# ガスハイブリッドロケットの研究(第1報)

## —硝酸/AP系コンポジット・ガスジェネレーター—

滝下幸男*, 寺本康博*

液体の酸化剤と固体の燃料を組み合わせて燃焼させる方式のロケットはハイブリッドロケットと呼ばれているが, その固体燃料を1次燃焼室で燃焼・ガス化させ, これを2次燃焼室に導き, その2次燃焼室に液体の酸化剤を噴射し, 燃焼させる方式は, 特に, ガスハイブリッドロケットと呼んでいる。本研究では, 液体の酸化剤を噴射するためにポンプ又は他の加圧装置を用いることなく, 燃焼させた固体燃料ガスの一部を酸化剤容器に導き, その圧力で酸化剤を噴射させる自己加圧型酸化剤供給方式のガスハイブリッドロケットを用いた燃焼試験により, システムの有効性を確認した。酸化剤として発煙硝酸を, 固体燃料として過塩素酸アンモニウムの含有量を60%に低下させた燃料成分過多のAP-HTPB系コンポジット・ガスジェネレータを用いて, O/F 0.83～1.48の範囲で燃焼させ, 燃焼効率95.6%を得た。

## 1. 緒　言

固体ロケットはエネルギー源として火薬の一種である固体推進薬を用いるため, 着火された後は燃焼中断が困難で, 火災による加熱, 破片の貫通などによりエンジンが容易に破壊に至るというような大災害をもたらす可能性を有している。最近の運用者側の強い要望の一つであるロケットの安全性を確保する(IM化)という面から, 火薬を用いないロケットエンジンの実現が要請されている。この点では, 液体ロケットは火薬を用いないために安全性の高いロケットであるが, 燃焼室の高い圧力に抗して燃料及び酸化剤を噴射させる必要があることから大能力のポンプの搭載等, 構造が複雑となって, 小型誘導弾用の推進装置には不向きである。

固体ロケットの構造が単純であるという特徴を維持しながら, 燃焼の制御と安全性を可能とする推進装置として, 推進薬を固体の燃料成分と液体の酸化剤成分とに分けて保有し, この液体酸化剤の流量を制御もしくは中断することによって燃焼中断を実現するハイブリッドロケット(Hybrid Rocket Engine)が, 再び注目され研究成果の報告が多くなってきている[1)~6)]。(米国における研究の動機付けは, 上記IM化のみならず, 環境破壊をもたらさない推進装置の実現という無公害化の要請に対する対応という一面も大きい。)

1996年6月22日受理

*防衛庁技術研究本部第3研究所
〒190 東京都立川市栄町1—2—10
TEL 0425-24-2411 (内線240)
FAX 0425-24-2432

## 2. ガスハイブリッドロケット

基本的に, ハイブリッドロケットは, 液体酸化剤タンク, 液体酸化剤供給系, 固体燃料容器を兼ねた燃焼室等から成る構造であるため, 液体ロケット及び固体ロケットに比べ以下のような特徴をもつ。

利点としては,

(1) 液体ロケットに比して構造が簡単である。
(2) 固体ロケットに比して推力の制御が可能である。
(3) 酸化剤の選択に自由度があるため, 排気ガス中のハロゲン化物を無くすことが可能である(排気ガスの無煙化及び無公害化が期待できる)。
(4) 固体燃料及び酸化剤の組み合わせに自由度があるため, 固体ロケットに比して比推力の向上が期待できる。
(5) 固体ロケットに比して酸化剤の配合比をより大きくすることが可能であるため, 理論混合比での燃焼となり, 未燃炭化水素の生成を抑えることができるので, 固体成分からの赤外線放射を低下できる(赤外ステルス性の確保が期待できる)。

しかしながら, 欠点として,

(1) 理論比推力は液体ロケットに比して低い。
(2) 実際の燃焼効率が理論燃焼効率に比して悪い。
(3) 固体ロケットに比べた場合は, 構造が複雑とな

る（バルブ，酸化剤供給系，配管，噴射ノズル等が必要。）

(4) 固体ロケットに比して貯蔵性が劣る。

等が挙げられてきた。

しかし，それらの報告の多くは，燃料として酸化剤成分を含まない高分子物質の燃焼面に液体酸化剤を噴射して燃焼させる「従来型ハイブリッドロケット」と呼ばれるタイプのものである。従来型ハイブリッドロケットでは，未燃焼の燃料成分が多量に残るとか，流れの方向に燃料の燃焼速度が一定でないとかの技術的難点を有しており，一般的に，燃焼効率を如何にして高めるかが課題とされている。

これに対して，自燃性を保持する程度に酸化剤成分を含有した固体燃料あるいは自燃性を有する高分子燃料を用いてこれを1次燃焼室で燃焼・ガス化させ，発生した燃料成分過多の燃焼ガスを2次燃焼室に導き，その2次燃焼室に液体の酸化剤を噴射し，燃焼させる方式のハイブリッドロケットが，久保田等[7]により考案された。久保田等は，これを「従来型ハイブリッドロケット」と区別し，ガスジェネレータ方式のハイブリッドロケットであるということから，「ガスハイブリッドロケット」と名付けた（英訳では，Staged Combustion Hybrid Rocketとも呼ばれる）。このガスジェネレータ方式のハイブリッドロケットは，固体燃料を1次燃焼室であるガスジェネレータ内部でガス化させ，2次燃焼室で酸化剤と反応させる構造をとっており，高温度の燃料ガスとそこに噴射される酸化剤との反応であることから燃焼効率が高く「従来型ハイブリッドロケット」における低燃焼効率性を解決できる可能性が高いこと及び1次燃焼室圧が2次燃焼室圧より高いことを利用して，1次燃焼室の固体燃料ガスの一部を酸化剤容器に導きその圧力で酸化剤を噴射させることができることから，酸化剤供給系をより簡単な構造とすることが可能となる特徴を有している。

本研究は久保田によりなされた理論的検討[8]を受け，実験的検討を実施するものである。実験に際しては，通常，液体の酸化剤を噴射するために必要とされる酸化剤供給系ポンプ又は他の加圧装置を用いることなく，ガスジェネレータ方式であるがゆえに可能となる「自己加圧型酸化剤供給方式」，即ち，燃焼させた固体燃料ガスの一部を酸化剤容器に導きその圧力で酸化剤を噴射させるタイプのガスハイブリッドロケットを用いて燃焼試験を行い，その燃焼特性を検討する。

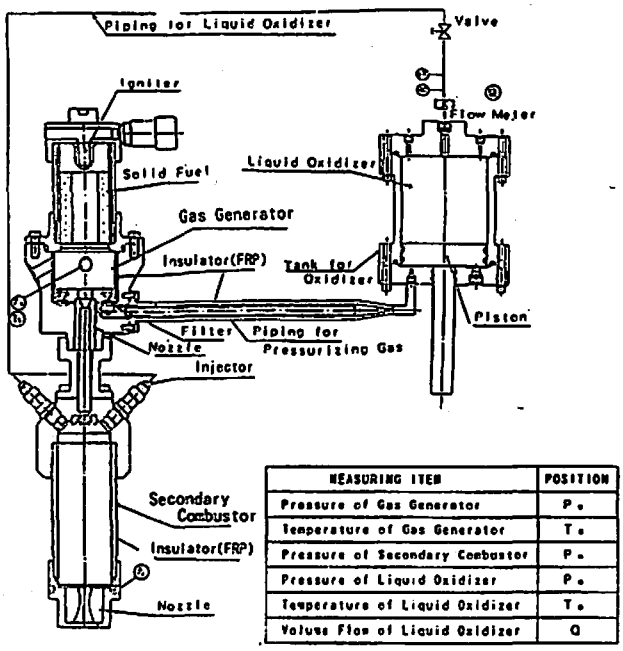


Fig. 1 Testing apparatus

## 3. 燃焼試験装置及び解析方法

### 3.1 燃焼試験装置

燃焼させた固体燃料ガスの一部を酸化剤容器に導きその圧力で酸化剤を噴射させる「自己加圧型酸化剤供給方式」を有するガスハイブリッド燃焼試験装置の概要をFig. 1に示す。

1次燃焼室に固体燃料として燃料成分過多のAP-HTPB系コンポジットガスジェレータを装填し，上部に装着した点火装置により着火させた。ガスジェレータ形状は単孔形で内両端面燃焼方式を採用し，燃焼中期に圧力がやや高くなるが，ほぼ圧力一定となる燃焼パターンを採用した。Table 1に燃料推進薬の組成及び寸法等を，Fig. 2に燃焼速度特性を示す。

1次燃焼室の下流にノズルを装着し，発生した燃料成分過多の燃焼ガスを2次燃焼室に噴出させる。この燃焼ガスの一部はノズル装着面に設けた孔から導管を通して酸化剤加圧源として酸化剤タンクに導かれた。

Table 1 Formulation and dimensions of solid fuel

| Sample No. | Formulation AP/HTPB/addtive | Diameter outer mm$\phi$ | Diameter inner mm$\phi$ | Length mm | Weight kg | Density g/cm$^3$ |
|---|---|---|---|---|---|---|
| No. 1 | 60/40/2 | 80.19 | 40.23 | 140 | 0.7201 | 1.361 |
| No. 2 | 60/40/2 | 80.24 | 40.36 | 140 | 0.7193 | 1.360 |
| No. 3 | 60/40/2 | 80.09 | 40.40 | 140 | 0.7193 | 1.368 |

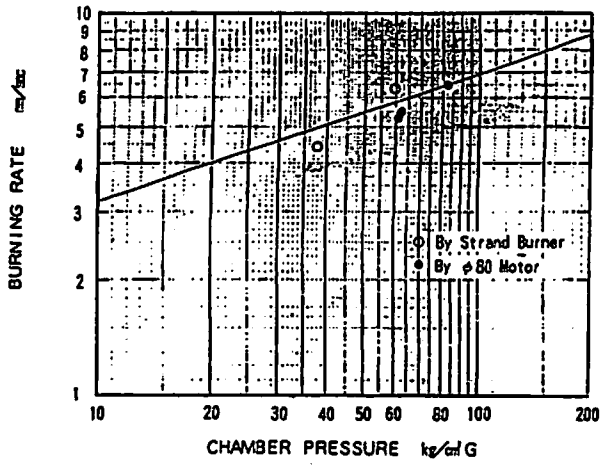


Fig. 2 Burning rate vs pressure

本燃焼試験では1次燃焼室ノズルでチョークさせない条件を選んだ。2次燃焼室の影響を1次燃焼室に及ぼさないという点では1次ノズルでチョークさせた方が良好な燃焼安定性が期待できるが，ガスジェネレータである1次燃焼室と2次燃焼室の圧力との関係がアンチョーク条件でも酸化剤タンクの加圧源として安定するかを検証するためである。

酸化剤については，理論解析では，液体酸素（$LO_2$），四酸化二窒素（$N_2O_4$），過酸化水素（$H_2O_2$），硝酸（$HNO_3$），亜酸化窒素（$N_2O$）の順で理論比推力は低下するが，入手性及び取扱性の点から本試験では発煙硝酸を用いた。

酸化剤タンクはステンレス製で内部にピストンを挿入したものである。Fig. 1はタンクに酸化剤が充満し，ピストンは酸化剤出口の反対側，即ち，加圧用燃焼ガス入り口側に押し付けられた状態を示している。酸化剤出口から2次燃焼室に至る配管の途中にフローメータ式の流量計及び電磁弁式のシャットオフバルブを挿入した。2次燃焼室頂部に3個のスワール型インジェクターを取り付け，液体酸化剤を霧状化させた。2次燃焼室の断熱材としてFRP樹脂管を内面に装着した。

1次燃焼室圧力及び2次燃焼室圧力並びにO/Fの調整は，1次燃焼室ノズル及び2次燃焼室ノズルのスロート径並びにインジェクターのオリフィス径を変化させることによって達成した。

### 3.2 試験の狙い

桑原等[9),10)]によってもガスハイブリッドロケットの実験的報告がなされているが，その報告では2次燃焼室圧力は最大3 MPaまでであり，実用ロケットとしては低過ぎることから，本研究は2次燃焼室圧力を6 MPa程度まで高めるように設定した。酸化剤と燃料の混合比O/Fは，O/F＝1を中心に3点（0.9, 1.0, 1.5）での燃焼を計画し，C*効率（$\eta C^*$）等の燃焼特性を得ることとした。

### 3.3 解析方法

(1) 燃料ガス発生量（$m_g$）

アンチョーク条件での燃料ガス発生量（$m_g$）は式(1)で表される。

$$m_g = A_{t1} \cdot P_G \cdot \left\{\frac{2\gamma M}{(\gamma-1)RT} \cdot \left(\frac{P_R}{P_G}\right)^{2/\gamma} \cdot \left[1-\left(\frac{P_R}{P_G}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]\right\}^{1/2} \quad (1)$$

ここで，$At_1$：ガスジェネレータノズルスロート断面積，$P_G$:ガスジェネレータ圧力，$P_R$: 2次燃焼室圧力，$R$:普遍気体定数，$\gamma$：ガスジェネレータ燃焼ガス比熱比，$M$:ガスジェネレータ燃焼ガス平均分子量，$T$:ガスジェネレータ断熱火炎温度。

燃料ガス発生量（$m_g$）算定の便法として，燃焼試験直後のクイックチェックでは，ガスジェネレータ圧力$P_G$を読みとり，

$m_g = A \cdot aP_G^n$ （$a$，$n$は定数，$A$は燃焼面積。本実験では，$a=1.43$，$n=0.34$）により，O/Fの確認等を行う。

(2) 酸化剤流量（$m_o$）

酸化剤流量（$m_o$）は式(2)で表される。

$$m_o = \rho \cdot Q \quad (2)$$

ここに，$\rho$：酸化剤密度，$Q$:酸化剤体積流量，なお，酸化剤密度は温度による補正を行う。

(3) O/F

酸化剤と燃料の混合比O/Fは式(3)で表すことができる。

$$O/F = m_o / m_g \quad (3)$$

(4) 特性排気速度（C*ex）

C*exは，実験的に求められる特性排気速度で，式(4)により求める。

$$C^*ex = A_{t2} \cdot P_R / (m_g + m_o + m_i) \quad (4)$$

ここに，$A_{t2}$：2次燃焼室ノズルスロート断面積，$m_i$：2次燃焼室断熱材の平均分解量で以下の式により求める。

$$m_i = (W_1 - W_2)/t_b$$

ここに，$W_1$：2次燃焼室断熱材燃焼前重量，$W_2$：2次燃焼室断熱材燃焼後重量，$t_b$：燃焼時間；ガスジェネレータの燃焼圧力の立ち上がりから燃焼末期に燃焼圧力が降下し始める圧力の75%点までの時間を燃焼時間とする。

Table 2(a) Results of firing test

| Test No. | Gas generator (mean) | | | Secondary combustor |
|---|---|---|---|---|
| | Pressure kg/cm²G | Time sec | Burning rate mm/sec | Pressure kg/cm²G |
| No. 1 | 83.65 | 3.1 | 6.51 | 49.31 |
| No. 2 | 63.05 | 3.6 | 5.52 | 47.34 |
| No. 3 | 61.13 | 3.7 | 5.32 | 40.71 |

Table 2(b) Results of firing test

| Test No. | Fuel gas flow | | Liquid oxidizer flow | | | O/F |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | To secondary combustor g/sec | To oxidizer tank g/sec | Density g/cm³ | Volume flow cc/sec | Mass flow g/sec | |
| No. 1 | 222.0 | 5.2 | 1.526 | 121.1 | 184.8 | 0.83 |
| No. 2 | 211.1 | 4.7 | 1.526 | 133.3 | 203.4 | 0.96 |
| No. 3 | 172.7 | 5.2 | 1.524 | 167.8 | 255.7 | 1.48 |

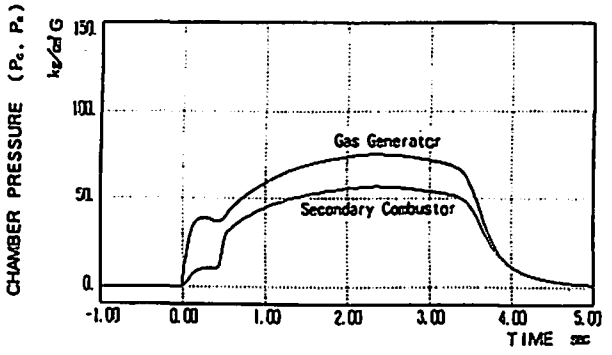


Fig. 3 Chamber pressure vs time

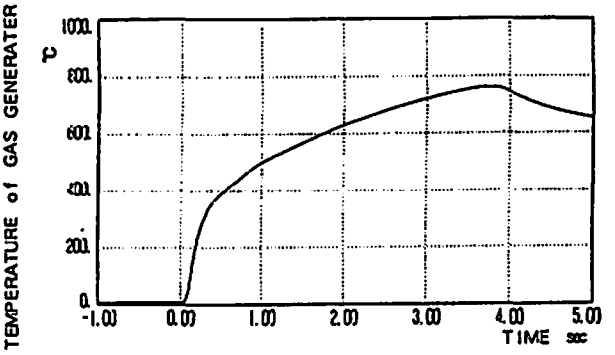


Fig. 5 Temperature of gas generator vs time

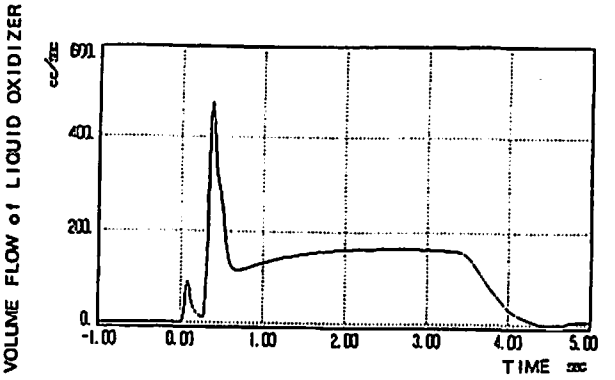


Fig. 4 Volume flow of oxidizer vs time

(5) C*効率 ($\eta C^*$)

$\eta C^*$は式(5)で表される。

$$\eta C^* = C^*ex / C^*th \times 100 \quad (5)$$

ここに，$C^*th$は理論特性排気速度で，1次燃焼器（ガスジェネレータ）で生成された噴出ガスと2次燃焼器へ噴射される酸化剤の混合比率によって理論的に熱平衡計算により求める。

(6) 特性長さ (L*)

特性長さ$L^*$に対する燃焼効率等の解析にあたっては，式(6)によって特性長さを求める。

$$L^* = V_R / A_{t2} \quad (6)$$

ここに，$V_R$: 2次燃焼器容積

## 4. 実験結果及び検討

試験結果の一覧表をTable 2(a)，(b)に示す。

一例として，試験番号2における1次燃焼室（ガスジェネレータ）圧力及び2次燃焼室圧力ー時間曲線をFig. 3に，酸化剤流量ー時間曲線をFig. 4に，ガスジェネレータ温度ー時間曲線をFig. 5に示す。

得られたデータに対する考察は以下のとおりである。

(1) 燃焼安定性

燃焼試験の結果，ガスジェネレータ圧力は4～8 MPa，2次燃焼室圧力は4～5 MPaの範囲で，振動

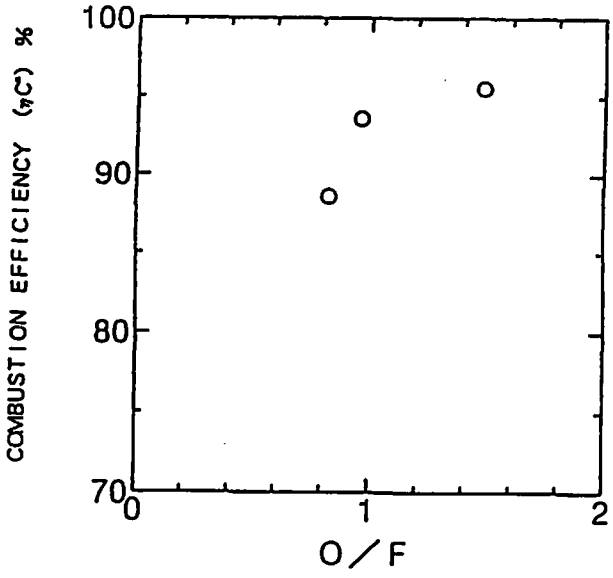


Fig. 6 Combustion efficiency vs O/F

燃焼等の兆候もなく安定に燃焼することを確認した。

圧力ー時間曲線を見ると，点火後約0.5秒間とそれ以降に大きな圧力段差が見られる。これは，1次燃焼室がアンチョークであること及び液体酸化剤の2次燃焼室への噴射時間遅れによるものである。このことによる燃焼安定性への影響はないと考えるが，実装型ハイブリッドロケットエンジンの設計に当たっては，燃焼効率及び推力制御時の応答性に問題があるのは明らかであるため，ガスジェネレータから酸化剤タンクまでの加圧用配管及び酸化剤タンクから2次燃焼室への酸化剤用配管は極力短くする配慮と共に推力制御用酸化剤on-offバルブの配置（2次燃焼室の直近とか）等に考慮する必要がある。

(2) 燃焼効率とO/Fの関係

燃焼効率$\eta C^*$とO/Fの関係をFig. 6に示す。

Fig. 6に示すように，O/Fが0.8～1.5の範囲で，$\eta C^*$は88%以上の値が得られた。60%AP含有HTPB推進薬は，ガスジェネレータ内で燃焼しその1次燃焼ガスの組成は，平衡計算からTable 3に示す比率で2次燃焼室内に噴出される。このガス1当量19.64gを完全燃焼させるのに必要な酸素量は17.5gとなり，発煙硝酸では27.5gにあたる。即ち，O/F＝1.4での燃焼の場合が，理論混合比での燃焼である。従って，本燃焼試験におけるO/F＝0.83の場合は，理論混合比の0.6倍の酸化剤しか供給されていなかったこととなり，燃焼効率$\eta C^*$が最も低かったものと考えられる。O/F＝1.48の場合が，理論混合比に最も近い状態での燃焼であったことになる。

(4) 理論比推力とO/F

本実験に用いたAP/HTPB (60/40) 固体燃料と硝酸の組み合わせにおける理論比推力を計算した結果をFig. 7に示す。理論混合比近辺では250秒を越えている。10MPa程度の燃焼圧力で達成されるアルミ入り固体ロケットと同等であり，しかも，無煙であるということは，アルミ無しの希煙化ロケットモータがせいぜい230秒程度であることから，ハイブリッドロケットの優位性を示すものといえる。

(5) 燃焼効率と特性長さの関係

本燃焼試験に使用した2次燃焼室は，ガスジェネレータガスと液体酸化剤の混合・拡散の確実性を期して，内径74mmφ、長さ200mmとやや大き目のものを用いた。従って，特性長さは5.3～7.4mという値となったが，実際は，これほど大きな2次燃焼室でなくとも，実用上十分な燃焼効率は達成できると考えているので，今後は2次燃焼室の容積をより小さくし、実装型エンジンの設計データを取得することも考慮する。

(6) 自己加圧型酸化剤供給システム

酸化剤の供給については，燃焼安定性の項でも言及したが，酸化剤タンクから2次燃焼室への酸化剤用配管の酸化剤on-offバルブ以降にボイドスペースがあるため，加圧初期に多量の酸化剤流量が観察された。しかし，2次燃焼室圧力が立ち上がった後は，ガスジェネレータ圧力に追随して，安定に酸化剤供給したといえる。

2MPa程度の差圧があれば，ガスジェネレータの圧力と2次燃焼室の圧力との関係がアンチョーク条件であってもガスジェネレータの燃焼ガスを酸化剤タンクの加圧源として用い，ピストンを介して液体酸化剤を加圧し，2次燃焼室に安定に酸化剤を供給できることが検証できたと考える。

2次燃焼に寄与せず，この酸化剤タンクの加圧用として使われたガスの量は，発生した1次燃焼ガス量の2.2～2.9%であった。

Table 3 Mole fraction of fuel gas into secondary combustor

| Spiecies | C(S) | $CH_2O$ | $CH_4$ | CO | $CO_2$ | $C_2H_4$ | $C_2H_6$ | HCℓ | HCN | $H_2$ | $H_2O$ | $NH_3$ | $N_2$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Mole fraction %/100 | 0.13929 | 0.00001 | 0.05031 | 0.27040 | 0.02079 | 0.00001 | 0.00001 | 0.08632 | 0.00003 | 0.34128 | 0.04642 | 0.00030 | 0.04483 |

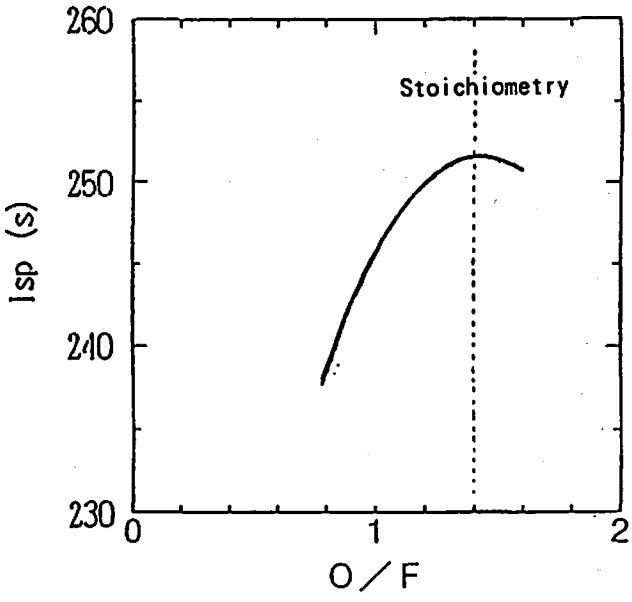


Fig. 7 Specific impulse (theoretical) vs O/F

酸化剤流量計の直近で計測した酸化剤温度は実験における3回の試験において，いずれも燃焼終了までの約4秒の間ほとんど温度上昇は見られなかった。ただし，厚肉製の酸化剤タンク及びピストンを用いていることから，そのヒートシンク効果も予想されるので，さらに検討する必要があると考える。

## 5. まとめ

(1) 液体酸化剤として発煙硝酸を，固体燃料としてAP/HTPB (40/60) コンポジット・ガスジェネレータを用いたガスハイブリッドロケットの燃焼試験を実施し，安定した燃焼を得ると共に，燃焼特性に関するデータを取得した。

(2) 2次燃焼室圧力が約5 MPaの燃焼実験で250秒程度の比推力が得られたことは，アルミ無しの希煙化ロケットモータと比較するならば，ハイブリッドロケットの優位性が示されたものといえる。

(3) ガスハイブリッドロケットゆえに可能となる自己加圧酸化剤供給方式の有効性が検証できたことから，ハイブリッドロケットの難点の一つである酸化剤供給機器の簡素化の可能性を見いだした。

(4) 今後は，酸化剤は取扱性の観点から当面は発煙硝酸を用いることとするが，ガスジェネレータ用固体燃料は，ガスハイブリッドロケットの特徴を生かすべく，無煙性を確保するために，非ハロゲン系固体酸化剤コンポジット・ガスジェネレータ及び固体酸化剤を用いないアジ化ポリマー系ガスジェネレータによる燃焼実験を予定していきたい。

## 謝辞

本実験にあたって，試験場所及び試験・計測装置の提供を受けた日産自動車(株)研究開発センターの方々に厚く感謝する次第である。

## 文献

1) B. Grainer and A. Frederick, Jr. AIAA Paper 92-3301.
2) P. N. Estey, Aerospace America, December 1992, pp 62-65.
3) A. Ben Yaker and A. Gany, AIAA Paper 93-2548.
4) N. S. Cohen and D. Strand, AIAA Paper 93-2550.
5) B. Grainer and A. Frederick, Jr., AIAA Paper 94-2878.
6) E. J. Wernimont and S. E. Meyer, AIAA Paper 94-3147.
7) 久保田，光野，桑原，小田島「ハイブリッドロケット」特許申請（平成5年6月）.
8) 久保田，「ガスハイブリッド・ロケットエンジン（燃焼方式と理論燃焼性能）」防衛庁技術研究本部技報，第6542号（1994.7）.
9) T. Kuwahara, M. Mitsuno, H. Odajima, S. Kubozuka and N. Kubota, AIAA Paper 94-2880.
10) T. Kuwahara, M. Mitsuno and H. Odajima, AIAA Paper 95-3083.

# A study of gas-hybrid rocket (I)

## — Nitric acid/AP-composite gas-generator —

by Yukio TAKISHITA*, Yasuhiro TERAMOTO*

In a gas-hybrid rocket engine, liquid oxidizer and fuel-gas which is generated in a primary combustor are burned in a secondary combustor. In this study, an experimental investigation was carried out to obtain combustion characteristics of a micro gas-hybrid rocket. The micro gas-hybrid rocket consists of a self-pressurizing oxidizer feeding system which is pressurized by a part of the fuel-gas generated in a primary combustor. White fuming nitric acid and fuel-rich AP/HTPB (60/40) composite gas-generator were burned in the micro gas-hybrid rocket. The test results indicated that combustion efficiency was 95.6% in the range of O/F, 0.83 ~ 1.48.

(*Third Research Center, TRDI, Japan Defense Agency 1—2—10, Sakae, Tachikawa, Tokyo 190, Japan)