デジタル制御電源を用いた衛星用低電力アークジェットスラスタの開発

Development of Low-Power Arc-Jet Thruster for Satellite with Digital Control Power Supply

大西 幸泰*・上田 智史*・井元 通暁*・福田 武司*

Yukihiro OHNISHI, Satoshi UEDA, Michiaki INOMOTO and Takeshi FUKUDA

(Received August 29, 2005)

Recently, miniaturization and light weight conversion of the satellite itself have become necessary. And high improvement of efficiency of the thruster has become necessary with the substantial restriction of the electric energy which it can use. In this study, conversion utilization of general solar light energy to electric power was proposed as the method of obtaining energy at outer space. We observed the arc-jet thruster because the thrust density was high even in the thrusters and the system and structure was relatively simple. Digital control power supply to electric power was developed in order to convert low, and to miniaturize and lighten the arc-jet thruster. As a result, discharge starting reproducibility with single power supply was good and we succeeded in stable arc discharge in the low electric current territory.

Key Words: Low-Power, Thruster, Digital Control Power Supply.

1. 緒言

通信、放送、測位、気象観測等、われわれの生活において宇宙衛星はもはや欠くことのできない技術となっている。宇宙衛星の現在の主流は、1tを越える大型多機能衛星となっているが、電子機器の小型化・高集積化技術の発展により、MEMSやLSIの混載デバイスからなる重量数kg程度の超小型衛星（ナノサテライト）が現実的なものとなりつつある。超小型衛星の利点として、衛星本体および打ち上げに関するコストの大幅な低減、多数の超小型衛星の連携によって構築される分散・自律協調型衛星システムによる機能性・信頼性の向上を挙げることができ、これを実現することができれば、宇宙利用技術の質的変換をもたらすものと期待されている。

このような超小型衛星の実現において不可欠となるのが、高効率推進機の開発である。小型軽量化はもちろんのこと、使用できる電力量も大幅に制限されることから、消費電力の低減が重要な課題となる。ここで、各種推進機の性能を、推力密度と比推力（単位時間あたりに消費する推進剤重量あたりに発生する推力）の関係を平面上にプロットした図をFig.1に示す。一般に推進機は次の2種類に大別される。1つは燃料と酸化剤を燃焼室内で反応させ、火炎として発生した高温高圧ガスをノズルを使って勢いよく噴射することで推力を得る化学推進機である。このような推進機は推力が大きく、主として地上からの打ち上げ用途に使用される。これに対して、

Fig.1 Propulsive characteristics of various thrusters.

アークジェットスラスタ、イオンスラスタ等に代表される電気推進¹⁾は、電力を推進剤に供給することで反力を得ようとする一種の外燃機関である²⁾。このような推進機が消費する電力は、一般的に宇宙空間で得られるエネルギー、すなわち太陽光エネルギーを電力に変換して利用するものが多く、化学推進機のような瞬発的に強大な推力を発することはできない。しかし、比推力が大きいため、衛星の姿勢制御や深宇宙探査等の長期ミッションを目的とするならば、はるかに経済的であり衛星用の推進機として適している。とりわけアークジェットスラスタは、システムや構造が比較的単純なため、小型軽量化に適しており、超小型衛星用推進機として有力である³⁾。

* 大阪大学 工学研究科附属原子分子イオン制御理工学センター（〒567-0871 大阪府吹田市山田丘 2-1）

Center for Atomic and Molecular Technologies, Graduate School of Engineering, Osaka University (2-1 Yamada-oka, Suita, Osaka 565-0871, Japan)

ただし、通常の直流アークジェットにおいては、数 kW 以上の電力を必要とするため、超小型衛星用推進機として使用するためには、消費電力の大幅な低減が不可欠となる。また、放電開始の際には数 kV 程度の高電圧パルスが用いられており、推進機の小型軽量化のためには電源システムの単一化が望まれる。本研究では、アークジェットスラスタに、半導体スイッチング素子を用いたデジタル制御電源を適用することによる低電力化、単一電源化、さらには制御性能の向上を目的としている。

2. 実験方法

2.1 実験装置

実験装置の概略図を Fig.2 に示す。アークジェットスラスタは、直径 20cm の円筒形真空チャンバ内に配置して実験を行った。真空チャンバはロータリーポンプによって真空排気される。推進剤ガスとして Ar(アルゴン)を使用し、マスフローコントローラによって任意に流量を調節することができる。アークジェットスラスタを動作させるための電力源としては、従来のイグナイタ(高電圧パルス電源)+直流電源ではなく、半導体スイッチング素子を用いたデジタル制御電源を用いるのが本研究の提案である。本研究では、半導体スイッチング素子として IGBT を用いている。

また、測定装置として高圧差動プローブ、電流プローブを用いて、任意の地点間の電圧及び、電流を測定している。これらの出力をオシロスコープで測定し、GP-IB でパーソナルコンピュータに取り込みデータ処理を行った。

2.2 アークジェットスラスタ

アークジェットスラスタは Fig.3 に示すような構造をしており、同軸上に配置された針状の陰極(2%の酸化トリウムを含むタングステン製)と円環状の陽極(純モリブデン製)からなる。また、電極間はセラミック製の絶縁体で隔離されている。

電極間に電圧を印加することで、推進剤ガスが絶縁破壊とともに一部電離し、この電離により生じた荷電粒子が導電率を高め、一層、放電が起きやすい状態になる。次に、定常アーク放電に移行することで推進剤ガスを加熱し、ノズル部で

Fig.2 Schematic diagram of experimental equipment.

空力的に加速させることによって推力を発生するものである⁴⁾。

ノズル出口の直径は20mm、コンストリクタ径は0.5mm、また電極間距離は0~2.0mmの間で調節できるが、本研究では実験的に比較的放電が良好な1.0mmに設定した。

2.3 デジタル制御電源

本研究で開発したアークジェットスラスタ用デジタル制御電源回路を Fig.4 に示す。パーソナルコンピュータにて半導体スイッチング素子のゲートに印加する任意のスイッチング波形(方形波状電圧波形)を生成し、デジタル入出力ボード、デジタル信号入出力用ロジック回路、ゲート・ドライブ回路を経て、半導体スイッチング素子に入力する。こうして半導体スイッチング素子のオン/オフにより、アークジェットスラスタの電極間電圧を制御する。この回路は、ハーフブリッジ型インバータ回路に類似した構造となっているが、通常のインバータ回路では出力側にトランスを使用して両極性の交流電圧を発生させているのに対して、本装置ではアークジェットスラスタの電極間で選択的に放電が発生するように、片極性の電圧を発生する回路構成となっている。また、通常のインバータ回路ではサージによる過電圧の発生を抑制するためにスナバ回路が装着されるのに対して、宇宙空間では使用できる電力量も大幅に制限されるため、本装置ではスナバ回路を省略することによって、電源電圧を上回る高電圧を発生させ、放電開始効率の向上を目指している。

2.4 実験手順

本研究は、アークジェットスラスタ用の電源として開発し

Fig.3 Construction of DC arc-jet thruster.

Fig.4 Digital control power supply.

たデジタル制御電源を用いて、次の実験を行った。

デジタル制御電源によって、片極性高周波電圧をアークジェットスラストの電極間に印加し、イグニッションを試み、片極性高周波電圧の周波数および電圧を変更することで、イグニッションが可能な条件を確定する。また、この時の電極間放電の詳細を検討する。

続いて、イグニッション後に印加する電圧の周波数を変化させ、その詳細を調べることでスラストの消費電力、ひいては推力を制御できる可能性を検討する。

2.5 実験条件

本研究で用いた実験条件を Table 1 に示す。

3. 実験結果と考察

デジタル制御電源によって、電源電圧 200V、周波数 2.5MHz、デューティ比 0.25 の片極性高周波電圧をアークジェットスラストの電極間に印加した際の電流電圧波形を Fig.5 に示す。推進剤ガス流量は 0.3mg/s である。

高周波電圧印加開始直後は、電源電圧の 2 倍程度の 400 ~ 500V の高電圧が電極間に現れている。その後、電圧印加開始から約 250 μ s が経過した時刻に放電がイグニッションが起こり、放電が開始されている。このとき、電極間には 3 ~ 6A 程度の電流が流れ始めると同時に、電極間に印加される電圧は低下していることがわかる。

高周波電圧印加時における放電の詳細を検討する。Fig.6 に、電圧および電流の時間変化の詳細を示す。パーソナルコンピュータで生成した波形は周波数 2.5MHz、デューティ比 0.25 であるが、Fig.6 を見ると放電の一周期は 0.4 μ s であり、電

Table 1 Experimental conditions used in this study

Propellant gas	Ar
Ar Flow rate	0.3[mg/s] ~
Supply voltage	150 ~ 250 [V]
Frequency	DC ~ 2.5 [MHz]
Pressure	~ 10 [Pa]

Fig.5 Anode-cathode voltage and current.

源電圧と同程度の高電圧が印加されている期間は 0.1 μ s となっており、デジタル制御回路は正常に機能している。電圧の急激な増加と同期して電流の増加が確認できるが、その後の電圧の急激な減少に対して、電流は電圧減少後、比較的ゆっくりと減少していることがわかる。またこの電流の減少に合わせるように電圧が徐々に増加していることから、ここにアーク放電特性が見て取れる。

また、Fig.6 においては、周波数が 2.5MHz と非常に大きいために、電流がゼロになる前に次サイクルの高電圧が印加され、それに伴う電流の増加が起こる。このような現象が繰り返し起こるために、結果として 3 ~ 4A 程度直流成分が常に現れていることになる。

次に、2.5MHz の高周波で放電開始した後、印加する電圧の周波数を変化させた場合の電流電圧波形を Fig.7 に示す。Fig.7(a)は 2.5MHz から 400kHz へ変化させた場合を示し、同図(b)は 2.5MHz から DC へ変化させた場合を示している。

Fig.7 から、印加する電圧の周波数を変化に伴って、電極間に流れる電流が大きく変化していることがわかる。このことから、イグニッション後の周波数とデューティ比を制御し、間欠放電させることで、総消費電力を低減すると共に、推力を制御できる可能性を示唆している。

Fig.6 Detail of high-frequency discharge.

Voltage...solid line
Current...dashed line

Fig.7 (a)Detail of high-frequency discharge.

Voltage...solid line
Current...dashed line

Fig.7 (b) Detail of high-frequency discharge.

Voltage...solid line
Current...dashed line

4. 結言

本研究では、アークジェットスラスタの小型・軽量化およ

び、低電力化、ひいては制御性の向上を目指してデジタル制御電源の開発を行った。デジタル制御電源を用いることにより、電源の単一化すなわち、小型・軽量化、および、片極性高周波電圧印加による再現性の良い放電開始、ならびに低電流領域における安定なアーク放電の実現に成功した。また、イグニッション後の周波数とデューティ比を制御することによって、放電特性を変化させ、消費電力の低減および、推力のより高精度な制御ができる可能性を示した。

引用文献

- 1) 吉川孝雄他：プラズマ・核融合学会誌, **77** (2001) 763-792.
- 2) Sutton, G.P. : "Rocket Propulsion Elements, 6th Edition", John Wiley and Sons, New York, 1992.
- 3) H.Horisawa and I.Kimura : Vacuum, **59** (2000) 106-117
- 4) 栗木恭一, 荒川義博 : "電気推進ロケット入門", 東京大学出版会, (2003).