

第 6 表 フルサイズ試験

No.	日 付	単孔部	$A_t$	$K_F$	$K_n^0$	備 考
A-13-1	39. 10. 29	70	11. 28	1. 62	332	○
2	39. 10. 29	50	11. 31	1. 62	335	○
A-14-1	39. 10. 31	30	11. 28	1. 62	298	○
2	39. 10. 31	30	11. 28	1. 62	298	○
A-15	39. 12. 15	50	11. 16	1. 64	341	× 3. 4 sec で振動燃焼発生
A-16-1	40. 1. 14	50	11. 25	1. 63	339	○
2	40. 1. 14	50	11. 25	1. 63	339	○
A-17-1	40. 2. 4	50	10. 23	1. 79	373	○
2	40. 2. 4	50	9. 67	1. 89	392	○
A-18-1	40. 2. 27	50	9. 68	1. 88	315	○
2	40. 2. 27	50	9. 68	1. 90	316	○
A-19-1	40. 3. 27	50	9. 61	1. 90	317	× 4. 25 sec で破壊
2	40. 3. 27	50	9. 61	1. 90	317	○
A-20-1	40. 3. 28	50	9. 72	1. 88	314	○
2	40. 3. 28	50	9. 70	1. 89	314	○

注 1. A-13 はフルサイズ厚肉, A-14 は 7/8 サイズ薄肉, A-15~20 はフルサイズ, 薄肉で実験した。

2. A-18~20 では推薬燃焼表面中, 単孔部に当る所を抑制剤で被い, 燃焼初期には不燃性とした。

- 2) 管状点火器を改め, 不燃性のかご型とする。
- 3) ノズルは前記 C 型に統一する。
- 4) 初期圧を下げる意味で, 推薬燃焼表面の一部に抑制剤をぬる。

以上の方針で行なった結果が第 6 表に示されているが, 振動燃焼が励起された 2 例を除けば, フルサイズエンジンでも安定に燃焼すること, およびこれら不安定燃焼の起った場合には, 推薬の伸び率がたまたま小さかったことなどが明らかとなり, 推薬物性値にある規格を定め, それに合格したものを用いれば, フルサイズエンジンは安定に作動するとの結論を得, 飛しょう試験への自信を深めることができた。

1966 年 5 月 4 日 原動機部 倉谷健治

### I. 3 飛 しょう 試 験

#### 1. 概 要

HT-110 型ロケットは, 昭和 40 年度第 2 次および第 4 次観測ロケット飛しょう実験計画の一環として, 合計 3 機の飛しょう試験が実施された。第 2 次飛しょう実験では, 8 月 20~22 日のいずれかの日の午前中に 2 機, すなわち HT-110-1, 2 号機の発射を目標にして準備が進められた。1 号機は主として飛行径路確認の目的でレーダトランスポンダを搭載し, 2

号機は飛しょう中の機軸方向の加速度およびノーズコン各部の温度測定用の計測器およびテレメータを搭載した。1号機は正常な飛しょうを行ない、全飛しょう径路にわたってレーダによる追跡に成功し、所期の目的を達したが、2号機はランチングの際の誤操作によりランチング・スリッパ（ガイドレール上をすべるときの案内金具）が離脱したため、発射予定時刻の約 10 分前に実験を中止した。不幸にもそれが実験予備日の最後の日であったので、それ以上の延期が不可能であり、ロケットはただちに分解されて持ち帰ることになった。

1号機の実験結果の検討、2号機の不成功の原因の探求および対策などについて協議した結果、初期の計画どおり、2号機で目的とした加速度および温度計測を再度実施することがSSR 委員会で結論された。そのために、1号機によって得られた成果を取り入れて性能向上を計った改良型の機体に、前回持ち返った計測器（テレメータ、加速度計、温度計）を収納した頭部を組合せたロケットを改めて HT-110-2 号機とし、さらにこの改良型ロケットの飛しょう性能確認のためにレーダトランスポンダ搭載用の3号機を新製し、第4次実験計画の一環として、昭和 41 年 1 月 22 日午前 9 時および 11 時 10 分にそれぞれ 2 号機および 3 号機の飛しょう試験が実施され、両機体とも正常に飛しょうしたことを確認し、計測も順調に行なわれた。第 1 表および第 2 表に HT-110 型ロケットの諸元と飛しょう試験結果の概略を示す。

第 1 表 HT ロケット諸元

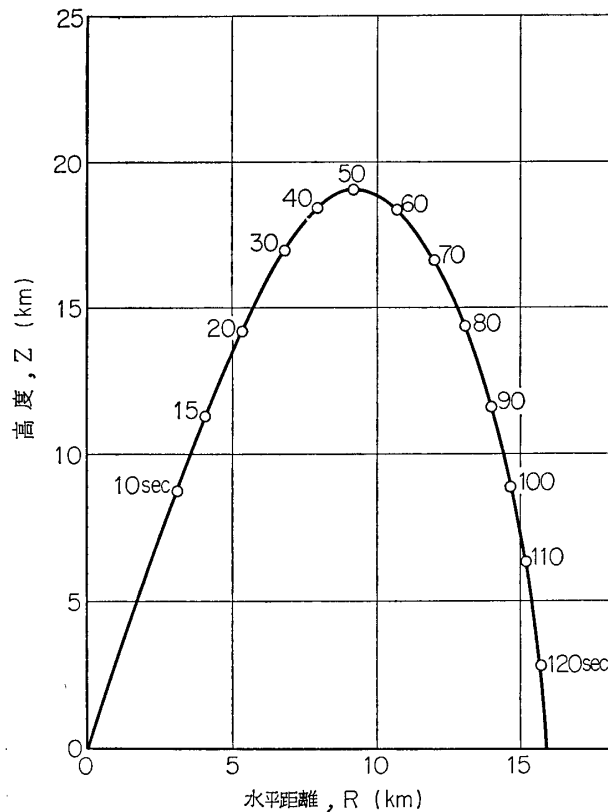
	1 号 機	2 号 機	3 号 機
型 式	1 段 式	1 段 式	1 段 式
全 長 (mm)	3,050	3,313	3,052
外 径 (mm)	110	110	110
全 重 量 (kg)	39.18	42.72	39.30
搭載機器重量 (kg)	1.8	4.5	1.8
ノーズよりの重心位置 (mm)	1,746	1,905	1,762
(%)	(57.22%)	(57.50%)	(57.73%)
重心周り慣性モーメント (kg-m·sec <sup>2</sup> )	2.45	3.15	2.30

第 2 表 飛しょう試験結果の概略

	飛しょう日時		発 射 条 件				飛しょう性能			観 測 項 目
			発射角	地上風	気温	天候	到達高度 (km)	到達水平距離 (km)	飛しょう時間	
1 号機	40. 8. 22	a. m. 9. 00	75°	南々東 0.5m/s	29°C	晴	19. 0	15. 7	2分 11秒	飛しょう性能
2 号機	41. 1. 22	a. m. 9. 00	75°	西 4m/s	7. 5°C	晴	20. 4	(19. 5)	2分 21秒	強化プラスチックノーズコーン温度、軸加速度、飛しょう性能 (一次レーダ)
3 号機	41. 1. 22	a. m. 11. 10	75°	西 5m/s	9. 8°C	晴	25. 4	20. 9	2分 42秒	飛しょう性能

## 2. HT-110-1 号機の飛しょう結果

HT-110-1 号ロケットは、この種のロケットの安全性、飛しょう性能の確認を行なうこと  
によって、従来積み重ねて来た基礎研究の成果を確認することおよび2号機で行なわれる予定  
の各種計測に必要な飛しょう径路をあらかじめ求めておく目的で、レーダトランスポンダの  
みを搭載して実験が行なわれた。エンジンの燃焼、飛しょうは正常で全径路にわたって追跡  
に成功し、光学観測もエンジン燃焼約9秒間完全に行なわれた。第1図にレーダによって測



第1図 HT-110-1 号機の飛しょう径路

定された飛しょう径路を示す。このデータを詳細に検討することによって、a) エンジンの  
飛しょう中の性能と地上燃焼試験との対比、b) 実際の抵抗係数の大きさがわかり、したが  
っていろいろな方法で試みられた抵抗係数推算法や風洞試験結果との対応、裏付けの点で非  
常に有益なデータとなった。これらの成果は第4次実験で打上げられた2号および3号機の  
機体改良の際の有力な指針となった。

## 3. HT-110-2 号機の飛しょう結果

HT-110-2 号ロケットは、エンジンの燃焼ならびに飛しょうは正常であった。小型ロケッ  
トでノーズコーン温度と軸加速度の測定が主目的のため、レーダトランスポンダの搭載の余

地がなかったため、飛行径路確認のため、一次レーダによる測定を試みたところ、2mφと4mφのレーダアンテナにより、径路をキャッチすることに成功し、また光学観測班も約4秒雲に入るまでロケットを追跡でき、飛しょう径路を確認できた。

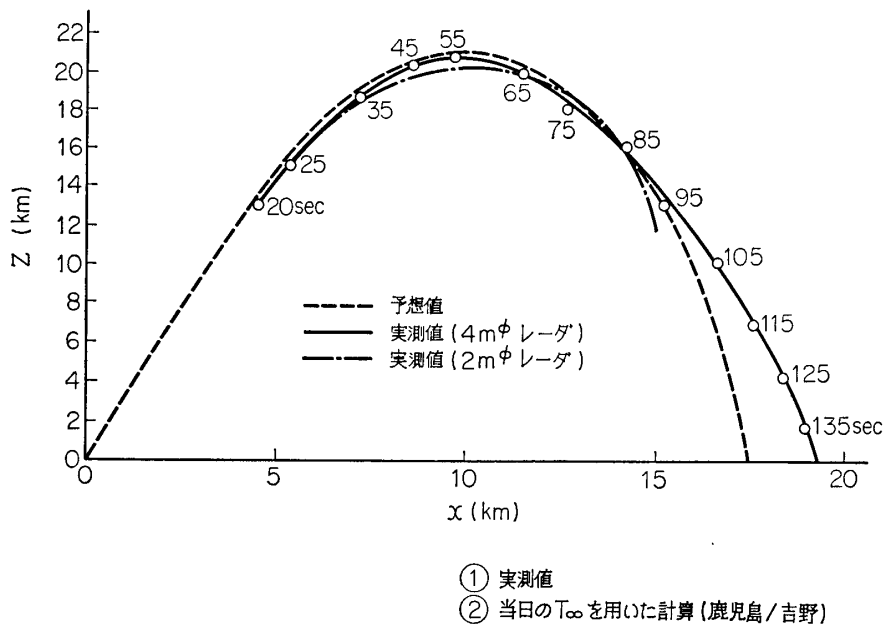
搭載したテレメータ送信機・加速度計・温度計は正常に作動し、飛しょう性能や断熱界面温度については、ほぼ予想値を確認できたが、ノーズコーン各部の温度測定用の1チャンネルの切換モータの作動が不調のため、一点の温度しか記録できなかったのは心残りである。

HT-110-1号ロケットにくらべ、重量増加(3.2kg)があったにもかかわらず、飛しょう性能は向上し、尾翼前縁形状改善による効果が確認できた。

次に計測データの検討結果について述べる。

### (1) 飛しょう径路

2mφと4mφの自動追尾レーダアンテナによって追跡した一次レーダによる飛しょう径路を第2図に示す。両レーダ共に発射後約20秒経過した頃から追尾できた。最高々度の近傍はかなりよくキャッチできたが、海面落下近くになると、水平方向となり計測精度が悪くな

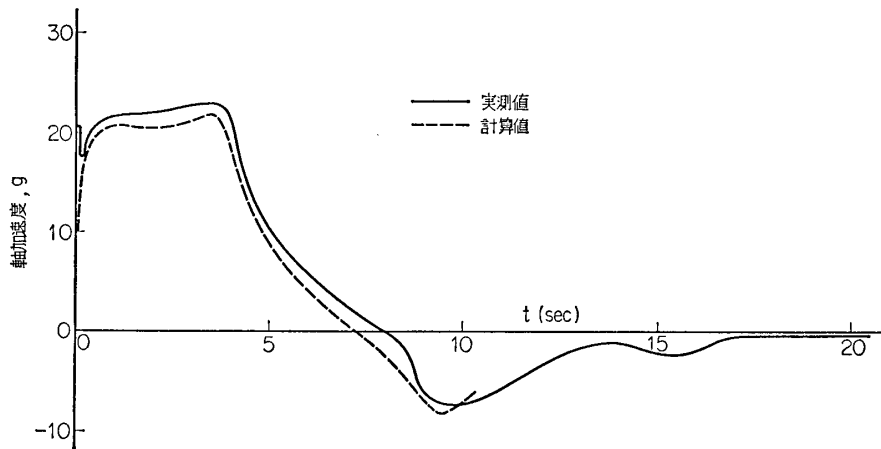


第2図 HT-110-2号機の飛しょう径路

った。地上燃焼試験によるロケットモータの推力曲線と、風洞試験による空力抵抗曲線の推定に基づいて、発射前に予想した飛しょう径路を第2図に点線で示すが、落下点近くを除きかなりよく一致している。

### (2) 軸方向加速度 $g$

ノーズコーンに内蔵したストレインゲージ型の検出素子をもつ加速度計によって実測した加速度の値を第3図に実線で示す。またあらかじめ性能計算によって求めた  $g \sim t$  曲線を点線で示す。両者の傾向はかなりよく合っているが、実測値の方が幾分大きく出ている。飛しょう径路が第1図に示したように、予想曲線とよく合っていることから考えて、あるいは加



第 3 図 HT-110-2 号機の軸加速度の実測値と計算値の比較

速度計の感度検定の誤差かも知れない。

### (3) 断熱界面温度 $T_{aw}$

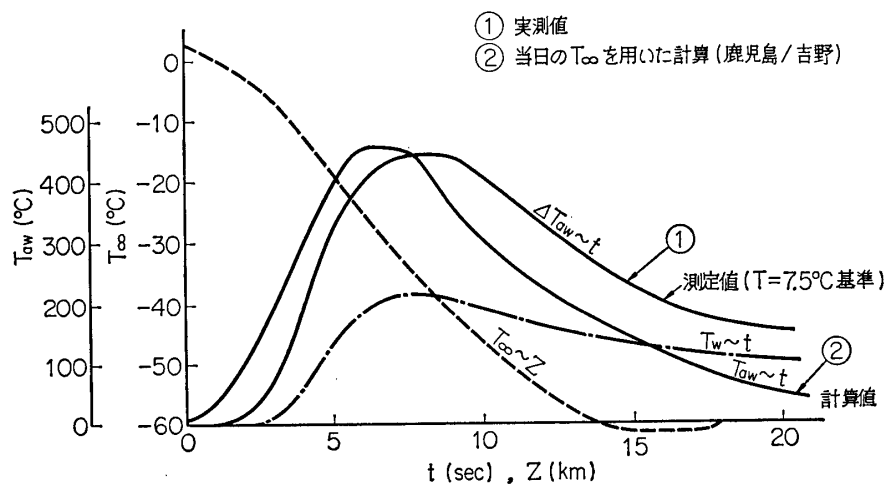
ノーズコーンにおける断熱界面温度  $T_{aw}$  と構造温度  $T_w$  の計測結果については (II-1-3) 別報で詳しく後述するので、簡単な計測結果について報告する。

超音速飛行時の空力加熱は次式で示される。

$$q = h(T_{aw} - T_s)$$

$q$ ; 熱入速度,  $h$ ; 熱伝達係数,  $T_s$ ; 構造表面温度

ノーズコーンは、強化プラスチック (FRP) で作られており、熱伝導率の小さいことを利用して、表面近くの  $T_{aw}$  の検出を試みた。すなわち  $3 \times 3 \times 0.3$  mm 厚の薄銅板をノーズ先端より 100 mm の表面にはめ込み、熱伝導性のよい銅板がすぐ  $T_{aw}$  に感応してくれることを期待した。Ni-NiCr 熱電対により計測記録した  $T_{aw}$  の増加分  $\Delta T_{aw}$  (基準温度  $7.5^\circ\text{C}$ ) の実測値を第 4 図に示す。一方、



第 4 図 HT-110-2 号機の温度測定結果の検討

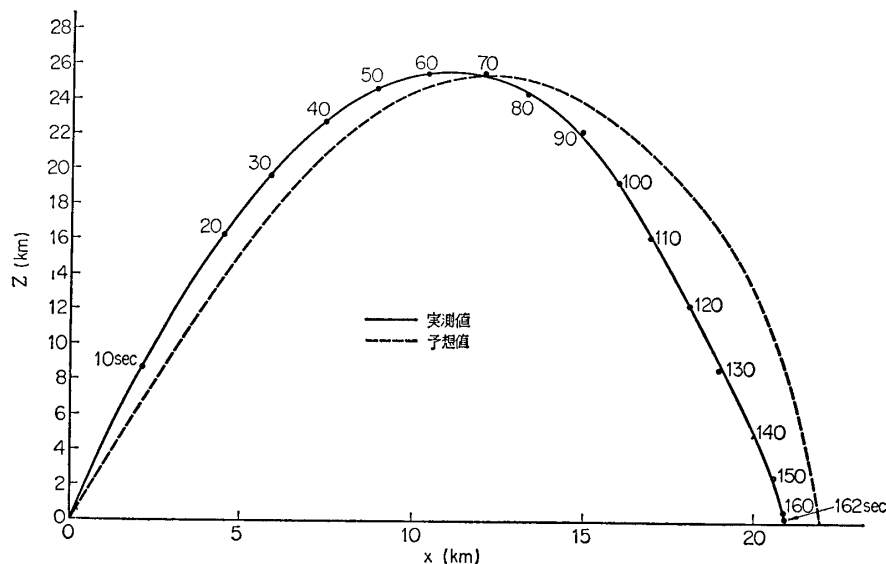
$$T_{aw} = T_{\infty} [1 + \gamma(\gamma - 1) M_{\infty}^2 / 2] \approx T_{\infty} (1 + 0.18 M_{\infty}^2)$$

$T_{\infty}$ ; ある高度での大気温度,  $\gamma$ ; 回復係数,  $\gamma$ ; 比熱比,  $M_{\infty}$ ; ある高度でのマッハ数の理論式を用い,  $T_{\infty}$  として発射時に鹿児島気象台上空で実測した値 (点線) を用いて計算した  $T_{aw}$  の値を第 3 図に合せ示す. 両者の  $T_{aw}$  の最大値は, 実測値に基準地上温度  $7.5^{\circ}\text{C}$  を加算して考えると  $450^{\circ}\text{C}$  内外で大体合致している. しかし時間的には実測値に約 1 秒の時間遅れがあるが, 銅板の熱容量によるものか, 発射時のタイムマークの誤差によるか明らかでない. 最大飛しょう速度時 (約 7 秒) 後は,  $T_{aw}$  は低下するが, 銅板周辺の構造表面部の熱が流入してくるので高温側に出るのは当然であろう.  $T_{aw}$  の検出としては初めての試みであるが, 大体従来の計算値を確かめられた.

#### (4) 各部構造温度

強化プラスチックの熱伝導率は低いために表面のみが加熱され, 発煙・アブレーションにより,  $h$  の低下効果が期待されるが, そのほかに内部の温度上昇を抑制し, 内蔵計器の作動には望ましい. これらの効果や耐熱性を確かめるためにノーズコーン表・裏面各部にサーモコアックスなどの微小線径熱電対を用いて温度測定を試みた. しかし切換スイッチ用マイクロモータが, 発射直後の大加速度により作動が不調となり, 1 点の温度のみしか計測できなかったのは残念である.

計測した構造温度を第 3 図に鎖線で示すが,  $T_{aw}$  と時間的变化が似ており実験室でのふく射加熱試験との比較からも構造表面温度を示すと思われる. 表面温度といっても, 熱電対感



第 5 図 HT-110-3 号機の飛しょう径路

熱部の寸法は  $0.5 \sim 0.7 \text{ mm}$  程度であり, その間の平均温度を示している.  $T_w$  の最大値は約  $220^{\circ}\text{C}$  であり, 地上加熱試験での経験から極表面のみが既に発煙しているが, 短時間の飛しょうには耐熱性は十分である.

#### 4. HT-110-3 号機の飛しょう結果

HT-110-3 号ロケットも、エンジンの燃焼ならびに飛しょうは正常で、搭載したレーダトランスポンダは全飛しょう時間にわたって正常に作動し、飛しょう径路が記録確認され、光学観測班も約20秒までロケットを追跡した。HT-110-1 ロケットにくらべ、空力抵抗減少のため尾翼前縁形状を変更し、それに伴い耐熱性を考慮し前縁構造を改善したが、到達高度は約 6km, 30% 位上昇し、改善の効果が確認された。

レーダによって測定された飛しょう径路を第 5 図に実線で示し、あらかじめ性能計算により求めた飛しょう径路を点線で示す。両者を比較して到達高度は大体一致したが、発射角度が立ったような結果になっている。これは発射時にかなりの追風があったことによると思われる。

1966 年 5 月 2 日 航空力学部 植村益次・富田文治