



年頭にあたって

所長事務取扱 小田 稔

昨年末逝去された森所長に代って年頭のご挨拶を申し上げる。先生のご冥福を祈ると共に、ご遺志を継いで、宇宙科学の進展に重い責任を負う本研究所を皆で発展させる決意を新たにしたい。

先生が多年心血を注がれた固体燃料ロケットの最新鋭機M-3S IIはその完成を目前にしている。ハレー彗星計画も愈々ラストスパートである。

昨年1年間には色々なことがあった。2月には“てんま”が打上げられ、観測開始以来4年を越える“はくちょう”と共に活発な活動を始めている。幾つかの発見は幾度か世界各国の天文学者達を協同観測にかりたてた。

11月末“コロンビア”搭載のSEPACは宇宙空間を天然の実験室とする能動的実験を終えた。一部の不具合はあったが、プラズマ物理学や飛翔体のプラズマ環境条件の解明に巨歩を進めたと言える。

ロケット観測の質は年々向上している。夏にはプラズマ空間の大電力伝送の基礎実験MINIXが成功、また初めて機上の状態を写した記録を回収する等、将来への途を拓いている。

大気球実験も多彩な成果をあげた。オーストラ

リアでの南天観測、インドネシアでの皆既日食時の観測等、海外での活動も目立っている。

一方、液酸液水エンジン、有翼飛翔体など基礎開発実験も着実に今後の進展の緒を把握している。

X線天文衛星ASTRO-Cは1986年度打上げを控えて、英国の共同グループとの人の往来も頻繁である。EXOS-Dの計画も更に深く練られている。日米共同計画の科学7項目はそれぞれ進められている。中でもOPENについては、米国側から協力の度を深めたい希望が示されその対応が迫られている。

研究所は設立後ほぼ3年、研究活動は益々活発である。相模原キャンパスの整備も始まった。以前にも増して長期的展望を踏まえた将来計画策定の必要が痛感される。森所長のご指示もあり昨春以来長期構想に向っての動きが始まっている。

研究所を東大宇宙研から新しい組織にすることは冒険ではあったが、ある意味では時の必然だった。運悪く不況の辛い時期にぶつかったが、愚痴は言うまい。歯をくいしばって、上げ潮にのり始めた研究活動を進めていこう。

さあ、目の前にはEXOS-C打上げがある。

特集にあたって

編集副委員長 松尾弘毅

わが国科学衛星の次代を担うM-3S II型ロケットの特集を送る。限られた紙面で全貌を尽すことは所詮むずかしく、おのずから濃淡のある出来映えとなったが、開発活動の一端を窺っていただければ幸いである。執筆者はいずれも、Mロケット開発の総帥としての故森所長のご薫陶を受けた身である。初号機の打上げを1年後に控え、温顔を偲びつつ気持ちをひきしめている。



秋葉鏖二郎

1981年度より正式にスタートしたM-3S II計画も1年後には初号機の飛翔を控える時期となった。

M-3S II計画の意義は以下の2点に要約される。

第1は、これにより小規模ながら惑星間探査が可能となることである。その1・2号機は共に、1986年3月に地球に近づくハレー彗星に向けて、探査機MS-T5とPLANET-Aを打上げる計画になっている。これで我国の宇宙科学も新しい一步を踏み出すことになるだろう。

第2は、固体ロケット技術の向上である。現有のM-3Sで当初のM計画は一応のしめくりができ、それなりの完成した形に仕上がったわけであるが、何分にも立案時点から長年月を経ており、技術的洗練の余地を多く残している。一方観測側からは今ひとりの能力向上が切望されている折から、その性能向上計画としてのM-3S II開発に着手することになったわけである。

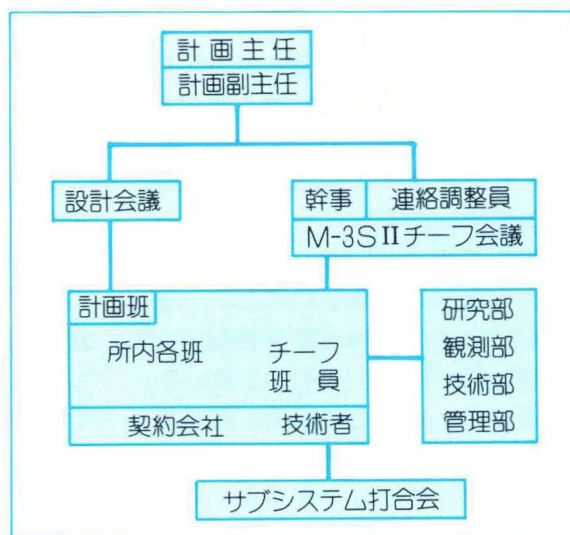
因みに、打上げ時重量に対する低高度衛星重量の比を見ると、M-3S型では0.6%であったのが、M-3S II型では1.3%に向上する。この値は国際的水準を凌駕するものである。

性能向上はまた衛星単位重量当りの打上げ費用の低減をもたらす筈である。おそらく将来の宇宙輸送という立場から見

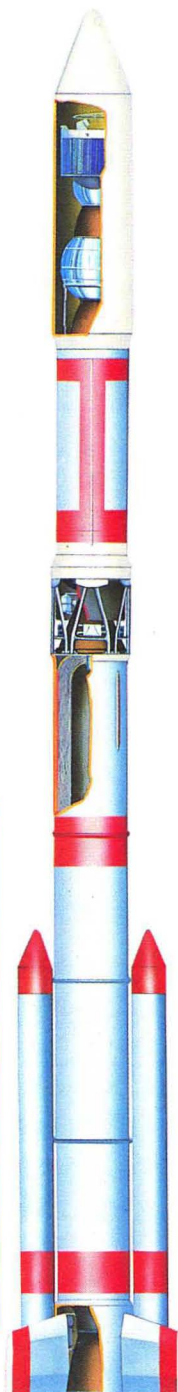
れば、まだまだこの程度では満足できるものでは無いだろう。しかし性能向上が費用低減に寄与するという事実は注目すべきである。これまで既に2, 3の国からM-3S II型について強い関心が寄せられているが、以上のような意義や特質に反応したものと思われる。

さて、M-3S II型の開発は新研究所設立と共に活発化したわけで、長いMロケット開発の経験を生かしつつも、新研究所に相応しい開発の進め方を模索してきた。その結果、所内外の温かいご理解の下に、開発組織の明確化、M計画室の設置、そして月例所内チーフ会議の実施等が実現し、計画推進上、特に情報の流通に関し著しい改善効果が見られている。

計画管理は、常に組織や社会環境に適応していく必要があろうかと思われる。宇宙科学研究所はいつまでもその様な若々しい柔軟性を保っていたいものである。



M-3S II型ロケット開発組織図





Mシリーズのあゆみ

現在のM-3S型ロケットは、Mシリーズの第4世代といわれているが、その意味ではM-3S II型は第5世代になる。Mロケットの歴史を振り返ると、最初の**M-4S**型は4段式で、第1段は尾翼安定、第2・3段はスピン安定、第4段は姿勢のみを点火前に制御してスピンを与えると云う簡単な方式を採っていた。1号機の失敗のあと1971年2月2号機は工学試験衛星「たんせい1号」の打上げに成功し、その後わが国初の科学衛星「しんせい」と「でんぱ」を打上げて任務を終了した。

ついで登場したのが**M-3C**型ロケットである。これは3段式でM-4Sの第1段をそのままに、第2・3段を新たに開発したものである。とくに第2段に推力方向制御装置(LITVC)を導入することにより軌道精度が飛躍的に向上し、Mロケットはその打上げ能力をフルに生かせるようになった。このロケットは試験衛星「たんせい2号」と科学衛星「たいよう」「はくちょう」の打上げに成功している。

第3世代の**M-3H**型ロケットはM-3Cの第2・3段をそのままに、第1段に新開発のM-13モータを組合せたものである。第1段の全長を4/3倍にしたわけであるが、これにより低地球軌道(250km円軌道)への打上げ能力はM-4S、M-3Cの200kgから300kgへと増大した。試験衛星「たんせい3号」と科学衛星「きょっこう」「じきけん」

の打上げに成功している。

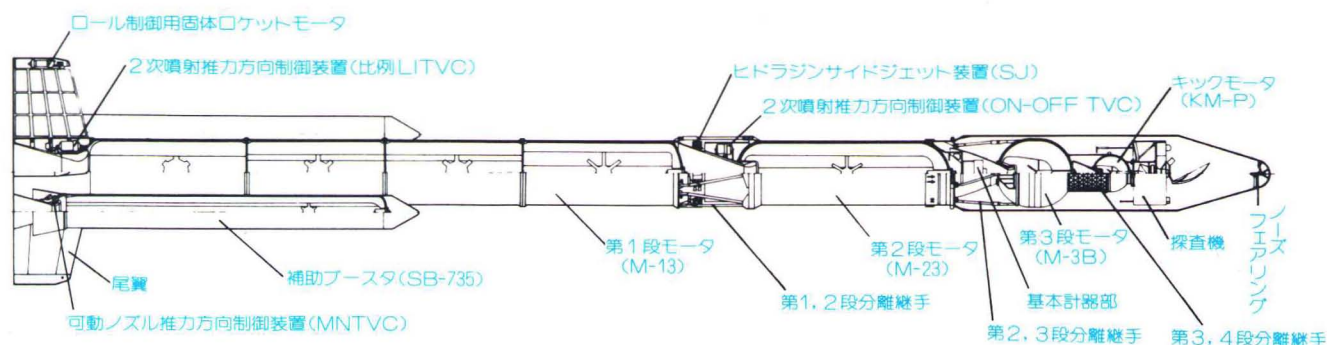
現用の**M-3S**型ロケットはM-3Hの第1段に第2段同様の推力方向制御装置を導入したもので、軌道精度が一層向上した。試験衛星「たんせい4号」、科学衛星「ひのとり」「てんま」の打上げに成功しており、この2月には第9号科学衛星「EXOS-C」を打上げる予定である(EXOSはExospheric Satelliteの略で、宇宙科学研究所の衛星は計画段階ではこのように観測目的に沿ってよばれ、打上げ後愛称がつけられることになっている)。

このようにMロケットは既存の部分と新開発の要素とを適宜組合せることによって、効率的に性能と信頼性とを向上させてきた。これまで全部で14機のMロケットが打上げられたが、失敗したのは最初のM-4S-1号機のほかはM-3C-3号機だけで、これも、再挑戦したM-3C-4号機で79年2月に打上げられた「はくちょう」はいまだにX線天文学の分野で大活躍をしている。**M-3S II**もこの方針を受けついでM-3Sの第1段を使用しこれに新規に開発した第2・3段を組合せることによって大幅な性能の向上を図っている。また、これまですべてMロケットは直径310mmの8本の補助ブースタを使用してきたが、これも直径735mmの補助ブースタ2本に変更している。これは基本的にはL(ラムダ)型ロケットの第1段と同じものである。

全機の構成と制御方式

M-3S IIの**全機構成**は次のようになる。第1段はM-3Sの第1段であるM-13モータと2本の補助ブースタSB-735モータ、第2・3段は新開発でM-23モータとM-3Bモータ、それに第1、2号機で予定されているハレー彗星探査ミッションでは第4段としてKM-P(キックモータ)が付け加わる。なお、向上したロケットの能力をフルに生かすべくノーズフェアリングも大型化された。これはペイロード能力を稼ぐため、第2段燃焼中に分離される。

制御方式はM-3Sとほぼ同様で、第1・2段はLITVC、第3段はM-3S-3号機より使用されてい



M-3S II型ロケットの全機構成

るヒドラジン燃料としたサイドジェットによって方向を整定したのち、スピンで安定化される。なお、補助ブースタSB-735には可動ノズルが採用されており、これはLITVCがノズル側壁にフレオンを噴射して横推力を得るのに対して、ノズルの取付け角度を傾けることによって横推力を得るものである。今回はこれによって第1段でのロール制御（機軸まわりの制御）を行うが、将来は本体の推力方向制御に利用可能な技術である。補助ブースタは第1段燃焼中に切離されるので以後のロール制御は尾翼端に取付けられた固体モータ（SMRC）によって行われる。

性能向上の内訳

新規開発の各段モータの地上燃焼実験および各構造の強度・機能試験が一応終了した現時点でのM-3S II型の能力は、高度250kmの円軌道に約770kgのペイロードを投入できるものであり、これは現M-3Sの2.5倍強に相当する。2号機の目的とするところがハレー彗星探査ミッションであることから、開発スケジュールの遅延は許されない（何しろハレー探査の機会は76年に1度である）。しかも惑星間探査機として最低限の重量を確保しなければならないところから、飛躍的かつ確実な性能向上が要求された。

M-3S型からM-3S II型への性能向上は、上段モータの質的向上とその大型化によって実現した。前者を可能にしたのはこれまでの固体ロケット技術の蓄積であり、後者はこの質的向上を踏まえて各段モータ重量の再配分を行なったということである。

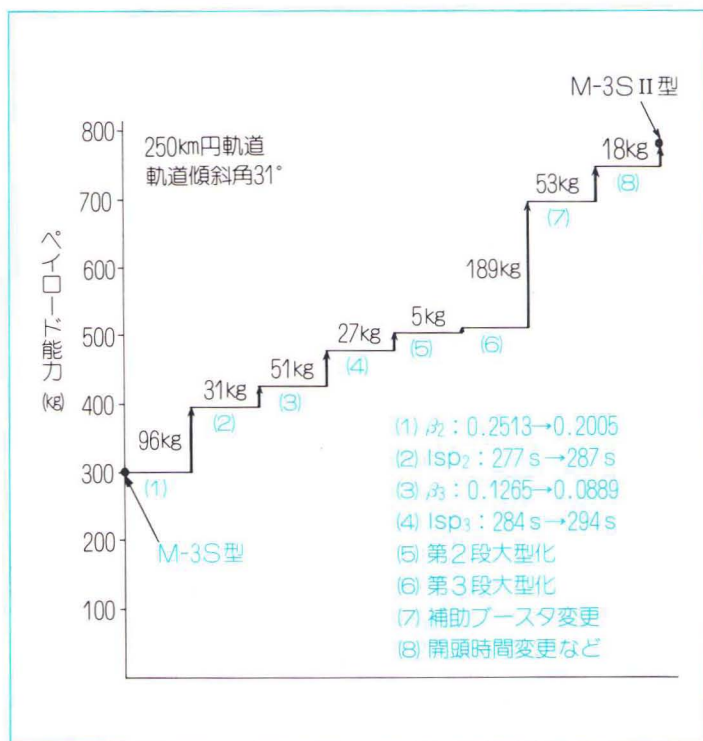
M-3S型からM-3S II型へ移行するのに上記の改良が逐次取入れられたものとして、各々の性能向上への寄与を図示してみた。各寄与分は改良順序によっても異なり、また寸法効果によって質的向上と大型化の影響を明確に分離できないこともあって誤解を招きやすい点があるが、ある程度の感じを与えるものと思う。なお各段の質的向上は比推力（Isp）と構造重量比（ β ）とで代表させた。前者は単位時間に消費する推進剤の単位重量当り発生推力を示し、後者は各段の全重量中に占める推進剤以外の部分（モータケース、各段接手等）の割合で構造材料および構造設計の質を示すものである。

左下はM-3S型でその能力は300kgである。まずこの第2段の構造重量比のみを（推進剤重量を固定して）M-3S II型のそれに変更したような仮想的なロケットを考えると（ $\beta_2:0.$

2513→0.2005）、その間の能力増は96kgである。このように逐次変更を加えて右上のM-3S II型の能力770kgに至る。これによれば（4）項までの第2・3段の質的向上と（5）、（6）項の第2・3段の大型化の寄与がほぼ等しく、これに補助ブースタの変更とノーズフェアリングを第2段燃焼中に切離すことの効果が付加わっている。なお（5）、（6）は合わせて議論すべきもので、図では第2段大型化の効果はほとんどないように見てとれるが、第2段の大型化が先にあって初めて第3段大型化による189kgもの寄与が生ずるのである。実際、大型化の順序を逆にすると第3段の寄与が86kg、第2段の寄与が108kgになる。補助ブースタの寄与53kgはPLANET-A探査機の重量に換算すると約10kgにあたり、これは搭載の科学観測器重量に等しい。

なお、この大型化により全備重量はM-3Sの49.6tonから62.2tonに、全長は23.8mから27.8mになった。

機体構成上はレーダ、テレメータ、タイマ、機体計測等も不可欠の要素であるが、今回は紙数の都合で続節においても特に開発要素の多い分野に限って紹介することにした。モータ、構造・機構等の諸試験はほぼ終了し、仕上げとしてこの1月には補助ブースタ分離機構の飛ばし実験を主目的としたST-735-1号機の打上げを予定している。



M-3S型からM-3S II型への性能向上の内訳



新開発モータ（SB-735、M-23、M-3BおよびKM-P）の地上燃焼試験は1983年末一通り終了し、それらの成果を踏まえて、現在、飛しょう型モータの具体設計が鋭意進められている。同時期におけるM-3S II各段モータの公称性能諸元を表に示す。

各段モータの技術要素

ロケット・モータの性能を規定する主要指標は比推力と構造効率（推薬重量のモータ重量に占める割合）で、これらの数値が大きい程推進性能が高くなる。最適重量配分を施した多段式ロケットでは、上段モータになる程、その規模が等比級数的に小さくなるのに対して、性能指標、対ペイロード重量感度は高くなる。このため、M-3S II計画では、規模が大きく製造・開発試験等に要する費用・設備・期間が大きくなり勝ちな第1段を継続使用し、補助ブースタにはM-13並みの既存技術を活用して価格性・技術的安全性を優先する設計としながら、上段モータ程各種新技術を導入して高比推力、高構造効率化による性能向上を目指している。

固体ロケット・モータの技術要素は、推進薬、モータ・ケース、ケース断熱材、ノズルおよび点火器の5つに大別される。ここでは、ケースを除く4つの要素と姿勢制御装置について、新規導入技術を簡単に紹介する。

固体推薬は、同時に重要な構造部材でもあるから、比推力特性が高いだけでなく、高密度で力学物性に優れたものでなければならない。酸化剤である過塩素酸アンモニウムAP、助燃剤Alの粒子成分の混和性に優れ、力学物性の良好なHTPB系燃料粘結

材を用いた高性能コンポジット推薬BP-106Jを開発してM-23・M-3B・KM-Pに共通使用する。SB-735にはM-13と共通のCTPB系コンポジット推薬BP-30Bを使用して薬種の統合を図った。KM-Pの推進性能を飛躍的に改善するための切札的代替候補推薬として、ニトラミンHMX入りHTPB系コンポジット推薬BP-107Jの開発も並行して進めており、その実用化も間近い。

ケース断熱材は、3500 Kを越える高温の燃焼ガスから金属製ケースを保護する唯一の防波堤であり、ケースおよび推薬との接着性が良く、低密度で耐熱性・断熱性に優れたものでなければならない。第2段より上の3つのモータには、新開発のアスベスト入りイソブレン・ゴムIRの軽量薄板積層を採用する。より高構造効率を要求されるKM-Pには、更に軽量のアスベスト入りエチレン・プロピレン・ゴムEPDMの薄板積層を採用する予定であったが、チタン合金との接着技術に未だ多少の不安があるため、当面見送られている。

高温高压の燃焼ガスを加速・膨張させ超音速で噴射して推進力を得るためのラバール・ノズルには、特に高い耐熱性が要求される。スロート部にはグラファイトを挿入するが、開口部ライナはFRP製として軽量化し、その炭化アブレーション効果によって優勢な熱負荷に耐える。M-3B・KM-Pの大開口比ノズルには、初めて放物線近似ベル型内面形状を採用して、沸点の高いアルミナ凝縮相によるノズル内混層流の挙動と比推力特性に対して最適化しつつ、開口部ライナをアブレーション特性とその再現性に優れた加圧成型によるカーボン繊維織布積層フェノール樹脂強化プラスチックCP-FRP製として、小型軽量化を図っている。

M-3S II各段モータの公称性能諸元

名 称			M-13	SB-735	M-23	M-3B	KM-P
全 長	m		14.75	8.25	6.19	2.68	1.23
代 表 径	mm		1410	735	1407	1495	788
モータ重量	ton		32.50	4.86	11.60	3.58	0.461
推 薬 重 量	ton		27.06	4.02	10.40	3.28	0.418
構 造 効 率	—		0.833	0.827	0.877	0.916	0.907
ノズルスロート径	mm		455	240	280	152	72
開 口 比	—		7.80	9.13	23.24	51.84	49.00
比 推 力	sec		240*	232*	287	294	287
平 均 推 力	ton		114*	30.2*	52.8	13.5	3.29
有効燃焼時間	sec		56	31	55	71	36.3

*海面上での値

点火器には、主推進薬への着火が平滑・確実に信頼性の高いモータ型点火器（点火モータ）を、全段に採用する。重量節減の要請の強いKM-Pを除く全段の点火器に、遠隔操作型機械的点火安全機構RSADを装備する。同型のRSADが、M-3S-4号機の第1，2段モータに装着されて初の飛しょう実験に供される。

2基のSB-735には、新開発のIRゴムと金属シム積層構造の可撓継手による可動ノズル推力方向制御MNTVC装置が装着される。電動ポンプからアキュムレータを介して供給される油圧により、2基1組の油圧サーボ・アクチュエータを駆動して、ノズルを±3°，最大13°/secの範囲で偏向させることができる。

推進系開発の経緯

固体ロケット・モータの着火・燃焼機構は複雑で、燃焼ガスはアルミナ凝縮相の存在によりノズル内に混層流を形成して複雑な挙動をする。また、高温燃焼ガスに対する部材の熱保護は、グラファイト、アスベスト入りゴム、FRP等非金属材料の炭化アブレーションに依存するが、それらの焼失・断熱機構も極めて複雑である。このため、固体ロケット・モータの着火・燃焼特性、推進性能、ノズル内凝縮相の挙動、および、各種アブレーション材の焼失特性、耐・断熱特性の把握には、地上燃焼試験が不可欠である。その成果を反映することによって、飛しょう型モータの高構造効率化が可能となり、設計確度、推進性能の推定精度が高まる。この意味で、M-3S IIの推進系開発の歩みは、表に示す能代ロケット実験場NTCにおける地上燃焼試験の実施経緯を見れば一目で分る。

1983年までの3年間に、合計6回・8基の各段試作モータの地上燃焼試験が行われ、次年度に2回・2基の試験が計画されている。



補助ブースタSB-735の燃焼実験(能代)

ところで、ロケットモータの比推力は、推進薬の化学組成だけではなく、ノズル開口比にも強く依存し、ノズル出口面静圧が周囲圧に等しい時最大となる。このため、ノズル開口比は、濃密な大気中を飛しょうする第1段・補助ブースタでは小さく、稀薄大気層から真空中を飛しょうする上段モータ程大きい。従って、下段モータの燃焼試験は大気燃焼試験SLTでよいが、第2段より上段のモータでは真空燃焼試験を行う必要がある。

第1回燃試（SB-735-1TVC）は、SB-735の試作1号機のSLTで、当時建設途中であったNTC新燃焼試験棟のテスト・ベンチ上で工事を中断して行われた。その成果を反映して再設計された飛しょう型の試作2号機の性能確定試験は第6回燃試（SB-735-2TVC）で行われ、搭載型MNTVC装置の機能・制御力特性も良好であることが併せ確認された。

第2回燃試（M-23SIM，KM-A HMX）は、前述の2種類の新開発推進薬の燃焼特性・推進特性と新開発ケース断熱材の耐・断熱特性を調査するための予備試験であった。

第3回燃試（M-23-1TVC）は、M-23の試作1号機の真空燃焼試験で、供試モータのノズル後流

M-3S II 推進系開発のための地上燃焼試験実施経過一覧

年 度	56	57	58	59
SB-735	1 ○ SB-735-1TVC (SLT)		6 ○ SB-735-2TVC (SLT)	
M-23		2 △ M-23SIM (MAT) 3 ○ M-23-1TVC (MAT)		
M-3B			4 ○ M-3B-1 (MAT SPIN)	7 ○ M-3B-2 (MAT SPIN)
KM-P		△ KM-A HMX (MAT)	5 ○ KM-P-1 (MAT SPIN) ○ KM-P-2 HMX (MAT SPIN)	8 ○ KM-P-3 (HAT SPIN)

△ 予備試験 ○ 地上燃試型 ◎ 実機飛しょう型
SLT：大気燃焼試験 MAT：中高度高空間性能試験 HAT：高々度高空間性能試験

のみで始動する大気開放拡散筒による中高度高空性能試験MATとしては、我国最大規模の実験であった。試験成績は極めて良好で、予想以上の高比推力特性が確認され、LITVC制御力特性も予想通りであったことから、飛しょう型の試作2号機の製作と燃試は省略することとした。

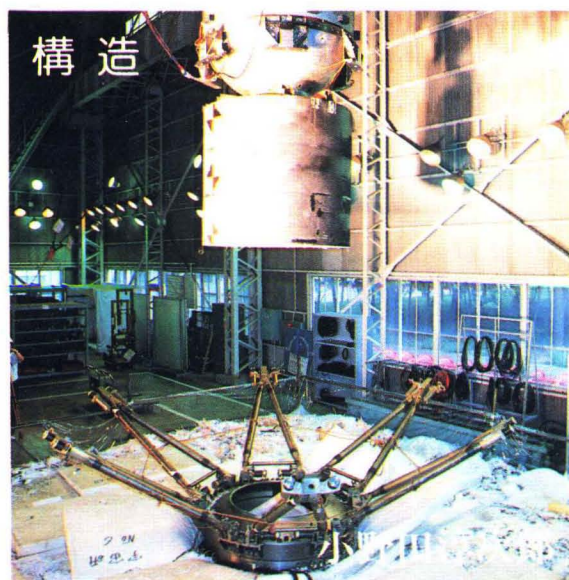
第3段以上の上段モータはノズル開口比が大きく、そのままでは大気開放拡散筒を始動し得ない。現在、宇宙研は、エジェクタによる高々度高空性能試験装置HATSを持たないため、これらのモータはノズルを適当な断面で切断してMATを行い、実機モータの性能はそこでの計測結果から推定するという便法を採っている。

第4回燃試(M-3B-1)は、M-3Bの試作1号機の真空スピン燃焼試験であったが、ノズルの耐熱設計に難点のあることが判明した。再設計される飛しょう型試作2号機の同種試験は、次年度第7回燃試として計画されている。

1983年5月26日、秋田地方を直撃した日本海中部地震による津波は、NTC場内諸施設・設備に甚

大な被害を与えたが、所内外関係者の尽力により、主要な燃焼試験設備については、僅か2ヶ月弱の短期間の内に復旧がなされ、以後2回の燃試シリーズが滞りなく遂行された。

第5回燃試(KM-P-1, KM-P-2 HMX)は、BP-106J, BP-107Jを充填したKM-P試作モータの真空スピン燃焼試験であったが、良好な成績を示した前者に対して、後者は、HMX入りBP-107J推薬の燃焼安定性・力学物性に今一步の改良努力の余地のあること、同推薬の高熱負荷に対するノズル部耐熱設計に一層の工夫の要ることを示した。BP-106Jを充填する飛しょう型試作モータKM-P-3の試験は、第8回燃試として次年度に計画されているが、その試験条件は、フルサイズ・ノズルの諸特性を調査する意図から、高々度高空性能試験HATとすることが望ましい。この要請に沿うべく、固体ガス・ジェネレータによる超音速・超音速エジェクタを利用する独創的なHATSの開発研究を進めている。



おもな構造要素

M-3S II型ロケットの主な構造要素は、各段モータケース、各段間接手、ノーズフェアリング、サブブースタ切離機構、尾翼、尾翼筒などである。

モータケースは各段のロケットモータの固体推薬の容器であるとともに燃焼室であり、50~60気圧の内圧に耐える圧力容器でもある。

M-3S II型のような多段ロケットは、各段のロケットモータを段間接手で結合して積上げたものである。これらの各段間接手は飛しょう中及び発射装置上で作用する軸力や曲げ荷重に耐え、かつ下段ロケットの燃焼終了後には、衝撃や擾乱を最小限に抑えつつ、安全確実に下段を切離し投棄し

なければならない。

ノーズフェアリングは、大気中の飛しょう時に頭部の衛星や上段ロケットを覆って保護し、また機体の空力特性を所期の良好な状態に保つ役目を果たす。ロケットが大気を通過した後、任務を終えたノーズフェアリングは、ペイロード重量確保の上からできるだけ早い時期に開頭投棄される必要がある。

尾翼は第一段の飛しょう安定を空力的に確保するものであり、尾翼筒は尾翼の保持の他、発射装置上で機体全重量を支える役目もはたす。

これら全ての構造要素には、考えられるあらゆる荷重、環境に対して、破損や有害な変形等が決して生じないように、また、接手類の切離機構などが確実に作動するよう十分な信頼性が要求される一方、当然、ロケットの打上能力向上の為に極めて厳しい軽量化が要求される。更に、組立、整備のし易さに対する配慮も必要である。

新規開発の要素

補助ブースタは基本的にはラムダロケットの第1段を使用し、第1段ロケットもM-3S型からの大きな変更は避けられたので、この2種のモータケースについては手直し程度で済んだ。しかし、他のすべての構造要素、すなわち、1)尾翼・尾翼筒、2)補助ブースタ切離機構、3)ランチングフック、4)1~2段接手、5)第2段モータケース、6)2~3段接手、7)ノーズフェアリング、8)第3段

モータケース、及び、1, 2号機の惑星間ミッションに対応する為の9)第4段モータケース、10)3~4段接手、11)4段~衛星接手は全て新規設計開発となり、構造面では全く新しい機体を設計開発するに近い内容となった。各開発項目とも、現用のM-3S型ロケットは大変良いお手本になったが、加えて各モータケースについては材料、熱処理、加工技術、解析技術等の分野の研究の進歩のお蔭で、従来のものに比べて格段の高性能化が実現され、またノーズフェアリング機構、補助ブースタ切離機構等では新機構が開発されている。

第2段モータ (M-23) の開発

これらの全ての開発項目についてここで紹介することはできないので、上記の開発項目のうちで最も先行し、また重量も最大である第2段モータケース (M-23モータケース) について開発経過を紹介する。

M-23モータケースは容積 6.73m^3 、公称外径 1.4m 、使用最大内圧 $55\text{kg}/\text{cm}^2$ の円筒形耐圧容器である。まず、開発スケジュールに間に合う範囲内で利用できる材料を、加工技術、設備等を考慮しながら検討した結果、当時研究開発が進められていた新しい超強力鋼の使用が最も有利と考えられた。

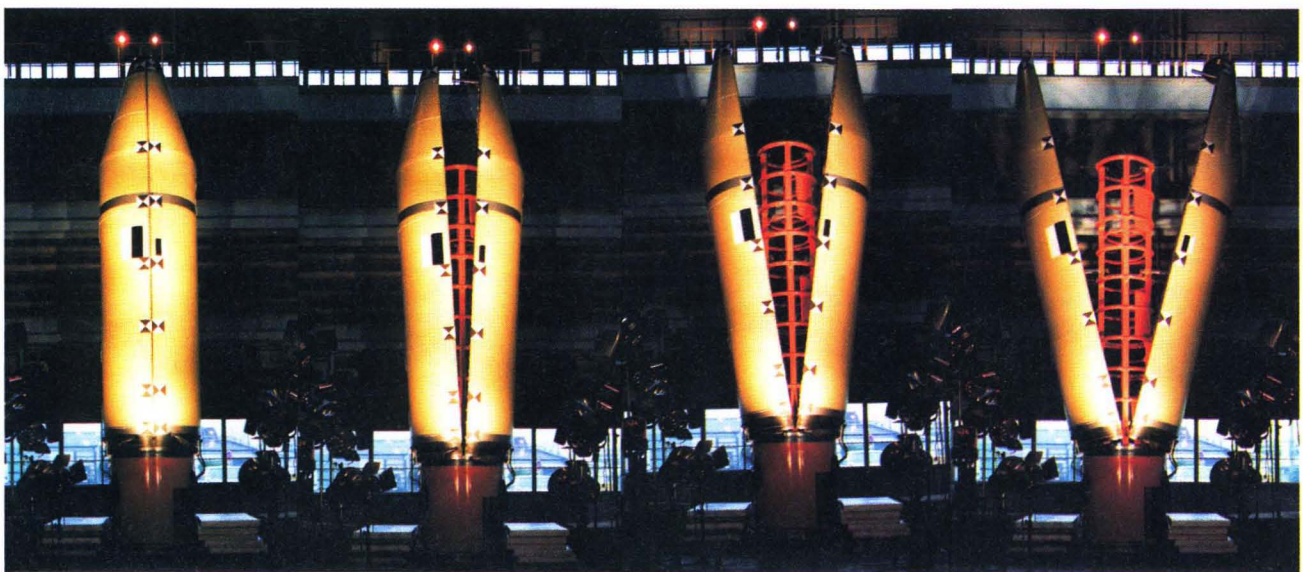
新材料は現在M-3S型ロケットの第1, 第2段ロケットモータケースに使用されているHT-200マルエイジング鋼の性能向上を狙ったものであり、M-3S II型計画がスタートする以前から材料班により研究開発が進められていた。高強度のマルエイジング鋼は組成を調整して強度を上げると通常は破壊靱性が低下して脆くなるので、その強度を十分に生かした信頼性のあるモータケースを製作できなくなる。そこで特殊な精練方法を開発して不純物

元素を低減させることにより、強度も破壊靱性も共に向上させる工夫が行われた。開発研究はM-3S II型計画のスタートにより加速され、綿密な試験の結果から開発された新材料は、降伏点強度 $200\text{kg}/\text{mm}^2$ 、破壊靱性値 (K_{IC}) $300\text{kg}/\text{mm}^{3/2}$ という優れたもので、HT-210と名付けられた。

新材料の性能を十分に生かして実際にモータケースを製造できることを確認する為に、先ず直径 0.45m の小型モデルを試作した。これは板厚も実機の前定値 3.5mm に等しく、溶接方法も実機製作に予定されているものと同じ (機軸方向は電子ビーム溶接、周方向はTIG溶接) としたものである。水圧破壊試験の結果、破壊応力は約 $207\text{kg}/\text{mm}^2$ と計算され、素材の性能を十分に生かしたモータケースの製作が可能なが確認された。

実機モータケースでは、加工性を考慮して鏡板部だけは、従来通りのHT-140材を使用することとした。設計は加工技術を考慮しながら、有限要素法による数値解析を繰返して応力ピークを極力抑える形状・板厚分布を求めることにより進められた。モータケースは設計どおりの形状・板厚分布に作られていなければ意味がない。そこで、半球形の鏡板部を含めて比較的厚肉の素材からNC (数値制御) 切削により薄肉のモータケースを削り出すこととした。半径に比べて大変薄い板厚を高精度で削り出すことは容易でないが、数値解析による詳細な設計結果を生かし、軽量のモータケースを製作するには、この加工法は不可欠だった。

設計されたモータケースの製作性、性能、信頼性を確認する為に、円筒部の長さが短い以外は実機と全く同一のモータケースを試作して、水圧破壊試験を実施した。破損箇所は円筒部で、破壊内圧は $107\text{kg}/\text{cm}^2$ であった。製作精度のばらつき、素



M-3S IIのノーズフェアリング開頭試験

材及び溶接部の微小な欠陥の存在の可能性、飛しょう状態に於ける内圧以外の荷重及び温度条件等を考慮しても十分な信頼性があることが確認された。昭和57年3月、開発終了項目第一号であった。

最終設計されたモータケースは現在のM-3Sロケット第2段ロケットモータケースに比べて内容積は1.5倍以上に増加したにもかかわらず、重量は逆に約20%も減少させるという高性能化が達成された。モータケース内に推薬を装填した後のロケットモータの全重量は11ton強であり、モータケ

ース重量約800kgは全重量の約7%である。モータケースは推薬燃焼中の55気圧の圧力に耐え、また上下段との結合用のYリング等を備えているにもかかわらず、上記の値は鶏の卵の殻の全重量に対する比よりも小さい。

昭和58年末現在、M-3S II-1号機用M-23モータケースは製作を終了し規定の耐圧試験、寸法検査を無事パスして、60年1月の飛しょうに向けて推薬装填等ロケットモータとしての完成を待っている。



◀左図のうち、左側は2段目ペイロード部に搭載するジャイロおよび電子機器、右側は1段目ノズル回りに搭載する制御用電子機器

バイポーラタイプでMIL規格を満たすものを選定した。計算のサイクルを20msecと、短くするため、3個のCPUの並列処理を行うこととした。

搭載の制御電子部が一軒したのに合せて、発射時の管制や、事前の試験調整に用いる装置一通称GSE—も新規開発となった。ミニコンを中心としたGSEに、相当、複雑な機能が要求され、ソフトウェアは、全てアセンブリ言語で7万ステップ、ディスクに必要としたメモリが37Mバイトを超える、膨大なものとなっている。

デジタル化

M-3S II型ロケットの姿勢制御系のセールスポイントの一つは、マイクロプロセッサの導入による、全デジタル化にある。狙いは、小型軽量、低消費電力、高信頼性化にあった。数値で示すなら、重量で1割減、容積で2割5分減、消費電力で3割減、部品点数で2割減が達成された。また、制御系のテレメトリ情報に対して、独特の多重化が可能となり、必要なチャンネル数を半分以下にすることができた。

デジタル化によるメリットのうち、数値では評価できないけれども、極めて大切なものに、設計の柔軟性の向上がある。例えば、フィルタ回路の設計一つをとってみても、アナログでは、オペアンプに抵抗やコンデンサを付加して製作する為、設計の範囲は限定され、しかも、開発の早い時期に設計を凍結して、部品の手配をする必要がある。マイクロプロセッサは、ソフトウェアで対応するため、最適設計値を求めて、ギリギリまで、検討が行われた。29次元の姿勢制御系の計算機シミュレーションは、1ケースにつき、計算機使用料が数千円で、それを数百ケース試みて、財政的にも最適設計(?)がしたくなったのも、このフェーズであった。

プロセッサは、高速で且つ、打上げ時の厳しい環境に耐えるという条件の下に、語長16ビットの

現代制御理論の導入

プロセッサの搭載を機会に、1段目のピッチ、ヨー制御系の設計に対し、従来のボーデ線図と根軌跡法による古典制御法からの脱却を試みた。現代制御理論の教えるところによれば、システムを、状態変数と称するベクトル量で記述し、これをフィードバックすることにより、古典制御よりも見通しよく、優れた系を設計できる。

さらに、M-3Sシリーズのロケットで散々、悩まされたロケットの振動の問題に対しても、新しい視点から対処することとした。ロケットの機体は、一見、堅そうに思えるが、精密に調べれば、曲げ振動があり、極端な言い方をすれば、グニャグニャである。ジャイロが、この振動を検出し、姿勢の変化と勘違いして制御トルクを発生する。運が悪いと、ある次数の振動モードが発散することもある。更に困ったことには、ロケットの構造が複雑なため、振動モードの計算値に一定の誤差が見込まれ、安定で且つ特性のよい制御系を設計するのは、相当な工夫が必要である。今回の設計では、パラメータの不確かさに対して、感度を落しつつ、制御系の特性は、保証する、所謂、不感制御則を導入している。

3軸モーションシミュレータ上に搭載した制御
電子部（右側の黒い部分）
および可動ノズル（左側茶色の部分）

最終段の姿勢制御

第1段目、2段目の飛しょう中の姿勢は、常に、3軸回りに制御する。一方、最後に3段目を打出すときには、スピンを与え、キックモータの点火に際して、受動的な姿勢安定化を図る。深宇宙ミッションでは、スピニアップ後の姿勢誤差が問題になり得ることが、計算機シミュレーションで明らかになった。このため、スピニアップ時の制御が要求された。ニューテーションやウォブル等、独特の運動を考慮した制御方式は、複雑で、搭載プロセッサが威力を発揮することとなった。

試験

姿勢制御系の地上における試験は、3軸回りの回転テーブルを必要とし、相当、厄介であり、頭を悩ます問題である。今回は、宇宙研に設置した3軸モーションシミュレータを利用する機会に恵まれた。このシミュレータは、3軸回りのジンバルを持つテーブルと、これを制御するミニコンより構成される。ロケットの複雑な姿勢運動は、ミニコン上のソフトウェアで解き、それに合せてテーブルを駆動するため、テーブル上の姿勢制御機



器は、恰も、実際のフライトをしているような錯覚を起して制御信号を発生する。風を吹かせたり、姿勢誤差を故意に与えたりすることは、ソフトウェア上で自由自在に模擬可能である。実物のアクチュエータとしては、今回、新たに戦列に加わった可動ノズルを含めることとした。理論的な検討や、単体レベルのチェックでは気づき難い問題点が、この試験でいくつか判明し、地上試験の重要性を再認識した。

更に、発射時のオペレーション、フライト中の機能確認を目的に、ST-735による試験も、予定している。

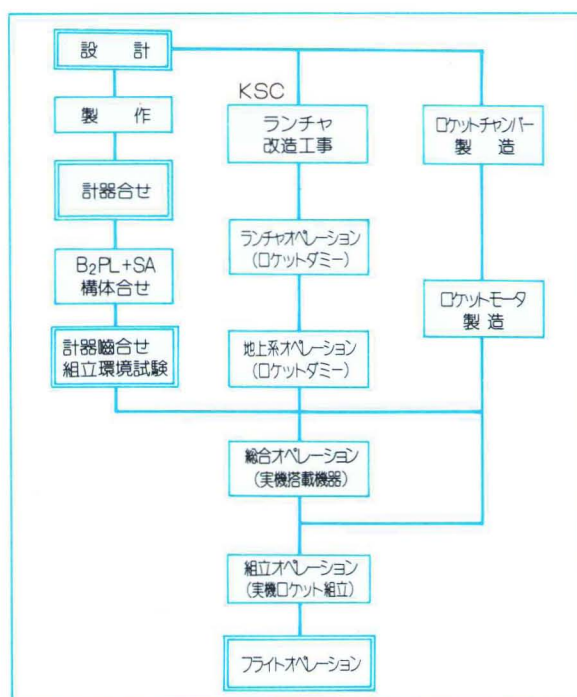


前項までで述べた開発試験はほとんど終了し、現在単体の製作が進行中であるが、明年初頭の1号機の打上げまでには、搭載機器および地上系の試験、実機の組立てといった諸オペレーションが予定されている。

各試験、オペレーションの意義・内容は、基本的には現在打上げられたM型シリーズと全く同じであるが、ロケットの変更にともない支援設備が大幅に変わることと、相模原に完成する新キャンパスでの計器噛合せ試験（組立環境試験）の手順等に新しい要素を持っている。設計からフライト

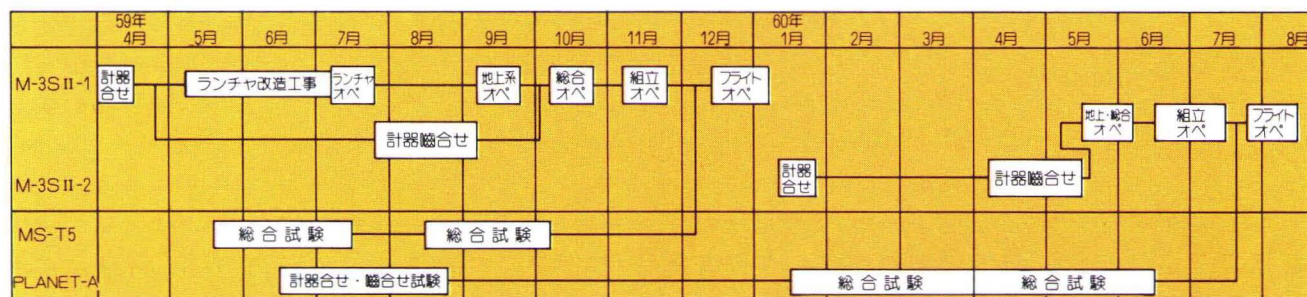
オペレーションまでの概略流れ図と1984、85年度M-3S II-1, 2号機の年次計画表を次ページに示しておく。

後述のランチャオペレーション以後はいずれも



オペレーション流れ図

1984/85年度 M-3S II-1,2号機年次計画



内之浦（KSC）での作業で、KSCは常駐員19名、必要に応じて実験班を編成して現地に出掛けることになるので、8月以降は毎月文字通り東奔西走することになる。因みに58年度の筆者の出張日数は170日である。

★計器合せ——製作された搭載機器を持ち寄り、設計条件を満足しているかチェックし、取付加工を行う。

★計器合わせ試験（組立環境試験）——計器部について机上での電氣的動作確認後、それらを本組込みし、姿勢制御部・衛星と合わせて電氣的総合チェックを行なって干渉等のないことを確認する。

★ランチャオペレーション——ランチャはM-3S-4号機の発射後改造工事に入る。工事終了後ダミーロケットを使用し取合いのチェックを行う。

★地上系オペレーション——ダミーロケットによる組立練習およびランチャ・管制室間の配線・配管系統のチェックを行う。

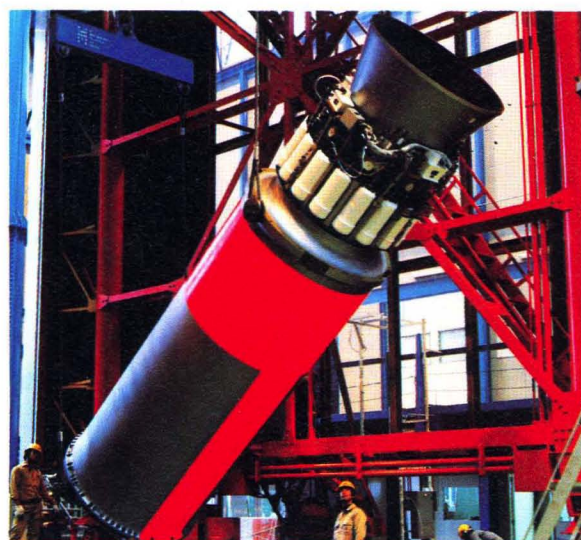
★総合オペレーション——姿勢制御系の総合的動作チェックと合わせて搭載機器系の電氣的チェックを行う。

★組立オペレーション——ロケットは衛星以外はすべて実機の本組立てであり、フライトオペの一

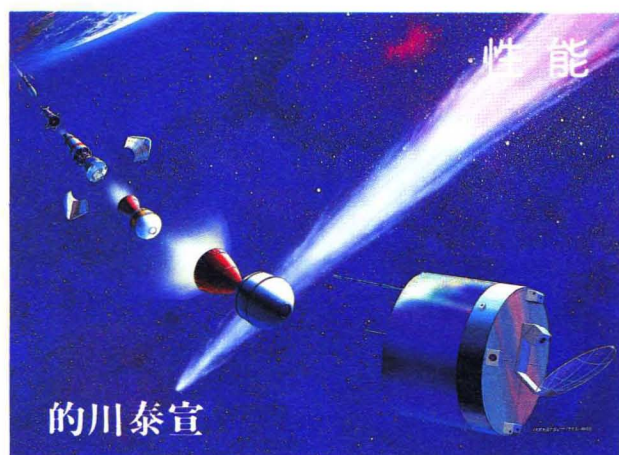
部である。発射寸前までのすべての動作を行う。

★フライトオペレーション——衛星の本組付から始めて、フライトまでのすべてのオペレーションを行う。

はじめに述べたように、ロケットおよび搭載機器類の製作は進行中である。相模原キャンパスとKSCの支援設備の円滑な運用という課題を抱えつつ、アッという間の一年になろう。



組立てのためクレーンで吊上げるM-13モータ



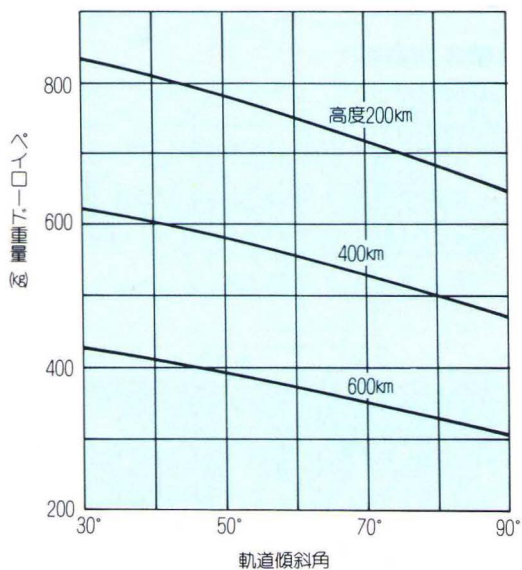
長かったM-3S II型ロケットの開発も、やっとツメの段階を迎えている。来年の今頃は初号機で

打ち上げた試験探査種MS-T5が、遙か地球重力圏の外を飛んでいる（筈である）。

ペイロード能力

いろいろなロケットの搭載能力を評価するには、共通の尺度が必要である。その尺度は、高度250kmの円軌道（または高度約36,000kmの静止軌道）への打上げ能力にとられることが多い。

3段式のM-3S II型ロケットを内之浦から真東に向けて発射すると、250km円軌道に770kgのペイロードを投入することができる。この場合、出来上がった軌道の赤道面との傾斜角は内之浦の緯度と同じ（約31°）になる。発射方位を真東から北へ振っても南へ振っても、軌道傾斜角は31°よりも大



M-3S II型ロケットの円軌道能力

きくなる。この場合、西から東へ回っている地球の自転スピードをフルに活用できないので、左上図のようにペイロード能力が落ちてくる。

真東打ちのとき、楕円軌道へは右下図のような重さのペイロードを投入できる。

M-3S II型の性能で画期的なことは、第4段にキックモータを装備することによって、有意な重さの探査機を地球重力圏の外（惑星間空間）へ脱

出させることができることである。

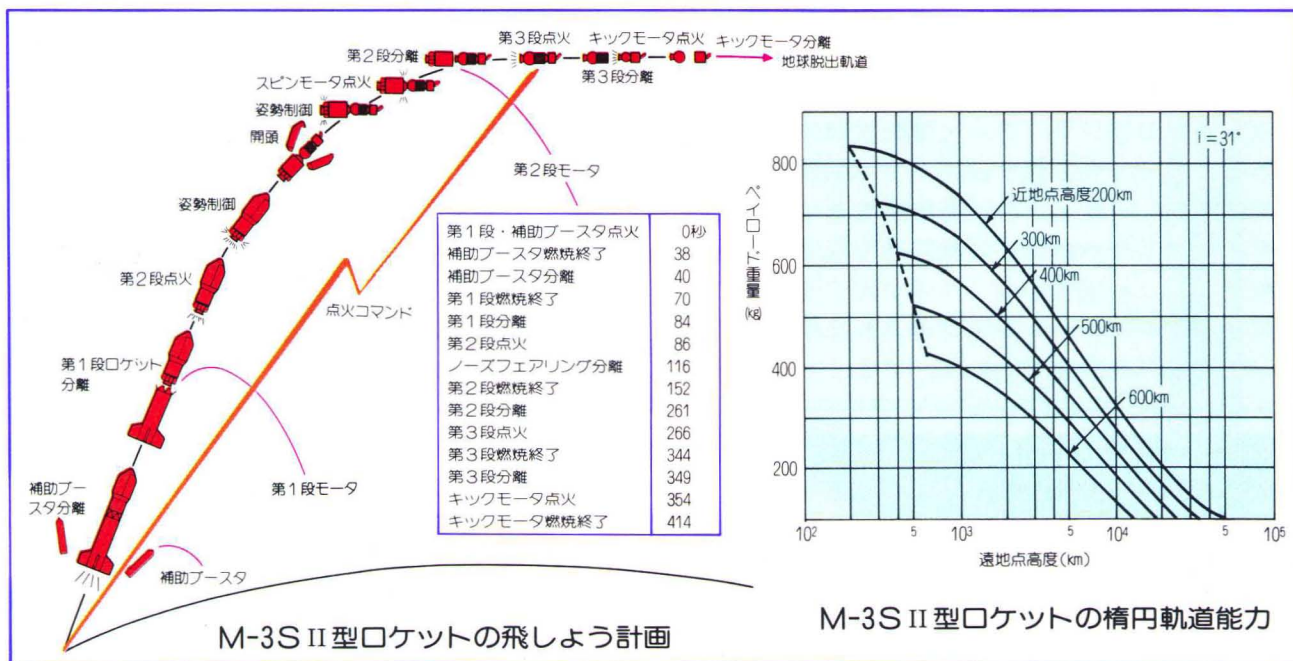
ミッション計画

来年1月と8月に打上げ予定のM-3S II型の1, 2号機（いずれも4段式）は、探査機**MS-T5**と**PLANET-A**をハレー彗星へ向け発射する。1987年2月には3号機（3段式）が、X線天文学衛星**ASTRO-C**を地球まわりの軌道に乗せる。1989年2月の4号機では、磁気圏探査の**EXOS-D**を長楕円の準極軌道に打ち上げる。

いくつかの外国から、M-3S II型を使って衛星を打ち上げることを検討中との打診も届いている。「まだ初号機も飛び立たないうちから……」の感がするが、それだけ技術が信頼されている証拠である。

飛しょうシーケンス

たとえばM-3S II型の第4段として新開発のキックモータ (KM-P) を装備し、MS-T5（ないしPLANET-A）をハレー彗星への軌道に投入する場合、おもな飛しょうシーケンスはほぼ左下図のようになる。来年正月、日本初の惑星探査の夢をのせたMS-T5を2度と地球へ戻らない軌道へ放り出すべく、宇宙科学研究所は鋭意作業中である。



M-3S II型ロケットの飛しょう計画

M-3S II型ロケットの楕円軌道能力



今年1年は宇宙科学研究所にとって非常に大切な時期になりそうですね。ISAS ニュース ももうじき満3才。皆

さんと一緒に大小さまざまな波をのり切って行きたいと念じております。紙面の充実のため、今年も倍旧のご協力をお願いします。（的川）

ISASニュース

No.34 1984.1.

ISSN 0285-2861

発行：宇宙科学研究所（文部省） 153 東京都目黒区駒場4-6-1 TEL 03-467-1111
The Institute of Space and Astronautical Science