

Fig. 1 Variations of specific impulse and flame temperature as a function of Al concentration.

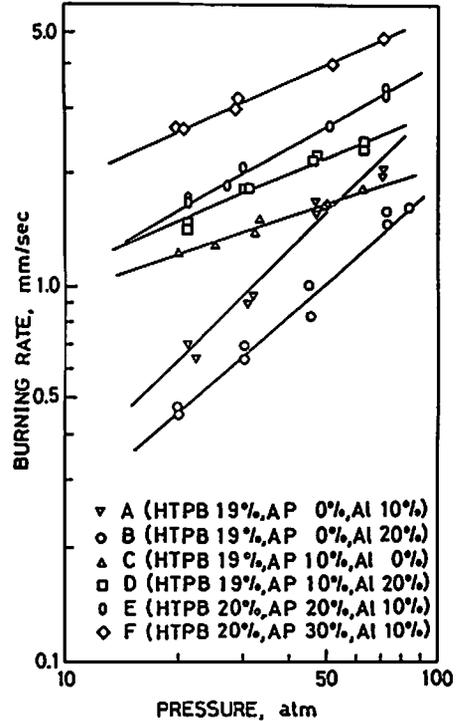


Fig. 2 Burning rates characteristics of the propellants used for this study.

系推進薬に AP を 10% 添加したものである。推進薬 D は AN 系推進薬に AP 10% と Al 20% を添加したものである。これらの推進薬 A から D については、Al および AP を添加することによる燃焼速度と圧力指数の変化について検討し、Al 含有による比推力の増大を確認することを目的とした。燃焼触媒には重クロム酸アンモニウムを 0.5% 添加した。

推進薬 E および F は AN 系推進薬に Al を 10% 添加したものに AP をそれぞれ 20% および 30% 添加したも

のである。AP 添加量の増加による燃焼速度の変化が燃焼効率に及ぼす影響について検討することを目的とした。燃焼触媒には酸化第二鉄を 0.5% 添加した。

推進薬 G および H は一般的な AP 系推進薬に Al をそれぞれ 16% と 18% 含有したものである。この推進薬は上記の推進薬が着火しない場合あるいは、燃焼しに

Table 1 Propellant formulations used for this study.

Prop.	HTPB	AN	AP	Al	Cat.
A	19	71	—	10	0.5
B	19	61	—	20	0.5
C	19	71	10	—	0.5
D	19	51	10	20	0.5
E	20	50	20	10	0.5
F	20	40	30	10	0.5
G	14	—	70	16	—
H	14	—	68	18	—

HTPB: Hydroxyl terminated polybutadiene

AN: Ammonium nitrate (200 μ m)

AP: Ammonium perchlorate (200 μ m)

Cat.: Burning rate catalyst ($(\text{NH}_4)_2\text{Cr}_2\text{O}_7$ used for propellants A, B, C, and D, and Fe_2O_3 used for propellants E and F)

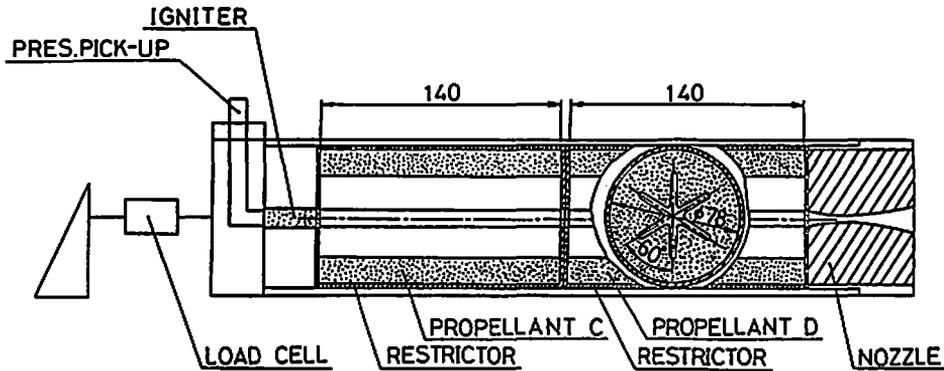


Fig. 3 Schematic of a rocket motor and propellant grains.

くい場合に組み合わせて使用することを目的とした。これらの推進薬に用いたANの平均粒径は $200\mu\text{m}$ 、APの平均粒径は $200\mu\text{m}$ 、Alの平均粒径は $5\mu\text{m}$ である。

2.3 燃焼速度特性

供試推進薬のうちAN系推進薬AからFの燃焼速度をチムニー型ストランド燃焼器を用いて測定した。その結果をFig. 2に示す。APを添加していない推進薬AおよびBは圧力指数が $0.9\sim 1.2$ にも達し、ロケット推進薬としては適用することができない。推進薬CおよびDのようにAP10%の添加によって低圧力領域（ $\sim 50\text{atm}$ 以下）での燃焼速度が著しく増大し、これによって圧力指数も $0.2\sim 0.4$ と低くなる。さらにAPの添加量を増大させると、燃焼速度は増加するが、推進薬EおよびFで見られるように圧力指数は $0.2\sim 0.4$ の範囲となり、これ以下には小さくならない。

2.4 燃焼火炎温度特性

推進薬B、CおよびDの燃焼火炎温度の測定には、線径 $50\mu\text{m}$ の熱電対（Pt-Pt \cdot 13%Rh）を使用した。7 \times 7 \times 35mmのストランド形状に加工した推進薬をさらに縦方向に2分割し、熱電対測定部が分割面のほぼ中央に位置するように熱電対を固定した後、瞬間接着剤により接着した。Fig. 9に燃焼火炎温度と圧力の関係を理論値と実験値で示す。

3. 燃焼実験

小型ロケットモータを用いた燃焼試験を行ない推進薬の燃焼性能を評価した。使用した小型ロケットモータの構造及び推進薬の形状をFig. 3に示す。供試推進薬は外径80mm、長さ140mmで内孔形状は6光芒である。内面燃焼として平均燃焼圧力が50atmと100atmになるようにノズルスロット径を設定した。ノズル開口比は最適膨脹となるように設定した。点火薬には黒色火薬13g、ペレット状のアルクロ3g、AP系のコンポジット推進薬5gの計21gを耐電型のシート

に包んだもので行った。ガス発生量を大きくした場合の燃焼試験では推進薬を2個あるいは3個組み合わせて推進薬長280mmあるいは420mmとして行った。これらの試験によりノズル内壁へのAlの付着効果を求めた。圧力の計測は歪ゲージ型の圧力ピックアップにより、推力の計測はロードセルを用いて行った。

4. 実験結果及び考察

4.1 Al添加量と燃焼性能

燃焼試験には、推進薬CとDを用いてAP添加量を10%と一定にし、Al添加量を0%、10%および20%に変化させた。設定圧力は50atmと100atmで行った。

Al0%の場合、設定圧力どおりに燃焼した。Al10%の調整は、推進薬CとDの組み合わせによりAlの総量が10%になるようにした。このとき推進薬Cをノズル側とした。推力及び燃焼圧力と時間の関係をFig. 4に示す。推力は燃焼開始後ほぼ一定である。これに対し燃焼圧力は約1.5秒から急激に上昇し、設定圧力100atmを超え約2秒後に110atm付近でその変化が小さくなるが約4秒後には再びその変化が激しくなっている。ロケットモータの推力と圧力の関係は、 $F=C_F A_t P(1)$ の式で表される。ここで、 F は推力、 C_F は推力係数、 A_t はノズルスロット断面積、 P は燃焼圧力である。Fig. 4で示される結果に式(1)を適用して F と P の測定値より A_t の時間変化を求めてみる。点火による圧力ピークの発生後に圧力の再増加が起るが、推力はほとんど増加していない。 C_F はノズル膨脹比によってわずかに変化するが、ここでは一定と仮定してノズル断面積の変化量を求めると、燃焼時間4.0 \sim 8.0秒の間においては A_t が約75%に減少していることになる。すなわち圧力が急激に増加した要因は A_t の急激な減少に基づくものであり、ノズルスロット付近に溶融したAlが付着したことがその要因であると考えられる。約2秒後から約4秒までの間のスパイク的

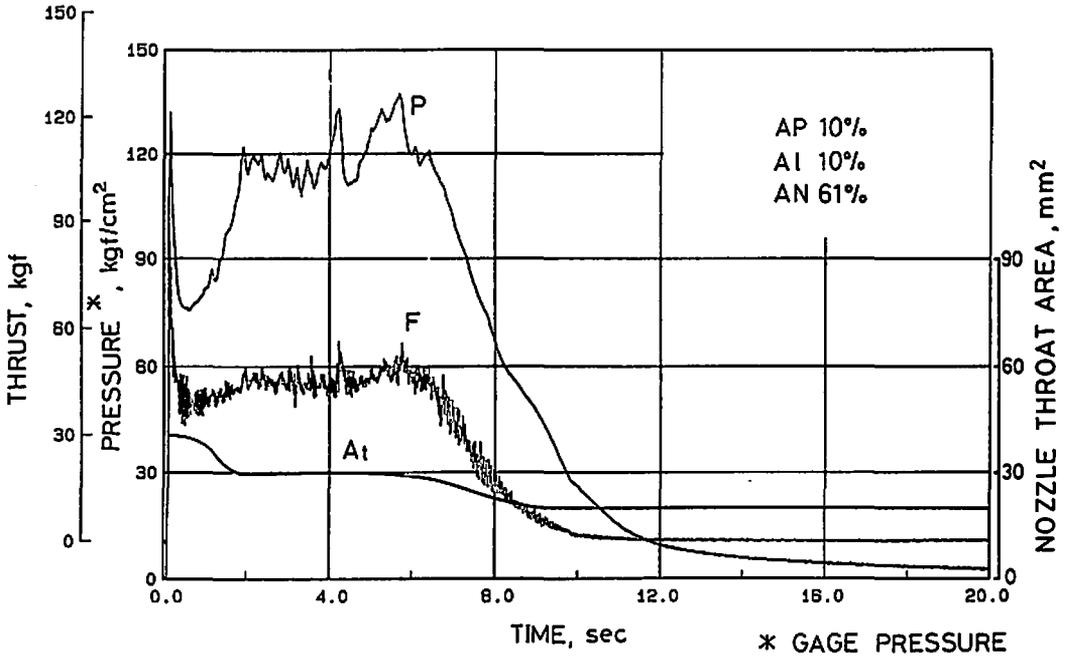


Fig. 4 A typical thrust and pressure curve of an A³NPL propellant tested with a micro-rocket motor (AP 10%, Al 10%, and AN 61%) .



Fig. 5 Agglomerated aluminum material layered on the nozzle wall.

圧力の変動は、推力と対応していることから、ノズルスロートに付着した未燃 Al の脱着により発生したと

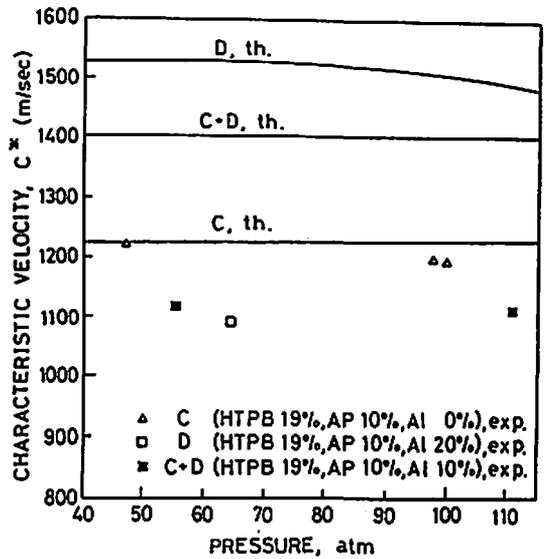


Fig. 6 Theoretical and experimental characteristic velocities as a function of pressure.

考えられる。推力曲線の振動は主にスタンドの振動によるものである。燃焼実験終了後に回収されたノズルへの付着物を Fig.5 に示す。Al がノズルに付着するメカニズムについては解明されていないが、次のように考えることができる。推進薬内に添加された粒径5 μ m

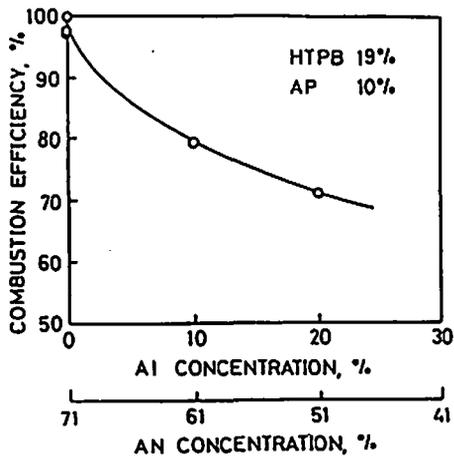


Fig. 7 Combustion efficiency as a function of Al concentration.

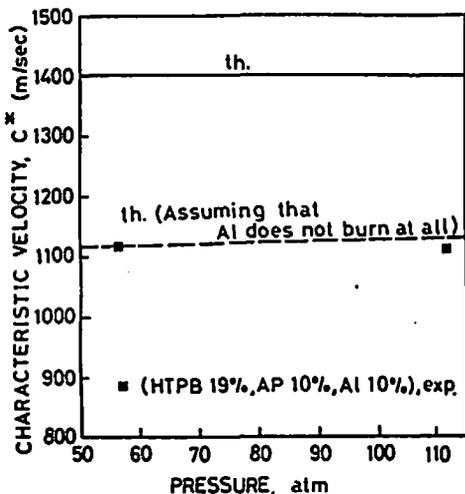


Fig. 8 Theoretical and experimental characteristic velocities as a function of pressure.

のAl粒子は、推進薬の燃焼により溶融温度に達し、液化するが、Al自体が完全に燃焼してガス状化するには至らない。この溶融状態のAlは推進薬燃焼表面において互いに結合し合って大きくなり、さらにこれらはノズル付近に付着して凝縮しながら層状に生成するものと考えられる。

Al 20%を含む推進薬Dの燃焼試験では更に圧力の増大と時間的変化が激しくノズル付着物も多量に発生した。

Fig. 6に特性排出速度 C^* と燃焼圧力の関係を示す。Al 0%では理論値 (C_{th}^*)と実験値 (C_{exp}^*)は良い一致をしているが、Al 10%になると理論値と実験値の差は大きくなる。Al 20%になるとその差は更に大きく

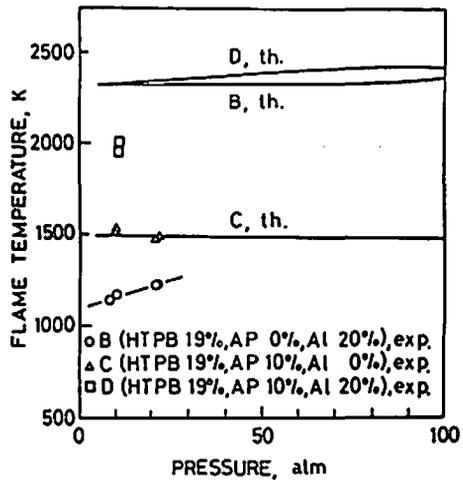


Fig. 9 Theoretical and experimental flame temperatures as a function of pressure.

なる。Fig. 7に Fig. 6から求めた燃焼効率 (C_{exp}^*/C_{th}^*) と Al 添加量の関係を示す。Al 0%では燃焼効率は約97%であるが、Al 10%では約79%に急激に低下する。Al 20%になると燃焼効率は更に低下し、約71%になる。すなわち、Al 添加量が増加すると理論特性排出速度 C^* は増大するが、実験的に求めた C^* は Al を増量するにつれて低下している。このために、燃焼効率が著しく低下する。Fig. 8に Al が燃焼しないものと仮定した理論計算値を示す。理論値と実験値はほぼ良い一致を示す。Fig. 9に推進薬B、C及びDの燃焼火炎温度と圧力の関係を示す。Al 0%の推進薬Cについて燃焼火炎温度は理論値と実験値が一致する。これに対して、Al 20%の推進薬Dについては理論値と実験値との差が大きくなっている。これらのことから、推進薬に添加されたAlはほとんど燃焼していないことがわかる。

4.2 AP 添加量と燃焼性能

4.2.1 燃焼火炎温度を上昇させた場合

燃焼火炎温度を上昇させ Al を燃焼させるために推進薬G及びHを推進薬Aと組み合わせる燃焼試験を行った。組み合わせは推進薬AとHでAP 40%、Al 15%となるようにした。次に推進薬AとGでAP 60%、Al 15%となるようにした。設定圧力は50atmとして行った。AP 40%では、燃焼開始時は圧力は約50atmであったが、約1.5秒後から約80atmまで上昇し、その後一定となっている。この圧力上昇は一部溶融したAlがノズル付近に付着し、 A_1 を減少させたためと考えられる。

Fig. 10にAP 60%の燃焼圧力と時間の関係を示す。圧力曲線は約50atmで一定値を示している。すなわ

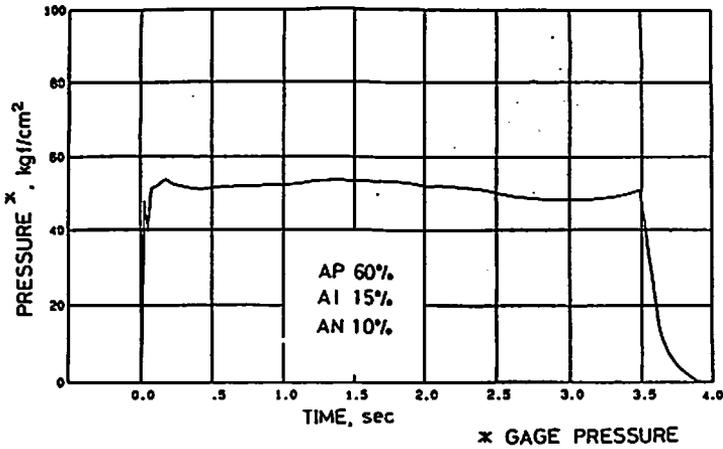


Fig. 10 A typical pressure curve of an A³NPL propellant tested with a micro-rocket motor (AP 60% Al 15% and AN 10%)

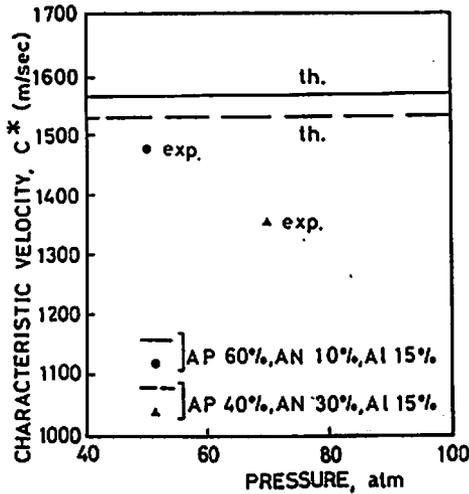


Fig. 11 Theoretical and experimental characteristic velocities as a function of pressure.

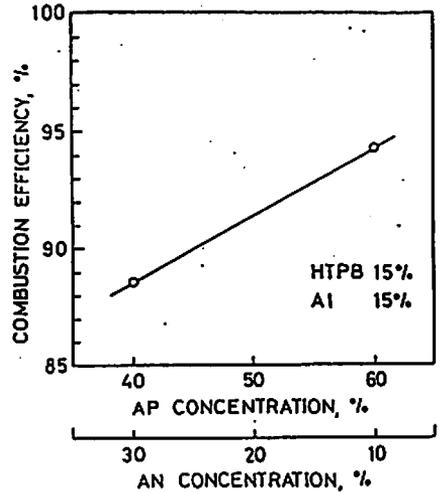


Fig. 12 Combustion efficiency as a function of AP concentration.

ち、AP 40% を添加した推進薬では Al を十分に燃焼させることはできないが、AP 60% にすると Al はほぼ完全に燃焼させることができる。Fig. 11 に特性排出速度 C^* と燃焼圧力の関係を理論値と実験値を比較して示す。AP 添加量が多くなるにつれて C^*_{exp} が C^*_{th} に近づいてくることから、燃焼温度を上げることによって Al を容易に燃焼させることができることを示している。Fig. 12 に Fig. 11 から求めた燃焼効率と AP 添加量の関係を示す。AP 40% では燃焼効率は約 88% であるのに対し 60% にすると燃焼効率は約 94% に向上する。これらの結果より、AP 添加量を 60% にすると Al はほぼ完全に燃焼することがわかる。

4.2.2 燃焼速度を増加させた場合

Al 添加量を 10% と一定とし、AP 添加量を 20% 及び 30% に変化させた推進薬 E 及び F について燃焼試験を行った。設定圧力は 50atm 及び 100atm で行った。AP 20% 添加した推進薬 E は 50atm では平均燃焼時間約 5 秒間のうち燃焼開始後約 2 秒までは 50atm で一定であったが、約 2 秒後から燃焼圧力は上昇し、約 2.5 秒で約 70atm で一定となった。100atm の燃焼では燃焼開始後約 2.5 秒まで燃焼圧力は約 75atm で一定であったが、それ以後燃焼圧力は上昇し、約 4 秒後に約 125atm で最大となり燃焼は終了した。この燃焼圧力の上昇については、Al 20% の推進薬 D と同様の原因も考えられるが、ノズルから Al の付着物は回収できなかった。AP 30% を添加した推進薬 F の 50atm

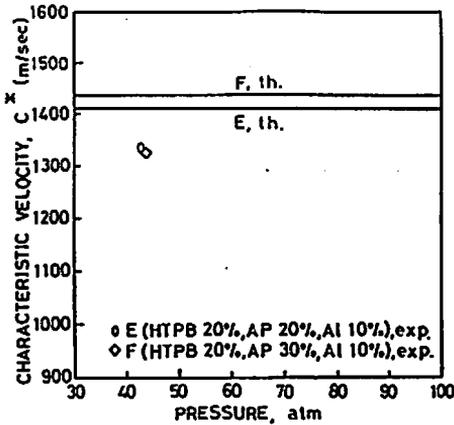


Fig. 13 Theoretical and experimental characteristic exhaust velocities as a function of pressure.

での燃焼試験結果によると、燃焼圧力及び推力ともに時間的に一定となり、式(1)による解析では、 A_1 は燃焼終了時まで変化していないことが求められた。さらに、燃焼終了後の観察ではノズル内壁にAlの付着物がなかったことを示している。Fig. 13に特性排出速度 C と燃焼圧力の関係を示す。実験値が理論値に近づいていることより、APを30%を添加すると、Alは効率良く燃焼するものと考えられることができる。Fig. 14にFig. 13から求めた燃焼効率とAP添加量の関係を示す。燃焼効率はAP添加量20%と30%においてはほとんど差がなく90%以上となっている。これらの結果より、APを20%添加した推進薬EとAP30%添加した推進薬Fは、AP10%添加した推進薬Dに比べ燃焼速度が速いためにAlは燃焼表面近くで、凝縮されずに燃焼したのと考えられる。

5. 結論

A^3 NPL 推進薬の燃焼性能に及ぼすAlの添加量とAPの添加量について実験的に検討した結果、以下に示す事項が明らかとなった。

- (1) A^3 NPL 推進薬の燃焼速度特性 (燃焼速度, 圧

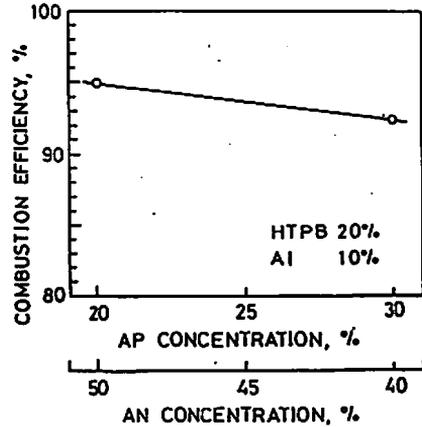


Fig. 14 Combustion efficiency as a function of AP concentration.

力指数)はAPの添加量によって大きく変化する。APの添加量の増大によって低圧力側(約50 atm以下)の燃焼速度が増加し、圧力指数を低下させる。

- (2) AN系コンポジット推進薬に添加されたAlは燃焼ガス温度が低いためにほとんど燃焼することなく、このために低い燃焼効率となる。Alは溶解してノズル内壁に層状の付着物を生成し、ノズルスロート断面積を減少させて燃焼室圧力を増大させる。
- (3) AN系コンポジット推進薬のANの一部をAPに置き換えることによりAlの燃焼効率向上が可能となり、比推力を増大することができる。これによって、 A^3 NPL 推進薬の実用化が可能となり、噴出ガス中の有害な塩化水素を大幅に減少することができる。

文献

- 1) 久保田浪之介, 工業火薬協会誌, Vol. 41, No3, pp. 125-130, 1980.
- 2) 久保田浪之介, 工業火薬協会誌, Vol. 42, No1, pp. 2-7, 1981

Combustion of A³ NPL Propellants

by Kazuo MIYAUCHI*, Takahisa YAMASAKI**
Takuo KUWAHARA** and Naminosuke KUBOTA*

The combustion characteristics of A³ NPL propellants were studied in order to reduce the concentration of hydrogen chloride produced by the combustion of ammonium perchlorate (AP). The A³ NPL propellants tested in this study consisted of ammonium nitrate (AN), AP, and Al as solid fillers and hydroxy terminated polybutadiene (HTPB) as a binder matrix. The burning rate characteristics of the propellants were largely dependent on the concentration of these solid fillers. Micro-rocket motor test results indicated that the combustion efficiency was significantly low when the concentration of AP was low because of an incomplete combustion of the aluminum particles. The aluminum particles melted and agglomerated in the motor and formed a layered materials on the nozzle wall. However, the combustion efficiency increased as the concentration of AP increased. The A³ NPL propellants developed in this study (AN=40%, AP=30%, and Al=10% HTPB=20%) demonstrated improved ballistic characteristics for practical applications.

(*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., 1990 Shinmachi, Matoba, Kawagoe, Saitama 350, Japan)