科学観測用ロケットの発展の経過

8. 総説(その2)*

森 大 吉 郎**

1. 序

本稿のシリーズで総説を載せたのは昭和51年であるので、それ以後に M-3H の完成と三つの科学衛星の相ついだ打上げが行なわれたことになる。ここではしめくくりの一つとしてM計画による工学的成果についてとくに機体関係に重点を置いて述べる。

2. M計画の工学的成果

Mロケットの開発の流れをL(ラムダ)ロケット計画とあわせて考えると第1表のようになる。

Lから M-4S までを第1期, 3C から 3S までを第2期と大別すると, 現在(昭和54年)はようやく2期を終えて3期を望み始める段階といえよう。

1・2期を通して全体としての成果は,

- (a) L-4S による初の衛星打上げ
- (b) 4S の完成と, これによる2個の科学衛星, 1個の試験衛星

- (c) 改良型である 3C と 3H の完成と, これによる4個の科学衛星と2個の試験衛星

であるが, 項目に分けて主な工学的業績を表示してみたのが第1図である。

またあわせて衛星についてまとめたのが第2図である。

以下には上記を, (A) モータ, (B) システムと計画, (C) 構造・空力, (D) 情報, (E) 地上系に分けて, その中のいくつかについて, 内容と特色とを記すこととする。

(A)-1 下段用モータ(第3図)

ポリウレタン系推進薬・3セグメント・大口径ノズル・マレージング鋼板溶接チャンバの組合せによる M-10 の昭和41年の完成は, 日本が遂に独力で大型固体モータを保持したとして国内よりはむしろ外国の注目を引いた。

セグメントを4個に増し, 薬をポリブタジェンに換

特 性	モ ー タ 名	
	M-10	M-13
推進薬・薬量	ポリウレタン系 20.6 ton	ポリブタジェン系 27.1 ton
平均推力・燃焼秒時	88.5 ton・60秒	116 ton・70秒
モータケース	マレージング鋼 3セグメント	同左 4セグメント
比推力・マスレシオ	223秒, 5.5	236秒, 6.2

えて能力を増強した M-13 により, 衛星能力は直ちに5割増しとなったが(M-3H), 可能性はそれに止まらず, 上段の改良により能力が2倍以上になることが見込まれている。

開発においては長さが1/3または1/4のものについてあらかじめ試験し, これをそれぞれ第2段に用いるという効率的な方策をとった。

(A)-2 上段用モータ(第4図)

特 性	モ ー タ 名	
	M-40	M-3A
推進薬・薬量	ポリブタジェン系・380 kg	ポリブタジェン系・1080 kg
平均推力・燃焼秒時	2.6 ton・39秒	5.4 ton・50秒
モータケース	Ti-2Al・2Mn, 爆成・溶接	Ti-6Al・4V, 鍛造・切削・溶接
比推力・マスレシオ	276秒, 7.22	283秒, 8.20

球形モータの構想は, 秋葉がシボドー(米国)と同時に独立に昭和38年に発表した。小型モータでのテストを経て, ポリブタジェン推進薬直填・爆発成型溶接仕上げのチタン合金チャンバの組合せで作られた性能の高い球形モータは L-4S と M-4S の第4段モータとして衛星実現の原動力となった。

M-3A は M-40 を推進薬・チャンバ・ノズルの3点で改良しかつ大型化したもので, 薬量・比推力・マスレシオともに高い値となり, 固体3段式でも有効な衛星を打上げうる要因となった。チャンバ Ti-6Al・4V

* 昭和54年10月3日原稿受理 Development of Launch Vehicles for Space Observation: 8. Review (Part 2)

** 東京大学宇宙航空研究所 Daikichiro Mori

第1表 L・M 計画

L-3H・L-4S→M-4S			⇒ M-3C・M-3H (M-3S) ⇒ (M改)		
(昭和 41)	(45)	(46)	(49)	(51)	(55)
1期			2期

第1図 M 計画の成果

I しんせい

UHF,VHFテレメータ	プローブ展張
コマンド	データレコーダ
太陽電池	熱真空試験
スピン安定	太陽センサ
	シーケンスタイマ

コマンド15項目, 64Bit/s, 再生1.2kb/s
(しんせい
でんぱ)

II はくちょう

地磁気利用スピン軸制御	沿磁力線姿勢制御
送信出力制御	プログラマー
地平線検出器・ヨーヨー	紫外線テレビ
長尺アンテナ	ホイールモード制御
RARR	オンボードプロセッサ

コマンド112+80, 5.4kBit/s, 再生11kb/s
(たいよう, きょつこう
じきけん, はくちょう)

第2図 衛星における工学開発項目

(a) M-10 モータ

(b) M-13 モータ

第3図 下段用モータ

(a) M-40 モータ

(b) M-3A モータ

第4図 上段用モータ

(a) スピンモータ

(b) デスピンモータ

(c) スピンモータ

第5図 小型補助モータ

の切削・溶接仕上げで軽量・高精度となった。

(A)-3 小型補助モータ (第5図)

固体ロケットは推進に用いるほかに、機体のスピンを起こしたり止めたりする等の制御用として使われ、種々の工夫がなされている。

第5図の(a)はスピンを与えるためのスピンモータで、段間切離し後の追突防止のためノズル方向を少し斜めに傾けてある。(b)はスピンを止めるためのデスピンモータで、ジャイロからスピスが0になったという信号が来ると火薬の作動により平衡用ノズルの蓋が外れて、推力・トルクが0になる設計である。(c)はスピンモータであるが、スピン数精度を高めるために、規定スピン数に達すると平衡用ノズルの栓をプーラで外す仕掛けがある。火焰が他の機器にあたらないよう遮蔽コーンが長い。このようにいずれも独得の創意が織込まれている。

(B)-1 飛ばし方 (第6図)

重力ターン方式: 最も簡単な衛星打出法として昭和38年に秋葉が提案した。3段までは重力による機体の自然姿勢変化に従った飛行をし、最終段の打出し前に局所水平方向に機軸を姿勢制御する方法で、各段飛ばしの分散と姿勢基準のドリフトを評価した上での衛星実現の可能性の吟味、および全段制御方式と比較してエネルギーの損失が大きくないことが解析された。L-4SとM-4Sの成功で本方式の実用性が立証され

た。米空軍はアテナ・ロケットによる再突入の実験にこの方式を用いた。

第2段飛行制御方式: TVCとサイドジェットにより、2段モータ燃焼中の飛行制御と、3段の打出し前の姿勢制御とを行なう方式を案出し、M-3C以降の軌道投入精度が飛躍的に向上した。システムの構成の吟味に加えて、1段切離し直後の上段の運動、開頭片の運動、最適飛行制御法、さらにはキックモータを打上半周後の南米上空で点火することによる高緯度傾斜軌道の試み等の解析や方策の樹立がなされた。また段構成を3段としシステムの複雑化を避けた。

(B)-2 制御システム (第7図)

姿勢制御装置: 重力ターン法による衛星打上げを実現するための最小限の基本要素として、 H_2O_2 を白金触媒を介して噴出させる制御用エンジンを秋葉が昭和37年から研究を始め、また東口が機体のスピンに対してトルクモータで安定したスピンフリーテーブル上に2自由度ジャイロを配置して姿勢基準とする方式を案出した。これらを担当メーカーが製品に仕上げて、L-4S(推力0.3kg)とM-4S(推力2.3kg)に実用した。

飛行制御装置: 固体モータの推力制御法としてのSITVC技術は長友が昭和41年から注目して基礎実験を行ない、各種地上モータの試験にあわせて実験して資料を蓄積し、ようやく49年のM-3Cから実用に供した。 H_2O_2 エンジンは推力を増してモジュール化し

第6図 M-4S, M-3H の飛ばし計画

第7図 制 御 装 置

第8図 下段用 接 手

て16基を4×4に配置した。姿勢基準はスピンフリー解析プラットフォーム(SFAP)型に切換えて、ドリフトの減少とピッチ・ヨープログラムの高度化を実現した。そしてこれらをシステムとして作りあげ、燃料消費を最少でかつ信頼性を持たせた作動論理がたてられた。

(C)-1 下段用接手 (第8図)

カップ・ラムダでの各種接手の経験を基にして、セパレーション・ナットを直結ボルトに使う接手を4S用に開発した。直径20φの大型ボルト・ナットを6個用いるので、信頼性に注目し、信頼性評価試験を行なっている。

トラス式開傘型接手: 上段モータの開口比が大きくなることおよび上段重量の軽減要求が大なることを予想して、前もってK・Lサイズでの試作とK-10Cロケットでの予備テストを行なった上で、開傘型三角トラス形式の接手を考案した。トラスであるのでノズルや制御機器との接触防止と点検には便宜であるが、

“スケスケ・ルック”であるので空気流の回り込みについての吟味を行なった。

(C)-2 上段用接手 (第9図)

マルマンバンドを用いた接手: 衛星に近い上段の接手としては“静かな切離し”と作動の確実さとの観点からマルマンバンド・セパレーションナット・スプリングの組合せを自主開発した。切離し後の上段の運動を解析し、分離速度・スピン・ミスアラインメント等の影響を吟味し、接触防止の設計法を作った。

ビタル開傘型接手: 開口比の大きいノズルに対処し、切断面を上段側に寄せた開傘型接手を考え、4つ割ビタルで截頭円錐を形成させ、固定と起動とはセパレーションナットで結んだマルマンバンドを用いる。

ビタルは軽量化のため低応力部を切り取ってある。

(C)-3 キックモータ・ケース (第10図)

M-3Hによる科学衛星のミッションでキックモータKM-AとKM-Bを開発した。ともに比推力283秒、高マスレシオであるが、そのモータケースにも特

(a) マルマンバンド方式切離接手

(b) ビタル開傘型接手

第9図 上段用接手

(a) KM-A チャンバの応力分布

(b) KM-B のケース

第10図 キックモータのケース

色がある。

KM-A の Ti-6Al-4V においては第10図に見られるように、断面変化部における応力集中を避けるべく応力を均一化する目的のコンピュータ板厚設計を用いた。

KM-B では CFRP のフィラメント・ワインディングによる球形ケースをわが国ではじめて試作した。外国でもこの程度の大きさのものを実際に飛ばした例は未だないようである。

(C)-4 ノーズフェアリング (第11図)

カップまでの頭部は鋼板製ノーズコーンであったが、軽量化・空力加熱・電波透明性の観点から FRP 積層材のノーズフェアリングを開発してラムダから実用し、4S にも用いた。

衛星と3段モータの直径の増大に応じて、米国のスカウト・チームから教わったフェノール・ハネカム・サイドリッチ構造を日産・昭和飛行機のコンビに依頼して開発し、3C より適用した。

4S と 3C では2段階開頭、3H では1段階開頭であり、セパレーションナットとスプリングにより平行に分離する。

(C)-5 その他

飛出しフレヤ (第12図) : 4S の第2段飛行安定のために案出された“すきまのある飛出しフレヤ”でその空力特性の吟味がされ、構造としては航空機のエヤプレーキに似た機構が採用された。

第1段の飛行空力特性を害することのない優れた着想であると評価された。

アイソグリッド構造の接手 (第13図) : CFRP のフィラメントワインディングのkickモータをその赤道部で掴むに適した接手構造として、アイソグリッド構造のNC削出しのユニークな設計が案出され、円筒接手よりも軽く、点検等も便利で、M-3H-3/じきけんに実用された。

(D)-1 テレメータ装置

装置の小型化・小電力化、効率的なアンテナ、低雑音受信の研究等により FM-PM, PCM-PSK-FM, SS-FM 等の変調方式をもったテレメータ送信機を実現した。

(D)-2 高精度自動追尾レーダ

マイクロ波工学の基盤の上に第一級の高精度自動追尾レーダを実現させた。またそのオンラインデータに

状態推定理論を適用して考えられる予測計算の結果に基づき電波誘導方式(レーダ・コマンド)を案出し、3C以降の軌道精度向上の原動力となった。

(D)-3 電波誘導

テレメータとレーダによるロケットの飛しょう状況を基にして2・3段の軌道修正を行なうための一連の装置とソフトが開発された。コマンド(400 MHz)、レーダ(1.6 GHz, 5.6 GHz)、レーダコマンド、プログラマ、計算機、表示装置等の設備の新設と、最適飛行制御理論、推力計画、ミッション解析、誘導と保安の調整、オンライン計算とコマンド法等のソフトウェアが新たに開発された。

(D)-4 精密加速度計

10g から 1/1000g までのダイナミックレンジをもつ加速度計と対数スケール指示器とにより、上空でのモータの残留推力の資料を蓄積した。このため L-4S-4以降は「追突」の事故は起こしていない。

(D)-5 タイマ・プログラマ

ロータリスイッチを用いたメカニカル・タイマから、

(a) ラムダランチャ

(b) ミュー整備塔とランチャ

第14図 ランチャ

電子式タイマに移り、さらにコマンド司令によりシーケンス調整機能を付けたタイムセレクトが案出され、点火・切離し・制御・保安の複雑なシーケンスがプログラマブルとなった。

(E)-1 ランチャ (第14図)

10数トン又は数10トンの中型多段ロケットの斜め発射を行なうための発射装置(ランチャ)として、ラムダでは吊下げ式発射用ブームをジブグリーン型走行台に据える方式を考え、またミューでは旋回する整備塔とせり出し式ランチャの組合せを創案した。NASAのフレッチャ元長官もユニークなシステムであるとの文書を残している。

(E)-2 18m パラボラ・アンテナ (第15図)

わが国はじめての大型アンテナで、アルミ合金溶接パラボラ構造の設計、熱変形、駆動機構の精度と速度、巨大なペDESTAL・基礎等に苦心が払われた。局地瞬間風速80m/秒を超える台風にも耐えた。

(E)-3 発射・誘導・保安・管制卓

発射準備オペレーション・電波誘導および保安活動等のための状況監視・司令伝達のための一連の管制卓が逐次整備されて来た。保安面では概念の確立とともにブラウン管による多情報切換表示器が創案された。

第15図 18m パラボラアンテナ

3. 衛星

衛星もM計画の重要な一環であるが、やはりロケットに劣らぬ膨大な研究開発であって、稿を改めるのが適当と思うので、第2図にも示した主な項目のみを簡単に記すにとどめる。

3.1 システム 国産技術を培養しながら技術の進展を図る目的で、試験衛星と科学衛星の2本立て計画を進めたが、それぞれの成果が互いにフィードバックされてよい結果を見せた。

3.2 姿勢制御

- ニューテーションを減衰させるための水銀封入型のニューテーションダンパ
 - スピン減少のためのヨーヨーデスピン装置
 - 地磁気を利用した姿勢制御システム
 - コールドガスジェットによる姿勢制御
- さらには、「きょっこう」に用いられた
- ホイールモード
 - ライブレーションダンパ

あるいは

- はくちょうのポインティング方式

等の姿勢制御法が順次に案出され、実施されている。またこのために各種姿勢検出器、磁気特性試験調整装置、二重スピン衛星の安定論、最適姿勢制御方式等の研究の積上げがある。

3.3 温度制御 表面材料の熱的特性の実験研究の資料蓄積を基に、熱設計の手順を確立するとともに、ヒートパネルのコンピュータ・プログラム制御による試験法を案出した。これらの設計と試験ならびに実際の運用が当を得ているために、打上げたすべての衛星は概ね良好な温度環境を保っていることが実証されて

いる。

3.4 電源 能率がよくて丈夫な太陽電池の開発はもとより、その対放射線防護や素子装着手法を研究した。また宇宙用密閉型 Ni-Cd 電池、Ag-Zn 電池を開発した。

3.5 電波指令とタイマ・コマンド 擬似雑音系列を用いる独創的電波司令方式を考案して実用した。外乱に強い DN コード式のコマンドを作り、またプログラム・タイマを開発した。「きょっこう」以降ではコマンド項目の飛躍的増大がなされている。

3.6 追跡 角度併用ドプラー方式を加えたトラッキング系による軌道決定法の研究開発と実施、レンジアンドレンジレート方式の採用、効率のよいアンテナの作成等により精度の高い追跡を可能にした。

4. あとがき

M計画の具体的成果について多少自画自讃のきらいがあるが、主なものを列挙して説明を試みた。

特質は次の点に要約されると思う。

a. 掲げた項目はいずれも少なくともわが国ではじ

めの研究成果や修得技術であり、うちのいくつかは国の特殊性を反映して、外国でも例を見ない試みである。

b. ほとんどすべての項目について強烈に自主開発の線が貫かれており、したがって泥臭いところや、年月を要した点が見られるが、ともかく技術内容についてはすみずみまで知悉されて自らの手の内にあり、自主開発の自信と相俟って、将来への発展のためのポテンシャルが培われている。

c. 研究が二様の意味でよい協力体制に支えられている。一つには、宇宙科学者と工学者（電気屋とロケット屋）とが多くの困難を克服して渾然一体となって進んで来たこと。第二には大学が基礎研究としてシステム研究と実験実施とを、担当メーカーが創意の提案を含めて製品への開発と製作とを分担するという相補的なよい協力を仕立てて来たことである。

衛星および電子関係のさらに立ち入った説明、および一般観測ロケットにおける成果についてはいずれ別の機会に説明がなされることを期待する。

STOL 機に関する空気力学的諸問題*

犬 丸 矩 夫**

1. ま え が き

V/STOL 機は依然開発過程にあって、飛行課題に應じる技術的問題も多様である。なかでも空力的諸問題は STOL 機において中心領域を占め、基礎分野を含んで多くの着想と努力が重ねられてきた。以下にその現状と問題点を概観したい。主題をまず高揚力装置(HLD)の諸問題におき、順序として翼の外形変化による方法、ついで Power の補助的利用、さらに Power の積極的利用 (PHLD: Powered High Lift Device) に類別して述べる。また空力干渉および風洞試験技術の問題にもふれておきたい。

2. 翼の外形変化

前後縁フラップ、前縁スラットなど現用の HLD は翼断面形状の変化による揚力増加手段であるが、断面の二次元空力特性が中心である。この二次元問題を解く

ための基本的な方向としてはまず DIRICHLET Flow (Potential 流) として取り扱い、ついで境界層の発達を考慮して圧力分布および外形配置の最適化に努めている。この場合、以下の議論では翼の外形を与えて圧力分布を求めるときを順問題と称し、逆に圧力分布を与えて外形を求める問題を逆問題と称することにする。

2.1 単一翼型 単一の翼型は多くは高速時の抵抗減少を目ざしているが、一方では高揚力実現への試みも多い。NASA で開発中の GA(W) 系翼型は遷音速翼の研究から生まれ、 $C_{L\max} 2.0 (Re 6 \times 10^6)$ 、フラップ(Fowler)付で 3.82 まで得た例がある¹⁾。GA(W)-1 をさらに修正した DoA-5 (ドルニエ社、 $C_{L\max} 0.15$ 増)の例もある²⁾。国内では山名・伊藤の発表があり、低 $Re (5 \times 10^5)$ で 2.3 程度を得ている (SYM 翼型)³⁾。

このような実験に基づく設計に対して、計算に基づく大幅な翼型修正の試みも多い (第 1 図 a)⁴⁾。修正は計算機で Implicit な数値的 Optimization として行なわれ、たとえば Mach 数 M 、迎角 α を一定にし、 C_m 、断面積、翼厚等に拘束条件を付けて上面圧力勾配

* 昭和 54 年 11 月 14 日原稿受理 Status Review in Some Aspects of the STOL Aerodynamics

** 航空宇宙技術研究所 Norio INUMARU