

## 固体推進薬を用い放電で燃焼制御する小推力スラスタ

橋 武史\*, 竹ヶ原春貴\*\*

本研究は、衛星の姿勢制御などに用いられる小推力スラスタのプロペラントに固体推進薬を用いる方法を提案し、試作モータの燃焼試験からその実用の可能性や利用範囲を検討するものである。現在この分野ではイオン推進などの電気推進法の幾つかが実用域にあるが、いずれも比推力は大きいものの推力は小さく、今後の多岐に渡る要求に応ずるにはもう少し推力の大きい制御モータの準備が必要と思われる。

提案するモータは、自然性を抑制された固体推進薬を自然性の無い圧力領域で用い、その燃焼の制御はアーク放電の開始・調節・停止で行なうものである。今回の試作モータでは、アークをまずパイロットチャージ(PC)と呼ぶ昇華固体の表面に生じさせ、そのパイロットガスを先の主推進薬(メインチャージ:MC)に照射する方式をとっている。MCにはオキサミドなどの燃焼抑制剤を混入させたものや燃料過多のコンポジット推進薬を、PCにはフッ素樹脂やその過塩素酸アンモニウムとの混合物などを用いた。その結果、幾つかの組合せで優れた燃焼制御性が得られ、また実験結果から推定される比推力、推力の値から本概念が有効であることが認められた。

### 1. 衛星推進系の現状と研究経緯

ロケットといえば、打ち上げシーンが目立つあまり、固体・液体ロケットといった大型化学ロケットだけと思われがちであるが、これら以外にも種々のロケットがある。Fig. 1に化学ロケット、実用化が始まった電気推進ロケット(Electrical Propulsion, 以下EP)および原子力ロケットの推力レベルと比推力を示す。同図に示されているように、化学ロケットが高推力/低比推力であるのに対し、EPとくにイオンエンジンは低推力/高比推力であり、対照的な性能特性を持っている。

従来、衛星の姿勢制御、軌道制御などに用いられる小型ロケット(衛星推進系)には、ヒドラジンの触媒反応を利用したスラスタ(Catalytic Hydrazine Thruster, 以下CHT)が利用されている。このCHTは推力1~数10ニュートンあるものの、比推力は200

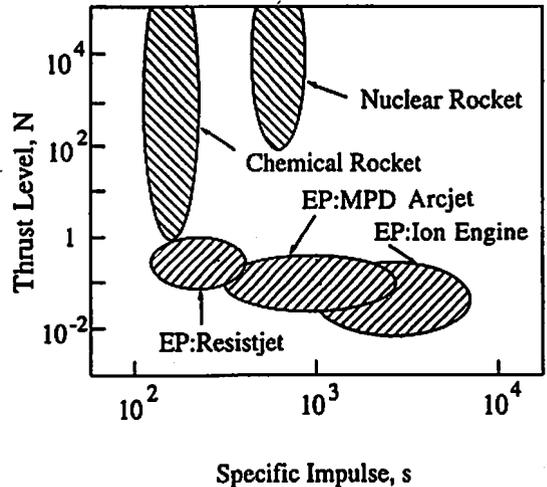


Fig. 1 Overview of the approximate regions of different propulsion system

秒程度と低く、衛星の軌道上での寿命を確保するため衛星全質量に対する推進剤質量の割合が大きいく(衛星分離時の質量の約50%)になっている。そのため、長寿命化またペイロード割合の増加のためには、高比推力化が重要な課題となってくる。またヒドラジンは有毒であり、充填、排出、保存など取扱いが困難である。

Fig. 2は静止軌道上(高度約36,000km)に1トンの

1995年3月2日受理

\*九州工業大学工学部機械工学教室  
〒804 北九州市戸畑区仙水町1-1  
TEL 093-884-3161  
FAX 093-871-2754

\*\*東京都立科学技術大学航空宇宙システム工学科  
〒191 東京都日野市旭が丘6-6  
TEL 0425-83-5111 (内3511)  
FAX 0425-83-5119

Table 1 Mission characteristics of a typical chemical small rocket and an electrical thruster; 500km altitude to synchronous orbit, total mass: 8 ton.

Propulsion system	Payload, kg	Mission Period
Chemical by Horman transfer	2,000	days to a week
Electrical (Ion) by spiral transfer	5,300	months to a year

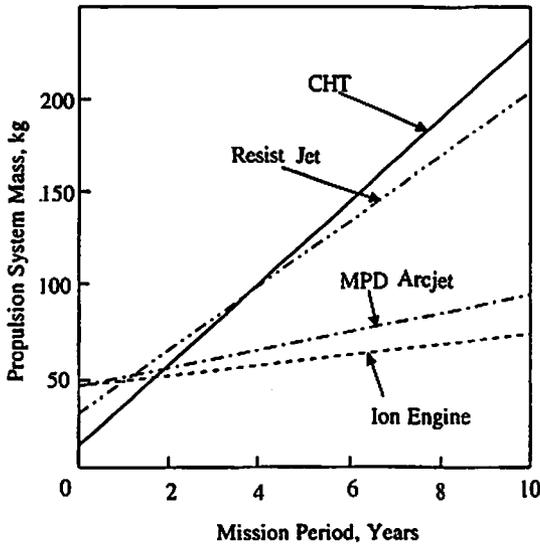


Fig. 2 Relation between system mass and mission period for different type of thrusters

衛星を打ち上げる場合の衛星ミッション期間と必要な南北軌道制御用推進システム質量の関係を示したものである。ミッション期間が長期になるのに従い、イオン推進をはじめとする高比推力を特徴としたEPが優位性を示すようになることがわかる。そのため、CHTに替わるものとしてEPの実用化が図られ、1994年夏には技術試験衛星VI型で世界で初めてバス機器(南北軌道制御用推進機)としてイオンエンジンを搭載し、本年にはSFU(Space Flyer Unit)でMPDアークジェット宇宙実験が予定されるなど、日本のET技術は世界のトップレベルにある。

しかしながら、最も開発が進んでいるイオンエンジンにおいて、その推力は数10ミリニュートン程度であり、ミッション達成のためには長時間作動が必要となってくる。例えば、大型の宇宙ステーションや太陽発電衛星を静止軌道上に建設するためには、低軌道(500km程度)から静止軌道への多くの建設資材を輸送する必要性が生じるが、この際の軌道変換機(Orbit Transfer Vehicle)としては上述のEPを用いる方式が考えられている。Table 1に軌道変換機全質量を8

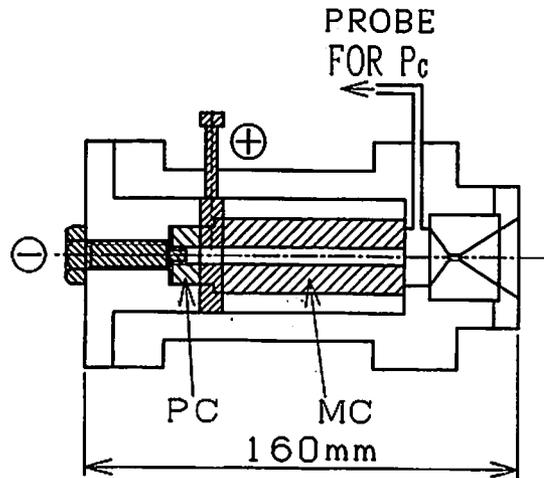


Fig. 3 Motor of internal burning configuration

トンとし、500kmから静止軌道へ輸送する軌道変換を想定して、従来の化学推進を用いホーマントランスファーを行った場合と、イオンエンジンを用いスパイラルトランスファーで行った場合の比較を示す。イオンエンジンを用いた場合、ペイロードは大きくなるもののミッション期間は、化学推進の場合と比べかなり長くなる。このような状況の中で、化学推進の高推力を有し、かつ比推力もある程度維持できる推進機が待望されており、今回提案している方式はそのような領域をターゲットとしたものである。

固体推進薬は既に固有の比推力を有し、また液体推進剤と比べて貯蔵に必要な設備なども簡単・軽量である。したがって、小型のスラスタ用に固体推進薬は好都合であるが、通常固体推進薬は着火後は自然するため、これでは制御用モータのプロペラントとして用いることは難しい。しかし、自然性が抑制された固体推進薬を非自然圧力領域で使い、繰り返し可能な強制着火・燃焼法と組み合わせることで燃焼制御が行い得ないであろうかと考え本研究に着手した。着火法としては、プラズマジェットによるものも提案されているが<sup>1)</sup>、これは作動ガス貯気槽を必要としシステムも複雑となるため、アーク放電で制御される固体昇華ガスを利用する方法を用いる。

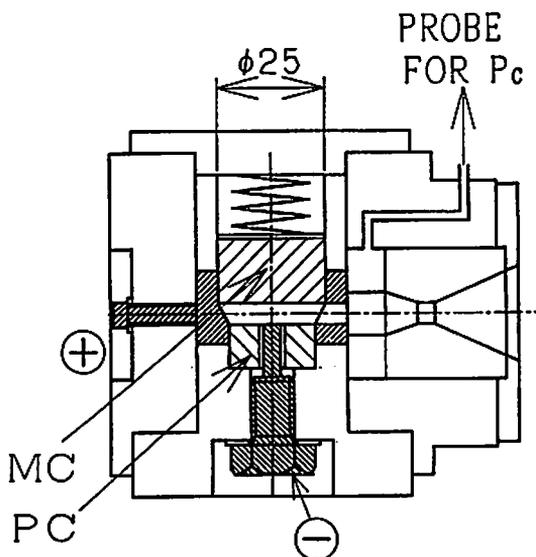


Fig. 4 Motor of end-counter burning configuration

## 2. 試作モータ

これまでの研究では、次に述べる2種類のモータを試作して実験を行った。一つはFig. 3に示されているようにPC, MCが内面燃焼をするもの(以下、内面型モータ)、今一つはFig. 4に示されているようにMCとPCの端面が向き合い、それらの面が燃焼するもの(以下、端面型モータ)である。いずれもリング状陽極と円柱棒状陰極を有し、両電極間に直流電源(無負荷電圧420V, 最大電流30A)と放電開始用高周波電源が並列に接続されている。実験は実際の宇宙空間を想定して、真空チャンパ内にモータを配備し、燃焼中も真空ポンプを作動し続けることで容器内雰囲気圧力 $P_a$ を1/50気圧以下に保って行った(Fig. 5)。

内面型では陰極はPCの円孔に埋もれて配置され、直流アークがPCを内面から昇華させる。その時生じる高温昇華ガス(以下、パイロットガス)は、MCの内孔を燃焼させながら通過し、燃焼ガスは下流のノズルから噴出される。放電距離 $G$ は陰極の設定位置により変更が可能であるが、 $G=6.5\text{mm}$ を基準とした。

端面型では陰極端はPCの端面と一致した状態で円孔に挿入され、アークはPC端面を掃って外側の陽極間とを放電する。これにより発生したパイロットガスは、対向したMCの端面を燃焼させながら陽極リングの噴出孔を経てノズルから排出される。放電距離 $G$ の調節は、MC, PCの径を変更することなどで行えるが、今回試作したモータでは $G=7\text{mm}$ である。

いずれの型でも、燃焼圧力 $P_c$ はスロート径 $D_s$ によるが、このモータでは $D_s=1.5\sim 4.0\text{mm}$ を用いた。電極、ノズルには炭素を、またモータ本体は絶縁部をベーク

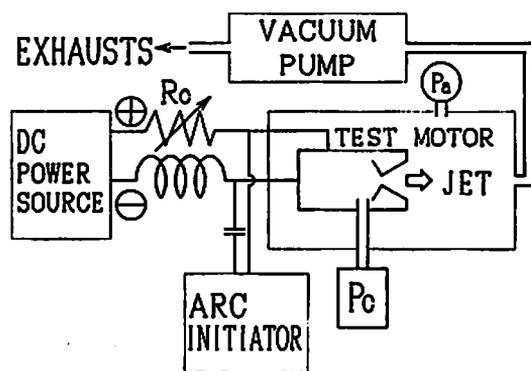


Fig. 5 Experimental setup

で、その他はアルミニウムで製作し総重量は1.5kg程度である。測定項目は放電電流 $I_{arc}$ 、電圧 $V_{arc}$ 、PCとMCの時間当り平均消費率 $M_p$ 、 $M_m$ 、およびその時の燃焼室圧力 $P_c$ である。

## 3. 推進薬

ここで用いるプロペラントは、PC, MCとも非自燃性であることが求められる。MCにはダクトドレケット用に検討された燃料過多のHTPB/AP系コンボジット推進薬<sup>2)</sup>、比推力を向上させるため燃料をさほど過多にせずフッ化リチウム(LiF)やオキサミド( $\text{H}_2\text{NOC-CONH}_2$ )、塩化アンモニウム( $\text{NH}_4\text{Cl}$ )<sup>3)</sup>などの燃焼抑制剤を混ぜた推進薬を自燃性の無い圧力領域で用いる方法を試みた。PCとしては宇宙用アブレーション用材料として用いられるフッ素樹脂PTFE(polytetrafluoroethylene:通称テフロン)を主に、PCTFE(polychlorotrifluoroethylene)、テフロンとAPを混ぜ固めたもの、APを単独で固めたものなどを製作し用いた。テフロンを用いたのは、過去の実験に於てその昇華が比較的均一で、取扱・加工が容易であり、またその昇華ガスに於て放電が安定していたからである<sup>6)</sup>。

## 4. 実験結果

### 4.1 モータ燃焼試験

燃焼の様子をチャンパ観察窓から撮影した写真をFig. 6に、放電の状態と燃焼室圧力( $I_{arc}$ ,  $V_{arc}$ ,  $P_c$ )の時間変化の一例をFig. 7に示す。放電による燃焼の制御性については、内面型、端面型にかかわらず後の表に示されるPC, MCの組合せについては良好であった。すなわち、放電開始後ジェットが観察されるまでと、放電停止後ジェットが消失するまでの時間遅れはほとんど無く(いずれも0.1s以下)、実用に耐え得る状況にあると考えている。燃焼室圧力が上昇し定常域に達するのにある程度の時間がかかっているが、これは主に圧力測定管路ならびに燃焼室空間の容積によ

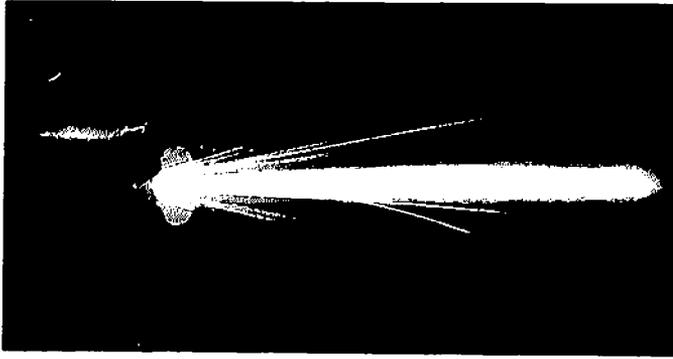


Fig. 6 Motor combustion experiment

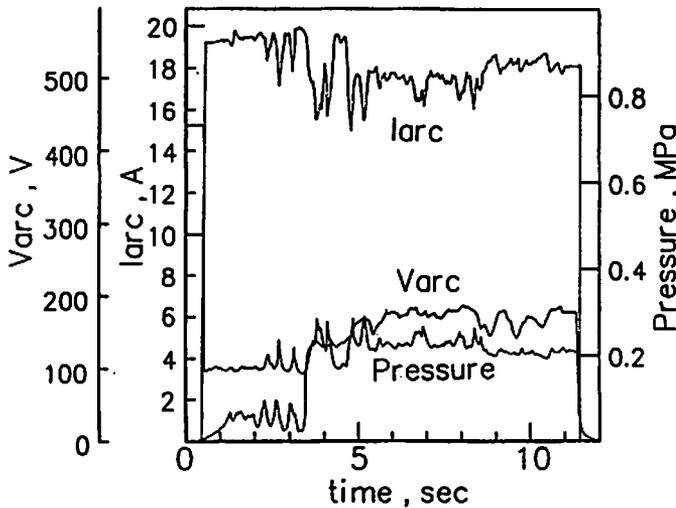


Fig. 7 Sample trends of combustion experiment; End-counter type, MC:HTPB/AP/Oxamide=30/70/5, PC:PTFE, Dt=2.5mm.

るものと思われる。前者はここでは実験のため発生した空間であり装置の改良で実機に近づけ減らすことが可能であるが、後者は過渡燃焼によるためこれを除くことはできない。

Fig. 8は放電電力とMC, PCの時間消費率の関係の一例を示したものである。放電電力にほぼ比例してMC, PCの時間消費率 $M_m$ ,  $M_p$ が増えていることがわかる。すなわち、この付近の放電電力では、その調節により推力の制御が行われ、そのとき比推力はほぼ一定に保たれる特性となる。この比例的関係は内面、端面の型や用いた推進薬の種類にかかわらずみられたが、MC消費率は内面形の場合の方がやや大きく、また推進薬の種類によって数～十倍程度異なる。これらの比較は後述するTable 4に示されている。

#### 4.2 推進薬の特性

今回用いたMC用の推進薬は、非自然圧力領域を有し、その領域で強制燃焼させられる。そのため、利用

を検討した推進薬は、別途ストランド装置による燃焼試験で自然/非自然境界圧力（以下、境界圧）を確認し、その時の燃焼、消炎状態を観察窓を通して撮影した。境界圧の測定は、燃焼が可能な高圧側においてまず着火し、消炎するまで徐々に（0.1MPa/s程度）圧力を減じる方法によって行った。

HTPB/APの配合割合が30/70～50/50（質量%）、またAP粒径を5～200 $\mu$ mの各組合せによる消炎圧力（これを境界圧とみなす）をTable 2に示す。AP粒径が100, 200 $\mu$ mの場合の値のみみると、AP割合が増加するにしたがって概ね境界圧が上がり自燃しやすくなる。ところがAP粒径が10, 5 $\mu$ mと小さくなるとこれが部分的に逆転する傾向を示し、さらに境界圧の絶対値も上がる。このことは、今回用いた燃料過剰の推進薬において特異な現象であって、同様の傾向が燃速の測定結果にも表れており（Fig. 9）、また他の文献でも見られる<sup>9)</sup>。酸化剤粒径、混合比と圧力、燃速の関

Table 2 Comparison of self-combustion limits(MPa)

Composition HTPB/AP/Ti(Wt%)	AP Particle Size ( $\mu\text{m}$ )				
	1	5	10	100	200
50/50/0	1.5	1.9	1.0	0.6	0.4
45/55/0	—	2.8	2.7	0.8	0.1
40/60/0	—	5.1	4.0	0.5	0.1
35/65/0	—	10.0	8.0	0.5	0.1
30/70/0	—	0.6	0.5	0.4	0.1
40/50/10	—	—	1.6	—	—
30/50/20	—	0.1	0.1	0.3	0.1

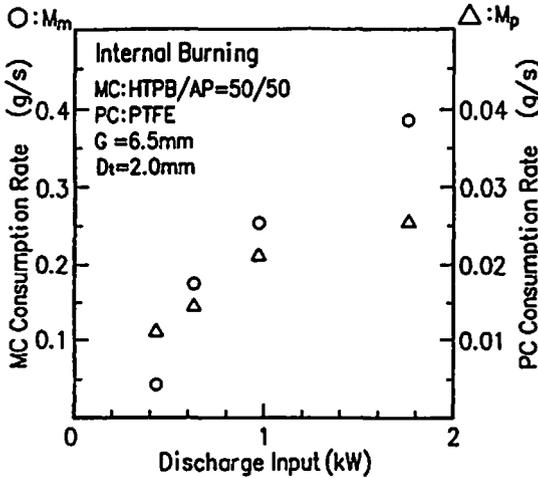


Fig. 8 Propellant consumption rates vs discharge input

係<sup>10)~12)</sup>については極めて興味深い事柄であり、その詳しい議論については後報にゆずるが、この特性は今回のような目的の場合、推進薬の設計上きわめて重要な点である。

上述の推進薬にチタン (Ti) やさきに述べた燃焼抑制剤を添加した場合の境界圧の値をTable 2の下方とTable 3に示す。表よりTiの添加は境界圧力を低下させ、LiF、オキサミドは著しく自然性を抑制することがわかる。

PCについては、テフロン等フッ素樹脂は全圧力領域で自己消火性に優れ、APを用いた場合は放電の安定性に欠け、高圧下では自己分解し単体での使用には不向きであった。PTFE/AP=70/30のものはテフロンに準ずる性能を示したが、今回は詳しく検討できていない。

#### 4.3 理論性能比較

Table 4に今回の方式のモータの理論推力、比推力の比較を示す。推力、比推力の計算は、行われた放電電力量 (単位 J) に対するMC、PCの消費量 (単位

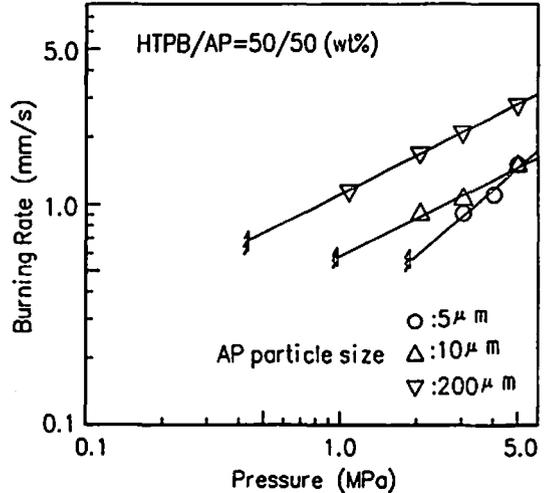


Fig. 9 Effect of AP particle size on burning rate. Data for 100 $\mu\text{m}$  are omitted due to large fluctuation.

g) の実験値を用い、その時投入された電力量をMC、PCの生成エンタルピの増分として移動平衡計算<sup>13)</sup>により求めた。なおこの計算に於いては、燃焼室圧力 $P_c$ は今回の実験で得られた代表的値である0.3MPaとし、圧力比は50とした。放電電力は1kW付近の実験値を用いているが、今回の放電電力範囲では放電電力が $M_m$ 、 $M_p$ にほぼ比例している (つまり単位放電電力量に対するMC、PCの消費量はほぼ一定となる) ため、実験値としてどこの値を用いても結果にほとんど差は生じない。ただし、消費量が1回の燃焼実験 (通常10~20秒) の後に測定されるため、表に示された値は、推力、比推力とも時間平均値である。また、実際には放電電力の一部は損失となるので、この計算に用いられた電力量は実投入電力 (投入電力×効率) ということになり、現在、実際の推力の測定を準備中である。

さて、この実験値を用いた計算結果は、例えば内面型モータを用いMCがHTPB/AP=50/50Wt%の場合、

Table 3 Comparison of effect of catalysts on self-combustion limits

Composition HTPB/AP(Wt%)	Type of catalyst	Self-combustion limit for 10 $\mu$ m AP, MPa
30/70	None	0.4
	Oxamide 5%	6.0 or higher
	NH <sub>4</sub> Cl 10%	0.7
20/80	LiF 1%	3.1
	3%	6.9

Table 4 Estimated performance

	Internal type				End-counter type					
MC	HTPB 50	HTPB 40	HTPB 50	HTPB 30	HTPB 30	HTPB 30	HTPB 30	HTPB 20	HTPB 20	HTPB 20
	AP 50	AP 50	AP 50	AP 70	AP 70	AP 70	AP 70	AP 80	AP 80	AP 80
		Ti 10			NH <sub>4</sub> Cl 10	Oxam 5	LiF 1			
PC	PTFE OR PCTFE									
Mm, g/s <sup>a)</sup>	0.24	0.19	0.11	0.36	0.24	0.22	0.15			
Mp, g/s <sup>a)</sup>	0.017	0.017	0.015	0.015	0.015	0.015	0.015			
Isp, s										
MC <sup>b)</sup>	173	190	173	190	190	185	228			
MC+PC <sup>c)</sup>	172	188	170	188	187	182	221			
motor <sup>d)</sup>	258	279	347	259	283	285	311			
Thrust, N <sup>a)</sup>	0.65	0.71	0.43	0.95	0.70	0.65	0.50			

a) average value at 1 kw. b), c), d) specific impulse for main charge only, main and pilot charge, and during motor operation, respectively.

比推力258秒，推力0.65Nが理論性能値として得られることを示す。このMC固有の比推力は、173秒であり、これに制御用の放電電力が投入されることでスラストとしての比推力が増加し先の258秒という値となる。これにTiを含ませたMCの場合、推進薬自体の比推力が向上し、また消費も若干減るため結果としてモータの比推力，推力共に増える。

同じ50/50Wt%のMCを用いても端面型モータでは、MC消費が低く抑えられるため、比推力が347秒に上がり推力が0.43Nに下がる。このとき用いるMCをHTPB/AP=70/30Wt%にすると、MC固有の比推力は190秒に上がるが、消費率がかなり増えるため（従って推力が上がり）放電による比推力上昇は少なく抑えられる（比推力259秒，推力0.95N）。この推力と比推力のトレードオフは電気推進では原理的に生じるものであり、本方式もその原理に部分的に従うが、化学エネルギーを予めかなりの割合で有している点が特徴であり、EPよりも高比推力領域でこれが生かされる。

LiFなどの燃焼抑制剤の添加は、酸化剤の含有率を多くしても非自燃性を確保できるため、MC固有の比推力を高く設定でき、消費率も抑えられ高比推力化に

適している。

尚、今回はPCはその消費がMCと比べて1桁小さいため性能にあまり差を生じる要素となっていないが、もちろん生成熱の大きいものが好ましく消費率が大きくことなれば性能にかかわりPCの選択も今後の検討課題である。以上から、用いる方式及びMC、PCにより比推力，推力の組合せが変わり、その範囲は電気推進方式と化学推進方式の制御用スラストの中間に位置する値となることがわかる。

## 5. 結論

今回の実験により「固体推進薬を用い放電で燃焼制御する小推力スラスト」がうまく作動することが確認され、比推力が300秒付近、放電電力1kw時の推力が1N程度の性能を期待できることがわかった。この値は、ターゲットとしていた化学推進と電気推進の間に位置し、また方式・原理も化学的要素と電気的要素を同程度用いたものとなっている。本モータは、他と比較してかなり小型・軽量化ができる点、有利となろう。実用化の観点からは、端面型モータはプロペラントのフィードができる形態となっている点で適していると考えており、さらなる高性能化を検討したい。

文 献

- 1) 高橋映江, 霜田正隆, 堀恵一, 斎藤猛男, 岩間彬, 第33回航空原動機・宇宙推進講演会要旨, p. 258 (1993)
- 2) C. A. Saderholm, R. A. Biddle, L. H. Caveny and M. Summerfield, AIAA Paper 72-1145 (1972)
- 3) 久保田浪之介, 日本航空宇宙学会誌, 39, 99 (1991)
- 4) 那賀川一郎, 桑原卓雄, 河野通方, 火薬学会誌, 55, 243 (1994)
- 5) S. Krishnan and R. Jeenu, J. Prop. & Power, 8, 748 (1992)
- 6) 久保田浪之介, 桑原卓雄, 工業火薬, 42, 334 (1981)
- 7) 斎藤猛男, 霜田正隆, 山谷寿夫, 岩間彬, 工業火薬, 50, 409 (1989)
- 8) T. Tachibana and I. Kimura, J. Prop. & Power, 4, 41 (1988)
- 9) 松尾信二, 桑原卓雄, 平成6年度火薬学会秋期大会要旨集, p. 75
- 10) S. T. Lee, E. W. Price and R. K. Sigman, J. Prop. & Power, 10, 761 (1994)
- 11) A. Davenas (ed.), "Solid Rocket Propulsion Technology", p. 128 (1993), Pergamon Press
- 12) 木村逸郎, 「ロケット工学」, p. 532 (1993), 養賢堂
- 13) S. Gordon and B. J. McBride, NASA SP-273 (1971)

---

A solid propellant Arc-Jet thruster

by Takeshi TACHIBANA\* and Haruki TAKEGAHARA\*\*

A new type of a small thruster for attitude control, orbit change or raising of a satellite in space has been developed and tested. It utilized chemical energy of solid propellants and therefore higher thrust than that of ordinary electrical thrusters should be expected. Full combustion control of the thruster was feasible by using non-selfcombustible composite propellants and electrical discharges: the main propellants burned only with the help of heated sublimation gases produced by DC arc discharges along sublimate solids. Experiments with composite propellants including combustion suppressors, such as oximides or LiF, for example, as the main charge and PTFE as the pilot charge showed satisfactory performance: 250-350 sec of specific impulse and 1 N/kw of thrust level.

(\*Faculty of Engineering, Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensuicho, Tobata, Kitakyushu 804, Japan)

\*\*Department of Aerospace Engineering, Tokyo Metropolitan Institute of Technology, 6-6 Asahigaoka, Hino 191, Japan)