

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 5 7 年 5 月

宇 宙 開 発 委 員 会 第 四 部 会

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14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56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8号機（F）（N-IIロケット2号機（F））による静
止気象衛星2号（GMS-2、「ひまわり2号」）の打上げ及びTT-500
Aロケット10号機の打上げ（材料実験に係るものに限る。）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56年11月20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8号機(F) (N-IIロケット2号機(F))による 静止気象衛星2号(GMS-2)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..... | 4 |
| II | TT-500Aロケット10号機の打上げ(材料実験に係る ものに限る。)..... | 8 |
| | 1. 打上げの概要..... | 8 |
| | 2. 打上げ結果の分析(材料実験に係るものに限る。)..... | 10 |
| | 3. 不具合原因の究明..... | 13 |
| | 4. 今後の対策..... | 20 |
| III | 総合意見..... | 22 |
| | 参考1 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関する審議について..... | 41 |
| | 参考2 宇宙開発委員会第四部会構成員..... | 42 |

I Nロケット8号機(F) (N-IIロケット2号機(F)) による静止気象衛星2号(GMS-2)の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 目的

今回の打上げは、静止気象衛星(GMS、「ひまわり」)、技術試験衛星N型(ETS-N、「きく3号」)等の打上げ結果を踏まえ、Nロケット8号機(F) (N-IIロケット2号機(F))によって静止気象衛星2号(GMS-2)を赤道東経140度の静止軌道に投入することにより、気象衛星に関する技術の開発及び我が国の気象業務の改善に資することを目的としたものである。

(2) N-IIロケット2号機(F)の概要

N-IIロケットは、全長約35m、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、アポジモータ燃焼終了時の重量が約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2号機(F)は、ETS-Nを打ち上げたN-IIロケット1号機(F)と基本的に同じロケットであるが、N-IIロケット1号機(F)の打上げ結果を踏まえヨーウエイト放出機構に改善を施したものであり、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。

(3) 静止気象衛星2号(GMS-2)の概要

GMS-2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)の円筒型のスピン安定方式静止衛星であり、打上げ時の衛星重量は約654

kg である。その外観、主要諸元及びシステム構成はそれぞれ図2、表2及び図3に示すとおりである。

GMS-2はGMSとほぼ同様の性能を有する衛星であるが、GMS及び実験用静止通信衛星（ECS-b、「あやめ2号」）の打上げ結果を踏まえた対策を講じること、打上げ用ロケットをデルタロケットからN-IIロケットに変更することなどに伴って部分的な設計変更が行われている（昭和56年5月の当部会報告書「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）」参照）。また、GMSに比べて一層の国産化が図られている。

(4) 打上げの経過及び結果

発射時刻：昭和56年8月11日05時03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、南南西の風3.9 m/s、気温27.2°C

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。引き続いて発射後約27分00秒に衛星と第3段ロケットとの分離が行われ、GMS-2は所定のトランスファ軌道に投入されて「ひまわり2号」（HIMAWARI 2）と命名された。

トランスファ軌道投入後、4回の姿勢制御が行われ、8月12日19時45分47秒に第4アポジ点近傍でアポジモータが点火されてGMS

-2は所定のドリフト軌道に投入された。アポジモータ点火から約15分後、アポジモータアダプタの分離が正常に行われ、さらに4回の姿勢制御及び5回の軌道制御によって、8月20日、GMS-2は所定の東経160度の静止軌道に暫定的に投入された。

その後、東経160度において衛星機能の確認試験が行われ、その間にSバンド広帯域送信機の特定の条件下での異常及びテレメトリデータの一部の異常表示が発見された。このため、異常の原因の調査及び対策の検討のための試験を含め、東経160度における機能確認試験は10月20日まで行われた。その結果、発見された異常については運用上の対策を講じることによって十分に対処できると判断され、11月5日には衛星を東経160度の暫定位置から東経140度の所定位置へ移動させるための軌道制御が行われた。

GMS-2を東経140度に静止させるための軌道制御は12月11日に行われ、その後の軌道計算により次に示すように所定の軌道に投入されたことが確認された。

| | 計 画 値 | 実 測 値 |
|------------|------------|------------|
| 近地点高度 (km) | 3 5, 7 8 6 | 3 5, 7 8 1 |
| 遠地点高度 (km) | 3 5, 7 8 6 | 3 5, 7 9 7 |
| 軌道傾斜角 (°) | 1.0 | 1.0 |
| 周 期 (分) | 1, 4 3 6 | 1, 4 3 6 |

（昭和56年12月11日現在）

東経140度における機能確認試験ののち、12月21日からはGMSに替わりGMS-2による画像取得等が行われている。その後、コマンド・アンサバックの異常が発生したが、故障箇所を冗長系に切り替えることで正常に復し、画像取得等の運用は支障なく行われている。

なお、これまでの打上げの経験を踏まえてGMS-2の打上げのために講じた諸対策については、いずれも良好な結果が得られている。

2. 打上げ結果の分析と今後の対策

前述のとおり、N-IIロケットによりGMS-2が所定の軌道に投入され、これまでの打上げの経験を踏まえて開発された技術の確認が行われ、また、画像取得等の運用も大きな支障もなく行われていることから、これまでのところ、所期の目的は達成されていると考えられる。

なお、今回の打上げで生じたSバンド広帯域送信機の異常、テレメトリデータの一部の異常表示及びコマンド・アンサバックの異常に関する分析と今後の対策は次のとおりである。

(1) Sバンド広帯域送信機の異常

Sバンド広帯域送信機は図3に示すように可視赤外走査放射計(VISSR)信号等の広帯域伝送を受け持っている。その構成は図4に示すように主系及び冗長系から成っており、異常は双方に起こっている。

昭和56年9月24日、冗長系の機能確認試験中にSバンド広帯域送信機出力が短時間ゼロになる現象が起り、その後同様の現象が繰り返された。調査の結果、この異常は低出力モード(高出力増幅器による電力増幅を行わない運用モード)では起こらず高出力モード(高出力増幅器による電力増幅を行う運用モード)に切り替えるとその約3時間後に起こることが判った。この異常については、異常発生時のテレメトリデータの解析により、励振部のアンプ入力側に温度依存性の断線故障があり、それが電力増幅部の発熱に影響されているものと推定される。なお、10月1日以降冗長系は使用されていない。

昭和56年10月10日、Sバンド広帯域送信機の主系を用いた機能

確認試験中に同送信機の出力が断続的に約3dB低下する現象が発生し、その後、出力低下の時間及び低下の程度が変動した。この異常も低出力モードでは起こっていない。また、高出力モードでも春及び秋の食運用期間以外には起こっておらず、異常は衛星の温度が下がる食の後半及び食終了後の約2時間以内に限って起こっている。これまでの異常時のテレメトリデータから、主系電力増幅部の2つの高出力増幅器のうち1個(図4中の高出力増幅器1B)の中にある2つのトランジスタ増幅回路のうち一方に温度依存性の断線故障があると推定され、食による温度低下に影響されているものと推定される。

冗長系の励振部及び主系の電力増幅部に発生した温度依存性の断線故障の原因については、当該ユニットの品質確認記録の調査、保管中のGMSのプロトフライトモデル及びGMS-2のプロトフライトモデルの検査並びにこれらのプロトフライトモデルを用いた模擬試験を行って検討した。その結果、GMSのプロトフライトモデル及びGMS-2のプロトフライトモデルの双方のSバンド広帯域送信機の励振部及び高出力増幅器の内部で、トリマコンデンサとストリップラインを接続しているはんだの一部に図5に示すようなクラックが生じていることが発見された。はんだにクラックを生じさせた応力はトリマコンデンサの取付け方の設計に問題があつて発生したと考えられ、主にトリマコンデンサの膨張率とストリップラインを構成する誘電体の膨張率の差が影響するような構造であつたことに起因したと考えられる。

同じ設計で作られているGMS-2のSバンド広帯域送信機においても同様の機構でクラックが発生した可能性は大きいと考えられる。また、このクラックは製造から打上げまでの間の各種検査では発見されず、軌道上での温度変化(特に食期間に起こる衛星の冷却)の繰り返しにより異常現象として顕在化したものと考えられる。このようなはんだのクラ

ックによって今回の異常現象が説明できることから、それが今回の異常の原因であると推定される。

したがって、今後は温度が変化してもはんだに大きな応力が発生しないように設計を変更するとともに、試験・検査により変更した設計の確認を行う必要がある。また、GMS-2については、今回の異常がSバンド広帯域送信機の温度の低下が影響して起こったと考えられるので、GMS-2に同種の新たな異常が発生することを防止するため、温度を極力低下させないような運用方法を採用することが適当である。昭和57年春の食運用期間中はこのような方法で運用され、その結果、新たな異常は認められていない。

なお、今後仮に高出力モードでの運用が不可能になったとしても、主系又は冗長系の低出力モードでの運用によって画像取得が可能であることが確認されている。この場合、取得した画像をGMS-2経由で配布する運用において、高分解能画像の受信に支障を来たすが、低分解能画像の受信には支障は生じない。

(2) テレメトリデータの一部の異常表示

昭和56年9月26日、GMS-2のPCM（パルス符合変調）テレメトリ284項目中16項目が異常値を表示するようになった。

表示されている異常値は系統的なものであり、解析の結果、リモートテレメトリユニット（図3参照）内のチャンネル選択回路の1個のIC又はそれを装着している多層プリント板の回路の一部に断線故障が発生したことが判明している。この故障は地上で一連の検査では正常と判定されていたが軌道上で異常が発生したものであり、製造に係わる偶発故障と考えられるが、なお、今後は、これまでの品質確認の基準及び冗長系の構成が適切であったかどうかの再検討を行うことが望ましい。

現在、異常値を示した16項目のうち12項目は冗長系に切り替えられて正常に復している。残りの4項目については、重要度が低いので冗長系はないが、必要な場合、異常値から正常値への換算が可能であるので、衛星の運用上、支障は生じていない。

(3) コマンド・アンサバックの異常

昭和57年4月5日、GMS-2の運用モードを切り替えるコマンドを送信したところ、コマンド・アンサバック（衛星内で解説されたコマンドの内容を復唱する形で地上にテレメトリで送ってくるもの）が別のコマンドを示し、この異常に対する対策の検討のため2回分の画像取得ができなかった。

コマンド・アンサバックの異常は系統的なものであり、論理的な解析の結果、衛星内でのコマンドの解説には問題がなく、セントラルテレメトリユニット（図3参照）内の1個のIC内部での接地短絡故障によってアンサバックに異常が発生したことが判明している。この故障も前項同様製造に係わる偶発故障と考えられるが、なお、品質確認の基準が適切であったかどうかの再検討を行うことが望ましい。

現在、この異常はセントラルテレメトリユニットを冗長系に切り替えることで正常に復しており、衛星運用上の支障は生じていない。

II TT-500Aロケット10号機の打上げ（材料実験に係るものに限る。）

1. 打上げの概要

(1) 目的

今回の打上げは、種子島・小笠原間の飛行安全引継ぎ訓練及びロケット追尾系、射場システム等の機能の確認を行うとともに、併せてアモルファス半導体及び単結晶化合物半導体の製造に関する宇宙材料実験を実施してスペースシャトルを利用する宇宙実験システム等の開発に資することを目的としたものである。

(2) TT-500Aロケット10号機の概要

TT-500Aロケットは、全長約10.5m、外径約0.5m、発射時の総重量約2.4トンの2段式ロケットで、ロケット追尾系の機能確認等のために7号機まで打ち上げたTT-500ロケットを、材料実験も併せて実施できるように設計変更したものである。設計変更した主な点は、①第2段の直径を第1段と同じ約0.5mとし、打上げ能力を向上させたこと、②第2段燃焼終了後、頭胴部を分離させるようにしたこと、③頭胴部上部に材料実験のための装置を搭載したこと、④頭胴部の下部に回収機器部を設けたことであり、全長も長くなっている。TT-500Aロケットはこれまで3機打ち上げられ、8号機^(注)では回収に成功したが、9号機では着水後の浮遊のためのシステムに不具合が起こって回収できていない。

TT-500Aロケット10号機は、9号機の打上げの結果を踏まえ、着水後の浮遊のためのシステム等に必要な改善を施したものであり、その形状及び主要諸元（8号機及び9号機のものと一緒に記す。）はそれ

ぞれ図6及び表3に示すとおりである。

(注) TT-500Aロケットの飛行番号は、TT-500ロケットの飛行番号と通し番号としている。

(3) TT-500Aロケット10号機による宇宙材料実験計画の概要

TT-500Aロケットによる宇宙材料実験は、ロケットの頭胴部が大気圏外を姿勢を変えずに弾道飛行する間に生じる無重力に近い環境（ 10^{-4} G程度）を利用して約7分間の材料製造の実験を行うものであり、実験の結果製造される試料を分析するために海面に落下する頭胴部を回収することとしている。10号機における飛行計画の概要及び減速・回収計画の概要はそれぞれ図7及び図8に示すとおりである。

材料実験のための装置は図9に示すように頭胴部上部に収納されており、10号機では4個の電気炉が搭載されていた。このうち3個の電気炉は、シリコン、ヒ素及びテルルの3元素を均質になるように溶融・混合して良質のアモルファス半導体を製造する実験に用いられるものである。また、1個は液相エピタキシャル法によって鉛-スズ-テルル系単結晶化合物半導体を成長させるための電気炉である。

(4) 打上げの経過及び結果

発射時刻：昭和56年8月2日 7時00分

（日本標準時）

打上げ場所：宇宙開発事業団種子島宇宙センター

発射角：上下角 82.5° 、方位角 95.4°

発射時の天候：晴、東の風 4.3 m/s 、気温 27.7°C

第1段及び第2段固体ロケットの燃焼は正常であり、第1段と第2段の分離及び第2段と頭胴部の分離も正常に行われた。引き続き頭胴部の

回転を止める制御も正常に行われて発射後約73秒から約470秒までの間に宇宙材料実験が実施され、搭載実験装置が正常に作動した。この間、頭胴部は発射後279秒に最高高度282 km に達した。

所定の宇宙材料実験を終えた頭胴部は、その後大気圏に再突入し、発射後584秒にドローグパラシュート（メインパラシュートの開傘が確実に行われるように機体の姿勢を定めるとともに、メインパラシュートを引き出すなどの機能をもつ小型パラシュート）が開傘したことが確認されたが、その後のメインパラシュートの開傘が確認されないまま、発射後約734秒にテレメトリ電波が途絶えた。

頭胴部の回収は、メインパラシュート開傘後に発射されるビーコン電波及び着水後に放出されるシーマークを頼りに航空機と回収船により実施する予定であったが、ビーコン電波は受信されず、また、当日夕方までの捜索でシーマークも発見されなかった。

以上の状況から頭胴部は海中に没したものと推定され、捜索作業は同日打ち切られた。

今回の打上げにおいて、飛行安全引継ぎ訓練及びロケット追尾系、射場システム等の機能の確認については、所期の目的が達成された。

2 打上げ結果の分析（材料実験に係るものに限る。）

(1) 宇宙材料実験

テレメトリデータによると、宇宙材料実験のための4個の電気炉に対する実験シーケンスの制御は正常であり、電気炉温度も計画どおりであった。また、この間、試料の溶融が 10^{-4} G以下の低重力環境下で行われたことも角速度テレメトリデータにより確認されている。

しかし、最終的に頭胴部の回収ができなかったことから低重力環境下で製造された試料の分析を行うことができなくなり、所期の目的は達成

されなかった。

(2) 大気圏への再突入までの飛行状況

レーダ追尾データ及びテレメトリデータによると、TT-500Aロケット10号機が大気圏に再突入するまでの飛行経路、姿勢、加速度、機体各部の温度、電源電圧等は計画値内にあり、この間の飛行は正常であった。

(3) 大気圏への再突入からドローグパラシュートの開傘までの状況

低重力環境下での材料実験を終えた頭胴部は発射後490秒ごろから大気の影響を受け始め、発射後約510秒から約530秒までの間に空気の抵抗により急激に減速された。この間の10号機の飛行環境のうち特記すべきものは次のとおりであった（図10及び表4参照）。

- ① 頭胴部に搭載されていた角速度計、加速度計及び地磁気センサのテレメトリデータから、発射後約521秒にフラットスピン（機軸にほぼ垂直な軸の回りの機体の回転）が発生し、発射後約527秒には回転数が最高約4 rpsに達したことが読み取れる。このフラットスピンにより、回収機器部は先端で最大約80 Gの遠心加速度を受けたことになる。なお、TT-500Aロケット全体の加速度に関する設計条件は20 Gである。
- ② 頭胴部上部の外板の内側に取り付けられていた温度センサのデータをもとに計算すると、外板表面の温度は急激に上昇し、最高温度は、フラットスピンの回転数が最高となった頃、頭胴部上部で約500°C、また、回収機器部で約410°Cに達したと推定される。
- ③ このほか、この急激な減速の間の加速度データに、発射後約519秒から約526秒にかけて6回の衝撃波形が見られる。このうち3回

は頭胴部上部に取り付けてあった座屈センサの作動時点と一致しており、衝撃波形は外板に座屈が起こったことを示しているものと推定される。

(4) ドローグパラシュート開傘以降の状況

発射後約584秒のドローグパラシュート放出用分離ナットの作動及びドローグパラシュートの開傘は、電源電圧、頭胴部の姿勢及び加速度のテレメトリデータにより確認されているが、その10秒後に作動するようにセットされているメインパラシュート放出用分離ナットの作動及びメインパラシュートの開傘については、それに対応する変化がテレメトリデータに現われていない。

頭胴部からのテレメトリ電波は発射後約734秒に受信できなくなった。レーダ追尾データから、頭胴部は種子島の東方海上約460kmの海面に着水したものと推定されるが、この飛行経路でドローグパラシュートのみが開傘した状態で落下したと想定して計算した場合の着水時刻はテレメトリ電波が受信できなくなった時刻とほぼ一致する。

捜索用の標識となるビーコン電波は、メインパラシュート放出用分離ナットが作動してメインパラシュートコンテナが放出された状態で正常に発射されるようにセットされていたが、頭胴部の着水予定区域付近で待機していた回収船でも、また、航空機でもビーコン電波は受信されていない。また、同じく捜索用の標識となるシーマーカーは、メインパラシュートコンテナが放出された状態で着水した後に染料で海水を着色する機構となっていたが、シーマーカーによる海面の色の変化も発見されていない。

以上の状況から、メインパラシュート放出用分離ナットが正常に作動しなかったためにメインパラシュートコンテナが分離されず、これによ

ってメインパラシュートの開傘及び浮遊システムの作動が妨げられ、頭胴部が水没するに至ったものと推定される。

3. 不具合原因の究明

テレメトリデータ等から、メインパラシュート放出用分離ナット（以下、「分離ナット」と言う。）が正常に作動しなかったことが頭胴部の水没につながったと判断されるので、以下、分離ナットが正常に作動しなかった原因について検討した。

分離ナットが装着されている回収機器部及び分離ナットの概要はそれぞれ図11及び図12に示すとおりである。

分離ナットが正常に作動しなかった原因については、テレメトリデータ、検査記録等の各種データを用いてFTA（Fault Tree Analysis）の手法により検討を行った。この検討によって消去できない不具合要因は次の4点である。

- ① 分離ナット点火回路中の分離ナットカートリッジコネクタの部分で、飛しょう中に回路が開放状態となった。
- ② 4個の分離ナットのうち、1～3個の分離ナットのカートリッジが過大な熱入力により早期発火を起こし、点火回路が開放状態となった。
- ③ 分離ナット点火回路中のフライトコネクタ（外部からの点検用ケーブルを接続するコネクタ。打上げ前に点検用ケーブルを取りはずしたあと内部回路を閉じるため、これにフライトプラグを装着することとしている。）に接続している配線又はフライトプラグに接続している配線が、飛しょう中に端末のはんだ付け部分で断線し、点火回路が開放状態となった。
- ④ フライトコネクタとフライトプラグの間の接触不良により、点火回路が開放状態となった。

それぞれについての検討結果は以下のとおりである。

(1) 分離ナットカートリッジコネクタにおける異常

メインパラシュート放出用の分離ナットカートリッジのコネクタ（以下、「コネクタ」と言う。）部分で点火回路が飛しょう中に開放状態となる原因としては、コネクタの破損が考えられる。その原因としては、コネクタの温度が異常に上昇してコネクタ内のピンを固定している合成樹脂の強度が低下した状態の下で、そのコネクタにフラットスピンの遠心加速度により大きな張力がかかったことが考えられる。

参考：ドローグパラシュート放出用分離ナットは取付けの向きがメインパラシュート放出用のものと逆であり、これには大きな張力がかからなかったと考えられる。

(i) フラットスピンについて

コネクタにかかる張力を生み出したと考えられるフラットスピンの原因については以下のように考察される。

① TT-500A ロケットの機体形状の場合、再突入時のような高超音速の環境下では通常フラットスピンの起こらないとされている。それにもかかわらず10号機においてフラットスピンが発生したのは、④機体の外板に大きな非対称座屈が生じ、⑤しかも、それが機軸回りの回転がほとんど止まった状態下であった結果、圧力分布のアンバランスによる偏揺れモーメントが生じたためであると推定される。

参考：再突入時の環境下では回収機器部外板の接合部の一部が破損した可能性も否定できないが、仮に破損があったとしても、それは座屈が起こったあとで起こると推定されることなどから、フラットスピンの発生の原因となったのは座屈の方であると考えられる。

② 機体外板の座屈は、再突入時の空気力と空力加熱による熱応力の

合力が外板の座屈強度を超えた結果起こったものである。10号機の場合、頭胴部上部外板（ステンレス鋼製）に座屈が起こったことは座屈センサによって検出されている。また、回収機器部外板の落下方向下面の温度はフラットスピンが発生した頃に約370°Cまで上昇したと推定されており、回収機器部のアルミニウム合金製外板の強度及び剛性はこのような温度ではかなり低下することから、回収機器部外板にも座屈は起こったものと推定される。

座屈の規模及び形については、10号機の回収機器部外板の内側にケーブル保護用コルクが図13に示すように非対称に取り付けられていたことから、回収機器部外板の座屈が大きな非対称なものになったものと推定される。この座屈がフラットスピンの原因となったという推定は、コルクによってコルク取付け部分の外板の陥没が妨げられたと仮定して理論的な解析を行った結果、10号機で起こったようなフラットスピンを起こす程度の偏揺れモーメントが生じることが示されたことに基づくものである。なお、頭胴部上部にはコルクが取り付けられていなかったため、外板の座屈が非対称となる可能性は小さかったものと推定される。

参考：8号機及び9号機でも座屈は起こったと推定されるが、8号機及び9号機ではケーブル保護用コルクが取り付けられていなかったために大きな非対称座屈となる可能性が小さかったものと推定される。

③ テレメトリデータ（図10参照）によると、10号機では、再突入時に発生しかけたロールスピン（機軸回りの回転運動）がすぐに抑制されて機軸回りの揺動が発生しており、回転運動がほとんど止まっているような状態が存在した。このことは、大きな非対称座屈と相まってフラットスピンに関与したと考えられる。^(注) 10号機

においてロールスピンの抑制され、機軸回りの揺動状態となったのは、頭胴部に取り付けられた突起物の影響で空力的モーメントが発生したことによるものと考えられる。10号機の場合、突起物は図13に示すとおりであり、8号機及び9号機では取り付けられていなかった温度計測用ダミーアンテナが追加され、それがVHFアンテナと同位相に取り付けられていた。このため、10号機の突起物は、ロールスピンの抑制及び機軸回りの揺動の発生に対して、8号機及び9号機の場合よりも大きな影響を与えたものと推定される。

(注) 回転数の大きなロールスピンの保持されていれば、外板が多少座屈してもフラットスピンは起こりにくくなる。

(ii) コネクタの温度上昇について

コネクタの破損は、温度上昇によって強度が低下し、それに外力が加わって起こったと考えられるもので、コネクタの温度が規格の上限(80°C)を超えて上昇すると破損しやすくなることが実験の結果示されている。そのような温度上昇の原因としては、空力加熱によって高温となった外板からの放射伝熱及び高温の外板を支持している構造物を通しての熱伝導のほか次に次の2つが考えられる。

- ㊸ 高温の外板が座屈して分離ナットに接触することによる熱伝導
- ㊹ 高温の外板の接合部が一部破損して高温の空気が内部に流入することによる熱伝達

コネクタの破損に関連したのは回収機器部外板の温度であり、10号機の場合、最高温度は約410°Cであったと推定されている。一方、8号機及び9号機の回収機器部外板の最高温度はそれぞれ約390°C及び約400°Cと推定されている。10号機で最高温度が若干高くなったのは、再突入時の機軸回りの揺動が8号機及び9号機よりも特定の面に空力加熱を集中させるような揺動であったためであると考えら

れる。

(2) 分離ナットカートリッジの早期発火

TT-500Aロケットではメインパラシュート放出用の4個の分離ナットは直列の電気回路で接続されており、1回の通電で4個が同時に作動してメインパラシュートを放出する仕組みとなっている。また、分離ナットのカートリッジは発火すれば着火用のヒータが断線するようになっている。このため、1~3個の分離ナットのカートリッジが正規の通電以前に発火した場合には、残りの分離ナットには通電できなくなり、メインパラシュートが放出されないこととなる。

分離ナットカートリッジが早期発火する原因としてはカートリッジの異常温度上昇が考えられ、その原因としては再突入時の空力加熱による前項(1)の(ii)のような可能性が考えられる。ただしこの推定をもとに10号機の再突入時の環境を想定した模擬試験を行ったところ、早期発火は起こらなかったため、これが10号機の不具合の原因であった可能性は小さいものと推定される。

(3) フライトコネクタに接続する配線又はフライトプラグに接続する配線の端末断線

分離ナット点火回路の配線に用いられている電気ハーネスは十分な強度を有しているが、8号機、9号機及び10号機ではフライトコネクタに接続する部分及びフライトプラグに接続する部分のはんだ付けとなっていたため、これらの部分の温度が異常に上昇した場合には、はんだ付けの強度が低下して断線することが考えられる。フライトコネクタ及びフライトプラグは分離ナットよりも外板から離れた位置に取り付けられているため、異常な温度上昇があったとすれば、その主な原因としては

高温の空気の内部への流入が考えられる。ただし、以上の推定をもとに10号機の再突入時の環境を想定して高温の空気が内部に流入した場合の模擬試験を行ったところ断線は起こらなかったため、端末断線が10号機の不具合の原因であった可能性は小さいものと推定される。

(4) フライトコネクタとフライトプラグの間の接触不良

TT-500Aロケットでは、フライトコネクタを介して外部から点検用ケーブルを接続し、火工品回路等を打上げ直前まで点検する方式を採っている。このための点検用ケーブルは打上げ前に取りはずされ、代わりに内部回路を閉じるためにフライトプラグが装着される。この方式では分離ナット点火回路がフライトプラグによって確実に閉じられたかどうか確認することができないため、フライトコネクタとフライトプラグとの間の接触不良が原因で点火回路に通電されなくなる可能性を、FTAの手法では消去することはできない。ただし、この方式は実績があり、また、フライトコネクタの接続の信頼性も高いと考えられるので、このような接触不良が不具合の原因であった可能性は小さいものと推定される。

(5) ま と め

以上の検討の結果をまとめると、TT-500Aロケット10号機の頭胴部が海中に没するまでの経過は次のとおりであったものと推定される。

(i) 頭胴部が大気圏に再突入した際、空力加熱が頭胴部の同一面に集中し、その部分の温度が上昇した。なお、10号機では8号機及び9号機に比べて外板の突起物が多かったことが影響して空力加熱の特定の面への集中が助長され、その部分の温度が8号機及び9号機よりも若

干高くなった。

- (ii) 温度上昇によって強度及び剛性が低下していた外板に落下時の空気力及び熱応力が加わり、外板の変形（座屈又はそれに伴う破損）が起こった。
- (iii) 回収機器部に起こった座屈はケーブル保護用コルクの影響により非対称で大きな座屈であったため、外板の突起物の影響で機体が機軸回りの揺動状態であったことが関与して、フラットスピンの誘発された。このフラットスピンの回転数は、最高4rpsに達し、回収機器部は先端で最大約80Gの遠心加速度を受けた。
- (iv) フラットスピンの回転数が最高となった頃、回収機器部の落下方向下面の外板温度は最高約410°Cに達した。この高温の外板からの放射伝熱及び構造物を通しての熱伝導、高温外板が座屈して分離ナットに接触しての熱伝導、又は外板接合部の一部が破損して流入した高温空気からの熱伝達により、内部部品の温度が上昇した。
- (v) 以上の状況の下で①、②若しくは③が起こったため、又は以上の状況とは無関係であるが既に④の状態にあったため、メインバラシュート放出用分離ナットの点火回路が開放状態となり、分離ナットが作動しなかった。
 - ① 異常な温度上昇及び過大な遠心加速度のため、分離ナットカートリッジコネクタが破損した。
 - ② 異常な温度上昇のため、分離ナットカートリッジが早期に発火した。
 - ③ 異常な温度上昇のため、フライトコネクタに接続する配線又はフライトプラグに接続する配線が端末断線を起こした。
 - ④ フライトコネクタとフライトプラグとの間に接触不良があった。なお、これらの推定原因のうち、①であった可能性が大きく、②～④

であった可能性は小さいと考えられる。

(V) 分離ナットが作動しなかったため、メインパラシュートが放出されず、メインパラシュートコンテナが頭胴部から分離しないまま着水し、メインパラシュートコンテナの中に納められていたビーコン発信機の電波が発射されず、また、浮遊システムが作動しないまま頭胴部は海中に没した。

4. 今後の対策

以上のように推定された不具合の原因を踏まえ、次号機以降には次の対策を講じる必要がある。

(1) フラットスピンの発生に対する対策

高超音速の環境下でフラットスピンを起こさないようにするためには、回収機器部外板に大きな座屈変形が起これないようにすることが必要であり、(注) そのためには、外板の材料及び構造を見直し、外板が高温になった場合でも座屈変形が十分に小さくなるように強度・剛性を設定し、又は外板に働く力を軽減することが重要である。また、万一外板に大きな座屈変形が生じて、それが非対称にならないようにすることが望ましい。さらに、万一外板に大きな非対称座屈が生じた場合には機体の突起物がフラットスピンの発生に関与すると考えられるので、突起物は少なくすることが望ましい。なお、突起物の影響で機体が機軸回りの揺動状態となって機体外板の特定の面に空力加熱が集中する現象についても、突起物が少なくなることによって集中度が幾分か緩和されることが、併せて期待できる。

(注) TT-500Aロケットの機体形状の場合、高超音速の環境下では大きな変形がない限りフラットスピンは起こらないと考えられる。

一方、亜音速の環境下では変形がなくてもフラットスピンは起こるが、この場合、回転数が大きくなりないので支障は生じない。

(2) 内部部品の異常な温度上昇に対する対策

回収機器部の内部部品の異常な温度上昇に対しては、外板から内部部品への熱伝達を減少させるため、外板の変形(座屈及びこれに伴う接合部の破損)を極力抑えるとともに、熱しゃへいなどを適宜行う必要がある。

また、回収機器部外板の温度上昇を低減させるため、外板への熱入力を抑える熱しゃへいなどを適宜行うことが望ましい。

(3) フライトコネクタとフライトプラグとの間の接触不良に対する対策

システム全体の信頼性に対してフライトコネクタとフライトプラグとの接続の信頼性が与える影響は、無視できる程度であることが望ましく、必要に応じて冗長構成の採用などを行うことが望ましい。

Ⅲ 総合意見

1. 宇宙開発事業団が実施したNロケット8号機(F) (N-IIロケット2号機(F))による静止気象衛星2号(GMS-2、「ひまわり2号」)の打上げについては、N-IIロケットによる静止衛星の初めての打上げに成功し、これまでの打上げの経験を踏まえて開発された技術の確認が行われ、また、食運用に若干の不安定さは残るものの運用上の対策により気象業務の改善に資するための画像取得は支障なく行われていることから、これまでのところ所期の目的は達成されていると考えられる。

なお、Sバンド広帯域送信機の異常は、電子部品のひとつであるトリマコンデンサの取付け方の設計に問題があつてはんだにクラックが生じたことにより発生したと推定され、今後は前述の対策を確実に実施する必要がある。

2. 宇宙開発事業団が実施したTT-500Aロケット10号機の打上げにおいては、追尾系の機能確認等は予定どおり実施され、宇宙材料実験用搭載実験装置も正常に作動したものの、頭胴部の回収ができなかったため、宇宙材料実験に関しては所期の目的を達成することができなかった。

したがって、今後は前述の対策を確実に実施する必要がある、また、TT-500Aロケットによる材料実験システム全体の信頼性の向上に努めることが望ましい。

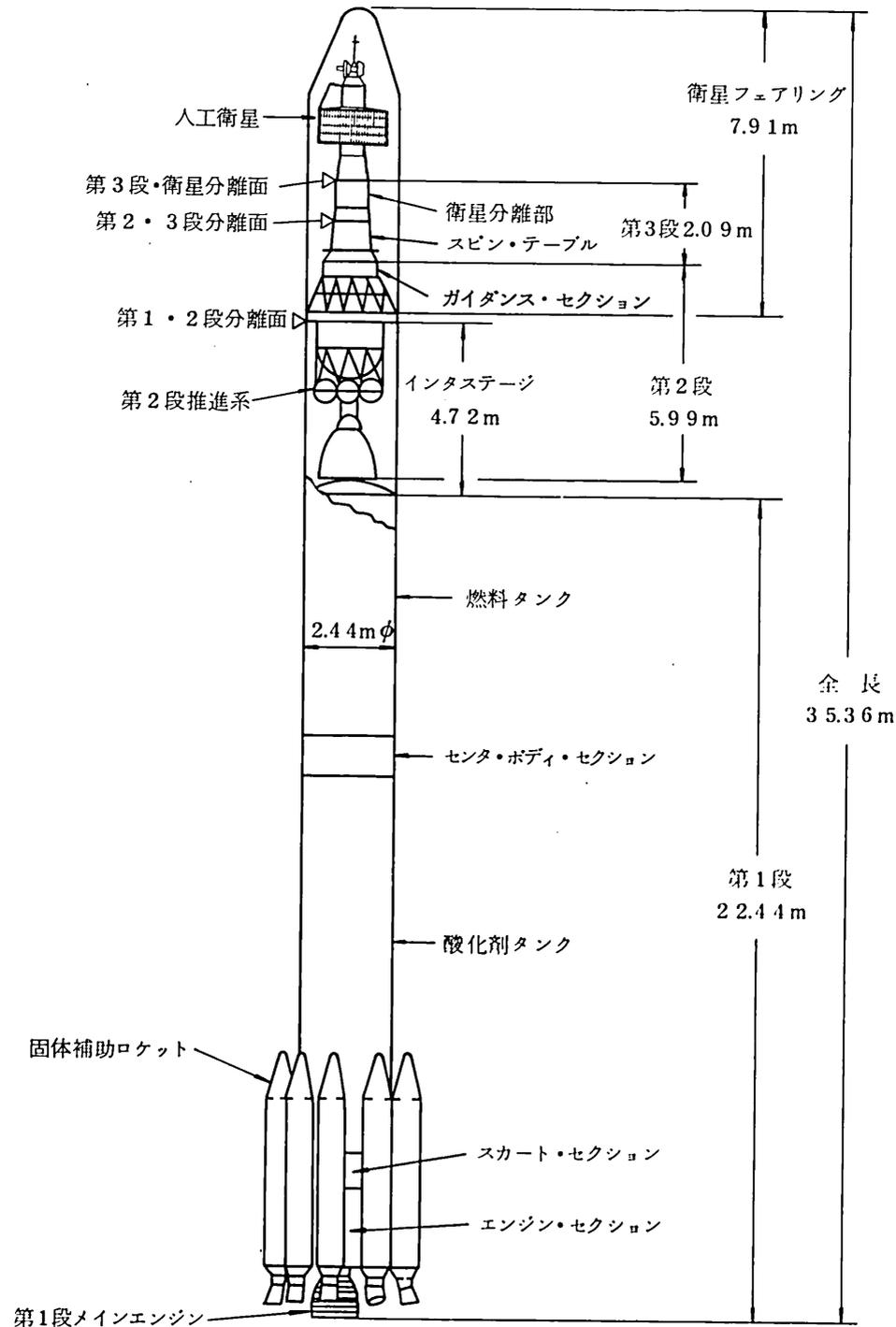


図1 N-II ロケット 2号機 (F) の形状

| 全 段 | |
|-------------|--------------------------|
| 全 長 (m) | 3 5.3 6 |
| 外 径 (m) | 2.4 4 |
| 全 段 重 量 (t) | 1 3 4.7 2 (人工衛星の重量は含まない) |
| 誘 導 方 式 | 慣性誘導方式 |

| | | 各 段 | | | | 衛 星 フェアリング |
|----------------------------|---|-----------------------------|---------------------|--|--------------------------------------|---------------|
| | | 第 1 段 | 固体補助 ロケット | 第 2 段 | 第 3 段 | |
| 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) | 85.95(注1) | 40.25 (9本分) | 6.67 | 1.25(注2) | 0.60 | |
| 推 進 薬 重 量 (t) | 81.43 | 33.76 (9本分) | 6.0 (最大) | 1.05 | | |
| 平均推力 (10 ³ kgf) | メインエンジン 77 (注3) パーニアエンジン 0.49×2 (注3) | 142 (6本分) (注3) (注5) | 4.47 (注4) | (注4) 6.79 | | |
| 燃 焼 時 間 (s) | メインエンジン 269 パーニアエンジン 275 | 38 | 426 | 43.6 | | |
| 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) 314 | (注4) 284 | | |
| 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。

表1 N-II ロケット 2号機 (F) の主要諸元

USB オムニ アンテナ

Sバンド パラボラ アンテナ

UHFヘリカル アンテナ

デスピン ベアリング アセンブリ(DBA)

VISSRサンシェード及びカバー

VISSR

上部サーマル バリア

機器搭載シェルフ

スラスト チューブ

RCSスラスト

ダイナミック バランス メカニズム(DBM)

RCSタンク

VISSR放射冷却器

太陽電池パネル

ニュートレーション ダンパ

下部サーマル バリア

分離機構

アポジ モータ(AKM)

AKMアダプタ

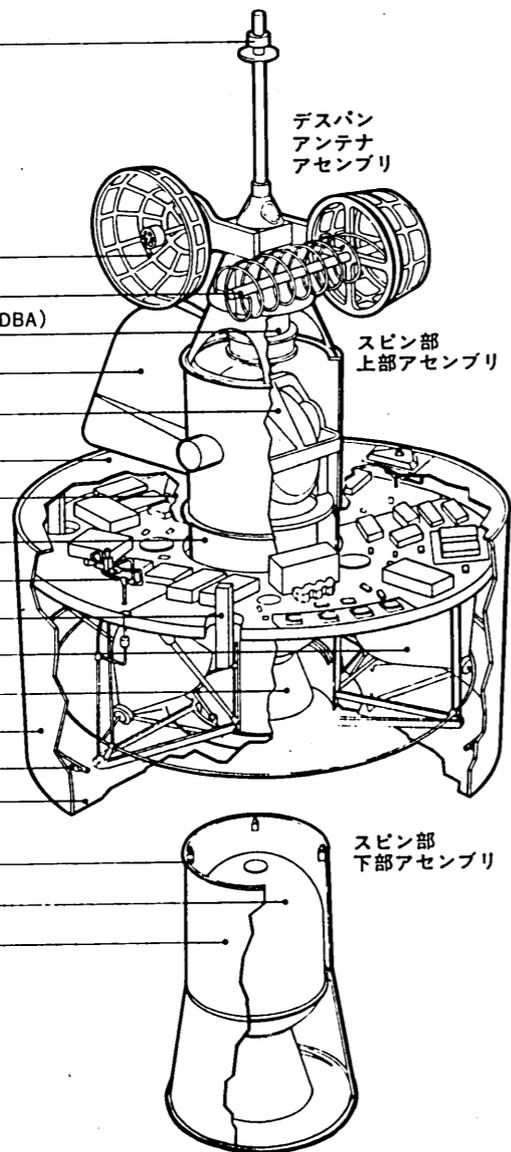


図2 GMS-2の外観

| 項目 | 主要諸元等 | 備考 |
|---------|---|-------------------------|
| 形状 | <ul style="list-style-type: none"> 円筒形 直径 2.15 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 |
| 姿勢安定法 | <ul style="list-style-type: none"> スピン安定方式 スピン率 100 ± 1 rpm | 静止衛星軌道上 |
| 電量 | <ul style="list-style-type: none"> 打上げ時 約654 kg 静止時寿命初期 約296 kg 末期 約285 kg | (実測値) (160°E 静止時予定値) |
| ミッション期間 | <ul style="list-style-type: none"> 3年 | ただし、設計寿命 5年 |
| 軌道 | <ul style="list-style-type: none"> 静止衛星軌道 | 140°Eの赤道上空に静止 |
| 軌道保持精度 | <ul style="list-style-type: none"> 東西方向 ±0.5° 南北方向 ±1° | |
| 信頼度 | <ul style="list-style-type: none"> 3年後の残存確率 50%以上 | |

表2 GMS-2の主要諸元

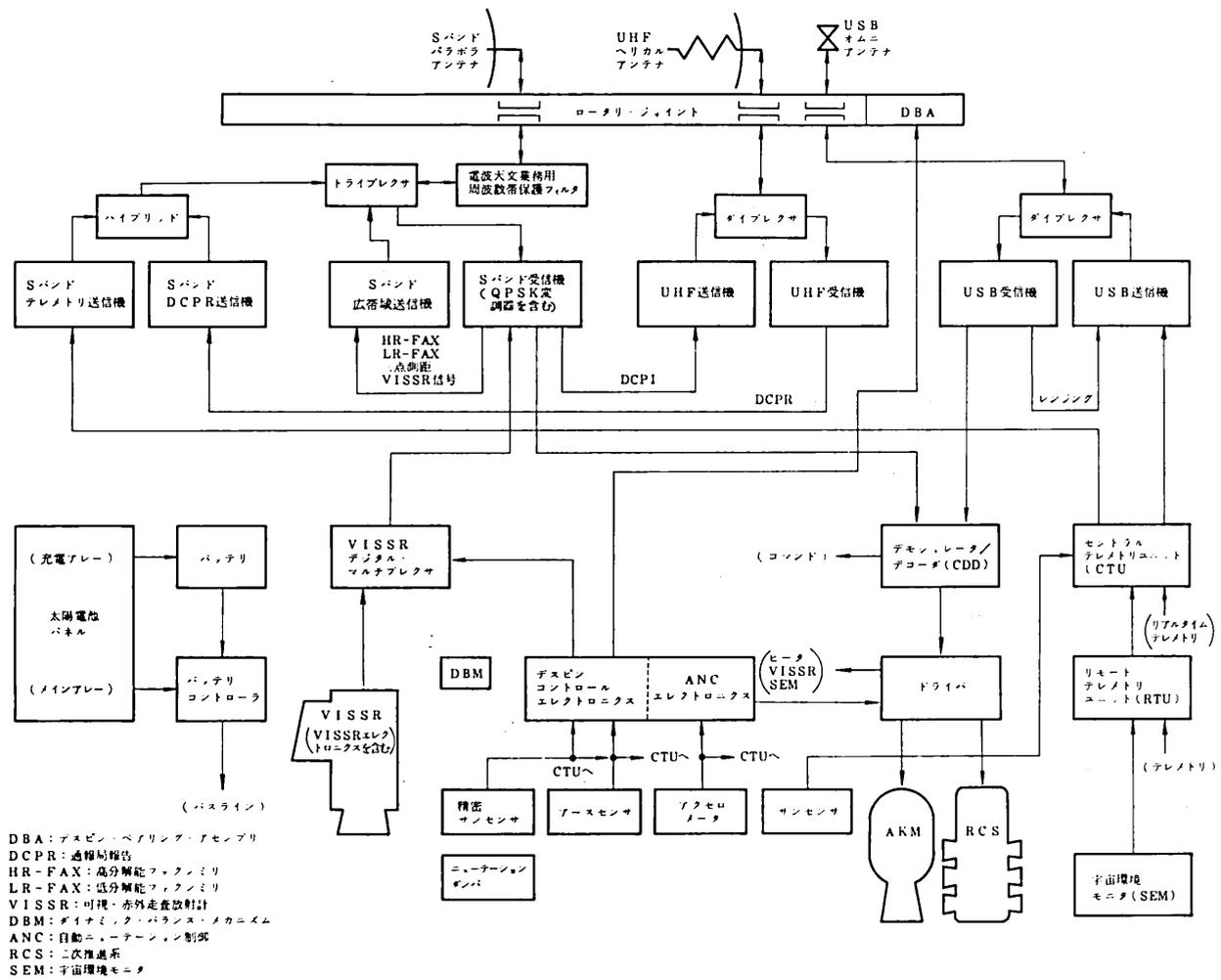
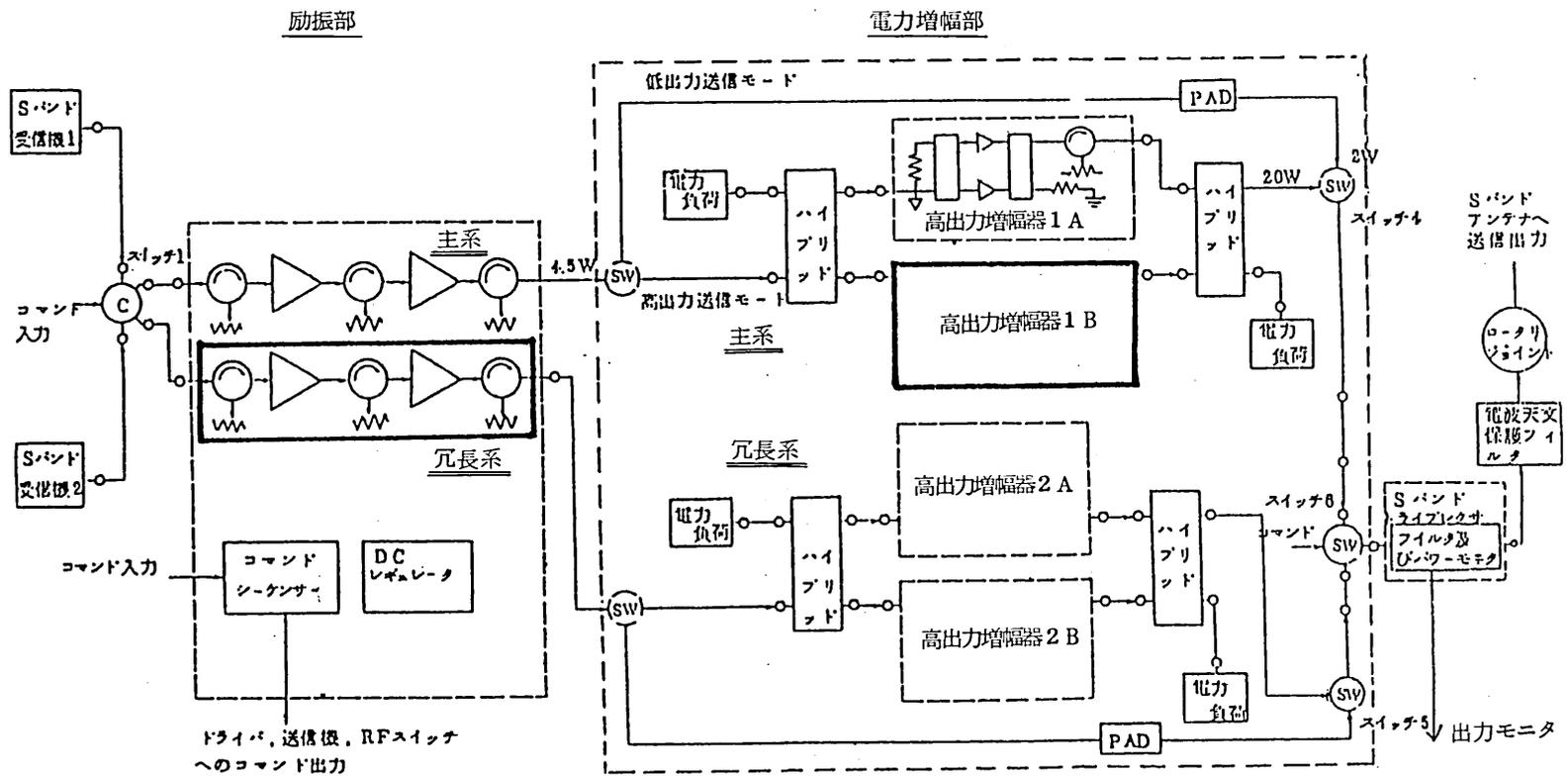


図3 GMS-2のシステム構成



C: クロス・スイッチ
 SW: スイッチ

図4 Sバンド広帯域送信機の構成
 (太枠内が今回の不具合箇所)

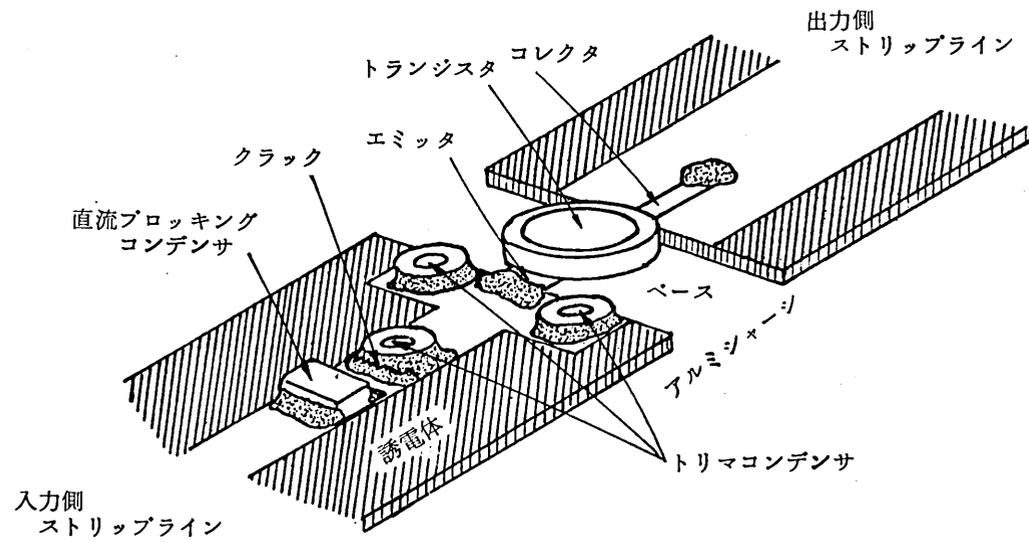


図5 プロトフライトモデルに発見された
はんだのクラックの状況例

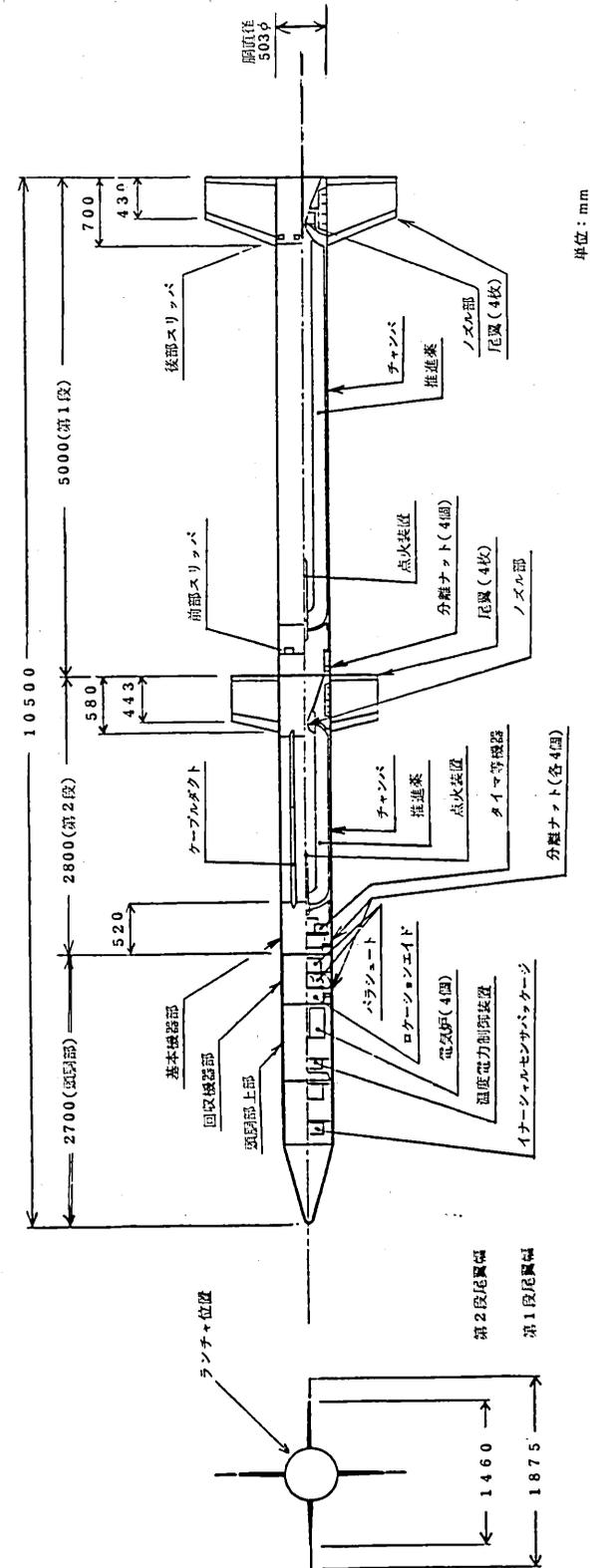


図6 TT-500A ロケット10号機の形状

| 全 | | 段 | |
|----------------|--------------------------------|----------------------------|----------------------------|
| 全 長 (m) | 1 0.5 | | |
| 最 大 外 径 (m) | 0.5 0 3 | | |
| 全 備 重 量 (kg) | 2 3 6 9 | | |
| | (8号機 2 3 6 7) (9号機 2 3 7 6) | | |
| 各 | | 段 | |
| | 第 1 段 | 第 2 段 | 頭 胴 部 |
| 全 長 (m) | 5.0 | 2.8 | 2.7 |
| 胴 径 (m) | 0.5 0 3 | 0.5 0 3 | 0.5 0 3 |
| 尾 翼 | ス パ ン (m) | 1.8 7 5 | 1.4 6 0 |
| | ル ー ト コ ー ド (m) | 0.7 0 0 | 0.5 8 0 |
| | チ ッ プ コ ー ド (m) | 0.4 3 0 | 0.4 4 3 |
| 全 備 重 量 (kg) | 1 3 2 6 | 7 1 5 | 3 2 8 |
| | (8号機 1 3 2 6) (9号機 1 3 2 7) | (8号機 7 1 9) (9号機 7 2 1) | (8号機 3 1 9) (9号機 3 2 8) |
| 推 進 薬 種 類 | ポリブタジエン系コンポジット 固体推進薬 | ポリブタジエン系コンポジット 固体推進薬 | |
| 推 進 薬 重 量 (kg) | 1 0 1 6 | 5 0 6 | |
| | (8号機 1 0 1 8) (9号機 1 0 1 7) | (8号機 5 0 9) (9号機 5 0 7) | |
| 平 均 推 力 (kgf) | 11.3×10 ³ 注1 | 6.1×10 ³ 注2 | |
| 比 推 力 (s) | 233.2 注1 | 270.4 注2 | |
| 全 燃 焼 時 間 (s) | 21.2 | 23.0 | |
| 分 離 方 式 | 分離ナット及びスプリング | 分離ナット及びスプリング | |

(重量は実測値)
注1 海面上公称値
注2 真空中公称値

表3 TT-500Aロケット10号機の主要諸元

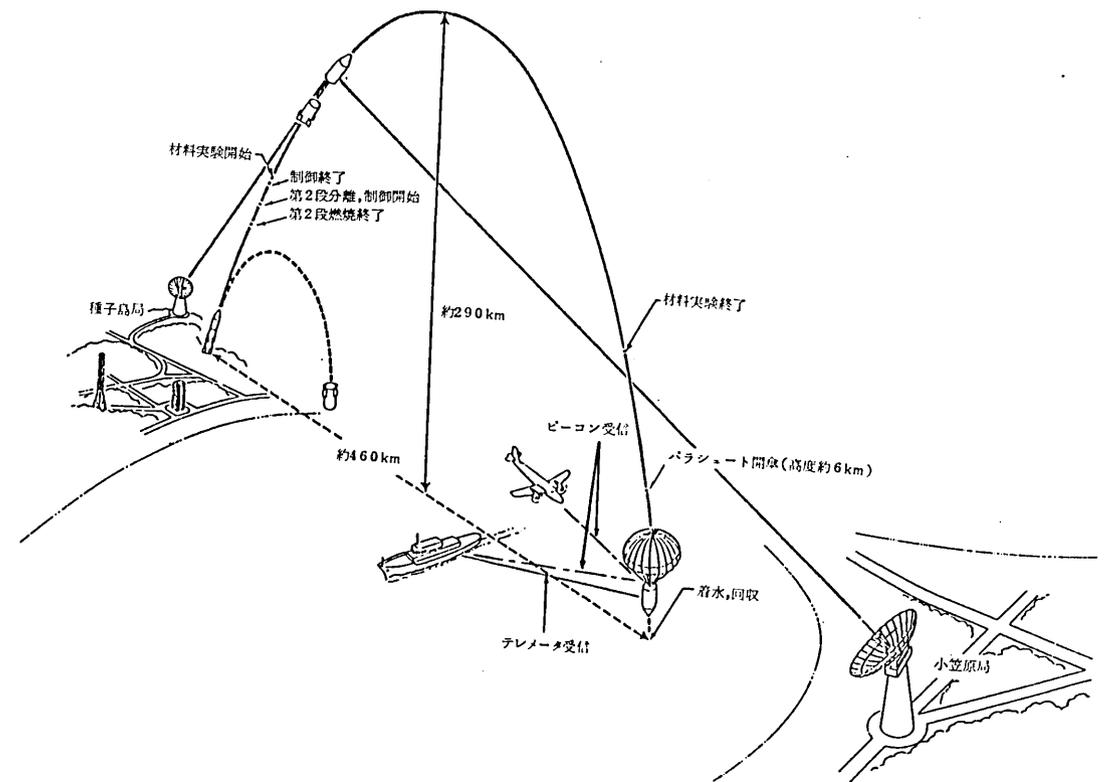


図7 TT-500Aロケット10号機の飛行計画の概要

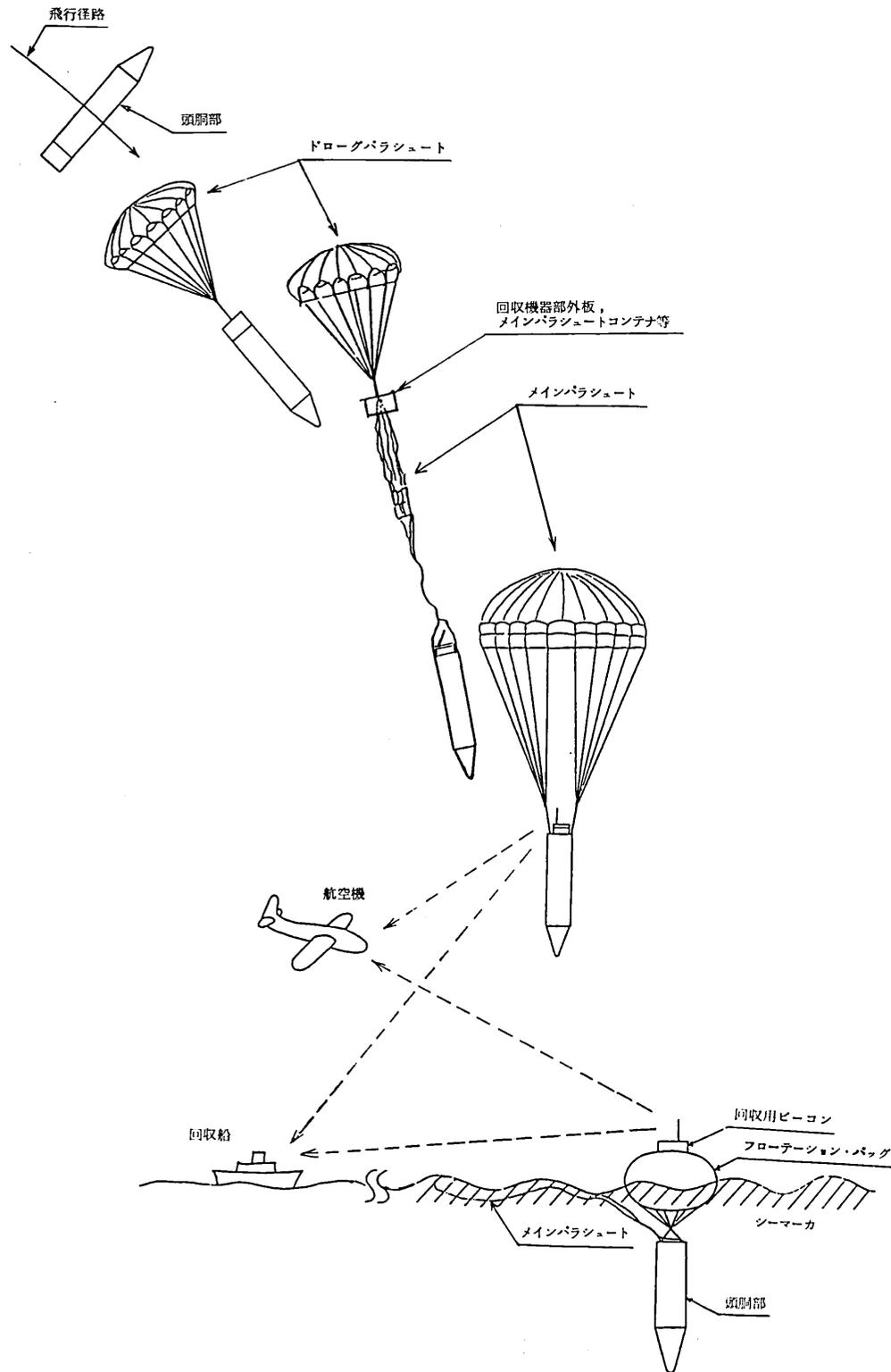
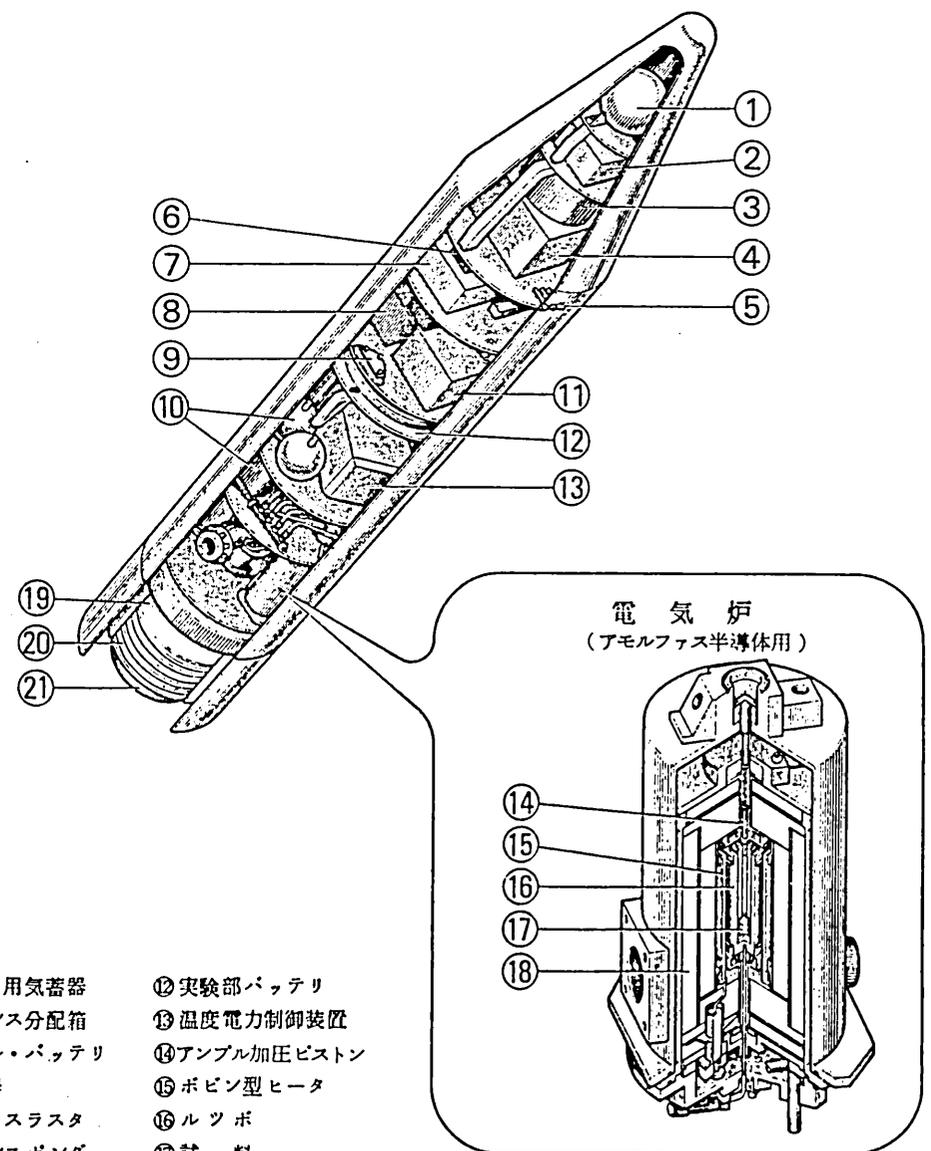


図8 TT-500A ロケット 10 号機の減速・回収計画の概要



- | | |
|-------------------|--------------|
| ① ガスジェット用気蓄器 | ⑫ 実験部バッテリー |
| ② 電力シーケンス分配箱 | ⑬ 温度電力制御装置 |
| ③ コントロール・バッテリー | ⑭ アンブル加圧ピストン |
| ④ 制御電子機器 | ⑮ ポピン型ヒータ |
| ⑤ ガスジェットスラスタ | ⑯ ルツボ |
| ⑥ 誘導用トランスポンダ | ⑰ 試料 |
| ⑦ イナージェル・センサパッケージ | ⑱ 多層反射板 |
| ⑧ 追尾用トランスポンダ | ⑲ ロケーションエイド |
| ⑨ ヨーヨーデスピナ | ⑳ メインパラシュート |
| ⑩ 冷却マニピュレーション系 | ㉑ ドロークパラシュート |
| ⑪ テレメトリ系 | |

図9 TT-500A ロケット 10 号機頭胴部の概要

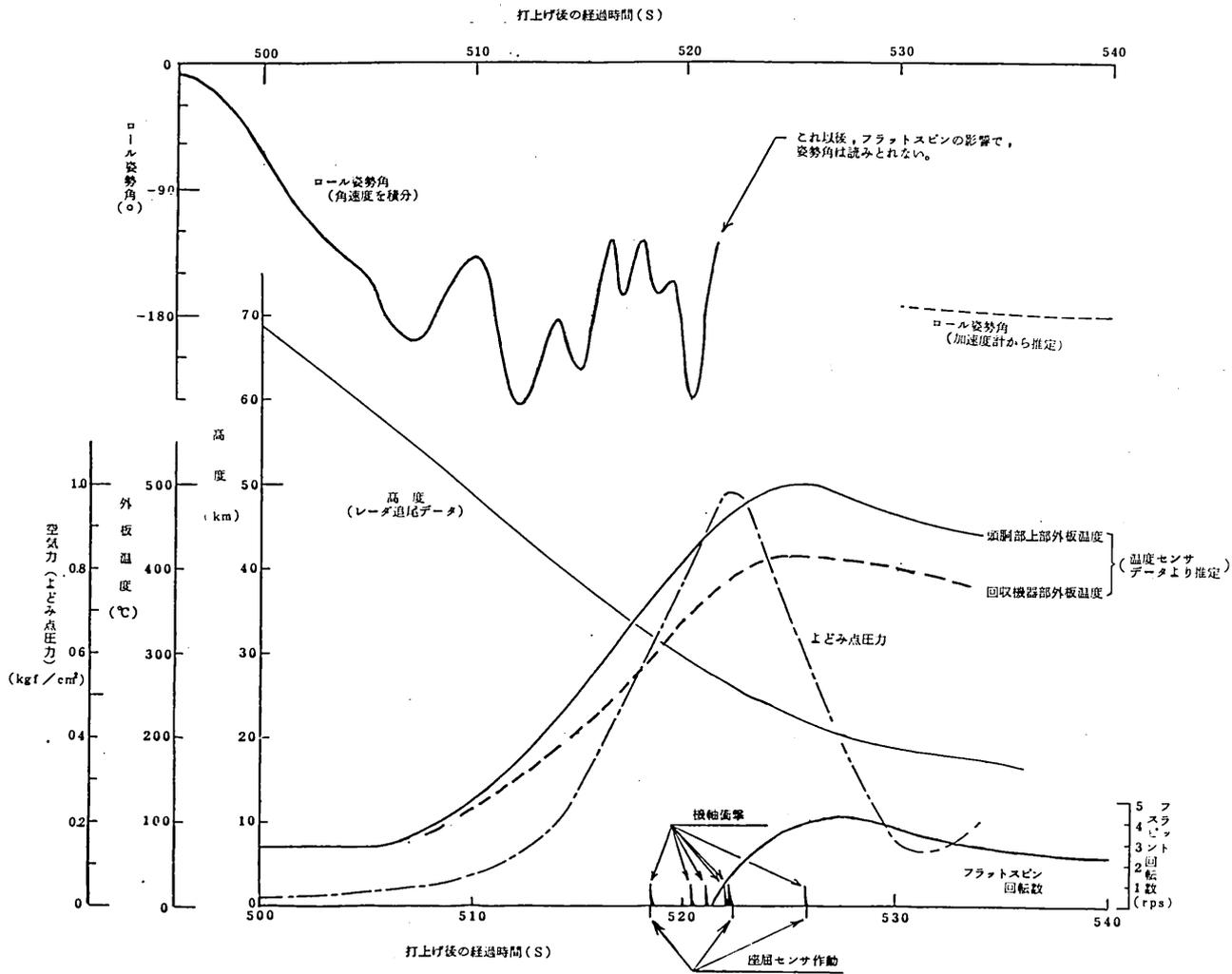
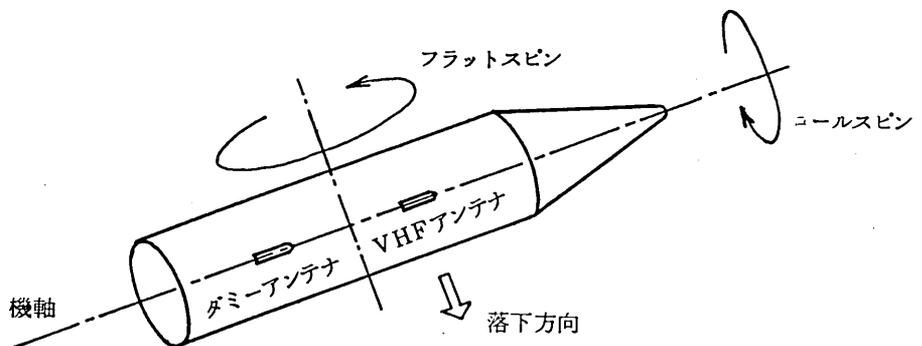


図10 TT-500A ロケット 10号機の飛行環境

| 発射後の 秒時(s) | 高度 (km) | (注) 外板温度 (°C) | | 現象 |
|---------------|------------|------------------|-------|---|
| | | 頭胴部上部 | 回収機器部 | |
| 490 | 88 | 約 70 | 約 70 | ゆるいロールスピン(下図参照, 約12%/s)が発生した。(正常) |
| 505 | 59 | 約 70 | 約 70 | ロールスピンの抑制され、機軸回りの揺動(±60°)が発生した。 |
| 518.5 | 32 | 約350 | 約310 | 機軸方向の加速度に衝撃が発生した。(このあと、発射後526.1秒までに合計6回発生し、この間に3カ所の座屈が検知された。) |
| 521.3 | 27 | 約420 | 約370 | フラットスピン(下図参照)が発生した。 |
| 526 | 21 | 約500 | 約410 | 外板温度が最高となった。 |
| 527 | 21 | 約500 | 約410 | フラットスピンの回転数が最大(約4 rps)となった。 |
| 583 | 6 | 約220 | 約210 | ドロークパラシュートが放出された。(正常) |
| 593 | — | — | — | メインパラシュート放出の予定であったが、放出が確認されなかった。 |

(注) 頭胴部上部外板の内側の温度センサのデータから推定した外板表面の温度

表4 TT-500 A ロケット 10号機の落下中の挙動



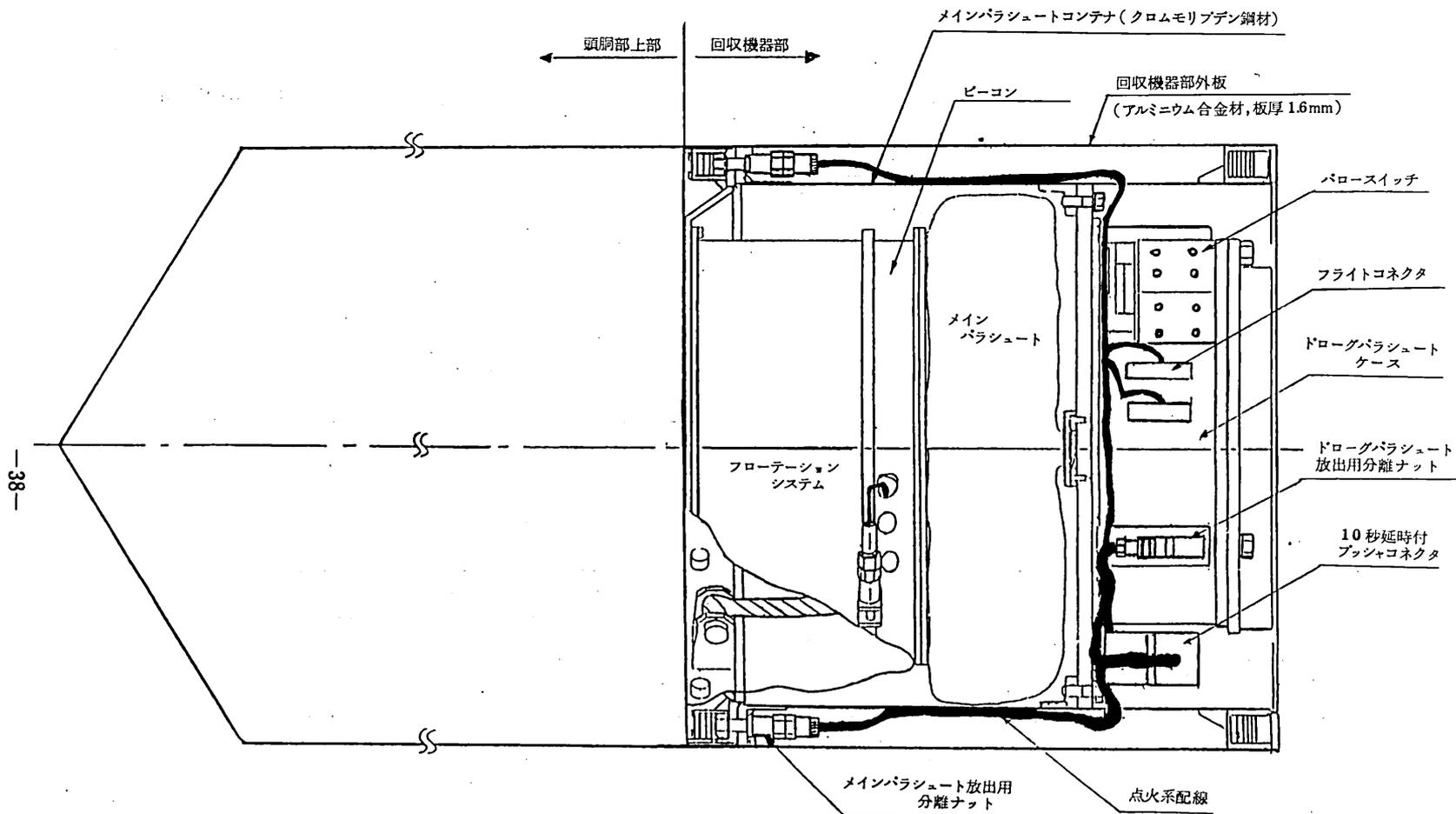


図11 TT-500A ロケット 10号機の回収機器部の概要

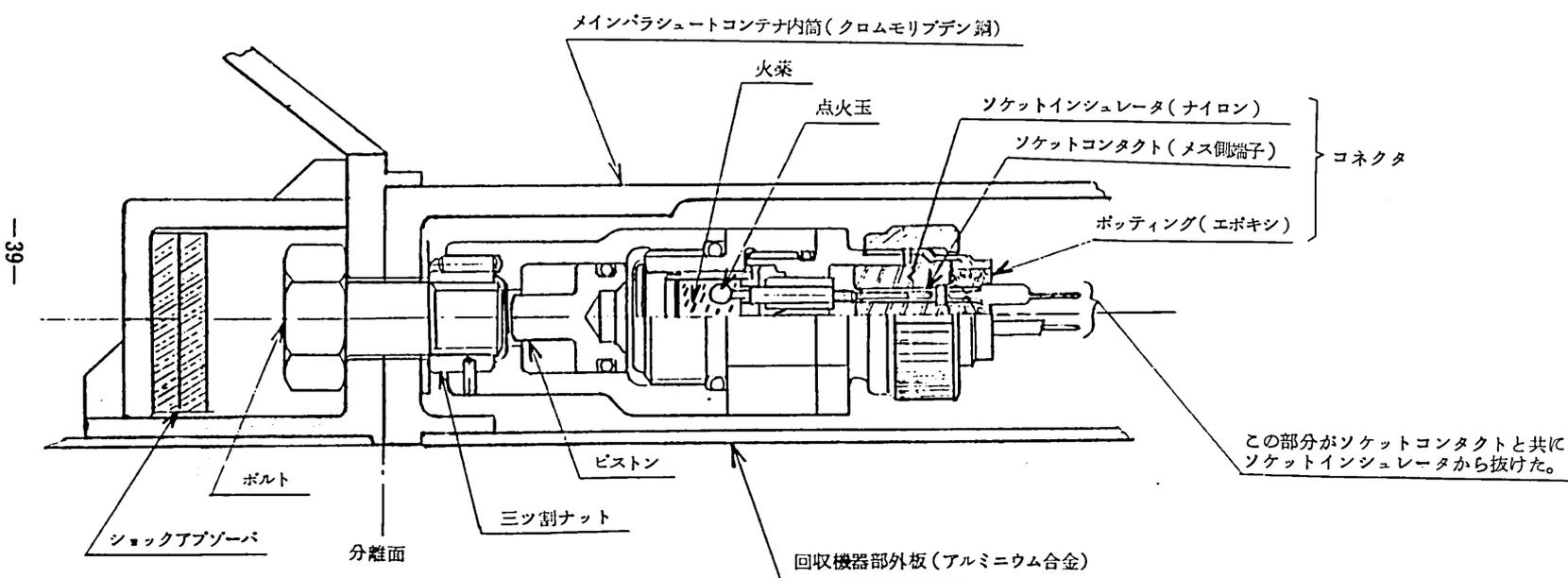


図12 TT-500A ロケット 10号機の
メインパラシュート放出用分離ナットの概要

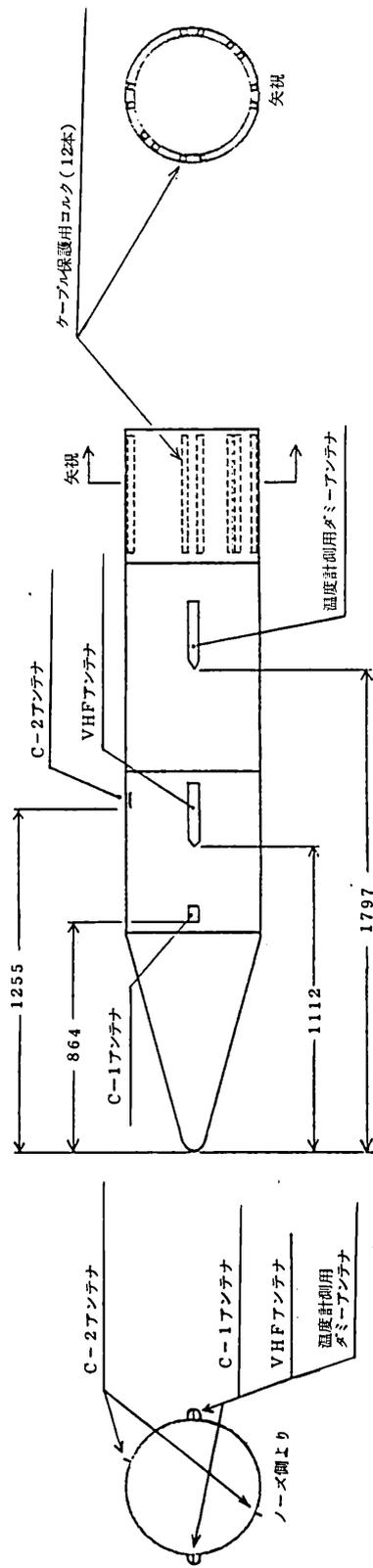


図13 TT-500Aロケット10号機の
頭胴部アンテナ取付位置

参考 1

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
の評価に関する審議について

昭和56年11月11日

宇宙開発委員会決定

1. 昭和56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8号機(F)(N-IIロケット2号機)による静止気象衛星2号(GMS-2)の打上げ及びTT-500Aロケット10号機の打上げ(材料実験に係るものに限る。)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57年2月中旬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

(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 |
| | 栗原芳高 (昭和57年3月まで) | 郵政省電波研究所長 |
| | 五代富文 (昭和57年1月まで) | 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 | 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 (昭和57年4月から) | 郵政省電波研究所長 |

TT-500Aロケット10号機に関する審議にあたり、特に次の専門家の協力を得た。

| | | |
|----|---|----------------------------|
| 谷 | 喬 | 東京農工大学工学部教授 |
| 和田 | 勇 | 科学技術庁航空宇宙技術研究所 空気力学第一部長 |

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。