

## M-V ロケットの飛翔軌道／風補正／電波誘導

山川宏\*<sup>1#</sup>, 前田行雄\*<sup>1</sup>, 石井信明\*<sup>1</sup>, 小川博之\*<sup>1</sup>, 野中聡\*<sup>1</sup>, 山本高行\*<sup>1</sup>  
津田雄一\*<sup>1</sup>, 川口淳一郎\*<sup>1</sup>, 周東三和子\*<sup>1</sup>, 感応寺治城\*<sup>2</sup>  
迫田幸恵\*<sup>3</sup>, 古林剛士\*<sup>3</sup>, 北田恒行\*<sup>3</sup>, 渋谷彰\*<sup>3</sup>  
大塚浩仁\*<sup>4</sup>, 内田洋\*<sup>4</sup>, 江西達也\*<sup>5</sup>, 後藤晋一\*<sup>5</sup>, 齋藤一晶\*<sup>5</sup>,  
佐藤裕彦\*<sup>6</sup>, 櫻井博昭\*<sup>6</sup>, 有沢雄三\*<sup>7</sup>

### 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/m<sup>2</sup> (要求条件: 440kgf/m<sup>2</sup>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) = +11km<sup>2</sup>/s<sup>2</sup>, 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.

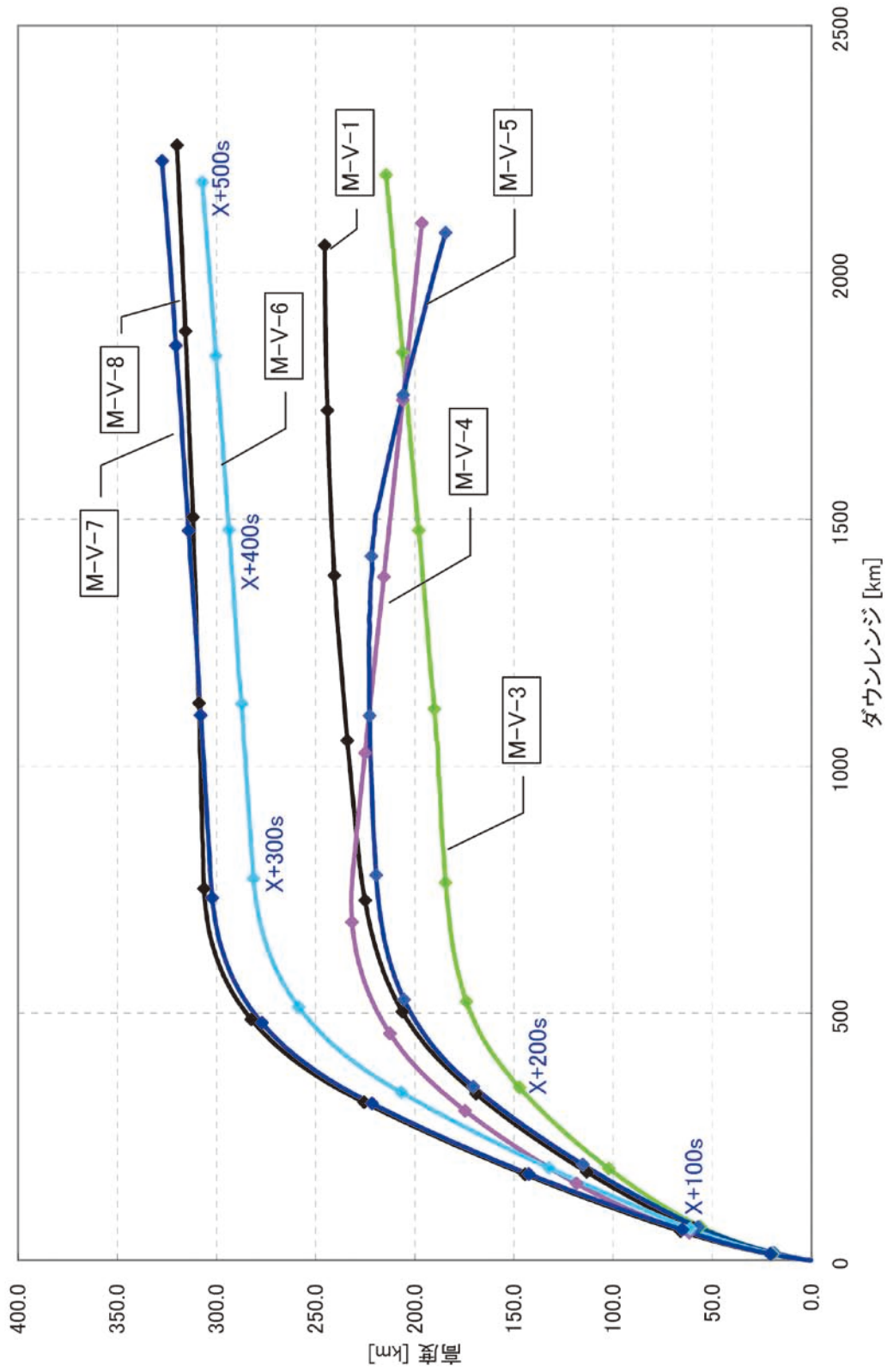


図 1.1 M-V ロケットの飛翔軌道 (高度-ダウンレンジ図)

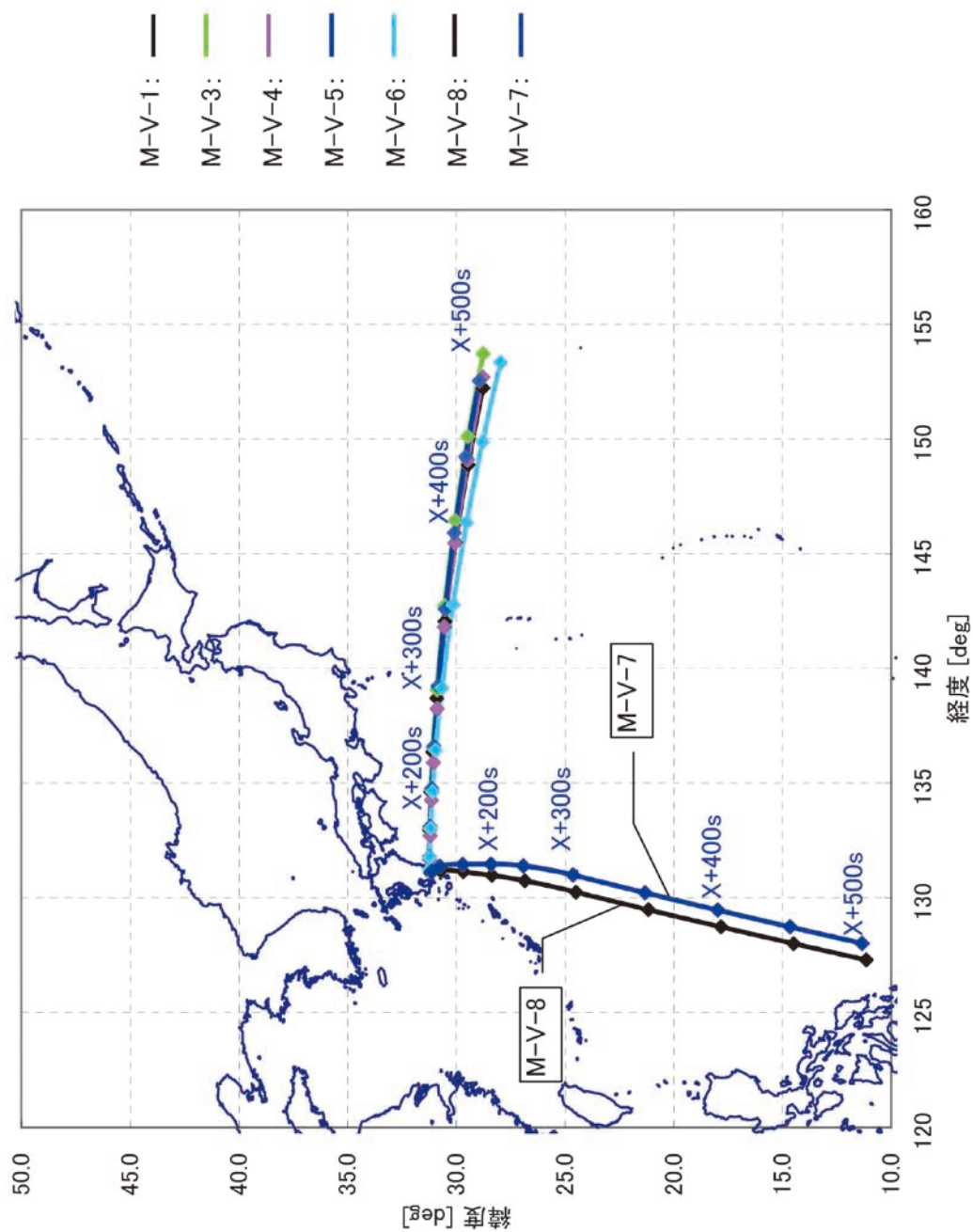


図1.2 M-Vロケットの飛翔軌道 (緯経度図)

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  $\pm 1.7$  度, 赤緯  $\pm 0.35$  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。

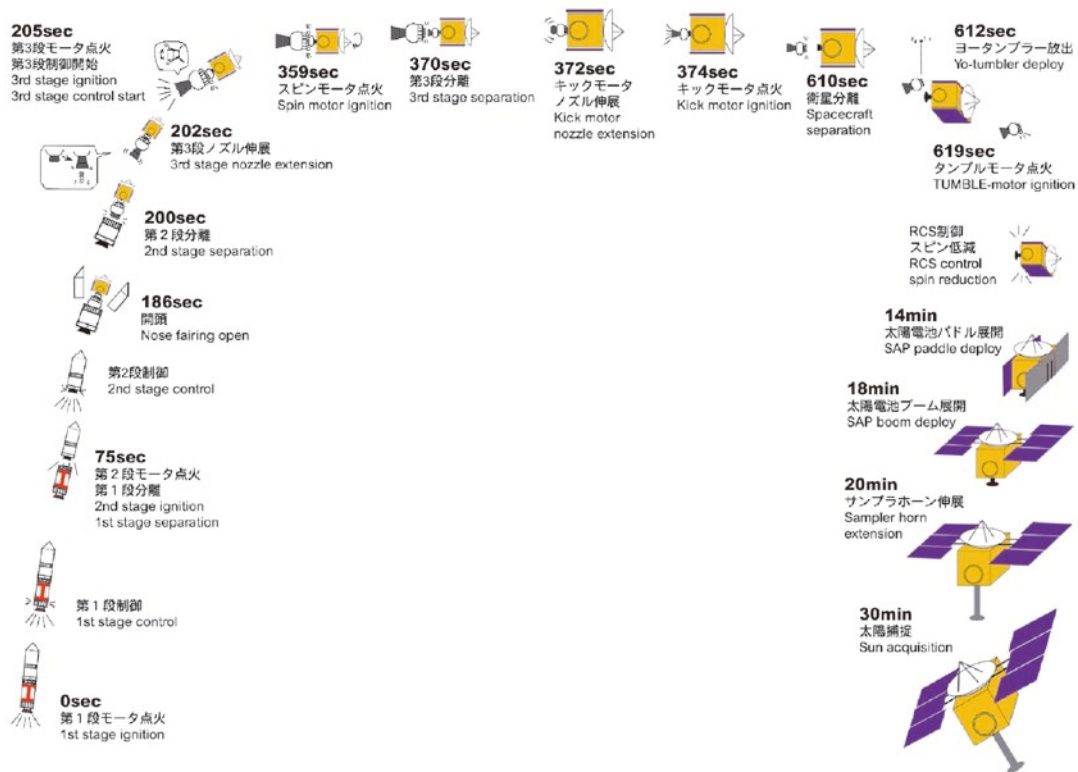


図2.1.1-1 M-V-5号機フライトシーケンス



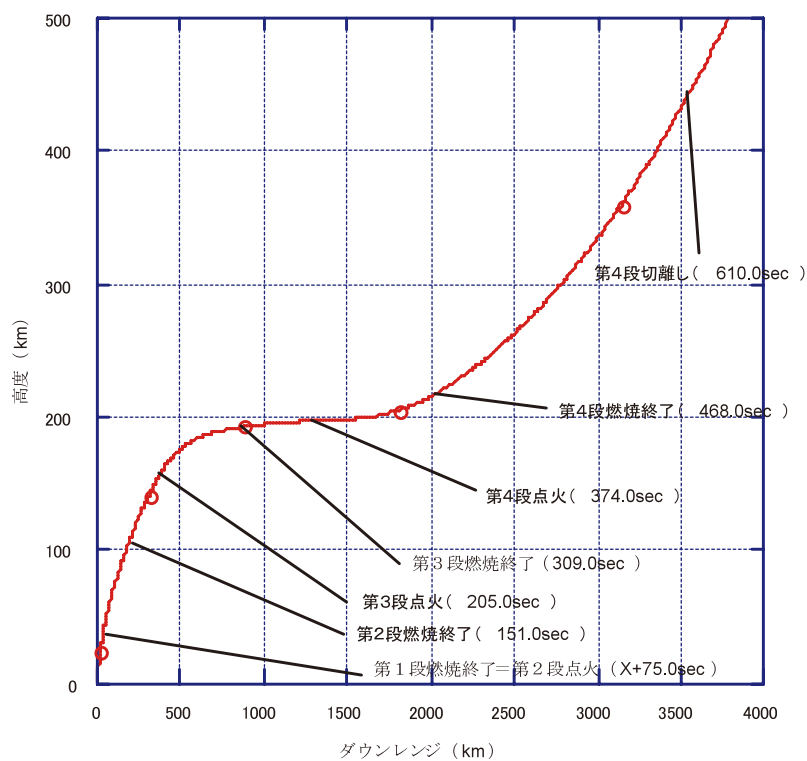


図2.1.1-2 M-V-5号機ダウンレンジ-高度図

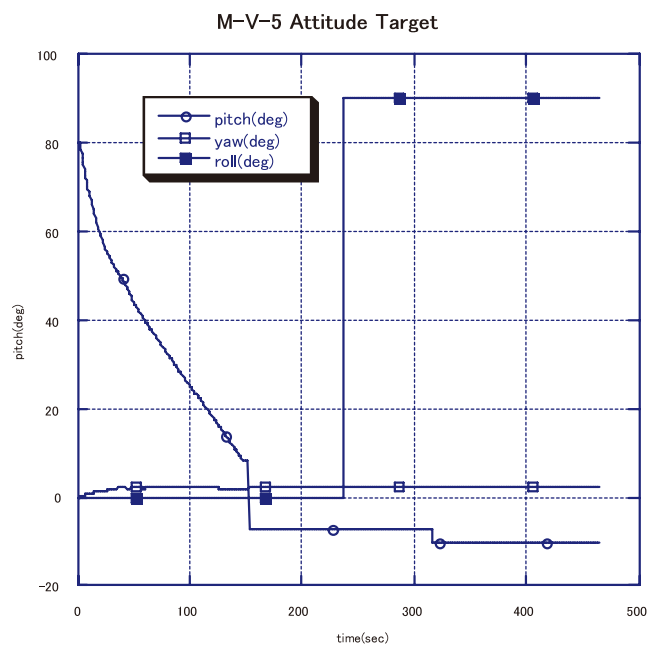


図2.1.1-3 M-V-5号機ノミナル姿勢ターゲット時間履歴 (ピッチ/ヨー/ロール)

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<br>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 ( $\text{km}^2/\text{s}^2$ )              |
| 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 ( $\text{kgf}/\text{m}^2$ )               |
| 第2段点火時動圧 < 440 $\text{kgf}/\text{m}^2$   | 439.9610 ( $\text{kgf}/\text{m}^2$ )               |
| 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 ( $\text{kgf}/\text{m}^2$ )               |
| 第1回誘導コマンド有効時 (X+105sec) 動圧 $\times 05 \text{ deg} < 440 \text{ kgf}/\text{m}^2 \times 4 \text{ deg}$ | 16.85872 ( $\text{kgf}/\text{m}^2$ )               |
| 第2回誘導コマンド送信時 (X+113sec) 動圧 $\times 10 \text{ deg} < 440 \text{ kgf}/\text{m}^2 \times 4 \text{ deg}$ | 13.75500 ( $\text{kgf}/\text{m}^2$ )               |
| 第2段燃焼終了時 遠地点高度 > 150 km  | 221.6349 (km)                                      |
| 第3段燃焼終了時 落下点ダウンレンジ < 5000km  | 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 > 1deg  | 4.566172 (deg)                                     |
| 第4段燃焼中の最大 heat flux < 0.3 $\text{kW}/\text{m}^2$   | 0.1464807 ( $\text{kW}/\text{m}^2$ )               |

### 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  $\text{kgf}/\text{m}^2$  (要求条件: 440  $\text{kgf}/\text{m}^2$ 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  $\Delta V$  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 $\Delta V$ 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プリングを行う。なお、デスピンのモ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 $\phi$ ）及び旧精測レーダ（4m $\phi$ ）（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 $\phi$ /34m $\phi$ 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。

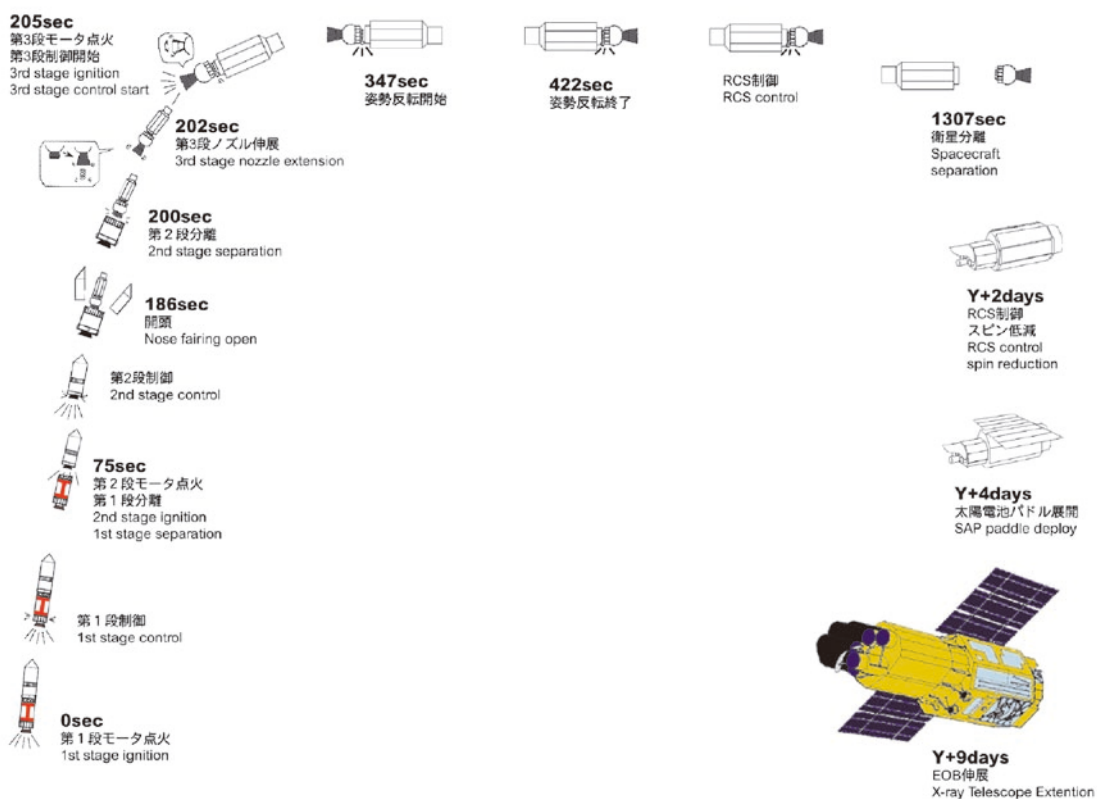


図2.1.2-1 M-V-6号機フライトシーケンス

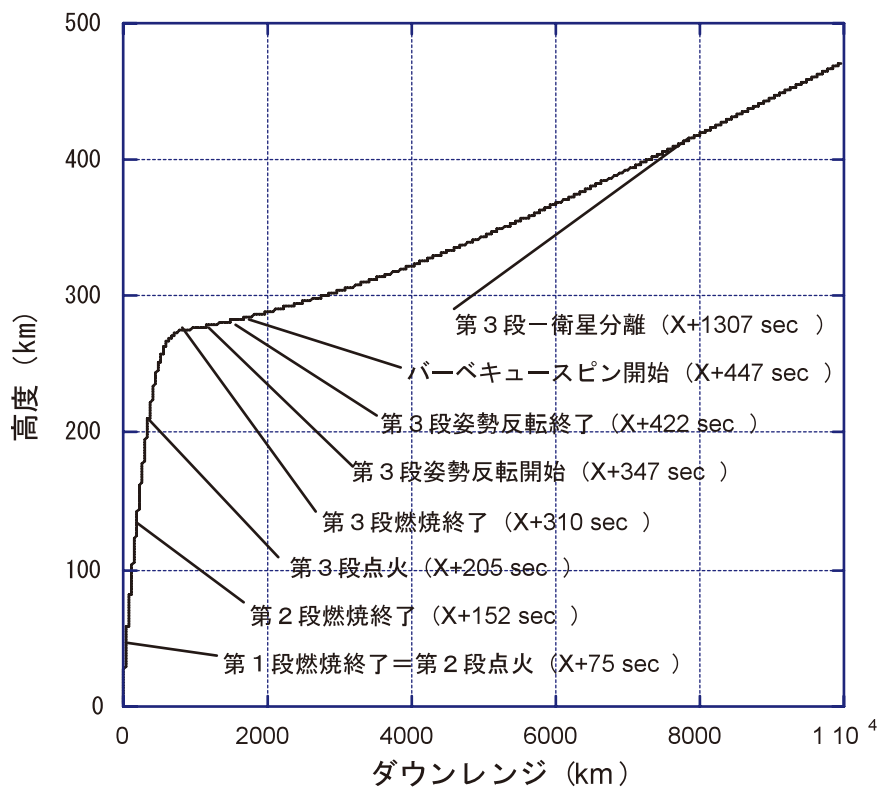


図2.1.2-2 M-V-6号機ダウンレンジ-高度図



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 段スピニアップ       | 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 段再スピニアップ   | 1451 秒         | (ロールレートコマンド)                 |
|   | 3 段再スピニアップ終了, 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 $\Delta V$ 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プリングを行う。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。

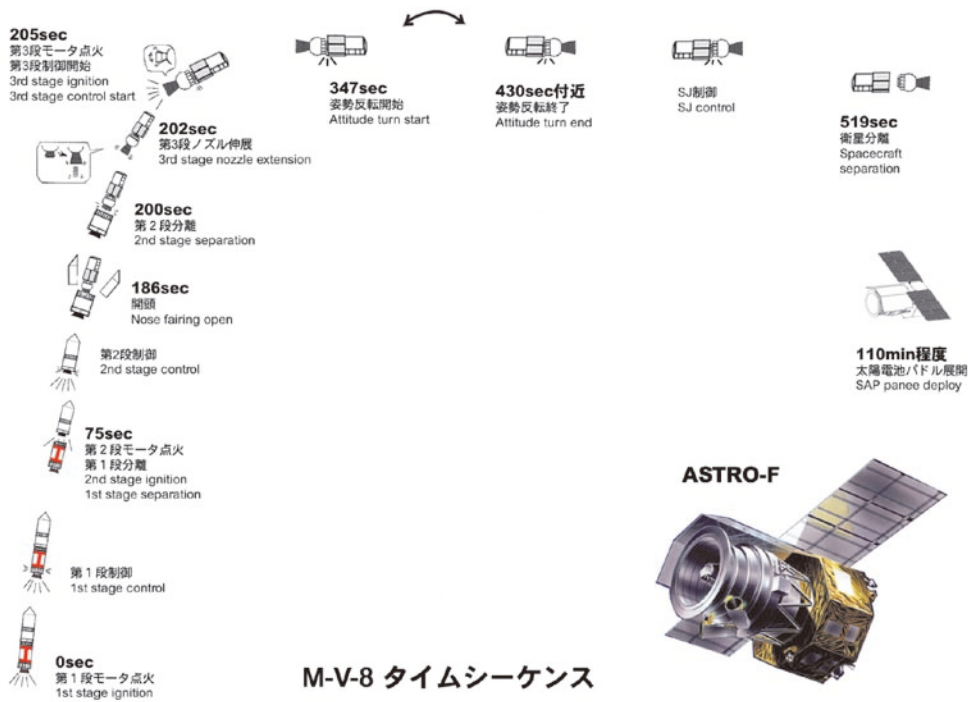


図2.1.3-1 M-V-8号機フライトシーケンス

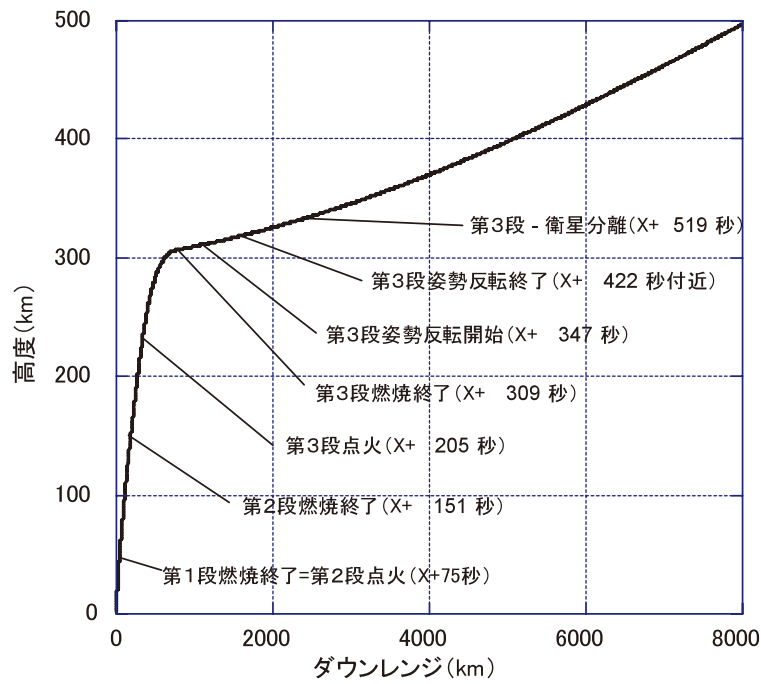


図2.1.3-2 M-V-8号機ダウンレンジ-高度図

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,<br>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 ロールヒスラストへ移行(再開)<br>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     | スピノアップ 開始                            |               |              | ○ロール   |
| X+518s     | スピノアップ 終了, SJ 一時休止                   |               |              |        |
| X+519s     | 衛星分離                                 |               |              |        |
| X+519.5s   | 3段SJ デスピノ開始 (SJ 再開)                  |               |              | ○      |
| X+520s     | 3段デスピノモータ点火                          |               |              | ○      |
| X+523s     | デスピノ終了                               |               |              | ○      |
| X+524.7s   | 3段ピッチキャンブル開始                         |               |              | ○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  | 再スピニングアップ 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 (e)                         | 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 $\Delta V$ 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ラ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。

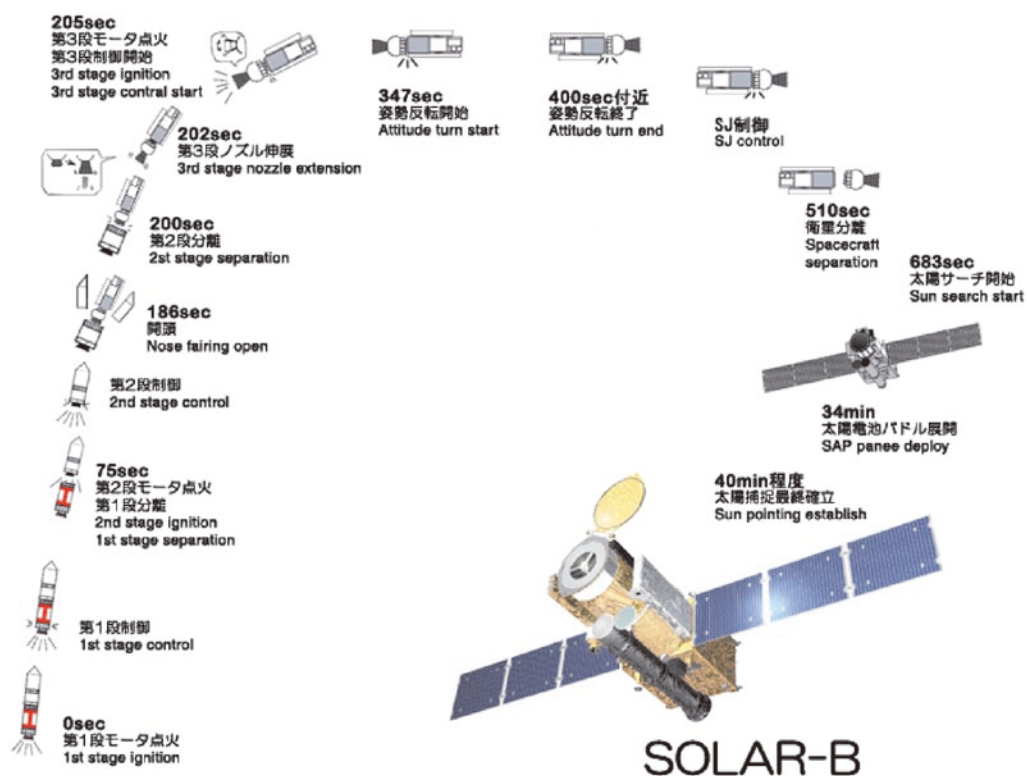


図2.1.4-1 M-V-7号機フライトシーケンス

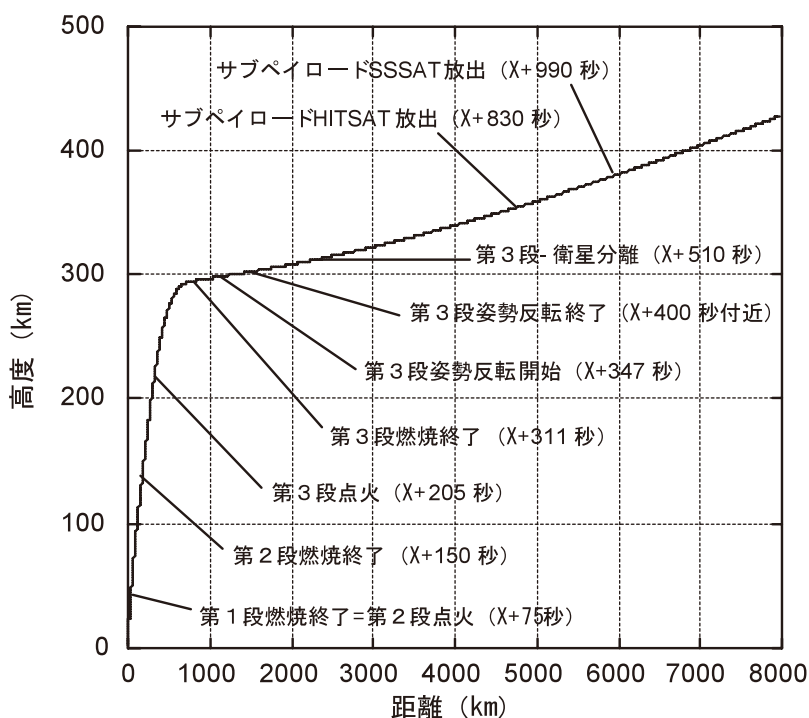


図2.1.4-2 M-V-7号機ダウンレンジ-高度図

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<br>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)<br>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    | 切替線バラムダ Fineに変更                      |             |  | ○      |
| X+510s    | 衛星分離                                 |             |  |        |
| X+511s    | コンタ回避マナーバ(S系P-80)                    |             |  | ○      |
| X+551s    | コンタ回避マナーバ(S系Y+110)                   |             |  | ○      |
| X+650s    | サブペイロード 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/<br>ロールマナーバ開始 |             |  | ○3軸    |
| X+830s    | HIT-SAT 放出                           |             |  | ○      |
| X+840s    | HIT-SAT 撮影用ロールマナーバ開始                 |             |  | ○      |
| 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<br>SSSAT 放出方向へ向けてマナーバ開始 |             |  |        |
| X+990s    | SSSAT 放出                             |             |  | ○      |
| X+1395s   | Dongara 3°LOS                        |             |  |        |
| X+1443s   | Dongara 0°LOS                        |             |  |        |
| X+1500s   | De-orbit マナーバ開始                      |             |  | ○      |
| X+1800s   | De-orbit マナーバ終了                      |             |  |        |
| X+1900s   | BBQ スピンの開始(間引き制御開始)                  |             |  |        |
| X+4600s   | BBQ スピンの終了, 間引き制御終了<br>ファイモートに変更     |             |  |        |
| X+5000s   | スピンのアップ開始(ロール制御に変更)                  |             |  |        |
| 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。

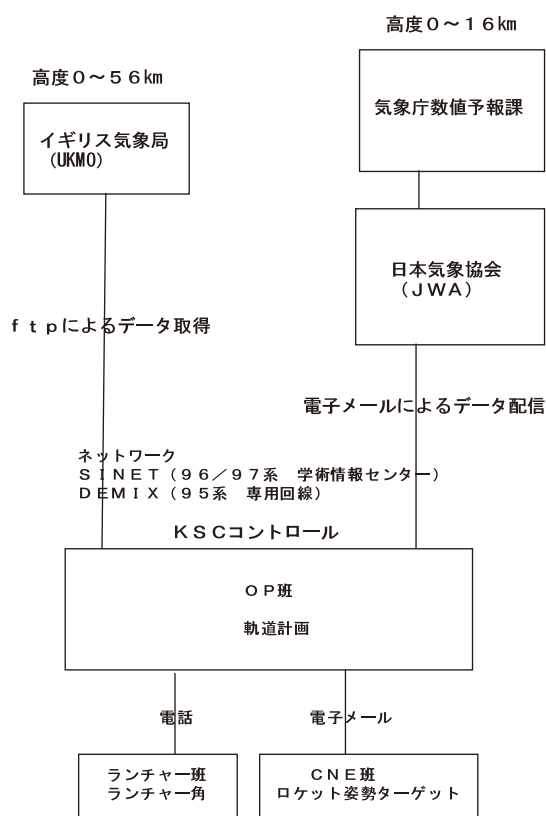


図2.2-1 M-Vロケット風補正の手順

## 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

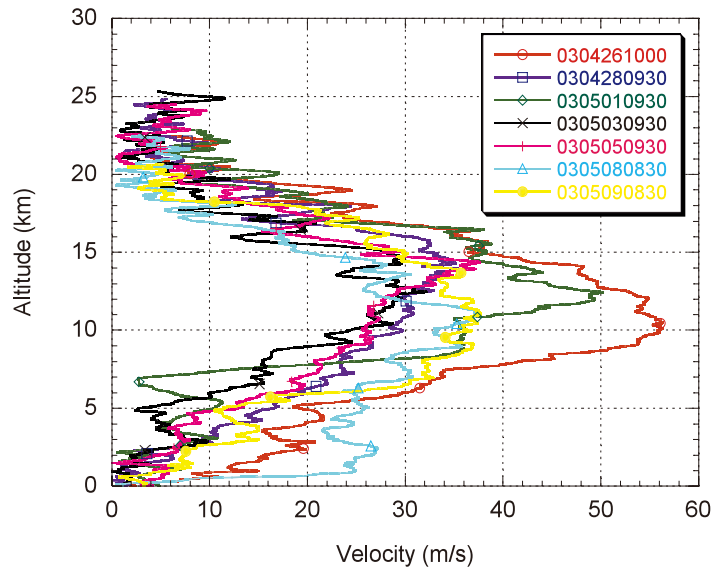


図2.2.1-1 M-V-5号機フライトオペレーションにおける放球データ

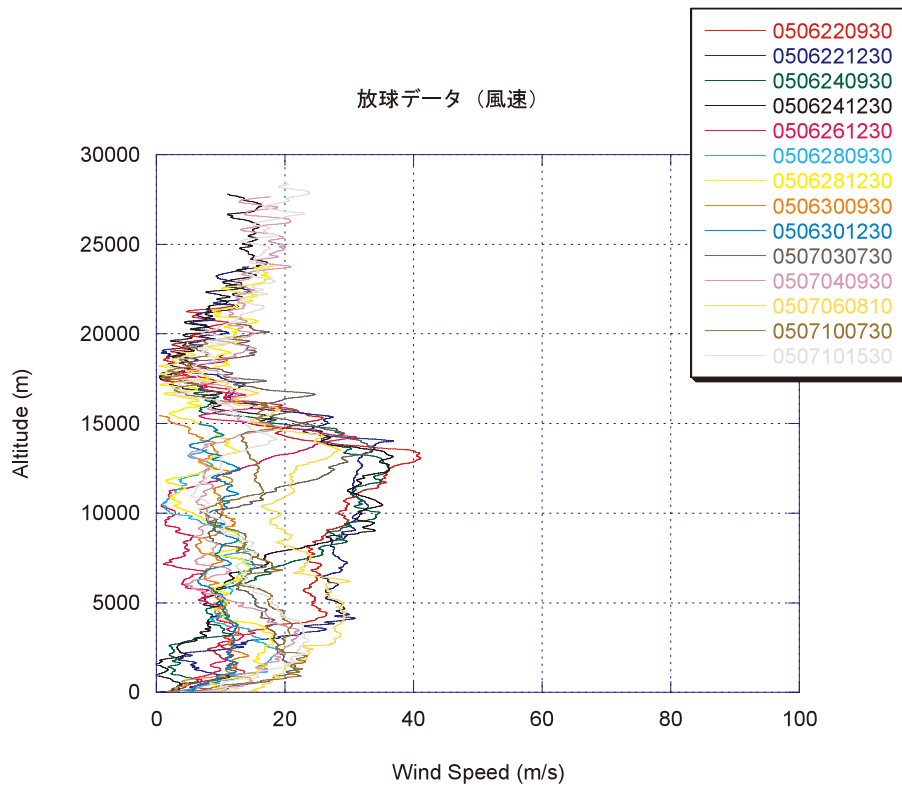


図2.2.1-2 M-V-6号機フライトオペレーションにおける放球データ

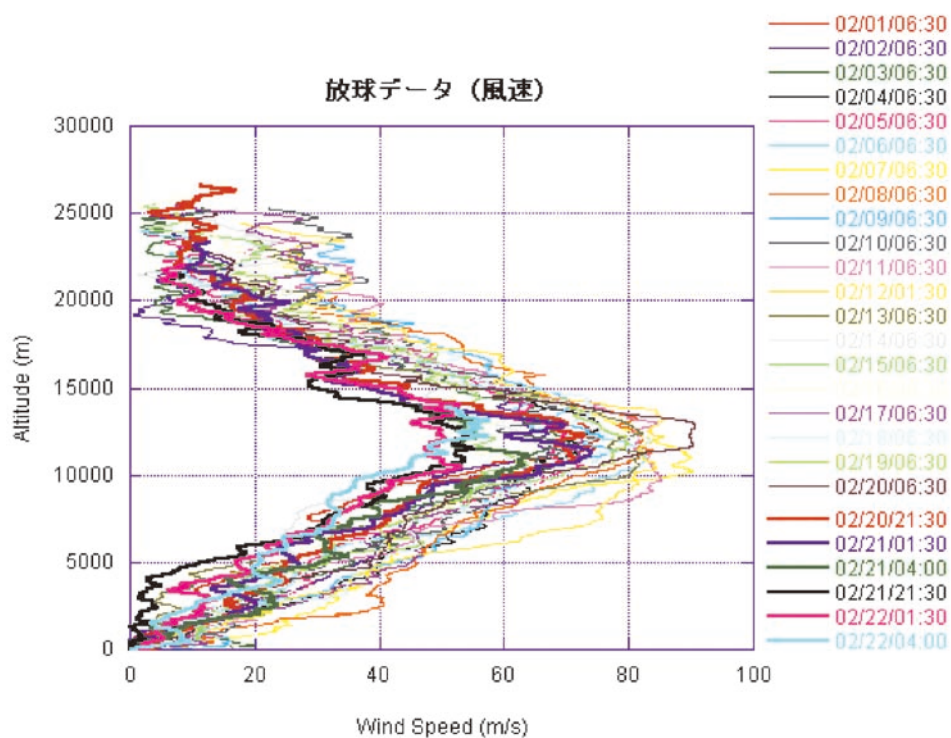


図2.2.1-3 M-V-8号機フライトオペレーションにおける放球データ

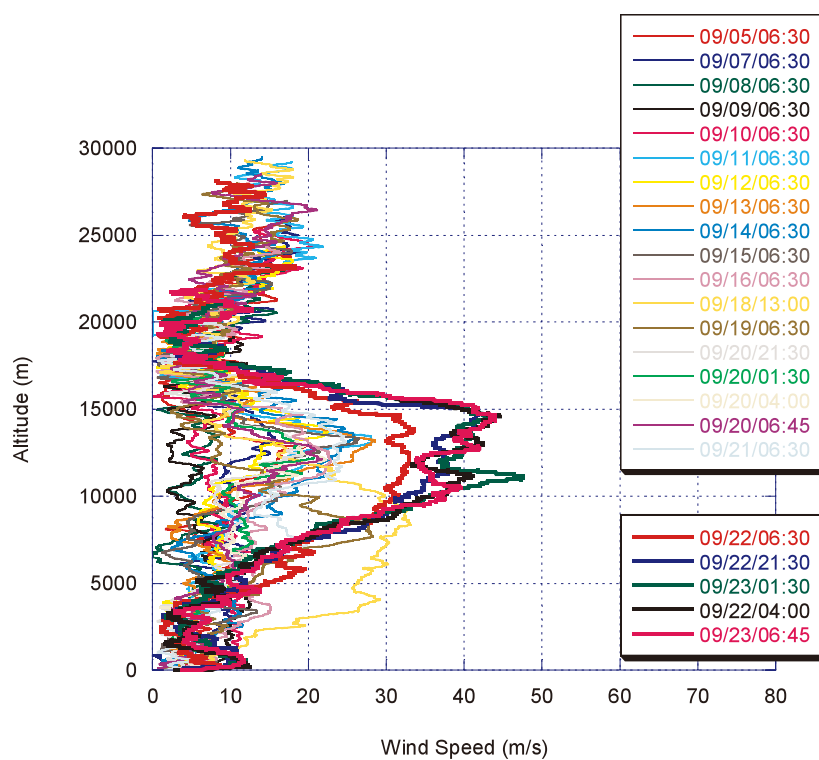


図2.2.1-4 M-V-7号機フライトオペレーションにおける放球データ

## 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<br>項目     | 全球モデル<br>(GSM)                       | 領域モデル<br>(RSM)                                     | メソモデル<br>(MSM)   |
|---------------|--------------------------------------|--|--|
| 領域            | 全球                                   | (20N,120E)－(50N,150E)                              | (26N,120E)－(44N,150E)  |
| 水平解像度<br>(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<br>(約22km×22km)                     | 東西0.125度×南北0.1度<br>(約11km×11km)  |
| 水平解像度<br>(上空) | 地上に同じ                                | 東西0.5度×南北0.4度<br>(約45km×44km)                      | 東西0.25度×南北0.2度<br>(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><br><u>3時間毎(上空)</u>          | 18時間先迄1時間毎(地上),<br>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,<br>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<br>(JST) | 15:15頃(00UTC 予報)<br>04:00頃(12UTC 予報) | <u>14:25頃(00UTC 予報)</u><br><u>02:25頃(12UTC 予報)</u> | 11:30頃(00UTC 予報)<br>17:30頃(06UTC 予報)<br>23:30頃(12UTC 予報)<br>05:30頃(18UTC 予報) |
| 計算上端          | 0.4 hPa                              | 10 hPa   | 10 hPa   |

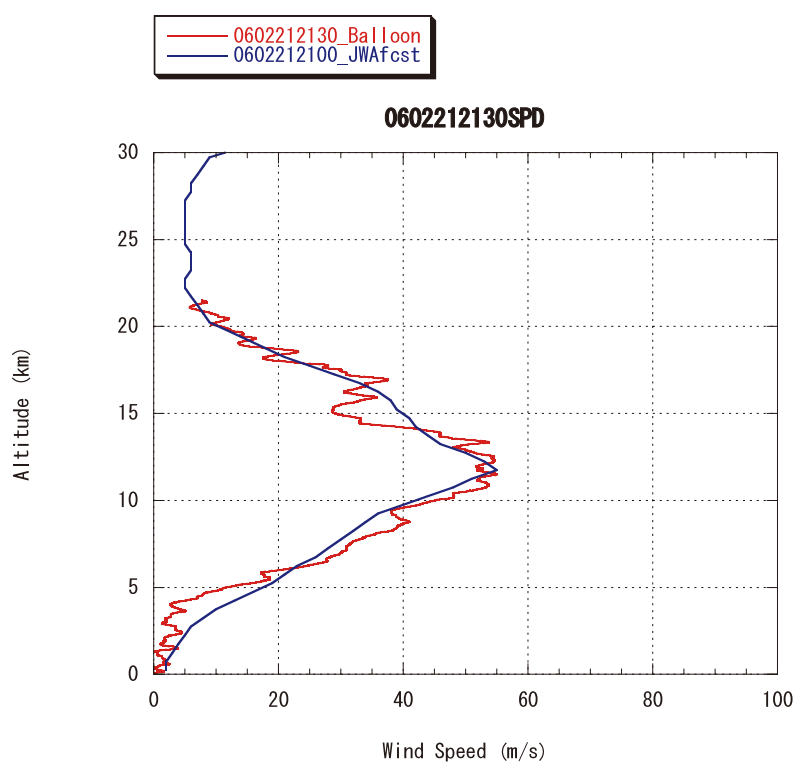


図2.2.2-1 M-V-8号機打上日における実測風と予測風の比較（風速）

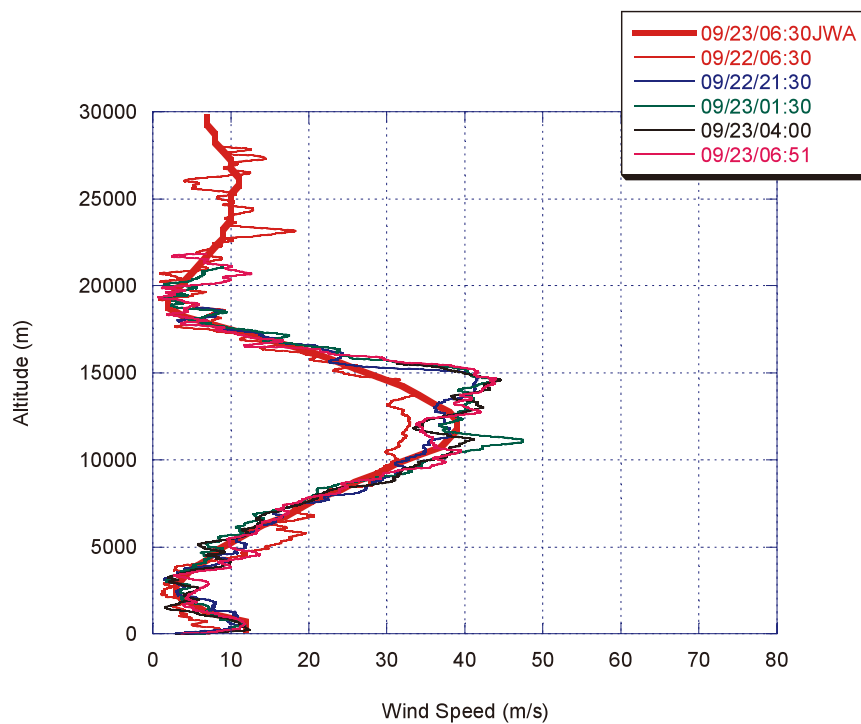


図2.2.2-2 M-V-7号機打上日における予測風と実測風の比較（風速）

### 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 (~ 60km = 0.4hPa) 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段飛翔中の時間積分値をとり、これを最小化す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) がある。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 $\pm 1$ 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出して、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、 $3\sigma$ 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ます。但し、これは微細構造とあって、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。 $3\sigma$ 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)で求めておいた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、3 $\sigma$ 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3 $\sigma$ 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3 $\sigma$ 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 &amp; 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 &amp; 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<br>(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)<br>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)<br>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<br>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)<br>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<br>TOD-EQ 座標系 (Keplerian+C3+Local) における 4 段燃焼終了時の軌道<br>推定結果を FAX, で報告 (山川, 石井, 前田)<br>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)<br>石井 (2, 4 系統), 前田 (2, 4 系統), 山川 (4 系統), 迫田 (4 系統),<br>小川 (4 系統), 山田 (飛跡), 野中 (テレメータ台地)<br>2 段終了後, 相模原, 小笠原, クリスマスに状況報告 (X+180 秒)<br>3 段終了後, 相模原, 小笠原, クリスマスに状況報告 (X+320 秒)<br>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)<br>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)<br>SSOC, クリスマス局送信用 FAX の作成 (山川, X+430~500 秒)<br>電話でクリスマス局に 6 要素報告 (長江, X+500~600 秒)<br>電話で SSOC に 6 要素報告 (山川, X+500~600 秒)<br>NAS 松岡, 34m φ アンテナからコントロールに移動 (X+600 秒)<br>FAX のコピー 5 部 (松岡, 的川, 三保, RG 班用) (野中, X+600~660 秒)<br>NEC 松岡に FAX1 部渡す (石井, X+660 秒)<br>クリスマス局, 相模原局に FAX 送信 (野中, X+650~850 秒)<br>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<br>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<br>φ アンテナ予報値を作成.<br>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 ゼンデ放球（感應寺，野中，山川）  
 23:00JST ゼ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 ゼンデ放球（感應寺，野中，山川）  
 02:00JST ゼンデ放球（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 ゼ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 ゼンデ放球（感應寺，野中，山川）  
 04:07JST ゼ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 ゼンデ放球（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（コントロール→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、飛行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。

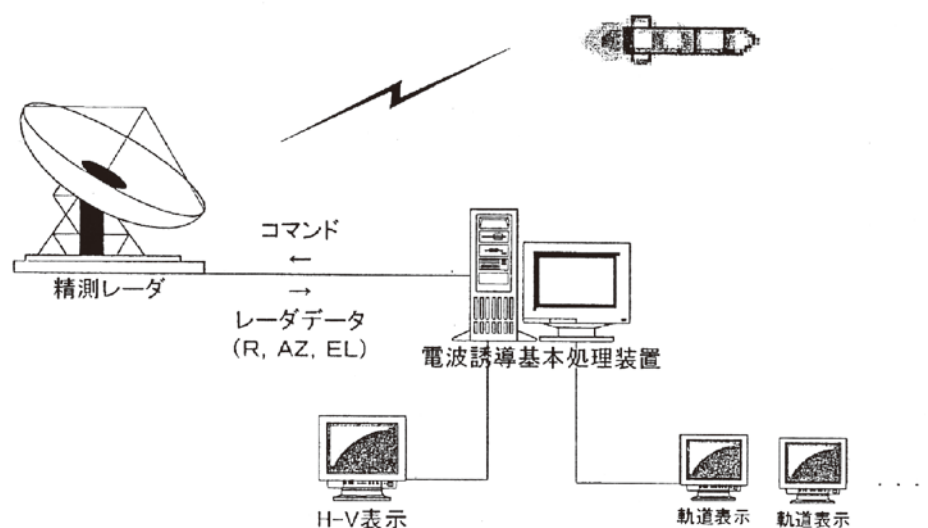


図2.3-1 M-V電波誘導システム

#### 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。<br>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。<br>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 $K_s$ 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段までの軌道のみ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 $\delta$ 、赤経 $a$ ）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 $\Delta V$ を加算、5) 脱出漸近線（C3、赤緯 $\delta$ 、赤経 $a$ ）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、 $\pm 3$ 度および $\pm 6$ 度の $5 \times 5$ 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 $\pm 10$ 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)                            |
| $\Omega^*$                               | 40.3396   | deg (昇交点経度, asc.node, * 打上げ時グリニッジ基準)                |
| $\omega$                                 | 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 <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> (脱出軌道の無限遠での相対速度の2乗) |
| $\delta$                                 | -29.0060  | deg (脱出軌道の漸近線方向の緯度, declination)                    |
| $\alpha$                                 | 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)                          |
| $\Phi$                                   | 29.1750   | deg (地心緯度, geocentric latitude)                     |
| $\Delta$                                 | 150.6213  | deg (経度, longitude)                                 |
| v  | 11.462127 | km/s (速度, velocity)                                 |
| $\theta$                                 | 3.9386    | deg (経路角, flight path angle)                        |
| $\beta$                                  | 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.