

M-3S型ロケットの飛翔計画

松尾 弘毅・的川 泰宣・周東三和子・前田 行雄

(1986年3月28日受理)

1. 軌道計画

M-3S型ロケットで打上げられた4つの衛星は、軌道の類縁関係から2種類に分けられる。前3機で打上げられたMS-T4, ASTRO-A, ASTRO-Bと最終機のEXOS-Cである。

前者の軌道はASTRO系衛星の特徴である高度500kmの略円軌道で、軌道傾斜角には格別の制限がなくエネルギー的に有利な東方発射を行う結果、傾斜角はほぼ 31° である。ただし試験衛星MS-T4では、レーザーフレクタ実験のための可視性の要請から発射角を南に振り若干深めの軌道傾斜角をとっている。遠近地点に150km内外の高度差があるのは、最終段の速度分散によって遠近地点が逆転し、更に加速度方向の姿勢誤差とカップルして近地点が低下、軌道寿命が短くなるのを防ぐためである。なお遠地点高度についてはエネルギー過剰の場合にもバンアレン帯下端である800kmに達しないようにとの制限が課せられている。

一方、EXOS-Cの軌道は極域観測のため高軌道傾斜角が要求されているのが最大の特徴である。高軌道傾斜角ミッションとしてはM-3H-2号機によるEXOS-Aミッション($i=63^\circ$)があったが、今回は更に大きな傾斜角が要求されたため軌道設計に苦心が払われた。制約条件は、1.内ノ浦での発射方位が北から 155° 以内であること、2.第2段落下点とYap島との相対位置関係、3.第3段燃焼中断時の落下点がオーストラリアの人口稠密地帯にならないこと、であるが、上記の条件を満たすためにあまり急激なドッグレッグを行えば、そのための速度損失がただちに衛星質量にはね返る。結局、妥協点として得られたのが最終軌道傾斜角 75° で、第1段は限界一杯に南に向けて発射したのち第2段で更に南に振り、第3段で若干北に振り戻すという複雑な径路を辿ることになった。遠地点は電離層上端の1000km内外を保証するものとし、近地点は軌道寿命を保証し且つ大気層観測の便を図るため約300kmに設定された。

軌道計画の観点から言えば、EXOS-Cで保安上の問題が厄介であったとは言えいづれも3段式による標準的なミッションであり、M-3Hの諸ミッションに比べて楽であったといえる。また、M-3HからM-3Sへの最大の変更点である第1段TVCの導入は軌道精度の向上へ寄与するものであり、投入能力はM-3Hで既に立証済みであるので、ロケットの能力を推定しつつ衛星質量を制御するという宇宙研の宿命ともいえるべき操作が必要なかったのも事柄を簡単にしている。各号機の計画軌道要素を第1表に示す（達成軌道については“電波誘導”の項参照）。

第1表 M-3Sによる計画軌道要素

		1	2	3	5
軌道長半径 a	km	6997.	7026.	6943.	7157.
離心率 e		0.0144	0.0122	0.010	0.064
軌道傾斜角 i	deg	38.92	31.51	31.53	75.02
昇交点赤経 Ω	deg	359.71* ¹	30.84* ²	30.75* ³	321.28* ⁴
近地点引数 ω	deg	136.98	109.39	108.77	158.12
周期 P	min	97.1	97.7	95.9	100.4
近地点高度 Z_p	km	518.	562.	495.	324.
遠地点高度 Z_a	km	720.	734.	634.	1233.

*1 日本標準時1980年2月16日9時30分のグリニッジ基準

*2 日本標準時1981年2月16日9時30分のグリニッジ基準

*3 日本標準時1983年2月16日14時10分のグリニッジ基準

*4 日本標準時1984年2月14日17時00分のグリニッジ基準

2. 飛しょうシーケンスと制御プログラム

M-3Sの飛しょうシーケンスを第2表に示す。表は4号機のものであるが、2号機から3号機にかけて第1段TVCの終了秒時を10秒間繰上げたこと、後述のCM-A2, CM-A3のモード変更秒時を200秒から250秒に変更したことを除けば、4機とも同一である。前者は特性のはっきりしない第1段推力曲線尾部でのLITVC使用を避けたものであり、後者は第3段姿勢整定前の点火コマンドの誤動作防止である。

第1段モータと補助ブースタとは同時に点火され、ランチャ・レールに添って約10m滑走して発進する。補助ブースタは約7秒燃焼したのち発射後9.0秒に切り離される。第1段は尾翼および姿勢制御により安定が保たれ、70秒間燃焼したのち84秒に切り離される。

第1段TVC装置による制御は発射後6秒より20秒まで、および40秒より55秒までの間に前期と後期に分けてそれぞれのプログラムにそってピッチ・ヨー制御が行われる。また、SMRC装置によるロール方向制御は発射後4秒より80秒までの間行われる。

第2段は86秒から158秒まで燃焼するが、この間第2段TVC装置によるプログラムにそったピッチ・ヨー制御とサイドジェット装置によるロール制御とが行われる。

TVC装置による制御は150秒まで行われ、その後はサイドジェット装置が切り替わって3軸制御を行い、第3段打出し方向に機体軸を向ける。

ノーズフェアリングは162秒に開頭して切り落とされる。

発射後231秒に姿勢制御を終了した後、サイドジェット装置による制御モードを再び変更して機体にまず約0.5 rpsのスピンを与え、ついでスピンモータによってスピンを2 rpsまで加速する。

第3段は第2段切り離しの5秒後に第2段軌道の頂点で点火され53秒間燃焼する。その後57秒で衛星から切り離され、さらに5秒後にヨーデスピナが解離してその結果生ずるタンブリングによって残留推力による衛星への追突を防ぐ。

第2段切り離し以後の項目は衛星搭載タイマによって実行され、その秒時は各ミッション毎に異なる。4号機の場合には衛星タイマ始動は356秒に予め設定されており、コマン

第2表 M-3Sの飛しょうシーケンス

項 目	時間(秒)
第1段, 補助ブースタ点火	0
SMRC 作動開始	4
TVC 作動開始	6
補助ブースタ燃焼終了	7.7
補助ブースタ切離し	9
TVC 作動停止	20
TVC 作動再開	40
TVC 作動停止	55
第1段燃焼終了	70
SMRC 作動停止	80
第1段切離し	84
TVC 作動開始	85
ロールサイドジェット制御開始	85
第2段点火	86
ロールサイドジェット切換え	116
TVC 作動停止	150
ピッチ・ヨーサイドジェット作動開始	151
第2段燃焼終了	158
ピッチ・ヨー制御基準値切換え	159
開 頭	162
第3段スピン開始(CN モード切換え)	231
スピンモータ点火	241
スピン制御開始	242
衛星タイマ始動	X
第2段切離し	X+ 2
第3段点火	X+ 7
第3段燃焼終了	X+ 60
第3段切離し	X+117
ヨーデスピナ作動	X+122

注-1) コマンドの送信をしない場合: X=354 秒

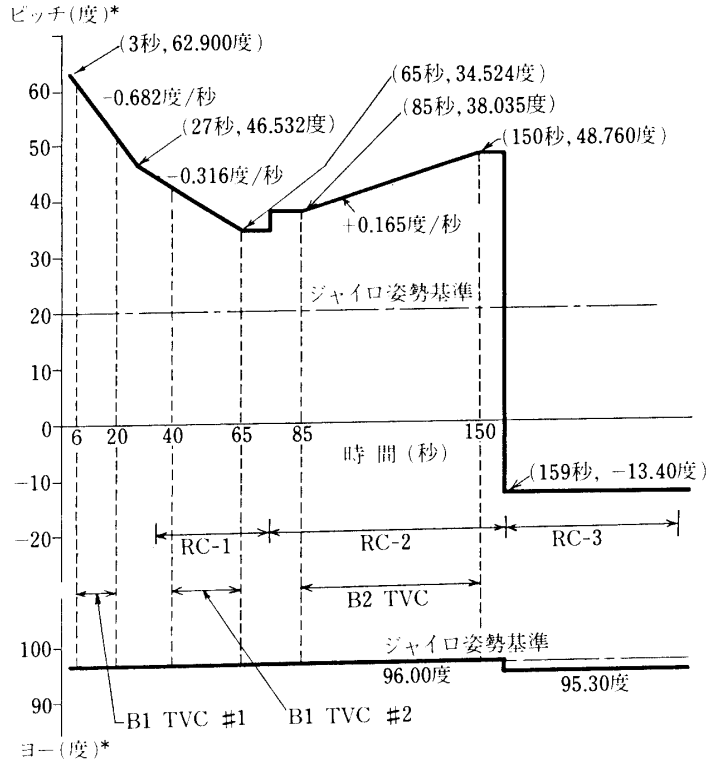
注-2) コマンド送信によるXの可変範囲:
258~451 秒

ドによりこれを地上から変更できるようになっている。

M-3 H に比べ最大の変更点は第1段 TVC の導入であるが、これには動圧が高く制御効果の期待できない発射後 20 秒から 40 秒の間中断期間を設け、噴射剤消費量の節約を図っている。また保安上の要請から制御開始時は 6 秒からになっている。

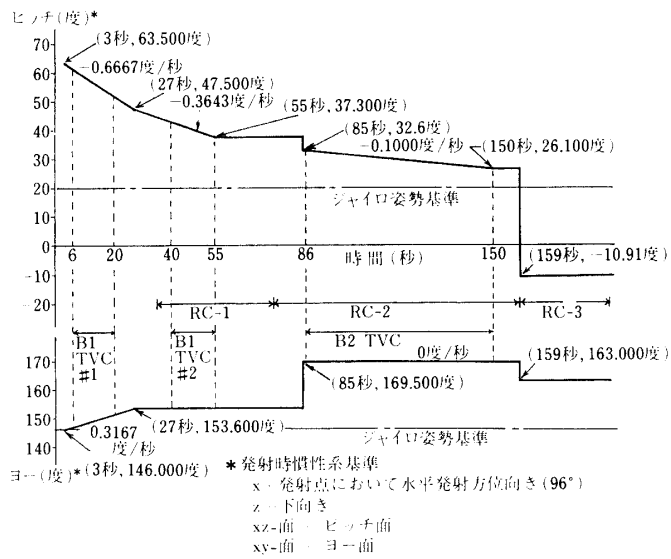
各段のピッチ・ヨーの姿勢制御プログラムは第1図 (M-3 S-2)、第2図 (M-3 S-4) に示す通りである。第1段の姿勢プログラムは、発射時期における標準的な風分布中で適当な発射角における無揚力軌道を折れ線で近似したものである。わずか2セグメントによる近似であるが、実際には発射後 20~40 秒の間は自由飛行となるのでこれで十分である。

1, 2, 3号機では第3段点火高度が 500 km 内外と高いにもかかわらず、第1段軌道を第



* 発射時慣性系基準
 x---発射点において水平発射方向向き(96°)
 z---下向き
 xz-面 ---ピッチ面
 xy-面 ---ヨー面

第1図 M-3S-2 姿勢プログラム

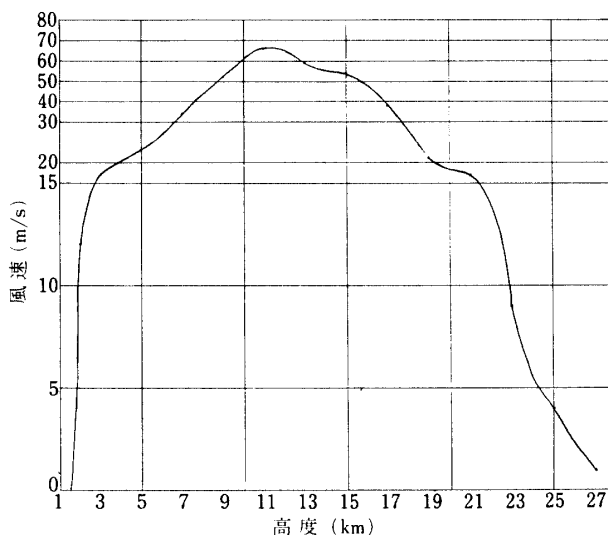


* 発射時慣性系基準
 x---発射点において水平発射方向向き(96°)
 z---下向き
 xz-面 ---ピッチ面
 xy-面 ---ヨー面

第2図 M-3S-4 姿勢プログラム

1段燃焼終了後の空力安定性を考慮してM-3Hで実績のある高さに抑えたため、第2段はピッチを引き起こすような形になっている。また、1, 2, 3号機では同一面内を飛行するが4号機では前述の理由でドッグレッグを行っている。4号機の打ち上げ初期のヨー勾配は、方位角 147° で打ち上げられた機体が強い西風の中を運動する場合の無揚力軌道に対応するものである。

第3図に4号機で用いた標準的な風分布を、第3表に各号機の標準発射角を示す。風に対する発射角補正は、TVCが開始される発射後6秒(高度約800km)までの風に対して、同秒時で飛しょう径路角が標準値と合致するようにして行われた。また制御開始以後の風については、空力静安定力と制御力がトリムするものとした簡便なプログラムを用いて発射前に噴射剤消費量のチェックを行った。



第3図 標準的風速分布

第3表 M-3Sの標準発射角

号機	θ_0 (発射上下角)	ψ_0 (発射方位角)
M-3S-1	69°	117°
2	69°	96°
3	69°	96°
4	70°	147°

3. 飛しょう制御コマンド

各段飛しょう中に生ずる軌道の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よう、地上からの指令によって各段の目標姿勢プロフィールを変更することができる。対象となるのは(1)第1段ピッチ・ヨー姿勢基準角(2)第2段ピッチ・ヨー姿勢基準角(3)第3段点火秒時および打出し方向、である。第2表あるいは第1, 2図でRC-1, RC-2, RC-3とあるのが各々に対応するもので、(1), (2)については受信以後のプロフ

イルが修正量だけバイアスを受けることになる。第1段も後半部はRC-1によって修正可能であるが実際には送信することなく、またRC-2も1~2段間のコースティング中に送信するのが通例である。

一方、第4表に示すようなCM-A 1, CM-A 2, CM-A 3と呼ばれる本来保安用のコマンドがあるが、一部は飛しょう制御にも用いられる。CM-A 2は250秒以後送信すると瞬時に第2段分離以後のシーケンスを実行し、本来の点火システムに対するバックアップになっている。また、CM-A 3は250秒以前に送信すると姿勢制御系に不具合を生じても状況次第では飛行を続行することが可能になる。このコマンドは250秒以後は第3段の点火時刻の変更の実行を命ずるために用いられる。

第3段点火には3種類の方式があるので、整理しておく。前述のようにこれは衛星タイマで実行されるが、衛星タイマは(1)地上より指令がなければ、それまでのシーケンスを司ってきた主タイマの設定秒時に、(2)RC-3により上記設定値に修正が加えられ、かつ250秒以後にCM-A 3によってその実行が命じられると(TSL開始)その修正された秒時に、(3)250秒以後CM-A 2が送信されるとただちに、始動する。主は(2)であり(1)、(3)はそのバックアップである。

第4表 M-3Sのコマンドの機能

コマンド名称	周波数(MHz)	機 能
CM-A 1	450	第2段タイマとタイムセレクタの停止
CM-A 2	450	破壊及びタイムセレクタ停止、モード変更後瞬発点火(衛星タイマ始動と第2段切離し)
CM-A 3	450	TVC及びSMRC停止、モード変更後タイムセレクタ始動
CM-B 2	5,600	タイムセレクタ秒時の変更
CM-C 1	148	衛星タイマの停止

4. 飛しょう環境と打ち上げ軌道

各号機の質量諸元を第5表に示す。また以下の図に2号機と4号機の打ち上げ軌道の特性を示す。第4, 5図は第2段終了までおよび第3段以降についての高度、速度、加速度、動圧の時間変化を標準発射角について示したものである。第6~8図にそれぞれ補助ブースタ、第1段、2段の水平距離と頂点高度の関係を示す。ここで水平距離とは、刻々のロケットの位置の地表面への投影を緯経度で示してある。第9図は両衛星の軌道の地表面投影である。

第 5-1表 M-3S-1 重量および諸元

諸元	第1段	補助ブースタ	第2段	第3段	
全長	m	23.801	5.794	8.895	2.501
最大径	m	1.410	0.310	1.410	1.135
重量(燃焼前)	kg	45247.4* ¹	4119.2	11043.0* ³	1425.6
重量(燃焼後)	kg	18030.3* ²	1378.0	3842.0	341.9
推薬重量	kg	27064.0	2741.2	7201.0	1083.7
フロン重量	kg	306.3	—	42.0	—
過酸化水素重量	kg	—	—	28.0	—
質量比		2.744		2.874	4.170
比推力	sec	266	219* ⁴	277	284
重心位置(燃焼前)	%	58.95	補助ブースタ のついた状態	66.27	77.97
重心位置(燃焼後)	%	42.23		55.29	58.38
慣性モーメント (ロール・燃焼前)	kg・m・sec ²	1839.0		305.8	18.60
慣性モーメント (ロール・燃焼後)	kg・m・sec ²	660.0		105.2	3.30
慣性モーメント (ピッチ・燃焼前)	kg・m・sec ²	188106.0		3257.9	46.90
慣性モーメント (ピッチ・燃焼後)	kg・m・sec ²	83111.0	1927.8	23.00	
搭載計器重量	kg	—		145.7	185.0(SA)

*1 フロン(306.3 kg)含む *2 フロン(153.15 kg)含む *3 フロン及び過酸化水素含む
*4 地上

第 5-2表 M-3S-2 重量および諸元

諸元	第1段	補助ブースタ	第2段	第3段	
全長	m	23.801	5.794	8.895	2.501
最大径	m	1.410	0.310	1.410	1.135
重量(燃焼前)	kg	45379.4* ¹	4122.4	11076.8* ³	1416.0
重量(燃焼後)	kg	18082.3* ²	1375.7	3862.8	330.2
推薬重量	kg	27144.0	2746.7	7214.0	1085.8
フロン重量	kg	306.3	—	42.0	—
過酸化水素重量	kg	—	—	28.0	—
質量比		2.744		2.874	4.170
比推力	sec	266	219* ⁴	277	284
重心位置(燃焼前)	%	58.98	補助ブースタ のついた状態	62.4	55.7
重心位置(燃焼後)	%	42.13		53.3	37.7
慣性モーメント (ロール・燃焼前)	kg・m・sec ²	1919.5		307.0	19.5
慣性モーメント (ロール・燃焼後)	kg・m・sec ²	700.3		117.6	4.12
慣性モーメント (ピッチ・燃焼前)	kg・m・sec ²	180529.0		3096.9	39.53
慣性モーメント (ピッチ・燃焼後)	kg・m・sec ²	818686.2	1964.0	17.69	
搭載計器重量	kg	—		143.2	188.1(SA)

*1 フロン(306.3 kg)含む *2 フロン(153.15 kg)含む *3 フロン及び過酸化水素含む
*4 地上

第 5-3表 M-3S-3 重量および諸元

諸元		第1段	補助ブースタ	第2段	第3段
全長	m	23.801	5.794	8.895	2.501
最大径	m	1.410	0.310	1.410	1.135
重量(燃焼前)	kg	45403.1* ¹	4121.4	11096.1* ³	1440.1
重量(燃焼後)	kg	18096.9* ²	1381.8	3883.1	356.1
推進重量	kg	27153.1	2739.6	7213.0	1084.0
フロン重量	kg	306.3	—	42.0	—
過酸化水素重量	kg	—	—	20.0	—
質量比					
比推力	sec	266	219* ⁴	277	283.2
重心位置(燃焼前)	%	59.0	補助ブースタ のついた状態	62.3	57.2
重心位置(燃焼後)	%	42.3		47.2	39.2
慣性モーメント (ロール・燃焼前)	kg・m・sec ²	1919.0		307.3	19.72
慣性モーメント (ロール・燃焼後)	kg・m・sec ²	701.2		103.6	4.40
慣性モーメント (ピッチ・燃焼前)	kg・m・sec ²	180800		3100	41.70
慣性モーメント (ピッチ・燃焼後)	kg・m・sec ²	82600		1689	18.22
搭載計器重量	kg	—		143.2	216.1(SA)

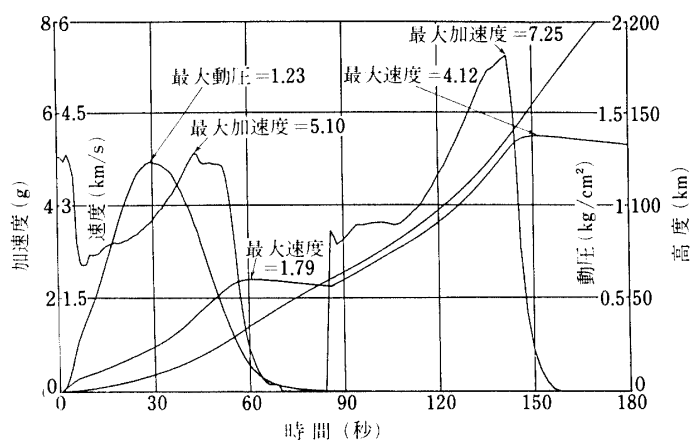
*1 フロン(306.3 kg)含む *2 フロン(153.15 kg)含む

*3 フロン及び過酸化水素含む *4 地上

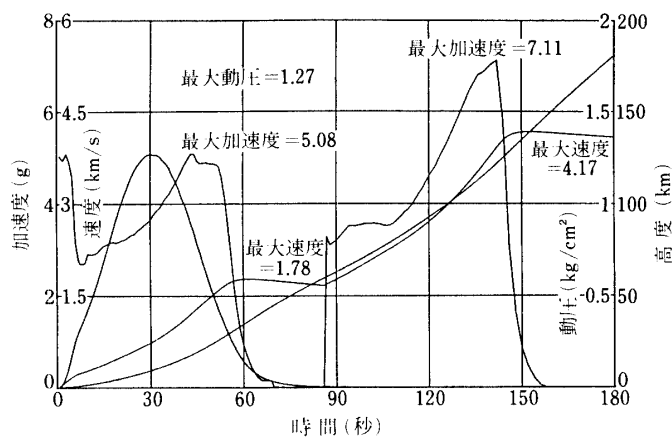
第 5-4表 M-3S-4 重量および諸元

諸元		第1段	補助ブースタ	第2段	第3段
全長	m	23.801	5.794	8.895	2.611
最大径	m	1.410	0.310	1.410	1.1346
重量(燃焼前)	kg	45498.4* ¹	4117.4	11173.4* ³	1520.4
重量(燃焼後)	kg	18201.25* ²	1375.4	3939.4* ³	357.4
推進重量	kg	27144.0	2742.0	7234.0	1163.0
フロン重量	kg	306.3	—	46.5	—
過酸化水素重量	kg	—	—	20.82	—
質量比					
比推力	sec	266	219* ⁴	276	289
重心位置(燃焼前)	%	58.89	補助ブースタ のついた状態	62.07	1.453
重心位置(燃焼後)	%	42.04		52.67* ⁵	1.076
慣性モーメント (ロール・燃焼前)	kg・m・sec ²	1925.8		313.19	25.708
慣性モーメント (ロール・燃焼後)	kg・m・sec ²	707.52		123.27* ⁵	4.9017
慣性モーメント (ピッチ・燃焼前)	kg・m・sec ²	182120		3207.7	46.644
慣性モーメント (ピッチ・燃焼後)	kg・m・sec ²	82892		2029.9* ⁵	22.499
搭載計器重量	kg	—		139.15	207.3(SA)

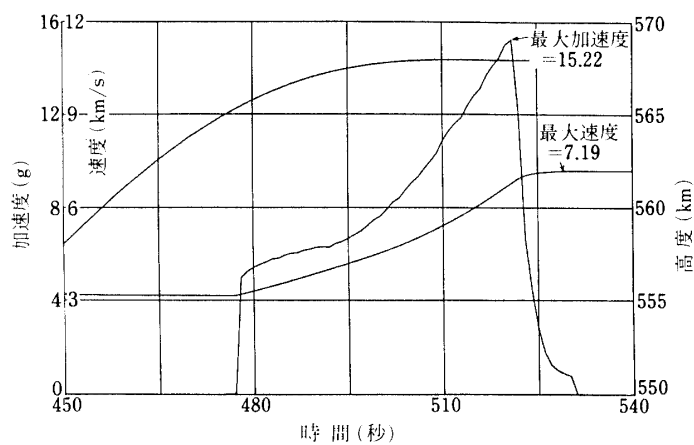
*1 フロン(306.3 kg)含む *2 フロン(153.15 kg)含む *3 フロン及び過酸化水素(30 kg消費)を含む *4 地上 *5 ノーズフェアリングつき



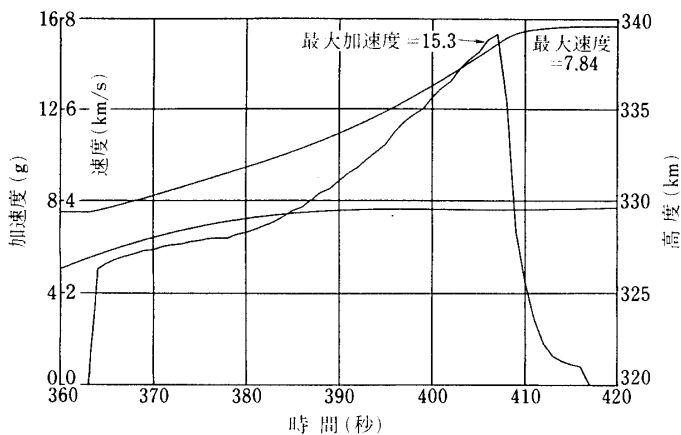
第4-1図 M-3 S-2 加速度・速度・動圧・高度の時間変化 (1, 2 段目)



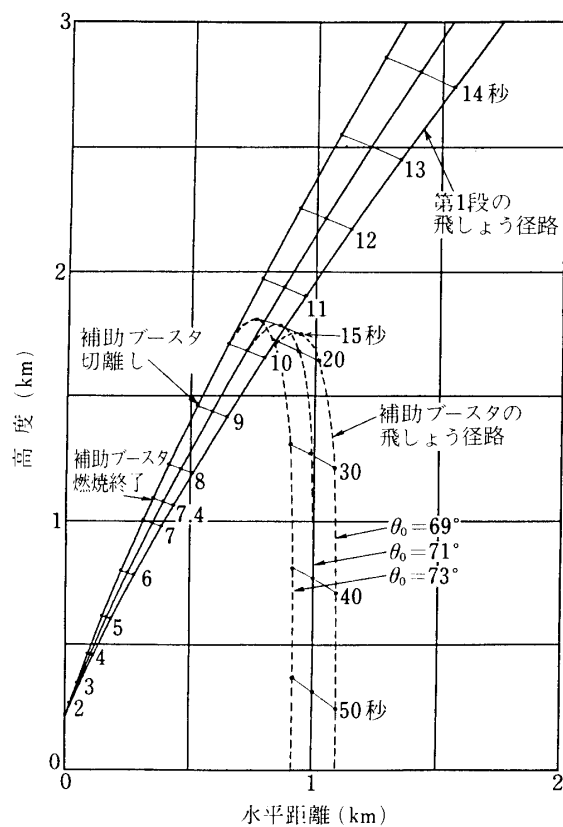
第4-2図 M-3 S-4 加速度・速度・動圧・高度の時間変化 (1, 2 段目)



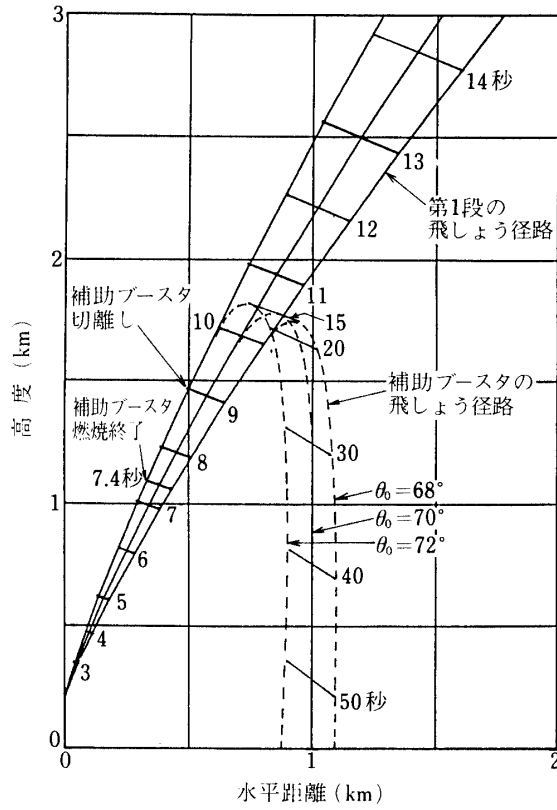
第5-1図 M-3 S-2 加速度・速度・動圧・高度の時間変化 (3 段目以降)



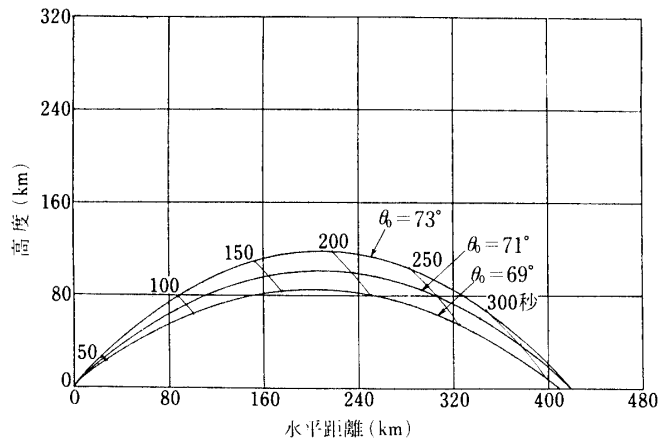
第5-2図 M-3 S-4 加速度・速度・動圧・高度の時間変化 (3段目以降)



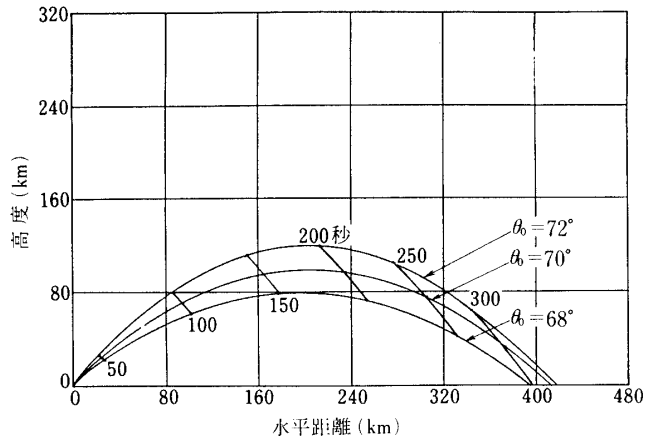
第6-1図 M-3 S-2 補助ブースタの飛しょう径路



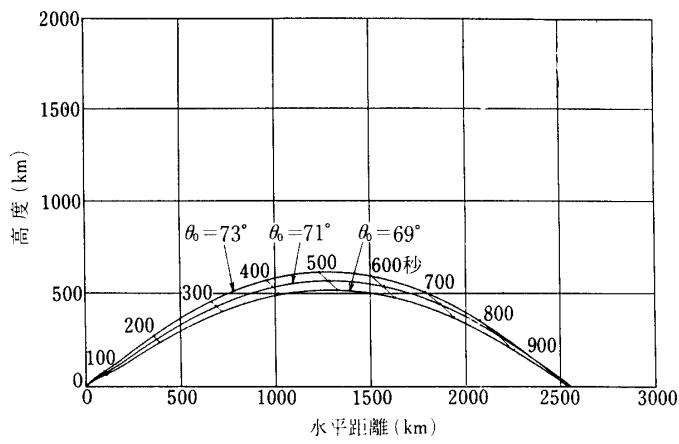
第6-2図 M-3S-4補助ブースタの飛しょう径路



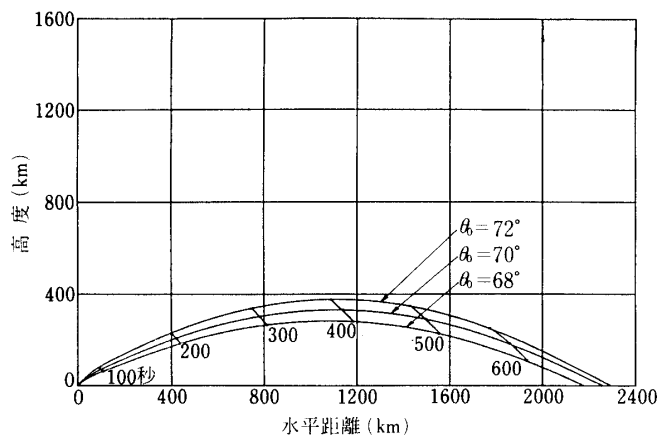
第7-1図 M-3S-2第1段の飛しょう径路



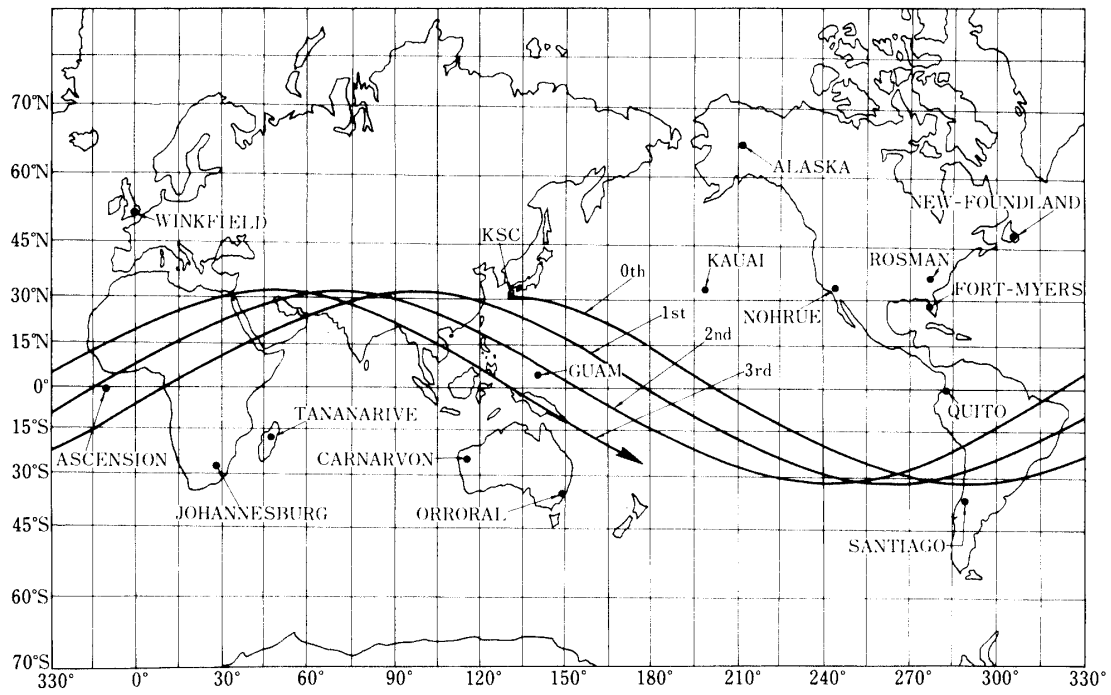
第7-2図 M-3 S-4 第1段の飛しょう径路



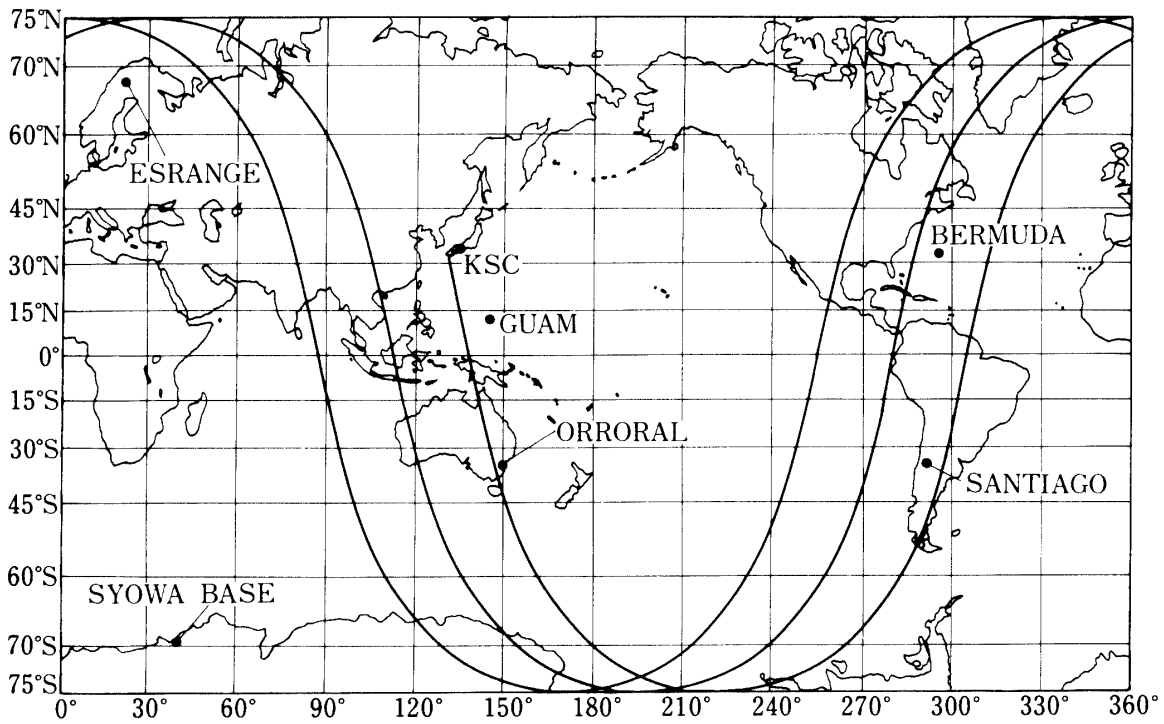
第8-1図 M-3 S-2 第2段の飛しょう径路



第8-2図 M-3 S-4 第2段の飛しょう径路



第9-1図 ASTRO-Aの標準軌道(地表面投影)



第9-2図 EXOS-Cの標準軌道(地表面投影)