委11-2

昭和55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　56　年　6　月

宇　宙　開　発　委　員　会　第　四　部　会

昭和５５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５６年６月１２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５５年度１～２月期において宇宙開発事業団が行ったＮロケット７号機（Ｆ）（Ｎ－Ⅱロケット１号機）による技術試験衛星Ⅳ型（ＥＴＳ－Ⅳ）の打上げ及び東京大学宇宙航空研究所が行ったＭ－3Ｓロケット２号機による第７号科学衛星（ＡＳＴＲＯ－Ａ）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５６年５月７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７号機（Ｆ）（Ｎ－Ⅱロケット１号機）による
技術試験衛星Ⅳ型（ＥＴＳ－Ⅳ）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…… 3

Ⅱ　Ｍ－３Ｓロケット２号機による第７号科学衛星
（ＡＳＴＲＯ－Ａ）の打上げ…… 7
1.　打上げの概要…… 7
2.　打上げ結果の分析と今後の対策…… 10

Ⅲ　総　合　意　見…… 11

参考１　昭和５５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…… 24
参考２　宇宙開発委員会第四部会構成員…… 25

I　Nロケット7号機（F）（N—Ⅱロケット1号機）による技術試験衛星Ⅳ型（ETS—Ⅳ）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7号機（F）（N—Ⅱロケット1号機）によって技術試験衛星Ⅳ型（ETS—Ⅳ）を所定の軌道に投入することにより，新たに開発したN—Ⅱロケットの性能確認を行うとともに，併せて宇宙機器に関する搭載実験を行うことを目的としたものである。

(2) N—Ⅱロケット1号機の概要

N—Ⅱロケットは，全長約35 m，外径約2.4 m，発射時の総重量約135トンの3段式ロケットで，重量約350 kgの静止衛星を打ち上げる能力を有している。N—Ⅱロケットは，N—Ⅰロケットを軸として，固体補助ロケットの増強，第1段推進薬タンクの改良，第2段液体ロケットの高性能化，誘導制御システムの高精度化等を図ったものであり，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) 技術試験衛星Ⅳ型（ETS—Ⅳ）の概要

ETS—Ⅳは，直径約2.1 m，高さ約2.8 mの円筒型をした人工衛星で，打上げ時の衛星重量（アポジモータの代りのダミーウェイトの重量を含む）は約638 kgである。ETS—Ⅳの分解図及び主要諸元は，それぞれ図2及び表2に示すとおりである。

また，ETS—Ⅳに搭載した4種類の実験機器の概要は表3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５６年２月１１日１７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：快晴，北西の風3.9 m／s，気温１０.３°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続いて第２段液体ロケットの第１回燃焼，約４秒間の第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。引き続いて発射後約２７分３３秒に計画通り衛星と第３段ロケットとの分離が行われ，ＥＴＳ－Ⅳは次に示すように所定のトランスファ軌道に投入されて「きく３号」（ＫＩＫＵ　３）と命名された。なお，衛星分離後の第３段ロケットからのヨーウェイト放出は，テレメトリデータでは確認されなかった。

	計　画　値	実　測　値
近地点高度（km）	２２４.９	２２３.４
遠地点高度（km）	３５,９７４.２	３６,０１１.３
軌道傾斜角（°）	２８.５０	２８.６３
周　　期（分）	６３５.２	６３５.９

（昭和５６年２月１１日１７時５６分２１秒現在）

（第３段燃焼終了時）

トランスファ軌道上では，姿勢制御系の電源投入後，テレメトリデータに一部異常が発見されたが，姿勢制御系の機能の確認の結果，運用上

支障がないことが確認された。その後２回の姿勢制御でアポジモータ点火の姿勢が確立され，さらに衛星のスピン軸を赤道面に垂直にする姿勢制御が１回行われて，所定の姿勢が確立された。なお，この間に，推進剤タンク圧力のテレメトリデータに異常表示が発見されたが，運用上は支障なかった。

衛星の機能の確認は昭和５６年３月１３日に終了し，前述のテレメトリデータの異常を除いて，衛星基本機器及び４種類の搭載実験機器の動作が正常であることが確認された。

なお，ＥＴＳ－Ⅳはその後も順調に作動し，定常段階での運用，実験に供され，昭和５６年５月１２日をもって当初計画したデータ取得を完了した。（この後も運用，実験は可能な限り続けられる。）

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１号機によりＥＴＳ－Ⅳが所定の軌道に投入され，Ｎ－Ⅱロケットの性能を確認するために充分なデータが得られ，また，ＥＴＳ－Ⅳの運用，搭載実験機器による実験も順調に行われたことから，所期の目的は達成されたものと考えられる。

なお，ヨーウェイト放出の未確認，姿勢制御系のテレメトリデータの一部及び推進剤タンク圧力のテレメトリデータの異常表示に関する分析と今後の対策は次のとおりである。

(1) ヨーウェイト放出の未確認

第３段ロケットと衛星の分離後の第３段テレメトリ信号は，クリスマス移動追跡所において，約3.5秒間だけ低仰角（約２度以下）の不安定な受信状態で受信された。このテレメトリデータを分析した結果，衛星分離の約1.９５秒後にヨーウェイト放出のためのカッターへの通電が正常

に行われたことは確認されたが，その後仰角が低くなって電波が受信されなくなるまでの約1.5秒間のテレメトリデータの記録には，ヨーウェイトが放出された形跡は見出されなかった。

N－Ⅱロケット1号機のヨーウェイト放出機構は図3のとおりであり，このヨーウェイト放出機構及びこれを装着した衛星分離部は米国のデルタロケットで十分に実績があるものである。(注)

ヨーウェイトの放出が正常でなかった原因については，Fault Tree Analysis（ＦＴＡ）の手法を用い，考えられるすべての事項について検討するとともに，疑いの残った事項について不具合再現試験を行った。その結果，カッターで切断された電気ハーネスの切断部分に予想以上のふくらみが生じ，電気ハーネスが抜けにくくなったことが原因と推定される。切断部分に予想以上のふくらみが生じ電気ハーネスが切断後抜けにくくなったのは，電気ハーネスの径のばらつきまたは切断に伴う形状のばらつきによるものと考えられる。

従って，今後は，ばらつきがあっても確実にヨーウェイトが放出されるよう，改善策を講ずる必要がある。

（注）　なお，実験用静止通信衛星（ＥＣＳ）の打上げ結果の評価を踏まえて，ECS－bに対して施し実績のある対策（スウェージボールの形状変更，ジャンピング防止用クリップの追加，ハイロックボルトの使用及びリリースケーブルの材質の変更）を施してあり，また，最終の組立てを日本において行っている。

(2)　姿勢制御系テレメトリデータの一部の異常

衛星の姿勢制御系のテレメトリデータのうち太陽角とスピンレートのデータが，時々異常な値を示す現象が起こっている。

姿勢制御機能の確認を行った結果，姿勢やスピンレート自体は正常であることが確認されており，また衛星の運用においては，地球センサを用いて姿勢を決定できるので支障は生じていない。

検討の結果，原因は太陽センサのスリットの部分における光の不要な反射であることが判明しているので，今後同じ太陽センサを使用する場合に備えて改善策の検討を行っておく必要がある。

(3)　推進剤タンク圧力のテレメトリデータの異常

ガスジェット系の推進剤タンク圧力は推進剤の消費に伴って連続的に変化するはずであるが，タンク圧力のテレメトリデータは不連続な変化を示した。

推進剤タンク圧力自体は，衛星の姿勢制御の結果から正常であったことが確認されており，またテレメトリデータが異常を示し続けた場合であっても，ガスジェット噴射の回数等をもとに推進剤消費量を管理することができるため，衛星の運用においては支障のないものである。

テレメトリデータが不連続に変化した原因は，計測系の異常によるものと推定されるので，今後同じ計測系を用いる場合に備えて改善策の検討を行っておく必要がある。

Ⅱ　M－3Sロケット2号機による第7号科学衛星（ASTRO－A）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2号機によって第7号科学衛星（ASTRO－A）を所定の軌道に投入することにより，昭和55年～56年をピークとする太陽活動極大期における太陽フレア現象について，そのX線二次元像及びスペクトルの観測を行うことを主目的としたものである。

(2) M－3Sロケット2号機の概要

M－3Sロケット2号機は全長約24 m，直径約1.4 m，発射時の総重量約50トンの3段式固体ロケットで，その形状及び主要諸元は図4及び表4に示すとおりである。

第1段はM－13モータ，推力方向制御（TVC）装置，ロール制御用固体ロケット（SMRC）装置，8本の補助ブースタなどで構成されている。

第2段はM－22モータ，TVC装置，サイドジェット装置等で構成されている。

第3段はM－3Aモータ等で構成されており，その上部に第7号科学衛星（ASTRO－A）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7号科学衛星（ASTRO－A）の概要

ASTRO－Aは衛星本体が対面距離92.8 cm，高さ81.5 cmの8角

柱で，軌道上で4枚の太陽電池パドルを展開する。衛星重量は190kgであり，その外観及び構造は，それぞれ図5及び図6に示すとおりである。

ASTRO－Aの主要な科学観測装置及びそれによる観測の概要は次のとおりである。

(i) 太陽X線二次元像観測装置

回転すだれコリメータにより，太陽フレアの硬X線の二次元像を撮像するもので，太陽フレアの位置，形状及びその時間変化を3秒毎に記録する。

(ii) 太陽硬X線モニタ装置

太陽フレアで発生する硬X線のスペクトルとその時間変化を測定する。

(iii) 太陽ガンマ線観測装置

太陽フレアの際の核反応で発生する特性ガンマ線を測定する。

(iv) 太陽フレア軟X線輝線スペクトル装置

太陽フレアの高温プラズマで作られる鉄イオンからの多数の特性X線スペクトルを6秒毎に精密に観測する。

(v) 太陽フレアモニタ装置

太陽フレアの軟X線を高い分解能で測定し，高温プラズマの温度を測る。

(vi) 粒子・X線モニタ装置

放射線帯からの降下粒子を測定し，太陽フレアに伴う磁気圏じょう乱による影響等をモニタする。

(vii) プラズマインピーダンス測定装置

地球周辺プラズマの電子密度等を計測し，太陽活動の及ぼす影響を調べる。

(viii) プラズマ電子温度測定装置

地球周辺プラズマの電子温度を計測し，太陽活動極大期における電離層プラズマの特性をモニタする。

(4) 打上げ経過及び結果

発射時刻：昭和56年2月21日9時30分（日本標準時）

打上げ場所：東京大学鹿児島宇宙空間観測所

発射角：上下角67.5°，方位角99.5°

発射時の天候：快晴，北西の風1.0m／s，気温6.5°C

各段ロケットの燃焼及び飛しょうは正常で，第1段及び第2段の推力方向制御と衛星打出し前の姿勢制御も順調に行われた。第3段はコマンド電波による点火秒時の修正に従って点火され，ASTRO－Aはスピン数毎秒2.2回で次に示すようにほぼ所定の軌道に投入されて「ひのとり」（火の鳥，HINOTORI）と命名された。

	計画値	実測値
近地点高度（km）	572	576
遠地点高度（km）	727	644
軌道傾斜角（°）	31.5	31.3
周期（分）	97.7	96.9

（昭和56年2月21日現在）

一周の時点においてヨーヨーデスピナにより衛星のスピン数が毎秒2.2回から毎分5.4回に落とされたのち，太陽電池パドルが展開され，これによりスピン数は毎分4.3回となった。このあと衛星のスピン軸を太陽方向に向ける姿勢制御が行われ，この姿勢で2月26日には全観測機器が定常観測態勢に入った。

定常観測態勢に入った直後，２月２７日には大きな太陽フレアを捕捉し，各観測機器は良好なフレアデータを記録した事が確認された。以後，４月２０日までに大小１００個の太陽フレアを観測し，それ以後も順調に観測が行われている。

観測結果の例を図７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２号機により打ち上げられた ASTRO-A は，軌道投入後，予定した観測を順調に継続しており，所期の目的を達成したと考えられる。

なお，第１段ＴＶＣ装置の動作について分析した結果は次のとおりである。

昭和５５年２月に打ち上げられたＭ－３Ｓロケット１号機では，第１段ＴＶＣ装置の異常動作により，ＴＶＣ動作中に横方向の振動が起こり，５Ｇ以上の加速度が測定されていた。これは機体の第３次曲げ振動と制御系の干渉によるものであったため，今回，２号機では制御系の定数の見直しが行われ，その結果，第３次曲げ振動と制御系の干渉による自励振動は除去された。今回は，１号機では識別できなかった第２次曲げ振動（１０.２Ｈｚ）と制御系の干渉による振動がわずかに認められており，その加速度は１Ｇ(全振幅)であった。この振動についても１号機の場合と同様に改善を行うよう努力することが望ましい。

Ⅲ 総合意見

宇宙開発事業団が実施したＮロケット７号機（Ｆ）（Ｎ－Ⅱロケット１号機）による技術試験衛星Ⅳ型（ＥＴＳ－Ⅳ，きく３号）の打上げについては，重量約３５０Kgの静止衛星に相当する衛星が初めて我が国のロケットによりトランスファ軌道に投入され，Ｎ－Ⅱロケットが予定した性能を有していることが確認され，また，衛星搭載実験機器が宇宙環境下で正常に作動することが確認されていることから，所期の目的を達成したものと考えられる。

東京大学宇宙航空研究所が実施したＭ－３Ｓロケット２号機による第７号科学衛星（ＡＳＴＲＯ－Ａ，ひのとり）の打上げについては，衛星がほぼ所定の軌道に投入され，また，衛星搭載機器による太陽フレアなどの観測が順調に行われて貴重な成果をもたらしつつあることから，所期の目的を達成したものと考えられる。

なお，これらの打上げにおいて得られた経験を，今後の開発に十分活かす必要がある。

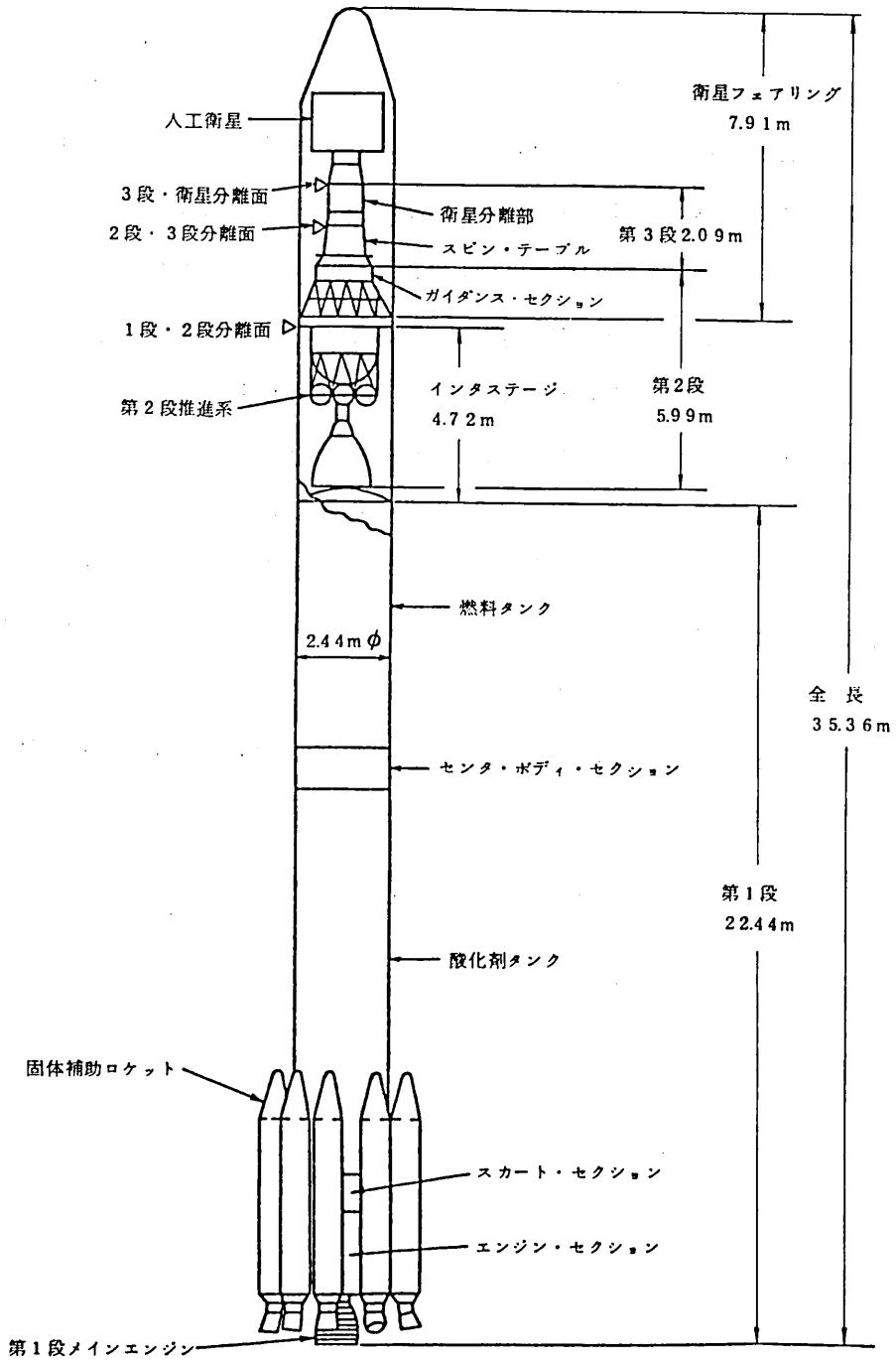


図1　N－Ⅱロケットの形状

	全段
全長 (m)	35.36
外径 (m)	2.44
全段重量 (t)	134.72（人工衛星の重量は含まない）
誘導方式	慣性誘導方式

各段	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)	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 (t)	メインエンジン 77（注3） バーニアエンジン 0.49×2（注3）	142（6本分）（注3）（注5）	4.47（注4）	6.79（注4）	
燃焼時間 (s)	メインエンジン 269 バーニアエンジン 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 249（注3） バーニアエンジン 209（注3）	238（注3）	314（注4）	284（注4）	
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）		
姿勢制御 ロール	バーニアエンジン		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。

表1　N－Ⅱロケットの主要諸元

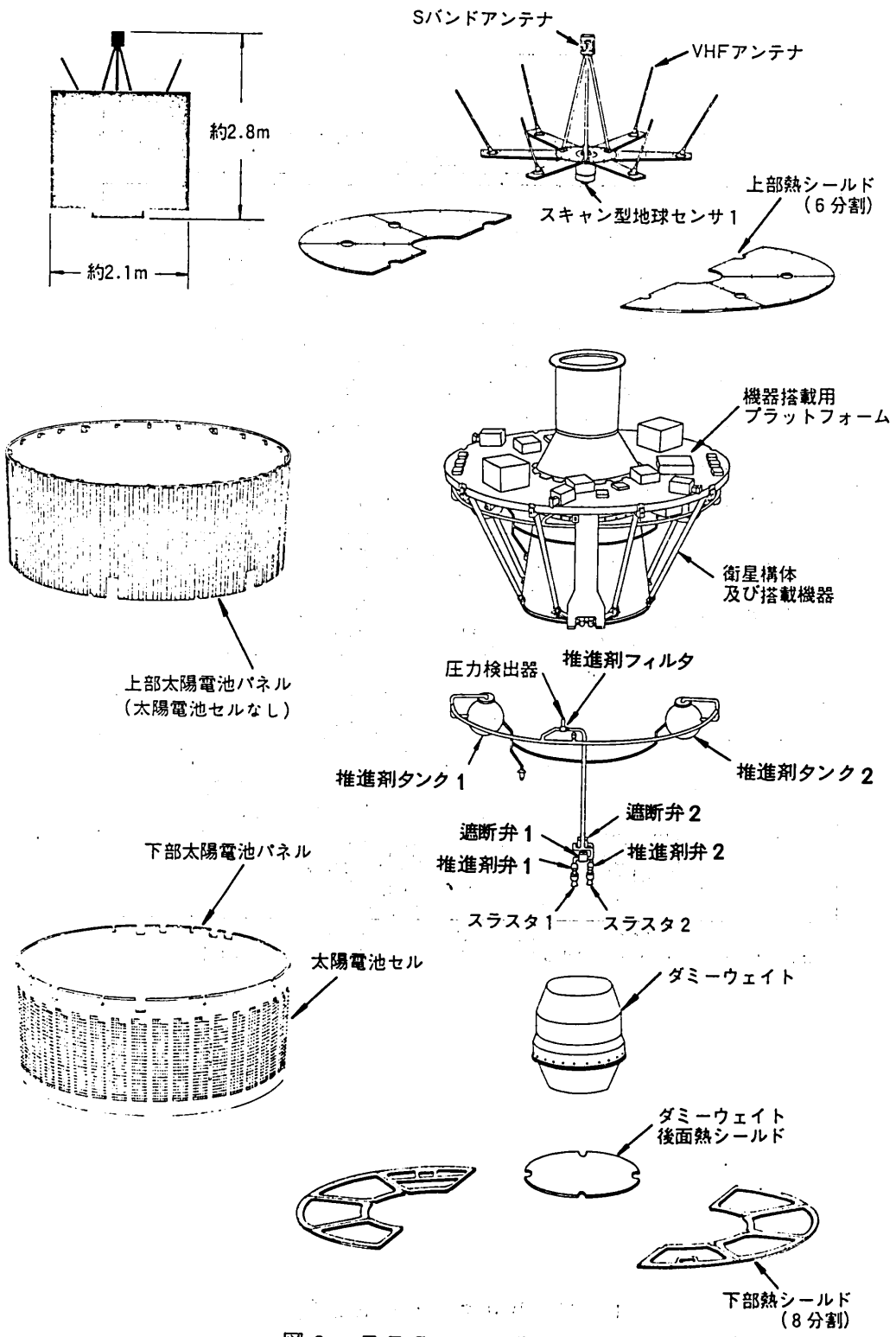


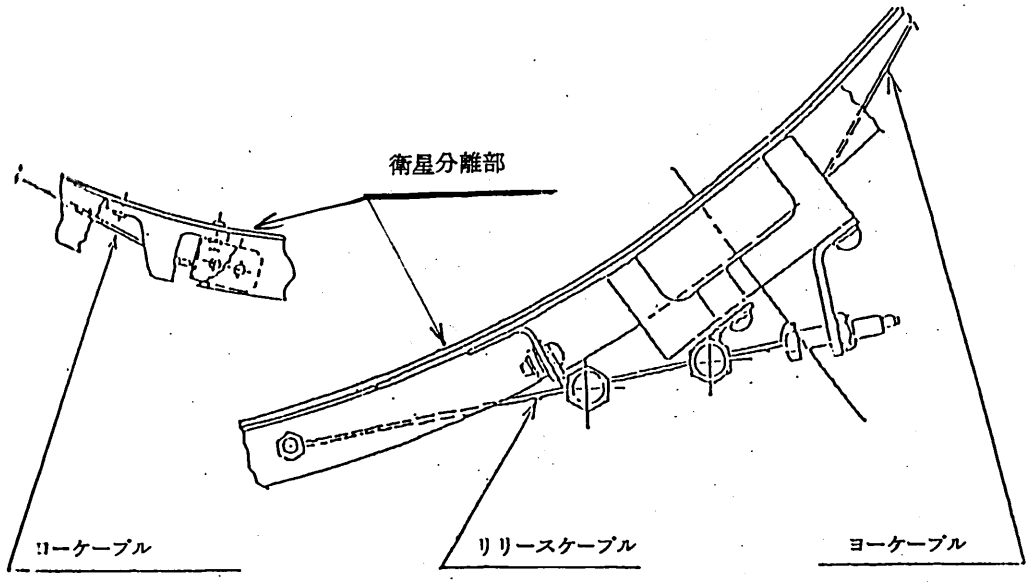
図2　ETS－Ⅳの分解図

項　目	性　能	備　考
形　状	円筒形 直径　約2.1m 高さ　約2.8m	N-Ⅱロケットに適合する。
姿勢安定	スピン安定方式	スピン率60±6rpm 慣性モーメント比＞1.05
ガスジェット	一液式ヒドラジン推進剤 推進剤搭載重量　約13.3kg アキシャルスラスタ2個 スラスタ推力　約1.8kg (公称値)	スラスタ噴射の地上コマンドを受けて衛星姿勢修正，能動型ニューテーション制御を行う。 N_2ガスで約300psia に加圧する。
ダミーウエイト	アポジモータの代りにダミーウェイトを搭載する。 重量約340.5kg	ダミーウェイトは実推進薬充塡構造とし，衛星落下の際に消滅する。
熱制御	受動式：推進剤タンク，配管等部分的にヒータを用いる。	外部との熱伝達は主として衛星側面にて行う。
構　体	モノコック・シェル構造 第一次固有振動数 横方向　15Hz以上 軸方向　35Hz以上	中央円筒と，上端でプラットフォームを支持する8本の支柱で構成されている。搭載機器は一枚のプラットフォーム上下面に取り付けられている。
重　量	打上げ時　約638kg 寿命末期　約625kg	
ミッション期間	3ケ月	
信頼度	3ケ月の運用期間における残存確率は90%以上 (搭載実験機器は除く)	
軌　道	近地点高度　約230km 遠地点高度　約36,000km 軌道傾斜角　約28.5度	長楕円軌道 (静止軌道投入のためのトランスファ軌道)

表2　ETS－Ⅳの主要諸元

性　　能	備　　考
テープレコーダ 記録時間　4 0分 トラック数　3 重　量　1 2.2 kg 消費電力　6.1±1W 以下	軌道上でテスト信号を記録再生する。 記録モード時
スキャン型地球センサ 重　量　1 5.7 kg 消費電力　1 2.6±3.4W	三軸衛星搭載用のセンサの宇宙環境における動作を確認する。
ガリウムひ素 FET 増巾器 重　量　5.9 kg 消費電力　1 1.0 ± 1.5W	宇宙放射線環境下での動作を確認する。
パルス型プラズマエンジン 推 進 材　テフロン 重　量　21.4 kg 消費電力　20W以下	宇宙環境下における噴射実験及び性能確認を実施する。

表3　ＥＴＳ－Ⅳ搭載実験機器の概要



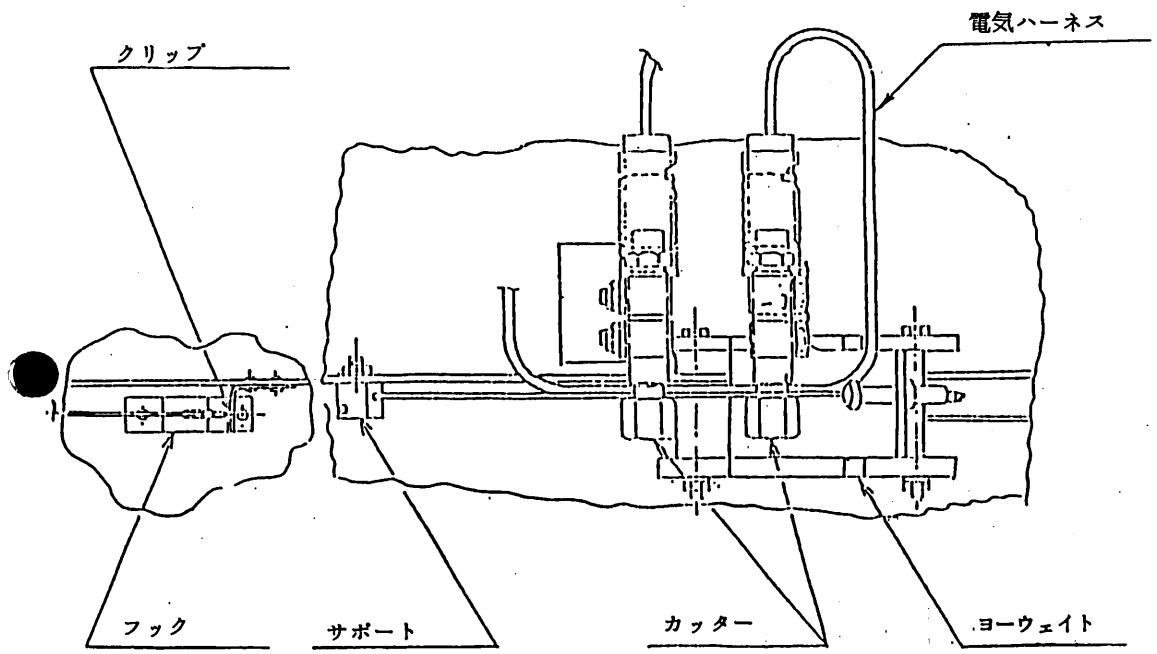


図3　Ｎ－Ⅱロケット１号機のヨーウェイト分離機構

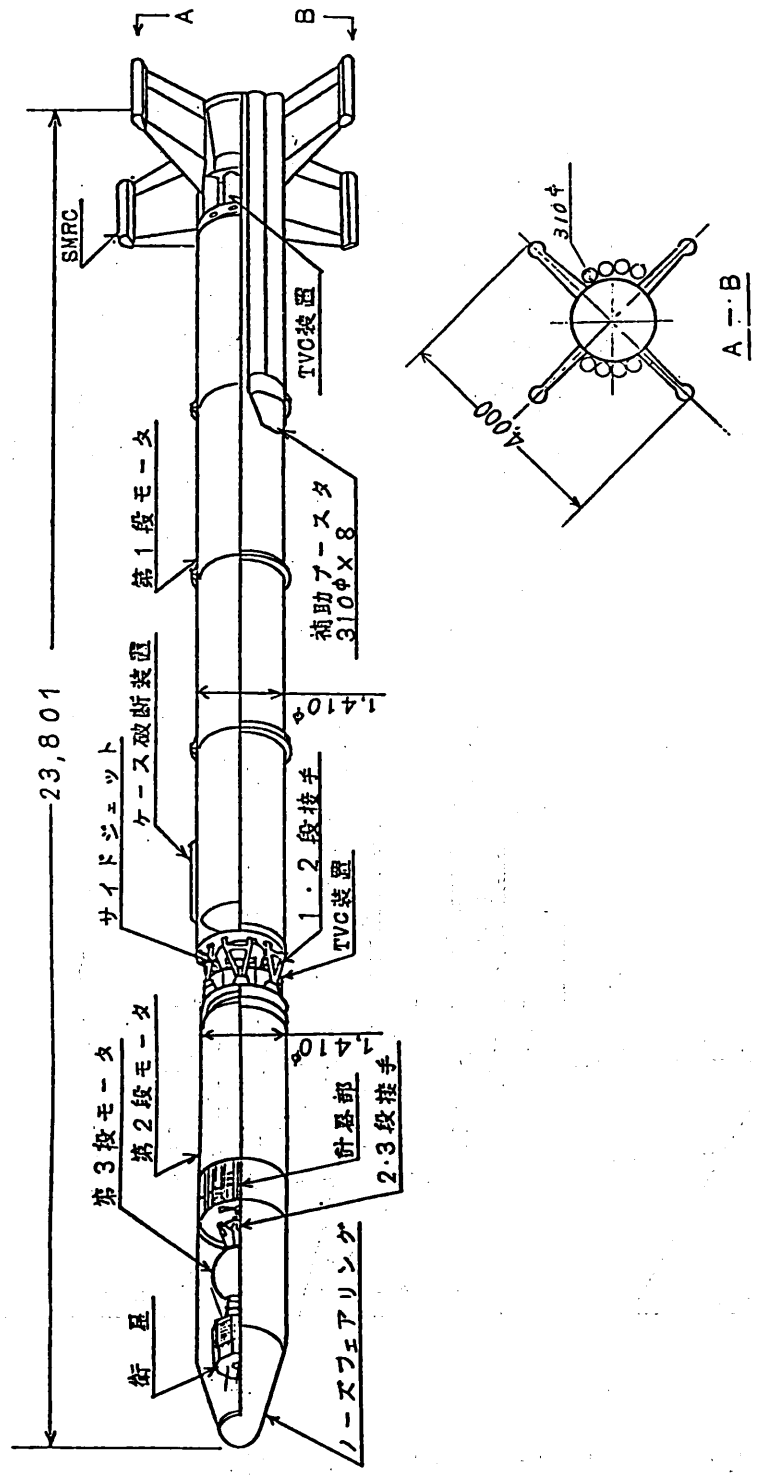


図4　M－3Sロケット2号機の形状（単位：mm）

	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 (t)	45.4 4.1（SB） 49.5	11.1	1.235 0.190(SA) 1.425
推進薬重量(t)	27.1 2.7（SB） 29.8	7.21	1.09
平均推力(t)	114 109（SB） 223	36.4	6.82
燃焼時間 (sec)	70 7.7（SB）	72	53

SA：衛星（ASTRO－A）
SB：補助ブースタ

表4　M－3Sロケット2号機の主要諸元

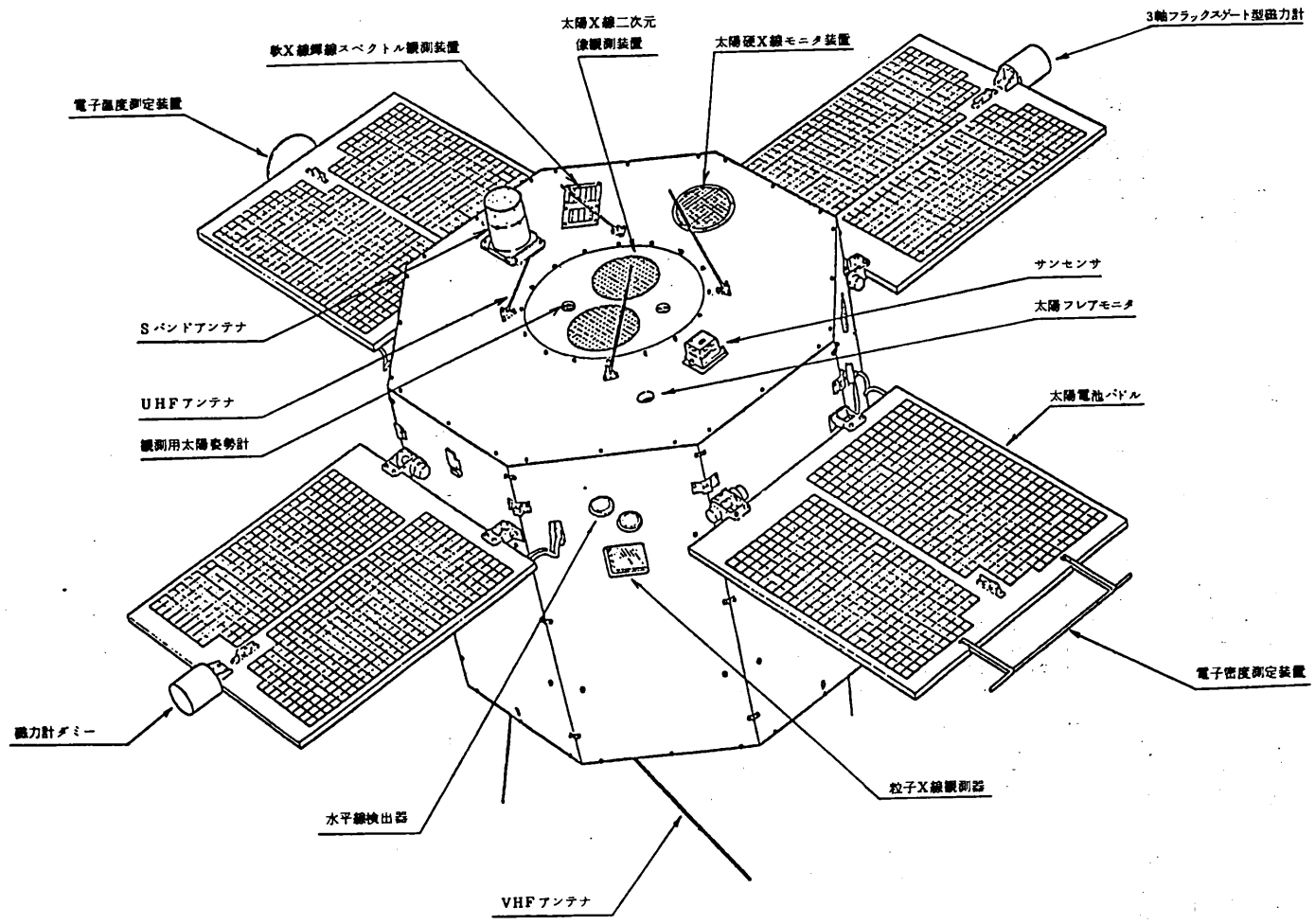


図5　ASTRO－Aの外観

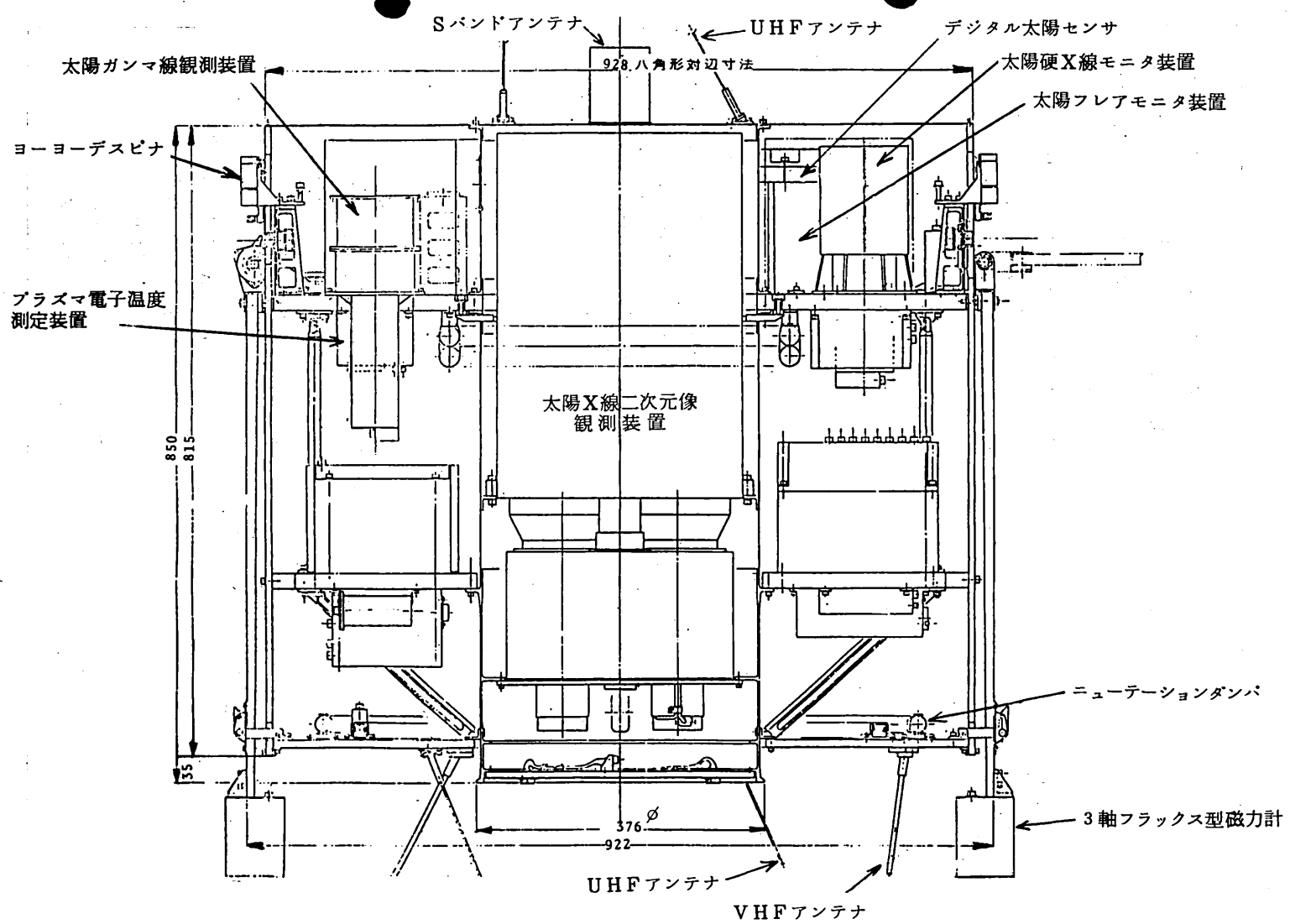
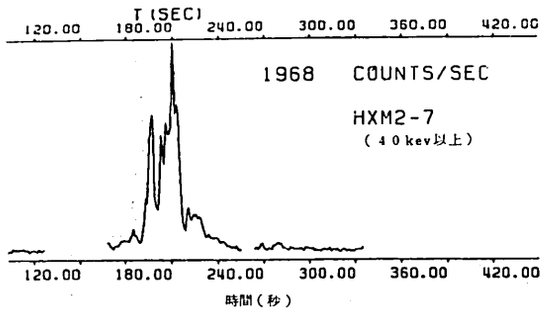
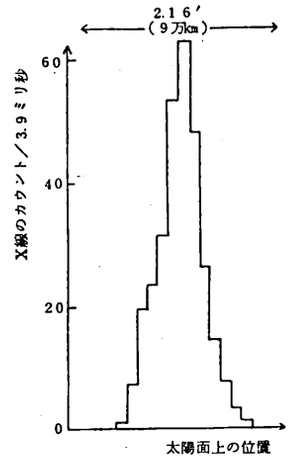


図6　ASTRO－Aの構造　（単位：mm）



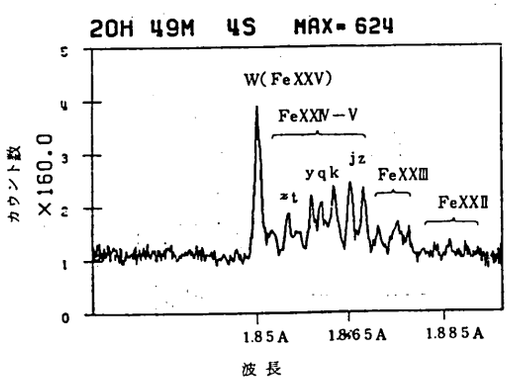
(a)フレアの硬X線強度の変動（硬X線モニタ）

3月21日13時UTに起きた強いフレアにおける40keV以上の硬X線の強度の変動である。フレアが約1分間継続する間1～2秒の鋭いパルス状のバーストが多数見られ、高エネルギーの電子群が瞬間的に作られては消えていく様子を示している。



(b)フレア像（太陽X線二次元像観測器）

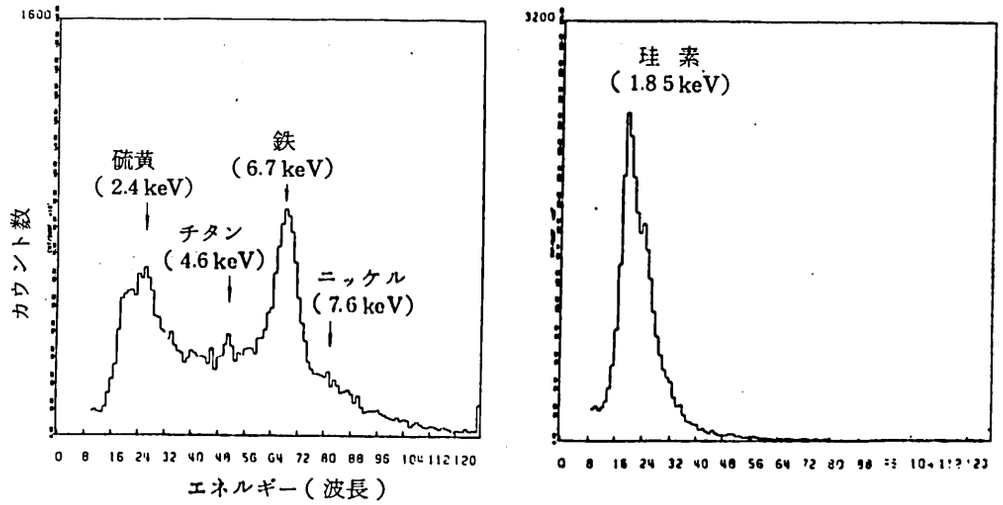
2月26日20時50分UTに太陽の縁で起きた大きなフレアの硬X線をすだれコリメータを通してみた一次元像である。強いX線を出している場所が10秒角以下（太陽面で7000km以下）の狭い領域であることがわかった（17－60keVの高エネルギーのX線でフレア像が調べられたのは初めてである。）更に計算機処理をして太陽面上での二次元像が得られる。



(c)鉄輝線スペクトル（軟X線輝線スペクトル観測器）

1.85A（6.7keV）付近の鉄輝線群だけをとりだして水晶のブラッグ反射により分光し、スペクトルの微細構造を明らかにしたもの。波長分解能（0.00002A）はこれまでの最高であり、1.85A～1.88Aの間に20本以上の輝線が同定された。輝線の強度変化から高温プラズマの温度が2000万度、輝線巾からプラズマが毎秒100kmの激しい乱流状態にあることが直ちにわかる。

図7　ASTRO－A観測結果の例



(d) 0.5keV～12keVの軟X線スペクトル（太陽フレアモニタ）

静かなときの太陽のスペクトル（右）に較べ、フレアが起ると鉄イオンの放射する輝線（6.7keVを中心とする）が著しく強くなるのが示される。（フレアで生成される高温プラズマの中で鉄原子がほとんどの電子をはぎとられて大量のイオンに変る様子がわかる。）この検出器はエネルギー分解能が優れているため鉄の他珪素、硫黄、カルシウム、チタン、ニッケルのイオンが放射する輝線群を初めて分離することが出来た。

図7　つづき

参考1

昭和５５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５６年４月１５日
宇宙開発委員会　決定

1. 昭和５５年度１～２月期において東京大学宇宙航空研究所が行ったＭ－３Ｓロケット２号機による第７号科学衛星（ＡＳＴＲＯ－Ａ）の打上げ及び宇宙開発事業団が行ったＮロケット７号機（Ｆ）（Ｎ－Ⅱロケット１号機）による技術試験衛星Ⅳ型（ＥＴＳ－Ⅳ）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５６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

昭和５６年６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	※秋葉鐐二郎	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	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	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

注）※印の専門委員は，東京大学宇宙航空研究所が行った打上げの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の結果の調査審議については，説明者として参加した。