

DCアークジェットスラスタとMPDスラスタの実機開発

田原 弘一*

Development of DC and MPD Arcjet Thrusters

By

Hirokazu TAHARA*

Abstract : Research and development of direct-current (DC) and MPD arcjet thrusters are overviewed. DC arcjet thrusters are classified into low and high power ones. In low power arcjet thrusters, a commercially-available thruster is introduced, and a more low power thruster is under development. In high power (>10kW) DC and MPD arcjet thrusters, some problems exist in development, their solutions are suggested.

Key words : Direct-current (DC) Arcjet Thruster, MPD Thruster, Low Power Arcjet, High Power Arcjet, Steady-State MPD Arcjet

1. まえがき

直流 (Direct Current: DC) アークジェットスラスタと MPD スラスタは推力、推力密度が他の電気推進機に比べて非常に大きく、大電力化も容易である。逆に大電力の電気推進機の利用を考える場合、まずは念頭に入れるべきスラスタである。本稿では、両スラスタの特徴と、将来の大推力スラスタの必要性から実機スラスタ開発における問題点を述べる。これまでの実用化されている低電力 DC アークジェットシステム、大電力 DC アークジェットと MPD スラスタの宇宙実験の概要を紹介する。なお、著者所有の図以外の外国論文の図は著作権の問題があるので掲載を差し控えるので参考文献を参照いただきたい。

2. DCアークジェットスラスタ

2.1. 低電力アークジェット

DCアークジェットスラスタは、図1に示すように同軸電極構造を持ち、推進剤を直流アーク放電により加熱し超音速ノズルで膨張加速させる電気加熱式のスラスタである [1]。近年、人工衛星の軌道保持、姿勢制御を行う二次推進系に使用する低電力 (0.3~2kW) 型 と地球軌道間輸送用の主推進機を目指した大電力 (10~30kW) 型が主に研究開発されてきた。推進剤にはヒドラジン (N_2H_4)、もしくはアンモニアが使用される。

低電力アークジェットスラスタの開発は近年、アメリカ、ドイツ、日本などで活発に行われ、アメリカではすでに実用化されている。米国PRIMEX社 (現Aerojet社) 製の 1.7kWアークジェットスラスタ (推進剤 N_2H_4 、比推力 500 秒、推力 210mN) MR508-510 がLochheed Martin社のTelstar衛星などに南北姿勢制御用として利用され、日本でもデータ中継技術衛星 (DRTS) “こだま” と高速インターネット衛星 (WINDS) に同系のスラスタが搭載されている。

これまで日本では宇宙での電力事情から 1 kW 以下のアークジェットスラスタの開発が中心であった。図1の実験機では、図2に示すように投入電力が 350 (放電電流 3A、放電電圧 115V) から 1100W (11A、100V) に増加する時、比推力は 350 から 600 秒に、推力は 80 から 120mN に増加する。一方、推進効率も投入電力の増加と共に少し小さくなるが、30~40%の範囲にある。

*Department of Mechanical Engineering, Osaka Institute of Technology, 16-1, Omiya 5-Chome, Asahi-Ku, Osaka 535-8585, Japan

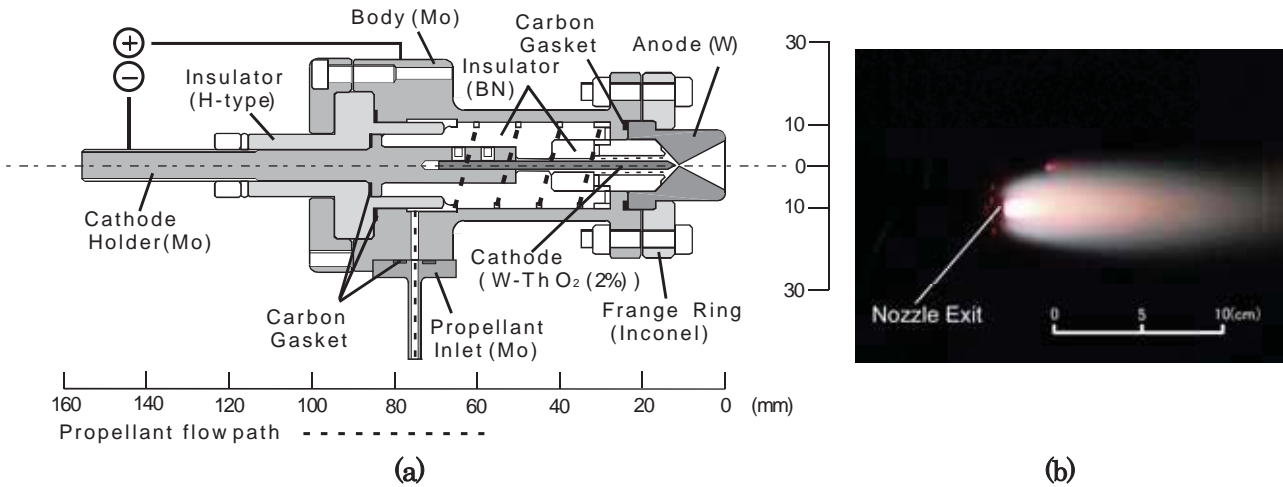


図1 地上実験用の輻射冷却式低電力アークジェットスラスタ RAT-VII の構造と作動状態

(a) アークジェットスラスタ RAT-VII の断面図；(b) プラズマ噴射状態（流れは左から右へ、推進剤：ヒドラジン模擬水素・窒素混合ガス、投入電力：1kW、連続作動時間：50時間、ノズル先端が高温になり（1000℃以上）、白く光っている。）

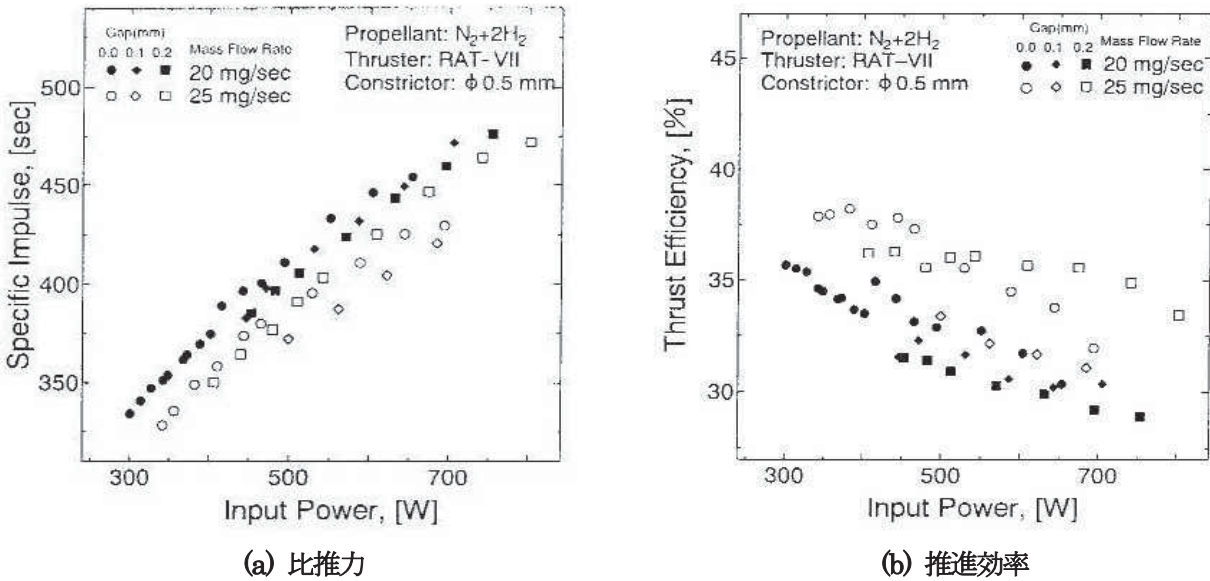
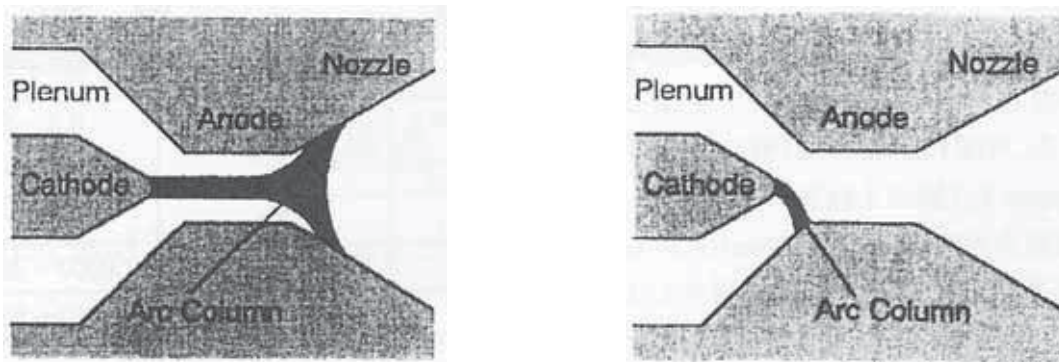


図2 輻射冷却式低電力アークジェットスラスタ RAT-VII の性能特性（投入電力と比推力・推進効率の関係）

アークジェットスラスタが理想的な放電状態にある時、電極間で起こるアークは推進剤流れの影響によって陰極先端からスロート（コンストリクタと呼ぶ）を通してノズル部で拡散し、コンストリクタよりも下流側のダイバージェントノズル陽極部に付着する。これが図3（a）の高電圧放電モードである。コンストリクタ内で細くなったアークの状態はアーク柱と呼ばれている。推進剤ガスはアーク柱から熱伝達により十分な熱を輸送され高エンタルピになる。この時、ガス温度 8000~10000℃（プラズマ密度 $10^{22}m^{-3}$ 程度）、放電室貯気槽圧（コンストリクタ上流圧）1気圧程度の局所熱平衡に近い状態が形成される。この弱電離プラズマ流はコンストリクタ下流出口で音速に達した後、ダイバージェントノズル内で急激に膨張するのでガス温度・圧力は低下していく。



(a) 高電圧モード

(b) 低電圧モード

図3 低電力アークジェットスラスタの放電モード

この時、極度の熱力学的非平衡状態（温度非平衡・化学非平衡状態）になる。ノズル出口面・中心軸上では、各種粒子種の並進温度（ガス温度）及び分子回転温度は2000℃程度、分子振動温度及び電子温度は3000～4000℃程度、プラズマ密度は 10^{20}m^{-3} 以下にまで小さくなる。

低電力アークジェットスラスタの開発の問題点は不安定な作動状態である低電圧放電モード（図3（b））の回避に尽きる。この放電モードは、低い放電室圧力で安定する場合もあるが、一般には放電電圧の変動が激しい不安定な状態を呼んでいる。このモードでは、陽極付着点付近の圧力が高いためプラズマが拡散せず、陽極上で電流集中が起こっていると推測される。このため、推進剤の加熱領域に偏りが生じて（周方向に一様でない）、推進性能が低下する。また、この電流集中によって、陽極付着点が高温になり激しい陽極損耗が起こる（コンストリクタ径が徐々に大きくなり推進性能が低下していく）。以上から、アークジェットスラスタの耐久性や推進性能の向上を図るには、低電圧モードでの作動を避ける必要がある。

低電圧モードの発生は、高電圧パルス放電による始動時（アーク点火時）とその後の高電圧モードへの移行後（安定作動時）に突発的に起こる場合がある。その時間は数秒から数10秒である。前者は始動時に放電室貯気槽圧がまだ十分に高くなっていない（アークを下流に押し出せない）ために起こる。一方、高電圧モード安定作動時に突発的に起こる低電圧モードへの遷移の原因は未だに不明である。低電圧モードへの遷移が低推進剤流量時、低放電電流時に起こりやすいことから、実用上の高電圧モードへの積極的な回復手段として推進剤流量の増加、放電電流の増加などが提案されているが、システム上のデメリットを伴う。

2.2. 大電力アークジェット

投入電力10～30kWクラスのアークジェットスラスタはアメリカ、ドイツで主に研究されてきたが、実用上は電極の耐久性と廃熱方法（宇宙機側とのインターフェイス）に大きな問題が残されている [2-4]。しかしながら、アメリカではUSAFにより26kWアンモニアアークジェットスラスタ（比推力800秒、推力2N）を搭載したAdvanced Research Global Observation Satellite（ARGOS）が1999年に打ち上げられ、軌道間輸送用主推進機の開発を目指してElectric Propulsion Space Experiment（ESEX）が行われた。この大電力アークジェットスラスタはTRWのもとRocket Research Companyによって開発されたもので、大容量バッテリーにより15分間の宇宙作動が数回行われた。その放電電極部分の構造は、低電力アークジェットスラスタの開発指針をほぼ踏襲したもので、高融点材料で製作され陽極外周面からの積極的な輻射を促す構造になっている。陽極外周には輻射効率の高い溶射コーティング（ZrB₂など）が施されている。注目すべきところは、本体部分の後方に、衛星側への熱移動を徹底的に抑えるために、30cmに及ぶThermal Barrier Tube（薄肉の熱遮断円筒）を陽極に接続し、陰極も合わせて一体構造で延長し、スラスタ全本体としては全長50cmにも達する構造を成している点である。

Thermal Barrier Tubeの周りからは外側への輻射を促し、円筒部に穴を開けることにより、陰極からの輻射冷却

も達成している。両電極ターミナルと推進剤の供給口は、十分温度が下がった最後方（放電部から 50cm 程度後方）に作り、熱的に安全である。

3. MPDスラスタ

電磁プラズマ加速スラスタ、いわゆる Magneto-Plasma-Dynamic (MPD) スラスタは図4、5に示すように、通常の電熱型アークジェットスラスタと同様の同軸型電極構造を持つが、電磁力を主加速力とするためその開発指針は異なる [5]。すなわち、アークジェットでは推進剤ガスの解離、電離などの化学反応に消費されるエネルギー損失をできる限り抑え推進効率の向上を目指す。MPDスラスタではプラズマ生成のための電力消費は考慮せず、その回収も諦め、電磁力の仕事効率をとにかく高めることを目指す。電磁力を効果的に発生させるためには必然的にkAオーダーの大電流が必要である。大電流のアーク放電によって推進剤ガスを電離し、生成プラズマを電磁力によって加速する。アークジェットスラスタとイオンスラスタの中間性能をカバーし、推力密度が比較的大きく、その比推力は 1000~6000 秒程度と広範囲で、推進効率は 10~50% 程度である。電磁力主体の推進機なので本質的に推進剤ガス種を選ばない。しかし、通常は推進性能が良く、液体貯蔵が可能な N_2H_4 、 NH_3 が用いられる。

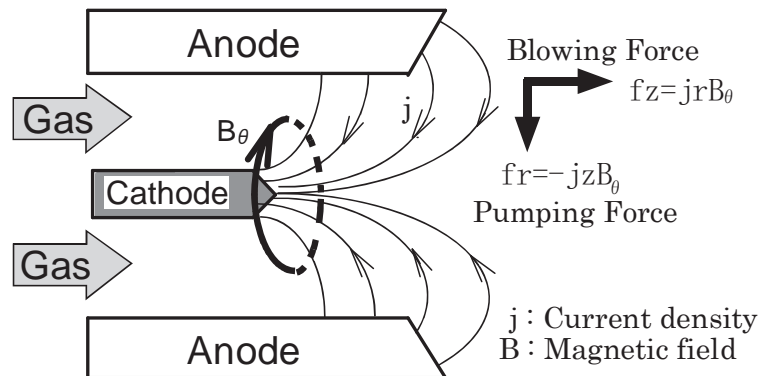


図4 MPD スラスタの構造と加速原理

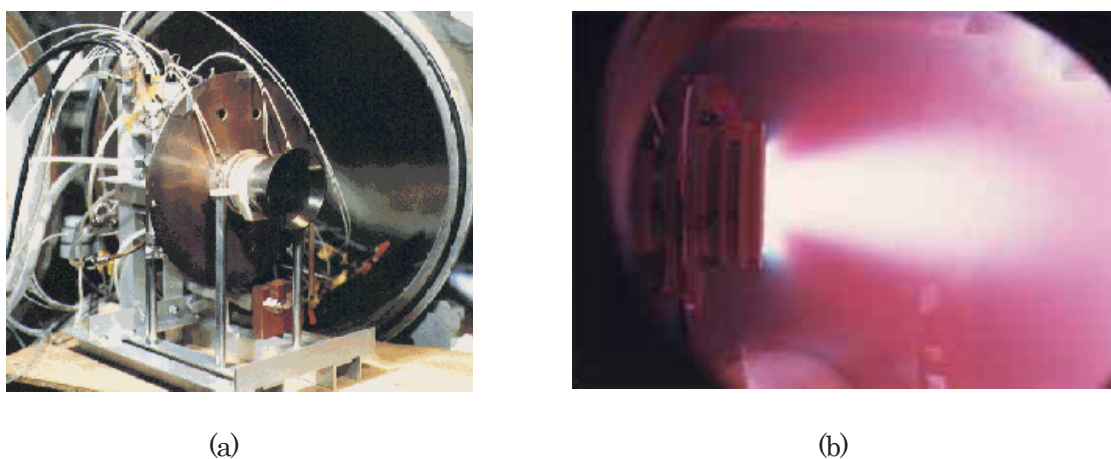


図5 耐久試験用のパルス作動型 MPD スラスタの外観と作動状態

(a) 耐久試験用 MPD 推進機；(b) プラズマ噴射状態（流れは右から左へ、ピーク電力：1.2MW、推進剤：アンモニア）

日本では1995年にスペースフライヤーユニット (SFU) 上で準定常パルス放電作動型MPDスラスタ (時間平均電力430W、比推力1000秒、推力/電力比20mN/kW)の40000回以上の噴射が行われ (Electric Propulsion Experiment)、そのシステム性能が実証された。パルス作動では大電流放電にもかかわらずスラスタ本体の水冷は必要なくなる。しかしながら、大容量コンデンサへの充放電の繰り返しとなるので、必然的にスラスタシステム重量の増加というデメリットを伴う。一方、定常作動型MPDスラスタでは主に数100A～2kA程度のアーク放電を発生させるが、誘起電磁力が小さいのでそれを補うために軸方向の磁場が印加される。この時、アーク放電の最大の問題である電極損耗を軸方向磁場の印加によって大幅に低下させることが可能であり、パルス型スラスタにも磁場印加の効果が期待されるようになった。最近では、発散状磁場とカスプ状磁場を組み合わせ合わせた複合磁場を印加し、推進性能の向上が図られている [6]。

MPDスラスタの実用化を考えた場合、定常作動型がパルス作動型よりシステム面で有利であり、アメリカでもその長時間作動特性が調べられた例がある [7]。NASA旧Lewis Research Centerにて100kWクラス・外部磁場印加型水冷式MPDスラスタの実験が行われた。両電極は水冷され、外周に水冷されたソレノイドコイルが配置された。Arガス、0.14g/s、放電電流500-2250A、60kWで運転され、10-30時間で作動不安定になった。とにかく、放電電極の耐久性が問題である。

大電力を必要とするMPDスラスタの出番は現在のところまだ先になりそうである。しかしながら、有人火星探査などMPDスラスタでなくては実現できないミッションもあり、コンパクトなパルス作動型スラスタシステムの開発、定常作動型スラスタの耐久性の向上など技術上のブレークスルーが今後必要である。

4. まとめ

これまでのDCアークジェットスラスタとMPDスラスタの実機開発の状況とその問題点について概説した。大電力スラスタ実機の今後の開発可能性とその性能を考えた場合、アークジェットでは、電力10-30kW、推進剤アンモニア、ヒドラジン、水素、比推600-1500sec、推力1-2N、推進効率30-40%、寿命1000-2000hrsが短期間に日本で開発可能である。輻射冷却式定常MPDスラスタの実機開発は現状では非常に難しい。

参考文献

- [1] 田原弘一, 吉川孝雄, 真空, Vol.45, 2002, pp.317-323.
- [2] A.M. Sutton, "Overview of the Air Force ESEX Flight Experiment," IEPC-93-057, 1993.
- [3] C.E. Vaughan, R.J. Cassady and J.R. Fisher, "The Design, Fabrication, and Test of a 26kW Arcjet and Power Conditioning Unit," IEPC-93-048, 1993.
- [4] W.D. Deininger, A. Chopra, D.Q. King and T.J. Pivrotto, "Thermal Design Improvements for 30kWe Arcjet Engines," IEPC-88-073, 1988.
- [5] 田原弘一, 吉川孝雄, 日本航空宇宙学会誌, Vol.46, 1998, pp.132-137.
- [6] 田原弘一, プラズマ応用と複合機能材料, プラズマ応用科学年会, 豊橋, Vol.14, 2005.
- [7] M.A. Mantieniks and R.M. Myers, "Component Erosion in 100-kW Class Applied-Field, Water-Cooled MPD Thrusters," IEPC-93-121, 1993.