

昭和58年度1～2月期における
人工衛星及び人工衛星打上げ用
ロケットの打上げ結果の評価に
ついて (報告)

昭和59年7月

宇宙開発委員会 第四部会

昭和58年度1～2月期における人工衛星
及び人工衛星打上げ用ロケットの打上げ結
果の評価について

昭和59年7月20日

宇宙開発委員会第四部会

宇宙開発委員会第四部会は、昭和58年度1～2月期において文部省宇宙科学研究所が行ったM-3Sロケット4号機による第9号科学衛星(EXOS-C)の打上げ及び宇宙開発事業団が行ったNロケット12号機(F)(N-IIロケット5号機(F))による放送衛星2号-a(BS-2a)の打上げの結果を評価するために必要な技術的事項について、昭和59年5月11日以来、慎重に調査審議を行ってきたが、このたびその結果をとりまとめたので報告する。

なお、放送衛星2号-a(BS-2a)の中継器の不具合に係る事項については、放送衛星対策特別委員会において調査審議が行われているため、本報告では取り扱っていない。

宇宙開発委員会第四部会構成員
審議報告書
第1号

宇宙開発委員会
第四部会

昭和58年度1～2月期における人工衛星及び人工衛星
打上げ用ロケットの打上げ結果の評価に関する審議に
ついて
（一）審議の経緯
（二）審議の概要
（三）審議の結果
（四）審議の意義
（五）審議の今後の取組
（六）審議の今後の展望

目次

I	M-3Sロケット4号機による第9号科学衛星（EXOS-C）の打上げ	1
1.	打上げの概要	1
2.	打上げ結果の分析と今後の対策	6
II	Nロケット12号機（F）（N-IIロケット5号機（F））による放送衛星2号-a（BS-2a）の打上げ	11
1.	打上げの概要	11
2.	打上げ結果の分析と今後の対策	14
III	総合意見	21
参考1	昭和58年度1～2月期における人工衛星及び人工衛星 打上げ用ロケットの打上げ結果の評価に関する審議に ついて	43
参考2	放送衛星対策特別委員会の設置に伴う放送衛星2号-a の中継器に生じた異常に関する審議の取扱いについて	44
参考3	宇宙開発委員会第四部会構成員	45

I M-3S ロケット 4号機による第9号科学衛星 (EXOS-C) の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 目的

今回の打上げは、M-3S ロケット 4号機によって第9号科学衛星 (EXOS-C) を所定の準極軌道に投入し、光学的に成層圏、中間圏の大気の構造と組成の解明を行うとともに、第3号科学衛星「たいよう」により発見された南大西洋地磁気異常帯等の上空の超高層におけるプラズマ、荷電粒子及び大気との相互作用を解明することを目的としたものである。

(2) M-3S ロケット 4号機の概要

M-3S ロケット 4号機は、全長約 23.8 m、直径約 1.4 m、発射時の総重量約 49.3 トンの 3 段式ロケットで、その形状及び主要諸元は、それぞれ図 1 及び表 1 に示すとおりである。

第 1 段は、固体の M-13 モータ、推力方向制御 (TVC) 装置、ロール制御用固体モータ (SMRC) 装置、8 本の補助ブースタ等で構成されている。

第 2 段は、固体の M-22 モータ、TVC 装置、ロール制御及び慣性飛行時の 2 段ロケットの姿勢制御のためのサイドジェット装置等で構成されている。

第 3 段は、球形の固体の M-3A モータ等で構成されており、その上部に EXOS-C が搭載され、全体がノーズフェアリングで包まれている。

なお、4号機のM-3Aモータは高比推力を目指し推進成分が改良されている。

(3) 第9号科学衛星(EXOS-C)の概要

EXOS-Cは、衛星重量約210kg、衛星本体は、最大対面寸法約10.9cm、高さ約8.8cmの略八角柱で軌道上では側面下部に付けられた縦約8.6cm、横約6.0cmの4枚の太陽電池パドルを展開する構造となっている。

その形状は図2及び図3のとおりである。

EXOS-Cは三軸姿勢安定方式の衛星であり、その姿勢は、太陽電池パドル面が常に太陽に正対するよう制御される。

EXOS-Cに搭載した観測装置の概要は、次のとおりである。

(i) 中間圏オゾン観測装置

成層圏上部から中間圏にかけての高度4.0~8.0kmにおける大気オゾン密度を測定する。

(ii) エアロゾル・オゾン観測装置

日出・日没時に太陽光強度の変化を測定することにより、大気中のエアロゾル・オゾンの密度の垂直分布を測定する。

(iii) 中間紫外大気光観測装置

地球大気により散乱された太陽紫外光を分光器を用い測光し、オゾン層による紫外光の吸収量よりオゾン全量及びオゾンの高度分布を測定す

る。

(iv) 大気周縁赤外分光観測装置

地球大気を透過してきた太陽光のスペクトルを測定し、その吸収帯の強度から中層大気に存在する水蒸気、二酸化炭素、メタン及びオゾンの存在量の高度分布を観測する。

(v) 低エネルギー粒子観測器

主に極域及び南大西洋地磁気異常帯での降下粒子の観測のため低エネルギーの電子及びイオンの数を測定する。

(vi) 惑星プラズマサウンダ

地球電離圏のプラズマ波動を観測する。

(vii) 電力線放射強度モニタ

地球上に多数設置されている電力線から放射される50Hz及び60Hzの基本周波数磁界強度を測定し、平常の世界分布及び磁気嵐時の変化をモニタする。

(viii) 高エネルギー粒子測定器

極域オーロラ粒子と南大西洋地磁気異常帯における降下粒子の精密な観測を行うため高エネルギーを持つ電子及び陽子の数を測定する。

(ix) 電子温度計

地球電離圏におけるプラズマの電子温度を測定する。

(X) 電子密度観測装置

衛星周辺における電子密度を高い精度で測定する。

(xi) MUレーダアンテナモニタ

MUレーダから送信される校正用信号とMUレーダサイトに設置された小型無指向性アンテナから送信される参照用信号を同時受信して両者を比較しMUレーダのアンテナパターンをモニタする。

(4) 打上げ経過及び結果

発射時刻：昭和59年2月14日 17時00分

(日本標準時、以下同じ。)

打上げ場所：文部省宇宙科学研究所鹿児島宇宙空間観測所

発射角：上下角69.5度、方位角14.6度

発射時の天候：晴、西北西の風2.0 m/秒、気温12℃

各段ロケットの燃焼は正常で、第1段及び第2段の推力方向制御及びサイドジェットによる第3段点火前の姿勢制御も順調に行われた。

飛行経路は第2段が計画値よりやや高めで東寄りとはなったものの許容の範囲であった。

第3段は、毎分120回転のスピンを与えられた後、発射後約6分20秒に点火され、約5.6秒間正常に燃焼の後、準極軌道に衛星を投入した。その後衛星は、第3段と分離され、「おおぞら」(大空、OHZORA)と命名された。

軌道計算による衛星の軌道は次のとおりである。

	実測値	計画値
近地点高度(km)	357	323
遠地点高度(km)	878	1,233
軌道傾斜角(度)	74.6	75.0
周期(分)	97.0	100.4

(昭和59年2月14日 現在)

この軌道は、当初の計画値に比べ近地点高度が高くかつ遠地点高度が低い等の結果となっている。

また、衛星と第3段モータとの分離直後に衛星は尖頭値1.3Gを超える衝撃を受け、かつスピン軸が揺らぐコーニング運動が生じた。このコーニング運動は姿勢制御により速やかに安定したスピンに復している。

軌道投入後、衛星は順調に周回し、第8周回では衛星のスピンを毎分120回転から5.6回転に低下する制御が行われた。第23周回からは姿勢制御を開始し、太陽角120度を確認した第29周回で、太陽電池パドルの展開を行った。

その後、太陽電池を太陽に正対向するための姿勢制御を経て、2月19日の第67周回でスピンを停止した。

衛星搭載の共通機器及び観測機器の機能の確認は2月18日から順次実施され、確認を終えた機器から定常観測に入った。5月末には、すべての機器が正常に作動することが確認され、全観測機器が定常観測体制に入り、順調に観測が行われている。

観測結果の例を図4及び図5に示す。

2. 打上げ結果の分析と今後の対策

前述のとおり、EXOS-Cは、軌道投入後所定の観測を順調に行っているが、打上げの際に衛星軌道に誤差を生じるとともに第3段モータの分離直後、尖頭値1.3Gを超える衝撃を衛星が受けている。この軌道の誤差及び衝撃に関し分析し、今後の対策について検討した結果は次のとおりである。

(1) 衛星軌道の誤差

衛星の軌道は、当初の計画値である近地点高度約323km、遠地点高度約1,233kmに対し、近地点が約34km高く、遠地点が約355km低く、また軌道傾斜角は計画値75度に対し74.6度と小さい結果となった。この軌道誤差は、通常の数値に比べかなり大きい。しかし幸いに衛星が目的とする中層大気の観測等を行うための準極軌道の軌道傾斜角及び高度を一応確保していることから観測に支障は生じていない。

① 原因の分析

(i) 近地点高度の上昇

近地点高度が高くなった原因は、前述のように第2段の飛行経路が高めとなったことに起因すると考えられる。第2段の飛行経路は図6に示すとおり所定の誤差範囲内ではあるが、高めかつ東寄りとなっている。

ロケットの飛行中の姿勢制御は、ロケットに搭載した姿勢基準装置を基に行われている。この装置には予め刻々の時点のロケットがとるべき姿勢基準角が設定してあり、この基準角と飛行中測定する姿勢角とを比較し、姿勢の誤差を修正してロケットの姿勢を基準角に一致させる制御が行われる。

第2段ロケットの燃焼の間、ロケットの姿勢制御は、姿勢基準装置

の与える司令に対し正常に作動していたことがテレメトリデータから分っている。誤差の原因について調査の結果、次のことが明らかとなった。

すなわち、この姿勢基準装置に設定する角度データは、従来方位角・仰角表示で行い、装置内部でピッチ角・ヨー角表示に変換する方式であった。しかしながら、今回の4号機では衛星を準極軌道に投入するため、ロケットの各段で軌道面の変更を行う必要から、姿勢基準装置へのデータを当初よりピッチ角・ヨー角表示で与えていた。これに対し姿勢基準装置側のソフトウェアの改修が行われておらず、基準装置は設定された角度データを従来と同じ方位角・仰角表示とみなし再変換して姿勢制御に用いる結果となった。

このため、姿勢基準角の予定値と実際の設定値との間に次の誤差が生じた。

段	ピッチ角(度)	ヨー角(度)
1	0.0	-0.6
2	+2.1	-3.7
3	-0.4	-0.3

以上のことから、この設定されたデータに従って第2段が飛行した結果、第2段の飛行経路は高めかつ東寄りとなり、第2段の燃焼後、計画値より高めの位置から、第3段の燃焼に入ったことが近地点を引き上げる結果を生んだと推定される。

(ii) 遠地点高度の低下

遠地点高度が計画値に達せず低くなった原因としては、前述のとおり

り、第2段ロケットが計画より高めに飛行した結果生じた第3段点火時の高度誤差、第3段点火時の姿勢誤差及び第3段モータの速度増分の誤差が考えられる。

これらについて検討した結果、第3段点火時の姿勢誤差は、設定角に対し0.3度で遠地点高度誤差を生じる原因としてはほとんど無視できる程度であると考えられる。

第3段点火直前までのレーダによる軌道データから、第3段モータの燃焼により達成すると予測された衛星軌道が算出されており、これによると遠地点高度は約1,065kmである。これに対し実際に達成した遠地点高度は約878kmでこの差約187kmが第3段モータの速度増分が低かったという事実に起因するものと考えられる。この大きさは比推力換算で約3.8秒(約1.3%)に相当している。

また、第2段の飛行により生じた第3段点火時の高度誤差は、当初計画していた高度約323kmに対し、約357kmと約34km高く、これが遠地点高度に対する誤差のうち約168km分を生んだ原因となっていると考えられる。

M-3Sロケット4号機では、従来のM-3Aモータの推薬を比推力を高めたより高性能なものにしている。その特性については、事前の高空燃焼試験で確かめられているが、結果として予定の性能が発揮されておらず、試験方法、製造過程に問題があったと考えられる。

② 今後の対策

以上①の(i)及び(ii)で述べた原因により軌道に誤差が生じたものと推定されるが、これらに対する対策としては、(i)に関しては、Mロケットの基準角設定手順書の整備を行い、入力値の条件を明記する等再発を防止すると

的確

ともに、(ii)の第3段モータの燃焼性能については、より適格な試験データを得て評価を行うことにより、その信頼性の向上に努める必要がある。

(2) 第3段モータとの分離直後衛星に生じた衝撃について

衛星は、発射後約8分10秒に第3段モータと分離された。分離の5秒後、衛星は図7に示すとおり、尖頭値1.3Gを超える衝撃を受けるとともに半頂角約2.5度のコーニング運動を生じた。

① 原因の分析

衛星の分離の5秒後は、第3段モータにとり付けられたヨーディスプレイ展開の時期に相当しているが、テレメトリによる衛星の加速度から計算した結果、衝撃の大きさ及びその後のコーニング運動の運動量からみて、ヨーウェイトが衛星に衝突したとは考えられない。

一方、第3段モータに残留推力があり、分離直後の加速度が持続していたとみて計算すると衝撃の運動量とほぼ一致する。

このことから、この衝撃は、第3段モータが衛星分離後、残留推力により衛星に接触したことによるものと推定される。

なお、衝撃によるコーニング運動は、衛星の姿勢制御によって速やかになくなり、安定したスピンを回復している。

また、衛星の機能確認試験の結果、観測機器等に異常は認められていない。

M-3Sロケット4号機では、前述のとおり第3段モータの推薬をより高性能なものに変えているが、高空燃焼試験の残留内圧から推定した残留推力特性は従来のものを超えるものでないことが認められている。しかるに上記の状況から、第3段モータには分離後予測を超えた

残留推力があったと推定せざるを得ない。

② 今後の対策

以上の分析結果から、予測を超えた残留推力があった原因について、今後試験等により解析を行い、残留推力の予測の精度を高め、信頼性の向上に努める必要がある。

また、仮に、今回のように残留推力が高くなった場合にも支障を及ぼさないよう、衛星と第3段モードの分離速度を高めるための分離機構の改良等についても検討を行うことが適当と考えられる。

II Nロケット12号機(F)(N-IIロケット5号機(F))による放送衛星2号-a(BS-2a)の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 目的

今回の打上げは、Nロケット12号機(F)(N-IIロケット5号機(F))によって放送衛星2号-a(BS-2a)を赤道東経110度の静止軌道に投入することにより、放送衛星に関する技術の開発を進めるとともに、テレビジョン放送の難視聴解消等を図ることを目的としたものである。

(2) N-IIロケット5号機の概要

N-IIロケットは、全長約35.4m、外径約2.4m、発射時の総重量約135トンの3段式ロケットで、重量約350kgの静止衛星を打ち上げる能力を有している。

N-IIロケット5号機(F)は、従来のN-IIロケットと同型のロケットであるが、搭載する衛星の変更に伴い、衛星分離部の長さに変更が行われている点が異なっている。

ロケットの形状及び主要諸元は、それぞれ図8及び表2に示すとおりである。

(3) 放送衛星2号-a(BS-2a)の概要

BS-2aは、底面約1.2m×約1.3m、高さ約0.77mの箱形の本体に、幅約1.5m、長さ約3.2mの太陽電池パドル2枚を取り付けた三軸姿

勢安定方式の衛星であり、静止軌道初期の衛星重量は約350kg、打上時の衛星重量は約689kgである。

BS-2aは、テレビジョン放送用の中継器をA、B、Rの3系統搭載しており、R系統は予備系統となっている。

BS-2aの形状、主要諸元及びシステム構成は、それぞれ、図9、表3及び図10に示すとおりである。

(4) 打上げの経過及び結果

発射時刻：昭和59年1月23日 16時58分

(日本標準時、以下同じ。)

打上げ場所：宇宙開発事業団 種子島宇宙センター

発射方位角：92.5度

発射時の天候：曇、北西の風4.7m/秒、気温8℃

第1段液体ロケット及び固体補助ロケットの燃焼は正常で、固体補助ロケットの切離し、第1段ロケットの切離しに引き続いて第2段液体ロケットの第1回燃焼及び第2回燃焼も正常に行われた。また、この間、慣性誘導装置も正常に作動した。

その後、第3段スピナップ、第2段切離し及び第3段固体ロケットの燃焼が正常に行われた。続いて、発射後約27分25秒に衛星と第3段ロケットとの分離が正常に行われ、衛星は所定のトランスファ軌道に投入されて「ゆり2号-a」(YURI-2a)と命名された。

トランスファ軌道上での4回の姿勢制御の後、1月26日14時14分19秒に第7遠地点近傍でアポジモータが点火された。アポジモータは約35秒間正常に燃焼し、衛星は、所定のドリフト軌道に投入された。

ドリフト軌道投入後も衛星は正常に作動し、地球指向姿勢制御、精姿勢制御に続いて3回に分けデスピンをを行った後、地球捕捉、ヨー捕捉など一連の姿勢制御を経て、1月27日17時54分に三軸姿勢を確立した。その後、10回の軌道制御を行い、2月15日21時50分衛星は所定の東経110度に静止した。

軌道計算による衛星の軌道は次のとおりである。

	実測値	計画値
近地点高度(km)	35,784	35,784
遠地点高度(km)	35,788	35,788
軌道傾斜角(度)	0.308	0.308
周期(分)	1,436	1,436

(昭和59年2月15日 現在)

静止軌道投入後、電源系、熱制御系、二次推進系等の基本機器及び放送用Kバンドアンテナ、中継器等の搭載機器の機能確認が順次行われた。

この結果、2月23日、モノパルスRFセンサを用いた姿勢制御モードにおいて姿勢不安定が発見され、地球センサ及びアナログ太陽センサによる制御に切替えられた。また、3月23日には、中継器の特性測定試験中に中継器A系統の動作が停止するという不具合が生じた。

3月末までの機能確認試験では、このモノパルスRFセンサ及びA系統放送用中継器に生じた不具合を除き、基本機器及び搭載機器はすべて所要の性能を満たしていることが確認された。

なお、本放送のための試験に入った後の5月3日には、中継器R系統の

動作が停止するという不具合が生じた。

今回の打上げの経過は以上のとおりであり、モノパルスRFセンサによる正常な姿勢制御は行えないが、アナログ太陽センサを用いることにより、所定の姿勢制御は可能であり衛星の運用に支障はない。

また、中継器A系統及びR系統に生じた不具合により、衛星放送は正常に動作している中継器B系統1チャンネルのみにより試験放送が行われている。

2. 打上げ結果の分析と今後の対策

前述のとおり、N-IIロケット5号機(F)によりBS-2aは、所定の軌道に投入され、搭載機器の機能確認を経て中継器B系統1チャンネルのみによる試験放送が行われている。

衛星のモノパルスRFセンサに生じた不具合に関して分析し、今後の対策を検討した結果は次のとおりである。

(1) モノパルスRFセンサの概要

BS-2aは、三軸姿勢制御方式を採用しており、姿勢センサとして地球センサ(以下「ES」という。)、モノパルスRFセンサ(以下「MP」という。)及びアナログ太陽センサ(以下「SSA」という。)を搭載している。ロール軸及びピッチ軸の姿勢は、ESあるいはMPのいずれかによって検出できる。また、ヨー軸の姿勢はESとMPの組合せ、またはSSAによって検出できる(図11)。

MPは、図1.2に示すとおり衛星構体の地球指向面側にKバンドアンテナと並んで搭載されている。MPの全体の寸法は縦横約25cm、高さ40cmで、中心部に直径約10cmのホーンアンテナを有しており、衛星に搭載さ

れた状態では、アンテナ開口面を除きサーマルブランケットで覆われている。また、MPの受信部は冗長構成となっている。

MPは、衛星が軌道上で正常な姿勢にある場合、君津衛星管制センターから送信されるビーコン電波の到来方向がMPのホーンアンテナのボアサイト(指向性の主軸)に一致するよう設計されており、姿勢がずれた場合、ビーコン電波の到来方向とボアサイトの方向のずれから、衛星のロール軸及びピッチ軸の姿勢誤差を検出するものである。

ヨー軸の姿勢の検出は、MPに入る電波の方向とESで検出される地球の中心方向との角度差を基に計算により求められている。このMPとESの組合せをMECO(Monopulse Earthsensor Combination)という。

(2) 不具合発生状況

軌道上のBS-2aのMPによる姿勢制御の不具合の発生状況は、次のとおりである。

(i) 姿勢制御系の初期機能確認試験において、ロール/ピッチ/ヨーの三軸にMP/MP/MECOを使用したところ姿勢変動が生じ、変動に発散傾向がみられた。

(ii) 機能確認試験の際、ロール/ピッチ/ヨーの三軸にES/ES/SSAを用い正常な姿勢でMPの出力をテレメトリで測定した結果、ロール軸に約+0.4度、ピッチ軸に約-0.5度の誤差を指示していることが分かった。また、ES/ES/MECOに切替えるとヨー軸回りに約6度の回転が生じることから、ヨー軸に約-6度の誤差があることが分かった。

(iii) 地上からコマンドにより上記の姿勢誤差を修正するためのバイアス値を設定してMPを用いた制御を行おうとしたが、姿勢の安定が得られなかった。

(iv) MPの受信部の現用系を冗長系に切替えても同じ現象がみられた。

(3) 原因究明

(2)で述べた不具合に関し検討した結果、次のことが判明した。

(i) MPのボアサイト(アンテナ指向性の主軸)にロール軸約 -0.4 度、ピッチ軸約 $+0.5$ 度のオフセット(ずれ)が生じている。

(ii) 正常な場合、姿勢誤差に対応するESとMPの出力は同レベルであるが、今回、MPの出力が所定の二分の一に低下している。

(iii) MPのロール軸とピッチ軸の特性は本来独立したものであるが、相互依存性がみられ、MPの座標系で両軸の直交関係が失われて斜交した特性となっている。

(iv) MPは受信部の現用系、冗長系のいずれを使用しても同様の特性を示しており差がほとんどない。

(v) 他のセンサを用いた姿勢制御が正常であることから、MP以外の姿勢制御系に異常はない。

そこで、MPの不具合原因について調べるため、前記のMPの特性を基

にFault Tree Analysis(FTA)の手法を用い解析を行った(図13)。

この結果、MPの不具合原因はMPが受信するビーコン電波の異常であり、それを引き起こす要因として次の5つが考えられる。

- (a) ビーコン電波自体の異常
- (b) 放送及びテレメトリコマンド電波による干渉
- (c) Kバンドアンテナでのビーコン電波の再放射による干渉
- (d) Kバンドアンテナでのビーコン電波の反射による干渉
- (e) サーマルブランケットの影響

上記のそれぞれの要因についてBS-2bのMP、Kバンドアンテナ等のコンポーネントを用いて地上で不具合の再現を目的とする試験等を行い、詳細に検討した結果は次のとおりである。

(a) ビーコン電波自体の異常

君津衛星管制センターのMP用ビーコン電波の周波数、スペクトラム等を調べた結果、それらは正常であり原因とは考えられない。

(b) 放送及びテレメトリコマンド電波による干渉

BS-2aで使用している放送波、Kバンドテレメトリコマンド信号波及びSバンドコマンド信号波の個々の送信を止め、各信号波のMPの特性に与える影響を調べた。その結果、MPの不具合は信号波に関係なく生じていることが分った。

また、Sバンドのテレメトリ信号については、送信を止め確認することはできないが、周波数の相違が大きいことから干渉を与えることは考えられない。

(c) Kバンドアンテナでのビーコン電波の再放射による干渉

MPのビーコン電波の周波数(14.0125GHz)はKバンドアンテナの伝送可能帯域に含まれているので、Kバンドアンテナから入ったビーコン電波は給電部導波管を通過して中継器に導びかれ、その一部が内部で反射してKバンドアンテナ給電部から再放射されMPに干渉する可能性が考えられた。よって地上での再現試験を行った結果、Kバンドアンテナでの再放射による干渉はないことが確認された。

(d) Kバンドアンテナでのビーコン電波の反射による干渉

Kバンドアンテナで生じるビーコン電波の反射としては、次の2通りが考えられた。

- ① Kバンドアンテナの鏡面、給電部及び支持トラスで直接反射し干渉するもの
- ② Kバンドアンテナの鏡面で反射の後、給電部付近で再び反射し干渉するもの

これらについて再現試験を行った結果、①による干渉の影響はないものの、②による干渉によって軌道上で生じているのと同様のMP出力の低下と座標軸の斜交が生じることが確認された。

(e) サーマルブランケットの影響

サーマルブランケットは、BS-2aの構体を覆っている熱制御のための断熱シートであるが、表面にアルミニウムを蒸着しており電気的には導体である。

このサーマルブランケットのMPへの影響としては次の2通りが考え

られた。

- ① サーマルブランケット表面で反射したビーコン電波による干渉
- ② サーマルブランケット表面に誘起する高周波電流による影響

これらについてMP、Kバンドアンテナ等のコンポーネントを用いて軌道上のBS-2aと同じ状態でサーマルブランケットを取り付け、地上再現試験を行った結果、①による干渉の影響はないが、②については、ホーンアンテナ開口部周辺に取り付けられたサーマルブランケットにビーコン電波が当たって誘起される高周波電流によりホーンアンテナ開口端の電磁界分布が変わり、ホーンアンテナのポアサイトオフセット(ホーンアンテナ指向性の主軸のずれ)が軌道上とほぼ同レベルで生じることが確認された。

以上の検討結果よりMPで生じた不具合は、

- ① Kバンドアンテナ鏡面で反射し給電部付近で再反射したビーコン電波と直接ホーンアンテナに入るビーコン電波とが干渉し、MPの出力の低下と座標軸の斜交を生じさせたこと
- ② MPのホーンアンテナ開口部周辺に取り付けられたサーマルブランケットにビーコン電波が当たって誘起された高周波電流が、ホーンアンテナ開口端の電磁界分布を変えてホーンアンテナにポアサイトオフセットを生じさせたこと

この両者によりMPの特性に異常を生じたため、これを用いた姿勢制御が不安定となったものと考えられる。

(4) 今後の対策

軌道上のBS-2aの姿勢制御については、地球センサとアナログ太陽

センサを用い、アナログ太陽センサのサンバイアス値をマニュアル更新等を行うことで対処することが可能である。また、BS-2bの開発に当たっては、このような不具合が生じないよう次の対策を行う必要がある。

- ① Kバンドアンテナ給電部からの再反射波による干渉に対しては、Kバンドアンテナの給電部とMPとの間にしゃへいを行う等干渉を除去する方策を構想すること。
- ② サーマルブランケットに誘起する高周波電流の影響に対しては、MPのホーンアンテナ開口部に高周波チョーク回路を付加する等ホーンアンテナ開口部の電磁界分布への影響を除去する方策を講ずること。
- ③ 上記の①及び②の対策を行った上、衛星として組み上げた状態でMPの特性を確認すること。

更に、今後の衛星開発に当たっては、同様の不具合が生じないよう、アンテナの配置等設計段階で十分な解析を行うとともに、地上試験を行い性能を確認する必要がある。

Ⅲ 総 合 意 見

1. 文部省宇宙科学研究所が実施したM-3Sロケット4号機による第9号科学衛星(EXOS-C、おおぞら)の打上げについては、衛星の軌道の高度が計画値と異なるものの、搭載観測機器による大気の観測等が順調に行われていることから所期の目的を達成したものと考えられる。

しかしながら、かなり大きな軌道誤差が生じており、Mロケットの姿勢基準装置のソフトウェアの改修の際の問題及び第3段モータにおける予測性能との相違について、指摘した対策を十分に講じるとともに、開発段階において、より慎重に対処すべきである。

2. 宇宙開発事業団が実施したNロケット12号機(F)(N-IIロケット5号機(F))による放送衛星2号-a(BS-2a、ゆり2号-a)の打上げについては、N-IIロケットによる静止軌道への投入には成功したものの、モノパルスRFセンサに生じた不具合については、指摘した対策を十分講じるとともに、今後の開発に当たり、設計段階から十分な解析及び試験を実施すべきである。

なお、中継器に関する不具合については、放送衛星対策特別委員会における検討結果を待ち、適切な対策がなされることを期待する。

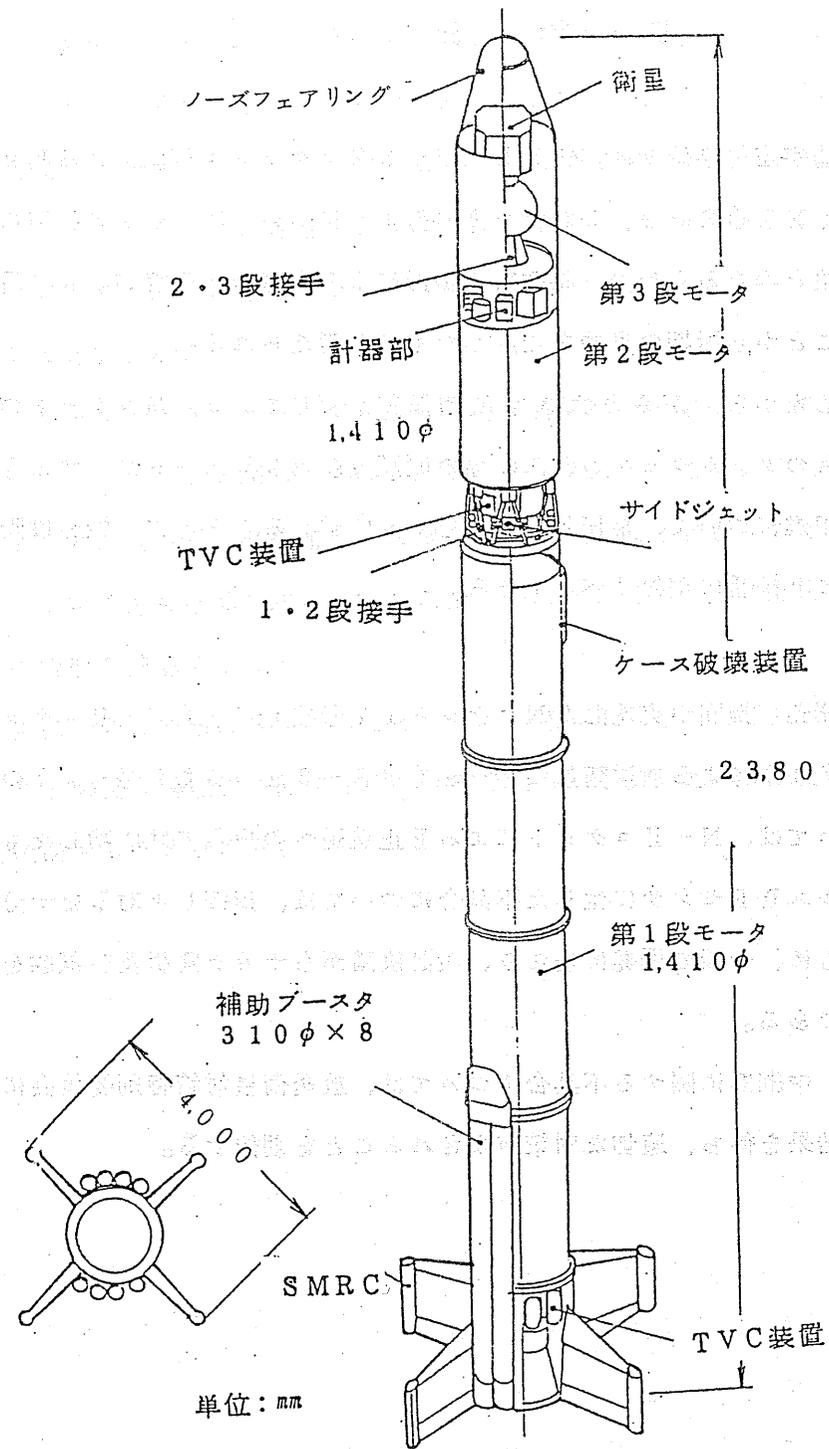


図1 M-3S-4号機の形状

表1 M-3S-4号機の主要諸元

	1 段	2 段	3 段
全 長 (m)	23.80	8.90	2.50
直 径 (m)	1.41	1.41	1.14
各段点火時重量 (ton)	45.2 4.1(SB) 49.3	11.2	1.319 0.207(SA) 1.526
推 進 來 重 量 (ton)	27.1 2.7(SB) 29.8	7.21	1.17
平 均 推 力 (ton)	114 109(SB) 223(海面)	36.4	6.82
燃 焼 時 間 (sec)	70 7.7(SB)	7.2	5.3

SA: 衛星

SB: 固体補助ロケット

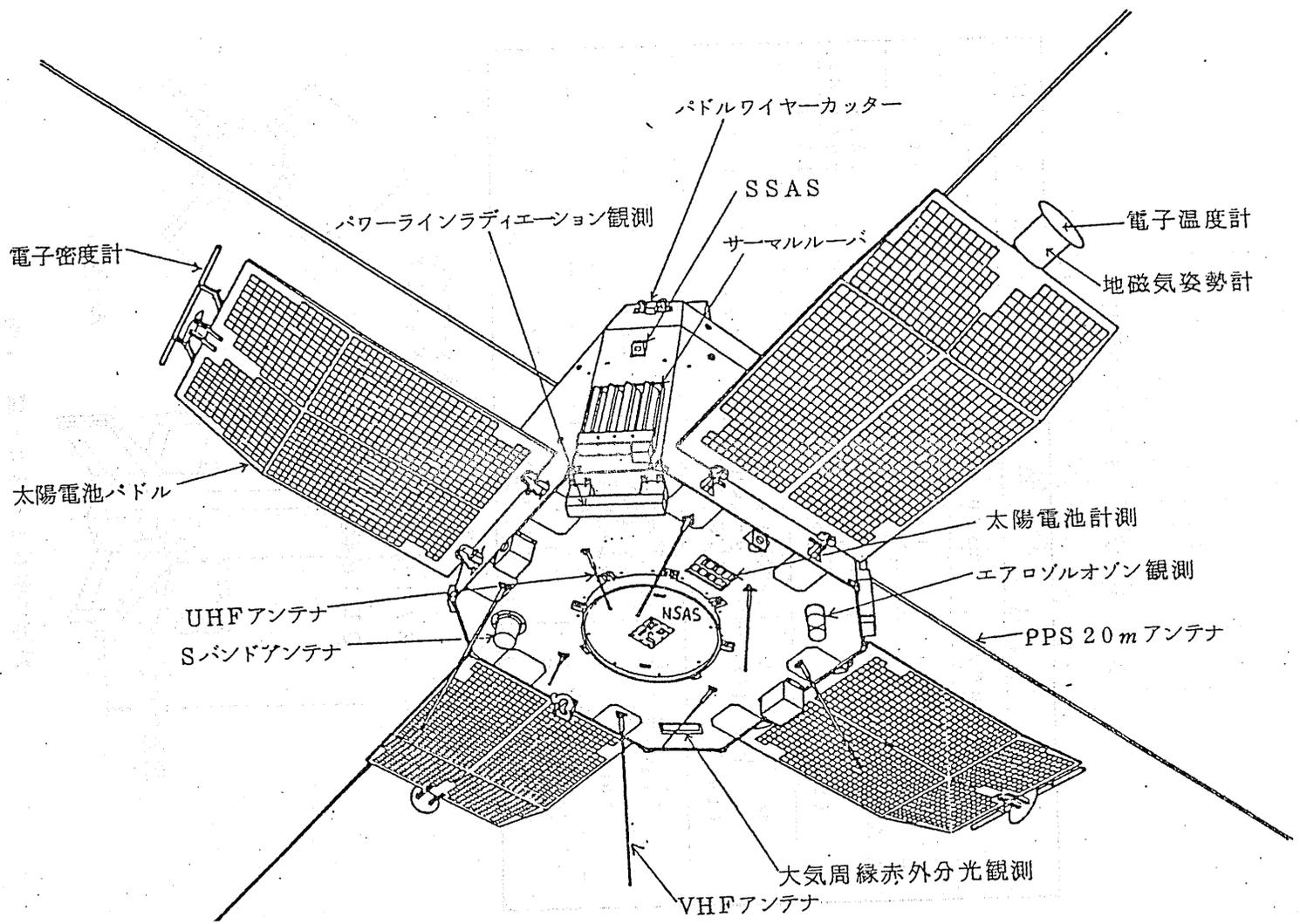


図2 第9号科学衛星 (EXOS-C) の形状(a)

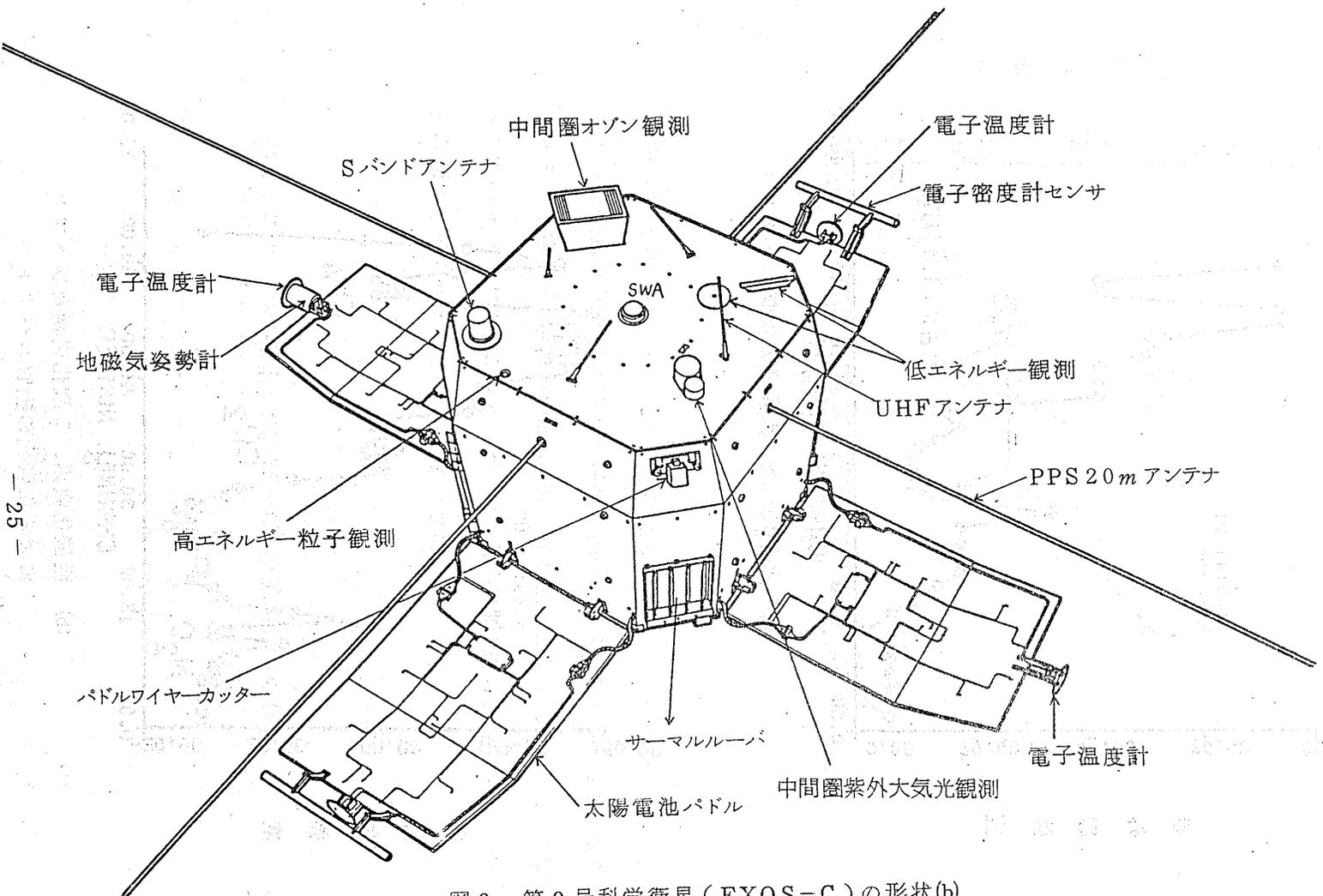
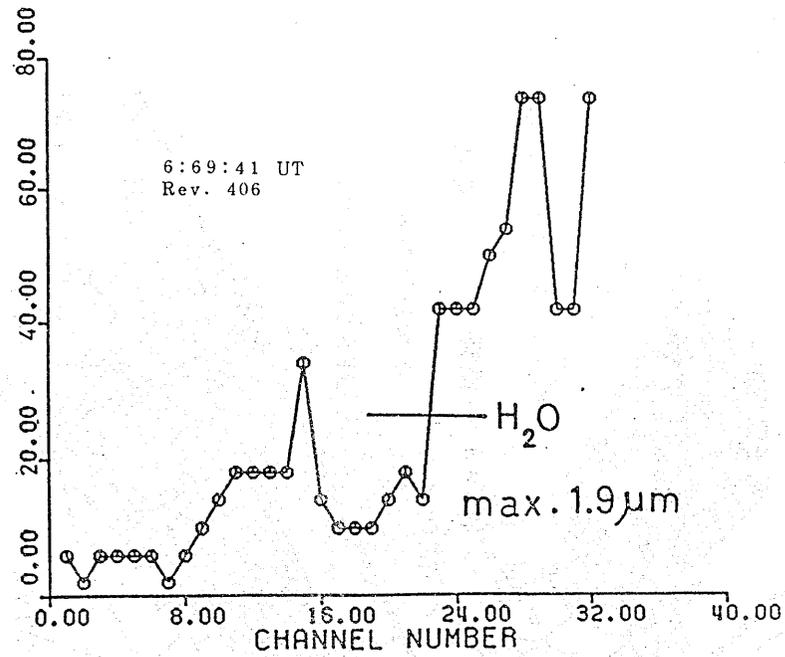


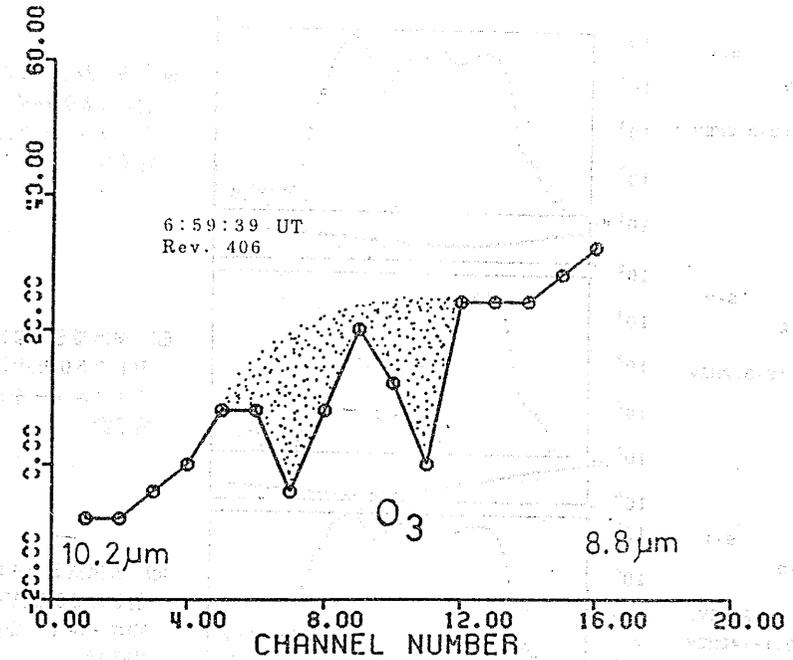
図3 第9号科学衛星 (EXOS-C) の形状(b)

赤外線強度



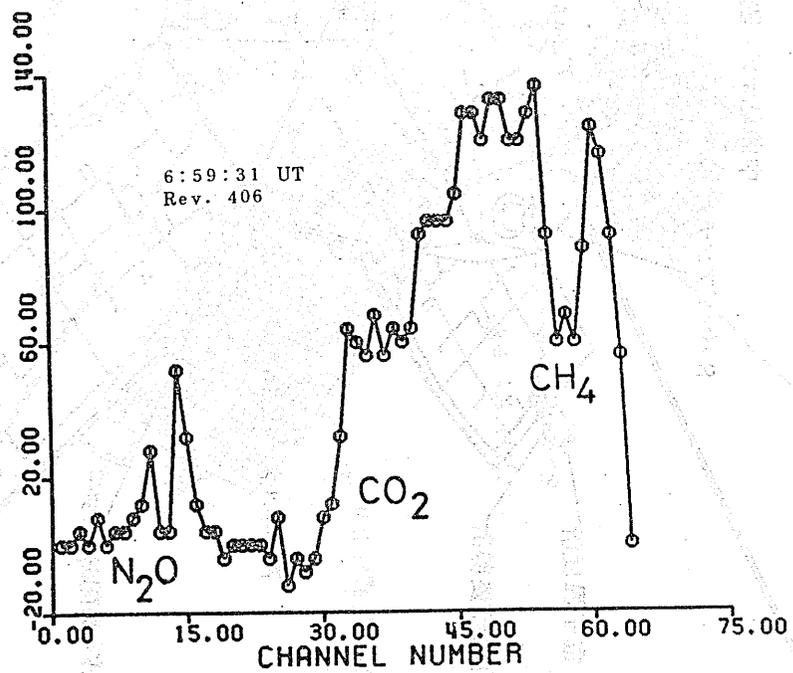
(a) 水蒸気による太陽光の吸収スペクトル

赤外線強度



(c) オゾンによる太陽光の吸収スペクトル

赤外線強度

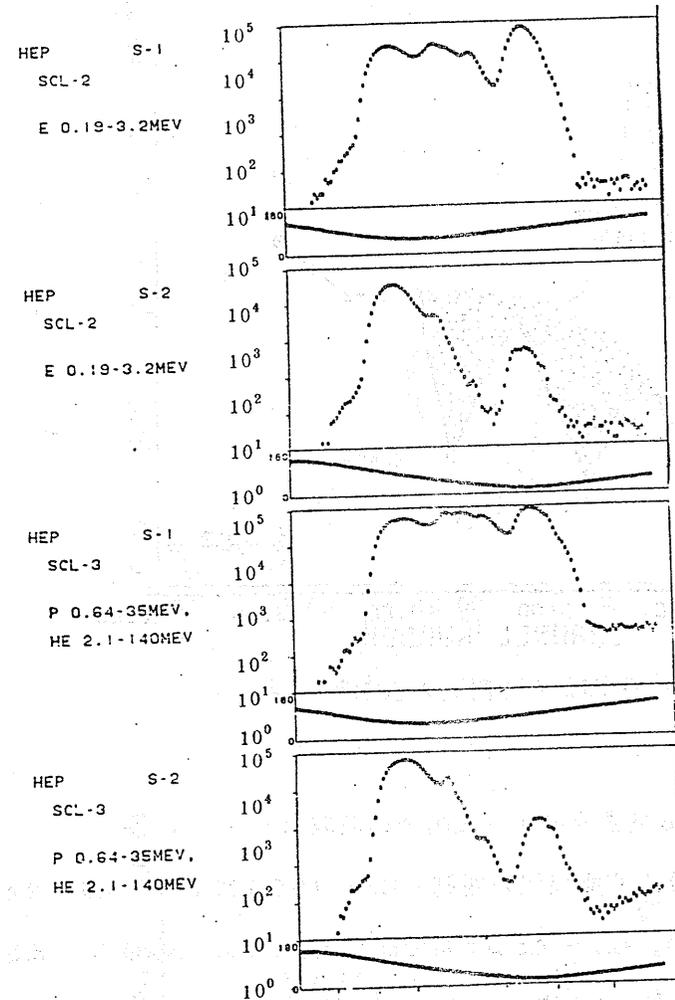


(b) 亜酸化窒素、二酸化炭素及びメタンによる太陽光の吸収スペクトル

— 中層大気中の微量成分による太陽光の吸収スペクトル —

大気周縁赤外分光観測装置の観測 (Rev. 406) によると 1.6 ~ 2.4 μm 帯では H_2O の、3.1 ~ 4.8 μm 帯では CH_4 、 CO_2 、 N_2O の、8.8 ~ 10.2 μm 帯では O_3 の吸収スペクトルが明瞭に得られている。この吸収量からそれぞれの密度が測定できる。

図4 第9号科学衛星 (EXOS-C) の観測結果の例(1)



(a) 検出器 S-1 に入射した 50 keV 以上のエネルギーを持つ電子数

(b) 検出器 S-2 に入射した 50 keV 以上のエネルギーを持つ電子数

(c) 検出器 S-1 に入射した 50 keV 以上のエネルギーを持つ陽子数

(d) 検出器 S-2 に入射した 50 keV 以上のエネルギーを持つ陽子数

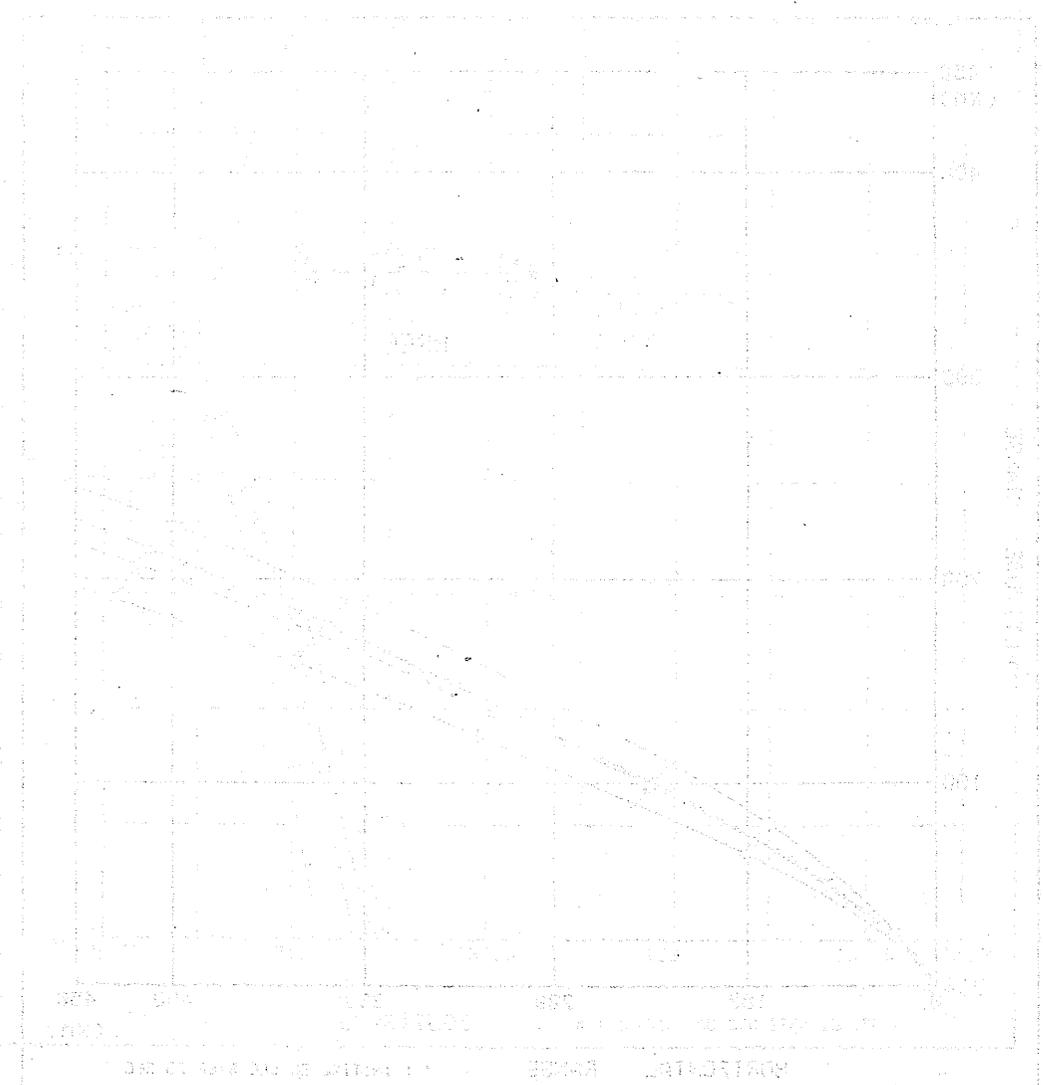
UT	19:36	19:50	20:10
MLT		15:35:15	23:08:51
INVL		38.50	67.01
MLA		-35.66	-65.16
GLO		299.31	72.20
GLA		-46.71	-57.04
H		665.94	883.01

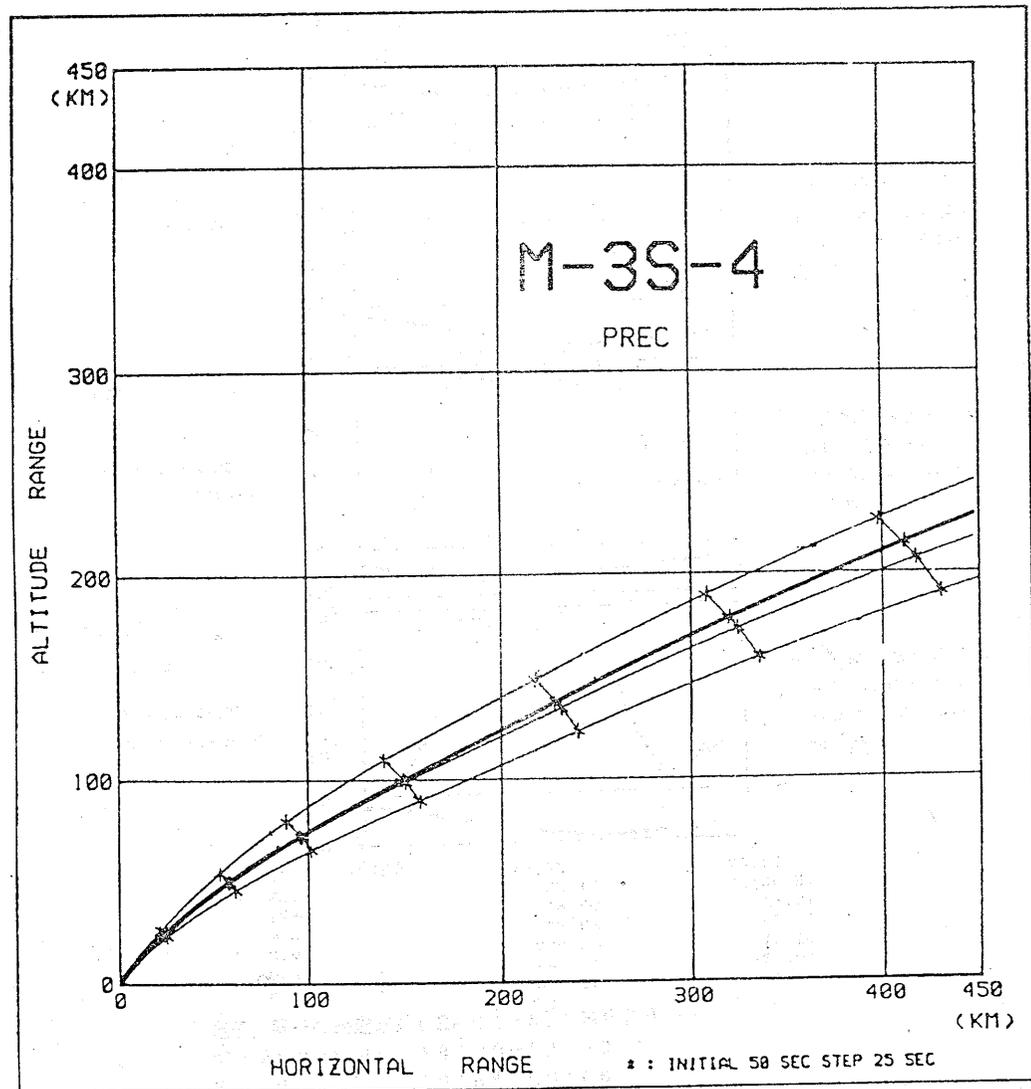
電子、陽子の測定結果 (Rev. 215) (HEP)
 ブラジルアノマリー 19:40-19:50
 南極 19:55-20:00

高エネルギー粒子測定器の観測 (Rev. 215) によると、MeV のエネルギー領域での電子、陽子、ヘリウムイオンは、いずれも極域及び南大西洋地磁気異常帯上空で顕著な増大を示している。

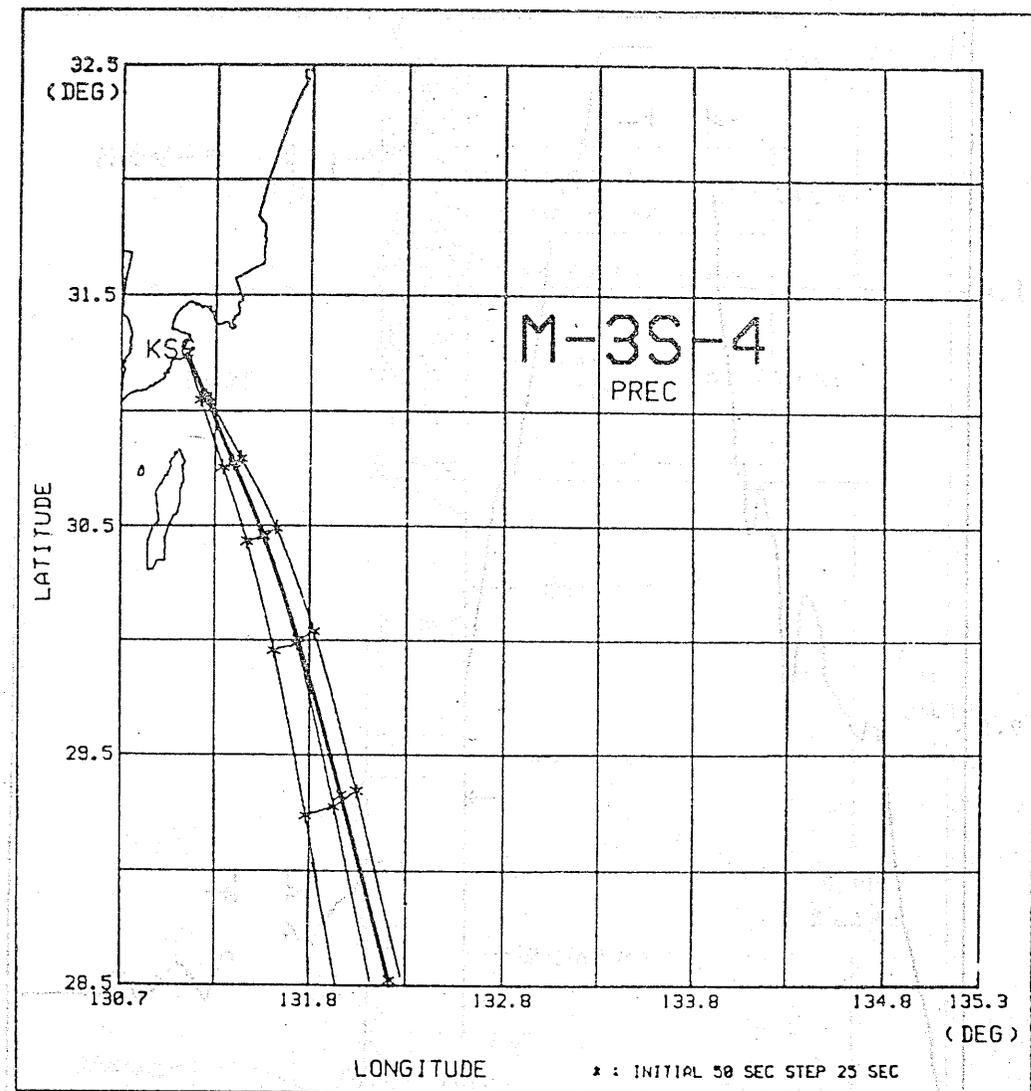
(注) 検出器 S-1 は太陽に対向する衛星面の反対側に取り付けられており、S-2 は S-1 に直角方向に取り付けられている。

図 5 第 9 号科学衛星 (EXOS-C) の観測結果の例(2)





(a) 飛行経路 (垂直)



(b) 飛行経路 (水平)

(注) 太線が実飛行経路を示す。

図6 精測レーダ・データによる飛行経路

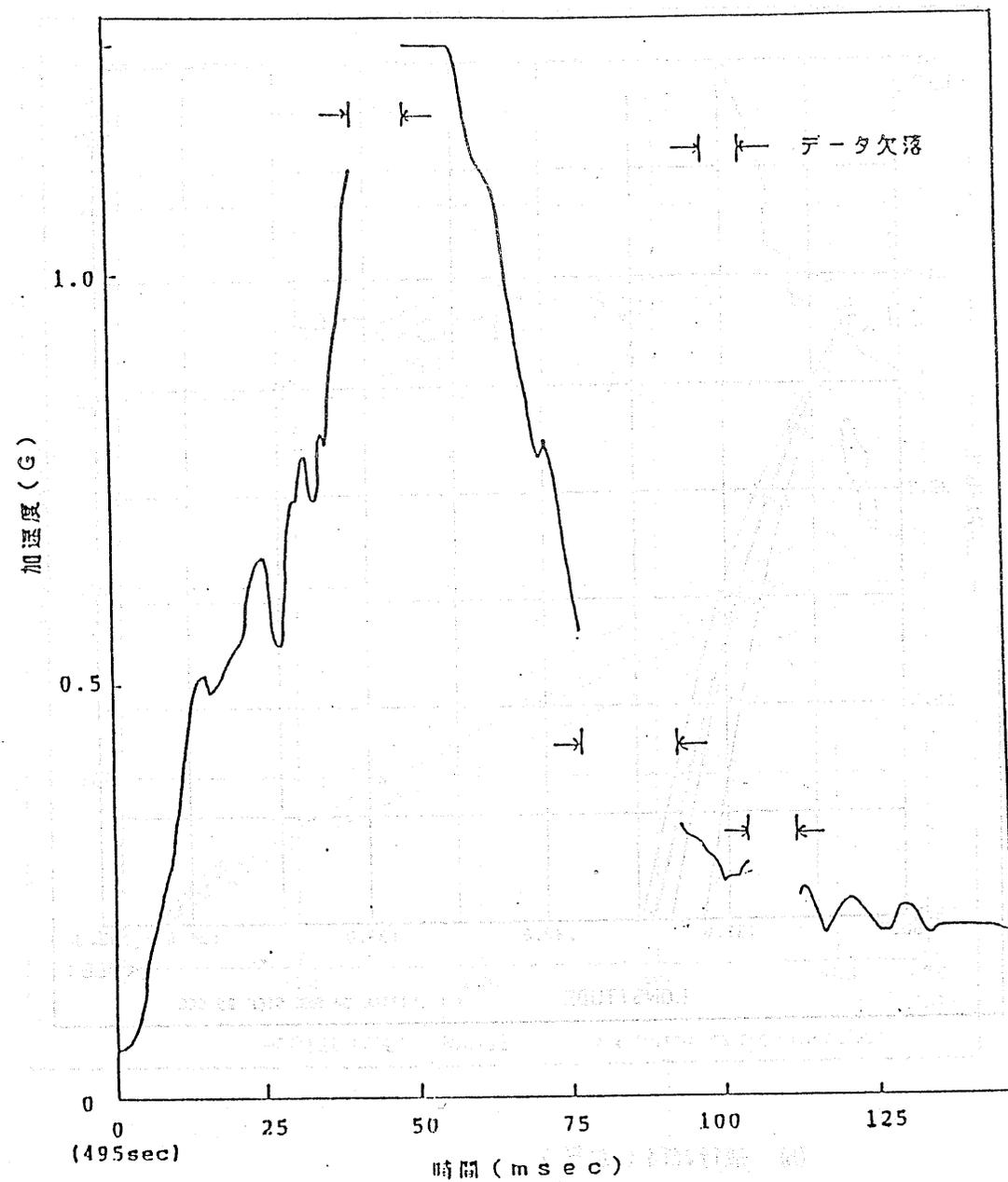


図7 衛星受感衝撃

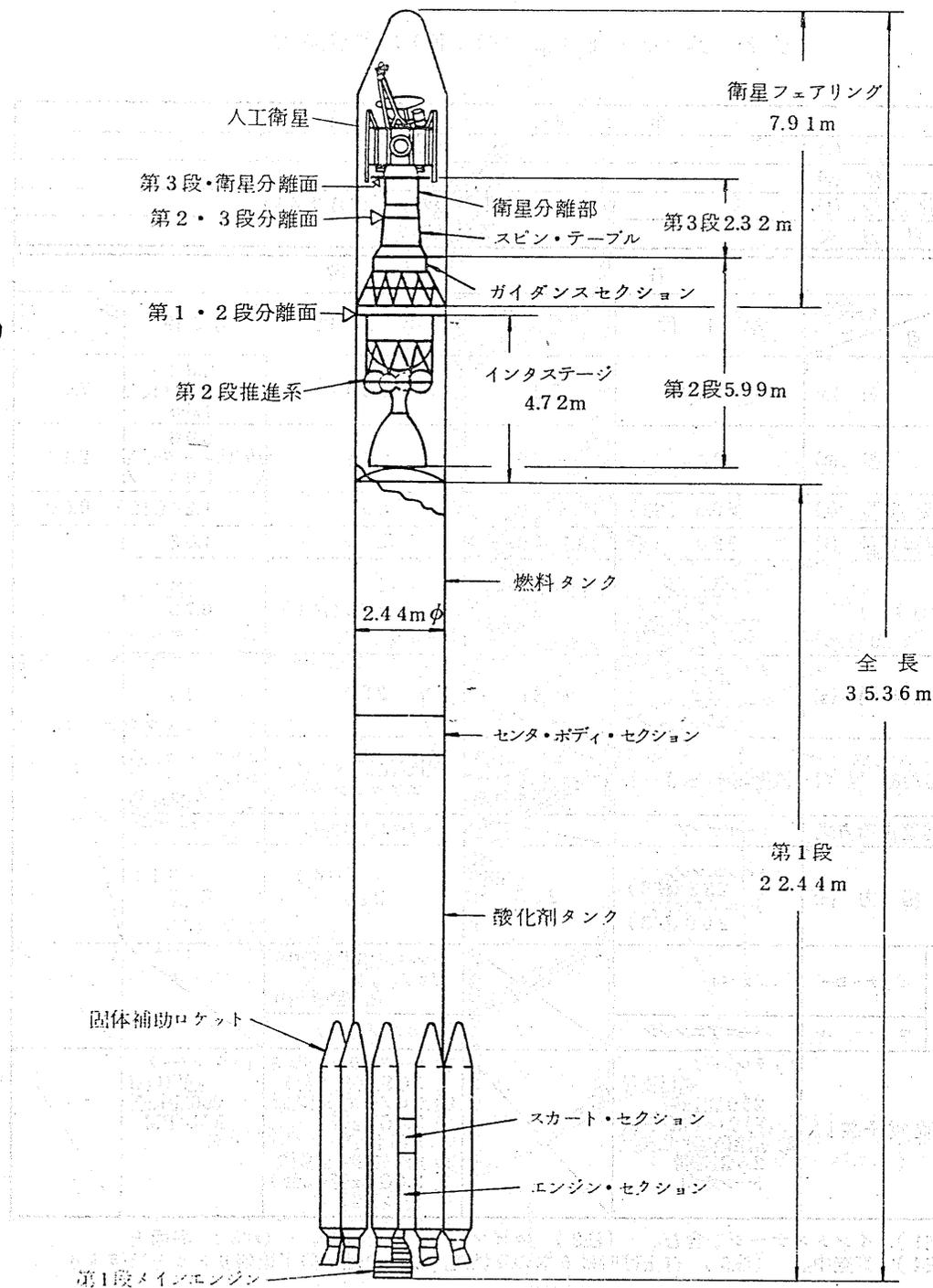


図8 Nロケット12号機(F)の形状

表2 Nロケット12号機(F)の主要諸元

全		段				
全長 (m)	35.36					
外径 (m)	2.44					
全段重量 (t)	135.3 (人工衛星の重量は含まない)					
誘導方式	慣性誘導方式					
各		段				
項目	各段等	第1段	固体補助 ロケット	第2段	第3段	衛星 フェアリング
全長 (m)		22.44	7.25	5.99	2.32 (固体モータ長 1.68)	7.91
外径 (m)		2.44	0.79	2.44	0.96 (固体モータ長 0.94)	2.44
各段重量 (t)		86.5 (注1)	40.3 (9本分)	6.67	1.24 (注2)	0.60
推進薬重量 (t)		82.0	33.7 (9本分)	5.80	1.05	
平均推力 (10 ³ kgf)		メインエンジン 77.1 (注3) パーニアエンジン 0.46×2 (注3)	142 (6本分) (注3) (注5)	4.48 (注4)	(注4) 6.79	
燃焼時間 (s)		メインエンジン 273 パーニアエンジン 279	38	399	44	
推進薬種類		液化酸素/RJ-1	ポリブタジエン系 コンボジット 固体推進薬	四酸化二窒素/ エアロジン50	ポリブタジエン系 コンボジット 固体推進薬	
推進薬供給方式		ターボポンプ		ヘリウムガス押し		
比推力 (s)		メインエンジン 253 (注3) パーニアエンジン 209 (注3)	(注3) 238	(注4) 319	(注4) 283	
姿勢制御	ピッチ・ヨー	ジンバル		ジンバル(推力飛行中) ガスジェット (慣性飛行中)		
	ロール	パーニアエンジン		ガスジェット		
搭載電子装置		1) テレメータ 送信装置 290MHz帯 PDM/FM/PM 2) 指令破壊受信装置 2.6GHz帯 トーン変調		1) レーダトランスポンダ 5GHz帯(2台) 2) テレメータ送信装置 2.3GHz帯 PCM/PM 3) 指令破壊受信装置 2.6GHz帯(2台) トーン変調	1) テレメータ 送信装置 290MHz帯 FM/PM	

(注1) インタステージを含む。(注2) スピンテーブルを含む。(注3) 海面上。
 (注4) 真空中。(注5) 打上げ時は6本のみ燃焼、6本の燃焼終了後残り3本を燃焼させる。

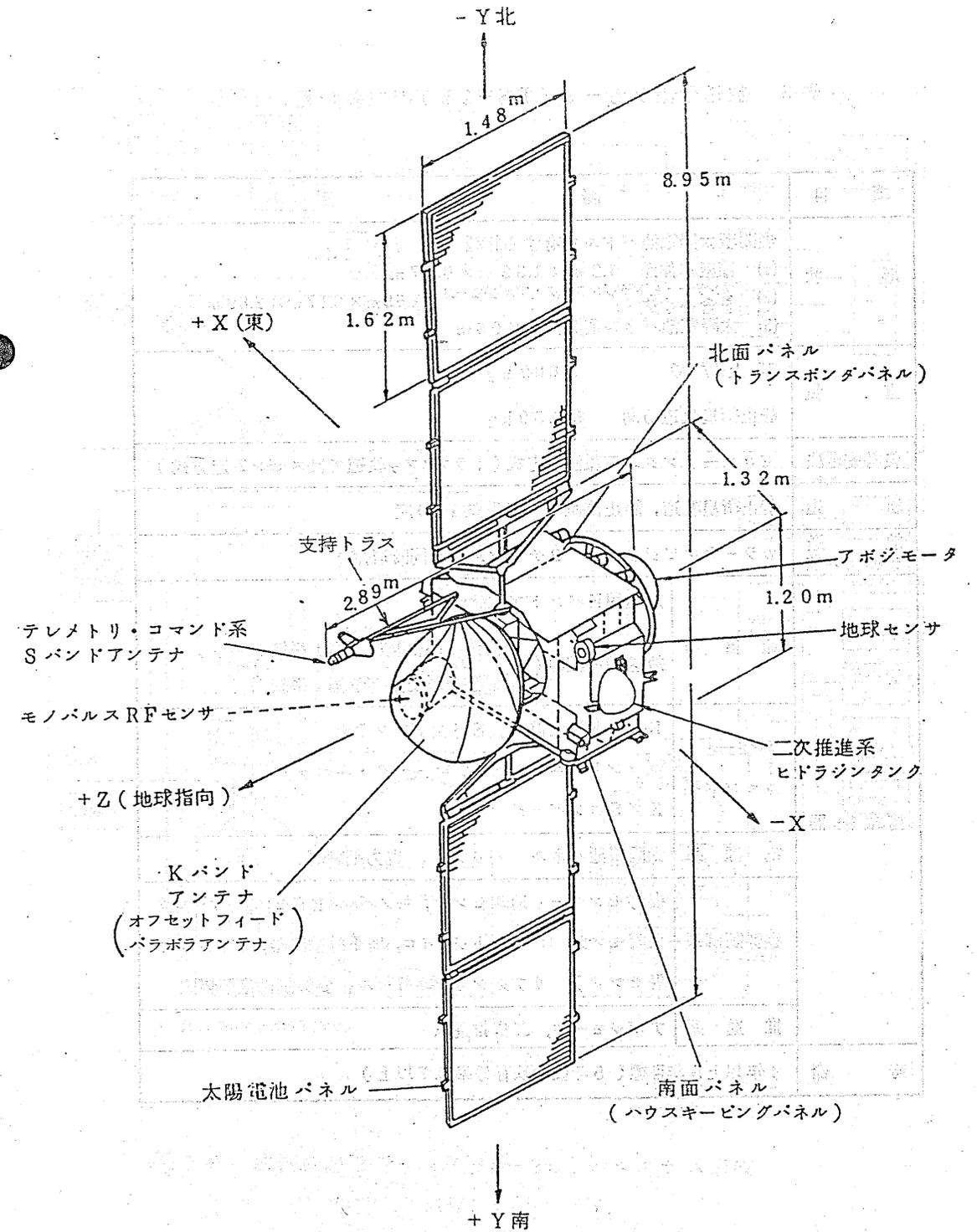
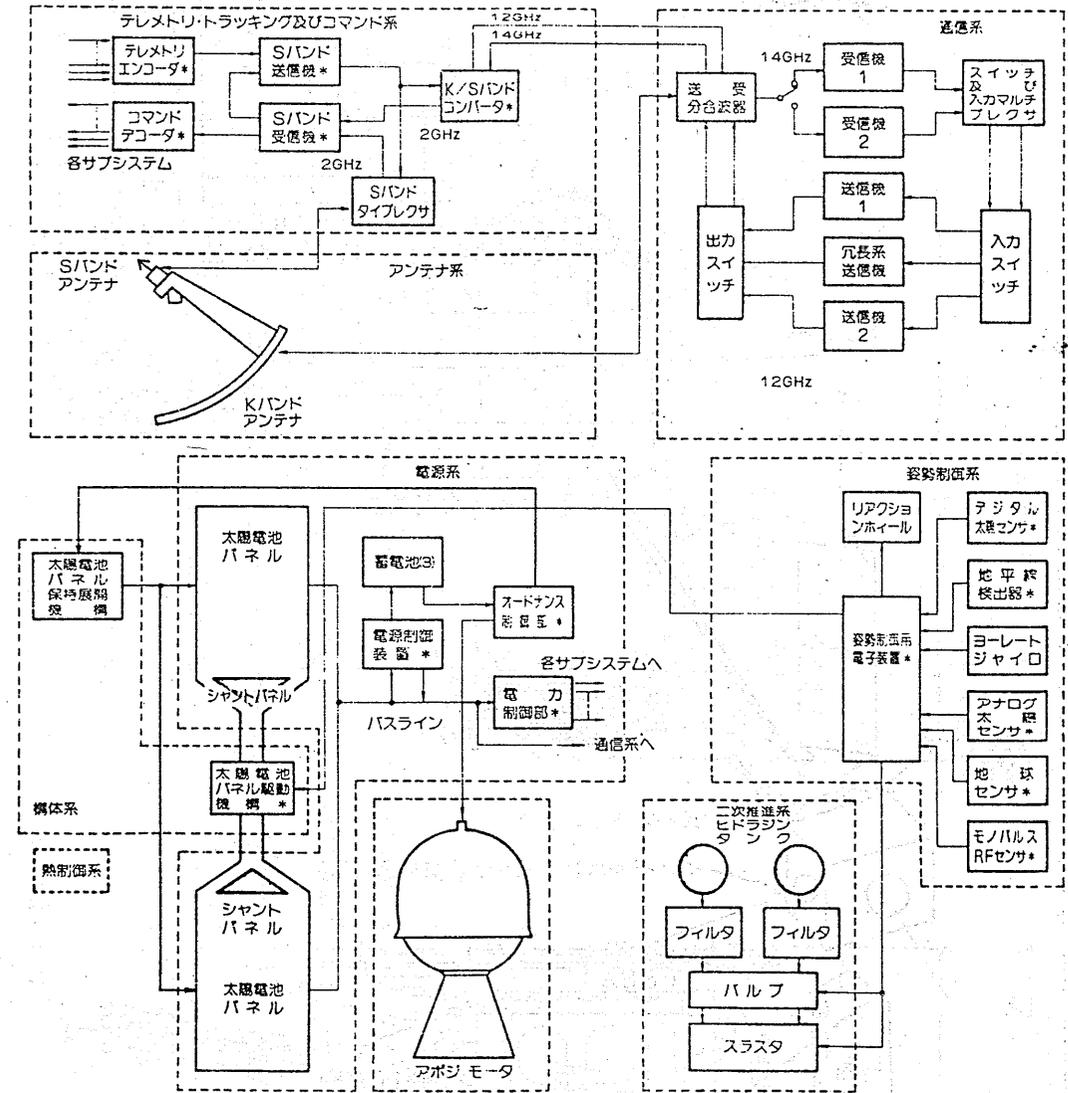


図9 放送衛星2号-a (BS-2a)の形状

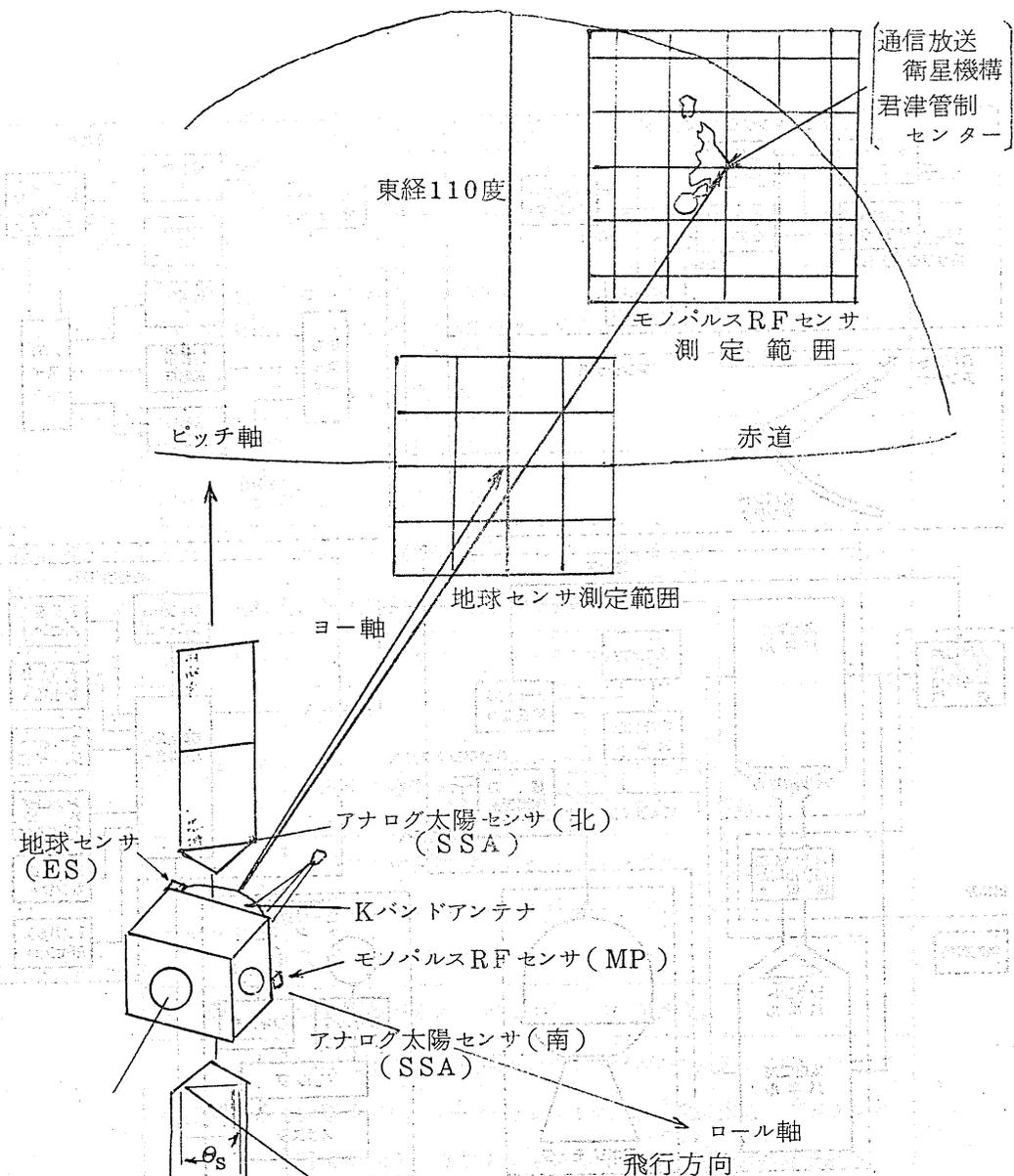
表3 放送衛星2号-a (BS-2a)の主要諸元

項目	諸元	
形状	展開型太陽電池パドルを有する箱型 (1) 箱型本体部 1.2 m × 1.32 m × 0.77 m (2) アンテナ・ヒドラジントタンク・アポジモータを含む寸法 1.55 m × 2.17 m × 2.89 m (3) 太陽電池パネル展開長 8.95 m	
重量	打上げ時 約689 kg 静止衛星軌道初期 約350 kg	
姿勢安定法	ゼロモーメント三軸制御方式(トランスファ軌道ではスピン安定方式)	
軌道	静止衛星軌道, 静止位置 東経約110度	
放送チャンネル数	カラーテレビジョン 2チャンネル(同時運用)	
搭載機器	通信系	放送用Kバンドアンテナ 放送用中継器(受信機1系統及び予備1系統) 送信機2系統及び予備1系統)
	テレメータ・コマンド系	Sバンド送受信機, Sバンドアンテナ コマンド・ユニット, テレメータ・ユニット K/Sコンバータ
	電源系	太陽電池パネル, バッテリ, 電力制御器
	姿勢制御系	姿勢センサー(地球センサ, モノパルスRFセンサ, アナログ太陽センサ, ヨーレートジャイロ, 地平線検出器, デジタル太陽センサ), リアクションホイール, 姿勢制御電子装置
	推進系	アポジモータ, 二次推進系
寿命	4年以上5年目標(5年後の残存確率0.7以上)	



* : 冗長系を有する構成品を示す。

図10 放送衛星2号-a (BS-2a)のシステム構成



	姿勢検出用センサ
ロール角	ESまたはMP
ピッチ角	ESまたはMP
ヨー角	MECOまたはSSA

MECO: MPとESの組合わせ

図11 放送衛星2号-a (BS-2a)の姿勢センサ

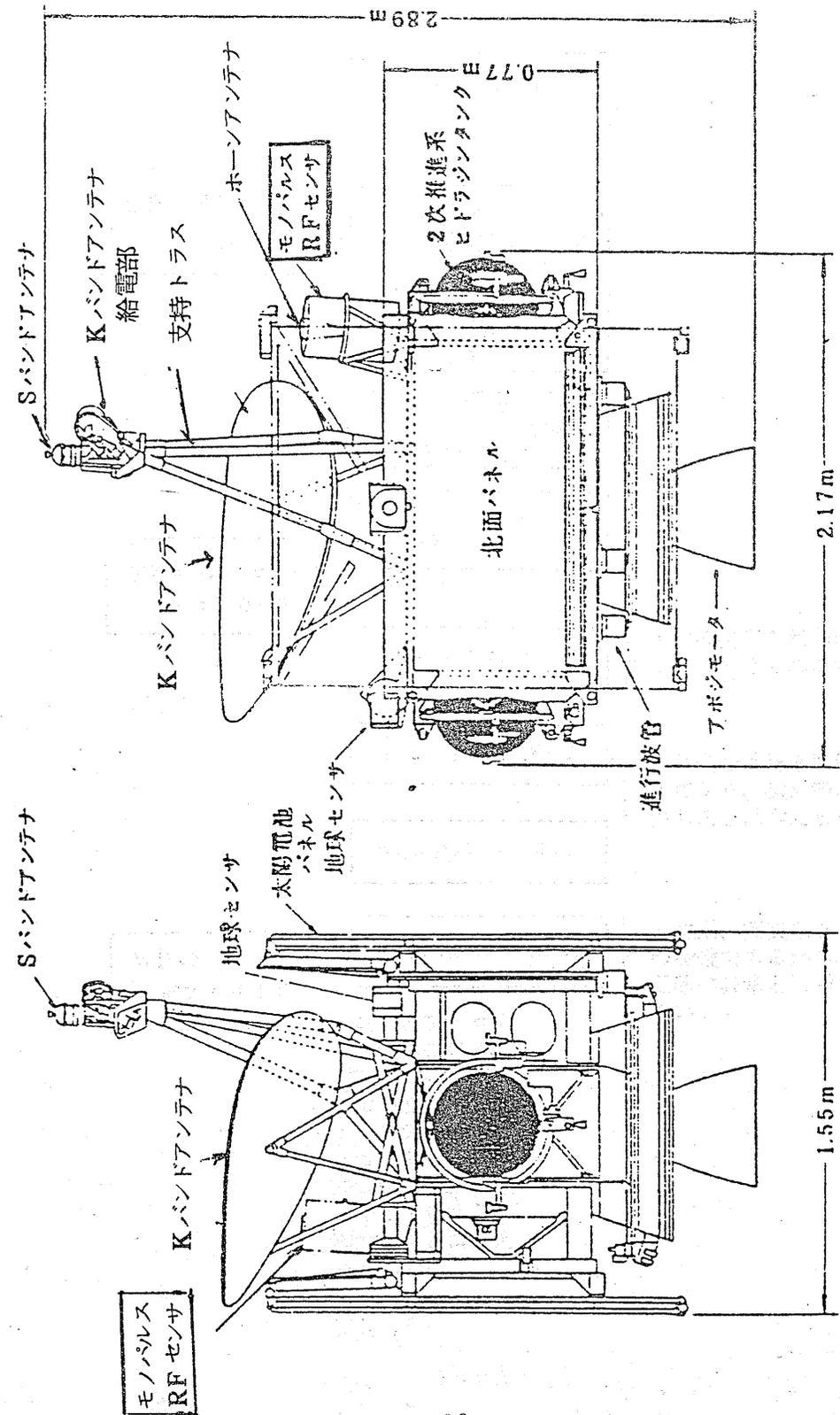


図12 モノパルスRFセンサの搭載位置



ビーコン電波自体の異常

MPとESの出力

放送及びテレメトリコマンド電波による干渉

Kバンドアンテナでのビーコン電波の再放射による干渉

Kバンドアンテナでのビーコン電波の反射による干渉

MPロール/ピッチ出クロスカップリン

サーマルブランケットの影響

モノパルスコンバータ

モードカブラ

フィルタ/ハイブリッド

MPのボアサイトオフセ

受信機電子回路

センサとアナログセンサ使用時の放送信レベルは設計値直であり、ESとドアンテナのアラトは正常である。についても、打上、予測を超える加加わったとは考えない。

・軸の斜交の要因になることは考えられない。

・和信号は正常に受信できており、機械的変形を生じたとは考えられない。

・主系、冗長系とも同様の特性であるから、電子回路の異常とは考えられない。

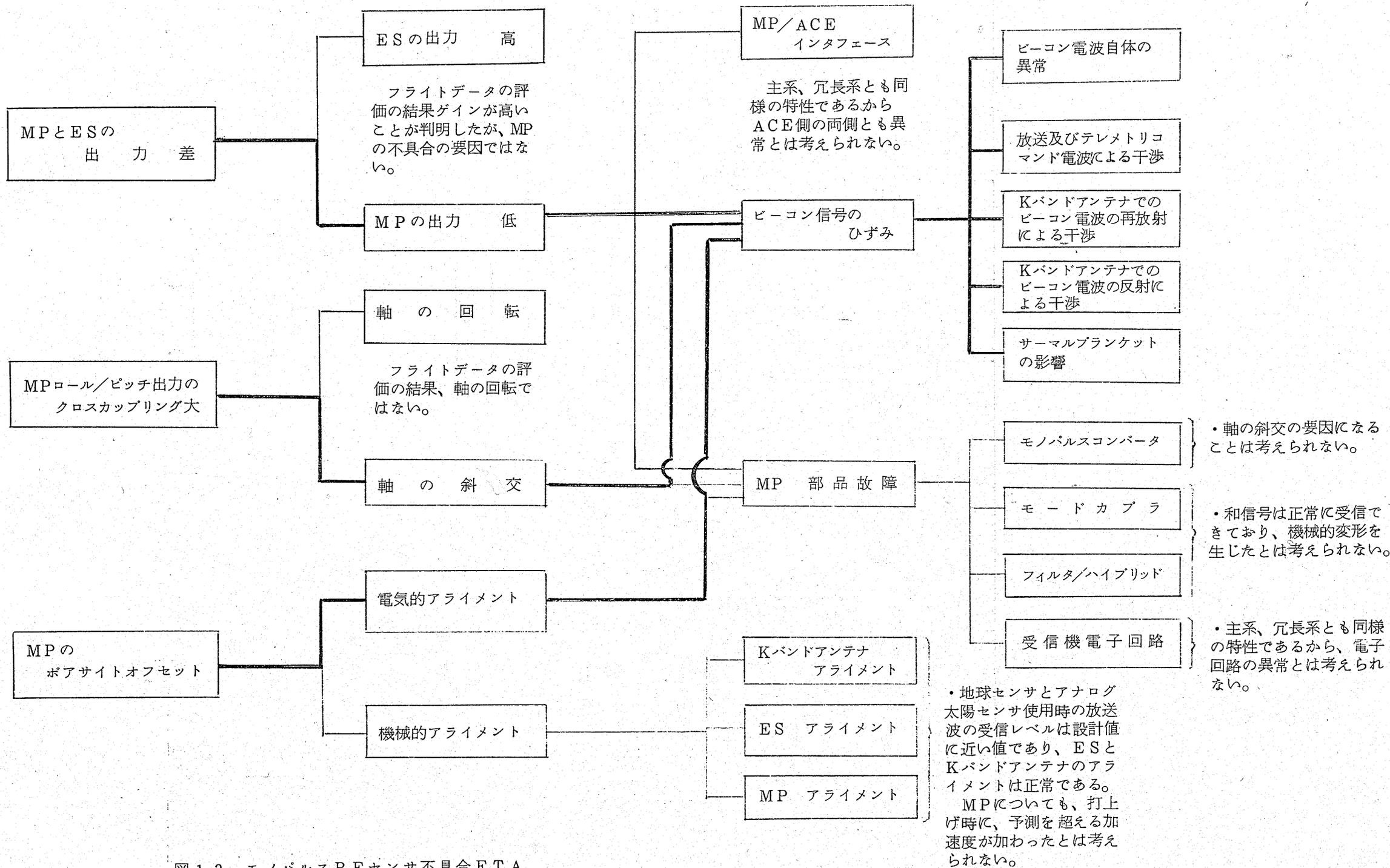
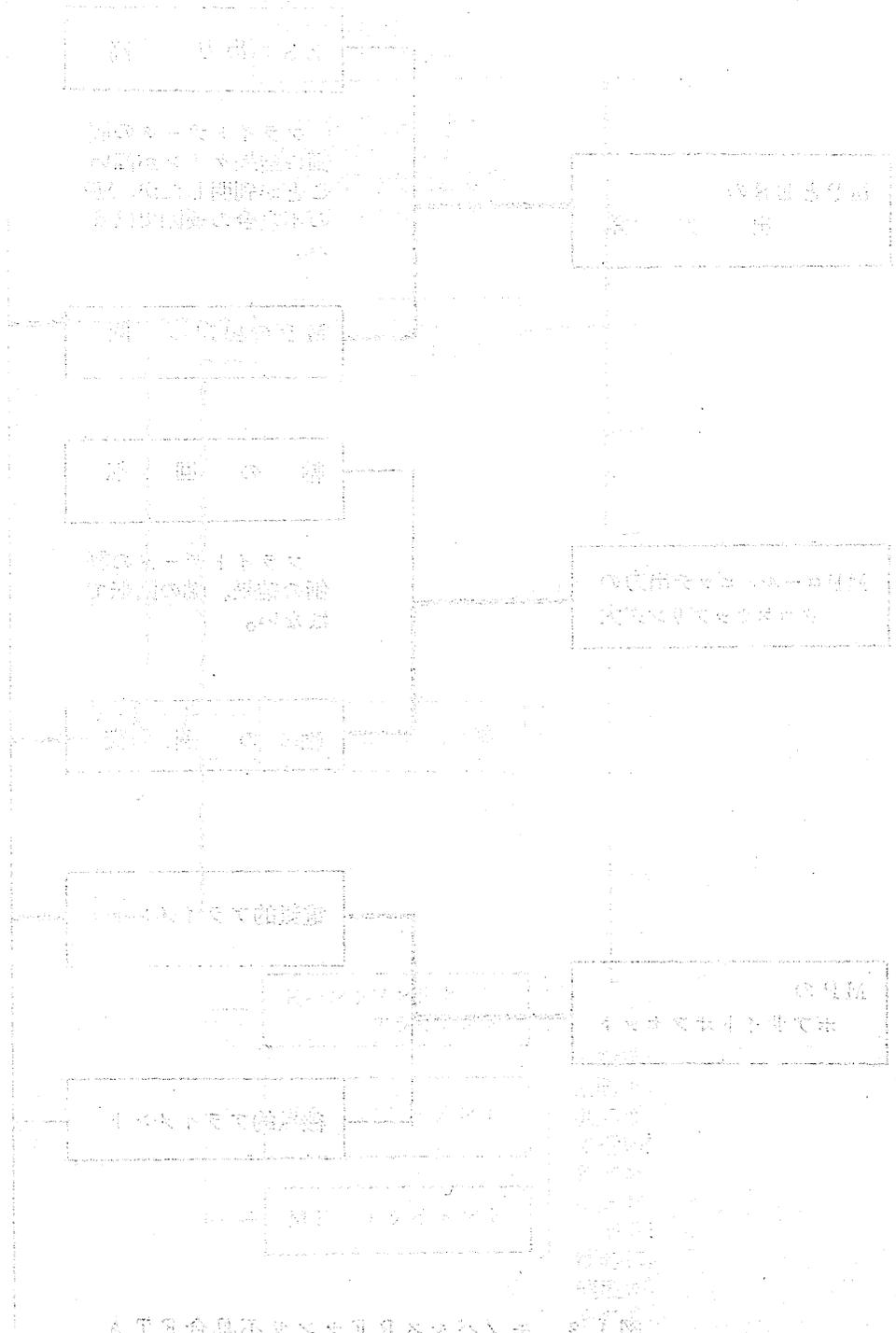


図 1 3 モノパルスRFセンサ不具合FTA



参 考 1

昭和58年度1～2月期における人工衛星及び人工衛星打上げ用ロケットの打上げ結果の評価に関する審議について

昭和59年4月18日

宇宙開発委員会決定

1. 昭和58年度1～2月期において文部省宇宙科学研究所が行ったM-3Sロケット4号機による第9号科学衛星（EXOS-C）の打上げ及び宇宙開発事業団が行ったNロケット12号機（F）（N-IIロケット5号機（F））による放送衛星2号-a（BS-2a）の打上げの結果を評価するために調査審議を行うものとする。
2. このため、評価に必要な技術的事項について、第四部会において調査審議を行うものとする。この調査審議は、昭和59年6月末までに終えることを目途とする。

放送衛星対策特別委員会の設置に伴う放送衛星
2号-aの中継器に生じた異常に関する審議の
取扱いについて

昭和59年5月14日

宇宙開発委員会決定

放送衛星2号-aの中継器に生じた異常の原因究明及び今後の対策に関する
技術的事項については、「昭和58年度1～2月期における人工衛星及び人工
衛星打上げ用ロケットの打上げ結果の評価に関する審議について」(昭和59
年4月18日宇宙開発委員会決定)にかかわらず、放送衛星対策特別委員会に
おいて審議を行うものとする。

宇宙開発委員会第四部会構成員

部 会 長	佐 貫 亦 男	日本大学理工学研究所顧問
部会長代理	内 田 茂 男	名城大学理工学部教授
専 門 委 員	※ 秋 葉 鎌二郎	文部省宇宙科学研究所教授
	※ 大 島 耕 一	文部省宇宙科学研究所教授
	小 林 繁 夫	東京大学工学部教授
	米 竹 中 幸 彦	宇宙開発事業団理事
	中 込 雪 男	国際電信電話株式会社常務取締役
	長 洲 秀 夫	科学技術庁航空宇宙技術研究所科学研究所官
	※ 林 友 直	文部省宇宙科学研究所教授
	米 船 川 謙 司	宇宙開発事業団理事
	前 田 弘	京都大学工学部教授
	虫 明 康 人	東北工業大学長
	若 井 登	郵政省電波研究所長

注) ※印の専門委員は、文部省宇宙科学研究所が行った打上げ結果の調査審
議については、説明者として参加した。

米印の専門委員は、宇宙開発事業団が行った打上げ結果の調査審議につ
いては、説明者として参加した。

目 次

宇宙開発計画
(昭和59年3月14日決定)
の見直しに関する要望事項
(追加)

科学技術庁	1
運輸省	2

昭和59年7月

1. 人工衛星の開発

静止気象衛星4号(GMS-4)

利用機関からの要望に対応し、利用機関における気象業務の改善に応ずるとともに、気象衛星に関する技術の開発を進めることを目的とする静止気象衛星4号(GMS-4)について、H-Iロケット(3段式)により、静止気象衛星3号(GMS-3)の目標寿命期間(GMS-3の寿命は4年以上5年目標)が終了する昭和64年度に打ち上げることを目標に開発に着手したい。

2. ロケットの開発

H-Iロケット

静止気象衛星4号(GMS-4)を昭和64年度に打ち上げることを目標に、重量約550kgの静止衛星打上げ能力を有するH-Iロケット(3段式)4号機の開発に着手したい。

我が国の気象業務の改善及び気象衛星にかんする寿命、信頼性向上等、技術の開発のための静止気象衛星4号(GMS-4)について、静止気象衛星3号(GMS-3)の寿命期間が終了する昭和64年度に静止軌道上東経140度付近に打ち上げることを目標に開発に着手することを要望する。

また、利用機関の経費負担については十分な配慮を行なうことを併せて要望する。