第 14 図 噴射試験用供試体

能を確立し、さらに大型衛星のミッション要求に十分対応できるように性能向上を図る考えである。

5. ま と め

今回の検討の結果、EHT が衛星用 RCS として有効であることが明確になった。次世代 RCS として 2 液式スラスタも提案されているが、精姿勢制御を行う RCS としては、EHT を用いるほうが性能、実現性の両面で優れていると考える。またイオンエンジンは、性能面で群を抜いた優秀さを示しているが、システムが大きく異なるため実現性で次の世代であると考えられる。さらに衛星からの要求によっては、イオンエンジンより EHT を適用するほうがよい場合もある。

EHT が、長寿命大型静止三軸制御衛星に限らずあ

らゆる衛星にもたらす推進重量軽減の効果は、ユーザの幅広い要求にこたえるものと確信している。

宇宙開発事業団では、EHT について引き続きさらに詳細な検討を実施し、実用化へ向かう計画である。

参 考 文 献

- 1) Sackeim, R.L., Fritz, D.E. and Macklis, H.: Performance Trends in Spacecraft Auxiliary Propulsion Systems, J. Spacecraft and Rocket, 17 (1980), pp. 390-395.
- 2) Dressler, G. A. et al.: Flight Qualification of the Augmented Electrothermal Hydrazine Thruster, AIAA Paper No. 81-1410 (1981).
- 3) McKeivitt, F.X.: Design and Development Approach for the Augmented Catalytic Thruster, AIAA Paper No. 83-1255 (1983).

— 特 集 —

MPD アークジェットシステム^{*1}

栗 木 恭 一^{*2}

Key words: electric propulsion; plasma thruster; MPD arcjet

1. ま え が き

近年、電気推進の開発が進んだせいか、あるいは衛星の大型化、大電力化への見通しが明るくなったせいか、電気推進全般の質問をよく受ける。まず、日本の実力が気になるとみて、「外国ではどれくらい進んでいますか、日本ではどうでしょう」と聞くジャーナリスト。「イオンエンジン、MPD アークジェット、

テフロンスラスタといろいろありますが、どれがいちばん有望ですか」と尋ねる宇宙工学技術者、「何となく面白そうだけど、勉強するのによいテーマを教えてください」

著 者 紹 介

栗木 恭一 (正会員)

昭和 10 年生。昭和 33 年東京大学工学部航空学科卒業。昭和 38 年同大学院博士課程修了。工学博士。東京大学航空研究所、宇宙航空研究所を経て、宇宙科学研究所教授。電気推進、電離気体力学専攻。日本物理学会、AIP、AIAA 各会員。

^{*1} 昭和 58 年 10 月 25 日、第 27 回宇宙科学技術連合講演会にて講演。昭和 59 年 6 月 26 日原稿受理 MPD Arcjet System

^{*2} 宇宙科学研究所 Kyoichi KURIKI

第1図 電気推進論文発表の推移

下さい」という学生などである。

著者も、数年前に NASA のイオンエンジン研究者に将来の見通しを尋ねたことがある。その人は、「自分はイオンエンジンにバイアスしているの」と前置きして答えてくれたが、この論文でも表題のように、「MPD アークジェットにバイアスして」上記の質問の答を一側面からお伝えしたいと思う。ここに、電気推進の活動全般を見渡す客観的データとして、第1図のような統計がある。これは国際電気推進会議に出された論文のスペクトルで、各回 80~100 篇の論文の内訳である。これを見ると、回を追って MPD アークジェット関連の論文が増え、最近ではイオンエンジンに比肩するまでになっていることがおわかりいただけるかと思う。ただし、数だけでは中味がわからないから、その相異をこれから述べようというわけである。余談になるが、読者は 1981 年のデータの異常に気付かれているかもしれない。この回はいつもより、ミッション、システム関連の論文が多く、そのうちの多数がハレー彗星ランデブーを目指す SEP (Solar Electric Propulsion) ミッションに関わる米国の論文であった。まさに一番人気という感じだったのであるが、学会直前にこの計画がキャンセルされ、そのおりで取り下げられた論文も出て寂しい会議となった。

化学ロケットを含む各種推進機の性能を第2図に示す¹⁾。この図は比推力に対し推力密度をプロットしたもので、性能の優劣を表すものでなく、使い勝手を示したものである。電気推進機はこの図の中心から、右下にかけて分散している。推進機の大きさがある程度のもので限定すると、MPD アークジェットは電気推進のなかでも推力の大きな部類に属することがわかる。MPD アークジェットの左隣りに通常アークというのがあるが、これは MPD アークジェットの親戚筋に当たる。右下のパルス型プラズマ推進機、俗略テフ

第2図 各種推進機の比推力、推力密度

ロンスラスタも MPD アークジェットとよく似た作動をする。

2. 研究開発の経緯

紹介が遅れたが、MPD アークジェットの MPD は Magnetoplasmadynamic の略である。この他、MPD スラスタ、MPD エンジンと書いて推進機であることを強調する場合もある。以下では、たんに MPD と略する場合もあるが、断わらない限りこの三つの表現のどれかとして読んでいただきたい。

第2図の説明でアークジェットは MPD アークジェットの親戚筋と述べたが、化学ロケットより高い比推力を狙って、約 20,000°K のプラズマをエンタルピ源とする噴流として 1950 年代の後半から米国で研究されるようになった。このような高い温度でプラズマと放電部の壁とが平衡するはずはないから、壁への熱伝達は非常に大きくなるわけである。液体水素エンジンのように再生冷却を効かせるという手段もあるが、比推力を高めるということは流量を減らす方向なのであまり冷却の助けにならず、この方法もいっそう困難となる²⁾。したがって、推進効率、耐久性能も十分でなかった。ただし、プラズマトーチとして溶接、溶断などの地上利用は進んでいた。

このように低迷している状況で突破口を開いたのは、NASA から委託を受けてアークジェットを開発していた Gianini に率いられる米国のイタリア人グループである。彼らは最適な電極形状を試行錯誤をくり返しながら探し、1964 年に比推力 10,000 秒、効率 68% という輝かしい成果を発表したのである³⁾。その苦闘のありさまを試験に供せられた放電部形状の変遷

第3図 初期アークジェットの放電部形状の変遷

(第3図) に見ることができる。1950年代のモデルは、明らかに高温プラズマをラバール管で膨張させるよう、化学ロケットと同じ設計になっているが、1960年代のモデルでは、壁への損失を減らそうとして放電部、ノズルが消え、ついには同軸電極になってしまった。こんな格好で有効な膨張加速ができるのかという気もするが、それは Gianini らが見つけた秘訣が答えている⁴⁾。その秘訣とは、

- 1) 超音速ノズルを用いぬこと、
- 2) 寸法をできるだけ小さくすること、
- 3) 冷却を最小限にとどめること、
- 4) ジェットの断面内均一化を図ること、
- 5) 大電流を供給して電磁効果を強める、

などである。すなわち、壁面積を減らす代償として、空力加速、解離・電離エネルギー回収を諦めて、加速は電磁磁力に頼るという方針である。このような経緯から MPD (磁気プラズマ流体力学) アークジェットと名づけられるようになったわけである。

この報告が伝わると、米国 NASA ルイス研究所、AVCO、西独 DFVLR で組織だった大規模研究が始まった。ところが、結構ずくめの話には落し穴があるもので、研究が進むにつれデータが怪しくなってきた。この頃の試験環境に関する認識が甘かったこと、MPD アークジェットの (電気推進としては) 大流量推進剤を排気する装置の能力が小さ過ぎたことから、

背圧の高いチェンバーで多くの実験が行われ、放電部への逆流効果を知らずにデータをとっていたのである。やがて、推進剤供給弁を閉じたまま推力が発生したという珍事も起こった。NASA ルイスでは、 $4.5 \text{ m}\phi \times 20 \text{ m}$ という十分に大きな真空タンクを使って実験を行った結果、 $2 \times 10^{-4} \text{ Torr}$ 以下の圧でないと正しい性能が得られないことがわかった^{5,6)}。こうして高い背圧で取得したデータの大半、それも性能の好い結果ばかりが没となった。最も好い性能で比推力 2,000 秒、効率 20% どまりとなった。

ついてないときには悪い話が重なりがちで、AVCO の Malliaris が比推力に上限があるという結果の報告を発表した⁷⁾。MPD アークジェットの推力を F 、推進剤流量、電離電圧、原子質量をそれぞれ $\dot{m}$, V_i , M_i 、電子電価を e とすると、完全電離に近いプラズマ状態での所要パワ P は近似的に

$$P = F^2/2\dot{m} + meV_i/M_i \quad (1)$$

で与えられる。 $\dot{m}$ についてこの式を微分し、ゼロと置く、すなわち最小仕事の原理を適用すると

$$F/\dot{m} = (2eV_i/M_i)^{1/2} \quad (2)$$

となり、噴流速度 $F/\dot{m}$ が物性値と結びつけられる。この結果は、ノーベル賞を受賞した Alfvén が太陽系の成因として出した仮説と同じものであって、Alfvén 臨界速度 v_{cr} と呼ばれる⁸⁾。Alfvén は MPD ではないが、プラズマ旋回流を用いて実験し、電離が完了するまでイオン旋回速度が v_{cr} を越えることがないという結果を得ている⁹⁾。これを MPD の作動にあてはめると、推進剤が完全に電離した状態で (2) 式が成り立ち、(1) 式の右辺第 1、第 2 項が等しくなって、エネルギーの等分配が成立することを示している。さらに投入電力を増やすと、電磁加速による F は $\dot{m}$ によらず電力とともに増えるので、等分配のバランスをとるため放電は電極や壁をかじって勝手に推進剤を調達しようとする。アルゴンを推進剤とすると、 $v_{cr} = 8.7 \text{ km/s}$ となり低い比推力にとどまってしまう。

このような事情から MPD の研究は氣勢をそがれた形となり、NASA、DFVLR と相次いで研究をやめ、アポロ後の宇宙不況も手伝って米国ではプリンストン大学で学術研究としてのみ続けられるありさまとなった。見方をかえると、1960年代では未だ宇宙で kW オーダーの大電力を使う時代ではなかったから、とも考えられる。宇宙科学研究所 (当時宇宙航空研究所) では 1960 年代よりアークプラズマを電磁流体実験に用いていたが、MPD アークジェットの研究を開始したのは 1970 年ごろからである。それまでの研究、開発が直流型であったのに対し、プリンストン大学では準定常型パルスとし、1) 小規模な実験でもピーク大

第4図 KOMABA I型 MPD アークジェット放電部形状

電流、低背圧で行える、2) 高温プラズマでも探針測定がしやすい、などの利点を生かした実験を行っていた。われわれもこの方式を採用し、同時に最も普遍的かつ単純な第4図のような同軸型電極をもつ MPD アークジェット、KOMABA Iの研究を始めた。もちろん、目的は臨界速度現象の解明である。研究を進めてゆくうちに、推進剤流量一定で放電電流を増やしてゆくとある臨界点で放電が不安定になり、電極損耗が激しくなる、しかし臨界点での速度は v_{cr} よりずっと大きい、など Malliaris の報告と一致した点、しない点がわかってきた。しかも、この臨界点もやり方しだいでは上下しうることも明らかになり、性能向上への意欲をかきたててくれた。1976年に発足したスペースシャトル、SEPAC 計画でも MPD アークジェットが宇宙プラズマ実験に用いられることになり、推進機としては未完成ではあったが、システムとして纏める機会が与えられ、研究、開発に拍車かけられた。

1976年には電気推進でも一つ大きな出来事があった。米国、フロリダで開かれた国際電気推進会議でソ連代表が宇宙試験、実利用の実績を初めて公表したことである¹⁰⁾。これによるとソ連では1964年から衛星による宇宙試験を数回行っており、しかもイオンエンジンよりも MPD を始めとするプラズマエンジンが主力だったことである。1978年の会議で出された資料も加えると、ソ連での運用は第5図のようになる。この報告は西側諸国の研究者にとっては大きな衝撃であり、「なぜ MPD を選んだのか」とか、「今後の打上げ予定は」など、代表は多くの質問を浴びていた。「将来のスペースクラフトの大電力化、原子力との組合せを考慮して MPD を多用している」と答えていた。ソ連の示すデータ、図面は不明な個所が多く、実力を正確に知ることはできない。しかし、電極表面への液体金属噴射を行っている、と述べていることから、臨界現象を回避する工夫を行っている様子で、西側より進んでいると見る人もいる。

3. 性能向上への努力

ここでは、MPD アークジェットの開発途上で遭遇した、いくつかの障害について少し掘り下げて説明したいと思う。まず基礎知識として加速の原理から紹介する。第6図に示すように、円環状陽極から同軸の棒状陰極に大電流が流れる。この大電流が周方向の磁界を誘起し、この自己誘起磁界と直交する元々の大電流が干渉して電磁気力（ローレンツ力）をプラズマに及ぼす。力はまず電流を運ぶ電子に、そしてその相棒で

第5図 各国における電気推進宇宙試験、応用

第6図 MPD アークジェットにおける推力発生

あるイオンへと伝わる。力の成分は第6図のように、軸方向の力、blowing force と、中心軸に向かう pumping force に分かれる。前者はそのまま推力に、後者は一たん圧力に変換されて陰極端面を押し、推力となる。これらの合計は放電電流を J 、透磁率を μ とすると、

$$F = \mu J^2 b / 4\pi \quad (3)$$

$$b = \ln(r_a/r_c) + \alpha \quad (4)$$

で与えられる¹¹⁾。ただし、電極面上での電流分布は一樣と仮定している。 r_a, r_c はそれぞれ陽極内径、陰極外径で、 $\alpha \approx 3/4$ は陰極端の効果を表わしている。(3)式からわかるように、推力は J^2 に比例し、一定の形状の推進機については J のみで決まる。

以下において、宇宙科学研究所で得られた成果を中心に話を進める。放電実験のほとんどは、前節でも述べた準定常方式で行われた。準定常とは、流れの特性時間 $2 \sim 10 \mu s$ に比べて定常と見なせるくらい、作動時間が長いという意味である。用いた電源は最大 10 kA を供給できるパルス整形回路で、パルス幅は 1 ms である。この電流パルスに見合うように推進剤も準定常パルスで噴射しなければならない。このため高速電磁弁 (Fast Acting Valve, FAV) と、ガスパルスを正しく測る高速電離真空計 (Fast Ionization Gauge, FIG) が開発された¹²⁻¹⁴⁾。ガスパルスの計測例を第7図に示すが、ガスと電流のパルスの同期を正確にすることが大切である。実験の多くは $1.5 m\phi \times 2.8 m$ の真空チャンバで行われ、チャンバ圧力は作動前に 10^{-5} Torr、作動直後に 10^{-4} Torr であった。推力は放電部と FAV を振子状に吊るし、パルス作動後の最大変位から求める。別に加速度計も用い推力プロフィールも取得する。

第4図に示される KI の推力・電流、電圧・電流の関係を第8図に示す¹⁵⁾。電流を徐々に増やしてゆくと、電流の少ない間はどちらの曲線もほぼ電流 J の1乗に比例しているのがわかる。電流が少ない場合に、

第7図 高速電磁弁 (FAV) から供給されるガスパルス波形 FAV スプリング圧縮を変えて測定

第8図 KI 型 MPD アークジェットの推力、放電特性 作動ガスはアルゴン

電力の大部分はジュール加熱に費やされ、電力 P は J^2 に比例する。したがって電圧 $V = P/J$ 、空気力学的推力 $\propto P^{1/2}$ とともに J に比例することになる。電流を増やしてゆくと、推力は第8図、領域2の下限から J^2 へ、電圧は領域3の下限から J^3 へと依存性が移る。このことは電磁気的効果の現れで、(3)式を見れば推力 $\propto J^2$ であること、電圧については

$$V_m = F^2 / 2mJ \propto J^3 \quad (5)$$

が電磁加速に見合う電圧であることから理解できる。ただし、推力と電圧が同時に電磁気的傾向を見せず、電圧の J^3 遷移が遅れるのは、領域2で電離が活発に進みジュール型の電力投入が行われるのに対し、温度上昇が鈍く空気力学的加速が足踏みする間に、電磁加速が卓越することによる。領域3の下限は電離、加熱に要する電力と電磁加速に要する電力が等しくなった点と考えると、(1)、(2)式で Alfvén 臨界速度 v_{cr} を導いた条件に一致することがわかる。しかるに、実

験では領域3に入るとただちに不安定な流れになるのではなく、一定流量に対し、もっと大きな電流で不安定になることが認められた。したがって、 v_{cr} が速度上限という心配はなくなったわけである。1976年にSEPAC実験機器のデモンストレーションとしてNASA, ジョンソン・スペースセンターの大型スペースチェンバ(20 m ϕ ×37 m)で行った実験では、より直接的な検証ができた。MPDとチェンバ壁が十分に離れているので、動作時間中に壁からの粒子反射の影響を蒙らずに飛行時間法による速度測定ができた¹⁶⁾。第9図に見られるように、得られた速度は v_{cr} の3倍以上に達している。

Alfvenの仮説に基づく解析によれば、必ずしも v_{cr} でただちに不安定が起こるということでもない。この原理は未だ不安定の候補にとどまっているが、他にどのような原因があるか。一つは、真空アークで知られている事実であるが、陽極での電力損失とスポット発生である¹⁷⁾。第10図に示すように、陽極シース(静電境界層)端でのプラズマ密度を一定にして、放電電流を増やす。すると、電流担体粒子(おもに電子)が相対的に減るため、これまで高エネルギー

第9図 NASA, JSCの大型スペースチェンバにおけるプラズマ速度測定結果
アルゴンガス使用

第10図 陽極近傍シースの振舞い

電子を追返す形でやや負電位(シース端電位に相対的に)もしくは一様であったシース(a)が、逆に正へと変化し(b)、より多く電子を取り込もうとする。こうなると、電子衝撃が激しくなりついには陽極スポットができて、電極熔損が始まる。このような状況は、陽極での電力損が多いばかりでなく、熔損により電極の寿命を縮めるので避けなくてはならない。この問題に対処すべく、第11図のようなKⅢモデルを考案した¹⁸⁾。陽極、陰極の付根部円周に隙間を設け、各極周辺の流量比を制御できるようにした。その結果、第12図に示すように、大半の推進剤(アルゴン)を陽極表面に噴射すると、推進効率(熔損が起こらない範囲での)が最大になる。つまり陽極表面での推進剤(あるいはプラズマ)欠乏が最も抑制されたことになる。

次の疑問は、推進剤欠乏は流れ方向のどの位置で起きやすいか、ということである。この見通しには電磁

第11図 KⅢ型MPDアークジェットの放電部形状
AII, AIO, CIはそれぞれ陽極内側および外側、陰極からの推進剤噴射を表す。

第12図 推進剤噴射分布を変えたときの推進特性
アルゴンガス使用

第13図 一次元 MHD チャンネル流による加速モデル

流体解析が役に立ってくれる¹⁹⁾。最も単純な準一次元 (第13図参照) について、電磁加速のみを考え、ホール効果、電離過程を省略する。推進機の長さ L 、上流端での磁界強度 B_0 として、基礎方程式は無次元化され、運動方程式は無次元速度 v に対し、

$$\frac{dv}{d\xi} = 2R_m \delta \left(\frac{\phi}{\delta} - \frac{vb}{2} \right) b \quad (6)$$

となり、誘導方程式は無次元磁界強度 b について

$$\frac{db}{d\xi} = -R_m \left(\frac{\phi}{\delta} - \frac{vb}{2} \right) \quad (7)$$

で与えられる。ただし、 ξ は無次元座標 $x = \xi L$ で、

$$R_m = \sigma B_0^2 L \bar{A} / m, \quad \phi = \mu V m / B_0^2 \bar{A}^2 \quad (8)$$

はそれぞれ磁気レイノルズ数、無次元ポテンシャルであり、 $\bar{A}$ は平均電極間隔である。また、 m はチャンネル (第13図) 単位幅当りの流量である。 R_m は速度 $B_0^2 \bar{A} / \mu m$ を含み、

$$B_0 = \mu J \quad (9)$$

であることを考慮すれば、 J^2/m という臨界パラメータを含んでいることがわかる。境界条件は

$$\begin{aligned} \xi=0: & \quad b=1, \quad v=0 \\ \xi=1: & \quad b=0 \end{aligned} \quad (10)$$

である。2階の方程式に条件が3個与えられているように見えるが、 ϕ すなわち電圧 V が未定であるからちょうど解けるようになる。電極間隔一定の場合は、(6)、(7)式を組み合わせ積分し、

$$v = 1 - b^2 \quad (11)$$

となり、(7)式にこれを代入すれば

$$\begin{aligned} \frac{1}{R_m} \left(\frac{db}{d\xi} \right) &= -[\phi - (1-b^2)b/2] \\ &\equiv F(b; \phi) \end{aligned} \quad (12)$$

を得る。第14図に関数 F を b の意味のある範囲 $0 \leq b \leq 1$ で実線で示す。 ϕ が減少して曲線が上方に移動してゆき、ついに b 軸に接するときには、(12)式の積分は第14図の位相面上の A 点を出発し、B 点で $F=0$ となるため進まなくなる。この状態は $R_m \rightarrow \infty$ としたときの特異性に関連している。 R_m が十分大きいときの b の ξ 分布を第15図に示し、 R_m が小さいときと比較した。 R_m が小さいと磁場は加速機内部に拡散して、ほぼ直線状に分布するが、 R_m が非常に大きいと $b=$

第14図 関数 $F(b; \phi)$ の振舞い 第15図 流れ方向磁場分布の磁レイノルズ数 R_m 依存

$1/\sqrt{3}$ 、すなわち第14図の B 点で $db/d\xi \approx 0$ となる。 R_m が大きくなるにつれ、入口付近の磁界が削りとられて下流に運ばれ、出口付近に堆積する様子がわかる。第15図の A, B, C 点は第14図のそれらに対応している。 $db/d\xi$ は電流を表わしているから、推進機の中央部付近ではほとんど電流は流れず、入口と出口に集中し、 $O(R_m^{-1})$ の境界層内を流れることになる。このことは、前述の推進剤欠乏、スポット形成が局所的に起こることになり、推進機にとっては辛いことになる。とくに出口付近は加速が進んでプラズマ密度が下がるから余計きつくなる。さらにホール効果が加わると軸方向電流が流れ、プラズマ流は陽極表面から剥離するようになり事態が悪化する²⁰⁾。よって、電極形状をノズル状にして電流の一様化をはかる方法や²¹⁾、推進剤分布をうまく配して欠乏を防ぐ工夫がなされている²²⁾。

このような努力の結果、現在では比推力 6,000 秒で効率 57%、比推力 1,000~2,000 秒で推力・電力比 35 mN/kW が得られている^{22,23)}。推進機設計上のことは、1) 陽極の推進剤欠乏を起こさぬように噴射を行う、2) 電磁気的プラズマ保持を行い壁での消滅を防ぐ、3) 電流集中の起きにくい電極形状を選ぶこと、などである。

4. システム概念

これまでの話を振り返りつつ、改めて MPD 推進

ACRONYM

FAV: FAST ACTING VALVE,

VAP: VAPORIZER,

CHG: CHARGER,

MV: MAIN VALVE

CAP/PFN: CAPACITOR/PULSE FORMING NETWORK

IU: INTERFACE UNIT

第16図・MPD推進機システム構成

機システムの特徴を列举してみると、

- 1) 推力密度が大きく、大電力に対応しやすい、
- 2) 構造、作動、運用が簡単である、
- 3) ウォーム・アップがまったくいらない、
- 4) 動作電圧が低い (充電 ~ 300 V, 放電 ~ 150 V)、
- 5) N_2H_4 , NH_3 , H_2 などを用いれば宇宙船、宇宙環境への汚染は少ない、
- 6) 用いる推進剤種が豊富である。 N_2H_4 , NH_3 , H_2 , H_2O , CH_4 , CO_2 , 希ガスなど、
- 7) 比推力を広範にカバーできる、

などとなる。動作電圧が低いことは、太陽電池アレイによる直接駆動も可能となり、電力調整器が簡単になる。 N , H , などを主体とする分子を推進剤とすれば、スパッタの影響も少なく、周囲環境にも元来存在している原子であることから、将来、多量に用いられるようになって汚染の心配は少ないと思う。また、 N_2H_4 は従来の衛星システムで頻繁に用いられているから、MPD と組み合わせて、推進剤貯蔵を一つにし、240 秒と 2,000 秒の2種の比推力をもつ複合推進システムを構成すれば、運用の幅を広げることができる。将来、宇宙ステーションで用いられる場合には、 H_2 は生命維持系から容易に得られるし、廃ガス (CO_2) を用いれば正に一石二鳥である。このように、ミッションあるいは全体システムに適合した比推力、推進剤、電源を選定することが MPD システム設計にとって重要である。

準定常パルス型 MPD 推進機システムの構成を第16図に示す。電力は太陽電池アレイから供給される。その出力は、従来一定のバス電圧で充電器 (CHG) に入り、ここで直流・直流変換され定電流方式でコンデンサバンク (CAP/PFN) を充電する。しかし、このやり方ではアレイ出力の利用率が 50% と低くなるの

第17図 太陽電池セルの直並列結合切換えによる MPD/CAP 充電法

で、定電力充電方式が検討されている²⁴⁾。この方式では、第17図に示されるように、太陽電池セルをいくつかのブロックに分け、これらを充電初期にはAのように大電流、低電圧電源として並列結合し、以降B、Cと順次直並列切換えを行って、完了期にはDのように直列結合を行い小電流、高電圧電力を供給する。このような方式を用いると、出力利用率が80%に増大するのみならず、スイッチ素子が直流・直流変換器の役割を果たすので、大幅な重量減となる。推進剤はガスジェット系と共用するヒドラジン貯蔵部から供給され、気化・分解した後高速電磁弁 (FAV) 内に蓄えられる。ガスパルスは FAV より放電部 (HEAD) 内に噴射され、同期をとって CAP より供給される電流パルスにより電離、加速されて宇宙空間にプラズマジェットとして放出される。動作のシーケンスはプロセッサ (DEP) の指令によって実行され、開始、停止の命令は地上制御センターからの指令をインターフェイス器 (IU) で受けて行われる。

次に、MPD 推進系の単位重量当りの速度増分 ΔV を最大にする課題について考えてみる。 ΔV は

$$\begin{aligned}\Delta V &= (F/M_0)t \\ &= (F/P)(\Delta EN/M_0)\end{aligned}\quad (13)$$

で、 M_0 は宇宙船重量で一定と見なし、 t はミッション中の全動作時間、 ΔE は CAP 蓄積エネルギー、 N はミッション中の総ショット数である。他方、MPD 推進システム重量 M の内訳は

$$M = M_p + M_c + M_h + M_{ch} + M_{cd} \quad (14)$$

と表わせる。右辺の第1項 M_p から順に推進剤、 M_c : コンデンサ、 M_h : 放電部と FAV、 M_{ch} : 充電器、 M_{cd} : 制御とインターフェイス部の重量である。 τ をパルス幅とし

$$M_p = m\tau N \quad (15)$$

$$\Delta E = JV\tau \quad (16)$$

を用いると、(13)、(14)式より

$$\frac{\Delta V}{M} = \left(\frac{F}{P}\right) / M_0 \left\{ \frac{m}{JV} + \left(\frac{M_c}{\Delta E}\right) \frac{1}{N} + \frac{M_0}{\Delta EN} \right\} \quad (17)$$

と表わせる。ただし、コンデンサ電荷を Q として、

$$\frac{M_0}{\Delta EN} = \left(\frac{M_h}{QN}\right) \frac{1}{V} + \left(\frac{M_{ch}}{P}\right) \frac{1}{t} + \frac{M_{cd}}{\Delta EN} \quad (18)$$

である。 F/P は現在 30 mN/kW くらいであるが、まだ伸びつつある。 m/JV は比推力 I_{sp} にはほぼ逆比例する量で、当然 I_{sp} を大きくとれば減ってくる。 $M_c/\Delta E$ はコンデンサのエネルギー蓄積係数で、市販のアルミ電解コンデンサで 2~4 g/J、金属蒸着フィルムコンデンサで 20 g/J で、電解コンデンサを用いると大変軽くなる。しかし、電解コンデンサでは $N \sim 10^4$ と寿命が短く、フィルムコンデンサの $N \sim 10^8$ を考慮すると、 $(M_c/\Delta E)/N$ で見る限り後者が圧倒的に有利である。最近 N を減らさずに $M_c/\Delta E$ を減らす努力がなされ、フィルムコンデンサで 10 g/J が得られる見通しがついてきた^{25, 26)}。 M_h/QN については、電極腐損の許容限を ΔM_h とすると

$$M_h/QN = (M_h/\Delta M_h)(\Delta M_h/QN) \quad (19)$$

と書け、 $M_h/\Delta M_h \sim 50$ が許容限目安で、 $\Delta M_h/QN$ については 0.5 $\mu\text{g}/C$ がこれまでの成績である²⁷⁾。(18)式の右辺、第1項からもわかるように V を高く (したがって J も大きく) とると有利であることがわかる。(18)式の右辺第2項は M_{ch}/P が定数に近い係数と考えられるので、 N を増やすと有利である。 M_{cd} は規模によらない重量であるから、大きいシステムになるほど効かなくなってくる。以上のような表現だと、 N が大きいほど有利であるように見えるが、放電部、FAV、コンデンサの寿命の観点から 10^7 を越える辺りからきつくなってくる。これまで重要と思われる要素を組んだシステム試験を行い、第18図のような推進機を用いて現在 10^6 に達し、さらに 10^7 までの見通しが得られている^{26, 27)}。

第18図 K X型 MPD 推進機外観

MPD 推進システムには直流方式もあり、西独で開発が進められている。直流式だと、コンデンサ、FAV が不要となるので、システム重量軽減、信頼性向上が期待できる。しかし、供給電力が 50 kW 以上にならないと成立しないので、実現時期は遅れるであろう。準定常パルス方式は、1 kW 平均電力から対応できるし、電力が増えれば稼働率を上げ、その実績をもとに将来は直流方式に漸近することもできる。加えて、パルス周波数を変えることにより動作点を固定したままスロットリングが可能であるし、ピーク電力を高めたほうが平均電力当りの腐損が少ないことから有利である。

5. ミッションへの応用

MPD 推進機システムの応用が期待できるミッション例を第19図に示す。1 kW 級システムは、1990 年ごろに衛星による立証試験を行い、1990 年代中ごろまでに月周回の極軌道探査ミッションに応用されることが期待される²⁸⁾。このミッションの目的は

- 1) 月周回の極軌道を螺旋下降する宇宙船を用いて、月面の近接探査を行う、
- 2) 月の高々度極軌道に宇宙船を投入するための軌道制御技術の確立、
- 3) MPD 推進機システムを用いて低高度極軌道まで宇宙船を螺旋降下させ、その推進性能を立証する、

などである。月面から高度 100 km 付近での探査の予想を第20図に示す。宇宙船は左方向に動きつつあり、MPD 推進機からプラズマを進行方向に噴射して下降している様子である。軌道はちょうど、昼と夜の境にあって、全日照状態で周回し、連続的に電力を得て噴射が続いているところである。科学観測としては、磁気、重力、鉱物などの分布を計測することが考えられている。第21図のように、月、地球、太陽が直列になった状態で、この軸を含む極軌道上約 10,000 km の高度に宇宙船を投入する。その後約 2 カ月、極軌道がほぼ全日照となるのを待って、MPD 推進機を働かせる。続く 2 カ月間、ほぼ全日照の状態で下降を続け

第19図 MPD推進機システム開発計画

第20図 MPD推進機を応用した月周回軌道宇宙船による月面の近接探査

ると、高度 2,000 km まで下がる。この状態で一たん推進機を停止させ、約 4 カ月間慣性飛行をしながら観測を行う。次の全日照期の約 2 カ月にわたり推進機を働かせると、原理的には高度ゼロまで下降する。もちろん、第一、第二の推進機の作動期間、任意の高度で推進機を停止させ、いく周か静かに観測を行うことができる。また、推力の向きを反転させれば、ある高度から上昇に移り、引き返すことも可能である。一応、10,000mの高度から月面までの下降に要する推進剤を考慮して、宇宙船重量を見積もると第1表のようにな

第1表 月周回軌道探査宇宙船の重量表

	コンポーネント	サブシステム (kg)	備考
1.	電源系	30	
	太陽電池パネル	20	大部分がMPD駆動用
	バッテリー	5	
	電力制御器	5	
2.	通信系	10	
3.	CDM系	7.5	
4.	軌道・姿勢制御系	45	
	ジャイロ	2	ホイールを含む
	制御回路	10	
	ガスジェット装置	10	
	N ₂ H ₄	15	MPD推進剤を含む
	センサ	7	
	ニューテーションダンパ	1	
5.	熱制御系	10	
6.	構造	25	
7.	観測器	10	
8.	MPD系	27	
	電力制御器	4	
	コンデンサ	15	
	放電部	6	
	推進剤供給部	2	
総重量			164.5

第21図 月周回軌道上でのMPD推進機の運用

第2表 月周回軌道探査に用いられる MPD 推進機性能

比推進力	2,000 sec	※ソーラアレイの直 並列切替結合
推進効率	30%	
熱効率	80%	
推力/電力比	30 mN/kW	
一次入力	850W	
放電部入力	600W	
電力変換効率	80%	
パルス幅	$\geq 600 \mu\text{sec}$	
繰返し周波数	$\leq 1 \text{ Hz}$	
推進剤	ヒドラジンまたはアンモニア	
耐用回数 (1 Hz)	1,000 万パルス	※スロットリング可 ※複合推進系
推力	18 mN	
加速度	$1.2 \times 10^{-4} \text{ m/sec}^2$	
速度変化 (dV , 116 日)	1.2 km/sec	

る。MPD システムは 27 kg となっているが、このほかに太陽電池アレイのかなりの部分と、推進剤のうち 10 kg 程度が MPD 作動に使われる。このミッションに用いられる推進機の性能を第2表にまとめた。1 Hz のくり返し作動で必要ショット数は 1,000 万となっているが、第19図のように放電部2基を備えて冗長系とし、交互に 0.5 Hz で作動させる。第1表の重量を有する宇宙船に対し、この MPD 推進機が与えることのできる速度増分は 1.2 km/s で、ミッション達成能力を裏づけている。

このほか、2,000 年ごろには 100 kW の原子力電気推進系として、太陽系辺境探査ミッションが考えられている。太陽系を脱し銀河プラズマの探査を行う目的で MPD 推進機を働かせ、飛行時間を7年と、弾道飛行の約半分に短縮しようというもくろみである。MPD 推進機は水素を推進剤とし、比推力 6,000 秒で約1年半作動させる。このような比推力は効率 60% ですでに達成されており²⁸⁾、今後システムとして耐久性能を確保する努力がなされるものと期待される。

地球周囲ミッションとしても大型構造物の低高度軌道から静止軌道までの輸送が論じられている²⁹⁾。化学ロケットとの比較において、50 kW の電力で5トンのペイロードを運ぶ場合には化学、MPD 両システム拮抗しており、200 kW、20 トンペイロード以上で MPD システム有利と給論している。この解析では準定常パルス型 MPD システムを対象としているが、100 kW 以上では直流型になりうるのでいっそう有利であろうと思われる。

6. 結 び

以上の話でおわかりいただけたかと思うが、1970 年代初期まで低迷を続けてきた MPD 推進機も、そ

の性能向上とともにシステムとしての開発も進んできた。何よりもこの推進機はアークジェットに端を発するもので、従来のガスジェット系の能力を拡大してゆくものである。また、流体・電気機器なるがゆえに電磁流体力学、電気境界層、プラズマ乱流と学理的な興味もそそる。このような課題に取り組み、性能向上に意欲を燃やしてくれる若い研究者の参加を願ってやまない。

参 考 文 献

- 1) Clark, K. E. and Jahn, R. G.: The Magnetoplasma-dynamic Arcjet, *Astro. Acta*, **13** (1967), pp. 315-325.
- 2) Wallner, L. E. and Czika, J., Jr.: Arcjet Thruster for Space Propulsion, NASA TN D-2868 (1965).
- 3) Ducati, A. C., Gianini, G. M. and Muehlberger, E.: Experimental Results in High-Specific-Impulse Thermionic Acceleration, *AIAA J.*, **2** (1964), pp. 1452-1454.
- 4) Ducati, A. C., Muehlberger, E. and Gianini, G. M.: High Specific Impulse Thermionic Acceleration, *AIAA Paper No.* 64-668 (1964).
- 5) Jones, R. E.: Results of Large Vacuum Facility Test of an MPD Arc Thruster, *AIAA J.*, **4** (1966), pp. 1455-1456.
- 6) Connolly, D. J.: Low Environmental Pressure MPD Arcjet Test, *AIAA J.*, **6** (1968), pp. 1271-1276.
- 7) Malliaris, A. C., John, R. R., Garrison, R. L. and Libby, D. R.: Quasi-Steady MPD Propulsion at High Power, NASA CR-111872 (1971).
- 8) Alfven, H. and Arrenius, G.: Mass Distribution and the Critical Velocity, NASA SP-345, Sec. 21 (1974).
- 9) Alfven, H.: Collision between a Nonionized Gas and a Magnetized Plasma, *Rev. Mod. Phys.*, **32** (1960), pp. 710-713.
- 10) Zhurin, V. V.: Electric Propulsion in the USSR, *AIAA Paper No.* 76-1073 (1976).
- 11) Jahn, R. G.: Physics of Electric Propulsion, McGraw-Hill Co., New York, 1968.
- 12) Inutake, M. and Kuriki, K.: Fast Ionization Gauge Studies of Quasisteady Gas Injection into Vacuum, *Rev. Sci. Instr.*, **43** (1972), pp. 1670-1674.
- 13) Moriimoto, S. and Kuriki, K.: Modified Poppet Valve for Quasisteady Gas Injection into Vacuum, *Rev. Sci. Instr.*, **44** (1973), pp. 1182-1185.
- 14) Suzuki, H. and Kuriki, K.: Fast Acting Valve for a Quasi-Steady MPD Arcjet, *AIAA Paper No.* 82-1886 (1982).
- 15) Kuriki, K. and Suzuki, H.: Transitional Behavior of MPD Arcjet Operation, *AIAA J.*, **16** (1978), pp. 1062-1067.
- 16) Kuriki, K.: The MPD Thruster Test on the Space Shuttle, *J. Spacecraft and Rockets*, **15** (1979), pp. 326-332.
- 17) Miller, H. C.: Vacuum Arc Anode Phenomena, *IEEE Trans. Plasma Sci.*, **PS-5** (1977), pp. 181-196.
- 18) Kuriki, K., Onishi, M. and Moriimoto, S.: Thrust

- Measurement of K III MPD Arcjet, AIAA J., 20 (1983), pp. 1414-1419.
- 19) Kuriki, K., Kunii, Y. and Shimizu, Y.: Idealized Model for Plasma Acceleration in an MHD Channel, AIAA J., 21 (1983), pp. 322-326.
 - 20) Minakuchi, H. and Kuriki, K.: Magnetoplasma-dynamic Analysis of Plasma Acceleration, IEPC Paper No. 84-06 (1984).
 - 21) Kunii, Y., Shimizu, Y. and Kuriki, K.: Current Distribution in a Quasisteady MPD Arcjet, AIAA Paper No. 82-1917 (1982).
 - 22) Uematsu, K., Mori, H., Kuninaka, H. and Kuriki, K.: Effect of Electrode Configuration on MPD Arcjet Performance, IEPC Paper No. 48-11 (1984).
 - 23) Kuriki, K. et al.: MPD Arcjet System Performance Test, IAF Paper No. 83-392 (1983).
 - 24) Ijichi, K. and Billerbeck, W.S.: Capacitor Bank Charging by Series-Parallel Switching of Solar Arrays, J. Spacecraft and Rockets, 21 (1984), pp. 196-201.
 - 25) Kuriki, K., Ijichi, K., Harada, H. and Okamura, T.: Mass Reduction of Capacitor Bank for MPD Arcjet, AIAA Paper No. 82-1879 (1982).
 - 26) Harada, H., Gohnai, T., Yoshida, T., Obara, H. and Kuriki, K.: Capacitor Bank for MPD Arcjet, IEPC Paper No. 84-27 (1984).
 - 27) Shimizu, Y. et al.: Endurance Test of MPD Arcjet Discharge Chamber, IEPC Paper No. 84-29 (1984).
 - 28) 都木恭一郎, 栗木恭一, 清水幸夫: MPD スラスタを用いた月極軌道低高度探査, 昭和59年科学衛星シンポジウム, 1984.
 - 29) Rudolph, L.K.: Design and Benefits of Pulsed MPD Thruster Orbit Transfer Vehicles, IEPC Paper No. 84-81 (1984).

—特 集—

長寿命大型静止衛星の南北位置保持用イオンエンジン^{*1}

北 村 正 治^{*2}・斎 藤 紀 男^{*2}
中 村 嘉 宏^{*3}・東 久 雄^{*3}

Key words: ion engines; north-south stationkeeping; xenon ion thrusters; artificial satellites

1. ま え が き

静止衛星の大型化, 長寿命化は世界の趨勢である。日本においても, 通信, 放送等のミッションの実用化を迎え, ミッション側からの重量増加要求, 長寿命化要求がますます強まりつつある。衛星の大型化要求に対し, 打上げロケットにおいては, 現有の N-II ロケットから, 550 kg 級静止衛星の打上げ能力をもつ H-I ロケットが開発中であり, さらに 2 トン級静止衛星の打上げ能力をもつ H-II ロケットの計画が進められている。しかしながら, 衛星側の問題として, 衛星の長寿命化にともなう衛星搭載推進系(二次推進系)の推進剤重量の増加が, ミッション機器重量を確保するうえで大きな障害となる。このため, 将来の衛星二次推進系として, 従来の触媒式ヒドラジンガスジェットから, より比推力の高い二液式スラスタあるいは電熱式ヒドラジンスラスタの採用が考えられている。しか

著 者 紹 介

北村 正治 (正会員)

昭和23年生。昭和46年大阪大学基礎工学部機械工学科卒業。昭和51年同大学院博士課程修了。昭和52年航空宇宙技術研究所に入所。昭和58年宇宙開発事業団に出向。主としてイオンエンジンの研究, 開発に従事。工学博士。

斎藤 紀男 前出 (p. 82)

中村 嘉宏 (正会員)

昭和12年生。昭和35年東京大学工学部航空学科卒業。昭和40年同大学院博士課程修了。東京大学宇宙航空研究所を経て, 昭和44年航空宇宙技術研究所に入所。主としてイオンエンジンの研究に従事。工学博士。AIAA 会員

東 久雄 (正会員)

昭和17年生。昭和40年東京大学工学部航空学科卒業。同年航空宇宙技術研究所に入所。昭和54年~56年, 宇宙開発事業団に出向。主としてイオンエンジンの研究および開発に従事。

^{*1} 昭和58年10月25日, 第27回宇宙科学技術連合講演会にて講演。昭和59年7月28日原稿受理 Ion Engine for North-South Stationkeeping of Large Geosynchronous Satellites with Long Mission Life

^{*2} 宇宙開発事業団 Shoji KITAMURA and Norio SAITO

^{*3} 航空宇宙技術研究所 Yoshihiro NAKAMURA and Hisao AZUMA