



ISSN 1349-113X
JAXA-SP-07-023

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

M-V 型ロケット (5号機から8号機まで)

2008年 2 月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

序文	森田 泰弘	
1. M-V 開発の経緯 (5号機から8号機まで)	小野田 淳次郎	1
2. M-V ロケット概要	嶋田 徹	5
3. M-V ミッションの紹介 (5号機から8号機まで)	川口 淳一郎, 他	11
4. M-V ロケットの構造・機構	峯杉 賢治	23
5. M-V ロケットの推進系	堀 恵一, 他	41
6. M-V ロケットの空力／耐熱特性	野中 聡, 他	79
7. M-V ロケットのテレメータ／コマンド／計装	加藤 輝雄, 他	97
8. M-V ロケットのレーダ系	鎌田 幸男, 他	137
9. M-V ロケットの搭載アンテナ	川原 康介, 他	149
10. M-V ロケットのタイマ点火系	中部 博雄, 他	169
11. M-V ロケットの集中電源システム	鶴野 将年, 他	187
12. M-V ロケットの計測概要	富澤 利夫, 他	195
13. M-V ロケットのダイナミクスと姿勢制御アルゴリズムの設計	森田 泰弘, 他	199
14. M-V ロケットの姿勢制御 (CNE)	田村 誠, 他	205
15. M-V ロケットの推力方向制御 (TVC)	安田 誠一, 他	243
16. M-V ロケットのサイドジェット (SJ)	志田 真樹, 他	285
17. M-V ロケット搭載の太陽姿勢計	廣川 英治, 他	305
18. M-V ロケット搭載の地磁気姿勢計 (GAS)	高橋 隆男, 他	309
19. M-V ロケット搭載のサブペイロード	津田 雄一	331
20. M ロケット発射装置	下瀬 滋, 他	341
21. M-V ロケットのテレメータ／コマンド通信設備	本田 秀之, 他	353
22. M-V ロケットのレーダ追跡設備	鎌田 幸男, 他	373
23. 内之浦宇宙空間観測所の通信設備	餅原 義孝, 他	391
24. 内之浦宇宙空間観測所のネットワーク設備	齋藤 宏, 他	401
25. 内之浦宇宙空間観測所の電力設備	福岡 大誉	407
26. M-V ロケットの組立オペレーション	吉田 裕二, 他	411
27. M-V ロケットの発射管制	餅原 義孝, 他	443
28. M-V ロケットのRB (搭載機器) 管制	大島 勉, 他	457
29. M-V ロケットの点火タイマ管制	中部 博雄, 他	469
30. M-V ロケットの飛翔軌道／風補正／電波誘導	山川 宏, 他	477
31. M-V ロケットの飛翔保安システム	小川 博之, 他	527
32. M-V ロケット打上げ時の気象予測	加藤 學, 他	533
33. M-V ロケット打上げ作業記録	小野 縁, 他	541
34. M-V ロケット開発の映像記録	新倉 克比古, 他	549
付録 略号		

序 文

M-V ロケットは2006年9月23日に実施したM-V-7/ひのでの打上げをもって惜しまれつつも10年間にわたる運用を終了した。この打上げ成功により、我々は5号機の打上げから4連続成功を達成し、加えて7号機ではフライトオペレーション中の機体にかかわる不具合がゼロという前人未到の結果をも残した。皮肉にもM-V ロケットの信頼性と安定性はようやく実績で胸をはれる段階に達したと言えよう。JAXAとして統合して以来の6号機、8号機、7号機の打上げは、いずれも約半年間隔で実行したものである。厳しいスケジュールの中、あらゆる困難を乗り越えそれぞれの任務を全うした関係者の努力に改めて敬意を表したい。

我が国が主体性と独自性を遺憾なく発揮してきた固体ロケット研究は、ペンシルロケット以来50年に及ぶ歴史を持つ。M-V ロケットはその集大成と言え、世界でも他に例を見ない、惑星探査にも活用できる固体ロケットシステムとして世界最高性能を誇った。しかしそれは、単にハードウェアとして性能がよいというだけでなく、関係者の英知と努力の結晶が随所に鏤められ、まるで芸術作品のように美しい。我々は、これまで初号機の電波天文衛星「はるか」に始まり、火星探査機「のぞみ」、小惑星探査機「はやぶさ」、X線天文衛星「すざく」、赤外線天文衛星「あかり」の打上げに成功してきた。そして、最終号機による太陽観測衛星「ひので」の打上げ成功により宇宙科学のほぼ全ての領域に貢献したことになる。同一ロケットによる十分な成果を得たと言ってよいだろう。

M-V ロケットの終了は新しい時代の始まりである。M-V ロケットの後継機にあたる次期固体ロケットの研究により、我々は固体ロケットの新たな50年の歴史のスタートを切った。今後は、M-V ロケットの開発と運用で培った成果を最大限に生かして、固体ロケットがますます発展するように皆で力を合わせて欲しい。M ロケットの研究開発では、有形無形の財産は全て人から人へと直接に受け継がれてきた。しかも単にハードウェアが進歩してきただけでなく同時に人をも育ててきた。人と物の融和、これこそ、ペンシルロケット誕生以来、我々が綿々と受け継いできたMの伝統と精神であり、M ロケットの文化が世界に誇れるところである。固体ロケットのさらなる発展は我々一人ひとりの熱意と情熱にかかっている。是非ともM ロケット文化の良いところを受け継ぎ、再び心をひとつにして新たな時代を切り拓こうではないか。本書がその一助となれば幸いである。

M-V プロジェクトマネージャ
宇宙輸送工学研究系 教授
森田 泰弘

M-V 開発の経緯（5号機から8号機まで）

小野田淳次郎*

1. はじめに

M-V ロケット4号機までの成果は文献[1]に纏められている。M ロケットの歴史とM-V ロケット4号機までの開発経緯についても既に同文献に纏められているので、ここでは5号機から8号機のまでの開発の経緯について述べる。

2. M-V ロケット改良計画

1号機の成功以降、更なる性能の向上と低コスト化に向けたM-V ロケットの改良計画が検討され、予算的制約等から遅々とした歩調ではあったが、着実に進められていた。その一環として、5号機以降の第2段には、新開発のM-25 ロケットモータが用いられた。M-25 ロケットモータには高性能CFRP製モータケースが用いられ、燃焼圧力（平均）もそれまでの第2段用のM-24 ロケットモータからほぼ倍増した。また、推力方向制御には電気駆動のMNTVCを採用した。さらに、5号機以降、1～2段接手の単純化、第1段SMRC基数の大幅な削減を行っている。これらの改良は高性能・低コスト化計画の第一歩であったが、4号機の失敗以降停滞し、結果的には当初目論んだ半額近くへのコスト削減は実現しないままとなったことは残念である。

3. 飛翔への復帰

前報[1]記載のように、M-V-4号機はX線天文衛星ASTRO-Eを搭載して2000年2月10日に打上げられた。しかし、第1段点火直後から第1段ロケットのノズルスロート部の耐熱材製のスロートインサートが徐々に破損脱落し、高温の燃焼ガスがノズル側面に噴出、周辺の姿勢制御機器を焼損したため、搭載した衛星を軌道に投入するに至らなかった。

スロートインサートが破損した原因の究明は、各方面からの応援をも得、CFDや破壊統計論などの最新の学術研究成果をも取り入れて、全力を挙げて行われた。慎重な調査検討の結果、スロートインサートの表面あるいは内部に3～4mm程度以上の亀裂などの欠陥が存在したために破損した可能性が高いとの結論に達した[2]。4号機の打上げ失敗は痛恨の極みであるが、この間の原因究明と対策の為の検討により、多くの有用な知見を得たことは救いである。

上記の結論を受けて、最新の非破壊検査手法でも上記の欠陥に対しては検出能力が不足すること等をも勘案し、M-V-5号機に向けた対策として、各段ロケットのスロートインサートを3次元カーボン/カーボン複合材（3D-C/

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

C材)製に設計変更した。必要な大きさの3D-C/C材を製造する技術、設備も関係メーカーの努力により、比較的短時間の間に国内に整備できた。設計変更後の各段モータは、地上燃焼試験により設計等の妥当性を検証した。更に、M-Vロケット信頼性会議の充実(より高頻度の開催等)、信頼性管理主任の設置(川口教授)、信頼性確認報告書の作成など、信頼性管理体制の強化を図った。

M-V-5号機は2003年5月9日打上げられ、小惑星サンプルリターンに係わる工学実験衛星MUSES-Cを所定の惑星間軌道に投入した。MUSES-Cは「はやぶさ」と命名された。これにより3年余を経てM-Vロケットは飛翔に復帰した。同時に、Mロケット開発主任は小野田から森田教授に引き継がれた。

4. 宇宙航空研究開発機構の発足

2003年10月、宇宙開発事業団、宇宙科学研究所、航空宇宙技術研究所の統合により宇宙航空研究開発機構(JAXA)が発足した。これに伴い、M-Vロケットの運用は、従来M-Vを支えた宇宙科学研究所職員の殆どが所属する宇宙科学研究本部ではなく、H-II Aなどの運用を担当し、旧宇宙開発事業団職員が殆どを占める宇宙基幹システム本部の担当となった。H-II AとM-Vには設計や運用の考え方に相違があることをも踏まえ、この環境変化にもかかわらずM-Vを確実に打上げるために、旧宇宙科学研究所から森田教授を始めとする5名が宇宙基幹システム本部所属となり、旧宇宙開発事業団等からの3名と併せて8名のM-Vプロジェクトチームを構成した。更にそれまでM-Vを支えてきた担当者の殆どを宇宙科学研究本部からM-Vプロジェクトに兼任とし、技術の維持、継続性に配慮した。これにより、対外折衝などは全JAXAとしての体制としつつ、現場作業や科学衛星とのインターフェイス調整などの実質的な面では急変を避け、確実な打上げに万全を期した。

この体制の下、2005年7月11日に6号機(すざく)、2006年2月22日に8号機(あかり)、2006年9月23日に7号機(ひので)と、ほぼ半年間隔で3機のM-Vロケットが成功裏に打上げられた。地上設備や人員などの面でこの頻度の打上げを想定していないM-Vにとって、かなりタイトなスケジュールではあったが、打上げ準備作業中に発生した不具合件数は機を追う毎に激減し、その技術の成熟度が立証された。

5. 運用終了と今後に向けた期待

M-Vロケットについては、国の方針として、「・・・打上げ実績のあるロケットであることを踏まえ、固体ロケットシステム技術の維持を図るとともに、我が国の小型衛星(科学衛星を含む)打上げ手段を確保するため、当面運用を継続する。・・・」[3]とされ、金星探査機PLANET-Cも当初、M-V-9号機により打上げられる計画であった。しかし諸事情でPLANET-Cの打上げが2010年へと遅れたことに伴い、M-Vロケット打上げに4年近い空白が生じることとなり、この間の地上設備、製造設備、技術者の維持などをも勘案しつつ、PLANET-Cの打上げ手段について見直しが行われた。様々な議論の末、M-Vは運用を終了し、PLANET-CはH-II Aで打上げること、及び、今後需要の高まりが予想される小型衛星を視野に入れ、我が国が培ってきた全段固体ロケット技術を継承・発展させた小型固体ロケットの開発を検討する方針がJAXA理事長により示された。M-Vクラスの打上げ手段についての今後の見通しが必ずしも透明でないところは気にかかるところであるが、現在、宇宙開発委員会計画部会輸送系ワーキンググループで、上記固体ロケットを含めて我が国の輸送系のあり方について審議が行われているところである。

一方、JAXA宇宙基幹システム本部内には既に森田教授を中心とし次期固体ロケット研究チームが発足し、M-VロケットやH-II Aロケットで培った技術を継承発展させ、低価格で使い易く、発展性にも富む固体ロケットの検討が精力的に行われている。

全段固体ロケット技術の集大成とも言えるM-Vロケットの開発は、幾多の困難に直面しながら、宇宙研内外の多数の関係者の献身的な努力により押し進められた。その過程で我が国の固体ロケット技術はさらに磨かれ、

成熟した。M-V ロケットは2機の惑星ミッションを含む6機の科学衛星、探査機を打上げ、日本の宇宙科学の発展に大いに貢献するとともに、全段固体ロケットの実力を実証した。M ロケットで培った全段固体ロケット技術が継承され、更に発展することにより、次期固体ロケットが素晴らしいロケットになることを期待する。

参考文献

- [1] M-V 型ロケット（1号機から4号機まで），宇宙科学研究所報告 特集 第47号，2003年3月
- [2] M-V 型ロケット4号機打ち上げ失敗の原因究明及び今後の対策について（報告），宇宙開発委員会技術評価部会，2000年7月12日
- [3] 我が国における宇宙開発利用の基本戦略，2004年9月9日，総合科学技術会議

M-V ロケット概要

嶋田 徹*

1. 序

宇宙科学研究本部の前身である宇宙科学研究所の、そのまた前身である東京大学宇宙航空研究所は1970年、我が国初の人工衛星「おおすみ」をL（ラムダ）-4Sロケットで打ち上げた。Lロケットの技術を引き継いだM（ミュー）ロケットは、宇宙科学研究所（含前身）の全段固体の科学衛星打ち上げ用ロケットであり、以降の四半世紀の間にM-4S、M-3C、M-3H、M-3S、M-3S IIへと順次改良されながら、20機の科学衛星・探査機を打ち上げ、我が国の宇宙科学の発展に大いに貢献してきた。そして1997年、Mロケットの第5世代として、M-Vロケットが登場する。

M-Vロケットは1990年代及び21世紀初頭の月・惑星ミッションを含む諸科学ミッション遂行のために開発された全段固体の科学衛星打上用ロケットである。1990年度に開発を開始し、初号機は1997年2月、VLBI工学実験を目的とした科学衛星「はるか」を搭載して成功裡に打ち上げられた。次に1998年7月、M-V-3号機が打ち上げられ、やはり成功裡に火星探査機「のぞみ」が所定の軌道に投入された。しかし、2000年2月に打ち上げられたM-V-4号機は、第1段モータのノズルスロート部の破損によって失敗に終わり、その後、関係者の懸命の努力によって不具合原因の究明と対策、検証が進められ、3年後の2003年5月、MUSES-C（「はやぶさ」）探査機を搭載したM-V-5号機で見事に復帰を果たした[1]。

2003年10月の宇宙三機関統合により発足した宇宙航空研究開発機構においてもM-Vロケットによる科学衛星打ち上げが継続され、X線天文衛星「すざく」、赤外線天文衛星「あかり」、太陽観測衛星「ひので」がそれぞれ、6号機、8号機、7号機によって、成功裡に打ち上げられてきた。

M-Vロケットの開発経緯と、1号機～4号機の機体及びミッションについては、2003年3月に出版された宇宙科学研究所報告 特集第47号に記述されている[2]。本報告においては、なるべくそれとの重複を避け、主に5号機以降のM-Vロケットの概要を述べる。

2. 機体概要

5号機以降のM-Vロケットは、第2段ロケットがM-24からM-25に変更されたほか各部の設計変更が行われており、いわば新しいロケットである。小惑星サンプルリターン技術実証をミッションとするM-V-5号機では、ミッション実現のために新たに第2段M-25と第4段KM-V2モータの開発を要した。M-25ではフィラメントワインディングCFRP（炭素繊維複合材）材製の軽量かつ高耐圧性モータケースを新開発し、従来のM-24に比べて約2倍の高圧で燃焼させてノズルの小型化と高性能化を実現した。またKM-V2モータは従来のKM-V1に比べ大型化が図られ約2倍近くの推力を有するものとなった。合わせて、1/2段接手の簡素化に代表される改良・開発などが行われた。

4号機の失敗に対して取った対策は、グラファイト材より遥かに強度及び破壊靱性が高く、遥かに大きな亀裂等の欠陥が許容できる3D-C/C材をスロートインサートに用いることとし、3D-C/C材の材料特性取得、スロート部の新規設計、地上燃焼試験、及び非破壊検査を含む品質保証を実施するというものである。この方針に従って、第1段モータM-14と第3段モータM-34のスロートインサートがそれまでのグラファイト材製から3D-C/C材製に改良された。新規開発のM-25、KM-V2と合わせて、全ての主モータに3D-C/C材製スロートインサートが採用されたことになる。また、信頼性管理主任を新設し品質管理体制を強化すると共に、従来から実施していた信頼性会議を拡大し、加えて二次製品信頼性点検が実施された。

図1にM-Vロケット（5号機）の概略形状を、表1に主な諸元をそれぞれ示す。1号機から同様に、直径は2.5m、打上げ時総重量は140ton（5号機）である。射場設備などは4号機までと同じ設備が使用された。

表1 M-V-5号機機体諸元

	第1段	第2段	第3段	キックステージ
全長(m)	30.8	17.2	8.6	4.6
代表径(m)	2.5	2.5	2.2	1.4
各段点火時重量(ton)	140	54.8	15.5	3.3

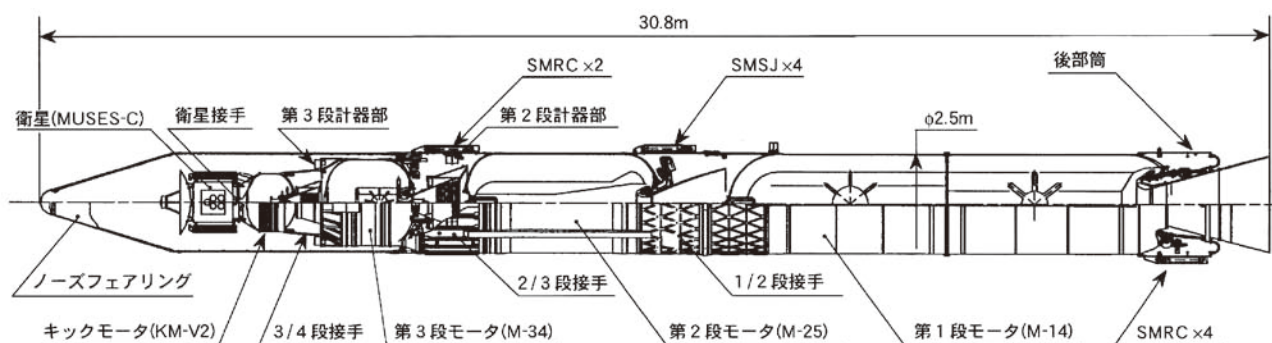


図1 M-V-5号機機体概要

第1段はM-14ロケットモータ、後部筒、及び1/2段接手からなる。M-14ロケットモータは2セグメントから成り、ノズルを含む全長13.7m余、公称外径2.5mで、高燃速ポリブタジエン系推進薬BP-204J約72tonが充填されている。モータケースはマルエージ鋼HT-230M製であり、胴部最小板厚は6.4mmである。なお、鏡部に

はHT-150銅が使用されており、鏡部最小板厚は4.3mmである。5号機以降において、M-14モータのノズルスロート部分は、材料がグラファイト材から3D-C/C材に変更され、熱構造安定性向上が図られている。M-14モータはピッチ、ヨー方向の姿勢制御のために油圧駆動の可動ノズル式推力方向制御（MN-TVC）装置を持つ。後部筒は発射直前に全機体重量を支えるほか、その内部には、M-14ノズル周辺のMN-TVC装置やテレメータ、計測機器、電源などの搭載機器を収納する。また、7、8号機においては、2003年11月に起きたH-II A6号機の固体ロケットブースタのノズル部破孔によるミッション喪失の水平展開として、後部筒に2系統ある指令破壊装置への点火系計装の位置冗長化が図られるとともに、耐熱保護カバーが設けられている。後部筒外周の4箇所のカウリング内には、第1段飛翔中のロール制御のためのSMRC（ロール制御用固体モータ）を合計4基搭載している。4号機までは16基のSMRCが搭載されていたが、ロールレート分散解析の結果、4基への削減化が採用されている。M-V ロケットの1/2段分離は、段間分離と第2段の点火を同時に行うファイア・イン・ザ・ホール（FITH）分離方式である。1/2段接手はFLSCを用いた1箇所全周溶断により分離する非開傘型オールラティス構造で、FITH分離方式に適合しかつ低コストと信頼性向上を図って5号機以降用に新規開発されたものである。1段階はFITHによって分離と同時に点火された第2段ロケットの噴射ガスが接手内に滞留しないように空隙率77%となっている。第2段燃焼終了後の3軸姿勢制御と第3段打ち出し方向への指向制御を行うための4基のSMSJ（固体モータサイドジェット）装置は従来第2段ノズルの外壁に搭載されていたが、5号機以降は1/2段接手の外壁に搭載されている。

第2段は、M-25モータ、2/3段接手及びノーズフェアリングからなる。M-25モータは5号機以降用に新規開発され、セグメント分割無しで、ノズルを含む全長6.8m余、公称直径2.5mで、新開発の高性能低コスト化ポリブタジエン系推進薬BP-208J約31tonが充填されている。M-25モータの燃焼圧力は最大11.1MPaで、従来の約2倍に相当する。高圧化に対応して小型化されたノズルは、スロートに新開発の3D-C/C材が用いられ、開口部内形状には放物線近似バル型が採用されている。モータケースはM-25とKM-V2用に新たに高強度化改良され、FW（フィラメントワインディング）により作成されたCFRP材製であり、ケース重量はそれまでのマルエージ鋼製のM-24モータケースの2割以上の軽量となっている。モータとノズル結合には新たにサークリップ結合方式が採用されている。M-25モータケース外壁には第2段ケーブルダクトが搭載され、5号機以降はモータケースへの接着により取り付けられている。M-25モータは、ピッチ、ヨー方向の姿勢制御のために推力方向制御装置を持つ。高圧燃焼によるノズルの小型化及びシステム条件の見直しにより、5号機以降新たに、熱電池を電源とする電動可動ノズル方式が採用されている。2/3段接手は非開傘マルマンクランプ型接手であるが、その内部には第3段モータのノズルを収容する他、タイマ、テレメータ送信機、コマンド受信機、レーダトランスポンダ、電源等の搭載機器を収容し、第2段計器部を構成している。第2段計器部はM-25モータ採用に伴い、4号機までと比べて主構造長さが約2割短縮している。2/3段接手外部のカウリング内にはロール制御のために2基のSMRCが搭載されている。2/3段接手の上部付近に取り付けられるノーズフェアリングは衛星を含む第3段以上を収納し、大気中飛翔の間、これらを保護する。ノーズフェアリングはCFRP表皮のハニカムサンドイッチ殻構造である。フェアリングの分離機構には膨張密閉型金属被膜導爆線（ESMDC）が使われている。これによって、フェアリングは第2段燃焼終了後のコースティング時にクラッシュ方式で投棄される。

第3段のロケットモータはM-34（M-34b）である。M-34モータは伸展ノズルを採用しているが、ノズル伸展後の全長は4.3m弱、代表径約2.2mで、約11tonの高Al充填率推進薬BP-205Jを充填してある。ノズル内に搭載した投棄型点火器による後方着火方式を採用して推進薬充填効率を高めている。モータケースはFWにより作成されたCFRP製である。M-34は電動式のMN-TVC装置を備えている。ノズル周辺にはロール制御とコースティングフェーズの3軸姿勢制御のために、ヒドラジンを推進薬とするサイドジェット（SJ）装置が搭載されている。

M-34モータの肩に位置する第3段計器部には、航法誘導制御装置、姿勢検出器、テレメータ送信機、コマンド受信機、レーダトランスポンダ、計測装置、集中電源などが搭載されている。

地球周回軌道への衛星投入は3段式のM-Vで行うが、惑星間軌道などさらにエネルギーの高い軌道へ衛星等を投入する場合には、第4段に相当するキック段を設けて4段式構成とする。6, 7, 8号機は地球周回軌道ミッションであるため、3段式M-Vが使用されている。5号機は探査機を太陽周回軌道に投入する必要があるため、キック段を備えている。キック段は基本的には衛星毎に最適推進薬量が異なるが、1号機から3号機まではKM-V1モータを使用することができていた。5号機については、小惑星サンプルリターンミッション実現のためにKM-V1モータをスケールアップして新規開発されたKM-V2モータが用いられている。KM-V2はM-25と同様のCFRPモータケースと、M-34と同様の伸展ノズルおよび点火器投棄型後方着火方式を採用していて、ノズル伸展後の全長は約2.0m、代表径約1.2mで、M-34と同一の推進薬BP-205J 約2.5tonを充填している。KM-V2モータはTVC装置を持たず、キック段の姿勢はスピンにより安定化する。シーケンス上、SJによるスピニアップの時間が十分に取れない場合には、スピンモータを第3段計器部又は3/4段接手に搭載する。KM-V2モータはCFRP材製スキンストリング構造の非開傘マルマンクランプ型の3/4段接手を介して第3段計器部に結合されている。衛星等は衛星毎に設計されたCFRP材製スキンストリング構造の衛星接手により第3段計器部又はキック段と結合されている。6～8号機においてはサブペイロードが第3段計器部に搭載されている。

表2に5～8号機の主な相違点を示す。

表2 M-V各号機の相違（5～8号機）

	M-V-5	M-V-6	M-V-7	M-V-8
キックモータ	KM-V2	不搭載	不搭載	不搭載
3/4段接手	CFRP製 スキンストリング構造 タンブルモータ搭載	不搭載	不搭載	不搭載
B3PL		ハーフパーキング 熱対策		
スピンモータ	B3PLに2基搭載	不搭載	不搭載	不搭載
デスピンモータ	不搭載	不搭載	不搭載	搭載 (2/3段接手部に4基搭載)

3. 飛翔結果

M-V-5号機は2003年5月9日13時29分に打ち上げられた。5号機は前述のようにキックモータを搭載していたが、第1段からキック段の全ての飛翔は正常で、発射後610秒に我が国初の小惑星探査機「はやぶさ」を所定の軌道に投入した。この間、各段の姿勢角は図2に示すように正常に制御され、図3のように予定軌道通りの経路を飛翔した。地上レーダ観測に基づく軌道修正(Radio guidance)のための目標姿勢角変更は各段とも僅か0.4～0.1度程度に過ぎず、5号機の飛翔が予定軌道と極めて一致していたことを示唆している。はやぶさはその後2004年5月19日15時22分(日本時間)に高度3700kmまで地球に最接近し、イオンエンジンで加速しながらのパワースイングバイを実施した。2005年9月には地球から約3億kmの小惑星イトカワに到着、同11月イトカワに着陸して、科学観測及びサンプル採集を行い、多くの理工学的成果を挙げた。現在は近日点約1.0AU、遠日点約14AUの太陽周回軌道を航行し、地球帰還に向けて調整中である。

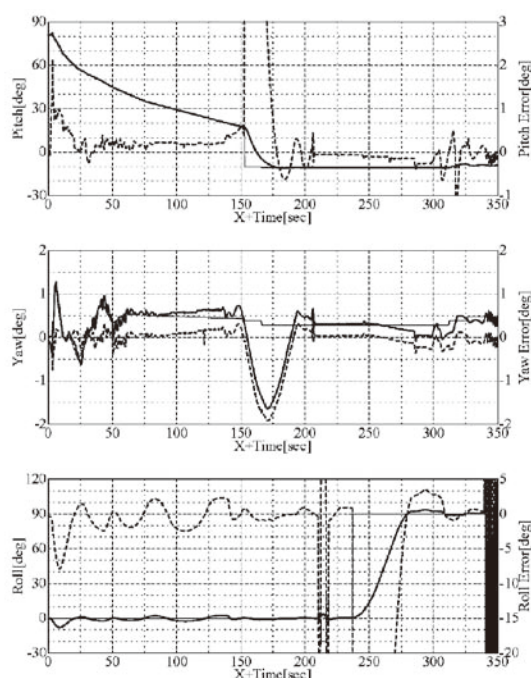


図2 M-V-5号機の機体姿勢角、誤差角履歴
(太実線:姿勢角, 細実線:姿勢目標角, 太点線:姿勢誤差角)

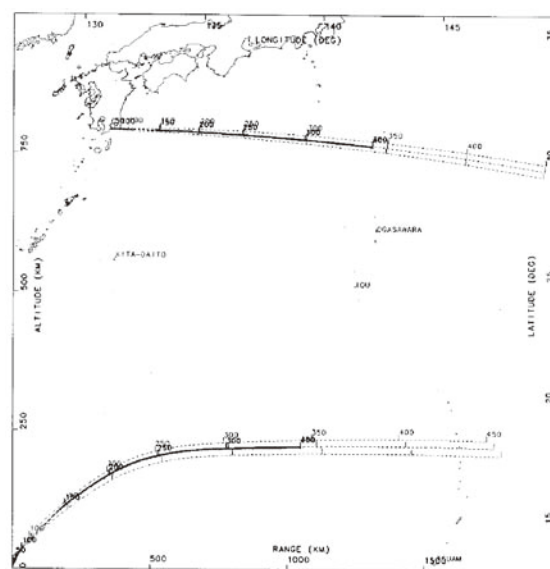


図3 M-V-5号機の飛翔経路と予定軌道
(3本の細線の中央が予定軌道 予定軌道と重なっているやや太い線が実飛翔経路)

M-V-6号機は2005年7月10日12時30分に打ち上げられた。各段とも飛翔は正常で、第3段燃焼終了後、X線天文衛星「すざく」が近地点高度約247km、遠地点高度約560km、軌道傾斜角約314度の所定の軌道に投入された。すざくは2005年7月21日に高度570kmへの円軌道化を終了し、8月から観測を開始し、現在までに世界最高レベルの感度を達成するなど優れた観測能力を実証し、宇宙の構造形成やブラックホール直近領域の探査等で順調に成果をあげている。

M-V-8号機は2006年2月22日6時28分に打ち上げられた。各段とも飛翔は正常で、第3段燃焼終了後、赤外線天文衛星「あかり」が分離され所定の軌道に投入された。あかりは4月13日に望遠鏡蓋を開放し運用を開始した。あかりはこれまでの赤外線画像よりはるかに高い解像度での観測に成功し、星の誕生と死を正確に捉えた画像など、現在も順調に観測を続けている。

M-V-7号機は2006年9月23日6時36分に打ち上げられ、これが図らずもM-V最終打ち上げとなった。各段とも飛翔は正常で、第3段燃焼終了後、太陽観測衛星「ひので」が近地点高度約280km、遠地点高度約686km、軌道傾斜角98.3度の軌道に投入された。ひのではその後約630kmの太陽同期円軌道化を行い、10月には初期運用を終えて観測を開始した。現在までに水星の太陽面通過、太陽黒点周囲のダイナミックな噴出現象、日食、巨大フレア等で順調に成果をあげている。

4. 結び

1990年代後半から21世紀初頭にかけての諸科学ミッションを支えるべく、また、固体ロケット技術の維持発展を果たすべく、我が国が独自に永年育て上げた固体ロケット技術の集大成として開発されたM-Vロケットは、4号機における失敗を踏まえて改修され、言わば新しいロケットとして復活した。5号機～8号機までの4機連続の成功により、新しいM-Vロケットの予定通りの性能が実証され、今や技術的な完成を見たといえる。

M-V-2号機は月探査機LUNAR-Aを打上げる予定で計画を進めていたが、月震計を搭載したペネトレータ（槍型観測器）の月面貫入時の耐衝撃性に問題が発生し、その対策と検証に時間を要したため、最終的にはペネトレータの技術的完成の目処が得られたものの、M-V-2号機/LUNAR-Aは打上げ機会を逸することとなった。

M-Vロケットは2006年9月23日の7号機打上げ成功を最後にして運用を終えた。M-Vロケットの開発と運用を通じて得られた経験と教訓は、将来の固体ロケットの信頼性の向上とともに低価格化に向けた創意工夫に役立つであろうし、更には新たなロケット技術開発に挑戦していく際にも活かされていくであろう。それによって、科学衛星等を中心とした我が国の中小型衛星・探査機の効率的な打上げが実現されることが期待されている。

参考文献

- [1] Onoda, J., Sato, E., Inatani, Y., Minesugi, K., Shimada, T. and Nakamura, M., "Return to the Flight of M-V Rocket," IAC-04-IAF-V.1.02, 55th International Astronautical Congress, 2004
- [2] 小野田淳次郎, "M-V型ロケット 概要", 宇宙科学研究所報告 特集 第47号, 2003年3月, pp.5-11

M-V ミッションの紹介（5号機から8号機まで）

川口淳一郎*, 満田和久*, 村上浩*, 清水敏文*

1. はじめに

ここでは、M-V-5号機から8号機までに計画されたミッションおよび衛星の概略を紹介する。紙幅の都合で十分な記述が出来ない事をご了承願いたい。衛星の詳細および観測成果等に関してはそれぞれの成果報告を参照されたい。

2. 工学実験探査機「はやぶさ」(MUSES-C)

MUSES-C探査機は、2003年5月9日13時29分（日本時間）M-V-5号機により惑星間軌道に投入され、「はやぶさ」と命名された。「はやぶさ」は、今後の惑星探査、特に小天体からのサンプルリターンに必要となる、1)イオンエンジンによる主たる推進としての惑星間での使用、2)光学情報に基づく自律的な航法と誘導、3)微小重力下での小天体表面の試料採取、4)惑星間軌道からの直接再突入による試料回収の各技術を開発、実証することを目的とした工学実験探査機である。これらの技術を実証するための対象天体は、小惑星1998SF36（イトカワ）であり、これまでに人類が探査した天体の中で最小であるため、工学実験に成功すれば大きな理学的成果が得られることが期待されていた。

最初の1年は、ほぼ地球と併走する太陽周回軌道を取り、この間、イオンエンジンによる加速によって軌道エネルギーを貯めていた。2004年5月19日、再び地球に接近し、地球の重力を使ったスウィングバイによって、イトカワへ向かう所定の軌道へと投入された。この、イオンエンジンによって貯めた軌道エネルギーをスウィングバイによって取り出す手法は世界初の試みであり、また、ほぼイオンエンジンの推力のみによってスウィングバイに必要なkmオーダーの精度で軌道を制御できたことは、大きな工学的成果であると言える。その後、2005年8月28日まで、イオンエンジンは延べ25,800時間の運転を達成した。この間、2005年7月29日にはイトカワからの距離約4万kmの地点にて初めて撮影に成功し、その後も光学情報（イトカワの観測される方向）を用いて、探査機を高精度に制御させることに成功、8月28日の時点では4,800kmの地点まで接近した。

その後は、化学推進装置を用いて軌道の微調整を行いながら接近し、9月12日にはイトカワからの距離約20kmの地点で静止させることに成功した。その後、イトカワの全体像の撮影および科学観測を行い、9月末には高度約7kmの地点（ホームポジション）まで接近して、詳細観測を続けた。10月3日には、7月31日の1台目の故障に続いて2台目のリアクションホイールが故障し、リアクションホイールによる3軸姿勢制御が不能となったが、化学推進系の併用によって、4つの観測機器（可視光多波長カメラ、近赤外分光器、レーザ高度計、X線分光器）によるイトカワの詳細観測は達成することができた。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA



図2-2-1 「はやぶさ」の軌道上想像図

イトカワの観測によって、科学的に新たな知見を得ることができた。これまで、低重力下における天体の地形は均質であるとの理論的な予想があったが、イトカワはきわめて多様で、表面状態の二分性や、多数の大型岩塊の広範な分布を示しており、レゴリスに覆われていない天体表面を史上初めて露わにしたと言える。従来はレゴリスに覆われた表面だけしか観測できなかった天体の真の表面を目の当たりにすることになり、この結果は、小天体の地上観測された結果の理解度を将来にわたって大きく前進させるものである。また、試料採取域の詳細観測結果が得られ、試料と相関性が確立できた。サンプルリターンに成功した場合は、分光観測と構成物質の相関を確立することができ、Sタイプ小惑星と普通コンドライトの関係の謎を解決（宇宙風化を理解）できる可能性があり、太陽系創生の理解、当然ながら地球そのものの理解にも通じることになる。取得した画像を、探査機の航法情報と組み合わせることにより、イトカワの形状モデルの構築に成功した。これにより世界的にも未開拓なきわめて小型天体上の低重力環境下での、岩塊の分布やレゴリスの重力に応じた移動に関わるメカニズムの解明が行われている。また、探査機の軌道を解析することにより、イトカワの重力すなわち質量の測定が行われた。これと形状モデル（体積）とを組み合わせることにより、密度推定に成功している。推定された密度は、地球上の岩石やこれまでに観測されたS型小惑星のそれらよりもやや小さく、これは従来考えられてきたよりも大きな空隙の存在を示唆するもので、イトカワほどの大きさの小天体の姿に関する認識を大きく改めさせるものであった。

ホームポジションからの詳細観測により、安全に着陸できる地点が選ばれ、そこへ向けた着陸が計画された。着陸に先立って、11月4日、9日、12日の3回、低高度まで降下する運用を行った。これらの過程で、表面の詳細画像の取得、ターゲットマーカ（着陸時に使用する目印）の投下試験、小型探査ロボットミネルバの分離などを行った。続いて、20日には、第1回の着陸および試料収集が実施された。着陸の最終段階において、センサが障害物を検出したため、探査機は着陸シーケンスを中断したが、安全機能の動作により離脱上昇も行われず、



図2-2-2 ホームポジションから撮影したイトカワ

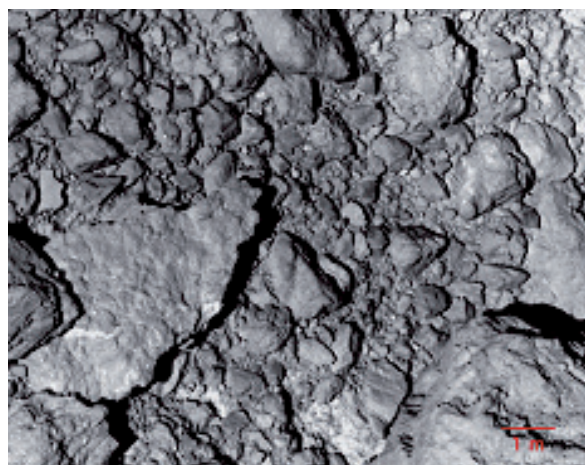


図2-2-3 イトカワ表面の近接画像

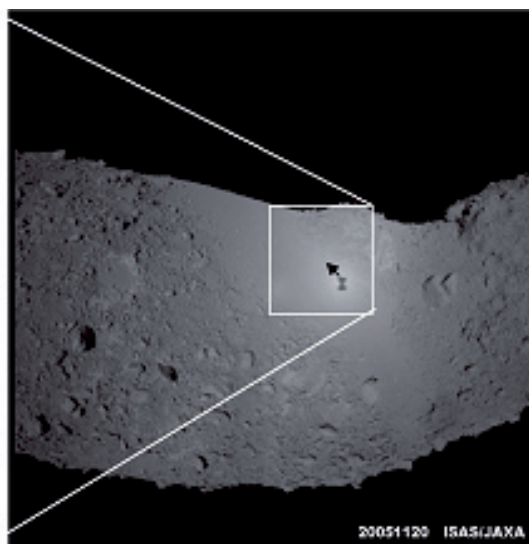


図2-2-4 着陸時に分離されたターゲットマーカと探査機の影

表面に30分程度滞在することとなった。その後、地上からの指令により、探査機はイトカワから離脱した。第2回の着陸および試料採取は26日に実施された。着陸シーケンスは動作し、着陸、離陸、ホームポジションへの帰還まで行われたが、その直後、化学推進燃料の漏洩と思われる姿勢擾乱が発生、探査機はセーフホールド姿勢モードとなった。しかしながら、化学推進系の故障により3軸制御姿勢への回復ができず、さらなる燃料漏洩と思われる外乱により姿勢制御不能状態となり、2005年12月9日から2006年1月23日の間、探査機との通信が途絶えた。探査機との通信が可能となった後は、イオンエンジン中和器からのガス放出による姿勢制御方式を確立し、2007年4月からはイオンエンジンによる軌道と姿勢の同時制御を実現させて、地球への帰還軌道を航行中である。現在の予定では、2010年6月に地球に帰還し、試料の入ったカプセルを分離して、オーストラリアにて回収する。

3. X線天文衛星「すざく」(ASTRO-E II)

ASTRO-E II衛星は、2005年7月10日12時30分（日本時間）M-V-6号機により打上げられ、近地点250km・遠地点560kmの予定通りの軌道に投入され、我が国の5番目のX線天文衛星「すざく」となった。衛星は衛星推進系を用いた5回の近地点上昇オペレーションを行い、7月21日に高度約570kmの略円軌道に到達した。梅雨明け直前の不安定な天候下で、不休の努力により完璧な打上げと初期運用を行った実験班各位に敬意を表したい。

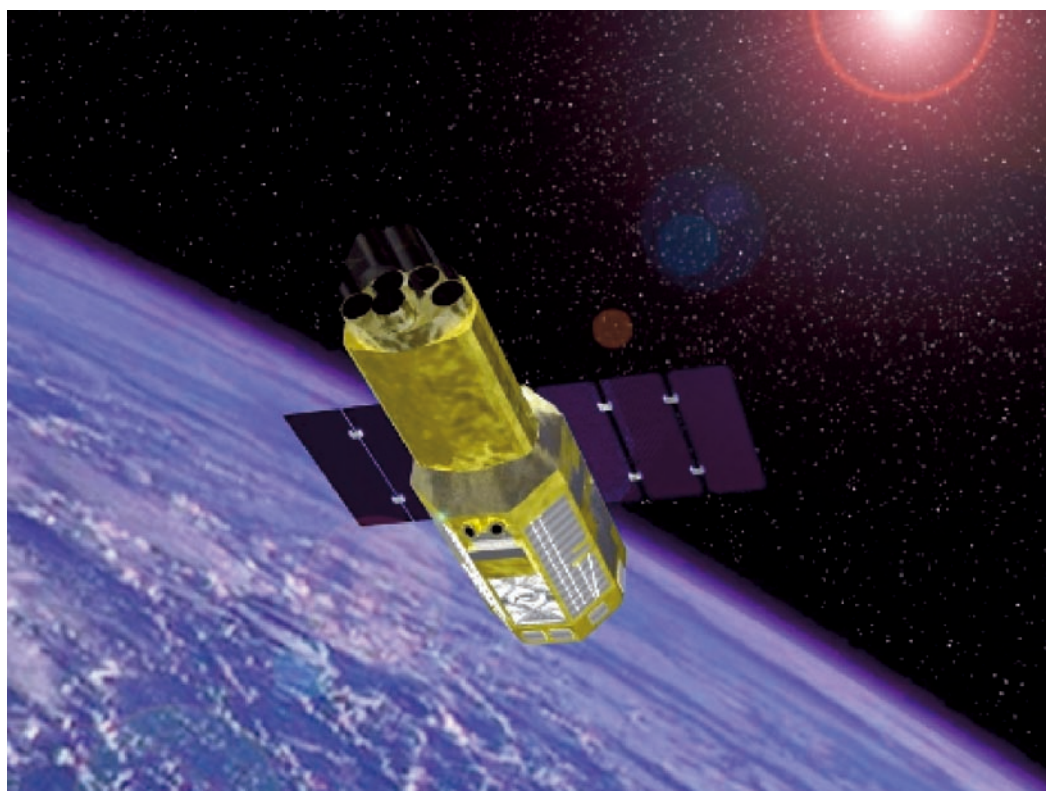


図3-1 「すざく」の軌道上での想像図。軌道上で、伸展式光学ベンチと太陽電池パドルを展開した。

「すざく」は最先端の技術を用いた超高分解能分光観測装置と高感度広帯域分光観測装置を用いて、宇宙の構造進化の解明やブラックホール直近の高エネルギー現象の解明などをめざして、国内外の約40の大学等研究機関の約200人の研究者により、JAXA（宇宙航空研究開発機構）とNASA（米国航空宇宙局）を中心とする広範囲な国際協力により開発された。

衛星には5台のX線反望遠鏡と5台の焦点面X線検出器、さらに1台の硬X線検出器が搭載されている。焦点面検出器の1台はX線マイクロカロリメータと呼ばれ、絶対温度60ミリKの超低温で動作し、鉄のK輝線（約7キロ電子ボルト）において、これまでの観測装置に比べて一桁以上優れたエネルギー分解能を持つことを特徴とする。しかし、打上げ約一ヶ月後に、検出器を冷却するための液体ヘリウムが失われて観測が不可能になる大変残念な事態となった。JAXAとNASAそれぞれに原因調査委員会が設置され、直接原因だけでなく、問題を防げなかった根本原因に至り原因究明が行われ、今後のプロジェクトへの提言がまとめられた。天文学の観測は行うことはできなかったが、マイクロカロリメータは2週間にわたって衛星軌道上で正常に動作し、所定の超高エネルギー分解能を達成したことが確認されている。X線マイクロカロリメータという非常に難しい技術を軌道上で利用する基本的な技術は獲得できた。今後は、問題点を反省し、提言を生かし、一日も早く超高分解能X線分光観測による宇宙物理学の研究を実現させたい。

「すざく」のもう一つの特徴である高感度広帯域分光能力は、残りの4台のX線望遠鏡とその焦点面検出器であるX線 CCD カメラ、硬X線検出器の組み合わせにより、目標通り、あるいはそれ以上の優れた観測能力を持つことが確認された。すなわち、0.3keVから500keVの広いエネルギー範囲にわたり、ごく一部のエネルギー帯を除いて、これまでで最も低いバックグラウンドを達成し、これまでにない高感度の広帯域X線分光観測を、一台の衛星で実現したことを確認した。さらに、0.3～1keVの超軟X線においては、これまでの観測装置に比べて検出効率とエネルギー分解能を大幅に改良したことも確認した。これらの特徴を生かした初期観測から、すでに重要な科学的な成果が得られ始めている。また、その観測対象も、地球磁気圏や彗星などの太陽系内から、10億光年以上の距離にある活動銀河核や銀河団まで多種多様な天体に広がっている。「すざく」衛星の先輩である1994年に打上げられた「あすか」衛星の観測からは、2005年までに1500編を超える論文が査読つき学術誌に掲載され、その数は今でも増え続けている。「すざく」衛星からは、これを超えるような、高エネルギー宇宙物理学・天文学の発展にインパクトを与えるような観測成果が大いに期待される。

観測装置の性能実証と軌道上校正を目的とする初期観測（打上げ後約8ヶ月間）終了後は、軌道上の天文台として、「すざく」衛星は国際公募により観測を行っている。一定のルールの基に、世界各国の研究者からの観測提案を受け付けており、これまでの公募は、競争率は約4倍、日本・欧米以外に、インド、韓国、中国等のアジア諸国からも提案が来ている。初期観測、国際公募による観測ともに、観測後一定のデータ処理を終了してから1年後には、データは公開され、世界の全研究者が利用できるようになる。一方、衛星の運用は、ISAS/JAXAおよびメーカー派遣の技術者の支援のもとに、スタッフ、ポスドク、大学院生を含む研究者が行っている。「あすか」時代よりも計算機やネットワーク能力が向上している一方で衛星も複雑になっている。国際公募により観測が行われている状況化で、自分たちの衛星として運用を支えている研究者、特に大学院生を中心とする若手研究者には感謝の意を表したい。

4. 赤外線天文衛星「あかり」(ASTRO-F)

「あかり」(ASTRO-F)は、我が国で初めての本格的な赤外線天文衛星であり、全天を観測して赤外線天体のデータベース（天文学ではカタログと呼ぶ）を作成する全天サーベイミッションとして計画された。このような赤外線領域での全天サーベイは、1983年に米・蘭・英により打上げられた世界初の赤外線天文衛星であるIRAS (Infrared Astronomical Satellite) によって初めて行なわれ、様々な新発見を含む大きな成果を上げ、その天体カタログは現在でも天文学分野で非常に重要な地位を占めている。しかしその後、電波からX線に至る各波長域での観測手段の急速な発展により、IRASによるデータベースは、その感度、解像度共に現在では不十分なものとなっている。「あかり」は、IRASよりも高い感度、解像度により第2世代の赤外線天体カタログを作成し、銀河、星、惑星系の誕生と進化という現代天文学の中心的な課題に迫ろうとするミッションである。

「あかり」は有効径68.5cm ϕ の反射望遠鏡を搭載している。反射鏡は天文衛星では世界初の炭化ケイ素製であり、その高い剛性を利用して軽量化が図られている。物理径71cm ϕ の主鏡の重量はわずか11kgに抑えられている。「あかり」の望遠鏡が通常の天体望遠鏡と最も異なるのは、その動作温度が絶対温度6度以下という極低温であることである。これにより望遠鏡自身からの赤外線放射を抑え、理想的な観測条件（低背景光）を達成する。望遠鏡の焦点には、遠赤外線サーベイヤ（Far-Infrared Surveyor ; FIS）と近・中間赤外線カメラ（Infrared Camera ; IRC）という2つの観測装置が搭載されている。この2つの観測装置により、波長2～180 μm という広い波長域に渡る観測が可能で、連続的な天球のスキャンによる全天サーベイだけでなく、望遠鏡を特定の天体に固定する指向観測により、撮像や分光観測も可能である。望遠鏡と赤外線観測装置は、液体ヘリウムタンクと共に真空断熱された冷却容器（クライオスタット）に収められ、冷却される。極低温冷却系は、寒剤としての超流動液体ヘリウムと20Kまでの冷凍能力を持つスターリングサイクル冷凍機を併用したシステムである。液体ヘリウムは少しずつ蒸発して行き、これが観測期間を決める。「あかり」では、冷凍機によるヘリウムタンクへの入熱低減その他の工夫により非常に高効率の冷却システムが実現されており、わずか170 ℓ の液体ヘリウムにより、1.5年程度の冷却が可能である。

表4-1 「あかり」の主な仕様、及び機能

衛星	サイズ	2.0 m \times 1.9 m \times 高さ 3.7m, 太陽電池パドル展開時の全幅 5.5 m	
	重量	打上げ時 952 kg	
	電源	Ni 水素電池 22Ah, 1 系統 太陽電池パドル 2 翼 発生電力 1060 W(BOL) 960 W(EOL)	
	通信	S バンド コマンドアップリンク, 及び, 低速テレメトリ X バンド 科学データ用高速テレメトリ 4Mbps, CCSDS 勧告準拠	
ミッション機器	データレコーダ	容量 2GBytes	
	姿勢制御	RW による 3 軸制御(定常観測時) IRU, 精太陽センサ, スタートラッカによる機上精姿勢決定 (ただし精太陽センサは現在使用不可, 本文参照)	
	推進系	1 液(3N \times 4) \cdot 2 液(20N)デュアルモード 調圧式	
	極低温冷却系	液体ヘリウム 170 ℓ + 20K 級スターリングサイクル冷凍機 2 台 液体ヘリウム保持期間(主要観測期間) 1 年半(要求 1 年以上) 冷却温度 望遠鏡 5.8 K, 遠赤外線検出器 2 K	
	望遠鏡	有効径 68.5 cm ϕ , Ritchey-Chretien タイプの光学系, 合成焦点距離 4.2m 炭化ケイ素を鏡材に用いた軽量望遠鏡 結像性能 波長 6.2 μm 以上の波長で回折限界(軌道上での実績値)	
	焦点面観測装置	遠赤外線サーベイヤ(FIS)	波長 50 \sim 180 μm を覆う 4 波長帯で全天をサーベイ。 指向観測では, 撮像, 及びフーリエ分光器による分光観測。 Ge:Ga 半導体を用いた光伝導型検出器の 5 \times 12 素子, 及び 5 \times 20 のアレイを使用。
		近・中間赤外線カメラ(IRC)	波長 2 \sim 27 μm を覆う 9 波長帯で試行観測による撮像/分光. 9 μm と 24 μm の 2 波長帯では全天サーベイも行なう。 検出器は, 波長 2 \sim 5 μm では InSb フォトダイオードの 400 \times 512 素子アレイ, 5 \sim 27 μm では Si:As 光伝導型検出器の 256 \times 256 素子アレイ。 液体ヘリウム消失後は, 波長 5 μm 以下の観測のみ継続可能。

「あかり」は日本時間2006年2月22日午前6時28分に、M-Vロケット8号機により、遠地点約720km、近地点約300kmの軌道に打上げられた。その後、衛星の2次推進系による6回の軌道変更により、観測軌道である高度約700kmの太陽同期極軌道（円軌道）に投入された。

「あかり」は、打上げ直後に、2種類の2次元太陽センサが太陽を捉えられない、あるいは、太陽電池パドルの出力が設計値よりも低い、等の問題が発見された。衛星太陽指向面の一部が何ものかによって遮蔽されていると推測されているが、詳細は不明である。幸い観測に支障はなく、機上の精姿勢決定はスタートラッカによって行ない、また姿勢制御系異常時の退避姿勢は太陽センサなしで制御されるよう、搭載ソフトウェアの改修を行なった。4月13日には冷却容器の蓋を開放し、「あかり」は試験観測を開始した。約1ヶ月にわたり、望遠鏡の焦点調整、赤外線観測装置の調整、感度校正等を実施し、観測装置が予想通りの性能を持つことが確認された。5月8日からは、本観測を開始している。

極低温冷却系の動作は非常に順調であり、軌道上での液体ヘリウム残量測定に基づく予想では、冷却は少なくとも2007年9月9日までは継続できる見込みであり、計画された観測はすべて実施可能である。液体ヘリウム消失後は、冷凍機のみにより近・中間赤外線カメラによる波長 $5\mu\text{m}$ 以下の観測を継続する予定である。

「あかり」による赤外線データは、濃い星間ガスから恒星が生まれる様子、恒星がその生涯の終末期にガスを星間空間に吹き出す様子などを鮮明に描き出す。さらに、恒星の生死を繰り返して進化して行く銀河の姿をも見せてくれる。図4-1は、「あかり」が取得した赤外線画像の例である。「あかり」のデータ処理はまだ緒に就いたばかりであり、今後このような画像を含む膨大なデータが解析され、恒星の誕生と死、惑星系の形成、銀河進化について多くのことが明らかになると期待される。

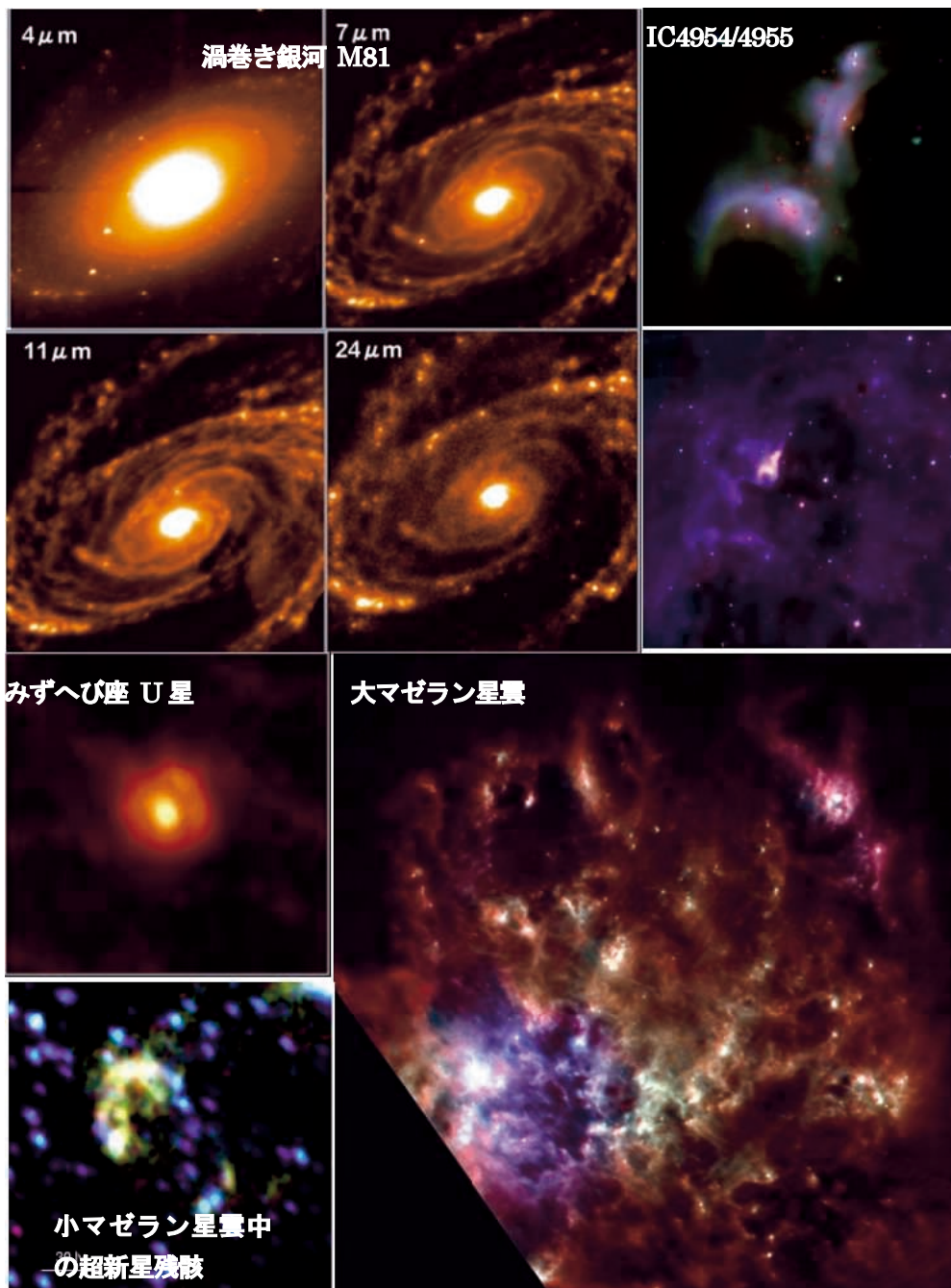


図4-1 「あかり」による赤外線画像の例

左上の4枚の画像は渦巻き銀河M81。観測波長が違えば、昔に作られた星の分布、新たに恒星が生まれている領域等、異なった情報を得ることができる。右上は星が誕生している反射星雲IC4954/4955のクローズアップ画像、その下は星雲を含む広域の赤外線画像で、3世代にわたる恒星誕生の様子を知る事が出来る。左下の2枚は、太陽程度の質量の星がその生涯の最後にガスを噴き出している様子、及び大質量星の最後である超新星爆発が周囲のガスを加熱している様子である。右下は、我々の銀河系のそばにある大マゼラン星雲(銀河)の赤外線画像で、この銀河全体で非常に活発に恒星形成活動が起きていることが分かる。

5. 太陽観測衛星「ひので」(SOLAR-B)

「ひので」(SOLAR-B)衛星(図5-1)は、太陽表面やコロナで起こる様々な爆発現象や加熱現象を観測し、磁場と天体プラズマの素過程や太陽地球間宇宙環境に影響を与える根源を調べることを目的とし、M-Vロケット7号機によって2006年9月23日6時36分(日本時間)に内之浦宇宙空間観測所から無事に打上げられた。衛星搭載推進系による数回の軌道制御の後、10月初めには高度約680kmの太陽同期極軌道に最終的に投入された。太陽同期極軌道は、1年のうち約8ヶ月は24時間連続的に太陽を見続けることが可能で、また高解像度の望遠鏡によって安定した熱環境のおかげで高解像度性能の保持にも大きな利点がある。

「ひので」には、可視光、極端紫外線、軟X線で太陽を観測する3つの最新鋭かつ大型の望遠鏡が搭載されている。X線望遠鏡(XRT)は、コロナ構造とそのダイナミックな変動、コロナ加熱のなぞに挑む斜入射型望遠鏡で、解像度約1秒角(最大)の軟X線画像を撮像している(図5-2)。1990年代に大活躍した「ようこう」衛星搭載の軟X線望遠鏡に比べ、解像度が3倍以上向上したほか、200万度以下の低温側プラズマにも感度を持っていて、コロナプラズマ全体の微細構造、爆発や加熱の微細な構造を鮮明に捉えることができる。極端紫外線撮像分光装置(EIS)は、極端紫外域に多数存在するコロナ・遷移層起源の輝線スペクトルを取得する分光装置で、スリットのマッピング観測やスロット観測により、10万度から200万度のコロナ・遷移層大気の撮像の他、運動、温度、密度などプラズマ状態の空間情報を得ることができる。類似のSOHO衛星搭載機器に比べ空間分解能が3倍以上あり、ドップラー効果を用いて高温プラズマの運動状態を10倍以上の検出感度で求めることができる。可視光磁場望遠鏡(SOT)は、宇宙空間から太陽を観測する世界最大口径の高性能望遠鏡で、太陽表面(光球、彩層)の磁場ベクトルや運動を高精度で計測できる能力を持つ。これまでにない0.2-0.3秒角の鮮明な画像を地球大気ゆらぎのない安定した条件下で取得でき、人類が目にしたことのない質的に新しいデータを取得している(図5-3)。高解像度の画像のみでなく、分光学的データも取得され、太陽表面の磁場や速度の定量解析によって新しい現象や知見が得られつつある。以上述べたように、3つの望遠鏡は所期の性能を持つことが確認され、今後の観測やそれから得られる科学的成果に大きな期待が持たれる。

最後に「ひので」の打上げオペレーションにおいて、これまでのISAS衛星にはない徹底したクリーン対策が実施されたことを特筆しておきたい。太陽からの光を観測する「ひので」搭載望遠鏡は、鏡の反射率や透過フィルタなどの光学性能の劣化が望遠鏡としての寿命を大きく左右するため、製作段階から衛星レベルの試験まで徹底したクリーン対策を実施した。特に強力な太陽紫外線の照射は、鏡など光学素子に付着したダスト(粒子コンタミ)や分子コンタミ粒子の黒化を起し、反射率の低下や望遠鏡熱バランスを狂わすなど影響が甚大である。クリーンルームでの試験では、衛星や望遠鏡をルマロイシートと呼ばれる汚染防止シートで厳重にバグGINGし、また近傍での作業者は完全防備して作業を実施するなど対策を講じた。射場におけるロケットへの衛星搭載の作業および衛星がおかれるクリーン環境も可能な限り管理する必要があった。そのため、フェアリング収納作業直前までの衛星のバグGING実施、近傍で作業を行う作業員に対して衛星側指定のクリーン着着用、無防備な衛星が対向することになるロケットフェアリングの徹底した事前清掃など、ロケット作業に影響を及ぼさない範囲で、また射場で出来る限りのクリーン対策をロケット関係者との調整の上に実施した。また、整備塔移動後において頭胴部・衛星が置かれる環境のクリーン度が想定以上に悪く、ダスト数を可能な限り低減させるために長時間連続したフェアリング空調の実施を急遽実施いただいた。これらのクリーン対策が功を奏し、軌道上の「ひので」搭載の望遠鏡は、執筆の段階までにはコンタミによる透過率劣化などの性能変化は全く見られていない。



図5-1 ひので (SOLAR-B)

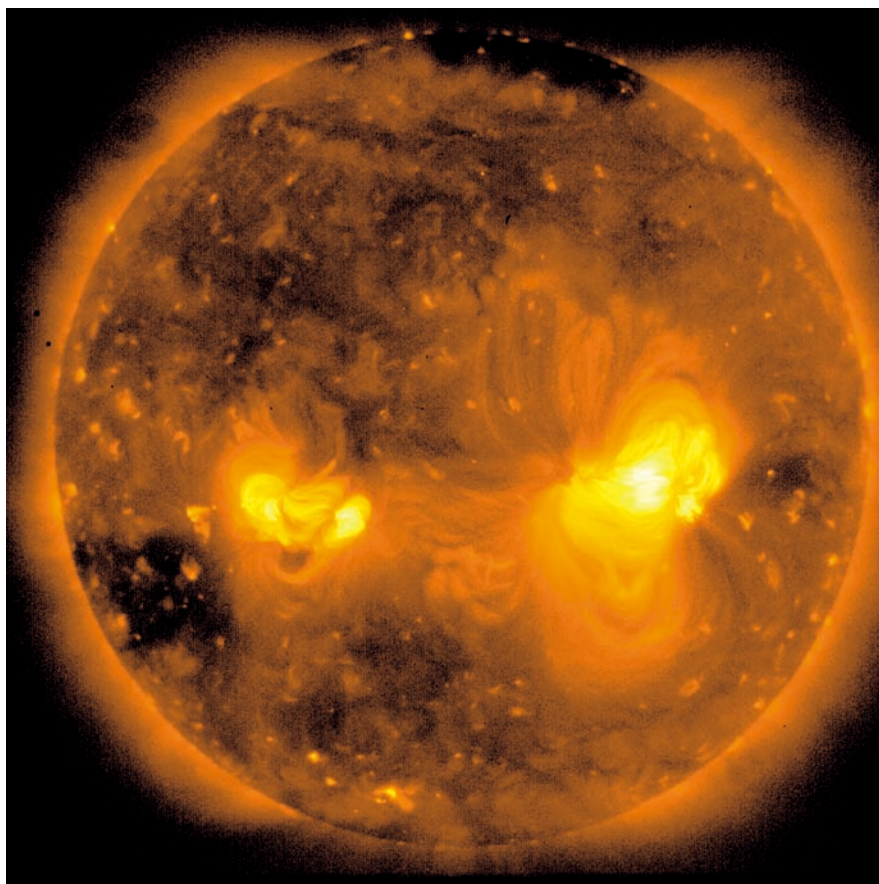


図5-2 「ひので」搭載X線望遠鏡が撮影した太陽コロナ

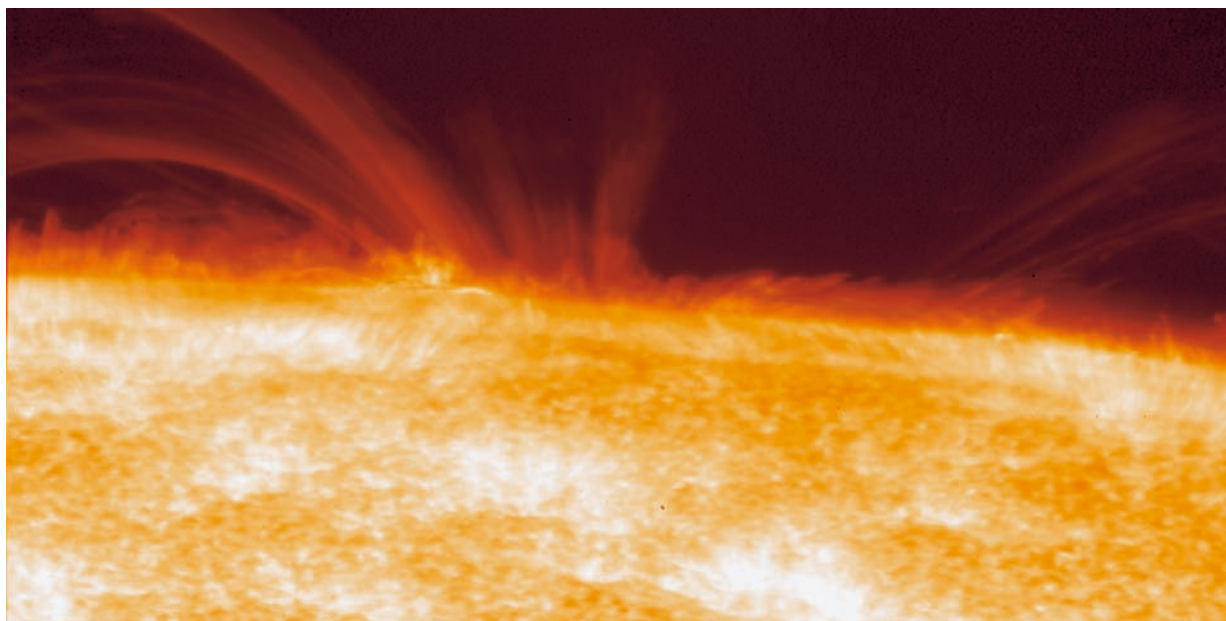


図5-3 「ひので」搭載可視光磁場望遠鏡が取得した太陽縁の高解像度画像

6. おわりに

M-V型ロケットは7号機の打上げ成功をもって運用終了となった。このうち本稿では5号機から8号機までの4機（7号機と8号機の打上げ順序が逆転）で打上げたミッションおよび衛星について紹介した。

M-V ロケットの構造・機構

峯杉賢治*

1. 全体概要

M-V ロケットは、5号機から、打上能力の向上と低コスト化を図った改良型M-Vロケットを投入した。5号機以降のM-Vロケットの主な構造要素を、5号機を例として図1に示す。構造・機構関連で1～4号機の機体からの主要な変更点は以下の通りである。

- 1) CFRP化された第2段M-25モータケース
- 2) 分離部が1カ所になって簡素化された1/2段接手
- 3) 短縮化された2/3段接手
- 4) SMRCの本数減少で小型化された後部筒SMRCカウリング

尚、文中での「ランチャから x° 位置」とは、ロケット中心からランチャの方向を 0° として、上方から見て反時計回りに x° 回った位置を表す。

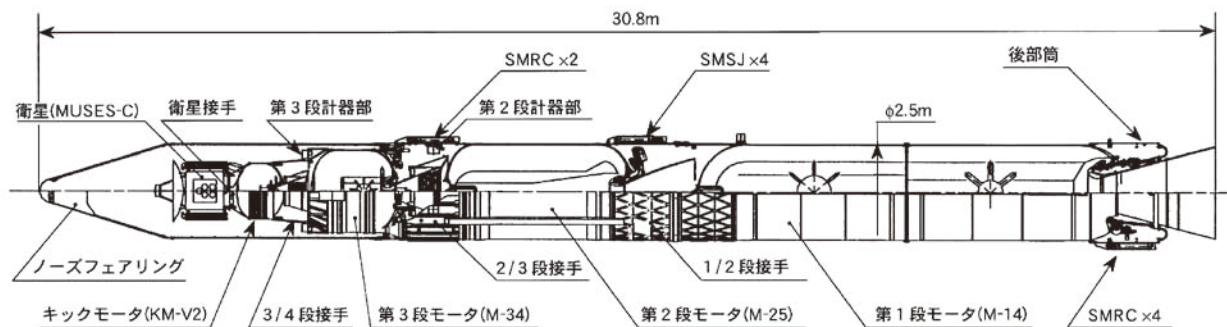


図1 M-Vロケット構造概要 (M-V-5号機)

2. 構造・機構設計

2.1. ロケットモータケース

2.1.1. M-14モータケース

基本的には、4号機までと同じ設計である。ただし、5号機から、第2段モータが改良され、その最大燃焼圧が従来の2倍となった。これにより、ファイア・イン・ザ・ホール時の2段モータの燃焼ガス圧による前部鏡板の

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

座屈が懸念されたため、この前部鏡板の最小板厚を従来の4.3mmから5.5mmに増厚した。表1にM-Vロケットの各モータケースの諸元を示す。

表1 M-Vロケットのモータケース諸元

機体名称	M-V					
段	1st	2nd		3rd	KM	
ロケットモータ名称	M-14	M-24	M-25	M-34	KM-V1	KM-V2
内容積 $V(\text{m}^3)$	51.2	19.3	20.8	6.3	0.81	1.49
公称径 (m)	2.51	2.51	2.5	2.17	1.18	1.44
全長 (m)	11.0	4.76	4.96	2.26	1.01	1.21
燃焼時最大圧力 $P(\text{MPa})$	5.9	5.9	11.8	5.9	5.7	5.2
円筒部最小板厚 (mm)	6.4	5.8	—	—	—	—
全質量 ¹⁾ $M(\text{kg})$	<5768	<1839	1421	377	48.9	66.0
材料	HT-230M HT-150	HT-230M HT-150	CFRP (IM700/Q153)	CFRP (IM7/2020)	CFRP (IM7/2020)	CFRP (IM700/Q153)
性能指標 $PV/M(\times 10^4 \text{m}^2/\text{s}^2)$	>5.2	>6.1	17.3	9.9	9.4	11.7

1) フランジ、ボス等を含む

2.1.2. M-25モータケース

第2段ロケット (M-25) モータケースは新規開発であり、従来の高張力鋼製のM-24モータケースから、フィラメントワインディング (FW) によるCFRP製へと変更した。図2に示すように、全長 4.96m、内径 2.47mであり、ヘリプレーン層、フープ層、UD層、ダミーフープ層、前・後部ボス、前・後部スカートで構成されている。

本モータケースはM-25モータの高圧燃焼に対応し、且つ、高性能・低コスト化を目指して、以下の技術を採用した。

- ・高強度CFRP材
- ・ヘリプレーン巻き
- ・Waferによる局部補強
- ・サークリップ
- ・インシュレーションの先貼り

以下に各項目の説明を記載する。

[高強度CFRP材]

本モータケースは、繊維強度6.4GPaのIM700と破断伸度10.1%の樹脂Q153のCFRPプリプレグを用いている。本プリプレグは、繊維のうねりによる材料強度の劣化を引き起こさないように、その厚さも極力低減するように工夫されており、その結果、先に開発されたM-34モータケース等に使われているIM7/2020と比較して約1.3倍の強度が得られている。このCFRP材の物性値を表2に示す。

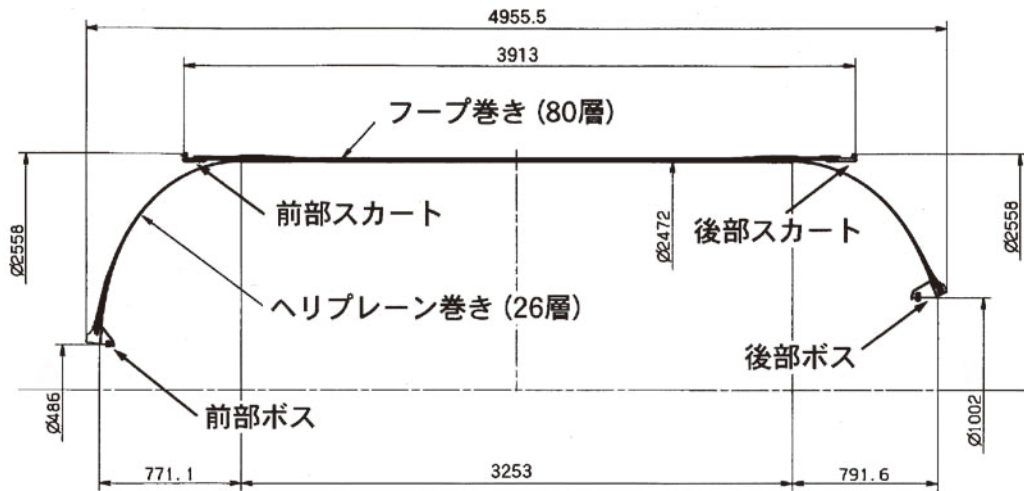


図2 M-25 モータケース

表2 M-25, KM-V2, M-34 モータケースの設計に用いたCFRP材の物性値

CFRP 材名	IM700/Q153	IM7/2020
繊維方向ヤング率 [GPa]	176.4	159.7
繊維直交方向ヤング率 [GPa]	9.05	9.02
繊維方向強度 1 ¹⁾ [GPa]	2.134	1.656
繊維方向強度 2 ²⁾ [GPa]	2.406	2.156
層間剪断強度 [MPa]	27.4	27.4

1) ドーム一般部 2) フープ層

[ヘリプレーン巻き]

フィラメントワインディングではインプレーン巻きとヘリカル巻きが代表的な巻き方である。前者は比較的短いモータケースの製造に有利であるが、M-25モータケースの様に比較的長いモータケースでは平行部の繊維方向と機軸とがなす角が小さくなるため、巻き付けた繊維が滑りやすくなる欠点がある。一方、ヘリカル巻きでは比較的長いモータケースの製作は容易であるが、厳密な意味で前・後部の開口部直径が同一となり、不都合である。したがって、図3に示すように、点線で表された設計すべきモータケースに対して、インプレーン巻きで繊維が滑らない巻き角になる仮想的なモータケースを考える（ステップ1）。次に仮想モータケースの平行部と前後のドーム部を切り離し、ドーム部は設計すべきモータケースと同じ位置に持ってくる（ステップ2）。最後に、前後のドーム及び平行部でステップ1での巻き角を極力維持するように巻き方を決める（ステップ3）。これにより、基本的には、前後のドームはインプレーン巻きで繊維が滑りにくく、且つ、平行部はヘリカル巻きでありながら、前後の開口部を異なる径で製作できることになる。この考案された巻き方をヘリプレーン巻きと呼ぶ。

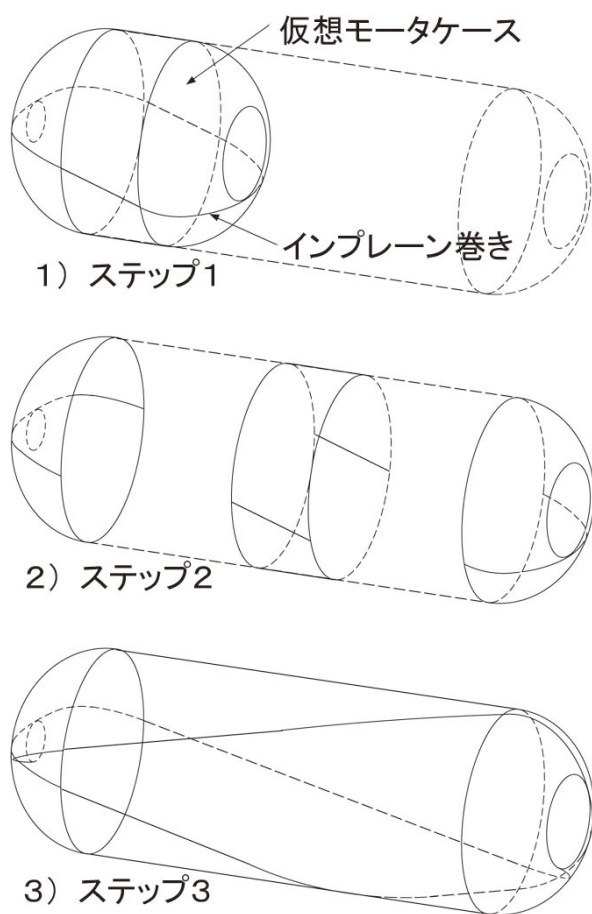


図3 ヘリプレーン巻きの説明

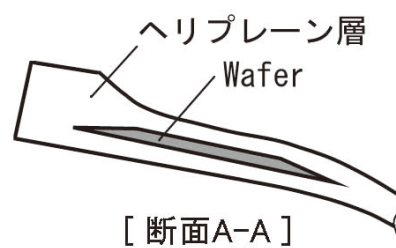
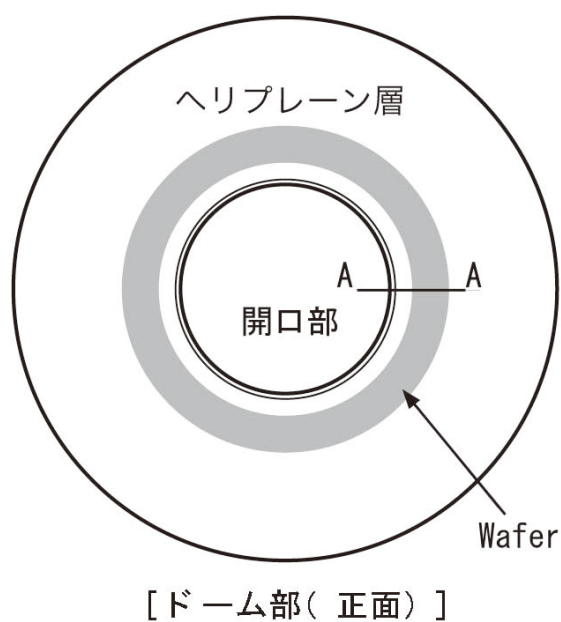


図4 Wafer概要

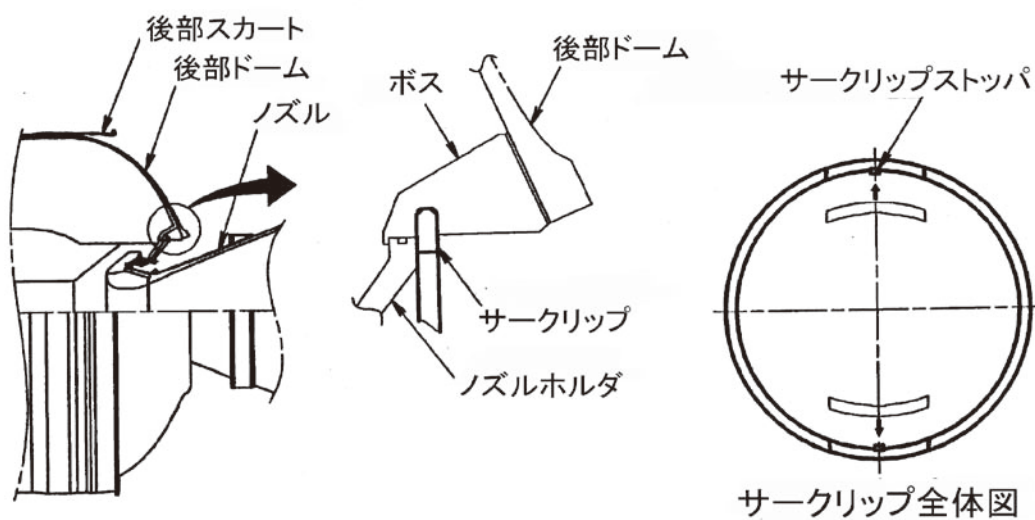


図5 サークリップ結合概要

[Waferによる局部補強]

ドーム形状は基本的にはいわゆるバランスドデザインの理論に従い決定されるが、その場合も、ドーム上での応力分布は様ではなく、ドームの開口部口元の応力が局所的に大きくなることもある。これを局部補強で処理できれば、モータケース全体の層数を増やさずに済み、軽量化が図られる。本モータケースでは、前・後ドームの開口部周辺に、Waferによる局部補強を適用している。Waferとは図4に示すように、薄いドーナツ盤状の補強板であり、本モータケースではこれをドーム部と同じCFRP材で繊維を主に周方向に配向して製作する。これを、ドーム開口部口元のヘリプレーン巻きの層間に挿入することにより、口元周辺の繊維方向応力の低減を実現している。

[サークリップ結合]

燃焼内圧の増加に対応すると共に系の簡素化を図るために、モータケースとノズルの結合には、従来のボルト結合を廃止し、図5に示すサークリップ結合を採用した。サークリップは図のように複数に分割されたリングであり、これをボスの溝にはめ込むことにより、ノズルホルダを固定する役目をしている。

[インシュレーションの先貼り]

ISASでの従来のFWモータケースでは、モータケース完成後にインシュレーションの施工を行ってきた。これに対して、作業性の向上と製造コストの低減を目的として、モータケースの内面形状を象った繭状の型であるマンドレルに先にインシュレーションを貼り付けてその上からプリプレグを巻き付けて製造する手法を本モータケースに適用した。

円筒部は29層のヘリプレーン層の外側に14層のUD層と80層のフープ層で構成されている。M-34等の従来のFWモータケースでは、UD層とフープ層は独立にまとめて積層されていたが、本モータケースの開発時に、フープ層の円周方向の割れが繊維まで切断し、モータケースの耐圧性能を低下させる現象が生じた。そのため、本モータケースでは、フープ層6層おきにUD層を1層挿入する積層方法に変更している。

上下段構造物とのインタフェースにあたるスカート部分は、従来、別部材を製作し、接着によってUD層と結合していたが、本モータケースではインタフェースを流れる荷重が大きいため、この手法では設計的に成り立たない。そのため、UD層を前後スカート端まで通して、ヘリプレーン層円筒部と一体成型する構造を採用している。インタフェース面には、一体成型したスカート端にアルミ合金製フランジを結合して、上下段構造物とボルト結合するようになっている。

本モータケースの円筒部外表面は、2カ所にケーブルダクトが接着されている。また、空力加熱によってCFRPの温度が100℃を越さないように、厚さ2.0mmのコルクで覆われている。

本モータケースの燃焼時最大圧力は11.8MPaで、これに接手などからの外荷重を合わせたものが使用制限荷重である。現時点ではCFRP製品の信頼性が金属製品に比べて確保しにくいことを考慮して、使用制限荷重の1.2倍を設計制限荷重としてある。諸元を表1に示す。性能指標は、M-24モータケースの $6.2 \times 10^4 \text{m}^2/\text{s}^2$ から $17.4 \times 10^4 \text{m}^2/\text{s}^2$ へと3倍弱程度改善される。図6に、地上燃焼試験前のM-25モータの写真を示す。

2.1.3. M-34モータケース

M-34モータケースに関しては、4号機以前と5号機以降で変更はない。

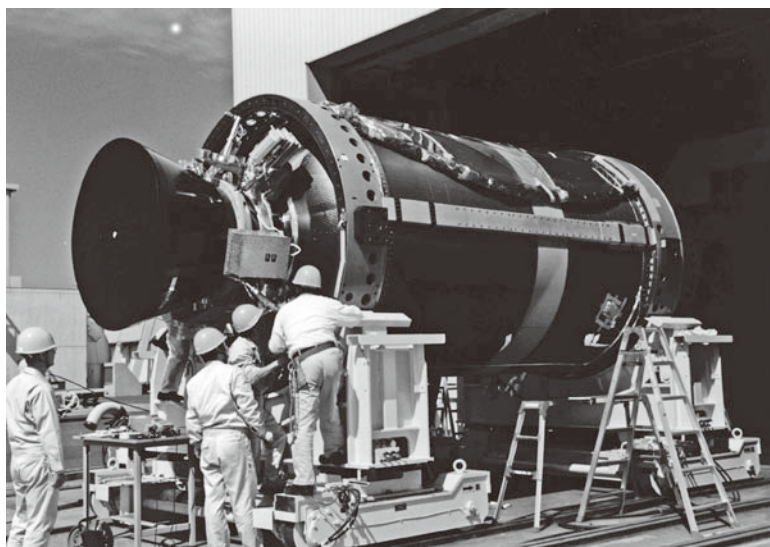


図6 地燃を待つM-25モータ

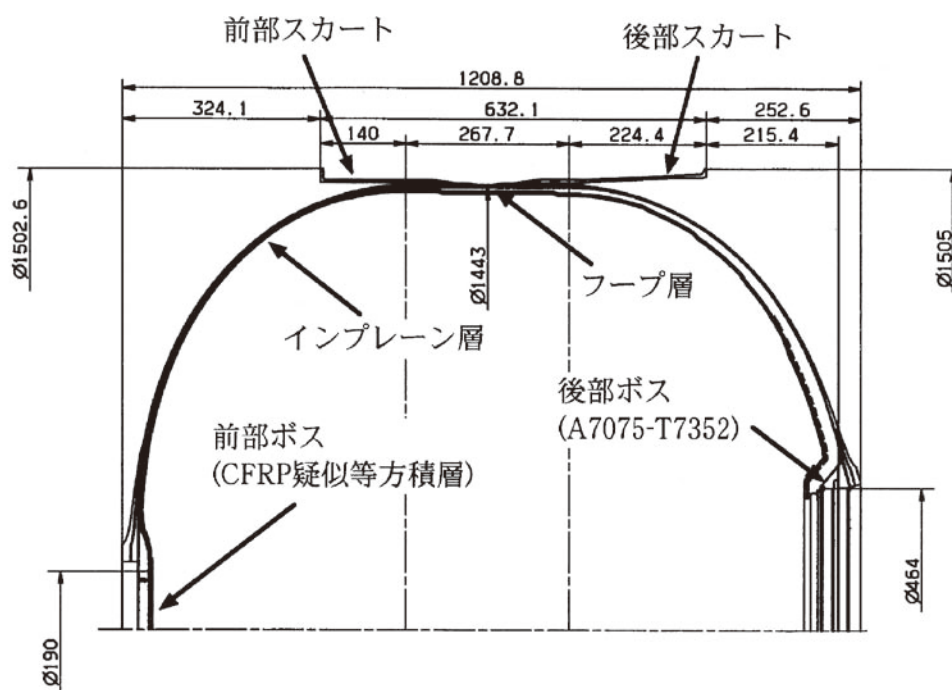


図7 KM-V2モータケース

2.1.4. KM-V2 モーターケース

5号機で使用された第4段キックモータKM-V2のモーターケースは、新規開発であり、図7に示すように、全長1.21m、内径1.44 mで、フィラメントワインディングによるCFRP製である。本モーターケースの設計にあたっては、M-34及び1号機と3号機で使用したKM-V1モーターケースで培った技術に加え、M-25モーターケースの開発に導入した新規技術も採用した。

インプレーン層、UD層、フープ層、ダミーフープ層には、M-25モーターケースで採用した高強度CFRP材IM700/Q153が使用されている。インプレーン層は8層からなり、前・後部ドーム部口元周りには、繊維方向応力の緩和のために、M-25に採用したWaferと呼ばれる局部補強層をインプレーン層内に挟み込んでいる。平行部は、M-25モーターケースと同様にフープ層をUD層で小分けにする方式を当初採用する予定であった。しかしながら、そのために余分なUD層を追加しなければならず、打上能力に対する重量感度が高い本モーターケースの重量増を招いてしまう。これを避けるために、インプレーン層の間にフープ層を小分けにして挿入する手法を新たに採用した。つまり、21層のフープ層の内15層は3層ずつ小分けにされてインプレーン層間の5カ所に挿入されている。残り6層は、インプレーン層のすぐ外側からUD層2層、フープ層3層、UD層1層、フープ層3層の積層構成で、UD層で小分けされている。

ノズルホルダとモーターケースとの結合は、軽量化と簡素化のためにM-25モーターケースと同様にサークリップ方式を採用した。後部ボスは本方式に対応したリング用の溝を持った形状のアルミ合金製である。一方、前部ボスは、本モータが後方着火のため、イグナイタを結合する必要がある。したがって、M-34モーターケースと同様にHTA/Q-132の(0° / ±60°) 繊維方向のCFRPクロス材を使用した積層板である。両方のボスとも、応力集中によるインプレーン層の層間割れを防ぐためにボスとインプレーン層との結合面にはゴム (EPDM-E、一部、アラミド/EPDM) を挟んでいる。

前後スカートはM-34モーターケースと同様にHTA/Q-132のCFRPクロス材を使用して成型されている。後部スカートは3/4段接手を含めた軽量化を考慮して、3.43°のテーパ角を持つ円錐台に設計されている。本号機の前部スカートには、電子機器が搭載板を介して搭載されている。

燃焼時最大圧力は5.2MPaで、これに接手などからの外荷重を合わせたものが使用制限荷重である。現時点ではCFRP製品の信頼性が金属製品に比べて確保しにくいことを考慮して、使用制限荷重の1.2倍を設計制限荷重としてある。諸元を表1に示す。性能指標は、同じCFRP製のキックモーターケースであるKM-V1の $9.4 \times 10^4 \text{m}^2/\text{s}^2$ に比べて $11.7 \times 10^4 \text{m}^2/\text{s}^2$ へと向上する。

2.2. 段間接手

2.2.1. 1/2段接手

1/2段接手は、低コストと簡素化による信頼性の向上を図るために、5号機から設計変更された。従来の1/2段接手は、開傘型であり、分離接手は円周方向に3分割された開傘パネルの上下2カ所に備えられていた。一方、新1/2段接手は、図8に示すように、1段側構造物と2段側構造物の両方ともニッケル・クロム・モリブデン鋼製のラティス円筒であり、これらを1カ所の分離接手を介して結合する非開傘型接手である。1段側のラティス構造は従来と同程度の空隙率77%を確保しており、ファイア・イン・ザ・ホール点火された第2段ロケットの噴射ガスが無理なく通過できる構造となっている。2段側構造物もラティス構造であるが、荷重条件が1段側構造物より緩やかなため、ラティスの肉厚や幅を1段側構造物より小さくして軽量化を図っている。また、2カ所に2段ノズル周りTVC機器用のアクセスドアが開けてある。従来号機においてSMSJ4機は2段ノズル周りに搭載されていたが、本号機からカウリングに収納されて外表面に90°おきに配置されている。それ以外の外表面は、飛翔中の気流が2段ノズル周りに流れ込まないように、厚さ1.8mmの遮熱板で覆われている。構体を許容温度の上限100℃以下に保つために、遮熱板には厚さ1.0mmのコルクが貼られており、更に、SMSJのプルームがあたる

部分にはCFRP製の熱防護材が配置されている。本接手の諸元を、表3に示す。

1段側構造物と2段側構造物とはFLSC (Flexible Linear Shaped Charge, V型成型被爆線)を周状に配した分離接手 (FLSC接手)を介して結合されている。この分離接手は、図9に示すように、従来号機の後部FLSC接手と同じ仕様になっている。FLSCは、アルミのシースで被覆した線状の火薬であり、ノイマン効果により爆発力を集中させるためにV字状の溝を持った断面形状になっている。FLSCは適切なスタンドオフを保つようにテフロンサポート内に挿入されている。更に、その周囲は厚さ4.0mmのコルクを貼ったカバーで覆われており、よって、FLSCは飛翔中の空気力から保護され、許容温度の上限80℃以下に保たれる。カバーの下端はリングに機械的に結合されておらず、充填材を用いて隙間を埋める。FLSCは1段側構造物に設けられたRSAD付き点火器により、CDF (Confined Detonating Fuse: 密閉型導爆線)を介して同時に両端から点火される。

本FLSC接手は、図9に示すように、1段側構造と2段側構造とを結合する3枚の1/3周帯状パネルと、そのパネルを切断するためのFLSCで構成されている。帯状パネルは分離前まで圧縮力と引張力の両方を伝達する設計になっている。火災防止リングは、帯状パネルを切断したFLSCの高速ガス流が内側に吹き込むことを防ぎ、ノズル等の接手内部の機器を保護すると共に、パネル切断後から第2段モータの推力が立ち上がるまで、この分離接手部に負荷される圧縮力を伝達する役目とする。

FLSCは冗長のために両端から起爆する設計であるが、FLSCが構体に1周巻き付けられており、2つの起爆部は同じ起爆ブロックに収納されている。本接手の開発時において、同様の分離接手を有する別ロケットにおいて、FLSCの片端起爆試験を実施したところ、起爆時の衝撃で、同一ブロック内に収納された他端の非起爆側まで損傷することが発生した。したがって、同様な現象が本FLSC接手でも生じることが予測されたため、起爆ブロックを従来のアルミ合金製からクロム・モリブデン鋼製に変更すると共に、FLSC起爆部の締結数も増加させる補強を行った。また、FLSC長さの公差を変更して、起爆ブロック内のFLSCのオーバーラップ長を短くすることも実施した。

本接手の分離試験は、フルサイズの分離試験を内之浦のM台地で整備塔から供試体を吊り下げて実施した。本試験は分離性能の確認だけでなく、2段側構造物の外面に搭載されたSMSJの分離衝撃環境の計測、及び、飛散するFLSCの保護カバーとSMSJのカウリングとの衝突の影響の調査を行った。図10にその分離試験の様子を比較のために旧接手の分離試験の様子と並べて示す。

2.2.2. 2/3段接手

2/3段接手は、図11に示すように、3段側構造、円錐台部、円筒部、及び、図には示されていないが、円筒部上端とノーズフェアリングとを結合するノーズフェアリング取付リングで構成されている。これらは、全てアルミ合金製である。5号機から変更されたCFRP製のM-25モータケースはドーム部が従来の高張力鋼製のM-24モータケースに比べて扁平である。そのため、3段ノズルとM-25前部ドームとの間隔を従来号機並に確保するために必要な接手長さは従来より小さくなる。したがって、2/3段接手は、軽量化のために、5号機から従来の円筒部の第1リングと第2リング間387.5mmを省略する短縮化がなされている。

円筒部は、内部に4本のリング、外部に24本の縦通材を配した補強円筒殻であり、円錐台部は、内部にのみ24本の縦通材を配した補強円錐台殻である。短縮化以外には素材や寸法等は旧接手と全く同じである。本接手の諸元を旧接手と比較して、表3に示す。分離機構も旧接手と同一のマルマンクランプ方式である。この分離機構の諸元を表4に示す。

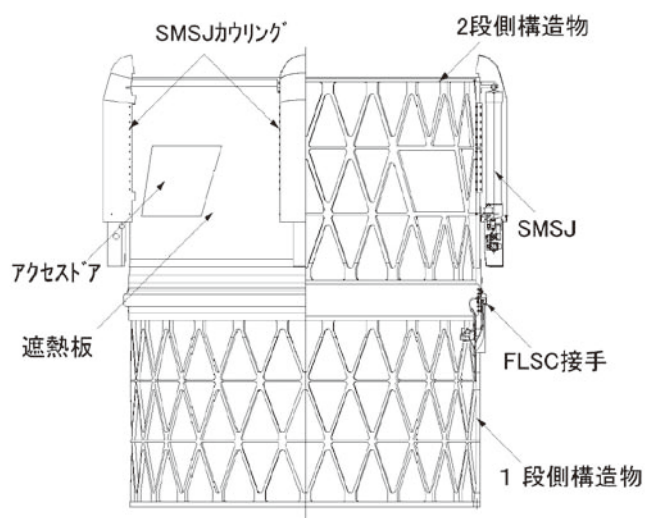


図8 新1/2段接手（5号機以降）

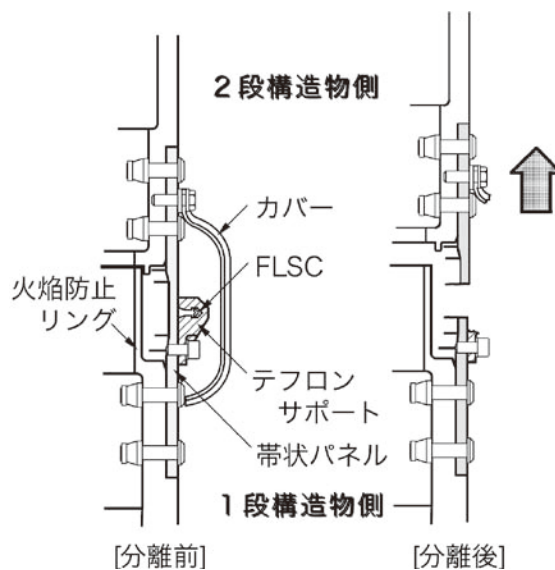
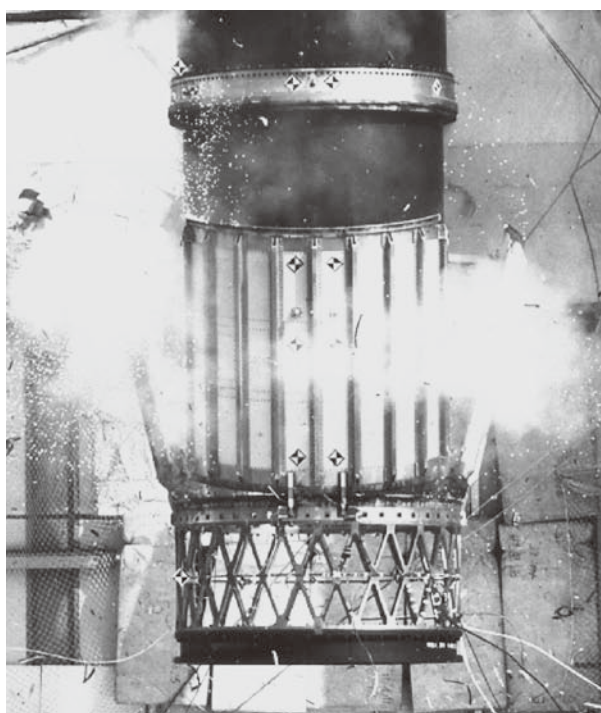


図9 FLSC接手



a) 旧1/2段接手



b) 新1/2段接手

図10 1/2段接手の分離試験の様子

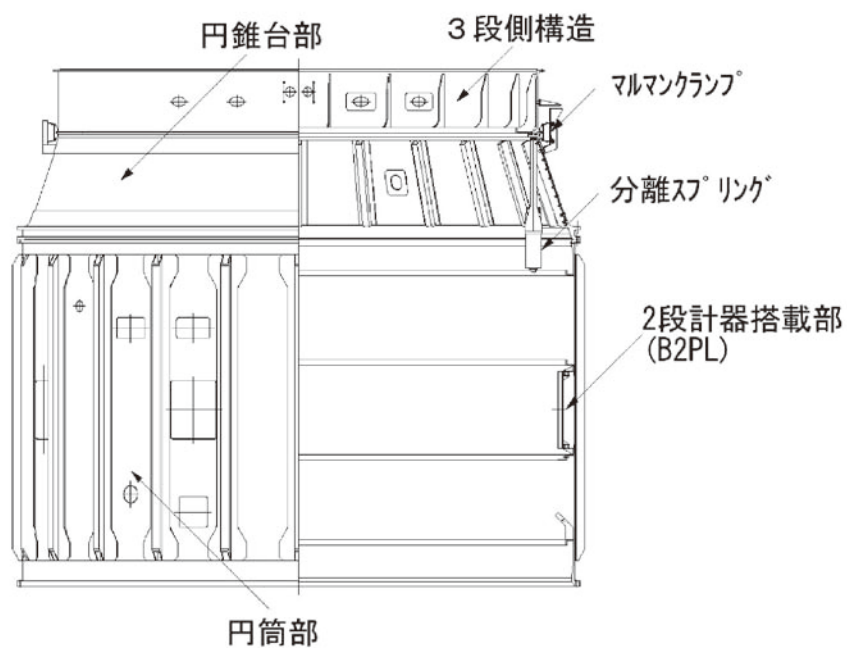


図 11 新 2/3 段接手 (5 号機以降)

表 3 新・旧段間接手の諸元

段間	新 1/2 段	旧 1/2 段	新 2/3 段	旧 2/3 段
全長 L (m)	3.13	3.84	2.35	2.74
直径 D (m)	2.5	2.5	2.5	2.5
質量 M (kg)	1835	1762	777	904
構造様式	L ²⁾ +L	S ³⁾ +L	S	S
材料	Steel	Steel+Al	Al	Al
開傘/非開傘	非開傘	開傘	非開傘	非開傘
等価軸圧縮力 ¹⁾ F (kN)	703	703	344	344
性能指標 $FL/M(\times 10^4 \text{m}^2/\text{s}^2)$	1.18	1.50	1.02	1.02

註 1) 使用制限荷重 2) L : ラティス円筒 3) S : 補強円筒(円錐台)殻

表4 2/3段接手及び各上段接手の分離機構諸元

	2/3 段	#5_3/4 段	#5_衛星	#6_衛星	#8_衛星	#7_衛星
分離方式	マルマンクランプ	マルマンクランプ	マルマンクランプ	マルマンクランプ	マルマンクランプ	マルマンクランプ
分離部直径 (mm)	2204	1505	900	1262	1220	960
セパレーションナット D	M20 単×2	M16 単×2	M12 単×2	M16 単×2	M16 単×2	M16 単×2
バンド張力 (kN)	74.1	30.8	21.8	45.3	38.4	43.3
分離スプリング本数	24	18	14	18	8	6
スプリング力 (kN/1 本)	6.60	2.15	1.11	2.26	1.10	1.11
全スプリング力 (kN)	158.8	38.7	15.5	40.8	8.78	6.66
ストローク (mm)	200	128	97	100	80	101
分離速度 (m/s)	2.5	2.2	2.65	2.0	1.0	1.0
バンドキャッチャ数	20	14	12	14	14	12
コマ離脱機構 ²⁾	PL	PL	PL	PL	PL	PL
コマ離脱機構数	20	10	8	10	10	12

注 1) 単 : Single 2) PL : 引き込みアーム方式

2.2.3. 上段接手

M-V ロケットは3段式であるが、オプションとしてキックモータを装備することが可能である。3段式の場合の衛星とB3PLを結合する接手、及び、4段式以上の場合にキックモータと衛星を結合する接手を衛星接手と呼ぶ。また、4段式以上の場合、B3PLとキックモータを結合する接手を3/4段接手と呼ぶ。また、これらを総称して、上段接手と呼ぶ。

5号機が4段式であったため、3/4段接手と衛星接手を開発したが、6号機以降は全て3段式であったため、衛星接手のみの開発になっている。これらは、打上能力向上の目的で軽量化するために、全てCFRP製のスキンストリング構造になっている。スキンストリング構造は、薄いスキンと柱となるストリングとで構成されており、圧縮座屈強度を向上させるために必要に応じて中間リングを追加する。一般的には、上段側からインタフェース面に流れる荷重は均等な場合が多く、上段接手も周方向に様な構造が多い。ただし、5号機では、MUSES-Cの衛星構体特性によって、接手上端ではインタフェースの円周上の4点（60°、120°、240°、300°）に衛星からの荷重が集中する。その集中率は、平均荷重に対して最大2.2倍にもなる。一方、接手下端に結合されるKM-V2モータケースの前部スカートとのインタフェースでは、この集中荷重を前部スカートの許容値以下に分散する必要がある。そのため、図13に示すように、集中荷重が入る各点の位相が2つのストリング間の中央にくるようにストリングを配した。荷重集中点を挟むこれらのメインストリング（4点×2本の計8本）には比較的大きな荷重が流れるため、荷重集中を考慮して断面積を増加させる設計を行い、それ以外のサブストリング（計4本）は荷重集中を考慮しない設計を行った。また、7号機と8号機の衛星接手は強度標定ではなく、ランチングオフ時に衛星に加わる横加速度を低減するために、剛性標定で設計を行った。上段接手の例を図12、13に、各上段接手の諸元を表5に示す。

5号機以降の上段接手の分離機構は、すべてマルマンクランプ方式である。バンドは180度分ずつ2分割になっており、その2箇所の結合部にはセパレーションナットが1個ずつ使用されている。分離後のコマの保持方式としては、2/3段接手と同じ引き込みアーム方式と、コマを接手上端の補強リング上の押し出しスプリングによって半径方向に押し出し、バンドキャッチャで保持する押し出しスプリング方式がある。5号機以降については、全て引き込みアーム方式である。表4に上段接手分離部の諸元を示す。

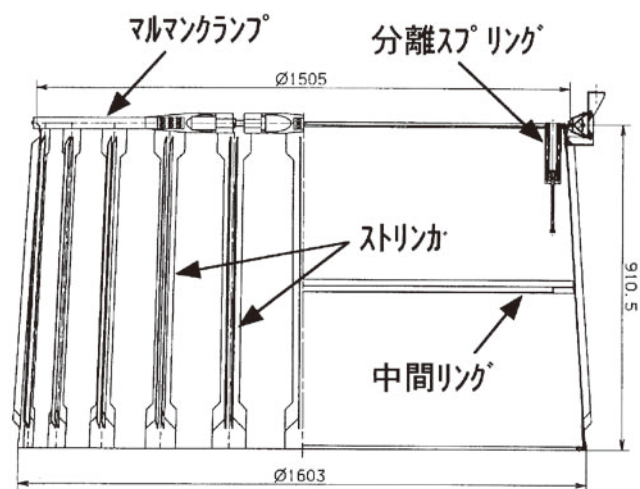


図12 5号機3/4段接手

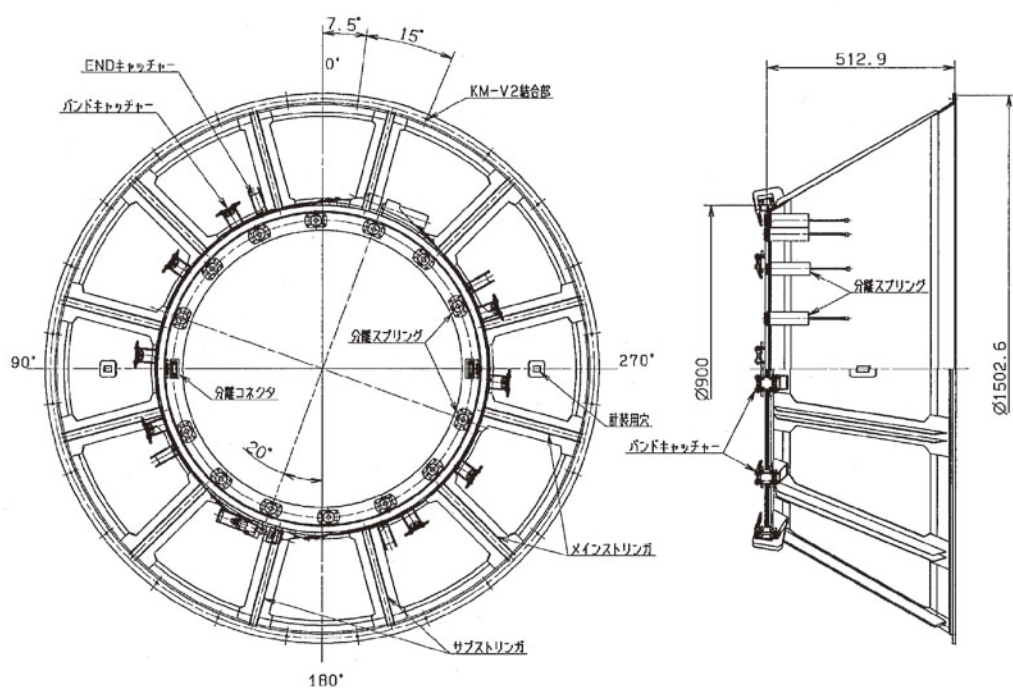


図13 5号機衛星接手

表5 上段接手諸元

段間	#5_3/4 段	#5_衛星	#6_衛星	#8_衛星	#7_衛星
全長 L (m)	0.911	0.513	0.35	0.53	0.60
最大外径 D (m)	1.60	1.51	1.60	1.60	1.60
質量 M (kg)	53.3	38.2	48.1	28.9	34.8
構造様式 ¹⁾	S	S	S	S	S
材料	CFRP	CFRP	CFRP	CFRP	CFRP
等価軸圧縮力 ²⁾ F (kN)	600.0	149.9	576.2	355.7	525.3
性能指標 $FL/M(\times 10^4 \text{m}^2/\text{s}^2)$	1.03	0.20	0.43	0.65	0.43

註 1) S : スキンストリング構造 2) 使用制限荷重

2.3. ノーズフェアリング

ノーズフェアリング構体は4号機以前と5号機以降では、各号機の衛星用アクセス窓の位置を除けば、全て同じ設計である。一方、分離開頭機構については、図14に示すように、基本的な機構は4号機以前と同一であるが、分離機構の火薬の薬量の変更が行われた。従来号機では、正常に分離機構が機能するMDFの薬量範囲は、本分離機構の信頼性確保の観点から、温度範囲 0 ～ 80℃でノミナル薬量の－25%から＋15%の範囲以上と設定した。分離してもESMDCが破裂した場合は衛星が汚染されるので正常に機能したことにはならない。本接手の開発にあたって、作動薬量範囲を広げるために試験を繰り返して各種パラメタの最適化を行った。最終的に、試験で確認された本機構のMDFの作動薬量範囲は0 ～ 80℃で15.6gr/ft (－26%) ～ 24.3gr/ft (＋16%) である。この開発時の試験結果に基づき、従来号機のMDFの薬量は $21.0 \pm 1.0 \text{gr/ft}$ に規定されていた。これに対し、同様の機構において、テフロンサポートの両端を拘束した状態で低温にして発火させると分離能力が低下する現象が報告され、5号機用のロット確認試験においても、この現象が確認された。そのため、薬量範囲の追加確認試験を行い、5号機以後の薬量規定を $23.1 \pm 1.0 \text{gr/ft}$ に変更した。

2.4. ランチングフック

ランチングフックは、4号機以前と同一設計である。

2.5. B3PL (第3段計器搭載部)

B3PLはM-34モータと上段接手との間に位置し、図15に示すように、円錐台殻、機器搭載板及び周辺の支柱よりなる。構体重量は 97 kg である。号機によって搭載される機器の取付インタフェースや位置が変更されるため、それに応じて、機器搭載板のブッシュの配置が変更されることを除けば、4号機以前と基本的には設計変更はされていない。ただし、7号機において、打上げ時にB3PL内部の空気が衛星構体内を排気パスとしてフェアリング内に排出することを避けるために、円錐台殻のパネルに排気用の窓を設けた。また、6号機以降は機器搭載板上に実験用のサブペイロードを搭載するためのインタフェースを設けた。図16に8号機のサブペイロードがB3PLに装着された写真を示す。

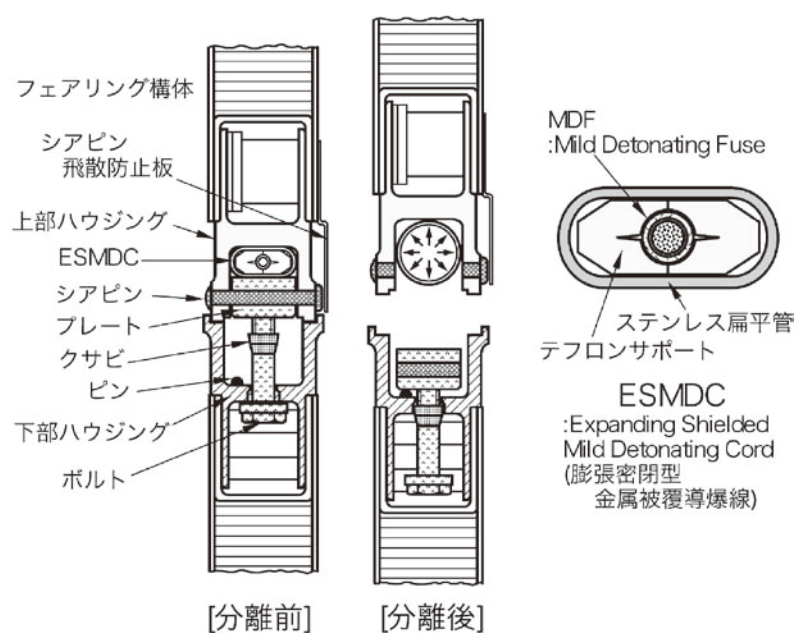


図14 ノーズフェアリング分離機構

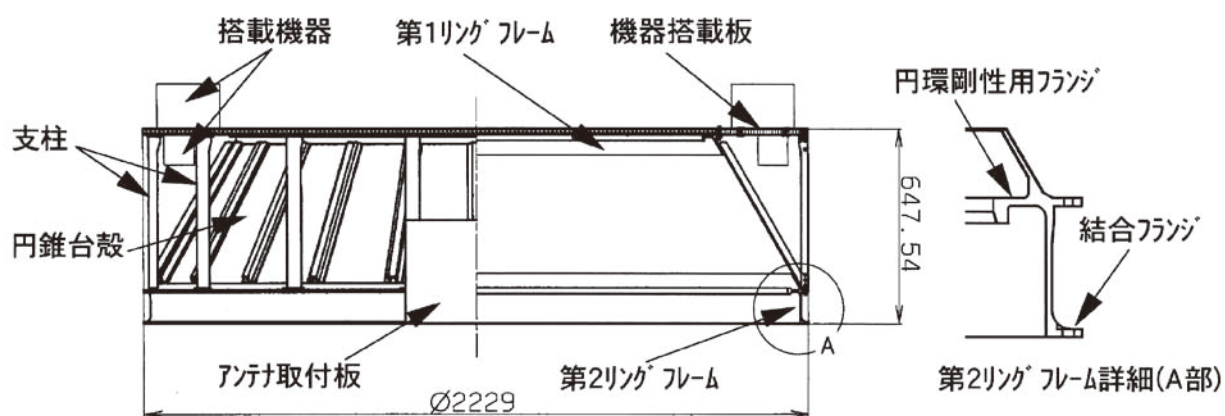


図15 B3PL 概要

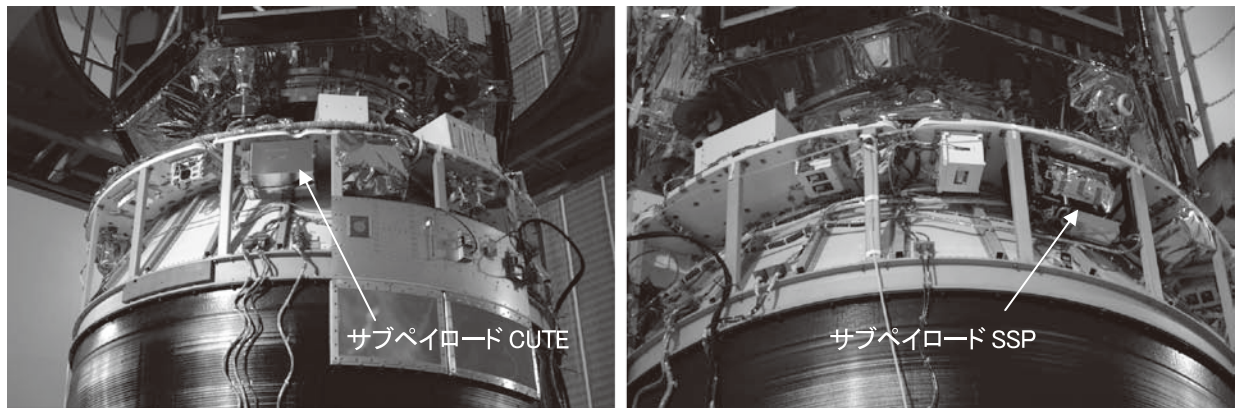


図16 B3PLに搭載されたサブペイロード (M-V-8号機)

2.6. 後部筒

後部筒は、図17に示すように、外板外径 2.61 m、全長 1.8mのアルミ合金製の補強円筒殻で、板厚0.16inch (4.1mm)の外板、16本の縦通材、4本のリングより成る。リングは外板の内側、縦通材は外側に配置し、製造性の向上を図っている。また、外板の厚さ、縦通材及びリングの数は、軽量化を標定とした概略最適化を行って決められている。

4号機以前、SMRCは4本ずつであったが、低コスト化のために、5号機から1本ずつに変更された。これに伴い、カウリングは2/3段接手円筒部外部に取り付けられているB2SMRC用のカウリングを採用した。したがって、カウリングやマウントの取付インタフェースも本変更に適合するようにインタフェースプレートの追加等、若干変更されている。これにより、SMRC用カウリングを含む後部筒の構体重量は4号機以前の797kgから644 kgに軽くなっている。

後部筒は飛行環境下で予想される最大温度においても強度余裕があるため、コルク等の熱対策は行われていない。ただし、縦通材の一部にはSMRCのブルームから熱的に保護するためにCFRP板及びコルクを貼り付けている。その範囲は、SMRCの本数の減少に伴い、カウリングが小さくなったこととブルーム吹き出し口が主構体に近づいたことにより、4号機以前より広がっている。

2.7. ケーブルダクト

飛行中の熱等の外部環境からワイヤハーネスを保護するために、M-14モータケース円筒部上にはB1ケーブルダクトが、M-25モータケース円筒部上にはB2ケーブルダクトが設けられている。B1ケーブルダクトはランチャ90°と270°位置に、B2ケーブルダクトはランチャ127.5°と307.5°位置に配置されている。

高張力鋼製のM-24モータケースからCFRP製のM-25モータケースへの変更に伴い、モータケースの内圧による径方向の変位が大きいため、1段に適用しているバンド方式の適用が困難であること、簡素化による組立作業性向上と工数削減が図れること、の2点から、B2ケーブルダクトには図18に示すウレタン樹脂製の接着型ケーブルダクトが採用された。本ケーブルダクトの重量は50kgである。

ウレタン樹脂の材質は、成型性、耐久性、防水性の面から高密度の表面層と低密度のコア層からなるインテグラルスキンドフォームとする。本材質で製作されたウレタンベースは、図18に示すように、装着されるワイヤハーネスに合わせた凹凸形状に成型されており、両側には本ウレタンベースを覆うアルミ合金製カバーを止めるためのボルト用ブッシュを兼ねたアルミ合金製補強材が埋め込まれている。ウレタンベースはモータケースと接着剤で接着されている。本接着部を含めてケーブルダクトの温度が80℃を越さないようにカバー表面には厚さ2.0mmのコルクが貼られている。先端のノーズキャップ及び後端のエンドキャップにはウレタンベースは無く、カバーのみで、それぞれ段間接手に直接あるいはブラケットを介して結合されている。



モータケースの前後スカート部が円筒部に接続される部分は燃焼時の内圧によって短い距離で径方向の変位に差が10mm程度発生するため、ウレタンベースがこの区間を跨ぐと接着剥離が生じる恐れがある。したがって、ウレタンベースは前後スカート接続部を含まない円筒部のみに施工する。前後スカート上では、ケーブルダクトは、ブラケットを介してスカートに接合されたカバーのみになる。この部分のカバーは、円筒部のケーブルダクトのカバーとの接続部、及び、ノーズキャップまたはエンドキャップとの接続部において径方向に大きな段差を生じるため、カバー同士を直接ボルトで結合するのではなく、フッ素ゴムシートを介して結合し、この段差を吸収する設計になっている。また、このカバーとスカートとの間にも隙間が生じるため、カバーの端に厚さ0.3mmのアルミ板をフィレット状に取り付けて、モータケースの変形でカバーが浮き上がってもその隙間をこのアルミ板がふさぐ設計になっている。

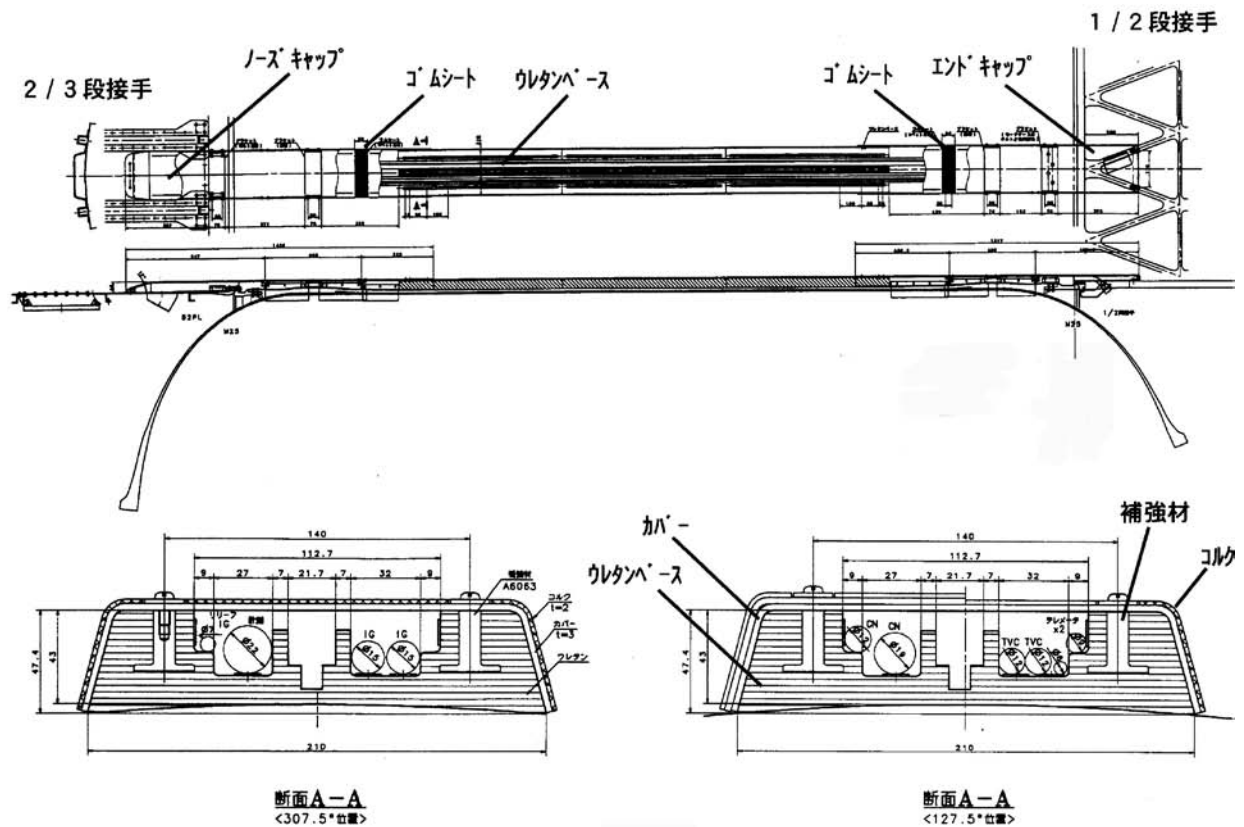


図18 B2ケーブルダクト

3. 機械環境

3.1. はじめに

5号機以降の機械環境は、基本的には4号機までのものと有意な差は見られない。以下に、5号機以降で特筆すべき事項について記載する。

3.2. 第2段M-25モータ着火衝撃

前述のように5号機から、第2段モータケースは、高性能化と低コスト化の目的で、従来の金属製からCFRP製になり、機軸方向の剛性が低下するとともに最大燃焼圧力も2倍になった。そのため、点火後、本モータケースの内圧上昇に伴う機軸方向への伸び量が従来号機より増加し、これに起因して発生する縦衝撃が大きくなる可

能性が、開発時に指摘された。これに対して、着火立ち上がり特性等を適切に設計することで対処した。

その効果を確認するために、従来の金属製モータケースの4号機と新しいCFRP製モータケースの5号機で1/2段分離時から2段着火時までのB3PL部とB2PL部の機軸方向加速度を1度メモリして、後に繰り返し地上に送信する方式を採用した。その加速度の時刻歴をそれぞれ図19に示す。図中の加速度時刻歴は、1/2段分離接手のFLSCの作動開始時刻を横軸の0secにしてある。時刻0sec直後の衝撃加速度はFLSCの作動により、接手が切断されたことによるものであり、その後、約0.15secで第2段点火による衝撃と内圧上昇に伴う機軸方向の加速度増加が観測されている。5号機の計測データは、4号機と比較して、推力上昇に伴う5号機の機軸加速度の立ち上がりは緩やかであることを除けば、ほぼ同じような傾向を示している。

これらの加速度時刻歴のSRSを図20に示す。20～30Hzと予測されていた第2段点火時の機体全体の機軸方向最低次振動モードについて、4号機ではその辺りにSRSの小さなピークが見られるが、5号機では全く現れていない。また、 $10.6\text{G} \times 10\text{msec}$ の正弦半波の規定値に対しても十分に低い。したがって、縦衝撃を考慮した新しいM-25モータの設計が妥当であることが確認された。

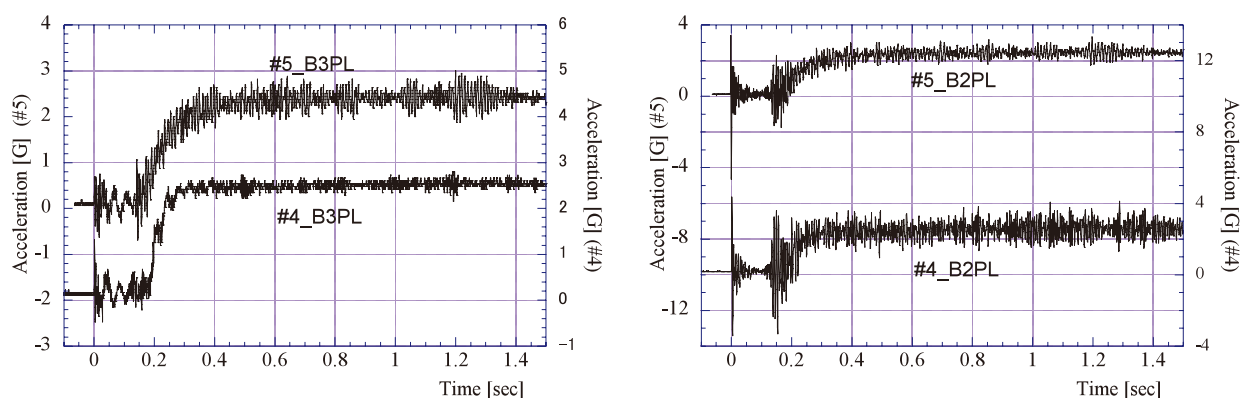


図19 第2段モータ着火時の加速度時刻歴

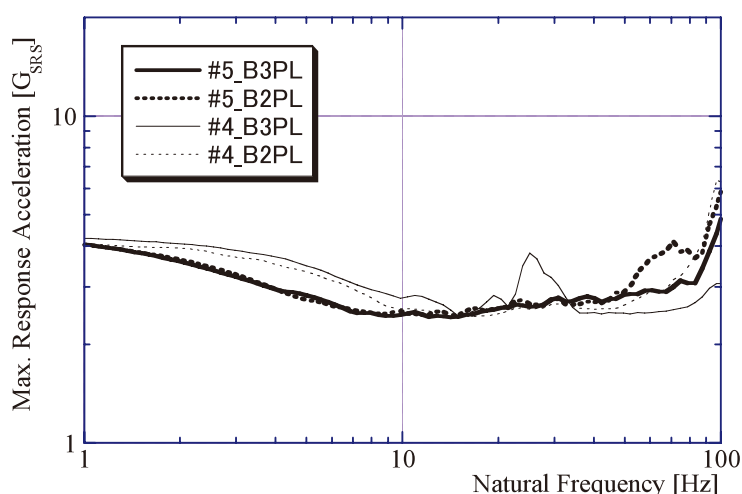


図20 第2段モータ着火時加速度SRS

M-V ロケットの推進系

堀恵一*, 嶋田徹**, 徳留真一郎*, 羽生宏人*

1. はじめに

M-V ロケットの推進系は5号機以降、第1段 (B1) M-14, 第2段 (B2) M-25, 第3段 (B3) M-34b, オプションの第4段 (KM) により構成された。KMを除く全段に推力方向制御 (TVC) 装置と非常破壊 (SO) 装置が装備され、B3とKMには、伸展コーン式伸展ノズルと投棄式後方着火点火モータが採用されて飛翔実験における周囲への安全確保と推進性能の向上が図られた。

補助推進系として、B1可動ノズル推力方向制御 (MNTVC) のターボポンプ駆動用固体ガスジェネレータ (SPGG), B1・B2推力飛翔中のロール制御用固体モータ (SMRC), B2燃焼終了後の3軸制御用固体モータサイドジェット (SMSJ) およびB3燃焼終了後スピンモータ (SM) の各固体モータ/ガスジェネレータが装備された。

5号機からB2, KMに高性能の新規開発モータが採用されたこと、そして4号機事故後に検討された対策として、B1, B3モータのノズルスロート・インサート材が従前の高密度グラファイト材から熱構造強度特性に優れた3D-C/C材に変更されている点が4号機までと5号機以降との大きな相違点である。

2. 主推進系

2.1. 各段モータの諸元と特徴

各段モータの性能・重量諸元を表1に示す。燃焼特性は、M-V-5号機の各段モータに充填された推進薬の燃焼速度実測値 (検定燃速) に対応した数値で代表させた。各段モータの概要図を図1-1～4に、真空推力・モータ内圧予測曲線を図2-1～4に示す。B1, B3の両モータについては、ノズルスロート・インサート材および燃焼後ノズルスロート部材脱落防止設計を除く基本仕様は4号機と同一である。B3モータには、熱間等方圧加圧 (HIP) 法により5サイクルの加圧焼成 (HIP5回) 過程を経て製造された直交織3次元カーボン/カーボン複合材 (3D-C/C材) が採用された。またB1モータのスロート・インサート材には、HIP法によらず、常圧炭化法によって焼成された軸対称織3D-C/C材が採用された。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

** Office of Space Flight and Operation / JAXA M-V Project Team

表1 M-V各段モータ主要性能・重量諸元

			第1段	第2段	第3段	キック・ステージ
モータ名称			M-14	M-25	M-34b	KM-V2
寸法諸元	全長（収納時/伸展時）（m）		13.73	6.83	3.61/4.29	1.57/1.97
	最大径/代表径（mm φ）		2.61/2.50	2.56/2.50	2.23/2.19	2.18/1.18
	ケース材料		HT-230M, HT-150	CE-FRP, FW	CE-FRP, FW	CE-FRP, FW
	保証内圧（MPa）		5.88	5.88	5.88	5.20
	推進薬		BP-204J	BP-208J	BP-205J	BP-205J
	ノズルスロート径（mm φ）		745.0	312.0	190.0	111.7
			初期開口比			
			10.3	31.2	96.0	90.3
燃焼特性 ^{*1}	真空比推力（s）		274	292	301	301.7
	燃焼速度（mm/s）		9.13 （@4.9MPa）	11.49 （@8.8MPa）	7.27 （@4.9MPa）	7.15 （@4.9MPa）
	有効燃焼時間（s）		50.3	62.2	96.8	89.8
	全燃焼時間（s）		96.9	76.2	101.5	93.0
	平均真空推力（kN）		3854	1524	330.7	82.8
	最大真空推力（kN）		3773	1691	377.2	95.5
	平均モータ内圧（MPa）		4.97 ^{*3}	9.84	5.51	4.05
	最大モータ内圧（MPa）		5.06 ^{*4}	11.10	5.70	4.51
質量特性 ^{*2}	推進薬		71.824	30.997	10.769	2.5211
	モータケース		5.666	1.395	0.377	0.0690
	インシュレーション類	（×10 ³ kg）	1.451	0.370	0.125	0.0453
	ノズル		3.331	0.849	0.389	0.0893
	点火器		0.101	0.100	0.019	0.0031
	その他		0.310	0.062	0.010	0.000
	総重量（×10 ³ kg）	P.P 有り	82.68	33.77	11.68	2.728
		点火後	82.65	33.74	11.66	2.725
		P.P 無し	10.83	2.74	0.88	0.204

^{*1} 充填推進薬の線燃焼速度実測値に対応する値

^{*2} TVC/UN 関連およびノズル伸展アクチュエータ（投棄分）を除く実測値

^{*3} 有効総圧 P_{eff}

^{*4} モータ前部内圧 P_{fwd}

B2モータは、高性能化、低コスト化を同時に図る目的で設計されたM-25モータで、軽量化、低コスト化を狙ったフィラメント・ワインディング（FW）製法によるCE-FRP製モータケースの採用とその機械強度特性を活かした高圧燃焼作動が特長である。また、宇宙科学研究本部として初めて熱電池を電力源とした大型電動アクチュエータが組み込まれた可動ノズル推力方向制御（MNTVC）システムおよびHIP5回の軸対称織3D-C/C材も新規開発された。またKMは、KM-V1モータをスケールアップした基本設計仕様のKM-V2モータで、そのノズルスロート・インサートには、高性能化のため燃焼作動時におけるスロート焼損率を極限まで抑制する目的で開発されたHIP9回の高密度直交織3D-C/C材が採用された。

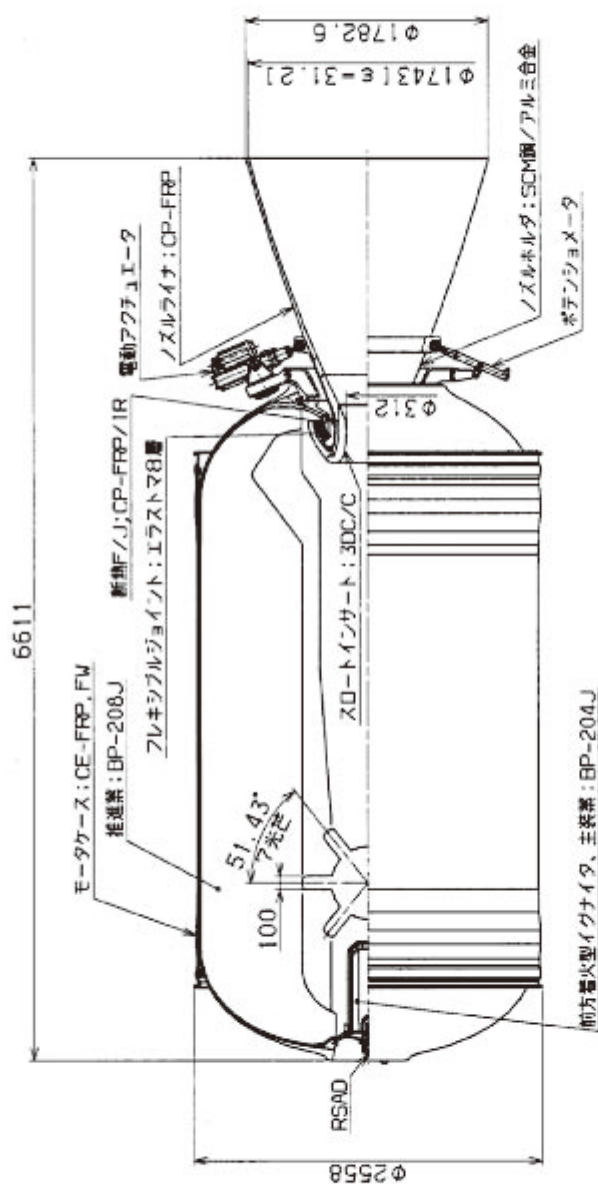


図1-2 第2段M-25モータ概要図

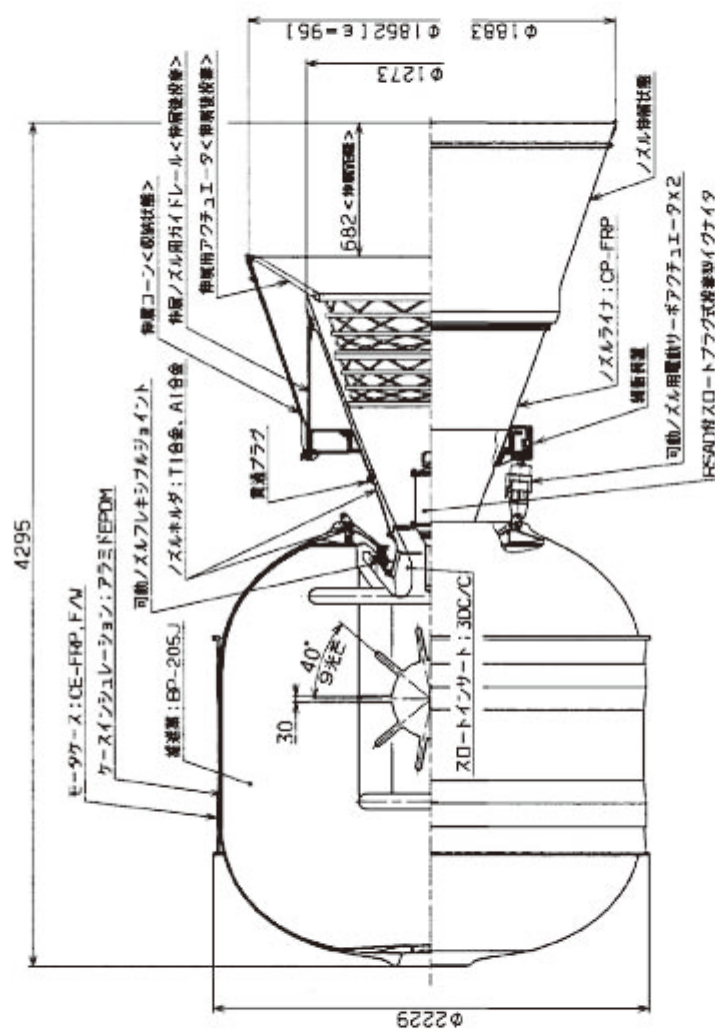


図1-3 第3段M-34b工一々概要図

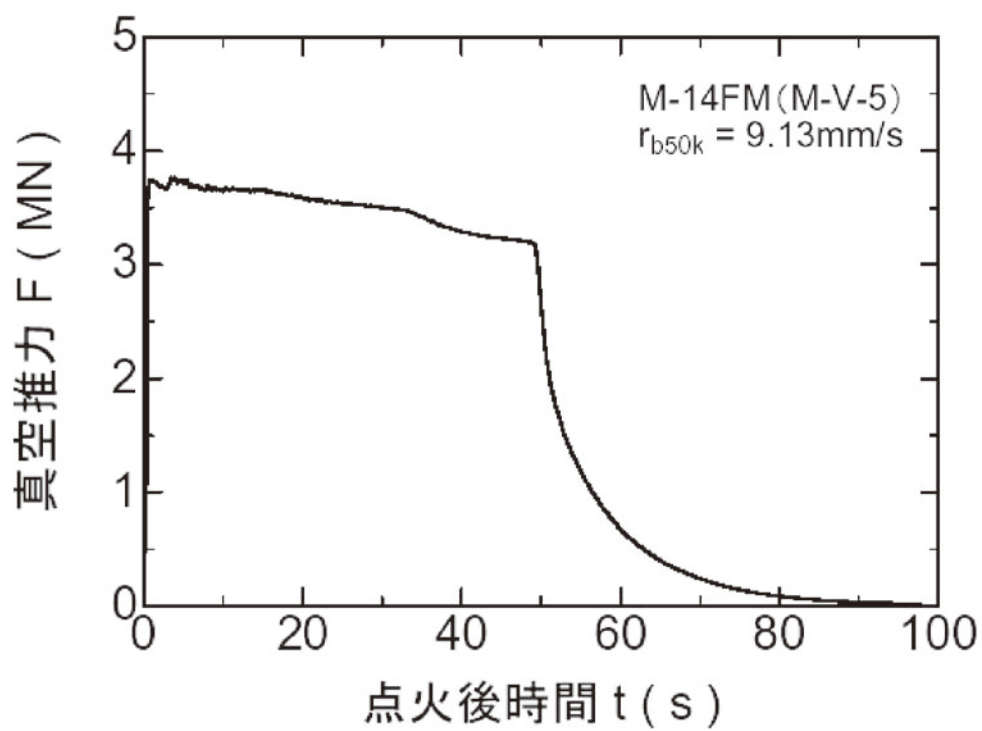
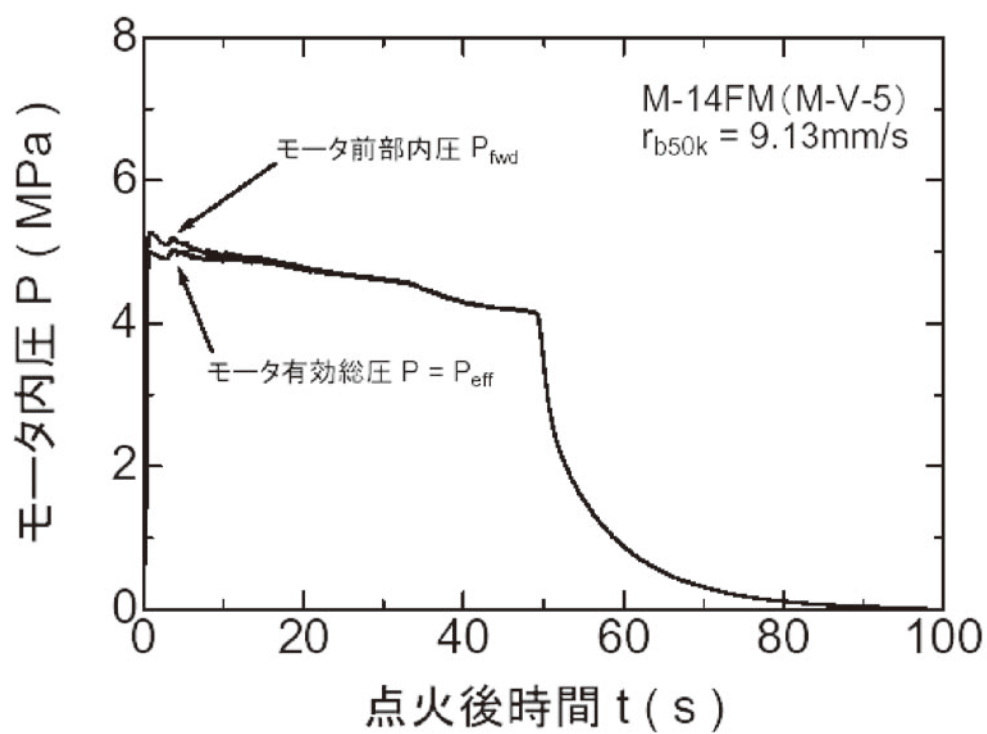


図2-1 M-14 モータ予測内圧・真空推力曲線

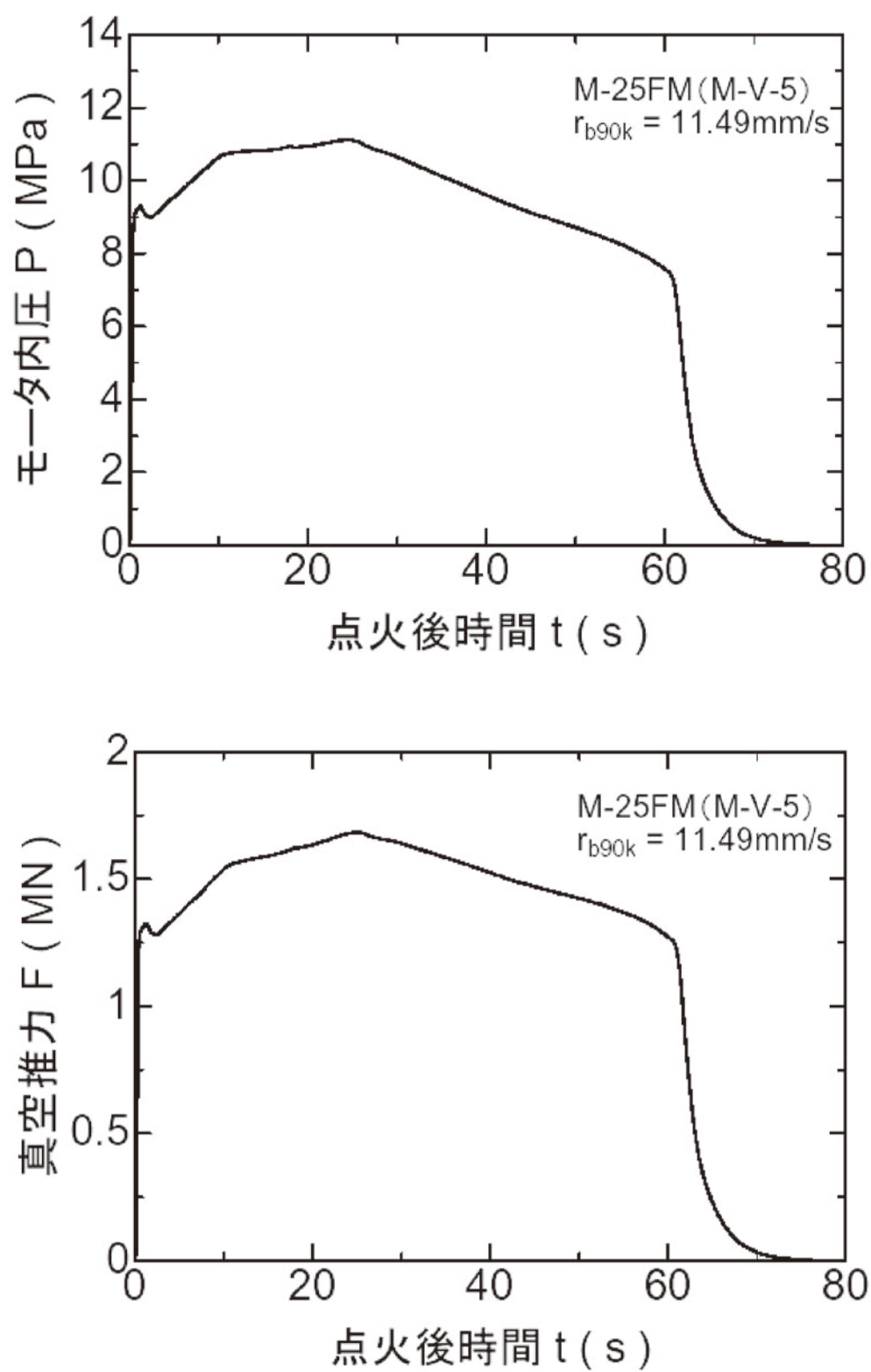


図2-2 M-25 モーター予測内圧・真空推力曲線

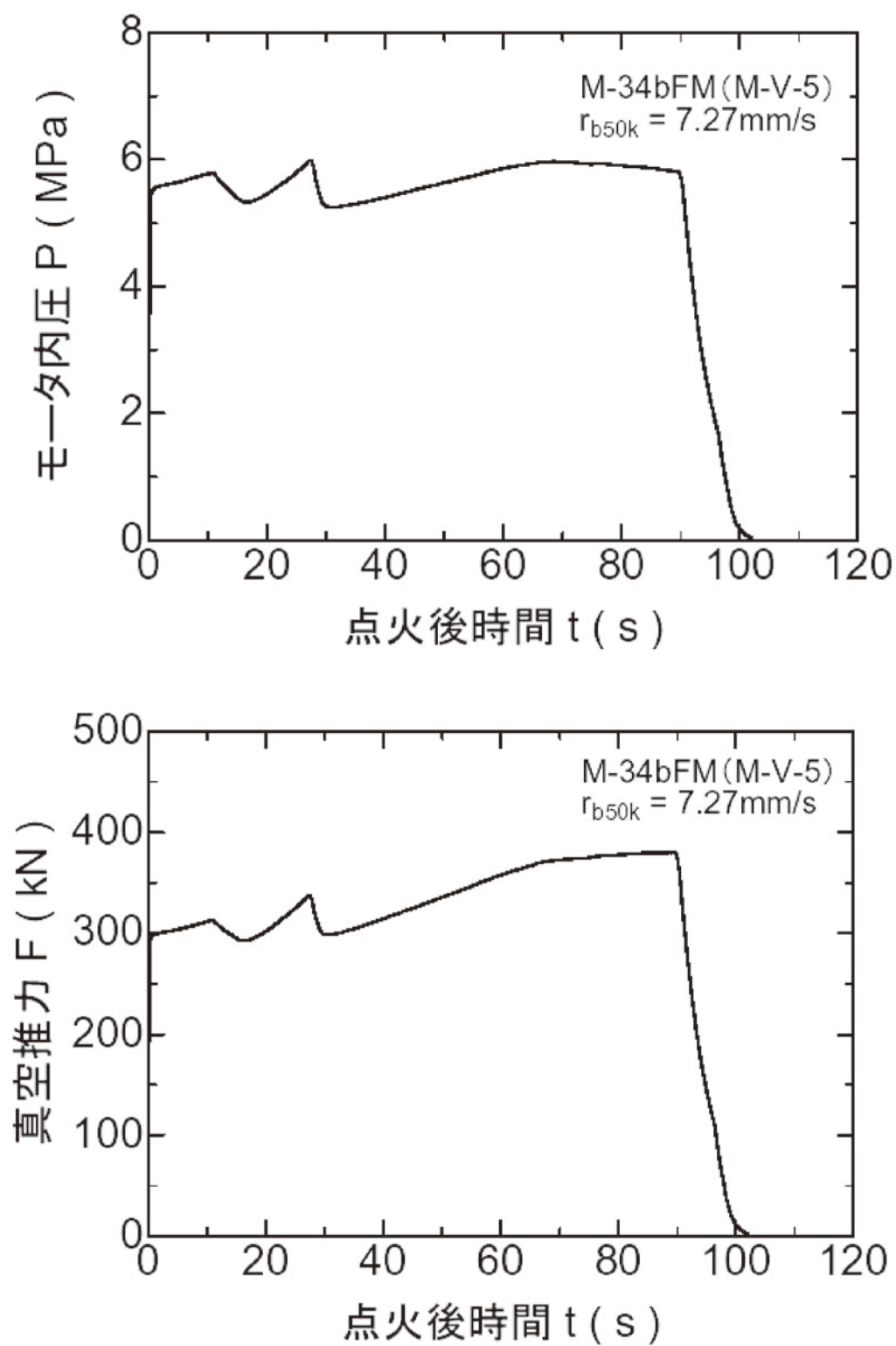


図2-3 M-34b モータ予測内圧・真空推力曲線

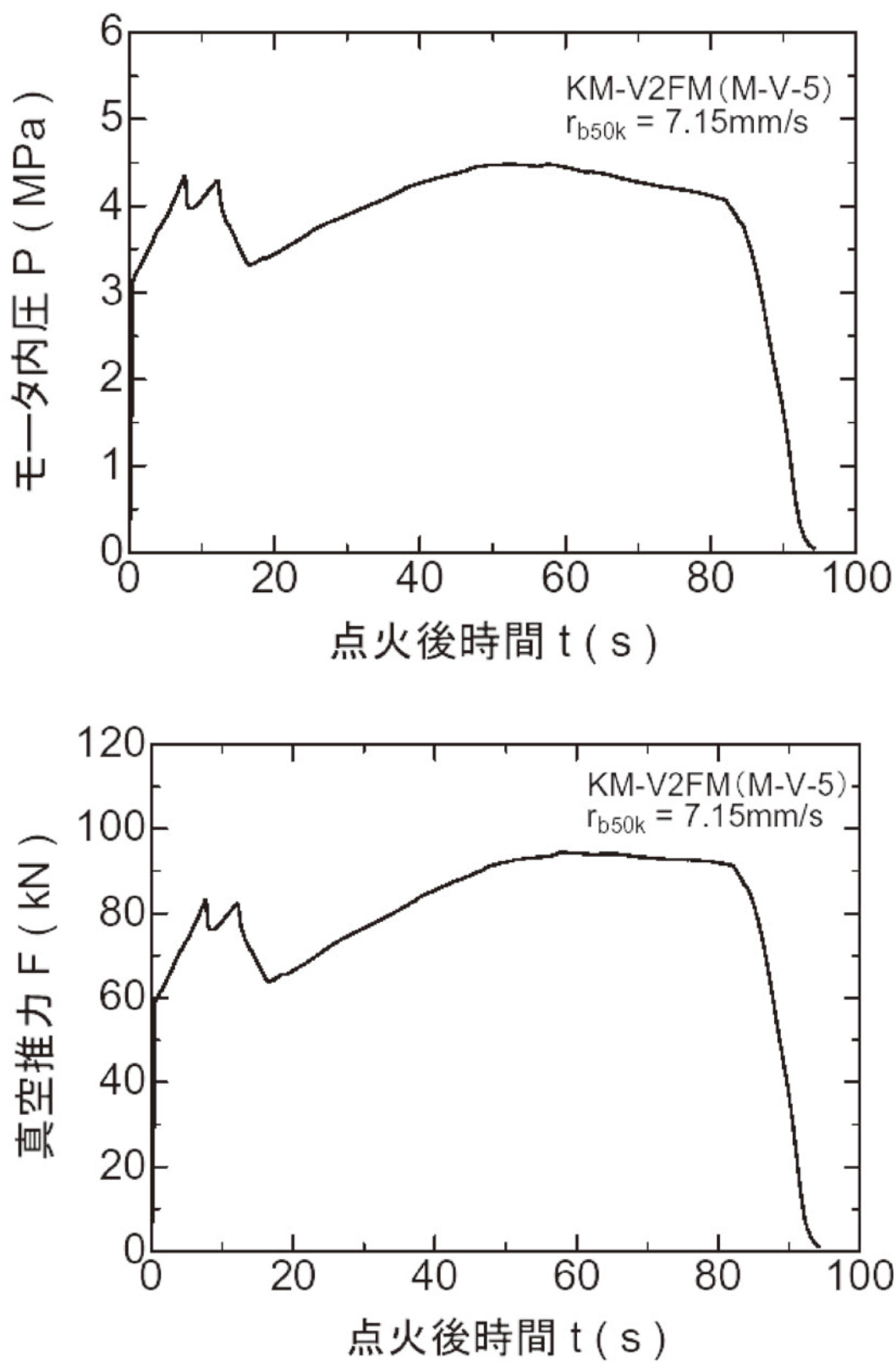


図2-4 KM-V2 モータ予測内圧・真空推力曲線

M-14モータ燃焼曲線の尾部が長く棚引いているのは、意図的にスライバー燃焼期間を延長する7光芒ギア型グレイン形状設計を採用した結果である。それによって、飛翔性能向上のため有効燃焼時間の短縮を図りつつ、点火後75sに実行されるファイア・イン・ザ・ホール（FITH）方式によるB1・B2段間分離の瞬間までB1MNTVCによる姿勢制御が保証された。M-25のグレイン形状設計は、7光芒ギア型での体積充填率の向上とスライバー燃焼期間の短縮が図られた。充填薬量の多いM-14の2セグメントとM-25のグレインは直填低温硬化成型法によって製造されている。フィラメント・ワインディング（FW）製ケースに対応した直填加圧硬化成型法によるM-34bモータの9光芒2ラディアル・スロットおよびKM-V2モータグレインの9光芒3ラディアル・スロット内孔形状は、徹底して高体積充填率と燃焼時間短縮を追求した成果である。

2.2. 推進薬

M-V主推進系に使用される推進薬の基本組成および標準燃焼特性を表2に示す。

B1, B2には高燃速・高Al充填率のBP-204J, BP-208Jを, B3, B4にはAlの燃焼完結性を高めた高Al充填率推進薬BP-205Jを使用した。B2充填推進薬のBP-208Jは, APの品位を変更することにより高压燃焼条件下での燃焼性能をBP-204J並に維持しながら低コスト化が図られた。M-V-1号機搭載のM-34aモータに充填されたBP-205Jには国産の高品位球形Alが使用されていたが, その製造中止に伴い, M-V-3号機以降のM-34bモータにはKM-V1モータに使用されているものと同じ輸入高品位Alが使用された。

表2 M-V主推進系推進薬の基本組成および標準特性

推進薬名称		BP-204J	BP-208J	BP-205J
組 成 (質量%)				
酸化剤	AP (NH ₄ ClO ₄)	68	68	68
燃結剤	HTPB	12	12	12
助燃剤	Al	20	20	20
燃焼触媒	Fe ₂ O ₃	0.3~0.5 (外割)	0.08~0.4 (外割)	—
密 度 (@20°C/50°C)	(g/cm ³)	1.82/1.80	1.82/1.80	1.81/1.80
線燃焼速度特性				
線燃焼速度	(mm/s)	9.2±0.3 (@4.9MPa, 20°C)	11.6±0.3 (@8.8MPa, 20°C)	7.3±0.3 (@4.9MPa, 20°C)
圧力指数	—	0.38	0.42	~0.3
燃焼ガス特性*1				
断熱火炎温度	(K)	3529	3593	3531
平均分子量	(g/mol)	29.66	29.86	2951
平均比熱比	—	1.165	1.163	1.166
適用モータ		M-14 モータ 各段点火モータ	M-25 モータ KM-V2 モータ	M-34b モータ

*1 燃速規格燃焼圧での平衡凍結理論値

2.3. ケースインシュレーション

M-V 各段モータのケースインシュレーションには、M-3S II ロケットまでのアスベスト入りNBRおよび同IR系素材を廃して、アラミド繊維充填EPDM（アラミド/EPDM）系素材の薄板積層方式が適用された。この素材変更は、高性能の追求だけでなく、発癌性物質であるアスベストの使用を廃する積極的意図によるものであった。

2.4. 点火器

各段モータの点火はいずれもモータ型点火器（点火モータ）で実行されたが、下段（B1, B2）には固定型前方着火方式、上段（B3, B4）にはスロート・プラグ式投棄型後方着火方式が採用された。その主装薬は、主推進薬BP-204Jの友材である。

各段点火モータの主要諸元を表3に示す。ここで、M-25には、FIH段間分離に対応して着火遅れを最小限に抑える要請からM-14用器材が共用された。同器材のブースタは規模が大きいため、従来のペレット型を廃して、装薬にBP-204Jの友材を用いるモータ型であった。各段用点火モータの概要図と単体標準内圧曲線を図3-1～3に示す。

KM-V1を除く全段の点火モータに遠隔操作型機械的安全機構(RSAD)が装着された。その概要図を図4に示す。

表3 M-V各段点火モータの主要諸元

適用モータ	M-14, M-25	M-34b	KM-V2
型 式	固定式前方着火型	投棄式後方着火型	←
ケース材料	SCM 鋼+アラミド繊維 充填 EPDM	チタン合金	←
IG ブースタ			
助装薬	TAB4 (1.5g)+NAB-0 (3ヶ)	←	NAB-IG (0.8g)
主装薬	NAB2 (20ヶ)	NAB2 (40ヶ)	NAB1 (16ヶ)
ブーストモータ			
主装薬, グレイン形状	BP-204J, 12 光芒		
薬量 (kg)	0.5	—	—
ノズルスロート径 (mm φ)	17		
点火モータ			
主装薬, グレイン内孔形状	BP-204J, 15 光芒	BP-204J, 13 光芒	BP-204J, 12 光芒
薬量 (kg)	32	4.5	0.39
ノズルスロート径 (mm φ)	86	34	21
点火モータガス流量率 (kg/s)	16	5.5	0.83
主点火モータ予想着火遅れ (ms)	180 (M-14)/69 (M-24)	29	～20
安全装置	RSAD	RSAD	—
総重量 (kg)	86	16	1.5

2.5. ノズル

前述の通り、5号機以降、各段モータのノズルスロート・インサートには、4号機まで使用した国産等方性高密度グラファイトIG-12に替わり、モータ毎の性能要求や寸法に応じて新規開発された4種類の3D-C/C材が採用された。また、M-14モータのノズル開口部ライナには、従前どおりCP（カーボン繊維フェノール樹脂）-FRP

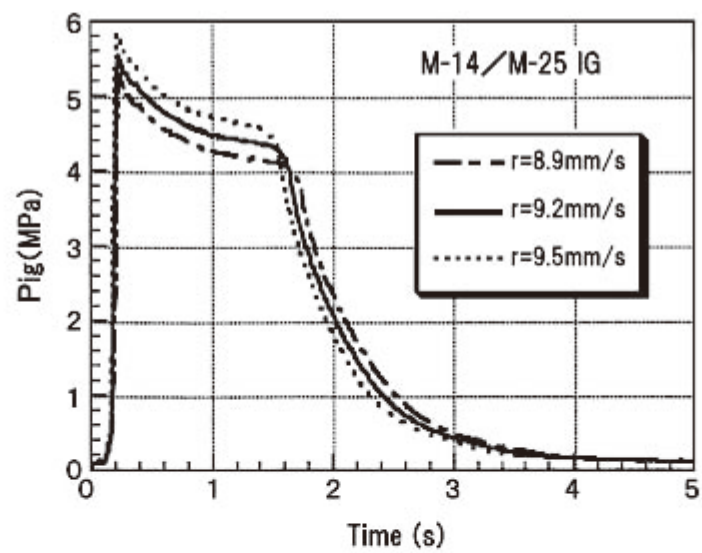
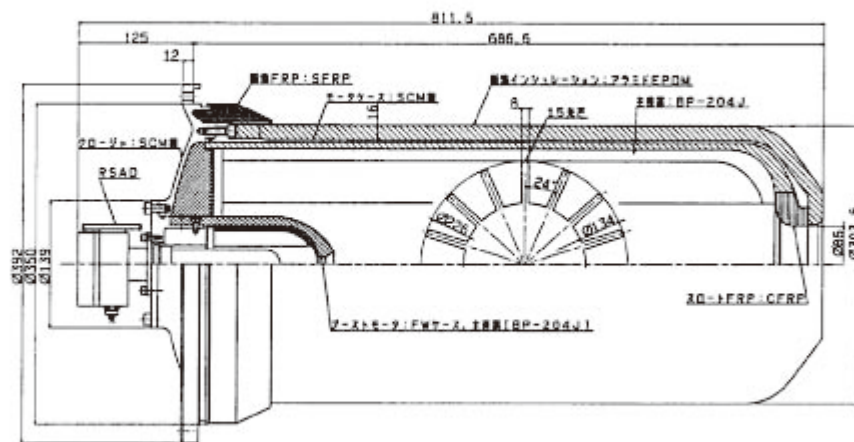


図3-1 M-14, M-25用点火モータの概要図および単体標準内圧曲線

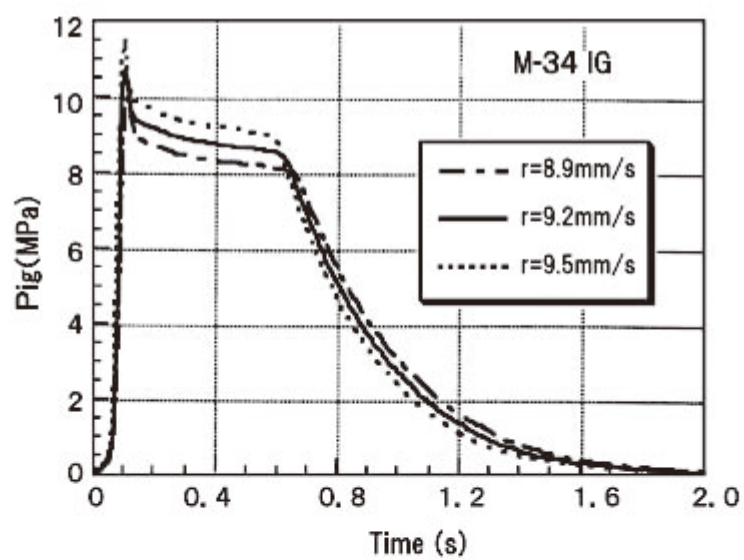


図3-2 M-34b用点火モータの概要図および単体標準内圧曲線

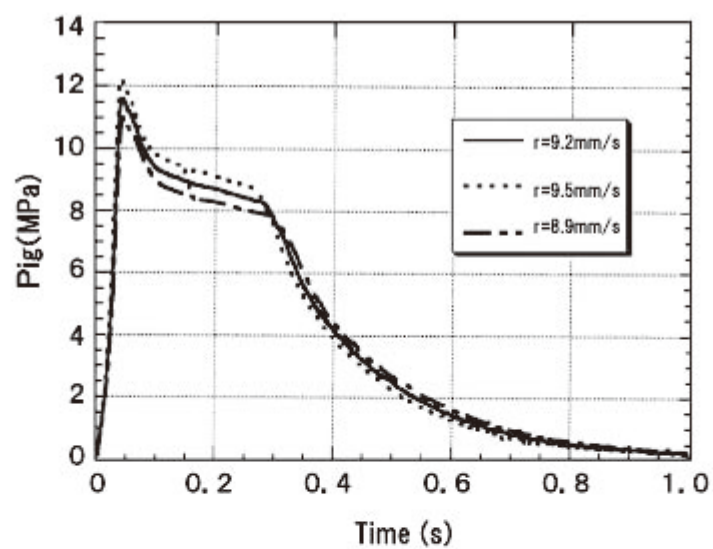
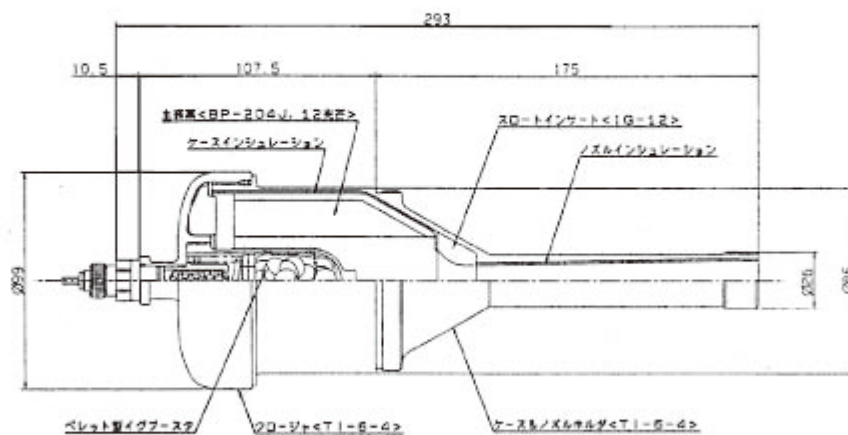


図3-3 KM-V2用点火モータの概要図および単体標準内圧曲線

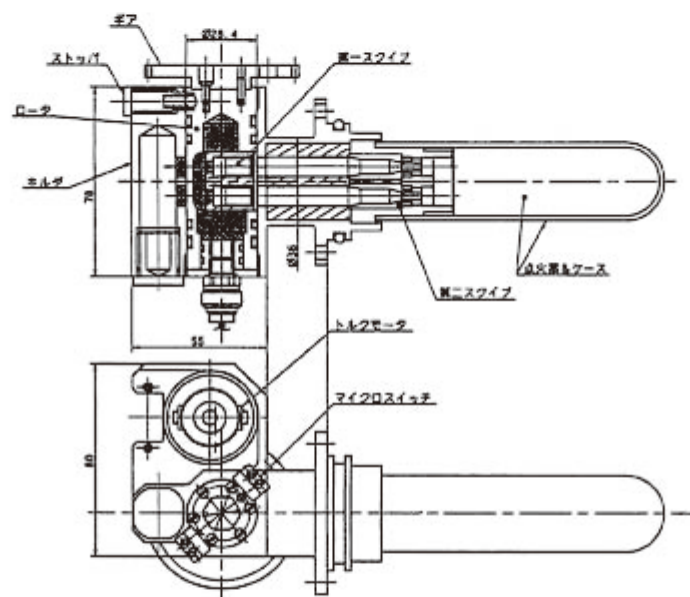


図4 遠隔操作型機械的安全機構 (RSAD)の概要図

とSP（シリカ繊維フェノール樹脂）-FRPの混成品を、M-25モータ、M-34bモータ、KM-V2モータにはCP-FRPの一体成型品を使用して、高性能と低価格性の両立が図られた。

各段モータのノズル基本仕様を表4に、同概要図を図5-1～4に示す。M-14には出口開口部半頂角15°のコニカル・ノズル、M-25にはノズル混相流解析ルーチンによって、アルミナ粒子衝突回避を考慮しつつ比推力特性に対して最適形状設計されたベル・ノズルが採用された。上段のM-34bおよびKM-V2には、同様に最適形状設計（M-34：ベル・コニカル、KM-V2：ベル）の伸展コーン式（EEC）伸展型ノズルが採用された。特にM-34b用ノズルスロート上流部については、M-V-4号機まで、スロート焼損率の低減を意図して装着されていたアブレータ・キャップを廃して、他のモータと同じ一体型のスロート・インサートとした。図6にEEC伸展・投棄機構の作動概要図を示す。EECの伸展には、いずれも内装式自己投棄型ダブル・ヘリカルスプリング（DHS）伸展機構が採用された。

ノズル開口部内孔形状の設計とモータ比推力の推定においては、M-3S II ロケット計画遂行の過程で開発・熟成された宇宙科学研究本部独自のノズル混相流解析プログラムが活用された。その中では、混相流損失とノズル内壁面への粒子衝突を考慮しながらノズル周囲の空間的な制約条件下でステージ増速度を最大とするノズル開口部最適内孔形状が決定される。M-V ロケット上段モータの同最適内孔形状設計においては、新たに比推力規定有効平均粒子粒径 D_p と初期ノズルスロート径 D_t の相関が設計基準として用いられた。

表4 M-V 各段モータのノズル基本仕様

モータ	M-14	M-25	M-34	KM-V2
全 長 (mm)	3350	2237	2409(1727*1)	1478(1028*1)
最大径 (mm ϕ)	2426	1783	1880	1080
型 式	可動	可動	伸展, 可動	伸展, 固定
形 状	コニカル	放物線近似ベル	ベル/コニカル	放物線近似ベル
スロート径 (mm ϕ)	745	312	190	111.7
出口径 (mm ϕ)	2395	1743	1862	1061
開口比	10.3	31.2	96.0	90.3
重 量 (kg)	4044*2	1273*2	406	89.3

*1 伸展ノズル収納時全長

*2 TVC 部品含む

2.6. 残留内圧/推力特性

固体モータは、推進薬燃焼終了後も熱容量の大きいノズル埋没部からの熱放射によりケースインシュレーションの熱分解ガスが発生するため、微小な残留推力が発生する。燃焼終了後の段間飛翔シーケンスやモータ分離から上段側モータ点火までの分離シーケンスは、残留推力の減衰特性を考慮して策定された。

M-V ロケット上段モータについても、M-3S II、M-V-1、3、4号機の飛翔実績に基づき、分離解析に対して十分な安全余裕を持たせるような予測評価が行われた。M-V-4号機/ASTRO-Eの飛翔実験においてM-34bの残留推力について確度の高い時間履歴データを得ることに成功した（M-V-4号機飛翔実験報告書参照）ため、5号機以降のB3の残留内圧/推力減衰特性予測は、そのデータに基づいて行われた。具体的には、4号機B3の残留内圧と残留加速度の実測データに基づく残留内圧/推力の推定減衰履歴から読み取った各圧力域の減衰時定数をそれぞれ2倍した履歴を予測最大推力履歴として評価した。また、B2、KMの特性については、同様の高確度のデータが取得されるまで、従来の推定法を踏襲して、モータ燃焼末期における内圧減衰過程を次の三つの領域に分け

て推定された。Pr1は燃速の圧力不感域上限圧力、Pr2は推進薬の着火限界圧力を表わす。燃焼終了時刻は、モータ内圧がPr1に到達した時刻で定義されている。BP-204J、BP-208Jに関してはPr1が存在しないため、Pr2が燃焼終了時刻規定圧力と定義されている。

- ・推進薬スライバー燃焼域： $P > P_{r1}$ ($t < t_{r1}$, $t_{r1} = t_b$)，減衰時定数 τ_p

$$P = P_{r1} \exp\left[-(t - t_{r1})/\tau_p\right]$$

($P = P_{r1}$ となる時刻を燃焼終了時刻 t_b とする)

減衰時定数 τ_p は地上燃焼試験データ (モータ内圧P)から直読して得られる。

- ・残推進薬燃焼域： $P_{r1} > P > P_{r2}$ ($t_{r1} < t < t_{r2}$)，減衰時定数 τ_{r1}

$$P = P_{r1} \exp\left[-(t - t_{r1})/\tau_{r1}\right]$$

減衰時定数 τ_{r1} は、M-V-3号機KM-V1での実績最大値の2倍 $\tau_{r1} = 2 \times (5.29 \tau_p)$ とする。

BP-204J、BP-208Jには推進薬の燃焼特性上この域は存在しないと考えている。

- ・残留内圧域： $P < P_{r2}$ ($t_{r2} < t$)，減衰時定数 τ_{r2}

$$P = P_{r2} \exp\left[-(t - t_{r2})/\tau_{r2}\right]$$

ケースインシミュレーションの熱分解ガスが要因。M-25についてはM-V-1号機打上げ前のM-24と同様に $\tau_{r2} =$

$14.5 \tau_p$ の関係で評価。KM-V2についてはM-V-3号機KM-V1の実績最大値の2倍 $\tau_{r2} = 2 \times (57.1 \tau_p)$ で評価する。

図7-1～2に、各段モータ燃焼末期におけるモータ内圧Pおよび真空推力Fの減衰挙動予測結果 (最大評価)を、7号機を例にとって示す。実線は、各段モータ充填推進薬の検定燃速データノミナル値に対応する時間履歴である。一方破線は、従来の飛翔モータの実績に基づいて燃焼終了時刻 t_b の予測分散 ($\pm 3\%$ 以内)を見込んだ場合の t_b の最大値 $t_{bmax} = 1.03 \times t_b$ に対応させた履歴で、ノミナルの履歴を $+0.03 \times t_{bs}$ だけ時間軸方向に平行移動したものである。分離時刻の最大推力レベルはこの破線の履歴を基に評価された。表5に結果をまとめる。

表5 M-V-5号機上段モータ燃焼末期における内圧減衰特性値と
分離予定時刻における残留推力Frの推定結果 (r_{b50k} = 実測値)

	τ_p	$t_b = t_{r1}$	τ_{r1}	t_{r2}	τ_{r2}	分離時刻の 予測最大推力
M-25						
t_b ノミナル	2.56s	76.1s	—	—	37s	(点火後 125s)
t_b 最大	↑	78.4s	—	—	↑	0.867kN
M-34b						
t_b ノミナル	1.41s	102.0s	*	*	*	(点火後 165s)
t_b 最大	↑	105.1s	*	*	*	0.122kN
KM-V2						
t_b ノミナル	0.61s	93.4s	6.5s	104.8s	70s	(点火後 236s)
t_b 最大	↑	96.2s	↑	107.6s	↑	0.028kN

* M-V-4号機/ASTRO-Eの実測データに基づいた履歴を採用したため定義されていない

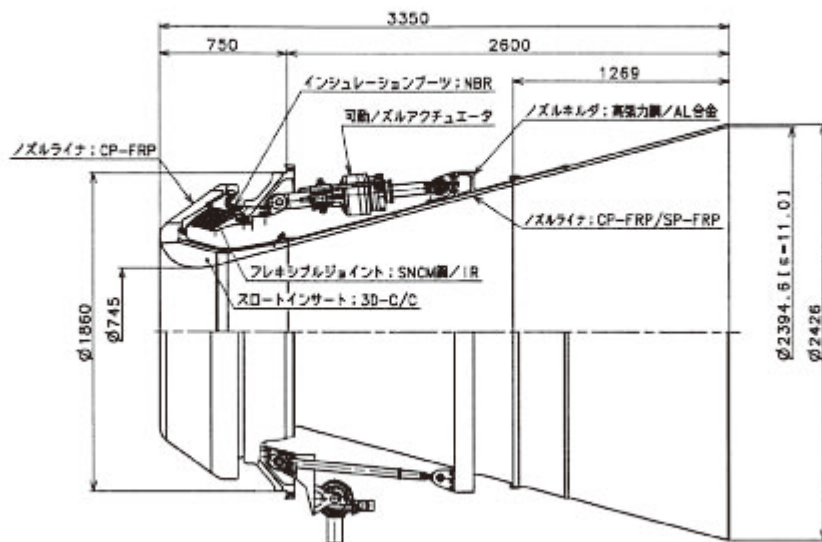


図5-1 第1段M-14用ノズルの概要図

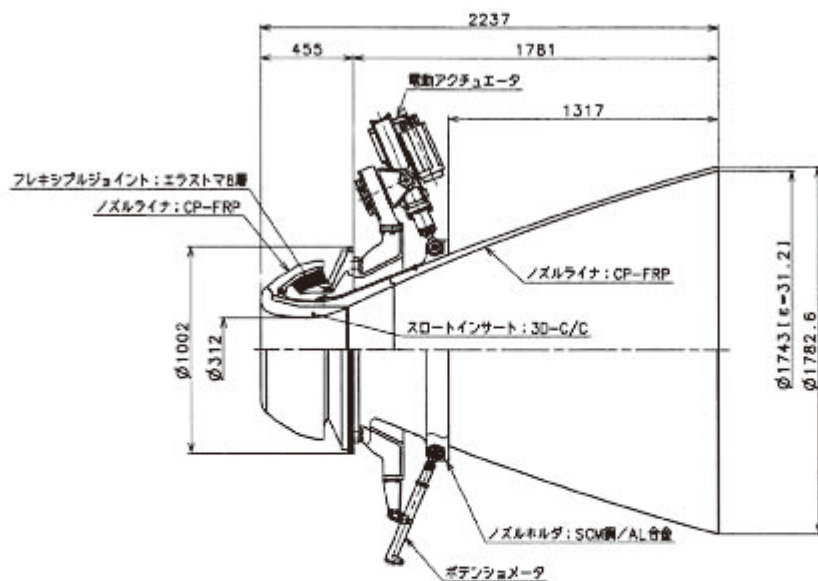


図5-2 第2段M-25用ノズルの概要図

Technical drawing of a crane hook assembly. The drawing shows a side view of the hook with various dimensions and component labels.

- Dimensions:**
 - Total width: 1028
 - Distance from left edge to centerline: 338
 - Distance from centerline to right edge: 636
 - Hook height: 1478
 - Inner diameter at base: $\phi 111.7$
 - Outer diameter at base: $\phi 464$
 - Vertical distance from base to top of hook body: 1061.2 (e=90.3)
 - Overall vertical dimension: $\phi 1080$
- Components and Labels:**
 - ノズルホルダ：T1合衆 (Nozzle holder: T1 Gosei)
 - ノズルライナ：CP-FRP (Nozzle liner: CP-FRP)
 - スロートインサート：3D-C/C (Slot insert: 3D-C/C)
 - 吊钩コーン：CP-FRP (Hook cone: CP-FRP)
 - 吊钩ノズルガイドレール (Hook nozzle guide rail)
 - 吊钩ノズルアクチュエータ (Hook nozzle actuator)
 - 開通プラグ (Through plug)
 - ノズルライナ：CP-FRP (Nozzle liner: CP-FRP)

This document is provided by JAXA.

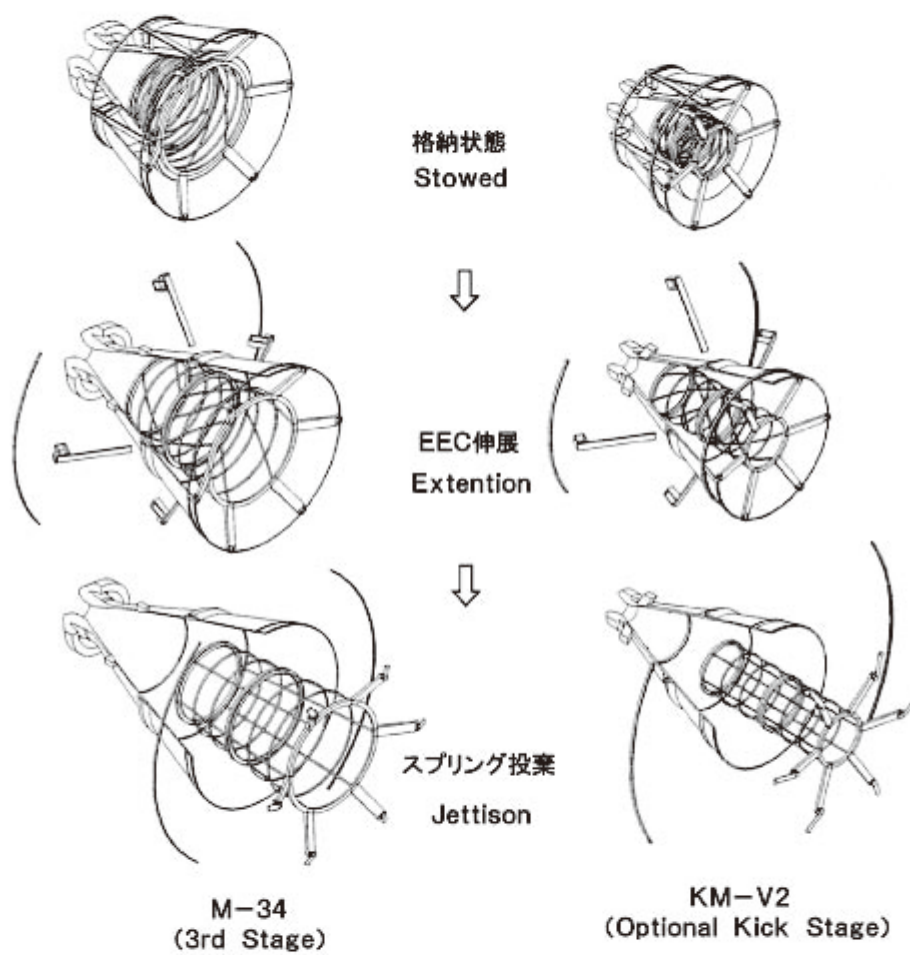


図6 伸展コーン (EEC)式伸展型ノズルの伸展・投棄機構作動概要図

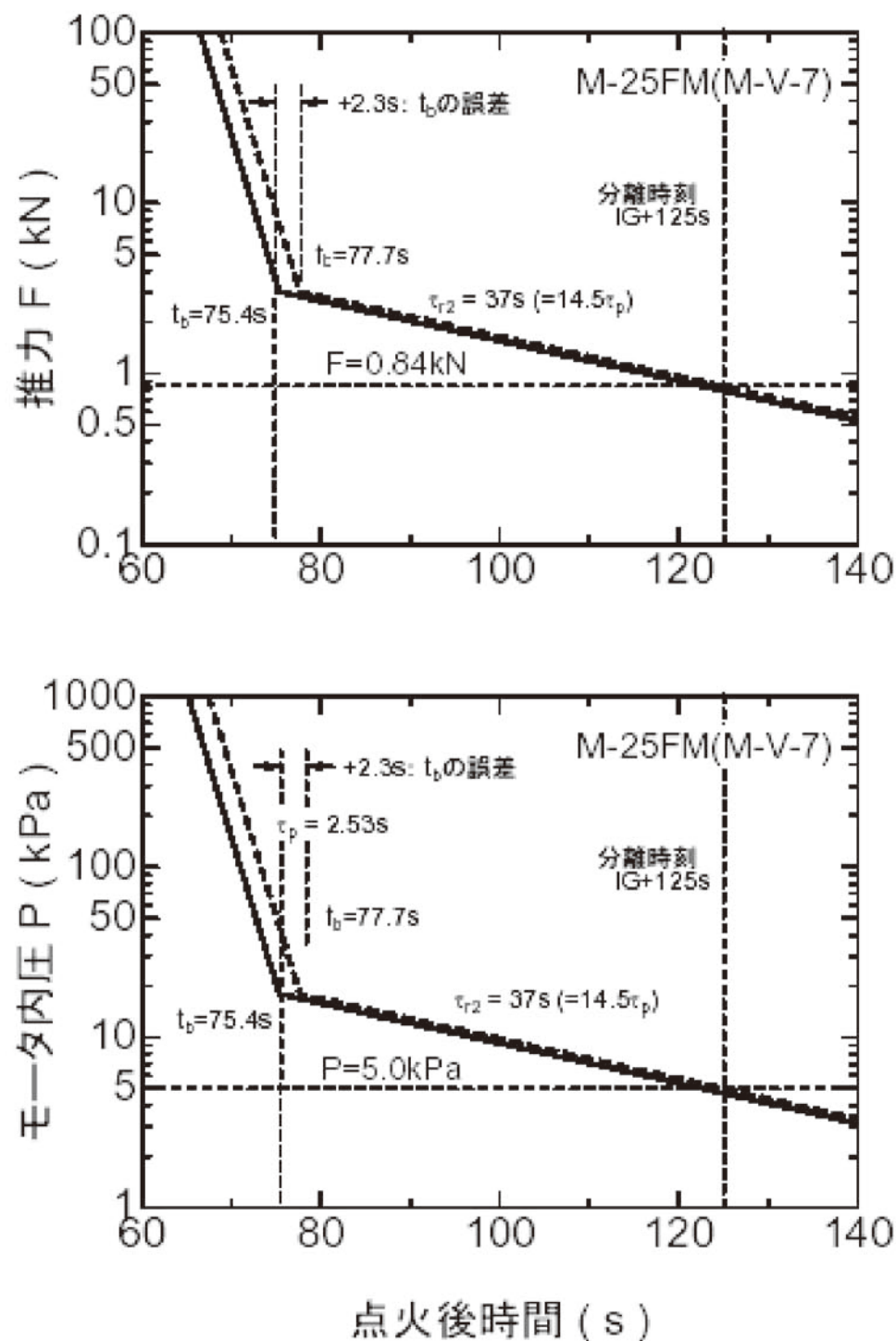


図7-1 M-V-7号機M-25モータ燃焼末期における
モータ内圧および真空推力の減衰挙動推定結果

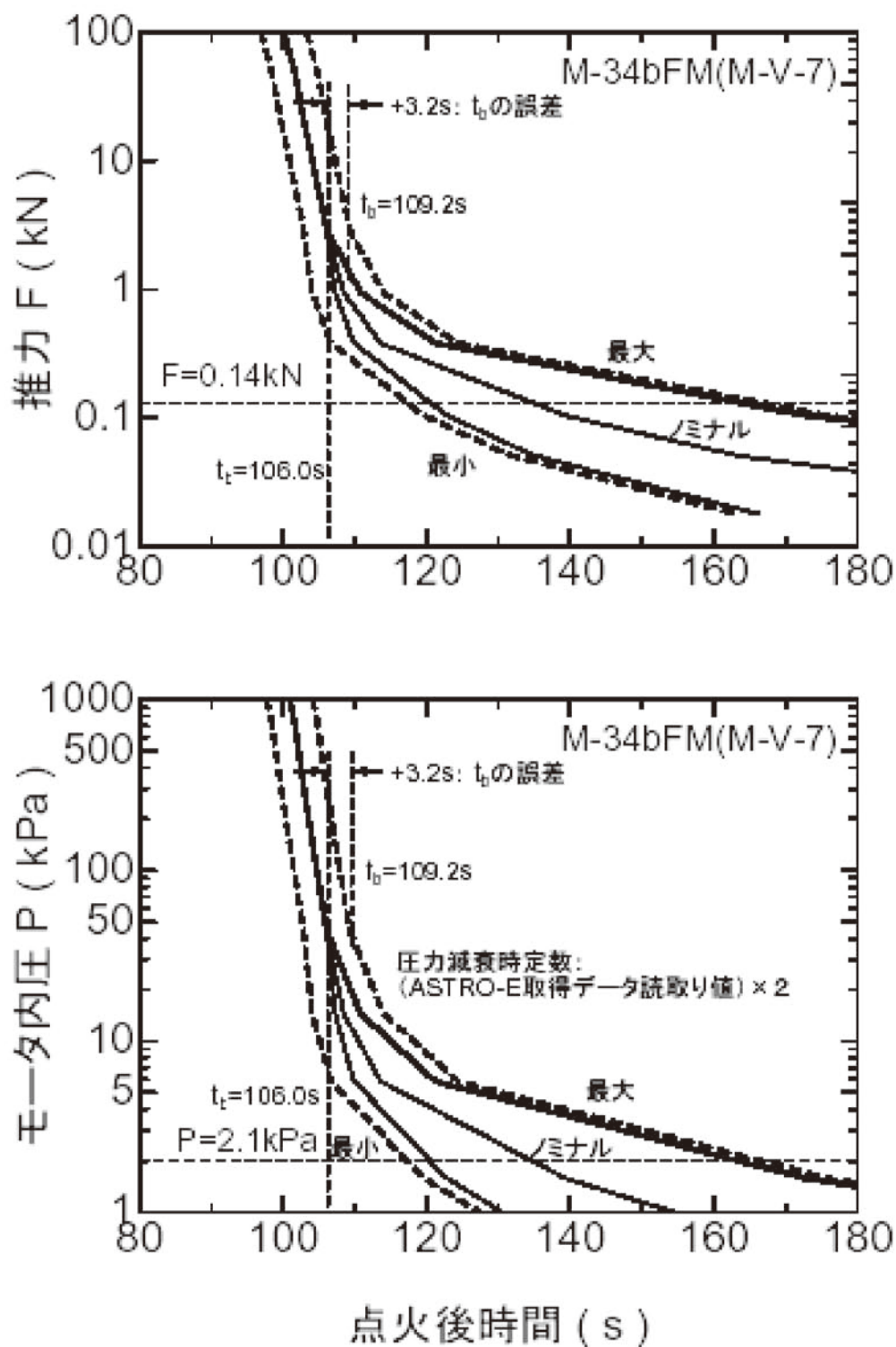


図7-2 M-V-7号機M-34bモータ燃焼末期における
モータ内圧および真空推力の減衰挙動推定結果

2.7. 上段モータ分離シーケンス

上述の残留内圧/推力の予測評価の結果に基づき、B2/B3、B3/B4分離後のイベント実行シーケンスは策定された。

タイマ分解能

分離後、上段側モータのノズル伸展、DHS投棄および点火を実行するためのタイマ分解能は1sである。

分離後の各イベント実行開始時刻決定の条件

① ノズル伸展

伸展直後のノズル出口端面～下段側分離面の距離が十分にあること（ $\geq 1\text{m}$ ）

② DHS投棄

ノズル出口端面～下段側分離面の距離が十分にあること。また、ノズル伸展完了と同時に投棄されたノズル伸展部摺動レールがノズル本体から十分に離れていること。（①開始から“ノズル伸展時間+400ms”後なら余裕を持って安全側）

③ 上段側モータ点火

ノズル出口端面～下段側分離面の距離が十分にあること（DHS自由長より十分に大きいこと）。また、②開始からDHS全体がノズル出口面から完全に抜け出るまでの時間（DHS投棄時間）を十分に確保すること。

分離運動解析結果とイベント実行シーケンス

分離解析上の仮定

- (1) 上段側モータと下段側モータの相対速度は分離後直ちに分離速度に達する。また、分離用スプリングアクチュエータの伸長後先端位置を下段側分離面とする。
- (2) 下段側残留推力（充填推進薬検定燃速に対応する値）は、分離時刻の値で一定とする。下段側は一定加速度で上段側を追尾する。
- (3) ノズル伸展速度推定値を解析に反映する。

図8に分離運動解析結果を示す。上段側モータノズル出口端面位置から下段側分離面までの距離の時間履歴として示した。図中の太い3本の直線は、上からそれぞれDHSの前端位置（ノズル出口側端面）、重心位置、後端位置（ノズル上流側端面）の移動履歴を示している。下段側に衝突したときの長さの変化は考慮していない。この図より、投棄されたDHSが点火までに上段側に衝突する危険性は無いことが読み取れる。

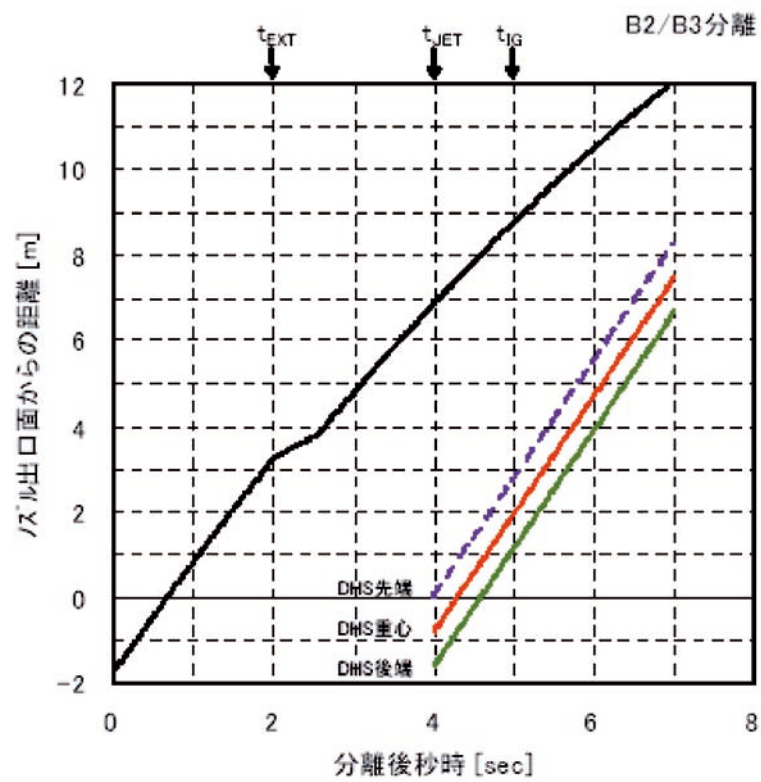


図8 B2/B3分離運動解析結果

3. 補助推進系

B1MNTVC油圧ターボポンプ駆動用SPGG, B1・B2SMRC, SMSJ, B3搭載多用途ヒドラジン・サイドジェット (SJ) およびSMがM-V用補助推進系固体モータ/ガスジェネレータとして装備された。本項では、SJを除く固体推進薬を用いる補助推進系について記述する。補助推進系の充填推進薬の組成、燃焼特性については、表6に一括してまとめた。

表6 M-V補助推進系推進薬の基本組成および標準特性

推進薬名称		GGP-8A	GGP-3A	BP-250J
適用モータ		B1-SPGG	SMRC/SMSJ	スピンモータ
組 成 (質量%)				
酸化剤	AP(NH ₄ ClO ₄)	16	58	82
燃結剤	HTPB	24	23	18
添加物	オキサロ	60	19	—
添加物	オキサミド	0～5 (外割)	—	—
	正触媒	0.3 (外割)	0.3 (外割)	—
	負触媒	—	—	0～5 (外割)
密度 (@20℃/50℃)	(g/cm ³)	1.52	1.55	1.63
線燃焼速度特性*1				
線燃焼速度	(mm/s)	3.8 (6.86MPa)	9.5 (7.85MPa)	5.9 (4.90MPa)
圧力指数	—	0.5	0.5	0.37
燃焼ガス特性*2				
断熱火炎温度	(K)	1300	1443	2534
平均分子量	(g/mol)	23.3	19.7	23.1
平均比熱比	—	1.23	1.30	1.24

*1 20℃におけるノミナル値

*2 4.90MPa での平衡凍結理論値

3.1. SPGG

SPGGの概要図と基本仕様を図9に示す。同器材は、推進薬量42kg、平均内圧7.6MPa、有効燃焼時間105sの大口徑長秒時端面燃焼型ガス発生器で、端面を一樣に燃焼させるための初期着火面形状および総燃焼深度の65%に達する深いリリーフブーツが設計上の特徴である。また充填推進薬GGP-8Aは、燃焼ガス温度をターボポンプ保証温度1300K以下に抑えかつ安定燃焼するよう組成が工夫された。

3.2. SMRC/SMSJ

SMRCモータは、B1後部筒周りの4箇の専用カウリング内に1基ずつ計4基、B2/B3段間接手周りに2基、B2/B3段間飛翔期間の3軸制御用SMSJモータはB2ノズル周りに4基装備された。SMRCおよびSMSJ用固体モータの概要図と基本仕様を図10に示す。一基あたりの平均推力は約200N、有効燃焼時間は約88sである。GGP-3円柱グレインのケース充填法は、インシュレーション内面に厚肉可撓性ライニングを施した後に推薬スラリーを充填する直填方式が採用された。

3.3. スピンモータ (SM)

4段構成の場合、B3/KM段間接手外周部には最終段スピン安定のための駆動用スピンモータ (SM) が装着された。図11にSMの概要図および基本仕様を示す。SMは、単体の平均推力850N、有効燃焼時間4.8sの小型固体モータで、充填推進薬にはノズル・プルームによる搭載機器類の汚染・損傷を極力回避するために、金属燃料のAlが添加されていないBP-250Jが採用された。M-V-1号機では4基装備されたが、M-V-3号機からノズル形状と搭載位置が工夫されたことにより2基でスピナップ可能となった。SMの装着位置・姿勢の概要を図12に示す。

4. モータ非常破壊装置 (SO装置)

KMを除く各段モータには非常破壊装置 (SO装置) が装備された。表7に示すように、B1にはV型成型導爆線 (LSC)を、B2およびB3には、装着自由度の高い円錐型成型爆薬 (CSC)による器材が採用された。LSC装置の構造を図13に、CSC層置の構造と主要性能を図14に示す。

各段SO装置の起爆部には、図15に示すSO装置用遠隔操作型機械的安全機構 (SO-RSAD)が使用された。なお、B1/B2段間破壊接手用およびノーズフェアリング (NF) 開頭機構用大型火工品の起爆系にもSO-RSADと同一器材が適用されて、発射前組立・整備作業期間の安全が確保された。

表7 M-V用モータ非常破壊 (SO)装置

	B1	B2	B3
破壊位置	M・14 モータ SEG2 胴部外壁	M・25 モータ 前部鏡板	M・34b モータ 前部
破壊方式	LSC	CSC	CSC
SAD	RSAD	RSAD	RSAD

5. 総点検作業

H-II A ロケット6号機SRB-Aモータの不具合を受けて、M-Vロケットは6号機の打上げ前に総点検作業を行った。特に推進系は詳細な点検作業を行なったのでここに報告する。

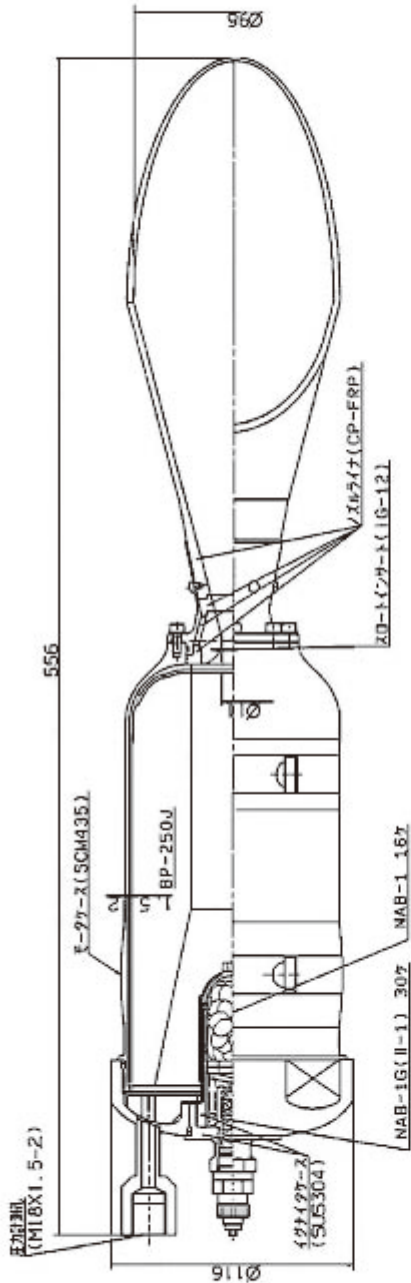
5.1. 自主点検項目

以下にあげる4項目が推進系の自主点検項目として抽出された。これら4項目のうち①、②、④の3項目がSRB-Aモータの不具合からの水平展開項目、③が検査信頼性向上の項目であった。

- ① ノズル・シール部の気密性およびFRP製ライナの健全性
- ② 艀装の冗長性
- ③ 推進薬グレイン、推進薬/インシュレーション間界面の健全性
- ④ ノズルの信頼性

5.2. ノズル・シール部の気密性およびFRP製ライナの健全性

自主点検時に6号機用ノズルは既に製作済みであった。従って対策は製作済みのノズルと未製造ノズルの2種に分けられた。製作済みのノズルに対しては、その充填材部およびFRP製ライナに対し超音波検査を施すことで健全性を確認した。未製造ノズルに対しては、設計変更をすることなく、あくまでも工程保証により対象部の健全部を保証することとした。シール部の気密性に関しては「充填材充填方法の改善」と、O-リングを傷つけない



スピンの基本仕様

全重量	(kg)	4.89
推進重量	(kg)	1.60
平均内圧	(MPa)	5.4
平均推力	(N)	853
有効燃焼時間	(s)	4.8

重量は実測値、他はノミナル燃焼時計画値

図 11 固体スピンモータの単体概要図と基本仕様

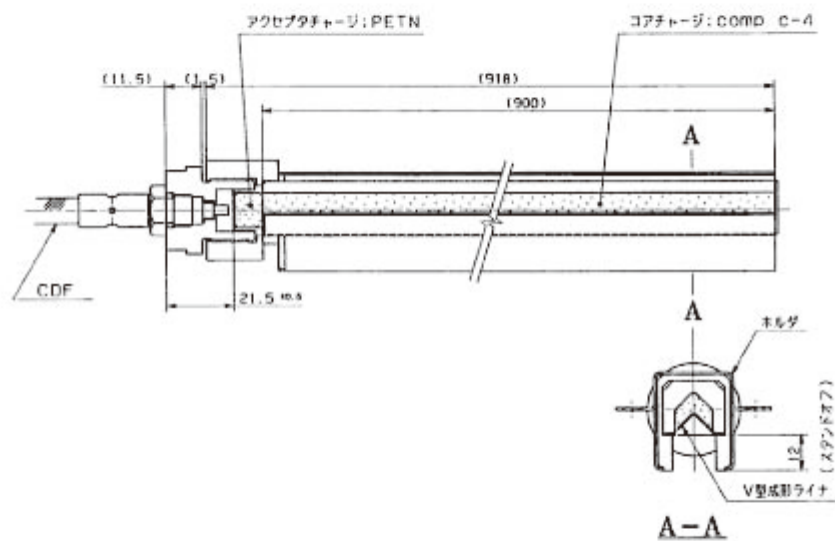


図13 V型成形導爆線 (LSC)装置の構造

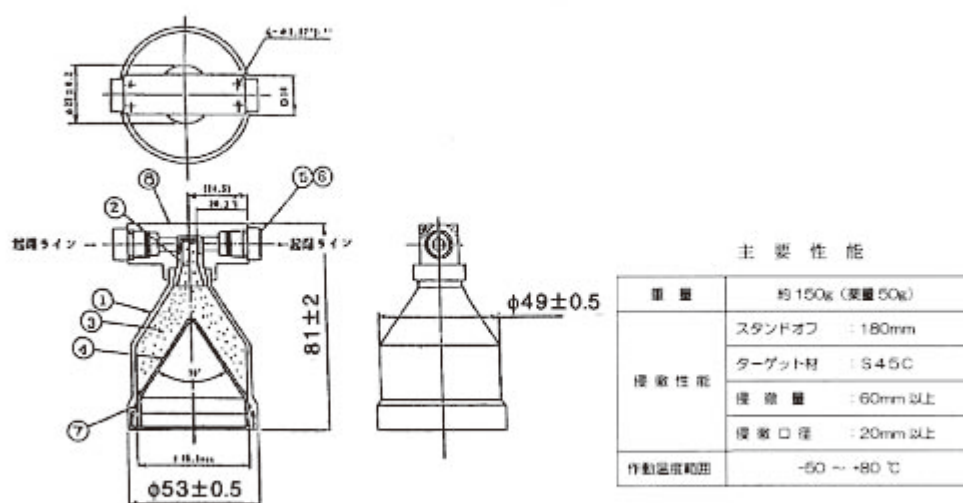


図 14 円錐型成型爆薬 (CSC)装置の構造と主要性能

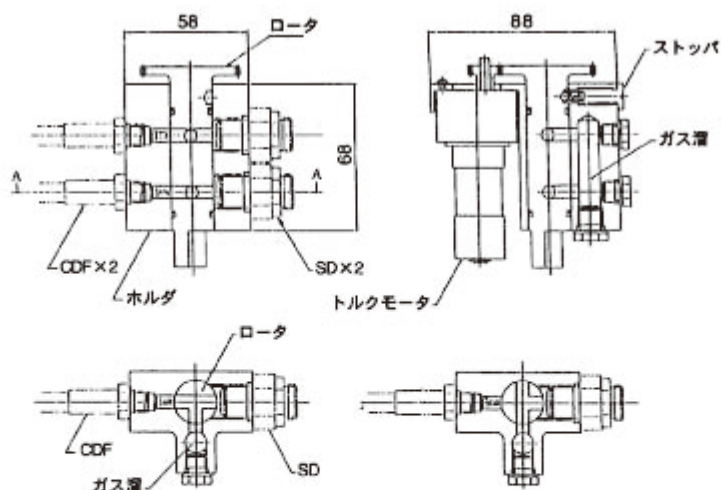


図 15 遠隔操作型機械的安全機構 (SO-RSAD)

のための「組み付け法の改善」が各種試験を通じて検討され、充填法・組付け法ともに管理項目、管理値が厳密に定義された。

M-14モータ後部ノズル結合部に関しても従来の設計で問題のないことを確認した上で、シール性を向上させるべく充填材作業管理項目を明確にした。

5.3. 艤装の冗長性

SRB-Aで、燃焼ガスのリークにより導爆線が機能損失し分離を失敗した事実を受けて、M-Vロケットの指令破壊系・火工品点火系の点検が行なわれた。その結果、ノズル周辺に艤装され、かつモータ燃焼中に機能を果たすものの中で、B1-SO系RSAD・CDF・点火ラインの艤装で十分でない点が抽出されたので、対策を講じた。ただし、総点検時で6号機ノズルはすでに噛み合わせを終了していたので、燃焼ガスリークに対し耐熱処理を施すにとどめ、本格的な対応は8号機からとした。図16に艤装の概略を示す。RSAD-CDFは2系統化し位置冗長をはかった。また、仮にB1燃焼初期にノズル周辺で不具合が発生し長秒時にわたり燃焼ガスが噴出してもSO系の機能を損失させないために、C/C製のブラケットで後部筒内関連各機器を覆い万全を期した。図17にブラケット貼付け作業風景を示す。

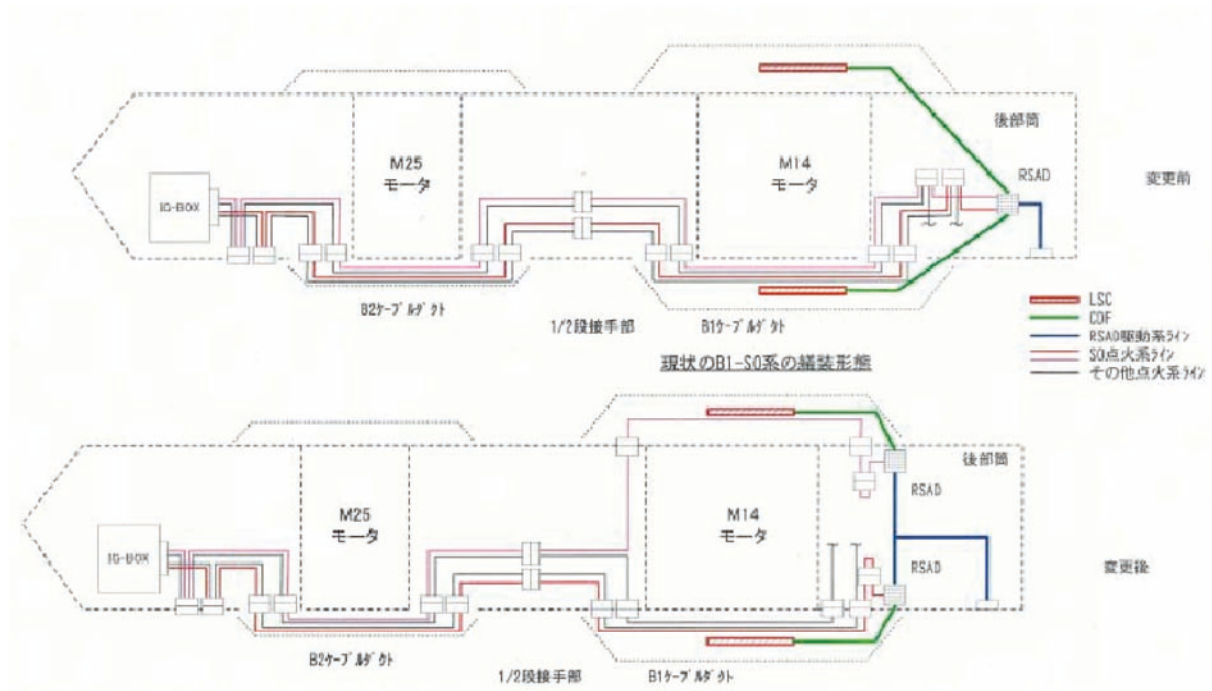


図16 B1-SO系艤装変更概略図



5.4. 推進薬グレイン，推進薬/インシュレーション間界面の健全性

推進薬/インシュレーション間界面の健全性については従来より超音波を用いた検査を行っていたが，推進薬グレインの健全性については工程保証に頼るだけで，直接的な検査を行ってこなかった．この自主点検を機に，図18にあるようなグレインの検査法を提案し，以後の研究によってグレイン中欠陥部を有意に検出できる超音波法を確立した．6号機用モータからは，この方法により各グレインを検査し，健全性に問題のないことを確認した．

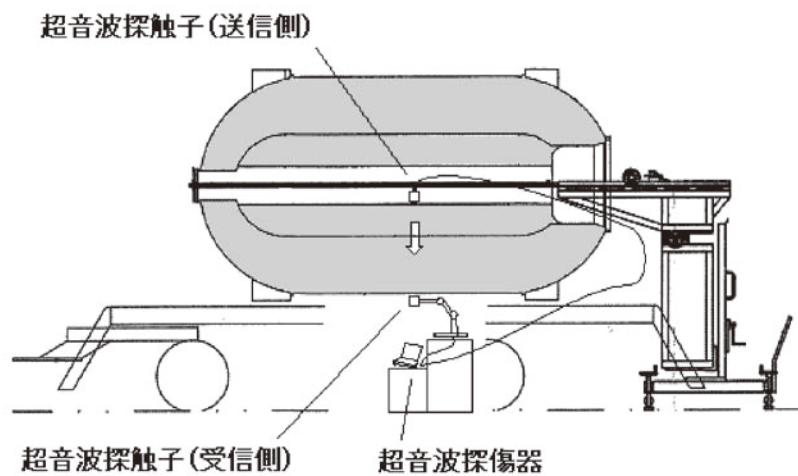


図18 超音波を用いたグレイン検査法

5.5. ノズルの信頼性

各段ノズルの信頼性の保証については、まずは過去の燃焼試験結果を用いた検証が行なわれ、ノズルライナの板厚が十分であることが示された。さらに、万が一ノズルライナに局所的なエロージョンが発生しても、その後の層間剥離・脱落による表面後退の急激な進行が起これないことが、ノズル開口部ライナ内壁面と積層面のなす角の調査結果から確認された。ここではM-14の結果のみ紹介する。

スロート部材がC/C化されてからの燃焼試験はM-14-3TVCの1回のみ、これに大型モータ開発試験用の500\モータの燃焼試験結果を加えて統計処理を行なった。M-14ノズルライナ部の板厚に関する検討結果を図19に示す。ここでは平均エロージョン率（焼損率）と最大エロージョン率を用い予測最大エロージョン率を規定し、その数値を基に、FMのライナ板厚が、予測最大エロージョン率で焼損した場合の1.5倍を越えていることから、十分な板厚を備えていると結論づけた。

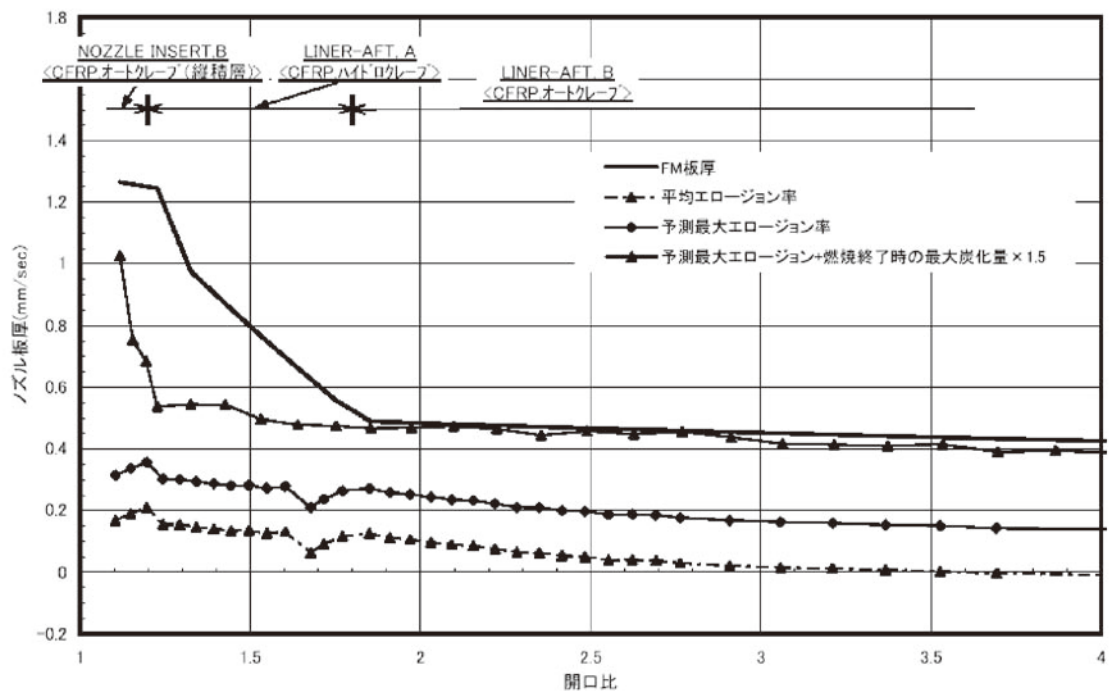


図19 M-14ノズルライナ部板厚検討結果

図20に、M-14ノズル開口部ライナ内壁面と積層面のなす角を、開口比をパラメータにして示す。低開口比部に多少のバラツキは見られるものの、SRB-Aの不具合後の検討から得られた知見から、十分に小さな値であることが確認された。

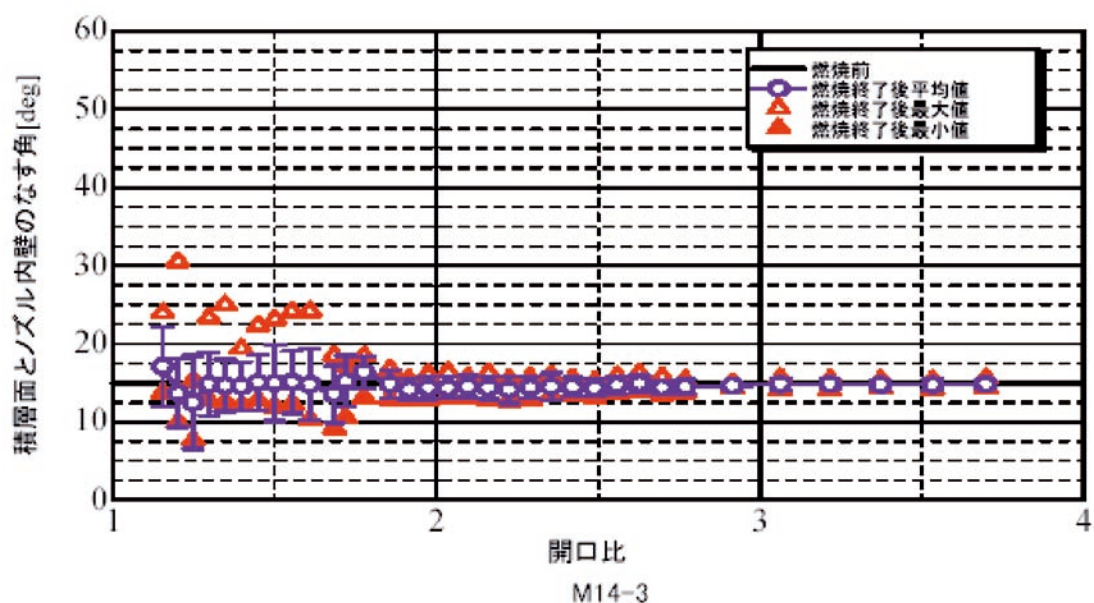


図20 M-14 ノズル開口部ライナ内壁面と積層面のなす角

6. 結果

5号機以降の推進系はすべてのモータが正常に作動し、所定の機能を果たした。図21～23に5号機～7号機まで、B1～B3の内圧履歴をまとめて示す。B3 (M-34b) モータの履歴にややバラツキが見られるものの、すべて予想通りの推進性能を発揮し、衛星打上げの成功に大きく貢献した。

また、B2、B3の比推力を表8にまとめる。

表8 M-25、M-34b モータの比推力

	M-25	M-34b
5号機	288.8	300.9
6号機	288.9	299.6
8号機	288.6	300.2
7号機	289.1	300.5

過去の固体モータ同様、M-V ロケットの各段モータ比推力のばらつきは、その中心値から0.3%の幅の中にあり、再現性に富み信頼性が高いことがわかる。但し、B2の比推力は予想値よりやや低く、今後の検討課題として残っている。

段間分離シーケンスもすべて問題なく、残留推力の評価が正しかったことを示した。

また、SMRC、SMSJ、SPGGなどの補助推進系もすべて作動は良好であり、周辺技術を含め次期固体ロケットに継承される。

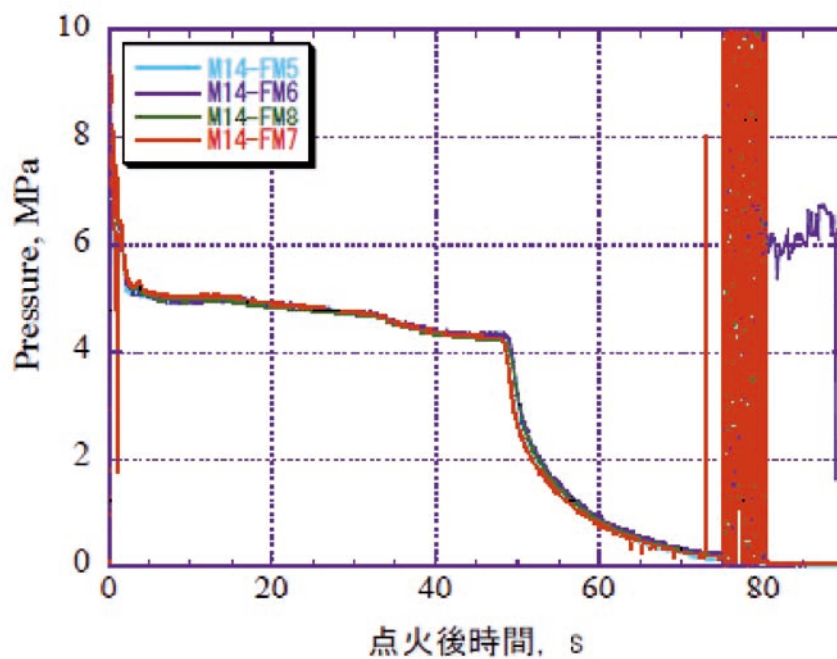


図21 M-14モータ内圧履歴の比較（5号機～7号機）

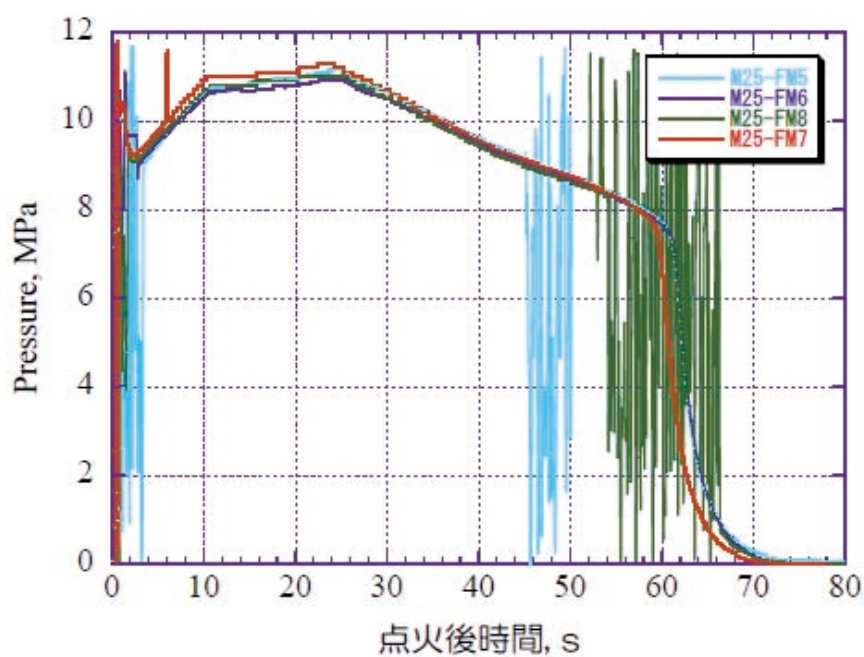


図22 M-25モータ内圧履歴の比較（5号機～7号機）

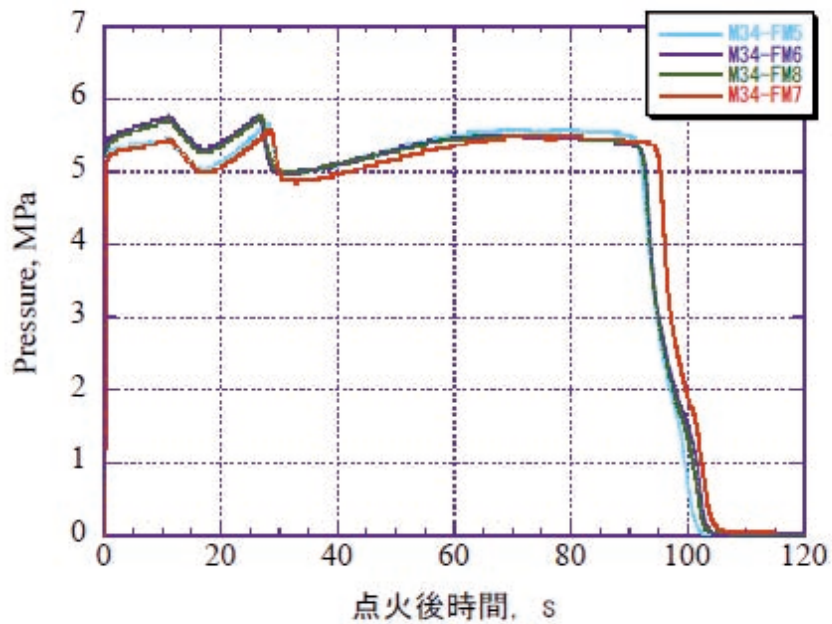


図23 M-34bモータ内圧履歴の比較（5号機～7号機）

7. まとめ

5号機からB2, KMに高性能の新規開発モータが採用され、そして4号機事故後に検討された対策としてB1, B3モータのノズルスロート・インサート材に従前の高密度グラファイト材から熱構造強度特性に優れた3D-C/C材に変更され、全段ロケットのノズルスロートが3D-C/C材化した点が4号機までと5号機以降との大きな相違点であった。その結果として、以降の4機すべて衛星を所定の軌道にのせることに成功し大きな成果をあげることができた。わずか4機ではあるが、過去の失敗から得られた教訓を基に固体ロケット推進系の信頼性はさらに向上し、次期固体ロケットのみならず将来にわたり連綿と続く固体技術への大きな礎となった。

M-V ロケットの空力／耐熱特性

野中聡*, 稲谷芳文*, 小川博之*, 藤井孝蔵*, 飯塚宣行*, 平木講儒**
岸光一***, 関野展弘***, 平井研一***

1. はじめに

M-V ロケットは尾翼のない空力不安定な機体であり、能動的方式の姿勢制御により飛行している。その開発時における空力係数設定にあたっては各種突起物の効果を見積もることに注意が払われた。第1段および第2段形態における空力特性の3分力の推定は風洞試験結果に基づき、各突起物の効果について数値解析によるレイノルズ数補正を施すことによって行われた。また、M-V ロケットで採用されている1/2段分離と2段目モータ点火を同時に行うファイア・イン・ザ・ホール (FITH) では、過渡的な横推力が発生するためその特性を定量的に把握するための研究が行われた。耐熱についてはM-V 以前に従来行われてきた耐熱対策に加え、機体外周に搭載されたSMRCからのプルームによる加熱、スピンモータ燃焼プルームによる衛星への加熱に対する対策が施されてきた。1, 3, 4号機の飛行結果からそれぞれの推定方法、設計方法の妥当性を確認している。[1]

5号機からの空力に関する大きな変更点はB2SMSJ搭載位置変更に伴うカウリングの追加、1/2段接手非開傘グリッド方式への変更、B1SMRC本数削減によるカウリングの小型化である。これらの変更により空力係数の見直しが行われた。B2SMSJの機体外周への搭載とB1SMRCの本数削減は、飛行中に生じるロールトルクに大きく影響するため、数値解析によるロール特性評価を行った。またB2SMSJが機体外周に突出したことにより5号機以降の1/2段接手部への空力加熱が増加したため、流れ場の解析と耐熱対策が施された。6号機においてはM-V-2号機1段目で使用予定だったM-14モータを使用するため、FITH対策の外部インシュレーションの板厚を増やす必要があり、追加熱対策を施した。5, 8, 7号機ではNFノーズキャップ部において差圧センサによる迎角推定を行っている。本報告では5号機以降に行われたこれらの空力・耐熱に関する研究開発についてまとめる。

2. 研究開発の概要

2.1. 空力係数の設定

5号機以降ではM25モータの新規開発および制御方法の変更に伴い、外観において4号機までと比較し主に以下のような相違がある。

- ・ B2SMSJ 搭載位置変更に伴うカウリングの追加
- ・ 1/2段接手非開傘グリッド方式への変更

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA
** Kyusyu Institute of Technology
*** IHI Aerospace Co., Ltd.

・BISMRC本数削減によるカウリングの小型化

これらの外観上の変更は尾翼を有しないM-Vロケットにおいては空力係数に影響を与えるものであり、空力係数の再評価が必要である。そこで1号機での空力係数設定の場合と同じく風洞試験による評価を行った。[1]

1段空力係数について各カウリングの影響を反映させるため、B2SMSJを含む突起物を付加した全機モデルによる風洞試験を行った。マッハ数は1.5～4.0の範囲で試験を行い、マッハ1.5未満の領域については風洞試験を行わず1号機用のデータベースを利用して補正することとした。5号機以降における1段空力係数のベースライン（1段抵抗係数、法線力係数傾斜、圧力中心ベースライン）を図2.1～2.3に示す。5号機から7号機までは大きな外観上の変更はなく同じ係数を使用している。また2段形態については4号機までのデータに対しB2SMSJカウリングの影響のみを補正する形で設定した。

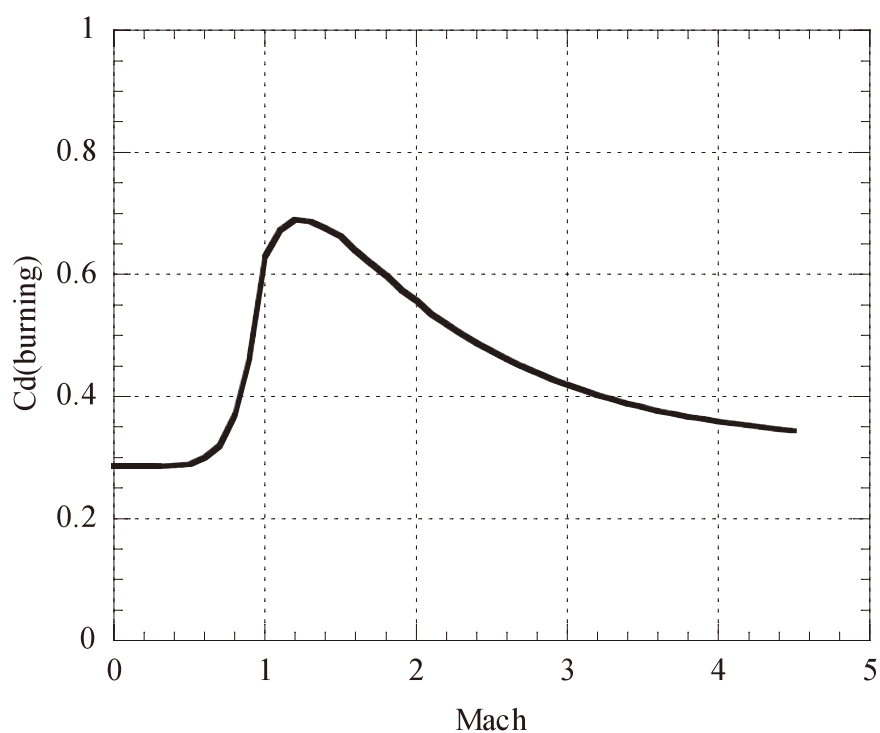


図2.1 1段抵抗係数ベースライン

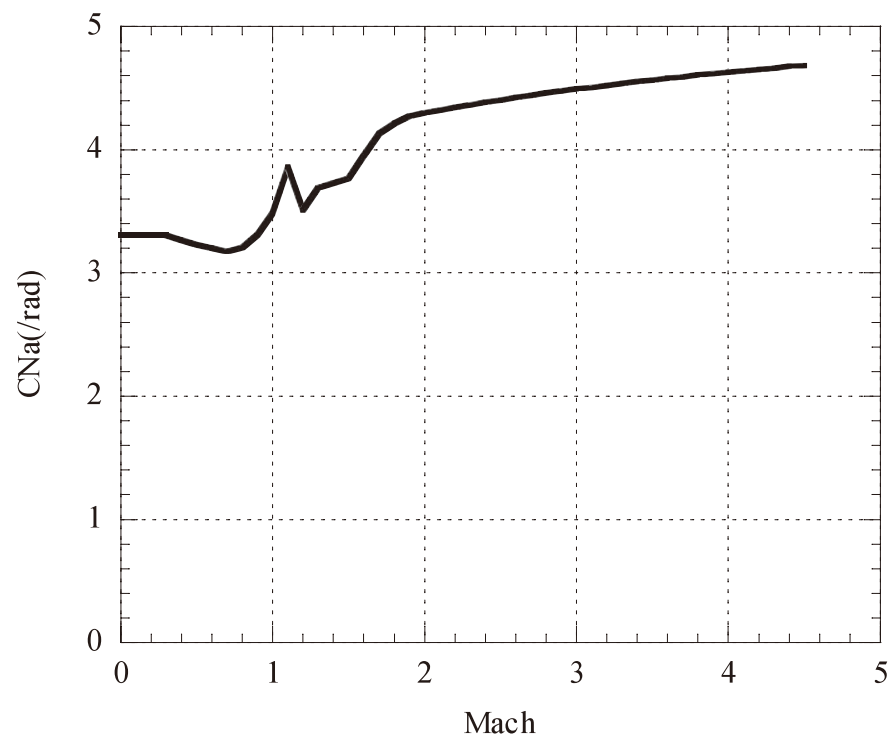


図2.2 1段法線力係数傾斜ベースライン

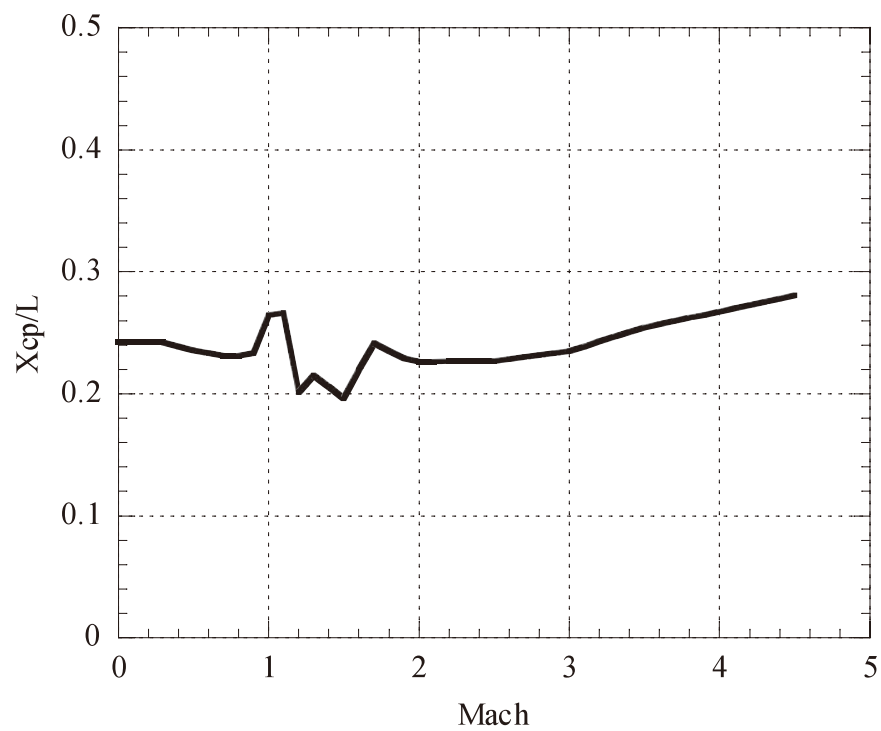


図2.3 1段圧力中心ベースライン

予測誤差の範囲は抵抗係数と法線力係数傾斜については4号機までと同じ誤差幅を設定した。ピッチングモーメントについてはロール角に依存する誤差を風洞試験で直接的に得られるピッチングモーメント係数傾斜 $Cm\alpha$ (B1IG時重心周り)で評価し、生じるモーメントに10%の誤差を設定することとした。

表2.1 1段各係数の予測誤差

項目	バラツキ幅
1段抵抗係数	$\pm 8\%$
1段 CN_α	$\pm 10\%$
1段 CM_α	$\pm 10\%$

カウリングの変更に伴いロールモーメント係数について再評価した。M-Vロケットのような尾翼を有しない機体では機体表面の凹凸により発生するロールトルクを評価する必要がある。ロールトルクの設定は以下のように行った。

1. B1SMRCカウリングだけが負荷された3次元形状周りの圧縮性粘性流解析を実施。(最大動圧時 $M = 2.8$, 高度10.24km)
2. ロール位相角 22.5° , 迎角 $2 \sim 10^\circ$ の9ケースに対して解析を行い、迎角に対する発生ロールトルクの特性を取得。各カウリングで発生するロールトルクからロール位相角に対する特性を求める。
3. B1SMRC以外の突起物で生じるロールトルクは翼面積に相当する側面から見た投影面積に比例すると考え、B1SMRCカウリングによるロールトルク係数を面積補正することにより求める。
4. 各突起物で発生するロールトルクを重ね合わせることで、全機でのロールトルクを求める。

以上の手順により求められたロールトルクを図2.4に示す。

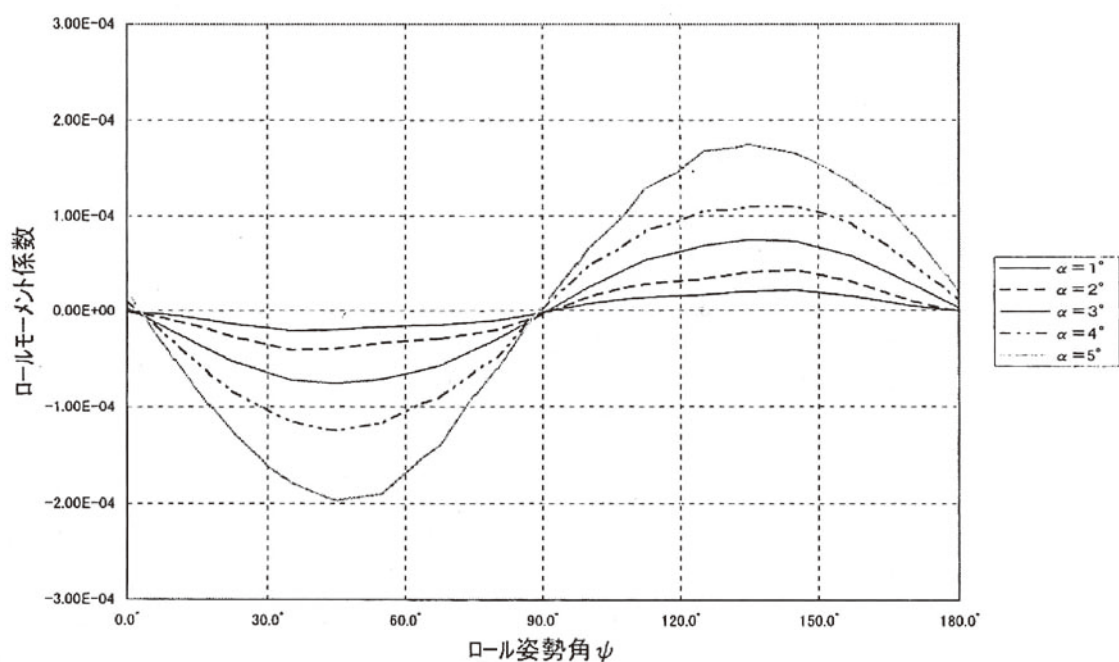


図2.4 1段ロールモーメント係数

カウリングにより生じるロールトルクはB1, B2でほぼ相殺され、結果としてB1ケーブルダクトにより生じるものが支配的となっている。この相殺効果を検証するため以下のCFDによる解析を行った。

5号機以降における機体形状を図2.5に示す。機体には制御用スラストであるB1SMRC, B2SMRC, B2SMSJと、B1, B2ケーブルダクトが取付けられている。各モジュールの諸元を表2.2にまとめる。取付け位相角は機体を正面から見てz軸負側を起点に右周りを正に定義している。

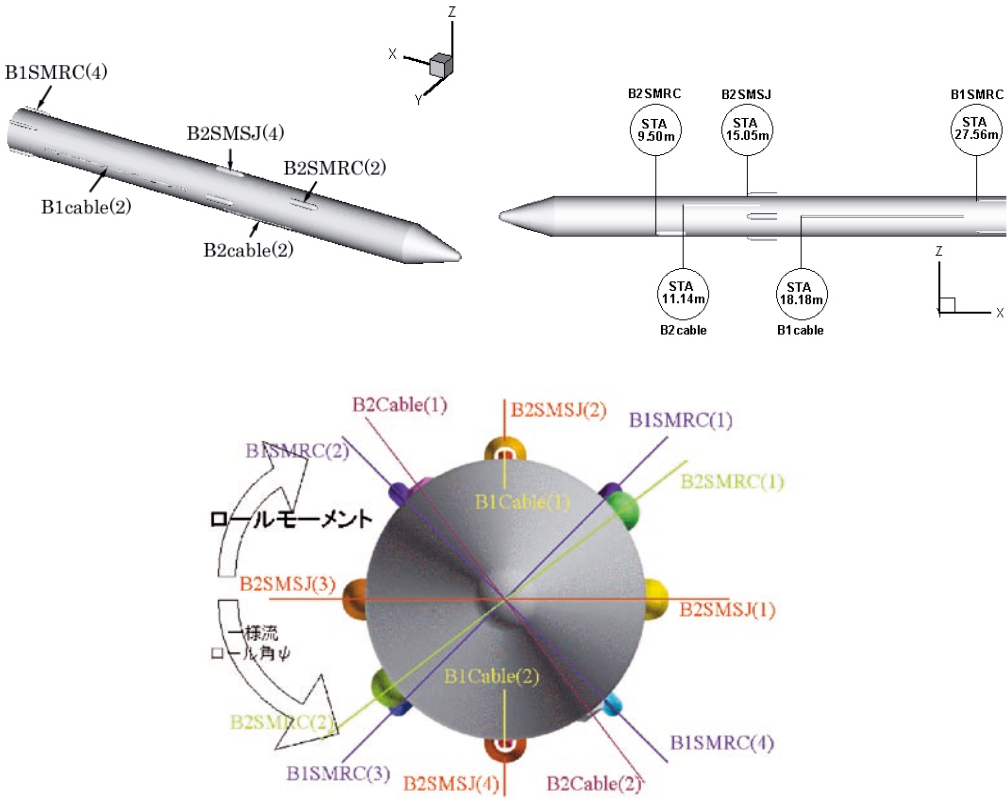


図2.5 機体形状

表2.2 各モジュール諸元

名称	取付け位置 (STA)	個数	高さ	射影面積	取付け位相角
B1SMRC	27.56m	4	0.18m	0.30m ²	45°,135°,225°,315°
B2SMSJ	15.05m	4	0.20m	0.34m ²	0°,90°,180°,270°
B2SMRC	9.50m	2	0.18m	0.3 m ²	37.5°, 127.5°
B1 ケーブル	18.18m	2	0.05m	0.5 m ²	90°, 270°
B2 ケーブル	11.14m	2	0.05m	0.235 m ²	127.5°, 307.5°

前方のB2SMRC, B2SMSJが後方のB1SMRCへ及ぼす影響を調べるためにこれらのモジュールを取り付けた形状で解析を行った。計算条件を表2.3に示す。図2.6は各モジュールが発生するロールモーメントとそれらを合計したものを示す。ロールモーメントの最大値は 9.40×10^5 , $\psi = 93.75^\circ$ の条件であった。設計上はB1SMRCとB2SMSJが互いにロールトルクを打消しあうように配置されている。仮に打消し合えばB2SMRCのロールモー

メント成分だけが合計のモーメントとなる。0～60°の範囲では打消し合っている様に見えるが、それ以上の角度になると干渉の影響で完全に打消し合わないことが分かる。B1SMRCとB2SMSJが互いに力を打消しあうと仮定すると、最大ロールモーメントを取るロール角は $\psi = 80^\circ$ 付近で生じると予測できるが干渉の影響によりピーク値を取る位相角にずれが生じている。

表2.3 計算条件

M_∞	2.8
Re_L	4.8×10^8
α	5.0°
ψ	$0^\circ, 11.25^\circ, 22.5^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 71.25^\circ, 82.5^\circ, 93.75^\circ, 101.25^\circ, 112.5^\circ$

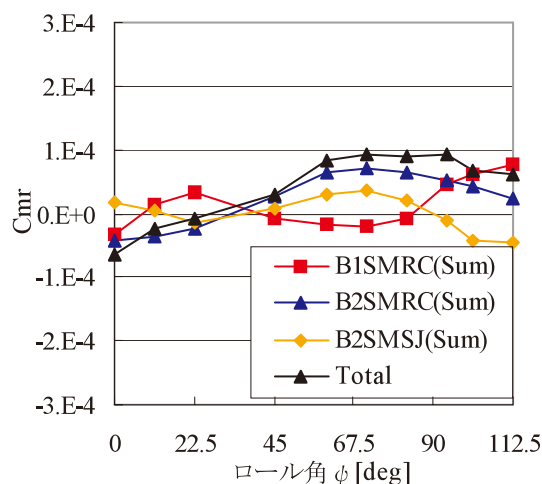


図2.6 B1SMRC, B2SMSJ, B2SMRCのモーメント特性と各モジュールのモーメントの総和

前方のモジュールが及ぼす後方のモジュールへの影響を確認するため、B2SMRC, B2SMSJ, B1SMRCに加えB1ケーブルダクト, B2ケーブルダクトを取り付けた形状の解析を行った。この形状は空力的なロールトルクを発生するモジュールをすべて取付けたものである。計算条件を表2.4に示す。図2.7より各モジュールとも発生するロールモーメントは 1.0×10^{-4} 以下である。またモジュール同士が互いにロールトルクを強めあうことはなく全てを合計した全ロールモーメントの最大値は 1.2×10^{-4} と同じオーダーに収まる。

この計算結果からB2SMSJのロールモーメントは全ロール角で小さな値にとどまっていることがわかる。また図2.8に示すとおり、B2ケーブルダクトとB2SMRCのロールモーメントはほぼ相殺しあう。したがって発生する全ロールモーメントはB1ケーブルダクトとロールモーメントのバランスが崩れたB1SMRCによって支配される。図2.9にその様子を示す。

表2.4 計算条件

M_{∞}	2.8
Re_L	4.8×10^8
$\alpha[\text{deg}]$	5.0
$\psi[\text{deg}]$	0, 22.5, 45, 67.5 90, 112.5, 135, 157.5

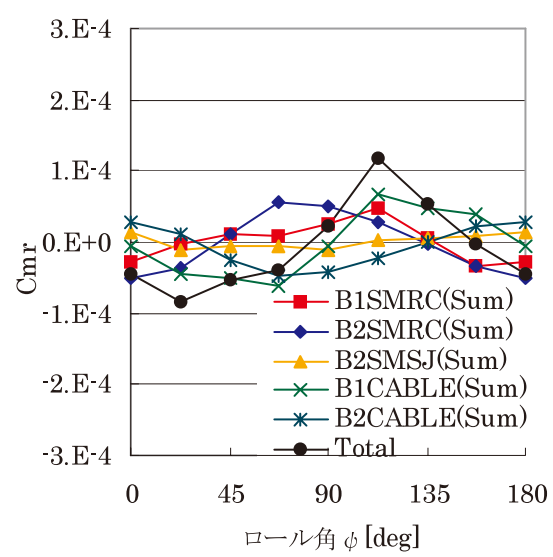


図2.7 B1SMRC, B2SMSJ, B2SMRCのモーメント特性と各モジュールのモーメントの総和

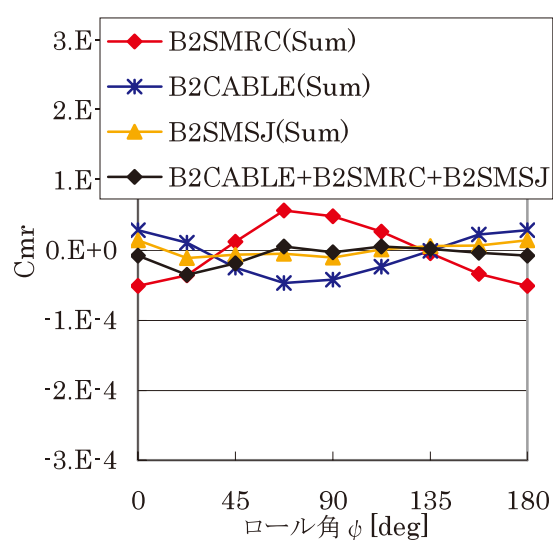


図2.8 ロールモーメントの相殺

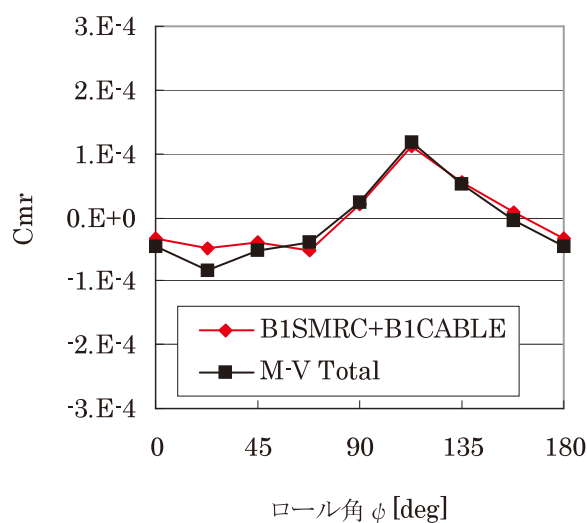


図2.9 B 1SMRC + B1CABLE と M-V Total の比較

8号機のフライトデータを用いて1段抵抗係数を下式により推定した.

$$m \cdot \ddot{x} = F_{th} - p_{\infty} \cdot A_{nzl} - C_d \cdot q \cdot S$$

$$\therefore C_d = \frac{(F_{th} - p_{\infty} \cdot A_{nzl} - m \cdot \ddot{x})}{q \cdot S}$$

ここで各記号は以下の通り.

記号	物理量	データ源泉
m	機体質量	設計予測値を使用. M-14 検定燃速を反映した時刻歴データ.
\ddot{x}	1 段機軸加速度	B3PL 部での機軸加速度データを使用.
F_{th}	1 段真空推力	フライト時の 1 段モータ内圧データからの推定値.
P_{∞}	大気圧	フライト時のレーダデータから標準大気テーブルを用いて推定.
A_{nzl}	1 段ノズル出口面積	4.504m ² (=2.3946m)
q	動圧	=1/2・ρV ² . ここで速度 V は軌道データ, 密度 ρ は標準大気テーブルを用いた推定値.
S	代表面積	4.909m ² (=2.5m)

上記より推定した1段抵抗数と設計値を比較して図2.10に示す. この結果, 1段飛翔中の全マッハ数領域において設計ベースラインおよび設計ノミナルに対してよい一致を示している. 8号機以外の号機 (5, 6, 7号機) についても同様の結果が得られている.

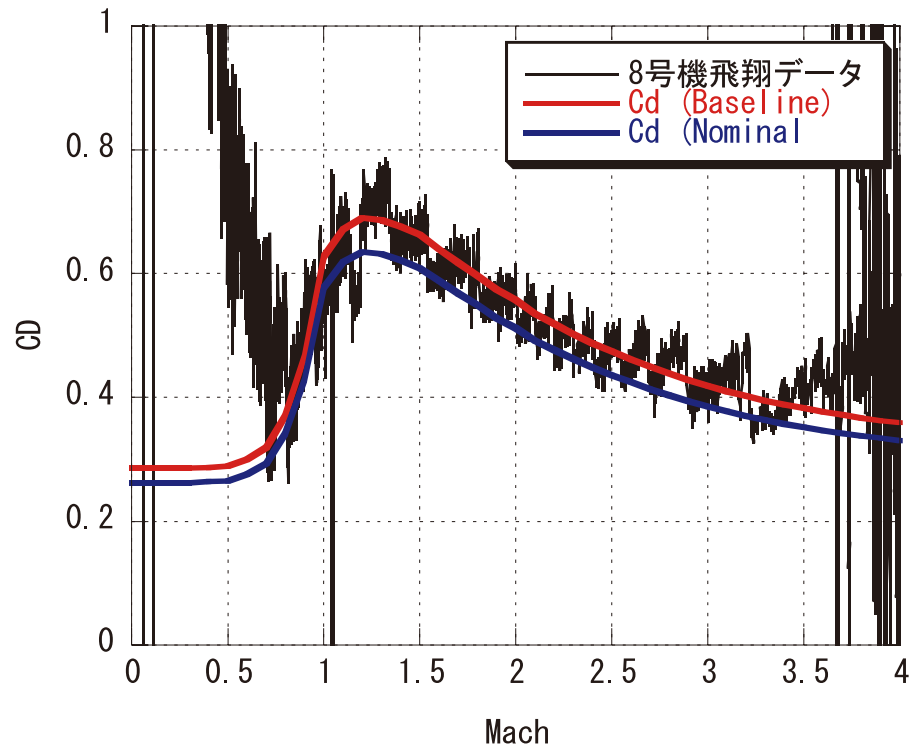


図2.10 1段抵抗係数の評価（8号機）

2.2. 1/2段接手周り空力加熱

5号機のフライトデータにおいて1/2段接手部の温度がそれまでの号機に比べ大きく上昇した。図2.11に1段飛行中における1/2段接手部の温度履歴を示す。5号機では打上げ後20秒付近から温度が急激に上昇し始め、50秒付近では最高100℃近くに達している。5号機ではB2SMSJの設置位置が変更されSMSJが突起物として大きく流れ場に突出していることから、SMSJで乱された流れが下流に影響を与えている事が推測される。このような背景の下、CFDにてB2SMSJ周りの解析を行い、加熱環境が厳しいと思われる範囲、グリッドでの巻き込みによる機体内部への空気流入について調べた。解析は3次元圧縮性非粘性流体解析とし、1段着火30秒後の条件を用いて行った。グリッド部は矩形格子状とした。図2.12に解析から得られた機体表面圧力係数分布と機体表面付近の流線を示す。

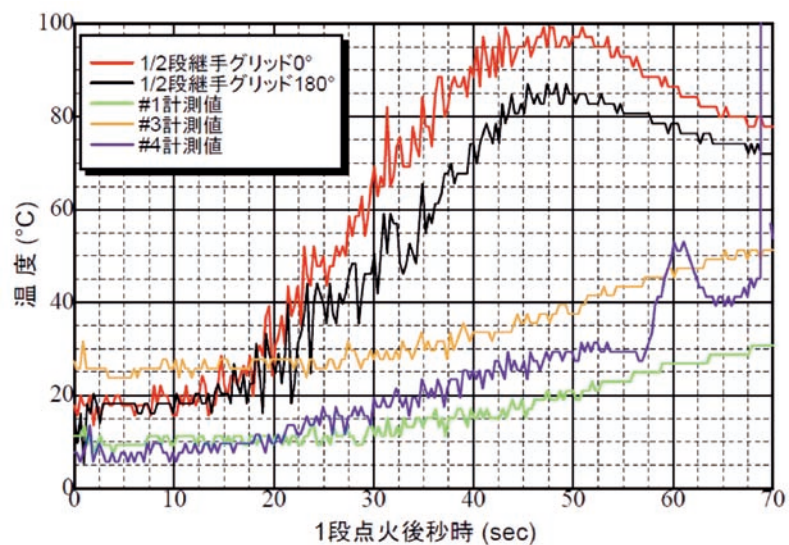


図2.11 1/2段接手部温度履歴（1，3，4，5号機）

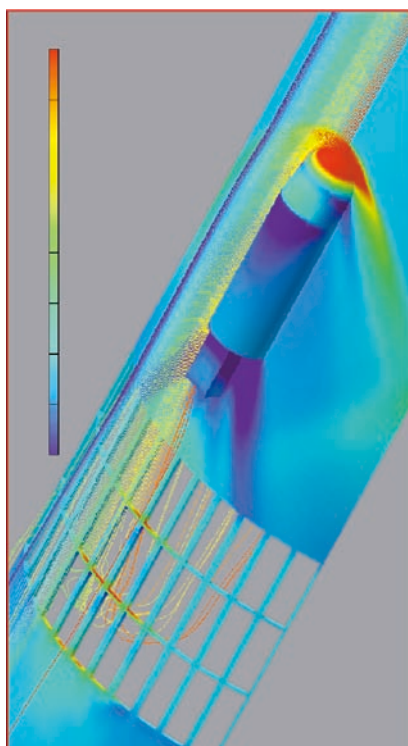


図2.12 機体表面圧力係数分布と機体表面付近の流線

機体表面から突出したSMSJ カウリング先端部において流れは圧縮され衝撃波を形成し、カウリング後端部では膨張波を生じている。その後流域ではグリッドを通過して機体内部へ巻き込むような流れ場が形成されることがわかった。SMSJ 背後のグリッド部では流れがグリッドを横切る事から、5号機以前と比べこの部分で加熱率が上昇することになる。5号機で実測された4号機までとは異なるグリッド部および周辺機器の温度上昇はこの外部流がグリッド部に衝突・流入したことによるものと考えられる。

グリッドからの外部気流の流入による1/2段接手内部の気体温度をCFD解析結果より見積もる。グリッド部における接手内部への流入速度分布を図2.13に示す。約20m/sの平均速度で外部流が接手内部に流入している。接手から流入した気流によるエネルギー獲得と外気圧と釣り合うために流出した質量分（流入質量分+外気圧低下による膨張分）によるエネルギーの損失を考慮し、接手内気体温度を見積もった結果を図2.14に示す。外気の流入速度が20m/sの場合、接手内部の気体温度は600K以上に上昇することがわかる。したがって、5号機以降のフライトデータに見られる1/2段接手周辺における温度上昇はB2SMSJの機体外部への取り付けによる外気流の流入が原因であると考えられる。

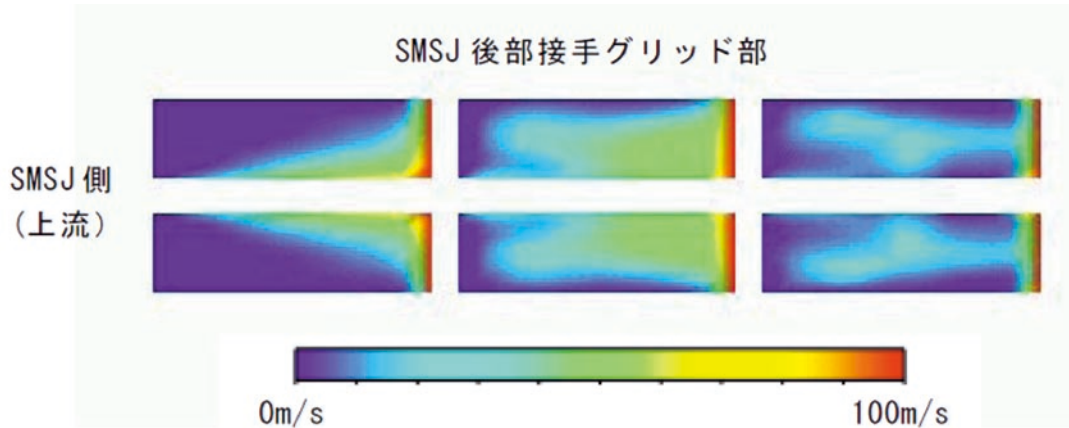


図2.13 グリッド部における外気流流入速度分布

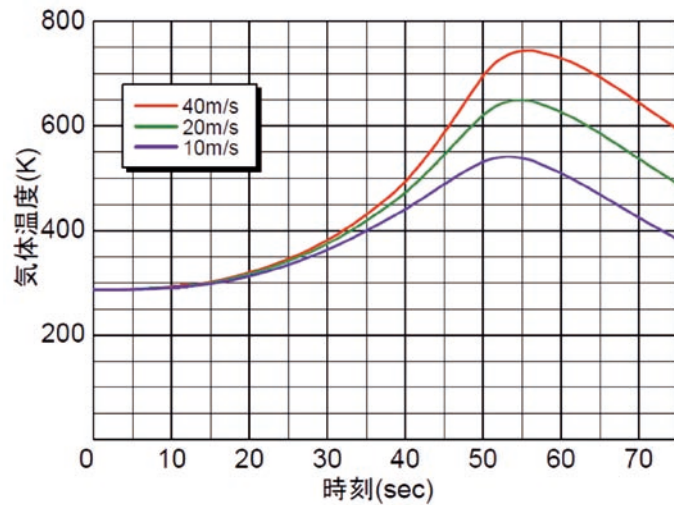


図2.14 1/2段接手内部における気体温度履歴予測

6号機以降、この1/2段接手部周辺の気体流入による加熱および2段飛翔中のプルームからの輻射加熱に対するM25ノズル周辺機器（SA、APDB、INS）への耐熱対策を施した。対策としては外部気流の機器部への流入を防ぐためサーマルブランケットを使用した。サーマルブランケットは各機器の全面（ブランケット取り付け面を除く）を覆う形態で、内部気体を排気するためのベントホールが設けられている。1段飛翔中はサーマルブランケット内部圧を外気圧以上に保てるようにその強度設計がなされている。図2.15にサーマルブランケット外観図を示す。

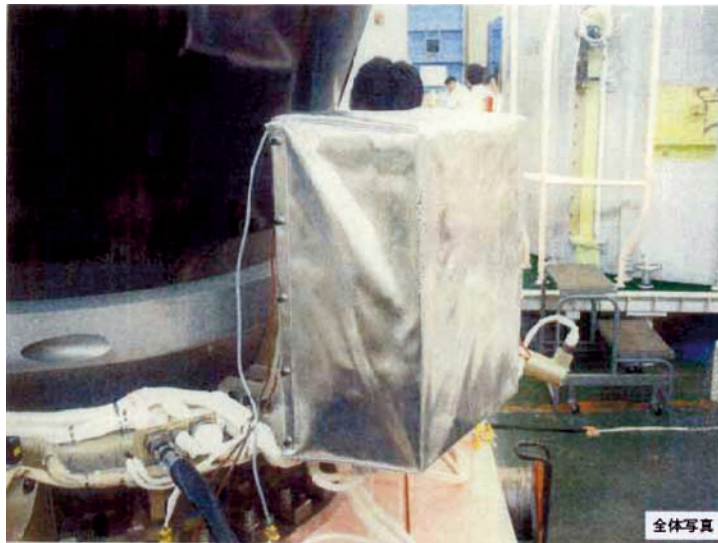


図2.15 サーマルブランケット外観

図2.16に耐熱対策前後のM25ノズル周辺機器の飛行中の温度履歴を示す。サーマルブランケットによる耐熱対策の結果、5号機で見られていた1段飛行中からの温度上昇は認められず、耐熱対策の効果が示されている。

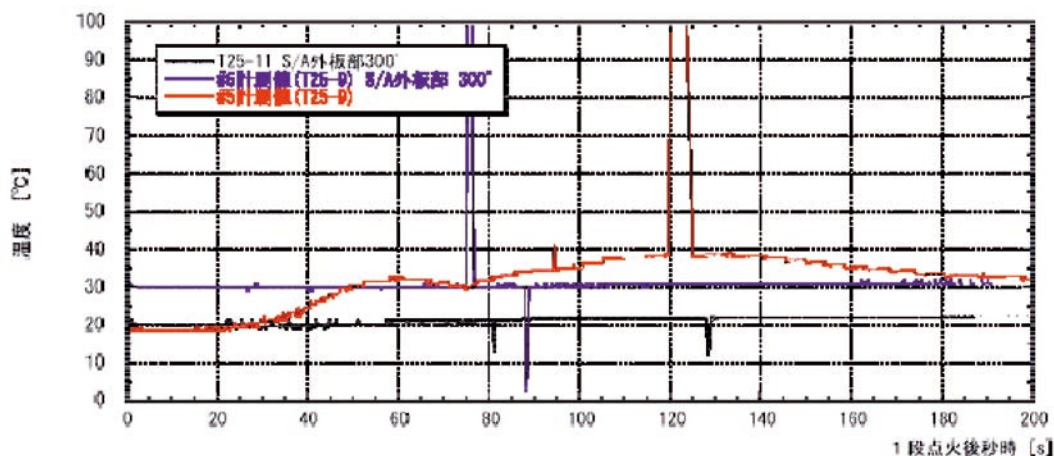


図2.16 5, 6, 8号機におけるS/A外板部の温度履歴

2.3. M-V-6号機におけるM14鏡板追加インシュレーション

M-V-6号機ではM-V-2号機1段目で使用予定だったM-14モータを使用するため、M-24モータを使用することを前提として設計されたM-14モータを6号機の1段目に使用することになる。6号機2段目はM-25モータであるため、使用するM-14の前部鏡板に施工されているFITH対策の外部インシュレーションの板厚を増やす必要がある。そこで、M-110モータのサブサイズ燃焼試験によりM-V-6号機で使用するM-14鏡板追加耐熱対策仕様の妥当性評価および外部インシュレーションの追加施工性を確認するため実機と同サイズの球面形状治具を用いた積層作業確認試験を行い、追加耐熱対策の仕様を確定した。サブサイズ燃焼試験結果から、多層積層にした場合でもエロージョンレートは一体成型品とほぼ同等であり、6号機用M-14のFITH対策としては、追加積層することで対応可能と判断した。インシュレーションの追加積層は厚さ1mmの追加用インシュレーションを接着剤ハイボンにより施工した。図2.17および2.18にインシュレーション追加施工概略および鏡板部追加施工完了状態を示す。

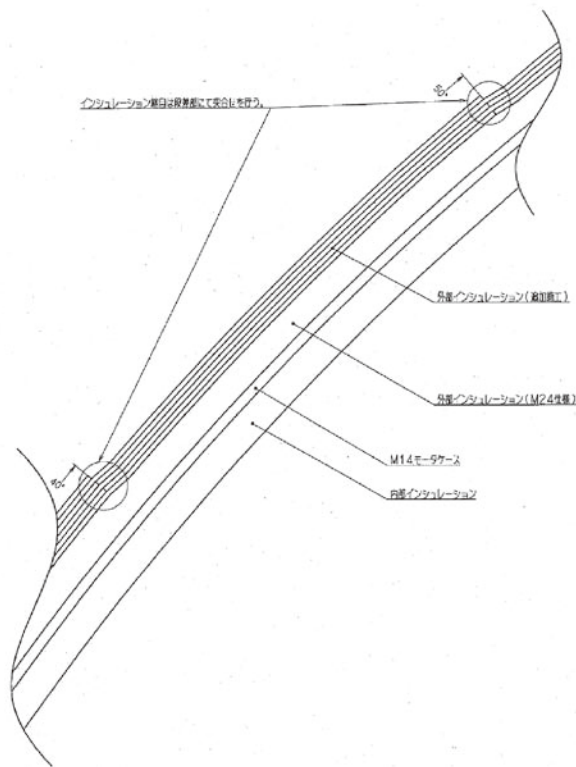


図2.17 インシュレーション追加施工概略

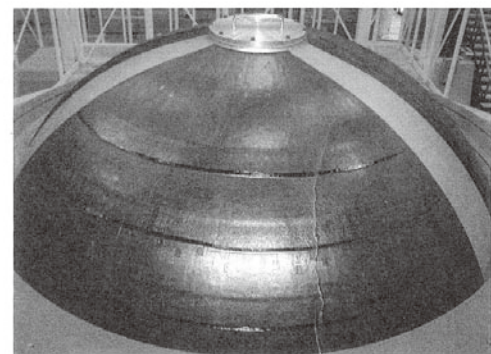
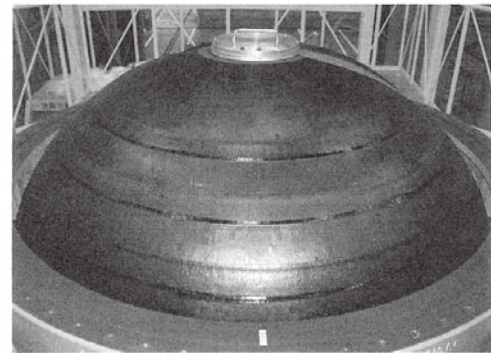


図2.18 鏡板部追加施工完了状態

追加インシュレーションの耐熱効果を評価するため6号機のフライトから得られたFITH時のB1頭部における温度計測結果を示す。B1頭部の計測点（図2.19：TMEM1～TMEM6）は、インシュレーション層内での深さを変えて計測を行うことにより計測深さまでのインシュレーション焼失時刻を推定することを目的としている。計測結果を図2.21に示す。TMEM1～TMEM3については最も外表面に近いTMEM3のみが $X + 75.6$ 秒付近で、TMEM4とTMEM5ではより外表面に近い位置にあるTMEM5が76.5秒付近で温度上昇を示し、それ以外の温度計測位置では温度上昇は見られない。したがって、インシュレーションによるM-14鏡板部の耐熱が十分であることが確認でき、インシュレーションの追加積層による耐熱が十分効果的であることを確認できた。

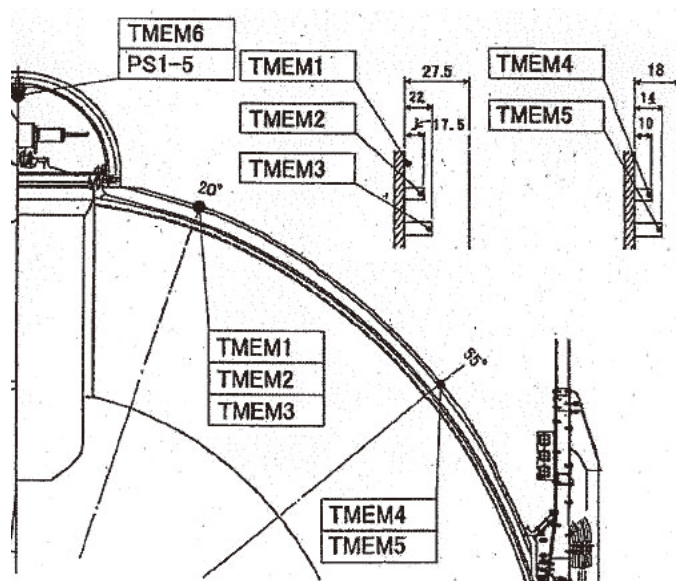


図2.20 B1 頭部計測位置概要 (6号機)

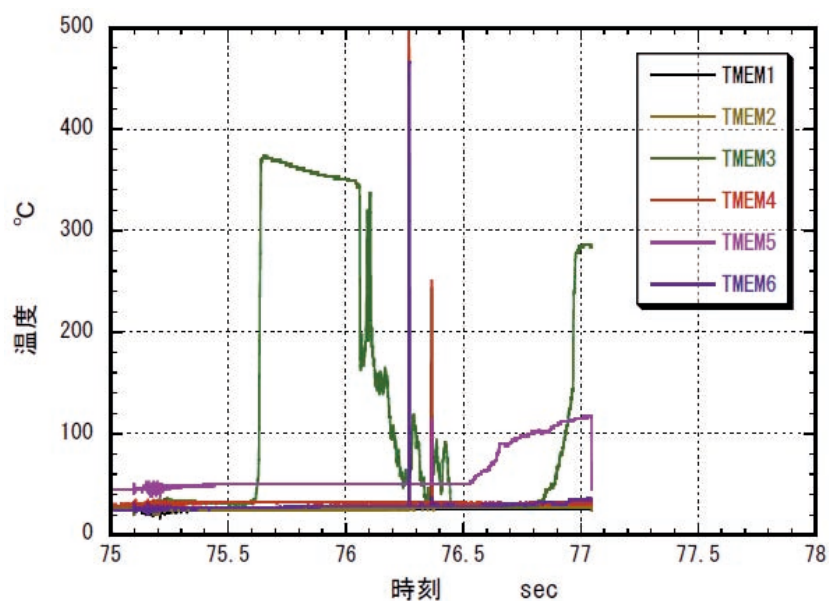


図2.21 B1 頭部温度計測結果 (6号機)

2.4. 差圧センサによる迎角計測

4号機において飛翔中の迎角推定の目的で絶対圧計を使用してNF ノーズキャップ部の圧力を測定したが, 5, 8, 7号機では同様の測定を, 差圧計を用いて行った. 圧力センサとして Kulite XCS-190-5D (定格34.47kPa) を使用した. ピッチ面 (位相0°, 180° 間) およびヨー面 (位相90°, 270° 間) の差圧を2つのセンサを用いて計測する. 圧力センサおよび配管系の設置概略を図2.22に示す.

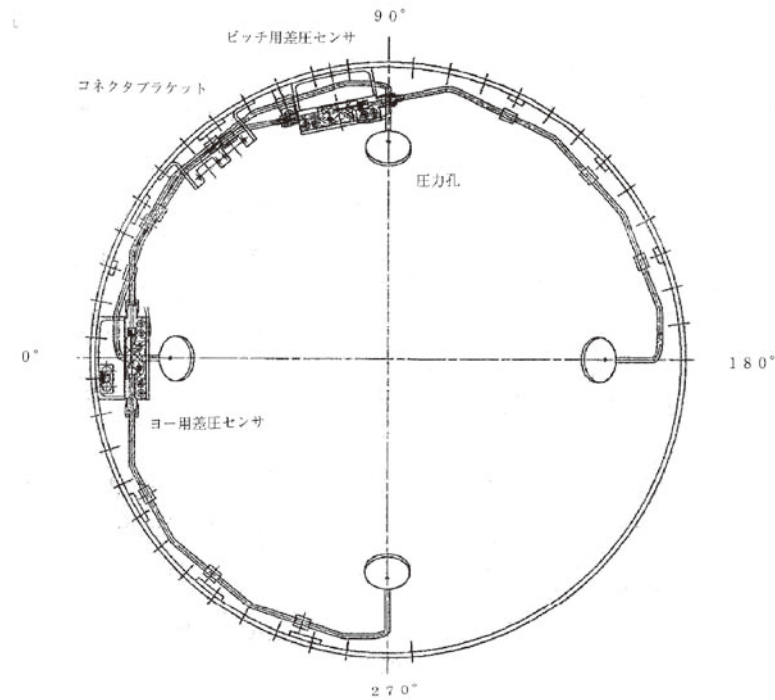


図2.22 NF ノーズキャップ部差圧計測概略

8号機における圧力計測結果を図2.23に示す。データは1段飛翔中の全領域において正常に取得され、計測された最大差圧はピッチ面で約9kPa、ヨー面で約14kPaであった。

差圧計測結果から、ニュートン流れを仮定して球面での圧力分布を算出し、1段飛翔中の迎角および横滑り角を推定した。算出に必要な飛翔環境データとして、高度・速度履歴はレーダデータを使用し、大気圧はUS標準大気テーブル1976を使用した。推定結果を図2.24に示す。60秒付近から迎角が大きな値となっているが1段飛翔中の後半では動圧が低く、計測される差圧も非常に小さいため計測誤差が大きくなることが影響していると考えられる。

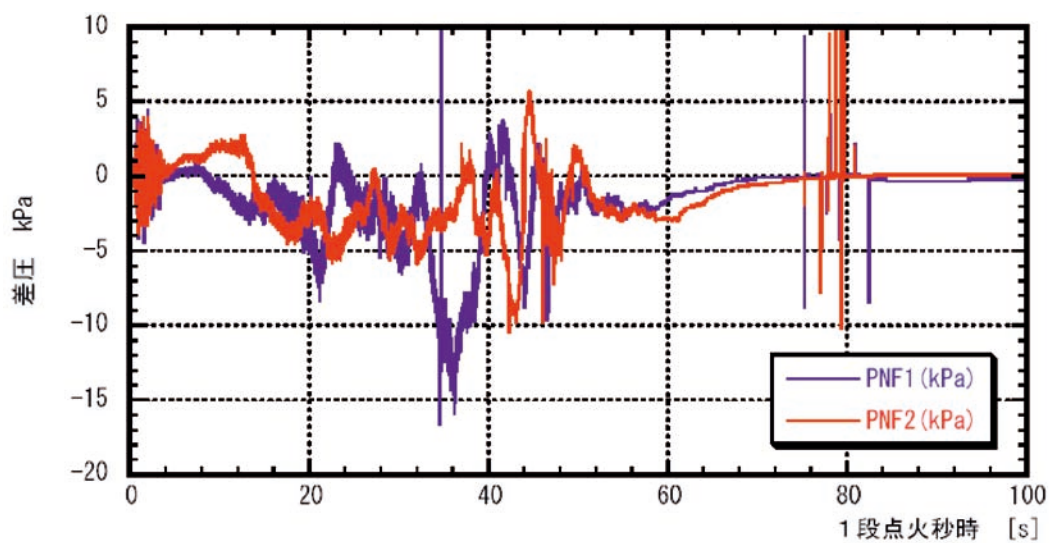


図2.23 圧力計測結果（8号機）

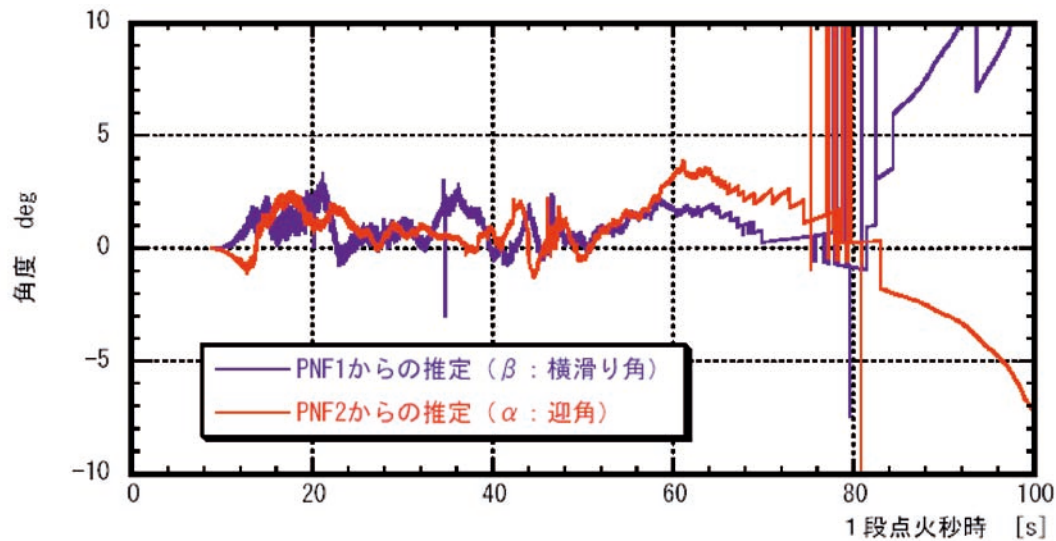


図2.24 迎角推定結果（8号機）

3. 成果の概要

- ・ 5号機以降の機体外観上の変更に伴い、風洞試験およびCFDによる空力係数の見直しを行い、飛翔結果よりそれらの妥当性を示した。
- ・ 5号機の打上げ時に1/2段接手部で高い温度上昇が見られ、その原因究明および耐熱対策検討を数値解析により実施した。B2SMSJ後流域の流れ場の解析により1/2段接手部への空力加熱を見直し、追加耐熱対策を施した。飛翔結果から対策効果は十分であった。
- ・ M-V-6号機ではFITH対策のM-14鏡板部外部インシュレーションの追加施工が必要なため、実機と同サイズの球面形状治具を用いた積層作業確認試験およびサブサイズ燃焼試験を行い、追加積層の仕様を決定した。フライトデータより追加耐熱対策が十分な効果を得られることを示した。
- ・ 5, 8, 7号機においてNFノーズキャップ部における差圧センサによる迎角推定を行い、飛翔中の迎角を推定するのに十分なデータが得られた。

4. 次期固体ロケットへの反映事項

- ・ 空力係数の推定には、これまでのMロケット、特にM-Vロケットで妥当性が確認された空力特性の評価方法を活かすことに加え、数値解析（CFD）による流れ場解析と全機風洞試験の組み合わせにより、さらに効率よく、精度の高い推定方法を確立することを目指す。また機体形態変更を伴う場合にも、これまでのデータの蓄積を活かすことで、臨機応変に空力係数を決定できるようにすることが望ましい。
- ・ 空力加熱対策、特に接手部やノズル周りの加熱については複雑な流れやブルームからの輻射が大きく寄与していることから、M-Vロケットでの耐熱対策検討の経験を活かして、地上試験および数値解析を十分に行った上で仕様を決定する必要がある。
- ・ M-Vロケットで経験を得たNF部での迎角計測を引き続き行い、計測精度向上を目指すことでフライト後性能解析や飛行安全に役立てる。

5. まとめ

M-V ロケット（5, 6, 8, 7号機）における空力および耐熱に関する研究開発についてまとめた。5号機以降の機体外観上の変更により空力係数の見直しを行い、飛翔結果よりその妥当性を示した。B2SMSJ後流域の流れ場の解析により1/2段接手部への空力加熱を見直し耐熱対策を施し、飛翔結果から対策効果は十分であった。6号機において外部インシュレーションの追加施工方法を検討し熱対策を施した。飛翔結果より追加熱対策が効果的であることを示した。5, 8, 7号機においてNF ノーズキャップ部における差圧センサによる迎角推定を行った。

参考文献

- [1] 稲谷, 平木, 山田, 「M-V型ロケットの空力/耐熱特性」, 宇宙科学研究所報告 特集 第47号 2003年3月

M-V ロケットのテレメータ／コマンド／計装

加藤輝雄*, 山本善一*, 大島勉*, 大西晃*
太刀川純孝*, 坂井智彦*, 関妙子*, 河端征彦*
日高正規**, 豊留法文**, 橋本正之*, 本田秀之*, 長木明成*

1. はじめに

M-V ロケットのテレメータ／コマンドシステムは基本的には1～4号機までのシステムと概ね同じであるが、テレメータ送信アンテナ切り替え方式をより確実な方式として、従来の地上局からのSバンドガイド送信信号による切り替え方式を慣性誘導装置（ING）からの制御信号による切り替え方式に変更した。また、15GHz帯テレビ送信装置については8, 7号機ではカメラ4台による4分割画面構成による同時伝送方式とした。計装関連では6号機から第3段計器部に新たにサブペイロードが搭載されたことがそれまでと異なる点である。なお、飛翔保安コマンド装置関連についてはその性格上、詳細については割愛することとした。

2. 研究開発の概要

2.1. 搭載テレメータコマンド概要

M-V - 5号機以降におけるテレメータ及び保安コマンド系は、概ね4号機以前と同様であり、各段に以下のテレメータを搭載した。

第1段計器部には第1段の機体計測や制御情報を伝送するVHF帯PCMテレメータ送信機を搭載した。

第2段計器部には、姿勢制御情報、計測情報等を伝送するVHF帯PCMテレメータ送信機、機体振動情報を伝送するS帯4相PSKPCMテレメータ送信機、そして第1段モータの燃焼、切り離し状況や第2段切り離し等の画面を伝送する15GHz帯TV送信機を搭載した。

第3段計器部にはINGのデータ、機体情報やタイマ、コマンド情報等を伝送するS帯倍速テレメータ送信機を搭載した。

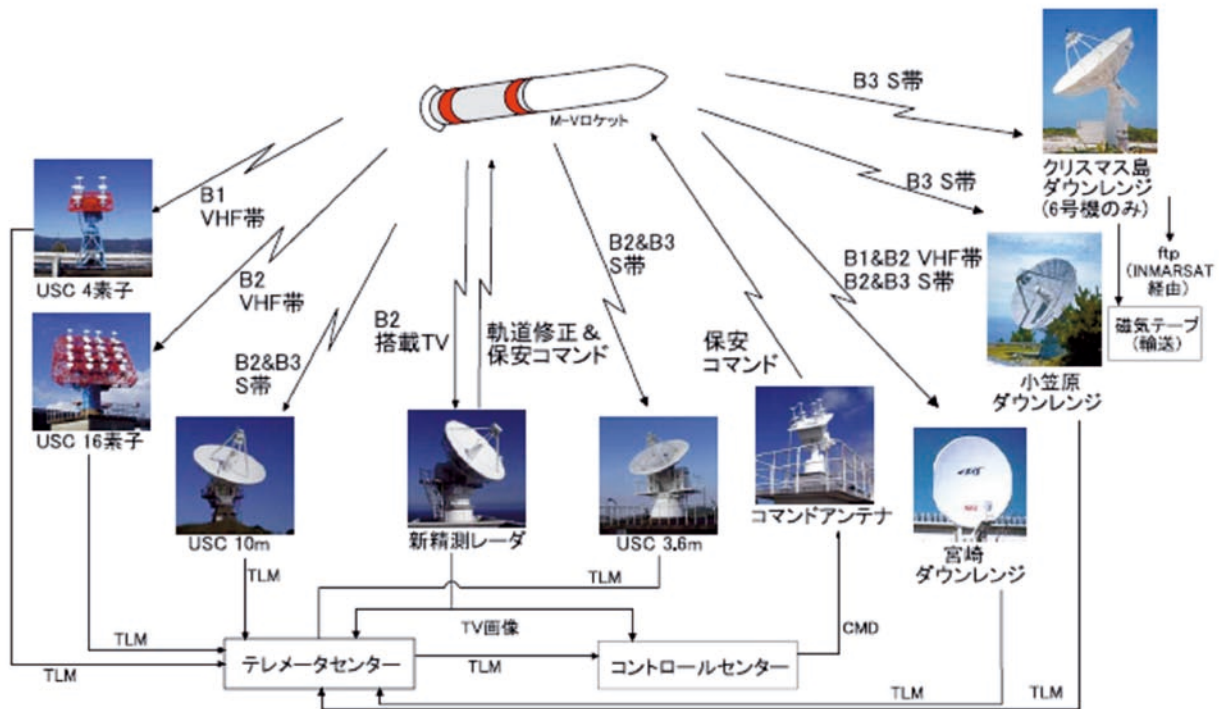
各テレメータアンテナは概ね90°及び270°方向に取り付けられINGからの信号により受信方向に最適なアンテナに切り換える方式を新たに採用した。また、1段目テレメータは打上げ時2段目のアンテナが使用され分離直前にタイマ信号により1段目アンテナに切り換えてメモリされたデータを伝送した。

保安コマンド関係では、飛翔保安のためのコマンド受信機を第3段計器部に搭載した。コマンド受信はノーズフェアリングが開頭されるまでは第2段計器部外壁に取り付けられたアンテナで、開頭後は第3段計器部側面に取り付けられたアンテナで行った。

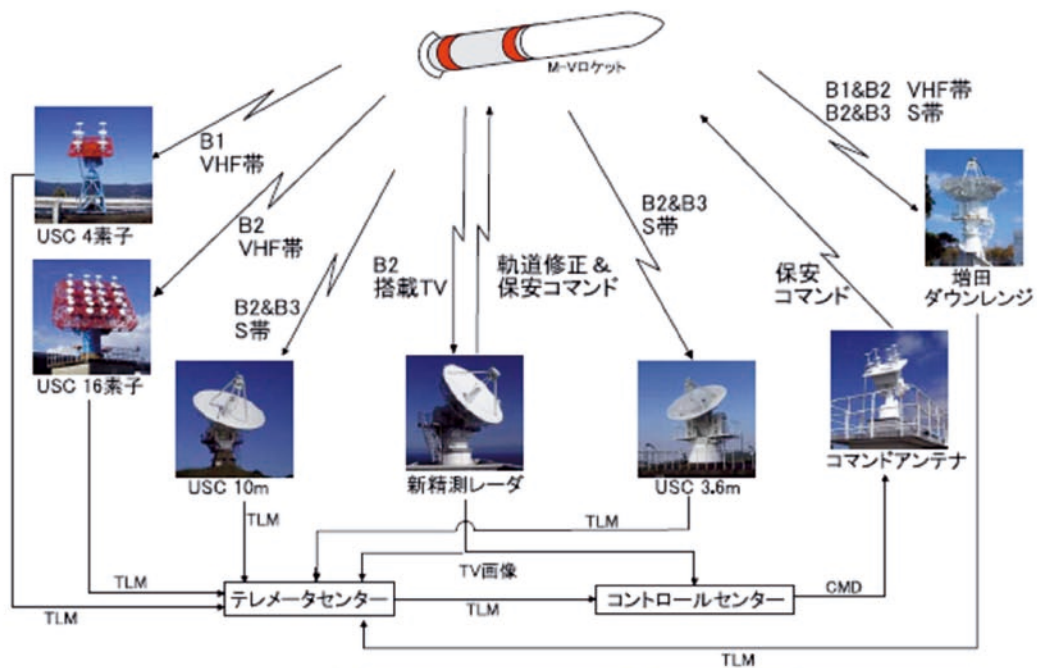
表1にテレメータ送信機の諸元を、図1にテレメータ・保安コマンド通信システムの構成を示す。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

** Office of Space Flight and Operation / JAXA Uchinoura Space Center (USC)



M-V-5、6号機 テレメータ・コマンド通信システム構成



M-V-7、8号機 テレメータ・コマンド通信システム構成

図1 テレメータ・保安コマンド通信システムの構成

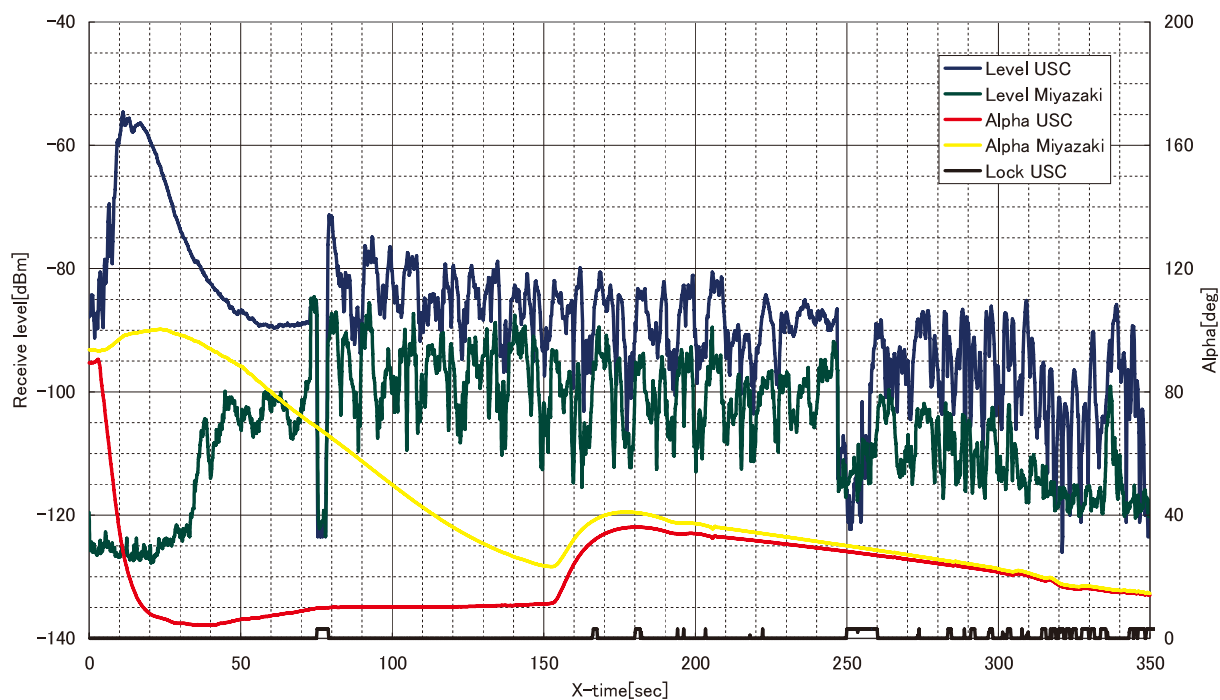
表1 搭載テレメータ送信機の諸元

	第3段計器部	第2段計器部			第1段計器部
呼 称	TMS-D	TMU-2	TMS-H	TM-TV	TMU-1
周波数帯	S	VHF	S	15GHz	VHF
送信電力	2W	2W	3W	2W	1W
変調形式	PCM-BPSK	PCM-BPSK	PCM-QPSK	FM	PCM-BPSK
主要伝送 内 容	姿勢制御計測 機体計測 地磁気姿勢計測	機体計測	機体振動計測	テレビ計測 (分離画像データ等伝送)	姿勢制御計測 機体計測

2.1.1 テレメータ受信状況

図2.1～12にM-V-5号機から7号機までの受信レベルを距離対応および時間対応で示す。なお、8号機については7号機と同様であることから省略した。また、ダウンレンジ局の詳細については地上通信設備の項に譲ることとした。

図に示すごとく、受信レベルは受信局と飛翔方向との成す角度（ α 角）との関係でロケット燃焼噴煙による減衰量が大きく異なり（ α 角および搭載アンテナ位相と受信局との関係については2.3項のアンテナ切り替え器にその詳細を参照）、特に2段目燃焼中の2段及び3段搭載テレメータの受信は噴煙を真後ろから見る内之浦局では電波減衰量が非常に大きく受信不能な時間帯があった。一方ダウンレンジ局ではこの間の受信をカバーし良好な受信ができた。5号機、6号機、では宮崎局、小笠原局をダウンレンジ局として使用し、8号機、7号機では、宮崎局に変わって種子島の増田局を使用し良好な受信を行うことができた。

受信レベルと α 角との関係 [TMU-1 M-V-5]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMU-1 M-V-5]

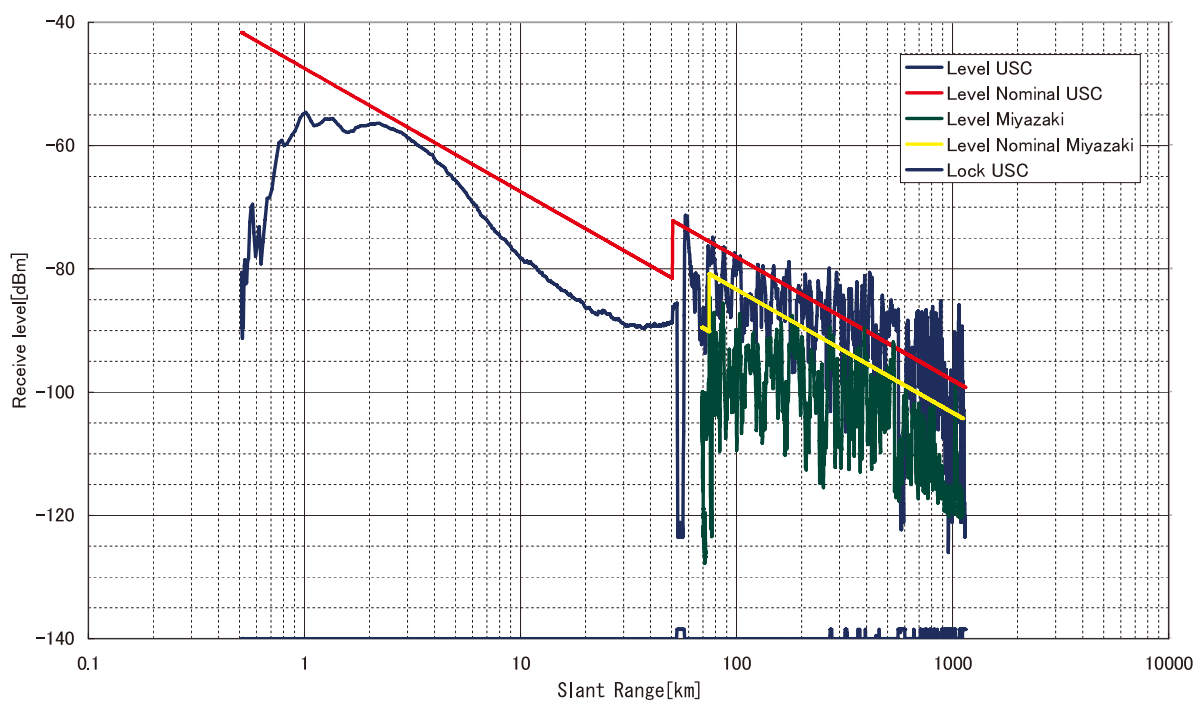
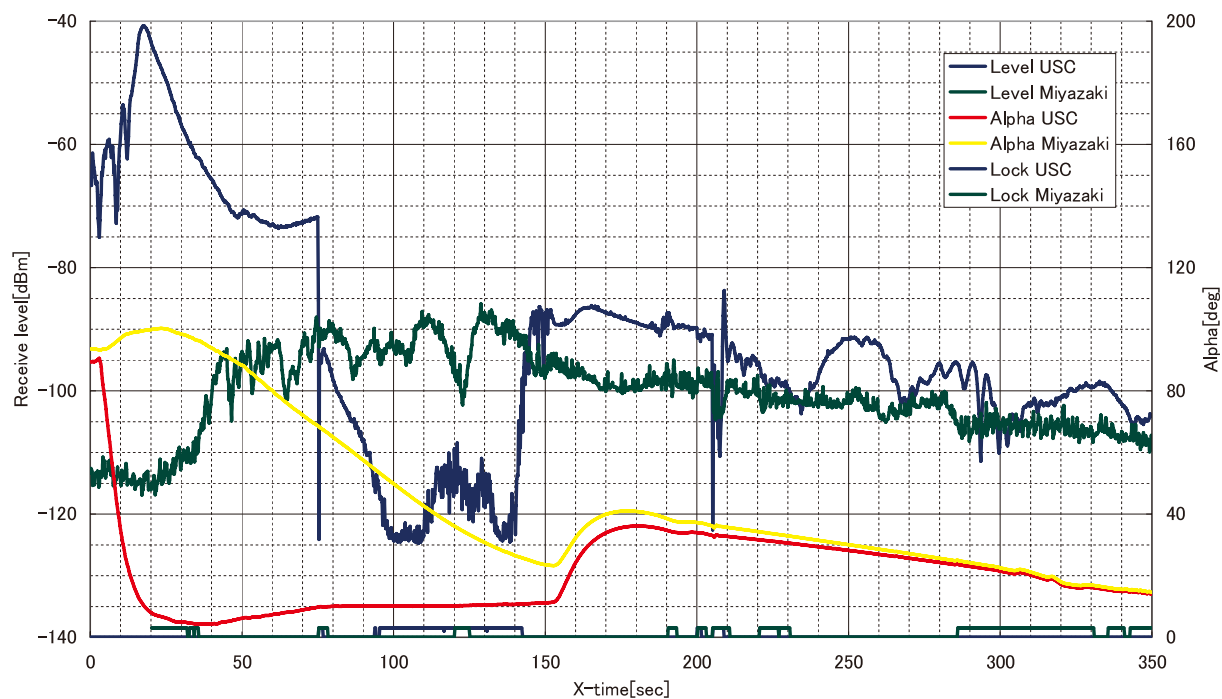


図2.1 [TMU-1/M-V-5]受信レベル (USC局, 宮崎ダウンレンジ局)

受信レベルと α 角との関係 [TMU-2 M-V-5]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMS-D M-V-5]

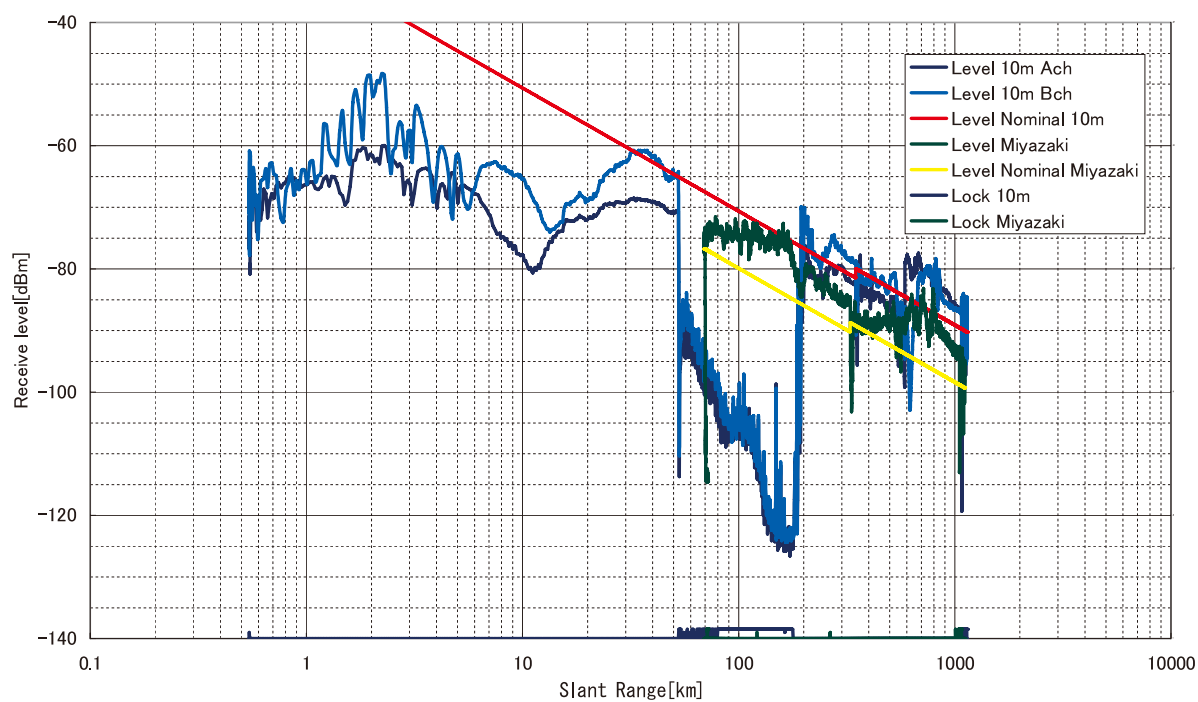
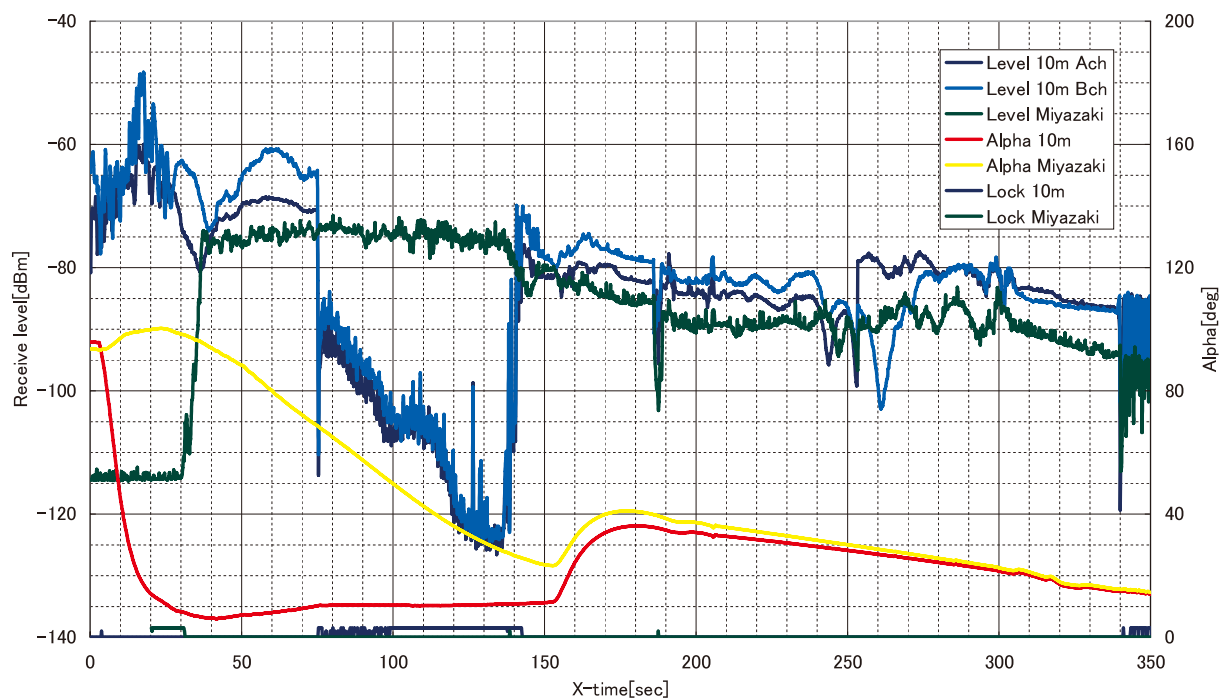


図2.2 [TMU-2/M-V-5] 受信レベル (USC局, 宮崎ダウンレンジ局)

受信レベルと α 角との関係 [TMS-D M-V-5]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMS-D M-V-5]

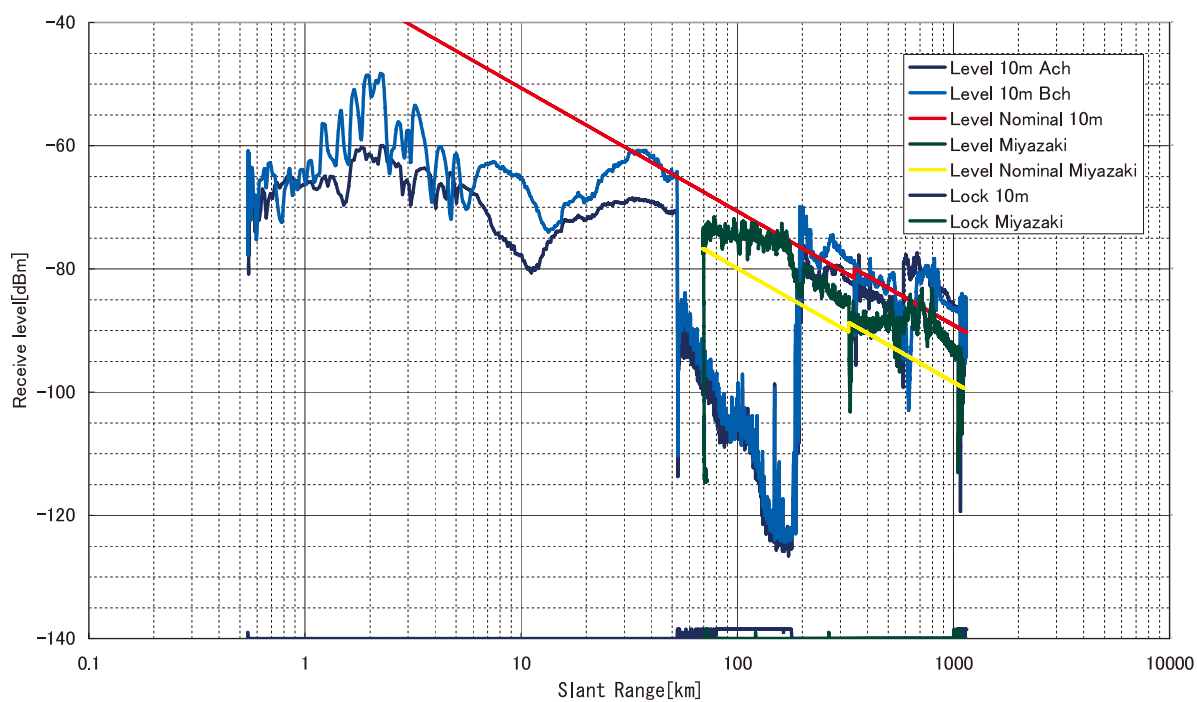
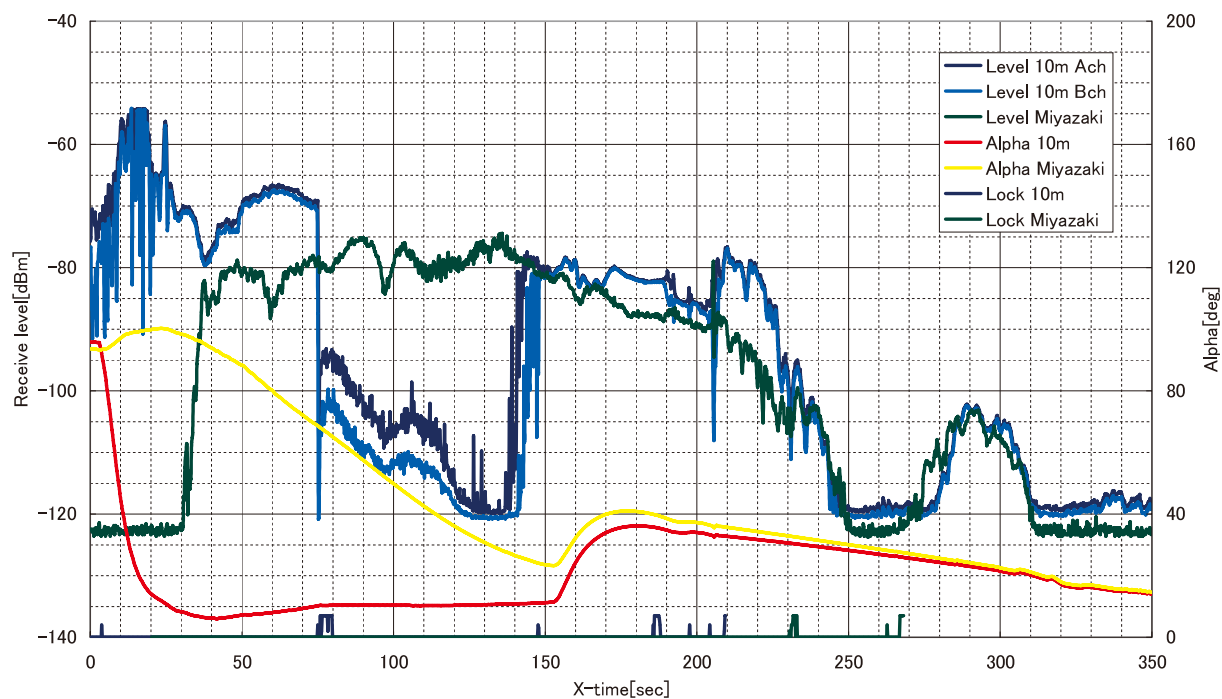


図2.3 [TMS-D/M-V-5] 受信レベル (USC局, 宮崎ダウンレンジ局)

受信レベルと α 角との関係 [TMS-H M-V-5]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMS-H M-V-5]

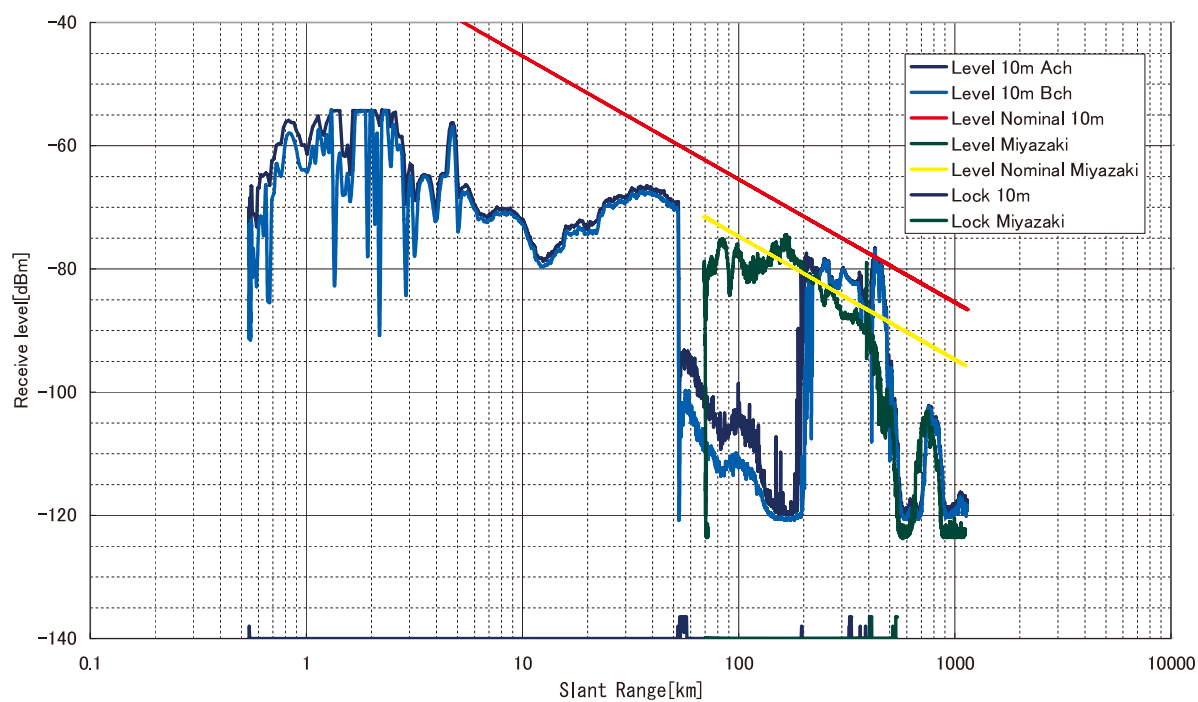
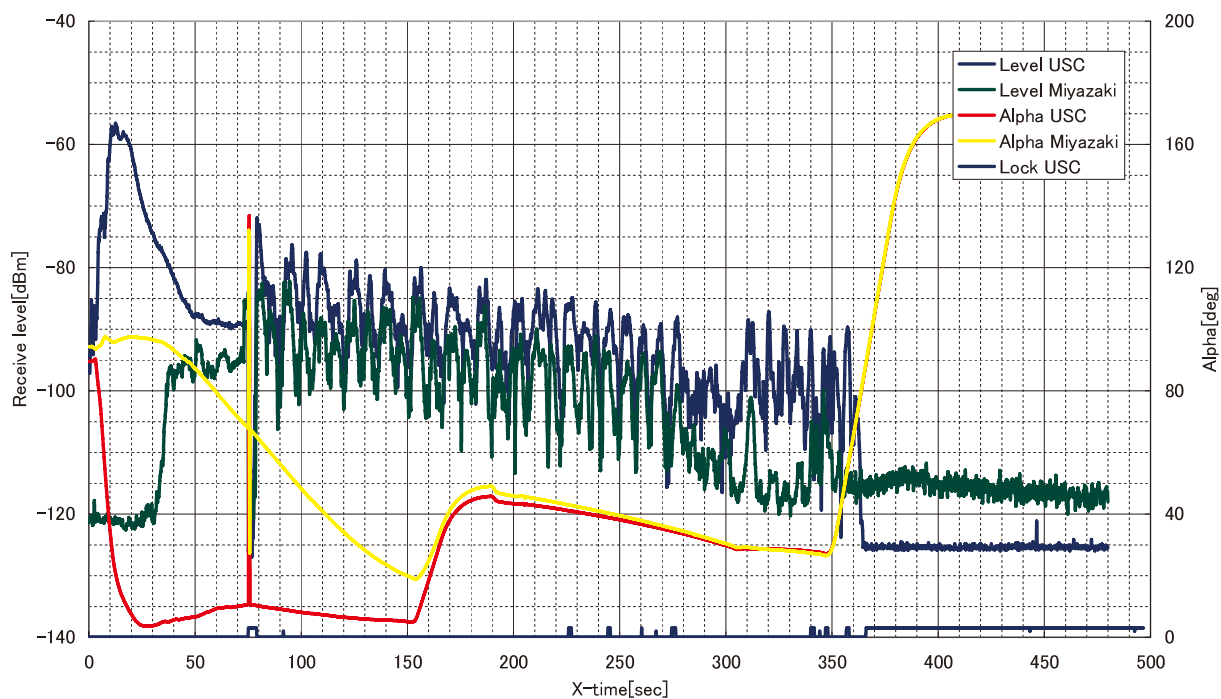


図2.4 [TMS-H/M-V-5] 受信レベル (USC局, 宮崎ダウンレンジ局)

受信レベルと α 角との関係 [TMU-1 M-V-6]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMU-1 M-V-6]

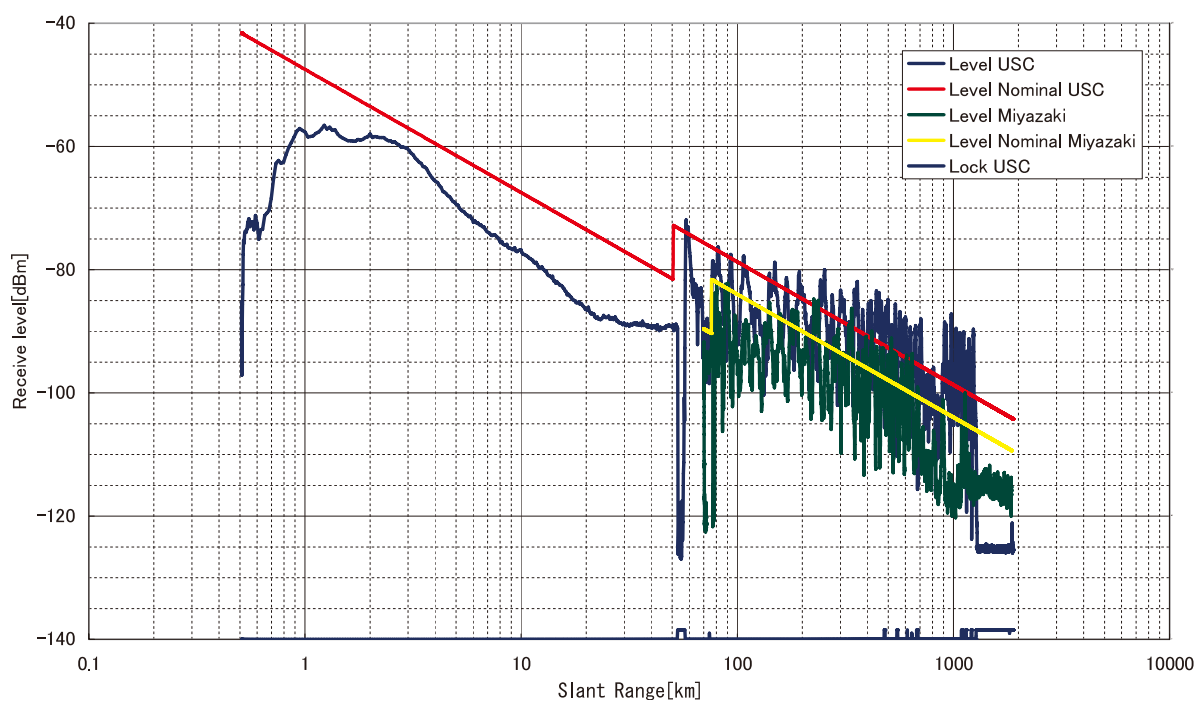
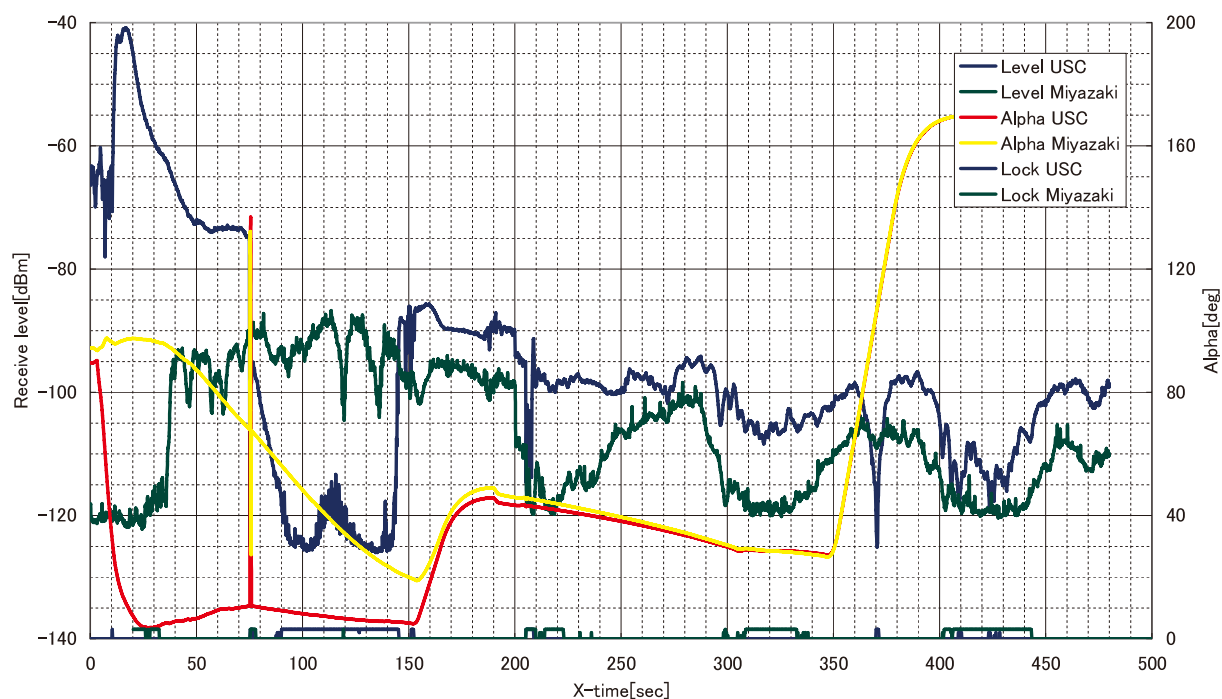


図2.5 [TMU-1/M-V-6] 受信レベル (USC局, 宮崎ダウンレンジ局)

受信レベルと α 角との関係 [TMU-2 M-V-6]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMU-2 M-V-6]

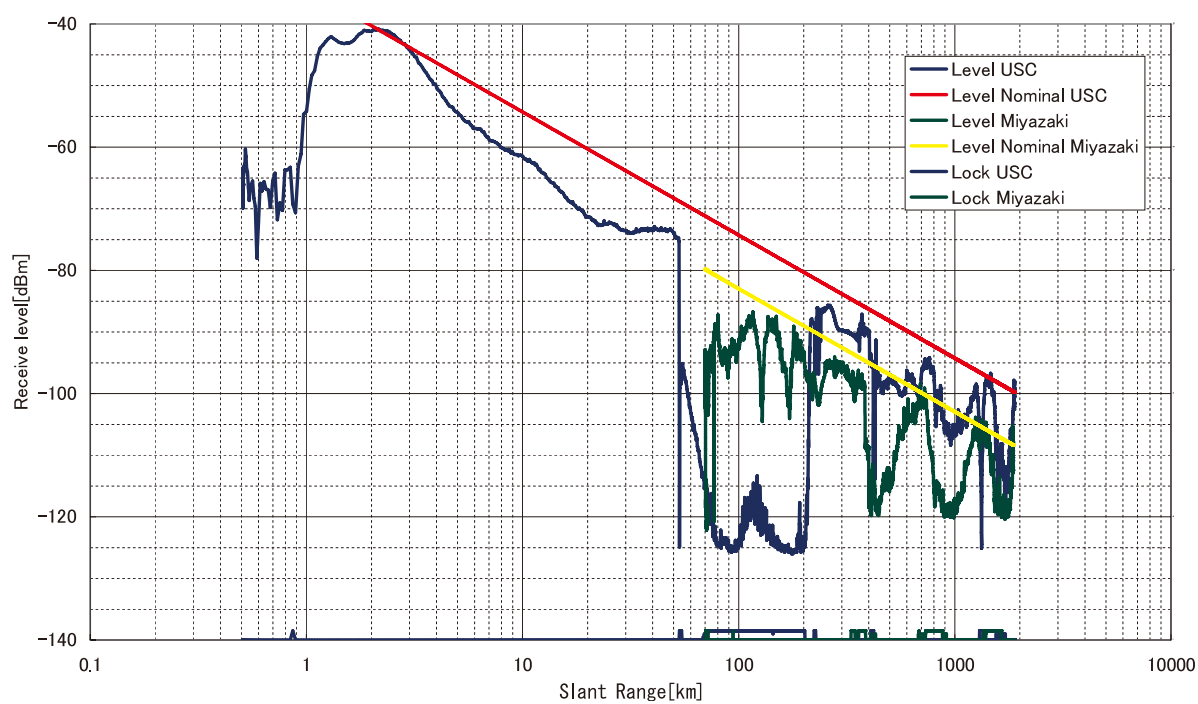
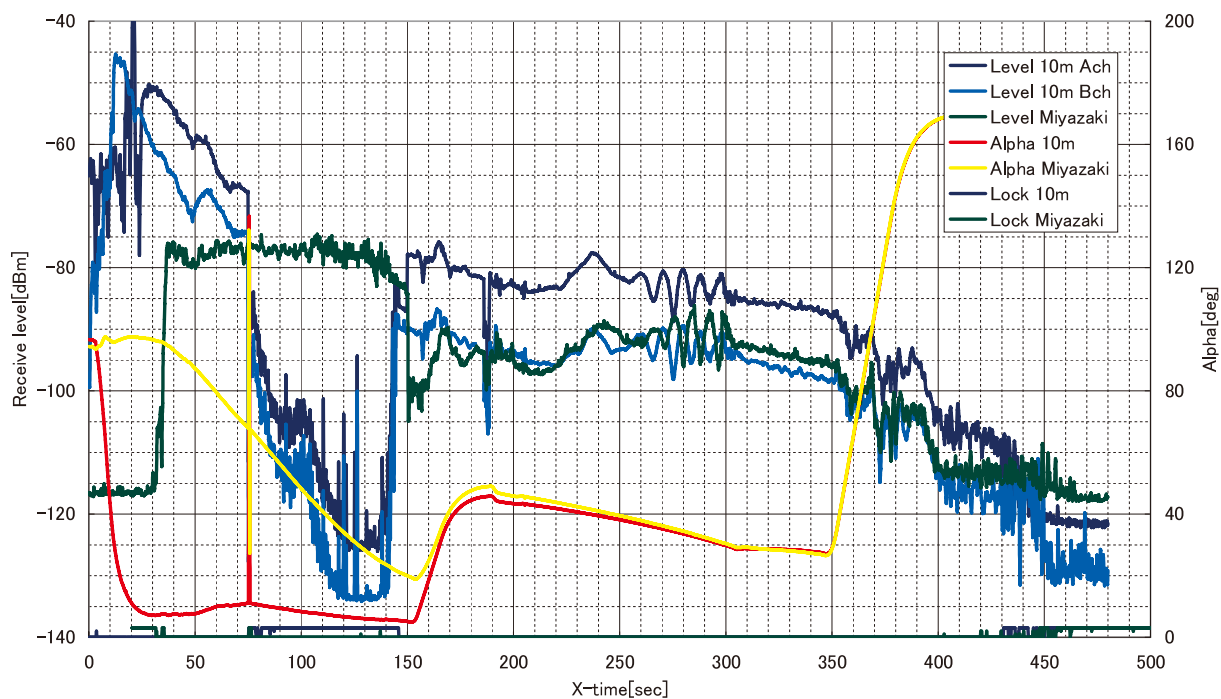


図2.6 [TMU-2/M-V-6] 受信レベル (USC局, 宮崎ダウンレンジ局)

受信レベルと α 角との関係 [TMS-D M-V-6]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMS-D M-V-6]

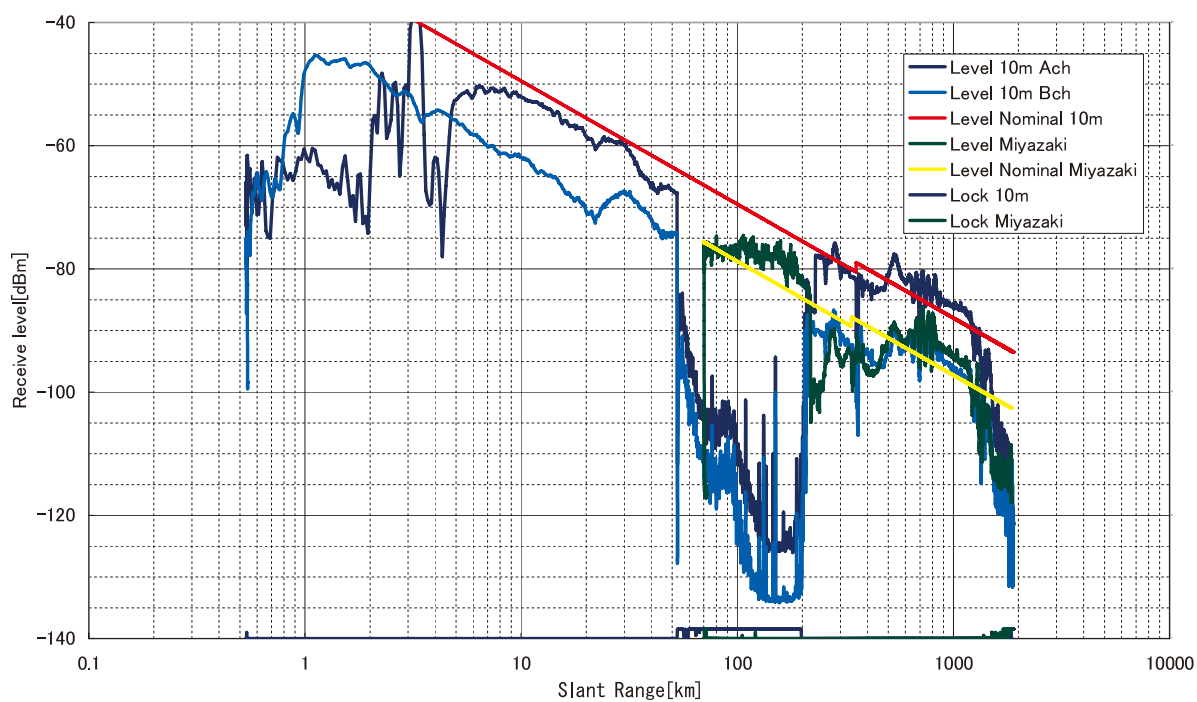
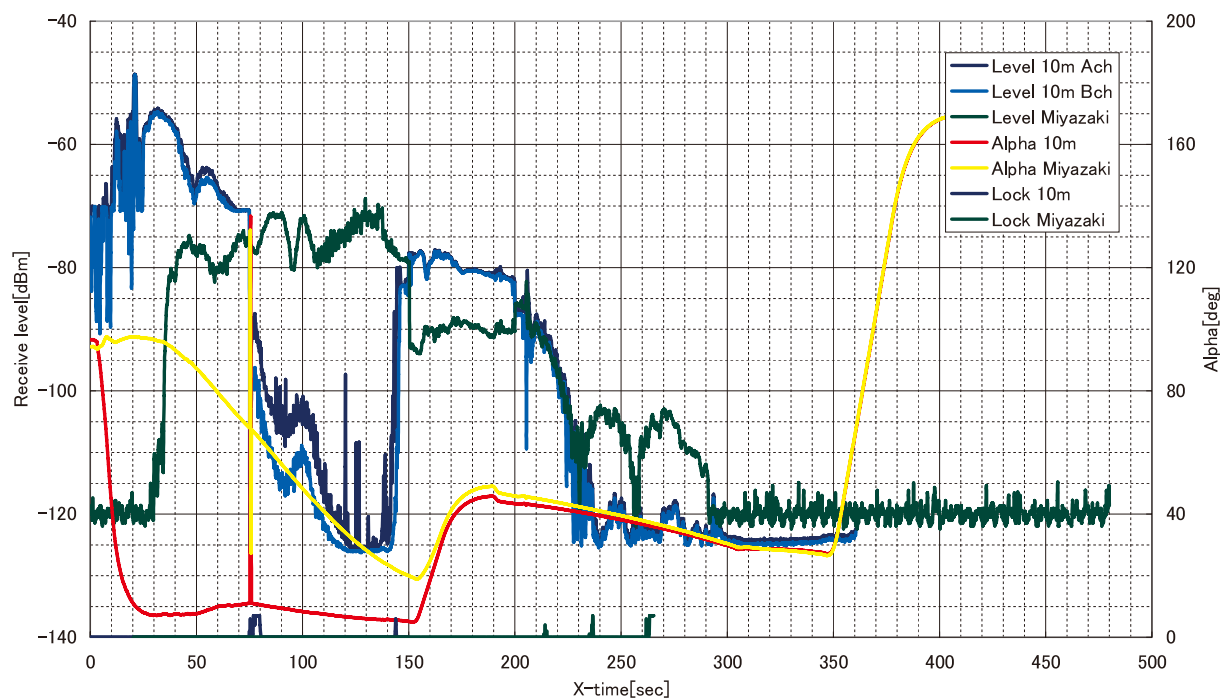


図2.7 [TMS-D/M-V-6] 受信レベル (USC局, 宮崎ダウンレンジ局)

受信レベルと α 角との関係 [TMS-H M-V-6]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMS-H M-V-6]

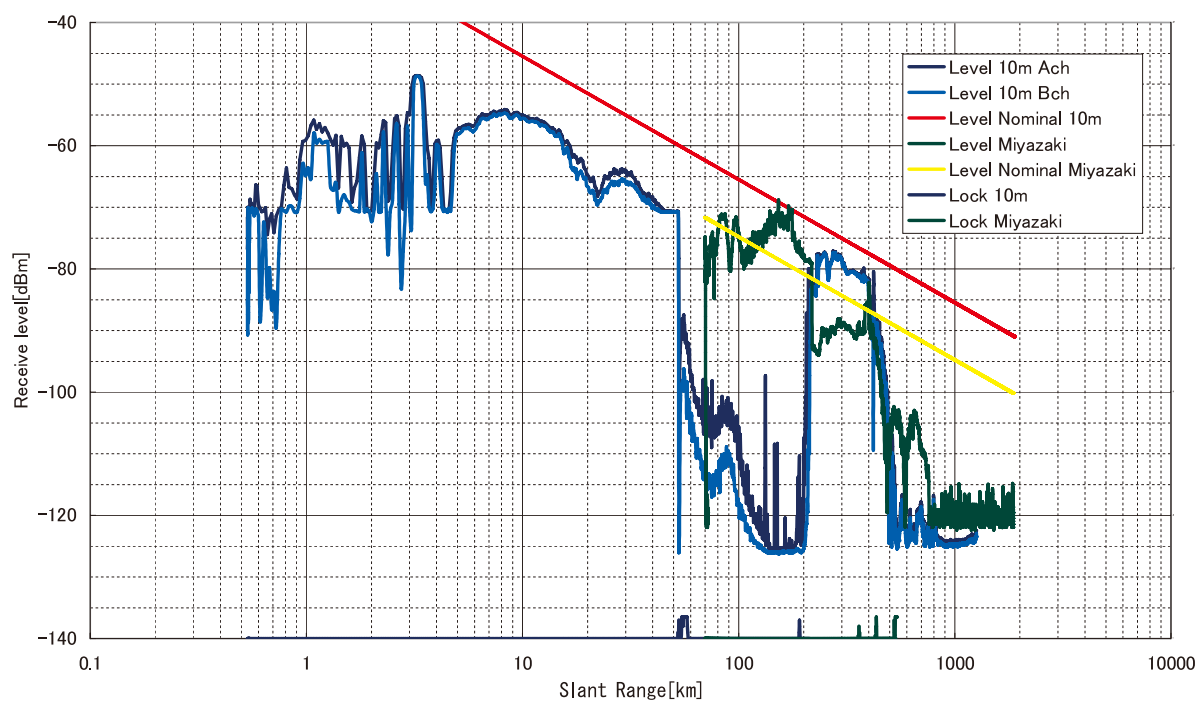
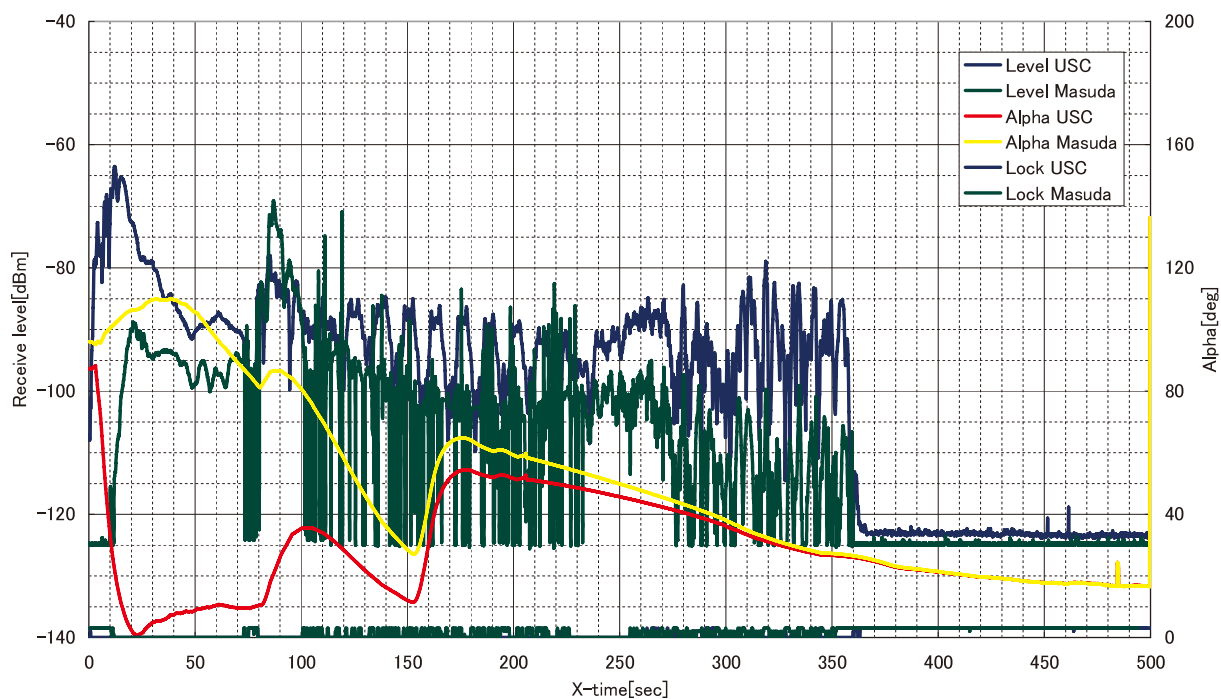


図2.8 [TMS-H/M-V-6] 受信レベル (USC局, 宮崎ダウンレンジ局)

受信レベルと α 角との関係 [TMU-1 M-V-7]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMU-1 M-V-7]

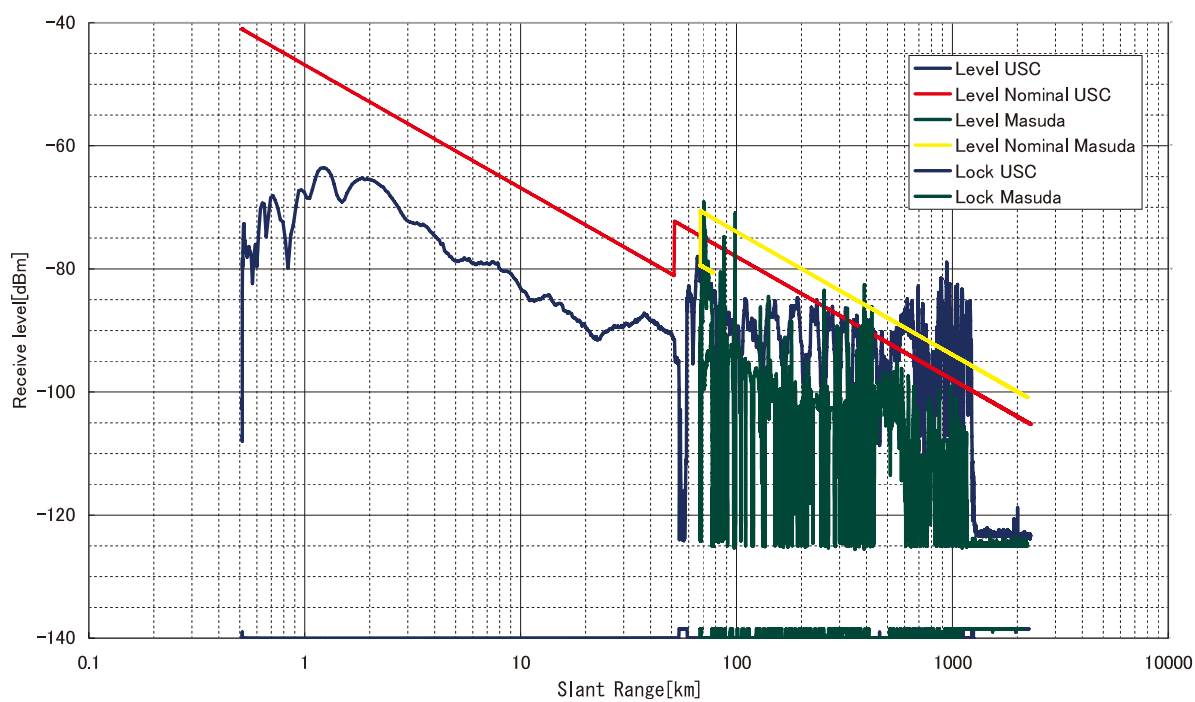
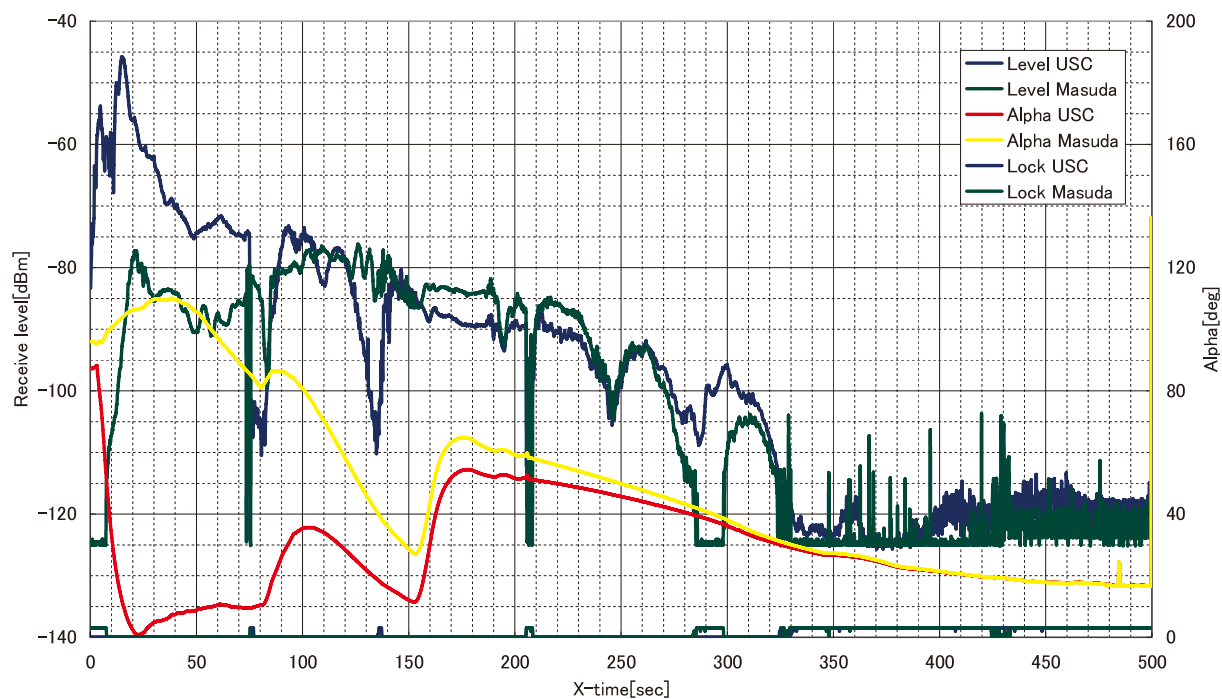


図2.9 [TMU-1/M-V-7]受信レベル (USC局, 増田ダウンレンジ局)

受信レベルと α 角との関係 [TMU-2 M-V-7]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMU-2 M-V-7]

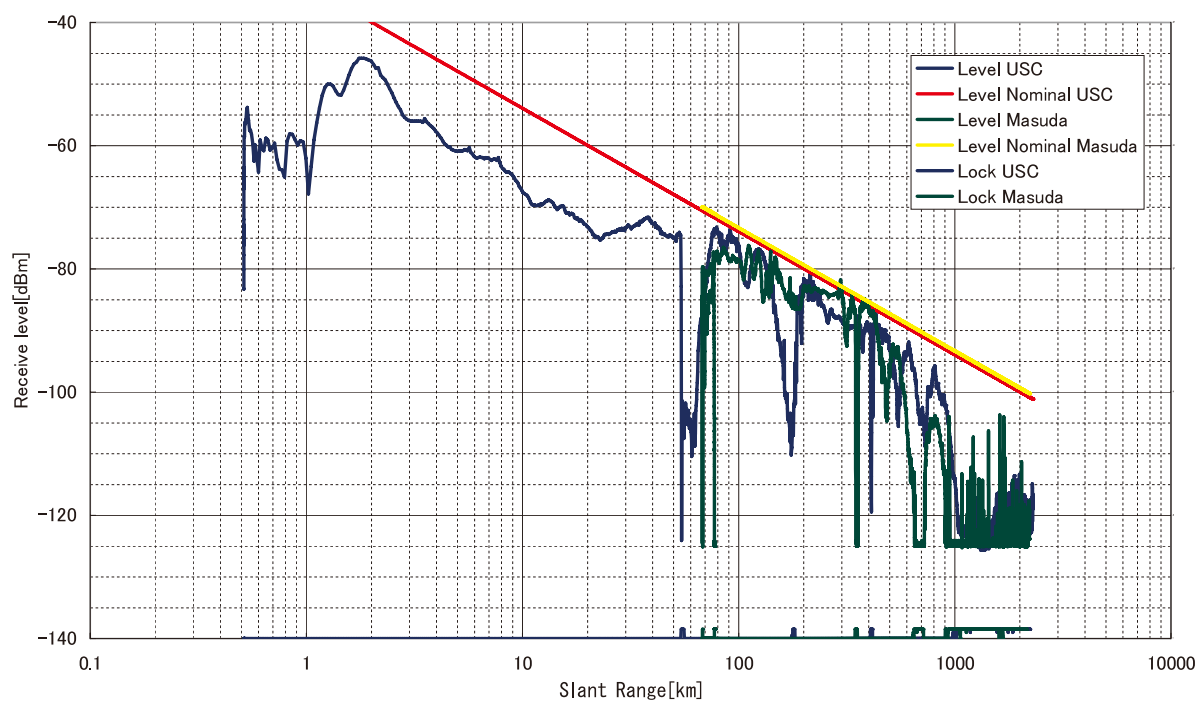
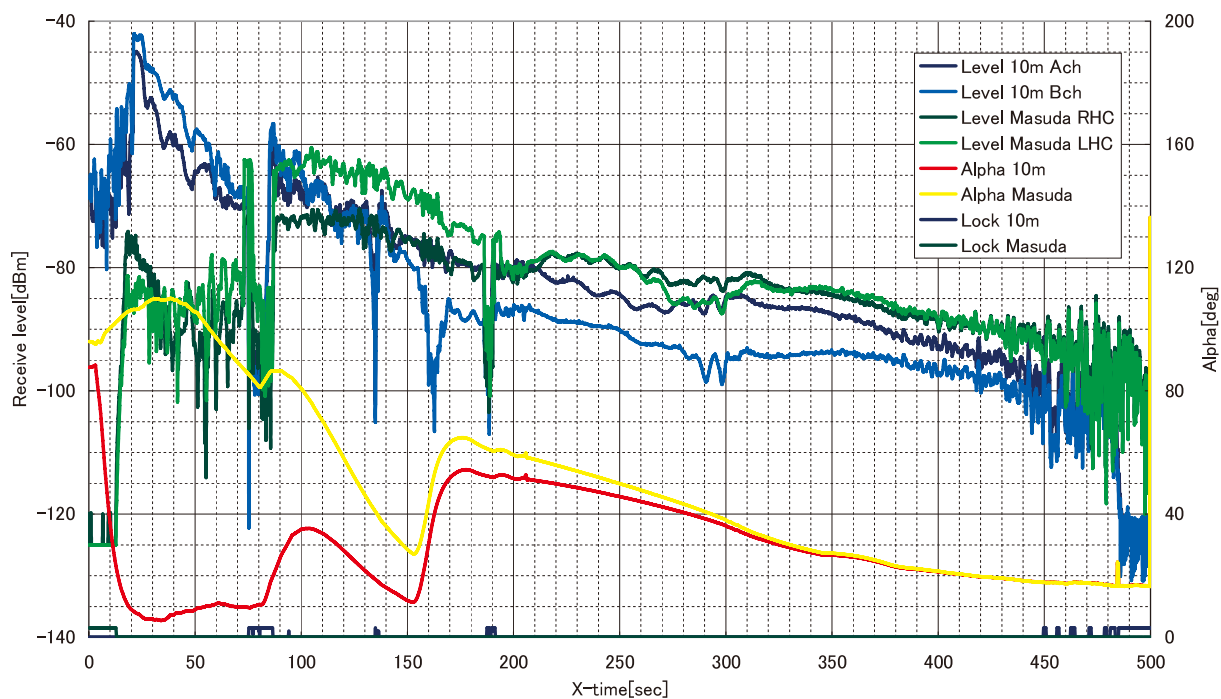


図 2.10 [TMU-2/M-V-7] 受信レベル (USC局, 増田ダウンレンジ局)

受信レベルと α 角との関係 [TMS-D M-V-7]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMS-D M-V-7]

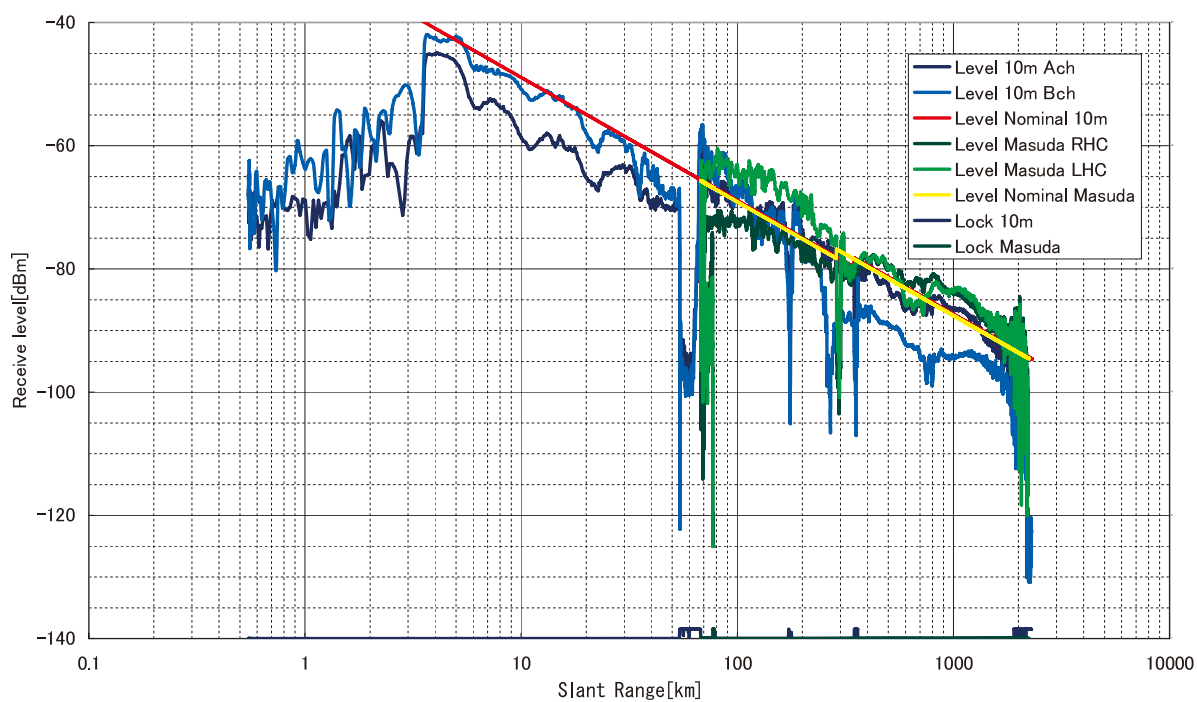
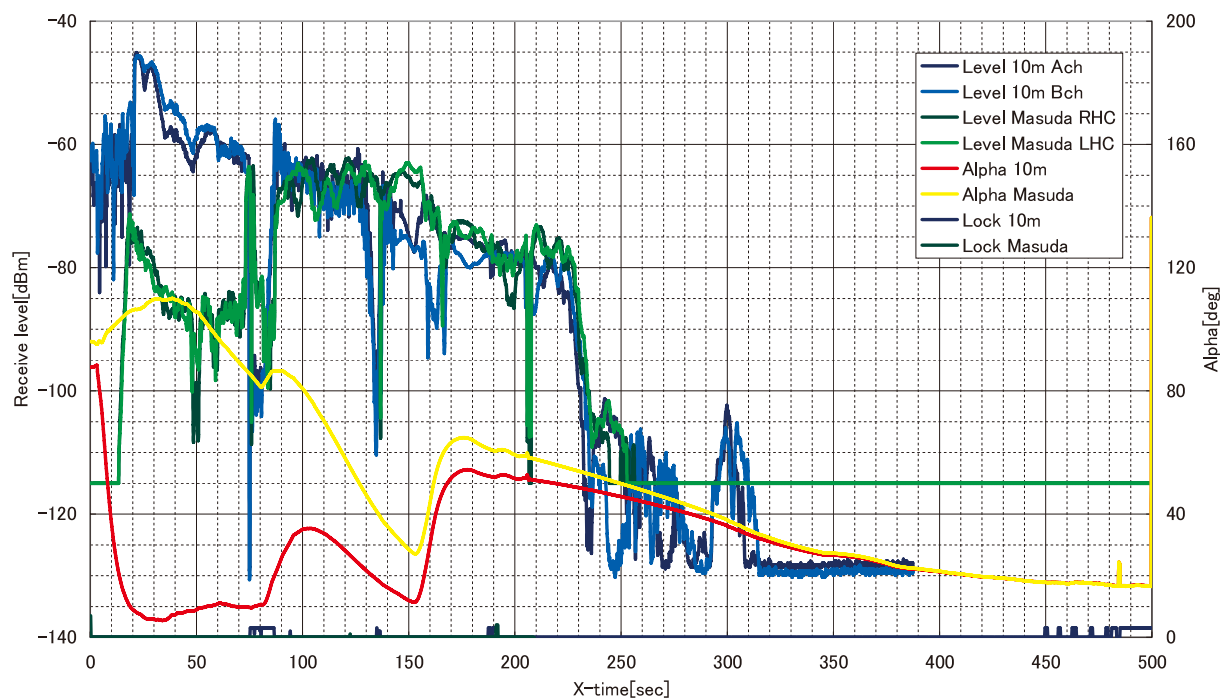


図2.11 [TMS-D/M-V-7]受信レベル (USC局, 増田ダウンレンジ局)

受信レベルと α 角との関係 [TMS-D M-V-7]

受信レベルと予想受信レベルとの関係 [TMS-D M-V-7]

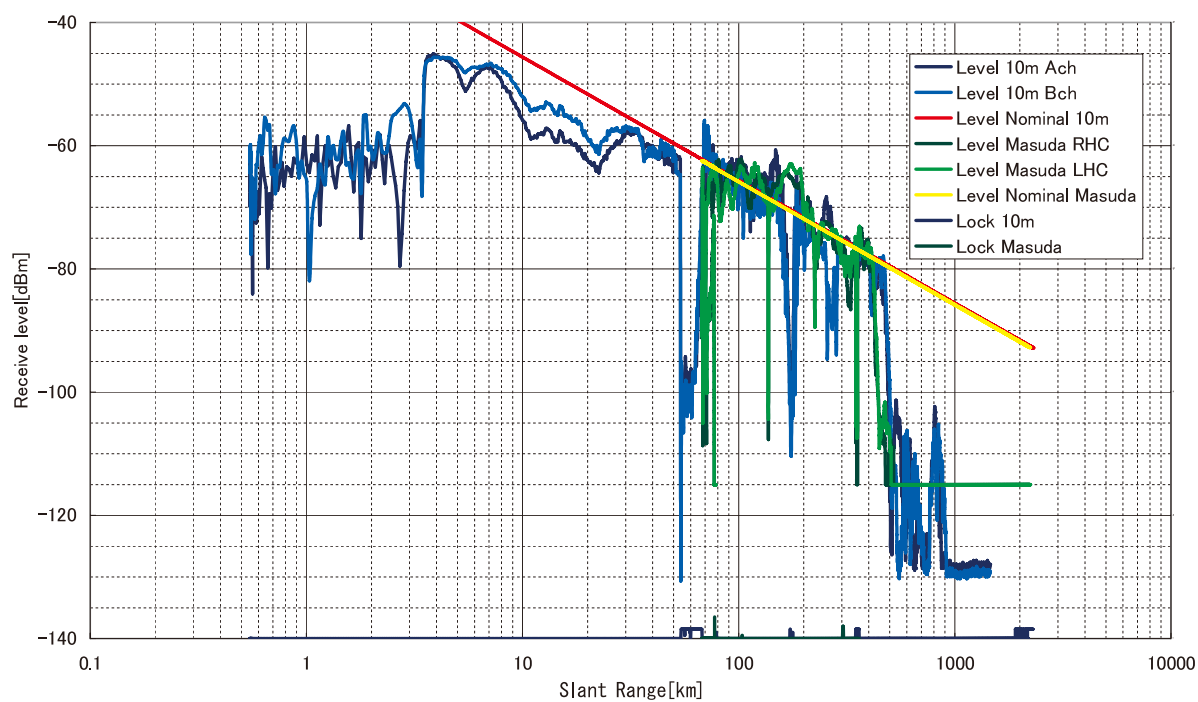


図2.12 [TMS-H/M-V-7] 受信レベル (USC局, 増田ダウンレンジ局)

2.2. 搭載テレビ

2.2.1 システム構成

M-V-5号機から8号機の搭載用TVシステムの構成を表2.2.1に示す。本システムの基本は15GHz帯送信機、画像合成器、カメラ、燃焼炎コンタミ防止用のカメラ窓展開機構、マイクロフォンおよびノーズフェアリング内の照明用LEDから構成されている。カメラは5号機では下向き2台、上向き2台の計4台が、6号機は下向き1台、上向き2台の計3台がそれぞれ搭載されている。2台のカメラで取得された画像データはそれぞれ1/2の分割画面にされ、ビデオスイッチャで1画面に合成され、伝送される。その上下カメラの切り替えはタイマで行われる。7、8号機は上下それぞれ2台の計4台が搭載されている。ここでは、1/2分割を行わずに、4分割画面装置を用いて4台のカメラで取得された画像データを1画面に収め、同時に地上に伝送する方式とした。この方式により、第1、2段モータの燃焼、分離、ノーズフェアリング内の宇宙機の様子が、同時に打上げから確認することが可能である。

表2.2.2に搭載カメラの諸元を示す。下向きカメラA、Cは第1、2段モータの燃焼と分離を、上向きカメラB、Dではノーズフェアリングの開頭、および第3段モータの分離と点火等の確認を目的に搭載された。

表2.2.1 搭載用TVシステムの構成

ロケット名	搭載装置の主要構成
M-V-5	15GHz 帯送信機、ビデオスイッチャ(上下カメラ共2画面合成)カメラ(4)、LED(2)、マイクロフォン、カメラ窓展開機構
M-V-6	15GHz 帯送信機、ビデオスイッチャ(上下カメラのみ2画面合成)カメラ(3)、LED(2)、マイクロフォン、カメラ窓展開機構
M-V-7 M-V-8	15GHz 帯送信機、4分割画面装置、カメラ(4)、LED(2)、マイクロフォン、カメラ窓展開機構

表2.2.2 搭載カメラ諸元

カメラ	搭載位置	5号機	6号機	7号機	8号機	担当メーカ
カメラA カメラ窓展開機構	SMRC 下部 217.5°	ND8 絞り Close	ND8 絞り Close	ND8 絞り Close	ND8 絞り 1/4 Open	NTS (東芝製)
カメラC	SMRC 下部 37.5°	オートアイリスND4	カメラなし	オートアイリスND4	オートアイリスND4	松下
カメラB	2/3 段接手部 3°	ND8 絞り 1/2 Open	ND8 絞り 1/2 Open	ND8 絞り 1/2 Open	オートアイリス ND 無し	NTS (東芝製)
カメラD	2/3 段接手部 90°	オートアイリスND4 広角レンズ	オートアイリスND4 広角レンズ	オートアイリスND4 広角レンズ	オートアイリスND4 広角レンズ	松下

2.2.2 受信状況

受信入力レベルについて、東打上げの5、6号機を図2.2.1に、南打上げの7、8号機を図2.2.2にそれぞれ示す。東打上げでは第2段モータ燃焼炎による影響と、ルックアングルが0度付近になることにより、受信入力レベルが75秒から140秒の間、約15～20dBm減衰することが確認された。南打上げでは軌道投入のために行われた姿勢制御により、ルックアングルが大きく変化し、160秒以降、約10dBmの受信入力レベルの減衰が確認された。全般に東打上げ、南打上げ共に受信入力レベルは計算通りの結果が得られた。

画像データは、下向きカメラでは第1段モータの点火・燃焼、1/2段モータの分離、第2段モータの点火・燃焼、上向きカメラはノーズフェアリングの開頭、第3段モータの分離、点火等と、ロケット飛翔全般に関わる画像データを取得することができた。また、カメラ窓展開機構、LED等も正常な動作が確認され、本システムの機能が十分に達成されたものと確信する。

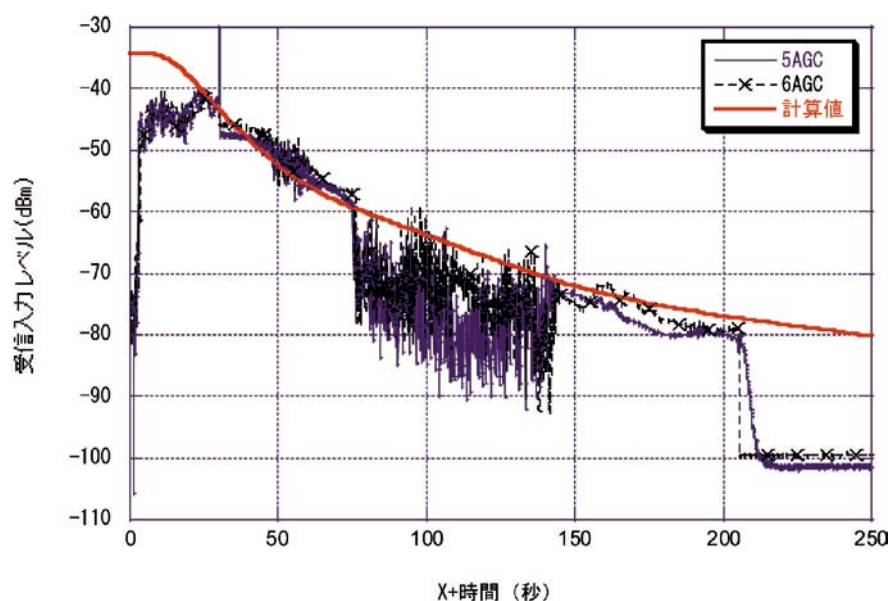


図2.2.1 M-V-5, 6号機の受信入力レベル

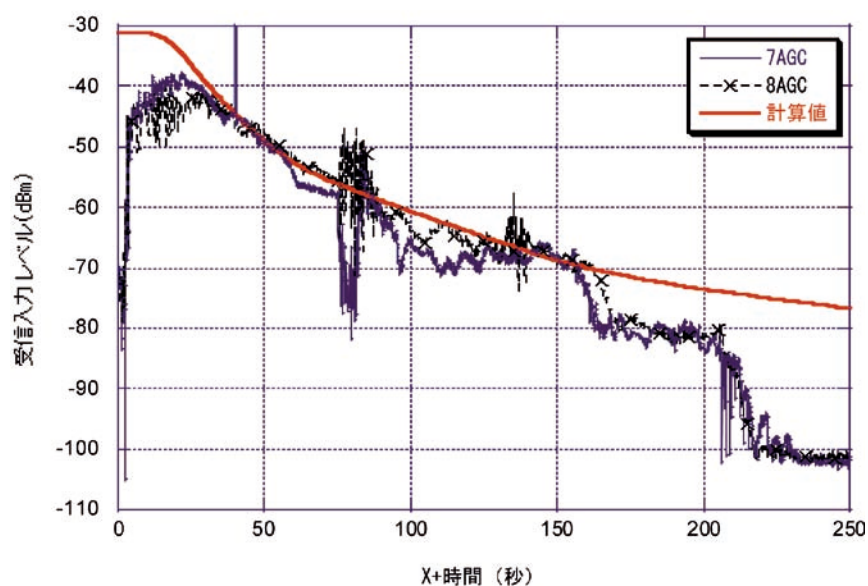


図2.2.2 M-V-7, 8号機の受信入力レベル

2.3. アンテナ切替器

テレメータ電波の送信にあたっては、受信地上局に対して良好な回線状態となるように、機体の円周対角方向に取り付けた2本のアンテナを切り替えている。

M-V-1号機ではアンテナ切替受信機を採用し、地上からのアップリンク送信電波をガイドとしてアンテナ切替操作を行った。しかし、この方法では燃焼噴煙の影響を受けて期待通りの切替動作にならない事があった。そのため、3号機、4号機では受信機機能を使用せず、ノミナル軌道と姿勢から有効なアンテナを、あらかじめ決定し、タイマ信号で切替動作を行わせた。さらに5号機以降では、姿勢制御システムのロール角情報から生成されたアンテナ切替信号を受けて切り替え動作を行う方式に変更した。

2.3.1 システム構成

アンテナ切替器のシステム構成を図2.3.1に示す。切替システムで制御されるアンテナはB3-Sバンドアンテナ、B2-Sバンドアンテナ、B2-300アンテナ、B1-300アンテナ、およびTVアンテナである。

アンテナ切り替え動作の概要を以下に述べる。

姿勢制御システムのCPUパッケージは、機体のロール角を算出して、あらかじめ設定した切替基準値と比較することにより、アンテナ設定の指令信号を10msec毎に送出する。B3-Sバンドアンテナ切替器は、この信号を受け、40msec毎にサンプリングしてB3-Sバンドアンテナの制御を行うと同時にB2-Sバンドアンテナ切替器およびTVアンテナ切替器へ制御信号を配分する。そして、B2-Sバンドアンテナ切替器は300アンテナ切替器への制御信号を配分する。これらの従属接続動作は飛翔時に選択されるモードで、地上試験では、それぞれのアンテナ切替器を個別に切り替える事もできる。

2.3.2 しきい値（切り替え基準ロール角）設定

切替制御はロケットのロール角を判定することによって決められる。ロール角判定のしきい値を決定するために、計画軌道と姿勢制御計画の情報を用いて各地上局からの見え方を計算しておく。次に、ロケットの飛翔区間を時間分割してそれぞれの区間で最適と思われる値に設定し、搭載姿勢制御プログラムに書き込む。切替設定値については、さらに ± 1 度のヒステリシスが設けられている。表2.3.1に5, 6, 8, 7号機におけるしきい値設定結果を示す。また、これらの値を算出するために用いた角度情報の定義を図2.3.2に示す。

2.3.3 結果

アンテナ切替器の動作状況を各号機について述べる。

2.3.3.1 M-V-5号機

USC 10m ϕ アンテナから見た「 α 角とアンテナ位相」の結果を図2.3.3に示す。X + 250秒付近および340秒過ぎのスピンフェーズでアンテナ切替器が動作している。

アンテナ切替器は全て順調に作動した。X + 73秒のタイマ信号によるアンテナ切替（B2→B1）はUSCのB1テレメータ受信レベル変化により確認できた。

15GHzアンテナ切替器（90°側）およびB2 Sバンドアンテナ切替器（270°側）の動作についてはB2テレメータ（TMU-2）のアンサデータにより確認できている。なおB2/B3分離後も以前の状態を保持しており正常動作が確認できた。

図2.3.4と図2.3.5にB3 S-ANT SWの動作状況を示す。図2.3.4はX + 200秒から300秒におけるロール角とアンテナ切り替えステータスを示したもので、ロール角が、切替設定値とヒステリシス値から決まる切替指定値（21°）を超えたところでアンテナが切り替わっていることがわかる。

図2.3.5はスピンフェーズでのアンテナ切り替え状況を示したものである。スピンに同期して順調に切替動作が行われている様子が分かる。

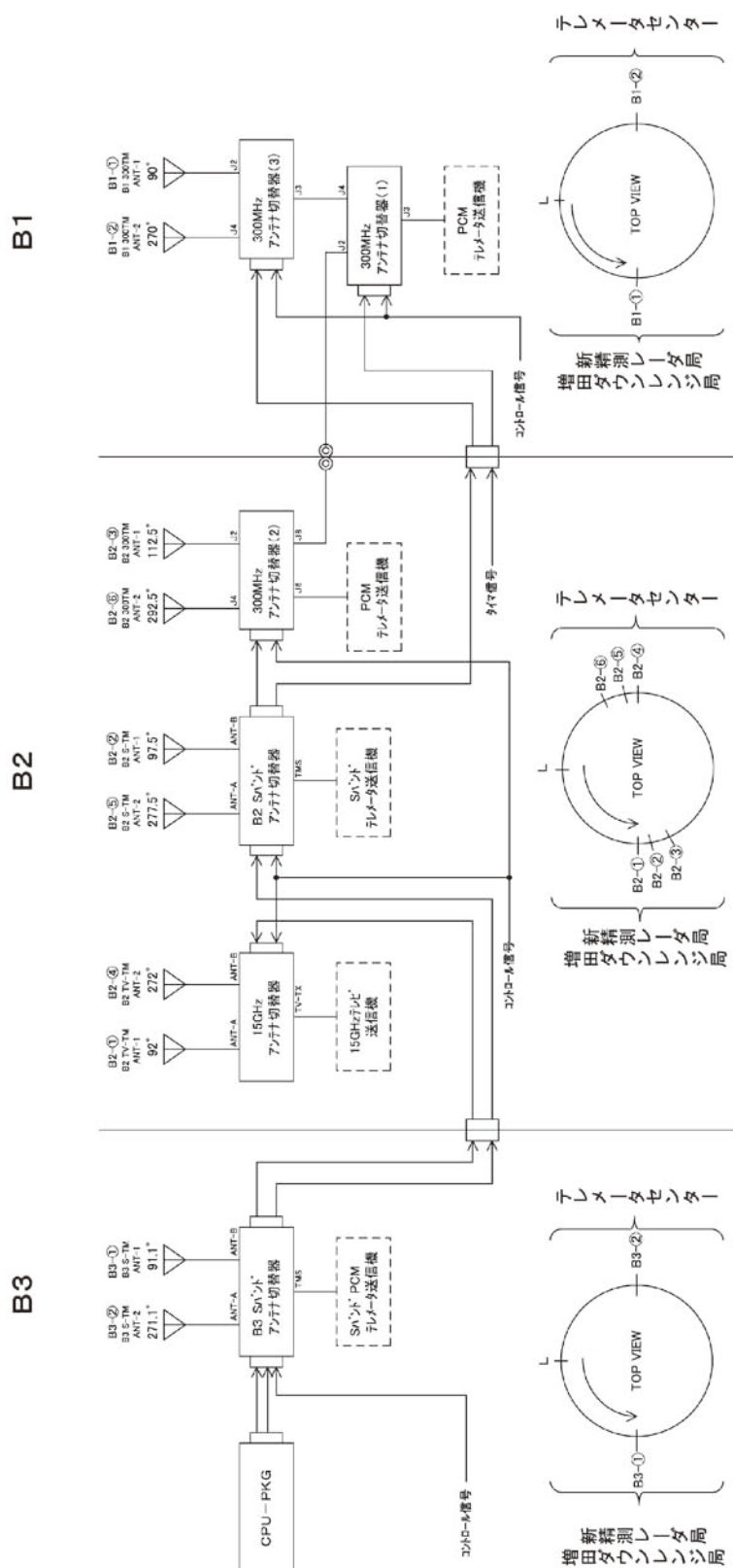


図 2.3.1 アンテナ切替器システム構成

表2.3.1 M-V-5, 6, 8, 7号機におけるしきい値設定結果

(ロール角) θ (閾値) を $-180^\circ \sim 180^\circ$ に正規化した値が正で 270° 側, 負で 90° 側とする.

(注) ヒステリシス設定値は $\pm 1^\circ$ 度とする.

M-V-5号機

No.	X+TIME	S-ANT閾値	S-ANT ENABLE	TV-ANT閾値	TV-ANT ENABLE	備考
0	一最大値	0	270側固定	0	90側固定	
1	0	-124.3	出力あり	106.4	出力あり	10m/Prec
2	60	-124.3	出力あり	175.7	出力あり	10m,Miya/Prec(Prec:TV~200sec)
3	210	-160.0	出力あり	175.7	出力あり	Miyazaki/Prec
4	330	108.3	出力あり	175.7	出力あり	Ogasawara
5	最大値	0	出力あり	0	出力あり	

M-V-6号機

No.	X+TIME	S-ANT閾値	S-ANT ENABLE	TV-ANT閾値	TV-ANT ENABLE	備考
0	一最大値	0	270側固定	0	90側固定	
1	0	-124.9	出力あり	57.1	出力あり	10m/Prec
2	30	-168.5	出力あり	114.6	出力あり	10m/Prec
3	65	-115.5	出力あり	162.6	出力あり	Miyazaki/Prec
4	150	170.4	出力あり	169.6	出力あり	10m,Miya/Prec(Prec:TV~200sec)
5	350	177.0	出力あり	169.6	出力あり	10m,Miya,Prec
6	400	125.9	出力あり	169.6	出力あり	Ogasawara
7	1000	-2.4	出力あり	169.6	出力あり	Christmas
8	1370	150.4	出力あり	169.6	出力あり	Christmas
9	1450	115.6	出力あり	169.6	出力あり	Christmas
10	1550	96.0	出力あり	169.6	出力あり	Christmas
11	最大値	0	出力あり	0	出力あり	Christmas

M-V-8号機

No.	X+TIME	S-ANT閾値	S-ANT ENABLE	TV-ANT閾値	TV-ANT ENABLE	備考
0	一最大値	0	270側固定	0	90側固定	
1	0	-60.3	出力あり	105.8	出力あり	10m/Prec
2	20	131.9	出力あり	119.0	出力あり	10m / Prec
3	72	133.3	出力あり	104.9	出力あり	masuda / Prec
4	150	162.9	出力あり	162.5	出力あり	10m, masuda /Prec(TV ~200s)
5	199	177.9	出力あり	162.5	出力あり	10m, masuda /Prec(TV ~200s)
6	350	-156.5	出力あり	162.5	出力あり	10m, masuda
7	600	-70.1	出力あり	162.5	出力あり	Australia
8	880	-41.9	出力あり	162.5	出力あり	Australia
9	1000	-17.5	出力あり	162.5	出力あり	Australia
10	1150	8.2	出力あり	162.5	出力あり	Australia
11	1300	41.3	出力あり	162.5	出力あり	Australia
12	4500	-164.8	出力あり	162.5	出力あり	Alaska
13	4900	-133.7	出力あり	162.5	出力あり	Alaska
14	最大値	0	出力あり	0	出力あり	

M-V-7号機

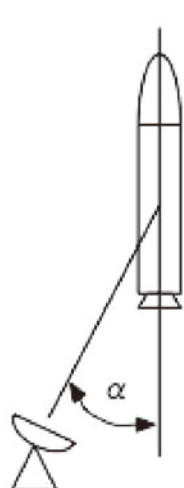
No.	X+TIME	S-ANT閾値	S-ANT ENABLE	TV-ANT閾値	TV-ANT ENABLE	備考
0	一最大値	0	270側固定	0	90側固定	
1	0	-61.8	出力あり	111.4	出力あり	10m/Prec
2	21	-159.7	出力あり	140.2	出力あり	10m / Prec
3	73	129.3	出力あり	109.0	出力あり	masuda / Prec
4	151	155.6	出力あり	155.2	出力あり	10m, masuda /Prec(TV ~200s)
5	201	163.2	出力あり	155.2	出力あり	10m, masuda
6	351	158.7	出力あり	155.2	出力あり	10m, masuda
7	401	151.3	出力あり	155.2	出力あり	10m, masuda
8	830	-49.4	出力あり	155.2	出力あり	Australia
9	960	17.3	出力あり	155.2	出力あり	Australia
10	1260	46	出力あり	155.2	出力あり	Australia
11	1315	75.5	出力あり	155.2	出力あり	Australia
12	1380	107.7	出力あり	155.2	出力あり	Australia
13	4660	-151	出力あり	155.2	出力あり	Alaska
14	4830	-114.5	出力あり	155.2	出力あり	Alaska
15	最大値	0	出力あり	0	出力あり	

ルックアングル計算について

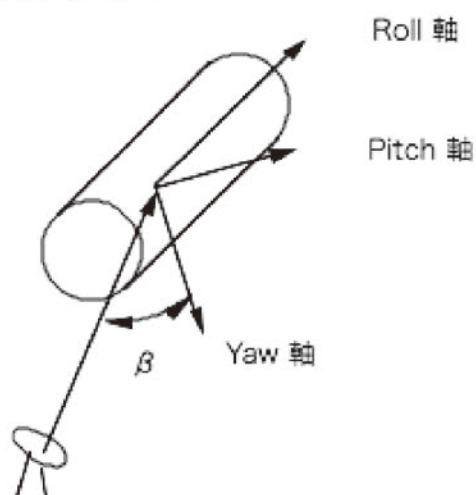
α 角：機軸ベクトル(roll軸ベクトル)と視線ベクトルのなす角。

β 角(roll phase angle)：yaw軸ベクトルと視線ベクトルのなす角。

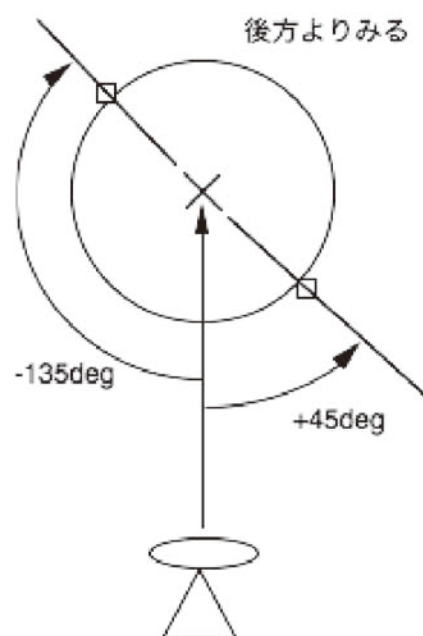
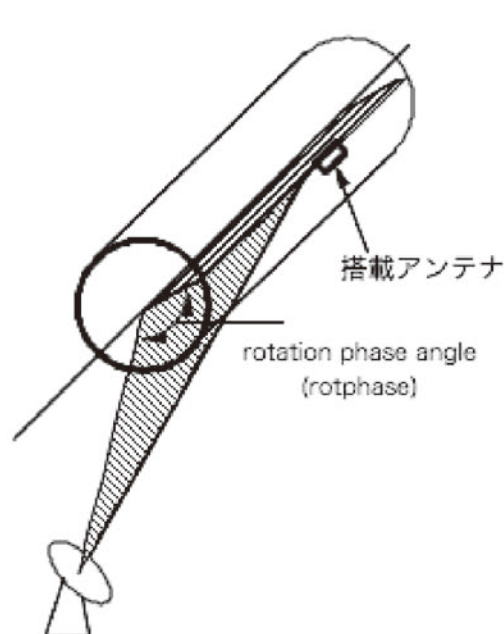
ANT位相(ANT rotation phase)：指定されたアンテナ位相と機軸を通る平面と、視線ベクトルと機軸ベクトルが張る平面とが成す角。



α 角の定義



β 角の定義



Rotation phase の定義

図2.3.2 角度の定義

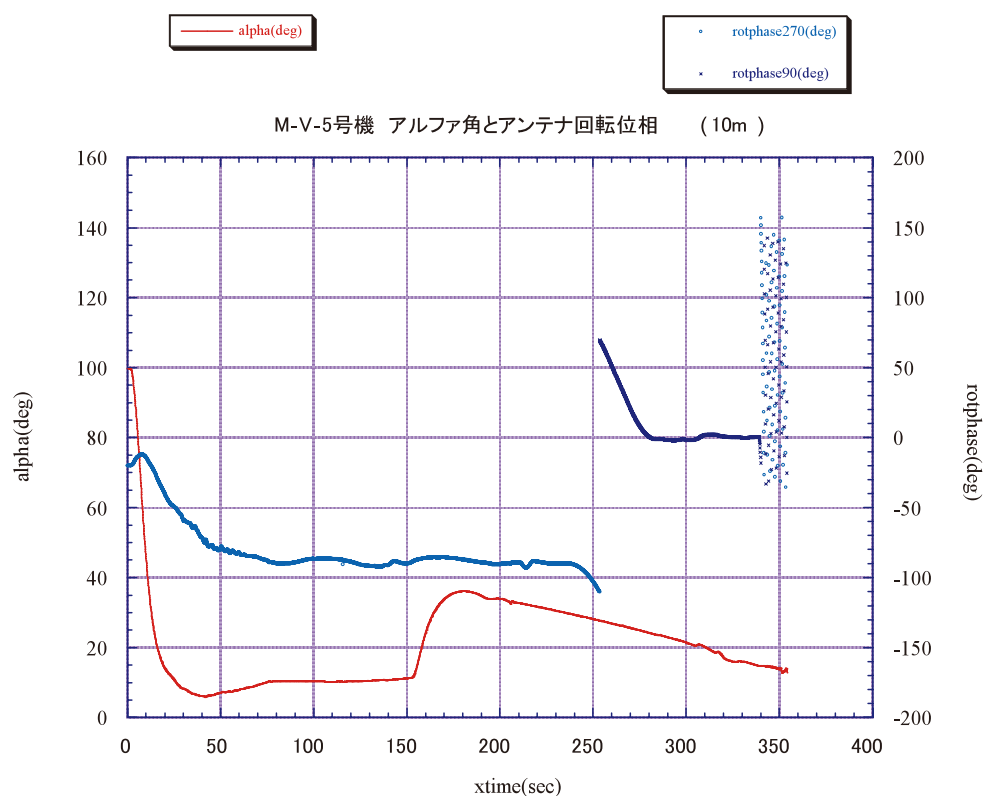
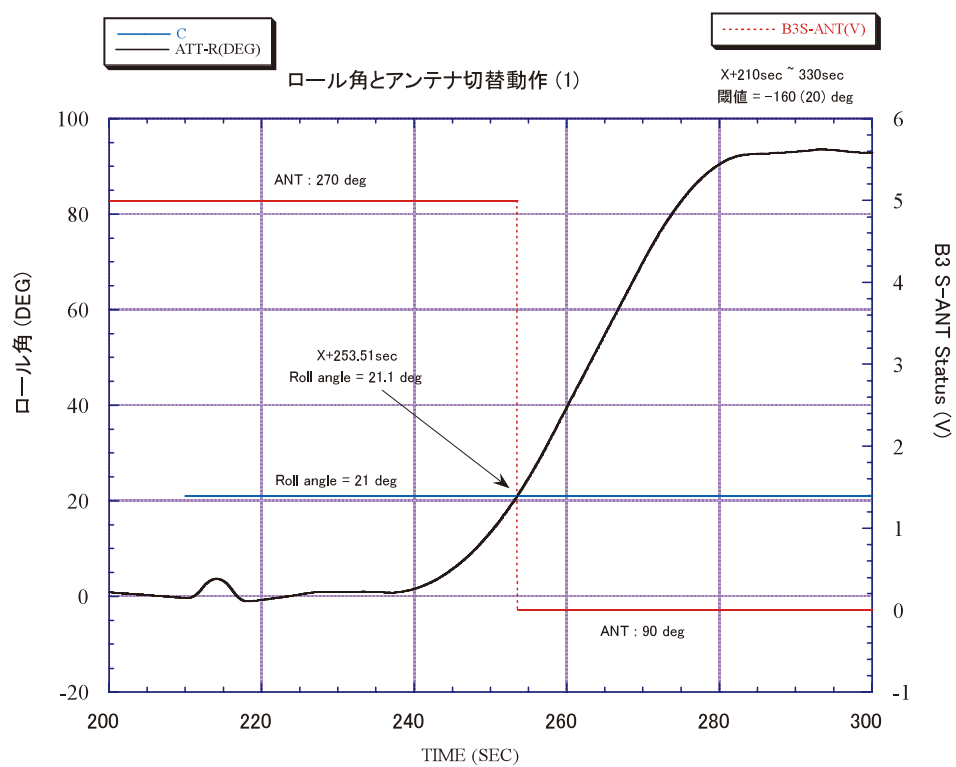
図2.3.3 M-V-5号機の α 角とアンテナ回転位相 (10m ϕ)

図2.3.4 M-V-5号機のロール角とアンテナ切替動作

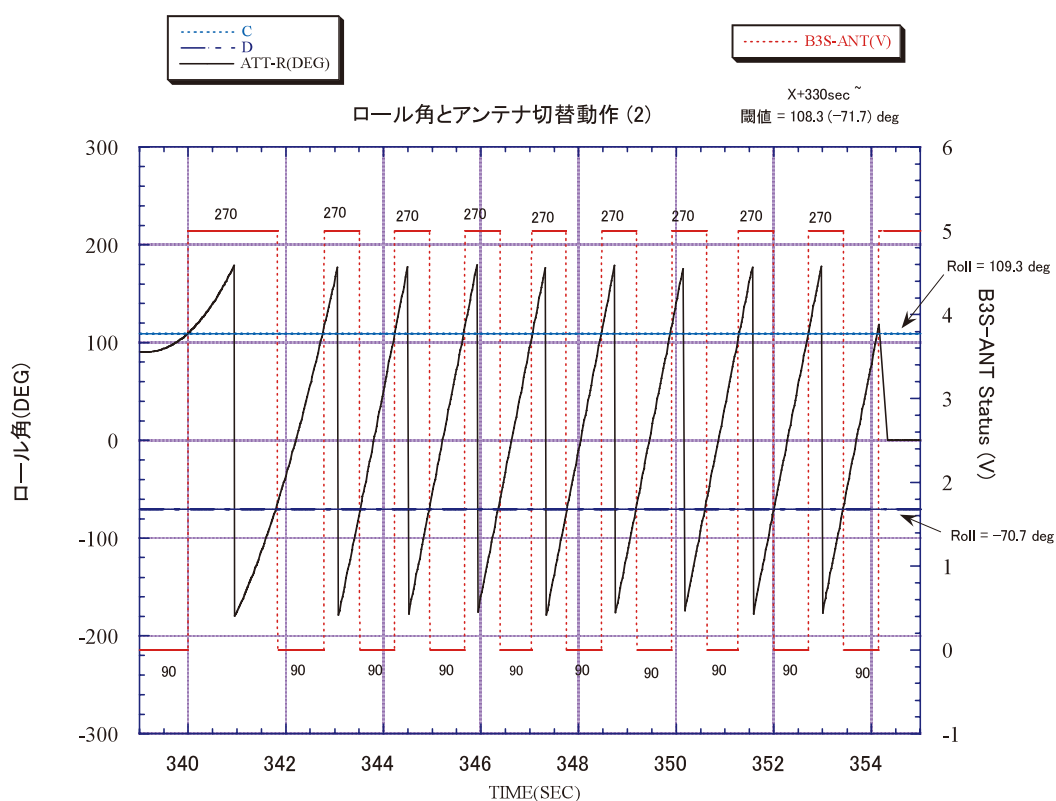


図2.3.5 M-V-5号機のロール角とアンテナ切替動作（スピンフェーズ）

2.3.3.2 M-V-6号機

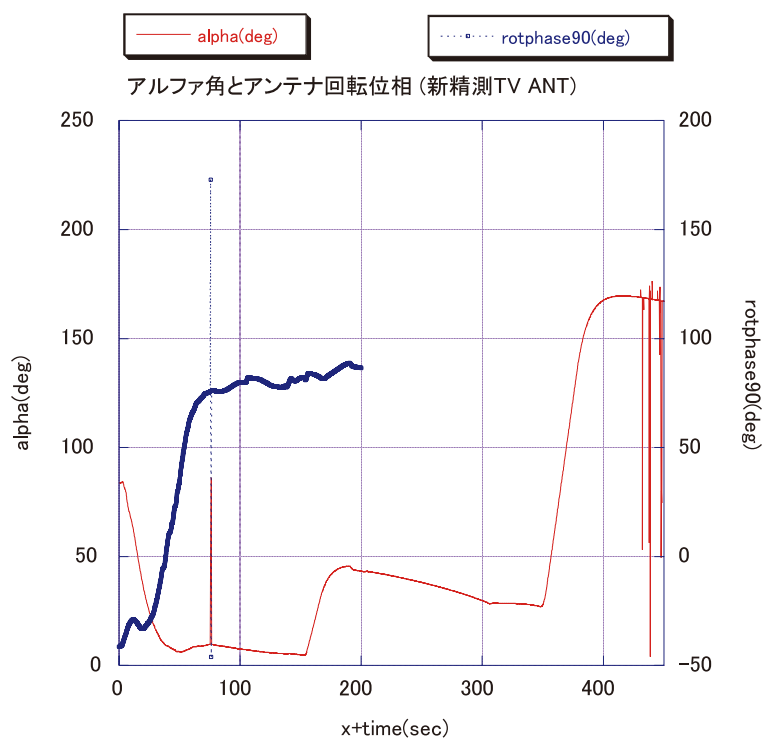
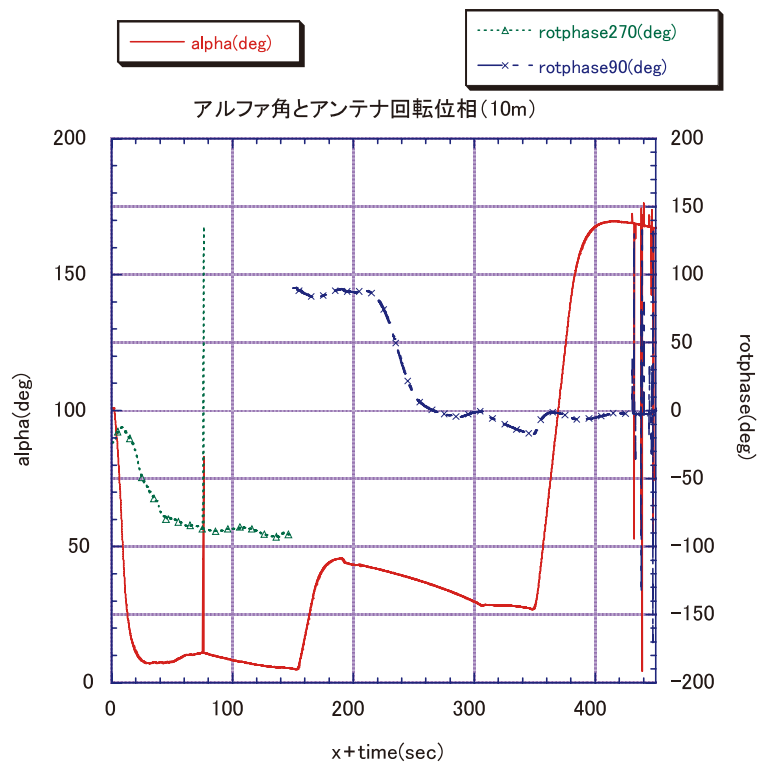
図2.3.6から図2.3.8に新精測、10m ϕ アンテナ、宮崎局から見た α 角とアンテナ回転位相の図を示す。アンテナ回転位相は 0° で地上局の正面に向いているという表現である。

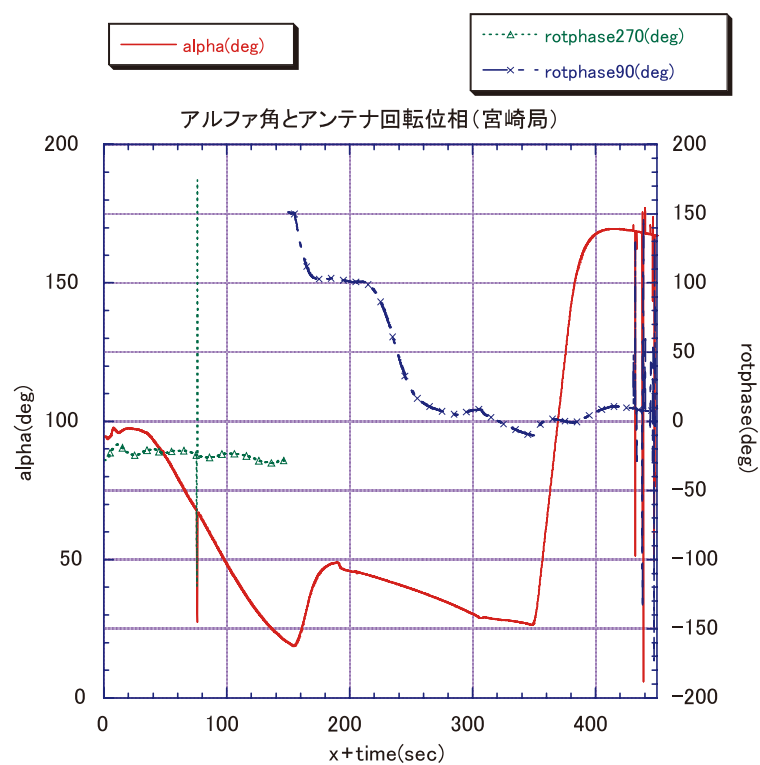
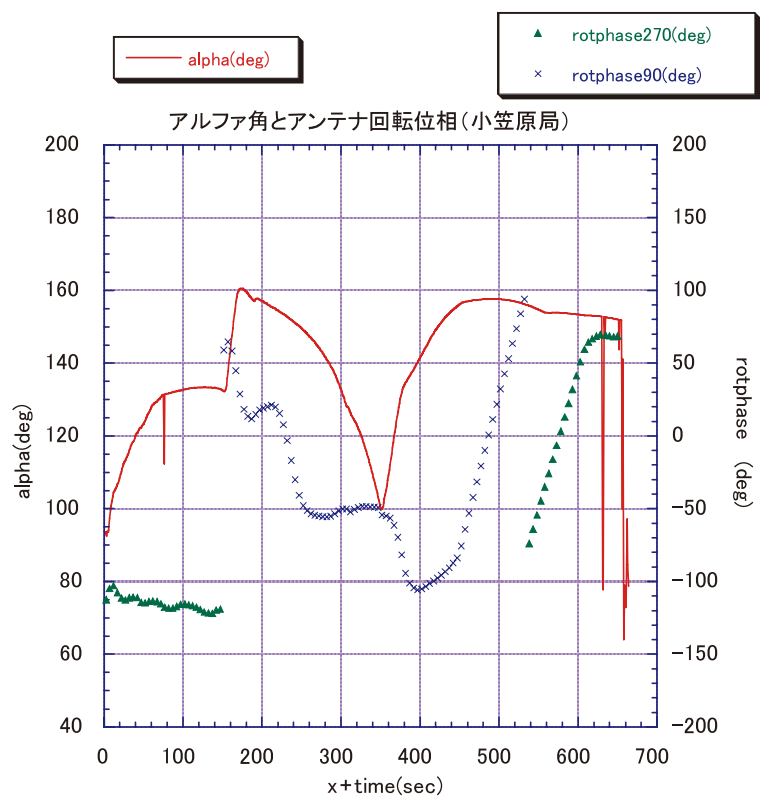
新精測（TV アンテナ）では 90° 側アンテナで2/3段分離まで問題なく機能した。B3-Sバンドアンテナについては、X + 150秒で 270° 側アンテナから 90° 側アンテナに切り替わっている。これは第2段モータ燃焼終了後に主局である10m ϕ アンテナでの受信に重点を置いた事による結果で、計画通りである。

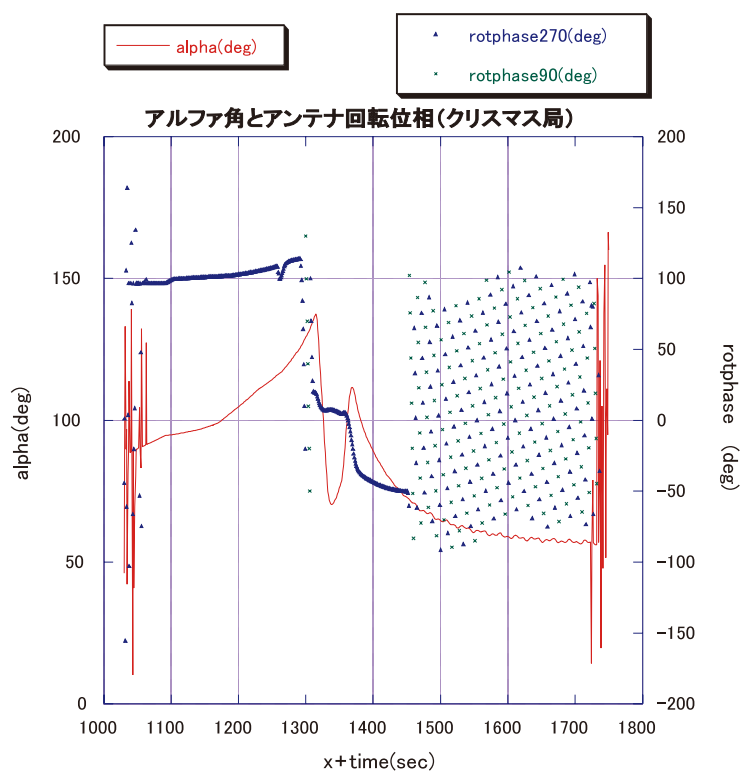
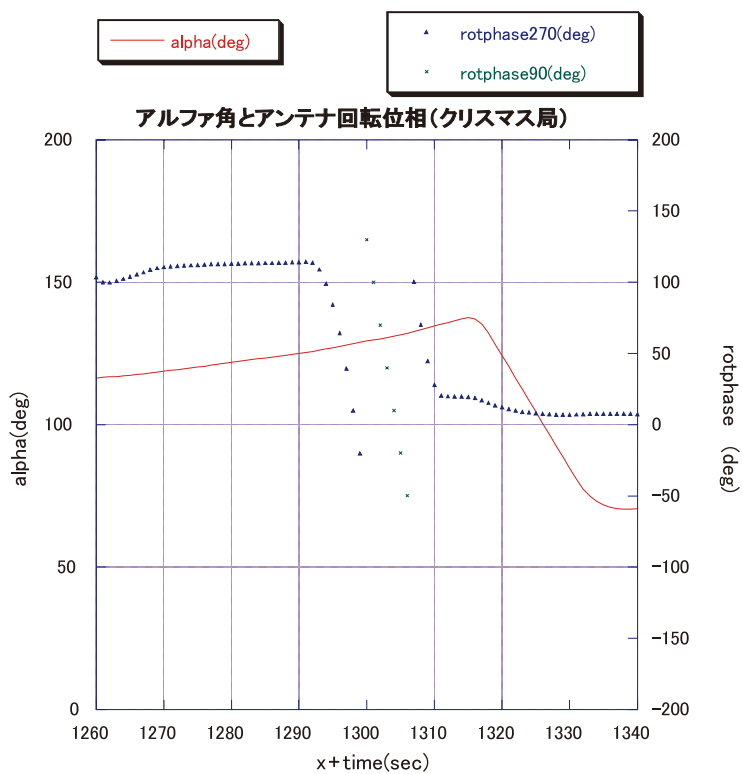
また400秒以降1000秒以前は小笠原局を主局と考え、しきい値を設定した。バーベキュースピが行われているところでアンテナが切り替わっている様子（X + 536秒）を図2.3.9に示す。

図2.3.10はクリスマス局における α 角とアンテナ回転位相の図である。X + 1451秒以降のスピンフェーズでアンテナが交互に切り替わっている様子が分かる。

衛星分離（X + 1307秒）前後におけるアンテナ切り替えの様子を拡大して図2.3.11に示す。分離前のスピンフェーズでアンテナが 270° 側から 90° 側、さらに 270° 側へと切り替わっている事が分かる。

図2.3.6 M-V-6号機の α 角とアンテナ回転位相 (新精測TV ANT)図2.3.7 M-V-6号機の α 角とアンテナ回転位相 (10m ϕ)

図2.3.8 M-V-6号機の α 角とアンテナ回転位相(宮崎局)図2.3.9 M-V-6号機の α 角とアンテナ回転位相(小笠原局)

図2.3.10 M-V-6号機の α 角とアンテナ回転位相（クリスマス局）図2.3.11 M-V-6号機（衛星分離前後）の α 角とアンテナ回転位相（クリスマス局）

2.3.3.3 M-V-8号機

5, 6号機は東打ちであったが, 8号機は南打ちである. 10m ϕ アンテナから見た α 角とアンテナ回転位相を図2.3.12に示す. 発射時は270°側アンテナが10m ϕ アンテナに向いているが, X + 20秒以降は90°側アンテナが10m アンテナへ向いている. X + 20秒におけるアンテナ切り替えは, あらかじめ設定した「しきい値」にしたがって実行されたものである.

さらに, 増田局から見た α 角とアンテナ回転位相を図2.3.13に示す.

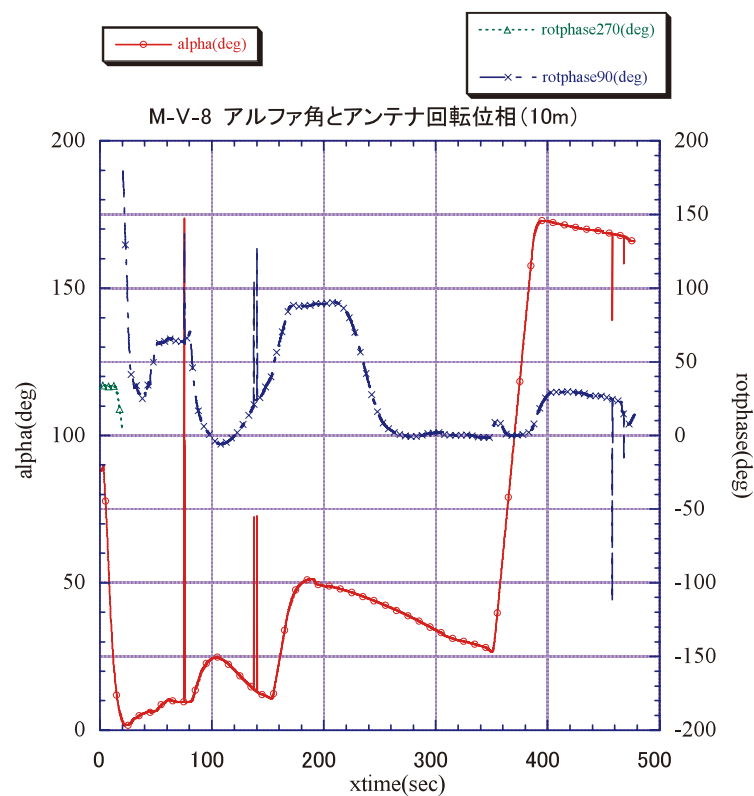
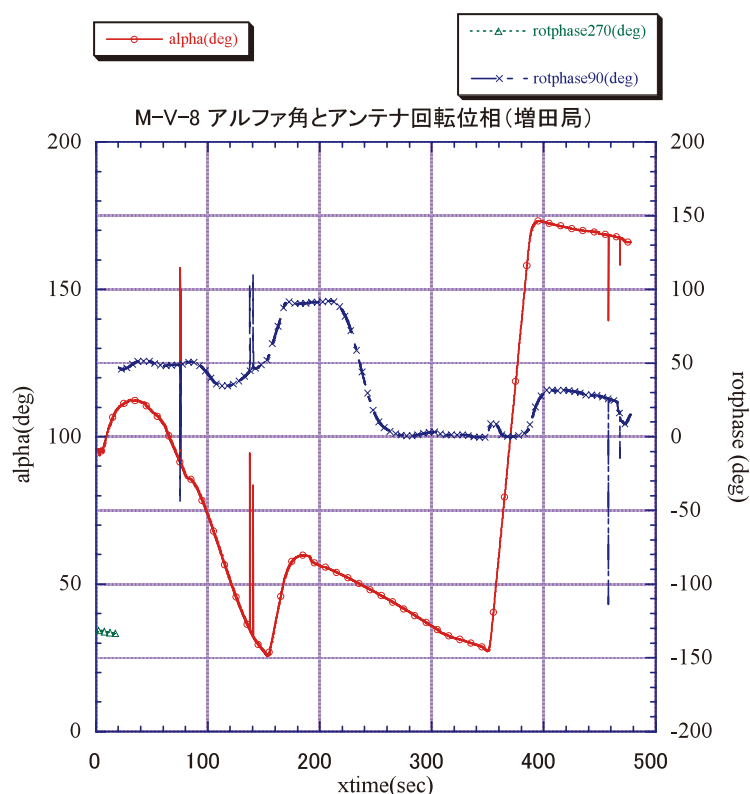


図2.3.12 M-V-8号機の α 角とアンテナ回転位相 (10m ϕ)

図2.3.13 M-V-8号機の α 角とアンテナ回転位相（増田局）

2.3.3.4 M-V-7号機

7号機は8号機と同様に南打ちとなっている。搭載アンテナは設定にしたがって、正常に動作している事がフライトデータより確認できた。

各地上局より見た機体の α 角とアンテナ回転位相について、それぞれノミナル計画値と飛翔結果を比較して、図2.3.14から図2.3.18に示す。

テレメータアンテナについては、従来からの考え方として、1/2段分離前のX + 73秒まではUSC局を主局とし、それ以降、第2段燃焼終了までは増田局を主局とするよう計画した。

オーストラリア局のデータについては、約900秒から1040秒までのデータが欠損しているが、880秒以降900秒までの α 角は約 15° 、アンテナ回転位相も約 18° となっており、計画値からも約950秒まで同様の状態である事が分かる。

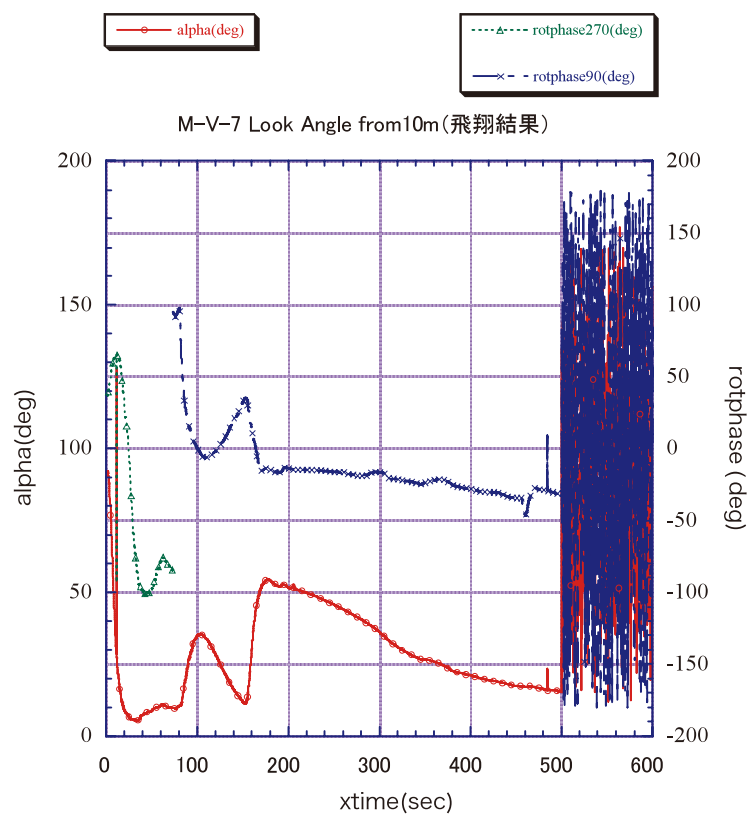
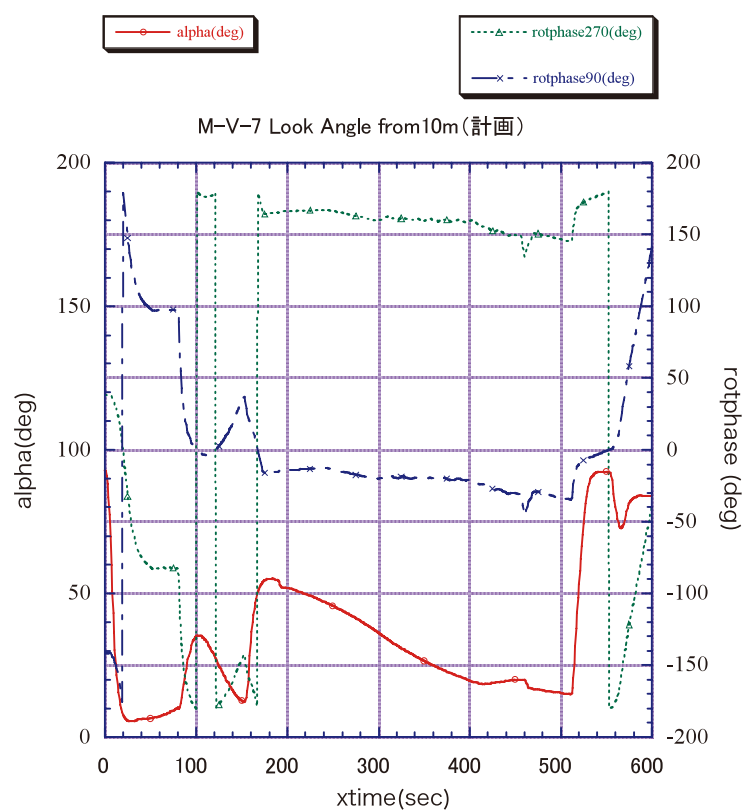


図2.3.14 M-V-7号機の α 角とアンテナ回転位相 (10m ϕ)

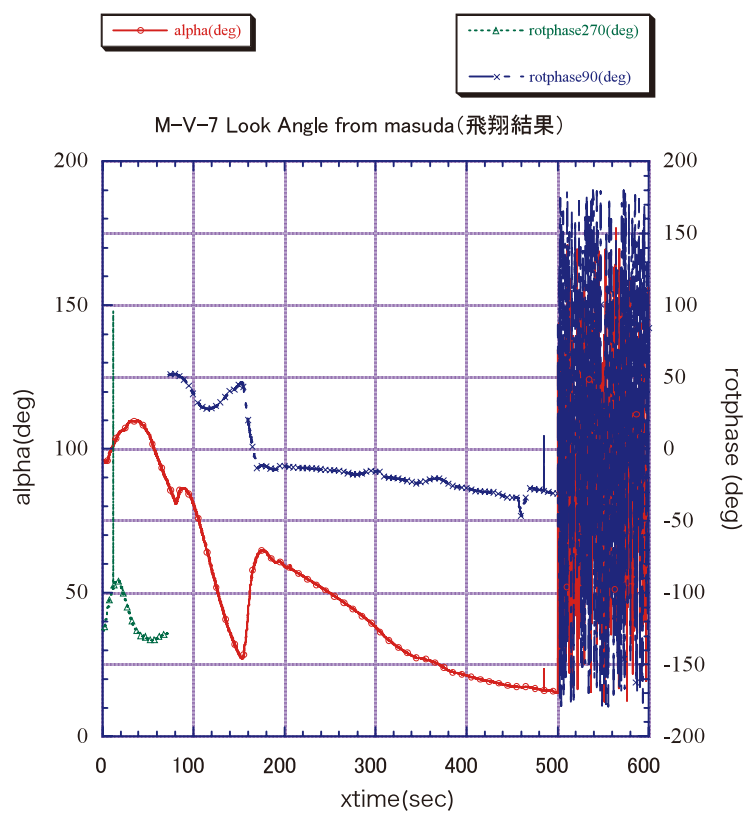
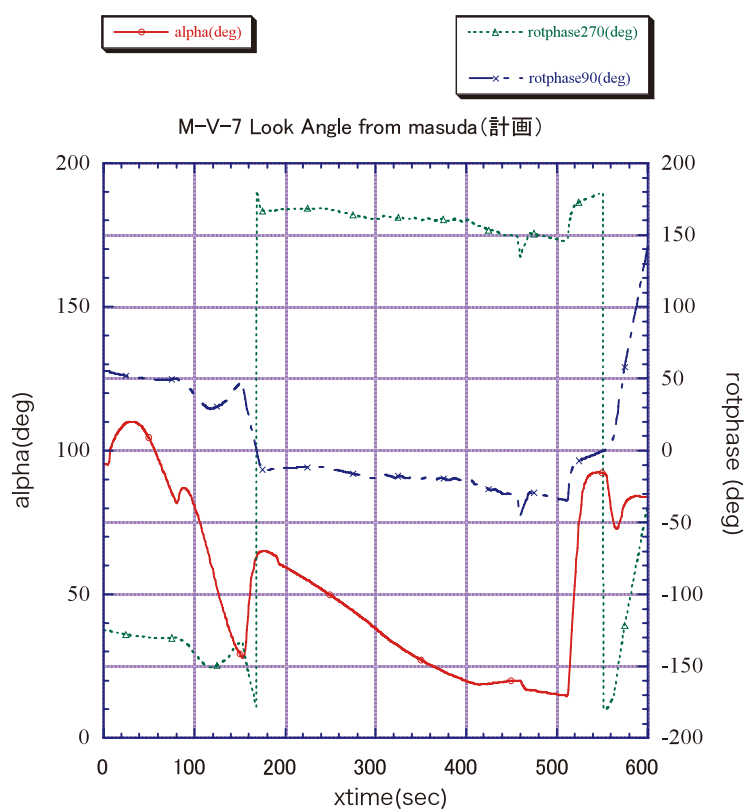


図2.3.15 M-V-7号機の α 角とアンテナ回転位相 (増田局)

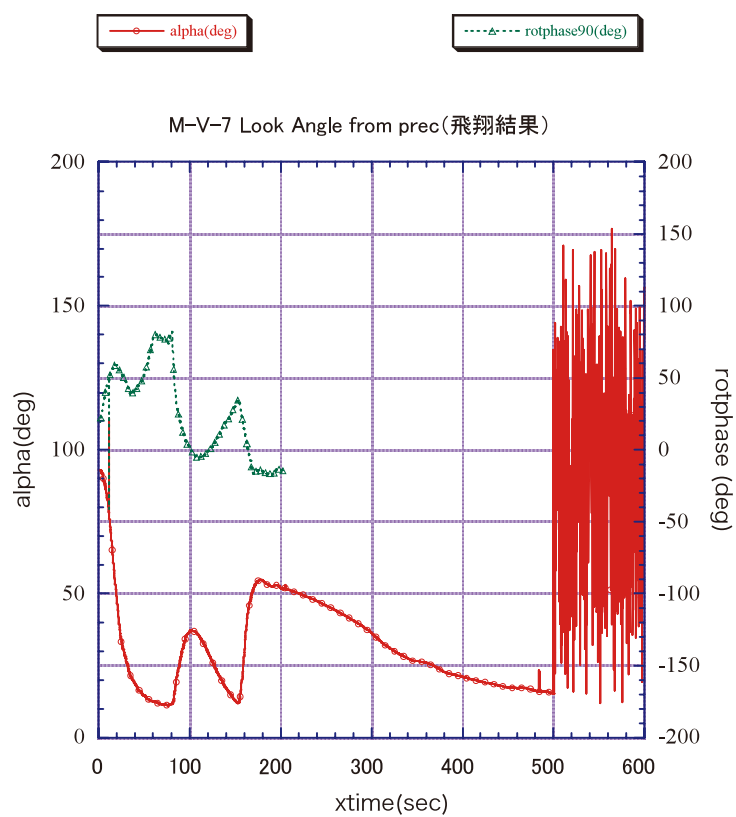
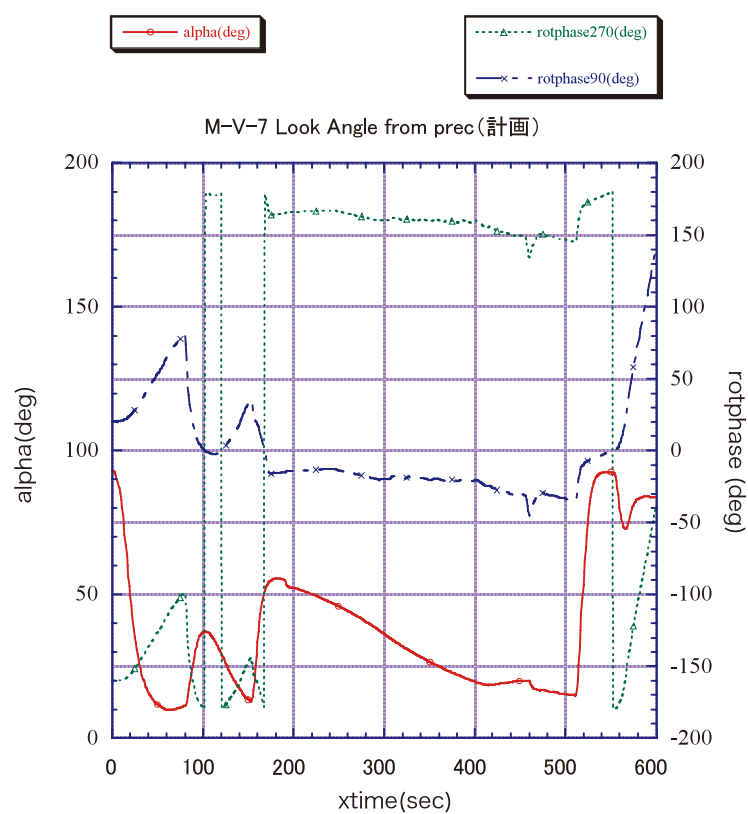


図 2.3.16 M-V-7 号機の α 角とアンテナ回転位相 (新精測 TV ANT)

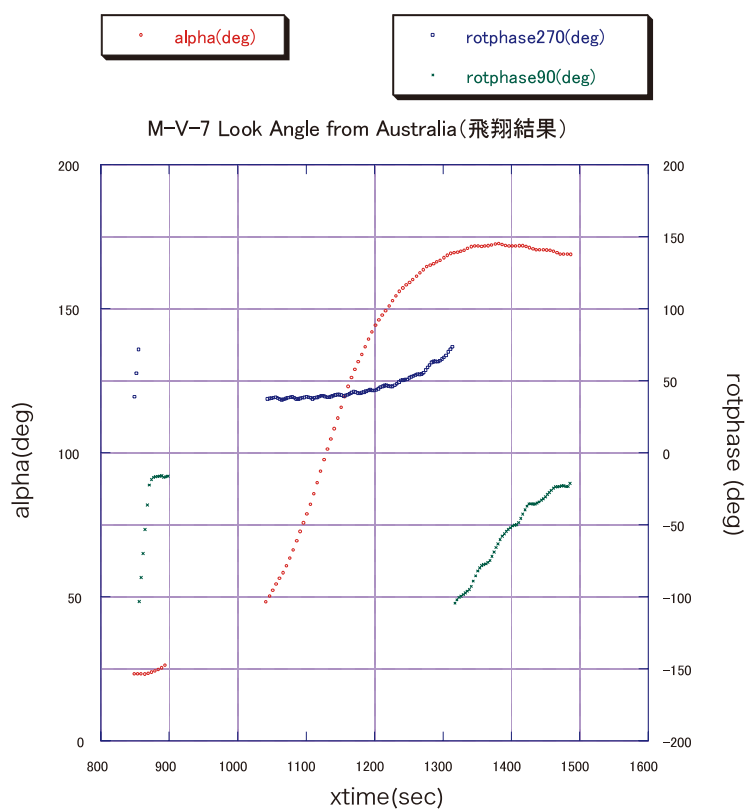
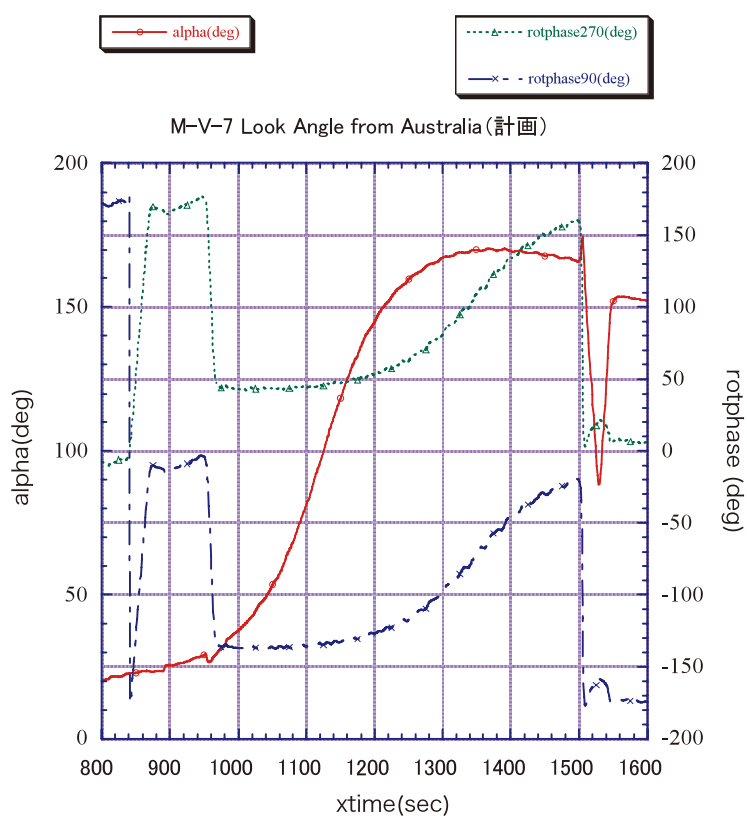


図2.3.17 M-V-7号機の α 角とアンテナ回転位相（オーストラリア局）

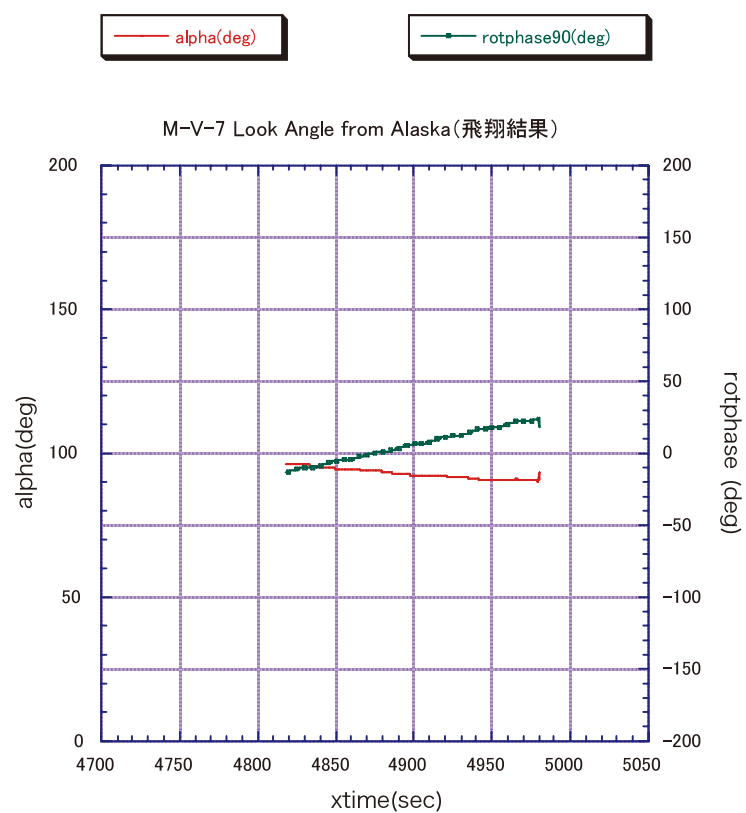
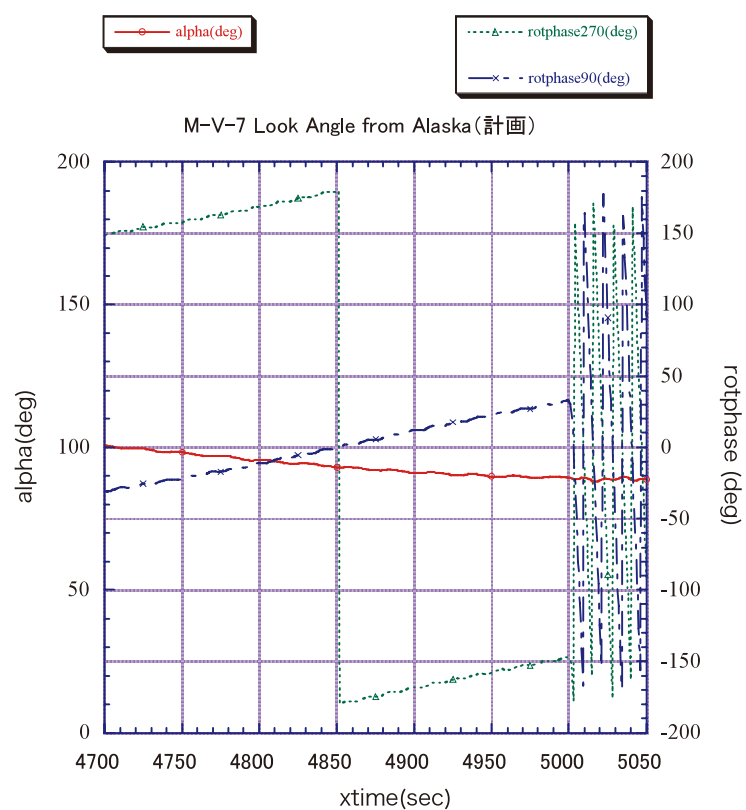


図2.3.18 M-V-7号機の α 角とアンテナ回転位相 (アラスカ局)

2.3.4 まとめ（アンテナ切替器）

M-V-5号機より採用されたアンテナ切替器の方式は、テレメータ電波を良好に受信するために、極めて有効であった。特にスピフェーズで横方向から機体を見る場合に、その威力を発揮する事ができた。

今後の改善案としては、受信主局としきい値を決定するにあたり、搭載アンテナパターンの数値データを入手する事が考えられる。それにより、より最適に「しきい値」を設定する事ができる。

2.4. 計装

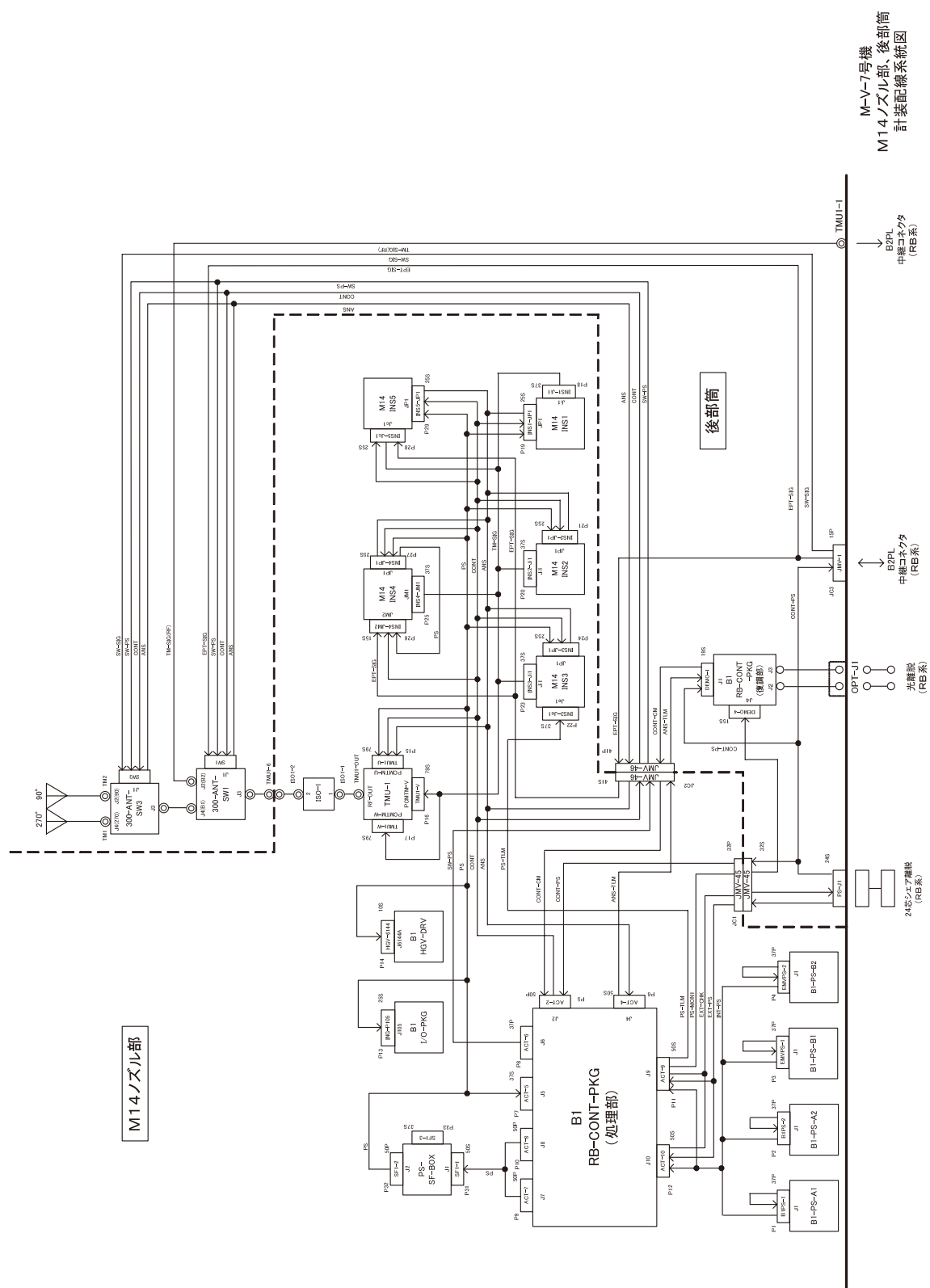
2.4.1 電気計装概要

電気計装は各段に搭載された機器への電源供給、計測装置からテレメータ装置への信号送信や姿勢制御系の信号伝送を担う電気系配線である。電気計装は基本的には、すでに報告済みのM-V-1, 3, 4号機と基本的な構成は同じであるが、M-V-5号機からアンテナ切替方式を管制誘導装置（ING）からの制御信号により切り替える方式としたこと、M-V-6号機から第3段計器部にサブペイロードが搭載され、その関連の計装は配線が追加されたことが大きく変わった点である。

2.4.2 電気計装

電気計装の詳細についてはM-V-1, 3, 4号機で報告済みであるので、ここでは7号機を例として計装配線系統図について、次ページ以降に以下の計装配線系統図を示す。なお、テレメータ系空中線系統図については、アンテナ切替器の項に掲載した。

- ・ 図2.4.1 M-V-7号機M-14ノズル部、後部筒計装配線系統図
- ・ 図2.4.2 M-V-7号機B2PL部計装配線系統図
- ・ 図2.4.3 M-V-7号機B3PL部計装配線系統図
- ・ 図2.4.4 M-V-7号機サブペイロード部計装配線系統図
- ・ 図2.4.5 M-V-7号機分離、中継および離脱ケーブル系統図





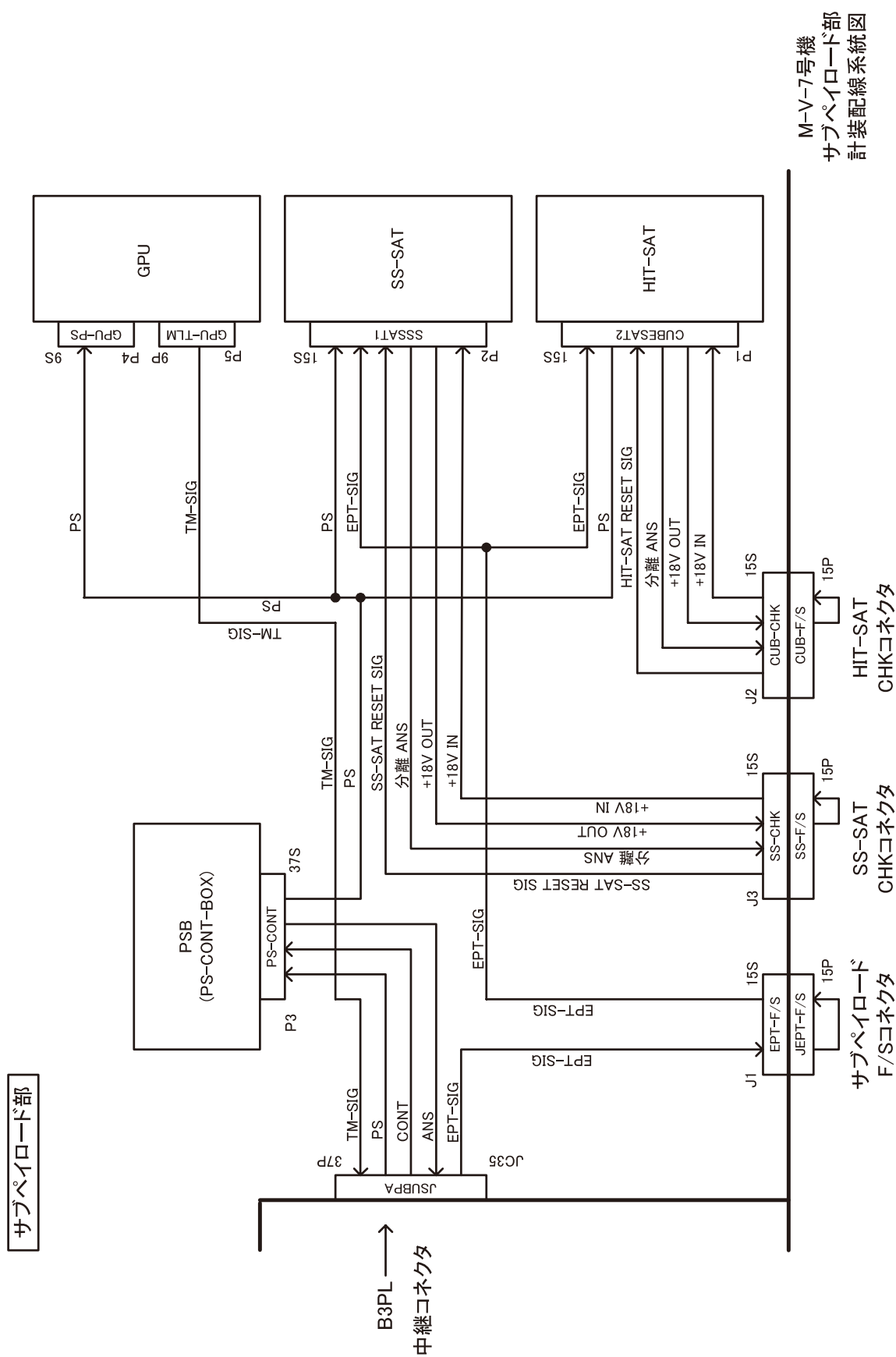


図2.4.4 M-V-7号機サブパイロット部計装配線系統図

3. 次期固体ロケットへの反映事項

M-V ロケットでは3段式であったこともあり搭載テレメータが5台（TVを含む）と多く、またその時の地上設備との関係で新方式への移行が難しく旧来の方式を引き継ぐ結果となった。そのため、最適なシステムとは言い難く機能的には満足するものの改良を要する点も多い。次期固体では、過去の設備や財産に対する手かせ足かせは無いのであるから、搭載系地上系共に斬新な最適なものとしてもらいたい。以下に参考までにM-Vにおける（それ以前からも含む）問題点や留意点について地上系も含めて記すこととする。

(1) 問題点

- ・ 搭載テレメータ台数が多すぎる。
- ・ PCMテレメトリ方式（主にフレームフォーマット）が古い。
- ・ 受信機系で輸入品を使用していたが保守等に問題多し。
- ・ 地上系の老朽化。

(2) 留意点

- ・ ロケット燃焼噴煙による電波減衰の問題（ダウンレンジ局による対応他）。
- ・ ロケットロール角に対するアンテナ切替器の必要性（慣性誘導装置信号制御）。
- ・ 計装配線重量の軽減化及び簡略化。
- ・ 搭載系地上系一体の最適システム設計。
- ・ 受信機等の冗長系の確保

(3) 継承事項

- ・ 臨機応変な対応が可能な体制

4. まとめ（全体）

M-V-5号機から最後の7号機を通して搭載テレメータ/コマンド装置は問題無く動作し、所期の目的を果たすことができた。特に、5号機から採用されたING制御信号によるアンテナ切り替え方式は、各受信局において良好な受信を行うことに大いに貢献した。コマンド受信機も7号機において新型の受信機を搭載しその性能を確認することができた。TV画像送信では4画面方式を確立しM-Vロケット飛翔中の各イベントの映像を送り飛翔保安上においても重要なデータ（情報）となった。このほか電気計装等においても全体を通して問題なく任務を果たすことができた。

これまでの経験や実績が次期個体ロケットに反映され、より確実な洗練されたシステムとなることを願って本項の終わりとする。

参考文献

- [1] 廣澤春任他，“M-V型ロケットにおけるテレメータ/コマンド”，M-V型ロケット（1号機から4号機まで），宇宙科学研究所報告特集第47号，pp.331-349，2003年3月。
- [2] 大島勉他，“M-V型ロケットの計装／RB（搭載機器）管制”，M-V型ロケット（1号機から4号機まで），宇宙科学研究所報告特集第47号，pp.482-496，2003年3月。
- [3] 廣澤春任他，“M-V型ロケットにおけるダウンレンジ局”，M-V型ロケット（1号機から4号機まで），宇宙科学研究所報告特集第47号，pp.351-358，2003年3月。

M-V ロケットのレーダ系

鎌田幸男*, 川原康介*, 水野貴秀*, 齋藤宏文*

概 要

M-V ロケットのレーダ追跡は、互いに独立な 2 系統の追跡システムから成る。M-V-6 号機以降は、B3PL 部に 2 台の C バンドレーダトランスポンダ (CRT) が搭載され、ロケット消感まで完全冗長構成を有している。また 6 号機以降の CRT 系には、CRT 受信レベルとアンテナ切替ステータスをテレメトリデータとして出力できる機能が追加されている。本文では、CRT 系の概要と 6 号機以降の飛翔結果について述べる。

1. はじめに

M-V ロケット打上げにおけるレーダ追跡は従来からのレーダ系冗長化の方針を踏襲している。M-V ロケット初号機では第 3 段ペイロード部 (B3PL 部) に C バンドレーダトランスポンダ (CRT) を、第 2 段ペイロード部 (B2PL 部) には L バンドレーダ (LRT) を搭載した。地上系は新設の C バンド系「新精測レーダ」[1] と既設の L バンド系 3.6m レーダであった。しかしながら、初号機の追跡において、L バンド系の電波の燃焼ガスによる減衰が予想以上に大きい事が判明したため、L バンド 3.6m レーダによる追跡を取り止め、B2PL 部にも CRT を搭載し、これを既存の「精測レーダ」で追跡することとした。それ以降の 3 回の打上げ (M-V-3, 4, 5 号機) の打上げにおけるレーダ追跡はこの形で行われ、結果は良好であった。その後、飛翔保安の観点からロケット消感 (LOS) までの完全冗長追跡を行うために、それまで B2PL 部に搭載されていた CRT を B3PL 部へと変更させた。M-V-6 号機以降の 3 回の打上げで良好な結果が得られており、M-V ロケットのレーダ系が確立した。

ロケットに CRT を 2 台搭載するにあたっては、それぞれの追跡が独立に、かつ干渉が無いように行われる必要がある。搭載トランスポンダに関しては、識別パルス間隔を互いに異ならせ、新精測レーダが追跡する搭載 CRT の識別パルス間隔を $3\mu\text{s}$ に、精測レーダが追跡する CRT の識別パルス間隔を $5\mu\text{s}$ とした。さらに、地上の 2 つのレーダ局の送信タイミングを一定時間だけずらした同期運用方式を採用した。

識別パルス間隔 $3\mu\text{s}$ の C バンドレーダトランスポンダ (CRT3M) には、コマンドデコーダ機能が付加されており、新精測レーダから送られる電波誘導用の RG コマンドと飛翔保安用の保安コマンドを受信することが出来る。これにより、保安コマンド系についてもコマンド受信機 (CDR) との組合せによる冗長構成が LOS まで確立している。

本文では、M-V ロケットのレーダ追跡に関して、搭載機器の概要、ならびに 6 号機から 8 号機までの追跡結果について述べる。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

2. レーダ系搭載機器の概要

2.1. Cバンドレーダトランスポンダ IR5 μ s (CRT5M)

本CRTはM-V-5号機まではB2PL部に搭載されていたが、M-V-6号機以降、飛翔保安の観点からB3PL部に搭載位置が変更となった。それに伴い、給電方式を以前の2素子逆相給電から2素子アンテナ切替方式へと変更した。この方式は、従来からB3PL部に搭載されているCRT3Mと同じ給電方式である。これにより、レーダ2局による冗長追跡が消感するまで可能となった。また、識別パルス間隔3 μ sのCRT3Mと識別可能となるように、このCRTでは識別パルス間隔を5 μ sとしている。CRT5Mの主要性能を表1に、外観図を図1に示す。図2にM-V-5号機でのCRT5Mシステム系統図を、同じくM-V-6号機以降のシステム系統図を図3に示す。

受信感度	-70dBm 以下
識別パルス間隔	5 \pm 0.15 μ sec
受信帯域幅	11 \pm 3MHz
送信出力	500W
送信パルス幅	0.9 \pm 0.1 μ sec
自送パルス 繰り返し周波数	210 \pm 10Hz
同期パルス 繰り返し周波数	250,267 6/7Hz
固定遅延時間	2.5 \pm 0.1 μ sec
電源電圧	+18 \pm 4V
重量	2.7kg

表1 CRT5M主要性能

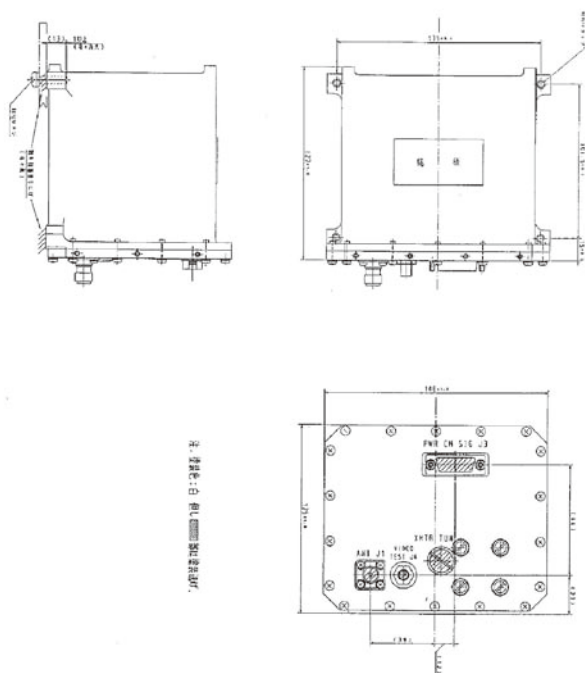


図1 CRT外観図

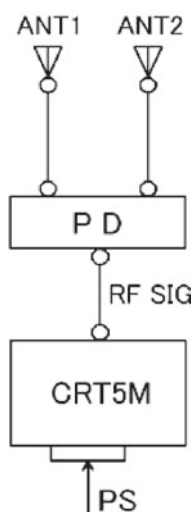


図2 CRT5Mシステム系統図 (M-V-5)

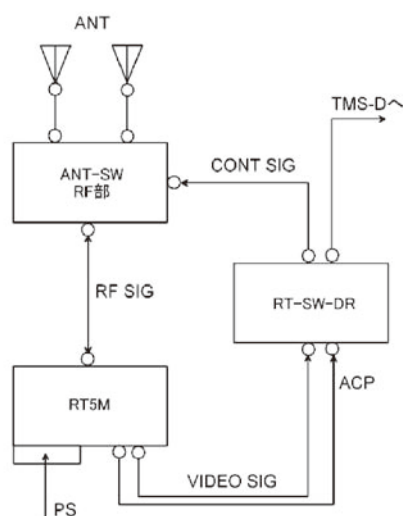


図3 CRT5Mシステム系統図

2.2. CRT3M系搭載機器

CRT3M系は識別パルス間隔 $3\mu\text{s}$ のCバンドレーダトランスポンダ（CRT3M）とアンテナ切替器，Cバンドコマンドデコーダから成る．CRT3Mシステム系統図を図4に示す．

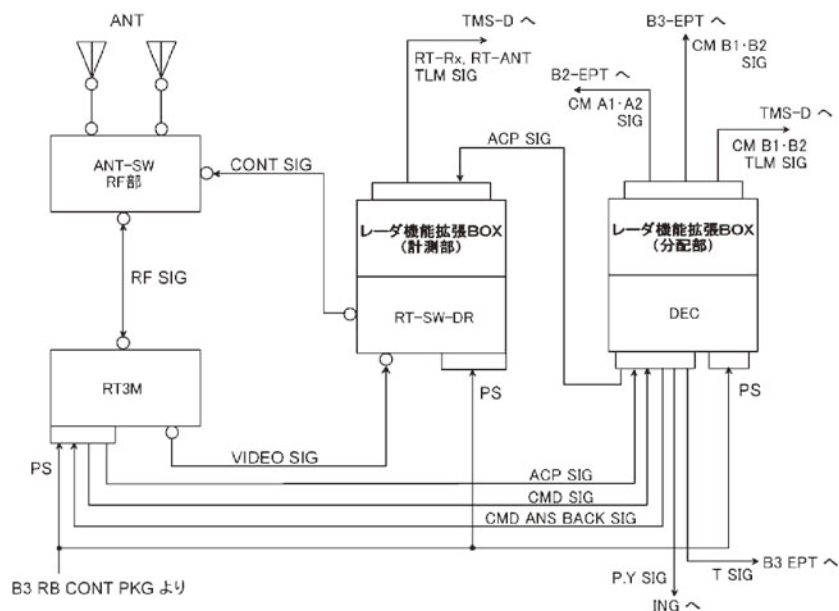


図4 CRT3Mシステム系統図

2.2.1. Cバンドレーダトランスポンダ $1R3\mu\text{s}$ (CRT3M)

CRT3Mは、高精度なロケットの追跡及び精密な飛翔経路の標定を目的として、地上局の新精測レーダとの間で信号を送受信する機能を有する。更に、コマンドデコーダとの組み合わせにより、新精測レーダからの指令電波による各種コマンドを解釈して各機器に出力する機能がある。表2にCRT3Mの主要性能を示す。外観図は図1のCRT5Mと同様であるので省略する。

表2 CRT3M主要性能

受信感度	-70dBm 以下
識別パルス間隔	$3 \pm 0.15 \mu\text{sec}$
受信帯域幅	$11 \pm 3\text{MHz}$
送信出力	500W
送信パルス幅	$0.9 \pm 0.1 \mu\text{sec}$
自送パルス繰り返し周波数	$210 \pm 10\text{Hz}$
同期パルス繰り返し周波数	250,267.6/7Hz
固定遅延時間	$2.5 \pm 0.1 \mu\text{sec}$
電源電圧	$+18 \pm 4\text{V}$
重量	2.7kg

2.2.2. Cバンドコマンドデコーダ (DEC)

新精測レーダから送信されたパルスコード信号は、CRT3Mで受信された後、そのビデオ信号がCRT3MからDECに出力される。DECでは、このパルスコード列信号を解読して、各機器に出力する。また、DECは、各々のコードに対応したPPMのアンサバック・トリガパルスをCRT3Mに出力し、CRT3Mは測距パルスとアンサバックパルスを返信する。地上局では、送信したコード列に対応したアンサパルスゲートで受信し、各コード固有の定められた位置に返信パルスが来た時に照合が取れ、それ以外の場合にはエラーが計測される。

表3にDECの主要性能、表4にコマンド一覧表、図5に外観図を、表5にレーダ機能拡張ボックスの主要性能をそれぞれ示す。また、図5で示すように、DECはレーダ機能拡張ボックスと抱き合わせる形で組み込まれている。

このようなパルス波形を用いたコード列コマンドでは、伝送系による誤動作の防止対策が重要であるため、DECでは次のような対策を講じている。

- ① デコーダは読み込み動作トリガとして、定められた時間間隔を持ったSP、IP、RPが検出された時に3 out of 6のコマンドコードを読み込み解読する。
- ② コマンドコードのうちアクティベーション項目は、3回連続してコードが入った場合のみ、この項目のリレーが動作する。
- ③ デコーダのビデオ入力アンプの帯域幅を4MHz程度として等価雑音帯域幅を制限してS/N比の向上を図り、250nsec以上のパルスが通り得るようにしている。
- ④ 保安コマンドは、ナンバーコードが2連続を2回、アクティベーションコードが3連続して受信した場合のみ、この項目のリレーが動作する。

この他に、接点出力回路には、チャタリングなどのないフォトカプラを使用して、信頼性の向上を図っている。

表3 DEC主要性能

入力パルス電圧	500±100mV
入力パルス幅	1.0±0.3μs
S _p -R _p 間隔 Accept	37.2～37.8μs
Reject	36.7μs以下 38.3μs以上
コマンド符号形式	3 out of 6 コード
コード繰り返し率	250pps 又は 267 6/7pps
デコード項目	20 項目
フォトカプラ出力	17 項目
アンサバック出力レベル	3.5～5V
電源電圧	16～22V
消費電流 (Dummy 出力時)	100mA 以下
消費電流 (保安用コマンド出力時)	150mA 以下
重 量	500g 以下

表4 誘導及び保安用コマンド一覧

(1/2) 誘導コマンドアンサバック一覧

コマンド項目		アンサバックパルス	フォトカプラ番号
Dummy 1		$50 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	---
Pitch	Reset	$83 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K1 ~ K3
	+1	$101 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K3
	-1	$56 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K1
	Activation	$71 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K2
Yaw	Reset	$53 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K4 ~ K6
	+1	$77 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K5
	-1	$62 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K6
	Activation	$68 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K4
Time	Reset	$59 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K7 ~ K9
	+1	$80 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K8
	-1	$92 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K7
	Activation	$95 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	K9
Number	Reset	$89 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	M-V型ロケットは コマンドの組合せ でのみ使用する。 (保安用のみ)
	2^4	$74 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	
	2^3	$65 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	
	2^2	$86 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	
	2^1	$104 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	
	2^0	$107 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	
	Activation	$98 \pm 0.5 \mu \text{ sec}$	

注. アンサバックパルス位置は, レンジパルスを基準とした位置を示す.

(2/2) 保安用コマンド一覧

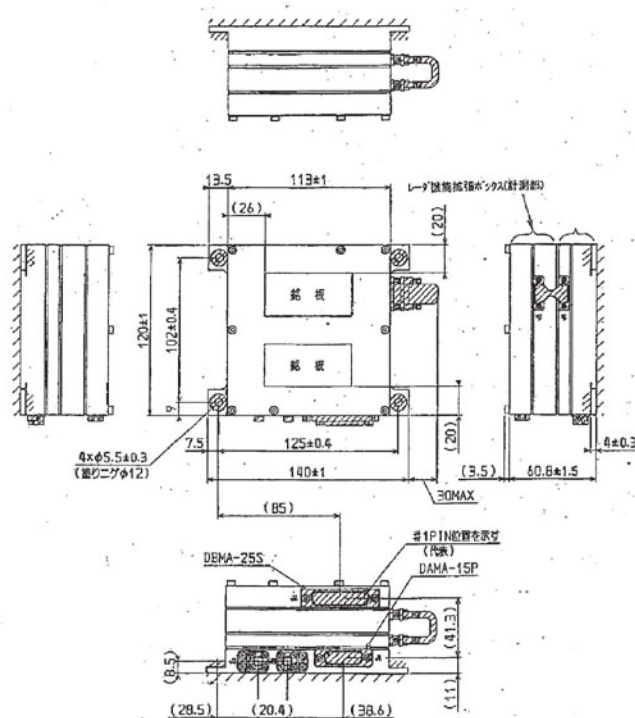
コマンド項目	Numberコマンド組合せ	フォトカプラ番号	備考
B3-EPT-STOP	$2^1, 2^0, N_A$	K10	優先コマンド CONTNo.1
B3-SO	$2^4, 2^3, N_A$	K11	優先コマンド CONTNo.10

2.3. アンテナ切替器ドライバ/レーダ機能拡張ボックス（計測部）

アンテナ切替スイッチドライバ部は、当初の設計から約20年間にわたり同じものを用いてきたが、近年その回路部品の一部に入手困難なものが現れてきたため、最新部品を盛り込んだ形で新規設計がなされた。また、CRTの受信レベルとアンテナ切り替えステータスをテレメトリデータによりモニタする機能も追加された。アンテナ切り替えの動作は、CRT受信レベルが -60dBm を下回ると 90° 側のアンテナと 270° 側のアンテナが1秒周期で切り替わり、 -60dBm 以上信号が入力された時点でアンテナが固定されるシステムになっている。

本アンテナ切替器はM-V-5号機で初めて搭載される計画であったが、アンテナ切り替えの挙動に不具合が発見されたため、M-V-5号機では従来のアンテナ切替器が搭載された。その後の調査により、回路がノイズに対して弱い事が主たる不具合原因であると考えられたため、ノイズに強い回路設計に改修が施された。M-V-6号機以降は、安定したアンテナ切り替え動作をしている。

図6にアンテナ切替器ドライバの外観図を、表5にレーダ機能拡張ボックスの主要性能を示す。図6で示すようにアンテナ切替器ドライバはレーダ機能拡張ボックスと抱き合わせる形で組み込まれている。



3. 飛翔結果

M-V-6号機以降、アンテナ切替器からCRT受信レベルとアンテナ切替ステータスがテレメトリデータとしてモニタ出来るようになっている。以下にM-V-6, 7, 8号機のCRT受信レベルとアンテナ切替ステータスのテレメトリデータを示す。

3.1. M-V-6号機

M-V-6号機のCRT3M受信レベルを図7に、CRT3Mのアンテナ切替ステータスを図8に示す。X + 347秒の第3段姿勢反転開始以降、地上局方向のアンテナ放射パターンの劣化に伴い受信レベルも大きく低下しているが、X + 425秒までアンテナは切り替わることなく正常に追跡が行われている。その後、しばらく受信レベルが安定していたが、図7で示すようにX + 439.5秒以降は、アンテナ切替器のスレッシュホールドレベル - 60dBmを下回り、アンテナが1秒周期で切り替わっている。なお、第2段モータ燃焼中のX + 75秒からX + 150秒の間にて、スレッシュホールドレベルを瞬間的に下まわる事が多数生じているが、その間においてもアンテナ切替器は動作していない。これは、噴煙の影響等による急峻なレベルの落ち込みに対してロバストな設計がアンテナ切替器に採用されている為であり、ある一定時間以上スレッシュホールドレベルを下回らなければアンテナ切替器は動作しないような設計になっている。そのため、1/2段分離やNF開頭の瞬間、また、第2段モータの燃焼ガスによる影響を受けている時間帯においてもアンテナ切替器は作動せず、ロケットを安定して追跡出来ている。

図9と図10にCRT5Mの受信レベルとCRT5Mのアンテナ切替ステータスを示す。第2段モータの噴煙ガスによる電波減衰のためX + 137秒からX + 141秒までの4秒間、アンテナ切替器が作動している。しかし、その間もCRT5Mの受信感度以上であるため、ロケット追跡に支障は無く正常に追跡が行われている。また、X + 347秒の第3段姿勢反転開始以降も、時々アンテナ切替器が作動している時間帯があるが、正常に追跡ができています。

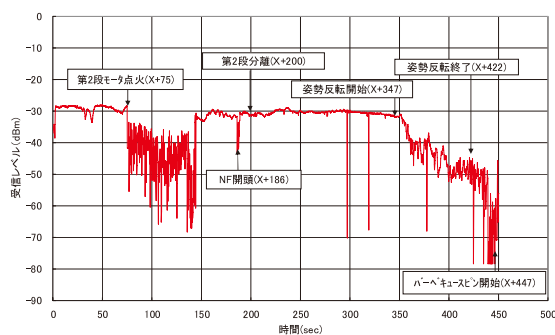


図7 CRT3M受信レベル (M-V-6)

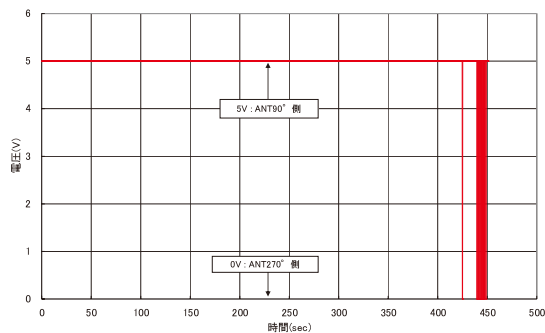


図8 CRT3Mアンテナ切替ステータス (M-V-6)

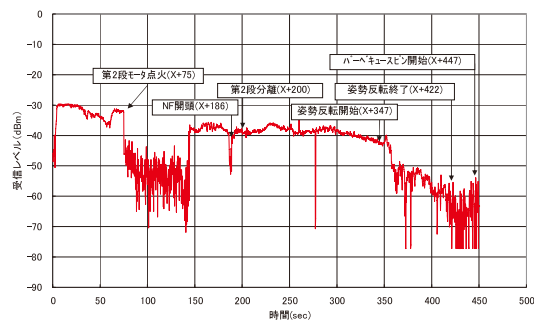


図9 CRT5M受信レベル (M-V-6)

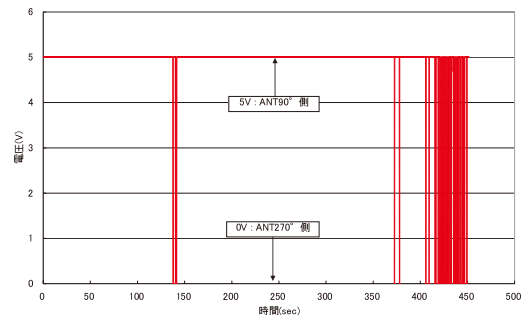


図10 CRT5Mアンテナ切替ステータス (M-V-6)

3.2. M-V-8号機

M-V-8号機のCRT3M受信レベルを図11に、CRT3Mのアンテナ切替ステータスを図12に示す。本号機は、南打ちの軌道であったため、東打ちの軌道ほどドルックアングルが小さくなる事が無く、第2段モータ燃焼中の噴煙ガスの影響が少なくCRT受信レベルも安定している。X + 422秒以降は、第3段姿勢反転によるレベル低下が見られるが、X + 449秒に地上の追跡局がCPUスレーブに移行するまでの間、アンテナ切替器が作動することなく安定した追跡が行われている。

図13と図14にCRT5Mの受信レベルとCRT5Mのアンテナ切替ステータスを示す。X + 422秒の姿勢反転開始以降、受信レベルが大きく低下しアンテナ切替器が作動している。これは、CRT3Mを追跡している新精測レーダ局とCRT5Mを追跡している精測レーダ局のアンテナ利得には約6dBの差があるため、回線にマーシンの少ないCRT5M系において、アンテナ切替器が作動したものと考えられる。ただし、この間もロケット追跡は正常に行われている。

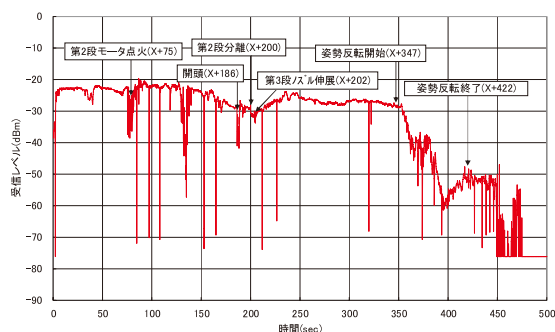


図11 CRT3M受信レベル (M-V-8)

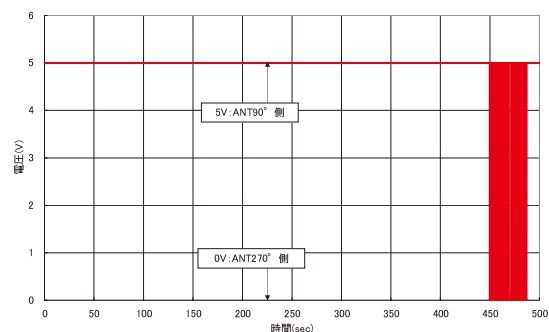


図12 CRT3Mアンテナ切替ステータス (M-V-8)

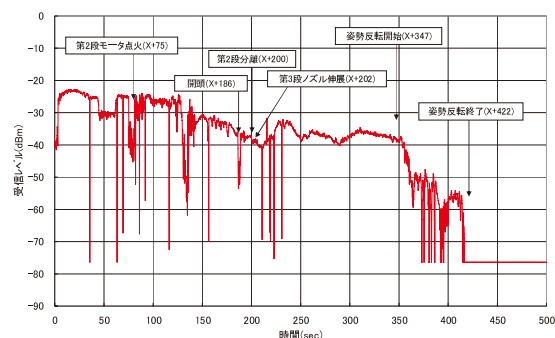


図13 CRT5M受信レベル (M-V-8)

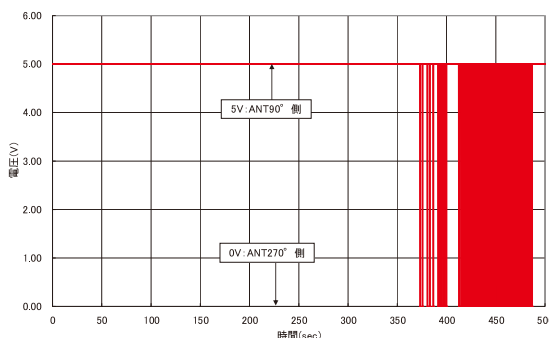


図14 CRT5Mアンテナ切替ステータス (M-V-8)

3.3. M-V-7号機

M-V-7号機のCRT3M受信レベルを図15に、CRT3Mのアンテナ切替ステータスを図16に示す。本号機もM-V-8号機同様、南打ちの軌道であったため第2段モータ燃焼中の噴煙ガスの影響が少なくCRT受信レベルも安定している。加えて、第3段姿勢反転も実施しなかったため、X + 487.4秒に追跡を終了するまでの間、アンテナ切替器が作動することなく安定した追跡が行われた。

図17と18にCRT5Mの受信レベルとCRT5Mのアンテナ切替ステータスを示す。X + 468秒付近でアンテナ切替器が作動している時間帯があるが、X + 476.2秒に追跡を終了するまでの間、安定した追跡が行われた。

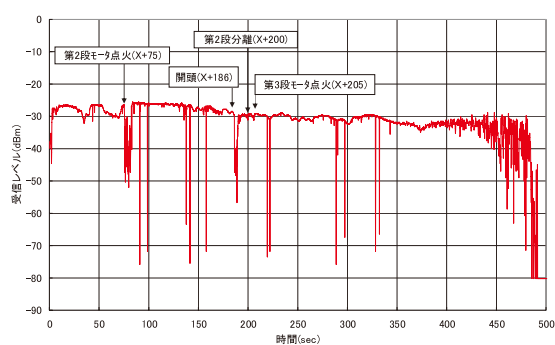


図15 CRT3M受信レベル (M-V-7)

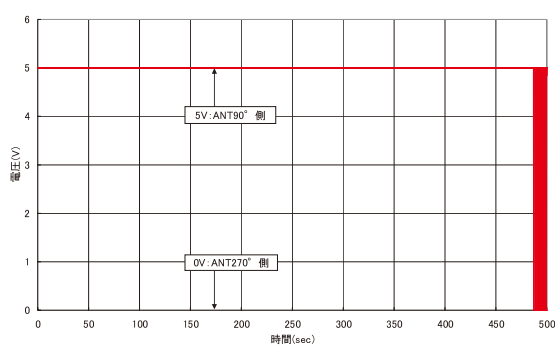


図16 CRT3Mアンテナ切替ステータス (M-V-7)

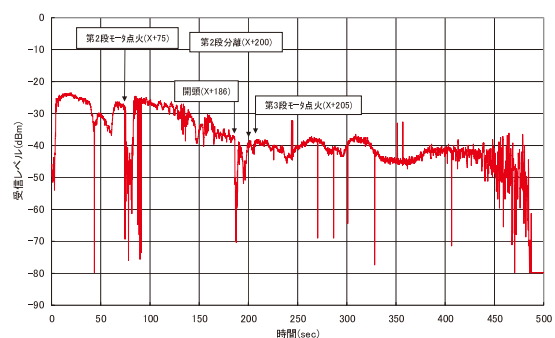


図17 CRT5M受信レベル (M-V-7)

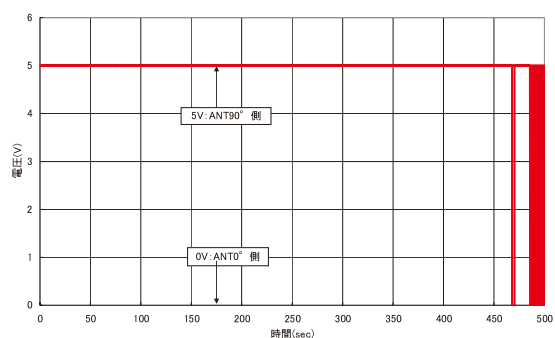


図18 CRT5Mアンテナ切替ステータス (M-V-7)

4. 次期固体ロケットへの反映事項

レーダによるロケットの位置標定は、飛翔保安の観点から必要不可欠な項目となっている。そのため、レーダ系自身がロバストな設計になっていることに加え、他のシステムから影響を受けない独立なシステムであることも要求されている。M-Vロケットのレーダ系は、搭載と地上を含めて完全に独立した追跡システムが2系統存在する。さらに、他のシステムから独立していることは勿論、レーダ同士も互いに独立したシステム構成になっている。これらは、全てのロケット打上げに該当することであり、次期固体ロケットにも適用されるべき思想である。

次期固体ロケットに対して有効かどうかは分からないが、M-Vロケット搭載のレーダに固有な機能である「アンテナ切替機能」と「フリーラン機能」について述べる。

1. アンテナ切替機能

ロケットの径が大きいため、アンテナの多素子化は放射パターンの切れ込みを招き得策ではない。一方、アンテナ切替方式の場合、アンテナパターンの劣化を防げることに加え、電力分配されることなく1つのアンテナから送受信ができる。そのため、回線上のマージンを確保する事が可能となる。また、アンテナの切り替えは、地上のアップリンクレベルに応じて作動するようになっており、レーダ系のみで閉じた独立したシステムとなっている。

2. フリーラン機能

一般に搭載レーダトランスポンダは、地上からのアップリンクに対して応答する仕様となっている。一方、M-Vロケットに搭載用レーダトランスポンダの場合、地上のアップリンクが無くても一定の繰り返し周期でレンジパルスを送出している。これがフリーランと呼ばれる機能である。勿論、地上のレーダ局と同期が取れていないのでロケットの位置標定は出来ないが、アングルトラッキングのみは可能である。

5. まとめ

M-Vロケット搭載レーダシステムの概要とM-V-6号機から8号機までの飛翔結果について報告した。4号機までのシステムと大きく異なる点は、CRT2台がB3PL部に搭載された事により消感まで冗長追跡が可能となった点と、CRT受信レベルとアンテナ切替ステータスをテレメトリデータとして出力させる機能が追加された点である。いずれも、所期の目的を十分に果たす事ができ、M-Vロケットのレーダによる追跡システムの確立に至っている。これまでご指導、ご協力いただいた関係各位に深甚なる謝意を表する。

参考文献

- [1] 廣澤春任, 市川満, 鎌田幸男, 佐川一美, 大橋清一, 松本操一, 佐藤巧, 山本善一, 斎藤宏文, 水野貴秀 “新精測レーダ”, 宇宙科学研究所報告, 第122号, 2003年3月
- [2] 廣川春任, 鎌田幸男, 斎藤宏文, 水野貴秀, 豊留法文, 山田三男, 市川満, ”M-V型ロケットのレーダ追跡” 宇宙科学研究所報告, 特集, 第47号2003年3月

M-V ロケットの搭載アンテナ

川原康介*, 鎌田幸男*

概 要

M-V ロケットは、それ以前の M-3S II ロケットと形状が大きく異なるため、ほとんど全ての搭載アンテナについて新規開発を行った。その後、打上げ回数を重ねることで明るみになった問題点を、飛翔結果をもとに改修し、M-V ロケット搭載用アンテナとして最適な設計に至った。本報告では、開発経緯とその性能について述べる。

1. はじめに

M-V ロケット搭載アンテナは飛翔結果をもとに改良を重ね、M-V ロケットに最適なアンテナへと進化してきた。また、飛翔保安の観点から第3段基本計器部（B3PL）に保安コマンド受信機1台を新たに追加し、ロケット追跡用のCバンドレーダトランスポンダが2台ともB3PL部に搭載されるなどM-V ロケット自身も改良が行われており、それに伴うアンテナ設計の仕様変更も行われてきた。

本報告では、M-V ロケット搭載用アンテナが最適化されるまでの経緯を振り返ると共にその電気特性について報告する。

2. アンテナ開発の概要

M-V-1 号機から M-V-7 号機に至るまでに、以下の項目について改善・変更が行われてきた。

1. Lバンドレーダトランスポンダを廃止し、Cバンドレーダトランスポンダ2台による追跡に変更(#1→#3)
2. B3PL 搭載Cバンドレーダトランスポンダアンテナの後方指向性の改善(#3→#4)
3. Sバンドアンテナ切替器の制御方式をアップリンク受信レベルによる判定から、CNからのロール角判定方式に変更(#4→#5)
4. TV テレメータ用アンテナの素子数を2素子に変更(#4→#5)
5. Cバンドレーダトランスポンダ5M（CRT5M）の搭載位置をB2PL部からB3PL部に変更し、給電方式をそれまでの2素子逆相給電からアンテナ切替方式に変更(#5→#6)
6. 保安用コマンドアンテナをB3PL部にも搭載(#5→#6)

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

表1に、各号機毎に搭載されたアンテナの種類、数量、搭載位置を示す。

表1 搭載アンテナリスト

搭載位置	M-V-1		M-V-3		M-V-4		M-V-5		M-V-6 M-V-7 M-V-8	
後部筒	TMV-ANT	2	TMV-ANT	2	TMV-ANT	2	TMV-ANT	2	TMV-ANT	2
B2PL	TMV-ANT	2	TMV-ANT	2	TMV-ANT	2	TMV-ANT	2	TMV-ANT	2
	CMD-ANT	2	CMD-ANT	2	CMD-ANT	2	CMD-ANT	2	CMD-ANT	2
	STM-ANT	2	STM-ANT	2	STM-ANT	2	STM-ANT	2	STM-ANT	2
	TVTM-ANT	1	TVTM-ANT	1	TVTM-ANT	1	TVTM-ANT	2	TVTM-ANT	2
	LRT-ANT	2	CRT5M-ANT	2	CRT5M-ANT	2	CRT5M-ANT	2		
B3PL	CRT3M-ANT	2	CRT3M-ANT	2	CRT3M-ANT	2	CRT3M-ANT	2	CRT3M-ANT	2
	CRT3M-CPA	2	CRT3M-CPA	2	CRT3M-CPA	2	CRT3M-CPA	2	CRT3M-CPA	2
	STM-ANT	2	STM-ANT	2	STM-ANT	2	STM-ANT	2	CRT5M-ANT	2
	STM-CPA	2	STM-CPA	2	STM-CPA	2	STM-CPA	2	CRT5M-CPA	2
									STM-ANT	2
									STM-CPA	2
									CMD-ANT	2
NF	CRT3M-ANT	2	CRT3M-ANT	2	CRT3M-ANT	2	CRT3M-ANT	2	CRT3M-ANT	2
	STM-ANT	2	STM-ANT	2	STM-ANT	2	STM-ANT	2	CRT5M-ANT	2
									STM-ANT	2
合計		23		23		23		24		30

「略語」

*数字は数量を表す

TMV-ANT	PCMテレメータ(TMV)アンテナ
CMD-ANT	コマンドアンテナ
TVTM-ANT	テレビテレメータアンテナ
LRT-ANT	Lバンドレーダトランスポンダアンテナ
CRT5M-ANT	Cバンドレーダトランスポンダ(5M)アンテナ
CRT3M-ANT	Cバンドレーダトランスポンダ(3M)アンテナ
CRT5M-CPA	Cバンドレーダトランスポンダ(5M)カップリングアンテナ
CRT3M-CPA	Cバンドレーダトランスポンダ(3M)カップリングアンテナ
STM-ANT	Sバンドテレメータアンテナ
STM-CPA	Sバンドテレメータカップリングアンテナ

3. アンテナの電気特性

3.1. 後部筒搭載アンテナ

B1計測データはB1-PCMテレメータから伝送される。しかし、燃焼ガスの影響を避けるために、第1段燃焼中はB2PL搭載のPCMテレメータアンテナから送信される。その後、1/2段分離直前にタイマーにより後部筒搭載のPCMテレメータアンテナに切り替わる。図1に後部筒搭載PCMテレメータアンテナの搭載位置を示す。

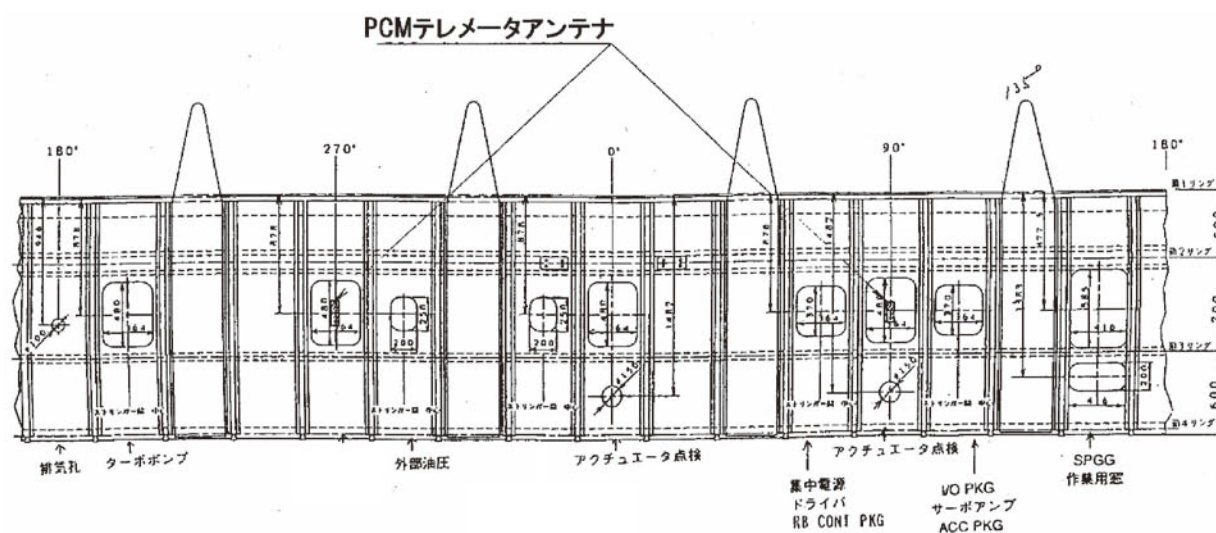


図1 後部筒搭載アンテナの搭載位置

3-1-1. PCMテレメータアンテナ (B1-TMV-ANT)

一般にロケット搭載用アンテナには、ロケットの姿勢に関わらず確実な通信回線が得られるように無指向性アンテナが要求される。しかし、M-Vロケットの径は2.5mと波長に対して十分大きい為、アンテナの多素子化による無指向性のアンテナ系を構成することは、素子数の増加とパターンの劣化を招き得策ではないため、2素子切替方式を採用している。

この切替信号はSバンドアンテナ切替器から得ており、地上局に対向している側のアンテナより伝送される。この方式では、1つのアンテナに送信出力の全てが入力されることになるため、耐電力性能は2W以上必要になる。しかし、従来の伝送線路型アンテナは耐電力が低く、最も放電しやすい気圧の約0.2Torrでは約0.6Wで放電する。そこで、耐電力性能の向上と空力加熱に対する耐熱性等の改善を図るため図2に示すように線路部を誘電体カバーの中に埋め込んだ構造のアンテナを開発している。このカバーの材料には耐熱性が良く、電気特性も優れている物としてセラミック材の中からボロンナイトライドを選定している。本アンテナは気圧に対する耐電力特性を測定した結果、1Torrで8.5W、最も放電しやすい0.2Torrでも3.8Wの耐電力特性が得られている[1]。セラミック製のアンテナカバーをそのまま搭載するとロケットの振動環境により破損してしまうため、アンテナカバー底面に導電性の緩衝材としてカーボンフィルム (GRAFOIL) を貼り付けている。さらに、ロケットボディとの固定部分であるネジ留め部の肉厚を厚くし、振動によりクラックが生じないように設計されている。本アンテナの外観図を図3に、放射パターンを図4にそれぞれ示す。なお、 $\theta = 0^\circ$ 方向が機体後方を示す。アンテナ全周のパターンは図4に示すように、アンテナ取付面側はほぼ無指向性のブロードな放射特性が得られており、反対側のパターンはこれと対向する位置に取り付けられるアンテナの守備範囲となり全球面で無指向性のアンテナ系を構成する。図5には、第2段基本計器部 (B2PL) に搭載されているPCMテレメータアンテナ (B2-TMV-ANT) を含めたシステム系統図を示す。

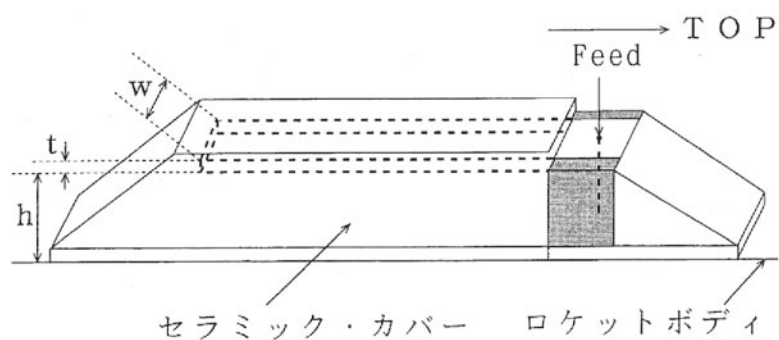


図2 TMVアンテナ構造図

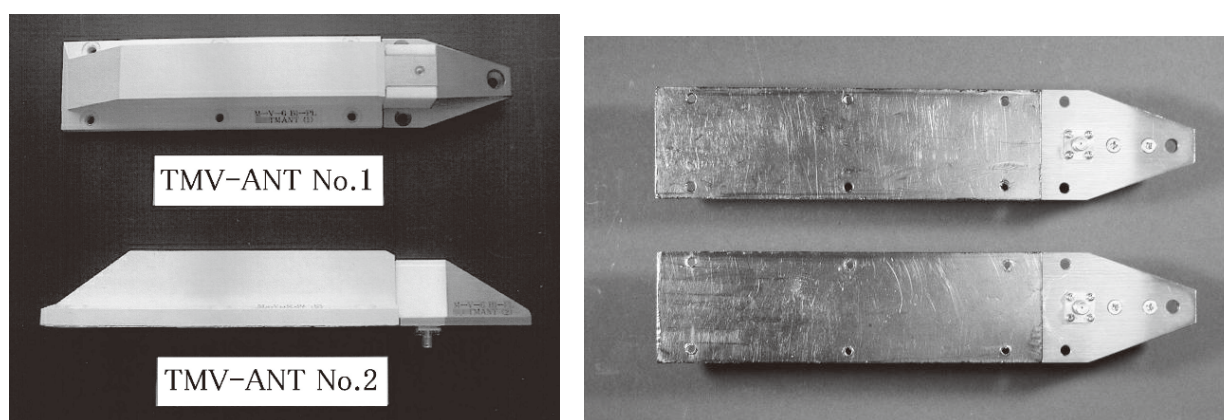


図3 TMVアンテナ外観図

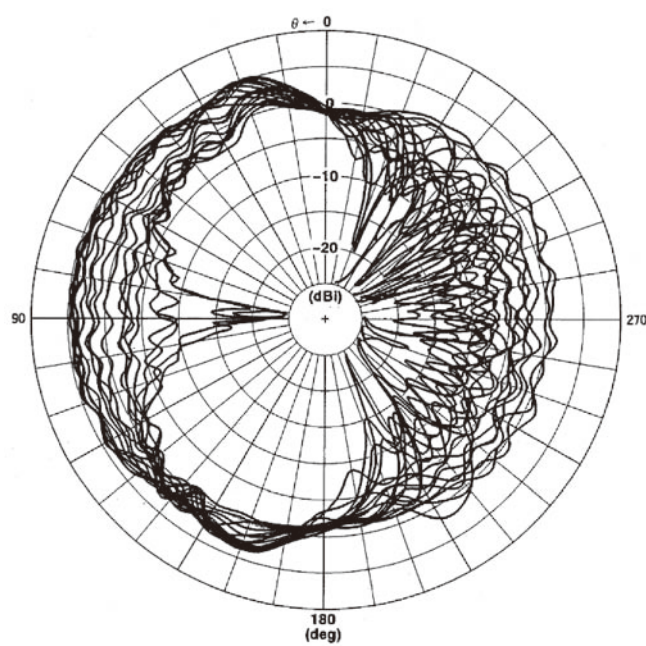


図4 TMVアンテナ放射パターン

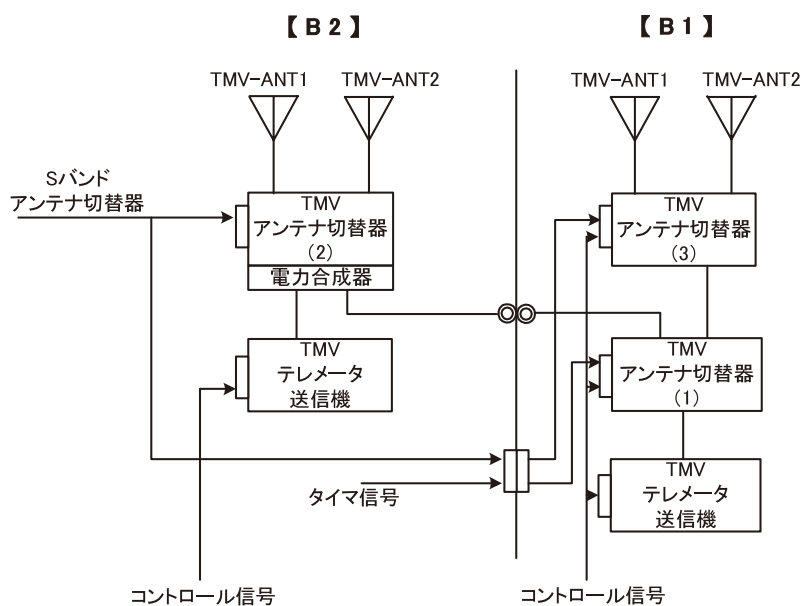


図5 TMVアンテナ系統図

3.2. 第2段搭載アンテナ

第2段基本計器部 (B2PL) には, PCMテレメータアンテナ (B2-TMV-ANT) とコマンドアンテナ (B2-CMD-ANT), Sバンドテレメータアンテナ (B2-STM-ANT), TVテレメータアンテナ (B2-TV-TM-ANT) の4種類のアンテナが搭載されている. 図6に各アンテナの搭載位置を示す.

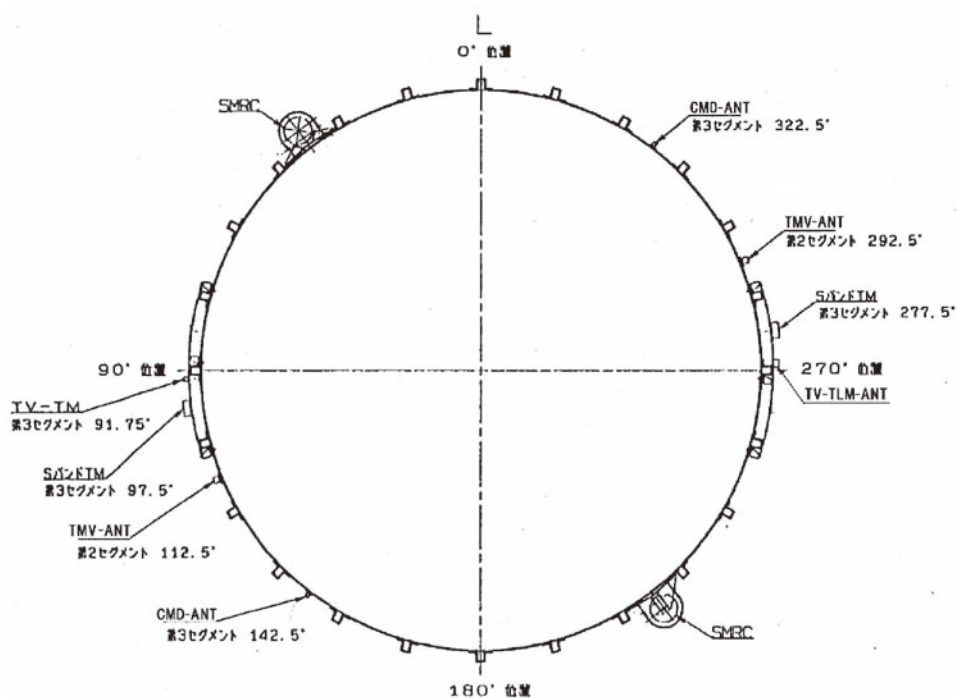


図6 B2PL 搭載アンテナの搭載位置

3.2.1. コマンドアンテナ (B2-CMD-ANT)

TMVアンテナ同様、コマンドアンテナ系に関してもロケットの直径が大きいため2素子切替方式を採用している。コマンドアンテナ切替器では、アンテナの放射パターンを等価的になくすために一定間隔で切替動作が常に行われている。図7にコマンドアンテナ系統図を示す。6号機以降、コマンド受信機の搭載位置がB3PLへ変更になったことにより、コマンドアンテナもB2とB3にそれぞれ2素子ずつ搭載されており、NF開頭直後にB2-CMD-ANTからB3-CMD-ANTへアンテナが切り替わる。B2-CMD-ANTの構造はTMV-ANTと同じであり、図8にその外観図を示す。また、図9に放射パターンを示す。

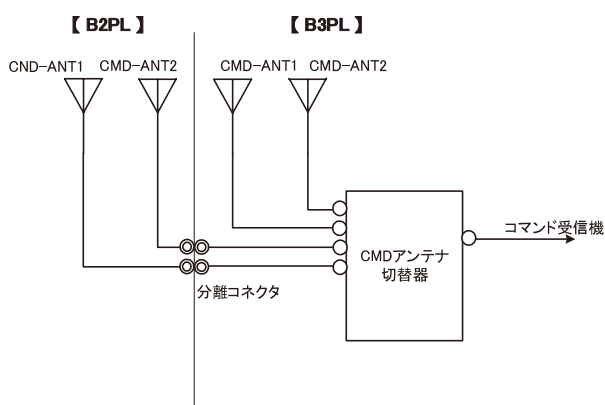


図7 コマンドアンテナ系統図

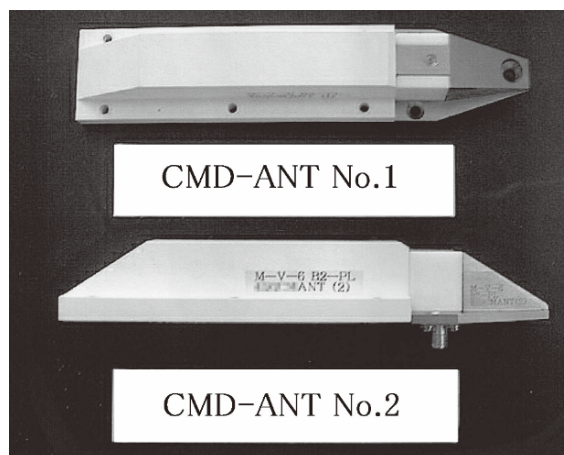


図8 B2-CMD-ANT 外観図

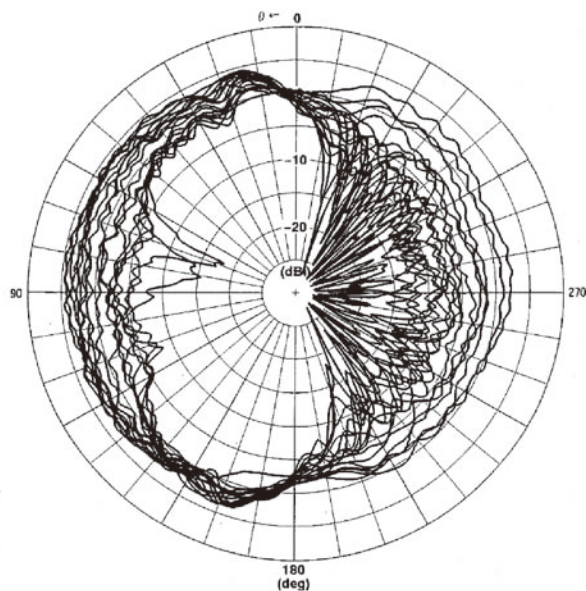


図9 コマンドアンテナ放射パターン

3.2.2. PCMテレメータアンテナ (B2-TMV-ANT)

本アンテナは、後部筒搭載PCMテレメータアンテナ (B1-TMV-ANT) と全く同じ構造を持つ。詳細は既に述べてあるので省略する。

3.2.3. Sバンドテレメータアンテナ (B2-STM-ANT)

Sバンドの周波数になると波長が約13cmと小さくなるため、高さ約5cmのストリンガーが無視できなくなり、放射特性は大きく乱される。この影響を除去するために、ストリンガー上にアンテナ取付板を設け、その上にアンテナが取り付けられている。このアンテナ素子は、優角コーナリフレクタ付きモノポールアンテナ[2]で、放射パターンは図10に示すようにロケット後方に対して良好な特性を得ている。このアンテナ系も2素子切替方式により、地上局に対向したアンテナに切り替えることで無指向性アンテナを構成している。また、アンテナの軽量化のため、金属部分からなる無垢の部分をくり貫いた構造になっている。本アンテナの外観図を図11に示す。

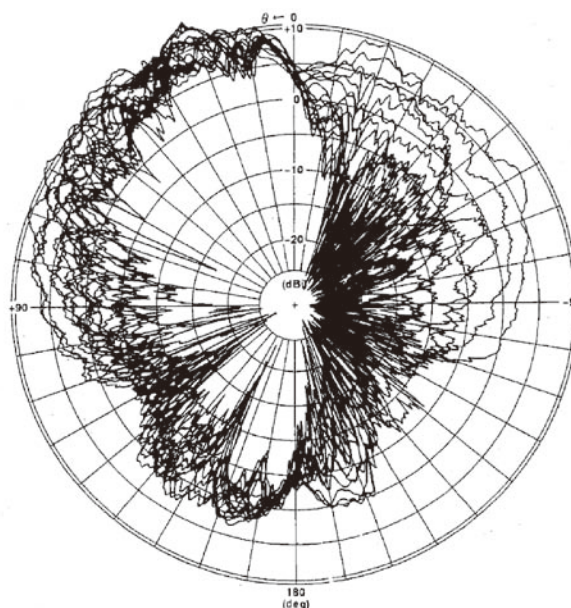


図10 B2-STM-ANT 放射パターン

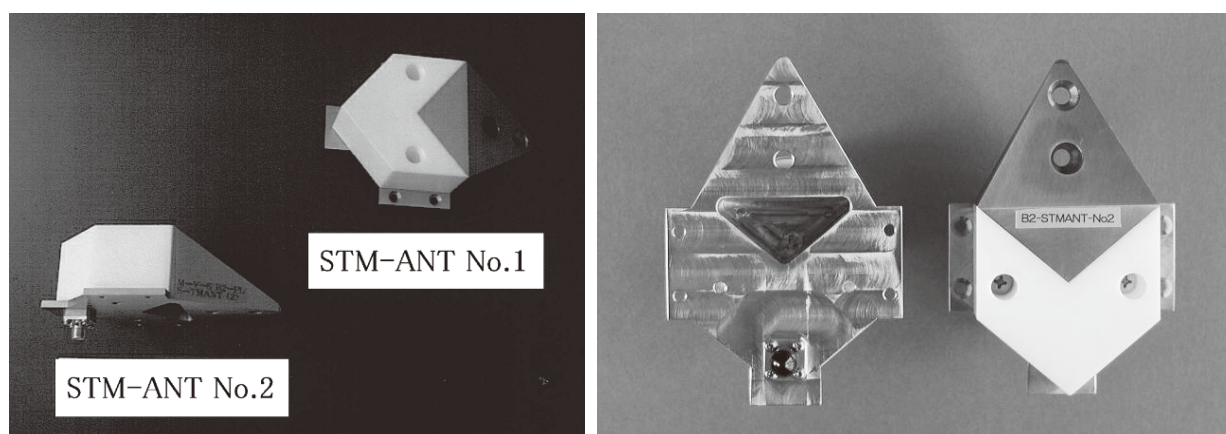


図11 B2-STM-ANT 外観図

3.2.4. TVテレメータアンテナ (B2-TVTM-ANT)

ストリンガーによる影響を除去するため、このアンテナもアンテナ取付板上に装着されている。この時の放射特性を図12に示す。このようにロケット後方に優れた放射特性が得られている。本アンテナの外観図を図13に示す。

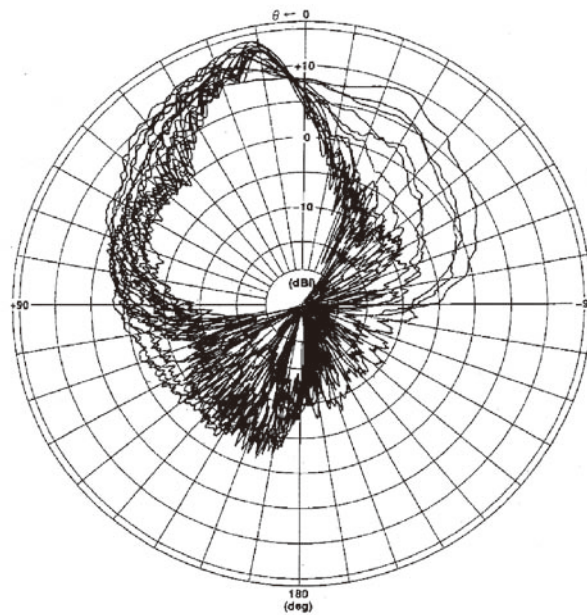


図12 B2-TVTM-ANT放射パターン

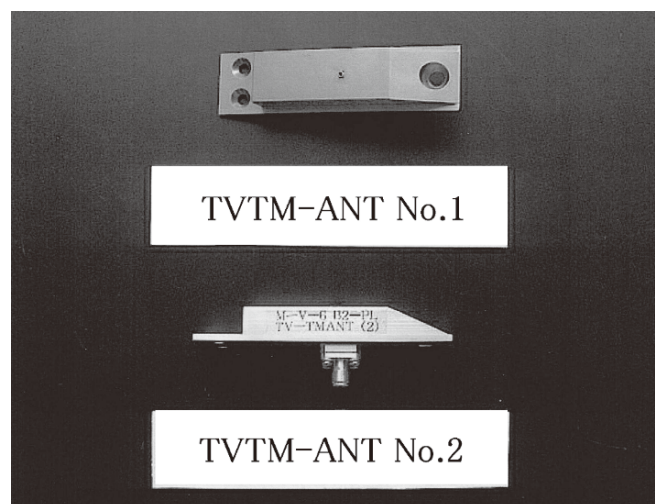


図13 B2-TVTM-ANT外観図

3.3. 第3段搭載アンテナとNF外板部搭載アンテナ

M-VのNFは、電波を透過しないCFRP製で出来ており、NF内部に搭載されるCバンドレーダトランスポンダ（CRT）とSバンドテレメータ（STM）、コマンド受信機（CDR）は、NF開頭までの通信を確保するために何らかの方策が必要となる。先に述べたように、CDRに関してはB2PL部にもアンテナが搭載されており、NF開頭直後にB2PL搭載アンテナからB3PL搭載アンテナにアンテナを切り替える方式を採っている。一方、CRTとSTMにおいては、B3PL部とNF外板にそれぞれアンテナ設け、NF開頭と同時にアンテナを切り替える方式を採用している。アンテナの切り替えは、図14に示すようにRFスイッチと分離コネクタの機能を兼ね備えたカップリングアンテナ（CPA）により行われる[3]。これにより、アンテナの切り替えとNFの開頭を常に同時に行うことが出来る。

図15にCPA分離機構を示す。NFの開頭によりバネで押さえられたスライドブロックがNFに固定されたワイヤーにより引かれて上に移動し、アンテナ本体の側壁の穴に入っていたボールが移動することによりロックが解除されて分離する。分離時の張力はバネの強度を変えることにより最適な値に調整できる。このような構造にすることにより、小さな引抜荷重で大きな耐震性が得られる。CPAの垂直方向引抜荷重と給電ロスを表2に示す。

CPAは厳しい機械環境下においても外れないように強く結合されている必要が有る。その一方で、NF開頭時にはスムーズに外れる必要があり、相反する要求がCPAには課せられている。そこで、厳しい振動・衝撃環境下でもCPAが外れないように、可動部を成す金属部分にざぐりをいれて可動部の軽量化を図っている。また、摺動部分を成すベアリングとボールが振動により融着しないように、結合部にテーパをつけ且つグリースにより摩擦を減らしている。これらの開発により、現在の最適化されたCPAの設計に至っている。

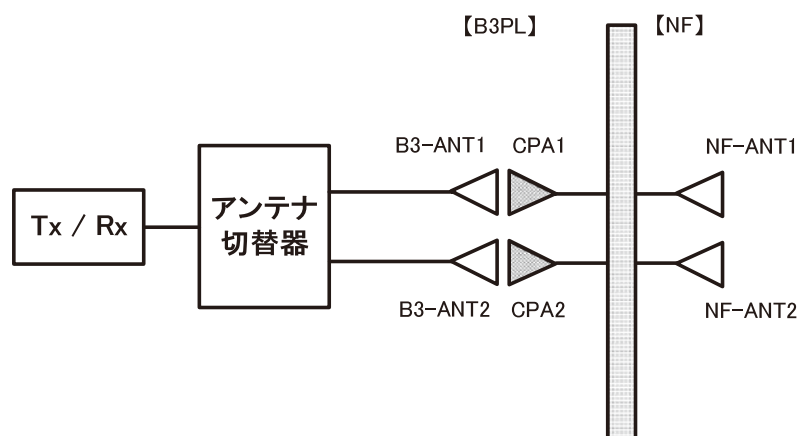


図14 B3PL/NF アンテナ構成図

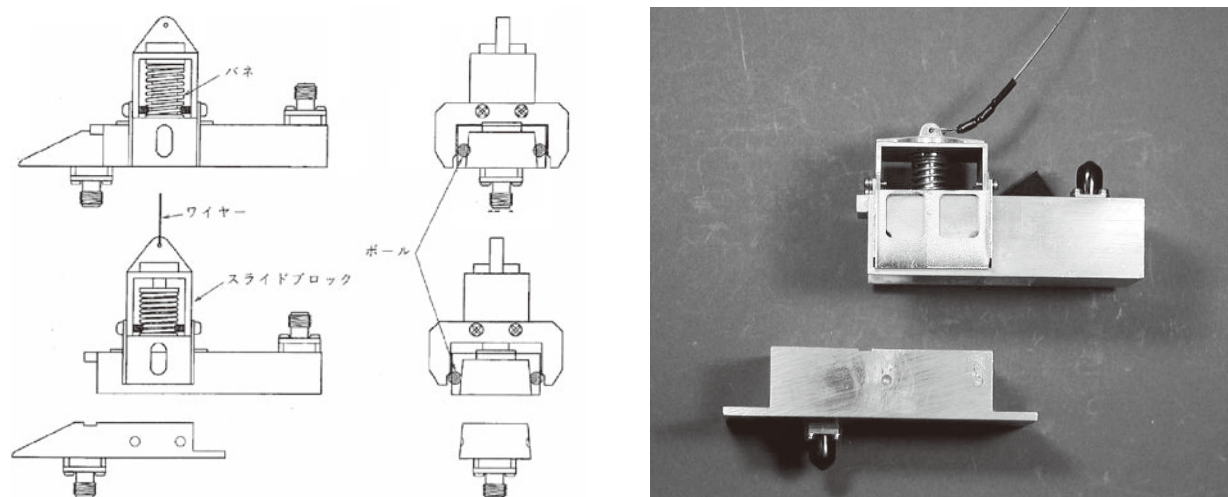


図15 CPA分離機構

表2 CPAの引抜荷重と給電損失

アンテナ	引抜荷重	カップリングロス
CRT-CPA	3.0kg～4.0kg	1dB 以内
STM-CPA	3.0kg～4.0kg	1dB 以内

B3PL 部のアンテナは図16に示すような、アンテナ取付板に搭載される。また、アンテナ地板の面積を十分に確保する目的で、メッシュ状の反射板がアンテナ取付板直下の第3段モータ上部に取り付けられている（図17）。図18にアンテナの搭載位置を示す。

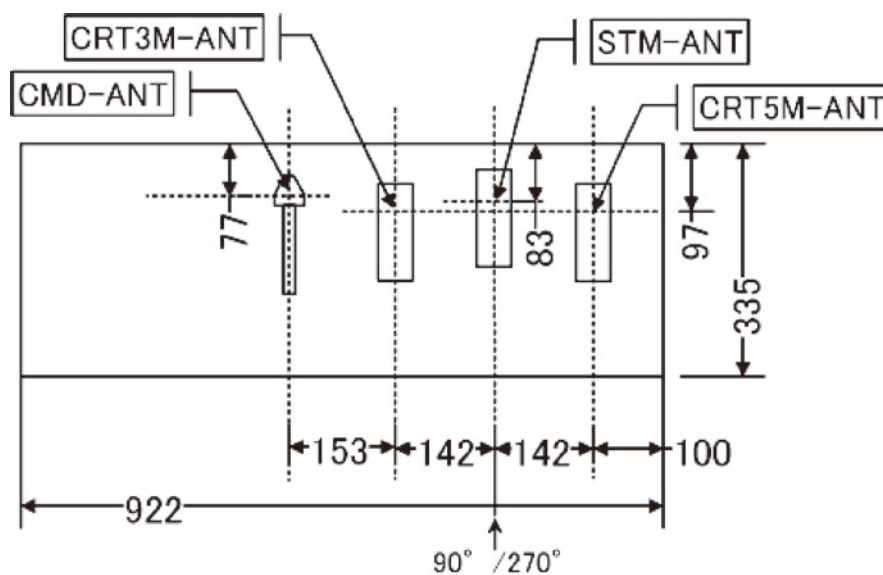


図16 B3PL アンテナ取付板

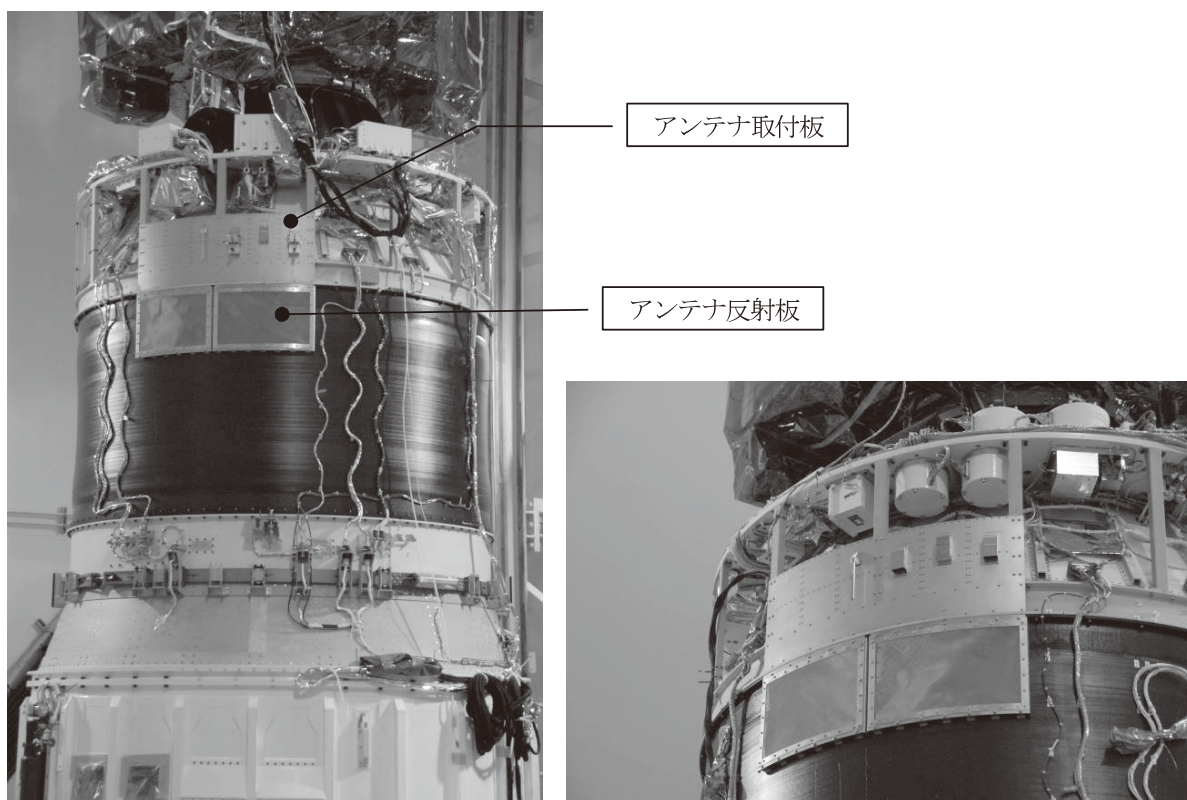


図17 B3PL アンテナ取付板と反射板

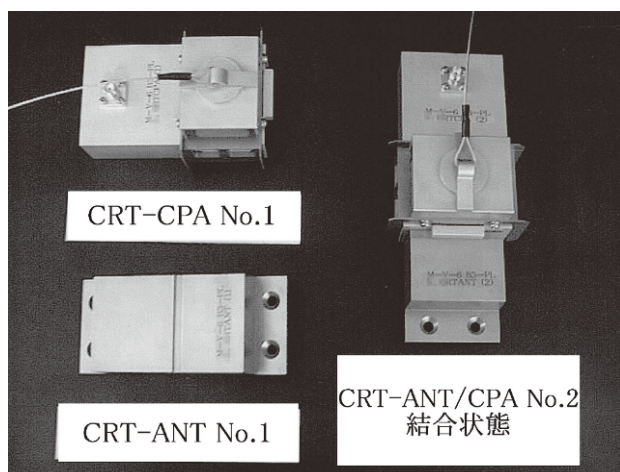


図19 B3-CRT-ANT/CPA外観図

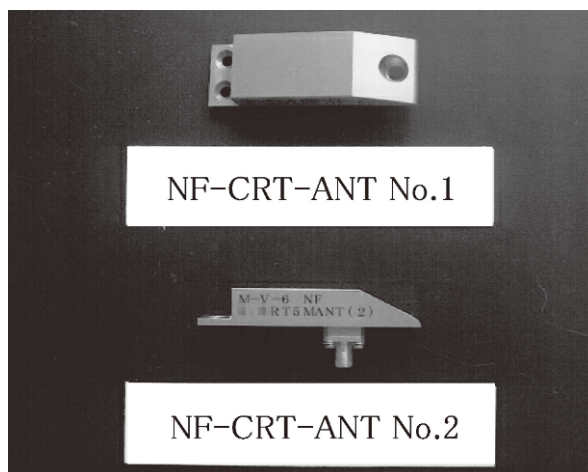


図20 NF-CRT-ANT外観図

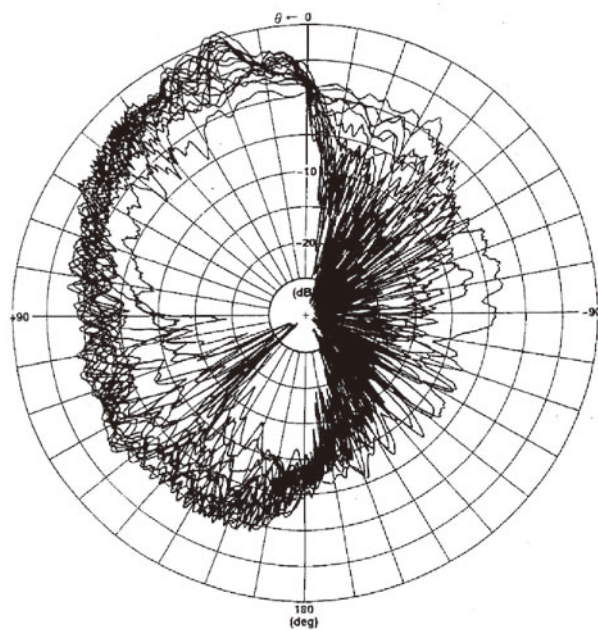


図21 B3/NF-CRT-ANT 放射パターン

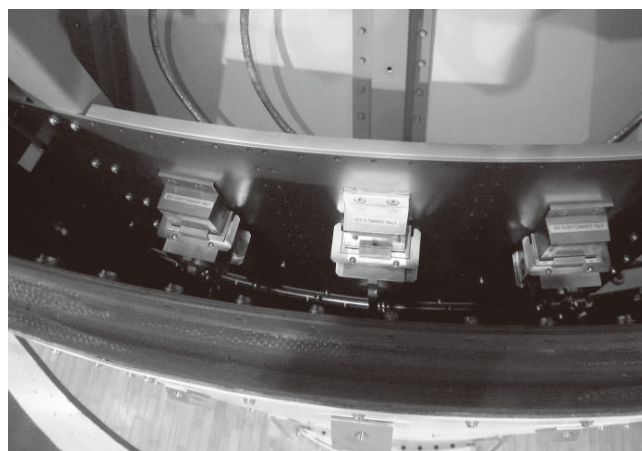
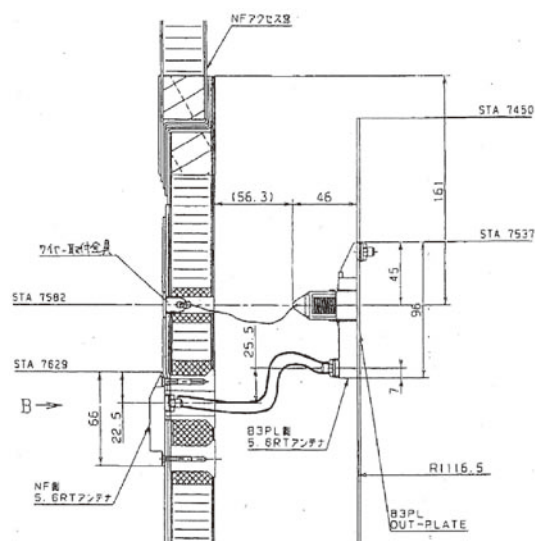


図22 B3/NF-CRT-ANT アンテナ取付位置関係

3.3.2. Sバンドテレメータアンテナ (B3-STM-ANT, B3-STM-CPA, NF-STM-ANT)

B2-STM-ANT同様、2素子切替方式が採用されており、その切替はCNからの切替信号により行われる。また、CRT同様CPAを介したB3搭載アンテナとNF搭載アンテナの切り替えが行われている。図23にSTM-CPAとSTM-ANTの外観図を示す。

NF外板部に搭載されるNF-SMT-ANTの外観図を図24に示す。NF-CRT-ANTと同様に誘電体装荷導波管アンテナである。図25に放射特性を、図26にアンテナ取付位置関係を示す。

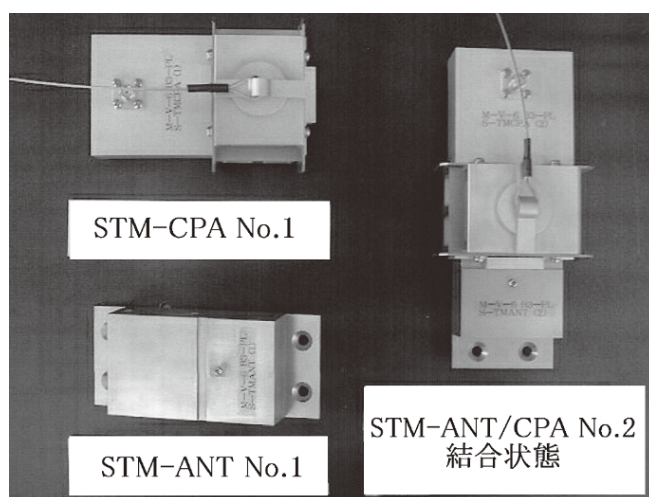


図23 B3-STM-ANTとCPA結合時の外観図

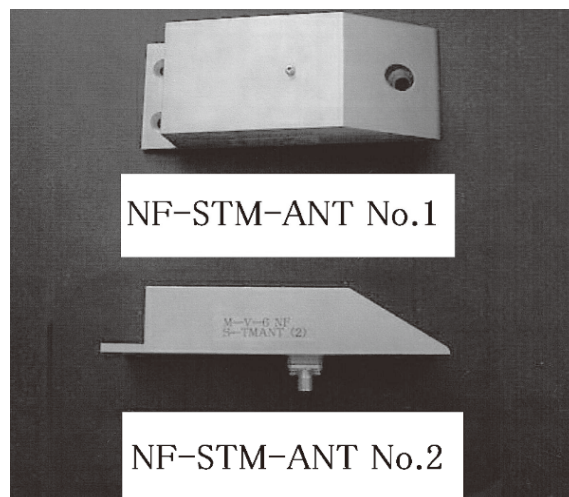


図24 NF-STM-ANT外観図

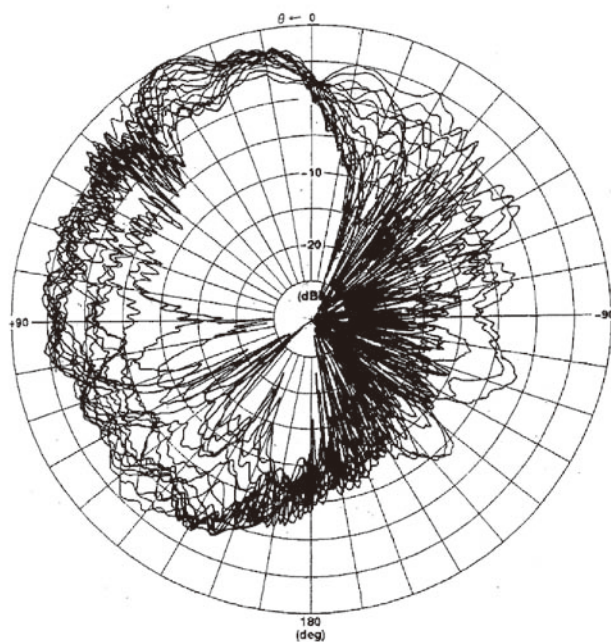


図25 B3/NF-STM-ANT 放射パターン

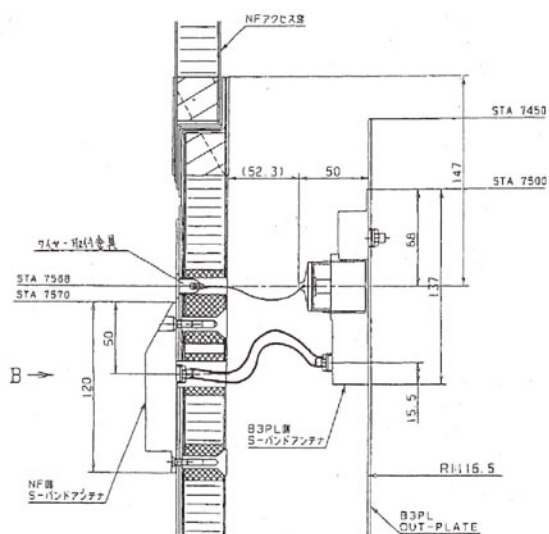


図26 B3/NF-STM-ANT アンテナ取付位置関係

3.3.3. コマンドアンテナ (B3-CMD-ANT)

本アンテナは、NF 開頭以降に有効となる。それ以前は、B2PL 搭載のアンテナを介して通信が行われる。詳細は、既に述べてあるので省略する。図27に外観図を示す。

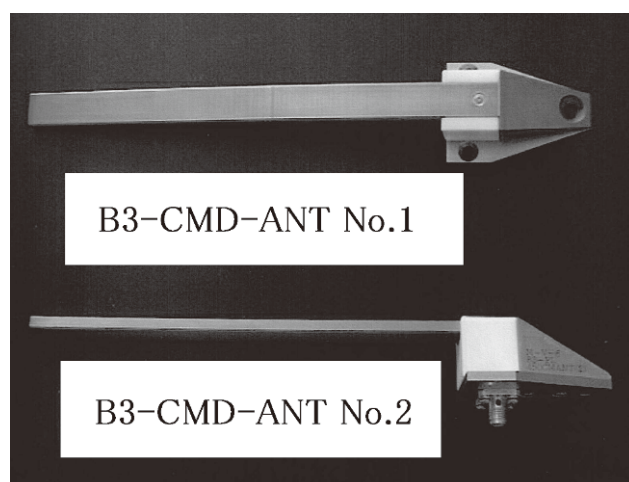


図27 B3-CMD-ANT 外観図

4. 電気特性試験及び環境試験

4.1. 電気特性試験

周波数の高いアンテナに関しては、アンテナ取り付け部を模擬した金属板を用いて電波暗室にて電気調整を行う。一方、周波数の低いTMVアンテナとCMDアンテナに関しては、ロケットボディの形状による影響が無視できない為、最終的にロケットへ取り付けけた状態で電気調整を行う。図28に電気調整の様子を示す。

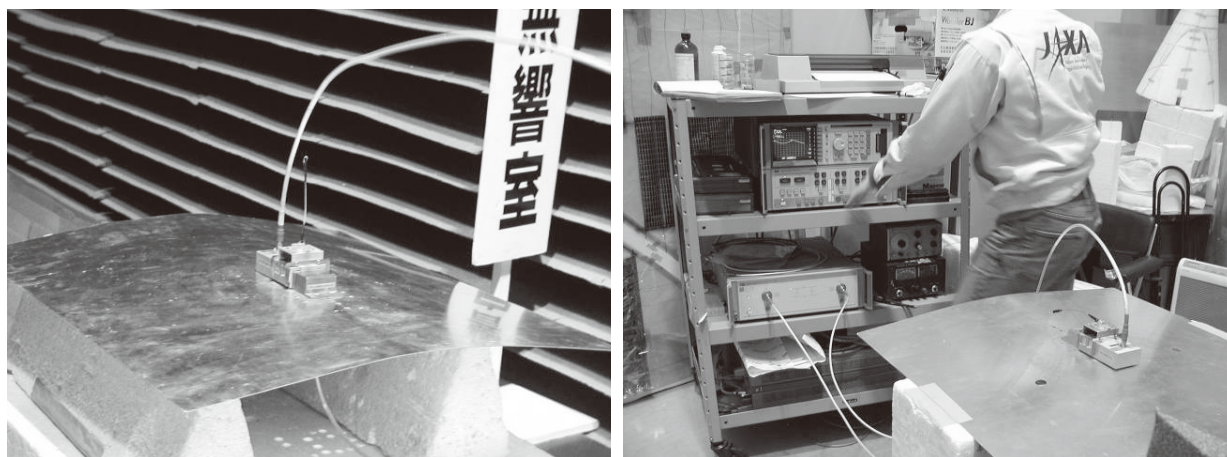


図28 電気調整の様子

4.2. 機械環境試験

ロケット搭載のアンテナに対して振動、衝撃試験を施す。各段の振動、衝撃試験レベルを表3～5に示す。機械環境試験の様子を図29、30に示す。

表3 後部筒機械環境レベル

試験項目	QTレベル		ATレベル (QT-3dB)	
ランダム 振動			<面外>	
	周波数	レベル	周波数	レベル
	20-47Hz	0.08 G ² /Hz	20-47Hz	0.04 G ² /Hz
	47-100Hz	10 dB/oct	47-100Hz	10 dB/oct
	100-200Hz	1 G ² /Hz	100-200Hz	0.50 G ² /Hz
	200-400Hz	6 dB/oct	200-400Hz	6 dB/oct
	400-700Hz	4 G ² /Hz	400-700Hz	2.00 G ² /Hz
	700-1500Hz	-14.6 dB/oct	700-1500Hz	-14.6 dB/oct
	1500-2000Hz	0.1 G ² /Hz	1500-2000Hz	0.05 G ² /Hz
	50.3Grms, 45s		35.61Grms, 30s	
			<面内>	
	周波数	レベル	周波数	レベル
	20-40Hz	0.08 G ² /Hz	20-40Hz	0.04 G ² /Hz
	40-151Hz	-6 dB/oct	40-151Hz	-6 dB/oct
151Hz	0.0057 G ² /Hz	151Hz	0.00286 G ² /Hz	
151-500Hz	10 dB/oct	151-500Hz	10 dB/oct	
500-2000Hz	0.3 G ² /Hz	500-2000Hz	0.15 G ² /Hz	
低周波 衝撃	22.1Grms, 45s, 各軸		15.6Grms, 30s, 各軸	
			<低周波衝撃>	
	40G × 10ms (半正弦波)		28.4G × 10ms (半正弦波)	
	3軸共通		3軸共通	
高周波 衝撃	各軸2回		各軸1回	
			<高周波衝撃>	
	50-600Hz	6 dB/oct	実施せず	
	600-4000Hz	900 G		
3軸共通、各軸2回				

表4 B2PL 機械環境レベル

試験項目	QTレベル		ATレベル (QT-3dB)	
ランダム 振動			<面外>	
	周波数	レベル	周波数	レベル
	20-100Hz	3 dB/oct	20-100Hz	3 dB/oct
	100-1000Hz	0.6 G ² /Hz	100-1000Hz	0.301 G ² /Hz
	1000-2000Hz	-10.0 dB/oct	1000-2000Hz	-10.0 dB/oct
	27.9Grms, 45s		19.75Grms, 30s	
			<面内>	
	周波数	レベル	周波数	レベル
	20-100Hz	3 dB/oct	20-100Hz	3 dB/oct
	100-1000Hz	0.6 G ² /Hz	100-1000Hz	0.301 G ² /Hz
1000-2000Hz	-10.0 dB/oct	1000-2000Hz	-10.0 dB/oct	
27.9Grms, 45s		19.7Grms, 30s		
低周波 衝撃			<低周波衝撃>	
	40G × 10ms (半正弦波)		28.4G × 10ms (半正弦波)	
	3軸共通		3軸共通	
	各軸2回		各軸1回	
高周波 衝撃			<高周波衝撃>	
			実施せず	

表5 B3PL 機械環境レベル

試験項目	QTレベル		ATレベル (QT-3dB)	
ランダム振動			<面外>	
	周波数	レベル	周波数	レベル
	10-20Hz	0.02 G^2/Hz	10-20Hz	0.01002 G^2/Hz
	20-100Hz	8.6 dB/oct	20-100Hz	8.6 dB/oct
	100-200Hz	2 G^2/Hz	100-200Hz	1.00237 G^2/Hz
	200-400Hz	-3 dB/oct	200-400Hz	-3 dB/oct
	400-800Hz	1 G^2/Hz	400-800Hz	0.50119 G^2/Hz
	800-2000Hz	-7.6 dB/oct	800-2000Hz	-7.6 dB/oct
	36.4Grms, 45s		25.77Grms, 30s	
			<面内>	
	周波数	レベル	周波数	レベル
	10-60Hz	0.08 G^2/Hz	10-60Hz	0.04009 G^2/Hz
	60-300Hz	1.7 dB/oct	60-300Hz	1.7 dB/oct
	300-450Hz	0.2 G^2/Hz	300-450Hz	0.10024 G^2/Hz
	450-600Hz	14.5 dB/oct	450-600Hz	14.5 dB/oct
	600-900Hz	0.8 G^2/Hz	600-900Hz	0.40095 G^2/Hz
	900-2000Hz	-7.8 dB/oct	900-2000Hz	-7.8 dB/oct
	26.5Grms, 45s, 各軸		18.76Grms, 30s	
低周波衝撃			<低周波衝撃>	
	40G × 10ms (半正弦波)		28.4G × 10ms (半正弦波)	
	3軸共通		3軸共通	
	各軸2回		各軸1回	

試験項目	QTレベル		ATレベル (QT-3dB)	
高周波衝撃			<高周波衝撃>	
	50Hz	60 G	50Hz	42.6 G
	62.5Hz	75 G	62.5Hz	53.25 G
	125Hz	150 G	125Hz	106.3 G
	250Hz	300 G	250Hz	213 G
	500Hz	600 G	500Hz	426 G
	1000Hz	1200 G	1000Hz	852 G
	4000Hz	1200 G	4000Hz	852 G
	3軸共通、各軸2回		3軸共通、各軸1回	

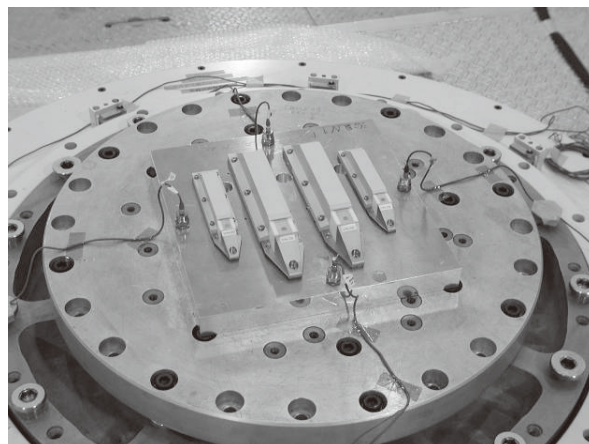


図29 振動試験

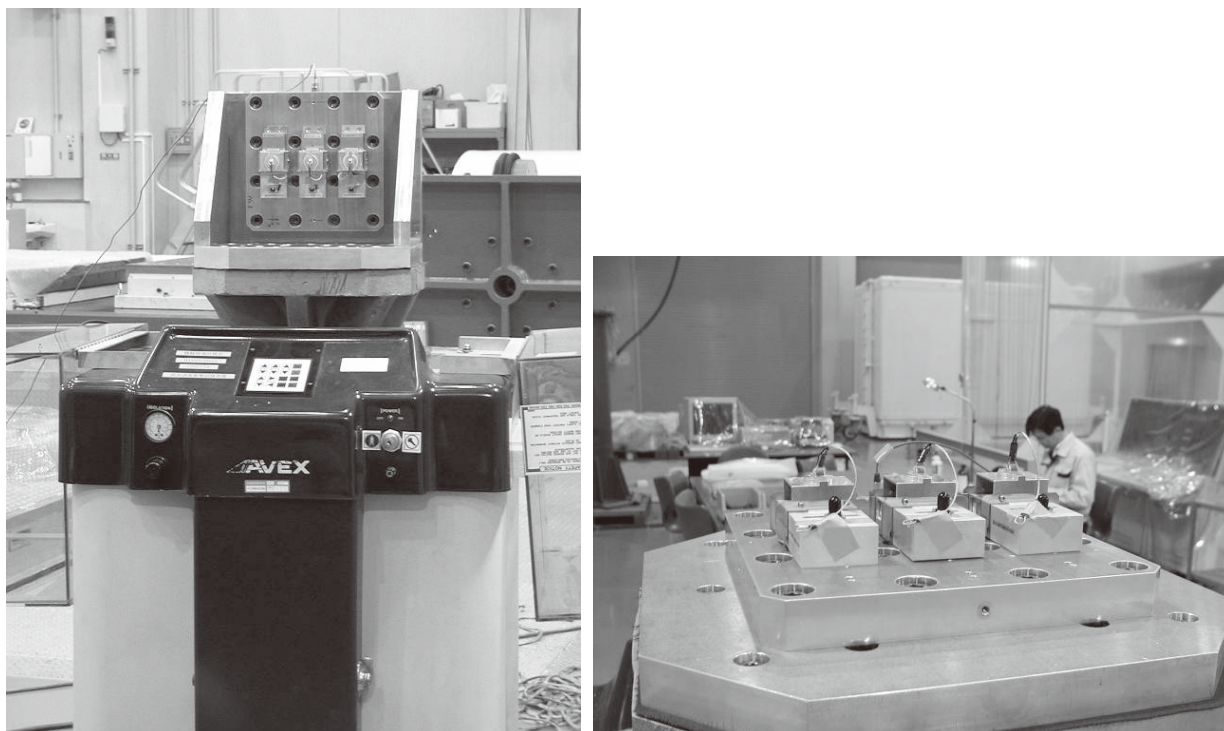


図30 高周波衝撃試験

5. 次期固体ロケットへの反映事項

推進薬に固体燃料を用いているM-Vロケット搭載用アンテナにおいて、その厳しい機械環境と燃焼ガスによる電波減衰は、非常に大きな課題であった。加えて、ロケット搭載用アンテナには、低姿勢なアンテナである事が空力加熱の観点から求められる。これらの要求は、次期固体ロケット搭載用アンテナについても同様に求められる事である。ロケットの仕様が異なるため、M-Vロケット搭載アンテナが次期固体ロケットに対しても最適なアンテナであるかどうか検討を必要とするが、次期固体ロケット搭載アンテナへ反映すべき点を、以下に挙げる。

1. アンテナ切替方式

ロケットの径が大きいため、アンテナの多素子化は放射パターンの切れ込みを招き得策ではない。一方、アンテナ切替方式の場合、電力分配されることなく1つのアンテナにより送受信できる。そのため、燃焼ガスによる電波減衰対策としても有効である。

2. セラミックカバー付き伝送線路型アンテナ

伝送線路型アンテナは低姿勢かつ耐環境性に優れているため、ロケット搭載アンテナとして多用されているが、耐電力性に少々難があるため、一定の条件化で放電を起こす可能性がある。セラミックカバー付き伝送線路型アンテナの場合、耐電力性に優れているためこの問題をクリアすることが可能となる。

3. 後方指向特性

アンテナの放射特性に多少の前後比をつけることで、ロケット後方の放射特性が改善できる。燃焼ガスの影響による電波減衰対策として有効となる。

4. 90°ロールマヌーバ

第3段モータ燃焼以降、アンテナ取付位置が地上局を向くようにロケットのロール角を調整してもらう。これにより、回線リンクが10dB近く改善される。このように、搭載アンテナ、地上局、ロケットシステムがリンクしながら運用する事が重要である。

搭載アンテナだけに限った事ではないが、実際に運用してみなければ明らかになってこない事象も当然出てくる。そのような事象に対して、フレキシブルに対応できるシステムである事が次期固体ロケットに求められている。

5. まとめ

M-V ロケット搭載アンテナについて、最適なアンテナシステムに至るまでの開発経緯について述べた。各アンテナは通信回線レベルの結果から所期の目的を十分に発揮したと思われる。アンテナ系の開発に当たり、これまでご指導、ご協力いただいた関係各位に深甚なる謝意を表する。

参考文献

- [1] 鎌田幸男, 近藤田城, 市川満, 高野忠, 横山俊一, “線路部をセラミックに埋め込んだロケット搭載用伝送線路型耐熱アンテナ”, 信学技報, AP95-101, Jan.1996
- [2] 鎌田幸男, 市川満, 林友直, “憂角コーナリフレクタを用いたロケット搭載用アンテナ”, 信学論, Vol.J73-B-II No.2, pp111-119, Feb.1990
- [3] 鎌田幸男, 市川満, 小野田淳次郎, 横山俊一, “M-V ロケット搭載用カップリングアンテナの開発”, 第38回宇科連講演会, 1C12, 1994
- [4] 鎌田幸男, “M-V 型ロケット機体アンテナの開発”, 宇宙科学研究所報告 特集 第47号 2003年3月

M-V ロケットのタイマ点火系

中部博雄*, 相原賢二*
菊地毅**, 根本健司**, 下山篤**, 赤池護**

1. はじめに

M-V-5号機から、1段目ロケットのSMRC本数削減でスクイブ数は32個から8個になり、また、2段目ロケットが更新されたが、タイマ点火系機器としては大きな変更は無い。本報告では機器開発に当たっての特記事項、M-V ロケット打上げまでの試験と飛翔結果及び次期固体ロケットに向けての反映事項を報告する。

2. 研究開発の概要

2.1. タイマ点火系

M-V ロケットのタイマ点火系機器はM-3S II ロケットの基本的な構成及び信頼性は継承しつつ、プロジェクトの要請から精度及び機能向上を図っている。M-V ロケットタイマ点火系の変更点を表1に、タイマ点火系々統図を第1図に示す。またタイマ点火系機器は2段目計器部と3段目計器部（図2、図3、図5）に搭載されている。機器構成はいずれもタイマ、点火リレーボックス、タイマ点火系電源ボックス、点火電源スイッチから成っている。本来、タイマ点火系搭載機器はすべて3段目計器部に搭載すべきであるが、衛星搭載重量に大きく影響するため、搭載機器を分散して3段目計器部を軽量化した結果である。

2.1.1. 第2段目搭載機器

本タイマ系の設計思想は、地上保安を確保し、信頼性向上のため、タイマ部から火工品まで冗長化を図ると共に、地上操作系ラインの削減に努めている。

2.1.1.1 タイマ（M2-EPT）

M2-EPTは、CPUを介在した書き換え可能なメモリ素子（E²PROM）の採用により、計器部に組み込まれた状態でも外部から容易にシーケンス書き換えが可能となった。また、シーケンス設定秒時分解能を0.1秒に精度向上を図り、パルス幅、出力時間幅に自由度を持たせた。シーケンス出力においても、これまで回路的に配線しなければ実施できなかった同時出力や複数出力の重複、同一チャンネルにおける複数回出力をデータの変更のみで可能としている。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA
** Matsushita Electric Industrial Co.,Ltd.

タイマ系の信頼性を向上する冗長構成として、水晶発信回路を使用したクロック部とCPUを採用したタイマ回路を3系統もち、2 OUT OF 3の多数決判定を行っている。CPU以降のデコード部から信号出力まで全てデュアル方式としている。但し、操作系と一部の制御系を除く。GSEとのインターフェースは、電氣的に分離可能なリレーとフォトカプラを採用している。

タイマに供給する電源は、集中電源とバックアップ電源の2重系としており、電源系の瞬断に影響を受けないようにしている。

タイマの動作は原振100kHzを10Hzに分周して、基本クロックを作り出し、このトリガー信号をCPUに与える。CPUはトリガーをカウントして内部基準時刻タイマを更新し、シーケンスメモリに書き込まれている各シーケンスの作動時刻情報と比較して、一致した場合にデータの出力制御処理を実行する。

5号機以降は、リレーの干渉構造を改善し、それまでのハードマウントからゲル緩衝構造を採用し、リレーへの振動、衝撃の印加を軽減した。

ロケットに何らかの異常が発生した場合にタイマを停止させるコマンド（CM-A1）は、いつでも送信可能とすべきであるが、 $X = 0$ 秒付近で送信された場合に、ロケットに点火されて破壊系コマンドが有効になる前にタイマが停止すると、破壊系コマンドが有効にならない危険なモードになることから、発射から $X + 5$ 秒のコマンドが有効になるまでの間だけ、タイマ停止コマンドを不可能にするアーミング機能を追加した。

また、5号機までは、モータ別の破壊コマンドが用意されていたが、6号機以降では、破壊コマンドを統合してその時に燃焼しているモータのみを確実に破壊できるアーミング機能を施し、コマンドオペレータの負荷を軽減している。

コマンド系統合に伴い、それまでシングルであったコマンド回路に一部冗長構成をとっている。

2.1.1.2 点火リレーボックス（M2 IG-BOX）

M2-EPT系火工品（1段目モータ点火～2段目分離迄）の点火項目を制御する装置で、点火回路は完全デュアル構成をとっている。

5号機以降は、リレーの干渉構造を改善し、それまでのハードマウントから、ゲル緩衝構造を採用し、リレーへの振動、衝撃の印加を軽減した。

点火リレー、安全リレー、イグナイタセクター（IG-SL）回路、点火電流センサー、安定化電源からなり、タイマからの信号で、点火電源を対応する火工品に供給する。その際、供給した電流は、点火電流センサーで検出され、テレメータに送られる。

点火系導通抵抗測定は、火工品の抵抗を測定管理することにより、健全性を確認するための行為であるが、実際に火工品を測定するために、火工品の対応や安全の確保に留意する必要がある。

M-Vタイマ系では、衛星まで含めた全段の点火系測定をM2 IG-BOXのイグナイタセクターで統合管理して実施することとした。

地上装置から測定しようとする点火項目に相当するチャンネル番号をパラレルのバイナリコードとしてIG-SLに送り、搭載側は受け取ったチャンネル番号をシリーズ変換して、地上装置に戻す。地上装置では、送ったチャンネルと、戻ってきたチャンネルが一致した時のみ、駆動許可信号を与え、選択した点火リレーを駆動する。

測定時は、点火電源スイッチ（M-SW）により点火電源回路を遮断した上で、安全スイッチもトランスファー接点の安全側でのみ測定が実施できるようにしている。また、これらの条件や搭載機器電源がOFFされていない限り、測定が実施できないように地上系で制御している。

この方法により、遠隔で多くの点火系を順次切り換え、点火系導通抵抗測定を可能としている。

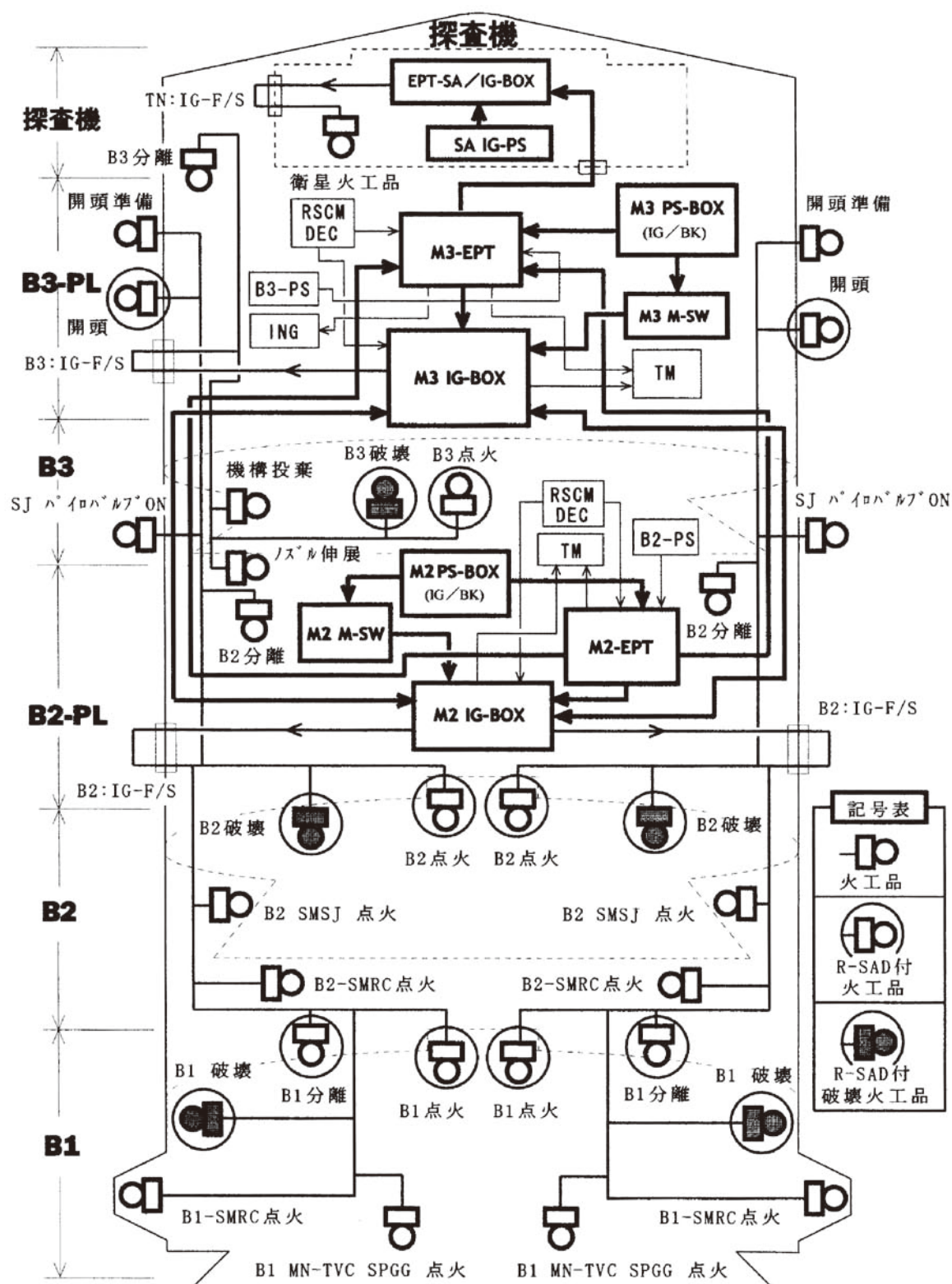


図1 M-Vロケットのタイマ点火系々統図 (M-V-5)

2.1.1.3 タイマ点火系電源ボックス (M2 PS-BOX)

M2-EPT系火工品 (1段目モータ点火～2段目分離迄) に点火電流を供給するもので、点火電源はデュアル方式をとっている。

M2-EPT用のバックアップ電源を内蔵し、集中電源の瞬断時にもタイマ系に影響が出ないようにしている。電源には充電可能な2次電池を使用しており、スケジュールに影響されない取り外し充電と、機体に装着された状態での充電のいずれにも対応できる。

2.1.1.4 点火系電源スイッチ (M2 M-SW)

M-SW (Motor Actuated Switch) は、点火回路の電源スイッチとして、地上装置より遠隔で操作する。一般のリレーよりも接点距離の大きいスイッチであり、その駆動にも大きなエネルギーが必要で、誤作動に対する耐性が大きい。

打上げ準備中には「安全側」として、常時監視し、点火系最終準備終了後に「発射側」に切り換え、点火系の準備が完了したことを示す最終スイッチである。何らかの理由で打上げを中断する場合は、速やかに「安全側」に戻し、点火系の安全を確保し、逆行作業に入ることができる。

2.1.2. 第3段目搭載機器

本タイマ系は、重量の制限から全系で冗長化は無理であるが、出来る限りにおいて信頼性向上策を施す事を設計思想とする。

2.1.2.1 タイマ (M3-EPT)

本タイマは、TSL機能を継承して、可変シーケンスを可能としている。可変シーケンス項目を増やし、シーケンス変更を半田付けによる設定から、電氣的に書き換え可能な (E²PROM) を採用して変更を容易にした。

シーケンス変更は固定の項目ではなく、シーケンス1、シーケンス2の2系統のシーケンス設定ブロックを持ち、シーケンス1はM2-EPTより起動する。

シーケンス2は可変用のシーケンスブロックで、通常はシーケンス1内に設定する「CLK-ENABLE」から一定の時間後に起動する。地上のRGコマンド送信により、この一定の時間を範囲時間内で修正することが可能で、シーケンス2内に設定したシーケンスを全体的に前後させる。

RGコマンドの1パルスあたりのシーケンス修正量は、衛星のミッションにより内部設定で「1秒」、「4秒」、「8秒」のいずれかにすることができる。

このタイマは、クロック部、カウンター部、メモリ部をトリプル回路とし、それぞれの出力に「2 OUT OF 3」方式を採用し、出力回路系はデュアル構成とする。但し、時間修正回路部はシングルである。

5号機以降は、リレーの干渉構造を改善し、それまでのハードマウントから、ゲル緩衝構造を採用し、リレーへの振動、衝撃の印加を軽減した。

また、5号機までは、モータ別の破壊コマンドが用意されていたが、6号機以降では、破壊コマンドを統合してその時に燃焼しているモータのみを確実に破壊できるアーミング機能を施し、コマンドオペレータの負荷を軽減している。

コマンド系統合に伴い、それまでシングルであったコマンド回路に一部冗長構成をとっている。

2.1.2.2 点火リレーボックス (M3 IG-BOX)

M3-EPT系火工品 (3段目モータ点火～3段目分離迄) の点火項目を制御する装置で、点火回路は軽量化要求のためシングル構成をとっている。

点火リレー，安全リレー，点火電流センサー，安定化電源からなり，M3-EPTの信号により，点火リレーを動作させ，ロケット各段の火工品を作動させると共に，衛星部（EPT-SA搭載時は，その起動）に信号を送出する．

また，M3-EPT，あるいは保安コマンドにより点火リレーを動作させ，点火電源を火工品に供給し，その時の電流を点火電流センサーで検出して，テレメータに送る．

5号機以降は，リレーの干渉構造を改善し，それまでのハードマウントから，ゲル緩衝構造を採用し，リレーへの振動，衝撃の印加を軽減した．

2.1.2.3 タイマ点火系電源ボックス（M3 PS-BOX）

M3-EPT系火工品（3段目モータ点火～3段目分離迄）に点火電流を供給するもので，点火電源は軽量化要求のためシングル方式をとっている．

M3-EPT用のバックアップ電源を内蔵し，集中電源の瞬断時にもタイマ系に影響が出ないようにしている．電源には充電可能な2次電池を使用しており，スケジュールに影響されない取り外し充電と，機体に装着された状態での充電のいずれにも対応できる．

2.1.2.4 点火系電源スイッチ（M3 M-SW）

M-SW（Motor Actuated Switch）は，点火回路の電源スイッチとして，地上装置より遠隔で操作する．一般のリレーよりも接点距離の大きいスイッチであり，その駆動にも大きなエネルギーが必要で，誤作動に対する耐性が大きい．

打上げ準備中には「安全側」として，常時監視し，点火系最終準備終了後に「発射側」に切り換え，点火系の準備が完了したことを示す最終スイッチである．何らかの理由で打上げを中断する場合は，速やかに「安全側」に戻し，点火系の安全を確保し，逆行作業に入ることができる．



図2 第2段目計器部搭載のタイマ点火系機器 (M-V-6)



図3 第3段目計器部搭載のタイマ点火系機器 (M-V-6)

表1 M-V-1, 5～8号機 タイマ点火系機器の変更点

項 目	M-V-1	M-V-5	M-V-6	M-V-7	M-V-8
M2-EPT 電源リレー数	1 個	2 個 (取付角 90°異なる)	←	←	←
M2-EPT 電源冗長方式	集中電源 2 系統(A/B)	集中電源 B 系と BK 電源	←	←	←
M2-EPT リレー取付け構造	ハードマウント	ゲル構造	←	←	←
M2-EPT CM-A1 アーミング	無し	有り (X-0.5s~X+5.5s)	←	←	←
M2-EPT コマンド系	機能独立 (CM-A/B)	←	SO 系統合	←	←
M2-EPT コマンド入力インターフェース	シングル 計装で冗長	←	←	デュアル	←
M2 IG-BOX IG セレクタドライバ数	47 項目	63 項目	←	←	←
M2-PS BOX 電池電圧(V)/セル数(個)	IG : 28.8/24 BK : 集中電源	IG : 24/20 BK : 15.6/13	IG : 24/20 BK : 14.4/12	←	←
M2-PS BOX 重量(kg)/寸法(mm)	5.2 165×170×100	2.3 120×190×108	←	←	←
M2-M SW ショックマウント	有り	無し	←	←	←
M3-EPT 内部シーケンスモニタ	無し	有り : CM-EN, CM-DI, CM-EN	無し	←	←
M3-EPT シーケンス修正範囲	X-2s~X+10s	X-30s~X+40s	修正無し	←	←
M3-EPT タイマ停止時の動作	シーケンスと モニタ出力続行	シーケンスと モニタは停止	←	←	←
M3-EPT 対衛星出力ライン	シングル	←	デュアル	無し	デュアル
M3-IG BOX リレー取付け構造	ハードマウント	ゲル構造	←	←	←
M3-PS BOX 電池電圧(V)/セル数(個)	IG : 28.8/24 BK : 12.0/10	IG : 24.0/20 BK : 12.0/10	←	←	←
M3-PS BOX 重量(kg)/寸法(mm)	1.5 92×150×60	1.6 120×190×72	←	←	←
ロケット壁 操作コネクタ数(個)	B2PL 部 : 5 NF 部 : 無し	B2PL 部 : 6 NF 部 : 2	B2PL 部 : 5 NF 部 : 1	←	←

3. 結 果

3.1. 相模原に於ける噛み合わせ試験

相模原におけるM-Vロケット搭載機器の噛み合わせ試験に於いて以下の作業（表1）を実施，正常動作を確認して射場の組立オペレーションに臨んだ。

表2 相模原噛み合わせ試験時のタイマ点火系作業

No.	作業項目	確 認
1	タイマ点火系計装チェック	回線の対応，ライン抵抗及び絶縁抵抗測定値
2	衛星（探査機）単体チェック	各種環境試験における点火系機器及び点火回路の健全性
3	ロケット対衛星試験	衛星（探査機）との機械的，電氣的インターフェース
4	機器の組み付け	機器の組付けと計装の配線を実施しての機械的干渉
5	試験用スクイブ抵抗測定	実機と同数のスクイブを接続して抵抗値と回路の健全性
6	負荷抵抗及び消費電流測定	タイマ信号を受ける機器の抵抗測定と動作及び消費電流測定
7	タイマ点火系電源の充電	点火電源，タイマ非常電源の充電と電圧値
8	コマンド試験	タイマ点火系コマンドの受信とアンサ
9	タイマ動作試験（図4）	タイマ機器の動作とテレメータモニタ，試験スクイブの発火

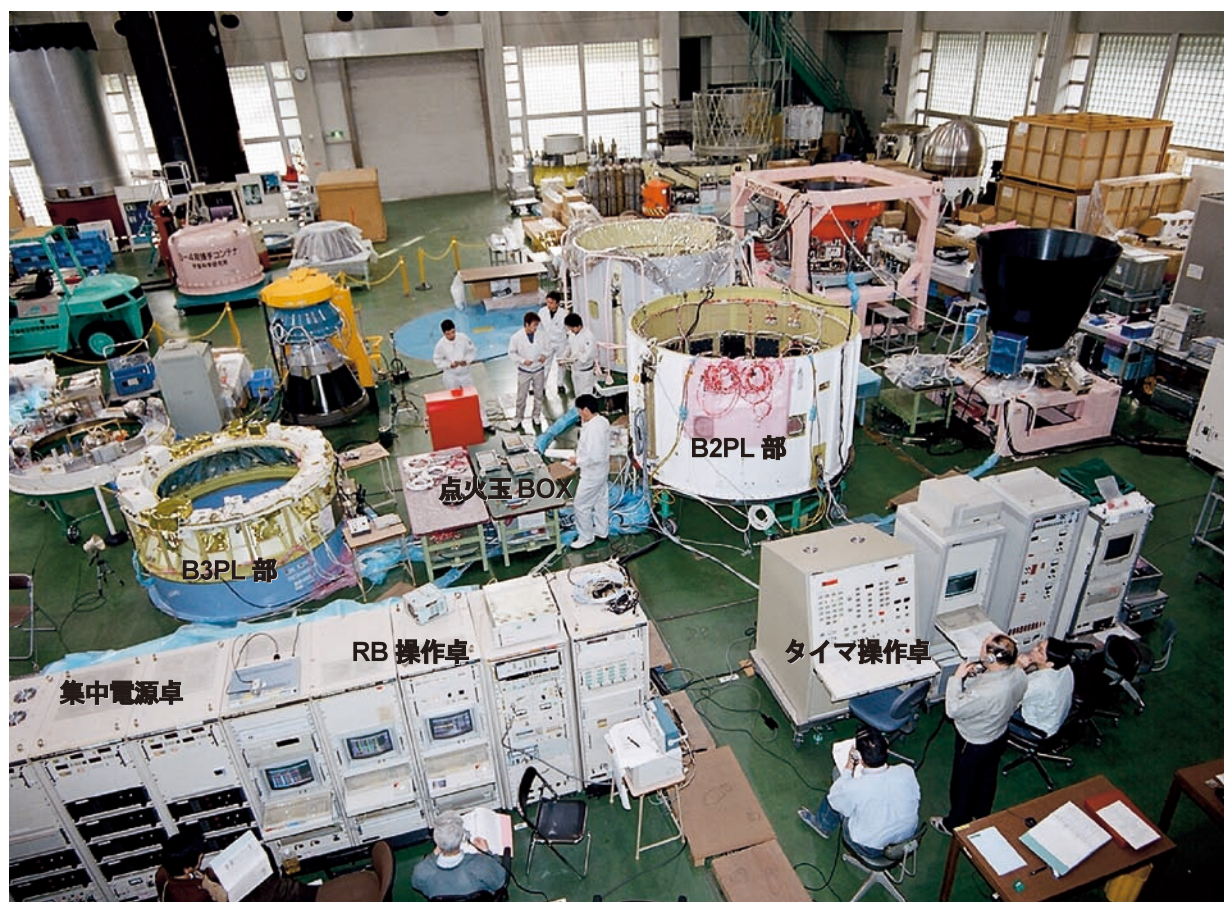


図4 噛み合わせ試験 / タイマ動作試験（M-V-7）

3.2. 射場に於ける動作確認試験

射場におけるM-Vロケット打上げまでのタイマ点火系確認作業を予定通り実施した。主な確認作業を表3に示す。タイマ動作試験では火工品が実装されていることから、点火系は安全モードで点火リレーの動作のみ確認している。M-Vロケットにセットしたタイマ点火系操作コネクタを図5に示す。

表3 射場におけるM-Vロケット打上げまでのタイマ点火系作業

No.	作業項目	確 認
1	衛星（探査機）単体チェック	点火系機器及び実機火工品の健全性
2	SAD 駆動試験	ダミーSAD 及び実機SAD の駆動と動作時間
3	実機スクイブ導通チェック	衛星（探査機）を含む全段スクイブ抵抗値と回路の健全性
4	タイマ点火系電源の最終充電	点火電源、タイマ非常電源の充電と電圧値
5	コマンド試験	タイマ点火系コマンドの受信とアンサ
6	タイマ動作試験	衛星を含む搭載機器の動作とテレメータモニタ

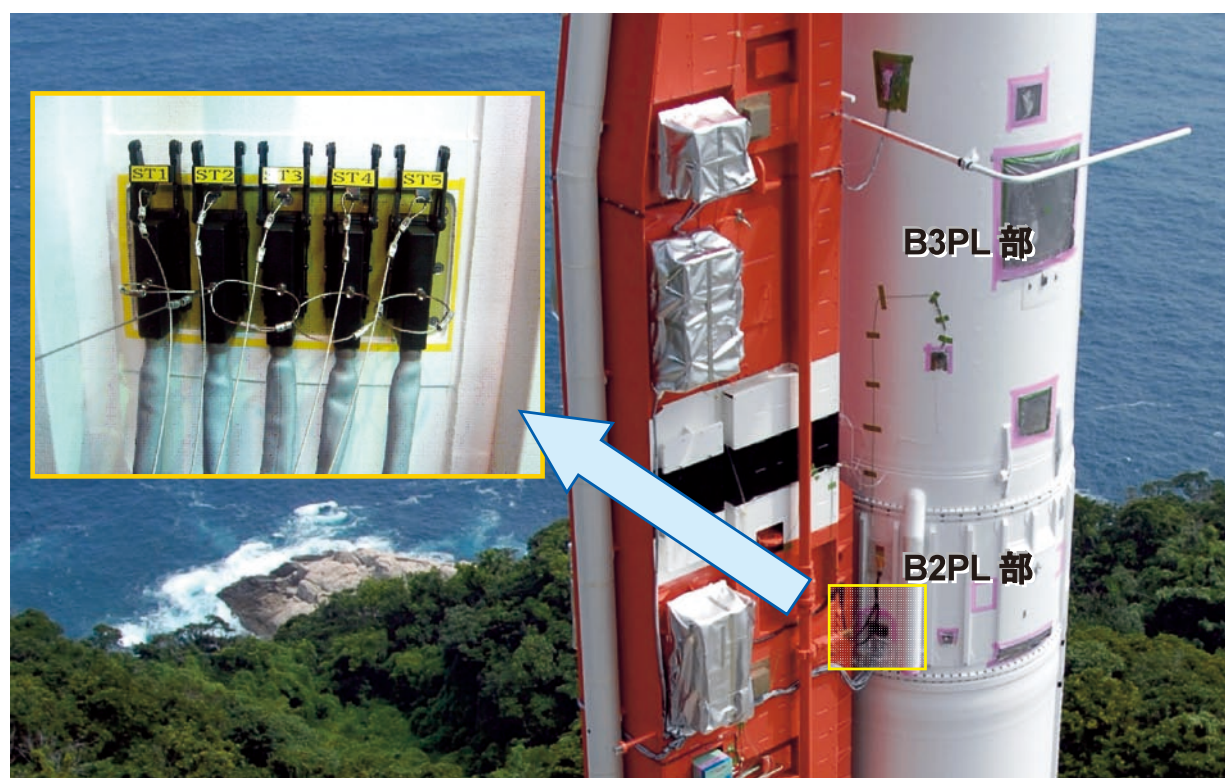


図5 B2PL部タイマ点火系操作コネクタ部（M-V-7）

3.3. 飛翔結果

M-V-5～8号機までの飛翔は正常で、タイマは設定されたシーケンスに従い点火系と制御系等の載機器に信号を送出した。

表4～表8に飛翔結果を示す。その中で5号機のみコマンド送信によりM3-EPTの設定シーケンスである探査機タイマ（EPT-SA）起動を、当初設定した時間より20秒出力秒時を早めている。

表4 M-V-5 タイマ飛翔結果

No.	項 目	設定秒時 (sec)	実行秒時 (sec)
M2-EPT			
1	B1 CONT スタート	X-48.0	X-47.9
2	B1 SPGG 点火	15.0	14.9
3	CM-A1 アーミング	0.5	0.4
4	B1 モータ 点火	X+0.0	X+0.1
5	B1 SMRC 点火	3.0	3.1
6	CM A2~A4 アーミング	5.0	5.1
7	B2 CM-B1,B2 アーミング	70.0	70.1
8	計測 B1-V OFF	71.0	71.1
9	B1 TM-ANT 切替	73.0	73.1
10	B2 CONT スタート	74.0	74.1
11	B1 モータ 分離 B2モータ 点火	75.0	75.1
12	B2 SMRC 点火	75.5	ロックオフ(実動作で確認)
13	TVカメラ窓 リセット	110.0	110.1
14	B2 SMSJ 点火 B3 SJパイロバルブ 開	139.0	139.1
15	B2 CM-B1,B2 ディスアーミング	170.0	170.1
16	TVカメラ 切替	180.0	180.1
17	開頭準備	181.0	181.1
18	計測 NF-V OFF	182.0	182.1
19	開頭	186.0	186.1
20	B3 CM-B1,B2 アーミング	188.0	188.1
21	B3 CONT スタート	195.0	195.1
22	計測 B3-V OFF	196.0	196.1
23	M3-EPT スタート	197.0	197.1
24	B2 モータ 分離	200.0	200.1
25	M2-EPT 停止	215.0	ロックオフ
M3-EPT			
1	B3 ノズル伸展	202.0	202.1
2	B3 ノズル伸展機構 投棄	204.0	204.1
3	B3 モータ 点火	205.0	205.1
4	CLK ENABLE	243.0	243.1
5	CM ENABLE	325.0	325.1
6	CM DISABLE	335.0	335.1
7	B4 CONT スタート	356.0	336.1 *1
8	スピンモータ 点火	359.0	339.1 *1
9	EPT-SA スタート	367.0	347.1 *1
10	B3 モータ 分離	370.0	350.1 *1
11	M3-EPT 停止	376.0	356.1 *1

*1 修正コマンドにより 20 秒出力秒時を早めている

表5 M-V-6 タイマ飛翔結果

No.	項 目	設定秒時 (sec)	実行秒時 (sec)
M2-EPT			
1	B1 CONT スタート	X-48.0	X-47.9
2	B1 SPGG 点火	15.0	14.9
3	B1 モータ 点火	X+0.0	X+0.1
4	B1 SMRC 点火	3.0	3.1
5	CM A3~A4 アーミング B1 SO-CM アーミング	5.0	5.1
6	計測 B1-V OFF	71.0	71.1
7	B1 TM-ANT 切替	73.0	73.1
	B1 SO-CM ディスアーミング B2 SO-CM アーミング		
8	B2-CONT スタート B1~B3 計測メモリ スタート	74.0	74.1
9	B1 モータ 分離 B2 モータ 点火	75.0	75.1
10	B2 SMRC 点火	75.5	ロックオフ(実動作で確認)
11	TVカメラ窓 リセット	110.0	110.1
12	B2 SMSJ 点火 B3 SJパイロバルブ 開	139.0	139.1
13	TVカメラ 切替	180.0	180.1
14	開頭準備	181.0	181.1
15	計測 NF-V OFF	182.0	182.1
16	開頭	186.0	186.1
17	CM-ANT 切替	186.5	186.6
18	B3 SO コマンド アーミング	190.0	190.1
19	B3 CONT スタート	195.0	195.1
20	計測 B3-V OFF	196.0	196.1
21	M3-EPT 起動	197.0	197.1
22	B2 モータ 分離	200.0	200.1
23	M2-EPT 停止	215.0	ロックオフ
M3-EPT			
1	B3 ノズル伸展	202.0	202.1
2	B3 ノズル伸展機構 投棄	204.0	204.1
3	B3 モータ 点火	205.0	205.1
4	XRS-V6 開	235.0	235.1
5	SA-CM アーミング	1305.0	ロックオフ(実動作で確認)
6	INS-SA モード 切替	1306.0	ロックオフ(実動作で確認)
7	B3 モータ 分離	1307.0	ロックオフ(実動作で確認)
8	サブペイロード 分離許可	1421.0	ロックオフ(実動作で確認)
9	M3-EPT 停止	1425.0	ロックオフ

表6 M-V-7 タイマ飛翔結果

No.	項 目	設定秒時 (sec)	実行秒時 (sec)
M2-EPT			
1	B1 CONT スタート	X-48.0	X-47.9
2	B1 SPGG 点火	15.0	14.9
3	B1 モータ 点火	X+0.0	X+0.1
4	B1 SMRC 点火	3.0	3.1
5	CM A3~A4 アーミング B1 SO-CM アーミング	5.0	5.1
6	計測 B1-V OFF	71.0	71.1
7	B1 TM-ANT 切替 B1 SO-CM ディスアーミング B2 SO-CM アーミング	73.0	73.1
8	B2-CONT スタート B1~B3 計測メモリ スタート	74.0	74.1
9	B1 モータ 分離 B2 モータ 点火	75.0	75.1
10	B2 SMRC 点火	75.5	ロックオフ(実動作で確認)
11	TVカメラ窓 リセット	110.0	110.1
12	B2 SMSJ 点火 B3 SJパイロバルブ 開	139.0	ロックオフ(実動作で確認)
13	B3 SO コマンド アーミング	165.0	165.1
14	開頭準備	181.0	181.1
15	計測 NF-V OFF	182.0	182.1
16	開頭	186.0	186.1
17	CM-ANT 切替	186.5	186.6
18	B3 CONT スタート	195.0	195.1
19	計測 B3-V OFF	196.0	196.1
20	M3-EPT 起動	197.0	197.1
21	B2 モータ 分離	200.0	200.1
22	M2-EPT 停止	215.0	215.1
M3-EPT			
1	B3 ノズル伸展	202.0	202.1
2	B3 ノズル伸展機構 投棄	204.0	204.1
3	B3 モータ 点火	205.0	205.1
4	INS-SA モード 切替	508.0	ロックオフ(実動作で確認)
5	B3 モータ 分離	510.0	ロックオフ(実動作で確認)
6	PSB/GPU ON	650.0	ロックオフ(実動作で確認)
7	HIT-SAT 分離	830.0	ロックオフ(実動作で確認)
8	SSSAT 分離	990.0	ロックオフ(実動作で確認)
9	M3-EPT 停止	1110.0	ロックオフ

表7 M-V-8 タイマ飛翔結果

No.	項 目	設定秒時 (sec)	実行秒時 (sec)
M2-EPT			
1	B1 CONT スタート	X-48.0	X-47.9
2	B1 SPGG 点火	15.0	14.9
3	B1 モータ 点火	X+0.0	X+0.1
4	B1 SMRC 点火	3.0	3.1
5	CM A3~A4 アーミング B1 SO-CM アーミング	5.0	5.1
6	計測 B1-V OFF	71.0	71.1
7	B1 TM-ANT 切替	73.0	73.1
	B1 SO-CM ディスアーミング B2 SO-CM アーミング		
8	B2-CONT スタート	74.0	74.1
	B1~B3 計測メモリ スタート		
9	B1 モータ 分離	75.0	75.1
	B2 モータ 点火		
10	B2 SMRC 点火	75.5	ロックオフ(実動作で確認)
11	TVカメラ窓 リセット	85.0	85.1
12	B2 SMSJ 点火	139.0	ロックオフ(実動作で確認)
	B3 SJパイロバルブ 開		
13	TVカメラ 切替	180.0	180.1
14	開頭準備	181.0	181.1
15	計測 NF-V OFF	182.0	182.1
16	開頭	186.0	186.1
17	CM-ANT 切替	186.5	186.1
18	B3 SO コマンド アーミング	190.0	190.1
19	B3 CONT スタート	195.0	195.1
20	計測 B3-V OFF	196.0	196.1
21	M3-EPT 起動	197.0	197.1
22	B2 モータ 分離	200.0	200.1
23	M2-EPT 停止	215.0	ロックオフ
M3-EPT			
1	B3 ノズル伸展	202.0	202.1
2	B3 ノズル伸展機構 投棄	204.0	204.1
3	B3 モータ 点火	205.0	205.1
4	He VENT OPEN	230.0	230.1
5	He FILL OPEN	400.0	400.1
6	INS-SA モード 切替	517.0	ロックオフ(実動作で確認)
7	B3 モータ 分離	519.0	ロックオフ(実動作で確認)
8	デスピンモータ点火	520.0	ロックオフ(実動作で確認)
9	ソーラーセイル SMT/GPU ON	750.0	ロックオフ(実動作で確認)
10	サブペイロード 分離許可	1040.0	ロックオフ(実動作で確認)
11	ソーラーセイル 展開開始	1100.0	ロックオフ(実動作で確認)
12	M3-EPT 停止	1110.0	ロックオフ

表8 M-V-5～8号機 スクイブ通電々流結果

点火項目	系 統	スクイブ結線数	スクイブ通電々流 (A/個)			
			M・V-5	M・V-6	M・V-7	M・V-8
M2-EPT						
B1 SPGG 点火	1	1個	4.7	2.3	4.7	2.9
	2	1個				
B1 モータ 点火	1	1個	2.6	2.1	4.2	4.0
	2	1個				
B1 SMRC 点火	1	4個シリーズ	2.7	2.6	3.1	3.1
	2	4個シリーズ				
B1 モータ 分離	1	1個バラ	2 項目同時点火のためデータ振り分け不可			
	2	1個バラ				
B2 モータ 点火	1	1個				
	2	1個				
B2 SMRC 点火	1	2個シリーズ	注2)	注2)	2.2	注2)
	2	2個シリーズ				
B2 SMSJ 点火	1	6個シリーズ	2.3	2.5	2.7	2.5
B3 SJパイロバルブ開	2	6個シリーズ				
開頭準備	1	4個シリーズバラ	3.0	3.0	2.9	3.2
	2	4個シリーズバラ				
開頭	1	2個シリーズバラ	2.4	3.1	3.5	3.4
	2	2個シリーズバラ				
B2 モータ 分離	1	2個シリーズ	3.6	2.1	2.2	4.3
	2	2個シリーズ				
B1 SO	1	1個バラ	実行せず	実行せず	実行せず	実行せず
	2	1個バラ				
B2 SO	1	1個バラ	実行せず	実行せず	実行せず	実行せず
	2	1個バラ				
M3-EPT						
B3 ノズル伸展		2個シリーズバラ	4.8	4.0	4.8	4.7
B3 ノズル伸展機構 投棄		1個バラ	4.1	4.0	4.3	4.2
B3 モータ 点火		1個バラ	3.4	4.3	4.3	4.0
B3 モータ 分離		2個シリーズバラ	3.5	注2)	注2)	注2)
B3 SO		2個シリーズバラ	実行せず	実行せず	実行せず	実行せず

注1) スクイブ通電々流は、SQ-3 (テレメータデータ) より算出

注2) テレメータロックオフのため算出不可

3.4. 不具合

M-V ロケットのタイマ点火系について、2号機を除く1号機から8号機までの相模原噛み合わせから射場のオペレーションまでの主なタイマ点火系不具合を表9に示す。

不具合は相模原噛み合わせ試験時のみ発生している。射場に於ける第1・第2組立及びフライトオペレーションでは不具合は無く順調に作業は進んだ。

表9 M-Vロケットのタイマ点火系不具合（相模原囃み合わせ）

No.	不具合発生箇所	現 象	原 因	処 置
M-V-3				
1	点火電源	電圧が低い	24セル中1セル短絡	電池交換，充放電セル数を削減する方向で検討
M-V-6				
2	タイマ計装	コネクタピン1本が座屈状態	不明	同種の全コネクタ交換
M-V-8				
3	タイマ機器	リレー等内部回路不良	事前チェックのミス	交換

4. 次期固体ロケットへの反映事項

4.1. 点火系の基本的な考え方

点火系を考える場合，①シンプルで，確実さを求めること，②点火系（火工品）であることを忘れてはならない，③多くの失敗例を参考にすることが重要と考える．M-Vロケット点火系は過去50年の実績に裏付けされた，高い信頼性を確保している．その基本的な設計条件を以下に示す．

次期固体ロケットに向けては，小型衛星打上げ用であることを念頭に，信頼性，軽量化，コスト等についてM-Vロケットの技術を有効利用していただきたい．

4.1.1. 点火系の設計条件

① タイマ（シーケンサ）で全点火系を実行すること．

過去においては，第1段ロケットの点火は，地上電源を供給して行われていたがM-3SⅡ以降，搭載点火系と同様に機上（タイマにより1段モータを含む全点火系を実行する）点火方式とし，M-Vロケットもこの方式を継承している．

本方式は，地上系を含む操作及び点検の簡素化と信頼性を向上したことになる．さらに，搭載タイマを停止した状態で打上げる危険性は無くなる．

② タイマの暴走防止対策を実施すること．

- ・ 2段目計器部搭載のタイマ点火系は，タイマ部から出力部まで3系統とし，「2 OUT OF 3」方式を採用してタイマの暴走を防止する．さらに点火電源からスキュープまでは完全冗長とすること．
- ・ 3段目計器部搭載のタイマ点火系は重量軽減策として，タイマのクロック部とプログラム部は3系統で，それを「2 OUT OF 3」方式として暴走防止回路を組み込み，タイマ出力部，計装及びスキュープは冗長回路とするが，電子部品の信頼性が近年向上していることから，点火電源と点火リレーはシングルになるのもやむを得ない．

暴走防止対策をとることにより，

- ・ 点火と同時にタイマが暴走して，瞬時に他の点火シーケンスを実行してしまう
- ・ 点火シーケンスを予定時間外に出力する

ことを防止し，射場の安全と飛翔安全を確保する．

③ 点火回路はフローティングとすること．

点火電源は点火系専用とし，フローティング回路とすること．それにより，点火計装やコネクタ部等で，点火回路のホット側またはリターン側どちらかのラインが何らかの不具合でロケットケースに対して絶縁不良を起こしても，ミッションには影響しない．

④ 点火回路のスクイブ側は短絡すること。

スクイブ側は常時10Ω程度で短絡しておくこと。IG-F/Sコネクタ側から見ると、その抵抗が確認できる。それが低い値であった場合は、計装のどこかで接触していることが判る。

⑤ 点火回路に静電抵抗を挿入すること。

点火回路の両極に帯電防止として静電抵抗（各5MΩ程度）を挿入すること。

⑥ 点火回路に機械的衝撃、外部からの電氣的干渉対策を施すこと。

点火電源スイッチとして地上で操作する耐振動衝撃を強化したモータ駆動スイッチ（M-SW/操作電流3A以上）を点火回路に採用し、点火計装はツイストペアシールドとすること。それにより、想像も出来ない異常な衝撃、不具合による他回路からの回り込み及び違法電波による点火回路の誤動作を防止することが出来る。

⑦ 点火回路の簡素化すること。

点火回路は出来る限り簡素化すること。特に制御回路を最小限に抑え、誤動作の確率を下げる。地上系で対処できる電子回路は搭載しない。

⑧ スクイブの過大通電を考慮すること。

スクイブに供給する電流は、スクイブの種類により規定されるが、スクイブ発火後短絡することがある。M-3Sロケット～M-Vロケットで、計3回短絡現象が発生している。従って、点火電源と点火リレーは、それを考慮して設計すること。また、テレメータによる点火電流モニタは必要である。

⑨ 鋭感型スクイブを採用すること。

斉発性に優れた鋭感型スクイブは、同時発火が必要な「分離」「開頭」などに有効で、点火回路の簡素化と点火電源の小型化、及び低価格化に貢献することから、鋭感型スクイブを採用すること。

ちなみに、鋭感型スクイブの使用実績としては、観測ロケット及びMロケットの計約470機に用いられ、使用スクイブ数は約5,000個以上、打上げ前の実負荷による発火試験を入れると約20,000個以上が使われたが、誤発火は起きていない。

⑩ End to End試験が実施できること。

M-Vロケットのタイマ点火系では、宇宙科学研究本部（相模原キャンパス）での噛み合わせ試験において、全搭載機器と計装を接続した「End to End」の動作試験を実施しており、発生するほとんどの不具合は、ここで発見されている。

過去においては、DASHの大気圏再突入実験では図面上の確認であったため、DASH側の機体とのインターフェース回路の不具合を発見することができず、実験が失敗した痛い経験がある。

その事からも全系を通しての「End to End」の重要性を実証している。これを徹底すること。

⑪ F/Sコネクタは設けること。

保管時の安全確保と検知管によるモニタ及び点火系不具合時の点検コネクタとして必要。

⑫ 点火系動作試験は点火玉を用いること

実負荷による動作試験は、鋭感点火玉の斉発性（ロットの違い）及び点火電流モニタの確認に必要である。

⑬ 非常停止ラインは有線と無線を設けること

非常停止ラインは、地上系2系統以上と無線（コマンド）によるラインを設け、地上保安を確保する。

4.1.2 点火系の検討及び反映事項

M-Vロケットで得た経験から、次期固体ロケットを設計する上での考慮すべき検討事項を以下に示す。

① 点火リレーの半導体化

半導体リレー（FET）は対衝撃振動に強く安価であることから、約5年間の開発を終えて、S-310-37号機からIG-BOXとして採用している。次期固体ロケットの点火リレーの候補として検討の余地あり。

② タイマ点火系機器の搭載位置と操作ライン

点火系機器の軽量化を行い3段計器部のみ搭載することで、操作ラインを半減し観測ロケット並にする。

5. まとめ

観測ロケット，M-4S，M-3C，M-3H，M-3S，M-3S II ロケットの経験を生かして設計したM-Vロケットのタイマ点火系は，7機の打上げでも良好な結果が得られた．それにより過去の実績も含めてタイマ点火系システムとしての完成度の高さを示した．

M-Vロケットのタイマ点火系は，鋭感型スクイブの斉発性を生かした点火回路を採用することにより，点火回路の簡素化と軽量化及び点検（End to End）を容易に可能にしたシステムを実現させてきた．

信頼性が実証されている日本独自の方式は，今後の宇宙開発にも大いに貢献すると確信している．

M-V ロケットの集中電源システム

鵜野将年*, 瀬尾基治*, 曾根理嗣*
後藤武治**, 来間雄**
北川利行***

1. はじめに

M-V ロケットの集中電源システムはM-V ロケットの飛翔中において各部搭載機器に所定の電力を供給するものである。

2. 集中電源

2.1. 集中電源の構成

集中電源は2 Ahセルを用いたAタイプと4 Ahセルを用いたBタイプに標準化され、同一機種間での互換性がある。各集中電源はアルミ合金製収納ケースに48セルの円筒密閉型ニッケル・カドミウム蓄電池及び回路部品（充電時における電流の逆流を防止するダイオード、電圧モニタ時の過大電流保護用抵抗）を収納したもので、収納ケース内の空間部は発泡性ポッティング材で接着充填してある。

B1～B3PL部に搭載される集中電源の内部結線は全て同一で、計装結線を変更することで出力電圧を+28Vまたは±18Vに設定できる。

また、全ての系が並列冗長構成となっており、並列数の変更で容量設定ができる。

各集中電源の内部結線図及び外観寸法図を図-1～3に示す。

	内部結線図	外形寸法図
Aタイプ集中電源	図-1	図-2
Bタイプ集中電源	図-1	図-3

2.2. 搭載内訳

B1PL部に4セット、B2PL部に4セット、B3PL部に4セットの合計12セットが搭載される。各段の搭載内訳はそれぞれ、B1PL部にはAタイプ×2セット、Bタイプ×2セット、B2PL部にはAタイプ×1セット、Bタイプ×3セット、B3PL部にはAタイプ×2セット、Bタイプ×2セットである。代表としてM-V-7号機における各段の電源系構成を表1に示す。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA
** (株)ジーエス・ユアサ テクノロジー
*** (有)テクノクラフト

2.3. 質量

各集中電源の1セット当たりの質量は以下のとおりである.

Aタイプ電源	：	本	体	5.0 kg
		取付ボルト類	0.19 kg	(B1, B3部用)
		取付ナット類	0.02 kg	(B2部用)
Bタイプ電源	：	本	体	9.5 kg
		取付ボルト類	0.41 kg	(B1, B3部用)
		取付ナット類	0.05 kg	(B2部用)

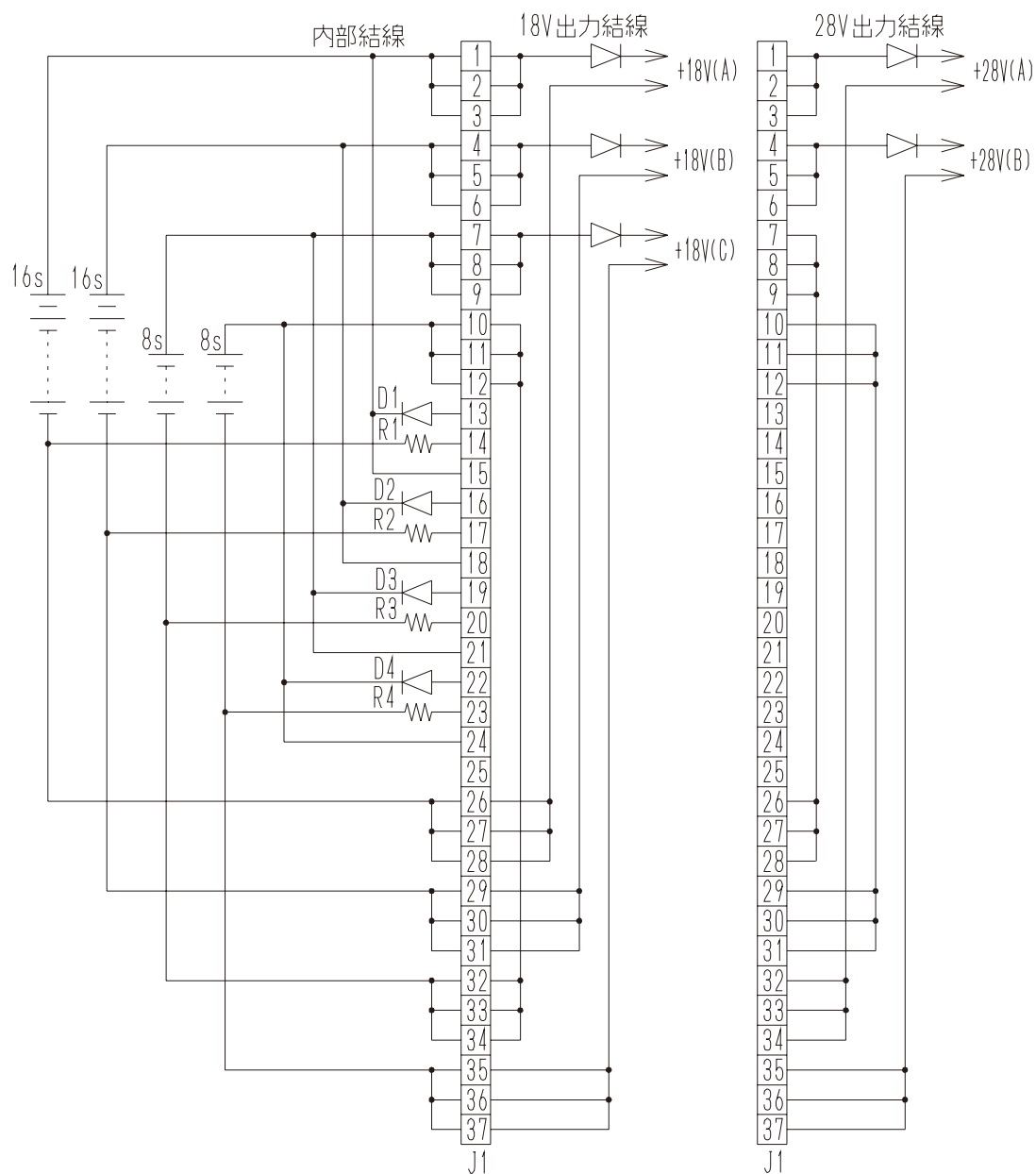


図1 集中電源内部結線図 (A, B 共通)

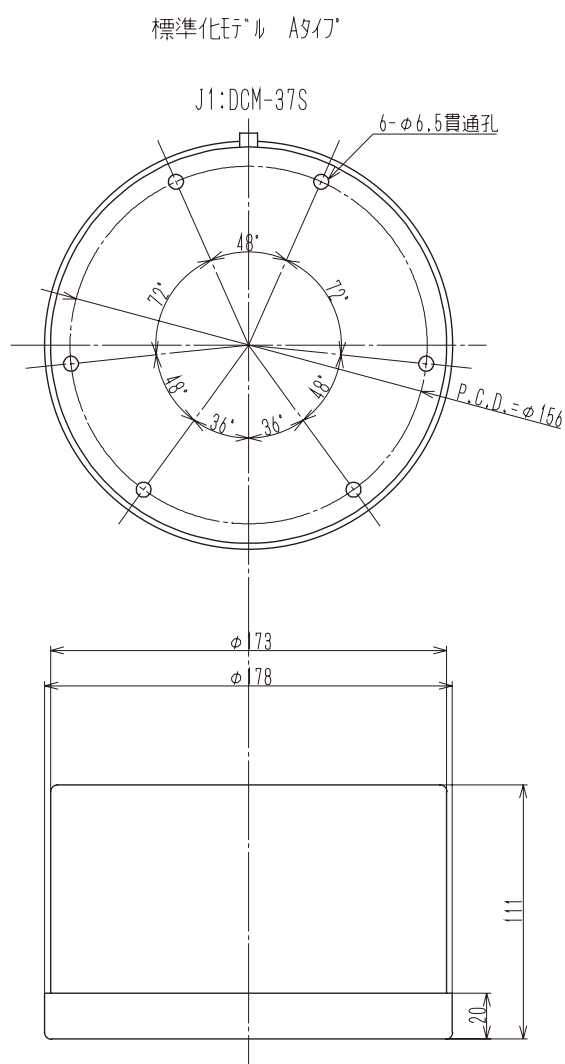


図2 Aタイプ集中電源外形寸法図

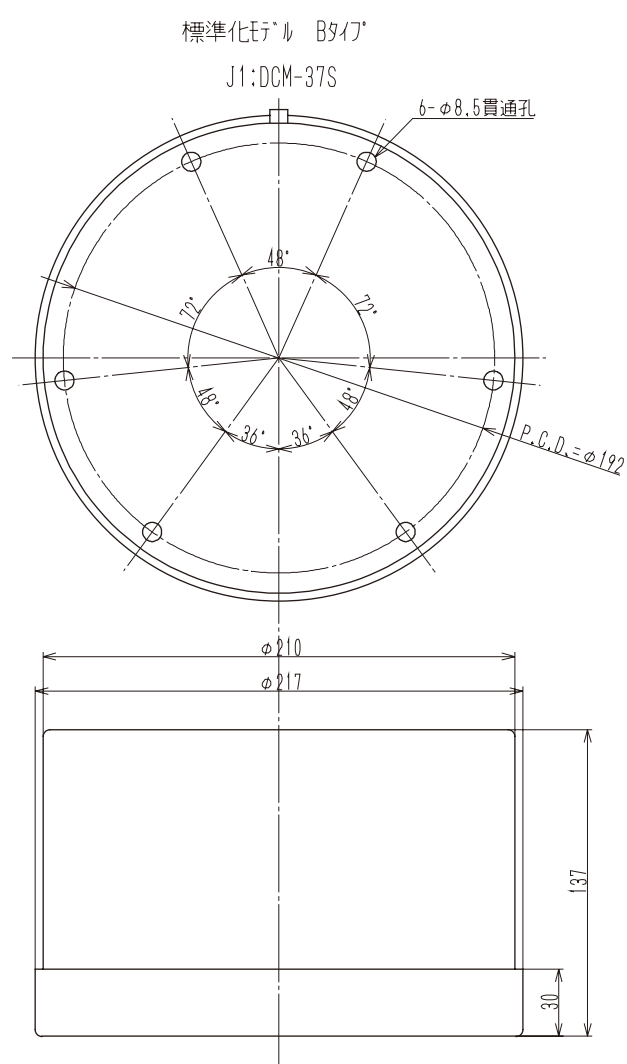


図3 Bタイプ集中電源外形寸法図

3. 集中電源の管理・運用

3.1. 充電

各部に搭載される集中電源は機体から取り外して専用充電装置で充電を行うことができる。ただし、取外しの困難なB1PL部集中電源は、通常作業では搭載のまま専用回線によりチェックアウト室より充電を行う。B2PL部及びB3PL部集中電源は、電源を機体から取り外して専用充電装置で充電を行う（取り外し時には充電済みの集中電源との入れ替えを行う）。

B2PL部及びB3PL部用の充電運用予備集中電源（Aタイプ×3セット、Bタイプ×5セット）は、満充電状態で待機しておき、取り外しと同時に充電済みの予備集中電源との入れ替えを行う。取り外した集中電源は専用充電装置で充電し、次回入替え作業までに満充電状態に維持し待機する。

充電は原則として以下の条件で実施する。

表1 M-V-7号機集中電源の構成

段	電圧系	搭載電源系	内部並列接続系	容量/電圧系	質量	消費電流	外部電源
B3	+18V	B3-PS-B1	+18V(A) +18V(B) +18V(C)	(4パラレル)	9.9kg	7070mA 10A(15A) (10000mA)	
		B3-PS-A1	+18V(A) +18V(B) +18V(C)	14Ah (2パラレル) 4Ah	5.2kg		
	-18V					1310mA (2336mA) 10A(15A)	
	+28V(A)	B3-PS-B2 (B3ING-PS)	+28V(A) +28V(B)	(2パラレル) 8Ah	9.9kg	3970mA (6700mA) 10A(15A)	
	+28V(B)	B3-PS-A2 (B3EMV-PS)	+28V(A) +28V(B)	(2パラレル) 4Ah	5.2kg	- (8100mA) 無し	
B2	+18V(A)	B2-PS-B1	+18V(A) +18V(B) +18V(C)	(3パラレル) 12Ah	9.6kg	5370mA 10A(15A) (6700mA)	
	+18V(B)	B2-PS-B2	+18V(A) +18V(B) +18V(C)	(3パラレル) 12Ah	9.6kg	4270mA 10A(15A) (6000mA)	
	-18V	B2-PS-A1	+18V(A) +18V(B) +18V(C)	(3パラレル) 6Ah	5.0kg	1120mA 10A(15A) (1420mA)	
	+28V	B2-PS-B3 (B2EMV-PS)	+28V(A) +28V(B)	(2パラレル) 8Ah	9.6kg	EMV 5100mA 無し (7600mA)	
						TVC S/A 2190mA 10A(15A)	
B1	+18V	B1-PS-A1	+18V(A) +18V(B) +18V(C)	(4パラレル)	5.2kg	5070mA 10A(15A) (8780mA)	
		B1-PS-A2	+18V(A) +18V(B) +18V(C)	8Ah (2パラレル) 4Ah	5.2kg		
	-18V					380mA 10A(15A)	
	+28V	B1-PS-B1 (B1EMV-PS1)	+28V(A) +28V(B)	(4パラレル) 16Ah	9.9kg	20100mA 無し (30100mA)	
		B1-PS-B2 (B1EMV-PS2)	+28V(A) +28V(B)		9.9kg		

()は設計上のピーク値

- (1) 充電周囲温度： $20 \pm \frac{15}{20}^{\circ}\text{C}$
(2) 充電電流：0.2 C/0.1 C (mA)切替え設定
(3) 充電量：110～150% - Cr (残存容量) %
電圧検出制御 (微分値管理)

3.2. 打上げ前の運用

集中電源の運用は、動作チェック時における外部電源の電流および電圧のモニタならびに内部電源各系の出力電圧、消費電力量、残存容量、充放電等の管理である。

表2にM-V-7号機での放電電気量管理データを示す。

表3にM-V-7号機の出力電圧管理データを示す。

表2 M-V-7号機搭載集中電源の放電電気量管理

日付				9/6	9/11	9/15	9/19	9/22	
	項目			頭胴部動作 チェック	頭胴部動作 チェック (NFあり)	CN系配線 チェック タイマテスト	電波テスト	タイムスケジュール X時残存容量	
	電源系	公称容量	消費電流 (集計・ミナル値)(※1)						
段 \ 単位		mAh	mA	mAh				mAh	(%以上)
B3	+18V	8000	7070	218	179	2353	177	7057	88
	-18V	4000	1310	40	33	436	33	3825	96
	+28V(A)	8000	3970	122	100	1321	99	7471	93
	+28V(B)	4000	8100 (P)	-	-	95	-	3784	95
B2	+18V(A)	12000	5370	166	136	616	134	11284	94
	+18V(B)	12000	4270	132	108	490	107	11431	95
	-18V	4000	1120	35	28	128	28	3851	96
	+28V	8000	9790 (P)	-	-	152	-	7739	97
B1	+18V	8000	5070	-	-	131	127	7324	92
	-18V	4000	380	-	-	10	10	3949	99
	+28V	16000	20100 (P)	-	-	78	-	15464	97

(*1) 値の後ろに(P)が付く系は外部電流モニタが無いため、搭載機器側からの設計時申告値(ピーク値)で表した。

表3 M-V-7号機搭載集中電源の電源出力管理

日付			9/6	9/7	9/11	9/15	9/16	9/19	9/22
凡例			INT:テスト直前の電池開路電圧 EXT:テスト中の外部電圧 単位:V						
集中電源									
B3	+18V	INT	21.47	21.18	21.08	20.88	20.69	20.59	21.27
		EXT	17.94	17.94	18.05	17.94	17.94	17.94	18.05
	-18V	INT	-21.57	-21.37	-21.18	-20.98	-20.78	-20.78	-21.27
		EXT	-17.94	-17.94	-18.05	-17.94	-17.94	-17.94	-17.94
	+28V(A)	INT	32.00	31.69	31.53	31.22	31.06	31.06	31.53
		EXT	27.91	27.91	27.91	27.91	27.91	27.91	27.91
B2	+28V(B)	INT	32.31	32.16	31.84	31.69	31.53	31.53	31.84
		EXT	21.37	21.18	20.98	20.88	20.69	20.69	21.08
	+18V(B)	INT	18.92	18.95	18.92	18.92	18.92	18.95	18.92
		EXT	21.37	21.18	20.98	20.78	20.69	20.69	21.08
	-18V	INT	17.94	17.94	18.05	17.94	18.05	17.94	18.05
		EXT	-21.57	-21.37	-21.27	-21.08	-20.88	-20.88	-21.37
B1	+28V	INT	-17.94	-17.94	-18.05	-17.94	-17.94	-17.94	-17.94
		EXT	32.00	31.84	31.53	31.37	31.06	31.06	31.69
	+18V	INT	-	-	-	21.18	20.98	20.98	21.47
		EXT	-	-	-	17.94	18.05	17.94	17.94
	-18V	INT	-	-	-	-20.98	-20.98	-20.88	-21.37
		EXT	-	-	-	-18.05	-17.94	-17.94	-17.94

4. 各集中電源の動作状況

タイムスケジュール中、PSモニタ回路OFF以降の集中電源各系の出力電圧モニタは、テレメータデータによる。打上げ後ロックオフするまでの間のM-V-7号機におけるB1～B3の集中電源の電圧データならびに各段における電磁弁の駆動ステータスを例として図4～6にそれぞれ示す。

4.1. B1 集中電源フライトデータ状況

飛翔中の出力電圧はB1部の3系統いずれも正常であった。+28V系においては電磁弁の駆動状態と同期した電圧変動が確認された。

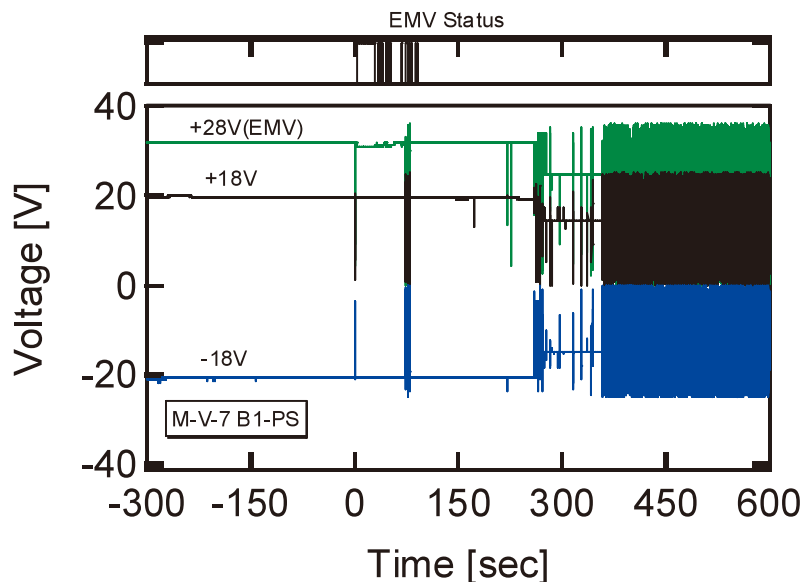


図4 M-V-7号機飛翔中B1 集中電源電圧データ

4.2. B2 集中電源フライトデータ状況

X + 205秒を境に各系統の出力電圧が大幅に変化している。これはX + 205秒においてB3モータが点火したことによりB2PL部の機器もしくは集中電源が損傷を受けたためであると推定される。B2部飛翔中の出力電圧は4系統いずれも正常であった。+28V系においては電磁弁の駆動状態と同期した電圧変動が確認された。

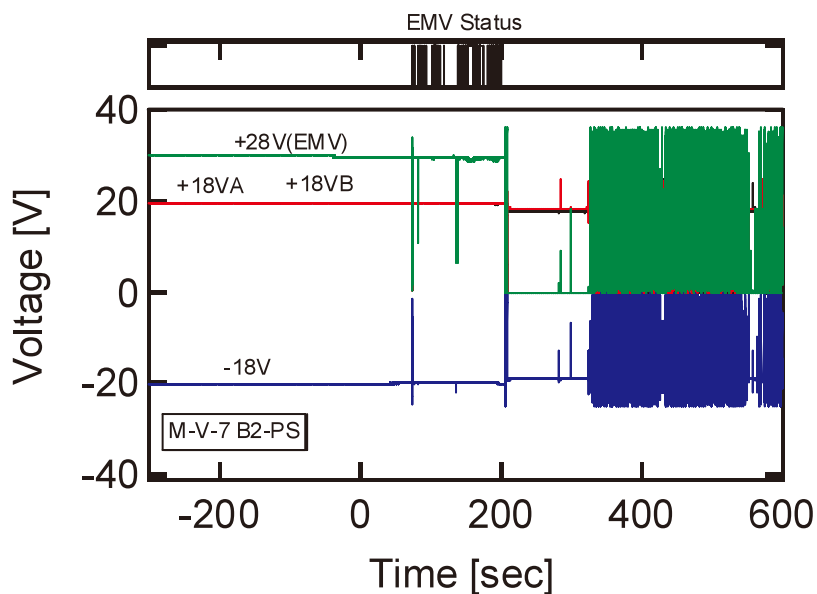


図5 M-V-7号機飛翔中B2 集中電源電圧データ

4.3. B3集中電源フライトデータ状況

飛翔中の出力電圧はB3部の4系統いずれも正常であった。+28V系においては電磁弁の駆動状態と同期した電圧変動が確認された。オーストラリア局にて取得された約X+5600秒付近のテレメータデータからも各系統の出力電圧は正常であったことから、B3飛翔中の全期間に渡って各集中電源は正常に電力供給を行っていたものと考えられる。

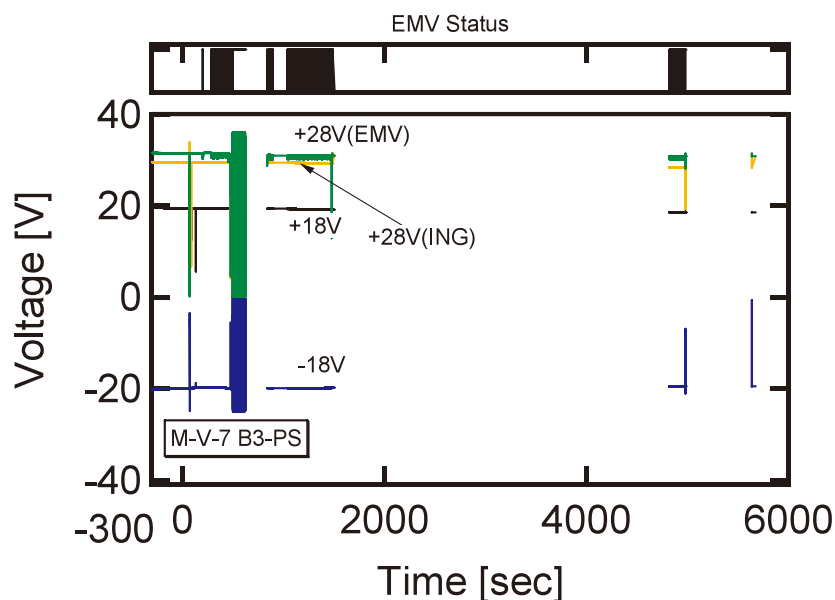


図6 M-V-7号機飛翔中B3集中電源電圧データ

5. まとめ

M-V-5, 6, 8, 7号機に搭載された各集中電源の電力供給は全号機とも正常で搭載電源に起因する不具合等は発生していない。フライトデータは各号機ともにほぼ同様の傾向を示している。

上記の結果よりM-Vロケット集中電源システムは所期の目的を十分に発揮したと考えられる。集中電源の開発・運用にあたり、御指導、御協力いただいた関係各位に謝意を表する。

M-V ロケットの計測概要

富澤利夫*, 石井信明*, 高橋一仁**, 杉谷健**

1. はじめに

機体計測は、飛行性能および飛行環境の評価を目的として、構造、推進、空力、制御等各サブシステムからの計測要求および各種搭載機器の状態監視要求に基づいて設計されている。そのため、計測点数も第1段から衛星までを合計すると200近い点数になっている。

計測点数が多いので、搭載機器の電氣的、機械的性能諸元、詳細な計測位置および計測結果（生データ）に関しては各号機の飛翔実験計画書及び飛翔実験報告書を参照されたい。

ここでは、5号機以降に開発したデジタル計測装置について報告する。

なお、地磁気姿勢計およびテレメータに電圧信号を直接送出するTVC電圧モニタ、姿勢制御関連の計測は対応する章に記載されているため本稿では割愛した。

2. 開発の概要

搭載機器の基本仕様は打上げの2年前ぐらいに確定するが、その後の計測要求変更に対応できるように融通性を持たせるためにデジタル計測装置を開発した。特に、計測範囲の変更は度々あるので、搭載機器を外してアンプの調整（ゲイン、バイアスレベル等）をしなくてすむようにした。

2.1 動作概要

センサからのアナログ入力信号を指定のデジタル信号に変換してテレメータに出力する。その際、ハードウェアで大体のゲインとローパスフィルタをかけて高速サンプリングし、ソフトウェアで計測範囲（ゲイン、バイアスレベル）を調整してテレメータに出力する。この処理はテレメータからのタイミング信号に同期して行われる。

また、ソフト処理の設定は外部から変更することができる。

2.2 構成

構成は、電源部、アンプ部、制御部、テレメータI/F部、メモリ処理部からなっている。以下に、各部の動作について述べる。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

** System Technology Center, Panasonic System Solutions Company Matsushita Electric Industrial Co.,Ltd.

2.2.1. 電源部

RB管制装置から電源のON/OFFする機能、内部回路供給用レギュレータ回路を3系統、センサ供給用レギュレータ回路を2系統有している。

2.2.2. アンプ部

8チャンネル、16チャンネルの2種類の基本ユニットがあり、合計32チャンネルまでの組合せが可能である。

アンプの初段ゲインは1～1000倍まで設定でき、3次パワースのローパスフィルタ（30Hz～3kHz）機能を有している。各アンプユニットには1つのA/Dコンバータ（12BIT分解能）があり、マルチプレクサで切替ながら全チャンネルのサンプリングを行っている。

2.2.3. 制御部

CPU（クロック20MHz）、フラッシュROM等を搭載し、アンプ部でサンプリングされたデータをソフト処理で、計測範囲、バイアスレベルおよびテレメータチャンネル配分に合うようにサンプリング調整を行っている。また、各種設定値の書き込み、内部データ読出しをRS232Cインターフェース経由で出来る機能を有している。

2.2.4. テレメータI/F部

制御部より調整後のデータを一度バッファリングし、テレメータからの読み出し要求に合わせてデータを出力する。

2.2.5. メモリ処理部

テレメータI/Fとテレメータの間に挿入し、タイマ信号入力トリガに該当チャンネルのデータを一定時間（2.54秒）記録した後に、ゆっくりと繰返し再生出力する。

これは、低速テレメータチャンネルで高速現象を計測するための機能であり、1/2段分離のFITH時の温度、加速度、2段モータ内圧等を計測した。

3. 成果の概要

デジタル計測装置は、デジタル入力機能が有るテレメータ（TMU-1：第1段PCMテレメータ、TMU-2：第2段PCMテレメータ、TMS-D：第3段PCMテレメータ）に対応しているが、振動・音圧計測用のデジタル入力機能が無いテレメータTMS-Hには対応していない。

5号機から温度計測装置、7号機から温度以外（圧力・歪等）の計測装置をデジタル計測装置に変更し搭載した。また、6号機においては、残留内圧計測装置PFのデータ長を8から12BITに高分解能化した。

飛翔中においても正常に計測装置の機能が確認され、機体各部の性能が確認された。

デジタル計測装置の開発によって、調整作業の簡素化、計測仕様変更対応の高さ、共通化されたハード設計により計測対象を選ばない自由度の高さ、バイアスレベル設定機能・計測範囲設定機能により現地でのデータ変動にすばやく追従できるなど、高い機能性がえられた。

4. 開発時に発生した主な不具合

次期固体ロケットに反映させるために、開発時および噛合せ、組立オペレーション等地上試験時において発生した不具合の原因を列举し、その項目について処置、対策の再評価結果を示す。基本的にすべての項目について処置および対策はすべて妥当であったことを確認している。

4.1. 設計初期および仕様変更時の作業指示不足によるもの

設計初期あるいは新規設計等により計測仕様が変わった場合、計測箇所（相手側ハード）に関する情報不足等により詳細かつ具体的な作業指示ができない場合が多い。また、図面等の2次元的な情報のみからでは十分な事前検討にも限界があり、作業指示が不適切となることもある。このような場合は実際の噛み合わせ試験等の作業現場にて適宜各班と調整を行い、より良い方式へと計測方式の変更や対策を実施している。これらの不具合は文書化し次号機以降の作業指示へと反映している。

4.2. 作業上の不手際によるもの

噛み合わせ・組立オペレーション等の作業現場で貼付け作業を実施した熱電対の極性が逆である事がその後の試験で判明したという不具合である。噛み合わせ試験における要処置事項として記録されているが、通常の作業から点検に至る流れの中で発見された問題であり、計測要求に融通性を持たせる運用を確保するためにはある意味でやむを得ない部分もある。今後は目視検査を強化する事で極力事前の発見に努める。

4.3. 各班との打合せあるいは確認不足によるもの

基本的には開発段階に計測仕様を確定するが、飛翔結果やその後の詳細な解析による仕様変更を最大限に反映する努力をしているため、詳細な仕様は噛み合わせ等の現地作業で決定する事にしている。これらの計測項目に関する調整不足等に起因する不具合を削除するため関係各班との調整を密にし、お互いの作業内容を理解すると同時に作業干渉が予測される部分に関しては時間的余裕を持って対処できるように改善する。

4.4. 他の信号と計測系出力との電磁干渉によるもの

噛み合わせ試験等において発生した電磁干渉に関してはグランド系の改善、シールドの強化、必要に応じて筐体およびセンサを絶縁する等の対策を実施した。

4.5. センサの故障によるもの

不具合を起こしたセンサは予備品に交換するなどの対応を実施すると同時に、次号機以降ではより耐性の強い品目に変更するなどの対策を実施した。

5. まとめ

デジタル計測装置は、5, 6, 7, 8号機において十分な機能を発揮したと思う。しかし、振動・音圧計測をデジタル化出来なかった事はまことに残念である。次期固体ロケットで計測することがあればデジタル化にしたい。

最後に、計測データのユーザーとして数多くの助言を頂いた実験班各位、ならびに計測装置の製作および運用を担当された松下電器産業㈱の関係各位に深謝いたします。

M-V ロケットのダイナミクスと姿勢制御アルゴリズムの設計

森田泰弘*, 後藤晋一**

概 要

M-V ロケットの姿勢制御アルゴリズムについては、1990 年代前半の開発期に当時世界最先端の制御理論であった H_∞ 制御を積極的に導入することに成功し、初号機以降の機体に適用してきた。 H_∞ 制御はロバスト制御の範疇に属し、最適制御に代表される現代制御理論を発展させたもので、制御対象のダイナミクスの不確定性を許容して系の安定性（ロバスト安定性）を保証する理論である。事前にダイナミクスを検証することのできないロケットに適用することに真価があることを見抜いた先見であった。宇宙研が開発してきた M シリーズロケットとしては初めて、M-V ロケットは安定尾翼を装着していないため、ロバスト安定性の獲得は至上の命題である。当時この制御理論は理論的有効性がようやく示された段階にすぎなかった。産業界でもこの時点での応用例はごく限られたものにとどまり、ハードディスクの高速高精度制御や自動車のサスペンション制御など比較的小規模な対象においても本格的な実用化はそれ以降のことであった。加えて、ロケットのような複雑で大規模かつ原点に零点を持つ不安定な制御対象に対しては、この制御理論を直接適用することはできない。そこで M-V ロケットへの応用においては、 H_∞ 制御理論の源論を拡張してロケット飛翔体へ適用するための新たな方法論を確立した。設計手法の有効性とロバスト安定性能は、初号機を含めた合計 3 回の飛翔結果により実証された。一方、90 年代後半には、小惑星探査ミッションに対応するために M-V ロケットの 2 段ステージを改良して新型 M-V ロケットを開発する計画が始まった。第 2 段の制御アクチュエータは、コストダウンを目的に、応答性の良い液体噴射方式から応答遅れの大きい可動ノズル方式への大変更である。M-V ロケットでは、重力損失を最小化するために、第 1 段の分離と同時に第 2 段ロケットの点火を行うファイア・イン・ザ・ホール (FITH) という特殊な段間分離方式を採用している。この分離方式は分離時に発生する擾乱が大きいと、制御アルゴリズムの性能次第では、応答遅れの大きい可動ノズルによる姿勢の収束に時間を要し、軌道投入精度の劣化を招く。したがって、新型 M-V ロケットにおいては、制御対象の不確定性に対して、安定性だけでなく良好な応答性（ロバスト応答性）をも獲得することが必要となった。そこで、 H_∞ 制御の後継として当時登場したばかりの μ 制御理論を導入することに踏み切った。この制御理論は、ロバスト安定性だけでなくロバスト応答性も保証するもので、現在でも最も最先端の制御理論である。この制御理論の導入に成功した意義は大きい。ダイナミクスの不確定性を避けられないロケットの制御において、高い軌道投入精度を獲得するためにロバスト応答性は必須のものだからである。

* M-V プロジェクトマネージャ・宇宙輸送工学研究系教授
Project Manager of the M-V Launch Vehicle / Professor of Space Transportation Engineering (ISAS) / JAXA
** Mitsubishi Precision, Co., Ltd.

このような最先端の制御理論を衛星打上げ用ロケットに次々に適用しようという試みは世界にも例を見ないものであり、教育研究用のM-Vロケットだからこそ成し得たことであろう。これにより、M-Vロケットの制御においては、ロバスト安定性ばかりでなくロバスト応答性をも実現するに至り、ロケット飛翔体の高精度制御としてひとつの完成形を確立したと言える。設計手法の有効性は、合計4回の飛翔結果により実証されている。このような最先端の制御理論を搭載することにより、M-Vロケットは、世界で唯一惑星探査ミッションに活用可能な全段固体のロケットシステムとして、世界最高性能を誇るに至った。なお、M-Vロケットのダイナミクスと H_∞ 制御適用の詳細については、「宇宙科学研究所報告 特集 第47号、M-V型ロケット（1号機から4号機まで）」を参照願いたい。

1. Introduction

M-Vロケットの姿勢制御には1号機から4号機まで H_∞ 制御を用いてきた ([1-2])。M-V開発期の1990年代前半において、 H_∞ 制御を衛星打上げ用の大型ロケットに適用する試みは、わが国はもちろん世界でも例をみないチャレンジであった。当時世界でも最先端のこの理論を導入したことにより、M-Vロケットでは余裕のあるロバスト安定性を獲得することができ、4号機の事故の異常飛翔時にも制御系が安定して動作したことでもその卓越性を知ることができる（ノズルの故障で機体はほぼ横向きに飛翔したが、制御はこれを挽回しようと機能し続けた）。このように、 H_∞ 制御は1号機以降3回のフライトで実績を積んだが、一方で5号機以降は、第2段の推力偏向制御（TVC）が液体噴射（LITVC）方式から可動ノズル（MNTVC）方式に変更となった。応答性の極めて速いLITVC方式から応答遅れとダイナミクスの不確定性の大きいMNTVC方式に変更になったことにより、第2段の制御論理には応答性についても高いロバスト性が求められるに至った。ファイア・イン・ザ・ホール（FITH）分離方式を採用するM-Vロケットにおいては、空気力のまだ大きい第2段着火直後の制御性はミッションの成否を左右するほど重要である。これを機会に、M-Vロケット第2段の制御論理として、これまでの H_∞ 制御をさらに発展させ、より大きなチャレンジとして μ 制御を導入した。この設計方法では摂動を考慮した形で感度関数を指定することができ、 H_∞ 理論がロバスト安定とノミナル応答性能を取り扱うのに対し、 μ 設計理論では、ロバスト応答性能をも考慮することに注目されたい。つまり、 H_∞ 制御では安定性にのみ限定されていたロバスト性が、 μ 制御により応答性にも拡張されることになり、ダイナミクス不確定性の大きいMNTVC方式でも十分ロバストで安全なFITH分離を達成することが可能となったのである。M-Vロケット制御論理の発展をTable 1に示す。

Table 1 Evolution of the Design Format Applied to the M-V launch Vehicle

Rocket Launch No.	Design format	Robust stability	Robust performance
M-V-1 (1997)	H_∞	Yes	No
M-V-3 (1998)	H_∞	Yes	No
M-V-4 (2000)	H_∞	Yes	No
M-V-5 (2003)	μ	Yes	Yes
M-V-6 (2005)	μ	Yes	Yes
M-V-8 (2006)	μ	Yes	Yes
M-V-7 (2006)	μ	Yes	Yes

2. Plant Dynamics and its Uncertainties

ロケットのダイナミクスは機体の運動（剛体運動と曲げ振動）、制御アクチュエータである可動ノズル（TVC）、及びセンサである慣性誘導装置（ING）からなる。制御論理は、姿勢角度及び角速度を入力として可動ノズルに制御指令を送る出力フィードバックを構成する。制御対象としてのロケットのダイナミクスは合計25次元の高次系となる。加えて、可動ノズルはノズルの慣性に起因して大きな非線形特性を有するが、ここではこれを線形ダイナミクスの不確定性として取り扱う。これらダイナミクスの詳細と不確定性の考え方については、「宇宙科学研究所報告 特集 第47号, M-V型ロケット(1号機から4号機まで)」にて述べたとおりなので省略する。なお、ダイナミクスは空気力の影響で不安定であり、また経路角運動に起因して原点にゼロ点をもつ取り扱いの難しいシステムである。制御系全体の構成をFig. 1に示す。

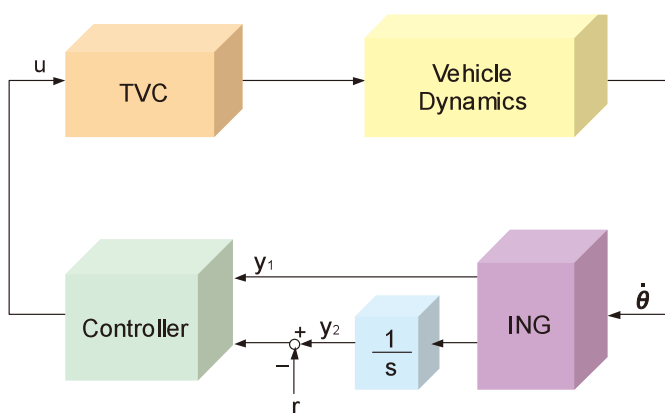


Fig. 1 Configuration of the Entire System involved in the Study.

3. Software Design

ロバスト応答性に関する摂動ブロックを考えることにより、ここでの制御問題は μ 設計の標準的なロバスト安定問題に帰着できる。しかしながら前章で述べたとおり、制御対象が原点にゼロ点をもつ高次の不安定システムであるために、単に標準的な μ 設計手法を適用するだけでは効率よく解を求めることはできない。そこで、ここでは H_∞ 制御で確立した方法論を踏襲し、あらかじめ制御プラントを安定化する目的で先験的にローカルフィードバックを挿入し、拡大された一般化プラントに対して μ 制御器を設計するという方策をとる（Fig. 2a）。これにより機械的に効率よく解を求めることが可能である。ロケット搭載の制御論理は、求められた解に先験的制御器を組み込むことで再構成する（Fig. 2b）。このような制御器の変換により、設定した重み関数がもとの制御プラントに直接対応しないことには注意が必要であるが、対応関係は数学的に導かれていることをつけ加えておく。この手法により、難解な対象に対する複雑な制御問題は標準的な μ 設計アプローチに変換することができ、解の導出を機械的に行うことができる（[3-4]）。なお、 μ 制御系設計では H_∞ 制御で得られた知見を最大限に活用し、ロバスト安定性とロバスト応答性に対する重み関数を下記のとおりとした。

$$W_1^{-1} = \left(\frac{a_1/\omega_1 s + 1}{1/\omega_1 s + 1} \right)^2 \cdot \frac{s/t_2 + 1}{s/t_1 + 1} \cdot \frac{s/\beta + 1}{s/\alpha + 1}, \quad W_3^{-1} = \left\{ \frac{a_3 (s + 1)}{1/\omega_3 s + 1} \right\}^2.$$

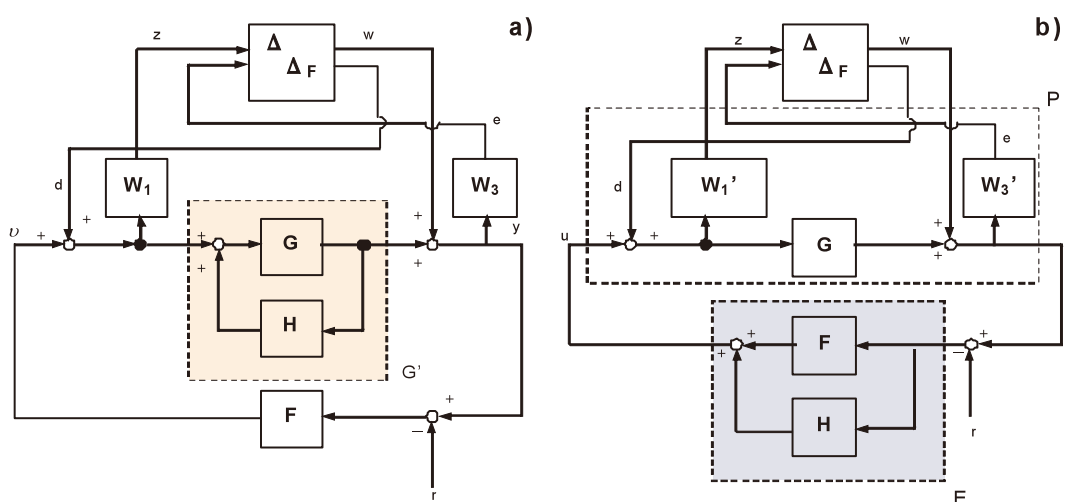


Fig. 2 Design conversion: (a) preliminarily stabilized plant (G') and its μ -controller (F); (b) entire compensator (E), which is yielded by the combination of μ -controller (F) and the pre-specified local feedback (H).

4. Results and Discussion

典型的な設計例に対する制御特性を順に示す。まず、ロバスト安定性であるが、代表的な時刻における安定解析の結果を Table 2 に示す。安定解析にあたっては、時刻を凍結した線形ダイナミクスに基づきパラメトリック・サーベイを実施した。ノミナルダイナミクスに対する安定余裕の目標は 6dB/20deg であるが、設計された制御器はこれを十分な余裕をもって満足するとともに、あらゆる摂動に対して安定であることがわかる。なお、X + 75 秒とはロケットの発射後 75 秒、すなわち第 2 段ロケットの点火時刻を指し、第 2 段飛行中では空気力最大、つまり不安定性最大の時刻に相当する。

Table 2 Stability Margins of the Closed System.

Time mark	Nominal case	Worst margins
	Gain/Phase	Gain /Phase
X + 75 sec	10.4 (dB) / 27.3 (deg)	3.0 (dB) / 14.4 (deg)
X + 95 sec	9.8 (dB) / 27.3 (deg)	2.5 (dB) / 12.2 (deg)

一方、ロバスト応答性については、3 次元 6 自由度非線形時変のフルダイナミクスを用いてシミュレーションを行い確認した。Fig. 3 は X + 75 秒を原点とする全系のステップ応答を表すが、システムパラメータを振りつつ得られたものである。図から明らかなように、最悪の応答であってもノミナル応答に対して遜色はなく、十分なロバスト応答特性が達成されていることがわかる。

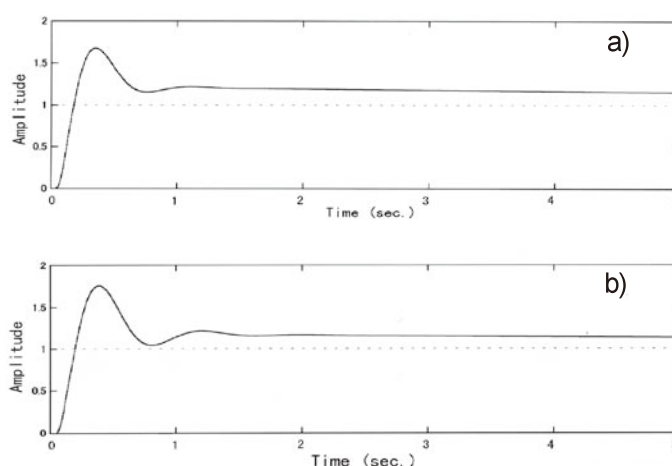


Fig. 3 Transient Step Response of the Entire Closed System:
(a) the Nominal Dynamics; (b) the Worst Case.

5. Concluding Remarks

ポスト現代制御理論と謳われた H_∞ 制御理論は、1990年代前半のM-V開発期にはまだ産業界での適用例も少なく、これを衛星打上げ用ロケットに応用しようという試みは世界でも例をみなかった。このような挑戦はさらに続き、5号機以降は H_∞ 制御の発展系である μ 制御理論を導入し、M-Vロケットの4連続成功という有終の美を飾るにふさわしい礎のひとつとなった。最先端の制御理論を積極的に適用しようというこのようなチャレンジは、研究教育用のロケットであるMロケットだからこそあり得たことであろう。今後は、このような前向きな精神をM-Vの後継機である次期固体ロケットの研究にも生かしていきたい。

References

- [1] Y. Morita and J. Kawaguchi, "Design of the M-V Attitude Control Algorithm," *Lecture note for Dynamics and Control Seminar*, Dept. of Dynamics and Control Systems, NASA Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, 1997.
- [2] Y. Morita and J. Kawaguchi, "Attitude Control Design of the M-V Rocket," *Philosophical Transactions of the Royal Society, Series A*, Royal Society, London, United Kingdom, Vol. 359, No. 1788, November 2001, p.p. 2287-2303.
- [3] Y. Morita, "An Idea of Applying the μ -synthesis to Launcher Attitude and Vibration Control Design," *J. of Vibration and Control*, Vol. 10, 2004, p.p. 1243-1254.
- [4] Y. Morita and S. Goto, "Design for Robustness using the μ -synthesis applied to Launcher Attitude and Vibration Control," *Acta Astronautica*, Volume 62, Issue 1, January 2008, p.p. 1-8

Nomenclature:

a_1, a_3 : W1、W3のスカラーゲイン
 E : ロケット搭載制御器
 F : μ 制御器
 G : 制御対象
 G' : 安定化された制御対象
 H : 先験的制御器
 P : 拡大された制御対象
 r : 目標姿勢角
 t_1, t_2 : 位相遅れを規定するパラメータ

$W1$: ロバスト安定性に対する重み関数
 $W3$: ロバスト応答性に対する重み関数
 u : 制御指令
 y : 観測量
 α, β : 位相進みを規定するパラメータ
 Δ : ロバスト安定性に対する摂動ブロック
 Δ_F : ロバスト応答性に対する摂動ブロック
 ω_1, ω_3 : W1、W3のカットオフ周波数
 $\dot{\theta}$: 姿勢角速度

M-V ロケットの姿勢制御（CNE）

田村誠^{*}，中谷一郎^{*}，川口淳一郎^{*}，久保田孝^{*}，齋藤宏^{*}
江西達也^{**}，齋藤一晶^{**}，後藤晋一^{**}，大地一嘉^{**}，黒河明広^{**}
西潟義明^{**}，浅野秀夫^{**}，秋岡大作^{**}，林房男^{**}，大塚浩仁^{***}，内田洋^{***}

1. はじめに

M-V ロケットは，慣性航法誘導装置（ING：Inertial Navigation and Guidance）を第3段計器部に搭載し，第1段から第3段までの3軸姿勢制御を行っている．本稿では，5号機以降のINGについて，改良の履歴および飛翔結果を記述する．INGの概要については[1]，[2]を参照されたい．

2. 研究開発の概要

M-V ロケットは，多様なミッションに対応するため，衛星・探査機毎に機体の仕様変更がある．INGも，ミッション要求，機体の仕様変更に合わせて毎号機種々の改良を加えてきた．表2-1に代表的なING改良の履歴を示す．また，各ミッション毎に最適な制御系シーケンスが組まれており，表2-2にM-V-5号機以降の制御系シーケンスの内容と設定の根拠をまとめている．

INGの代表的な改良の内，5号機で行われた3件を除けば全てソフトウェアで対応できている．このことから，搭載ソフトウェアは，M-V ロケット各号機のミッション要求に良く対応できており，ソフトウェア設計方針，構成は適切なものであったと考えている．

3件のハードウェアの改良の内，FOGの耐角振動特性の改善は，1号機の振動試験でFOGへの角振動入力に対し角度ドリフトが発生したことを受けて実施した．角度ドリフトの原因は，FOGとその周辺回路を含むループの特性にあることは明確であった．1号機から4号機までは，運用に問題のないレベルまで角度ドリフトを抑えるような回路定数の調整を行うことで対応した．

一方で，ING開発の初期に比べ半導体技術の進歩があり，改修の目処が立ったため，5号機への反映を目標に改修を実施した．この改修の結果，飛翔時に想定されるFOGへの角振動入力に対し，従来の1/10以下の角度ドリフトに抑えることが可能となった．

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA
** Mitsubishi Precision, Co., Ltd.
*** IHI Aerospace Co., Ltd.

表2-1 ING改良の履歴

ロケット	主な改良点 (改良方法)	内容
5号機	SJブローダウン対応 (S)	SJブローダウン化に伴いSJ制御計算部を全面改修
	2段TVC制御論理変更 (S)	LITVCからMNTVCへの変更に伴い制御論理全面改修
	角速度制御機能追加 (S)	6号機以降のミッションで必要となる角速度制御機能追加
	誘導アルゴリズムの改修 (S)	ミッションに対応した誘導論理に改修 (計算のみ)
	アンテナ切替制御論理実装 (S,H)	地上支援系の電波受信状態が最良になるアンテナの選択機能追加
	ショックマウント特性改良 (H)	機器毎に搭載環境に合わせた最適なショックマウントを再設計
	FOGの耐角振動特性の改善 (H)	FOG周辺電子回路を改修し角振動環境下での角度ドリフトを改善 従来の1/10以下を実現
6号機	角速度制御機能の実証 (S)	衛星分離前後に角速度制御を初めて採用
	誘導アルゴリズムの改修 (S)	ミッションに対応した誘導論理に改修 (計算のみ)

改良方法 S：ソフトウェアの変更による，H：ハードウェアの改修による

表2-2 M-V-5号機以降の制御系シーケンス

	M-V-5号機以降の計画時点のシーケンス					M-V-1号機及びM-V-5号機以降のシーケンス設定の根拠				
	M-V-1	M-V-5	M-V-6	M-V-7	M-V-8	M-V-1	M-V-5	M-V-6	M-V-7	M-V-8
1段TVC、P/Y制御開始 1段B1SMRC、ロール制御開始	X+3.0s	1号機と同じ				ランチャをクリアする時刻	1号機と同じ			
1／2段分離、2段点火	X+75.0s	1号機と同じ				1段制御力のトリム能力の限界時刻と 空力外乱に対する2段24LiTVCによる 2段制御能力から設定	2段TVCのM25MNTVCの制御仕様をX+75sの動圧での 分離が可能な仕様に設定して、1号機と同じ時刻としている。			
1／2段分離後の TVC、P/Y制御開始 2段SMRC、ロール制御開始	X+75.6s	X+75.7s	5号機と同じ			LiTVCを用いた、空力外乱とFITHにおける 横方向外乱に対する制御整定能力から設定。	1／2接手に非開傘方式を採用したことでの十分な分離クリアランスを 確保するために制御開始時間を延長。かつ分離後のM25TVCによる FITH時の外乱と空力外乱に対して姿勢誤差許容値として設定。			
2段SMSJ制御開始	X+150.5s	X+139.5s	5号機と同じ			燃速のばらつきに対して、TVC制御と SMSJ制御の併用区間を設けた。	M25モータへの変更による時間の変更			
2段TVC制御終了	X+157s	X+152s	5号機と同じ			M24モータ燃焼時間97sに対応して設定	M25モータへの変更により燃焼時間78sに合わせて時刻設定			
2段レファレンスチェンジ	X+172s	X+152.5s	5号機と同じ			2段燃焼終了後の姿勢整定時間で設定	2／3段分離時刻をX+200sに前倒しにするため にレファレンスチェンジ時刻を早めた。			
NF分離	X+197s	X+186s	5号機と同じ			レファレンスチェンジ終了後のレート条件が NF分離時の要求を満足する時刻に設定	M-V-1号機と同様に、NF分離におけるレート条件が満足する時間に設定			
2／3段分離	X+213s	X+200s	5号機と同じ			分離後の残留推力及び 分離クリアランスから設定	1号機と同じ			
3段点火	X+218s	X+205s	5号機と同じ			飛行計画から3段点火秒時を設定	飛行計画から3段点火秒時を早めた。時刻は、2段の レファレンスチェンジの収束時刻の限界から設定。			
3段SJ制御開始	X+214s	X+201s	5号機と同じ			分離完了後の3段点火直前の3軸制御	1号機と同じ			
3段制御開始	X+219s	X+205.5s	5号機と同じ			2／3段分離時はSJのバルブを止め 衝撃の影響緩和を図る。分離後の 制御開始時点は1s後と設定	無制御区間を短縮して姿勢誤差の増大を防ぐために、 制御開始時刻を分離から0.5s後と短縮して設定			
3段SJ制御開始	X+318s	X+306s	5号機と同じ			燃速のばらつきに対して、TVC制御 とSJ制御の併用区間を設けた。	3段燃焼時間の変更 に伴い時刻を変更	5号機と同じ	5号機と同じ	5号機と同じ
3段TVC制御終了	X+332s	X+315s	5号機と同じ			3段燃焼終了時刻に合わせてTVC制御終了	3段燃焼時間の変更 に伴い時刻を変更	5号機と同じ	5号機と同じ	5号機と同じ
3段レファレンスチェンジ	なし	X+317s	X+347s	6号機と同じ		4段燃焼開始時の姿勢に保持	KM燃焼開始時の姿勢に変更	衛星分離時の要求姿勢に変更		
スピンモータ点火	X+333s	X+359s	なし	なし	なし	4段KM点火前の3段でのスピニアップ	1号機と同じ	なし	なし	なし
3／4段分離	X+339s	X+370s	なし	なし	なし	スピン分離	1号機と同じ	なし	なし	なし
4段点火	X+343s	X+374s	なし	なし	なし			なし	なし	なし
4段燃焼終了	X+414s	X+468s	なし	なし	なし			なし	なし	なし
衛星分離	X+477s	X+610s	X+1307s	X+510s	X+519s	4段の残留推力の低下後に分離	1号機と同じ			
衝突回避マヌーバ	なし	X+612s	X+1314s	X+511s	X+524.7s	なし	4段のヨータンブラー による衝突回避	SJによる衛星との衝突回避マヌーバを実施		
コンタミ回避マヌーバ	なし	X+619s	X+1352s	X+551s	X+564.7s	なし	ヨータンブラー終了直後 のタンブルモータによる回避	SJによる衛星に対するコンタミ 回避マヌーバを実施		
3段スピニアップ	X+333s	X+359s	X+1451s	X+5000s	X+5100s	最終姿勢のスピン安定化	1号機と同じ			
3段CN終了	X+350s	X+359.1s	X+1461s	X+5040s	X+5140s		サブペーロードの実験終了まで運用			

3. 成果の概要

3.1. M-V-5号機飛翔結果

3.1.1. 概要

INGは発射前および飛翔中を通し正常に動作し、ロケットを探査機打ち出し方向に姿勢制御することができた。機体コンフィギュレーション変更に対応し今回から新たに導入した新機能（SJブローダウン化対応、M25対応及びアンテナ切替等）についても正常に動作することが確認できた。INGタイムシーケンスおよび設定した姿勢プログラマを表3.1-2、表3.1-3に示す。

3.1.2. 初期設定

3.1.2.1. ランチャ設定角

ランチャ設定は次の通りであった。

AZM=90.2deg, ELV=80.8deg

3.1.2.2. ING初期姿勢角

誘導座標系におけるING初期姿勢角は、ピッチ及びロール角については加速度計出力より求めた値を使用した。また、ヨー角についてはランチャ設定方位角に補正値を加えた値（方位角補正値）を使用した。方位角はIMU（Inertial Measurement Unit）とランチャ間にミスアライメントがあるため、ランチャの設定方位角をそのまま使用することができない。そこで、ヨー軸まわりにミスアライメントがある場合、IMUが検出するロール角はランチャ上下角とカップリングすることを利用し、ヨー軸まわりミスアライメントを最小二乗法により推定した。表3.1-1にING-ランチャ角度読合せデータを示す。

表 3.1-1 ING-ランチャ角度読合せデータ

実施日	No.	ランチャ・レゾルバ [deg]	ING 上下角 [deg]	ING ロール角 [deg]
フライト当日 (2003.5.9)	1	77.98	77.815	−0.165
	2	79.01	78.924	−0.086
	3	80.00	79.919	−0.081
	4	82.00	81.923	−0.077
発射角設定	5	80.80	80.711	−0.089

これより、方位角補正値を $\Delta \text{AZM} = -0.79\text{deg}$ とした。

表3.1-2 INGタイムシーケンス

M-V-5号機(MUSES-C) INGタイムシーケンス表

E-time	RnT+	SEQ	ACT	EMV1	EMV2	SJ	AHT	Target	タイマ	備考	R0受領	R0修正	A3	A4	M14	B1SMRC	M25	B2SMRC	SM5J	N34	SJ	
-48.0		00 01	00	00	00	00	0	0		● NAVスタート						ゼロ	オフ					
-32.0		01 02	11	11				1		①制御計算開始 S0=1												
-15.1								2								rec=0						
-15.0								3	○	駆動チェック用プログラム (SPGG点火)			No	No								
-13.0			12=13							駆動チェック用コマンドリセット			Action	Action		rec=1.4	rec=0					
-10.0			14=15					4		駆動チェック終了												
-9.2								5								rec=0						
0.0							1		○	(第1段点火)												
3.0			16=17	12				6	○	M14MNTVC,B1SMRC制御開始 (B1SMRC点火)												
6.0		01 03						7	○	A3,A4受領モード 1=1 (コマンドR0=64アーシング)	No	No	Action	Action		rec=3.4						
7.0								8														
8.0			18=19							B1TVQコマンドリセット完了												
11.0								9														
13.0								10											ゼロ	オフ	オフ	
23.0								11														
25.0			20					12														
29.0			20					13														
35.0			40					14								rec=10.0	rec=1					
41.0								15														
45.0			50																			
50.0			60					15														
55.0			70																			
60.0							2	16														
63.0		01 04								第1回R0受領開始	63											
65.0			80																			
74.0	B2T+C	02 01								● B2CONTスタート												
74.5	2.5	02 02								M14MNTVC,B1SMRC制御終了												
74.6	2.6	02 03								①-2段分断装置(B2/GT=1)												
74.7	2.7	02 04								①-2段分断装置(B1/COMP=0)												
75.0	3.0	02 05	00	00	00			17	○	ステージID 1=2 (第2段点火) A3,A4受領モード 2=1	第1回受領											
75.5	3.5								○	(B2SMRC点火)												
75.7	3.7	02 06	11	11						M25MNTVC,B2SMRC制御開始												
77.5	3.5		12=13																			
80.0	4.0		27																			
85.0	31.0		27																			
105.0	31.0	02 07								第1回R0修正開始	105								オフ			
115.0	41.0		43																			
125.0	51.0	02 08								第1回R0受領終了	125											
125.0	51.0		53																			
129.5	55.5	02 0A			11					(SM5J点火) A3,A4受領モード 2=2 B2SMRC終了, SM5J制御開始	No											
147.0	73.0	02 0B						18		B2SMRC終了, SM5J制御開始	147	147										
150.0	78.0	02 0C			21					M25MNTVC終了, SM5J再始動 A3,A4受領モード 2=3												
152.4								19														
152.5								20														
166.0	112.0								○	(NT復旧)												
190.0	118.0				31																	
192.0	118.0	02 0D								第2回R0受領終了												
193.0	B3T+C	03 01								● B3CONTスタート												
199.0	4.0									○ (B3熱電流始動)												
199.5	4.5	03 02								SM5J制御終了												
199.6	4.6	03 03								①-3段分断装置(B2/GT=1)												
199.7	4.7	03 04								①-3段分断装置(B1/COMP=0)												
200.0	5.0	03 05	00	00	00	00			○	ステージID 2=3 (①-3段分断)												
201.0	6.0	03 06				11				SJ 3軸制御開始											3軸	
203.0	8.0	03 07								M34MNTVCロック解除												
204.5	9.5	03 08	11			12				SJ停止, M34MNTVC制御計算開始 (第3段点火)												
205.0										(第3段点火)												
208.5	10.5		12=13			23				M34 SJロックス解除開始 (SJA着道コマンド)												
210.0	15.0						5															
218.0	23.0					34																
225.0	30.0		23																			
238.9								21														
237.0	42.0					45		22		①ロール 50 deg												
245.0	50.0		34=35							コマンドリセット TV=10V												
245.0	70.0		45																			
285.0	90.0		55																			
335.0	100.0					59				SJAロールローサラスト												
355.0	110.0					67				SJ 3軸制御												
357.0																						
312.0	117.0	03 09								第3回R0修正開始	312	312										
313.0	118.0	03 0A								第3回R0受領開始			Action	Action								
318.0	121.0	03 0B				78				M34MNTVC制御終了												
318.0								23														
311.0								24														
316.0	122.0	03 0C								M34MNTVC再ロック	第3回受領	第3回修正									3軸	
326.0	131.0					79																
330.0	135.0							4														
335.0	140.0	03 0D								第3回R0受領終了												
346.0	151.0	03 0E								M34 S/A off												
350.0	0.0	04 01								● B4CONTスタート, レトリック解除												
359.0	3.0									○ (スピンモータ点火)												
359.1	3.1	04 02								SJA制御開始												
368.0	10.0	04 03								(M34 S/A on)												
370.0	14.0									○ (①-4段分断)												

表3.1-3 姿勢プログラマ

No.	X+TIME [s]	Pitch [deg]	Yaw [deg]	Roll [deg]
1	−30.000	80.7667	0.0249	0.00
2	−15.100	80.7667	0.0249	0.00
3	−15.000	75.7667	−4.9751	0.00
4	−10.000	75.7667	−4.9751	0.00
5	−9.900	80.7667	0.0249	0.00
6	3.000	80.7667	0.0249	0.00
7	5.000	77.1787	1.2937	0.00
8	7.000	74.5352	0.8376	0.00
9	11.000	67.9210	0.0017	0.00
10	17.000	62.0745	−0.0050	0.00
11	23.000	57.5143	−0.5148	0.00
12	29.000	54.6305	−0.1149	0.00
13	35.000	52.0020	0.3532	0.00
14	41.000	49.2877	0.8246	0.00
15	50.000	44.5835	0.3213	0.00
16	60.000	40.7714	0.5524	0.00
17	75.000	35.0005	0.5059	0.00
18	80.000	33.6316	0.5009	0.00
19	151.000	16.9619	0.4304	0.00
20	152.400	16.9619	0.4304	0.00
21	152.500	−10.2908	0.3786	0.00
22	200.000	−10.2908	0.3786	0.00
23	205.000	−10.2908	0.3786	0.00
24	209.900	−10.2908	0.3786	0.00
25	210.000	−10.2908	0.3786	20.00
26	211.900	−10.2908	0.3786	20.00
27	212.000	−10.2908	0.3786	−20.00
28	215.900	−10.2908	0.3786	−20.00
29	216.000	−10.2908	0.3786	20.00
30	217.900	−10.2908	0.3786	20.00
31	218.000	−10.2908	0.3786	0.00
32	236.900	−10.2908	0.3786	0.00
33	237.000	−10.2908	0.3786	90.00
34	309.000	−10.2908	0.3786	90.00
35	316.900	−10.2908	0.3786	90.00
36	317.000	−8.5807	0.3818	90.00
37	374.000	−8.5807	0.3818	90.00
38	468.000	−8.5807	0.3818	90.00

3.1.3. 飛翔結果概要

3.1.3.1. 第1段ステージ

(1) M14TVC

M14TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 3秒からX + 74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中の姿勢角誤差はX + 4秒付近で最大（ピッチ約+ 2.25deg）となり、その後は± 0.5deg程度の誤差範囲で推移した。

(2) B1SMRC

B1SMRCによるロール制御はX + 3秒からX + 74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のロール誤差角は、X + 9秒付近で最大（約- 8.0deg）となったが、X + 17秒付近でデッドバンド（± 3.0deg）に収束し、その後はデッドバンド内を推移した。SMRC本数削減の影響でロール誤差角の増大を懸念していたが事前の解析の範囲内であった。

3.1.3.2. 第2段ステージ

(1) M25TVC

M25TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 75.6秒からX + 152秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中の誤差角はピッチの最大はX + 151秒付近で約0.7deg程度、ヨーの最大はX + 148秒付近で約0.3deg程度であった。

(2) B2SMRC

B2SMRCによるロール制御はX + 75.6秒からX + 139.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のロール誤差角はX + 106秒付近で最大（約- 2.3deg）となったが、デッドバンド（± 2.5deg）内を推移した。

(3) SMSJ

SMSJによる3軸制御はX + 139.5秒からX + 199.5秒まで行われた。リファレンスチェンジ（X + 152.5秒）後のオーバシュートも小さく制御は正常であった。

3.1.3.3. 第3段ステージ

(1) M34TVC

M34TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 204.5秒からX + 315秒まで行われた。制御中の誤差角はM34モータ点火時、ピッチで約+ 0.6deg、ヨーで約+ 0.5degとなったが、X + 208秒にはピッチで約- 0.05deg、ヨーで約+ 0.03deg程度に収束した。

なお、ピッチ・ヨーともに微小な振動がみられるが、これは探査機の液体燃料によるスロッシングの影響である。

(2) SJ

(a) M34モータ燃焼前3軸制御

SJによるM34モータ燃焼前の3軸制御はX + 201秒からX + 204.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のピッチ最大誤差角は約- 0.4deg、ヨー最大誤差角は約+ 0.2deg、ロール最大誤差角は約+ 0.7degであった。

(b) M34モータ燃焼中ロール制御

SJによるM34モータ燃焼中のロール制御は、

X + 205.5 ～ X + 237秒：ロールハイ制御

X + 237 ～ X + 295秒：ロールハイ間引き制御

X + 295 ～ X + 306秒：ロールロー間引き制御

にて行われ、この間の制御動作は全て正常であった。

(c) M34 モータ燃焼後3軸制御

SJ による M34 モータ燃焼後の制御は、

$X + 306 \sim X + 339.1$ 秒：3軸制御

にて行われ、テレメータで見えている範囲では正常に動作した。

3.1.3.4. RG コマンド

RG コマンドを表3.1-4の通り受信した。

表3.1-4 RG コマンド

コマンド名	受信秒時 (sec)	受信コマンド (pulse)	プログラマ修正期間 (sec)
RC-1	$X + 72.2$	$P + 1$	$X + 105.1 \sim X + 151.1$
RC-2	$X + 166.2$	$Y - 1$	受信直後 $\sim X + 313.1$
	$X + 166.3$	$P - 1$	受信直後 $\sim X + 312.1$
RC-3	$X + 326.2$	$Y + 1$	受信直後 \sim 制御終了
	$X + 326.4 \sim 326.6$	$P - 3$	受信直後 \sim 制御終了

(注意) 受信コマンドの重みは、RC-1 \sim 3 共通で 0.1deg/pulse

3.1.4. 飛翔データ

3.1.4.1. 姿勢制御機能

図3.1-1に飛翔時の機体姿勢角と姿勢制御目標角、姿勢誤差角の履歴を示す。ピッチ、ヨー、ロール軸の全てが、姿勢制御目標角に正しく追従しており、INGの姿勢制御機能が正しく動作していたことがわかる。

3.1.4.2. 航法機能

INGの航法機能の確認として、飛翔中の速度及び位置をテレメータに出力した。ここでは、その妥当性の検証としてレーダデータを基準に比較を行った。

(1) データ比較手順

データの比較は、次の手順で行った。

- (a) レーダデータ (N-系、慣性系)の速度、位置を射点座標系 (G-系、慣性系)に変換する。射点位置は、次を用いた。

射点 経度 : 131.08509216deg

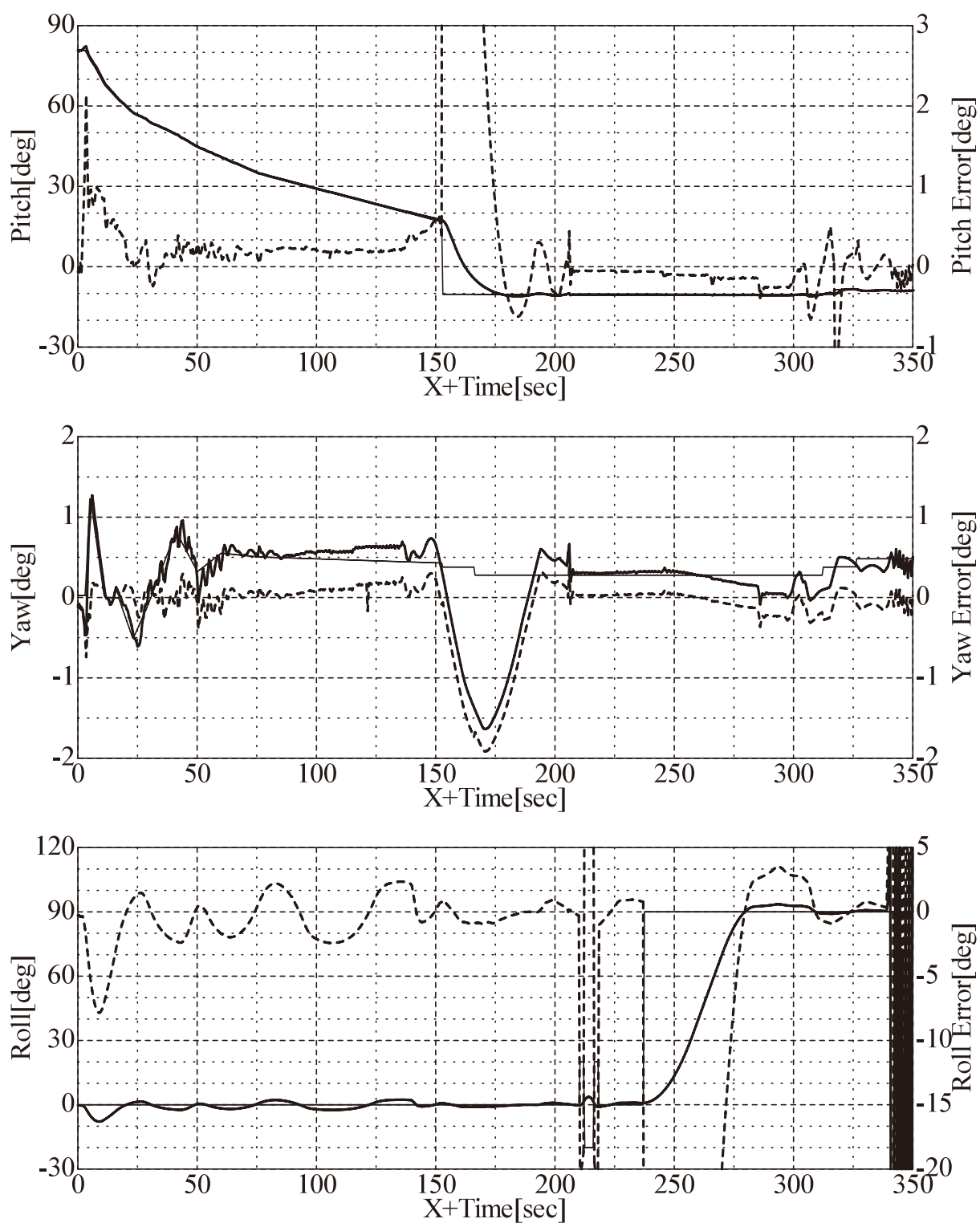
射点 緯度 : 31.24742519deg

射点 高度 : 261.716m

- (b) 位置データの履歴から、INGテレメトリデータ (G-系、慣性系)の時刻はレーダデータの時刻と比べ80msほど遅れているものと推定できる。これは4号機でも確認された現象で、評価の際はINGテレメトリデータに80msの補正を加えて比較を行った。

(2) 比較結果

図3.1-2に、ING航法データとレーダデータの比較を示す (G-系)。X軸方向は加速度計のスケールファクタ誤差、Y軸方向は発射方位角の設定誤差であると考えられ、その値は+0.13degと推定できる。Z軸方向はごく初期に発生した速度誤差が、航法計算誤差の要因となっているが、初期姿勢角に近いところでは、Z軸方向の加速度はX軸加速度計で計測されている。



(太実線：姿勢角，細実線：姿勢目標角，太点線：姿勢誤差角)

図3.1-1 機体姿勢角，誤差角履歴

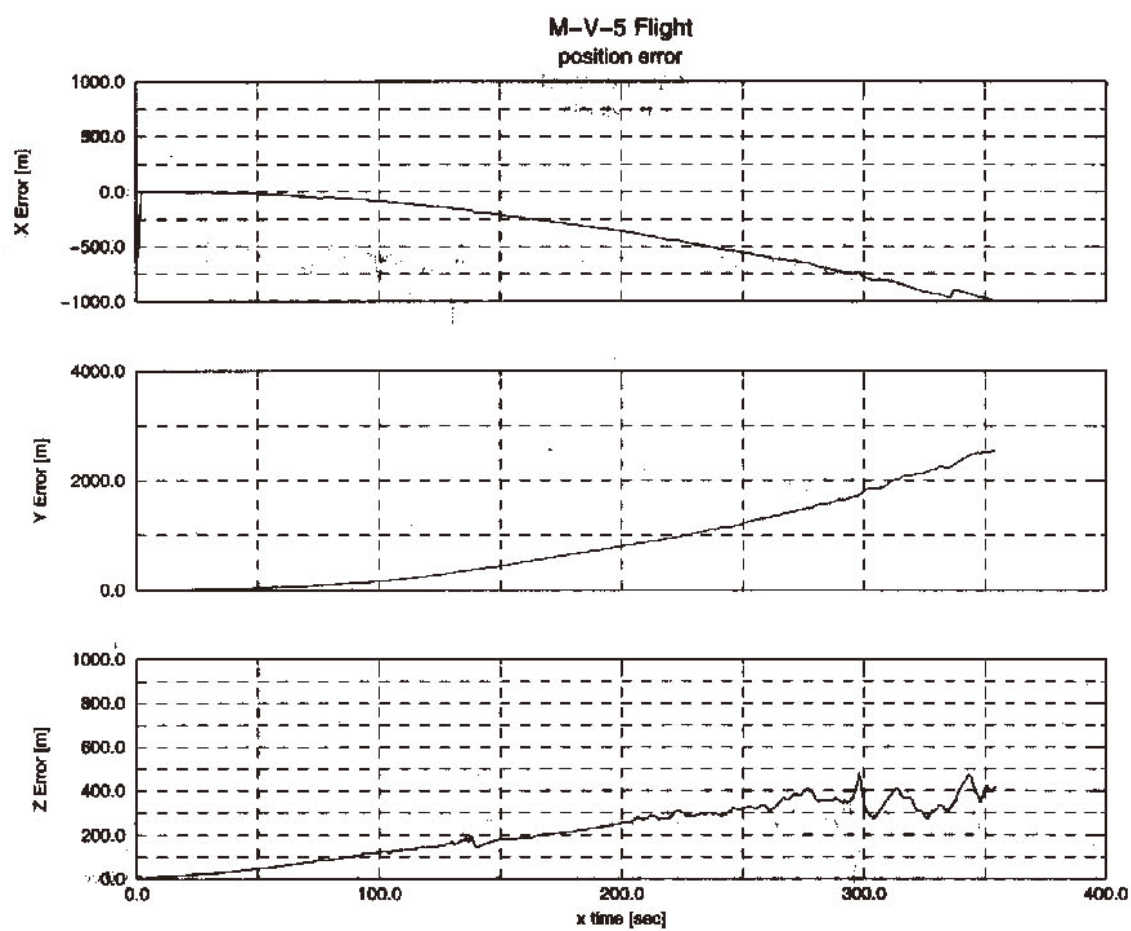


図3.1-2 ING 航法データとレーダデータの比較

3.2. M-V-6号機飛翔結果

3.2.1. 概要

INGは発射前および飛翔中を通し正常に動作し、ロケットを衛星打ち出し方向に姿勢制御することができた。また第3段SJでのレート制御および衛星分離後のタンブル姿勢制御についても正常に実施されていることが確認された。INGタイムシーケンスおよび設定した姿勢プログラマを表3.2-2、表3.2-3に示す。

3.2.2. 初期設定

3.2.2.1. ランチャ設定角

ランチャ設定は次の通りであった。

AZM=87.6deg, ELV=80.2deg

3.2.2.2. ING初期姿勢角

表3.2-1に ING-ランチャ角度読合せデータを示す。

表3.2-1 ING-ランチャ角度読合せデータ

実施日	No.	ランチャ・レゾルバ [deg]	ING 上下角 [deg]	ING ロール角 [deg]
フライト当日 (2005.7.10)	1	78.00	77.947	−1.366
	2	79.00	78.980	−1.503
	3	81.01	80.984	−1.836
	4	82.00	81.993	−2.076
	5	84.01	84.003	−2.762
発射角設定	6	80.21	80.117	−1.705

これより、方位角補正値を Δ AZM= − 1.678degとした。

表3.2-2 ING タイムシーケンス

X-time	BnT	SEQ1/2	ACT	EMV1	EMV2	SJ	ANT	Target	タイマ	備考	RG受信	RG修正	A3	A4	M14	Program	M25	Program	SMSJ	M34	SJ	
-480.0		01 01						0		● NAVスタート						ゼロ	オフ					
-300.0		01 02	11	11				1		B1制動計算開始 SID=1												
-151.0								2					No Action	No Action	mx=0							
-150.0								3	○	駆動チェック用プログラマ (SPGG点火)												
-130.0			12-13							駆動チェック用コマンドリミット					mx=1.4	nf=0						
-100.0			14-15					4		駆動チェック終了												
-93.0								5							mx=0							
0.0							1		○	[第1段点火]												
30.0			16-17	12				6	○	M14MNTVC.B1SMRC制御開始 (B1SMRC点火)												
50.0		01 03						7	○	A3A4受検モード 1→1 (コマンドA3-A4アコーディング)	No Action	No Action			mx=0V							
70.0			18-19					8		B1TVCGコマンドリミット変更												
110.0								9														
170.0								10														
230.0								11														
250.0			28																			
290.0								12														
350.0			39					13														
400.0			49				2															
410.0																						
450.0			59					14														
500.0			69					15														
550.0			79																			
600.0								16														
630.0		01 04								第1回RG受検開始	63											
650.0			89				3															
740.0	B2T+C	02 01								● B2CONTスタート												
745.0		05 02 02								M14MNTVC.B1SMRC制御終了												
746.0		06 02 03								1→2段分庫処理(ST-OT-1)												
747.0		07 02 04								1→2段分庫処理(BICOMP-0)												
750.0		10 02 05	00	00	00		17	○		ステップD 1→2 (第2段点火) A3A4受検モード 2→1												
755.0		15							○	(B2SMRC点火)												
757.0		17 02 06	11	11						M25MNTVC.B2SMRC制御開始							mx=10V					
775.0			35																			
800.0			60	23																		
850.0			110					18														
950.0			210	33				19														
1050.0		310 02 07						20		第1回RG修正開始	105											
1150.0		410 02 08	43					21														
1250.0		510 02 08						22		第1回RG受検終了	125											
1350.0		610 02 09	53					23														
1390.0		650 02 09							○	(SMSJ点火) A3A4受検モード 2→2		No Action										
1395.0		655 02 0A			11					B2SMRC終了、SMSJ制御開始												
1470.0		730																				
1500.0		760					4															
1510.0		770 02 0B																				
1520.0		780 02 0C			21			24		第2回RG受検開始 第2回RG修正開始	151	151										
1524.0								25		M25MNTVC終了、SMSJ再起動 A3A4受検モード 2→3												
1525.0								26														
1860.0		1120							○	(NF開閉)												
1800.0		1160			31																	
1920.0		1180 02 0D								第2回RG受検終了	192											
1950.0	B3T+C	03 01								● B3CONTスタート												
1995.0		45 03 02								SMSJ制御開始												
1998.0		46 03 03								2→3段分庫処理(ST-OT-1)												
1997.0		47 03 04								1→2段分庫処理(BICOMP-0)												
2000.0		50 03 05	00	**	00	00 00		○		ステップD 2→3 (2→3段分庫)												
2010.0		60 03 06					01 01			SJ 3軸制御開始											3軸	
2030.0		80 03 07								M34MNTVCロック解除												
2045.0		95 03 08	11				01 02			SJ休止、M34MNTVC制御計算開始											休止	
2050.0																						
2055.0		105	12-13				02 03			M34SJD-リールHI (間引き) 制御開始												
2070.0		120						27		(ロール 90 deg)												
2072.0		121						28														
2250.0		300	33																			
2450.0		500	34-35							コマンドリミット 7V→10V												
2650.0		700	45																			
2870.0		720					03 04			SJD-リール40 (間引き) 制御開始												
2850.0		900	55																			
3060.0		1110					04 05			SJ 3軸制御												
3120.0		1170 03 09								第3回RG修正開始												
3130.0		1180 03 0A								第3回RG受検開始												
3150.0		1200 03 0B								M34MNTVC制御終了												
3180.0		1230 03 0C								M34再ロック												
3350.0		1400 03 0D								第3回RG受検終了											3軸	
3450.0		1500								レフトスキャン用パラメータ切替												
3470.0		1520 03 0E					29			M34 S/A OFF、レフトスキャン開始												
3471.0		152.1					30															
3640.0		169.0					31															
3850.0		190.0																				
4000.0		205.0					5															
4220.0		227.0								(姿勢反転終了)												
4420.0		247.0					06 06			SJ 3軸(間引き)制御											3軸 間引き	
4470.0		252.0						32		(パーベキュースピン開始)												
4471.0		252.1						33														
5350.0		340.0						34														
8990.0		704.0						35														
8991.0		704.1						36														
9430.0		749.0						37														
10000.0		805.0																				
12210.0		1076.0					07 07			SJ 3軸制御(フィード) 間引き終了											3軸	
12810.0		1096.0					08 08	38		SJスピンアップ(ロール/ハイ)レートコマンド											H	
12911.0		1096.1						39														
13300.0		1135.0						8														
13060.0		1111.0					08 09			SJ休止											休止	
13070.0		1112.0								(重量分極)												
13075.0		1112.5					09 0A	40		SJデスビンス(レートコマンド)											H	
13078.0		1112.8						41														
13140.0		1100.0					0A 0B	42		SJポンチタンブル開始(3軸)											3軸	
13141.0		1100.1						43														
13920.0		1157.0						44		SJD-タンブル開始(3軸)												
13521.0		1157.1						45														
13780.0		1183.0						46														
13790.0		1184.0					9															
14010.0		1206.0					0B 0B			SJファイナモード(3軸)												
14500.0		1255.0					A															
14510.0		1256.0					0C 0C	47		SJ再スピンアップ(レートコマンド)											H	
14511.0		1256.1						48														
14610.0																						

表3.2-3 姿勢プログラマ (1/2)

No.	X+TIME [s]	Pitch [deg]	Yaw [deg]	Roll [deg]
1	−30.000	80.2000	−0.4085	0.00
2	−15.100	80.2000	−0.4085	0.00
3	−15.000	75.2000	−5.4085	0.00
4	−10.000	75.2000	−5.4085	0.00
5	−9.900	80.2000	−0.4085	0.00
6	3.000	80.2000	−0.4085	0.00
7	5.000	80.1539	−1.3104	0.00
8	7.000	74.1410	−1.7574	0.00
9	11.000	69.9859	1.7601	0.00
10	17.000	66.5151	0.5468	0.00
11	23.000	61.6684	0.9369	0.00
12	29.000	57.7927	0.5112	0.00
13	35.000	53.9385	0.5328	0.00
14	41.000	51.1391	0.6171	0.00
15	50.000	47.1510	0.5575	0.00
16	60.000	42.1181	0.8878	0.00
17	75.000	37.2619	0.9107	0.00
18	85.000	36.1267	1.1279	0.00
19	152.000	27.8367	2.0000	0.00
20	152.400	27.8367	2.0000	0.00
21	152.500	−15.8481	9.0000	0.00
22	207.000	−15.8481	9.0000	0.00
23	207.100	−15.8481	9.0000	90.00
24	347.000	−15.8481	9.0000	90.00
25	347.100	−105.8481	−5.0000	90.00
26	364.000	−167.0000	−5.0000	90.00
27	447.000	−167.0000	−5.0000	90.00
28	447.100	−167.0000	−5.0000	−1.00
29	535.000	−167.0000	−5.0000	−180.00
30	899.000	−167.0000	−5.0000	−180.00
31	899.100	−167.0000	−5.0000	−90.00
32	943.000	−167.0000	−5.0000	0.00
33	1257.000	−167.0000	−5.0000	0.00
34	1257.100	−167.0000	−5.0000	20.00
35	1258.000	−167.0000	−5.0000	20.00
36	1258.100	−167.0000	−5.0000	−20.00
37	1259.000	−167.0000	−5.0000	−20.00

表3.2-3 姿勢プログラマ (2/2)

No.	X+TIME [s]	Pitch [deg]	Yaw [deg]	Roll [deg]
38	1259.100	−167.0000	−5.0000	20.00
39	1260.000	−167.0000	−5.0000	20.00
40	1260.100	−167.0000	−5.0000	−20.00
41	1261.000	−167.0000	−5.0000	−20.00
42	1261.100	−167.0000	−5.0000	0.00
43	1291.000	−167.0000	−5.0000	0.00
44	1291.100	−167.0000	−5.0000	0.00
45	1307.500	−167.0000	−5.0000	0.00
46	1307.600	−167.0000	−5.0000	0.00
47	1314.000	−167.0000	−5.0000	0.00
48	1314.100	−257.0000	−5.0000	0.00
49	1352.000	−257.0000	−5.0000	0.00
50	1352.100	−257.0000	25.0000	0.00
51	1369.000	−257.0000	125.0000	0.00
52	1451.000	−257.0000	125.0000	0.00
53	1451.100	−257.0000	125.0000	0.00

3.2.3. 飛翔結果概要

3.2.3.1. 第1段ステージ

(1) M14TVC

M14TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 3秒からX + 74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中の姿勢角誤差はX + 6秒付近で最大（ピッチ約+ 1.9deg）となり、その後は± 0.5deg程度の誤差範囲で推移した。

(2) B1SMRC

B1SMRCによるロール制御はX + 3秒からX + 74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のロール誤差角は、X + 10秒付近で最大（約- 7.9deg）となったが、X + 18秒付近でデッドバンド（± 2.5deg）に収束し、その後はデッドバンド内を推移した。

3.2.3.2. 第2段ステージ

(1) M25TVC

M25TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 75.6秒からX + 152秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中の誤差角はピッチの最大はX + 151秒付近で約+ 0.6deg程度、ヨーの最大はX + 151秒付近で約- 0.6deg程度であった。

(2) B2SMRC

B2SMRCによるロール制御はX + 75.6秒からX + 139.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のロール誤差角はX + 135秒付近で最大（約+ 2.5deg）となったが、デッドバンド（± 2.5deg）内を推移した。

(3) SMSJ

SMSJによる3軸制御はX + 139.5秒からX + 199.5秒まで行われた。リファレンスチェンジ（X + 152.5秒）後のオーバシュートも小さく制御は正常であった。

3.2.3.3. 第3段ステージ

(1) M34TVC

M34TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 205.5秒からX + 315秒まで行われた。制御中の誤差角の最大はM34モータ燃焼末期にピッチで約+ 0.7deg（X + 305秒）、ヨーで約+ 0.5deg（X + 290秒）であった。

なお、ピッチ・ヨーともに微かな振動がみられるが、これは衛星の液体燃料によるスロッシングの影響である。

(2) SJ

(a) M34モータ燃焼前3軸制御

SJによるM34モータ燃焼前の3軸制御はX + 201秒からX + 204.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のピッチ最大誤差角は約+ 0.4deg、ヨー最大誤差角は約+ 0.35deg、ロール最大誤差角は約+ 1.0degであった。

(b) M34モータ燃焼中ロール制御

SJによるM34モータ燃焼中のロール制御は、

X + 205.5 ～ X + 237秒：ロールハイ制御

X + 237 ～ X + 295秒：ロールハイ間引き制御

X + 295 ～ X + 306秒：ロールロー間引き制御

にて行われ、この間の制御動作は全て正常であった。

(c) M34 モータ燃焼後3軸制御

SJ による M34 モータ燃焼後の制御は、

X + 306 ～ X + 442 秒：3軸制御

X + 442 ～ X + 1257 秒：3軸間引き制御，熱対策BBQ スピン X + 447 秒～

X + 1257 ～ X + 1261 秒：SJ 昇温

X + 1261 ～ X + 1291 秒：3軸制御（ファインモード）

X + 1291 ～ X + 1306 秒：スピニアップ（ロールハイ，レート制御）

X + 1306 ～ X + 1307.5 秒：SJ 休止（X + 1307 秒衛星分離）

X + 1307.5 ～ X + 1314 秒：デスピン（レート制御）

X + 1314 ～ X + 1401 秒：タンブル制御

X + 1401 ～ X + 1451 秒：3軸制御（ファインモード）

X + 1451 ～ X + 1461 秒：再スピニアップ（レート制御）

X + 1461 秒：SJ 制御終了

にて行われ，テレメータで見えている範囲では正常に動作した。

3.2.3.4. RG コマンド

RG コマンドを表3.2-4の通り受信した。

表3.2-4 RG コマンド

コマンド名	受信秒時 (sec)	受信コマンド (pulse)	プログラマ修正期間 (sec)
RC-1	X+ 72.2	P-1	X+105.1～X+151.1
	X+ 72.3～72.4	Y-2	
RC-2	X+166.2～167.1	P+8	受信直後～X+312.1
	X+166.3～169.8	Y-52	

(注意) 受信コマンドの重みは，RC-1～2 共通で0.1deg/pulse

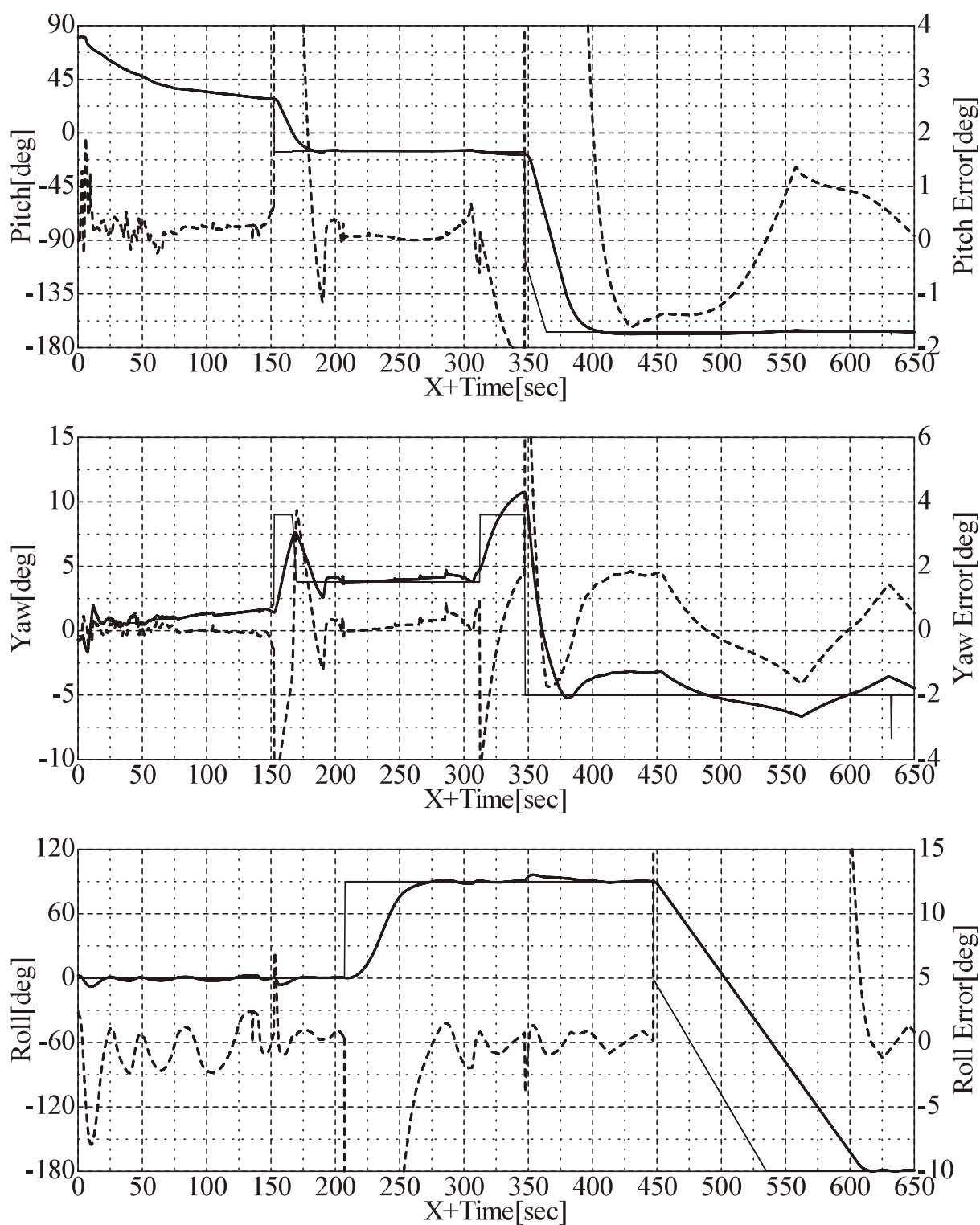
3.2.4. 飛翔データ

3.2.4.1. 姿勢制御機能

図3.2-1に飛翔時の機体姿勢角と姿勢制御目標角，姿勢誤差角の履歴を示す。ピッチ，ヨー，ロール軸の全てが，姿勢制御目標角に正しく追従しており，INGの姿勢制御機能が正しく動作していたことがわかる。

3.2.4.2. 航法機能

INGの位置の計測誤差を，地上の追跡レーダのデータを基準として評価した結果を図3.2-2に示す（G-系）。誤差の要因としては，初期姿勢角誤差あるいは加速度計スケールファクタ誤差が考えられる。



(太実線：姿勢角，細実線：姿勢目標角，太点線：姿勢誤差角)

図3.2-1 機体姿勢角，誤差角履歴

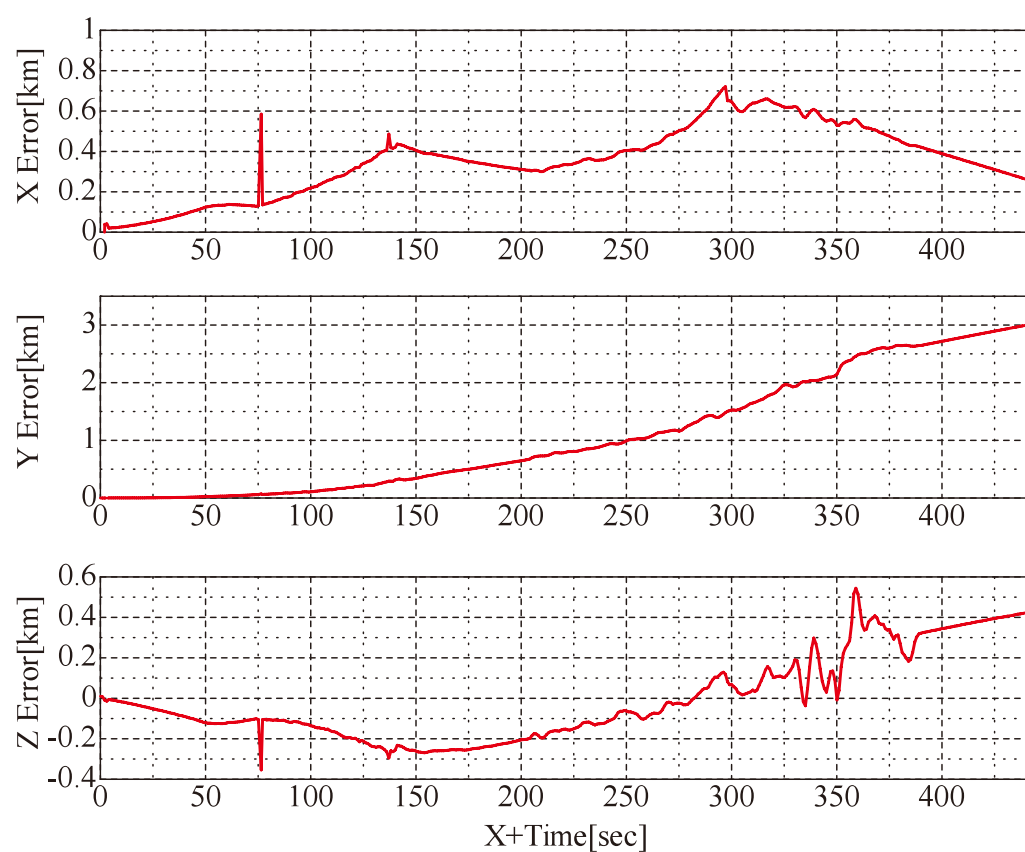


図3.2-2 ING位置誤差（レーダとの比較）

3.3. M-V-8号機飛翔結果

3.3.1. 概要

INGは発射前および飛翔中を通し正常に動作し、ロケットを衛星打ち出し方向に姿勢制御することができた。INGタイムシーケンスおよび設定した姿勢プログラマを表3.3-2、表3.3-3に示す。

3.3.2. 初期設定

3.3.2.1. ランチャ設定角

ランチャ設定は次の通りであった。

AZM=142.97deg, ELV=81.51deg

3.3.2.2. ING初期姿勢角

表3.3-1にING-ランチャ角度読合せデータを示す。

表3.3-1 ING-ランチャ角度読合せデータ

実施日	No.	ランチャ設定角 [deg]	ING 上下角 [deg]	ING ロール角 [deg]
フライト当日 (2006.2.22)	1	78	77.900	-1.114
	2	80	79.931	-1.348
	3	82	81.940	-1.721
	4	83	82.940	-1.956
	5	84	83.948	-2.282
発射角設定	6	81.5	81.436	-1.603

これより、方位角補正値を $\Delta \text{AZM} = -1.651\text{deg}$ とした。

表3.3-3 姿勢プログラマ (1/2)

No.	X+TIME [s]	Pitch [deg]	Yaw [deg]	Roll [deg]
1	-30.000	81.5022	-0.2991	0.00
2	-15.100	81.5022	-0.2991	0.00
3	-15.000	76.5022	-5.2991	0.00
4	-10.000	76.5022	-5.2991	0.00
5	-9.900	81.5022	-0.2991	0.00
6	3.000	81.5022	-0.2991	0.00
7	5.000	81.5022	-1.4956	0.00
8	7.000	78.2426	-0.8411	0.00
9	11.000	74.0355	3.6740	0.00
10	17.000	67.8330	5.9533	0.00
11	23.000	64.5363	7.7290	0.00
12	29.000	62.3427	10.3796	0.00
13	35.000	60.5754	12.0283	0.00
14	41.000	58.5762	14.5169	0.00
15	50.000	53.4310	13.2938	0.00
16	60.000	47.8470	14.9853	0.00
17	75.000	45.2337	16.2956	0.00
18	80.000	43.4785	15.6312	0.00
19	85.000	45.7733	26.0633	0.00
20	90.000	48.5922	33.2821	0.00
21	95.000	49.8840	36.9044	0.00
22	100.000	50.6445	39.2827	0.00
23	105.000	50.2764	40.3629	0.00
24	110.000	49.0051	40.5286	0.00
25	115.000	47.1970	40.0835	0.00
26	120.000	45.1821	39.2657	0.00
27	125.000	43.1985	38.2732	0.00
28	130.000	41.3780	37.254	0.00
29	135.000	39.7735	36.3077	0.00
30	140.000	38.3263	35.4083	0.00
31	145.000	37.0506	34.6941	0.00
32	151.000	35.7480	34.1881	0.00
33	152.400	35.7480	34.1881	0.00
34	152.500	-21.1076	49.1807	0.00
35	205.000	-21.1076	49.1807	0.00
36	207.000	-21.1076	49.1807	0.00
37	207.100	-21.1076	49.1807	90.00
38	309.000	-21.1076	49.1807	90.00
39	347.000	-21.1076	49.1807	90.00
40	347.100	-162.0000	-42.0000	90.00
41	465.000	-162.0000	-42.0000	90.00

表3.3-3 姿勢プログラマ (2/2)

No.	X+TIME [s]	Pitch [deg]	Yaw [deg]	Roll [deg]
42	465.100	−162.0000	−42.0000	110.00
43	466.000	−162.0000	−42.0000	110.00
44	466.100	−162.0000	−42.0000	70.00
45	467.000	−162.0000	−42.0000	70.00
46	467.100	−162.0000	−42.0000	110.00
47	468.000	−162.0000	−42.0000	110.00
48	468.100	−162.0000	−42.0000	70.00
49	469.000	−162.0000	−42.0000	70.00
50	469.100	−162.0000	−42.0000	90.00
51	499.000	−162.0000	−42.0000	90.00
52	499.100	−162.0000	−42.0000	90.00
53	519.500	−162.0000	−42.0000	90.00
54	519.600	−162.0000	−42.0000	90.00
55	524.700	−162.0000	−42.0000	90.00
56	524.800	−124.0000	−35.0000	180.00
57	534.400	−79.0000	−7.0000	180.00
58	564.700	−79.0000	−7.0000	180.00
59	564.800	−57.0000	−28.0000	180.00
60	573.600	3.0000	−49.0000	180.00
61	750.000	3.0000	−49.0000	180.00
62	750.100	103.0000	−35.0000	0.00
63	761.000	103.0000	−35.0000	0.00
64	890.000	103.0000	−35.0000	0.00
65	897.000	103.0000	−35.0000	0.00
66	940.000	103.0000	−35.0000	0.00
67	950.000	103.0000	−35.0000	0.00
68	950.100	103.0000	−35.0000	10.00
69	1050.000	103.0000	−35.0000	10.00
70	1050.100	103.0000	−35.0000	120.00
71	1400.000	103.0000	−35.0000	120.00
72	1700.000	65.5800	−44.5500	95.47
73	2000.000	24.5900	−40.9800	71.57
74	2300.000	−8.2200	−27.5900	57.22
75	2600.000	−34.1800	−10.1600	53.20
76	2900.000	−58.7200	7.2300	57.16
77	3200.000	−86.2100	21.1600	68.68
78	4700.000	−86.2100	21.1600	91.18
79	5100.000	−86.2100	21.1600	91.18
80	5100.100	−86.2100	21.1600	91.18
81	5140.000	−86.2100	21.1600	91.18

3.3.3. 飛行結果概要

3.3.3.1. 第1段ステージ

(1) M14TVC

M14TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 3秒からX + 74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中の姿勢角誤差はX + 3秒付近で最大（ピッチ約+1.62deg）となり、その後は±0.7deg程度の誤差範囲で推移した。

(2) B1SMRC

B1SMRCによるロール制御はX + 3秒からX + 74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のロール誤差角は、X + 24秒付近で最大（約+3.8deg）となったが、X + 28秒付近でデッドバンド（±3.0deg）に収束し、その後はデッドバンド内を推移した。

3.3.3.2. 第2段ステージ

(1) M25TVC

M25TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 75.6秒からX + 152秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中の誤差角はピッチの最大はX + 152秒付近で約-0.4deg程度、ヨーの最大はX + 80秒付近で約-1.2deg程度であった。

(2) B2SMRC

B2SMRCによるロール制御はX + 75.6秒からX + 139.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のロール誤差角はX + 120秒付近で最大（約+3.2deg）となったが、その後はデッドバンド（±2.5deg）内を推移した。

(3) SMSJ

SMSJによる3軸制御はX + 139.5秒からX + 199.5秒まで行われた。リファレンスチェンジ（X + 152.5秒）後のオーバシュートも小さく制御は正常であった。

3.3.3.3. 第3段ステージ

(1) M34TVC

M34TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 204.5秒からX + 315秒まで行われた。制御中の誤差角はM34モータ点火時、ピッチで約-0.2deg、ヨーで約+0.8degとなったが、その後はピッチ/ヨー共に±0.1degの範囲で推移した。なお、姿勢角誤差の最大は燃焼末期（X + 315秒）でピッチ約-0.7deg、ヨー約-2.0degであった。

(2) SJ

(a) M34モータ燃焼前3軸制御

SJによるM34モータ燃焼前の3軸制御はX + 201秒からX + 204.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のピッチ最大誤差角は約+0.4deg、ヨー最大誤差角は約-0.3deg、ロール最大誤差角は約+0.7degであった。

(b) M34モータ燃焼中ロール制御

SJによるM34モータ燃焼中のロール制御は、

X + 205.5 ～ X + 267秒：ロールハイ間引き制御

X + 267 ～ X + 306秒：ロールロー間引き制御

にて行われ、この間の制御動作は全て正常であった。X + 207秒のロール90degマヌーバも正常であった。

(c) M34 モータ燃焼後3軸制御

SJ による M34 モータ燃焼後の制御は、 $X + 306 \sim X + 5140$ 秒にて行われ、テレメータで見えている範囲（480 秒付近まで）では正常に動作した。X + 347 秒のリファレンスチェンジも正常であった。

3.3.3.4. RG コマンド

RG コマンドを表 3.3-4 の通り受信した。

表 3.3-4 RG コマンド

コマンド名	受信秒時 (sec)	受信コマンド (pulse)	プログラマ修正期間 (sec)
RC-1	X+ 72.3	P-1	X+105~X+151
	X+ 72.3	Y-1	X+105~X+151
RC-2	X+166.3~166.7	P-5	受信直後~X+312
	X+166.3~166.6	Y-3	受信直後~X+312

(注意) 受信コマンドの重みは、RC-1~2 共通で 0.1deg/pulse

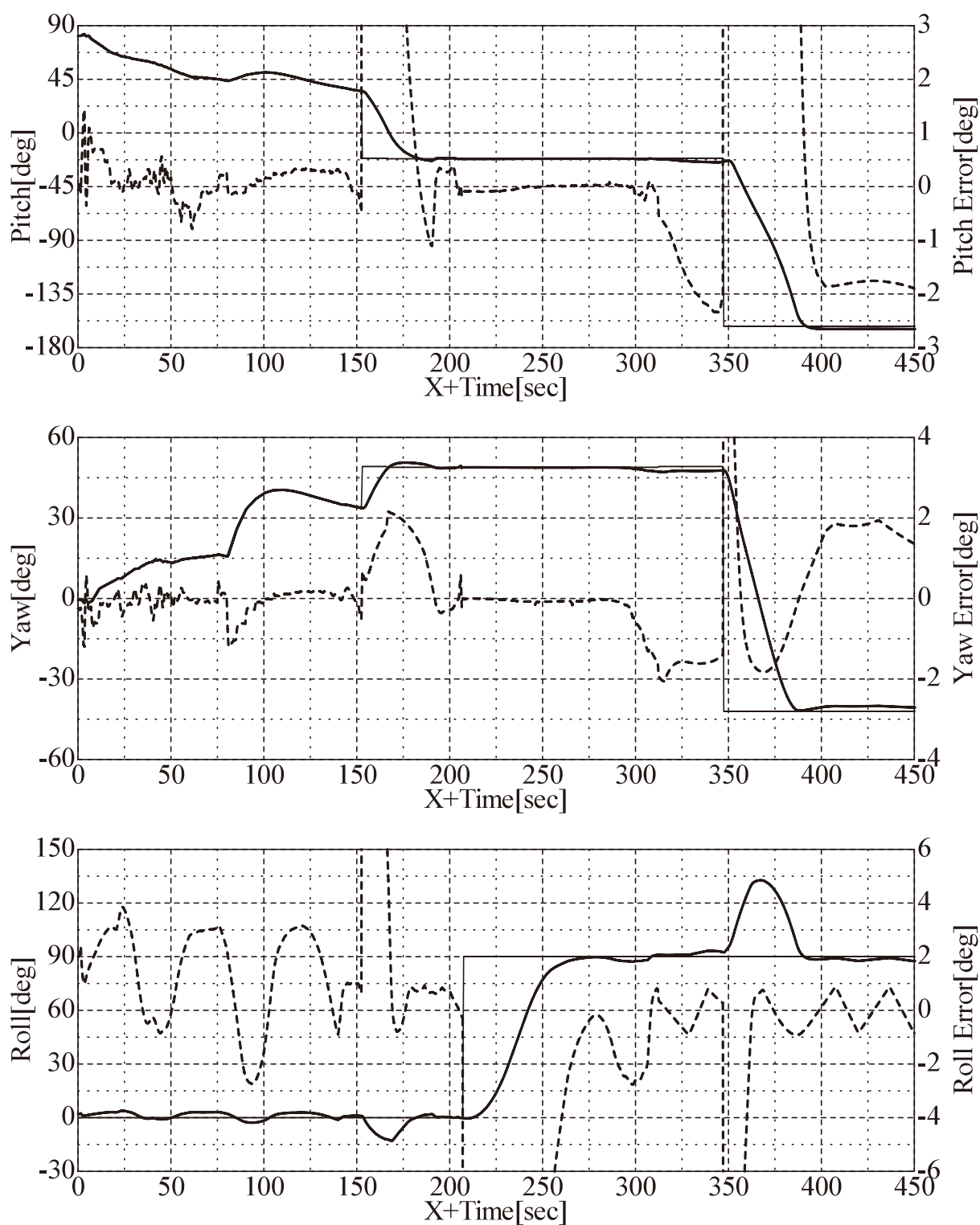
3.3.4. 飛翔データ

3.3.4.1. 姿勢制御機能

図 3.3-1 に飛翔時の機体姿勢角と姿勢制御目標角、姿勢誤差角の履歴を示す。ピッチ、ヨー、ロール軸の全てが、姿勢制御目標角に正しく追従しており、ING の姿勢制御機能が正しく動作していたことがわかる。

3.3.4.2. 航法機能

ING の位置誤差および速度誤差を、地上の追跡レーダのデータを基準として評価した結果を図 3.3-2、図 3.3-3 に示す (G-系)。コースティング中の速度誤差は一定であり、主に加速中に誤差が増大している。したがって、初期姿勢角誤差あるいは加速度計スケールファクタ誤差が主要因である可能性が高い。スケールファクタ誤差と方位角誤差の推定を行い、スケールファクタ誤差 0.4%、方位角誤差 0.3% (約 0.2 度) を補正した位置誤差および速度誤差を図 3.3-4、図 3.3-5 に示す。



(太実線：姿勢角，細実線：姿勢目標角，太点線：姿勢誤差角)

図3.3-1 機体姿勢角，誤差角履歴

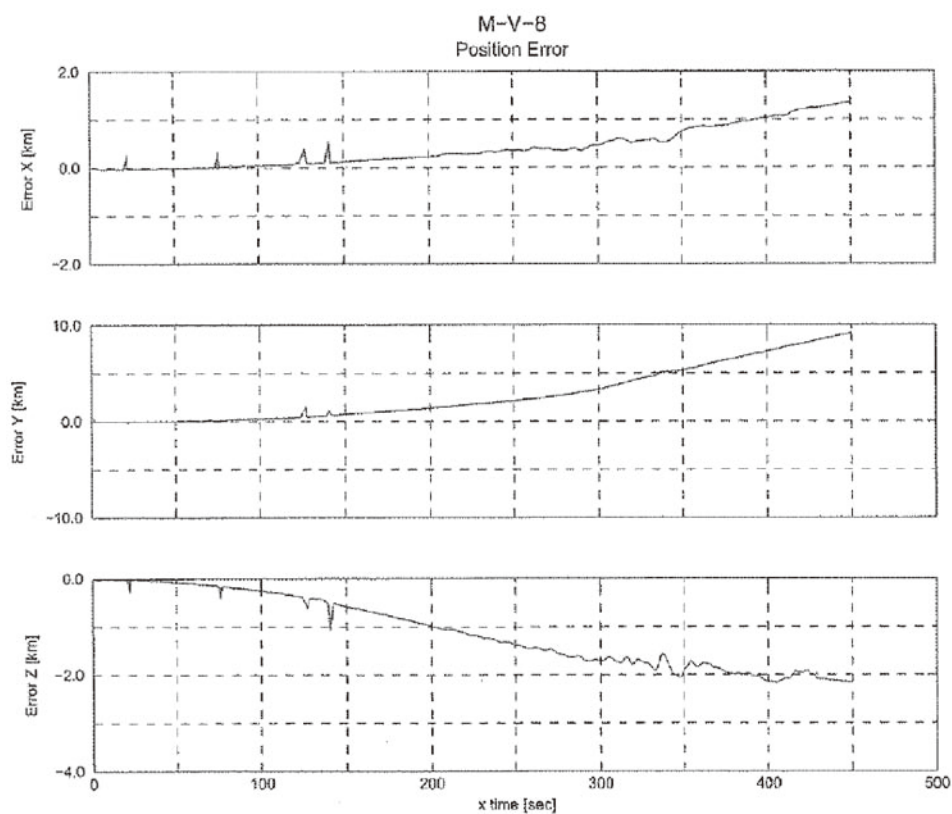


図3.3-2 ING位置誤差（レーダとの比較）

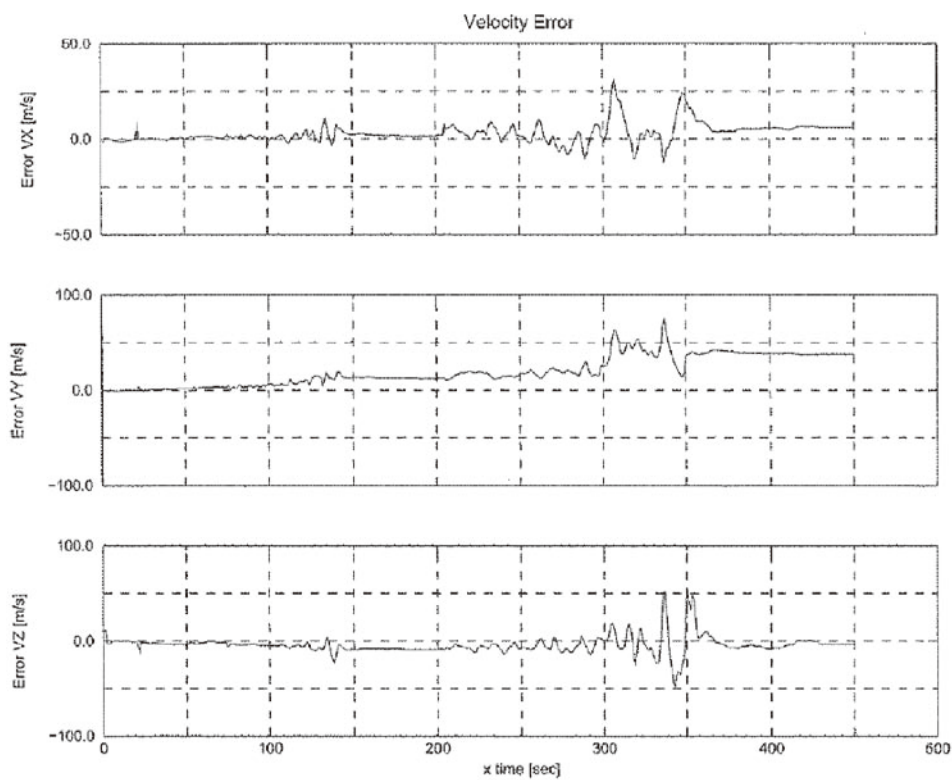


図3.3-3 ING速度誤差（レーダとの比較）

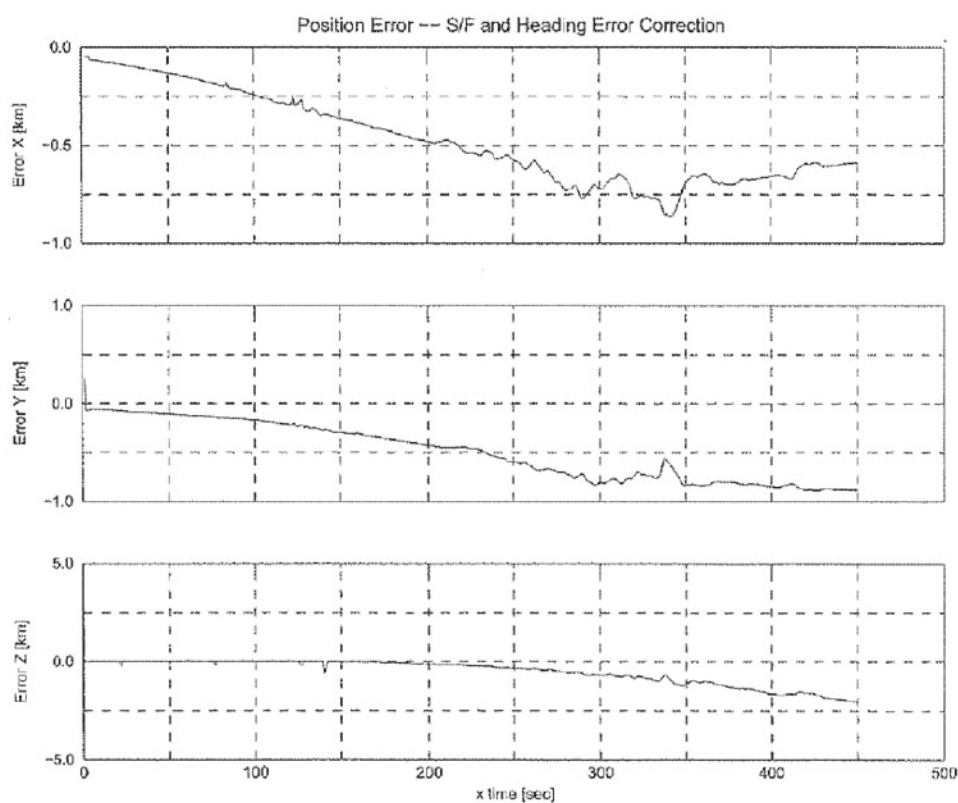


図3.3-4 補正後のING位置誤差（レーダとの比較）

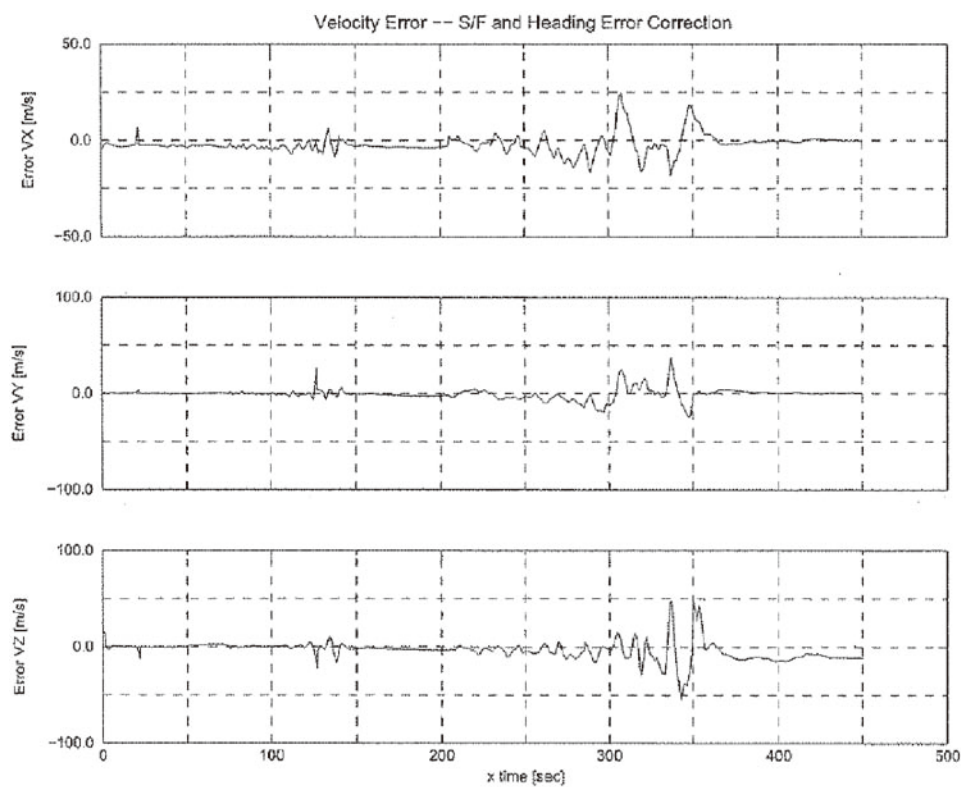


図3.3-5 補正後のING速度誤差（レーダとの比較）

3.4. M-V-7号機飛翔結果

3.4.1. 概要

INGは発射前および飛翔中を通し正常に動作し、ロケットを衛星打ち出し方向に姿勢制御することができた。INGタイムシーケンスおよび設定した姿勢プログラマを表3.4-2、表3.4-3に示す。

3.4.2. 初期設定

3.4.2.1. ランチャ設定角

ランチャ設定は次の通りであった。

AZM= 149.27deg, ELV=82.01deg

3.4.2.2. ING初期姿勢角

表3.4-1に ING-ランチャ角度読合せデータを示す。

表3.4-1 ING-ランチャ角度読合せデータ

実施日	No.	ランチャ設定角 [deg]	ING 上下角 [deg]	ING ロール角 [deg]
フライト当日 (2006.9.23)	1	78.00	77.878	-0.727
	2	80.00	79.911	-0.897
	3	81.00	80.918	-0.998
	4	83.00	82.925	-1.261
	5	84.01	83.934	-1.523
発射角設定	6	82.01	81.923	-1.135

これより、方位角補正値を Δ AZM= - 1.167degとした。

表3.4-2 ING タイムシーケンス

X-time	BnT+	SEQ1.2	ACT	EMV1	EMV2	SJ	ANT	タイマ	備考	RG受信	RG修正	A3	A4	M14	B1SMRC	M25	B2SMRC	SMSJ	M34	SJ
-48.0		01 01		00	00	00 00	0		● NAVスタート	No Action	No Action	No Action	No Action	mx=0 mx=1.4 mx=0	ゼロ オフ mx=8V オン	ゼロ オフ mx=10V	オフ オフ オン	オフ オフ オフ	ゼロ ゼロ ゼロ	オフ オフ オフ
-30.0		01 02	11	11					B1制御計算開始 SID=1											
-15.0									駆動チェック用プログラマ (SPGG点火)											
-13.0			12-13						駆動チェック用コマンドリミッタ											
-10.0			14-15						駆動チェック終了											
0.0							1		(第1段点火)											
3.0			16-17	12					M14MNTVC,B1SMRC制御開始 (B1SMRC点火)											
5.0		01 03							A3,A4受信モード 1-1 (コマンドA2-A4アーミング)											
8.0			18-19						B1TVGコマンドリミッタ変更											
21.0							2													
25.0			29																	
35.0			39																	
40.0			49																	
45.0			59																	
50.0			69																	
55.0			79																	
63.0		01 04							第1回RG受信開始	63	第1回 受付	No Action	No Action	mx=10V	コマンド'ホールド'	オフ	mx=8V	オン	オン	
65.0			89																	
73.0							3													
74.0	B2T+0	02 01							● B2CONTスタート											
74.5		0.5 02 02							M14MNTVC,B1SMRC制御終了											
74.6		0.6 02 03							I-2段分離処理(ST/CT=1)											
74.7		0.7 02 04							I-2段分離処理(B1COMP=0)											
75.0	1.0	02 05	00	00	00				ステージID 1-2 (第2段点火)											
75.5									A3,A4受信モード 2-1 (B2SMRC点火)											
75.7	1.7	02 06	11	11					M25MNTVC,B2SMRC制御開始											
77.5	3.5		12-13																	
80.0	6.0		23																	
95.0	21.0		33																	
105.0	31.0	02 07							第1回RG修正開始											
115.0	41.0		43																	
125.0	51.0	02 08							第1回RG受信終了											
135.0	61.0		53																	
139.0	65.0	02 09							(SMSJ点火)											
139.5	65.5	02 0A			11				A3,A4受信モード 2-2 B2SMRC終了、SMSJ制御開始											
151.0	77.0	02 0B					4		第2回RG受信開始											
152.0	78.0	02 0C			21				第2回RG修正開始											
186.0									M25MNTVC終了、SMSJ再起動											
190.0	116.0				31				A3,A4受信モード 2-3 (NF開閉)											
192.0	118.0	02 0D							第2回RG受信終了											
195.0	B3T+0	03 01							● B3CONTスタート											
199.5	4.5	03 02							SMSJ制御終了											
199.6	4.6	03 03							2-3段分離処理(ST/CT=1)											
199.7	4.7	03 04							2-3段分離処理(B2COMP=0)											
200.0	5.0	03 05	00	**	00	00 00			ステージID 2-3 (2-3段分離)											
201.0	6.0	03 06				01 01	5		SJ 3軸制御開始											
203.0	8.0	03 07							M34MNTVCロック解除											
204.5	9.5	03 08	11			01 02			SJ休止、M34MNTVC制御計算開始											
205.0									(第3段点火)											
205.5	10.5		12-13			02 03			M34,SJローラHi (間引き) 制御開始											
225.0	30.0		23																	
245.0	50.0		34-35						コマンドリミッタ 7V→10V											
265.0	70.0		45																	
267.0	72.0					03 04			SJローラLo (間引き) 制御開始											
285.0	90.0		55																	
306.0	111.0					04 05			SJ 3軸制御											
315.0	120.0	03 09							M34MNTVC制御終了											
316.0	121.0	03 0A							第3回RG修正開始											
317.0	122.0	03 0B							第3回RG受信開始											
335.0	140.0	03 0C							第3回RG受信終了											
345.0	150.0					05 05			レフレンシング用パラメータ切替											
351.0						6														
397.0	202.0	03 0D							M34再ロック											
410.0						7														
425.0	230.0	03 0E							M34 S/A OFF											
456.0	261.0					06 06			SJ昇温コマンド(456~460)											
460.0	265.0					07 07			3軸ファインモード(460~509.5)											
509.5	314.5					07 08			SJ休止											
510.0									(衛星分離)											
511.0	316.0					08 09			3軸タンブル(511~710)マヌーバ											
710.0	515.0					09 09			HITSAT用PYRマヌーバ(710~810)											
810.0	615.0					0A 09			3軸ファインモード(810~840)											
840.0	645.0					0B 09			HITSAT用撮影用マヌーバ(840~890)											
850.0						8														
890.0	695.0					0C 09			3軸ファインモード(890~950)											
950.0	755.0					0D 09			SSSAT用PYRマヌーバ(950~980)											
960.0						9														
980.0	785.0					0E 09			3軸ファインモード(980~1500)											
1260.0						10														
1330.0						11														
1380.0						12														
1500.0	1305.0					0F 09			De-orbit用マヌーバ											
1660.0	1465.0					10 09														
1900.0	1705.0					11 0A			待機モード(間引き制御開始)											
4600.0	4405.0					12 0B			3軸ファインモード(4600~5000)											
4680.0						13														
4830.0						14														
5000.0	4805.0					13 0C			SJスピニングアップ(5000~5040)=30° /s											
5040.0	4845.0	03 0F							SJ制御終了											

表3.4-3 姿勢プログラマ (1/3)

No.	X+TIME [s]	Pitch [deg]	Yaw [deg]	Roll [deg]
1	−30.000	82.0000	−0.1000	0
2	−15.100	82.0000	−0.1000	0
3	−15.000	77.0000	−5.1000	0
4	−10.000	77.0000	−5.1000	0
5	−9.900	82.0000	−0.1000	0
6	3.000	82.0000	−0.1000	0
7	5.000	82.0000	−0.5000	0
8	7.000	78.1414	−0.4722	0
9	11.000	73.9746	−0.9369	0
10	17.000	67.4971	−1.3808	0
11	23.000	63.1622	−1.7535	0
12	29.000	59.0460	0.1171	0
13	35.000	56.6715	1.9553	0
14	41.000	52.9353	2.3361	0
15	50.000	48.6962	1.0386	0
16	60.000	44.0990	−1.6155	0
17	75.000	41.1737	0.5059	0
18	80.000	39.0591	−0.5701	0
19	85.000	39.1868	15.7475	0
20	90.000	41.6061	26.4275	0
21	95.000	45.3020	33.7150	0
22	100.000	46.7926	36.8480	0
23	105.000	46.7468	37.8473	0
24	110.000	45.4392	37.4285	0
25	115.000	43.4162	36.1064	0
26	120.000	41.1597	34.2649	0
27	125.000	38.9898	32.2181	0
28	130.000	37.0592	30.1991	0
29	135.000	35.4111	28.3610	0
30	140.000	33.9644	26.6493	0
31	145.000	32.7270	25.2835	0
32	150.000	31.6781	24.3667	0
33	152.400	31.6781	24.3667	0
34	152.500	−19.0881	47.0327	90
35	205.000	−19.0881	47.0327	90
36	207.000	−19.0881	47.0327	90
37	207.100	−19.0881	47.0327	90

表3.4-3 姿勢プログラマ (2/3)

No.	X+TIME [s]	Pitch [deg]	Yaw [deg]	Roll [deg]
38	311.000	−19.0881	47.0327	90
39	347.000	−19.0881	47.0327	90
40	347.100	−19.0881	47.0327	90
41	456.000	−19.0881	47.0327	90
42	456.100	−19.0881	47.0327	110
43	457.000	−19.0881	47.0327	110
44	457.100	−19.0881	47.0327	70
45	458.000	−19.0881	47.0327	70
46	458.100	−19.0881	47.0327	110
47	459.000	−19.0881	47.0327	110
48	459.100	−19.0881	47.0327	70
49	460.000	−19.0881	47.0327	70
50	460.100	−19.0881	47.0327	90
51	511.000	−19.0881	47.0327	90
52	511.100	−59.0000	39.0000	90
53	525.300	−102.0000	7.0000	90
54	551.000	−102.0000	7.0000	90
55	551.100	−80.0000	−13.0000	90
56	569.500	8.0000	−43.0000	90
57	750.000	8.0000	−43.0000	90
58	750.100	115.0000	−50.0000	32
59	840.000	115.0000	−50.0000	32
60	840.100	115.0000	−50.0000	2
61	866.000	115.0000	−50.0000	−128
62	950.000	115.0000	−50.0000	−128
63	950.100	122.0000	−24.0000	−108
64	960.000	122.0000	−24.0000	59
65	1500.000	122.0000	−24.0000	59
66	1500.100	23.0000	−5.0000	59
67	1525.000	22.0000	−4.0000	59
68	1525.100	162.0000	−4.0000	59
69	1542.000	161.0000	−3.0000	59
70	1542.100	30.0000	−3.0000	59
71	1600.000	30.0000	−1.0000	59
72	1600.100	85.0000	−1.0000	59
73	1640.000	85.0000	0.0000	59
74	1640.100	85.0000	0.0000	59

表3.4-3 姿勢プログラマ (3/3)

No.	X+TIME [s]	Pitch [deg]	Yaw [deg]	Roll [deg]
75	1660.000	85.0000	1.0000	59
76	1660.100	85.0000	1.0000	59
77	1800.000	78.0000	6.0000	59
78	1800.100	122.0000	-50.0000	141
79	1900.000	122.0000	-50.0000	141
80	1900.100	122.0000	-50.0000	51
81	2020.000	122.0000	-50.0000	-39
82	2650.000	122.0000	-50.0000	-39
83	2650.100	122.0000	-50.0000	51
84	2770.000	122.0000	-50.0000	141
85	3400.000	122.0000	-50.0000	141
86	3400.100	122.0000	-50.0000	231
87	3520.000	122.0000	-50.0000	321
88	4150.000	122.0000	-50.0000	321
89	4150.100	122.0000	-50.0000	231
90	4270.000	122.0000	-50.0000	141
91	5000.000	122.0000	-50.0000	141
92	5000.100	122.0000	-50.0000	141
93	5040.000	122.0000	-50.0000	141

3.4.3. 飛翔結果概要

3.4.3.1. 第1段ステージ

(1) M14TVC

M14TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 3秒からX + 74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。

(2) B1SMRC

B1SMRCによるロール制御はX + 3秒からX + 74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。ランチャ離脱時の初期レートが従来号機より大きかったため、ロール角誤差はX + 17秒付近で-35deg程度となったが、X + 37秒付近でデッドバンド (±3.0deg)に収束し、その後はデッドバンド内を推移した。

3.4.3.2. 第2段ステージ

(1) M25TVC

M25TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 75.6秒からX + 152秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。

(2) B2SMRC

B2SMRCによるロール制御はX + 75.6秒からX + 139.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。

(3) B2SMSJ

SMSJによる3軸制御はX + 139.5秒からX + 199.5秒まで行われた。X + 143秒付近で機体90deg位相のSMSJの安全弁が作動し、この部分の制御力が失われたものと推定されている。リファレンスチェンジ中にSMSJ推力アンバランスによる姿勢の乱れが生じたが、X + 170秒付近でデッドバンド内に収束し、その後はデッドバンド内を推移した。

3.4.3.3. 第3段ステージ

(1) M34TVC

M34TVCによるピッチ/ヨー制御はX + 204.5秒からX + 315秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。

(2) SJ

SJによる制御はX + 201 ~ X + 5040秒まで行われ、テレメータで見えている範囲では全て正常であった。

3.4.3.4. RG コマンド

RG コマンドを表3.4.4の通り受信した。

表3.4-4 RG コマンド

コマンド名	受信秒時 (sec)	受信コマンド (pulse)	プログラマ修正期間 (sec)
RC-1	X+72.3~72.5	P+4	X+105~X+151
	X+72.3	Y-1	X+105~X+151
RC-2	X+166.2~166.3	P-2	受信直後~X+316

(注意) 受信コマンドの重みは、RC-1~2 共通で0.1deg/pulse

3.4.4. 飛翔データ

3.4.4.1. 姿勢制御機能

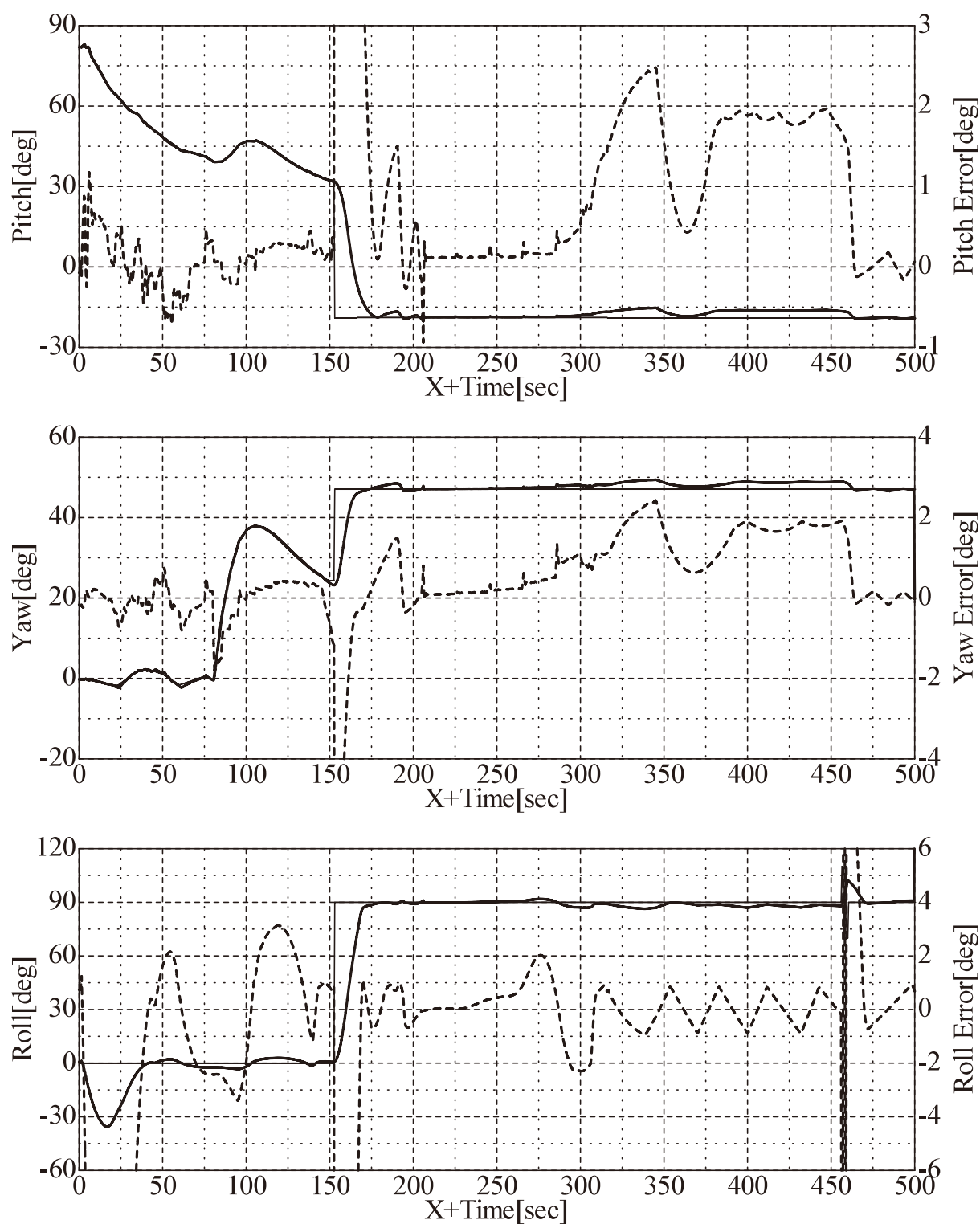
図に飛翔時の機体姿勢角と姿勢制御目標角、姿勢誤差角の履歴を図3.4-1に示す。ピッチ、ヨー、ロール軸の全てが、姿勢制御目標角に正しく追従しており、INGの姿勢制御機能が正しく動作していたことがわかる。

3.4.4.2. 航法機能

レーダデータから計算したINGの位置、速度の誤差をそれぞれ図3.4-2、図3.4-3に示す。グラフにはNAV_STARTの遅れによるX - TIMEからING内部のX - TIMEの遅れ時間を、それぞれ0ms、80msとしたものをプロットしている。まず、方位角誤差の推定を行い、この誤差を補正した後での位置誤差、速度誤差をそれぞれ図3.4-4、図3.4-5に示す。

さらに誤差要因を詳細に調べるために、加速度計スケールファクタ誤差と加速度計バイアス誤差の推定を行った。加速度計のバイアスは2次での増加傾向を示す誤差要因であり、Pz方向の2次係数が比較的大きく500 μ G相当となっていた。2次のフィッティング後の残差を図3.4-6に示す。

誤差の発生要因は大きなものから方位角誤差、加速度計非直線性、加速度計バイアスとなっており、後二者については、加速度計のグレードアップにより改善可能である。また、現行の角度読み合わせ方式の方位角設定では、加速度計の性能向上により方位角誤差の低減も期待できる。したがって、IMUの加速度計の性能改善が航法精度向上に有効であると言える。



(太実線：姿勢角，細実線：姿勢目標角，太点線：姿勢誤差角)

図3.4-1 機体姿勢角，誤差角履歴

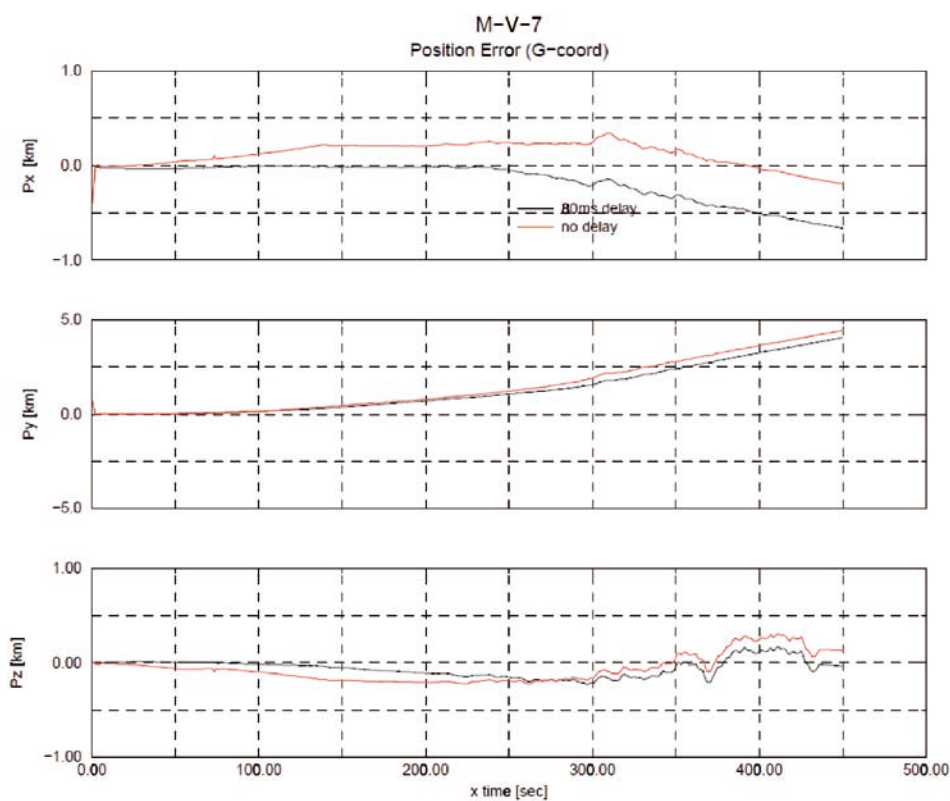


図3.4-2 ING位置誤差（レーダとの比較）

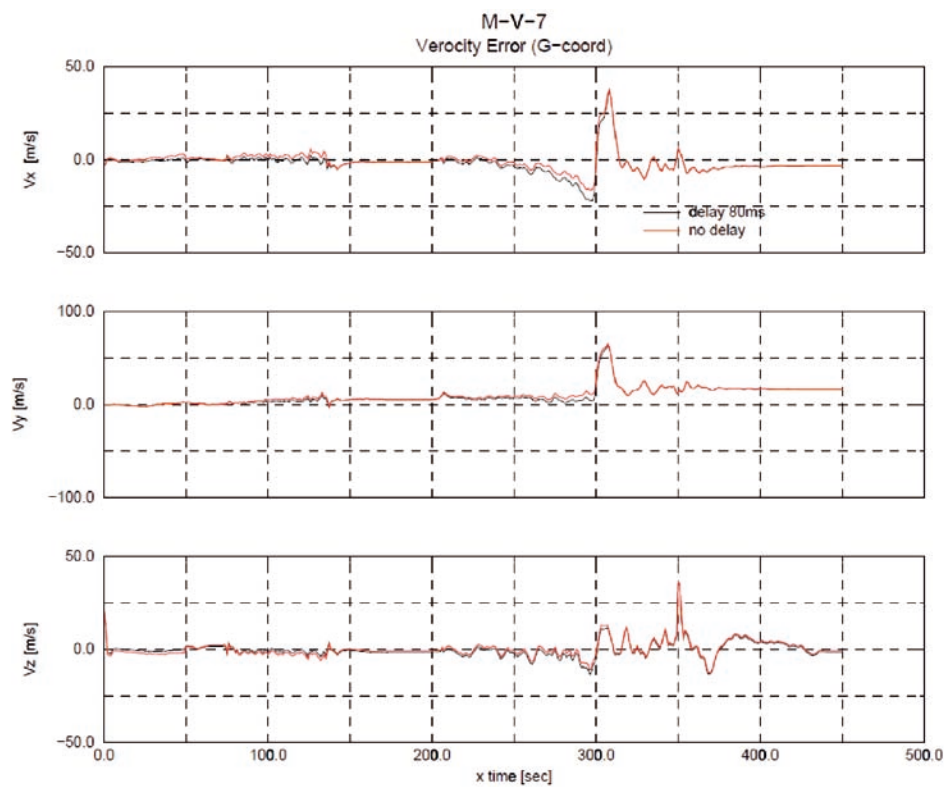


図3.4-3 ING速度誤差（レーダとの比較）

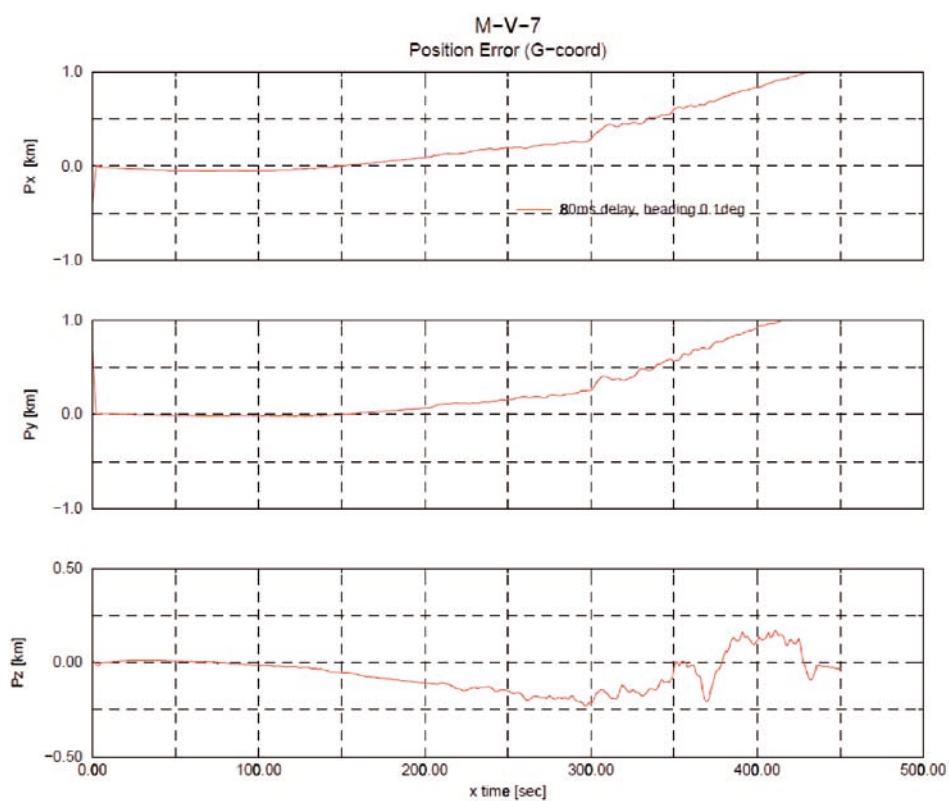


図3.4-4 方位角補正後のING位置誤差（レーダとの比較）

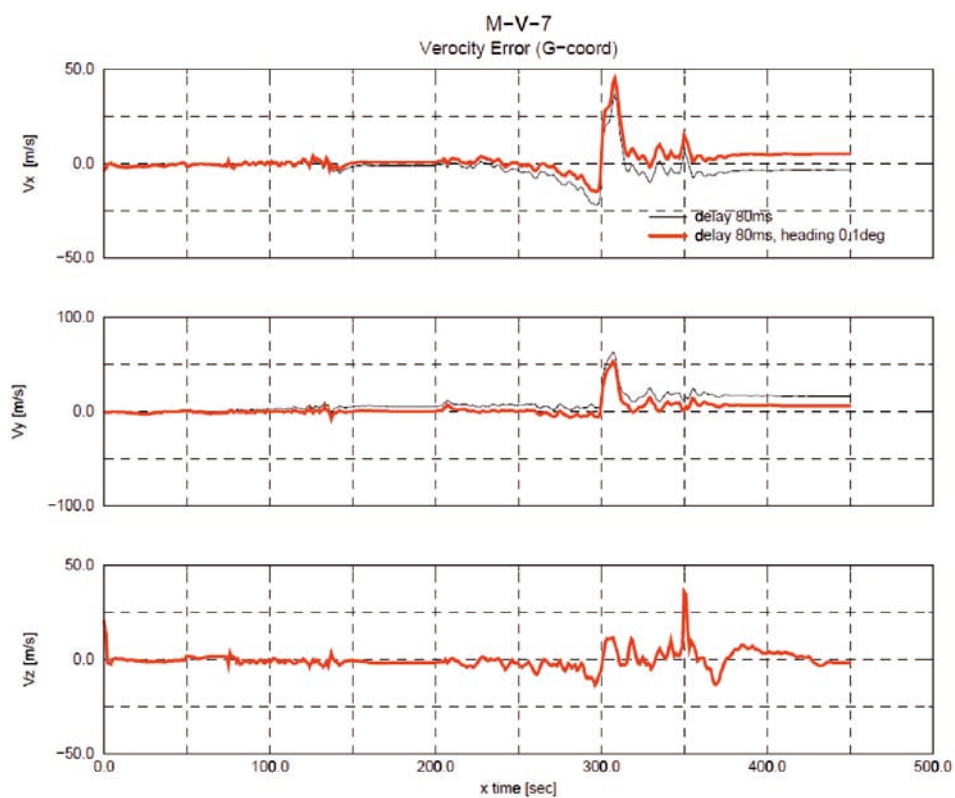


図3.4-5 方位角補正後のING速度誤差（レーダとの比較）

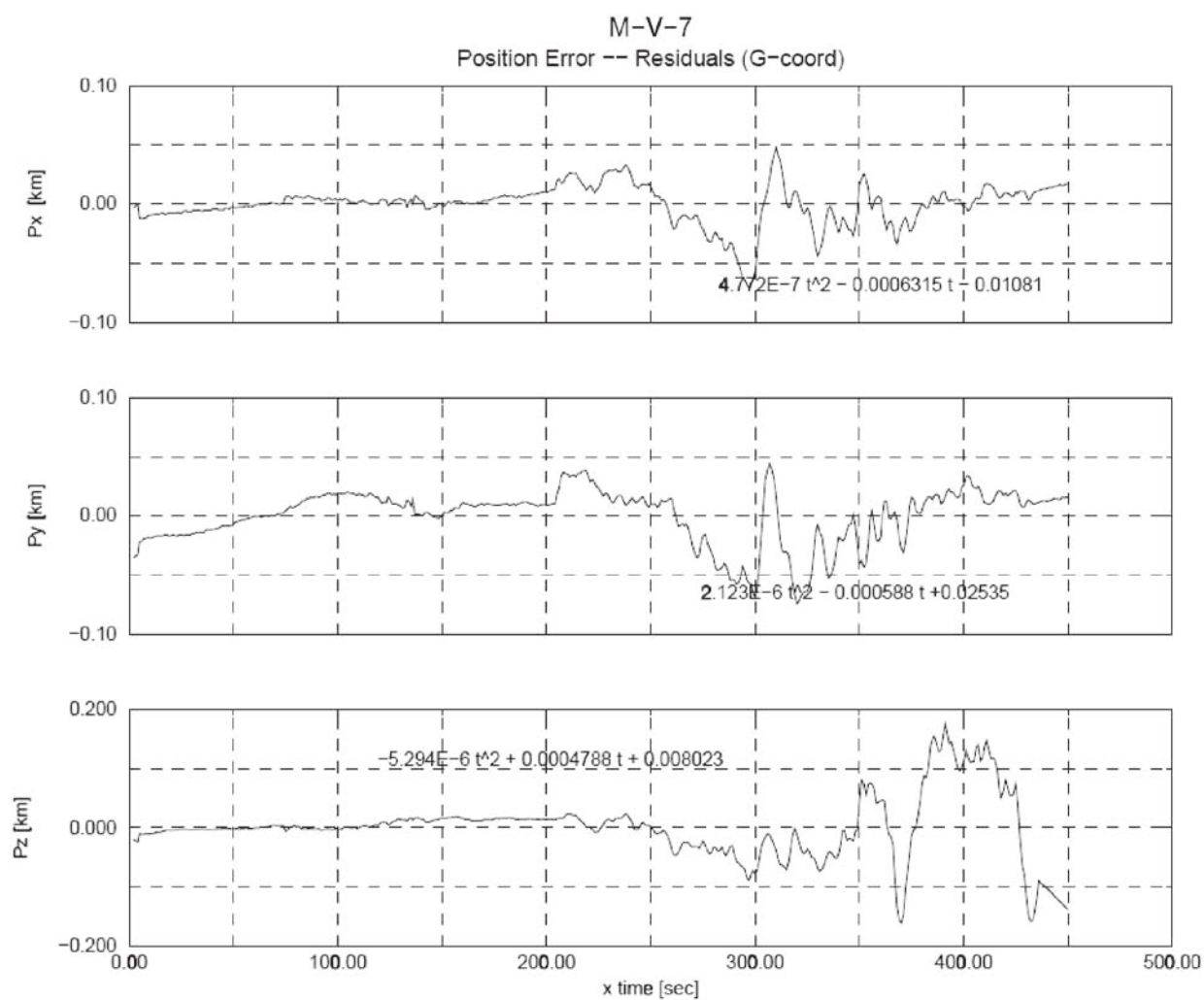


図3.4-6 ING位置誤差残差（レーダとの比較）

4. 次期固体ロケットへの反映事項

(1) 残したいところ

- ・ ソフトウェア/ハードウェア/運用の一体となった開発体制
 - － ハードの問題でもソフトでカバーできる場合がある
 - － ソフト/ハードを直さなくとも運用でカバーできる場合がある
- ・ 衛星毎に大きく異なるミッション設計をインプットデータで実現できているソフトウェアインタフェース
- ・ 1人が複数の役割をこなし、状況の変化にも柔軟に対応できる体制
- ・ 世界で初めて衛星打上げ用ロケットで実用化に成功したFOG技術

(2) 改善すべき点

- ・ センサ（加速度計，FOG）ウォームアップ時間の短縮
- ・ アライメント精度の向上
- ・ 航法精度（加速度計精度）の改善
- ・ パラメータ変更手順の自動化促進
- ・ 機体取付状態での機器健全性チェック方法の改善
- ・ 小型軽量化

(3) 開発・運用で学んだこと

- ・ どのような困難に直面しても決して諦めてはならず、それを乗り越えた者だけが達成感を得られるということ。
- ・ 運用に関わる者は、どんな状況になっても冷静に対応するために常に全体を見渡しながら一步先を考える想像力が必要である。その場で（射場で）問題を解決できなければ意味が無く、中身を熟知していることが重要であるということ。

5. まとめ

M-V ロケット5号機以降の姿勢制御に関する研究開発の概要および飛翔結果について述べた。INGは、各号機の飛翔実験での運用を通して、大きな問題もなく使命を果たすことができた。最後に、関係実験班各位、三菱プレジジョン株式会社、(株)IHIエアロスペースの関係各位に深甚の謝意を表する。

参考文献

- [1] 久保田孝，斉藤宏，佐藤忠直，川口淳一郎，中谷一郎，江西達也，後藤晋一，斎藤一品，浅野秀夫，秋岡大作，那須譲次，林房男，“M-V型ロケットの姿勢制御（CNE）”，宇宙科学研究所報告特集，第47号，pp.155-210，2003.
- [2] 江西達也，斎藤一品，後藤晋一，“M-V型ロケット用慣性誘導制御装置”，三菱プレジジョン技報，Vol.2，pp.37-43，2006.

M-V ロケットの推力方向制御（TVC）

安田誠一^{*}，森田泰弘^{**}，高野雅弘^{*}，柳澤昇^{**}
大塚浩仁^{***}，佐藤豊^{***}，湊将志^{***}，増田純一^{***}

1. はじめに

M-V ロケットの第1段推力飛翔中のピッチ/ヨー姿勢制御は，4号機までと同様のM-14モータに装着される可動ノズル（M-14MNTVC）装置により行う．同期間中のロール制御は，後部筒カウリング内に収納される4基の固体モータロールコントロール（SMRC）装置によって行う．尚，SMRC装置は，4号機までの16基から4基に変更されている．変更内容の詳細は，SMRC装置の項に記述する．

第2段推力飛翔中のピッチ/ヨー姿勢制御は，新規開発品のM-25モータに装着される可動ノズル（M-25MNTVC）装置によって行う．4号機までは，噴射体噴射方式（M-24LITVC）を採用している．同期間のロール制御は2/3段接手部に装着される2基のSMRC装置により行い，2段モータ燃焼終了後の3軸制御はSMRCと同一仕様の固体モータサイドジェット（SMSJ）装置4基を1/2段接手外周部に搭載している．

第3段推力飛翔中のピッチ/ヨー姿勢制御は，4号機までと同様のM-34モータに装着される可動ノズル（M-34MNTVC）装置により行う．同期間のロール制御及びモータ燃焼終了後の3軸制御はヒドラジンサイドジェット装置を用いている（詳細はSJ装置の項を参照願いたい）．

2. M-14（第1段）MNTVC装置

M-V ロケットでは，1段モータ燃焼末期に2段モータの点火と同時に分離する段間分離方式（ファイア・イン・ザ・ホール[FITH]）を採用している．この方式は，分離時に発生する横推力が大きな不確定要素になっており，安全な分離のために燃焼末期/分離時まで制御効果を維持することが望ましい．以上により選定されたM-14MNTVC装置は，燃焼全期間を通じて約9%（以上の比率は何れも最大コマンドにて）となり，最大制御力の増大とともに推力プロファイルをうまく設計することにより1/2段分離時まで安定した制御効果を期待することができる．

M-14MNTVC装置は，固体推進薬ガスジェネレータ（SPGG），ターボポンプにより油圧力を発生させ，アクチュエータに供給する方式である．サーボアクチュエータはピッチ/ヨー各軸に1基ずつ搭載し，その対称軸には，ポテンシオメータ内蔵のリファレンスロッドを搭載する．アクチュエータは，モータ側ジョイントホルダとノズル側コンプライアンスリング間に装着し，ジョイントホルダとノズルの結合部は，フレキシブルジョイントと呼ばれるゴムと金属の多層積層構造となっている．このフレキシブルジョイントは，モータ燃焼内圧により変形す

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA
** Office of Space Flight and Operation / JAXA M-V Project Team
*** IHI Aerospace Co., Ltd.

るため、推力軸にミスアライメントが生じる。以上のミスアライメントは、リファレンスロッドに内蔵されているポテンシオメータで感知し、その出力をサーボ系内部でフィードバックしてバイアス量を補正する。

油圧供給系は、SPGG、ターボポンプ、チェックバルブ、フィルタ、リザーバタンク、リリーフバルブにより構成される。油圧回路は、閉回路になっており、オイルは循環させて使用する。油圧経路は、SPGG燃焼ガスの供給によりターボポンプを駆動し、リザーバを通して規定の圧力/流量の作動油をアクチュエータに供給する。供給後のオイルはリザーバに戻り、ポンプの必要吸い込み圧力を発生させる。タービン駆動ガス源としては、システムの単純さ、取り扱いの簡便さ及びコスト低減の観点から固体推進薬ガスジェネレータを採用している。

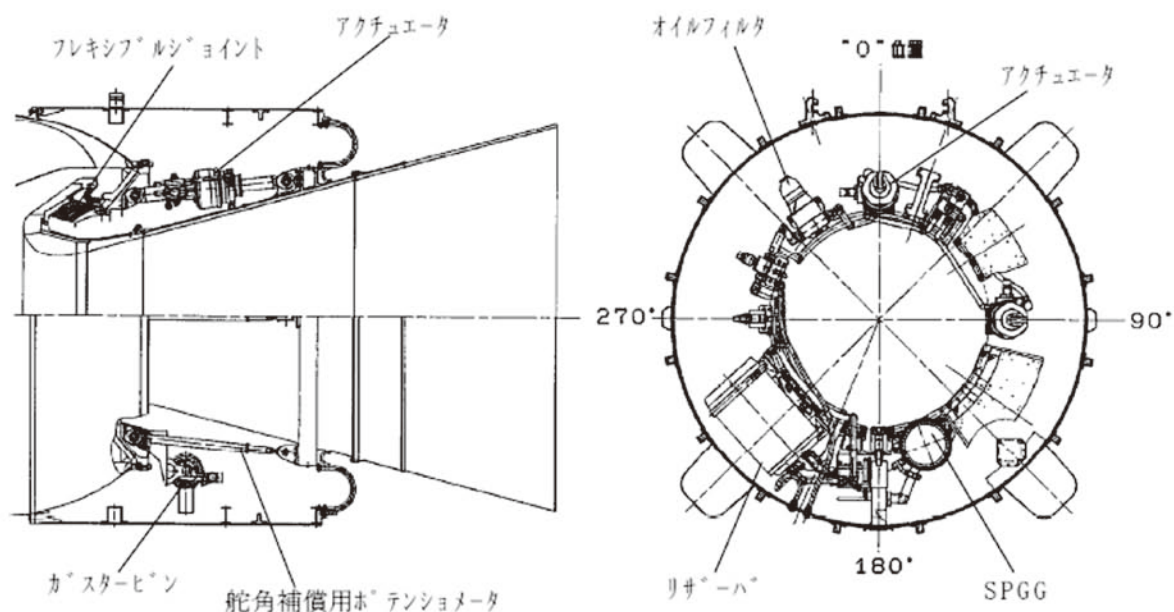
表-1にM-14MNTVC装置の仕様及び諸元を、図-1に装置概要を示す。

表-1 M-14MNTVC装置の仕様及び諸元

項 目	仕 様
TVC システム	可動ノズルTVC (MNTVC)
アクチュエータ	電気/油圧比例制御式サーボアクチュエータ (2基)
油圧供給システム	ターボポンプ (固体推進薬式ガスジェネレータ[SPGG]の燃焼ガスにより駆動)
諸 元	
TVC 制御帯域	2.4Hz 以上 (油圧 18.62MPa で±0.1°駆動時)
最大舵角	5°円
最大舵角速度	12.5°/s 以上 (±2°駆動時)
最大横推力	323.4kN (最大主推力 3712kN 時)
ノズル作動方向	ピッチ、ヨー方向及び合成方向
ジョイントスプリングトルク	24.89×10 ⁶ N・m/rad 以下 (Pc=5.88MPa, 舵角 5°)
TVC 固有振動数	8Hz 以上 (±0.1°駆動時)
モータ内圧によるノズル軸変位	11.8mm 以下[フレキシブルジョイント単体] (Pc=5.88MPa)
油圧源発生油圧	19.40~22.04MPa (TPA 入口圧 min[6.13MPa]時)
作動油	MIL-H-83282

ノズルの最大制御舵角は5°で、推力ミスアライメント、重心オフセット、空力データ不確定性、風の分散及び燃焼速度のバラツキによって生じる予想迎角の最悪値（角誤差源による迎角寄与の単純和）の時間履歴を基に2倍のマージンを見込んで設定した。バンド幅については、高い方が応答性は良くなるため制御の観点からは望ましい。しかし、バンド幅はノズル剛性にも依存し、あまり高くすると重量が増加することと、機体の曲げ基本周波数が6Hz程度であることを考慮して3Hzを設計値とした。M-14MNTVCシステムには、コンプライアンスリングの剛性に起因して10～15Hz付近にゲインのピークがある。このような高周波のピークをCNE側で処理するにはオンボード計算機に対する負荷が大きいため、TVC側のサーボアンプ側で処理するのが望ましく、このゲインピークを落とすためのフィルタがサーボアンプ内に組み込まれている。

尚、開発経緯及び開発試験の詳細は、宇宙科学研究報告「M-V ロケット成果報告（1号機から4号機まで）」を参照願いたい。



図－1 M-14MNTVC装置概要

2.1. 構成品の概要

2.1.1. フレキシブルジョイント

フレキシブルジョイントは、IRエラストマ（エラストマ：IR30NB）と金属（リインフォースメント：4340銅）の多層積層構造になっており、ノズルとチャンバをこのジョイントにより結合することでノズルを偏向させることができる。

表－2にM-14MNTVC装置構成品の諸元を示す。

2.1.2. サーボアクチュエータ

アクチュエータは、電気/油圧式サーボアクチュエータで、サーボバルブ、ポテンシオメータ、シリンダ及びピストンで構成され、M-14モータ側ジョイントホルダとノズルコンプライアンスリング間に装着する。

2.1.3. 舵角補償用ポテンシオメータ

舵角補償用ポテンシオメータは、ピッチ、ヨー軸に各々のアクチュエータの対称位置に艤装され、モータ内圧によるフレキシブルジョイントの変位及びノズル駆動に伴う推力軸のミスアライメントを補正する。これは内蔵されるポテンシオメータの出力をサーボアンプにフィードバックして位置の補正を行うもので、ノズル偏向角誤差を0.1°以内に抑える能力を有している。

2.1.4. サーボアンプ

サーボアンプは、CNEからの入力信号、フィードバック信号及び舵角フィードバック信号に基づき演算を行い、サーボバルブにコマンド信号を出力する。

2.1.5. 固体推進薬ガスジェネレータ（SPGG）

SPGGの推進薬としては、低燃速型（GGP-8A：標準燃速3.8mm/s）を使用する。SPGGのサイジングは、ターボポンプの入力要求に基づき決定する。温度による発生ガス量の変化は、リザーバに対して余分な排熱要求を課すため、温度範囲の設定は重要である。現在、モータケース平行部の断熱性を考慮し、余裕をみて温度範囲は0～40℃としている。作動時間は、リフトオフ前起動時間15s、M-14モータ燃焼時間75s、マージン10sとして100sに設定した。

2.1.6. ターボポンプ

ターボポンプは、既存品に最小限の改修を行い、開発コストの低減化を図る。ガスタービンとは軸流式、ポンプは遠心式を採用している。本ターボポンプのデューティサイクルは燃焼ガス 100s × 1 回、ヘリウムガス 100s × 2 回 + 30s × 15 回である。

2.1.7. リザーバ/バルブ類

リザーバは、ブーツストラップタイプを採用する。リザーバのサイジングは排熱要求により設定されるが、容量は最大約 58ℓ となっている。油圧回路には他にターボポンプ吐出口下流のアクチュエータ供給回路にボール弁式のチェックバルブ及びオイルフィルタが搭載され、アクチュエータからリザーバへの戻り回路には、ターボポンプ排熱による作動油の膨張分を排出し、リザーバ圧力を調圧するリリーフバルブが搭載されている。

表－2 M-14MNTVC 装置構成品の諸元

油圧アクチュエータ	方式	油圧サーボ方式
	定格油圧	20.57MPa
	応答性	2.4Hz 以上 (0.1°相当)
	定格出力	402kN 以上
	無負荷最大速度	178mm/s
	アクチュエータストローク	+72.8mm, -60.2mm
舵角補償用ポテンシオメータ	方式	リニアポテンシオメータ
	定格電圧	±10V
	全抵抗値	1500Ω
	電氣的ストローク	±100mm
サーボアンプ	方式	アナログサーボ
	定格電圧	+18V
	ドライバ方式	電流駆動
	消費電力	1.5A
ターボポンプ	方式	固体推進薬ガスジェネレータ方式
	ガス入口圧力	9.78MPa 以下
	ガス入口温度	1098℃以下
	オイル入口圧力	0.21~2.20MPa
	定格吐出圧力	20.57MPa
	定格吐出流量	356ℓ/min
	タービン回転数	65000~70000rpm
オイルリザーバタンク	容積	初期：53.8ℓ, 最大：57.9ℓ
	リザーバ内圧	2.20MPa 以下 (リリーフ弁付)
	ブーツストラップ圧力	23.31MPa 以下
	吐出圧	0.21MPa 以上
	作動温度	233℃以下

2.2. フライト結果

M-14MNTVC装置の5～8号機におけるノズル偏向角履歴、燃焼初期応答、制御開始時ノズル過渡応答、Pc (M-14モータ内圧) バイアス推定量、サーボバルブ熱衝撃、制御終了時ノズル偏向角、HPU (油圧) 特性、SPGG 燃焼特性、TPA (ターボポンプ) 特性は、すべてにおいて良好な結果が得られた。

2.2.1. ノズル偏向角履歴

ノズル偏向角履歴は、すべての機体において指令ノズル偏向角に対する応答ノズル偏向角の履歴に異常はなく、指令に対する応答の偏向角誤差も過渡応答時を除き、要求値 $\pm 0.1^\circ$ 以内を満足する結果となった。

図-2-1～3にM-14MNTVCノズルの偏向角履歴 (6号機)を示す。

2.2.2. 燃焼初期応答

Pcバイアスにより発生するノズル最大偏向角は、すべての機体においてピッチ、ヨーともに -0.4° 程度、合成方向に -0.5° 程度であり、約0.25sで再度中立位置に安定している。

本結果は、過去の地上燃焼試験、全フライトデータと同等で、モータ内圧立ち上がり時のノズル軸変位に対し、ポテンショフィードバックによる偏向角補償機能が正常に機能したことを示している。

2.2.3. 制御開始時ノズル過渡応答

制御開始時の比較的大きな指令偏向角に対するノズル応答速度は、すべての機体において要求値： $12.5^\circ/\text{s}$ 以上を満足する結果が得られている。

図-3-1, 2に制御開始時のノズル過渡応答結果 (6号機)を示す。

2.2.4. Pcバイアス推定量

モータ内圧立ち上がり初期におけるPcバイアス最大値は、約8mmで、地上燃焼試験、及び全フライトデータとも同等の結果であり、F/J (フレキシブルジョイント)が正常であることを示している。

2.2.5. サーボバルブ熱衝撃

熱衝撃 (シリンダ・ピストンのクリアランスが小さいバルブ内に作動油が急激に流入したときに起きる事象)の影響により発生するスレッシュールドレベルの増加を確認するためにアクチュエータシリンダ内温度を確認したが、フライト中の温度変化率は $1^\circ\text{C}/\text{s}$ 以下であったため、熱衝撃はなくスレッシュールドレベルは正常な値であったと判断している。

2.3. HPU特性

図-4-1～5にHPU関連データ (6号機)を、図-4-6にHPU立ち上がり履歴 (6号機)を示す。

2.3.1. SPGG燃焼特性

定常燃焼は、X+90sまで継続しており、その要求値を十分に満足している。圧力立ち上がり特性についても、1s以内に6.28MPa以上の要求に対し、良好な結果が得られている。ガス流量率については、下記のTPA性能の評価結果より問題はないと判断する。

2.3.2. TPA性能

タービン回転数、TPA入口圧、TPA吐出圧は、全て予測範囲内で安定し、いずれの立ち上がり時間も要求の1s以内であり問題ない。TPAの排熱量は、リザーバ内油温上昇量が 100°C 以内であり、システム試験と同等の結果であることから正常であったと判断できる。また、X+40sにリリーフバルブの作動が確認でき、リザーバタンクベローズ特性とオイルリリーフ機能は正常であったことが確認できる。

以上の機能は、全フライトにおいて正常であった。ここでは6号機のデータ (図-2-1～3, 図-3-1, 2, 図-4-1～6)をもってTVCの各種機能の健全性をご確認頂きたい。表-3には、フライトにおけるM-14MNTVCの5～8号機のTVC性能を示す。

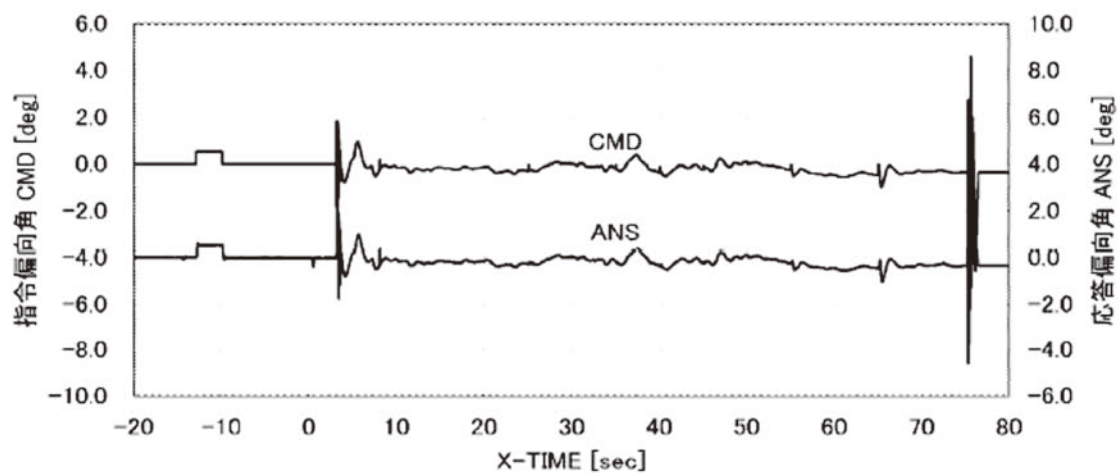


図-2-1 M-14MNTVC偏向角履歴 (Pitch)

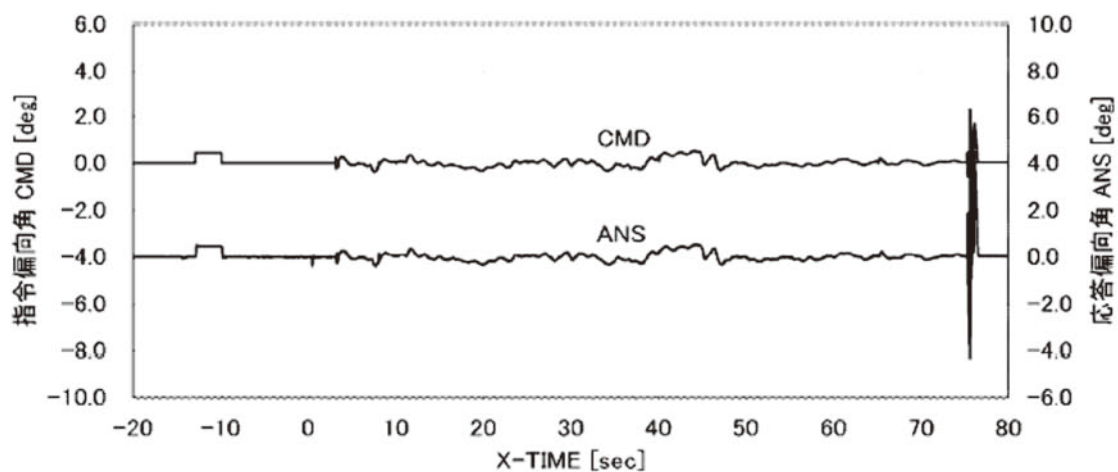


図-2-2 M-14MNTVC偏向角履歴 (Yaw)

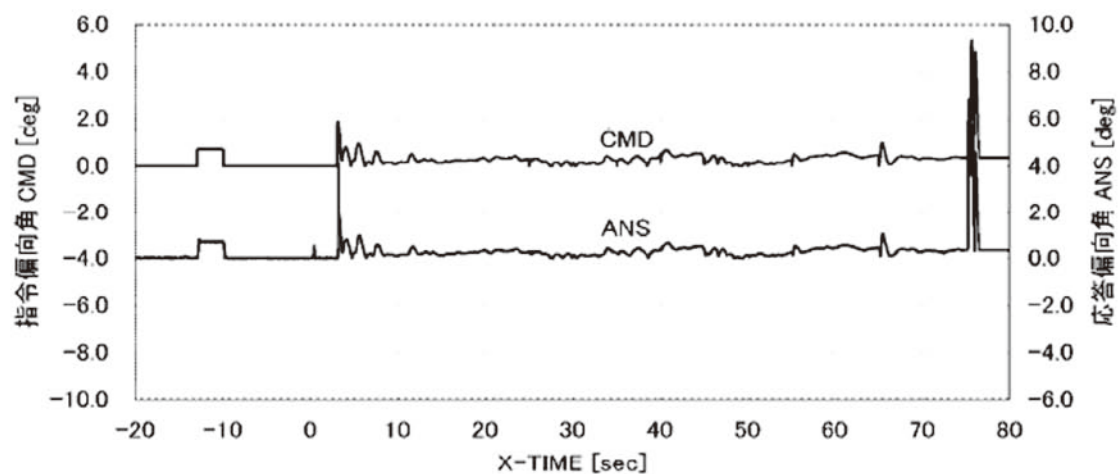


図-2-3 M-14MNTVC偏向角履歴 (Norm)

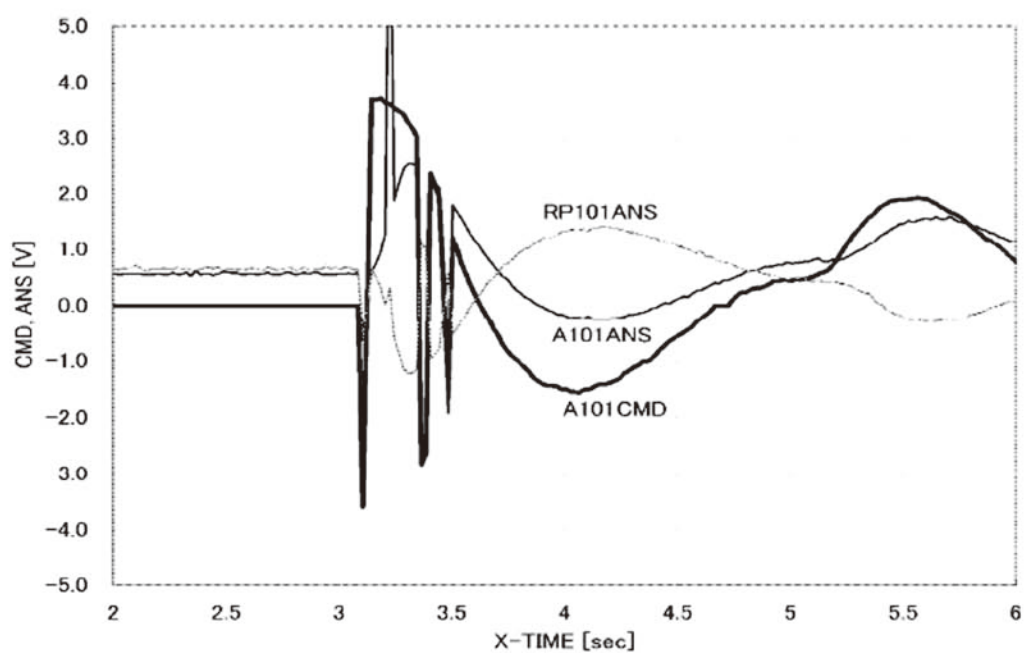


図3-1 M-14MNTVC制御開始時応答特性 (Pitch)

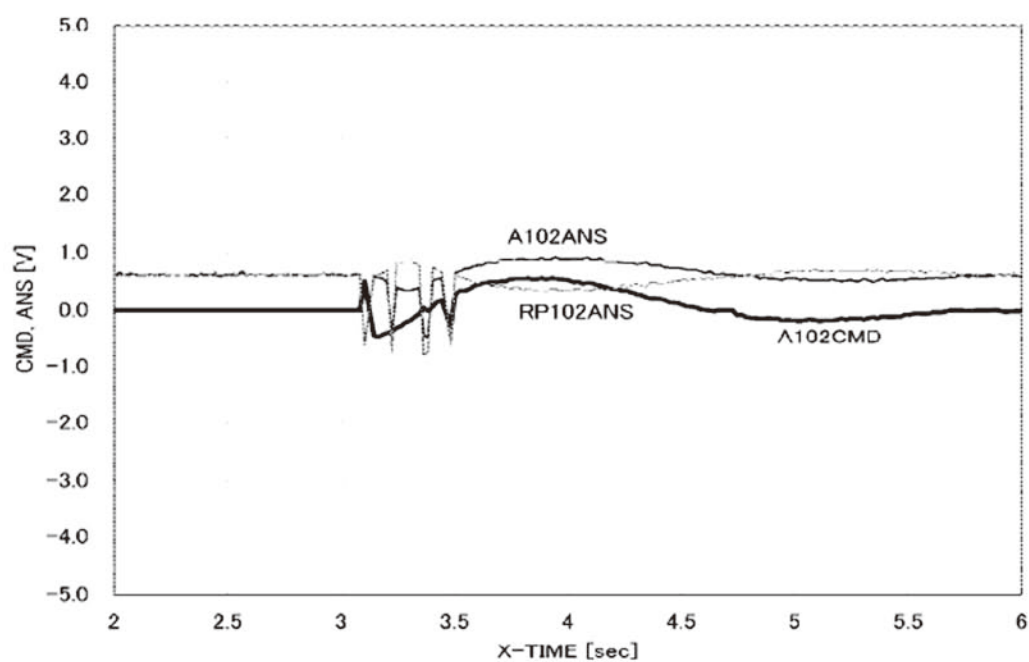


図3-2 M-14MNTVC制御開始時応答特性 (Yaw)

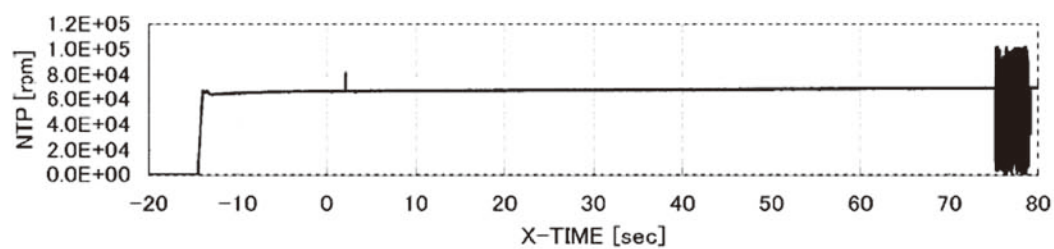


図-4-1 TPAタービン回転数

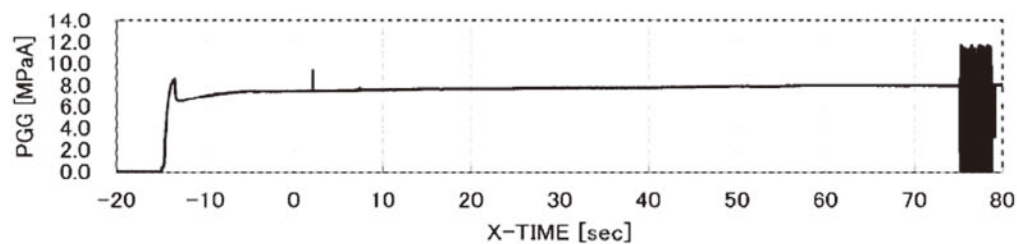


図-4-2 SPGG燃焼圧力

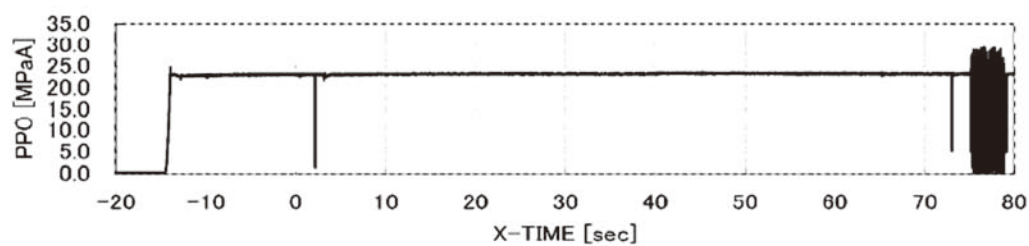


図-4-3 TPA吐出油圧

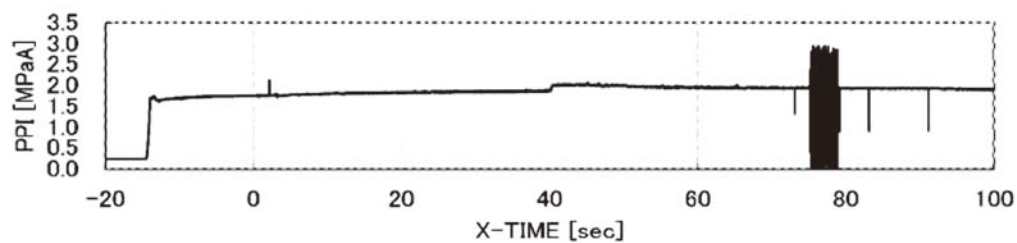


図-4-4 TPA入口油圧

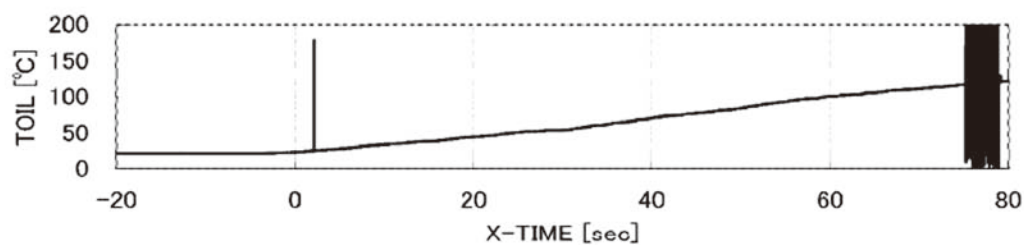


図-4-5 リザーバタンク内油温

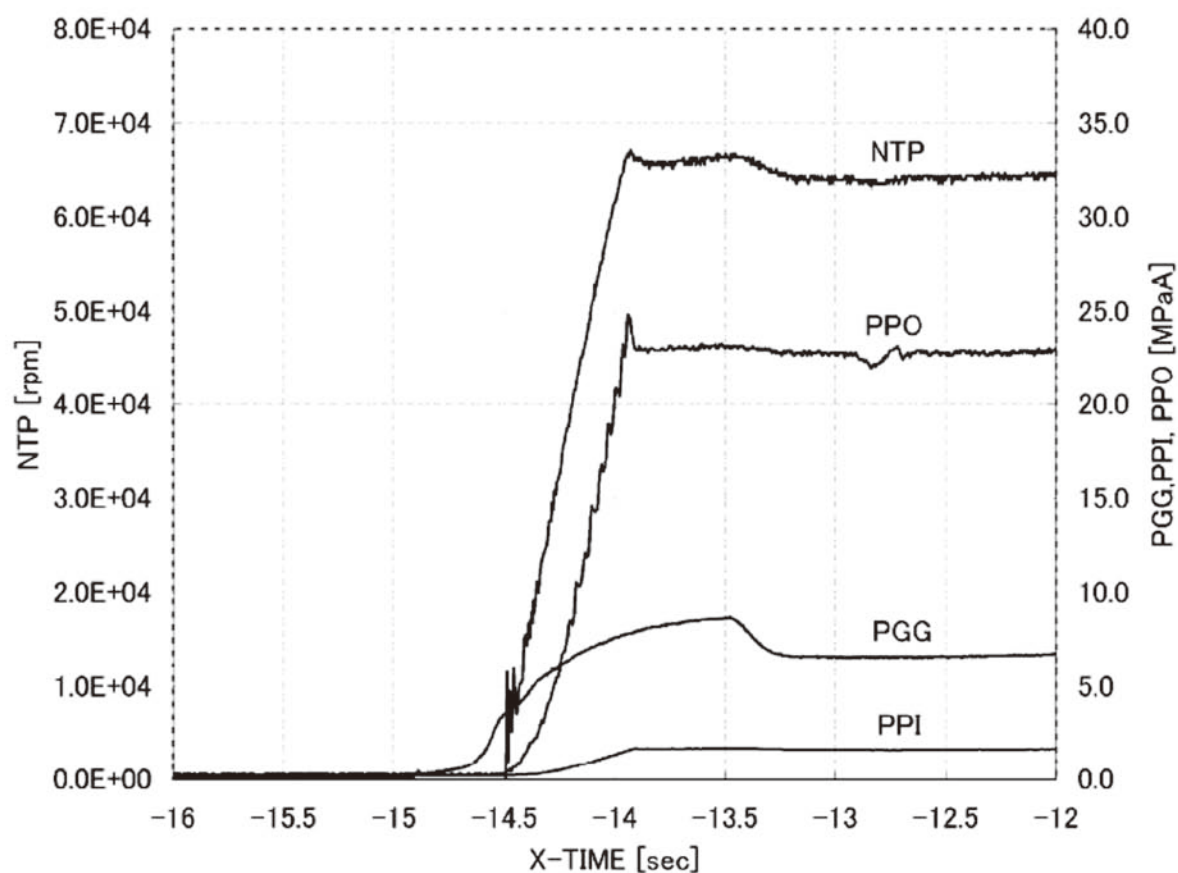


図-4-6 HPU立ち上がり特性

表-3 M-14MNTVC 5～8号機TVC性能

		M-V-5	M-V-6	M-V-7	M-V-8
TVC 性能	最大偏向角	2.4° (Norm)	2.0° (Norm)	1.4° (Norm)	2.8° (Norm)
	偏向角誤差	±0.1°以内	±0.1°以内	±0.1°以内	±0.1°以内
	最大駆動速度	16.3°/s (P)	14.8°/s (P)	11.8°/s (P)	16.2°/s (P)
	@CMD 約±2°時	—	—	1.5°/s (Y)	14.6°/s (Y)
HPU 性能	SPGG 内圧	7.63～7.83 MPaA	7.50～8.07 MPaA	7.78～8.21 MPaA	7.35～7.64 MPaA
	TPA タービン回転数	65000～68000 rpm	64000～68800 rpm	64400～68000 rpm	63600～67600 rpm
	ポンプ吐出圧	23.0～23.1 MPaA	22.9～23.4 MPaA	22.5～22.9 MPaA	23.2～23.5 MPaA
	リザーバ圧力	1.7～2.0 MPaA	1.6～2.0 MPaA	1.6～2.0 MPaA	1.6～1.9 MPaA
F/J 特性	Pc バイアス量	約 8mm @5MPaA	約 8mm @5MPaA	約 8mm @5MPaA	約 8mm @5MPaA

3. M-25（第2段）MNTVC制御装置

M-V 第2段の制御装置は、5号機より M-34MNTVC と同様の電動アクチュエータを採用した。電動アクチュエータとしては大型の電動モータを採用して、実機コストの低減だけでなく、整備日数も大幅に短縮して運用コストの低減を図った。また、TVC ノズル軸に対して、アクチュエータ軸を斜め配置し燃焼初期の発生荷重を低減し、かつ、ブラケット等も TVC ノズル構造と一体の艤装方式を採用することで、TVC システムとして独立した試験が可能になっている。

駆動源である電源は、電動アクチュエータの高電圧、高パワー（ワット数）に対応でき、電源として軽量化が見込める熱電池の採用に至った。

3.1. M-25MNTVC 装置の開発経緯

M-V 第2段の TVC 装置は、1～4号機まで M-24LITVC を採用していた。これは M-3S II の第1段 TVC 装置の比例弁による2次噴射装置を大型化して、FITH 分離方式による横方向の外乱や、1/2段分離時の動圧条件と残留迎角の大きな空力外乱に対して、分離後の TVC の制御力を即座に発生することが可能なシステムである。また、LITVC は、油圧駆動により比例弁の比例制御を行うことで、MNTVC 方式に比べ、応答性がよく、ある程度までは線形性を保ったまま大横推力を発生することができる特性を有していた。しかしながら、LITVC のチタンタンクや比例弁の実機コストが高いことと、2次噴射の噴射体（SP55）の充填や排出等の手間や配管や比例弁からのリークチェック等で運用コストも高いという欠点もあった。そこで、実機コストや運用整備の簡素化を図るために、M-34MNTVC ですでに採用していた電動アクチュエータによる MNTVC 開発の可能性を探った。システムの課題としては、1/2段分離時の空力外乱に対して、LITVC よりも制御応答性の劣る MNTVC で第2段の制御性が確保できるか、M-34MNTVC の性能と同等の制御性能を有する電動アクチュエータの大型化が図れるか、燃焼初期のアクチュエータ荷重軽減が図れるか等と、コスト低減効果について議論された。以上の課題に対する検討結果から、第2段 TVC 装置として電動アクチュエータを採用することが可能と判断し、開発着手に踏み切った。

3.2. 熱電池の開発経緯

熱電池の採用については、電動アクチュエータの高電圧、高パワー（ワット数）に対応でき、軽量化が図れる。すなわち、W/kg の効率が他の電池に比べて高い性能を有するためである。また、充放電のような運用に手間がかかる2次電池に対して熱電池は充放電等の手間が不要であることもメリットとして挙げられる。

熱電池は、すでに H-II A で開発済みの単電池2本を使いパッケージ化したもので、既開発品ということで開発費の削減になっている。

3.3. システム検討の概要

M-25MNTVC システム仕様の設定にあたっては、下記の項目が検討された。

3.3.1. 1/2 段分離時の外乱要因検討

1段分散解析による1/2段分離時の迎角、残留レートを求め、かつ FITH 時の横外乱推定を行い、M-25MNTVC 仕様検討のための条件設定を実施した。

表-4に1/2段分離条件の検討結果を示す。

3.3.2. 2段制御開始時刻と分離面位置の最適化

打上能力を確保するためには、分離面をなるべく機体上方に配置することで2段イナータ重量の軽減が可能となるが、一方、FITH 中に1/2接手内をノズルが抜けるために必要な距離も伸びて、1段と2段の相対運動で分離クリアランスが取れなくなる。また、ノズルが接手内から抜け出すまでは TVC のノズルを一定に保ちクリアラ

ンスを確保する必要があるため、接手を抜けてから制御を開始する。このことから分離面を上方に設定すると制御の開始時間が遅れ2段燃焼初期の空力外乱による姿勢の立て直しができなくなる。よって姿勢と打上能力の確保のための要求を考慮した最適分離面位置を解析検討により設定した。

表－4 1/2段分離時条件検討結果

項 目	条件数値	備 考
条件	0.65kPa	1 段分散要因の RSS 評価
迎角	4.3°	1 段分散要因の RSS 評価
姿勢レート	0.4°/s	1 段分散要因の RSS 評価
FITH 時外乱	N・s	横力
2 段初期ミスアライメント	0.21°以下	2 段初期のミスアライメントの配分

3.3.3. TVC 要求仕様

2段MNTVCの最大舵角及び最大速度は、2段初期迎角による空力外乱とFITHによる1段からの噴煙反射で発生する横力方向の外乱による姿勢の収束性から設定した。マージンとしては、2段初期迎角の見積もり値の2倍の迎角があっても収束することを条件として設定した。その結果、最大舵角は5°（サークル）及び最大速度10°/sが必要となる。ただし、この条件では、大振幅時の安定性に問題があり、次項の非線形飽和特性における安定性が確保できる最大速度をさらに設定した。

3.3.4. 2 段制御開始時の大振幅応答における非線形特性と姿勢制御系の安定性限界の検討

電動アクチュエータの最大速度は、ソフトウェアによる速度リミット値で設定される。よって制御安定性については、アクチュエータの速度飽和という非線形性を考慮しなければならない。油圧であれば、サーボバルブの流量飽和特性に相当するものである。この影響は、姿勢誤差が大きくなったときに出力されるTVCコマンドが大きいくほど現れ、安定マージンを減少させる。大振幅時の安定性を検討して最大速度飽和値が3.3.3項で定められた要求値をさらに改善して16°/s以上で安定性が確保されることを6DOFシミュレーションで確認した。

3.3.5. TVC 帯域：M-24LITVC と同等の線形特性の確保

M-24LITVCの帯域は4Hzで設定され、制御系設計が行われている。M-25MNTVCを採用しても、その制御則等が大きく変更しなくても良いように機体の特性を考慮してM-25MNTVCの帯域要求も同じ4Hzとした。

3.3.6. 精度

2段ミスアライメントの許容値として0.21°がシステム仕様であるため、TVCへの精度要求は0.1°を設定した。

3.3.7. ロック機能

1段飛翔中の加速度環境下において2段TVCノズルの揺動を抑える必要性から、M-34MNTVCのような機械式ロックと自らのサーボ特性を利用したサーボロック方式を比較して、後者のサーボロック方式を選定した。よって、1段点火前に、熱電値を起動してアクチュエータを作動させ、CPUからロックコマンドとして1段飛翔中に0V指令をアクチュエータに出し続けることとした。機械的なロック機能を削除したため、信頼性が向上している。

3.4. M-25TVC装置概要

M-25MNTVC装置は、モータ側ノズルホルダ部・多層積層構造（ゴム、金属）のフレキシブルジョイントを介し、組み付けられたノズルを電動モータ式サーボアクチュエータで偏向（最大5°）させ、推力方向を変えることによって制御モーメントを得る方式である。

ノズル廻りの艤装は、アクチュエータとリファレンスロッドをモータ側ノズルホルダとノズル側コンプライアンスリング間のピッチ、ヨー軸のそれぞれ対称位置に装着し、アクチュエータは機軸に対して大きな角度をもって艤装することで、燃焼初期の荷重を軽減させている。その他の機器としては、サーボアンプ、熱電池、APDP（電力分配器）もノズル廻りに艤装されている。

ノズル部のアライメント補償は、フレキシブルジョイントがモータの燃焼内圧により変形して推力軸にミスアライメントが生じるため、アクチュエータ及びリファレンスロッドにポテンシオメータを内蔵し、出力をサーボ系内部でフィードバックすることでバイアス量を補正している。

表－5にM-25MNTVC装置の仕様及び諸元を、図－5に装置概要を示す。

表－5 M-25MNTVC装置の仕様及び諸元

項 目	仕 様
TVC システム	可動ノズル TVC (MNTVC)
アクチュエータ	電動モータ式サーボアクチュエータ
電源	リチウム/アルミ合金系熱電池
諸 元	
TVC 制御帯域	4Hz 以上 ($\pm 0.1^\circ$ 駆動時)
最大舵角	5° 円
最大舵角速度	$16^\circ/\text{s}$ 以上 ($\pm 3^\circ$ 駆動時)
最大横推力	142.6kN (最大主推力 1636kN 時)
ノズル作動方向	ピッチ、ヨー方向及び合成方向
ジョイントスプリングトルク	$3.9 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{rad}$ 以下
TVC 固有振動数	10Hz 以上 ($\pm 0.1^\circ$ 駆動時)
モータ内圧によるノズル軸変位	12mm 以下 ($P_c = 11.75 \text{ MPa}$)

3.5. 構成品の概要

3.5.1. 電動アクチュエータ

電動アクチュエータは、3相DCブラシレス電動モータ、モータ回転角検出用レゾルバ、モータ回転を直線運動に変換するボールスクリュー、モータ～ボールスクリュー間の伝達減速ギア、ピストン位置検出用ポテンシオメータで構成される。以上により位置、速度、電流制御による駆動精度、動的応答特性を得ることができる。

表－6にM-25MNTVC装置構成品の諸元を示す。

3.5.2. 舵角補償用ポテンシオメータ

舵角補償用ポテンシオメータは、ピッチ、ヨー軸各々のアクチュエータの対称位置に搭載され、モータ内圧によるフレキシブルジョイントの変位及びノズル駆動に伴う推力軸のミスアライメントを補正する。これは、内蔵されるポテンシオメータの出力をサーボアンプにフィードバックして位置の補正を行う方式である。

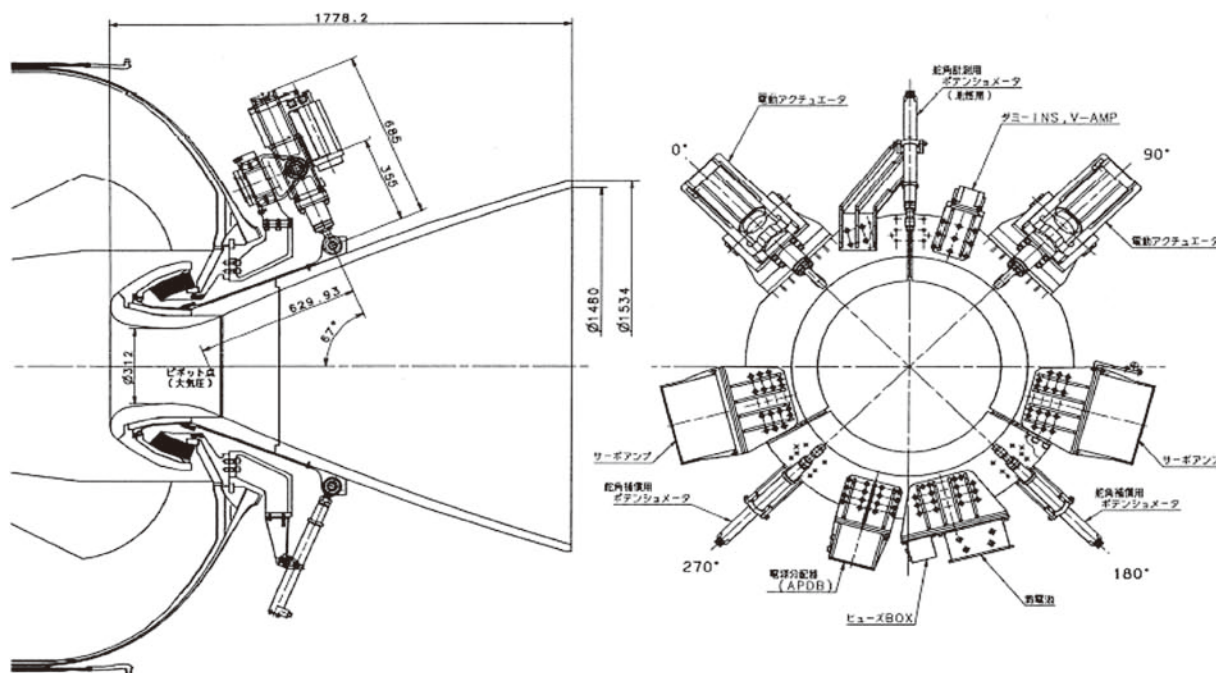


図-5 M-25MNTVC 装置概要

3.5.3. サーボアンプ

サーボアンプは、インバータ、制御回路、電源回路、ドライバ、EMI フィルタ、DC/DC コンバータ、判定回路、温度センサで構成される。

ストローク計測用ポテンシオメータ信号及び偏向角補償用ポテンシオメータ信号をフィードバックし、ノズル偏向指令信号をアクチュエータに出力することで精度の高い制御を可能にしている。その他としてアクチュエータのパワー回路機能を有している。

3.5.4. 電力分配器 (APDB)

電力分配器は、ダイオードモジュール、分圧抵抗、回生電流吸収回路、電源バスバーより構成される。単電池一本毎の活性化信号をモニタすると共に、各電池の電力を集約させ、アクチュエータに分配供給する。その他の機能として、アクチュエータがノズルに引き戻される際に発生する回生電流を電池に戻さずに消費する回路を有している。

3.5.5. 高性能リチウム/アルミ合金系熱電池

高性能リチウム/アルミ合金系熱電池は、点火スクイブ、導火剤、熱電池セルユニット（発熱体、+側電極、電解質、-側電極、集電板）断熱材、ケース、出力端子により構成される。

図-6に高性能リチウム/アルミ合金系熱電池の概要を示す。

本熱電池の起動は、下記の原理により発生させた電力をアクチュエータ駆動用電動モータに供給する。

- (1) 地上系熱電池点火装置の電力供給により熱電池内蔵の点火スクイブを発火させる。
- (2) 点火スクイブにより導火剤を燃焼させる。導火剤は規定の速度をもって火炎を伝播させ、積み上げられた158組のセルユニットのそれぞれの発熱体を燃焼させる。
- (3) 発熱体の燃焼により電解質を溶融させ、活性化させることで発電する。

3.5.6. 熱電池点火系

熱電池点火系は、鈍感型スクイブを使用する。下記に詳細を示す。

(1) 熱電池点火器構成

- ・ 単電池1本につき2ヶスクイブの冗長構成である。
- ・ 組電池は、単電池2本構成であるため、組電池1式につきスクイブ4ヶ使用する。

(2) スクイブ仕様

スクイブ単体仕様を以下に示す。

- ・ 入力インピーダンス： $1.1 \pm 0.2 \Omega$ （入力コネクタ端）
- ・ 最大不発火電流：①1.0A × 5min ②1.0W × 5min
- ・ 推奨発火電流：5.0 ～ 20.0A × 25ms 以上

(3) 電源系統

鈍感型スクイブのため、4系統（スクイブ）パラレル結線とする。よってトータルの発火電流は、20A 以上とする。

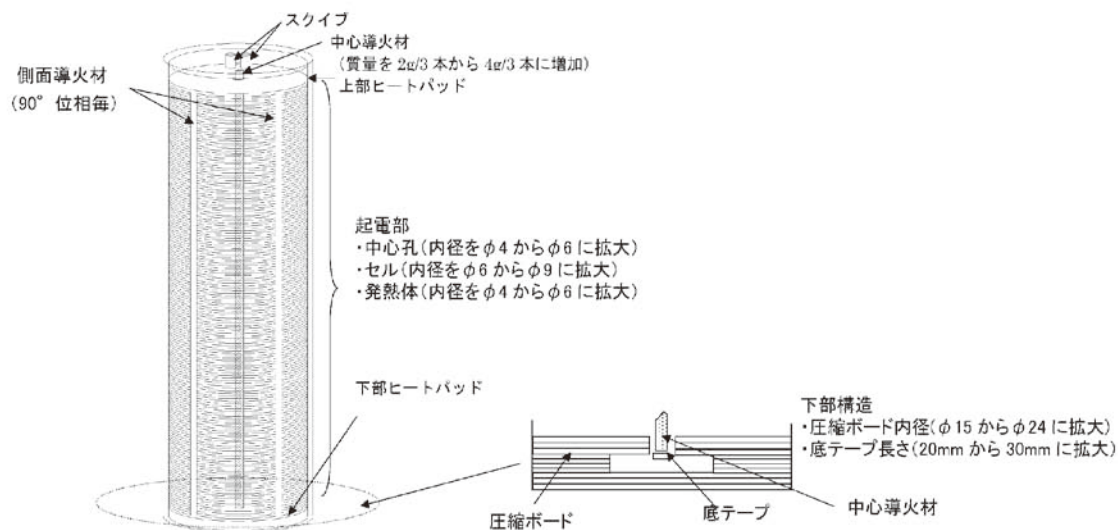


図-6 高性能リチウム/アルミ合金系熱電池の概要

表－6 M-25MNTVC 装置構成品の諸元

電動アクチュエータ	方式	DC ブラシレスモータ
	定格電圧	270V DC
	定格電流	105A
	定格ストローク	－71～＋90mm
	定格推力	80kN 以上
	最大速度	198mm/s 以上
	ストローク精度	±0.992mm 以下
	重量	104kg/2 ケ
ポテンショメータ	検出器	リニアポテンショメータ
	印加電圧	±10V DC
	定格ストローク	±100mm
	重量	7kg/2 ケ
サーボアンプ	方式	ソフトウェアサーボ方式
	CPU	DSP（デジタルシグナルプロセッサ）
	定格電圧	±28V DC
	消費電流	2A DC
	重量	54kg/2 ケ
熱電地	電池方式	リチウムアルミ合金負極熱電地
	出力電圧	245～305V DC
	容量	3876As 以上
	最大電流	184A×6s
	平均電流	23A
	重量	19kg
電流分配器（APDB）	サーボアンプ出力	0～360V DC
	最大出力電流	130A
	クランプ動作電圧	315～360V DC
	最大回生電力	19kW
	回生時間	0.42s
	重量	17kg
ブラケット	アクチュエータ部剛性	1.6×10^7 N/m 以上
	重量	260.8kg

3.6. 開発試験（地上燃焼試験）結果

3.6.1. 制御特性

地上燃焼試験における制御特性は、ノズル位相0°、及び90°位置に取り付けられたアクチュエータにより0°－180°及び135°－315°方向にノズルを駆動させて、TVCアクチュエータの静特性、過渡特性、周波数特性、出力トルク性能を確認した。

表－7に地上燃焼試験、及びシステム試験で得られた結果を示す。

尚, 偏向角 θ [°] の推定には以下の式を用いた.

$$\theta = \left(Ef - \frac{Ef + Er}{2} \right) \times SF = \frac{Ef - Er}{2} \times SF$$

ここに, Ef , Er はそれぞれ偏向角を求める面内のアクチュエータ/ポテンショアンサ[V], SF はシステム試験静特性データの実舵角 θ と Ef , Er より得られるスケールファクタ [deg/V] である.

表-7 M-25MNTVC システム試験及び地上燃焼試験結果

特性項目	計測項目		規格 目標値	単位	試験結果			
					システム試験	燃焼前 チェック	燃焼試験	燃焼後 チェック
静特性	0°	+5°コマンド時	±5±0.1° 以内	°	+5.034	+5.05 ^{*2}	+4.99	—
	180°	−5°コマンド時			−5.055	−4.93 ^{*2}	—	—
	90°	+5°コマンド時			+4.028 ^{*1}	+4.00 ^{*1, *2}	—	—
	270°	−5°コマンド時			−5.005	−5.00 ^{*2}	—	—
	135°	+5°コマンド時			+4.928	+5.03 ^{*3}	—	+5.02
	315°	−5°コマンド時			−5.181	−4.95 ^{*3}	—	−4.97
ステップ 応答特性	ACT1	最大速度	16°/s 以上	°/s	16.85	—	17.5 ^{*4}	—
					18.04	—	18.4 ^{*5}	—
	ACT2	最大速度			16.81	—	18.4 ^{*5}	—
					16.50	—	18.3 ^{*4}	—
周波数 応答特性	ACT1	0°±1.0°振幅	帯域	Hz	4.2	—	—	—
	ACT2		4Hz 以上	Hz	4.1	—	—	—
ノズル 駆動特性	スプリングトルク定数		3.9×10 ⁵ N・m/rad 以下	N・m/rad	3.0×10 ⁵	2.9×10 ⁵	3.1×10 ⁵	—

*1 F/J 部計測ハーネス干渉のため+4°時

*2 ノズルシグトレ

*3 干渉チェック (1)

*4 135°-315°方向, +0.5°→+3.5°駆動時

*5 135°-315°方向, +0.5°→-2.5°駆動時

3.6.2. 燃焼立ち上がり特性

Pc バイアスに伴うノズルの最大偏向角は, 燃焼立ち上がり後, 約 0.28s で 0.18° (45°-225° 方向) を示し, その後, 約 0.3s で中立位置に安定しており, 燃焼立ち上がり時の偏向角補償機能, 及び制御遅れ時間の確認ができた.

ノズル軸の変位量は, 燃焼立ち上がり後, 約 0.4s で 8.4mm に安定しており, 規格の 12mm 以下を満足する結果が得られている.

3.6.3. 静特性

静特性データ取得の結果, 台形波駆動時の指令偏向角に対する偏向角精度は 0.02° で, 精度要求 0.1° を十分に満足しており, ノズル最大偏向角 ±5° におけるフレキシブルジョイントのスプリングトルク定数は約 3.2×10⁵ N・m/rad で, 要求仕様の 3.9×10⁵ N・m/rad 以下となり, これについても満足できる結果が得られた. 尚, 1 軸駆動によるアクチュエータ最大ストロークは 65.8mm で, 仕様 90mm に対するマージンが十分であることが確認された.

3.6.4. 動特性

動特性は、X + 0.7sでの $0^{\circ} \rightarrow +5^{\circ}$ ステップ、X + 19.0sでの $+0.5^{\circ} \rightarrow +3.5^{\circ}$ ステップ及びX + 27.0sの $+0.5^{\circ} \rightarrow -2.5^{\circ}$ ステップのコマンドによりノズル偏向角速度を取得した。いずれも $16^{\circ}/s$ の要求を満足する結果が得られている。

3.6.5. 周波数特性

周波数特性は、 $\pm 0.2^{\circ}$ 、及び $\pm 1.0^{\circ}$ 正弦波コマンドによりノズル応答データを取得した。また、システム試験との比較を行い、いずれの特性もシステム試験と同等以上の性能であることを確認した。

3.6.6. モータ着火時アクチュエータ荷重

モータ着火時のアクチュエータ荷重は、温度の影響と思われる温度ドリフトが発生しているため、これを補正した後に荷重換算結果を求めた。

歪荷重換算結果によると、アクチュエータ軸荷重は、ACT1側で最大値25.2kN (X + 0.15s, 圧縮)、ACT2側で最大値11.5kN (X + 0.23s, 圧縮)であった。これらの荷重は、アクチュエータ耐荷重要求98kN (10tonf) 以下であるため、問題ない結果であった。燃焼初期ごく短時間の本結果は、ドリフトの影響が無視できるため補正はしていない。

3.6.7. 熱環境条件 (温度計測)

すべての計測点において、モータ燃焼中の温度上昇が見られるが、局所的に急激な温度上昇がみられる。この急激な温度上昇に関しては、ノズル駆動コマンドパターンに合わせ、なおかつこの過渡状態でのみ現れていることから考えて、TVC系より生ずるノイズの影響であると判断している。

3.7. フライト結果

M-25MNTVC装置の5～8号機におけるノズル偏向角履歴、燃焼初期応答、制御開始時ノズル過渡応答、Pc (M-25モータ内圧)バイアス推定量、アクチュエータ駆動電源特性は、すべてにおいて良好な結果が得られた。

3.7.1. ノズル偏向角履歴

ノズル偏向角履歴は、すべての機体において指令ノズル偏向角に対する応答ノズル偏向角の履歴に異常はなく、指令に対する応答の偏向角誤差も過渡応答時を除き、要求値 $\pm 0.1^{\circ}$ 以内を満足する結果となった。

図-7-1～3にM-25MNTVCノズルの偏向角履歴 (6号機)を示す。

3.7.2. 燃焼初期応答

モータ着火時のノズル応答については、該当秒時のテレメータデータが取得出来ておらず、詳細解析不可であったが、X + 76.5s以降のTVC応答履歴、及び以下のアクチュエータ軸荷重データ (メモリデータ) より、地上燃焼試験及び全フライトデータと同様の結果であったため、問題はなかったものと推測できる。

アクチュエータへの着火衝撃荷重は、19.6kN以下と推定され、アクチュエータの許容荷重98kNを充分下回る結果であった。

3.7.3. 制御開始時ノズル過渡応答

制御開始時のノズル過渡応答については、該当秒時のテレメータデータが取得出来ておらず、詳細解析不可であったが、上記初期応答と同様、X + 76.5s以降のTVC応答履歴、及びアクチュエータ軸荷重データ (メモリデータ) より、地上燃焼試験及び全フライトデータと同様の結果であったため、問題はなかったものと推測できる。図-8-1, 2に制御開始時のアクチュエータ軸荷重結果 (6号機)を示す。

3.7.4. Pcバイアス推定量

アクチュエータアンサ、及びポテンシオメータアンサより推定されるPcバイアス量は、モータ内圧立ち上がり初期において約8mm、最大内圧11MPaAで約10mmであった。この量についても地上燃焼試験及び全フライトデータと同等であり、F/Jが正常であることを示している。

3.7.5. アクチュエータ駆動電源特性

アクチュエータ駆動用電源モニタ結果によると、電源電圧と電流の履歴に異常はなく、定電流放電の履歴を示していることから、電源は正常に機能したと判断できる。熱電池点火時の電圧立ち上がり特性は、起動時間要求 255V/400ms 以内に対して 278ms であり、正常な立ち上がり特性を示した。

図-9 に M-25MNTVC アクチュエータ駆動電源（熱電池）の立ち上がり特性（6号機）を示す。

以上の機能は、全フライトにおいて正常であった。ここでは6号機の各種データ（図-7-1～3, 図-8-1, 2, 図-9）をもって TVC の各種機能の健全性をご確認頂きたい。表-8 には、フライトにおける M-25MNTVC の 5～8号機の TVC 性能を示す。

表-8 M-25MNTVC 5～8号機 TVC 性能

		M-V-5	M-V-6	M-V-7	M-V-8
TVC 性能	最大偏向角	0.2° (Norm)	0.2° (Norm)	0.67° (Norm)	0.3° (Norm)
	偏向角誤差	±0.1°以内	±0.1°以内	±0.1°以内	±0.1°以内
電源特性	最大（初期）	290V	285V	281V	281V
	最小（終期）	273V	277V	277V	277V
F/J 特性	Pc バイアス量 (J/H 変形分含む)	約 10mm @11MPaA	約 10mm @11MPaA	約 10mm @11MPaA	約 10mm @11MPaA

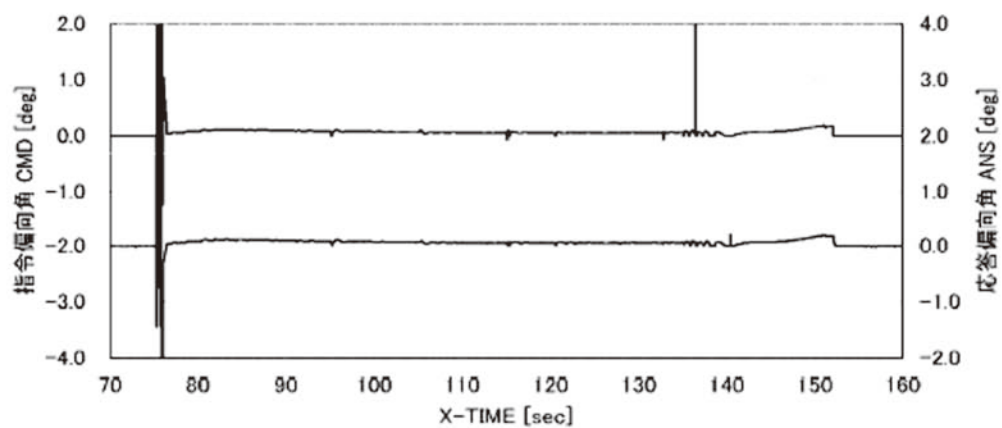


図-7-1 M-25MNTVC ノズル偏向角履歴 (Pitch)

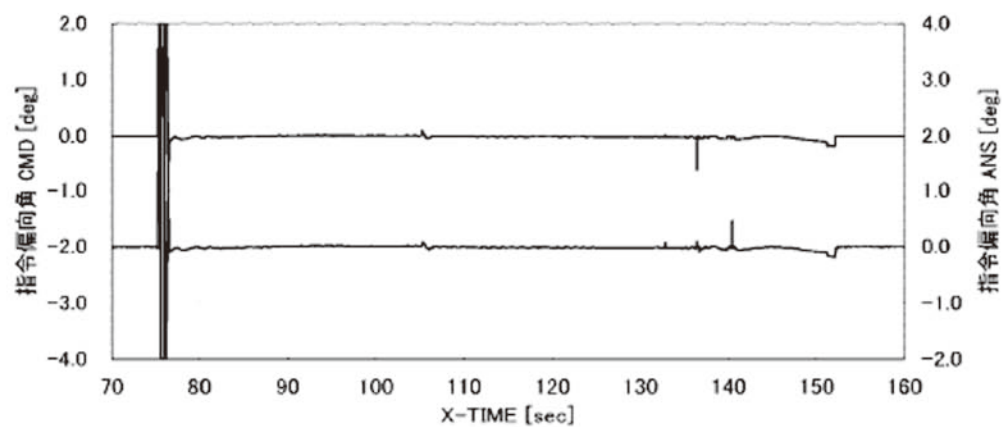


図-7-2 M-25MNTVC ノズル偏向角履歴 (Yaw)

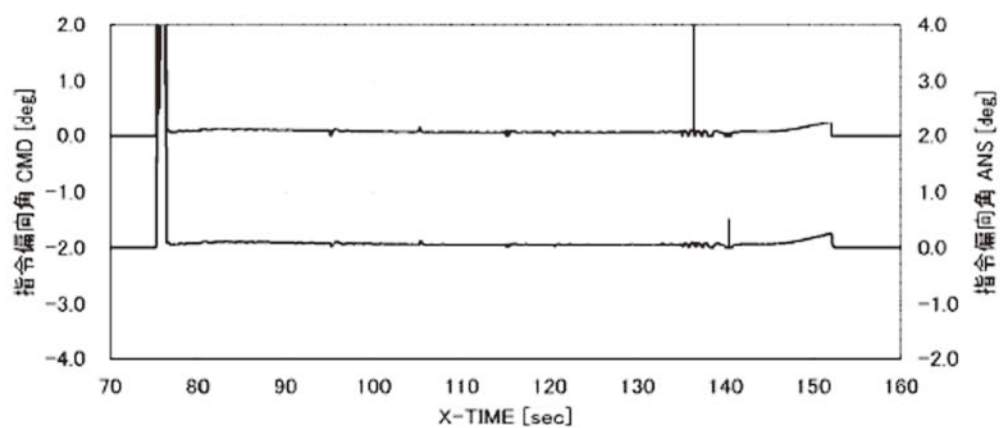


図-7-3 M-25MNTVC ノズル偏向角履歴 (Norm)

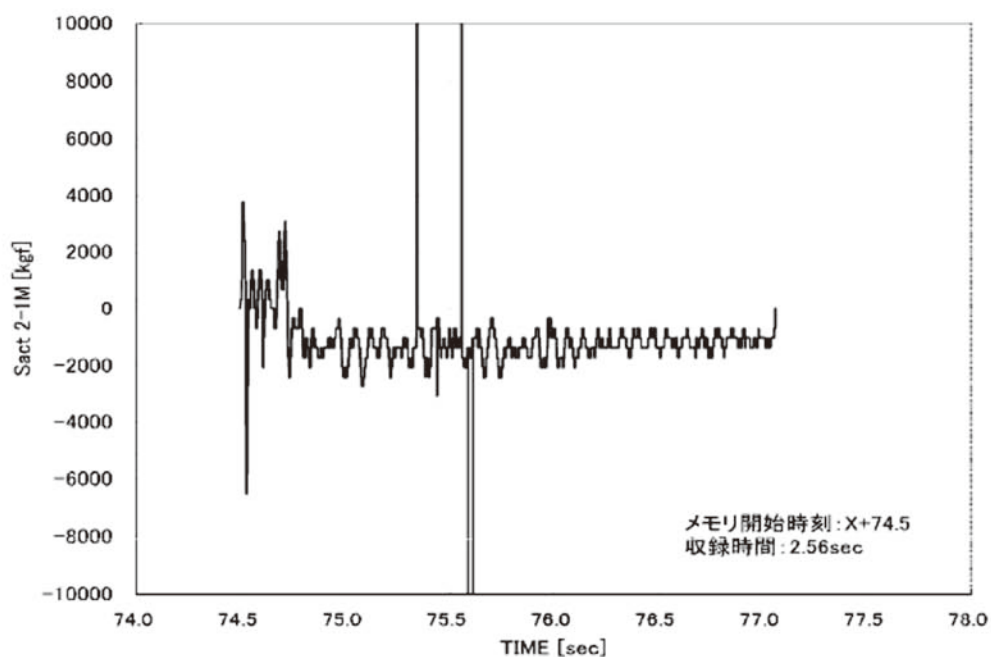


図-8-1 M-25アクチュエータ軸荷重 (Pitch)

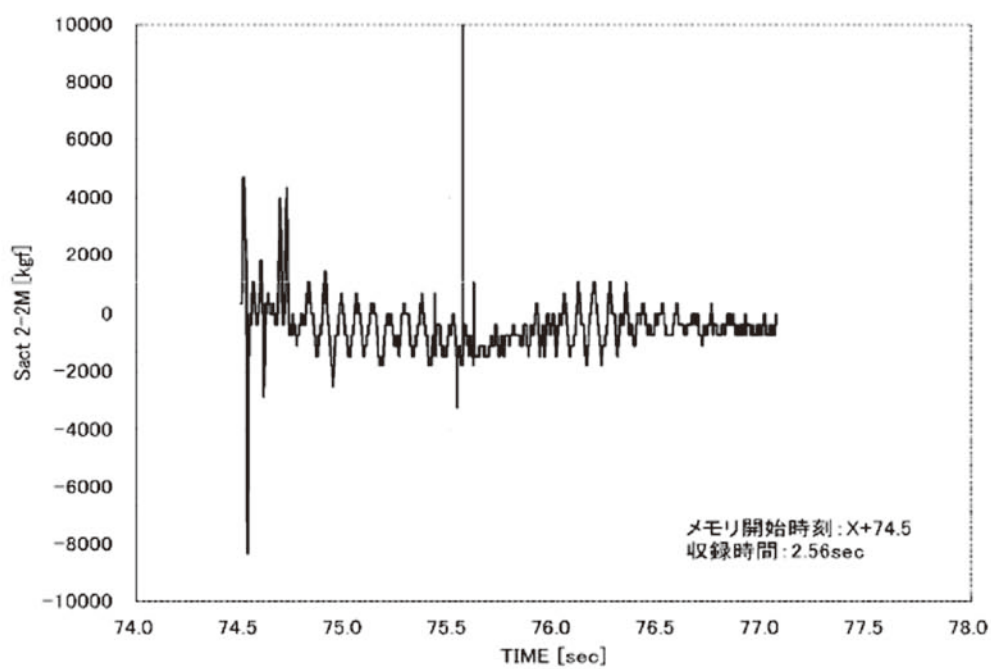
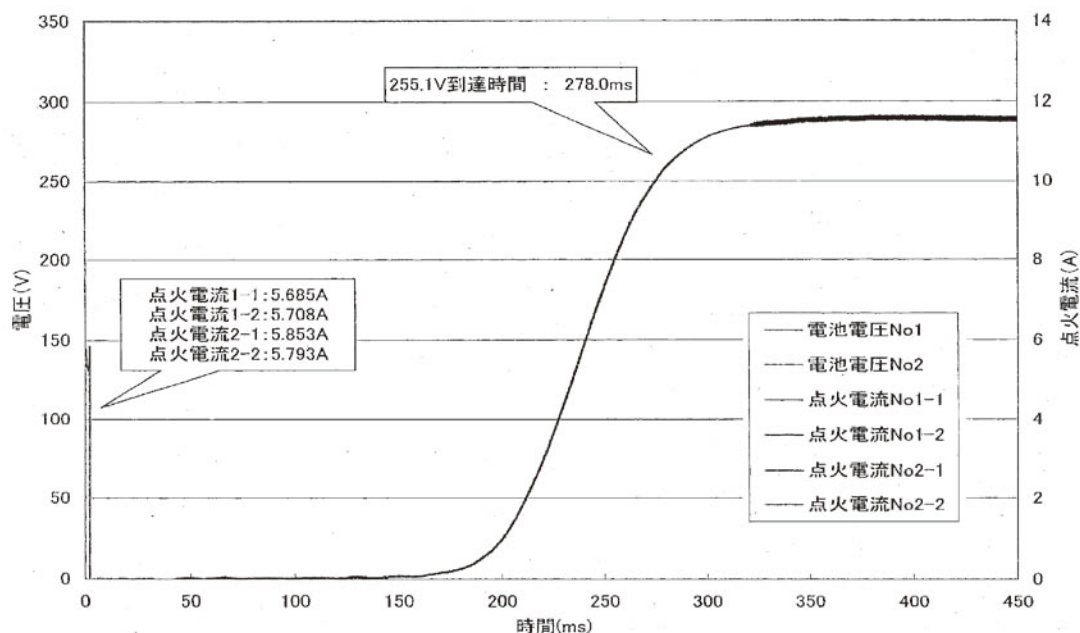


図-8-2 M-25アクチュエータ軸荷重 (Yaw)



図－9 M-25MNTVC アクチュエータ駆動電源（熱電池）立ち上がり特性

4. M-34（第3段）MNTVC装置

M-V 第3段の制御装置は、上段ステージの軌道投入精度の向上のため、3軸姿勢制御を導入している。これによりパーキング軌道上でのマヌーバビリティを飛躍的に向上させている。第3段燃焼中のピッチ/ヨー軸の姿勢制御装置は、必要とする制御力が小さく、ノズル重量が250kgと比較的軽量であるため、電気サーボモータ駆動方式のM-34MNTVCを採用している。

M-34MNTVC装置は、モータ側ノズルホルダ部・多層積層構造（ゴム、金属）のフレキシブルジョイントを介し、組み付けられたノズルを電動モータ式サーボアクチュエータで偏向（最大1°）させ、推力方向を変えることによって制御モーメントを得る方式である。

機器の構成は、サーボアンプ、電動アクチュエータ、電池（5号機は酸化銀電池、6、7、8号機はリチウムイオン電池）から成り、B3_I/Oパッケージに接続される。サーボアンプと電池はB3PLに搭載する。アクチュエータは、M-34モータ側ジョイントホルダとノズルコンプライアンスリング間に搭載し、その対称位置にはリファレンスロッドを搭載する。モータ内圧によるフレキシブルジョイントの変形には、各アクチュエータ対称位置のリファレンスロッドに内蔵されているポテンシオメータの出力をサーボ系内部でフィードバックすることでバイアス量を補正し、ノズルの偏向角誤差を0.02°以内に抑える。

6号機からの変更点は、

- (1) アクチュエータ駆動用電源が酸化銀電池からリチウムイオン電池に変更。
- (2) ポテンシオメータのストローク余裕の改善。

以上の詳細は後項を参照願いたい。

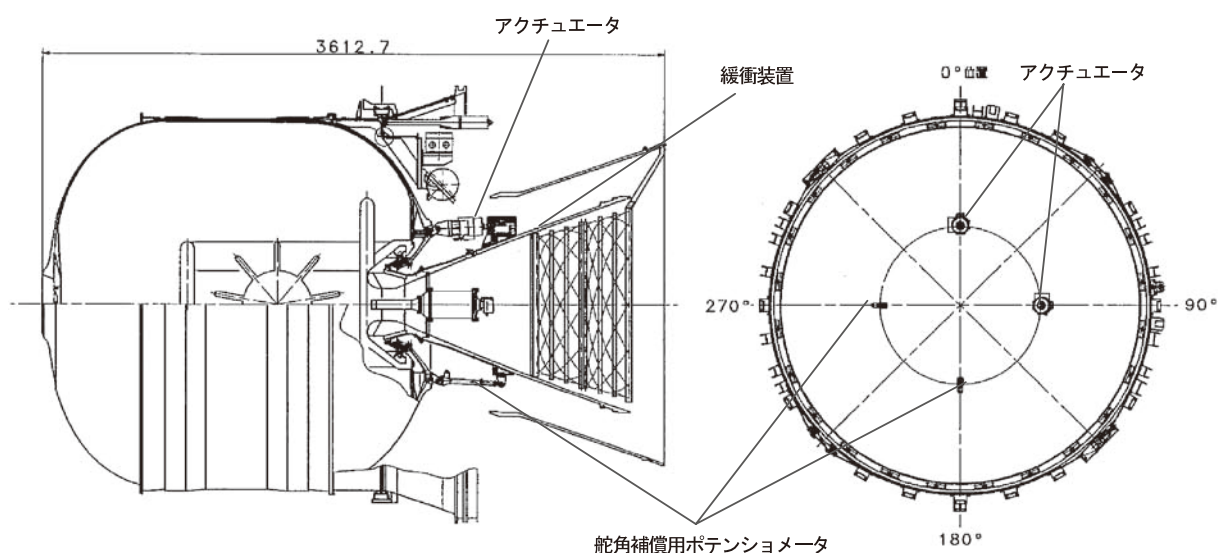
3段飛翔中の制御は、空気の影響を無視できるため、推力ミスアライメント1/200（機体の重心オフセットを等価的に含んだ値）及び衛星部重心オフセット5mmを考慮して3段の制御力を設定した。フライトシミュレーションの結果、過渡的な最大迎角は0.7°、定常的なトリム舵角は0.5°である。バンド幅1Hzについては、3段飛翔中は大きな外乱がないため、この程度で充分であることをシミュレーションで確認している。

表－9にM-34MNTVC装置の仕様及び諸元を、図－10に装置概要図を示す。

尚、開発経緯及び開発試験の詳細は、「宇宙科学研究所報告 特集 第47号、M-V型ロケット（1号機から4号機まで）」を参照願いたい。

表－9 M-34MNTVC 装置仕様及び諸元

項 目	仕 様
TVC システム	可動ノズル TVC (MNTVC)
アクチュエータ	電動モータ式サーボアクチュエータ
電源	酸化銀バッテリー電池
諸 元	
TVC 制御帯域	1Hz 以上[伸展ノズル有り] (伸展ノズル付で $\pm 0.7^\circ$ 駆動時)
最大舵角	1° 円
最大舵角速度	$4.4^\circ/\text{s}$ 以上 (伸展ノズル付で $\pm 0.7^\circ$ 駆動時)
最大横推力	6.02kN (最大主推力 345kN 時)
ノズル作動方向	ピッチ, ヨー方向及び合成方向
ジョイントスプリングトルク	$1.67 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{rad}$ 以下 ($P_c=5.88\text{MPa}$, 舵角 1°)
TVC 固有振動数	10Hz 以上 (伸展ノズル付で $\pm 0.05^\circ$ 駆動時)
モータ内圧によるノズル軸変位	8.3mm 以下[フレキシブルジョイント単体] ($P_c=5.88\text{MPa}$)
衝撃緩衝機能	アクチュエータ荷重 (24.5kN 以下)



図－10 M-34MNTVC 装置概要

4.1. 構成品の概要

4.1.1. 電動リニアアクチュエータ

本アクチュエータは、3相のDCブラシレスモータの回転を直線運動に変換するボールスクリュウ、回転角を検出するレゾルバ、初期角度位置を検出するリニアポテンシオメータ、ハウジング及び1, 2段飛翔中のノズルの揺れを防止するロック機構から成り、位置、速度、電流の制御はソフトウェアサーボ方式を採用している。電動アクチュエータの採用により、軽量で高性能の制御が可能となった。

表-10にM-34MNTVC装置構成品の諸元（5号機）を示す。

表-10 M-34MNTVC装置構成品の諸元

電動アクチュエータ	方式	DC ブラシレスモータ
	定格電圧	28V DC
	定格電流	40A
	定格ストローク	-8.4～+18.4mm
	定格推力	9.38kN
	最大速度	56.3mm/s（無負荷）
	精度	±0.1mm 以下
サーボアンプ	方式	ソフトウェアサーボ方式（制御演算方式）
	CPU	DSP（デジタルシグナルプロセッサ）
	定格電圧	±18V DC
	消費電流	0.6A DC
ポテンシオメータ	検出器	リニアポテンシオメータ
	印加電圧	±10V DC
	定格ストローク	±30mm
電池	種類	酸化銀電池
	容量	2.2Ah
	最大電流	88A×2s
	平均電流	52A 以上

4.1.2. 舵角補償用ポテンシオメータ

舵角補償用ポテンシオメータは、M-3S II型SB-735用のポテンシオメータと同様の構造、機能を有しており、定格ストロークは±30mmである。

本ポテンシオメータは、アクチュエータとノズル軸の対称位置にそれぞれ配置され、モータ内圧等によるノズル舵角変動を補正するため、ストローク信号がサーボアンプにフィードバックされる。

6号機におけるポテンシオメータのストロークは、5号機飛翔前の解析評価結果により、信頼向上のための改修を実施した。

経緯は、5号機飛翔前においてM-34モータ着火時のPcバイアスの影響によるTVCポテンシオメータ推定最大ストロークの追加解析を実施した。結果は、ポテンシオメータ仕様±30mmに対して+側が28.3mmとなった。この数値はすべての危険モードを積み重ねた最悪値（これを安全率1と定義）であることと、飛翔直前における改修のリスクを考え合わせ、5号機では現行のままとした。

6号機においては、5号機での飛翔前検証及び飛翔結果により問題のないことが確認されたが、TVC各種の設計思想である安全率1.2倍以上の数値をもって、信頼性向上のための改修を実施した。改修内容は、現行のポテンシオメータストロークを変更せず、サーボアンプのソフト上における中立点オフセット（全ストロークの配分を変える）対応が最適であることから本方式を選択した。

『変更内容』

【改修前】 入力電圧： $\pm 28\text{mm}/\pm 10\text{V}$

【改修後】 入力電圧： $+ 33.6\text{mm} \sim 0\text{mm}/10\text{V} \sim - 2\text{V}$
 $0\text{mm} \sim - 22.4\text{mm}/- 2\text{V} \sim - 10\text{V}$

『ソフトウェア』

【改修前】 $\pm 28\text{mm}/\pm 5\text{V}$

【改修後】 $+ 33.6\text{mm} \sim 0\text{mm}/+ 5\text{V} \sim - 1\text{V}$
 $0\text{mm} \sim - 22.4\text{mm}/- 1\text{V} \sim - 5\text{V}$

電氣的ストローク： $33.6\text{mm} \cdot 22.4\text{mm}$ ，マージン：5.6mm（1.2倍）

機械的ストローク： $35.6\text{mm} \cdot 24.4\text{mm}$ ，マージン：7.6mm（1.27倍）

以上、設計思想に基づいた機械的ストロークの安全率1.27倍が確保された。

改修後の確認については、M-34MNTVC装置のシステム試験、噛み合わせ試験、USCにおける第1、第2組立オペレーション及びフライトオペレーションの駆動試験において問題のないことを確認した後、フライトに臨んだ。

4.1.3. サーボアンプ

サーボアンプは、CPUとして高速のDSP（Digital Signal Processor）チップを採用しているため、従来の位置制御及び速度制御ループに加えて電流制御ループもソフトウェアサーボ化している。以上の方式により電流制御用基板が削減できるため、軽量化になっている。また、各種異常検出機能をもつことでソフトウェアの信頼性の向上を図っている。

モータ内圧等によるノズル舵角変動を補償するため、舵角補償用ポテンシオメータからの信号をフィードバックする機能も有している。

サーボアンプは、ピッチ、ヨーのアクチュエータに1基ずつ、計2基用意されている。

4.1.4. 駆動用電源（酸化銀電池及び高性能リチウムイオン電池）

酸化銀電池は、電動リニアアクチュエータ駆動用電源として1個搭載される。この電源は、ロック機構用としても使用する。

酸化銀電池は、SB-735用の酸化銀電池を応用したもので、必要容量の低下に伴って小型化のセルYAS-4、5を新規開発した。新たに耐振動環境用として、内部に防振用ゴムを用いた。従来の水素吸収剤については、水素置換用の注排気バルブに変更することで小型軽量化を図っている。

リチウムイオン電池は、高性能・小型軽量化・低価格化の観点から、酸化銀電池に替わって6号機から採用を決めたものである。図-11にリチウムイオン電池概要を示す。

(1) セル

電池セルは、HEV（Hybrid-EV）用リチウムイオン電池で、概要を以下に示す。

- ① 型式番号 : IMA6
- ② 製造元 : 新神戸電機(株)
- ③ 寸法 : $\phi 40 \times 108$
- ④ 質量 : 0.3kg
- ⑤ 定格容量 : 6Ah
- ⑥ 最大電流 : 88A

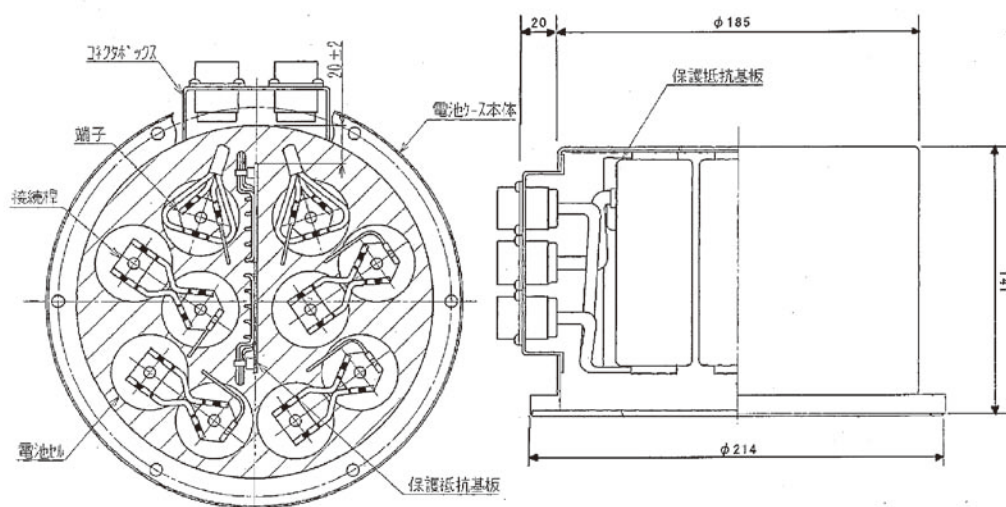


図-11 リチウムイオン電池概要

(2) 組電池

組電池は、M-V 集中電源と同構造（アセンブリも集中電源製造メーカーであるGSユアサにて実施）とした。概要を以下に示す。

- ① 寸法 : $\phi 214 \times 141$
- ② 質量 : 5.92kg（規格6.36kg以下：本体5.26kg + 取付アダプタ 1.1kg）
- ③ 使用セル数 : 10セル直列

(3) 電気的特性

- ① 放電温度 : 0℃
- ② 注液後経過年数 : 2年
- ③ 充電放置期間 : 14日@25℃
- ④ 充放電装置電圧モニタ誤算 : 20mV（ $\pm 10\text{mV}$ ）
- ⑤ 回生時の電池電圧 : 43.7V『電池要求上限電圧45Vを満足する』

(4) 開発試験

- ① 高率放電試験
- ② 環境試験（振動，衝撃，温度，真空）
- ③ 低温放電試験
- ④ 充電放置試験

M-34駆動用電池開発に供したセル数は、57セルを環境試験に、組電池相当のセル集合（10セル）をアクチュエータ組み合わせ試験に供した。

尚，開発試験において計2回の不具合が発生したが，対策としてはケース，セルの変更及び衝撃条件を見直すことで解決に至っている。表-11に不具合内容，対策の概要を示す。

(5) 製造工程

セルの製造工程は，自動車搭載品として9,600セルにおいてクレームはなく，変更が生じた場合には速やかに通知することになっている。

尚，セパレータの巻き数の変更については，巻き取り機の設定（プログラミング）変更のみであるため，実績を損なうものではないと判断している。

製造メーカでは、上記の工程後、健全性確認として充放電試験、充電放置試験を実施している。セルの受け入れ後は、バッチ毎に振動、衝撃試験を実施している。

(6) リチウムイオン組電池とアクチュエータ

目的：本電池を用いてM-34アクチュエータを駆動させて適合性試験を実施した。

結果：本電池を満充電状態から放電終止電圧までSOC約4%毎にアクチュエータを最大ステップ動作させ、電圧、電流、各セル温度を計測した。

その結果、アクチュエータ動作中の電圧、電流に異常はなく、前後の充放電特性も良好であった。また、メーカにて2年程度保管されたにも関わらず、出力抵抗に劣化はなく、新品に匹敵する値となった。詳細としては、構成セルの最小電圧が2.7Vとなるまでに31回のアクチュエータ最大ストローク動作、計27分の5Ω定抵抗放電を実施することができた。この時点までの放電容量の合計は、3.44Ah、充放電高率88.7%であり、アクチュエータ動作時電池放電が高率パルス放電となること、試験前後の低率放電容量、充放電高率を考えると妥当な値といえる。本電池電圧、電流より算出したアクチュエータ回生電力は、最大130Wであった。これは設定されたワーストケース値250Wより十分小さい値であることから、良好な結果といえる。

以上、すべてにおいて良好な結果が得られたため、本電池セルの使用において問題はないと判断した。

表－11 M-34MNTVC駆動用リチウムイオン電池開発における不具合及びその対策

発生事象	原因	対策
PM1 衝撃試験でケース上面のボルト接触部が変形	ケース強度不足	<ul style="list-style-type: none"> ・ケース材料を A50 から A20 に変更 ・本体取付ボルト用穴を本体貫通式からフランジ形式に変更（本体下部にフランジ追加）
PM1の対策を施したPM2にて衝撃試験を実施した結果、1セルに電圧低下が発生。分解の結果、セル最外周の負極活物質の脱落が判明	ケース剛性を向上させたことによるセルへの過負荷	<ul style="list-style-type: none"> ・衝撃条件の見直し ・セルセパレータを延長し、セル最外周の捲回力を向上させる

4.1.5. 衝撃緩衝装置

衝撃緩衝装置は、ノズルのコンプライアンスリング部とアクチュエータ軸の間に装着され、イグナイタ吹き抜け時のアクチュエータ軸に加わる衝撃荷重を低減させる機能を有している。衝撃の緩衝方法は、皿バネ方式を採用しており、これにより小型軽量化が図られている。機能としては、14.7kN以上の荷重が加わることで、皿バネが変位して衝撃を吸収し、TVC制御中の7.84kN以下の荷重では、作動しないようになっている。

4.2. フライト結果

M-34MNTVC装置の5～8号機におけるノズル偏向角履歴、燃焼初期応答、制御開始時ノズル過渡応答、Pc（M-34モータ内圧）バイアス推定量、アクチュエータロック機構、アクチュエータ駆動電源特性は、すべてにおいて良好な結果が得られた。

4.2.1. ノズル偏向角履歴

ノズル偏向角履歴は、すべての機体において指令ノズル偏向角に対する応答ノズル偏向角の履歴に異常はなく、指令に対する応答の偏向角誤差も過渡応答時を除き、要求値 $\pm 0.04^\circ$ 以内を満足する結果となった。

図－12－1～3にM-34MNTVCノズルの偏向角履歴（6号機）を示す。

4.2.2. 燃焼初期応答

モータ着火時のノズル応答については、モータ着火に伴うPcバイアスにより発生するノズル最大偏向角がピッチ、ヨーともに -0.8° 程度であり、約0.3sで再度中立位置に安定している。本結果は、地上燃焼試験及び全フライトデータと同等で、モータ内圧立ち上がり時のノズル軸変位に対し、ポテンシオフィードバックによる偏向角補償機能が正常に機能したことを示している。

アクチュエータへの着火衝撃は、アクチュエータロッドエンド部に貼り付けた歪ゲージ出力データによると、2tonf以下と推定され、アクチュエータの許容荷重3.9tonfを充分下回る結果であった。またモータ着火時及び制御開始時の応答履歴より得られるリファレンスポテンシオメータのストローク換算結果の最大値は、17mm以下で、ストローク最大値に対し十分な余裕がある結果であった。

4.2.3. 制御開始時ノズル過渡応答

ピッチ側/ヨー側の約 $+0.4^{\circ}$ /約 $+0.6^{\circ}$ の指令偏向角に対するノズル応答速度は、共に $8^{\circ}/s$ 程度であり、要求値： $4.4^{\circ}/s$ 以上を満足する結果が得られている。

図-13-1～2に制御開始時のノズル過渡応答結果（6号機）を示す。

4.2.4. Pcバイアス推定量

アクチュエータアンサ、及びポテンシオメータアンサより推定されるPcバイアス量は、最大内圧5.7MPaAで約11mmであった。この値は、地上燃焼試験及び全フライトデータと同等の結果であり、F/Jが正常であったことを示している。

4.2.5. アクチュエータロック機能

アクチュエータロック機能は、解除から再ロックまでの全工程の秒時において問題はなく、電源モニタについても異常な電流がないことから、ロック機能は正常に動作したと判断できる。

4.2.6. アクチュエータ駆動電源特性

電源電圧と電流の履歴に異常はなく、定電流放電の履歴を示していることから、電源は正常に機能したと判断している。

以上の機能は、全フライトにおいて正常であった。ここでは6号機の各種データ（図-12-1, 2, 図-13-1, 2）をもってTVCの各種機能の健全性をご確認頂きたい。表-12には、フライトにおけるM-34MNTVCの5～8号機のTVC性能を示す。

表-12 M-34MNTVC 5～8号機TVC性能

		M-V-5	M-V-6	M-V-7	M-V-8
TV 性能	最大偏向角	0.7° (Norm)	0.7° (Norm)	0.36° (Norm)	0.41° (Norm)
	偏向角誤差	$\pm 0.04^{\circ}$ 以内	$\pm 0.04^{\circ}$ 以内	$\pm 0.04^{\circ}$ 以内	$\pm 0.04^{\circ}$ 以内
	最大駆動速度	$6.2^{\circ}/s$ (P) $6.2^{\circ}/s$ (Y)	$8.0^{\circ}/s$ (P) $8.0^{\circ}/s$ (Y)	$6.9^{\circ}/s$ (P) $7.0^{\circ}/s$ (Y)	— $7.6^{\circ}/s$ (Y)
電源特性	最大（初期）	38.7V	42.0V	41.8V	41.4V
	最小（終期）	37.9V	41.5V	41.4V	41.0V
F/J 特性	Pc バイアス量 (J/H 変形分含む)	約 11mm @5.6MPaA	約 11mm @5.7MPaA	約 11mm @5.6MPaA	約 11mm @5.7MPaA

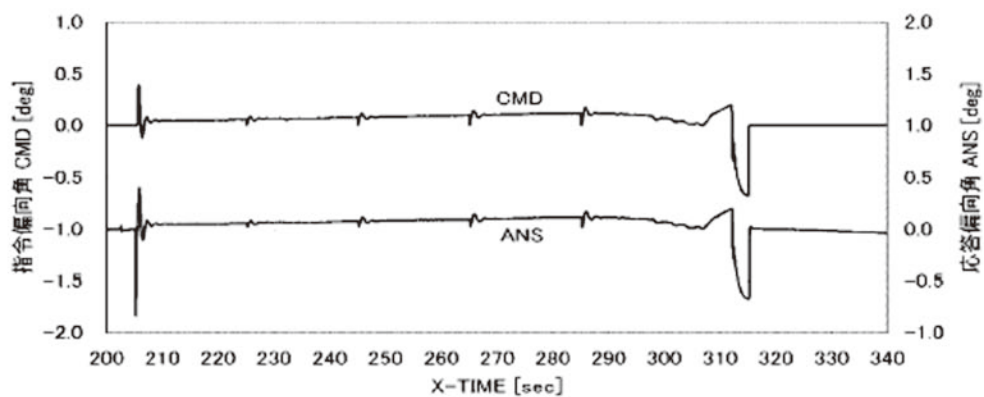


図-12-1 M-34MNTVC ノズル偏向角履歴 (Pitch)

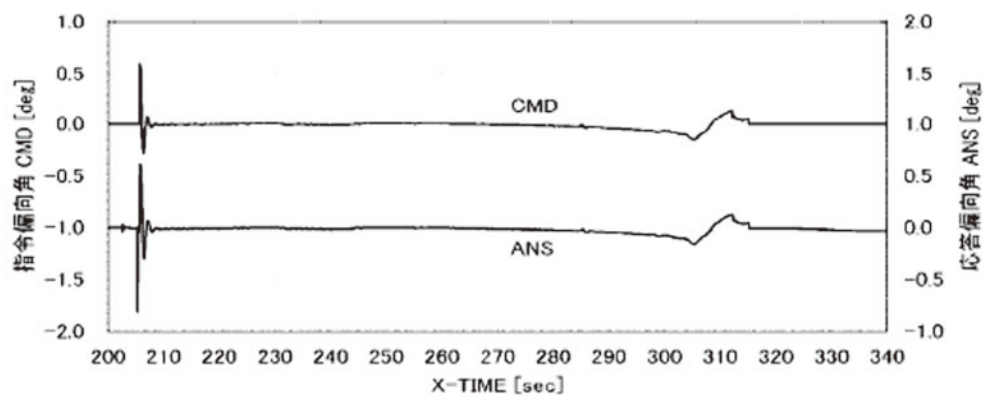


図-12-2 M-34MNTVC ノズル偏向角履歴 (Yaw)

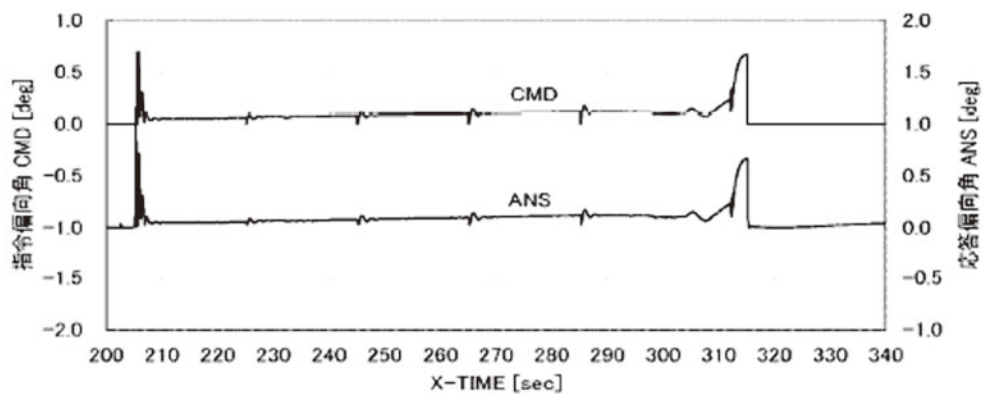


図-12-3 M-34MNTVC ノズル偏向角履歴 (Norm)

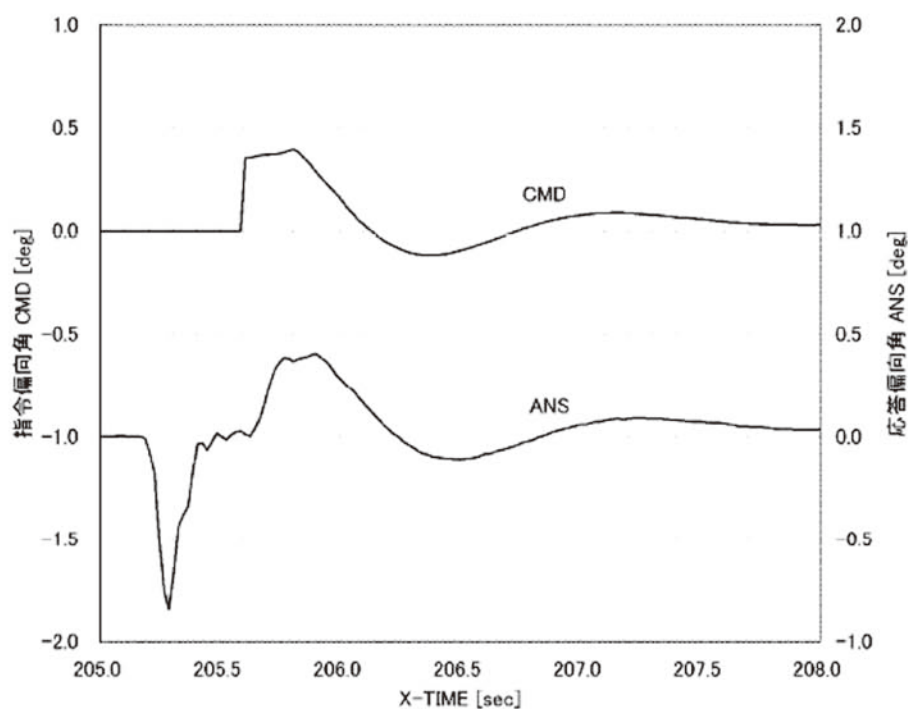


図 13-1 M-34MNTVC 制御開始時応答特性 (Pitch)

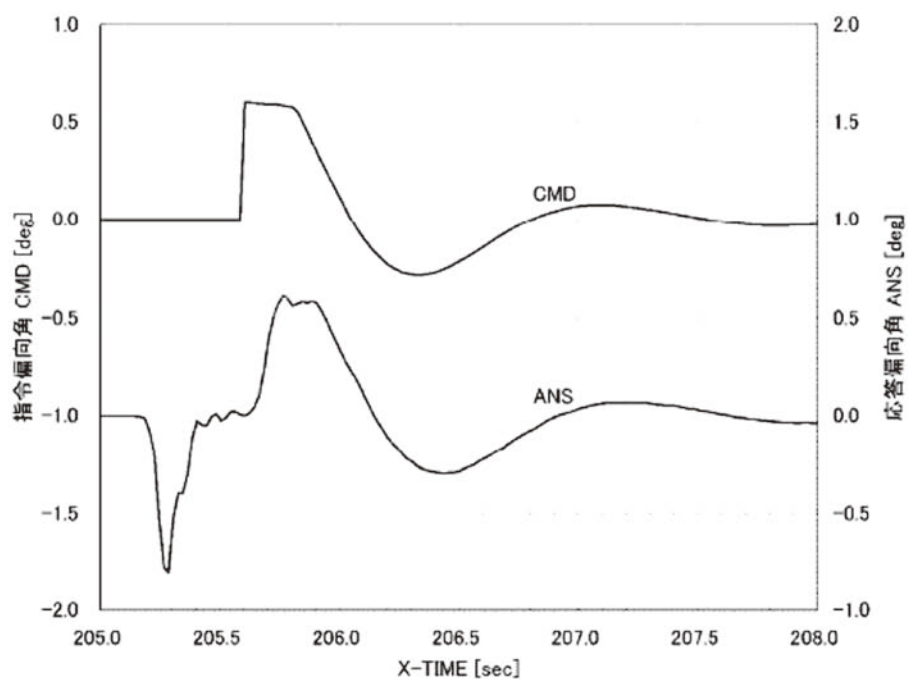


図 13-2 M-34MNTVC 制御開始時応答特性 (Yaw)

5. 第1段SMRC, 第2段SMRC, SMSJ装置

第1段ロール, 第2段ロール・3軸 (第2段モータ燃焼終了後)の制御装置は, M-3S II型で用いられていた従来型のSMRCに若干の改良を加えた同一推力/構成のものを採用し, M-Vロケットでは4号機までの使用実績がある。

4号機からの変更点は, 第1段SMRCの基数の削減化 (16基→4基), それに伴うカウリングの変更 (第2段SMRCと同形状に)と第2段SMSJの取付位置の変更 (第2段ノズル外壁から1/2段接手外壁), それに伴う新規設計のカウリングの追加である。第1段SMRCの削減化については, ロールレート分散解析を実施し, 4基においても制御系の要求である $30^{\circ}/s$ 以下を十分に満足することが確認され, カウリングの空力, 構造, 熱解析についても要求を満足するものであった。第2段のSMSJは, 取付位置変更に向けて実施した制御系解析の結果, 要求を満足しており, 追加のカウリングについてはSMSJの搭載方法がショックマウント取り付け構造になっているため, 第2段SMRCのものより若干 (横幅, 高さ共) 大きくなっている。これについても空力ほか各種解析の結果, 要求を満足するものであった。以上, すべての変更について問題のないことが確認されたため, 本方針により臨んだ。

第1段SMRC装置の制御は, ロケットにロール誤差が生じると, 姿勢制御電子部でこれを検出し, 同電子部からの制御信号でSMRC装置のフラッパー駆動用ソレノイドに電力が供給される。これによりフラッパーは片側に引き寄せられ, 固体推進薬ガスジェネレータの燃焼ガスがロール誤差を修正する方向に噴射することで制御トルクが生じ, ロケットのロール角が修正される。第2段SMRC装置は第2段モータ燃焼中のロール誤差を修正する。第2段SMSJ装置は第2段モータ燃焼終了後の3軸姿勢制御と, 第3段打ち出し方向への指向制御 (リファレンスチェンジ)を行うために使用する。

SMRC, SMSJ装置は, ポリブタジェン系の固体ガスジェネレータ, ソレノイド駆動方式のフラッパー弁型ホットガスバルブ (HGV) 及びドライバ装置からなり, 推力は200Nである。ガスジェネレータについては従来通りにHGV圧力と干渉のない1次スロットを設ける。

表-13に仕様及び諸元を, 図-14に第1段SMRC, 第2段SMRC, SMSJ装置概要を示す。

尚, 開発経緯, 開発試験の詳細は, 「宇宙科学研究所報告 特集 第47号, M-V型ロケット (1号機から4号機まで)」を参照願いたい。

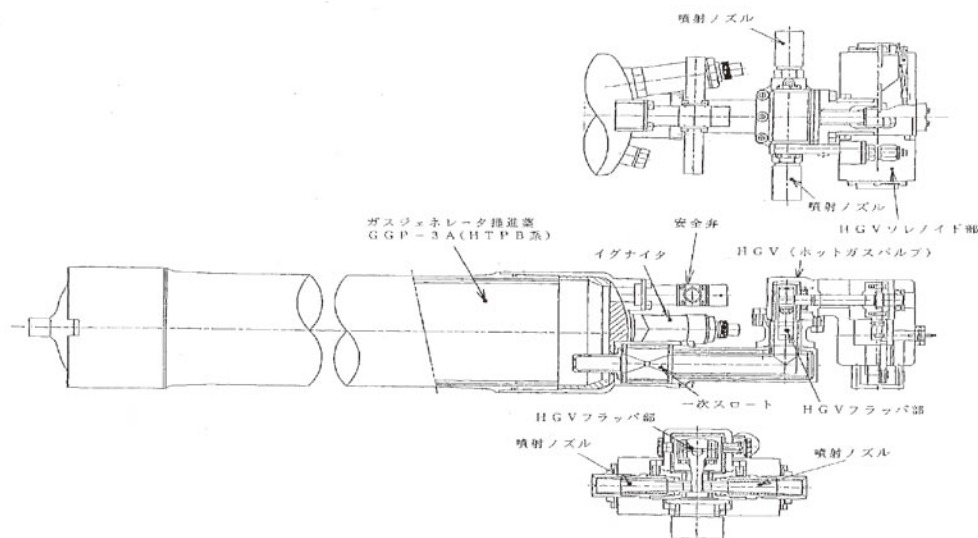


図-14 第1段SMRC, 第2段SMRC, SMSJ装置概要

表－13 第1段 SMRC，第2段 SMRC，SMSJ 装置の仕様及び諸元

諸 元	
推力	196.1N (147.1N 以上) [1 基]
中立点推力アンバランス	0±19.6N
燃焼時間	75s 以上 (0～40℃)
応答遅れ	200ms 以下
HGV 最低作動圧	2.45MPa
HGV 最低作動電圧	22V (22～34V)
ドライバ仕様	
出力電圧	22.85～34V (負荷 : 22.7～31.1Ω/コイル)
供給電圧	22.85～34V
消費電流	15.3A 以下 (HGV8 基分)

SMRC，SMSJのサイジングについて，第1段のSMRC装置は上記理由により決定された．第2段SMRC装置については，外乱源として推力ミスアライメント（1/200）とM-25モータ点火時に予想される最大横推力を考慮して解析した結果，2基（推力値の解析条件は最悪値の110N[第1段も同様]）に決定している．第2段SMSJ装置は，M-25モータ燃焼終了後の3軸制御においては空気の影響が小さいため，大きな制御力を必要としないが，第3段打ち出し方向への指向制御（リファレンスチェンジ）は，10s程度の間にこれを完了する必要がある．よって，これが事実上の推力要求となる． $1^{\circ}/s^2$ の角加速度（ピッチ/ヨー軸）に相当する推力は34kgfである．ノーズフェアリングの開頭及び分離時の外乱を指定時間内に吸収するためにも同程度の角加速度レベルが必要である．

第2段SMSJについては，デューティに対する要求がないため，その条件も考慮して解析した結果，4基に決定している．

SMRC，SMSJ装置の艀装は，第1段SMRCは後部筒外壁の4カ所に1基ずつ取り付け，第2段SMSJは，1/2段接手外壁に搭載し，第2段SMRCは2/3段接手部に搭載する．

第1段SMRC装置の作動時間は，制御開始が $X + 3s$ ，1/2段分離時刻が $X + 75s$ であるため，作動時間は72sになる．仕様については，マージンを見込んで75s以上とする．第2段SMRCとSMSJについては，第1段SMRCと同一仕様であるため，作動時間は同じく75s以上とした．

バルブの応答性は，制御シミュレーションにより設定されるが，ここではSMRCのバルブの応答遅れ50～60ms及び作動圧力条件による変動分を考慮して200ms以下とする．

従来の制御系からの精度要求は基本的にはなかったが，第2段SMSJの2/3段分離時及びリファレンスチェンジに対する姿勢制御要求は，号機毎に設定している．

5.1. 構成品の概要

構成品は，4号機までと同様で，

- (1) HGV（Hot Gas Valve）
- (2) ドライバ
- (3) 固体モータ（端面燃焼型）

で構成される．ドライバには，ショックマウントを装着している．

5.2. フライト結果

5～8号機における第1段SMRC，第2段SMRCおよびSMSJ装置は，機体の姿勢角，姿勢角誤差の履歴，位相履歴，各バルブの作動履歴によると，設定された制御パラメータに従って正常に制御されており，各バルブの応答性も地上試験と同等のものであったことから，良好な結果が得られたものと判断している。

但し，7号機においては，SMRC，SMSJの推進システムに異常が発生し，安全弁が作動するという不具合が発生した。この不具合により，X + 177s以降の時間帯で姿勢角誤差が若干大きくなったが，制御終了時刻までの間にピッチ，ヨーとも誤差を収束させ，事なきを得ている。詳細については，推進班の項を参照願いたい。

表－14にフライト時の性能結果を示す。図－15－1～10に6号機の第1段SMRC装置，第2段SMRC，SMSJ装置のフライト結果を示す。図－16－2に7号機において発生した内圧異常状況を示す。

表－14 第1段SMRC，第2段SMRC，SMSJ飛翔時の性能結果

		M-V-5			M-V-6			M-V-7			M-V-8		
制御装置	No.	バルブ圧力 (MPa)		有効 燃焼時間 (s)	バルブ圧力 (MPa)		有効 燃焼時間 (s)	バルブ圧力 (MPa)		有効 燃焼時間 (s)	バルブ圧力 (MPa)		有効 燃焼時間 (s)
		ON	OFF		ON	OFF		ON	OFF		ON	OFF	
B1 SMRC	1	3.4	2.8	95	3.8	3.0	90	3.4	2.8	96	3.4	2.7	100
	2	3.4	2.8	92	3.7	2.9	91	3.4	2.8	96	3.5	2.7	101
	3	3.6	2.9	93	3.6	2.8	93	3.4	2.7	97	3.3	2.6	102
	4	3.4	2.8	93	3.7	3.0	91	3.3	2.7	99	3.2	2.6	102
B2 SMRC	1	3.4	2.5	93	3.6	2.8	91	3.6	2.9	92	3.6	2.9	100
	2	3.7	2.9	92	3.7	2.9	95	3.6	3.0	93	3.6	2.9	98
B2 SMSJ	1	3.5	2.8	93	3.8	3.0	92	3.5	2.9	96	3.3	2.8	104
	2	3.5	2.9	93	3.7	2.9	91	3.5	2.9	97	3.3	2.7	102
	3	3.5	2.9	94	3.7	2.9	92	3.5	2.8	97	3.3	2.8	100
	4	3.5	2.7	95	3.8	3.0	90	※	※	※	3.4	2.8	102

※ 7号機 B2 SMSJ No.4 は，内圧異常により安全弁作動。

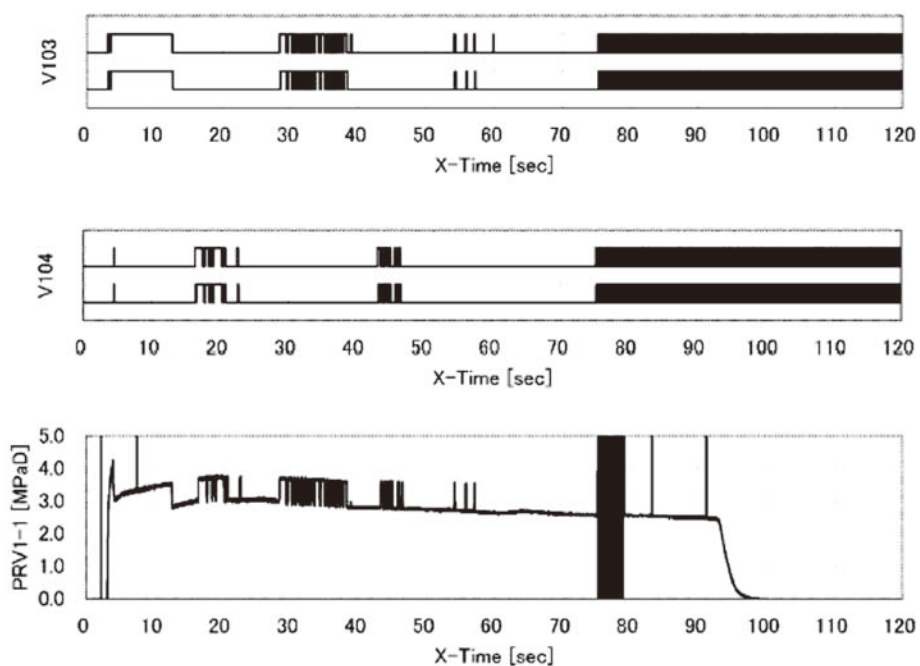


図15-1 第1段SMRC駆動・バルブ内圧 (No1)

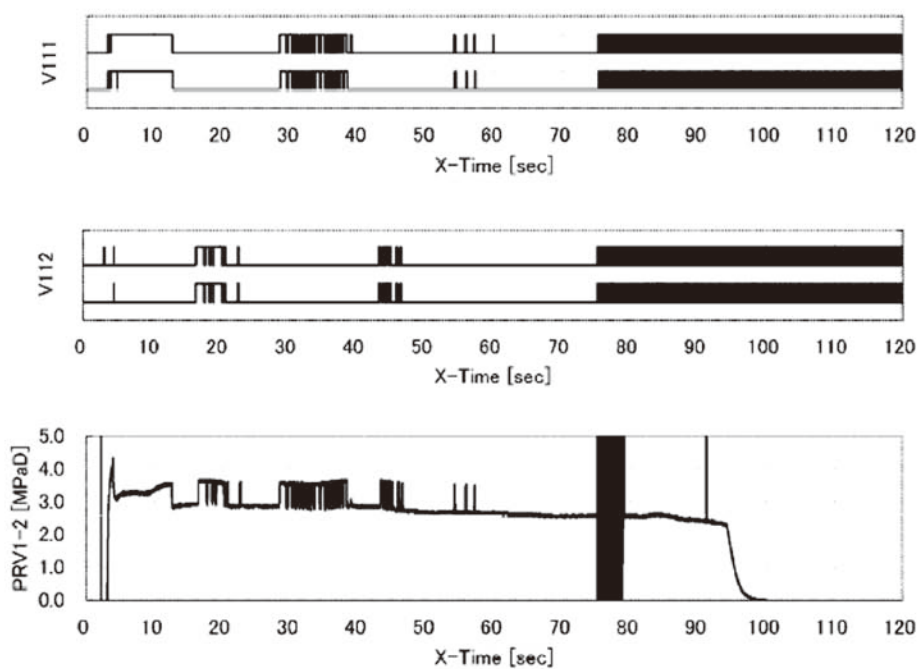


図15-2 第1段SMRC駆動・バルブ内圧 (No2)

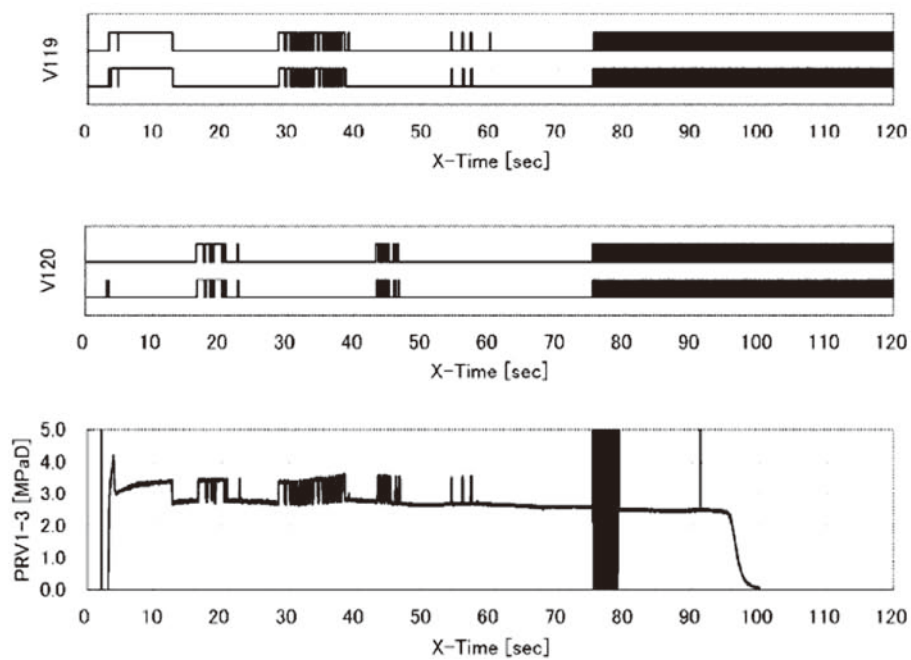


図15-3 第1段SMRC駆動・バルブ内圧 (No3)

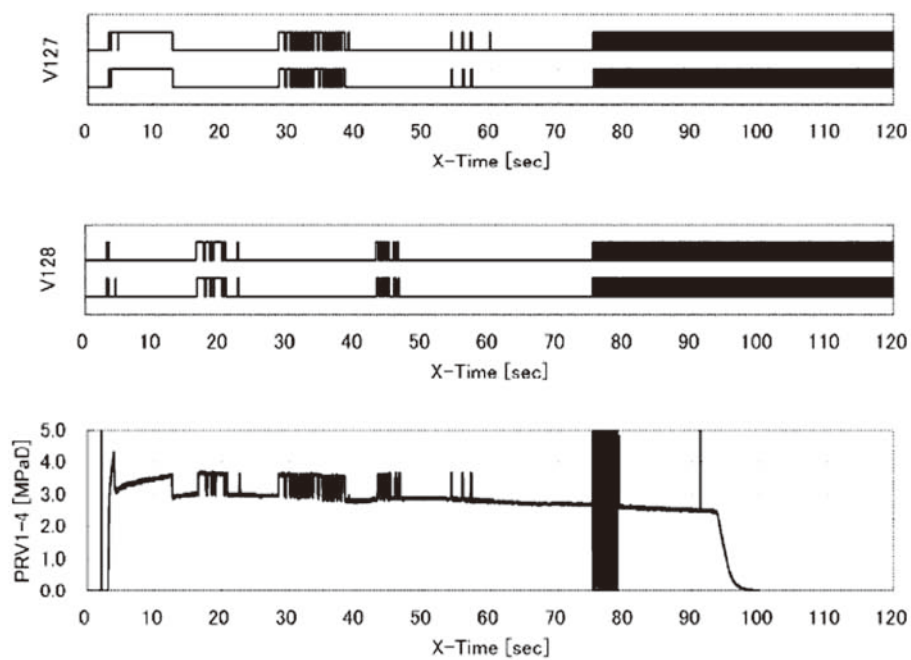


図15-4 第1段SMRC駆動・バルブ内圧 (No4)

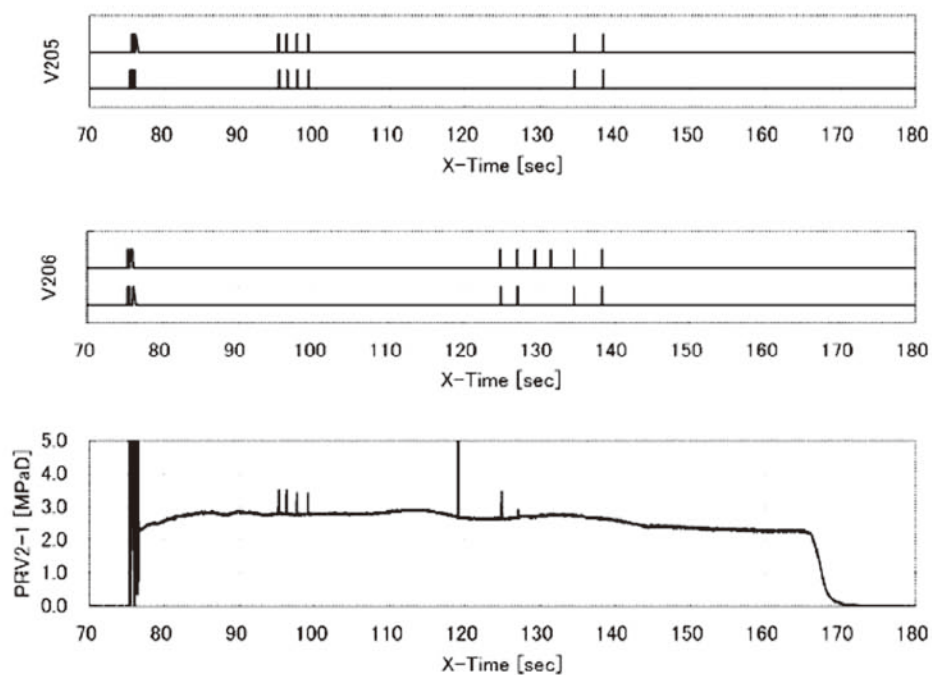


図15-5 第2段SMRC駆動・バルブ内圧 (No1)

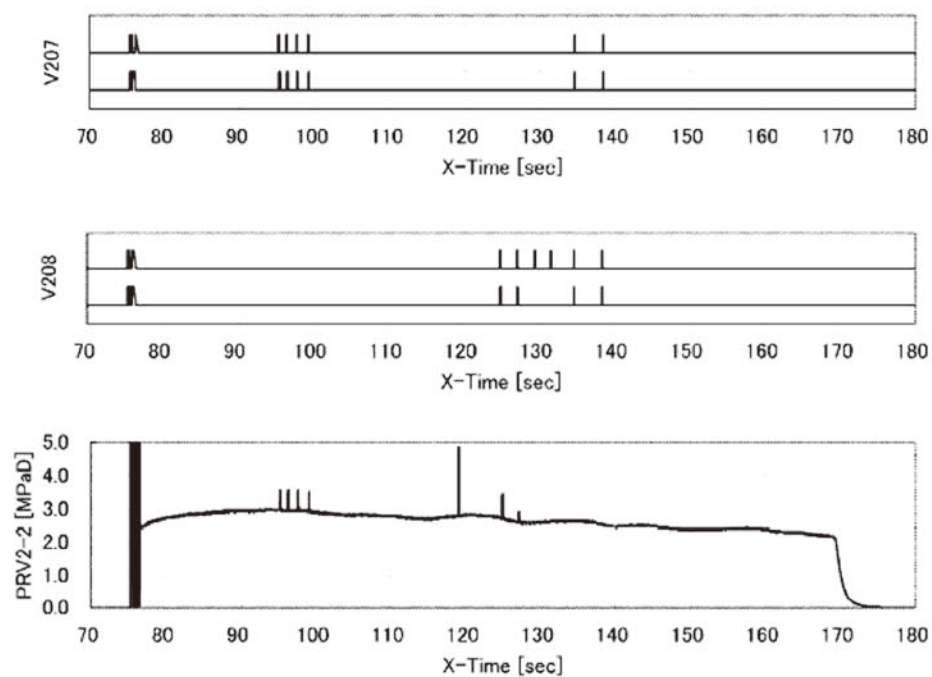


図15-6 第2段SMRC駆動・バルブ内圧 (No2)

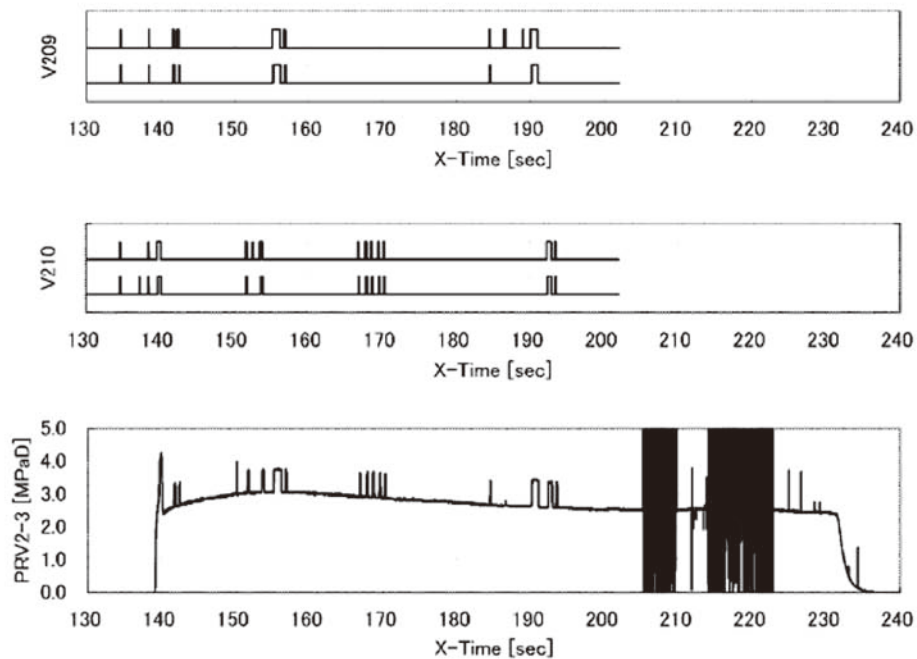


図15-7 第2段SMSJ駆動・バルブ内圧 (No1)

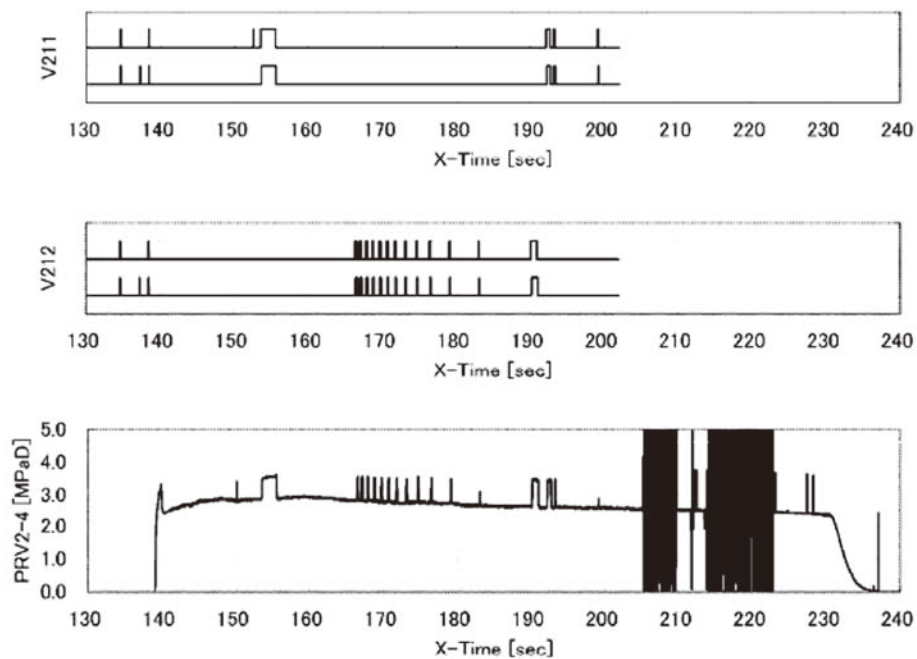


図15-8 第2段SMRC駆動・バルブ内圧 (No2)

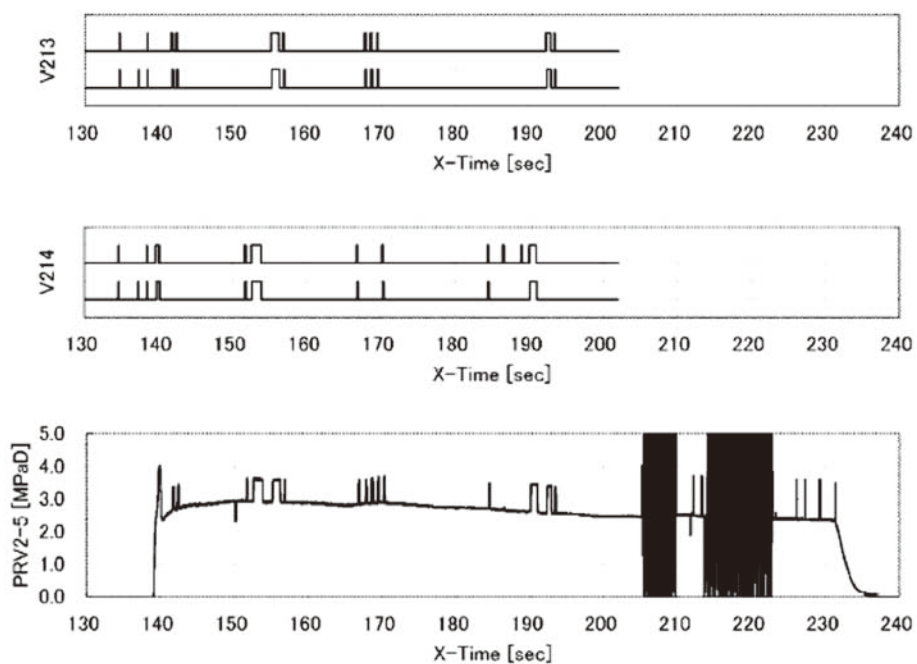


図15-9 第2段SMSJ駆動・バルブ内圧 (No3)

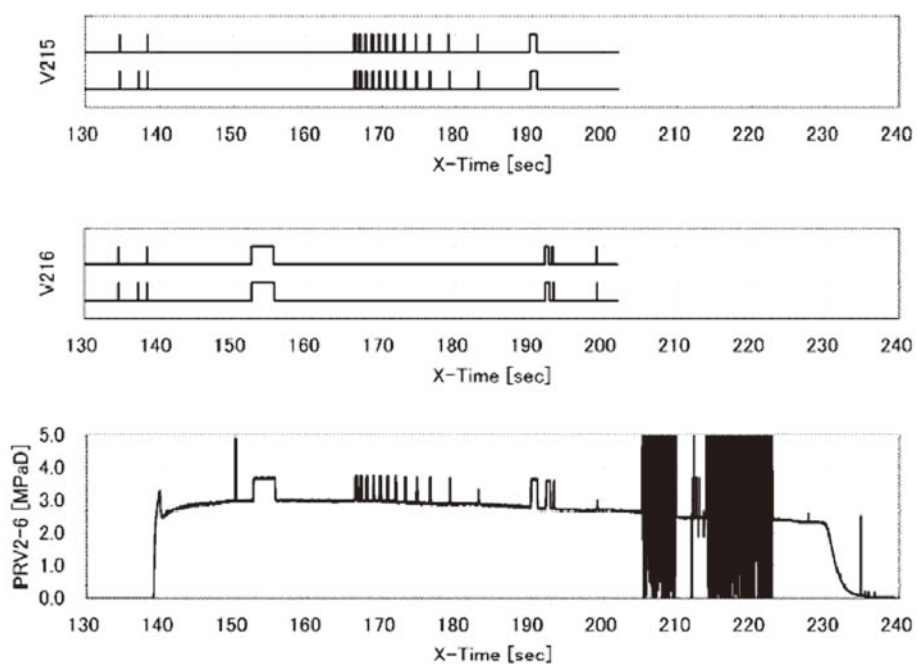


図15-10 第2段SMSJ駆動・バルブ内圧 (No4)

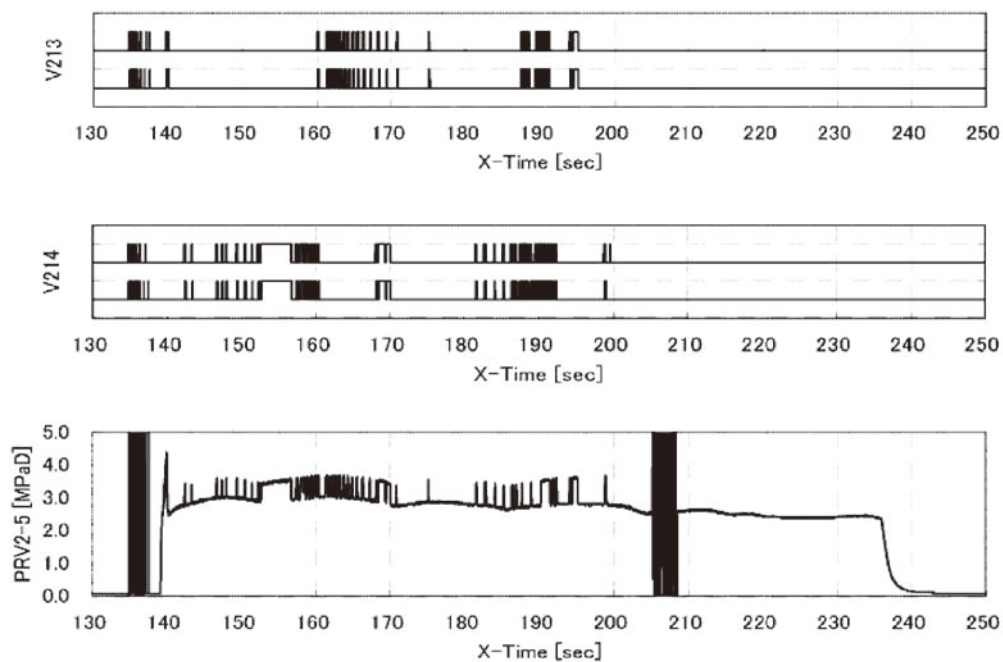


図16-1 第2段SMSJ駆動・バルブ内圧 (No3)

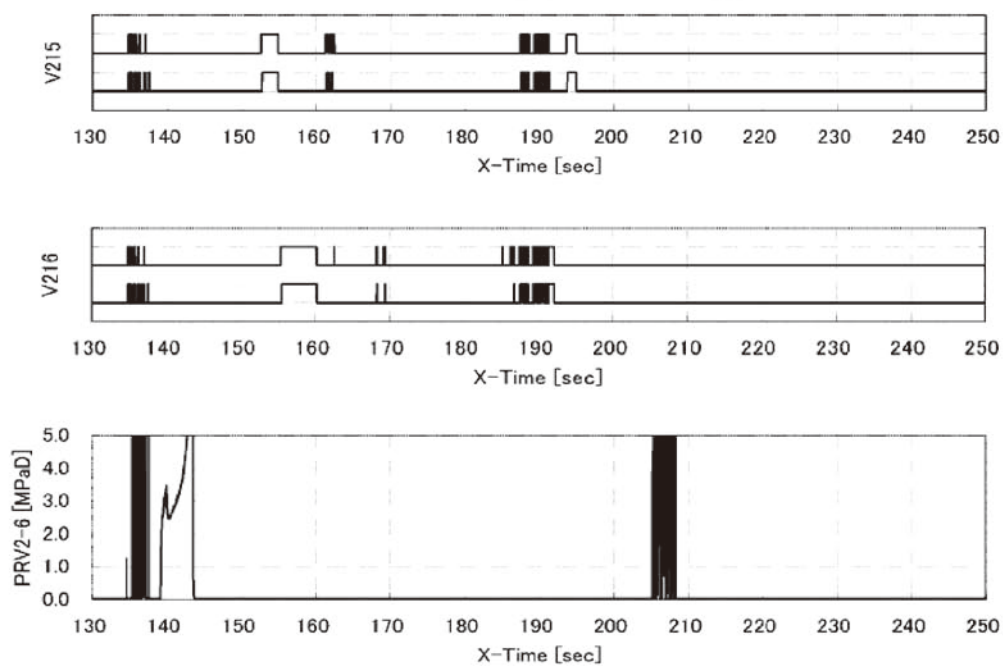


図16-2 第2段SMSJ駆動・バルブ内圧 (No4)

6. 地上系設備

6.1. 設備概要

TVC関連の地上設備を下記に示す.

- 1) 高圧窒素ガス製造設備
- 2) 整備塔内注気注液設備、発射管制用指令応答系
- 3) M管制室SJ/TVC管制卓
- 4) 熱電池起動操作・監視盤
- 5) TVC装置用各種支援設備機器

6.1.1. 高圧窒素ガス製造設備

本設備は、従来通り、液体窒素を圧縮して蒸発器（フィンチューブ）をとおり、気化させて気蓄器に貯蔵するものである。ここで製造されたガスは埋設配管をとおり整備塔1階のTVC中継盤に送られ、更にランチャブーム内に設置されている配管を経由して各種TVC装置及びその他必要とされる部位に供給される。ランチャブームの外側には機体への供給用中継ボックスが設けられている。

窒素ガス供給は、

- 1) 整備塔ランチャブームの6階位置 (M-24LITVC 供給, カブラ離脱用→4号機まで使用)
- 2) 〃 7階 〃 (ノーズフェアリング内湿度コントロール用)
- 3) 〃 9階 〃 (〃 内空調ダクト離脱用)

その他の付帯設備としては、整備塔1階TVC中継室を拠点として、整備塔内に供給用配管が設置されている。

- 1) 整備塔2階フロア (M-14MNTVC用油圧及びヘリウムガス, 窒素ガス供給用)
- 2) 6階 (M-24LITVCピストンセット用窒素ガス及びオイル, 噴射体供給用→4号機まで使用)

以上、TVCの各種飛翔前試験及び飛翔試験時の支援目的のための設備が完備している。

6.1.2. 整備塔内発射管制用指令応答系

地下管制室よりロケットへの指令応答用としてランチャーム内に各種指令応答用回線が敷設されている。これにより、ロケット発射時刻の直前まで遠隔にて指令応答が可能になる。

図-17にTVC設備の配線系統図を示す。

6.1.3. M 管制室 SJ/TVC 管制桌

SJ/TVC管制卓の使用目的は、

- 1) ノーズフェアリング内湿度コントロール用窒素ガス供給のための操作及び監視.
- 2) 空調ダクト離脱のためのバルブ操作.
- 3) 上記2項目の圧力モニタ.
- 4) テレメータデータの表示及びデータ収録.
- 5) M/LS発射管制司令装置（中央指令卓）との指令応答.

6.1.4. 管制卓ソフトウェア

このソフトウェアは、SJ/TVC管制卓に設けられたもので、次に示す機能を有している。

- 1) テレメータから伝送されるテレメトリデータを受信する。
- 2) 受信したデータに演算処理を行い、管制卓パネル及びモニタに出力する。
- 3) 受信したデータを収録し、これをパネル及びモニタに出力する。

このソフトウェアを3つのコンピュータ（ホスト、ターゲット1、ターゲット2）で運用する。これらの接続は、テレメータとターゲット1の間と、ターゲット2とホストの間をイーサネットで行う。ターゲット1とターゲット2の間は、VMEbus結合である。

6.1.5. 熱電池起動操作・監視盤

- 1) 管制室から地上回線を通して整備塔7階ランチャブームより熱電池起動用の電力を供給する（電源ユニット内装）。
- 2) 電流・電圧モニタ，抵抗値測定，立ち上がり特性取得等の機能を有している。

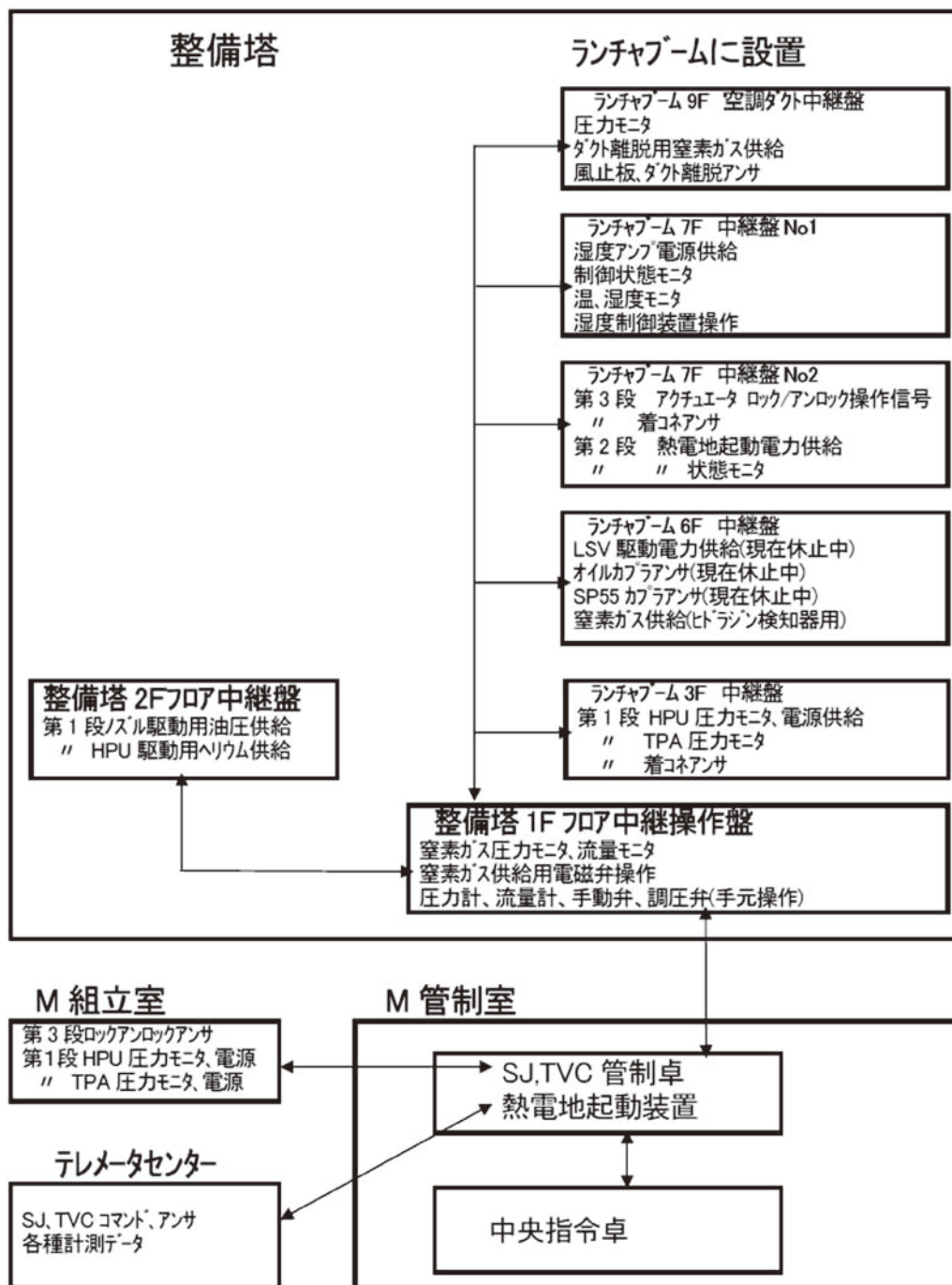


図-17 TVC設備配線系統図

7. 結

M-V-5～8号機までのTVC装置は、全段に可動ノズル方式（MNTVC）を採用した。第1, 3段MNTVCは、4号機からの継続使用で、能力は十分なものであることを確認しており、信頼性の観点からも実績を積み上げている。2段目は、4号機まで旧来から使用してきた噴射体噴射方式（LITVC）を採用していたが、5号機より新規開発のMNTVC装置に変更された。これは、先の項に記述したが、電動アクチュエータ方式を採用したことで運用面において明らかな飛躍があった。単体機能試験、システム試験、噛み合わせ試験、各種オペレーションからフライトに至るまでの作業内容がシンプルで工程は大幅に削減された。

M-Vにおいても一歩ずつ実績を積み上げることで、性能及び信頼性向上、運用面の効率化を図ることができた。

TVCの歴史は、LITVC装置に始まり現在に至るまで20数機のロケットを打上げてきた。開発当初は数々の困難に直面し、運用においても数えきれないほどのトラブルを経験した。しかし、現在を考えると、それらの経験が我々の技術力の向上に繋がったものと確信している。残念ながら誇りあるMシリーズのロケットは、本報告書をもって終了することになったが、幸いなことに次期個体ロケット計画がスタートし、更なる目標ができた。今後においては、その目標に向かって少しでも貢献できればと考えている。

最後に、ここまで支えてくださった関係者の方々には、心よりお礼を申し上げたい。

M-V ロケットのサイドジェット（SJ）

志田真樹*, 上杉邦憲*, 澤井秀次郎*, 森治*, 中塚潤一*
古川克己**, 山川道弘**, 松尾哲也**

1. はじめに

M-V ロケットのサイドジェット（SJ）は、TVCとともに機体の姿勢制御用に第3段に搭載されているもので、基本的にはM-3S IIのヒドラジンSJをベースに設計し、軽量化と耐熱化を図ったものである。

5号機以降のSJでは、M-3S IIからM-Vの4号機までのSJにおいて、従来から採用してきた調圧方式の燃料押圧設計を、MUSES-B等の各種衛星用RCSで実績のあるブローダウン方式へ変更した。

本燃料押圧方式の変更により、調圧弁、安全弁などの各種バルブやセンサなどの部品も不要となり、質量が大幅に軽減されるとともに、システムの簡素化、安全性の向上、信頼性の向上、作業の簡素化に寄与することとなった。

また5号機に限っては、SJに要求される制御時間・制御量が少なく、軽量化を重視するという方針から、GN₂タンクを無くし、必要量だけ充填した燃料タンクの空所容積に押しガスである窒素ガスを同封した。これによって更なる軽量化を図っている。

以下、本章ではM-VのSJおよびこれに関連した地上設備について述べる。なお、打上げ号機が、5→6→8→7であったため、本章でもその順に記載する。

2. 研究開発の概要

2.1. 構造・構成

SJ部は、2個の燃料タンクモジュール、2個の押しガス用のGN₂タンク、4個1組のスラストで構成された4組のスラストモジュール、バルブモジュール、注排気弁モジュール、テストポートモジュール（1および3号機での名称は、背圧注気弁モジュール）および各モジュール間の配管より構成されている。なお5号機では、更なる軽量化という方針で、GN₂タンクを無くしている。個々の配置を図1に、系統を図2に示す。4号機までの形態と、5号機の形態、6～8号機の形態と3つに分けて示す。

それぞれのモジュールは、環状フレームというアルミハニカムの中空円盤に配置し、SJ単体で組立作業をしやすくするように一体ものとなっている。

また注排気弁モジュールおよびテストポートモジュールは、後部リングに取り付けられ、2/3段結合後もアクセスできるようになっている。フェアリングのアクセス窓を介して、フライト直前の加圧作業が行えるようになっている。後部リングとのI/Fを図3に示す。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

** Nagasaki Shipyard & Machinery Works / Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

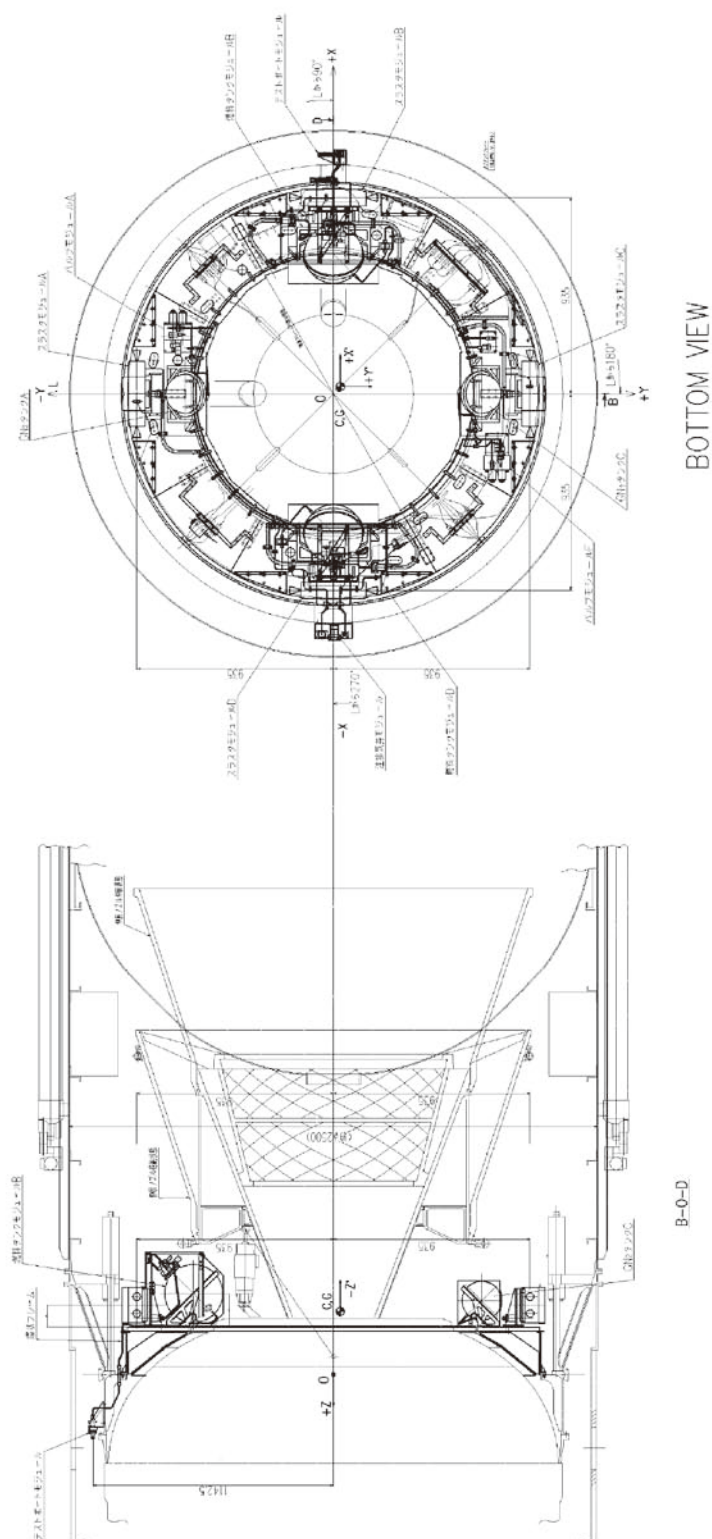


図1-1 SJ配置図(1~4号機)

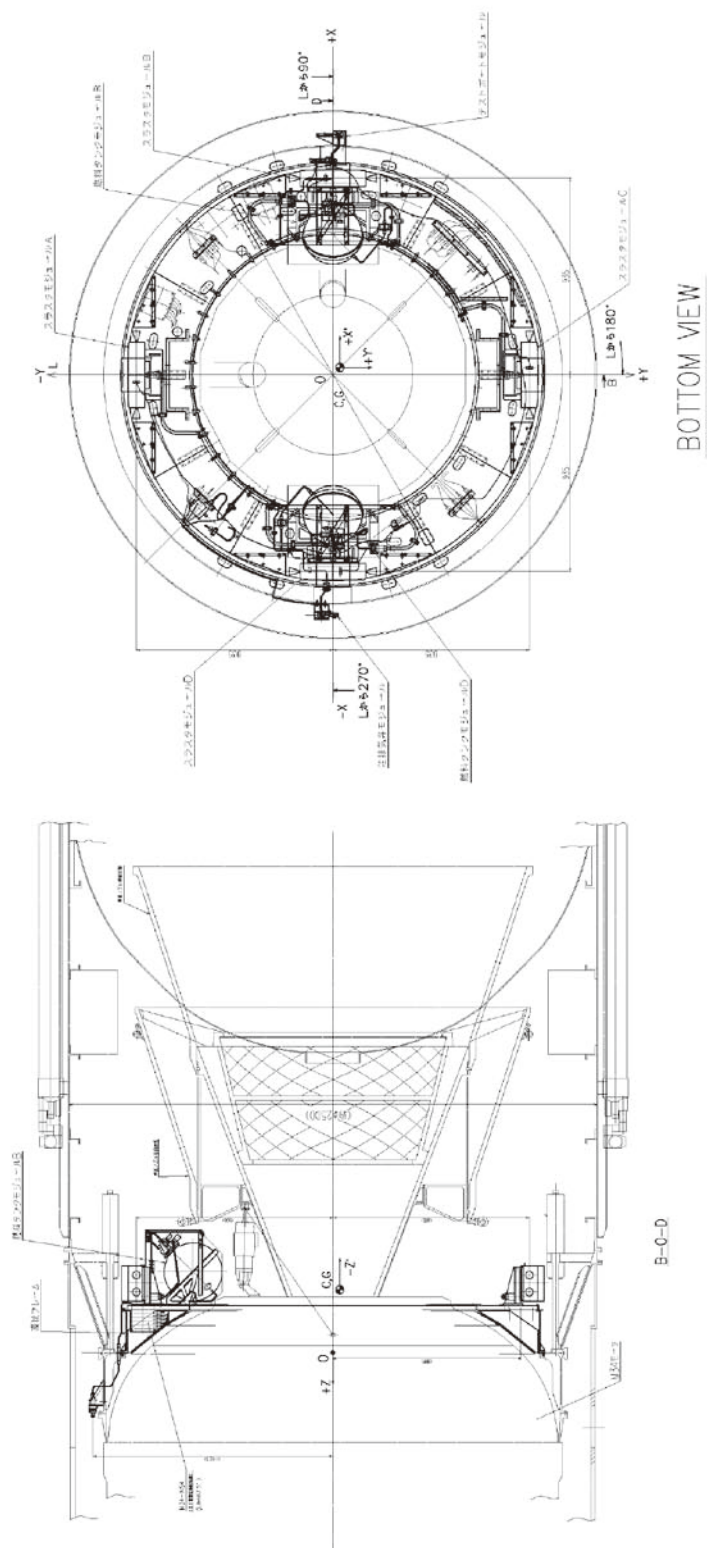


図1-2 SJ配置図 (5号機)



This document is provided by JAXA.

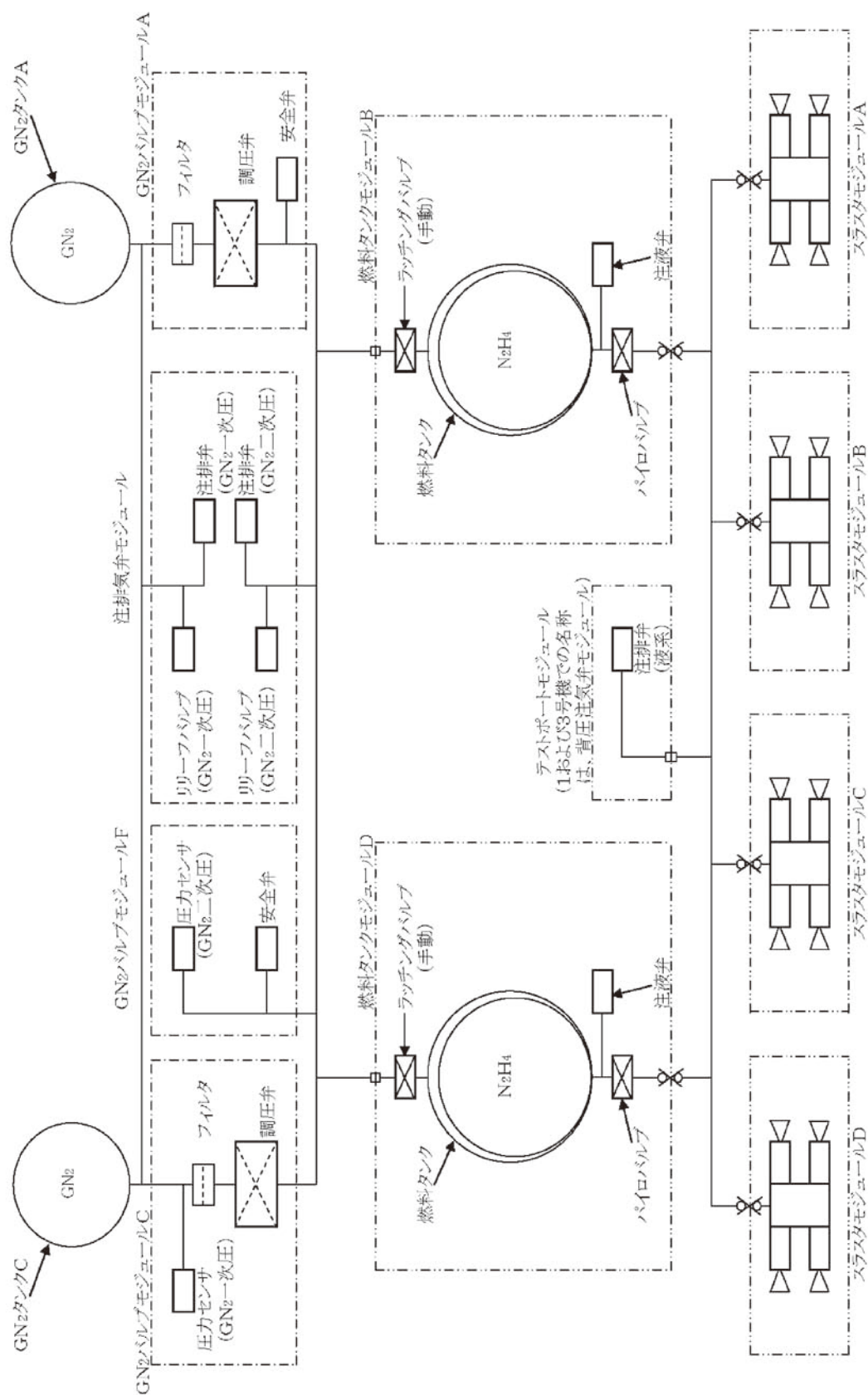


図2-1 SU (調圧型) 配管系統図 [1 ~ 4号機]

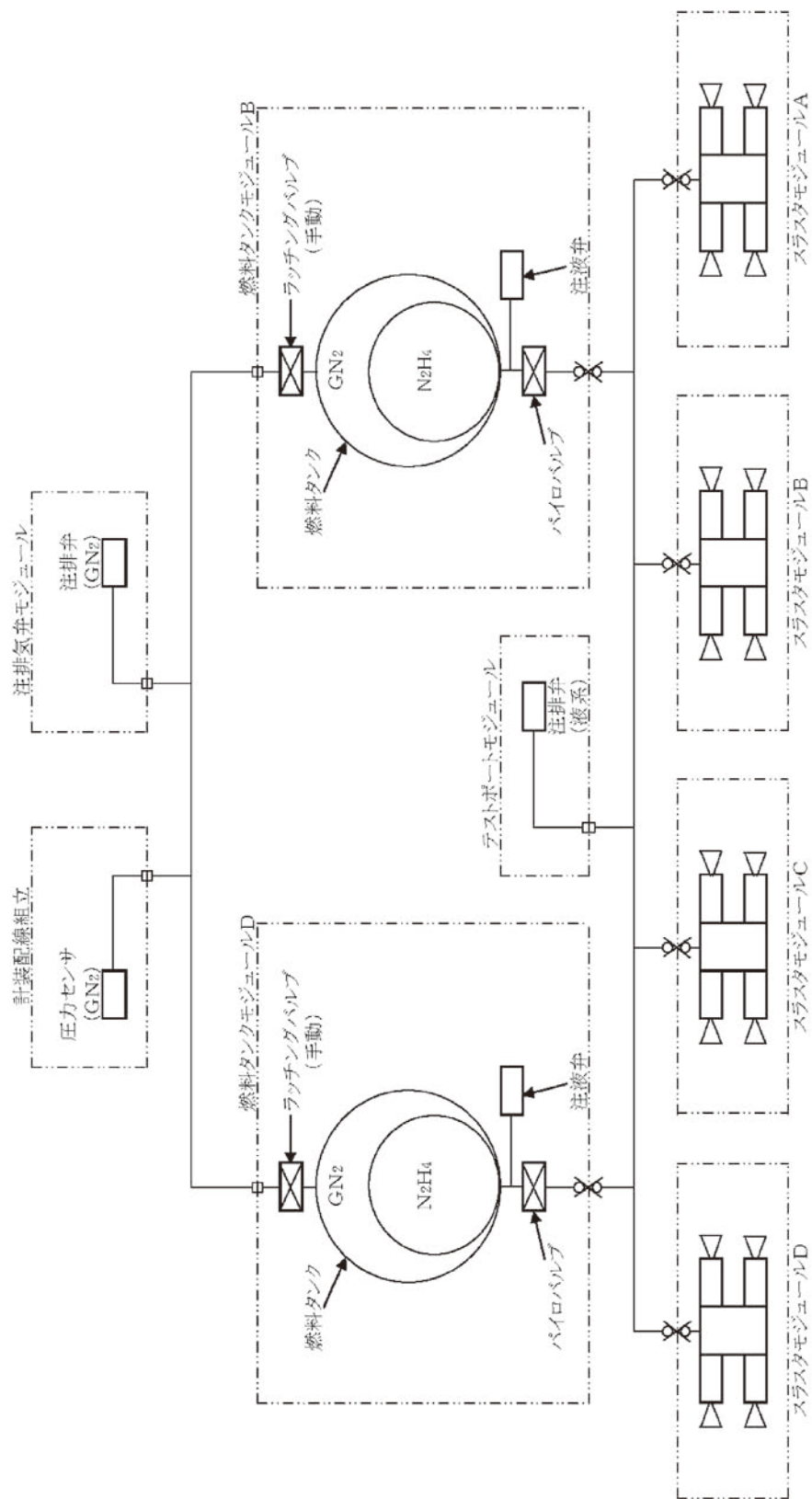


図2-2 SJ (プロードアインI型)配管系統図 [5号機]

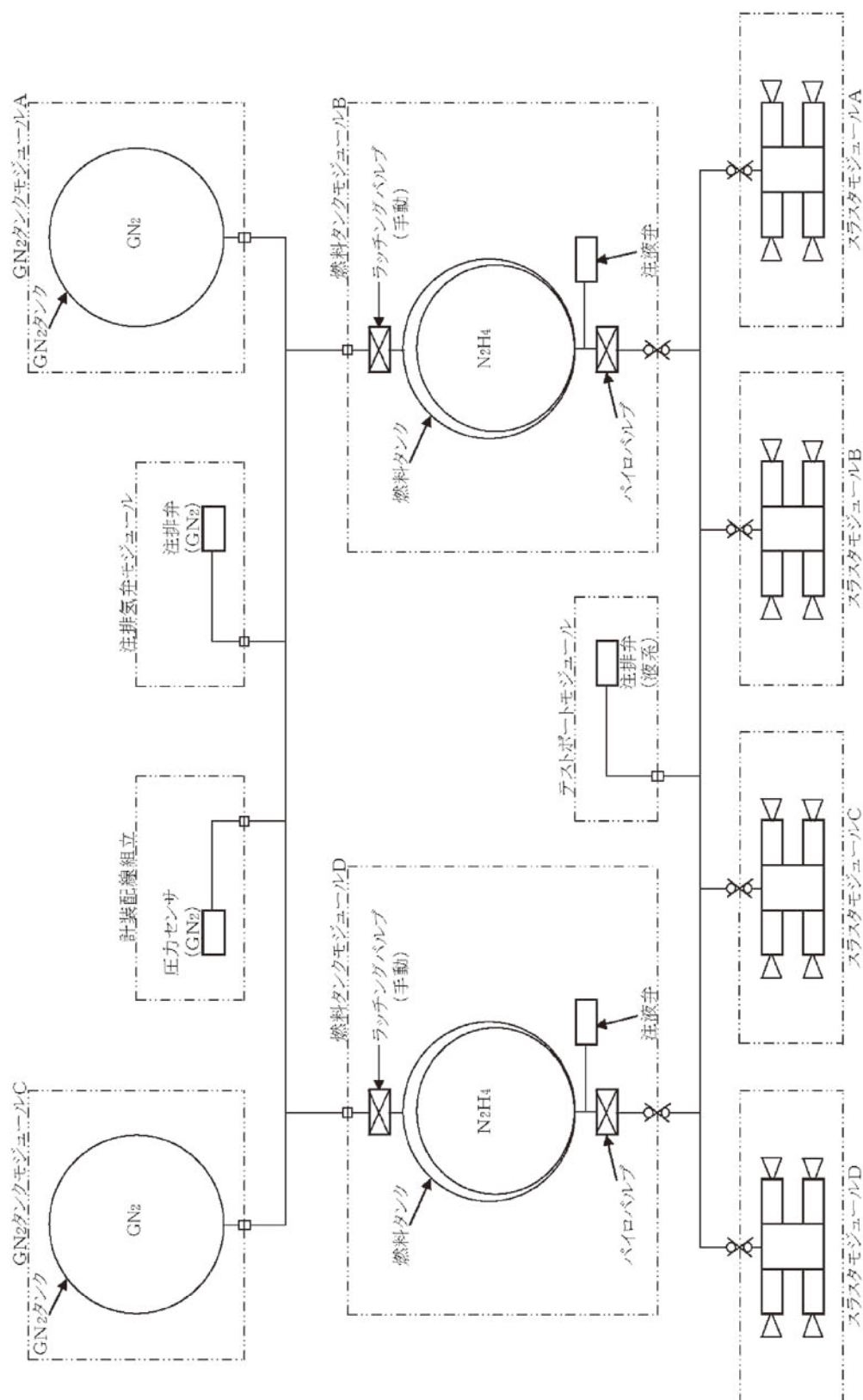
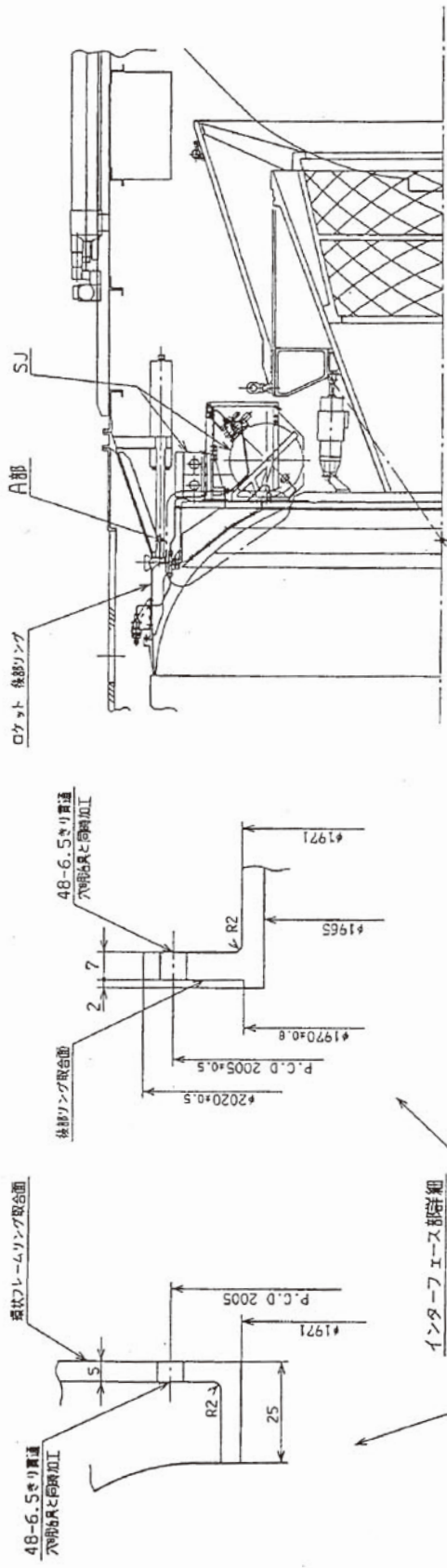


図2-3 SU (プロードアウン II 型) 配管系統図 [6 ~ 8号機]

SJ 環状フレームリング部

ロケット 後部リング部



SJ搭載状態 全体図

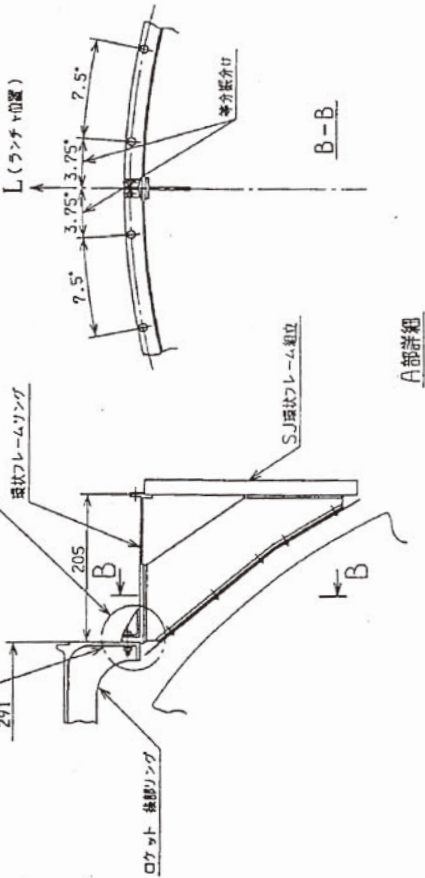


図3 M-34モーターSJインタフェース図

2.2. 設計諸元

SJに要求されている機能は、各号機により多少異なるが、概して次のとおりである。

- 1) 第2段分離後、第3段点火までのコースティング中の3軸姿勢制御
- 2) 第3段燃焼中のロール制御
- 3) 第3段燃焼終了直前の3軸指向制御
- 4) 3)までが各号機共通のSJの制御で、それ以降は、衛星等の都合により異なる。
 - a) 5号機
 - ① ANC (Active Nutation Control)
ANCは実際には行わなかった。分離前のスピンはスピンモータによる。
 - b) 6号機
 - ① パーキング軌道上でのコースティング中の3軸姿勢制御
(衛星を180度反転)
 - ② 熱対策 (バーベキュースピン)間引き制御
 - ③ 衛星分離前のスピニアップ
 - ④ 衛星分離後のデスピンおよびタンブル制御
 - ⑤ 再スピニアップ
 - c) 8号機
 - ① パーキング軌道上でのコースティング中の3軸姿勢制御
(衛星を180度反転)
 - ② 熱対策 (バーベキュースピン)間引き制御
 - ③ 衛星分離前のスピニアップ
 - ④ 衛星分離後のデスピンおよびタンブル制御
 - ⑤ RSAS実験用に、スピン
 - ⑥ サブペイロードCute1.7 + APD用に、ロールマヌーバ
 - ⑦ サブペイロードSSP用に、ロールマヌーバ
 - ⑧ 再スピニアップ
 - d) 7号機
 - ① パーキング軌道上でのコースティング中の3軸姿勢制御
(衛星の反転は行わず)
 - ② 衛星分離後のタンブル制御
(この衛星はノンスピンで分離する)
 - ③ サブペイロードHITSAT用に、ロールマヌーバ
 - ④ サブペイロードSSSAT用に、ロールマヌーバ
 - ⑤ サブペイロード・衛星との衝突回避のためのDe-orbitマヌーバ
 - ⑥ 熱対策 (バーベキュースピン)間引き制御
 - ⑦ スピニアップ

また推進剤枯渇を防止するために、制御ロジック上である一定期間噴射不可な状態にするという間引き制御も行っている。さらに各受信局合わせてロールマヌーバを行っている。

2.3. 性能諸元

この機能要求を満たすため、図4に示すM-Vの機体諸元（第2段分離後）に対して、表1に記載する一液式ヒドラジンスラスタ16基を第3段モータ後端部に搭載し姿勢制御を行う。その際のスラスタの配置を図5に示す。

スラスタ性能は、スラスタベットの所定温度（あるいは平衡温度）まで上昇している場合のもので、ベッド温度が低い時は、スラスタ性能が異なる。ミッションによっては、衛星打出し方向制御の直前にトルクを相殺する組み合わせで噴射を行い、16基のスラスタ性能（推力特性）を極力均一にすることも行っている。この姿勢制御を行うSJ全体の性能諸元を表2に示す。表3には、各コンポーネントの性能について記載する。なお、ヒドラジンの分解に用いている触媒は、8号機まではshell 405（アルミナにイリジウムを焼結させたもの）であったが、製造元が変わり、技術移転されたS-405を7号機では使用した。

燃料（ヒドラジン）は、タンク製造メーカーの工場で充填した後、第2組立オペの時にSJ環状フレームに組み込まれる。燃料充填後は、6ヶ月間充填状態での保管が可能である。

GN₂タンクには、窒素ガス充填・排気の際のタンク外壁温度をモニタできるように、地上モニタ用の熱電対がついている。また窒素ガスの圧力がテレメトリを介さずにモニタできるように、搭載の圧力センサの出力を取得できるようにした。

SJドライバは、第3段モータの頭部にあるB3PLに搭載される機器で、専用の28V電源（B3EMV-PS）で駆動される。駆動コマンドは、IMUのCPU PKGよりB3 I/O PKGを介してSJドライバに送られ、そこから機体外のケーブル経由でスラスタ内の電磁弁に送信される。

3. 成果の概要

M-V-5号機から7号機までの飛翔結果並びに改修経過について述べる。

3.1. M-V-5概要

(1) 飛翔結果

表4-1に、圧力と温度の測定値から算出した消費燃料実績値を示す。消費量は搭載量の約9.88%の消費であった。飛翔結果に特に問題は見られなかった。

(2) 飛翔前オペ

燃料押圧方式をブローダウン方式へ変更したが、これによりGN₂充填作業や気密試験作業を大幅に簡素化することができた。SJ圧力モニタについては、テレメータをONにしなければ実機センサで確認することが出来なかったが、機側のGSEでテレメータを介さなくてもモニタができるように変更した。タンクの温度についても、タンク外壁に地上モニタ用の温度センサを追設して、機側のGSEでモニタできるように変更した。これらにより、GN₂充填作業などの簡素化及び信頼性の向上に寄与することができた。

なお、このオペの組立時の気密試験で、試験後の圧抜き（大気戻し）が不十分であることが分かった。4号機でも同様の現象あり。これは組立時と飛翔時で、SJの上下が反対なため、組立時には燃料タンク内の燃料の自重によってブラダ（燃料を入れるゴム袋、EPR製）が注排気ポートに押し付けられるためであることが、後で分かった。SJ本体に問題の無いことを確認し飛翔に供した。また組立時の工程の見直しを図った。

3.2. M-V-6 概要

(1) 5号機との相違点

6号機以降、3段目がパーキング軌道上で長秒時のコースティングを行うため、5号機と比べて推薬消費量が異なる。5号機では燃料タンク内に燃料と押しガスGN₂を同封させていたのを、燃料の量を増やして燃料専用のタンクにし、GN₂に関しては新たにGN₂タンクを2個追加することで、長秒時の制御ができるようにした。

(2) 飛行結果

表4-2に、圧力と温度の測定値から算出した消費燃料実績値を示す。消費量は搭載量の約26.9%の消費であった。飛行結果に特に問題は見られなかった。

(3) 飛行前オペ

前述の4、5号機での気密試験後の圧抜きに関する不具合より、今号機から工程の見直しを行った。燃料タンクの気密試験のみ先行して行い、その後の全体気密では燃料タンクに加圧しないようにラッチングバルブ（手動バルブ）を閉めて行った。気密試験後に、ランチングバルブは開で保持する。

3.3. M-V-8 概要

(1) 5号機・6号機との相違

6号機と同じコンフィグレーションである。搭載計器による質量の差はある。

(2) 飛行結果

表4-3に、圧力と温度の測定値から算出した消費燃料実績値を示す。消費量は搭載量の約25.7%の消費であった。飛行結果に特に問題は見られなかった。

(3) 飛行前オペ

冬期のオペのため、気温の低下に伴う、ヒドラジン凍結が懸念されたため、局所排気装置を用いて、クリーンブースから常温空気の供給や、温度制御できる温風ヒータによる空気の供給することで、SJ周りの保温に努めた。

3.4. M-V-7 概要

(1) 5号機・6号機・8号機との相違

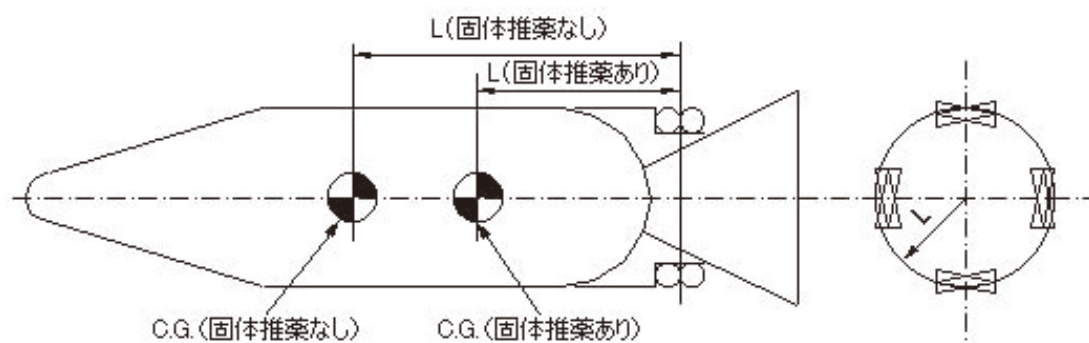
6号機・8号機と同じコンフィグレーションである。搭載計器による質量の差はある。

(2) 飛行結果

表4-4に、圧力と温度の測定値から算出した消費燃料実績値を示す。消費量は搭載量の約26.2%の消費であった。飛行結果に特に問題は見られなかった。

(3) 飛行前オペ

SJ本体に関しては、特に問題なかった。内之浦に多数落雷があったため、ヒドラジン漏洩監視システムが何度か被害にあった。



			M-V-5	M-V-6	M-V-8	M-V-7
固体推進あり	慣性モーメント I (N・m)	Roll	7671	7667	7220	7164
		Pitch	28912	24864	17344	17360
		Yaw	29043	24942	17461	17462
	モーメント長 L (m)	Roll	0.935	0.935	0.935	0.935
		Pitch/Yaw	1.727	1.526	1.369	1.367
	質量 M (kg)		15512	13949	13156	13107
固体推進なし	慣性モーメント I (N・m)	Roll	1763	1743	1313	1243
		Pitch	13142	13689	9627	9687
		Yaw	13273	13767	9744	9790
	モーメント長 L (m)	Roll	0.935	0.935	0.935	0.935
		Pitch/Yaw	2.931	2.661	2.146	2.148
	質量 M (kg)		4709	3119	2355	2281

データは、ノーズフェアリング開頭後

図4 M-V 第3段機体諸元

表1 一液式スラスタ設計目標諸元

No.	項目	記号	単位	値	記事
1	推力	F	N	23	真空中の推力 (タンク圧力 1.96MPa の場合)
2	燃焼圧力	Pc	MPa	0.74	
3	比推力	Isp	s	210	真空中の比推力 (タンク圧力 1.96MPa の場合)
4	膨張比	ε	—	55.8	
5	ノズル形状	—	—	—	ベルノズル
6	圧力立ち上がり遅れ	Td	ms	42	弁開信号から圧力立ち上がりまでの時間. ただし、スラスタベットの所定温度の場合.

表2 SJ性能諸元

項目			諸元	備考
質量	SJ 推薬あり		5 号機 : 約 124kg 6,8,7 号機 : 約 138kg	SJ ドライバを除く. 搭載計器などで重量が異なる.
	SJ 推薬なし		5 号機 : 約 111kg 6,8,7 号機 : 約 117kg	
推薬	組成	燃料	無水ヒドラジン (MIL-P-26536D,モノプロペラントグレード)	
		押しガス	GN ₂ : 高純度窒素ガス (JIS K 1107 1 級)	
	質量	燃料	5 号機 : 12.6kg 6,8,7 号機 : 20.0 kg	
		押しガス	5 号機 : 0.2kg 6,8,7 号機 : 0.6 kg	
		合計	5 号機 : 12.8kg 6,8,7 号機 : 20.6 kg	
	トータルインパルス		5 号機 : 約 25442kg・m/s 6,8,7 号機 : 約 41865kg・m/s	
推薬供給機構	方式		ブローダウン方式	
	GN ₂ 量		5 号機 : 8.4ℓ×1.96MPa 6,8,7 号機 : 22.4ℓ×1.96MPa	
	ヒドラジン量		5 号機 : 約 12.5ℓ 6,8,7 号機 : 約 19.84ℓ	
	最大設計圧力		2.39MPa abs	

表3 SJ主要コンポーネント性能

	品 名	性 能	備 考
1	GN ₂ タンク	(1)使用圧力 2.39MPaG (2)耐圧力 3.59MPaG (3)容量 10.7ℓ×2 個	5 号機は無し
2	燃料タンク	(1)使用圧力 2.39MPaG (2)耐圧力 3.59MPaG (3)容量 10.5ℓ×2 個	ブラダ内容積：10ℓ ブラダ外容積：0.5ℓ
3	23N スラスタ	(1)推力 23 N±5% (1 個) (2)比推力 約 210s (3)触媒 S-405 (8 号機までは shell 405) (4)搭載数量 16 基	タンク圧： 1.96 MPa の時
4	電磁弁	(1)作動電圧 24～32 VDC (2)使用流体 ヒドラジン (3)保証圧力 7.35MPaG	
5	SJ パイロバルブ (スクイブ付)	(1)薬量 0.24g (2)点火電流 1A×1s 以上	
6	SJ ドライバ	(1)電磁弁駆動回路形式 トランジスタスイッチ式 (2)電磁弁駆動回路数 16ch (3)コマンド入力インピーダンス 170Ω 以上 (4)コマンド入力信号 0V±1V : OFF 時 5V±1V : ON 時 (5)電磁弁オフ時サージ電圧 59V max (6)電磁弁最大駆動電流 1.0A/ch	

表 4-1 M-V-5号機SJ 燃料消費状況

制御モード名称	開始時間 (X+s)	終了時間 (X+s)	スラスタ 最大同時 噴射基数	間引率	モード 時間 (s)	消費燃料 計画値(kg) <注1>	消費燃料 実績値(kg) <注2>	窒素ガス圧力変化 初期圧→終期圧 (MPa)
3 軸制御 (ファインモード)	201	204.5	4	1.000	3.5	0.15	0.092	2.003→1.983
SJ 休止 (B3 点火)	204.5	205.5	—	—	1.0	0.00	0.000	1.983→1.983
ロールハイスラスト	205.5	210	8	1.000	4.5	0.39	0.000	1.983→1.983
SJ 昇温コマンド	210	218	8	1.000	8.0	0.67	0.810	1.983→1.823
ロールハイスラスト	218	237	8	1.000	19.0	1.50	0.000	1.983→1.823
ロール 90 度マヌーバ	237	295	8	0.100	58.0	0.48	0.226	1.923→1.783
ロールロースラスト	295	305	4	0.100	10.0	0.04	0.000	1.783→1.783
3 軸制御 (TVC 併用)	305	317	4	1.000	12.0	0.65	0.116	1.783→1.763
3 軸制御 (レファレンスチェンジ)	317	359.1	4	1.000	15.0	0.84	0.000	1.763→1.763
総計	—	—	—	—	—	4.72	1.244	2.003→1.763

注 1：消費燃料計画値は、下記の条件にて算出した。

スラスタ噴射基数×噴射秒数 (s) ×間引率×スラスタ燃料流量最大値 スラスタ燃料流量最大値は窒素ガス圧力に依存。
注 2：消費燃料実績値は、等温変化において減少した GN₂ 一次圧から算出した。

表 4-2 M-V-6 号機 SJ 燃料消費状況

制御モード名称	開始時間 (X + s)	終了時間 (X + s)	スラスタ 最大同時 噴射基数	間引率	モード 時間 (s)	消費燃料 計画値(kg) <注 1>	消費燃料 実績値(kg) <注 2>	窒素ガス圧力変化 初期圧→終期圧 (MPa)
3 軸制御 (ファインモード)	201	204.5	4	1.000	3.5	0.15	0.00	2.108→2.108
SJ 休止 (B3 点火)	204.5	205.5	—	—	1.0	0.00	0.00	2.108→2.108
ロールハイスラスト (ロール 90 度マヌーバ)	205.5	267	8	0.100	61.5	0.69	0.44	2.108→2.068
ロールロースラスト	267	306	4	0.100	39.0	0.16	0.00	2.068→2.068
3 軸制御 (TVC 併用)	306	347	4	1.000	41.0	1.75	0.23	2.068→2.049
3 軸制御 (レファレンスチェンジ)	347	442	4	1.000	95.0	4.07	0.71	2.049→1.989
3 軸制御 (バークスピン)	442	1271	4	0.150	829.0	5.00	0.25	1.989→1.969
3 軸制御 (ファインモード)	1271	1291	4	0.100	20.0	0.80	0.00	1.969→1.969
ロールハイスラスト (スピニングアップ)	1291	1306	8	1.000	15.0	1.08	1.21	1.969→1.909
SJ 休止 (衛星分離)	1306	1307.5	—	—	1.5	0.00	0.00	1.909→1.909
ロールハイスラスト (デスピニング)	1307.5	1316	8	1.000	8.5	1.08	0.77	1.909→1.870
3 軸制御 (タンブル)	1316	1401	4	1.000	85.0	2.79	0.99	1.870→1.850
3 軸制御 (ファインモード)	1401	1451	4	1.000	50.0	1.66	0.25	1.850→1.850
ロールハイスラスト (再スピニングアップ)	1451	1461	8	1.000	10.0	0.64	0.58	1.850→1.810
総計	—	—	—	—	—	19.87	5.43	2.108→1.810

注 1：消費燃料計画値は、下記の条件にて算出した。

スラスタ噴射基数×噴射秒数 (s) ×間引率×スラスタ燃料流量最大値 スラスタ燃料流量最大値は窒素ガス圧力に依存。

注 2：消費燃料実績値は、タンク圧力、温度の変化量から算出した。

表4-3 M-V-8号機SJ燃料消費状況

制御モード名称	開始時間 (X+s)	終了時間 (X+s)	スラスタ 最大同時 噴射基数	間引率	モード 時間 (s)	消費燃料 計画値(kg) <注1>	消費燃料 実績値(kg) <注2>	窒素ガス圧力変化 初期圧→終期圧 (MPa)
3軸制御 (ファイモート)	201	204.5	4	1.000	3.5	0.15	0.00	2.040→2.040
SJ 休止 (B3 点火)	204.5	205.5	—	—	1.0	0.00	0.00	2.040→2.040
ロールハイスラスト (ロール 90 度マヌーバ)	205.5	267	8	0.100	61.5	0.62	0.54	2.040→2.000
ロールロースラスト	267	306	4	0.100	39.0	0.27	0.00	2.000→2.000
3軸制御 (TVC 併用)	306	345	4	1.000	39.0	1.65	0.22	2.000→1.980
3軸制御 (レヴェンズチェンジ)	345	465	4	1.000	120.0	4.96	0.50	1.980→1.940
3軸制御 (SJ 昇温, ロールハイスラスト)	465	469	8	1.000	4.0	0.27	0.63	1.940→1.900
3軸制御 (ファイモート)	469	499	4	1.000	30.0	1.28	0.00	1.900→—
ロールハイスラスト (スピノアップ)	499	518	8	1.000	19.0	1.40	—	—→—
SJ 休止 (衛星分離)	518	519.5	—	—	1.5	0.00	—	—→—
ロールハイスラスト (デスピソ)	519.5	524.7	8	1.000	5.2	0.54	—	—→—
3軸制御 (タンパル)	524.7	600	4	1.000	75.3	2.69	—	—→—
3軸制御 (ロールデットハント 5°)	600	890	4	1.000	290.0	OP<注3>	—	—→—
3軸制御 (RSAS 実験スピソ)	890	897	4	1.000	7.0	OP	—	—→—
3軸制御 (RSAS 実験スピソ, PY デットハント 50°)	897	940	4	1.000	43.0	OP	—	—→—
3軸制御 (PY デットハント 50°)	940	943	4	1.000	3.0	OP	—	—→—
3軸制御 (デスピソ)	943	950	4	1.000	7.0	OP	—	—→—
3軸制御 (サブローポート用ロールマヌーバ)	950	1000	4	1.000	50.0	OP	0.00	—→—
3軸制御 (ファイモート)	1000	1050	4	0.100	50.0	OP	0.00	—→1.700
3軸制御 (サブローポート用ロールマヌーバ)	1050	1080	4	1.000	30.0	OP	0.00	1.700→1.700
3軸制御 (ファイモート)	1080	1400	4	1.000	320.0	OP	—	1.700→1.700
3軸制御 (North Pole ロールマヌーバ)	1400	1760	4	1.000	360.0	OP	—	1.700→—
3軸制御 (待機モード)	1760	4750	4	1.000	2990.0	OP	—	—→—
3軸制御 (North Pole 可視空間, ファイモート)	4750	4900	4	1.000	250.0	OP	—	—→—
ロールハイスラスト (North Pole 3° LOS 手前, ファイモート)	4900	4940	8	1.000	40.0	OP	—	—→—
総計	—	—	—	—	—	—	5.16<注4>	2.040→1.700

注 1：消費燃料計画値は、下記の条件にて算出した。
スラスタ噴射基数×噴射秒数 (s) ×間引率×スラスタ燃料流量最大値

注 2：消費燃料実績値は、タンク圧力、温度の変化量から算出した。
スラスタ燃料流量最大値

注 3：OP は、オブションの略である。

注 4：X+1500s 以降のタンク圧力、温度データがないため、参考値。

表 4-4 M-V-7 号機 SJ 燃料消費状況

制御モード名称	開始時間 (X+s)	終了時間 (X+s)	スラスタ 最大同時 噴射基数	間引率	モード 時間 (s)	消費燃料 計画値(kg) <注 1>	消費燃料 実績値(kg) <注 2>	窒素ガス圧力変化 初期圧→終期圧 (MPa)
3 軸制御 (ファインモード)	201	204.5	4	1.000	3.5	0.15	0.10	2.080→2.060
SJ 休止 (B3 点火)	204.5	205.5	—	—	1.0	0.00	0.00	2.060→2.060
ロールハイスラスト (ロール 90 度マヌーバ)	205.5	267	8	0.100	61.5	0.32	0.00	2.060→2.060
ロールローアースト	267	306	4	0.100	39.0	0.51	0.00	2.060→2.060
3 軸制御 (TVC 併用)	306	345	4	1.000	39.0	1.48	0.30	2.060→2.040
3 軸制御 (リアレンスチェンジ)	345	456	4	1.000	111.0	4.84	0.00	2.040→2.040
3 軸制御 (SJ 昇温, ロールハイスラスト)	456	460	8	1.000	4.0	0.29	0.37	2.040→2.000
3 軸制御 (ファインモード)	460	509.5	4	1.000	49.5	1.97	1.78	2.000→1.860
SJ 休止 (衛星分離)	509.5	511	—	—	1.5	0.00	0.00	1.860→1.860
3 軸制御 (タンバール)	511	710	4	1.000	199.0	7.11	0.00	1.860→—
3 軸制御 (HITSAT 用 PYR マヌーバ)	710	810	4	1.000	100.0	OP<注 3>	—	—→—
3 軸制御 (ファインモード)	810	840	4	1.000	30.0	OP	—	—→1.860
3 軸制御 (HITSAT 撮影用 R マヌーバ)	840	890	4	1.000	40.0	OP	0.00	1.860→—
3 軸制御 (ファインモード)	890	950	4	1.000	60.0	OP	—	—→—
3 軸制御 (SSSAT 用 PYR マヌーバ)	950	980	4	1.000	30.0	OP	—	—→—
3 軸制御 (ファインモード)	980	1500	4	1.000	520.0	OP	—	—→—
3 軸制御 (De-orbit 用マヌーバ)	1500	1800	4	1.000	300.0	OP	—	—→—
3 軸制御 (North Pole リンク用 PYR マヌーバ)	1800	1900	4	1.000	100.0	OP	—	—→—
3 軸制御 (待機モード BBQ スピーン)	1900	4600	4	0.100	2700.0	OP	—	—→—
3 軸制御 (North Pole 可視空間, ファインモード)	4600	5000	4	1.000	400.0	OP	—	—→1.720
ロールハイスラスト (North Pole3° LOS 手前, ファインモード)	5000	5040	8	1.000	40.0	OP	0.00	1.720→1.720
総計	—	—	—	—	—	—	5.27	2.080→1.720

注 1：消費燃料計画値は、下記の条件にて算出した。
スラスタ噴射基数×噴射秒数 (s) ×間引率×スラスタ燃料流量最大値

注 2：消費燃料実績値は、タンク圧力、温度の変化量から算出した。
スラスタ燃料流量最大値は窒素ガス圧力に依存。

注 3：OP は、オペレーションの略である。

表5 SJ推薬充填量

	M-V-5	M-V-6	M-V-8	M-V-7
燃料タンク B[kg]	6.33	10.10	10.06	10.06
燃料タンク D[kg]	6.26	10.06	10.03	10.06
合計[kg]	12.59	20.16	20.09	20.12

注：各タンク許容充填量 10.0～10.1[kg] (5号機のみ, 6.2～6.3[kg])

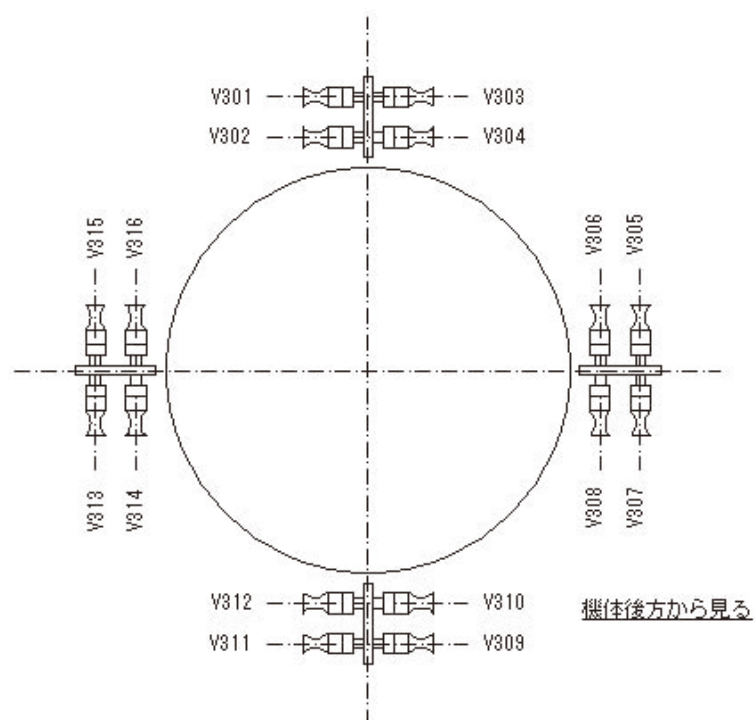


図5 SJスラスト配置図

3.5. 地上設備

1～4号機との変更点を記載する。

1) ヒドラジン漏洩検知システム

ヒドラジン検知器を高精度のものに置き換えた。検知器の変更に伴い、検知器にCEからのGN₂を供給しパージするようにした。また検知器からの信号を監視し、ネットワークを介して関係者に緊急通知ができるようにした。

2) リリーフバルブ

ブローダウン化および重量軽減・費用軽減の一環で、地上安全用のリリーフバルブは廃止した。M-V設計当初は、急激なヒドラジン分解が懸念されていたが、これまでの経験と衛星での実績から不要と判断した。

3) 圧力温度監視装置

前述のとおり、搭載の圧力センサを用いてのタンクの圧力と、タンク外壁に取り付けてある温度センサで、テレメータを介さずとも、燃料の状態をモニタすることが可能になった。

4. 次期固体ロケットへの反映事項

- 1) M組立室は、設備として室温を維持する機能が無いため、冬季のヒドラジン凍結が今後も懸念される。防爆の観点も踏まえ、常温の空気を供給することで保温する必要がある。
- 2) 落雷対策。特にヒドラジン漏洩検知システムは、信号ライン等を介して広い範囲にあるため、落雷の影響を受けやすい。何らかのガード対策が必要である。
- 3) M組立室内では、ヒドラジン漏洩検知システムが現状では働かない場所もあるので、機能を拡張して常時モニタできるようにする必要がある。

5. まとめ

SJ班不在時の、SJの推薬監視において、USC職員およびSA班の方にお世話になりました。紙面を借り、感謝を申し上げます。

M-V ロケット搭載の太陽姿勢計

廣川英治*, 成田伸一郎*, 森田泰弘**, 齋藤宏文*

1. はじめに

M-V ロケット等の姿勢計測の一手段として従来からデジタル太陽センサ（略称DSS）が搭載されてきた。M-V-8, 7号機では新しくロケット用太陽センサ（略称RSAS）を開発し、実験を兼ねて搭載した。また、共通機器として搭載されている地磁気姿勢計データとを組み合わせた地上姿勢決定システムを構築した。

2. 研究開発の概要

M ロケットの当初には太陽角計測のためDSSが搭載されてきた。当初のものは硫化カドニウム（CdS）を検出素子としたものであり温度による出力の変化が大きいものであった。その後検出素子をシリコンフォトダイオードにすることにより安定した出力が得られるようになった。

DSS（視野±60度、分解能1度）はM型のロケットに共通機器として搭載されてきたが、開発した素子が無くなり、しばらくの間DSSは搭載されていなかった。この間DSSの後継機として衛星搭載（放射線及び熱対策等）をも視野に入れた新型の太陽センサの開発を行ってきた。

この太陽センサのセンサ素子はシリコンフォトダイオードであり、このフォトダイオード上に、回折等の光学設計を行ったデジタル並びにアナログチャンネルパターンを付加したものである。この素子を用い、電子回路の構成を変えることにより、目的・精度が異なる3種類の太陽センサを開発した。この仕様を表1に示す。

DSSの精度を向上させたものを精デジタル太陽センサ（略称FDSS）、またペネトレータ用に開発した太陽センサ（PSAS）と呼び、その仕様をRSASと合わせて表1に示す。PSASは小型・軽量であり、ペネトレータのキャリアならびにDASHの姿勢制御用太陽センサとして組み込まれると共にINDEX（れいめい）に搭載された。

M-V-8, 7号機に搭載したRSASはセンサヘッドにPSASを採用し、これにテレメータ、コマンド並びに電源等のインターフェースを有したものである。

さらに、付加的な機能として、地磁気センサと組み合わせて姿勢決定を行うために、太陽センサが太陽を見た瞬間の地磁気センサデータをラッチし、一組の姿勢データとしてテレメトリされる。

一方、地上の姿勢データ処理システムでは、飛翔中の位置での理論的な磁場方向を算出するためにCNEから算出された位置情報を取り込んでいる。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

** Office of Space Flight and Operation / JAXA M-V Project Team

また、磁場のバイアス推定のために同じくCNEの姿勢情報を取り込むと共に、温度情報も取り込みグラフ表示も行っている。

したがって、今回開発した姿勢決定処理システムはロケットの他のテレメータデータを取り込むことが出来るため、ロケットの姿勢・温度並びに環境計測等を含めた総合監視システムとしての機能を持たせることが可能である。

表1 後継機用として開発した太陽センサの種類

センサの種類	視野 [deg]	分解能 [deg] 精度 [deg]	出力	重量 [g]	
				センサ部	電子回路部
FDSS	±60	- [±0.05]	7bits グレイコード +アナログ補正值	110	420 (I/F 部含む)
PSAS	±60	0.5 [±0.3]	8bits グレイコード	140 (電子回路部含む)	
DSS	±60	1 [±0.5]	7bits グレイコード	110	286 (I/F 部含む)

3. 成果の概要

3.1 M-V-8号機

RSASの機能並びに性能を評価するために8号機に搭載し、下記の成果が得られた。

- ・ 太陽センサとして太陽角を正確に計測していることが確かめられた。
- ・ 太陽センサが太陽を見た瞬間の地磁気データを取り込み、一組の姿勢決定情報として取得できた。
- ・ 上記一組の姿勢情報から地上に於ける姿勢決定算出ソフトウェアを開発した。
- ・ 姿勢決定時に必要な地磁気の理論値を算出するに当たり、CNEの情報を取り込むと共に温度情報等他の計測装置のデータを取り込み事が出来ることから、ロケットの総合監視システムとしての機能も構築できる。
- ・ 8号機で打上げられたASTRO-Fの太陽面問題の解析に関して、姿勢反転時のRSASデータは非常に有効であった。

3.2 M-V-7号機

7号機では、基本的には8号機と同様な成果が得られた。

- ・ RSASの電源を入れた直後に地磁気センサの最初のGAXデータが取得されていないことが判明したが、自動リセット（電源ON、10秒後）は正常にデータが得られている。今後は電源ON直後のリセット機能を強化させたい。

4. 時期固体ロケットへの反映事項

4.1 搭載装置としての反映事項

- ・ 地磁気センサと太陽センサを組み合わせた姿勢決定に関しては地磁気センサの正確なバイアス推定が鍵となるため、姿勢決定精度又はバックアップの観点からは、例えば小型簡易ジャイロ等の搭載も視野に入れることも必要と考える。

- ・ 一方、ロケットの熱解析や上記3（成果の概要）に記載したような飛翔中の特異な状況を解析する事態が生じた場合にはある意味で有効なセンサとして期待される。また、太陽センサをロケットに搭載する場合には、ロケットのロール制御の如何又はロール制御のレートにより、スピン型太陽センサ若しくは非スピン型太陽センサかを選択・採用することを念頭に置く必要がある。

4.2 地上姿勢決定システムとしての反映事項

- ・ 成果の概要で述べたように今回開発したシステムは姿勢決定機能のみを有しているだけでなく、例えばB3PL部に搭載されている他機器のデータの取り込み・処理並びに表示機能を有しているので本システムは次期個体ロケットの総合監視システムとしても利用可能と考えている。

5. まとめ

M-V ロケットに搭載した太陽センサ (RSAS) は M-V-8, 7号機の実験により初期の目的を達成することが出来た。一方、地磁気センサデータと組み合わせた姿勢決定システムを構築し、実データを使用して検証した結果、その機能が得られていることが確認できた。

以上述べたように、M-V-8, 7号機の飛翔実験を通じ、開発した搭載機器又は姿勢決定システムの長所、短所も見いだされたことから、今後このシステムを有効に活用したいと考えている。

参考文献

- [1] 広川英治, 齊藤宏文, 二宮敬虔: 高精度スピン型太陽センサの開発, 第37回宇宙科学連合講演会, 1993年10月, 北九州国際会議場
- [2] Eiji Hirokawa, Hirobumi Saito, Keiken Ninomiya "Light-Weight, Small Size, Sun Aspect Sensor of 0.1~0.5 Degree Accuracy for Lunar-Penetrators Mission" Proceedings of The Nineteenth International Symposium on Space Technology and Science, May 15-24, 1994, Yokohama
- [3] 広川英治, 成田伸一郎, 太刀川純孝, 森田泰弘: ロケット搭載用太陽センサの飛翔実験及び地上における姿勢決定システム, 第50回宇宙科学連合講演会, 2006年11月, 北九州国際会議場

M-V ロケット搭載の地磁気姿勢計（GAS）

高橋隆男*，廣川英治**

1. はじめに

ロケットの飛翔姿勢を計測することは、ロケット工学上および搭載観測計器のデータ解析のためにも極めて重要である。M-V-5号機からM-V-8号機のB3PL部に基本計器（CI）として搭載された地磁気姿勢計（GAS：Geomagnetic Aspect Sensor）は、地球磁場方向を基準としたロケットの飛翔姿勢を示す地磁気姿勢角を測定するものである。B3PL部に搭載された地磁気姿勢計は全号機とも正常に動作し、地磁気に対するロケットの飛翔姿勢とスピン特性を正しく計測した。また、地磁気姿勢計は姿勢計測系のバックアップシステムとしての役割を担っていた。

2. 概 要

M-V ロケット B3PL 部に基本計器として搭載された地磁気姿勢計は、小型・軽量で信頼性が高いリングコアをセンサとするフラックス・ゲート型磁力計である。地磁気姿勢計のセンサはロケットの機軸方向成分（GAZ）と、これに垂直な平面内で互いに直交する二成分（GAX，GAY）を持った三成分タイプの磁力計である。測定できる姿勢情報はロケット座標軸と地球磁場ベクトルとの成す角度で、これらのデータからスピン特性や姿勢制御にともなう飛翔姿勢の変化やコーニング角の大きさ、及びコーニング周期などを計測することができるようになっている。

なお、ロケット本体や他の搭載計器からの磁気的なバイアスを打ち消すためのオフセット・システムを採用しており、チェックアウト・コネクタを用いてバイアスを任意に補正することも出来るようになっている。

M-V ロケット B3PL 部に搭載された地磁気姿勢計のセンサと電気回路は全号機とも同一のものである。表1には地磁気姿勢計の仕様を示すと共に、地磁気姿勢計のブロックダイアグラムと外観図を図1及び図2に示す。

* 東海大学：Tokai University

** The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

表1 地磁気姿勢計の仕様

センサタイプ	三成分フラックス・ゲート型磁力計（リングコア）
磁場測定範囲	$\pm 50,000\text{nT/成分}$
測定精度	$\pm 1.0\%$ 以下（0 ～40℃）
応答周速度	100.0 Hz 以上
応答周波数	$7.5 \pm 0.5\text{ kHz}$ 以下
消費電力	+18V : $40 \pm 10\text{mA}$, -18V : $-30 \pm 10\text{mA}$
	寸 法, 重 量
センサ部	40× 50×62 h , 0.12±0.05 kg 以下
電 気 部	95×125×50 h , 0.40±0.10 kg 以下
	テレメータ・チャネル
GAX センサ	PCM NA43
GAY センサ	PCM NA46
GAZ センサ	PCM NA47

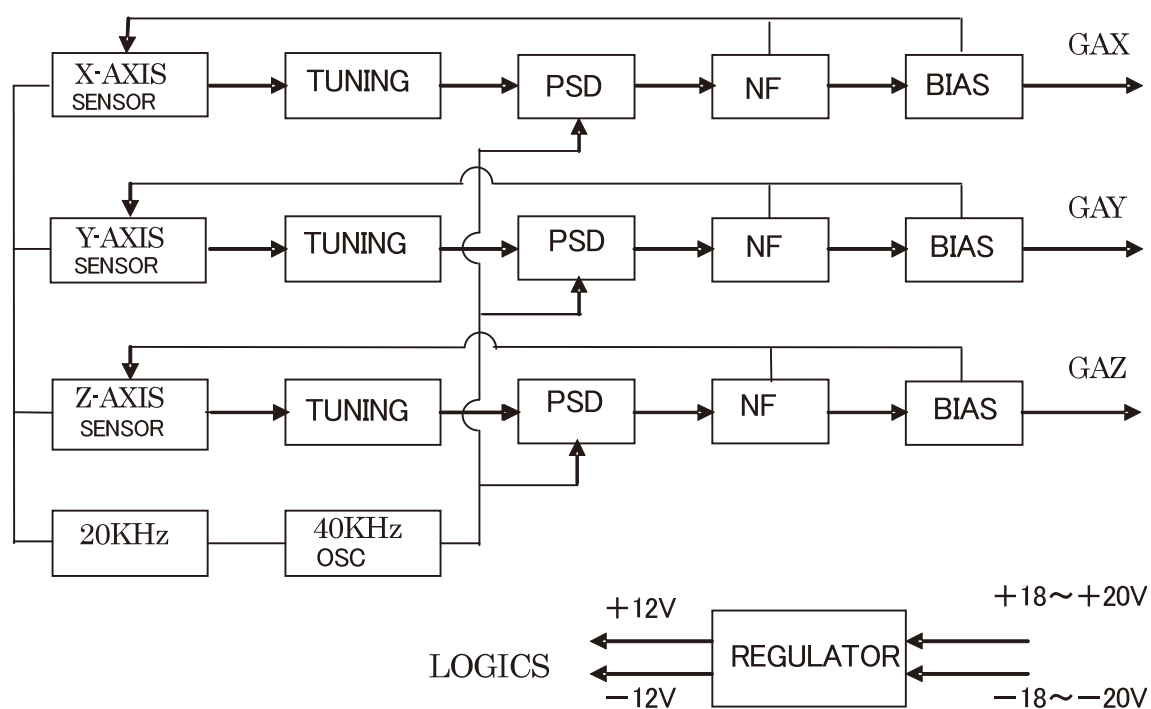


図1 地磁気姿勢計のブロックダイアグラム

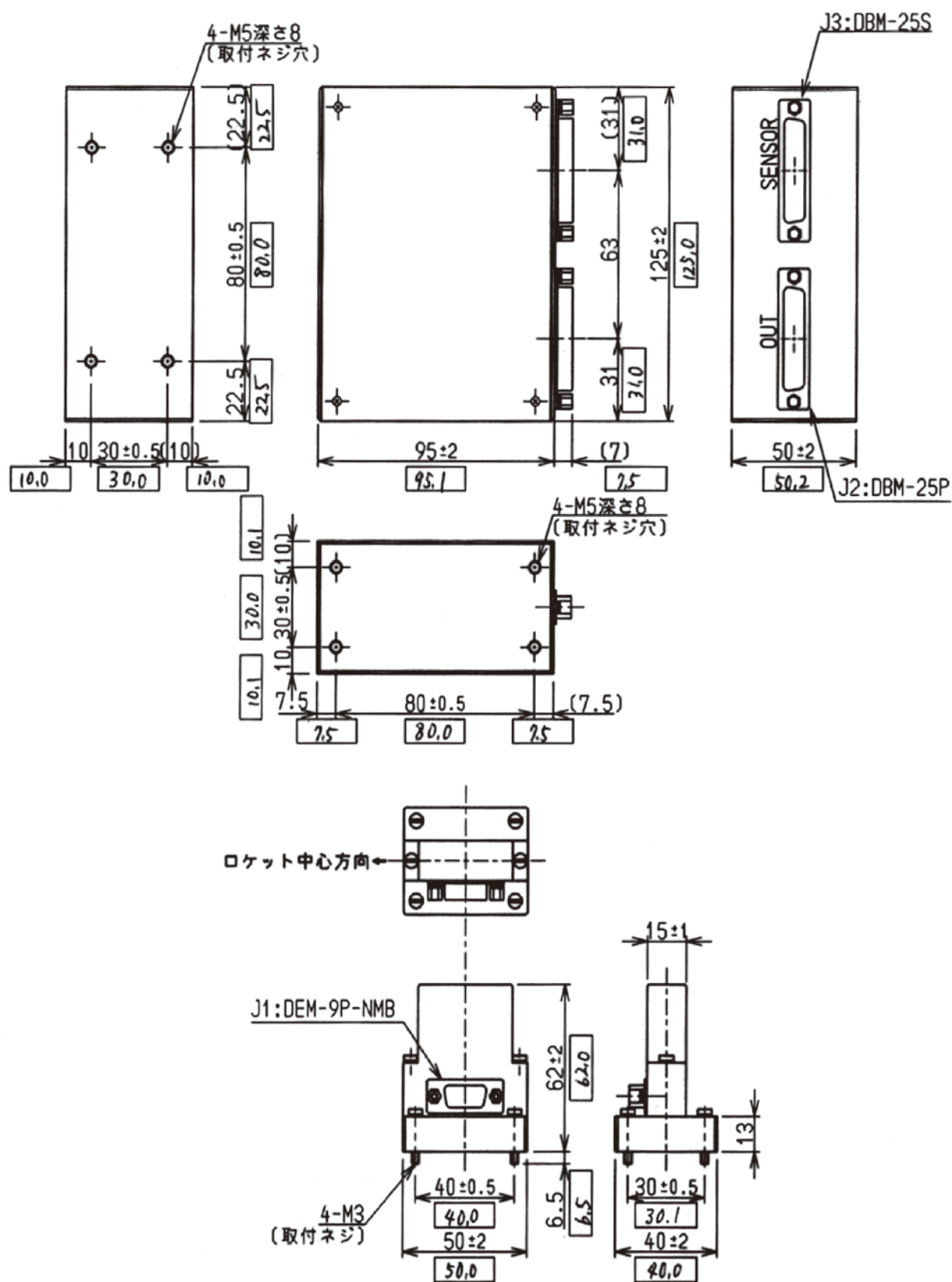


図2 地磁気姿勢計のセンサ部と電気部の外観図

3. 飛翔結果の概要

M-V-5, 6, 7, 8号機のB3PL部に搭載された地磁気姿勢計は、各号機とも全飛翔期間、全て正常に動作し、地磁気姿勢計の出力データからスピン特性や地球磁場方向に対するロケットの飛翔姿勢である地磁気姿勢角を正常に計測することができた。なお、M-V-5号機では2段目ロケットの飛翔姿勢をも計測することを目的としてB2PL部にも地磁気姿勢計が搭載された。以下に、地磁気姿勢計から得られたロケットのスピン特性と地磁気姿勢角を各号機毎に報告する。

3.1. M-V-5号機

3.1.1. スピン特性

発射からX + 399秒までの間、3軸制御によってロケットのスピンはゼロであったが、X + 238秒からX + 285秒まではテレメータの受信状況を良好に保つためにロケットの機軸周りに90度回転させるロール制御が行われている。また、X + 339秒のスピンモータ点火によってスピンは約0.68rpsとなり、その後は一定であった。

3.1.2. 地磁気姿勢角

B2PL部とB3PL部に搭載された地磁気姿勢計によって計測された地磁気に対するロケットの姿勢変化を図3.1.1と図3.1.2に示す。これらの図には、発射からX + 450秒までの間に姿勢制御が予定通り正常に行われたことが示されている。

図3.1.1は、第2段ロケットモータ部の地磁気姿勢角を表示したもので、発射からX + 200秒の第2段ロケットモータ分離までの姿勢変化と分離後の姿勢変化が示されている。分離後は、周期が約75秒から100秒程度へとゆっくりと変化しながらタンブリングして落下する第2段ロケットモータ部の様子が示されている。

図3.1.2には、発射からX + 450秒のテレメータがロックオフになるまでの間、予定通りに姿勢制御が行われている第3段ロケットモータ部の姿勢変化が示されている。発射後、X + 75秒の第1段ロケットモータ分離と第2段ロケットモータ点火、X + 139秒の第2段ロケットモータのSMSJ点火、X + 186秒のノーズフェアリング展開、X + 200秒の第2段ロケットモータ分離、X + 202秒の第3段ロケットノズル伸展、X + 205秒の第3段ロケットモータ点火、ならびにX + 350秒の第3段ロケットモータ分離やX + 354秒のキックモータ点火などのイベントによる著しい姿勢変化は特に検出されなかった。

なお、X + 238秒からX + 285秒までの間に示されている約10度程度の姿勢変化はテレメータの受信状況を良好に維持するためにロケットをロール軸方向に90度回転させる姿勢制御に対応するものであり、GAX, GAYセンサ出力からも予定通り90度のロール制御が行われたことを示している。

また、X + 339秒からの地磁気姿勢角の変化は、第3段ロケットモータ部のスピン周期と同期しており、スピンモータ点火によるスピンの影響が示されたものである。この変化はロケットスピン軸方向と地磁気姿勢計の機軸方向センサ (GAZ)が約2～3度ずれていることによるものであり、姿勢変化ではないと考えられる。

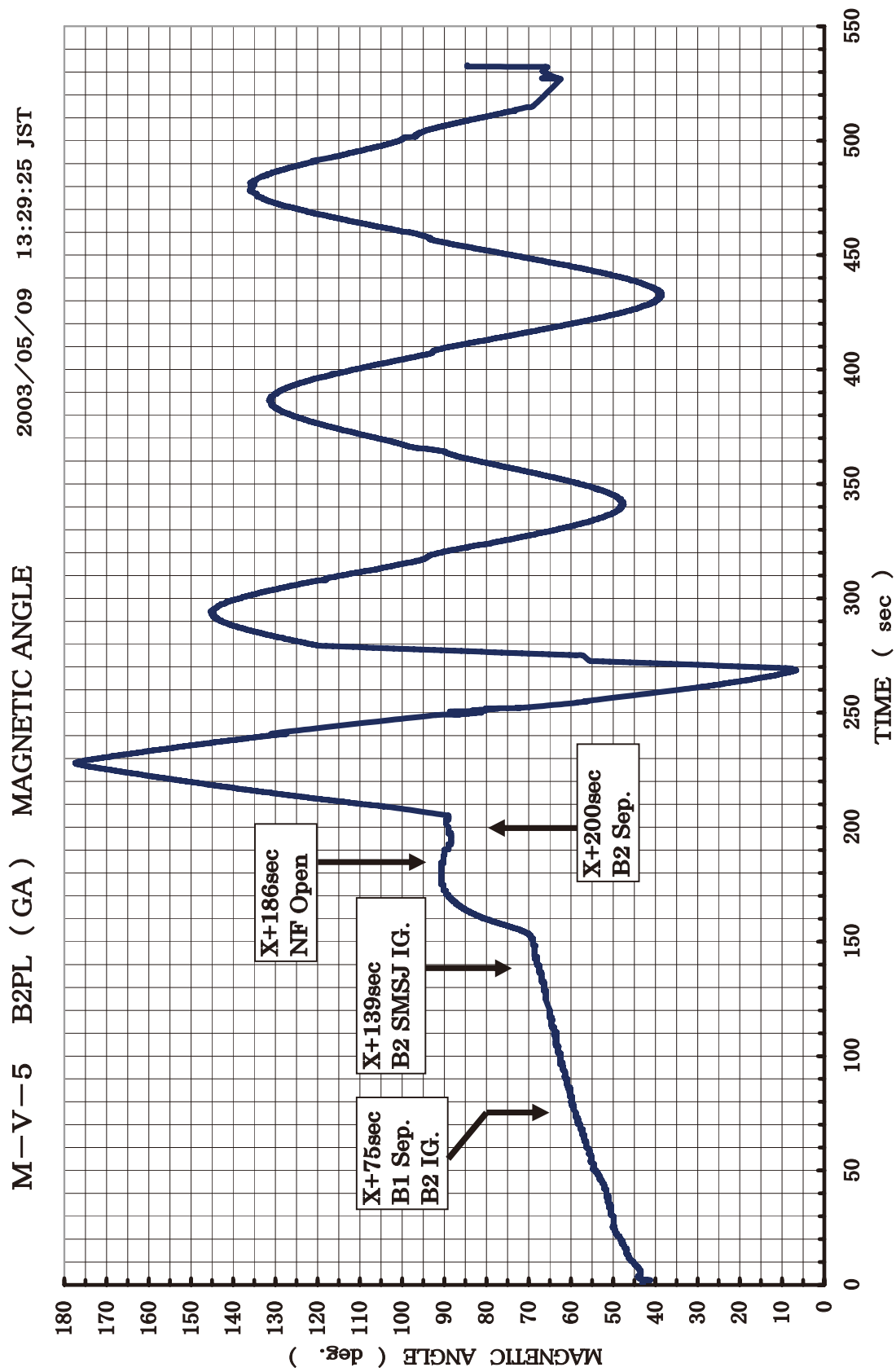


図 3.1.1 地磁気姿勢角 (B2PL 部)

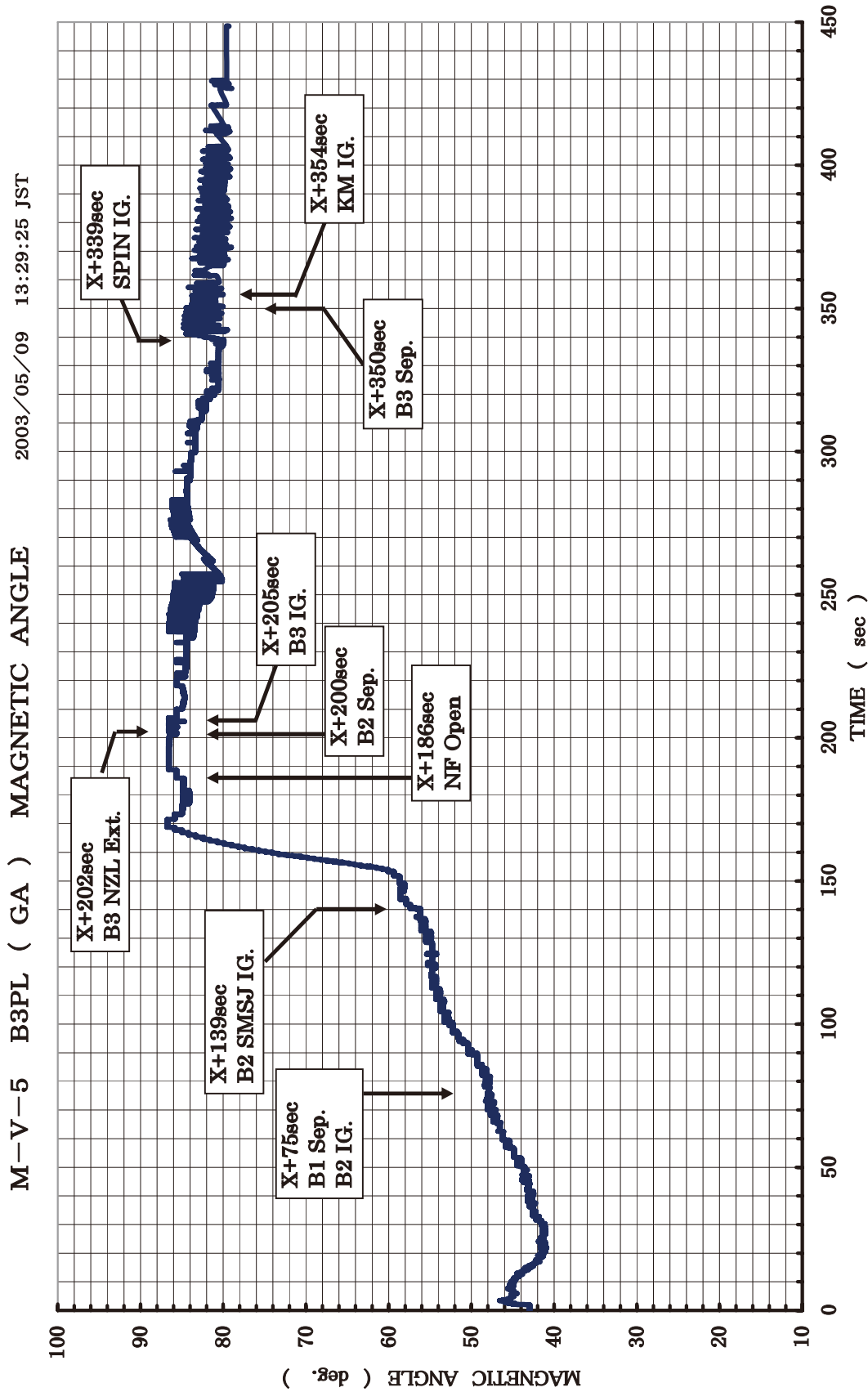


図 3.1.2 地磁気姿勢角 (B3PL 部)

3.2. M-V-6号機

3.2.1. スピン特性

発射からX + 207秒までの間、3軸姿勢制御によりロケットのスピンはゼロとなっていた。X+207秒にはテレメータの受信状況を良好に保つためにロケットのスピン軸周りに90度回転するロール制御が行われた。ロール制御開始から回転が始まり、X + 280秒には約90度回転している。その後、ロールはゼロに制御されていた。その様子が図3.2.1に示されている。また、X + 1291秒に第3段モータのスピンアップが行われ、スピンレートが約6.8rpmに達している。X + 1307秒の第3段モータと衛星の分離後、X + 1307.5秒にはデスピンが開始され、X + 1380秒には約0.4rpmにスピンが減衰している。さらに、X + 1451秒には第3段のスピンアップが再度開始され、スピンレートは約5.2rpmで一定に制御されていた。その様子が図3.2.3に示されている。

3.2.2. 地磁気姿勢角

B3PL部に搭載された地磁気姿勢計（GA）による地磁気に対するロケットの姿勢変化を図3.2.2（内之浦受信局等）および図3.2.4（クリスマス島受信局）に示す。地磁気姿勢計の測定結果から、発射からX + 470秒までの間、姿勢制御プログラムによる姿勢制御が予定通り行われたことが図3.2.2に示されている。

X + 75秒の第1段と第2段の分離と第2段モータの点火、およびX + 200秒の第2段と第3段の分離、X + 205秒の第3段モータの点火に等による姿勢変化は見られない。また、X + 152.5秒のリファレンスチェンジ開始によってピッチ角が約45度ダウンしていることが示されている。さらに、X + 347秒のリファレンスチェンジによって、姿勢反転を開始し、X + 422秒にはロケットのスピン軸方向が180度回転していることが示されている。

クリスマス島受信局でX + 1040秒からX + 1740秒までの間に受信された地磁気姿勢角が図3.2.4に示されている。X + 1307秒には、第3段モータと衛星の分離による磁気バイアスの変化に伴う姿勢変化も示されており、リアルタイムで分離の様子が確認できている。また、X + 1316秒からはピッチ軸タンブリング開始に伴って、ロケットのスピン軸方向が地磁気に対して約120度変化している様子が示されている。さらに、X + 1451秒のスピンアップを再度開始した影響により、周期が約12秒で、半頂角が約2度のコーニングを行っていることも示されている。

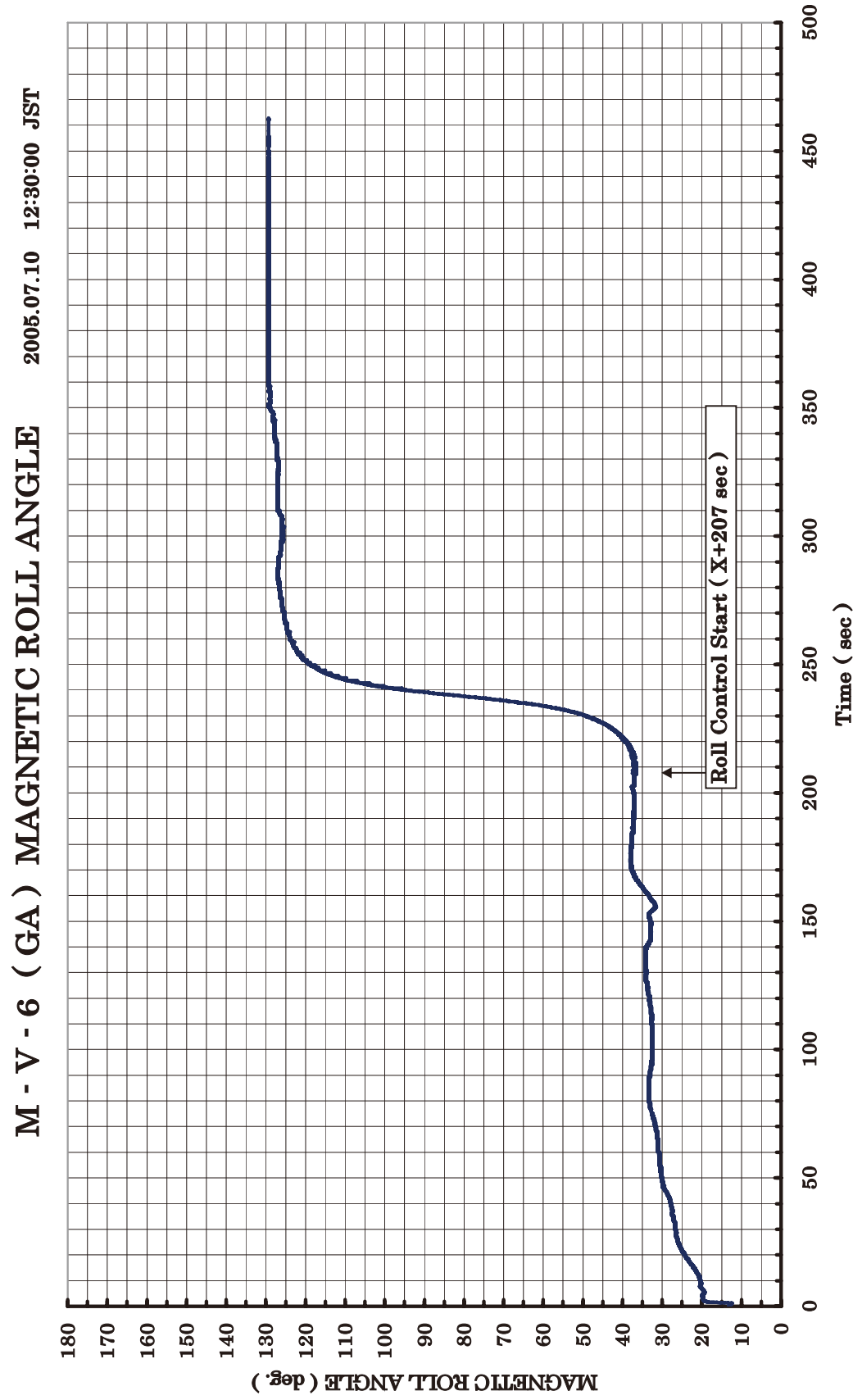


図 3.2.1 地磁気ロール角 (B3PL 部)

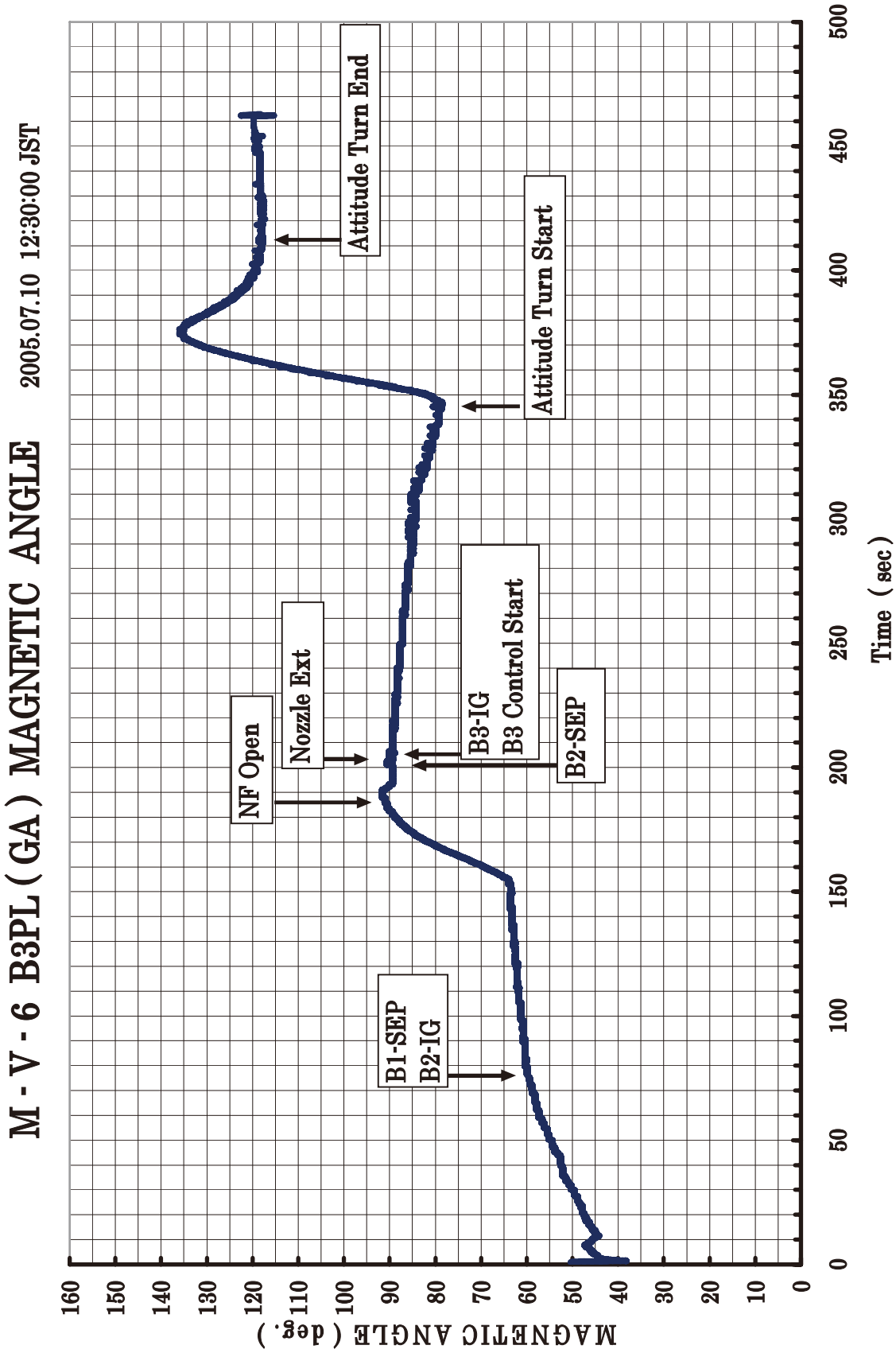


図 3.2.2 地磁気姿勢角 (B3PL 部)

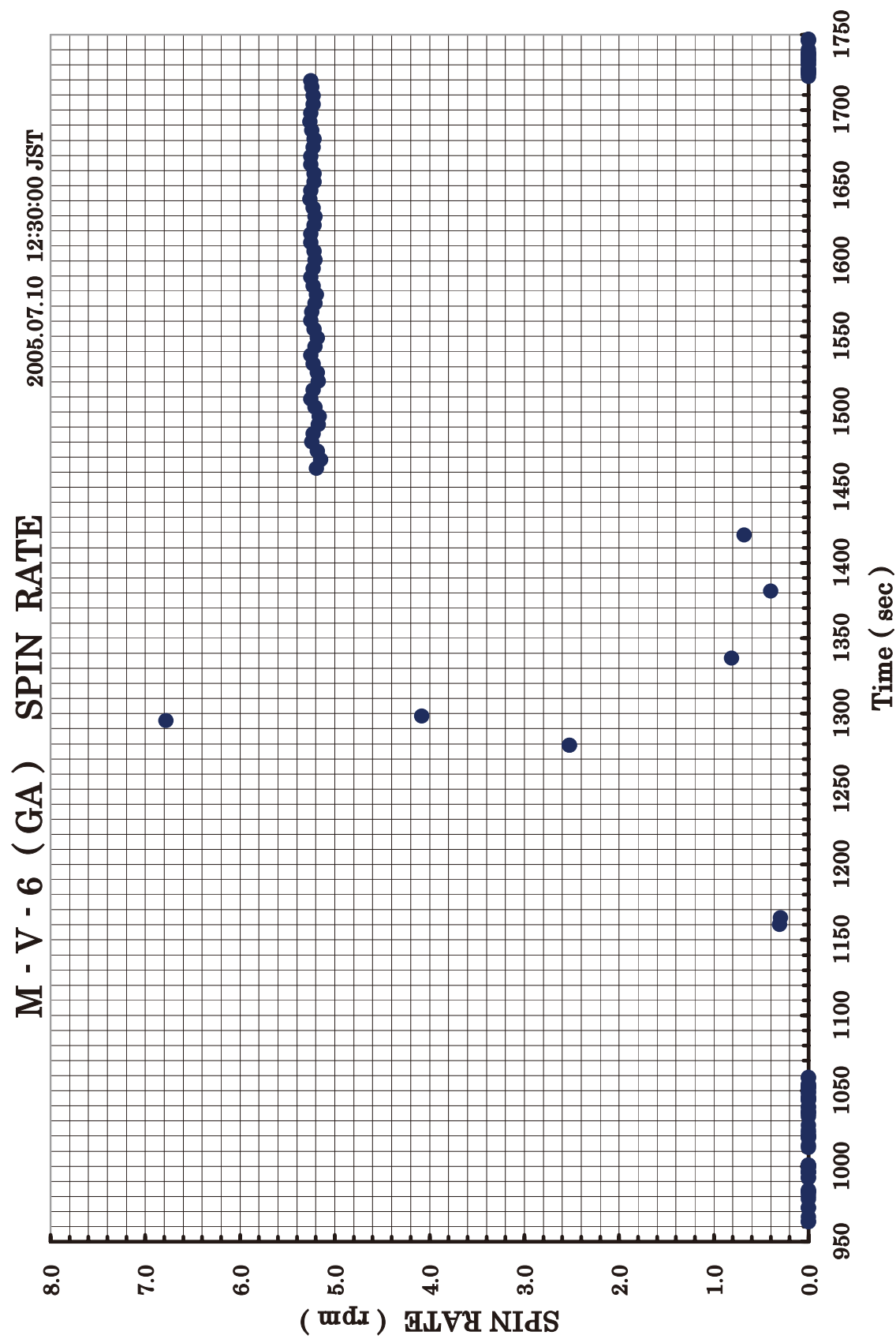


図 3.2.3 スピンドレート (B3PL 部)

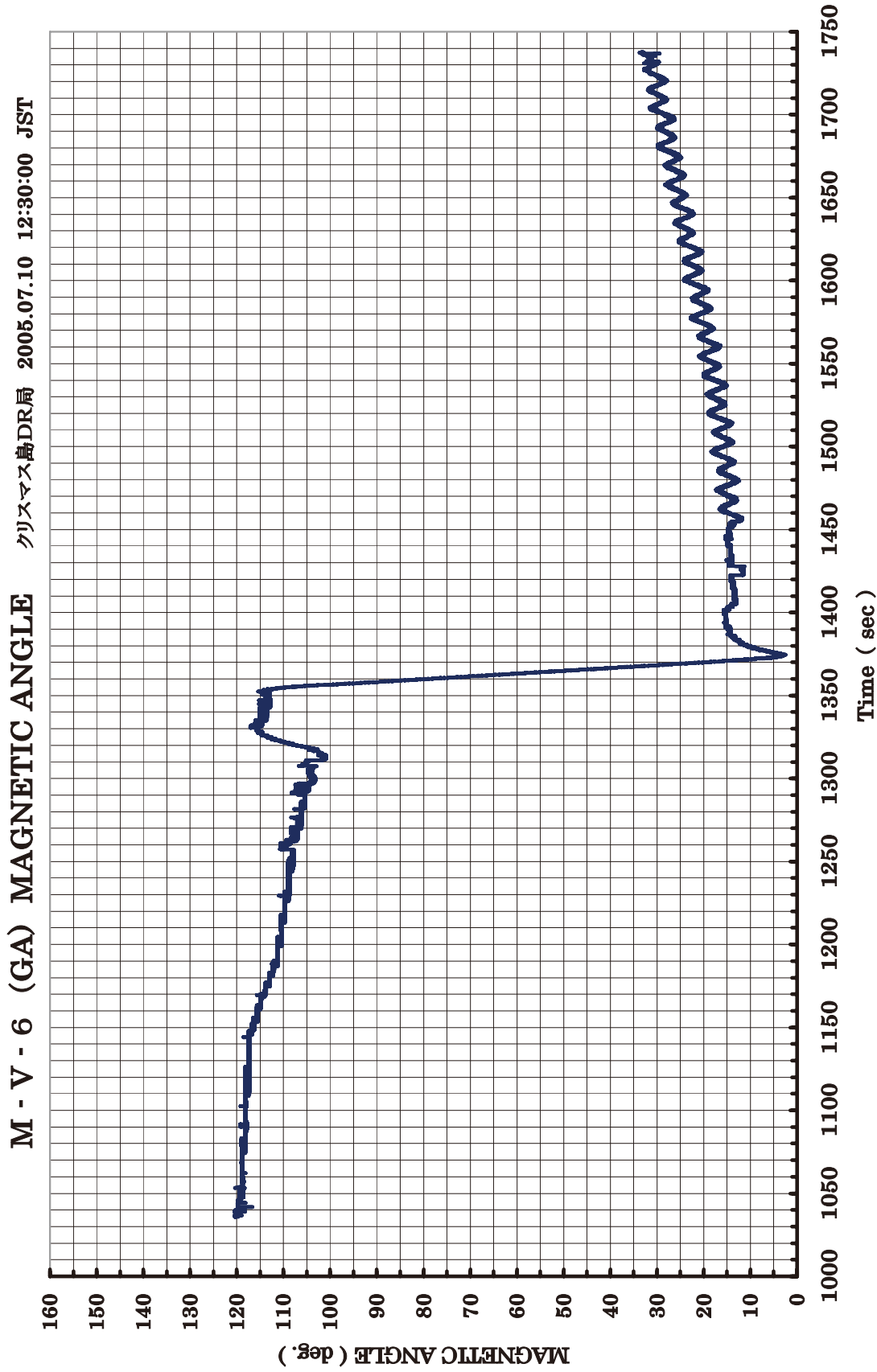


図 3.2.4 地磁気姿勢角 (B3PL 部)

3.3. M-V-7号機

3.3.1. スピン特性

発射からX + 152秒までの間はSMRC制御によりロケットのスピンはゼロとなっていた。X+152秒にはテレメータの受信状況を良好に保つためにロケットのスピン軸周りに90度回転するロール制御が行われた。その後もSMSJや3軸制御によってテレメータがロックオフになるX + 500秒まで予定通りにロールは制御されていた。

なお、B3PL部としてのミッションは終了しているが、オーストラリア局とアラスカ局で受信されたデータの解析結果ら地磁気に対するロール角度を図3.3.4と図3.4.5に示している。これらのデータから衛星分離後にSJなどによるスピニアップなどは検出されておらず、スピンは粗ゼロで一定であったと考えられる。

3.3.2. 地磁気姿勢角

B3PL部に搭載された地磁気姿勢計（GA）による地磁気に対するロケットの姿勢変化を図3.3.1に示す。地磁気姿勢計の測定結果から、発射からテレメータがロックオフとなるX + 500秒までの間、姿勢制御プログラムによる姿勢制御が予定通り行われたことが示されている。

X + 75秒の第1段モータ分離と第2段モータの点火、X + 186秒のNF開頭、X + 200秒の第2段モータの分離、及びX + 205秒の第3段モータの点火などによる顕著な姿勢変化は見られていない。また、X + 152.5秒のリファレンスチェンジ開始からX + 185秒のリファレンスチェンジ終了までに地磁気に対して約30度の変化を検出している。この変化はピッチ角に換算するとピッチ角が約45度ダウンしていることを示している。さらに、X + 347秒のリファレンスチェンジによって姿勢反転を開始し、X + 420秒には姿勢反転が終了したことが示されている。なお、X + 465秒の姿勢変化は第3段モータ部のSJによる昇温噴射による影響が検出されたものである。

また、図3.3.2と図3.3.3にはオーストラリア局とアラスカ局で受信された地磁気姿勢角がそれぞれ示されている。オーストラリア局で受信開始後のX + 830秒からX + 865秒までの地磁気に対する姿勢変化は予定された通りのロール姿勢制御による姿勢変化を示しているが、その後の地磁気姿勢角の変化はロケット位置の変化に伴うもので飛翔姿勢は一定であったことを示している。同様に、アラスカ局での地磁気姿勢角変化もロケット位置の変化によるもので、やはり飛翔姿勢が一定であったことを示している。

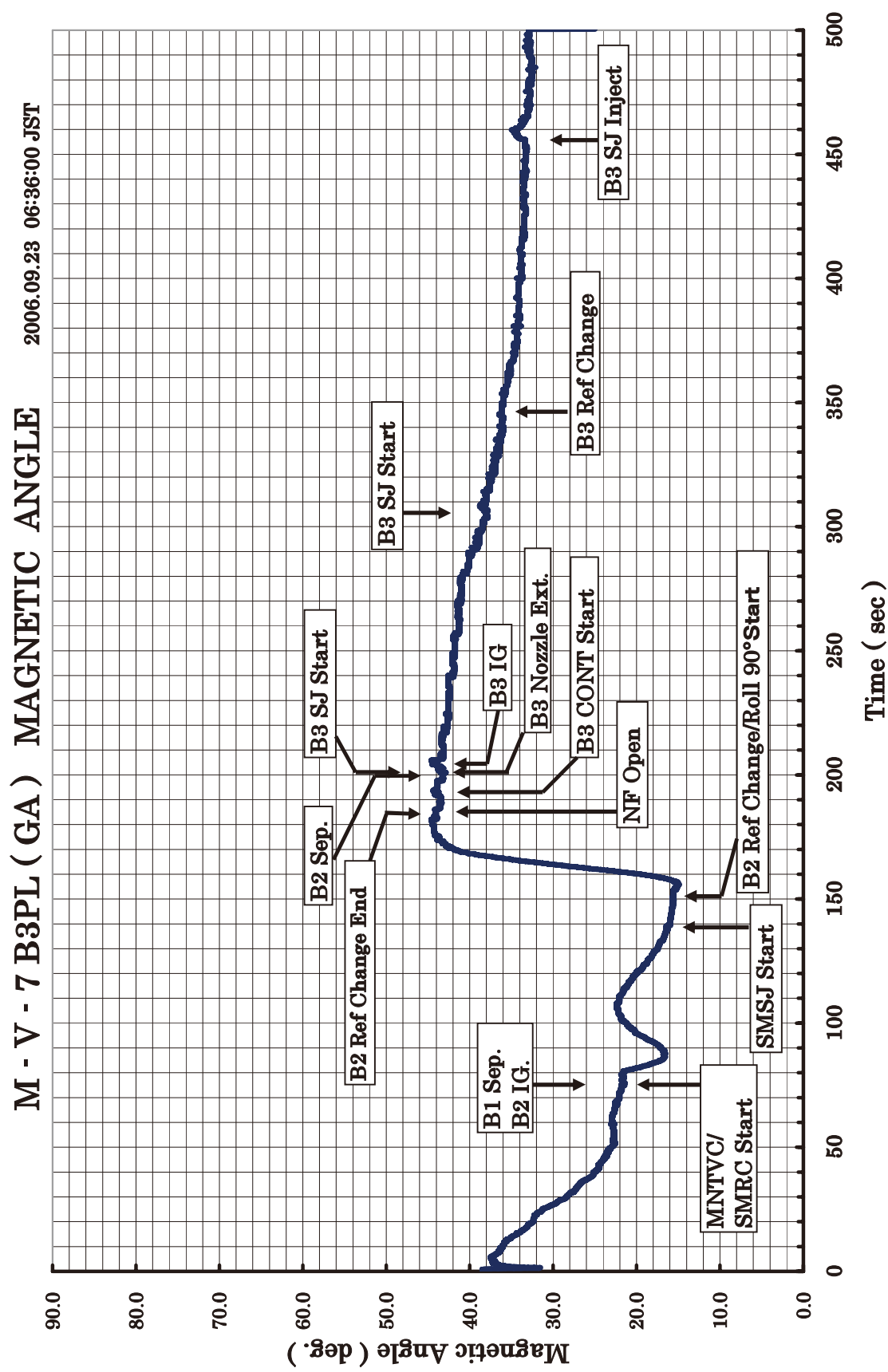


図 3.3.1 地磁気姿勢角 (B3PL 部)

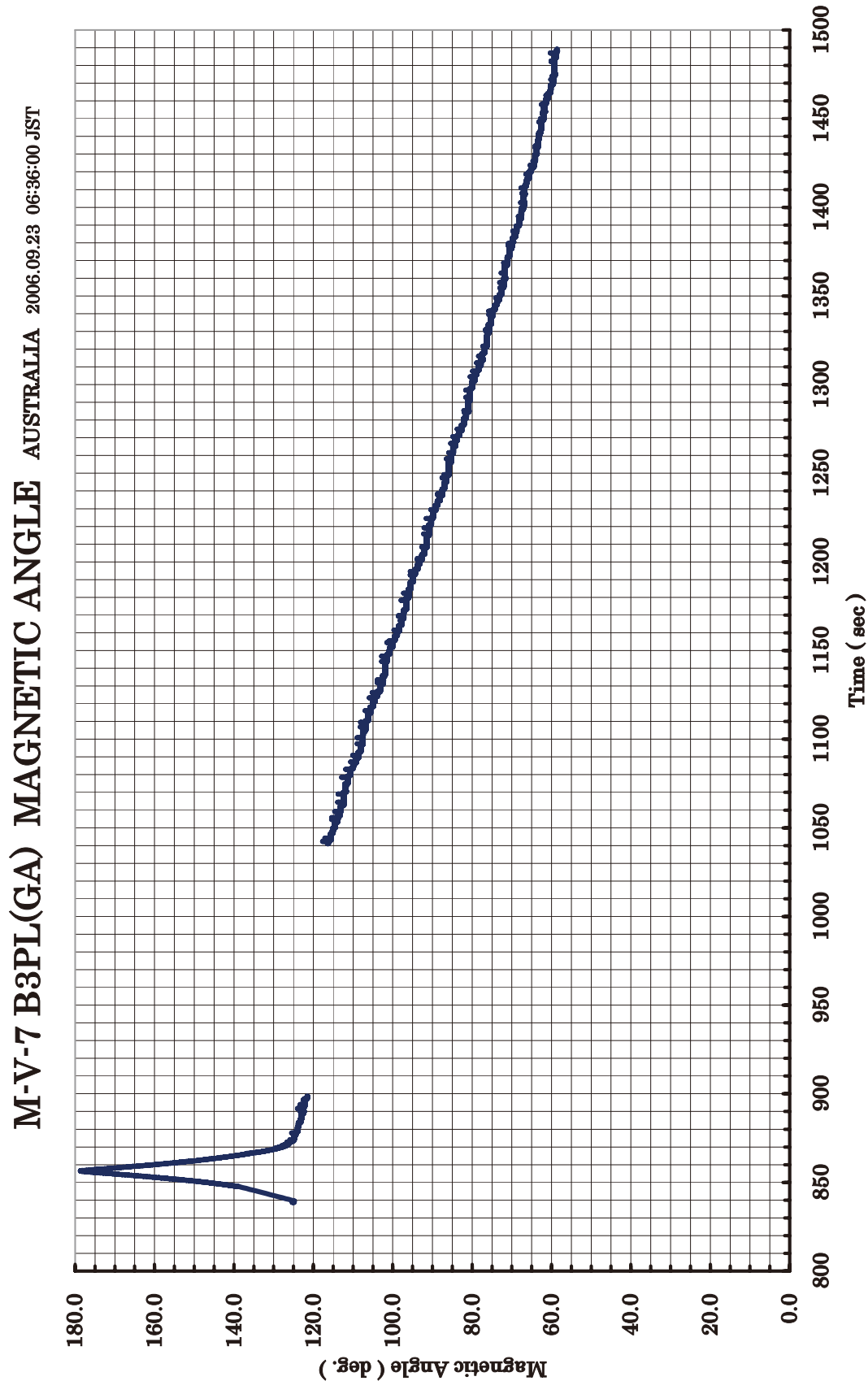


図 3.3.2 地磁気姿勢角 (オーストラリア局)

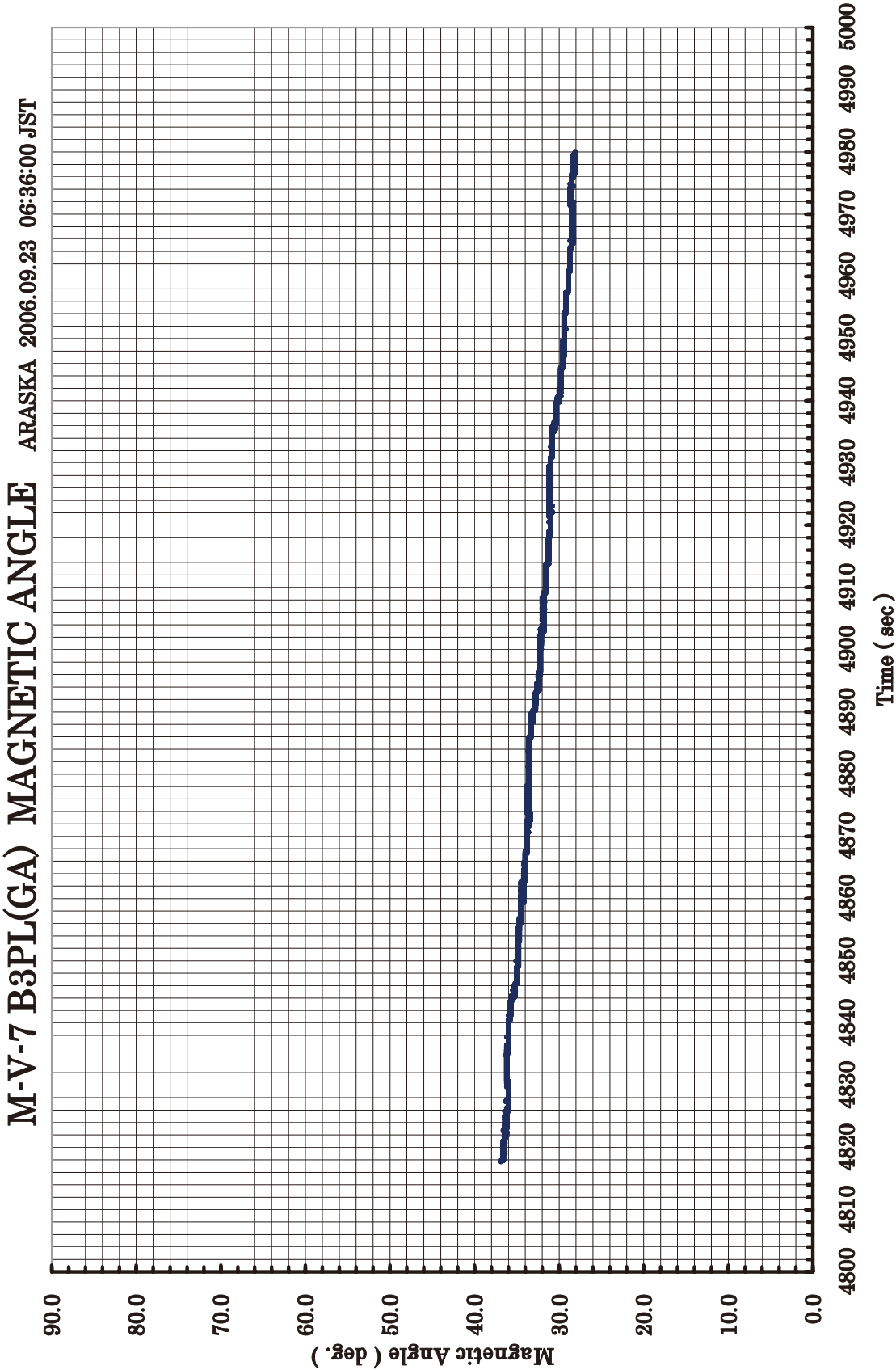


図 3.3.3 地磁気姿勢角 (アラスカ局)

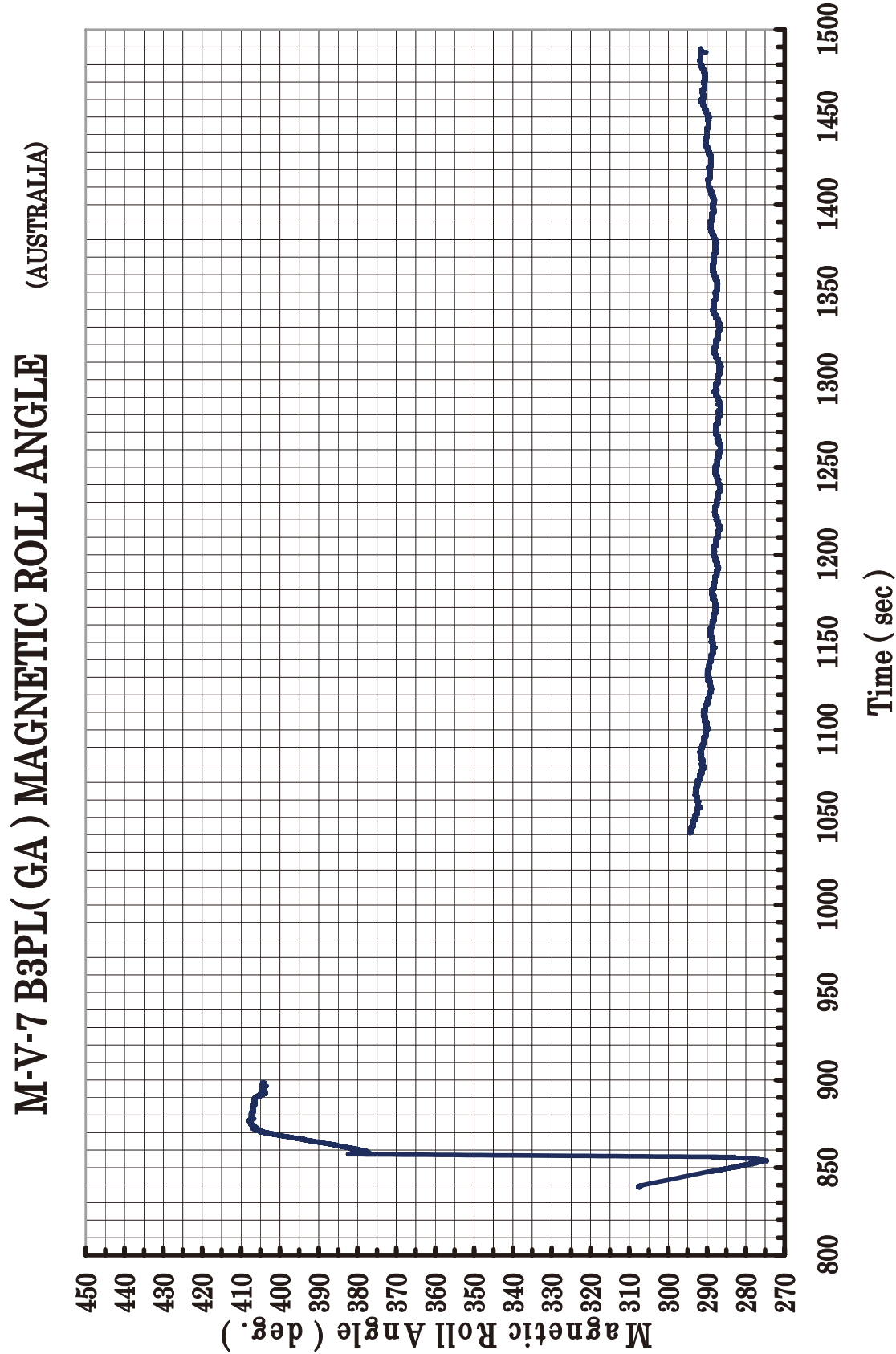


図 3.3.4 地磁気ロール角 (オーストラリア局)

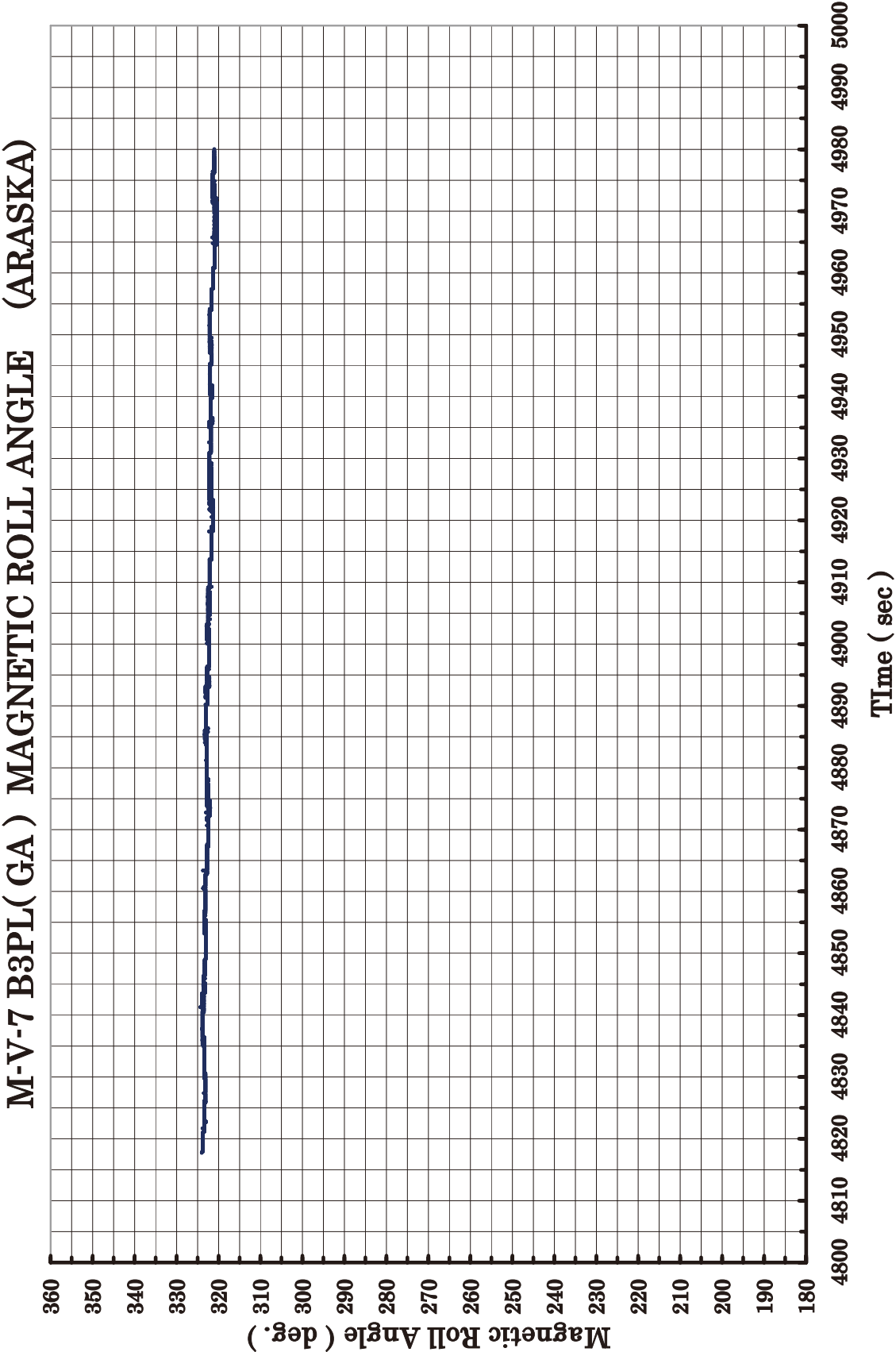


図3.3.5 地磁気ロール角 (アラスカ局)

3.4. M-V-8号機

3.4.1. スピン特性

図3.4.1には、B3PL部に搭載した地磁気姿勢計の3成分センサ出力電圧を計測した結果を示してある。ロケット機軸方向のGAZセンサ出力からは主にロケットのピッチ角方向の変化を、このセンサに垂直な平面内で互いに直行しているGAXとGAYセンサの出力からは主にロールに関する変化を相対的に検出することが出来るようになっている。発射からX+210秒までの間、3軸姿勢制御によりロケットのスピンはゼロとなっていた。X+210秒にはテレメータの受信状況を良好に保つためにロケットのスピン軸周りに90度回転するロール制御が行われた。ロール制御開始から回転が始まり、X+280秒には約90度回転している。その後、ロールはゼロに制御されていた。その様子が図3.4.1に示されている。なお、X+487秒でテレメータがロックオフとなったためにX+499秒のスピンアップ開始、X+519秒の衛星分離、X+520秒の第3段デスピンモータ点火などを確認することはできなかった。

3.4.2. 地磁気姿勢角

B3PL部に搭載された地磁気姿勢計（GA）による地磁気に対するロケットの姿勢変化を図3.4.2に示す。地磁気姿勢計の測定結果から、発射からテレメータがロックオフとなるX+487秒までの間、姿勢制御プログラムによる姿勢制御が予定通り行われたことが示されている。

X+75秒の第1段と第2段の分離と第2段モータの点火、X+186秒のNF開頭、X+200秒の第2段と第3段の分離、及びX+205秒の第3段モータの点火等による顕著な姿勢変化は見られていない。

また、X+152.5秒のリファレンスチェンジ開始からX+185秒のリファレンスチェンジ終了までの間にピッチ角が約45度ダウンしている。さらに、X+347秒のリファレンスチェンジによって姿勢反転を開始し、X+422秒にはロケットのスピン軸方向が180度回転していることが示されている。なお、X+465秒の姿勢変化は第3段モータ部のSJによる昇温噴射によるものである。

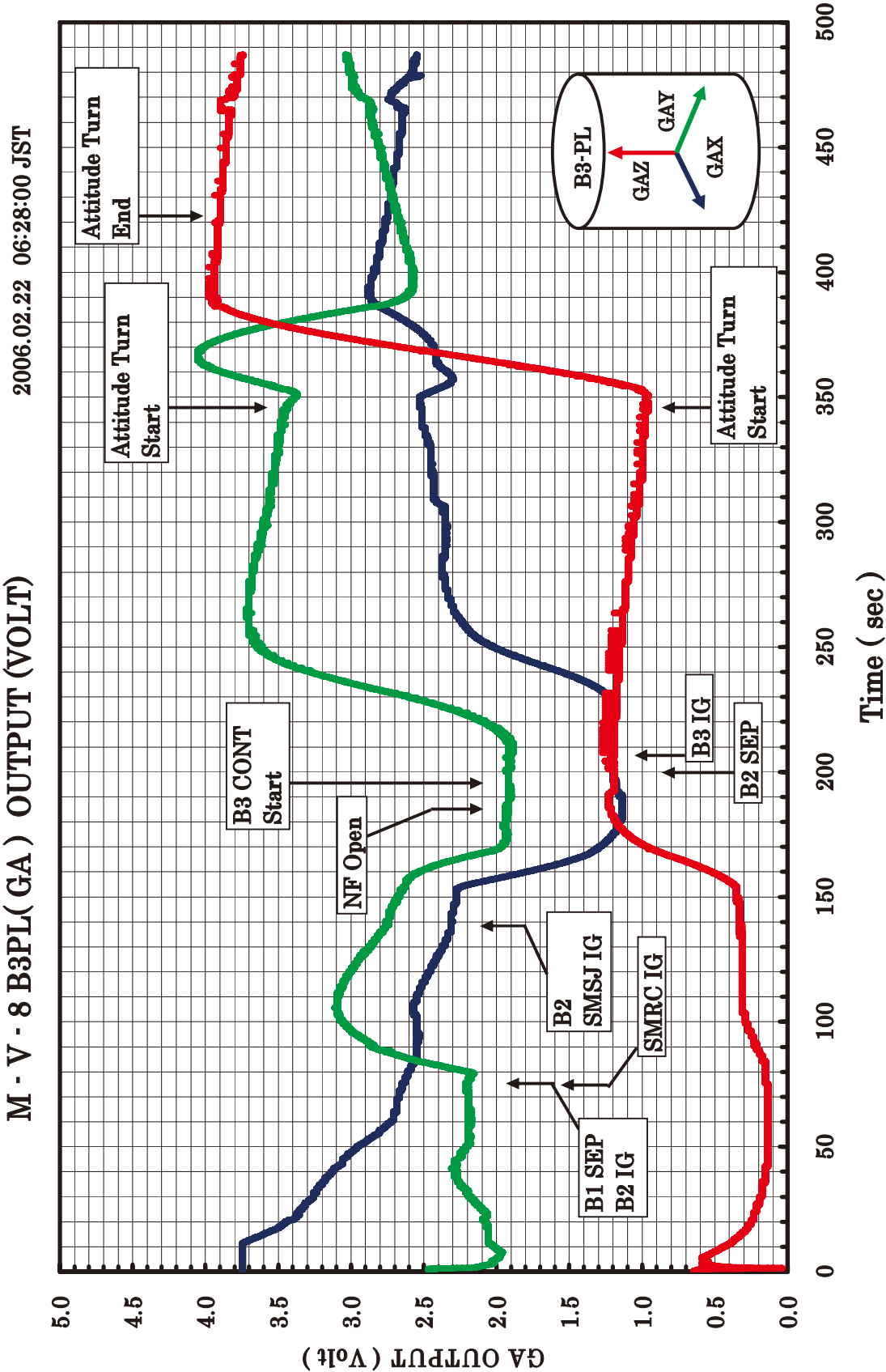


図 3.4.1 地磁気姿勢計出力電圧 (B3PL 部)

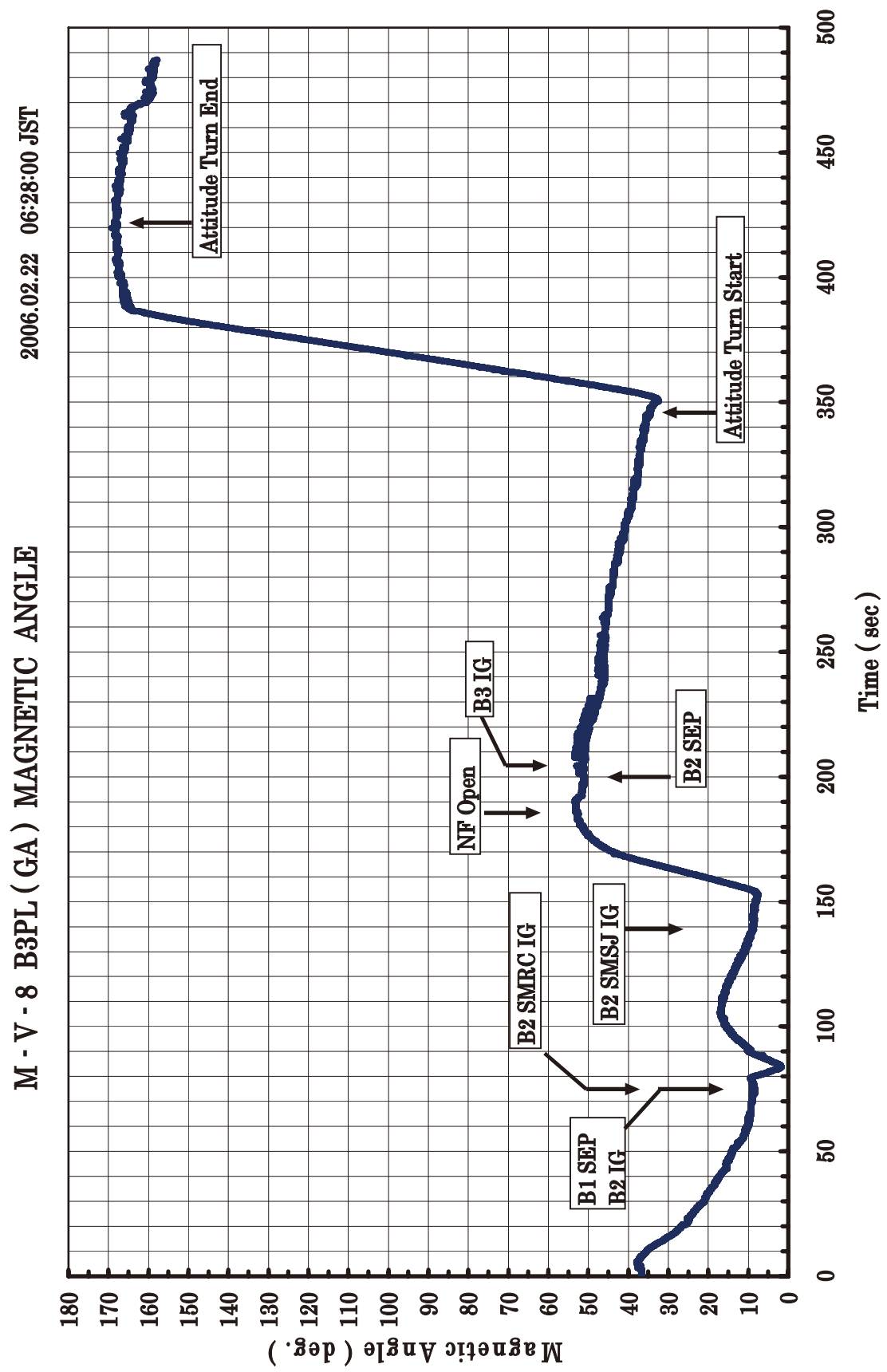


図 3.4.2 地磁気姿勢角 (B3PL 部)

4. 次期固体ロケットへの反映事項

基本計器としてCI部に搭載されている地磁気姿勢計は、M-Vロケットの姿勢計測系をバックアップするシステムとして位置づけられ、全号機にわたり成功裏にその役割を果たしてきた。M-Vロケット以外にも、M-3SやS-310、S-520、SS-520など殆どのロケットに搭載され、ロケットのスピン特性や地磁気に対する飛翔姿勢を25年以上の長きにわたり、常に安定した状態で正常に計測し続けてきた。M-Vロケットにおいては技術的にも完成し、安定して運用されている計測システムを無闇に変更などすべきではないという基本思想に従って、地磁気姿勢計も従来通りの部品や技術によって安定したシステムとして正常に運用されてきた。

また、クリスマス島などのダウンレンジ局においては、磁気バイアスの変化から衛星の分離をリアルタイムで確認するなどの成果もあげている。

なお、地磁気姿勢計に関しては、現在も従来通りのアナログシステムのままで正常に動作しているが、最新技術の導入によって計測システムをデジタル化することなどで、さらに小型・軽量で高性能な安定した地磁気姿勢計測システムを、より安価に作成できることが分かっており、現在の約1/3程度のコストダウンを図ることができると考えられている。従って、最新技術の導入によってコストの削減を図ると共に、高信頼性で小型・軽量、かつ高性能で安定したタフなシステムとして、あらゆる観測ロケットなどにも搭載できる汎用性の高い地磁気姿勢計を安価に実現するように是非とも改善すべきであると考えている。

5. まとめ

M-Vロケットに基本計器として搭載された地磁気姿勢計は、小型・軽量で信頼性が高く、非常に安定した姿勢計測システムで、全ての打上げ実験において正常に動作し、地磁気に対するロケットのスピン特性や飛翔姿勢を正しく計測した。解析結果は、各号機とも常に姿勢制御に伴う姿勢変化を地磁気に対する姿勢変化としてほぼ正確に検出しているので姿勢計測系のバックアップシステムとして十分に役立てられていたと考えられる。

最後に、地磁気姿勢計による姿勢計測システムが長期にわたり、非常に安定して運用されてきた背景には、メーカー現場担当者の豊かな経験と技術力は勿論のこと、ロケット班、テレメータ班、RB管制班、集中電源班など、数多くの方々との信頼関係に基づいて築かれた大切なチームワークがあり、大変重要な役割を担っていたと考えられる。

M-V ロケット搭載のサブペイロード

津田雄一*

1. はじめに

本稿では、M-V-6, 8, 7号機に搭載したサブペイロードの成果について報告する。

M-V ロケットには、6号機から、主衛星とは別に、ロケットの飛翔環境・宇宙環境を利用した実験スペースの場として、第3段計器部（B3PL部）に「サブペイロード」を最大2つ搭載できるようになっている。サブペイロードはこれまでに6, 8, 7号機にそれぞれ2基ずつ、合計6基の実験装置が搭載された。

本稿は、サブペイロードの開発過程、開発成果および宇宙理工学への貢献について言及するものである。

2. 研究開発の概要

2.1. サブペイロードの意義と選考過程

サブペイロードは、宇宙科学研究本部の全国の大学共同利用機関としての役割の一つとして、宇宙科学研究本部宇宙工学委員会が募集を行っている。募集は打上げ予定日のおよそ1年半前である。選考は、ロケット飛翔環境ないし飛翔後の宇宙環境を利用した実験であり、わが国の宇宙理工学に貢献できるものを基準に行われる。

サブペイロードはロケットから分離せず、ロケット側のリソース（ロケットテレメータや集中電源）を利用した実験と、ロケットから分離して衛星となる実験のいずれも認めており、打上げ飛翔環境や宇宙環境を利用した幅広い宇宙理工学の実験を可能としている。表1に、サブペイロードの搭載条件を示す。

サブペイロードは、従来第3段のダイナミックバランス調整のためのダミーマス取り付け位置（約5kg, 6箇所、図1参照）に、ダミーマスに置き換えて搭載できるようにしたものであり、搭載決定後はロケットの一コンポーネントとして、各種総合試験に参加することが求められる。

上記のサブペイロードの性格のため、重心調整ウェイトが不要になった場合、および主衛星への影響が大きいと判断された場合、搭載が見送られることになっている（幸いにしてそのような例はなかった）。

サブペイロードの試験および評価プロセスについて、図1に示しておく。またサブペイロード単体作業であって、M-Vから要求するものとしては、機械環境試験（振動、低周波衝撃、高周波衝撃）、温度試験、真空試験などがある。

2.2. ロケットインターフェース

サブペイロードは第3段計器部（B3PL）計器盤下部に搭載される（図1）。搭載位相は6つの候補が存在し、

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA

B3PL 部のダイナミックバランス試験を実施した結果により、2つのサブペイロードの搭載位相が確定する。各サブペイロードに割り当てられている質量は5kg程度である。

表1 サブペイロードの搭載要求条件の概要

(1)ロケットからの分離	主衛星分離から十分な安全時間を経過した後に、低スピンド下で行う場合に限って分離を許容する。ただし、分離時のテレメトリなどの情報は得られない。主ペイロード、M-V 側での安全審査の結果によっては、分離を拒否する場合がある。
(2)通信	サブペイロードが独自に通信回線を確保する場合は、サブペイロード側にて免許等の申請を行うこと。射場にて無線回線にて試験を行う場合は、それも含めること。
(3)サイズ	幅 200×奥行 150×高さ 125mm の直方体の領域。
(4)重量	5kg/個 程度。
(5)個数	2 個。主衛星の完成時の慣性量によっては3 個搭載する場合があります。
(6)打上げ時の状態	コールドロンチ（サブペイロード電源 OFF の状態で打上げ）とする。ただし、飛翔環境を利用した非分離のミッションであって、主衛星への影響がないことが確実な場合はホットロンチを認める。
(7)電力	ロケット側から +18V/−18V の電源を供給可能。ロケット側の指定するラッチングリレーを回路内に設けること。ロケット側電源保護のためサブペイロード側にヒューズを設けること。
(8)ロケットへのアクセス	ノーズフェアリング装着前の打上げ約 1 週間前までに限る。充電回線はロケット側から提供しない。
(9)電源 ON のタイミング	打上げ後、ロケット側電源コントローラにより ON される。
(10)ダウンリンク	分離しないペイロードまたは分離前の状態では、ロケットテレメータ 2ch（デジタル、400Hz, 8bit）使用可能である。サブペイロード側での独自のダウンリンクは、サブペイロード側申請の無線回線によるものとし、分離後 TBD 秒以降にのみ発信させるものとする。
(11)アップリンク	アップリンクは提供しない。サブペイロード側からの独自のアップリンク回線は、サブペイロード側申請の無線回線によるものとするが、主ミッションに影響がない十分な安全時間を経過した後にのみ運用するものとする。
(12)実験時間の制約	独自にデータレコーダを搭載しないペイロードの場合は、打上げ後約 390 秒までに完了しなければデータは受信されない。
(13)製作次期の目安	打上げ約1年前の計器合わせで機械的I/Fを確認すること。打上げ約半年前の噛み合わせで電氣的I/Fを確認すること。
(14)経費	サブペイロードの製作、および試験に関わる経費は、サブペイロード側で負担するものとする。

サブペイロードがインターフェースできるロケット側電氣的機能は下記の通りである。

- ・ 第3段集中電源
- ・ 第3段テレメータ
- ・ 第3段タイマ

集中電源（±18V）は、ロケットから分離しないサブペイロードにおいては実験装置駆動用電源として、また分離する場合は分離機構駆動用の電源として利用することができる。テレメータはサブペイロードのステータスを、ロケットテレメータを通じてダウンリンクするようになっているもので、各サブペイロードにつきデジタル 8bit データを毎秒 400byte 送信できる。

タイマはサブペイロードの起動タイミングを与えるものである。基本的にサブペイロードは cold launch であり、主衛星分離後にこのタイマ信号を受けて電源 ON とすることになっている。M-V は固体ロケットであるた

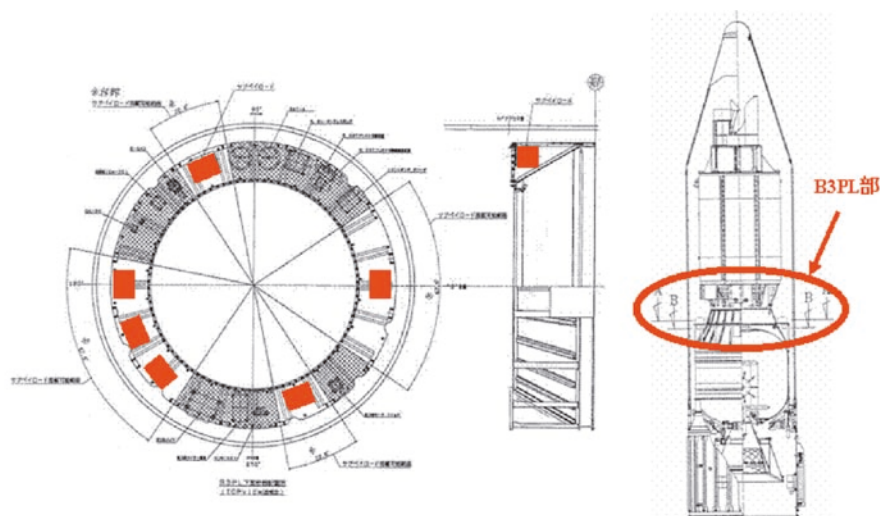


図1 サブペイロードの搭載候補位置

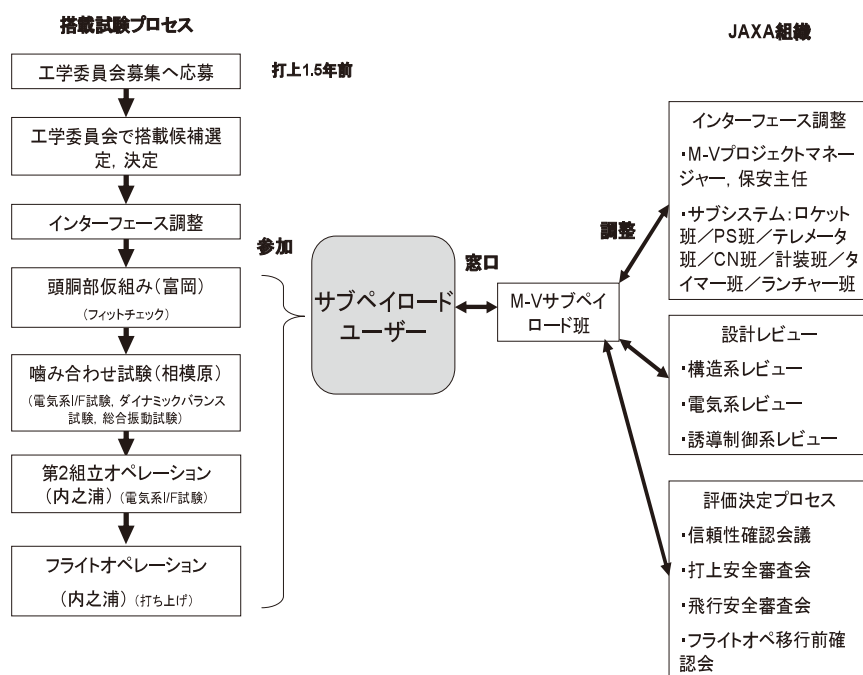


図2 サブペイロードの試験・評価プロセス

め、燃焼シーケンスが毎号機ほぼ同じである。第3段燃焼終了はX + 311秒付近であり、主衛星分離はその後通常500秒前後に実施される。サブペイロードの起動はその後ということになる。

M-Vで打上げられる低軌道衛星は、M-Vに楕円軌道に投入された後、衛星推進系にてペリジアップを実施するため、ロケット第3段の最終軌道は近地点200～300km、遠地点600～800km程度となることが多い。軌道傾斜角は主衛星のミッションに依存する。従ってサブペイロードを第3段から分離した場合、楕円低軌道に投入されることになる。

サブペイロードのミッション実施中のロケット姿勢は、主衛星分離後ということもあり、比較的フレキシブルに対応できる。実際サブペイロードを衛星化する場合、分離方向をサブペイロードとロケットで調整して決めている。

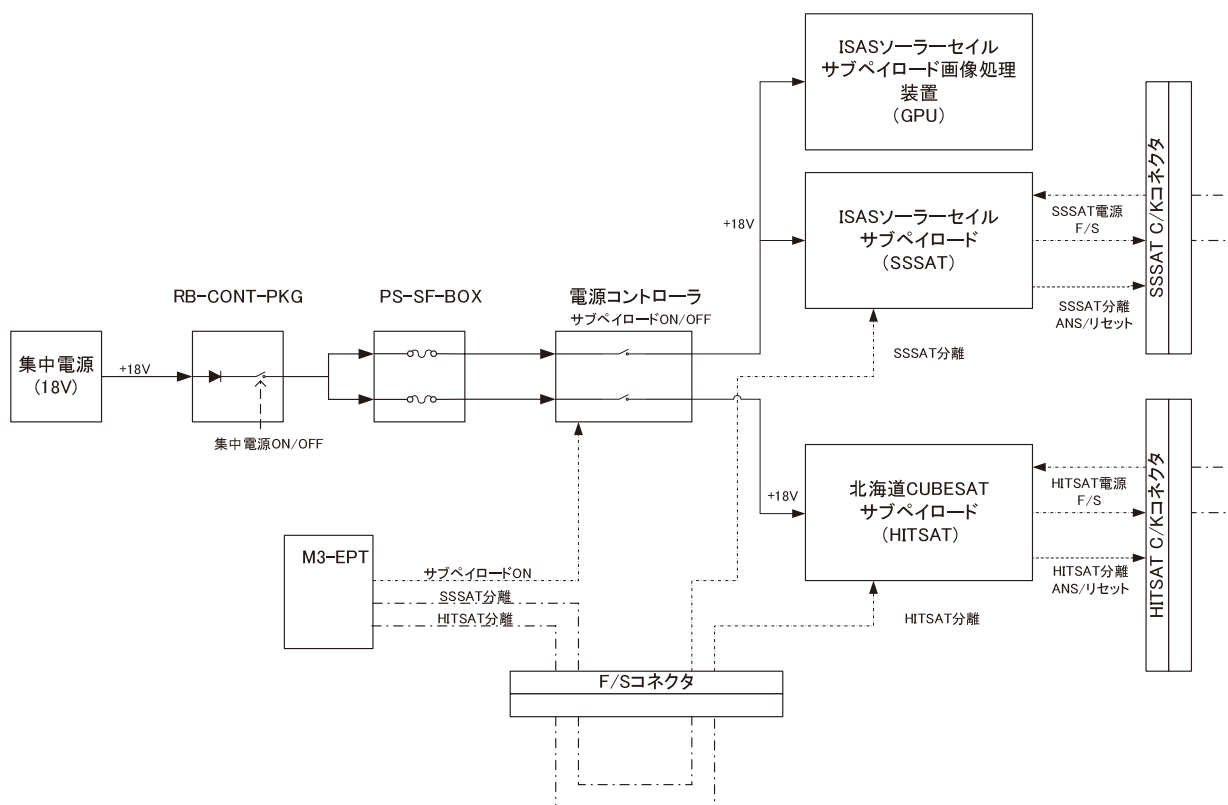


図3 サブペイロード周辺のシステム系統図 (M-V-7号機の例)

2.3. 信頼性および安全性の確保

サブペイロードは、主ミッション（主ペイロード）に影響を及ぼさないことが前提であり、そのための地上作業安全、飛翔時の信頼性確保のための対策が多重に施されている。すなわち、サブペイロードが、M-V主ミッション遂行中に誤って動作しないことを主眼に、安全設計がなされている。図3に、サブペイロード周辺のシステム系統図を示す。図3は7号機の例であるが、6、8号機でも基本的な違いはない。

(1) 地上作業安全確保

RB-CONT-PKG（集中電源スイッチ）、電源コントローラ（サブペイロード電源のスイッチ）により、ロケット側からサブペイロードへ供給される電力系統が遮断されるようになっている。さらにサブペイロード側においては、F/Sコネクタにより、Safety時にはタイム信号がサブペイロードへ到達しないようになっており、C/Kコネクタ開の時には電力がサブペイロードの電子回路に供給されないようになっている。

以上のように、地上操作作業に対して、ロケット側で2重、サブペイロード側で2重の安全対策が施されている。

(2) 飛翔時誤動作防止

飛翔中に、サブペイロード動作のトリガーを与えるのは、M3-EPT（第3段タイマ装置）である。M3-EPT自体、CPUが3つ搭載されており、多数決決定方式により動作することで誤作動を抑制している。

サブペイロード側においては、電源コントローラがONになり、かつサブペイロードがONにならないと、サブペイロードへ電力が供給されない。この2つのON信号はいずれもM3-EPTから与えられるものであり、これにより（飛翔中誤った時刻に動作開始しないという意味で）信頼性が確保されている。

(3) サブペイロード動作異常に対する防御

サブペイロードが動作を開始した後も、ロケットに悪影響を及ぼさない対策として、PS-SF-BOX（電

力ブレーカー）が挿入されている。これにより、万が一サブペイロードに想定以上の過電流が流れた場合、ロケット側のその他の機器が防御される。

(4) その他

上記対策でカバーしきれない安全性・信頼性確保については、各種地上試験、環境試験を行うことで対策としている。たとえば構造的な強度、耐振動衝撃性能等については、この範疇に属する。

表2 サブペイロードの搭載実績

【M-V-6】 ASTRO-E2 「すざく」 2005/7/6打上	
RAMS (Residual Acceleration Measurement) 【非分離】	ISAS/JAXA, 第3段残留推力計測
TSD (Titech Small Sat Separation Demonstration) 【非分離】	東京工業大学, 小型衛星分離機構実験
【M-V-8】 ASTRO-F 「あかり」 2006/2/22打上	
SSP (Solarsail controlled deployment SubPayload) 【非分離】	ISAS/JAXA, ソーラーセイル展開実験
CUTE1.7+APD (Titech nanosatellite) 【分離】	東京工業大学, 超小型衛星
【M-V-7】 SOLAR-B 2006/9/23打上	
HIT-SAT (Hokkaido Space Union nanosatellite) 【分離】	北海道工業大学, 北海道大学, 超小型衛星
SSSAT (Solar power sail demonstration satellite) 【分離】	ISAS/JAXA, ソーラー電力セイル実証超小型衛星

3. 成果の概要

サブペイロードは、選定から1.5年という短い期間で打上げられ、チャレンジングな宇宙理工学の実験機会を提供している。特に、フライトした計6つのサブペイロード実験のうち、後半の3つのミッションは小型衛星としてロケットから分離するミッションであり、わが国の小型衛星打上げの機会拡大と大学等の参加による宇宙理工学の裾野の拡大に、大いに貢献しているものと考えられる。

サブペイロードの搭載実績を表2にまとめる。M-V6, 8, 7号機で打上げたすべてのサブペイロードについて、以下にその概要を紹介する。

3.1. M-V-6号機サブペイロード (図4)

M-V-6号機ではRAMSとTSDという実験装置を打上げた。いずれも第3段から分離しない実験装置で、RAMSは第3段固体モータの残留推力（くすぶり）の精密計測を行い、TSDは東京工業大学が小型衛星分離機構の分離動作試験を実施したものである。実験状況はクリスマス島のダウンレンジ局で受信され、いずれも有用な成果を得ている。

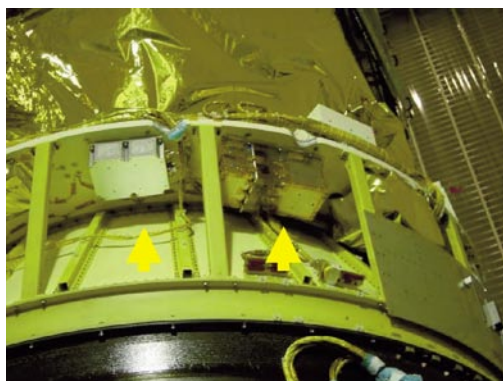
3.2. M-V-8号機サブペイロード (図5, 6)

M-V-8号機では、宇宙研のソーラーセイル展開機構に関する実験SSPと、東工大の超小型衛星CUTE1.7 + APDが搭載された。

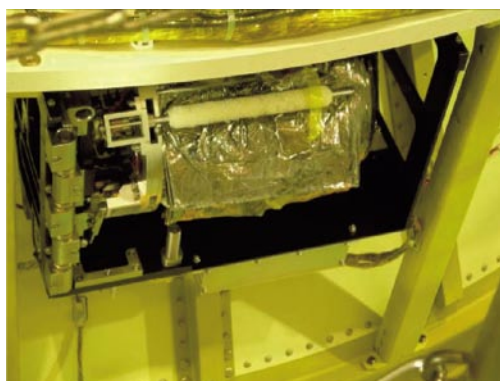
SSPは第3段から分離しない実験装置であり、直径11mのソーラーセイル膜面を模擬した薄膜を、展開速度を制御しながら遠心力展開し、その模様（カメラ画像など）をオーストラリアの商用地上局にて受信するミッションであった。実験結果としては、展開制御モータの停止により、完全展開には至らなかったが、展開挙動のデータを取得できている。

CUTE1.7 + APDは前号機のTSDの結果を反映して開発された分離機構により超小型衛星を分離するもので、

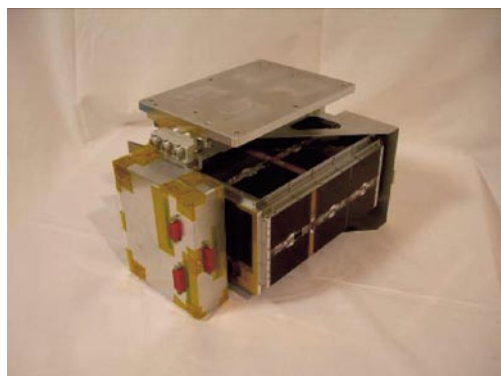
アマチュア無線による運用，データ処理部にPDAの採用，磁気トルカを用いた姿勢制御系，テザー伸展機構などを搭載している．分離機構と衛星部ともに，東工大が開発した．本ペイロードが，M-Vから打上げられた最初の超小型衛星となった．打上げ0周回の米国上空にてアマチュア無線家がCUTE1.7 + APDからの電波を受信し，衛星の健全性が確認された．その後，CUTE1.7 + APDは東工大大岡山キャンパスの地上局から運用されている．



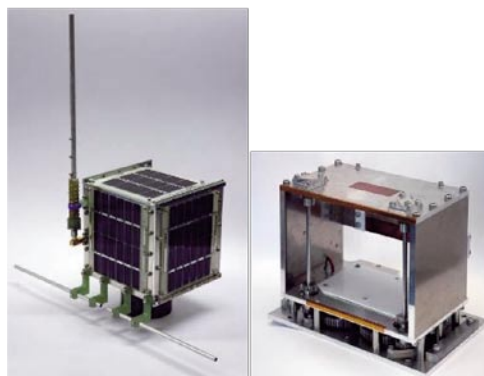
第4図 B3PLに据え付けられたRAMS (左)とTSD (右)



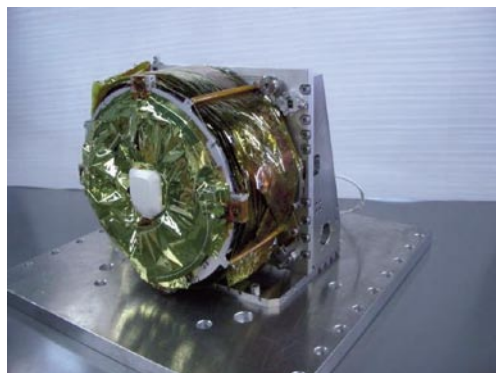
第5図 B3PLに据え付けられたSSP



第6図 東京工業大学小型衛星 Cute1.7+APD



第7図 北海道工業大学 / 北海道大学の小型衛星 HIT-SAT



第8図 JAXA宇宙研の小型衛星 SSSAT

3.3. M-V-7号機サブペイロード（図7，8）

M-V-7号機では，HIT-SATとSSSATという2つの超小型衛星が搭載された。

HIT-SATは北海道工業大学および北海道大学が開発した，いわゆるCubeSatクラスの衛星で，小型衛星バス実証，磁気トルカによる姿勢制御などを目的としている．分離する衛星のサイズは11cm立法，重量は3kgである．分離機構と衛星部ともに，北海道グループが開発した．本衛星は正常に分離され，打上げ0周回の米国上空にてアマチュア無線家の電波受信により，衛星の健全性が確認された．運用は北海道工業大学の地上局から，アマチュア無線周波数帯で行われている．

SSSATはソーラー電力セイル実証小型衛星であり，質量6kgで気液平衡型の推進系を有するスピン衛星である．ロケットから分離後，自らスピニングを行い，その遠心力で薄膜フレキシブル太陽電池の貼られたソーラーセイルを展開する実験である．運用はJAXA相模原局・新GN局，アラスカ・オーストラリア・ハワイの商用地上局にて実施した．SSSATは分離直後から通信系電源系統の問題でテレメトリの送信が正しく行われず，テレメトリの取得ができなかったが，セイルが展開したことが他の情報から確認された．予定通りセイル展開による空気抵抗の効果で，打上げ3日後に大気圏に突入した．

M-Vロケットから，サブペイロードのミッションに応じて実施した対応を図9に示す．このように，主衛星分離後のロケット飛翔環境を十二分に有効活用すべく，サブペイロードに対して配慮がなされていることがわかる．

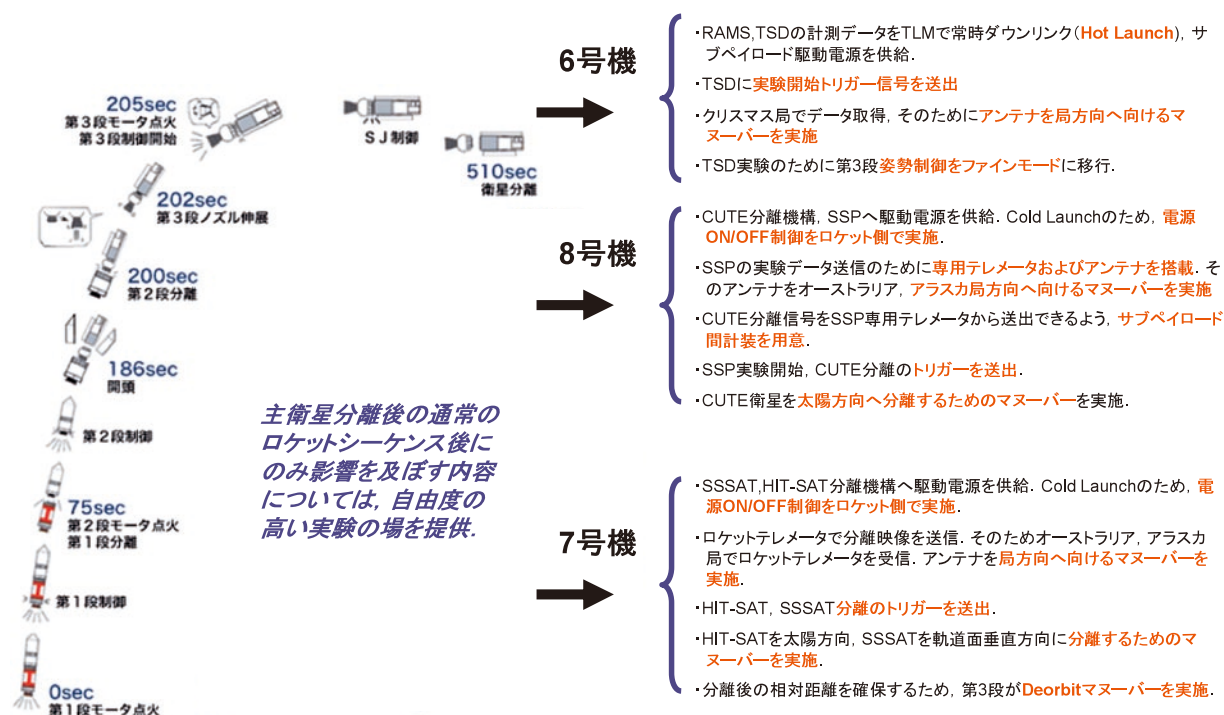


図9 サブペイロードミッションのフレキシビリティ

(※サブペイロードに関連するものはすべて含めている．必ずしもサブペイロードのためだけに実施したものではない．)

4. 次期固体ロケットへの反映事項

サブペイロードないし同種の機会を次期固体ロケットに用意するという検討はまだなされていない。したがって以下では、M-Vサブペイロードの長短所をまとめることで、反映事項に替えたい。(1)～(7)はM-Vサブペイロードの長所、(8)～(11)は短所である。

- (1) 選定から打上げまでが1.5年という短期間である。新規技術の宇宙実証の場としては利用価値が非常に大きい。
- (2) 搭載は無償である。純粋に実現性と、宇宙理工学への貢献の可能性が評価される。コストについては、サブペイロード開発費用、各種試験参加のための費用は自己負担である。
- (3) ロケットのI/F試験は、胴部仮組み、噛み合わせ試験、第2組立オペレーション、フライトオペレーションの4回のみで、JAXA外のユーザーにとって適当な作業量となっている。
- (4) 出席を求められる会議は（衛星系ではなく）ロケット系の会議数回、要求される文書量も実質を伴う文書を必要最小限量（設計レビュー資料、計装I/F資料など）。
- (5) フライトオペの前まで、取り外した状態でのサブペイロードの整備が可能。
- (6) 実験の道具立て（電源、テレメータ、タイマ）はロケット側が提供できる。ロケットの姿勢やシーケンスも、主衛星に影響の及ばない範囲で、フレキシブルに対応。
- (7) 選定されれば、ミッションの目的や遂行方法については不問。ロケットI/Fを犯さない限り、完全にat your own riskで実験ができる環境を提供。M-Vプロジェクトとしての審査は、ロケットI/Fを犯していないかの観点のみ。サブペイロードとしてのミッション成立性は、サブペイロードユーザー側で評価スキームを作る必要がある。
- (8) 主衛星の都合ないしロケットマスバランスの都合で、搭載が中止になることがありうる。
- (9) M-Vの衛星打上げ方式の制約で、投入軌道近地点が低い。そのため、分離して衛星化するには不利な軌道となる。（ex. 衛星寿命 CUTE ～1.2年程度、SSSAT ～3日）
- (10) サブペイロードの構造規模のわりに、環境条件が厳しい。また包絡域サイズも、有意義な実験を行うには少々小さい。
- (11) すべての点において、優先度が低い。主衛星及び他のロケットコンポーネントにインパクトがあってはならない。

上記からわかるとおり、サブペイロードは選定の際には、大きな制約の中でいかにチャレンジングな実験を提案できるかがキーとなり、実際の飛翔に向けては、提案する実験がロケットインターフェースに及ぼす影響をいかに最小限化するかがキーとなる。この両者のよい均衡点を見出すことで、次期固体で同様の枠組みを用意する場合においても、自ずと成果/労力の効果の高いサブミッションの機会を提供できるはずである。

サブペイロードの規模は（1.5年で5～10kg程度のペイロード）は、1研究室レベルないし1大学レベルで参加するには適正な規模であり、利用性を高めるための軌道・サイズ・機械環境条件の緩和が次期固体ロケットに望めればなおよい。

5. まとめ

本稿ではM-Vロケットサブペイロードの開発経緯、成果、反省事項について述べた。サブペイロードは選定から打上げまで1.5年という短いスパンで進むため、チャレンジングかつ新規性のある宇宙実験の場として、非常に有効と考えている。一方で、ロケットから見た場合の立場はダミーマスであるため、ユーザーには、搭載位置や軌道・重量等に制約が課され、またロケットとしての信頼性を損なわないよう協力が求められる。

ロケットインターフェースの観点からは、ユーザーから見たインターフェース窓口が一本化されており、文書・合同試験の回数は極力抑えられた形になっている。

これまでの6実験は、いずれもチャレンジングな内容となっており、特に超小型衛星を連続3機打上げた点は、特筆すべき成果である。わが国の2006年末現在の超小型衛星打上げ機数は世界最多の計8機であり、内3機がM-Vサブペイロードによるものである（残りはロシアのロケット）ことをみても、わが国の宇宙理工学の強みを活かし裾野拡大に寄与したサブペイロードの役割は大きい。

次期固体ロケットについて同等の機械が用意されるというような議論は未だなされていないが、同種の simple interface, short-turn-around の宇宙理工学実験の場が継続するが強く望まれるところである。

参考文献

- [1] 東京工業大学TSDホームページ： <http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/tsd/>
- [2] S.Takeuchi, et.al., “Deployment Contro Experiment of Solar Sail in Sub-Payload of M-V Rocket” , 56th International Astornautical Congress, IAC-05-C2.1.B.08, 2005, Fukuoka
- [3] S.Takeuchi, et.al, “Report for the Experimental Result of SSP (Solar-sail Sub-Payload) on M-V-8” , The 16th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, C-22, 2006, Sagamihara
- [4] N.Miyashita, et.al., “Development and Flight Report of Pico-Satellite Cute-1.7 + APD” , 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-f-08, Kanazawa
- [5] 東京大学 CUTE1.7+APD ホームページ： <http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cute1.7/index.php>
- [6] K.Ishimura, et.al., “Hokkaido Satellite Project : System Design of a Engineering Test CubeSat” , 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-r-1-14, Kanazawa
- [7] 北海道工業大学 HITSAT ホームページ： <http://www.hit.ac.jp/~satori/hitsat/>
- [8] Y.Tsuda, et.al., “Microsatellite-Class Solarsail Demonstrator –Mission Design and Development Status” , 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-k-37
- [9] 中谷幸司, 津田雄一, 森治, 山本高行, 佐伯孝尚, 川口 淳一郎, “サブペイロード領域を利用したソーラー電力セイル実験とその解析”, 第22回宇宙構造材料シンポジウム, 2006, 相模原
- [10] 津田雄一, “M-Vロケット・サブペイロードによる小型衛星打ち上げについて”, 日本機械学会2006年度年次大会, F07-3, 2006, 熊本

M ロケット 発射装置

下瀬滋*, 峯杉賢治*

1. はじめに

本発射装置は M-3S・M-3S II ロケットの打上げに対応できるように昭和 57 年新設され、翌年の M-3S ロケット 3 号機から飛翔実験で使用されるようになった。その後、昭和 60 年に M-3S II ロケットの打上げに対応できるようにガイドレールや作業床の換装工事を行い、平成 7 年には M-V ロケットの打上げに対応できるように改修工事を行った。現在までに M-3S ロケットを 2 機、M-3S II ロケットを 8 機、M-V ロケットを 7 機と合計 17 機の打上げを滞りなく果たしてきた。

2. 発射装置

本装置は M-V ロケットの組立・点検・調整・発射及び分解等の諸作業を能率的かつ安全に遂行できる構造機能を有している。大別するとランチャと整備塔で構成されている。ランチャは傾斜発射ガイドレール方式で旋回及び俯仰機能を有し、ブーム系・台車系・火焰偏向板及び油圧装置で構成されている。整備塔は固定式でランチャの旋回終端に位置し、発射方位位置にあるロケットと所要の保有距離を保つようにしている。また、塔内にランチャのブーム部が収納でき、組立台上でロケット各段の組立・点検・調整ができる構造になっている。本整備塔は整備塔本体・可動作業床・ランチャ出入扉・クレーン設備・エレベータ設備・空調設備・油圧装置及び付帯設備等で構成されている。整備塔内の組立台上で全段の組立作業を終えたロケットは、ガイドレールに垂直状態で装着される。ランチャの整備塔外への移動及び発射方位角・発射上下角設定等の操作は、地下管制室からの遠隔操作で行い、発射姿勢を確保している。発射装置の外観図を図 1 に示す。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

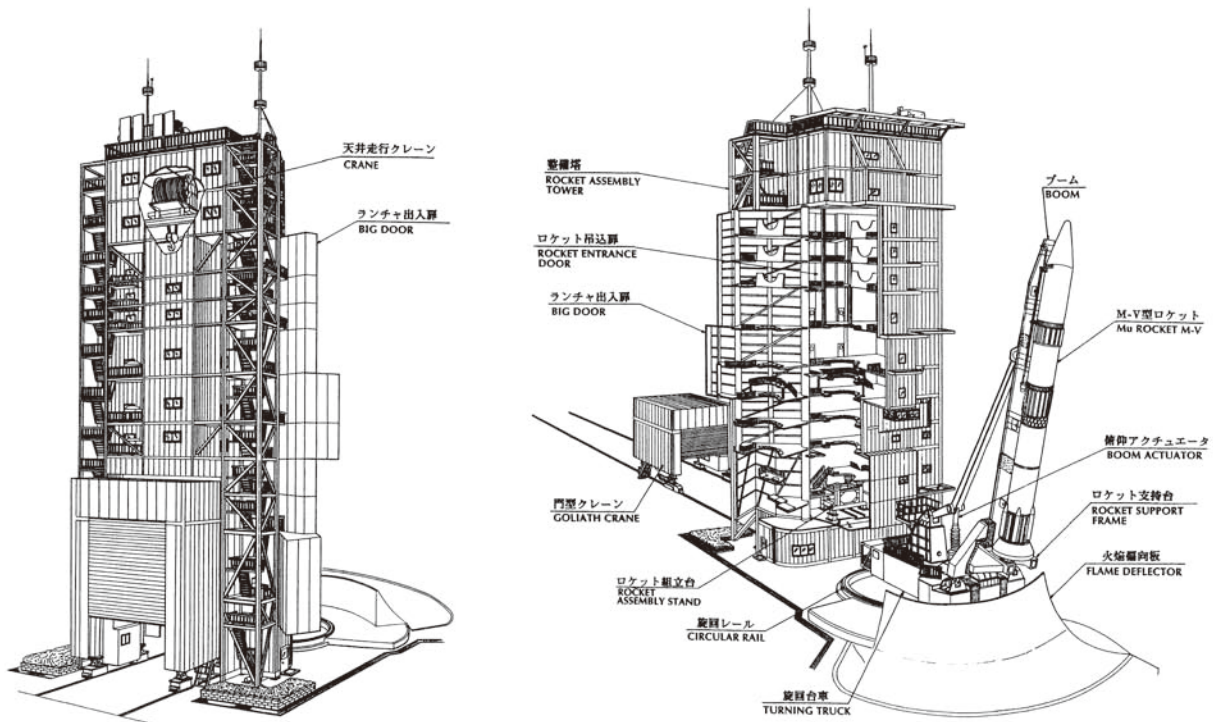


図1 発射装置概観図

本発射装置の特徴を次に示す。

- (1) ランチャは旋回・俯仰作動式を採用し、整備塔は固定式である。
- (2) ランチャ台車及びブーム本体へのケーブル・配管類は、発射時の火焰による損傷等を受けないように台車内部及びブーム内部に敷設している。
- (3) 発射時のロケットと整備塔との保有距離（約10m）はランチャの方位角設定動作（台車旋回）により確保している。
- (4) 整備塔・ランチャ各部の作動は全て油圧で駆動している。
- (5) 整備塔内へのランチャの格納（収納部）は必要最小限のランチャブームのみとし、塔内スペースを有効に活用できるようにしている。
- (6) ランチャの方位角及び俯仰角の設定操作は遠隔自動方式である。
- (7) ロケットの塔内吊込作業用として吊込胴部を設け、ロケット吊込時に風雨の影響を極力受けないようにしている。
- (8) ランチャ及び整備塔の基礎は一体型の強固な基礎構造を有し、共同溝を介して地下管制室へ通じる地下給電路を設けている。

2.1. 整備塔

- (1) 整備塔は固定式で鉄骨枠組トラス構造である。外装材は長期間腐食に耐える様に、軽量コンクリート（アスロック材）と断熱材サンドイッチ鋼板（イソバンド）を採用した防水・耐風・密閉構造である。
- (2) 整備塔は整備塔本体・可動作業床類・ランチャ出入扉類・クレーン設備・エレベータ設備・空調装置・油圧装置及び付帯設備等で構成されている。
- (3) 整備塔は11階構成で、2階から10階にロケットの組立・点検調整作業に必要な固定床及び可動床類を設け、11階にはクレーンを設置している。
- (4) 整備塔の諸元を表1に示す。

表1 整備塔諸元表

整備塔形式	鉄骨枠組トラス方式 外装防水・耐風・密閉構造 11階層構成
高さ	約 47 m
幅（柱心間）	18 m
奥行き（柱心間）	13 m
重量	1000 ton
各階構成	<ul style="list-style-type: none"> ・ ロケット組立作業エリア 2 階～10 階 ・ ロケット吊込胴 4 階～10 階 ・ 注気注液操作室, 電気室 1 階 ・ 操作室, 器材庫 4 階 ・ クリーنبース 7 階～10 階 ・ 光学観測室 11 階
主要設備	<ul style="list-style-type: none"> ・ 扉類 ランチャ出入扉（大扉, 小扉） ロケット吊込扉, 吊込胴閉鎖扉 ・ クレーン設備 50 ton 天井クレーン 0.5 ton チェーンブロック ・ 空調装置 整備塔内空調ユニット 5 台 クリーنبース空調ユニット 1 台 ・ エレベータ設備 1700 kg（25 人）用 1 基 ・ 電気設備 配分電盤 運転制御装置 警報・監視装置 ・ 付帯設備 強制換気装置 低圧空気源 避雷・接地設備

2.1.1. 整備塔本体

- (1) 塔内各階の固定床荷重基準は 300 kg/m^2 である。
- (2) 整備塔の両側には露出階段及び踊り場を地上より屋上まで設けている。
- (3) 整備塔1階には機械室・電気室・作業員控室及びTVC/SJ注気注液操作室を設けている。機械室には塔各部駆動用のNo.2油圧アキュムレータ等を、電気室には配電盤・中継電気盤・空調用制御盤・ケーブルダクト等を、また注気注液操作室には制御バルブスタンド類等を設置している。
- (4) 整備塔4階には操作室を設け、ランチャ及び整備塔の各種制御に必要な制御装置・監視装置を設置している。なお操作室はランチャ系の操作等に際して見通しを良くするために、一部整備塔外へ張り出す構造である。
- (5) 整備塔7階から10階にはクリーンブース（クラス50万）を設けている。
- (6) 整備塔11階には50 tonクレーン及びクレーン制御装置等を設置している。また同階、海側角部には光学観測用カメラ等の設置場所としての観測室を設けている。
- (7) 整備塔屋上には高架水槽・アンテナ取付台及び整備塔の位置関係を明示する基準点等を設けている。

2.1.2. 可動作業床類

- (1) 可動作業床類はロケット各段の吊込み及びランチャの塔外への移動時にロケット及びランチャと作業床との間で接触・干渉等の支障が生じないよう開閉可能な床構造である。
- (2) 可動作業床類は整備塔2階より10階まで設けてあり、整備塔2階から7階までは手動跳上式のアルミ製可動床を、8階から10階は油圧駆動による跳上式可動床を設けている。可動作業床の開口部は、各階に相当するロケットの形状に応じた寸法とし、開口部とロケットとの間隔は約100 mm～150 mmである。
- (3) 可動作業床類の荷重基準はアルミ製可動床で 150 kg/1箇所 、油圧式可動床で 200 kg/m^2 である。

2.1.3. ランチャ出入扉類

- (1) ランチャ出入扉（大扉、小扉）は整備塔に、ロケットを架装したランチャブームが出入り可能な開口部を確保する為の可動式の扉である。
- (2) ランチャ出入大扉は整備塔2階から10階までの一体型で、大扉内側には各階でロケット周辺の作業が可能な作業床部を有している。
- (3) ランチャ出入扉の開閉はスイング方式で、開閉動作は油圧アクチュエータ駆動である。
- (4) 扉類の開閉機構にはロック装置を設けている。また大扉は全開・全閉時に所定の風荷重に耐える構造である。大扉の各状態に於ける風荷重条件は次の通りである。
 全閉状態 : 60 m/s（最大）
 大扉作動中及び全開状態 : 15 m/s
- (5) 整備塔7階から10階まで、組立室側のロケット吊込用吹抜け部（ロケット吊込胴）と塔内各階作業室間に仕切用のロケット吊込扉を設けている。
- (6) 吊込胴の最下部にはロケット吊込胴閉鎖扉を設けている。

2.1.4. クレーン設備

- (1) クレーン設備は50 ton天井走行クレーン及び0.5 tonチェンブロックを有している。
- (2) 50 ton天井走行クレーンの主要目を表2に示す。

表2 クレーン主要目

クレーン様式	屋内型天井走行・横行クレーン
吊上荷重	50 ton (1 台)
巻上速度 (高, 中, 低)	10, 5, 0.5 (0.3) m/min () 内は低速巻下
走行速度 (高, 低)	8, 2 m/min
横行速度	1 m/min
揚程	40.36 m

(3) 整備塔4階床にはSMRC吊下げ専用の0.5 tonチェーンブロックが設置できる。

2.1.5. エレベータ設備

- (1) エレベータ設備は昇降簀・巻上装置・制御盤及び昇降路等で構成され、整備塔内1階から11階までの貨物を主とする人貨昇降を行うものである。
- (2) エレベータの主要目を表3に示す。

表3 エレベータ主要目

間口	1.45 m
昇降簀寸法	幅 2 m, 奥行 1.8 m, 高さ 2.1 m
昇降速度	60 m/min
積載荷重	1700 kg (定員 25 人)

2.1.6. 整備塔空調装置

- (1) 整備塔空調装置は塔内空調装置・クリーンブース用空調装置及び地下換気装置等で構成され、整備塔内の作業環境を一定に維持すると共に、地下給電路内にロケット発射時の噴煙が流入あるいは滞留しないように排气するものである。
- (2) 塔内空調装置は整備塔の各階作業エリア内の温度・湿度の調整を行うものである。制御主要目を表4に示す。

表4 塔内空調制御主要目

温度	15 °C～25 °C
湿度 (目標値)	40 %～60 %
各階の温度差 (目標値)	5 °C以下

- (3) クリーンブース用空調装置は整備塔7階, 8階, 9階, 10階に設置されているクリーンブース内に清浄空気を供給して温度・湿度の調整を行うものである。制御主要目を表5に示す。

表5 クリーンブース空調主要目

温度	15℃～25℃
湿度（目標値）	50％～60％
外気取入量	15 m ³ /h・m ² 以上
清浄度	クラス 50 万

- (4) 地下換気装置は地下給電路に浸入したロケット発射時の噴煙を排出する装置で、整備塔2M階に換気用送風機を設置し、地下給電路に新鮮な空気を供給（30 m³/h・m²）するものである。

2.1.7. 油圧装置

- (1) 油圧源は台車本体及び整備塔11階の機械室に設置され、旋回・俯仰等大容量系統に使用するNo.1油圧源と、捲上・扉及び床の駆動等の小容量系統に使用するNo.2油圧源で構成されている。
- (2) No.1油圧源の油圧ポンプは旋回及び俯仰の速度に応じて吐出量を制御できるものである。
- (3) No.2油圧源にはアキュムレータを設け、各作動機構の容量に対して十分な圧力及び油量を供給できるものである。制御方式は負荷/無負荷連続自動運転である。

2.1.8. 付帯設備

(1) 低圧空気源装置

整備塔内各階での作業に使用する作業用乾燥低圧空気（圧力7 kg/ m²，容量350 ℓ /min）を供給するために、空気源装置を整備塔11U階のエレベータ機械室に設置している。

(2) 整備塔給排水設備

給水は高架水槽配管方式で、整備塔屋上に水槽を設置している。各階屋外には手洗器を、また7階及び9階のヒドラジン/NTO取扱い場所には洗顔シャワーを設けている。

(3) 注気・注液用配管設備類

ロケットの第1段及び第2段制御装置（TVC）への注気注液用配管類及び第2段ノズル部/頭胴部への乾燥用窒素ガス供給用配管を設けている。各配管類は整備塔1階注気注液操作室から作業相当階まで地下給電路を介して、ランチャブーム内をステンレス管で配管している。

(4) 非常用注水設備

整備塔階段横に非常注水装置を設けている。

(5) 強制換気装置

強制換気装置はガス漏洩検知器・警報装置・排風機・排出フード・排気ダクト及び吐出口等で構成され、整備塔のSJ/SA部相当階の7階及び9階に設置してヒドラジン/NTOガスの漏洩時に換気を行うものである。換気運転には緊急換気運転・蓄積予防換気運転及び手動換気運転があり、いずれも運転順位はない。緊急換気運転は整備塔内対象階のロケット近傍に設けたガス検知器によりヒドラジン/NTOガス濃度を検知し、検知警報装置が警報及び表示をすると共に換気運転を行うものである。

(6) 避雷設備

避雷設備は落雷に起因する感電事故・絶縁破壊・機器の損傷及び誘導障害から作業員・ロケット・ランチャ及び整備塔機器等を保護するために設けている。避雷針の保護角は45°で、避雷針及び避雷導線はロケット本体から5 m以上離れた位置で配線している。

(7) 接地設備

接地設備は機器漏電時の作業員の感電事故やロケット・ランチャ及び整備塔機器の静電気帯電による火花発生防止等のために設けている。接地はJIS-A4201に準拠するもので、A種接地である。ランチャ台車機械室出入口及び整備塔各階出入口には静電気除去のための銅板製接地板と接地端子を設けている。

2.2. ランチャ

- (1) ランチャは旋回・俯仰作動式で、ブーム系・台車系及び火炎偏向板で構成されている。
- (2) ランチャの旋回・俯仰等の主要な操作・監視は整備塔4階の操作室及び地下管制室より遠隔で集中的に行うことが可能である。
- (3) ランチャの旋回動作は、原則としてランチャブームが垂直な状態で行う。但しロケット発射可能方位角範囲内に於いての方位角修正の場合のみ俯仰角設定状態での旋回動作が可能である。
- (4) ランチャの諸元を表6に示す。

表6 ランチャ諸元表

発射方式	ロケット吊下傾斜発射方式
ランチャ形式	旋回・俯仰方式
高さ	約 36 m
幅	約 1.2 m
長さ	約 2 m
重量	約 350 ton
ガイドレール長	前部・後部レール共 9.1 m
ガイドレールゲージ	前部・後部レール共 755 mm ± 0.5 mm
ガイドレール垂直度	1/5000 (rad)
発射上下角範囲	78°～90°
俯仰作動範囲	78°～92°
俯仰速度	0～20 °/min (連続可変)
俯仰角設定精度	±0.1°
発射方位角範囲	N+85°～N+150°
旋回作動範囲	N+85°～N+276.8°
旋回速度	0～5°/min (連続可変)
旋回角設定精度	±0.1°
旋回レール形式	1 条式 100 kg/m クレーンレール
レール曲率半径	7.5 m
レール上面精度	1/5000 (rad)

2.2.1. ブーム系

- (1) ランチャブーム本体は銅板製箱型溶接構造で、上部ブーム・中部ブーム及び下部ブームの3分割式である。
- (2) ランチャブーム側面には着脱コネクタ及びカプラ類用の捲上装置を設置しており、ランチャブーム内部は各種配線・配管類のダクトスペースとしている。
- (3) シュラウドリングはロケット後部筒下面を直接支持するもので、上面にはロケット組立時の位置決めに必要な位置決めピン（シュラウドピン）が装備され、ロケット組立終了後にピンの着脱が可能な構造である。
- (4) ロケット組立台は銅板製溶接構造で上部4隅に組立台ジャッキを有し、ロケット組立時のシュラウドリングの水平度を確保するために、各ジャッキの単独運転及び同期運転が可能である。
- (5) ロケット組立台はロケットの組立作業中シュラウドリングを保持及び全段組立組てられたロケットをシュラウドリングと共に支持台へ移し替える機能を有している。
- (6) 捲上装置はロケットの搭載機器・制御系・点火系用のケーブル・コネクタ・カプラ類を打上げ直前まで保持し、地下管制室のランチャ管制盤からの捲上信号によって作動する。
- (7) ランチャ発射上下角の検出はランチャブーム内部に設置した俯仰角検出機構で行い、整備塔4階の操作室及び地下管制室のランチャ管制盤でモニタできる。また直視式の俯仰角度表示器をリンクレバーの横に装備している。

2.2.2. 台車系

- (1) 台車本体の内部は機械室になっており、ランチャ駆動源としての油圧装置・制御バルブスタンド・各油圧機器類・ランチャ系運転制御装置・旋回駆動装置及び照明等付帯機器類を設置している。また台車本体後部には頭胴部空調ユニット室を設置している。
- (2) 台車本体中心部はランチャ旋回動作時に、ケーブル類を支障無く処理できるようにケーブル垂直懸架方式を採用した。またロケット発射時の噴出ガス及び風雨が台車内部に浸入しない構造である。
- (3) 旋回レールは旋回ボギーの車輪荷重を支え、旋回動作中のランチャのガイドをしている。
- (4) ランチャ発射方位角の検出は台車内部に設置した方位角検出機構で行い、整備塔4階の操作室及び地下管制室のランチャ管制盤でモニタできる。また方位角を旋回レールに刻印している。

2.2.3. 火焰偏向板

- (1) 火焰偏向板はロケット発射時の火焰及び噴出ガスからランチャ・整備塔の基部を保護し、ロケット本体への逆反射等の悪影響を防ぐために所定方向へ偏向拡散させる構造である。また火災予防用としてドレンチャ装置を設けて偏向板に散水をする。
- (2) 火焰偏向板は鉄筋コンクリート製で、基礎と一体構造になっており、 $N + 85^{\circ} \sim N + 150^{\circ}$ の範囲に設けている。
- (3) 火焰偏向板表面にはロケットからの噴出ガス対策として、耐火セメントで耐熱処理を施している。

2.3. 頭胴部空調装置

- (1) 頭胴部空調装置は衛星の周辺環境を良好に保つ為、打上げ直前までノーズフェアリング内部の温度・湿度の調整を行うもので、空調ユニット・操作監視盤・及び送風ダクト等で構成される。
- (2) 空調ユニットはランチャ台車後方に増設された頭胴部空調ユニット室に設置されている。
- (3) 本空調装置のノーズフェアリング吹込口での送風条件を表7に示す。

表7 送風条件

温度	20℃
温度制御幅	±3℃
相対湿度	30～50%
風量	20 m ³ /min
清浄度	クラス 1 万
外気条件	夏期 35℃, 70% 以下 冬期 -1℃, 50% 以上

- (4) 操作・監視は台車後方の空調ユニット室及び地下管制室で行うことができる。また整備塔9階及びM組立室内ランチャ班控室で温度・湿度をモニタできる。
- (5) 送風ダクトはロケット発射前に、送風を停止してカブラを離脱する。カブラ離脱を確認した後ランチャの捲上装置で捲上げられる。頭胴部空調装置のブロック図を図2に示す。

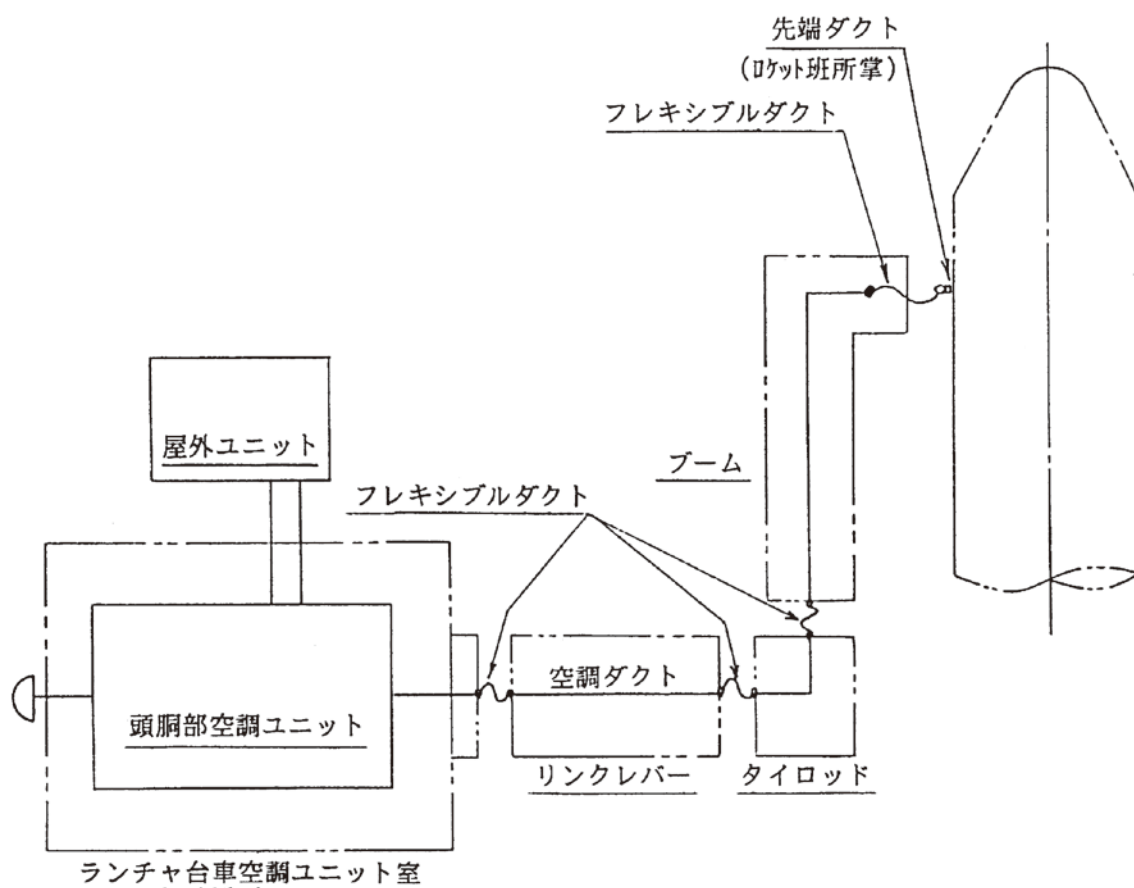


図2 頭胴部空調装置ブロック図

3. 門型移動装置

本装置はロケットモータ・頭胴部等の組立及び運搬の作業を効率的かつ安全確実に遂行できる構造を有しており、門型フレーム・走行装置・巻上装置・横行台車・補助台車・昇降式台車及び電気設備等で構成されている。構造は門型フレーム上に50 ton用巻上機を2台有する横行台車を搭載したもので、M組立室から整備塔間に敷設されている門型移動装置用レールの上を走行することができる。本装置の外観図を図3に示す。

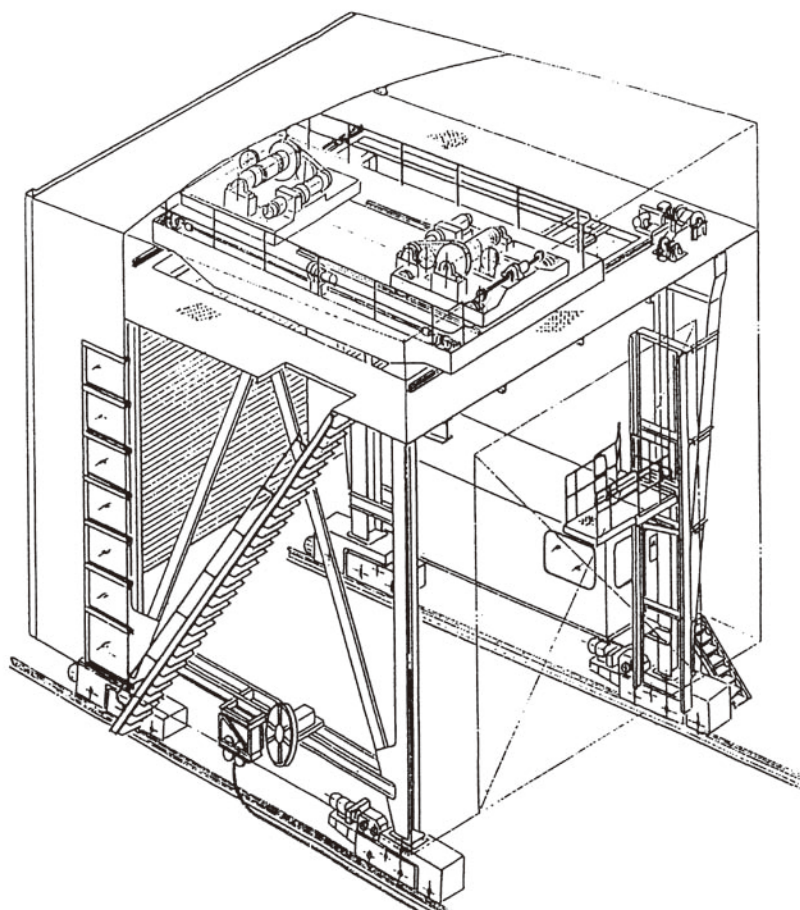


図3 門型移動装置概観図

本装置の特徴を次に示す。

- (1) M組立室から整備塔の間を走行することが可能である。
 - (2) 反転等の作業を容易に行えるよう巻上機を2台有しており、フック間距離を補助台車により変更可能な構造である。
 - (3) 各フックの高さをデジタル表示する機能を有している。
 - (4) 高所に於けるフック掛替作業等を安全・確実に行うために昇降式作業台を設けている。
 - (5) 雨天時にもロケットの運搬・吊込作業が可能な、屋根と側壁を有する全天候型である。
- 本装置の主要目を表8に示す。

表8 門型移動装置主要目

門型本体	全幅	10.4 m
	全長	10.8 m
	全高	14.7 m
	走行レールスパン	8 m
	走行速度	1.25～25 m/min
	フック間距離	3.3～6.6 m
	シャッター寸法	幅：6.6 m 高さ：8.8 m
	シャッター速度	4 m/min
巻上機	吊上荷重	50 ton (2 台)
	揚程	11.5 m
	巻上速度	0.36～1.8 m/min
	ワイヤー	φ 28 mm (8 本掛)
横行台車	形状	幅：8.7 m 長さ：4.8 m
	横行範囲	走行レール芯より運転席側：1.3 m 反対側：2.0 m
	横行速度	1 m/min
補助台車	形状	幅：3.4 m 長さ：2.8 m
	補助台車移動範囲	3.3 m (走行方向)
	補助台車移動速度	1 m/min
昇降式作業台	積載重量	200 kg
	昇降速度	3 m/min
	昇降ストローク	6.95 m
	床部スライド量	1.4 m
	床部旋回角度	整備塔側へ 40°

4. 次期固体ロケットに向けて

本発射装置はロケット打上げ後毎に破損箇所の補修及び点検整備作業を行い、また適宜老朽化対策も実施して現在まで滞りなくM型ロケットの打上げに対応してきた。これまでの改修作業等で各種機能も向上しており、固体ロケットの整備・打上げを効率的に行えるようになっている。次期固体ロケットに対しても、作業性及びコスト面の両面で本装置を最大限活用するような改修作業を行うことが有効であると考え。

M-V ロケットのテレメータ／コマンド通信設備

本田秀之*, 山本善一*, 加藤輝雄*, 橋本正之*, 長木明成*
大島勉*, 大西晃*, 太刀川純孝*, 坂井智彦*, 関妙子*
日高正規**, 豊留法文**, 河端征彦*

1. はじめに

M-V ロケットのテレメータ／コマンド通信設備は基本的にはM-V-1, 3, 4号機と同様であるが, ダウンレンジ局に関しては, M-V-6号機でクリスマス局を使用し, M-V-8号機からは宮崎ダウンレンジ局に替わって種子島増田局を使用した. コマンド送信は内之浦から行い従来(4号機まで)と変更はない. 内之浦受信設備に関しては機能的な面では4号機までと主たる変更がないので設備の概要及び最新の設備系統図を示すにとどめ, ダウンレンジ局関連の報告を主にすることとした.

1.1 研究開発の概要

(1) 内之浦設備概要

内之浦局の設備は機能面ではM-V-4号機までと基本的には変わらないが, ミニコンピュータ(富士通A)については老朽化に伴いFAパソコン他に変更した. ダウンレンジ局系の内之浦設備については, M-V-8号機から宮崎ダウンレンジ局の種子島増田局への変更に伴い増田局対応のパソコンシステムを新たに導入した.

図1-1にM-V-5, 6号機のテレメータ・コマンド通信システム構成を, 図1-2にM-V-8, 7号機のテレメータ・コマンド通信システム構成を示す. また, 図1-3に代表してM-V-7号機の受信系統図を示す. テレメータ受信アンテナについては図1-1, 2に示すように, 旧来のアンテナ系を使用し, B1, B2搭載のVHFテレメータでは, 4素子及び16素子のアンテナを使用しB2, B3搭載Sバンドテレメータでは10mφパラボラアンテナとバックアップ系として3.6mφパラボラアンテナを使用した. 15GHz帯TVについては従来どおり新精測レーダアンテナと周波数共用する形態で使用した. また, 保安コマンドアンテナに関しては図の4素子アンテナを使用した. これらアンテナ系は自動追尾機能がないため, 新精測レーダアンテナにRG(電波誘導)系コンピュータを介してスレーブする形態となっている. なお, ダウンレンジ局においても同様にRG系コンピュータを介してアンテナスレーブ情報を送る構成としている.

内之浦及びダウンレンジ局で受信したデータはテレメータセンタに集約し, テレメータセンタ設置のモニタ画面やペンレコーダに飛行中の各種情報を表示すると共に, 飛行保安関連情報のコントロールセンタへの配信やM管制室へのTVC関連のデータの配信を行った.

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

** Office of Space Flight and Operation / JAXA Uchinoura Space Center (USC)

(2) 内之浦受信状況

M-V-5号機から7号機までロケット飛翔中の設備障害はなく、ロケットの燃焼噴煙による電波減衰に伴う受信不能時間帯を除き問題無く受信を行うことができた。また、コンピュータ系やデータ表示・記録系等についても問題なく動作した。受信レベル等の受信状況の詳細については、搭載系の“M-Vロケットのテレメータ/コマンド/計装”の項にその詳細を記した。

2. ダウンレンジ局

2.1 はじめに

ダウンレンジ局は、内之浦局のM-Vロケットからの噴煙による受信状態悪化等に対するバックアップを行うと同時に、内之浦局から不可視の領域におけるデータ受信がその役割である。従ってM-Vロケットの飛翔方向により、局の設置構成が変更となる。5号機以降のダウンレンジの配置を表2-1に示す。

宮崎市内に設置された宮崎ダウンレンジ局に関しては、5号機では従来のミニコンベース[1]からPCベースへの移行のための並列運用を行い、6号機で移行が完了した。それと同時に、内之浦局との通信回線もISDNからデジタル専用線に変更した。また8号機ではH-II A用の種子島増田局内に整理統合されたが、この新システムは6号機の宮崎システムを拡張したものとなっている。宮崎局では、TM-TVを除くテレメータ（TMU-1, TMU-2, TMS-H, TMS-D）の受信復調および記録を行うと同時に、姿勢制御情報のほか飛翔保安に絡む機体計測情報の内之浦局へのリアルタイム伝送を行なった。また5号機では、搭載のING（Inertial Navigator and Guidance, 慣性誘導装置）からの位置情報を利用した準自動追尾の試験を行った。

小笠原局およびクリスマス局は、旧宇宙開発事業団（現JAXA）の追尾施設内に設置され、M-Vの飛翔方向が東方である場合に使用される[1][2]。小笠原局では、TMS-Dの受信復調および記録を行うと同時に、姿勢制御情報のほか飛翔保安に絡む機体計測情報の内之浦局へのリアルタイム伝送を行なった。このために、宮崎局用として開発したシステムの簡易版を持ち込んで使用した。

一方クリスマス局では、TMS-Dの受信復調および記録を行うと同時に、衛星分離確認やサブペイロードからのテレメータ受信と記録を行なった。6号機打上げに際しては、過去の号機での経験[1][2]を通して、確実なデータ復調を行えるように開発した装置を持ち込んで運用した。

表2-1 各号機に対するダウンレンジ配置

号機	ダウンレンジ局		
5号機	宮崎	小笠原	-----
6号機	宮崎	小笠原	クリスマス
8号機	増田	-----	-----
7号機	増田	-----	-----

2.2 研究開発の概要

2.2.1 宮崎ダウンレンジ局

5号機では、旧来のミニコンベースのシステムからPCベースのシステムへの移行を行うための開発を行った。これは特に通信およびデータ処理用機器が古くなって来たため、保守する事さえ難しくなったことによる。また新システムでは、同期復調のために汎用性の高いVTS装置を導入した。なお新旧システムの切り替え時（5号機）には、新システムの機能検証のために両者を並行運用して動作確認を行った。なおここでは、最終的な形態である6号機のシステムに関して述べる。

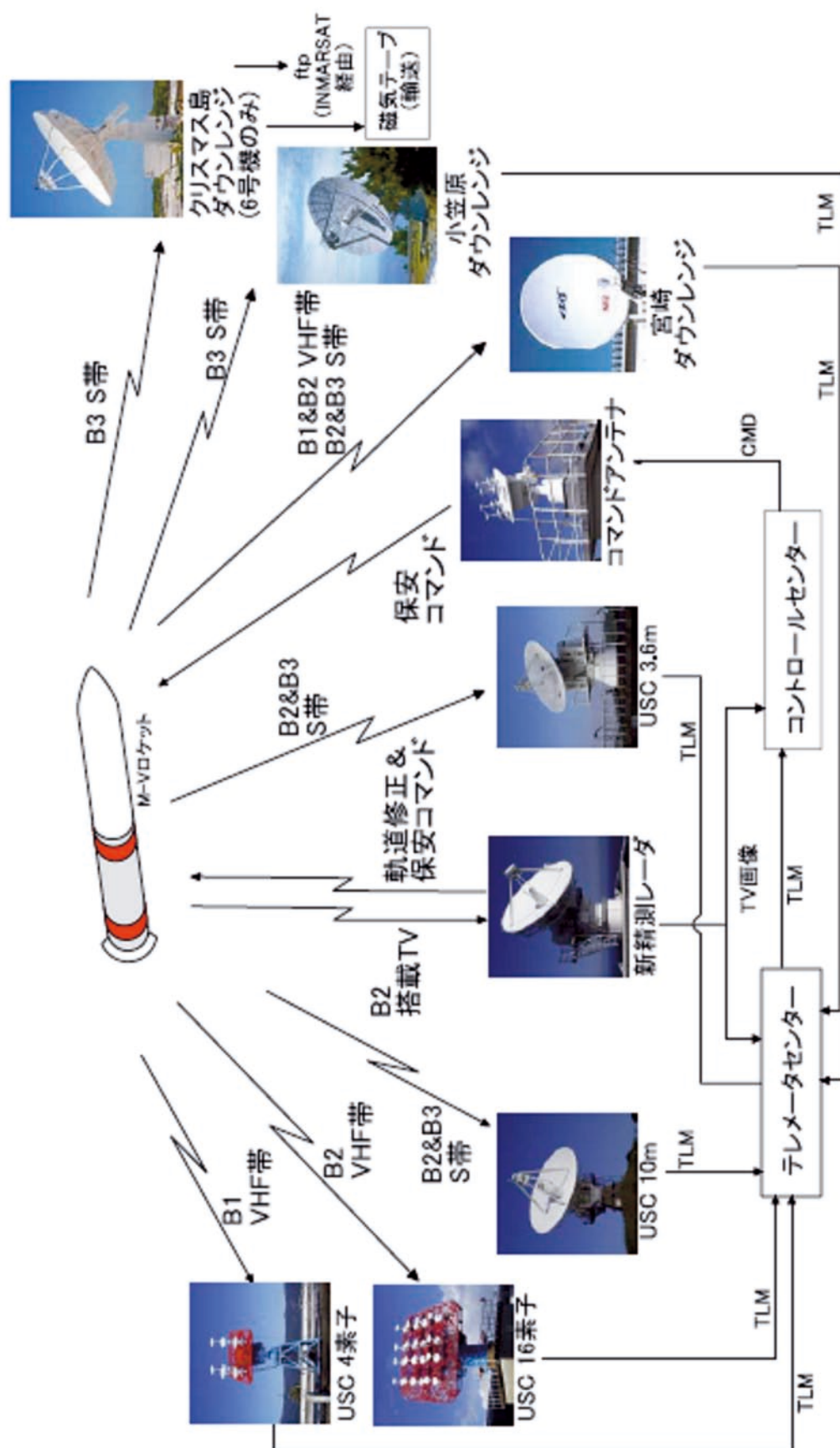


図 1-1 M-V-5, 6号機 テレメータ・コマンド通信システム構成

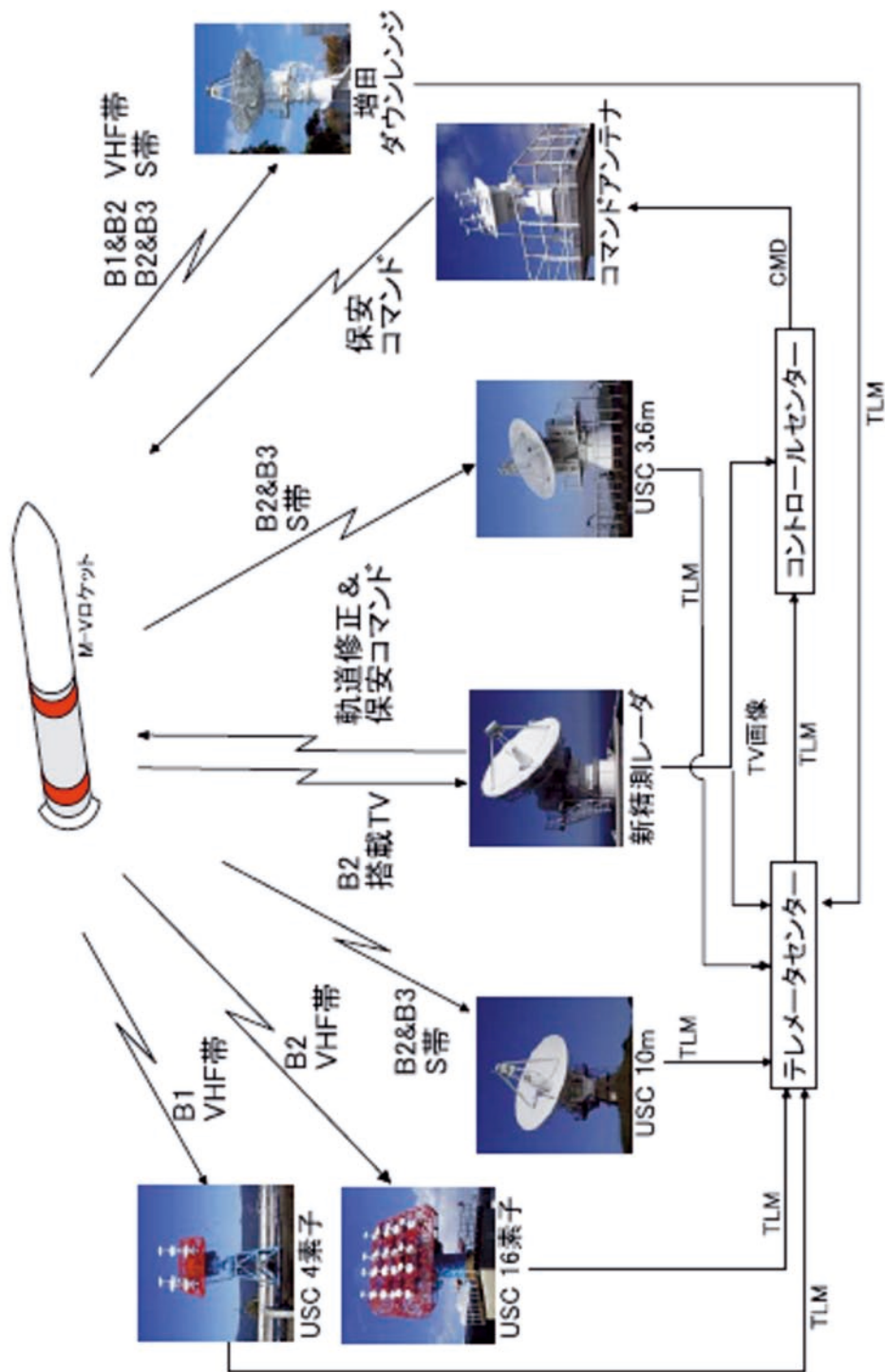


図 1-2 M-V-8, 7号機 テレメータ・コマンド通信システム構成

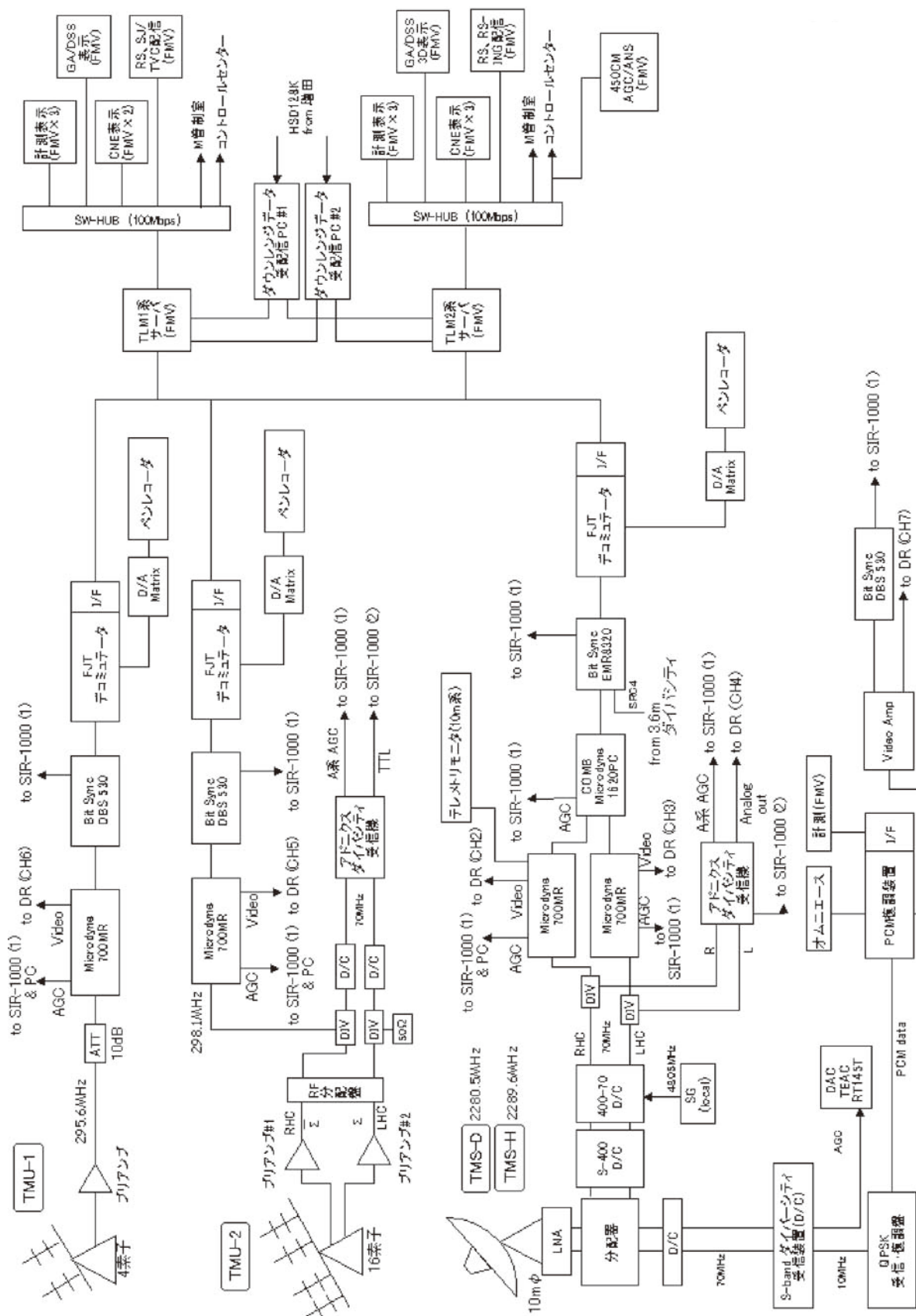


図 1-3 M-V-7 号機 受信系統図

6号機打上げ時における宮崎局の構成を図2-1に示す。アンテナおよび駆動機構、LNA、受信機、記録機器等は4号機での機器をほぼそのまま使用しているが、復調機、データ処理用コンピュータなどは刷新された。VTSは小型で汎用の同期復調および記録装置であり、ネットワーク経由でPCとの高速データ転送が可能である。データ受信用PCは、主にVTSよりの3段搭載テレメータ(TMS-D)のデータ収集と編集を行い、内之浦局へそのデータの伝送を行う。データ伝送回線は1系統である。

アンテナの指向制御は、内之浦の新精測レーダからのスレーブデータに依った。送られて来たデータを予測値に変換し、アンテナ制御装置に送る。何らかの原因でスレーブデータが途切れた場合は、事前に保存されたノミナル予報値が自動的に利用される様になっている。

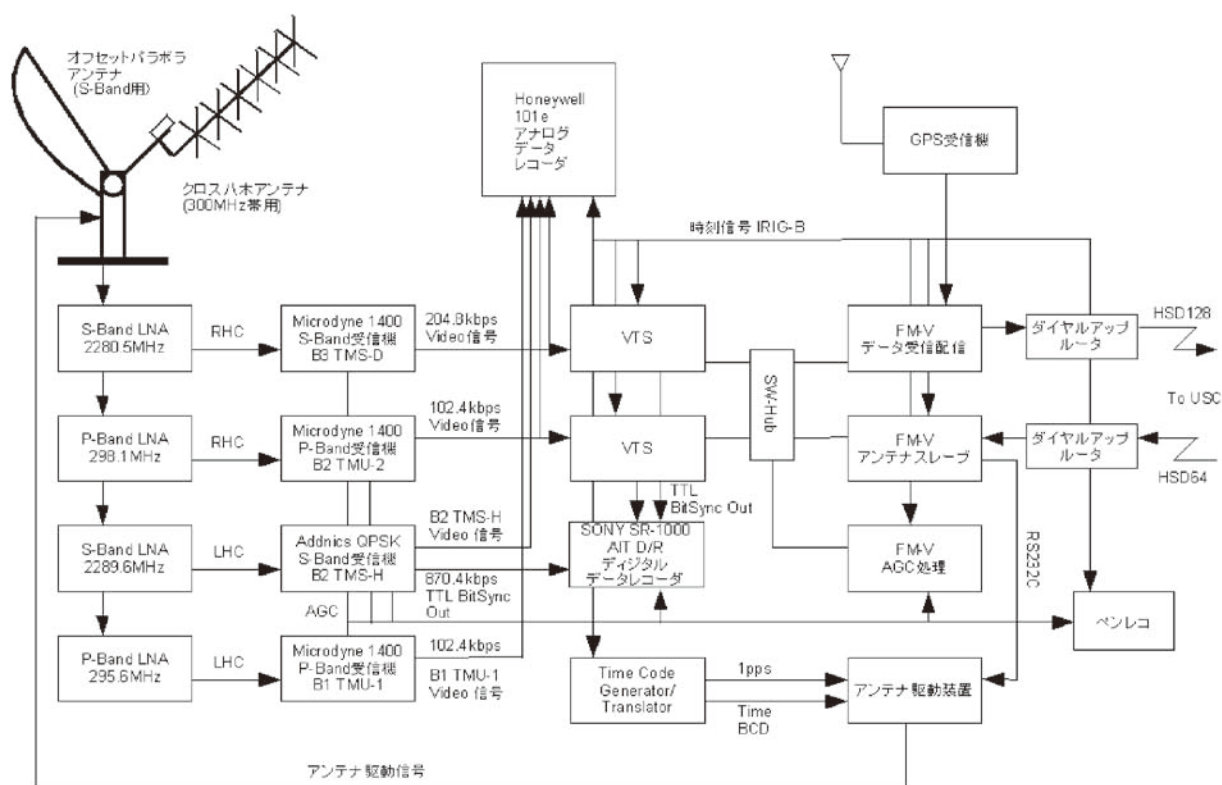


図2-1 宮崎局システム構成

2.2.2 増田ダウンレンジ局

8号機以降、宮崎ダウンレンジの機能は種子島増田局内に移設された。これは5、6号機で開発運用されたPCベースの地上システムを基にし、H-II A 追尾受信システムに機能追加する形で実現された。特に考慮した事項は、システム冗長化およびH-II A とM-V間の機能切替えの簡略化である。システム構成を図2-2に示す。

ロケットからのテレメータ信号は10mφアンテナで受信し、各周波数の受信機および復調機を経由して、データレコーダにデジタル記録される。各受信機、復調機は冗長化されており、一部はH-II A設備と共用となっている。M-Vの復調部は、宮崎局時代に開発したVTSシステムの改良版を使用し、これも冗長構成としている。これら設備の機能確認を容易に行うようにするため、RF折り返し試験が可能なような機器構成になっている。そのため、シミュレータより固定パターンを入力して受信機、復調機、データ収集および伝送までを通した試験が出来る構成とした。

受信復調したテレメータデータの内之浦への伝送は、HSD128kを2回線で冗長構成を組み、内之浦からのスレー

データ伝送はHSD64kを1回線とした。なお、テレメータデータ及びスレーブデータ伝送用PCは、増田と内之浦間でネットワーク的に接続されているため、双方から相手方のPC内の情報、プログラムの参照や書き換えも可能である。増田局側から送信されるデータは、主にTMS-D内の姿勢制御関連情報を抽出編集したものであり、VTS以降の全く独立した2系統のPCシステムが冗長にその処理を行っている。回線接続状況も常時監視しており、PCや回線の障害発生時の継続した運用とオペレータによる素早い対応がとれるように配慮した。一方、内之浦の新精測レーダからのスレーブデータに関しては、H-II A設備のアンテナスレーブで使用されるEFG形式に内之浦のRG系コンピュータで変換して伝送し、増田局では既存のスレーブデータ処理装置に直接入力するようになっている。

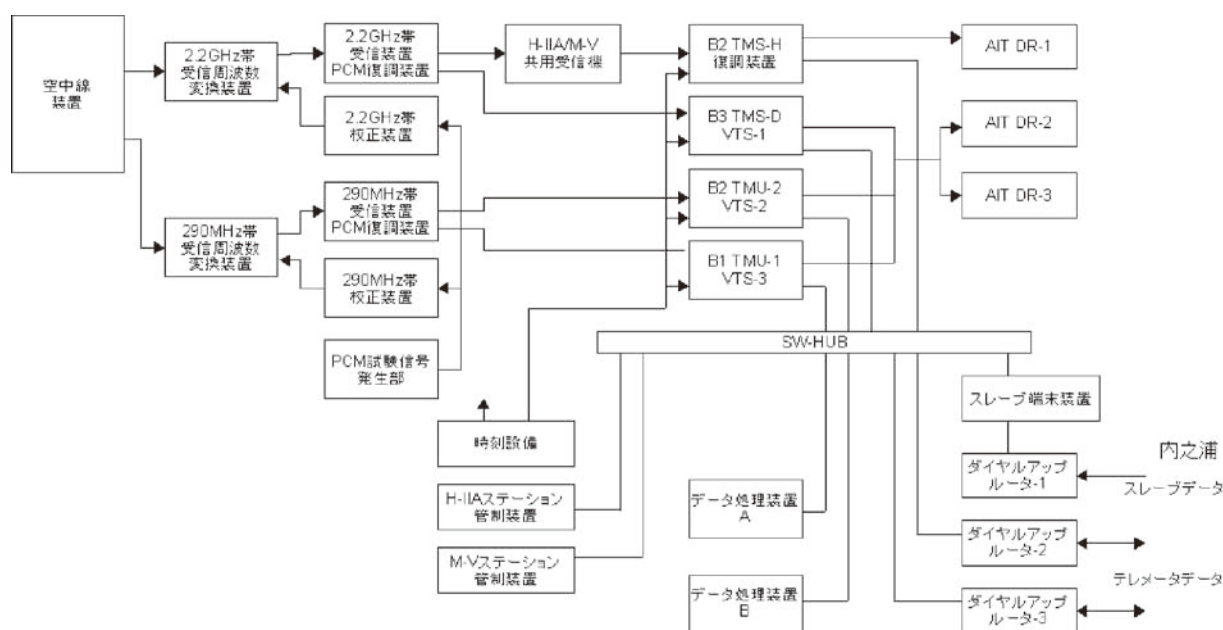


図2-2 増田局システム構成

アナログ専用回線をテレメータセンター増田局舎間に設置し、オペレーション全体の流れの把握、緊急連絡等に使用できるようにした。また公衆回線2回線を用いて、増田および内之浦のスレーブ伝送とデータ伝送担当者が、それぞれのデータ送受信状況の確認が出来るようにした。

宮崎局時代とは大きく異なり、増田局設備は固定局であるため定期的な保守管理がなされている。局内折り返し試験も簡単に出来るため、RF部の健全性の確認が容易であり、また、内之浦との臨時専用回線が設置されれば、復調データの処理と伝送機能の確認も、VTSシステム以降あるいはRF折り返しで試験できる。一方スレーブデータに依るアンテナ駆動試験に関しても、回線経由で正常にノミナルデータ等の受信と保存が出来ることが確認できれば十分で、以降アンテナ駆動機能の確認はローカルにも出来るようになっている。従って、1日程度でダウンレンジ局としてのシステム全体の健全性が確認できるようになった。

なお、H-II Aと一部供用している設備があり、H-II AとM-V打上げが接近する場合（衛星の打上げ期間が限定されるため、通常そのようになる）、両オペレーション間の事前の調整と、増田局設備パラメータを切替えるタイミングが重要となる。8号機打上げ時には、デフォルト設定であるH-II A打上げモードからM-V打上げモードに切替え、関連設備の機能確認を行った。その後H-II A打上げモードに戻してH-II A打上げに望み、その直後に再度M-Vモードに戻すということを行った。このように重要なオペレーションを素早く確実に行うため、事前にTMU-2とTMS-Dに関して追尾受信機の位相調整を行い、パラメータの取得を行った。また、増田局にあ

る受信設備制御卓にある各種パラメータの保存と呼び出し機能を利用し、M-V関連機器の各種パラメータを保存することにより、一括して切り替えできるように設定した。これ以降、パラメータ切替え後に設定状況を簡単に確認することにより、短時間で受信局の立ち上げと機能確認が出来るようになった。

電波テストは、増田局の一部機能のみしか内之浦と連携出来ない。すなわち、宮崎局時代と同様、増田局ではランチャー上にある機体からの直接波の受信は出来ないため、受信部や復調部は使用せず、AIT装置から前号機データを再生して内之浦に伝送する事を行った。また打上げ当日と同様、事前のテスト手順に従って内之浦からのスレーブデータの受信とアンテナ駆動の試験も行った。

フライト当日は自家発電装置より全電源を供給した。なお、増田局内の他の施設の運用との兼ね合いから、実際の商用電源と自家発電の切り替えはフライト当日を挟んで前後数日となった。

アンテナ運用に関しては、第3段搭載テレメータ（TMS-D）による自動追尾を原則とした。これは、打上げ直後は内之浦からのデータにスレーブし、TMS-D信号を安定に受信したことを確認後、自動追尾モードに切替えることを指す。このためTMS-D以外の各段のテレメータは、途中でアンテナの視野から外れるまでの受信となる。2段目TMU-2でも自動追尾できるように準備をしたが、これはこちらの方がアンテナのビーム幅が広く採れるため、予想外の飛翔をした場合にも対応できる可能性があるためである。フライト時に自動追尾を選択した理由は、内之浦側が打上げ直後に精測レーダが逃したりスレーブデータ伝送が不調になったとしても、増田局が持つ自動追尾機能を利用することにより、追尾系としての冗長性を確保するためである。また、万が一軌道がノミナルより大きく種子島側にずれると、10mφアンテナのAZ方向の駆動能力を上回ることも考えられたが、この場合は一旦マニュアルモードに切替えて次の捕捉地点に先回りしておく、という手順も必要である。

2.2.3 小笠原ダウンレンジ局

5号機および6号機については、受信したデータの一部をリアルタイムで内之浦局に伝送し、フライト中の判断材料とすると同時に全データをその場で保存、各ダウンレンジ局のデータとマージすることによって後解析に供するというコンセプトになっている。1号機および3号機での場合と比較して、フライトオペレーション時の情報提供の面で優位性を保っている。小笠原局の局舎自体は固定局であり、アンテナ周辺の設備は局備え付けのものを使う。追跡時に必要となるスレーブ駆動用のアンテナ制御データは内之浦局よりリアルタイムで伝送し、アンテナ駆動装置に入力、アンテナ駆動させる。受信したデータについては、局備え付けの受信機より取り出したものを相模原より持ち込んだ可搬型の復調装置（VTS）に入力し、内之浦局が必要とするデータを抽出・送出すると同時に、全受信データをデータレコーダに記録する。図2-3に小笠原局のシステム構成を示す。

局備え付け設備+可搬式機器というシステム構成である理由として、ひとつにはダウンレンジ局を借用していた3機関統合以前に基本的なシステムを構築したという事情がある。しかし、復調機を可搬型にすることによって試験およびフライト時そして局の場所を問わない効率的な機器運用が可能となっており、またM-Vプロジェクト以外でも機器利用が可能になるといった状況も想定されている。

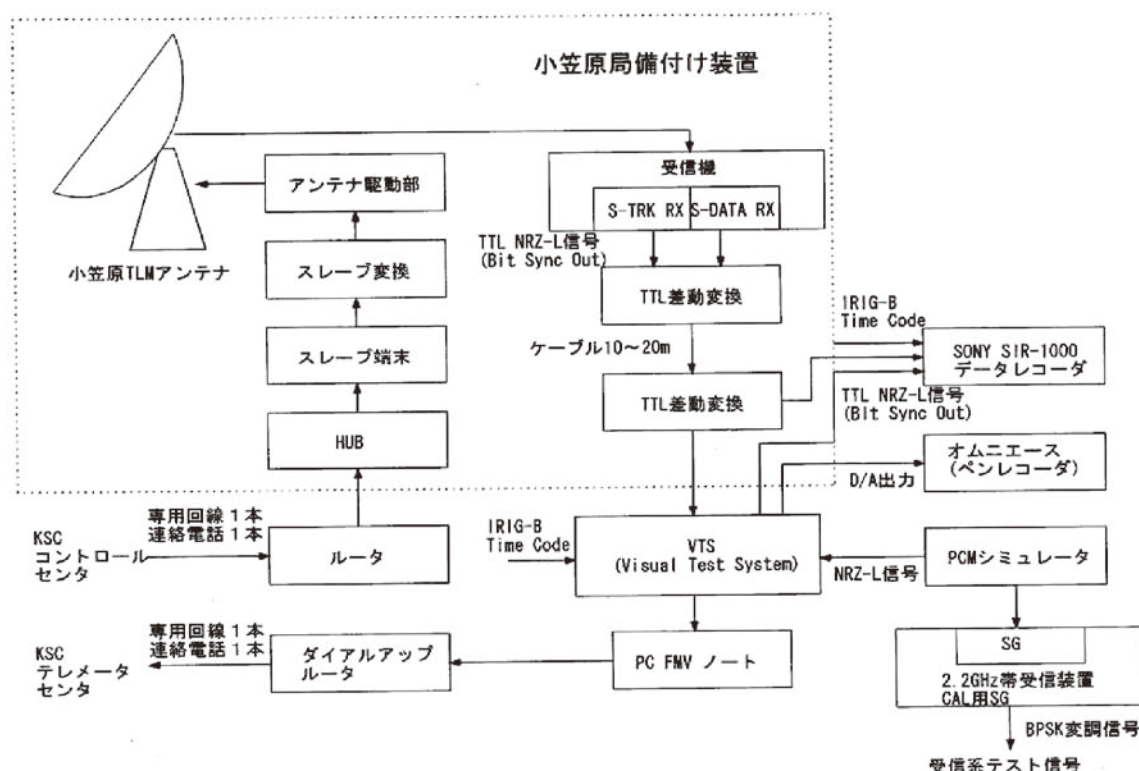


図2-3 小笠原局システム構成

2.2.4 クリスマスダウンレンジ局

クリスマス局での受信は3, 4号機でも試みられたが、3号機では疑似ロックと軌道データ引き渡しインターフェースの問題、4号機では1段ロケットの異常により飛翔経路が大きく外れたため、十分なデータ取得は出来なかった。そこで6号機では、これらの経験を踏まえて以下の2点に特に留意した。

その1つは「疑似ロック監視装置」を新たに準備したことである。これは基本的にはテレメータデータ復調器であるが、特に正常ロックあるいは疑似ロック状態のどちらであるかが、受信中に一目で判別できる様に工夫したもので、これにより疑似ロック状態に陥った場合でも、すぐさま再サーチをかけることでデータ欠損を最小限に抑えることができる。

一方、クリスマス局での受信は内之浦局および小笠原局が不可視となった後に行われる。クリスマス局での受信は原則として自局の自動追尾機能で行われるが、最初の補足や受信途中で何らかの理由で自動追尾が出来なくなった場合に備えて、打上げ後のレーダ追跡データを基に内之浦で決定した軌道6要素を直ちにクリスマス局に通知し、クリスマス局ではその6要素を計算機に入力してアンテナ追尾データを作成準備した。この内之浦からの軌道要素の受け渡しに関しては、注意深く事前のインターフェース確認を行うと同時に、内之浦で軌道要素を算出してからクリスマス局で受信が開始される迄の時間が短いことを考慮して、軌道要素伝達訓練を繰り返し実施した。

2.2.5 INGを利用した準自動追尾

宮崎ダウンレンジシステムには、独自の自動追尾機能は組み込まれていなかった。従って、内之浦の精測レーダからのスレーブデータを専用線経由で受け取り、それをアンテナ駆動機構に送ることにより追尾を行っていた。

このとき、精測レーダがロケットを逃した場合や通信経路が断絶した場合には、自動的に宮崎局内のコンピュータに保存してあるノミナル軌道データに切り替えて、追尾を継続するようになっている。しかし問題が発生するのは、スレーブデータが途絶えかつ飛翔がノミナル軌道を外れた場合であり、この場合はアンテナ操作者の経験や勘に頼らざるをえない状態であった。

5号機ではINGが3段目に搭載されており、刻々の正確なロケットの飛翔位置が地上に送られて来ている。この情報を使えば受信局のアンテナ方位角と仰角は計算できるため、簡単に自動追尾が実現できることになる。近い将来搭載されるであろうGPSによる測位情報伝送によっても、同様の機能が実現可能である。ここでは、この原理を利用した準自動追尾機能（以降INGスレーブという）を宮崎ダウンレンジ局に導入し、5号機打上げ時に試用を行った結果を簡単に述べる。

宮崎ダウンレンジ局のシステム構成は先に述べた。この中からINGスレーブ機能に限定した部分を抜き出すと、図2-4の様な構成になる。図に示すように、スレーブ装置は以下の3つの機能ブロックに分けられ、共有メモリ経由で相互にデータのやりとりを行う。

1) スレーブデータ受信機能

高速デジタル回線で接続された内之浦局側より、精測レーダ処理システムからのスレーブ予測係数データを受信する部分である。

2) ING データ取得機能

VTS装置で収集されるB3テレメータデータより、ING位置情報を抽出する部分である。

3) アンテナスレーブ機能

アンテナ駆動制御装置に対し、1秒間隔で処理したスレーブデータを送出し、その応答としてアンテナ駆動履歴情報を受信する部分である。なおここに、ING位置情報から予測値を算出し、フィルタリング処理して送出する機能も組み込まれている。

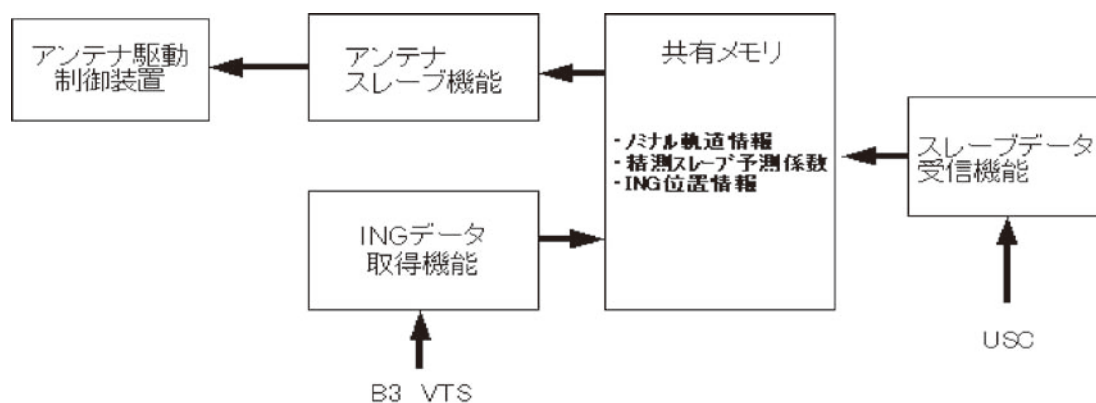


図2-4 INGを利用した準自動追尾システム構成

2.3 成果の概要

2.3.1 宮崎ダウンレンジ局

宮崎ダウンレンジシステムは、通常は局舎内の機器は取り外した状態で内之浦に保管されている。また独自のRF折り返し試験機能が組み込まれていないこともあり、第二組立オペ時に内之浦でシステム全体を組み立て、電波テストに合わせて機能試験を行ない、システム全体の健全性を確認した。その後再度分解梱包し、宮崎市内にある宮崎大学構内に運搬して設置した。宮崎での設置後のRF部の健全性確認が最大の課題であるが、これは従来よりシミュレータ・信号発生器・試験用アンテナを使って電波を発射し、ダウンレンジシステムのアンテナ・

プリアンプ・受信機・復調機を通して復調可能な最低受信レベルを測定し、計算値および過去のデータとの比較により確認した。

デジタル専用線は、接続確認が終了すると同時に安定して利用可能となった。ネットワーク的に接続されるので、両地点間でのPC内情報共有が円滑に行われた。一旦回線が開通すれば、過去の飛翔データをAIT装置で再生することにより、宮崎局と内之浦局を通した機能確認が行えた。またM-V飛翔時に於いても回線トラブルは発生せず、データ伝送も問題なかった。

6号機打上げ時の宮崎ダウンレンジにおけるアンテナ駆動は、 $X + 10$ 秒まではノミナルの待ち受け角、それ以降は精測レーダスレーブであった。なお、消感迄の間に2度にわたり、INGスレーブ試験を行った。可視の期間を通して、追尾動作やテレメトリ受信、データ伝送は順調であった。ロックオン時刻は $X + 32.0$ 秒、ロックオフ時刻は $X + 475.8$ 秒であった。図2-5から図2-7に、受信レベル（時間変化および距離との関係）とアンテナ追尾状況（AZ/ELおよび追尾誤差）を示す。

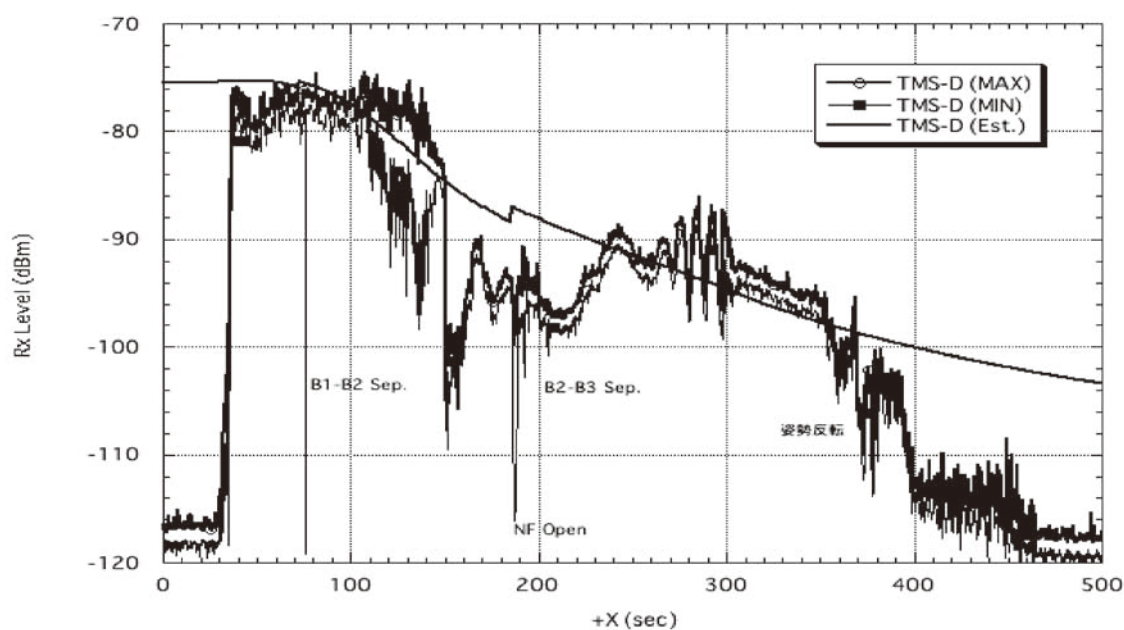


図2-5 宮崎局における6号機第3段搭載TMS-Dの受信入力レベルの時間変化

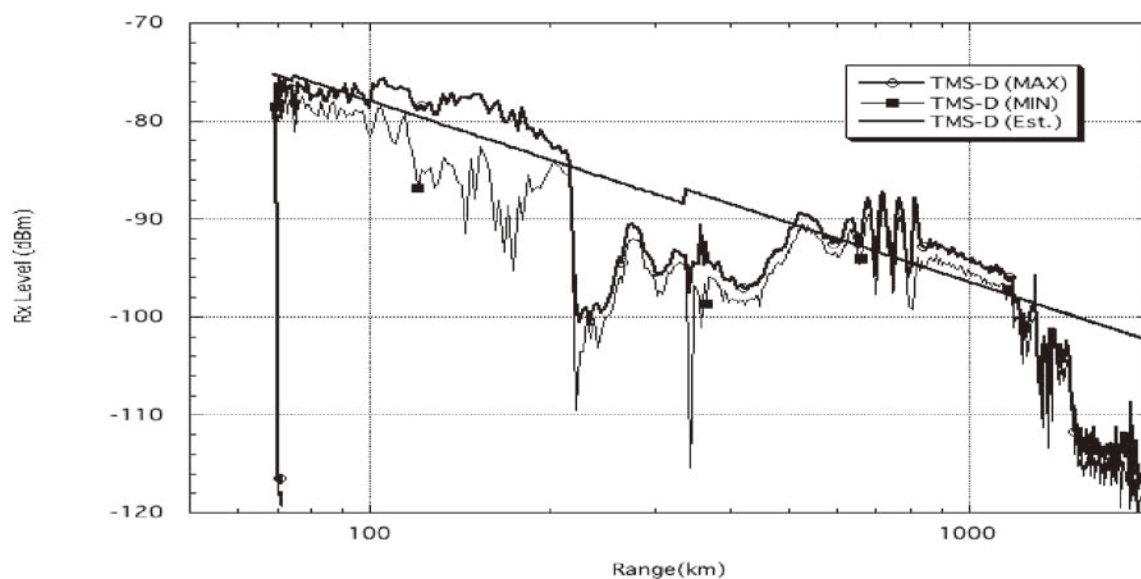


図2-6 宮崎局における6号機第3段搭載TMS-Dの受信入力レベルの距離変化

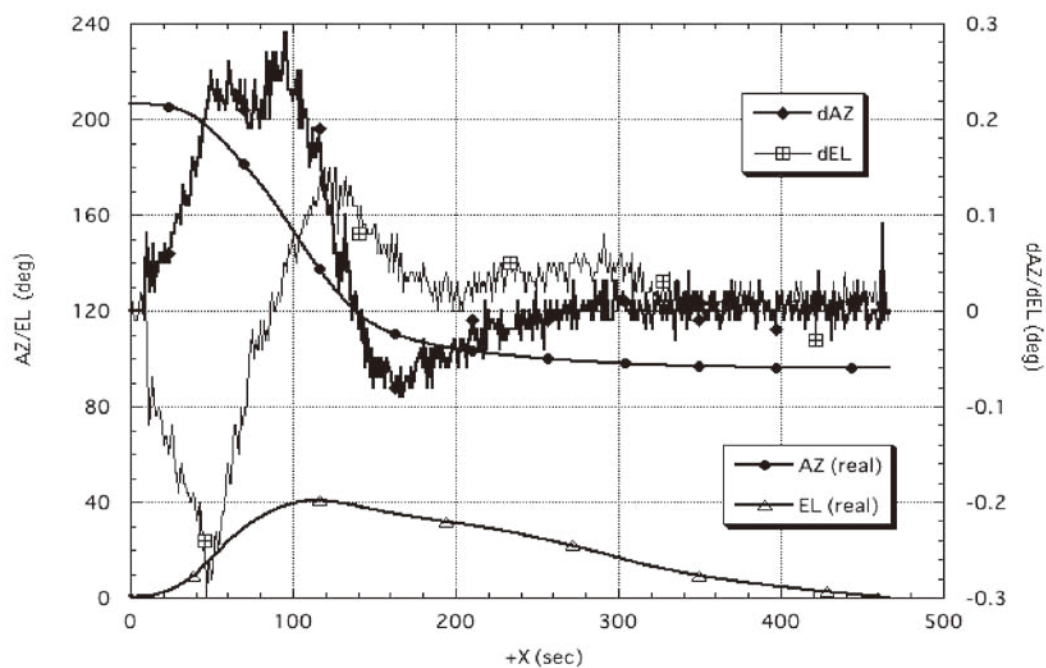


図2-7 宮崎局におけるアンテナ駆動状況および追尾誤差の時間変化

2.3.2 増田ダウンレンジ局

増田局は固定局であるので、局開設の準備作業は宮崎局時代と比べて大幅に短縮され、ほぼ1日で完了できるようになった。

8号機打上げ時の局運用結果は以下の通りである。軌道はほぼノミナルであったため、以下に示すようにX + 14秒で捕捉し、X + 21秒以降は自動追尾に入れることが出来た。1/2段分離時も、X + 76秒でcoastモードに入れ、TMS-Dの受信状態を確認してX + 77秒で自動追尾に戻した。この間の捕捉状況はアンテナ付属のボアサイトITV上で確認したが、ロケットは画面の中央部での小さな変動のみ（注：ほぼアンテナビーム幅 $\pm 0.8^\circ$ を画角としている）で、終始問題なく捕捉できていたことを確認した。ロックオン時刻はX + 14秒、ロックオフ時刻はX + 487秒であった。図2-8から図2-10に、受信状況とアンテナ追尾状況を示す。

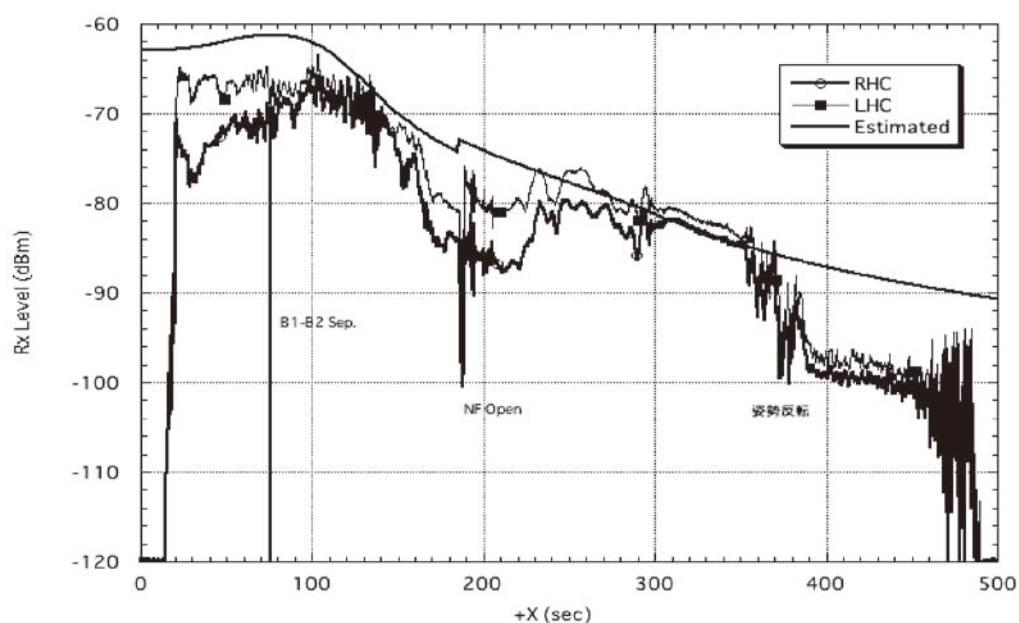


図2-8 増田局における8号機第3段搭載TMS-Dの受信レベルの時間変化

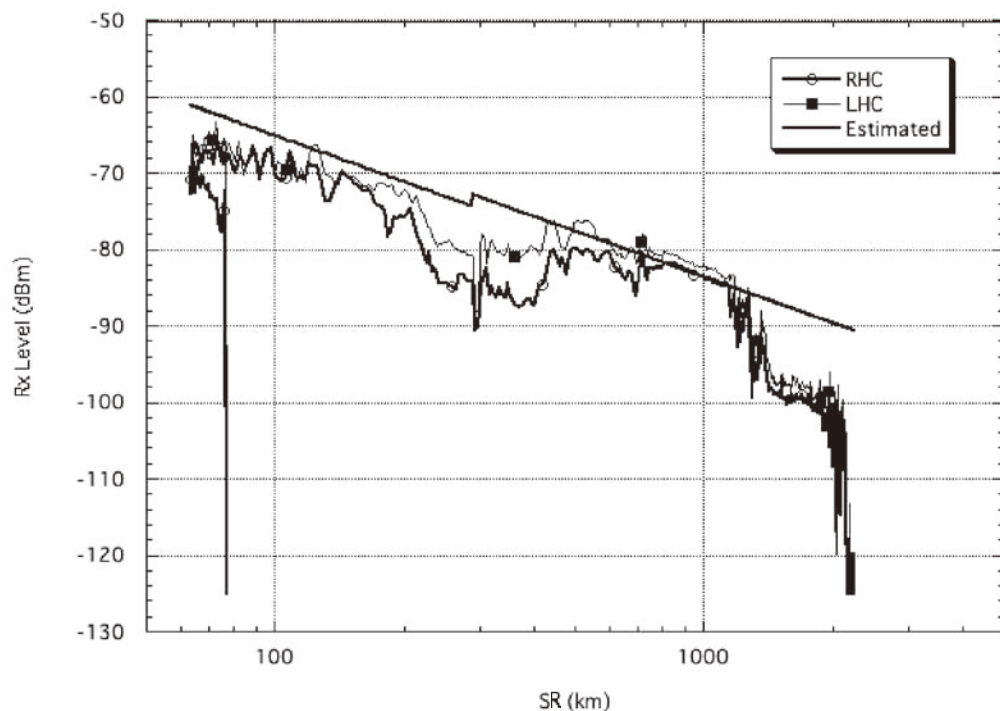


図2-9 増田局における8号機第3段搭載TMS-Dの受信レベルの距離変化

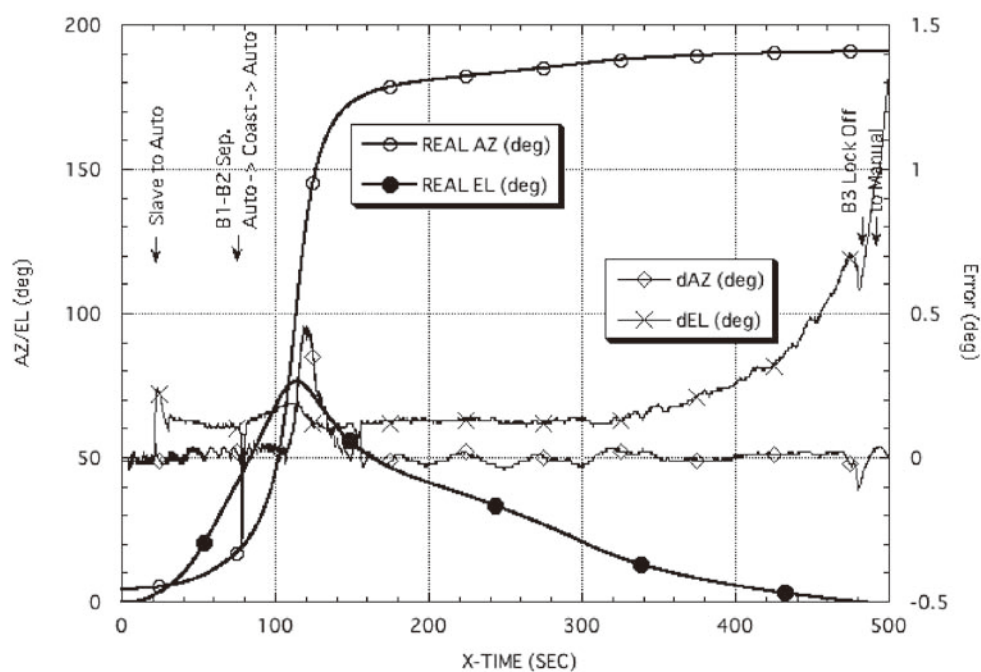


図2-10 増田局におけるアンテナ角度および追尾誤差の時間変化

2.3.3 小笠原ダウンレンジ局

6号機フライトオペにおいて小笠原ダウンレンジ局ではTMS-Dのテレメータ信号受信を行い、受信データからINGデータの一部を抽出し内之浦局にリアルタイム伝送すると同時に、全受信データをデータレコーダに記録した。局からの視線方向に対してロケットの姿勢が通信回線上不利な状況であったが、良好な受信を達成している。小笠原局における受信入力レベルを図2-11に示す。ロックオン時刻はX + 109.2秒、ロックオフ時刻はX + 656.9秒であった。

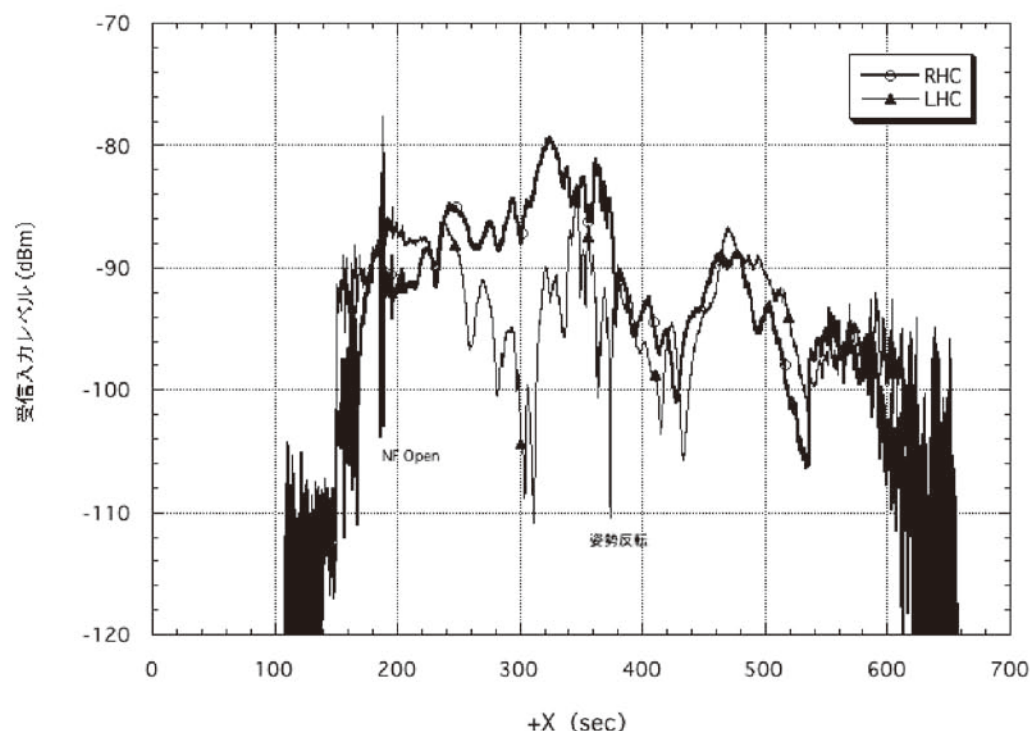


図2-11 小笠原局における6号機第3段搭載TMS-D受信レベルの時間変化

2.3.4 クリスマスダウンレンジ局

先の周到な事前検討、準備の結果、6号機の実際の飛翔では全可視時間にわたって極めてスムーズな自動追尾ができ、ほぼ完全なデータ取得が達成出来た。図2-12に6号機飛翔時のクリスマス局での受信入力レベルを示す。ロックオン時間はX + 1035秒、ロックオフ時間はX + 1737秒であった。

また図2-13にはM-V-6号機飛翔時の自動追尾角度誤差を示す。同図から、6号機の飛翔ではクリスマス局アンテナの自動追尾角度誤差はアンテナの半値幅 0.5°に対して十分小さく、余裕のあるマージンで自動捕捉できたことが分かる。

受信終了直後、取得したデータの中から特に至急伝送要求のあったサブペイロード関係のデータを切り出し、メール経由で関係者に送付した。また、これ以外の全取得データは他局での受信データとマージして、6号機の各種飛翔解析に供された。

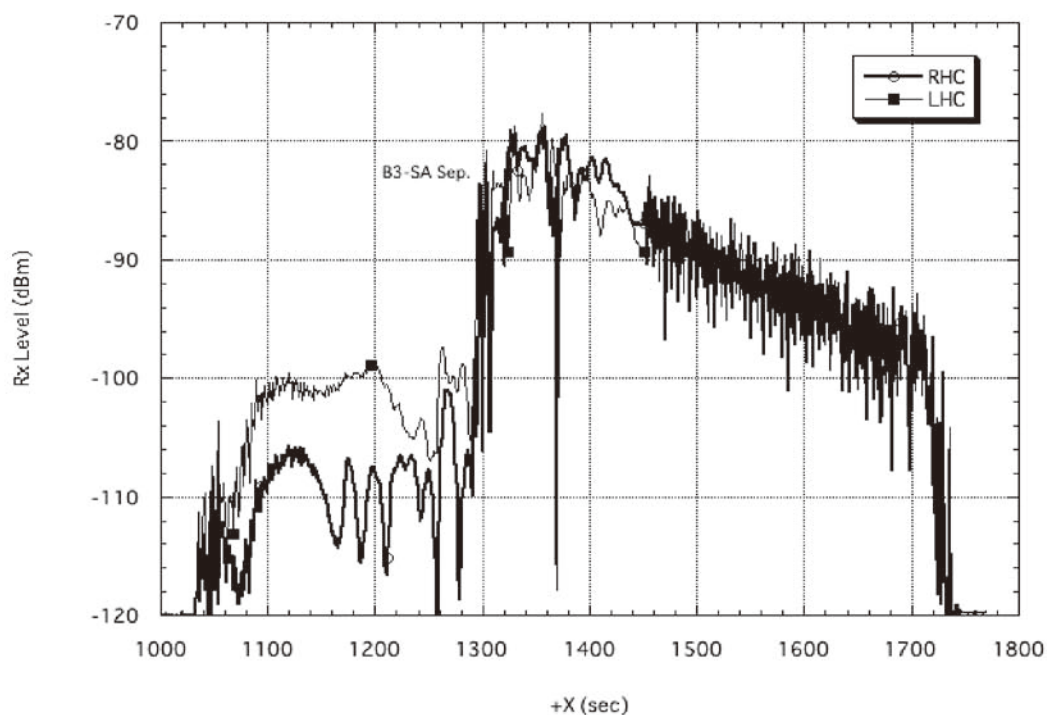


図2-12 クリスマス局における6号機第3段搭載TMS-D受信入力レベルの時間変化

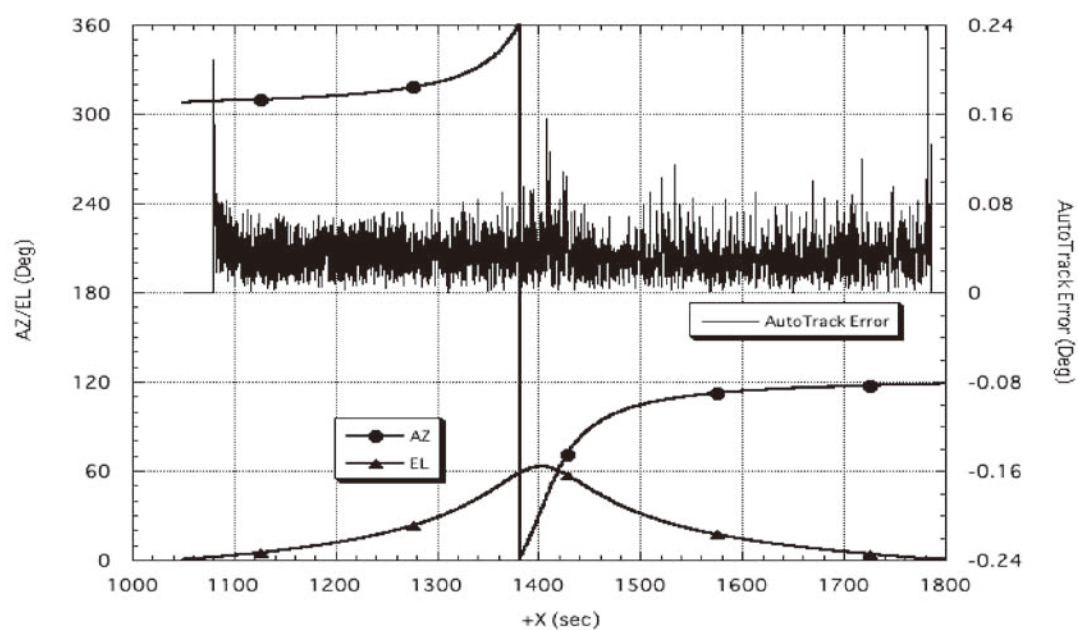


図2-13 クリスマス局における6号機飛行時のアンテナ角度および追尾誤差の時間変化

2.3.5 準自動追尾動作試験結果

ここでは、5号機のINGによる宮崎ダウンレンジ局アンテナ駆動試験結果とその評価を示す。5号機打上げ時の宮崎ダウンレンジアンテナ駆動は、通常モード（X + 10秒まではノミナルの待ち受け角、それ以降は精測レーダスレーブ）の他、手動指示により2回INGスレーブに切替えを行なった。

図2-14は、2回目のINGスレーブ試験時のAZ/ELそれぞれについて、指令角（Prog）とアンテナ実駆動角（Real）との誤差を示したものである。X + 335秒で、精測レーダスレーブからINGスレーブに切替えた。切替えた瞬間少しアンテナが振られたが、その後X + 355秒付近までは誤差も少なく、問題なくアンテナ駆動が出来ていることが分かる。X + 355秒以降では、特にEL方向について指令角（Prog）とアンテナ実駆動角（Real）ともに大きな変動が見られる。これは、X + 358秒～X + 361秒の期間に、準自動追尾モードでの手動指示によるアンテナ駆動（手動でアンテナ上下角を少し外し、自動的に引き込まれることの確認）を行ったタイミングと一致する。さらにこの期間の後半にて、「ING OFF」イベントによって有効なING位置情報が得られなくなったことから、ING位置情報による予測計算値が異常な値となったが、フィルタリング処理により実際のアンテナ駆動は回避された。これらの解析結果から、テレメトリ信号中のINGデータを使用した準自動追尾は可能であることが示された。

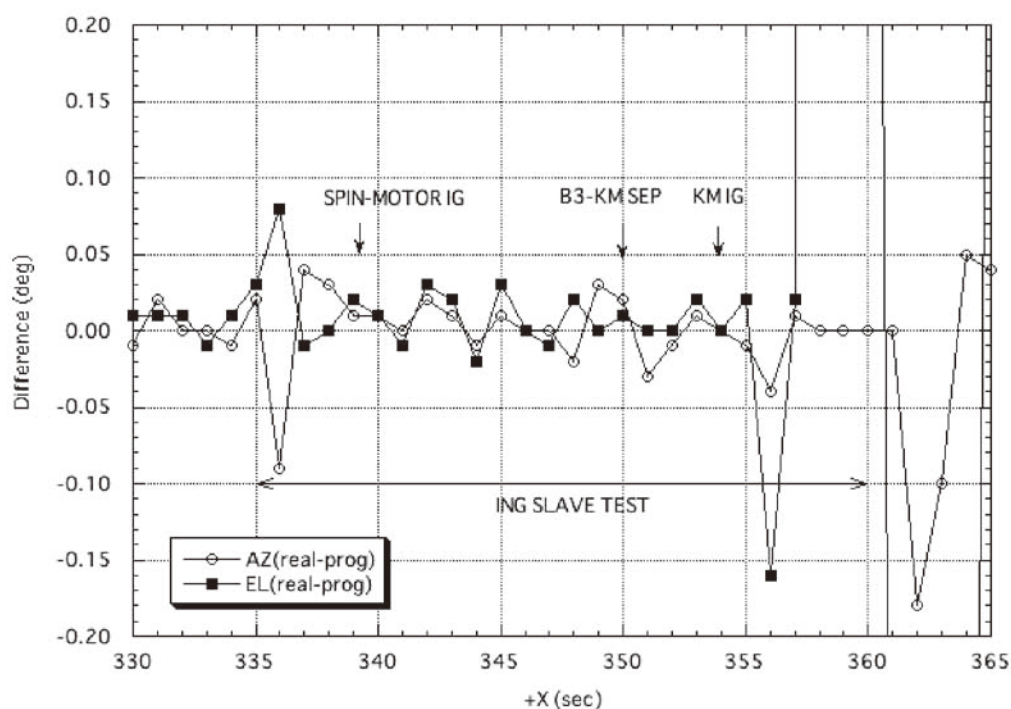


図2-14 INGスレーブ時のAZ/EL方向アンテナ駆動誤差の時間変化

2.4 次期固体ロケットへの反映事項

2.4.1 増田ダウンレンジ局

2.4.1.1 設備の完全共用化

現時点では、増田局内の受信設備はH-II AとM-V間で一部しか共用できていない。今後搭載系を開発して行くにあたって、H-II A機器との共用化も考慮されて行くであろう。これに伴い、地上設備の共用化も進み、システムの簡素化と維持管理コストの低減も期待できる。一方、H-II Aと次期固体ロケットでの追尾受信設備切り替えの必要性もあるので、これが簡単に出来るような手段も必須となる。

2.4.1.2 手順の作成と事前の訓練

8、7号機共南打ちであったため、軌道が種子島寄りにずれた場合の対応を検討した。特に8号機の場合はアンテナ駆動能力を超えることも想定されたので、それに対する手順を用意した。次期固体ロケットの場合も同様に、いくつかのケースに対応した手順の作成が必要であろう。またこの時までには、内之浦と種子島のレーダの統合運用も実現されている可能性もあり、レーダ系とテレメータ系の連携の訓練も必要となって来るであろう。

2.4.1.3 スケジュールおよび人員調整

現状では、H-II AとM-Vの打上げ時期はほぼ同時期に限定されてきた。それぞれのオペレーションに必要とされる人員の確保も必要であるが、各メーカーからの経験豊富な役務者の派遣にも限りがあり、一部要員は両オペレーションにまたがる派遣とならざるをえない状況であった。両ロケットの打上げ時間帯にも依るが、一方の打上げ後のデータ整理と他方のオペレーション開始までには、休日を挟むことが労務管理上必要となり、両オペレーション間での事前調整により適切な期間の設定が必須である。

2.4.1.4 情報共有

現状増田局側では、刻々の内之浦の状況がわかりにくい。従って、内之浦の場内放送が増田でも聞くことが出来ると、増田での対応が取りやすくなって都合が良い。これを実現するには、内之浦の指令電話と種子島のOISとを接続すればよいが、現状では種子島のRCC経由での接続になるため、大がかりとなる。次善の策としては、専用回線をもう1系統増設し、直接増田局内に引き込むのが良いであろう。次期固体ロケット打上げ時には種子島のレーダサイトも運用される可能性もあり、このような場合には前者が有効である。

2.4.2 小笠原ダウンレンジ局

6号機フライトオペ時の小笠原ダウンレンジ局の作業を通じて得られた、次期固体ロケットのフライトに向けて考慮すべき事項を述べる。

2.4.2.1 局設備

これまでのM-Vフライト対応時の小笠原局は統合前のシステム構成を基本的に引き継いでおり、既設の局システムに可搬型のM-V用受信・復調装置ならびに記録装置を接続するシステムになっている。可搬であることは少ないリソースの有効活用という観点では優れているが、フライトオペレーションの度に機器を局舎に持ち込み接続した上で試験を行い健全性を確認するため、運搬時の機器トラブルも含めシステムの安定性は設置型システムと比較して劣ることは否定できない。

宮崎局のように局舎自体からの設置が必要な場合と異なり、小笠原局については安定した局舎が存在する事を生かし設置型システムを、とりわけH-II Aロケット用局システムとの共用性を考慮したダウンレンジ局システムを構築することが望ましく、またそれを踏まえて次期固体ロケットの機体側設計がなされることが必要と考える。

2.4.2.2 局設備の運用

リソースとメンテナンスの観点から、H-II Aロケット用局システムとの共用性を考慮したダウンレンジ局システム」が望ましいと2.4.2.1で述べたが、これは逆に「H-II Aロケットのフライトスケジュールに左右されるダウンレンジ局システム」ということも意味している。可搬型機器を用いたシステムであれば「持ち込んだ部分は

既設システムとは別」となるので、可搬部分に限ったチェックや試験、運用はH-II A ロケットのフライトスケジュールに左右されることはない。

設置型システムでありながらもH-II A ロケット向けコンフィギュレーションからの切り替えが短期間・短時間で可能であるか、など即応性が持ち味のひとつとなるであろう次期固体ロケットの利点を殺さない地上局システムの構築が重要と考える。

2.4.2.3 人員配置

小笠原局の運用に際して人員を大きく割くことは到底考えられないが、アンテナスレーブ系とテレメータ系の2システムについての内之浦局との連絡手段を「2本の電話」に頼っている現状を人員一人でこなすことは少なからず困難を極める。連絡用設備を見直せば一人でもフライトオペ対応は可能とも考えられるので、要検討事項として挙げておく。

2.4.3 クリスマスダウンレンジ局

M-V-6号機の受信経験で明らかになった次期固体ロケットへの要改善事項を以下に挙げる。

2.4.3.1 軌道要素とAZ, EL 計算

内之浦から送られた軌道要素を基に現地で生成したスレーブデータと自動追尾データとの間には、天頂付近で最大1度を超える差違があった。使用したクリスマス局10mφアンテナの半値幅は0.5度であり、今後MAX ELが80度以上の場合には自動追尾が一時的に外れ、再捕捉が必要な可能性があり得る。クリスマス局設備は捕捉アンテナを有しているものの、ロケットとの距離やアンテナパターンの関係から受信レベルが低い場合を考慮すると、内之浦で決定した軌道要素から現地で作成するスレーブデータと実際の飛翔角度との差異は、アンテナのビーム幅内に収まるように軌道計算ソフトウェア等の更なる改善が望まれる。

2.4.3.2 衛星分離ステータス

クリスマス局にて衛星分離情報を速やかに確認し内之浦に伝達するためには、テレメータ情報の中に分離ステータスを直接示す、マイクロスイッチ等の情報を準備すべきである。

2.4.3.3 搭載アンテナの3次元パターンデータ

図2-12で示したように、クリスマス局での受信レベルはロケットの地上局から見た相対姿勢変化と送信アンテナパターンの関係で、時間の経過とともに大きく変動している。この受信局での受信レベルを精度よく予測するためには、搭載アンテナの3次元パターンデジタルデータを用意すべきである。この情報と軌道、姿勢制御計画情報を使えば、現在より格段に向上した受信レベル予測計算が可能になる筈である。これにより、受信局ではリアルタイムで刻々の受信レベルの評価が可能になり、地上系システムの状態把握がより確実になる。さらには、取得した受信レベルデータからも、ロケットの飛翔姿勢情報が得られる可能性もある。

2.4.4 INGを使用した準自動追尾

既に述べたように、INGを使用した準自動追尾は可能であることが分かったが、実用に供する前にいくつか解決しておかなければならない問題がある。

2.4.4.1 テレメータ

現時点のM-Vシステムでは、INGデータは3段のTMS-D(S帯)で送られてきており、宮崎ダウンレンジではビーム幅の狭いパラボラアンテナで追尾せざるを得ない。一方、機体の正確な位置情報が必要となるのは打上げ直後にノミナル軌道から外れた場合であろうから、アンテナ駆動速度も速く追尾を外しやすい状況にあり、ここに矛盾が存在する。この問題を解決するには、INGデータを載せるテレメータの周波数をVHF帯に変更するあるいはビーム幅の広いアンテナを別途用意する（距離は比較的近いから大きなゲインは不要のため）等、M-V搭載および地上システムの見直しが必要である。

2.4.4.2 ビット誤り対策

テレメータデータの伝送中のビット誤りは不可避である。テレメータデータの値を基に計算してアンテナに駆動指示を出すため、計算の基になるテレメータデータにビット誤りがあれば正常な追尾が出来なくなる。従って、これを防ぐあるいは検知するため、たとえばエラーチェックビットの追加、複数回同一データを送って一致を取る、などの対策が必要である。これら以外に、現在組み込まれているような計算結果に適切なフィルタを通して誤データによる急激な変化を排除する方法も考えられる。しかし、たとえばこれは異常発生時にスレーブモードから手動でINGスレーブに切替えようとした場合に、問題となる可能性がある。このように、いろいろな事象に対応できるようなフィルタを作成することは容易ではなく、計算に使用するデータの確度を保証する前者の対策がまずは重要であろう。

2.5 まとめ

M-V ロケットの各号機フライト時、各ダウンレンジ局は十分にその役割を果たすことが出来た。この成果はシステム構築段階から十分な検討を行い、事前の試験やフライトオペ時に得られた関係者の多大なご支援・ご協力のたまものである。現国立大学法人宮崎大学関係者、現JAXA増田局、小笠原局、クリスマス局関係者に深謝する。

参考文献

- [1] 廣澤春任他, “M-V型ロケットにおけるダウンレンジ局”, M-V型ロケット (1号機から4号機まで), 宇宙科学研究所報告特集第47号, pp.351-358, 2003年3月.
- [2] 廣澤春任他, “M-V型ロケットにおけるテレメータ/コマンド”, M-V型ロケット (1号機から4号機まで), 宇宙科学研究所報告特集第47号, pp.331-349, 2003年3月.

M-V ロケットのレーダ追跡設備

鎌田幸男*, 川原康介*, 山田三男**, 水野貴秀*, 斎藤宏文*

Abstract : M-V rocket tracking system consists of two independent RADAR system that are two C-band RADAR transponder (CRT) and two RADAR tracking facilities (New-Precision Grand Tracking RADAR facility (New-Prec. RADAR) and Precision Grand Tracking RADAR facility (Prec. RADAR)). New-Prec. RADAR tracks CRT that has 3 micro seconds identification pulse interval. Prec. RADAR tracks 5 micro seconds identification pulse interval CRT. We report about RADAR tracing system and flight data from M-V-5 in this paper.

Key words : RADAR

概 要

M-V ロケットには、2 台の C バンドレーダトランスポンダ (CRT) が搭載されており、地上の新精測レーダが識別パルス間隔 $3 \mu s$ の CRT を、精測レーダが識別パルス間隔 $5 \mu s$ の CRT をそれぞれ独立に追跡している。本文では、地上のレーダ追跡設備の概要と M-V-5 号機から 8 号機までの飛翔結果ならびに地上レーダ局のオペレーションについて述べる。

1. はじめに

M-V ロケット打上げにおけるレーダ追跡は従来からのレーダ系冗長化の方針を踏襲している。M-V ロケット初号機では、周波数の異なる 2 台のレーダトランスポンダ (L バンド/C バンド) が搭載されており、L バンドレーダトランスポンダ (LRT) を L バンド系 3.6m レーダにより追跡し、C バンドレーダトランスポンダ (CRT) を新精測レーダで追跡した。しかしながら、L バンド系の燃焼ガスによる電波減衰量が予想以上に大きい事が判明したため、L バンド 3.6m レーダによる追跡を次号機以降とりやめた。代わりに CRT をもう 1 台搭載させて、これを既存の「精測レーダ」で追跡することとした。それ以降の 6 回の打上げにおけるレーダ追跡は全てこの形で行われ、結果は良好であった。

同一周波数によるレーダ 2 系統の追跡にあたっては、それぞれの追跡が独立にかつ干渉が無いように行われる必要がある。そこで、搭載トランスポンダの識別パルス間隔を互いに異ならせ、新精測レーダが追跡する搭載

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA

** Office of Space Flight and Operation /JAXA Usuda Deep Space Center (UDSC)

CRTの識別パルス間隔を $3\mu\text{s}$ に、精測レーダが追跡するCRTの識別パルス間隔を $5\mu\text{s}$ とした。さらに、地上の2つのレーダ局の送信タイミングを一定時間だけずらした同期運用方式を採用している。

本文では、M-Vロケットのレーダ追跡設備の概要とM-V-5号機からM-V-8号機までの飛翔結果ならびに地上での追跡オペレーションについて述べる。

2. レーダ追跡設備の概要

2.1. 新精測レーダ

新精測レーダは、ロケット搭載の識別パルス間隔 $3\mu\text{s}$ のCRT (CRT3M) の追跡を行う。ただし、地上局側で識別パルス間隔を変更することは可能であり、飛翔中CRT3Mに異常が発生した場合には、ただちにCRT5Mを追跡することも可能である。また、ロケット打上げ前の地上試験においては、識別パルス間隔を $5\mu\text{s}$ に変更してCRT5Mの動作チェックも行っている。CRT3M系には、電波誘導ならびに保安コマンド受信機能があり、RGならびにRSで計画されたコマンドが新精測レーダのアンテナならびに送信設備を介してロケットへ送信される。

図1に新精測レーダのシステム構成図を示す。アンテナ、運用管制コンソール、送信装置、受信・測距装置、データ処理装置、時刻装置、コマンドコンバータ、光伝送装置などから構成されている。送信装置は、クライストロンとTWTの2系統から成り冗長性を持っている。アンテナは開口径7mφのカセグレンアンテナで、Cバンドの高精度レーダとしての機能に加え、ロケットからの画像データなど取得のためのKuバンド信号を受信する機能を共用したCバンド/Kuバンドホーン (Cバンド4ホーン及びKuバンド角錐ホーン) を組み込んでいる。アンテナ主反射鏡の骨組などにはCFRP材を使用し、日射による変形を抑えることにより、 0.05mil rms (0.003° rms) の高測角精度を実現している。さらに、目標物の補足を確実に行うために、送信/受信用の各捕捉アンテナを装備しており、送信用にはホーンリフレクタアンテナを、受信用はアレイアンテナを採用している。新精測レーダの主要性能を表1に示す[1]。また、新精測レーダにおける追跡オペレーションの様子を図2に示す。

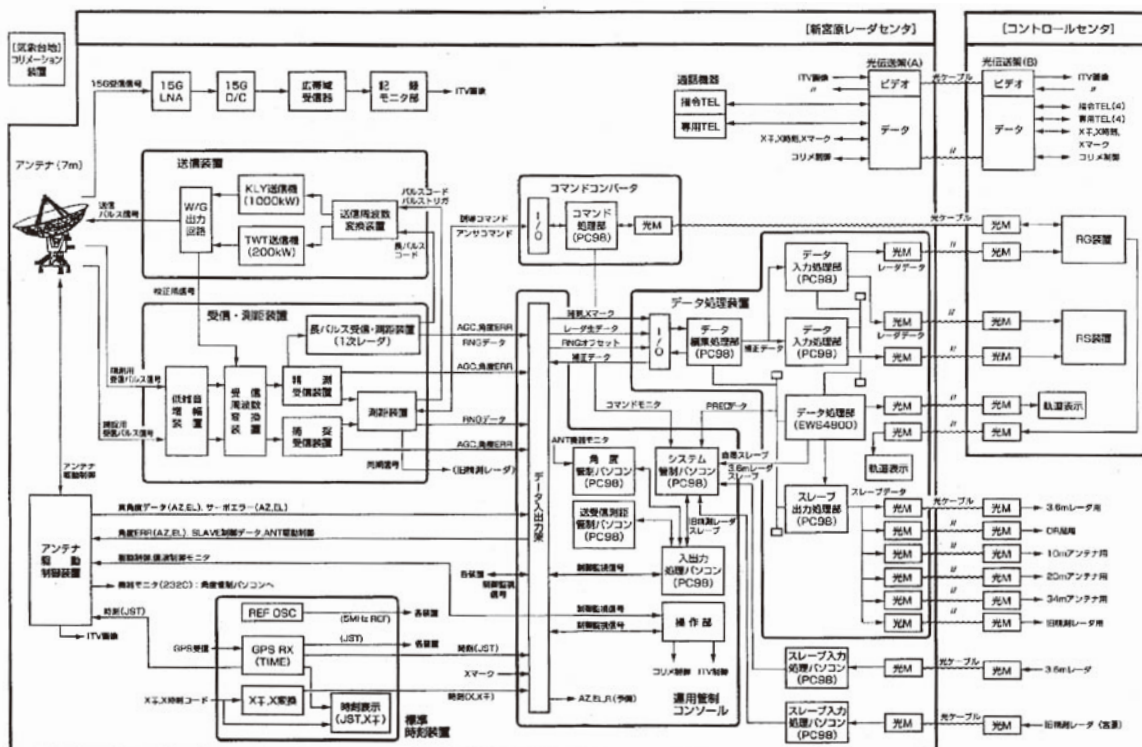


図1. 新精測レーダシステム構成図

表 1. 新精測レーダ主要性能

アンテナ	アンテナ径 (メイン)	7m ϕ カセグレンアンテナ
	アンテナ径 (捕捉)	0.5m ϕ ホーン (送信)
		0.9m ϕ アレイ (受信)
	マウント方式	AZ, EL 方式
	追尾方式	振幅比較 4 ホーンモノパルス方式
	利得 (メイン)	48.7dBi (送信)
		48.2dBi (受信)
	利得 (捕捉)	27.9dBi (送信)
		29.2dBi (受信)
送信機	周波数	C バンド
	送信出力	1000kW (クライストロン)
		200kW (TWT)
	パルス幅 (2 次レーダモード)	0.35 μ s (IR ダブルパルス) 電波誘導時は, S パルス, 3 out of 6 コードが付加
	パルス幅 (1 次レーダモード)	1 μ s (シングルパルス)
		20 μ s (圧縮コード付きパルス)
		1009 μ s (圧縮コード付きパルス)
	繰り返し周波数	250PPS, 267.6/7PPS
測定精度・追尾限界	測距精度	2m rms
	測距分解能	0.61m
	測距可能範囲	0.01~56ms (1.5~8394km)
	最大測距速度	15km/s
	最大測距加速度	25km/s ²
	角度精度	0.003deg rms (0.05mil rms)
	最大角速度	AZ 10deg/s, EL 10deg/s
	最大角加速度	AZ 20deg/s ² , EL 20deg/s ²
	最小受信感度 (2 次レーダモード)	-106dBm
	最小受信感度 (1 次レーダモード)	-106dBm (1 μ s)
		-119dBm (20 μ s)
		-133dBm (1009 μ s)



図2. 新精測レーダ 追跡オペレーションの様子

2.2. 精測レーダ

精測レーダは、ロケット搭載の識別パルス間隔 $5\mu\text{s}$ のCRT（CRT5M）の追跡を行う。新精測レーダ同様、地上局側で識別パルス間隔を変更することは可能であり、飛翔中CRT5Mに異常が発生した場合には、すぐさまCRT3Mを追跡することも可能である。表2に精測レーダの主要性能を示す[2]。また、精測レーダにおける追跡オペレーションの様子を図3に示す。

表2. 精測レーダ主要性能

アンテナ	アンテナ径	4m ϕ カセグレンアンテナ
	マウント方式	AZ, EL 方式
	追尾方式	4 ホーンモノパルス方式
	利得	42.5dBi
送信機	周波数	C バンド
	送信出力	1000kW（マグネトロン）
	パルス幅	0.25 μs （2次レーダ）
		1 μs （1次レーダ）
測定精度・追尾限界	繰り返し周波数	250PPS, 267・6/7PPS
	測距精度	10m 以下
	角度精度	0.006deg rms
	最大測距速度	15km/s
	最大測角精度	16deg/s
	最小受信感度	-102dBm



図3. 精測レーダ 追跡オペレーションの様子

2.3. データ伝送系

レーダ系のデータ伝送のおおまかな流れを、図4の全系局間インタフェース系統図に示す。ロケット打上げ時の各アンテナ設備に対する角度スレーブ信号が、新精測レーダのスレーブ出力処理装置から直接各アンテナへ設置点の座標に変換された角度データが送出されている。これらの信号の授受は全て光モデムを介して行われる。精測レーダのスレーブデータは新精測レーダのみに出力されており、新精測レーダと精測レーダはお互いにバックアップする体制をとっている。また、精測レーダの追跡データもコントロールセンタに送られ、RG班の軌道表示画面に取り込まれている。

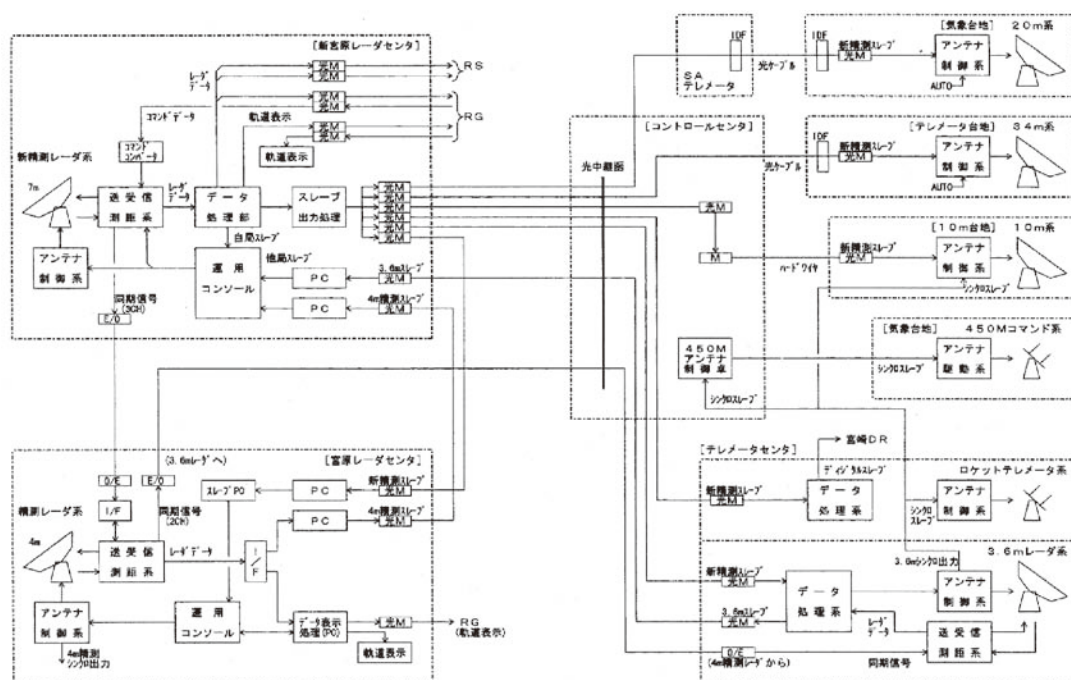


図4. 全系局間インタフェース系統図

3. 追跡オペレーションと飛翔結果

M-V ロケットのレーダによる追跡は、待ち受け方式を採用している。すなわち、オンランチャではアングル系を AUTO 状態にせず、打上げ数秒後の方向に予めアンテナを待機させ、ロケットが飛翔してきた時点でアングル系を AUTO モードに移行する方式である。これは、レーダ局が位置する宮原台地から M 射点を見たとき背後に存在する山によりマルチパスの影響を受けやすい地形になっているためである。ただし、レンジ系に関してはオンランチャからロックオンした状態である。待ち受け方式は、内之浦実験場の地形に固有なものであり、M-V ロケット以前から行ってきた追跡手法である。表3に新精測レーダ、精測レーダ、M 射点の位置を示す。

M-V-5号機では、B2PL 部に搭載された CRT5M を精測レーダが追跡し、B3PL 部に搭載された CRT3M を新精測レーダが追跡した。M-V-6号機以降は、B2PL 部に搭載されていた CRT5M が B3PL 部に搭載され、新精測レーダと精測レーダによる完全冗長追跡が消感まで可能となった。本項では、M-V-5号機以降の打上げに関する地上オペレーションとその飛翔結果について述べる。

表3. 所在位置

施設名称	東経	北緯
M 射点	131°5' 4.66"	31°14' 50.73"
精測レーダ	131°4' 19.3"	31°13' 57.6"
新精測レーダ	131°3' 54.4"	31°13' 37.3"

3.1. M-V-5号機

M-V-5号機の発射日時とランチャセット角は以下の通り、

衛星	はやぶさ (MUSES-C)
発射日時	2003年5月9日 12時30分00秒
ランチャセット角	方位角 90.2°, 上下角 80.8°

3.1.1. 新精測レーダ

新精測レーダは、待受角 AZ : 39.854°, EL : 0.260°において X + 3.1秒にロックオンして自動追跡に入った。その後、X + 6.5秒に送信パワーを LOW, X + 42.7秒に送信パワーを MED, X + 45.1秒に PREC-RF-ATT 20dB を OFF, X + 47.1秒に ACQ-ATT 20dB を OFF, X + 73.1秒に PREC-DC-ATT 20dB を OFF, X + 73.9秒に送信パワーを HIGH, X + 61秒にアングルサーボバンドを W から M に切り替えて、予定された操作を全て行い、順調に追跡を行っている。受信状況は良好で、X + 435秒に AZ = 91.3°, EL = 0.46°, RNG = 1691.7km でロックオフするまで良好な追跡が行われた。

3.1.2. 精測レーダ

精測レーダは、待受角 AZ : 37.2°, EL : 3.6°で待ち受けて X + 5.0秒にロックオンして自動追跡に入った。その後順調に追跡を行い、受信レベルの変化に対応して X + 40秒に 20dB の ATT を OFF へ、X + 60秒に送信パワーを 32kW から 1000kW に、X + 70秒にアングルサーボバンドを WIDE から MED に切り替えている。さらに、精測レーダは2段目が分離される前の X + 199秒に同期装置を同相モードに移行し、3段目搭載の RT を受信モードで追跡した。この切り替え時のオペレーションも非常にスムーズに行われ、X + 203秒に3段目の追跡を開始できている。その後も受信状況は良好で X + 435秒にシグナルオフするまで追跡を行った。

3.1.3. 受信レベル

新精測レーダの受信レベルを図5～8に、精測レーダの受信レベルを図9に示す。受信レベルが示すように、新精測レーダと精測レーダの受信レベルはほぼ同様に変化している。図5と図6は新精測レーダの主アンテナによる受信レベルで図7と図8は捕捉アンテナによる受信レベルである。これらが示すように、第2段モータ点火とほぼ同時刻のX + 75.4秒に約68dBもの急激なレベル低下が生じ、その後も平均して約38dBのレベル低下がX + 139.7秒まで続いている。これは第2段モータの燃焼ガスの影響による電波減衰が原因と考えられる。この燃焼ガスによる電波減衰は前号機にも見られているものであり、その受信レベル低下量は大きいですが、追跡は支障なく行われた。

X + 187.6秒のNF開頭時に鋭い切れ込みがあるが、これはNF開頭時にカップリングアンテナが引抜ワイヤにより分離し、B3PL搭載アンテナに切り替ったときのレベル変動である。3段目以降は、同じく燃焼ガスの影響によるレベル低下がX + 250秒からX + 268.6秒まで続きこの間で約17dB低下したが、B3PL搭載アンテナの利得増加により受信レベルには十分な余裕があった。X + 435秒のロックオフ後も、海面反射や回折波の影響で受信している時間帯があり、X + 484.3秒に完全にシグナルオフした。

図10～12に飛翔軌跡を示す。ロケットは初期軌道において仰角がやや高めの約0.7°高く飛翔したがほぼノミナル軌道で飛翔したことが分かる。

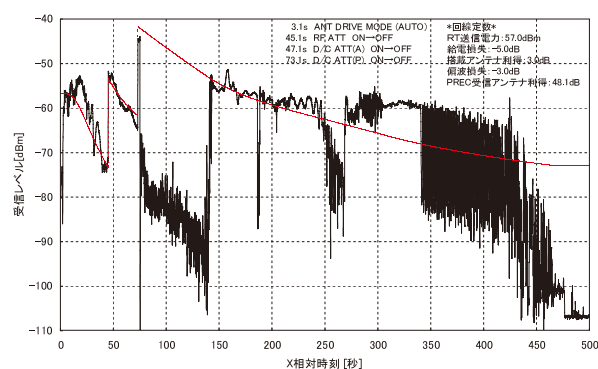


図5. M-V-5 新精測レーダPREC受信レベル
(X相対時刻)

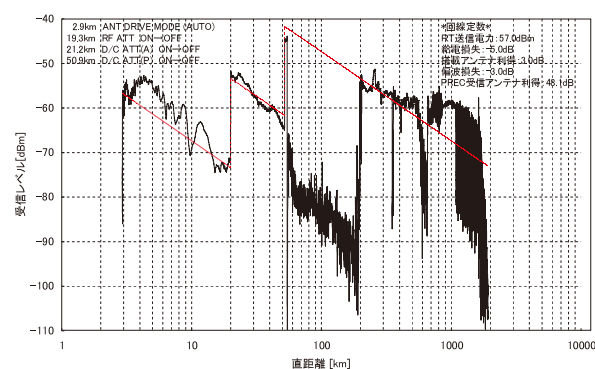


図6. M-V-5 新精測レーダPREC受信レベル
(直距離)

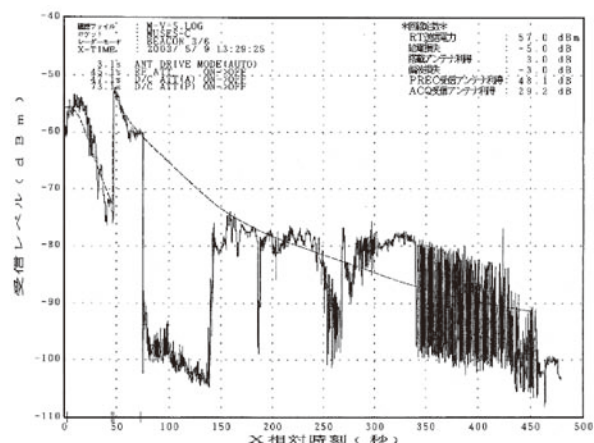


図7. M-V-5 新精測レーダACQ受信レベル
(X相対時刻)

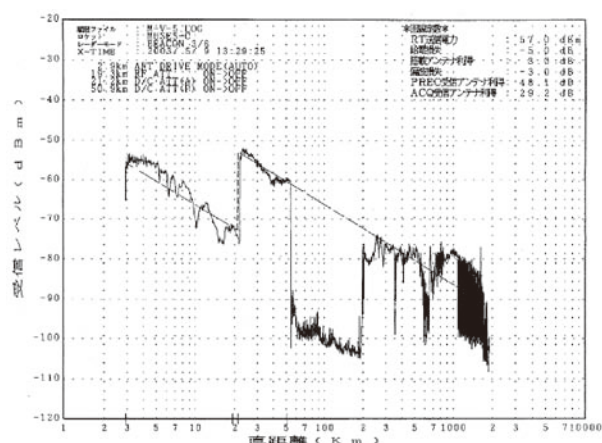


図8. M-V-5 新精測レーダACQ受信レベル
(直距離)

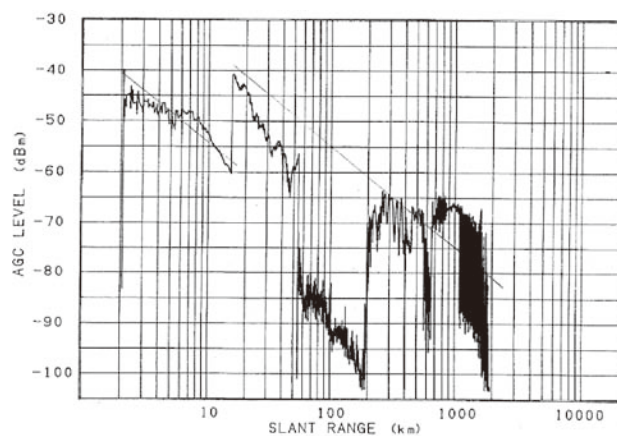


図9. M-V-5 精測レーダ受信レベル (直距離)

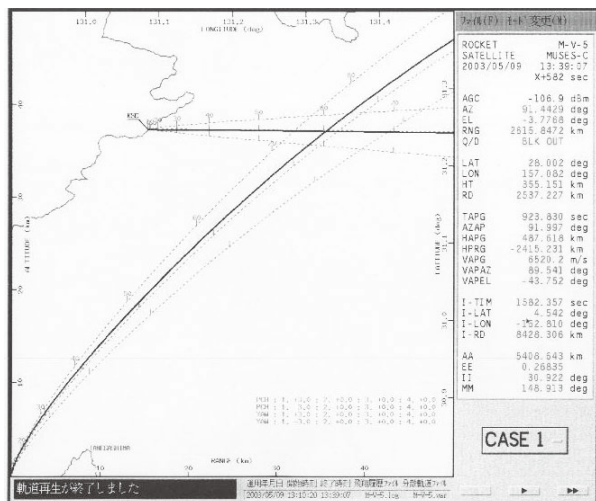


図10. M-V-5 飛翔軌跡1 (新精測レーダ)

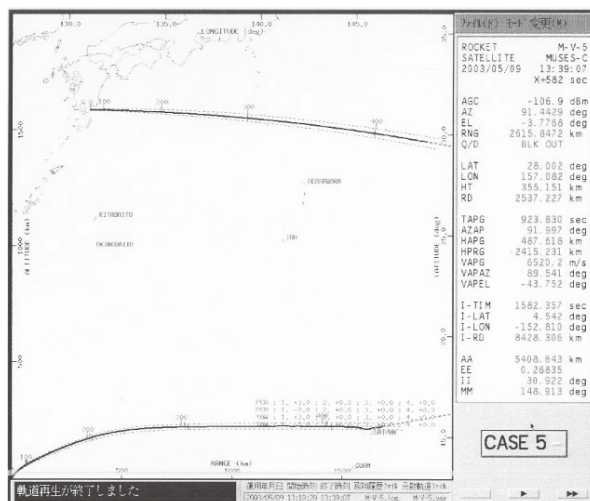


図11. M-V-5 飛翔軌跡2 (新精測レーダ)

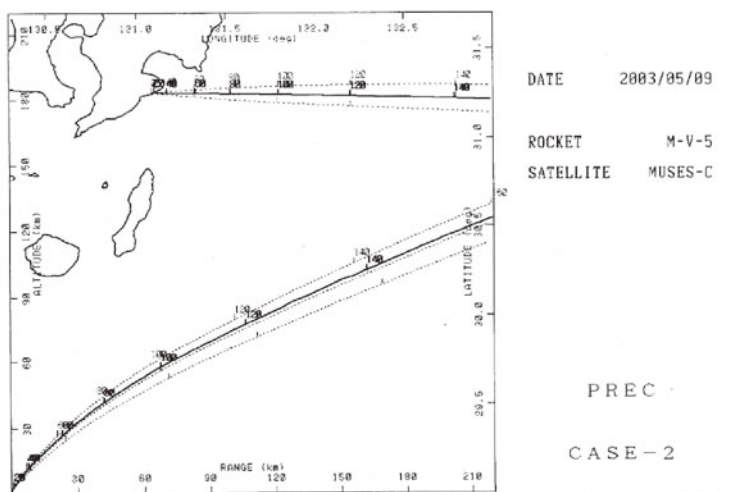


図12. M-V-5 飛翔軌跡 (精測レーダ)

3.2. M-V-6号機

M-V-6号機の発射日時とランチャセット角は以下の通り、

衛 星	すざく (ASTRO-E II)
発射日時	2005年7月10日12時30分00秒
ランチャセット角	方位角 87.6°, 上下角 80.2°

3.2.1. 新精測レーダ

新精測レーダは、待受角 $AZ: 39.757^\circ$, $EL: 0.260^\circ$ において $X + 3.3$ 秒にロックオンして自動追跡に入った。その後、 $X + 42.5$ 秒に送信パワーを MED, $X + 47.1$ 秒に ACQ-ATT 20dB を OFF, $X + 73.1$ 秒に PREC-DC-ATT 20dB を OFF, $X + 74.0$ 秒に送信パワーを HIGH, $X + 60.5$ 秒にアングルサーボバンドを W から M に切り替えて、予定された操作を全て行い、順調に追跡を行っている。第2段モータ点火以降、燃焼ガスの影響による大きなレベル低下が第2段燃焼終了まで続いているが、追跡に支障は無かった。また NF 開頭時には約 20dB の大きなレベルの落ち込みも見られたが、 $X + 347$ 秒の第3段姿勢反転までの間、安定した追跡が出来ている。

第3段姿勢反転以降は、地上局方向のアンテナ利得の低下に伴い受信レベルが大きく低下している。そのため、 $X + 425$ 秒までは正常に追跡を行っていたが、それ以降は時折ロックオフを繰り返しながら追跡を続けた。最終的に $X + 444$ 秒に $AZ = 93.63^\circ$, $EL = 1.19^\circ$, $RNG = 1850.8\text{km}$ でアングルを停止し $X + 459.4$ 秒にシグナルオフしている。

3.2.2. 精測レーダ

精測レーダは、待受角 $AZ: 36.84^\circ$, $EL: 3.415^\circ$ で待ち受けて $X + 4.9$ 秒にロックオンして自動追跡に入った。その後順調に追跡を行い、受信レベルの変化に対応して $X + 39.1$ 秒に 20dB の ATT を OFF へ、 $X + 60$ 秒に送信パワーを 32kW から 1000kW に切り替えている。新精測レーダ同様、第2段モータ点火時や第2段燃焼中、NF 開頭時に大きなレベル低下が観測されているが正常に追跡が出来ている。

第3段姿勢反転による大きなレベル低下に伴い $X + 423$ 秒以降はロックオンとロックオフを繰り返しながら追跡を続けていたが $X + 456.6$ 秒に $AZ = 93.74^\circ$, $EL = 0.688^\circ$, $RNG = 1936.6\text{km}$ でアングルを停止し追跡を終了している。新精測レーダと精測レーダの同一周波数による2局同期運用も良好に行われた。

3.2.3. 受信レベル

新精測レーダの受信レベルを図13～16に、精測レーダの受信レベルを図17と18に示す。受信レベルが示すように、新精測レーダと精測レーダの受信レベルはほぼ同様に变化している。図13と図14は新精測レーダの主アンテナによる受信レベルで図15と図16は捕捉アンテナによる受信レベルである。これらが示すように、第2段モータ点火とはほぼ同時刻の $X + 75.4$ 秒に約 61.6dB もの急激なレベル低下が生じ、その後も平均して約 32dB のレベル低下が $X + 137.3$ 秒まで続いている。さらに、第2段燃焼終了末期の $X + 137.4$ 秒～142.3秒においては、平均して約 42dB の大きなレベル低下が観測されている。これは第2段モータの燃焼ガスの影響による電波減衰が原因と考えられる。この燃焼ガスによる電波減衰は前号機にも見られているものであり、その受信レベル低下量は大きい。追跡は支障なく行われた。

$X + 187.6$ 秒に見られる約 25dB もの鋭い落ち込みは NF 開頭時に、カップリングアンテナが引抜ワイヤにより分離し、B3PL 搭載アンテナに切り替ったときのレベル変動である。 $X + 205$ 秒に第3段モータが点火しその直後の $X + 207$ 秒からロール角 90° マヌーバが開始された。これにより、B3 搭載アンテナの地上局方向の利得が増加し、受信レベルが最大で約 10dB 増加している。また、第3段燃焼中のロックアングルは 30° 以上あったため、ほとんど電波減衰は生じず、B3 燃焼中の受信レベルには十分な余裕があった。図22にロックアングルを示す。

X + 347秒の第3段リファレンスチェンジ以降は、地上局方向のアンテナ放射パターンの劣化に伴い受信レベルも大きく低下し、パターンの切れ込みによる受信レベルの大きな落ち込みも見られる。その後、仰角が 1° を下回った為X + 444秒にアングルを停止し、追跡を終了した。なお、X + 447秒以降に見られる受信レベルの変動は、ロケットのロール回転によるレベル変動である。

図19～21に飛翔軌跡を示す。ロケットは初期軌道に対して仰角が高め、方位角において北側へ飛翔しているが、ロケットの飛翔として問題ない程度である事が分かる。

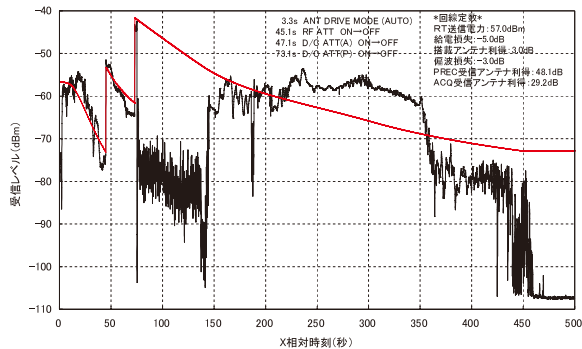


図13. M-V-6 新精測レーダPREC受信レベル (X 相対時刻)

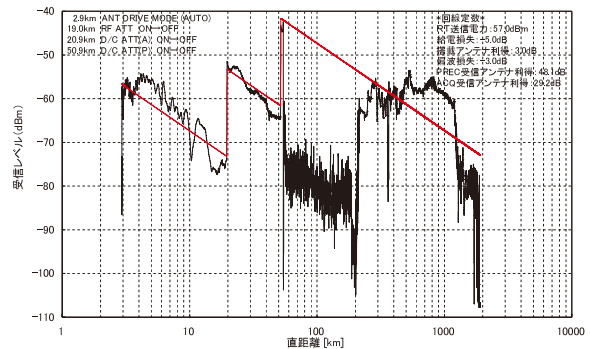


図14. M-V-6 新精測レーダPREC受信レベル (直距離)

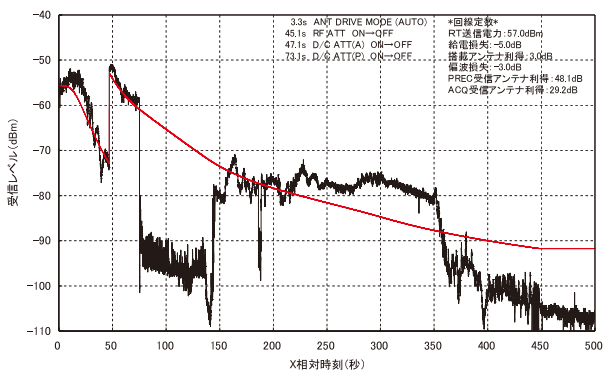


図15. M-V-6 新精測レーダACQ受信レベル (X 相対時刻)

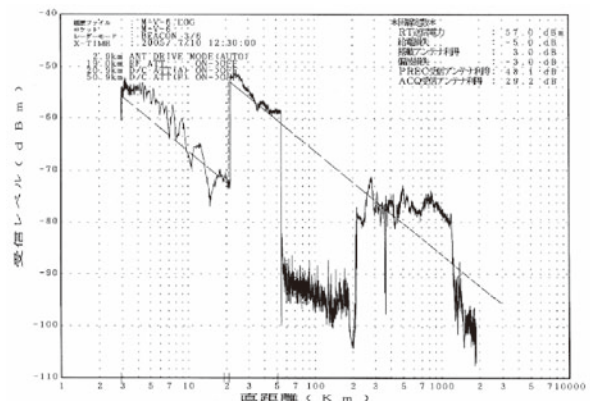


図16. M-V-6 新精測レーダACQ受信レベル (直距離)

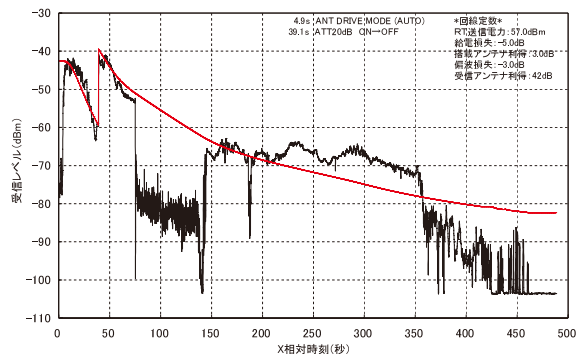


図17. M-V-6 精測レーダ受信レベル (X 相対時刻)

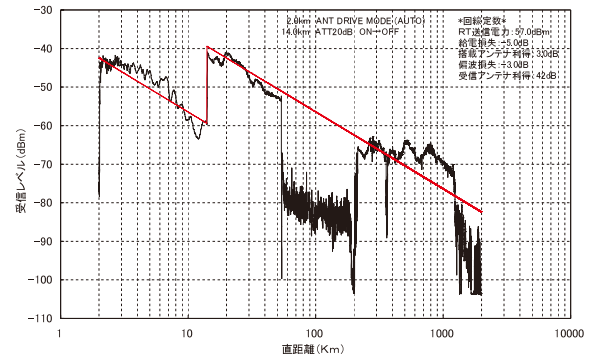


図18. M-V-6 精測レーダ受信レベル (直距離)

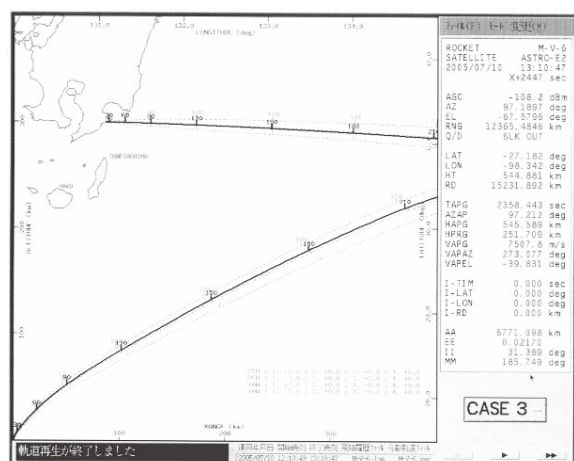


図19. M-V-6飛翔軌跡1 (新精測レーダ)

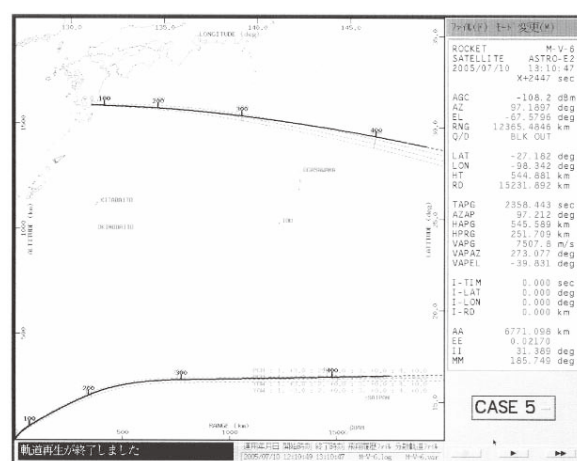


図20. M-V-6飛翔軌跡2 (新精測レーダ)

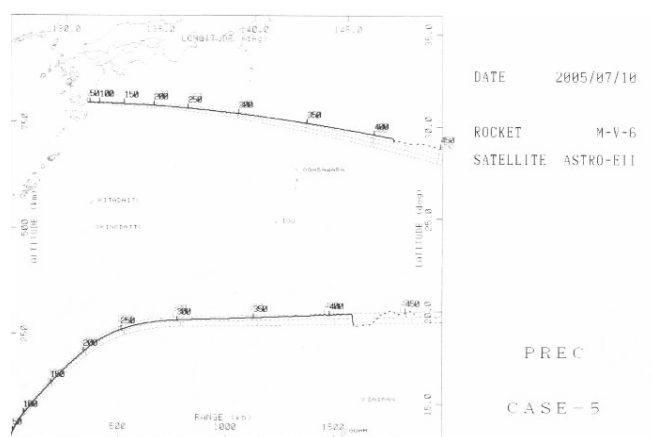


図21. M-V-6 飛翔軌跡 (精測レーダ)

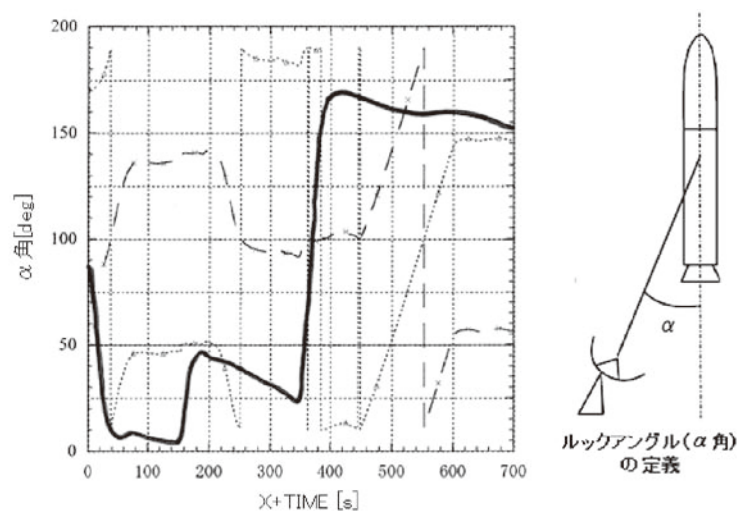


図22. M-V-6 ルックアングル

3.3. M-V-8号機

M-V-8号機の発射日時とランチャセット角は以下の通り、

衛 星	あかり (ASTRO-F)
発射日時	2006年2月22日6時28分00秒
ランチャセット角	方位角142.97°, 上下角81.51°

3.3.1. 新精測レーダ

新精測レーダは、待受角AZ:39.86°, EL:0.254°においてX + 3.3秒にロックオンして自動追跡に入った。その後、X + 42.7秒に送信パワーをMED, X + 47.1秒にACQ-ATT20dBをOFF, X + 73.1秒にPREC-DC-ATT 20dBをOFF, X + 73.9秒に送信パワーをHIGH, X + 61.3秒にアングルサーボバンドをWからMに切り替えて、予定された操作を全て行い、順調に追跡を行っている。追跡終盤においては、姿勢反転による受信レベルの低下と海面反射による影響を避けるためX + 449秒にAZ = 190.2°, EL = 1.157°, RNG = 1934.5kmでCPUスレーブへ移行した。その間、安定した追跡を行いX + 482秒にシグナルオフしている。

3.3.2. 精測レーダ

精測レーダは、待受角AZ:37.20°, EL:2.205°で待ち受けてX + 4.2秒にロックオンして自動追跡に入った。その後順調に追跡を行い、受信レベルの変化に対応してX + 40秒に20dBのATTをOFFに、X + 60秒に送信パワーを32kWから1000kWに切り替えている。その後も安定した追跡を行っていたが、X + 347秒の姿勢反転による受信レベルの低下と海面反射による影響を避ける為、X + 430.6秒にAZ = 188.2°, EL = 5.245°, RNG = 1655.6kmで新精測レーダスレーブに移行しX + 443.7秒にシグナルオフした。また、新精測レーダと精測レーダの同一周波数による2局同期運用も良好に行われている。

3.3.3. 受信レベル

新精測レーダの受信レベルを図23～26に、精測レーダの受信レベルを図27と28に示す。受信レベルが示す様に、新精測レーダと精測レーダの受信レベルはほぼ同様に変化している。図23と図24は主アンテナによる受信レベルで図25と図26は捕捉アンテナによる受信レベルである。これらが示すように、2段モータ点火とほぼ同時のX + 75.4秒に約53dBもの急激なレベル低下が生じている。従来号機ではその後、燃焼ガスの影響により平均して約30dBのレベル低下が観測されるのだが、今号機は約X + 80秒からルックアングル (α 角) が10°以上になるため、X + 82秒以降はロケットのルックアングルに応じて受信レベルがほぼ計算値まで回復している。図31にルックアングルを示す。また、2段モータ燃焼終了前のX + 130秒からX + 137秒において燃焼ガスの影響と見られるレベル低下が見られているが、全体を通して追跡に支障は無かった。

X + 186秒に見られる鋭い切れ込みはNF開頭時に、カップリングアンテナが引抜ワイヤにより分離し、B3PL搭載アンテナに切り替ったときのレベル変動である。X + 205秒に第3段モータが点火しその直後のX + 207秒からロール角90°マヌーバが開始された。これにより、B3搭載アンテナの利得が増加し、受信レベルが最大で約10dB増加している。第3段燃焼中のルックアングルは30°以上あったため、ほとんど電波減衰は生じず、B3燃焼中の受信レベルには十分な余裕があった。また、X + 347秒の姿勢反転開始以降、アンテナ放射パターンの切れ込みにより受信レベルは著しく減少しているが、海面反射による影響を避ける為、X + 449秒にCPUスレーブに移行するまでの間、安定した追跡を行っている。

図29と30に飛翔軌跡を示す。これらが示すように、ロケットはほぼノミナル軌道を飛翔していることが分かる。

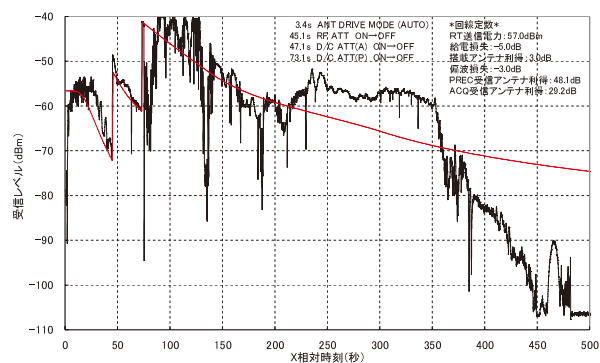


図23. M-V-8新精測レーダPREC受信レベル
(X 相対時刻)

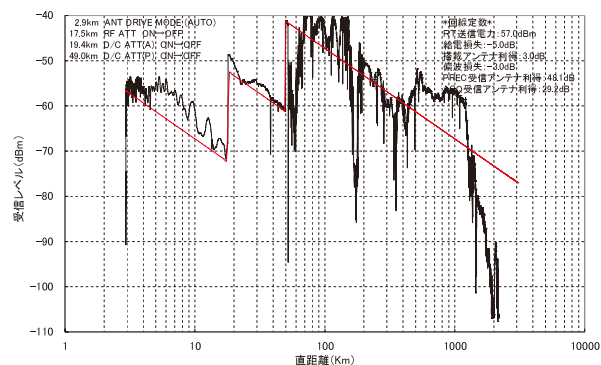


図24. M-V-8新精測レーダPREC受信レベル
(直距離)



図25. M-V-8新精測レーダACQ受信レベル
(X 相対時刻)

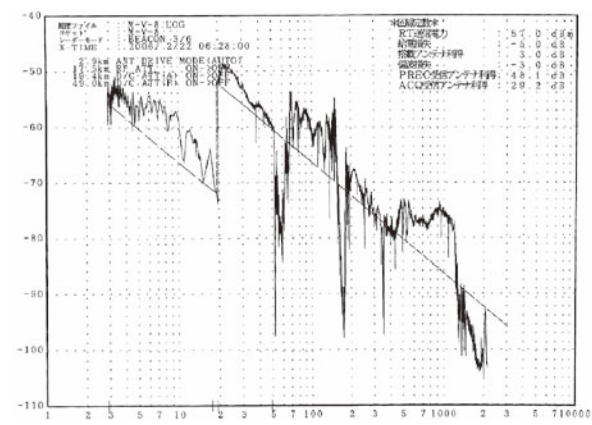


図26. M-V-8新精測レーダACQ受信レベル
(直距離)

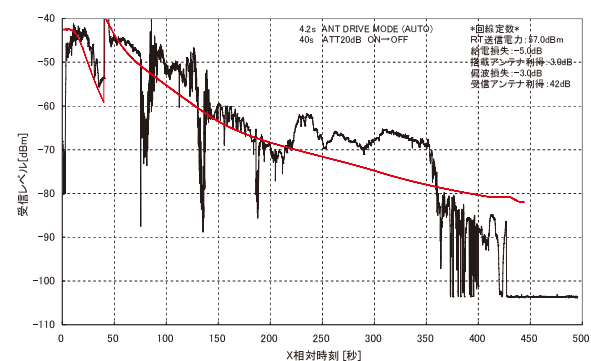


図27. M-V-8精測レーダ受信レベル
(X 相対時刻)

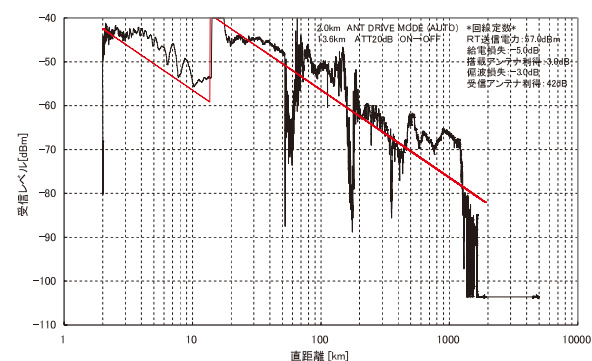


図28. M-V-8精測レーダ受信レベル
(直距離)

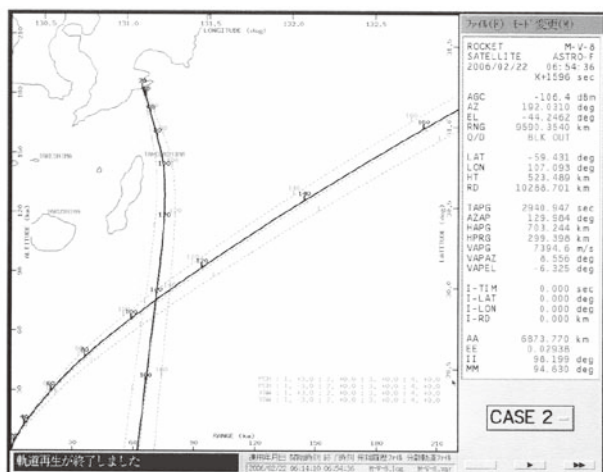


図29. M-V-8 飛翔軌跡1 (新精測レーダ)

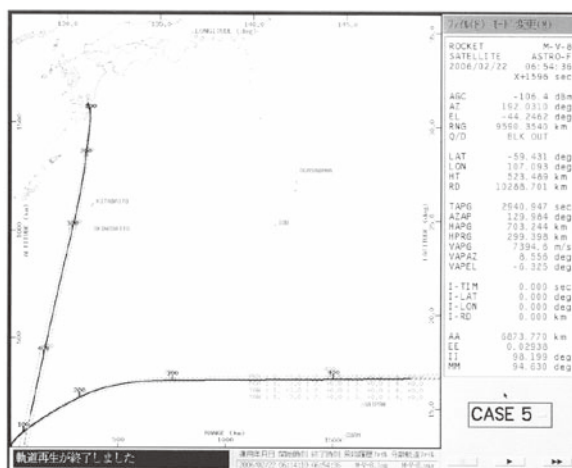


図30. M-V-8 飛翔軌跡2 (新精測レーダ)

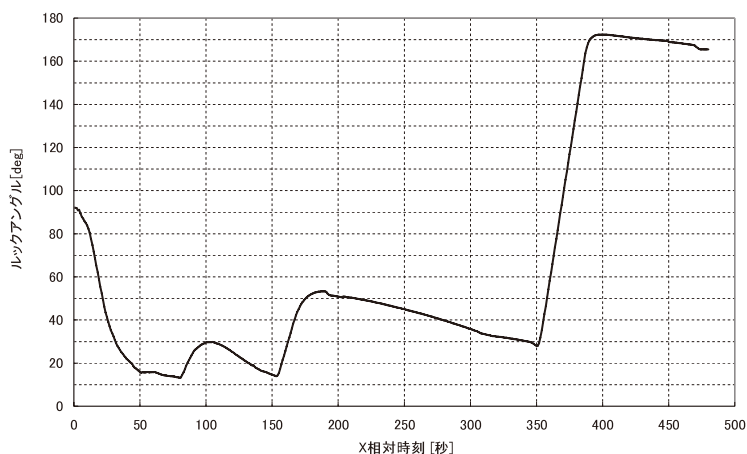


図31. M-V-8 ルックアングル

3.4. M-V-7号機

M-V-7号機の発射日時とランチャセット角は以下の通り、

衛星	ひので (SOLAR-B)
発射日時	2006年9月23日06時36分00秒
ランチャセット角	方位角149.27°, 上下角82.01°

3.4.1. 新精測レーダ

新精測レーダは、待受角AZ: 39.808°, EL: 0.255°においてX + 3.4秒にロックオンして自動追跡に入った。その後、X + 42.7秒に送信パワーをMED, X + 47.1秒にACQ-ATT 20dBをOFF, X + 73.1秒にPREC-DC-ATT 20dBをOFF, X + 73.9秒に送信パワーをHIGH, X + 60.5秒にアングルサーボバンドをWからMに切り替えて、予定された操作を全て行い、順調に追跡を行っている。今号機はM-V-8号機同様南打ちであったため、電波減衰の影響が比較的少なく、X + 487.4秒にAZ = 37.140°, EL = 3.886°, RNG = 2196.1kmにてアングルをMANUALモードへ移行して、アングルを停止させるまでの間、安定した追跡が行われている。

3.4.2. 精測レーダ

精測レーダは、待受角 $AZ = 37.140^\circ$ 、 $EL = 3.886^\circ$ において $X + 5.2$ 秒にロックオンして自動追跡に入った。その後順調に追跡を行い、受信レベルの変化に対応して $X + 60$ 秒に 20dB の ATT を OFF、さらに送信パワーを 32kW から 1000kW へと切り替えている。新精測レーダ同様、第2段モータ点火時や第2段燃焼初期、NF 開頭時に大きなレベル低下が観測されているが正常に追跡が出来ている。追跡は、 $X + 476.2$ 秒に $AZ = 188.4^\circ$ 、 $EL = 0.159^\circ$ 、 $RNG = 2115.3\text{km}$ にてアングルを停止し追跡を終了している。また、新精測レーダと精測レーダの同一周波数による2局同期運用も良好に行われた。

3.4.3. 受信レベル

新精測レーダの受信レベルを図32～35に、精測レーダの受信レベルを図36と37に示す。受信レベルで示すように、新精測レーダと精測レーダの受信レベルはほぼ同様に変化している。図32と図33は新精測レーダの主アンテナによる受信レベルで図34と図35は捕捉アンテナによる受信レベルである。これらが示すように、第2段モータ点火とほぼ同時刻の $X + 75.4$ 秒に約 50dB もの急激なレベル低下が生じ、その後 $X + 82$ 秒まで平均して約 30dB のレベル低下が続いているが、その後受信レベルはほぼ計算値まで回復している。これは、M-V-8号機同様南打ちであったため、ルックアングル (α 角) が 10° 以下になっておらず、第2段モータの燃焼ガスによる影響が少なかったものと考えられる。図41にルックアングルを示す。

第2段モータ燃焼終了後の $X + 186$ 秒にみられる鋭い切れ込みは、NF 開頭時にカップリングアンテナが引抜ワイヤにより分離し、B3PL搭載アンテナに切り替わった時のレベル変動であり、約 30dB のレベル低下が見られたが、全体を通して追跡に支障は無かった。また、前号機まで第3段モータ点火直後に行っていた 90° ロールマヌーバを第2段燃焼終了直後の $X + 152.5$ 秒から実施している。これにより、地上局に対するアンテナ放射パターンが改善され、受信レベルが最大で約 10dB 増加している。

追跡は、アンテナ上下角が低くなると海面反射による影響を受けるので、 $X + 487.4$ 秒にアングルを停止し追跡を終了している。その間、1度もロックオフすること無く安定した追跡を行っている。なお、 $X + 487.4$ 秒のアングル停止以降に見られる -75dBm 相当の受信レベルは、送信ルートからの漏れ込みが測定されているものであり、追跡とは関係ない。追跡全体を通して、精測レーダについても同様なレベル変動がみられており正常な追跡を行っている。

図38～40に飛翔軌跡を示す。初期軌道に対して仰角が高めではあるが、ほぼノミナルの軌道を飛翔している。

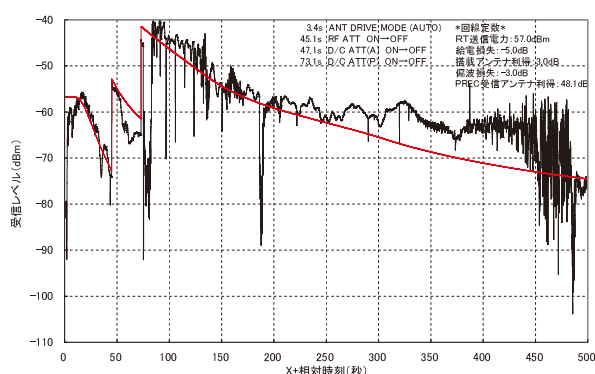


図32. M-V-7新精測レーダPREC受信レベル
(X 相対時刻)

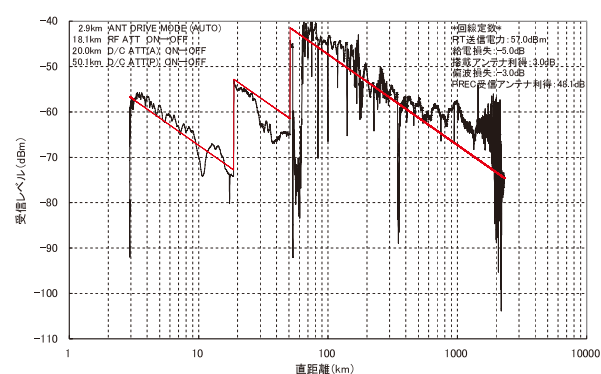


図33. M-V-7新精測レーダPREC受信レベル
(直距離)

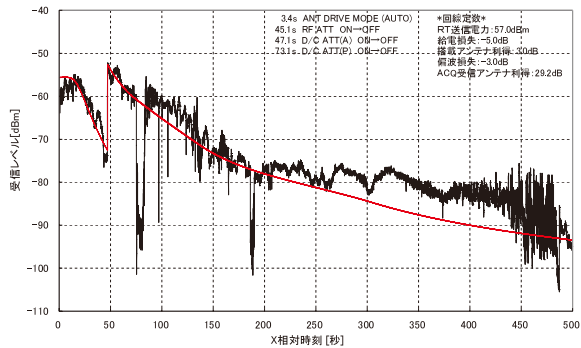


図34. M-V-7新精測レーダACQ受信レベル
(X相対時刻)

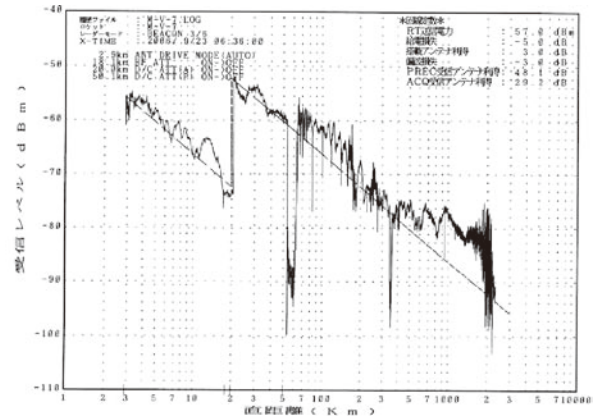


図35. M-V-7新精測レーダACQ受信レベル
(直距離)

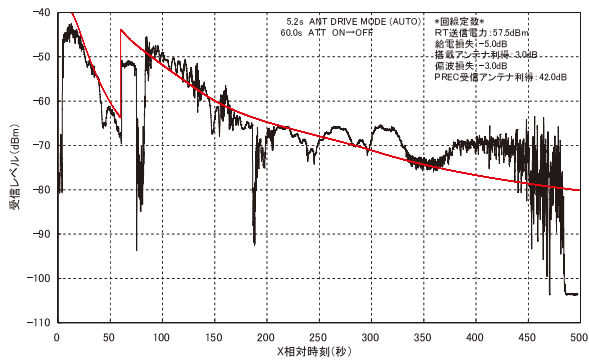


図36. M-V-7精測レーダ受信レベル
(X相対時刻)

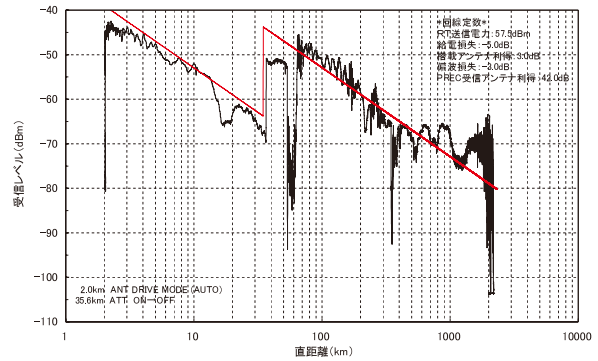


図37. M-V-7精測レーダ受信レベル
(直距離)

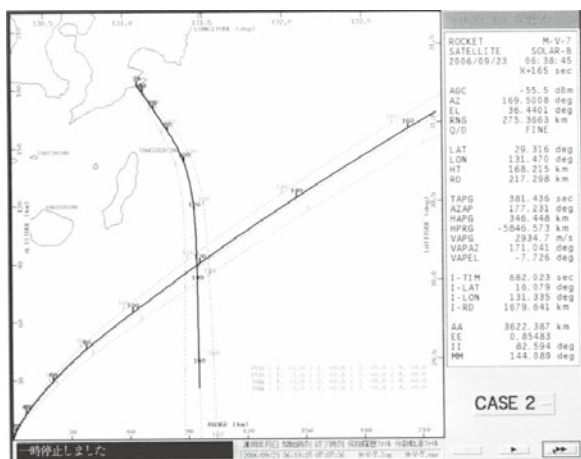


図38. M-V-7 飛翔軌跡1 (新精測レーダ)

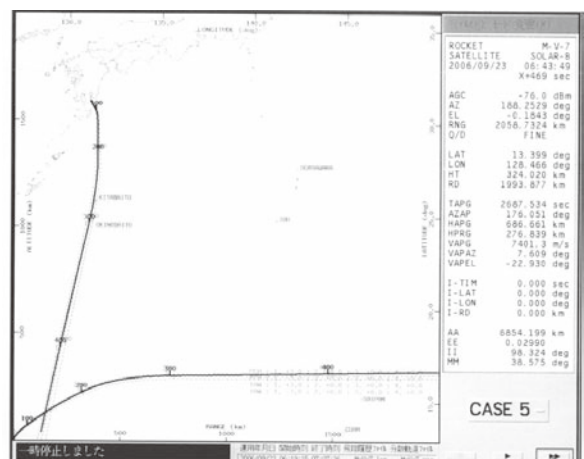


図39. M-V-7 飛翔軌跡2 (新精測レーダ)

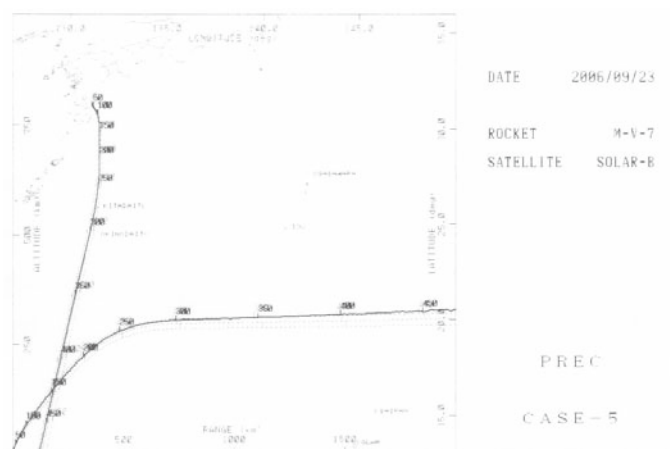


図40. M-V-7 飛翔軌跡 (精測レーダ)

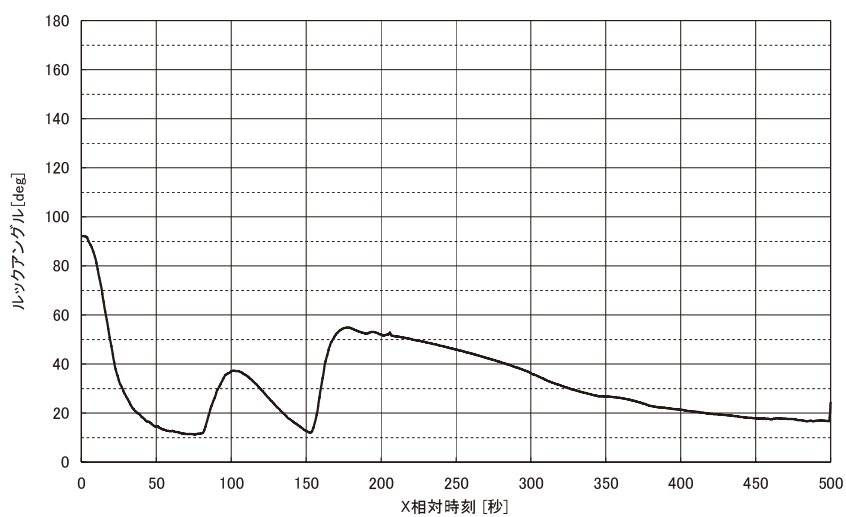


図41. M-V-7 ルックアングル

4. 次期固体ロケットへの反映事項

レーダによるロケットの位置標定は、飛行安全の観点から必要不可欠なものであり、ロバスタなシステムであることが求められている。その一方で、推進剤に固体燃料を持つロケットが放つ燃焼ガスによる影響は非常に大きく、平均して30dB以上、瞬間的には60dB以上の電波減衰を招く。レーダによる追跡は、このような厳しい環境下においても、正確かつ確実な位置標定を行わなければならない。同じことは、固体燃料を推進剤に持つ次期固体ロケットについても言える。本項では、M-Vロケット追跡局としての経験が次期固体ロケットの追跡運用に役立つ事を期待し、反映事項として以下に挙げることにする。

1. 待ち受けによるロケット追跡

内之浦から打上げられるロケットの追跡は、従来から待ち受けによる追跡が行われてきた。この手法は、山の多い内之浦の地形において最適化された追跡手法である。追跡の確実性の観点から、今後も踏襲すべき追跡手法である。

2. 燃焼ガスによる電波減衰

電波減衰量は、高度とルックアングルが大きく関係している。燃焼ガスの広がり、飛翔高度の上昇に伴い真空度が増すため広範囲に噴出される。そのため、比較的ルックアングルが大きい時間帯にもかかわらず、電波減衰量が大きくなることがある。固体ロケットの追跡は、高度と燃焼ガスの広がり、相関を含めたルックアングルによる電波減衰を考慮して、十分なマージンを持たせた運用にしなければならない。

3. 90°ロールマヌーバ

第3段モータ燃焼以降、アンテナ取付位置が地上局を向くようにロケットのロール角を調整してもらう。これにより、回線リンクが10dB近く改善される。このように、搭載アンテナ、地上局、ロケットシステムがリンクしながら最適な運用方法を模索し、追跡システムとしてのマージンを確保する必要がある。

5. まとめ

M-Vロケットのレーダによる追跡システムの概要とM-V-5号機から8号機までの飛翔結果ならびに地上オペレーションについて報告した。M-V-6号機以降は、CRT5MとCRT3Mの2台のCRTがB3PL部に搭載されたため、レーダによる完全冗長追跡が確立している。また、その追跡は非常に安定したものであり、M-Vロケットのレーダによる追跡手法は確立したと言える。M-Vロケットのレーダ追跡において、これまでご指導、ご協力いただいた関係各位に深甚なる謝意を表する。

参考文献

- [1] 廣澤春任, 市川満, 鎌田幸男, 佐川一美, 大橋清一, 松本操一, 佐藤巧, 山本善一, 斎藤宏文, 水野貴秀 “新精測レーダ”, 宇宙科学研究所報告, 第122号, 2003年3月
- [2] 林友直, 市川満, 関口豊, 鎌田幸男, 豊留法文, 山田三男 “レーダによるM-3S型ロケットの軌道追跡及びデータ処理結果”, 宇宙科学研究所報告, 特集第16号, pp.325-340, 1986年10月
- [3] 市川満, 鎌田幸男, 佐川一美, 山本善一, 斎藤宏文, 水野貴秀, 大橋清一, 松本操一, 廣澤春任, “長パルス一次レーダ機能を備えた科学衛星打ち上げ追跡用レーダ設備” 電子情報通信学会, 信学技報, SANE2001-12(2001-05)

内之浦宇宙空間観測所の通信設備

餅原義孝*, 下村和隆**, 感應寺治城**, 水島英夫***

1. はじめに

M-V ロケット運用終了までに整備された、内之浦宇宙空間観測所（以下、USC と言う）の通信設備（指令電話設備、構内電話設備、標準時刻設備、保安監視用 ITV 設備、放送設備、雷警報設備）の各設備の概略について報告する。

2. 成果の概要

2.1. 指令電話設備

指令電話設備は、打上げ・実験作業の連絡用に供する会議通話設備であり、主交換機はコントロールセンターに設置（昭和 41 年）、以来、USC で実施される実験規模の拡大に合わせて順次拡張を重ねてきた。「作業用の」通話装置であるため、ハンズフリーで通話が出来るとヘッドセットを各使用者の送受話装置として採用している。

指令電話の通話系統の割当は、

- M1 系：M ロケット系作業用（機体系）
- M2 系：M ロケット系作業用（電子搭載機器系）
- M3 系：保安連絡監視用
- M4 系：ロケット追跡系作業用（電波誘導・飛翔保安系）
- M5 系：ロケット追跡系作業用（アンテナ系）
- M6 系：衛星打上・追跡系作業用
- L1 系：観測ロケット系作業用（機体系）
- L2 系：観測ロケット系作業用（電子搭載機器系）

となっており、各端末は、それぞれ各系統専用のものを用途に応じた各作業場所に配置する方式としている。主交換機では、全通話系統をそれぞれ任意でのコネクション機能を有し、この他にも、コントロールセンターの観測ロケット用発射管制装置は L1 系・L2 系の、M 管制室の M/LS 発射管制司令装置は M1 系・M2 系・M6 系の、コネクション機能を有している。また、M/LS 発射管制司令装置には M1 系・M2 系・M6 系の、カセットテープレコーダでの通話録音機能も有している。M6 系は 20m φ アンテナ系・34m φ アンテナ系・SELENE 系の、相模

*	Office of Space Flight and Operation / JAXA	M-V Project Team
**	Office of Space Flight and Operation / JAXA	Uchinoura Space Center (USC)
***	TOYO Network Systems CO.,LTD	

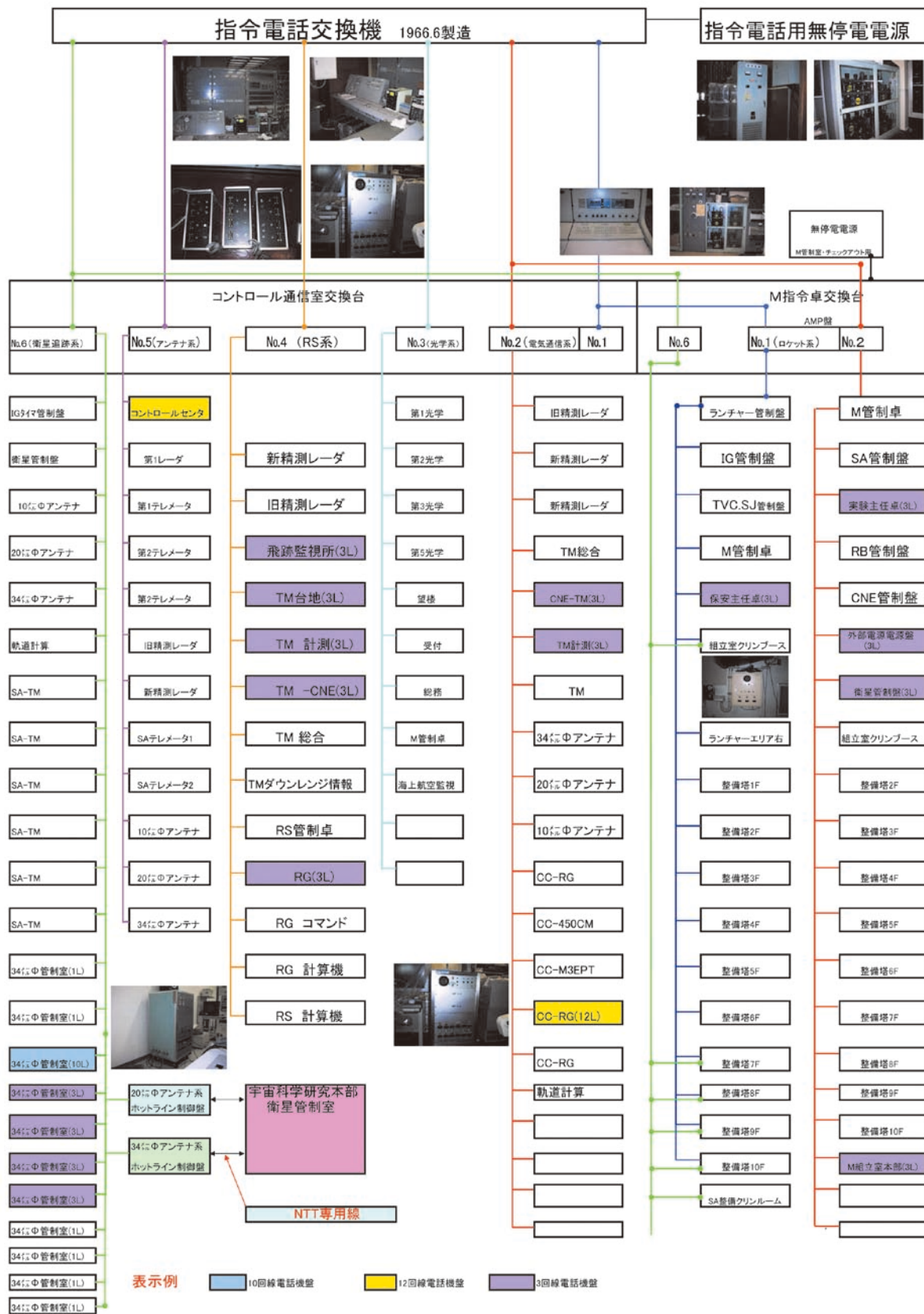


図1 USC 指令電話設備系統図

原キャンパスとの専用回線を利用した4線式作業用連絡装置ともそれぞれ接続が可能である。本設備の音声信号伝送は2線アナログ方式であるため、各系統の信号ラインに2線のケーブルでアンプ付端末を接続することにより容易にシステムを拡張できる利点がある。図1にUSC指令電話設備系統図を示す。

また本設備とは独立に、Mロケット打上げにおいては、2線アナログ方式の携行型通話装置を活用し、宮崎ダウンレンジテレメータセンター間、直視点-コントロールセンター-M管制室間、等々にホットライン回線系統を構築して運用した。

2.2. 構内電話設備

構内電話設備は、管理棟に設置の交換機が平成11年にデジタルPBX化され、平成16年に一部ダイヤルイン化された。実験作業時には作業連絡用に指令電話設備を補完する役割も担い、緊急時通報機能やページング（放送）機能も有している。なお、本設備とは独立に、実験等の必要時には臨時の直通回線（一般・FAX・データ・専用回線 etc）の設置も可能である。

2.3. 標準時刻設備

標準時刻設備は、ロケット打上げ・衛星追跡管制を高精度・高確度に行なうために必要な、

- ・ 基準周波数：1 MHz, 5 MHz, 10MHz
- ・ タイミングパルス：1Hz ～ 10kHz, 60s ～ 1s
- ・ 時刻信号（JST,UT）：年，延べ日，時，分，秒
- ・ カウントダウン信号：打上げ時刻（以下，X時刻と言う），X-時刻，X-60s，リフトオフ時刻，Xマーク，経過時間（延べ秒）

を発生する。本設備で発生した各信号は、各受信/追跡アンテナ設備・光学観測設備ならびに発射管制諸設備に供給され、設備の同期を確保する基準となっている。主局は科学衛星テレメータセンターに設置され、従局である各建屋の時刻信号受信装置やX時刻トランスレータ・時刻表示器に時刻信号を供給している。本設備は昭和54年に導入以来、順次拡張・整備が進められて現在に至っており、主局については平成13年度と平成17年度に更新がなされている。図2にUSC標準時刻設備系統図を示す。

本設備は、ルビジウム発振器の基準周波数信号をGPSによる時刻信号と位相比較/同期することにより基準信号を作り出している。X時刻制御端末は、観測ロケット用発射管制装置及びM/LS発射管制司令装置に設置され、X時刻設定については、打上げウィンドウの制約を逸脱しないためのインターロックが構築され、

- ・ 着水時刻：対外的にも設定された打上げウィンドウの終わりの時刻
- ・ 飛行時間：ロケットの飛行性能計算による打上げからモータ着水までの時間

を設定することにより可能としている。またロケット打上げ時刻を、

- ・ 各種取得データへの反映
- ・ 追尾系システム等を起動するためのトリガ信号

等に基準時刻信号として供するためのXマークは、ロケット搭載タイマ機器の正常作動状態を監視してから打上げに移行するためのインターロックが構築され、X-8sまでにタイマ正常起動確認信号を受信しないと出力しない。

2.4. 保安監視用ITV設備

保安監視用ITV設備は、その名の通り実験作業の視覚的保安監視に供する設備である。主収容架はコントロールセンターに設置され、観測ロケット用発射管制装置・M/LS発射管制司令装置に各カメラの画角制御機能を有している。実験時には、主収容架にて新宮原レーダテレメータセンターからのボアサイトITVならびに搭載カメラの画像を受信し、他の各カメラ画像と併せて各センターに配信している。図3にUSC保安監視用ITV系統図を示す。

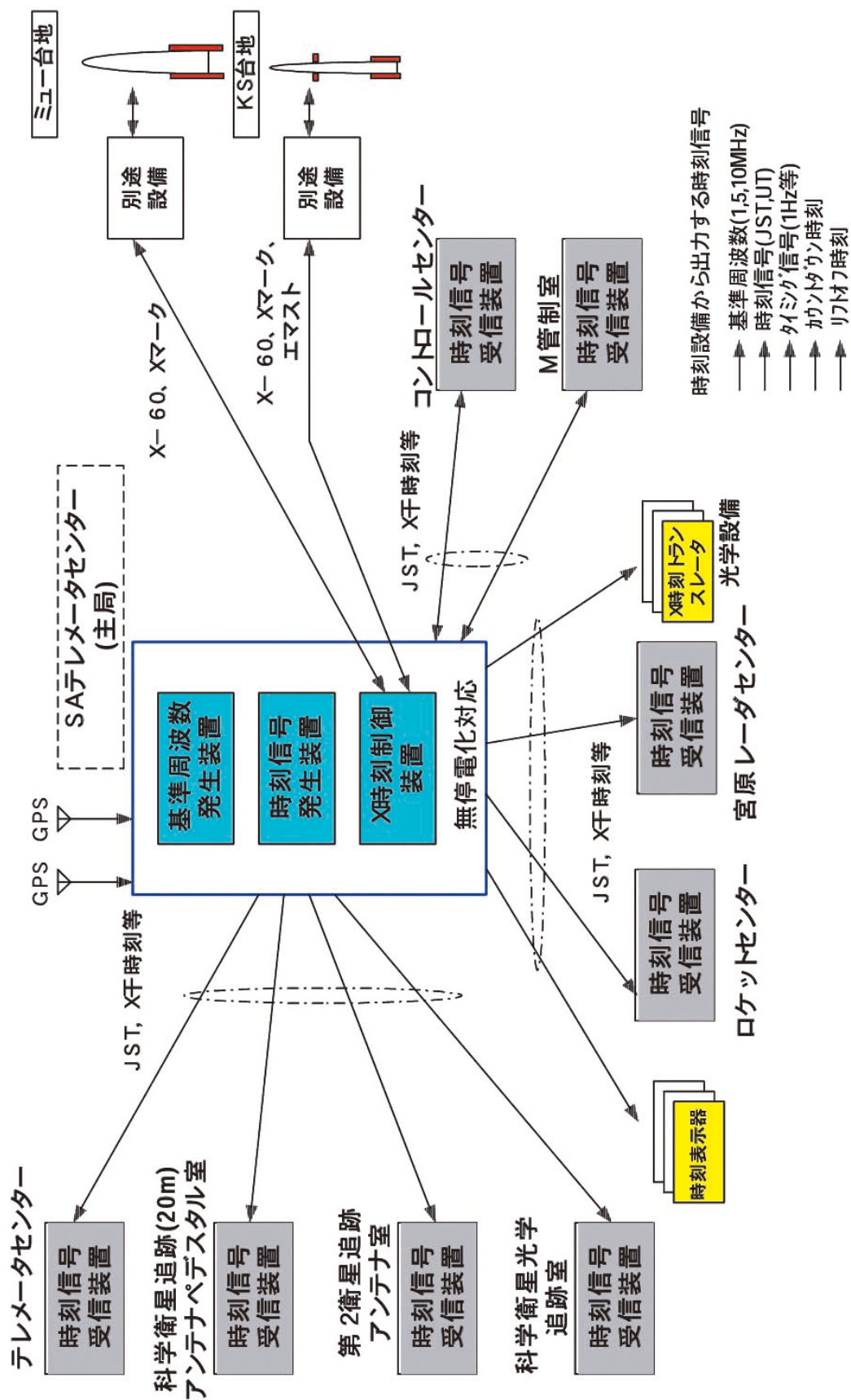
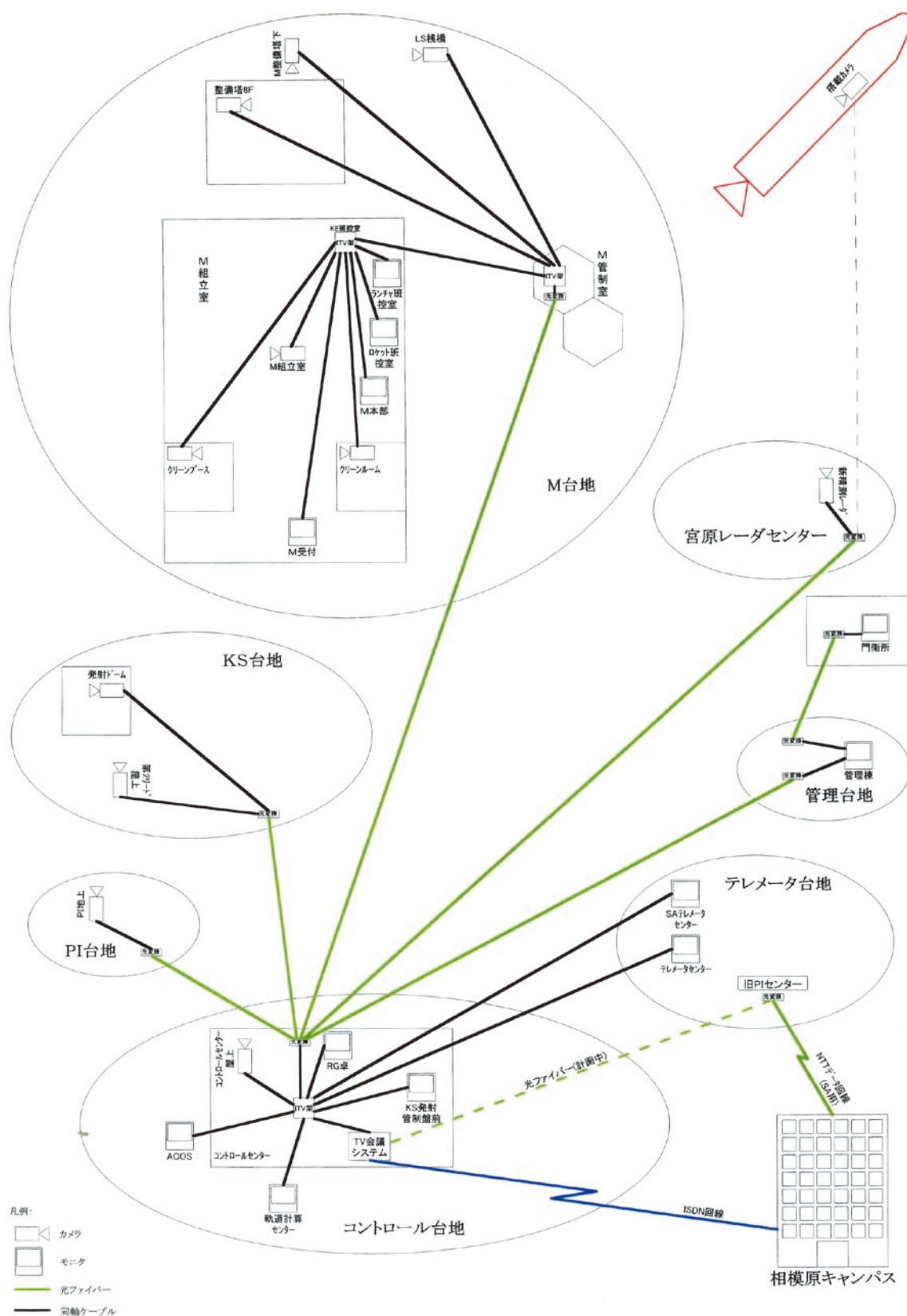


図2 USC標準時刻設備系統図



2.5. 放送設備

放送設備の主制御装置（送端増幅器：昭和42年製）は、コントロールセンター及びM管制室に設置されており、観測ロケット用発射管制装置・M/LS発射管制司令装置・管理棟事務室・門衛所の各マイクならびに各構内電話からのページング機能による放送が可能である。USCの各台地（各建屋・各室）の作業エリアに有線式スピーカを設置して業務連絡を実施している他、ロケット打上げ時に退避等の協力要請をしている肝付町内近隣地区に無線式スピーカを設置しロケット打上げ時の作業進捗状況の周知に努めている。図4にUSC放送設備系統図を示す。

2.6. 雷警報設備

雷警報設備は、USC周辺地域の雷雲の接近または発生を検知し警報を発報するシステムである。検知センサをKS台地（2箇所：発射ドーム屋上・ロケットセンター屋上）及びコントロールセンター屋上に、KS台地・M台地・コントロールセンターに警報受信器を設置している。図5にUSC雷警報系統図を示す。警報の種類は、

- ・ 第1注意報（緑ランプ）：25～30kmに雷雲接近または発生表示
- ・ 第2注意報（黄ランプ）：10km圏内に雷雲接近または発生表示
- ・ 落雷警報（赤ランプ）：落雷危険表示

となっている。

3. 次期固体ロケットへの反映事項

3.1. 指令電話設備

指令電話設備は、平成19年度中に更新される計画である。主な変更内容は、

- ・ 音声伝送のデジタル化及びIP化
- ・ 通話系統数を20chに拡大
- ・ 各端末で複数通話系統の選択が可能
- ・ 種子島宇宙センターの同種システムとの接続
- ・ ヘッドセットにミュート（送話切）機能を標準装備
- ・ 発射点作業エリア及びアンテナ周り（保全作業用）にPHS式無線端末を設置
- ・ 各センター間接続を光ケーブル化

等である。従来設備と使い勝手が大きく異なってくるため、混乱を来さぬよう新規の明確・簡便な運用ルールの確立が課題となる。

3.2. 構内電話設備

現用の構内電話交換機は、平成17年度製造中止品であり、製造メーカーが保守対応可能としているのは今後10年程度のため、早めの更新が望まれる。

3.3. 標準時刻設備

標準時刻設備は、主局については平成17年度に更新が完了したが、各センターの受信端末である時刻信号受信装置は昭和57～64年に導入したものであり、老朽化のため保守部品が徐々に枯渇し始めている。NTPサーバを活用した専用ネットワークを構築し、ユーザにとってより使い易いシステムの構築を実現したいところである。

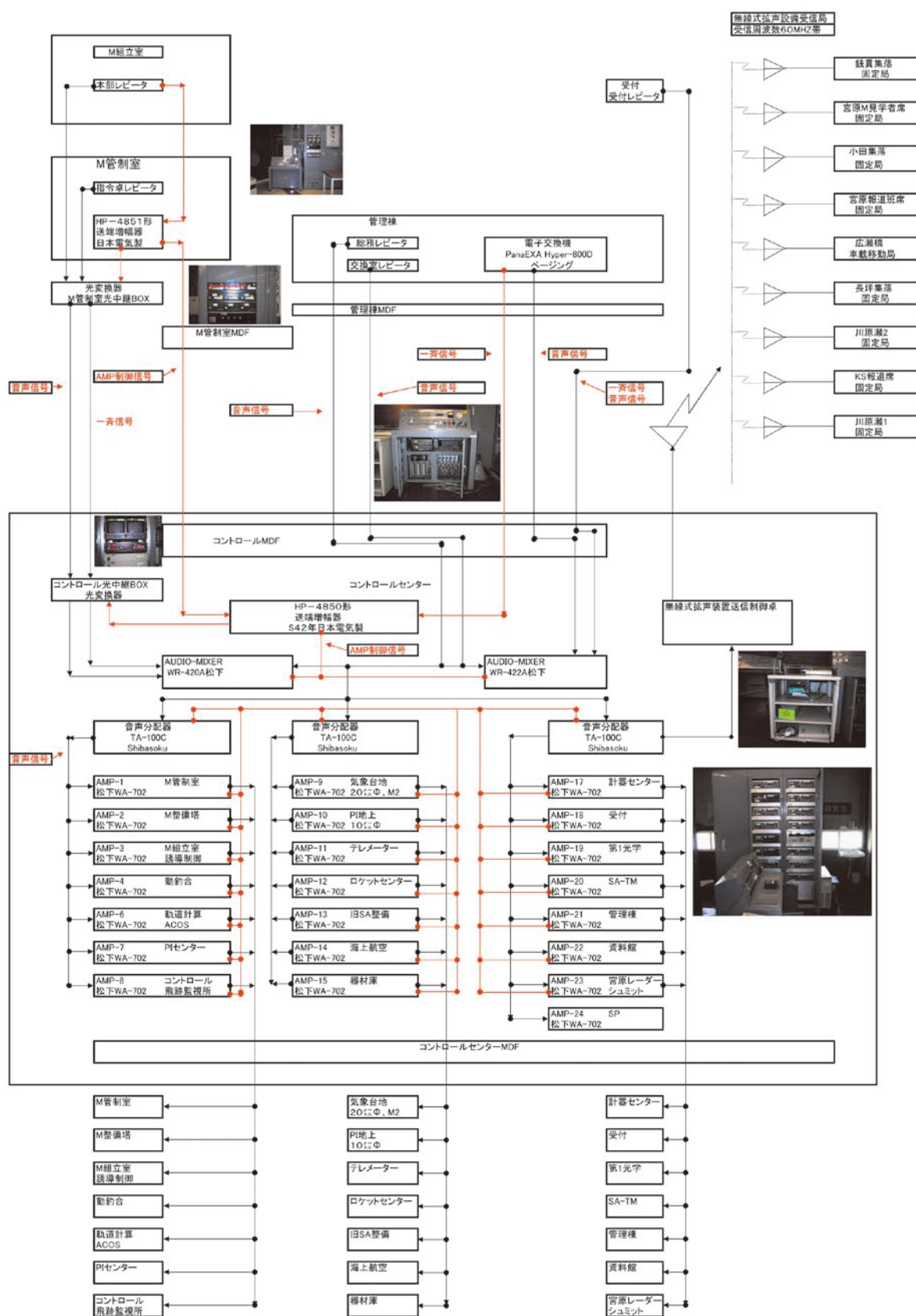


図4 USC放送設備系統図

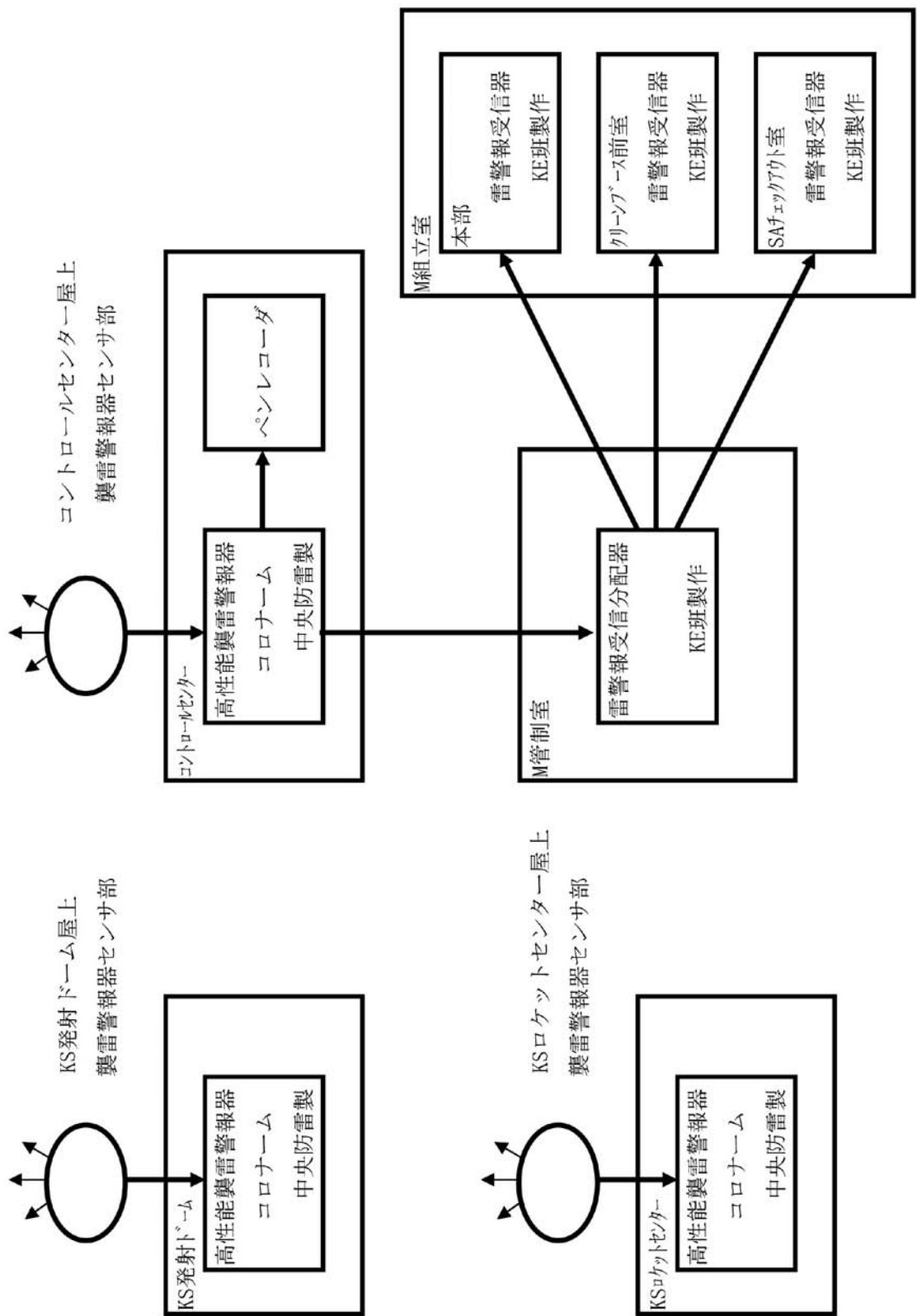


図5 USC 雷警報系統図

3.4. 保安監視用ITV設備

次期固体ロケットにおいては、M栈橋下に新たな煙道の設置が検討されている。組立整備作業もドラスティックな変更が検討されており、本設備においても保安監視用カメラの配置等について再整備計画の検討が必要となる。

3.5. 放送設備

主装置他の老朽化更新や新センター等が整備される場合の拡張再整備の検討が必要である。

3.6. 雷警報設備

明確・簡便な運用ルールの確立や、実験班等USC内での作業への周知徹底の強化、M台地へのセンサ部の増設等が検討課題として挙げられる。

4. まとめ

USCにおいてコントロールセンターには、2項に示すように各通信設備の中核機能の他、観測ロケット用発射管制設備の主要機能も設置され、特に観測ロケット打上げ運用においては、対外的なものも含めたあらゆる情報が集中することにより、効率の良い情報伝達/指揮命令系統の確立を実現している。Mロケット打上げ運用においては、M管制室とコントロールセンターに多少情報が分散してしまうが、観測ロケットとMロケットとで各サブシステムの専門担当者の多くが重複していることで観測ロケットでの経験値を土台として活かすことができ、人員を適切に配置することにより観測ロケットとあまり遜色の無い情報伝達/指揮命令系統の確立を確立している。次期固体ロケットにおいても、発射管制業務を執り行う場所に極力必要な情報が集中できるシステムを構築し、スムーズな打上げ作業を実行することが望まれる。

USCの通信設備は、多くの方々の御支援・御尽力により、整備・維持・運用され、ロケット打上げ・衛星追跡に供してきた。関係各位に深甚の謝意を表する。

内之浦宇宙空間観測所のネットワーク設備

齋藤宏^{*1}, 三浦昭^{*1}, 本田秀之^{*1}, 長木明成^{*1}, 周東晃四郎^{*1}
下村和隆^{*2}, 感応寺治城^{*2}
広瀬智紀^{*3}, 永田修司^{*3}, 神林康喜^{*3}

1. はじめに（内之浦宇宙空間観測所でのネットワーク幕開け～現在まで）

ネットワークについては、「宇宙科学研究所報告 特集 第47号, M-V型ロケット（1号機から4号機まで）」に記載されていないので、本項に黎明期から現在までの状況を概説する。

1.1. M-Vロケット系のネットワーク伝送予備回線を利用した汎用ネットワークの開通

内之浦宇宙空間観測所（以下、USCと記す）のネットワークは、M-V計画が進行しつつあった平成6年にロケットのテレメトリ伝送を従来のモデム及びGPIBを使用したシステムからネットワークを利用した伝送システムに大きく舵をきった時に始まる。

M-Vロケット打上げ時のテレメトリデータをロケットテレメータセンタ（以下、ロケットTLM棟と記す）からM台地のM管制室及びM本部（or M会議室）に伝送する手段として、10Mbpsを伝送できる光ケーブルを敷設（平成7年度）してあったが、その後の再検討により、M本部にロケットのテレメトリモニタを設置しない事になった。

この（M組立室M本部近くまで延長してあった）モニタ回線LAN回線を、USC内の汎用LAN回線として活用した。さらに、相模原－内之浦間を直接接続している衛星運用回線のわずかな帯域（最初は、多重化回線中の64Kbpsで開始）に汎用ネットワークに割り当て、平成8年夏のM-V-1フライトオペでインターネットを使用できるようにした。

M-Vネットワーク構築では、相模原ネットワークを幕開けした松方助教授^{*4}に相談して、設備・回線数を準備してあったことが幸いした。その後、ネットワーク利用が急激に拡大する時代が到来し、USC内のネットワークも逐次拡大していくことになる。

1.2. USC内の汎用ネットワーク拡大と回線容量増強

USCでの当初接続場所は、科学衛星テレメータセンタ（以下SA-TLM棟と記す）、ロケットTLM棟、コントロールセンタ（以下コントロール棟と記す）、M管制室、M本部、M組立室のロケット班・ランチャ班・タイマ

*1 The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

*2 Office of Space Flight and Operation / JAXA Uchinoura Space Center (USC)

*3 富士通株式会社

*4 (故)松方 純 助教授＝前 情報・システム研究機構国立情報学研究所助教授 現行、衛星運用系ネットワークの基本構想も担当

/点火管制班・計測班・TVC班・SA班・映像記録班（各班の略称はロケット関係の略称表を参照）の各室とした。M組立室の各室配線では、建物構造材の位置関係により、予想以上の時間がかかった。

管理棟事務室とは、回線工事費用を捻出できず、既設64KbpsのISDN回線にて接続した。

そして、衛星運用回線のわずかな帯域を使用しての汎用ネットワークを開通したが、電子メール/Webの利用者が大幅拡大したため、利用制限する必要があった。

その対策として、「のぞみ」(M-V-3) 打上げ前に、汎用ネットワーク部分を鹿児島大学経由の学術情報ネット(SINET) 接続1.5Mbpsデジタル専用線に変更（平成9年1月）し、USCの汎用ネットワークの本格運用が開始された。

USC内の汎用ネットワーク接続場所拡大は、その後、平成11年にM台地誘導制御室(CNE班・SJ班)を既設ペア線接続のEtherエクステンダにて接続、平成12年10月に新設された34mφアンテナ局舎（以下、34m棟と記す）と光ケーブル接続、平成11年に旧宮原（旧精測）レーダを既設ペア線接続のmDSLモデムにて接続、平成14年2月に新宮原（新精測）レーダを新旧レーダ間のデータ伝送用光ケーブルで接続、KS台地も既設ペア線接続のmDSLモデムにて接続、平成15年は管理棟事務室も既設ペア線接続のmDSLモデムで接続し、現在に至っている。

汎用ネットワークの回線容量は、その後、ATM接続5Mbps（2.5Mbps保証、平成15年5月）、Ether接続5Mbps（平成18年5月）に増強され、平成19年2月には、JAXA各施設接続の一環としての広域Ether回線接続になる予定である。

1.3. M-Vロケットのテレメトリ処理システムにおけるネットワーク利用

M-V計画が進行しつつあった平成6年に、ロケットのテレメトリ伝送を従来のモデム及びGPIBを使用したシステムからネットワークを利用した伝送システムに変更し、M-Vロケット打上げ時のテレメトリデータをロケットTLM棟からM台地M管制室及びM本部or M会議室まで伝送する手段として、10Mbpsを伝送できる光ケーブルを敷設（平成7年度）した。その後の再検討で、M本部等にはロケットのテレメトリモニタを設置せず、M管制室でのCNデータモニタ表示及びSJ/TVC管制卓へのCNデータの伝送のみに変更された。

当初のM-Vロケットテレメトリ処理システムは、「宇宙科学研究所報告 特集第47号」第19及び20章に記載されているUNIXミニコンを核とし、MS-DOSで動作する表示PCをネットワーク的に構成したものである。システム図中等には、ネットワーク関係は、取り立てて記載されていないが、ネットワーク回線は、自然の要害を利用したルートを取り、光ケーブルの延長接続を現地にて職人作業するなど、当時としては相当な難工事だったと聞いている。

現行システムではギガネットを使用し、サーバ/クライアントから構成されるCN表示システムに改修されているが、ネットワークに関する考え方は当初から変更されていない。

1.4. 衛星運用系ネットワーク

USCの衛星運用系ネットワークは、ロケット系より約半年前にSA-TLM棟からM台地Mチェックアウト室経由で、M組立室衛星チェックアウト室へまで、光ケーブルを敷設していた（担当会社＝NEC(株)、衛星試験設備の一環として敷設）。

しかしながら、衛星運用管制系は、まだミニコンの時代で、「はるか」(M-V-1号機で打上げ)衛星ミッション側にて、内之浦－相模原・相模原－臼田の衛星運用回線の一部を利用して、相模原/臼田を含む「はるか」の衛星運用ネットワークを構築していた。

その後、衛星管制系もネットワーク化が進み、「のぞみ」(M-V-3) 打上げ前に、ワークステーション (WS) 型の衛星管制装置、データ分配/蓄積及び共通QL表示装置等を使用し、内之浦－相模原－臼田を直接接続した科学衛星運用系ネットワークが構築された。

「のぞみ」打上げ前には、臼田からの衛星データを相模原経由で内之浦に送り、逆に、内之浦から臼田64mφ

アンテナを使用して、「のぞみ」へコマンド送信する試験も実施した（「はやぶさ」打上げ時は、これを前提とする衛星運用計画で実施されている）。

以後の衛星では、すべて、ワークステーションとネットワークをベースとする科学衛星運用システムで運用されており、（地球周回衛星である）「あかり」「ひので」も相模原管制センターからリアルタイムで運用している。

このように、衛星運用においても、ネットワーク化することにより、運用の自由度が増し、「あかり」打上げ前には、内之浦局において、「衛星管制20mφ/アンテナ及び送受信系34mφ」、且つ、「衛星管制34mφ/アンテナ及び送受信系20mφ」、という「ダブルクロス」運用/衛星試験するまでになり、（セキュリティのあるネットワークや設置場所のセキュリティ等の条件はあるものの、技術的には）“どこでも管制室”可能となっている。

衛星運用系のネットワーク回線は、当初フレームリレー方式であったが、内之浦局がEther回線サポート範囲になった機会にEther回線に変更された。

現在、内之浦～相模原間4Mbps、臼田～相模原間は1Mbpsで接続されている。

また、「あかり」「ひので」では、基幹システム本部統合追跡ネットワーク技術部管轄の新GN局とも、相模原設置のSLE-GW経由で接続し、新GN局での運用も始まっている。

2. M-V-5号機以降の研究開発（ギガネットワーク導入）

2.1. M-Vロケットテレメトリシステムの更新とギガネットワーク導入

導入後10年以上を経た平成16年度にM-Vロケットのテレメトリ処理システムの更新が行われ、ロケットTLM棟－Mチェックアウト室－M組立室衛星チェックアウト室間にギガネットワークを導入した。

旧線路を利用して、論理的に異なるサブネットを多数収容する必要があったため、ギガネットワークを導入して、本数を減らす収容サブネット数は増やす手法をとり、その帯域を仮想LAN（VLAN）構成とし、論理的に独立なネットワーク扱いとした。

このギガネットワーク上で伝送しているデータは、M-Vロケット関係のデータ、（衛星の打上げ前の試験で使用する）衛星運用系ネットワーク、及び汎用ネットワークである。

導入した結果は良好で、すべて当初計画通りの性能を発揮し、6号機以降のM-Vロケット打上げ及び打上げた科学衛星の試験・運用に威力を発揮している。

また、汎用ネットワーク部分は、USCのネットワーク基幹部分として稼働した。

2.2. ギガネットワークの運用及びUSC汎用ネットワーク管理

ギガネットワークを利用して、M-V-6号機以降のロケット打上げ及び内之浦での打上げ前の衛星試験並びに打上げ後の衛星運用を実施してきた。

ギガネットワークの各拠点に設置しているスイッチには、汎用ネットワークのIPアドレスも割り振り、相模原から常時モニタ可能なようにしており、メンテナンス効率も向上されている。

さらに、相模原SE及び内之浦に勤務している納入メーカ関連の衛星運用関係者の支援も受けられるように配慮している。

USCの汎用ネットワークIPアドレス管理は、相模原汎用ネットワークと同様にPLAINセンターにて管理し、各オペ時のIP管理も担当している。JAXA統合後は射場セキュリティ管理関係強化も追加実施している。

2.3. M-Vロケット系データ伝送及び衛星運用系ネットワーク

M-Vロケット系データ伝送関係は、従来通り、ロケット関係のみに閉じた系として管理・運用されている。また、衛星運用系ネットワークは、相模原・臼田を含む「科学衛星運用系ネットワーク」の一部として運用・管理されている。

3. M-V-5号機以降の成果（USCの諸ネットワーク）

USCにおけるギガネットワーク導入前の諸ネットワークの概要図を図1に示す。この中の、汎用ネットワーク部分には、拡張していった状況(時期)を略期してある。また、現行のギガネットワーク導入後の構成を図2に示す。

導入した結果は良好で、すべて当初計画通りの性能を発揮し、6号機以降のM-Vロケット打上げ及び打上げた科学衛星の試験・運用に使用されている。

また、汎用ネットワーク部分は、USCのネットワーク基幹部分として稼働した。

4. 新型固体ロケットへのシステム上の反映事項

M-Vロケットと共に成長してきたUSCの諸ネットワークは、今後とも稼働し、新型固体ロケット打上げの際も、基幹部分は、現状通り機能するであろう。

但し、汎用ネットワーク系では、構築後10年を経た支線系や、旧ペア線（MDF回線）を利用したmDSLモデム接続部分等、更新の必要な部分もある。USC内の建物更新・移設の際に、各系のネットワーク配線を事前にさせていただく事で、更新しやすさの度合いが異なるので考慮していただきたい。

これらの部分を更新し、設備を日常メンテナンスすることで、新型固体ロケット 各オベ時における、汎用ネットワーク/ロケット関係/衛星運用系の各ネットワーク信頼性を確保可能と考えられる。

ロケットや支援サブシステムのように、脚光を浴びることは大変少ないと思われるが、各システム間の意志疎通の役目を果たす意味で、USCの諸ネットワークは、いわゆる縁の下の力持ち的な位置を今後とも果たすつもりである。

5. まとめ

M-Vロケットと共に成長してきたUSCの諸ネットワークは、今後とも稼働し、新型固体ロケット打上げの際も、基幹部分は、現状通りの機能であろう。

以上のように、M-Vロケットと共に成長してきたUSCのネットワークについて記載してきたが、多くの方々の御支援・御協力により、正常運用している。関係の方々に謝意を表する。

参考文献

[1] 宇宙科学研究所報告 特集 第47号 M-V型ロケット（1号機から4号機まで）

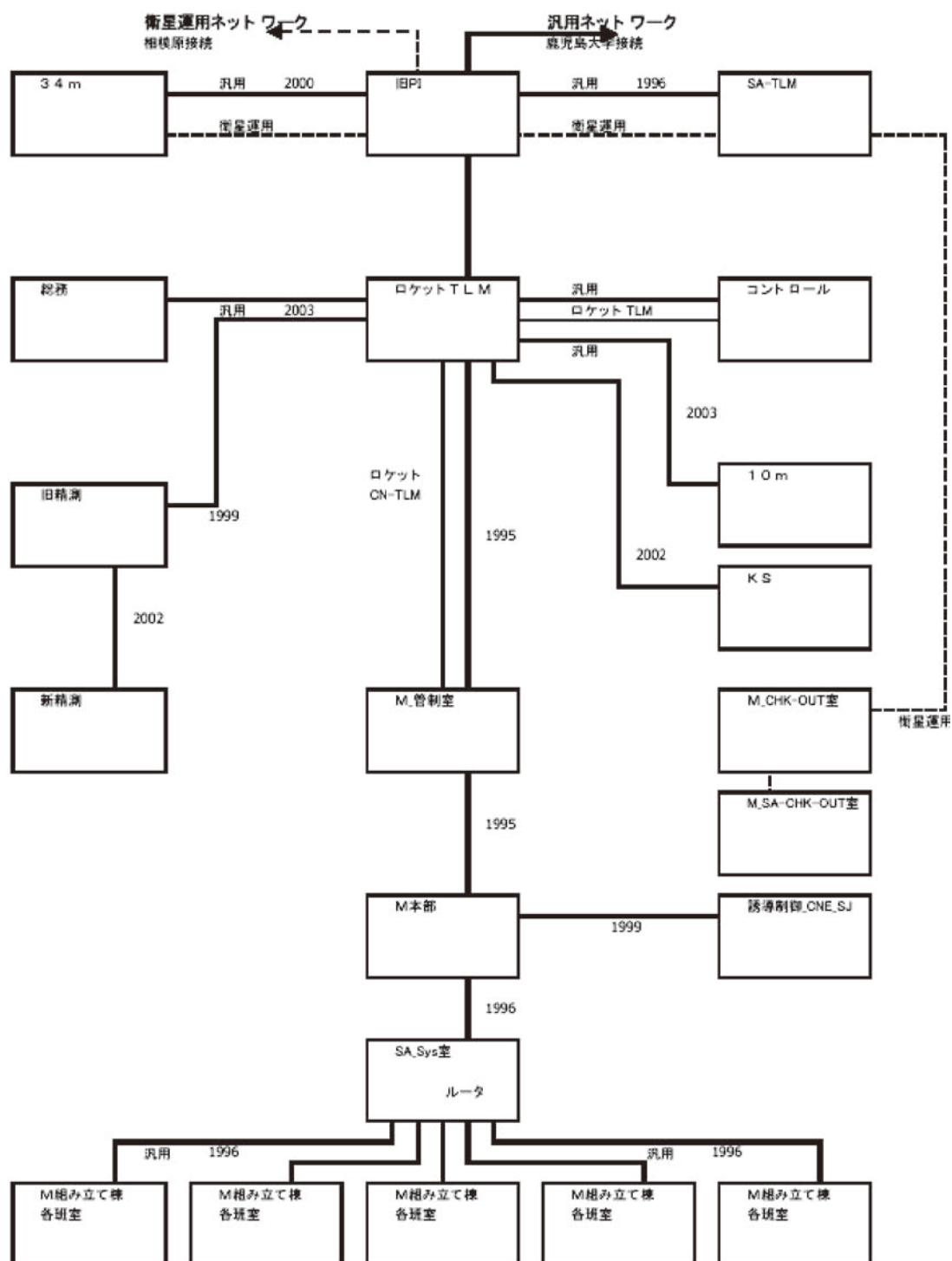


図1 内之浦宇宙空間観測所 諸ネットワーク 概要図（ギガネット導入前）

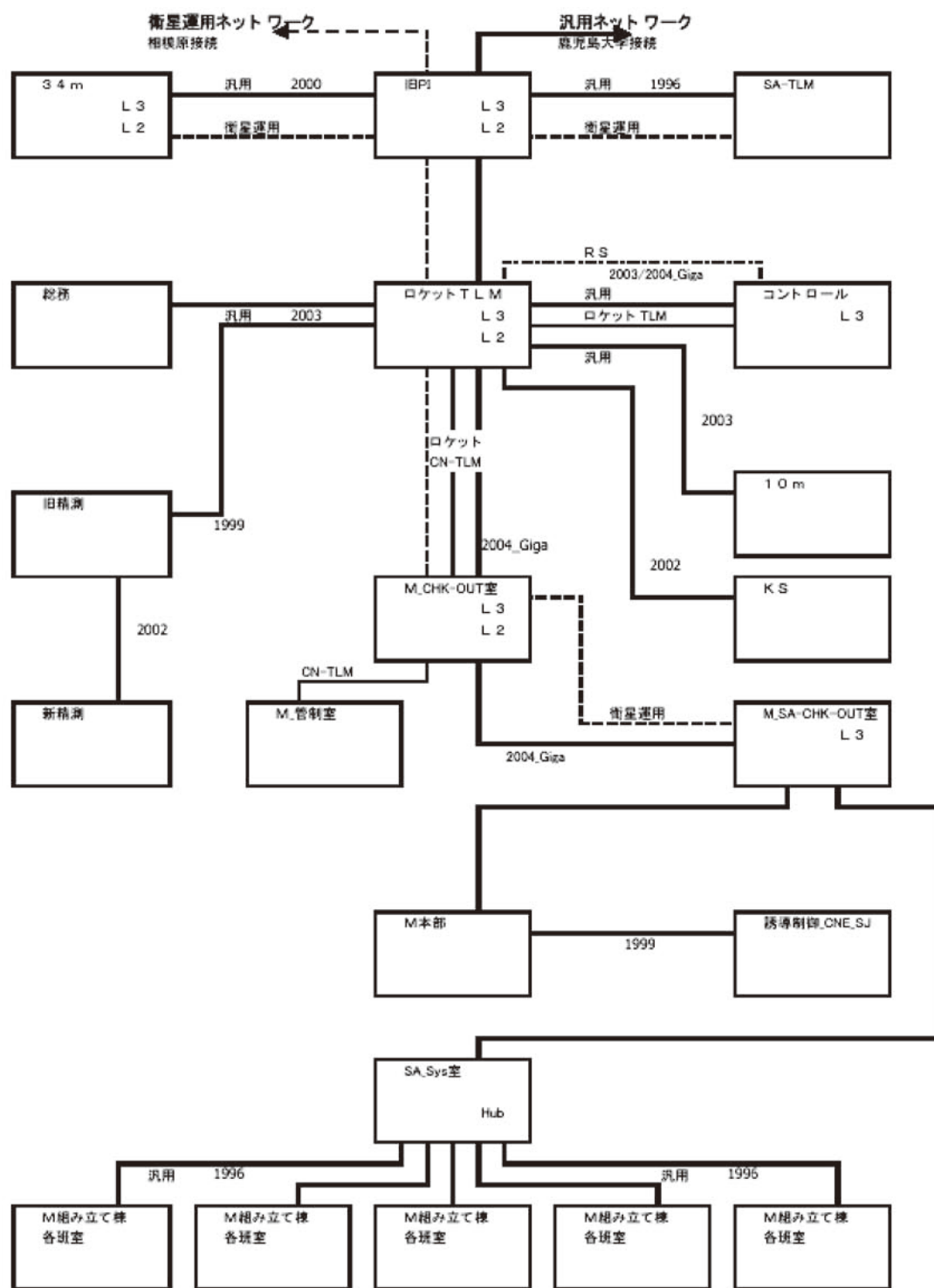


図2 内之浦宇宙空間観測所 MVロケット ギガネットワークLAN概要図

内之浦宇宙空間観測所の電力設備

福岡大誉*

1. はじめに

内之浦宇宙空間観測所の電力設備は通常時は商用電力で供給しているが、災害時等で商用電力の供給が難しい場合は自家発電機単独での運用を行い、打上げ時は商用電力と自家発電機の並列運転を行い電源 2 系統のバックアップ体制で運用を行っている。本文では組立オペレーション及びフライトオペレーションでの電力設備の運用について述べる。

2. 場内の発電機について

2.1. ディーゼルエンジン発電機

非常時に場内の電力を賄うディーゼルエンジン発電機の概要を述べる。発電機は 2 台あり 6,600V の高圧送電を行っている。1 号機は容量 750kVA であり発電機は日立製作所製、エンジンはヤンマー製である。2 号機は容量 500kVA であり発電機及びエンジンメーカーはそれぞれ 1 号機と同様である。特徴としては 100% 一定の運転を行うガスタービンエンジンと比べて燃費は良い利点がある一方、エンジンを冷却する為の冷却水が必要である点が挙げられる。これらの双方の発電機は商用電力との並列運転が可能である。また、両発電機の合計容量は 1,250kVA であるが、これは皮相電力である。有効電力は力率 80% を乗じた 1,000kW であるが、実際に運用可能な電力はさらに余裕率 80% を乗じた 800kW 以内である。下記に計算式を示す。

$$1,250\text{kVA（皮相電力）} \times 80\%（力率） \times 80\%（余裕率） = 800\text{kW（運用可能電力）}$$

2.2. ガスタービンエンジン発電機

34m φ アンテナ発電機、レーダーテレメータセンター発電機の 2 台が該当する。34m \ アンテナ発電機の電圧は 440V であり、レーダーテレメータセンターの発電機の電圧は 220V で低圧送電を行っている。発電機はそれぞれ東芝、オーハツ製であり、エンジンは両方ともヤンマー製である。両発電機のエンジンはガスタービンなので冷却水を使用しない利点がある。これらの発電機は各建屋の設備を保護する事を目的として設置しているので並列運転は不可能である。そのため電力系統から切り離して運転を行う。また、場内発電機の燃料タンクと比べて比較的余裕がある為、補給なしで長時間運転が可能である。表 1 にディーゼルエンジン発電機及びガスタービンエンジン発電機的能力を示す。

* Office of Space Flight and Operation / JAXA Uchinoura Space Center (USC)

表1 各発電機の能力

名称	設置年	皮相電力(kVA)	エンジン	運転方式
1号発電機	1980	750	ディーゼル	並列可能
2号発電機	1985	500	ディーゼル	並列可能
34m)アンテナ発電機	1998	625	ガスタービン	単独
レーダーテレメータセンター発電機	1993	300	ガスタービン	単独

3. 場内の電力供給方式

3.1. 商用電力での供給

通常時、場内に電力を供給しているのは商用電力である。フライトオペレーション期間の最大時には約1,500kWまで負荷が上昇するが、打上げ時にはこれを800kW未満まで抑える必要がある。これは、2系統の電源を確保する目的であり、先に述べたように発電機の運用可能電力に依存している。

3.2. 単独運転

図1に内之浦宇宙空間観測所の電力系統図を示す。Gは発電機を示し、スイッチ部分はVCB（真空遮断機）を示す。単独運転は自家発電機の容量に余裕が無い為、通常は行われない。しかしオペレーション期間中では、

平成18年8月（第2組立オペレーション）及び9月（フライトオペレーション）の雷被害時には商用電力の供給が不可能な状態に陥った為、発電機単独での運転を行った。その場合の運用方法は、負荷の方が大きいので発電機で供給できるまで電力制限を徹底して、電力の供給を行った。その間34mφアンテナ発電機、レーダーテレメータセンター発電機は系統から切り離して運用を行っている。また、商用復帰時の逆潮流 [1]を防ぐ目的で、商用電力側に最も近いVCB（受電VCB）を遮断し、発電機側VCB投入を行った。

3.3. 商用並列運転

並列運転を行う目的はフライトオペレーション時、商用と発電機の2系統の電源を確保しどちらか一方の電源が使用できない場合でも打上げ等に影響を与えないためのものである。単独運転とは異なり、商用電力側のVCBを投入したままで発電機側VCBを投入する。並列運転を行うにはいくつかの条件があり、周波数が等しいこと、電力が同相であること、端子電圧が等しいこと、電圧波形が等しいこと、相回転が同じであることが挙げられる。商用電力との並列運転をおこなうにあたり同期検定装置があり自動で同期を合わせる事が可能であるが、不可能な場合は手動で同期合せを行う。この場合も同じ電力系統にある34mφアンテナ発電機は単独で運用を行っている。これは場内の負荷容量を削減し余裕を持たせると同時にディーゼル発電機に不具合が発生した場合でも34mアンテナ系の装置を保護する目的である。

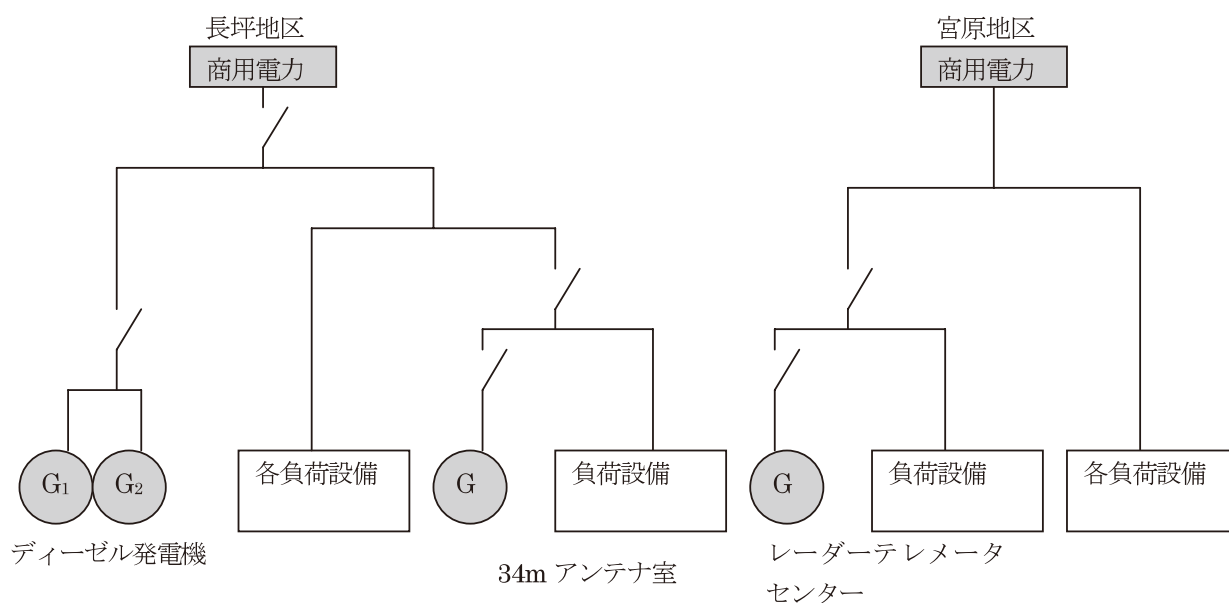


図1 内之浦宇宙空間観測所の電力系統図

4. 問題点

4.1. ディーゼル発電機の老朽化

1号機は昭和55年設置であり27年経過しており、2号機は昭和60年設置で22年経過している。両発電機とも長時間形であり、長い時間の運用を想定しているが、給気フィルターが目詰まりすることによる排気温度の異常上昇等、フライトオペレーション期間の電波テストで発電機運用を緊急停止しなければならない事態に陥った。

4.2. 燃料タンクの容量

34m φアンテナ発電機のタンクは15,000 ℓであり、レーダーテレメータセンター発電機のタンクは10,000 ℓであるのに対して、ディーゼル発電機のタンク容量は2,000 ℓしかない。これは発電機能力に比べて小さく運転時間は約8時間ほどである。その為、フライトオペレーション時の停電では1日運用するのに3回の給油が必要であった。この理由は設置当時の考え方によるが、あくまで打上げ時のバックアップのみの運用として使用されていた経緯がある。しかし、現在は災害時等でも設備を守るために広く使われる傾向にあり、更新は急務である。

5. 今後の予定

上記の更新の他に、34m φアンテナ発電機と同じ系統に同容量の発電機が設置される予定である。これは、34m φアンテナ設備とともに20m φアンテナ設備系を保護することを目的としている。この発電機の運用も系統から切り離されるが、既設ガスタービン発電機との並列運転を行う予定である。また、電力を確実に設備に届けるために老朽化した高圧ケーブルの張替え及び変電設備（キュービクル）の更新が必要である。

参考文献

- [1] 資源エネルギー庁，“電力品質確保に係る系統連系技術要件ガイドライン”，P2～8，平成16年10月1日

M-V ロケットの組立オペレーション

吉田裕二*, 竹前俊昭*, 荒川聡**, 山西政雄***

1. はじめに

製造メーカーにおける計器合せ・仮組立て、および相模原における噛合せ試験を完了した機体・搭載計器は内之浦宇宙空間観測所（以下、USC と言う）に搬入され、射場オペレーションが開始される。ここでは M-V 各号機の射場オペレーションの変遷を、その実績を踏まえて総括する。

2. 射場オペレーションの概要

M-V ロケットの射場オペレーションは、前世代の M-3S II ロケットまでの長い歴史のなかで培われてきたものを踏襲しており、基本的に 3 つのオペレーションから成り立っている。

従来の M ロケットから M-V-1 号機までの射場オペレーションは、

- (1)「総合オペレーション」
- (2)「組立オペレーション」
- (3)「フライトオペレーション」

の 3 つから成り立っていた。

M-V-1 号機の打上げ後、次号機に向け射場オペレーションを見直し省略化をはかった結果、3 号機からは以下のような名称のオペレーションに変更した。これにより全体で 10 日程度の短縮化が実現した。

- (1)「第一組立オペレーション」
- (2)「第二組立オペレーション」
- (3)「フライトオペレーション」

5 号機以降は第 2 段が M24 モータから M25 モータへ更新され、それに伴って機体の構成が大きく変わったが、射場オペレーションのスタイルはそのまま引き継がれた。

M-V 最終号機となった 7 号機の射場オペレーションでは、第一・第二組立オペレーション間の区切りを見直し、更なる効率化を図った。

* Office of Space Flight and Operation / JAXA M-V Project Team
** The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA
*** IHI Aerospace Co., Ltd.

3. 各射場オペレーションの内容

1号機以降、つまりM-V打上げ2番目にあたる3号機から実施した「第一」・「第二」・「フライト」オペレーションの内容について、主な作業を以下に示す。

3.1. 第一組立オペレーション

〈主な作業〉

- ・ 各段ノズルのTVCシステム試験
- ・ 各段モータの検査及び擬装作業
- ・ 各段モータとノズルとの結合作業
- ・ NF（ノーズフェアリング）分離機構の組込み

〈1号機では実施していたが3号機から省略した作業〉

- ・ 従来総合オペで実施していたタイマチェック、CN系・計測系・全系の動作チェックを削減した。

3.2. 第二組立オペレーション

〈主な作業〉

- ・ 1段モータSEG1、SEG2、2段モータを順次、整備塔に運び込み組上げる
- ・ クリーンブースにおいて頭胴部（2段計器部から上側）を組立て、衛星なし状態の動作チェック（射場で最初の電氣的チェック）を行う
- ・ 頭胴部を整備塔に運び込み2段部に結合し動作チェック（衛星無し）を行う

〈1号機では実施していたが3号機から省略した作業〉

- ・ 頭動部にNFを組付け（防塵カバーを装着し整備塔へ移動）
- ・ 整備塔からのランチャ出し

3.3. フライトオペレーション

〈主な作業〉

- ・ 衛星とロケット側頭胴部との結合
- ・ 衛星を含めた状態での頭胴部動作チェック（クリーンブース）
- ・ NF（R/L）組付け
- ・ NFあり状態での頭動部動作チェック（クリーンブース）
- ・ 頭胴部を整備塔に運び2段部と結合（全段完成）
- ・ 全段動作チェック
- ・ 火工品全段導通チェック
- ・ 電波テスト（リハーサル）
- ・ 打上げタイムスケジュール

3.4. M-V-1号機射場オペレーション

3.4.1 総合・地上系オペレーション

表3.4.1に総合・地上系オペレーションの日程と、同期間に実施したダミーロケットによる全機振動試験の日程を示す。

表3.4.1 M-V-1号機 総合・地上系オペレーション日程 (1/2)

M-V-1号機 全機振動試験及び

総合・地上系オペレーション日程・編成表

平成8年 4月

宇宙科学研究所

1.ダミーロケット全機振動試験日程表

5月14日(火)	開梱・加振機架台製作
15日(水)	加振機架台製作
16日(木)	加振機架台製作
17日(金)	加振機架台製作・7F加振機架台取付・計測器チェック
18日(土)	加振機架台製作・7F加振機架台取付・計測系セットアップ
19日(日)	休日
20日(月)	加振機架台製作・7F加振治具結合・5F加振機架台取付 計測系セットアップ
21日(火)	計測系チェック・7F予備加振試験・5F加振機架台取付
22日(水)	7F本試験A(懸架)・5F加振機取付
23日(木)	7F加振機セットアップ変更・7F本試験B(固定)
24日(金)	7F加振治具分離・5F加振治具結合・5F予備試験
25日(土)	5F本試験A(懸架)
26日(日)	休日
27日(月)	5F加振機セットアップ変更・5F本試験B(固定)
28日(火)	5F加振治具分離・静荷重試験
29日(水)	撤収
30日(木)	撤収

表3.4.1 M-V-1号機 総合・地上系オペレーション日程 (2/2)

2. 総合・地上系オペレーション日程表

5月21日 (火)	Y-11	TVC、SJ地上系チェック
22日 (水)	Y-10	TVC、SJ地上系チェック
23日 (木)	Y-9	TVC、SJ地上系チェック
24日 (金)	Y-8	TVC地上系チェック
25日 (土)	Y-7	TVC地上系チェック
26日 (日)	Y-6	M-14 SEG・1内之浦港着
27日 (月)	Y-5	M-14 SEG・1搬入・開梱、TVC器財搬入
28日 (火)	Y-4	M-14 SEG・2搬入・開梱、ノズル開梱 SMRC開梱肥をかける
29日 (水)	Y-3	M-24搬入・開梱、SMRCシフト、NF搬入・開梱
30日 (木)	Y-2	SMRCシフト、M-24ノズル駆動チェック、地上系オペ準備
31日 (金)	Y-1	M-24気密チェック、シフト準備、地上系オペ準備
6月 1日 (土)	Y	M-14ノズル駆動チェック、M-24シフト 地上系オペレーションI
2日 (日)	Y+1	休日
3日 (月)	Y+2	M-14ノズル駆動チェック、M-24気密チェック ダミロケット分解
4日 (火)	Y+3	金打 (8:45)、総合試験レイアウト、ダミロケット分解
5日 (水)	Y+4	動作チェック、計測系チェック、ダミロケット分解
6日 (木)	Y+5	タイマチェック、ダミロケット展示
7日 (金)	Y+6	CN系総合試験、NF移動 (推薬庫→M組) ダミロケット展示
8日 (土)	Y+7	M-14 SPGG・STT組付、後部筒+CDF+R-SAD ダミロケット展示
9日 (日)	Y+8	休日
10日 (月)	Y+9	M-14ノズル組付、後部筒組付、ダミロケット展示
11日 (火)	Y+10	M-14後部ノズル サーマルカーテン組付、後部スリッパ組付 ダミロケット展示
12日 (水)	Y+11	M-24+ノズル+SMSJ、ダミロケット展示
13日 (木)	Y+12	M-14・M-24モータ移動 (M組→推薬庫)
14日 (金)	Y+13	撤収

3.4.2 組立オペレーション

表3.4.2に組立オペレーションの日程と、連続して実施した全機振動試験の日程を示す。

表3.4.2 M-V-1号機 組立オペレーション日程 (1/2)

M-V-1号機 組立オペレーション及び全機振動試験日程・編成表

平成8年10月

宇宙科学研究所

1.組立オペレーション日程表


	項 目	
11/18(月)	TVC作業開始	
11/21(木)	搬入,モータ移動(推薬庫→M組立室),B2・B3・PL移動,各ノズル移動,後部筒移動	
11/22(金)	M-14SPGG・GTT組付,後部筒+CDF+R・SAD,BT組付	
11/23(土)	M-14ノズル組付,後部筒組付,B1ノズル:B1 I/O組付確認	
11/24(日)	休 日	
11/25(月)	M-14後部ノズルサーマルカーテン組付,後部スリッパ組付	
11/26(火)	M-24+ノズル+SMSJ	
11/27(水)	M-14SEG-2立・SMRC組付	
11/28(木)	M-14SEG-2・SMRC組付,M-14機体外ケーブリング処理	
11/29(金)	火工品単体チェック,M-14SEG-2吊込準備,シユラウトリングモータルサーベイト試験	
11/30(土)	M-14SEG-2整備塔へ吊込,後部筒モータルサーベイト試験,前部スリッパ組付	
12/ 1(日)	休 日	
12/ 2(月)	M-14-SEG-2+SEG-1結合,B1ケーブリング付,M-34+SJ組付	
12/ 3(火)	M-14-SEG-1頭部計装,機体外計装,M-24+1～2段接手,M-34+SJ組付 B2ノズル:B2ACC組付(朝)	
12/ 4(水)	B1-SO単体組付,M-24ケーブリング付,SJ-MLI組付	 M-34・KM-V1 ノズル単体組付 DHS組付
12/ 5(木)	M-14+M-24結合,SJ-MLI組付	
12/ 6(金)	M-34+ノズル,KM+ノズル	
12/ 7(土)	M-34+2～3段接手+B2-PL・反転B2-PL分離	
12/ 8(日)	SJスラスターチェック(SJ班以外 休 日)	
12/ 9(月)	B2-PL組付・頭胸部移動台車載せ,KM+3～4段接手+B3-PL,カメラ取付,B2PL:B2 I/O組付(朝)	
12/10(火)	全打(8:40),M-34+KM+ターミナル-SA,B3PL:IMU,CPU,B3 I/O組付	
12/11(水)	動作チェック・タイマーチェック・CMチェック,カメラ視野チェック	
12/12(木)	NF組付	
12/13(金)	NF組付・アタacher外し・吊具付	
12/14(土)	M-24+頭胸部・KE配線,B2-SMRC付(整備塔内),ロケットランチャー装着,B1ノズル:B1 I/O組付 後部筒:BIR/G組付	
12/15(日)	休 日	

表3.4.2 M-V-1号機 組立オペレーション日程 (1/2)

日時	項 目
12/16(月)	動作チェック・タイマーチェック・CN系チェック
12/17(火)	全機点火系導通チェック
12/18(水)	組立オペレーション γ
12/19(木)	撤収

2.全機振動試験日程表

日時	項 目
12/19(木)	7F加振機架台取付,計測系セットアップ*
12/20(金)	7F加振機架台取付,計測系セットアップ*,5F加振準備
12/21(土)	7F加振機取付,計測系チェック,5F加振治具結合,5F予備加振
12/22(日)	休日
12/23(月)	5F本試験B(固定)
12/24(火)	5F加振機セットアップ* 変更,5F本試験A(懸架)
12/25(水)	5F加振治具分離・5F撤収,7F加振治具結合,7F本試験(固定)
12/26(木)	7F加振機セットアップ* 変更,7F本試験A(懸架)
12/27(金)	7F加振治具分離・静加重試験
12/28(土)	撤収

3.4.3 フライトオペレーション

表3.4.3にフライトオペレーションの日程を示す。

表3.4.3 M-V-1号機 フライトオペレーション日程

M-V-1号機フライトオペレーション日程表

日時	項 目
	マスタースケジュール
	S A
1/13(月)	SAコンテナ搬入、器材開梱
14(火)	SA装置地上系設置
15(水)	RCS気密試験(ダミースラスター)
16(木)	RCS FMスラスター組付
17(金)	RCS気密試験, クリーンブース回線チェック
18(土)	整備棟回線チェック
19(日)	休日
20(月)	SA全打, 詳細動作チェック(1)
21(火)	SA接手外し, KM圧力ポートプラグ組付, KM+ノズル 詳細動作チェック(2)
22(水)	KM+3-4段接手+B3PL, B2-PL+M-34分離, B2-I/OPKG組付 PSS導通チェック
23(木)	B2PL+M-34結合, SA接手整備・ヨーダンパー組付, (B3PL-KM)+M-34 初期運用リハーサル, BAT特性試験 B1-I/O・RG, B3-I/O・CPU・IMU PKG組付
24(金)	SA+SA接手, SA棟間台車載せ・カバー付, M-34S/A組付・ノズル駆動チェック
25(土)	SA移動(クリーンブースへ)開梱, RCSヒドレーション注液準備
26(日)	休日 RCSヒドレーション注液
27(月)	全打(8:40), SA+KM, 遮蔽膜取付, 頭胴部導通チェック
28(火)	動作チェック・タイムチェック, CN系チェック(3段のみ), TVカメラフィルタ固着
29(水)	SAノンフライトアイテム外し, 写真撮影, NF組付
30(木)	NF組付
31(金)	NF組付, 頭胴部導通チェック, 頭胴部吊具付, B2-SMRC組付
2/1(土)	動作チェック・タイムチェック
2(日)	休日
3(月)	頭胴部組付
4(火)	動作チェック・タイムチェック・CN系チェック, TVC低圧気密
5(水)	点火系導通チェック, CN-E姿勢プログラム変更及び確認
6(木)	電波テスト X=13:50, TVC噴射体注液, CN-E姿勢プログラム変更及び確認
7(金)	γ X=13:50
8(土)	撤収
9(日)	撤収

3.5. M-V-3号機射場オペレーション

3.5.1 第一組立オペレーション

表3.5.1に第一組立オペレーションの日程を示す.

表3.5.1 M-V-3号機 第一組立オペレーション日程

SESノート K-No.954

M-V-3号機 第1組立オペレーション日程・編成表

平成10年2月
宇宙科学研究所

日程表

日時	TVC	
	第1組立オペレーション	地上オペレーション
3/10(火)		器材開梱、管制卓点検、CE運転
3/11(水)		GN2系フラッシング・気密チェック
3/12(木)		Ghe系フラッシング、NF系フラッシング
3/13(金)	器材搬入、ノズル開梱	
3/14(土)	ノズル開梱、台車載せ	オイル系フラッシング
3/15(日)	休 日	
3/16(月)	TVC装置点検、ACTシグナル	圧力センサ校正
3/17(火)	M-14シグナル準備、M-24オイル充填、AK・GSE校正、M-34ノズル駆動チェック	
3/18(水)	M-14シグナル・ノズル駆動チェック、M-24シグナル・M-34ノズル最終整備、SMRC開梱・HGV点検	
3/19(木)	[全 打] M-14HPU駆動チェック、M-24AK充填、HGVシグナル	
3/20(金)	M-24気密チェック、HGV-Psmr取付	
3/21(土)	M-14 SPGG・GGT組付、気密チェック、PTO交換、後部筒+CDF+R-SAD	
3/22(日)	休 日	
3/23(月)	M-14最終整備、SEG・2+ノズル、M-24低圧気密	
3/24(火)	M-24低圧気密	
3/25(水)	M-24耐熱処理、BI・SMRC計装	
3/26(木)	M-24SPトレイン取付・ノズル最終整備	
3/27(金)	M-24+ノズル、R/Vアタッチメント取付	
3/28(土)	撤 収	

3.5.2 第二組立オペレーション

表3.5.2に第二組立オペレーションの日程を示す。

表3.5.2 M-V-3号機 第二組立オペレーション日程 (1/2)

SESノート K-No.955

M-V-3号機 第2組立オペレーション日程・編成表

平成10年4月
宇宙科学研究所

日程表

	M-14 SEG-1	M-14 SEG-2	M-24	1/2段接手	B2-PL2/3段接手	M-34	KM-V1	SJ
4/23(木)								地上系検査
4/24(金)	ロケット製作開始・搬入・開梱 →検査							地上系検査
4/25(土)		SEG-24→移動 (推→M組) SEG-2立(1/2以上) 1/2部整備						地上系検査
4/26(日)	休 日							
4/27(月)		SEG-2搬置き台セッ 反転・7/27外し 後部3/4組付 B1-SMRC組付						1/2部単体検査 1/2部1/2部渡し
4/28(火)	SEG-1台車載せ・ 移動(推→M組)	SEG-2整備塔吊込		温度センサー貼付		温度センサー貼付 (4/3077)		1/2部1/2部組付 1/2部保護1/2部取付
4/29(水)	M-14点火センサー組付 SEG-1立端面検査 前部3/4組付			火工品組付 温度センサー貼付				M-34後部1/2部 +SJ
4/30(木)	SEG-1吊込 SEG-1+SEG-2結合			火工品組付 温度センサー貼付				気密検査
5/1(金)	R-SADIO組付 内圧センサー組付 7/27外し 頭部計装布線		M-24立 SM-SJIG組付・結線 導通検査 耐熱処理	計装布線 計測1/2段KE処 理		点火センサー検査 点火センサー単体組付・ 温度センサー貼付 (5/477)	KM-V1超音波内部 検査 点火センサー検査	1/2部1/2部組み 貼り
5/2(土)			ACC-PKG組付・結線	計装布線 計測1/2段KE処 理		M-34+SJ結合 M-341/2部 +点火センサー		M-34+SJ 電磁弁気密
5/3(日)	休 日							
5/4(月)			M-24+前部1/2段接手結合 M-24+後部1/2段接手結合			伸展1/2部作動 検査	KM-V11/2部 +点火センサー	計装処理
5/5(火)	頭部耐熱7/2貼 B1-SO組付 1/2部1/2部1/2部取付		機体外計装布線、7/27外し・取付。 1/2段接手部計装布線 温度センサー貼着			M-34+1/2部		
5/6(水)	温度センサー圧着		計装処理 反転	温度センサー圧着	計装布線 B2-SO組付 TV1/2部1/2部(A)組付、 B2-SANT-RX・RB -CONT-PKG組付		伸展1/2部 作動検査	計装処理
5/7(木)		M-14 + M-24結合	M-24点火センサー組付 1/2部1/2部組付 7/27外し 頭部計装布線		計装最終確認 R-SAD組付(B2-SO) CDF確認		KM+1/2部 伸展1/2部組立	MLI貼り

表3.5.2 M-V-3号機 第二組立オペレーション日程 (2/2)

5/ 8(金)					M-34+2/3段接手組付、B2-PL組付 温度センサ貼付		S A 班
5/ 9(土)					(M-34+B2-PL)反転、B2-PL外し 計器組付、B2-IOPKG組付 M-34仮置台へ、温度センサ貼付	KM+3/4段接手 +B3-PL	
5/10(日)	休 日 S/Aスターフェック(S/A班のみ)						MCO設備確認 地上準備
5/11(月)					M-34超音波検査、頭部温度センサ貼り M-34+B2-PL組付・結線移動台車載 温度センサ貼付 取外し計器組付(CPU-PKG.IMU-PKG.B1-I/O-PKG.B3-I/O-PKG.R/G-PKG.TVカメラヘッド(B).B3-S-ANT-RX.B3-GA)		SA-SIMフェック 地上準備
5/12(火)	全打(8:45～)				M-34(M-34+B2-PL)+KM-VI(B3-PL+KM-VI)結合、 M-34機体外計装布線、温度センサ結線 取外し計器組付(PS-B1・B2・B3・7V電源)・動作フェック準備		地上系確認(1) (整備塔、SA-TM、 20m)
5/13(水)	動作フェック・タイムフェック・CMフェック・カメラ視野フェック・GA回転フェック						ケーブル固定位置確認 (整備塔)
5/14(木)	頭胴部移動準備・整備塔吊込・M-24+頭胴部 RB・タイムフェック配線処理						PAF取付作業確認 (SA整備、クレーンブーム)
5/15(金)	動作フェック準備・動作フェック・タイムフェック						地上系確認(2) (クレーンブーム、SA-TM、 20m)
5/16(土)	CN系配線フェック・加圧・較正・頭胴部外しクレーンブームへ						地上系確認(3) (クレーンブーム、SA-TM、 20m)
5/17(日)	撤 収						撤収(SA整備)

3.5.3 フライトオペレーション

表3.5.3にフライトオペレーションの日程を示す。

表3.5.3 M-V-3号機 フライトオペレーション日程 (1/2)

SESノット K-No.958

平成10年5月
文部省宇宙科学研究所

M-V-3号機フライトオペレーション日程表

日時	項 目	
	マスタースケジュール	S A
6/ 2(火) Y-32		地上系開梱、設置
6/ 3(水) Y-31		衛星開梱、設置
6/ 4(木) Y-30		気密試験準備、地上系設置
6/ 5(金) Y-29		ハ ² ル ² 気密試験、CR回線チェック
6/ 6(土) Y-28		スラスタ気密試験、M組回線チェック
6/ 7(日) Y-27		休日
6/ 8(月) Y-26		SA全打、詳細動作チェック(1)
6/ 9(火) Y-25		詳細動作チェック(2)
6/10(水) Y-24		PSS導通チェック
6/11(木) Y-23		運用リハーサル、BAT特性試験、ランチャ回線チェック
6/12(金) Y-22		最終整備
6/13(土) Y-21	頭胴部移動台車移動 (クリーンブース→前室)	衛星移動(→クリーンブース)、重量計上衛星設置、注液準備(NTO)
6/14(日) Y-20		注液(NTO)
6/15(月) Y-19		休日
6/16(火) Y-18		注液器材(NTO)撤収、洗浄、注液準備(N2H4)
6/17(水) Y-17	KM-V1 搬入、開梱、内面・超音波検査 ノズル+点火組付、DHS搬入・開梱・伸展力計測	注液(N2H4)
6/18(木) Y-16	KM-V1 ノズル+伸展ノズル+DHS本組、KM-V1 モーター+ノズル	注液器材(N2H4)撤収、洗浄
6/19(金) Y-15	SA接手整備、ヨーアクチュエーター組付+伸展ノズル伸縮 KM-V1 +3/4段接手 (3/4段接手+B3-PL)	注液(加圧)
6/20(土) Y-14	SA+SA接手、タマ電源外し(M2-PSBOX・M3-PSBOX)・充電 M-34 (M-34+B2-PL) +KM-V1(KM-V1+3/4段接手+B3-PL)結合	
6/21(日) Y-13	休日	
6/22(月) Y-12	全打(8:40)SA+KM、SAアンテナ類組付、タマ電源組付、B4-PS組付B1・B2・B3-PS交換(1・5h)	

表3.5.3 M-V-3号機 フライトオペレーション日程 (2/2)

6/23(火)	Y-11	動作チェック、タイマチェック、GA回転チェック、CMレベルチェック、TVカメラフィルタ固着(B側)
6/24(水)	Y-10	SA/ノンフライトアイテム外し、写真撮影、NF組付
6/25(木)	Y- 9	NF組付
6/26(金)	Y- 8	動作チェック準備、動作チェック、(RF+NF計測)、CMレベルチェック
6/27(土)	Y- 7	頭胴部導通チェック、B2・SMRC組付
6/28(日)	Y- 6	休日
6/29(月)	Y- 5	頭胴部組付、ランチャ装着、NF空調調整、KE・タイマコネクタ配線、B4-PS充電(3h)
6/30(火)	Y- 4	動作チェック、タイマチェック、ランチャ出し、CN角度読み合わせ、発射プログラム確認、ランチャ戻し CN配線チェック、TVカメラフィルタ固着(A側)
7/ 1(水)	Y- 3	点火系導通チェック、SA/RCS最終加圧、SA-BAT充電
7/ 2(木)	Y- 2	電波テスト(X=13:00)、TVC噴射体注液、SJ最終加圧、B4-PS充電(3h)、 B1・B2・B3-PS交換(1.5h)
7/ 3(金)	Y- 1	タイムスケジュール入り
7/ 4(土)	Y	γ X=03:30
7/ 5(日)	Y+1	撤収
7/ 6(月)	Y+2	撤収

3.6.2 第二組立オペレーション

表3.6.2に第二組立オペレーションの日程を示す。

表3.6.2 M-V-4号機 第二組立オペレーション日程 (1/2)

SES ノート K.No.980

M-V-4号機 第2組立オペレーション日程・編成表

平成11年10月
文部省 宇宙科学研究所

日程表

日時	M-14 SEG-1	M-14 SEG-2	M-24	1/2段接手	B2-PL2/3段接手	M-34/B3-PL	SJ	SA
11/18(木)							地上系接続	
11/19(金)	時分動作実験開始・搬入・開箱 F-検査						地上系接続	
11/20(土)		SEG-2 F-移動 (推→M組) SEG-2立(1/2土) 1/2土部整備					地上系接続	
11/21(日)	休 日							
11/22(月)		SEG-2設置き台外し 反転・ダブ外し 後部接続組付 D1-SMBC組付					圧縮機接続 圧縮機接続	
11/23(火)	SEG-1台車搬送・ 移動(推→M組)	SEG-2整備時吊込		温度センサー貼付		温度センサー貼付	圧縮機接続 圧縮機接続	
11/24(水)	M-14点火F-組付 SEG-1立端面検査 前部接続組付			火工品組付 温度センサー貼付		PT3-BAT計装 (B3-PL側) PT3駆動機接続	M-34後部接続 +SJ PT3計装(SJ側)	
11/25(木)	SEG-1吊込 SEG-1+SEG-2結合			火工品組付 温度センサー貼付			気密接続	
11/26(金)	R-SADG組付 内圧センサー組付 ダブ外し 頭部計装布線		M-24立 SM-SJG組付・結線 導通検査 配熱処理	計装布線 計測1/2段KE処理		点火F-検査 点火F-単体組付 温度センサー貼付	圧縮機接続 圧縮機接続	
11/27(土)	M-14機体外ダブ布線			計装布線 計測1/2段KE処理		M-34+SJ結合 M-34圧入 +点火F-接続	M-34-SJ 電磁弁気密	
11/28(日)	休 日							
11/29(月)			M-24+前部1/2段接手結合 M-24+後部1/2段接手結合			伸展圧縮機動作接続	計装処理	
11/30(火)	頭部耐熱シールド貼 B1-SO組付 ダブ外し・取付		機体外計装布線、ダブ圧入・取付、 1/2段接手部計装布線 温度センサー調整			M-34+圧入		
12/1(水)	温度センサー圧着		計装処理 反転	温度センサー圧着	計装布線 B2-SO組付 TV系組付、 B2-SANT-RX- RB-CONT-PKG 組付		計装処理	器材開箱 地上回線C/K 準備

表3.6.2 M-V-4号機 第二組立オペレーション日程 (2/2)

日時	M-14 SEG-1	M-14 SEG-2	M-24	1/2 段接手	B2-PL2/3 段接手	M-34	SJ	SA
12/2(木)			M-24 点火ミラ紐付 IGTミラ紐付 内圧ミラ紐付 75°ミラ外し 頭部計装布被		計装最終確認 R-SAD紐付 (B2-SU) CDF 確認		MLI 貼り	電気系回線 C/K(1) (CB, SA-TM/ 34m)
12/3(金)					M-34-2/3 段接手紐付、B2-PL 紐付 温度センサー貼付			電気系回線 C/K(2) (整, SA-TM/ 34m)
12/4(土)					(M-34-B2-PL) 反転、B2-PL 外し 計器紐付、B2-1/OPKG 紐付 M-34 底置台へ、温度センサー貼付			電気系回線 C/K(3) (SA 整, SA-TM/ 34m) ミラ固定位置確認(整) 機械系作業確認 (CB)
12/5(日)	休日 SJ 3334-1177 (SJ 直のみ)							地上運用性確認 準備(SA-TM/ 34m)
12/6(月)	M-34 超音波検査、頭部温度センサー貼り M-34+B2-PL 紐付・基盤移動台車載 温度センサー貼付 取外し計器紐付 (CPU-PKG, IMU-PKG, B1-1/O-PKG, B3-1/O-PKG, R/C-PKG, TV 3334-1 (B), B3-S-ANT-RX, BAT-L)							RF 系回線 C/K(4) Dewar 作業確認 地上運用性確認 (1) (整, CB, SA 整, SA-TM/34m)
12/7(火)	全打 (8:45~) 取外し計器紐付 (77 電源)・動作ミラ準備 充電(2hr) M-34 機体外計装布被、温度センサー貼付							RF 系回線 C/K(4) ANT ミラ確認 地上運用性確認 (2) (整, CB, SA 整, SA-TM/34m)
12/8(水)	動作ミラ・ミラミラ・CM ミラ・ミラ調整ミラ・GA 回転ミラ							追跡ミラ調整 (34m)
12/9(木)	頭部移動準備・整備塔吊込・M-24-頭部部 RB・ミラ計装配線変更							
12/10(金)	動作ミラ準備・動作ミラ・ミラミラ							
12/11(土)	CN 系配線ミラ・加圧・校正・頭部外ミラミラへ							
12/12(日)	撤 収							

3.6.3 フライトオペレーション

表3.6.3にフライトオペレーションの日程を示す。

表3.6.3 M-V-4号機 フライトオペレーション日程

M-V-4号機 フライトオペレーション日程表

日付	Y-	マサ-スケジュール	S A ASTRO-B
1/ 7(金)	Y-32		地上系開梱、設置
1/ 8(土)	Y-31		SA 開梱、設置
1/ 9(日)	Y-30		休日
1/10(月)	Y-29		気密試験準備、地上系設置
1/11(火)	Y-28		FM スラス組付、CR 回線チェック
1/12(水)	Y-27		RCS 気密試験、M 組回線チェック
1/13(木)	Y-26		SA 全打、詳細動作チェック(1)
1/14(金)	Y-25		詳細動作チェック(2)
1/15(土)	Y-24		PSS 導通チェック
1/16(日)	Y-23		休日(Ne 冷却班以外)
1/17(月)	Y-22		運用リハーサル、BAT 特性試験、ランチャ回線チェック
1/18(火)	Y-21		最終整備
1/19(水)	Y-20	頭胴部移動台車移動(クリーン-ス→前室)	衛星移動(→クリーン-ス)
1/20(木)	Y-19		注液準備(N2H4)
1/21(金)	Y-18		注液(N2H4)、加圧、注液器材撤収、洗浄
1/22(土)	Y-17	SA 接手整備、タイマ電源外し	注液器材撤収、洗浄
1/23(日)	Y-16	SA+SA 接手、(SA+SA 接手)+B3-PL、タイマ電源組付(M2-PSBOX・M3-PSBOX)・充電	
1/24(月)	Y-15	休日	
1/25(火)	Y-14	全打(8:40)、(SA+SA 接手+B3-PL)+M-34、B1・B2・B3-PS 交換(1・5h)	
1/26(水)	Y-13	動作チェック準備、動作チェック、タイマチェック、GA 回転チェック、CM レベルチェック、TV カメラフィルタ固着(B 側)	
1/27(木)	Y-12	SA ノンフライトアイテム外し、頭胴部最終確認、写真撮影、NF 組付	
1/28(金)	Y-11	NF 組付	
1/29(土)	Y-10	動作チェック準備、動作チェック、(RF+NF 計測)、CM レベルチェック	
1/30(日)	Y- 9	頭胴部導通チェック、B2・SMRC 組付	
1/31(月)	Y- 8	頭胴部組付、ランチャ装着、NF 空調調整、KE・タイマ初配線	
2/ 1(火)	Y- 7	Ne 固化/He 補充(1) 休日	
2/ 2(水)	Y- 6	Ne 固化/He 補充(2)	
2/ 3(木)	Y- 5	動作チェック準備、動作チェック、タイマチェック、ランチャ出し、CN 角度読み合せ、発射プログラム確認、ランチャ戻し、TV カメラフィルタ固着(A 側)	
2/ 4(金)	Y- 4	CN 配線チェック、点火系導通チェック、SA-BAT 充電	
2/ 5(土)	Y- 3	電波テスト(X=13:00)、B1・B2・B3-PS 交換(1・5h)	
2/ 6(日)	Y- 2	Ne 固化/He 補充(3)、TVC 噴射体注液(6h)、SJ 最終加圧 休日	
2/ 7(月)	Y- 1	Ne 固化/He 補充(4)、B3-PS 補充電(2h)、タイムスケジュール入り(22:00?~)	
2/ 8(火)	Y	T X=10:30(JST)	
2/ 9(水)	Y+ 1	撤収	
2/10(木)	Y+ 2	撤収	

3.7. M-V-5号機射場オペレーション

3.7.1 第一組立オペレーション

表3.7.1に第一組立オペレーションの日程と、それに先立って実施したTVCオペレーションの日程を示す。

表3.7.1 M-V-5号機 TVCオペレーション日程・第一組立オペレーション日程 (1/2)

SESノート K-No1006

M-V-5号機 TVCオペレーション日程・編成表

日程表

2002年	TVC	SJ
12月12日 (木)	器材搬入、 JAXA開梱・台車載せ	
12月13日 (金)	Poil-KE校正、M組回線C/K、 温湿度センサ校正、計測系VIT外	
12月14日 (土)	CE運転、管制卓点検、GSE点検、 M-34POT組付・JAXA駆動C/K	
12月15日 (日)	休日	
12月16日 (月)	GHe系・オイル系ワッパ、GN2系A-ジ、 M-14S/A点検・POT組付・JAXA駆動C/K	
12月17日 (火)	GN2系気密C/K、圧力センサ校正、 M-25S/A点検・POT組付・JAXA駆動C/K	
12月18日 (水)	M-14HPU駆動C/K、JAXA最終整備、 SMRC開梱、HGVシフト	
12月19日 (木)	TVC器材撤収、データ整理	
12月20日 (金)		
12月21日 (土)		
12月22日 (日)		
12月23日 (月)		
12月24日 (火)		
12月25日 (水)		ヒドラジン・NTO充填器材等(SJ・RCS)の メンテナンス
12月26日 (木)		ヒドラジン充填器材の梱包、発送 (KSC→長崎)、 撤収

表3.7.1 M-V-5号機 TVCオペレーション日程・第一組立オペレーション日程 (2/2)

SESノートK-No.1007

M-V-5号機 第1組立オペレーション日程・編成表

日程表

器材輸送

トレーラー便 1月6日 (月)

KSC着 1月10日 (金)

トラック便 1月7日 (火)

KSC着 1月10日 (金)

day	2002年	TVC	ロケット		
			M-14 SEG-2	後部筒	M-25
day-1	1月10日 (金)			器材開梱、配線C/K準備	NF搬入
day-2	1月11日 (土)			配線C/K	直分離+MDFF
day-3	1月12日 (日)	SPGG-GTT組付	推奨庫→M組移動	配線C/K、後部筒+CDF+RSAD	NF台車載せ
day-4	1月13日 (月)	M-14/スリ取り取外し機器組込	スリ起立(NZL上)		曲分離+MDFF
day-5	1月14日 (火)				曲分離機構+テーパー加工
休日					
day-6	1月15日 (水)	M-14/スリ最終整備	端面整備	取外し機器組込・反転	NF+直分離機構組付
day-7	1月16日 (木)	M-14POT組付	SEG-2+前部/スリ結合	サマカ-テーパー組付	後部/スリ+曲分離
day-8	1月17日 (金)	M-25/スリ取り取外し機器組込	M14TVC計装処理、SEG-2+後部筒、前部+後部/スリ結合		SCDF布線
day-9	1月18日 (土)	M-25/スリ最終整備	サマカ-テーパー取付、SEG2/後部筒7ダブ組付、スリ横転		NF+曲分離計測センサ処理
day-10	1月19日 (日)		移動台車載せ、M組→推奨庫移動	推奨庫→M組移動	NF内部計装布線
			薬温測定センサ取付	スリ起立(NZL上)、端面整備	M組移動
			サマカ-テーパー・スリ・スリント取付	M-25+スリ結合	縦置台セット
				スリ廻り計装処理	KE処理
				スリ横転、移動台車載せ、M組→推奨庫移動	

3.7.2 第二組立オペレーション

表3.7.2に第二組立オペレーションの日程を示す.

表3.7.2 M-V-5号機 第二組立オペレーション日程

[illegible]

3.7.3 フライトオペレーション

表3.7.3にフライトオペレーションの日程を示す。

表3.7.3 M-V-5号機 フライトオペレーション日程

M-V-5号機 フライトオペレーション日程表			
M-V-5号機		M-Vロケット5号機(MUSES-C)実験日程・編成表	
SESノートK-№1012			
器材種別	CPSL	3月8日(土)相模原発 3月11日(火)KSC着	SA 3月12日(水)相模原発 3月15日(土)KSC着
その他	4月15日(火)相模原発 4月17日(木)KSC着		
Y-	2003年	マスタースケジュール	
Y-59	3/11 (火)	SA: MUSES-C	
Y-58	3/12 (水)	CPSL器材開梱	
Y-57	3/13 (木)	相模原搬出	
Y-56	3/14 (金)	移動	
Y-55	3/15 (土)	KSC搬入、GSEセットアップ	
Y-54	3/16 (日)	SA開梱、CR回路C/K	
Y-53	3/17 (月)	SA外装C/K、34m～CR-CB回路C/K	
Y-52	3/18 (火)	CPSL組付、サングラス外し、34m～CR-RP)カC/K	
Y-51	3/19 (水)	FNC-N	
Y-50	3/20 (木)	SA接手整備	
Y-49	3/21 (金)	SA+SA接手、SA接手内MLI取付	
Y-48	3/22 (土)	SA移動(CR→CB)、D-ドーム取付	
Y-47	3/23 (日)	RCS/PMU気密C/K準備	
Y-46	3/24 (月)	RCS/PMU気密C/K準備	
Y-45	3/25 (火)	PMU気密C/K	
Y-44	3/26 (水)	RCS気密C/K	
Y-43	3/27 (木)	Xe注気準備	
Y-42	3/28 (金)	Xe注気	
Y-41	3/29 (土)	Xe注気	
Y-40	3/30 (日)	Xe注気	
Y-39	3/31 (月)	Xe注気	
Y-38	4/01 (火)	Xe注気	
Y-37	4/02 (水)	Xe注気	
Y-36	4/03 (木)	Xe注気	
Y-35	4/04 (金)	Xe注気	
Y-34	4/05 (土)	Xe注気	
Y-33	4/06 (日)	Xe注気	
Y-32	4/07 (月)	D-ドーム取外し、Xe冷却用チューブ取外し、Xe注気器材撤収	
Y-31	4/08 (火)	SA移動(CB→CR)、アビオニクス機着、MLI C/K・テープ止め	
Y-30	4/09 (水)	射場電置、NIRS/構体7/10測定	
Y-29	4/10 (木)	SAP組付	
Y-28	4/11 (金)	SAP組付	
Y-27	4/12 (土)	休日	
Y-26	4/13 (日)	休日	
Y-25	4/14 (月)	LIDAR搬入、休日	
Y-24	4/15 (火)	LIDAR組付、LIDAR電気試験	
Y-23	4/16 (水)	LIDAR/NIRS7/10測定	
Y-22	4/17 (木)	FNC-D1 (無線)	
Y-21	4/18 (金)	FNC-D2 (無線)	
Y-20	4/19 (土)	PSS導通試験、BAT特性試験(充電)	
Y-19	4/20 (日)	BAT特性試験(放電)、初期運用用A-9A	
Y-18	4/21 (月)	KM点検+IG、KM移動(推進庫→M段)	
Y-17	4/22 (火)	KM/A+点検組付、DHIS伸度力計測、KM/A+点検	
Y-16	4/23 (水)	休日	
Y-15	4/24 (木)	KM内圧センサー取付、KM/A+伸度/A+DHIS、 7/10/11/12/13/14/15/16/17/18/19/20/21/22/23/24/25/26/27/28/29/30/31/32/33/34/35/36/37/38/39/40/41/42/43/44/45/46/47/48/49/50/51/52/53/54/55/56/57/58/59/60/61/62/63/64/65/66/67/68/69/70/71/72/73/74/75/76/77/78/79/80/81/82/83/84/85/86/87/88/89/90/91/92/93/94/95/96/97/98/99/100/101/102/103/104/105/106/107/108/109/110/111/112/113/114/115/116/117/118/119/120/121/122/123/124/125/126/127/128/129/130/131/132/133/134/135/136/137/138/139/140/141/142/143/144/145/146/147/148/149/150/151/152/153/154/155/156/157/158/159/160/161/162/163/164/165/166/167/168/169/170/171/172/173/174/175/176/177/178/179/180/181/182/183/184/185/186/187/188/189/190/191/192/193/194/195/196/197/198/199/200/201/202/203/204/205/206/207/208/209/210/211/212/213/214/215/216/217/218/219/220/221/222/223/224/225/226/227/228/229/230/231/232/233/234/235/236/237/238/239/240/241/242/243/244/245/246/247/248/249/250/251/252/253/254/255/256/257/258/259/260/261/262/263/264/265/266/267/268/269/270/271/272/273/274/275/276/277/278/279/280/281/282/283/284/285/286/287/288/289/290/291/292/293/294/295/296/297/298/299/300/301/302/303/304/305/306/307/308/309/310/311/312/313/314/315/316/317/318/319/320/321/322/323/324/325/326/327/328/329/330/331/332/333/334/335/336/337/338/339/340/341/342/343/344/345/346/347/348/349/350/351/352/353/354/355/356/357/358/359/360/361/362/363/364/365/366/367/368/369/370/371/372/373/374/375/376/377/378/379/380/381/382/383/384/385/386/387/388/389/390/391/392/393/394/395/396/397/398/399/400/401/402/403/404/405/406/407/408/409/410/411/412/413/414/415/416/417/418/419/420/421/422/423/424/425/426/427/428/429/430/431/432/433/434/435/436/437/438/439/440/441/442/443/444/445/446/447/448/449/450/451/452/453/454/455/456/457/458/459/460/461/462/463/464/465/466/467/468/469/470/471/472/473/474/475/476/477/478/479/480/481/482/483/484/485/486/487/488/489/490/491/492/493/494/495/496/497/498/499/500/501/502/503/504/505/506/507/508/509/510/511/512/513/514/515/516/517/518/519/520/521/522/523/524/525/526/527/528/529/530/531/532/533/534/535/536/537/538/539/540/541/542/543/544/545/546/547/548/549/550/551/552/553/554/555/556/557/558/559/560/561/562/563/564/565/566/567/568/569/570/571/572/573/574/575/576/577/578/579/580/581/582/583/584/585/586/587/588/589/590/591/592/593/594/595/596/597/598/599/600/601/602/603/604/605/606/607/608/609/610/611/612/613/614/615/616/617/618/619/620/621/622/623/624/625/626/627/628/629/630/631/632/633/634/635/636/637/638/639/640/641/642/643/644/645/646/647/648/649/650/651/652/653/654/655/656/657/658/659/660/661/662/663/664/665/666/667/668/669/670/671/672/673/674/675/676/677/678/679/680/681/682/683/684/685/686/687/688/689/690/691/692/693/694/695/696/697/698/699/700/701/702/703/704/705/706/707/708/709/710/711/712/713/714/715/716/717/718/719/720/721/722/723/724/725/726/727/728/729/730/731/732/733/734/735/736/737/738/739/740/741/742/743/744/745/746/747/748/749/750/751/752/753/754/755/756/757/758/759/760/761/762/763/764/765/766/767/768/769/770/771/772/773/774/775/776/777/778/779/780/781/782/783/784/785/786/787/788/789/790/791/792/793/794/795/796/797/798/799/800/801/802/803/804/805/806/807/808/809/810/811/812/813/814/815/816/817/818/819/820/821/822/823/824/825/826/827/828/829/830/831/832/833/834/835/836/837/838/839/840/841/842/843/844/845/846/847/848/849/850/851/852/853/854/855/856/857/858/859/860/861/862/863/864/865/866/867/868/869/870/871/872/873/874/875/876/877/878/879/880/881/882/883/884/885/886/887/888/889/890/891/892/893/894/895/896/897/898/899/900/901/902/903/904/905/906/907/908/909/910/911/912/913/914/915/916/917/918/919/920/921/922/923/924/925/926/927/928/929/930/931/932/933/934/935/936/937/938/939/940/941/942/943/944/945/946/947/948/949/950/951/952/953/954/955/956/957/958/959/960/961/962/963/964/965/966/967/968/969/970/971/972/973/974/975/976/977/978/979/980/981/982/983/984/985/986/987/988/989/990/991/992/993/994/995/996/997/998/999/1000	

3.8.2 第二組立オペレーション

表3.8.2に第二組立オペレーションの日程を示す。

表3.8.2 M-V-6号機 第二組立オペレーション日程

日程表									
材料搬送									
作業日	作業内容	作業日	作業内容	作業日	作業内容	作業日	作業内容	作業日	作業内容
Y-26	2/23 (水)	Y-25	2/24 (木)	Y-24	2/25 (金)	Y-23	2/26 (土)	Y-22	2/27 (日)
Y-25	2/24 (木)	Y-24	2/25 (金)	Y-23	2/26 (土)	Y-22	2/27 (日)	Y-21	2/28 (月)
Y-24	2/25 (金)	Y-23	2/26 (土)	Y-22	2/27 (日)	Y-21	2/28 (月)	Y-20	3/1 (火)
Y-23	2/26 (土)	Y-22	2/27 (日)	Y-21	2/28 (月)	Y-20	3/1 (火)	Y-19	3/2 (水)
Y-22	2/27 (日)	Y-21	2/28 (月)	Y-20	3/1 (火)	Y-19	3/2 (水)	Y-18	3/3 (木)
Y-21	2/28 (月)	Y-20	3/1 (火)	Y-19	3/2 (水)	Y-18	3/3 (木)	Y-17	3/4 (金)
Y-20	3/1 (火)	Y-19	3/2 (水)	Y-18	3/3 (木)	Y-17	3/4 (金)	Y-16	3/5 (土)
Y-19	3/2 (水)	Y-18	3/3 (木)	Y-17	3/4 (金)	Y-16	3/5 (土)	Y-15	3/6 (日)
Y-18	3/3 (木)	Y-17	3/4 (金)	Y-16	3/5 (土)	Y-15	3/6 (日)	Y-14	3/7 (月)
Y-17	3/4 (金)	Y-16	3/5 (土)	Y-15	3/6 (日)	Y-14	3/7 (月)	Y-13	3/8 (火)
Y-16	3/5 (土)	Y-15	3/6 (日)	Y-14	3/7 (月)	Y-13	3/8 (火)	Y-12	3/9 (水)
Y-15	3/6 (日)	Y-14	3/7 (月)	Y-13	3/8 (火)	Y-12	3/9 (水)	Y-11	3/10 (木)
Y-14	3/7 (月)	Y-13	3/8 (火)	Y-12	3/9 (水)	Y-11	3/10 (木)	Y-10	3/11 (金)
Y-13	3/8 (火)	Y-12	3/9 (水)	Y-11	3/10 (木)	Y-10	3/11 (金)	Y-9	3/12 (土)
Y-12	3/9 (水)	Y-11	3/10 (木)	Y-10	3/11 (金)	Y-9	3/12 (土)	Y-8	3/13 (日)
Y-11	3/10 (木)	Y-10	3/11 (金)	Y-9	3/12 (土)	Y-8	3/13 (日)	Y-7	3/14 (月)
Y-10	3/11 (金)	Y-9	3/12 (土)	Y-8	3/13 (日)	Y-7	3/14 (月)	Y-6	3/15 (火)
Y-9	3/12 (土)	Y-8	3/13 (日)	Y-7	3/14 (月)	Y-6	3/15 (火)	Y-5	3/16 (水)
Y-8	3/13 (日)	Y-7	3/14 (月)	Y-6	3/15 (火)	Y-5	3/16 (水)	Y-4	3/17 (木)
Y-7	3/14 (月)	Y-6	3/15 (火)	Y-5	3/16 (水)	Y-4	3/17 (木)	Y-3	3/18 (金)
Y-6	3/15 (火)	Y-5	3/16 (水)	Y-4	3/17 (木)	Y-3	3/18 (金)	Y-2	3/19 (土)
Y-5	3/16 (水)	Y-4	3/17 (木)	Y-3	3/18 (金)	Y-2	3/19 (土)	Y-1	3/20 (日)
Y-4	3/17 (木)	Y-3	3/18 (金)	Y-2	3/19 (土)	Y-1	3/20 (日)	Y	3/21 (月)
Y-3	3/18 (金)	Y-2	3/19 (土)	Y-1	3/20 (日)	Y	3/21 (月)	Y+1	3/22 (火)
Y-2	3/19 (土)	Y-1	3/20 (日)	Y	3/21 (月)	Y+1	3/22 (火)	Y+2	3/23 (水)

* RCS班：2/23～3/11作業あり

3.8.3 フライトオペレーション

表3.8.3にフライトオペレーションの日程を示す。

表 3.8.3 M-V-6号機 フライトオペレーション日程

M-V-6号機/ASTRO-E2 フライトオペレーション日程

2005.05.19
M-V-6号機

Y-	2005年	マスタースケジュール	SA:ASTRO-E2
Y-32	5/25(水)		地上系開梱/設置
Y-31	26(木)		衛星搬入/開梱、M組回線チェック
Y-30	27(金)		アンテナ回線チェック、RCS気密チェック
Y-29	28(土)		FMSアスタ組み付け、CR回線チェック
Y-28	29(日)		RCS気密チェック、(RCS・XRS班以外休日)
Y-27	30(月)		SA全打・安全講習 詳細動作チェック(1)＜C＞ 昼夜連続
Y-26	31(火)		詳細動作チェック(2)＜C＞、射場無線局申請データ取得
Y-25	6/01(水)		PSS導通チェック、運用リハーサル Dry Run
Y-24	02(木)		BAT特性試験
Y-23	03(金)		BAT特性試験 (BAT・XRS班以外休日)
Y-22	04(土)		運用リハーサル
Y-21	05(日)		SA最終整備、報道公開
Y-20	06(月)		SA移動(CR→CB)、頭胴部台車移動(CB→前室)、RCS注液準備
Y-19	07(火)		RCS注液・加圧＜B＞、RCS器材撤収・洗浄 (RCS・XRS班以外休日)
Y-18	08(水)		RCS器材撤収 (RCS・XRS班以外休日)
Y-17	09(木)		RCS器材搬入開梱、SA接手準備、B3PL降し
Y-16	10(金)		ING・M3EPT再組込み、SA・SA接手、(SA・SA接手)+B3PL、SA接手PIMLI 取付、(SA・SA接手)+B3PL→M34
Y-15	11(土)		B2B3-PS(予)充電 (PS・XRS班以外休日)
Y-14	12(日)		全打・安全講習、B2B3-PS交換 (F→予)、TSD再組込み、B1-PS充電＜整備塔B＞、動作チェック準備、B3PLM34機体外計装結線、頭胴部導通チェック＜A＞
Y-13	13(月)		動作チェック、タイムラズ、CMLヘルメット、GA回転チェック、検討会
Y-12	14(火)		頭胴部最終確認、写真撮影、SAアンテナ7台外し、NF組付、報道公開
Y-11	15(水)		NF組付、NF-CTG組付、NF-IG系結線＜B＞
Y-10	16(木)		動作チェック、タイムラズ、CMLヘルメット、B2-SMRC-IG組付＜B＞、検討会、頭胴部導通チェック＜A＞
Y-9	17(金)		NFコリダリ・KE処理、消防訓練・避難訓練
Y-8	18(土)		頭胴部組付(全段結合)、アンテナ装着、Ne冷却準備
Y-7	19(日)		Ne冷却(1)、(Ne冷却班以外休日)
Y-6	20(月)		Ne冷却(2)、SJ圧抜き、(Ne冷却班・SJ班以外休日)
Y-5	21(火)		KE・タイムラズの配線、NF空調タクト接続・駆動テスト、動作チェック準備、動作チェック、CN系配線チェック、タイムラズ、検討会
Y-4	22(水)		アンテナ出し、GN角度統合合わせ、発射プログラム確認、報道公開、アンテナ出し、TVカメラ固定、検討会
Y-3	23(木)		SPGG-IG組付＜B＞、B2～頭胴部IG結線、B1SO用SD結線＜A＞、全段点火系導通チェック＜A＞、電波テストTS入り(23日 2:00 TBD)
Y-2	24(金)		電波テスト(X=12:30)、報道公開、施設公開、フライト検討会、B1-PS補充充電＜整備塔B＞、B2B3-PS交換(予→F)、Ne冷却準備、SA-BAT充電＜整備塔B＞
Y-1	25(土)		Ne冷却(3)、SJ最終加圧＜B＞、B2B3-PS(予)充電、最終確認審査、(作業無い班休日)
Y	26(日)		Ne冷却(4)(He top off)、SA-BAT補充充電＜整備塔B＞、TS入り(26日 0:00 TBD)
Y+1	27(月)		Y (X=12:30)
Y+2	28(火)		撤収
Y+3	29(水)		撤収

3.9. M-V-8号機射場オペレーション

3.9.1 第一組立オペレーション

表3.9.1に第一組立オペレーションの日程を示す。

表3.9.1 M-V-8号機 第一組立オペレーション日程

取得注意		SESノートK No.1038		M-V-8号機第1組立オペレーション日程・編成表	
平成17年10月 宇宙航空研究開発機構		* 器材・構体 10/26 相模原発		ロケット	
day	2005年	TVC	M-14 SEG-2	後部筒	NF
day-1	10月29日 (土)	器材搬入、 /s' M開梱・台車載せ		搬入	
day-2	10月30日 (日)	GSE470t・点検、 POT組付			
day-3	10月31日 (月)	M-34TVC設置点検、 M-34/s' M駆動C/K、SMRG・SMSJ-HGV/Gフレ			
day-4	11月1日 (火)	休日			
day-5	11月2日 (水)	M-25TVC設置点検、 M-25/s' M駆動C/K		器材開梱、 配線C/K準備	
day-6	11月3日 (木)	M-14TVC設置点検、M-14/s' M駆動C/K、 M-14HPU駆動C/K準備		配線C/K	NF搬入開梱、台車載せ、NF-L移動、 直分組+MDFE
day-7	11月4日 (金)	M-14HPU駆動C/K、POT交換		配線C/K、 QDF布線、RSAD-SO組付	直分組+MDFE、 NF-R吊具付け、台車載せ、移動、 曲分組機構+インターフェイス、 後部リング分組
day-8	11月5日 (土)	SPGG・GIT組付、TPA→SPGG気密C/K、 M-14/s' M最終整備	推進庫→M組移動、 モータ起立、端面整備	配線処理、反転、 モータ起立、端面整備	
day-9	11月6日 (日)	休日			
day-10	11月7日 (月)		SEG-2+前部/s' M結合、 POT本組	SEG-2+後部筒、前部+後部/s' M結合	NF+直分組機構組付
day-11	11月8日 (火)		M-14TVC計装処理、モータ起立組付、 SEG-2+後部筒、前部+後部/s' M結合		後部リング+曲分組 RSAD組付、SOOF・点火系計装布線
day-12	11月9日 (水)		モータ起立組付、SEG2/後部筒/s' M組付、 モータ起立、端面処理		NF+後部リング組付、 計測器取付・計装布線
day-13	11月10日 (木)	M-25/s' M最終整備	ケーブル起立・端面貼付	推進庫→M組移動、 モータ起立、端面整備	分組機構部コリ貼り、 NF内部計装処理
day-14	11月11日 (金)		ケーブル起立・端面・バンド取付	M-25+/s' M結合、POT本組、 /s' M起立計装固定	分組機構部KE処理
day-15	11月12日 (土)		移動台車載せ、M組→推進庫移動	M-25TVC計装処理、 モータ起立、M組→推進庫移動	搬置台付
day-16	11月13日 (日)	撤収			

* 管制室はミズナエック（中央指令台・点火管制卓・TVC卓） 11月9日実施
ミズナエック（配線台・KE） 11月11日実施

3.9.3 フライトオペレーション

表3.9.3にフライトオペレーションの日程を示す。

表3.9.3 M-V-8号機 フライトオペレーション日程 (1/2)

M-V-8号機 / ASTRO-F フライトオペレーション日程		M-V-8		ASTRO-F	RCS	CRYO	H18.1.4
Y-	月 日 曜日						
Y-54	2005年 12/ 24 (土)			機山準備、衛星搬出(夕方)			
Y-53	25 (日)			機材搬送 (相模原→USC)			
Y-52	26 (月)				ASTRO-Fフライトへ		
Y-51	27 (火)			機材搬入、簡便→カナル→機材配置、地上系チェック		機材搬入→CRYO機材配置・ガス調整準備	
Y-50	28 (水)			衛星マウント簡便→衛星機確認し		機材搬入、冷凍機ガス交換/CRYO真空排気	
Y-49	29 (木)			地上系回線チェック、SA ON確認		冷凍機ガス交換/CRYO真空排気	
Y-48	30 (金)					冷凍機ガス交換/CRYO真空排気	
Y-47	31 (土)					冷凍機ガス交換/CRYO真空排気	
Y-46	2008年 1/ 1 (日)					冷凍機ガス交換/CRYO真空排気	
Y-45	2 (月)					冷凍機ガス交換/CRYO真空排気	
Y-44	3 (火)				(人員移動)	冷凍機ガス交換/CRYO真空排気	
Y-43	4 (水)				機材搬入・簡便	冷凍機ガス交換/CRYO真空排気	
Y-42	5 (木)				スラスター半体ガスフロー	冷凍機ガス交換/CRYO真空排気	
Y-41	6 (金)				スラスター交換	ガス調整機材搬入	
Y-40	7 (土)				気密試験準備		
Y-39	8 (日)				気密試験(一次圧系)		
Y-38	9 (月)				気密試験(二次圧系)		
Y-37	10 (火)				ガスフロー試験		
Y-36	11 (水)			電気試験準備			
Y-35	12 (木)			電気試験準備、簡便公開		LiHe充填	
Y-34	13 (金)			BAT充電、AMT外し		LiHe充填	
Y-33	14 (土)			S/X AMT配付、点火系導通抵抗測定、無線局登録点検		LiHe充填→LiHe超流動化	
Y-32	15 (日)			衛星機全打、類似光源照射付/外し、衛星詳細動作確認(2)	衛星機全打	衛星機全打、LiHe超流動化維持→常圧戻し	
Y-31	16 (月)			打ち上げ運用リハーサル (10時以降20分はS-310へ)	注液重量計校正 (CB)	運用リハーサル、温度モニタ	
Y-30	17 (火)			FSS導通チェック、BAT導通検査 (～14:00)	注液重量計校正 (CB)	LiHe補充→機材搬入	
Y-29	18 (水)			衛星機機体整備/SAP清掃、BAT特性試験 (1cycle)、機体公開、機体給電台準備			
Y-28	19 (木)			衛星機移動→RCS台準備	手順書読み合わせ	配管取外し、取付け	
Y-27	20 (金)				酸化剤充填機材準備		
Y-26	21 (土)				酸化剤充填機材搬入		
Y-25	22 (日)				酸化剤機材搬入/燃料機材準備		

表3.9.3 M-V-8号機 フライトオペレーション日程 (2/2)

M-V-8号機 / ASTRO-F フライトオペレーション日程 (改訂)									
Y-	月	日	曜日	M-V-8	ASTRO-F	RCS	CRYO		
2006年									
Y-22	1	25	(水)	器材(コンテナ)相検原発	(休日)	予備加圧装置準備	(休日)		
Y-21	26	(木)		M-V-8号機フライトオペ*		予備加圧/器材撤収			
Y-20	27	(金)		B3PL調し、SA接手整備	底盤ハネ&補付/SD廻り前部処理	器材後処理			
Y-19	28	(土)		SA+SA接手→(SA+SA接手)+B3PL+M34結合		(休日)	CRYO吊金具外し、配管付け		
Y-18	29	(日)		M34機体外針接続、両側部導通O/K		充填器材後処理	温度モニタ		
Y-17	30	(月)		全打、動作O/K準備		充填器材後処理	温度モニタ		
Y-16	31	(火)		NF無し動作チェック・タイマテスト		充填器材後処理	温度モニタ		
Y-15	2	(水)	(休日)		(休日)	(休日)	(休日)		
新Y-19	1	(木)	OMLへ2台移動、両側部最終確認			充填器材後処理	配管外し/封じ切り→配管付け		
新Y-18	2	(金)	ノンフライトアイテム外し→NF通付け			充填器材後処理、NF内ホース設置	配管外し/封じ切り→配管付け、GSEホトリップ@整備場		
新Y-17	3	(土)	NF通付け			充填器材後処理	温度モニタ、GSEホトリップ@整備場		
新Y-16	4	(日)	NF有り動作チェック・タイマテスト、両側部導通チェック			充填器材後処理			
新Y-15	5	(月)	NFコルク詰り・KE処理			充填器材後処理			
新Y-14	6	(火)	両側部移動、全段結合、ランチャ整備			充填器材後処理	配管外し/封じ切り→配管付け、注液準備		
新Y-13	7	(水)	KE・タイマネットワーク配線、空筒が外漏れテスト		CRYO LHe補充填<SA ON>(NF空調)→LHe超流動化(夕方)	充填器材後処理	LHe補充填、LHe超流動化		
新Y-12	8	(木)	両側部動作チェック・タイマテスト→ランチャ出し・CN角度調整			充填器材後処理	配管外し→(ランチャ出し)配管付け		
新Y-11	9	(金)	全段点火系導通チェック				GSE ON/OFF		
新Y-10	10	(土)	電波テスト(TS入り時間TBD)						
新Y-9	11	(日)	電波テスト(X=6:30)→逆行手順			一次系加圧器材移動(CB→LA 8F)	配管外し/封じ切り→配管付け		
新Y-8	12	(月)	<移動日>				温度モニタ		
新Y-7	13	(火)					温度モニタ		
新Y-6	14	(水)					温度モニタ		
新Y-5	15	(木)					温度モニタ		
新Y-4	16	(金)	<移動日>				温度モニタ		
新Y-3	17	(土)	両側部動作チェック、RCS最終加圧、PS補充電		<SA ON>LHe補充填(NF空調)	一次系最終加圧/器材撤収	LHe補充填		
新Y-2	18	(日)	SJ最終加圧、B2-B3-PS(予備品)充電		<SA ON>CRYOホトリップオフ充填開始(9:00)、SA-BAT補充電(NF空調)		LHeホトリップオフ充填(X-42H→22H)		
新Y-1	19	(月)	TS入り(時間TBD)				CRYO減圧排気・超流動化(X-22H→13H)		
新Y	20	(火)	Y(6:00→7:00JST)		Y(6:00→7:00JST)		排気ハネが封じ切り(X-13H→12H)		
新Y+1	21	(水)	撤収		初期運用		初期運用、器材梱包		
新Y+2	22	(木)	撤収		初期運用				
新Y+3	23	(金)			初期運用				
	24	(土)			初期運用				
	25	(日)			初期運用				

Hi&2.1

※器材搬送：衛星関係 12/24相検原発、12/27内之浦発
ロケット関係 1/25相検原発、1/27内之浦発

3.10. M-V-7号機射場オペレーション

3.10.1 第一組立オペレーション

表3.10.1に第一組立オペレーションの日程を示す。

表3.10.1 M-V-7号機 第一組立オペレーション日程

SESノートK - No.1049									
M-V-7号機第1組立オペレーション/SOLAR-B衛星地上系オペレーション日程・編成表									
1. M-V-7号機第1組立オペレーション日程表									
日付	曜日	14時～16時	16時～18時	18時～20時	20時～22時	22時～24時	24時～26時	26時～28時	備考
6/22	(木)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
6/23	(金)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
6/24	(土)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
6/25	(日)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
6/26	(月)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
6/27	(火)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
6/28	(水)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
6/29	(木)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
6/30	(金)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/01	(土)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/02	(日)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/03	(月)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/04	(火)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/05	(水)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/06	(木)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/07	(金)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/08	(土)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/09	(日)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/10	(月)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/11	(火)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/12	(水)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/13	(木)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/14	(金)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/15	(土)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/16	(日)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/17	(月)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/18	(火)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/19	(水)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動
7/20	(木)								NF 機材搬入・台車搬送、NF-L CR移動

取組注意

平成18年6月
宇宙航空研究開発機構

3.10.2 第二組立オペレーション
表3.10.2に第二組立オペレーションの日程を示す。

表3.10.2 M-V-7号機 第二組立オペレーション日程

取 扱 注 意

平成18年6月
宇宙航空研究開発機構

SES/ートK - No.1050

M-V-7号機第2組立オペレーション/SOLAR-B衛星オペレーション 日程・編成表

1. M-V-7号機第2組立オペレーション日程表

機材発送日：未定

day	2006年	M14+M25	B2-PL	2/3段接手	SJ	M-34/B3-PL	SOLAR-B射場へ*
1	8/10 (木)			マルバン外結合準備(アンテナ計測系) M34+2/3段結合(マルバン外)			RCS気密試験準備@CR
2	8/11 (金)		B2PL+2/3段結合、B2PL→M34反転、M34→B2PL分離	CB→707移動、マルバン外キツキ取付	B3SO組付		RCS推進充填器材再準備@トラジ室 RCS気密試験@CR RCS推進サングラフ@トラジ室
3	8/12 (土)	(作業の無い日：休日) 計測系段間計装処理			SJ→スラッパ/K<Q> (ガス流しC/K)		RCSスラッパ/K→試験@CR 推進充填器材後処置@トラジ室
4	8/13 (日)	後部筒7ヶ所窓開け R/G-I/O組付	B2PL+M34結合・結線、頭胴部移動台車載せ、CB移動		取外し機器組込		休日
5	8/14 (月)	B1PS充電 B2・B3PS充電@M71777室	2/3J分離コネクタ取付、M34機体外計装布線、M34モーターアンテナ反射板組付、 M34+B3PL結合・結線、S-JPV結線<Q>				システム総合試験(打上げ) <衛星詳細動作C/K>
6	8/15 (火)	全打	B2・B3PS組込、M34機体外計装分離コネクタ接続・フライング本組、B3PLアンテナ板取付 M34IG結線・頭胴部導通C/K<A>、ストレイ電圧測定、動作C/K準備				システム総合試験(定常観測A) <衛星詳細動作C/K>
7	8/16 (水)		動作C/K・タイマテスト、CMLヘルシC/K、カマC/K、GA回転C/K ストレイ電圧測定(搭載ON)、校討会				システム総合試験(定常観測B) <衛星詳細動作C/K>
8	8/17 (木)	休日					無線局登録点検(衛星)
9	8/18 (金)	頭胴部(M組CB→整備塔)移動、頭胴部組付、結線、全段点火系導通C/K<A>					RF回線C/K
10	8/19 (土)	動作C/K・タイマテスト、加圧・圧力校正、SS-Sat外し、校討会					打上げ運用リハール
11	8/20 (日)	CN系配線C/K、ストレイ電圧測定、2組校討会 結線外し(M25→B2PL・M34→B3PL)、IG系結線外し<A>					休日
12	8/21 (月)	頭胴部降し、頭胴部(整備塔→M組CB)移動					BAT)コンデンサ/イオンリング(BAT特性試験)
13	8/22 (火)	撤収					BAT)コンデンサ/イオンリング(BAT特性試験)

3.10.3 フライトオペレーション

表3.10.3にフライトオペレーションの日程を示す。

表3.10.3 M-V-7号機 フライトオペレーション日程

取扱注意

SESノートK-No.1055

M-V-7号機/SOLAR-B フライトオペレーション 日程・編成表

平成18年8月
宇宙航空研究開発機構

機材発送日:8/30相模原発 → 9/1内之浦着			
Y-	2006年	マスタースケジュール	
	日	曜日	
Y-22	9/1	金	搬入開梱 B3PL降し、SA接手整備
Y-21	9/2	土	SA+SA接手、(SA+SA接手)+B3PL (SA~B3PL)+M34
Y-20	9/3	日	休日
Y-19	9/4	月	M34機体外計装接続 頭胴部導通C/K
Y-18	9/5	火	全打、動作C/K準備
Y-17	9/6	水	動作C/K・タイムテスト GA回転C/K、CMLヘルC/K
Y-16	9/7	木	頭胴部最終確認 NF組付準備
Y-15	9/8	金	SA/ソフタイトアイテム外し NF組付
Y-14	9/9	土	NF組付
Y-13	9/10	日	休日
Y-12	9/11	月	動作C/K・タイムテスト 頭胴部導通C/K
Y-11	9/12	火	NFコルク貼り・KE処理
Y-10	9/13	水	頭胴部組付、搭載カメラ本組
Y-9	9/14	木	ランチャ装着 KE・タイムコネクタ配線
Y-8	9/15	金	動作C/K、CN配線C/K、タイムテスト
Y-7	9/16	土	ランチャ出し CN角度読合せ
Y-6	9/17	日	休日
Y-5	9/18	月	全段点火系導通C/K、第3回信頼性確認会議 SA-BAT充電
Y-4	9/19	火	電波テスト(18:30TS入り TBD)
Y-3	9/20	水	電波テスト(X=06:30 TBD)、フライトオペ検討会 PS交換
Y-2	9/21	木	SJ最終加圧、PS補充電 最終審査会
Y-1	9/22	金	TS入り(18:30 TBD)
Y	9/23	土	γ(X=06:30 TBD)
Y+1	9/24	日	撤収
Y+2	9/25	月	撤収

4. 次期固体ロケットへの反映事項

M-V ロケットの機体及び搭載機器は複数のメーカーで設計・製造を行っているので、インターフェース管理は最重要項目の一つである。勿論、書類で管理はしているものの、可能な限り「フライト品でのEnd to End 試験」を実施して確認をしてきた。製造中の現物確認である「計器合わせ」から始まり打上げ前日の電波テスト（リハーサル）まで、この思想をもとにオペレーションが進められてきた。

書類での管理が基本である事を否定する訳ではないが、今後のロケットでも最終確認として「フライト品でのEnd to End 試験」を可能な限り実施する事を望む。

5. まとめ

M-V ロケットの射場オペレーションは作業量が多く長期出張を余儀なくされたが、全機を通して大きな事故も無く責務を遂行する事ができた。ここに改めて、打上げ実験に関わられた全ての方に深甚の謝意を表する。

参考文献

- [1] M-V-1 / はるか飛翔実験報告書（機体編），1998年3月
- [2] M-V-3 / のぞみ飛翔実験報告書（機体編），1999年3月
- [3] M-V-4 / Astro-E 飛翔実験報告書（機体編），2001年1月
- [4] M-V-5 / はやぶさ飛翔実験報告書（機体編），2004年3月
- [5] M-V-6 / Astro-E2 飛翔実験計画書（機体編），2005年5月
- [6] M-V-8 / ASTRO-F 飛翔実験計画書（機体編），2006年1月
- [7] M-V-7 / SOLAR-B 飛翔実験計画書（機体編），2006年8月

M-V ロケットの発射管制

餅原義孝*, 下村和隆**, 山田明宏***, 伊東透***, 村口一春***

1. はじめに

発射管制の役割とは、ロケット打上げすなわちミッション開始に向けて、ロケット機体・搭載機器、科学衛星や探査機、受信局等の地上設備、関係諸機関等との連絡体制、等々の必要な準備作業を、一つとして抜けの無いように確実に進捗管理を遂行することである。以下に、M-V ロケット運用終了までに確立した、内之浦宇宙空間観測所（以下、USCと言う）における科学衛星打上げにおける発射管制システムについて報告する。

2. 研究開発の概要

発射管制に用いる主要な設備としては、科学衛星を含めたロケット搭載各サブシステムの、飛翔前の動作チェックや打上げ準備作業の全体の進捗を司る「M/LS発射管制司令装置」と、ロケット・衛星－地上設備の電氣的インターフェースである「発射回線/試験回線設備」で構成される。

発射管制の進捗管理の手法として、M-Vを含めたUSCにおけるロケット運用においては、打上げ当日における各サブシステムの所要作業を効率良く確実に進捗管理するため、発射管制の手順として、フローチャート形式にまとめた「タイムスケジュール」にて運用している。また、タイムスケジュール進行中に何らかの事情により打上げ中断が決定された場合には、発射点近傍ならびに要員の安全や、再度の打上げに向けたロケット・衛星の健全性を確保した状態に戻すため、スケジュール中断時点までの進行状況に合わせた作業を進捗管理する手順として「逆行手順書」にて運用している。

3. 成果の概要

3.1. 発射回線/試験回線設備

本設備は、Mチェックアウト室及びM管制室に設置されたロケット及び衛星用各種地上支援設備と、ロケット/衛星間の動作チェックに必要な信号伝送のインターフェースを確立するものであり、M-3S IIからM-Vへの移行においては、必要回線数の見直し、RB回線の光ケーブル化、ランチャ中継函及び組立室中継函の更新、等の改修を実施した。またB1搭載集中電源については、作業負荷軽減や交換作業に伴うリスク回避等を目的として、搭載状態での充電作業を可能とする充電回線を平成12年度にMチェックアウト室－整備塔間に整備し、5号機より運用を開始した。

*	Office of Space Flight and Operation / JAXA	M-V Project Team
**	Office of Space Flight and Operation / JAXA	Uchinoura Space Center (USC)
***	NEC/TOSHIBA Space-system CO.,LTD	

本回線を機体とインターフェースする着脱コネクタのうち、B2・B3の電源系回線については、4号機まではコントローラスタート以前に離脱・巻上を必要とする電磁離脱式の54芯離脱接栓（日本航空電子(株)製DB54M122-1AD-1：各段1個）を使用していたが、「集中電源内部切替後の不測の事態によるタイムスケジュール中断時に、各搭載機器のより健全な状態を保持する」という観点から、B1電源系、タイマ/点火系、R-SAD系、TVC系で従前より採用していたフライアウェイ式のシェアタイプ24芯接栓（日本航空電子(株)製RS-D24P-AD2-1：各段2個）に変更した。5～8号機の全ての打上げにおいて、コネクタの離脱・引抜は正常であった。

3.2. M/LS発射管制司令装置

本装置は、衛星・搭載機器管制・ランチャ・姿勢制御・SJ/TVC・タイマ/点火管制の各管制設備ならびにコントロールセンター・標準時刻設備との間に、必要な各種信号のインターフェースを有している。図1にM-Vロケット発射管制設備インターフェース系統図を示す。本装置の主要機能の一つである、打上げ時刻（以下、X時刻という）設定制御機能については、8号機までは昭和40年代に整備された旧時刻設備を用いて行ってきたが、老朽化に伴い平成17年度に旧時刻設備を撤去し、現用標準時刻設備と新たにインターフェースを構築した。7号機の打上げにより更新後も従来の機能を保全していることを証明した。

各サブシステムの所要作業を一つとして抜けが無いよう進捗管理し、確実に打上げるために、タイムスケジュールのフローに沿って、各サブシステム管制設備に対する、

- ・ 点火系単独作業[IG-SINGLE]－各サブシステム並行作業[PARALLEL]の作業司令切替
- ・ 各サブシステムへの作業開始許可司令発令及び作業開始確認
- ・ 各サブシステムからの打上げ準備完了確認（2段階）
- ・ 全系準備完了[ALL SYSTEM READY]の発令

等々のインターロック機能を構築している。図2にM-Vロケット発射管制司令装置作業司令－インターロック系統図を示す。打上げウィンドウの制約を満足するX時刻が設定され、X－60秒以前に[ALL SYSTEM READY]が成立すれば、標準時刻設備からのX－60秒信号により、点火シーケンス開始可信号をタイマ/点火管制設備に出力し、オートシーケンスで上げるシステムとなっている。また、本装置にはX－60～0秒の間に不具合等により打上げを中止するための点火シーケンス緊急停止機能[EMG-STOP]を有しているが、M-Vの打上げにおいては、幸いにして本機能を使用することは無かった。

3.1項に述べた着脱コネクタの仕様変更に伴い、

- ・ ランチャ班のウィンチ巻上はノーズフェアリング空調ダクト離脱終了後直ちに、ランチャ管制装置での手元操作により行うこととした（従来はコネクタ離脱信号によるオートスタート）。
- ・ M/LS発射管制司令装置から発令する「ALL SYSTEM READY」の発令条件を、CONNECTOR/COUPLER REMOVE表示の「SA」「RB」を「CONNECT」状態時に実行可能とした（従来は「REMOVE」が発令条件）。

とする改修を平成14年度に行った。平成15年5月7日の5号機の電波テストにおいて、ノーズフェアリング空調ダクトが接続状態であるにもかかわらず、巻上ウィンチを誤作動させてしまうミスオペレーションを犯してしまったが、この不具合は、

- ・ ランチャ班との指令応答の確認手違い
- ・ オペレータの指令応答インターフェースの理解不足

が原因であった。機体の健全性については、ロケット班・ランチャ班他関係各位のご尽力により確認の上打上げに臨み、特に問題はなかったようであった。6号機以降は打上げ時と電波テスト時とで異なる運用手順を装置に明示し、同種のトラブルの再発を防止した。5～8号機の打上げにおいては、これ以外の本装置運用に係る不具合は発生していない。



図1 M-Vロケット発射管制設備インターフェース系統図

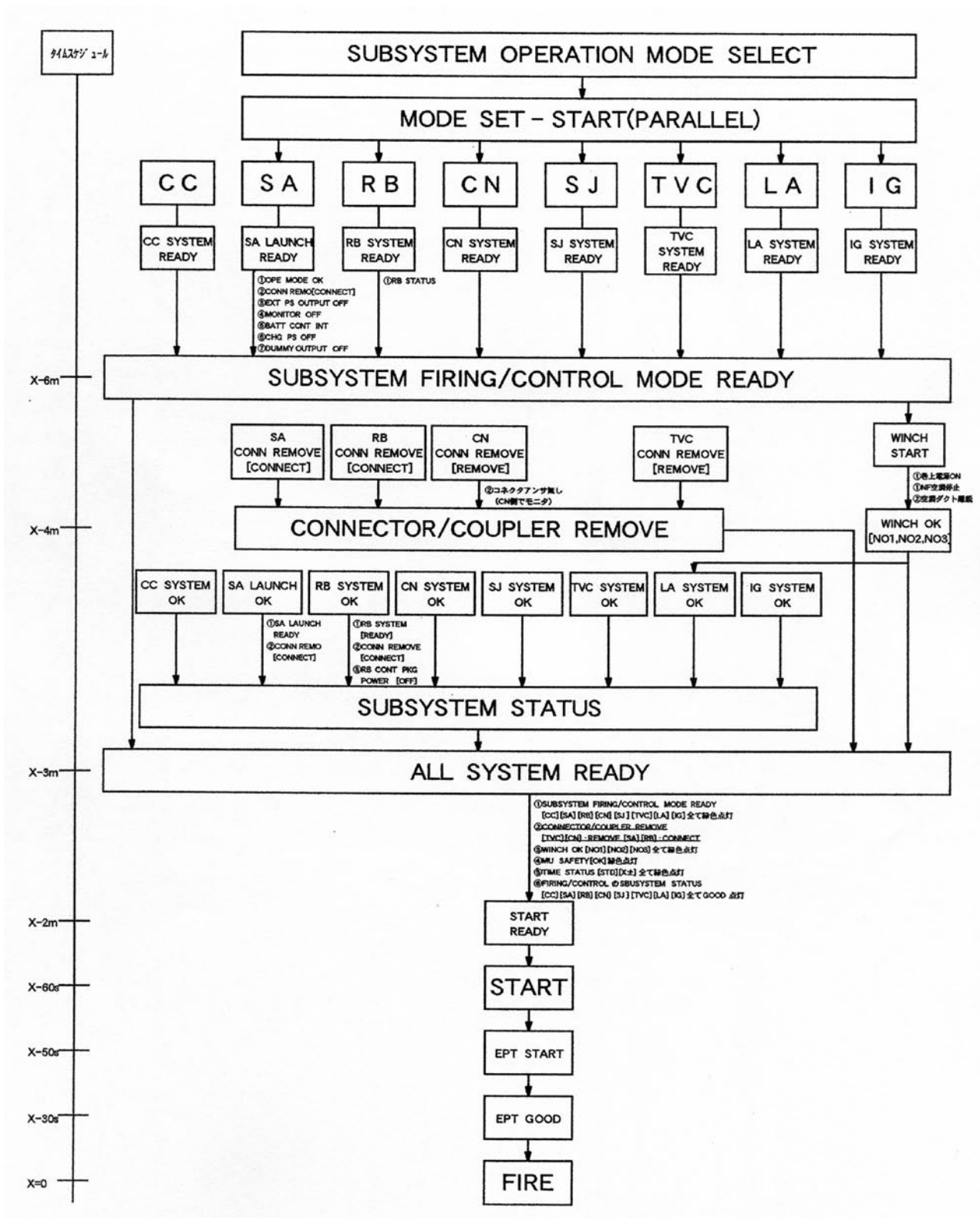


図2 M-Vロケット発射管制司令装置作業司令インターロック系統図

3.3. タイムスケジュール

M-Vで運用してきたタイムスケジュールの作業のフローは、大まかには表1のようにになっている。

表1 M-V用タイムスケジュールの概略フロー

飛翔プラグ接続・点火系導通チェック	
↓	
機体最終アクセス作業・アクセス窓閉め・着脱コネクタ接続	
↓	
衛星動作チェック及び打上げモード設定	ING ウォームアップ
↓	↓
ランチャセット及び角度読み合わせ	
↓	
整備塔及びM 台地総員退避	
↓	↓
衛星最終確認・OP スタート・NF 空調停止/離脱	RB 動作チェック・CN 発射 JOB
↓	↓
電源内部切替	
↓	
発射準備完了	
↓	
コントローラ（タイムシーケンス）スタート	
↓	
打上げ	

5～8号機の打上げ時に用いたタイムスケジュールを、それぞれ図3～6に示す（各号機の打上げ日時は本図を参照のこと）。M-Vのタイムスケジュールはおおむね半日強の運用となっており、全ての号機において適度な時間余裕を持って打上げを実行できた。

3.4. 逆行手順書

逆行手順書は、タイムスケジュール中断の場合に、二次災害を起こすことなく機体を運用するための手順書として適用しているもので、その手法はM-V各段モータ開発の地上燃焼試験用に開発されたものに倣っており、対外的にも設定された打上げウィンドウ内でのX時刻変更にも対応可能なフローとなっている。

使い方としては、フロー図の一番上に、

- ・ その作業の完了によりその後の逆行作業が異なってくる作業項目

を、特に点火系回路の安全側/発射側切替項目は漏らさぬよう、右向きに正規スケジュールの時系列で表記し、スケジュール中断時に場合分けして下向きのフローで逆行作業を進行・管理する手法となっている。また、下向きのフローには各号機の衛星の設計仕様により異なる要求を必ず反映している。5～8号機で用いた逆行手順書を、それぞれ図7～10に示す。実際には6、8号機で本手順を運用することになったが、おおむね役立ったものと考えている。

M-V-6(ASTRO-E II) タイムスケジュール

SESノート K-No.1037

γ:H17.7.10 X=12:30

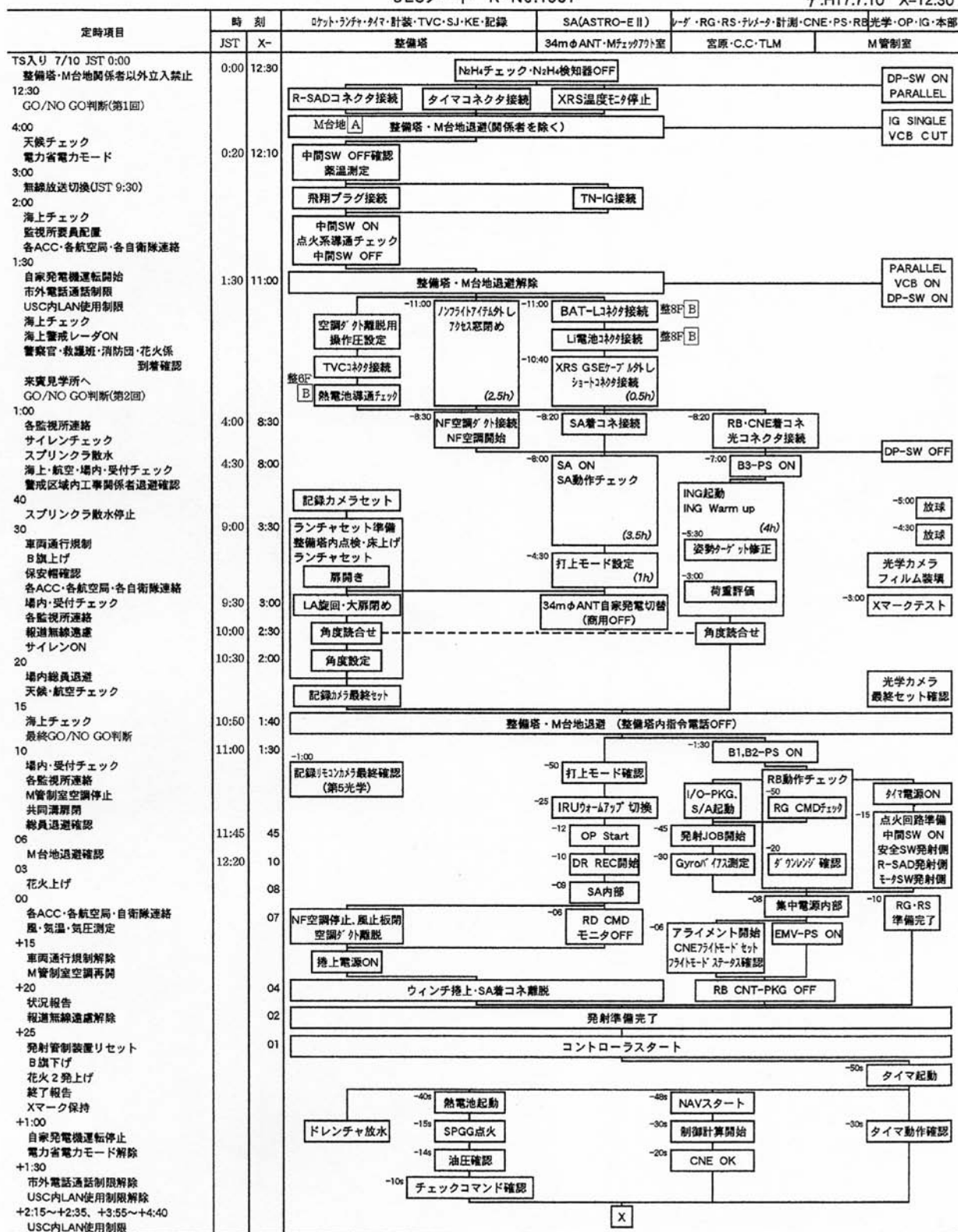
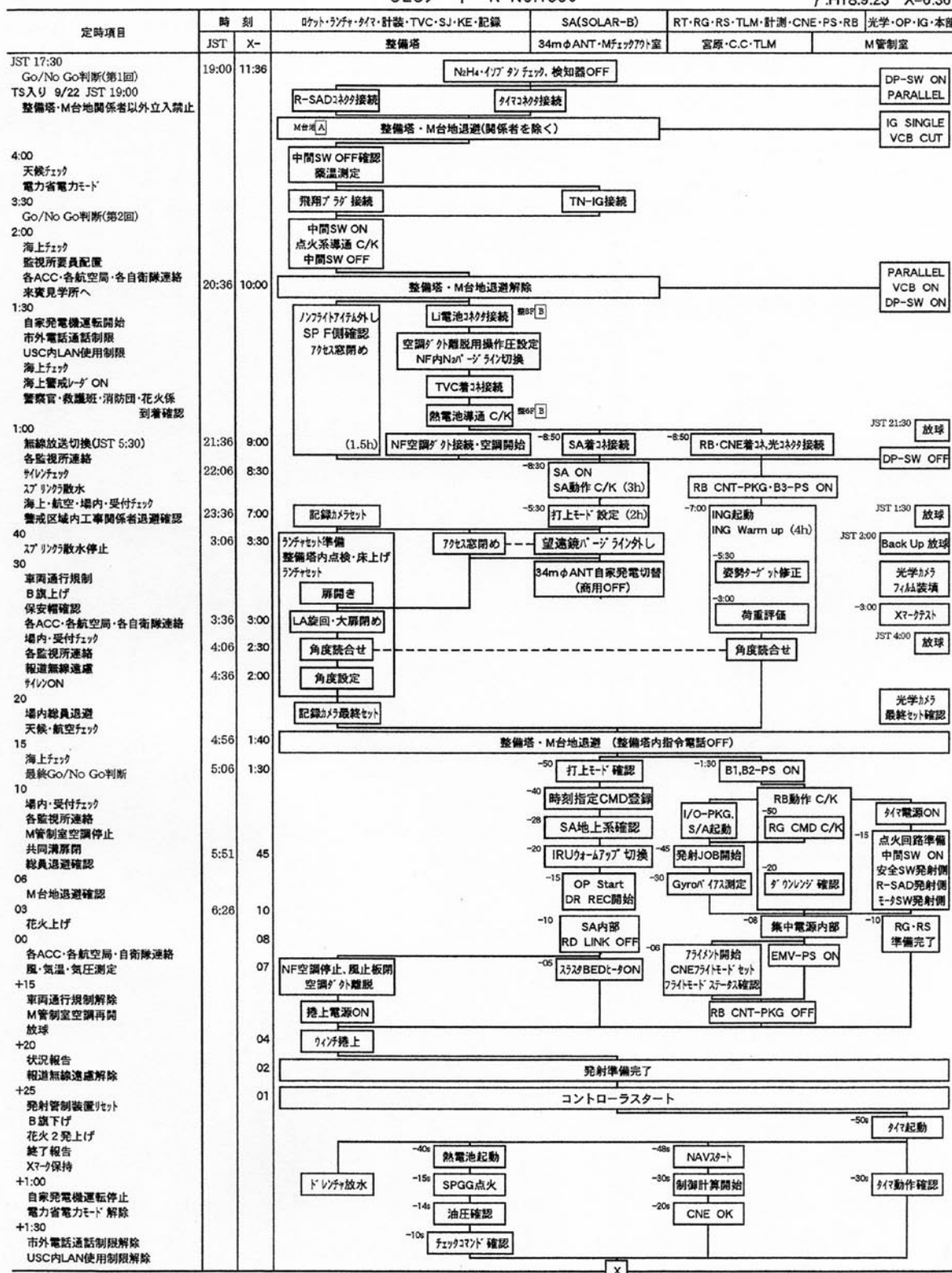


図4 M-V-6号機 タイムスケジュール

M-V-7/SOLAR-B タイムスケジュール

SESノート K-No.1056

γ:H18.9.23 X=6:36



M-V-5 逆行手順書

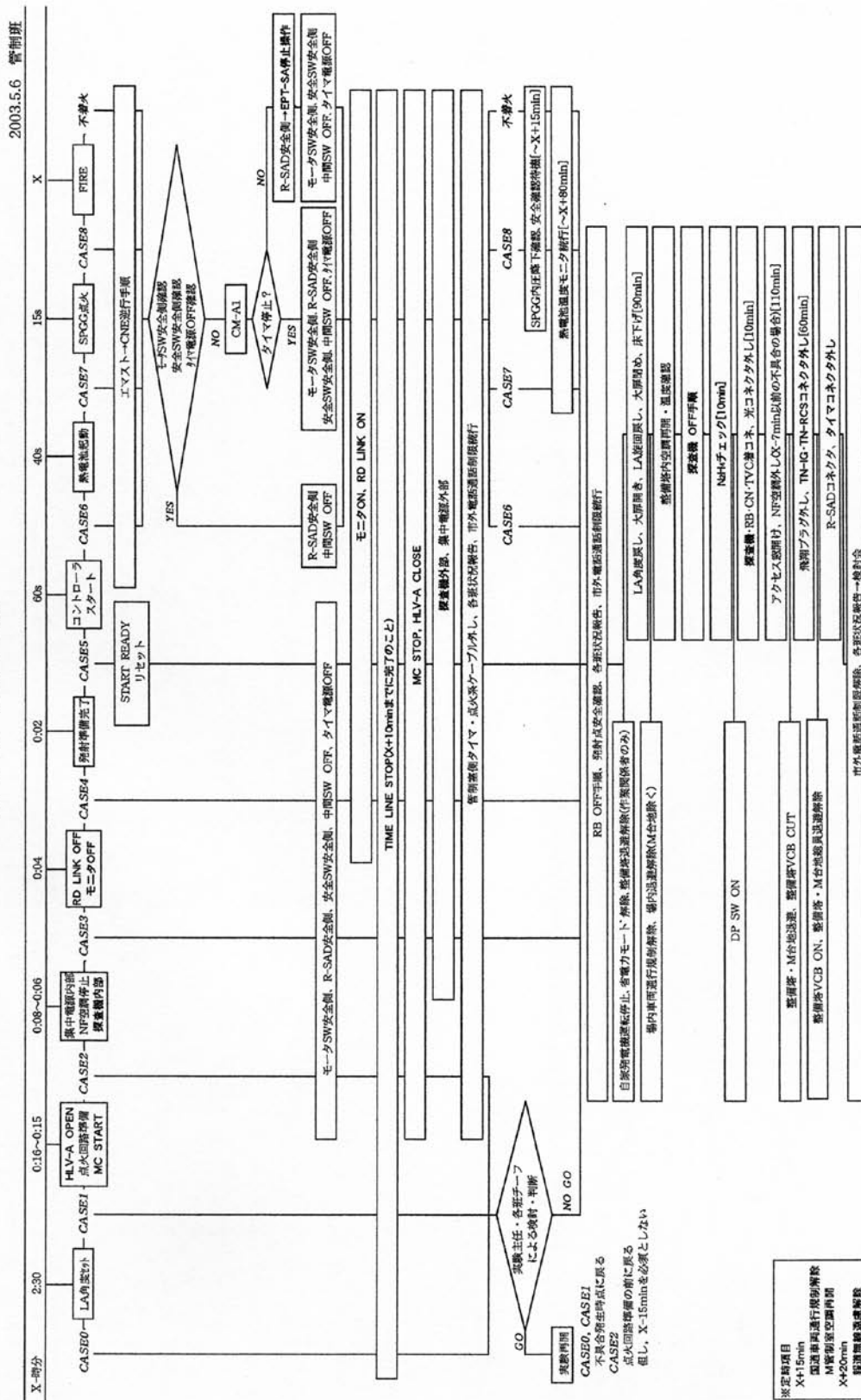


図7 M-V-5号機 逆行手順書

H18.2.11 寄附契
H18.2.14 改訂
H18.2.18 改訂
H18.2.21 改訂

M-V-8(ASTRO-F) 逆行手順書

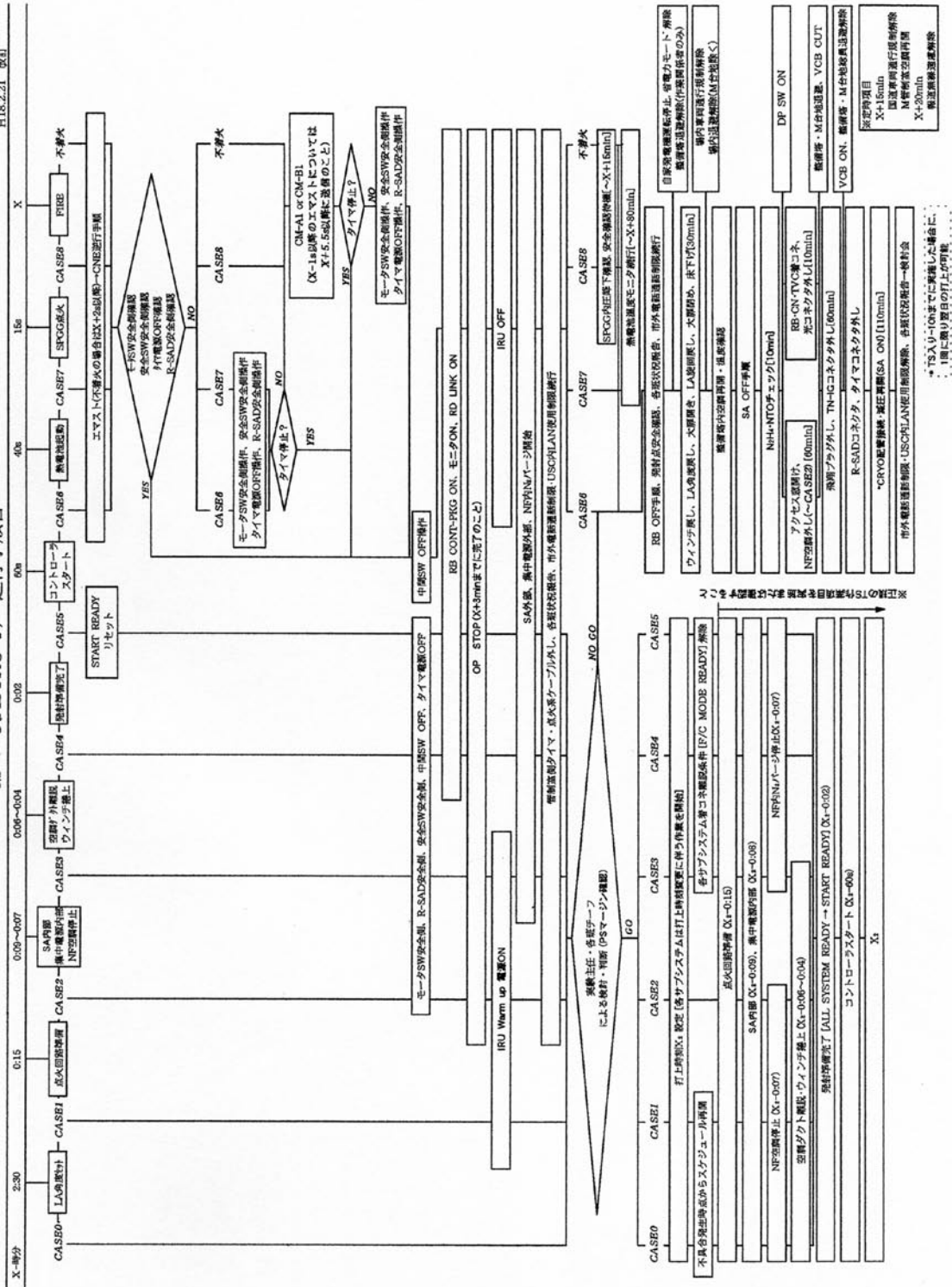


図9 M-V-8号機 逆行手順書

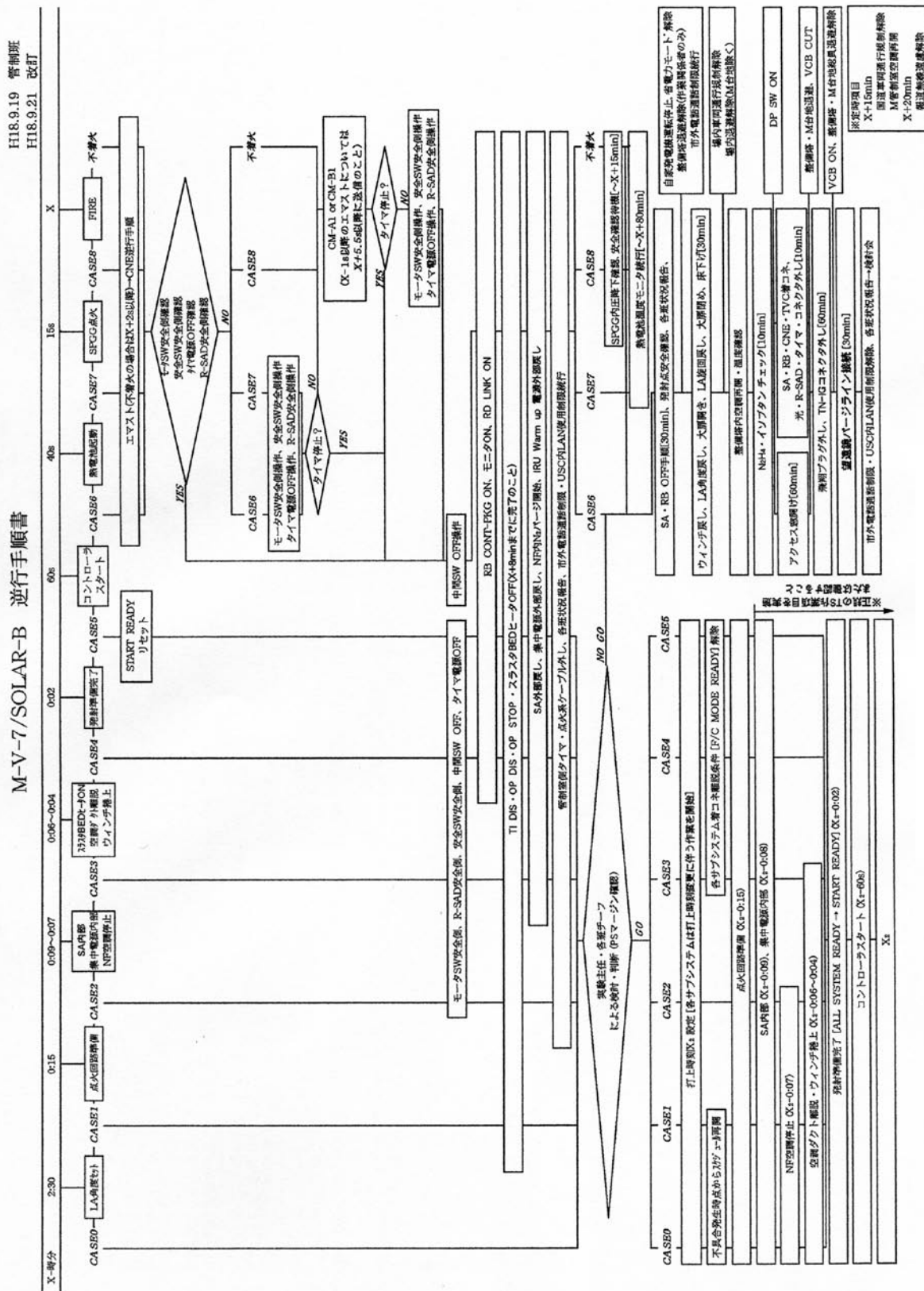


図10 M-V-7号機 逆行手順書

4. 次期固体ロケットへの反映事項

4.1. 発射管制設備

前述のように、5号機からB2・B3の電源系回線もシェアタイプ24芯接栓に変更されたことにより、電気系回線については「電力を必要としないフライアウェイ式離脱系」を構築しており、次期固体ロケットにおいても、この「電力を必要としない」点については是非、継承されたい。地上設備開発コストの低減のために、本設備についても最大限活用されることが望まれるが、M-Vへの移行時に換装がなされたRB系光回線は、古いGI規格であるため、現在主流となっているSM規格への換装が必要となるであろう。外部電源供給用メタル回線については最大限活用できるものと考えているが、ロケットー地上設備のインターフェース設計、ランチャ発射方式、M組立室での試験形態、搭載電池充電方式、等々の仕様の如何により、中継函の位置変更や回線の増設等が検討課題となっている。運用性の向上を目指し、各サブシステム管制系回線の光ケーブル化等、機体インターフェースの簡素化は是非とも実現したい。

コスト低減を含めた運用性向上のために、発射管制用GSEについては、現在の8システム（発射管制・RB・PS・点火/タイマ・CN・SJ/TVC・ランチャ・衛星）から5システム程度への集約化を図ることは有効であろう。光通信技術等を活用した新たなソフトウェアシステムを開発することにより十分に実現可能と考えられる。各サブシステムの準備状況を確実に確認するためのインターロックの構築については新システムにおいても実現すべきと考える。

4.2. タイムスケジュール・逆行手順

M-Vのおおむね半日強のタイムスケジュールのうち衛星系作業を除いたロケット系作業だけでも、所要時間は（マージン込みではあるが）10時間を越えてしまっていた。これにより電波テストから打上げ当日の実験関係者への身体的負荷が過大であった懸念は否定できない。次期固体ロケットにおいては、ロケット系作業だけで5時間程度、衛星系作業を併せても8時間程度までの打上げ作業簡素化を目指したいものである。M-Vの設計仕様を基準に考えると、

- ・ 飛翔プラグ等のコネクタ類接続作業を含めた機体最終アクセス作業
- ・ INGウォームアップ

等の所要時間を大幅に短縮するだけでも、十分に実現可能な目標であると言える。

タイムスケジュール・逆行手順のフローチャート形式での運用は、並行作業を視覚的に効率良く進捗管理することを可能にしている。これにより実験班全体としては、A3程度の「紙一枚」のみを共有することで打上げ・逆行作業を実行可能としている。これは「固体ロケットのシンプルさ」という長所をよく表しているうちのひとつと言えるものであり、次期固体ロケットにおいても是非とも継承していきたいと考えている。

5. まとめ

M-Vロケットの発射管制システムの運用においては、多くの方々の御支援・御協力により、大きなトラブルを起こすことなくその役割を果たすことが出来た。関係各位に深甚の謝意を表する。

ペンシルロケット以来携わってきた先人たちが、言わば手作りで構築してきた発射管制システムのノウハウを、次期固体ロケットにおいても十分に活かし、より良いものに発展させていきたいと考えている。

M-V ロケットのRB（搭載機器）管制

大島勉*, 太刀川純孝*

1. はじめに

各段に搭載された機器を管制するRB（搭載機器）管制システムはM-V ロケットから光ケーブルを用いた制御方式を採用している。RB管制装置自体は4号機以降も地上、搭載共に変更が無いが、5号機以降は着脱コネクタが変更され、搭載計器も各号機毎に一部変更が行われている。ここでは、これらの変更点を報告し、管制装置の概要と搭載系の変更に伴う作業について報告する。

2. 各段機器の搭載状況

M-V ロケットの搭載計器は電源、管制系、通信系、計測系、制御系、タイマ/点火系に係わる搭載機器で構成されている。基本的な構成は各号機共同様であるが、一部計測器が追加、削除されている。各号機に搭載された主な機器の搭載状況を以下に述べる。

5号機から7号機までに搭載された主な搭載装置一覧を図1～3に示す。図中、搭載装置名の後に記述された括弧内の数字は搭載号機を表す。

2.1. 5号機から6号機への変更点

- (1) 5号機において第2段に搭載されていたレーダトランスポンダとコマンド受信機を第3段に移し、第3段飛翔中のレーダ追跡機能とコマンド機能を冗長化した。
- (2) 第2段にも搭載されていた地磁気姿勢計を省略し、第3段搭載の1系統とした。
- (3) コンタミ計測は5号機で終了し、第3段に残留内圧計測装置を追加した。
- (4) 6号機以降、サブペイロードを搭載する事になった。サブペイロードは号機毎に異なる実験項目となる。

2.2. 6号機から8号機への変更点

- (1) 第3段のM34計測装置4および残留内圧計測装置を省略し、太陽光検出器を搭載した。
- (2) 第3段に電源セーフティ BOX およびサブペイロード電源コントローラを搭載した。
- (3) 第2段にM25計測装置-6を追加搭載した。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA

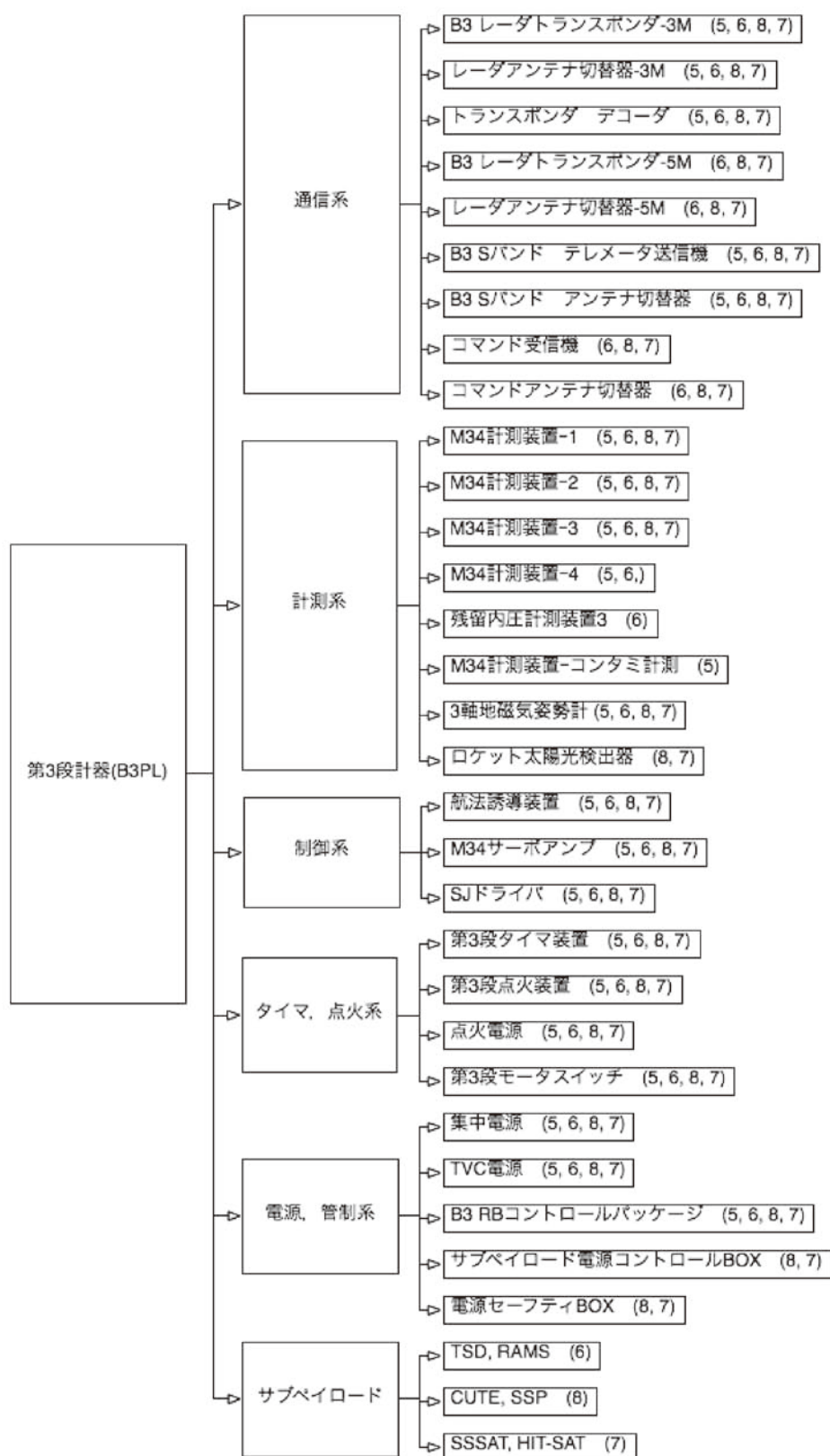


図1 M-Vロケットの主な搭載装置一覧 (第3段)

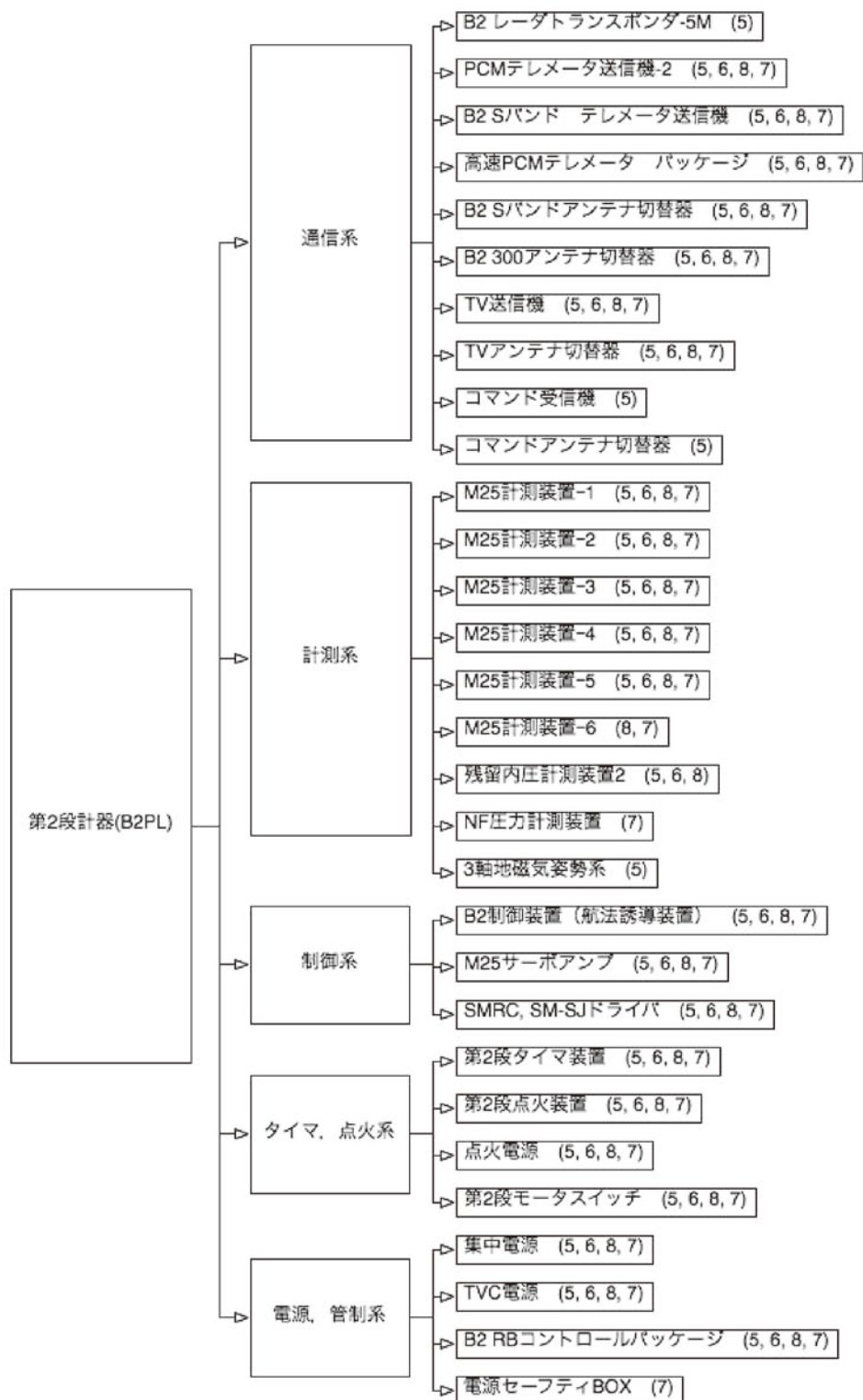


図2 M-Vロケットの主な搭載装置一覧 (第2段)

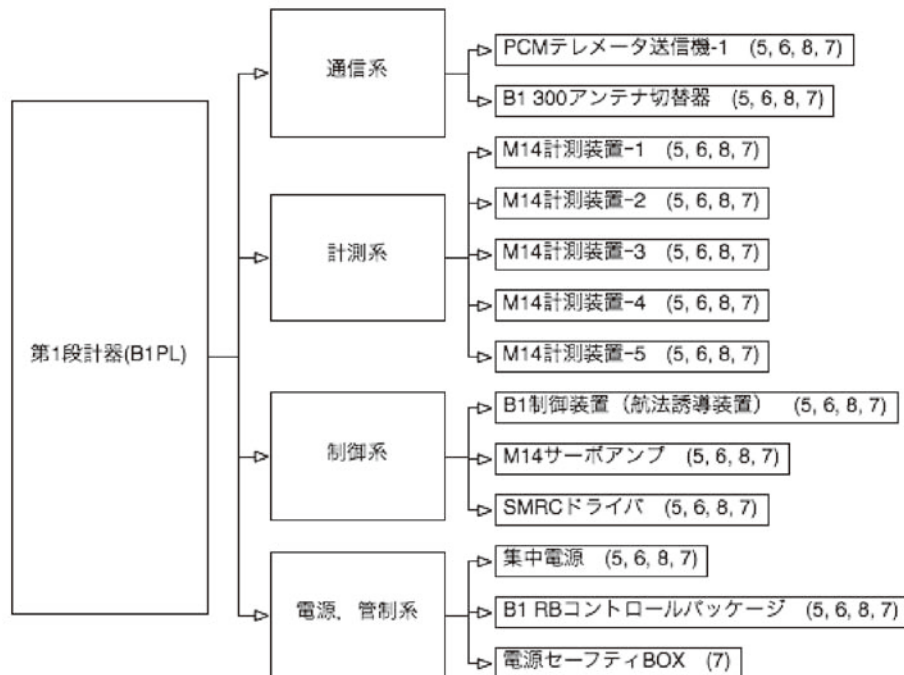


図3 M-Vロケットの主な搭載装置一覧（第1段）

2.3. 8号機から7号機への変更点

- (1) 電源セーフティBOXを第1段と第2段にも搭載した。
- (2) 第2段にNF圧力計測装置を搭載した。

3. RB 管制

3.1. RB 管制装置

RB管制システムは、地上設備であるRB管制装置とロケット搭載装置であるRBコントロールパッケージで構成され、両者は信号伝送用光ケーブルと外部電源供給回線で接続される。

RB（搭載機器）管制装置は発射管制室に設備されているM/LS発射管制司令装置（以下、中央指令卓という）を中心としたM-Vロケット発射管制設備の一部で、搭載機器の総合管制を地下管制室からの遠隔操作により行う設備である。

RB管制装置は集中電源管制装置、中央指令卓と接続し、ロケット飛翔前試験および発射設定時に搭載機器電源のON/OFF操作ならびに各種モード切り替えを行うことを目的としている。

図4に集中電源管制装置、中央指令卓、ロケット搭載システムを含めたRB管制システムの全体系統図を示す。

図5にはRB管制地上装置の系統図を示す。

搭載機器の管制を行うコマンド信号は、1コマンドにつき48bitの2進符号で形成され、4800bpsのデータレートである。この電気信号を光変換部で波長1.3 μ mの光信号に変換し、光ケーブルを介してロケット各段に搭載されたRBコントロールパッケージ（復調、処理装置）へ送る。コマンド送出は一回の実行命令につき同一コマンド符号列を2回送出するダブルコマンド方式としている。

RBコントロールパッケージ（復調、処理装置）は光信号を電気信号へ変換し、コマンド信号のコードを識別し

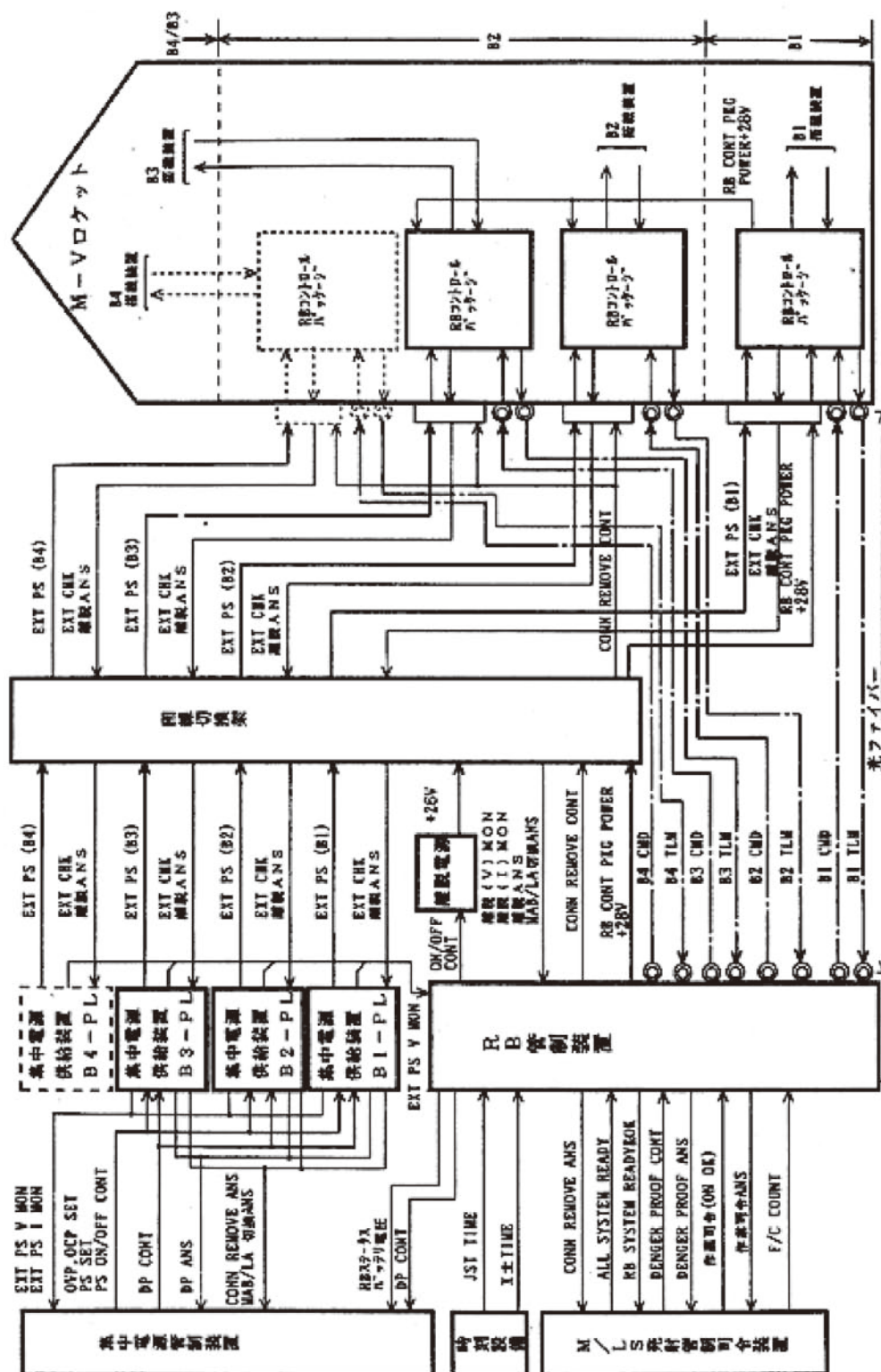


図4 RB管制システム系統図

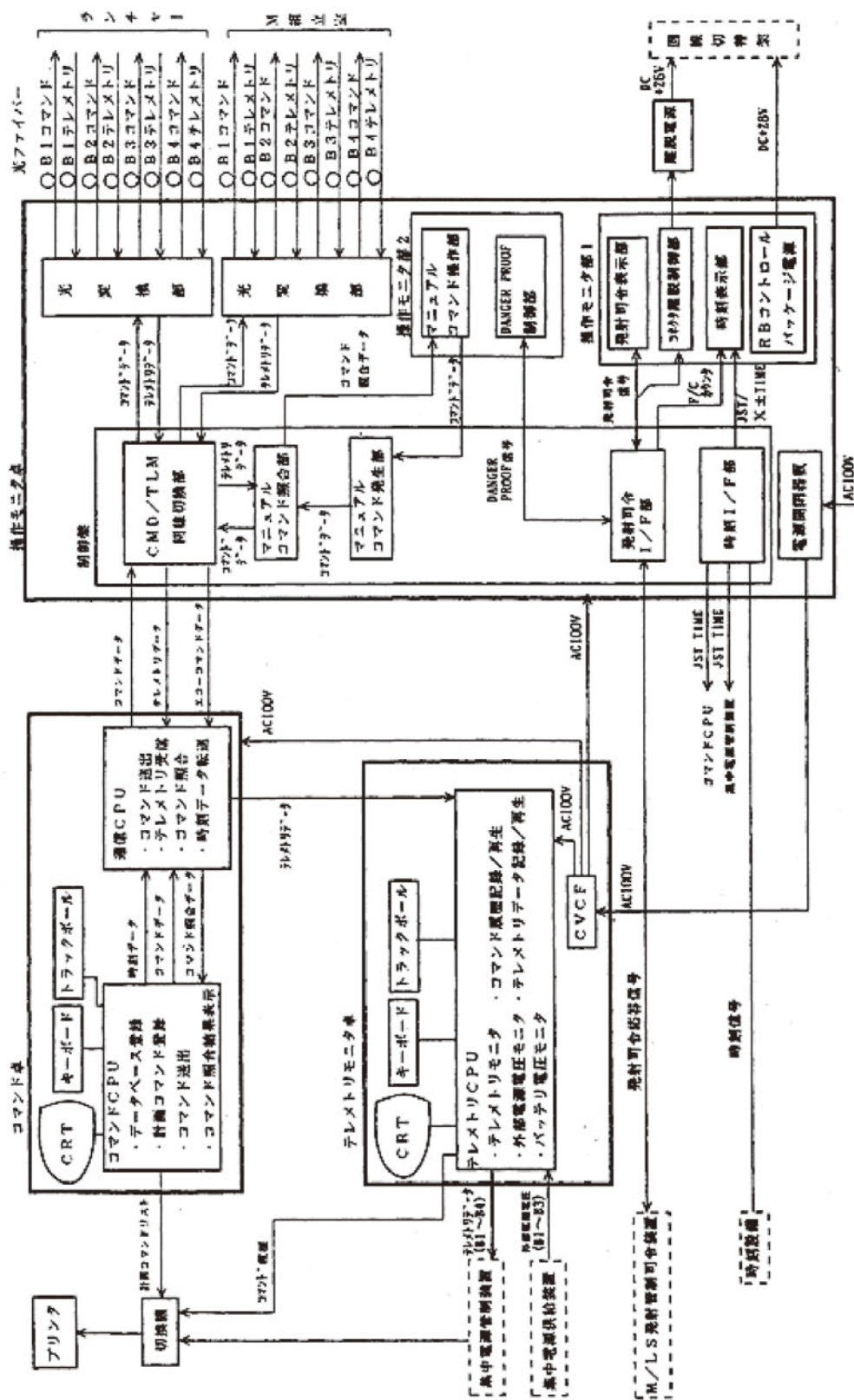


図5 RB管制装置系統図

て所定の搭載機器を制御する。このときダブルコマンドの一方にエラーが発生した場合には制御が実施されないようにして、誤動作に対する安全率を高めている。現時点での制御項目最大数は各段毎に42項目となっている。

RBコントロールパッケージは各搭載機器の制御ステータスおよび電源電圧を監視するために、これらのデータをテレメトリデータとして地上管制装置に送り出している。テレメトリデータも4800bpsのデータレートで、ステータス項目数は各段毎42項目である。テレメトリフォーマットは48bit/Frame, 8Frame/1Major Frameとなっている。

これらのコマンド信号処理およびテレメトリデータの編集処理は、各号機毎にRBコントロールパッケージ内のFPGAに論理を予め書き込んでおくことにより実現される。

3.2. RB (搭載機器) 管制

M-V-4号機までは第2段、第3段の着脱コネクタに電磁ソレノイドで離脱するケーブルを用いていた。5号機以降では、これらの着脱コネクタを第1段に用いている型式と同様のシェア型着脱コネクタに変更した。この事により、コネクタ離脱はリフトオフと同時にになった。したがって、ロケットが発射されなければ、各段の外部電源供給ラインは接続されたままとなる。さらに、緊急停止等の操作が行われても、逆行戻し作業を、より安全、確実に実施できるようになった。

M-V-5号機以降について、搭載機器設定の開始から発射にいたるまでのRB管制作業の流れを図6に示す。4号機までの作業では第2段、第3段の着脱コネクタが離脱した事を確認して作業を進める手順となっていたが、5号機以降では着脱コネクタが接続されたままである事を確認して作業を進める手順となっている。

また、4号機までは、第2段、第3段の着脱コネクタが離脱した後に緊急停止が行われた場合、コネクタ再装着までの間に内部電池が消耗してしまうのを防ぐため、ひとまず各機器をOFFにし、戻し作業完了後にあらためて外部電源接続状態で、機器のリセット、電源OFFを確認する手順となっていた。5号機以降の逆行作業時は、ロケットが整備塔に戻る前であっても、RBコントロールパッケージを立ち上げて、電源を内部電池から外部電源に戻し、各搭載機器を順次OFFするだけで通常の発射前の状態に戻す事が可能になった。

搭載機器の設定手順は各号機とも基本的に大きな違いは無いが、搭載機器の変遷に伴い一部異なる。ここでは最終号機となった7号機の設定手順を図7に示す。

4. まとめ

M-V-5, 6, 8, 7号機における搭載機器の変更点およびRB管制について報告した。RB管制装置については4号機までと変更点は無いが、着脱コネクタ型式変更に伴う作業手順の変化について述べた。

なお、7号機までの設定コマンド操作は手動で一項目毎に動作確認を行いながら進めてきたが、この装置には一連のコマンド項目を自動で順次送出する機能も有している。

今後も同様のシステムが採用されるとするならば、各搭載機器の動作状態についての良否判断を、計算機等によって自動的にフィードバックし、この自動送出機能と組み合わせる事で、より洗練された管制システムとなることが期待できる。

参考文献

- [1] 大島 勉, 太刀川純孝, 河端征彦, 橋本正之, 「M-V型ロケットの計装/RB (搭載機器) 管制」
宇宙科学研究所報告, 特集, 第47号 (2003年3月)

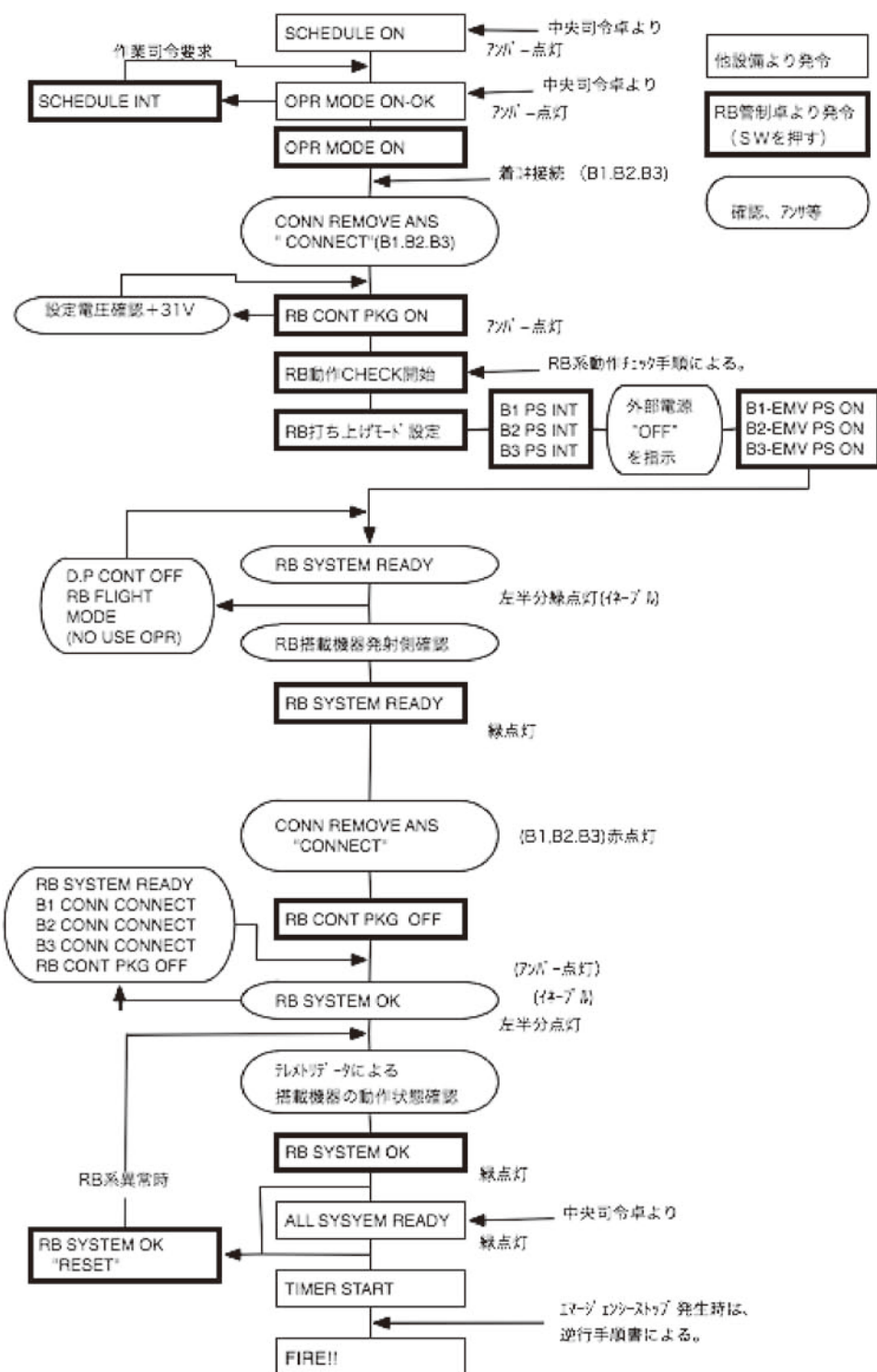


図6 RB管制作業の流れ (M-V-5号機以降)

M-V-7号機 動作チェック手順 (フライト)

RB管制班 2006.9.18

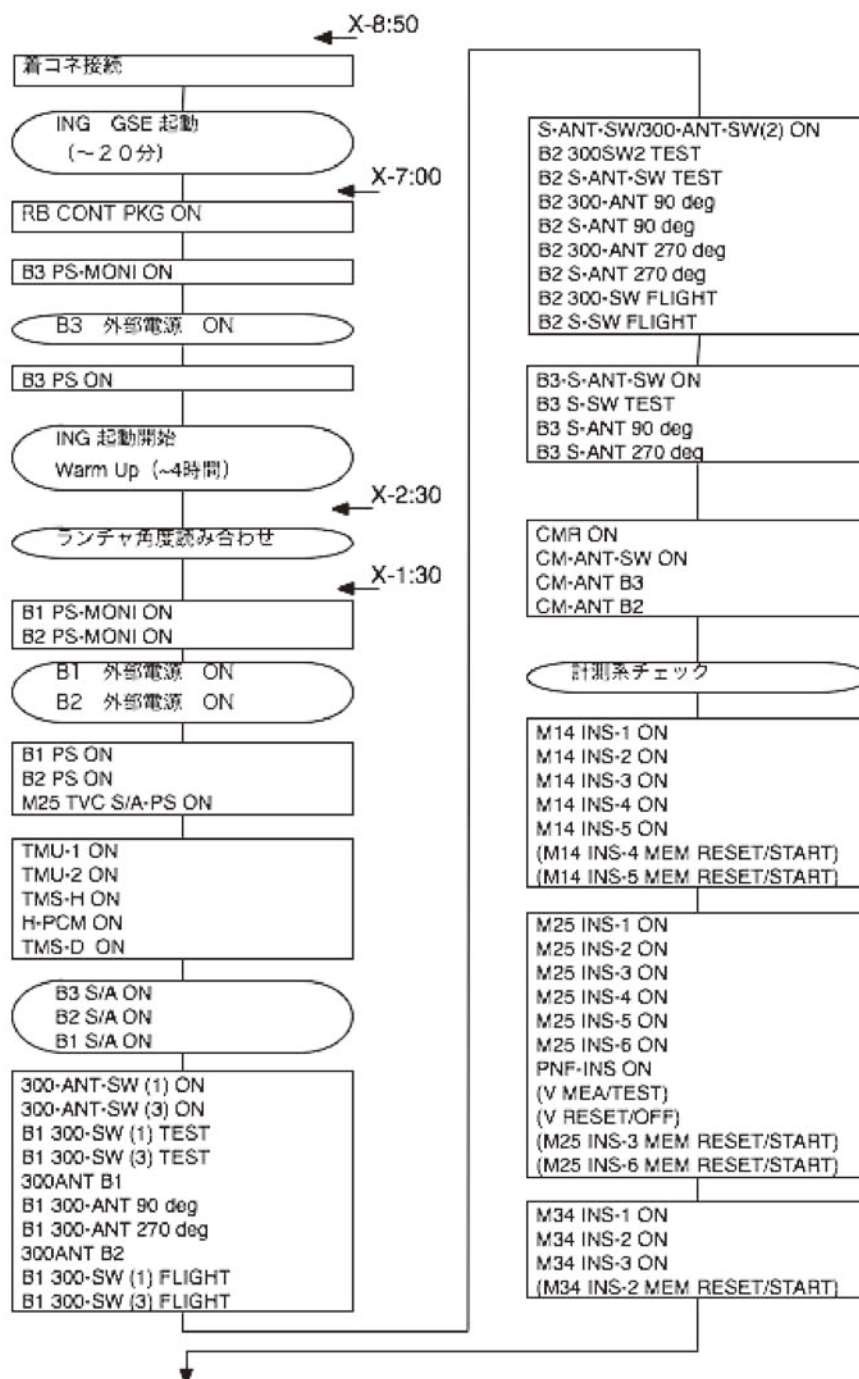


図7 7号機の搭載機器設定手順(1/3)

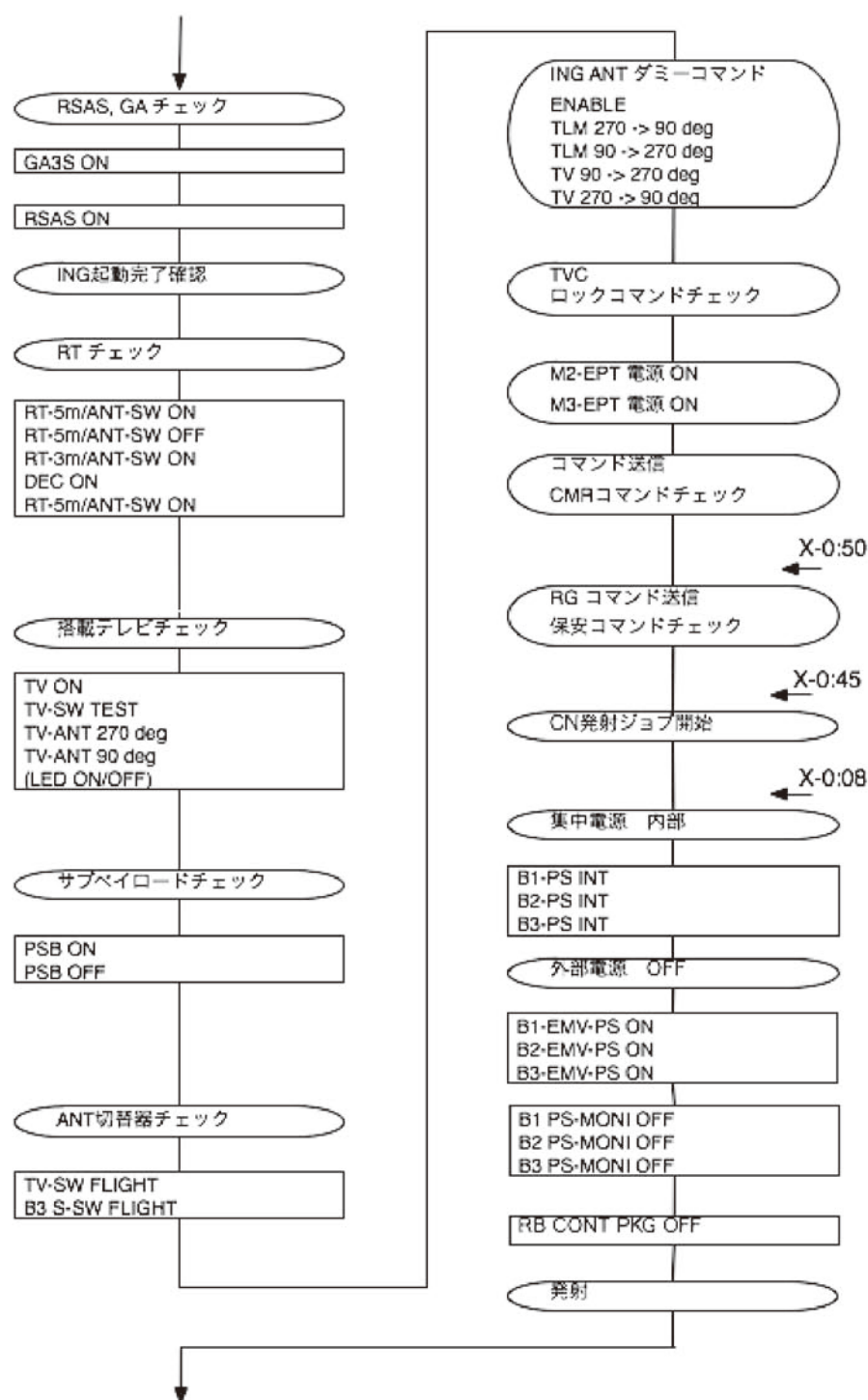


図7 7号機の搭載機器設定手順(2/3)

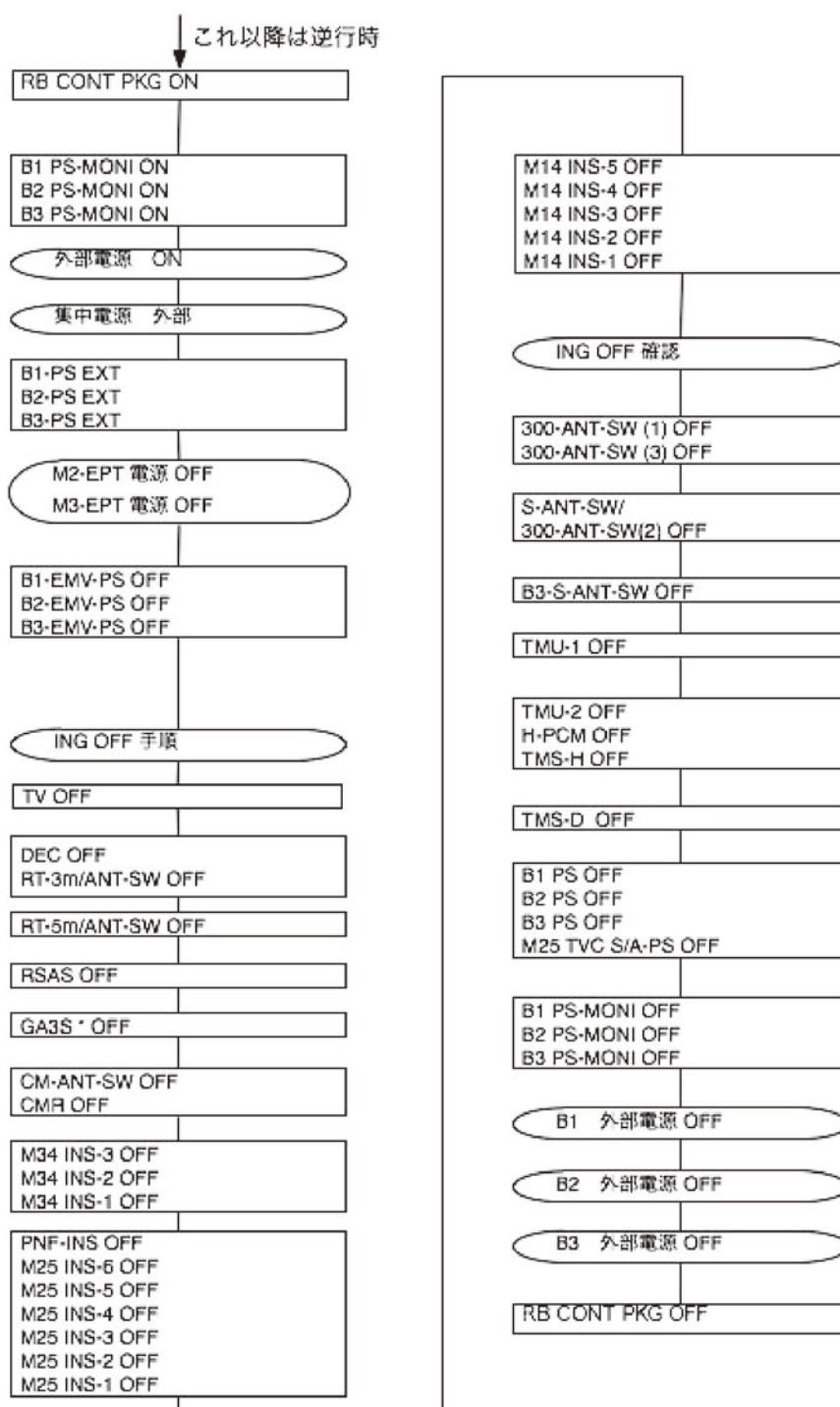


図7 7号機の搭載機器設定手順(3/3)

M-V ロケットの点火タイマ管制

中部博雄*, 相原賢二*
菊地毅**, 根本健司**, 下山篤**, 赤池護**

1. はじめに

点火タイマ管制系は、M-V-1 号機以降 8 号機まで基本的に大きな変更は無い。本報告では、主に M-V ロケットの点火タイマ管制装置の開発と運用に当たったの特記事項、変更点、不具合、打上げ時の操作記録及び次期固体ロケットに向けての反映事項を報告する。

2. 設計開発の概要

2.1. 点火タイマ管制装置と M3 EPT 監視装置

M-V ロケットのタイマ点火系を操作或いは監視する地上設備は、発射管制室（M 台地）の点火タイマ管制装置とコントロールセンターの M3 EPT 監視装置がある。前者は EPT、IG-BOX、点火系電源、M-SW 及び SAD の操作とそのアンサを表示し、後者はコマンドによる M3 EPT の修正秒時を監視している。

点火タイマ管制装置は、大別してタイマ管制部、点火管制部、CPU 部、充電部、ケーブルチェック部から成っている。

2.1.1. 点火タイマ管制装置の基本思想

M-V ロケットのタイマ点火回路概略と本装置の操作項目の系統を図 1 に、操作パネル部を図 2、図 3 に示す。ここで図 1 は B2PL 部のタイマ点火系を示しているが、B3PL 部もほぼ同様の回路構成になっている。

① 操作性を重視

操作は出来るだけ単純に、操作パネルはメインの作業を基に操作スイッチとアンサ表示の配置をフロー化することで誤操作を防止する。

② 点火タイマ管制装置内インターロック

作業内容により操作スイッチやアンサ表示は異なる。そこで不要な操作ができないようにインターロックをかける。具体的には、打上げモード中は点火系導通チェックモードにはできない。また、点火系導通チェック中にタイマ電源を ON すると、点火系導通チェックモードは解除する等がある。

③ M/LS 発射管制司令装置（以下、中央司令卓と言う）とのインターロック

安全確保のため、点火タイマ管制装置単独で打上げモードに入れないように、数カ所で中央司令卓の指

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA

** Matsushita Electric Industrial Co.,Ltd.

示を介在させている。表1参照。

④ 現場の安全確保（キースイッチ）

現場で点火系作業をする場合、点火タイマ管制装置のキースイッチをOFFして、現場作業者がそのキーを持つことで安全を確保している。点火系操作はそのキーをONして可能となる。また、操作ケーブルは点火タイマ管制装置から外すことで現場の安全をより確実なものにする。

⑤ タイマ点火系操作ラインを分ける

ロケット壁のコネクタが何らかの理由で外れた場合でも確実に点火系を安全側に戻す方策として、タイマ電源1,2, 安全SW1～3, M-SW1,2, SADを5系統あるラインに振り分ける。

さらに、全てのラインが外れる等で操作が不能になっても、コマンド送信によりタイマを安全側に戻す手段を有している。

2.1.2. CPUの作業分担

CPUの主な機能は以下の通りとする。

① 点火系導通抵抗測定

全点火項目を自動で測定し、その結果を記録すると共に判定する。

② ケーブルチェック

測定したいケーブルを接続して、ケーブルの抵抗、ピン間絶縁抵抗、ピンとアース間絶縁抵抗を自動的に測定し、その結果を判定する。

③ 充電

2, 3段目計器部に搭載されている点火系電源、タイマ非常用電源を自動的に完了まで充電すると共にその結果を記録する。

④ 操作の履歴

動作試験や打上げ時のタイマ管制部と点火管制部の操作は全てCPUにより収録され、予定されていない操作をした場合や予定外のアンサが表示された場合はCRTに警告表示をだす。

⑤ 冗長電源の健全性確認

冗長になっている電源が、何らかの理由で片方の電源が故障しても点火タイマ管制装置の動作事態に影響はないので気づかない。そこでCPUはそれぞれの電源を監視している。

表1 M-Vロケット打ち上げ時の操作及びアンサ表示 (M-V-5)

No.	X－ (時間)	項 目	点火タイマ管制装置		中央司令卓	
			操 作	アンサ表示	操 作	アンサ表示
1	50 分	ON SCKE		○	○	○
		PARALLEL	○	○		○
		PARALLEL/SINGLE		○	○	○
		OPERATION	○	○		
		安全キースイッチ	○	○		
		MID スイッチ	○	○		
2	40 分	M2 EPT 電源	○	○		
		M3 EPT 電源	○	○		
		探査機タイマ 電源*	○	○		
		CM-A1		○		
		CM-A2A/A-2B		○		
		CM-A3/A4		○		
		CM-B1		○		
		CM-B2		○		
		ST READY		○		
3	18 分	M2 安全スイッチ	○	○		
		M3 安全スイッチ	○	○		
		探査機 安全スイッチ	○	○		
4	15 分	SAD-B2 モータ	○	○		
		SAD-B3 モータ	○	○		
		SAD-B1 分離	○	○		
		SAD-B2 分離	○	○		
		SAD-B3 分離	○	○		
		SAD-開頭	○	○		
		SAD-B1 SO	○	○		
		SAD-B2 SO	○	○		
		SAD-B3 SO	○	○		
		SAD 準備完了		○		
		B2 M-SW	○	○		
		B3 M-SW	○	○		
5	10 分	IG READY (IG OK)		○		○
		ALLSYSTEM READY		○	○	○
6	60 秒	点火タイマ管制装置起動		○	標準時刻設備より	○
7	50 秒	M2 EPT 起動	点火管制装置より	○		○
8	30 秒	タイマ OK		○	標準時刻設備へ	○
9	X	点火		●		●

注1) ○：実表示，●：点火タイマ管制装置或いは中央司令卓の内部で作っている表示で，実際の点火信号を表示しているものではない。

注2) *：探査機タイマ電源は，探査機の動作試験のため X－8 時間頃から一時 ON する。

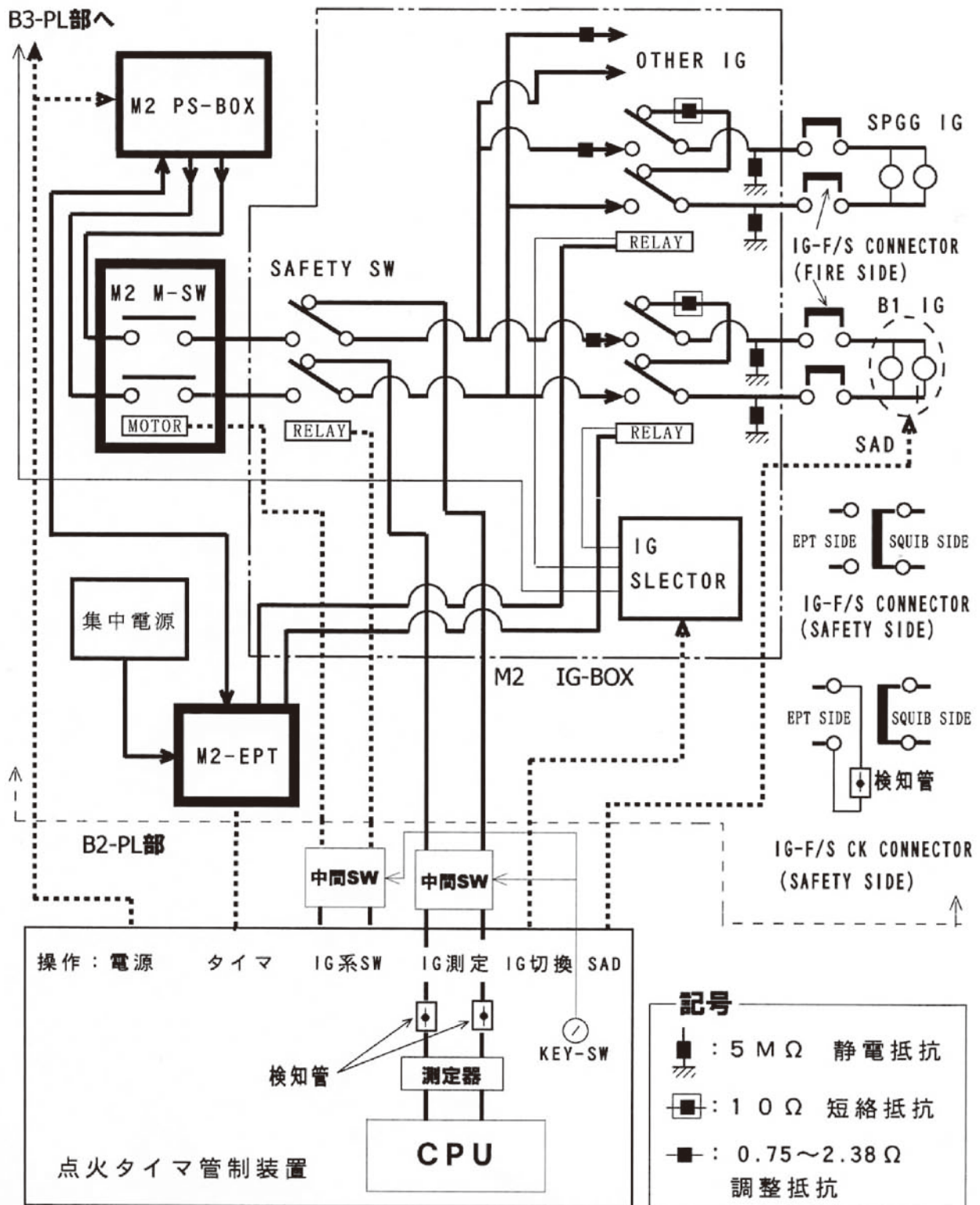


図1 M-Vロケット タイマ点火回路概略と操作系统図

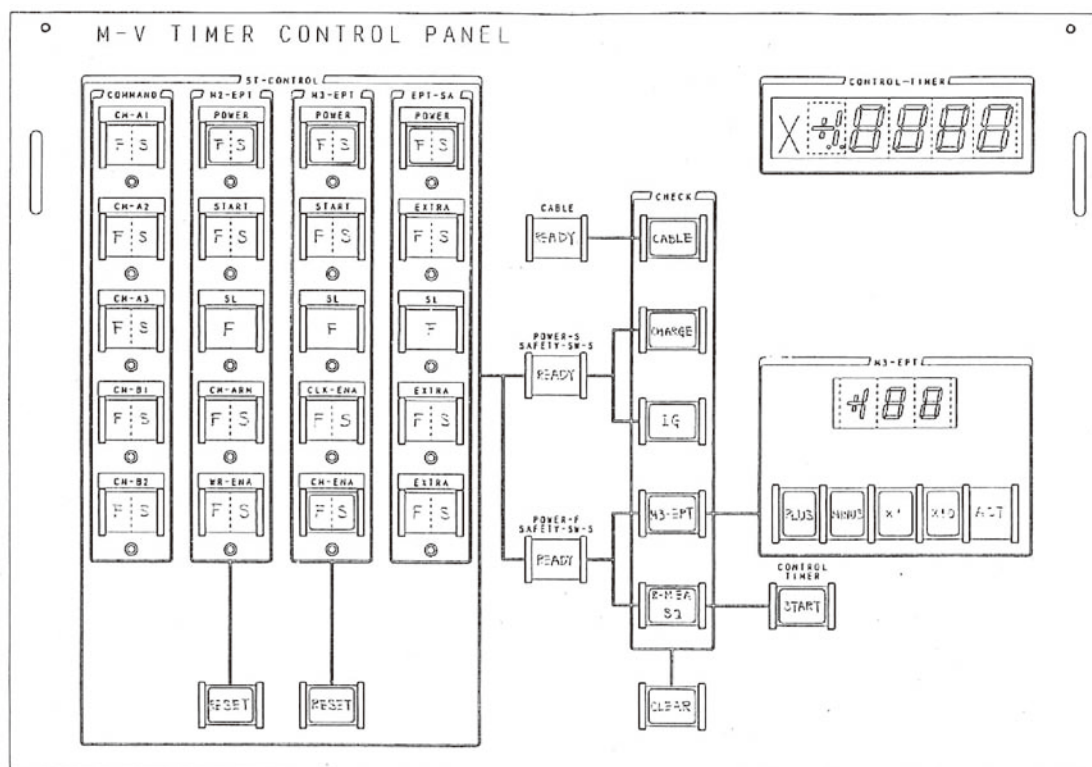


図2 M-Vロケット タイマ操作パネル

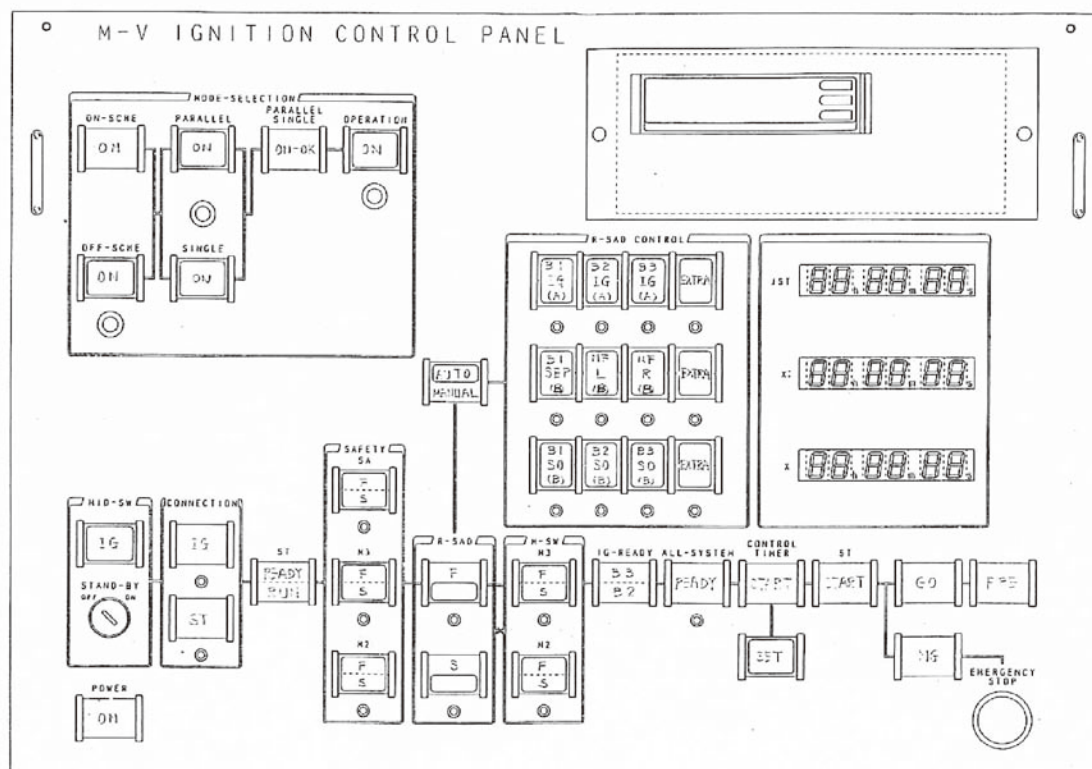


図3 M-Vロケット タイマ点火系操作パネル

3. 変更点

3.1. 非常停止不感帯

タイマ点火系機器と点火タイマ管制装置とは、引き抜きコネクタを介して接続されている。このコネクタはロケットが点火して約50cm上昇（約 $X + 0.5$ 秒）した時点で離脱する仕組みになっている。

この条件下で、ロケットの点火直前或いは直後の非常停止操作は、点火直後にタイマを停止させてしまう可能性がある。つまり、それ以降の点火項目は実行されないでロケットが飛翔することになる。

そこで、ロケット点火直前或いは直後に非常禁止を受け付けない不感帯を設定している。

6号機では、ロケットの着火遅れを考慮して非常停止不感帯の時間幅を $X + 1$ 秒から $X + 2$ 秒に変更した。これは、 $X = 0$ 秒で点火しない場合、即非常停止を操作するとタイマは停止するが、1秒程度の着火遅れの可能性を考慮し、タイマ停止状態でロケットが飛んで行くのを阻止するためである。表2参照。

表2 M-V-5 ～ 8号機 点火タイマ管制装置の非常停止不感帯秒時の変更

項 目	M-V-5	M-V-6	M-V-7	M-V-8
非常停止不感帯（秒）	$X - 0.5 \sim X + 1.0$	$X - 0.5 \sim X + 2.0$	←	←

4. 結 果

4.1. 射場に於ける機能試験

M-Vロケット打上げまでの点火タイマ管制装置の単体機能試験（図4）では、タイマと同一機能を有するタイマ試験装置（ダミータイマ）を用いて、打上げモード、タイマ試験モード及び地上安全機能試験と称して、タイマ起動後に点火タイマ管制装置、中央司令卓、SJ/TVC管制卓の3カ所から非常停止操作を行い、タイマ点火系が安全側に戻ることを確認している。何れも第1組立オペレーションにおいて実施したが、点火タイマ管制装置に内蔵されている機器は購入後10年以上経過しており、老朽化による不具合（表3）が発見された。

表3 M-V-5 ～ 8号機 点火タイマ管制装置の不具合（第1組立オペレーション）

No.	不具合発生箇所	現 象	原 因	処 置
M-V-6				
1	非常停止用電源	1 系統不良表示	老朽化	交換
M-V-8				
2	UPS	異常表示	老朽化	KE 班の UPS から供給
3	CPU	ハードデスク異音	老朽化	交換

4.2. 打上げ

本番当日、点火タイマ管制装置の操作はタイムスケジュールに沿って実施した。6号機の第1組立オペレーションで老朽化による不具合が出始めたことから、それ以降は予備機材としてCPU、デジタルマルチメータ、点火系抵抗測定装置、各種電源、インターフェースボード等を準備して打上げに臨んだ。

タイムスケジュールは、号機により異なるが、5号機は $X - 14$ 時間から入っている。まず、発射点立入禁止（A）体制をとり、ヒドラジン安全確認後、タイマ点火系安全側を確認してロケット火工品の抵抗測定を実施した。

その後、探査機は動作試験に入り、点火タイマ管制装置は打上げモードに切り替え、タイマ電源ONの操作に

進んで行く。この一連の操作に対するアンサ（表1参照）を確認して、M-Vロケットは点火タイマ系として問題なく打上げることができた。



整備塔内のダミー
タイマ

図4 ダミータイマを用いた点火タイマ管制装置の機能試験

5. 次期固体ロケットへの反映事項

5.1. 点火管制系の基本的な考え方

地上保安を最優先しながら確実にロケットを打上げるためには、操作性とアンサを判りやすいことが地上管制装置（点火タイマ管制装置）の基本で、不具合やミス操作を想定した対策として各種インターロックを講じておくことが重要である。

また、CPU（パソコン）を点火系に関与させる場合は、点火系の操作はハードで、データの処理、判定、記録はCPUに担当させることが賢明と考えている。

それは、点火系の操作及び処理を全てCPUで自動化した場合、CPUの不具合発生時の誤出力による危険性が懸念されるからである。また原因究明や処理に多大な時間を消費するだけでなく、さらなる危険な不具合を誘発する恐れがある。

6. まとめ

M-4Sロケットから数えて点火タイマ管制装置は4代目となり機能も多様化しているが、全てのM-Vロケットの打上げは問題なく実行することができた。

それは、過去の経験を生かして築き上げてきた点火タイマ管制装置の作業別インターロックを設けた操作上の改善、点検及び操作履歴の追加等の性能向上を施したこともあるが、タイマ点火系の同一作業についてロケット班、管制班、タイマ班、点火管制班がそれぞれの立場から現場を把握し、各班の連絡を密にしながら作業を実施することにより、単独班で起こりがちな思い込みや誤操作を防止してきた結果でもある。

M-V ロケットの飛翔軌道／風補正／電波誘導

山川宏^{*1#}, 前田行雄^{*1}, 石井信明^{*1}, 小川博之^{*1}, 野中聡^{*1}, 山本高行^{*1}
津田雄一^{*1}, 川口淳一郎^{*1}, 周東三和子^{*1}, 感応寺治城^{*2}
迫田幸恵^{*3}, 古林剛士^{*3}, 北田恒行^{*3}, 渋谷彰^{*3}
大塚浩仁^{*4}, 内田洋^{*4}, 江西達也^{*5}, 後藤晋一^{*5}, 齋藤一晶^{*5},
佐藤裕彦^{*6}, 櫻井博昭^{*6}, 有沢雄三^{*7}

1. はじめに

M-V ロケット (5, 6, 8, 7号機) における軌道計画, 風補正および電波誘導システムの研究開発および成果について概説する (1, 3, 4号機については文献1～8を参照, 5号機については文献9も参照). 風補正とは, 打上げ時の風速・風向を予測して, 最終投入軌道を変更することなく機体にかかる荷重を軽減するようにロケットの第1段姿勢ターゲット (ランチャ角度を含む) を最適化することを指す. また電波誘導とは, 新精測レーダの観測量である直距離, 方位角, 上下角から, M-V ロケットの軌道推定 (位置, 速度) を行ない, 飛翔中に生ずる軌道分散を補正して最終達成軌道の目標軌道からの誤差を極力小さくするための誘導コマンド (ロケットの姿勢ターゲット変更) を送信することを指す.

M-V-1～8号機の飛翔軌道をまとめたものを, 図1.1 (高度-ダウンレンジ図) 及び図1.2 (緯経度図) に示す.

2. 研究開発の概要

2.1. M-V ロケットの軌道計画

2.1.1. M-V-5号機の軌道計画

M-V-5号機は, 4段式ロケットであり, 第1段～第4段がほぼ連続燃焼することで, MUSES-C 探査機 (はやぶさ, 約510 kg) を地球重力圏から脱出する軌道に投入する. 軌道設計時には, 第1段～第4段の全段の姿勢履歴の最適化を行なう. 高層風としては, 内之浦宇宙空間観測所 (以下, USC と言う) 上空の5月の平均風を想定する. 第1段は, 打上げ時期の標準風に基づいたゼロリフト軌道を飛翔する. 第1段分離 (X + 75秒時) 時に迎角が生じないようにし (要求条件: 0度), 第1段分離時の動圧は約340kgf/m² (要求条件: 440kgf/m²以下) である.

第3段燃焼中と第4段燃焼中の姿勢は一定である. 小惑星までの惑星間軌道から決まる第4段燃焼終了時のエネルギー C3 (地球から無限遠にある点における相対速度の2乗) = +11km²/s², 脱出方向の赤緯 (春分点基準,

* 1 The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA
* 2 Office of Space Flight and Operation / JAXA Uchinoura Space Center (USC)
* 3 NEC Aerospace Systems, Ltd.
* 4 IHI Aerospace Systems Co., Ltd.
* 5 Mitsubishi Precision, Co., Ltd.
* 6 VAISALA
* 7 Japan Weather Association
Kyoto University from Sep. 2006.

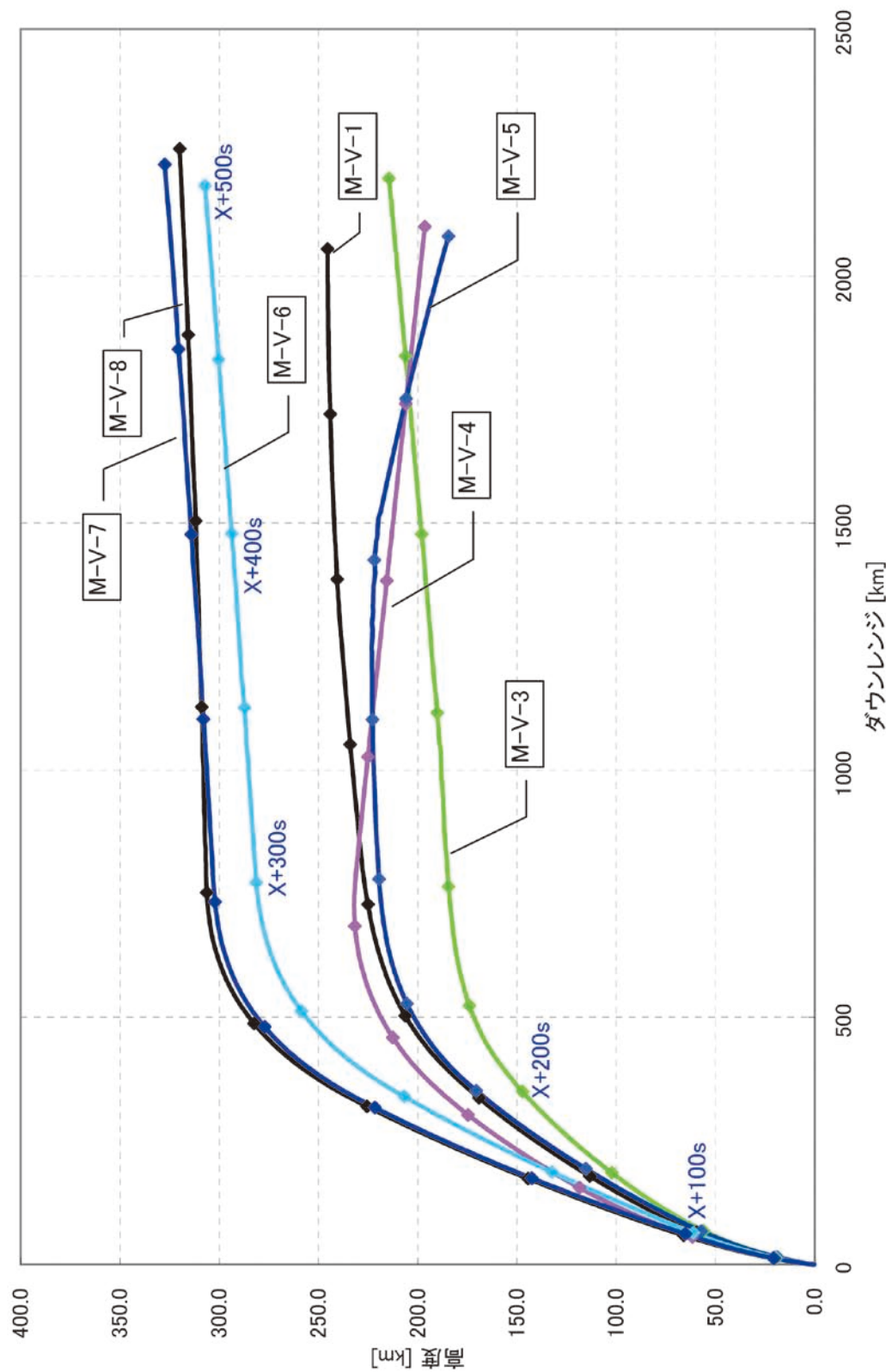


図 1.1 M-V ロケットの飛翔軌道 (高度-ダウンレンジ図)

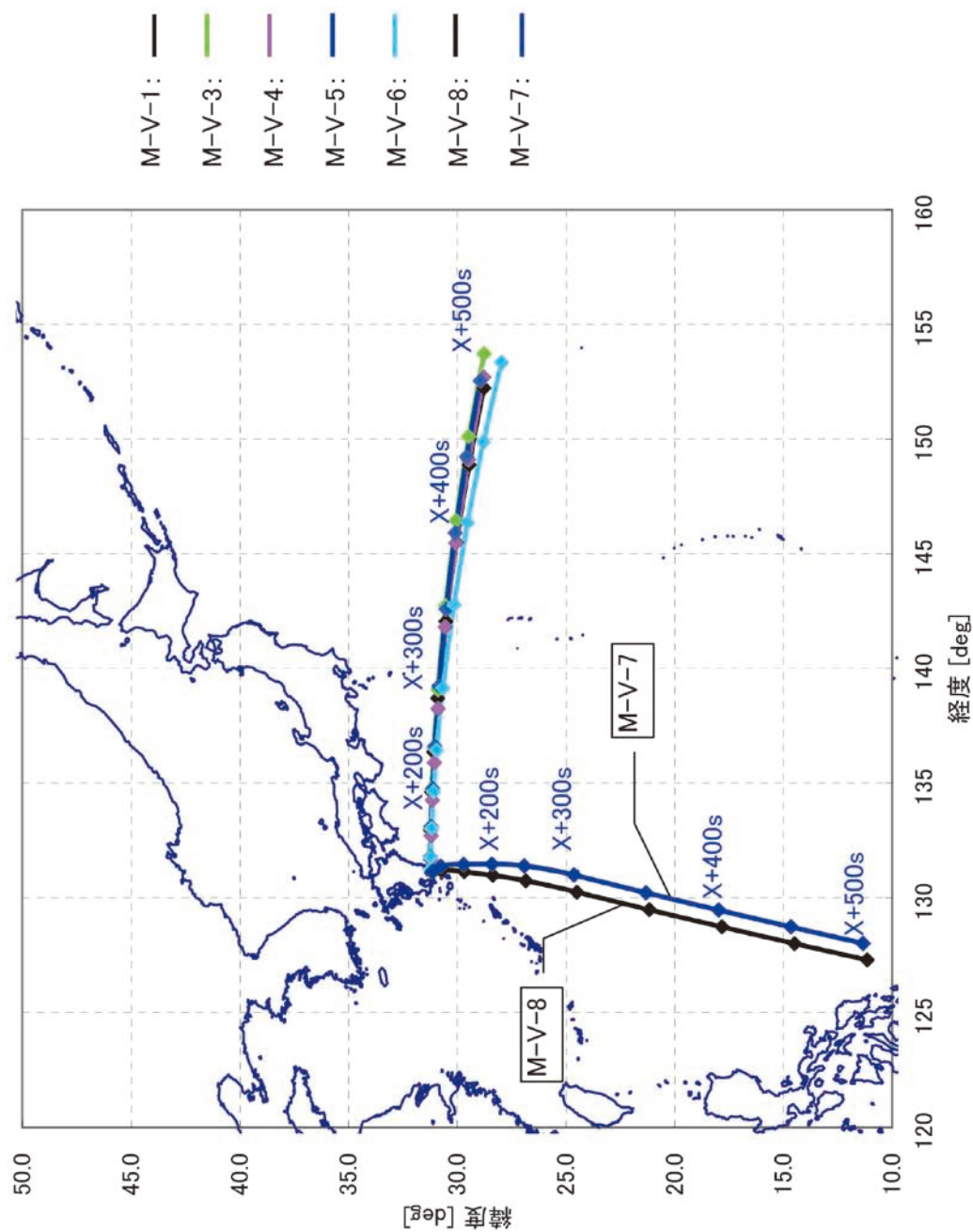


図1.2 M-Vロケットの飛翔軌道 (緯経度図)

赤道面基準系) = - 29deg, 脱出方向の赤経 (春分点基準, 赤道面基準系) = 221degである。

打上げ (X) 時刻および赤経は, 探査機の惑星間軌道計画により決定される。探査機の軌道設計ではC3と赤緯は打上げウィンドウ中 (2003年05月9日～25日) で固定されることを基本方針とする。C3と赤緯が固定されない場合は, 各打上げ日で第1段から第4段までのノミナル軌道を固定し, 第4段誘導則における目標C3, 赤緯, 赤経 (打上げ時刻) を打上げ日ごとに変更することで対応する。第1段から第3段までのノミナル軌道は固定し, 打上げ日ごとに, 第4段のピッチ, ヨー角によりC3と赤緯を調整し打上げ時刻により赤経を調整する方法もあるが, この場合, ノミナル軌道と第4段誘導則の双方を毎日更新する必要があるため採用しない。MUSES-C探査機の搭載推進系が対応可能なインジェクション誤差 (第4段燃焼終了後の軌道分散) は, $C3 \pm 1 \text{ km}^2/\text{s}^2$, 赤経 ± 1.7 度, 赤緯 ± 0.35 度 (第4段Isp誤差3秒, 第4段姿勢誤差1度相当) である。

図2.1.1-1にシーケンスを, 図2.1.1-2にダウンレンジ-高度図を, 図2.1.1-3にノミナルの姿勢ターゲット時間履歴 (ピッチ/ヨー/ロール) を, 表2.1.1-1にタイムシーケンス, 表2.1.1-2に目標投入軌道を, 表2.1.1-3にロケット軌道条件を列記する。

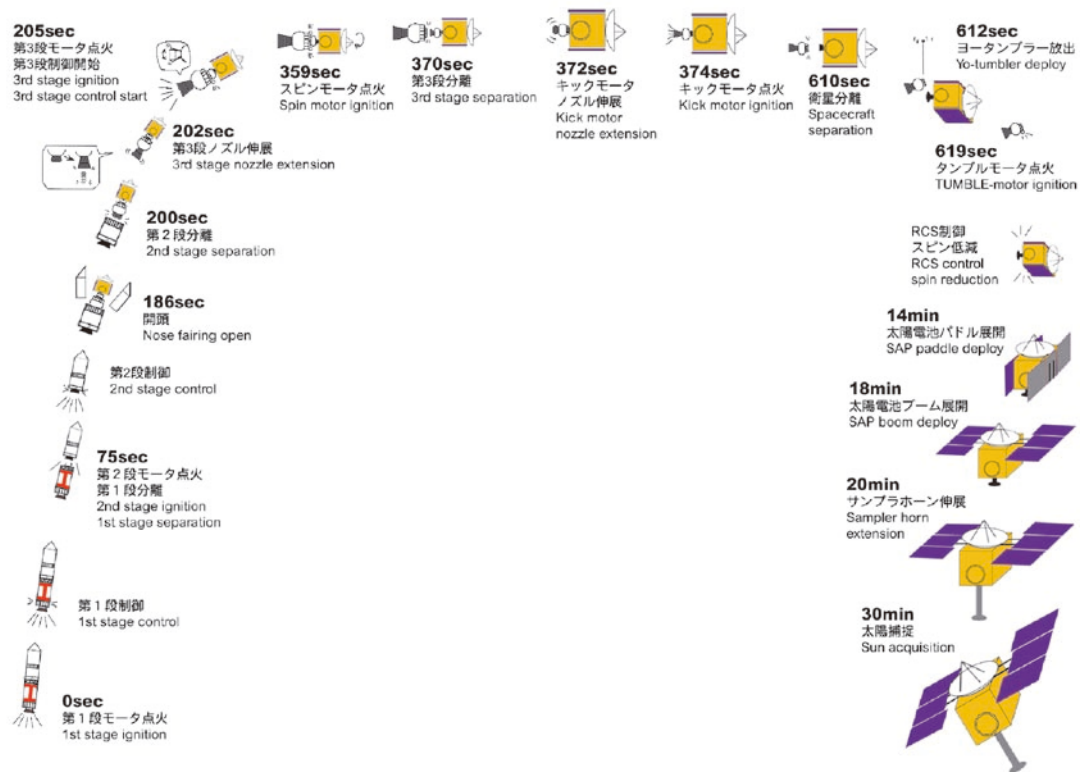


図2.1.1-1 M-V-5号機フライトシーケンス

表2.1.1-1 M-V-5号機タイムシーケンス

- : M2-EPT タイムシーケンス (点火管制装置より X-50 秒に起動, 機上で変更可能)
 ● : M3-EPT タイムシーケンス (M2-EPT より X+197 秒に起動, 取り外しの上変更可能)
 ◎ : EPT-SA タイムシーケンス (M3-EPT より X+367 秒に起動)

タイマ イベント	X 相対	
タイマ点火管制装置起動	-60 秒	(標準時刻設備により起動)
○ B1-CONT スタート/NAV スタート	-48 秒	
○ M2-EPT ANS OK	-31 秒	
1 段演算開始	-30 秒	
○ 1 段 MNTVC 用 SPGG 点火	-15 秒	
○ 1 段モータ点火	0 秒	
○ 1 段 SMRC 点火	3 秒	
1 段 MNTVC 制御開始	3 秒	
○ 計測 B1-V OFF	71 秒	
○ B1 テレメータアンテナ切替	73 秒	
○ B2-CONT スタート	74 秒	
○ B3 計測メモリリセット	74 秒	
○ B1 計測(温度)メモリリセット	74 秒	
○ B2 計測(歪)メモリリセット	74 秒	
1 段制御終了(MNTVC, SMRC)	74.5 秒	(1 段 MNTVC 舵角保持)
○ 1/2 段分離	75 秒	
○ 2 段モータ点火	75 秒	
○ 2 段 SMRC 点火	75.5 秒	
2 段 MNTVC, 2 段 SMRC 制御開始	75.7 秒	
○ TV カメラ窓リセット	110 秒	
○ 2 段 SMSJ 点火	139 秒	
○ 3 段 SJ パイロバルブ開	139 秒	
2 段 SMRC 制御終了, SMSJ 制御開始	139.5 秒	
2 段燃焼終了	151 秒	
2 段 MNTVC 制御終了	152 秒	
2 段レファレンスチェンジ開始	152.5 秒	
○ TV カメラ切替	180 秒	
○ NF 開頭準備	181 秒	
○ 計測 NF-V OFF	182 秒	
○ NF 開頭	186 秒	(2 段レファレンスチェンジ開始後 33.5 秒)
SMSJ3 軸ファインモード移行	190 秒	
○ B3-CONT スタート	195 秒	
○ 計測 B3-V OFF	196 秒	
○ M3-EPT 起動	197 秒	
● SL-ANS	197 秒	(Y1+0 秒)
2 段 SMSJ 制御終了	199.5 秒	

○ 2/3 段分離	200 秒	
3 段 SJ3 軸制御開始	201 秒	
● 3 段ノズル伸展	202 秒	(Y1+5 秒)
3 段 MNTVC ACT ロック解除	203 秒	
● 3 段ノズル伸展機構投棄	204 秒	(Y1+7 秒)
3 段 SJ 一時休止	204.5 秒	
● 3 段モータ点火	205 秒	(Y1+8 秒)
SJ ロールハイスラスト移行	205.5 秒	
3 段 MNTVC 制御開始	205.5 秒	
SJ 昇温コマンド開始	210 秒	
○ M2-EPT 停止	215 秒	
SJ 昇温コマンド終了	218 秒	
ロール 90 度マヌーバ開始	237 秒	(精測レーダ用)
● CLK-ENABLE	243 秒	(Y1+46 秒)
3 段 SJ 制御切替(ロースラスト)	295 秒	
3 段 SJ3 軸制御開始	306 秒	
3 段燃焼終了	309 秒	
3 段 MNTVC 制御終了	315 秒	
3 段レファレンスチェンジ開始	317 秒	
3 段レファレンスチェンジ終了	336 秒付近	(レファレンスチェンジ 6.5 度相当)
● B4-CONT スタート	356 秒	(可変項目, Y2+0 秒)
● スピンモータ点火	359 秒	(Y2+3 秒) 3/4 段分離まで 11.0 秒が条件
3 段 SJ3 軸制御終了	359.1 秒	(Y2+3.1 秒)
● EPT-SA スタート	367 秒	(Y2+11 秒=Z)
◎ EPT-SA スタート	367 秒	(Z+0 秒) 3/4 段分離前が条件
◎ AOCU タイミング	369 秒	(Z+2 秒)
● 3/4 段分離	370 秒	(Y2+14 秒)
◎ 4 段ノズル伸展	372 秒	(Z+5 秒)
◎ 4 段伸展機構投棄	373 秒	(Z+6 秒)
◎ 4 段モータ点火	374 秒	(Z+7 秒) (参考: 4 段 ANC なし)
3 段 MNTVC ACT ロックコマンド	375 秒	(Y2+19 秒)
● M3-EPT 停止	376 秒	(Y2+20 秒)
M34 サーボアンプ電源 OFF	401 秒	(Y2+45 秒)
4 段燃焼終了	468 秒	
◎ 4 段-INS OFF	605 秒	(Z+238 秒)
◎ 4 段/SA 分離	610 秒	(Z+243 秒) (4 段 IG+236 秒)
ヨータンブラー	612 秒	(Z+245 秒, SASEP+2sec 延時)
タンブルモータ	619 秒	(Z+252 秒, SASEP+9sec 延時)
◎ EPT-SA OFF	629 秒	(Z+262 秒)

表2.1.1-2 M-V-5号機目標投入軌道

epoch	(sec)	; Launch+383.4161
distance	(km)	; 6582.084
geocentric latitude	(deg)	; 30.31652
longitude	(deg)	; 142.7790
velocity	(km/s)	; 11.49386
flight path	(deg)	; 0.477e-14
azimuth	(deg)	; 97.23434

表2.1.1-3 M-V-5号機ロケット軌道条件

打上げ時刻	2003 05 09 04:29:25 UTC 2003.05.09.13:29:25 JST
衛星重量 509.74kg	509.73 (kg)
第4段燃焼終了時 $C3 = +10.99209 \text{ km}^2/\text{s}^2$	10.99202 (km^2/s^2)
第4段燃焼終了時 赤緯 (春分点基準, True-Of-Date-Earth Equatorial 系)	-29.02072 (deg)
第4段燃焼終了時 赤経 (春分点基準, True-Of-Date-Earth Equatorial 系)	221.1435 (deg)
第1段燃焼中の ($Q \cdot CNA \cdot \text{attack.}$) 最大値	174.5182 (kgf/m^2)
第2段点火時動圧 $< 440 \text{ kgf}/\text{m}^2$	439.9610 (kgf/m^2)
第2段燃焼中動圧 \times 迎角 $< 440 \text{ kgf}/\text{m}^2 \times 4 \text{ deg} = 31 \text{ kgf}/\text{m}^2$	30.80017 (kgf/m^2)
第1回誘導コマンド有効時 ($X + 105 \text{ sec}$) 動圧 $\times 05 \text{ deg} < 440 \text{ kgf}/\text{m}^2 \times 4 \text{ deg}$	16.85872 (kgf/m^2)
第2回誘導コマンド送信時 ($X + 113 \text{ sec}$) 動圧 $\times 10 \text{ deg} < 440 \text{ kgf}/\text{m}^2 \times 4 \text{ deg}$	13.75500 (kgf/m^2)
第2段燃焼終了時 遠地点高度 $> 150 \text{ km}$	221.6349 (km)
第3段燃焼終了時 落下点ダウンレンジ $< 5000 \text{ km}$	4999.982 (km)
第3段ピッチ角と第4段ピッチ角の差 3.5 度以下	1.710127 (deg)
第4段燃焼終了時 飛行経路角 $> 1 \text{ deg}$	4.566172 (deg)
第4段燃焼中の最大 heat flux $< 0.3 \text{ kW}/\text{m}^2$	0.1464807 (kW/m^2)

2.1.2. M-V-6号機の軌道計画

M-V-6号機は全段に姿勢制御機能を備えた3段式固体ロケット (全備重量約140トン) であり, ASTRO-E II 衛星 (X線天文衛星, 約1700kg) を, 近地点高度約260km (要求条件: 200km以上), 遠地点高度約575km (要求条件: 550km以上, 600km以下), 軌道傾斜角約32度 (要求条件: 32度 \pm 1度) に投入する. 第1段は, 打上げ時期の標準風に基づいたゼロリフト軌道を飛行する. 第1段分離 ($X + 75 \text{ 秒時}$) 時に迎角が生じないようにし (要求条件: 0度), 第1段分離時の動圧は約340 kgf/m^2 (要求条件: 440 kgf/m^2 以下) である. 第2段燃焼終了後の頂点高度は約315kmに達する. 最終段である第3段は, 一定姿勢で燃焼する. 第3段燃焼終了は打上げ後311秒であり, 燃焼終了後に近地点が来ないように, このときの飛行経路角は0.5度 (要求条件: 0.5度以上) である. また, 第1段落下点, 第2段落下点は設定された範囲内にある. 打上げ後1360秒付近のクリスマス島局上空通過時は上下角90度付近をできるだけ回避することが, サブペイロードのデータ取得の観点から望ましい. なお, 誘導コマンドにより, 第2段及び第3段の姿勢ターゲットが修正されることはあるが, 第3段点火時刻等タイムシーケンスが飛行中に修正されることはない.

$X + 1307 \text{ 秒}$ における衛星分離後, ASTRO-E II 衛星は搭載推進系によって遠地点付近で近地点高度上昇用の ΔV を行い, 高度550km ~ 600kmの略円軌道に投入される. この円軌道の高度範囲は, 観測におけるバックグラ

ンドノイズの観点から決められている。衛星分離姿勢は、その機軸方向（衛星の+Z軸）が約45分後の遠地点における速度方向と一致するように決定される。打上げ時刻は、衛星分離姿勢における衛星の+Z軸からの太陽角が100度付近であるという制限から12:30 JST付近に設定される。これは、衛星分離後に ΔV 実行判定をする時には日照である必要があること、衛星+Z軸からの太陽光を避けることという条件に起因する。

M-V-4号機ではロケットSバンドテレメータアンテナの切替は第3段タイマによっていたが、6号機では搭載制御演算装置（CNE）からの信号を利用するためタイマ項目にはなっていない。第3段搭載のトランスポンダには受信レベルに基づく自動切替機能があるが、同じトランスポンダで確実に追尾するためにロールは第3段燃焼中に+90度制御（後ろから見て時計回り）する。

第3段燃焼終了後、USCの可視中（X+約450秒まで）に第3段SJ（Side Jet）によって、約150度の姿勢反転（X+347秒開始、X+422秒終了）を行う。これは衛星の分離姿勢へ制御することが目的であり、途中でロケットスピンの軸が地球を指向する方向の反転を行う（衛星班）。USC可視期間中に姿勢反転結果をほぼ確認できるが、小笠原局からのリアルタイムロケット姿勢データ（ピッチ/ヨー/ロール）によっても確認可能である。

アンテナ切替器はCNEからのアンテナ切替信号を受けて指示されたアンテナへの切替を行う（ピッチ/ヨーは計画値、ロールはリアルタイム）。CNEにはノミナル軌道情報から算出した「アンテナ選択基準テーブル」が記憶されている。CNEはテーブルの基準値とロケットのロール角情報を用いて、地上局に対して適当となるアンテナへの切替信号を生成する。レーダは、トラポンの自動切替機能を利用する。クリスマス島局の可視時にはアンテナはクリスマス島局側に向くように設定する。

5rpmのロースピン後（スピンアップ開始X+1291秒、終了1306秒）、X+1307秒に衛星分離をするようシーケンスが組まれる。第3段残留推力による衛星との衝突回避のために第3段は衛星分離後にタンブリングを行う。なお、デスピนมータは搭載していない。

ロケットの追跡には、USC新精測レーダ（7m ϕ ）及び旧精測レーダ（4m ϕ ）（レーダ班）、テレメトリ取得には、USCアンテナ群、宮崎ダウンレンジ局（新精測レーダによるスレーブ）、小笠原局（新精測レーダ→RGシステム→専用回線経由）、クリスマス島局（TEL/FAX経由）が予定されている。ロケットの軌道推定にはUSC 20m ϕ /34m ϕ アンテナのデータは使用しない（RGとINGデータの比較は行う）。クリスマス島局には、疑似ロック監視装置が設置され、また、第3段テレメータを受信することで、東工大の第3段搭載サブペイロードの実験データを取得する。また、USCに加え、その他のJAXA地上局による追跡も予定されている。また、打上げてから1周回後（90分後）のロケット第3段の追跡は行わない。

小笠原局、クリスマス島局、チリ大学サンチャゴ局とも、バックアップであり、打上げ条件にならない。衛星分離スイッチは搭載されておらず、クリスマス局受信はmustではない。

図2.1.2-1にシーケンス図を、図2.1.2-2にダウンレンジ-高度図を、表2.1.2-1にタイムシーケンス、表2.1.2-2に目標投入軌道を列記する。

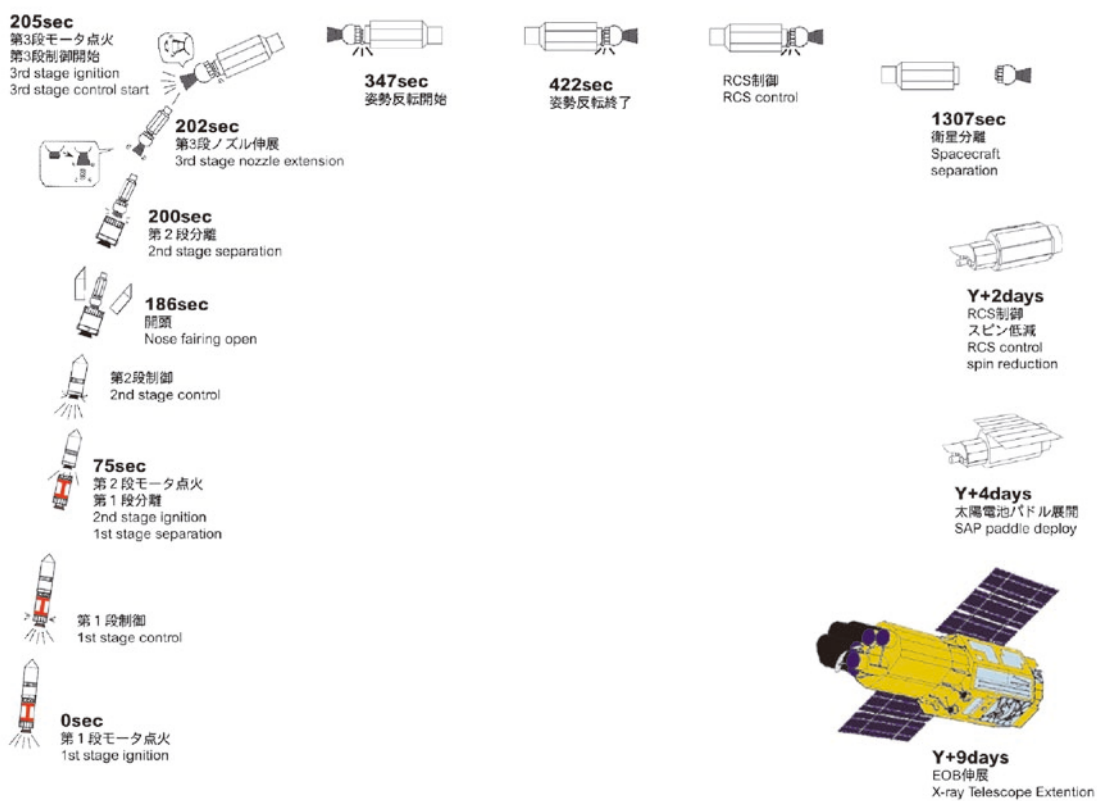


図2.1.2-1 M-V-6号機フライトシーケンス

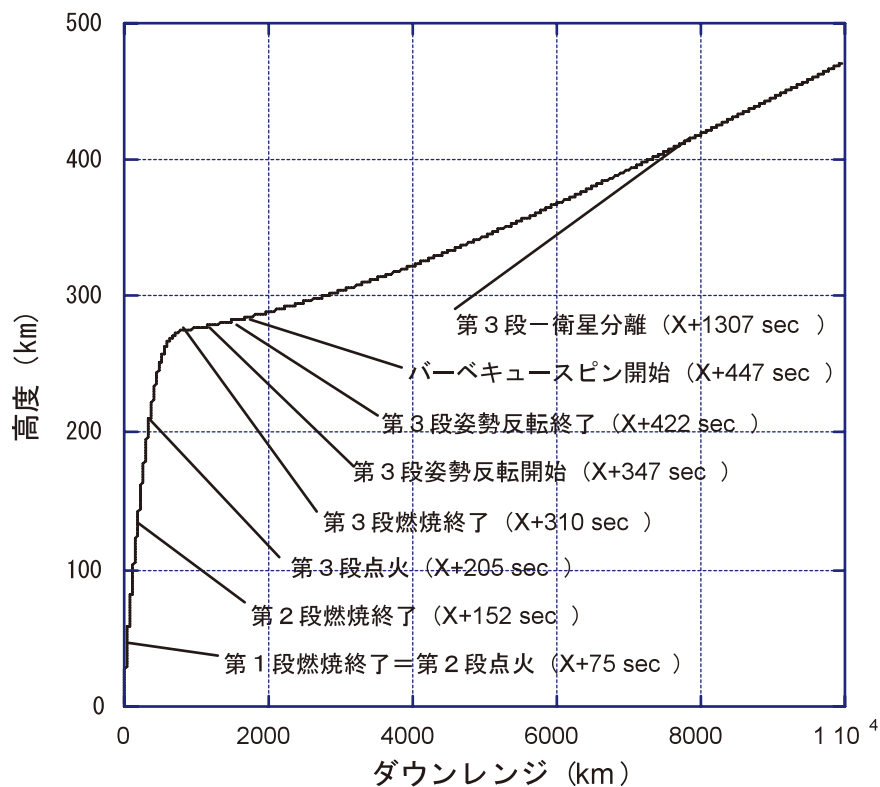


図2.1.2-2 M-V-6号機ダウレンジ-高度図

表2.1.2-1 M-V-6号機タイムシーケンス

★ : M2-EPT 項目 (固定) : 点火管制装置より X-50 秒に起動, 機上で変更可能(0.1 秒単位)

○ : M3-EPT (固定) : M2-EPT より X+197 秒に起動, 取り外しの上変更可能(1.0 秒単位)

タイマ イベント	X 相対	
タイマ点火管制装置起動	-60 秒	(標準時刻設備により起動)
★ M2-EPT 起動	-50 秒	(点火管制装置より M2-EPT 起動)
SL-ANS	-49 秒	(確認できるのは 1 秒後)
★ B1-CONT スタート/NAV スタート	-48 秒	
★ M2-EPT ANS OK	-30.5 秒	
1 段演算開始	-30 秒	
★ 1 段 MNTVC 用 SPGG 点火	-15 秒	
★ 1 段モータ点火	0 秒	
★ 1 段 SMRC 点火	3 秒	
1 段 MNTVC, SMRC 制御開始	3 秒	
★ 計測 B1-V OFF	71 秒	
★ B1 テレメータアンテナ切替(1 段→2 段)	73 秒	
★ B2-CONT スタート	74 秒	
★ B1 計測(温度)メモリリセット	74 秒	
★ B2 計測(歪)メモリリセット	74 秒	
★ B3 計測メモリリセット	74 秒	
1 段制御終了(MNTVC, SMRC)	74.5 秒	(1 段 MNTVC 舵角保持)
ING1/2 段分離処理	74.6 秒	
★ 1/2 段分離	75 秒	
★ 2 段モータ点火	75 秒	
★ 2 段 SMRC 点火	75.5 秒	
2 段 MNTVC, 2 段 SMRC 制御開始	75.7 秒	
★ TV カメラ窓リセット	110 秒	
★ 2 段 SMSJ 点火	139 秒	
★ 3 段 SJ パイロバルブ開	139 秒	
2 段 SMRC 制御終了, SMSJ 制御開始	139.5 秒	
2 段燃焼終了	152 秒	
M25TVC 制御終了	152 秒	
2 段レファレンスチェンジ開始	152.5 秒	
★ TV カメラ切替	180 秒	
★ NF 開頭準備	181 秒	
★ 計測 NF-V OFF	182 秒	
★ NF 開頭	186 秒	
SMSJ 飽和値, レート加算比復帰	190 秒	(ファインモード)
★ B3-CONT スタート	195 秒	
★ 計測 B3-V OFF	196 秒	
★ M3-EPT 起動	197 秒	(Y1+0 秒)
○ SL-ANS	198 秒	(Y1+1 秒)
2 段 SMSJ 制御終了	199.5 秒	
ING 2/3 段分離処理	199.6 秒	
★ 2/3 段分離	200 秒	

3 段 SJ3 軸制御開始(ファインモード)	201 秒	
○ 3 段ノズル伸展	202 秒	(Y1+5 秒)
3 段 MNTVC ACT ロック解除	203 秒	
○ 3 段ノズル伸展機構投棄	204 秒	(Y1+7 秒) (マルマンバンド, 伸展スプリング)
3 段 SJ 一時休止	204.5 秒	
3 段 MNTVC 制御計算開始	204.5 秒	
○ 3 段モータ点火	205 秒	(Y1+8 秒)
3 段 MNTVC 制御開始	205.5 秒	
SJ 制御再開, ロール制御開始	205.5 秒	(ハイスラスト, 間引き)
ロール 90 度マヌーバ指令	207 秒	(精測レーダ用)
★ M2-EPT 停止	215 秒	
○ XRS-V6 OPEN	235 秒	(Y1+38 秒) (ASTRO-E II)
SJ ロースラストモードへ移行(間引き)	267 秒	
SJ3 軸制御移行	306 秒	(MNTVC 併用区間, ロール, SJ コースモード)
3 段燃焼終了	311 秒	
3 段 MNTVC 制御終了	315 秒	(MNTVC : 0[V]保持, SJ ファインモード)
3 段 MNTVC ACT 再ロックコマンド指令	318 秒	
3 段 MNTVC ACT ロックシーケンス終了	344 秒	
レファレンスチェンジ用 SJ パラメータ変更	345 秒	
3 段レファレンスチェンジ開始	347 秒	
M34 サーボアンプ電源 OFF	410 秒	
3 段レファレンスチェンジ姿勢反転終了	422 秒	
SJ 制御パラメータ変更, 間引き制御開始	442 秒	
バーベキュースピンの開始	447 秒	
ロール角 0 度指令	447.1 秒	
ロール角 0 度マヌーバ開始	899 秒	
間引き論理終了	1257 秒	
SJ ファインモード開始	1261 秒	
SJ3 軸制御終了, 3 段スピンアップ	1291 秒	(ロールレートコマンド)
○ CM-ARMING (ASTRO-E II)	1305 秒	(Y1+1108 秒)
○ INS-SAMODE 切換 (ASTRO-E II)	1306 秒	(Y1+1109 秒)
SJ オフ(スピン 5rpm 到達)	1306 秒	
○ 3 段/衛星分離	1307 秒	(Y1+1110 秒)
3 段デスピン開始	1307.5 秒	(デスピンモータは無し)
3 段デスピン終了	1316 秒	
ピッチ軸タンブリング開始	1316 秒	(衛星に対してピッチ姿勢 90deg)
ヨー軸タンブリング開始	1356 秒	(衛星に対してヨー姿勢 130deg)
SJ ファインモード収束	1401 秒	
○ サブペイロード分離許可信号	1421 秒	(Y1+1224 秒)
○ M3-EPT 停止	1425 秒	(Y1+1228 秒)
SJ ファインモード終了, 3 段再スピンアップ	1451 秒	(ロールレートコマンド)
3 段再スピンアップ終了, SJ 制御終了	1461 秒	(スピン 5rpm)
サブペイロードデータ取得終了	クリスマス島局 LOS まで	

表 2.1.2-2 M-V-6号機目標投入軌道

X+311sec	
semi-major axis (km)	6796.456
eccentricity (e)	0.2305260 e-01
inclination (deg)	31.99626
From Greenwich @ Launch (打上げ時のグリニッジ方向基準)	
ascending node (L.omega) (deg)	30.36558
arg of peri (S.omega) (deg)	84.86588
long of peri (L+S.omega) (deg)	115.2315
mean anomaly (deg)	22.03637 (flight path angle+0.5 deg)

2.1.3. M-V-8号機の軌道計画

M-V-8号機は全段に姿勢制御機能を備えた3段式固体ロケット(全備重量約138トン)であり, ASTRO-F衛星(赤外線天文衛星, 約953 kg)を, 近地点高度約288 km (条件: 200 km 以上), 遠地点高度約760 km, 軌道傾斜角約98.4度に投入する。衛星分離時刻はX + 519秒である。第1段は, 発射方位角145度, 上下角約82度で打上げられ, ゼロリフト軌道を飛翔する。第1段分離(X + 75秒時)時に迎角が極力生じないようにし, 第2段は, 南方向へのドッグレッグを行なう。第2段燃焼終了後の頂点高度は約351kmに達する。最終段である第3段は, 一定姿勢で燃焼し, 第3段燃焼終了は打上げ後309秒である。なお, 誘導コマンドにより, 第2段及び第3段のピッチおよびヨー姿勢ターゲットが修正されることはあるが, 第3段点火時刻等タイムシーケンスが飛行中に修正されることはない。第3段搭載のトランスポンダには受信レベルに基づく自動切替機能があるが, 同じトランスポンダで確実に追尾するためにロールは第3段燃焼中に+90度制御(後ろから見て時計回り)する。第3段燃焼終了後, USCの可視中に第3段SJによって, 姿勢反転(X + 347秒開始, X + 400 ~ 422秒付近終了)を行う。これは衛星の分離姿勢へ制御することが目的である。

X + 519秒における衛星分離後, ASTRO-F衛星は搭載推進系によって遠地点付近で近地点高度上昇用の ΔV を行う。なお, 衛星分離姿勢は, その機軸方向(衛星の+Z軸)が約45分後の遠地点における速度方向と一致するように決定される。X + 519秒に衛星分離をし, X + 520秒にデスピンモータ点火によりデスピンを行なう。第3段残留推力による衛星との衝突・コンタミ回避のために第3段は衛星分離後にタンブリングを行う。X + 1040秒に東工大サブペイロードの分離許可, X + 1100秒にソーラーセイルの展開を開始する。また, 実験時間帯: 午前6 ~ 7時JSTである。図2.1.3-1にシーケンス図を, 図2.1.3-2にダウンレンジ-高度図を, 表2.1.3-1にタイムシーケンス, 表2.1.3-2に目標投入軌道を列記する。

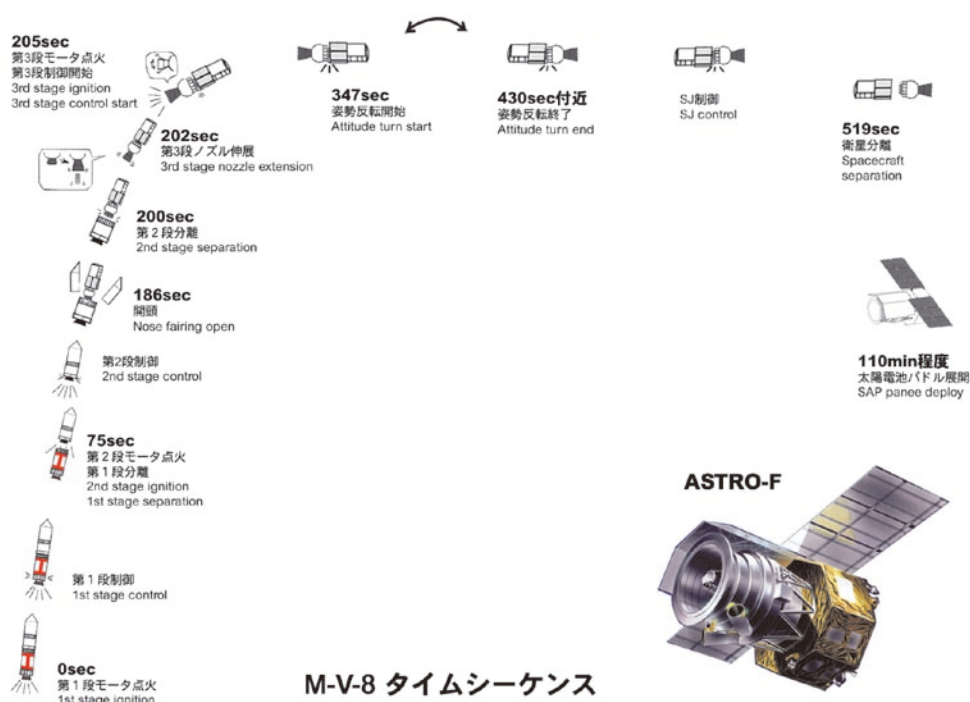


図2.1.3-1 M-V-8号機フライトシーケンス

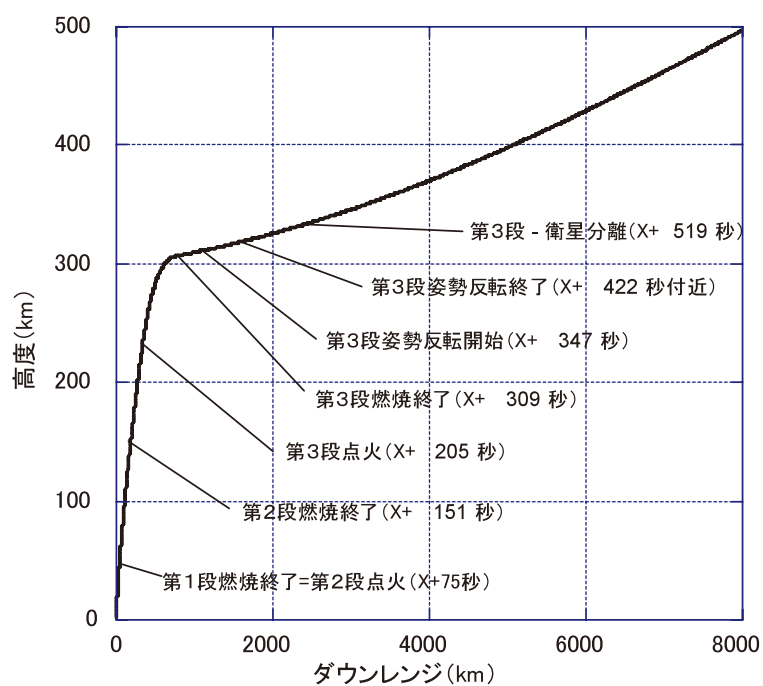


図2.1.3-2 M-V-8号機ダウレンジ-高度図

表2.1.3-1 M-V-8号機タイムシーケンス

	イベント	MNTVC	SMRC/SMSJ	SJ
X+0s	1段モータ点火			
X+3s	SMRC 点火	○1 段 MNTVC 制御開始	○SMRC 制御開始	
X+74.5s	1 段制御終了	制御終了	制御終了	
X+75s	1/2 段分離			
X+75.5s	2 段 SMRC 点火			
X+75.7s	2 段制御開始	○2 段 MNTVC 制御開始	○SMRC 制御開始	
X+139s	SMSJ 点火	○	○	
X+139.5s	2 段 SMRC 制御終了, 2 段 SMSJ 制御開始	○	○SMSJ3 軸制御開始	
X+151s	2 段燃焼終了	○	○	
X+152s	2 段 MNTVC 制御終了	制御終了	○	
X+152.5s	2 段レファレンスチェンジ開始		○	
X+185s	2 段レファレンスチェンジ終了		○	
X+186s	NF 開頭		○	
X+199.5s	SMSJ 制御終了		制御終了	
X+200s	2/3 段分離			
X+201s	3 段 SJ3 軸制御開始			○3 軸制御
X+203s	3 段 MNTVC ACT ロック解除			○
X+204.5s	3 段 SJ 一時休止			
X+205s	3 段モータ点火			
X+205.5s	3 段 SJ ロールハイスラストへ移行(再開) 3 段 MNTVC 制御開始	3 段 MNTVC 制御開始		○ロール制御
X+306s	3 段 SJ3 軸制御開始	○		○3 軸
X+309s	3 段燃焼終了	○		○
X+315s	3 段 MNTVC 制御終了	制御終了		○3 軸
X+318s	3 段 MNTVC ACT 再ロックコマンド 指令			○
X+344s	3 段 MNTVC ACT 再ロックシーケンス終了			○
X+347s	レファレンスチェンジ開始			○
X+400~422s	レファレンスチェンジ終了			○
X+465s	3 段 SJ 昇温噴射			○
X+499s	スピンアップ開始			○ロール
X+518s	スピンアップ終了, SJ 一時休止			
X+519s	衛星分離			
X+519.5s	3 段 SJ デスピン開始 (SJ 再開)			○
X+520s	3 段 デスピンモータ点火			○
X+523s	デスピン終了			○
X+524.7s	3 段ピッチタンブル開始			○3 軸

X+564.7s	3 段ヨーコントロール開始			○
X+750s	CUTE1.7 放出方向向けピッチ/ヨーマヌーバ			○
X+890s	RSAS 実験開始			○
X+950s	CUTE1.7 放出方向向けロールマヌーバ			○
X+1040s	CUTE1.7 放出			○
X+1050s	アンテナ指向ロールマヌーバ			○
X+1100s	ソーラセイル展開実験開始			○
X+1400s	再スピンアップ 開始			○ロール
X+1440s	終了			制御終了

表2.1.3-2 M-V-8号機目標投入軌道

X+519sec

semi-major axis (km)	6902.24
eccentricity (--)	0.034235
inclination (deg)	98.3960
From Greenwich @ Launch (打上げ時のグリニッジ方向基準)	
ascending node (L.omega) (deg)	307.6897
argument of perigee (S.omega) (deg)	135.3844
mean anomaly (deg)	32.4869
apogee alt (km)	760.40
perigee alt (km)	287.81

2.1.4. M-V-7号機の軌道計画

M-V-7号機は全段に姿勢制御機能を備えた3段式固体ロケット(全備重量約138トン)であり、SOLAR-B衛星(太陽観測衛星, 約879 kg)を、近地点高度約285 km(条件: 200 km以上)、遠地点高度約630 km、軌道傾斜角約97.9度に投入する。衛星分離時刻はX+510秒である。第1段は、発射方位角150度、上下角約83度で打上げられ、ゼロリフト軌道を飛翔する。第1段分離(X+75秒時)時に迎角が極力生じないようにし、第2段は、南方向へのドッグレッグを行なう。第2段燃焼終了後の頂点高度は約334kmに達する。最終段である第3段は、一定姿勢で燃焼し、第3段燃焼終了は打上げ後311秒である。

なお、誘導コマンドにより、第2段及び第3段のピッチおよびヨー姿勢ターゲットが修正されることはあるが、第3段点火時刻等タイムシーケンスが飛行中に修正されることはない。第3段搭載のトランスポンダには受信レベルに基づく自動切替機能があるが、同じトランスポンダで確実に追尾するためにロールは第2段燃焼終了後に+90度制御(後ろから見て時計回り)する。第3段燃焼終了後、USCの可視中に第3段SJによって、姿勢反転(X+347秒開始, X+400秒付近終了)を行う。これは衛星の分離姿勢へ制御することが目的である。

X+510秒における衛星分離後、SOLAR-B衛星は搭載推進系によって遠地点付近で近地点高度上昇用の ΔV を行う。なお、衛星分離姿勢は、その機軸方向(衛星の+Z軸)が約45分後の遠地点における速度方向と一致するように決定される。X+510秒に衛星分離をし、X+511秒からコンタミ回避マヌーバを行なう。第3段残留推力による衛星との衝突・コンタミ回避のために第3段は衛星分離後にマヌーバを行う。X+830秒にHIT-SATサブペイロードの分離許可、X+990秒にSSSATサブペイロードの分離許可を行う。実験時間帯は午前6～7時JSTである。なお、M-Vロケットの第3段機体、SOLAR-B衛星、および、第3段から分離されるサブペイロード

(HIT-SAT, SSSAT)と軌道上物体との干渉について解析を実施し、干渉する恐れがある時間帯に対してロンチウィンドウを修正する。干渉解析作業は、統合追跡ネットワーク技術部が実施する。

図2.1.4-1にシーケンス図を、図2.1.4-2にダウンレンジ-高度図を、表2.1.4-1にタイムシーケンス、表2.1.4-2に目標投入軌道を列記する。

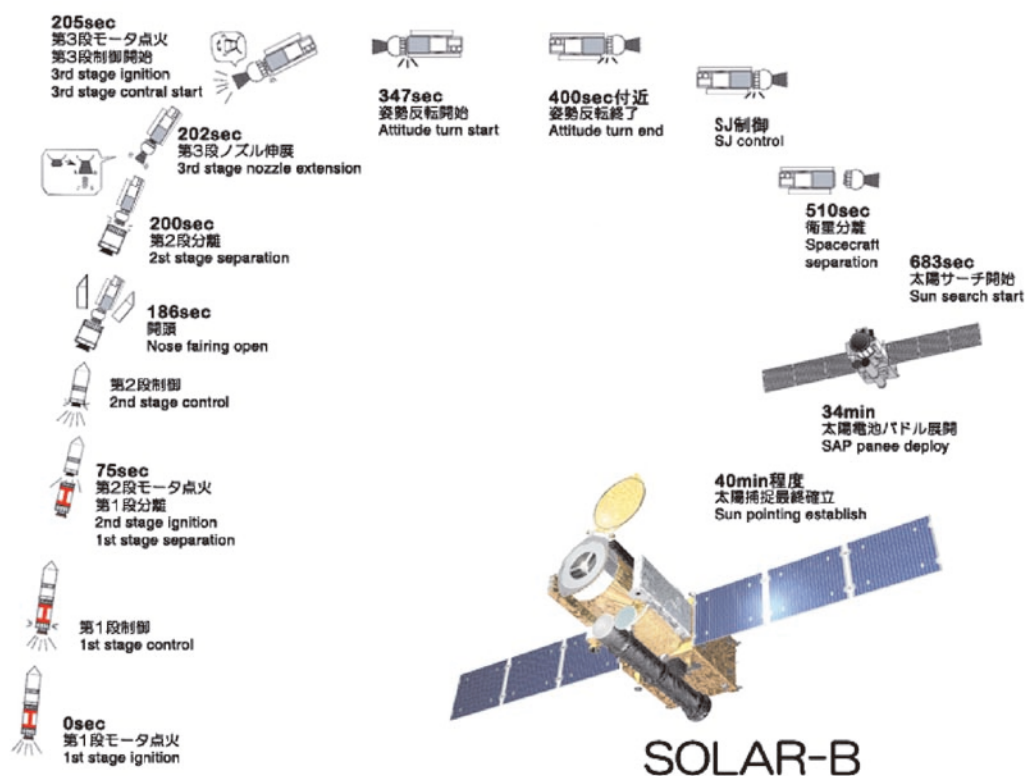


図2.1.4-1 M-V-7号機フライトシーケンス

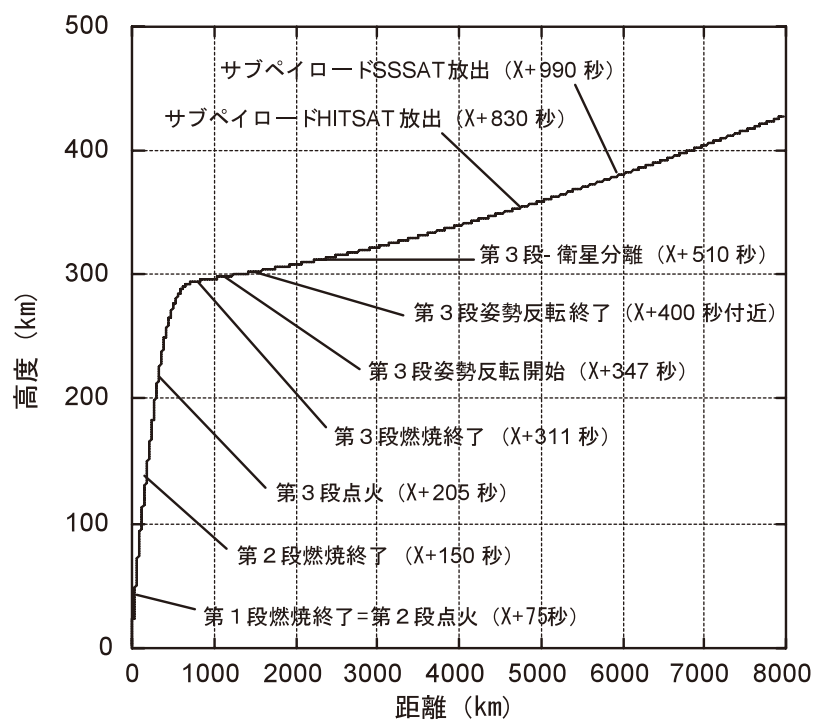


図2.1.4-2 M-V-7号機ダウンレンジ-高度図

表2.1.4-1 M-V-7号機タイムシーケンス

	イベント	MNTVC	SMRC/SMSJ	SJ
X+0s	1 段点火			
X+3s	SMRC 点火	○1 段MNTVC 制御開始	○SMRC 制御開始	
X+74.5s	1 段制御終了	制御終了	制御終了	
X+75s	1/2 段分離			
X+75.5s	2 段 SMRC 点火			
X+75.7s	2 段制御開始	○2 段MNTVC 制御開始	○SMRC 制御開始	
X+139s	SMSJ 点火	○	○	
X+139.5s	2 段 SMRC 制御終了 2 段 SMSJ 制御開始	○	○SMSJ3 軸制御開始	
X+150s	2 段燃焼終了	○	○	
X+152s	2 段 MNTVC 制御終了	制御終了	○	
X+152.5s	2 段フレキシビリティ開始		○	
X+185s	2 段フレキシビリティ終了		○	
X+186s	NF 開頭		○	
X+199.5s	SMSJ 制御終了		制御終了	
X+200s	2/3 段分離			
X+201s	3 段 SJ3 軸制御開始			○3 軸制御
X+203s	3 段 MNTVC ACT ロック解除			○

X+204.5s	3 段 SJ 一時休止			
X+205s	3 段モータ点火			
X+205.5s	3 段 SJ ロールハイスラストへ移行(再開) 3 段 MNTVC 制御開始	3 段 MNTVC 制御開始		○ロール制御
X+306s	3 段 SJ3 軸制御開始	○		○3 軸
X+311s	3 段燃焼終了	○		○
X+315s	3 段 MNTVC 制御終了	制御終了		○3 軸
X+347s	レファレンスチェンジ 開始			○
X+397s	3 段 MNTVC ACT 再ロックコマンド 指令			○
X+400s 付近	レファレンスチェンジ 終了			○
X+425s	M34 サボアンプ 電源 OFF			○
X+456s	3 段 SJ 昇温噴射			○
X+460s	切替線バ ラメータ Fine に変更			○
X+510s	衛星分離			
X+511s	コンタ回避マヌーバ (S 系 P-80)			○
X+551s	コンタ回避マヌーバ (S 系 Y+110)			○
X+650s	サブ イポート PSB/GPU ON			○
X+710s	ロールデ ット バン ト 5°			○
X+750s	HIT-SAT 放出方向へ向けてピ ッチ/ヨー/ ロールマヌーバ 開始			○3 軸
X+830s	HIT-SAT 放出			○
X+840s	HIT-SAT 撮影用ロールマヌーバ 開始			○
X+852s	Dongara 0°AOS			
X+890s	HIT-SAT 撮影開始			
X+892s	Dongara 3°AOS			
X+950s	HIT-SAT 撮影終了 SSSAT 放出方向へ向けてマヌーバ 開始			
X+990s	SSSAT 放出			○
X+1395s	Dongara 3°LOS			
X+1443s	Dongara 0°LOS			
X+1500s	De-orbit マヌーバ 開始			○
X+1800s	De-orbit マヌーバ 終了			
X+1900s	BBQ スピ ン開始(間引き制御開始)			
X+4600s	BBQ スピ ン終了, 間引き制御終了 ファイモト へ変更			
X+5000s	スピ ンアップ 開始(ロール制御へ変更)			
X+5040s	SJ 停止			

表2.1.4-2 M-V-7号機目標投入軌道

X+510sec

semi-major axis (km)	6845.92
eccentricity (--)	0.026508
inclination (deg)	97.9014
From Greenwich @ Launch (打上げ時のグリニッジ方向基準)	
ascending node (L.omega) (deg)	308.6573
argument of perigee (S.omega) (deg)	142.4239
mean anomaly (deg)	25.61255
apogee alt (km)	649.25
perigee alt (km)	286.31

2.2. M-Vロケットの風補正

打上げ時の風速・風向を予測して、最終投入軌道を変更することなく、機体にかかる荷重を軽減するようにロケットの姿勢ターゲット（ランチャ角度を含む）を最適化する。図2.2-1に風補正におけるデータの流れを記す。

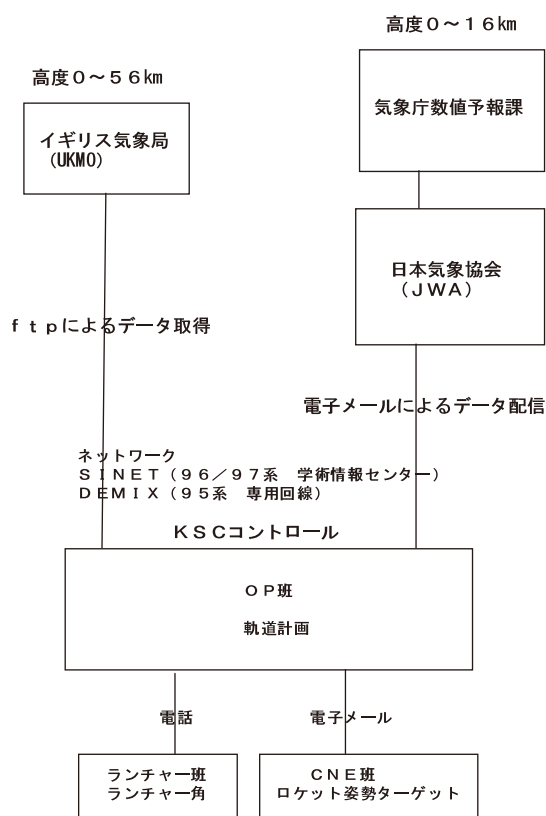


図2.2-1 M-Vロケット風補正の手順

2.2.1. ヴァイサラゾンデによるUSC観測風

ゾンデに搭載されたGPSの位置計測に基づく風観測を行う。観測可能な高度は地表面から高度約30km (10hPa相当)におよぶ。表2.2.1-1～4に各号機のゾンデ観測実績を、図2.2.1～4に観測風の風速データを列記する。

表2.2.1-1 M-V-5号機フライトオペレーション中のゾンデによる風観測

2003年4月26日	10:00JST	正常
2003年4月28日	09:30JST	正常
2003年4月30日	09:30JST	データ欠損
2003年5月01日	09:30JST	正常
2003年5月03日	09:30JST	正常
2003年5月05日	09:30JST	正常
2003年5月08日	08:30JST	正常 (予備機と合わせて2台で受信)
2003年5月09日	08:30JST	正常 (X-3時間相当)

表2.2.1-2 M-V-6号機フライトオペレーション中のゾンデによる風観測

2005.06.22. 09:30 JST, 曇り	正常
2005.06.22. 12:30 JST, 曇り	正常
2005.06.24. 09:30 JST, 小雨	正常
2005.06.24. 12:30 JST, 曇り	正常
2005.06.26. 09:30 JST, 雨, 晴れ,	雨, 風データ取得できず
2005.06.26. 12:30 JST, 曇り	正常
2005.06.28. 09:30 JST, 快晴	正常
2005.06.28. 12:30 JST, 快晴	正常
2005.06.30. 09:30 JST, 晴れ	正常
2005.06.30. 12:30 JST, 晴れ	正常
2005.07.03. 07:30 JST, 小雨	正常
2005.07.04. 09:30 JST, 小雨	正常
2005.07.06. 07:35 JST, 強風, 大雨	バルーンが浮上せず
2005.07.06. 08:10 JST, 強風, 大雨	浮力大, 初期 1m/s, 後半 5m/s
2005.07.10. 07:30 JST, 晴れ	正常
2005.07.10. 15:30 JST, 晴れ	正常

表2.2.1-3 M-V-8号機フライトオペレーション中のゾンデによる風観測

放球地点：M 台地			
放球日時	ゾンデ*	放球点天候	到達高度**
2006/02/01/06:30	RS80	雨	12.943km
2006/02/02/06:30	RS80	晴れ	25.173km
2006/02/03/06:30	RS80	小雨	25.309km
2006/02/04/06:30	RS80	晴れ	15.212km
2006/02/05/06:30	RS80	晴れ	23.815km
2006/02/06/06:30	RS80	小雨	24.065km
2006/02/07/06:30	RS80	曇り	13.769km
2006/02/08/06:30	RS80	曇り	20.213km
2006/02/09/06:30	RS80	晴れ	23.376km
2006/02/10/06:30	RS80	晴れ	25.285km
2006/02/11/06:30	RS80	晴れ	23.642km
2006/02/12/01:30	RS80	曇り	24.467km
2006/02/13/06:30	RS80	晴れ	23.439km
2006/02/14/06:30	RS80	曇り	25.310km
2006/02/15/06:30	RS80	曇り	25.602km
2006/02/16/06:30	RS80	曇り・強風	26.693km
2006/02/17/06:30	RS80	晴れ	25.516km
2006/02/18/06:30	RS92	曇り	18.153km
2006/02/19/06:30	RS92	曇り	21.632km
2006/02/20/06:30	RS92	小雨	25.022km
2006/02/20/21:30	RS92	曇り	26.597km
2006/02/21/01:30	RS92	曇り	23.376km (90 分)
2006/02/21/04:00***	RS92	曇り	13.939km (55 分)
2006/02/21/21:30	RS92	晴れ	21.521km (90 分)
2006/02/22/01:30	RS92	晴れ	22.077km (90 分)
2006/02/22/04:00***	RS92	晴れ	13.893km (65 分)
2006/02/22/09:30	RS92	晴れ	

* RS80：旧ゾンデ RS92：新ゾンデ

** ゾンデから送信される風データを正常に受信できた最大到達高度

*** KS 台地より放球

表2.2.1-4 M-V-7号機フライトオペレーション中のゾンデによる風観測

放球日時	ゾンデ	放球点天候	到達高度**
2006/09/05/06:30	RS92	晴れ	25.811km
2006/09/06/06:30	落雷・停電のため中止		
2006/09/07/06:30	RS92	くもり	26.046km
2006/09/08/06:30	RS92	晴れ	23.280km
2006/09/09/06:30	RS92	晴れ	19.152km
2006/09/10/06:30	RS92	くもり	25.436km
2006/09/11/06:30	RS92	くもり	29.209km
2006/09/12/06:30	RS92	雨	24.386km
2006/09/13/06:30	RS92	晴れ	21.313km
2006/09/14/06:30	RS92	くもり	29.488km
2006/09/15/06:30	RS92	くもり	26.968km
2006/09/16/06:30	RS92	くもり	24.499km
2006/09/17/06:30	台風 13 号接近のため中止		
2006/09/18/06:30	台風 13 号接近のため中止		
2006/09/18/13:00	RS92	晴れ	29.326km
2006/09/19/06:30	RS92	晴れ	27.979km
2006/09/19/21:30	RS92	晴れ	20.066km (90 分)
2006/09/20/01:30	RS92	くもり	20.333km (100 分)
2006/09/20/04:00*	RS92	くもり	13.162km (60 分)
2006/09/20/06:45*	RS92	くもり	28.487km
2006/09/21/06:30	RS92	小雨	20.392km
2006/09/22/06:30	RS92	晴れ	28.148km
2006/09/22/21:30	RS92	晴れ	18.764km (90 分)
2006/09/23/01:30	RS92	くもり	21.084km (100 分)
2006/09/23/04:00*	RS92	くもり	15.664km (70 分)
2006/09/23/06:51*	RS92	くもり	21.866km (X+15 分)

* KS 台地より放球

** ゾンデから送信される風データを正常に受信できた最大到達高度

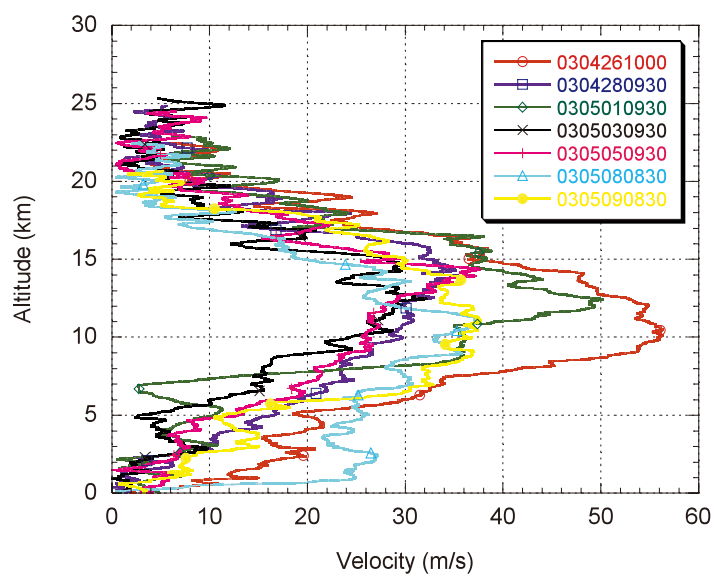


図2.2.1-1 M-V-5号機フライトオペレーションにおける放球データ

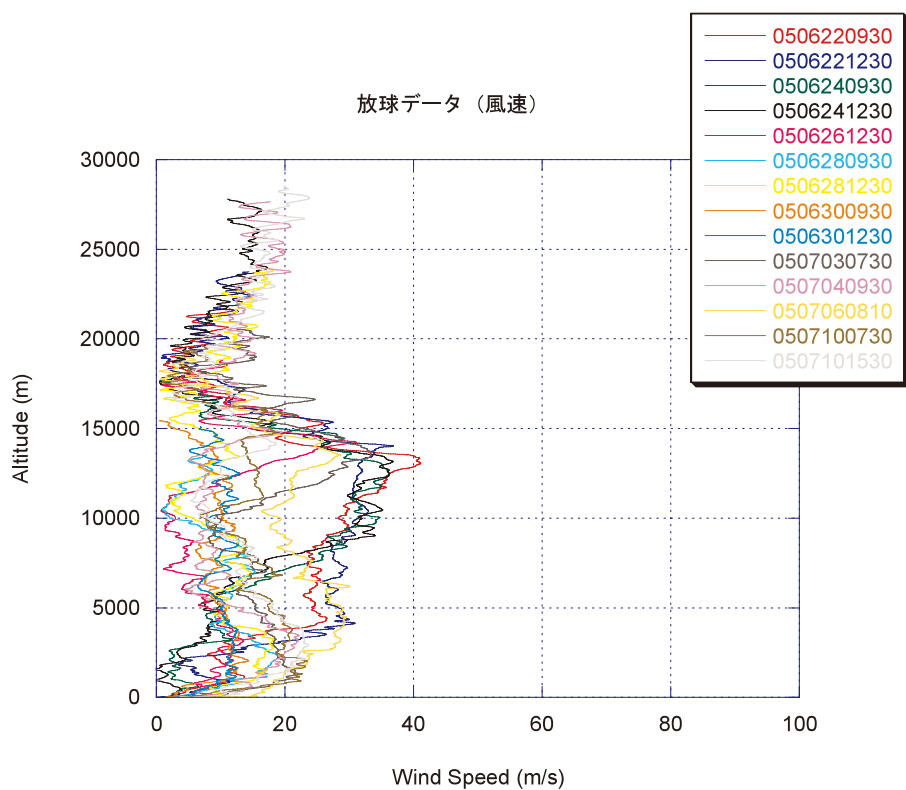


図2.2.1-2 M-V-6号機フライトオペレーションにおける放球データ

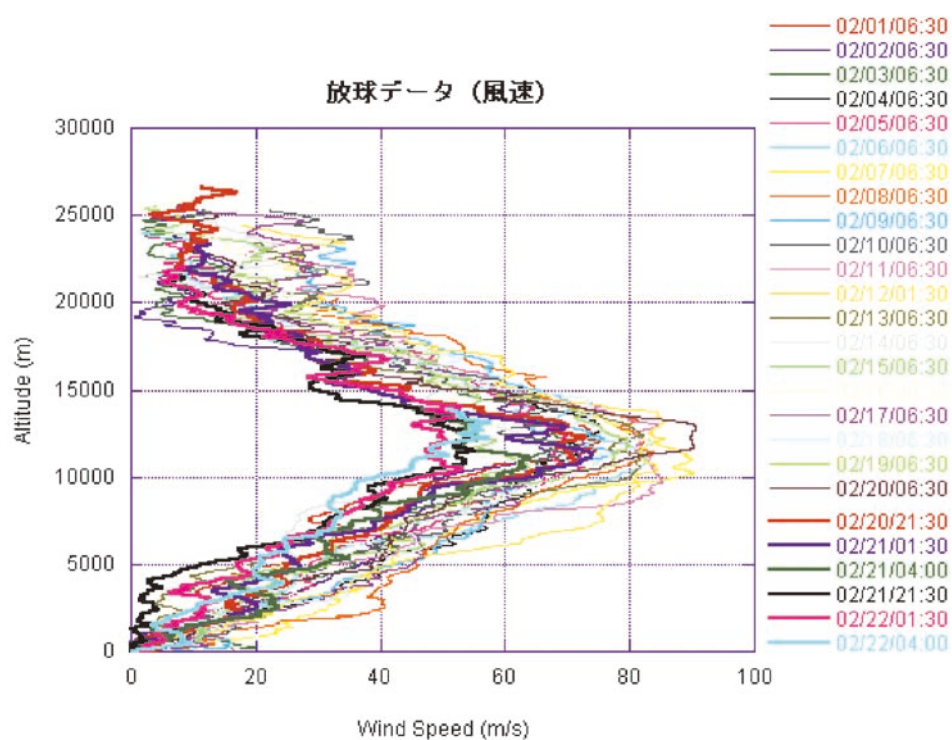


図2.2.1-3 M-V-8号機フライトオペレーションにおける放球データ

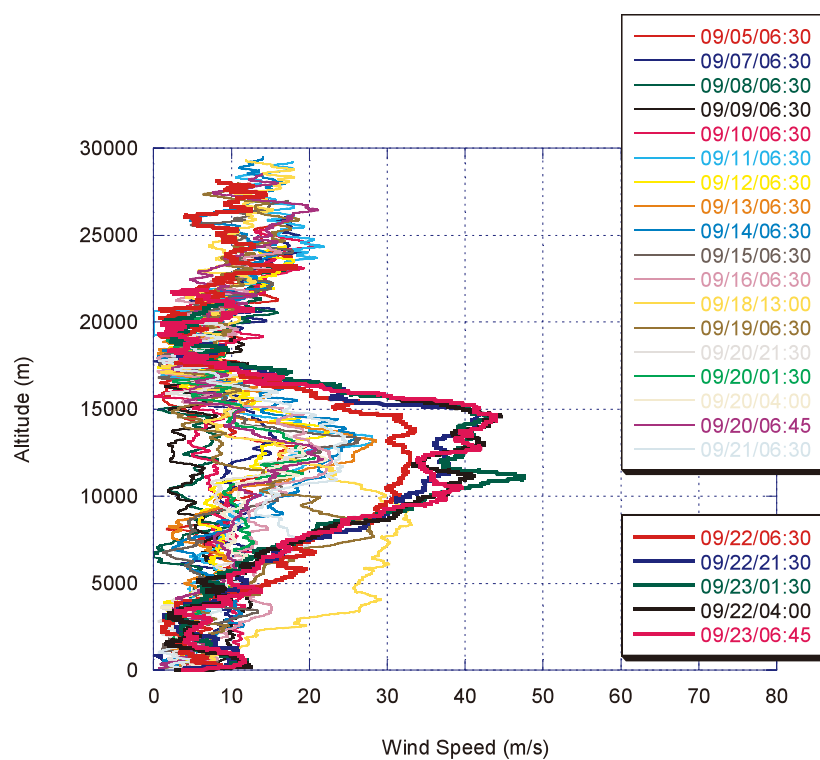


図2.2.1-4 M-V-7号機フライトオペレーションにおける放球データ

2.2.2. 気象庁/日本気象協会による USC の予測風

風の数値予報は、日本付近のおよそ4000km四方を覆う数値予報モデルをもとに1日2回、0時UTC（9時JST）と12時UTC（21時JST）を初期時刻として気象庁数値予報課によって行われている。このGPV（Grid Point Value）データの日本気象協会による数値的な加工（空間的/時間的補間）を経て、USC上空（北緯31.25度、東経131.08度）の予測値を1日に2回電子メールを通して入手する。具体的には、1）USC上空に空間内挿し、打上げ時刻に時間内挿した鉛直分布（これが基本）、2）USC上空に空間内挿した3時間毎の鉛直分布（0～30km）、3）USC付近を中心に東西3格子×南北3格子の計9格子の鉛直分布が含まれる。打上げ日の最終判断には、（例えばM-V-7号機では）打上げ日の14:25 JST頃に送られてくる9時JST（0時UTC）ベースの27時間後予測風（打上げ時刻6:30 JST付近）を使う。これらの予報値は、ゾンデによる実観測データと比較検証され、最終的に空力荷重低減を目的としたロケット姿勢ターゲットの最適化計算に反映される。表2.2-1に数値予報モデルについてまとめる。このうち、使用されるのは領域モデルである。図2.2-1～2には、M-V-8号機および7号機における予報風と実測風の比較を示す。

表2.2-1 気象庁/日本気象協会数値予報モデル

モデル 項目	全球モデル (GSM)	領域モデル (RSM)	メソモデル (MSM)
領域	全球	(20N,120E)－(50N,150E)	(26N,120E)－(44N,150E)
水平解像度 (地上)	赤道付近で1.25度(約138km)のthinned grid	東西0.25度×南北0.2度 (約22km×22km)	東西0.125度×南北0.1度 (約11km×11km)
水平解像度 (上空)	地上に同じ	東西0.5度×南北0.4度 (約45km×44km)	東西0.25度×南北0.2度 (約22km×22km)
00UTC 予測	84時間先迄6時間毎	<u>51時間先迄1時間毎(地上),</u> <u>3時間毎(上空)</u>	18時間先迄1時間毎(地上), 3時間毎(上空)
06UTC 予測	なし	なし	00UTC に同じ
12UTC 予測	96時間先迄6時間毎, 192時間先迄12時間毎	00UTC に同じ	00UTC に同じ
18UTC 予測	なし	なし	00UTC に同じ
配信時刻 (JST)	15:15 頃(00UTC 予報) 04:00 頃(12UTC 予報)	<u>14:25 頃(00UTC 予報)</u> <u>02:25 頃(12UTC 予報)</u>	11:30 頃(00UTC 予報) 17:30 頃(06UTC 予報) 23:30 頃(12UTC 予報) 05:30 頃(18UTC 予報)
計算上端	0.4 hPa	10 hPa	10 hPa

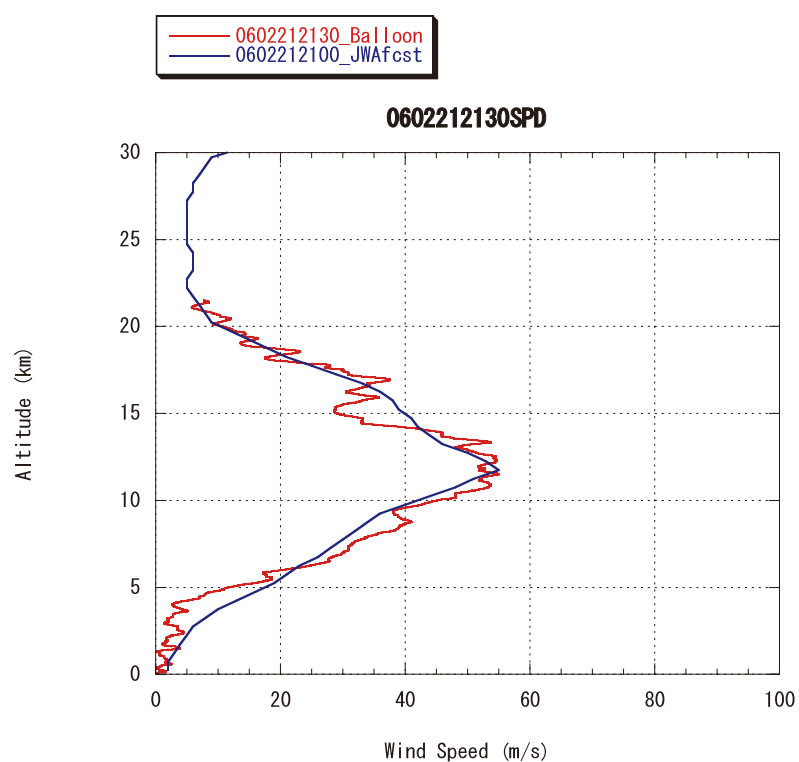


図2.2.2-1 M-V-8号機打上日における実測風と予測風の比較（風速）

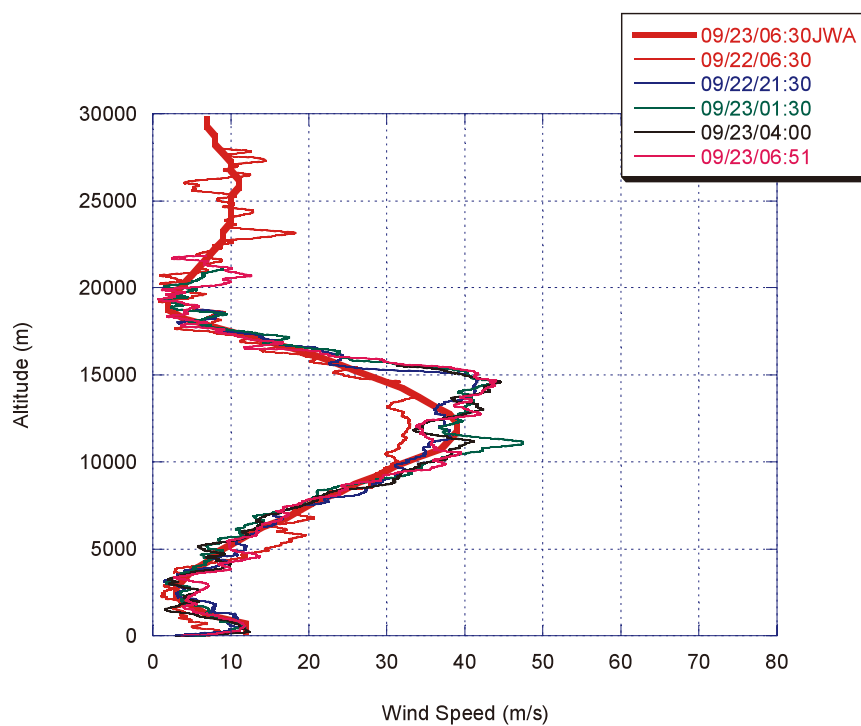


図2.2.2-2 M-V-7号機打上日における予測風と実測風の比較（風速）

2.2.3. イギリス気象庁 (UKMO) 高層風データ

イギリス気象庁 (UKMO) の衛星観測データの電子的配信システムを利用し、高度30kmから57kmの高層風予測として用いる。UKMOデータは、1) NOAA衛星の大気温度データをもとに、UKMO (United Kingdom Meteorological Office) が物理過程を考慮した大循環モデルによって数値的に算出した高層 ($\sim 60\text{km} = 0.4\text{hPa}$) の風データを、内之浦上空用に空間的に補間して用いる。2) UARS (Upper Atmosphere Research Satellite) が観測したデータではなく、UARSの観測データのcalibration用にUKMOが基準大気モデルとして作成している。3) データは1日に1回配信。誤差は約10%。また、高度方向10km程度の平均的な風と考えるべきである。経度・緯度のグリッド間隔は $3.75^\circ \times 2.5^\circ$ 。また、鉛直方向には約 2.5 km の間隔である。

2.2.4. 打上げ直前の姿勢ターゲット修正による風補正

発射当日に、発射時刻での風予報値 (0～30kmは気象庁予報値、30～57kmはUKMO) に基づいて、姿勢ターゲットを最適化する。評価関数としては、剛体空力荷重 (動圧 \times 法線力係数傾斜 \times 迎角) の2乗の第1段飛行中の時間積分値をとり、これを最小化するべく姿勢ターゲットを非線形計画法 (NLP) に基づく計算手法により最適化する。制御変数としては、第1段の姿勢ターゲット (ピッチ/ヨー: 計24変数) である。第1段の姿勢ターゲットのノードとしては12点 (初期姿勢=ランチャ角) ある。終端拘束条件としては、以降の軌道をノミナルに保持する目的で、第1段燃焼終了時の高度、速度、経路角、方位角を考え、また、姿勢 (ピッチ/ヨー) の最大・最小値 (過大な修正の回避)、Fire In The Hole時 (第1段分離時) 迎え角=0度等も考慮する。なお、ランチャ方位角の物理的な限界は85～155度である。また、ハードウェア側からのランチャ上下角制約は78～90度であり、"レール離脱～ブーム抜け間のブームの干渉チェック"の検討結果より86度以下が望ましいことを示唆しているために、実質的な発射角範囲は78～85度に制限される。ランチャ角修正範囲は ± 1 度程度とする。なお、定常風としては15m/s以下が判断基準であり、瞬間20m/sの風が発生する場合は履歴に応じて判断する。

2.2.4.1. 打上げ前日の空力荷重解析と打上げの是非の判断

- a) 突風に起因する荷重。まず、荷重を発生しない標準風とそれに対応する姿勢ターゲットを用意する。各高度ごとに、gust 強さをsynthetic wind profileで規定されている6.7m/sにマージンを見込んで10m/sとし、gust 高度幅を、60～300mの範囲でsweepし、最大の荷重を発生する高度幅を見いだし、各高度における (言い換えれば各時刻) での荷重増加量としてあらかじめ求めておく。
- b) 風の高周波成分 (微細構造) に起因する荷重。ゾンデによる観測風にたいして、荷重を極力発生しない姿勢ターゲットを求める。その姿勢ターゲットのもとで、荷重の算定を行う。これが、高周波成分 (微細構造) 起因の荷重増加分であり、これを回数は限られているが、 3σ レベルの荷重増加量のプロファイルを時間 (等価的に高度) wise に求めておく。微細構造としては、バルーンとゾンデの振り子運動モデルを考慮した上で、高度方向10～15m程度の計測ができている。但し、これは微細構造といって、突風とは別に (観測高周波成分として) 考慮しているものである。
- c) a) + b) を求め、各時刻ごとのgust + 微細構造にともなう荷重増加量として用意する。
- d) 発射当日に、発射時刻での風予報値 (0～30kmは気象庁予報値、30～57kmはUKMO) に基づき、姿勢ターゲットを求める。これにより、発射時刻における低周波成分の風に対しては荷重はほとんど発生しないようにできているはずである。 3σ 分散の誤差 (12時間予報の $3\sigma = 15\text{m/s}$ 、24時間予報の $3\sigma = 20\text{m/s}$) を考慮して正負双方の定常風プロファイルを用意し、荷重計算を行う。得られた結果に、c) で用意した荷重増加量を加えて、許容荷重内であれば、タイムスケジュールに入ることは可能と判断する。

- e) 同時に、 $X - 3$ 時間時点 ($X - 5$ 時間に放球)での風予報値に対して、荷重計算を行う。当然、風予測のトレンドの分だけ荷重は増加するはずであるが、発生する荷重が小さい (言い換えればc)を加えてなお許容荷重内におさまる) ことはトレンドが急激でないことの傍証でもあるので、これもタイムスケジュール入りを判定する指標となりうる。
- f) $X - 3$ 時間時点 ($X - 5$ 時間に放球)の風を計測 (ゾンデ観測風)し、それに対して荷重計算を行う。e)の結果と整合することと、e) およびf)での荷重がいずれも小さいことが、発射可能かどうかの判定条件である。もっとも簡単には、この荷重にc)を加えてなお許容荷重内にあればOKとする。e)で求めているトレンドを利用すると、定性的にはX時の荷重を推定することもある程度可能で、これにより発射の確率をあげることが可能である。
- g) 打上げ後 ($X + 3$ 時間)にも、ゾンデにより風を計測し、風の傾向を確認する。

2.2.4.2. 空力荷重解析 (まとめ)

予め、平均風に対して最適化した (荷重を発生しない) 姿勢ターゲットを用意し、10m/sの突風に対する荷重増加量を求める。この際、突風の高度幅を10～300mの範囲でスイープし、機体曲げ周波数とカップリングして荷重が最大となる高度幅を見出し、突風による最大荷重増加量とする (M1)。

フライトオペ中の数回のゾンデによる観測風をもとに、高周波成分 (微細構造) による荷重増加量を求める。この際、観測回数は限られているが、 3σ レベルの荷重増加量プロファイルを時間 (等価的に高度) ごとに求めて置く (M2)。

フライトオペ中に観測した風速より 3σ 分散の誤差を考慮して、正負双方の定常風プロファイルを用意し、これによる最大荷重増加量を求める (M3)。

燃速、抵抗係数の各条件のバラツキにより発生する1段飛翔中の荷重増加量を、予め求めておく (M4, M5)。

下記の式でトータル荷重を求め、構造設計上の許容値と比較する。

$$\text{トータル荷重} = M1 + M2 + \text{RSS} (M3, M4, M5)$$

M1: 突風による最大荷重増加量

M2: 高周波成分 (微細構造) による最大荷重増加量

M3: 定常風の 3σ 分散による最大荷重増加量

M4: 燃速変動による荷重増加量

M5: 抵抗係数変動による荷重増加量

表2.2.4-1～4に上記の最適化の結果設計された各号機のランチャ角を含む第1段の姿勢ターゲットデータを示す。

表2.2.4-1 M-V-5号機フライト用姿勢ターゲット（実際に使用されたフォーマット）

pitch & yaw target (for CNE group)

```

*****
*      file: (Target Parameter)
*
*      2003.05.09. H.Yamakawa: for M-V-5(MUSES-C) flight
*****
* launcher angle azimuth (deg)    90.155  → 90.2 deg (ランチャセット角：方位角)
* launcher angle elevation (deg)  80.767  → 80.8 deg (ランチャセット角：上下角)
*****
*SUM
41
*****
*Item No.    time(msec)    roll(deg)    pitch(deg)    yaw(deg)
  0    -2147483648         0.00         80.7667         0.0249
  1      -30000         0.00         80.7667         0.0249
  2     -15100         0.00         80.7667         0.0249
  3     -15000         0.00         75.7667        -4.9751
  4     -10000         0.00         75.7667        -4.9751
  5      -9900         0.00         80.7667         0.0249
  6       3000         0.00         80.7667         0.0249
  7       5000         0.00         77.1787         1.2937
  8       7000         0.00         74.5352         0.8376
  9      11000         0.00         67.9210         0.0017
 10      17000         0.00         62.0745        -0.0050
 11      23000         0.00         57.5143        -0.5148
 12      29000         0.00         54.6305        -0.1149
 13      35000         0.00         52.0020         0.3532
 14      41000         0.00         49.2877         0.8246
 15      50000         0.00         44.5835         0.3213
 16      60000         0.00         40.7714         0.5524
 17      75000         0.00         35.0005         0.5059
(以降省略)

```

End of File

表2.2.4-2 M-V-6号機フライト用姿勢ターゲット（実際に使用されたフォーマット）

```

pitch & yaw target (for CNE group)
*****
*      file: (Target Parameter)
*
*      2005.07.10.12:30 H.Yamakawa: for M-V-6 (ASTRO-EII) flight
*****
* launcher angle azimuth (deg)      87.601
* launcher angle elevation (deg)    80.192
*****
*SUM
    56
*****
*Item No.      time(msec)      roll(deg)      pitch(deg)      yaw(deg)
    0      -2147483648          0.00      80.2000      -0.4085
    1          -30000          0.00      80.2000      -0.4085
    2          -15100          0.00      80.2000      -0.4085
    3          -15000          0.00      75.2000      -5.4085
    4          -10000          0.00      75.2000      -5.4085
    5          -9900          0.00      80.2000      -0.4085
    6           3000          0.00      80.2000      -0.4085
    7           5000          0.00      80.1539      -1.3104
    8           7000          0.00      74.1410      -1.7574
    9          11000          0.00      69.9859       1.7601
   10          17000          0.00      66.5151       0.5468
   11          23000          0.00      61.6684       0.9369
   12          29000          0.00      57.7927       0.5112
   13          35000          0.00      53.9385       0.5328
   14          41000          0.00      51.1391       0.6171
   15          50000          0.00      47.1510       0.5575
   16          60000          0.00      42.1181       0.8878
   17          75000          0.00      37.2619       0.9107
      (以降省略)
*****
      End of File
*****
yaw angle 0 deg is 90 deg from north in clockwise direction at launcher point

```


表2.2.4-3 M-V-8号機フライト用姿勢ターゲット（実際に使用されたフォーマット）

pitch & yaw target (for CNE group)

file: (Target Parameter)

*

2006.02.22.06:28.JST H.Yamakawa: for M-V-8 (ASTRO-F)

* launcher angle azimuth (deg) 142.98

* launcher angle elevation (deg) 81.497

*SUM

84

*Item No.	time(msec)	roll(deg)	pitch(deg)	yaw(deg)
0	-2147483648	0.00	81.5022	-0.2991
1	-30000	0.00	81.5022	-0.2991
2	-15100	0.00	81.5022	-0.2991
3	-15000	0.00	76.5022	-5.2991
4	-10000	0.00	76.5022	-5.2991
5	-9900	0.00	81.5022	-0.2991
6	3000	0.00	81.5022	-0.2991
7	5000	0.00	81.5022	-1.4956
8	7000	0.00	78.2426	-0.8411
9	11000	0.00	74.0355	3.6740
10	17000	0.00	67.8330	5.9533
11	23000	0.00	64.5363	7.7290
12	29000	0.00	62.3427	10.3796
13	35000	0.00	60.5754	12.0283
14	41000	0.00	58.5762	14.5169
15	50000	0.00	53.4310	13.2938
16	60000	0.00	47.8470	14.9853
17	75000	0.00	45.2337	16.2956

(以降省略)

End of File

yaw angle 0 deg is 145 deg from north in clockwise direction at launcher point

表2.2.4-4 M-V-7号機フライト用姿勢ターゲット（実際に使用されたフォーマット）

pitch & yaw target (for CNE group)

* file: (Target Parameter)

* 2006.09.23.06:30.JST S.Nonaka: for M-V-7 (SOLAR-B)

* launcher angle azimuth (deg) 149.28

* launcher angle elevation(deg) 81.999

*SUM

96

*Item No.	time(msec)	roll(deg)	pitch(deg)	yaw(deg)
0	-2147483648	0.00	82.0000	-0.1000
1	-30000	0.00	82.0000	-0.1000
2	-15100	0.00	82.0000	-0.1000
3	-15000	0.00	77.0000	-5.1000
4	-10000	0.00	77.0000	-5.1000
5	-9900	0.00	82.0000	-0.1000
6	3000	0.00	82.0000	-0.1000
7	5000	0.00	82.0000	-0.5000
8	7000	0.00	78.1414	-0.4722
9	11000	0.00	73.9746	-0.9369
10	17000	0.00	67.4971	-1.3808
11	23000	0.00	63.1622	-1.7535
12	29000	0.00	59.0460	0.1171
13	35000	0.00	56.6715	1.9553
14	41000	0.00	52.9353	2.3361
15	50000	0.00	48.6962	1.0386
16	60000	0.00	44.0990	-1.6155
17	75000	0.00	41.1737	0.5059

(以降省略)

* End of File

yaw angle 0 deg is 150 deg from north in clockwise direction at launcher point

2.2.5. M-V ロケット組立オペレーション・フライトオペレーションにおけるOP班作業

表2.2.5-1に軌道計画・風補正に関わる組立オペレーションおよびフライトオペレーション中の作業の概要を示す。また、表2.2.5-2～5には、各号機の実際の詳細な運用実績を記す。

表2.2.5-1 組立およびフライトオペレーション中の作業項目

組立オペレーション以前の作業概要

- ・ノミナル軌道計画の設計
- ・タイムシーケンスの策定（タイマ班, TVC班, CNE班等の支援）
- ・衛星・ロケット軌道インターフェース（衛星班の支援）
- ・打上げウィンドウ, 打上げ時刻の策定（衛星班の支援）
- ・風計測, 風予報作業練習
- ・

組立オペレーション時の作業概要

- ・ノミナル軌道計画の確認
- ・ゾンデによる風計測システムの健全性の確認
- ・

フライトオペレーション時の作業概要

- ・日本気象協会風予報データの受信
- ・イギリス気象庁データの取得
- ・ゾンデによる風計測
- ・発射時の予測風に基づく姿勢ターゲット・フライト用軌道計画の最適化
- ・ランチャ角度の決定

表2.2.5-2 M-V-5 号機打上日のOP（風補正）班運用実績

02 : 45JST	風予測データを日本気象協会が送信（JWA→野中，小川，山川）
03 : 00JST	配車（野中，小川，藤田，山川）
03 : 30JST	気象庁データを受信（野中，小川，山川）
03 : 45JST	気象庁+UKMO+GRAM95 風データを加工（野中）
04 : 00JST	姿勢ターゲット最適化計算開始（山川）
05 : 00JST	姿勢ターゲット最適化計算終了（山川）
05 : 30JST	姿勢ターゲット確認終了（野中，小川，藤田，山川）
06 : 00JST	CNE, TVC 班に送付（山川）
06 : 00JST	配車（CNE 班, IA 大塚）
06 : 00JST	CNE, TVC 班シミュレーションによる姿勢制御/荷重確認 （IA 大塚, MPC 後藤）
06 : 30JST	移動（コントローラー→M 管制室）（野中，小川，藤田，山川）
07 : 00JST	姿勢ターゲット RAM 書換および確認（MPC 江西, ISAS 山川） 最も遅くて 09 : 00JST までで OK
08 : 00JST	ランチャ角をランチャ班へ連絡（山川）
08 : 30JST	配車（前田，石井，周東，NAS 渋谷，迫田，古林）
08 : 30JST	ヴァイサラゾンデ放球（感應寺，野中，小川，山川，VAISALA）
09 : 00JST	UKMO データ取得（延期時のため，周東）
10 : 15JST	VAISALA データ取得停止（高度 19km 程度）（VAISALA）
10 : 30JST	放球データを CNE, TVC, LA 班へ送付（野中）
11 : 30JST	CNE, TVC 班シミュレーションによる姿勢制御/荷重確認（IA 大塚, MPC 後藤）
12 : 00JST	昼食@コントロール・センター
13 : 00JST	RS 4 系統点呼
13 : 00JST	RG 系最終チェック（担当：前田，石井，山川，NAS 迫田，古林，渋谷）
13 : 00JST	USC RG 山川から相模原 SSOC 加藤隆二先生に連絡
13 : 20JST	USC RG 古林から小笠原局三浦へ連絡
13 : 20JST	RS 4 系統最終点呼
13 : 30JST	M-V-5/MUSES-C 打ち上げ（X, ±15 分程度変化する）
13 : 40JST	小笠原ダウンレンジの受信終了確認
13 : 50JST	B3・B4 分離時の軌道出力（安定性，ピッチ，ヨー，タイムコマンドの確認） ONWAY による 4 段燃焼終了時の軌道推定（NAS 古林）
13 : 50JST	第 3 段分離直前の姿勢，RG コマンド受信データの受領@コントロール C4RG タイムコマンドの受領@コントロール・センター
14 : 00JST	SSOC 送信用 FAX の作成（山川） NAS 迫田，古林←→山川間の FAX 内容の確認
14 : 10JST	SSOC 軌道決定グループ（加藤（隆），吉川，市川，FJT 大西）へ TOD・EQ 座標系（Keplerian+C3+Local）における 4 段燃焼終了時の軌道 推定結果を FAX, で報告（山川，石井，前田） 34m φ 探査機班にも e-mail で送信
14 : 20JST	J2000・EQ 座標系へ変換の後，JPL/DSN への軌道推定結果報告

表2.2.5-3 M-V-6号機打上日のOP（風補正）班運用実績

2005 年 7 月 10 日

02 : 15JST	風予測気象庁データを日本気象協会が送信（JWA→野中，山川）
03 : 30JST	配車（野中，山川）
03 : 40JST	気象庁データを受信（野中，山川）
03 : 50JST	気象庁+UKMO+GRAM99 風データを加工（野中）
04 : 00JST	姿勢ターゲット最適化計算開始（山川）
04 : 40JST	姿勢ターゲット最適化計算終了（山川）
04 : 50JST	姿勢ターゲット確認終了（野中，山川）
05 : 00JST	TVC 班にランチャ角 80.2deg と 82.0deg ターゲットを送付（山川）
05 : 30JST	CNE 班，TVC 班がランチャ角 80.2deg ターゲットを選択
05 : 55JST	CNE 班，TVC 班，LA 班に送付（山川）ランチャ角含む
06 : 00JST	CNE，TVC 班シミュレーションによる姿勢制御荷重確認（後藤，大塚，峯杉）
06 : 30JST	移動（コントロール→M 管制室）（野中，小川，山川）
07 : 00JST	姿勢ターゲット RAM 書換および確認（MPC 江西，ISAS 山川）
07 : 30JST	ヴァイサラゾンデ放球（感應寺，野中，山川，VAISALA）
09 : 15JST	VAISALA データ取得停止（高度 19km 程度）（VAISALA）
09 : 30JST	放球データを CNE，TVC，LA 班へ送付（野中）
10 : 30JST	CNE，TVC，LA 班による姿勢制御/荷重確認（大塚，後藤）
12 : 00JST	RS 4 系統点呼
12 : 00JST	RG 系最終チェック（担当：前田，石井，山川，NAS 迫田，古林，渋谷）
12 : 00JST	USC RG 山川から相模原局加藤隆二先生へ連絡。
12 : 00JST	USC RG 長江からクリスマス局橋本先生へ連絡。
12 : 10JST	USC RG 古林から小笠原局長木へ連絡。
12 : 20JST	RS 4 系統最終点呼
12 : 30JST	M-V-6/ASTRO-E II 打ち上げ（12:30，12:45，13:00 の 3 ケースのみ） 石井（2，4 系統），前田（2，4 系統），山川（4 系統），迫田（4 系統）， 小川（4 系統），山田（飛跡），野中（テレメータ台地） 2 段終了後，相模原，小笠原，クリスマスに状況報告（X+180 秒） 3 段終了後，相模原，小笠原，クリスマスに状況報告（X+320 秒） クリスマス局/SSOC 用，6 要素ディスプレイをハードコピー（X+330 秒） クリスマス局/SSOC 用，6 要素ディスプレイをハードコピー（X+400 秒） SSOC，クリスマス局送信用 FAX の作成（山川，X+430～500 秒） 電話でクリスマス局に 6 要素報告（長江，X+500～600 秒） 電話で SSOC に 6 要素報告（山川，X+500～600 秒） NAS 松岡，34m φ アンテナからコントロールに移動（X+600 秒） FAX のコピー 5 部（松岡，的川，三保，RG 班用）（野中，X+600～660 秒） NEC 松岡に FAX1 部渡す（石井，X+660 秒） クリスマス局，相模原局に FAX 送信（野中，X+650～850 秒） 小笠原スレーブデータ出力，クリスマス局への情報のため RG 計算機自体 は X+1700 秒頃まで停止せず。
12 : 20JST	SSOC にて J2000-EQ に変換し，新 GN 局アンテナ予報値，USC 34m φ /20m φ アンテナ予報値を作成。 堂谷先生からチリ大学サンチャゴ局に軌道情報の連絡。
13 : 20JST	J2000-EQ 座標系へ変換の後，NASA への軌道推定結果報告（満田先生）
15 : 30JST	ヴァイサラゾンデ放球（感應寺，野中，山川，VAISALA）

表2.2.5-4 M-V-8号機打上日のOP（風補正）班運用実績

2006年2月21日

14:13JST 風予測気象庁データを日本気象協会が送信（JWA→野中，山川）
 14:13JST 気象庁データを受信（野中，山川）
 14:43JST 気象庁+UKMO+GRAM99 風データを加工し，CNE 班，TVC 班，構造班に送付（野中）
 14:45JST 姿勢ターゲット最適化計算開始（山川）
 上下角 81.0 度，81.5 度，82.0 度，82.5 度，83.0 度の 5 ケースを計算し，
 CNE 班，TVC 班，構造班，LA 班にランチャ角・姿勢ターゲットを送付（山川）
 16:36JST 姿勢ターゲット最適化計算終了（山川）
 17:00JST 英国気象庁データを受信（UKMO→周東）
 17:00JST CNE 班，TVC 班，構造班が荷重計算，制御解析を開始（後藤，大塚，峯杉）
 19:56JST CNE 班，TVC 班がランチャ角 81.5 deg ターゲットを選択
 21:30JST ゾンデ放球（感應寺，野中，山川）
 23:00JST ゾンデデータ取得停止（高度 21.5 km 程度）
 23:14JST 放球データを CNE，TVC，LA 班へ送付（野中）
 23:30JST 観測風と予測風の比較（野中）
 23:54JST CNE 班，TVC 班，構造班が荷重計算，制御解析を実施

2006年2月22日

00:40JST 移動（コントロール→M 管制室）（山川）
 01:28JST 姿勢ターゲット RAM 書換および確認（MPC 江西，IA 大塚，ISAS 山川）
 01:30JST ゾンデ放球（感應寺，野中，山川）
 02:00JST ゾンデ放球（バックアップ）は実施せず。
 02:13JST 風予測気象庁データを日本気象協会が送信（JWA→野中，山川）
 02:13JST 気象庁データを受信（野中，山川）
 03:00JST ゾンデデータ取得停止（高度 22.0 km 程度）
 03:10JST 放球データを CNE，TVC，LA 班へ送付（野中）
 03:20JST 観測風と予測風の比較（野中）
 03:50JST CNE 班，TVC 班，構造班が荷重計算，制御解析を実施
 04:00JST ゾンデ放球（感應寺，野中，山川）
 04:07JST ゾンデデータ取得停止（高度 14.0 km 程度）
 05:13JST 放球データを CNE，TVC，LA 班へ送付（野中）
 05:30JST 観測風と予測風の比較（野中）
 05:46JST CNE 班，TVC 班，構造班が荷重計算，制御解析を実施
 09:30JST ゾンデ放球（感應寺，野中，山川）

表2.2.5-5 M-V-7号機打上日のOP（風補正）班運用実績

2006年9月22日

12:59JST 風予測気象庁データを日本気象協会が送信（JWA→野中，山本，山川）
 12:59JST 気象庁データを受信（野中，山本，山川）
 13:10JST JWA+UKMO+GRAM99 風データを加工し，CNE 班，TVC 班，構造班に送付（野中）
 13:10JST 姿勢ターゲット最適化計算開始（野中，山本，山川）
 上下角 81.0 度，81.5 度，82.0 度，82.5 度，83.0 度の 5 ケースを計算
 14:03JST 姿勢ターゲット最適化計算終了（野中，山本，山川）
 CNE 班，TVC 班，構造班，LA 班にランチャ角・姿勢ターゲットを送付（野中）
 14:15JST CNE 班，TVC 班，構造班が荷重計算，制御解析を開始（後藤，大塚，峯杉）
 14:22JST 予測風データ（3 時間毎）の推移確認（大南）
 17:04JST CNE 班，TVC 班がランチャ角 82.0deg ターゲットを選択
 21:30JST ゾンデ放球（感應寺，野中，大南，三浦）
 23:00JST ゾンデデータ取得停止（高度 18.8 km 程度）
 23:16JST 放球データを CNE，TVC，LA 班へ送付（野中）
 23:38JST 観測風と予測風の比較（三浦）

2006年9月23日

00:40JST CNE 班，TVC 班，構造班が荷重計算，制御解析を実施し，結果を送信
 00:50JST 移動（コントローラ→M 管制室）（山川，山本，三浦）
 00:59JST 風予測気象庁データを日本気象協会が送信（JWA→野中，山本，山川）
 00:59JST 気象庁データを受信（野中，山本，山川）
 01:20JST 姿勢ターゲット RAM 書換および確認（MPC 江西，IA 大塚，ISAS 山川，山本）
 01:30JST ゾンデ放球（感應寺，野中，三浦，大南）
 02:00JST ゾンデ放球（バックアップ）は実施せず
 03:10JST ゾンデデータ取得停止（高度 21.1 km 程度）
 03:17JST 放球データを CNE，TVC，LA 班へ送付（野中）
 03:35JST CNE 班，TVC 班，構造班が荷重計算，制御解析を実施し，結果を送信
 03:37JST 観測風と予測風の比較（三浦）
 04:00JST ゾンデ放球（感應寺，野中，大南）
 05:10JST ゾンデデータ取得停止（高度 15.7 km 程度）
 05:15JST 放球データを CNE，TVC，LA 班へ送付（野中）
 05:30JST 観測風と予測風の比較（三浦）
 05:33JST CNE 班，TVC 班，構造班が荷重計算，制御解析を実施し，結果を送信
 06:51JST ゾンデ放球（感應寺）
 08:30JST ゾンデデータ取得終了（高度 21.9 km 程度）
 09:03JST 放球データを CNE，TVC，LA 班へ送付（野中）

2.3. M-Vロケットの電波誘導システム

電波誘導 (RG: Radio Guidance) システムでは, 精測レーダの観測量である直距離 (スラントレンジ), 方位角 (アジマス), 上下角 (エレベーション) から, M-Vロケットの軌道推定 (位置, 速度) を行ない, 飛翔中に生ずる軌道分散を補正して最終達成軌道の目標軌道からの誤差極力小さくするための誘導コマンド (ロケットの姿勢ターゲット変更) を地上から新精測レーダを介してロケットに送信する. 図2.3-1は, 精測レーダと電波誘導システム間のレーダデータとコマンドのやりとりを示した図である.

M-Vロケットでは, あらかじめ姿勢制御目標は機上の計算機に格納されており, 電波誘導用の地上計算機には基準軌道情報が格納されている. M-Vロケットで使用している電波誘導は, 基本的には, あらかじめ軌道計画で作成した姿勢目標まわりに軌道運動を展開し, その変分量に基づいて誘導方策を決定する間接 (implicit) 誘導方式がベースになっているが, 衛星投入軌道および衛星の要求に応じて, 各号機の各段の誘導方式を新たに開発した.

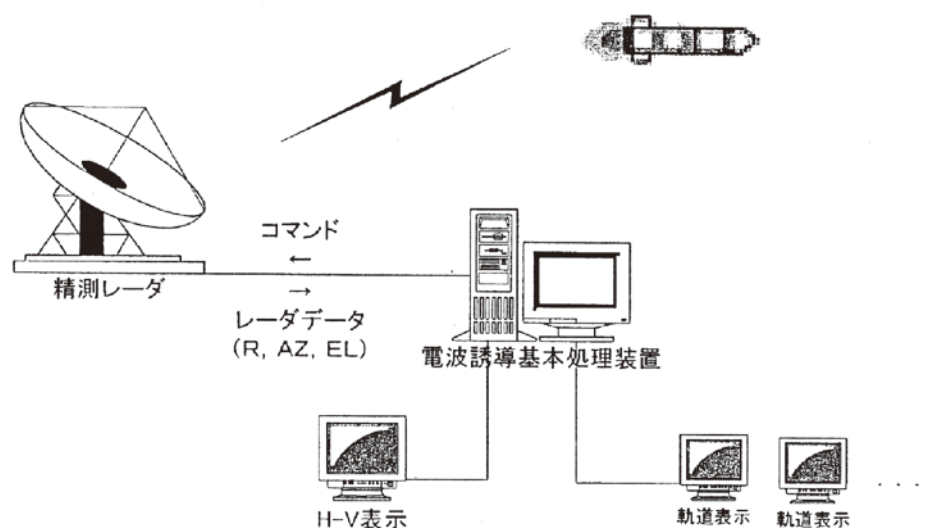


図2.3-1 M-V電波誘導システム

2.3.1. 電波誘導システムのM-V-4号機からの変更点と対策

2000年10月にマシンのリプレースを実施し, システムの動作確認を実施している. 2001年1月には新精測レーダと組み合わせたバルーン試験, 及びコリメによるコマンド試験を行っている. 2002年2月のS-310-30号機の打上げ, および2002年8月のS-310-31号機/32号機の打上げにおいては, 運用を行い良好な結果を得ている. 5号機以降においては, 小笠原局スレーブ機能の追加をしたが, 2002年9月に, 小笠原局とインターフェース試験を実施した. さらに5号機以降の対応として簡易誘導アルゴリズム用誘導計算モニタを追加した. M-V-5号機は正分ではなく, 正秒での打上げになったが, フライトオペレーションにて電波誘導システムにおいて問題がないことも確認した.

2.3.2. M-Vロケット組立およびフライトオペレーション中のRG班作業

表2.3.2-1に電波誘導に関わる作業を整理する. また, 表2.3.2-2には, M-V-8号機を例にとり, フライトオペレーション中のCOLA解析 (衝突回避解析)の実績についてまとめる. COLA解析とは, M-Vロケットの第3段機体, 衛星, および, 第3段から分離されるサブペイロードと軌道上物体との干渉について解析を実施し, 干渉する恐

れがある時間帯に対してロンチウィンドウを修正するものである。干渉解析作業自体は、M-Vプロジェクトから提供されたロケット・衛星の軌道情報に基づき、統合追跡ネットワーク技術部が実施する。

表2.3.2-1 組立およびフライトオペレーション中の作業項目

組立オペレーション時の作業概要

- ・誘導ソフトウェア整備
- ・軌道パラメータ、表示パラメータ、誘導パラメータセット
- ・各種軌道データ作成
- ・誘導系I/F確認・軌道表示系I/F確認・誘導ソフト確認
- ・他系とのI/F確認（ロケテレI/F）
- ・ロケット搭載機器とのコマンド動作チェック

フライトオペレーション時の作業概要

- ・軌道パラメータ、表示パラメータ、誘導パラメータセット
- ・各種軌道データ作成
- ・誘導系I/F確認・軌道表示系I/F確認・誘導ソフト確認
- ・他系とのI/F確認（ロケテレI/F・アンテナ系I/F・増田スレーブI/F）
- ・ロケット搭載機器とのコマンド動作チェック

表2.3.2-2 M-V-8号機フライトオペレーション中のCOLA解析

統合追跡NW 技術部からの提供時間 解析時間 (06:20-06:40 JST, 5秒ステップ)

2月01日（水）10：00	（2月16～28日打上げ）
2月07日（火）10：00	（2月16～28日打上げ）
2月10日（金）10：00	（2月16～28日打上げ、最終審査会用）
2月15日（水）20：00	（2月20～28日打上げ）
2月18日（土）22：00	（2月20～22日打上げ）
2月20日（月）11：00	（2月21～22日打上げ）
2月21日（火）11：00	（2月22日打上げ）

* 統合追跡ネットワーク技術部（森氏、堀井氏、廣瀬氏）に依頼。

2.3.3. M-V-4号機軌道推定アルゴリズムとM-V-5号機以降における対策

2.3.3.1. M-V-4号機における軌道推定の問題点

M-V-4号機ノミナル軌道は、近地点高度270km、遠地点高度560km、軌道傾斜角31degであった。そのために、第3段燃焼終了付近において、遠地点高度と近地点高度の逆転という事象が発生する。この遠近地点逆転後（第3段燃焼終了後）の軌道の静定先がINGデータと厳密には合致せず、電波誘導システムで推定した遠地点高度の立ち上がりが遅いという問題があった。M-V-4号機においては、軌道推定処理における平滑化は100msecごとのレーダデータ（レンジ、アジマス、エレベーション）20点から等加速度運動を想定した最小2乗法により1秒毎の代表値およびその時間微分値を算出していた。また、1秒ごとの代表値に対して屈折補正をかけていた。等速運動を想定した更新式によるリアルタイムのカルマンフィルタを用いており、フィルタの観測値には、レンジ、アジマス、エレベーションとその微分値（平滑化出力）であった。

2.3.3.2. 検討の経緯とM-V-5号機における対策

M-V-5号機では屈折補正を100msecごとにかけてた上で平滑化を行い、屈折補正は収束計算（計算回数リミット：15回）にて行う。従来は1回の計算のみであった。また、カルマンフィルタのフィルタパラメータ更新時に共分散値のリセットを行う。M-V-4号機までは、平滑化（最小2乗法）の過程で計算されるフィルタ計算用の共分散値にリミッタがかけられていたために共分散値が下限で一定となっている時間帯があったが、M-V-5号機以降において平滑化およびフィルタ処理におけるリミッタ処理の変更はしない。平滑化の過程では、多くのデータが棄却され過ぎないように分散値の下限は設けている。シミュレーションの結果、データの桁数を増加させることで振動が収まる。また、エレベーション微分値精度が特に寄与することがわかった。表2.3.3-1に軌道推定手法の経緯をまとめる。

表2.3.3-1 軌道推定手法の経緯

号機	M-V-1, 3, 4号機	M-V-5, 6, 8, 7号機
平滑	100m秒毎20点のデータを用い2次式にフィッティングし、中間点を計算し、その値に屈折補正をかけ、代表値として計算。	100m秒毎のデータに屈折補正を行い、その値を用いて、2次式にフィッティングし、中間値を代表値として計算。
屈折補正	観測値から、補正式を用いて、屈折補正誤差を計算し、観測値からその誤差を引くことにより補正する（真値を求める）。	観測値から、補正式を用いて、屈折補正誤差を計算し、観測値からその誤差を引くことにより擬似真値を求める。 擬似真値から、補正式を用いて、屈折補正誤差を計算し、擬似真値に加算することにより擬似観測値を求める。 この擬似観測値が観測値と等しくなるように、収束計算（最大15回）で真値を求める。
フィルタ	M-3SⅡ型の方法を用い、従来計算していた係数をKsとして簡易化し、パラメータとして与えることとし、また、システムのノイズを代表し、ノイズとしてパラメータとして設定。	フィルタパラメータの変更時、共分散行列のリセットを行う。ただし、一時的に、ピークがたたないように、計算を2回行う。

2.3.4. 第1段電波誘導（M-V-5, 6, 8, 7号機で同一内容）

第1段燃焼中に、第1段の飛翔軌道を修正するための電波誘導コマンドは送信しない。

2.3.5. 第2段電波誘導（M-V-5, 6, 8, 7号機で同一内容）

第2段電波誘導は、地上での第1段軌道推定結果に基づく第2段の姿勢ターゲット誘導操作量をロケットに送信することで行われる。第2段燃焼終了後の頂点における速度、高度、方位角で構成される評価関数が最小となるように、ある秒時（第2段誘導誘導指令のコマンドが有効になる時刻）以降の姿勢ピッチ/ヨープログラムに一定バイアスを加える（バイアス的なターゲット変更論理）。実際には姿勢ターゲット誘導操作量に対する終端条件（@B2頂点）の感度テーブルを1秒毎にあらかじめ作成しておき、それによって姿勢ターゲット操作量を計算する。また、第2段点火時刻はX + 75秒に固定されている。

第2段誘導は、第1段燃焼中の50～70秒に計算され、71秒においてコマンド送信される。2秒後の73秒付近

でロケット側で受信開始，75秒の第2段燃焼開始までに約2度のコマンドを受信可能である．第2段点火以降も145秒まではロケット側は受信可能であるために2度以上のコマンドも送信可能である（1度のコマンドに約1秒間）．複合コマンドの場合（ピッチ/ヨー）ではその分2倍かかることになる．

第2段におけるコマンド受信後に実際に姿勢ターゲット変更を有効にする時刻（105秒）は，姿勢ターゲット修正時の瞬時外乱（姿勢制御能力），姿勢ターゲット誘導操作量（第3段姿勢へのレファレンスチェンジに要する時間との関連），コマンドの時間安定性（第1段燃焼中50～70秒の間のコマンド計算値の変化）の観点から設定される．

第2段の第2回目のコマンド送信（113秒）は，1回目にリミッタで送り切れなかった分を送信するためにあり，1回目のコマンドが有効になる時間105秒と比較して，8秒遅く，コマンド量の感度としては約1.3倍となっている．この2回目のコマンドでは，ロケット側受信は実質的には115秒付近となる．2回目のコマンド受信時には既に受信側ではコマンドは有効になっている時間帯なので，1回目のコマンドと異なり，受信と同時に有効となる．

2.3.6. 第3段・第4段電波誘導

M-V-5号機・第3段誘導

第3段電波誘導では，第3段燃焼終了後の第4段セントロイド時の速度ベクトル誤差を最小とるように，第3段の姿勢（ピッチ/ヨー）を制御する．なお，ピッチ，ヨーそれぞれノミナル姿勢に対して一定のバイアスを加え，第3段点火時刻は固定である．ここで述べている第3段燃焼終了後の第4段セントロイド時の速度ベクトル誤差最小とする誘導則の他に，第4段燃焼終了後の脱出漸近線方向誤差を最小とする誘導則の案があったが，a) 誘導性能に関しては同等であり，b) 前者が第3段までの軌道の上に依存し探査機軌道の影響を受けないことから前者を想定する．

M-V-5号機・第4段誘導

第4段電波誘導では，第4段燃焼終了後の脱出漸近線（C3，赤緯 δ ，赤経 α ）誤差を最小とるように，第4段の姿勢（ピッチ/ヨー）および点火時刻（タイム）を制御する．点火時刻コマンドがリミッタにかかった場合には，方向（赤緯，赤経）のみを制御する．脱出時C3（無限遠速度の2乗）および脱出方向（赤緯，赤経）と，第4段点火時刻，ピッチ，ヨーの間の感度を直接利用する．この感度を利用して以下の方策によりコマンドを計算する．1) 第3段燃焼終了付近の推定されたロケットの慣性座標をケプラリアンに変換，2) 第4段燃焼中間時間（第4段IG 374sec + 55.7sec = 430sec）のケプラリアンを2体問題を仮定して計算，3) 慣性座標系に変換，4) 速度成分に第4段の ΔV を加算，5) 脱出漸近線（C3，赤緯 δ ，赤経 α ）を計算，6) ノミナル値との差より，感度行列を用いてコマンド量を計算する．

M-V-6号機・第3段誘導

第3段点火時刻が固定されているM-Vロケットでは，投入軌道の近地点を200km以上にすると，第3段燃焼区間が第2段燃焼終了後の遠地点の手前に来る．そのため，発射角をむやみに上げても，近地点高度を280km以上に上げることはできない．M-V-6号機では，投入能力の観点からマージンがあるために，そのマージンを1～2段軌道部分ではなく，第3段の姿勢を面外に数度傾けることで，逃がすことにする．同時に，第3段の軌道面外マージンを，第2段までの軌道分散を吸収する際に有効に利用する．

具体的には，第3段のピッチ/ヨーコマンドにより，遠地点/近地点高度を制御するために，第3段のヨー方向を9度程度面外方向に振る（第3段ノミナルヨー角 = 99度[南側]）．第3段燃焼終了後に近地点が来ないように3段燃焼終了時の飛行経路角は+0.5度とする．また，第3段点火時刻は固定されている．第2段燃焼終了後の軌道推定結果から，テーブル方式により，第3段のバイアス的なピッチ/ヨーコマンドを計算する．

誘導テーブルは、第2段燃焼終了後の遠地点の高度分散と速度分散の2次元テーブルであり、その分散としては、第2段のバイアス的なピッチ誤差0度、 ± 3 度および ± 6 度の 5×5 ケースを想定する。誘導テーブルを補間することで、ピッチ/ヨーコマンドを計算し、さらに、第2段までの軌道面外の分散に対応するために、速度方向方位角のノミナル値との差を加算して最終的なコマンドとする。第3段レファレンスチェンジに要する時間を考慮して、ノミナルヨー角99度を基準として、ヨーコマンドのリミッタとしては ± 10 度とする（ノミナルヨー角とコマンドリミッタについては、モンテカルロシミュレーションの結果を反映させる）。また、誘導テーブル範囲外の領域の誤差が生じたときには、補外によりコマンド量を計算する。これにより、M-V-4号機の事故ケースが生じた場合も衛星を軌道投入できることを確認している。なお、衛星分離姿勢を制御するための第4段電波誘導は行わない（リミッタを0度と設定することで対処）。エネルギー過多の場合、遠地点高度600kmを評定とする（コマンドテーブルにおける近地点しきい値は220km）。

M-V-8号機・第3段誘導

第2段燃焼終了後の軌道推定結果から、テーブル方式により、第3段のバイアス的なピッチ/ヨーコマンドを計算する。より詳細には、第2段燃焼終了時の頂点速度（VAPG）と頂点速度アジマス（VAPAZ）の2つのパラメータで構成される誘導テーブルを内挿することで計算される第3段のピッチ/ヨーコマンドにより、遠地点高度・軌道傾斜角を制御する。また、第3段点火時刻は固定されている。

M-V-7号機・第3段誘導

第2段燃焼終了後の軌道推定結果から、テーブル方式により、第3段のバイアス的なピッチ/ヨーコマンドを計算する。より詳細には、第2段燃焼終了時の頂点速度（VAPG）と頂点速度アジマス（VAPAZ）の2つのパラメータで構成される誘導テーブルを内挿することで計算される第3段のピッチ/ヨーコマンドにより、遠地点高度・軌道傾斜角を制御する。また、第3段点火時刻は固定されている。

2.3.7. 電波誘導コマンドシーケンス

表2.3.7-1 M-V-5号機電波誘導コマンド

リミット (RG 地上側ソフトウェアリミット)		ステップ	
2 段 1 回目	± 5 度	2 段ピッチ/ヨー	0.1 度/30～50msec
2 段 2 回目	±10 度	2 段ピッチ/ヨー	0.1 度/30～50msec
3 段	± 5 度	3 段ピッチ/ヨー	0.1 度/30～50msec
4 段	± 5 度	4 段ピッチ/ヨー	0.1 度/30～50msec
	-20～+40 秒	4 段点火時刻	1.0 秒/30～50msec
(タイマのハードウェアリミットは-30～+40 秒)			

表2.3.7-2 M-V-5号機電波誘導関連シーケンス

機体側		地上側	
2 段 RG コマンド受信	63～125 秒	2 段 RG コマンド計算	50～70 秒
2 段 RG コマンド有効	105～151 秒*	2 段 RG コマンド送信 (第 1 回)	71 秒
		2 段 RG コマンド送信 (第 2 回)	113 秒
3 段 RG コマンド受信	151*～192 秒	3 段 RG コマンド計算	140～160 秒
3 段 RG コマンド有効	151*～312 秒	3 段 RG コマンド送信	165 秒
4 段 RG コマンド有効	312 秒以降	4 段 RG コマンド計算	300～320 秒
4 段 RG コマンド受信	313～335 秒	4 段 RG コマンド送信	325 秒

表2.3.7-3 M-V-6号機電波誘導コマンド

リミット (RG 地上側ソフトウェアリミット)		ステップ	
2 段 1 回目	± 5 度	2 段ピッチ/ヨー	0.1 度/30～50msec
2 段 2 回目	±10 度	2 段ピッチ/ヨー	0.1 度/30～50msec
3 段	± 5 度	3 段ピッチ	0.1 度/30～50msec
3 段	± 9 度	3 段ヨー	0.1 度/30～50msec
4 段	± 0 度	4 段ピッチ/ヨー	0.5 度/30～50msec

表2.3.7-4 M-V-6号機電波誘導関連シーケンス

機体側		地上側	
2 段 RG コマンド受信	63～125 秒	2 段 RG コマンド計算	50～70 秒
2 段 RG コマンド有効	105～151 秒	2 段 RG コマンド送信 (第 1 回)	71 秒
		2 段 RG コマンド送信 (第 2 回)	113 秒
3 段 RG コマンド受信	151～192 秒	3 段 RG コマンド計算	140～160 秒
3 段 RG コマンド有効	151～312 秒	3 段 RG コマンド送信	165 秒
4 段 RG コマンド有効	312 秒以降	4 段 RG コマンド計算	300～320 秒
4 段 RG コマンド受信	313～335 秒	4 段 RG コマンド送信	325 秒

表2.3.7-5 M-V-8号機電波誘導コマンド

リミット (RG 地上側ソフトウェアリミット)			ステップ
2 段 1 回目	± 5 度	2 段ピッチ/ヨー	0.1 度/30～50msec
2 段 2 回目	±10 度	2 段ピッチ/ヨー	0.1 度/30～50msec
3 段	± 5 度	3 段ピッチ	0.1 度/30～50msec
3 段	±10 度	3 段ヨー	0.1 度/30～50msec

表2.3.7-6 M-V-8号機電波誘導関連シーケンス

機体側		地上側	
2 段 RG コマンド受信	63～125 秒	2 段 RG コマンド計算	50～70 秒
2 段 RG コマンド有効	105～151 秒	2 段 RG コマンド送信 (第 1 回)	71 秒
		2 段 RG コマンド送信 (第 2 回)	113 秒
3 段 RG コマンド受信	151～192 秒	3 段 RG コマンド計算	140～160 秒
3 段 RG コマンド有効	151～312 秒	3 段 RG コマンド送信	165 秒

表2.3.7-7 M-V-7号機電波誘導コマンド

リミット (RG 地上側ソフトウェアリミット)			ステップ
2 段 1 回目	± 5 度	2 段ピッチ/ヨー	0.1 度/30～50msec
2 段 2 回目	±10 度	2 段ピッチ/ヨー	0.1 度/30～50msec
3 段	± 5 度	3 段ピッチ	0.1 度/30～50msec
3 段	±10 度	3 段ヨー	0.1 度/30～50msec

表2.3.7-8 M-V-7号機電波誘導関連シーケンス

機体側		地上側	
2 段 RG コマンド受信	63～125 秒	2 段 RG コマンド計算	50～70 秒
2 段 RG コマンド有効	105～151 秒	2 段 RG コマンド送信 (第 1 回)	71 秒
		2 段 RG コマンド送信 (第 2 回)	113 秒
3 段 RG コマンド受信	151～192 秒	3 段 RG コマンド計算	140～160 秒
3 段 RG コマンド有効	151～316 秒	3 段 RG コマンド送信	165 秒

2.3.8. M-V-5号機飛翔結果

発射日時 2003年5月9日 13時29分25秒 (JST)

ランチャ角 AZ = 90.2度, EL = 80.8度

飛翔軌道

- ・ レーダデータに基づく軌道推定は予定通り行われ、衛星を所定の軌道に投入した。
- ・ 以下にフライト時の投入軌道要素を示す。

表2.3.8-1 M-V-5号機投入軌道要素

Epoch X+448 秒 (=374 秒+コマンド-20 秒+燃焼 94 秒)

ケプラーリアン (Keplerian)

a	-36702.22	km (半長径, semi-major axis)
e	1.179440	--- (離心率, eccentricity)
i	31.0820	deg (軌道傾斜角, inclination)
Ω^*	40.3396	deg (昇交点経度, asc.node, * 打上げ時グリニッジ基準)
ω	101.9460	deg (近地点引き数, argument of perigee)
M	0.3758	deg (平均近点離角, Mean Anomaly)

瞬時分点での地球赤道面基準の接触軌道要素

脱出軌道の漸近線 (asymptote of escape hyperbola)

C3	10.8604	km ² /s ² (脱出軌道の無限遠での相対速度の2乗)
δ	-29.0060	deg (脱出軌道の漸近線方向の緯度, declination)
α	221.1665	deg (脱出軌道の漸近線方向の経度, right ascension)
ローカル座標系 (local coordinate)		
r	6614.679	km (地心距離, radial distance)
Φ	29.1750	deg (地心緯度, geocentric latitude)
Δ	150.6213	deg (経度, longitude)
v	11.462127	km/s (速度, velocity)
θ	3.9386	deg (経路角, flight path angle)
β	101.2259	deg (方位角, azimuth)

誘導コマンド

- ・ 誘導コマンドは所定の秒時に算出され、コマンドコンバータを介して送信された。
第2段誘導コマンド：ピッチ+0.1°, ヨー 0.0°
第3段誘導コマンド：ピッチ-0.1°, ヨー-0.1°
第4段誘導コマンド：ピッチ-0.3°, ヨー+0.1°, タイム-20秒

2.3.9. M-V-6号機飛翔結果

発射日時 2005年7月10日（日曜日）X = 12時30分（JST）

ランチャ角 AZ = 87.6度, EL = 80.2度

飛翔軌道

- ・ レーダデータに基づく軌道推定は予定通り行われ、衛星を所定の軌道に投入した。
近地点高度：245 km, 遠地点高度：585 km, 軌道傾斜角：31.3°

誘導コマンド

- ・ 誘導コマンドは所定の秒時に算出され、コマンドコンバータを介して送信された。
第2段誘導コマンド：ピッチ-0.1°, ヨー-0.2°
第3段誘導コマンド：ピッチ+0.8°, ヨー-5.2°

小笠原局

- ・ 精測レーダデータよりリアルタイムスレーブにより追跡良好

クリスマス局

- ・ X + 400秒の軌道6要素を電話で連絡、手入力により予報値データ作成、入感後オート追跡良好

2.3.10. M-V-8号機飛翔結果

発射日時 2006年2月22日 X = 06時28分（JST）

ランチャ角 AZ = 143.0度, EL = 81.5度

飛翔軌道

- ・ レーダデータに基づく軌道推定は予定通り行われ、衛星を所定の軌道に投入した。
近地点高度：304 km, 遠地点高度：733 km, 軌道傾斜角：98.2°

誘導コマンド

- ・ 誘導コマンドは所定の秒時に算出され、コマンドコンバータを介して送信された。
第2段誘導コマンド：ピッチ-0.1°, ヨー-0.1°
第3段誘導コマンド：ピッチ-0.5°, ヨー-0.3°

増田局スレーブ

- ・ 増田局に対して、リアルタイムで専用回線を通して、軌道要素を送信した。

2.3.11. M-V-7号機飛翔結果

発射日時 2006年9月23日 X = 06時36分（JST）

ランチャ角 AZ = 149.3度, EL = 82.0度

飛翔軌道

- ・ レーダデータに基づく軌道推定は予定通り行われ、衛星を所定の軌道に投入した。
近地点高度：280 km, 遠地点高度：686 km, 軌道傾斜角：98.3°

誘導コマンド

- ・ 誘導コマンドは所定の秒時に算出され、コマンドコンバータを介して送信された。
第2段誘導コマンド：ピッチ+0.4°, ヨー-0.1°
第3段誘導コマンド：ピッチ+0.2°, ヨー-0.0°

増田局スレーブ

- ・ 増田局に対して、リアルタイムで専用回線を通して、軌道要素を送信した。

3. 成果の概要

3.1. 軌道計画

各衛星の要求に応じて、投入軌道を設計し、その投入条件およびロケット固有の制約（ゼロリフト等）を満足するロケットの上昇軌道を計画することができた。

3.2. 風補正

ゾンデによる風データの蓄積、数値風予報データの送受信、姿勢ターゲット最適化計算、制御系・構造系との姿勢ターゲットインターフェース等の風補正のオペレーションは、すべての号機で正常に機能した。

3.3. 電波誘導

各ロケット号機の基準軌道に合わせて、電波誘導システムのアルゴリズム開発、およびそのパラメータ等の設計最適化を行い、かつ、飛翔時はすべての号機で電波誘導が正常に機能した。

4. 次期固体ロケットへの反映事項

- ・ 人工衛星・探査機のミッション成果を最大化するために、複雑な要求に臨機応変に対応できる軌道計画上の柔軟性を持たせることが望ましい。
- ・ 風計測システムが、準リアルタイム性を持つと運用負荷が軽減される。
- ・ ロケット構造系・制御系が、できるだけ風誤差・変動に対応できることが望ましい。
- ・ 固体ロケットの誘導アルゴリズムは改良した上で次期固体ロケットにも適用可能である。

5. まとめ

M-V ロケット（5号機、6号機、8号機、7号機）における軌道計画、風補正、および電波誘導システムの研究開発および成果についてまとめた。すべての号機でロケットおよび搭載された衛星・探査機の飛翔は正常であり、これは、飛翔軌道の設計、風予測に基づく姿勢ターゲットの最適化、精測レーダデータに基づく軌道推定および誘導論理の構築の妥当性を示すものである。

参考文献

- [1] 山川宏, 石井信明, 川口淳一郎, 前田行雄, 感応寺治城, 迫田幸恵, 古林剛士, 渋谷彰, "M-V ロケットの飛翔軌道/風補正/電波誘導 (M-V Rocket: Trajectory/Wind Compensation/Radio Guidance System)", 宇宙科学研究所報告, 特集第47号, 「M-V ロケット (1号機から4号機まで)」, 2003年3月, pp. 271-329.
- [2] H. Yamakawa, "M-V Rocket: Pitch Angle Program Modification due to Wind Shear in M-V Rocket First Stage Ascent Trajectory," Proceedings of the 4th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, Aug. 29-30, 1994, ISAS, pp. 180-184.
- [3] 山川宏, 川口淳一郎, 松尾弘毅, "M-V ロケット第一段上昇軌道における姿勢プログラム変更の可能性 (The Possibility of Pitch Angle Program Modification due to Wind Shear in M-V Rocket First Stage Ascent Trajectory)", 第11回誘導制御シンポジウム, Oct. 27-28, 1994, 東京, pp. 149-154.
- [4] H. Yamakawa, "M-V Rocket: Pitch Angle Program Modification due to Wind Shear-II," Proceedings of the 5th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, Aug. 24-25, 1995, ISAS, Japan, pp. 188-193.
- [5] N. Ishii and H. Yamakawa, "Pitch Angle Modification due to Wind Shear in M-V Rocket First Stage Ascent Trajectory (part III: Actual Wind Forecast and Flight Results)," Proceedings of the 7th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, ISAS, July. 28-29, 1997, pp. 183-188.
- [6] H. Yamakawa and N. Ishii, "High Altitude Wind Forecast and M-V Rocket Pitch/Yaw Program Modification," Proceedings of the 8th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, ISAS, July. 23-24, 1998, pp. 207-212.
- [7] H. Yamakawa, Y. Maeda, N. Ishii, J. Kawaguchi, Y. Sakoda and T. Furubayashi, "M-V-#3 (PLANET-B) Upper Stage Radio Guidance Algorithm," Proceedings of the 8th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, ISAS, July. 23-24, 1998, pp. 172-177.
- [8] Y. Sakoda, T. Furubayashi, A. Shibuya, H. Yamakawa, N. Ishii and Y. Maeda, "Problems in the Orbit Determination Process of the M-V Launch Vehicle Radio Guidance System," Proceedings of the 11th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, ISAS, July 18-19, 2001, pp. 222-227.
- [9] H. Yamakawa, S. Nonaka, H. Ogawa, "High Altitude Wind Forecast and Pre-Launch Pitch/Yaw Program Modification for the M-V-#5/HAYABUSA Launch Vehicle," ISTS Paper 2004-g-18, *24th International Symposium on Space Technology and Science*, Miyazaki, Japan, May 30-June 6, 2004.

M-V ロケットの飛翔保安システム

小川博之*, 森田泰弘**, 山田哲哉*, 入門朋子*,
中島俊*, 野中聡*, 稲谷芳文*

1. はじめに

5号機から7号機まで、飛翔保安システムの調整・改善を行ってきた。それは、(i) 投入軌道等、号機ごとの特殊事情によるもの、(ii) 計算機システム更新によるもの、(iii) 飛翔保安システムの改善に分けられる。本報告では、飛翔保安システムの号機ごとの変遷について述べる。また6号機以降は、宇宙3機関統合に伴い、旧NASDAと旧ISASの飛行安全の考え方の整理が行われている。6号機以降、新たに検討した内容についても述べる。

2. 飛翔保安システム開発の流れ

表1に飛翔保安システムの変更履歴を示す。詳細を以下に述べる。

- ・ 4号機からレーダ経由で2段保安コマンドが実行可能となった。
- ・ 5号機以降、LITVCがMNTVCに変更になったため、「LITVC停止」コマンドが廃止された。
- ・ 5号機からINGテレメータデータによるPPI/IIP表示装置（「ING表示端末」）を導入した。
- ・ 6号機以降、保安コマンドがUHF系とレーダ系で全段完全冗長構成になった。
- ・ 6号機以降、レーダトランスポンダが2台共3段に搭載された。
- ・ 6号機からRS計算機システムの更新を行なった。6号機で主系を更新、8号機で従系を更新した。
- ・ 8号機でRS計算機の表示端末の更新を行った。
- ・ 8号機で、IIP表示画面の追加を行った。
- ・ 7号機で、指令破壊時の関係機関への通報のための機体破片の落下分散データ作成ソフトを導入した。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA
** Office of Space Flight and Operation / JAXA M-V Project Team

表1 飛翔保安システム変更履歴

	1号機	3号機	4号機	5号機	6号機	8号機	7号機
SO 点火系 (UHF)	2段搭載 1,2段保安	←	←	←	3段搭載 1,2,3段保安	←	←
SO 点火系 (レーダ経由)	3段搭載 3段保安	←	3段搭載 2,3段保安	←	3段搭載 1,2,3段保安	←	←
レーダトラン スポンダ (新精測)	3段搭載	←	←	←	←	←	←
レーダトラン スポンダ (旧精測)	2段搭載	←	←	←	3段搭載	←	←
機体系備考				2段LITVC →MNTVC		B1SO配線ルー ト冗長化	
地上系備考				ING 表示端末 導入	RS 計算機主系 更新	RS 計算機従系 更新, 表示端末 更新, 画面追加	指令破壊時破 片落下分散デ ータ作成ソフ ト導入
フライト実績	良好	良好	良好	良好	良好	良好	良好

3. 5号機以降の飛翔保安システムの運用概要

以下では、各号機ごとに行われた飛翔保安検討とシステム運用の概要を述べる。詳細については、各号機の飛翔実験計画書、打上げ実験に係わる安全計画を参照されたい。

3.1. 5号機

5号機は1～3段が海面上に落下、4段目が軌道に投入される。1～3段の海面上落下域の設定と外国への傷害予測数評価を行なった。検討の結果、打上げ時の警戒区域、落下限界線、破壊限界線は4号機までと同じとした。

4段目のキックステージは保安機能を持たず、スピン安定のため、4段目点火前に (i) スピンモータ点火、(ii) スピン後の姿勢、が安全上問題ない範囲に入っていることを確認することとした。もし4段目点火前にどちらかが異常であれば、第3段タイマを停止し4段点火を行わない運用を行うこととした。第4段点火時刻は電波誘導により可変であったため、電波誘導によるタイマ時刻をチェックしながらの運用となった。

5号機は正常に飛翔し、飛翔保安システムも正常に運用された。ING表示端末も問題なく運用に用いられた。

3.2. 6号機

前号機と同様、1, 2段の海面上落下域、航空局通報用データ作成、外国への傷害予測数解析を行った。これらに加えて、3機関統合後、旧NASDAと旧ISASで飛行安全の考え方の調整がなされ、また「M-V総点検」において幾つか勧告を受けている。以下に検討した項目を挙げる。

3.2.1. M管制室破片落下耐性解析

指令破壊時に発生するイナータ破片（破片着地時に2次爆発を起こさない破片）および推進薬破片（破片着地時に2次爆発を起こす破片）に対して、M管制室およびMチェックアウト室の耐性解析を行った。解析例を図1に示す。イナータ破片については各コンポーネントの質量・形状データから、推進薬破片についてはM-Vの推進薬に対して計算された破片質量・形状データを用いた。各破片の落下速度は質量・形状から求まる平衡速度を用いた。M管制室のコンクリート材料強度は、実際にサンプルを採り強度試験から得られたデータを用いている。いくつかの形状・質量の破片についてM管制室への衝突解析を行い、耐性を求めた。求められた耐性は次節の射場内残留人員傷害予測数解析に用いられた。

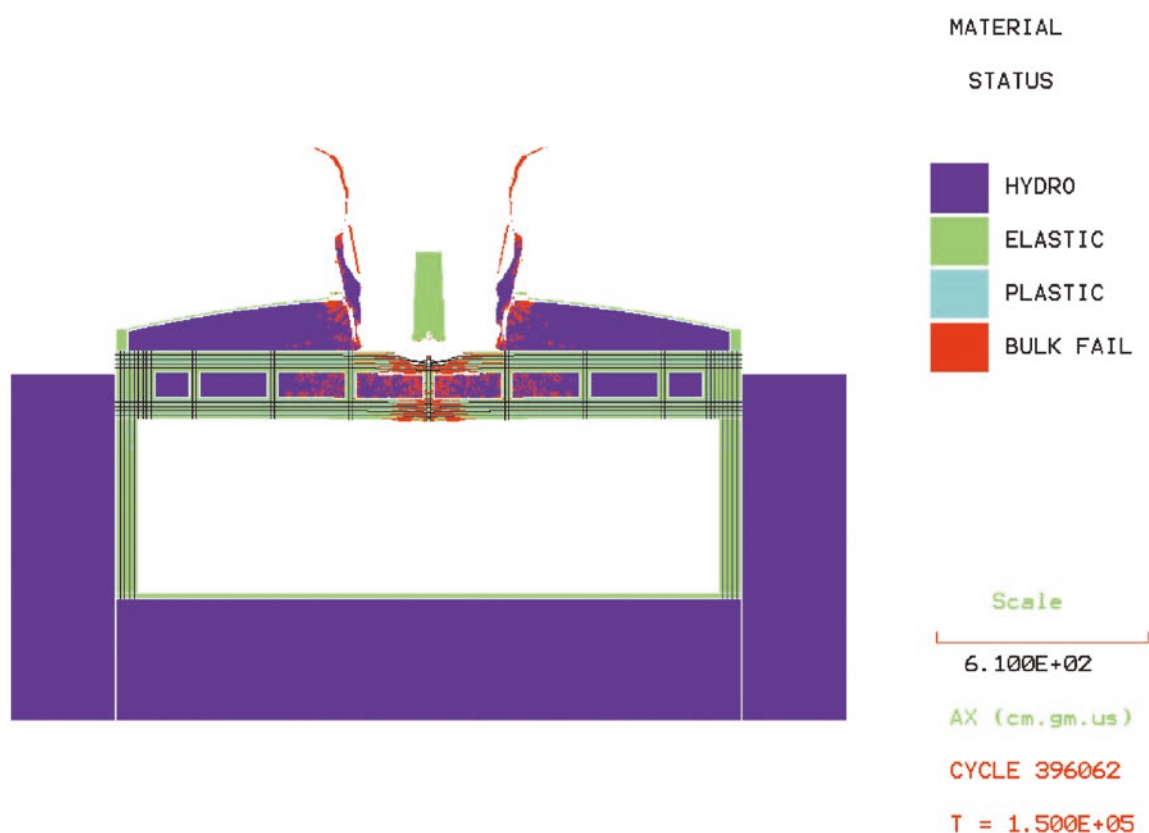


図1 M管制室の耐性解析例

3.2.2. 打上げ時射場残留人員の傷害予測数

打上げ時に警戒区域内に残留する打上げ人員に対する傷害予測数の解析を行った。JAXA「射場・飛行運用安全技術基準」には傷害予測数に関する数値基準が定められており、その基準を満たすように射場運用を行う必要がある。傷害予測数解析にあたっては、(i) M管制室の傷害予測数は爆風圧の影響を受けない（破片直撃の影響のみ考慮。破片に対する耐性は前節の解析結果を用いる）、(ii) M管制室以外の傷害予測数は指令破壊時の爆風、推進薬破片の落下衝撃による2次爆発の爆風、破片直撃の影響を受ける、ことを仮定した。M管制室以外の建物の爆風および破片直撃に対する耐性は人間の耐性と同一と仮定して解析を行った。解析を実施した建物の位置を表2に示す。この解析結果に基づき、JAXA「射場・飛行運用安全技術基準」に定められた傷害予測数の数値基準を満たすように、打上げ時には射場内人員配置の調整を行った。

表2 傷害予測数計算に用いた建物等の位置

	緯度	経度	射点からの距離 (m)	建物等面積(m2)
射点	131.082320750	31.250960736	0	-----
M管制室	131.081058920	31.250507837	130	517
コントロール	131.079707208	31.254505565	461	270
34m	131.078379658	31.254313083	527	1295
10m	131.084596798	31.255705746	555	184
20m	131.080679868	31.256849315	662	225
ロケットテレメータ	131.078944853	31.254482920	503	369
SAテレメータ	131.078721404	31.254765982	541	275
電波観測センター	131.078865988	31.254596145	518	253
テレメータ台地	131.078603107	31.254131924	498	1
新精測レーダ	131.062394357	31.230421787	2955	818
旧精測レーダ	131.069597301	31.236026406	2045	248
飛跡監視所	131.076931686	31.252183562	530	11
第1光学	131.077628321	31.252693073	486	13
第3光学	131.069820750	31.236717077	1971	40
第5光学	131.083426977	31.255094333	458	1
PI退避壕	131.079917513	31.254075311	411	1
計器センター	131.076484788	31.250326678	559	491
管理棟	131.076143042	31.251289087	589	553
受付	131.075314967	31.250394613	669	50
廣瀬橋	131.077012676	31.271432648	2309	1
レーダ入口	131.065167753	31.236954848	2248	1
一般見学席	131.058372275	31.231938997	3098	1
報道班取材席	131.065167753	31.232278671	2630	1
旧宮原小学校	131.065982685	31.236332113	2241	1
望楼	131.077194567	31.252568526	519	13
M橋入口	131.075052085	31.250077584	698	1
旧宮原分校入口	131.065575219	31.235822602	2308	1
上床道路入口	131.082349164	31.255434007	485	1
報道班取材席入口	131.065575219	31.232720247	2567	1
総合グラウンド十字路	131.086226661	31.258151398	865	1
川原瀬入口	131.089000058	31.260166797	1186	1
長坪保安道路入口	131.066758184	31.239332566	1959	1
長坪退避所	131.073290782	31.243861551	1163	40
川原瀬退避所	131.094599427	31.260495148	1560	20
乙南集落センター	131.070953265	31.266779116	2051	200

3.2.3. 海上船舶に対する落下確率

打上げ時の海上船舶に対する落下確率がJAXA「射場・飛行運用安全技術基準」で定められている数値を上回る海域には、警戒船を配置し、船舶がその海域に侵入しないように監視することになっている。内之浦周辺海域の船舶密度調査結果に基づき落下確率解析を行い、JAXA「射場・飛行運用安全技術基準」で定められている数値を上回る海域が4号機までの海上警戒区域の中に含まれることを再確認した。

3.2.4. 第1段落下予想区域見直し

M-Vから第1段の尾翼がなくなったため、1/2段分離後の第1段の姿勢が空力不安定となった。このことを考慮し、第1段の姿勢運動を考慮して解析を行って第1段の落下予想区域の算出を行った。

3.2.5. 故障確率見直し

飛翔安全解析に用いる「故障確率」を、H-II A・SRB-Aの固体ロケットモータエロージョンタスクフォースで得られた知見を反映し、見直しを行った。

3.2.6. 1/2段接手空力破壊に対する飛翔安全対策

第1段飛翔時の姿勢異常により、1/2段間部が空気力により破壊する可能性が否定できない。1/2段間部が第1段燃焼時に破壊した場合、第1段に対する保安措置が効かないため、飛翔保安上問題となる。そこで、第1段飛翔時には横加速度のテレメータデータを監視し、横加速度が予め定められた値を超えたら飛翔保安措置を講じることとした。これにより、1/2段間部が空気力により破壊する前に飛翔保安措置をとることができる。

3.2.7. 内之浦推薬庫推薬保管時の打上げ安全性検討

M-V-2号機の推進薬が内之浦推薬庫に保管された状態で、M-V打上げが安全上可能かどうかの検討を行い、問題ないことを確認した。

3.2.8. 有人軌道上物体との干渉解析（COLA解析）

国際宇宙ステーションやスペースシャトルと干渉しないように、打上げ前に解析を行い、打上げ時間帯の調整を行った。解析には、統合追跡ネットワーク技術部軌道力学チームの支援を受けた。

3.2.9. 遠方の破壊限界線・落下限界線の明確化

南鳥島以遠、軌道投入直前の南アメリカ大陸までの領域の破壊限界線・落下限界線・ゲートを明確にした。

3.2.10. 指令破壊時の通報

破片落下時間帯および落下範囲を、ノミナル軌道において破壊時刻の関数として予め求めておき、指令破壊時の通報データとして準備した。

3.2.11. 打上げ時の運用

6号機の飛翔は正常で、飛翔保安システムも正常に運用された。従系の計算機が更新されたが運用上問題はなかった。

3.3. 8号機

8号機はMロケットで初めての太陽同期軌道投入であり、飛翔安全解析はすべて新規に行った。1, 2段の海面上落下域、航空局通報用データ作成、外国への傷害予測数解析、射場傷害予測数解析、海上船舶落下確率解析、COLA解析を行った。射場周辺及び海上の警戒区域は検討の結果、前号機までと同じとしたが、落下限界線・破壊限界線は全く新規となった。南海上には、フィリピン・インドネシア・オーストラリアの大陸・島嶼が多数あるため、飛翔安全管制の観点で、飛翔安全計算機システムの表示画面を1画面増やすこととした：具体的には、Fine/Coarseに加えてMiddle表示をIIP表示画面に追加した。

8号機の飛行は正常で、飛行安全システムも正常に運用された。主系計算機および表示端末の更新が行われたが、運用上問題はなかった。

3.4. 7号機

1, 2段の海面上落下域, 航空局通報用データ作成, 外国への傷害予測数解析, 射場傷害予測数解析, 海上船舶落下確率解析, COLA 解析を行った。射場周辺及び海上の警戒区域は検討の結果, 前号機までと同じとした。8号機が冬期打上げで西風が強かったのに対し, 7号機は夏期打上げで西風が弱いいため, 打上げ軌道は東よりとなるため, 落下限界線・破壊限界線を新たに設定した。

7号機から, 指令破壊時の通報内容をより正確にするため, 指令破壊後の破片の落下予想時刻・落下分散範囲を指令破壊時のロケットの位置・速度から計算するソフトウェアを整備した。また, IIP 計算に用いるレーダデータのフィルタとして, 「 $\alpha - \beta - \gamma$ フィルタ」の検討を行ったが, 従来の最小2乗法を用いたフィルタと比べて改善は見られなかったため, 「 $\alpha - \beta - \gamma$ フィルタ」の導入は見送った。

7号機の飛行は正常で、飛行安全システムも正常に運用された。

4. 次期固体ロケットへの反映事項

飛行安全についての考え方を整理してはどうか。

5. まとめ

5号機以降の飛行保安システムの改善と、飛行安全検討についてまとめた。詳細な内容は開示できないため、概略的な記述にとどめた。

M-V ロケット打上げ時の気象予測

加藤學*, 中村正人*, 阿部琢美*

1. はじめに

M-V ロケットの打上げ時気象予測は、1号機、3号機では鶴田先生、水谷先生、小山先生が担当され、4号機は加藤と小山先生が、5号機は加藤・中村が担当し、6号機以降は今の班体制になっている。また、5号機までは宇宙科学研究所としての打上げであり、6～8号機は統合後のJAXA 打上げである。統合前後で気象予測のやり方にも変化があった。

2. 気象予測方法

2.1. 統合前の気象予測

2.1.1. 気象予測に使用したデータ

4号機打上げ当時気象予測に使用できたデータは、無線気象ファクス、ひまわり映像、気象レーダ、河川情報センターによる雨量情報であった。無線気象ファクスは現在ではインターネットで図が取得できるようになっている。アジア地上解析天気図（1日4回00:00, 06:00, 12:00, 18:00発表）、アジア高層天気図（850hPa, 700hPa, 500hPa, 350hPa, 一日2回00:00と12:00発表）地上予測天気図（24時間後, 48時間後, 一日2回00:00と12:00発表）が主なものとして取得できた。ひまわりの映像はコントロールセンター屋上のパラボラで直接受信し、可視画像と赤外画像が1時間おきに得られた。気象レーダも現在ではインターネット配信されているが、雲のレーダ画像から雨量に変換した鹿児島地域のメッシュデータが10分おきに更新される。気象業務支援センターからのISDN 配信であった。2000年当時内之浦のLAN 整備は進められていたが、打上げ時利用者が多くなると気象庁へのインターネットアクセスが困難になる時代で、高価な回線使用料を要しても必要なものであった。河川情報センターのデータは近傍の河川雨量のリアル配信という意味で貴重であった。

2.1.2. 気象予測方法

一週間後までの予測は主として高層天気図を使って行った。特に500hPaの等圧高度図が用いられた。他に850, 700, 350hPaも配信されているが、気圧配置の変化のトレンドを掴むものとして500hPa等圧図が主として用いられた（図1）。地上天気図や850hPaも加えて九州地方の気団の移動速度を見積もるが、多くのものが20KT（ノット毎時）程度である。日本付近では一日におおよそ10度の経度方向移動に相当するので明日の九州の気圧配置は現在の揚子江下流域のものが予測される。3日先はヒマラヤ山脈の位置になって500hPa高層といっ

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA

でも地上の気象変化に依存してしまうことになるので、3日以降の予測は困難と言って良い。ロケット頭胴部の棟間移動、電波テスト、打上げ日への長期予測は以上のようにして行った。

それぞれのイベント一日前になるとひまわりの雲画像、当日になると気象レーダ画像が有効になる。特に冬季の気候変化のように規則正しく変化してくる場合にはレーダ画像で雨の予測ができる。M-Vロケットの打上げ条件では雨量0というものの他に風速10m毎秒以下というのがある。観測所特有の風というものが海岸の険しい地形であるが故に当然あるが、特別に強風が吹き続くことは無い。毎秒10mとなると気圧傾斜がもたらすものである。地上天気図で等圧線の間隔をモニタすれば良い。4hPa間隔の等圧線が九州の幅に2本が入るようになると毎秒10mを越すと見てよい。

打上げ30分前の降水予測となると気象変化の傾向を見て予測地域に人を配して直接モニタした。岸良や串良に人を配して万全を期した。

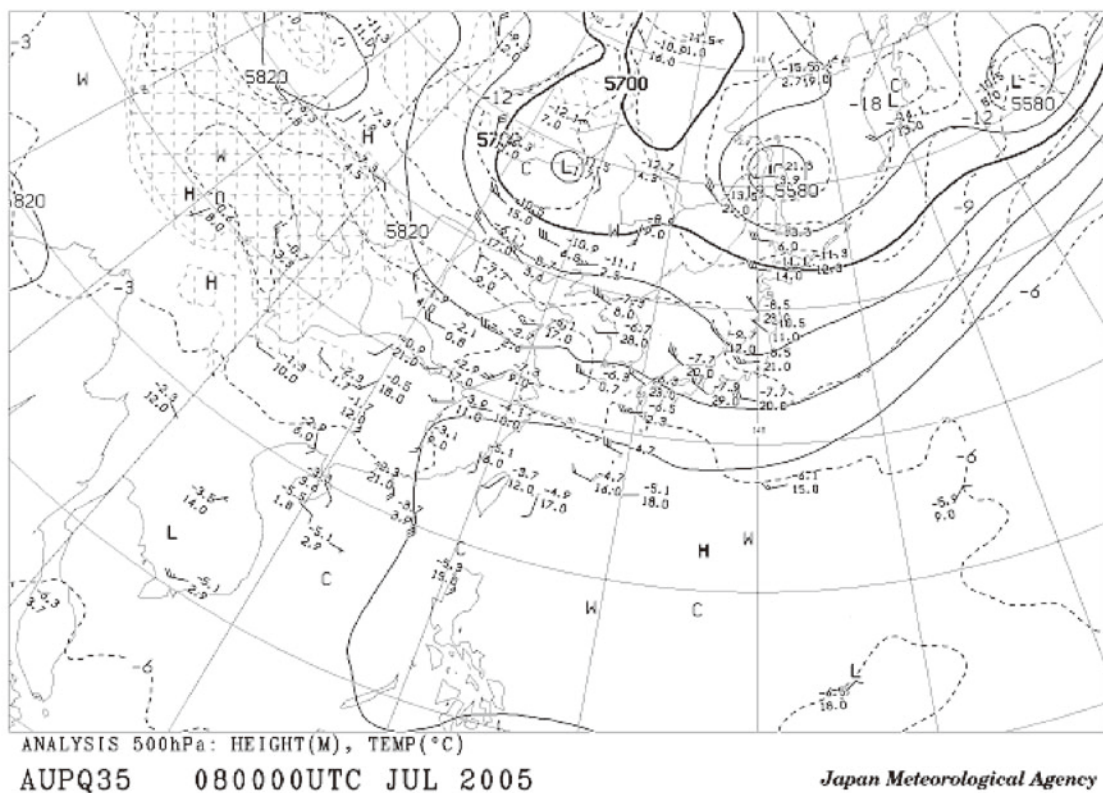


図1. アジア高層天気図

500hPaの等圧高度を示す。2005年7月8日午前9時（日本時間）発表。5820mの等圧線を追跡していくと9日は弱い気圧の谷に九州は入るが、10日は回復すると予測できる。

2.2. 統合後の気象データ取得強化

JAXA統合前は気象予測に当てられる予算の厳しさもあり、ヴァイサラの気象ゾンデ、気象レーダデータ受信、河川情報センター経費と日々の装置の保守で精一杯であった。統合後内之浦観測所の整備、特にLANの回線増強によりインターネットでの気象データ取得が容易になった。気象庁が発表し、日本気象協会が配信する気象データ、気象レーダ、高層天気図など長期予報データの取得が、打上げ当日のLAN利用者の集中時でも障害なくできるようになった。また、気象庁自身の発する予測も精度が上がってきていることも事実である。数値予測であるアンサンブル平均値による週間予測図も精度が上がっていることは認められる。

打上げ時気象予測にとって強力な機器の導入ができた。局地観測用気象レーダの導入である（図2）。Xバンドのレーダを用い測定範囲30kmで30秒ごと、に更新する雲画像が得られる。また相当する雨量では1mm/hまで検出できる。これでおおよそ1時間後までの気象変化が追跡出来るようになった。



図2. 局地観測用気象レーダ（三菱電機特機システム㈱MDT-WR901）
コントロールセンター屋上に設置されている。パラボラ有効開口径1.2m

3. 気象予測結果

3.1. M-V4号機の打上げ時予測

1月に観測ロケットの打上げがあり、2000年2月の1週までは通常の冬季独特の晴天が続いた。頭胴部の棟間移動までは晴天下で作業ができた。2月6日電波テスト予定日と8日打上げ予定日は気圧の谷に入ることが予想された。6日は一日で67mmの冬季には珍しい大雨であった。7日電波テスト、10日打上げであった。打上げは雲ひとつ無く、快晴であった。

3.2. M-V5号機の打上げ時予測

5月とは言え、天候不順な打上げ前であった。5月7日電波テスト、5月9日打上げスケジュールで臨んだが、雨続きであった。ちなみに記録では、5月4日1 mm, 5日3 mm, 6日17 mmの降雨が記録されている。ランチャ出し、電波テストは降雨の合間を縫って実施することになり、岸良と串良に人を遣って雨モニタを行った。打上げ日は快晴になり予定通りの打上げであった。

3.3. M-V6号機の打上げ予測

2005年7月6日の打上げ予定で臨んだ。梅雨の最中の打上げであり、梅雨前線の南北移動で降雨の有無が決まるので地上天気図と衛星雲画像での前線移動のモニタが必要であった。図3は当初打上げを予定した7月6日のアジア地上天気図である。内之浦上空に梅雨前線が居座り、19 mmの降雨があった。8日も54 mmもの降雨があり、梅雨の合間を縫って10日の打上げであった。

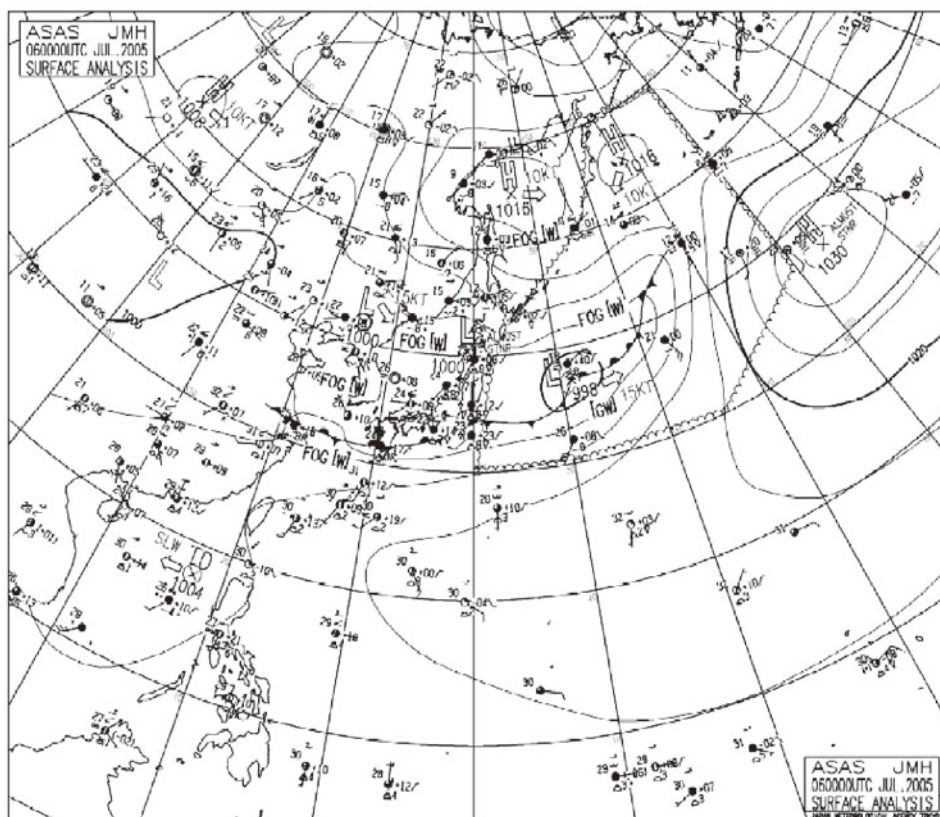


図3. 当初打上げ予定日2005年7月6日の09:00JSTアジア地上天気図

3.4. M-V8号機の打上げ予測

2006年2月16日打上げ予定であった。この年冬季の天候は例年並みであった。2月13日までは週に一日の天候の崩れはあるものの晴天で北西の風が吹くという冬のパターンであった。14日以降降り続き14日2 mm, 15日46 mm, 16日10 mmの雨が記録された。図4は2月21日の地上天気図であり、冬型ではなく、春の気圧配置の状態が見て取れる。2月22日に打上げることができた。

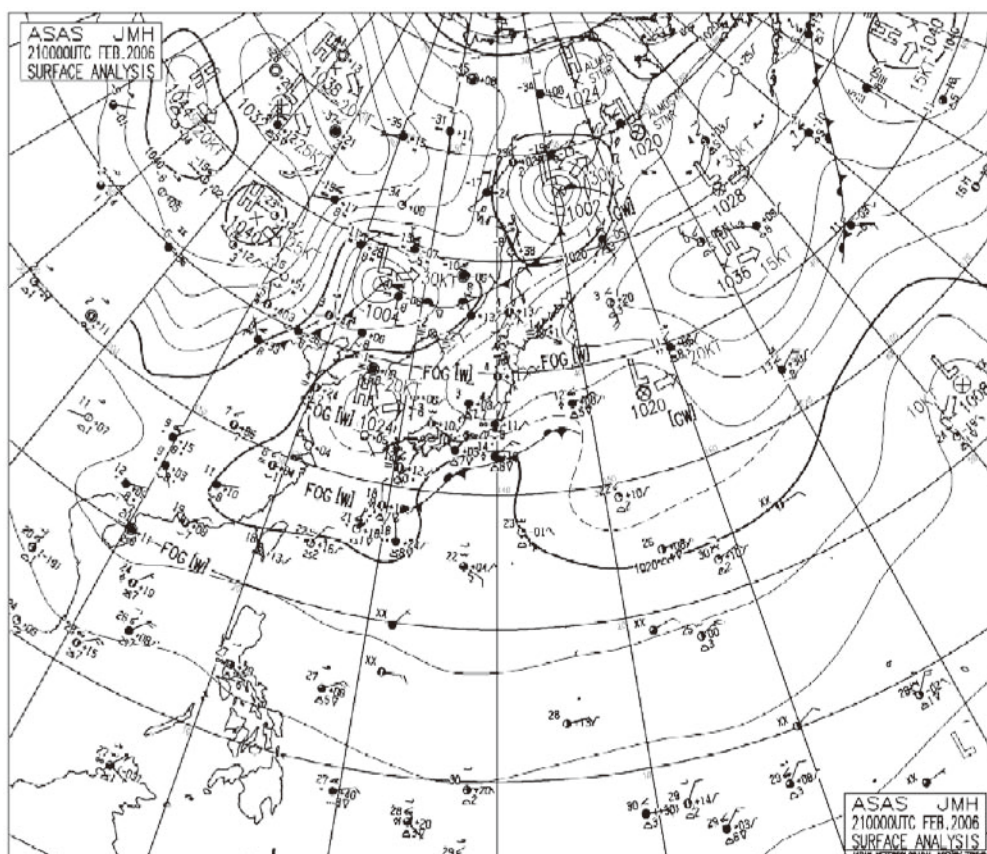


図4. 2006年2月21日09:00時 (JST)のアジア地上天気図

本州南岸にある前線と対馬海峡付近にある高気圧のせめぎ合いの間に内之浦があった。この日6 mmの降雨が記録されている。

3.5. M-V7号機の気象予測

2006年9月23日の打上げ予定でフライトオペに臨んだ。9月18日までは秋雨前線と台風の影響で雨降りが続いた。図5は9月22日の打上げタイムスケジュールに入る午後9時の地上天気図であり、台風と前線が現われている。台風の接近は無い、前線は遠ざかっているという条件で午前6時36分の予定通りの打上げであった。この打上げでは雨量1 mm以下の記録に残らない驟雨に見舞われ、前回から導入された局地観測用気象レーダの威力が遺憾なく発揮された。図6は局地気象レーダのモニタ画像であり、付近に雨雲の存在と移動方向、速度の予測ができた。

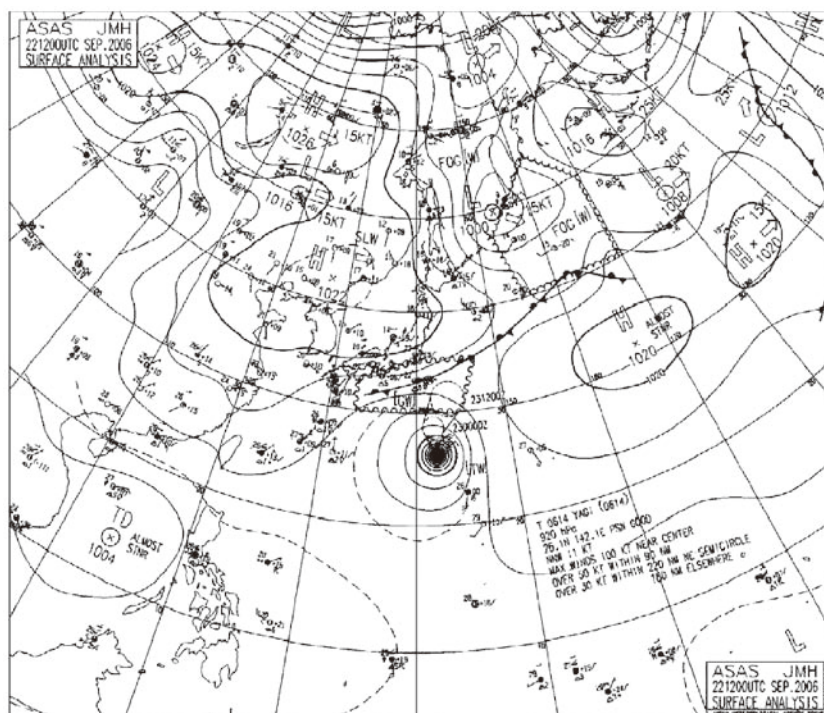


図5. 2006年9月22日2100 (JST)におけるアジア地上解析天気図

中心気圧920hPaの大型台風が接近していたが北北東に進路変更した。本州南岸には秋雨前線の停滞も見られる。

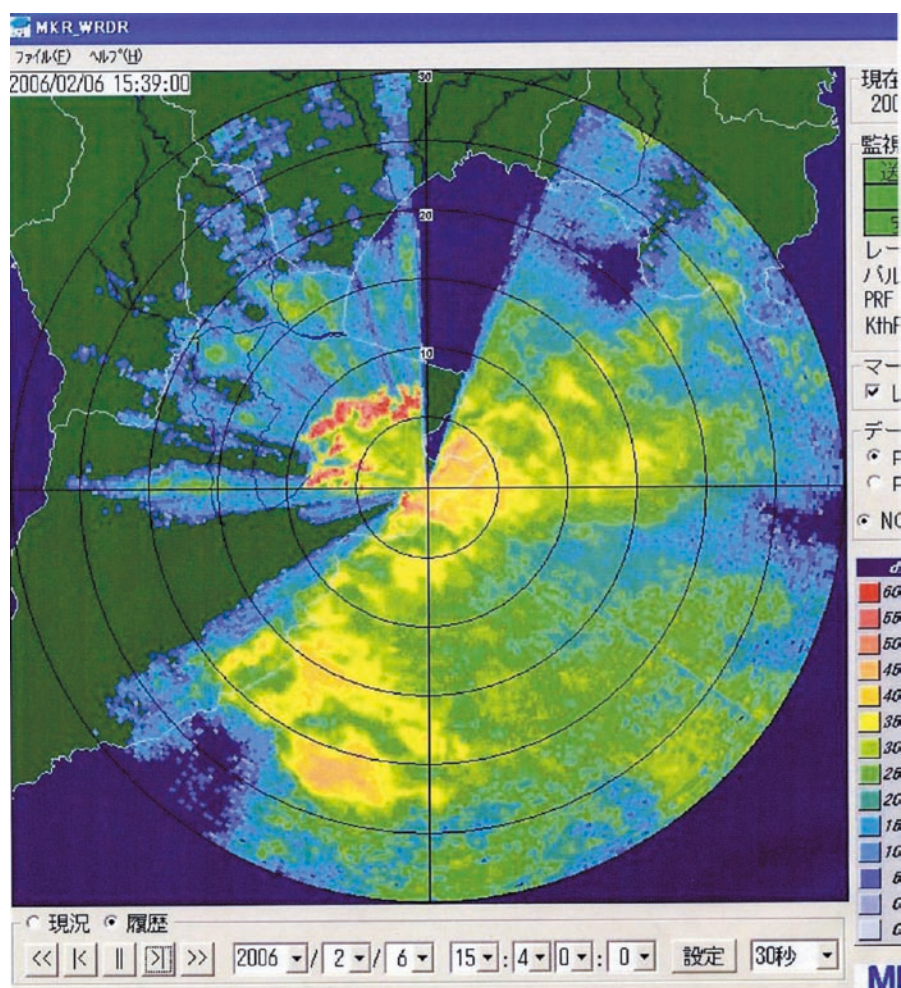


図6. 局地観測用気象レーダの雨雲モニタ画像

内之浦を中心とする半径30km圏内の雨量が表示されている。2006年2月6日のもので、この日之内之浦には39mmの降雨があった。中心から左上にある、赤で示されている部分は、国見岳、黒尊岳、甫与志岳からのエコーである。

4. おわりに

局地レーダという強力な短時間気象予測の武器を関係者の努力のお陰で導入することができ、威力を発揮している。M-V ロケット、S-310 観測ロケットの気象を担当してきて結論であるが、3日連続の晴天を期待するのは不可能であり、ランチャ出し・電波テスト・打上げのシーケンスの中で必ず雨に見舞われる。要対策。

M-V ロケット打上げ作業記録

小野縁*, 吉山京子*

1. はじめに

M-V ロケットは、1997 年 2 月 12 日の 1 号機から 2006 年 2 月 22 日の 8 号機、2006 年 9 月 23 日の 7 号機まで、計 7 機が打上げられた。（2 号機は未実施）

この報告書では、5 号機、6 号機、8 号機、7 号機の打上げ実験における以下の項目について記載する。

- ・ フライトオペレーションの所要日数と作業時間
- ・ 発生した要処置及び不具合事項
- ・ 実験参加者

2. フライトオペレーションの所要日数と作業時間

発射日を表 1 に示す。

表 1 M-V ロケットの発射日

号機	実施発射日時	TS 入り時刻	延期日数及び理由	発射角	発射日の天気	備考
	予定発射日時	TS 所要時間				
5 号機	H15 (2003) . 5. 9 X=13:29:25	23:30	なし	上下角 80. 8° 方位角 90. 2°	晴 地上風：東 2. 5m/s	・ はやぶさ (512kg) ・ 国際標識 2003-019A
	H15 (2003) . 5. 9 X=13:29:25	14 時間				
6 号機	H17 (2005) . 7. 10 X=12:30	0:00	延期日数：4 日間 理由：天候不良	上下角 80. 2° 方位角 87. 6°	うす曇り 地上風：西南西 7m/s 気温：31. 7°	・ すざく (1707. 5kg) ・ 国際標識 2005-025A
	H17 (2005) . 7. 6 X=12:30	12 時間 30 分				
8 号機	H18 (2006) . 2. 22 X=6:28	18:00	延期日数：4 日間 理由：3 日間 (H-IIA-8 延期のため) 4 日目 (天候不良)	上下角 81. 5° 方位角 143. 0°	晴	・ あかり (953kg) ・ 国際標識 2006-005A
	H18 (2006) . 2. 18 X=6:00~7:00	12 時間 28 分				
7 号機	H18 (2006) . 9. 23 X=6:36	19:00	なし	上下角 82° 方位角 149. 3°	うす曇り 地上風：北北東 10m/s 気温：21. 5°	・ ひので (約 900kg) ・ 国際標識 2006-041A
	H18 (2006) . 9. 23 X=6:36	11 時間 36 分				

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

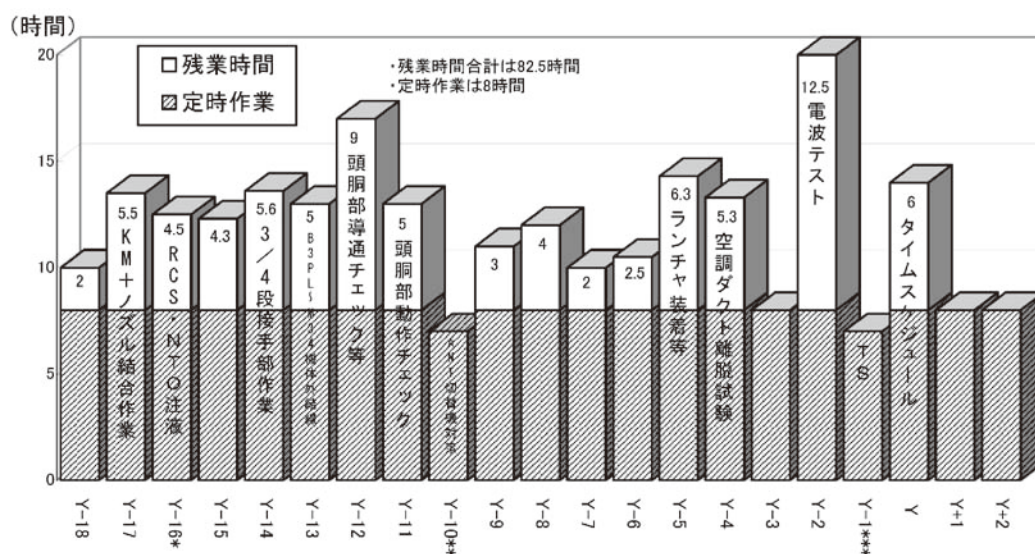
M-V ロケットは殆どが新規に開発されたが、5号機では更にM-25モータとB2-MNTVCをはじめとして、ブローダウン方式SJ、マルマンバンド方式のSA接手・3/4段接手、非開傘型1/2段接手等多くが新規開発品となった。

フライトオペレーションの予定所要日数は、1, 3, 4号機の20日に対し、8号機まで1日ずつ増加している（5号機は、衛星と衛星接手の結合作業に別途2日間）。5号機では、多くの設計変更に伴う初めての作業に時間を要し、第2組立オペレーションから連日夜遅くまで作業が続いた。6, 8号機では、残業時間は減ってきたとはいえ、まだまだ改善の余地があり、7号機では、作業日数が25日となった。落雷の影響により作業を先送りせざるをえないことや、衛星のコンタミ管理のための追加作業等あったが、時間をやりくりしながら修復可能な日程の枠組みを作り、なるべく少ない残業時間で済むようスケジュール管理の適正化が図られた。

フライトオペレーションの期間を表2に、作業時間を図1～4に示す。

表2 フライトオペレーション期間

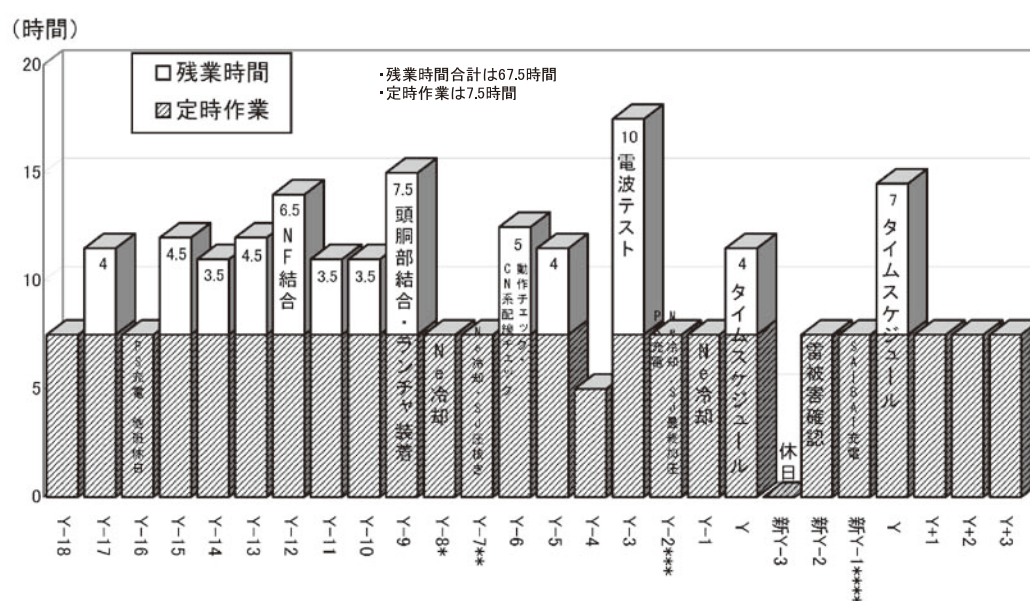
ロケット名	マスタースケジュールの期間	実施所要日数	予定所要日数	備考
M-V-5	2003. 3. 20～3. 21 2003. 4. 21～5. 11 (Y-50, Y-49, Y-18～Y+2) 2003. 4. 10～4. 12 (点火系コネクタ調査)	23日 2日	23日	* 探査機(MUSES-C/はやぶさ)作業手順に伴い、衛星+衛星接手結合をY-50, Y-49に行った。 * 第2組立オペ時に発生した点火系コネクタ不具合のため、点火系コネクタ調査オペ(追加オペ)を実施した。 * 第2組立オペ時に、M-25点火モータ内圧測定ポート内面の接着剤による閉塞が判明し、M251Gブースタ廻りの機器の多くをオペ終了後に取外した。そのためフライトオペレーション時の追加作業が発生した。
M-V-6	① プレフライトオペ (M34ノズル交換オペ) 2005. 6. 2～6. 18 ② フライトオペ 2005. 6. 18～7. 13 (Y-18～Y+3)	① 17日 ② 26日	22日	* 6号機に搭載される衛星は、当初ASTRO-Fが予定されていたが、ASTRO-E II(すざく)に変更された。 * サブペイロード(2種類)をB3PL部に初めて搭載した。 * 3段目ノズル伸展機構に多少不安があったため、フライトオペに先立ち、8号機用のものと入れ替えた(プレフライトオペ)。 * 宮崎、小笠原、クリスマス島の3ヶ所のダウンレンジ局で、テレメータデータの受信を行なった。撤収日3日目はテレメータ班の単独作業。
M-V-8	2006. 1. 27～2. 12 2006. 2. 18～2. 24 (Y-20～Y-4、新 Y-4～Y+2)	25日	23日	* ASTRO-F(あかり)搭載 * 打上げ予定日2/18に対し、実験予備期間初日の2/16にも打上げ可能な作業日程でフライトオペを開始したが、H-II A-8号機の打上げ5日遅れの影響を受け、H-II A-9・M-V-8の打上げ予定日はともに3日遅れとなった。 M-V-8号機は、2/16からは5日遅れの2/21となったため、2/12の電波テスト終了で作業を保留、2/18 簡易動作チェックより再開した。
M-V-7	2006. 9. 1～9. 25 (Y-22 ～Y+2)	25日	25日	* SOLAR-B(ひので)搭載 * 従来の第1組オペと第2組オペの区切りを変更して、戻り作業をなくした。 * 第1組オペにおいて、ケーブルダクトブラケットに関する不具合が発生したため、第2組オペとの間で、ケーブルダクトオペを行なった。 * 衛星に対するコンタミ対策のため、徹底したクリーン度が要求された。 * 8号機フライトオペの実績において、残業の多い日があったため、2日間作業日数を増やした。



*=RCS 班以外は休日 **=5.6RT・ANT・SW・DRV 取替え 関連班以外は休日 ***=SJ・RCS 班以外は休日

5.6RT・ANT・SW・DRV 動作異常(Y-11)等, Y-5, 4, 2 は不具合対応, その他は作業時間が見積もりを上回って生じた。特に Y-17~Y-12 は大幅な残業時間となっている。

図1 M-V-5号機フライトオペレーションの作業時間



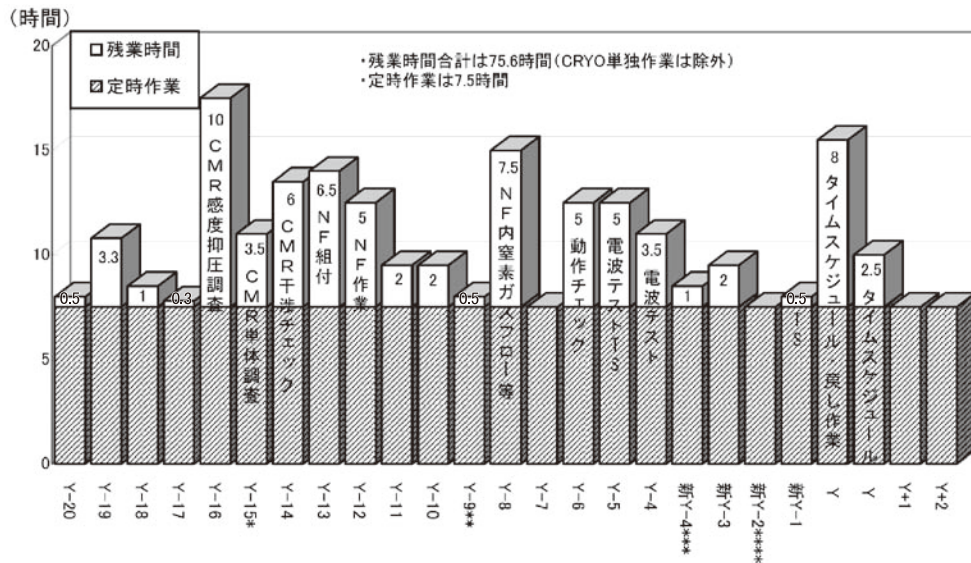
*=SA 班以外は休日 **=SA 班, SJ 班以外は休日 ***=SA 班, SJ 班, PS 班以外は休日

****=未明に落雷があったため, 原則休日の予定であったが, 被害調査を行なった。

Y-13 午前中に, 雷雲接近による退避があり, 作業開始が遅れた。

また, 頭胴部整備塔へ移動～吊り込み～結合, ランチャ装着の作業は, 1 日では作業量過多のため, 次号機からは動作チェック準備を含め 2 日間で行なうこととした(Y-9)。

図2 M-V-6号機フライトオペレーションの作業時間



*=保安CMR 単体調査 関連班以外は休日

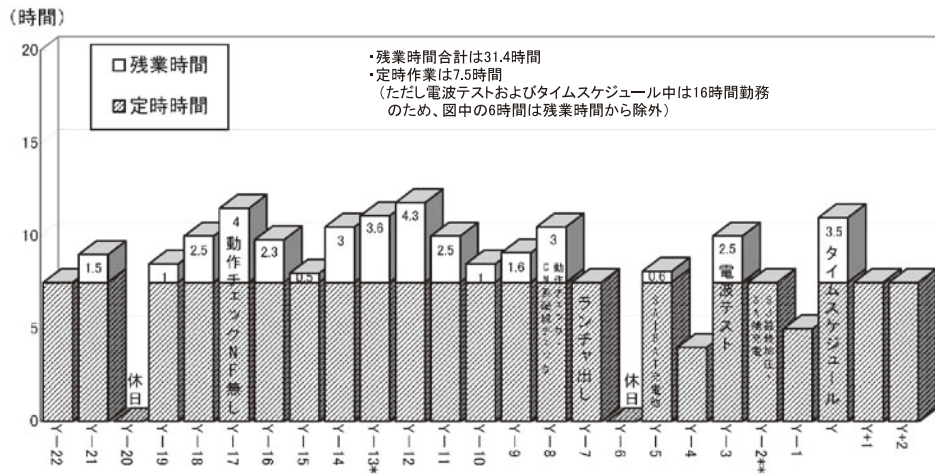
**=当初休日、再 CM レベルチェック等で生じた作業遅れ回復のため、実験班全体の休日をなくし各班で調整して取得した。

=RCS 班のみ作業 *=SA・SJ・RCS 班以外は休日

Y-16 の CM レベルチェック時に生じた保安 CMR の感度抑圧は、試験用機器が原因と判明したが、衛星側の干渉等も懸念して調査したためスケジュールに大きな影響を与えることとなった。更に Y-9 は強風が止まず頭胴部移動が行えなかった。

遅れたスケジュールは、Y-8, 6 と Y-5 (電波テストタイムスケジュール入り前) の作業で回復した。

図3 M-V-8号機フライトオペレーションの作業時間



*=衛星の動作チェックが1日延びたため、全体での休日をなくし、各班で日程調整して取得した。

**=SJ 班, SA-PS 班以外は休日

Y-17 の未明に落雷があり、午前中は被害調査を行なったため、動作チェック入りは午後となった。

しかし、衛星の RD 回線に不良があり、衛星の動作チェックは翌日に延期となった。また、商用電力が場内に供給されない状態になったため、自家発電で対応した。

Y-14 に商用電源と自家発電 2 号機の並列運転が不可になった。

Y-13 に予定されていた種子島の H-IIA-10 号機打上げが 1 日延期になり、Y-12 の 14:00 までは電波を出せなかったため、1 時間半作業をシフトした(10:00 出勤)。ただし TVC, SA 班は定時(NF 内 N₂ ページのため)。

Y-8 は早出(6:30 より作業開始)。ランチャ出しは天候不良で翌日に延期。検討会後 17:30 より RS 練習。

図4 M-V-7号機フライトオペレーションの作業時間

3. 発生した要処置および不具合事項

図5に、5号機から7号機までの計器噛合せ試験からフライトオペレーションの間で発生した、要処置および不具合事項件数を、発生箇所別で4つの系に分類して示す。

このグラフからもわかる通り、5号機は新規開発のものが多く、6号機は搭載衛星変更などの事情により、件数が多くなっている。また、前号機との間隔が大きく空いたことも一因であると思われる。

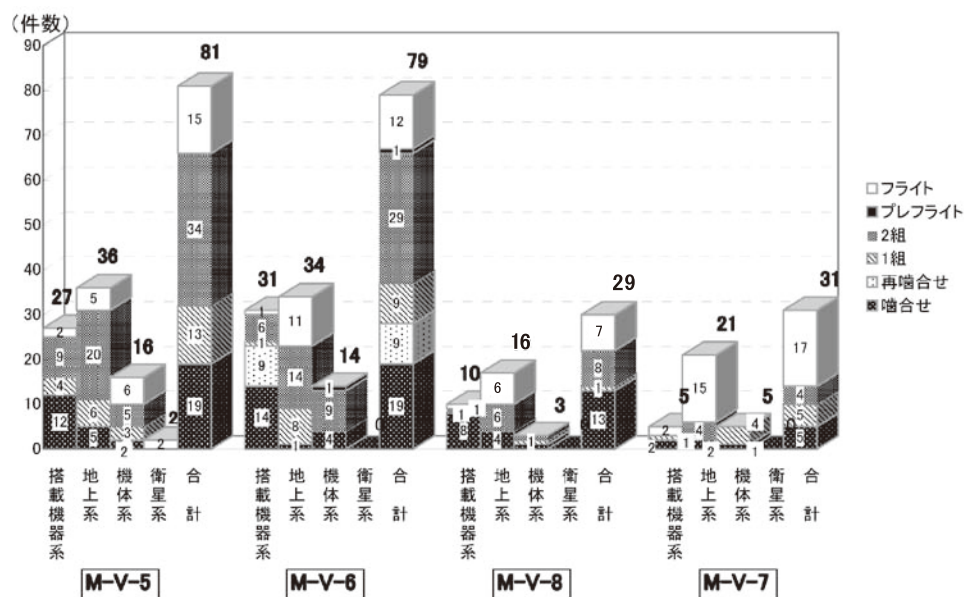


図5 M-Vロケット (5, 6, 8, 7号機)の要処置および不具合事項件数

図6では、上記4機分を発生箇所別に合計して示す。地上系の件数が多いのは、降雨や落雷によるものや老朽化による要処置事項の増加などがあげられる。これらの内訳は、軽微なものから重大なものまでカウントされており、一概に数字だけでは判断できない面もあるため、傾向をみる上でのひとつの目安である。

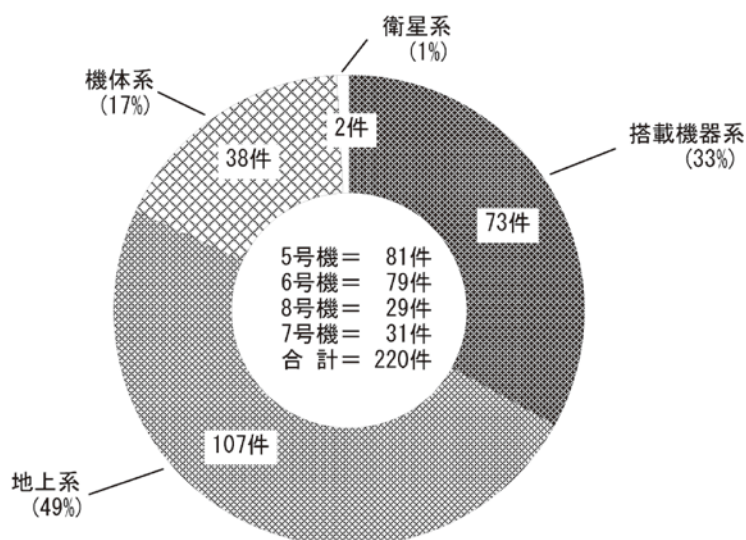


図6 発生箇所別要処置・不具合事項件数

4. 実験参加者

表3に、各フライトオペレーションの実験参加者を、班毎に示す。

表3 M-V-5, 6, 8, 7号機 実験参加者数（フライトオペレーション）

班名	M-V-5		M-V-6		M-V-8		M-V-7	
	所内	所外	所内	所外	所内	所外	所内	所外
フライトOP実施責任者	—	—	1	—	1	—	1	—
衛星OP実施責任者	—	—	—	—	1	—	1	—
実験主任	1	—	1	—	1	—	1	—
実験主任補佐	1	—	—	—	—	—	—	—
衛星主任	1	—	1	—	1	—	1	—
保安主任	1	—	1	—	1	—	1	—
衛星保安主任	—	—	1	—	1	—	1	—
電気系主任	1	—	1	—	1	—	1	—
企画・総務主任	—	—	1	—	1	—	1	—
管制	2 +2**	—	3+1#	+1**	—	—	4+1#+1*	+1**
RB管制	1	1 +1**	1	+1**	2	—	1	+1**
点火管制	1	1 +1**	1	—	1	1 +1**	—	+1**
ロケット	9 +2**	33+12*	5+1#+1* +1**+2**	29+10* +1**	5	+1**+3**	23+10* +1**	5+1#+2* +2**+1**
ランチャ	6	9	3+2#	11+2* +1**	4+2#	+1**	15	+1**
テレメータ(含TM計装)	7 +2**	13+1*	6+1#	+2**	13+2* +3**	5+1#	+1**	14+1* +4**
ダグランソ(宮崎)	2	5	1	5	—	—	—	—
〃 (小笠原)	2	1	1#+1*	4*	—	—	—	—
〃 (内之浦)	—	—	—	—	1	+1**	1	+1**
〃 (増田)	—	—	—	—	2+2*	—	8+1*	3+1#
〃 (クリスマス)	—	—	1+1*	5*	—	—	—	—
RB計装	—	—	1	+1**	3	—	1	+1**
熱計装	—	—	—	—	—	2**	—	—
レーダ	5	6+1*	4+1#+2*	+1**	11+1*	4+2#	9	+1**
PS	1	2+1*	1	+3**	2	—	1	—
タイマ	1	2	1	+1**	2	1**	2	1
計測	3 +1**	7+1*	5	—	5	—	4	+1**
GA	1	2	1	+1**	2	—	1	—
RSAS	—	—	—	—	1	+1**	2	—
CNE	4 +1**	7+2*	5	—	7	—	4	+1**
TVC	1 +1**	13+1*	1	+1**	13+1*	1+1#	12+2*	1+1#
SJ	2	5 +1**	4	—	6+1*	4	5+2*	2+1*
RG	4 +2**	3	4	+2**	3+2*	3	4+1*	3
OP	4 +1**	1+2*	4	+2**	2	—	4	+1**
RS	5 +2**	7	6+1*	+1**	7+1*	4	+1**	6
光学	2	—	—	—	—	—	—	—
通信KE・標準時刻	2+1 +2**	5+1*	2+1#	+2**	5+1*	2+1#+1*	+2**	5
サブ・ロー・ド(全般)	—	—	1	—	—	1	—	—
〃 (SP1)	—	—	3(TSD)	—	—	3+5*(Cute-1.7+APD)	—	5+1#(SS-SAT)
〃 (SP2)	—	—	1(RAMS)	+1**	1	1+1#* (SSP)	+3**	9* (HITSAT)
映像記録	3	4	1+1#	—	6	1	7	1+1#*
文書記録	2	—	2	—	—	2	—	2
気象	2	—	2	—	—	3	4*	3
SAシステム全般	10 +9**	30+6*	9+1#+13	+9**	33+6* +2**	13+1#+3*	+4**	32+12* 1**
〃 姿勢制御系	14 +5**	28+5*	1+1*	+5**	22	4+2*	+7**	24+1*
〃 冷却系	—	—	—	—	—	2+1#	+1**	13
〃 観測系	26 +5**	11+3 +2**	21+21*	—	15	9+1*	—	7+14*
〃 地上系	6 +3**	14+6 +1**	1	—	30+11* +2**	4+2*	+6**+1**	30+8* +4**
NASA	—	—	—	—	—	—	—	6
相模原	5 +4**	11+3 +5**	6	+2**	20+2* +5**	5	+1**	37
筑波	—	—	—	—	—	—	—	8
臼田	1	7+1 +2**	—	—	—	—	—	9+2#
広報(USC)	5*	6*	5*	3*	8*+1#*	+1**	5	1+5*+2#*
〃 (丸の内)	—	—	—	—	—	—	—	4+2#
企画・情報連絡(全般)	—	—	1*	—	1*	—	—	—
〃 (情報連絡相模原)	—	—	—	—	—	—	—	2
〃 (情報連絡USC)	—	—	5*	+4**	1	2+11*	+3**	2*
〃 (情報連絡東京)	—	—	4*	—	—	5*	—	1*
〃 (NW USC)	1**	—	1*	—	3	2*	—	3
〃 (NW 種子島)	—	—	2	—	1	1*	—	3*
〃 (NW 筑波)	—	—	5	—	—	6*	—	—
〃 (NW 東京)	—	—	1*	—	—	—	—	—
総務・渉外(USC)	10	—	8+3#+6*	—	1	6+5#	1*	8+8#+5#+26*
〃 (相模原)	—	—	—	—	—	—	—	3
電気	3	2	1+3#+1*	—	3	1+6#	4+3*	1+5#
実人員 (含別経費参加者)	158	282	212	317	197	343	266	324
兼務数	43	13	43	14	48	22	64	8
計	440		529		540		590	

*:別経費 #:招聘・出向・派遣 **:兼務者

図7に、フライトオペレーション実験参加者の増減を示す。7号機は、M-Vロケット最後の打上げでもあったため、別経費で参加される方が特に多かったことが特徴的である。

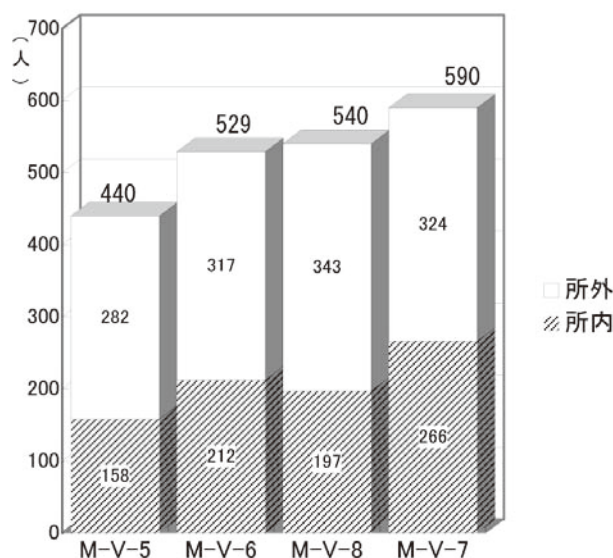


図7 フライトオペレーション参加者の推移

5. まとめ

5号機は、4号機の不具合究明、原因となったノズルスロート材質変更に伴う各段地上燃焼試験、嚙合せ終了後に発生した MUSES-C RCS Oリング破断に伴う関係箇所検査等を経て、当初予定の2002年7月から約10ヶ月後の打上げとなった。第1組立オペレーションが2003年1月開始となったため、2002年12月、TVCオペレーションを設け、TVC部分の先行作業と4号機のフライトから3年弱を経過した射場の地上系点検を行った。第1組立オペレーションでは、M-34モータ推定内圧見直しに伴うスロート径追加加工のためM-34ノズルを、第2組立オペレーションでは、内圧測定用ポート内面の接着剤による閉塞不具合のためM-25点火モータを持ち帰りとしたことにより、続く第2組立オペレーション・フライトオペレーション時の追加作業が多くなっている。フライトオペレーションでは、5.6RT-ANT切替器やランチャに、スケジュール遅延を伴う不具合が発生したが、関係者の休日返上等の作業により、予定日に打上げることができた。

2003年10月の組織再編成により、独立行政法人宇宙航空研究開発機構が発足した。10月みどりⅡの運用異常、11月H-II A-6号機の打上げ失敗、12月のぞみの火星周回軌道への投入断念と続いた一連の事故を受け、原因追及とともに今後のロケット/衛星の確実な開発・打上げと運用に向けて、『総点検』が行なわれた。また、2号機で打上げが予定されていたLUNAR-Aは、搭載されている米国製20Nスラスト用推進剤がリコール対象となり、打上げ時期が再設定されることとなったが、総点検実施の結果、ペネトレータに関して技術的課題があることが判明したため計画を見直すことになった。一方6号機は、当初ASTRO-F衛星を搭載する予定で、計器嚙合せ試験まで進んでいたが、ASTRO-EⅡ搭載に変更になったことにより、頭胴部簡易仮組立および計器・計装合せ、対ASTRO-EⅡ計器嚙合せ試験を2004年6月から8月初旬の間に実施し、2004年度冬期の打上げを目指していた。しかし、JAXAとして固体ロケットブースターSRB-Aの改良に人的資源を集中させ、H-II Aロケットの打上げ再開に向け準備を進めるため、6号機は延期して、2005年度のなるべく早い時期の打上げへと変更となる。さらに、万全を期すため、フライトオペレーションの直前にM-34ノズルの交換（プレフライトオペレーション）を行なったことにより、6月初旬から7月中旬までの長丁場となった。その上この時期は、雷雨が多く、M台地における

総員退避で作業の中断，また，打上げ予定日の天候不良，ASTRO-E IIに搭載された観測機器XRSの冷却作業の関係等で，打上げ日の決定に考慮しなければならない要素が多かったが，結果的には4日間延期で打上げる事ができた。

8号機は，6号機の実験から日が経っていないこともあり比較的スムーズに作業を進めることができた。第1組立オペレーションでは，BISO冗長化に伴う耐熱処理が必要となったが，関連作業の日数を1日増として追加作業を吸収した。第2組立オペレーションでは，1/2段接手のセンサ取付け・計装布線等をIA 富岡事業所で先行実施したことにより，関連作業が大幅に軽減できた。一方，NF組付け後のPNF2センサに短絡があり，代替品との交換・PNF-INS組付けのため，3日間のポスト第2組立オペレーションを実施した。フライトオペレーションでは，保安CM受信機のレベル確認に時間を要したこと，強風による頭胴部移動の延期等があったが，作業スケジュールを調整し，電波テストまでを予定通り終了した。RCS最終加圧を経て6日後，簡易動作チェックから再開したオペレーションは順調に進んだが，2月21日のタイムスケジュールは，突然の短時間の降雨のため，X-33分に中断した。そして1日後，M-Vロケットとしては初めてとなる，方位角143°の南々東方向に打上げられた。

7号機では，組立作業の見直しが行なわれ，従来の第1組立オペレーション～第2組立オペレーションの作業に戻り作業がなくなるよう，オペレーションの区切りを変えることで，組立作業の合計日数を2日減らす事ができた。しかし，第1組立オペレーションでおきたケーブルダクトブラケット剥離の不具合により，第2組立オペレーションとの間で，貼り直しと追加の処理を行なった。また，フライトオペレーションにおいては，前号機の実績から鑑み，作業量の多い日を2日に分けるなどして，余裕をもたせる日程を組んだ。落雷により，RD回線に不具合が生じ，クリーンブースでの衛星動作チェック(NF無し)が1日延びたが，休日を交替でとるなどやりくりして，Y-12には元のスケジュールに戻すことができた。また，第1組立オペレーション，第2組立オペレーション期間中にも落雷があり，老朽化した設備系への影響が多く生じたが，打上げ前日までには処置・対策を施し，準備完了することができた。タイムスケジュールに入り，ランチャ出しの時間に雨雲が接近するという気象班の予報に対応して，岸良と宮原に雨雲監視員を配置した。予報通り小雨がぱらつき，はらはらしたが，予定通りの時間に，最後のM-Vロケットとなった7号機の打上げに成功した。

6，8，7号機と，約7ヶ月おきに3機のロケット打上げを行ない，作業手順も号機を追うごとにだんだん慣れてきたためか，要処置および不具合の件数が劇的に減った。7号機のフライトオペレーションにおける要処置事項の内80%以上は，原因が落雷によるものや経年劣化であり，作業そのものによるものではない。従って，打上げの間隔としては，作業者にとって適正に近づきつつあり，信頼性の向上にも寄与していたといえるのではないかな。

M-Vロケット打上げの数々の経験が，次期固体ロケットにも反映され，発展していく事を心から願っている。

参考文献

- [1] M-V-5 / はやぶさ飛翔実験報告書（機体編），2004年3月
- [2] M-V-6 / Astro-E2飛翔実験計画書（機体編），2005年5月
- [3] M-V-8 / ASTRO-F飛翔実験計画書（機体編），2006年1月
- [4] M-V-7 / SOLAR-B飛翔実験計画書（機体編），2006年8月
- [5] 宇宙科学研究所報告 特集第47号，pp579-591，2003年3月

M-V ロケット開発の映像記録

新倉克比古*, 杉山吉昭*, 前山勝則*

1. はじめに

映像記録班は、本誌に報告するM-Vロケットに関しては、M-V-5号機に向けての「M-25SIM-1真空燃焼試験」（1997年10月）から撮影を開始し、最終号機のM-V-7号機飛翔実験（2006年9月）で撮影を終了した。この間に撮影したフィルム画像、デジタル画像は、撮影直後の広報としての利用から始まって、すでにしてISAS/JAXA内外各方面で広く活用されている。

「M-Vロケットの開発撮影記録」に関して以下の項目に分けて報告する。

1. はじめに（本項）
2. 記録撮影
3. フィルム画像とデジタル画像の保存管理
4. <資料> M-Vロケット開発記録撮影項目一覧表
5. M-Vロケット開発記録写真例

2. 記録撮影

M-V-4号機で生じた不具合対策開発などの諸地上燃焼実験、各号機の諸飛翔前試験、各号機搭載衛星の諸飛翔前試験、各号機の飛翔実験、を記録撮影し、M-Vロケット開発の写真資料を作成することを撮影目標とした。

そのため、参加したすべての試験、実験時の作業スケジュールに沿って入念な記録撮影を行ない、目標の写真資料を完成させた。

5号機、6号機の飛翔実験に関してはフィルムカメラを使用してネガカラーで記録撮影。8号機、7号機飛翔実験時には、フィルムカメラ撮影と同時にデジタルカメラでの撮影も平行して行なった。これは、映像資料利用の現状、利用者の要望、映像資料の将来、などから判断して導入した方策である。

燃焼試験撮影時や飛翔実験撮影時には、従来にも増して、リモコンカメラやモータドライブカメラを活用した。これらの機材や新規導入のデジタルカメラを活用することで、貴重な映像資料作成の記録撮影をより充実させることができた。

また、地上燃焼試験や飛翔実験での記録撮影時には、デイリーの「撮影項目表」を記述作成し、記録写真の整理時や、利用者の写真検索時の資料として役立てている。

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA

3. フィルム画像とデジタル画像の保存管理

記録撮影したすべてのフィルム画像とデジタル画像は、利用者の要望に即応出来るよう整理して、映像記録班にて保存管理している。

フィルム画像はすべてカラーコンタクトプリントを2部作る。各機種ごとのネガ保存アルバムにフィルムを収納してコンタクトプリントを添付し、撮影年月日が判読出来る整理番号を付す。もう一部のコンタクトプリントを使用して、同様な方法で、ネガ保存アルバムに対応した整理番号付きの利用者用検索アルバムを作成する。利用者はこの検索アルバムで希望する写真を容易にピックアップすることが出来る。

デジタル画像はすべて、映像記録班の専用ハードディスクに保存し、さらに安全を期してDVDにバックアップ保存する。利用者は、号機、実験名、撮影日、撮影項目表、などから希望の画像をピックアップ出来る。

現在、既述したようにフィルムカメラ撮影と同時にデジタルカメラで平行撮影した8号機、7号機実験のデジタル画像は当然保存管理されている。さらに5号機、6号機実験に関しては、保存してある全フィルムをネガスキャンして作成したデジタル画像が、同様に保存管理されている。

これらの記録写真が、ISAS/JAXA内外で幅広く利用され、さらには次期個体ロケットの開発運用時に有効に貢献出来れば幸いである。

なお、映像記録班には空調完備のフィルム専用保管庫室が設置されており、これまで撮影されたすべてのフィルム画像やデジタル画像がここで保存管理されている。

4. <資料> M-V ロケット開発記録撮影項目一覧表

表 4-1 地上燃焼実験関係

年・月	記 録 撮 影 項 目	撮影場所	ネガ保存 アルバム番号
1997 年 10 月	M-25SIM-1 真空燃焼試験	NTC	1650～1653
1998 年 07 月	M-25SIM-2 大気燃焼試験	NTC	1744～1745
2000 年 07 月	M-25-1 モータ輸送作業	種子島	1864-A
2000 年 11 月	M-25SIM-3 大気燃焼試験	NTC	1850
2001 年 07 月	M-25-1TVC 大気燃焼試験	NTC	1864～1868
2001 年 09 月	M-34-3TVC 真空燃焼試験	NTC	1871～1874
2001 年 10 月	M-14-3TVC 大気燃焼試験第一次オペ	NTC	1876～1877
2001 年 12 月	M-14-3TVC 大気燃焼試験	NTC	1878～1882
2002 年 03 月	M-24SIM-3 大気燃焼試験	NTC	1898～1903

表 4-2 M-V-5 号機実験関係

年・月	記 録 撮 影 項 目	撮影場所	ネガ保存 アルバム番号
1998 年 11 月	2/3 段接手剛性試験	相模原	1928
2000 年 11 月	3/4 段接手切断試験・剛性試験	相模原	1933～1934
2001 年 01 月	1/2 段接手分離試験	内之浦	1934～1936
2001 年 03 月	SA 接手試験	相模原	1936
2001 年 05 月	KM-V2-1 真空燃焼試験	NTC	1855～1857
2002 年 01 月	3/4 段接手強度剛性試験	相模原	1940
2002 年 02 月	KM-V2 伸展ノズル試験	相模原	1940～1941
2002 年 05 月	モーションテーブル試験	相模原	1941
2002 年 05 月	M-34 伸展機能試験	相模原	1942
2002 年 07 月	計器噛合せ試験	相模原	1943～1947
2002 年 09 月	M-14, M-25 モータ輸送	内之浦	1951
2002 年 12 月	TVC オペレーション	内之浦	1952～1953
2003 年 01 月	第 1 組立オペレーション	内之浦	1954～1957
2003 年 02 月	第 2 組立オペレーション	内之浦	1958～1969
2003 年 05 月	フライトオペレーション	内之浦	1970～1983

表 4-3 M-V-6号機実験関係

年・月	記 録 撮 影 項 目	撮影場所	ネガ保存 アルバム番号
2003 年 09 月	計器嚙合せ試験	相模原	2004～2005
2004 年 08 月	計器再嚙合せ試験	相模原	2007～2008
2005 年 02 月	第 1 組立オペレーション	内之浦	2012～2016
2005 年 03 月	第 2 組立オペレーション	内之浦	2017～2028
2005 年 07 月	フライトオペレーション (含プレフライトオペ)	内之浦	2029～2043

表 4-4 M-V-8号機実験関係

年・月	記 録 撮 影 項 目	撮影場所	ネガ保存 アルバム番号
2002 年 08 月	SA 接手試験	相模原	2055
2005 年 09 月	計器嚙合せ試験	相模原	2060～2062
2005 年 11 月	第 1 組立オペレーション	内之浦	2063～2068
2005 年 12 月	第 2 組立オペレーション	内之浦	2069～2079
2006 年 02 月	フライトオペレーション	内之浦	2080～2089

表 4-5 M-V-7号機実験関係

年・月	記 録 撮 影 項 目	撮影場所	ネガ保存 アルバム番号
2006 年 04 月	計器嚙合せ試験	相模原	2093
2006 年 07 月	第 1 組立オペレーション	内之浦	2094～2099
2006 年 08 月	第 2 組立オペレーション	内之浦	2100～2102
2006 年 09 月	フライトオペレーション	内之浦	2103～2105

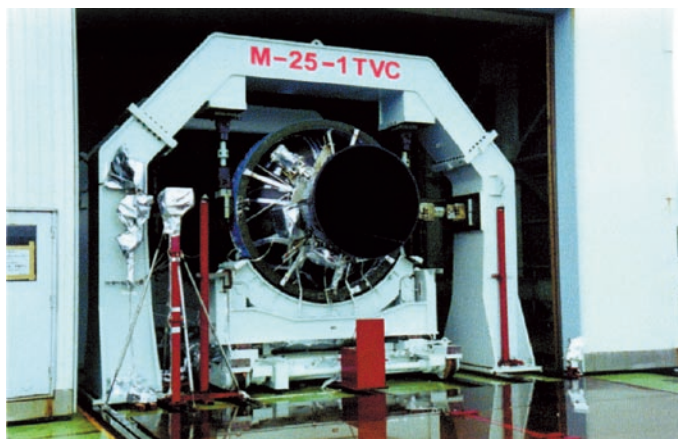
5. M-V ロケット開発記録写真例



モータ吊込み作業



ノズル結合作業



燃焼試験直前のモータ



燃焼試験状況

図5-1 M-25-1TVC 大気燃焼試験



組立棟内モータ



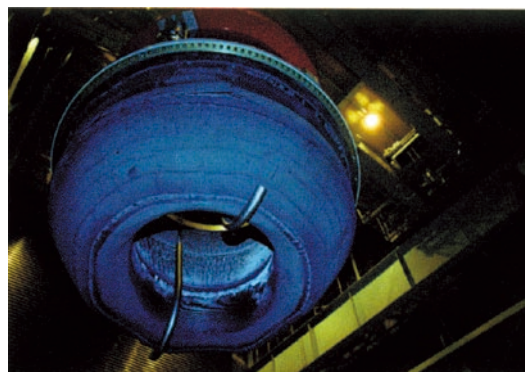
燃焼試験直前のモータ



燃焼試験状況



燃焼前のノズルスロート部



燃焼後のノズルスロート部

図5-2 M-14-3TVC大気燃焼試験



頭胴部組上り（NF無し）



ランチャ角度セット



発射状況

図5-3 M-V-5号機飛翔実験



NF組付



ロケットランチャ旋回



発射状況

図5-4 M-V-6号機飛翔実験



頭胴部組上り（NF無し）

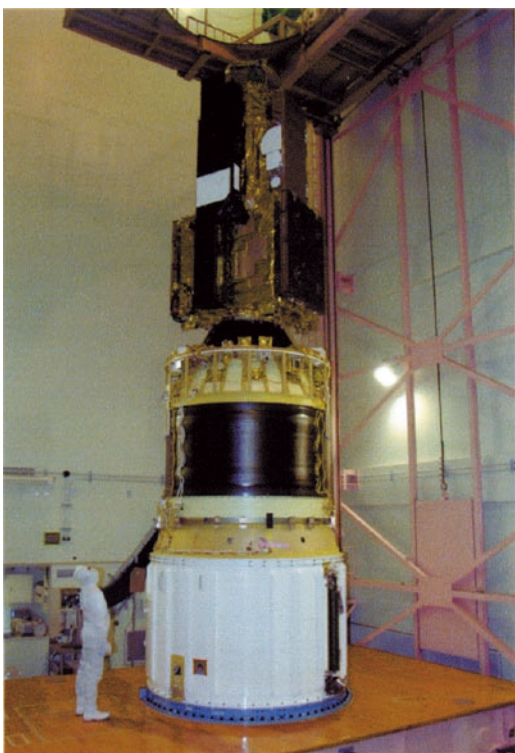


ロケットランチャ旋回

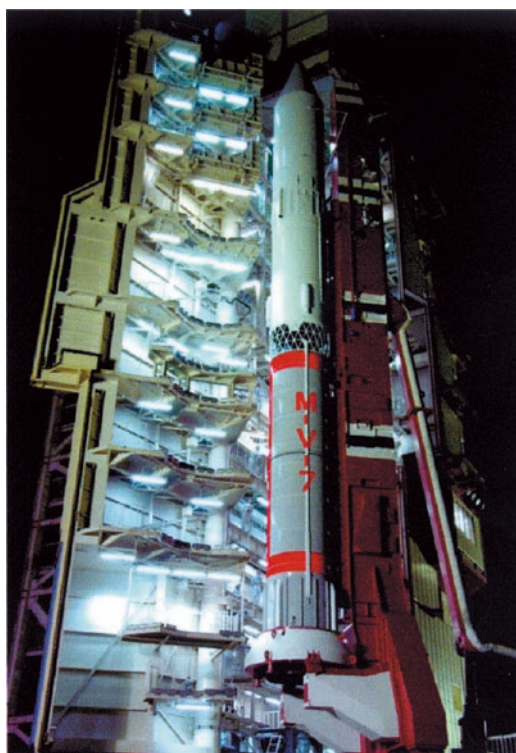


発射状況

図5-5 M-V-8号機飛翔実験



頭胴部組上り（NF無し）



ロケットランチャ旋回



発射状況

図5-6 M-V-7号機飛翔実験

略号 (1/3)

略号	英 文	和 文
3D-C/C	3 Dimensional Carbon/Carbon	三次元織り炭素 / 炭素繊維
ACC	Accelerometer	加速度計
ACT	Actuator	アクチュエータ
ADC	Auto De-Coupler	遠隔操作型離脱機構
ANC	Active Nutation Control	能動章動制御
ANT	Antenna	アンテナ
AT	Acceptance Test	領収 (受け入れ) 試験
AZ	Azimuth	方位角
BAT	Battery	バッテリー
BBQ	Barbeque	バーベキュー
BUS-BAT	Bus Battery	共通機器部電源
C/K	Check	チェック
CCD	Charge-Coupled Device	電荷結合素子
CDF	Confined Detonating Fuse	可撓性密封型導爆線
CFD	Computational Fluid Dynamics	数値計算流体力学
CFRP	Carbon Fiber-Reinforced Plastics	炭素繊維複合材料
CI	Common Instruments	共通機器
CIR	Circulator	サーキュレータ
CMD	Command	コマンド
CMG	Controlled Momentum Gyroscope	コントロールモーメントジャイロ
CN (CNT)	Control	制御装置
CNE	Control-Electronics	電子系制御装置
CSC	Conical Shaped Charge	円錐型成型爆薬
CSS	Coarse Sun Sensor	粗太陽センサ
D/B	Dynamic Balance	動釣合
DEC	Decoder	復号器
DHS	Double Helical Spring	ダブルヘリカルスプリング (二重螺旋ばね)
DRV	Driver	ドライバ
DSP	Digital Signal Processor	デジタル信号処理装置
DSS	Digital Sun Sensor	デジタル型太陽角検出器
EEC	Extendible Exit Cone	伸展式コーン
EL	Elevation	上下角
EM	Engineering Model	エンジニアリングモデル
EPS	Electrical Power Subsystem	電力系
EPT	Electronic Programmable Timer	電子式タイマ
EPT-SA	Electronic Programmable Timer-Satellite	衛星搭載の電子式タイマ
ESMDC	Expanding Shielded Mild Detonating Cord	膨張密封型導爆線
F/J	Flexible Joint	フレキシブルジョイント
FITH	Fire In The Hole	下段側の推力がまだ充分に下がっていない時に、 下段側と上段側の切り離しと上段ロケットの点火 を同時に行う分離方式
FLSC	Flexible Linear Shaped Charge	V型成型被爆線
FM	Flight Model	打上げ用モデル
FOG	Fiber Optic Gyroscope	光ファイバージャイロ
FSS	Fine Sun Sensor	精太陽センサ
FW	Filament Winding	フィラメントワインディング (繊維を巻き付けること)
GA	Geomagnetic Aspectmeter	地磁気姿勢計
GAS	Geomagnetic Aspectmeter and Sun sensor	地磁気姿勢計及び太陽姿勢計
GFRP	Glass Fiber-Reinforced Plastics	ガラス繊維複合材料

略号 (2/3)

略号	英 文	和 文
GG	Gas Generator	ガス発生器
GSE	Grand Support Equipment	地上支援設備
GTT	Gas Transfer Tube	ガス供給配管
HGI	Hot Gas Injection	ホットガス噴射
HGV	Hot Gas Valve	高温ガス噴射バルブ
HOS	Horizontal Sensor	水平線センサ
HPRV	High Pressure Relief Valve	高圧リリーフバルブ
HPU	Hydraulic Power Unit	油圧源装置
I/F	Interface	インターフェース
IG	Igniter	点火装置
IG-BAT	Igniter Battery	点火電源
IG-BOX	Ignition-Box	点火リレーボックス
IMU	Inertial Measurement Unit	慣性計測装置
ING	Inertial Navigator and Guidance	慣性誘導装置
INS	Inertial Navigation System	慣性航法システム
INS	Instruments	計測装置
IRU	Inertial Reference Unit	慣性基準装置
KE	Kagoshima Equipment	内之浦（鹿児島）宇宙空間観測所地上設備
KM	Kick Motor	キックモータ
LITVC	Liquid Injection Thrust Vector Control	液体噴射式推力方向制御装置
LPRV	Low Pressure Relief Valve	低圧リリーフバルブ
LSC	Linear Shaped Charge	V型成型爆薬
LSV	Latching and Solenoid Valve	ラッチングバルブ
LVDT	Linear Variable Differential Transducer	差動トランス式比例弁開度検出器
M/T	Motion Table	モーションテーブル
MDF	Mild Detonating Fuse	導爆線
MLI	Multi-Layer Insulator	多層断熱材
MNTVC	Movable Nozzle Thrust Vector Control	可動ノズル式推力方向制御装置
NF	Nose Faring	ノーズフェアリング
NF-L	Nose Faring-Left	ノーズフェアリング左側
NF-R	Nose Faring-Right	ノーズフェアリング右側
OP	Operation	オペレーション
P/V	Pyrovalve	火工品バルブ
PCM	Pulse Code Modulation	パルス符号変調
PD 制御	Proportional and Derivative Control	PD 制御
PI	Physical Instruments	観測機器
PKG	Package	パッケージ
PL	Payload	搭載機器
PM	Prototype Model	試作モデル
POT	Potentiometer	ポテンシオメータ
PS	Power Source	集中電源
PWM	Pulse Width Modulation	パルス幅変調
QT	Qualification Test	認定試験
R/G	Rate Gyroscope	レートジャイロ
R/V	Relief Valve	リリーフ弁
RB	Rocket Borne	ロケット搭載機器
RCS	Reaction Control System	反動制御システム
RG	Radio Guidance	電波誘導
RLC	Ram Line Control	ラムライン制御
RS	Range Safety	飛翔保安

略号 (3/3)

略号	英 文	和 文
RSAD	Remote control Safe and Arm Device	遠隔操作型機械式点火安全機構
RSAS	Rocket Sun Aspect Sensor	ロケット用太陽姿勢計
RT	Rader Transponder	レーダ応答器
RW	Reaction Wheel	リアクションホイール
S/A	Servo Amplifier	サーボアンプ
S/I	Servo Injector	比例（噴射）弁
S/V	Servo Valve	サーボバルブ
SA	Satellite	衛星
SAD	Safe and Arm Device	機械式点火安全機構（セーフアーム装置）
SCDF	Shielded Confined Detonating Fuse	高密封型導爆線
SD コネクタ	Satellite Disengaging Connector	衛星分離コネクタ
SES	Science and Engineering of Space	宇宙科学・工学
SJ	Side Jet	サイドジェット装置
SM	Spin Motor	スピンモータ
SMDC	Shielded Mild Detonating Cord	金属被覆密封導爆線
SMRC	Solid Motor for Roll Control	ロール制御用固体モータ
SMSJ	Solid Motor Side Jet	固体モータ式サイドジェット
SO	Safety Operation	保安用モータ非常破壊
SPGG	Solid Propellant Gas Generator	固体推薬式ガス発生器
SPM	Spin Motor	スピンモータ
SRS	Shock Response Spectrum	衝撃応答スペクトル
SSAS	Spin type Sun Aspect Sensor	スピン型太陽姿勢計
TM	Telemeter	テレメータ（遠隔計測器）
TPA	Turbo-Pump Assembly	ターボポンプ
TS	Time Schedule	タイムスケジュール
TVC	Thrust Vector Control	推力方向制御装置
UN	Unit	ユニット
USC	Uchinoura Space Center	内之浦宇宙空間観測所
X-time	X-time	打上げ時刻
Y-day	Y-day	打上げ日