

昭和57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 58 年 5 月

宇宙開発委員会第四部会

昭和57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58年5月27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57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3号機による第8号科学衛星(ASTRO-B)の打上げ及び宇宙開発事業団が行ったNロケット10号機(F)(N-IIロケット3号機(F))による通信衛星2号-a(CS-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58年4月22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。

目 次

I	M-3S ロケット 3 号機による第 8 号科学衛星 (ASTRO-B)	
	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	5
II	N ロケット 10 号機 (F) (N-II ロケット 3 号機 (F)) による	
	通信衛星 2 号-a (CS-2 a) の打上げ	6
	1. 打上げの概要	6
	2. 打上げ結果の分析と今後の対策	8
III	総 合 意 見	13
参考 1	昭和 57 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	32
参考 2	宇宙開発委員会第四部会構成員	33

I M-3 S ロケット 3 号機による第 8 号科学 衛星 (ASTRO-B) の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 目 的

今回の打上げは、M-3 S ロケット 3 号機によって第 8 号科学衛星 (ASTRO-B) を近地点高度約 495 km, 遠地点高度約 634 km の楕円軌道に投入し、X線星、X線銀河、軟X線星雲等の観測を行うことを目的としたものである。

(2) M-3 S ロケット 3 号機の概要

M-3 S ロケット 3 号機は全長約 23.8 m, 直径約 1.4 m, 発射時の総重量約 49.2 トンの 3 段式固体ロケットで、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 (TV C) 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。なお、従来第 1 段及び補助ブースタは地上電源により点火されていたが、システムの単純化等を図るため、搭載タイマによる自動点火方式が採用されている。

第 2 段は固体の M-22 モータ、TV C 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。なお、このサイドジェット装置の燃料は 2 号機までの過酸化水素から発火の危険性の少ないヒドラジンに変更されている。

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

第8号科学衛星 (ASTRO-B) が搭載され、全体がノーズフェアリングで包まれている。

(3) 第8号科学衛星 (ASTRO-B) の概要

ASTRO-Bは、衛星重量約216kg、衛星本体は最大対面寸法110.4cm、高さ89.5cmの略八角柱で軌道上では側面下部に付けられた縦87.7cm、横60.0cmの4枚の太陽電池パドルを展開する構造となっている。

その形状及び構造は、それぞれ図2及び図3に示すとおりである。

ASTRO-Bではコマンドにより磁気姿勢制御装置 (MAC) を用いてスピン軸方向を制御し、全天に広がるX線天体のうちの任意の天体に観測機器を向けるようになっている。また、X線天体の強度変動を詳細に観測するためには、衛星の回転速度を遅くする必要があり、毎分約0.1回転程度まで3段階の低い回転速度に制御できる姿勢制御エレクトロニクスが搭載されている。

ASTRO-Bに搭載した観測装置の概要は次のとおりである。

(i) 蛍光比例計数管

宇宙X線源を観測する新しく開発された高分解能、広帯域の汎用観測装置である。高感度な観測を行うため10個の計数管により観測部の有効面積を大きくしている。そのうち2個の計数管にはすだれコリメータが装置され、X線源の位置を高精度で決定できるようになっている。

(ii) 広視野X線モニタ

スピン軸から約50度までの間の天空を常時観測する装置でX線源の出現、消滅あるいは大幅な強度変動等を観測する。特にスピン軸から約

20度までの天空の観測は世界で初めてアダマールX線望遠鏡により行われ広視野内のX線源分布の同時観測を行う。

(iii) 超軟X線反射集光鏡

反射鏡を用いて集光することにより、高感度の観測を行う装置であり、0.1～2keVの超軟X線源を観測する。

(iv) ガンマ線バースト検出器

未知の天体から放出されるガンマ線バーストを観測する装置である。

(v) 星姿勢計

スピン軸に直角にとりつけられ衛星の回転に伴い星の分布を観測する装置で、星の分布を分析することにより衛星のスピン軸方向 (蛍光比例計数管等の観測機器の方向) を1分角の精度 (回転速度が毎分0.1回転以下の時) で決定する。

(4) 打上げ経過及び結果

発 射 時 刻：昭和58年2月20日14時10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67.5度、方位角97度

発射時の天候：曇、西北西の風1.5m/秒、気温7.1℃

各段ロケットの燃焼及び飛行は正常で、第1段及び第2段の推力方向制御及び新たに開発された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。

第3段は、発射後453秒に点火され、その後、ASTRO-Bは「て

んま」(天馬, TENMA)と命名された。その後の計算によるASTRO-Bの軌道は次のとおりである。

	実 測 値	計 画 値
近地点高度 (km)	4 9 7	4 9 5
遠地点高度 (km)	5 0 3	6 3 4
軌道傾斜角 (度)	3 1.5	3 1.5
周 期 (分)	9 4.5	9 5.9

(昭和58年2月22日現在)

この軌道は、当初の計画値に比べ、遠地点高度が若干低いものとなっている。

衛星は一周回の時点でヨーヨーデスピナにより、衛星の回転速度を初期の毎秒2回から毎分3.8回に低下させた後、太陽電池パドルの展開を行った。この展開の結果、衛星の回転速度は毎分3.1回となった。

その後、地磁気姿勢計、磁気姿勢制御用コイル等の姿勢制御系装置、太陽電池パドル等の電源系装置等の機器は全て正常に機能することが確認された。

また、搭載観測装置についても点検が行われ、蛍光比例計数管、広視野X線モニタ等の観測装置が正常に機能することが確認された。

なお、超軟X線観測装置については検出器の一つにガス漏れの大きいことが発見されたが、冗長系を備えているため、これを使用することにより観測に支障はない。

3月8日からは、定常観測体制に入り、蛍光比例計数管により帆座のX線パルサーVela X-1を、広視野X線モニタによりケンタウルス座のパル

サーCen X-3を観測するなど各種観測機器による観測が順調に行われている。

観測結果の例を図4に示す。

2. 打上げ結果の分析と今後の対策

前述のとおり、M-3Sロケット3号機により打ち上げられたASTRO-Bは、軌道投入後、X線星等の観測を順調に行っている。

衛星の軌道は計画値の近地点高度約495km、遠地点高度約634kmの楕円軌道に対し、近地点高度約497km、遠地点高度約503kmの略円軌道になった。

ロケット飛行中のテレメトリデータによれば、第2段及び第3ロケットの推力が計画より小さく、これが軌道誤差を生ずる原因となったとみられる。この第2段及び第3段ロケット^Y推力の誤差は固体ロケットモータの製造におけるバラツキによるものが原因と考えられる。

また、ロケット飛行中の軌道制御は正常でロケットも予定された軌道に沿って飛行していたが、ロケットは予定された幅の中で上向きの姿勢をとったため第2段燃焼終了時点におけるロケットの進行方向が上向きとなり、その結果、水平方向の速度成分が減少したことも誤差を生ずる原因となったと考えられる。この軌道誤差の分析結果は表2のとおりである。現在の固体ロケット技術からみると、この程度の誤差は一般的にみて生じうるものと考えられる。

なおASTRO-Bの打上げ計画は、この程度の軌道誤差が生じても差し支えないミッション(地球大気により遮へいされた地上から観測できない宇宙X線を地球大気の外側から観測すること)として計画されているので、今回生じた軌道誤差はミッション達成上支障とはならない。

II Nロケット10号機(F) (N-IIロケット3号機(F)) による通信衛星2号-a (CS-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10号機(F) (N-IIロケット3号機(F)) によって通信衛星2号-a (CS-2a) を赤道東経132度の静止軌道に投入することにより、通信衛星に関する技術の開発を進めるとともに、利用機関における通信需要に応じることを目的としたものである。

(2) N-IIロケット3号機(F)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3号機(F)は、静止気象衛星2号(GMS-2)を打ち上げたN-IIロケット2号機(F)と基本的には同じロケットであるが、第2段の性能向上のために燃焼圧が高くされた点及び衛星分離部の軽量化・国産化が図られた点が異なっている。

ロケットの形状及び主要諸元は、それぞれ図5及び表3に示すとおりである。

(3) 通信衛星2号-a (CS-2a) の概要

CS-2aは、直径約2.2m、ソーラアレイの下端から通信用アンテナ上端までの全高約3.3mの円筒型をしたスピン安定方式の人工衛星で、

打上げ時の衛星重量は約670kgである。

CS-2aは、昭和52年12月に打ち上げられた実験用中容量静止通信衛星(CS)と基本的には同様の性能を持つ衛星であり、その形状、主要諸元及びシステム構成は、それぞれ図6、表4及び図7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58年2月4日17時37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、北北西の風2.8m/秒、気温11.7℃

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段スピンアップ、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26分59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「さくら2号-a」(SAKURA-2a)と命名された。

トランスファ軌道上での2回の姿勢制御の後、2月6日8時4分5秒に第4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36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。なお、トランスファ軌道において、衛星の姿勢決定に用いる地球幅データが一時的に欠落する現象 (地球幅が0度と表示される現象) が発生

したが姿勢決定は支障なく行われた。

その後、ドリフト軌道での4回の姿勢制御及び6回の軌道制御によって、2月24日、衛星は所定の東経132度の静止軌道に投入された。

その後の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)	3 5, 7 8 3	3 5, 7 8 3
遠地点高度 (km)	3 5, 7 9 1	3 5, 7 9 1
軌道傾斜角 (度)	0.0 8 6	0.0 8 6
周 期 (分)	1, 4 3 6	1, 4 3 6

(昭和58年2月24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通信アンテナ、通信用中継器、準ミリ波帯ビーコン等の搭載機器の機能の確認が順次行われ、すべて所要の性能を満たしていることが確認された。

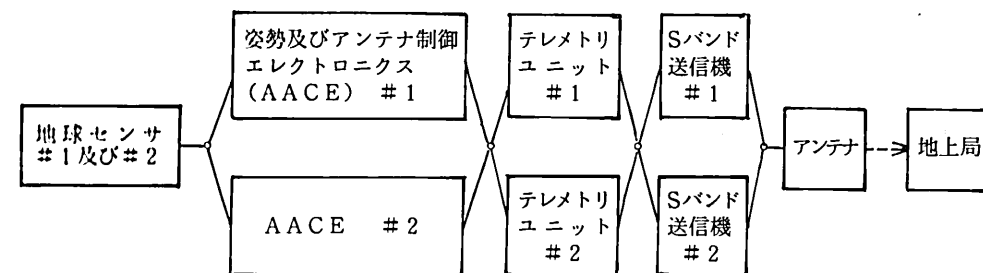
2. 打上げ結果の分析と今後の対策

前述のとおり、N-IIロケット3号機(F)によりCS-2aは所定の静止軌道に投入され通信系をはじめ衛星各部は所要の性能を満たしている。

トランスファ軌道でみられた地球幅データ欠落現象に関する分析及び今後の対策は以下のとおりである。

地球幅データは、衛星の姿勢を把握するためのもので、このデータに基づき、地上局から姿勢制御を行っている。

地球幅測定に関する機器の構成は概ね次のとおりである。



地球センサは、地球方向からの波長14~16 μ mの赤外線(放射, アルベド)を観測するもので、衛星のスピンの軸に垂直な面に対し夫々±4度の傾斜角で2個取付けられている。夫々のセンサは、衛星のスピンのに伴い図8に示すように地球を走査し、宇宙空間から地球へ移る時の赤外線の増加により地球の一端(リーディングエッジ: LE)を及び地球から宇宙空間へ移る時の赤外線の減少により地球の他端(トレーリングエッジ: TE)を、それぞれ検出してLEパルス及びTEパルスを出力する機能を有している。

姿勢及びアンテナ制御エレクトロニクス(AACE)は夫々の地球センサが出力したLEパルス及びTEパルスの間隔から地球の幅(地球センサが地球を走査する角度)を計測する機能を有している。

また、AACEには地球センサの観測する地球幅が計測可能な範囲(4.3度~34.6度)を超えた場合及び地球センサが太陽を走査した場合に誤った地球幅データを送出するのを避けるための機能が備えられており、これらの場合には地球幅が0度にリセットされることになっている。AACEによりこのようにして計測された地球幅データはテレメトリユニット、Sバンド送信機等を経由して地上局に向け送出される。

地球幅は衛星が静止軌道に投入された後は、常時測定されることとなるが、衛星がトランスファ軌道にある間は、衛星が遠地点及び近地点の近傍を周回している時に地球センサが地球方向を走査する。しかしながら、近地点では

地球幅が計測範囲を超えAACEのリセット機能が働くことから、地球幅の測定は遠地点近傍において行われることとなる。

地球幅データの欠落現象は、衛星がトランスファ軌道を4回周回したうち第2、第3及び第4遠地点周回時に両方の地球センサのデータについて発生しており、地上局で受信されたデータの例は図9に示すとおりである。

地球幅データの欠落現象が生じている間も、電力、温度等のテレメトリデータは同一のテレメトリユニット、Sバンド送信機等を経て正常に送信されてきていることから、テレメトリユニット以降の通信系に異状はないと考えられる。

欠落現象が生じていない間の地球幅データは予測される地球幅データの変化と合致することから、このデータは正しい値を示していると考えられ、また、地球センサ、AACE、テレメトリユニットの組合せを変更しても欠落現象に変わりはないことから地球センサ、AACE、テレメトリユニットへの入力機構等に異常はないと考えられる。

一方、3回にわたる地球幅データの欠落現象についてみると、データは、ランダムな値はとらず、常に0度を示している。

これらのことから、欠落現象が生じるのは、AACEで地球幅データがリセットされているためと推定される。

3回の欠落現象には共通して地球センサが高緯度地方(約50度以上)から走査する時に現象が生じるという特徴があるため、衛星がドリフト軌道に投入された後に確認のため地球センサで高緯度地方を走査させたところ図10に示すように同様の欠落現象が発生した。

トランスファ軌道の遠地点、ドリフト軌道からみた地球幅は最大十数度程度であり、地球幅が計測範囲を超えたことによりデータがリセットされ欠落

が生じたとは考えられず、高緯度地方を走査した時に太陽を地球と誤認することを避けるためのリセット機能が働いたものとみられる。

太陽は地球と比べ赤外線が強く、赤外線の強さの変化を入力として地球センサが発生するLEパルスは地球を走査する時のLEパルスに比べてパルス電圧も高く、パルスの立上りの傾斜も急峻なものとなる。このパルス電圧の違いを利用して太陽と地球を区別する方法をとっており地球センサから一定のレベルを超えたLEパルスがAACEに入力されると、AACEではTEパルスの入力を待たずに計測をリセットし地球幅を0度とし[✓]テレメトリユニットに送出する仕組みとなっている。(太陽光干渉防止回路)(図11)このリセットは、地球、太陽の赤外線の強さからみてLEパルスの電圧が、 3.75 ± 0.25 Vとなった時に行われるように設計されている。

今回の欠落現象を踏まえ、調査したところAACEの太陽光干渉防止回路の作動レベルは規格の範囲内ではあるがLEパルスの立上りの傾斜によって応答に違いがあり、地球を走査した場合にあたる 1V/ms 以下の傾斜では下限の3.5 V近くなっていた。

一方、地球からの赤外線についてみると図12に示すように高緯度地方においては赤外線の強さの変動が大きく太陽光干渉防止回路が作動するLEパルスの電圧3.5 Vを生じるような強さの赤外線が観測されるとみられる。(図13)従って、地球幅テレメトリデータに欠落が生じたのは地球センサが赤外線の強さの変動の大きい高緯度地方を走査した時に強い赤外線を観測し[✓]高い電圧のLEパルスを出し、さらに規格の範囲ではあるがAACEの太陽光干渉防止回路の作動レベルが下限近くになっていたことから、AACEの計測がリセットされ0度の地球幅データを送出したものと考えられる。

地球の赤外線の強さの地域分布に基づき、現象発生時の地球センサの走査条件

を用いて計算機によるシミュレーションを行ったところこの過程の生じることのあることが確認された。

なお、トランスファ軌道の第1遠地点近傍ではデータ欠落現象が生じていないが、これはこの時の高緯度地方の赤外線があまり大きくなかったためと推定される。

静止軌道に投入された後は、地球センサは赤外線の強さが安定している南北27度付近の緯度の地域を走査しており、その強さは約450～500 μ W/cm²str、これに対応する地球センサのLEパルスは2.7～3v程度となり太陽光干渉防止回路の作動レベルを超えることはなく、従って地球幅データの欠落現象は生じていない。

なお、技術試験衛星Ⅱ型(ETS-Ⅱ)、実験用中容量静止通信衛星(CS)、実験用静止通信衛星(ECS)にも同一のAACEが使用されたが、地球幅欠落現象は生じていない。これは、CS-2についてはAACE内部のパルスの増幅を行うバッファアンプに同一規格ながらETS-Ⅱ等とは異なる供給メーカーのアンプが使用されていたことにより太陽光干渉防止回路の作動レベルの特性に差異があったものと推定される。

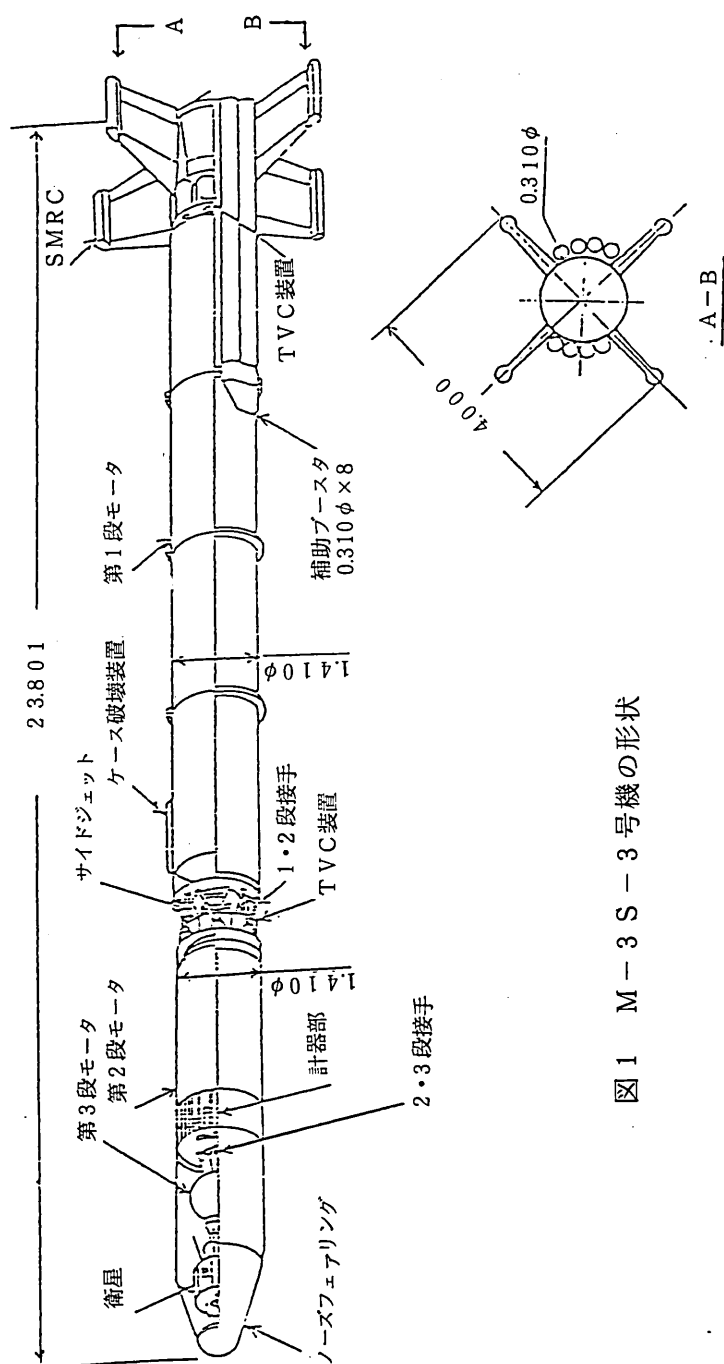
今後、CS-2aと同じ仕様のAACEを使用しているCS-2bについては、太陽光干渉防止回路の作動レベルの設定について考慮する必要がある。

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3号機による第8号科学衛星(ASTRO-B, てんま)の打上げについては、衛星の遠地点高度が若干低めであるものの、ほぼ所定の軌道に投入され、また搭載観測機器によるX線星等の観測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。

2. 宇宙開発事業団が実施したNロケット10号機(F)(N-Ⅱロケット3号機(F))による通信衛星2号-a(CS-2a, さくら2号-a)の打上げについては、N-Ⅱロケットによる初の実用通信衛星として静止軌道への打上げに成功し、搭載機器もすべて正常に動作しており、今後利用機関の通信の用に供されることとなっ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。

なお、トランスファ軌道において一時発生した地球幅データの欠落現象については、高緯度地方からの赤外線の強さの変動が大ききことによるものと推定され、今後、太陽光干渉防止回路の作動レベルの設定について十分考慮する必要がある。



単位:m

図1 M-3S-3号機の形状

表1 M-3S-3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)	45.1 4.1 (SB) 49.2	11.1	1.228 0.216 (SA) 1.444
推 進 薬 重 量 (ton)	27.1 2.7 (SB) 29.8	7.21	1.08
平 均 推 力 (ton)	114 109 (SB) 223 (海面)	36.2	6.82
燃 焼 時 間 (sec)	70 7.7 (SB)	72	53

SB: 固体補助ロケット

SA: 衛 星

図2 第8号科学衛星(ASTRO-B)の形状

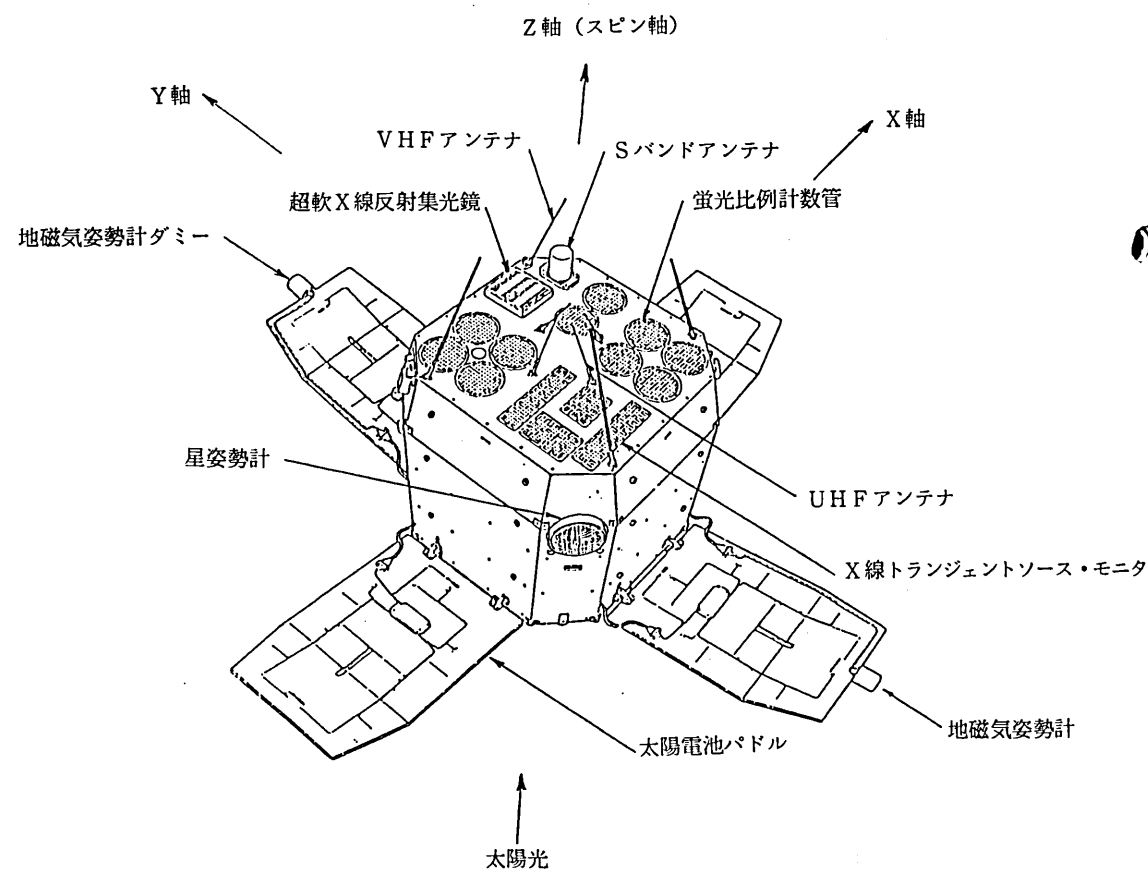
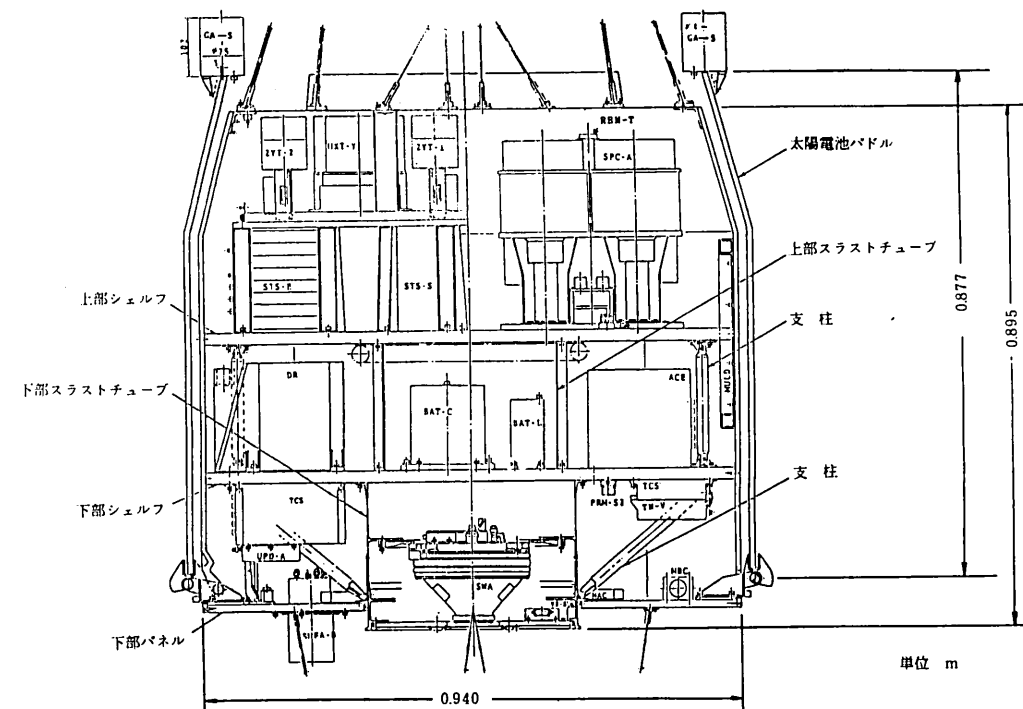


図3 第8号科学衛星(ASTRO-B)の構造

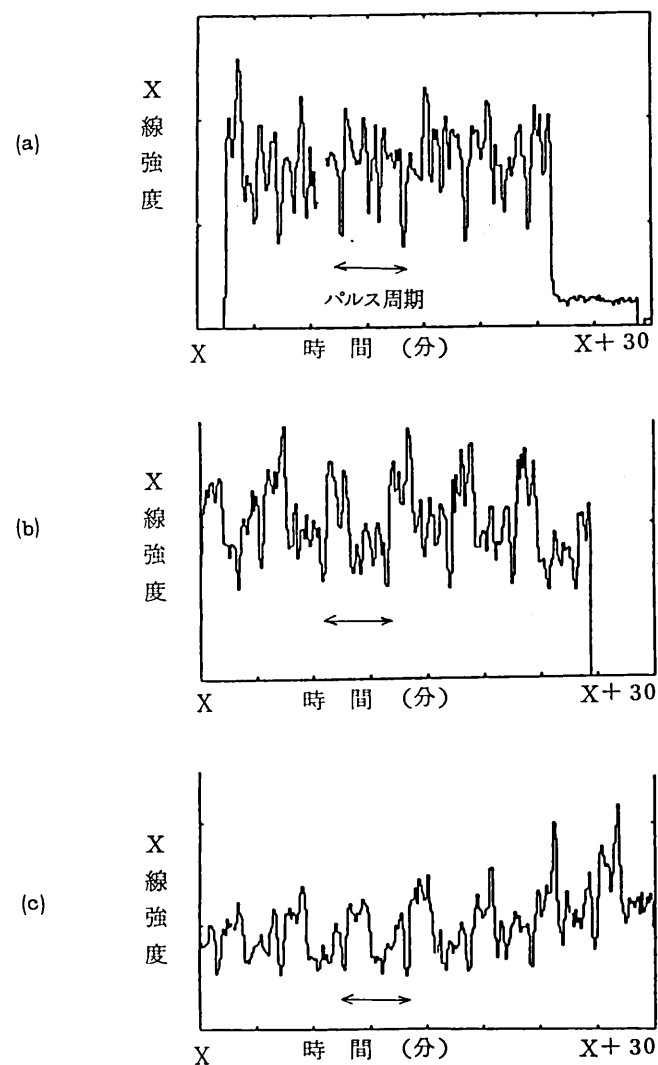


略号	
ACE	姿勢制御エレクトロニクス
BAT-C	蓄電池セル
BAT-L	「 ロジック 回路
DR	データレコーダ
GA	地磁気姿勢計
HXT	アダマールX線望遠鏡
MAC	磁気姿勢制御用コイル
MBC	磁気バイアス制御用コイル
MULD	磁気アンローディング制御用コイル
PRM	プリセッションモニタ
RBM	放射線帯モニタ
SHFA	Sバンドアンテナ
SPC	蛍光比例計数管センサ
STS	星姿勢計
SWA	スキャンホイール部
TCS	テレメータ・コマンド信号処理装置
TM-V	ビーコン送信機
UPD	UHF帯電力分配器
ZYT	X線検出器

図4 第8号科学衛星 (ASTRO-B) の観測結果の例

Vela X-1 の観測データ

- (1) X線パルサーからのX線ビームの複雑な構造が明瞭に分離できる。感度が増大した結果、初めて微細構造がはっきり見えるようになったものである。



- (2) 3月16日パルスの強さが急に3倍以上増加した。これはフレアと呼ばれる現象である。Vela X-1のパルス列は二山のパルスが交互に繰り返すものであるが、増加はその中一方のパルスのみに行っているように見える。

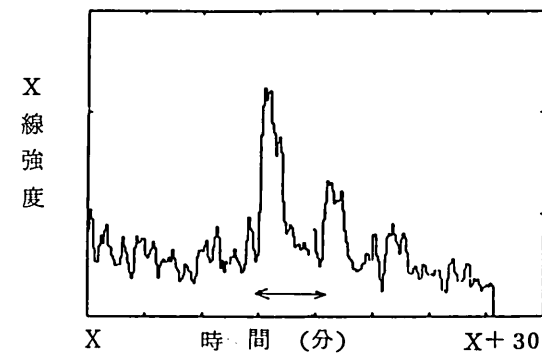


表2 軌道誤差の分析結果

実測値 (注3)	遠地点		標準偏差	標準偏差	(注1)
	遠地点	近地点			
計画値	501 km	497 km	71 km	9 km	
誤差	634 km	495 km			
	133 km				
軌道誤差への影響 (注2)		誤差の程度		誤差の予想値	
推力誤差	第2段	30 km	-0.37%	標準偏差	0.3% (比推力277.0秒)
	第3段	45 km	-0.32%	標準偏差	0.3% (比推力283.2秒)
第2段軌道制御誤差	46 km	ロケットの姿勢角 上向き0.45度程度	0.5度以内	0.25度以内は姿勢制御はしない。 また、姿勢角を検出するジャイロの誤差は打上げ後300秒で1度程度とみられ、2段燃焼終了の158秒では、0.5度程度の姿勢角の誤差を許容している。ロケットの姿勢角の誤差範囲はこれらの確率和となる。	
その他第1段の推力誤差、軌道制御誤差等	(12 km)				

(注1) 今回の観測には、衛星が約400 km から約800 km の間の軌道に投入されることが必要であり、これは-3.3σ, +2.3σ程度となる。

(注2) テレメトリデータにより分析

(注3) この分析に用いた軌道の実測値は昭和58年2月20日時点でのデータによる値(接触軌道要素)である。

図5 Nロケット10号機(F)の形状

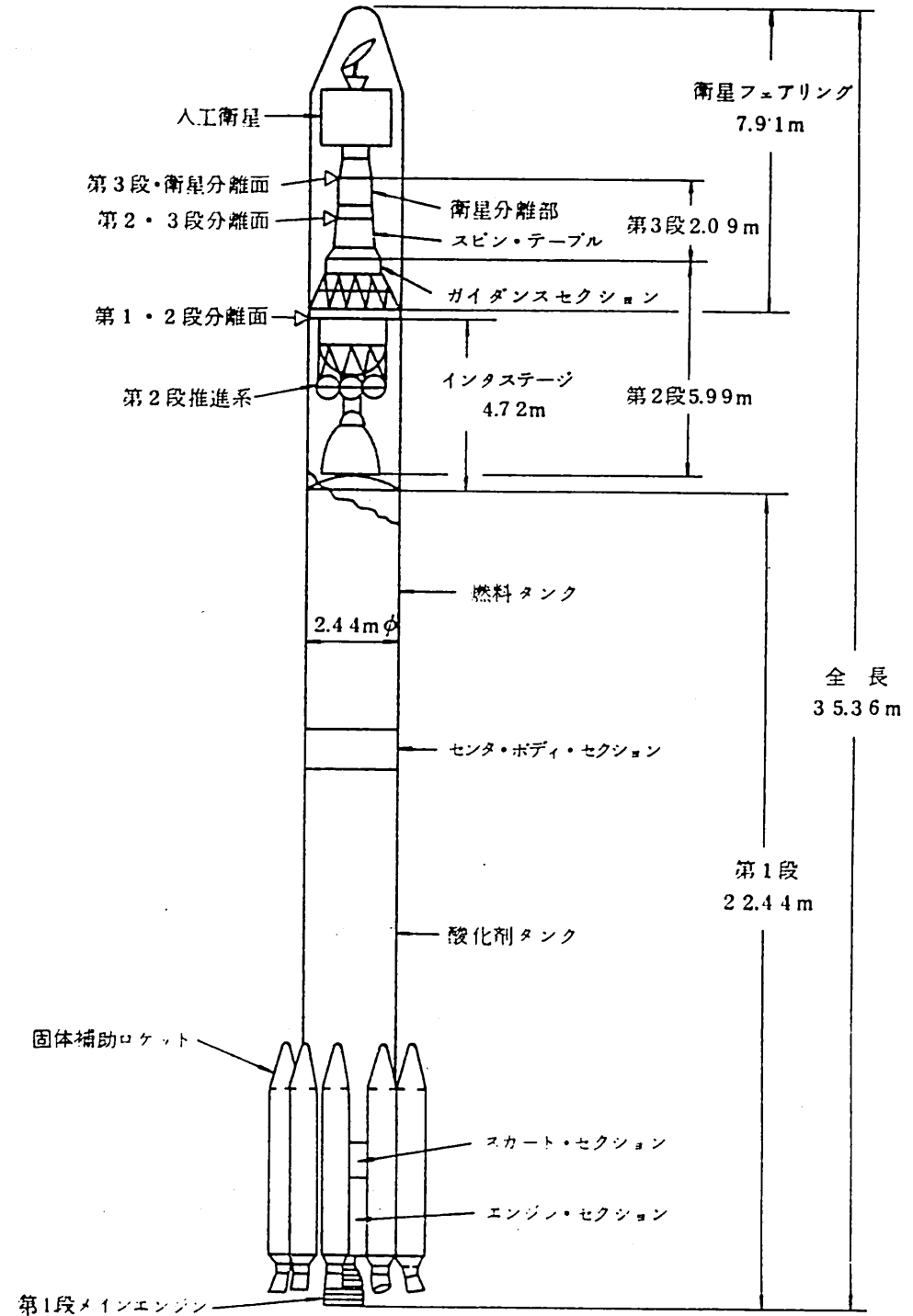


表3 Nロケット10号機(F)の主要諸元

全		段			
全 長 (m)		3 5.3 6			
外 径 (m)		2.4 4			
全 段 重 量 (t)		1 3 5.4 (人工衛星の重量は含まない)			
誘 導 方 式		慣性誘導方式			
各		段			
各段等 項 目	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	2.09 (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)	86.57(注1)	40.31(9本分)	6.68	1.25(注2)	0.60
推 進 薬 重 量 (t)	81.67	33.73(9本分)	5.80(最大)	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 0.49×2(注3)	142(6本分) (注3) (注5)	4.57(注4)	(注4) 6.79	
燃 焼 時 間 (s)	メインエンジン 276 パーニアエンジン 282	39	386	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 249(注3) パーニアエンジン 209(注3)	(注3) 238	(注4) 315	(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 2.2GHz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) スピントーブルを含む。(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6 通信衛星2号-a(CS-2a)の形状

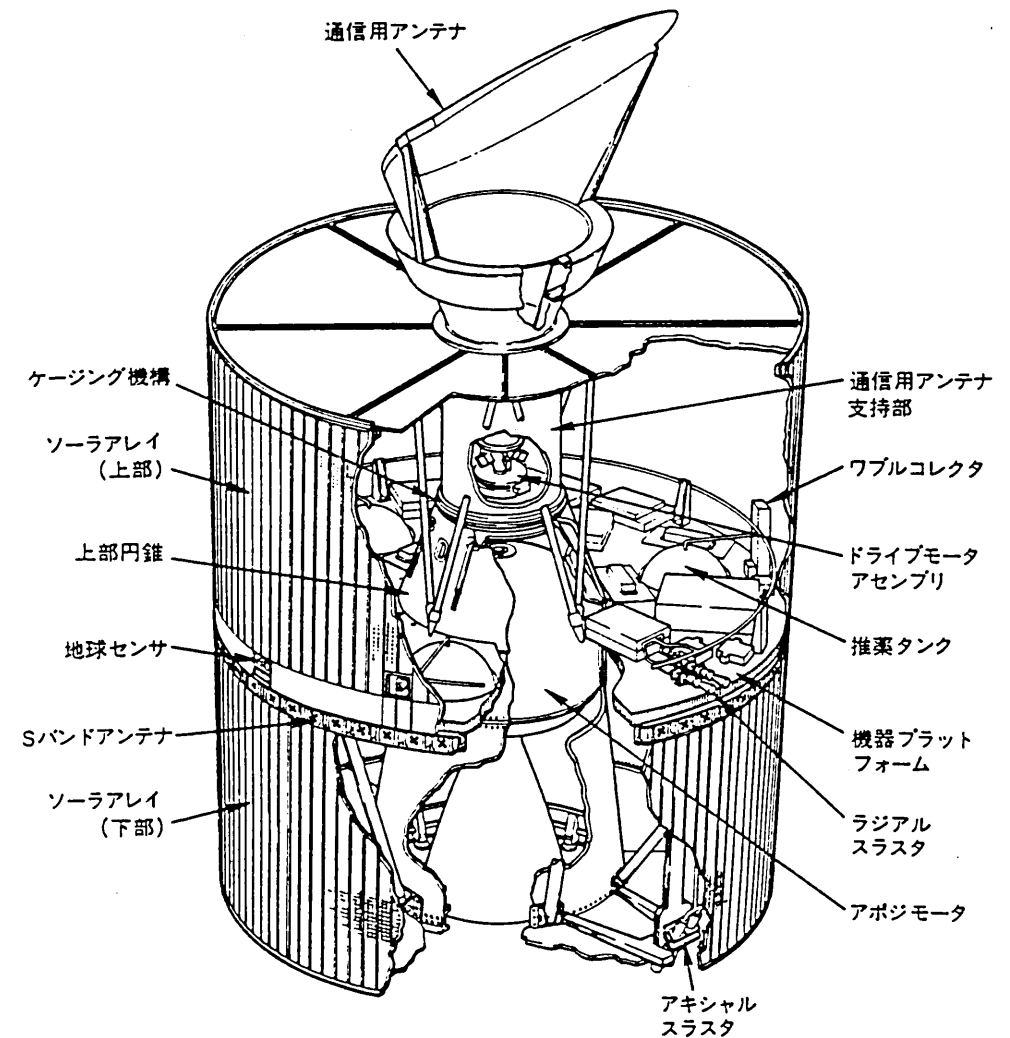


表 4 通信衛星 2 号-a (CS-2a) の主要諸元

項 目	諸 元	
形 状	円筒形 直径	2.19m
	高さ	3.26m (通信用アンテナを含む)
		2.06m (ソーラアレイ)
重 量	打 上 げ 時	約 670 kg
	静止衛星軌道初期	約 341 kg
姿勢安定法	スピン安定方式	
軌 道	静止衛星軌道, 静止位置 東経 約 132 度	
スピン方向	時計回り (分離面から衛星を見て)	
スピン率	約 90 rpm (静止化後)	
搭 載 機 器	通 信 系	多周波共用デスパンアンテナ Kバンド・トランスポンダ 6系統 Cバンド・トランスポンダ 2系統
	テレメトリ・ コマンド系	Sバンド送受信機, Sバンド・オムニアンテナ コマンド・ユニット, テレメトリ・ユニット S/Cアップコンバータ, C/Sダウンコンバータ
	電 源 系	ソーラアレイ, バッテリ, 電力制御器
	制 御 系	太陽センサ, 地球センサ, アンテナ制御エレクトロニクス, ニューテーションダンパ, ワブルコレクタ
	推 進 系	アポジモータ, 二次推進系
	構 体 ・ 熱制御系	中央円筒 (スラストチューブ), 機器プラットフォーム 受動型熱制御 (一部ヒータ使用)
寿 命	3 年以上 5 年目標 (3 年後の残存確率 0.75 以上)	

図 7 通信衛星 2 号-a (CS-2a) のシステム構成

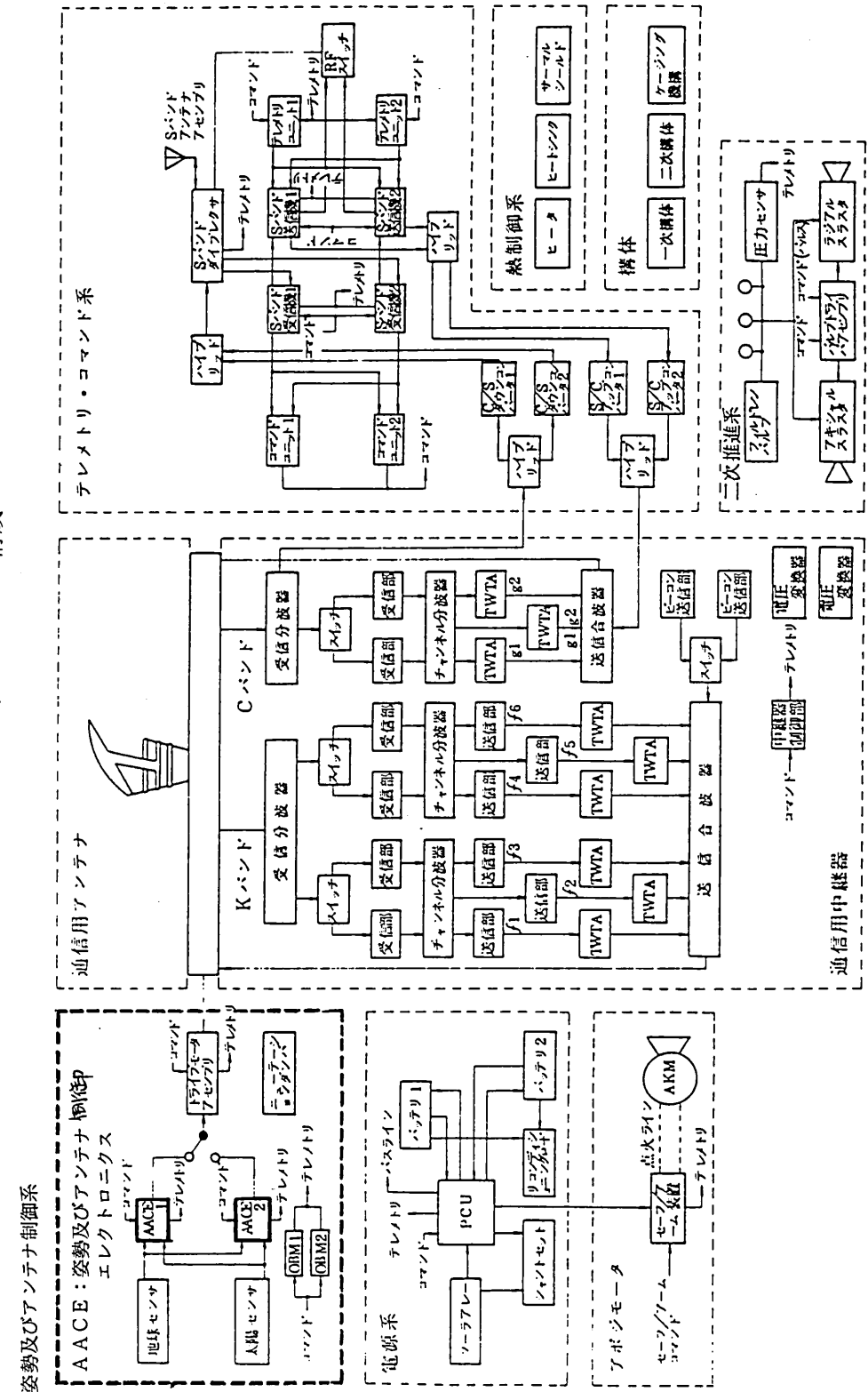


図8 地球センサ系の機能図

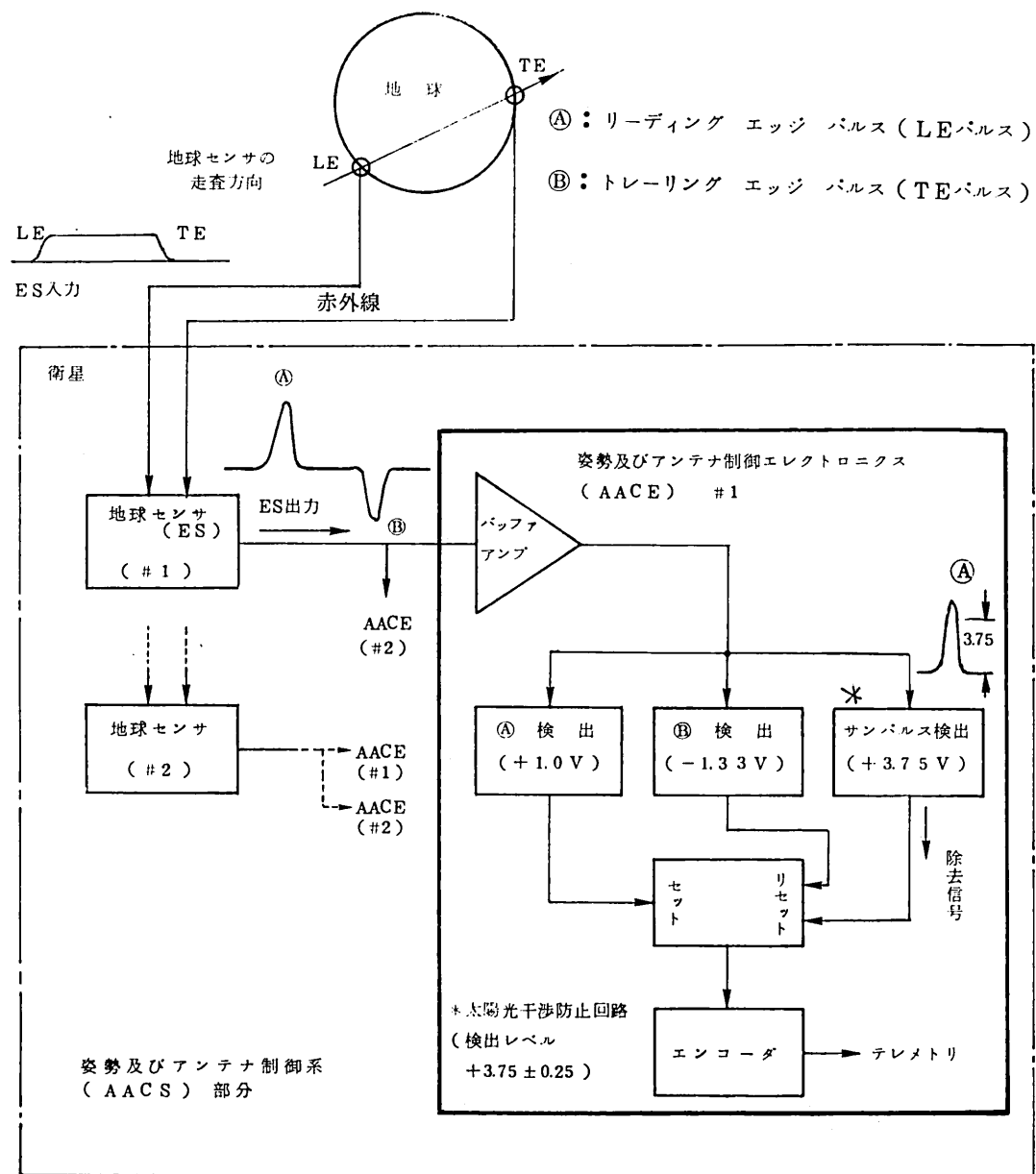


図9 地球幅テレメトリデータ欠落状況(トランスファ軌道第3周回)

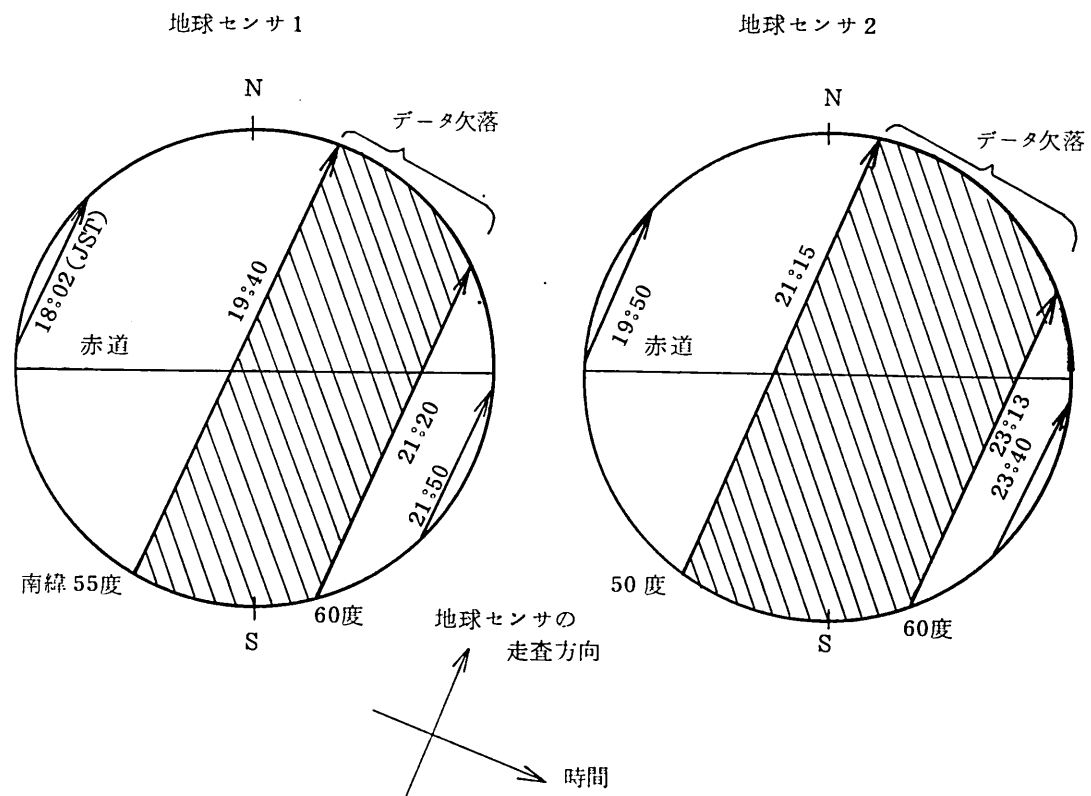
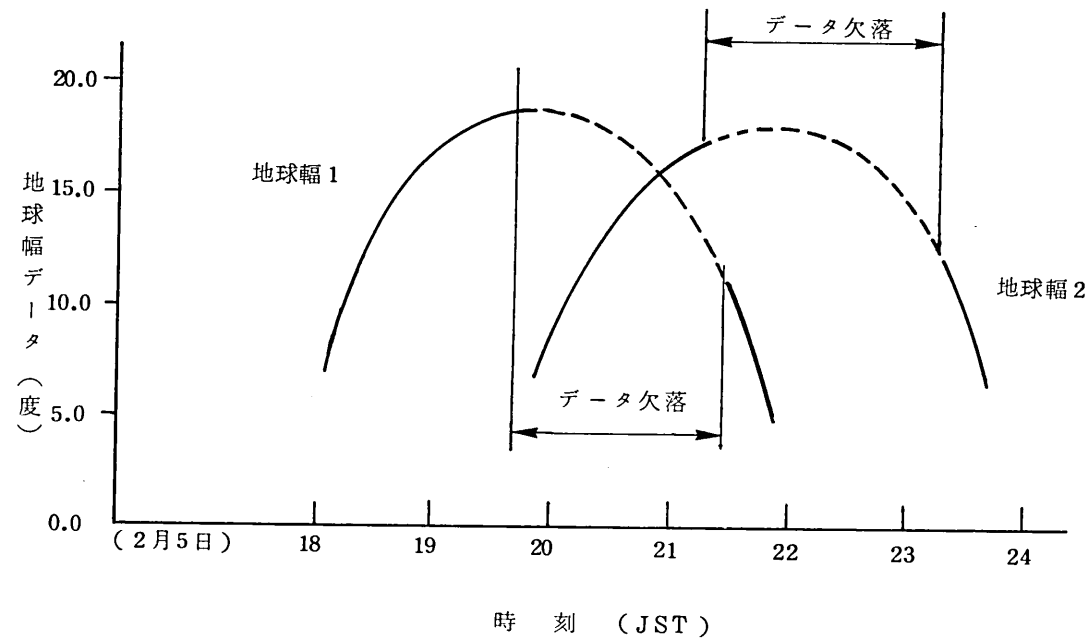


図10 地球幅テレメトリデータ欠落確認試験 (ドリフト軌道第2周回)

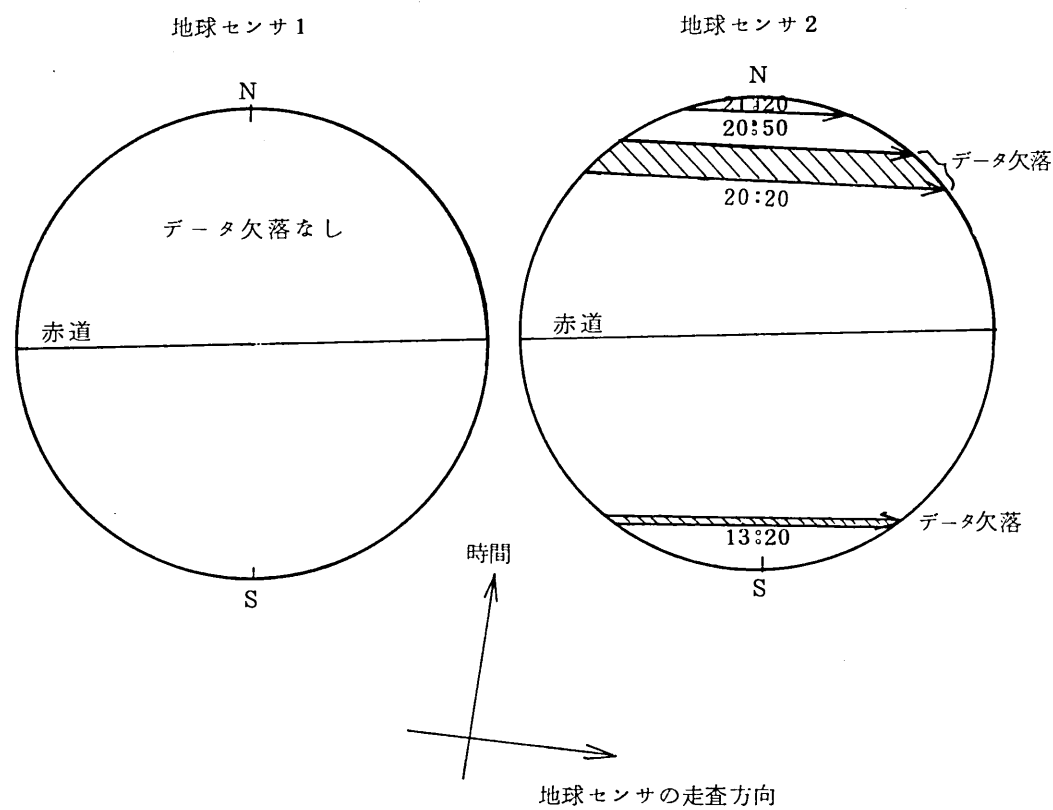


図11 地球センサ出力パルスと地球幅

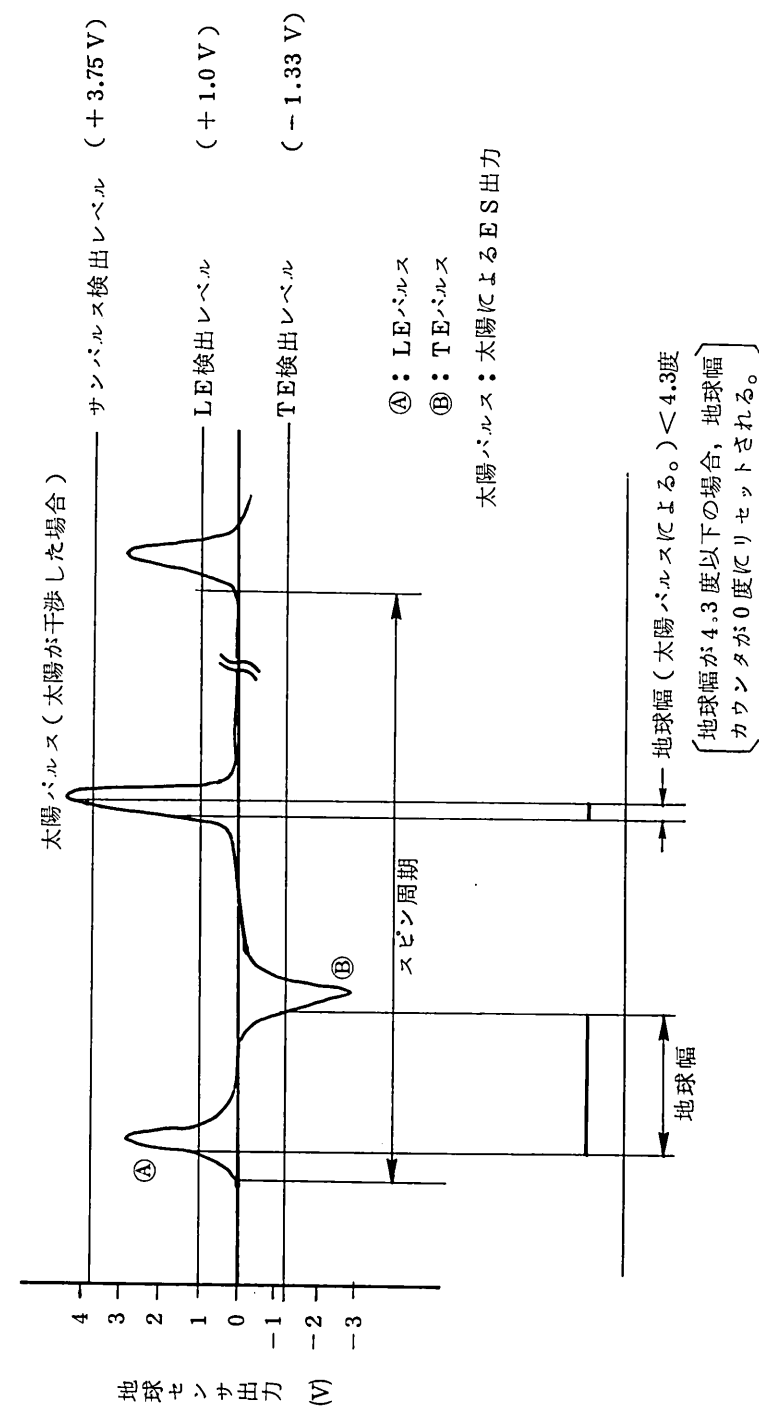
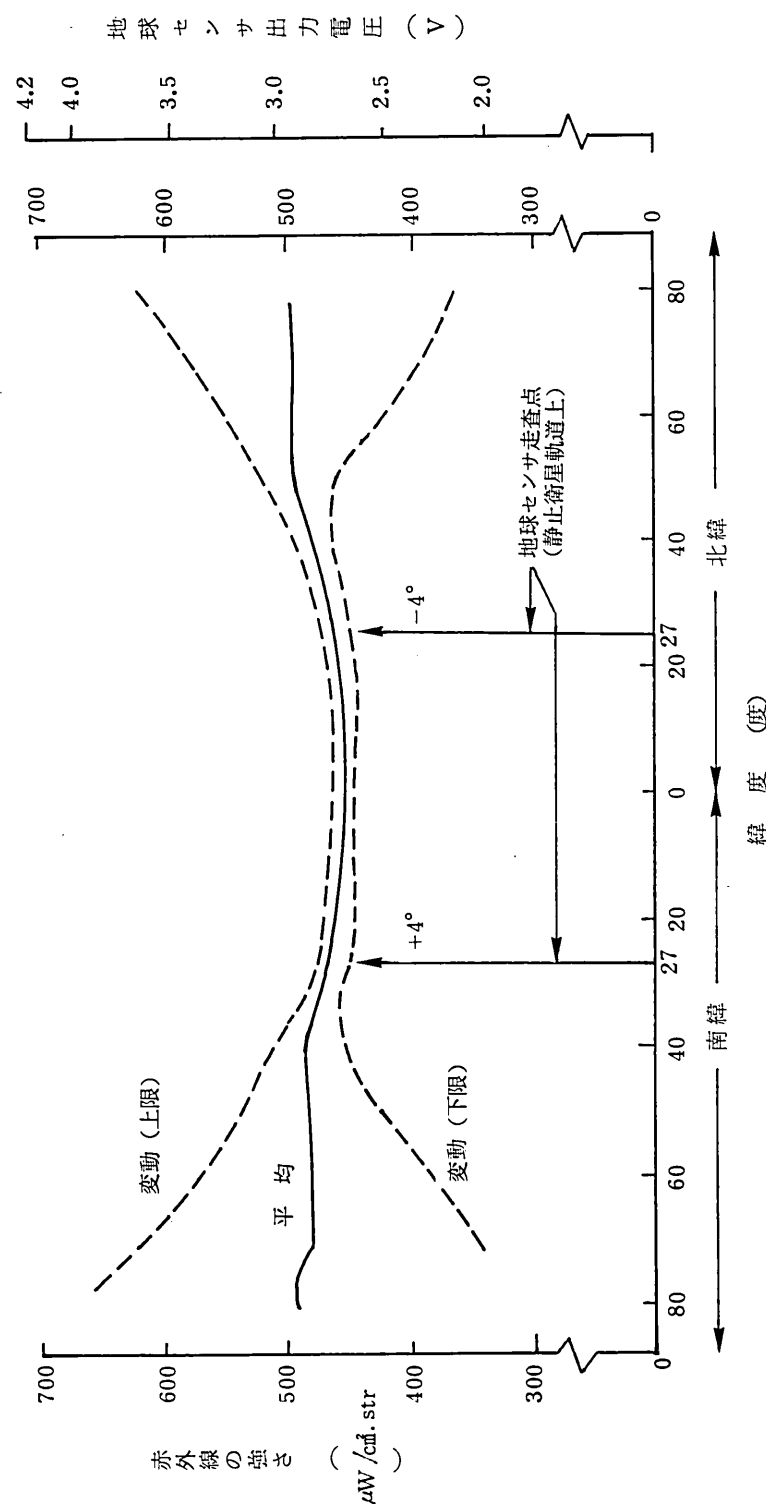


図12 地球の赤外線 (14 μm ~ 16 μm) の強さの地域別変動



(出典)

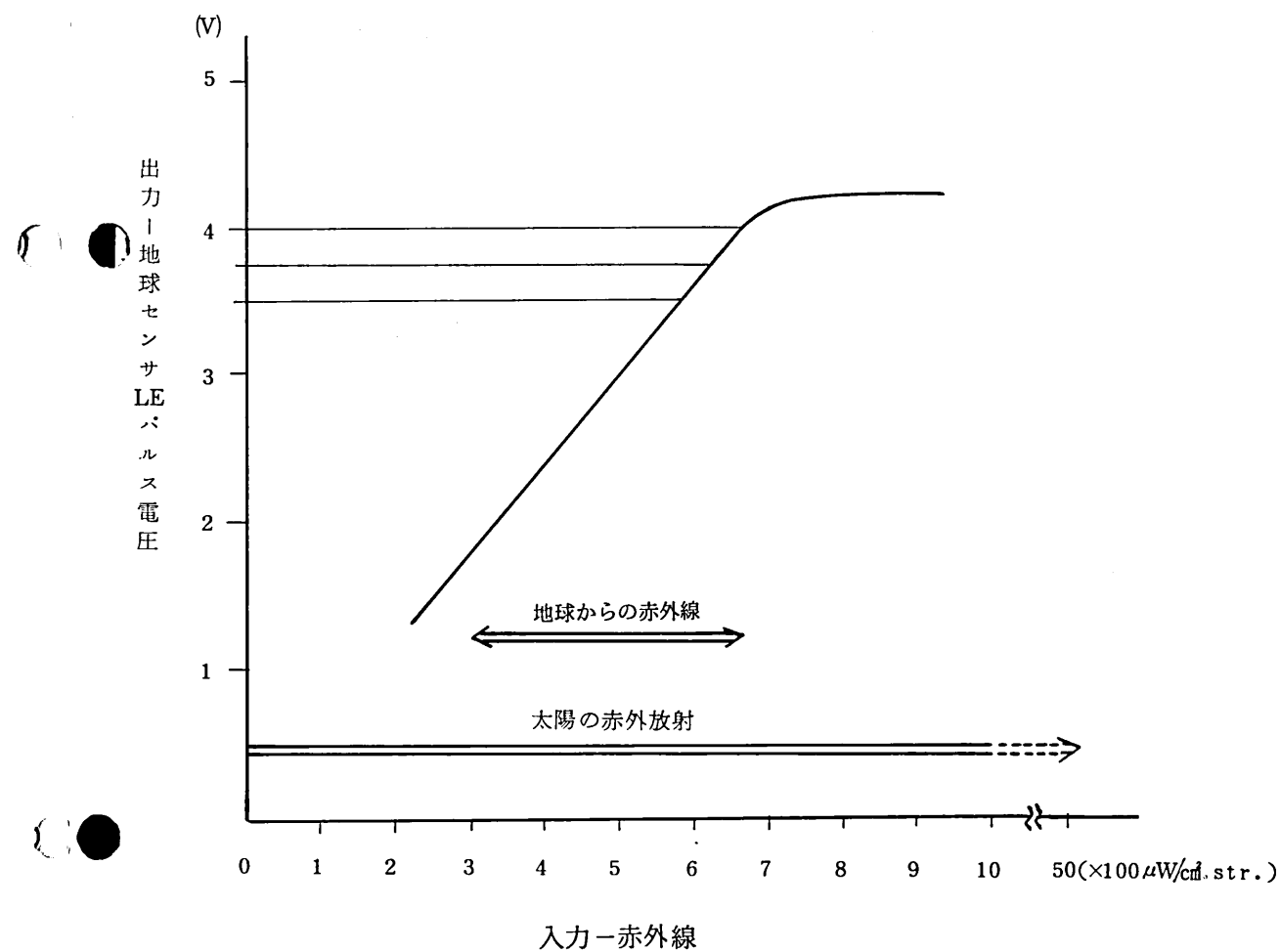
Lockeed Missile & Space Corporation 社資料

LMSC / 687266 Earths Radiance for CO₂

absorption and Horizon Sensor

April 1967

図13 地球センサー入出力特性



(参考1)

昭和57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58年3月23日

宇宙開発委員会 決定

1. 昭和57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3号機による第8号科学衛星(ASTRO-B)の打上げ及び宇宙
開発事業団が行ったNロケット10号機(F)(N-IIロケット3号機(F))によ
る通信衛星2号-a(CS-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58年5月末までに終えることを
目途とする。

(参考2)

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 録二郎	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
	中込 雪男	国際電信電話株式会社取締役
	長洲 秀夫	科学技術庁航空宇宙技術研究所科学研究官
	※林 友直	文部省宇宙科学研究所教授
	※平井 正一	宇宙開発事業団理事
	※平木 一	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	東北大学工学部教授
	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。

※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。