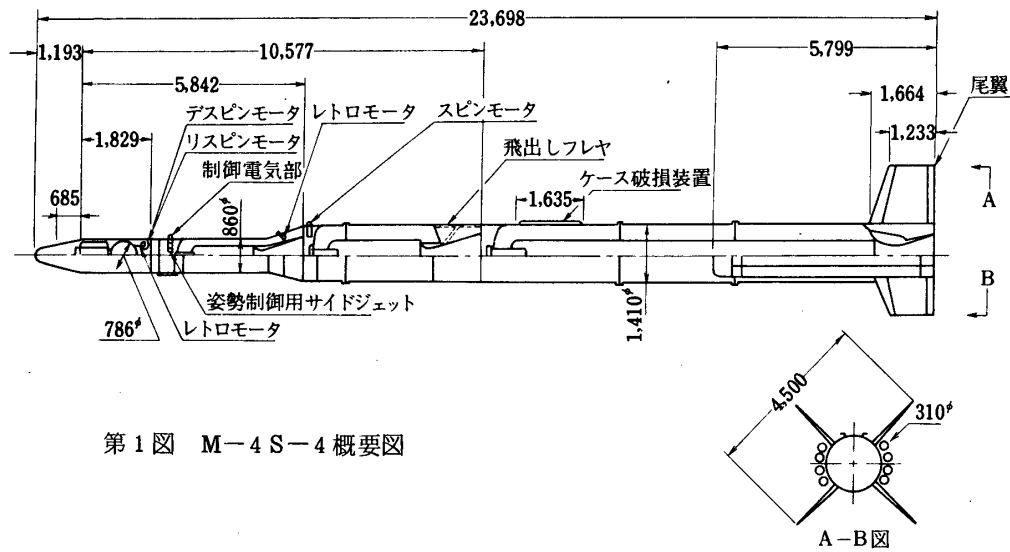


M-4 S の諸元と飛しょう計画

秋葉 鐸二郎・松尾 弘毅・上杉 邦憲

1. 機体諸元

M-4 S は 1~4 号機を通じて外観形状、重量ともほとんど変更されていない。第 1 図に代表として 4 号機の外観形状を示す。また第 1-1~4 表に 1~4 号機の重量、重心等の諸



第 1 図 M-4 S-4 概要図

第 1-1 表 M-4 S-1 重量および諸元

	第 1 段	補助ブースタ	第 2 段	第 3 段	第 4 段
全 長	23.557	5.794	10.595	5.860	1.838
重量 (燃焼前)	43,710	4,166	13,211	3,273	509.4
重量 (燃焼後)	19,118	1,482	6,052	1,282	140.5
推 薬 重 量	20,522	2,696	7,146	1,986	368.6
質 量 比	2.2031		2,1808	2.5491	3.6235
比 推 力	219.0	219.0	261.0	265.0	270.0
重心位置 (燃焼前) %	61.98		63.74	56.74	60.60
重心位置 (燃焼後) %	46.10		52.53	43.72	45.82
慣性モーメント (燃焼前) (ロール) $\text{kg} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{sec}^2$	1610.1		329.82	34.89	3.445
慣性モーメント (燃焼後) (ロール) $\text{kg} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{sec}^2$	660.41		152.73	12.74	0.8464
慣性モーメント (燃焼前) (ピッチ) $\text{kg} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{sec}^2$	134206.		7181.5	563.05	7.8630
慣性モーメント (燃焼後) (ピッチ) $\text{kg} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{sec}^2$	62307.6		4873.3	329.85	3.9039
搭載計器重量				49.4	64.2 (SA)
最 大 径	1410.0	310.0	1410.0	860.0	786.0
ノズル開口比	5.94	3.57	20.0	17.36	19.9
ノズル出口面積	0.8626	0.0716	0.7595	0.3758	0.0745

第1-2表 M-4S-2重量および諸元

	第1段	補助ブースタ	第2段	第3段	第4段
全長 m	23.568	5.794	10.606	5.871	1.858
重量(燃焼前) kg	39.692	4,080	13,102	3,287	508.0
重量(燃焼後) kg	19,121	1,365	5,955	1,293	135.5
推薬重量 kg	20,571	2,715	7,147	1,994	372.5
質量比	2.0759	2.9881	2.2003	2.5418	3.7494
比推力 sec	223.	219.	269.	277.	276.
重心位置(燃焼前) %	62.07		63.54	56.77	61.11
重心位置(燃焼後) %	59.57		52.08	44.08	47.25
慣性モーメント(燃焼前) (ロール) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	1610.1		3298.2	3489	3.445
慣性モーメント(燃焼後) (ロール) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	660.41		152.73	12.74	0.846
慣性モーメント(燃焼前) (ピッチ) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	134206.		7181.5	563.1	7.863
慣性モーメント(燃焼後) (ピッチ) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	62307.6		4873.3	329.9	3.904
搭載計器重量 kg					63.23(SA)
最大径 mm	1410.0	310.0	1410.0	860.0	786.0
ノズル開口比	5.94	3.57	20.0	17.4	20.77
ノズル出口面積 m^2	0.8626	0.0716	0.7595	0.3758	0.09926

第1-3表 M-4S-3重量および諸元

	第1段	補助ブースタ	第2段	第3段	第4段
全長 m	23.568	5.794	10.606	5.871	1.858
重量(燃焼前) kg	39,446	4,073.	13,071.	3,280	499.6
重量(燃焼後) kg	18,934	1,379.	5,954.	1,291	136.7
推薬重量 kg	20,503	2,692	7,109.	1,986	362.7
質量比	2.0834	2.954	2.1951	2.540	3.6545
比推力 sec	223.	219	269.	277.	276.
重心位置(燃焼前) %	62.01		63.54	56.58	59.36
重心位置(燃焼後) %	46.05		52.15	43.52	45.20
慣性モーメント(燃焼前) (ロール) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	1607.3		328.2	36.83	3.466
慣性モーメント(燃焼後) (ロール) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	658.09		152.2	13.37	0.912
慣性モーメント(燃焼前) (ピッチ) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	134336.		7222.5	565.6	8.245
慣性モーメント(燃焼後) (ピッチ) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	62285.7		4848.1	326.0	4.356
搭載計器重量 kg				61.75	66.01 (MS-F2)
最大径 mm	1.410	0.310	1.410	0.860	0.786
ノズル開口比	5.94	3.56	19.98	17.36	20.77
ノズル出口面積 m^2	0.8626	0.0716	0.7595	0.3758	0.09926

第1-4表 M-4S-4重量および諸元

	第1段	補助ブースタ	第2段	第3段	第4段
全長 m	23.698	5.794	10.577	5.842	1.829
重量(燃焼前) kg	39.429	4,070.	13,080.	3,303.	524.6
重量(燃焼後) kg	18,883	1,352.	5,963.	1,327.	144.6
推薬重量 kg	20,536	2,010.	7,110.	1,974.	379.7
質量比	2.088	219.	2.194	2.489	3.627
比推力 sec	223.		269.	277.	276.
重心位置(燃焼前) %	62.2		63.3	56.2	57.5
重心位置(燃焼後) %	43.3		51.7	43.2	40.1
慣性モーメント(燃焼前) (ロール) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	1603.8		326.7	35.79	3.670
慣性モーメント(燃焼後) (ロール) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	654.62		150.5	13.77	0.998
慣性モーメント(燃焼前) (ピッチ) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	134051.		7292.	586.	9.727
慣性モーメント(燃焼後) (ピッチ) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	62035.		4888.	344.6	4.988
搭載計器重量 kg				71.2	74.6(REXS)
最大径 mm	1.410	0.310	1.410	0.860	0.786
ノズル開口比	5.94	3.56	19.98	17.36	20.77
ノズル出口面積 m^2	0.8626	0.0716	0.7595	0.3758	0.09926

元を示す。各段の長さ及び重量はそれより上段を含めたものであり、直径としては、それぞれの最大外径をとっている。表中の比推力の値は真空中の値である。この値は1号機の飛しょう結果に基いて2号機以後変更されている。

2. 飛しょう計画

はじめにM-4Sの飛しょう中の動作プログラムを第2表に示すが、このプログラムはM-4Sのテスト機であるL-4Sの動作プログラムと基本的には同一である。

すなわち、第1段(以後 B_1 と称する。同様に第2段 B_2 、第3段 B_3 、第4段Mainと称する)は尾翼によって飛しょう中の姿勢安定が保たれるが、これには発射時の加速度を増して風による分散を少なくする目的で、8本の補助ブースタ(SB)がとりつけられている。勿論このSBは全体の性能向上にも寄与している。SBは燃焼終了後直ちに切断される。またM-4Sでは飛しょう中に異常を生じた場合に、地上からのコマンド送信(SOコマンド)によりエンジンを破壊、以後の各項目を停止することが可能であるが、危険を防止するために、この機能は発射後5秒以後にはじめて有効になる。これがSOアーミングである。

B_2 飛しょう中の姿勢安定はスピンモータによって与えられるスピンとフレアによる空気力によって保たれる。このため B_2 点火に先立ってスピンモータの点火とフレアの開傘が行われる。また、L-4Sと異り B_2 燃焼中の高度が高いため、 B_2 の負担を軽くするためノーズコーンも B_2 の点火に先立ってはずされる。ここでは本体との衝突を防ぐために2段開頭方式がとられている。

第2表 M-4S-4 タイムシーケンス

項 目	時 刻 (秒)	タイマー-3 (秒)	タイマー-SA (秒)
第1段, 補助ブースタ点火	0.		
SO アーミング		5.	
補助ブースタ燃焼終了	7.4		
補助ブースタ切離し	9.5		
第1段燃焼終了	61.		
チャンネル切換 (P1→MX)		70.	
開頭 (第1次)		81.	
開頭 (第2次)		82.	
第1段切離し		83.	
チャンネル切換 (V5→N2)		83.	
スピンモータ点火		84.	
フレア開傘		85.	
第2段点火		86.	
スピンモータ燃焼終了	88		
第2段燃焼終了	152		
チャンネル切換 (Y1→P3)		155.	
チャンネル切換 (P1→SQ2)		161.	
第2段切離し		162.	
第3段点火		163.	
第3段燃焼終了	205		
チャンネル切換 (Xcal→CN)		223.	
第3段切離し		225.	
レトロモータ点火		225.	
デスピンモータ点火		227.	
デスピン停止電源ON		228.	
姿勢制御開始		228.	
姿勢制御バックアップ		233.	
姿勢制御モード変更		289.	
リスピンモータ点火		301.	
姿勢制御遮断弁閉じ		302.	
姿勢制御停止		303.	
コマンドモード変更		310.	
衛星タイマ起動		628.*	
姿勢制御部切離し		633.*	

項	目	時刻 (秒)	タイマー-3 (秒)	タイマー-SA (秒)
第4段点火		634 *		
第4段燃焼終了		674 *		
第4段切離し				845 *
レトロモータ延時点火				845 *
レトロモータ点火		851 *		
PSWアンテナ突出し				857 *
ニューテーションダンパ起動				859 *
MGS ON				859 *
衛星タイマ停止				860

* CM-1 (MT-4) 又は CM-2 で変更可能

CM-1	CM-2
+94秒 衛星タイマ起動	+0秒 衛星タイマ起動
+99秒 姿勢制御部切離し	+0.01秒 姿勢制御部切離し

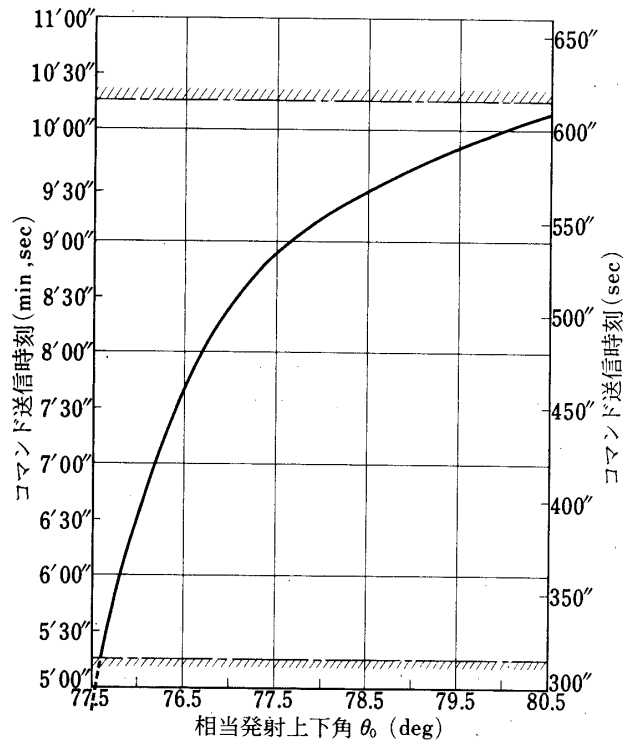
B₃ は B₂ から受継いだスピンによって安定が保たれる。B₃ 燃焼終了後 20 秒間のコースティングを経て B₃ の切断、引き続いて残留推力による衝突を防ぐために B₃ のレトロモータが点火される。このコースティング期間を延ばせば残留推力が減衰するのでレトロモータの重量を小さくすることが可能であるが、以後のシーケンスを圧迫しないように 20 秒間のコースティングが選ばれている。

B₃ 切断後、上段 (姿勢制御部 (CN) + Main + 衛星 (SA)) はデスピンモータによってスピンを止められ、CN部のサイドジェットによる姿勢制御が開始される。姿勢がMainの噴射方向 (標準軌道の頂点での局所水平方向) に整定すると、まずCN部によりスピンの与えられ (CNモードチェンジ) 引き続いてリスピンモータによって最終的に3サイクルのスピンの与えられる。ここまでの諸項目がすべて順調であれば、Main点火の条件はすべて整ったことになるので、これまでエンジンの破壊及びタイマ停止の機能を有していたコマンドの機能が310秒に変更となり、以後は点火コマンドとしてMainの点火時刻修正の機能を有することになる。

Main点火の方法には2通りある。まず軌道が標準軌道にきわめて近い場合には点火コマンドを送信しない。この場合には、予じめ設定された時刻に衛星タイマ (MT-SA) のスタート、CN部の切断、Mainの点火が行われる。そしてこれらの諸項目のための信号は、これまでの各項目に対する信号を与えてきた主タイマ (MT-3) によって与えられる。一方、軌道が標準軌道から離れた場合には、Main点火時刻を変更する必要がある。この点火時刻の変更はすでに述べた点火コマンドを地上から送信することによって可能となる。コマンドを送信すると主タイマ (MT-3) は直ちに機能を停止し、点火時刻修正用のタイマ

(MT-4) がスタートする。MT-4 はスタート後100秒の遅延を経てMain の点火を行う機能を有するが、それに先立って表に示すような時刻にMT-SAのスタート、CN部の切断の2項目を行う。この遅延時間は長すぎると早い時期の点火を不可能にし(310秒以後にしか点火コマンドを送信することが出来ない)、短かすぎると点火時刻を延ばすことが出来なくなる(MT-3によって標準時刻に点火が行われてしまうので)。

第2図にM-4S-4に関して発射後何秒にコマンドを送信すべきかを示す。横軸は3・で



第2図 コマンド送信時刻

述べる相当発射上下角 θ_0 で、 B_3 までの飛しょう径路の状態を示す。このコマンド時刻（したがって100秒後のMain点火時刻）は標準軌道がそれた場合に、それた軌道上の速度ベクトルとあらかじめ方向の定められているMainの速度増分ベクトルとの和がその点での局所水平方向と一致するように選ばれており、Mainの姿勢制御誤差の影響を小さくする考慮が払われている。

3. 標準軌道の決定

3.1 標準軌道

M-4Sで打上げられる衛星の軌道には特定の要求が課せられていない。従って標準軌道は各種の誤差を考慮した上で、「もっとも衛星になりやすい軌道」という基準で決定される。ここで衛星になるとはミッションからの要求、衛星電源の制限等を考慮した上で十分な期間地球を周回することを意味する。

M-4Sは、発射後は2.で述べたMainの点火時刻の変更を除くと、軌道を変更する機能を持たない。したがって B_3 までのいわゆる打上げ軌道は、風等の外乱の影響を無視すると発射の上下角 θ_0 、水平角 ϕ_0 で一義的に定まってしまう（これに対して最終衛星軌道はMainの点火時刻の変更により若干の変更が可能である）。そこで標準軌道の決定とは具体的には標準の発射角 θ_{on} 、 ϕ_{on} を決定することと同じである。ここで ϕ_0 は地球の自転速度を最大限に利用するために真東にとることが望ましいが、 10° 程度の変更を行ってもそれによって生ずる速度損失は衛星ミッションの成否に関してそれ程本質的な意味は持たない。ただし、発射保安・落下水域の観点からは、 ϕ_0 はきわめて重要であり、内之浦の場合真東以北への発射は望ましくない。これに対して θ_0 は打上げ軌道及び衛星軌道を決定するものとして特に重要であり、そのわずかな変化により軌道は大きく変化する。

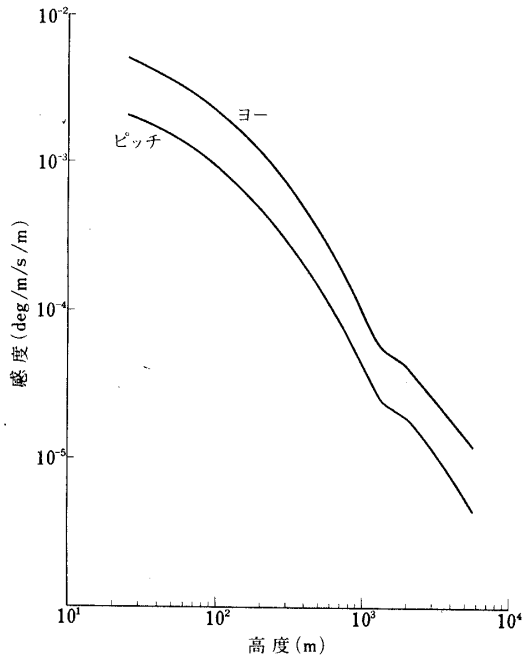
3.2 軌道分散

3.1で述べた基準に従って最適な θ_0 を選んで標準軌道を決定するには、軌道の分散の原因とその大きさを知る必要がある。誤差の要因としては

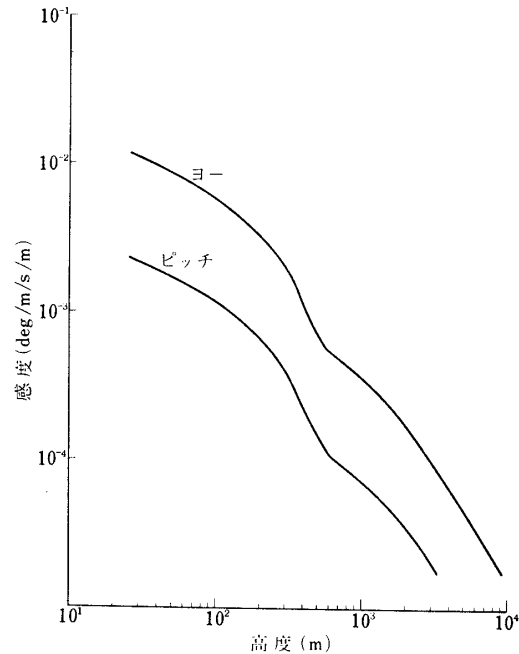
- (1) エネルギー的なもの
 - 各段の推力（比推力）の分散
 - 空気抵抗係数の誤差
- (2) 姿勢的なもの
 - 発射時の風
 - 各段推力のミスアラインメント
 - 各段切断時の姿勢の乱れ
 - ジャイロのドリフト

等が考えられるが、M-4Sに関して特に重要なのは風による軌道の分散で、この項の影響は他の項のそれに比べて圧倒的に大きい。発射時に風が存在すると軌道は変化し、あたかも無風時に発射角を変えて発射したような飛しょう径路をたどる。これを相当発射角と称するが、Mainの姿勢変化を除く(2)の最初の3項はいずれもこの相当発射角に含めて考えることが可能である。

第3図及び第4図に風による軌道の変化の感度を示す。横軸は高度で、縦軸はその高度の



第3図 L-4S, 風感度



第4図 M-4S, 風感度

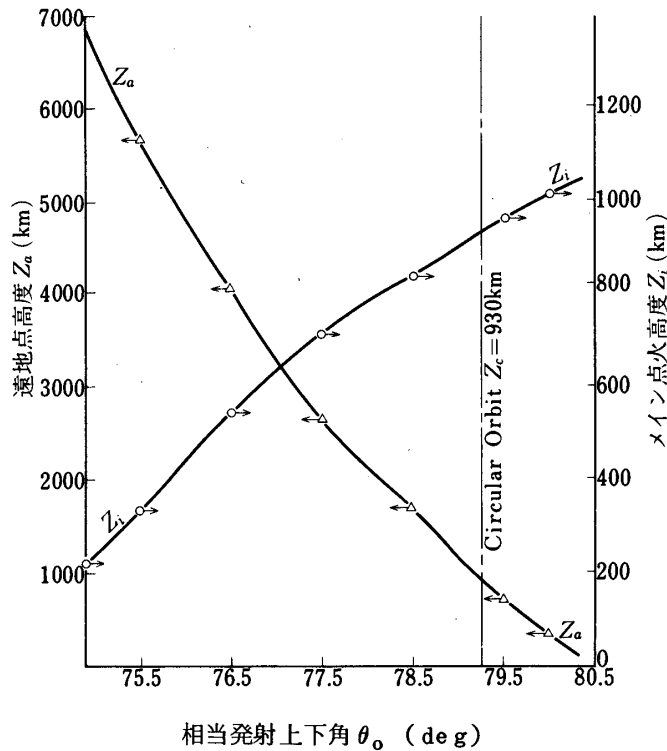
単位区間で単位風速の風が存在するとき相当発射角で何度の変化を生ずるか ($\text{deg}/\text{km}/\text{s}/\text{m}$) を示すものである。参考までにL-4Sの場合の感度も示すが、M-4Sの方が若干感度が高い。ただこれを B_3 軌道の頂点 Z_{a3} の変化という観点から見ると、M-4Sの方が断然感度が大きく、相当発射角 1° の変化に対してL-4Sでは約55 km、M-4Sでは約145 kmの Z_{a3} の変化が対応する。この意味ではM-4Sの方が難しいロケットであると言える。

もちろん発射時には風向風速の測定を行い、標準軌道に沿うように発射角 θ_0 、 ϕ_0 を修正するので、実際の相当発射角誤差の原因として残るのは測定時と発射時の風の変化及び(2)の第2, 3項である。

3.3 最適な θ_0 の決定

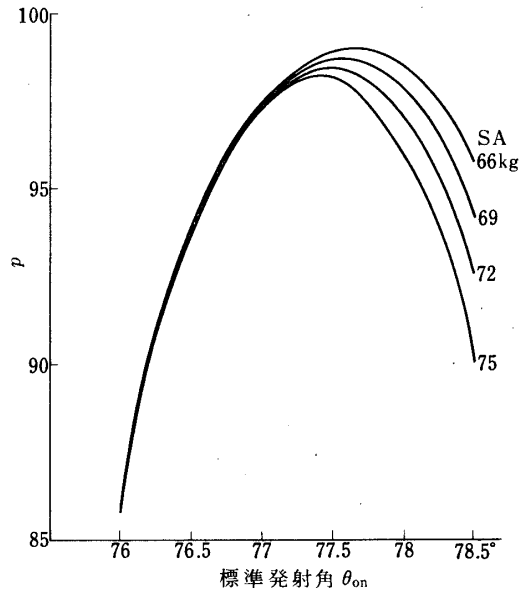
3.1で述べたように衛星軌道は大気による減衰を避けて十分な寿命をもつようなものでなければならない。すなわち大気による減衰は大部分軌道の近地点付近で起るので、近地点高度 Z_p が十分高い必要がある ($Z_p \geq Z_p^*$)。この条件から発射上下角の下限が定まる。下限は B_3 軌道の頂点 Z_{a3} 自身が Z_p^* より低くなる場合で、衛星軌道のエネルギーは大きい、 $Z_p < Z_p^*$ であるので速やかに減衰して地上に落下する。一方上限は Z_{a3} が高くなり過ぎた場合で、このときは B_3 までの軌道における速度損失が大きく、Mainによって同一の速度増分を加えても衛星軌道のエネルギーが小さくなって、 $Z_p < Z_p^*$ となる。この場合にはMainの噴射点は衛星軌道の遠地点となり、近地点はその 180° 裏側の点となる。第5図はM-4S-4に関して発射角 θ_0 によるMainの点火高度(これは衛星軌道の近地点にはほぼ等しい)と衛星軌道の遠地点の変化を示すものである。図中Circularとある値より大きい θ_0 。

の場合には上に述べたように衛星軌道の近遠地点の位置は逆転する。



第5図 メイン点火高度と遠地点高度

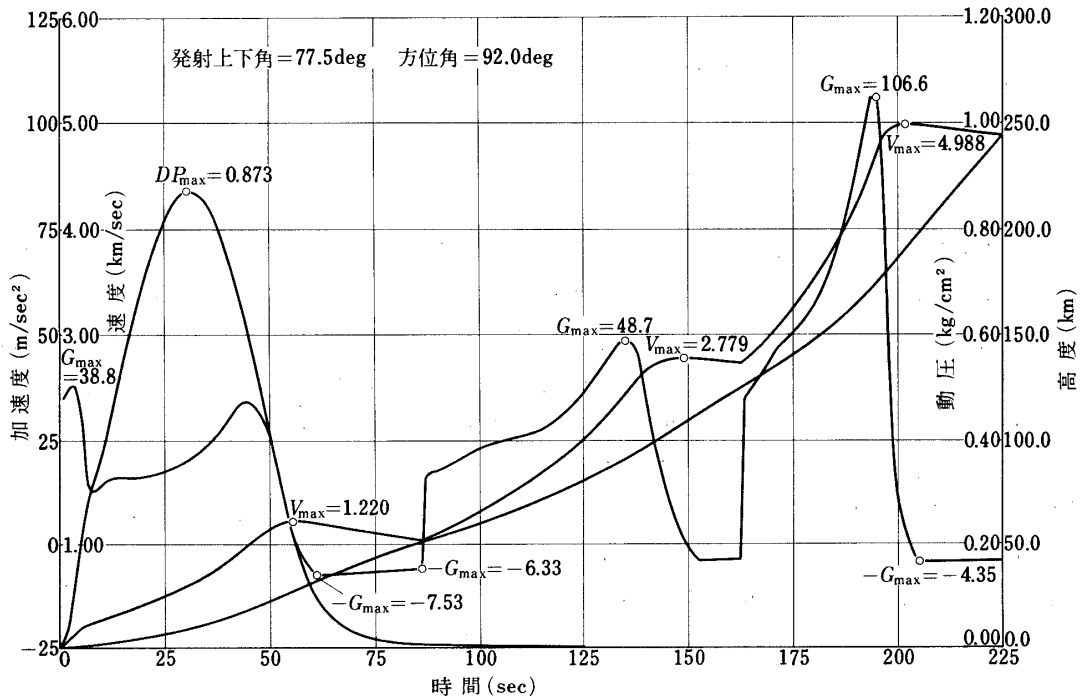
すでに述べた軌道分散の原因となる諸量の大きさを統計的に推定することは測定点数が少なく困難であるが、適当な仮定を設ければその仮定の範囲内で最適な発射角 θ_0 を求めることは可能である。第6図はM-4S-4 (REXS) について検討した結果である。横軸は標準発射角 θ_{on} で、縦軸はそのような相当発射角 θ_{on} に沿って飛ばすように風修正を行うものとして、衛星軌道の近地点 Z_p が $Z_p^* = 200 \text{ km}$ より低くならない確率 p を示している。図には衛星重量の値がパラメタとして示してあるが、衛星が軽くなると p の最大値は増加し、また p の最大値を与える θ_{on} の値も大きくなる。これはMainによる速度増分が大きくなり、先に述べた θ_0 の上限が広がることに対応している。この計算で用いた各誤差量の 1σ 値は、相当発射角： 1° 、速度：各段特性速度の1%、Main姿勢： 4° (ジャイロドリフト、ダイナミックアンバランス等) である。



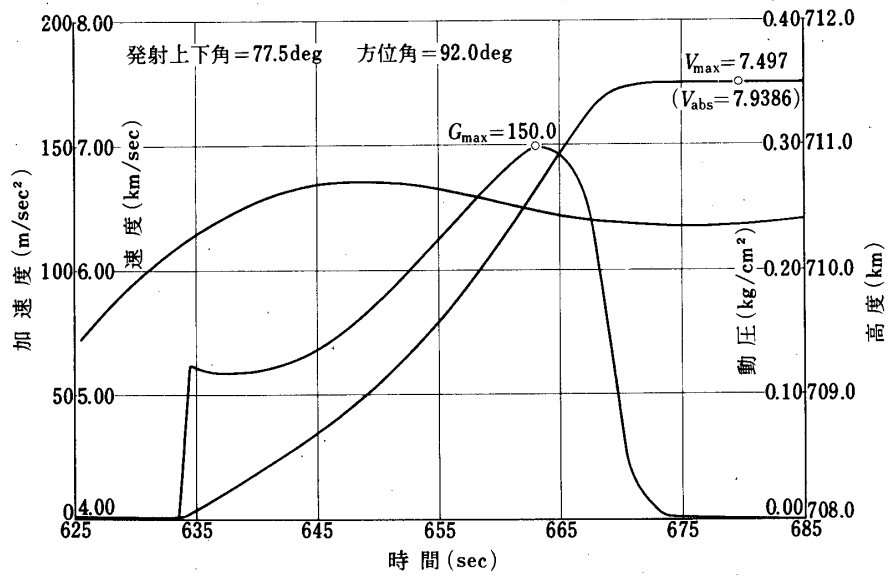
第6図 最適標準発射角 (M-4S-4)

4. 打上げ軌道

3.で述べた過程を経てM-4S-4の標準発射角は $\theta_0 = 77, 5^\circ$, $\phi_0 = 92^\circ$ (北から東まわり正)と決定された。以下の図に打上げ軌道の特性を示す。



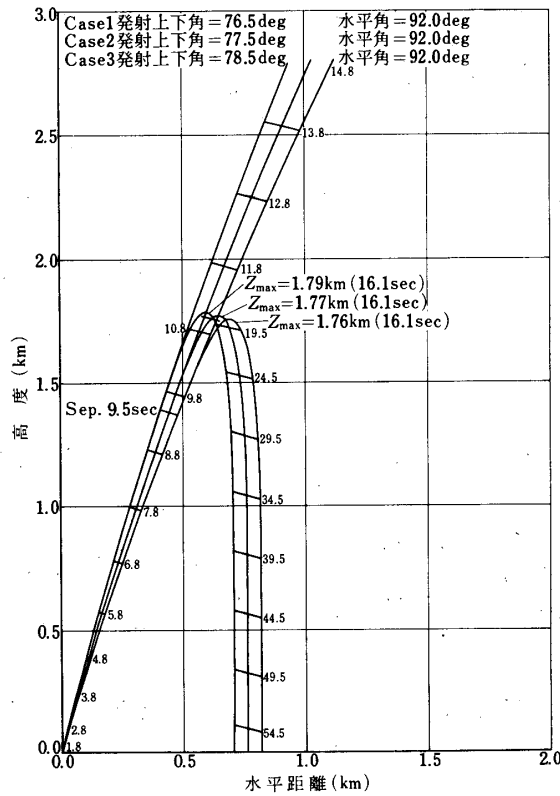
第7-1図 M-4S-4, 動圧, 加速度, 速度, 高度対時間



第7-2図 M-4 S-4, 動圧, 加速度, 速度, 高度対時間 (Main)

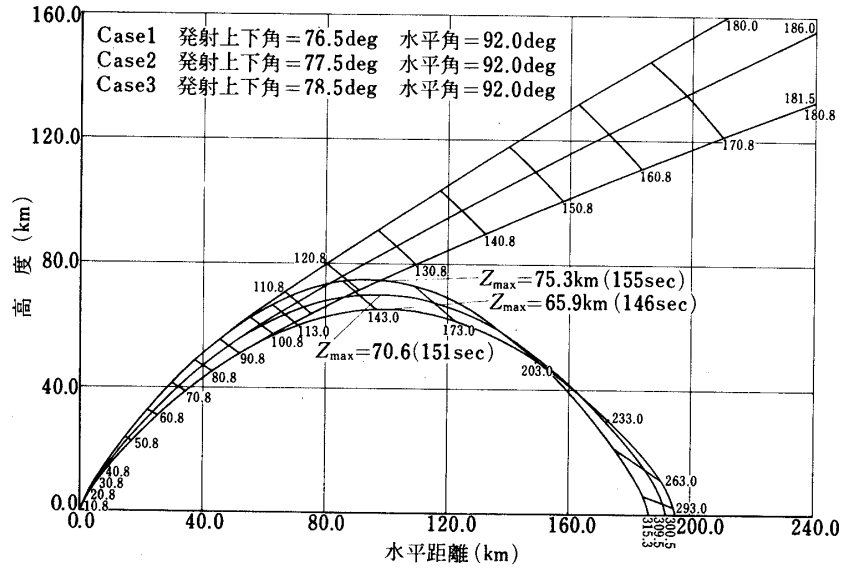
第7-1図はB₃ 燃烧終了に至るまでの高度, 速度, 加速度, 動圧の時間変化を標準発射角について示す。第7-2図はMainについての同様な図である。

第8-1~4図にそれぞれSB, B₁, B₂, B₃の水平距離と高度の関係を示す。ここで水

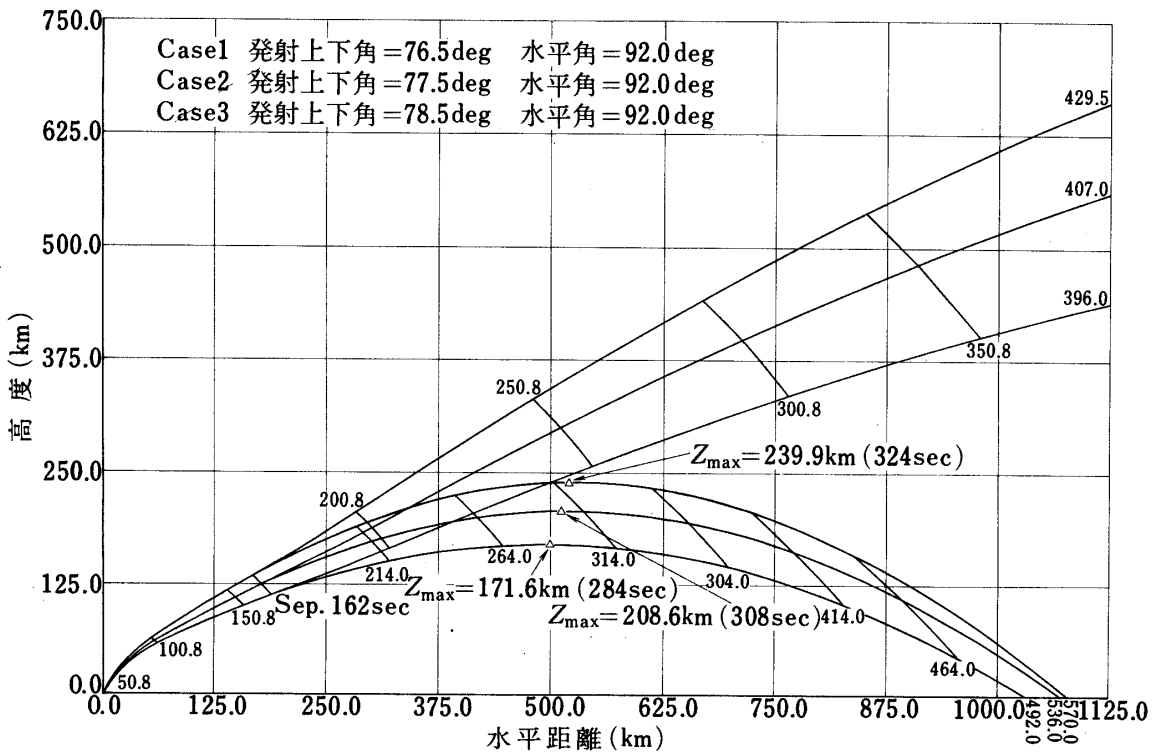


第8-1図 M-4 S-4, 補助ブースタ軌道

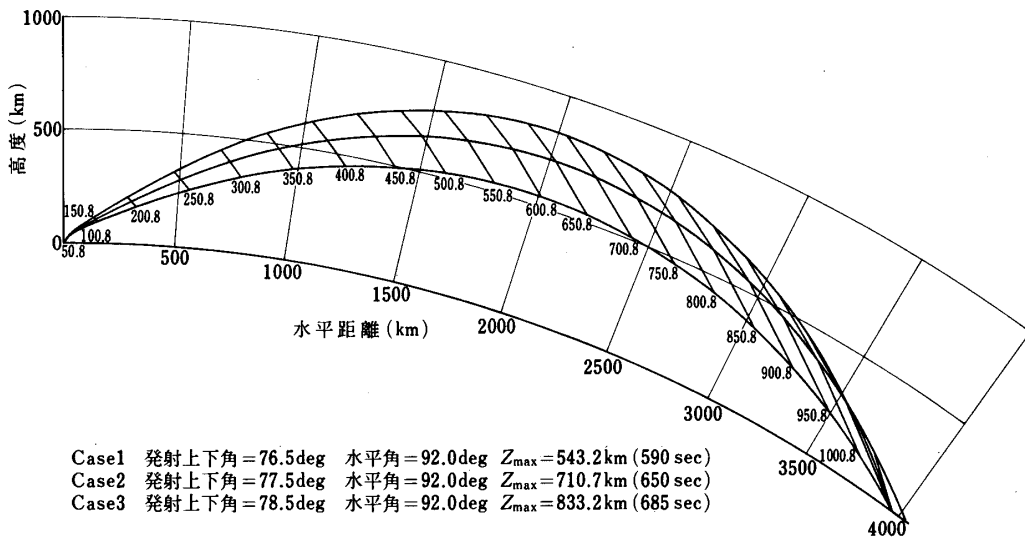
平距離とは、その時期でのロケットの位置の地表面への投影と発射点とを結ぶ大円の弧の長さである。標準軌道を含めて θ 。については3ケースが示されているが、この図に関しては方位角 ϕ_0 の影響は無視できる。



第8-2図 M-4 S-4, 第1段軌道



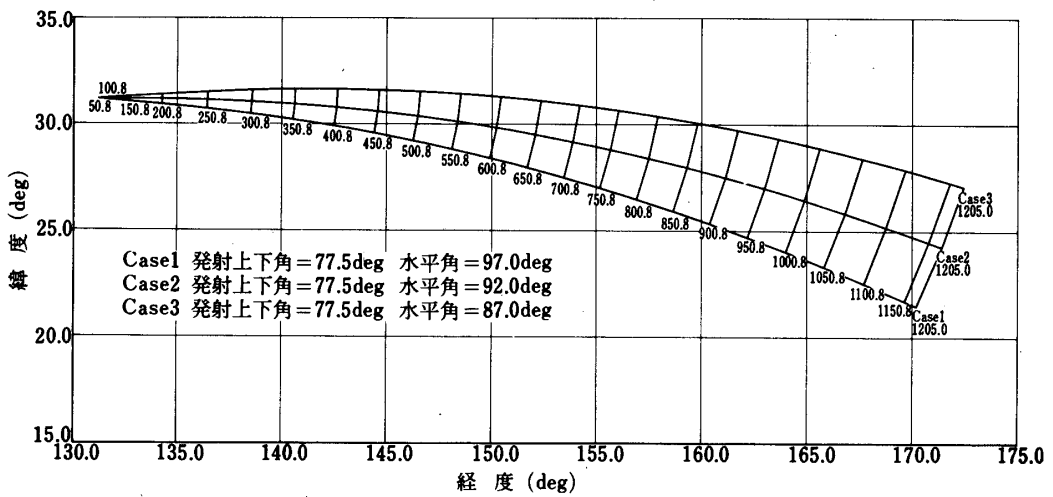
第8-3図 M-4 S-4, 第2段軌道



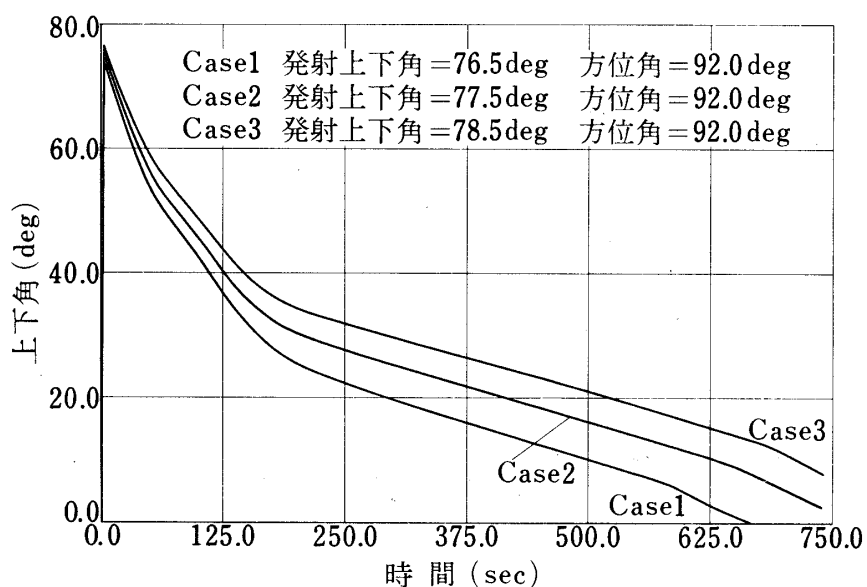
第8-4図 M-4 S-4, 第3段軌道

第9図はB₃の落下に至るまでの軌道の地表面への影響を緯経度で示すものである。

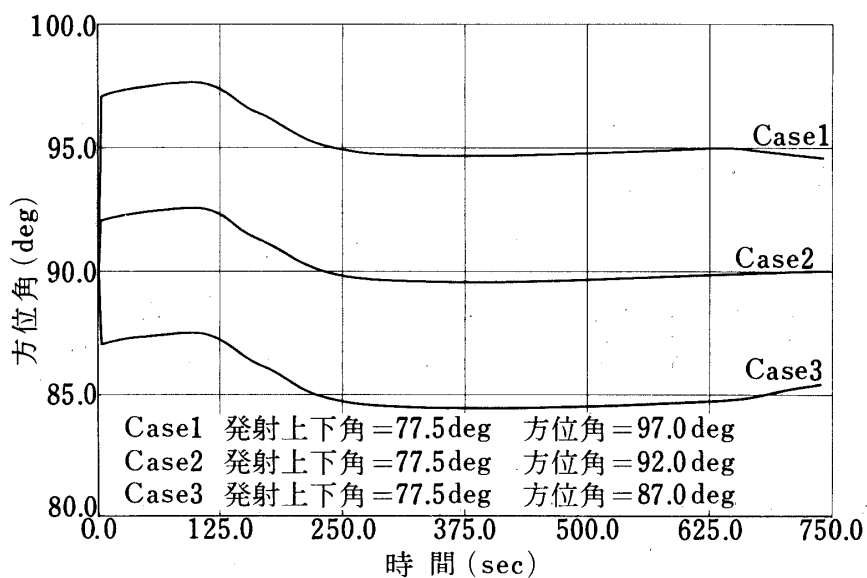
第10図-1~4図は発射点から見たロケットの上下角, 水平角, 直距離, 直距離の変化率の時間変化を示すもので, レーダ, テレメータによる追跡の便に供するためのものである。逆に飛ばし中のこれらの諸量の履歴から相当発射角を決定することも可能である。



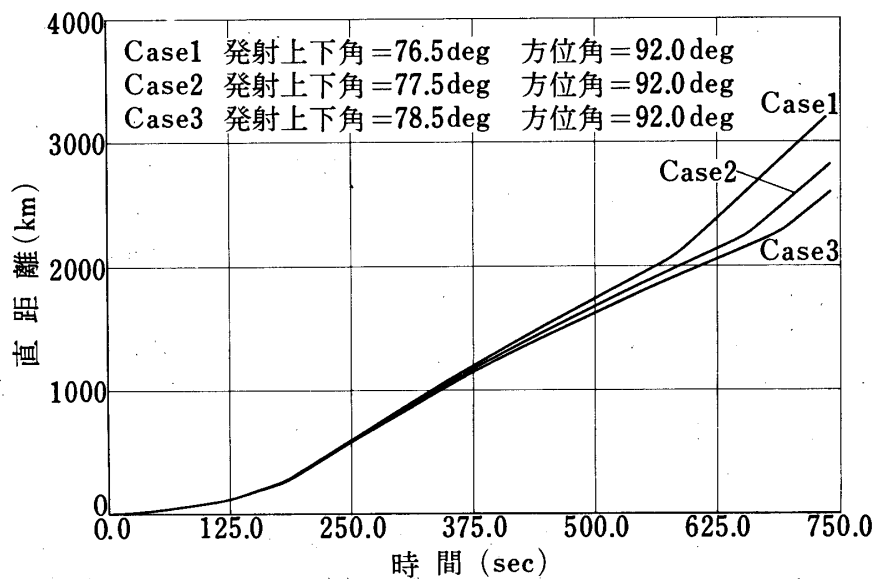
第9図 M-4 S-4, 第3段緯度対経度



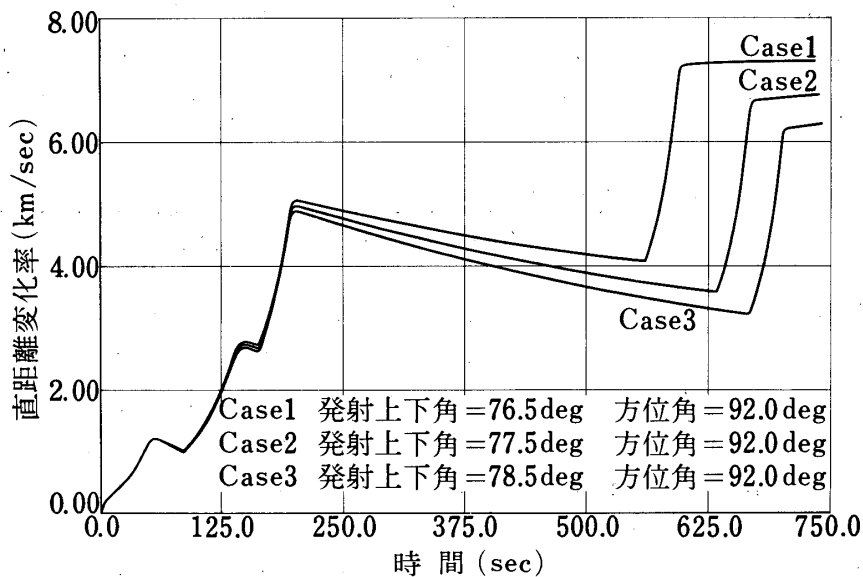
第10-1図 M-4S-4, 上下角対時間



第10-2図 M-4S-4, 方位角対時間



第10-3図 M-4 S-4, 直距離対時間



第10-4図 M-4 S-4, 直距離変化率対時間

第3-1表 M-4S-1, 予想軌道要素

$(\Delta\theta_0, \Delta\phi_0)$ deg, deg	(0, 0)	(-2, 0)	(+2, 0)	(0, -5)	(0, +5)
軌道長半径 (km)	7933	8592	7399	7908	7921
離心率	0.121	0.212	0.035	0.119	0.120
軌道傾斜角 (deg)	31.14	31.28	30.98	31.98	30.54
昇交点赤経 (deg)	41.58	43.79	39.92	47.00	35.94
近地点引数 (deg)	107.8	101.6	111.3	103.4	113.1
周 期 (min)	117.2	132.1	105.6	116.6	116.9
近地点高度 (km)	591.7	389.7	759.6	592.4	590.0
遠地点高度 (km)	2518.	4038	1282	2471	2494

第3-2表 M-4S-2, 予想軌道要素

$(\Delta\theta_0, \Delta\phi_0)$ deg, deg	(0, 0)	(-2, 0)	(+2, 0)	(0, -5)	(0, +5)
軌道長半径 (km)	8857.1	9629.6	8228.5	8824.9	8842.7
離心率	0.2099	0.2932	0.1301	0.2070	0.2087
軌道傾斜角 (deg)	31.204	31.426	31.021	32.162	30.481
昇交点赤経 (deg)	43.302	45.865	41.690	48.679	37.664
近地点引数 (deg)	107.85	102.54	109.33	103.24	112.67
周 期 (min)	138.26	156.74	123.81	137.51	137.92
近地点高度 (km)	620.33	428.64	780.16	620.56	619.03
遠地点高度 (km)	4337.9	6074.6	2920.8	4273.3	4310.4

第3-3表 M-4S-3, 予想軌道要素

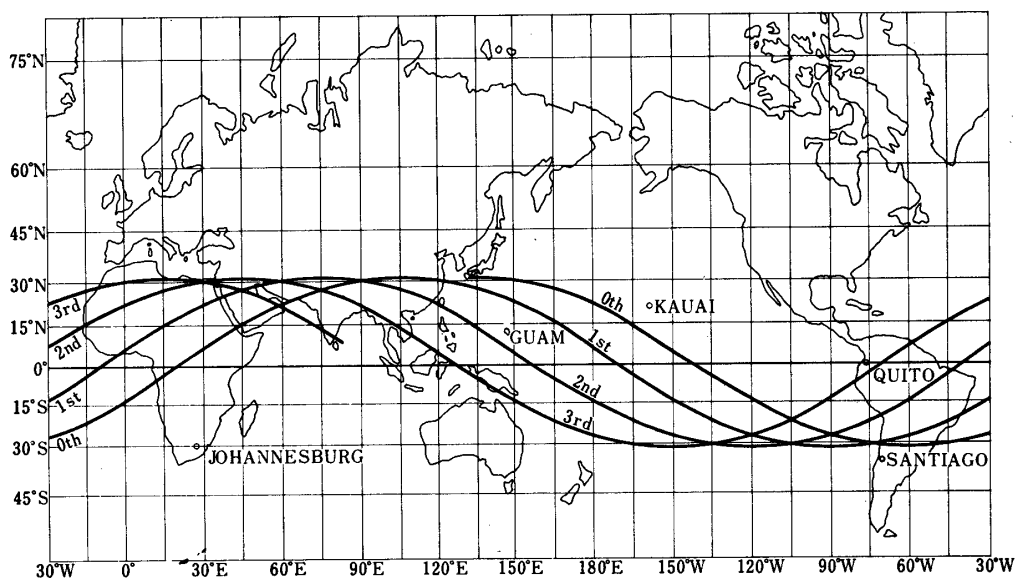
$(\Delta\theta_0, \Delta\phi_0)$ deg, deg	(0, 0)	(-2, 0)	(+2, 0)	(0, -5)	(0, -5)
軌道長半径 (km)	8309.8	8944.4	7814.5	8283.5	8297.5
離心率	0.1473	0.2266	0.0755	0.1446	0.1462
軌道傾斜角 (deg)	31.193	31.378	31.004	32.115	30.504
昇交点赤経 (deg)	42.095	44.067	40.434	47.459	36.480
近地点引数 (deg)	108.91	106.14	109.88	104.30	113.71
周 期 (min)	125.64	140.31	114.58	125.05	125.37
近地点高度 (km)	707.61	539.64	846.68	707.94	706.19
遠地点高度 (km)	3155.8	4593.2	2026.3	3103.0	3132.9

第3-4表 M-4S-4, 予想軌道要素

$(\Delta\theta_0, \Delta\phi_0)$ deg, deg	(0, 0)	(-2, 0)	(+2, 0)	(0, -5)	(0, +5)
軌道長半径 (km)	8061.4	8668.0	7640.4	8038.0	8049.2
離心率	0.1207	0.2015	0.0563	0.1181	0.1195
軌道傾斜角 (deg)	3.186	3.1361	3.1064	3.2079	3.0525
昇交点赤経 (deg)	41.567	43.466	40.158	46.901	35.991
近地点引数 (deg)	109.02	106.58	109.76	104.44	113.78
周期 (min)	120.05	133.86	110.77	119.53	119.78
近地点高度 (km)	710.35	543.02	832.73	710.56	709.10
遠地点高度 (km)	2656.5	4036.6	1692.2	2609.3	2633.3

5. 衛星軌道

すべてが順調にゆけばMain 燃焼終了後衛星は地球をまわる楕円軌道にのる。第3表に1~4号機の衛星軌道の軌道要素を示す。ここには打上げ軌道が相当上下角で $\pm 1^\circ$, 相当方位角で $\pm 5^\circ$ ずれた場合についての値も示されている。また第11図に軌道の地表面への投影を数周にわたって示す。



第11図 M-4S-4, 衛星軌道