

(II. 5. 1)

飛 しょう 性能

富 田 文 治・小早川 眞 也*・酒 井 春 雄*

Flight Performance of SSR Rocket

By

Bunji TOMITA, Shinya KOBAYAKAWA and Haruo SAKAI

Abstract: In this report, the flight performances of SSR Rockets, HT-110-1, 2 and 3, under the condition of no cross wind are analysed. These three rockets have slightly different characteristics in total weight, configuration and weight of payload except the engine performance. The calculational results show that the maximum altitudes of trajectories of these rockets are about 20~27km when the launching angle is 70°, and that fairly good coincidence with the results of flight testing, hence especially the adequacy of evaluation of drag coefficients, which will be considered mainly to affect the performance of small rockets such as HT-110 types, was corroborated.

1. は し が き

ロケットの飛しょう性能は、ロケットの構造特性、エンジン性能、空力特性、発射条件等によって左右されるのは当然であるが、このほか、発射時の気象条件、特に風によって大きな影響をうける。HT-110型ロケットのように軽量で比較的安定度の高いロケットにおいてはこの傾向がはなはだしいと思われる。飛しょう性能に及ぼす風の影響は本特集号の別項 II. 5.2 に詳しく計算結果を報告してあるから、ここでは無風状態における軌道についての計算について報告する。風の影響のない場合にはロケットはいわゆる質点の運動として取扱い得るから解析は比較的容易になり、筆算もしくは電子計算機により、非線形微分方程式の数値積分を実行すればよい。

HT-110型ロケットには昭和40年度第2次観測実験(40年8月)の一環として飛しょう実験が行なわれた1号機とこれの改良型として第5次観測実験(41年1月)の際に飛しょう実験を行なった2号機および3号機の3機の機体があり、エンジン特性をのぞき、構造特性、空力特性等がすべて異っているため、これら3種のロケットについてあらかじめ計算した飛しょう性能、実験結果として得られた飛しょう性能およびそれらの比較、検討事項について記述する。

2. 飛しょう性能の計算法

ロケットを質点と仮定すれば、鉛直面内の運動方程式はつぎのように表わされる。

* 三菱重工業 K. K. 名古屋航空機製作所

$$\frac{W}{g}\dot{v} = T - W \sin \gamma - qSC_D \quad (1)$$

$$\frac{W}{g}v\dot{\gamma} = -W \cos \gamma \quad (2)$$

ただし, W ; ロケットの重量 (kg), g ; 重力の加速度 (m/sec^2), v ; ロケットの速度 (m/sec),
 T ; エンジン推力 (kg), γ ; 飛しょう径路角 (rad), S ; 規準面積 (m^2), C_D ; 空力抵抗係数

である. このとき時刻 t における高度 (H) および水平飛行距離 (R) はつぎの式によって計算される.

$$H = \int_{t_0}^t v \sin \gamma dt + H_0 \quad (3)$$

$$R = \int_{t_0}^t v \cos \gamma dt + R_0 \quad (4)$$

ここで添字 O はロケットがランチャを離脱する時刻における量を意味する. 実際の計算は電子計算機 IBM 7044 を用いて, つぎの条件のもとに数値積分を行なった.

- (a) 重量 W および推力 T は時間 t の関数として 50 点以内の折れ線で近似する.
- (b) 空力抵抗係数 C_D は飛しょうマッハ数 M の関数として 50 点以内の折れ線で近似する.
- (c) 大気に関する諸量 (音速 a , 空気密度 ρ , 静圧 p) は ICAO 標準大気による.
- (d) 数値積分は Runge-Kutta の方法により, 計算の時間間隔は 0.05 秒とする.
- (e) 初期値はロケットを質点と考え, ランチャ離脱時における値を用いる.

なお, 推力は高度による大気圧の減少による影響を考慮して, 地上燃焼試験値 ($T_{h=0}$) を次式によって補正する.

$$\frac{T}{T_{h=0}} = 1 + \frac{A_e}{T_{h=0}} (p_{h=0} - p) \quad (t < t_B) \quad (5)$$

ここで, A_e ; ノズル出口面積, t_B ; 燃焼終了時間である.

3. 計算結果

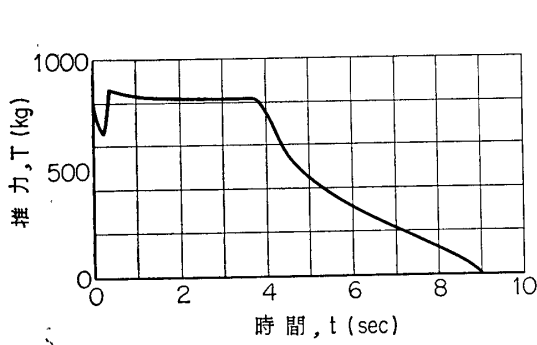
第1表に HT-110 型ロケット 1~3号機の機体重量を示す.

第1表

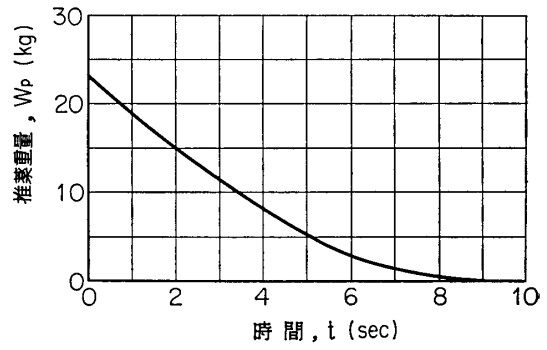
機 種	HT-110-1	HT-110-2	HT-110-3
重量 (kg)			
発 射 時	39.18	42.64	39.34
燃 焼 終 了 時	16.84	20.30	17.00

地上燃焼実験結果によれば, 1~3号機のエンジン特性は第1図 (推力~時間曲線) および第2図 (推薬重量~時間曲線) と推定される.

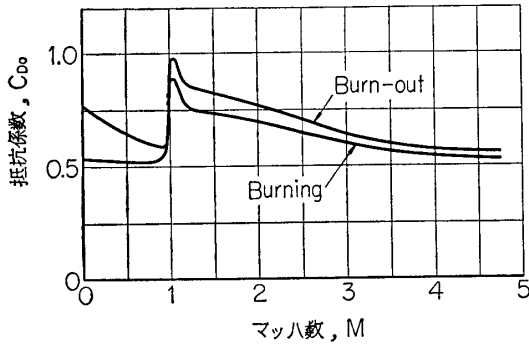
空力抵抗係数 C_D については, 本特集号 II. 4 項に詳述した経緯にしたがって決めたわけ



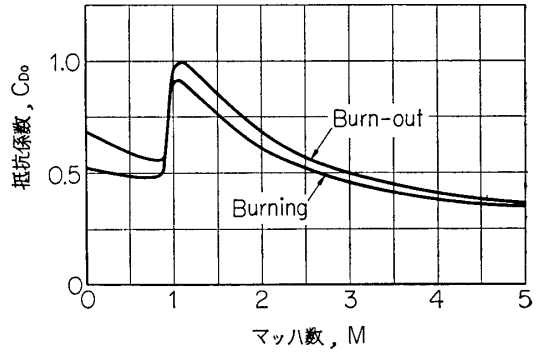
第1図 推力曲線



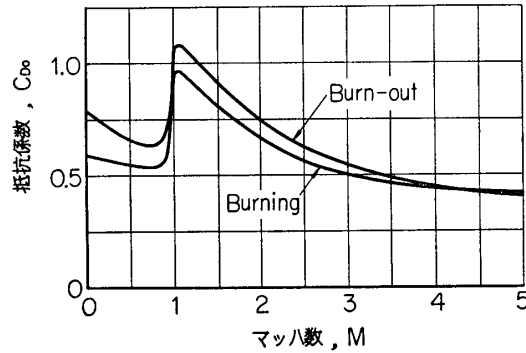
第2図 推進重量



第3図 零揚力抵抗係数 (HT-110-1)



第4図 零揚力抵抗係数 (HT-110-2)



第5図 零揚力抵抗係数 (HT-110-3)

第2表 初期値

機種	HT-110-1	HT-110-2	HT-110-3
初期値			
t_0 (sec)	0.276	0.295	0.288
v_0 (m/sec)	50.0	46.8	48.7

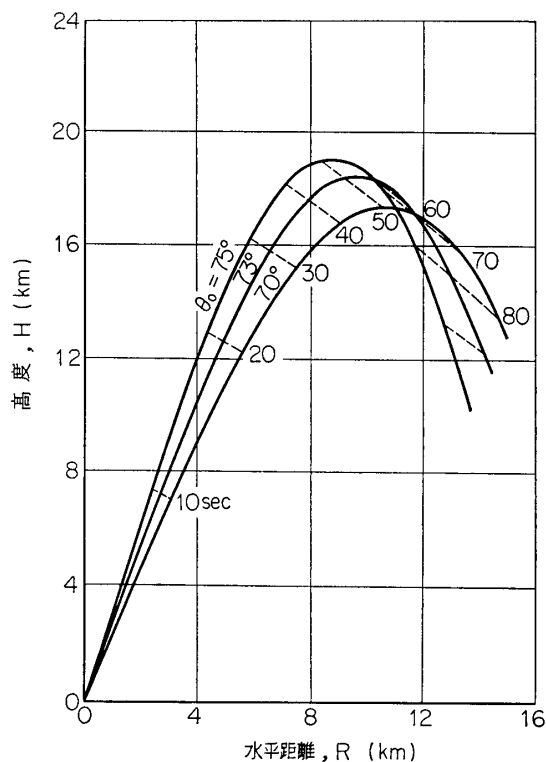
であるが、最終の計算に使用したものを第3～5図に示す。

また、初期値はランチャの長さを7mとし上記の重量、推力を用いて計算すれば、発射角 $70^\circ \sim 80^\circ$ の範囲ではほぼ一定の値となり、第2表にその結果を示す。

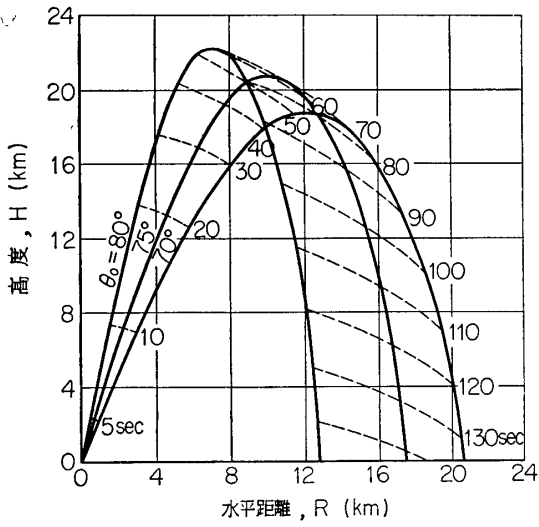
第3表は計算結果の一例として発射角 75° の場合のおもな性能特性をまとめて表示したものである。

第3表 おもな性能

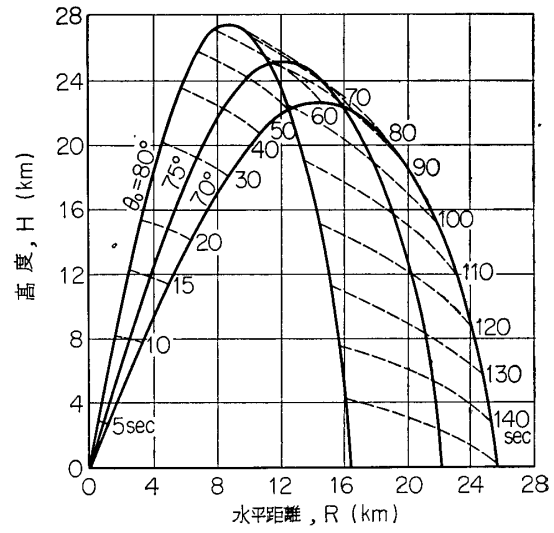
性能	機種		
	HT-110-1	HT-110-2	HT-110-3
最大速度 (m/s)	1,054	1,013	1,131
最大速度高度 (km)	4.30	4.47	4.94
燃焼終了時高度 (km)	6.50	6.06	6.74
最大加速度 (g)	23.0	21.4	24.0
最大減速度 (g)	8.7	8.2	9.2
最高点高度 (km)	19.2	20.8	25.4
最高点水平距離 (km)	8.75	9.99	12.3
最高点時間 (s)	54.0	58.3	64.8
落下点距離 (km)	15.1	17.5	22.0
落下点時間 (s)	136.0	142.5	159.3



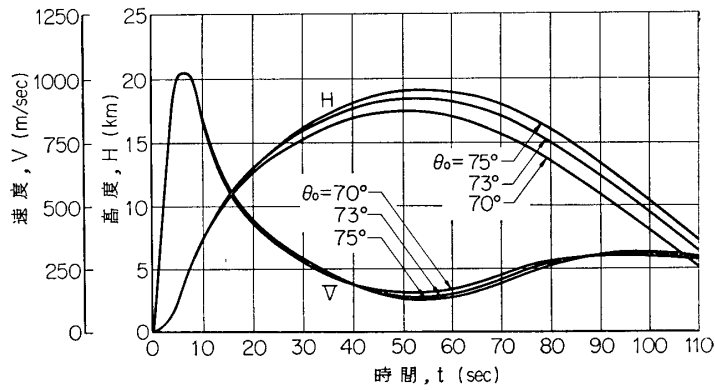
第6図 HT-110-1の飛しょう径路



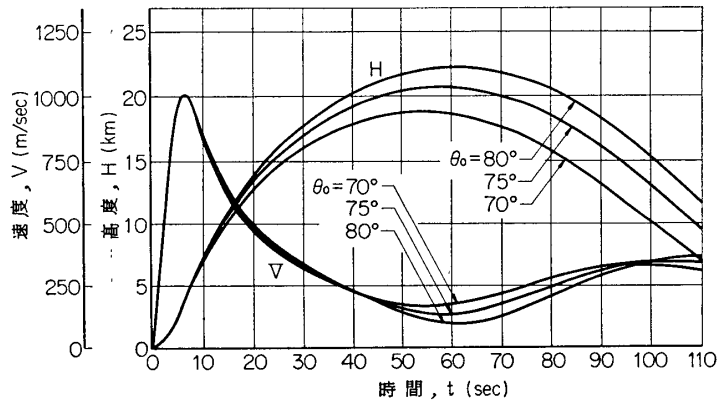
第 7 図 HT-110-2 の飛しょう径路



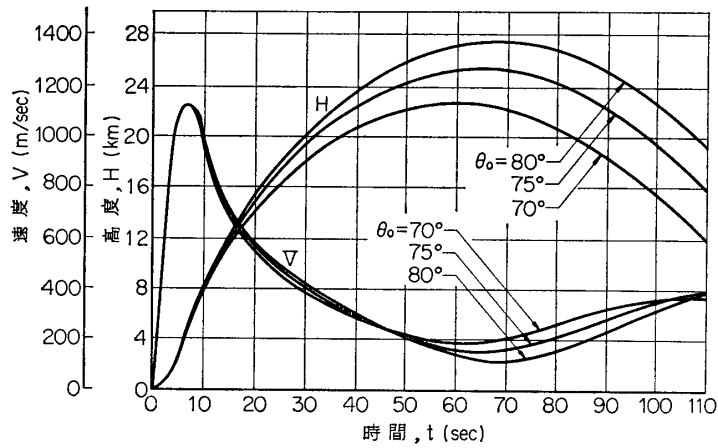
第 8 図 HT-110-3 の飛しょう径路



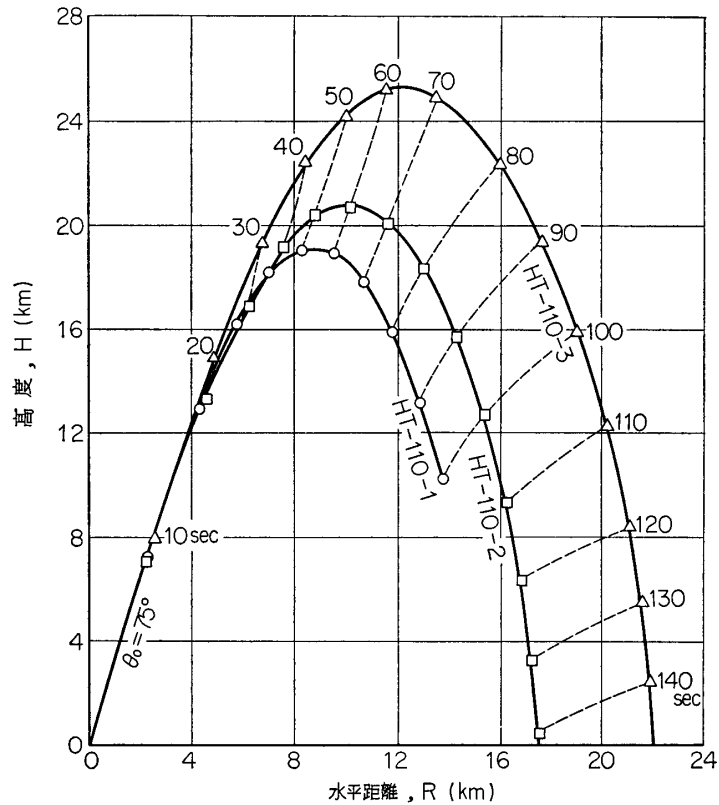
第 9 図 HT-110-1 の高度および速度曲線



第 10 図 HT-110-2 の高度および速度曲線



第 11 図 HT-110-3 の高度および速度曲線



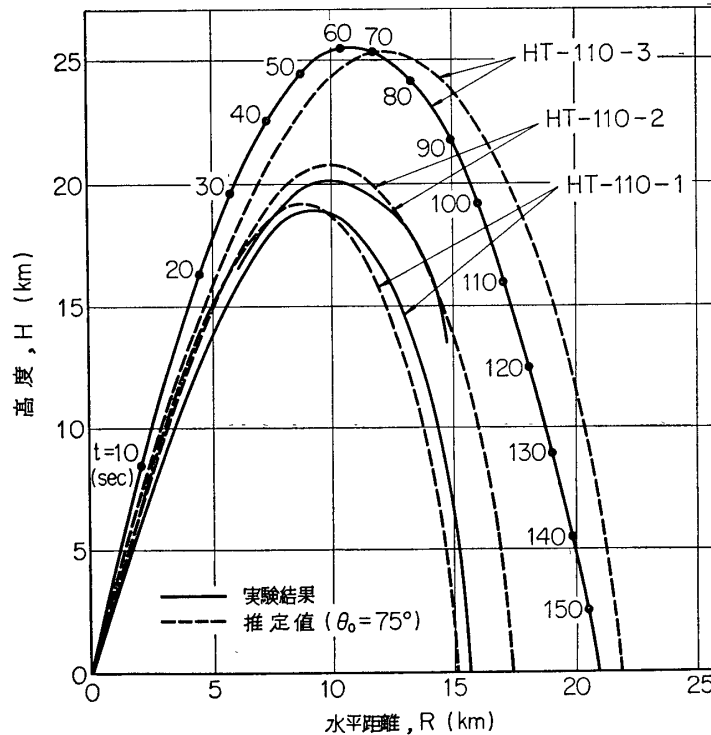
第 12 図 飛しょう径の比較

第 6~8 図は発射角 θ_0 を変えたときの各機種軌道を示したものであり、また第 9~11 図は発射角 θ_0 をパラメータとしたときの時刻 t における高度 H および飛しょう速度 v の変化の様子を示したものである。第 12 図は発射角 θ_0 を 75° とした場合の各号機の軌道を比較した図である。この図において 1 号機と 3 号機は空力抵抗の項 (本特集号 II. 4 項) で詳述したように、翼断面形のみが異なる機体であるが到達高度は約 6 km の差が生じていること

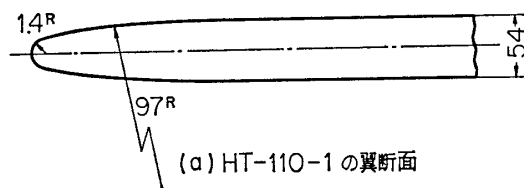
は注目すべきであろう。

4. 実験結果との比較

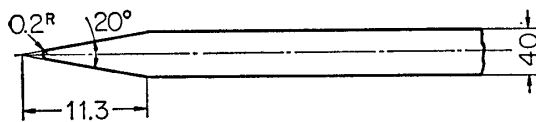
HT-110 型ロケットは各号機とも発射角 75° で飛しょう試験が行なわれたので、第 13 図に実験結果と 75° 発射の場合の推定軌道を比較して示す。若干の違いはあるが、この種の小



第 13 図 実験結果と推定飛しょう径路の比較



(a) HT-110-1 の翼断面



(b) HT-110-2,3 の翼断面

第 14 図 翼断面

型ロケットとしては各号機ともかなりよく合った結果が得られたと言ってよいであろう。

HT-110 型ロケットの飛しょう試験は種々の目的を含んで実施されたわけであるが、その中の一つは、比較的むずかしいとされているこの種の小型ロケットの抵抗係数の推算と実験によるその裏付けであった。この意味では、第 13 図に示されている両者の比較は非常に満足すべき結果であったことを表わしており、したがって抵抗係数の推算法（本報告 II. 4 項参照）の正しいことが裏付けされたと見えよう。また、1号機の飛しょう試験

(40年8月)に引つづいて2,3号機の飛しょう試験(41年1月)が計画された際に、1号機の試験結果を検討して機体に若干の改造が行なわれたが、飛しょう性能に関するものとし

ては第 14 図に示すような尾翼断面形の変更があった。すなわち、尾翼前縁を 1.4 R から 0.2 R にしたこと、翼厚を 5.4 mm から 4.0 mm にしたことである（ただし、(a) 図の改造前の尾翼の厚さは耐熱塗料塗布後の実測値の平均で、金属部分の厚さは 4.0 mm であり、(b) 図の改造後は耐熱塗料を塗らなかつた）。これらの改良は HT-110-1 号機の飛しょう実験結果を解析することによって、推定した抵抗係数、したがってその計算法の妥当性が認められたので、それらの考え方に基づいて抵抗係数減少の目的で行なつた断面形状の変更であり、その結果、第 13 図に示したように期待どおりの性能向上が実験的に確認されたことになる。

小型ロケットの飛しょう径路の推定は比較的むずかしいとされており、この理由としてはエンジン性能、飛しょう条件その他数多くのものがあるが、抵抗係数の推定が最も大きな影響をもつと言ってよいであろう。この意味で HT-110-1~3 号機について推定した抵抗係数とその基礎の算定法の妥当性が確認されたことは大きな収穫と言ひ得る。

1966 年 4 月 30 日 航空力学部