



高速気流を得る方法

—宇宙航行の観点から—

吉川 孝雄*

1. はじめに

人工衛星の姿勢制御、大型構造物の軌道間輸送など宇宙空間で用いられるロケット(推進機)について考え、軽量で耐久性のあるシステムで、推進剤をいかに効率よく加速するかという問題をここでは考えてみよう。

ロケットは推進剤を噴出しその反作用で加速される。その時の推力 T は次式で与えられる。

$$T = \dot{m} U_e \quad (1)$$

ここで、 \dot{m} は推進剤の単位時間当りの質量流量、 U_e は排出速度である。上式より同じ推力を得るためには、排出速度が大きければ推進剤の流量は少なくて済み、推進剤の節約が可能になることが判る。

地球重力を脱して宇宙空間に輸送された推進剤がいかに貴重なものであるかは次の事実より判る。例えば日本のH-Iロケットの場合、地上で140トンの巨大なロケットを用いて、やっと3トンを低軌道(高度200~300km)に、550kgを静止軌道(高度36,000km)に運び上げられるにすぎない。すなわち低軌道には初期質量の2%、静止軌道には0.4%しか残らない。この値は世界の代表的なロケットについてもほぼ同じである。

排出速度をいかにして高めるかという問題を現在研究・開発されている宇宙推進機を例に採り、その加速原理について考えてみよう。推進剤を加速する方法には大別して次の3通りがある。(1)加熱・膨張方式 (2)電磁加速方式 (3)静電加速方式

2. 加熱・膨張方式

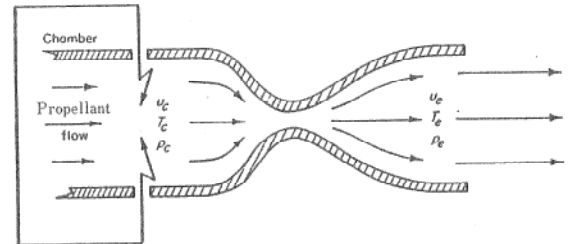


図1 推進剤の加熱・膨張過程

この方法の特徴は図1に示すように加熱室で推進剤を高温・高圧に加熱しノズル膨張させて大きな排出速度を得る点である。理想的な場合を仮定すると、加熱室とノズル出口でのエネルギー保存は次式のようになる。

$$U_e^2/2 = U_c^2/2 + C_p(T_c - T_e) \approx C_p T_c \quad (2)$$

ここで、第一近似として $U_c \ll U_e$ 、 $T_e \ll T_c$ と考える。式(2)より、排出速度の上限は単位質量当りの定圧比熱 C_p と加熱室温度 T_c により決定されることが判る。 C_p は推進剤により決まり、分子量の小さい水素は C_p が大きくなるので、推進剤としては一番魅力的な気体である。 T_c はノズル壁使用限界温度により上限は決められる。今、水素($C_p = 2 \times 10^4 \text{ J/kgK}$)を推進剤として用い、 $T_c = 3000 \text{ K}$ と仮定すると、理想的な場合には排出速度 $U_e = 10.9 \text{ km/s}$ となる。実際の推進機では壁を保護しながら T_c を上げると、加熱エネルギーの一部が気体の解離・電離に消費され、これをノズル出口までに回収できずに排出される。これを実在気体効果による凍結流損失という。

推進剤を加熱する方法の相違により大別して化学ロケットと電熱式ロケットに分類できる。化学ロケットは化学反応により発生する熱で推進剤を加熱し、電熱式ロケットは電気エネルギーにより推進剤を加熱する。従来は宇宙空間で

*吉川孝雄 (Takao YOSHIKAWA) 大阪大学基礎工学部機械工学科、教授、工学博士、高温・高速気体力学

利用できる電力は1kW以下であったが、宇宙構造物の大型化により数10kWから100kW(米国のSP-100計画)まで期待できるようになった。

2.1 化学ロケット

化学ロケットでは、炭素・水素を酸素と混合して燃焼する際に発生する熱、あるいはヒドラジン (N₂H₄) 分解反応熱を利用するので、どうしても分子量が大きくなり、また発生する反応エネルギーにも限界がある。したがって到達排出速度は固体ロケットで2.5km/s、液体ロケットで4.5km/s、ヒドラジンで3km/s程度が限界である。

2.2 電熱式ロケット

電気エネルギーを用いて推進剤を加熱する方法により種々のものがあるが、ここではレジストジェットとアークジェットを取り上げる。

2.2.1 レジストジェット (Resistojet)

図2に示すごとく、加熱された抵抗体の間に推進剤を供給して加熱する。直接水素を加熱することができるので、米国AVCOなどの実験によると水素で排出速度8.5km/sが達成されている。しかしヒーターの寿命に問題があり、加熱室温度T_cを余り上げることができない。

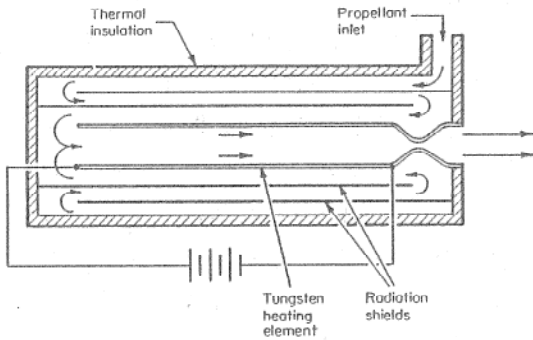


図2 レジストジェットの概略図

2.2.2 アークジェット

溶接などに用いられているアークジェットと同じ形状をしており、高温のアーク柱の周りを低温の気体の流れ、ノズル壁を保護し、平均的なT_cを増加させ、大きな排出速度を得る。宇宙航行用であるので、軽量化、推進効率の向上の観点から全く水冷をしない輻射冷却式が採用される。現在開発が行われているのは、衛星の南北制御などに用いられる1kW級と大型構造物の軌道間輸送・宇宙航行用の20~30kW級アーク

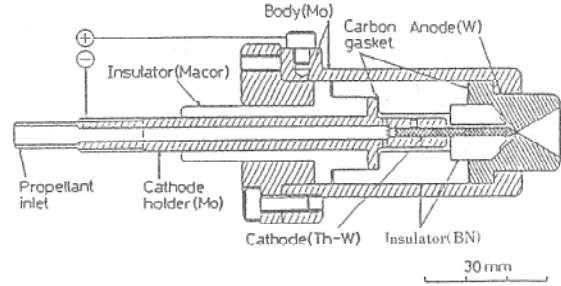


図3 1kW級輻射冷却式アークジェット

クジェットである。図3に我々が開発した世界最小の輻射冷却式アークジェットを示す。入力600Wで水素で排出速度10km/s、ヒドラジンで5km/sが達成され、50時間以上の長時間作動が可能である。20~30kW級アークジェットは米国・西独・日本で開発されており、水素で排出速度15km/sが達成されているが、陰極・ノズルの損耗が激しく今後課題が残されている。

3. 電磁加速式

電気ロケットの一種であり、代表的なものはMPD (Magnetoplasmadynamic) 推進機と呼ばれるもので、その原理図を図4に示す。通常のアークジェットと同様の電極形状であるが、放

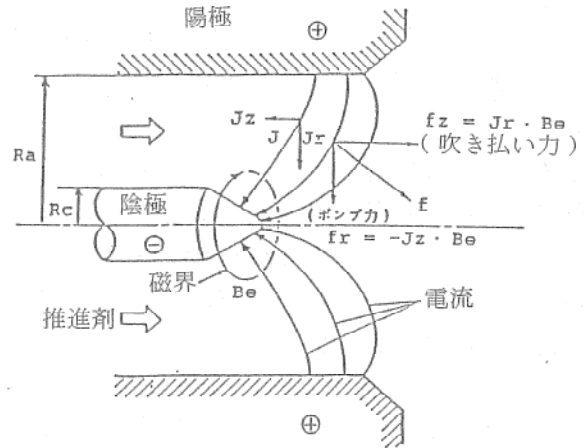


図4 MPD (Magnetoplasmadynamic) 推進機の加速原理

電電流が数kA以上になると、高温ガスの膨張による加速よりも、電磁気的な加速が優越するようになる。電磁気的な加速成分は放電電流の軸方向成分j_zと自己誘起磁場B_θによる軸方向ローレンツ力f_z=j_z · B_θ (ブローイング力)と半径方向電流j_rとB_θによる半径方向のローレンツ力f_r=-j_z · B_θ (ポンピング力)に分ける

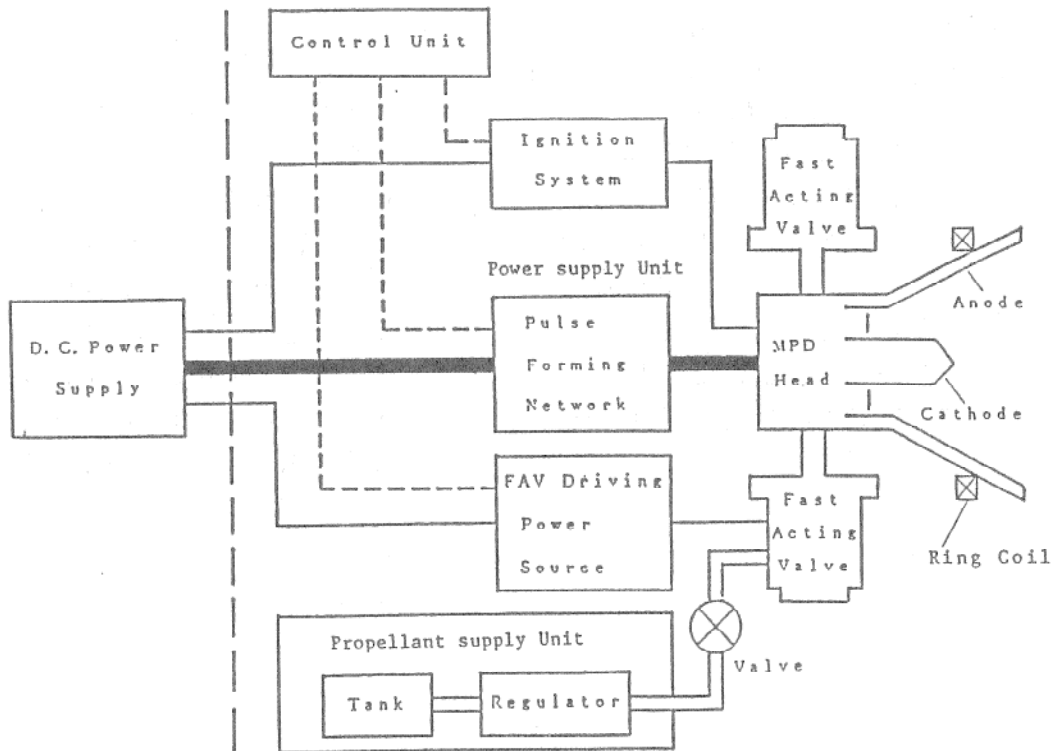


図5 MPD推進機のシステム構成図

ことができる。後者は半径方向に電離気体を強く圧縮し、陰極先端部に高压部を生じさせ、陰極ジェットとして下流に気体を噴出する。これらの電磁気力を放電領域にわたって積分すると、電磁気的な推力は

$$T_m = 10^{-7} J^2 [\ln(R_a/R_c) + \alpha] \text{ [SI]} \quad (3)$$

となり、放電電流の2乗 (J^2) に比例することがわかる。ここで R_a と R_c は陽極および陰極半径であり、 α は放電電流分布に関係する量である。

放電電流の上限は放電不安定性により制限されるが、種々の推進剤 (He, Ar, N_2 , NH_3 , CO_2 , H_2O) について排出速度10~50km/sを達成することができる。宇宙ステーションからの廃ガスをも推進剤として用いることができる。

数kA以上の大電流で定常作動をさせることは、現状の宇宙での電力情勢から考えて無理なので、我々は図5に示すようなパルス作動を考えている。すなわち、放電電流5~10kAで1msの準定常作動(1msの間は放電電流、流量などは一定)させ、これを1Hzで繰り返し、平均電力としては1~2kWになる様な作動である。この方法ではL-C梯子回路よりなる電源(Pulse

Forming Network) と1msのガスパルスを提供する高速電磁弁 (Fast Acting Valve) を必要とする。日本では1992年頃小型宇宙プラットホーム(S.F.U)計画で宇宙実験が計画されているが、実用化にはシステム全体の軽量化をいかに計るかにかかっている。

4. 静電加速方式

この方式の代表的なものとして電子衝撃型イオン推進機があり、図6にその概略図を示す。陰極から発生した電子は放電室で中性粒子と衝突し、電離させる。電子はできるだけ長く放電室内に滞在する様に外部磁場が印加されている。放電室内のイオンは加速グリッドにより引き出されイオンビームになる。推進機を電氣的に中

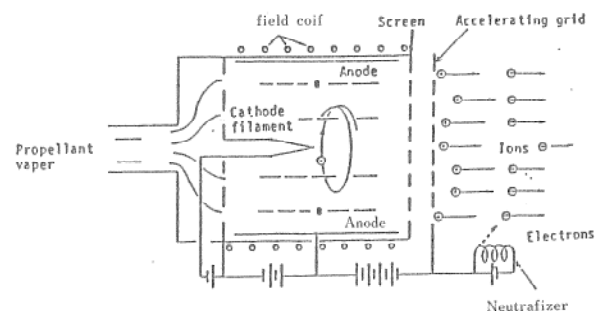


図6 イオン推進機の概略図

性に保つため外部に電子を放出する中和器を設ける。推進剤としては水銀 (Hg) が用いられていたが、宇宙環境汚染防止のため現在はキセノン (Xe) が用いられている。この方法ではブレークダウンが生じるまで電場によりイオンを原理的に加速することができ、実際には20~100km/sを容易に達成することができる。しかしその推力密度は小さい。1992年打ち上げ予定の技術試験衛星VI型 (ETS-VI) では南北軌道制御用に20mN級のイオン推進機が試験されその排出ビーム速度は約31km/sである。

5. おわりに

以上述べたごとく、推進剤を高速に加速するという立場から、電気推進は従来の化学ロケットに比較して排出速度が大きく、推進剤を節約できるという魅力を持っている。しかし新参者というハンデキャップのため信頼性を得ることがむつかしく、なかなか採用されにくい状況である。しかしETS-VIでのイオン推進機、SFUでのMPD推進機のような宇宙実験の機会が今後ますます増えることを期待している。

