

M-V型ロケットの電波誘導 (RG/OP)

山川 宏, 石井信明, 川口淳一郎, 前田行雄, 感應寺治城,
迫田幸恵*, 古林剛士*, 渋谷 彰*

概要

本稿では, M-V ロケット (1, 3, 4号機) における風補正および電波誘導システムについて概説する. 風補正とは, 打ち上げ時の風速・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 (ランチャー角度を含む) 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 (位置および速度) 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.

1. 基準軌道と飛行前軌道解析

1.1 飛行軌道計算用諸元

以下に M-V-1 号機, M-V-3 号機, M-V-4 号機の飛行計算時に使用した諸元および主要なタイムシーケンスをまとめる. M-V-3 号機では, 本表の値から最終的に NF 重量が +11.9kg 増加したが, 軌道に対する影響は軽微としてノミナル軌道の変更は行わなかった. また PLANET-B 衛星重量が測定の結果, 最終的に 541.3kg から 540.9kg と 0.4kg 減少し, キックモータの ΔV 量は 3162.2m/s から 3163.3m/s と変化した, この変化は 4 段の誘導則で吸収し, 第 3 段以下の下段に対する影響は微少と判断して, 1~3 段の軌道および衛星の軌道も変更は行わなかった.

	M-V-1 号機 MUSES-B	M-V-3 号機 PLANET-B	M-V-4 号機 ASTRO-E
総重量			
第 1 段点火時総重量	138755kg	138337.5kg	137874.4kg
制御用燃料 (SMRC, SPGG 推薬) 全量, IG 推薬含む.			

* 日本電気航空宇宙システム

SPGG は X-15sec ~ 0 sec の消費分を含む。			
第2段点火時総重量	51809kg	51718.4kg	51270.1kg
制御用燃料 (SMRC, SMSJ 推進薬, LITVC 噴射体) 全量, IG 推進薬含む。			
第3段点火時総重量	14037.4kg	14313.6kg	13861.2kg
SJ 燃料含む。投棄型イグナイタ, 伸展ノズル投棄部除く。			
第4段点火時総重量	2380.8kg	2075.4kg	—————
投棄型イグナイタ, 伸展ノズル投棄部除く。			
衛星重量	830.0kg	541.3kg	1668.0kg
<hr/>			
推進薬重量			
1段推進薬 + 焼損重量	72581kg	72501kg	72533kg
残推進薬@X+75秒	425kg	425kg	383kg
2段推進薬 + 焼損重量	31509kg	31398kg	31398kg
3段推進薬 + 焼損重量	10142kg	10823kg	10796kg
4段推進薬 + 焼損重量	1377.1kg	1374.9kg	—————
<hr/>			
比推力 (Isp3)			
第1段	271.80秒	271.80秒	271.80秒
第2段	285.96秒	285.96秒	288.95秒
第3段	300.96秒	301.02秒	300.02秒
第4段	297.09秒	297.08秒	—————
<hr/>			
制御用燃料 (飛翔軌道計算プログラム内で使用する値)			
第1段	159kg	159kg	165kg
SPGG (-15 ~ 0 秒)	5 kg	5 kg	5 kg (0.36 × 15sec, 点火時に引いておく)
MNTVC オイル (0 ~ 75秒)			6.1kg (7 liter)
SMRC (0 ~ 75秒)	132kg	132kg	132kg (0.11 × 75sec × 16本, 3秒に 8 本, 3.5 秒に 8 本点火)
SPGG (0 ~ 75秒)	27kg	27kg	27kg (0.36 × 75sec)
LITVC オイル (0 ~ 75秒)			0.3kg (X+60sec のオイルスタートバルブ作動から消費)
第2段	171kg	33kg	33kg
SMRC	21kg	21kg	21kg (97sec × 0.11 × 2 本)
LITVC	150kg	12kg (飛翔実績)	12kg (飛翔実績) (100liter × 1.5)
第3段	0 kg	0 kg	0 kg (SJ 燃料は考慮しない)
第4段	0 kg	0 kg	0 kg

制御用重量を除いた重量 (飛翔軌道計算プログラム内で使用する値)

第1段 IG 重量	138591kg	138169.5kg	137704.4kg
	(第1段 IG 重量-SPGG-第1段制御用)		
第1段 BO 重量	66435kg	66093.5kg	65554.4kg
	(第1段 IG 重量-SPGG-第1段制御用- (推薬 + 焼損) + 残留推進薬)		
第2段 IG 重量	51638kg	51685.4kg	51237.1kg
	(第2段 IG 重量-第2段制御用)		
第2段 BO 重量	20129kg	20287.4kg	19839.1kg
	(第2段 IG 重量-第2段制御用- (推薬 + 焼損))		
第3段 IG 重量	14037.4kg	14313.6kg	13861.2kg
第3段 BO 重量	3895.4kg	3490.6kg	3065.2kg
	(第3段 IG 重量- (推薬 + 焼損))		
第4段 IG 重量	2380.8kg	2075.4kg	—————
第4段 BO 重量	1003.7kg	700.5kg	—————
	(B4 IG 重量- (推薬 + 焼損))		

タイムシーケンス

	M-V-1号機 MUSES-B	M-V-3号機 PLANET-B	M-V-4号機 ASTRO-E
第1段燃焼開始	0秒	0秒	0秒
第1段燃焼終了	75秒	75秒	75秒
第2段燃焼開始	75秒	75秒	75秒
第2段燃焼終了	172秒	172秒	172秒
第2段分離	213秒	213秒	213秒
第3段燃焼開始	218秒	218秒	218秒
第3段燃焼終了	324秒	321秒	321秒
第3段分離	339秒	*1221秒	1418秒
第4段燃焼開始	343秒	*1225秒	—————
第4段燃焼終了	414秒	*1298秒	—————
第4段分離	477秒	*1394秒	—————

*誘導コマンド-3秒考慮

1.2 M-V-1号機

(1) 基準軌道の設計

M-V-#1号機の第1段および第2段の基準軌道は、打ち上げが1997年2月であるためにKSCでの冬季ノミナルバイアス風を想定しており、2段燃焼終了後頂点が220kmとなるゼロリフトターン投入軌道 (バイアス風考慮のもとで迎角ゼロ) がベースとなっている。また、2段燃焼終了後頂点付近での第3段および第4段の加速によって、最終的に MUSES-B 衛星は、近地点高度220km、遠地点高度約20,000kmの周期約6時間の楕円軌道

に投入されるよう設計されている。

第1段の姿勢ターゲットは1.5秒から分離の75秒までの12のノードから構成されている。ランチングフックがレールから離脱するまでの秒時が1.6秒付近であるために、ランチャー角自身は初期ノードにおける姿勢ターゲットで規定される。第1姿勢ターゲットは、ゼロリフト軌道のピッチおよびヨー角を初期値として、さらに第1段分離時（＝第2段点火時）の状態量を保持したまま空力荷重（迎角）が最小となるように最適化されている。

第2段は点火75秒から燃焼終了の172秒までは4ノードで構成されており、172.1秒に第3段および第4段投入姿勢へのステップ状の reference change が行われる。172.1秒以降の姿勢ターゲットは2段燃焼終了後の頂点速度方向が基準となっており第3段、第4段を含めピッチ、ヨーともに以降一定となるよう設定されている。

（2）ランチャー離脱時刻と制御開始時刻

ランチャー離脱時刻と制御開始時刻は、M-14第1段モータ推力立ち上がりおよびランチャー諸元を考慮した以下に示す検討結果に基づいている。『弾性変形効果を吟味するため、8.1%対推力比の摩擦存在下での離脱時間評価』をしており、具体的には摩擦力 μN としては29.3tonfを考慮する。これは、前部・後部スリッパの設計制限荷重に相当する量であり、推力を360tonfとすると8.1%に相当する。検討では射角によらず摩擦力 μN を一定値29.3tonfとする最悪ケースを想定する。これは、射角78度の場合には垂直抗力にかかる摩擦係数を1.1としたことに相当する。このとき、

ランチャー離脱時刻 = ランチングフックがレールから離脱する時刻（ t_1 ）

第1段姿勢制御開始時刻（指標）＝ 機体の底面がランチャーの上端を超える時刻（ t_2 ）

の2つの時刻をランチャー角をパラメタとして計算した結果を以下に示す。

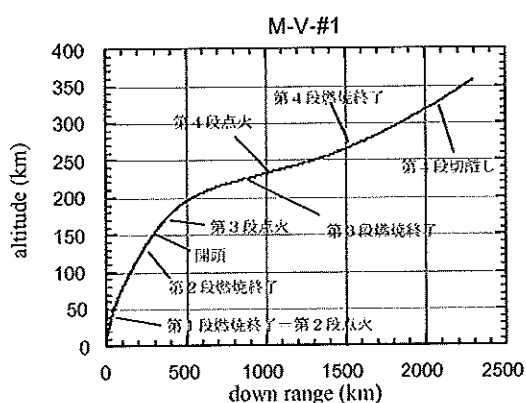
ランチャー上下角	t_1 (sec)	t_2 (sec)
78 deg	1.581	2.434
80 deg	1.584	2.439
84 deg	1.588	2.446
85 deg	1.589	2.447
90 deg	1.590	2.450

ここで、ランチャー角がねてくると時刻が早くなっているのは、摩擦抵抗が一定のもとで重力の効きが弱まるためである。この結果より、余裕を見て制御開始時刻はX+3秒と設定する。参考までにハードウェア側からのランチャー角制約は78～90度であるが、“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。

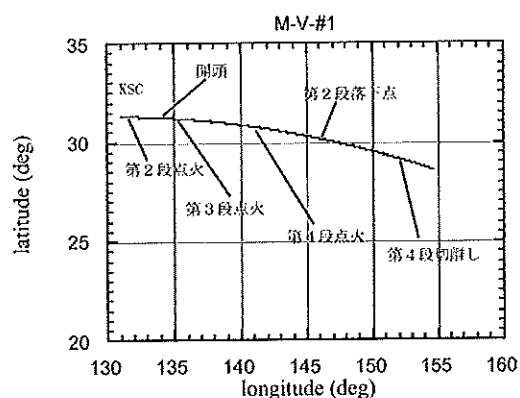
（3）M-V-1号機ノミナル姿勢ターゲット

	X 相対時刻 (秒)	ピッチ角 (度)	ヨー角 (度)
B 1	-48.00000	83.08000	90.00000
B 1	1.500000	83.08000	90.00000
B 1	4.000000	77.12000	90.00000
B 1	7.000000	71.79000	90.00000
B 1	11.00000	66.69000	90.00000

B 1	17.00000	61.47000	90.00000
B 1	23.00000	58.10000	90.00000
B 1	29.00000	55.55000	90.00000
B 1	35.00000	54.58000	90.00000
B 1	41.00000	52.58000	90.00000
B 1	50.00000	46.76000	90.00000
B 1	60.00000	42.78000	90.00000
B 1	75.00000	37.64000	90.00000
B 2	75.00000	37.64000	90.20000
B 2	100.0000	29.67000	90.20000
B 2	130.0000	22.83000	90.20000
B 2	172.0000	16.50000	90.20000
B 2	172.1000	-7.750000	92.50000
B 2	218.0000	-7.750000	92.50000
B 3	218.0000	-7.750000	92.50000
B 3	324.0000	-7.750000	92.50000
B 4	343.0000	-7.750000	92.50000
B 4	414.0000	-7.750000	92.50000



ダウンレンジ-高度曲線 (ノミナルケース)



飛行経路 (ノミナルケース)

1.3 M-V-3 号機

(1) 基準軌道の設計

M-V-3 号機の打ち上げウィンドウについて下記にまとめる。

	<Nominal Window>	<Backup Window>
Launch Month	July and August, 1998	August to September, 1998
Total Number of Launch Dates	8 + 11 = 19days	21days
Launch Window	July 3-July 10 UTC (8 days)	August 19-September 8 UTC (21days)

= July 4 - July 11 JST

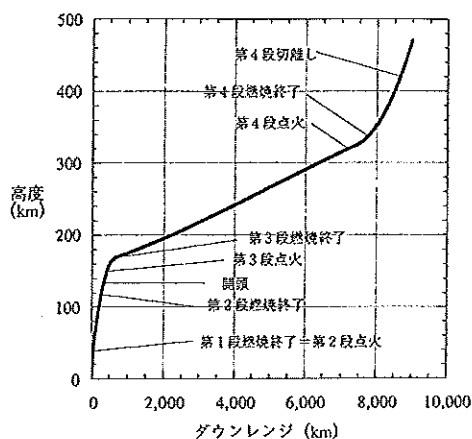
= August 19 - September 8 JST

July 31 - August 10 UTC (11days)

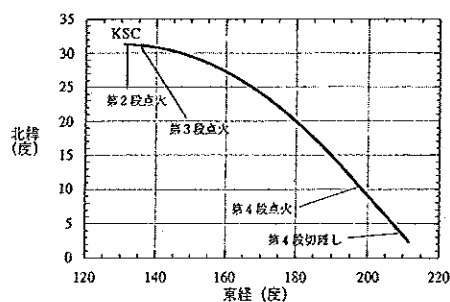
= August 1 - August 11 JST

Departure from Earth	December 20, 1998	September 23, 1998
Arrival at Mars	October 11, 1999	March 5, 2001
Flight Time to Mars Arrival	15 months	31 months
C 3 at Earth Departure	10.2km ² /sec ²	12.4km ² /sec ²
Relative Velocity at Mars Arrival	3.4km/s	2.5km/s
Revolution in Heliocentric Orbit	0.5	1.5
Phasing Loop Orbit	Highly Elliptic Orbits (6.5rev for July window) (4.5rev for August window) + Double Lunar Swingby Orbits before Earth Departure	Highly Elliptic Orbits (initial period = 8 days, 2 or 3 revs) before Earth Departure
Lunar Swingby	Twice	None

M-V-3号機の飛翔前のノミナルランチャー上下角は83.62度、方位角は90.00度（真東）である。ランチャー姿勢はX+3秒まで保持され、その後姿勢制御が開始される。第1段分離時高度は38kmで、第2段燃焼終了後の頂点高度は178km、第3段燃焼終了時の投入軌道は近地点高度130kmの遠地点高度441kmの略円軌道である。また、第3段燃焼終了時の経路角は+1.00度としている。第4段により、近地点高度が300km程度、遠地点高度が40万km程度の長楕円軌道に投入される。



ダウンレンジ-高度曲線（ノミナルケース）



飛行経路（ノミナルケース）

(2) 残留推力について

M-V-3号機では、第3段および第4段の残留推力が最終軌道に影響を与えるために、その軌道に与える効果が検討されている。第3段燃焼開始以降のシーケンスは次の通りである。第3段の残留推力の効果を、RGコマンド（電波誘導コマンド）計算終了～レファレンスチェンジおよびレファレンスチェンジ～第4段IGの間の速度増分として評価すると合計速度増分は2.87m/sとなり影響は微小であるために、これに対応したRGの改修は行っていない。

第3段点火	X+	218秒 = IG + 0.0秒
第3段燃焼終了	X+	321秒 = IG + 103.0秒
残留推力域の開始		= IG + 104.1秒 (推力54kgf)
RG コマンド計算開始	X+	320秒
RG コマンド計算終了	X+	335秒 = IG + 117.0秒 (推力36kgf)
RG コマンド送信	X+	340秒
レファレンスチェンジ	X+	360秒 = IG + 142.0秒 = R (推力25kgf)
第4段点火	X+	1228秒 = IG + 1010.0秒 = R + 868秒

一方、第4段残留推力については、シーケンスは次の通りである。第3段と同様に、第4段残留推力による速度増分（第4段BO～衛星分離）を評価すると2.6m/s程度となる。従ってキックモータ全体の増速度量を3163.3m/s（衛星540.9kg対応）+2.6m/s（残留推力分）=3165.9m/sとして第4段誘導テーブルを作成している。

第4段点火	IG
第4段燃焼終了	IG + 73.0秒
残留推力域の開始	IG + 74.1秒 (推力11.5kgf)
衛星分離	IG + 169.0秒

(3) M-V-3号機ノミナル姿勢ターゲット

	X 相対時刻 (秒)	ピッチ角 (度)	ヨー角 (度)
B 1	-48.0000	83.62000	90.00000
B 1	3.0000	83.62000	90.00000
B 1	5.0000	77.19000	90.00000
B 1	7.0000	73.81000	90.00000
B 1	11.0000	68.27000	90.01000
B 1	17.0000	61.86000	90.01000
B 1	23.0000	56.86000	90.02000
B 1	29.0000	52.77000	90.04000
B 1	35.0000	49.37000	90.05000
B 1	41.0000	46.49000	90.06000
B 1	50.0000	42.95000	90.08000
B 1	60.0000	39.49000	90.10000
B 1	75.0000	34.07000	90.13000
B 2	75.0000	34.07000	90.13000
B 2	100.0000	25.85000	90.19000
B 2	130.0000	18.86000	90.27000

B 2	172.0000	12.42000	90.36000
B 2	172.1000	-6.59000	90.60000
B 2	218.0000	-6.59000	90.60000
B 3	218.0000	-6.59000	90.60000
B 3	321.0000	-6.59000	90.60000
B 4	1228.0000	-72.20740	80.07790
B 4	1301.0000	-72.20740	80.07790

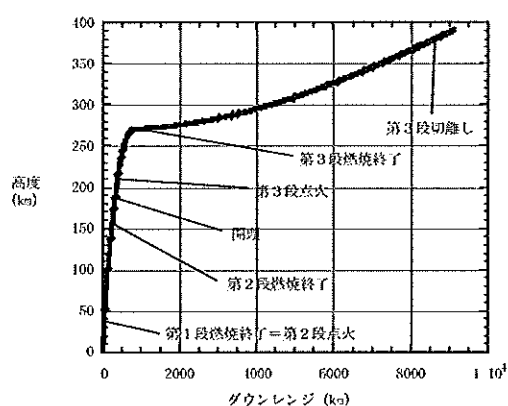
1.4 M-V-4号機

(1) 基準軌道の設計

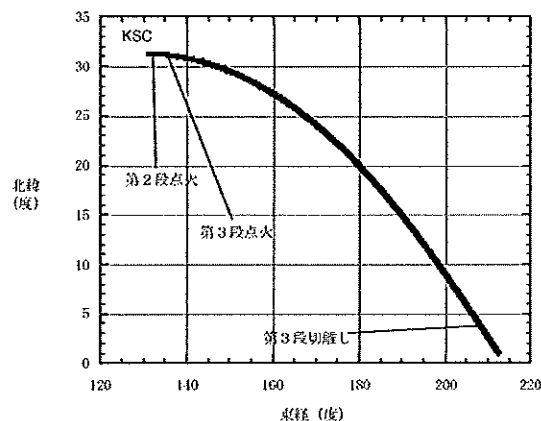
M-V-4号機は3段式ロケットであり、ASTRO-E衛星(1668kg)を、近地点高度272m、遠地点高度573km、軌道傾斜角31度に投入する予定であった。第3段燃焼終了後、KSC可視中に3段SJによって約180度の姿勢反転(衛星の分離姿勢へ)をし、5rpmのロースピンの後、X+1418秒に衛星分離をするようシーケンスが組まれていた。衛星との衝突回避のために第3段は衛星分離後にタンブリング(残留推力考慮)を行う予定であった。また、衛星の第1遠地点付近での衛星搭載RCSによる近地点上昇用の ΔV は想定されていない。なお、打ち上げウィンドウとしては2000年2月8日～2月28日が確保されており、打ち上げ時刻は10時30分(JST)に固定されていた。

JKSC新精測レーダ、宮崎ダウンレンジ局、クリスマス島局からのトラッキング予定されており、以下にノミナル軌道の可視情報(elevation>0 deg)およびクリスマス島局からのルックアングル情報を列記する。なお、ルックアングルとは、追跡局から機体までのベクトルと機体軸ベクトルとのなす角であり、クリスマス島局からのAOS時には、機体をやや後ろ側から見て、1250秒付近ではほぼ機体を真横から見ることを意味する。第3段テレメータアンテナは1411秒まではスピンせずにクリスマス島局側に向けられており、AGCから、衛星分離および最終的な第3段スピンレートが確認できれば、貴重な情報となることが期待されていた。

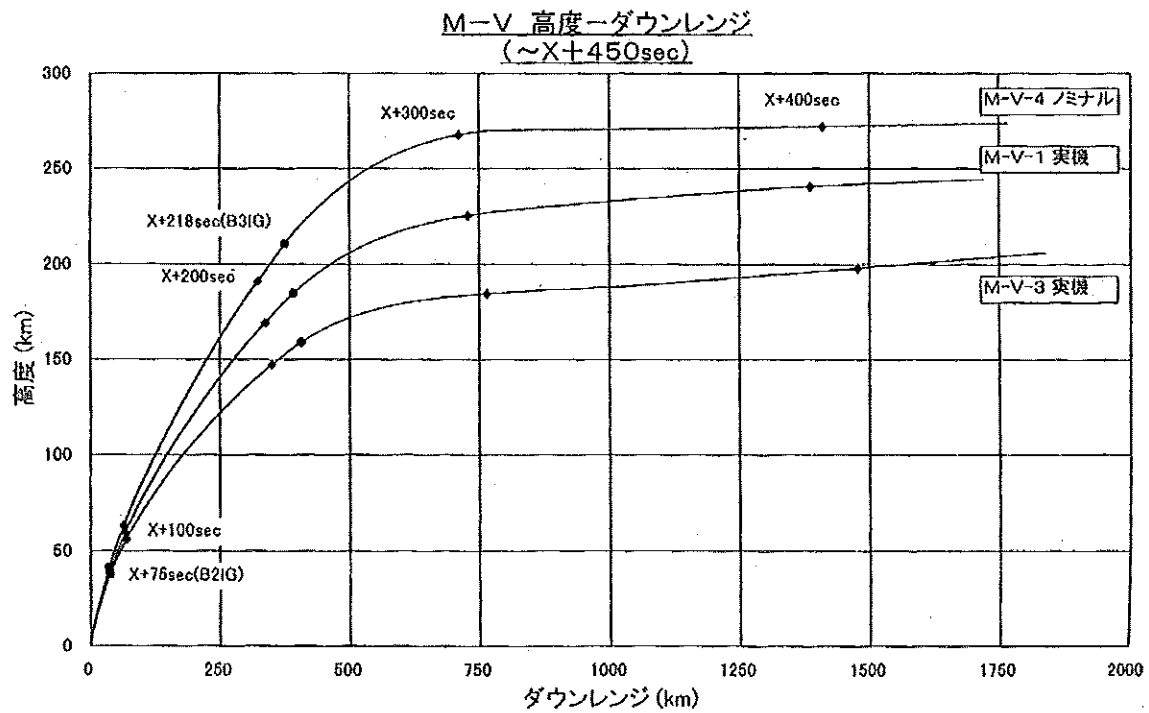
新精測レーダ(JKSC)	X+ 3秒～462秒(最大仰角51度@X+ 47秒)
宮崎ダウンレンジ局	X+ 6秒～467秒(最大仰角43度@X+ 115秒)
勝浦局	X+ 102秒～572秒(最大仰角27度@X+ 318秒)
クリスマス島局	X+1079秒～1682秒(最大仰角34度@X+1362秒)



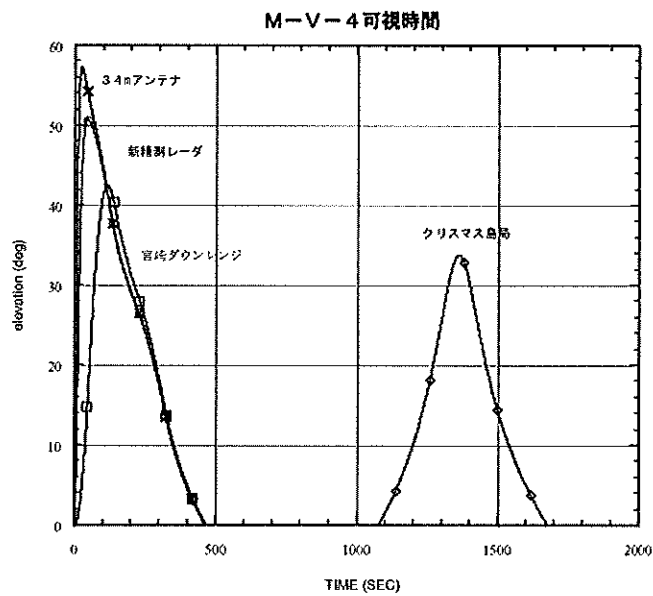
ダウンレンジ-高度曲線(ノミナルケース)



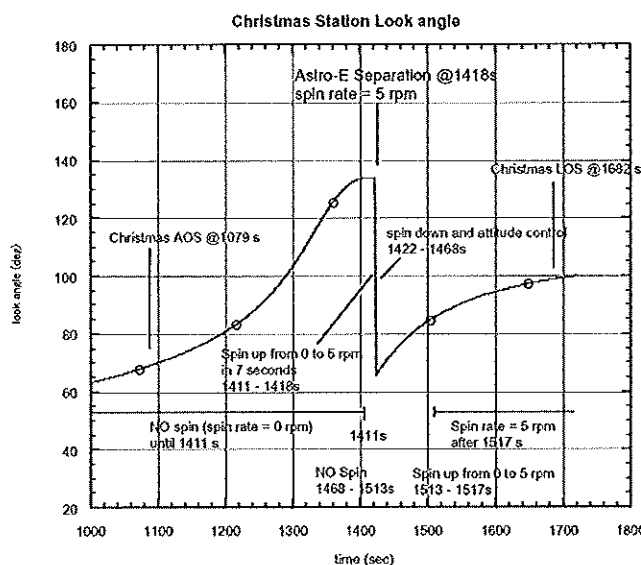
飛行経路(ノミナルケース)



M-V-1 号機, M-V-3 号機との比較



追跡局からの上下角 (ノミナル軌道)

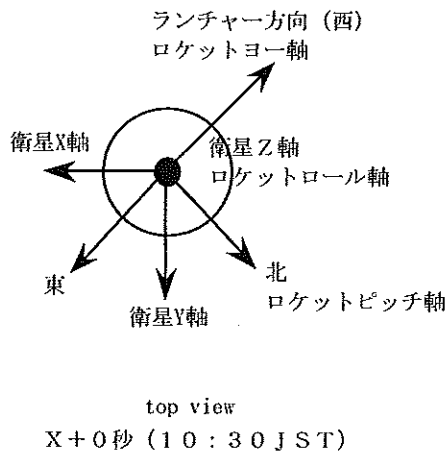


クリスマス局からのルックアングル (ノミナル軌道)

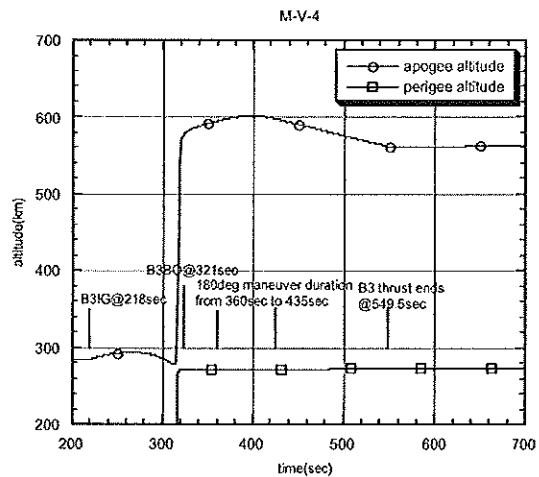
(2) 第1段軌道について

ノミナルランチャー上下角は79.59度, 方位角は90.00度(真東)であり, ランチャー姿勢はX+3秒まで保持される。ルックアングル(KSC3.6m アンテナから見たロケット方向と機体軸とのなす角)の最小値は1.26度@X+42秒である。また, 第1段分離高度は42km(測地高度)である。ノミナル冬期風としては, 高度0~56kmの鹿児島平均風+綾里平均風を使用した。以下に各号機のランチャー関連の情報をまとめる。また, ランチャー上でのロケット, 衛星双方の座標軸の定義を示す。

	M-V-# 1号機	M-V-# 3号機	M-V-# 4号機
ランチャー方位角ねらい角	90.00度	90.00度	90.00度
ランチャー方位角セット角	92.94度	90.26度	93.67度
ランチャー上下角ねらい角	83.08度	83.62度	79.59度
ランチャー上下角セット角	82.58度	83.25度	79.71度
第2段燃焼終了後の遠地点高度	219km	177km	284km
打ち上げ時期	1997年2月12日 13:50JST	1998年7月04日 03:12JST	2000年2月10日 10:30JST
ランチャー姿勢保持効果	3秒間の姿勢保持 は考慮せず	3秒間の姿勢保持 を考慮	3秒間の姿勢保持 を考慮



ランチャー上での座標軸の定義



第3段燃焼終了付近の軌道推移

(3) 第2段軌道について

第2段 Isp は1号機, 3号機と比較して3秒増加している。また, 第2段燃焼終了後の遠地点高度は283.60kmである。第2段ターゲットレートによる姿勢誤差は上向きに平均で0.11度あったために, 姿勢ターゲット設計時にはこの効果を考慮した。

(4) 第3段軌道について

B3 Isp は1号機, 3号機と比較して1秒減少している。第3段燃焼終了後の投入軌道は残留推力の影響で以下のように変化することが予想された。

近地点高度270.56km, 遠地点高度582.98km@X+321秒 (第3段燃焼終了時)

近地点高度271.43km, 遠地点高度610.36km@X+420秒 (RG 軌道推定)

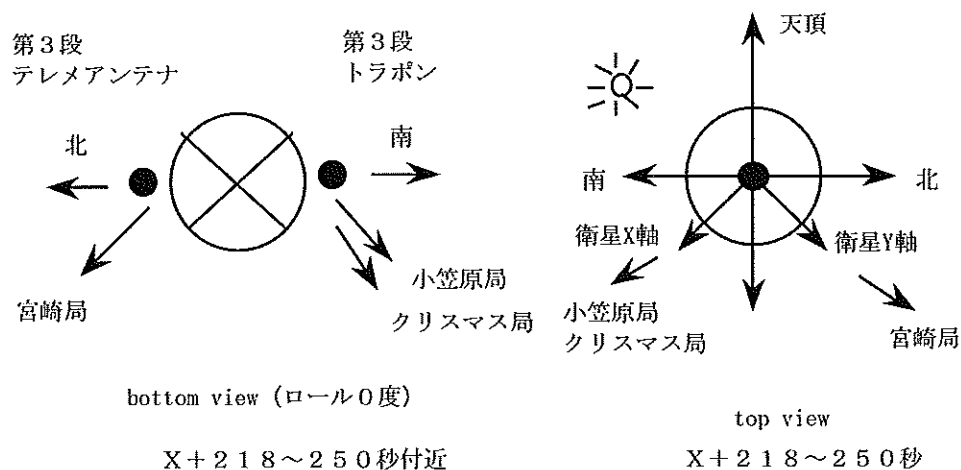
近地点高度271.53km, 遠地点高度598.58km@X+460秒 (LOS@JKSC)

近地点高度272.50km, 遠地点高度572.57km@X+720秒 (残留推力終了以降)

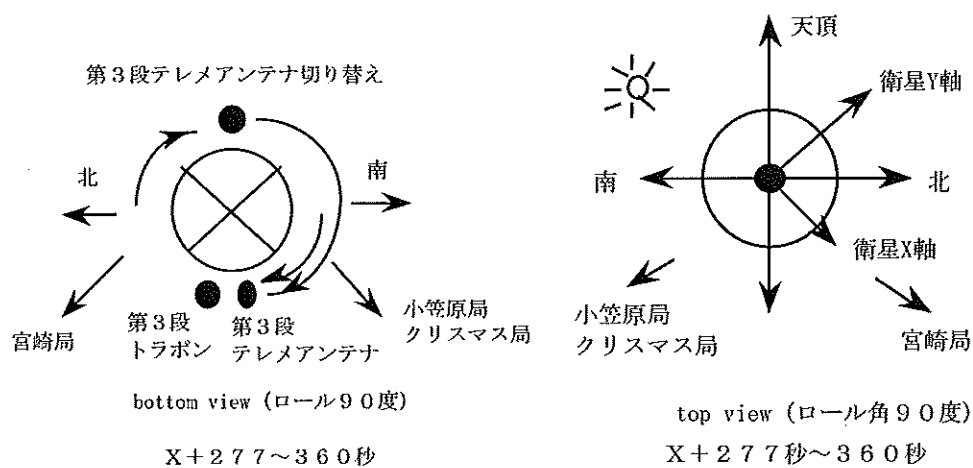
近地点高度271.11km, 遠地点高度570.20km@X+ 96分 (JKSC 第1可視)

(5) 第3段燃焼中のロール90度制御

ロケット S バンドテレメータアンテナの切り替えは第3段タイマによる。JKSC, 宮崎の受信状況を良くするため, 第3段搭載のトラポンにも自動切り替え機能があるが, 同じトラポンで確実に追尾するためにロールは+90度制御して, テレメータの方を切り替えている。



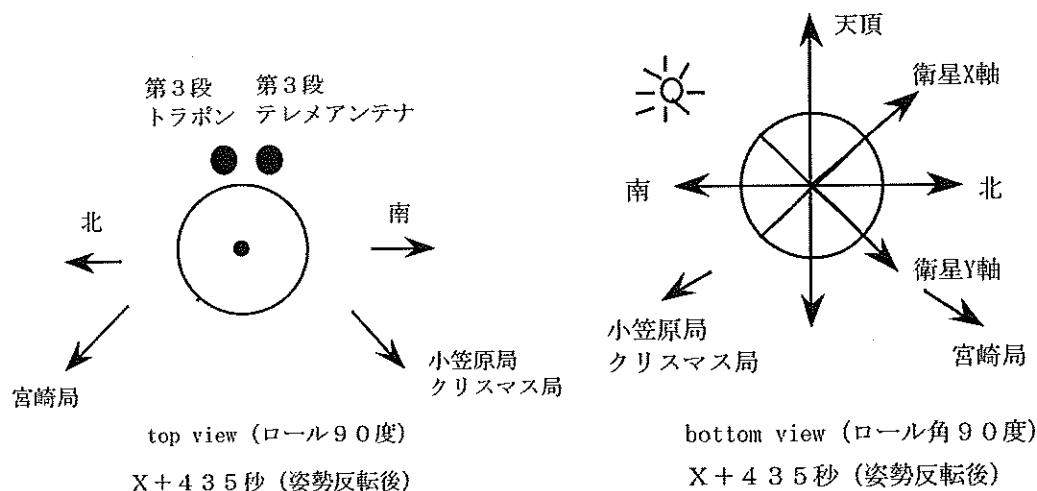
ロール制御前



ロール制御後

(6) 姿勢180度反転時

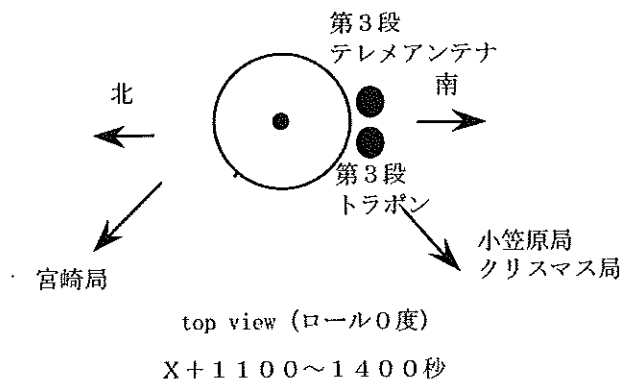
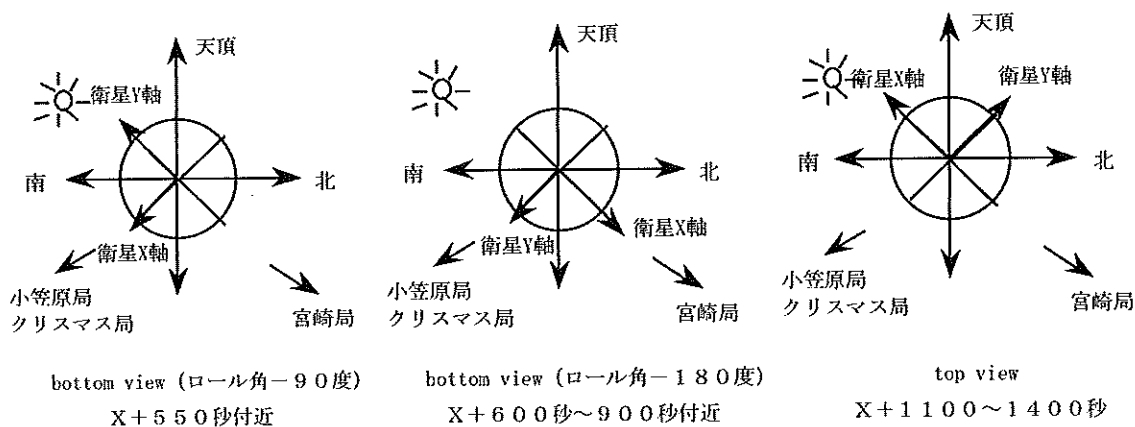
180度姿勢反転はロケットの頭が地球側を向く方向で実施予定であった(衛星搭載望遠鏡への配慮)。180度姿勢反転中のSバンドテレメータアンテナの切り替えを行う場合は、JKSCの20mアンテナのビームガイド(キャリア送信)による自動切り替え機能を利用する予定であったが、アンテナの切り替えは実施しないことになっていた。また本来ならば、横から見える小笠原からは姿勢反転中も絶えず受信可能であったが、小笠原局は使用できなかった。レーダについてはトラボンの自動切り替え機能を利用している。



姿勢反転後 (アンテナ切り替えなし)

(7) パーベキュースピ・クリスマス島局受信について

基本的にクリスマス島局の可視時にはアンテナはクリスマス島側に向いている。360~435秒の姿勢反転の後半でB3テレメアンテナの自動切り替えがある場合は、クリスマス局可視時にはテレメアンテナはクリスマス局と反対側となる危険性があったが自動切り替えは行わないことになっていた。M3EPTのタイマ項目で強制的にクリスマス局側のアンテナを選択する方法も考えられたが、採用していない。



(8) 第3段残留推力について

推進班提示のモデルをもとに残留推力プロファイルを設定しており、最低力積と最大力積プロファイルの中間力積をノミナル残留推力モデルとしている。ノミナルでは27kgf残留推力がB3 IG+129.1秒から331.5秒まで継続している。なお、3号機で使用したモデルはほぼ最低力積に相当する。3段燃焼終了時刻（X+321秒=B3 IG+103秒）以降、3つの部分にわかれている（A、B、C部とする）。

A部 (exponential モデル)

(B3 IG+103.1~109.4秒=X+321.0~327.4秒) の加速量は 3.0m/s 程度

B部 (exponential モデル)

(B3 IG+109.4~129.1秒=X+327.4~347.1秒) の加速量は 2.4m/s 程度

C部 (27.0kgf 一定モデル)

(B3 IG+129.1~331.5秒=X+347.1~549.5秒) の加速量は 17.9m/s 程度

注) B3 BO 重量3000kg を仮定

180度反転マヌーバは360~438秒の間に行われるのでその間の ΔV が打ち消されるとすると、X+321.0~360.0秒の間の加速は、 $3.0+2.4+1.1=6.5\text{m/s}$ 、X+435.0~549.5秒の間の減速は、 10.10m/s となる。従って、3段燃焼終了後の残留推力の効果は $6.5-10.1=-3.6\text{m/s}$ の減速となる。そのため、B3 BO 時（X+321秒）と残留推力終了時（X+720秒と仮定）では遠地点高度の変化は10km 弱程度である。ただし、同じ時刻（X+720秒）で残留推力が最大と最小とを比較すると遠地点高度誤差は $\pm 40\text{km}$ となる。例えば、X+450秒で軌道決定をすると仮定すると、それ以降の残留推力の効果はノミナルでは、 8.8m/s ($27\text{kgf} \times 9.8\text{m/s}^2 / 3000\text{kg} \times (549.5-450.0\text{sec})$) の減速となる。従って、軌道決定をした後に予想される遠地点高度の変化は30km 程度である（ノミナル残留推力プロファイルを想定した場合）。

(9) 衛星投入軌道分散（飛翔前解析）

姿勢、Isp 誤差の衛星投入軌道に対する感度を示す（電波誘導なしを想定）。プラス側とマイナス側で別々に RSS を取ると以下ようになる。なお、M-V-5 号機以降はデータ蓄積に伴い、例えば第3段 Isp 誤差は 3σ で1秒程度となる。

	近地点高度誤差	遠地点高度誤差
ノミナル	0 km	0 km
第2段 Isp (+1.5秒, 3σ)	+1 km	+45km
第2段 Isp (-1.5秒, 3σ)	-2 km	-43km
第2段ピッチ (+1.0度, 3σ)	+2 km	-76km
第2段ピッチ (-1.0度, 3σ)	-9 km	+82km
第3段 Isp (+1.5秒, 3σ)	0 km	+80km
第3段 Isp (-1.5秒, 3σ)	0 km	-79km
第3段ピッチ (+1.0度, 3σ)	-13km	+49km
第3段ピッチ (-1.0度, 3σ)	-17km	-21km
第3段 残留推力最小	-1 km	+37km
第3段 残留推力最大	0 km	-47km

近地点高度誤差 - 19km ~ + 2 km (衛星グループとのインターフェースは +/- 25km)

遠地点高度誤差 - 129km ~ + 138km (衛星グループとのインターフェースは +/- 150km)

(10) M-V-4 号機ノミナル姿勢ターゲット

* file : (Target Parameter)

*

* 2000.01.17.H.Yamakawa : for M-V-4 (ASTRO-E) flight

* launcher angle azimuth (deg) 90.001

* launcher angle elevation (deg) 79.590

*SUM

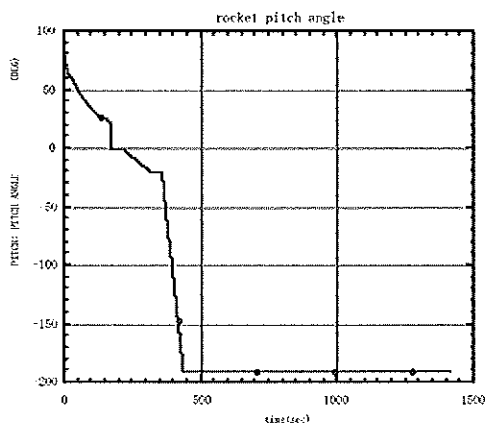
54

*Item	No.	time (msec)	roll (deg)	pitch (deg)	yaw (deg)	
	0	-2147483648	0.00	79.5900	.0010	
	1	-30000	0.00	79.5900	.0010	
	2	-15100	0.00	79.5900	.0010	
	3	-15000	0.00	74.5900	-4.9990	B 1 SPGG IG
	4	-10000	0.00	74.5900	-4.9990	
	5	-9900	0.00	79.5900	.0010	
	6	3000	0.00	79.5900	.0010	B 1 Control Start
	7	5000	0.00	75.5700	.0020	
	8	7000	0.00	72.4860	.0040	
	9	11000	0.00	67.8450	.0090	
	10	17000	0.00	63.1910	.0200	
	11	23000	0.00	60.2330	.0340	
	12	29000	0.00	58.2660	.0500	
	13	35000	0.00	57.4940	.0710	
	14	41000	0.00	55.2530	.0870	
	15	50000	0.00	49.7650	.3640	
	16	60000	0.00	45.8480	.2310	
	17	75000	0.00	41.1680	-.0850	B 1 BO = B 2 IG
	18	100000	0.00	33.8320	.2100	
	19	130000	0.00	27.2840	.2840	
	20	172000	0.00	21.2060	.3850	B 2 BO
	21	172100	0.00	-1.4000	.5600	reference change
	22	218000	0.00	-1.4000	.5600	B 3 IG

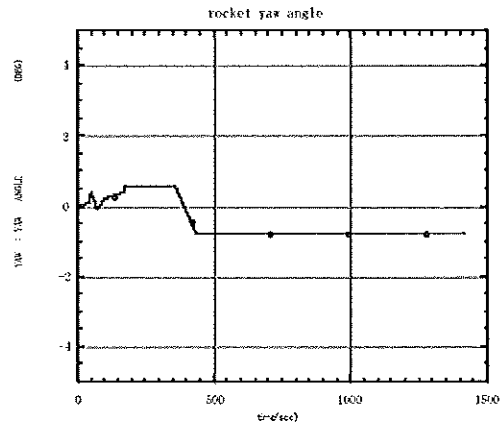
23	250000	0.00	-7.6136	.5600	B 3 Roll Control
24	250100	90.00	-7.6330	.5600	
25	255000	90.00	-8.5844	.5600	
26	321000	90.00	-21.4000	.5600	B 3 BO
27	360000	90.00	-21.4000	.5600	B3180deg Turn
28	360100	90.00	-124.0000	-.8100	
29	377000	90.00	-190.7800	-.8100	
30	460000	90.00	-190.7800	-.8100	B 3 BBQ Spin
31	460100	-1.00	-190.7800	-.8100	
32	548000	-180.00	-190.7800	-.8100	
33	912000	-180.00	-190.7800	-.8100	
34	912100	-90.00	-190.7800	-.8100	
35	956000	0.00	-190.7800	-.8100	
36	1386500	0.00	-190.7800	-.8100	
37	1386600	20.00	-190.7800	-.8100	SJ Heat-Up
38	1388500	20.00	-190.7800	-.8100	
39	1388600	0.00	-190.7800	-.8100	
40	1410500	0.00	-190.7800	-.8100	B 3 Spin Up
41	1410600	60.00	-190.7800	-.8100	
42	1418500	225.00	-190.7800	-.8100	After ASTRO-E SEP
43	1422500	225.00	-190.7800	-.8100	B 3 Pitch-80deg Reori
44	1422600	225.00	-270.7800	-.8100	
45	1443000	225.00	-270.7800	-.8100	B 3 Yaw-70deg Reori
46	1443100	225.00	-270.7800	-30.8100	
47	1449600	225.00	-270.7800	-70.8100	
48	1468000	225.00	-270.7800	-70.8100	
49	1468100	180.00	-270.7800	-70.8100	B 3 Roll Control
50	1513000	180.00	-270.7800	-70.8100	
51	1513100	250.00	-270.7800	-70.8100	B 3 Spin Up
52	1517000	350.00	-270.7800	-70.8100	
53	2147483647	350.00	-270.7800	-70.8100	

* End of File

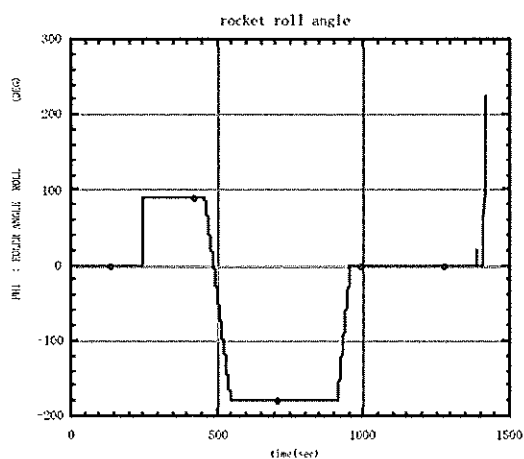
- ・ヨー角はランチャー点で真東が0度.
- ・ランチャー角は風補正の効果を考慮予定.
- ・B 1 燃焼中は風補正の効果を考慮予定.
- ・B 2 燃焼中は姿勢制御誤差バイアスの効果を補正予定.
- ・B 3 燃焼中の姿勢制御誤差バイアスの効果は補正なし、ただしヨーコマンド0.5度は補正不可.



M-V-4 号機ノミナルピッチ角時間履歴



M-V-4 号機ノミナルヨー角時間履歴



M-V-4 号機ノミナルロール角時間履歴

2. 風補正

2.1 風補正システム

1) KSC 風計測システム

KSC（鹿児島宇宙空間観測所）ではゾンデによる風観測を行っている。観測可能な高度は地表面から高度約30 kmにおよぶ。なお打ち上げる瞬間の上層風は計測していない。

ゾンデは、ゴム気球に気圧計/温度計/湿度計/発振器を搭載したものであり、その位置移動量から各高度における速度を精度0.5m/sで計測する。高度は、気圧および温度データより下記のように積分して求めている。ただし、 R は気体定数（287.05Jkg⁻¹K⁻¹）、 g は重力定数（9.80665ms⁻²）、 T は温度（K）、 P は圧力（hPa）である。

$$\Delta Z = \frac{R}{g} \frac{(T_{i+1} - T_i)}{2} \ln \left(\frac{P_i}{P_{i+1}} \right)$$

位置移動量は、全世界に配置された OMEGA 局（全8局）および SIGMA 局（全3局）から発振される電波（VLF 波、約10kHz）がゾンデを経由して地上局に送られるので、それをもとに計算される（M-V-1号機のみ）。ゾンデから地上へは403MHzでデータが送信される。

通常気球は、約 5 m/s 程度で上昇し10秒に 1 回、つまり高度方向で50m おきにデータが得られるが、後述するように風の微細構造計測用に1996年12月の M-V-1 号機組立てオペレーションおよび1997年 1～2 月の M-V-1 号機フライトオペレーション中に数十回にわたって浮力を通常より低減させた 3 m/s 程度の低上昇速度での計測を行った。このことにより、例えば M-V ロケットが上昇速度500m/s で飛行するケースを想定すると、通常の上昇速度 5 m/s ではロケット機体から見て10Hz の風データが得られるのに対して、3m/s の場合は17Hz まで計測可能となる。なお、この OMEGA システムは1997年夏をもって終了し、M-V-3 号機および M-V-4 号機では、GPS の位置計測に基づく風計測システムに変更されている。

2) 気象庁による風予報

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。M-V# 1 号機では、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、KSC 上空 (北緯31.25度, 東経131.08度) の予測値を97年 1 月～2 月にわたって 1 日に 2 回電子メールを通して入手した。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た。

なお、M-V-3 号機、M-V-4 号機では、気象庁の数値予報モデルの変更に伴い、1) 空間分解能の向上により、配信される格子間隔が120km から80km に変更、2) 従来抜けていた予報開始時点から 3 時間後と 9 時間後の予報データも配信、3) 従来抜けていた地上レベルの風速、気温、相対湿度、雲量も配信となっている。

GPV データは具体的には気象庁から日本気象協会へ以下のように送信される (M-V-1 号機の場合)。日本気象協会は宇宙研用のデータ作成を行い、その後、最終的に KSC に送信される。

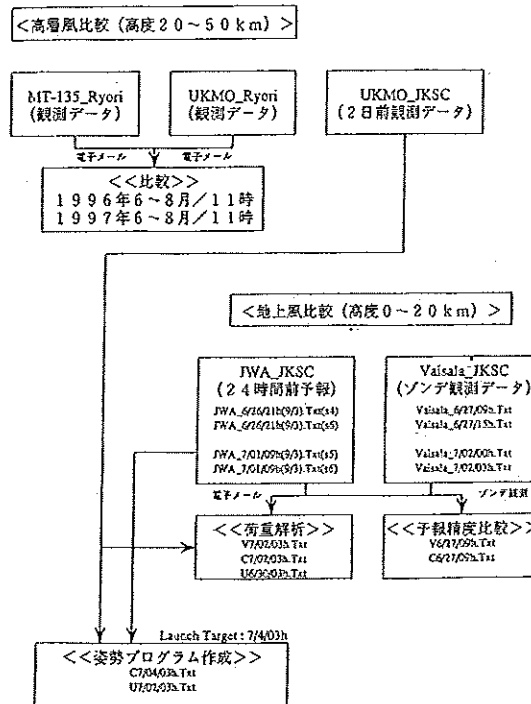
予報値初期時刻	9 時 JST	21 時 JST
高度500m～16,500m の24時間予報 (3 時間毎) 配信時刻	13 : 30	1 : 45 (翌日)
高度500m～ 5,500m の51時間予報 (3 時間毎) 配信時刻	14 : 10	2 : 40 (翌日)

M-V-1 号機では、深夜のオペレーションを回避するために、打ち上げの前日の午後つまり97年 2 月11日14 : 45JST の時点で電子メールより得られた、打ち上げ時点 (97年 2 月12日13 : 50JST) の29時間予測値を最終的に利用している。なお、5,500m 以上のデータは正確には13 : 50JST ではなく 09 : 00JST 時点の予測値であった。

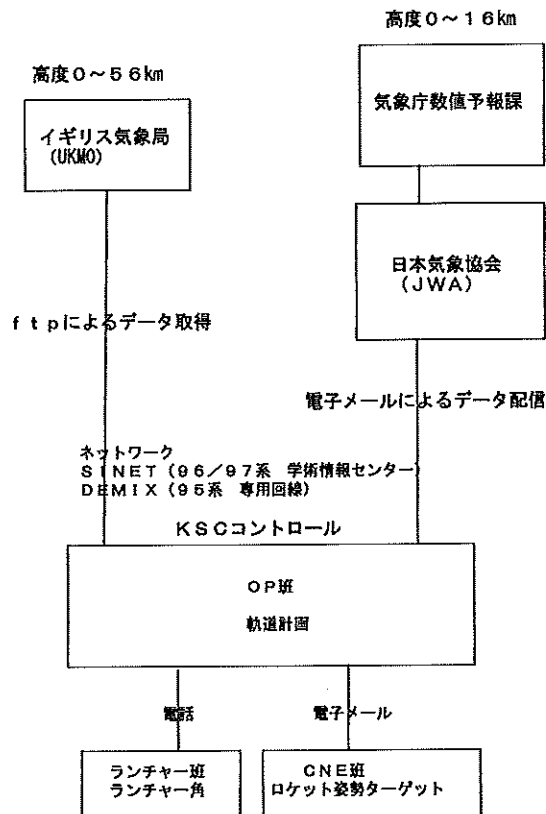
3) イギリス気象庁 (UKMO) データ

M-V-3 号機からはイギリス気象庁 (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16km から57km の高層風予測に用いた。事前には、気象庁 (綾里) の MT-135 観測ロケットによる高層風データと比較することにより、その精度を検証した。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た。なお、通常のゾンデは高度30km (10hPa) までである。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°×2.5°。また、鉛直方向には約2.5km の間隔である。

M-V-3 号機および M-V-4 号機における風補正システムの全体フローを下記に示す。



M-V-3号機における風補正システム



M-V-4号機における風補正システム

2.2 空力荷重解析方法

a) 突風 (gust) 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 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て, 各高度における (いいかえれば各時刻) 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. 減圧バルーンによる風計測を行う. 組立オペからフライトオペまでに10回程度を目標とする. 各回の計測結果にたいして, 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, 10回程度測定, 算定して, 3 シグマ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.

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) 発射前日に, 発射時刻での風予報値に基づき, 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. 予報値に付帯して提供される 3 シグマ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, 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, 翌日の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-3h 時点での風予報値に対して, 荷重計算を行う. 当然, 風予報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 (いいかえれば 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, これも翌日のタイムスケジュール入りを判定する指標となりうる.

f) 発射当日は, 減圧バルーンでの風計測は行わない. 標準上昇速度バルーンで, X-3h 時点の風を計測し, 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.

2.3 風補正実績

2.3.1 M-V-1 号機

1) 飛翔前の空力荷重解析

飛翔前の空力荷重評価のために, 組立てオペレーション (1996年12月) およびフライトオペレーション (1997年1~2月) 中に, 添付表にあるように, 低上昇速度 (2.5~3.0m/s) のバルーンによる風計測を行っている. また, それぞれの風プロファイルに対して "微細構造評価用ターゲット" および "予測誤差 + 微細構造評価用ターゲット" を作成している. 以下にそれらの数量をまとめる.

合計観測回数	39回
低速度上昇バルーンによる観測	33回
気象協会予測値があるケース	31回
微細構造評価用ターゲット	18ケース
予測誤差 + 微細評価用ターゲット	19ケース (29h 予報)
	6 ケース (17h 予報)

“微細構造評価用ターゲット”とは、低上昇速度バルーンによる観測風をそのまま想定したときの空力荷重が最小化された姿勢ターゲットであり、残存迎角はいわゆる“ギザギザ”した風に対応すると考えられる。

“予測誤差+微細構造評価用ターゲット”は、気象庁/日本気象協会による予測風（17時間予報および29時間予報）を想定したときの空力荷重最小の姿勢ターゲットであり、予想時刻における低上昇速度バルーンによる観測風のもとの空力荷重は、予測誤差+微細構造の双方の影響を含んでいると考えられる。なお、“空力荷重が最小化された姿勢ターゲット”には関しては後述する。

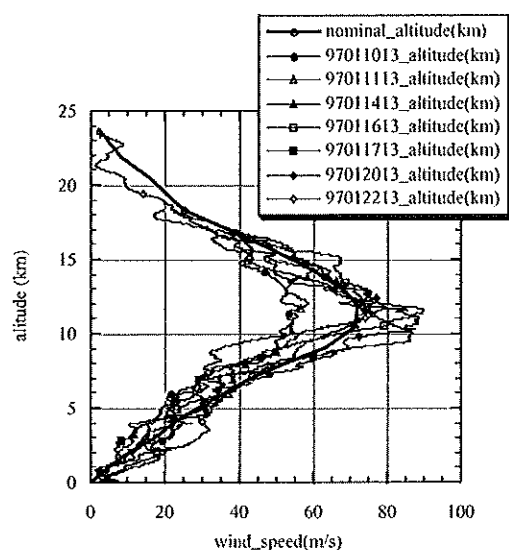
表 M-V 冬期風荷重解析用：風データおよび姿勢ターゲット一覧

観測日	観測時刻 (JST)	上昇速度	気象協会予測風	微細構造評価用 姿勢ターゲット	予測誤差+微細評価用 姿勢ターゲット	
					-29h	-17h 予報
96/12/12	13:50	2.5m/s	×	○	なし	なし
96/12/13	13:50	2.5m/s	×	○	なし	なし
96/12/14	13:50	2.5m/s	×	○	なし	なし
96/12/19	13:50	2.5m/s	×	○	なし	なし
96/12/20	13:50	2.5m/s	×	○	なし	なし
97/01/10	13:50	2.5m/s	×	○	なし	なし
97/01/11	13:50	2.5m/s	×	○	なし	なし
97/01/14	13:50	2.5m/s	×	○	なし	なし
97/01/16	13:50	2.5m/s	○	○	○	○
97/01/17	13:50	2.5m/s	○	○	○	○
97/01/20	13:50	2.5m/s	○	○	○	○
97/01/22	13:50	2.5m/s	○	○	○	○
97/01/25	13:50	5.0m/s	○	なし	なし	なし
97/01/26	13:50	5.0m/s	○	なし	なし	なし
97/01/28	13:50	5.0m/s	○	なし	なし	なし
97/01/29	13:50	5.0m/s	○	なし	なし	なし
97/01/31	13:50	5.0m/s	○	なし	なし	なし
97/02/01	13:50	2.5m/s	○	○	○	○
97/02/02	10:50	2.5m/s	○	○	○	○
97/02/03	10:50	2.5m/s	○	○	○	—
97/02/03	13:50	2.5m/s	○	○	○	—
97/02/04	10:50	2.5m/s	○	○	○	—
97/02/04	13:50	2.5m/s	○	○	○	—
97/02/05	10:50	2.5m/s	○	—	○	—
97/02/05	13:50	2.5m/s	○	—	○	—
97/02/06	10:50	2.5m/s	○	—	○	—
97/02/06	13:50	2.5m/s	○	—	○	—
97/02/07	10:50	2.5m/s	○	—	○	—

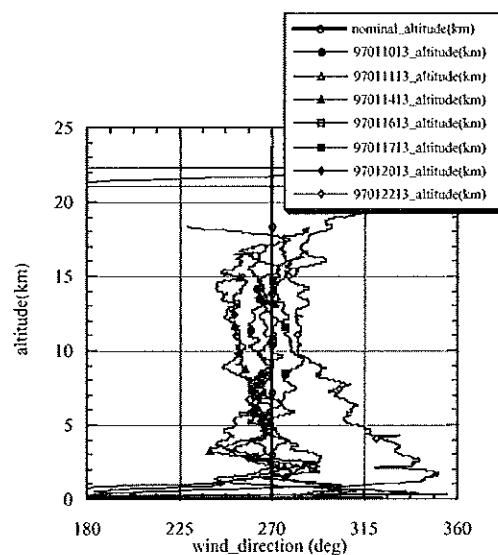
97/02/07	13:50	2.5m/s	○	—	○	—
97/02/08	10:50	2.5m/s	○	—	—	—
97/02/08	13:50	2.5m/s	○	—	—	—
97/02/09	10:50	2.5m/s	○	—	—	—
97/02/09	13:50	2.5m/s	○	—	—	—
97/02/10	10:50	2.5m/s	○	—	—	—
97/02/10	13:50	2.5m/s	○	—	○	—
97/02/11	10:50	2.5m/s	○	—	—	—
97/02/11	13:50	2.5m/s	○	—	○	—
97/02/12	10:50	5.0m/s	○	なし	なし	なし
97/02/12	13:50	γ	○	—	○	—

(Vaisala 観測データなし)

97/02/12	15:20	2.5m/s	×	—	—	—
----------	-------	--------	---	---	---	---



計測風プロファイル (風速)



計測風プロファイル (風向)

2) 姿勢プログラム最適化および打ち上げ直前の作業手順

M-V-1号機のノミナル姿勢ターゲットは冬期平均バイアス風を想定して設計されている。しかし実際の風プロファイルは異なっており、これに起因する迎角/空力荷重が発生する。そこで、気象庁/日本気象協会による打ち上げ時の予測風(29時間予報)をもとに、第1段ロケット分離時(第2段以降)の状態量をノミナルと一致させたうえで空力荷重が最小となるように第1段の姿勢ターゲットの最適化を行い、その結果をフライト前日(午後4時)にCNEのRAMの書換を行うことで反映させている。なお、2段以降の姿勢ターゲットは固定されている(M-V-3号機およびM-V-4号機では第1段中の空力荷重をさらに軽減するために、第2段の姿勢ターゲットを含めて最適化している)。具体的な姿勢ターゲット最適化の手法を以下にまとめる。

- ・最適化法 非線形計画法 (NonLinear Programming)
- ・制御変数 ノードにおけるピッチおよびヨー角 (12ノード x 2 = 24個)

- ・不等式制約条件
 - 1) 姿勢ターゲット角の最大・最小値
 - 2) 1 段燃焼終了時 (Fire-in-the-Hole 時) の状態量
 - 高度 (nominal ± 0.1 km), 速度 (nominal ± 1.0 m/s)
 - 経路角 (nominal ± 0.1 deg), 方位角 (nominal ± 0.1 deg)
 - 迎角 (nominal ± 0.1 deg)
- ・評価関数
 - 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 段燃焼中 (0 ~ 75秒) の時間積分値の最小化

$$J = \int_{0s}^{75s} (q C_{Na} \alpha)^2 dt$$

気象庁/気象協会による予測風利用の手順についてまとめたものを添付する。また、フライト当日の気象庁予報値およびオフセット値の表も添付する。

姿勢ターゲット補正確認手順 (打ち上げ日前日)

手順

- 2 : 45p.m. 気象庁データ受信 (高度/風速/風向, E-mail による)
 - 2 : 50p.m. OP 班/気象班によるデータバイアス補正
 - 3 : 00p.m. 姿勢ターゲット最適化計算開始
 - 3 : 20p.m. 姿勢ターゲット計算終了
 - 3 : 25p.m. CNE,TVC 班用資料作成
 - 3 : 40p.m. CNE,TVC 班のシミュレーションによる確認 (軌道/剛体モード荷重確認)
 - 3 : 50p.m. 移動 (コントローラー>M 組立室)
 - 4 : 00p.m. M 組立室着 (CNE 班へ)
 - 5 : 00p.m. CNE 班姿勢ターゲット RAM 書換および確認
- 以降
- ランチャー角計算 (ランチャー班へ連絡)
 - 姿勢ターゲット/予報風の CNE 班への E-mail 送信
 - γ 当日は 10 : 50 の放球のみ (X-3 時間)
 - Vaisala Data の CNE 班への E-mail 送信
 - CNE 班, TVC 班は制御系/荷重計算の最終確認

3) フライト用姿勢ターゲットの作成

フライト用姿勢ターゲット (97.2.12.13 : 50JST 打ち上げ) を以下に示す。X = 0 以前の姿勢ターゲットの変化は、M14TVC の動作チェックのために意図的に設定したものである。姿勢ターゲットの最適化前後での最大荷重の変化をまとめると次のようになる。

ノミナル姿勢ターゲット	+	ノミナル冬期バイアス風	193kgf/m ²
ノミナル姿勢ターゲット	+	気象庁/気象協会予測風	1269kgf/m ²
ノミナル姿勢ターゲット	+	X-3 時間 KSC 観測風	1680kgf/m ²

修正姿勢ターゲット	+	気象庁/気象協会予測風	248kgf/m ²
修正姿勢ターゲット	+	X-3 時間 KSC 観測風	622kgf/m ²

なお、ランチャー角は姿勢ターゲットの初期値（1.5秒）により規定されており、ピッチ-ヨー-ロール順のオイラー角であるために次式より計算している。

ピッチ角 82.59度 (1.5sec)

ヨー角 0.38度 (1.5sec)

$$XL = \cos 0.38^\circ \cos 82.59^\circ$$

$$YL = \sin 0.38^\circ$$

$$ZL = \cos 0.38^\circ \sin 82.59^\circ$$

$$Launcher.Az = \tan^{-1} \left(\frac{YL}{XL} \right)$$

$$Launcher.El = \tan^{-1} \left(\frac{ZL}{\sqrt{XL^2 + YL^2}} \right)$$

ランチャー方位角 = 92.94度

ランチャー上下角 = 82.58度

基準データ：気象庁/気象協会予測風

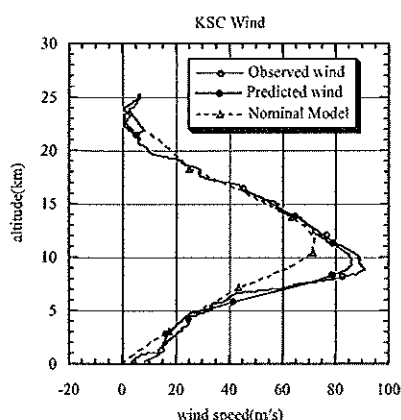
気象庁初期値設定時刻	2月11日09時00分 JST
OP 班予測風データ受信	2月11日14時45分 JST
OP 班姿勢ターゲット作成	2月11日15時55分 JST
CNE 班姿勢ターゲット受領	2月11日16時00分 JST

1997年2月12日13:50打ち上げ用

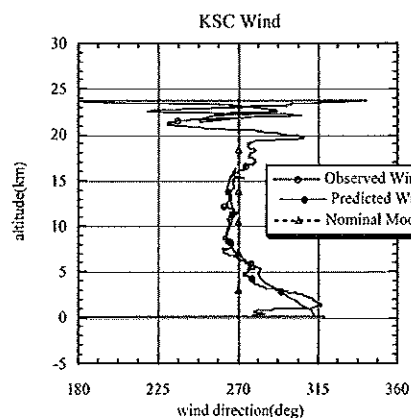
(29時間予報値 + OP 班/気象班補正込み)

	X 相対時刻	ピッチ角	ヨー角
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	-48.00	82.59	90.38
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	-15.10	82.59	90.38
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	-15.00	78.00	85.00
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	-10.00	78.00	85.00
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	-9.90	82.59	90.38
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	1.50	82.59	90.38
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	4.00	76.62	90.87
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	7.00	71.18	91.05
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	11.0	66.39	90.54
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	17.0	61.61	89.00
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	23.0	56.79	88.98
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	29.0	55.62	89.19

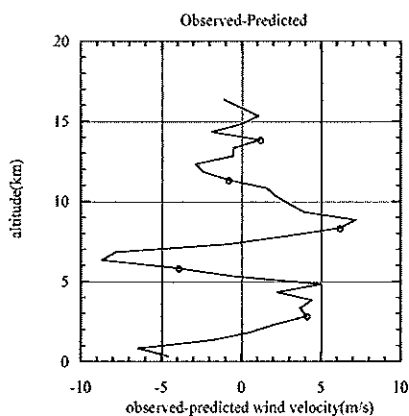
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	35.0	56.00	90.56	
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	41.0	52.58	90.22	
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	50.0	46.83	90.03	
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	60.0	42.65	90.02	
B 1 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	75.0	37.66	90.00	
B 2 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	75.0	37.66	90.00	
B 2 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	100.0	29.67	90.20	
B 2 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	130.0	22.83	90.20	
B 2 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	172.0	16.50	90.20	
B 2 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	172.1	-7.750	92.50	
B 2 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	218.0	-7.750	92.50	
B 3 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	218.0	-7.750	92.50	
B 3 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	324.0	-7.750	92.50	
B 4 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	343.0	-7.750	92.50	
B 4 PITCH YAW (SEC DEG DEG) =	414.0	-7.750	92.50	ヨーは真東が90度



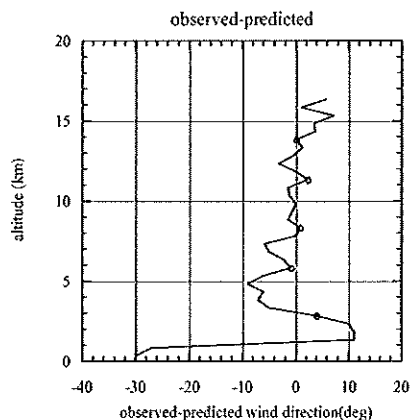
観測風 (X-3 時間), 予測風 (29時間予報)
ノミナル冬期バイアス風 (風速)



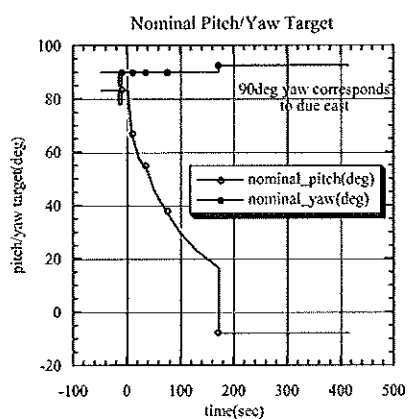
観測風 (X-3 時間), 予測風 (29時間予報)
ノミナル冬期バイアス風 (風向, 真西=270度)



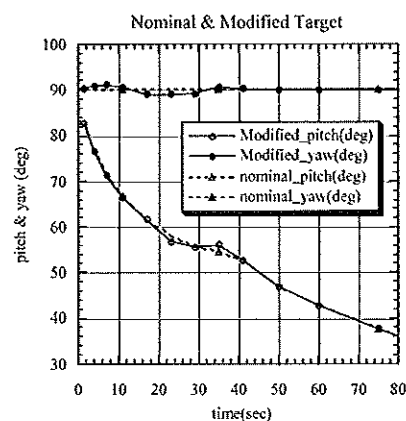
KSC 観測風-気象協会予測風 (風速)



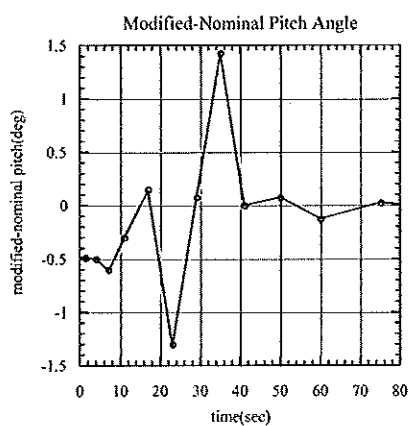
KSC 観測風-気象協会予測風 (風向)



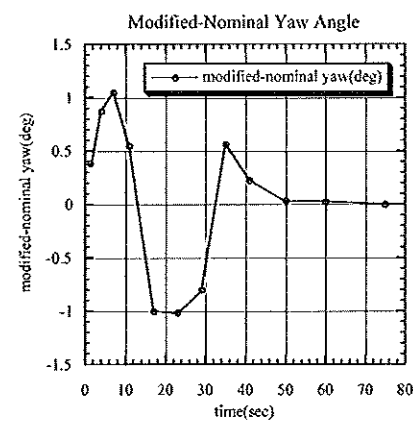
ノミナルピッチ/ヨー姿勢ターゲット



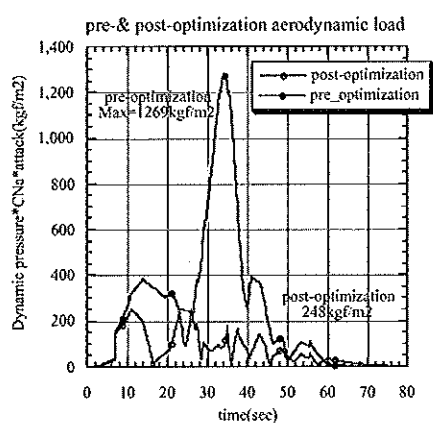
修正前後の第1段姿勢ターゲットの時間履歴



ターゲット修正量 (ピッチ角)

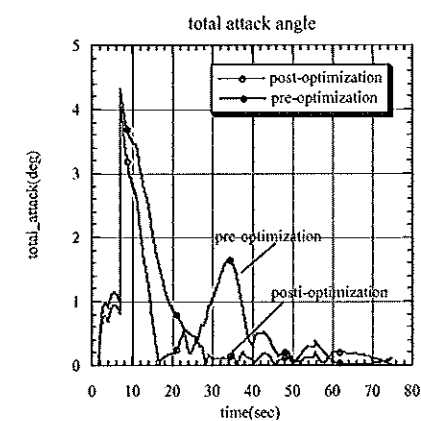


ターゲット修正量 (ヨー角)



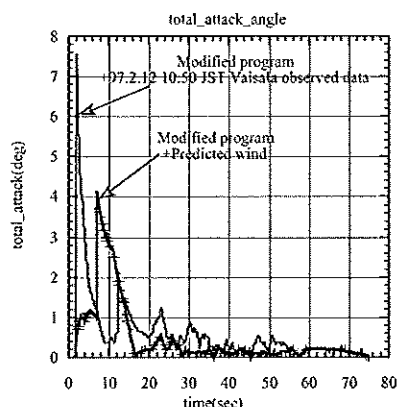
姿勢ターゲット修正前後の

97.2.1213:50JST 気象協会予測風下での
空力荷重 (剛体モード) 時間履歴の比較

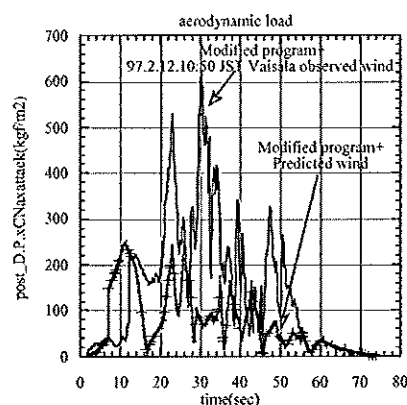


姿勢ターゲット修正前後の

97.2.1213:50JST 気象協会予測風下での
total attack angle 時間履歴の比較



姿勢ターゲット修正後の
97.2.1213:50JST 気象協会予測風下および
姿勢ターゲット修正後の97.2.1210:50JST
観測風下での total attack angle 時間履歴



姿勢ターゲット修正後の
97.2.1213:50JST 気象協会予測風下および
姿勢ターゲット修正後の97.2.1210:50JST
観測風下での空力荷重時間履歴

2.3.2 M-V-3号機

1) 飛翔前の空力荷重解析

a) 風微細構造および風予報誤差評価用姿勢ターゲットおよび風データ

予測風に基づいて姿勢ターゲット最適化を行い、同姿勢ターゲット+観測風下でシミュレーションを行うことで、夏季の風微細構造および風予報誤差を評価した (13ケース)。

ケース	UKMO 衛星観測データ 高度16km 以上	気象協会予報データ 高度16km 以下	X時刻
A1	6/22/09h (X-30h 観測)	6/22/21h (X-18h 時予報)	6/23/15h
A2	6/23/03h (X-30h 観測)	6/23/09h (X-24h 時予報)	6/24/09h
A3	6/23/09h (X-30h 観測)	6/23/21h (X-18h 時予報)	6/24/15h
A4	6/24/03h (X-30h 観測)	6/24/09h (X-24h 時予報)	6/25/09h
A5	6/24/03h (X-54h 観測)	6/25/09h (X-24h 時予報)	6/26/09h
A6	6/24/03h (X-60h 観測)	6/25/21h (X-18h 時予報)	6/26/15h
A7	6/26/03h (X-30h 観測)	6/26/09h (X-24h 時予報)	6/27/09h
A8	6/26/09h (X-30h 観測)	6/26/21h (X-18h 時予報)	6/27/15h
A9	6/28/03h (X-30h 観測)	6/28/09h (X-24h 時予報)	6/29/09h
A10	6/28/09h (X-30h 観測)	6/28/21h (X-18h 時予報)	6/29/15h
A11	6/29/03h (X-30h 観測)	6/29/09h (X-24h 時予報)	6/30/09h
A12	6/29/09h (X-30h 観測)	6/29/21h (X-18h 時予報)	6/30/15h
A13	6/29/15h (X-30h 観測)	6/29/21h (X-24h 時予報)	6/30/21h

b) 風微細構造評価用姿勢ターゲットおよび風データ

観測風に基づいて姿勢ターゲット最適化を行い、同姿勢ターゲット+観測風下でシミュレーションを行うことで、夏季の風微細構造の影響を評価した（13ケース）。

表. 荷重解析に使用した放球に関するデータ

No.	月 日	時間	気球	目標高度	上昇速度	天候	最高高度
1.	6/23 (火)	午後3時	350g	30km	2～3 m/s	雨	24km
2.	6/24 (水)	午前9時半	350g	30km	2～3 m/s	雨	16km
3.	6/24 (水)	午後3時	350g	30km	2～3 m/s	雨	17km
4.	6/25 (木)	午前9時半	2 kg	37km	5～6 m/s	雨	34km
—	6/25 (木)	午後3時	2 kg	37km	5～6 m/s	雨	落下
5.	6/26 (金)	午前9時半	2 kg	37km	5～6 m/s	雨	28km
6.	6/26 (金)	午後3時	2 kg	37km	5～6 m/s	晴	23km
7.	6/27 (土)	午前9時半	350g	30km	5～6 m/s	晴	18km
8.	6/27 (土)	午後3時	350g	30km	5～6 m/s	晴	23km
9.	6/29 (月)	午前9時半	2 kg	37km	5～6 m/s	晴	30km
10.	6/29 (月)	午後3時	2 kg	37km	5～6 m/s	晴	33km
11.	6/30 (火)	午前9時半	2 kg	37km	5～6 m/s	晴	25km
12.	6/30 (火)	午後3時	2 kg	37km	5～6 m/s	晴	26km
13.	6/30 (火)	午後9時	350g	30km	5～6 m/s	晴	25km

・ゾンデサンプリング間隔は1回/2秒。

・2 kg 気球は10個用意。

2) 姿勢プログラム最適化および打ち上げ直前の作業手順

M-V-3号機のノミナル姿勢ターゲットは夏期平均バイアス風を想定して設計されている。しかし実際の風プロファイルは異なっており、これに起因する迎角/空力荷重が発生する。そこで、高度0 km以上16kmまでは気象庁数値予報データ（X-18時間予報値）、高度16km以上57kmまではイギリス気象庁（UKMO）の衛星観測データ（X-30時間前観測値）をもとに、第2段ロケット分離時の状態量をノミナルと一致させたうえで空力荷重が最小となるように第1段および第2段の姿勢ターゲットの最適化を行い、その結果をフライト前にCNEのRAMの書換を行うことで反映させている。なお、M-V-1号機では2段以降の姿勢ターゲットは固定されているが、M-V-3号機では第1段中の空力荷重をさらに軽減するために、第2段の姿勢ターゲットを含めて最適化している。具体的な姿勢ターゲット最適化の手法を以下にまとめる。

評価関数：剛体空力荷重（動圧×法線力係数傾斜×迎角）の2乗の

第1，2段飛翔中の時間積分値の最小化

$$J = \int_{0 \text{ sec}}^{172 \text{ sec}} (q C_{No} \alpha)^2 dt$$

制御変数：第1段および第2段の姿勢ターゲット

（ピッチ/ヨー：計30変数）

第1段ノード12点 (初期姿勢=ランチャー角)

第2段ノード3点 (第2段点火時姿勢=第1段分離姿勢)

終端条件: 第2段燃焼終了時高度, 速度, 経路角, 方位角

(以降の軌道をノミナルに保持する目的)

拘束条件: 姿勢 (ピッチ/ヨー) の最大・最小値 (過大な修正の回避)

FITH時迎え角 = 0 度

FITH時動圧 < ノミナル値

第2段 RG 修正開始時動圧 < ノミナル値 (@125秒)

第2段 RG 第2回コマンド送信時動圧 < ノミナル値 (@133秒)

また, 風補正オペレーションは具体的には下記のように行った.

7/3	午後2時	気象庁/日本気象協会予報データの KSC での受信 (午前9時データ起点)
		姿勢ターゲット設計/確認
7/3	午後5時	姿勢ターゲット渡し (OP班→CNE班, TVC班)
7/3	午後7時	姿勢ターゲット確認 (OP班, CNE班, TVC班)
7/3	午後9時	姿勢ターゲット最終確認 (OP班, CNE班, TVC班)
7/3	午後9時	KSC 放球
7/3	午後12時	KSC 放球
7/4	午前3時	γ (M-V-# 3/PLANET-B)

3) フライト用姿勢ターゲットの作成

姿勢ターゲット設計時に利用した風データは, 高度0km以上16kmまでは気象庁数値予報データ (7/03/09h=X-18時間予報値), また高度16km以上57kmまではUKMO衛星観測データ (6/30/21h=X-78時間前観測値) であった. ランチャー角を以下に示す. なお天候は晴れ, 南東の風7m/sであった.

打ち上げ時刻 1998年7月4日03:12JST

ランチャー方位角 90.26度

ランチャー上下角 83.25度

* file: Target.307 (Target Parameter)

*

* M-V-# 3/PLANET-B Flight X=1998.7.04.03h12m JST

*

* 1998.07.03.17h (JST) OP/RG Group H.Yamakawa

*

* launcher angle azimuth (deg) 90.264

* launcher angle elevation (deg) 83.250

* SUM

41

* Item No.	time (msec)	roll (deg)	pitch (deg)	yaw (deg)
0	-2147483648	0.00	83.2501	.0310
1	-30000	0.00	83.2501	.0310
2	-15100	0.00	83.2501	.0310
3	-15000	0.00	78.2501	-4.9690
4	-10000	0.00	78.2501	-4.9690
5	-9900	0.00	83.2501	.0310
6	3000	0.00	83.2501	.0310
7	5000	0.00	76.7126	.0521
8	7000	0.00	73.1441	.0894
9	11000	0.00	67.6939	.0987
10	17000	0.00	62.3641	-.1251
11	23000	0.00	57.8921	-.2948
12	29000	0.00	53.3665	.2352
13	35000	0.00	49.9146	-.2061
14	41000	0.00	46.9024	.6219
15	50000	0.00	43.0314	-.0444
16	60000	0.00	39.4290	.0157
17	75000	0.00	33.7509	.1140
18	100000	0.00	25.3769	.1891
19	130000	0.00	18.6460	.2696
20	172000	0.00	12.4298	.3600
21	172100	0.00	-6.5900	.6000
22	360000	0.00	-6.5900	.6000
23	360100	0.00	-72.2074	-9.9221
24	415000	0.00	-72.2074	-9.9221
25	415100	90.00	-72.2074	-9.9221
26	485000	90.00	-72.2074	-9.9221
27	485100	180.00	-72.2074	-9.9221
28	555000	180.00	-72.2074	-9.9221
29	555100	270.00	-72.2074	-9.9221
30	625000	270.00	-72.2074	-9.9221
31	625100	360.00	-72.2074	-9.9221
32	695000	360.00	-72.2074	-9.9221
33	695100	270.00	-72.2074	-9.9221

34	765000	270.00	-72.2074	-9.9221
35	765100	180.00	-72.2074	-9.9221
36	835000	180.00	-72.2074	-9.9221
37	835100	90.00	-72.2074	-9.9221
38	905000	90.00	-72.2074	-9.9221
39	905100	0.00	-72.2074	-9.9221
40	2147483647	0.00	-72.2074	-9.9221

* End of File

4) M-V-# 3 号機 最大空力荷重について

最大空力荷重は、十分小さな値に押さえられていた。X-6 時間および X-3 時間での観測風を想定したときは、姿勢ターゲットを修正しない方が小さいという結果になっているが 3 時間ごとの予測風の履歴から判断して、高度 12km 付近の風の数 m/s の変動が X-3 時間から X の間に予想されることが原因である。

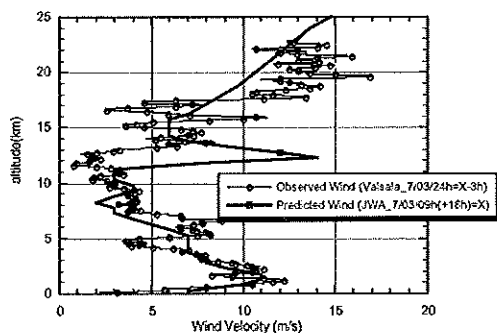
ノミナル姿勢ターゲット	最大空力荷重
+ノミナル夏期バイアス風	120kgf/m ²
ノミナル姿勢ターゲット	
+気象庁 (18時間) 予測風	789kgf/m ²
+X-6 時間 KSC 観測風	512kgf/m ²
+X-3 時間 KSC 観測風	483kgf/m ²
修正姿勢ターゲット	
+気象庁 (18時間) 予測風	388kgf/m ²
+X-6 時間 KSC 観測風	704kgf/m ²
+X-3 時間 KSC 観測風	586kgf/m ²

5) M-V-# 3 号機 1 段分離時迎角、動圧について

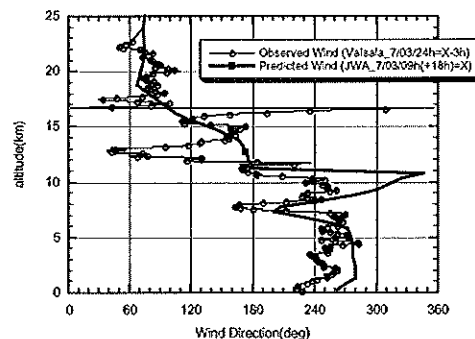
第 1 段分離時迎角および動圧、第 2 段 RG 修正開始時刻 (125秒) 動圧、第 2 段 RG 第 2 回コマンド送信時刻 (133秒) 動圧は、修正によって改善されたものと思われる。

ノミナル姿勢ターゲット	迎角@75秒	動圧@75秒	@125秒	@133秒
+ノミナル夏期バイアス風	0.0deg	390.1kgf/m ²	9.81kgf/m ²	3.37kgf/m ²
ノミナル姿勢ターゲット				
+気象庁 (18時間) 予測風	0.6deg	404.7kgf/m ²	9.71kgf/m ²	3.33kgf/m ²
+X-6 時間 KSC 観測風	0.6deg	404.5kgf/m ²	9.70kgf/m ²	3.32kgf/m ²
+X-3 時間 KSC 観測風	0.6deg	404.6kgf/m ²	9.70kgf/m ²	3.32kgf/m ²
修正姿勢ターゲット				
+気象庁 (18時間) 予測風	0.0deg	389.5kgf/m ²	9.29kgf/m ²	3.18kgf/m ²
+X-6 時間 KSC 観測風	0.0deg	389.4kgf/m ²	9.28kgf/m ²	3.17kgf/m ²

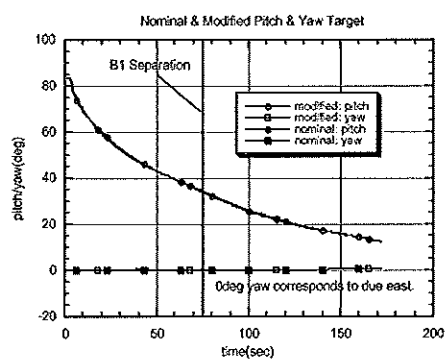
+X-3 時間 KSC 観測風 0.0deg 389.4kgf/m² 9.28kgf/m² 3.18kgf/m²



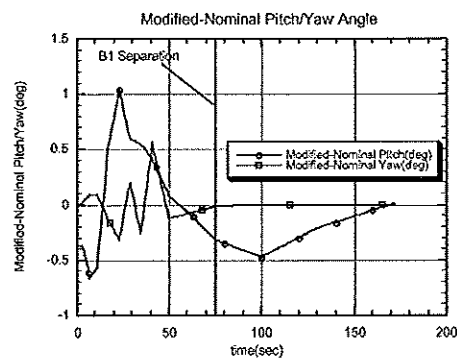
観測風 (X-3 時間) および予測風
(18時間予報) の風速



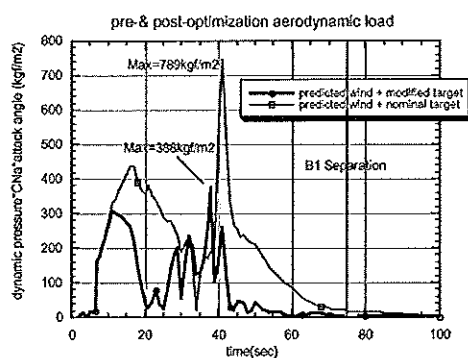
観測風 (X-3 時間) および予測風
(18時間予報) の風向



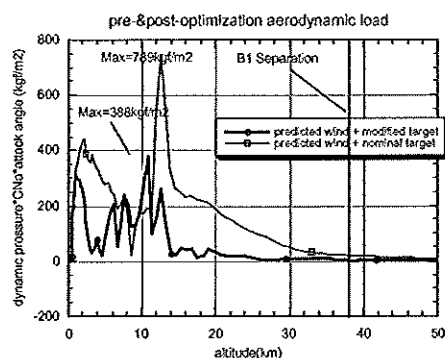
修正前後の第1段/第2段姿勢ターゲットの時間履歴



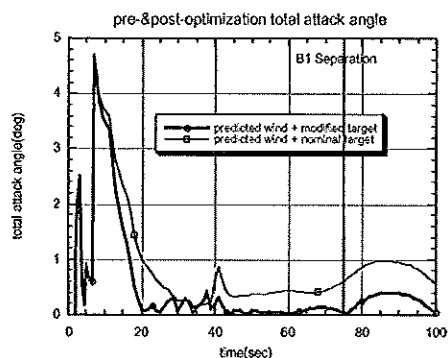
第1段/第2段姿勢ターゲット修正量の時間履歴



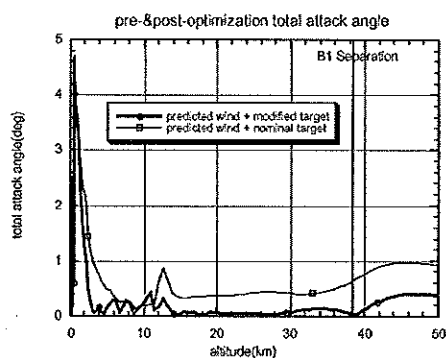
姿勢ターゲット修正前後の18時間前予報風下での
空力荷重の時間履歴



姿勢ターゲット修正前後の18時間前予報風下での
空力荷重の高度履歴



姿勢ターゲット修正前後の18時間前予報風下での
total attack angle の時間履歴



姿勢ターゲット修正前後の18時間前予報風下での
total attack angle の高度履歴

2.3.3 M-V-4 号機

1) 飛翔前の空力荷重解析

荷重解析の観点からの風解析は、冬季打上げの1号機および夏季打上げの3号機にて既に確認されていると考え、第1組み立てオベおよび第2組み立てオベでは空力荷重評価用には放球していない。

2) 姿勢プログラム最適化および打ち上げ直前の作業手順

M-V-3号機と同様である。

評価関数：剛体空力荷重（動圧 x 法線力係数傾斜 x 迎角）の2乗の

第1, 2段飛翔中の時間積分値の最小化

$$J = \int_{0 \text{ sec}}^{172 \text{ sec}} (q C_{Na} \alpha)^2 dt$$

制御変数：第1段および第2段の姿勢ターゲット

(ピッチ/ヨー：計30変数)

第1段ノード12点（初期姿勢＝ランチャー角）

第2段ノード3点（第2段点火時姿勢＝第1段分離姿勢）

終端条件：第2段燃焼終了時高度、速度、経路角、方位角

(以降の軌道をノミナルに保持する目的)

拘束条件：姿勢（ピッチ/ヨー）の最大・最小値（過大な修正の回避）

FITH 時迎え角 = 0 度

FITH 時動圧 < ノミナル値

第2段 RG 修正開始時動圧 < ノミナル値

第2段 RG 第2回コマンド送信時動圧 < ノミナル値

3) フライト用姿勢ターゲットの作成

フライト用姿勢ターゲット（ランチャー角を含む）を以下に示す。

打ち上げ時刻 2000年2月10日10:30JST

ランチャー方位角 93.67度

ランチャー上下角 79.71度

* file : (Target Parameter)

*

* 2000.02.10.H.Yamakawa : for M-V-4 (ASTRO-E) flight

* launcher angle azimuth (deg) 93.671

* launcher angle elevation (deg) 79.711

*SUM

54

*Item No.	time (msec)	roll (deg)	pitch (deg)	yaw (deg)
0	-2147483648	0.00	79.7319	.6553
1	-30000	0.00	79.7319	.6553
2	-15100	0.00	79.7319	.6553
3	-15000	0.00	74.7319	-4.3447
4	-10000	0.00	74.7319	-4.3447
5	-9900	0.00	79.7319	.6553
6	3000	0.00	79.7319	.6553
7	5000	0.00	76.1569	1.4423
8	7000	0.00	72.0467	.4113
9	11000	0.00	68.8098	-.1682
10	17000	0.00	62.9583	.1076
11	23000	0.00	59.7974	-.1641
12	29000	0.00	57.0920	-.1544
13	35000	0.00	58.7252	.1979
14	41000	0.00	55.6430	.0251
15	50000	0.00	49.5162	.0014
16	60000	0.00	46.0037	.0304
17	75000	0.00	42.6142	.1348
18	100000	0.00	32.8535	.3445
19	130000	0.00	27.2308	.2101
20	172000	0.00	21.2604	-.0756
21	172100	0.00	-1.4000	.5600
22	218000	0.00	-1.4000	.5600
23	250000	0.00	-7.6136	.5600
24	250100	90.00	-7.6330	.5600
25	255000	90.00	-8.5845	.5600

26	321000	90.00	-21.4000	.5600
27	360000	90.00	-21.4000	.5600
28	360100	90.00	-124.0000	-.8100
29	377000	90.00	-190.7800	-.8100
30	460000	90.00	-190.7800	-.8100
31	460100	-1.00	-190.7800	-.8100
32	548000	-180.00	-190.7800	-.8100
33	912000	-180.00	-190.7800	-.8100
34	912100	-90.00	-190.7800	-.8100
35	956000	0.00	-190.7800	-.8100
36	1386500	0.00	-190.7800	-.8100
37	1386600	20.00	-190.7800	-.8100
38	1388500	20.00	-190.7800	-.8100
39	1388600	0.00	-190.7800	-.8100
40	1410500	0.00	-190.7800	-.8100
41	1410600	60.00	-190.7800	-.8100
42	1418500	225.00	-190.7800	-.8100
43	1422500	225.00	-190.7800	-.8100
44	1422600	225.00	-270.7800	-.8100
45	1443000	225.00	-270.7800	-.8100
46	1443100	225.00	-270.7800	-30.8100
47	1449600	225.00	-270.7800	-70.8100
48	1468000	225.00	-270.7800	-70.8100
49	1468100	180.00	-270.7800	-70.8100
50	1513000	180.00	-270.7800	-70.8100
51	1513100	250.00	-270.7800	-70.8100
52	1517000	350.00	-270.7800	-70.8100
53	2147483647	350.00	-270.7800	-70.8100

* End of File

comment

yaw angle 0 deg is due east at launcher point

B 1 /B 2 pitch/yaw includes wind compensation

B 2 pitch bias is -0.11deg@100s/130s/172s

B 3 pitch/yaw not corrected

4) 姿勢ターゲット補正について

気象庁数値予報風は、電子メールによって1日に2回(午前2時半および午後2時半)受信されており、フライト用予報風として、表Aの24時間予報と12時間予報風の選択肢が残っていた。12時間予報を最終的には使用しているが、以下にその背景にあった議論を記す。表Bから表Eは、予報風、観測風下でのそれぞれの最大空

力荷重を整理したものである。

表 A. M-V-4 号機フライト用予測風

2000/02/09午後2時半配信データは、02/09の午前9時における予報値 (X-24時間予報)。

2000/02/10午前2時半配信データは、02/09の午後9時における予報値 (X-12時間予報)。

表 B. 最大空力荷重 (X-24時間予報風)

X-24時間予報風+ノミナル姿勢ターゲット → 最大空力荷重 ($q \cdot C_{Na} \cdot a$) = 1299kgf/m²

X-24時間予報風+X-24h 最適姿勢ターゲット → 最大空力荷重 ($q \cdot C_{Na} \cdot a$) = 349kgf/m²

表 C. 最大空力荷重 (X-12時間予報風)

X-12時間予報風+ノミナル姿勢ターゲット → 最大空力荷重 ($q \cdot C_{Na} \cdot a$) = 1120kgf/m²

X-12時間予報風+X-12h 最適姿勢ターゲット → 最大空力荷重 ($q \cdot C_{Na} \cdot a$) = 326kgf/m²

表 D. 最大空力荷重 (Vaisala 観測風 (X-6 時間))

2000.2.10.04:30Vaisala 観測風+X-24h 最適姿勢ターゲット → 最大空力荷重 ($q \cdot C_{Na} \cdot a$) = 848kgf/m²

2000.2.10.04:30Vaisala 観測風+X-12h 最適姿勢ターゲット → 最大空力荷重 ($q \cdot C_{Na} \cdot a$) = 776kgf/m²

表 E. 最大空力荷重 (Vaisala 観測風 (X-3 時間))

2000.2.10.07:52Vaisala 観測風+ノミナル姿勢ターゲット → 最大空力荷重 ($q \cdot C_{Na} \cdot a$) = 1737kgf/m²

2000.2.10.07:52Vaisala 観測風+X-24h 最適姿勢ターゲット → 最大空力荷重 ($q \cdot C_{Na} \cdot a$) = 720kgf/m²

2000.2.10.07:52Vaisala 観測風+X-12h 最適姿勢ターゲット → 最大空力荷重 ($q \cdot C_{Na} \cdot a$) = 878kgf/m²

X-24時間、X-12時間予報における2000年2月10日午前6時の気象庁数値予報値は、表Fのようになっている。X-12時間予報の方が、表Gの2/10午前4時半(データ取得終了は午前6時)のVaisala観測データと近い値を示していた。また、24時間予報と12時間予報の最大風速(@10500m)の時間履歴を比較すると(表H)、12時間予報では風は弱まり、24時間予報では強まることを予見していたが、表Gの放球結果から弱まる傾向つまりX-12時間予報が正しい。従って、2000/02/10 07:00の時点で、X-12時間予報値に基づく姿勢ターゲットの方が、風の予測および最大迎え角の観点から望ましいと判断している。

表 F

	X-12時間	X-24時間予測風@2/1006:00JST
高度10.0km	88m/s	86m/s
高度11.0km	90m/s	86m/s
高度12.0km	89m/s	85m/s

表 G

	2 /1004 : 30	2 /1007 : 52放球観測風
高度10.0km	88m/s	88m/s
高度11.0km	93m/s	92m/s
高度12.0km	89m/s	87m/s

表 H

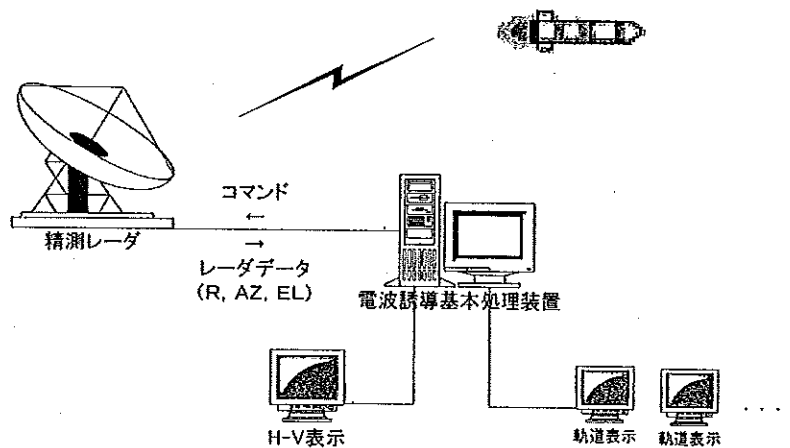
	X-12時間	X-24時間予測最大風
2 /10 0 : 00JST	89m/s	84m/s
2 /10 3 : 00JST	88m/s	84m/s
2 /10 4 : 30JST	90m/s	86m/s
2 /10 6 : 00JST	91m/s	87m/s
2 /10 7 : 30JST	88m/s	87m/s
2 /10 9 : 00JST	85m/s	87m/s
2 /10 10 : 30JST	83m/s	87m/s

3. 電波誘導および飛翔結果

3.1 電波誘導システム

電波誘導システムでは、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。以下の図は、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）誘導方式である。



3.2 軌道推定アルゴリズム

1) レーダデータ

電波誘導計算に使用する KSC 新精測レーダデータ (7 mφ) は 10Hz で出力される (精測レーダの元データはレンジが 250Hz, アンテナ角は 50Hz)。M-V-1 号機の飛翔前には, 観測データにおけるノイズモデルをアジマス/エレベーションについては新精測レーダによる J-1 # 1 号機のデータ, スラントレンジに関しては旧精測レーダによる M-3 SH-# 7 号機のデータをもとに FFT 解析によって作成した。ノイズ 1σ の値としては, アジマス 0.04 度, エレベーション 0.03 度, スラントレンジ 0.003km であった。なお, ノイズには 2 Hz および 4 Hz にピークがあり, レーダの角度サーボループの特性と推定している。ノイズの原因にはこの他に, サーボ系内の不感帯幅内のばらつきも含まれる。後述する電波誘導の検討では, 前記ノイズを考慮している。

電波誘導の指令値 (姿勢ターゲット変更量) の分解能は 0.1 度であり, 精度としては四捨五入しているため 0.05 度である。コマンドコンバータは, コマンドを 1 シークエンス (0.1 度) 送信するのに 600km 未満では 18 ステップを要する (4 ms x 18 = 72ms = 約 0.1 秒)。

2) データ平滑化 (スモーキング)

軌道推定の行程は, データ平滑化 (スモーキング) とカルマンフィルタに大別される。100msec 秒間隔の観測データの平滑化, 特異データの棄却を行うことで 1 秒ごとのデータとして作成し, 大気屈折補正の後, それをもとにカルマンフィルタによって軌道推定を行う。

データ平滑化には, 最小 2 乗法に基づくデジタルスモザを利用する。時間の 2 次項が入る等加速度運動を想定した非線形フィルタと考えられる。サンプリングされたレーダ情報 (レンジ, アジマス, エレベーション) からレンジレート, アジマスレート, エレベーションレートが抽出され, 6 個の観測量が 1 秒毎に取得される。まず, 0.1 秒間隔の観測データ (直距離/方位角/仰角) 20 点を 2 次多項式

$$y_i = a + bt_i + ct_i^2$$

へ当てはめて, 次の関数,

$$J = \sum_{i=1}^n (a + bt_i + ct_i^2 - y_i)^2$$

を最小にするように係数 a, b, c, 係数 a, b, c の分散 Var (a) etc. および共分散 Cov (a, b) etc. を決定する (最小 2 乗法)。具体的な係数 a, b, c を求める式は次のようになる。

$$\begin{pmatrix} a \\ b \\ c \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n 1 & \sum_{i=1}^n t_i & \sum_{i=1}^n t_i^2 \\ \sum_{i=1}^n t_i & \sum_{i=1}^n t_i^2 & \sum_{i=1}^n t_i^3 \\ \sum_{i=1}^n t_i^2 & \sum_{i=1}^n t_i^3 & \sum_{i=1}^n t_i^4 \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n y_i \\ \sum_{i=1}^n y_i t_i \\ \sum_{i=1}^n y_i t_i^2 \end{pmatrix}$$

上記係数に基づいた 2 秒間のデータの時間 t_s (= 1 秒) における値を観測代表値 S とする。このとき同時に観測代表値 S の微分値 dS/dt および分散 Var (S) が得られる。

3) カルマンフィルタ

ロケットの運動モデルを参照して, レーダ情報のばらつきを軽減するためにカルマンフィルタを使用している。特に, 角度情報に含まれるサーボ系固有の周波数成分およびサーボ系の不感帯内のばらつきに起因する時間微分情報に対する影響を軽減する意味合いが強い。

通常のカルマンフィルタでは, 参照モデルとして, 運動方程式を基準軌道まわりに線形化した変分方程式を用い, その時変の係数行列をサンプリング毎に更新していく必要がある。しかし, (フィルタの次の更新まで

の)ごく短い時間では、軌道運動はほとんど慣性運動(等加速度運動)をしていると見なせる。M-Vでは、さらに最も簡略化した観測値の加速度履歴に依存しない形式(つまり等速直線運動)を想定している。

平滑化されたレーダ情報(レンジ、アジマス、エレベーションおよびそれらのレート)からAz, El, Rangeを推定する。フィルタの更新は1秒間隔である。軌道予測(例:第2段燃焼終了後の軌道)は、ロケットの運動方程式を標準軌道のまわりで展開し、それを線形化して得られる感度行列を入力データとすることで行われる。

スムージング(平滑化)された観測値に基づいて行う軌道推定のアルゴリズムは以下のようになる。添え字Tは現処理区間のデータ、T-1は前処理区間のデータとすると、カルマンフィルタによるデータの結合式は、以下のようになる。

$$\begin{bmatrix} \dot{Z}_T \\ \dot{\dot{Z}}_T \end{bmatrix} = [G_T] \begin{bmatrix} Z_T \\ \dot{Z}_T \end{bmatrix} + [I - G_T] \begin{bmatrix} \bar{Z}_{T-1} \\ \bar{\dot{Z}}_{T-1} \end{bmatrix} \quad \text{ただし, } I = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

\dot{Z}_T : 結合値(推定値), Z_T : 観測代表値, \bar{Z}_{T-1} : 予測値(前処理区間のデータ)

G_T は利得マトリックスであり、下記のように推定マトリックス P_t と観測誤差共分散マトリックス R より次式で表わせる(Φ_t : 遷移マトリックス, P_t : 推定マトリックス, R : 観測誤差推定マトリックス, N : ノイズ, G_t : ゲインマトリックス, K_s : 結合係数)。

$$[P_T] = \left[\frac{1}{K_s} (\Phi_T \bullet P_{T-1} \bullet \Phi_T^T + N) + R \right]^{-1}$$

$$[G_T] = [P_T] \bullet [R]^{-1}$$

$$P_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\text{ただし, } R = \begin{bmatrix} \text{Var}(S) & 0 \\ 0 & \text{Var}(\dot{S}) \end{bmatrix} : \text{観測誤差共分散マトリックス}$$

$$\Phi_T = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T \bullet 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} : \text{遷移マトリックス } (\Delta T = 1 \text{ 秒})$$

M-3SII用の旧フィルタでは、カルマンゲインの最小値は設定されていたものの急激な変化を伴うので、M-Vでは共分散マトリックスの更新式における結合係数 K_s を固定して変化を緩和させている。 K_s は結合係数であり、 $K_s = 1$ が通常のカルマンフィルタに対応し、 $K_s > 1$ の場合、観測値を重視し追従性の高いフィルタとなっており、過去の情報への寄与をしだいに軽減していくfading memory filteringの手法である。また、共分散マトリックスの更新式において仮想システムノイズ(スラストミスアライメントに起因する0.1G程度)を入れて、カルマンゲインの低下をさらに抑制している。結合係数 K_s およびノイズは値が小さくなると、時定数の長い現象、つまり燃焼末期やコーステイニング等に対応するフィルタ(あるいは観測値の影響が低減されたフィルタ)となるためにシークエンスに応じた値を設定している。M-V-1号機、M-V-3号機、M-V-4号機では下記のように設定されている。

M-V-1号機, M-V-3号機

時間	フィルタ結合係数	システムノイズ
0 ~ 60	3.0	0.001
60 ~ 75	1.0	0.0
75 ~ 155	3.0	0.001
155 ~ 218	1.0	0.0

218～320	1.0	0.001
320～	1.0	0.0

M-V-4号機

時間	フィルタ結合係数	システムノイズ
0～60	3.0	0.001
60～75	1.0	0.0
75～155	3.0	0.001
155～218	1.0	0.0
218～300	3.0	0.001
300～	1.0	0.0

第1段燃焼中の結合係数 K_s およびノイズは、第1段のノミナル軌道、 $I_{sp} \pm 2$ 秒、ピッチ ± 2 度、ヨー ± 2 度の7ケースについてコマンド計算中の時間履歴が安定していること（65～70秒の間で0.1度＝1ステップ以下）を確認のうえ決定した。第2段燃焼末期の結合係数 K_s およびノイズの切り替え時刻は、軌道推定精度、安定性の観点から決定している。第3段燃焼中のフィルタパラメタ K_s は、燃焼中のフィルタ出力の変動および収束精度の観点から設定された。M-V-1号機における第4段点火（343秒）直前あるいはM-V-3号機における第3段RGコマンド送信時付近（340秒）の軌道推定精度は高度にして0.1km程度と推定された。

3.3 電波誘導アルゴリズム

3.3.1 M-V-1号機

1) M-V#1号機各段誘導則の概要

第2段誘導は2段頂点高度重視した感度に基づく誘導である。第2段および第3段点火時刻はシーケンス上固定である。第3段ピッチターゲットは、2段頂点高度/速度誤差に対応したテーブルを利用し、2段頂点高度（投入近地点高度）を維持するという観点のホーマン打ち基準である。第3段ヨーは2段頂点ヨー方向誤差をそのままコマンドとして使用する（軌道面をもとに戻さない）。第4段はホーマン打ちコマンドによる点火時刻制御の機能確認のために行う。

RG	コマンド 計算時間 (秒)	コマンド 送信時間 (秒)	コマンドリミッタ P, Y T (度)(秒)	コマンド受信 可能時間 (秒)	コマンド 有効開始時間 (秒)	シーケンス (秒)
2段	50			63		
	70			145		

1 回	71	± 5	—	125	2 段点火	75秒
2 回	133	± 5	—			
3 段	160			172	3 段姿勢ターゲット変更	172秒
	180			205	NF 分離	190秒
	185	± 5	—		3 段点火	218秒
4 段	318			303	3 段燃焼終了	324秒
	322			328		
	323	± 1	± 2			

2) 第1段電波誘導方式

第1段飛翔中は、第1段の誘導のための誘導指令を送信しない。

3) 第2段電波誘導方式

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。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下記の評価関数が最小となるように、ある秒時 (B2 RG 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)。下記の式中の Y ベクトルは目標制御対象、u ベクトルは姿勢ターゲット誘導操作量に対応する。1号機の MUSES-B では、第2段遠地点高度の評価を優先する (パラメタ $k=-10$ によって調整)。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2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。

$$J = \frac{1}{2} (Y - Y_n)' Q (Y - Y_n) + \frac{1}{2} \Delta u' R \Delta u$$

$$Q = \begin{pmatrix} 1 & \frac{(a-1)k}{a+k^2} & 0 \\ \frac{(a-1)k}{a+k^2} & \frac{1+ak^2}{a+k^2} & 0 \\ 0 & 0 & \beta \end{pmatrix} \quad \text{where } \alpha = 10^{-7}, \beta = 1, k: \text{パラメタ}$$

$$R = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0.001 \end{pmatrix}$$

$$Y = \begin{pmatrix} B2.apogee.velocity (km/s) \\ B2.apogee.altitude (km) \\ B2.apogee.vel.direction (rad) \end{pmatrix} \quad (Y_n \text{ for nominal value})$$

$$\Delta u = \begin{pmatrix} pitch.bias (rad) \\ yaw.bias (rad) \end{pmatrix}$$

2段誘導は、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(125秒)は、2段燃焼中の空力モーメント積(B2のLITVC噴射体消費量)、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reference change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た。

第2段の第2回目のコマンド送信(133秒)は、1回目にリミッタで送りき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125秒と比較して、8秒遅く、コマンド量の感度としては1.8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135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。この2回目のコマンドは地上オペレーション上は明らかに異常と判断されたときのコマンド送信停止のみであった。なお、第1段燃焼中(50~70秒)に計算される第2段誘導コマンド履歴の安定性を確認した上でフライトに臨んでいる。

第2段コマンドリミッタ5度は 3σ 以上の極端なケースを救うために設定しており、例えば2段誘導がない場合近地点高度が150km程度になるケース($6 \times 3\sigma$)でも衛星最低高度の175kmまでは回復可能となる(125秒において $5 + 5/1.8 = 8$ 度相当修正することになり、近地点を150kmから222kmまで上昇させるために必要なコマンドは25度であるので、 $150\text{km} + (222\text{km} - 150\text{km}) \times 8 \text{ deg}/25\text{deg} = 175\text{km}$)。

4) 第3段電波誘導方式

シーケンス上第3段点火時刻不変であり、第3段のピッチ、ヨーコマンドのみを送信する。第2段と同様にターゲット変更論理はバイアス的に行う。姿勢ターゲットレートも操作する可能性(linear tangent law)もあったが、コマンドデコードの制約により行わなかった。第3段ピッチターゲットは、2段頂点高度/速度誤差に対応したテーブルを利用し、2段頂点高度(投入近地点高度)を維持するという観点のホームン打ち基準である。第3段ヨーは2段頂点ヨー方向誤差をそのままコマンドとして使用する(軌道面をもとに戻さない)。

5) 第4段電波誘導方式

第4段誘導は、「さきがけ」「ひてん」でも用いられたテーブル方式を用い、点火時間、増速度方向(第4段ピッチ、ヨー)のコマンドを送信する。第4段誘導の目的はホームン打ちコマンドによる点火時刻制御の機能確認にあった。X+318~322秒でコマンド計算し、323秒から送信開始した。325秒付近にロケット側で受信開始し、受信終了の328秒までの3秒間に2~3度相当を受信可能である。リミッタとしてはピッチ/ヨー1度、時間2秒であった。

3.3.2 M-V-3号機

1) M-V#3号機各段誘導則の概要

第2段誘導では、1号機と同様に感度を利用する。第3段誘導では、第3段姿勢のピッチ/ヨーに対して誘導コマンドを送信し、1200秒時(第4段点火時)での速度ベクトル誤差最小化することが目的である。第4段誘導では、第3段燃焼終了時のパーキング軌道の分散を2次元テーブルで表現した上で、第4段燃焼時刻コマンドおよび第4段姿勢のピッチ/ヨーコマンドを算出する。第4段誘導の目的は、第4段燃焼終了後の最終投入軌道である長楕円軌道の周期および軸方向を合わせることである。

RG	コマンド 計算時間 (秒)	コマンド 送信時間 (秒)	コマンドリミッタ P, Y T (度) (秒)	コマンド受信 可能時間 (秒)	ターゲット 修正開始時間 (秒)	シーケンス (秒)
----	---------------------	---------------------	-------------------------------	-----------------------	------------------------	--------------

2 段	50				63			
	70				145			
1 回		71	± 5	—		125	2 段点火	75秒
2 回		133	± 10	—				
3 段	160				172	172	3 段姿勢に変更	172秒
	180				205		NF 分離	197秒
		185	± 5	—			3 段点火	218秒
4 段	320				330	361		
							3 段燃焼終了	323秒
	335				380			
		340	$\pm 2 / \pm 10$	$+97 / -96$			4 段姿勢に変更	360秒
							KSC 消感	400秒付近

2) 第1段電波誘導方式

第1段飛翔中は、第1段の誘導のための誘導指令を送信しない。

3) 第2段電波誘導方式

第2段の誘導では基本的には M-V-1 号機と同様のアルゴリズムであり、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（ピッチ，ヨー）をロケットに送信する。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（B2 RG 有効時刻）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。第2段燃焼終了時の近地点高度が160km と低いために，2段頂点高度重視型の誘導となっており，評価関数におけるパラメタ k は $k=-10$ としている。また，第2段点火時刻は $X+75$ 秒に固定されている。

第1段燃焼中の71秒におけるコマンド送信により2秒後の73秒付近でロケット側で受信開始する。75秒の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）。第2段の第2回目のコマンド送信（133秒）は，1回目によりミッタで送りきれなかった分を送信するためにある。第1回目と比較して第2段の残りの燃焼時間が短いためにコマンド量の感度は1.5倍となっている。また，125秒から既にコマンドが有効になっているため，（ロケット側のコマンド受け付けまでの2秒を考慮して）135秒のコマンド受信と同時に姿勢ターゲットの変更が行われる。

M-V-1 号機とはほぼ同様の考え方によって，第2段の RG コマンドが有効になる時刻（姿勢ターゲット修正開始時刻）125秒は，第2段燃焼中の空力モーメント積の積分値（B2 の LITVC 噴射体消費量），第2段点火時の瞬時外乱（動圧 \times 迎角，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 reference change に要する時間），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）の観点から設定している。

空力モーメント積、瞬時外乱で評価すると、ターゲット修正開始時刻は115秒以降変化は小さいと考えてよく、数値上は遅い方がよい。第3段姿勢への reference change に要する時間の制約の観点からは、ピッチアップのコマンドを想定するとコマンド量は10度以下となり、135秒より前と制限される。極端な軌道となった場合に2回に分割してコマンド送信することを考えると、1回目のターゲット修正開始時刻を135秒とすることは危険であり、125秒が適当である。また、135秒以降にするとコマンド計算中（50～70秒）に1秒間のコマンド量の変化が0.5度（5ステップ）以上になる可能性が増し、好ましくない。

4) 第3段電波誘導方式

第3段電波誘導では、キックモータ点火時の速度ベクトル誤差を最小とするように、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。キックモータ点火時の速度誤差ベクトルを V 、第2段燃焼終了時（172秒）の頂点高度、速度、速度アジマス方向の誤差ベクトルを X 、第3段燃焼姿勢方向（218秒～323秒）の誤差ベクトルを U とすると、下記のような関係式が導かれる。

$$V = AX + BU$$

$$V = \begin{bmatrix} \Delta v_x \\ \Delta v_y \\ \Delta v_z \end{bmatrix}, X = \begin{bmatrix} \Delta H_{ap} \\ \Delta V_{ap} \\ \Delta v_{az} \end{bmatrix}, U = \begin{bmatrix} \Delta p \\ \Delta y \end{bmatrix}$$

$$A = \begin{bmatrix} \partial v_x / \partial H_{ap} & \partial v_x / \partial V_{ap} & \partial v_x / \partial v_{az} \\ \partial v_y / \partial H_{ap} & \partial v_y / \partial V_{ap} & \partial v_y / \partial v_{az} \\ \partial v_z / \partial H_{ap} & \partial v_z / \partial V_{ap} & \partial v_z / \partial v_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta v_{x1} & \Delta v_{x2} & \Delta v_{x3} \\ \Delta v_{y1} & \Delta v_{y2} & \Delta v_{y3} \\ \Delta v_{z1} & \Delta v_{z2} & \Delta v_{z3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta H_{ap1} & \Delta H_{ap2} & \Delta H_{ap3} \\ \Delta V_{ap1} & \Delta V_{ap2} & \Delta V_{ap3} \\ \Delta v_{az1} & \Delta v_{az2} & \Delta v_{az3} \end{bmatrix}^{-1}$$

$$B = \begin{bmatrix} \partial v_x / \partial p & \partial v_x / \partial y \\ \partial v_y / \partial p & \partial v_y / \partial y \\ \partial v_z / \partial p & \partial v_z / \partial y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta v_{x4} / \Delta p & \Delta v_{x5} / \Delta y \\ \Delta v_{y4} / \Delta p & \Delta v_{y5} / \Delta y \\ \Delta v_{z4} / \Delta p & \Delta v_{z5} / \Delta y \end{bmatrix}$$

なお、各添字（例えば Δv_{x1} の1）は次の各ケースに対応しており、ノミナルとの誤差に相当している。

- 1：第2段の姿勢（ピッチ）がノミナル+1度（第3段姿勢はノミナル）
- 2：第2段の姿勢（ヨー）がノミナル+1度（第3段姿勢はノミナル）
- 3：第2段の Isp がノミナル+1秒（第3段姿勢はノミナル）
- 4：第3段の姿勢（ピッチ）がノミナル+1度（第2段姿勢はノミナル）
- 5：第3段の姿勢（ヨー）がノミナル+1度（第2段姿勢はノミナル）

ここで、

$$J = V^T V$$

という評価関数 J を最小にする条件、 $\partial J / \partial U = 0$ より次の誘導則が導かれる。

$$U = \begin{bmatrix} \Delta p \\ \Delta y \end{bmatrix} = S \begin{bmatrix} \Delta H_{ap} \\ \Delta V_{ap} \\ \Delta v_{az} \end{bmatrix}$$

$$S = -(B^T B)^{-1} B^T A$$

なお、上式の感度 S はリアルタイムではなくフライト前に計算されており、時間とともに変化せず一定値である。

M-V-3号機では、このようにB4セントロイドの速度ベクトルをターゲットしていたが、3号機と同様な飛翔軌道となるM-V-2号機では、さらに第4段RG（第4段燃焼終了時の周期および楕円軸方向をターゲット）を考慮した誘導にして、対処可能な複合誤差（B1, B2, B3のpitch, yaw, Isp）の領域を拡大する余地があ

る。第3段にマージンがない場合は、第4段ノミナルを仮定して、B4 燃焼終了時の遠地点位置ベクトルをターゲットする。第3段にマージンがある場合（ヨー方向にマージン）は、第3段燃焼終了時の a と Mean anomaly を B3 ピッチ/ヨーでターゲットする方法が考えられる。

5) 第4段電波誘導方式

第4段（キックモータ）誘導則の目的は、パーキング軌道投入時つまり3段燃焼終了時（323秒）の軌道要素、特に半長径 a 、平均近点離角 M を知って、キックモータ燃焼終了後（1282秒）の月遷移軌道の半長径あるいは周期（8～11日）および遠地点方向（昇交点経度+近地点引き数）をノミナルと合わせるような、キックモータの姿勢（ピッチ/ヨー）および点火時刻を得ることである。この2パラメタ（周期および近地点方向）を制御するのは、その後に探査機に課せられる ΔV の低減を目的としているためである。

3つのコマンドで2つの量を誘導するために、1つ自由度が残っている。そのため、姿勢制御誤差に起因するキックモータ ΔV の方向誤差の感度を低減するために、キックモータ ΔV 直前の速度方向とキックモータ面内 ΔV 方向のなす角がゼロとなる（ピッチを接線方向とする）ような解を求める。

パーキング軌道分散が非常に大きい場合には、キックモータ ΔV 量が固定されているために、キックモータ燃焼後の遠地点と軌道軸の双方を合わせることができなくなり、その場合は軌道軸のみを合致させ、遠地点高度（周期）が最大となるようにする。

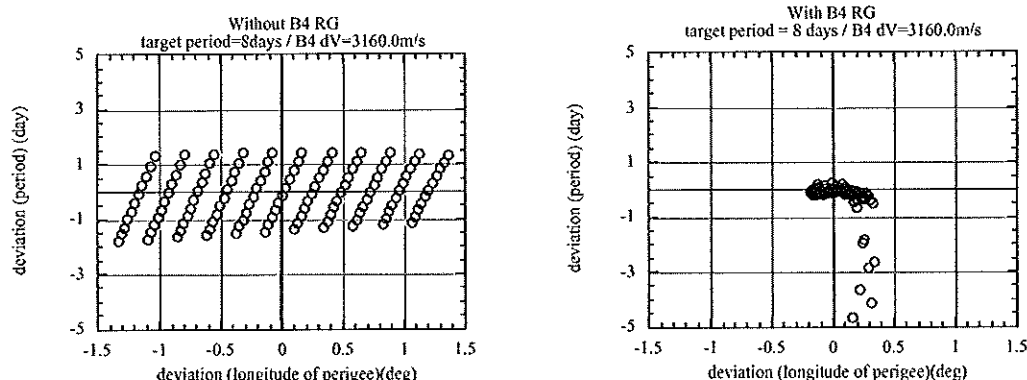
誘導マージン確保の方法としては、キックモータ ΔV 方向は、第3段以下の軌道分散に対応するために、軌道面外方向に傾いてセットされており、例えば下段のエネルギーが低い側に出た場合には、この面外横ふれ角を小さくして面内 ΔV 成分を大きくして誘導する方策を取る。具体的には、面外ふれ角は8～10度程度であり、軌道面内 ΔV 誘導マージンとして最低30m/s 程度確保している。

フライト時のコマンド計算では、上記の方策に乗っかって、あらかじめ作成されたコマンドテーブルの補間を行う。なお、ピッチ、ヨーコマンドの大きさは4～5度程度、点火時刻コマンドはハードウェア上は最大97秒までである。

パーキング軌道の軌道面内分散が第3段ピッチ姿勢誤差（ $\Delta B3pitch$ ）および第3段 Isp 誤差（ $\Delta B3Isp$ ）で代表されるために、まず、パーキング軌道投入時（第3段燃焼終了時）の半長径 a および平均近点離角 M から、下記の推定マトリクス S を利用して前記2パラメタを推定する。なお、 Δa および ΔM はパーキング軌道投入時の半長径 a および平均近点離角 M の誤差を示す。

$$\begin{bmatrix} \Delta B3pitch \\ \Delta B3Isp \end{bmatrix} = [S] \begin{bmatrix} \Delta a \\ \Delta a^2 \\ \Delta M \\ \Delta M^2 \\ \Delta a \Delta M \\ 1 \end{bmatrix}$$

誘導は、この（第3段ピッチ姿勢誤差および第3段 Isp 誤差） \longleftrightarrow （第4段点火時刻、ピッチ、ヨー）の2次元テーブルの検索、補間によって計算される。誘導性能の目標としては、「3 σ 分散範囲内では推定ピッチ/Ispの正負に関して保証されていて、誘導によって状況が改善されることはあっても悪化することがない」としている。このために、第3段燃焼終了時の a と M から第3段 Isp およびピッチ誤差を推定する推定多項式の基準点を B3 ピッチのマイナス側にシフトして、3 σ 範囲を逸脱した場合の誘導可能領域を拡張した。また、若干、3 σ 範囲内での推定誤差が大きくなることは容認した。



キックモータ誘導則が無い場合の最終投入軌道の楕円軸および周期のノミナルからのずれ キックモータ誘導則がある場合の最終投入軌道の楕円軸および周期のノミナルからのずれ

3.3.3 M-V-4号機

1) 誘導コマンドパラメータ

以下にM-V-4号機の誘導関連のパラメータを示す。第2段誘導(C2RG)および第3段誘導(C3RG)はそれぞれ、第1段、第2段の軌道推定結果に基づいて、第2段、第3段の誘導を行うものである。C4RGは第3段の軌道推定結果に基づいて、衛星の分離姿勢を指示する誘導則である。

	計算 (秒)	送信 (秒)	リミッタ (度) (P, Y)	分解能 (度)	受信可能 (秒)	修正開始 (秒)
C2RG	50.0~ 70.0	71.0 133.0	$\pm 5.0, \pm 5.0$ $\pm 10.0, \pm 10.0$	0.1 0.1	63.0~145.0	125.0
C3RG	160.0~180.0	185.0	$\pm 2.0, \pm 2.0$	0.1	172.0~205.0	172.1
C4RG	320.0~335.0	340.0	0.0, ± 0.5	0.5	330.0~380.0	360.1

2) 第1段電波誘導方式

第1段飛翔中は、第1段の誘導のための誘導指令を送信しない。

3) 第2段電波誘導方式

第2段の誘導では、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(ピッチ, ヨー)をロケットに送信する。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(B2RG有効時刻)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(M-V-1, 3号機と同様)。なお, M-V-4号機では2段頂点速度重視型の誘導となっている(パラメタ $k=-1220$)。これは, ノミナル軌道の近地点高度が高いことと, 最終的な投入遠地点高度に対しても誘導性能を確保するためである。また, 第2段点火時刻は固定されている。

4) 第3段電波誘導方式

2段燃焼終了後の軌道推定結果から、ホーマン方式によって第3段の姿勢ターゲット量を計算する。ピッチコマンド計算時には、ノミナル軌道に対応するホーマン投入姿勢を記憶しておいて、軌道誤差を含む状態でのホーマンコマンドとの差を、バイアス的に与える。また、ヨーコマンドに関しては、出来高と、もともとの姿勢との差がコマンドとなる。また、第3段点火時刻は固定されている。

5) 第4段電波誘導方式

4段誘導は、第1遠地点における衛星搭載推進系による近地点上昇用 ΔV 方向、つまり、衛星分離姿勢を制御するためのものである。最終的に、コマンド量のリミッタを小さく限定することで、誘導コマンドの通達試験のみとなった。基本的に2体問題を仮定して、コマンドを計算する方法を採用している。アルゴリズムは、ある秒時に、軌道面上で速度増分 dv が加算されると考え、速度 $v+dv$ から軌道を求める。このとき、近地点が最高となる軌道面上での角度方向 θ を求め、これを、ピッチ角・ヨー角に変換し、ノミナルの打ち出し角からの差分をコマンドとしている。なお、サーチ回数は50回とし、 θ の初期値としては-50度、ステップは2度としている。

3.4 電波誘導実績/飛翔結果

3.4.1 M-V-1号機

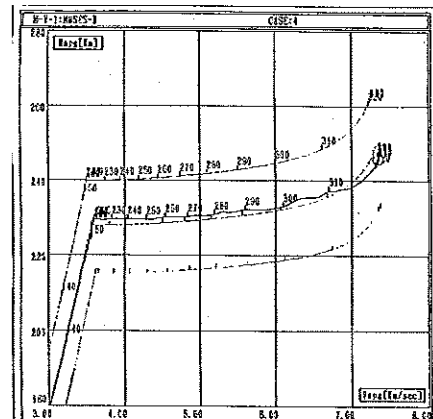
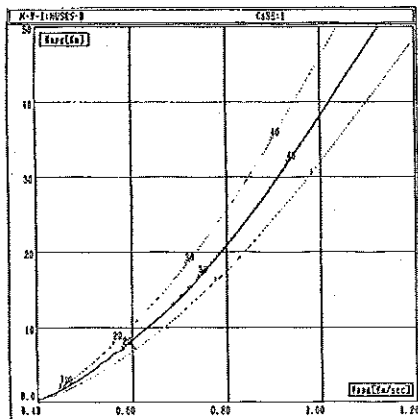
ほぼノミナルに飛翔した M-V-1 号機のフライト結果を示す。以下に、電波誘導指令実績、姿勢誤差および Isp 誤差の推定結果、および投入軌道推定結果を示す。

M-V-1号機・電波誘導コマンド実績

コマンド名	送信時間 (秒)	ピッチコマンド (度)	ヨーコマンド (度)	時刻コマンド (秒)
RC-1	71	-0.4	+0.1	—
RC-2	185	-0.3	+0.1	—
RC-3	323	-0.1	-0.1	+1.0

M-V-1号機・姿勢誤差/Isp 誤差推定結果

B 2	ピッチ：-0.15度，ヨー：+0.42度，Isp：+3.40秒
B 3	ピッチ：-0.25度，ヨー：0.00度，Isp：-0.62秒



M-V-1号機頂点速度-頂点高度曲線(1) M-V-1号機頂点速度-高度曲線(2)

MUSES-B初期軌道(A)

1997年2月12日(水) 14時07分(JST)
KSC R6機 発表

(1) M-V-1号機飛翔状況

発射時刻 X=13時50分(JST)
飛翔は正常で各段の燃焼、分離、制御は良好

(2) 使用データ(下記データより選択)

- (A) 3段精測レーダデータ+4段予測(旧レーダ6要素)
- (B) 4段 KSC 20メートルアンテナデータ
- (C) 4段 勝浦 追跡データ

(3) 初期軌道 (A)で予測(4段燃焼終了時、予定より1秒遅らす)

E. T.	X+415	秒
a	17115.17	Km(半長径)
e	0.614329	(離心率)
i	31.3251	度(軌道傾斜角)
Ω^*	37.8478	度(昇交点経度)
ω	100.5471	度(近地点引き数)
M	1.4612	度(Mean Anomaly)
P	371.389	分(周期)
$d\Omega/dt$	-0.6935	度/日
$d\omega/dt$	+1.0751	度/日
近地点高度	222.66	Km
遠地点高度	21251.35	Km
Ω^* 発射時のグリニッジよりの値		
r	6623.748	Km(地心距離)
ϕ	29.5811	度(緯度)
Δ	147.2559	度(経度)
θ	2.9416	度(経路角)
β	100.8078	度(方位角)
v	9.852241	Km/秒(速度)

-141- 瞬時分点での接軌軌道要素

M-V-1号機・投入軌道推定結果

3.4.2 M-V-3号機

M-V-3号機の電波誘導指令および姿勢誤差およびIsp誤差の推定結果、および投入軌道推定結果を示す。なお、新精測レーダは284~318秒でロックオフしており、正確な軌道推定はできていない。

M-V-3号機・電波誘導コマンド

送信時間 ピッチコマンド ヨーコマンド 時刻コマンド

コマンド名	(秒)	(度)	(度)	(秒)
RC-1	71	+0.1	+0.2	—
RC-2	185	-0.4	-0.1	—
RC-3	340	+0.3	-0.4	-3.0

第2段電波誘導コマンド

	PRESET	GUIDE	NOMINAL	
HAPG	183.188	183.513	183.39km	第2段燃焼終了時遠地点高度
VAPG	3.6854	3.6844	3.6967km/s	第2段燃焼終了時遠地点速度

第3段電波誘導コマンド

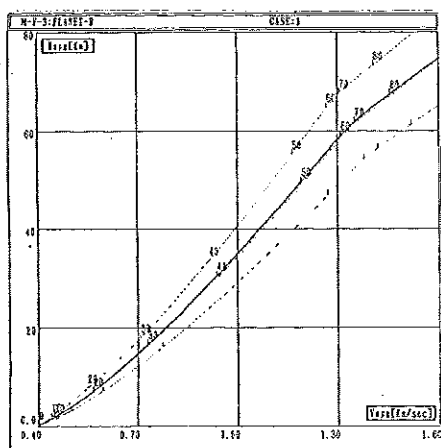
プリセット誤差 0.052km/s B 4 centroid 時速度ベクトル
 ガイダンス誤差 0.018km/s

第4段電波誘導コマンド

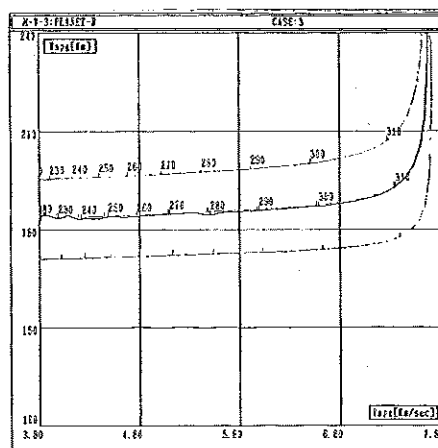
	CURRENT	PRESET	GUIDE	NOMINAL (1310s)
HAPG	421.779	432825.084	418979.969	413499.94
HPRG	160.932	302.539	302.019	336.823
VAPG	7.5842	0.1649	0.1702	0.1729
PRD	90.2279	17460.0402	16653.1301	16339.2911
AA	6663.805	222941.977	216019.160	213296.55km
EE	0.019572	0.970034	0.969076	0.968518—
II	31.1004	28.3483	28.2403	28.3621deg
LOMG	40.4628	42.0617	42.1571	41.8933deg
SOMG	62.4035	160.3991	160.0570	160.4131deg
MM	37.3442	0.0177	0.0188	0.0207deg

M-V-3号機・姿勢誤差/Isp 誤差推定結果

B 2 ピッチ：-0.35度，ヨー： 0.00度，Isp：+2.87秒
 B 3 ピッチ：-0.08度，ヨー：-0.30度，Isp：-1.60秒



M-V-3号機頂点速度-頂点高度曲線 (1)



M-V-3号機頂点速度-高度曲線 (2)

PLANET-B初期軌道 (4段燃焼終了時推定軌道)

1998年7月4日 (金) 04時 (JST) KSC RG 既 既

(1) M-V-3号機飛行情況

発射時刻 X=7月4日03時12分 (JST)
 X=7月3日18時12分 (UTC)

飛路は正常で各段の燃焼、分離、制動は良好

(2) 使用データ

3段目制レーザデータ③B3B0+4段燃焼終了コマンド

4段ノミナル点火時刻 1228秒 + コマンド-3.0秒 = 1225秒
 4段ノミナルピッチ姿勢 -72.2074度 + コマンド+0.3度 = -71.9074度
 4段ノミナルヨー姿勢 -9.9221度 + コマンド-0.4度 = -10.3221度

(3) 初期軌道

(4段燃焼終了時刻=点火1228秒+コマンド-3秒+燃焼時間73秒=1298秒)

E. T.	X+1298	秒
a	220108.38	Km (半長径)
e	0.969486	(離心率)
i	28.2590	度 (軌道傾斜角)
Ω	42.2435	度 (経緯交経度)
ω	159.5189	度 (近地点引角)
M	0.0193	度 (Mean Anomaly)
P	17128.2	分 (周期)
近地点高度	338.242	Km
遠地点高度	42712.2	Km
	Ω+ 発射時のクリニッジよりの値	
r	6729.36	Km (地心距離)
φ	7.2284	度 (地心緯度)
λ	203.1721	度 (経度)
θ	2.4952	度 (経緯角)
β	117.3929	度 (方位角)
v	10.3008	Km/秒 (速度)

発射点での機体軌道要素

M-V-3号機・投入軌道推定結果

3.4.3. M-V-4号機

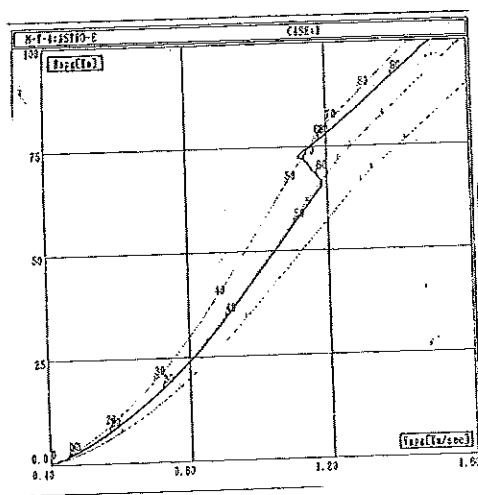
1) 誘導指令 (RG コマンド送信実績)

以下に M-V-4号機の誘導指令実績を示す。コマンドPはピッチコマンド, Yはヨーコマンドを指し, 「P-5.0°」はピッチに-5.0°のコマンドを送信したという意味である。コマンド量下段 () 内は誘導計算値であり, リミッタをこえた場合はリミッタまで送信されている。C2RG-B (2回目) は一回目で送りきれなかった量を算出したが, 再度リミッタにかかった。C4RGは次号機以降のための試験的送信のため, あえてリミッタを小さくしている。

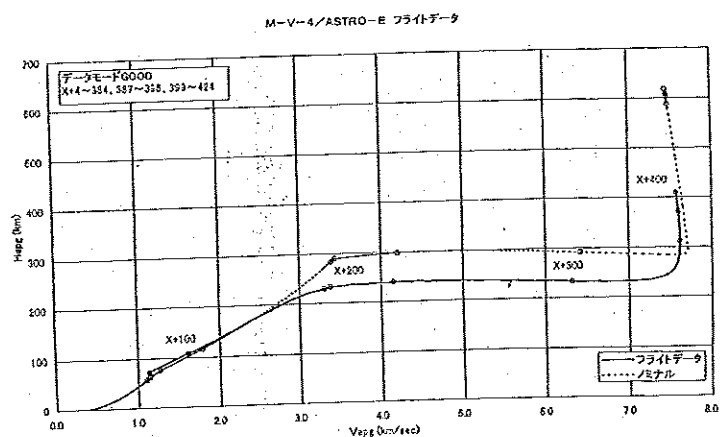
ステージ	送信時間	有効時間	コマンド量	リミット
C 2 RG (1 回目)	X+71秒	125~172.1秒	P-5.0°/Y-0.5° (P-15.7°/Y-0.5°)	P± 5°/Y± 5° (ステップ: 0.1°)
C 2 RG-B (2 回目)	X+133秒	125~172.1秒	P-10.0°/Y0.0° (P-16.1°/y0.0°)	P± 10°/Y10° (ステップ: 0.1°)
C 3 RG	X+185秒	172.1~360秒	P1.3°/Y+0.4° (P1.3/Y+0.4)	P± 2°/Y± 2° (ステップ: 0.1°)
C 4 RG	X+340秒	360.1秒以降	P 0°/Y+0.5° (P+35.3°/Y+70.4°)	P± 0°/Y± 0.5° (ステップ: 0.5°)

2) 飛翔軌道概要 (計画値との比較)

第1段軌道は頂点の高度、速度ともに計画値より低かった。高度は3.4km、速度は152m/sec 不足した。第2段で姿勢を下げたが、頂点速度は回復しなかった。高度を56km 下げたが、速度は57m/sec 不足した。第3段で姿勢を上げ、近地点高度を上昇させたが、十分ではなく、周回軌道には到達しなかった。



M-V-4 号機頂点速度-高度曲線



M-V-4 号機ダウンレンジ-高度曲線

1 段燃焼終了時 (X+75秒)

	頂点高度 (km)	頂点速度 (km/sec)	頂点秒時 (sec)
実機	72.17	1.1213	156.62
計画	75.57	1.2736	159.43

第2段燃焼終了時 (X+172秒)

	頂点高度 (km)	頂点速度 (km/sec)	頂点秒時 (sec)
実機	233.28	3.3810	325.65
計画	289.33	3.4379	361.97

第3段燃焼終了時 (X+400秒)

近地点高度 (km)	遠地点高度 (km)	周期 (min)
------------	------------	----------

実機	78.12	408.83	89.26
計画	270	570	93

3) 第2段誘導 (C2RG)

第1段による頂点速度減少を回復するために、第2段でピッチを -15.7° 下げるコマンドが計算された。しかし、過大なコマンドを回避するためのソフト的なリミッタを設けていたために、X+125秒では -5° (ピッチダウン) のコマンドしか送出されなかった。この後、X+133秒に -10° (ピッチダウン) のコマンドが送出された。 10° 姿勢を下げるのに約6秒間を要している。(コマンド送信に要した時間) 2回のコマンドによりX+125秒に換算して 11.7° (15.7° の75%相当) のピッチダウンを行ったことになる。

誘導を行わない場合、頂点高度が約275.5km、頂点速度が約3.298m/secとなるところ((2)のケースa)を上記誘導((2)のケースb)によって、頂点高度を約233.3kmに下げ、頂点速度を約3.381m/secに増加させた。しかし、それでもなお速度は計画値にたいして57m/sec不足した。ソフトウェアリミッタがない場合((2)のケースc)、頂点速度を3.430m/secまで増大することができたが、姿勢変更に10秒程度要することを考えると、実際にはリミッタがない場合の頂点速度は3.403m/sec程度であったと思われる((2)のケースd)。

なお、計算機内部(リアルタイム誘導時)では感度行列を用いていたために、 -15.7° のピッチダウンによって、頂点速度は3.492m/secになると計算されていた((1)のケースc)。実際の積分値((2)のケースc: 3.430m/sec)との差は実際の飛翔軌道が計画値と大きくずれたことによる非線形の影響である。

(1) 度行列を用いた予測値(誘導計算内部の数値、ただしケースbはケースcを線形補間)

ケース	頂点高度 (km)	頂点速度 (km/sec)
(a)	276.98	3.3206
(b)	233.80	3.4492
(c)	219.40	3.4920

(2) 値積分による検証(飛翔後解析)

ケース	頂点高度 (km)	頂点速度 (km/sec)	頂点秒時 (sec)
(a)	275.51	3.2982	352.66
(b)	233.28	3.3810	325.65
(c)	219.90	3.4298	314.82
(d)	231.65	3.4030	323.08

ケース (a) 誘導コマンドなし(プリセット)

(b) 実機 (X+125秒に -5° , X+133秒から約6秒間で -10° ピッチダウン)

(c) リミットなし1 (X+125秒に -15.7° ピッチダウン)

(d) リミットなし2 (X+125秒から10秒間で -15.7° ピッチダウン)

4) 第3段誘導 (C3RG)

第3段誘導では近地点高度を上げるため、ピッチ $+1.3^\circ$ のコマンドが計算され、送出された。ピッチおよびヨーコマンドのリミッタは 2° であり、リミッタにはかからなかった。この誘導によって、近地点高度を6kmから104kmにあげることができたが、十分ではなく周回軌道にならなかった。なお、この数値は第2段燃焼終了

時の軌道要素をもとに、第3段をノミナルとして数値積分した値である。実際の近地点 (78km) との差は第3段推進性能がノミナルより低かった、第3段に姿勢制御残差があった等が原因として考えられる。

ケース	近地点高度 (km)	遠地点高度 (km)
(a)	6	455
(b)	104	389
(c)	78.12	408.83

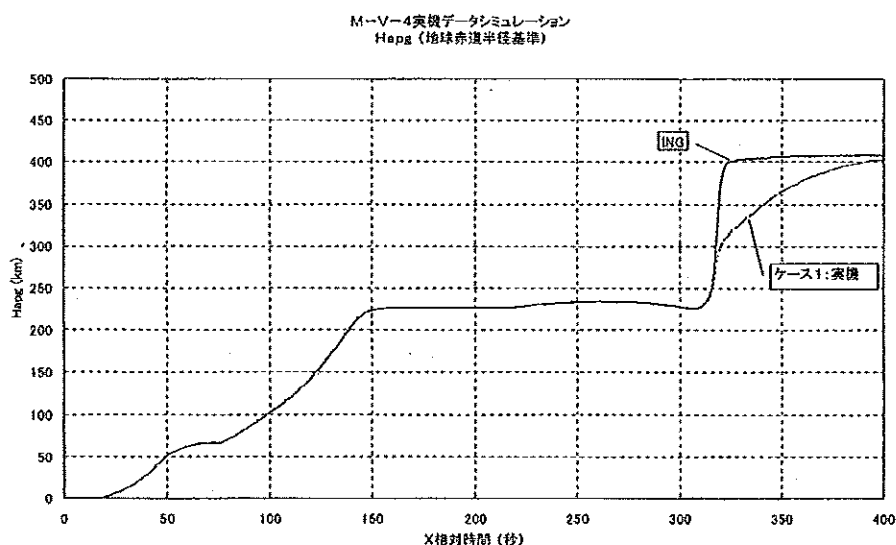
ケース (a) 誘導なし (第2段燃焼終了から第3段をノミナルロケットパラメタで積分した値)

(b) 誘導有り (同上, コマンド量ピッチ: +1.3°, ヨー: +0.4を反映)

(c) 実機 (レーダによる実測値, X+400秒の軌道推定値)

5) 軌道推定精度について

慣性航法装置 (IMU) の出力と電波誘導システムにおける軌道推定結果との比較を行った結果, 3段燃焼終了時 (X+321秒) 付近以降の瞬時の遠地点高度で評価すると, 両者の出力にずれがあることが確認された。M-V-3号機は3段燃焼終了時に地球周回軌道に投入されるが, 燃焼開始時には観測点が遠地点側にあるが, 燃焼終了真際に瞬時の遠地点高度が飛翔地点の高度を超えるために, 観測点は遠地点側から近地点側に移行する時間帯に相当する。



M-V-4 号機・電波誘導と IMU の出力比較

現在, 検討の結果わかっている点は, 1) レーダデータをリアルタイムのカルマンフィルタではなく, バッチ処理により評価すると ING の結果と近くなる, 2) カルマンフィルタの観測量の反映の度合いを規定するパラメタ (Ks) の調整により多少応答性が改善される, 3) 20点 (2 秒間) のデータによる平滑化処理 (スムージング) の後で屈折補正処理を行っているが, より精度を向上させるためには屈折補正を先に行う必要がある, 4) エレベーションの時間微分値のばらつきの軌道推定精度に対する寄与が大きい。

今後の対策として, 1) 屈折補正処理自体の精度の向上, 2) 現状では推定状態量はレンジ, アジマス, エレ

ーションとそれらの微分値だけであるが、加速度の推定をも考慮する、3) カルマンフィルタの更新式において一定の時定数で加速度ノイズが減衰するマルコフ過程を想定する、4) 現状のカルマンフィルタでは観測値にレンジ、アジマス、エレベーションと平滑化処理により抽出されたそれらの時間微分値の双方が含まれるが、観測値にレンジ、アジマス、エレベーションのみとする、等があり検討段階にある。

4. 初期オペレーション

4.1 M-V-1号機

MUSES-Bの飛翔前の軌道計画では、M-Vロケットの第3段および第4段の加速による近地点高度約220 km、遠地点高度約20,000 kmの周期約6時間の楕円軌道への投入が想定されており、飛翔結果もほぼこのノミナルに近いものであった。しかしM-Vロケットの1号機ということもあり、MUSES-Bでは、予想されない大きな軌道投入誤差が生じた場合でも確実にKSCの第1パスで衛星捕捉を可能にするために、以下に述べる対策が講じられていた。

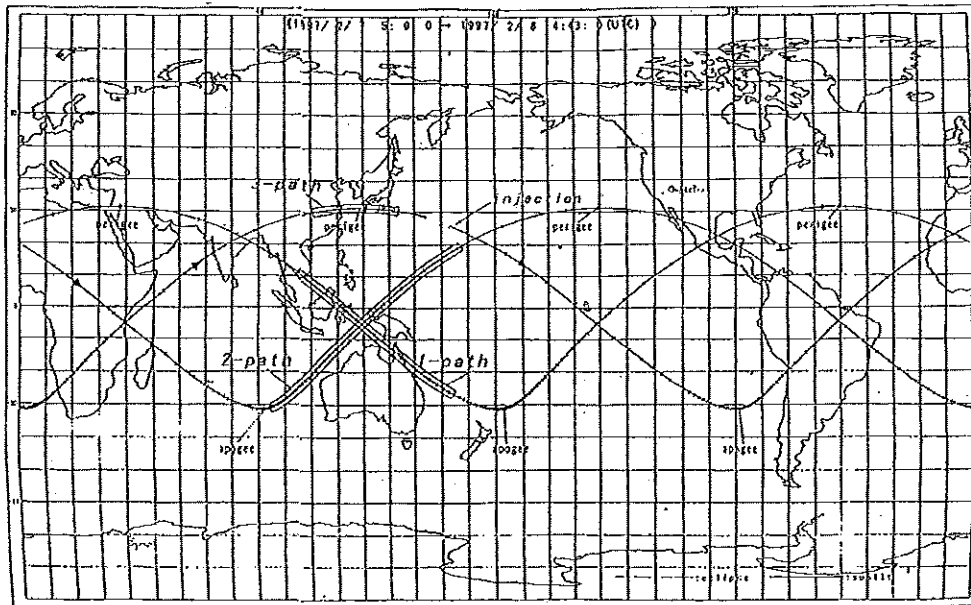
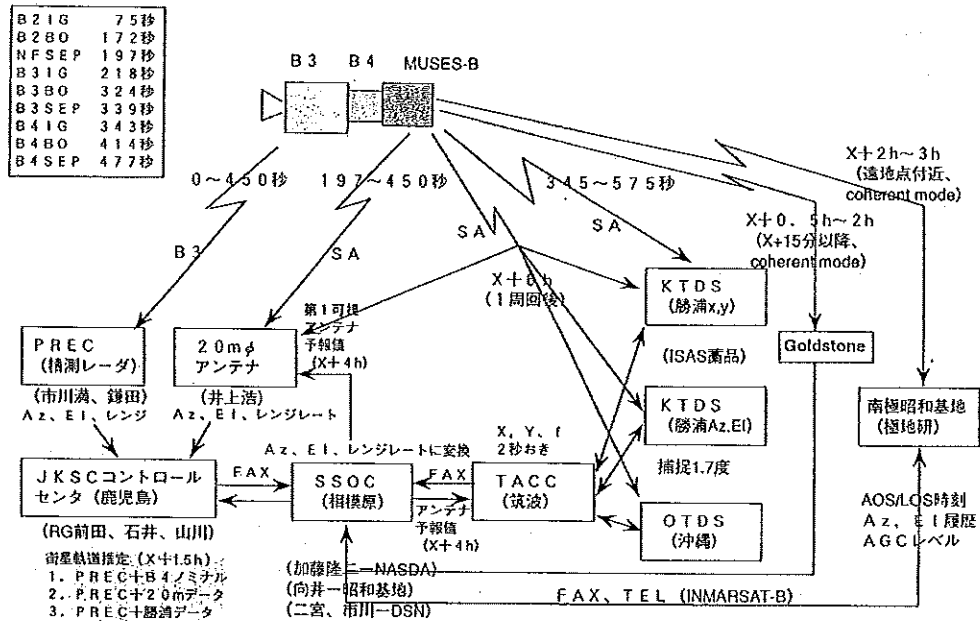
KSCの精測レーダはロケット第3段を、またKSCの20mアンテナは衛星を追尾していたが、0パス（打ち上げ時）では20mアンテナはレンジングができないうえに、20mアンテナのアンテナ角およびドップラーデータを第3段レーダ情報と組み合わせて、第4段燃焼終了後の衛星軌道の推定精度を向上させる予定であった。しかし、第3段スピナップ後に20mアンテナによる自動追尾ができなかったために、この方法は用いられなかった。

しかし、第3段レーダデータに第4段のノミナル性能を仮定することで衛星の0次軌道推定を行える。この方法では第4段性能の誤差を考慮することはできないが、フライトでは、この軌道推定結果がKSCの0パスでの最終推定値となった。

KSCの20mアンテナでは軌道投入誤差が大きい場合に4段燃焼終了後の可視時間が取れない可能性があったが、NASDA勝浦局は第4段燃焼終了後のノミナルの可視時間がKSC 20mアンテナの30秒間と比較して2分以上長く、軌道分散を考慮しても確実に可視であった。従って、20mアンテナデータと同様にロケット第3段の情報と組み合わせて衛星軌道を推定できる可能性が高く、また、AGCレベルによる衛星分離の確認は勝浦局のみに可能であったために支援を依頼した。勝浦局はMUSES-Bを138秒より498秒まで自動追尾し、第4段点火（344秒）および衛星分離（478秒）の双方を確認した。なお、勝浦局データを利用した衛星軌道推定結果は、前出の第4段ノミナル性能を仮定した結果に非常に近く誤差範囲内と判断されたために、リリースされなかった。

X+2時間後付近で国立極地研究所の昭和基地アンテナからアンテナ角時間履歴が得られるとすると、軌道投入誤差をある程度の精度で推定することができ、続くKSC第1可視におけるアンテナ待ち受け角つまり衛星捕捉運用計画に対して大きな指針をあたえることができたので、昭和基地にも支援を依頼した。昭和基地も予定通りMUSES-Bを捕捉し有為なデータを得ることができた（第37次南極地域観測隊の釘光信一郎氏、極地研の宮岡宏先生、佐藤夏雄先生）。

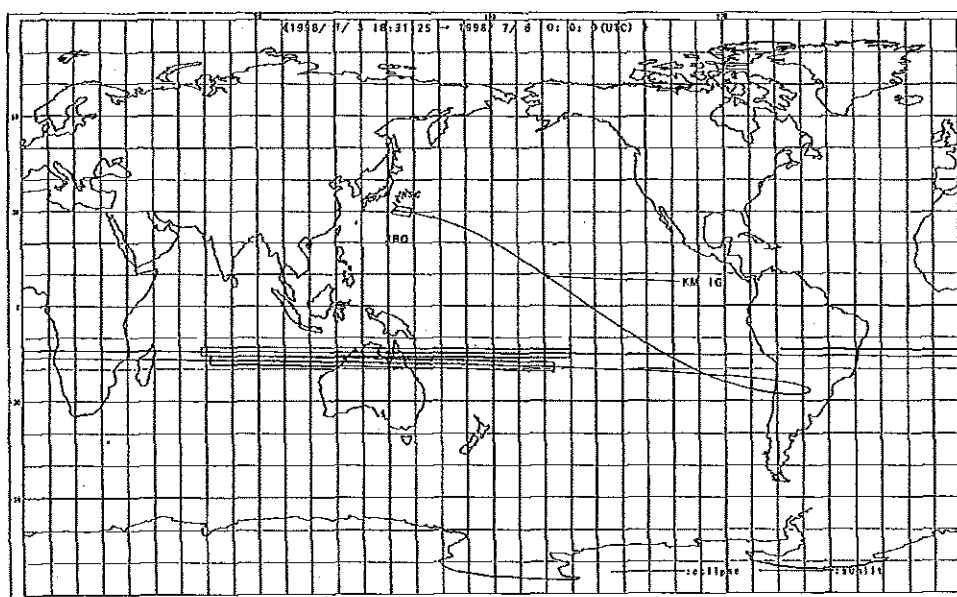
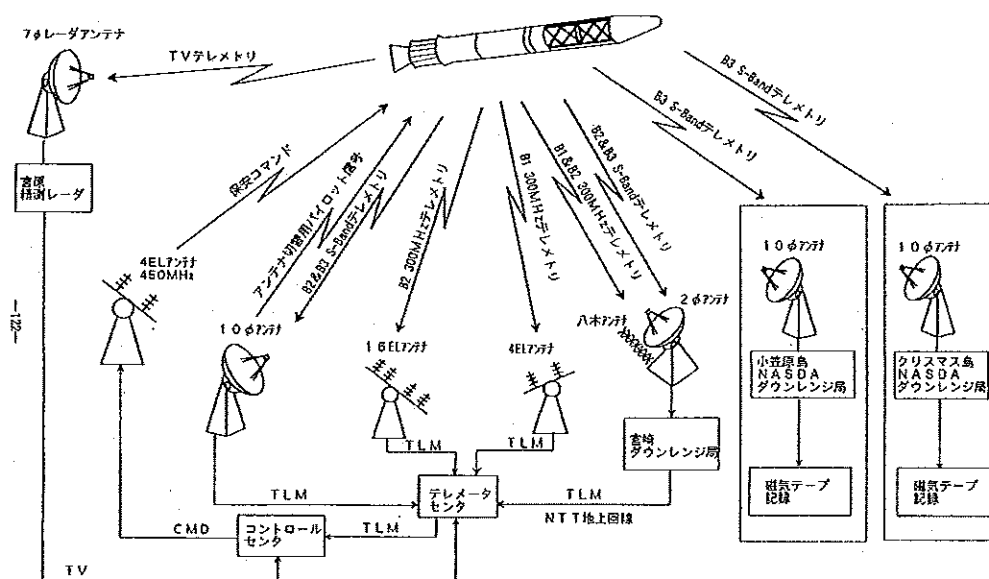
また、DSNサポートも打ち上げ直前に認められたため、前記のNASDA勝浦局、DSN局、南極昭和基地のすべてで受信できたことになり、KSCの第1可視では十分な精度で捕捉可能であった。



M-V-1号機のグラウンドプロット

4.2 M-V-3号機

宇宙開発事業団の小笠原局及びクリスマスダウンレンジ局において、第3段テレメータ受信を行なった。クリスマス移動追跡所では、上段のスピンの影響により周期的なノイズはあるが、概ね良好なデータを受信した。



M-V-3号機のグラウンドプロット

4.3 M-V-4号機

M-V-4号機で想定されていた電波誘導関連の初期オペレーションフローを示す。

X+ 71秒	RC-1	C2 コマンド送信
X+133秒	RC-1B	C2 コマンド送信 (バックアップ)
X+185秒	RC-2	C3 コマンド送信
X+340秒	RC-3	C4 コマンド送信
X+420秒		キャラクタ画面ストップハードコピー取得
X+462秒		KSC 第0パス消感
X+500秒		RG 計算ストップ

軌道傾斜角	31度	31度	31度	31度	31度	98.4度	31度	97.8度
第1段誘導	なし	なし	なし	なし	なし	なし	なし	なし
第2段誘導								
2段点火	固定	固定	固定	固定	固定	固定	固定	固定
制御量	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw
目標	高度重視	高度重視	速度重視	高度重視	高度重視	高度重視	速度重視	高度重視
方式	感度 table 慣性座標	感度 table 慣性座標	感度 table 慣性座標	感度 table 慣性座標	感度 table 慣性座標	感度 table 慣性座標	感度 table 慣性座標	感度 table 慣性座標
第3段誘導								
3段点火	固定	固定	固定	固定	固定	固定	固定	固定
制御量	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw
ピッチ方向								
	2段頂点 高度維持	4段点火 時の速度 ベクトル 誤差最小	2段頂点 高度維持	脱出 双曲線 相対速度 方向維持	4段燃焼 終了時 遠地点位置 誤差最小	3段燃焼 終了時 速度誤差 最小	2段頂点 高度維持	3段燃焼 終了時 速度誤差 最小
方式	table 利用 2段頂点 高度/速度 誤差対応	感度 table	real time ホーマン コマンド	感度 table	感度 table	table	real time ホーマン コマンド	table
ヨー方向								
目標	軌道面 維持	4段点火 時の速度 ベクトル 誤差最小	軌道面 維持	脱出 双曲線 相対速度 方向維持	4段燃焼 終了時 遠地点位置 誤差最小	3段燃焼 終了時 速度誤差 最小	2段頂点 高度維持	3段燃焼 終了時 速度誤差 最小
方式	ヨー方向 誤差が コマンド	感度 table	ヨー方向 誤差が コマンド	感度 table	感度 table	table	real time ホーマン コマンド	table
第4段誘導								
4段点火	可変	可変	—	可変	可変	—	—	—
制御量	pitch/yaw	pitch/yaw	—	pitch/yaw	pitch/yaw	—	—	—
目標	近地点 高度維持	遠地点 高度維持 楕円軸方向 維持		脱出双曲線 相対速度 方向の維持	遠地点 高度維持 楕円軸方向 維持			
方式	ホーマン コマンド	table 利用 半長径誤差と		table 利用	table 利用 半長径誤差と			

Mean anomaly 誤差 から B 3 pitch および B 3 Isp 誤差を推定 B 3 pitch/Isp 誤差に 対応した第 4 段 点火時刻, pitch, yaw テーブルを補間	Mean anomaly 誤差 から B 3 pitch および B 3 Isp 誤差を推定 B 3 pitch/Isp 誤差に 対応した第 4 段 点火時刻, pitch, yaw テーブルを補間
---	---

衛星分離姿勢誘導

(分離スピン姿勢のまま遠地点において実行される衛星 RCS による近地点上昇 ΔV の効率化)

制御量	—	—	pitch/yaw	—	—	pitch/yaw	pitch/yaw	pitch/yaw
方式	—	—	real time			TBD	real time	TBD

軌道推定

第 1 ～ 3 段

前処理	最小 2 乗	最小 2 乗	最小 2 乗	最小 2 乗	最小 2 乗	最小 2 乗	最小 2 乗	最小 2 乗
フィルタ	Kalman	Kalman	Kalman	Kalman	Kalman	Kalman	Kalman	Kalman

第 4 段

20mANT	—	—	なし	—	—	—	—
アンテナ角			衛星送信系				
ドップラー			OFF				
レーダ情報							
(B 3 spin 時に 自動追尾不可)							

