

● 静止気象衛星2号(GMS-2)の打上げ
のために講じた対策の実施状況につい
て(報告)

● 昭和56年5月7日

宇宙開発委員会第四部会

1

目 次

1. 経 緯	1
2. 対策の実施状況	4
(1) スピン軸のずれ及びずれの変動の防止対策	4
(2) 可視・赤外走査放射計の光電子増倍管の高 圧電源に対する改善対策	5
(3) 衛星構体系について	6
(4) アボジモータについて	7
3. 総 合 意 見	12
参考 1. 静止気象衛星 2 号 (G M S - 2) の打上げのために 講じた対策の実施状況に関する審議について	23
参考 2. 宇宙開発委員会第四部会構成員	24

静止気象衛星 2 号 (GMS - 2) の打上げ
のために講じた対策の実施状況について

昭和 5 6 年 5 月 7 日

宇宙開発委員会第四部会

宇宙開発委員会第四部会は、静止気象衛星 2 号 (GMS - 2) の打上げの
ために講じた対策のうち、

- ① スピン軸のずれ及びずれの変動
- ② 可視・赤外走査放射計の光電子増倍管の高圧電源
- ③ 衛星構体系
- ④ アポジモータ

の技術的事項に関する対策の実施状況について、昭和 5 5 年 1 2 月 2 2 日以
来、慎重に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。

1. 経 緯

静止気象衛星 2 号 (G M S - 2) は、静止気象衛星 (G M S) とほぼ同様の性能を有する衛星として本年度 8 ～ 9 月期に N ロケット 8 号機 (F) (N - II ロケット 2 号機) により打ち上げられる予定の衛星であり、その構成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。

G M S - 2 については、昭和 5 5 年 2 月に実験用静止通信衛星 (E C S - b) が静止軌道投入段階でアポジモータに不具合を起こして以来、これが最初に打ち上げられる静止衛星であることから、アポジモータに関してあらゆる面から可能な対策が講じられ、さらに衛星構体系など衛星全体について再点検が行われてきている。

この一環として、宇宙開発委員会からの審議付託により、当部会においても、これまでの関連調査審議の経験に基づき、E C S - b の不具合の原因であったアポジモータ及び再点検が行われたもののうち衛星構体系に関する対策の実施状況について調査審議を行うこととなった。

また、G M S - 2 と類似の G M S にも打上げ後、一部、不具合が起こっていることから、G M S - 2 におけるその不具合に関する対策の実施状況についても、併せて調査審議を行うこととなった。

なお、G M S の一部不具合及び E C S - b の不具合の概要は次のとおりであった。

(1) 静止気象衛星 (G M S) の一部不具合の概要

G M S は、昭和 5 2 年 7 月 1 4 日、米国東部打上げ射場から、デルタ 2 9 1 4 型ロケットによって打ち上げられ、予定通り東経 1 4 0 度の静止軌道に投入された。その後、衛星の一部に不具合が発見されたが、運用上の対策が講じられ、打上げ後 3 年 9 か月以上を経過した現在も支障なく運用されている。

GMSの一部不具合は、スピン軸のずれとずれの変動及び可視・赤外走査放射計(VISSR)の一部不具合で、それぞれ次のようなものであった。(昭和53年4月の宇宙開発委員会技術部会報告書「静止気象衛星(GMS)の打上げ結果の評価について(報告)」参照)

(i) スピン軸のずれ

打上げ後の機能確認の段階で、GMSのスピン軸が設計軸から約2度ずれており、そのために受信画像に歪が生じるなどの現象が起こった。これは、VISSRのミラーの移動に伴って生じるニューテーションをできるだけ早く抑えるためにアルコール充填のフープ状ニューテーションダンパを新しく採用したところ、リアクションコントロール系(図2参照)の推進剤がこのダンパとの相互作用によってタンク間で移動したため起こったもので、さらにダンパ取付けの許容誤差が大きかったことも一因となったものである。なお、この不具合に対しては地上での画像処理ソフトウェアなどで対策が講じられており、また、昭和55年9月24日に同じ原因で発生した地球南端部画像の欠如も欠如部分があまり重要でない部分であるので、GMSの運用にはほとんど支障を与えていない。

(ii) スピン軸のずれの変動

上記スピン軸のずれを解析した結果、リアクションコントロール系(図2参照)の推進剤(ヒドラジン)用配管のヒーターをONにすると、設計軸とスピン軸の角度が、周期約25分、振幅約0.1度で変動することが判明した。これはヒーターをONにした時、配管内の推進剤とタンク内の推進剤の温度差によって対流が起こり、推進剤がタンク間を往復運動することによって起こったものである。なおGMSは、ヒーターをONにする時間を適切に選ぶことによって、支障なく運用されている。

(iii) 可視・赤外走査放射計(VISSR)の一部不具合

昭和52年11月4日及び昭和53年3月8日、VISSRの第4チャンネル及び第6チャンネル(図3及び図4参照)のそれぞれの出力が出なくなった。これはVISSRの光電子増倍管の高圧電源に放電が起こったことによるものと考えられ、それ以後の運用は冗長系を用いて行われている。

(2) 実験用静止通信衛星(ECS-b)の不具合の概要

ECS-bは、昭和55年2月22日、宇宙開発事業団種子島宇宙センターからNロケット6号機(F)によって打ち上げられ、予定通りトランスファ軌道に投入された。しかし、2月25日、ECS-bを静止軌道に投入するためにアポジモータ点火のコマンドを送信したところ、その約7.7秒後にECS-bからの電波が途絶したため、所期の目的を達成することができなかった。

この不具合の原因はアポジモータの異常燃焼であったものと考えられ、当部会は、今後の対策として非破壊検査方法の改善、アポジモータの信頼性評価基準の研究及びETS-II予備用アポジモータの有効活用を提言した。また、開発を進めている衛星について、アポジモータ、構造等衛星全体について再点検を実施することが望ましい旨の意見を付した。(昭和55年6月6日の当部会報告書「実験用静止通信衛星(ECS-b)の打上げ結果の評価について(報告)」参照)

2. 対策の実施状況

(1) スピン軸のずれ及びずれの変動の防止対策

(i) スピン軸のずれの防止対策

① ニューテーションダンパ設計の改良

GMSでは、ニューテーションダンパの設計において、スピン軸が力学的に不安定な平衡状態になっていたことが判明している。このため③で述べるリアクションコントロール系の配管系統の改良と併せてダンパの設計を見直し、対策の一つとして、ダンパの中心と衛星の設計軸との距離を1.40 cmから1.80 cmに変更し、またダンパ内に封入するアルコールの量を0.63 kgから0.126 kgに減らしている。

なお、これによって、ダンパの応答が若干遅くなるが、これは仕様の範囲内であり、運用上は支障ない。

② ニューテーションダンパの取付け精度の向上

GMS-2では、ニューテーションダンパの取付け精度を上げるために、許容誤差の見直しが行われているほか、取付けの検査では、ダンパの直径、中心位置及び水平度を円周方向に45度ごとに計測する方法が採用され、測定精度の向上が図られている。

③ リアクションコントロール系の配管系統の改良

GMSのリアクションコントロール系の配管系統は、衛星がどのような姿勢になっても正規の姿勢に復元できるように複雑なものになっていた。しかしこの中の推進剤がガスライン内に入り込みそこに停留した場合、3個の推進剤タンク内に圧力差が生じて各タンク内の推進剤に重量のアンバランスが生じる結果、スピン軸のずれを

引き起こす可能性があった。

GMS-2では、この可能性をなくすために図2のように配管系統の単純化が行われている。

これは、GMS及び類似の外国衛星の自動ニューテーション制御装置の運用実績に基づいて、トランスファ軌道上で姿勢が確実に安定化されると判断したことにより可能になったものである。

④ ダイナミックバランスメカニズム (DBM) の搭載

万一、スピン軸のずれが軌道上で予想以上に大きくなった場合でも、そのずれを地上からの指令で補正できるように、GMS-2ではダイナミックバランスメカニズム (DBM) を新たに搭載している。このDBMは図5に示すように衛星の設計軸に平行に2個のおもりを動かすことによってずれの補正を行うものである。なお、この方式では、万一DBMが途中で故障した場合、逆にスピン軸のずれを増加させる恐れがあるので、それが衛星の運用に支障を来さない程度にDBMの制御能力を小さくしてある。

(ii) スピン軸のずれの変動の防止対策

スピン軸のずれの変動は、リアクションコントロール系のヒータが推進剤ラインにのみ装着してあったために配管系統内に熱勾配が生じヒドラジンの移動が起こったことが原因であると考えられるので、GMS-2では3個の推進剤タンクに新たにヒータを装着し、タンクの温度が推進剤ラインの温度よりも常に高くなるようにして、ヒドラジンの移動が起こらないように変更されている。

(2) 可視・赤外走査放射計の光電子増倍管の高圧電源に対する改善対策

GMSの可視・赤外走査放射計 (VISSR) の一部不具合は、光電

子増倍管の高圧電源（図3及び図4参照）に放電が起こったことによるものと考えられる。このため、同種の多数の高圧電源などを用いて徹底的な検討を行い、GMS-2では、放電が起こりやすい部品間の間隔を拡げ、絶縁シートの形を変えたとともに、ポッティング手順と電気回路の配線に数多くの改善を行っている。さらに製造したものについては、1ロット（4個）から1個ずつ抜き取り、これを切断してボイドなどの欠陥がないことを確認している。また、この一部不具合が初期故障的なもの（GMSの場合、打上げ後約4ヵ月及び約8ヵ月に不具合が起こった。）であることから、GMS-2用に必要な20個の高圧電源と同じ設計、同じ製造方法で、同じ時期に製造されたもののうち4個（前述の20個とは別のもの）について熱真空環境での寿命試験を実施しており、現在約10ヵ月を経過している。

なお、万一高圧電源に故障が起こっても、GMSの場合のようにGMS-2でも、冗長系を使用することができるようにしてある。

(3) 衛星構体系について

GMS-2は、GMSとほぼ同じ性能であるが、打上げロケットをデルタロケットからN-IIロケットに変更したことなどのために打上げ時の衛星重量を約670kgから約653kgに変更し、形状、材質も若干変更する必要があった。主な変更点は次に示すとおりである。（図6参照）

- ① アポジモータアダプタの材料をマグネシウム合金からCFRPに変更した。
- ② スラストチューブ（マグネシウム合金製）の板厚を薄くした。
- ③ 機器搭載シェルフを薄くした。
- ④ 太陽電池パネル表面板の材料をFRPからケブラーに変更した。

なお、このほか、電源系の容量をふやしたこと、テレメトリ・コマンド用通信系の周波数を変更してオムニアンテナを新たに取付けたこと、

DBMを採用したことなどにより、部分的に重量がふえ、形状が変更されているものがある。

宇宙開発事業団の仕様に基づいてGMS-2の製作を行ったメーカーは、GMSなど類似衛星製作の経験を蓄積しており、設計、製作、試験は実績のある方法で行われている。衛星構体については、宇宙開発事業団が設計審査等を通じてその強度の検討を行っており、さらに、コンポーネント又はシステムレベルの認定試験・受入試験等で構体強度が最終的に確認されているので、問題はないものと思われる。

なお、宇宙開発事業団はさらに慎重を期すために独自に荷重条件の確認及び強度計算を行っており、この計算によっても構体系の強度が十分であることが再確認されている。

(4) アポジモータについて

(i) 静止気象衛星2号（GMS-2）用アポジモータに対する改善

GMS-2に用いるアポジモータはECS-bで用いたものとは異なるものである。図7及び表2に両者の概要を比較して示すが、衛星重量の違いから生じる性能上の違いがある外に、メーカーが違いのため、モータケース、イグナイタなどハードウェア上も異なったものがそれぞれ使用されている。

GMS-2に用いるアポジモータは、同型のものがGMSにも使用され、また、他の衛星でもかなりの使用実績があることから、GMS-2に採用することにしたものである。このアポジモータについては、設計・製造段階からその品質確認が行われてきたが、射場においても入念な非破壊検査が行われる予定であり、さらに、推薬の経年変化を調べるため、打上げ直前に推薬の物性試験が行われる予定である。

① 設計・製造段階の品質確認

昭和53年6月、米国で実施されたGMS-2用アポジモータの設計審査において、この型のアポジモータの設計の特徴、開発経緯等の情報が得られ、また、燃焼性能・特性（推力、圧力等）、物理特性（重心、バランス、推力ミスアライメント等）、耐環境特性（振動、温度等）などについて、衛星側からの要求仕様とアポジモータの設計が適合することが確認されている。

昭和55年4月及び5月には、受入試験の一環として、この型のアポジモータの性能確認のための燃焼試験が米国において実施されている。米国の気象衛星GOESにはGMS-2と同じ型のアポジモータが使用されており、4月の燃焼試験はこのGOES用の3個のアポジモータと同一ロットのものを、また、5月の試験はGMS-2用の2個のアポジモータと同一ロットのものを、用いて行われた。どちらの試験も温度サイクル試験、振動試験、X線検査の後、スピン状態で模擬高度約33kmの条件下で実施されたものであり、5月の燃焼試験には宇宙開発事業団職員も立ち合い、正常な燃焼であることが確認されている。

その後、GMS-2の衛星重量が最終的に決定され、アポジモータ推進の重量調整が本年に入ってから実施された。引き続き最終組立、検査が行われ、本年3月には米国においてアポジモータの米国出荷に先立つ審査が行われた。この出荷前審査には宇宙開発事業団職員も立ち合い、重量、重心等の測定結果、燃焼試験、X線検査、超音波検査の結果等についての審査及び外観検査が行われ、出荷可能であることが確認されている。

② 射場における非破壊検査の充実

GMS-2用アポジモータは、宇宙開発事業団種子島センターに

搬入された後、同事業団が各種の検査を実施して異常がないことを確認した上で衛星本体へ組み込まれる。実施される検査は、推進内孔検査を含む目視検査、超音波検査、アポジモータを冷却して行うX線検査、リーク試験及びセーフ／アーム装置（アポジモータの点火安全装置）機能試験であり、ECS-bの不具合の経験を踏まえて非破壊検査棟を新設したほか、検査内容を充実して行うことになっている。

今回新たに実施され、また改善された検査の内容は、次のとおりである。

(a) 超音波検査の実施

ECS-b用アポジモータのケースはFRP製であったため、超音波検査は有効でなく、実施していなかったが、モータケースが金属の場合、モータケースとインシュレーション間に剝離等の欠陥があれば超音波検査によって検出できる。GMS-2用アポジモータのケースはチタン合金であることから、この検査方法を採用し、欠陥の検出をより確実に行うことにしている。

(b) コールドソーク試験の実施

アポジモータを冷却すると、モータ内に欠陥があればそのすき間が拡大されてX線検査の欠陥検出能力が高まる。この試験方法はコールドソーク試験と呼ばれており、これまで、我が国における射場でのX線検査では実施していなかったが、今回新たに、GMS-2用アポジモータの検査にこの方法を採用することになっている。

この試験の実施に当たっては、後に述べるETS-II予備用アポジモータに対して行った試験の経験を踏まえ、またGMS-2の打上げ環境をも考慮して $7.2 \pm 2.8^{\circ}\text{C}$ に冷却することになっている。

る。試験ではこの温度で34時間以上の冷却を行い、冷却終了後6時間以内にX線撮影を実施することになっている。

(c) X線撮影角度の見直し

EC S - b 用アポジモータのX線検査では、アポジモータを30度ずつ回転して撮影したが、GMS - 2 用アポジモータの場合は、この撮影角度の見直しを実施し、推薬内孔の形状を考慮して、11.25度ごととすることになっている。これは米国メーカーが22.5度ごとに撮影しているのに対して、より詳しく検査し、慎重を期すためである。

X線撮影の概略を図8に示す。

(d) 内孔検査方法の改善

GMS - 2 用アポジモータの内孔検査においては、EC S - b 用アポジモータなどの検査に用いられた従来の点検ミラーに替えて、ファイバースコープ又はボアスコープを利用することとしており、可能な限り、内孔の表面状態を検査できるよう改善している。

③ 打上げ前の確認試験

GMS - 2 に用いられるアポジモータは昭和54年9月に推薬を充填したものであり、打上げ時点で推薬充填後約2年を経ることになる。この型のアポジモータの保管寿命は、これまでの実績に基づいて5年とされており、GMS - 2 では問題ないと考えられる。しかし、慎重を期すために、同一ロットの推薬サンプルを用い、打上げ前の確認試験として物性試験を実施することになっている。

(ii) 技術試験衛星II型(ETS-II)予備用アポジモータに対する各種試験の実施

非破壊検査法の改善等、アポジモータに関する対策に資するため、不具合を起こしたEC S - b のアポジモータと同一ロットのETS-II 予備用アポジモータを用いて、各種試験が行われた。

試験では、まずEC S - b の打上げ環境を模擬した温度環境(13℃)、振動環境を与え、その前後に外観検査、リーク試験、X線検査、超音波検査等を行った。これらの試験、検査では、当初の予想通りFRPケースのアポジモータには超音波試験が適さないことが確認されたが、アポジモータの異常や新たな変化は検出されなかった。このため、さらにアポジモータを仕様限界(-12℃)の近傍まで冷却した後にX線検査を行い、このあとアポジモータ本体については分解調査、イグナイタについては発火試験を行うこととした。仕様限界に近づけた冷却の際には推薬形状の変化も調べたが、X線検査によっても、結局、新たな異常は認められなかった。アポジモータの分解調査では、6種類、合計92個の試験片を切り出し、推薬の引張り強度、燃焼速度、モータケース及び推薬の熱特性、インシュレーションの引張り強度、モータケース/インシュレーション/ライナ/推薬の接着強度を測定した。得られたデータを分析した結果、製造後4.5年に相当する通常の経年変化が示されたが、問題となる点は見当たらなかった。また、イグナイタの発火試験では、イグナイタは正常に作動したものと判断された。

このように、ETS-II 予備用アポジモータに対する各種試験の結果、問題となる点は発見されなかったものの、分解調査により、製造当初X線検査で発見されていた1個の小さなボイドが測定した通りの形状で存在し、また、他のボイドやクラックが存在しなかったことを確認す

ることができた。また、これらの試験によって得られた経験は、GMS-2以降のアポジモータの検査方法の改善に反映され、得られた多数のデータはアポジモータの国内開発において貴重な参考資料になるものと思われる。

3. 総 合 意 見

当部会は、静止気象気象衛星2号(GMS-2)の打上げのために宇宙開発事業団が講じた対策のうち

- ① スピン軸のずれ及びずれの変動
- ② 可視・赤外走査放射計の光電子増倍管の高圧電源
- ③ 衛星構体系
- ④ アポジモータ

に関する対策の実施状況について調査審議を行った。その結果、静止気象衛星(GMS)に生じた不具合に関する対策及びGMS-2の衛星構体系の再点検は適切に行われていると考える。また、アポジモータについては、非破壊検査方法の改善が適切に行われていると考える。

なお、GMS-2の打上げ準備作業においては、現在予定されている非破壊検査を確実に実施すべきであると考ええる。

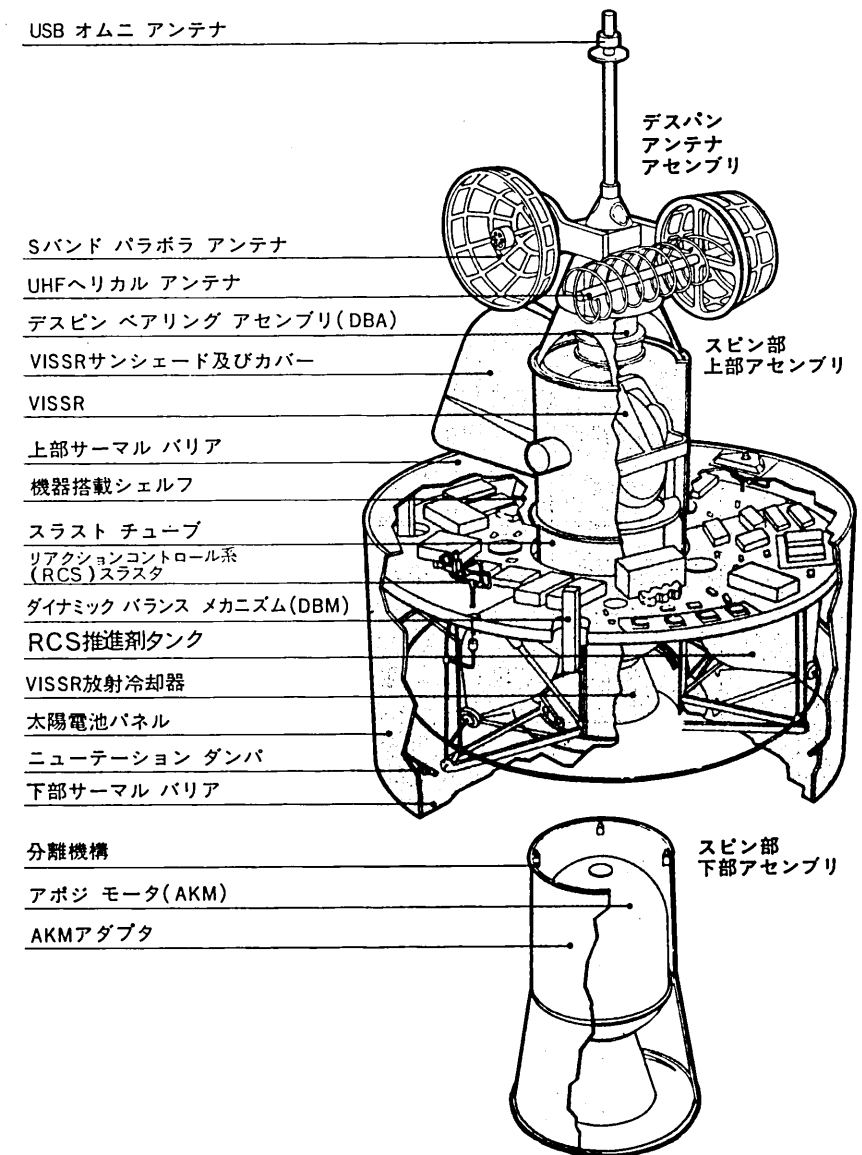
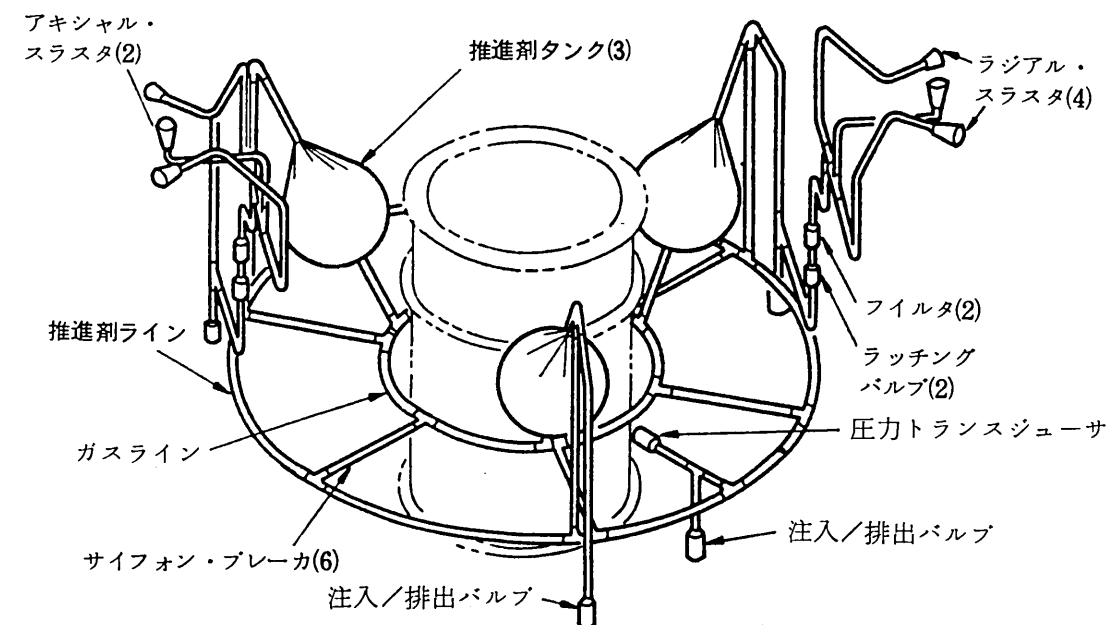


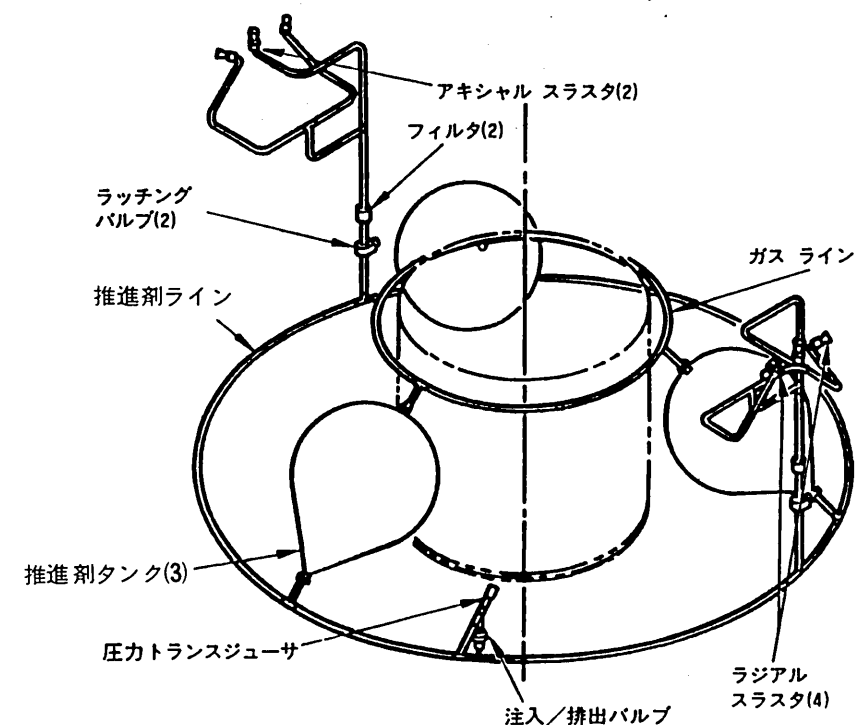
図 1 GMS-2 の 構 成

形 状	円筒型 直径	215 cm
	高さ	444 cm (A K M分離前) 345 cm (A K M分離後)
重 量	打上げ時	653 kg
	静止時寿命初期	294 kg
	寿命末期	286 kg
観 測 系	可視・赤外走査放射計 (V I S S R) 宇宙環境モニタ	
通 信 系	Sバンド送受信系 UHF送受信系 SバンドTT&C送受信系 (U S B)	
姿勢安定	スピン安定方式 (スピン速度100rpm)	
熱 制 御	受 動	
寿 命	ミッション寿命	3 年
	設計寿命	5 年
信 頼 度	3年後	0.78
	5年後	0.64
軌 道	静止衛星軌道	東経140°

表 1 G M S - 2 の主要諸元



〔 G M S の配管系統 〕



〔 G M S - 2 の配管系統 〕

図 2 リアクションコントロール系の配管系統

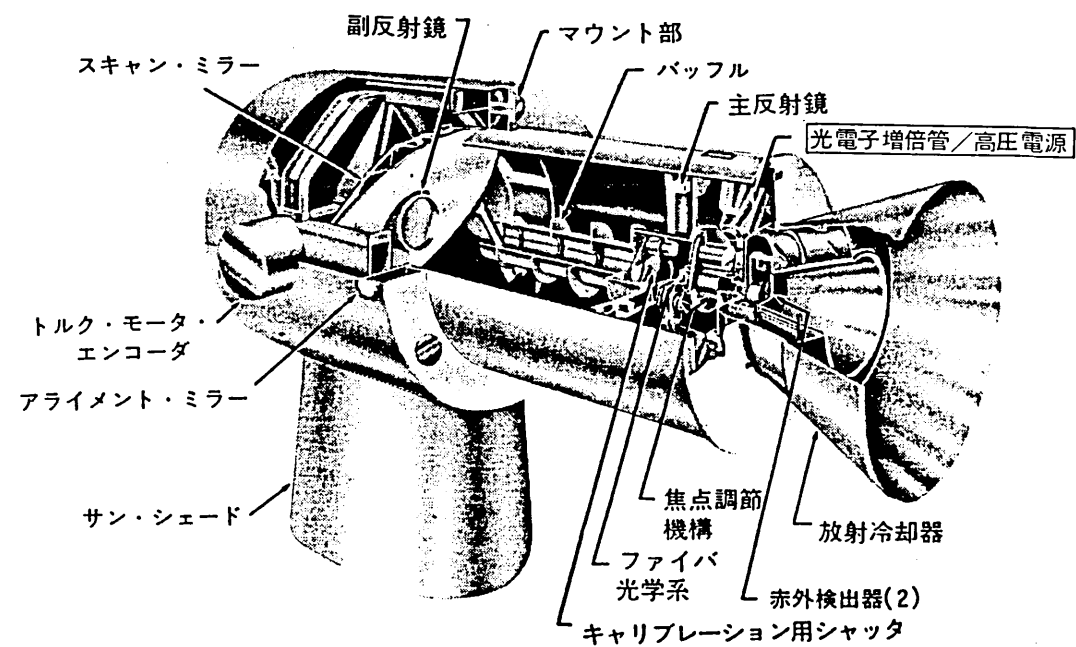


図3 GMSの可視・赤外走査放射計
(VISSR)の構造

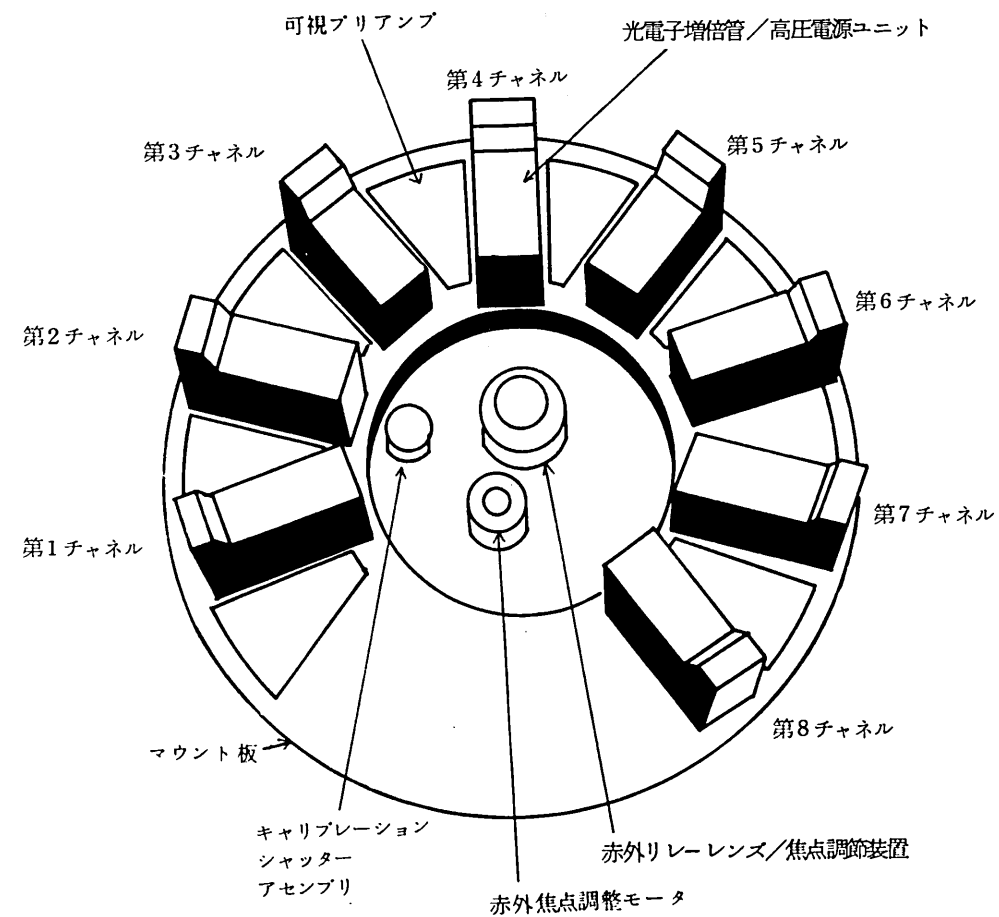


図4 GMSのVISSRの光電子増倍管/高圧電源
ユニットの配列

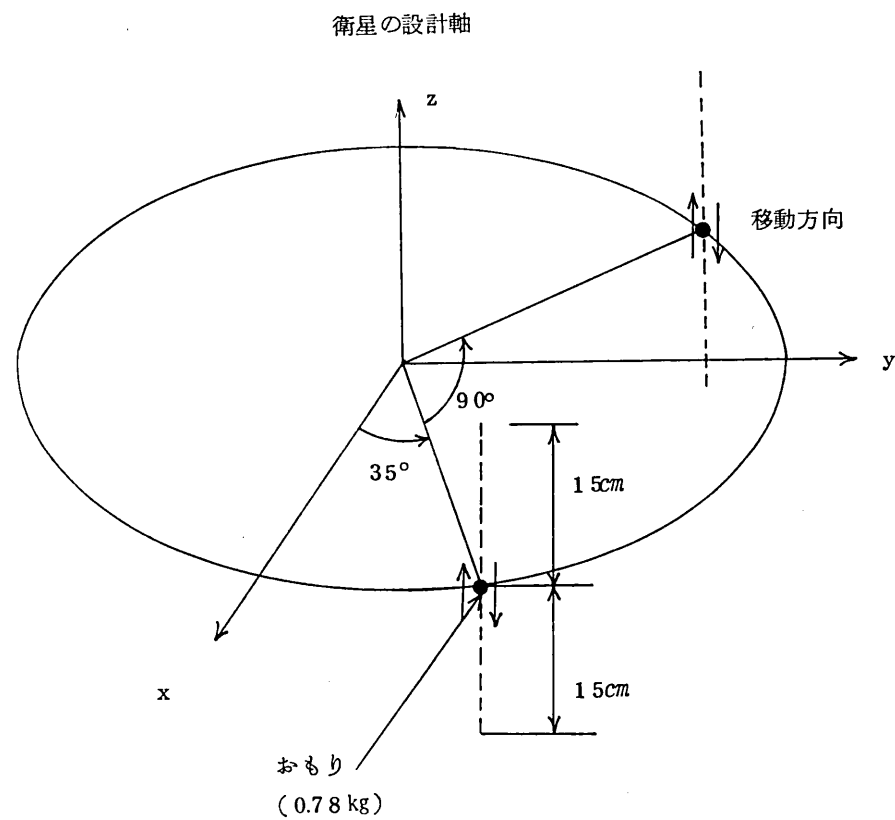


図5 GMS-2のダイナミックバランスメカニズム
(DBM)の概略

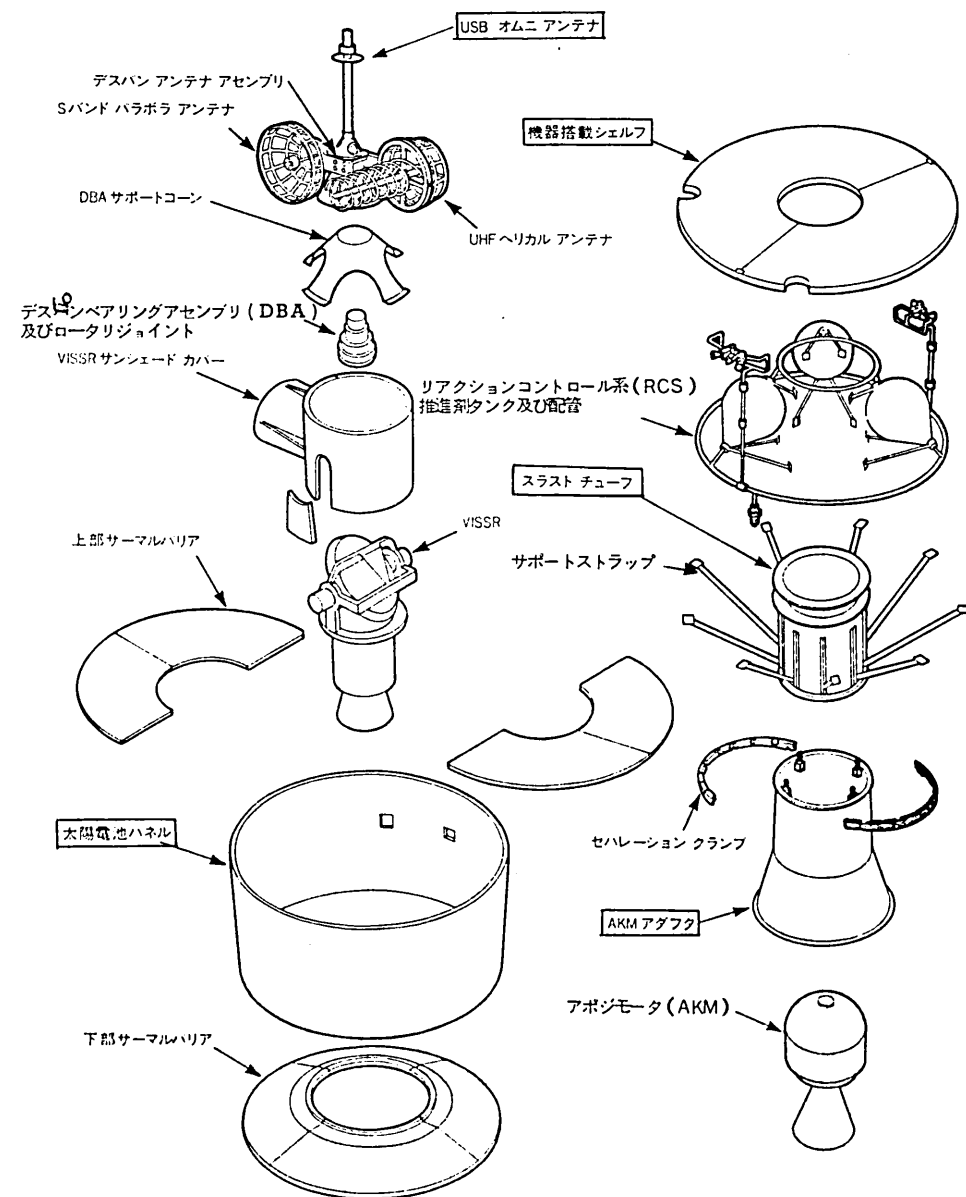
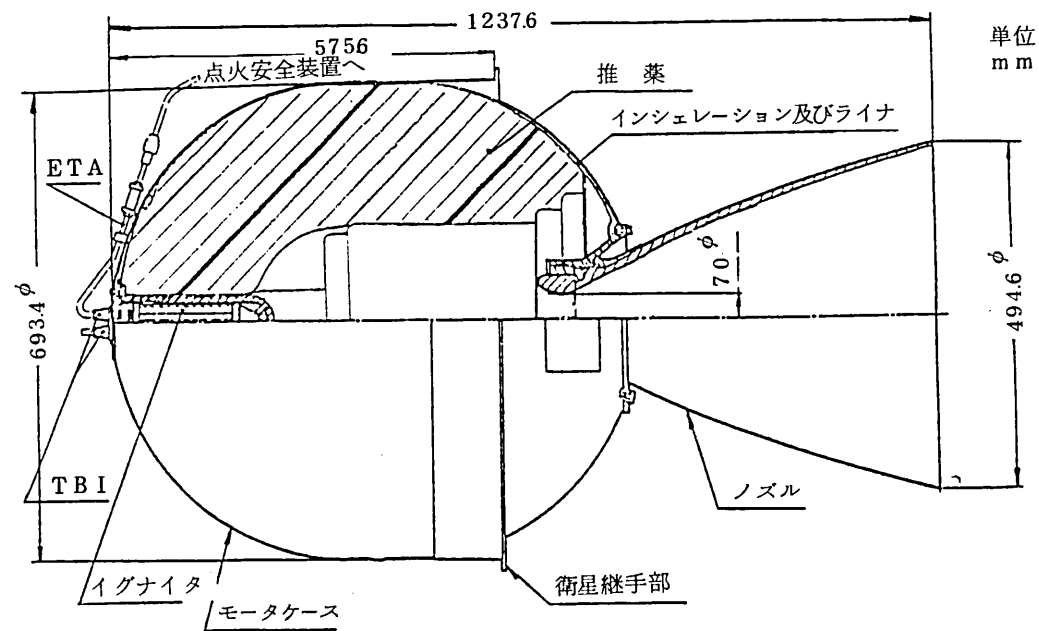
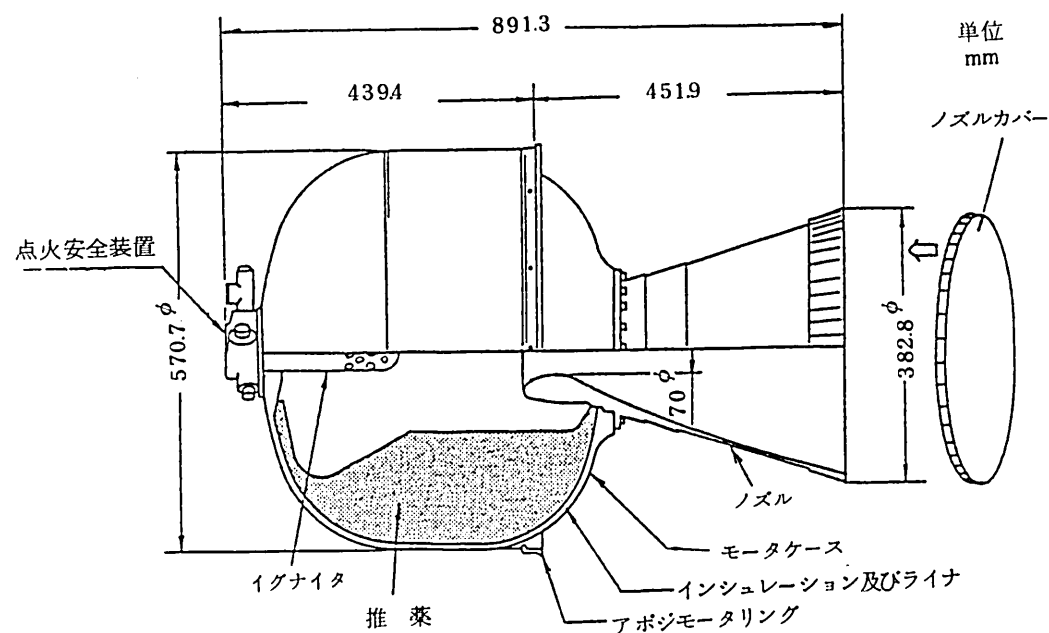


図6 GMS-2の分解図

□ は、GMSからの主な変更箇所



〔 GMS - 2 用アポジモータ 〕



〔 ECS - b 用アポジモータ 〕

図 7 GMS - 2 用と ECS - b 用のアポジモータの比較

項 目	GMS - 2	ECS - b
メーカ	T 社	A 社
使用実績	CTS(注), GMS, BS, GPS(注), NTS(注), GOES(注)等で10機以上の実績あり	インテルサットⅢ (8機) ETS-Ⅱ, ECS
直 径 (cm)	69	57
全 重 量 (kg)	329.5	140.4
推進薬重量 (kg)	302.4	120.6
構造効率	0.918	0.859
比推力 (sec)	287.8	282
燃焼時間 (sec)	35	23
最大推力 (kg)	2,817	2,300
最大圧力 (kg/cm ² A)	37.0	33.3
全推力 (ton・sec)	87.9	34.4
ノズル開口比	45.9	28
推進薬種類	ポリブタジエン系コンボジット	ポリブタジエン系コンボジット
寿命	推進薬充填後 5 年	推進薬充填後 5 年
モータケース材料	チタン合金	フィラメントワインディング FRP
点火方式	火薬エネルギー方式 (ETA(注)/TBI(注))	電気エネルギー方式
イグナイタ	小型モータタイプ	ベレットタイプ
点火安全装置	電気機械式	電気機械式

(注)

CTS : Communications Technology Satellite

NTS : Navigation Technology Satellite

GPS : Global Positioning System

GOES : Geostationary Operational Environmental Satellite

ETA : Explosive Transfer Assemblies (密封型導爆線)

TBI : Through Bulkhead Initiator (隔壁型イニシエータ)

表 2 GMS - 2 用と ECS - b 用のアポジモータの比較

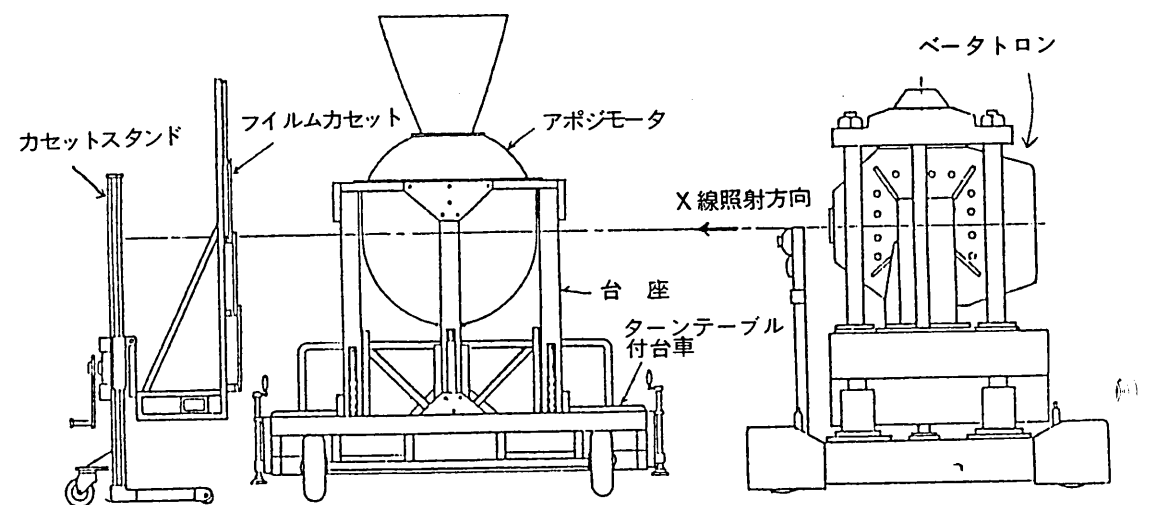


図 8 X線撮影の概要

参考 1

静止気象衛星2号 (GMS-2) の打上げの
ために講じた対策の実施状況に関する審議に
ついて

昭和55年11月19日

宇宙開発委員会 決定

昭和56年度8～9月期に打上げが予定されている静止気象衛星2号 (GMS-2) については、昭和52年7月に打ち上げられた静止気象衛星 (GMS) に打上げ後一部不具合が生じたこと及び本衛星が昭和55年2月、静止軌道投入段階で不具合を生じた実験用静止通信衛星 (ECS-b) 以後最初に打ち上げられる静止衛星であることに鑑み、次により調査審議を行うものとする。

1. 宇宙開発事業団が本衛星の打上げのために講じた対策のうち、次の技術的事項に関する対策の実施状況について調査審議を行う。

- ① スピン軸のずれ及びずれの変動
- ② 可視・赤外走査放射計の光電子増倍管の高圧電源
- ③ アポジモータ
- ④ 衛星構体系

2. 1.の調査審議は第四部会において行い、昭和56年4月末までに終えることを目途とする。

宇宙開発委員会第四部会構成員

昭和56年5月

(50音順)

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 鏖二郎	宇宙科学研究所教授
	大島 耕一	宇宙科学研究所教授
	栗原 芳高	郵政省電波研究所長
	五代 富文	科学技術庁航空宇宙技術研究所主任研究官
	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宇宙研究グループ総合研究官
	林 友直	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

今回の審議にあたり、特に次の専門家の協力を得た。

村上 力 科学技術庁航空宇宙技術研究所主任研究官

注) ※印の専門委員は、今回の調査審議については、説明者として参加した。