

プラズマロケットの研究

長 友 信 人

大型ブースターロケットによる人工衛星の打上げと、原子力発電装置の開発は、惑星間飛行への道を開き、新しいロケットエンジンとして電気推進系の実現を可能にした。電気推進系のエンジンには種々のものが考案されたが、なかでもプラズマロケットは一般性と将来性を持つものである。この論文では、マイクロ波を電力源としてプラズマを加速するエンジンについて理論解析を行ない、ロケットとして用いる可能性を示した。目下簡単なモデルによる実験を行なっている。

1. 電気推進系の発展

本論に入る前に、少し長くなるが、最近急速に研究の盛んになった電気推進ロケットの意義について述べておくことは、ロケット推進系全般の発展と関連して、また本論をいっそう良く理解していただく上において大切なことだと思ふ。

ロケットは自分自身で持っている質量を後方に投げ出して、その反動を推力として利用するものである。その質量には限度があるから、最も有効にそれを使うためには投げ出す速度を大きくしなければならぬ。この速度を重力加速度で割った値は比推力 (I_{sp}) である。化学燃料ロケットではこの値は 200~450 sec くらいであり、投げ出す質量は同時にエネルギー源を含んでいるようないわゆる推進剤 (propellant) である。しかしより一般的なロケットを論じる場合には、この言葉は投げ出す質量のみに用いて、エネルギー源は別に考える方がよい。さて別になったエネルギー源から電力を得て、推進剤を外部から電氣的に加速してやれば、性能が向上するのではないかということは当然考えられるアイデアである。事実 H. Oberth¹⁾, H. Preston-Thomas²⁾ が具体的な考えをまとめていた。しかし二つの理由から研究の発展はおくれていた。一つは、それほど必要性が認められなかったこと、一つはロケットになるような電気エネルギー源に技術的に見透しが立たなかったからである。しかし現在では新しい推進方法が必要な段階まで発展した。かつまた、原子力発電機がエネルギーを保証した。夢は可能性となり、さらに次に述べるような過程を経て現実のものとなりつつある。このようなロケット機関は総称して「電気推進系」(electrical propulsion system) と呼ばれる。

エンジンシステムとしても「電気推進系」は「化学推進系」のものと非常に異なっているが、その作動においても著しい相違があり、簡単にはこれらの間の優劣の比較はできない。一定の使命 (mission) を与えられて——たとえば、月への飛行、火星往復飛行——はじめて比較ができる。これは使命解析 (mission analysis) といわれ、エンジン系の研究とは別に行なわれ、かつそれに研究指針を与えてきた。電気推進系の作動を特長づけるのはあらまし次のようなものである。ロケットの全質量

M は

$$M = M_s + M_{p,s} + M_p + M_{p,p}$$

で表わされる。右辺の M はそれぞれ、構造、電力源、ペイロードおよび推進剤の質量を意味し、飛行中 M_s , $M_{p,s}$ は変化しない。一方推力は、 v_e を推進剤噴出速度として、

$$F = \frac{dM_{pp}}{dt} v_e = g I_{sp} \frac{dM_{pp}}{dt}$$

これは電力 P とエンジン効率 η_a によって

$$\eta_a P = \frac{1}{2} \left(\frac{dM_{pp}}{dt} \right) v_e^2 = (g/2) F \cdot I_{sp}$$

また、電源の性能を示す質量係数 a は $M_{p,s} = aP$ すなわち単位出力あたりの質量で kg/kW で表わされるが、これによれば

$$(\eta_a/a) M_{p,s} = (g/2) F \cdot I_{sp}$$

全質量 M は電力源出力に比例するものとすれば

$$M \propto F \cdot I_{sp}$$

いいかえれば、ロケットの得る加速度は比推力に反比例する。したがって比推力の最適プログラムを、ある使命に対して与えることができれば、全質量中でペイロードの占める割合を最大にとることができる。これが惑星間飛行に電気推進系を用いる時の特徴的性格である。またこれは最近の使命解析の中心問題をなしている。一方この中に現われた係数 a は技術的問題とからんで、電気推進系の可否を決する重要な要素である。現在アメリカで試作中の SNAP 8 はこの目的に使用される原子力発電装置であるが、その場合、 $a = 29 \text{ kg/kW}$ 、出力 30kW である³⁾。 a の値は出力が大きくなるほど小さくなり、10 kg/kW 以下にするのは容易であろう。 $a = 5 \text{ kg/kW}$ ならば、火星往復飛行において、 $I_{sp} = 10^3 \text{ sec}$ の原子力ロケットと比べると 10 倍近いペイロード搭載能力を持つことを Moeckel が示している⁴⁾。また推進剤消費が少ないから宇宙船の姿勢制御に用いても有効である⁵⁾。

さて以上の研究段階において、電気推進系エンジンに要求された条件として、次の三つをあげることができる。

(1) 高効率、すなわち η_a が大きいことである。これは前の式が、 η_a が η_a/a の形で入っていることから示される。

(2) 比推力 (I_{sp}) の値が広範囲にわたって変化でき

ること。範囲は $3 \times 10^3 \sim 10^5$ sec あれば望ましい。

(3) 長時間連続作動ができること。数年間のオーダー。

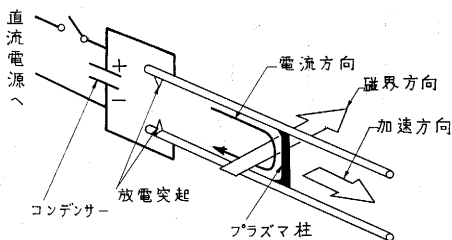
電気エネルギーを質量の運動エネルギーに変える手段として、いわゆる粒子加速器があるが、以上の条件から分かるように電気推進系エンジンで用いられるものは、まったく異なった性格のものである。もともと目的が一方は高エネルギー粒子を得るためのものであるのに反し、他方は運動量を得たいという根本的相違がある。またロケットでは加速器だけの優劣によってロケットシステムを評価することはできない。

とにかく現在のところ、大別して次の3種のエンジン(ここでは推進剤加速装置の意味でエンジンという)がある。

- (1) イオンロケット
- (2) コロイダルロケット
- (3) プラズマロケット

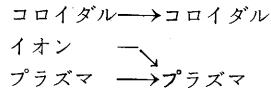
ほかにアークジェットがあるが、これは電力によってガスに熱エネルギーを与えるだけで、加速はノズルを用いて流体力学的に行なわれているから本質的には化学燃料ロケットと同じである。

以上の三つのタイプのエンジンについて、現在問題となっている点を述べて、特にプラズマロケットの立場を明らかにしておきたい。イオンロケットは推進剤としてアルカリ金属等を用い、イオン化してこれを静電場で加速する方式で、すでに効率 60% 以上、その他の条件もだいたい満足するようなものが得られている^{6),7)}。しかし空間で用いる時はロケットからプラスのイオンだけ出てゆくことになり、ロケットがマイナスに帯電して、出ていったイオンが再び戻ってくるので、加速したイオンビームに等量の電子をまぜて中性化してやらなければならない。この問題は議論が多く、軌道打上げによる実験以外に確かめられないという結論も出ている。しかし一方この中性化のための装置を備えて一つのエンジンとし、プラズマを噴出するものも考えられており、そのメカニズムはイオンロケットの考え方より、むしろプラズマロケットの一種といった方がよい⁸⁾。また現在のイオンロケットは噴射面積あたりのイオン流に限度があって、これは空間電荷効果によるものである。その結果、大推力



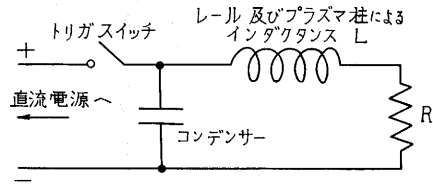
第 1 図 レールタイププラズマガン

を得るためにはそれに比例してエンジンを大きくしなければならないという難点がある。コロイダルロケットはイオンの代わりに荷電コロイド粒子を使うもので、イオンロケットの二つの問題を同時に解決しているが、推進剤をいかにして比電荷一定のコロイド粒子にするかというむづかしい問題が残っている⁹⁾。いずれにしても以上のロケットの発展は次のような道をたどるだろう。



さてこれまでのプラズマロケットは、多くは粒子加速器などに用いられたプラズマガンから変形したものが多く¹⁰⁾、連続的加速方式は少ない。この点ではプラズマを加速しようとした意図は、プラズマをイオンと電子に分けて加速しようとしたイオンロケットに先を越された感がある。

プラズマガンの最も簡単なものは第 1 図に示すようなものである。コンデンサーに蓄えられた電気が、レールの端でガスを放電しプラズマを作り、流れた電流とその作る磁界との作用によってプラズマが加速される。これは回路的には第 2 図のようになる。あるいは共振回路が



第 2 図 プラズマガンの一動作中の電氣的等価回路、R は L 変化による純抵抗分でプラズマ加速に使われるエネルギー伝達を表す。

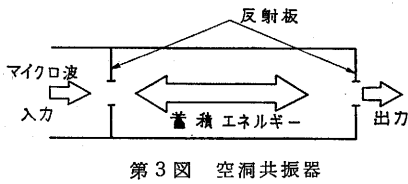
構成されレールとプラズマの作る L 変化によってパラメトリックにエネルギーが与えられると考えてもよい。これはパルス作動でトリガスイッチを入れると加速が一回行なわれる。ロケットとして用いる時はこれを連続的に行なうわけである。実際の場合には非常に大きなコンデンサーを必要とするのが欠点である。

この欠点のないプラズマロケットには、交流電源を用いて進行磁場を作って、この中にプラズマを閉じこめ加速する方法等があり、実験も行なわれている¹¹⁾。

2. マイクロ波プラズマロケット

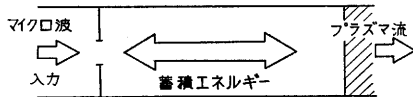
いっそうのことマイクロ波領域の交流を用いたらどうなるであろうか¹²⁾。パラボラアンテナによりマイクロ波を一方に放射するとアンテナは力をうける。この力はマイクロ波出力 1 kW の時 0.6 mg くらいである。これは電磁波が運動量を持つからであり、波長が短くなって光を用いたのは光子ロケットである。ところがこのままロケットにすると比推力は大きい(何しろ光速よりは早いガス流は作れないから)推力が小さくなり、惑星間

飛行をするのにひまがかかってやり切れないだろう。この電磁波のエネルギーは一定で、輻射圧だけを増幅する方法はないだろうか？ ある、それは空洞共振器である。第3図はこの原理であるが、これではロケットのうける



第3図 空洞共振器

力は内部応力になるだけで推力は出ない。しかし一方の反射端が動くことができれば反対側はその逆方向に力をうける。この可動反射板の代わりにプラズマをおいてやれば、共振器ができてプラズマが加速され一方推力を得ることができよう(第4図)。実際プラズマはある条件の



第4図 共振加速器の原理

下で電磁波を伝播しないでほとんど完全反射する。電離層はその実例である。

このような共振器を持ったプラズマロケットを考えよう。簡単のために電磁波は一方からきて、逆向きに反射されるとすると、単位面積あたりの電磁波のパワー密度 Y は

$$Y = \frac{1}{2} M v_e^2 \quad (1)$$

(ただし M は推進剤(プラズマ)流量、 v_e はプラズマの加速によって得た速度) すなわち、プラズマの運動エネルギーに等しくなる。一方輻射圧は (Y/c) が増幅されて Q 倍になりこれがプラズマの運動量に等しく

$$Q \cdot Y/c = M v_e \quad (2)$$

と表わされる。この Q は電気回路の空洞共振器の共振係数 Q_0 とは次の関係がある。

$$Q_0 = Q \cdot \omega l/c \quad (3)$$

ω : 電磁波角周波数, l : 共振器長

(1)と(2)から次の式が得られる。

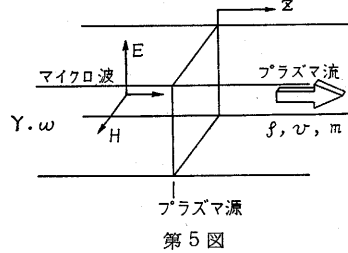
$$Q = 2c/v_e = 2c/gI_{sp}$$

これは、 I_{sp} 変化による Q_0 値変化を表わし、いいかえればプラズマ流量変化による共振器の動作変化を示す。

現在要求されている $I_{sp}: 3 \times 10^3 \sim 10^5$ をこれにあてはめると $Q_0: 10^3 \sim 10^5$ であってこの程度の共振状態は現在のマイクロ波共振器で容易に得られる。

この共振型プラズマロケットを作動させる原理によれば、プラズマは定常的に供給しなければならない。供給源から出たプラズマは輻射圧で徐々に加速されて、一定速度 v_e に達するであろう。逆に電磁波の成分はだんだん少なくなってゆく。物体面による電磁波の反射につい

ても同様な状態が起こっていて、電波の物体内への浸透の程度は「表皮の厚さ」(skin depth) で表わされる。また



第5図

静止したプラズマでは簡単にこれは求められる¹¹⁾。ところがプラズマが動く場合、しかもその電磁波によって加速される場合は少し厄介になる。

前と同じように電波の方向も、プラズマの加速される方向も同じである第5図のような場合を考えよう。一流体モデル(プラズマ中のイオン密度と電子密度が常に等しく、全体として電気的中性の場合)で理想的プラズマを考える。定常な流れの式は

$$\text{連続 } \rho v = (m_i + m_e) N v = (m_i + m_e) N v_0 \quad (4)$$

$$\text{運動 } (m_i + m_e) v \frac{dv}{dz} = -(e^2 / 4 m_e \omega^2) (E \times B) \quad (5)$$

ただし、 ρ : 密度, v : 流速, m_i, e : イオン, 電子1個の各質量, N : 粒子数密度, e : 電子電荷, E, B : 電磁波に電界および磁界の大きさ。

運動の式(5)の右辺はプラズマを押す輻射圧を表わす。この力を支配するのは電磁波に関するマクスウェルの式である。このモデルのプラズマ内部では次のようになる。

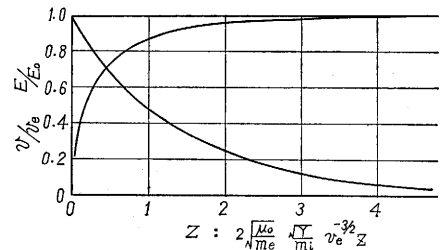
$$\frac{\partial E}{\partial z} + j\omega B = 0$$

$$-\frac{\partial E}{\partial z} = j\omega \epsilon_0 [1 - (\omega_p^2 / \omega^2)] E \quad (6)$$

$$\omega_p^2 = Ne^2 / \epsilon_0 m_e \quad (\text{プラズマ振動数}) \quad (7)$$

ϵ_0 : 真空の誘電率 (MKS 単位系)。

この式から $\omega_p^2 / \omega^2 > 1$ の時は電波の伝播が行なわれないことが分かる。以上の共振器に関するもの、プラズマの流れに関するもの、輻射圧に関するものを組み合わせるとプラズマ内部への電磁波の浸透と、加速される様子が分かる。その結果は第6図のように横にプラズマ供給

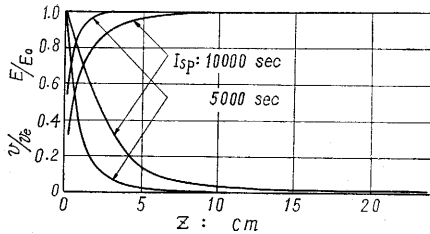


第6図 マイクロ波によって加速されるプラズマの流速変化およびマイクロ波の減衰

源からの距離、縦軸に電界の割合、あるいは速度比として表わされる。特に距離の方は

$Z = r\sqrt{\mu_0/m_e} \cdot (\sqrt{Y/m_i}) v_e^{-3/2} z$ という無次元量であらわされ、電波パワー密度、推進剤の性質、比推力の変化等ロケットとしてまとめる時に考えるべきパラメータがすべて表わされている。

これをロケットとして用いるためには基本的な条件として、構造重量が大きくなること、プラズマ生成のためのエネルギーが加速エネルギーに比べて小さいことなどを考えねばならない。具体的な一例として、プラズマにはカリウムを選び、プラズマビームパワーを 10^3 kW/m^2 にとった時どのようになるか第 7 図に示した。この程度なら加速器は大して重くならない。



第 7 図 カリウムプラズマ、 $Y=1,000 \text{ kW/m}^2$ の場合プラズマの流速変化およびプラズマ内部のマイクロ波減衰

理論的に問題になるのはイオンと電子の重さが違うから別々になって吹きとばされないかということである。この場合はプラズマを二つの流体として考え直さなければいけないが、これは二流体モデルと呼んでいる。しかしこれでは流れの方向のプラズマ振動解だけしか得られないことが電子計算機の計算結果から示された。これは改めてプラズマの粒子の運動を解析しなければなるまいが、ここではそれほど深く立ち入らない。

電磁波の輻射圧力でいうと、この空洞共振器の作動にしてもプラズマ加速のメカニズムにしても、従来のプラズマロケットと比べると非常に特異な感があるかも知れない。しかし実際に作ったとするとその電気回路は第 2 図に示したものに非常によく似たものとなる。すなわちここでは共振回路を特に強調して意識的にとり入れ、連続加速を可能にしたことである。ただしプラズマの振舞いは従来の直流的な取扱いによってプラズマを単なる金属におきかえたという考え方では通用しないのは上に示した通りである。同時に半実験的なこれまでのプラズマロケットでのプラズマの取扱いに対して、ここではプラズマの性質を理論的に与える指針を示すことができた。

3. 実験経過

実験的にこの原理によるプラズマ加速器の作動を確認するために、簡単なモデルの実験を進めている。電気推進系エンジンの実験を行なうにあたっては、それ以前に解決しなければならない問題がいくつかある。また、特にここでは実験装置の規模を定める時、マイクロ波源の選定が最も重要なものであった。第 5 図、第 6 図および

$\omega_p^2/\omega^2 > 1$ の条件から判断して周波数としては $1 \sim 10 \text{ Gc}$ 程度、マイクロ波パワー密度、 10^3 kW/m^2 くらい、したがって導波管断面においてキロワット級のものが適当であろうと思われ、最近東芝で開発された 2M21 マグネトロン (2450 Mc , 1 kW , 交流電源使用) を直流電源で作動させることにした。この結果使用すべき推進剤流量は $I_{sp}=10^4$ として 0.2 mg/s 程度となる。

電気推進エンジンを作動させるためには、真空管程度の真空度が必要である。精密な電氣的測定を行なうには $10^{-6} \sim 10^{-7} \text{ mmHg}$ の真空度が必要とされる。普通の考え方からすれば、真空タンクおよびポンプ能力が与えられて、必要な真空度が得られるくらいのエンジン規模を設定するが、ここではマイクロ波源の関係上、これと逆の構成をとったので真空の方で困難が多くなった。現在真空タンク 114 l , 拡散ポンプ 500 l/s , 到達真空度 10^{-7} mmHg により、 10^{-5} mmHg を得ている。トラップは現在水冷のものがついているが十分かどうか今のところ判断できない。

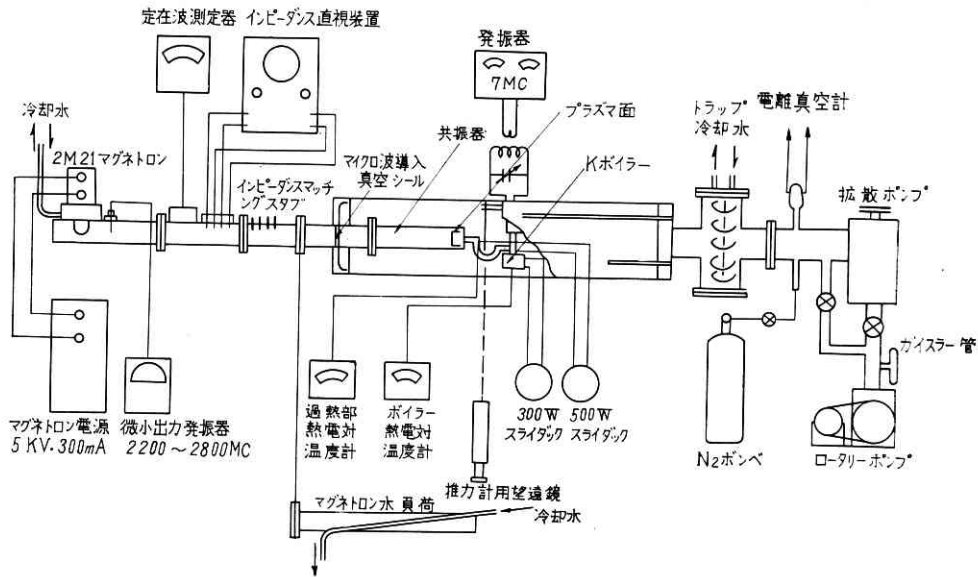
プラズマとしては、単位重量あたりのイオン化エネルギーの小さいものがロケットには望ましく、また入手しやすいものである必要がある。この点からカリウムガスを 7 Mc 電源によって高周波放電したものを使うことにした。カリウムのボイラーは、ボイラー部と過熱部に分かれ、ボイラー温度の変化によって蒸気圧を変え、ガス流量の調整を行なえるようにした。加速器の部分はマグネトロンからの導波管と同じ WRJ-2 を用い、一端をスリット、他端を移動できる $1/4$ 波長短絡板としてプラズマ面を形成するための窓を設けた。

実験装置の系統図は第 8 図、写真 1 は全景である。

現在までの実験は、各エレメントに関する整備や予備実験が主である。理論的考察と関係のある実験は共振器のインピーダンスマッチングを見るために行なわれたもので、マイクロ波は微小出力オシレーターによる共振器特性の測定である。プラズマとしては $2 \sim 3 \text{ mmHg}$ の空気を高周波 (7 Mc) 放電したものを用い、これで共振器の一端を形成した場合としない場合を比較し、プラズマによって共振器の特性が異なってくることを示した。第 9 図はこのデータの一つで、周波数を変化させた時の定在波比最小の位置をプロットしたものである。空気のプラズマ面は櫛状の電極二個の間で放電したのものを用い、厚み約 3 mm である。共振器はプラズマが存在する時は Q_0 は $80 \rightarrow 120$ に増加し、また周波数は下がっていて、その傾向は理論結果と一致するが、変化がいずれも小さいのはプラズマの厚さが小さく、第 5 図等から想像されるように、電波が通りぬけてしまう割合が大きいから止むを得ないと考えられる。

4. あとがき

以上大まかであるがプラズマロケットの現研究段階を



第8図 実験装置系統図



写真1 実験装置全景

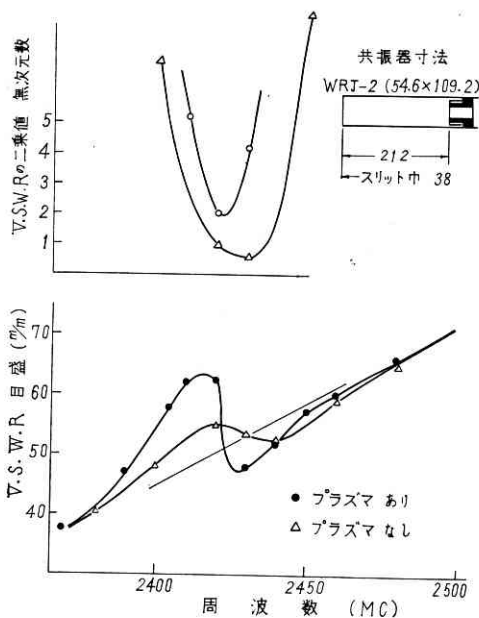
述べた。ここではプラズマエンジンの加速部分のみについて論じたが、ロケットとして構成するためには、パワー源その他の部分の性質についても合わせて考えなければならない。この場合、マイクロ波プラズマロケットはきわめて特徴あるシステムとなる可能性がある。それはこの研究がより進んだ段階において改めて論じなければならぬ。

終わりに、この研究は糸川教授の適切な指導によるものであり、また秋葉助教授からは多くの有益な助言を得た。二流体モデルを解くにあたっては航空技術研究所の樋口主任以下計算機室の方々にお世話になった。つつしんで感謝する。

(1962年4月10日受理)

文 献

- 1) H. Oberth: Menschen im Weltraum ECON-Verlag, Dusseldorf 1954 (日下訳, 宇宙への設計, みすず書房 1958)
- 2) H. Preston-Thomas: Interorbital transport techniques (with special references to solar derived power) Journal of British Interplanetary Society, p. 173~193
- 3) P.I. Wood, D.L. Forrest and B.M. Wilner: SNAP-8, The first electric propulsion power system. ARS paper, No. 2050-61, presented at Space Flight Report to the Nation/New York Oct. 9~15, 1961
- 4) W.E. Moeckel: Fast interplanetary mission with low thrust propulsion systems, NASA-TR-79, 1961
- 5) 長友: スピンを持つ宇宙船の姿勢制御: 低推力ロケットの応用, 第3回航空学会宇宙科学技術シンポジウム講演集 (1962)
- 6) H.R. Kaufman: An ion rocket with an electron bombardment ion source, NASA-TN-D 585 Jan. 1961
- 7) E.E. Dangle and D.L. Lockwood: NASA experimental research ion rocket, ARS paper No. 1160-60 presented at ARS semi annual mtg. Los Angeles, May 9~12, 1960
- 8) J.W. Davis, A.R. Walch, R.G. Meyerand, Jr. and F. Saltz; Charged particle dynamics and electrostatic potential gradients in a neutral plasma. ARS-paper No. 2070-61, presented at ARS Space Flight Report to the Nation, New York, Oct. 1961
- 9) C.D. Hendrix, Jr.: Charged heavy particles for use in electrical thrust devices. Proceedings of 2nd ISRA, Tokyo. (1960)
- 10) W.H. Bostick; plasma motor: The propulsion of plasma by magnetic means, IXth International Astronautical Congress, Amsterdam, 1958 Wien Springer Verlag 1959.
- 11) J.G. Linhart: Plasma Physics, Amsterdam, North Holland 1960
- 12) R.V. Hess and K. Thom.: Plasma acceleration by use of guided microwaves. NASA TN D-40 Dec. 1959.



第9図 共振器のインピーダンス測定