

平成 21 年度 博士学位論文

粒子エネルギー観測を用いた衛星電位計測機器の
小型化に関する原理検証

Verification of Operational Principle of
Small-sized Satellite Potential Monitor via
Measurement of Particle Energy

指導教員：趙 孟佑 教授

九州工業大学大学院工学研究科

電気工学専攻

倉原 直美

ABSTRACT

小型衛星やハイブリッドロケットを中心とした民間の宇宙開発が近年活発化してきており、宇宙開発は実利用の段階へと進みつつある。宇宙産業を確立するためにかかせないのが人工衛星をはじめとする宇宙機の信頼性向上である。宇宙機は開発費が数 100 億円かかることもある高額なシステムであるため、宇宙機をいかに過酷な宇宙環境から守り、安全に運用するかという技術が必須である。本研究では宇宙機事故原因の約半数を占める宇宙機の帯電・放電現象に着目し、小型の帯電電位観測装置を開発することを目的としている。特に、数十 kg クラスの超小型衛星への搭載や大型衛星での測定機会の増加を図るために装置の小型化に重きを置いている。

本論文の第 1 章ではこのような研究背景と従来の帯電観測装置についてレビューを行い、現状の帯電観測の問題点、幅広い帯電測定範囲を確保するために複数の機器を一つの宇宙機に搭載している場合が多いということや、各種の計測装置を小型衛星に搭載するにはサイズの的にも電力的にも大きすぎるということを指摘している。そこで、計測装置の小型化と、+数 V \sim -20kV の帯電電位の測定という 2 つのことを達成するために新しい型の静電分析器、二段平行平板型静電分析器を開発することを研究目的として定義している。

第 2 章では静電分析器を利用した帯電観測装置の原理について述べている。本帯電観測装置では、粒子の軌道をまげてエネルギーを解析するための偏向電極が 2 枚の平行平板電極を 2 段に重ねた形状になっている。この偏向電極はスリットをもつ外装に納められており、スリットから進入した粒子が偏向電極間を通過していく過程でそのエネルギーに応じて分類され、4 枚あるうちのいずれかの電極で収集されるか偏向電極を通り過ぎてコレクタに到達する。各電極での収集電流のうち、2 段目の電極の電流-電圧特性を解析することでプラズマエネルギーを取得することができる。

帯電電位の観測は、宇宙機が帯電している時と帯電していない時で計測されるプラズマエネルギーが変化するという現象を利用する。宇宙機がプラズマ中で帯電した場合、宇宙機表面に到達する粒子は宇宙機周辺に形成されたシースの中を通過することになるが、このときシース内の電界によって粒子は加速もしくは減速される。通常、宇宙機は負に帯電するので、宇宙機周辺にはイオンシースが形成されている。宇宙機に向かってやってくるイオンはシース中で加速され、電子は減速されてエネルギーの低いものははじき出される。よって、負帯電した宇宙機表面でイオンのエネルギーを観測した場合、元々のエネルギーからイオンシースによって加速された分だけ大きくなっているため、このエネルギーの増分を解析することで宇宙機帯電電位を見積もること

ができる。

第3章では二段平行平板型静電分析器の原理検証試験について述べている。測定原理を検証するために、1段目と2段目の電極の高さを変えて2種類の静電分析器原理検証モデルを製作し実験室プラズマ中で原理検証試験を行った。試験時のプラズマ環境は、プラズマ密度 $5.4 \times 10^{12} \text{m}^{-3}$ 、プラズマ電位 1.2V、電子温度 0.73eV であった。この環境下において二段目の電極でプラズマエネルギーが観測でき、測定する帯電電位が変わると二段目電極で観測されるプラズマエネルギーも変化することが確認できた。エネルギー変化量から見積もる帯電電位が、計測された実験値と理論値においてよく一致した。電極間に加える電圧として、帯電電位の10分の1程度の印加電圧が必要であることが確認された。

第4章では数値解析シミュレーションにより原理検証試験の結果を検討している。数値解析の結果が、静電分析器の電流—電圧特性と帯電電位計測において実験データをよく再現できることを確認した。第5章では原理検証試験の結果と電極サイズによる分析器の精度と効率の解析結果から、極軌道を想定して実際の衛星に搭載する二段平行平板型静電分析器の設計を行っている。第6章では本研究の総括を行い、二段平行平板型静電分析器を用いた宇宙機の帯電電位計測は実現可能であると結論づけている。今後の課題として、 10^{12}m^{-3} 台のプラズマ密度下では $0.1 \mu\text{A}$ 程度の電流収集量であるため、より低密度な環境では収集電流量を増やすこと、また電極シースの分析器外部への漏れ出しの検討が必要であることを指摘している。

LIST OF FIGURES

Title	page
図 1-1 日本の観測ロケット	4
図 1-2 K-9M-14 による正イオン密度の測定結果 (1965 年 10 月 4 日, 12 時 00 分, 上昇時)	5
図 1-3 荷電粒子密度高度分布の比較	6
図 1-4 日本初の科学衛星 “しんせい”	7
図 1-5 ATS-5 Orbital Configuration	14
図 1-6 ATS-6 Orbital Configuration	15
図 1-7 SCATHA (P78-2) on-orbit configuration	16
図 1-8 SCATHA particle detector envelop	17
図 1-9 プローブ法基本測定回路	18
図 1-10 プローブ法におけるプローブの電流 I_p – 電圧 V_p 特性	19
図 1-11 各種プローブ	20
図 1-12 平行平板型静電分析器	21
図 1-13 円筒型静電分析器の電極形状と粒子軌道	23
図 1-14 ISEE-1 衛星に搭載された円筒型静電分析器, Solar Wind Experiment (SWE)	24
図 1-15 球型静電分析器	25
図 1-16 Cutaway view of the SCATHA SC1 SSPM sensor for a single material sample	26
図 1-17 Photograph of one of the three SSPM sensor units with its four material samples	26
図 1-18 (a) MUSCAT による人工衛星 WINDS のモデリング画面 (b) 直交座標系のメッシュで区切られた WINDS の計算モデル	29
図 1-19 月探査衛星 “かぐや” に搭載された電子エネルギー分析器 ESA 断面図	31
図 1-20 月探査衛星 “かぐや” に搭載されたイオンエネルギー分析器 IEA 断面図	32
図 1-21 Spacecraft Charge Monitor (SCM) 装置の外観図	33
図 1-22 SSTL が打ち上げた衛星 UK-DMC2 と Deimos-1 が撮影した画像. テキサス州とオクラホマ州, USA.	34
図 1-23 SSTL が打ち上げた衛星 UK-DMC2 と Deimos-1 が撮影した画像. Dallas Fort Worth International Airport.	35
図 1-24 東京大学が開発した CubeSat “XI-IV”	36
図 1-25 九州工業大学で開発中の CubeSat “HORYU”	36
図 2-1 地球大気の高さによる温度の変化と高度領域の名称	39
図 2-2 負帯電した宇宙機周辺の電位分布	40
図 2-3 (a) 宇宙機が帯電していない場合と (b) 宇宙機が負に帯電している場合に 計測される粒子エネルギーの違い	41

Title	page
図 2-4 二段平行平板型静電分析器の電極形状とその配置, および電位の関係	42
図 2-5 二段平行平板型静電分析器の電気回路概略図	43
図 2-6 二段目の電極において収集される粒子のエネルギー範囲	44
図 2-7 二段平行平板型静電分析器の偏向電極パラメータと各種計算の軸の向き	45
図 2-8 1 段目の偏向電極間に入射した粒子の初期位置と初速, 加速度 (電界) の向き	46
図 2-9 2 段目の偏向電極間に入射した粒子の初期位置と初速, 加速度 (電界) の向き	48
図 2-10 帯電端電位が 100V の場合の静電分析器二段目電極の電流収集特性	54
図 2-11 帯電電位が 100V, 500V, 1000V と変化した場合の静電分析器二段目電極の電流収集特性の変化	55
図 3-1 LEO チャンバ外観	58
図 3-2 PEO チャンバ外観	59
図 3-3 LEO チャンバプラズマ環境計測用ラングミュアプローブ	60
図 3-4 LEO チャンバプラズマ環境で取得した 3cm 球ラングミュアプローブの電流-電圧特性	60
図 3-5 検証実験時の LEO チャンバ内プラズマ密度	61
図 3-6 検証実験時の LEO チャンバ内プラズマ電位	61
図 3-7 検証実験時の LEO チャンバ内電子温度	62
図 3-8 検証実験時の LEO チャンバ内デバイ長	62
図 3-9 汚染されたラングミュアプローブで計測された電流-電圧特性	64
図 3-10 二段平行平板型静電分析器検証試験モデル外観	64
図 3-11 原理検証試験モデル内部の偏向電極とその設置板	65
図 3-12 静電分析器原理検証モデルの偏向電極構造	65
図 3-13 検証試験時のチャンバ内のセッティングの様子	66
図 3-14 原理検証試験時のチャンバ内の各種装置配置図	66
図 3-15 電源回路 (a) : 1 段目と 2 段目の電極をバイアスする電源が 2 つある場合	67
図 3-16 電源回路 (b) : 1 段目と 2 段目の電極をバイアスする電源が共通の場合	68
図 3-17 5-12mm モデル試験結果. -10V 帯電時.	70
図 3-18 5-12mm モデル試験結果. -50V 帯電時.	70
図 3-19 5-12mm モデル試験結果. -100V 帯電時.	70
図 3-20 5-12mm モデル試験結果. -150V 帯電時.	70
図 3-21 5-12mm モデル試験結果. -200V 帯電時.	71
図 3-22 5-12mm モデル試験結果. -250V 帯電時.	71
図 3-23 5-12mm モデル試験結果. -300V 帯電時.	71
図 3-24 5-12mm モデル試験結果. -400V 帯電時.	71

Title	page
図 3-25 二段目バイアス電極でのピーク位置変化	72
図 3-26 二段目 GND 電極でのピーク位置変化	72
図 3-27 5-5mm モデル試験結果. -20V 帯電時.	73
図 3-28 5-5mm モデル試験結果. -50V 帯電時.	73
図 3-29 5-5mm モデル試験結果. -100V 帯電時.	73
図 3-30 5-5mm モデル試験結果. -150V 帯電時.	73
図 3-31 5-5mm モデル試験結果. -200V 帯電時.	74
図 3-32 5-5mm モデル試験結果. -250V 帯電時.	74
図 3-33 5-5mm モデル試験結果. -300V 帯電時.	74
図 3-34 5-5mm モデル試験結果. -400V 帯電時.	74
図 3-35 バイアス電極と GND 電極の配線をつなぎかえて計測した特性 (-250V 帯電)	75
図 3-36 低密度環境下での 5-5mm モデル試験結果. -150V 帯電時.	76
図 3-37 二段目バイアス電極で計測された, 帯電電位変化によるエネルギー分布の変化	77
図 3-38 二段目 GND 電極で計測された, 帯電電位変化によるエネルギー分布の変化	77
図 3-39 二段目バイアス電極で測定されたエネルギーピーク位置変化	78
図 3-40 二段目 GND 電極で測定されたエネルギーピーク位置変化	78
図 3-41 帯電電位の実験式と理論式の比較	80
図 4-1 帯電電位 60V の場合の 5-5mm モデルの電圧-電流特性の数値計算結果	82
図 4-2 帯電電位 100V の場合の 5-5mm モデルの電圧-電流特性の数値計算結果	82
図 4-3 帯電電位 150V の場合の 5-5mm モデルの電圧-電流特性の数値計算結果	82
図 4-4 帯電電位 250V の場合の 5-5mm モデルの電圧-電流特性の数値計算結果	82
図 4-5 帯電電位 500V の場合の 5-5mm モデルの電圧-電流特性の数値計算結果	83
図 4-6 帯電電位 150V の場合の二段目バイアス電極の電圧-電流特性の比較	84
図 4-7 帯電電位 250V の場合の二段目バイアス電極の電圧-電流特性の比較	84
図 4-8 二段目バイアス電極の電圧-電流特性ピーク位置と帯電電位の関係. 数値計算と原理検証試験結果の比較.	85
図 5-1 低地球軌道でのプラズマ密度	87
図 5-2 帯電電位と電流密度の関係. プラズマ密度 $5 \times 10^{12} \text{m}^{-3}$	88
図 5-3 一段目と二段目の電極高さの比 L_p の変化に対する誤差変化率の特性	91
図 5-4 二段平行平板型静電分析器の分解能	92
図 5-5 二段平行平板型静電分析器の電圧効率	94
図 5-6 エンジニアリングモデルの偏向電極. 平行平板電極を複数組設置.	95
図 5-7 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 1 偏向電極と固定板	96

Title	page
図 5-8 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 2 偏向電極と固定板	96
図 5-9 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 3 偏向電極と固定板	97
図 5-10 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 4 偏向電極と固定板	97
図 5-11 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 5 全体図	98
図 5-12 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 6 全体図	98
図 5-13 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 7 全体図	99
図 5-14 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 8 全体図	99
図 5-15 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデルの試作機	100
図 5-16 静電分析器による帯電電位測定のプロフローチャート	101
図 5-17 帯電観測システムの電気回路図	102

LIST OF TABLES

Title	page
表 1.1-1 代表的な衛星軌道と軌道上プラズマ環境	1
表 1.2-1 宇宙科学研究本部 科学衛星一覧	8
表 1.2-2 海外の帯電観測衛星の例	13
表 1.4-1 月探査衛星“かぐや”に搭載されたエネルギー分析器の概要	30
表 1.4-2 Spacecraft Charge Monitor (SCM) 装置の概要	33
表 2.1-1 地球の大気構造とその特徴	38
表 3.2-1 LEO チャンバ諸元	58
表 3.2-2 PEO チャンバ諸元	59
表 3.2-3 検証試験のプラズマ環境	63
表 3.4-1 実験に使用した機器一覧	68
表 3.5-1 試験ケース一覧	69
表 5.2-1 L_p の代表値とそれに対応する分解能	92
表 5.3-1 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル	94
表 5.4-1 帯電観測システム電気回路の消費電力	103
表 5.4-2 粒子が二段の電極間を通過するのにかかる時間	104

NOMENCLATURE

- A: 静電分析器に流入する粒子束の断面積
- d: 二段平行平板型静電分析器の平行平板電極間のギャップ, 1 段目 2 段目で共通
- e: 素電荷 1.60×10^{-19} [C]
- E: 粒子のもつエネルギー
- E_1 : 二段平行平板型静電分析器の 1 段目の偏向電極で収集される粒子の最大エネルギー [eV]
- E_2 : 二段平行平板型静電分析器の 2 段目の偏向電極で収集される粒子の最大エネルギー [eV]
- E_{ave} : 一段目で収集される粒子の最大エネルギー E_1 と二段目で収集される粒子の最大エネルギー E_2 の平均値 [eV]
- E_{dif} : 一段目で収集される粒子の最大エネルギー E_1 と二段目で収集される粒子の最大エネルギー E_2 の平均値の差分 [eV]
- EF_1 : 二段平行平板型静電分析器の 1 段目の偏向電極間に発生する電界
- EF_2 : 二段平行平板型静電分析器の 2 段目の偏向電極間に発生する電界
- I_2 : 2 段目の電極の収集電流量 [A]
- k: ボルツマン定数 1.38×10^{-23} [J/K]
- L_1 : 二段平行平板型静電分析器の 1 段目の偏向電極の高さ [m]
- L_2 : 二段平行平板型静電分析器の 2 段目の偏向電極の高さ [m]
- L_p : 一段目と二段目の電極高さの比
- m: 粒子の質量
- n: 単位体積あたりの気体分子数 (プラズマ密度)
- q: 粒子のもつ電荷量 [C]
- T: プラズマの温度
- T_{c1} : 粒子が二段平行平板型静電分析器の偏向電極 1 段目を X 軸方向に移動する時間 [sec]
- T_{c2} : 粒子が二段平行平板型静電分析器の偏向電極 2 段目を X 軸方向に移動する時間 [sec]
- T_{L1} : 粒子が二段平行平板型静電分析器の偏向電極 1 段目を Z 軸方向に通過する時間 [sec]
- T_{L2} : 粒子が二段平行平板型静電分析器の偏向電極 2 段目を Z 軸方向に通過する時間 [sec]
- v_0 : 粒子が二段平行平板型静電分析器の偏向電極に進入した時の初速度
- v_s : シース内での加速により増加した粒子の速度
- V: 二段平行平板型静電分析器の電極バイアス電圧 [V]
- V_1 : 二段平行平板型静電分析器の 1 段目のバイアス電圧 [V]
- V_2 : 二段平行平板型静電分析器の 2 段目のバイアス電圧 [V]
- V_{peak} : 二段目の電極での電流収集量が最大になるときの電極のバイアス電圧 [V]
- V_s : シース端での電位 [V]

TABLE OF CONTENTS

ABSTRACT	i
LIST OF FIGURES	iii
LIST OF TABLES	vii
NOMENCLATURE	viii
1. 序論	1
1.1. 宇宙機の飛翔環境と宇宙機帯電	1
1.2. 帯電観測の歴史	3
1.3. 帯電観測法の概説	17
1.3.1. プローブ法	18
1.3.2. 静電分析法	21
1.3.3. その他の計測方法	25
1.4. 宇宙機帯電の最近の研究動向	27
1.5. 宇宙機システム小型化の動向	34
1.6. 研究目的	37
2. 二段平行平板型静電分析器を用いた帯電観測	38
2.1. 宇宙機の周辺環境と帯電時のシース形成	38
2.2. 宇宙機構体帯電電位の測定原理	41
2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定	42
2.3.1. 二段平行平板型静電分析器の概要	42
2.3.2. 測定原理	45
3. 原理検証試験	57
3.1. 試験目的	57
3.2. 試験装置と試験環境	57
3.2.1. LEO チャンバ	58
3.2.2. PEO チャンバ	59
3.2.3. プラズマ環境	60
3.3. 二段平行平板型静電分析器の原理検証試験モデル	64
3.4. 試験方法	67
3.5. 測定結果	69
3.5.1. (a) 5-12mm モデル試験結果	70
3.5.2. (b) 5-5mm モデル試験結果	73

3.6. 検証試験のまとめ	80
4. 数値計算, および試験結果との比較検討	81
4.1 偏向電極の電圧－電流特性	81
4.2 二段目電極の電圧－電流特性ピーク位置と帯電電位の関係	85
4.3 数値計算結果のまとめ	86
5. 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデルの設計	87
5.1. フライト環境と電流収集量	87
5.2. 測定の分解能と電圧効率	89
5.2.1. 分解能	89
5.2.2. 電圧効率	93
5.3. エンジニアリングモデルの偏向電極仕様	94
5.4. エンジニアリングモデルの製作	95
5.4.1. 偏向電極部	95
5.4.2. 電気回路部	100
5.4.3. 消費電力	103
5.4.4. 処理速度	103
5.5. エンジニアリングモデル設計のまとめ	104
6. 総括	105
謝辞	
参考文献	

第1章

序論

この章では本研究の目的と概要について述べる。また研究背景として、宇宙機帯電観測の歴史や宇宙機が飛翔する環境、宇宙機帯電及びプラズマ・帯電観測の方法についても紹介する。最後に宇宙機帯電に関する最近の研究動向と宇宙機システム小型化の動向について述べる。

1.1. 宇宙機の飛翔環境と宇宙機帯電

宇宙環境を飛翔する人工衛星やスペースシャトル、宇宙ステーションは周辺の空間電位と比べて異なる電位差をもつ。これを宇宙機帯電と呼ぶ。宇宙機帯電は宇宙機の飛翔する宇宙空間にプラズマが存在するために引き起こされる現象であり、プラズマ環境によって帯電の仕方も異なってくる。表 1.1-1 に代表的な衛星軌道とそのプラズマ環境パラメータを示す[Hastings et al., 1996] [小山孝一郎, 1992].

表 1.1-1 代表的な衛星軌道と軌道上プラズマ環境

	低地球軌道	極軌道	静止軌道
高度	100 – 1000km	100km 以上	約 36,000km
軌道傾斜角	65 度以下	65 度以上	0 度
中性粒子密度 [m^{-3}]	$1.8 \times 10^{11} \sim 1.4 \times 10^{14}$		---
電子密度 [m^{-3}]	$6 \times 10^{10} \sim 1 \times 10^{12}$		$1.09 \pm 0.89 \times 10^6$
イオン密度 [m^{-3}]	---		$0.58 \pm 0.35 \times 10^6 [\text{m}^{-3}]$
電子温度 [eV]	0.17 ~ 0.28 (昼間, 夏)		$0.55 \pm 0.32 \times 10^3 \sim 8.68 \pm 4.0 \times 10^3$
イオン温度 [eV]	0.06 ~ 2.24 (昼間, 夏)		$0.8 \pm 1.0 \times 10^3 \sim 15.8 \pm 5.0 \times 10^3$
電子の熱速度 [m sec^{-1}]	$2.5 \times 10^5 \sim 3.1 \times 10^5$		---
イオンの熱速度 [m sec^{-1}]	$8.5 \times 10^2 \sim 2.5 \times 10^3$		---
分子, 原子	H, He, N ₂ , O		H

1.1. 宇宙機の飛翔環境と宇宙機帯電

プラズマとは、集合体としてのふるまいを示す帯電した粒子と中性の粒子から成る準中性ガスである (A plasma is a quasineutral gas of charged and neutral particles which exhibits collective behavior) [Chen, 1984]. プラズマ中には電離した気体が含まれている. 分子や原子がそれらを構成するイオン (原子核) と電子とに分離することを電離と呼ぶが, 中性の気体が電離してもイオンの正電荷数と電子の負電荷数が釣り合っていれば全体として中性の性質が保たれる [高村秀一, 1997]. ただし全体としては中性であるが, イオンと電子のそれぞれは正負のいずれかに帯電している. また気体が絶縁体であるのに対して, 電離した気体中では電子が自由に動くことができるためプラズマは導体である. イオンと電子は気体と比べて高いエネルギーを持って自由に動き回っているため, 物質と激しく衝突してその物質を帯電させる. プラズマは電気を通すため, 帯電した物質周辺にはプラズマを介して回路が形成され, 閾値を超えると帯電した物質は放電する. 軌道上での宇宙機の帯電と放電発生のメカニズムにはまだわかっていないことも多く, 地上試験による検証と軌道上でのプラズマ環境観測, 宇宙機帯電観測が必要とされている. 軌道上での観測については, 太陽活動が 11 年周期で変動することから, 短期観測だけでなく長期観測も行うことが望ましい.

宇宙機の電気系システムは, 地上用電気機器のように接地 (GND) をとることができない. そこで通常は金属でできた宇宙機構造の骨組みである宇宙機構体を GND とする. 電気回路上で GND からの電位差が発生する場所や接地されていない部分及び絶縁体は宇宙機構体との間に電位差を生じる. これを乖離電圧とよぶ. ここで, 定常状態での周辺のプラズマ空間電位に対する宇宙機構体電位は宇宙機表面の露出金属面が周辺プラズマから集める総電流量が零になる電位として決定される. 総電流量は宇宙機構体電位 ϕ_s の関数として以下の式で表される.

$$I_e(\phi_s) - \{I_i(\phi_s) + I_{se}(\phi_s) + I_{si}(\phi_s) + I_{be}(\phi_s) + I_{ph}(\phi_s) + I_a(\phi_s) + I_s(\phi_s)\} = 0 \quad (1-1)$$

ここで, I_e : 外部電子電流, I_i : 外部イオン電流, I_{se} : 電子衝撃二次電子電流, I_{si} : イオン衝撃二次電子電流, I_{be} : 後方散乱電子電流, I_{ph} : 光電子電流, I_a : 能動的放射電流, I_s : 絶縁体表面からの漏れ電流, である [趙孟佑 他, 2003]. この式に表されているように, 宇宙機の帯電電位の決定は周辺の宇宙環境によって大きく左右される. 例えば外部電子電流と外部イオン電流は周辺のプラズマ環境の影響を受け, 光電子電流は日照条件に影響される. すなわち宇宙機がどの軌道を飛翔するかによって帯電の仕方も異なってくる.

極圏を通らない低地球軌道ではプラズマ密度が濃く, 太陽からの高エネルギー粒子や宇宙線の

1.1. 宇宙機の飛翔環境と宇宙機帯電

影響をほとんど受けないため、宇宙機は自らの発電電圧と同程度に帯電する[趙孟佑 他, 2003]. 極軌道では、極圏通過時に高エネルギー粒子の流入を受けて異常帯電する場合があるが、それ以外では低地球軌道と同じく自らの発電電圧と同程度に帯電する. 静止軌道では昼間は式 (1-1) に含まれる電流のうち光電子電流が支配的となり、光電子の平均エネルギー (1~2eV) 程度の正に帯電する. 夜間においては外部電子電流が支配的となり、電子温度と同程度の電位をもつように調整されるため数 kV の負に帯電する[趙孟佑 他, 2003]. ただし、実際の宇宙機表面には宇宙機構体と等しい電位をもつ電極、異なる電位をもつ電極、浮遊電極、絶縁体といったものが複雑に配置されているため帯電の仕方も非常に複雑である. 以上のことから、宇宙機の帯電観測では

- 宇宙機構体の電位
- 宇宙機表面および内部の乖離電圧

この2点に注目する必要がある.

1.2. 帯電観測の歴史

前述のように、宇宙機の帯電観測では宇宙機構体の電位と乖離電圧を測定することが重要である. ここで宇宙機構体の電位測定は、宇宙機周辺のプラズマ環境測定と密接に関係がある. 宇宙機構体の電位は周辺のプラズマ環境からの電位差であるので、すなわち宇宙機構体からみた場合の周辺のプラズマ空間電位に- (マイナス) をかけたものに等しい. 宇宙機に搭載された観測装置はGNDを宇宙機構体にとるため、宇宙機で観測したプラズマ空間電位に- (マイナス) をかけたものが宇宙機の構体電位となる.

プラズマ中に挿入した電極に電圧を印加して掃引し、その電流電圧特性からプラズマ特性を測定するという方法が 1910 年代からラングミュア (Langmuir) 等によって研究された[Langmuir, 1913][Langmuir et al, 1923][Langmuir et al, 1924]. この方法はラングミュアプローブ法、シングルプローブ法などと呼ばれ現在も頻繁に用いられるプラズマ計測法である. 宇宙空間での帯電現象に関する研究は 1930 年代の星間の宇宙塵の帯電についての考察から始まり、1940 年代にロケットや人工衛星などの宇宙機帯電へ、1950 年代初めには弾道ロケットに搭載されたラングミュアプローブによる実測へと発展していった[Garrett, 1981].

日本の気球観測とロケット観測

1.2. 帯電観測の歴史

日本の飛翔体による宇宙観測活動は、1950年代中ごろ大学を中心とした気球による宇宙線観測から始まり[ウェブサイト, 日本と中国の宇宙観測], 1960年代中旬からは、東京大学宇宙航空研究所によって宇宙線の観測が行われた[早川幸男 他, 1966][檀上篤徳 他, 1968]. 観測には主にシンチレータが用いられている. ロケットによる観測は東京大学宇宙航空研究所によって1960年代から始まった. ロケットによる観測では、測定装置はロケットの上段に取り付けられノーズコーンと呼ばれる蓋をかぶせて打ち上げられ、目標の高度に達するとノーズコーンを開いて観測を始める. 大抵はすべての作業をタイマによる設定で進めていく. 1955年から開発が始まった日本のロケットは1957年7月から1958年12月までの国際地球観測年 (International Geophysical Year: IGY) のための観測ロケットとして開発が進められ、1958年に打ち上げられた K-6 ロケットで大気観測が、1960年以降の K-8 ロケットで電離層の観測が行われた[前田憲一, 1966][高柳和夫, 1976].

	過去の主な観測ロケット				現在活躍中のロケット		
	○MT-135	○S-210	○K-9M	○K-10	○S-310	○S-520	○SS-520
10m							
5m							
0m							
全長	3.3m	5.2m	11.1m	9.8m	7.1m	8.0m	9.65m
直径	0.135m	0.21m	0.42m	0.42m	0.31m	0.52m	0.52m
全機重量	0.07t	0.26t	1.5t	1.78t	0.7t	2.1t	2.6t
到達高度	60km	110km	330km	240km	150km	300km	800km
ペイロード	2kg	20kg	55kg	132kg	50kg	95/150kg	140kg

図 1-1 日本の観測ロケット

出典：JAXA宇宙科学研究本部，観測ロケット

<http://www.isas.ac.jp/j/enterp/rockets/sounding/index.shtml>

1.2. 帯電観測の歴史

K-8 ロケットでの最初の2回の観測はラングミュアプローブを用いた正イオン密度の昼間及び夜間の計測であった。それに続いて1961年にレゾナンスプローブによる電子温度測定、1964年に高周波プローブによる電子のエネルギー分布およびロケット対空間の電位の測定、1965年にベネット型の高周波質量分析器による正イオンの組成の観測が始まった[平尾邦雄, 1966]。この時期のロケットによる直接観測によりイオン密度、電子密度の高度分布について多くのデータが得られている[宮崎茂 他, 1966]。

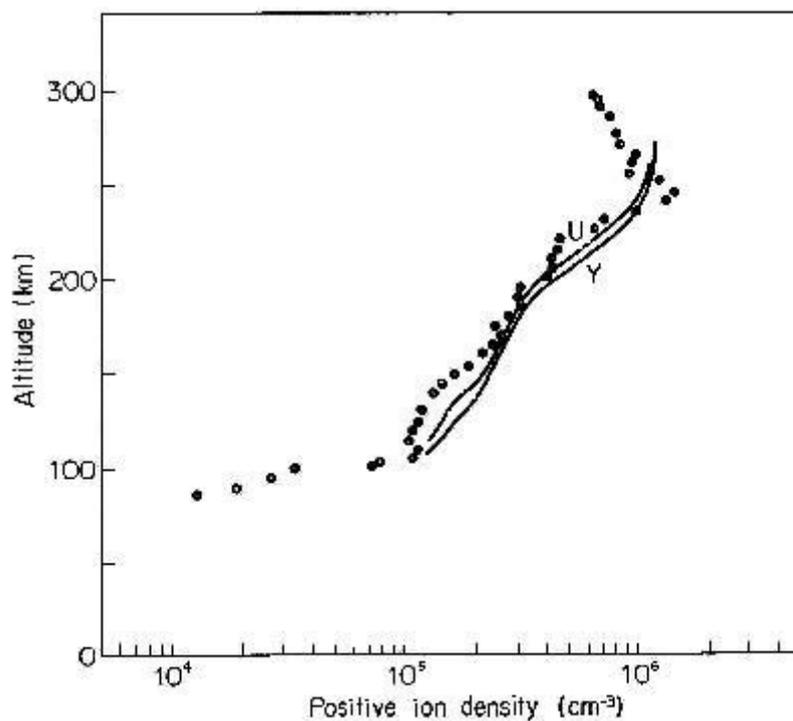


図 1-2 K-9M-14 による正イオン密度の測定結果 (1965 年 10 月 4 日, 12 時 00 分, 上昇時)

出典：宮崎茂，大塩光夫，平尾邦雄，ロケットによる電離層の直接観測－I Q S Y 期間中における荷電粒子密度の観測結果－，東京大学宇宙航空研究所報告，第 2 巻，第 3 号 (B)，K および L ロケット観測特集号，1966 年。

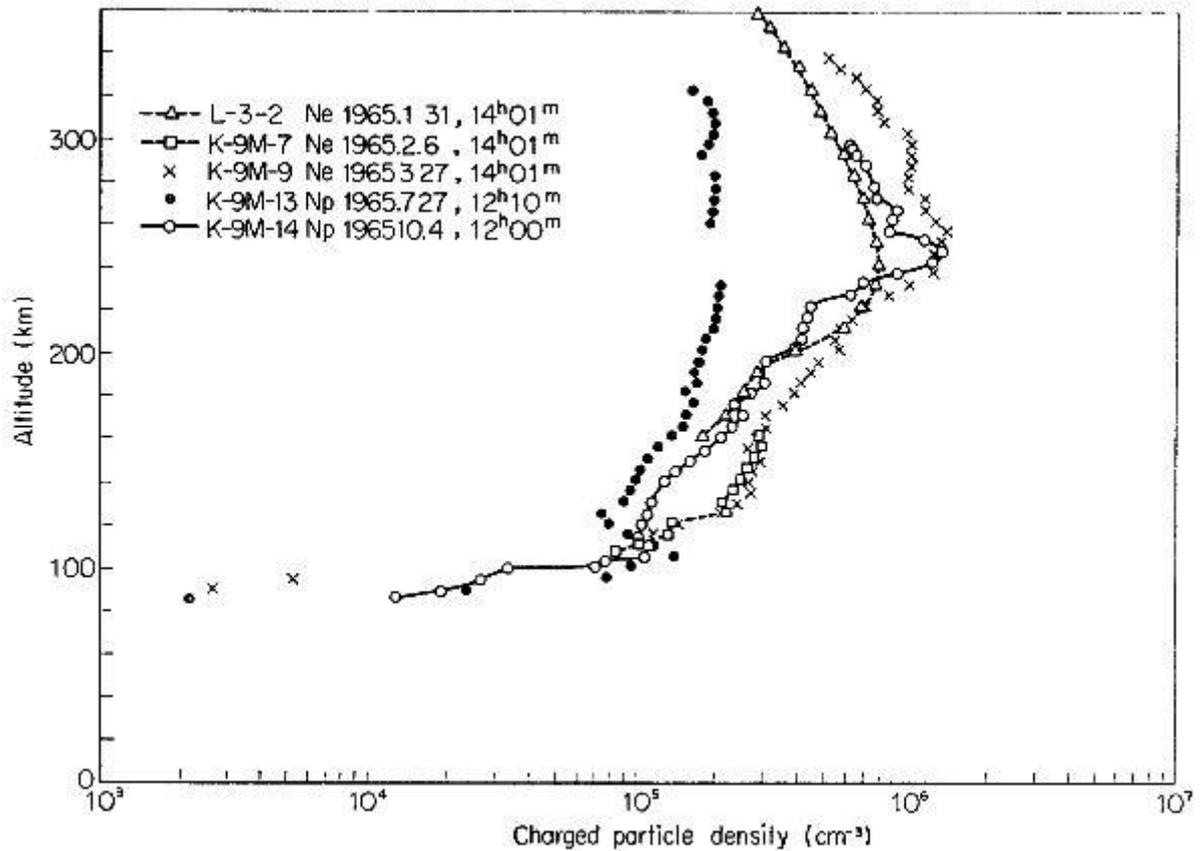


図 1-3 荷電粒子密度高度分布の比較

出典：宮崎茂，大塩光夫，平尾邦雄，ロケットによる電離層の直接観測－I Q S Y 期間中における荷電粒子密度の観測結果－，東京大学宇宙航空研究所報告，第 2 巻，第 3 号 (B)，K および L ロケット観測特集号，1966 年

日本のロケット観測で計測された荷電粒子の密度や温度，粒子の組成についてはデータが多く存在するが，プラズマの電位や宇宙機の帯電電位については観測データがほとんど公表されていない。これはプラズマ電位や宇宙機の帯電電位があまり注目されていなかったことや，測定の精度が十分でなかったためと考えられる。

ロケット観測での問題点は観測時間が 10 分程度と短いこと，また打ち上げ時期が漁業関係者との協定によって制限されることである。このため日本初の人工衛星“おおすみ”以降は，電離層

観測は人工衛星による観測が主流となっていく。

人工衛星による観測

1970年2月に日本初の人工衛星おおすみが打ち上げられた。この衛星はミューロケットによる人工衛星打ち上げ技術の習得と衛星バス技術の工学的試験を目的としていた。2機目の衛星たんせいも衛星技術の試験を目的としており、本格的な科学測定は3機目の人工衛星しんせい(MS-F2)から始まった。しんせいは1971年9月に鹿児島県内之浦からM-4Sロケット3号機によって打ち上げられた。電離層、宇宙線、短波帯太陽雑音などの観測が目的であった。軌道投入後に電子温度プローブの損傷といった事故もあったが、搭載された3つの観測機器により宇宙線などの科学観測に成功した[竹内一 他, 1974].

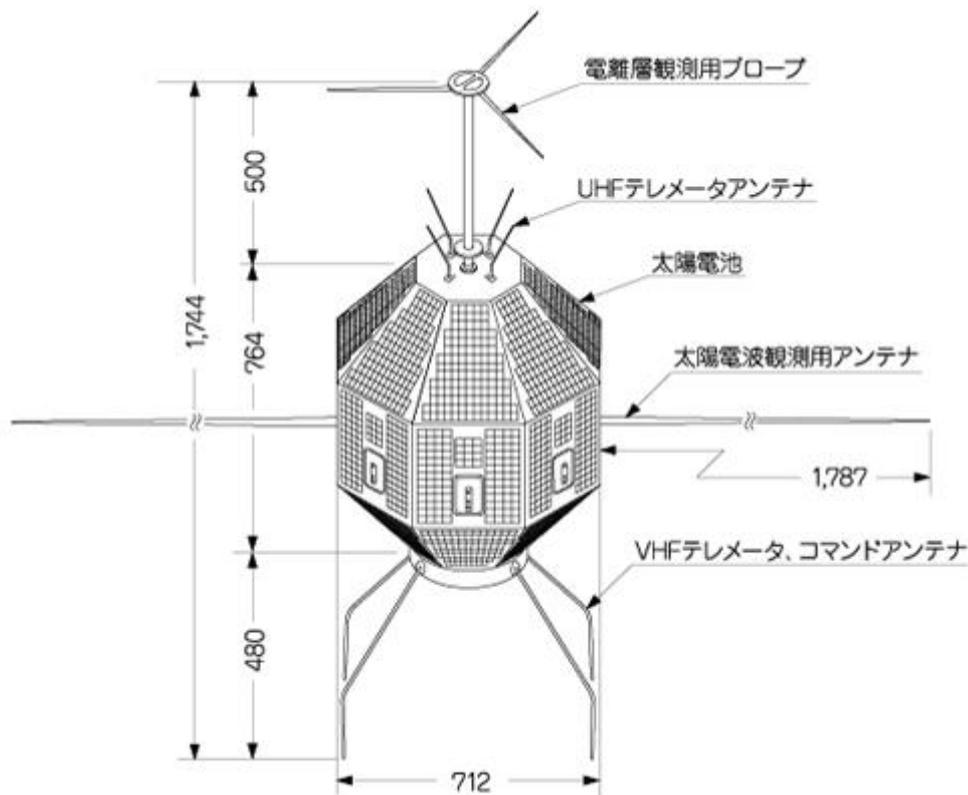


図 1-4 日本初の科学衛星 “しんせい”

出典：JAXA宇宙科学研究本部，日本初の科学衛星「しんせい」MS-F2

<http://www.isas.ac.jp/j/enterp/missions/shinsei.shtml>

1.2. 帯電観測の歴史

しんせい以降、多くの科学衛星が打ち上げられ電離層や宇宙・太陽放射線などの宇宙環境に関するデータが多く得られた。表 1.2-1 に日本の宇宙科学研究本部の科学衛星一覧を示す。

表 1.2-1 宇宙科学研究本部 科学衛星一覧

衛星/探査機	打上げ年.月.日	軌道	ミッション内容	状況
打ち上げ前の名称	ロケット			
おおすみ	70. 2. 11	350km×5140km, 31 度	工学実験	消滅
	L-4S-5	楕円軌道, 145 分周期		
たんせい	71. 2. 16	990km×1100km, 30 度	工学実験	運用
MS-T1	M-4S-2	略円軌道, 106 分周期		停止
しんせい	71. 9. 28	870km×1870km, 32 度	天文, 大気/プラズマ	運用
MS-F2	M-4S-3	楕円軌道, 113 分周期		停止
でんぱ	72. 8. 19	250km×6570km, 31 度	大気/プラズマ	消滅
REXS	M-4S-4	楕円軌道, 161 分周期		
たんせい2	74. 2. 16	290km×3240km, 31 度	工学実験	消滅
MS-T2	M-3C-1	楕円軌道, 122 分周期		
たいよう	75. 2. 24	260km×3140km, 32 度	太陽, 天文	消滅
SRATS	M-3C-2	楕円軌道, 120 分周期		
たんせい3	77. 2. 19	790km×3810km, 66 度	工学実験	運用
MS-T3	M-3H-1	楕円軌道, 134 分周期		停止
きょっこう	78. 2. 4	630km×3970km, 65 度	大気/プラズマ	運用
EXOS-A	M-3H-2	楕円軌道, 134 分周期		停止
じきけん	78. 9. 16	220km×30,100km, 31 度	大気/プラズマ	運用
EXOS-B	M-3H-3	楕円軌道, 524 分周期		停止
はくちょう	79. 2. 21	545km×577km, 30 度	天文	消滅
CORSA-b	M-3C-4	略円軌道, 96 分周期		

1.2. 帯電観測の歴史

衛星/探査機	打上げ年.月.日	軌道	ミッション内容	状況
打ち上げ前の名称	ロケット			
たんせい4	80. 2. 17	521.7km×605.6km,	工学実験	消滅
MS-T4	M-3S-1	38.7 度 略円軌道, 96 分周期		
ひのとり	81. 2. 21	576km×644km, 31 度	太陽, 天文	消滅
ASTRO-A	M-3S-2	略円軌道, 97 分周期		
てんま	83. 2. 20	497km×503km, 32 度	天文	消滅
ASTRO-B	M-3S-3	円軌道, 94 分周期		
おおぞら	84. 2. 14	354km×865km, 75 度	大気/プラズマ	消滅
EXOS-C	M-3S-4	楕円軌道, 97 分周期		
さきがけ	85. 1. 8	太陽周回軌道,	大気/プラズマ, 月/ 惑星, 工学実験	運用停 止
MS-T5	M-3SII-1	約 319 日周期		
すいせい	85. 8. 19	太陽周回軌道,	大気/プラズマ, 月/ 惑星	運用停 止
PLANET-A	M-3SII-2	約 282 日周期		
ぎんが	87. 2. 5	530km×595km, 31 度	天文	消滅
ASTRO-C	M-3SII-3	略円軌道, 96 分周期		
あけぼの	89. 2. 22	275km×10,500km, 75 度	大気/プラズマ	運用中
EXOS-D	M-3SII-4	長楕円軌道, 211 分周期		
ひてん	90. 1. 24	262km×28,600km, 31 度	月/惑星, 工学実験	月面に 衝突
MUSES-A	M-3SII-5	楕円軌道, 6.7 日周期		
ようこう	91. 8. 30	550km×600km, 31 度	太陽, 天文	消滅
SOLAR-A	M-3SII-6	楕円軌道, 98 分周期		
GEOTAIL	92. 7. 24	57,000km×20 万 km,	大気/プラズマ	運用中
GEOTAIL	Delta II	29 度, 楕円軌道		
あすか	93. 2. 20	525km×615km, 31 度	天文	消滅
ASTRO-D	M-3SII-7	略円軌道, 96 分周期		

1.2. 帯電観測の歴史

衛星/探査機	打上げ年.月.日	軌道	ミッション内容	状況
打ち上げ前の名称	ロケット			
EXPRESS	95. 1. 15	210km×400km 予定,	工学実験	回収
	M-3SII-8	31 度 予定, 略円軌道, 90 分周期 予定		
SFU	95. 3. 18	300km×500km, 28.5 度	天文, 工学実験	回収
SFU	H-II スペースシャトルで回収	位相同期軌道, 約 90 分周期		
はるか	97. 2. 12	560km×21,000km, 31 度	天文, 工学実験	運用停止
MUSES-B	M-V-1	長楕円軌道, 約 6 時間 20 分周期		
のぞみ	98. 7. 4	火星周回軌道	大気/プラズマ, 月/ 惑星	運用停止
PLANET-B	M-V-3			
はやぶさ	03. 5. 9	太陽周回軌道	月/惑星, 工学実験	運用中
MUSES-C	M-V-5			
すざく	05. 7. 10	550km, 31 度	天文	運用中
ASTRO-EII	M-V-6	円軌道, 96 分周期		
れいめい	05. 8. 24	610km×654km, 97.8 度	大気/プラズマ, 工 学実験	運用中
INDEX	ドニエプル	略円軌道, 97 分周期		
あかり	06. 2. 22	700km, 98.2 度	天文	運用中
ASTRO-F	M-V-8	円軌道, 100 分周期		
ひので	06. 9. 23	680km, 98 度	太陽	運用中
SOLAR-B	M-V-7	円軌道, 98 分周期		
かぐや	07. 9. 14	100km, 90 度	月/惑星, 工学実験	運用停止
SELENE	H-IIA/F13	月周回円軌道		

1.2. 帯電観測の歴史

衛星/探査機	打上げ年.月.日	軌道	ミッション内容	状況
打ち上げ前の名称	ロケット			
あかつき	2010年FY 予定	300km×80,000km,	大気/プラズマ, 月/惑星	将来計画
PLANET-C	H-IIA	172度 金星周回軌道 30時間周期		
	2012年FY 予定	1,000km×25,000km,	天文	将来計画
ASTRO-G	H-IIA	31度 長楕円軌道 約7時間30分周期		
	2012年FY 予定	950km×1,150km,		
SPRINT-A	次期個体ロケット	31度 楕円軌道 106分周期		
	2013年FY 予定	550km, 31度		将来計画
ASTRO-H	H-IIA	円軌道, 約96分周期		
	2014年FY 予定	400km×12,000km,	大気/プラズマ, 月/惑星	将来計画
BepiColombo	アリアン5	90度, 水星周回軌道, 約9.3時間周期		
		月周回軌道	月/惑星	中止
LUNAR-A				

宇宙航空研究開発機構ウェブサイト, 「宇宙科学研究本部の科学ミッション一覧」より抜粋

<http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/catalogue.shtml>

1.2. 帯電観測の歴史

日本の人工衛星による観測ではイオンや電子の密度・温度に関する測定データが多く存在するのに対し、プラズマ電位と人工衛星の帯電電位に関するデータがほとんど公表されていない。これは、初期の宇宙観測では文字通り“地球近傍の宇宙環境はどのような環境であるのか”ということに焦点が置かれていたためであると考えられる。海外での活動をみると、衛星帯電の観測と衛星帯電電位の制御実験を主目的とするプログラムが複数存在した。代表的なものとして ATS-5, ATS-6, SCATHA (P78-2) 衛星があげられる。

表 1.2-2 海外の帯電観測衛星の例

人工衛星	打ち上げ	搭載機器
	軌道	
	開発・運用	
ATS-5	1969年8月12日	<ul style="list-style-type: none"> • Auroral Particles Experiment (ion and electron flux in 50eV–50keV) • Cesium Ion Engine Experiment
	GEO, over Pacific, 2.6 deg. incl.	
	<ul style="list-style-type: none"> • University of California, San Diego (UCSD) • NASA 	
ATS-6	1974年5月30日	<ul style="list-style-type: none"> • Auroral Particles Experiment (ion and electron flux in 0.1eV–80keV) • Cesium Ion Engine Experiment
	GEO, over Pacific, 1.6 deg. Incl.	
	<ul style="list-style-type: none"> • University of California, San Diego (UCSD) • NASA 	
SCATHA (P78-2)	1979年1月30日	<ul style="list-style-type: none"> (SC1)Engineering Experiments (SC2)Spacecraft Sheath Electric Fields (SC3)High Energy Particle Spectrometer (SC4)Satellite Electron and Positive Ion Beam System (SC5)Rapid Scan Particle Detector (SC6)Thermal Plasma Analyser (SC7)Light Ion Mass Spectrometer (SC8)Energetic Ion Composition Experiment (SC9)UCSD Charged Particle Experiment (SC10)Electric Field Detector (SC11)Magnetic Field Monitor (ML12)Spacecraft Contamination
	HEO, 28000×42000km, 8.3 deg incl.	
	<ul style="list-style-type: none"> • NASA • Martin Marietta Corporation 	

1.2. 帯電観測の歴史

ATS-5 および ATS-6 は粒子エネルギーフラックスの計測器 (Auroral Particles Experiment) とイオンエンジン (Cesium Ion Engine Experiment) を搭載し、静止軌道での衛星帯電に関する調査を行うことが目的であった。静止軌道上での衛星の帯電電位を計測するとともに、イオンエンジンを噴射することで帯電電位を制御することの実現可能性を検証した。結果として、熱電子源としてのイオンエンジンが蝕中において光電子放出の代替法と成り得ることを証明した[Bartlett et al, 1978]。また、蝕中における ATS-5 の平均帯電電位は-2kV で観測された最大の帯電電位は-10kV, ATS-6 の平均帯電電位は-4kV で観測された最大の帯電電位は-20kV であった[Rubin et al, 1978]。

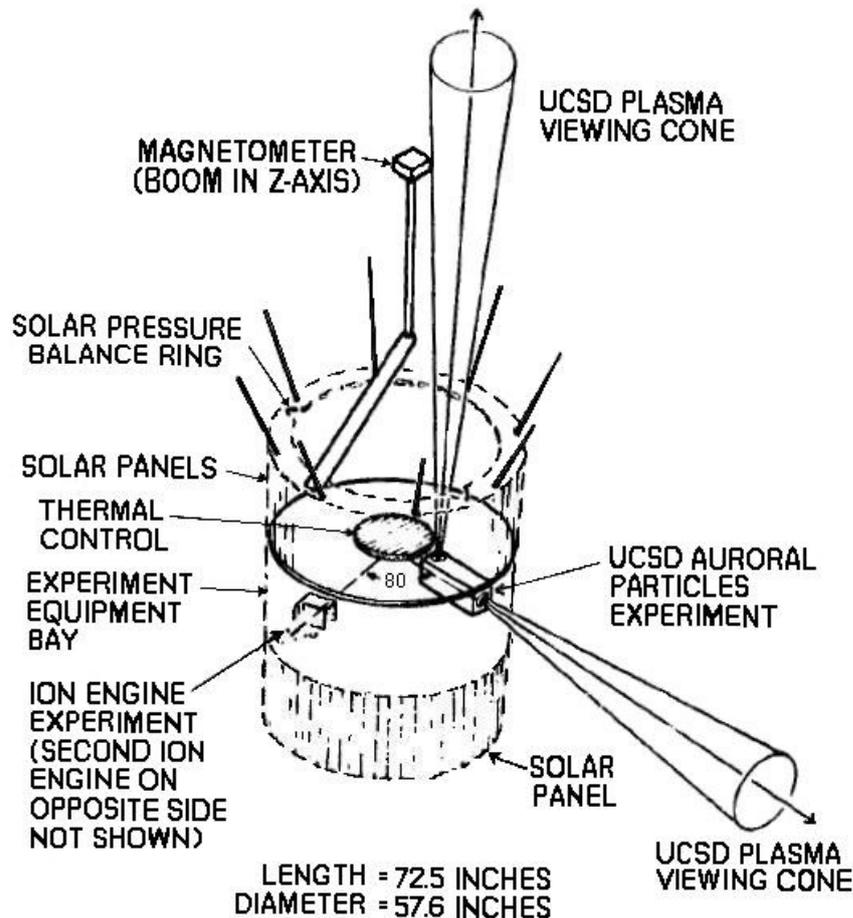


図 1-5 ATS-5 Orbital Configuration

出典 : Bartlett, R. O., Purvis, C. K., Summary of the two year NASA program for active control of ATS-5/6 environmental charging, 2nd Spacecraft Charging Technology Conference, 1978.

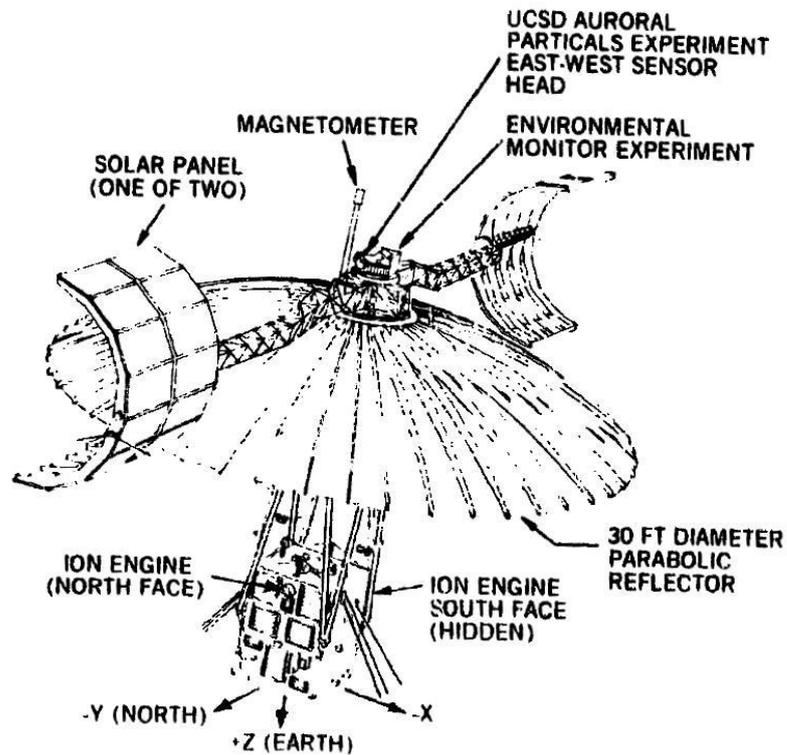


図 1-6 ATS-6 Orbital Configuration

出典 : Bartlett, R. O., Purvis, C. K., Summary of the two year NASA program for active control of ATS-5/6 environmental charging, 2nd Spacecraft Charging Technology Conference, 1978.

SCATHA 衛星は 1979 年に近静止軌道 (28,018×42,860 km , 10.2°) に打ち上げられた衛星で USAF/NASA の高高度宇宙機帯電に関する研究プログラムの一環を担っていた。NASCAP などの宇宙機帯電解析ツールとの比較検証を行うという目的も持っていた[Vampola, 1980]。12 の測定装置を搭載し、近静止軌道環境の測定および宇宙環境と宇宙機との相互作用に関する種々の計測を行った[Durrett et al, 1978][Osgood, 1980]。特に粒子のエネルギー観測についてはイオン、電子、プロトンに対して 0.1eV から 100keV まで広い範囲の観測を行った。エネルギー観測結果を含め、SCATHA での実験結果は多く報告されている [Adamo and Matarrese, 1983][Koons, 1983][Gussenhoven and Mullen, 1983][Mullen et al, 1986][Craven, 1987][Koons et al, 1988][Koons and Gorney, 1991]。

1.2. 帯電観測の歴史

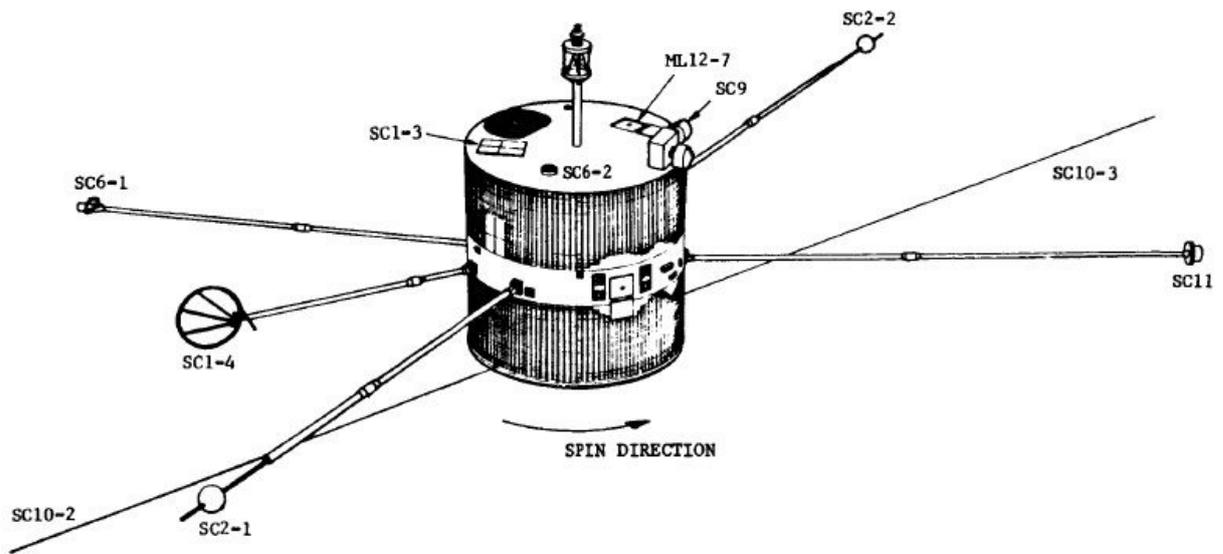


図 1-7 SCATHA (P78-2) on-orbit configuration

出典 : Osgood, 1Lt. R. N., Operational status of the space test program P78-2 spacecraft and payloads, 3rd Spacecraft Charging Technology Conference, 1980.

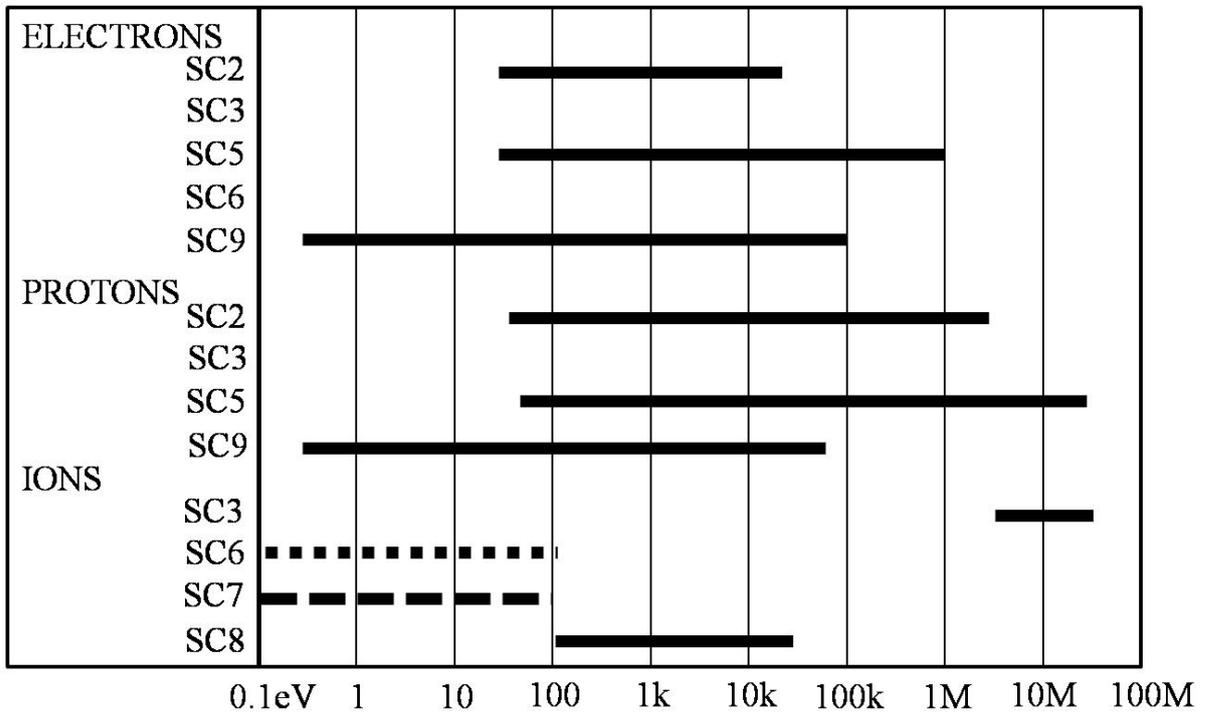


図 1-8 SCATHA particle detector envelop

出典 : Osgood, Lt. R. N., Operational status of the space test program P78-2 spacecraft and payloads, 3rd Spacecraft Charging Technology Conference, 1980.

1.3. 帯電観測法の概説

宇宙機帯電電位の測定方法は大きく 3 つに分類できる。プローブ法、静電分析法、その他の方法の 3 つである。プローブ法ではプラズマの諸量を測定するが、宇宙機の電位を基準とした場合のプラズマ空間電位が宇宙機の帯電電位と等しいため、プラズマの空間電位計測と帯電観測が同じものとして扱われる。静電分析法はプラズマの粒子エネルギー分布を測定する。宇宙機の帯電電位が変化すると宇宙機で観測される粒子エネルギー分布が変化するため、このエネルギー分布の変化から帯電電位を見積もることができる。それぞれの測定方法について以下で概要を述べる。

1.3.1 プローブ法

プラズマ中に微小電極を挿入し電圧を印加・掃引して得た電流－電圧特性からプラズマの諸量を測定する方法である[雨宮宏 他, 2005][堤井信力, 1997]. 挿入する電極の形状や数の違いによって種々のプローブ法が存在するが, 最も基本となる単電極による測定は一般にラングミュアプローブ法やシングルプローブ法ともよばれ, ラングミュア (Langmuir) 等によって 1910 年代に確立された[Langmuir, 1913][Langmuir et al, 1923][Langmuir et al, 1924].

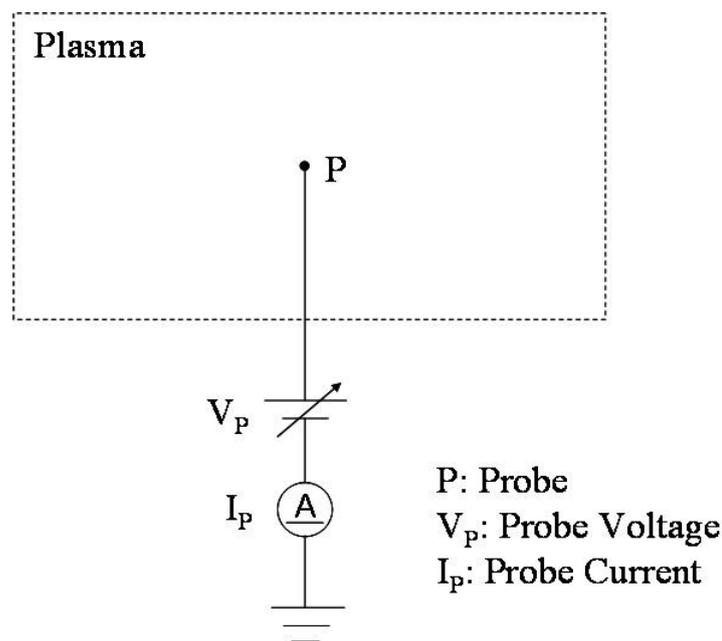


図 1-9 プローブ法基本測定回路

図 1-9 にプローブ法の基本測定回路を示す. P 点には印加された電圧に応じたイオンもしくは電子の流入があり, プローブに印加された電圧 V_P とそのときにプローブに流れる電流 I_P は次の図 1-10 のような特性を示す. 図 1-10 には I_P の V_P に対する 2 次微分 I_P'' も示されている. I_P は電子電流の方向を正とする. 電流－電圧特性は 3 つの領域に分けられる. I で示されている正イオン飽和領域ではプローブ電圧 V_P が深く, I_P は正イオン電流 I_+ で構成される. V_P が増加すると徐々に電子電流 I_e が増加し, ある電位で I_P が零となる. この $I_P=0$ となる電位を浮遊電位 V_f と呼ぶ. V_P が V_f を超えると急激に電子電流 I_e が増加し, V_P がプラズマの空間電位 V_S に達したあたりで飽和する. 電子電流 I_e が急激に増加する領域 II を電子反発領域と呼び, $V_P > V_S$ の I_P が電子飽和電流 I_{es} で構成

1.3. 帯電観測法の概説

される領域 III を電子飽和領域と呼ぶ。この電流－電圧特性から空間電位，電子温度，電子密度，浮遊電位，イオン密度，イオン温度，エネルギー分布を得ることができる。

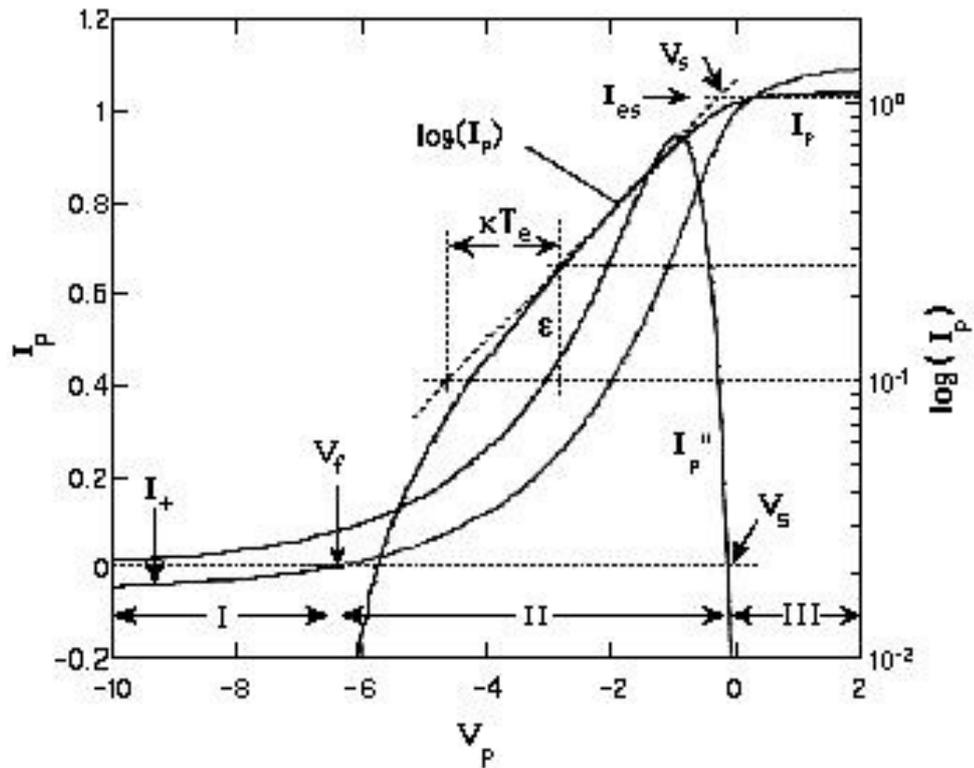


図 1-10 プローブ法におけるプローブの電流 I_p －電圧 V_p 特性

出典：雨宮宏，和田元，豊田浩孝，中村圭二，安藤晃，上原和也，小山孝一郎，酒井道，橋邦英，
プローブ計測の基礎から応用まで，Journal of Plasma and Fusion Research, Vol.81, No.7, pp482-525,
2005.

図 1-11 に各種プローブを示す。(a)平板プローブ，(b)円筒プローブ，(c)球プローブはシングルプローブと呼ばれ図 1-10 の電流－電圧特性を示す。(d)ダブルプローブ，(e)エミッシブプローブ，(f)保護環付きプローブ (Guardring probe)，(g)オリフィスプローブ，(h)グリッド付きプローブは特定のプラズマパラメータを精度良く抽出するため，もしくは技術的にデータを見やすくするために考案されたプローブである。

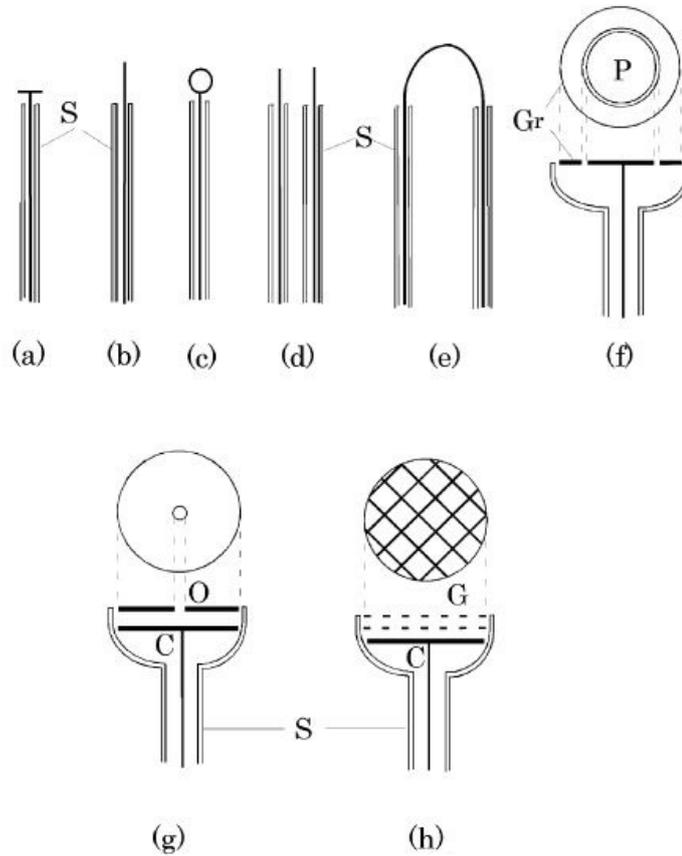


図 1-11 各種プローブ

出典：雨宮宏，和田元，豊田浩孝，中村圭二，安藤晃，上原和也，小山孝一郎，酒井道，橋邦英，
 プローブ計測の基礎から応用まで，*Journal of Plasma and Fusion Research*, Vol.81, No.7, pp482-525,
 2005.

装置と計測法の容易さ，取得できるパラメータの多さから，宇宙機による軌道上での測定には
 シングルプローブ法が頻繁に用いられてきた．ただしこのシングルプローブ法はプローブ表面の
 汚染（コンタミネーション）に弱いという欠点がある．汚染されたプローブでは適切な電流－電
 圧特性が得られないため，汚染電極による測定の考察[小山孝一郎，平尾邦雄，1974]や宇宙機搭載
 用にシールドされたプローブの開発[小山孝一郎 他，1975]が行われた．

1.3.2 静電分析法

静電分析法とは、電極間に生成した電界を利用して狭い速度（エネルギー）範囲の粒子を選別する方法である。粒子のエネルギー分布を計測するために用いられる。測定に用いる装置は静電分析器と呼ばれ、電界を生成するための電極、偏向電極の形状の違いによって平行平板型、円筒型、球型、球状トップハット型など数種類の静電分析器が存在する。

平行平板型静電分析器

偏向電極が平行平板からなる。基本的な平行平板型静電分析器は Base Plate と Back Plate と呼ばれる 2 枚の平行な平面電極を持つ。図 1-12 に平行平板型静電分析器の電極配置を示す。2 枚の電極のうち Base Plate には、粒子の入り口、出口となる穴がそれぞれ 1 つずつあいている。Base Plate の入り口から電極間に進入した粒子は、Base Plate と Back Plate の間に形成される電界によって軌道が曲げられ、あるエネルギー範囲をもつ粒子だけが出口から出てきた後コレクタ電極によって計測される。粒子のもつエネルギーが選別されるエネルギー範囲より大きくても小さくても、出口の穴に軌道が重ならず外に出て行くことができない。

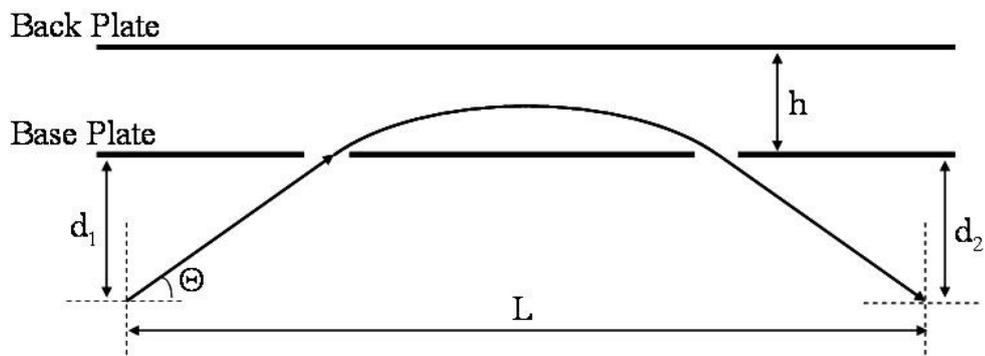


図 1-12 平行平板型静電分析器

入口を通過して電極間に入射し、出口を通過して電極間から出ていく粒子の軌道は、Base-Back Plate 間電位差 U 、粒子のエネルギー E 、および平行平板電極の形状によって決まる。軌道の初期位置と到達点間の距離を L とすると、 L は以下の式であらわされる。

$$\begin{aligned}
 L(\Theta, c) &= (d_1 + d_2) \cot(\Theta) + \frac{2Eh}{qU} \sin(2\Theta) \\
 &= d \cot(\Theta) + \frac{2h}{c} \sin(2\Theta)
 \end{aligned}
 \tag{1-2}$$

このとき,

$$c = \frac{qU}{E} \tag{1-3}$$

$$d = d_1 + d_2 \tag{1-4}$$

ここで, q : 粒子のもつ電荷, d_1, d_2 : Base Plate から初期位置と到達点それぞれまでの長さ, h : Base-Back Plate 間距離である.

電極を通過する粒子の軌道は式 (1-2) で表されるので, 入り口と出口の位置, 粒子の入射角度, 電極間距離, 電界強度によって選別されるエネルギーが決まる (式(1-5)).

$$\frac{E}{q} = \frac{L - d \cot(\Theta)}{2h \sin(2\Theta)} U \tag{1-5}$$

ただし実際の装置では入口と出口は点ではなく広がりをもった領域になるため, Base-Back Plate 間にある一定の電位差を与えた場合, 同時にいくつかの異なる L をもつ複数の軌道を通る粒子が計測される.

平行平板型静電分析器の基本原理は Yarnold[Yarnold and Bolton, 1949]や Harrower[Harrower, 1955]らによって導かれ, その後 Green や Proca[Green and Proca, 1970][Proca and Green, 1970][Proca and Rüdinger, 1973][Proca, 1973][Proca, 1973]らによって実用的な研究がすすんだ. 平行平板を多段にしたり分解能を良くしたりといった様々な改良が行われ[Rayborn and Hsiao, 1974][Boedeker, 1979][Calabrese et al, 1994][Keating et al, 1994][Hamada et al, 1997][Yuan et al, 1998][Kövér and Laricchia, 2001], 実験室でのイオンビームのエネルギー計測やプラズマのレーザー計測によく用いられる.

円筒型静電分析器

直径の異なる 2 つの円筒型電極を同心円状に配置し、その電極間に電位差を与えて電界を生成する。この電極に侵入した粒子のうち電界の強度と電極の曲率に応じてある一定のエネルギー範囲をもつものだけが電極間を通過することができ、電極を通過した粒子がコレクタ電極で測定される。粒子のもつエネルギーが選別されるエネルギーよりも大きかったり小さかったりすれば、内側もしくは外側のいずれかの電極に衝突し電極間を通り抜けることができない。

円筒型の静電分析器は 1920 年代に Hughes[Hughes and McMillen, 1929]らによって研究され、宇宙機への搭載例としては 1970 年代に打ちあがった ISEE-1 に搭載された SWE[Ogilvie et al, 1995] などがある。

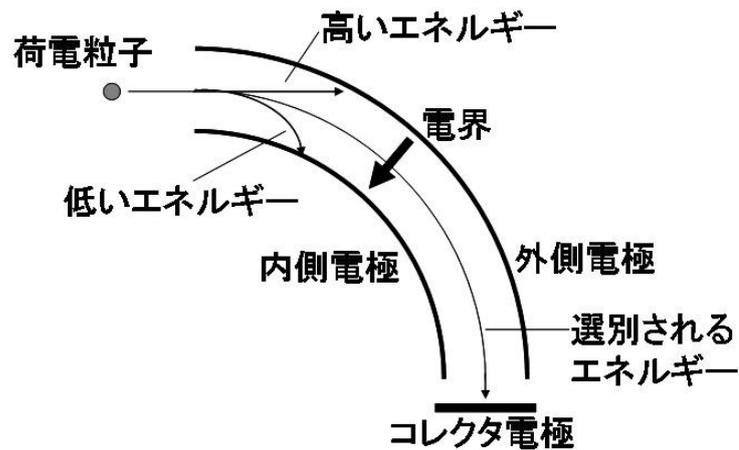


図 1-13 円筒型静電分析器の電極形状と粒子軌道

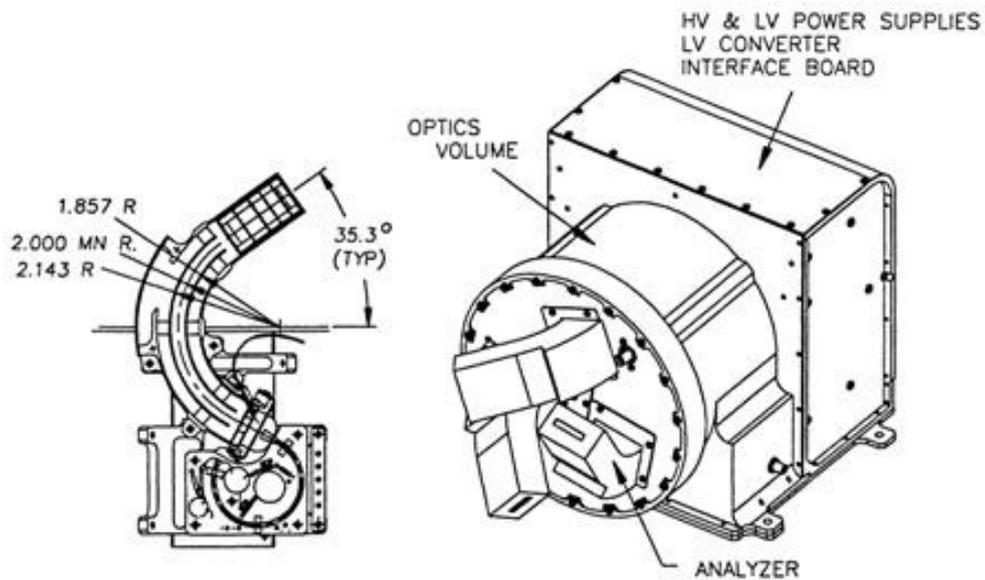


図 1-14 ISEE-1 衛星に搭載された円筒型静電分析器, Solar Wind Experiment (SWE)

出典 : Ogilvie, K. W., Chornay, D. J., Fritzenreiter, R. J., Hunsaker, F., Keller, J., Lobell, J., Miller, G., Schdder, J. D., Sittler, E. C., Jr., Torbert, R. B., Bodet, D., Needell, G., Lazarus, A. J., Steinberg, J. T., Tappan, J. H., Mavretic, A., and Gergin, E., SWE, a comprehensive plasma instrument for the wind spacecraft, Space Science Review 71:55-77, 1995.

球型静電分析器

球型静電分析器では半径の異なる 2 つの球型電極を同心球に配置し、電極間に電位差を与え、その間を粒子が通過する。電極間に生成される電界強度と球殻の曲率に応じてある一定のエネルギー範囲の粒子だけが電極間を通過しコレクタ電極で検出される。円筒型静電分析器が一定の方向からの粒子しか検出できないのに対し、球型静電分析器ではその検出位置から粒子の速度方向（方位角成分）も知ることができる。

球型静電分析器は多くの研究者によって早くから基礎研究がなされ[Purcell, 1938][Rogers, 1951][Paolini and Theodoridis, 1967][Theodoridis and Paolini, 1969], さらに球型静電分析器を発展させた球状トップハット型[Carlson et al, 1983][Sablík et al, 1990][Johnston et al, 1997][Carlson et al,

1.3. 帯電観測法の概説

2001], やトロイダルトップハット型[Machida, 1998][Asamura et al, 2003], カस्प型[Kasahara et al, 2006] 等の静電分析器も開発された。これらは実際の衛星への搭載例も多く、数々の実績を残してきている。

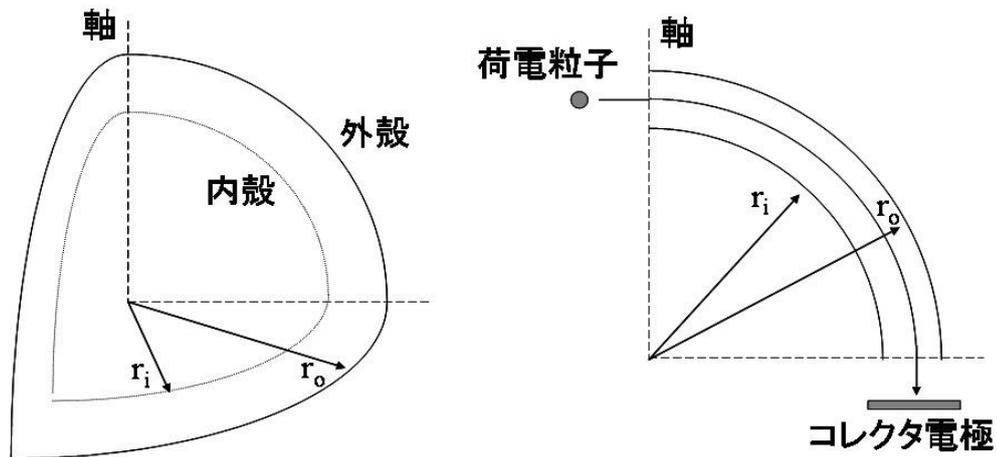


図 1-15 球型静電分析器

1.3.3 その他の計測方法

プローブ法，静電分析法が宇宙機構体電位の計測に用いられるのに対し，宇宙機表面の乖離電圧の計測には Potential Monitor (POM) もしくは Satellite Surface Potential Monitor (SSPM) と呼ばれる電位計がしばしば用いられてきた。これらは音叉型表面電位計と呼ばれるもので，帯電した被測定物に対面した測定電極を音叉により振動させることで誘起される変位電圧・変位電流を利用した測定方法である。アメリカの SCATHA 衛星，日本の ETS-V, ETS-VI 衛星に搭載されカプトン等数種類の衛星表面材料の表面電位計測が行われた[Mizera, 1981][Nishimoto et al, 1989][Matsumoto et al, 2001][Roeder and Fennell, 2009].

1.3. 帯電観測法の概説

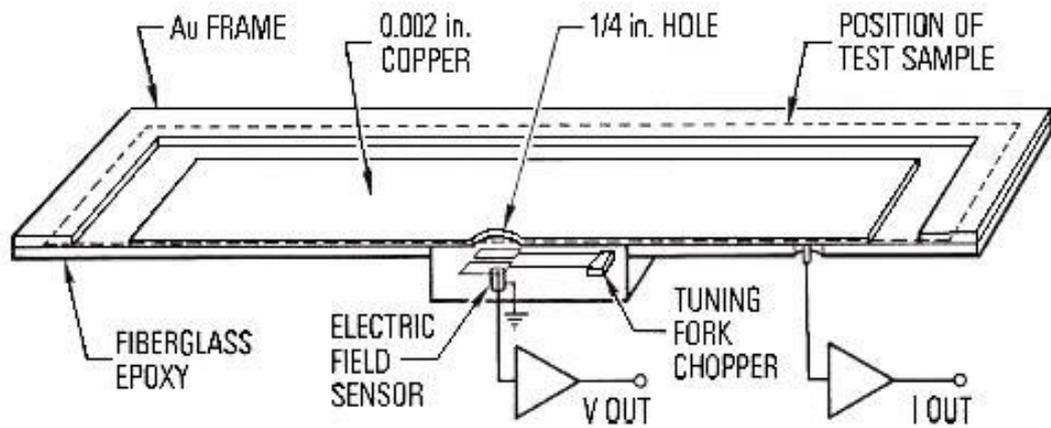


図 1-16 Cutaway view of the SCATHA SC1 SSPM sensor for a single material sample.

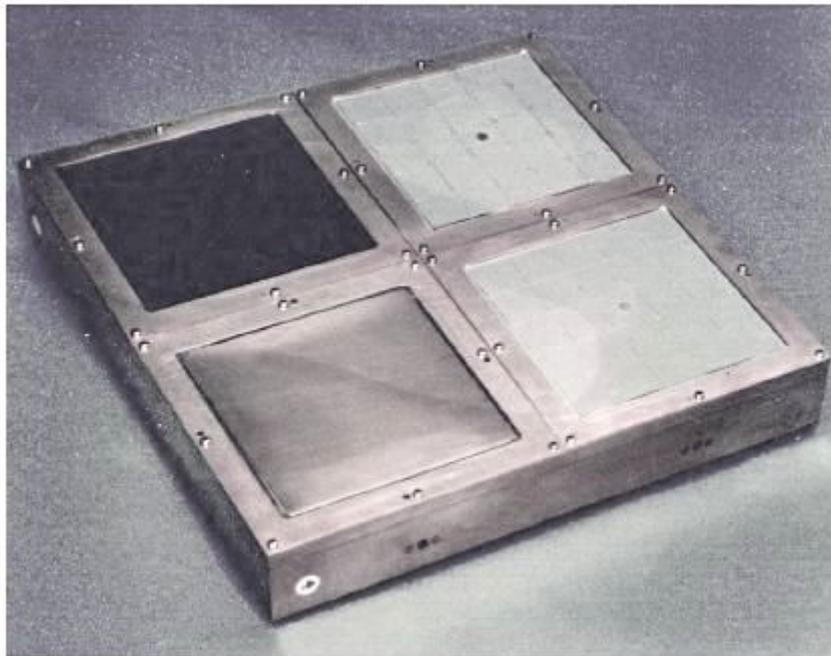


図 1-17 Photograph of one of the three SSPM sensor units with its four material samples

出典 : Roeder, J. L., and J. F. Fennell, Differential charging of satellite surface materials, IEEE transactions on plasma science, Vol. 37, No. 1, 2009.

1.4. 宇宙機帯電の最近の研究動向

1990年代から宇宙機の放電現象に起因する故障が増加した。これは宇宙機のバス電圧の増加と宇宙機システムの複雑化に関係すると考えられる。Koonsらによって1998年頃に宇宙機の故障や事故原因を調べる調査が行われた。通常、人工衛星などの故障や事故は開発機関の内部情報として処理され公にされないため情報を得ることが難しい。Koonsらは326件の事故事例について調査検討を行い、そのうちの162件が静電放電（electrostatic discharge：ESD）に起因するものであったと発表した[Koons et al., 2000]。宇宙機事故の増加に伴い、大学等の研究機関だけでなく各国宇宙機関や衛星開発企業なども宇宙機の帯放電現象に関する研究、および宇宙機を帯放電現象から守るための技術開発を行うようになった。これらの研究開発は、大きく分けて地上試験、シミュレーションツールの開発、観測装置の開発と軌道上観測の3つに分類できる。

地上試験

2002年12月に日本が打ちあげた人工衛星みどりII（ADEOS II）が、打ち上げから約10ヵ月後の2003年10月に突然運用を停止する[小沢正幸, 2005]という事故が発生した。日本国内ではこの後急速に帯放電現象への関心が高まった。みどりIIは太陽電池パドルと衛星本体をつなぐ電源ケーブル上で発生した放電が原因となって断線し、衛星本体への電力供給が不可能となったため機能停止したと考えられる[細田聡 他, 2006][ウェブサイト, 環境観測技術衛星（ADEOS-II）「みどりII」の運用異常に係る原因究明及び今後の対策について]。電力ケーブルや太陽電池パドル上での放電は衛星電力の低下に直接つながるため現在も多くの研究がなされている[Cho et al, 2003][Hosoda et al, 2006][Cho et al, 2006][Kawasaki et al, 2006][奥村哲平 他, 2007]。海外でもアメリカのNASA Glenn research center, フランスの宇宙研究機関 ONERA, オランダ ASTRIUM 社等で太陽電池の帯放電試験が盛んに行われている[Clevenger et al, 2006][Gaillot et al, 2003][Meteo-Velez et al, 2006][Bayner et al, 2006]。宇宙用太陽電池パドルの地上試験に関しては、これまではその試験方法が各国の宇宙機関、衛星開発企業によって異なっていた。現在、宇宙用太陽電池パドル帯放電試験の国際標準規格を制定しようというプロジェクトが進行中である。

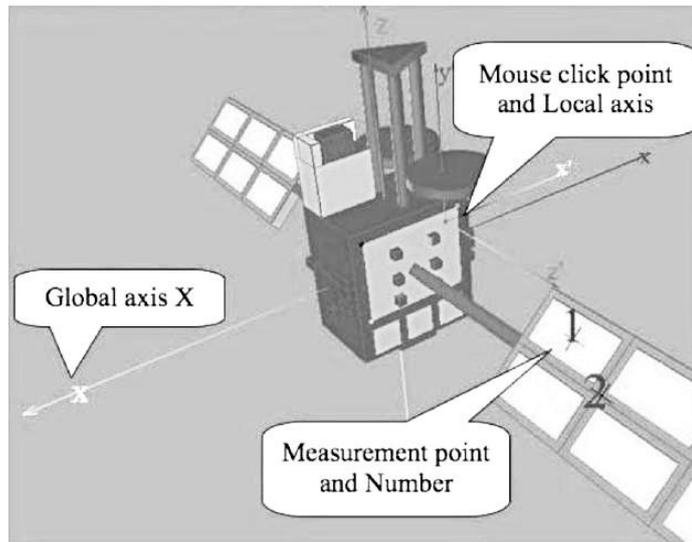
シミュレーションツールの開発

宇宙機の帯電状態を解析するために、アメリカやヨーロッパ、日本でも帯電解析ソフトウェア

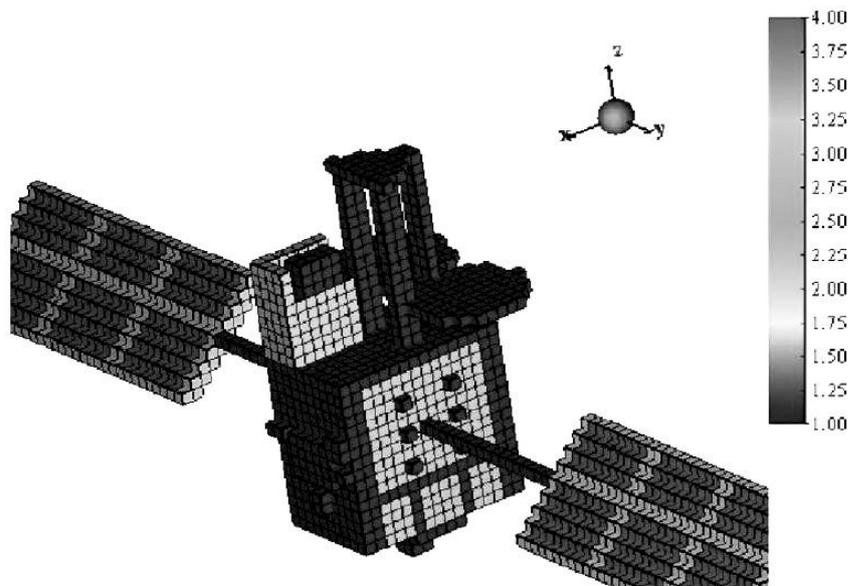
1.4. 宇宙機帯電の最近の研究動向

が開発されてきた。まずアメリカが静止軌道での帯放電事故に関するいくつかの報告とそれに続く衛星設計最適化の必要性の高まりを受け、Systems, Science and Software 社と NASA Lewis Research Center の共同で NASA Charging Analyzer Program (NASCAP) と呼ばれる帯電解析ソフトウェアが 1976 年から 1984 年頃に開発された[Katz et al, 1977][Katz et al, 1979]。NASCAP は衛星設計に使用されると同時に、地上試験の解析や典型的な静止軌道衛星の帯放電現象に関する調査研究等にも用いられてきた[Stevens and Roche, 1979][Mandell et al, 1981]。NASCAP の解析範囲は静止軌道以外の軌道にも拡張され、2000 年頃には NASCAP の進化版である Nascap-2K の開発が始まった[Mandell et al, 2001][Mandell et al, 2006]。Nascap-2K はアメリカ国内外で多くの衛星設計や解析に利用されているが[中村雅夫 他, 2004][Mandell et al, 2008]、このソフトウェアはアメリカの戦略輸出規制対象ソフトウェアであるためアメリカ国外での使用は制限される[岡田雅樹, 2005]。このためヨーロッパや日本において独自の帯電解析ツールを開発しようとする動きが起こった。ヨーロッパでは ESA (European Space Agency) と ONERA の研究グループが中心となって SPIS (the Spacecraft Plasma Interaction System) と呼ばれるソフトウェアが開発された[Forest et al, 2001][Roussel et al, 2008]。日本では JAXA と九州工業大学の研究グループが中心となって MUSCAT (Multiutility Spacecraft Charging Analysis Tool) を開発した[五家建夫, 2005][八田真児 他, 2007][Muranaka et al, 2008][Hosoda et al, 2008]。MUSCAT は静止軌道 (PEO)、低地球軌道 (LEO)、極軌道 (PEO) それぞれの環境での帯電状態を含む宇宙機-宇宙プラズマ相互作用を解析可能である。特徴として 1) 高機能なグラフィカル・ユーザー・インターフェース (GUI)、2) 各種物理現象を模擬するのに必要な数値解析機能、3) 高速計算機能を備えている。また開発段階において検証実験結果およびスーパーコンピューターによる大規模高精度計算結果との相互比較による妥当性の検証も行われた。

1.4. 宇宙機帯電の最近の研究動向



(a)



(b)

図 1-18 (a) MUSCAT による人工衛星 WINDS のモデリング画面

(b) 直交座標系のメッシュで区切られた WINDS の計算モデル

出典 : Muranaka, T., S. Hosoda, J. Kim, S. Hatta, K. Ikeda, T. Hamanaga, M. Cho, H. Usui, H. O. Ueda, K. Koga, and T. Goka, Development of multi-utility spacecraft charging analysis tool (MUSCAT), IEEE Transactions on Plasma Science, Vol. 36, No. 5, pp. 2336-2349, 2008.

1.4. 宇宙機帯電の最近の研究動向

観測装置の開発と軌道上観測

最近の日本の衛星では 1997 年に打ちあげられたプラズマ観測衛星“GEOTAIL”や 2007 年に打ち上げられた月探査衛星“かぐや”が高精度の静電分析器を搭載しており、GEOTAIL については現在でも観測データを取得し続けている。両者の静電分析器は JAXA 宇宙科学研究所の研究グループによって開発されたもので、電子エネルギー分析器が ESA (Electron Spectrum Analyzer)、イオンエネルギー分析器が IEA (Ion Energy Analyzer) と呼ばれている。ESA, IEA とともに粒子の軌道を曲げるための偏向電極のサイズや印加電圧によって計測するエネルギーの値が変わるため、宇宙機に搭載する際には観測する環境にあわせて分析器を調整する必要がある。例として以下に月探査衛星“かぐや”に搭載された装置の概要を示す[Saito et al, 2008].

表 1.4-1 月探査衛星“かぐや”に搭載されたエネルギー分析器の概要

	ESA	IEA
Energy range	5 eV – 15 keV (5 eV – 10 keV)	5 eV/q – 28 keV/q
Energy resolution	10 % (FWHM) (15 % (FWHM))	5 % (FWHM)
Energy sweep step	32	32
Field of view	2π str.	2π str.
FOV sweep range	$45^\circ \pm 45^\circ$ (Pol)	$45^\circ \pm 45^\circ$ (Pol)
Angular resolution	5° (Pol) \times 8° (Az) (FWHM)	5° (Pol) \times 5° (Az) (FWHM)
g-factor ($5^\circ \times 22.5^\circ$) (efficiency is not included)	2×10^{-4} cm ² str keV/keV (10^{-3} cm ² str keV/keV)	$10^{-6} \sim 10^{-4}$ cm ² str keV/keV (variable)
Time resolution	1 s	1 s
Analyzer type	Toroidal analyzer	Spherical analyzer
Average radius	30 mm	55 mm
Gap	3 mm (5 mm)	4 mm
Eccentricity	5 mm	

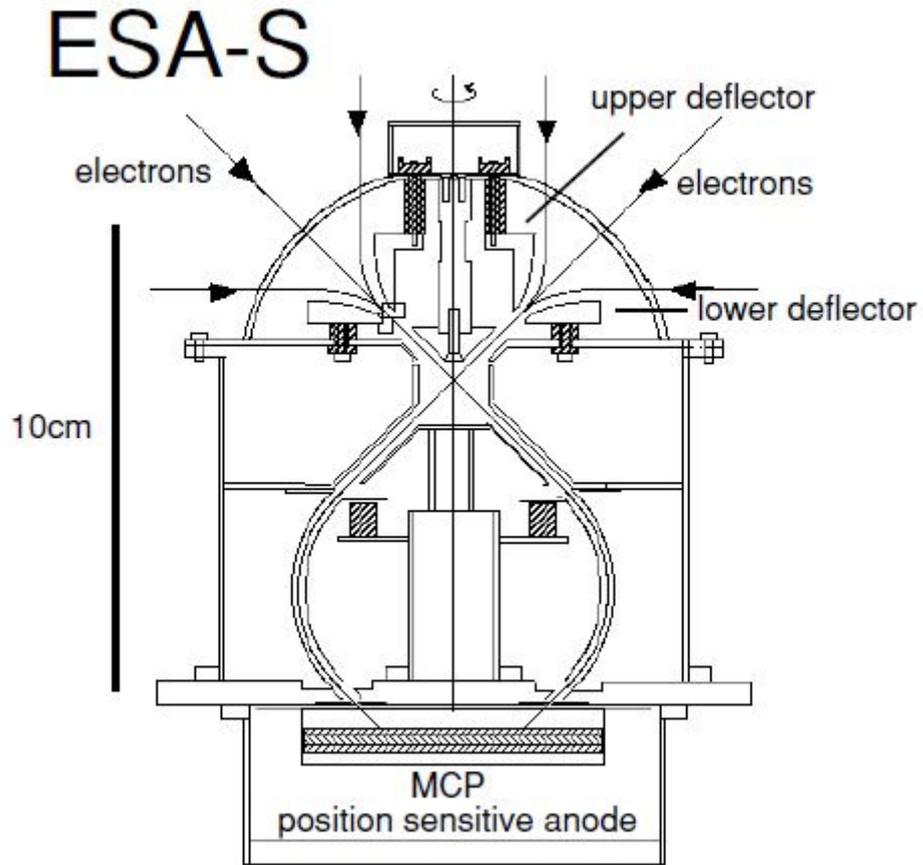


図 1-19 月探査衛星 “かぐや” に搭載された電子エネルギー分析器 ESA 断面図

出典 : Saito, Y., S. Yokota, K. Asamura, T. Tanaka, R. Akiba, M. Fujimoto, H. Hasegawa, H. Hayakawa, M. Hirahara, M. Hoshino, S. Machida, T. Mukai, T. Nagai, T. Nagatsuma, M. Nakamura, K. Oyama, E. Sagawa, S. Sasaki, K. Seki, and T. Terasawa, Low-energy charged particle measurement by MAP-PACE onboard SELENE, *Earth Planets Space*, 60, 375-385, 2008.

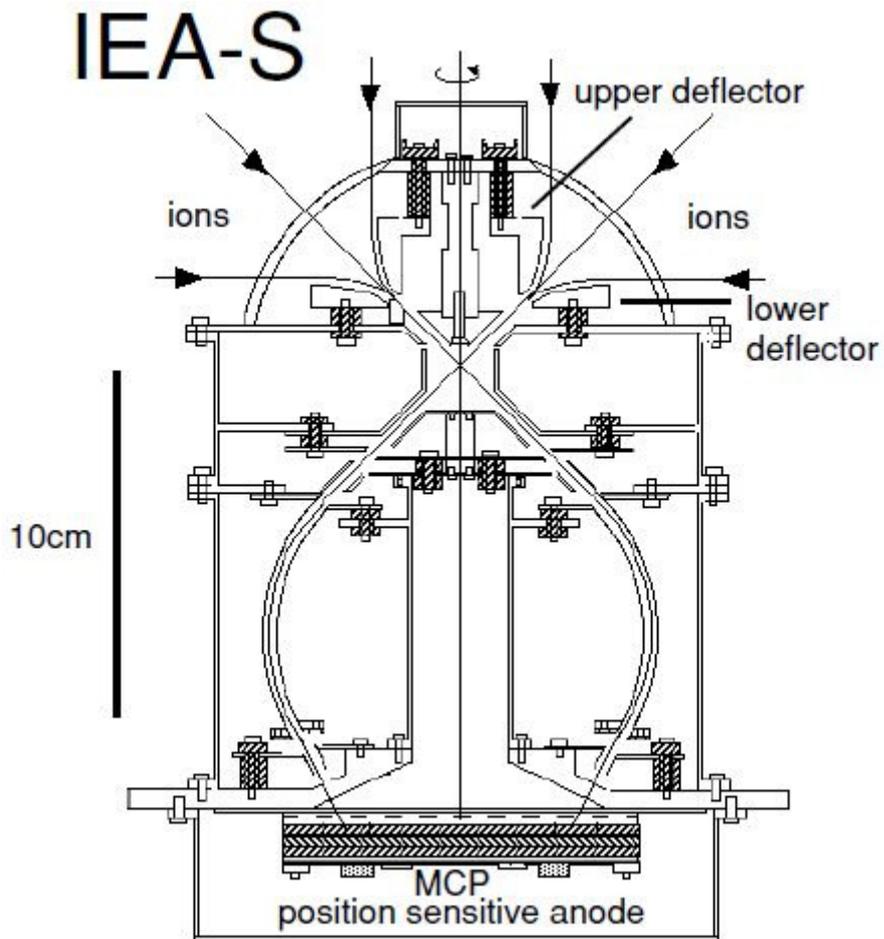


図 1-20 月探査衛星“かぐや”に搭載されたイオンエネルギー分析器 IEA 断面図

出典 : Saito, Y., S. Yokota, K. Asamura, T. Tanaka, R. Akiba, M. Fujimoto, H. Hasegawa, H. Hayakawa, M. Hirahara, M. Hoshino, S. Machida, T. Mukai, T. Nagai, T. Nagatsuma, M. Nakamura, K. Oyama, E. Sagawa, S. Sasaki, K. Seki, and T. Terasawa, Low-energy charged particle measurement by MAP-PACE onboard SELENE, Earth Planets Space, 60, 375-385, 2008.

現在の ESA, IEA では 5~15%の良い精度で 28keV 程度までのエネルギーを計測することができるが、球状の電極部分の直径が 10cm 程度、その他の電気回路まで含めると全体で 20~30cm 級の大きさの装置となる。

1.4. 宇宙機帯電の最近の研究動向

帯電電位の測定に特化した観測装置ではアメリカの Goembel Instruments 社が NASA との契約のもと SCM (Spacecraft Charge Monitor) という装置を開発した[Goembel, 2009]. SCM は低地球軌道において-145V から+45V までの帯電電位を測定するために設計されており, その後の開発で設計された SCM2 では LEO 以外の軌道など地球磁気圏内および太陽風の吹き込むエリア内での測定が可能とされている. SCM は電離層に含まれる光電子のエネルギースペクトルを計測し, その変化から帯電電位を見積もる.

表 1.4-2 Spacecraft Charge Monitor (SCM) 装置の概要

サイズ	6.5×3.75×2.75 in
重量	650 g
消費電力	2W 以下, 28V
宇宙機浮遊電位範囲	-145 ~ +45 V



図 1-21 Spacecraft Charge Monitor (SCM) 装置の外観図

出典 : Goembel, L., An improved spacecraft charge monitor, 4th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2009-120, 2009.

1.5. 宇宙機システム小型化の動向

宇宙開発の開始以来、国の宇宙機関主導で行われる宇宙開発は大型ロケットや大型人工衛星、宇宙ステーションなど大規模化が進んでいる。例えば 2006 年に日本の宇宙航空研究開発機構 JAXA が打ち上げた衛星“だいち”は衛星本体が約 6.2m×3.5m×4.0m、太陽電池パドルが約 3.1m×22.2m、アンテナが約 8.9m×3.1m、重量約 4,000kg という大きなものであった。このような大型の衛星には高性能な観測装置や通信機器をできるだけ多く搭載し、精度の高い観測や実験が行われる。しかし同時に、近年の半導体技術の発達により電子機器の小型・軽量化が進んだことで小型の人工衛星開発の動きが大学を中心とした研究機関や民間の企業で起こった。明確な分類があるわけではないが、重量 500~50kg でサイズが 1m 程度のものを小型衛星、重量 50kg 以下でサイズが 50cm 以下のものを超小型衛星と呼ぶ。小型・超小型衛星開発の代表的な例としてイギリス Surrey 大学での研究活動からスタートした衛星企業 SSTL (Surrey Satellite Technology Ltd.) があげられる。Surrey 大学では 1980 年代初頭から小型衛星に関する研究開発を始め、1985 年に SSTL を設立した。大きさ数 10cm、重さ数 10kg の小型衛星を中心に開発し、リモートセンシングの分野で精度の良いデータを供給している。衛星を受注販売すると共に開発途上国への技術移転をビジネスとして成功させた。販売だけでなく災害時の被災地写真の公開といったサービスも行っている。

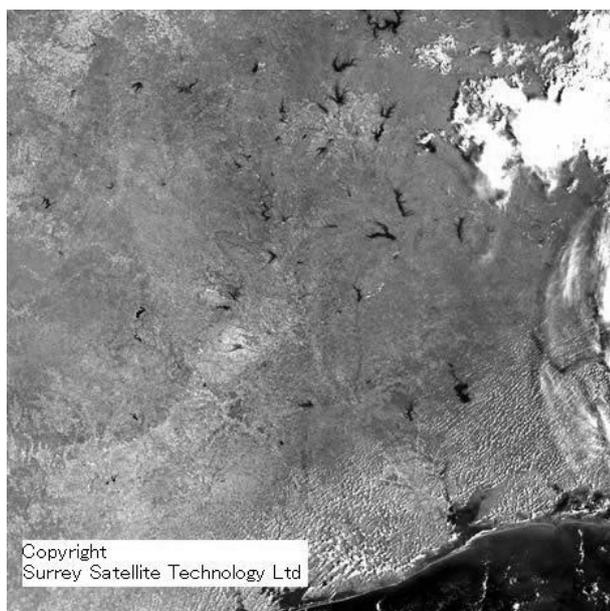


図 1-22 SSTL が打ち上げた衛星 UK-DMC2 と Deimos-1 が撮影した画像。テキサス州とオクラホマ州，USA.



図 1-23 SSTL が打ち上げた衛星 UK-DMC2 と Deimos-1 が撮影した画像．Dallas Fort Worth International Airport.

出典：SSTL ウェブサイト「UK-DMC2 satellite imagery」

http://www.sstl.co.uk/News_and_events/UK-DMC2_satellite_imagery

SSTL の他にもヨーロッパやアメリカ、日本で小型衛星の開発や衛星搭載機器を開発する企業が多く設立されている。今後もこの小型宇宙ビジネスの動きが盛んになってくるものと予想される。また大学や高専でも CubeSat と呼ばれる 10cm、1kg 級の衛星や数 10cm、20kg 級の超小型衛星の開発が活発に行われている。CubeSat とは 10cm 立方サイズ、重さ 1kg 以下の非常に小さな衛星でおよそ 650km の低地球軌道（円軌道、太陽同期軌道）を周回し、アマチュア無線帯での運用を行うものを指す。主に教育目的として学生主体で開発・運用が行われる。打ち上げはピギーバック方式で行われるか、数十個の CubeSat をインドもしくはソ連の固体ロケットで打ち上げる場合が多く、開発費用と打ち上げ費用が安いことも特徴である。CubeSat は日本だけでも 2009 年 12 月までに北海道工業大学、東北大学、東京大学、東京工業大学、日本大学、都立産業技術高専、香川

1.5. 宇宙機システム小型化の動向

大学が低地球軌道への打ち上げを達成し、現在開発中のものも含めれば 20 近い CubeSat プロジェクトが進行中である。海外でもアメリカ CalPoly 大学[Puig-Suari et al, 2001], ドイツ Delft 大学, デンマーク Aalborg 大学など, 多くのプロジェクトが行われている。

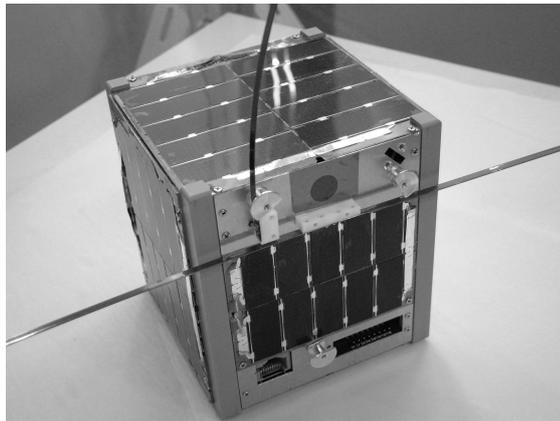


図 1-24 東京大学が開発した CubeSat “XI-IV”

出典：ウェブサイト「東京大学 CubeSat プロジェクト」

<http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/cubesat/index.html>

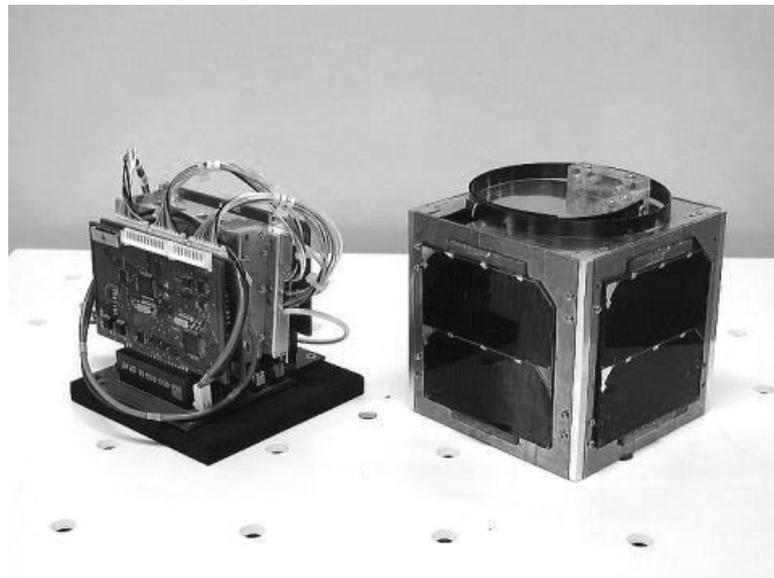


図 1-25 九州工業大学で開発中の CubeSat “HORYU”

出典：ウェブサイト「九州工業大学衛星開発プロジェクト」

<http://kitsat.ele.kyutech.ac.jp/>

1.6. 研究目的

今後の宇宙開発は実利用の段階に進むことが予想される。地球近傍での宇宙サービスや宇宙ビジネスの開始である。よって宇宙機の信頼性向上と安全利用が強く要求される。本研究では近年多くの宇宙機事故を引き起こしてきた宇宙機の帯電・放電現象とその対策法に注目する。

本研究の目的は汎用的な宇宙機帯電観測装置を開発することである。以下に示すような項目を満たす装置の研究開発を行う。

- 宇宙機の構体電位を計測する
- 電位の計測範囲は+10V 程度~-20kV 程度とする
- 中・大型衛星への搭載機会を増やし、かつ打ち上げ実現機会の豊富な小型・超小型衛星にも搭載可能とするため装置サイズは5cm 立方程度を目安とする
- 省電力化を図る

帯電電位の計測法として静電分析法を採用する。装置の小型化と省電力化を図り新しいタイプの静電分析器、二段平行平板型静電分析器を開発する。第2章に二段平行平板型静電分析器の詳細と測定原理、第3章にこの装置での電流収集についての数値計算に関する議論、第4章に実験室プラズマ中における原理検証試験、第5章に二段平行平板型静電分析器のエンジニアリングモデル設計、第6章に本研究の総括を記述する。

第2章

二段平行平板型静電分析器を用いた帯電観測

第2章では本研究で開発を行う二段平行平板型静電分析器の装置の詳細と、この分析器を用いた帯電観測方法について述べる。測定の精度や効率についても議論する。

2.1. 宇宙機の周辺環境と帯電時のシース形成

地球は窒素 (N₂)、酸素 (O₂)、アルゴン (Ar) 二酸化炭素 (CO₂) を主成分とする大気を持つ。地表に近いところではこれらの粒子は気体として存在しているが、地表からの高さが高くなるにつれて太陽からの放射を受けて一部電離し、中性気体と気体が電離したプラズマとの混合したものとなる。気体とプラズマの配分やどの粒子が最も電離しているかなど、高度によって大気は異なる特徴をもつ。このため大気はいくつかの特徴的な構造をもつ領域に分けられる[恩藤忠典 他, 2000]。地表に近いところから順番に、対流圏、成層圏、中間圏、熱圏と呼ばれる。

表 2.1-1 地球の大気構造とその特徴

	領域	特徴
対流圏	0 – 対流圏界面 (高緯度地方：約 10km) (赤道付近：約 17km)	※対流圏界面：対流圏最上部の気温が極小になる面 ・可視光と赤外光を吸収 ・高度の上昇とともに気温が下がる (約 6.5K/km)
	対流圏界面 – 成層圏界面 (約 50km)	・オゾン層 (高度約 20~40km) で紫外線を吸収 ・高度の上昇とともに気温が上がる
中間圏	成層圏界面 – 中間圏界面 (約 50km) (約 80km)	・(主に酸素分子が) 紫外線を吸収 ・高度の上昇とともに気温が下がる (約 3.5K/km) ・約 80km (中間圏界面) で気温が極小, 約 180K
熱圏	中間圏界面 – (約 80km)	・紫外線を吸収 ・気温は高度とともに上昇し, 約 120km を越すと指数関数的に上昇, 約 400km から上空はほぼ一定

(参照：恩藤忠典，丸橋克英，ウェーブサミット講座 宇宙環境科学，オーム社.)

2.1. 宇宙機の周辺環境と帯電時のシース形成

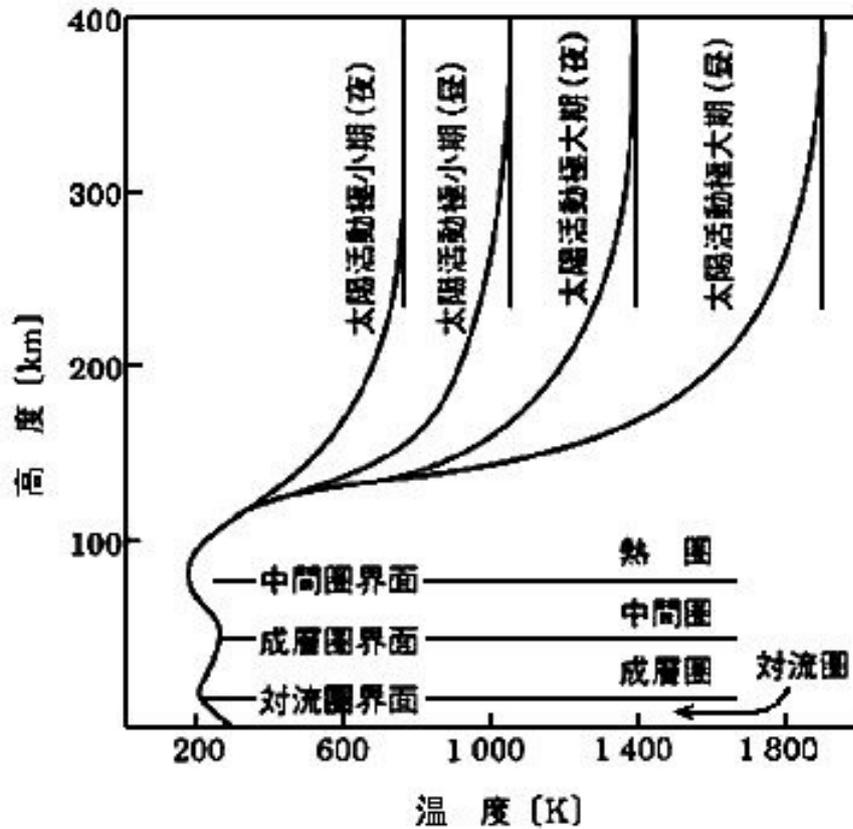


図 2-1 地球大気の高度のよる温度の変化と高度領域の名称

出典: 恩藤忠典, 丸橋克英, 「ウェーブサミット講座 宇宙環境科学」, オーム社, ISBN4-274-07897-3, 2000.

以上の大気の成層構造のうち, 地上約 80km より上空の超高層大気では紫外線よりも波長が短い太陽放射線が吸収されて電離が起こっている. この領域を電離圏, もしくは電離層と呼ぶ. 人工衛星などの宇宙機はこの電離層を飛翔している. つまり宇宙機の周辺環境はイオンと電子からなるプラズマ環境である. プラズマは全体としては中性の性質を示すが, 正の電荷をもつイオンと負の電荷をもつ電子で構成されるため局所的に片方の粒子のみが集中し正電位の空間や負電位の空間, または電界が発生する場合がある. これは自然もしくは人工的に周辺プラズマと異なる電位をもつ物体がプラズマ中に浮いている場合である. 宇宙機は多くの場合太陽電池パドルによ

2.1. 宇宙機の周辺環境と帯電時のシース形成

って発電を行っており、種々の電気機器を宇宙機内部および外部で使用している。プラズマと異なる電位をもつ導体がプラズマ中に露出することは避けられない。また絶縁体はプラズマとの相互作用や高エネルギー粒子の流入によって帯電する。このため宇宙機表面の電位分布は非常に複雑である。そして宇宙機のプラズマに接している面はその箇所の電位に応じてイオンもしくは電子を集めるので、宇宙機周辺には電子のみが存在する領域やイオンのみが存在する領域といったものが形成される。このような領域をそれぞれ電子シース、イオンシースと呼ぶ。低地球軌道において、通常は宇宙機の構体電位は発電電圧程度の負に沈む（第1章 1.1.）ため、宇宙機周辺にはイオンシースが形成される。イオンシース内ではプラズマ電位から宇宙機構体電位に向かってイオンを加速する向きの電界が形成されている。つまり宇宙機表面には低いエネルギーの電子は到達することができず、宇宙機の帯電電位を越えるエネルギーをもった電子とイオンシース内の電界によって加速されたイオンが宇宙機表面に到達する。

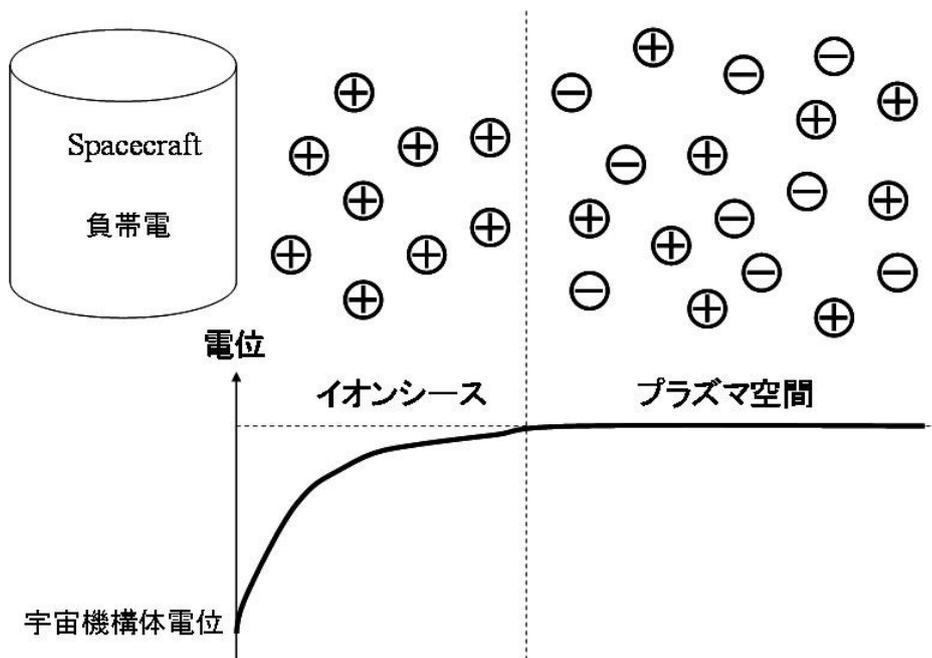


図 2-2 負帯電した宇宙機周辺の電位分布

2.2. 宇宙機構体帯電電位の測定原理

宇宙機表面において粒子のエネルギー測定を行うと帯電していない場合にはプラズマのイオン、電子そのもののエネルギーが測定される。一方で宇宙機が帯電している場合には宇宙機周辺に形成されるシースによって粒子が加速または減速されるため、宇宙機表面で測定される粒子のエネルギーは本来のエネルギーに対して宇宙機帯電によるエネルギーが加算された状態になっている。つまり同じプラズマ環境でも測定を行う宇宙機が帯電している場合としていない場合とで計測される粒子のエネルギーが異なってくる（図 2-3）。

宇宙機表面にやってくる粒子のエネルギーを計測し、それが通常のプラズマエネルギーからどの程度変化しているかを見積もることで帯電電位を算出する。

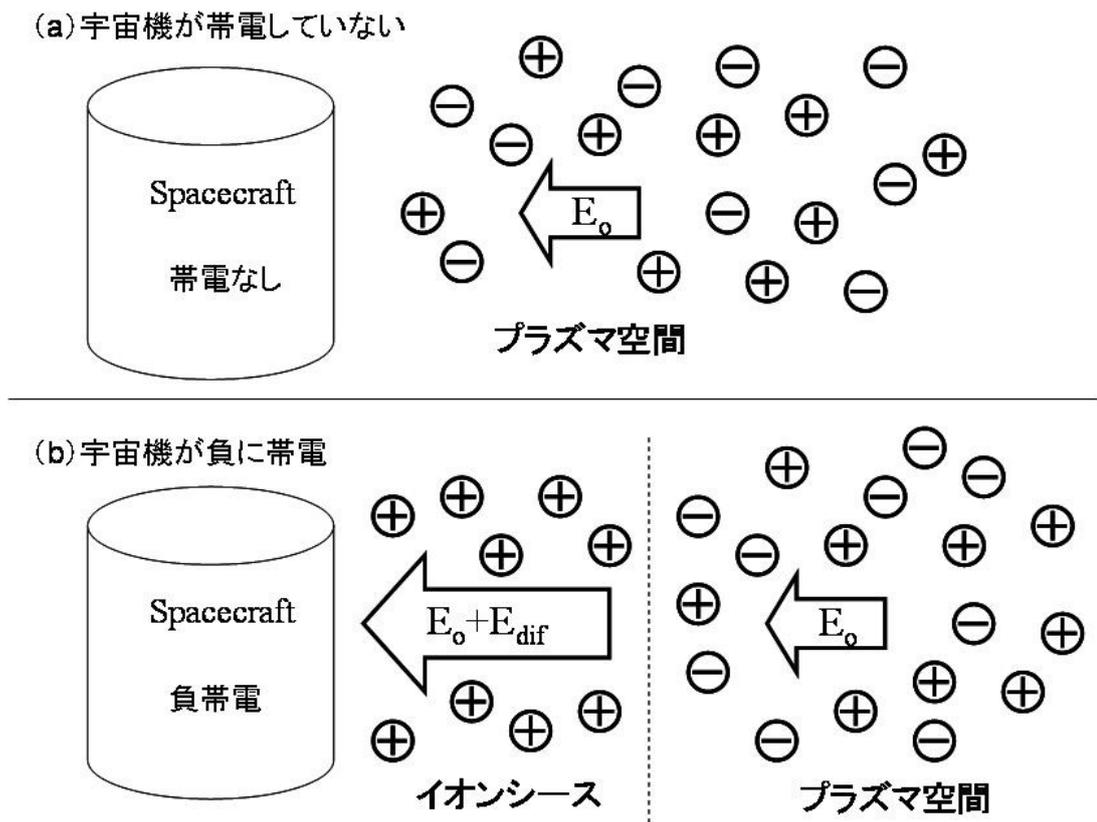


図 2-3 (a) 宇宙機が帯電していない場合と (b) 宇宙機が負に帯電している場合に計測される粒子エネルギーの違い

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

おおよそ、宇宙機の帯電範囲は+数 10V から−20kV である。近年、大学や民間で開発が活発化してきた超小型衛星（重量：50kg 以下，サイズ：50cm 以下）は低地球軌道または極軌道に打ち上げられる場合が多く，この場合の帯電範囲は+数 V から−数 kV である。宇宙機帯電は全ての衛星に共通の問題であるが，低地球軌道/極軌道を周回する超小型衛星に搭載可能な帯電観測装置で+数 V から−数 kV の電位が測定可能な装置は開発されていない。ラングミュアプローブは装置がシンプルで小型であるため数 10kg 級の超小型衛星にも搭載可能であるが，数 kV の電位を図るためにはそれと同等の電圧を印加しなくてはならないため大きな電力が必要となってくる。球形静電分析器等，すでに大型の衛星に搭載実績のある静電分析器は超小型衛星に搭載するにはサイズ・重量的にも電力収支の面でも無理がある。本研究では低地球軌道/極軌道に打ち上げられる超小型衛星での帯電観測に注目し，+数 V から−数 kV の帯電電位の測定が可能な小型の観測装置開発を目指している。このため新しい型の静電分析器，二段平行平板型静電分析器を考案した。

2.3.1. 二段平行平板型静電分析器の概要

二段平行平板型静電分析器は，図 2-4 のように粒子エネルギーを分析するための偏向電極が，二段の平行平板電極対で構成されている。

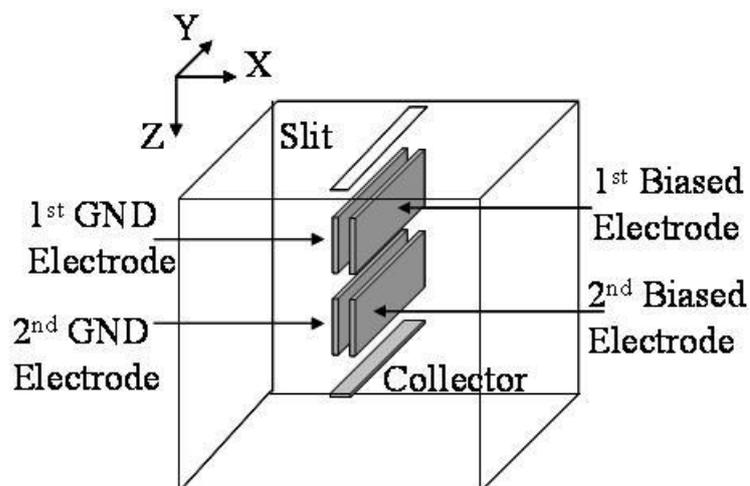


図 2-4 二段平行平板型静電分析器の電極形状とその配置，および電位の関係

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

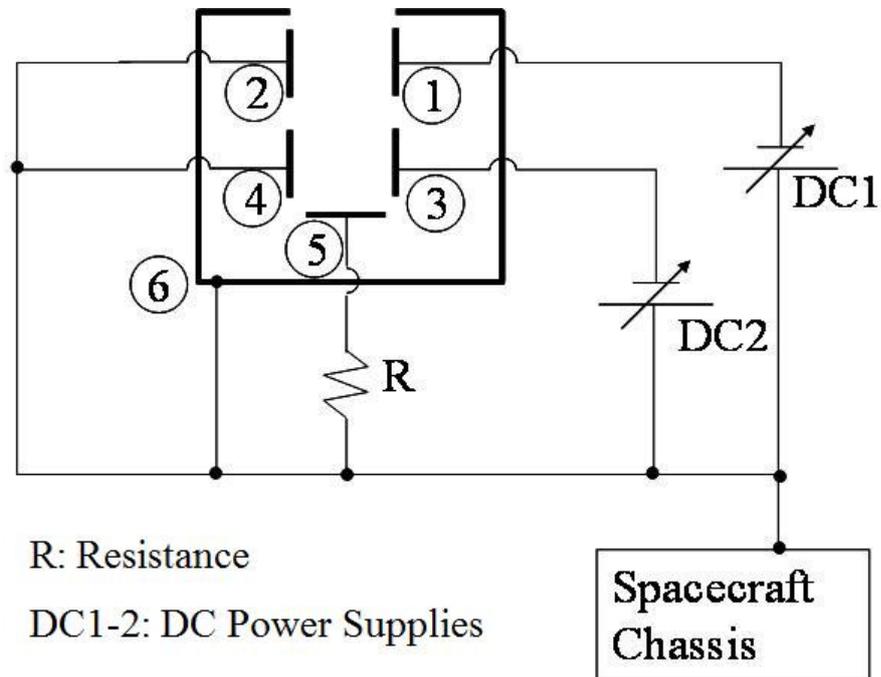


図 2-5 二段平行平板型静電分析器の電気回路概略図

- ① 1st Stage バイアス電極
- ② 1st Stage GND 電極
- ③ 2nd Stage バイアス電極
- ④ 2nd Stage GND 電極
- ⑤ コレクタ電極
- ⑥ 外装

各段において、一方の電極に外部回路から電圧を印加し掃引する。もう一方の電極は宇宙機の構体電位 (=宇宙機の GND) と等しい電位を持つ。電圧を印加するほうの電極をバイアス電極、構体電位と等しい電位を持つほうの電極を GND 電極と呼ぶ。スリットに近い上段を 1 段目、下段を 2 段目とする。1 段目と 2 段目の電極は縦方向の同じ軸上 (Z 軸) にあるものとし、これらの偏向電極の下にコレクタ電極を置く。偏向電極とコレクタ電極は金属の外装の中に収められており、外装は宇宙機の構体と同電位である。外装には平行平板の電極間距離とほぼ等しい幅のスリットが開けられている。宇宙機表面にやって来た粒子はこのスリットを通過して偏向電極間へと入射し、

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

コレクタ電極に向かってZ軸方向に走行する。ただし、各段で片方の電極にバイアスすることで平行平板間には電界が形成されており、入射した粒子はこの電界によって横方向(X軸方向)に移動する。粒子が電極間をZ軸方向に抜けていく時間と比べて電界によるX軸方向の移動時間が短ければ、粒子は偏向電極に到達し収集される。粒子はそのエネルギーに応じて、1段目の電極または2段目の電極で収集されるか、偏向電極を通り抜けてコレクタ電極で収集される。バイアス電極に印加するある一定電圧に対して、各電極で収集される電流は一定に決まる。バイアス電極に印加する電圧を掃引することで電極における電流収集特性を取得する。

二段平行平板型静電分析器を用いたエネルギー計測では、2段目の電極による電流収集特性に注目する。各段の電極で収集される粒子の最大エネルギーは電極の高さと平行平板間の距離によって決まる。ここで、2段目で収集される粒子の最大エネルギー E_2 が1段目で収集される粒子の最大エネルギー E_1 よりもわずかに大きくなるように調整しておく、2段目の電極ではある狭いエネルギー範囲内の粒子、 E_1 よりも大きく E_2 よりも小さいエネルギーをもつ粒子のみが収集されることになる。このエネルギー範囲が十分小さければ、2段目の電極による電流収集特性はエネルギー分布とほぼ等価であるといえる。

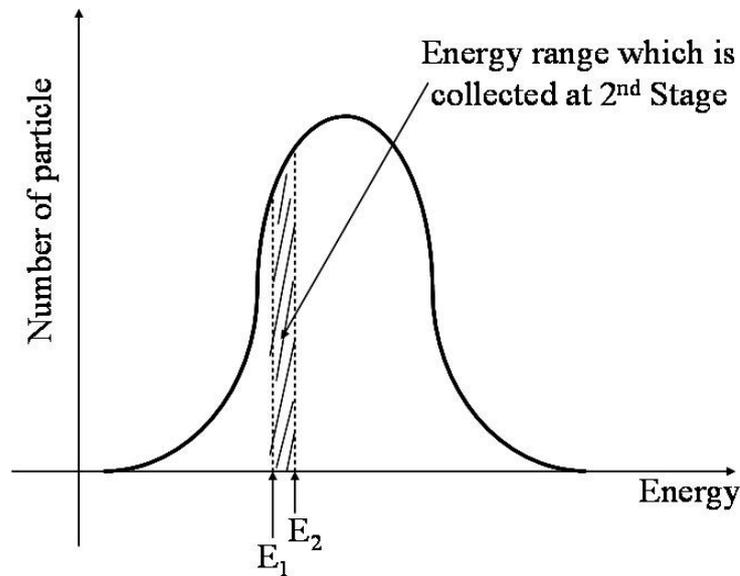


図 2-6 二段目の電極において収集される粒子のエネルギー範囲

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

2.3.2. 測定原理

二段平行平板型静電分析器によるエネルギー計測について考えるために、次のようなパラメータをもつ電極を考える。1 段目の電極高さを L_1 、2 段目の電極高さを L_2 、電極間距離が 1 段目 2 段目ともに共通で d 、1 段目のバイアス電圧を V_1 、2 段目のバイアス電圧を V_2 とする。

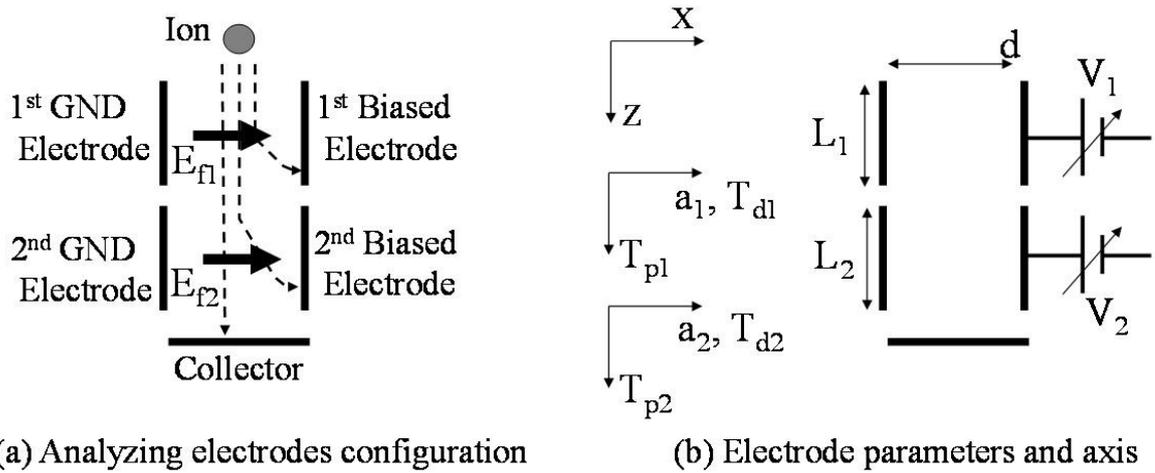


図 2-7 二段平行平板型静電分析器の偏向電極パラメータと各種計算の軸の向き

1 段目、2 段目の電極間それぞれに印加電圧に応じて電界が形成される。それぞれの電界を E_{f1} 、 E_{f2} とすると、

$$E_{f1} = \frac{V_1}{d} \quad (2-1)$$

$$E_{f2} = \frac{V_2}{d} \quad (2-2)$$

スリットから偏向電極間に進入し、コレクタに向かって Z 軸方向に通過していくイオンまたは電子を考える。粒子を X 軸方向に移動させる力がこの電界 E_{f1} 、 E_{f2} に粒子の電荷量 q を乗じたものであるから、粒子の質量を m とし、各段での X 軸方向の運動方程式(2-3)、(2-4)が成立し、

$$ma_1 = qE_{f1} = \frac{qV_1}{d} \quad (2-3)$$

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

$$ma_2 = qE_{f2} = \frac{V_2}{d} \quad (2-4)$$

各段での加速度 a_1 , a_2 が以下のように求まる.

$$a_1 = \frac{qV_1}{md} \quad (2-5)$$

$$a_2 = \frac{qV_2}{md} \quad (2-6)$$

ここで、粒子はスリットの中央から Z 軸方向のみの速度をもって静電分析器に進入するものとする。つまり 1 段目の偏向電極間を通過していく粒子の初期位置 ($X=0$) が電極間の中央位置、それぞれの 1 段目の電極から $\frac{1}{2}d$ 離れた位置で、粒子の初速度 v_0 は Z 軸成分のみをもつ。

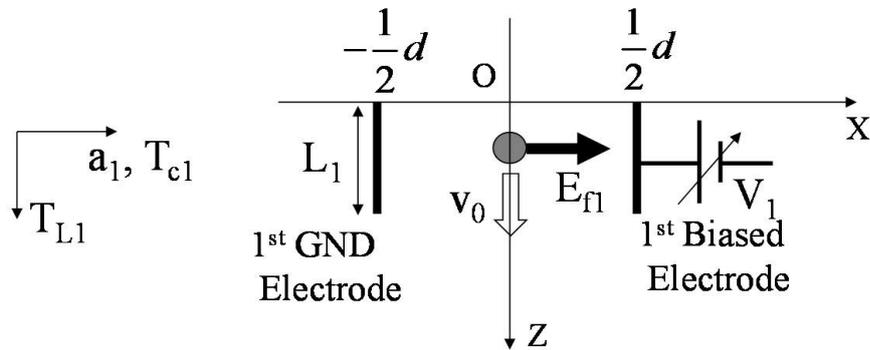


図 2-8 1 段目の偏向電極間に入射した粒子の初期位置と初速，加速度（電界）の向き

1 段目で粒子が GND 電極もしくはバイアス電極のどちらかに収集される場合を考える。粒子が速度 v_0 で電極の Z 軸方向距離 L_1 を通過する時間よりも、粒子が電界 E_{f1} によって X 軸方向を $\frac{1}{2}d$ だけ移動する時間のほうが短い場合に粒子は 1 段目のいずれかの電極で収集される。1 段目偏向電極間において、粒子が加速度 a_1 で X 軸方向に $\frac{1}{2}d$ だけ移動するのにかかる時間を T_{c1} とすると、運動方程式(2-7)に(2-5)式を代入して、 T_{c1} は(2-8)のようになる。

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

$$\frac{1}{2} a_1 T_{cl}^2 = \frac{1}{2} d \quad (2-7)$$

$$T_{cl} = \sqrt{\frac{md^2}{qV_1}} \quad (2-8)$$

このとき、粒子の初速度は粒子のもつエネルギーを $E[\text{eV}]$ として(2-9)式のように表され、

$$v_0 = \sqrt{\frac{2eE}{m}} \quad (2-9)$$

よって粒子が電極 Z 軸方向距離 L_1 を通過する時間 T_{L1} は次のようになる。

$$T_{L1} = \frac{L_1}{v_0} = L_1 \sqrt{\frac{m}{2eE}} \quad (2-10)$$

X 軸方向の移動時間よりも Z 軸方向の通過時間が短ければ、粒子は 1 段目を通過し偏向電極の 2 段目に進入する。逆に X 軸方向の移動時間のほうが短ければ粒子は 1 段目電極で収集される。つまり粒子が 1 段目で収集される条件が(2-11)であらわされる。

$$T_{cl} < T_{L1} \quad (2-11)$$

(2-8) と (2-10) を (2-11) に代入すると

$$\sqrt{\frac{md^2}{qV_1}} < L_1 \sqrt{\frac{m}{2eE}} \quad (2-12)$$

E の上限を表す式に変形すると

$$E < \frac{q}{2ed^2} V_1 L_1^2 \quad (2-13)$$

この式から、1 段目で収集される粒子の最大エネルギー E_1 が得られる。

$$E_1 = \frac{q}{2ed^2} V_1 L_1^2 \quad (2-14)$$

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

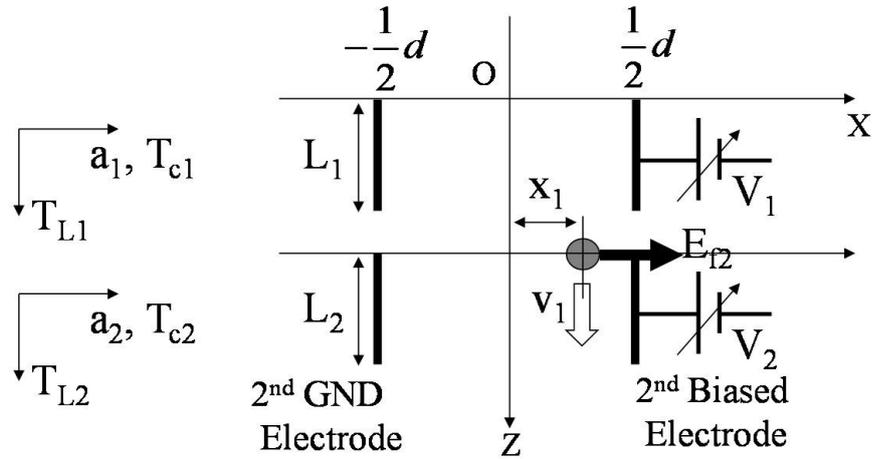


図 2-9 2 段目の偏向電極間に入射した粒子の初期位置と初速，加速度（電界）の向き

E_1 よりも大きいエネルギーをもつ粒子は 1 段目を通過して 2 段目に進入する．2 段目に進入した粒子について考える．粒子が 2 段目の電極 Z 軸方向距離 L_2 を通過する時間 T_{L2} は次のようになる．

$$T_{L2} = \frac{L_2}{v_0} = L_2 \sqrt{\frac{m}{2eE}} \quad (2-15)$$

2 段目に進入した粒子は，1 段目を通過中に 1 段目の電界から受けた力によって X 軸方向の速度 $a_1 T_{L1}$ を得ている．2 段目偏向電極の入射位置も，X 軸方向に x_1 だけ原点位置から移動している．

$$x_1 = \frac{1}{2} a_1 T_{L1}^2 \quad (2-16)$$

Z 軸方向距離 L_2 の通過時間 T_{L2} が経過する間に X 軸方向に移動する距離 x_2 は，

$$x_2 = a_1 T_{L1} T_{L2} + \frac{1}{2} a_2 T_{L2}^2 \quad (2-17)$$

1 段目と 2 段目の X 軸方向移動距離の合計が $\frac{1}{2}d$ よりも小さければ粒子は 2 段目の偏向電極間を

通過し， $\frac{1}{2}d$ よりも大きければ粒子は 2 段目で収集されることになる．つまり粒子が 2 段目で収

集されるための条件は

$$x_1 + x_2 > \frac{1}{2}d \quad (2-18)$$

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

$$\frac{1}{2}a_1T_{L1}^2 + a_1T_{L1}T_{L2} + \frac{1}{2}a_2T_{L2}^2 > \frac{1}{2}d \quad (2-19)$$

この(2-19)式に(2-5), (2-6), (2-10), (2-15)式を代入し, E を左辺に移行すると以下の式が得られる.

$$E < \frac{q}{2ed^2}(V_1L_1^2 + 2V_1L_1L_2 + V_2L_2^2) \quad (2-20)$$

よって 2 段目で収集される粒子の最大エネルギーは次の式(2-21)となる.

$$E_2 = \frac{q}{2ed^2}(V_1L_1^2 + 2V_1L_1L_2 + V_2L_2^2) \quad (2-21)$$

E_2 よりも小さいエネルギーをもつ粒子は 2 段目で収集されるが, このうち E_1 よりも小さいエネルギーの粒子はすでに 1 段目で収集されている. つまり, E_1 よりも大きく E_2 よりも小さいエネルギーの粒子が 2 段目で収集される. 2 段目の電流収集量はエネルギー分布関数を E_1 から E_2 までの範囲で積分することで得られる. ここで, プラズマのエネルギー分布関数としてマクスウェル分布を仮定する. 現象の単純化のため Z 軸方向の分布関数のみを考える. n はプラズマ密度, k はボルツマン定数, T はプラズマの温度である. もともとの粒子のドリフト速度 v に対して, 今回はシースにより速度 v_s だけ加速された速度分布関数を考える.

$$f(v) = n\sqrt{\frac{m}{2\pi kT}} \exp\left\{-\frac{m}{2kT}(v-v_s)^2\right\} \quad (2-22)$$

v_s はシース端での速度とし, シース端での電位 V_s によって以下のように表される. q は加速される粒子の電荷量である.

$$\frac{1}{2}mv_s^2 = qV_s \quad (2-23)$$

$$\therefore v_s = \sqrt{\frac{2qV_s}{m}} \quad (2-24)$$

以上のことから, 2 段目の電極で収集される電流量 I_2 は速度分関数を, エネルギー E_1 [eV] に相当する速度 v_1 から E_2 [eV] に相当する速度 v_2 まで積分したものであるということ式(2-25)のように示される. A は静電分析器に流入する粒子束の断面積である.

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

$$I_2(v_1, v_2) = qA \int_{v_1}^{v_2} v \cdot f(v) dv \quad (2-25)$$

$$v_1 = \sqrt{\frac{2eE_1}{m}} \quad (2-26)$$

$$v_2 = \sqrt{\frac{2eE_2}{m}} \quad (2-27)$$

(2-25)式に(2-22)式を代入すると

$$I_2(v_1, v_2) = qnA \sqrt{\frac{m}{2\pi kT}} \int_{v_1}^{v_2} v \cdot \exp\left\{-\frac{m}{2kT}(v - v_s)^2\right\} dv \quad (2-28)$$

ここで,

$$t = \frac{v - v_s}{\sqrt{\frac{2kT}{m}}} \quad (2-29)$$

$$dt = \sqrt{\frac{m}{2kT}} dv \quad (2-30)$$

(2-29)式のように t を設定し(2-28)式を書き換える.

$$\begin{aligned} I_2(t_1, t_2) &= qnA \sqrt{\frac{m}{2\pi kT}} \int_{t_1}^{t_2} \left(\sqrt{\frac{2kT}{m}}t + v_s\right) \cdot \exp(-t^2) \cdot \sqrt{\frac{2kT}{m}} dt \\ &= qnA \frac{1}{\sqrt{\pi}} \left\{ \int_{t_1}^{t_2} \sqrt{\frac{2kT}{m}}t \cdot \exp(-t^2) dt + \int_{t_1}^{t_2} v_s \cdot \exp(-t^2) dt \right\} \end{aligned} \quad (2-31)$$

定数部分を積分の外に出すと

$$I_2(t_1, t_2) = qnA \frac{1}{\sqrt{\pi}} \left\{ \sqrt{\frac{2kT}{m}} \left(-\frac{1}{2}\right) \int_{t_1}^{t_2} (-2t) \cdot \exp(-t^2) dt + v_s \int_{t_1}^{t_2} \exp(-t^2) dt \right\} \quad (2-32)$$

$f(t) = \exp(-t^2)$ のとき $f'(t) = -2t \cdot \exp(-t^2)$ であるから, 第1項と第2項を入れ替えて整理すると

$$I_2(t_1, t_2) = qnA \left[\frac{v_s}{\sqrt{\pi}} \int_{t_1}^{t_2} \exp(-t^2) dt + \frac{1}{2\sqrt{\pi}} \sqrt{\frac{2kT}{m}} \{ \exp(-t_1^2) - \exp(-t_2^2) \} \right] \quad (2-33)$$

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

ここで、第一項の積分を以下のように t_1 と t_2 の平均値 t_c を使って単純化する。

$$t_c = \frac{t_1 + t_2}{2} \quad (2-34)$$

$$\int_{t_1}^{t_2} \exp(-t^2) dt = (t_2 - t_1) \cdot \exp(-t_c^2) \quad (2-35)$$

(2-35) を (2-33) に代入すると以下の (2-36) が得られる。

$$I_2(t_1, t_2) = qnA \left[\frac{v_s}{\sqrt{\pi}} (t_2 - t_1) \cdot \exp(-t_c^2) + \frac{1}{2\sqrt{\pi}} \sqrt{\frac{2kT}{m}} \{ \exp(-t_1^2) - \exp(-t_2^2) \} \right] \quad (2-36)$$

(2-36)式において、第1項はイオンのドリフト速度による電流成分を表し、第2項は熱速度による電流成分を表す。ここで、宇宙機の帯電量が大きくシースによって加速された速度 v_s が熱速度よりも十分に大きいと仮定すると第2項が無視できる。

$$I_2(t_1, t_2) = qnA \cdot \frac{v_s}{\sqrt{\pi}} (t_2 - t_1) \cdot \exp(-t_c^2) \quad (2-37)$$

ここで

$$\begin{aligned} t_2 - t_1 &= \frac{1}{\sqrt{\frac{2kT}{m}}} \{ (v_2 - v_0) - (v_1 - v_0) \} \\ &= \sqrt{\frac{m}{2kT}} (v_2 - v_1) \end{aligned} \quad (2-38)$$

(2-26), (2-27) を (2-37) に代入すると

$$\begin{aligned} t_2 - t_1 &= \sqrt{\frac{m}{2kT}} \left(\sqrt{\frac{2eE_2}{m}} - \sqrt{\frac{2eE_1}{m}} \right) \\ &= \sqrt{\frac{e}{kT}} (\sqrt{E_2} - \sqrt{E_1}) \end{aligned} \quad (2-39)$$

(2-14) と (2-21) を代入して整理すると

$$\begin{aligned} t_2 - t_1 &= \sqrt{\frac{e}{kT}} \cdot \left[\sqrt{\frac{q}{2ed^2} (V_1 L_1^2 + 2V_1 L_1 L_2 + V_2 L_2^2)} - \sqrt{\frac{q}{2ed^2} V_1 L_1^2} \right] \\ &= \frac{1}{\sqrt{2d}} \sqrt{\frac{q}{kT}} \cdot \left(\sqrt{V_1 L_1^2 + 2V_1 L_1 L_2 + V_2 L_2^2} - \sqrt{V_1 L_1^2} \right) \end{aligned} \quad (2-40)$$

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

(2-40) 式において $V = V_1 = V_2$ であると仮定すると

$$\begin{aligned} t_2 - t_1 &= \frac{1}{\sqrt{2d}} \sqrt{\frac{qV}{kT}} \cdot \left(\sqrt{L_1^2 + 2L_1L_2 + L_2^2} - \sqrt{L_1^2} \right) \\ &= \frac{1}{\sqrt{2d}} \sqrt{\frac{qV}{kT}} \cdot \left(\sqrt{(L_1 + L_2)^2} - \sqrt{L_1^2} \right) \\ &= \frac{L_2}{\sqrt{2d}} \sqrt{\frac{qV}{kT}} \end{aligned} \quad (2-41)$$

(2-41)を (2-37) に代入することで、静電分析器の 2 段目の電極で収集される電流量は(2-42)式のように表される。

$$I_2 = qnA \cdot \frac{v_s}{\sqrt{2\pi}} \cdot \frac{L_2}{d} \cdot \sqrt{\frac{qV}{kT}} \cdot \exp(-t_c^2) \quad (2-42)$$

静電分析器の電極のバイアス電圧 V を掃引し、バイアス電圧 V に対する 2 段目の収集電流量 I_2 の特性グラフを取得する場合を考える。 I_2 を V について整理するために、(2-42) を以下のように並び変える。

$$\begin{aligned} I_2 &= qnA \cdot \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \cdot \sqrt{\frac{2qV_s}{m}} \cdot \frac{L_2}{d} \cdot \sqrt{\frac{qV}{kT}} \cdot \exp(-t_c^2) \\ &= \frac{q^2 nA}{\sqrt{\pi m k T}} \sqrt{V_s} \cdot \frac{L_2}{d} \cdot \sqrt{V} \cdot \exp(-t_c^2) \\ &= \alpha \cdot \beta \cdot \sqrt{V} \cdot \exp(-t_c^2) \end{aligned} \quad (2-43)$$

このとき

$$\alpha = \frac{q^2 nA}{\sqrt{\pi m k T}} \sqrt{V_s} \quad (2-44)$$

$$\beta = \frac{L_2}{d} \quad (2-45)$$

(2-43) のうち、 α はプラズマの特性とシース端での電位 (=帯電電位) によって決まる定数であり、 β は静電分析器の電極サイズによって決まる定数である。

次に t_c に含まれる V を見てみると、(2-34)式に (2-29)を代入することで以下のように表される。

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

$$\begin{aligned}
 t_c &= \frac{t_1 + t_2}{2} \\
 &= \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{2kT}{m}}} \{(v_1 - v_s) + (v_2 - v_s)\} \quad (2-46)
 \end{aligned}$$

さらに(2-24), (2-26), (2-27)を代入すると

$$\begin{aligned}
 t_c &= \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{m}{2kT}} (v_1 + v_2 - 2v_s) \\
 &= \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{m}{2kT}} \left(\sqrt{\frac{2eE_1}{m}} + \sqrt{\frac{2eE_2}{m}} - 2\sqrt{\frac{2qV_s}{m}} \right) \quad (2-47) \\
 &= \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{e}{kT}} (\sqrt{E_1} + \sqrt{E_2} - 2\sqrt{V_s \frac{q}{e}})
 \end{aligned}$$

(2-14) と (2-21) を E_1 と E_2 に代入して整理すると

$$t_c = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{e}{kT}} \cdot \left[\sqrt{\frac{q}{2ed^2} V_1 L_1^2} + \sqrt{\frac{q}{2ed^2} (V_1 L_1^2 + 2V_1 L_1 L_2 + V_2 L_2^2)} - 2\sqrt{V_s \frac{q}{e}} \right] \quad (2-48)$$

$V = V_1 = V_2$ であるから

$$\begin{aligned}
 t_c &= \frac{1}{2} \sqrt{\frac{e}{kT}} \cdot \left[\sqrt{\frac{qV}{2ed^2}} (\sqrt{L_1^2} + \sqrt{L_1^2 + 2L_1 L_2 + L_2^2}) - 2\sqrt{V_s \frac{q}{e}} \right] \\
 &= \frac{1}{2} \sqrt{\frac{e}{kT}} \cdot \left[\sqrt{\frac{qV}{2ed^2}} (2L_1 + L_2) - 2\sqrt{V_s \frac{q}{e}} \right] \quad (2-49) \\
 &= \frac{2L_1 + L_2}{2\sqrt{2d}} \sqrt{\frac{qV}{kT}} - \sqrt{\frac{qV_s}{kT}}
 \end{aligned}$$

二段目の電極の収集電流 I_2 の電極バイアス電圧 V に対する特性を調べるため, (2-43) 式に (2-49) を代入する.

$$\begin{aligned}
 I_2 &= \alpha\beta\sqrt{V} \cdot \exp\left\{-\left(\frac{2L_1 + L_2}{2\sqrt{2d}} \sqrt{\frac{qV}{kT}} - \sqrt{\frac{qV_s}{kT}}\right)^2\right\} \\
 &= \alpha\beta\sqrt{V} \cdot \exp\left[-\left\{\sqrt{\frac{q}{kT}} \left(\frac{2L_1 + L_2}{2\sqrt{2d}} \sqrt{V} - \sqrt{V_s}\right)\right\}^2\right] \quad (2-50)
 \end{aligned}$$

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

ここで、 q は一価の粒子で k はボルツマン定数、プラズマの温度 T は 0.1eV 、電極サイズは電極間距離 d が 1mm 、電極高さは一段目、二段目ともに 5mm とする。静電分析器に流入する粒子束の断面積 A をスリットの開口面積と等しいとし、スリットのサイズは $1\times 35\text{mm}$ とする。粒子の質量と密度は低地球軌道の高度 600km 程度を想定し、 amu (average ion mass) が 15 、プラズマ密度は 10^{11}m^{-3} 代とする。

$$\begin{aligned}
 q &= 1.6 \times 10^{-19} [\text{C}] & k &= 1.38 \times 10^{-23} [\text{J} / \text{K}] \\
 T &= 0.1 [\text{eV}] = 1160.4 [\text{K}] & L_1 = L_2 &= 5 [\text{mm}] \\
 d &= 1 [\text{mm}] & A &= 3.5 \times 10^{-5} [\text{mm}^2] \\
 m &= 15 \times (1.67 \times 10^{-27}) = 2.5 \times 10^{-26} [\text{kg}] & n &= 10^{11} [\text{m}^{-3}]
 \end{aligned}$$

(2-43) に以上の値を代入すると (2-51) が得られる。

$$I_2 = 16.5 \times 10^{-8} \sqrt{V \cdot V_s} \cdot \exp[-\{3.16(5.30\sqrt{V} - \sqrt{V_s})\}^2] \quad (2-51)$$

帯電電位が 100V の場合について、(2-51) を用いて二段目電極の電流収集特性を図 2-10 に示す。

二段目電極の電流収集特性はピークをもつ波形を示す。

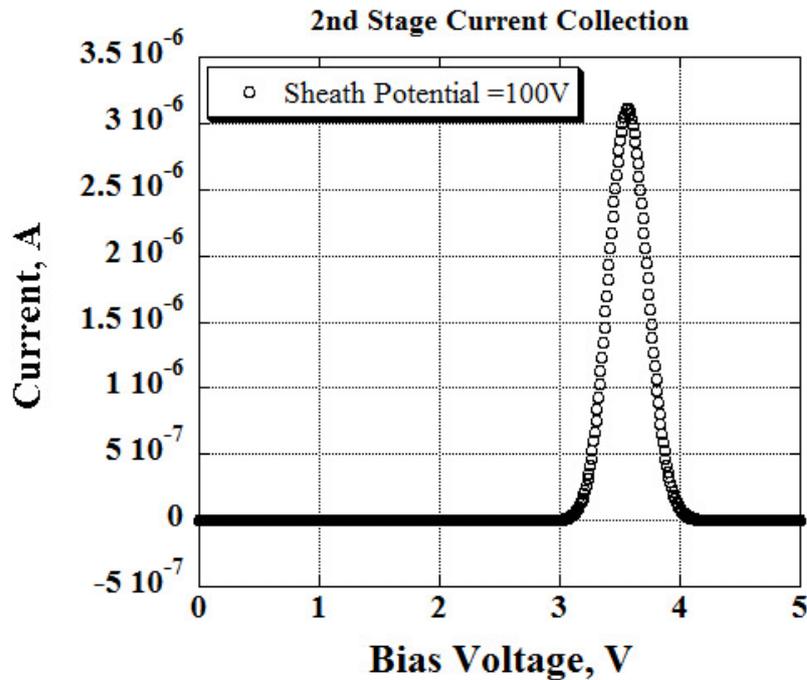


図 2-10 帯電電位が 100V の場合の静電分析器二段目電極の電流収集特性

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

帯電電位が増加すると、電流収集量波形のピーク位置はバイアス電圧が増加する方向に移動し、収集される電流の量も増加する。帯電電位が 100V, 500V, 1000V の場合について (2-51) によって計算された二段目電極の電流収集特性を図 2-11 に示す。

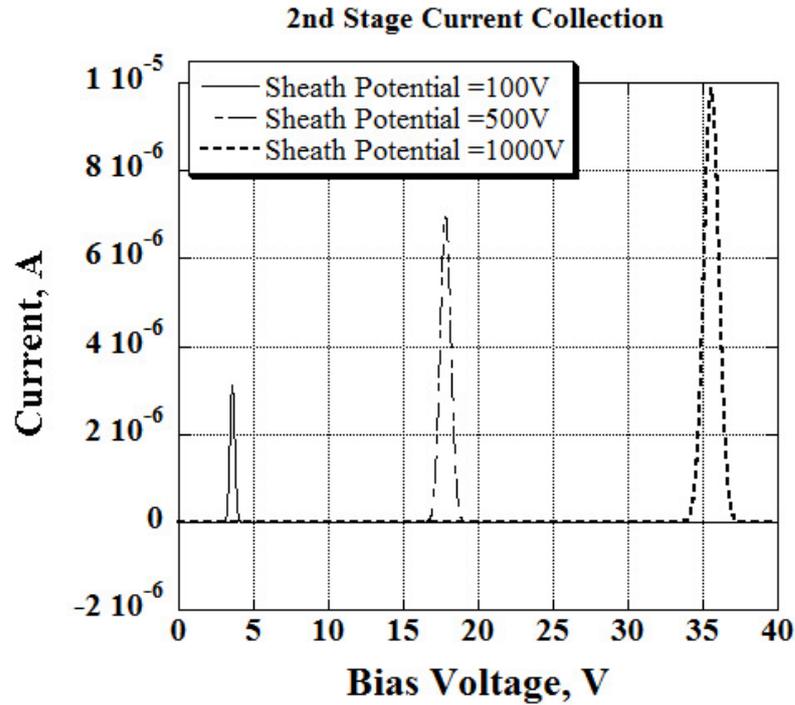


図 2-11 帯電電位が 100V, 500V, 1000V と変化した場合の静電分析器二段目電極の電流収集特性の変化

I_2 はピーク値をもつ波形となり、そのピーク点、すなわち I_2 の最大値は t_c が零になる点であることが (2-43) 式からわかる。 $t_c=0$ となる時のバイアス電圧を $V=V_{peak}$ とする。

$$\begin{aligned}
 t_c &= 0 \\
 \Leftrightarrow \frac{2L_1 + L_2}{2\sqrt{2}d} \sqrt{\frac{qV_{peak}}{kT}} - \sqrt{\frac{qV_s}{kT}} &= 0 \\
 \Leftrightarrow \frac{2L_1 + L_2}{2\sqrt{2}d} \sqrt{\frac{qV_{peak}}{kT}} &= \sqrt{\frac{qV_s}{kT}} & (2-52) \\
 \Leftrightarrow \frac{2L_1 + L_2}{2\sqrt{2}d} \sqrt{V_{peak}} &= \sqrt{V_s}
 \end{aligned}$$

2.3. 二段平行平板型静電分析器によるプラズマエネルギー分布測定

両辺を二乗して入れ替えると

$$V_s = \frac{(2L_1 + L_2)^2}{8d^2} V_{peak} \quad (2-53)$$

この(2-53)式に示されているように、2段目の電流収集量のピーク位置電圧から帯電電位 V_s が算出できる。

第 3 章 原理検証試験

第 2 章で記述した二段平行平板型静電分析器の原理を検証するために、実験室プラズマ中で二段平行平板型静電分析器の試作機を用いて帯電電位測定試験を行った。二段目の電極において収集電流がピークをもつ波形を示すことを確認した。また測定する帯電電位が変化すると二段目電極における収集電流のピーク位置が変化すること、帯電電位変化とピーク位置変化が比例関係にあることがわかった。本章ではこの原理検証試験の詳細を述べる。

3.1. 試験目的

二段平行平板型静電分析器では二段目の電極の収集電流－電極印加電圧特性がピーク波形を示し、このピーク波形がエネルギー分布に近似できると考える。また、分析器の GND を測定する宇宙機の帯電電位としており、帯電電位が変化するとエネルギー分布が変化することから宇宙機の帯電電位を算出する。これらの基本原理を検証するために実験室プラズマ中で二段平行平板型静電分析器を用いた帯電電位測定試験を行った。以下の 2 点を確認することが本試験の目的である。

- ・ 二段目の電極において電流－電圧特性がピーク波形を示すこと
- ・ 測定する帯電電位が変化した場合、二段目電極のピーク波形位置が変化すること

3.2. 試験装置と試験環境

試験は九州工業大学の宇宙環境技術研究センターにて行った。LEO チャンバ、PEO チャンバと呼ばれる 2 機の真空装置の中にプラズマ環境を生成し、その中に二段平行平板型静電分析器の試作機を設置した。試作機は偏向電極のみを含み、電極をバイアスするための電気回路、収集電流値を計測するための測定回路はチャンバ外部に設置した。

3.2.1. LEO チャンバ

低地球軌道環境を模擬するためのプラズマチャンバである。ステンレス製の真空容器本体に、測定・観測用のフランジや端子が取り付けられている。ロータリーポンプとターボ分子ポンプで排気を行い、真空引き後に、 ECR (Electron Cyclotron Resonance) プラズマ源によってプラズマ環境を生成する。 ECR プラズマ源は電子サイクロトロン共鳴によりプラズマを発生させる装置である。チャンバ内部には太陽光を模擬するメタルハライドランプや温度管理を行う赤外線ランプ、プラズマ環境を測定するためのラングミュアプローブが設置されている。以下に LEO チャンバの諸元を示す。

表 3.2-1 LEO チャンバ諸元

寸法	φ1m × 1.2m 円筒
到達真空度	4×10^{-4} Pa
ターボ分子ポンプ排気速度	300 lit/s
プラズマ源作動時真空度	2×10^{-2} Pa (Xe 流量 0.3 sccm)
プラズマ温度	1 – 2 eV
プラズマ密度	$10^{11} - 10^{12} \text{ m}^{-3}$

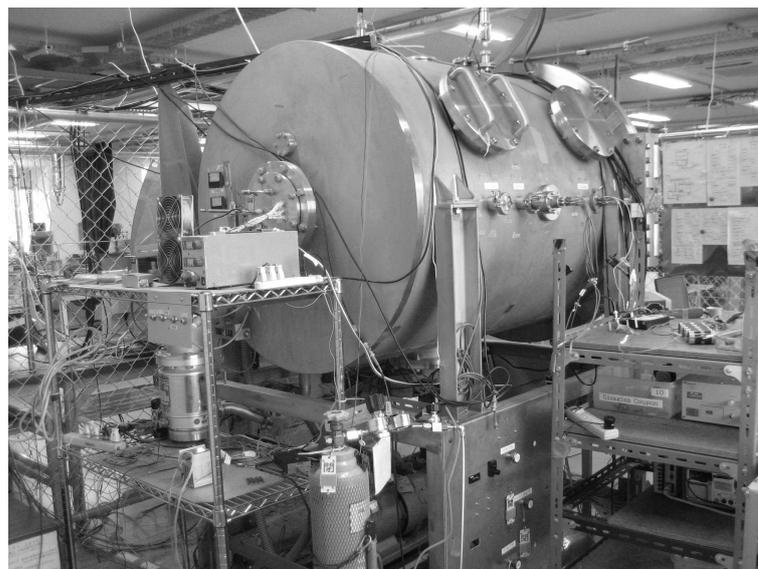


図 3-1 LEO チャンバ外観

3.2.2. PEO チャンバ

極軌道環境を模擬するためのプラズマチャンバである。LEO チャンバと同様、ステンレス製の真空容器本体に、測定・観測用のフランジや端子が取り付けられている。ロータリーポンプとターボ分子ポンプで排気を行い、真空引き後に、ECR (Electron Cyclotron Resonance) プラズマ源によってプラズマ環境を生成する。チャンバ内部には温度管理を行う赤外線ランプ、プラズマ環境を測定するためのラングミュアプローブ、帯電試験用に Trek 社製表面電位測定計が設置されている。また、LEO チャンバと異なる点として、極軌道におけるオーロラ粒子等の高エネルギー電子の流入を模擬するための電子銃がチャンバ上部に設置されている。以下に LEO チャンバの諸元を示す。

表 3.2-2 PEO チャンバ諸元

寸法	φ1m × 1.2m 円筒
到達真空度	6×10^{-5} Pa
ターボ分子ポンプ排気速度	1000 lit/s
ターボ口径	φ200 mm
プラズマ源作動時真空度	9×10^{-3} Pa (Xe 流量 1.0 sccm)
電子銃最大加速電圧	30k eV
電子銃最大ビーム電流	300 μA

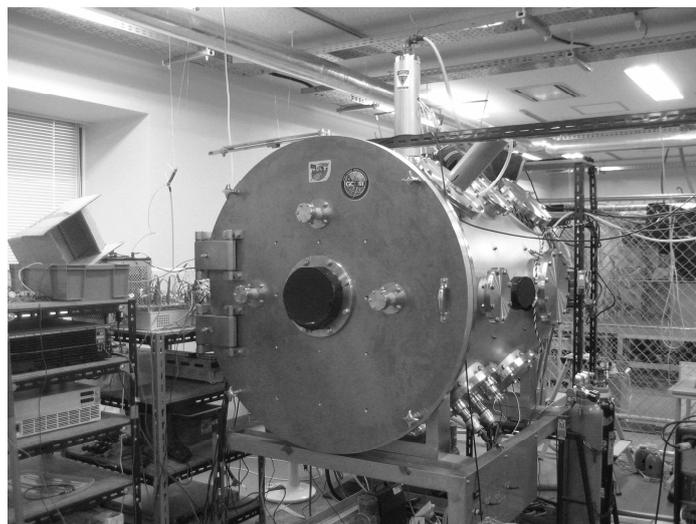


図 3-2 PEO チャンバ外観

3.2.3. プラズマ環境

検証試験を行う際、チャンバ内プラズマ環境はラングミュアプローブによって計測した。使用したラングミュアプローブは直径 3cm の球プローブで、アルミニウム球の表面に金メッキ加工がほどこされている。このプローブで取得した電流－電圧特性の一例を図 3-4 に示す。

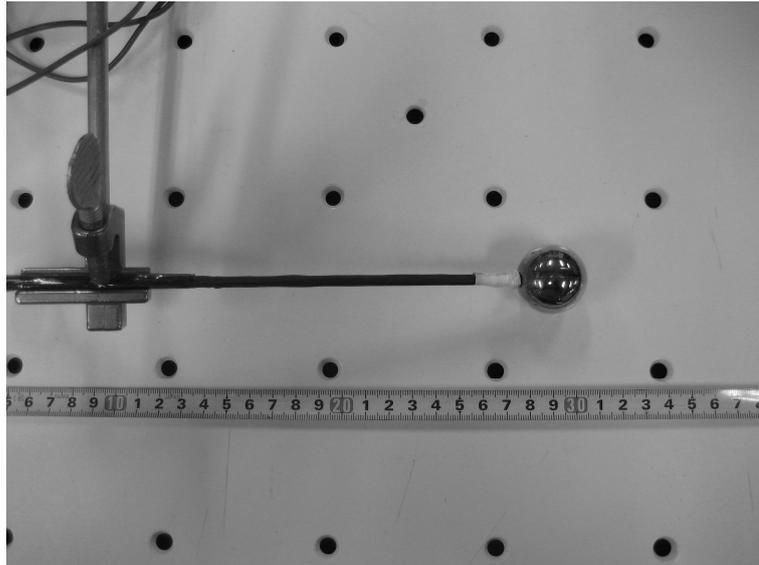


図 3-3 LEO チャンバプラズマ環境計測用ラングミュアプローブ

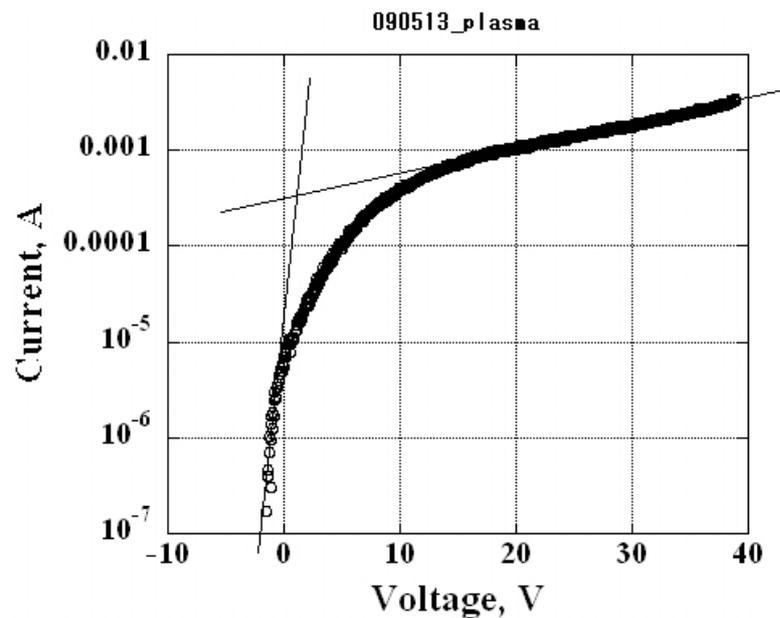


図 3-4 LEO チャンバプラズマ環境で取得した 3cm 球ラングミュアプローブの電流－電圧特性

3.2. 試験装置と試験環境

プローブに流れる電子電流をプロットし、その波形を解析することでプラズマ密度（電子密度）、プラズマ電位、電子温度、デバイ長を求めた。以下に 25 回分の測定結果を示す。

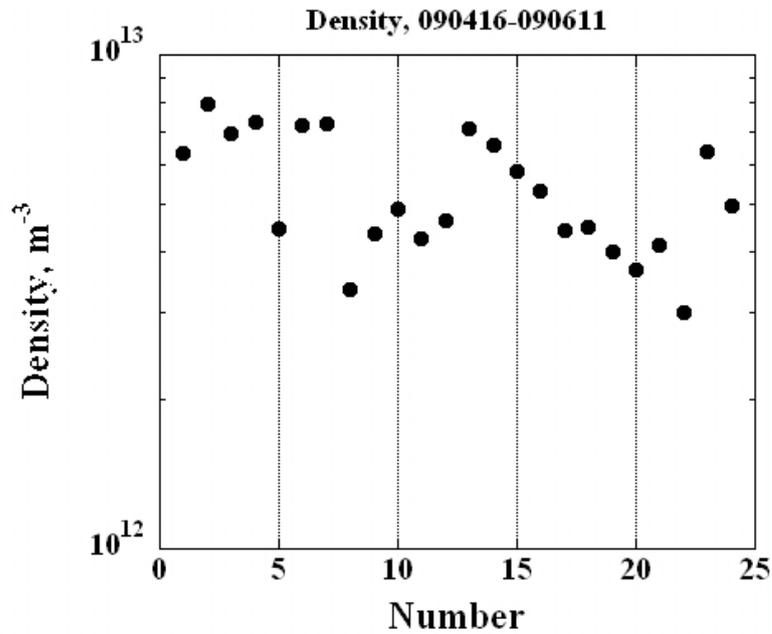


図 3-5 検証実験時の LEO チャンバ内プラズマ密度

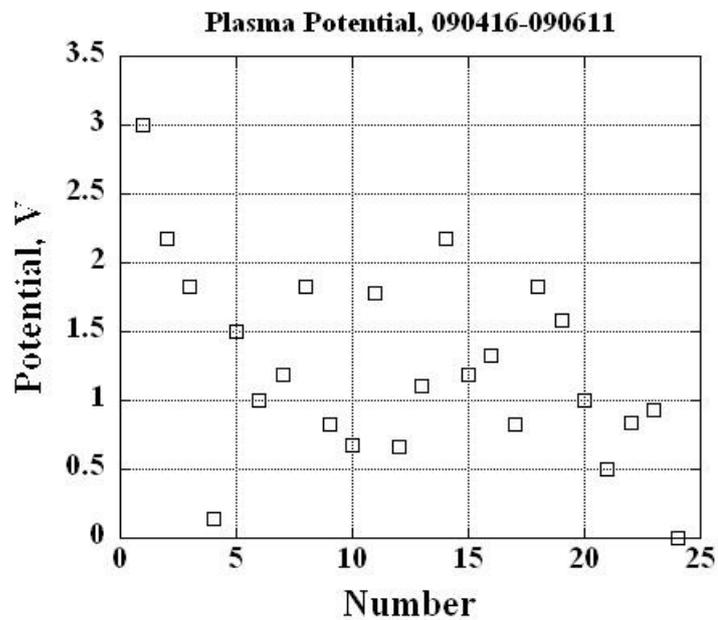


図 3-6 検証実験時の LEO チャンバ内プラズマ電位

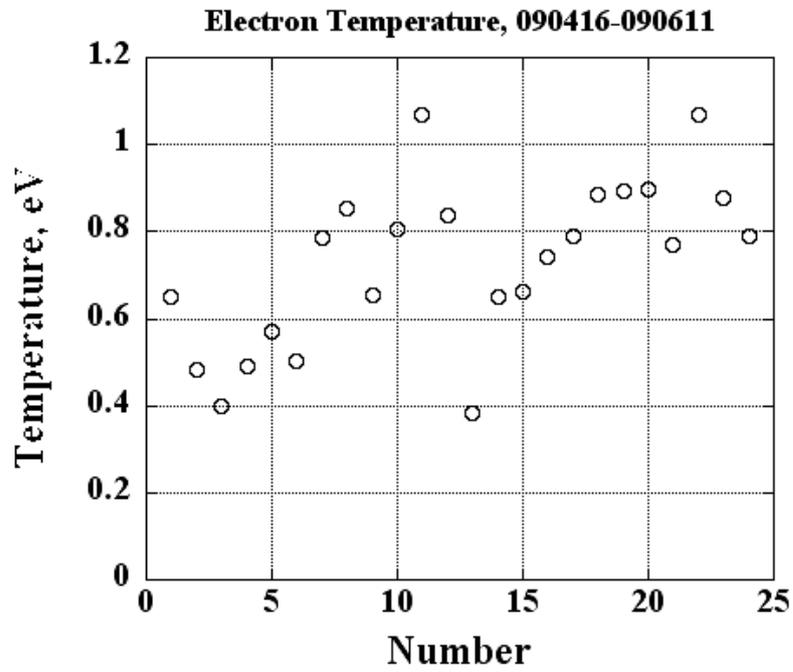


図 3-7 検証実験時の LEO チャンバ内電子温度

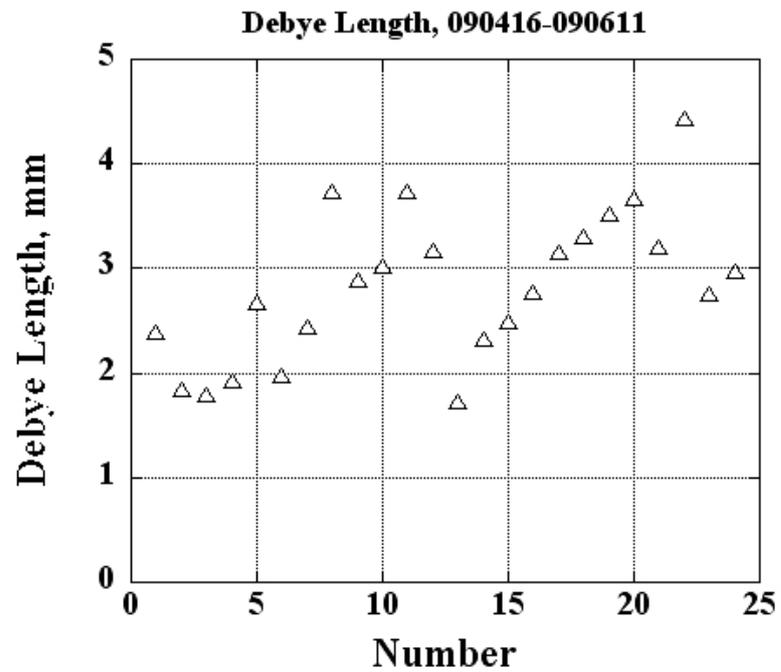


図 3-8 検証実験時の LEO チャンバ内デバイ長

表 3.2-3 検証試験のプラズマ環境

プラズマ密度	$5.4 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$ ($\pm 2.6 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$)
プラズマ電位	1.2 V (± 1.8 V)
電子温度	0.73 eV (± 0.3 eV)
デバイ長	2.8 mm (± 1.6 mm)

検証試験のプラズマ環境として表 3.2-3 に示した各パラメータの値は全測定結果の平均値、誤差は平均値からのずれの最大値である。誤差の原因として考えられるのがプローブ表面の汚染である。24回の測定のうち、前回の測定後にプローブを取り出してクリーニングを行ったうえでの測定と、クリーニングを行わずに同じプローブを使用した測定とがあり、各回の測定でプローブ表面の汚染状態は異なっている。各パラメータの測定結果のグラフで注目したいのが 13 回目から 20 回目までの測定結果である。プラズマ電位以外の全てのパラメータが直線的に減少もしくは増加している。この間、プラズマ源の ON/OFF はあったがチャンバの大気開放は行っておらず、したがってラングミュアプローブの表面クリーニングも行っていない。チャンバ内で実験を行っていくにつれてプローブ表面の汚染が進み、正しい測定が行えなくなってしまうものと思われる。プローブ表面の汚染が進むと、電子密度の値は小さめに、電子温度とデバイ長の値は大きめに計測される傾向がある。図 3-9 に汚染されたラングミュアプローブの電流－電圧特性を示す。ラングミュアプローブ法は簡単な測定で多くのパラメータを取得できる優れた方法であるが、誤差および取得した値の妥当性の検討は必要である。本研究において必要とされるプラズマ環境パラメータの精度は、ラングミュアプローブで測定した値で満足される。

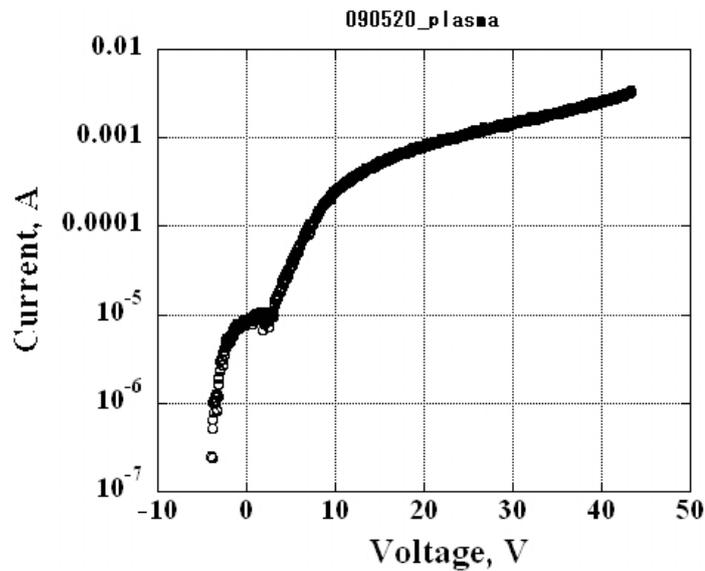


図 3-9 汚染されたラングミュアプローブで計測された電流－電圧特性

3.3. 二段平行平板型静電分析器の原理検証試験モデル

原理検証試験用に二段平行平板型静電分析器の実験モデルを製作した。アルミニウム板で長方形の電極を製作し、1.7mm 間隔で 2 枚の平板を平行に配置した。電極は絶縁体（BN：ボロンナイトライド）をはさんでアクリルねじで電極設置板に固定した。これらはアルミニウムの 50×50×50mm 立方体の外装内部に設置した。外装には 2mm 幅のスリットが 1 本あり、このスリットの真下に電極間の空隙がくるようになっている。

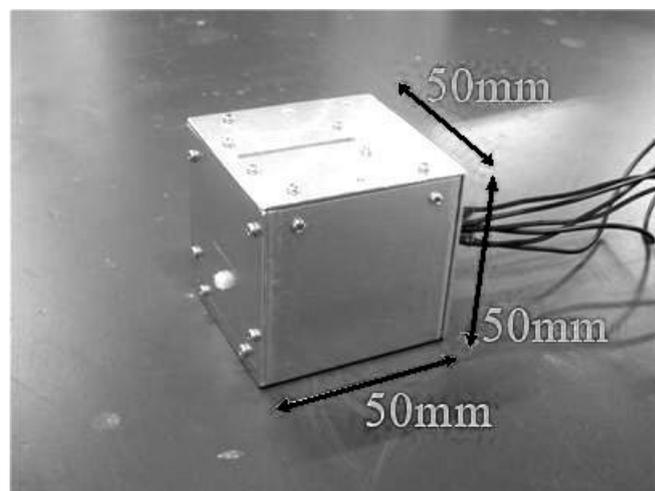


図 3-10 二段平行平板型静電分析器検証試験モデル外観

3.3. 二段平行平板型静電分析器の原理検証試験モデル

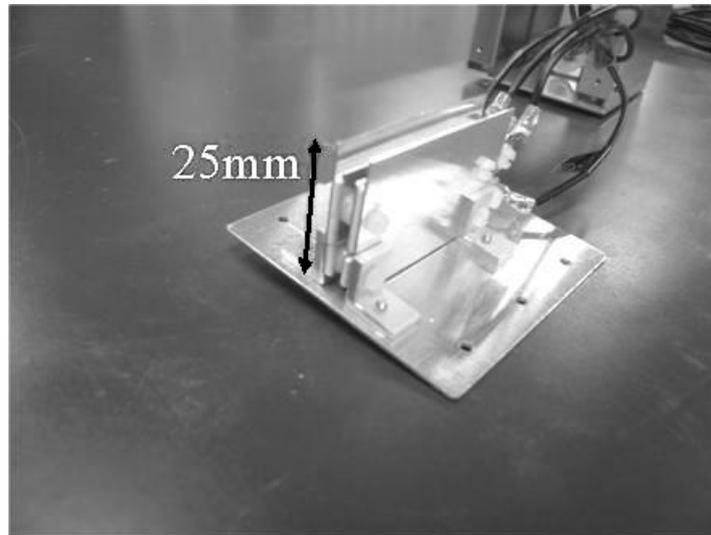


図 3-11 原理検証試験モデル内部の偏向電極とその設置板

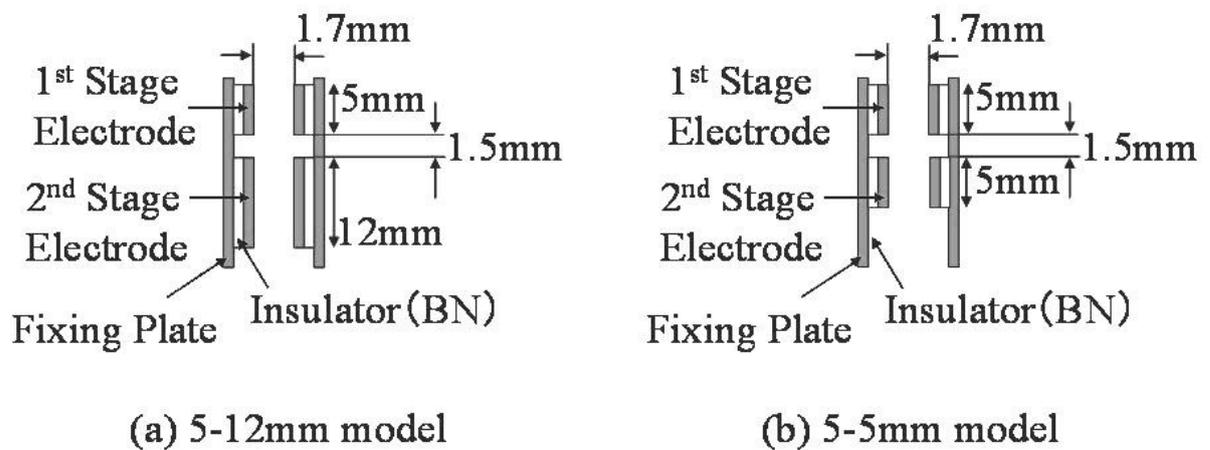


図 3-12 静電分析器原理検証モデルの偏向電極構造

原理検証モデルは電極の高さを変えて 2 パターン製作した。(a) 1 段目の電極高さが 5mm, 2 段目の電極高さが 12mm の 5-12mm モデル, (b) 1 段目の電極高さが 5mm, 2 段目の電極高さが 5mm の 5-5mm モデルである。製作した検証モデルはチャンバ壁のシースの影響をさけるためにチャンバのほぼ中央位置に置いた。ECR プラズマ源によって生成されるプラズマ環境は静的なプラズマ環境で、流れの影響もほとんどない。

3.3. 二段平行平板型静電分析器の原理検証試験モデル

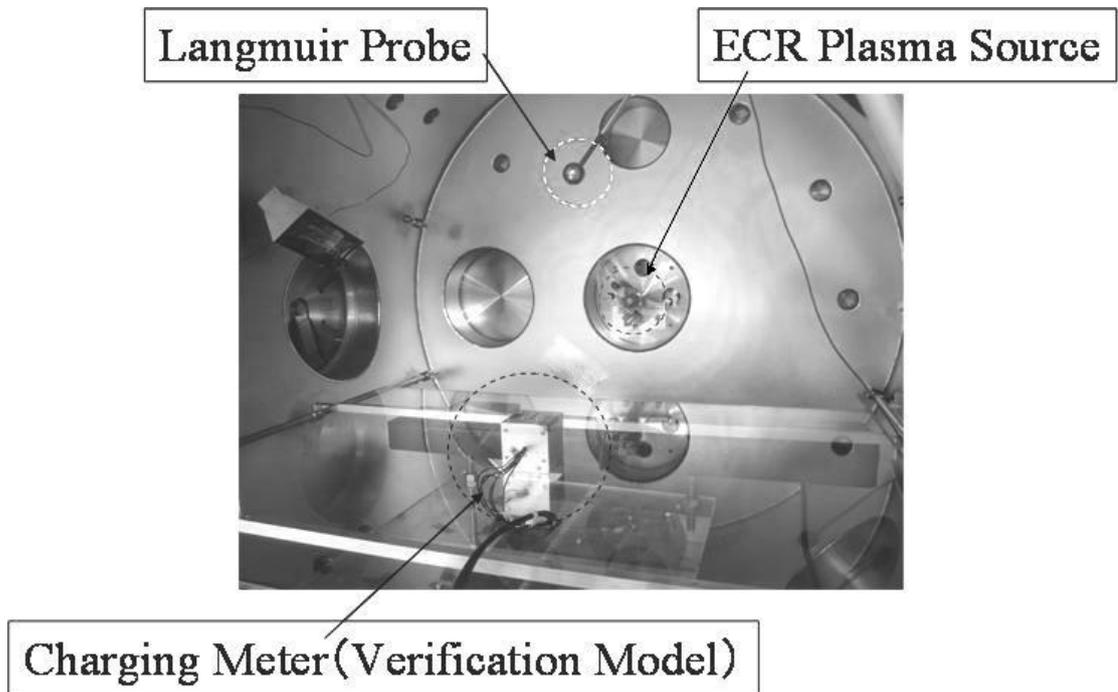


図 3-13 検証試験時のチャンバ内のセッティングの様子

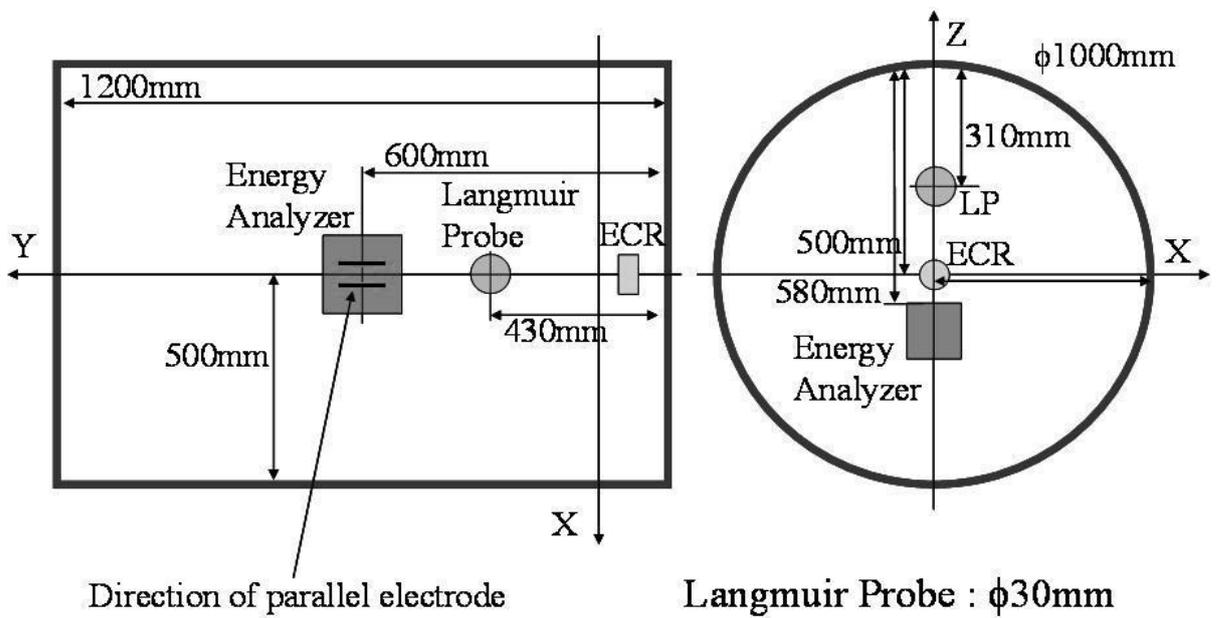


図 3-14 原理検証試験時のチャンバ内の各種装置配置図

3.4. 試験方法

二段平行平板静電分析器では外装を計測システム全体の GND とし、この GND の電位は測定する宇宙機の構体電位と等しいものとする。偏向電極の各段において、片方の電極は GND に接続し (GND 電極)、もう片方の電極は直流電源で電圧を印加する (バイアス電極)。図 3-15 に試験回路を示す。計測システム GND をバイアスしているが、これは宇宙機の帯電電位を模擬するための電源である。また、1 段目と 2 段目のバイアス電極に同じ電圧を印加する場合には電源を統一した回路 (b) とすることができる。こちらの回路は電気回路の簡略化と小型化の面から有効である。実験に使用した機器の一覧を表 3.4-1 に示す。

実験では 1 段目と 2 段目の印加電圧を同期させながら掃引して印加電圧—各電極の収集電流特性を取得する。本研究では二段平行平板型静電分析器の測定原理検証を行うことが目的であるので、印加電圧は正負の両方を印加し全ての偏向電極の電圧—電流特性を取得した。後の章でも検討するが、各段において GND 電極とバイアス電極は正負の印加電圧に対して対象の特性を示すため、単に帯電電位の測定をするならば正または負どちらかの電圧を印加し、2 段目の GND 電極またはバイアス電極どちらかの電圧—電流特性を取得すればよい。

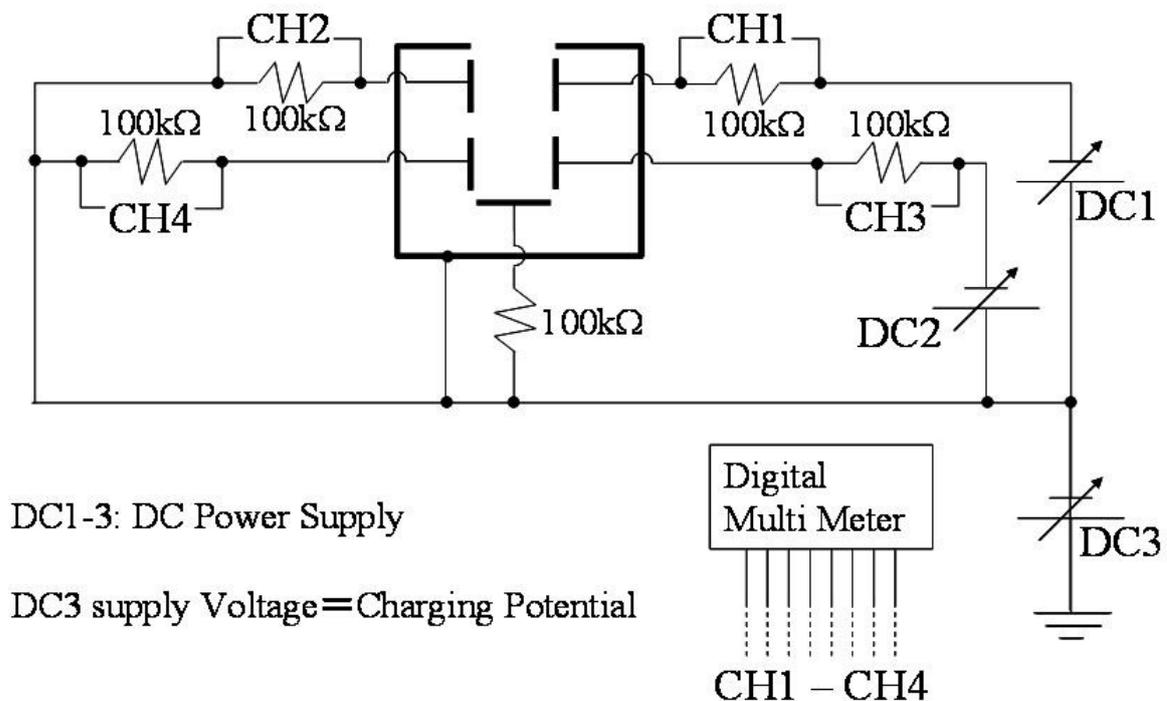


図 3-15 電源回路 (a) : 1 段目と 2 段目の電極をバイアスする電源が 2 つある場合

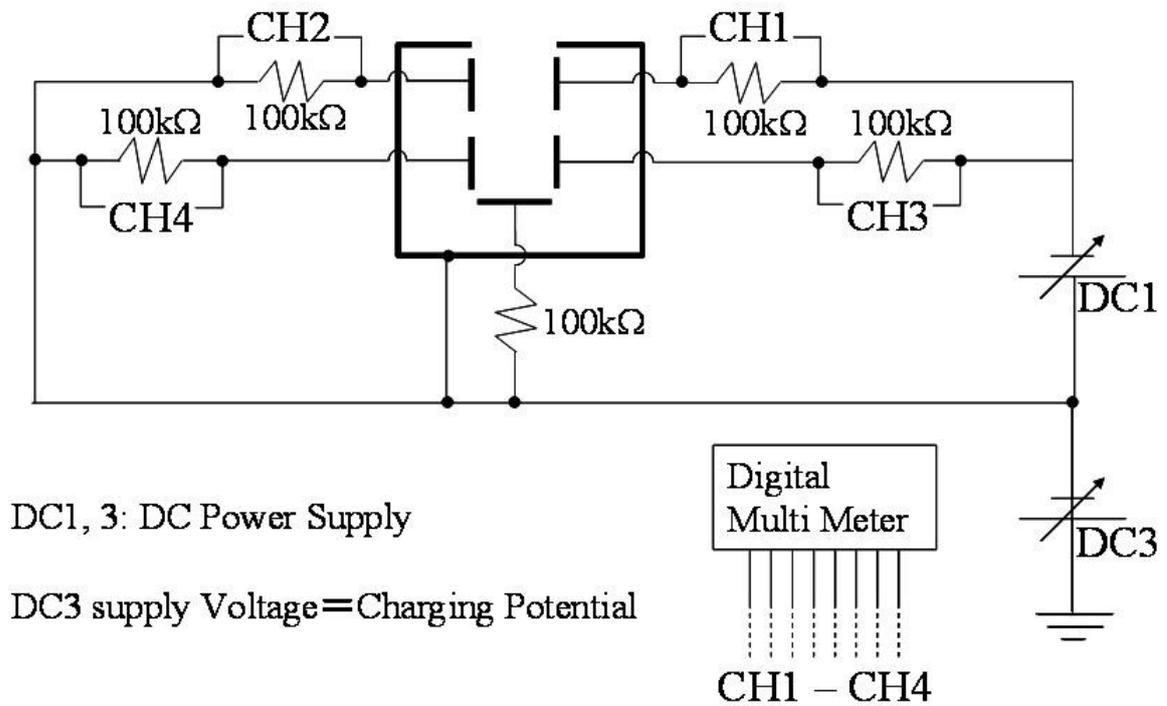


図 3-16 電源回路 (b) : 1 段目と 2 段目の電極をバイアスする電源が共通の場合

表 3.4-1 実験に使用した機器一覧

	装置	型番	製作	仕様
DC1	REGULATED DC POWER SUPPLY	PMC250-0.25A	KIKUSUI ELECTRONICS CORP.	0~250V 0.25A max
DC2	REGULATED DC POWER SUPPLY	PMC500-0.1A	KIKUSUI ELECTRONICS CORP.	0~500V 0.1A max
DC3	REGULATED DC POWER SUPPLY	TMK1.0-50	TAKASAGO	0~1kV 50mA max
	DIGITAL MULTI METER	2000	KEITHLEY	

3.5. 測定結果

二段平行平板型静電分析器の2つの原理検証モデル、(a) 5-12mm モデル、(b) 5-5mm モデルのそれぞれについて帯電電位計測を行った。宇宙機の負帯電を想定し、計測する帯電電位は-10V から-500V とした。3.2章の表 3.2-3 で示したプラズマ環境をノミナルとし、それより低い密度での計測も1 ケース行った。低密度試験時のプラズマ環境は、プラズマ密度： $1.7 \times 10^{11} \text{m}^{-3}$ 、プラズマ電位：2.0V、電子温度：0.32eV、デバイ長：10mm である。ノミナルのプラズマ密度は 10^{12}m^{-3} オーダーであるから、1桁密度が低い。試験ケースの一覧を表 3.5-1 に示す。

表 3.5-1 試験ケース一覧

モデル	帯電電位 [V]	プラズマ密度
(a) 5-12mm	-10, -50, -100, -125, -150, -175, -200, -250, -300, -400	ノミナル
(b) 5-5mm	-20, -30, -40, -60, -80, -100, -125, -150, -175, -200, -225, -250, -275, -300, -325, -350, -375, -400, -425, -450, -475, -500	ノミナル
	-150	低密度

3.5.1. (a) 5-12mm モデル試験結果

5-12mm モデルの各電極で計測された電圧-電流特性を、帯電電位が-10V, -50V, -100V, -150V, -200V, -250V, -300V, -400V の場合の測定について示す。

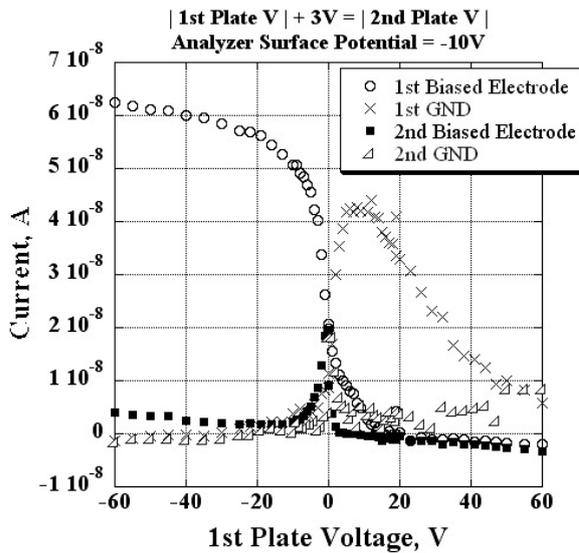


図 3-17 5-12mm モデル試験結果.

-10V 帯電時.

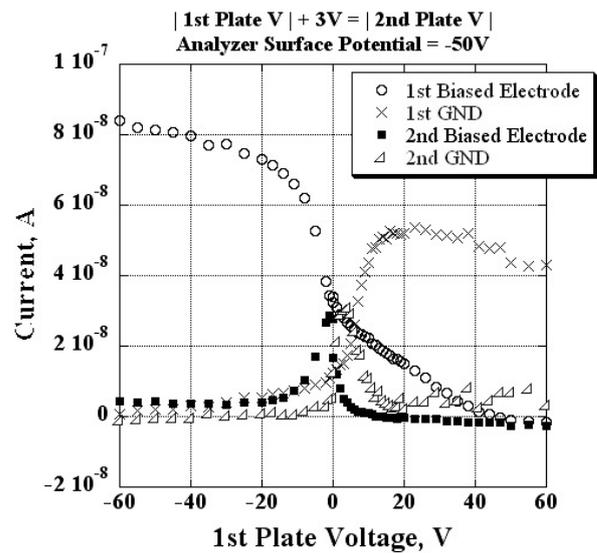


図 3-18 5-12mm モデル試験結果.

-50V 帯電時.

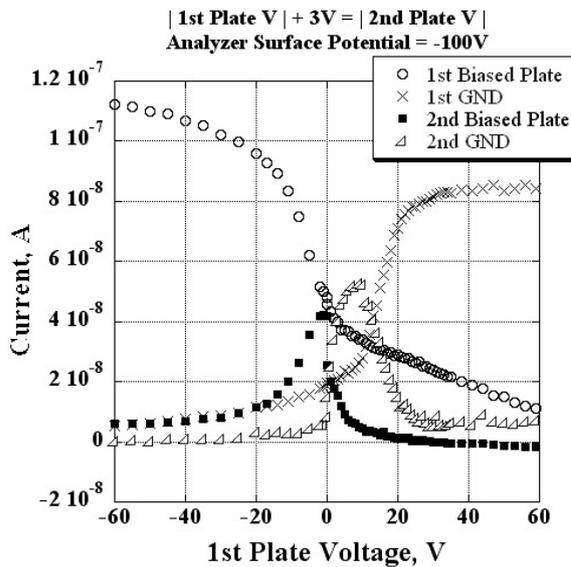


図 3-19 5-12mm モデル試験結果.

-100V 帯電時.

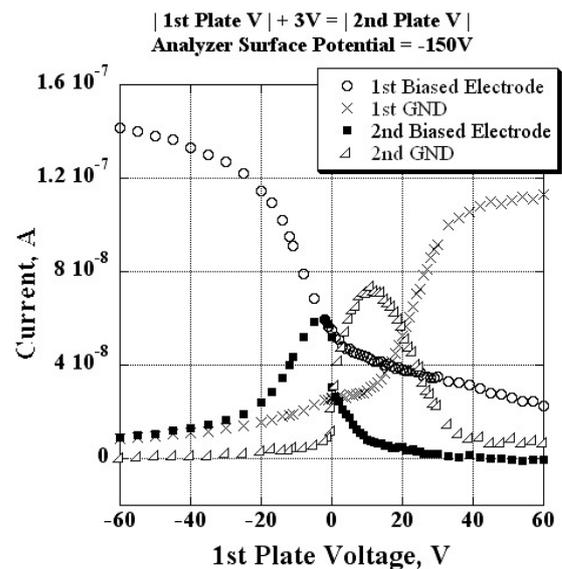


図 3-20 5-12mm モデル試験結果.

-150V 帯電時.

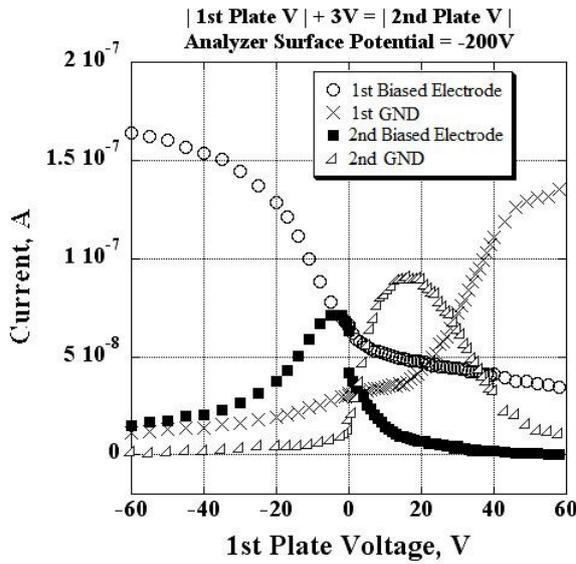


図 3-21 5-12mm モデル試験結果.
-200V 帯電時.

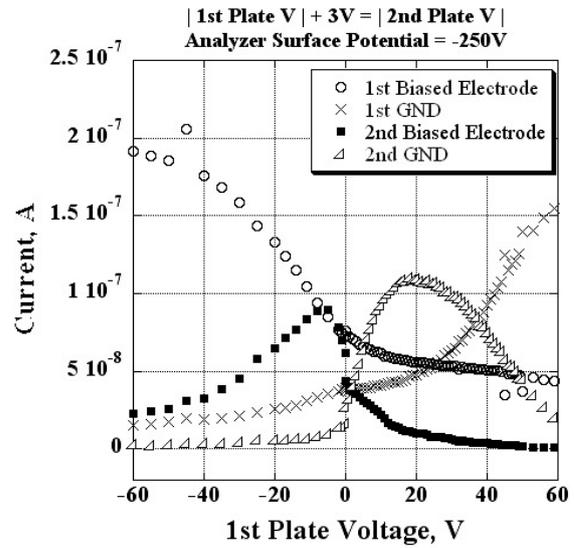


図 3-22 5-12mm モデル試験結果.
-250V 帯電時.

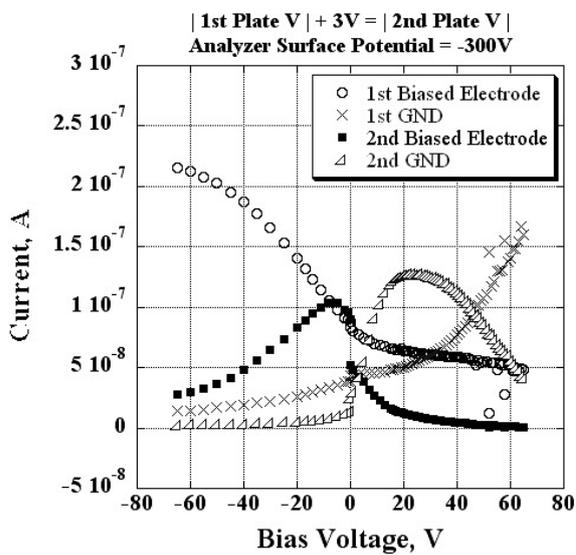


図 3-23 5-12mm モデル試験結果.
-300V 帯電時.

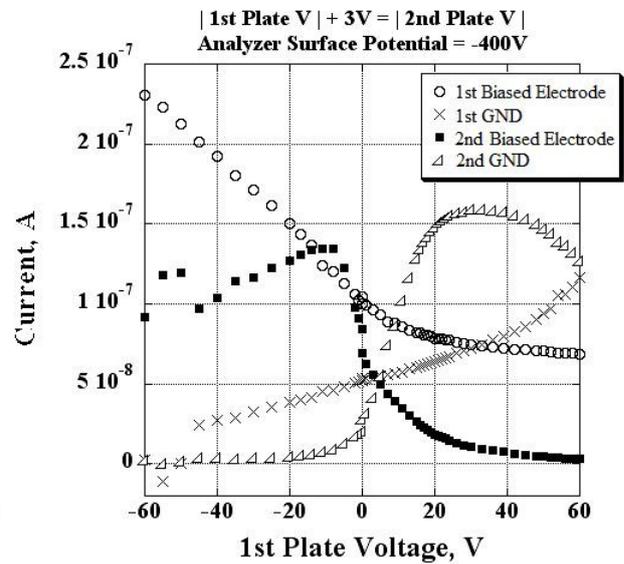


図 3-24 5-12mm モデル試験結果.
-400V 帯電時.

帯電電位 -10V の測定では二段目のバイアス電極, GND 電極におけるピーク波形は確認しにくい
が, 帯電電位が -50V 以上での測定ではバイアス電極, GND 電極ともに電圧-電流特性がピーク

3.5. 測定結果

波形を示している。二段目の両方の電極においてエネルギー分布が観測できることが確認できた。この2つのピーク波形が正負の電圧に対して対称になっていないが、これは電極のサイズの微妙な違いによるものではないかと考えられる。また、帯電電位が大きくなるにつれてピーク位置がずれていくことが図 3-17 から図 3-24 までの測定結果から見て取れる。負帯電が大きくなると、バイアス電極ではピーク位置が負方向に、GND 電極では正方向にシフトしている。測定している帯電電位とピーク位置の関係を次に示す。バイアス電極、GND 電極ともに、ピーク位置と帯電電位は比例関係にあるといえる。ただしバイアス電極では帯電電位が小さい場合、ピーク位置の変化量がほとんど見られない。これは、バイアス電極と GND 電極サイズの不均一により波形の対照軸が正方向にずれたためではないかと予想される。よって今回のバイアス電極での計測結果には誤差が多く含まれると考えられる。帯電電位 V_s とピーク位置 V_{peak} の関係はバイアス電極と GND 電極についてそれぞれ以下のように現される。

(バイアス電極)

$$V_s = 24V_{peak} - 104 \quad (3-1)$$

(GND 電極)

$$V_s = -12V_{peak} - 6.2 \quad (3-2)$$

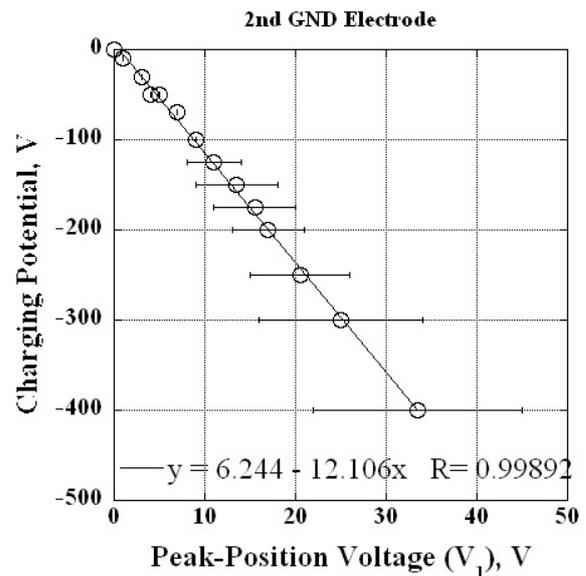
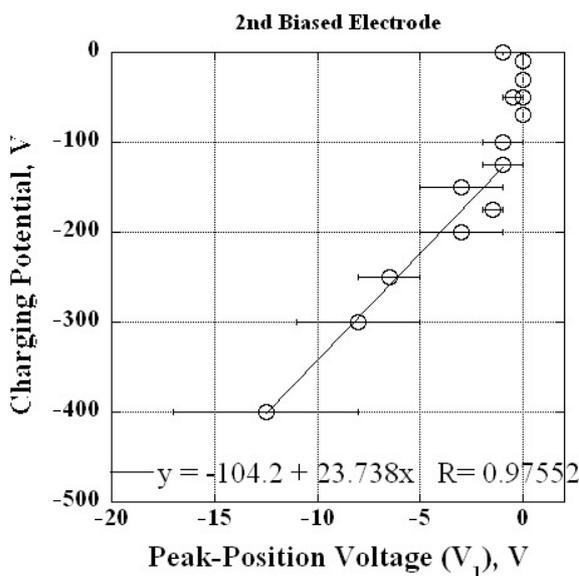


図 3-25 二段目バイアス電極でのピーク位置変化

図 3-26 二段目 GND 電極でのピーク位置変化

3.5.2. (b) 5-5mm モデル試験結果

5-5mm モデルの各電極で計測された電圧-電流特性を、帯電電位が-20V, -50V, -100V, -150V, -200V, -250V, -300V, -400V の場合の測定について示す。

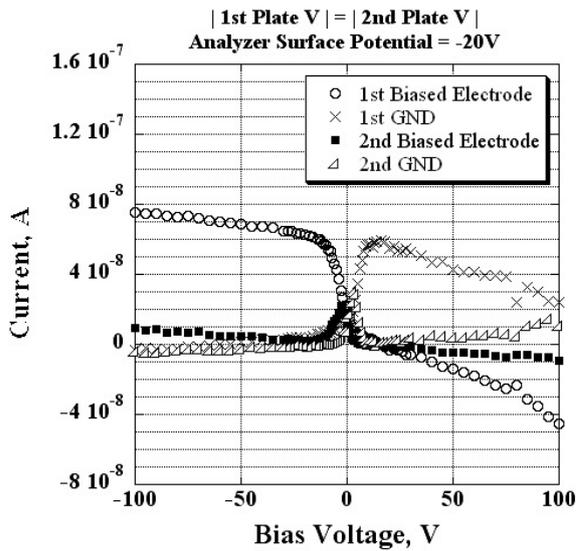


図 3-27 5-5mm モデル試験結果。
-20V 帯電時。

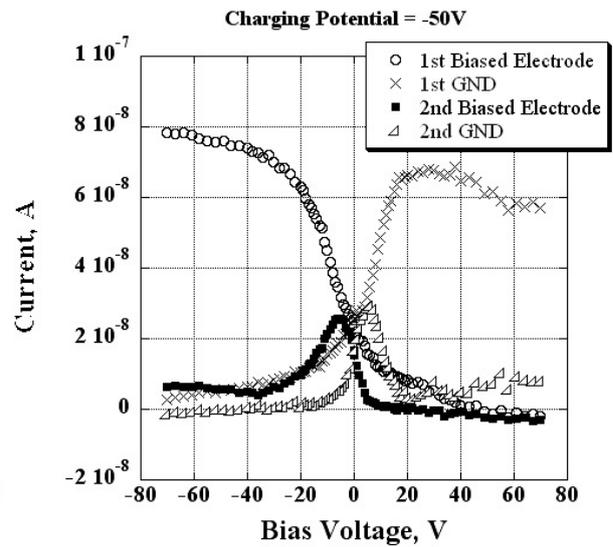


図 3-28 5-5mm モデル試験結果。
-50V 帯電時。

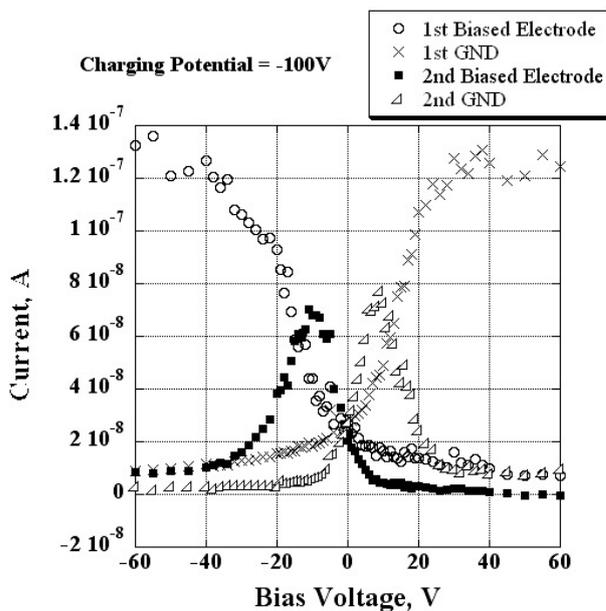


図 3-29 5-5mm モデル試験結果。
-100V 帯電時。

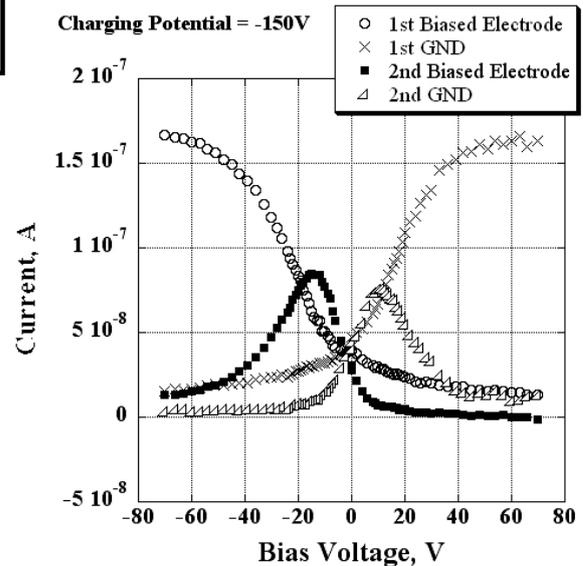


図 3-30 5-5mm モデル試験結果。
-150V 帯電時。

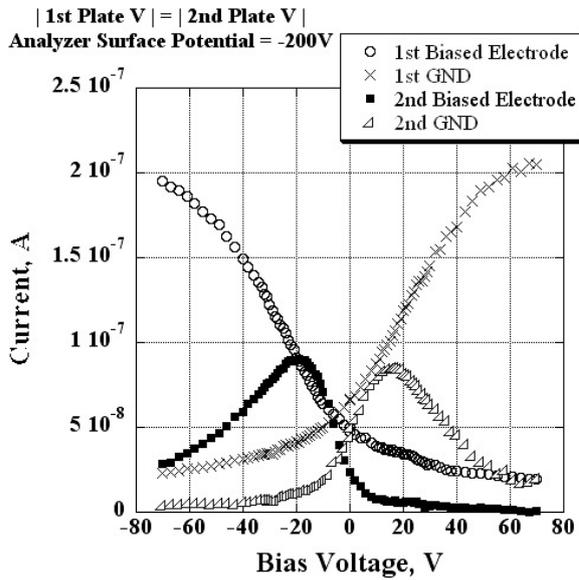


図 3-31 5-5mm モデル試験結果.
-200V 帯電時.

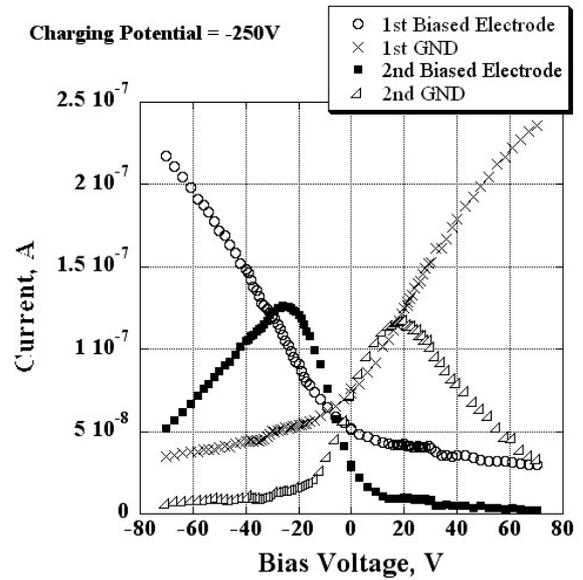


図 3-32 5-5mm モデル試験結果.
-250V 帯電時.

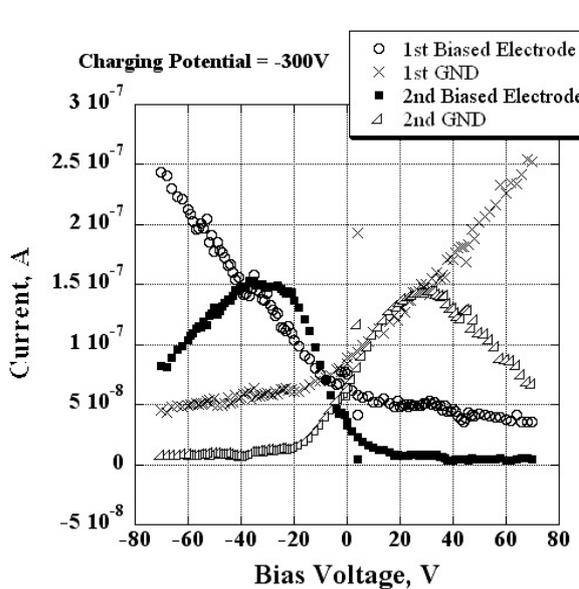


図 3-33 5-5mm モデル試験結果.
-300V 帯電時.

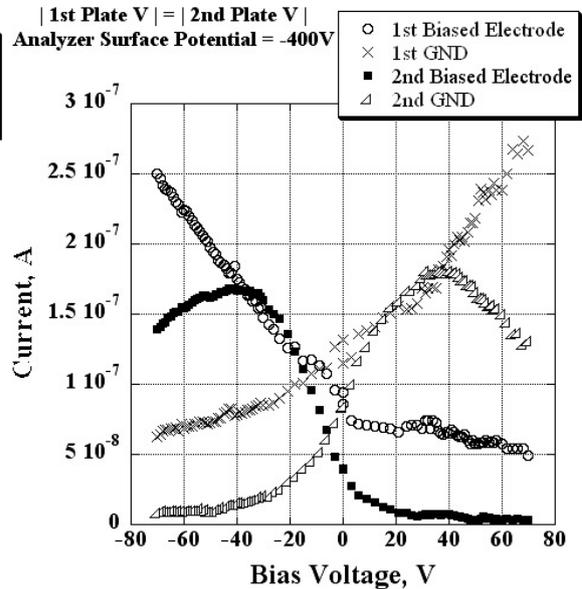


図 3-34 5-5mm モデル試験結果.
-400V 帯電時.

3.5. 測定結果

−20V 帯電の測定時はピーク位置の判別が難しいが，−50V 帯電以上の測定では二段目のバイアス電極，GND 電極においてピーク波形が観測された．5-5mm モデルでもエネルギー分布が観測できるといえる．5-12mm モデルの試験結果とは異なり，5-5mm モデルではバイアス電極と GND 電極の波形が正負の電圧に対してほぼ対称な形を示している．理論的にはバイアス電極と GND 電極の波形は完全に対称性を示すはずであるが，そのためには双方の電極サイズ（電流収集面積）を完全に等しくする必要がある．今回の試験でもバイアス電極と GND 電極の波形の交差点がゼロ点からずれており，これは電極サイズの微妙な差異からくるものと考えられる．実験結果では交差点が負電圧の領域にあることがみてとれるが，バイアス電極と GND 電極の配線を入れかえて試験をおこなったところ，この交差点は正電圧の領域に移動した．図 3-35 は配線を入れ替えて−250V を計測したものであるが図 3-32 では−10V 付近にあった交差点が+10V 付近に移動している．

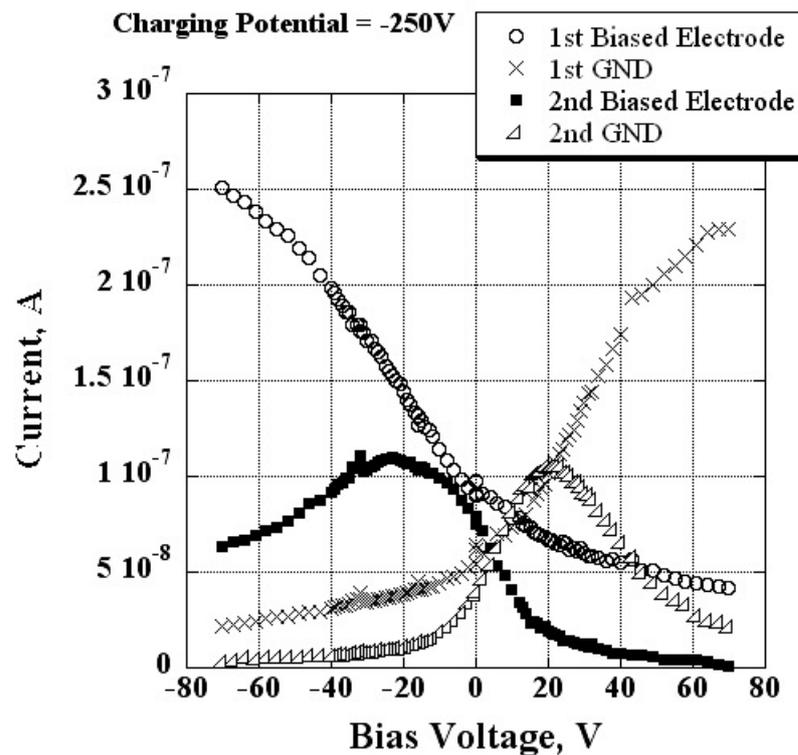


図 3-35 バイアス電極と GND 電極の配線をつなぎかえて計測した特性（−250V 帯電）

次に 5-5mm モデルによる低密度試験の結果について示す。

プラズマ密度がおよそ一桁小さい、 $2 \times 10^{11} \text{m}^{-3}$ という環境下で帯電電位-150V の測定を行った。このとき、二段目のバイアス電極、GND 電極においてピークをもつ波形が観測されたが、両者の波形はピーク位置、収集電流量ともに対称とはならなかった。GND 電極の電流波形のピーク位置は 10V 付近にあり、これは試験のノミナル密度、 10^{12}m^{-3} の環境下での測定とほぼ等しい。しかしバイアス電極の電流波形のピークは負方向にやや広がっており、さらにピークをすぎてまたすぐに増加し始めている。これは、本来は偏向電極が分析器内部に進入してきた粒子のみを収集するのに対し、密度が薄いためにバイアス電極周辺に形成されるシースが静電分析器の外部へと漏れだして、分析器に進入していない粒子までも収集してしまったためではないかと考えられる。装置の小型化を図る場合は、内部の偏向電極の電流収集範囲が分析器外部に及ばないようにシースの遮蔽措置を検討する必要がある。

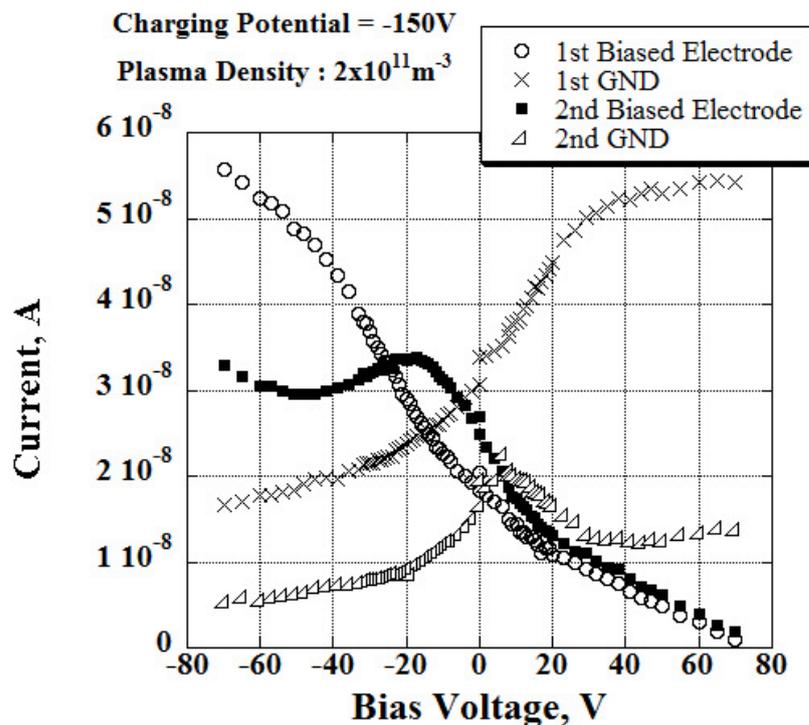


図 3-36 低密度環境下での 5-5mm モデル試験結果. -150V 帯電時.

3.5. 測定結果

以上の試験より、帯電電位が変化するとピーク位置もシフトすることを確認した。負帯電が大きくなると、バイアス電極ではピーク位置が負方向に、GND 電極では正方向にシフトしている（図 3-37, 図 3-38）。測定している帯電電位とそのときのピーク位置の関係を図 3-39, 図 3-40 に示す。

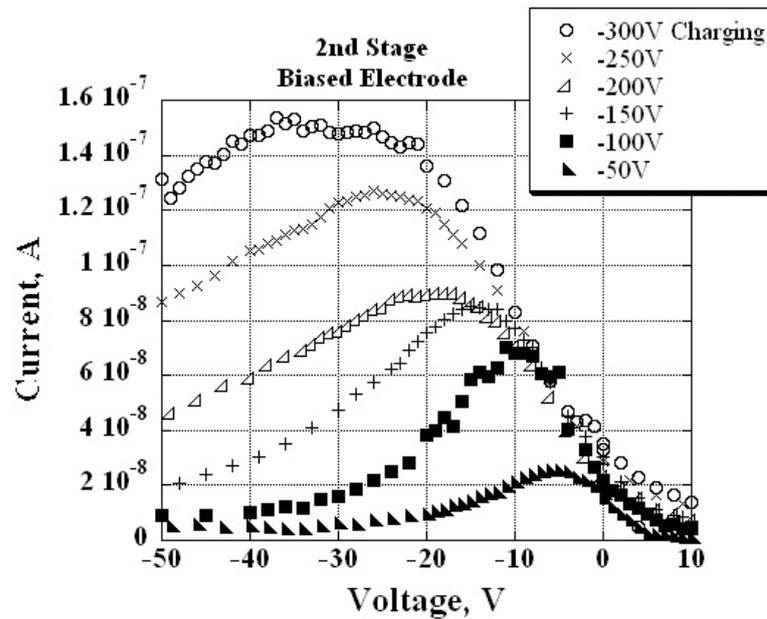


図 3-37 二段目バイアス電極で計測された、帯電電位変化によるエネルギー分布の変化

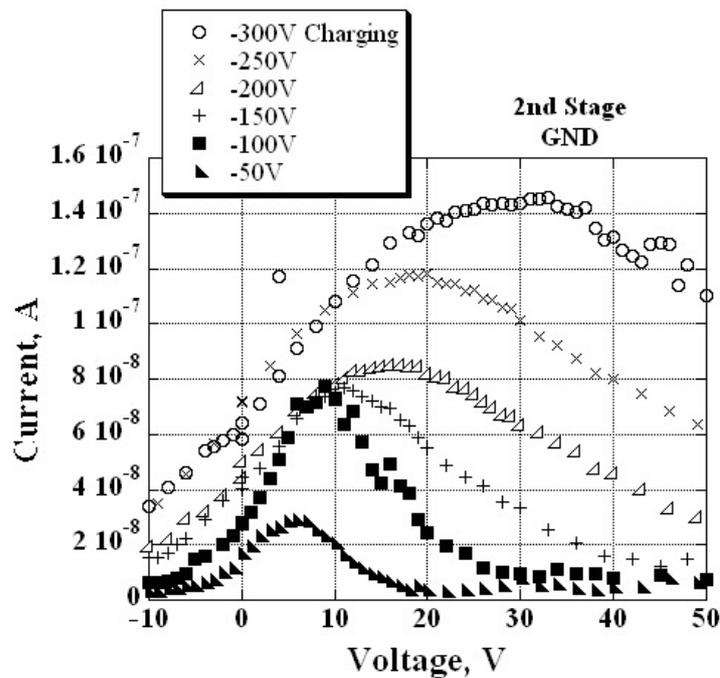


図 3-38 二段目 GND 電極で計測された、帯電電位変化によるエネルギー分布の変化

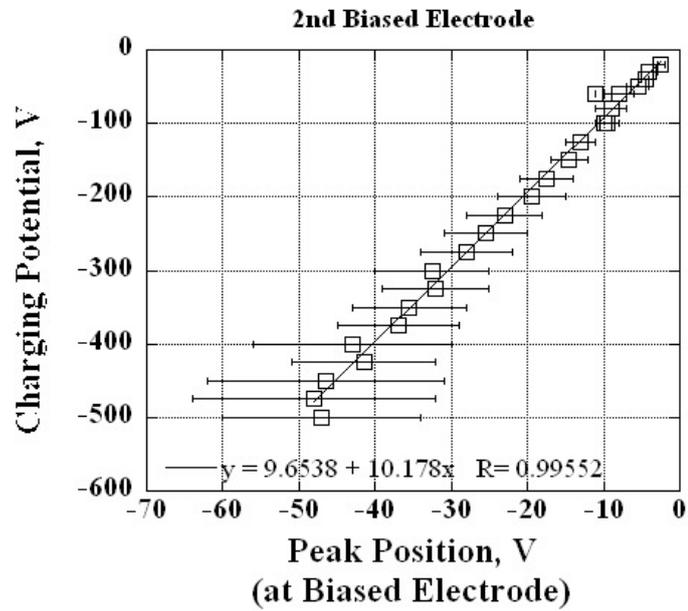


図 3-39 二段目バイアス電極で測定されたエネルギーピーク位置変化

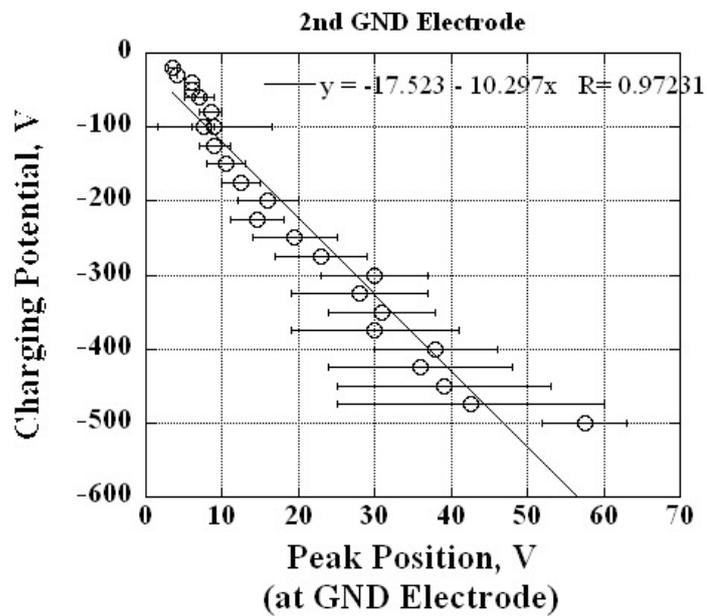


図 3-40 二段目 GND 電極で測定されたエネルギーピーク位置変化

3.5. 測定結果

バイアス電極, GND 電極ともに, ピーク位置と帯電電位は比例関係にあるといえる. バイアス電極と GND 電極での電圧-電流特性がほぼ対称であったことから予想できるが, 比例係数の絶対値もほぼ等しい. 近似直線からの分散を見てみると GND 電極での測定のほうが分散が大きいことがわかり, バイアス電極での測定のほうが誤差が少なく安定しているといえる. 帯電電位 V_s とピーク位置 V_{peak} の関係はバイアス電極と GND 電極についてそれぞれ以下のように現される.

(バイアス電極)

$$V_s = 10V_{peak} + 9.7 \quad (3-3)$$

(GND 電極)

$$V_s = -10V_{peak} - 18 \quad (3-4)$$

ここで, 実験で得られた帯電電位 V_s の式 (3-3) (3-4) と, 第 2 章で述べた帯電電位の理論式 (2-53) とを比較する.

$$V_s = \frac{(2L_1 + L_2)^2}{8d^2} V_{peak} \quad (2-53)$$

(2-53)式に実験で使用した偏向電極のサイズ ($L_1 = L_2 = 5mm$, $d = 1.7mm$) を代入すると (3-5) 式が得られる.

$$V_s = 9.7V_{peak} \quad (3-5)$$

実験式 (3-3) (3-4) はともに傾きの絶対値が 10 で直線的に変化しており, 対して帯電電位 V_s の理論式では傾きが 9.7 とほぼ等しい値を示している. また実験式 (3-3) (3-4) と理論式 (3-5) を図 3-41 にプロットして比較してみると, 両者が良く一致していることがわかる.

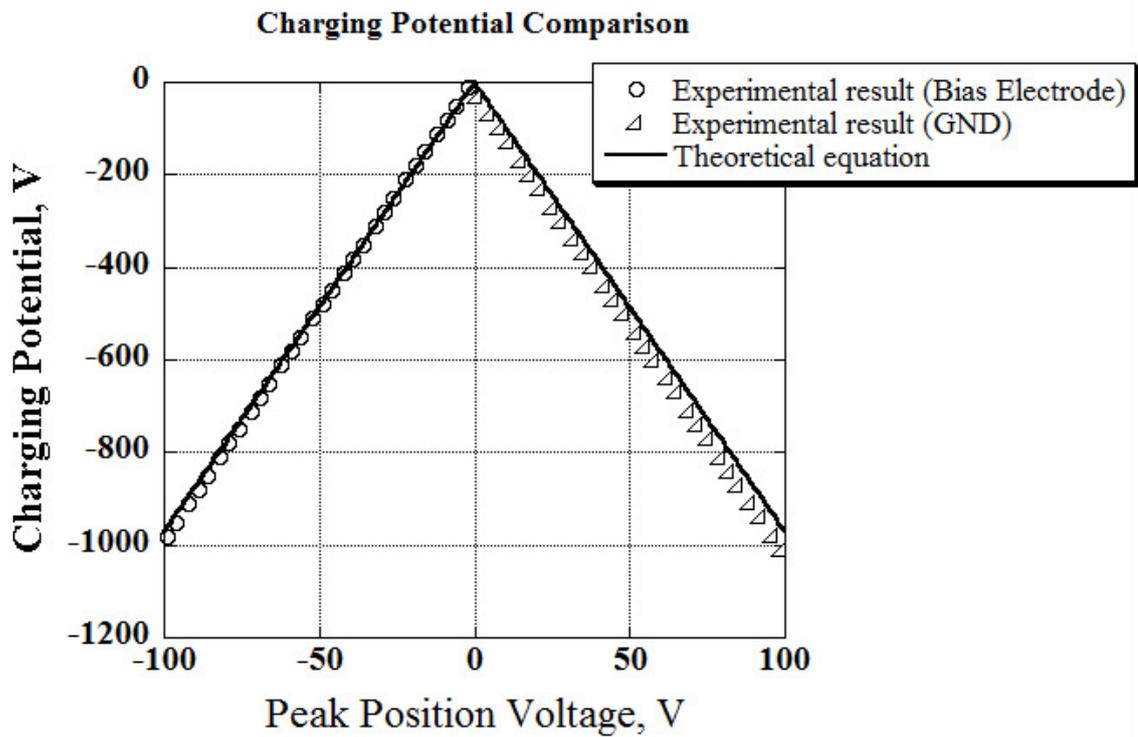


図 3-41 帯電電位の実験式と理論式の比較

3.6. 検証試験のまとめ

- 偏向電極の二段目バイアス電極，二段目 GND 電極でピークをもつ波形が観測された。
- 帯電電位が変化した場合，そのときに観測されるピーク波形も変化することが確認された。
- 帯電電位と二段目のバイアス電極，GND 電極で測定される波形のピーク位置は比例関係にある。
- 5-5mm（一段目電極高さー二段目電極高さ）サイズの偏向電極モデルを使用した場合の静電分析器での帯電電位 V_s の実験値が理論式と良く一致した。

第4章

数値計算, および試験結果との比較検討

第4章では第2章に記述した二段平行平板型静電分析器の理論式について数値計算をおこない, その結果を検証試験の結果と比較, 検討する. 特に偏向電極の収集電流量についての検討, 二段目電極で計測される波形のピーク位置と帯電電位の関係についての検討を行う.

4.1. 偏向電極の電圧－電流特性

二段平行平板型静電分析器の特性に関する理論式は第2章で議論した. 偏向電極の電極間の中央位置から進入した粒子が1段目でどちらかの電極に到達する場合の運動方程式は(2-7)と, 一段目を通過し二段目でどちらかの電極に到達する場合の運動方程式は(2-19)で表されるが, ある速度(エネルギー)をもつ粒子が, ある一定の加速度(バイアス電極に電圧印加することで発生する電界)の中を通過するとき, その粒子が一段目電極で収集されるか, 二段目電極で収集されるか, もしくは両段とも通過するかは一意的に定まる. 粒子の速度と, 電極間距離 d である静電分析器に対して入射する時の初期位置を $-\frac{1}{2}d \sim \frac{1}{2}d$ の範囲でランダムに割り当て, 粒子の各エネルギーに対してそのエネルギーをもつ粒子が最終的にどこに到達するかを数値計算により解析した. 偏向電極に入ってくる粒子は x, y, z 軸にマクスウェル分布をもつと仮定し, 粒子の最終到達位置の計算結果にマクスウェル分布で重み付けをすることで各電極における電圧－電流特性を解析した. 帯電電位が 60V, 100V, 150V, 250V, 500V のそれぞれの場合において, 偏向電極の各電極の電圧－電流特性の解析結果を以下に示す.

4.1. 偏向電極の収集電流量

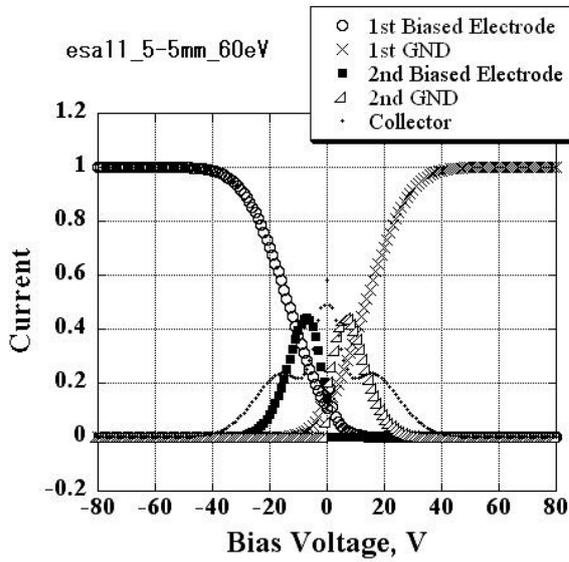


図 4-1 帯電電位 60V の場合の 5-5mm モデルの電圧－電流特性の数値計算結果

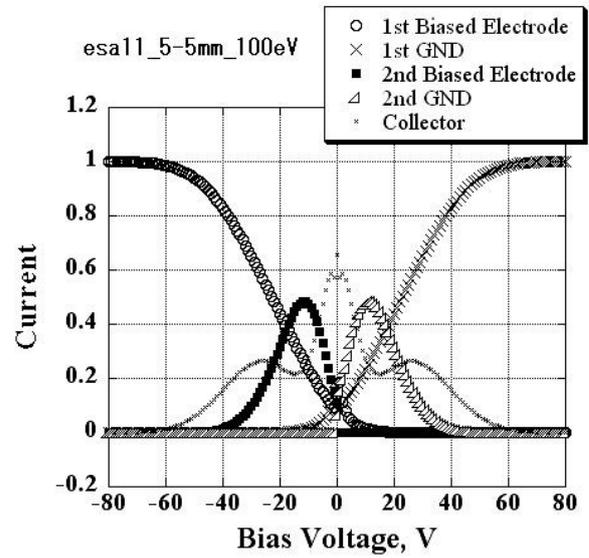


図 4-2 帯電電位 100V の場合の 5-5mm モデルの電圧－電流特性の数値計算結果

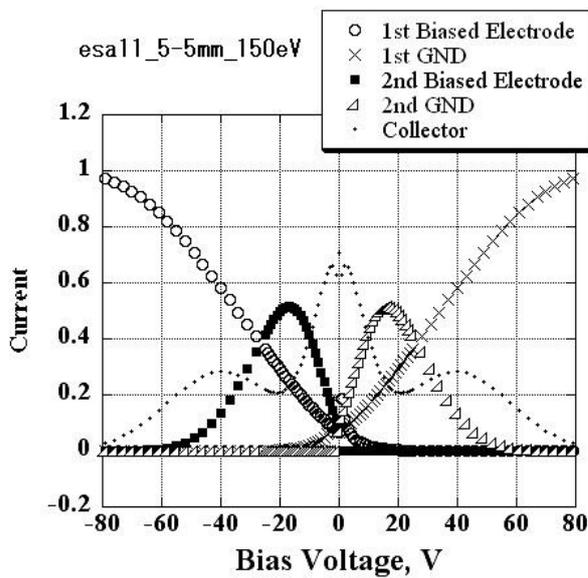


図 4-3 帯電電位 150V の場合の 5-5mm モデルの電圧－電流特性の数値計算結果

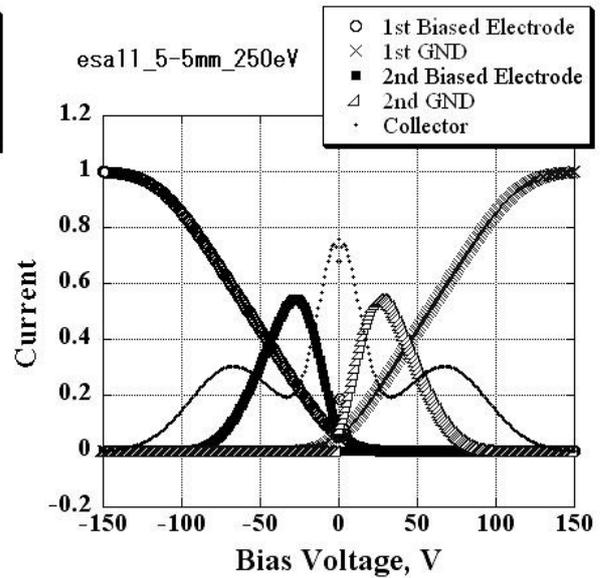


図 4-4 帯電電位 250V の場合の 5-5mm モデルの電圧－電流特性の数値計算結果

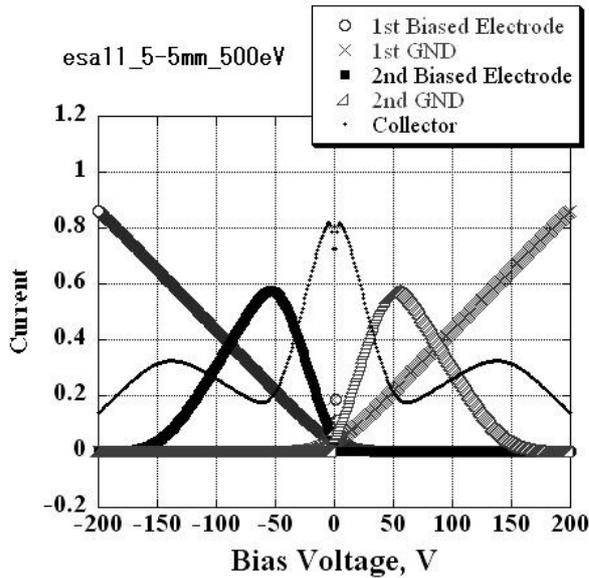


図 4-5 帯電電位 500V の場合の 5-5mm モデル
の電圧－電流特性の数値計算結果

各解析結果を見てみると、偏向電極の電流－電圧特性が共通した性質を示していることがわかる。まず一段目の GND 電極、バイアス電極ではそれぞれ正負の方向に印加電圧が増加するにつれて収集電流量が増加し、最終的に飽和するというラングミュアプロブ的な性質を示している。二段目においては、バイアス電極は負バイアス領域にピークをもつ波形を、GND 電極では正バイアス領域にピークをもつ波形を示している。また、二段目電極のピーク波形は帯電電位が変化するにつれて電流量とピーク位置が変化していることがわかる。これらの性質は実験室における二段平行平板型静電分析器の検証試験の結果と一致する。数値計算においては電極サイズのわずかな違いによる波形のずれがなく、完璧に正負の電圧に対して対称な波形が現れている。

数値計算で得られた二段目電極の電圧－電流特性と実験室での検証試験で得られた二段目電極の電圧－電流特性を比較したものを次に示す。検証試験で得られた特性の電流値は、一段目バイアス電極の飽和電流値で規格化している。電流量とピーク位置が、数値計算結果と実験結果でよく一致している。

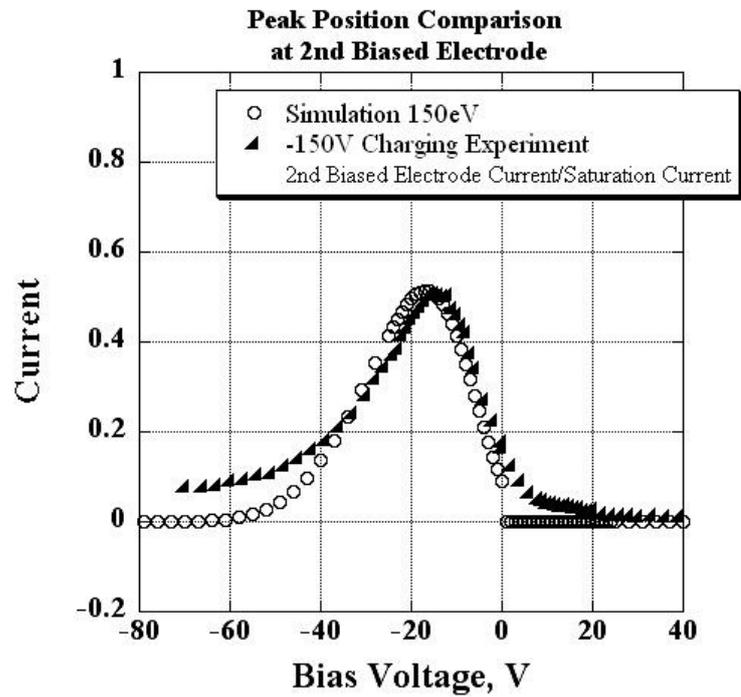


図 4-6 帯電電位 150V の場合の二段目バイアス電極の電圧－電流特性の比較

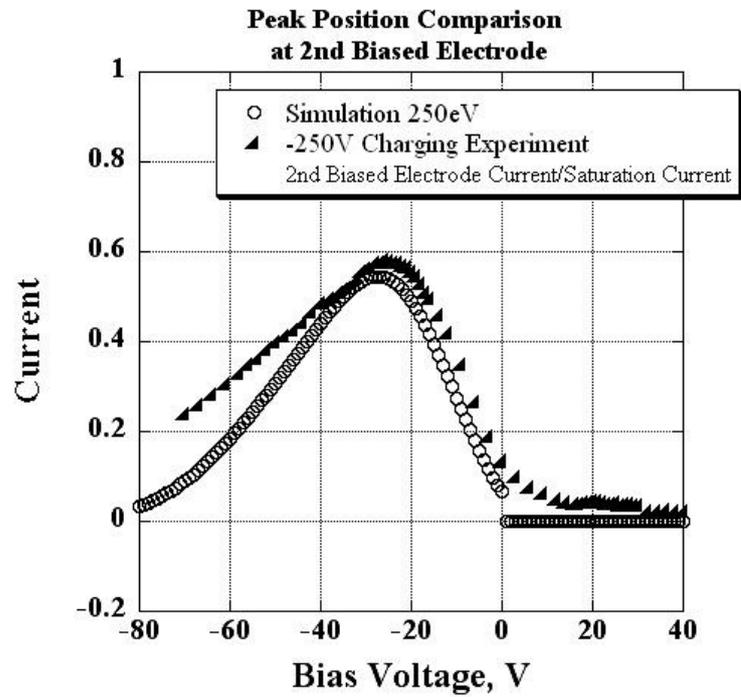


図 4-7 帯電電位 250V の場合の二段目バイアス電極の電圧－電流特性の比較

4.2. 二段目電極の電圧－電流特性ピーク位置と帯電電位の関係

4.2. 二段目電極の電圧－電流特性ピーク位置と帯電電位の関係

数値計算結果からも，偏向電極の電圧－電流特性の二段目電極で帯電電位に対応したピーク波形が現れることが確認された．帯電電位とピーク位置の関係について，数値計算結果と実験室での検証試験の結果を比較したものを次の図 4-8 に示す．帯電電位が小さい場合は数値計算結果と試験結果がよく一致しているが，帯電電位が数 100V になると数 V 程度のずれが生じている．これは検証試験で使用した偏向電極の各電極サイズの誤差が原因ではないかと考えられる．実際に宇宙機に搭載するフライトモデルを製作する際には，電極サイズの厳密な調整とフライト前の校正試験を行う必要がある．

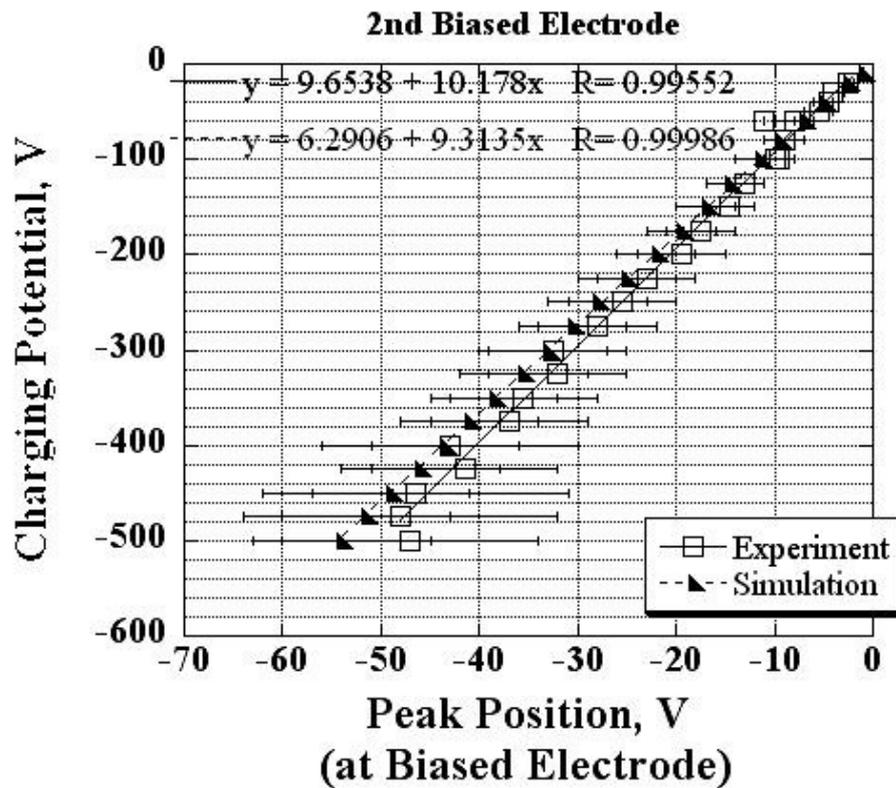


図 4-8 二段目バイアス電極の電圧－電流特性ピーク位置と帯電電位の関係．

数値計算と原理検証試験結果の比較．

4.3. 数値計算結果のまとめ

- 一段目の GND 電極, バイアス電極ではそれぞれ正負の方向に印加電圧が増加するにつれて収集電流量が増加し, 最終的に飽和するというラングミュアプローブ的な性質を示す.
- 二段目においては, バイアス電極は負バイアス領域にピークをもつ波形を, GND 電極では正バイアス領域にピークをもつ波形を示す.
- 二段目電極のピーク波形は帯電電位が変化するにつれて電流量とピーク位置が変化する.
- 偏向電極の電圧-電流特性に関して, 数値計算結果と実験室での検証試験結果がよく一致した.

第 5 章

二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデルの設計

第 5 章では二段平行平板型静電分析器のエンジニアリングモデルの設計を行う。軌道上のプラズマ密度から想定される電極での収集電流量を見積もり、そこから必要とされる偏向電極のサイズを決定した。また帯電電位の分解能（測定精度）と測定に必要とされる印加電圧（測定効率）についても検討している。

5.1. フライト環境と電流収集量

帯電観測を行う宇宙機の飛翔する環境として、まず最も利用頻度の高い、高度 600km~1000km 程度の低地球軌道・極軌道を仮定する。この高度でのプラズマ密度は、高度、位置、時刻、太陽の活動周期等のパラメータによって変化するが、およそ $10^8 \sim 10^{12} \text{m}^{-3}$ 程度である[Anderson, 2005]。

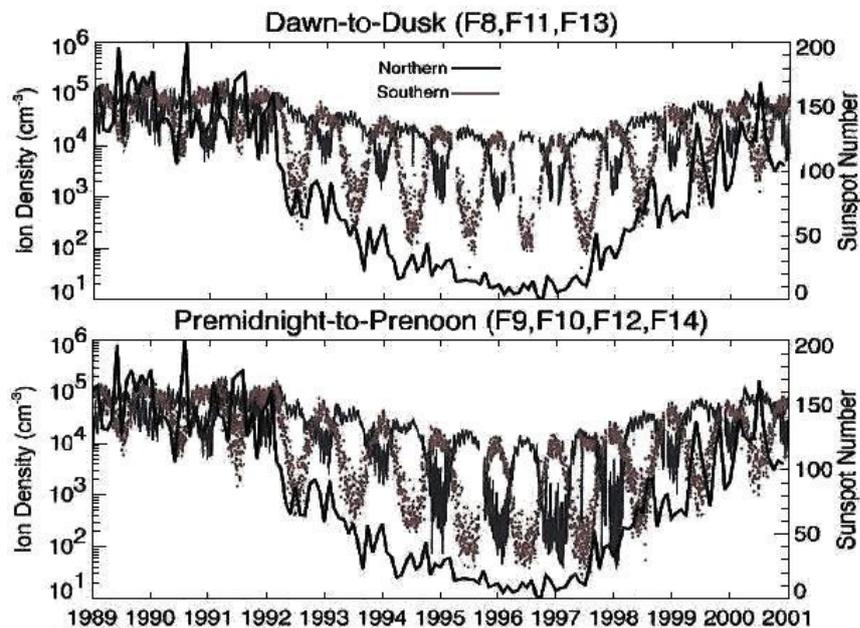


図 5-1 低地球軌道でのプラズマ密度

Daily averages of the ion density measured between 65° and 75° MLAT in the dusk sector for the dawn-to-dusk satellites (top panel) and in the premidnight sector for the premidnight-to-noon satellites along with the average monthly SSN.

5.1. フライト環境と電流収集量

出展：Anderson, P., Spacecraft charging hazards in low-earth orbit, 9th Spacecraft Charging Technology Conference, 2005.

検証試験での電流収集量はプラズマ密度 $5 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$ の環境下で、帯電電位 -100V の計測時に最大値 80nA 程度、帯電電位 -500V の計測時に最大値 200nA 程度であった。帯電電位と電流収集密度の関係を図 5-2 に示す。電流収集密度は、測定された電流値を、静電分析器のスリットの開口面積で割ったものである。

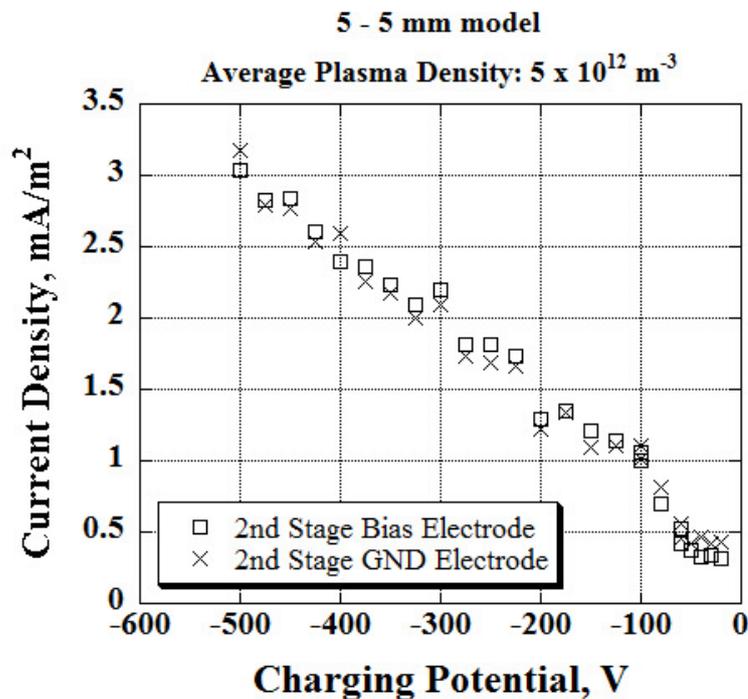


図 5-2 帯電電位と電流密度の関係。プラズマ密度 $5 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$ 。

仮にプラズマ密度が 10^9 m^{-3} オーダーまで小さくなった場合は電流収集密度も 3 桁小さくなり、 $0.3 \sim 3 \mu\text{A/m}^2$ 程度になると予想される。オンボード上の電子回路で測定するためには入力信号としての電流値が 10nA 程度以上あることが望ましい。つまり、電流収集面積が 0.1 m^2 以上あることが望ましい。

5.2. 測定の分解能と電圧効率

静電分析器を開発する際の重要な装置パラメータとして、測定の分解能と電圧効率がある。分解能は測定するエネルギーに対する割合で表され、現在宇宙機搭載用として頻繁に用いられる球型の静電分析器では5~20%程度である。分解能が小さいほど、エネルギーの測定精度が良いということになる。電圧効率は、偏向電極に印加する電圧に対して何倍のエネルギーを計測できるかということであり、値が大きいほど高電圧を使用せずに済み分析器として優れている。

5.2.1. 分解能

第2章にて記述したように、二段目の偏向電極には、一段目で収集される粒子の最大エネルギー E_1 よりも大きく二段目で収集される粒子の最大エネルギー E_2 よりも小さいエネルギーをもつ粒子が入ってくる。二段平行平板型静電分析器では二段目で収集される粒子の印加電圧に対する分布が測定値となるので、 E_1 と E_2 の差分を E_{dif} としたとき E_{dif} はエネルギーの測定幅であり、この値が小さいほど測定値の誤差が小さいといえる。

$$\begin{aligned} E_{dif} &= E_2 - E_1 \\ &= \frac{q}{2ed^2} (2V_1L_1L_2 + V_2L_2^2) \end{aligned} \quad (5-1)$$

(5-1)式からわかるように、 E_{dif} を小さくするためには偏向電極の高さ L_1 、 L_2 を小さくするか、電極間距離 d を大きくすればよい。

二段平行平板型静電分析器の分解能を、被測定対象のエネルギーに対する、実際に計測している

エネルギーの振れ幅 $\frac{\Delta E}{E}$ と定義する。このとき

$$\begin{aligned} \Delta E &= E_{dif} \quad (5-2) \\ E &= V_s = \frac{E_1 + E_2}{2} \\ &= \frac{q}{2ed^2} (V_1L_1^2 + V_1L_1L_2 + \frac{1}{2}V_2L_2^2) \end{aligned} \quad (5-3)$$

(5-2)、(5-3)式を $\frac{\Delta E}{E}$ に代入すると分解能の式(5-4)が得られる。

$$\begin{aligned}\frac{\Delta E}{E} &= \frac{2V_1L_1L_2 + V_2L_2^2}{V_1L_1^2 + V_1L_1L_2 + \frac{1}{2}V_2L_2^2} \\ &= \frac{2V_1\left(\frac{L_1}{L_2}\right) + V_2}{V_1\left(\frac{L_1}{L_2}\right)^2 + V_1\left(\frac{L_1}{L_2}\right) + \frac{V_2}{2}}\end{aligned}\quad (5-4)$$

ここで, $\frac{L_1}{L_2}$ を L_p で置き換える.

$$L_p = \frac{L_1}{L_2} \quad (5-5)$$

$$\frac{\Delta E}{E} = \frac{2V_1L_p + V_2}{V_1L_p^2 + V_1L_p + \frac{V_2}{2}} \quad (5-6)$$

さらに単純化のため $V_1=V_2$ とすると

$$\frac{\Delta E}{E} = \frac{4L_p + 2}{2L_p^2 + 2L_p + 1} \quad (5-7)$$

分解能は小さいほどよいので, $2L_p^2 + 2L_p + 1 > 4L_p + 2$ となる L_p を考える. 以下のような $f(L_p)$ を定義する.

$$\begin{aligned}f(L_p) &= (2L_p^2 + 2L_p + 1) - (4L_p + 2) \\ &= 2L_p^2 - 2L_p - 1 \\ &= 2\left(L_p - \frac{1}{2}\right)^2 - \frac{3}{2}\end{aligned}\quad (5-8)$$

ここで,

$$L_p > 0 \quad (5-9)$$

$$f(L_p) > 0 \quad (5-10)$$

である.

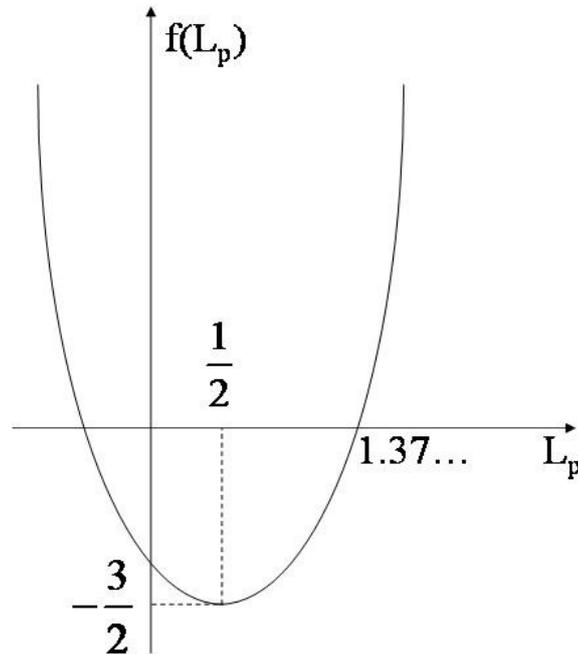


図 5-3 一段目と二段目の電極高さの比 L_p の変化に対する誤差変化率の特性

このことから一段目と二段目の電極高さについて以下の条件が得られる。

$$L_p = \frac{L_1}{L_2} > 1.37 \quad (5-11)$$

$$\Leftrightarrow L_1 > 1.37L_2 \quad (5-12)$$

(5-7) 式をプロットしたものを図 5-4 に示す。 $L_p=1.4$ の時に分解能が 1、つまり 100%であり、 L_p の増加にともない分解能が小さくなっている。 L_p を大きくするためには二段目の電極高さ L_2 と比べて一段目の電極高さ L_1 を出来るだけ長くしなくてはならない。 L_p の代表値に対する分解能を表 5.2-1 に示す。 $L_p=3$ で分解能は 56%、 $L_p=10$ で分解能は 19%である。 分解能を球型の静電分析器と同じ 20%程度にしようとする、一段目の電極高さは二段目の電極高さの 10 倍程度必要である。 ただし帯電観測を目的として二段平行平板型静電分析器を使用する場合は、エネルギー分布のピーク位置がわかれば電位を算出することができるので、エネルギー測定の分解能を良くすることは必須の条件ではない。 プラズマ密度が 10^{12} m^{-3} オーダーの環境下で帯電電位が 0V から -500V までの測定では $L_p=1$ でも十分な測定が行えることが、実験により確認されている (第 3 章参照)。

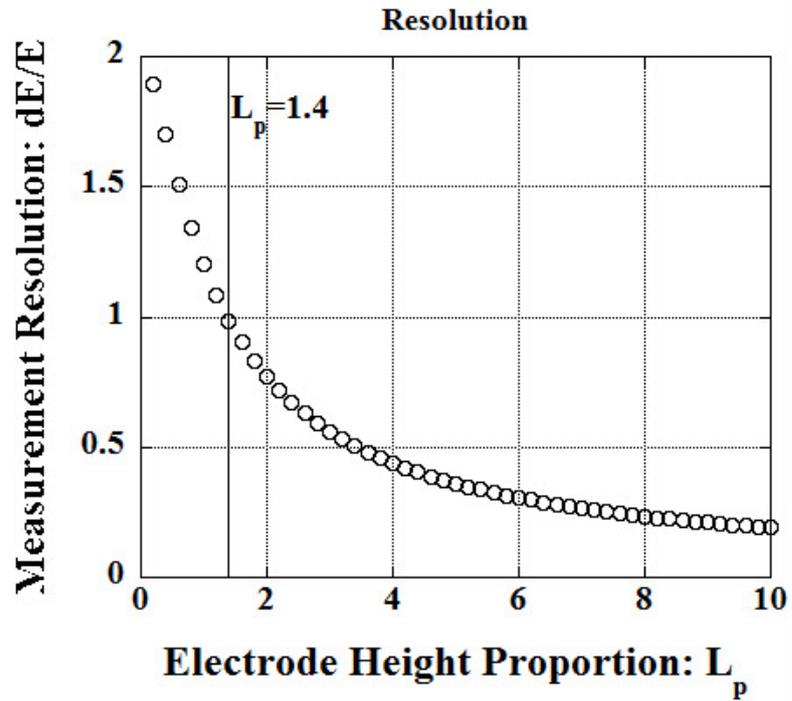


図 5-4 二段平行平板型静電分析器の分解能

表 5.2-1 L_p の代表値とそれに対応する分解能

L_p	分解能 [%]
2	77
3	56
4	44
5	36
6	31
7	27
8	23
9	21
10	19

5.2.2. 電圧効率

二段平行平板型静電分析器を用いた帯電電位の計測式として、各段で収集される粒子の最大エネルギーの平均値を定義する。

$$\begin{aligned} V_s &= \frac{E_1 + E_2}{2} \\ &= \frac{q}{2ed^2} (2V_1L_1^2 + 2V_1L_1L_2 + V_2L_2^2) \end{aligned} \quad (5-11)$$

このとき、一段目と二段目のバイアス電圧は等しいものとする。

$$\begin{aligned} V_s &= \frac{q}{e} \cdot \frac{2L_1^2 + 2L_1L_2 + L_2^2}{2d^2} V \\ &= \frac{q}{e} \gamma V \end{aligned} \quad (5-12)$$

$$\begin{aligned} \gamma &= \frac{2L_1^2 + 2L_1L_2 + L_2^2}{2d^2} \\ &= \frac{L_2^2}{2d^2} \left\{ 2\left(\frac{L_1}{L_2}\right)^2 + 2\frac{L_1}{L_2} + 1 \right\} \\ &= \frac{L_2^2}{2d^2} (2L_p^2 + 2L_p + 1) \end{aligned} \quad (5-13)$$

電極に印加する電圧 V に対して、増倍係数 γ が大きければ、その分だけ大きなエネルギーを計測できる。つまり電圧効率が良いということになる。(5-13) 式より、増倍係数 γ を大きくするには電極間距離 d を小さくするか、偏向電極の高さ L_1 , L_2 を大きくすればよい。もしくは、一段目と二段目の電極高さの比 L_p を大きくすればよい。ただし、測定誤差を少なくするためには二段目で計測されるエネルギー E_{dif} (5-1) 式を小さくしなければならないので、この場合は電極間距離 d を大きくするか偏向電極の高さ L_1 , L_2 を小さくしなくてはいけない。また装置の小型化を考えるならば d と L_1 , L_2 とはできるだけ小さいほうがよい。電圧効率と分解能に対して、測定誤差と装置の小型化はトレードオフの関係にある。

$L_2=3\text{mm}$ の場合について、増倍係数 γ の電極間距離 d に対する特性を図 5-5 に示す。電極間距離 d が 2mm 以下かつ一段目電極高さの二段目高さに対する比 L_p が 2 以上であれば、電圧効率 10 倍以上が確保できるということがわかった。

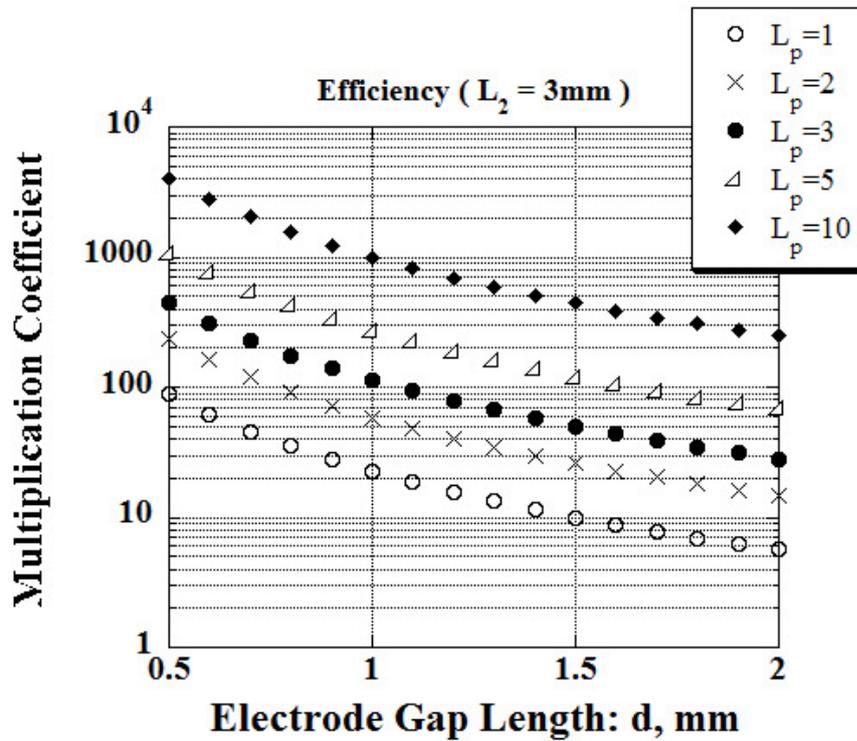


図 5-5 二段平行平板型静電分析器の電圧効率

5.3. エンジニアリングモデルの偏向電極仕様

本研究のこれまでの議論をもとに，宇宙機搭載用観測装置としての二段平行平板型静電分析器のエンジニアリングモデルの開発を行う．前章での検討結果から，偏向電極の仕様として以下のように決定する．

表 5.3-1 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル

一段目電極の高さ	8 mm	電極の高さの比率	$\frac{L_1}{L_2} = 1.6$
二段目電極の高さ	5 mm		
電極間距離	1 mm	分解能	90 %
二段目電極 1 枚あたりのサイズ	5 × 35 mm	電圧効率	58
平行平板電極の組数	14 組	スリットの開口面積	$6.3 \times 10^{-4} \text{ m}^2$

5.3. エンジニアリングモデルの偏向電極仕様

電流収集面積を増やすために、エンジニアリングモデルでは偏向電極の平行平板を複数組設置する。

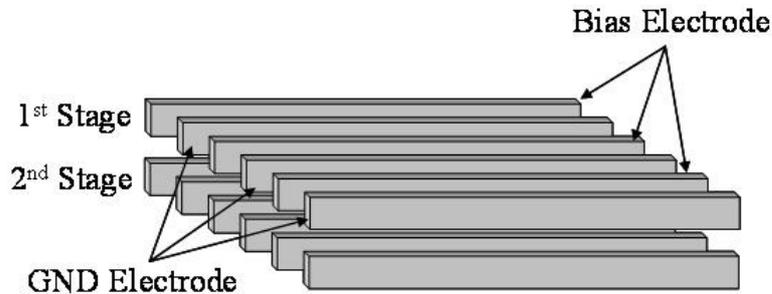


図 5-6 エンジニアリングモデルの偏向電極. 平行平板電極を複数組設置.

一枚あたりの電極サイズは、一段目の高さが 8mm，二段目の高さが 5mm で奥行きが 35mm とする。二段目の電極で測定される電流が測定の入力値となるため二段目電極の電流収集量について考える。14 組電極を設置した場合のスリットの開口面積，すなわち電流収集面積が $6.3 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ となり，この面積ではプラズマ密度 10^9 m^{-3} の場合には 10nA の電流量を確保できない測定ケースが出てくると考えられる。測定手順や回路での電流増幅法を含む，帯電計測システム全体を今後議論していく必要がある。

5.4. エンジニアリングモデルの製作

5.4.1 偏向電極部

二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデルの設計を行った。以下の図 5-7 から図 5-14 に概略図を示す。偏向電極は平行平板を複数組設置した。粒子の進入口として外装にあけたスリットと縦軸のアラインメント調整用に，スリットと噛み合わせるための突起を電極に加えた。計測装置全体として一辺が 5cm 程度の立方体を想定している。

以下に示す静電分析器を開発の基本概念とし，実際の製作過程においては機械加工技術と費用を考慮して適宜設計を調整・変更しながらエンジニアリングモデルの実機を開発していく。試作機の外観図を図 5-15 に示す。

5.4. エンジニアリングモデルの

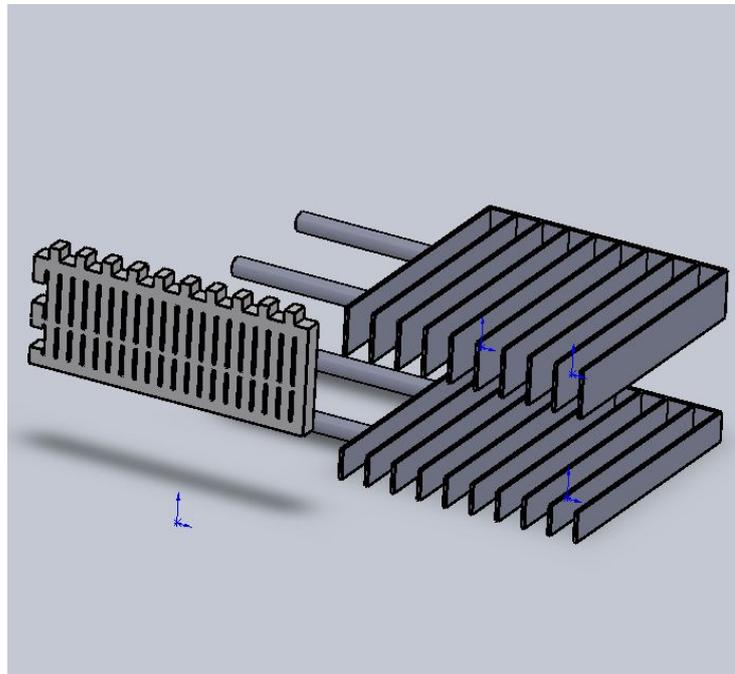


図 5-7 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 1 偏向電極と固定板

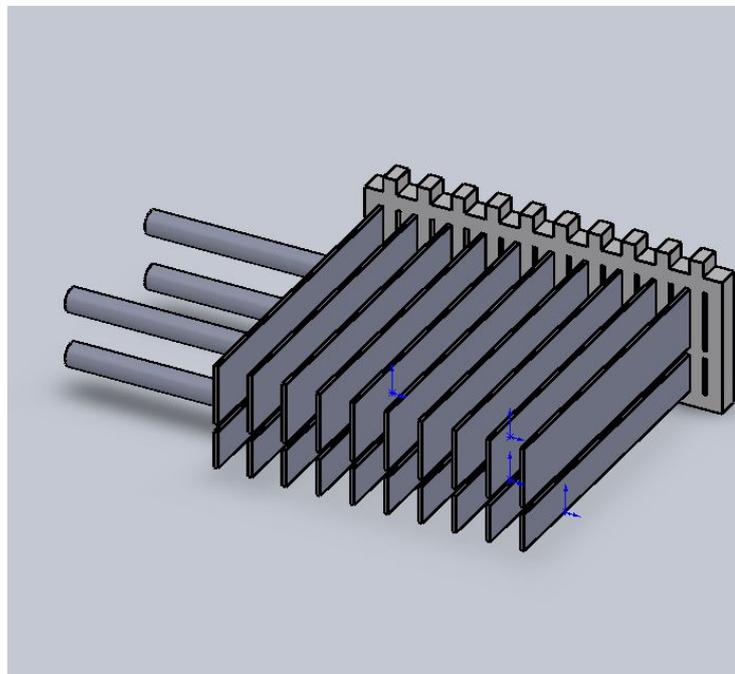


図 5-8 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 2 偏向電極と固定板

5.4. エンジニアリングモデルの

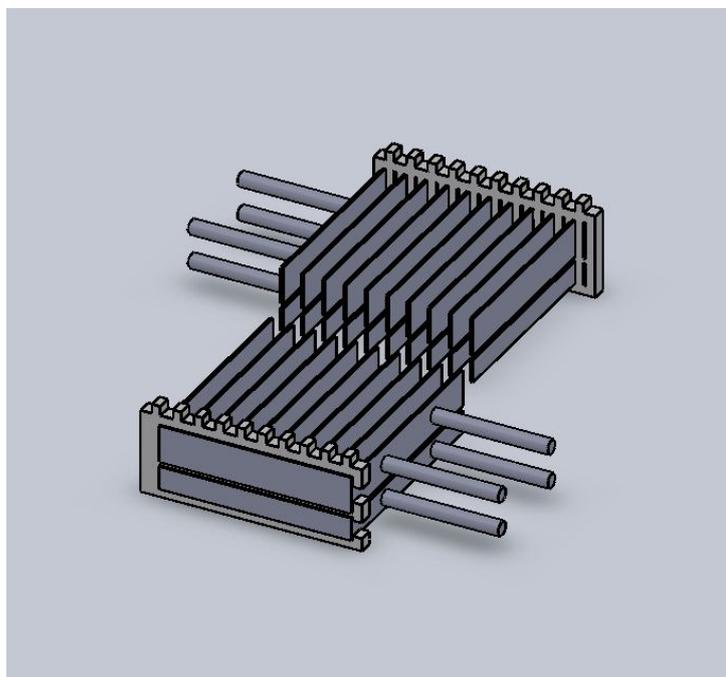


図 5-9 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 3 偏向電極と固定板

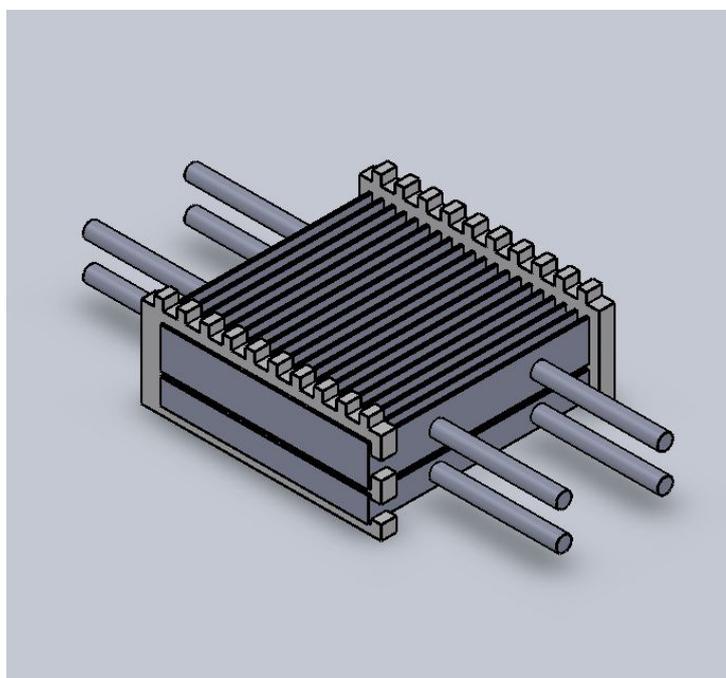


図 5-10 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 4 偏向電極と固定板

5.4. エンジニアリングモデルの

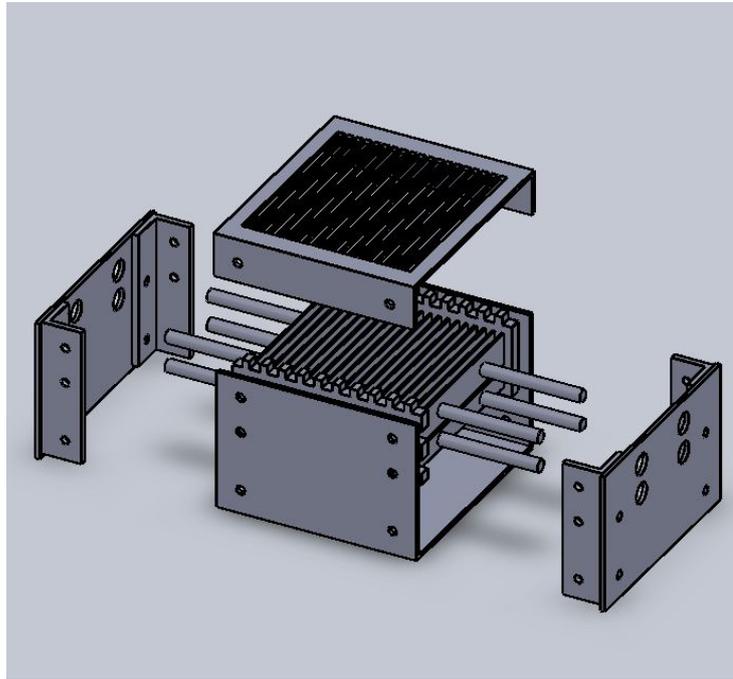


図 5-11 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 5 全体図

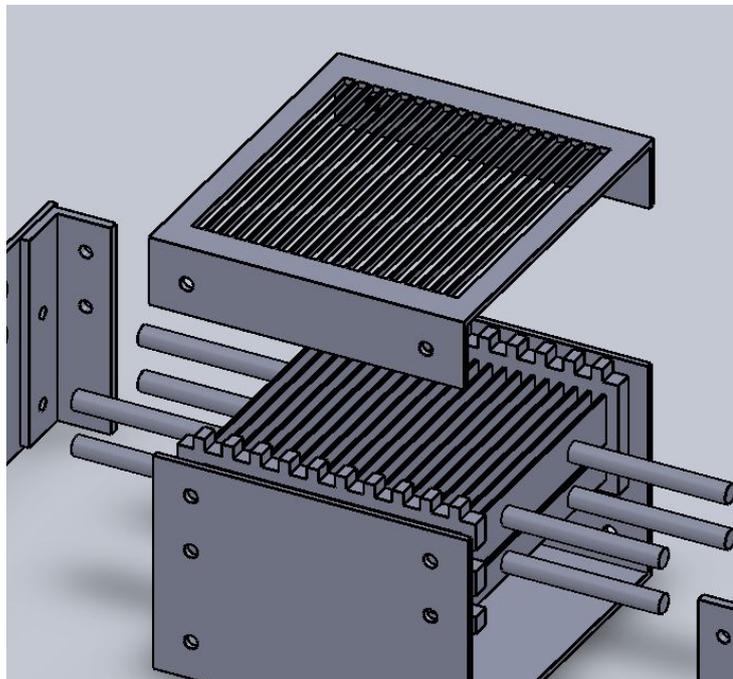


図 5-12 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 6 全体図

5.4. エンジニアリングモデルの

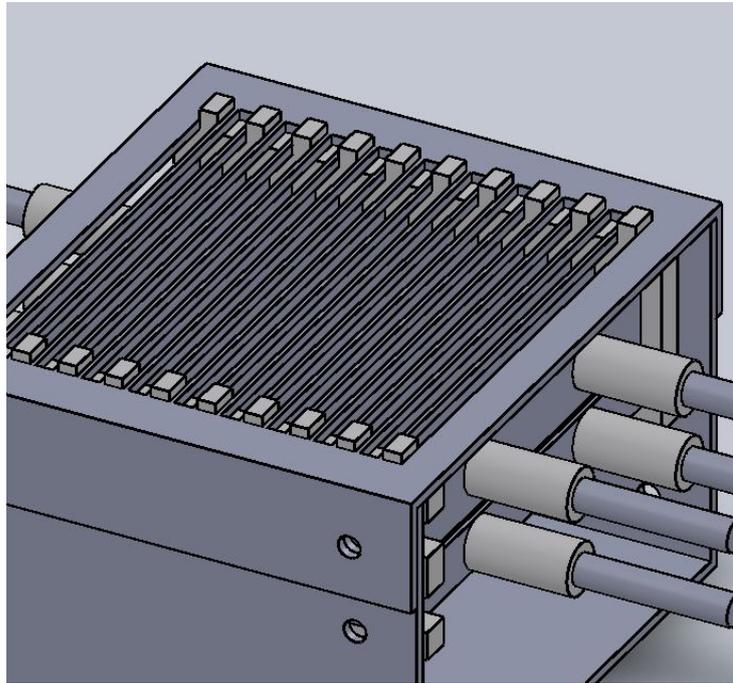


図 5-13 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 7 全体図

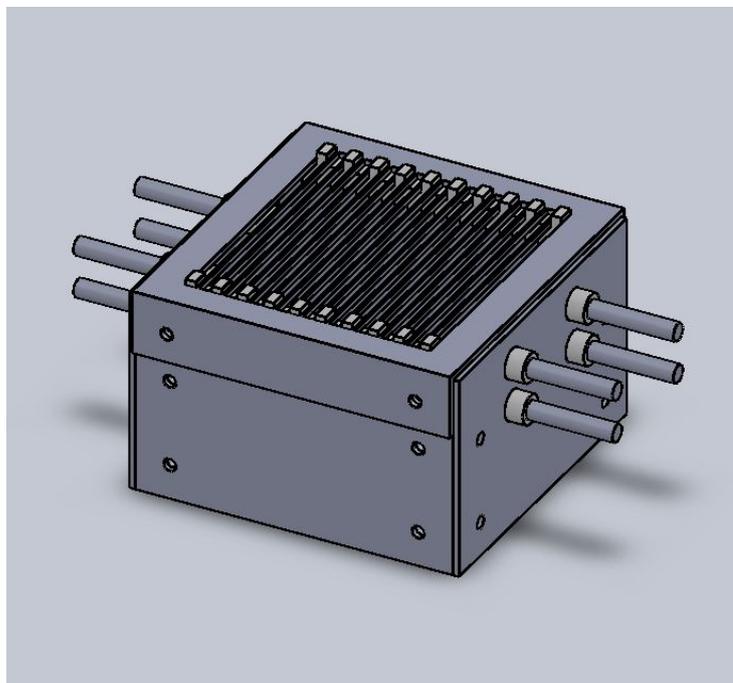


図 5-14 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデル外略図 8 全体図

5.4. エンジニアリングモデルの



図 5-15 二段平行平板型静電分析器エンジニアリングモデルの試作機

5.4.2. 電気回路部

静電分析器の測定システムフローチャートを図 5-16 に示す。偏向電極部から出た信号は電流の増幅回路に入力され、電子回路で検出できるレベルまで増幅された後、マイクロコンピュータ（マイコン）に入力される。マイコンにはバイアス電圧も入力される。マイコン内部で収集電流値とバイアス電圧値を比較し、電流が最大となる時の電圧値（電流－電圧波形のピーク位置）を決定する。電流最大時の電圧値から衛星の帯電電位を計算し、これを出力値として衛星のバスシステムに送る。

5.4. エンジニアリングモデルの

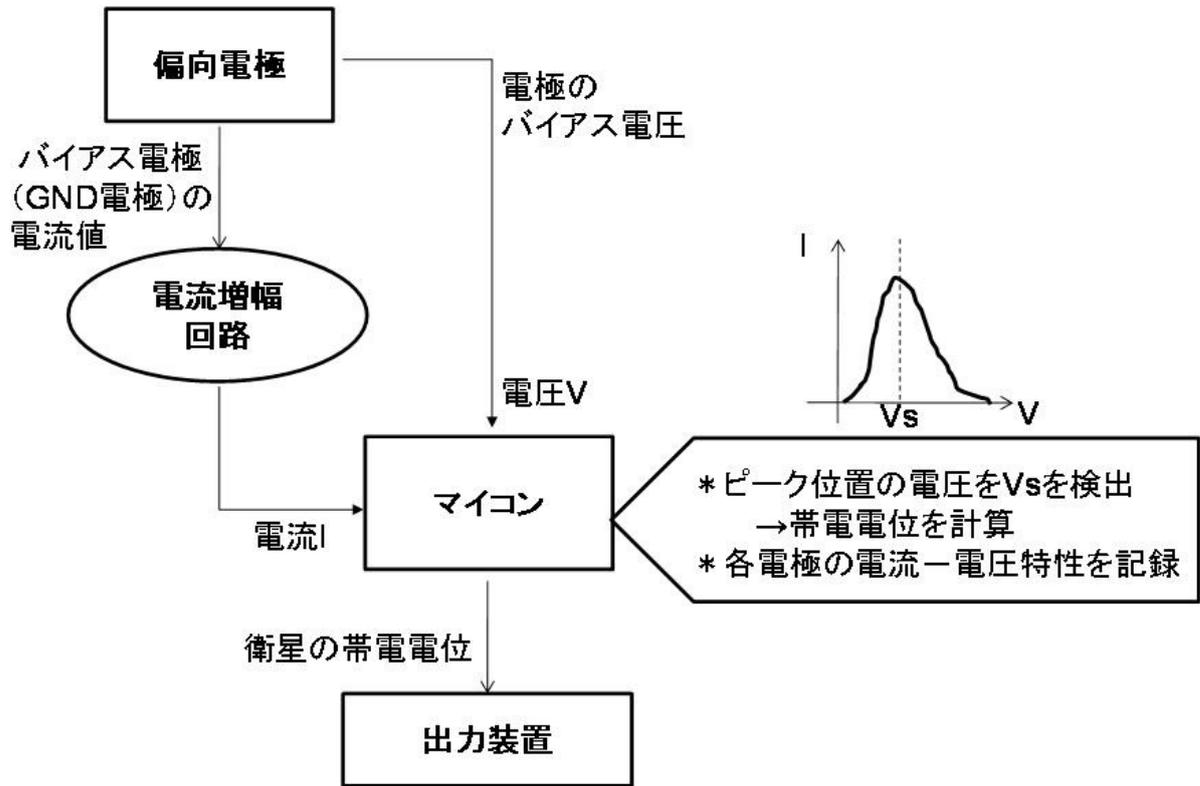


図 5-16 静電分析器による帯電電位測定のプロフローチャート

フローチャートからもわかるように、二段平行平板型静電分析器の電気回路部の役割としては

- 1) 偏向電極のバイアス
- 2) 偏向電極からの出力信号の増幅
- 3) マイコンで帯電電位を計算

以上の3つがあげられる。よって電気回路部の主な構成要素は以下のようになる。

- DC/DC コンバータ (電極バイアス用)
- 電流増幅回路
- マイコン (電極バイアス制御, 帯電電位の演算, 衛星バスシステムとの通信用)

図 3-17 に測定システムの電気回路図を示す (注: 図 3-17 に記載されている抵抗とコンデンサの値は実際とは異なる)。各電極からのラインが抵抗に接続されているので、抵抗値の倍率に増幅された電圧値を差動オペアンプによって増倍する。以上が電流増幅回路である。このオペアンプからの信号がマイコンの入力信号となる。

5.4. エンジニアリングモデルの

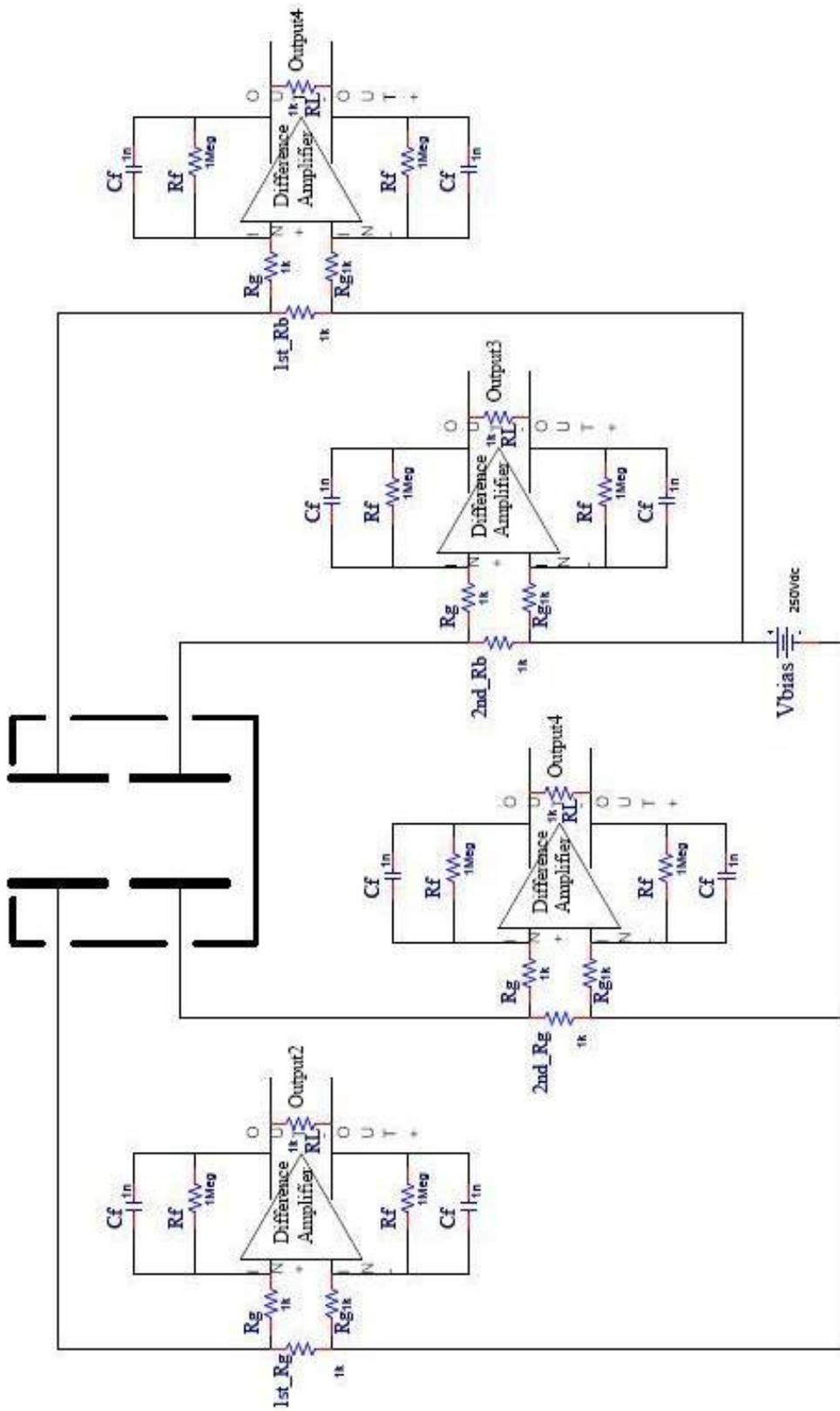


図 5-17 帯電観測システムの電気回路図

5.4. エンジニアリングモデルの

5.4.3. 消費電力

設計した電気回路による消費電力を概算する。電力を消費する素子とその消費電力の一覧を次の表 5.4-1 に示す。

表 5.4-1 帯電観測システム電気回路の消費電力

素子	個数	一個当たりの消費電力 [W]	全消費電力 [W]
オペアンプ	4	0.1	0.4
DC/DC コンバータ	1	0.5	0.5
マイコン	2	0.05	0.1
抵抗	24	10^{-10} 以下	2.4×10^{-9}

表 5.4-1 の見積もりにおいて、マイコンは入力電圧 5V で高速動作時の消費電流を 10mA と仮定した。また抵抗は、1 M Ω 抵抗に 10nA の電流が流れると仮定した。電気回路全体の消費電力は、ほぼオペアンプと DC/DC コンバータの消費電力によって決定され、およそ 1W であると予想される。

5.4.4. 処理速度

マイコンによる処理速度、つまり電極に印加する電圧を掃引する時間とマイコンによる電圧計測のタイミングであるが、これらは静電分析器を通過する粒子の速度によって決まる。まず電圧を掃引する時間であるが、ある一定電圧をかける時間は、ほとんどの粒子にとって電極に収集されるもしくは電極間を通過する時間よりも長くないといけない。次に電圧を計測するタイミングであるが、電圧が一定である間に最低 1 回の計測が必要である。平行電極の 2 段トータルの電極高さが 10mm の場合、この高さを通過するのにかかる時間を次の表 5.4-2 に示す。0.1eV の粒子が 10mm の高さを通過するのにかかる時間は 2.2 μ 秒であるから、一定電圧の印加時間は 2.2 μ 秒以上、計測のタイミングは 2.2 μ 秒以下であればよい。すなわち、450kHz 以上の処理速度が必要である。処理速度が問題となってくるのはマイコン、オペアンプと DC/DC コンバータであるが、マイコンとオペアンプの能力としては十分実現可能である。DC/DC コンバータの速度については低電圧出力時と高電圧出力時にそれぞれ別の DC/DC コンバータが必要になる可能性も考えられる。

5.4. エンジニアリングモデルの

表 5.4-2 粒子が二段の電極間を通過するのにかかる時間

粒子のエネルギー [eV]	Z 軸方向の距離 10mm を通過するのに要する時間 [秒]
0.1	2.2 μ
1	0.7 μ
10	0.2 μ
100	70n
1k	22n
10k	7n

5.5. エンジニアリングモデル設計のまとめ

- 二段平行平板型静電分析器を用いた帯電観測装置エンジニアリングモデルの検討を行い、偏向電極のサイズと電気回路部の設計を行った
- エンジニアリングモデルの偏向電極のサイズは一段目高さが 8mm、二段目高さが 5mm、電極間距離が 1mm で、このときの分解能が 90%、電圧効率は 58 倍である
- 分解能を犠牲にして高い電圧効率と小型化を図っている
- 設計した電気回路での消費電力はおよそ 1 W である
- 450kHz 以上の処理速度がオペアンプ、マイコン、DC/DC コンバータに要求される

第 6 章 総括

第 6 章では本研究の総括を行う。今後の二段平行平板型静電分析器に関する研究課題についても述べる。

本研究では、宇宙機の帯電電位を計測する小型の測定装置の開発を目的とした。

- 1) +数 V～-数 kV の範囲の帯電電位を測定できる
- 2) 小型である
- 3) 電力消費が少ない

以上の 3 つの要求を満たすために二段平行平板型静電分析器を開発した。偏向電極間に発生させた電界によって粒子の軌道を曲げその粒子のもつエネルギーに応じた位置で粒子を計測する静電分析器を基本とし、偏向電極が二段の平行平板型となっている。各段において、平板が平行に並べられて設置され、一方の電極に外部回路によって電圧を印加し掃引する。もう一方の電極は宇宙機の構体電位 (=宇宙機の GND) と等しい電位を持つ。各段で片方の電極にバイアスすることで平行平板間には電界が形成されており、偏向電極間に入射した粒子はこの電界によって横方向 (X 軸方向) に移動する。粒子はそのエネルギーに応じて、1 段目の電極または 2 段目の電極で収集されるか、偏向電極を通り抜けてコレクタ電極で収集される。二段平行平板型静電分析器を用いたエネルギー計測では、2 段目の電極による電流収集特性に注目する。2 段目の電極による電流収集特性はエネルギー分布とほぼ等価であるといえる。

二段平行平板型静電分析器の測定原理を検証し、この分析器を用いて帯電観測が行えることを実証するために実験室プラズマ環境下での試験と数値計算による検討をおこなった。実験室での試験の結果、偏向電極の二段目電極でピークをもつ波形が観測された。このピーク波形のピーク位置は帯電電位の変化にしたがって線形的に変化することがわかった。二段目電極でのピーク波形、帯電電位変化にともなうピーク位置の変化は実験室での試験結果と理論式および数値計算結果において良い一致を見せた。また静電分析器での帯電電位の測定値が理論値とほぼ同じ値を示した。装置サイズは、偏向電極を小さくすることで $50 \times 50 \times 25 \text{mm}$ まで小型化できた (ただし電気回路部はのぞく)。測定する電位に対して必要な印加電圧が、実験による実測では 10 分の 1 程度であり、開発中のエンジニアリングモデルでは 50 分の 1 以下になるよう設計した。印加電圧が

6. 総括

抑えられることで全体としての電力消費量も小さくできる。以上のことから、二段平行平板型静電分析器を使用した帯電電位観測は実用可能であるという結論を得た。

構築した二段平行平板型静電分析器による帯電電位測定原理と検証試験の結果、数値計算の解析結果をもとに、宇宙機への搭載を意図した帯電観測装置のエンジニアリングモデル設計を行った。想定される宇宙環境のプラズマ密度と観測装置の測定精度、効率から適当な偏向電極のサイズおよび装置全体の仕様を決定した。宇宙環境で使用するためのフライトモデル製作のために、今後は詳細な電気回路と制御方式、測定シーケンスの設計を含む、システムとしての装置開発を行う必要がある。

謝辞

研究室に入ってから6年間、研究はもちろん、色々な面でご指導いただきました趙孟佑教授に深く感謝いたします。趙研究室を見つけたことが、九州工業大学に入学するきっかけでした。趙研究室の一員となり、宇宙に関する研究とさまざまな活動に携われたこと、趙先生の宇宙に対する情熱に触れたことは非常に幸運でした。私もこれから宇宙開発の一端を担えるよう精進したいと思います。

修士1年生の夏の2ヶ月間と修士2年生の1年間、特別共同利用研究員として受け入れてくださりご指導いただきました宇宙航空研究開発機構（JAXA）宇宙科学研究所の國中均教授に深く感謝いたします。研究に対する熱心なご指導と、実際に運用中の人工衛星プロジェクトを身近に感じられる環境をいただきましたこと、将来の自分の研究者像に大きな影響を受けました。

イギリス、サリー大学の Underwood 教授に深く感謝いたします。衛星搭載機器に関する知識を多く与えてくださいました。また海外の研究者、小型衛星ビジネスを行っている Surrey Satellite Technology Ltd. の技術者の方々と交流する機会を与えてくださったことは非常に貴重な経験でした。

研究生活においてご指導いただきました豊田準教授、岩田助教、増井研究員に深く感謝いたします。研究や実験へのアドバイスに何度も助けられました。また、趙研究室で研究員をされていた、現 JAXA 研究員の細田氏に深く感謝いたします。学部4年生で研究室に配属されたばかりの何もわからなかったころ、実験装置の扱い方や研究の仕方を丁寧に教えてくださいました。

毎日の研究生活を支えてくださった趙研究室秘書の白川さん、徳さんに深く感謝いたします。日頃から研究に集中できる環境をつくってくださり、健康面も気遣っていただきました。精神的にも大きな支えでした。

趙研究室で共通の時間を過ごしてきた先輩方、後輩の学生さんに感謝の意を表します。特に2004年に同期として趙研究室に配属された池田君、加世堂君、北村君、三丸君に感謝いたします。協力しあい、競いあいながら一日の大半の時間を一緒に過ごしました。とても楽しい時間であり、今の研究者としての私をつくる基礎となりました。

最後に、これまで私を支えてくれ、好きなことをさせてくれた家族、私が博士になることを心から楽しみにしていた祖父に深く感謝いたします。

参考文献

- Adamo, R. C., and J. R. Matarrese, Transient pulse monitor data from the P78-2 (SCATHA) spacecraft, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 20:432-7, 1983.
- Anderson, P., Spacecraft charging hazards in low-earth orbit, 9th Spacecraft Charging Technology Conference, 2005.
- Asamura, K., D. Tsujita, H. Tanaka, Y. Saito, T. Mukai, and M. Hirahara, Auroral particle instrument onboard the index satellite, *Adv. Space Res.* Vol. 32, No. 3, pp. 375-378, 2003.
- Bartlett, R. O., C. K. Purvis, Summary of the two year NASA program for active control of ATS-5/6 environmental charging, 2nd Spacecraft Charging Technology Conference, 1978.
- Boedeker, L. R., Scanning multiple collector electrostatic analyzer with application to plasma potential measurement, *Rev. Sci. Instrum.* 50 (6), 1979.
- Bayner, B., D. Ferguson, and J. Galofaro, Detrimental effects of arcing on solar array surfaces, 10th Spacecraft Charging Technology Conference, 2006.
- Calabrese, D., O. Yenen, L. M. Wiese, and D. H. Jaecks, Two-stage parallel-plate energy analyzer for simultaneous detection of positive, negative, and neutral particles, *Rev. Sci. Instrum.* 65 (1), 1994.
- Carlson, C. W., J. P. McFadden, P. Turin, D. W. Curtis, and A. Magoncelli, The electron and ion plasma experiment for FAST, *Space Science Reviews* 98: 33-66, 2001.
- Carlson, C. W., D. W. Curis, G. Paschmann, and W. Michael, An instrument for rapidly measuring plasma distribution functions with high resolution, *Adv. Space Res.* Vol. 2, No. 7, pp. 67-70, 1983.
- Chen, F. F., *Introduction to plasma physics and controlled fusion*, second edition, Plenum Press, 1984.
- Cho, M., J. Kim, S. Hosoda, Y. Nozaki, T. Miura, and T. Iwata, Electrostatic discharge ground test of a polar orbit satellite solar panel, *IEEE Transaction on Plasma Science*, Vol. 34, pp. 2011-2030, 2006.
- Cho, M., R. Ramasamy, T. Matsumoto, K. Toyoda, Y. Nozaki, and M. Takahashi, Laboratory tests on 110V solar arrays in a simulated geosynchronous orbit environment, *Journal of Spacecraft and Rocket*, Vol. 40, No. 2, pp. 211-220, 2003.
- Clevenger, B., L. Hise, F. Newman, D. Aiken, and P. Sharps, Evaluation of ESD susceptibility of solar cells with a monolithic diode, *Photovoltaic energy conversion, Photovoltaic Energy Conversion, Conference Record of the 2006 IEEE 4th World Conference*, Vol. 2, pp. 1931-1934, 2006.
- Craven, P. D., Potential modulation on the SCATHA satellite, *Journal of Spacecraft and Rockets*,

- 24:150-7, 1987.
- Durrett, Lt. J. C., J. R. Stevens, Description of the space test program P78-2 spacecraft and payloads, 2nd Spacecraft Charging Technology Conference, 1978.
- Forest, J., L. Eliasson, and A. Hilgers, A new spacecraft plasma interactions simulation software, PicUp3D/SPIS, Proceedings of the 7th Spacecraft Charging Technology Conference, 2001.
- Gaillot, L., E. Boyer, P. Pelissou, L. Levy, D. Sarraill, M-L. Fille, and D. Caswell, Secondary arcs on solar generators –EMAG2 test campaign ground testing techniques-, 8th Spacecraft Charging Technology Conference, 2003.
- Garrett, H. B., The charging of spacecraft surfaces, Reviews of geophysics and space physics, vol. 19, no. 4, pages 577-616, November 1981.
- Goembel, L., An improved spacecraft charge monitor, 4th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2009-120, 2009.
- Green, T. S., and G. A. Proca, A parallel plate electrostatic spectrograph, Rev. Sci. Instrum. 41, 10, 1970.
- Gussenhoven, M. S., and E. G. Mullen, Geosynchronous environment for severe spacecraft charging, Journal of Spacecraft and Rockets, 20:26-34, 1983.
- Hamada, Y., A. Fujisawa, H. Iguchi, A. Nishizawa, and Y. Kawasumi, A tandem parallel plate analyzer, Rev. Sci. Instrum. 68 (5), 1997.
- Harrower, G. A., Measurement of electron energies by deflection in a uniform electric field, Rev. Sci. Instrum. 26, 850, 1955.
- Hastings, D., H. Garrett, Spacecraft-Environment Interactions, Cambridge University Press, 1966.
- Hosoda, S., T. Muranaka, H. Kuninaka, J. Kim, S. Hatta, N. Kurahara, M. Cho, H. O. Ueda, K. Koga, and T. Goka, Laboratory experiments for code validation of multiutility spacecraft charging analysis tool (MUSCAT), IEEE Transactions on Plasma Science, Vol. 36, No. 5, pp. 2350-2359, 2008.
- Hosoda, S., T. Okumura, J. Kim, K. Toyoda, and M. Cho, Development of 400V solar array technology for low earth orbit plasma environment, IEEE Transaction on plasma science, Vol. 34, pp. 1986-1996, 2006.
- Hughes, A. LL., and J. H. McMillen, Re-focussing of electron paths in a radial electrostatic field, Phys. Rev. vol. 34, 1929.
- Johnstone, A. D., C. Alsop, S. Burge, P. J. Carter, A. J. Coates, A. J. Coker, A. N. Fazakerley, M. Grande, R. A. Gowen, C. Gurgiolo, B. K. Hancock, B. Narheim, A. Preece, P. H. Sheather, J. D. Winningham, and R. D. Woodliffè, PEACE: A plasma electron and current experiment, Space Sci. Rev., 79, 351-398, 1997.
- Kasahara, S., K. Asamura, Y. Saito, T. Takashima, M. Hirahara, and T. Mukai, Cusp type electrostatic analyzer for measurements of medium energy charged particles, Rev. Sci. Instrum.

77 (12), 2006.

- Katz, I., J. J. Cassidy, M. J. Mandell, G. W. Schnuelle, P. G. Steen, and J. C. Roche, The capabilities of the NASA charging analyzer program, 2nd Spacecraft Charging Technology Conference, AFGL TR-79-0082, pp. 101-122, 1979.
- Katz, I., D. E. Parks, M. J. Mandell, J. M. Harvey, S. S. Wang, and J. C. Roche, NASCAP, A three-dimensional charging analyzer program for complex spacecraft, IEEE Transactions on Nuclear Science, Vol. 24, Issue 6, pp. 2276-2280, 1977.
- Kawasaki, T., S. Hosoda, J. Kim, K. Toyoda, and M. Cho, Charge neutralization via arcing on a large solar array in the GEO plasma environment, IEEE Transaction on plasma science, Vol. 34, pp. 1979-1985, 2006.
- Keating, L. M., P. M. Schoch, T. P. Crowley, W. G. Russell, and J. G. Schatz, Jr., High sensitivity detectors for measurement of space potential fluctuations, IEEE transactions on plasma science, vol. 22, no. 4, 1994.
- Koons, H. C., J. E. Mazur, R. S. Selesnick, J. B. Blake, J. F. Fennell, J. L. Roeder, and P. C. Anderson, The impact of the space environment on space systems, 6th Spacecraft Charging Technology Conference, AFRL-VS-TR-20001578, 2000.
- Koons, H. C., and D. J. Gorney, Relationship between electrostatic discharge on spacecraft P78-2 and the electron environment, Journal of Spacecraft and Rockets, 28:683-8, 1991.
- Koons, H. C., P. F. Mizera, J. L. Roeder, and J. F. Fennell, Severe spacecraft charging event on SCATHA in September 1982, Journal of Spacecraft and Rockets, 25:239-43, 1988.
- Koons, H. C., Summary of environmentally induced electrical discharges on the P78-2 (SCATHA) satellite, Journal of Spacecraft and Rockets, 20:425-31, 1983.
- Kövéř, Á., and G. Laricchia, A parallel-plate analyser with time focusing, Meas. Sci. Technol. 12, 1875-1880, 2001.
- Langmuir, I., and K. B. Blodgett, Currents limited by space charge between concentric spheres, Phys. Rev. 24, 49, 1924.
- Langmuir, I., and K. B. Blodgett, Currents limited by space charge between coaxial cylinders, Phys. Rev. 22, 347, 1923.
- Langmuir, I., The effect of space charge and residual gases on thermionic currents in high vacuum, Phys. Rev. 2, 450, 1913.
- Machida, S., Y. Saito, Y. Ito, and H. Hayakawa, Instrumental characteristics of the Electron Spectrum Analyzer (ESA) onboard the Planet-B mission and observational perspectives of the electron measurements, Earth Planets Space, 50, 207-211, 1998.
- Mandell, M. J., V. A. Davis, E. J. Pencil, M. J. Patterson, H. K. McEwen, J. E. Foster, and J. S. Snyder, Modeling the next multithruster array test with Nascap-2K, IEEE Transactions on Plasma Science, Vol. 36, No. 5, pp. 2309-2318, 2008.

- Mandell, M. J., V. A. Davis, D. L. Cooke, A. T. Wheelock, and C. J. Roth, Nascap-2K spacecraft charging code overview, *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 34, No. 5, pp. 2084-2093, 2006.
- Mandell, M. J., I. Katz, J. M. Hilton, D. L. Cooke, and J. Minor, Nascap-2K spacecraft charging models: Algorithms and applications, 7th Spacecraft Charging Technology Conference, 2001.
- Mandell, M. J., I. Katz, and D. E. Parks, NASCAP simulation of laboratory spacecraft charging tests using multiple electron guns, *IEEE Transactions on Nuclear Science*, Vol. 28, Issue 6, pp. 4568-4570, 1981.
- Matsumoto, H., H. Nishimoto, and T. Goka, Results of electric static charge measurement onboard ETS-V, ETS-VI, ADEOS, 7th Spacecraft Charging Technology Conference, 2001.
- Meteo-Velez, J-C., V. Inguibert, D. Sarraill, L. Levy, F. Boulay, J-F. Roussel, E. Laffont, and D. Payan, Degradation of solar cells by ESDs, 10th Spacecraft Charging Technology Conference, 2006.
- Mizera, P. F., Charging results from the satellite surface potential monitor, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 18, No. 6 (506-509), 1981.
- Mullen, E. G., M. S. Gussenhoven, and D. A. Hardy, SCATHA survey of high-voltage spacecraft charging in sunlight, *Journal of Geophysical Research*, 91:1474-90, 1986.
- Muranaka, T., S. Hosoda, J. Kim, S. Hatta, K. Ikeda, T. Hamanaga, M. Cho, H. Usui, H. O. Ueda, K. Koga, and T. Goka, Development of multi-utility spacecraft charging analysis tool (MUSCAT), *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 36, No. 5, pp. 2336-2349, 2008.
- Nishimoto, H., H. Fujii, and T. Abe, Observation of surface charging on engineering test satellite V of Japan, AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting, AIAA-89-0613, 1989.
- Ogilvie, K. W., D. J. Chornay, R. J. Fritzenreiter, F. Hunsaker, J. Keller, J. Lobell, G. Miller, J. D. Schdder, E. C. Sittler, Jr., R. B. Torbert, D. Bodet, G. Needell, A. J. Lazarus, J. T. Steinberg, J. H. Tappan, A. Mavretic, and E. Gergin, SWE, a comprehensive plasma instrument for the wind spacecraft, *Space Science Review* 71:55-77, 1995.
- Osgood, 1Lt. R. N., Operational status of the space test program P78-2 spacecraft and payloads, 3rd Spacecraft Charging Technology Conference, 1980.
- Paonilini, F. R., and G. C. Theodoridis, Charged particle transmission through spherical plate electrostatic analyzers, *Rev. Sci. Instr.* 38 (5), 1967.
- Proca, G. A., and C. Rüdinger, Minimization of fringing field effects in the parallel plate electrostatic spectrograph, *Rev. Sci. Instrum.* 44 (9), 1973.
- Proca, G. A., Improvements of the properties of the relativistic parallel plate particle analyzer, *Rev. Sci. Instrum.* 44 (9), 1973.
- Proca, G. A., The parallel plate condenser as a relativistic particle analyzer, *Rev. Sci. Instrum.* 44 (9), 1973.

- Proca, G. A., and T. S. Green, Minimum image size in a parallel plate electrostatic spectrograph, *Rev. Sci. Instrum.* 41 (12), 1970.
- Puig-Suari, J., C. Turner, W. Ahlgren, Development of the standard CubeSat deployer and a CubeSat class PicoSatellite, 2001 IEEE Aerospace Conference Proceedings, Vol. 1-7, pp. 347-353, 2001.
- Purcell, E. M., The focusing of charged particles by a spherical condenser, *Phys. Rev.* 54, 818, 1938.
- Rayborn, G. H., and T. Hsiao, Instrumental broadening of the parallel plate analyzer, *Rev. Sci. Instrum.* 45 (11), 1974.
- Roeder, J. L., and J. F. Fennell, Differential charging of satellite surface materials, *IEEE transactions on plasma science*, Vol. 37, No. 1, 2009.
- Rogers, F. T., Jr., On the Theory of the electrostatic beta-particle analyzer. V, *Rev. Sci. Instr.* 22, 723, 1951.
- Roussel, J. -F., R. Rogier, G. Dufour, J. -C. Matéo-Vélez, J. Forest, A. Hilgers, D. Rodgers, L. Girard, and D. Payan, SPIS open-source code: Methods, capabilities, achievements, and prospects, *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 36, No. 5, pp. 2360-2368, 2008.
- Rubin, A. G., H. B. Garrett, ATS-5 and ATS-6 potentials during eclipse, 2nd Spacecraft Charging Technology Conference, 1978.
- Saito, Y., S. Yokota, K. Asamura, T. Tanaka, R. Akiba, M. Fujimoto, H. Hasegawa, H. Hayakawa, M. Hirahara, M. Hoshino, S. Machida, T. Mukai, T. Nagai, T. Nagatsuma, M. Nakamura, K. Oyama, E. Sagawa, S. Sasaki, K. Seki, and T. Terasawa, Low-energy charged particle measurement by MAP-PACE onboard SELENE, *Earth Planets Space*, 60, 375-385, 2008.
- Sablik, M. J., R. Scherrer, J. D. Winningham, R. A. Frahm, and T. Schrader, TFAS (A Tophat For All Species): Design and computer optimization of a new electrostatic analyzer, *IEEE transactions on geoscience and remote sensing*, Vol. 28, No. 6, 1990.
- Stevens, N. J., and J. C. Roche, NASCAP modeling of environmental-charging-induced discharges in satellites, *IEEE Transactions on Nuclear Science*, Vol. 26, Issue 6, pp. 5112-5120, 1979.
- Thodoridis, G. C., and F. R. Paolini, The angular response of spherical plate electrostatic analyzer, *Rev. Sci. Instr.* 40 (5), 1969.
- Vampola, A. L., P78-2 engineering overview, 3rd Spacecraft Charging Technology Conference, 1980.
- Yarnold, G. D., H. C. Bolton, The electrostatic analysis of ionic beams, *Journal of scientific instruments and of physics in industry*, 26, 2, pages 38-40, 1949.
- Yuan, D., T. Kuo, G. Cojocar, K. Jayamanna, M. McDonald, P. Schmor, and Y. Yin, Design of a parallel-plate energy spread analyzer, *Rev. Sci. Instrum.* 69 (2), 1998.

- 雨宮宏, 和田元, 豊田浩孝, 中村圭二, 安藤晃, 上原和也, 小山孝一郎, 酒井道, 橘邦英, プローブ計測の基礎から応用まで, *Journal of Plasma and Fusion Research*, Vol.81, No.7, pp482-525, 2005.
- 岡田雅樹, 海外衛星帯電ソフトウェアの動向, *Proceeding of the First Spacecraft Environment Symposium*, pp.58-60, JAXA-SP-04-010, 2005.
- 奥村哲平, 増井博一, 豊田和弘, 趙孟佑, 今泉充, 宇宙用シリコン太陽電池の放電による電気性能劣化, *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 55 (647), pp. 590-596, 2007.
- 小沢正幸, 軌道上人口衛星の不具合事例と信頼性向上対策 (<特集>宇宙開発における信頼性), *The journal of Reliability Engineering Association of Japan* 27 (5), pp356-364, 2005.
- 小山孝一郎, 解説: 小特集 最近のシース問題 4. 宇宙空間におけるシースと最近の話題, *核融合研究*, 第 68 巻第 6 号, 1992 年.
- 小山孝一郎, 平尾邦雄, 竹口晋, *Glass sealed Langmuir probe* による電子密度, 温度の測定, *東京大学宇宙航空研究所報告*, 第 11 巻, 第 1 号 (A), 1975 年.
- 小山孝一郎, 平尾邦雄, 汚染電極による電子密度の過少評価について, *東京大学宇宙航空研究所報告*, 第 10 巻, 第 3 号 (B), *宇宙科学特集号*, 1974 年.
- 恩藤忠典, 丸橋克英, 「ウェーブサミット講座 宇宙環境科学」, オーム社, ISBN4-274-07897-3, 2000.
- 五家建夫, MUSCAT 開発計画の概要: Multiutility Spacecraft Charging Analysis Tool MUSCAT: 衛星帯電解析ソフト, *Proceedings of the 1st Spacecraft Environment Symposium*, pp.52-57, JAXA-SP-04-010, 2005.
- 高村秀一, 「プラズマ理工学入門」, 森北出版株式会社, 1997.
- 高柳和夫, 4. 宇宙航空研究所による観測事業 1966-1976 4.1 ロケット・科学衛星による観測, *東京大学宇宙航空研究所報告*, 第 12 巻, 第 4 号 (B), 1976 年.
- 竹内一, 今井喬, 和田雅美, 宮崎友喜雄, 「しんせい」の宇宙線観測—quasi-trapped electron の空間分布—, *東京大学宇宙航空研究所報告*, 第 10 巻, 第 3 号 (B), *宇宙科学特集号*, 1974 年.
- 檀上篤徳, 早川幸男, 榎野文命, 田中靖郎, 一次電子の観測, *東京大学宇宙航空研究所報告*, 第 4 巻, 第 1 号 (B), *大気球特集号*, 1968 年.
- 趙孟佑, 藤井治久, 宇宙環境での帯電・放電現象についての研究動向と将来課題 第 1 回 宇宙環境と宇宙機の帯電電位, *日本航空宇宙学会誌*, 第 51 巻, 第 591 号, 2003.
- 堤井信力, 「プラズマ基礎工学 —増補版—」, 内田老鶴圃, ISBN 4-7356-5042-1 C3055, 1997.
- 中村雅夫, 川北史郎, 高橋真人, 佐藤哲夫, 趙孟佑, NASCAP を用いた静止軌道衛星帯電解析—WINDS と ETS-VIII—, *Proceedings of the 6th Spacecraft Environment Research Network Meeting*, pp. 79-82, ISSN 1349-113X, JAXA-SP-03-001, 2004.
- 八田真児, 村中崇信, 細田聡史, 金正浩, 趙孟佑, 上田裕子, 古賀清一, 五家建夫, 汎用

- 宇宙機帯電解析ツール (MUSCAT) の解析機能の開発, *Proceedings of the 3rd Spacecraft Environment Symposium*, pp. 135-138, JAXA-SP-06-035, 2007.
- 早川幸男, 梶川良一, 菊池健, 榎野文命, 成田信男, 横井敬, 奥田治之, 田中靖郎, 一次電子の観測計画, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第2巻, 第1号 (C), 気球シンポジウム特集号, 1966年.
- 平尾邦雄, 電子温度, ロケット電位, 電子エネルギー分布, イオン組成についての観測結果, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第2巻, 第3号 (B), KおよびLロケット観測特集号, 1966年.
- 細田聡史, 金正浩, 趙孟佑, 豊田和弘, 川北史朗, 舩分宏昌, 高橋真人, 前島弘則, ADEOS-II におけるケーブル間持続放電現象の地上検証, *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 54 (633), pp.427-433, 2006.
- 前田憲一, KおよびLロケットによる宇宙観測, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第2巻, 第3号 (B), KおよびLロケット観測特集号, 1966年.
- 宮崎茂, 大塩光夫, 平尾邦雄, ロケットによる電離層の直接観測ー I Q S Y 期間中における荷電粒子密度の観測結果ー, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第2巻, 第3号 (B), KおよびLロケット観測特集号, 1966年.

【ウェブサイト ※2009年12月時点】

- 「日本と中国の宇宙観測」独立行政法人化学技術振興機構
http://www.spc.jst.go.jp/report/200809/toku_maki.html
- 「観測ロケット」JAXA 宇宙科学研究本部
<http://www.isas.ac.jp/j/enterp/rockets/sounding/index.shtml>
- 「日本初の科学衛星「しんせい」MS-F2」JAXA 宇宙科学研究本部
<http://www.isas.ac.jp/j/enterp/missions/shinsei.shtml>
- 「宇宙科学研究本部の科学ミッション一覧」JAXA 宇宙科学研究本部
<http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/catalogue.shtml>
- 「環境観測技術衛星 (ADEOS-II) 「みどり II」の運用異常に係る原因究明及び今後の対策について」文部科学省
http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/uchuu/reports/04080901.htm
- 「UK-DMC2 satellite imagery」Surrey Satellite Technology Ltd.
http://www.sstl.co.uk/News_and_events/UK-DMC2_satellite_imagery
- 「東京大学 CubeSat プロジェクト」東京大学中須賀研究室
<http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/cubesat/index.html>

「九州工業大学衛星開発プロジェクト」九州工業大学趙・豊田研究室
<http://kitsat.ele.kyutech.ac.jp/>