

# テザーロケット実験 (CHARGE-2) : 電気力学的現象の解析

佐々木進・小山孝一郎・河島信樹・平尾邦雄・大林辰蔵

W. J. Raitt\*, N. B. Myers\*

P. R. Williamson\*\*, P. M. Banks\*\*

W. F. Sharp\*\*\*

(1987年12月25日受理)

## Tethered Rocket Experiment (CHARGE-2) : Initial Results on Electrodynamics

By

S. SASAKI, K. I. OYAMA, N. KAWASHIMA, K. HIRAO, T. OBAYASHI  
W. J. RAITT, N. B. MYERS, P. R. WILLIAMSON, P. M. BANKS and W. F. S  
HARP

**Abstract :** The tethered mother-daughter rocket experiment (CHARGE-2) was carried out by a NASA sounding rocket, Black-Brant IX, at White Sands Missile Range in New Mexico in December 1985. It was intended to perform a new type of active experiment in space by applying a high voltage between the two payloads, as well as by injecting an electron beam from the tethered rocket system. An insulated conductive wire connecting the two payloads was deployed as long as 426 m during the flight. An electron beam from 0.5 to 48 mA at 1 keV was injected from the mother payload. A voltage up to 500 V was applied between the two payloads with and without the beam injection. This paper describes the initial results on the electrodynamic effects induced by the potential difference between the two payloads. The measurements of  $V \times B$  electromotive force and voltage/current

---

\* ユタ州立大学

\*\* スタンフォード大学

\*\*\* ミシガン大学

characteristics up to 500 V have been explained by a model in which the ion current to the negatively-biased payload effectively limited the tether current. Two kinds of VLF waves were observed when the bias voltage was applied between the two payloads; narrow band emission at 2-4 kHz and broad band emission up to 15 kHz, depending on the applied voltage. The characteristic features of these emissions suggest that the lower hybrid instability (modified two stream instability) driven by the potential difference between the rocket and the ambient plasma was responsible for the wave generation. An extensive study on vehicle charging and associated wave generation during the beam injection from the tethered system will be reported in a separate paper.

### 概 要

1985年12月、米国ニューメキシコ州ホワイトサンズにおいて、NASA ロケット、ブラックブラント IX を用いた日米共同テザーロケット実験 (CHARGE-2) が実施された。本実験は、ロケットを打ち上げ後、導電性のワイヤーをつけたまま親子ロケットに分離し、両ロケット間に電圧を印加するとともに、親ロケットから電子ビームを放射して、電離層の応答を調べるという新しいタイプの宇宙能動実験を目的として行われた。テザーワイヤーは、426 m まで繰り出され、その間、両ロケット間に最大 500 V までの電圧印加と、最大 1 kV, 48 mA までの電子ビーム放射が行われた。本論文では、この実験で観測されたテザーロケットシステムの電気力学的現象 (electrodynamic effects) について報告する。V×B 起電力の計測結果及び両ロケット間に電圧を印加した時の電圧電流特性は、負電位側でのイオン電流制限効果によって説明できた。電圧印加実験では、印加電圧に依存する 2 種類の低周波帯の波動 (2-4 kHz の狭帯域波動及び 15 kHz までの広帯域波動) が観測された。これらの波動は、ロケットと周辺プラズマの電位差によってドライブされたイオンの運動にもとづく低域混成波不安定性 (lower hybrid instability) によるものと解釈された。本実験のもうひとつの研究課題である電子ビーム放射による帯電現象とビームプラズマ相互作用の研究結果については、別の論文で報告する。

### 重要語

テザー、能動実験、エレクトロダイナミクス、電圧電流特性、低域混成波

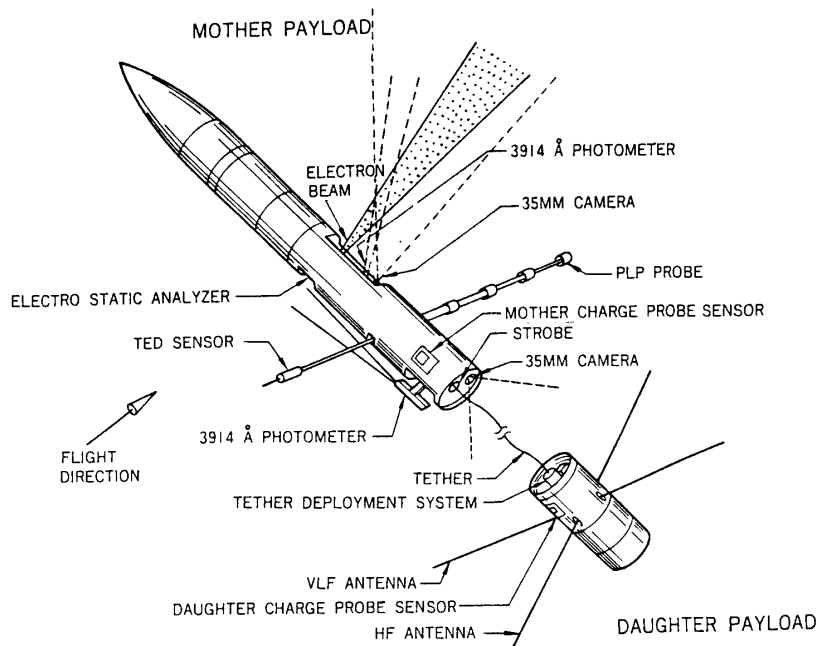
## 1. 序論

宇宙でのテザーシステム (space tether) は、科学分野のみでなく、理工学分野でも幅広い応用が考えられている。その構造的な特性を利用した、テザー衛星による低域電離層探査 (Colombo et al., 1974)、宇宙輸送のための運動量変換システム (Woodies and VanPelt, 1987)、テザーエレベーター (Mellina et al., 1987)、テザー利用無重力実験室 (Kroll, 1987) などは、近い将来実現可能な宇宙テザーシステムとして検討が進められている。テザーワイヤーとして、導電性のワイヤーを使用した場合、その応用範囲は一層広がると期待されている。テザーワイヤーに電流を流すことにより、宇宙能動実験を実施したり、各種の理工学的応用をはかることができる。この概念のテザーシステムは、electrodynamic tether とよばれ、宇宙発電 (Martinez-Sanches and Hastings, 1987)、飛翔体の姿勢、軌道制御システム (Lemke et al., 1987)、電波放射システム (Estes and Grossi, 1987) などに応用することができる。1990年には、スペースシャトルを利用した大掛かりな electrodynamic tether 実験が行われることになっており (US-Italy Tethered Satellite System-1, Bonifazi, 1987)、現在、世界の各研究機関で、electrodynamic tether の運動、制御、プラズマとの相互作用に関する研究が盛んに行われている。

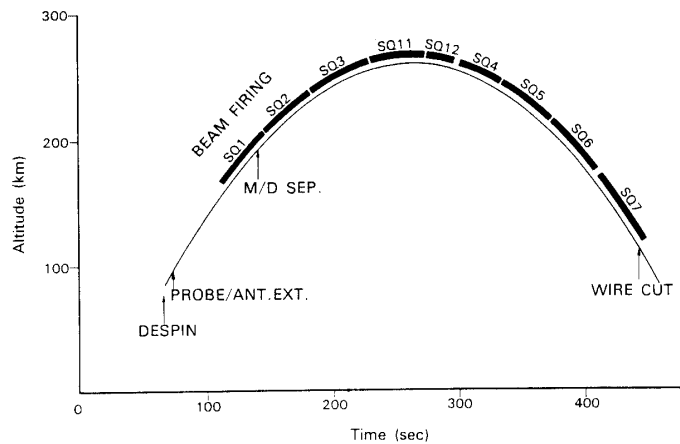
本論文では、1985年に日米共同で実施した観測ロケットでの electrodynamic tether 実験の結果について報告する。この実験は、1980年に始まった日米共同のテザーロケット実験シリーズの第4回目のもので、ユタ州立大学、宇宙研、スタンフォード大学、ミシガン大学の4機関の共同実験として実施された。3回目までの実験 (Williamson et al., 1982, Kawashima et al., 1982, Oyama et al., 1984, Sasaki et al., 1987) が、電源系の故障のため不完全なものであったのに対し、今回の実験は、ほぼすべての機器が順調に動作し、予定通りの成果をあげた。実験全体については、Raitt et al., (1987)、Kawashima et al. (1987) の論文で報告されている。

## 2. 実験概要

第1図に搭載機器配置図を示す。親ロケット (径 0.44 m, 長さ 3.26 m) には、電子銃 (最大出力 1 kV, 48 mA)、ラングミュアプローブ、フローティングプローブ、電子温度計、フォトメータ (2台)、35 mm カメラ (2台)、静電電子エネルギー分析器、帯電プローブ、テザー電流電圧制御器 (最大 500 V) が搭載され、子ロケット (径 0.44 m, 長さ 1.62 m) には、テザーワイヤー伸展機構 (426 m)、高周波及び低周波波動受信機、帯電プローブ、テザー電流モニターが搭載された。これら機器の性能については、別の論文で詳しく述べられている (Sasaki et al., 1987)。ロケットは、1985年12月14日、現地時間0時16分に、米国ニューメキシコ州ホワイトサンズから打ち上げられ、打ち上げ後、252秒で最高高度 262 km に達した。その軌道及び実験シークエンスを第2図に示す。68秒でロケットのスピンを停止させ、109秒でロケット軸が東西に向くような姿勢制御を行い、116秒から能動実験を開始した。ロケットの親子分離は、142秒に初速 1.05 m/sec で行われ、分離速度を維持するため、子ロケットに搭載した RCS (Reaction Control System) を 36.5 秒毎に

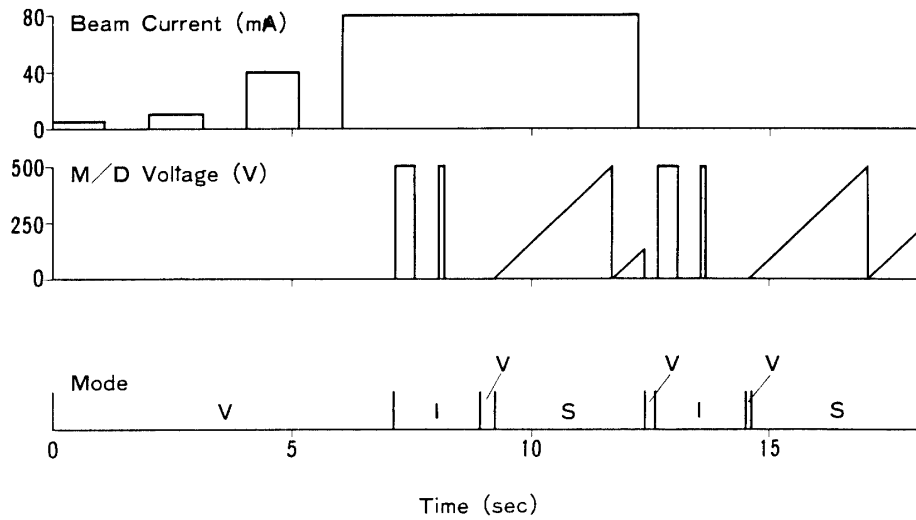


第1図 テザーロケットの機器配置図



第2図 CHARGE-2 ロケットの軌道と実験プロフィール

3秒間、間歇的に動作させた。439秒でワイヤーは全て繰り出され、442秒で切断した。この間、合計9回の能動実験シーケンスが実行された。各能動実験シーケンスは、電子ビームの放射と親子ロケット間の電圧印加の組合せで構成されている。第3図に、能動実験シーケンスの前半部分を示した。図中、Mode欄のV,I,Sの記号は、両ロケット間の電氣的接続の状態を表し、それぞれ高インピーダンス、低インピーダンス、掃引電圧印加モードを示している。

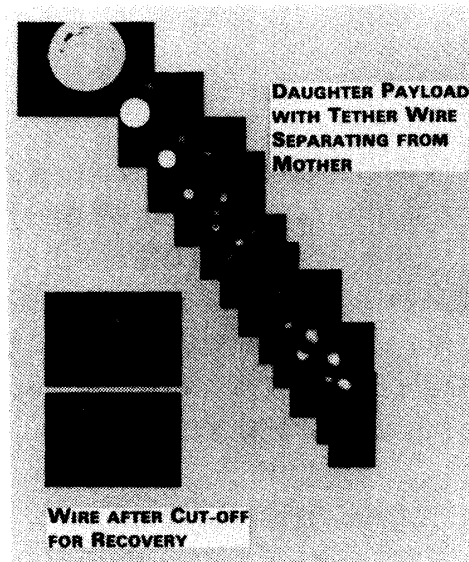


第3図 能動実験シーケンス (前半)

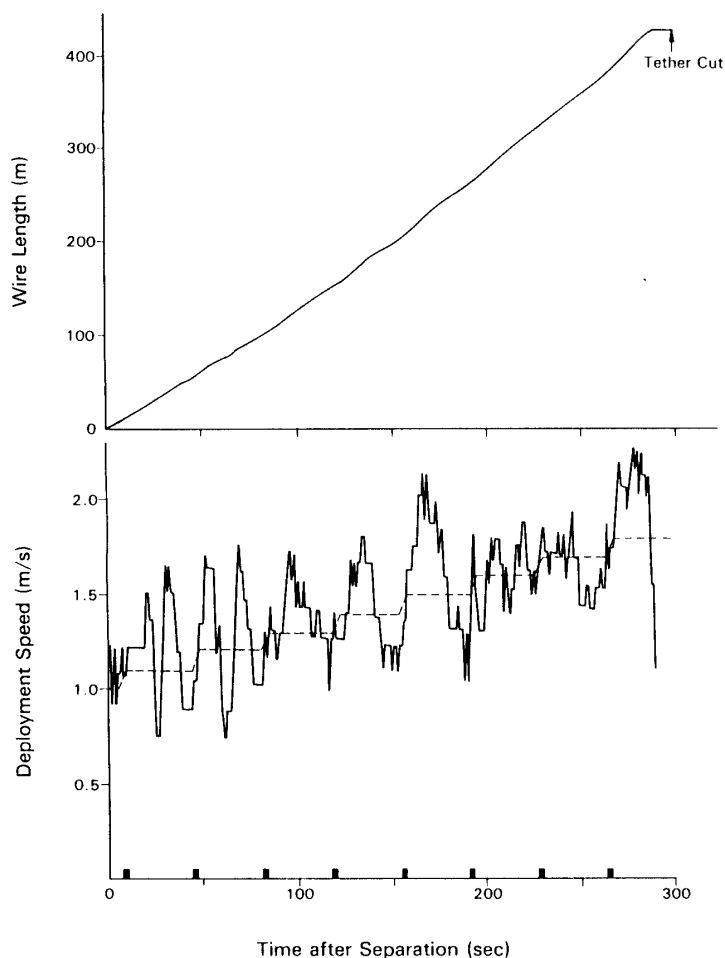
### 3. 実験結果

#### 3-1 テザー伸展

テザーワイヤーの伸展の様子は、親ロケットに搭載したカメラにより、約0.5秒に1回撮影された。第4図に得られた写真の一部を示す。伸展機構から繰り出されたワイヤーは、コイル状になって伸展していることがわかる。ワイヤーの伸展長は、伸展機構に組み込まれた光学システムにより15cmの精度で計測された。第5図にワイヤーの伸展長と伸展速



第4図 親ロケット搭載カメラで観測した子ロケットとテザーワイヤー

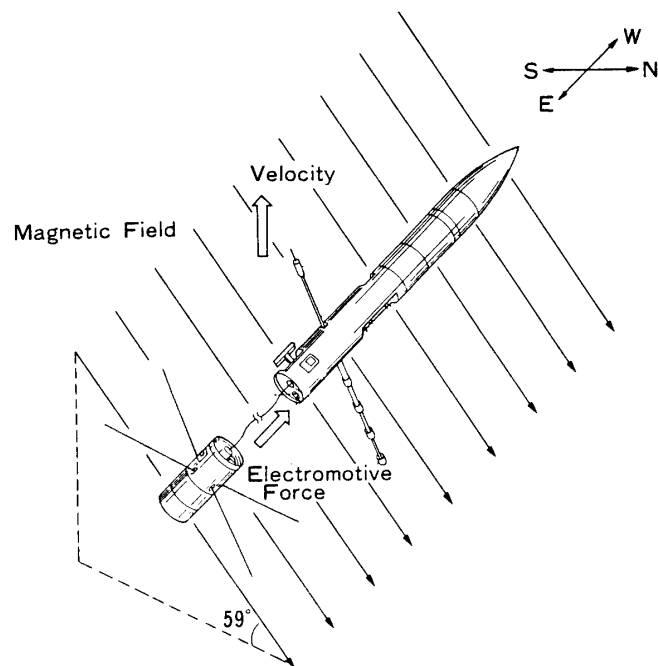


第5図 テザーワイヤー長(上)と伸展速度(下). 時間軸上の太線は, RCSの動作を示す.

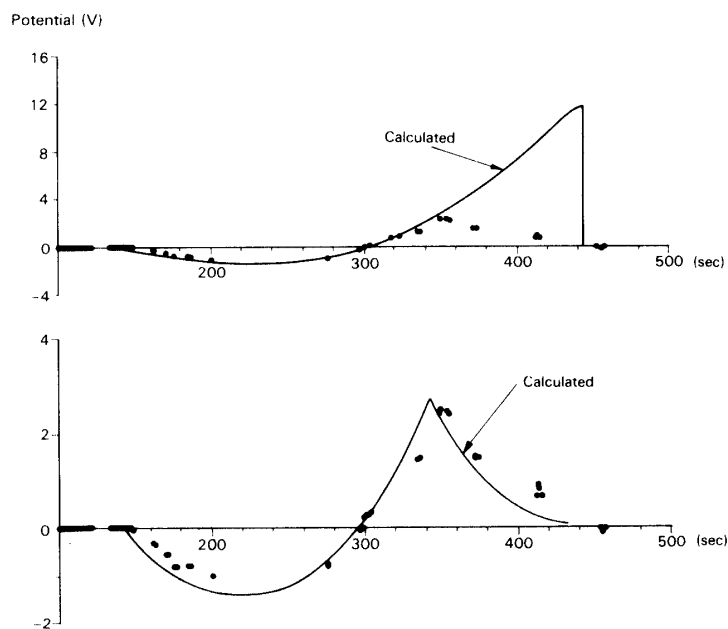
度を示す. 時間軸上の太いきざみは, RCSの動作を表わし, 破線は地上試験で計測された伸展機構での摩擦力と RCSの推力 (0.44 Newton) から計算した子ロケットの速度を示している. RCS動作に伴ない, ワイヤーの伸展速度に振動が生じているが, これは, コイル状になったワイヤーの縦振動の励起によるものと思われる. 運動量の計算結果から, ワイヤー伸展機構での摩擦力は, 地上試験で得られた値の倍程度であると見積もられた. また, ワイヤー繰り出し終了時刻とワイヤー切断時刻の秒時の差から, 両ロケット間の実際の距離は, ワイヤー長の約97%であることが計算された.

### 3-2 $V \times B$ 起電力

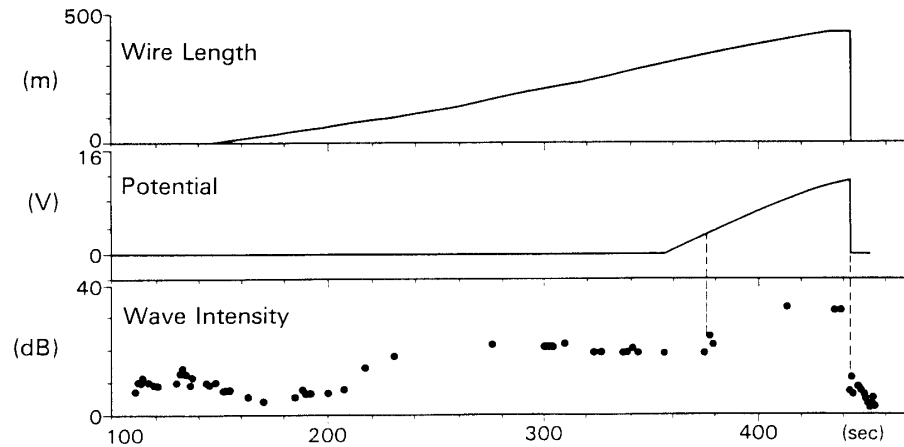
親子ロケット間の電圧は, 3 Mohmの抵抗で計測された. ロケットは, ほぼ垂直に打ち上げられ, 子ロケットは, 東方向に分離したので,  $V \times B$  起電力は, 上昇中は, 子ロケットから親ロケットに向い, 下降中は逆方向に起電力が発生した. 第6図に上昇中の場合の両ロケットと磁場の相対関係を示す. 第7図の黒丸は, 計測された電位差を表わし, 上パネ



第6図 ロケット上昇中での、磁場方向、速度方向、 $V \times B$  起電力方向の相対関係



第7図  $V \times B$  起電力の時間変化. 黒丸は、計測した親子ロケット間の電位差. 上パネルの実線は、 $V \times B$  起電力の計算値. 下パネルの実線は、イオン電流の影響を考慮したモデルでの計算結果.



第8図 VLF帯域の積分強度(0.4-30 kHz)の時間変化。後半の強度増大は、VxB起電力解析で導かれたロケットと周辺プラズマとの電位差と相関がある。

ルの実線は、速度、姿勢、テザー長から計算したVxB起電力を表わしている。350秒までは、観測値と計算値はよく一致しているが、それ以降は、大きくずれている。これは、4-1で述べるように有限のイオン電流制限効果によるもので、この効果を考慮した計算結果は、第7図下パネルの実線で示すように、観測値をよく説明できる。

### 3-3 ワイヤー伸展時の波動観測

子ロケットには、VLF受信機(0.4-30 kHz)およびHF受信機(0.2-10 MHz)が搭載されていた。HF受信機では、ワイヤー伸展にともなう変化は検出されなかったが、VLF受信機では、ワイヤー伸展にともない、その強度が増大する効果が観測された(第8図)。210秒付近からの増大は、ワイヤー長の増大による自然の波のピックアップ効率上昇によるものと考えられるが、380秒付近からの増大は、VxB起電力解析で導かれるロケットと周辺プラズマの電位差に起因したものと考えられる。

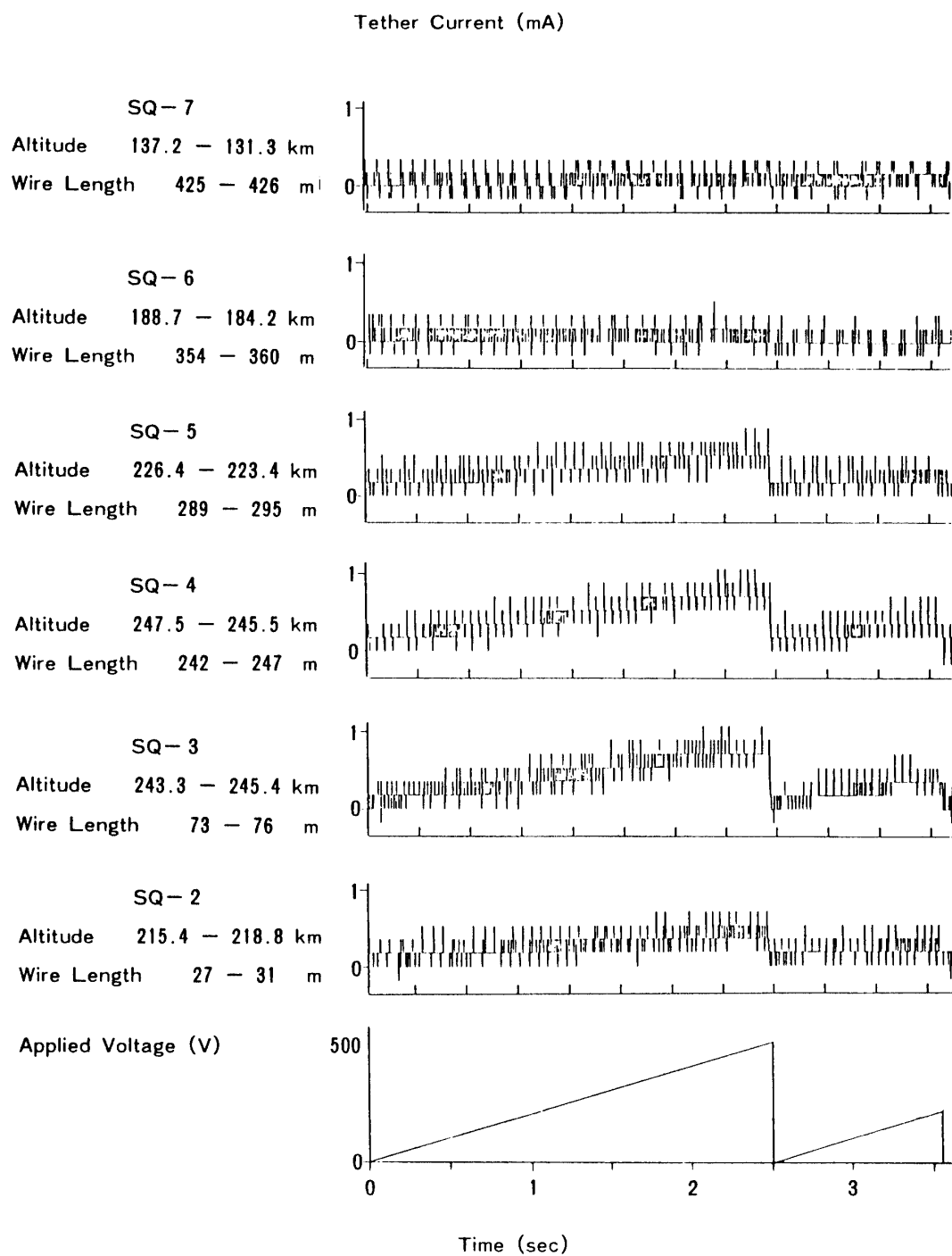
### 3-4 テザー電圧電流特性

親ロケットに搭載したDC/DCコンバータにより、子ロケットに最大+500Vまでの電圧を印加し、その電圧電流特性を取得した。第9図にその結果を示す。テザー電流は、高度が高いほど(プラズマ密度が高いほど)大きく、印加電圧が100Vをこえると電圧に対しほぼリニアに増加した。SQ-3とSQ-4のデータは、ほぼ同じ高度(同じプラズマ密度の場所)で得られたものであり、同じ電圧電流特性がえられている。但しSQ-3でのワイヤー長は、75mであるのに対し、SQ-4では、ワイヤーは、245mまで伸びていた。このことは、異なる磁力管に位置している両ロケット間の距離は、電圧電流特性に強い影響を与えなかったことを示唆している。

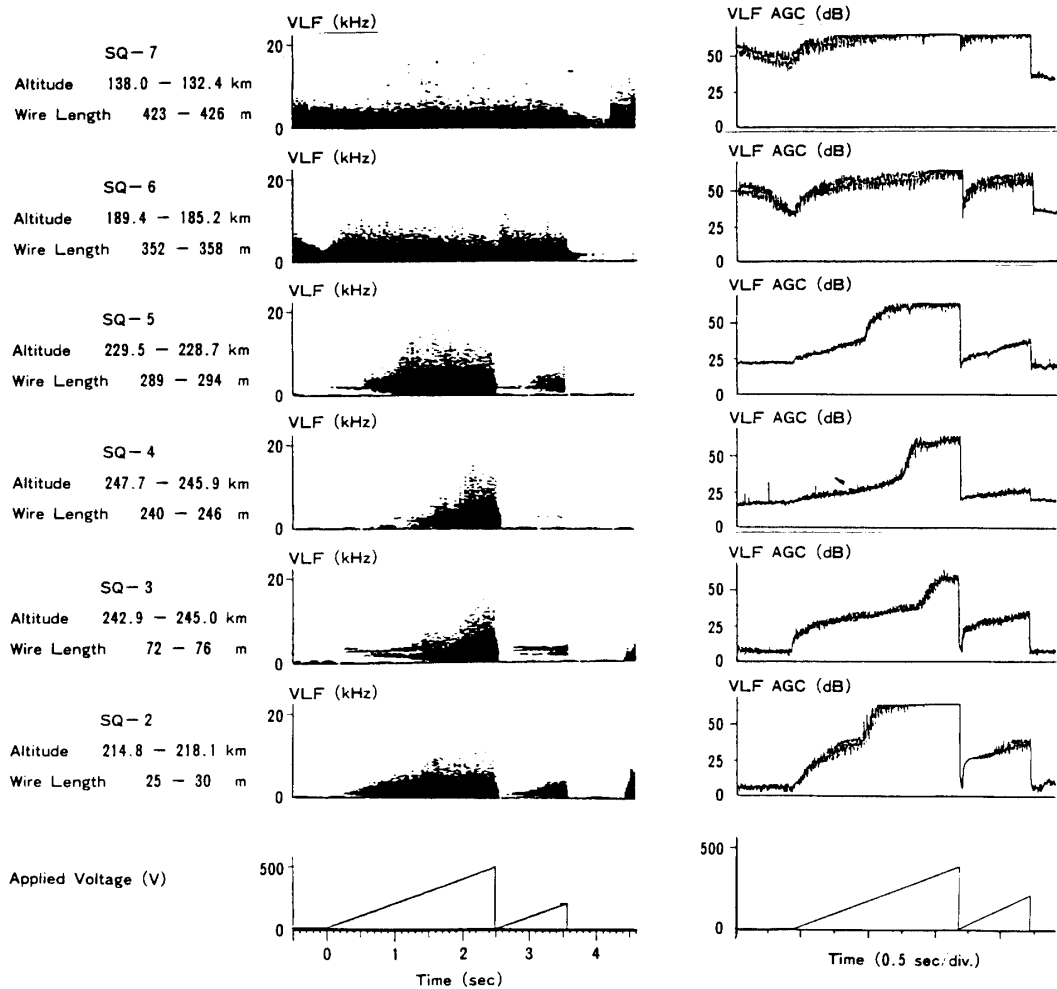
### 3-5 電圧印加時の波動励起現象

両ロケット間に電圧を印加しても、HF帯には明らかな波動は検出されなかったが、VLF帯には強力な波動が観測された。第10図に、各実験シークエンスで励起された波動の





第9図 両ロケット間に500Vまでの掃引電圧を印加した時のテザー電流。



第10図 両ロケット間に電圧を印加した時に励起されたVLF帯域波動の周波数スペクトル(左パネル)と積分強度(右パネル)

スペクトラムとその積分強度を示す。SQ-2から5では、電圧が低い時、2-4 kHz付近の狭帯域の波動が観測され、電圧が高くなると15 kHz付近までの高帯域の波動に変化している。また、励起された波動の強度は、高度が高いほど(プラズマ密度が高いほど)小さいといえる(SQ-4で最小)。

## 4. 議論

### 4-1 $V \times B$ 起電力

地球磁場中でのテザーワイヤーの運動は、 $V \times B$  起電力( $\phi$ )を発生させ、この結果 $\phi/Z$ ( $Z$ : 検出抵抗, 3 Mohm)の電流が流れる。この回路は、正電位側のロケットでの電子電流と負電位側のロケットでのイオン電流により閉じる。電離層プラズマでは、電子電流

密度 (典型的には,  $0.4 \text{ mA/m}^2$ ;  $5 \times 10^4/\text{cc}$ ,  $1000 \text{ K}$ ) のほうがイオン電流密度 (典型的には,  $2.2 \mu\text{A/m}^2$ ;  $1100 \text{ m/sec}$ ) よりはるかに大きい。プラズマ密度が充分高く, イオン電流が  $\phi/Z$  より大きい場合, 測定値は起電力に一致する。即ち,

$$\phi/Z \leq 1i(V_i \sim 0) \quad (1)$$

$$1i = N_p v e S / 4$$

$$V_{\text{meas}} = \phi \quad (2)$$

$I_i$ : イオン電流

$V_i$ : 負電位

$N_p$ : 背景プラズマ密度

$v$ : イオン熱速度

$e$ : 電荷

$S$ : ロケットの導電表面積

$V_{\text{meas}}$ : 測定電圧

しかしながら, もし条件(1)が成立しない時は, 測定電圧はイオン電流に依存する。

$$V_{\text{meas}} = I_i(V_i)Z < \phi \quad (3)$$

$$V_i + V_{\text{meas}} = \phi \quad (4)$$

本実験では,  $V_i$  は  $10 \text{ V}$  以下なので,  $I_i(V_i) \sim I_i(V_i \sim 0)$  が近似的に成立する。この場合, 測定電圧は, プラズマ密度にリニアに比例し, 起電力  $\phi$  に依存しなくなる。第7図の下パネルに示したように, このモデルによる計算結果は, 観測事実をよく説明することができる。

#### 4-2 電圧電流特性

両ロケット間に, 電圧を印加した場合の定常電流は, 次の式で与えられる。

$$I = V / (R_m + R_d + R_t + R_p) \quad (5)$$

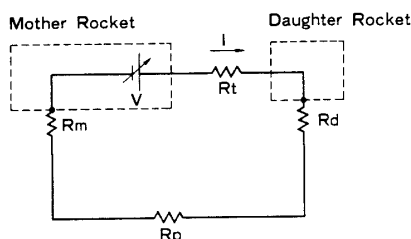
$V$ : 印加電圧

$I$ : テザー電流

$R_m$ : 親ロケットと周辺プラズマの DC インピーダンス

$R_d$ : 子ロケットと周辺プラズマの DC インピーダンス

$R_t$ : テザーワイヤーの抵抗 ( $4 \text{ kohm}$ )



第11図 両ロケット間に電圧を印加した実験の等価電気回路

$R_p$  : 両ロケットが位置する磁力管の間の DC インピーダンス

第11図に、この場合の等価回路を示す。  $R_t$  以外のインピーダンスは、印加電圧、プラズマ密度温度に依存する。  $R_p$  は、更に、両ロケットが位置する磁力管の間の距離に依存する。しかし第9図に示したように、テザー電流は、主として高度（プラズマ密度）に依存したという実験事実は、  $R_t$ ,  $R_p$  は、今回の場合、無視しうることを示している。従って(5)式は、

$$I(V) = V / (R_m(V1) + R_d(V2)) \quad (6)$$

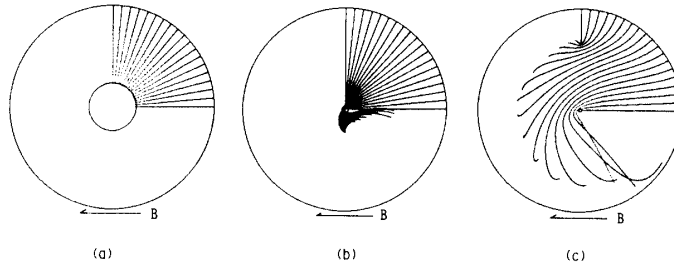
$V1$  : 親ロケットと周辺プラズマの電位差

$V2$  : 子ロケットと周辺プラズマの電位差

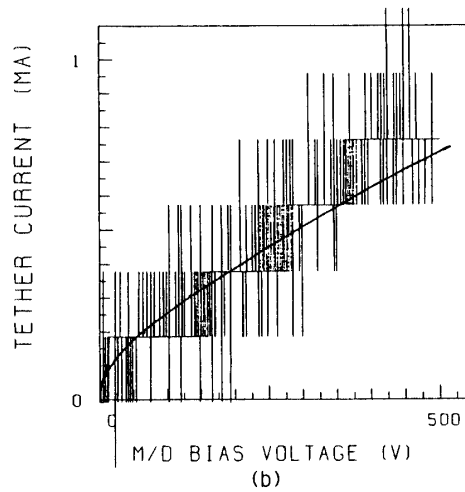
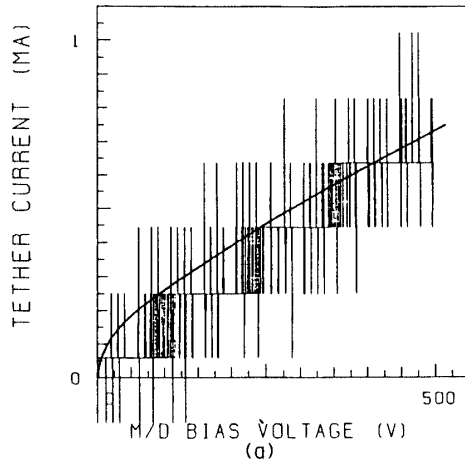
で与えられる。更に前節で述べたように、一般に電子電流は、イオン電流よりはるかに大きいので、(6)式は以下の簡単な式におきかえることができる。

$$I(V) = V / R_m(V) \quad (7)$$

$I(V)$  の形式は、負電圧領域のシングルプローブ理論により与えられる。計測された最大電流は、SQ-3で500Vを印加した時で、0.8mAである。この高度のプラズマ密度は、 $8 \times 10^4 / \text{cc}$  なので、イオン熱電流は、 $3.5 \mu\text{A}/\text{m}^2$  となり、この場合のイオンシースによる有効イオン捕集面積は、 $230 \text{m}^2$  となる。これは、球状のシースの場合、半径4.3mのシースに相当する。親ロケットの形状は、円筒形(長さ3.26m、径0.44m)であるが、シーススケールに比べて充分小さいので、モデル計算では、ロケットを半径1m程度の球と近似することができる。一方イオンラーモア半径は、3.1mなので、シースエッジで捕集されるイオン電流量は、磁場の影響を受けないとしてよい。第12図(a)に示すように、ここで考えるパラメータ(印加電圧500V、磁場強度0.6 Gauss、内側電極半径1m、外側電極半径4.3m)の場合、シースエッジからはいったイオンは、磁場の影響を受けず、すべて内球に近似したロケットに到達することができる。従って、この場合のイオン電流は、空間電荷で制限をうける。同心球の場合の空間電荷制限電流は、Langmuir and Blodgett (1924) によって次式で与えられている。



第12図 シース内でのイオンの運動のモデル計算. 磁場0.6 Gauss, 内側電極半径1 m.  
 (a) 外側電極半径4.3 m  
 (b) 外側電極半径30 m  
 (c) 外側電極半径60 m



第13図 電圧電流特性の観測値とモデル計算結果の比較  
 (a)SQ-4 (b)SQ-3

$$J = 8/9 \cdot \epsilon_0 (e/2m)^{1/2} \cdot V^{3/2} / (\alpha a)^2 \quad (8)$$

$$\alpha^2 = \gamma^2 - 0.6\gamma^3 + \dots$$

$$\gamma = \ln(a/b)$$

$e$  : 電荷量

$m$  : 粒子質量

$V$  : 二電極間の電圧

$a$  : 内電極の半径

$b$  : 外電極の半径

酸素原子イオンの場合、電圧電流特性は、

$$V(\text{Volt}) = 3.25 \times 10^4 \cdot (\alpha^2 \cdot I(\text{Ampere}))^{2/3} \quad (9)$$

となる。この表式は、 $\alpha^2$  が電流の関数であることを考慮すれば、電圧と電流がほぼニアの関係をもつことを示しており、計測結果ともよく一致する。第13図に、 $a=1.2$  m の場合の計算結果と観測結果の比較を示した。Beard & Johnson (1961), Parker & Murphy (1967), Linson (1969) らは、飛翔体からの粒子ビーム放射実験に関連して、帯電した飛翔体の電流捕集特性のモデルを展開したが、粒子ビーム放射実験では、これまでのところ、モデルを検証できるような信頼性のある電圧電流特性は得られていない。これは、粒子ビーム放射実験の場合、信頼できる帯電電圧計測が困難なことから、ビームプラズマ、ビームガス相互作用により電圧電流特性が強く影響を受けるためである。テザーシステムを利用した今回の実験では、負電位帯電体の信頼できる電圧電流特性を取得することができ、その結果は、Beard & Johnson の空間電荷制限モデルが成立することを実証した。ただし、第12図(b) (シース球半径 30 m), (c) (シース球半径 60 m) に示したように、より大きいシースの場合 (より低密度プラズマ、または、より高電圧の場合) には、シース内での粒子の運動は、磁場の影響を強く受けるため、このモデルは成立しないと予測される。

#### 4-3 波動励起

本実験では、 $V \times B$  起電力が、両ロケット間に電位差を生じさせた時、VLF 帯の波動励起が観測された。両ロケット間に、電圧を印加した場合には、2種類のVLF帯の波動(狭帯域波動、広帯域波動)が観測された。周波数スペクトルおよび積分強度のみの情報から、波動モードを確定するのは困難であるが、適当な仮定をおくことにより、その発生機構を推察することができる。

Barnett and Olbert (1986) は、テザーシステムでの波動放射の機構に関連して、電流源が、宇宙プラズマ中を動く時、チェレンコフ放射と類似の機構で、3つの帯域、 $0 < f < f_{ci}$ ,  $f_{ih} < f < f_{ce}$ ,  $f_{ce} < f < f_{uh}$  ( $f_{ci}$ : イオンサイクロトロン周波数,  $f_{ih}$ : ローワハイブリッド周波数,  $f_{ce}$ : 電子サイクロトロン周波数)での放射が可能であることを示した。ただしこれら

の波動は、本質的にチェレンコフ輻射と類似しているため、波動ベクトルが静止系で変化するような非線形なプロセスを仮定しないかぎり、発信源とともに動く系では、検出できない。さらに、この機構の場合、テザー電流に比例して波動強度が増大するが、本実験では、テザー電流が大きい程（高度が高い程）、波動強度は小さくなっている。

一方、周辺プラズマに対し電位差をもった飛翔体は、周辺プラズマの運動をひきおこし、その結果として波動を励起しうる。検出された狭帯域の波動の周波数は、イオンサイクロトロン周波数 (48 Hz) よりはるかに高く、イオンプラズマ周波数 (12 kHz) よりかなり低い。観測された周波数は、低域混成波付近に相当している（本実験条件の場合、酸素イオンの低域混成共鳴周波数は 6.7 kHz）。帯電した飛翔体は、周辺イオンの運動をひきおこし、modified two stream instability により、低域混成波 (lower hybrid waves) を励起することができる。観測された狭帯域波動の周波数は、 $(0.3-0.6) \cdot flh$  に相当している。Kelley et al. (1986) の宇宙でのバリウム放射実験では、今回観測されたと同様な VLF エミッションが検出されている。周波数領域は、 $(0.1-1) \cdot flh$  で、バリウムイオンの運動によって励起された低域混成波であるとされている。また、電子ビームを放出するため、アンテナに対しロケット本体の電位をさげた実験では、本実験で観測されたと同様なエミッション  $((0.6-0.8) \cdot flh)$  が観測されたという報告がなされている (Matsumoto et al., 1974)。その発生機構は、ビームプラズマ相互作用とされているが、ロケットと周辺プラズマの電位差によるイオンの運動にもとづくものと解釈することもできる。

両ロケット間の電圧が高くなると、狭帯域の波動は広帯域の波動に変化する。ロケットと周辺プラズマとの電位差の増大が、より成長率の小さい低域混成波の励起をうながし、広帯域化したと解釈することができる。また、磁場方向に電子の熱速度とほぼ同じ速度をもつ低域混成波が、ランダウダンピングによって電子加熱をひきおこし、それにより広帯域の波動が励起された可能性もある。

## 5. 結論

テザーロケット実験で観測された電気力学的効果を調べた。両ロケット間に電圧を印加した実験では、その電流が、イオン電流によって制限をうけることが判明し、両ロケット間の距離とは無関係であった。また得られた電圧電流特性は、Beard & Johnson の空間電荷制限モデルと合致した。VxB 起電力の計測でも、イオン電流による制限効果が観測された。テザーシステムでの波動励起に関しては、従来から提案されている“電流駆動型”の輻射よりも、ロケットと周辺プラズマとの電位差にもとづく“ポテンシャル駆動型”の波動励起の方が、今回の実験の場合より重要であった。観測された低域混成波と考えられる波動は、ロケットと周辺プラズマの電位差が数ボルト以下でも強く励起された。これらの結果は、太陽 UV や高エネルギー電子群によって帯電した飛翔体の環境は、低域混成波の波動が卓越していることを示唆している。

## 参 考 文 献

- Barnett, A. and S. Olbert (1986), Radiation of plasma waves by a conducting body moving through a magnetized plasma, *J. Geophys. Res.* 91, 10117-10135.
- Beard, D. B. and F. S. Johnson (1961), Ionospheric limitations on attainable satellite potential, *J. Geophys. Res.* 66, 4113-4122.
- Bonifazi, C. (1987), Tethered satellite system (TSS) core science equipment, *Tethers in Space, Advances in the Astronautical Sciences*, 62, 173-191.
- Colombo, G., E. M. Gaposchkin, M. D. Grossi, and G. C. Weiffenbach (1974), Shuttle borne "Skyhook"; A new tool for low orbital-altitude research, Proposal by Smithsonian Institution Astrophysical Observatory.
- Estes, R. D. and M. Grossi (1987), Self-powered, drag-compensated, tethered satellite system as an orbiting transmitter at ULF/ELF, *Tethers in Space, Advances in the Astronautical Sciences*, 62, 483-495.
- Kawashima, N., S. Sasaki, K. Oyama, K. Akai, and Y. Nakai (1982), Floating potential and return current measurements in a rocket-borne electron beam experiment, *Geophys. Res. Letts*, 9, 1061-1063.
- Kawashima, N., S. Sasaki, K-I. Oyama, W. J. Raitt, P. R. Williamson, and P. M. Banks, Further analysis of the results from a series of tethered rocket experiments (1987), presented at the Second International Conference on Tethers in Space, Venice, Italy, Oct. 4-8.
- Kelley, M. C., R. F. Pfaff, and G. Haerendel (1986), Electric field measurements during the condor critical velocity experiment, *J. Geophys. Res.* 91, 9939-9946.
- Kroll, K. R. (1987), Tether implications on space station gravity level, *Tethers in Space, Advances in the Astronautical Sciences*, 62, 483-481.
- Langmuir, I. and K. Blodgett (1924), Currents limited by space charge flow between concentric spheres, *Phys. Rev.*, 24, 49.
- Lemke, L. G., J. D. Powell, and X. He (1987), Attitude control of tethered spacecraft, *J. Astronautical Science*, 35, 41-55.
- Linson, L. M. (1969), Current-voltage characteristics on an electron-emitting satellite in the ionosphere, *J. Geophys. Res.* 74, 2368-2375.
- Martinez-Sanchez, M. and D. E. Hastings (1987), A systems study of a 100 kW electrodynamic tether, *J. Astronautical Science*, 35, 75-96.
- Matsumoto, H., S. Miyatake, and I. Kimura (1974), Frequency spectra of VLF plasma waves observed by Japanese ionospheric sounding rocket K-9 M-41, Rept. Ionos. Space Res. in Japan, 28, 89-109.
- Merlina, P., W. Bogo, and S. Ciardo (1987), Tethered elevator and pointing platform demonstrations: A shuttle flight test of scaled engineering models, *Tethers in Space, Advances in the Astronautical Sciences*, 62, 147-171.
- Oyama, K. I., S. Sasaki, N. Kawashima, K. Hirao, W. J. Raitt, P. R. Williamson, and P. M. Banks (1984), Results of US-Japan Tethered Payload Experiment, Proc. of the Fourteenth International Symposium on Space Technology and Science, 1493-1499.
- Parker, L. W. and B. L. Murphy (1967), Potential buildup on an electron-emitting ionosphere satellite, *J. Geophys. Res.* 72, 1631-1636.



- Raitt, W. J., J. V. Eccles, N. B. Myers, D. C. Thompson, P. M. Banks, P. R. Williamson, R. I. Bush, J. Hawkins, S. Sasaki, K. I. Oyama, and N. Kawashima (1987), Active vehicle charging measurements in sounding rocket and Space Shuttle Orbiter environments at low earth orbit (LEO) altitude, AGARD-CP-46, 9, 1-16.
- Sasaki, S., W. J. Raitt, K. I. Oyama, N. Kawashima, P. R. Williamson, W. F. Sharp, A. B. White, P. M. Banks, T. Yokota, Y. Watanabe, K. Hirao, and T. Obayashi (1987), Results from a series of Tethered Rocket Experiments, accepted by AIAA Journal of Spacecraft and Rockets.
- Williamson, P. R., W. F. Denig, P. M. Banks, W. J. Raitt, N. Kawashima, K. Hirao, K. I. Oyama, and S. Sasaki (1982), Measurements of vehicle potential using a mother-daughter tethered rocket, in Artificial Particle Beams in Space Plasma Studies, edited by B. Grandal, Plenum, New York, 645-653.
- Woodies W. R. and J. M. VanPelt (1987), Benefits of tether momentum transfer to space station operations, Tethers in Space, Advances in the Astronautical Sciences, 62, 513-531.