  $Le$  が小さくなる傾向を示している。本実験条件の範囲では、いずれの場合においても 2 次火炎が発生した。これは YI-N2 の燃焼温度が YI-N1

に比べて高く、したがって噴出する燃焼ガスの温度も高いことによるものと考えられる。

以上の実験結果から、ノズル開口比は 2 次火炎の発生に影響を及ぼす重要な要因であるといえる。ところが、ノズル開口比は最適性能を得るために設計段階で決定されることや、YI-N2 推進薬での実験にみられるように燃焼温度の高い推進薬には十分な対応ができないことを考慮すれば、ノズル開口比のみによって 2 次火炎の抑制に対処するには限界があるといえる。

#### 4.2 カリウム塩の効果

まず、チムニー型ストランドバーナを用いて推進薬の燃焼状態を観察し、添加したカリウム塩が燃焼状態に及ぼす影響について検討した。

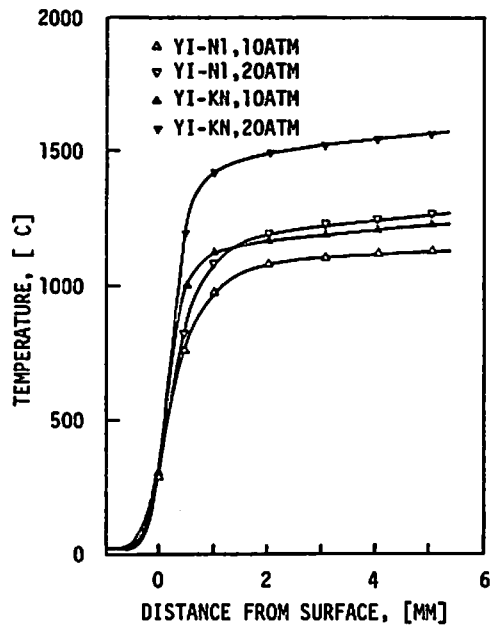


Fig. 10 Comparison of temperature in dark zone between base propellant and  $KNO_3$  added propellant.

Fig. 10 は、YI-N1 及び YI-KN の 2 種類の推進薬について燃焼過程における温度分布を示したものである。温度は、線径  $50 \mu m$  の Pt/Pt-Rh 熱電対を埋め込んだストランド片 ( $5 \times 5 \times 35 mm$ ) を用いて測定した。図のように燃焼表面近傍で急激な温度上昇を生じ、その後温度上昇の緩やかな未輝炎層 (ダークゾーン) を形成している。 $KNO_3$  を添加した YI-KN は、YI-N1 に比べてダークゾーン温度が高く、反応が活発であるといえる。

Fig. 11 は、燃焼圧力とダークゾーン長さ ( $L_d$ ) の

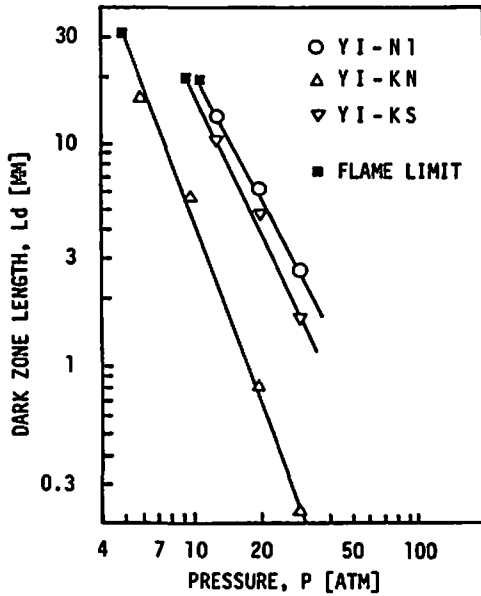


Fig. 11 Dark zone length vs pressure of base propellant and potassium salt added propellants.

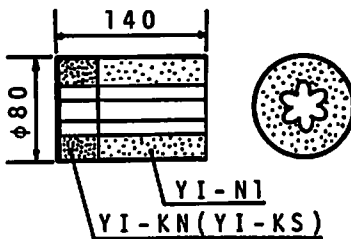


Fig. 12 Schematic of propellant to study the effect of potassium salt additives.

関係を示したもので、カリウム塩の添加によって  $L_d$  は小さくなっており、同様にダークゾーンでの反応が促進されていることを示している。また、燃焼状態を観察するとカリウム塩を添加した推進薬においても輝炎層（フレイムゾーン）を形成している。これらのことからすると、カリウム塩の効果は推進薬の燃焼反応を促進するが、推進薬固有の燃焼火炎を抑制する効果はもっていないものと考えられる。

次に、ロケットモータを用いた実験によってカリウム塩の効果についても検討した。カリウム塩の含有量を変化させるために、Fig. 12 に示すような推進薬の構成とし YI-N1 と YI-KN (YI-KS) の薬長比を変えて実験した。Fig. 13 は YI-N1 と YI-KN を用いた実験において発生した 2 次火炎の状態を示したものであ

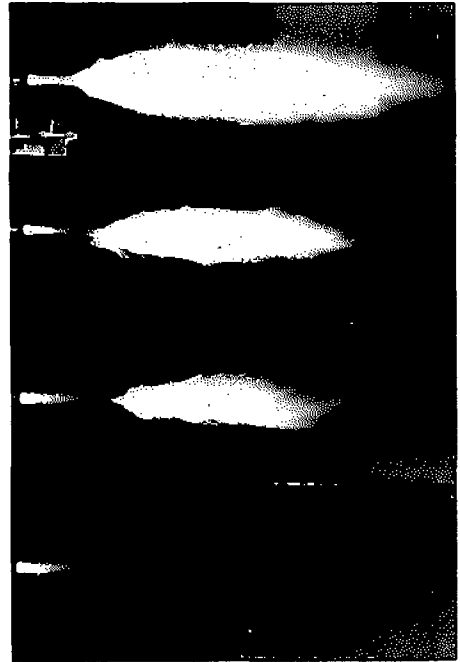


Fig. 13 Effect of potassium salt addition on afterburning flame.

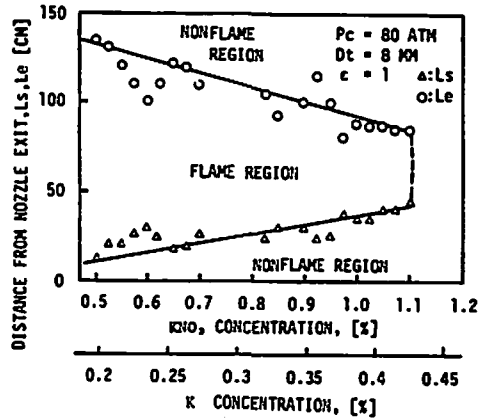


Fig. 14 Effect of potassium nitrate ( $KNO_3$ ) on afterburning flame.

る。上から順に、 $KNO_3$  0.68%, 0.85%, 1.03%, 1.14% の状態を示している。いずれも燃焼圧力 80A T M, ノズル開口比 1 の場合であり、ノズルを出た直後の噴出ガスの状態は一定となっている。発生した 2 次火炎は、 $KNO_3$  含有量の増加にともなって小さくなる傾向を示し、1.14% においては発生していない。K  $NO_3$  の含有量が増加するにしたがって  $L_s$  が大きくなり、逆に  $L_e$  が小さくなることが認められる。YI-KS を用いた実験においても全く同様の傾向が認めら

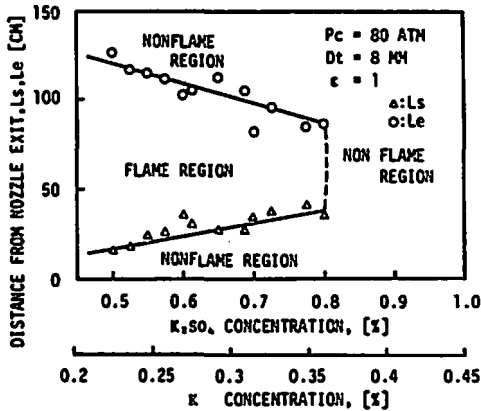


Fig. 15 Effect of potassium sulfate ( $K_2SO_4$ ) on afterburning flame.

れた。

Fig. 14は $KNO_3$ の含有率と $L_s$ ,  $L_e$ の関係を示したもので、Fig. 15は同様の関係を $K_2SO_4$ の場合について示したものである。図のように $KNO_3$ の場合には1.1%以上 $K_2SO_4$ の場合には0.8%以上において2次火災の発生が認められない。ここでカリウム量に着目してみると、 $KNO_3$  1.1%及び $K_2SO_4$  0.8%はそれぞれカリウム0.43%及び0.36%に対応している。したがって、ほぼ同量のカリウムによって良好な2次火災抑制効果を示すものと考えられる。また、 $KNO_3$ を2%添加したYI-N3について実験を行なった。 $\epsilon=1$ の場合においては2次火災が発生したが、 $\epsilon=4$ の条件では2次火災の発生は認められなかった。YI-N1よりも約1000℃燃焼火災温度の高いYI-N3推進薬においても、カリウム塩が2次火災の抑制に有効に作用することが確認された。

### 5. 考察

これまでの実験結果から、カリウム塩は推進薬固有の燃焼火災の発生には影響を及ぼさないが、燃焼ガスがノズルを出た以降においては有効な火災抑制作用を示すことがわかった。

Fig. 16はYI-N1とYI-KSを用いた実験における $K_2SO_4$ の含有率と $L_s$ の関係について詳細に示したものである。 $K_2SO_4$  0.5~0.6%においてはほぼ直線的に $L_s$ が増加し安定した2次火災となっている。その後2次火災がなくなる0.8%までの範囲においては、ばらつきが生じており、不安定な2次火災となっている

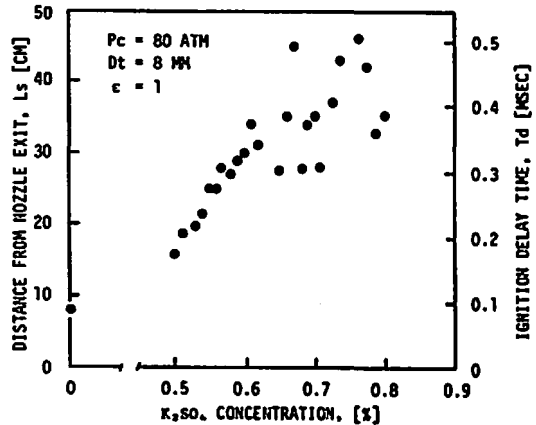


Fig. 16 Effect of potassium salt on ignition delay time.

が、 $L_s$ が増加する傾向を示している。

カリウムの作用は火災発生点までの距離を増大すること、即ち着火までの時間的遅れを生じさせることと考えられる。燃焼ガスがノズルを出た以降着火までに要する時間( $T_d$ )は、ノズル出口でのガス流速( $U_g$ )と $L_s$ から

$$T_d = L_s / U_g$$

として求められることになる。理論計算の結果からすれば、本実験における $U_g$ は916m/secである。上式によって求められた $T_d$ をFig. 16縦軸右側に示した。カリウムを含まない場合の $T_d$ は0.1msecであるのに対し、2次火災の発生がなくなる付近における $T_d$ は約0.5msecとなっている。したがってカリウムの作用は、ノズルを出た直後の燃焼ガスに作用して着火遅れを生じさせているといえる。

### 6. 結論

2次火災の抑制方法について5種類の推進薬を用いて実験的に検討し、以下に示す事項が明らかとなった。

- (1) ノズル開口比( $\epsilon$ )を大きくすると2次火災は小さくなる。
- (2) 推進薬にカリウムを添加すると2次火災は小さくなり、YI-N1推進薬においては $\epsilon=1$ のときカリウム量が約0.4%になると発生しなくなる。
- (3) 添加したカリウム塩は、燃焼ガスがノズルを出た直後の空気中の酸素と拡散火災を生成する場合に作用し、着火遅れ時間を増大させることによって2次火災を抑制している。

## Inhibition of Afterburning of Solid Propellant Rocket

by Yukihiro IWAO\*, Naminosuke KUBOTA\*, Ichiro AOKI\*\*  
Takashi FURUTANI\*\* and Masayuki MURAMATSU\*\*

Afterburning of solid propellant rocket derives various problems because of its high temperature. Experiments have been performed to study the effect of nozzle configuration and potassium salt addition on afterburning flame, using two basic double-base propellants. While the inhibiting effect of nozzle area expansion ratio which will cause the exhaust gas temperature decrease at nozzle exit is limited in lower energy propellants, remarkable effect of potassium salt addition is observed even in higher energy propellants. An analytical study of afterburning flame structure leads to the following conclusion: the dominant inhibiting action of potassium salt is to delay the spontaneous ignition of exhaust gas mixed with air.

(\*Third Research Center, Technical Research & Development Institute,  
Japan Defense Agency, 1-2-10 Sakae, Tachikawa, Tokyo 190, Japan.

\*\*Aeronautical & Space Division, Nissan Motor Co., Ltd, 3-5-1 Momoi,  
Suginami, Tokyo 167, Japan.)