

第1-1表 M-3C-1重量および諸元

		第1段	補助ブースタ	第2段	第3段
全長	m	20.241	5.794	8.395 (7.279)*	2.326
最大径	m	1.410	0.310	1.410	1.144
重量(燃焼前)**	kg	37435.	4056.	11120.†	1309.8
重量(燃焼後)	kg	16982.	1357.	3946.†	235.2
推進重量	kg	20453.	2699.	7174.	1075.
フロン重量	kg			173.0	
過酸化水素重量	kg			55.0	
質量比		2.205	2.989	2.818	5.570
比推力	sec	223.	219.	273.	283.
重心位置(燃焼前)	%	58.54		61.70	57.95
重心位置(燃焼後)	%	41.85		54.31	51.12
慣性モーメント(燃焼前)		1585.		305.3	17.87
(ロール) kg·m·sec ²					
慣性モーメント(燃焼後)		639.8		112.3	2.675
(ロール) kg·m·sec ²					
慣性モーメント(燃焼前)		105717.		2960.	23.99
(ピッチ) kg·m·sec ²					
慣性モーメント(燃焼後)		48690.		1848.	10.82
(ピッチ) kg·m·sec ²					
搭載計器重量	kg			104.2	56.2(衛星)

* ノーズフェアリングなし

** その段のイグナイタ薬量, ノズルクロージャ含まず

† フロン156 kg, H₂O₂ 55 kg 含む

約2秒後に切断される(延時管による)。M-3Cでは飛しょう中に異常を生じた場合には、地上からのコマンド送信(SOコマンド)により飛しょう計画を中止する。このSOコマンドにはCM1-1とCM1-2の2種類がある。CM1-1はタイマ(MT₂)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、CM1-2はMT₂を停止すると共にB₁、B₂エンジンを破壊する機能を有する。(B₁は火薬によるモーターケースの破壊、B₂は鏡板側からの燃焼内圧抜きによる)。なお危険を防止するためにCM1-2は発射後5秒以降にはじめて有効となる。これがCM1-2アーミングである。

B₂エンジン燃焼中、機体ロール軸まわりの運動はサイドジェットにより止められ、さらにあらかじめ定められたピッチプログラムに従ってTVC装置が機体に所定の径路角をとらせる。なおこのピッチプログラムは、B₁飛しょう中の外乱を補償するために修正可能であり、そのためのコマンドがRC-1である。なおRC-1は1号機では送信テストのみ行われ、2号機以降で実際のピッチプログラム変更が実施された。

B₂エンジンの燃焼が終了すると、機体の姿勢をMainの噴射方向に向けるためのサイド

第1-2表 M-3C-2重量および諸元

		第1段	補助ブースタ	第2段	第3段
全長	m	20.241	5.794	8.395 (7.292)*	2.339
最大径	m	1.410	0.310	1.410	1.136
重量(燃焼前)**	kg	37600.	4101.	11053.†	1340.
重量(燃焼後)	kg	16907.	1374.	3864.†	257.1
推進重量	kg	20693.	2727.	7189.	1083.
フロン重量	kg			87.	
過酸化水素重量	kg			56.	
質量比		2.224	2.984	2.861	5.212
比推力	sec	225.	219.	273.	283.
重心位置(燃焼前)	%	58.62		61.23	57.19
重心位置(燃焼後)	%	41.82		52.37	46.64
慣性モーメント(燃焼前)		1596.		303.7	17.90
(ロール) kg·m·sec ²					
慣性モーメント(燃焼後)		6373		112.9	2.582
(ロール) kg·m·sec ²					
慣性モーメント(燃焼前)		106562.		2930.	26.17
(ピッチ) kg·m·sec ²					
慣性モーメント(燃焼後)		49127.		1832.	12.39
(ピッチ) kg·m·sec ²					
搭載計器重量	kg			152.7	86.4(衛星)

* ノーズフェアリングなし

** その段のイグナイタ薬量, ノーズクロージャ含まず

† フロン70 kg, H₂O₂ 56 kg 含む

ジェットによる3軸姿勢制御が行われる。姿勢の整定が終る頃ノーズフェアリングの分離がなされる。さらに Main の噴射方向は、B₂ のそれまでの軌道を考慮して衛星の軌道が目標に近づくよう RC-2 コマンドによって修正され、サイドジェットが新しい方向への整定を行う。この整定が終るとまずサイドジェットにより (CN モードチェンジ), 引き続いてスピンモーターによってスピンの与えられる。スピン制御システムにより最終的にスピンは2サイクルになる。ここまでの諸項目が全て順調であれば、Main 点火の条件は全て整ったことになるので、これまでタイマ停止の機能を有していたコマンド (CM1-1) の機能が1, 2号機では250秒, 3号機では280秒に変更になり、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 (CM1-1 モードチェンジ)。また後に述べる瞬発コマンド (CM2-1) もこの秒時以降有効となる (CM2-1 アーミング)。なお CM1-2 によって破壊されるべきエンジンは既に切離されているから CM1-2 はタイマ停止機能だけを保持していることになる。

Main 点火の方法は大別すると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

第1-3表 M-3C-3重量および諸元

	第1段	補助ブースタ	第2段	第3段
全長 m	20.241	5.794	8.395 (7.259)*	2.306
最大径 m	1.410	0.310	1.410	1.136
重量(燃焼前)** kg	37588.	4121.	11021. †	1332.5
重量(燃焼後) kg	16887.	1387.	3831. †	248.4
推進重量 kg	20701.	2734.	7190.	1084.
フロン重量 kg			87.	
過酸化水素重量 kg			56.	
質量比	2.226	2.971	2.877	5.364
比推力 sec	225.	219.	277.	284.
重心位置(燃焼前) %	58.65		61.02	56.26
重心位置(燃焼後) %	41.84		52.22	45.63
慣性モーメント(燃焼前) (ロール) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	1596.		302.5	17.96
慣性モーメント(燃焼後) (ロール) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	637.3		111.6	2.623
慣性モーメント(燃焼前) (ピッチ) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	106562.		2891.	26.34
慣性モーメント(燃焼後) (ピッチ) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	49127.		1802.	11.68
搭載計器重量 kg			155.1	86.6(衛星)

* ノーズフェアリングなし

** その段のイグナイタ薬量, ノズルクロージャ含まず

† フロン70 kg, H_2O_2 56 kg 含む

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、 B_2 の切断が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-2)からの信号で行われ、その1秒後に延時管によってMainが点火される。一方軌道が標準軌道からそれた場合には、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上述の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。即ちコマンドモードチェンジ後にCM1-1を送信すると、点火時刻修正用のタイマ(MT-3)がスタートし、主タイマ(MT-2)は機能を停止する。MT-3はスタート後35秒(1,2号機)ないし55秒(3号機)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MT-SAのスタート、 B_2 の切断(これと同時にMain点火用の1秒の延時管へ点火)が行われる。従ってCM1-1の送信可能時間帯はコマンドモードチェンジ以降プリセットによるMT-SAスタートまでの間である。これを外れた場合には、CM1-2によってMT-2を停止させた後、希望する点火秒時の1秒前にCM2-1を送信すれば、直ちにMT-SAのスタート、 B_2 切断、延時管への点火が行われる。またこのCM2-1はMT-2、MT-3いずれに

第2表 M-3C-3 タイムシーケンス

項 目	時刻(秒)	主タイマ(MT-2) (秒)	衛星タイマ (MT-SA)(秒)
第1段, 補助ブースタ点火	0.		
CM1-2 アーミング		5.	
補助ブースタ燃焼終了	7.7		
補助ブースタ切離し	9.5		
第1段 燃焼終了	61.		
RC-1 開始		67.	
チャンネル切換 (P ₁ → P ₂)		70.	
RC-1 終了		77.	
第1段 切離し		78.	
第2段 ピッチプログラム開始		79.	
ロールサイドジェット開始		79.	
TVC 開始		79.	
第2段 点火		80.	
ロールサイドジェット推力変更		110.	
TVC 終了		144.	
ピッチ, ヨー制御用定数変更		145.	
ピッチ, ヨーサイドジェット開始		145.	
第2段 燃焼終了	149.		
第3段打出用ピッチプログラム開始		153.	
テレメータアンテナ切換		153.	
開頭 (第1次)		156.	
開頭 (第2次)		157.	
RC-2 終了		215.	
姿勢制御モード変更		225.	
スピンモータ点火		235.	
レーダアンテナモード切換		236.	
スピン制御システム作動		236.	
CM1-2 モード切換		280.	
CM2-1 アーミング		280.	
衛星タイマスタート		437.	0.
第2段 切離し		439.	
第3段 点火	440.		
第3段 燃焼終了	493.		
衛星 切離し	554.		117.

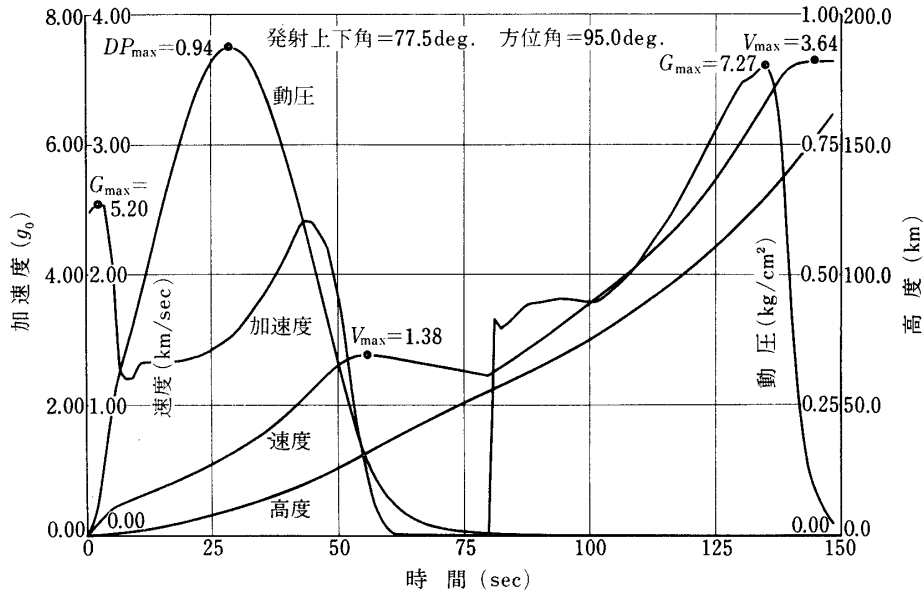
第2表 M-3C-3 タイムシーケンス(続)

項 目	時刻(秒)	衛星タイマ(MT-SA)(秒)
Yo デスピン作動	559.	
ニュートーションダンパ作動	666.	229.
Yo-Yo デスピンアーミング	668.	231.

MT - 3

項 目	CM1-1 受信後秒時
主タイマ(MT - 2)停止	2.
衛星タイマ(MT - SA)起動	52.
第2段切離し	54.

CM2-1 の場合 受信秒時にMT - SA起動, 第2段切離し

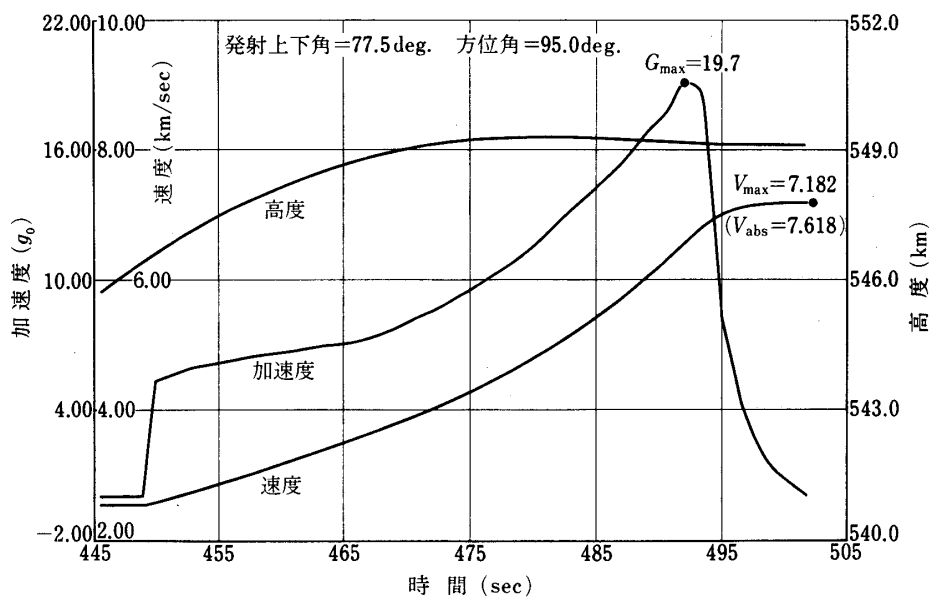


第2-1図

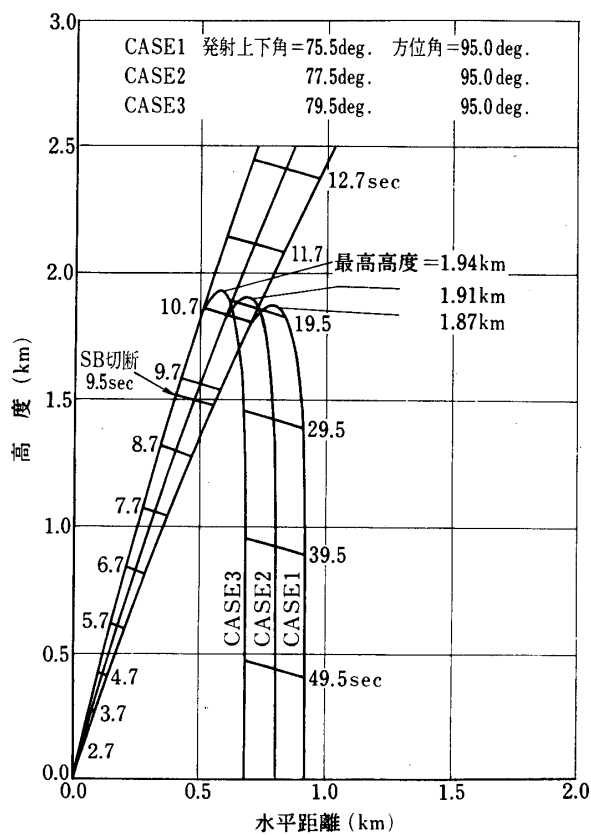
よる点火の場合にもバックアップの意味で送信されることが多い。なおRC - 1, RC - 2における機体姿勢角修正量および Main 点火時刻変更量は精測レーダのトラッキングデータによるオンライン計算によって決定される(別稿「電波誘導 (RG)」参照)。Main 燃烧終了后衛星は切離されるがモーターの残留推力による衝突を防ぐため、モーターは Yo デスピン装置によってタンブリングを起こす。また衛星が1周してきて内の浦上空にきた際コマンドによってスピンを低下させるための Yo-Yo デスピン装置のアーミングが行われて第0周の全項目が終了する。

3. 打上げ軌道

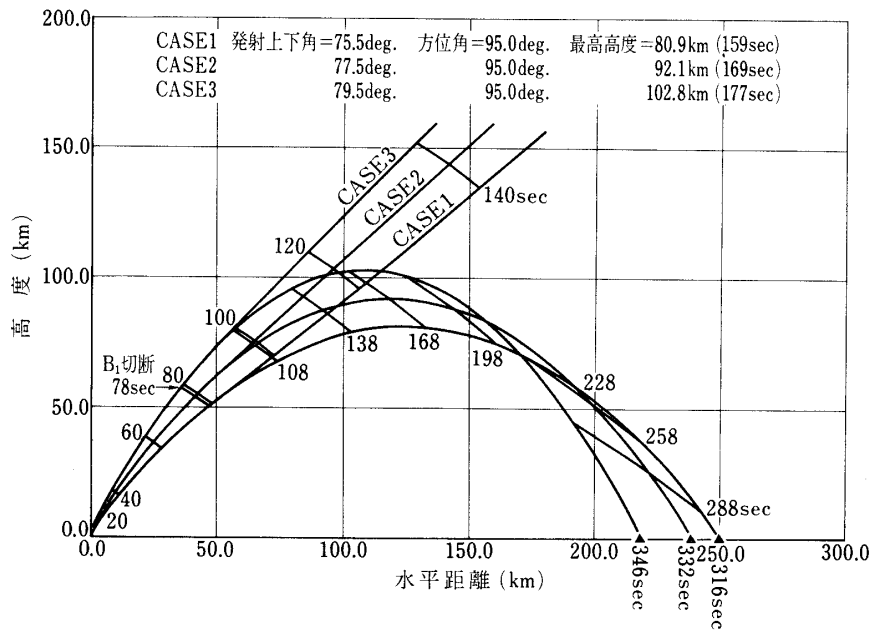
M - 3 Cの標準発射角は、衛星軌道からの要求。プースター落下点等を検討した結果、1号機では θ_0 (発射上下角) = 74.5°, ψ_0 (水平角) = 90.0° (北から東まわり正), 2号機で



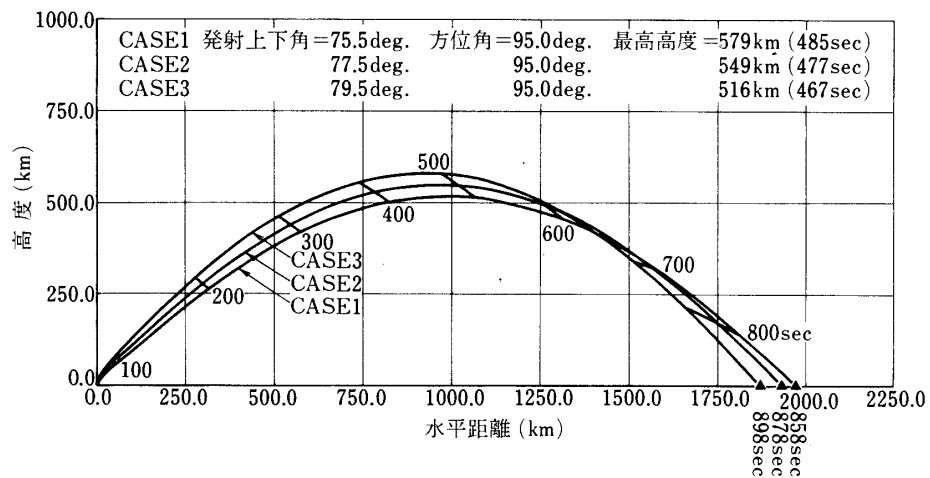
第 2-2 図



第 3-1 図



第3-2 図

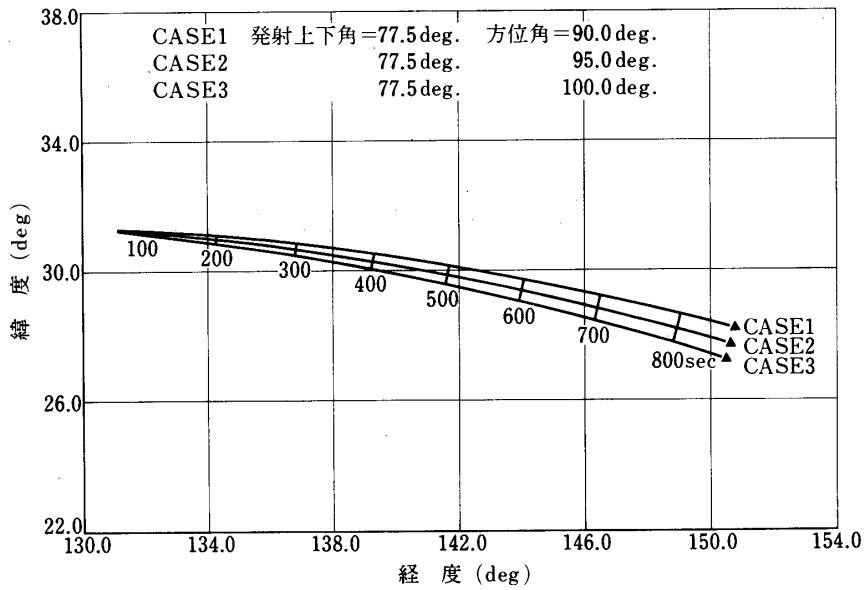


第3-3 図

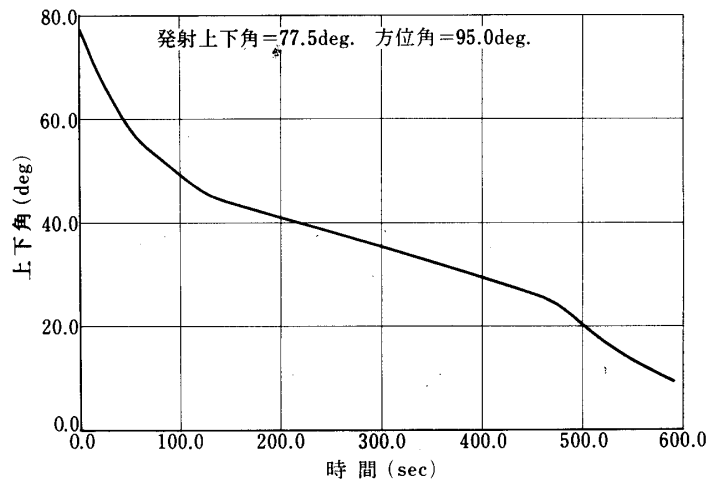
は $\theta_0 = 76.5^\circ$, $\psi_0 = 90.0^\circ$, 3号機では $\theta_0 = 77.5^\circ$, $\psi_0 = 95.0^\circ$ と決められた. 以下の図表に打上げ軌道の特徴のうち代表としてM-3C-3のものを示す.

第2-1 図は B_2 燃焼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2-2 図は Main についての同様な図である.

第3-1 ~ 3 図にそれぞれ $S B$ (補助ブースタ), B_1 , B_2 の水平距離と高度の関係を示す. ここで水平距離とは, その時点で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



第4図

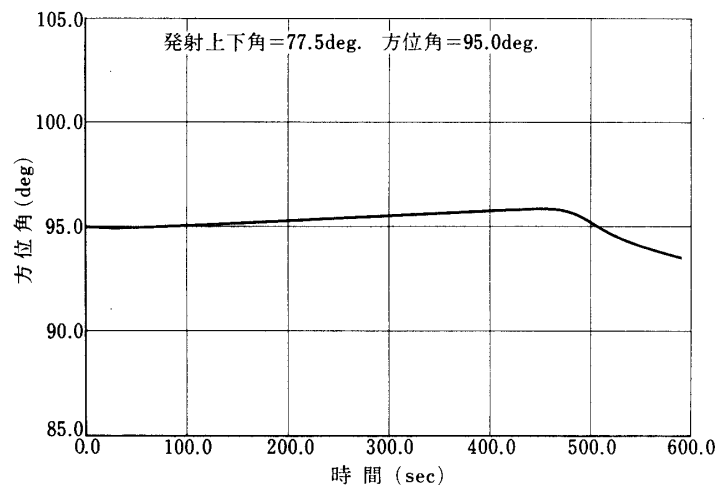


第5-1図

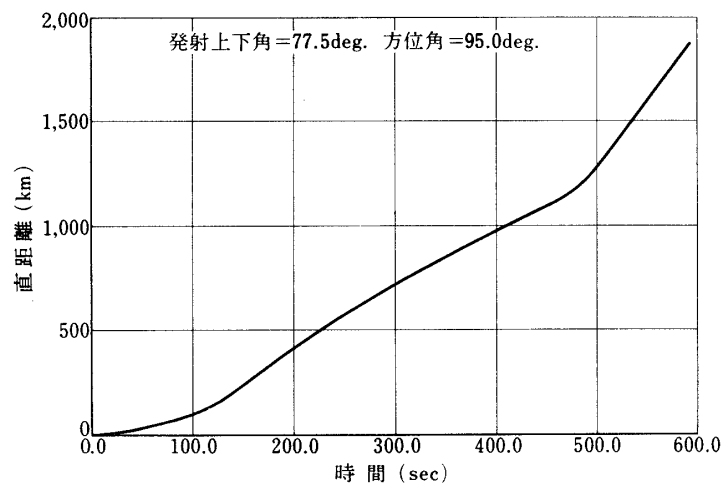
弧の長さである。標準軌道を含めて θ_0 については3ケースが示されているが、この図に関して方位角 ψ_0 の影響は無視できる。

第4図は B_2 の落下に至るまでの軌道の地表面への投影を緯経度で示すものである。

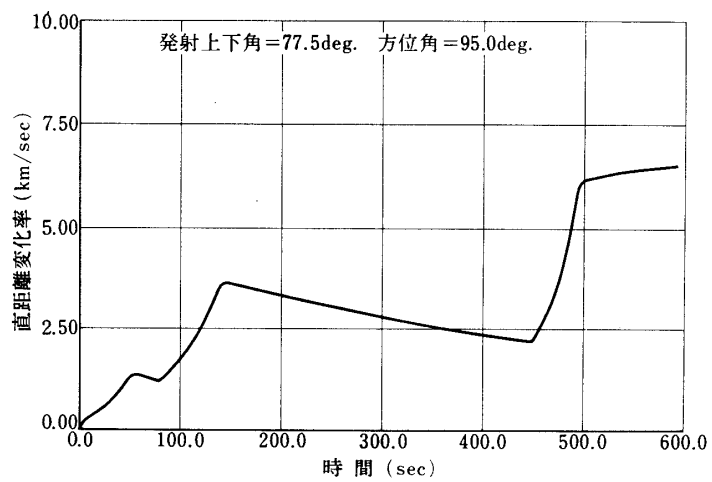
第5-1～4図は発射点から見たロケットの上下角、水平角、直距離、直距離の変化率の時間変化を標準軌道について示したもので、レーダ、テレメータ、カメラによる追跡の便に供するためのものである。



第 5-2 図



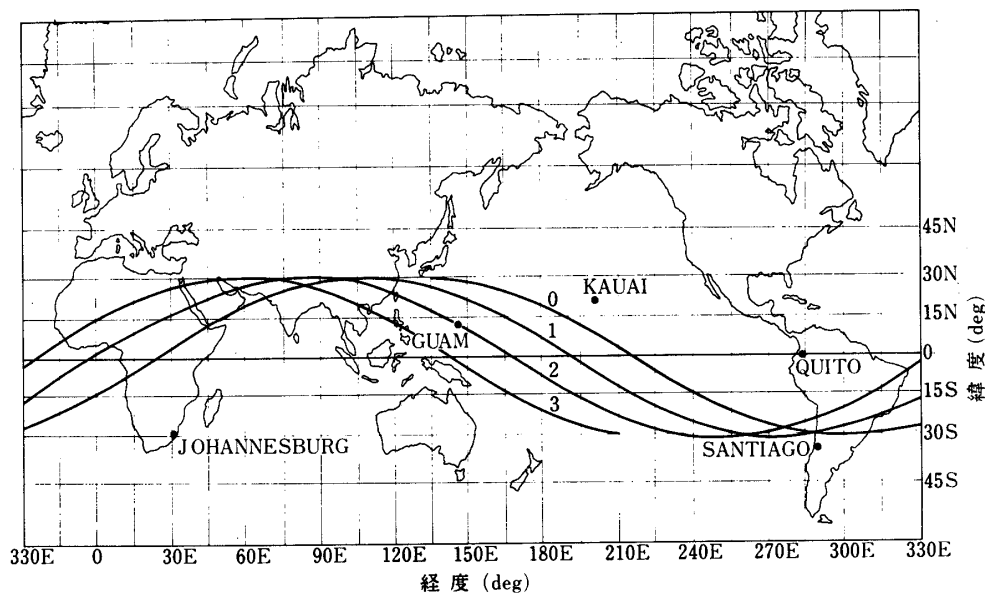
第 5-3 図



第 5-4 図

第3表 M-3C 衛星軌道要素

軌道要素	M-3C-1	M-3C-2	M-3C-3
軌道長半径 (km)	8372.7	7925.0	6977.4
離心率	0.2086	0.1635	0.00794
軌道傾斜角 (deg)	31.123	31.262	30.179
昇交点赤経 (deg)	39.384	39.829	41.061
近地点引数 (deg)	98.150	90.925	103.42
周期 (分)	127.07	117.02	116.28
近地点高度 (km)	253.03	256.26	549.01
遠地点高度 (km)	3746.3	2847.7	659.77



第6図

4. 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軌道にのる。第3表に1～3号機の標準衛星軌道の軌道要素を示す。また第6図に3号機の衛星軌道の地表面への投影(予定値)を数周にわたって示す。

1977年8月30日新設部 (工学)