

第-9-3-1

Mロケットによる科学衛星計画

昭和47年7月

東京大学宇宙航空研究所

Mロケットによる科学衛星計画

目 次

I. Mロケット計画

1. Mロケット開発の必要性と経過 ----- 1
2. Mロケット計画の概要と
昭和47年度における計画の変更案 ----- 3
3. M-3C計画 ----- 11

II. 科学衛星計画

1. 科学衛星計画の経過 ----- 21
2. 第3号以降の科学衛星計画の概要と
その一部変更案 ----- 22
3. 科学衛星 ----- 23

付 表

- 科学衛星打上げ計画変更案 ----- 43

I. Mロケット計画

1. Mロケット開発の必要性と経過

わが国の宇宙観測用ロケットは、昭和33年、高度60KmのK-6型から出発し、観測研究の要求に応じて年々改良と大型化が行なわれ、昭和38年には2段式ラムタロケットL-2型、39年には3段式L-3型が完成し、これによって高度1,000Kmの観測が可能になった。ラムタ(L)ロケットの成功は、ロケット構造、推進薬の両面からみて、軌道能力をもつロケットを国産する可能性を示したものであり、昭和39年3月には、Lにつづく大型観測ロケットとして、直径1.4mのミュー(M)ロケットの第2段モータの地上燃焼試験が成功し、衛星打ち上げ用大型ロケット開発の見通しができた。

当時すでに宇宙科学者の間には、観測ロケット計画の延長として、科学衛星計画を立てようとの機運があり、工学関係者の間にも、それまでに蓄積して来た観測ロケットの技術を基盤として、これに衛星を軌道に入れるためのいくつかの新しい技術を加えることによって、衛星打ち上げロケットを作り上げようとの希望が強まった。

打ち上げ用ロケットとしてのMロケットの開発、 飛行制御

技術の研究、開発、打ち上げ諸施設の建設等に要する期間を考慮すると、最初の衛星打ち上げは昭和42年～43年と予定されたので、これによって、外国に打ち上げを依頼しないでも、科学者から要求される時期に科学衛星を実現できるとの見通しに達したのである。

Mロケットによる科学衛星計画は、昭和41年の宇宙開発審議会において審議され、「人工衛星打ち上げおよびその利用に関する長期計画についての建議」のなかに、昭和42年度を目途に第1号科学衛星を打ち上げ、昭和45年度までに数個の科学衛星を打ち上げること目標とする旨が述べられている。

Mロケットシステムの計画は、衛星打ち上げの技術を段階的に築き上げる方針で、衛星の軌道については、初期の衛星観測に関する科学者側の要求に見合う程度の簡単なシステムからはじめ、ついで観測の高級・精密化の要求に応じて、これに適する高級なロケットシステムの開発へと計画を進めることになっている。

飛行制御については、飛しょう安全性、開発に要する期間等を考慮の上、最初は最終段ロケットの姿勢制御のみを行なう方式とし、引きつづいて制御を順次下の段におよぼして飛行制御の精密化をはかる方針をきめた。また、Mロケットそのものによる飛しょう実験に先立って、K、L、および小型ロケットによる飛しょう実験を大幅に採用し、研究開発を効

率的に行なうことを考えた。

Mロケットシステムとして最初の形式であるM-4Sについては、上記の方針にしたがって、昭和40年から小型ロケットによる飛しょう実験が始まり、昭和41年からはL-4Sにより、M-4S全ロケットシステムの相似実験が始められた。そして、昭和45年2月にはL-4S-5によってわが国初の人工衛星「おおすみ」が生まれ、このシステムが確認された。ついでこれらの技術経験をもとにして、M-4Sによる衛星打上げ実験が、昭和45年9月に始められた。そして、昭和46年2月にはM-4S-2により試験衛星「たんせい」が、同年9月にはM-4S-3により第1号科学衛星「しんせい」が軌道にのった。

昭和47年8月にはM-4S-4によって第2号科学衛星を打ち上げる予定である。

2. Mロケット計画の概要と昭和47年度における計画の変更案

2.1 M-4S, M-4SC, M-4SHおよびM-4SS計画

初期の科学衛星(1号および2号)の打上げには、M-4Sを用いる。これは最終段ロケットの打出しの前に、その姿勢を局所水平の方向に向ける姿勢制御装置をもつものである。ついで飛行制御を順次下の段までおおよぼすことにより、最終段打出しの高度を予定値に近づけ、これによって予定の衛星

軌道実現の精度向上を図ることと、推進薬ならびに機体構造の改良によってロケットの性能向上を図ることが計画されている。この改良はつきの方針に従って進められて来た。

(1). M-4Sの第2, 第3段に2次噴射推力ベクトル制御(以後TVCと略称する)を施したM-4SCを開発し、これによって3, 4号の科学衛星を打ち上げる。

(2). M-4SCの各段ロケットを、構造の軽量化と高性能推進薬の使用とによって性能向上したM-4SH、ならびに第1段モータの長さを増すことによってロケット能力を増強し、かつ第1段にもTVCを付けたM-4SSを開発し、これらによって5号以降の科学衛星を打ち上げる。なお、M-4SHはのちに第1段にもTVCを付けるよう改良する。

これらの計画に必要なTVC技術については、次節に述べるように、昭和42年から研究がはじめられ、K, L, M各級のモータについての地上燃焼実験が行なわれて来た。そして昭和44年からK級ロケットによる飛しょう実験がはじめられ、これが終了して、現在はL-4SCによる飛しょう実験計画が進行中である。

Mロケットそのものについては、M-4SCの予備実験として、M-3Cの飛しょう実験が予定されていた。

一方モータの性能向上については、昭和45年に第1段延長型モータ(M-11)、47年に第1段推進薬改良モータ(M-12)

の地上燃焼実験が好成績をおさめ、また構造軽量化について
オ1段モータのセグメント継手改良型、上段用FRPモータ
ケース等の試作、試験が行なわれており、これまでの経験か
ら、各段ロケットの性能向上についても一応の見通しが得ら
れている。

2.2 M-3C計画ならびにそれに伴う計画の変更

M-4SCの予備試験機としてのM-3Cの段構成は、は
じめは次のとおりであった。

オ1段：M-10、オ2段：M-20(TVC付き)

オ3段：M-30ダミー、オ4段：M-40(薬量減)

その後の検討によれば、ダミーであるオ3段を省き、オ2
段の上に直接M-40(全薬量)を付けた3段式は、30Kg
程度の衛星を軌道にのせる能力をもつことがわかり、さらに
オ3段用としてM-40より幾らか大きい球形モータM-3A
(M-40の直径0.786mに対してM-3Aの直径は約1.1m)
を用い、オ2段に推進薬改良型M-22を用いることによっ
て、70Kg以上の衛星の打ち上げが可能であることが明らかにな
った。したがって、これまでM-4SCによって打ち上げ
る計画であった3号および4号科学衛星は、M-3Cによっ
ても打ち上げられる見込みとなった。従来4段式として考え
ていた衛星打ち上げロケットの段数を節約して3段式として設
計できるようになったのは、これまでに得られた経験にもと

づく技術上の進歩によるものである。また一方において、4
段式の場合はオ2、オ3段にTVC装置を要するのに対して
、3段式ではこれをオ2段だけに付ければよいので、機体の
複雑さが減り、信頼性向上の点からの利点がきわめて大きい
と考えられる。

上の事情から、M-3Cの計画を変更したい考えであるが
、これには、オ3段M-3Aおよびオ2段M-22について、
昭和47年～48年に地上燃焼実験によってその性能を確認
する必要がある。

このため、47年度に予定していたM-3Cの飛しょう実
験を48年度に延期し、これに伴って、3号科学衛星の打上
げをその2号機によるものとして49年度に、4号科学衛星
の打ち上げを、同じく3号機によるものとして昭和50年度に
延期したい。

また、3号、4号衛星の姿勢安定制御等に関する小型試衛
星をL-4S-6によって47年度内に打ち上げる予定であ
ったが、L-4Sより遙かに搭載能力の大きいM-3Cで打
ち上げる方が実験の目的にかなうと考え、これを48年度の
M-3C-1によって打ち上げることにしたい。

新しいM-3Cの概要をオ3節に示す。

M-4SH、およびM-4SSは、M-3C開発研究の結
果を基礎にして従来通り4段構成のロケットとする計画であ

り、5号科学衛星をM-4SHにより昭和51年度に、また6号科学衛星をM-4SSにより昭和52年度に打ち上げる予定である。

2.3 飛行制御

2.3-1 姿勢制御

昭和39年より40年にかけて、以後必要となるロケット制御技術の基本的な考え方を検討した結果、M-4Sの打ち上げ方式として

オ1段：空力安定

オ2段：スピン安定

オ3段：スピン安定

オ4段：打出し前に姿勢制御、のちスピン安定の方針が採用された。これに使用する姿勢基準装置はスピンテーブル上において、テーブルを機体と逆方向に回転させることによって、慣性空間に静止させる方式とした。また、姿勢制御エンジンとしては、8個の H_2O_2 サイドジェットを用いることとした。

この姿勢制御装置は、昭和40年11月にまずK-10-1によって試験され、ついで昭和41年9月以降、L-4S、L-4TおよびM-3Dによって試験が重ねられ、その機能の確認と信頼性の向上が行われた。

そして、昭和45年2月のL-4S-5、昭和46年2月

のM-4S-2および同年9月のM-4S-3において各々のオ4段の人工衛星を軌道に乗せることができ、この姿勢制御装置を用いた打ち上げ方式の技術的基礎は略々完成の域に達した。

姿勢制御装置の構成について、開発の経過をオI-1表に示す。

2.3-2 誘導制御

i) 推力ベクトル制御(TVC)

軌道精度向上のために、推力飛行中におけるロケットの制御を行う2次噴射TVC装置については、昭和42年よりK、L、Mモータについてオンオフ制御のみならず比例制御を含めた地上実験が行なわれてきた。

飛しょう実験としては、昭和44年2月PT-420によるTVC作動試験を始めとして、昭和45年9月にはK-10C-3によって姿勢基準装置を含めた試験が行われ、さらに昭和46年9月にはL-4SC-1によってピッチプログラムを用いた総合試験が行われた。今後も昭和47年度に予定しているL-4SC-2に引き続き、L-4S型で総合試験を行なってTVC技術の研究を進め、Mロケットの開発に役立たせる計画である。

Mロケットについては、M-3C-1によって昭和48年度にTVCの試験を行ない、昭和49年度には同2号機によってオ3号科学衛星を打ち上げる計画である。

2次噴射液については、これまでにフレオン22、フレオン113、 H_2O_2 、フレオン114B₂、過塩素酸ストロンチウム水溶液などを試験したが、M-3C型にはフレオン114B₂を用いることにしている。

才2表にTVCに関する地上実験の経過を示す。

なお、TVCの際のロール制御、および最終段の打出し前の姿勢制御用としては、従来よりの H_2O_2 サイドジェットを用いる。

ii) 姿勢基準装置

ロケットを才2段から制御する場合に姿勢基準装置はピッチプログラムを導入が可能なものにする必要がある。さらに制御の精密化に対応する精度をもった姿勢基準が要求される。

この2点を考慮して、まずこれまでの2自由度ジャイロによる姿勢基準装置に、レゾルバを介してピッチプログラムを導入できるものを開発した。これはL-4SC-1の実験において使用され、所期の機能が確認されており、L-4SC-2にも引き続いて使用する計画である。

姿勢基準の高精度化に対しては、2自由度ジャイロの代わりに、ピッチ、ヨー両軸に対してレート積分ジャイロを用いたスピンフリー型姿勢基準装置を開発する計画を進め、基本的な試作を終えて各種の地上試験を行っており、必要に応じて奥用に供する考えである。

なお、ピッチプログラムの採用にあたっては、スピントーナルを極めて高い精度で制御する必要がある。これに対してはスピントーナルの回転検出にレート積分ジャイロを用い、回転制御に直流トルカーを用いる方式を開発し、すでに昭和44年以来、L-4T-1、L-4S-4.5、M-3D-1、M-4S-1、2、3、L-4SC-1の各機で実用し、良い成績を取っている。

ピッチプログラム可能な姿勢基準装置の構成を才3表に示す。

iii) 電波指令制御

昭和44年から実用に入った5.6GHz帯の精密軌道測定用レーダ(精測レーダ)は、付属電子計算機のオンラインリアルタイムデータ処理によるロケットの現在位置の決定、未来位置の推定、および達成される衛星軌道の予測を、高精度に行ないうることを実証した。また、このレーダは地上から20項目の電波指令を送信しうるように設計されている。

これらの能力を用いて、ロケットの予定飛しょう径路と実際の飛しょう径路との差を求め、これに応じて予じめ設定された制御のプログラムに修正を加え、達成される衛星軌道の精度向上を図る電波誘導方式について研究がすすめられており、制御則の成案を既に定め、現在は計算機プログラムの開発に入っている。

地上よりの電波司令については、L-4SC-1において試験

を行ない、機能が良好であることを確かめており、L-4SC-2以降、上記の計算機プログラムを用いて、上段打ち出し方向の修正試験を行なう予定である。M-3Cにおいても、同様の方式を採用する計画である。

3. M-3C 計画

新しいM-3Cのモータ構成は、2(2)で述べたように

オ1段：M-10、オ2段：M-22 (TVCつき)

オ3段：M-3A

である。オ2段のM-22モータはM-4Sに用いているM-20モータと比較して外形はほぼ同一であるが、新推進の採用と構造の軽量化とによって性能を向上させたものである。オ3段のM-3Aモータは直径約1.1 mの球形モータで、ケースはチタニウム合金製である。これらのモータについては昭和47年～48年度に地上燃焼試験を行なってその性能を確認する予定である。

TVC装置とサイドジェットとはオ2段モータのノズルの間に配置され、また制御電気部と姿勢基準装置とはテレメータ送信機、レータトランスポンダ、コマンド受信機、タイマ、機体計測器などとともにオ2段の計器部に搭載される。

飛行の制御は次の方式で行なわれる。

オ1段：空力安定

オ2段：TVCによるピッチ、ヨー制御、サイドジェットによるロール制御

オ3段：打ち出し前に姿勢制御、のちスピン安定
機体の外形をオ1図に示す。上段の直径が大きくなっているためM-4Sと比較して直径の大きい衛星を搭載することが出来る。

なお、参考のためオI-2図、オI-3図にそれぞれM-4Sおよび、M-4SC ロケットの外形を示す。

各段の切離しにはセパレーションナットを用いるが、切離しの際に下段部が上段側のTVC装置あるいはM-3Aモータノズルに接触するのを避けるために、切離しと同時に下段側接手の一部が開く機構を採用している。

M-3Cを用いてオ3号およびオ4号科学衛星の要求する軌道条件に衛星を打ち上げる場合の軌道と衛星重量との関係をオI-4図に示す。

3号科学衛星は重量約75 kg、近地点250 km、遠地点2000 km を目標にしているので、M-3Cで打上げ可能である。

4号科学衛星は当初の計画では重量約90 kg、500 km の略円軌道を予定したが、重量は約75 kgで製作可能となり、また、軌道については、その後のミッション解析によって近地点350 km、遠地点600 km としたので、M-3Cで打

上げ可能となった。

M-3C-1 は才2段の推力ベクトル制御の試験と、3段式ロケットによる衛星打ち上げ技術の習得とを目的とするが、L-4S-6用に予定されていた小型試験衛星をM-3C-1用に改め、ロケットの特性の測定と衛星についての工学的試験とを行ないたいと考えている。

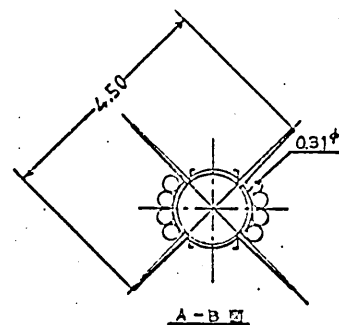
M-3C-1の飛ばし実験は、2,3段モータ等の地上試験、L-4SC および小型テスト機による予備試験等を行なった上で、昭和48年度に実施したい。

3号および4号科学衛星の打ち上げは、M-3C-2 および M-3C-3 により、それぞれ昭和49年度および50年度に行なう予定である。

表1 姿勢制御システムの構成

使用開始時期		40/11	41/9	42/3	42/9	46/2	46/9
ピッチおよび ヨー軸検出	角度	2自由度ジャイロ (自由度ピッチ軸 360°; ヨー軸 ±80°)					
	レート	レートジャイロ 各1					
ロール軸 検出	角度	スピニングトルク和対角度 (シンクロ)					
	レート	副機モータに付 けた角度検出装置	レートジャイロ				
スピニング 制御	検出	レートジャイロ	レート積分ジャイロ (自由度 ±1.5°)				
制御	制御	交流サーボモータ		直流トルカー			
	デスピン停止信号	速度電圧検出 出力	ロールレートジャイロ出力	レートスイッチ		ロールレートジャイロ 出力	
テレメータ 信号化		機載式コンピュータ		電子式コンピュータ			
駆動	ピッチ軸 ヨー軸	H ₂ O ₂ サイドジェット, 推力		K, L 用 300g M 用 2.3 Kg		推力 2.3 Kg 各2	
	ロール軸	H ₂ O ₂ サイドジェット, 推力		K, L 用 300g M 用 3.2 Kg		4	
適 用		K-10-1	L-4S-1.2	L-4S-3	L-4S-4.5 L-4T-1 M-3D-1, M-4S-1		M-4S-2 M-4S-3, 4

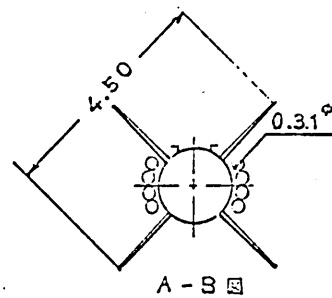
(17)



SB : 補助プースタ
SA : 衛星

F: 2次噴射液
*: 発射時推力合計 197t

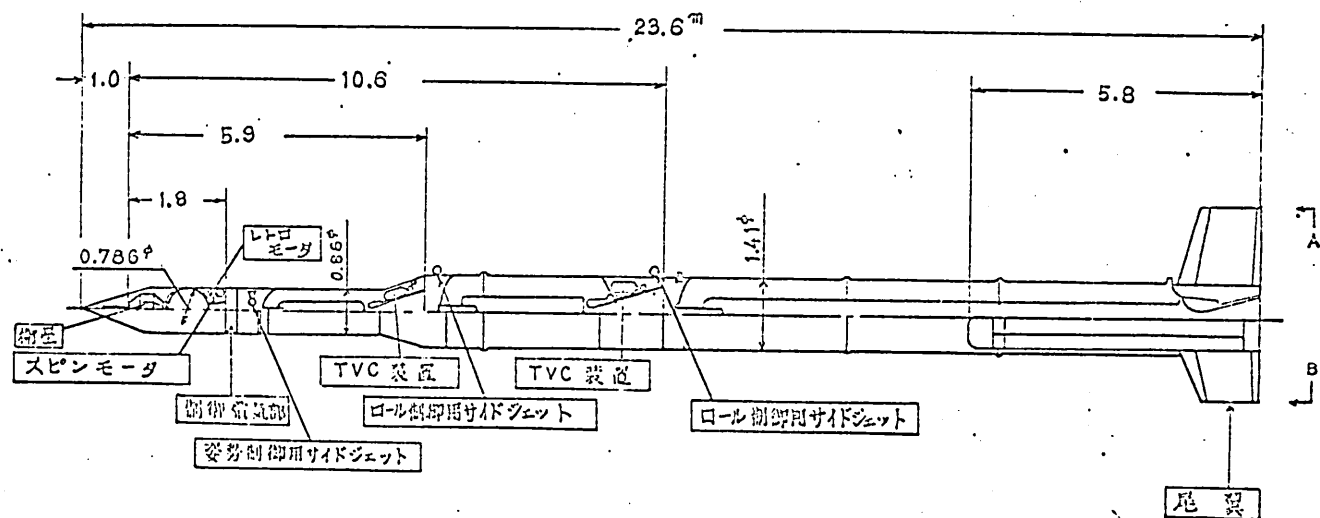
(18)



S B : 補助丁一スダ
S A : 衛 星

※ 寄附時拉力合計 197 ㌥
※※ ノーズコーンをふくます

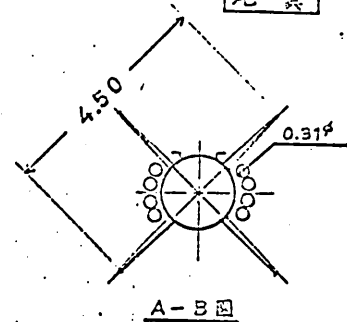
第3図 M-4SC



	第1段	第2段	第3段	第4段
全長 m	23.6	10.6	5.9	1.8
各段点火時重量 t	$\frac{39.9}{44.0}$ SB	13.5	3.3	$\frac{0.44}{0.07}$ SA
推進重量 t	$\frac{20.5}{23.2}$ SB	$\frac{7.2}{7.5}$ F	$\frac{2.0}{2.04}$ F	0.37
比推力 Sec	219	269	277	276
平均推力 t	$\frac{75.1}{77.6}$ SB	29.1	13.1	2.6
安定または制御方式	尾翼	2次噴射によるTVCおよびサイドジェットによるロール制御	第2段と同じ	3~4段間サイドジェットによる姿勢制御ののちスピン安定

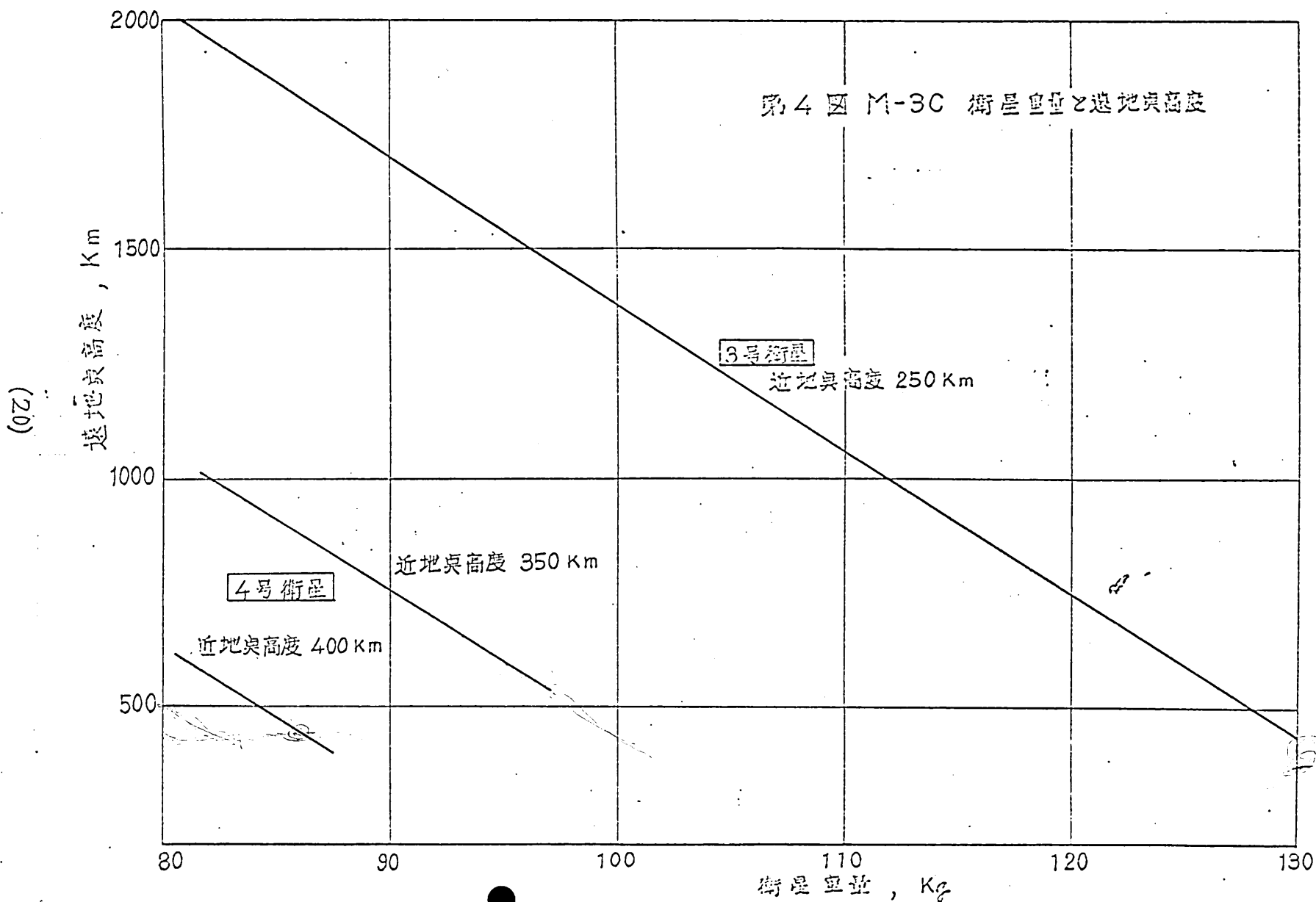
SB: 初動ブースタ
SA: 衛星

F: 2次噴射液
*: 発射時推力合計 197t



(19)

第4図 M-3C 衛星重量と遠地点高度



(20)

II. 科学衛星計画

1. 科学衛星計画の経過

わが国の科学衛星計画は、昭和38年に行なわれた学術会議主催の科学衛星シンポジウムを契機として、昭和40年からMロケットによる科学衛星計画として具体的な検討が開始された。この計画は昭和41年の宇宙開発審議会において審議され、その結果として「人工衛星打ち上げおよびその利用に関する長期計画について」の建議のなかに、昭和42年度を目標に第1号科学衛星を打ち上げ、昭和45年度までに数個の科学衛星を打ち上げること为目标とすることが述べられている。

科学衛星の開発はこの建議にもとづいてMロケットの開発と並行して進められ、昭和45年2月のL-4S-5によるわが国初の人工衛星「おおすみ」、昭和46年2月のM-4S-2による試験衛星「たんせい」に引き続き、同年9月には第1号科学衛星「しんせい」を軌道にのせることに成功、数多くの宇宙科学観測の成果を挙げることが出来た。これに引き続いて昭和47年8月にはM-4S-4により第2号科学衛星REXSの打ち上げを行なう予定である。

2. 第3号以降の科学衛星計画の概要とその一部変更案

第3号科学衛星SRATSは当初M-4S-Cロケットによって昭和48年度に打ち上げる予定で、昭和45年度にはそのフライト・モデルを完成しているが、I.において述べられている様に、M-3Cロケットの計画変更にもなない、昭和49年度にM-3C-2により打ち上げを行なうことにしたい。

第4号科学衛星CORSAは、当初の計画では重量約90kg、500kmの略円軌道を予定していたが、後に述べるようにその重量は約75kgで製作可能となり、また軌道については、その後のミッション解析によって近地点350km、遠地点600kmとしたので、M-3Cロケットで打ち上げ可能であり、昭和50年度にM-3C-3により打ち上げることになしたい。

なおこれらの科学衛星の打ち上げに先立って、L-4S-6用に予定されていた小型試験衛星をM-3C-1に改め、これによって3号、4号衛星に使用予定の地磁気を利用した姿勢安定制御システムの試験を行ないたいと考えている。

また上述のような計画変更にもなない、第5号科学衛星EXOS-AはM-4SHロケットにより昭和51年度に、第6号科学衛星EXOS-BはM-4SSロケットにより昭和52年度にそれぞれ打ち上げを延期したい。

これらの科学衛星計画の一覧を第II-1表に示す。

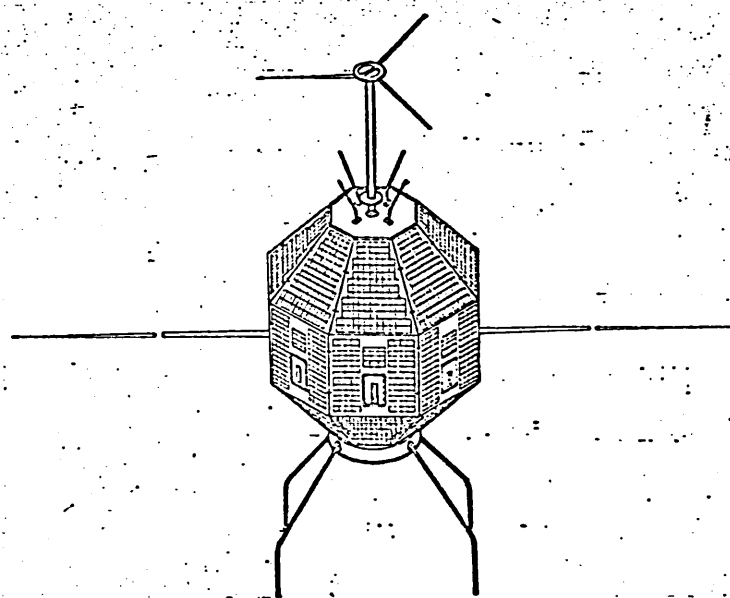
第Ⅱ-1表 科学衛星計画一覧表 (昭和47年7月改訂)

年次	科学衛星	高度	重量	ロケット	備考
昭和46年	第1号科学衛星 MS-F2「しんせい」	870 ^{Km} ~1,870	66 ^{Kg}	M-4S-3	1971-080-A
47年	第2号科学衛星 REXS	500 ~3,000	75	M-4S-4	電波探測衛星
49年	第3号科学衛星 SRATS	250 ~2,000	75	M-3C	エアロノミ衛星
50年	第4号科学衛星 CORSA	350 ~600	75	M-3C	宇宙放射線衛星
51年	第5号科学衛星 EXOS-A	250 ~4,000	(85)	M-4SH	IMSにかかしの 磁気圏衛星 (高緯度)
52年	第6号科学衛星 EXOS-B	500 ~30,000	(60)	M-4SS	磁気圏衛星 (低緯度)

3. 科学衛星

3-1 第1号科学衛星

第1号科学衛星MS-F2は、昭和46年9月28日M-4S-3号機により打ち上げられ、1971-080-A「しんせい」として軌道にのり、宇宙空間の科学観測が行なわれた。



第Ⅱ-1図 第1号科学衛星「しんせい」

3-1-1 科学観測項目

短波帯太陽電波観測

受信周波数 5 MHz, 8 MHz

アンテナ 1.8 m ホイップ型

宇宙線観測

放射線帯電子フラックス, および宇宙線バックグラウンド

電離層プラズマ観測

電子密度, イオン密度, および電子温度

3-1-2 衛星構造

直径75 cmの球に内接する26面体で、重量は66 Kgである。構体はマグネシウム合金で、外板は厚さ8 mmのアルミニウムハネカムを用い、それに太陽電池素子が貼り付けられている。太陽電波用アンテナ 1.8 m 2本, 電離層プラズマのセンサ, 136/148 MHz および 400 MHz 用傾斜型ターンスタイルアンテナが付加されている。

3-1-3 テレメータシステム

テレメータ送信機 (2台)

136.695 MHz 出力 100 mW

400.500 MHz 出力 50 mW

データレコーダ 記録時間 95 分 64 bps

再生時間 5 分 1,216 bps

伝送方式 PCM-DPSK-AM (70%)

PCM符号 64 bps split-phase-M符号

1ワード 8ビット構成 (基準フレー

ム: 256ビット 周期 4秒)

DPSK副搬送波周波数

リアルタイム伝送時 768 Hz

データ記録時 192 Hz

データ再生時 3,648 Hz

3-1-4 コマンドシステム

周波数 148 MHz (地上送信電力 最大1kw)

方式 PNC-PSK-AM

コマンド項目 15

スタート符号 15ビット PNコード

コマンド符号 15ビット 巡環PNコード

符号伝送 500 bps

PSK副搬送波周波数 500 Hz

3-1-5 電源システム

衛星電源系は、太陽電池素子とニッケル・カドミウム二次

電池、電圧安定回路、電力制御器から構成され、安定化電圧
±12V, +6Vと点火電源を供給している。

太陽電池素子 10×20 mm 5,184 枚

平均消費電力 15 W

3-1-6 衛星環境計測

電圧、電流、温度 (32項目)

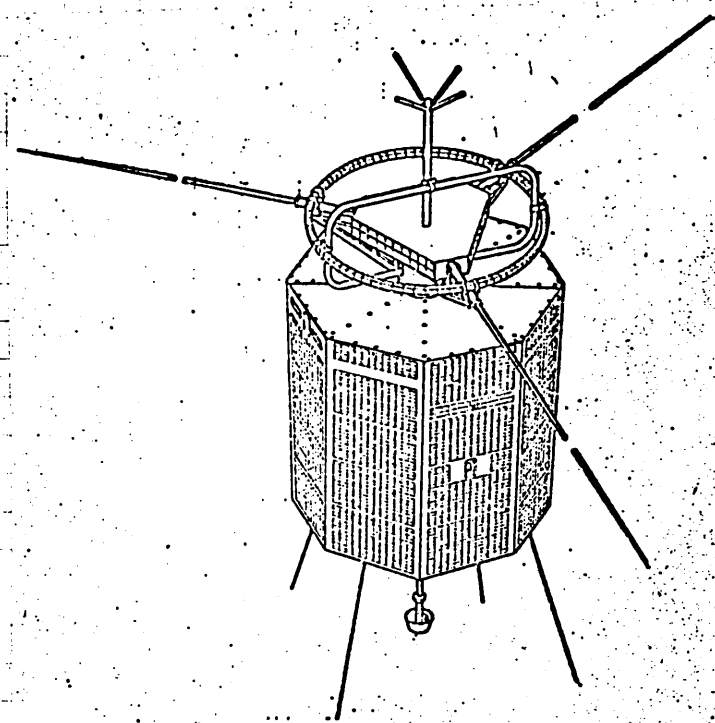
3-1-7 衛星姿勢計測

衛星姿勢の検出には2軸フラックスゲート型磁力計および
太陽センサを用いている。

ニューターションダンパは衛星姿勢の安定化のための装置で、
直径22 cmのFRPリングに水銀を封入したものを使用し
ている。

3-2 第2号科学衛星: REXS

電波探測衛星 (Radio Exploration Satellite
: REXS) は、電離圏および磁気圏のプラズマ諸量、電磁
波動現象、放射線帯電子フラックスなどの観測を目的とした
科学衛星で、M-4S-4により近地点 500 km, 遠地点
3,000 km, 傾斜角 30°の楕円軌道に打上げが予定され
ている。



第II-2図 第2号科学衛星 RE X S

3-2-1 科学観測項目

電離プラズマ測定

電子密度, イオン組成, 電子温度

電磁波およびプラズマ波測定

電界および磁界波受信 (0.3 - 21 KHz)

モノポールおよびループアンテナ

電磁波励起実験

サイクロトロン不安定による電磁波励起

LFパルス送受信 (120 - 270 KHz)

放射線帯電子フラックス測定

電子フラックス分布 5, 10 kev

地球磁場変動測定

3軸フラックスゲート型磁力計

3-2-2 衛星構造

直径 78 cm 高さ 68 cm の正八角柱形で, 中央デッキの上部および下部に搭載計器が取り付けられる。側面は太陽電池パネルで覆われ, 頭部には, 科学観測モノポールアンテナ (3本), ループアンテナ (2個), 400 MHz テレメータアンテナ, 底部には 136 MHz テレメータ送信と 148 MHz コマンド受信の共用アンテナと, 伸展するアームの先端に電子温度および磁力計センサが取り付けられる。衛星全重量は 75 kg である。

3-2-3 テレメータシステム

テレメータ送信機 (2台) 136.695 MHz 100 mW

400.500 MHz 50 mW

データレコーダ 記録時間 133 分 64 bps

再生時間 7 分 1,216 bps

伝送方式 PCM-DPSK-AM (70%)

PCM符号 64 bps split-phase-M符号

1ワード 4または8ビット構成 (基準フ
レーム 256 ビット, 周期 4秒)

DPSK副搬送波周波数

リアルタイム伝送時 768 Hz

データ記録時 192 Hz

データ再生時 3,648 Hz

フレームモード I~IVモード, タイムシェアリング

3-2-4 コマンドシステム

本質的には第1号科学衛星の15項目方式と同じであるが、
15項目のうちの2項目で群を撰択し、未々の群のなかで13
項目の動作を司令する方式として、総計26の司令を可能に
している。

周波数 148 MHz (地上送信電力 最大1kw)

方式 PNC-PSK-AM

コマンド項目 26

3-2-5 電源システム

衛星電源系は太陽電池素子とニッケル・カドミウム二次電
池, 電圧安定回路, 電力制御器および点火系電源から構成さ
れ, 安定化電圧 $\pm 12V$, $+6V$, $+4V$ が供給されている。

太陽電池素子 $10 \times 20mm$, 5,319枚

平均消費電力 14 W

3-2-6 衛星内部環境計測

衛星内部環境計測 (電圧, 電流, 温度; 30項目)

太陽電池素子 モニタ

3-2-7 衛星姿勢安定

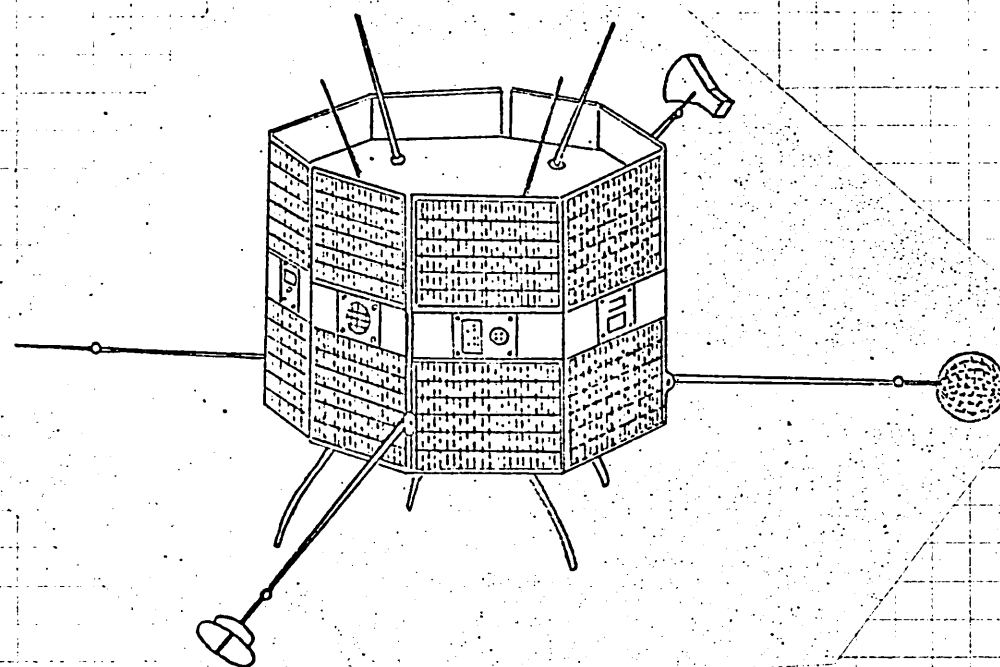
衛星姿勢はフラックスゲート型磁力計および太陽センサに
よって検出される。

ニューテーションダンパおよび衛星磁気モーメント補正用
に小型磁石をつけている。

3-3 第3号科学衛星: SRATS

SRATS衛星 (Solar Radiation and Thermospheric
Structure Satellite) は太陽からの放射線によって地球熱
圏 (電離層域) の構造がどのように支配され, どのような現象
がひきおこされているかを総合的に研究しようとするエアロ
ノミー衛星 (超高層大気科学) である。

衛星は近地点 250 km 遠地点 2,000 km の高度に打
ち上げられ, そのスピン軸は軌道面に垂直方向に保つよう磁
気姿勢制御が行なわれる。



第II-3図 第3号科学衛星 SRATS

3-3-1 科学観測項目

太陽軟X線測定

Ar + 100 μ Be 窓比例計数管 (2 - 8 $\text{\AA}$)

太陽紫外放射線測定

LiF - NO 電離箱 ($\text{Ly}-\alpha$)

紫外地球コロナ輝線測定

金属薄膜フィルタ付チャネルトロン

(1216, 1026, 834, 585 $\text{\AA}$)

中間紫外放射線測定

多層膜フィルタ付光電子増倍器 (2500, 2900 $\text{\AA}$)

オゾン密度分布

プラズマ密度, 温度, 組成測定

電子密度 : インピーダンスプローブ

電子温度 : 電子温度プローブ

イオン組成 : ベネット型イオン質量分析器

イオン密度・温度 : 遅延ポテンシャルトラップ

3-3-2 衛星構造

直径 75 cm の円筒に内接する高さ 65 cm の正八角柱構造で, アルミニウム合金構体と 8 mm ハネカム板外周より構成される。プラズマ測定用プローブは4本のアームにより外方に伸展させる。衛星の総重量は 75 kg である。

3-3-3 テレメータシステム

テレメータ送信機 (2台)

136 MHz 帯 100 mW

400 MHz 帯 100 mW

データレコーダ

エンコーダ出力の split-phase-M 符号を直接記録し, 19 倍に増速して再生する。

記録時間 109 分 64 bps

再生時間 5.7 分 1,216 bps

伝送方式 PCM-DPSK-PM (1.2 rad)

PCM符号 64 bps split-phase-M符号
1ワード 8ビット構成 (基準フレーム
256 ビット 周期 4秒)

DPSK副搬送波周波数

リアルタイム伝送時 768 Hz

データ再生時 6,144 Hz

3-3-4 コマンドシステム

第1号科学衛星に用いた方式の変形で、15ビットPNコードをスタート符号とし、これに15ビットPNコード、2組を組み合わせて、最大225項目の命令が可能な方式としている。

周波数 148 MHz (地上送信電力 最大1kW)

方式 PNC-PSK-AM

コマンド項目 90

3-3-5 電源システム

衛星電源系は太陽電池素子とニッケル・カドミウム二次電池、電圧安定回路、電力制御器から構成し、安定化電圧 ±12 V, +5 V を供給する。

太陽電池素子 10×20 mm, 5,356枚

平均消費電力 14 W

3-3-6 衛星内部環境計測

衛星内部環境計測 (電圧, 電流, 温度 24項目)

3-3-7 衛星姿勢制御システム

衛星姿勢検出サブシステム

地磁気姿勢計 2軸 フラックスゲート型

太陽センサ CdS センサ

水平線検出器 15μ赤外線センサ

プラズマ流向計 ファンビーム型 コリメータ付プラズマカ... (進行方向に対する衛星姿勢検出)

スピン制御サブシステム

ヨーヨーデスピナ 10 rpm

スピン速度制御装置 磁気トルク方式

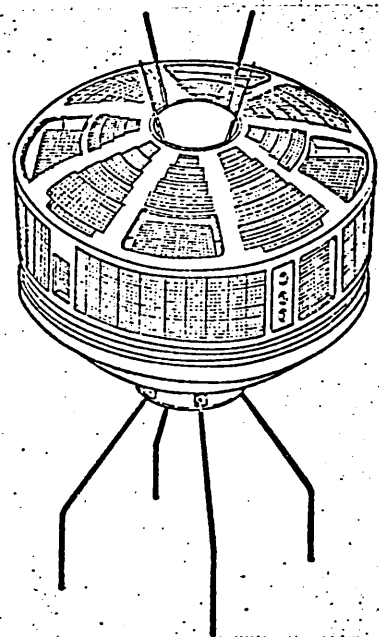
姿勢制御サブシステム

ニュートンダンパ

スピン軸制御装置 磁気トルク方式によりスピ
ン軸を軌道面に垂直に保つ

3-4 第4号科学衛星: CORSA

CORSA衛星(Cosmic Radiation Satellite)は宇宙空間の天体からくる放射線を観測するもので、放射線帯の影響をあまりうけない領域で観測が行なわれるよう設計された宇宙放射線衛星である。最近の天文学の進展、特にX線天文学の分野において最近のアメリカのX線天文学衛星、SAS-Aによって急速に新しい局面が展開されたことをふまえて、CORSAが当初計画された時よりは、X線観測の比重をふやすなど一部の設計変更を行った。この変更とともに衛星重量は約75 kgで製作可能になり、また軌道についてはその後のミッション解析より第Ⅱ-1表に示すように高度350~600 kmと変更された。



第Ⅱ-4図 第4号科学衛星 CORSA

3-4-1 科学観測項目

銀河X線測定 (X線星)

極軟X線用比例計数管 (≤ 1 keV)

軟X線用比例計数管 (2-20 keV)

硬X線用シンチレーションカウンタ (20-100 keV)

宇宙線重粒子測定

ソリッドステートデテクタ

3-4-2 衛星構造

直径100 cmの中央デッキの上部に科学観測機器、下部にテレメータ、コマンド系、電源系、姿勢制御系および内部環境測定機器が搭載される。太陽電池は側面および上下面に貼付する。衛星の総重量は75 kgである。

3-4-3 テレメータシステム

テレメータ送信機 (2台)

136 MHz 帯 100 mW

400 MHz 帯 100 mW

データレコーダ

エンコーダ出力の split-phase-M 符号を直接記録し、再生は記録時の19倍の速度で行なう。

記録時間 95分 96 bps

再生時間 5分 1,824 bps

伝送方式 PCM-DPSK-PM (1.2 rad)

PCM符号 96 bps split-phase-M符号

1ワード: 8ビット構成 (基準フレーム:

256ビット, 周期 2.7秒)

DPSK副搬送波周波数

リアルタイム伝送時 1,152 Hz

データ再生時 約 9 kHz

3-4-4 コマンドシステム

第3号科学衛星 SRATS と同じ方式を採用する。

周波数 148 MHz (地上送信電力 最大1kW)

方式 PNC-PSK-AM

コマンド項目 105 (暫定)

3-4-5 R & RRシステム

148 MHz コマンド受信装置と400 MHz 送信装置を結合し、これらをトランスポンダとしてレンジ測定を行なう。

レンジレート測定は従来の一方向ドップラ追跡による。レンジ測定信号とリアルタイムのテレメータ信号は、同時に送信する。

3-4-6 電源システム

太陽電池素子, ニッケル・カドミウム二次電池, 電圧安定回路, 電力制御装置から構成され, 供給電圧は $\pm 18V$, $\pm 12V$, $\pm 5V$, 平均消費電力は 15W程度を予定している。

3-4-7 衛星内部環境計測

電圧, 電流, 温度測定

3-4-8 衛星姿勢制御システム

衛星姿勢検出サブシステム

太陽センサ 3組

水平線検出器 2組

スピン制御サブシステム

ヨーヨーデスピナ 3rpm

スピン速度制御装置 磁気トルク方式

姿勢制御サブシステム

プリセッションダンパ

スピン軸制御装置 (全方向), 磁気トルク方式

3-5 第5号科学衛星 : EXOS-A

EXOSシリーズ (Exospheric Satellites) と総称される第5号以降の衛星は国際磁気圏協同観測 (IMS) を目標に計画されたもので, そのうち EXOS-Aは高緯度帯

(50-70°) をねらって打ち上げられる磁気圏衛星である。

観測の重点はオーロラ現象高緯度電離圏、磁気圏内プラズマ粒子、大気光などにおかれ、ことに擾乱された超高層大気の状態を解明しようとするものである。

3-5-1 科学観測項目

X線またはUV線オーロラ撮影
極紫外域 地球コロナ
オーロラ粒子、光電子のスペクトル分析
大気イオン質量分析
電子密度および温度測定
プラズマ波測定

3-5-2 衛星構造

衛星本体は直径 100 cm, 高さ約 50 cmの円柱型で、外壁を太陽電池パネルで掩う。センサ、プロード取付けのための展開アームをもち、重量は約 85 kgを予定している。

3-5-3 電源システム

平均消費電力 15 - 25 W

3-5-4 姿勢制御およびスピン制御システム

磁気姿勢制御装置

スピンコントロール装置 (3 rpm)

3-5-5 テレメータ、コマンドシステム

テレメータとしては、従来のものより伝送容量の大きいものを必要とする。広域観測用としては 256 bps の PCM 式を予定し、さらにリアルタイムの観測においては、FM 式による広帯域テレメータを利用する。そのため、従来の 13.6, 400 MHz のほかに、Sバンドの使用を計画している。

コマンドの所要項目は約 130 である。コマンド受信装置とテレメータ送信装置を結合して、これをトランスポンダとして R & R システムを形成する。

3-6 第6号衛星 : EXOS-B

EXOS-B 衛星は遠地点 30,000 km の長楕円軌道をもち、磁気圏内の深部を探索する衛星とする。観測対象はプラズマ圏 (500 ~ 30,000 km) の粒子群、電磁波動現象に主点がおかれる。遠距離の磁気圏は極域電離層とは磁力線によって結ばれており、EXOS-A, B の観測は互いに相補的なものである。

3-6-1 科学観測項目

放射線帯粒子フラックス

プラズマ波共鳴実験

VLF電波放射

プラズマ諸量

磁場変動

3-6-2 衛星構造

衛星本体は直径 100 cm, 高さ 50 cm の 12 角柱型で外壁は太陽電池パネルで掩われる。側面には観測用モノポールアンテナ (20 m × 2; 10 m × 2) を伸展し, 頭部に磁力センサブーム (1 m) を付ける。衛星重量は 約 60 kg を予定している。

3-6-3 電源システム

平均消費電力 20 W

電力自動制御装置

3-6-4 姿勢およびスピン制御システム

磁気姿勢制御装置

スピンコントロール装置 (3 rpm)

3-6-5 テレメータ, コマンドシステム

広域観測用として最高 1,024 bps の PCM 方式テレメータを使用するほか, リアルタイム観測においては, 帯域 10 kHz 程度の広帯域 PM 方式の使用を予定している。テレメ

ータの使用周波数としては 136, 400 MHz および S バンドの使用を検討中である。

コマンドの所要項目は 50 ~ 80 項目必要とする見込である。またコマンド受信装置とテレメータ送信装置によって, R₂R₂ 用トランスポンダとして使用できるように考えている。

付 表

科学衛星打上け計画変更案

年度	47年度	48年度	49年度	50年度	51年度	52年度	備 考
機 種	才2号 M-4S-4						☐ は当初計画
	M-3C-1 (才46~47)	→ M-3C-1 (改造)					☐ は改訂計画
		才3号 M-4SC-1 (才47~48)	→ M-3C-2 (才48~49)				
	L-4S-6 小型試験 衛星	→ L-4SC-3 (改造)	才4号 M-4SC-2	→ M-3C-3			
				才5号 M-4SH	→ 才5号 M-4SH		
	L-4SC-2				才6号 M-4SS	→ 才6号 M-4SS	

(43)

第9-3-2