

M-3H型ロケットの飛しょう計画

松尾弘毅・的川泰宣・周東三和子・前田行雄

はじめに

M-3H型ロケットではMS-T3(たんせい3号), EXOS-A(きょくこう), EXOS-B(じきけん)の三つの衛星が打上げられた。このうちMS-T3の軌道はEXOS-Aのそれを模擬したものであり飛しょう計画もこれとほぼ同一なので, 以下ではEXOS-A, EXOS-Bの飛しょう計画に重点を置いて述べる。

EXOS-A, EXOS-Bの軌道に関する要求は下記の如くであった。

	近地点	遠地点	軌道傾斜角	遠地点位置
EXOS-A	十分な寿命が保証される限り特になし	3,000 km 以上	60° 以上	最北点
EXOS-B		30,000 km 以上	なし	なし

EXOS-Aでは北極でのオーロラ撮影のために上記のような高傾斜角軌道が要求されており, 打上げ方式に工夫が必要であった。一方, EXOS-Bでは磁気圏探査のために遠地点30,000 km 以上という長楕円軌道が要求され, エネルギー的な困難が予想された。

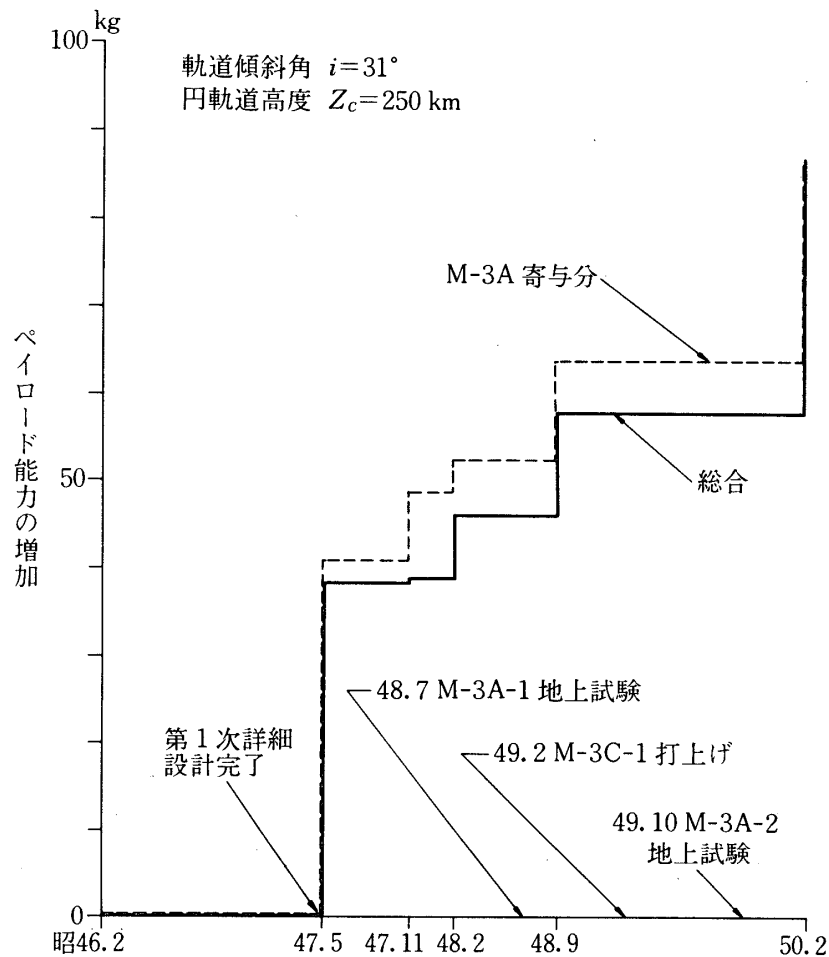
打上げロケットは当初

$$\begin{array}{ccc} \text{第1段} & \text{第2段} & \text{第3段} \\ \text{[M-11 TVC]} + \text{[M-22 TVC]} + \text{[M-3A]} \end{array}$$

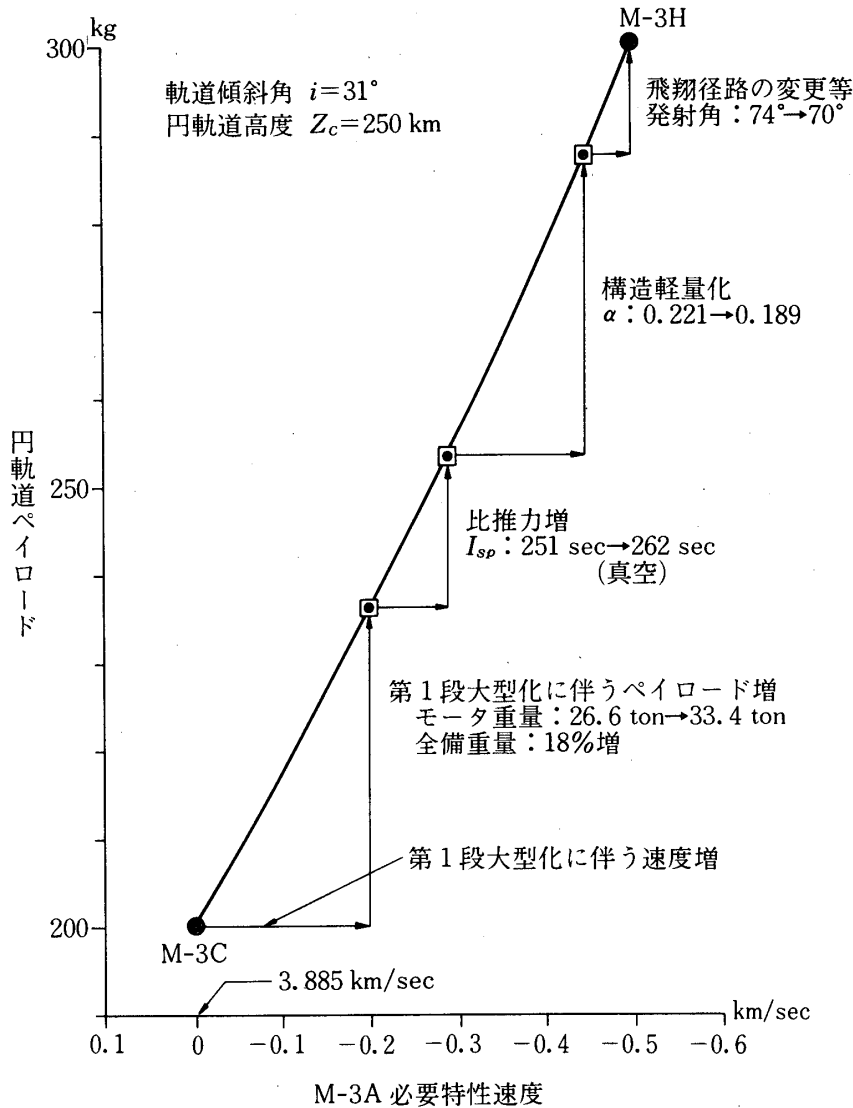
で構成されるM-3C(C)型ロケット(当時これをM-3S型と称した)をもってすることが予定されていたが, のちに第1段を性能向上型のM-13モータ(UP-10→BP-30)に変更することとし, 最終的にはさらに第1段のTVCを撤去したM-3H型で打上げられることになった。当時M-3C(C)型ロケットの低高度軌道(傾斜角31°, 高度250 kmの円軌道)へのペイロード投入能力は177 kgと予想されており, これに対応してEXOS-Aの許容重量は95 kg, EXOS-Bのそれは64 kgと定められた。

実際の機体開発はM-3C型([M-10]+[M-22 TVC]+[M-3A])を経てM-3H型([M-13]+[M-22 TVC]+[M-3A])へと進んだのであるが, この間性能向上に努めた結果M-3Hは低高度軌道300 kgのペイロード搭載能力を有するに至った。第1図, 第2図にこの間の経緯を示す。第1図はM-3Cの公表性能の推移で, 設計の進捗, 地上燃焼試験, 飛しょう結果等を踏まえて逐次改訂されている。出発時は第0次の設計仕様で, 試験機としてM-3Cの製作が決定された時点である。SRATS型衛星(近地点250 km, 遠地点2,000 km, 傾斜角31°)に対する能力は54 kgとされた。ついで第1次の詳細設計の結果, 推進重量, 比推力の増加が可能と判断され, M-3Cの制式機としての採用が決定される。その後設計が進み48年7月の地上試験での性能の確認(比推力4秒増)を終えて1号機の飛しょ

うに至る。1号機の飛しょう結果から第2段搭載のフロン量が半減され、それとは独立にM-3A モータのライナーの軽量化とそれに伴う推葉増が48年10月の第2回地上試験を経て実現し、現在、M-3C は低高度軌道に200 kg のペイロード投入能力を有している。このようにM-3C 型の性能向上は主として第3段M-3A モータの改良を通じて行われ、これはそのままM-3H 型の性能向上へとつながった。ついでM-3C の第1段をM-13モータに変更することによってM-3H 型が実現するわけであるが、第1段の大型化と推進剤の性能向上とによってさらに100 kg のペイロード増が実現した。第2図は100 kg 増の内訳を示すものである。横軸は第1段の性能向上による第3段M-3A モータの負担軽減分で、これが縦軸のペイロード増へとつながる。



第1図 M-3C の性能向上



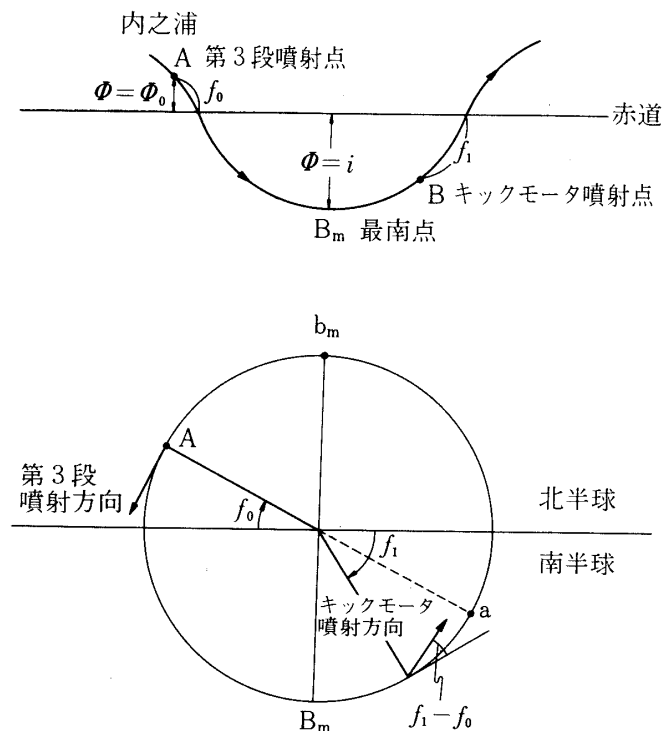
第2図 第1段変更に伴うペイロードの増加

1. 軌道計画

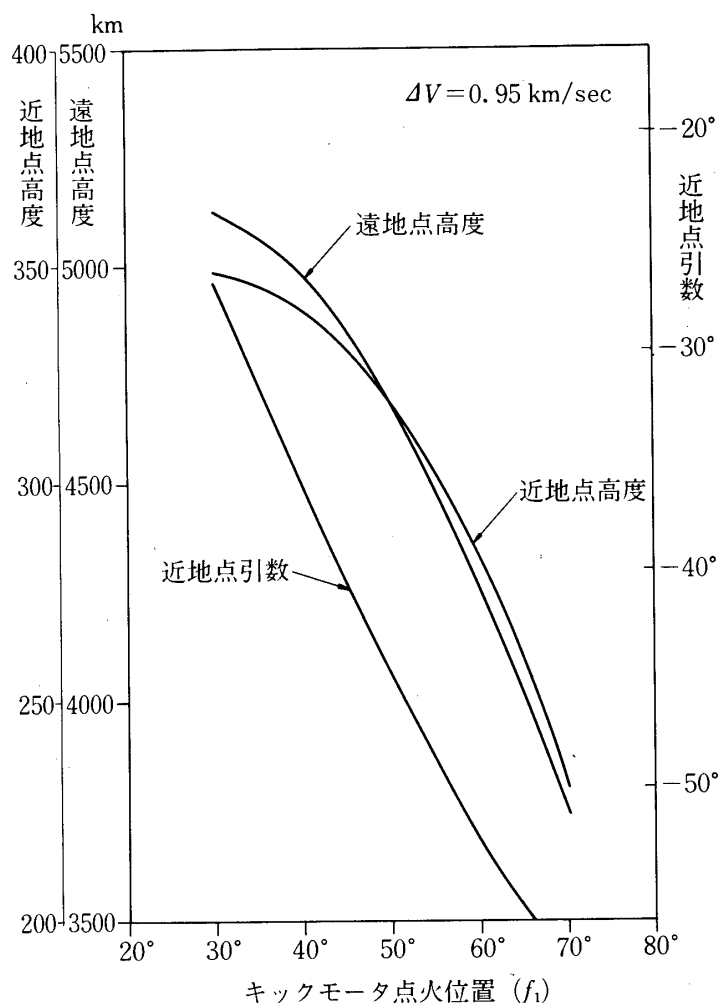
はじめに述べた目的から、EXOS-Aでは北極圏で3,000~4,000kmの高高度が要求された。エネルギー的な観点から円軌道への打上げは無理であり長楕円軌道を採用するものとするれば、この場合いわゆるモルニヤ型の軌道が理想的である。周知のように、地球の扁平さの影響により軌道傾斜角 i が 63.4° 未満であれば遠地点は軌道面内で進行方向に移動し、 $i > 63.4^\circ$ であれば反対方向に移動する。もし $i = 63.4^\circ$ に選びかつ遠地点を最北点 ($63.4^\circ N$) に位置させれば、北極圏の観測に好都合な状況が持続することになる。ちなみに高度4,000kmでの可視半径は 52° であり、極をまたいで北緯 65° の点まで可視になる。ただこのよう

な軌道を実現するには、第3段でパーキング軌道に投入後、その最南点 (63.4°S) でキックモータを水平に噴射することになるが、この間キックモータと衛星の結合体を所定の方向に姿勢変更することが必要になる。このような装置は大いにペイロード重量を圧迫することになり、また全システムに新たな複雑さを持込むことになるので、代替案として、衛星をわざわざ第3段の反対側にキックモータを取付けキックステージの姿勢安定は第3段から受けついでスピンの頼るという方式が考えられた。この場合、キックモータの噴射方向は第3段のそれと正反対になる。この方式では第3段噴射位置のちょうど 180° 裏側でキックモータに点火した場合に遠地点高度が最大になるが、遠地点位置は最北点ではなく第3段噴射点の直上北緯 20° 近傍になってしまう。キックモータの点火時期を早めれば遠地点高度を犠牲にして遠地点を北側に位置させることができるのでトレードオフが必要であった。

この間の事情を第3, 4図に示す。第4図は噴射方向を固定した上で噴射位置 f_1 を変えることによって最終軌道の遠近地点高度および近地点引数 ω がどのように変化するかの一例で、パーキング軌道は 350 km 円軌道、 $f_0 = 27^\circ$ 、 $\Delta V_{KM} = 0.95 \text{ km/s}$ の場合である。さきに述べたようにキックモータを a 点で噴射する場合 ($f_1 = f_0$) に遠地点高度は最大となるがその位置はかなり最北点より離れる ($\omega = -f_0$)。遠地点の高度と位置の相反する効果を見るために次のような検討も行われた。第5図は北極を中心とした地表面の極座標表示で、曲

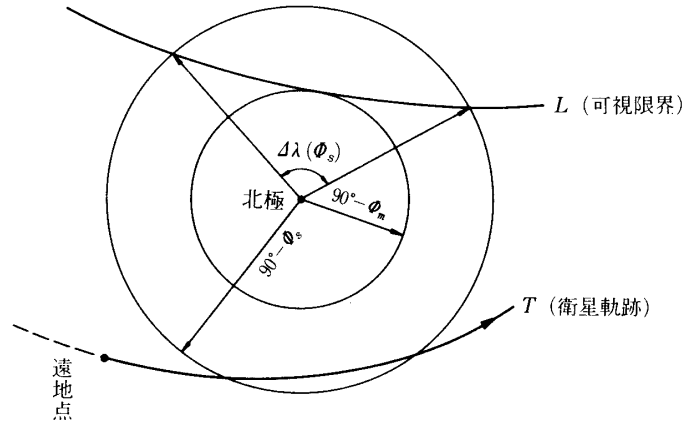


第3図 EXOS-Aの軌道投入方式

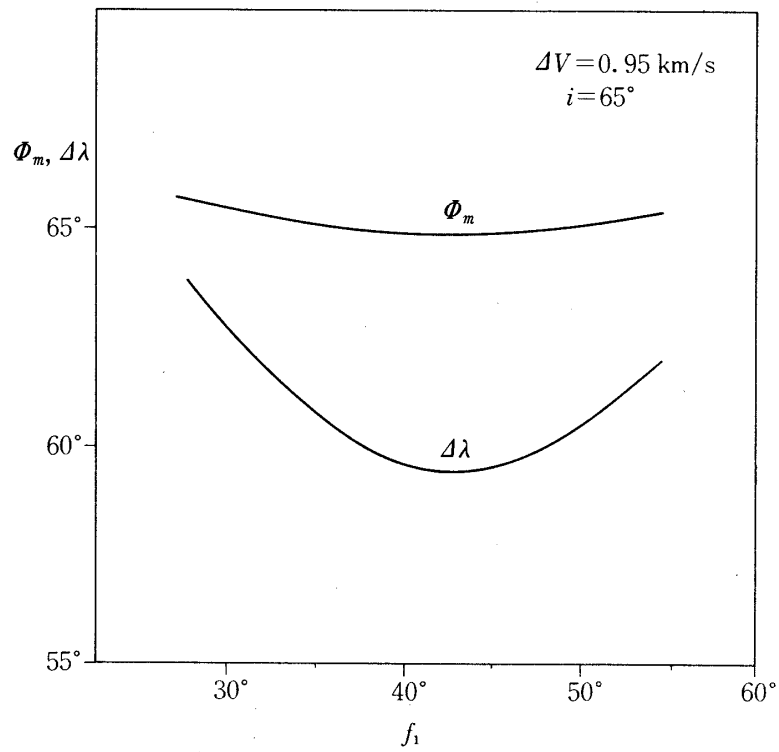


第4図 キックモータ点火位置 (f_1) による最終軌道の変化

線 T は衛星軌跡，曲線 L は軌跡上の各点で定義される可視円の包絡線である．これによれば衛星が一周中に北極圏を通過するとき，曲線 L とこれと曲線 T に対して対称に定義される曲線 L' とにはさまれる領域に起る現象はすべてこれを観測できることになる．ここで図に示すような $\Phi_m, \Delta\lambda(\Phi_s)$ を定義することができる． Φ_m は緯度 Φ が $\Phi > \Phi_m$ さえあれば一周中に必ず観測できるような常時観測可能な緯度の下限， $\Delta\lambda$ は特定の緯度 Φ_s に注目したとき可視領域からはみ出る部分である．すなわち，緯度 Φ_s 上の任意の1点で起る現象を1通過の間に観測できない確率は $\Delta\lambda/2\pi$ で与えられる．さきの定義によれば， $\Phi_s \geq \Phi_m$ に対して $\Delta\lambda(\Phi_s) = 0$ である．第6図は f_1 による $\Phi_m, \Delta\lambda$ の変化を示すもので，先の条件に加えて $i = 65^\circ, \Phi_s = 60^\circ$ としている． $\Phi_m, \Delta\lambda$ とともに小さいことが望ましいから，図から $f_1 = 40^\circ$ 近傍に最適点のあることがわかる．ただし， $f_1 = f_0$ としてもそれによる可視性の変化はあまり大きくはない．



第5図 北極圏通過時の可視領域



第6図 f_1 による軌道性能指標 $\phi_m, \Delta\lambda$ の変化

以上の議論は厳密には $i=63.4^\circ$ のときに成立つものであり、その他の場合には打上げ初期にのみ適用することができる。実際には、制御誤差により i が 63.4° からずれるのは不可避であるとの観点から遠地点高度を最大にしかつ $i > 63.4^\circ$ として次第に遠地点位置を北側（衛星進行と逆方向）に移動させることにした。とくに姿勢誘導等により i がわずかに 63.4° より小さくなった場合には遠地点は徐々に南側に移動しミッション期間中に北極圏を望めない場合も考えられるので、ミッション期間中の比較的早い時期にゆっくりと最北点を通過するように注意が払われた。

キックモータとしては先に述べた KM-A が用いられたが、下段ステージ（特に第1段）が開発段階にありその性能が確定していない時点でのキックモータ諸元の決定に際しては、特にサイズ（重量）に留意する必要があった。EXOS-A では一旦パーキング軌道を経由するので、第3段以下で余剰エネルギーを生じてもこれが最終軌道の遠地点増加につながる。すなわち最終遠地点高度はほぼキックステージの能力で決まるのでモータサイズが小さすぎれば下段ステージの性能向上努力が、最終軌道の遠地点で高度増加（あるいは遠地点を固定すれば衛星重量増）に反映されず無駄になってしまうことになり、一方モータサイズが大きすぎればパーキング軌道の成立そのものが危ぶまれることになる。ここではまずパーキング軌道が確実に成立することを基本とし、下段ステージに余剰エネルギーを生じた場合にはパーキング軌道の高度増加によって吸収することとした。実際、衛星重量 95 kg を目標とした計画初期の段階ではパーキング軌道として近地点 250 km、遠地点 350 km 程度を想定しており高い投入精度が要求されたが、その後 M-3C の開発過程で2、3段ステージの性能向上がはかられキックモータ開発の時点では近地点 350 km、遠地点 600 km 程度のパーキング軌道に投入することが可能と考えられていた。

一方、EXOS-B の軌道要求は遠地点高度を 30,000 km 以上とすることであり、その他の条件が付されていないので第4段としてキックモータ（KM-B）を第3段に連続して噴射させることによって目的軌道を達成することにした。発射方位はほぼ真東で、ペイロード重量を増し且つ空気力による遠地点の降下が甚しくならないように 250 km を近地点高度と定めた。EXOS-A と異なり直接投入方式を用いたので、KM-B のサイズはほぼ最適であれば十分であった。

2. 飛しょうシーケンス

M-3H の飛しょうシーケンスは、第2段までについては3機とも全く同じでほぼM-3C のそれを踏襲しており、第3段以降は各号機のミッションに応じて異なっている。

第1表は第2段までに関する3機共通のシーケンスで、第1段の燃焼秒時の延長に伴い第2段以降のシーケンスはM-3C のを並行移動したかたちになっている。発射上下角は1～2段間コースティング中の姿勢安定を考慮して3機とも 71° に選ばれており、第2段姿勢基準を変えることによって所定の第3段噴射高度を得ている。発射方位角は1、2号機は 152° 、3号機は 92° である。

第1段モータと補助ブースタは同時に点火され、ランチャレールに沿って約 10 m 滑走して発進する。補助ブースタは 7.4 秒燃焼し発射後 9.0 秒で切り離される。第1段は、尾翼に

第1表 M-3H 飛しょうシーケンス

項 目	時刻 (秒)	MT-2 (秒)	TSL (秒)
第1段, 補助ブースタ点火	0.		
SO (CM-A3) アーミング		5.	
補助ブースタ燃焼終了	7.4 * ¹		
補助ブースタ切離し	9.0 * ²		
TSL コマンド可能			50.
第1段燃焼終了	70.		
RC-1 開始		75.	
チャンネル切換 (P ₁ → P ₂)		80.	
第1段切離し		84.	
TVC 開始		85.	
ロールサイドジェット開始		85.	
第2段点火		86.	
ロールサイドジェット推力変更		116.	
TVC 終了		150.	
ピッチ, ヨーサイドジェット開始		151.	
第2段燃焼終了	158.		
テレメータアンテナ切換		159.	
RC-2 開始		159.	
開頭		162.	
RC-2 終了		221.	
姿勢制御モード変更		231.	
スピンモータ点火		241.	
スピンレート制御開始		242.	
レーダアンテナモード切換		242.	
スピン停止		~243.	
CM-A3 モード切換		250.	
CM-A2 アーミング		250.	
CM-B1 アーミング		250.	
TSL クロック部発振開始			274. * ⁴
衛星タイマ始動		Y * ³	
第2段切離し		Y + 2	

*¹ 1号機のみ 7.7 秒*² 1号機のみ 9.5 秒*³ Yの設定値は 1, 2号機が 387 秒, 3号機が 295 秒*⁴ 3号機のみ 182 秒

より安定が保たれ70秒間燃焼し84秒に切り離される。

第2段は86秒から158秒まで燃焼するが、この間TVC装置によりプログラムに従ったピッチ、ヨー制御ならびにサイドジェットによるロール制御が行われる。TVCによる制御は150秒までで、その後はサイドジェットが代って3軸制御を行い第3段打出し方向に機体軸を向ける。開頭は162秒で行われる。

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

第3段は第2段切離しの5秒後に点火され53秒間燃焼する。

この間、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様地上からの指令電波により、(a)第2段ピッチ・ヨープログラムの姿勢角、(b)第3段点火時刻および(c)第3段打出し方向の各々について設定値を修正する操作が行われる。なお、指令を行わない時は、バックアップとして搭載タイマにあらかじめ設定されている秒時に第3段の点火がなされる。

第2表は、第3段以降のシーケンスを示すものである。

EXOS-A 打上げに際しては、3段燃焼終了後のKM-Aを取付けた状態の衛星は近地点約350 km、遠地点約600 km、軌道傾斜角約66°のパーキング軌道に投入され、第3段の燃えがらを切り離した状態で地球をほぼ半周したところでKM-Aの点火がタイマで行われ、北極圏上空約4,000 kmを遠地点とする様な軌道に衛星を投入する。

EXOS-Bの打上げの場合には、第3段燃焼後約7秒で切り離されたキックモータKM-Bは直ちにその2秒後に点火される。ここで切り離されたM-3Aの燃えがらは、衛星軌道に

第2表 衛星タイマ始動後のシーケンス

項 目	MS-T3	EXOS-A	EXOS-B
衛星タイマ始動	0	0	0
第2段切離し	2	2	2
第3段点火	7	7	7
第3段燃焼終了	(60)	(60)	(60)
第3段切離し	117	117	77
キックモータ点火アーミング	170	2700	—
キックモータ点火	2920	2840	79
キックモータ燃焼終了	(2940)	(2861)	(112)
キックモータ切離し	3020	2940	162
キックモータ・ヨーデスピン	3020	3520	167
ニュートーションダンパ始動	3510	3520	175
YSA 停止	—	3520	—
衛星タイマ停止	3530	3530	303

第3表 M-3H のコマンドの機能

コマンド名称	周波数 (MHz)	機 能
CM-A1	450	機械式タイマ, TSL 停止
CM-A2	450	第3段点火 (バックアップ)
CM-A3	450	破壊 ($t < 250$ 秒) TSL 開始 ($t > 250$ 秒)
CM-B1	5600	第3段点火 (バックアップ)
CM-B2	5600	TSL による第3段点火時刻制御

のらず海面上に落下する。この結果、衛星は遠地点 30,000 km の長楕円軌道に投入される。

M-3H は、飛しょうシーケンスを左右する第3表のような電波指令の機能を有している。CM-A1 と CM-A3 (SO コマンド) は、飛しょう異常の際に飛しょう計画を中止するためのものである。このうち CM-A1 はタイマと TSL (第3段点火時刻を選定する装置) を停止することによりコマンド受信後の各項目の実施を中止する機能を有し、一方 CM-A3 は第1段、第2段エンジンを破壊する機能を有する。なお CM-A3 は、危険防止のため発射後5秒以後に初めて有効となり (SO アーミング)、発射後250秒以降は TSL を作動開始させるコマンドとなる。飛しょう状況を見て TSL を使用する必要がある場合は、まず CM-B2 によって TSL の設定基準時刻をあらかじめ変更しておき、次いで、発射後250秒以降に CM-A3 を送信することにより、飛しょう状況に応じた時刻に第3段点火がおきるようにする。また、この第3段点火については、バックアップ用として、CM-A2、CM-B1 という二つのいわゆる瞬発コマンドが用意しており、それぞれしかるべき時刻に送信を行う手筈になっている。

3. 打上げ軌道

M-3H の標準発射角は、衛星軌道からの要求、ブースタ落下点等を検討した結果、先述の通り第4表のように決められた。また、各号機の重量・諸元を第5～7表に示す。以下の図表に、M-3H-2、M-3H-3 の打上げ軌道の特性を示しておく。

第7、8図は第2段燃焼終了までおよび第3段以降についての高度、速度、加速度、動圧の

第4表 M-3H の標準発射角

号 機	θ_0 (発射上下角)	ϕ_0 (発射方位角)
M-3H-1	152°	71°
M-3H-2	152°	71°
M-3H-3	92°	71°

第5表 M-3H-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	第4段
全長	23.80	5.794	8.895 (8.020)*	3.059	1.408
最大径	1.410	0.310	1.410	1.136	0.932
重量(燃焼前)	44714.	4120.	11307.	1436.4	187.3
重量(燃焼後)	17597.	1371.	3960.	351.0	141.2
推薬重量	27098.	2737.	7195.	1083.7	45.6
フロン重量			84.7		
過酸化水素重量			56.0		
質量比	2.540	2.996	2.855	4.087	1.323
比推力	239.**	219.**	277.	284.	281.
重心位置(燃焼前)	60.96		62.90	63.75	58.66
重心位置(燃焼後)	42.01		53.02	47.73	67.40
慣性モーメント (ロール・燃焼前)	183.9		305.8	18.60	1.28
慣性モーメント (ロール・燃焼後)	659.9	補助ブースタの ついた状態	105.2	3.27	1.21
慣性モーメント (ピッチ・燃焼前)	188107		3258.	46.95	2.64
慣性モーメント (ピッチ・燃焼後)	83114.		1928.	22.96	1.48
搭載計器重量			149.98		128.3(衛星)

* ノーズフェアリングなし

** 地上

第6表 M-3H-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	第4段
全長	23.80	5.794	8.895 (8.020)*	3.009	1.358
最大径	1.410	0.310	1.410	1.136	0.932
重量(燃焼前)	44773.	4117.	11303.	1439.1	183.9
重量(燃焼後)	17693.	1378.	4087.	355.7	138.8
推薬重量	27080.	2727.	7216.	1083.2	45.1
フロン重量			85.2		
過酸化水素重量			57.0		
質量比	2.531	2.988	2.766	4.046	1.325
比推力	237.**	219.**	277.	284.	282.
重心位置(燃焼前)	60.96		62.96	63.48	57.14
重心位置(燃焼後)	42.12		51.36	48.12	66.20
慣性モーメント	1841.		306.8	18.85	1.38
(ロール・燃焼前)					
慣性モーメント	663.3		102.4	3.53	1.31
(ロール・燃焼後)					
慣性モーメント	188249.		3218.	46.44	2.51
(ピッチ・燃焼前)					
慣性モーメント	83599.		1792.	23.60	1.58
(ピッチ・燃焼後)					
搭載計器重量			150.84		126.3 (衛星)

* ノーズフェアリングなし

** 地上

第7表 M-3H-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	第4段
全長	23.801	5.794	8.895 (8.020)*	3.131	1.586
最大径	1.410	0.310	1.410	1.135	0.750
重量(燃焼前)	44875.	4093.	11368.	1629.3	380.4
重量(燃焼後)	17779.	1370.	4156.	546.7	139.6
推薬重量	27096.	2723.	7217.	1082.6	240.8
フレオン重量			87.6		
過酸化水素重量			56.0		
質量比	2.524	2.988	2.736	2.980	2.725
比推力	262.	219.**	277.	284.	283.
重心位置(燃焼前)	58.15	}	61.87	59.95	52.52
重心位置(燃焼後)	40.43		44.20	40.85	34.62
慣性モーメント (ロール・燃焼前)	1838.		304.1	19.68	2.68
慣性モーメント (ロール・燃焼後)	660.9	補助ブースタの ついた状態	98.53	4.36	0.78
慣性モーメント (ピッチ・燃焼前)	177834.		3465.	81.92	9.67
慣性モーメント (ピッチ・燃焼後)	75870.		1905.3	39.24	6.53
搭載計器重量			157.04		90.5 (衛星)

* ノーズフェアリングなし

** 地上

時間変化を標準発射角について示したものである。

第9～11図にそれぞれ補助ブースタ，第1段，第2段の水平距離と高度の関係を示す。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と発射点を結ぶ大円の弧の長さである。

第12図は第2段落下に至るまでの軌道の地表面への投影を緯経度で示してある。

第13～16図は，発射点から見たロケットの上下角，水平角，直距離および直距離の変化率の時間変化を標準軌道について示したもので，レーダ，テレメータ，カメラによる追跡の便に供するためのものである。

4. 衛星軌道

すべてが順調に行けば，最終段燃焼終了後衛星が地球を回る軌道に乗る。第8表に1～3号機の衛星の標準軌道の要素を示し，また第17図には EXOS-A，EXOS-B の標準軌道の地表面への投影を数周にわたって示す。

1979年12月新設部 (工学)

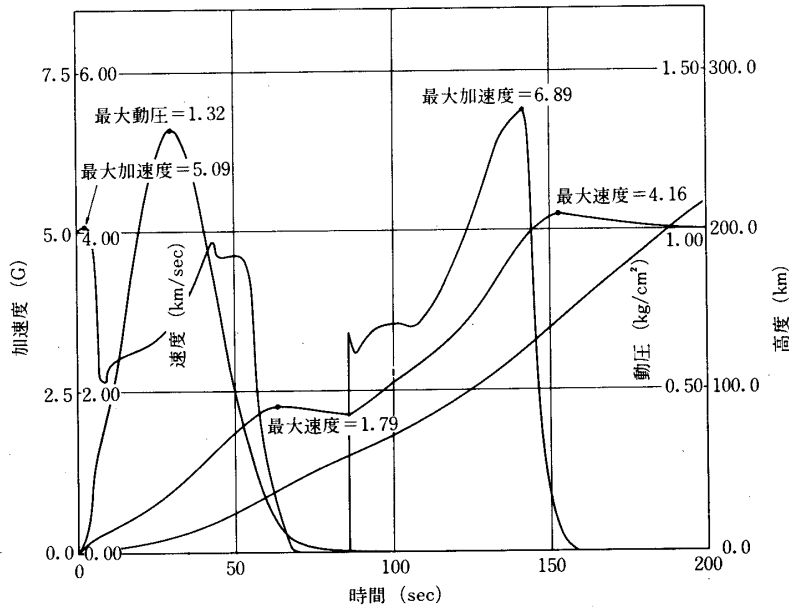
第8表 M-3Hによる最終衛星軌道要素 (計画値)

軌道要素		1号機	2号機	3号機
軌道長半径	a km	8819.2	8657.	22248.
離心率	e	0.1840	0.20254	0.70215
軌道傾斜角	i deg	65.809	65.57	31.14
昇交点赤経	Ω deg	45.786 *	203.26 **	105.47 ***
近地点引数	ω deg	336.09	336.37	103.13
周期	P min	137.37	133.59	550.43
近地点高度	z_p km	823.47	531.	248.
遠地点高度	z_a km	4086.9	4037.	31492.

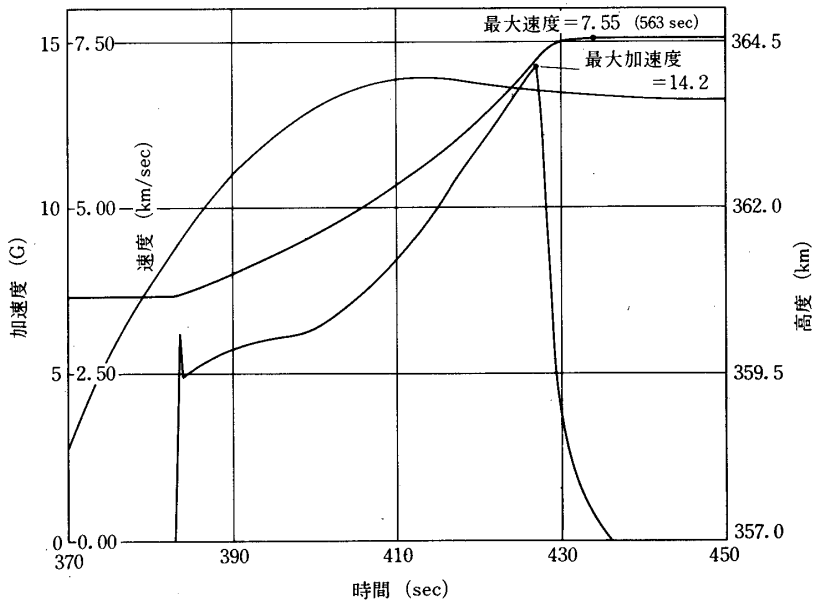
* 標準打上げ時刻の54分48秒後グリニッジ基準

** 標準打上げ時刻の53分57秒後グリニッジ基準

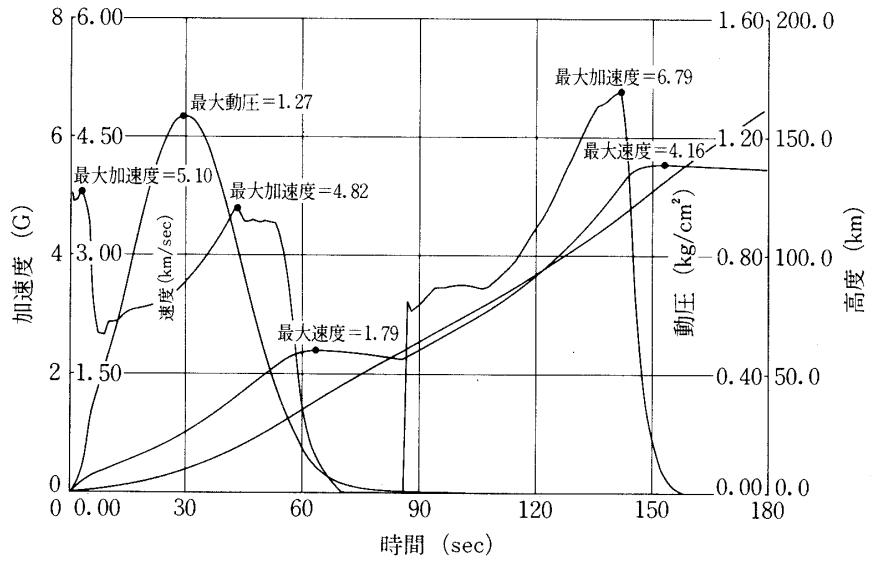
*** 春分点方向基準



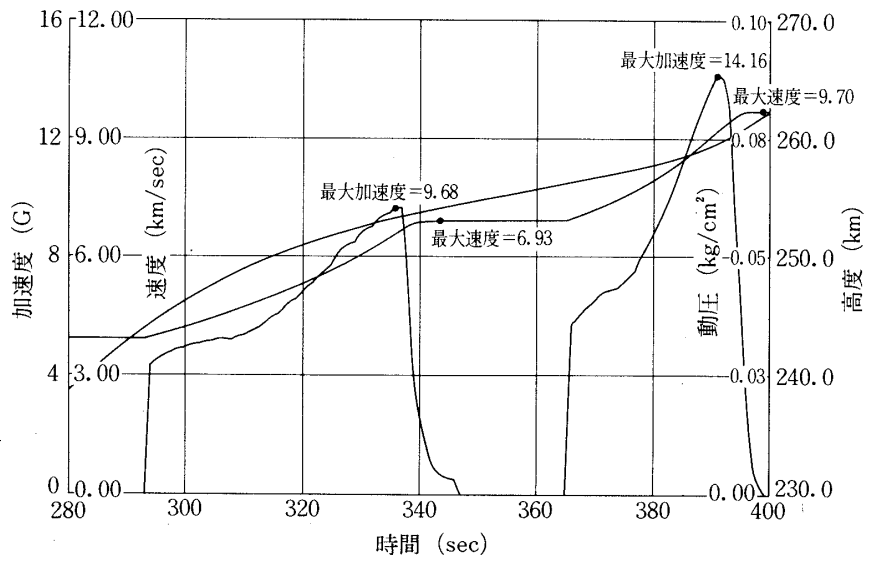
第7-1図 M-3H-2 加速度・速度・動圧・高度の時間変化(1)



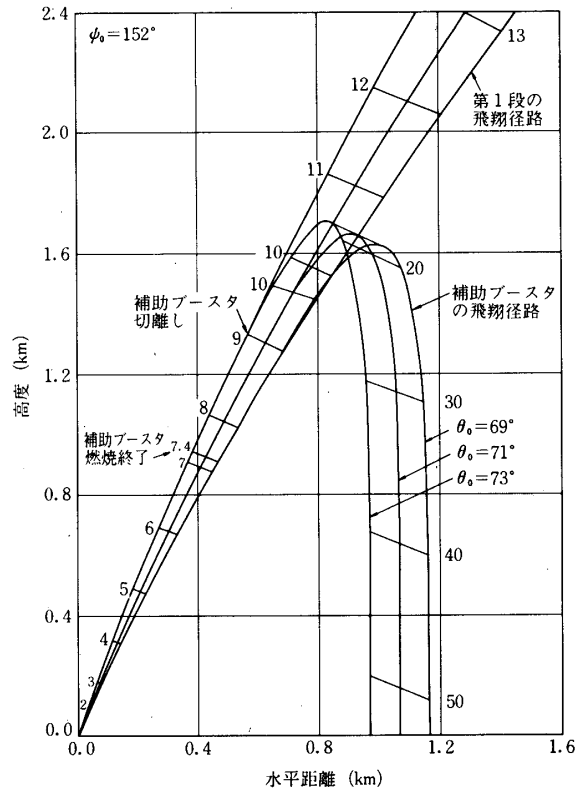
第7-2図 M-3H-2 加速度・速度・高度の時間変化(2)



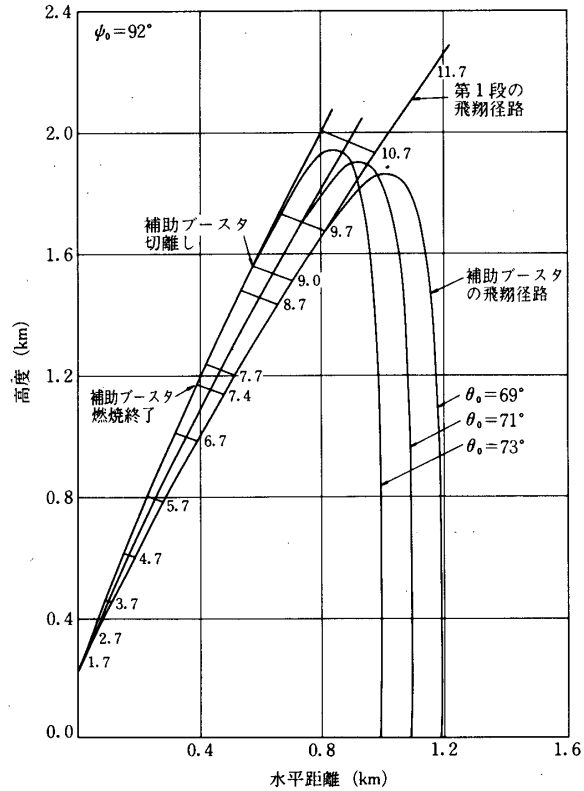
第8-1図 M-3H-3 加速度・速度・動圧・高度の時間変化 (1)



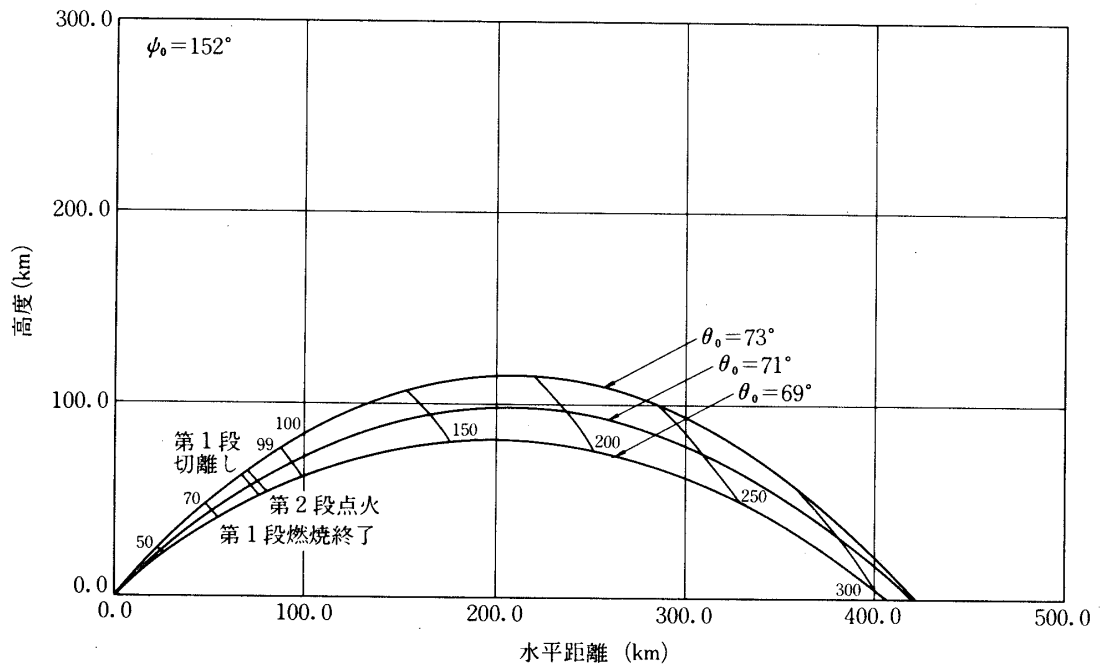
第8-2図 M-3H-3 加速度・速度・高度の時間変化 (2)



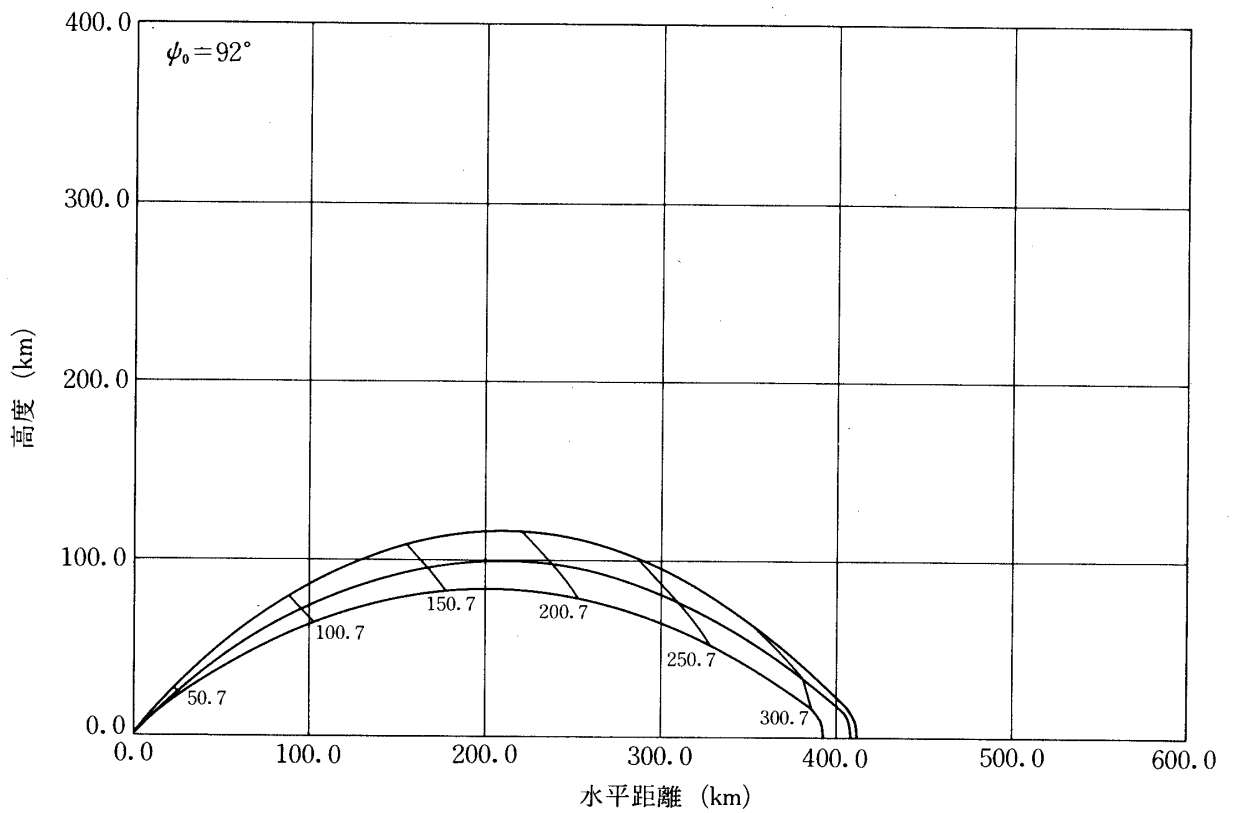
第9-1図 M-3H-2 補助ブースタの飛しょう径路



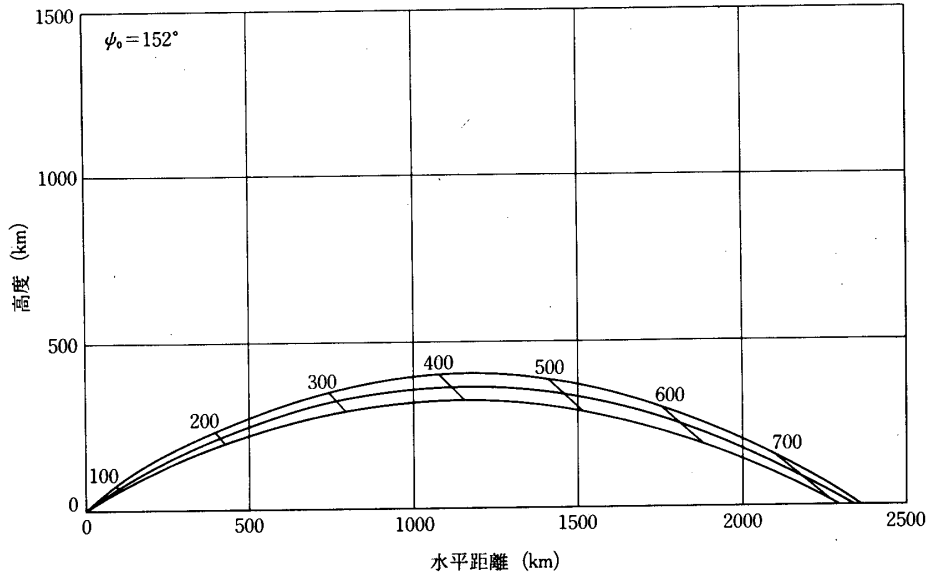
第9-2図 M-3H-3 補助ブースタの飛しょう径路



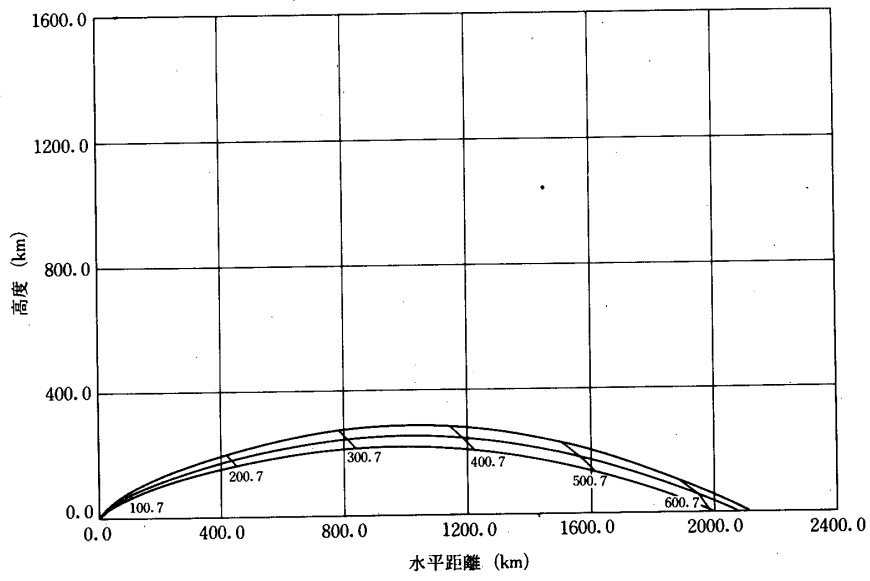
第10-1図 M-3H-2 第1段の飛しょう径路



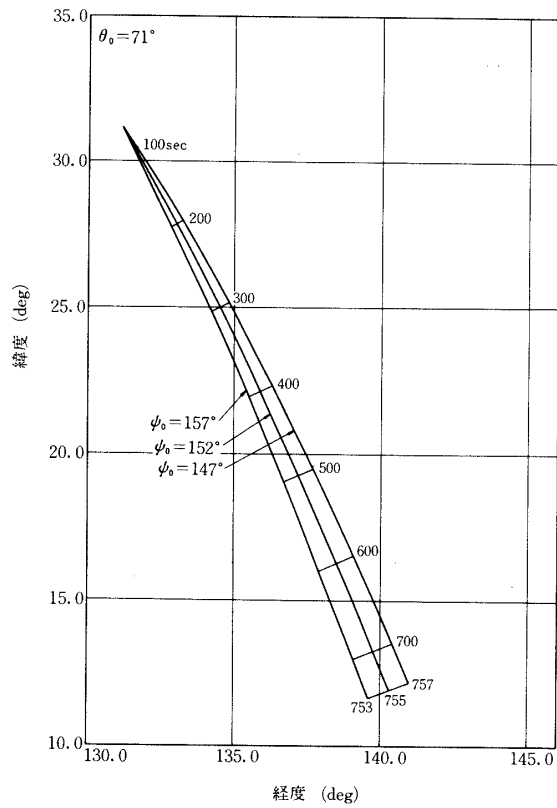
第10-2図 M-3H-3 第1段の飛しょう径路



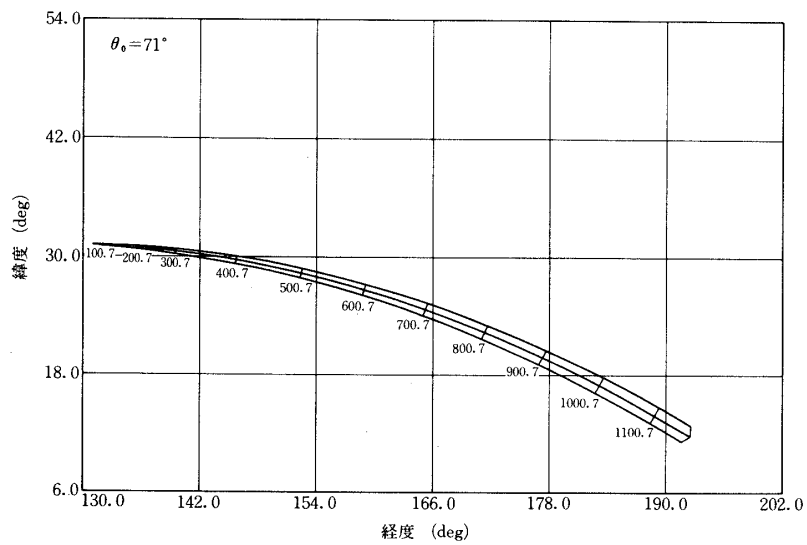
第11-1図 M-3H-2 第2段の飛しょう径路



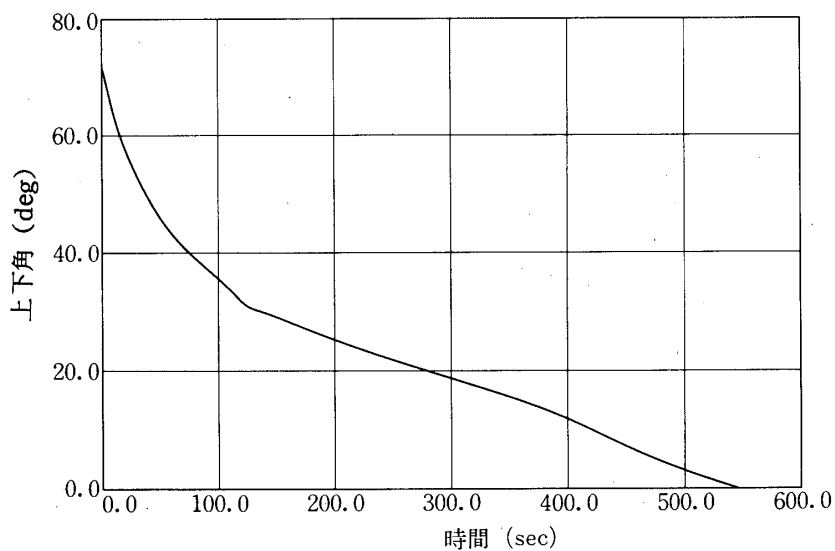
第11-2図 M-3H-3 第2段の飛しょう径路



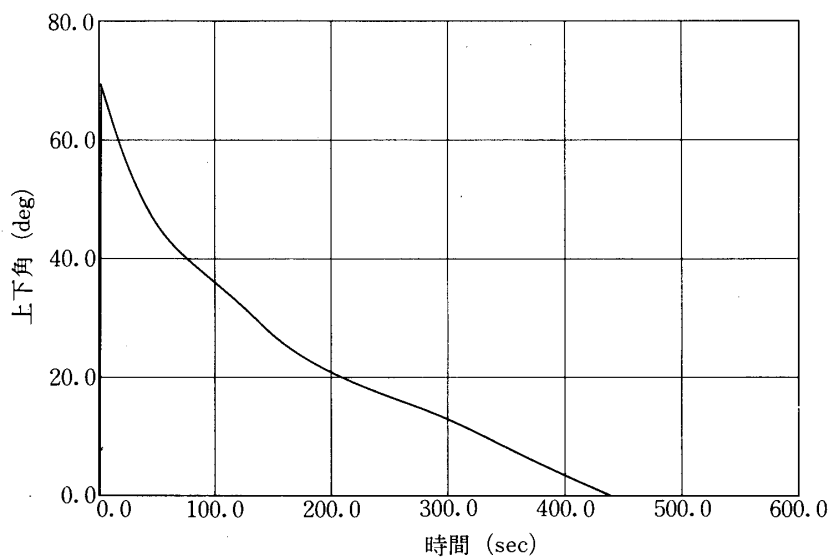
第12-1図 M-3H-2 第2段の飛しょう径路 (地表面投影)



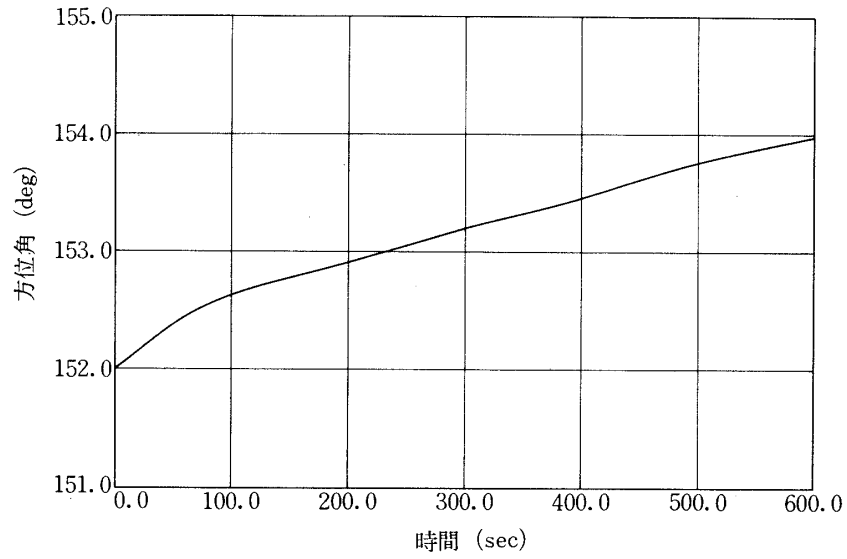
第12-2図 M-3H-3 第2段の飛しょう径路 (地表面投影)



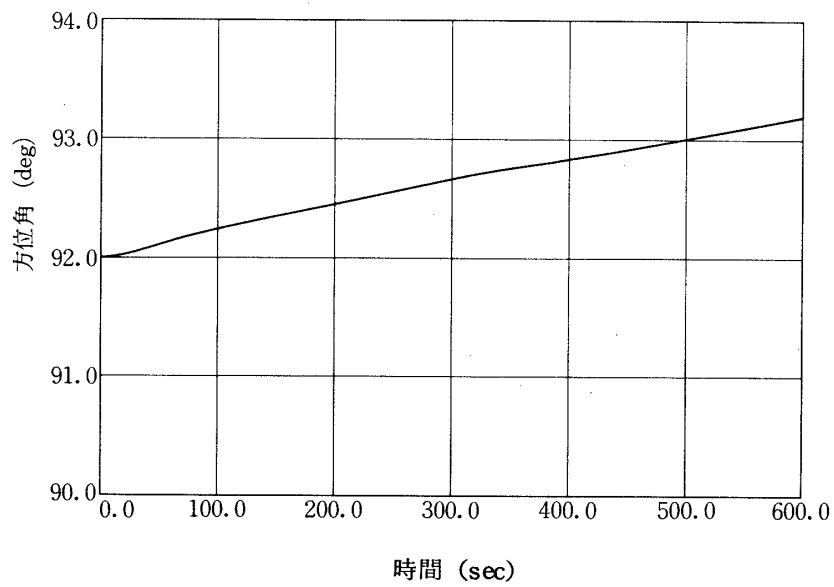
第13-1図 発射点から見た M-3H-2 の上下角の時間変化



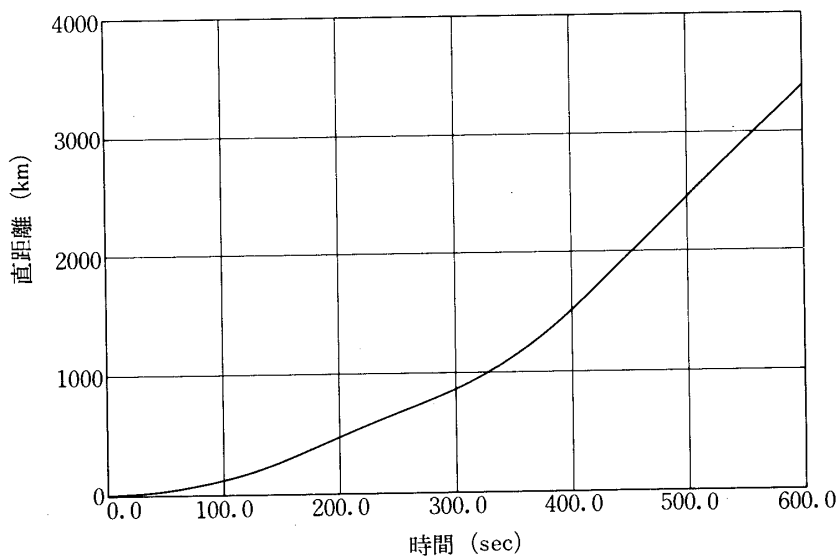
第13-2図 発射点から見た M-3H-3 の上下角の時間変化



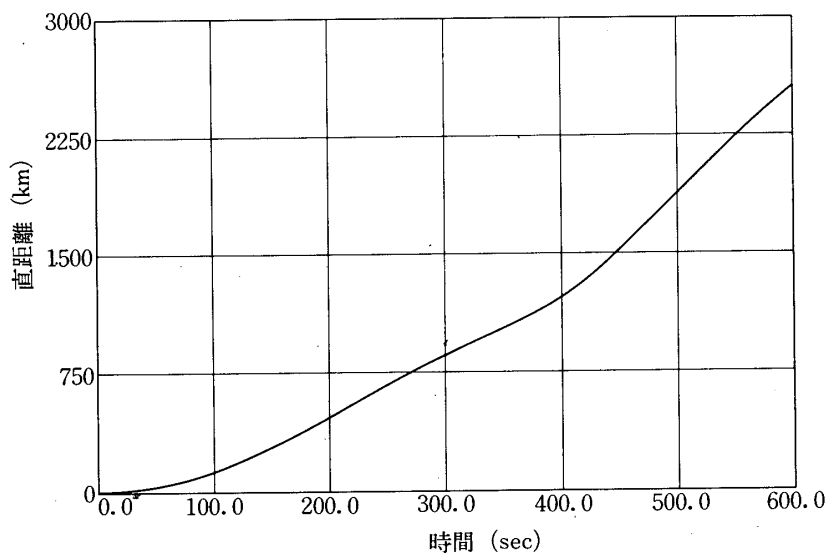
第 14-1 図 発射点から見た M-3H-2 の方位角の時間変化



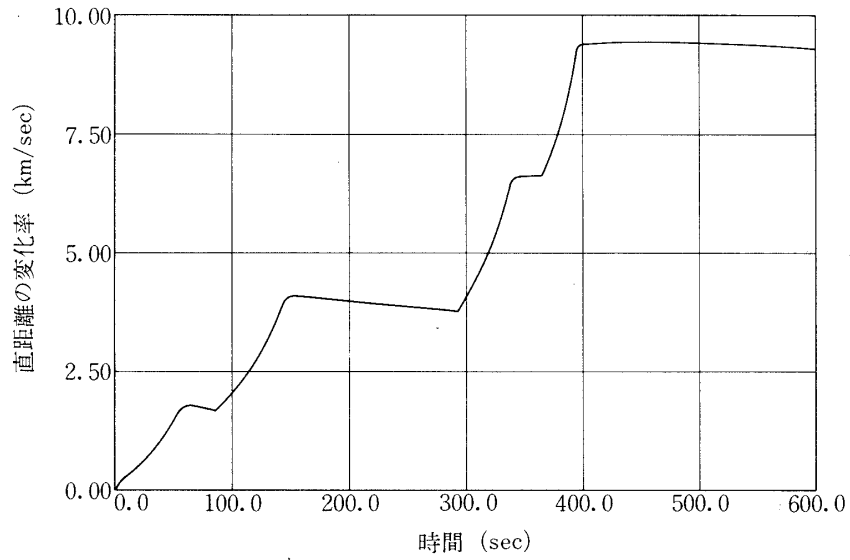
第 14-2 図 発射点から見た M-3H-3 の方位角の時間変化



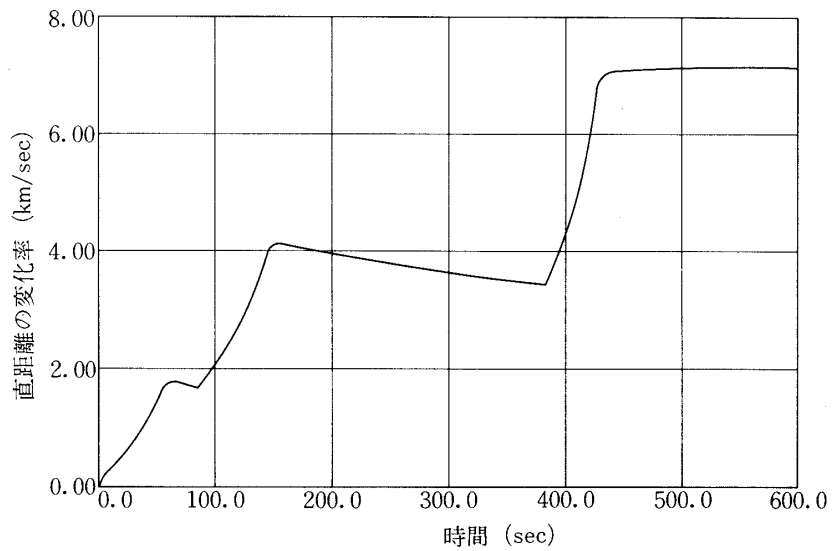
第 15-1 図 発射点からの M-3H-2 の直距離の時間変化



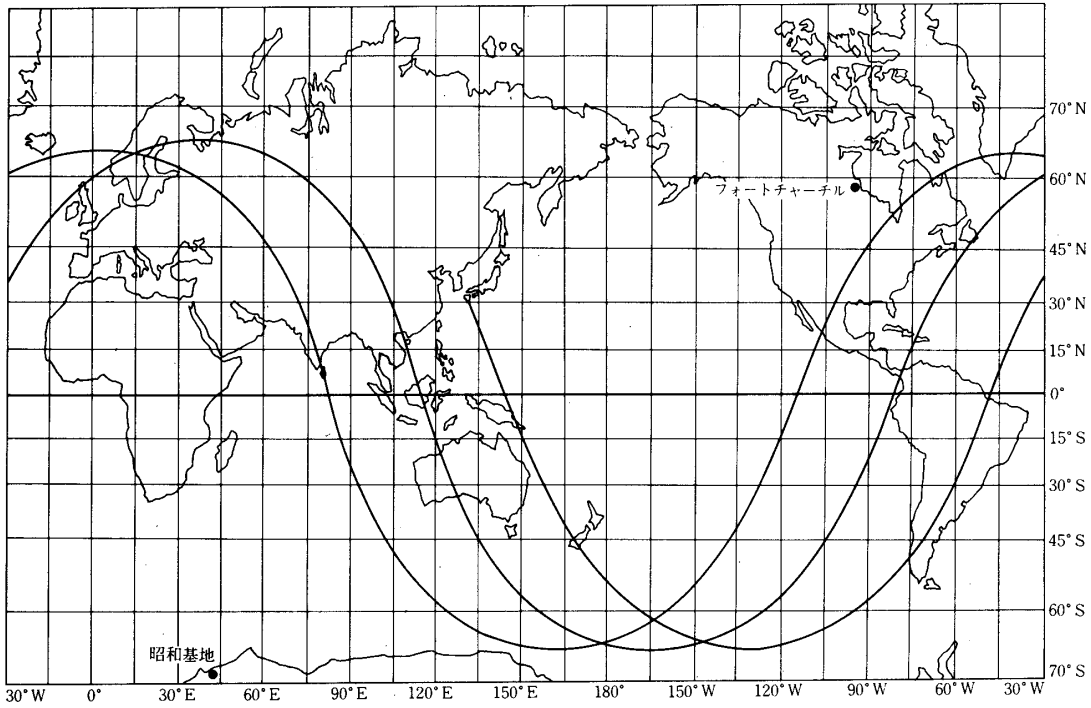
第 15-2 図 発射点からの M-3H-3 の直距離の時間変化



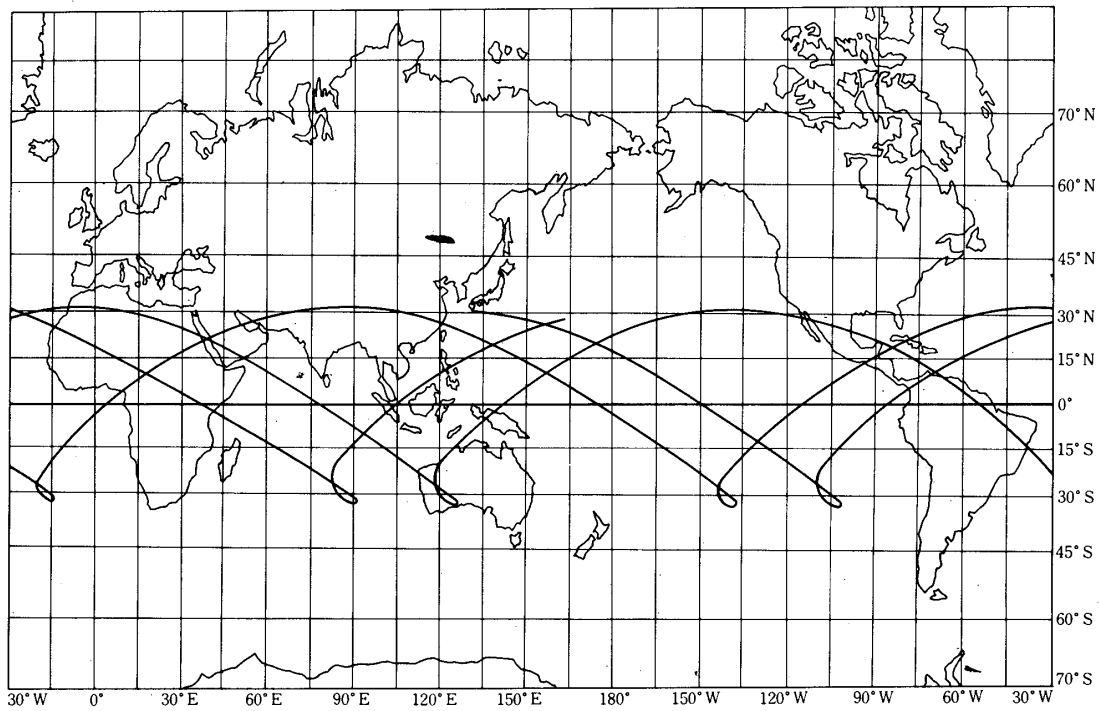
第16-1図 発射点から見た M-3H-2 の直距離の変化率の時間変化



第16-2図 発射点から見た M-3H-3 の直距離の変化率の時間変化



第 17-1 図 EXOS-A 衛星の標準軌道 (地表面投影)



第 17-2 図 EXOS-B 衛星の標準軌道 (地表面投影)