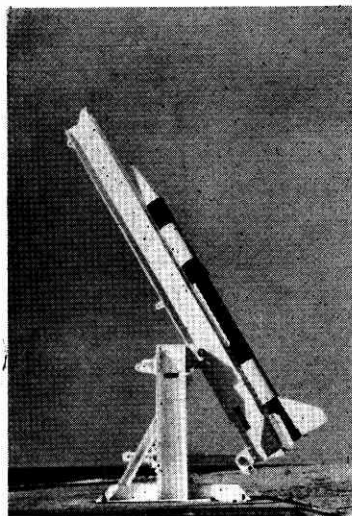


カップ・ロケット128-J 用ランチャーについて

池 田 健・古 田 敏 康

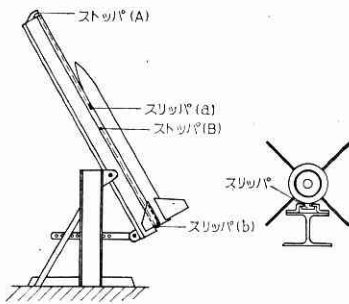
1. まえがき ロケットランチャーの構造には、いろいろな種類があるが2種類に大別される。第1はランチャー内において、ロケットの進行方向と直角の方向の運動をロケットの平行部の周囲から拘束してロケットが直進するようにした骨組構造式のもの、第2にはロケットに金具(スリッパ)を取り付け、それらを溝付レールを案内として直進させるレール式とある。ペンシル、ベビー・ロケット用ランチャーは前者に属し、オネストジョンやカップ・ロケット用ランチャーは後者の部類に属する。後者の場合はスリッパはロケットに固定されてスリッパをつけたまま飛ばしてやせている例が多い。



第 1 図 カップ・ロケット用ランチャー (発射前の姿勢)

これは空気抵抗を増すので余り感心しない。そこでカップ用ランチャーではスリッパ(2個)は合成接着剤でロケット本体につけランチャーの案内溝を通過後ストップにより直ちに剝離させ、ロケットはスリッパを付けずに飛ばさせた。この際ロケット本体およびランチャーにはなんらの損傷も与えず、またロケットの運動にも余り影響を与えない構造としたのがカップ用ランチャーの特長である。

2. カップ・ロケット用ランチャーの構造について
ランチャーの構造は第1、2図に示す通りで、ロケットの下面の2箇所(スリッパ)がとりつけられ、そのスリッパがランチャー台の上に設けられた案内溝にはめられて点火とともにロケットはこの溝に沿って前進し、ロケットがランチャーを離れる直前にスリッパはレールに設けられたストップに当り、ロケット本体から取り離されるようになってくる。この時ロケット本体を損傷し

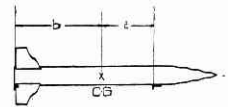


第 2 図 カップ・ロケット用ランチャーの構造の原理図

ないように接着の強さは後述するように調整される。このような仕組としたわけは、スリッパがロケットにつけられたまま発射されると空気抵抗のためにロケットの性能を悪くするからである。またスリッパを取り離すに要するエネルギーは、ロケットの持つ運動のエネルギーに比して問題にならないくらい小さいから、そのためのロケットの性能の損失はほとんどない。

ロケットの長さは約2.2m、ランチャーの長さは約2.8mとし、案内される距離は1.5mとした。発射角度は2.5度間隔に固定できるようにした。従来の骨組式のランチャーの構造はロケットを外側から包囲しているのに反して、これはロケット全体が露出しているの光学式的観測やテレメータの測定に便利である。またその取り扱いも非常に簡単である。

3. “Tipping-off” について
ロケットの重心がランチャーの先端を通過するとき、ロケットの重力のため先端を下げようとする。しかしランチャーにはまだロケットの後部が支えられているので、水平軸に対してロケットを回転させようとするモーメントを生ずる。そしてランチャーを離脱するときロケットの方向を下向きに傾けるような角速度をうける。これを“Tipping-off”⁽¹⁾⁽²⁾現象という。



第 3 図

以上の影響による“Tipping-off”をカップ・ロケットについて大略計算をしその角速度(ϕ)を求めてみる。第3図について、前方の支えをはずした場合の運動の方程式から次のようになる。

$$\phi = \frac{g}{1 + i^2/l^2} \frac{t}{b} = \frac{bg}{b^2 + i^2} t$$

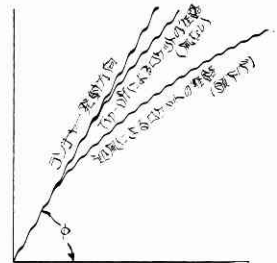
ここで t は前方のスリッパが離れてから後方のスリッパが離れるまでの時間である。これに $t = 1.90 \text{ sec}$ 、 $b = 750 \text{ mm}$ を入れると $\phi = 2.1 \text{ rad/sec}$ となる。

次にカップ・ロケットにおける“Tipping-off”には以上の他にスリッパ剝脱によるモーメントも影響する。スリッパ剝脱のエネルギー(A)が全部角速度のエネルギーに費されたとすれば

$$\frac{1}{2} \frac{I}{g} \phi^2 = A \text{ kgm}$$

$$\phi = \sqrt{A / \frac{1}{2} \frac{I}{g}}$$

A を 1.6 kgm とすれば $\phi = 1.54 \text{ rad/sec}$ となる。いずれの場合にも“Tipping-off”によりロケットの頭下げの影響は比較的少く、むしろ横風(迎い風)の影響の方がかなり大きかったと

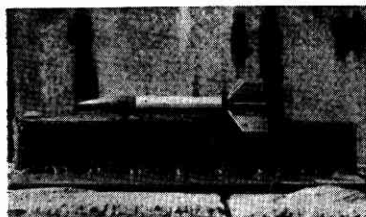


第 4 図 Tipping-off と 迎風によるロケットの飛行経路の傾向

思われる。第4図はこれらの影響を傾向的に示したものである。

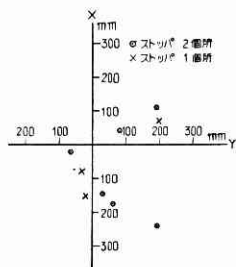
4. ペンシル・ロケットによる予備実験

あらかじめ第5図に示すレール型ペンシル用ランチャーにより予備実験を行った。



第5図 レール型によるペンシル用試作ランチャー

使用したペンシル・ロケットは3ピース、燃料はfull、翼角は零、飛しょう実験場は生研50m水槽レンジ（生産研究, Vol.8 No.4 参照）で水平発射とし、標的との距離は10mとした。ここでスリッパの離脱後の運動を詳細に研究するために、植村研のFASTAX 高速度カメラによりスリッパがストップに当たった瞬間を撮影した。飛しょう実験の分散は第6図に示す。ここでx軸は垂直方向、y軸は水平方向を示す。分散は比較的少なく、多少Tip-offの影響が認められた。



第6図 距離10mにおける標的通過位置

5. スリッパ取付に使用した合成接着剤の試験

スリッパをロケットに取り付けるために、合成接着剤を使用しその剥脱を容易にするようにした。そこであらかじめ接着剤の試験を行いその性質を調べた。一般に、接着剤は静的な力や剪断に対しては比較的強くとも衝撃に対しては弱い。この性質はロケットのスリッパの接着に対しては都合の良いことである。そこで現在市販されている合成接着剤について剪断による接着強度試験を行ってみた。これを第1表に示す。

第1表 各種接着剤の接着強度

接着剤の種類	接着強度 (kg/mm ²)	摘 要
アララダイト #102	0.25	試験は剪断による
アララダイト #101	0.37	〃
ボンド E ₁₀	0.90	〃
ボンド E ₃	1.20	〃

以上の試験により接着剤にボンド E₃ を使用することにし、接着面を 20mm×30mm とした。

次にスリッパがストップに当たって吸収されるエネルギーが余り大きいとロケットの推力の損失が懸念されたので、アイゾット衝撃試験機により剥離エネルギーを試験したところ0.8kgm となりロケットの持つ運動エネルギーに比し無視できる程度に小さい値であった。

6. あとがき このランチャーは昭和31年9月の128 J-S型、12月のJ-T型およびTR型ロケット飛しょう実験に使用したものである。ただS型では案内距離は1.5mとし、ストップの位置を先端および途中の2箇所



第7図(a)
128 J-T 5号機の発射状況



第7図(b)
128 J-TR 7号機の発射状況

におき前後のスリッパを同時切断とした。その後I型およびTR型では、ストップは先端の1箇所とし前後のスリッパをすべて先端のストップで切断するようにした。またスリッパの材質を軽合金として、切断時のスリッパとストップ間の衝撃を少なくした。またTR型6号機では案内距離を1mとしての飛しょう実験も行ってみた。いずれの場合も飛しょう実験は成功のうちに終わった。しかし別稿（植村研報告）にも報告されている通り、TR型の場合にはいずれもランチャー発射角度とロケットの飛行径路とに相違があった（第7図参照）。これはロケットの発射速度が特に遅かったことと、これに加えて強い迎い風の影響を受けたためによる頭下げの現象を起したものである。

終りにのぞみペンシルによる予備実験に協力していただいた糸川研、植村研の方々、およびランチャーの製作については日本建鉄 K.K. の榎部技術部長、岡田技師に厚く感謝の意を表わす次第である。 (1957.2.13)

文 献

1) Rosser, Newton, and Gross "Mathematical Theory of Rocket Flight" McGraw-Hill Co., (1947)
2) Grayson Merrill, Principles of Guided Missile, "Operations Research Armament Launching" D.van Nostrand Co., New York,