

L-4 S-2 号機飛しょう計画

秋葉 鎌二郎・松尾 弘毅

1. 序 論

L-4 S-2 は根本思想において1号機と異なるものではないが機体にいくつかの改良点が盛り込まれたので、飛しょう計画も多少の修正が施された。

飛しょう計画に最も影響を及ぼす改良点としては、 310ϕ の補助ブースタを2本取りつけたことである。これにより発射時の風による径路の分散をへらすことができたと共に、最終段燃焼終了時速度を増すことができ、その結果、最適軌道高度が上るなどの変更がなされることとなった。

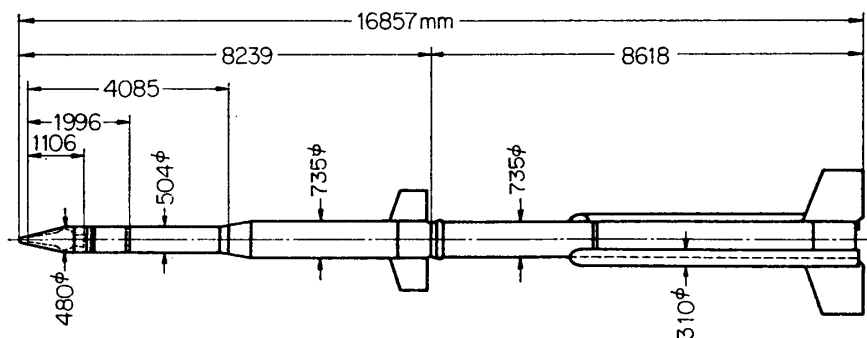
補助ブースタ取付けによるもう一つの変更は、二段目落下点の保安区域と島の位置の関係で、発射方位角を南へ 5° ずらし 95° としたことである。これによる利用できる地球自転速度成分の減少は全性能に対し無視できるものである。

2. 機体諸元

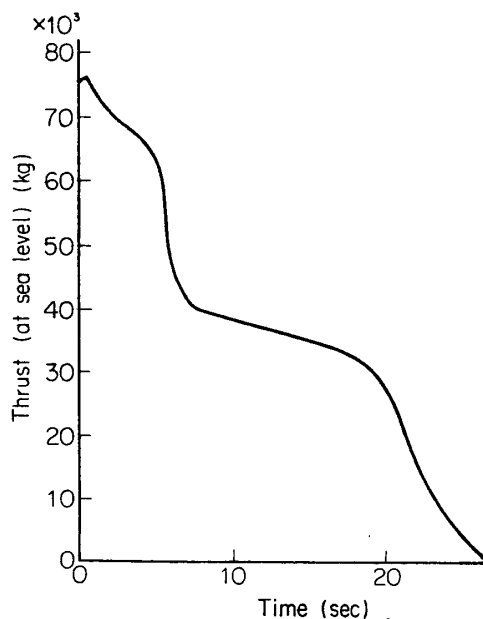
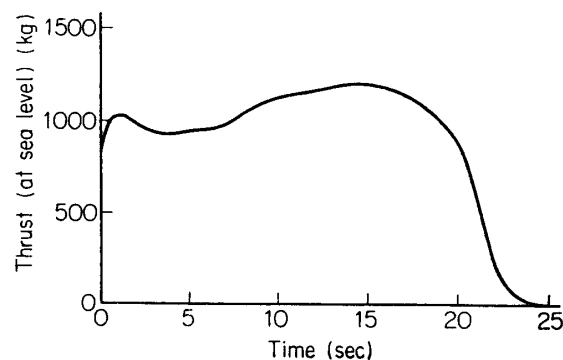
第1図に L-4 S-2 の外観形状を示す。第1段 735 B_I については補助ブースタ取付部がつけられ、ノズルが軽量化された以外の変更はない。取付部の突起は非常に小さいのでこれによる抵抗係数の変化は考慮されなかった。

補助ブースタは燃焼秒時7.5秒である。2, 3 段エンジンについては変更なく CN 部が3~4 段の間にあることにも変りはない。4 段目メインの 480 S 球型ロケットは後述の変更がなされている。(ロケットモータの項参照)

4 段目は質量比が他の段に比しよいので、普通的设计では少し加速度が大きくなる。そこで、設計変更を行ない、燃焼秒時を増すことにより、4 段目を適度の加速度となすと同時に



第1図 L-4 S-2 Lay out (1/50)

第 2—a 図 Thrust of 1st stage
(with strap-on booster)

第 2—b 図 480 S Thrust

ノズル開口比の増大に伴う多少の比推力向上もなされた。この性能確認試験は昭和 41 年 11 月 25 日日産川越実験場にて、真空燃焼試験装置を用いて行なわれた。第 2 図(a), (b) はサブブースタを含めた一段目および 4 段目球形ロケットの推力曲線であり、第 2, 第 3 段については 1 号機と同じである。計算と実際上の違いは、従来の計算結果とレーダ追跡結果の比較によれば、全力積換算で 1% の差程度とみられる。(別項参照) 第 1 表は計算に必要な

第 1 表 (1-1) Weight & Configuration

		1st stage	Aux. booster	2nd stage	3rd stage	Main stage
Total length	m	16.857	5.772	8.239	4.085	1.106
Weight (ig.)	kg	9507.32	1013.92	3404.0	941.23	116.07
Weight (b. o.)	kg	4599.9	338.27	1562.9	396.15	26.31
Propellant weight	kg	3892.8	675.65	1830.7	544.25	89.31
Mass ratio		1.846	2.997	2.171	2.374	4.384
Specific impulse	sec	215.0	220.0	242.9	249.3	257.0
Center of gravity (ig.)	%	59.2	53.0	62.7	61.9	64.4
Center of gravity (b. o.)	%	42.5	54.4	49.8	45.6	55.0
Moment of inertia (ig.) (rolling)	kg. m. s ²	114.8		25.53	3.50	0.3013
Moment of inertia (ig.) (pitching)	kg. m. s ²	17246.0		1252.0	103.0	0.6045
Net payload	kg			6.6	101.75	7.69
Gross payload	kg			7.6	116.5	10.24
Max. Dia	mm	767.0	310.0	767.0	584.0	483.2

各段諸元を示す。なお表中の比推力の値は 2, 3 段に関してはそれぞれそれらのノズルが最適膨張比となる高度での値を示し, 4 段目については 0.1 気圧における値を示したものである。

3. 動作プログラム

第 2 表に発射後ロケットの行なう事柄を列挙してある。標準軌道について順を追って解説すると、発射時 7.5 秒で補助ブースタは燃え終り, 8 秒で切断される。第 1 段ブースタ燃焼終了後切断が行なわれ, それと同時に, 二段目はねじって取付けられた尾翼によりスピンをはじめめるが, 2 秒後スピンモータの点火と共に急にスピンを増しスピンモータ燃焼終了時に最高 3.6 c/s に達する。この回転度に対しては尾翼は減衰側に働き以後スピンは漸減する。

B₂ 点火などは 1 号機の場合と同じである。ここで 3 段目切断時の安定を保つために切断時最高高度をあげる目的で十分コースティングをしてやる。最終軌道高度が高いため途中の軌

第 2 表 L-4 S-2 Time Sequence

S. B, b. o.	7.4	
S. B, sep.	8.0	
B1, b. o.	27.0	
B1, sep	30.0	
SP, ig.		32.0
B2, ig.		35.0
B2, b. o.	69.0	
Nose Cone, off		104.0
B2, sep.		110.0
B2 sep. Back up		111.0
B3, ig.		113.0
B3, b. o.	135.5	
TM CH change		139.0
B3, sep.		141.0
DS, ig.		143.0
CN start		144.0
CN back up		149.0
CN cut		210.0
RS ig.		210.0
CM change		240.0
Earliest CM chance	330.0	
Earliest CN sep.	429.0	
Earliest Main ig.	430.0	
Standard CN sep.		495.0
Standard Main ig.		496.0
Latest CM chance	440.0	
Latest CN sep.	539.0	
Latest Main ig.	540.0	

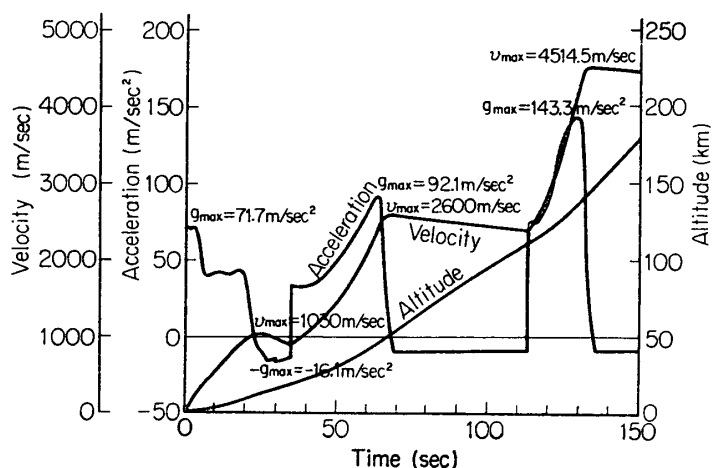
道も1号機の場合より高く切断時安定性は1号機より格段によい。切断に先立ちノーズコーンを取り去る。これは慣性モーメントが大きい状態で切断することにより、切断による姿勢のくずれを少しでも少なくするためである。

B₂の切断はセパレーションナットを重複して用い、1秒の間をおいて2組が動作する。以後の動作は1号機と同様であるが、性能上の若干の差異のため設定秒時が異なっている点およびCM切替えの時刻をRSigのあととし、制御の結果を確認するまで4段目の点火停止を可能にしたことが相違点である。

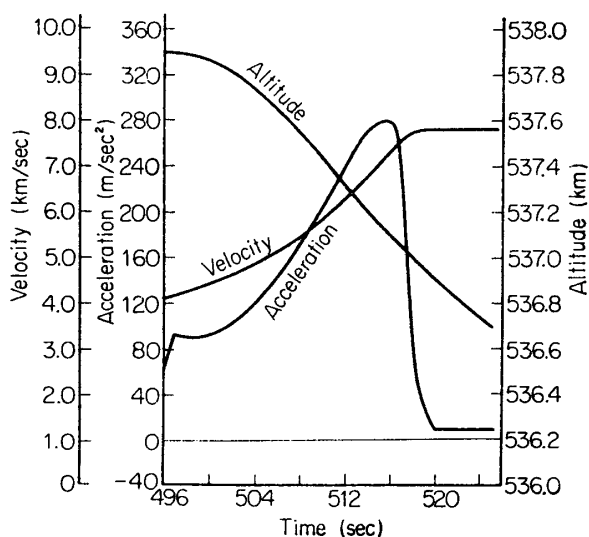
4. 性能計算

4.1 飛しょう径路

L-4Sに関しては三次元6自由度の式をとくことにより軌道計算がなされた。機体発射上角64°同左右角95°(北より東まわり)について第3(a)図は発射より150秒までの進行



第3—a 図 Acceleration velocity altitude time history $\theta_0=64^\circ$

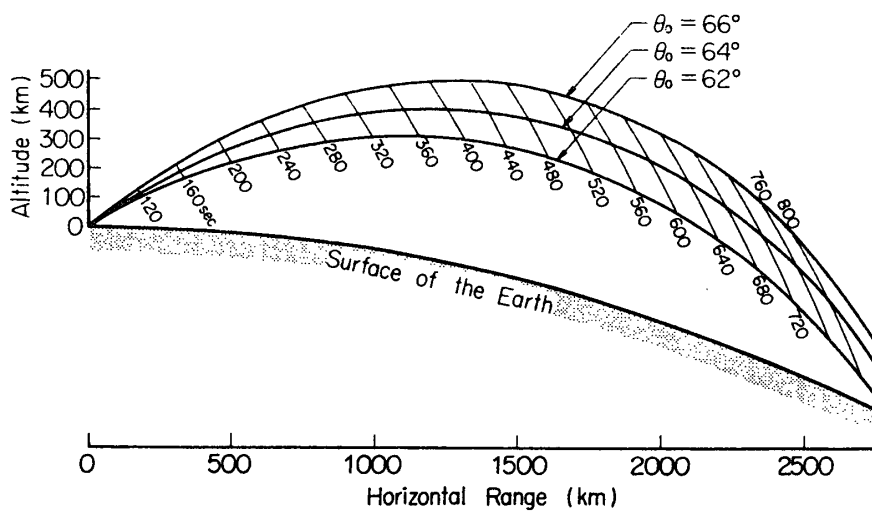


第3—b 図 Acceleration velocity altitude time history for 4th stage

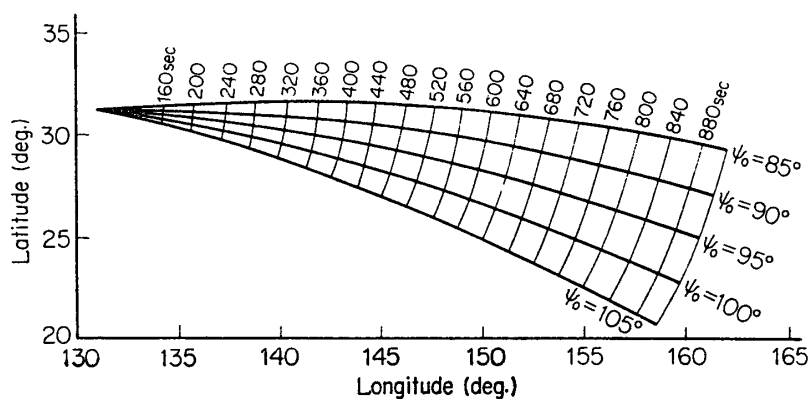
方向加速度、速度、高度をかいたもので、すべて、動いている地球上よりみたものとなっている。

第3(b)図は4段目の進行方向加速度、速度、高度を時間に対するもので、慣性系に関してかかっている。燃焼中を通じ、高度が約1km下っているが、ほぼ水平とみて差つかえない。

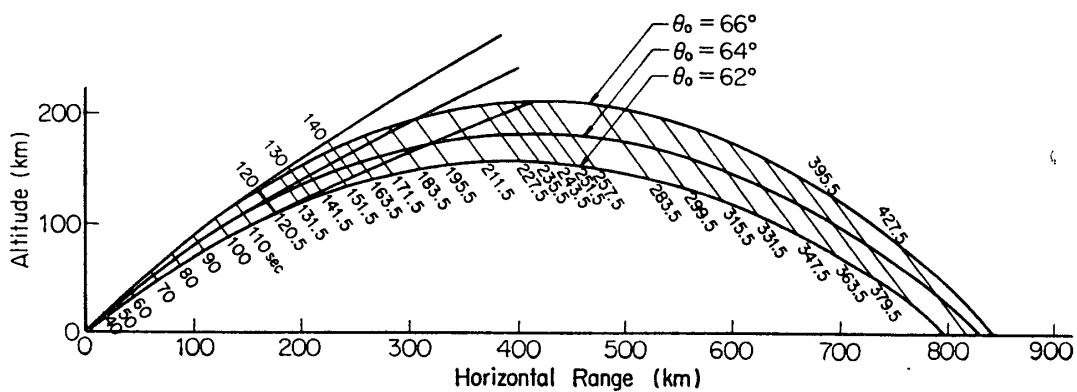
第3(c)図は標準発射角 $64^\circ \pm 2^\circ$ についての3段目飛しょう径路を示す。水平距離はその時点の地球表面上この投影点までの発射点よりの大円距離を示している。



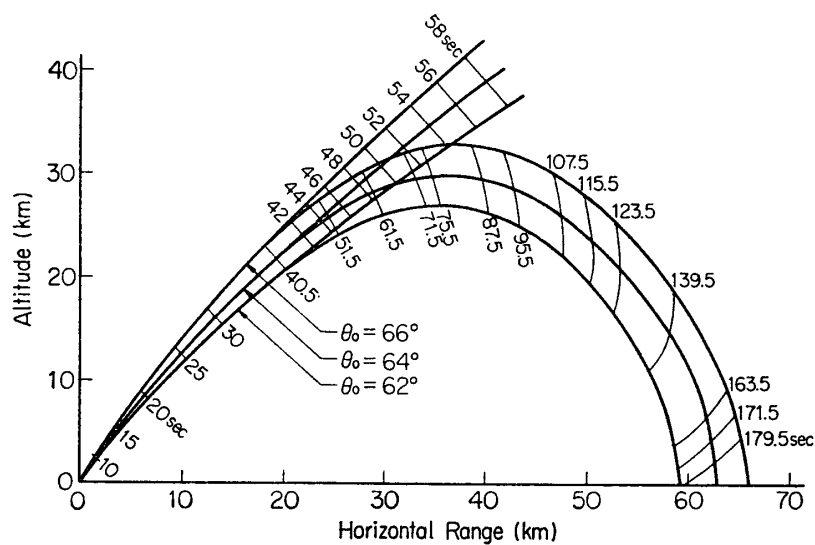
第 3—c 图 3 rd stage trajectory



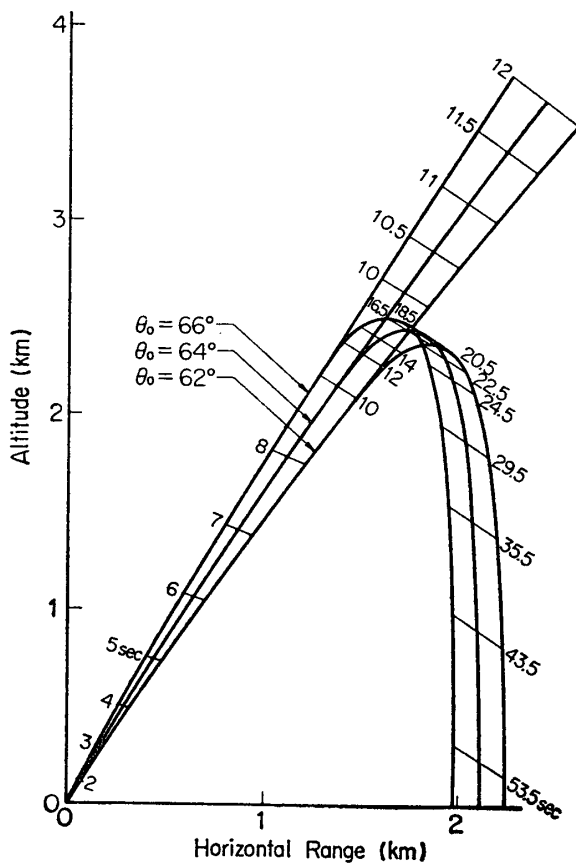
第 3—d 图 Latitude vs longitude



第 3—e 图 2 nd booster trajectory



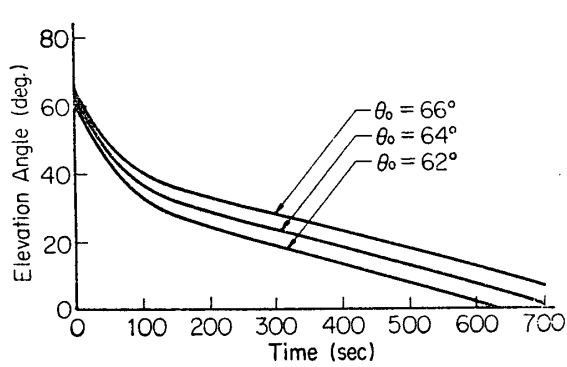
第 3—f 図 L-4 S-2 1st booster trajectory



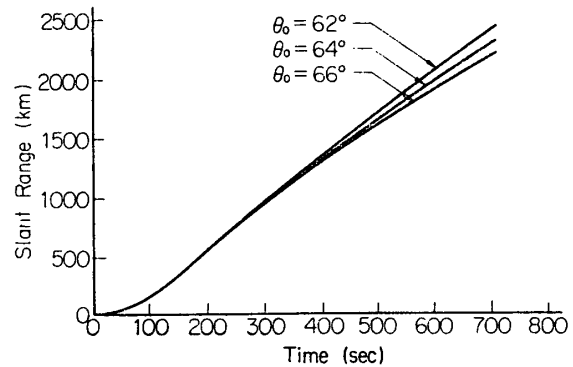
第 3—g 図 Strap-on boosters Trajectory

第 3 (d) 図は同じく 3 段目軌道の地球面上この投影を緯度経度で示したものである。

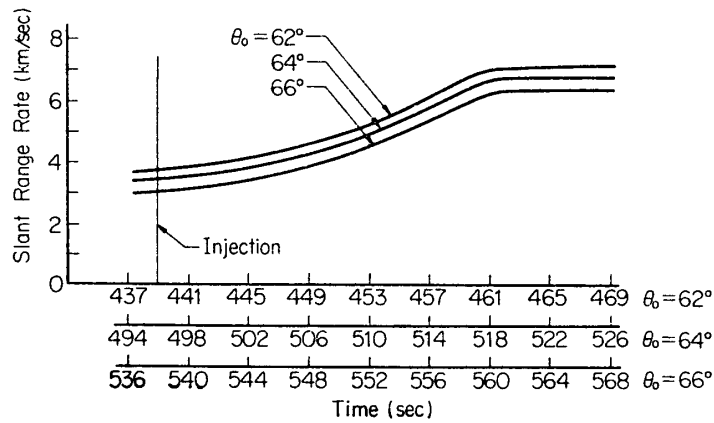
第 3 (e), (f) 図はそれぞれ 2 段目, 1 段目の飛ばしう径路を, (g) には補助ブースタの



第 4-a 図 Elevation angle time history



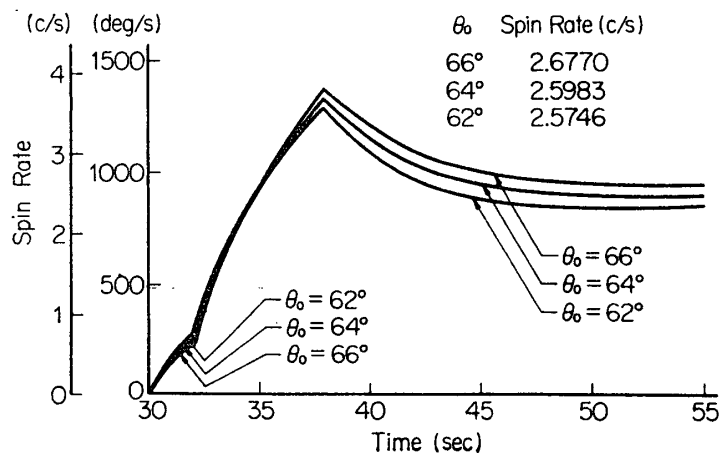
第 4-b 図 Slant range time history for 3rd stage



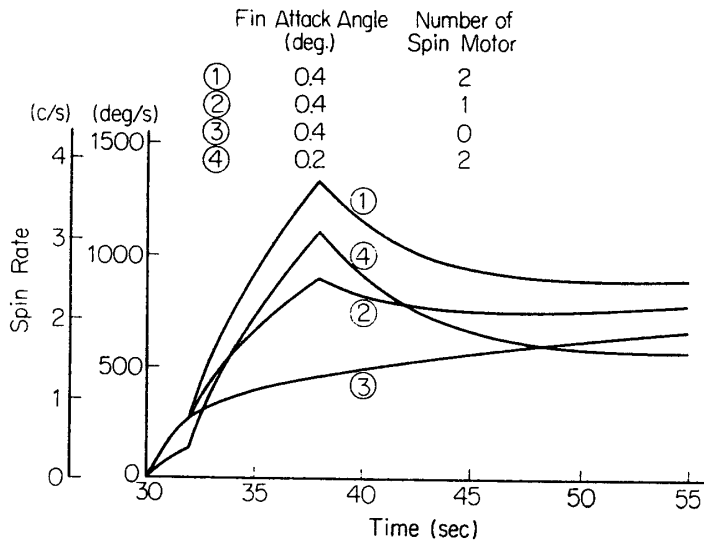
第 4-c 図 Slant range rate time history for 4th stage

径路を示している。

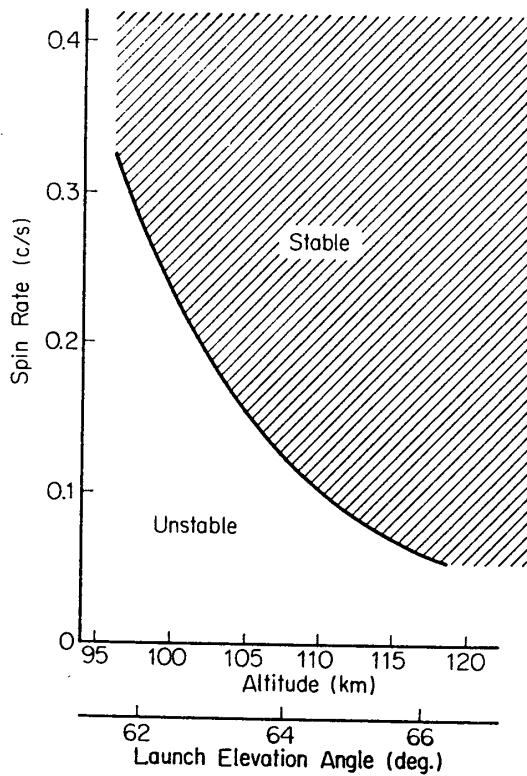
第 4 (a), (b) 図はレーダ、テレメータのアンテナによる追跡の便利のために時間に対し上下角および直距離を $64^\circ, \pm 2^\circ$ の飛しょう径路についてかいたものである。これは、レー



第 5-a 図 L-4 S-2 Spin time history



第5-b 図 L-4 S-2 Spin rate time history for 2nd stage (failure analysis)



第5-c 図 Spin rate vs. B₂ sep altitude

ダトランスポンダ故障の場合にも概略の飛しょう径路を知る手段となる。4段目ペイロードには加速度計がないため、その燃焼状況を知るには136 MCのトップラシフトよりみる。このため、 $64^{\circ} \pm 2^{\circ}$ に対して、4段目燃焼時の直距離変化率を計算したのが第4(c)図である。

4.2 スピン特性

スピンと時間の関係を第5(a)図に示す。発射角について多少異なるので $64^\circ \pm 2^\circ$ の飛しょう径路についてこれを示した。第5(b)図にはスピンモータの一方、または、両方が不点火の場合、および、尾翼ねじり角(正規では 0.4°) が 0.2° となった場合の計算を示してある。

第5(c)図は1号機同様の計算によりスピスSによる安定領域をかいたものである。前図を参照すればほとんどいかなる場合にもスピン数が不足して不安定になることはないと思われる。

4.3 最終段軌道

最終段480球形ロケットは燃焼後すべてが順調にいけば地球を回る円軌道となる。ただし、飛しょう時の外乱や機体の誤差により軌道要素が異なったものになることは十分予想される。第3表にはピッチ方向誤差 $\pm 2^\circ$ ヨー方向誤差 $\pm 5^\circ$ についての軌道要素をかいてある。速度の誤差も勿論大きな因子であるが飛しょう中にこの点のチェックすることができず、第1回目軌道予測に役立たないので数値例は割愛する。

現地における修正計算には次の諸式が役に立つであろう。

$$\Delta\theta^2 = \frac{\Delta r}{r} \left(\frac{\Delta r}{r} - 4 \frac{\Delta V}{V_c} \right)$$

ここで

$\Delta\theta$: 最終段速度ベクトルの水平からの傾斜角

Δr : $r_p - r$ または $r - r_a$

r : 最終段燃焼終了点の地球中心よりの距離

第3表 Predicted Orbital Elements

$(\Delta\theta_0, \Delta\phi_0)$ dey, deg	(0, -5)	(0, 0)	(0, +5)	(-2, 0)	(+2, 0)
a (km)	7374.	7384.	7364.	7664.	7103.
e	0.06227	0.06358	0.06126	0.11191	0.01155
i (deg)	31.82	31.47	31.32	31.47	31.48
ω (deg)	108.95	113.18	117.43	112.13	113.74
Ω (deg)	38.39	33.45	28.43	33.52	33.40
t_p (sec)	525.	525.	525.	470.	570.
p (sec)	6302.	6314.	6290.	6678.	5958.
z_p (km)	537.0	536.7	535.8	429.0	643.1
z_a (km)	1455.	1476.	1437.	2144.	807.
(4th stage b, o condition)					
z_i (km)	537.0	536.7	535.8	429.0	643.1
Φ_i (deg)	29.92	28.68	27.48	28.92	28.55
λ_i (deg)	148.20	147.92	147.52	147.05	148.29
v_i (km/s)	7.825	7.830	7.822	8.069	7.578
θ_i (deg)	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
β_i (deg)	101.40	103.55	105.66	102.99	103.84
t_i (sec)	525.	525.	525.	470.	570.

r_p, r_a : 軌道の近地点, 遠地点距離

ΔV : $V - V_c$

V, V_c : 燃焼終了時速度およびその点での円周速度

同様に燃焼終了時点の近地点離角 f は

$$\cos f = 1 + \frac{1}{e} \frac{\Delta r}{r}$$

ここに e は離心率で

$$e = \sqrt{\Delta\theta^2 + 4\left(\frac{\Delta V}{V_c}\right)^2}$$

で与えられる。

5. 発射時操作

5.1 風による分散の補正

この計算法については別の報告があるのでそれを参考とされたい。

L-4S-2 についての各層に対する pitch および yaw 方向の重率を第4表に示す。サブブースタによる初期加速度増加のため、風の影響が1号機に比し著しく少なくなっている。

現地において、風の分散測定がおこなわれたのちランチャ角指示までの時間は最終時点で約5分程度の余裕しかないため、これを能率的におこなうための計算図表を用意しておいてある。なお、現在はこれを簡単な計算機で行なっている。

5.2 ジャイロの設定角

制御系の規準要素はスピントーブル上のフリージャイロであって、飛しよう前にあらかじめ

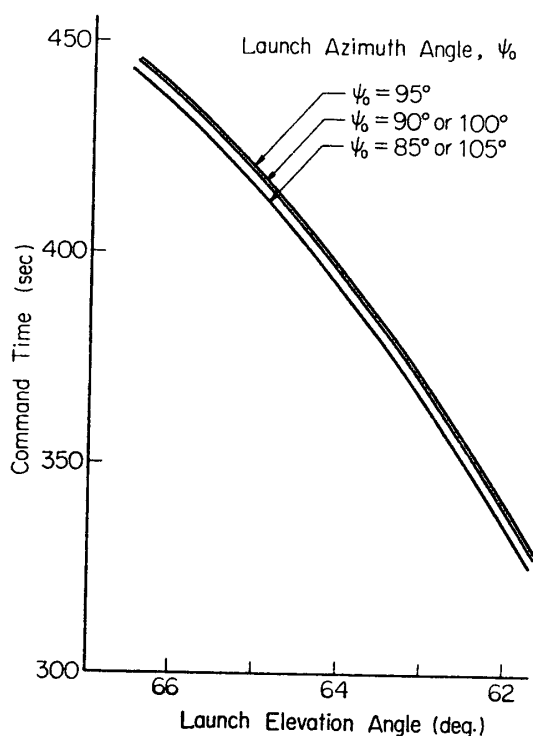
第4表 Wind compensation factor for L-4S Type Rocket

Layer No.	Height (m)	$\Delta\theta_i$ (deg/m/s)	$\Delta\phi_i$ (deg/m/s)
1	0—50	0.10430	0.25128
2	50—100	0.05851	0.13584
3	100—150	0.03902	0.09082
4	150—200	0.02819	0.06696
5	200—250	0.01951	0.04895
6	250—300	0.01459	0.03733
7	300—400	0.02162	0.05457
8	400—500	0.01502	0.03693
9	500—650	0.01845	0.04318
10	650—850	0.01493	0.03510
11	850—1150	0.01259	0.02895
12	1150—1600	0.01120	0.02522
13	1600—2400	0.01486	0.03371
14	2400—3900	0.01566	0.03645
15	3900—7300	0.01536	0.04148
16	7300—15000	0.00531	0.01345

めその軸を規準軌道の3段目最高点における水平方向にセットしなければならない。この実際の操作は制御系の担当者の方でなされるが、その発射点における発射時の左右角、上下角を指示する必要がある。風の補正は発射より30分前に行なわれており、その実際に予想される飛しょう径路は標準のそれと異なっている可能性があるため、方位角 $95^\circ \pm 5^\circ$ 、上下角 $64^\circ \pm 2^\circ$ についての値を図示してある。

5.3 4段目点火指令

メインロケットの点火時間はレーダその他によって追跡された実際の飛しょう径路について最適の時点としてきめられる。点火はいかなる点をもって最適とするかは多少議論のあるところであるが、ここでは4段目燃焼後の速度ベクトルがその点の水平となるような点とした。



第6図 Command time vs. launch elevation & launch azimuth angle

この決断を下すときは姿勢制御がすべて終わったあとの3段目軌道によってなされるので、大まかにみれば空気層中の複雑な運動を気にする必要はなく、3段目軌道はただ発射角が異なった軌道に相当したものとみなすことができる。そこでこの相当発射角を視察により知り、これに対して指令電波を出す時間を指示する。この関係を示したのが第6図である。軌道の相当発射角をみやすくするためにレーダXYプロッタ上に $64^\circ \pm 2^\circ$ の計算値を記入しておき判断の一助となした。図からわかるように yaw 方向については、 $\pm 5^\circ$ 程度ではほとんど影響がない。実験の際は万一のレーダ故障を考慮し、18mアンテナの上下角などからも補助的情報が入るような態勢をとった。

謝 辞

本計画は L-4S 計画に参画した人々全員の努力の上に成立ったものであるが、なかんずく、糸川先生の卓見がその推進力となった。また、その計画面に実際の計算に心身を捧げた故 佐伯信吾君の努力は忘れられない。

ここに記して感謝の念をあらわす次第である。

1968年10月31日 宇宙工学