

高エネルギー粒子環境

五家 建夫*¹ 松本 晴久*¹

(1997年1月17日受理)

HIGH ENERGY PARTICLE ENVIRONMENT

By

Tateo GOKA and Haruhisa MATSUMOTO

Space radiation has become a primary consideration in the design of modern spacecraft and in mitigating the risk factors for astronauts. Modern electronic devices and optical sensors are becoming more sensitive to high energy particle environments.

This paper addresses engineering aspects of the radiation problem, by reviewing a brief history of radiation effects, the technical background to this problem, and current radiation model studies. Future plans to measure high energy particles are also presented.

[キーワード] 宇宙環境, 宇宙環境計測, 高エネルギー粒子, 放射線帯モデル, 人工衛星の故障.

Space Environment, Space Environment Measurement, High Energy Particles, Radiation Belts Model, Anomaly of Spacecraft.

1. はじめに

人工衛星を使い始める事により, 宇宙空間がサイエンスおよびエンジニアリングの対象となつてから, 本年は丁度40年目となる. 打ち上げた人工衛星の総数が, 約4,700個(静止衛星総数はその約1割, 現在運用中の衛星数もその約1割程度), 宇宙ゴミ(デブリ)の観点からは過去に総量26,700トンが打ち上げられ, 現在3,650トンが飛行中と言われている. 宇宙飛行士は約350名(男女比は10対1)が宇宙を飛行し, そのうちの12名は月面に降り立っている. また来年から軌道上での組立が始まる国際宇宙ステーションは, 国際協力の場合として, 軌道上実験室の場合としての, 長期滞在型の恒久的有人宇宙施設を目指している.

宇宙開発を遂行する上で, 放射線にセンシティブな電子部品・材料や宇宙飛行士を含む生物にとって, 高エネルギー粒子環境の存在は, 常に考慮に入れなければならない環境条件の重要な1項目である. その中で発生予測

の困難な太陽フレアやコロナ放出(CME; Coronal Mass Ejection)から放出される高エネルギー粒子に対しては, 宇宙天気予報によるNowcastが要求されている.

本解説では, 宇宙開発のエンジニアリング面から見た, 高エネルギー粒子環境に関する現状と課題および今後の計測計画を述べることを目的として, 第2章では高エネルギー粒子環境下での問題の経緯, 第3章では高エネルギー粒子環境の今後の課題, 第4章では粒子環境モデルの現状と問題点, 第5章では高エネルギー粒子の計測計画を述べる.

2. 宇宙開発における高エネルギー粒子環境課題の経緯

宇宙開発を遂行して行く中で, 高エネルギー粒子環境の重要性が認識された主なイベントを時系列的に述べる.

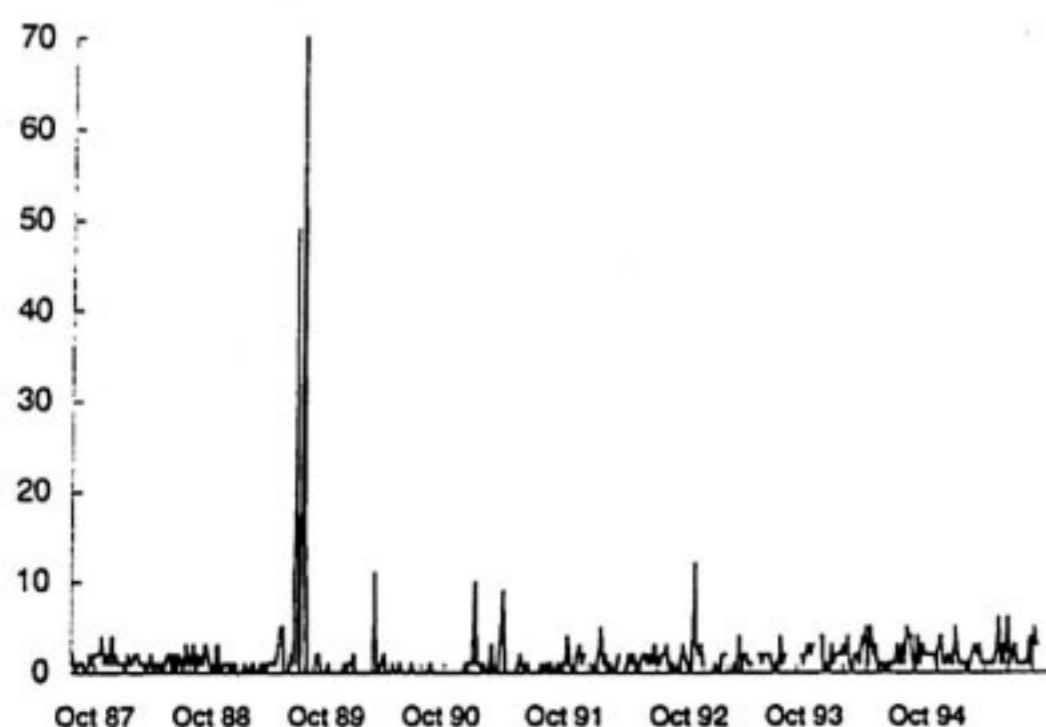
- (1) 地球近傍の高エネルギー粒子環境が認識されたのは, 人工衛星が上がってからで, 1958年のエクスペローラ1号, 3号衛星の観測⁽¹⁾により初めて確認された事は周知の事実である.

*¹ 宇宙開発事業団 技術研究本部 電子・情報系技術研究部

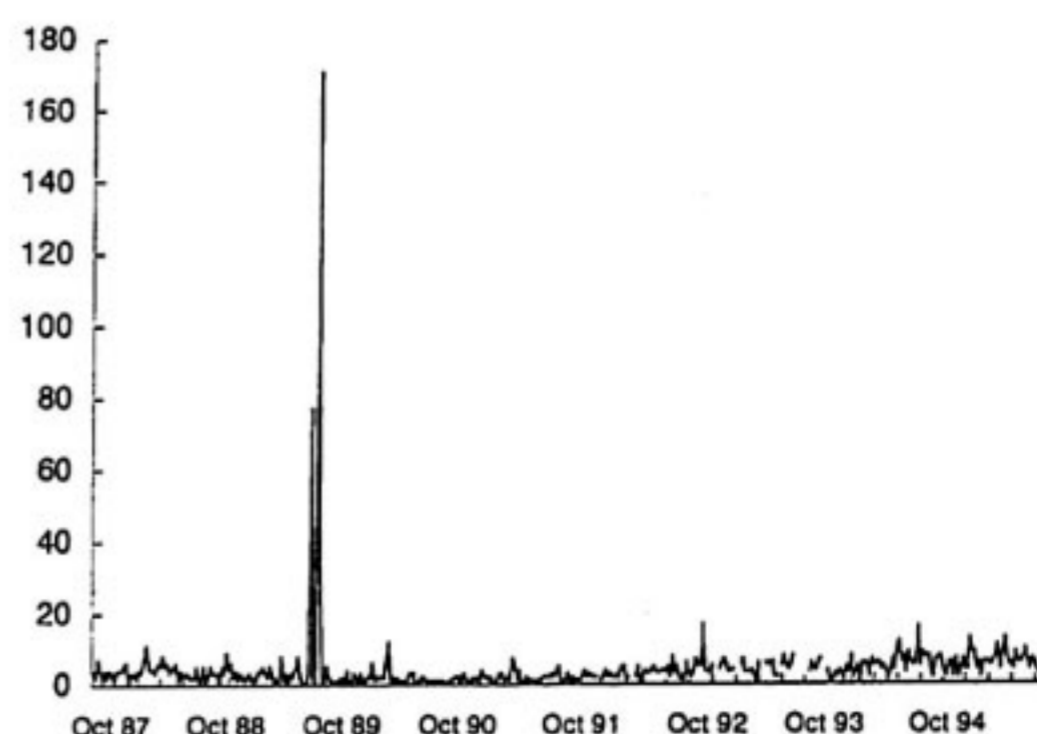
- (2) 1962年には高空核実験(スターフィッシュ実験)により人工的に発生(β 崩壊)した電子がバンアレン帯の内帯に注入されて、その後数年間捕捉された。この時、軌道上を飛んでいた人工衛星の内、耐放射線対策を考慮していた衛星(Telstar-1)以外は、数日か、数週間で機能を失い停止した⁽²⁾。この事件を契機として、高エネルギー宇宙放射線の線量の累積効果、すなわち、太陽電池の変位損傷による発生電力の減少、半導体デバイスのトータルドーズによるゲインの減少やリーク電流の増大による機能の喪失等の影響の重要性が認識された。
- (3) 1969年に、アポロ11号のオルドリン宇宙飛行士が初めて報告したライトフラッシュ現象は、暗い状態で、目を開けても閉じて、無色の発光(星状、直線状等)が見える現象である。その後、アポロ、スカイラブ、シャトルの多くの宇宙飛行士が確認している。この現象は高エネルギー粒子(重イオンや陽子)による影響であることが、地上のサイクロトロン試験で実証された⁽³⁾。従って、この現象は過去に、レントゲンや加速器等の高エネルギー物理実験者、超高空・超音速のジェット機のパイロットが経験した現象と同じであった。
- (4) 1975年には、インテルサットIV号衛星のフリップフロップ回路のICの誤動作が、宇宙の高エネルギー粒子(重イオンまたは陽子)1個の進入により半導体デバイス内に発生・収集される約1千万個程度の電子に起因するシングルイベント現象であることが確認された⁽⁴⁾。このシングルイベント現象に対する耐性は、集積度の高いIC(近年のICメモリの制御は約1万個程度の電子によっている)程弱くなるので、今後の大きな課題となっている。シングルイベント現象の影響

としては、メモリICやマイクロプロセッサのメモリ部の情報ビットの反転(0ビットが1ビットに、またはその反対)によるアップセットと呼ばれるソフトウェアの誤動作がある。さらに電源を切らない限りデバイスが焼損してしまうICの場合のラッチアップ、パワーMOSFETの場合のバーンアウト現象、ゲートラプチャー現象等がある。

- (5) 太陽活動極大期の1989年9月29日と10月19日に記録的な太陽フレアがあり、ひまわり3号衛星が約3年分に相当する太陽電池の劣化を一時的に受けたり、多くの衛星でシングルイベント現象の発生数の増大が観測された(第1図、第2図参照⁽⁵⁾)。この時、ロシアのMIR有人宇宙船内では、宇宙飛行士が、地上からの指示に基づいて、フレア中は船内の遮蔽の最も厚い部分に避難した。
- (6) 太陽活動極大期の1991年3月24日に、米国NASAと空軍のCRRES(Combined Release Radiation Effects Satellite)衛星等の観測により、磁気嵐の衝撃波によって大量の粒子フラックスが、外部から内帯あたりまで注入する現象が観測された⁽⁶⁾。この現象(第2の内帯または、第2の陽子のピーク)の発見は、従来の内帯はかなり安定したものであるという常識を破る結果となり、放射線帯粒子のダイナミズムに大きな関心が寄せられた。またCRRES衛星の観測で10MeV-30MeVの高エネルギー電子の高密度のフラックスがあることが判明した⁽⁷⁾。
- (7) 1994年1月20日にテレサットカナダ社の3億ドルの静止通信衛星ANIK-E1、E2号機及びインテルサット機構のインテルサットK号機の合計3機が同時に、姿勢制御系のモーメントムホイールの制御回路が



第1図 ETS-V衛星での64kビットSRAMのシングルイベントアップセットの時系列データ



第2図 ETS-V衛星での64kビットSRAMのシングルイベントラッチアップの時系列データ

故障し運用を停止した。E1は数時間後に復帰したが、E2は復帰に数カ月以上を要し、数千万ドル以上の損失となり、インテルサットK号機も一時的に停止したとの報道があった。この時は、太陽フレアがなく、この故障原因は静止軌道上に高速太陽風による高エネルギー電子の個数（フラックス）が急増し、約1週間程続いた結果、衛星の内部帯電を起し、その結果放電して故障したと考えられている⁽⁸⁾。この内部帯電による衛星の故障例も近年に、特に高速の太陽風がある太陽活動極小期に多く報告されている。

(8) 1997年1月11日に運用中のAT&T社の2億ドルの静止通信衛星Telster-401が永久故障を起こした。原因は現在調査中であるが、1月6日に太陽の赤道付近で発生したCMEに起因する磁気嵐時の2MeV以上の電子のフラックスの急増現象が絡んだ故障と見られている⁽⁹⁾。

3. 高エネルギー粒子環境の今後の課題

前章で述べた様に、高エネルギー粒子が人工衛星に及ぼす影響は、今日でも重要な課題である。その原因及び背景として、以下に示す人工衛星の最近の技術動向が挙げられる。

(1) 人工衛星の長寿命設計化、特に静止軌道衛星では、

太陽活動周期11年を超える設計寿命となった。放射線の積算総吸収線量（dose）の衛星高度別分布について、宇宙開発事業団の所有する放射線モデルで計算した結果を第3図に示す。実用衛星の中で12時間周回軌道であるGPS（Global Positioning System）衛星の軌道高度が約2万kmで、最も放射線を多く浴びる。次の実用衛星の軌道は、高度約3万6千kmの静止軌道で、縦軸の1年当たりの総吸収線量値に設計年数倍した放射線量を浴びる。

(2) 衛星構体の軽量化で、アルミニウム材から炭素繊維強化プラスチックへの変更が行われ、放射線の遮蔽厚さの等価アルミニウム厚さが薄くなり、電子部品等の被曝線量が増大している。太陽電池パドルの裏面の構造もフレキシブルな軽量構造になり、放射線の裏面からの放射線被曝量が増大した。

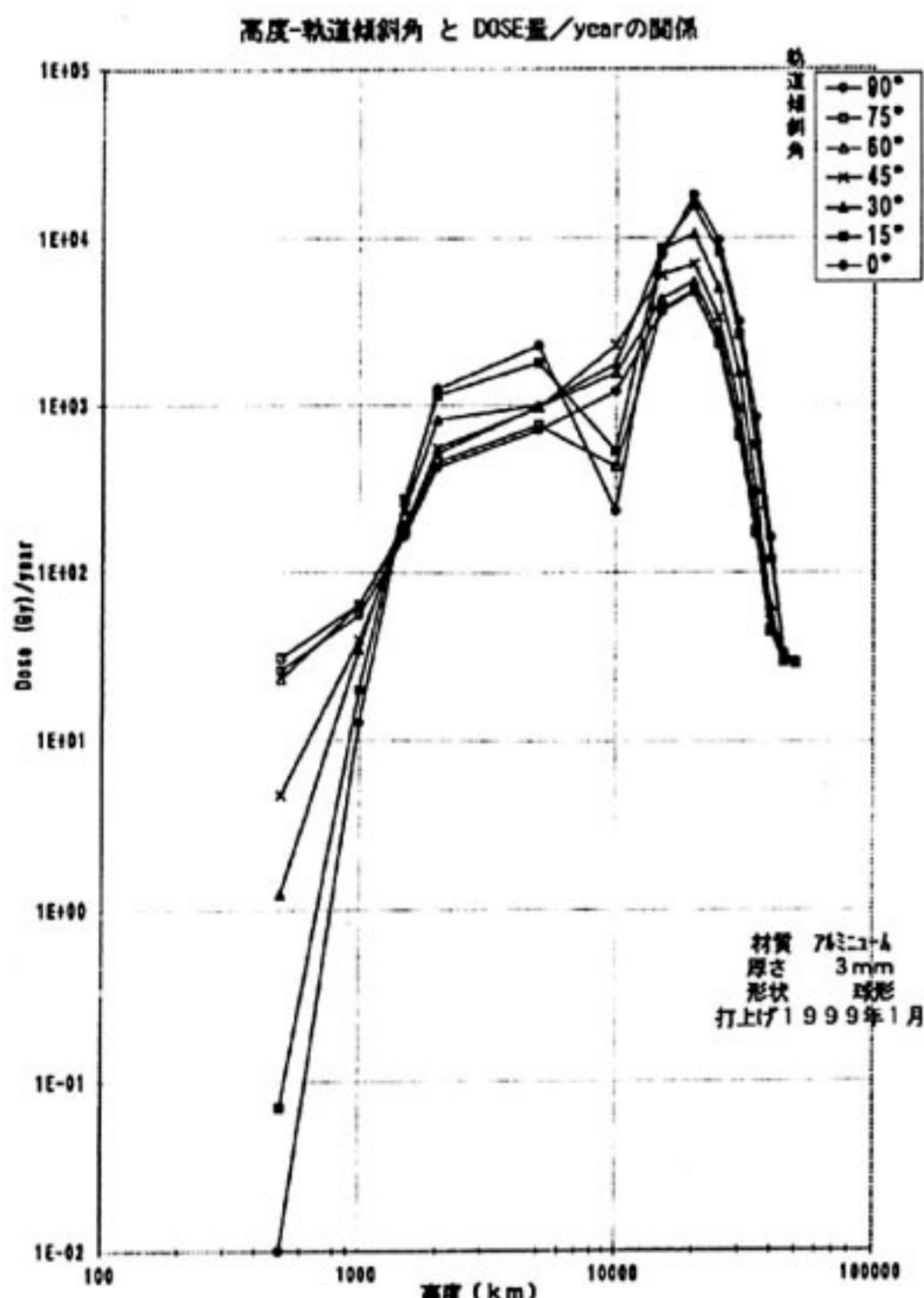
(3) 衛星の搭載機器内部は、従来、発泡剤フォーミングで固着していたが、近年コンフォーマル・コーティングに変更となり、この面からも放射線の遮蔽厚が薄くなっている。

(4) 人工衛星のBetter/Cheaper/Faster化に伴い、搭載機器に放射線に弱いとされる最先端技術の民生部品を採用する方向にある。これらの部品は、耐放射線デバイスに比べ、耐える放射線総吸収線量が1桁から2桁低いので、放射線遮蔽設計や部品の配置の工夫等を行わないと使えなくなっている。

(5) 集積度の高いICメモリやマイクロプロセッサ程、耐シングルイベント性が低くなってきている。また、低消費電力化と低電圧（3.3V）化の技術動向も耐シングルイベント性を落とす傾向となる。シングルイベントを起こす高エネルギー粒子は、約50MeV以上の陽子、もっと遥かに高いエネルギーを持つ銀河宇宙線の重イオン粒子であり、それが1個でも進入すると起きるので、遮蔽が有効でない問題点がある。従って、ソフト的なエラーに対しては、エラー検出・訂正機能や多数決機能等でソフト的なエラーが起きても、システムが機能するようにしたフォールト・トレラント機能を付けて対処している。ICのハード的な故障に対しては、ラッチアップ耐性の強い部品を選定するしかないが、電流制限回路を付ける対策も採られる。パワーMOSFETに対しては、部品選定、電源電圧を規格値の半分以下に落とす等の対策を採る。

(6) 搭載テープレコーダから、可動部分の無い、大容量DRAMまたはSRAMを用いた半導体メモリ記録装置への変更が進行中であり、シングルイベント対策は必須のものとなっている。

(7) 高感度光学系センサを搭載するようになって、高エ



第3図 軌道高度と放射線総吸収線量 (/年)

エネルギー粒子フラックスの変動によるバックグラウンド・ノイズの影響や、光学材料の放射線による変色、不透明化の影響が顕在化してきた。

- (8) 光学センサ部に使われる CCD 素子は、変位損傷を受ける事がある⁽¹⁰⁾。
- (9) 米国の衛星等で高エネルギー粒子起因の内部帯電による故障例が最近多い。放射線総吸収線量対策だけでなく、内部帯電対策の為に遮蔽厚を厚くする等の要求がでてくる可能性がある。例えば、2 mm のアルミニウムの厚さでは、1 MeV 以下の電子、20 MeV 以下の陽子を阻止するが、アルミ厚を 10mm にすれば、阻止出来る粒子は、5 MeV 以下の電子、50MeV 以下の陽子にする事が出来る（一方、従来の静止衛星故障で多かった表面帯電現象は keV 程度の電子、太陽光等の影響で衛星表面に帯電・放電現象が起きていたが、衛星表面上のすべての部材間の接地、導電性塗料の塗布等の対策を取るようになってから故障例は減少中である）。

以上の技術の動向は、高エネルギー粒子に対する放射線遮蔽厚さの減少からの放射線の総線量の増大、一方電子部品は放射線に弱くなる傾向である為、放射線の対策として、従来より更に一層の遮蔽厚の設計、部品の選択、部品の配置、シングルイベントの為にエラー対策等の工夫が必要となると同時に、精度の高い放射線被曝量の推定のための工学用宇宙放射線環境モデルが重要になっている。

有人の宇宙活動に関しては、巨大太陽フレアから出る高エネルギー粒子に対する被曝リスク、放射線シールドが薄い状態となる船外活動での被曝リスク等が問題となる。長時間の船外活動時の太陽フレア警報等が宇宙飛行士の放射線障害予防の観点から特に重要となる。太陽フレア警報としては、Forecast と Nowcast の両方が必要となる。

宇宙天気予報システムの宇宙セクションとして考えられるのは、人工衛星による（大気ゆらぎのない）太陽面監視や太陽中性子モニタ、高エネルギー粒子、太陽風モニタ等がある。現在、太陽-地球間のラグランジュポイント（L-1）において Wind 衛星、SOHO 衛星が太陽面や高エネルギー粒子、太陽風等の連続観測等を実施している。また、今後期待されているラグランジュポイント-5（L-5）での太陽監視は、太陽黒点等が地球から見えはじめより約1週間早く監視できる点と24時間連続監視が可能等のメリットがある。

人工衛星の打ち上げ作業に、太陽フレア警報を使った事例がある。前回の極大期の極軌道衛星打ち上げの際、シングルイベント対策のため、MOS-1b 衛星打ち上げ

作業⁽¹¹⁾および JERS-1 衛星打ち上げ作業に使った。いずれも、平磯宇宙環境センター、筑波宇宙センター、種子島宇宙センターを結んだネットワークを作り、太陽フレア情報（警報）を発令し、打ち上げミッションの達成確率の向上に資することができた。

4. 高エネルギー粒子の工学用モデル

宇宙開発のエンジニアリング上で考慮しなければならない高エネルギー粒子は以下の通りであり、宇宙開発事業団で使っている工学用モデルをその下側に示す。なお、ここで高エネルギーの定義は 10~30keV 以上とし、電子は数 10MeV まで、陽子は数 100MeV までとする。

- (1) バンアレン帯に捕捉された電子、陽子
: NASA の AE8-MAX, MIN, AP8-MAX, MIN, UNIRAD, CRRESRAD
- (2) 銀河宇宙線の重イオン
: CREME
- (3) 太陽フレアの陽子、重イオン、中性子
: SOLPRO, JPL91 モデル
- (4) 二次中性子（船壁、大気アルベド）
: (HELMES)

各国の衛星観測データとつぎ合わせた結果、今まで業界標準として使われてきた NASA の放射線モデルは、約 20 年前の観測データを使っている点のほか、以下に示す改良点があることがわかった⁽¹²⁾。

- (1) NASA モデルは過大評価している
CRRES（極大期）データでは、3 MeV 以下の電子、15MeV 以下の陽子⁽⁷⁾
- (2) NASA モデルは過小評価している
CRRES（極大期）データでは、5 MeV 以上の電子、20MeV 以上の陽子⁽⁷⁾
- ETS-6（極小期）データでは、10MeV-45MeV の陽子（軌道平均値で AP-8 の約 9.5 倍の Flux, 但しピッチ角は 90 度のみ、第 4 図、第 5 図参照⁽¹³⁾）
- (3) 低高度の陽子データの精度を上げる必要がある（特に高度 1,000km 以下）
- (4) ピッチ角分布情報をモデルに組込む必要がある
- (5) 短期間、長期間の時間変動をモデルに組込む必要がある
- (6) 電子の高エネルギー領域の範囲を拡張する
- (7) 陽子の低エネルギー領域の範囲を拡張する
- (8) 重イオン（He を含む）の分布モデルを追加する
- (9) 地磁気の永年変化の影響を考慮（地磁気の減少と SAA (South Atlantic Anomaly) の西方移動）
- (10) 外部磁場モデルの追加

特にスピン衛星時代は、放射線は等方的でかつ平均値

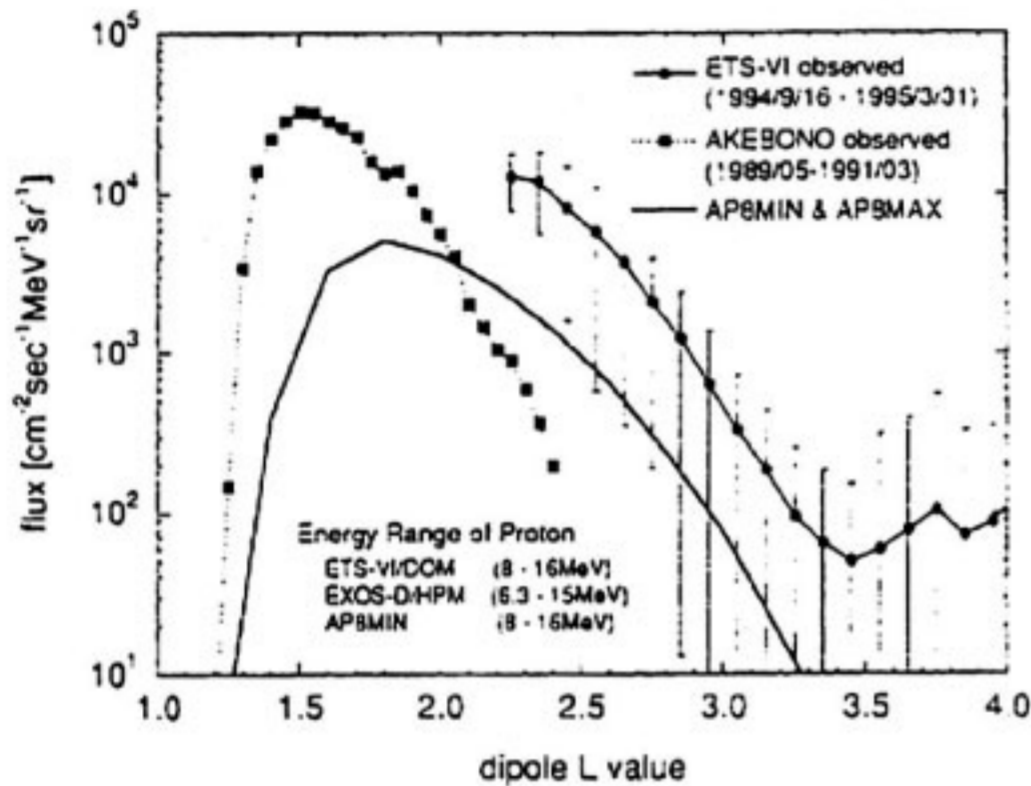
を使うモデルで充分であった。三軸姿勢制御型衛星の長寿命の宇宙機、有人宇宙ステーション等では、放射線の総吸収線量はピッチ角分布（2～3桁）、短時間変動（2～4桁）、東西効果（高エネルギー粒子の（切断）磁気剛度が東西方向で異なる事で、東西で1.2倍から1.5倍程度差がでる）等で配置場所や時間的変動で大きな差異が出てくる。従って、放射線にセンシティブな生物や電子部品（特に民生部品）の使用に際して、方向分布、時間変動等を含む、より精度の高い放射線モデルが要求されている。

この為の新しい放射線モデルの提案が出ている。米国のCRRES衛星データに基づき、米国のPhillips研究所がSPACERAD（Space Radiation Effects Program）プロジェクトで作ったCRRESRADモデル（静穏時の外部磁場モデルを導入）がある。欧州のESAのESTECのTREND（Trapped Radiation Environment Model Development）、TREND-2の研究プロジェクトにおいて、ベルギーの航空宇宙研究所、英国のMullard研究所等が中心になって作っているモデルの開発では、NASAモデルとロシアのINPモデルの比較を行った上で、ピッチ角分布や外部磁場モデルの導入等を行い、作成した新規作成モデルは、UNIRADモデル（1988年にESAが作ったNASAのAP-8、AE-8モデルをベースにしたモデル）に順次組み込んでいる。

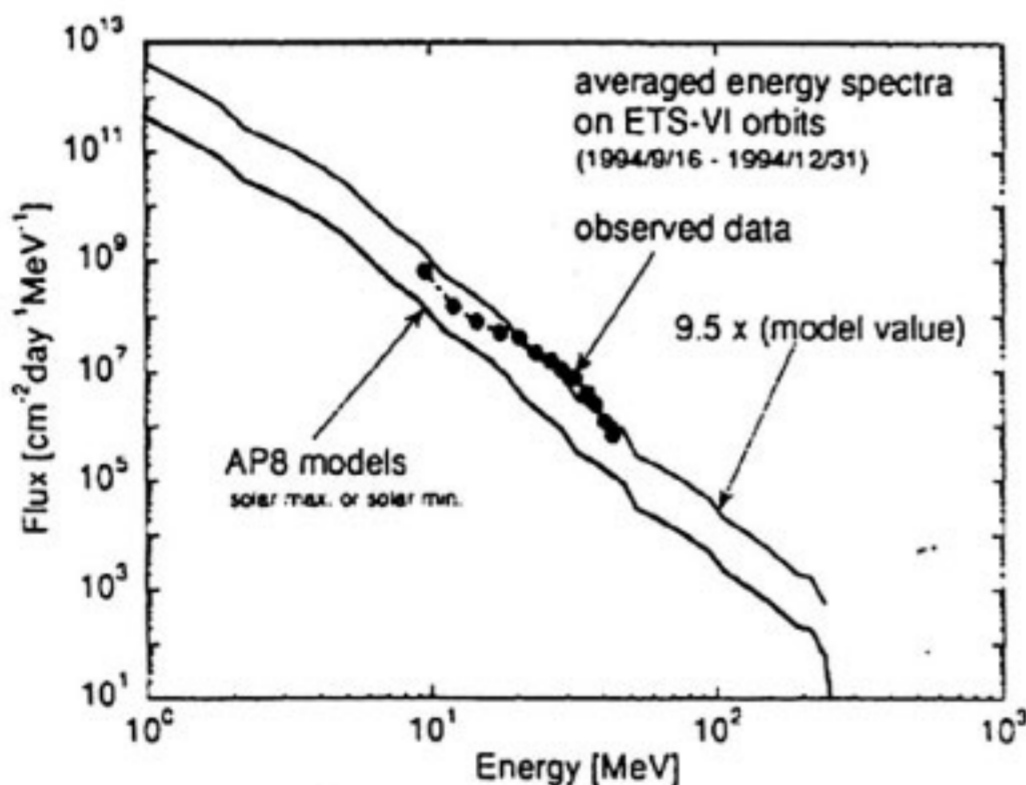
日本では、1996年度から日本モデルの開発に着手し、3年以内に低高度モデルを、5年以内に高高度モデルを作成する計画である。このモデルは、宇宙科学研究所の科学衛星のデータ（「おおぞら」「あけぼの」、特に「おおぞら」の低高度のピッチ角分布データの信頼度の高さは世界の注目を浴びている⁽¹⁴⁾）および、宇宙開発事業団のETS-V、ETS-VI、ADEOS等に搭載した技術データ取得装置による宇宙環境計測データを使用して作成する予定である。

国際標準化として、国際標準化機構（ISO）の航空機・宇宙機技術委員会（TC20）、宇宙システム・運用分科会（SC14）の中に、自然（Natural）及び人工（Artificial）の宇宙環境設計基準の規格整備の為の宇宙環境分科会（WG4）が1994年に作られ、既に5回の打ち合わせを行っている。幹事国がロシアで、米国、欧州、日本が中心になって進めている。ロシアは積極的に高エネルギー放射線の規格作成の提案を多く出しつつあり、これから本格的に規格作成の議論に入るところである。日本も、1996年に放射線モデルの新規提案を出すなど積極的に関与している。今後、日本の宇宙環境計測データや日本モデルを、国際的相互補完として、提案してゆき、国際貢献して行く予定である。

今後の宇宙環境計測の方向として、CRRES衛星、



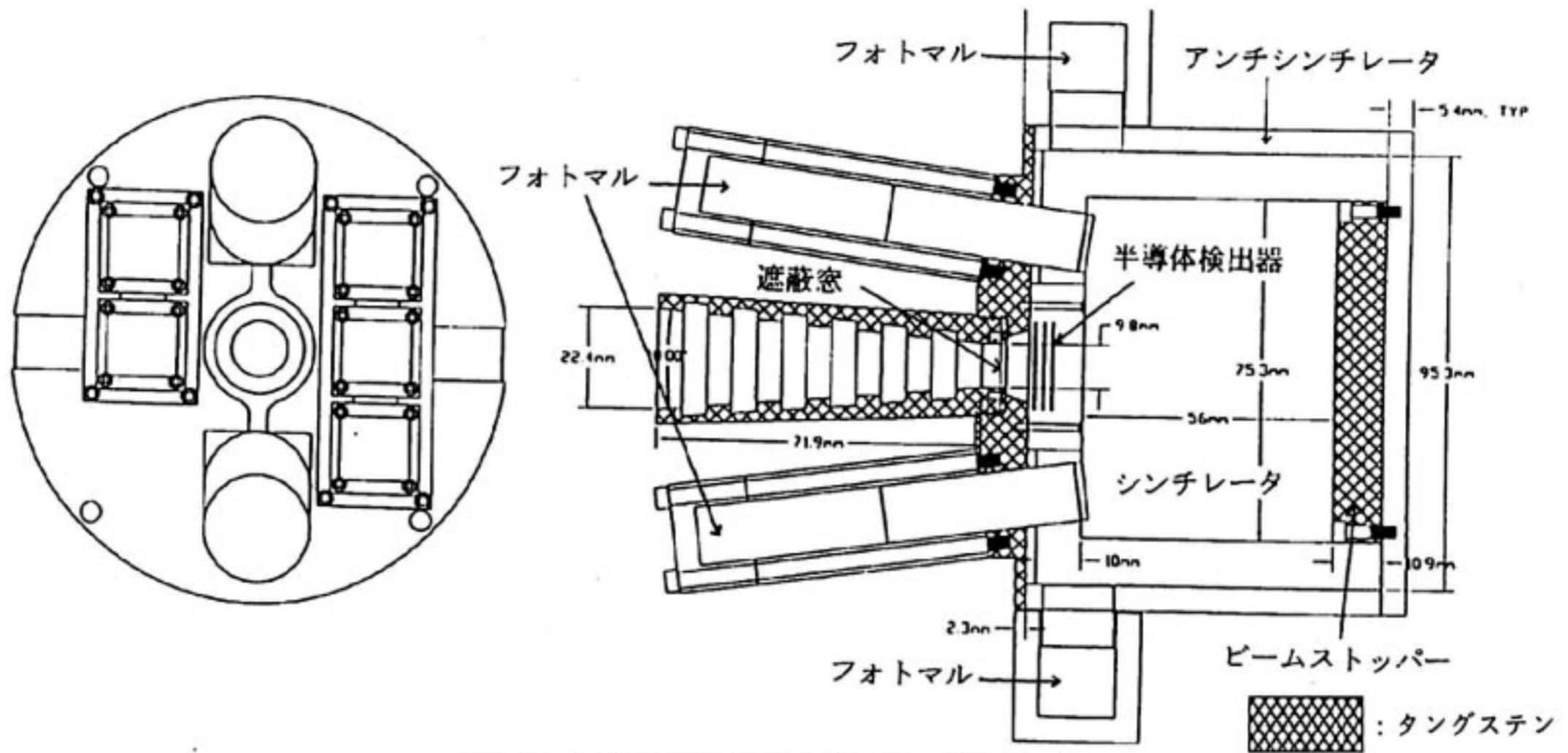
第4図 ETS-IVで計測した陽子の分布



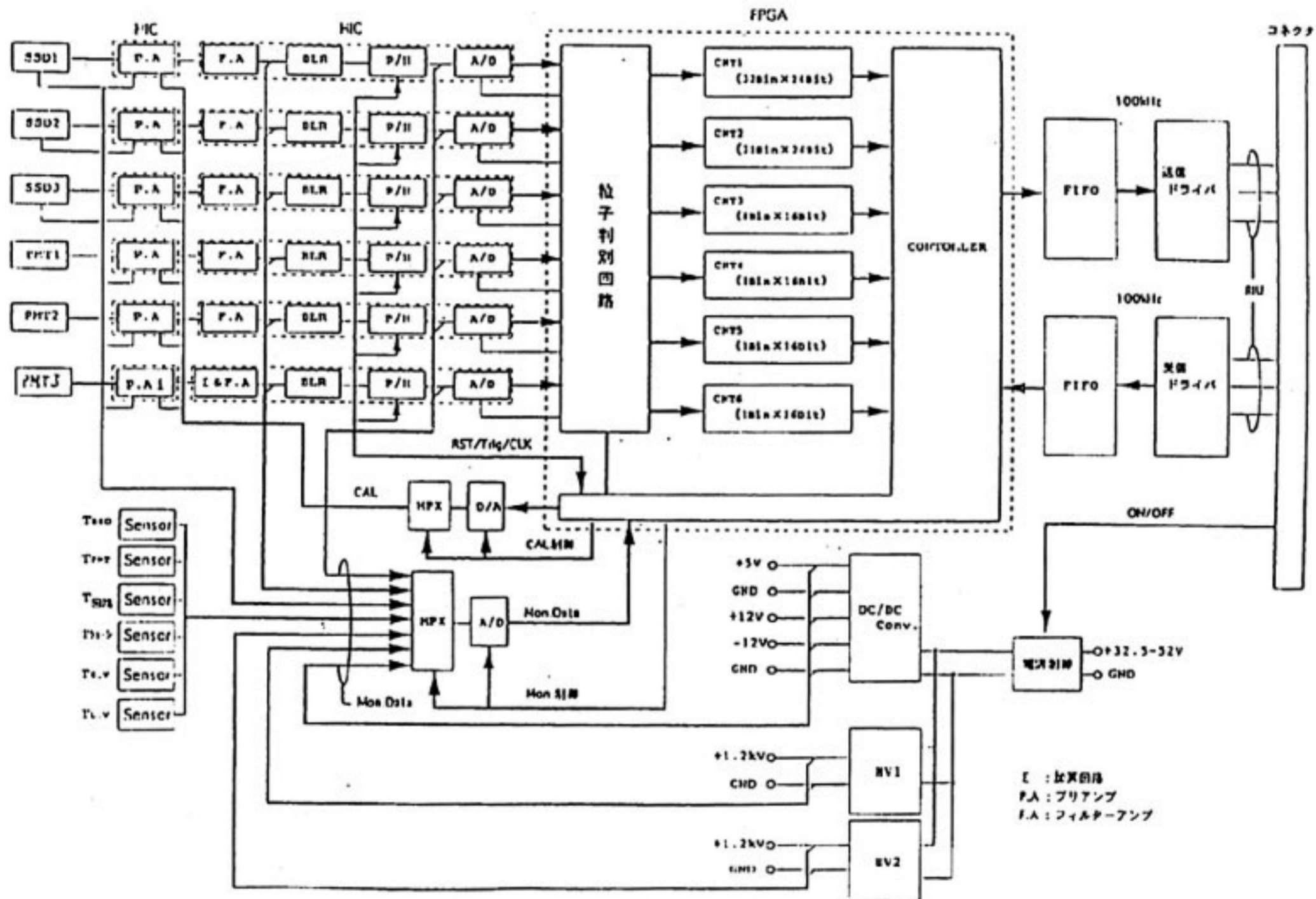
第5図 ETS-IVで計測した陽子のスペクトラム（軌道上の平均値）

第1表 新型放射線計測装置の搭載計画

打ち上げ時期	衛星名	軌道	備考
2000年8月	DRTS-W	静止軌道	平成9年10月にEM完成
同上	MDS-1	GTO	DRTS-Wと相乗り衛星
2001年2月	DRTS-E	静止軌道	相乗り衛星の重量によっては搭載されない。
2001年	JEM曝露部	軌道高度約400km, 軌道傾斜角 51.6度	
2002年8月	ALOS	軌道高度 約800km 軌道傾斜角 98.16度	



第6図 新型放射線計測装置 (センサー部) の構造



第7図 回路のブロック図

STRV (Space Technology Research Vehicle) 衛星, ETS-VI衛星等の各衛星が, バンアレン帯のダイナミックな変動を立体的に観測出来, 多くの成果を上げた事から, 長楕円軌道の GTO (Geo-stationary Transfer Orbit) 軌道がバンアレン帯の観測に適していることが認識された. 今後各国, 各機関で GTO 軌道に宇宙環境計測のための小型衛星を打上げ, できればピッ

チ角分布を継続的に測定しようという共同提案が出されている⁽¹²⁾.

5. 高エネルギー粒子の計測計画

前章で述べた高エネルギー粒子の工学モデルを作成する上で必要となるデータについては, これまでの衛星で計測されたデータを用いることは勿論のこと, 第1表に

示すように次期の太陽活動極大期(2000~2002年)を中心として新型の放射線観測装置を搭載する計画である。本装置は、第6図に示すように3枚のシリコン半導体(125, 300及び1000 μ m厚)とシンチレータを組み合わせたもので、ETS-VI衛星等に搭載した放射線計測装置に比べ電子、陽子、 α 粒子それぞれエネルギー計測範囲が数倍拡大されており、工学的使用及びサイエンスにも十分対応できると考える。第7図に回路のブロック図を示す。入射粒子のエネルギー損失量に比例した各検出器の電荷出力は、プリアンプ、フィルターアンプを通してステップ状の電圧パルスに変換され直流再生回路(BLR: Base-Line-Restorer)によってその出力信号を時間分解能と信号対雑音比S/Nの両面から最適な電圧パルス波形に整形し、次段のA/D変換回路などの動作に十分な電圧まで増幅する。これらの回路はHIC(Hybrid IC)化がなされている。

ETS-VIに搭載した放射線計測装置で用いた粒子判別方式は、荷電粒子がその飛跡の単位長さあたりに与えるエネルギー ΔE と入射エネルギーEとの積が粒子により異なることを用いた $\Delta E \times E$ 法である。但し、この方式では、検出器の一部が故障した場合、弁別ができなくなったり、弁別も限られたエネルギー範囲に限定される問題があった。これらを考慮して検出器の一部が故障しても弁別が可能な方式に変更することとした。新方式は、事

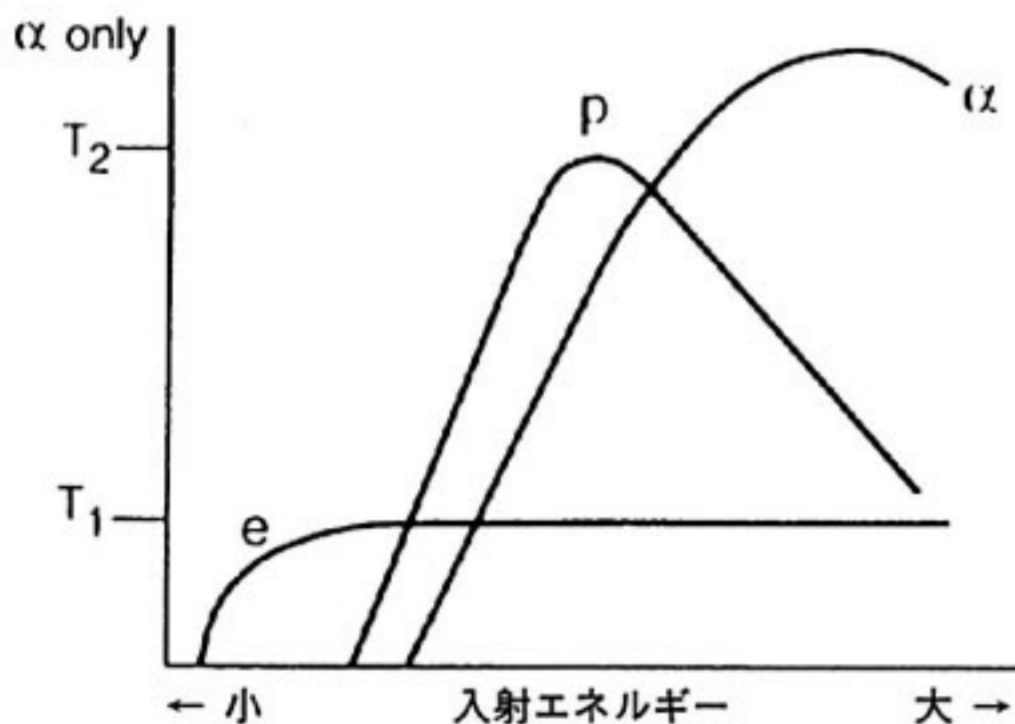
前に用意した各粒子に対する各検出器の波高値を参照することにより粒子弁別を行うものである。第8図に各入射粒子による検出器の波高値の例を示す。この場合、図から分かるようにT2より大きな波高値ならば α 粒子である。T2からT1の間ならば、電子、陽子のいずれかである。T1より小さい場合は、電子、陽子、 α 粒子のいずれかであることが分かる。検出器1枚で粒子弁別を行うことは不可能であるが、検出器は半導体検出器3枚及びシンチレータで構成されているので各検出器での波高の組み合わせにより粒子を特定できる。また、新装置はセンサの側面等からの粒子入射に対してはノイズとして除去するアンチ機能も有している。計測範囲を拡大したことにより処理速度を 10^3 カウント/秒から 10^5 カウント/秒に高速化する必要が発生し、高収れん性波形整形回路、スペクトル歪みを抑制する直流再生回路、センサとプリアンプを中心とした信号対雑音比の改善回路等を新たに採用した。また、信頼性及び作業効率を考慮して使用回路部品にHIC及びFPGA(Field Programmable Gate Array)を採用している。装置の性能を第2表に示す。

6. ま と め

本解説では、宇宙開発のエンジニアリング面から見た、高エネルギー粒子環境に関する現状、課題、今後の計測計画について報告した。5章で述べたように2000年から2002年にかけて宇宙開発事業団で打ち上げられる衛星に高エネルギー粒子環境を計測する装置を搭載することを計画している。我々は、これらのデータを必要とする国内外の大学・国立研究所等の研究者及び衛星開発・運用者にインターネットをとおし提供していきたいと考えている。我々は、これらのデータを研究者等に公開するフィードバックとして、我々が現在開発している宇宙放射線モデルのなかに最新の研究成果が反映されることを期待したい。

参 考 文 献

(1) Van Allen, J.A, E.C. Mcllwain and G.H.



第8図 検出の波高値例

第2表 新しい放射線計測装置の概要

項目	性能
寸法	160 × 160 × 270 mm
電力	13 W
重量	8 kg
設計寿命	静止軌道 7年
計測エネルギー	電子 0.5 ~ 100 MeV (24 CH) 陽子 0.9 ~ 250 MeV (28 CH) α 粒子 4 ~ 200 MeV (8 CH) 重イオン Li > 13, C > 15, Ni > 40 MeV (1 CH)
粒子カウントレート	10 ⁵ カウント/秒以上

- Ludwig, "1959, Radiation Observations with satellite", J. Geophys. Res., 64, pp271-286.
- (2) Ritter, J.C., "1989, Space Systems and Survivability Historical Overview and Technical Background", IEEE 1989NSREC Tutorial Short Course.
- (3) McNulty, P.J., "1996, Single-Event Effects Experienced by Astronauts and Micro-electronic Circuits Flown in Space", IEEE Trans. Nucl. Sci., vol.43, No.2, pp475-482.
- (4) Binder, D., E.C. Smith, and A.B. Holeman, 1975, Satellite Anomalies from Galactic Cosmic rays", IEEE Trans.Nucl.Sci., vol.NS-22, pp.2675-2680.
- (5) Goka T., S. Kuboyama, Y. Shimano, T. Kawanishi, "1991, The On-orbit Measurement of Single Event Phenomena by ETS- V Spacecraft", IEEE Trans.Nucl.Sci., vol.38, No.6, pp1693-1699.
- (6) Mullen, E.G., M.S. Gussenhoven, K. Ray, and M.Violet, "A Double-Peaked Inner Radiation Belt: Cause and Effect as Seen on CRRES", IEEE Trans. Nucl. Sci., vol.38, No.6, pp1713-1717.
- (7) Gussenhoven, M.S., E.G. Mullen, and D.H. Brautigam, "1996, Improved Under-standing of the Earth's Radiation Belts from the CRRES Satellite", IEEE Trans. Nucl. Sci., vol.43, No.2, pp353-368.
- (8) Wrenn, G.L., "1995, Conclusive Evidence for Internal Dielectric Charging Anomalies on Geosynchronous Communications Spacecraft", J. Spacecraft and Rockets, vol.32, 3, pp.514-520.
- (9) http://www-istp.gsfc.nasa.gov/istp/cloud_jan97/event.html.
- (10) Dale, C., P. Marshall, B. Cummings, L. Shamey, and A. Holland, "1993, Displacement Damage Effects in Mixed Particle Environments for Shielded Spacecraft CCDs", IEEE Trans. Nucl. Sci., vol.40, no.6, p1628.
- (11) Goka T., et al., "1992, The Observation of Single event Phenomena Onboard the satellite and Solar Flare Forecasting for Satellite Launch Operation", Solar-Terrestrial Predictions-IV, Proceedings of a Workshop at Ottawa, Canada, pp.162-171.
- (12) Blake, J.B., M.S. Gussenhoven, E.G. Mullen, and R.W. Fillius, "1992, Identification of an unexpected space radiation hazard", IEEE Trans. Nucl. Sci., vol.39, pp1761-1764.
- (13) Lemaire, J.F., D. Heynderickx, and D.N. Baker, eds, "1996, Radiation Belts Models and Standard", Geophysical Monograph 97, AGU.
- (14) Goka T, H. Matsumoto, T. Fukuda, S. Takagi, "1996, Space Environment and Effect Measurements from ETS- IV Satellite, ESA symposium Proceedings on Environment Modelling for Space-based Applications", ESTEC, Noordwijk, NL (ESA-SP-392).
- (15) Fung, S.F, D.M. Boscher, L.C. Tan, J.F. Cooper, D.S. Evans, "1996, ESA symposium Proceedings on Environment Modelling for Space-based Applications, ESTEC", Noordwijk, NL (ESA-SP-392).



五家 建夫
Tateo GOKA
宇宙開発事業団 技術研究本部 電子・
情報系技術研究部
E-Mail: goka@rd.tksc.nasda.
go.jp



松本 晴久
Haruhisa MATSUMOTO
宇宙開発事業団 技術研究本部 電子・
情報系技術研究部
E-Mail: matsumoto@rd.tksc.
nasda.go.jp

