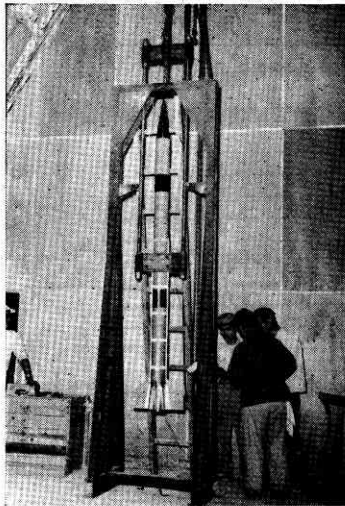


ロケットの落下衝撃試験

池田 健・古田敏康・藤城清治

1. ま え が き

ロケットは、燃料の燃焼中にかなり大きな加速度をうける。特に固体燃料の場合には、それが短時間で燃焼するため急激な加速度によって、軸方向に数十倍の荷重倍数に達する衝撃的荷重をうける。したがって、内部に装着されている諸計器（その取付部も含めて）は、その機能に支障を起したり、あるいは破壊する恐れがある。したがってロケット用計器は発射時の衝撃的荷重に十分耐え、確実に作動しなければならない。それ故、各部品について、あらかじめ衝撃試験を行い、かつさらに、総組立の状態ですべての計器を作動状態におき、発射の際に



第 1 図 落下衝撃試験機

うける加速度に等しいか、またはそれ以上の衝撃試験をすることがのぞましい。

このような衝撃試験には、実際のロケットの推力曲線に近い状態の加速度試験がのぞましい。アメリカにおいては、このような試験のできるロケット衝撃試験機があるが、製作するには莫大な

費用を要する。そこでわれわれは落下衝撃による方法を採用した。この試験機の加速度曲線は実際とは多少異なるが、最大加速度を得ることについては、円錐片の圧痕を用いることによってそれに近い状態の試験ができる特徴がある。

以下今回われわれの研究室において製作し、かつ実

験を行った衝撃試験の結果について紹介し、この方面に関係される方々の参考に供したい。

2. 装置の概要

この試験機の構造は第 1 図、および第 2 図に示す通りで大別して枠型構造体と可動部分よりなり、可動部分は構造体の内側に設けられた案内機構により自由に落下できるようにになっている。ロケットまたは計器類はこの下部に取りつけられ、クレーンにより所定の高さを保ち、着脱装置のレバーを引けば直ちに落下する。このとき構造体上部と可動部分の間に円錐片を挿入しておけば、円錐片は先端に圧痕を生じ、このときの落下高度との関係から荷重倍数が求められる。試験機は全体の剛性を高めるため側柱と基礎台とを補強材にて結合し、上部横桁には補強板を用いてある。

3. 原理

可動部分を一定の高さから落下せしめ、これを円錐片で受ける場合に最初の位置のエネルギー (A) kg-mm は、円錐片の変形のエネルギー (A_1) kg-mm と、装置の弾性変形によって吸収したエネルギー (A_2) kg-mm の和に等しい。すなわち、

$$A = A_1 + A_2 \text{ (kg-mm)} \quad (1)$$

ここで可動部分の重量を (W) kg, 高さを (h) mm とすれば、

$$A = Wh \text{ (kg-mm)} \quad (2)$$

次に円錐の変位によって吸収されたエネルギー (A_1) は、最大荷重を $P (=nW)$ kg, δ_1 mm を円錐の変位とすれば圧縮力と変位との曲線は 2 次曲線となることが明らかであるから、

$$A_1 = \frac{1}{3} P \delta_1 \text{ (kg-mm)} \quad (3)$$

$$\text{または、} \quad A_1 = \frac{1}{3} nW \delta_1 \text{ (kg-mm)} \quad (4)$$

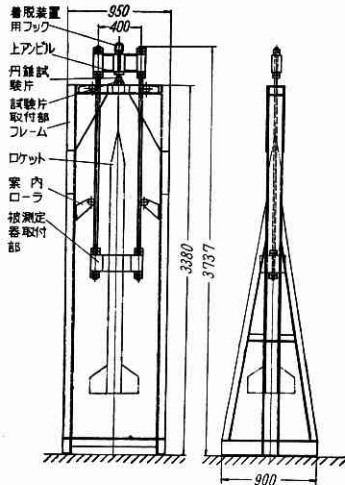
次に装置の弾性変形によって吸収されたエネルギー (A_2) は

$$A_2 = \frac{1}{2} P \delta_2 = \frac{1}{2} nW \delta_2 \text{ (kg-mm)} \quad (5)$$

ここで $\delta_2 = nkW$ (mm) とおくことができる。ここで δ_2 は装置の弾性変形量で k は装置の剛性によって定まる係数である。(4)、(5)および(6)を(1)式に代入すれば次式を得る。

$$n = \sqrt{\frac{1}{9} \left(\frac{\delta_1}{kW} \right)^2 + \frac{2h}{kW} - \frac{1}{3} \frac{\delta_1}{kW}} \quad (7)$$

すなわち(7)式によれば荷重倍数 n は落下重量が一定の場合は円錐の先端の変形量 δ_1 と落下高度 h のかん数

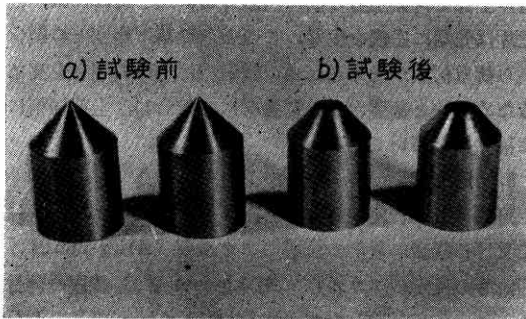


第 2 図 落下衝撃試験機原理図

として求め得るのである。

4. 円錐片の寸法と形状

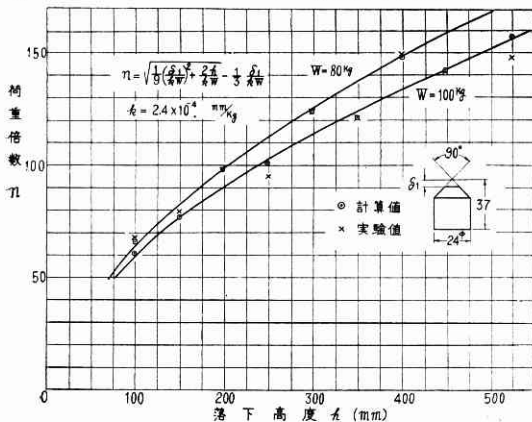
落下衝撃試験のとき用いる円錐片はその材料の硬度と円錐角の大小によってその用途を異にする。高い荷重倍数を必要とする場合は硬度の高い、円錐角の大きいものを用い、低い場合には硬度低く、円錐角の小さいものを用いばよい。ただしこの際極端に円錐角が小さい場合には荷重のかかる際、挫屈の起る関係から使用できない。したがって普通は 60° および 90° の二種類を用いるとよい。この実験に使用した円錐片は第3図(a)に示す形のもので、直径 24mm、高さ 37mm、円錐角 90° である。材質はピッカース硬度 130、引張強さ 45kg/mm² の焼準し状態の軟鋼である。なお試験後の円錐片は、3図(b)のごとく変形する。



第3図 円錐試験片

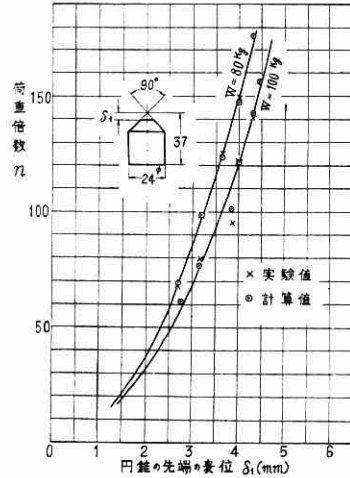
5. 実験結果

第3節(7)式より、落下高度および円錐の圧痕の変位を知らば、ロケットに加わった荷重倍数を求めることができる。しかしその検定が必要であるため、大井助教授の助力により、落下装置の上下部連結棒の下端に抵抗線歪計をつけ、その部分に加わった衝撃応力を実測し、それより荷重倍数 n を求めた。これを第4図、第5図、第6図に示す。×印は大井研究室による測定値、○印は当研究室において δ_1 と r とより求めた値で、実測値と非常によく一致している。なお落下衝撃試験の場合には

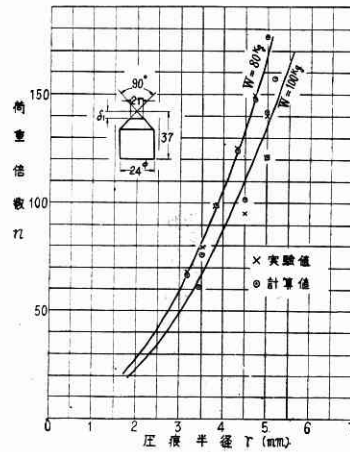


第4図 荷重倍数と落下高度の関係

最大荷重を得る時間が、円錐片の圧痕の変位に要する時間によって定まり、大井研究室によって測定された値によると、3.2 sec から 6.8 sec の値であり多くは 4 m sec 程度となっている。



第5図 荷重倍数と圧痕の変位の関係



第6図 荷重倍数と圧痕半径の関係

6. あとがき

以上のように装置は構造も簡単で比較的高い荷重倍数を容易に得ることができ、また取扱も極めて簡単である。そのため、秋田実験場において、ロケットの飛しょう前、総組立の状態での衝撃試験も容易に行うことができた。このような試験装置は、ロケットばかりでなく、外の計器類の衝撃試験にも使用できるであろう。最後に試験機検定に際しては、大井研究室ならびに森研究室のご協力をいただいたことを感謝する。(1957.9.12)

文献

- 1) Aerodynamics propulsion structures, 1956, p. 488.