

委28-2

昭和59年度 8～9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 11 月

宇宙開発委員会 第四部会

昭和 59 年度 8 ~ 9 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 11 月 30 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 59 年度 8 ~ 9 月期において宇宙開発事業団  
が行った N ロケット 13 号機 (F) (N-II ロケット 6 号機 (F)) による静止気  
象衛星 3 号 (GMS-3) 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 11 月 2 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 Nロケット13号機(F)(N-IIロケット6号機(F))による静止気象衛星3号(GMS-3)の打上げ	1
1. 打上げの概要	1
2. 打上げ結果の分析	3
II 総合意見	5
参考1 昭和59年度8~9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	13
参考2 宇宙開発委員会第四部会構成員	14

I Nロケット13号機(F)(N-II  
ロケット6号機(F))による静止気  
象衛星3号(GMS-3)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13号機(F)(N-IIロケット6号機(F))によって静止気象衛星3号(GMS-3)を赤道上東経140度の静止軌道に投入することにより、我が国の気象業務の改善及び気象衛星に関する技術の開発に資することを目的としたものである。

(2) N-IIロケット6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6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)と同型のロケットであるが、その後軽量化等の改良により、今回の打上げにおいては衛星の軌道及び姿勢保持用燃料がGMS-2に比べて約9.3kg多い27.4kg搭載されている。

ロケット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。

(3) 静止気象衛星3号(GMS-3)の概要

GMS-3は、直径約2.15m、打上げ時の高さ約4.44m(アポジモータケースをアポジモータアダプタごと分離した後は約3.45m)の円筒型のスピンドル安定方式静止衛星であり、打上げ時の衛星重量は約682kg(静止衛星軌道投入直前のアポジモータケースを含めた衛星重量は約350kg)である。その形状、構成、主要諸元及びシステム構成は、それぞれ図2、図3、表

2及び図4に示すとおりである。

GMS-3はGMS-2とほぼ同様の性能を有する衛星であるが、GMS-2の打上げ結果の評価に関する当部会の報告（「昭和56年度8～9月期における人工衛星、人工衛星打上げ用ロケット等の打上げ結果の評価について（報告）」（昭和57年5月）及び「静止気象衛星2号（GMS-2）の可視赤外走査放射計（VISSR）に生じた不具合の原因究明及び今後の対策について（報告）」（昭和59年4月））において指摘した広帯域送信機電力增幅部のハンダ付けの改良、テレメトリ系のICの放射線対策、エンコーダ部のランプの改良、ランプ供給電圧の可変化、走査鏡駆動部の改良等が講じられている。

#### (4) 打上げの経過及び結果

発射時刻：昭和59年8月3日午前5時30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°

発射時の天候：晴、南東の風1.5m/s、気温24.9°C

第一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。引き続いて発射後約26分59秒に衛星と第3段ロケットとの分離が行われ、GMS-3は所定のトランスファ軌道に投入されて「ひまわり3号」（HIMAWARI-3）と命名された。

トランスファ軌道上で4回の姿勢制御により所定の姿勢に変更された後、8月4日19時44分38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38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。

その後、ドリフト軌道上で2回の姿勢制御により衛星のアンテナが所定の方向を向くように姿勢変更され、また、7回の軌道制御により8月16日、衛星は所定の東経140度の静止軌道に投入された。

実測による衛星の軌道要素は次のとおりである。

	実測値	計画値
近地点高度(km)	35,782	35,785
遠地点高度(km)	35,789	35,788
軌道傾斜角(度)	1.81	1.81
周 期(分)	1,436	1,436

（昭和59年8月16日現在）

静止軌道投入後、電源系、制御系、推進系等の基本機器及び可視赤外走査放射系等のミッション機器の機能確認が順次行われた。

この結果、衛星の各機器は所要の性能を満たしていることが確認された。

なお、テレメトリ・コマンド系の機能確認中に287のテレメトリ項目のなかで3項目が予想値とやや異なる値を示したが、地上でテレメトリ信号を数値データに変換する際に較正することにより対処できる範囲であった。

また、静止衛星軌道投入後、機能確認試験に先立ち、可視赤外走査放射計のクーラカバー分離作業を実施した際、冗長構成の分離機構の一方のみの作動ではカバーが完全には分離しなかったが、衛星のスピニ率を変化させることにより、もう一方の分離機構を作動させることなく分離することができた。

## 2. 打上げ結果の分析

前述のとおり、GMS-3はN-IIロケット6号機(F)により所定の静止軌道に投入され、可視赤外走査放射計をはじめ衛星各部も所要の性能を満たしており、燃料についても5年以上を確保したことから、今回の打上げは初期的目的を達成したものと考えられる。

また、GMS-2で生じた不具合に対してGMS-3で講じた対策の有効性に関しては、その多くが部品の経年劣化に関連するものであることから今後の推移を見る必要があるが、ハンタ付けの改良等は第1回目の食期間を支障なく経過したことから妥当であったと考えられる。

なお、3項目のテレメトリデータが予想値とやや異なる値を示した原因は、データを取得するためのセンサが周辺機器からの電波干渉を受けること等によってテレメトリ値が変化したものであるが、地上での試験時においては周辺機器が非動作状態であったため干渉が生ぜず、これによる変化分を予想値に見込まなかつことにより生じたものである。結果的には干渉の程度は小さかったものの、今後は周辺機器からの干渉をも考慮して試験を行う必要がある。

## II 総合意見

宇宙開発事業団が実施したNロケット13号機(F)(N-IIロケット6号機(F))による静止気象衛星3号(GMS-3)の打上げについては、N-IIロケットによる静止軌道への打上げに成功し、搭載機器もすべて運用上支障なく作動していることから、所期の目的を達成したものと考えられる。

今後とも、試験方法等に十分配慮し、不断の努力が続けられることを期待する。

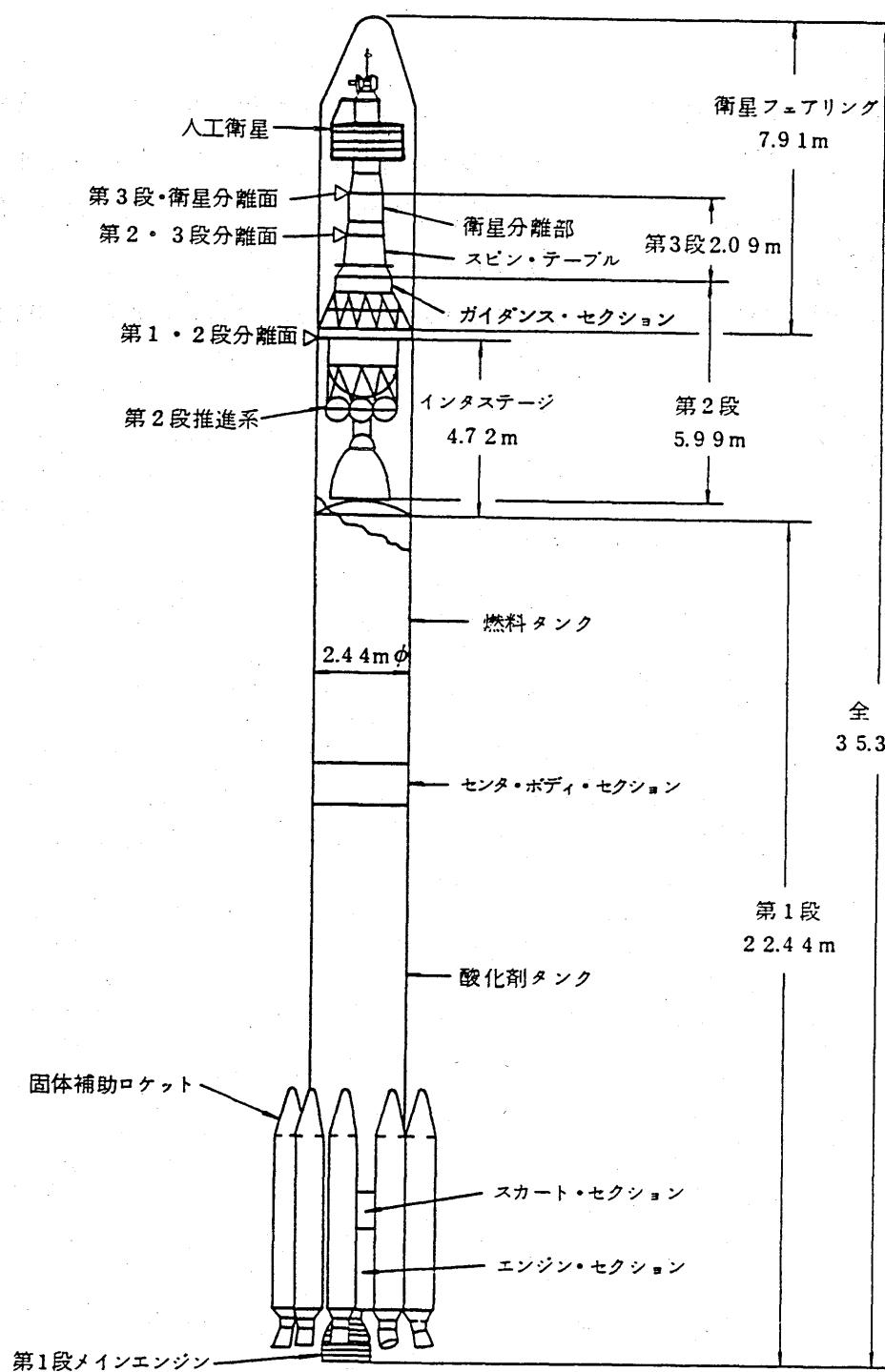


図1 Nロケット 13号機 (F) の形状

表1 Nロケット 13号機 (F) の主要諸元

全 段					
名	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 (固体モード長 1.68)	7.91
外径 (m)	2.44	0.79	2.44	0.96 (固体モード径 0.94)	2.44
各段重量 (t)	8.64 (注1)	40.3 (9本分)	6.68	1.25 (注2)	0.60
推進薬重量 (t)	8.19	33.7 (9本分)	5.80 (最大)	1.05	
平均推力 ( $10^3 \text{kgf}$ )	メインエンジン 74.4 (注3) バーニアエンジン 0.46 × 2 (注3)	136 (6本分) (注3) (注5)	4.58 (注4)	(注4)	6.79
燃焼時間 (s)	メインエンジン 272 バーニアエンジン 278	38	388 (注6)	44	
推進薬種類	液化酸素/RJ-1	ポリブタジエン系 コンポジット 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 コンポジット 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) バーニアエンジン 197 (注3)	(注3) 231	(注4) 316	(注4) 283	
姿勢制御	ピッチ・ヨー ロール	シンバル バーニアエンジン		シンバル (推力飛行中) ガスジェット (慣性飛行中) ガスジェット	
搭載電子装置	1) テレメータ送信装置 2.9GHz帯 PDM/FM/PM 2) 指令破壊受信装置 2.6GHz帯 トーン変調		1) レーダー送信装置 5GHz帯 (2台) 2) テレメータ送信装置 2.2GHz帯 PCM/FM/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 2.9GHz帯 FM/PM	

(注1) インタステージを含む。 (注2) スピントーピルを含む。 (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。

(注6) ミッションタイム

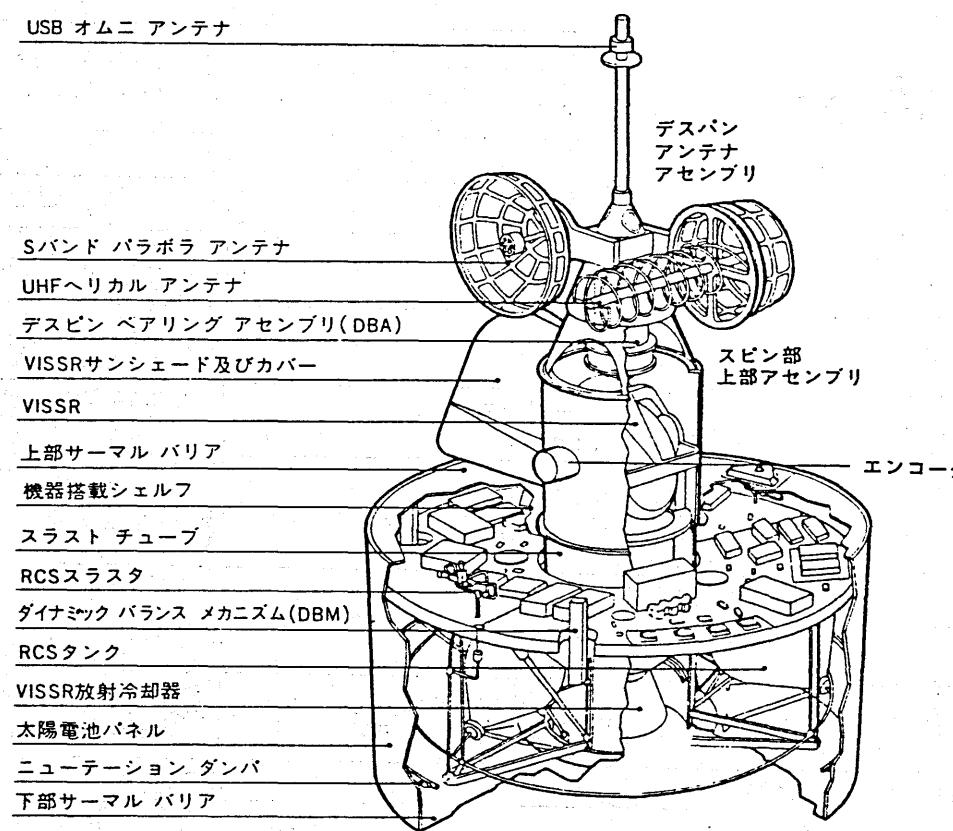


図2 GMS-3 の形状

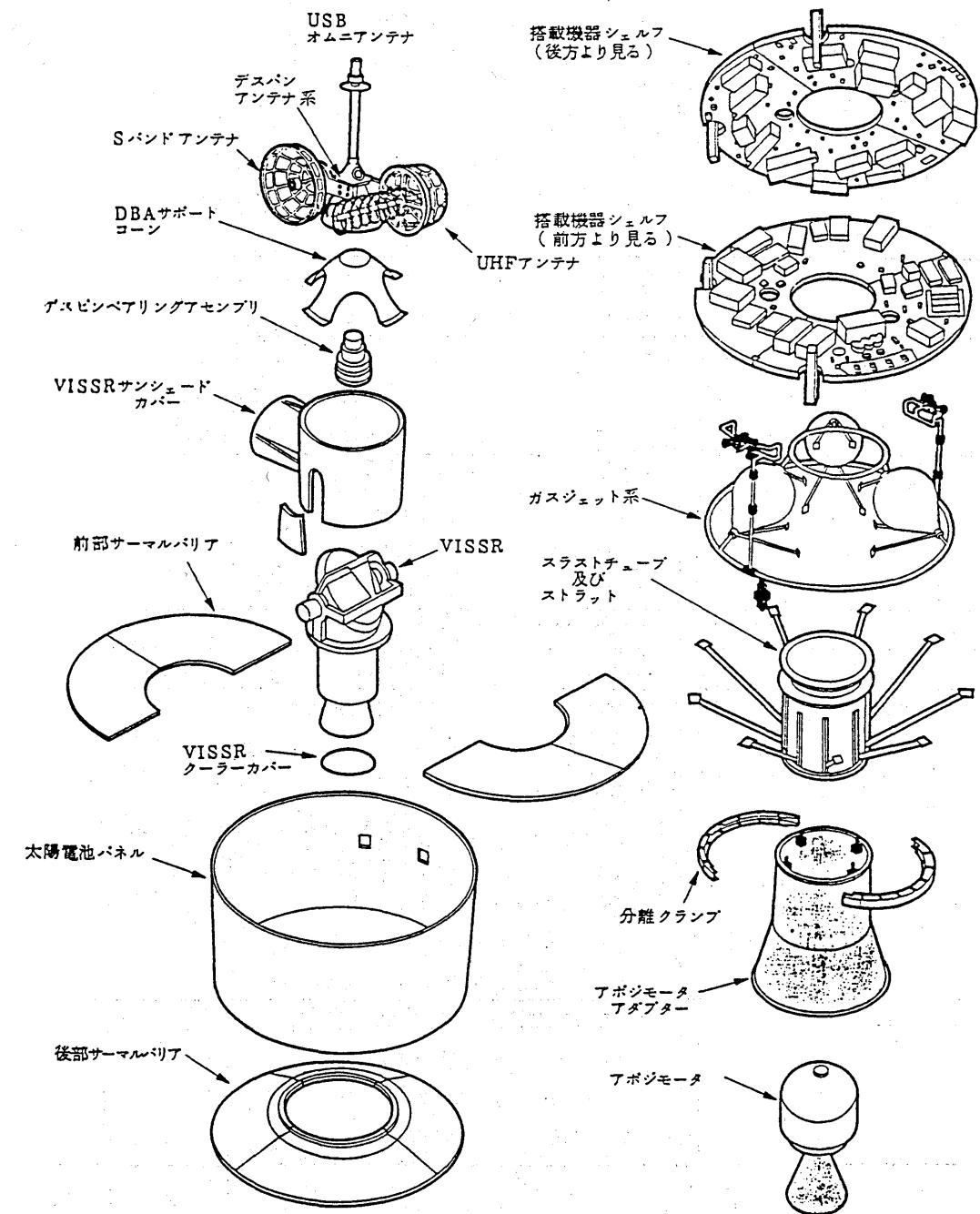


図3 GMS-3 の構成

表2 GMS-3 の主要諸元

項目	機能・性能
形状・寸法	円筒形 直 径 215 m 高 さ 4.44 m (アポジモータ 分離前) 3.45 m (アポジモータ 分離後) N-II ロケットに適合する
重 量	打上げ時 約 682 kg 静止衛星軌道初期 約 303 kg
姿勢安定方式	スピニ安定 スピニ率 50±5 rpm (ロケット分離時) 100±1 rpm (静止衛星軌道上)
寿 命	5年後の残存確率(仕様値) 衛 星 0.5以上 VISSR 0.7以上 搭 載 燃 料 4年以上 5年目標
軌 道	静止衛星軌道 東経140度付近
熱 制 御	受動 (一部ヒーター使用)
VISSR	観測範囲 視野角 約±10° 走査方向 西→東、北→南 観測波長域 0.5~0.75 μm (可視) 1.05~1.25 μm (赤外) 分解能 (衛星直下点) 1.25 km (可視) 5 km (赤外)
S E M	測定範囲 陽 子 0.8~100 MeV α粒子 8~370 MeV 電 子 2 MeV 以上

項目	機能・性能
通信系	
(1) EIRP	Sバンド 57 dBm 以上 (±6.5°) Sバンド・テレメトリー 4.0 dBm 以上 (±6.5°) DCPR (Sバンド) 3.4 dBm 以上 (±6.5°) DCPI (UHF) 4.6 dBm 以上 (±9.2°)
(2) 偏 波	Sバンド 直線 UHF 右旋円偏波
(3) アンテナ指向精度	Sバンド及びUHF ±0.7° 以内
TT&C系	
(1) EIRP	27.5 dBm (±50°)
(2) 偏 波	直線
(3) 容 量	テレメトリー 256チャンネル×2 コマンド 200項目以上
電 源 系	
(1) 太陽電池発生電力	263 W 以上 (5年後 夏至)
(2) 蓄電池容量	5.5 AH×2セット 放電深度 50% 以下
アポジモータ	衛星をドリフト軌道に投入できること。 STAR-27 固体モータ
二次推進系	ヒドラージュ モノプロペラント方式 スラスター数 アキシャル 2, ラジアル 4 推 力 4.45 ニュートン タンク容量 4.08 kg (搭載量 27.4 kg)
構 体	共振周波数 機軸 方向 35 Hz 以上 機軸直角方向 15 Hz 以上 余裕安全率 0 以上

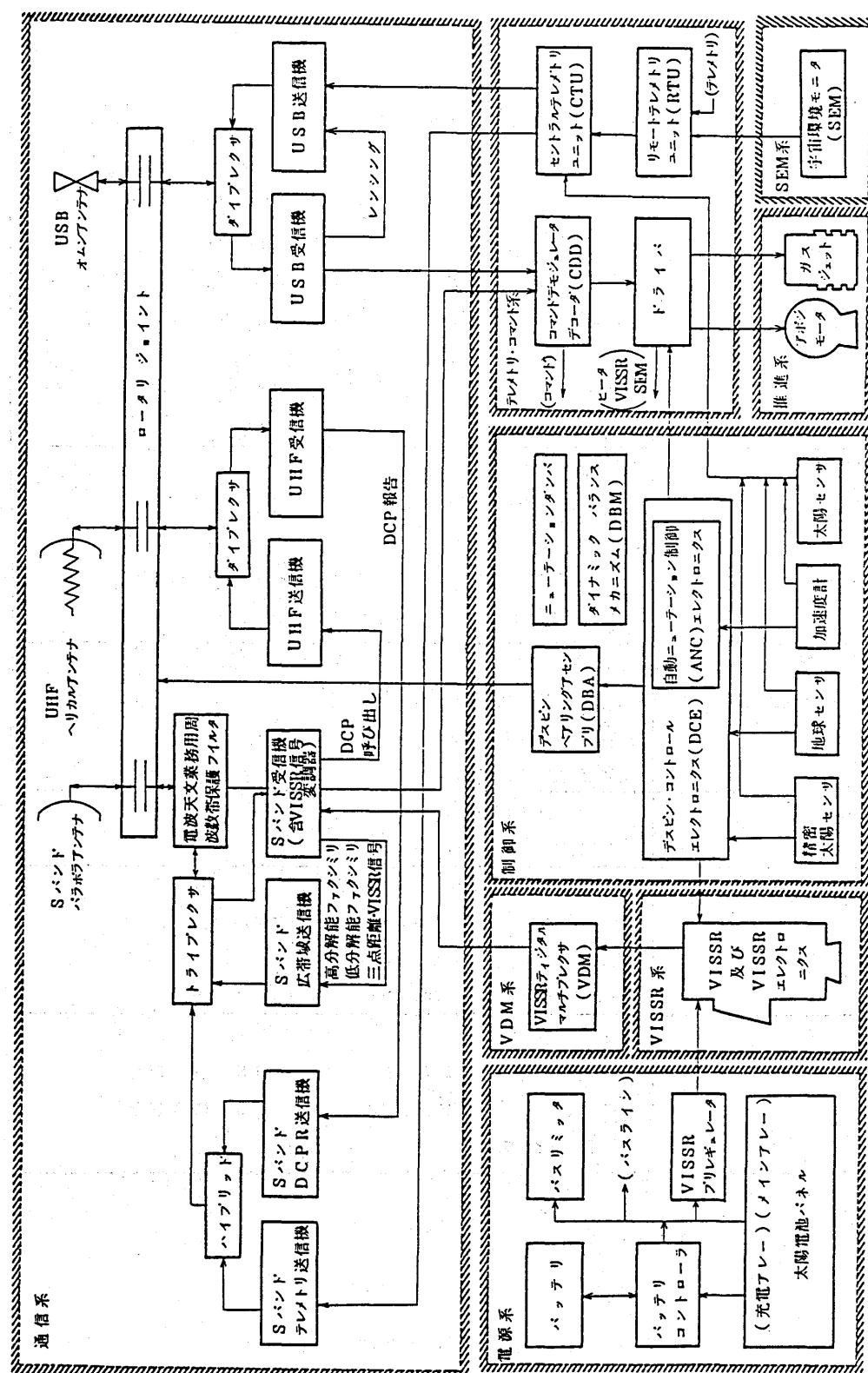


図4 GMS-3のシステム構成

(参考1)

昭和59年度8～9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10月24日  
宇宙開発委員会決定

- 昭和59年度8～9月期において宇宙開発事業団が行ったNロケット13号機(F)(N-IIロケット6号機(F))による静止気象衛星3号(GMS-3)の打上げの結果を評価するため調査審議を行うものとする。
- 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12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

(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	秋葉鎧二郎 大島 耕一 小林 繁夫 *竹中 幸彦 中込 雪男 長洲 秀夫 林 友直 *船川 謙司 前田 弘 虫明 康人 若井 登	文部省宇宙科学研究所教授 文部省宇宙科学研究所教授 東京大学工学部教授 宇宙開発事業団理事 国際電信電話株式会社常務取締役 科学技術庁航空宇宙技術研究所科学研究官 文部省宇宙科学研究所教授 宇宙開発事業団理事 京都大学工学部教授 東北工業大学長 郵政省電波研究所長

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。