

カッパ 150 型 ロケットの強度試験結果

森 大吉郎・古田 敏康・藤城 清治

1. はし が き

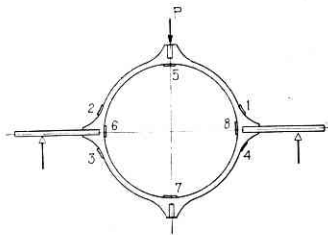
カッパロケットについてはその強度試験はエンジン部⁽¹⁾、尾翼⁽²⁾⁽³⁾、尾翼取付筒など部分的な試験および振動試験⁽⁴⁾を行って来た。今回はメインロケットについて総合的な強度試験を行うことになり、本年3月に150型0号機を作って強度試験を行い、その後も問題が起るたびに随時再吟味を行っている。以下は最初に行った一連の試験の結果である。また本機はアンテナ試験用にも用いられている。

2. 試験方法と結果

試験は尾翼取付筒、エンジン平行部、頭部および胴部の各部について曲げ強度試験を行った。

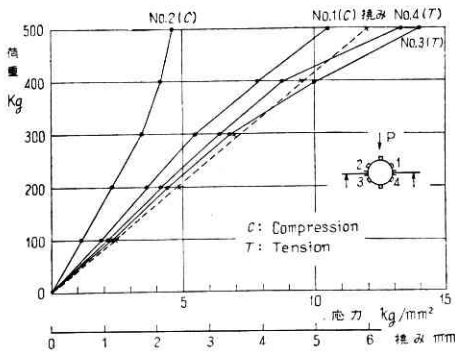
i) **尾翼取付筒試験**：従来のロケットの尾翼取付筒の材料はアルミ合金鋳物であったが150型は重量軽減化のためにマグネシウム合金鋳物を試用することになった。

それで強度低下が問題であるのでその試験を行った。試験の要領は第1図に示す通りで、応力の集中すると思われる個所に内、外側に各4個、計8個の抵抗線歪計をはり、翼の両端を各翼の重心位置で支え、中央にア



第1図 尾翼取付筒の試験法

計をはり、翼の両端を各翼の重心位置で支え、中央にア

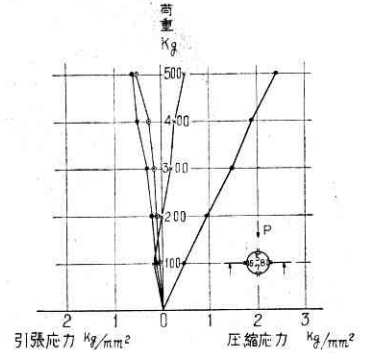


第2図 尾翼取付筒の応力(その1)表側

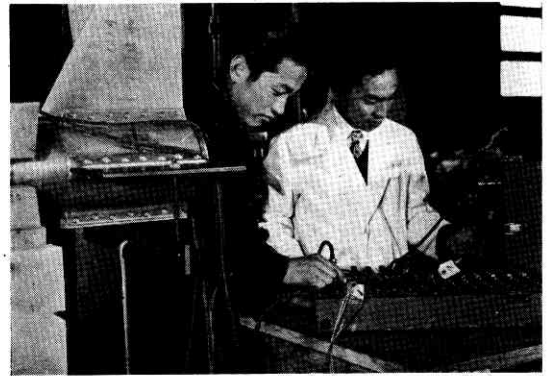
ムスラー試験機で荷重を加えた。その結果は第2, 3図に示す通りで、荷重 500 kg (荷重倍数約 14) まではその強度は十分であることを示している。試験の加荷の方法は実機よりも多少苛酷であるが、次に述べる150型

0号機の結果と大体一致しているのでこの方法でも大体よいと思われる。

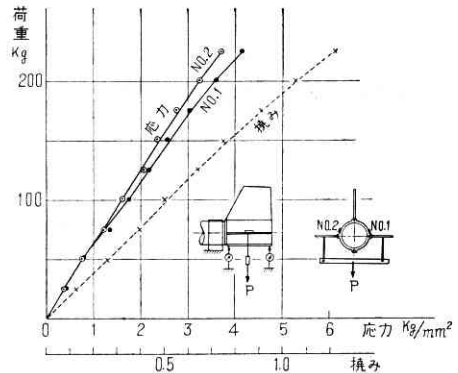
次に第4, 5図に示す通り150型0号機の尾翼および取付筒の試験を行った。エンジン部を固定し、翼に荷重



第3図 尾翼取付筒の応力(その2)裏側



第4図 尾翼および取付筒の荷重試験



第5図 尾翼取付筒の曲げ試験結果

を加え取付筒の応力を測定した。前述の試験で応力の分布も大体わかったので、抵抗線歪計は図示の2箇所と軸方向の撓みも測定した。荷重は 225 kg (荷重倍数約 6.5) で前述の結果と傾向は大体一致し、約 10% 程度低

い値を示している。

尾翼の強度は表板がステンレスのサンドイッチ翼が約 500 kg (両翼で 1,000 kg) で荷重倍数 30, 表板がジュラルミンの場合は 250 kg で荷重倍数 15 までの荷重に耐えたので、いずれもその強度は十分であると思われる。

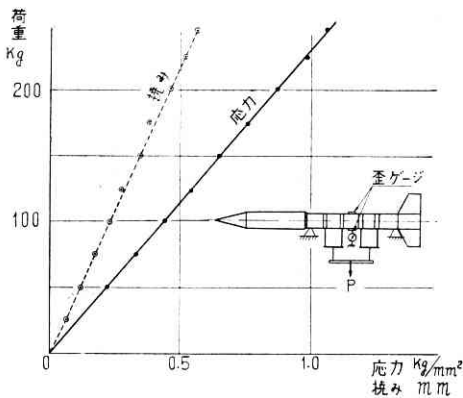
ii) エンジン部曲げ試験：試験方法およびその結果を



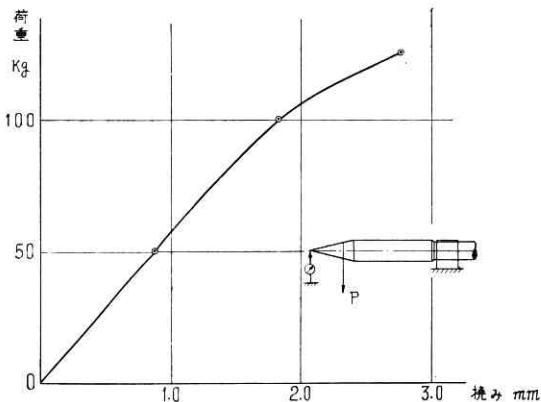
第 6 図 エンジン部の曲げ試験

第 6, 7 図に示す。エンジン部の両端を支え、平行部に等分布荷重になるよう加荷し、中央部の応力および撓みを測定した。横荷重 225 kg (荷重倍数約 6.5)

でもその値は図示の通り非常に小さく十分な安全率をもっている。



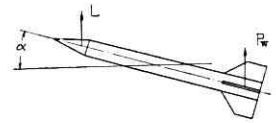
第 7 図 エンジン部の曲げ試験結果



第 8 図 頭、胴部の撓み

iii) 頭部および胴部の曲げ試験：試験方法およびその結果は第 8 図の通りで、エンジン部を固定し、先端のコーンの重心近くに荷重を加え、その時の胴頭部の撓みを測定した。荷重 100 kg 以上での撓みの増加は嵌合部およびビスのガタのためと思われる。曲げ剛性は 4.1×10^8 kg-cm² (エンジンの曲げ剛性は 2.3×10^8 kg-cm²) で十分である。

いま第 9 図においてロケットの頭部に働く揚力を L 、尾翼にかかる揚力を P_w とし、その比を考えると



第 9 図 ロケット頭部の荷重

$$\frac{L}{P_w} = \frac{C_L \frac{1}{2} \rho v^2 A}{\alpha \left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right) \frac{1}{2} \rho v^2 F} \quad (1)$$

ここで α : 仰角, ρ : 空気密度, v : 速度, A : 断面積, F : 翼面積, C_L : 揚力係数, AR : アスペクト比, $\left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right)$: 揚力傾斜, 低アスペクト比の場合 $\frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{\pi}{2} AR$ となる。

いまロケットが超音速または遷音速の場合に仰角 α をうけると Slender-body Theory⁽⁵⁾により

$$C_L = 2\alpha$$

これを (1) 式に入れると

$$\frac{L}{P_w} = \frac{2}{\left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right)} \cdot \frac{A}{F}$$

これに 150 型ロケットの数値を入れると

$$L/P_w = 1/13$$

となる。尾翼および取付筒の最大破壊荷重は 550 kg であるから頭部の最大揚力は 42 kg であれば十分となる、しかるに試験荷重 125 kg は頭部の最大破壊荷重の 3 倍に相当している。

3. あとがき

以上の試験により 150 型ロケットの構造強度はかなりの安全率をもっていることがわかる。しかし、これらの試験はいずれも静的試験で、これらに振動的荷重や空力加熱などを考慮して判断しなければならない。終りにこの実験について池田健教授のご教示をいただいたことを感謝する次第である。なお富田文治、三浦公亮両君の協力を得たことを付記する。

文 献

- 1) 池田 健・古田敏康：生産研究 Vol. 8, No. 4, p. 197
- 2) 池田 健・古田敏康：生産研究 Vol. 9, No. 3, p. 97
- 3) 池田 健・古田敏康：生産研究 Vol. 9, No. 11, p. 407
- 4) 森大吉郎・富田文治：生産研究 Vol. 9, No. 11, p. 409
- 5) Eshbach: Handbook of Engineering Fundamentals p. 7~105