

ロケット・エンジン燃焼室の耐圧試験

池田 健・古田 敏 康

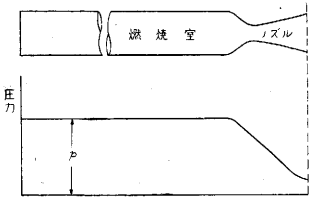
1. は し が き

固体燃料ロケット・エンジンと液体燃料ロケット・エンジンとの利害得失については論ずべきことが多いが、固体燃料エンジンの欠点の一つは燃焼時間は短い、その圧力が非常に大きくそれに耐えるためのエンジン構造の重量が比較的重いことである。したがって圧力に耐える最小限度の強さを持つエンジン構造を得ることが固体燃料の欠点を軽減する唯一の手段である。

本論は観測ロケット・エンジン(固体燃料)の設計資料を得るための燃焼室の耐圧試験結果の報告である。

2. 燃焼圧力による燃焼室の応力

燃焼室がその直径に比して軸方向に非常に長い場合には室の奥からノズルに向かって圧力勾配があるが、一般にノズルのスロートの断面積に比し燃焼室は比較的大きいから、余り長くない場合には燃焼室内の圧力は一様であると考えてよい。(第1図参照)



第 1 図 ロケット・エンジン内の圧力分布

ロケットにおいてはすべて短時間強度が問題となり、また疲労破損は生じないから、材料が非常にもろい性質のものでない限り燃焼室の隅部の応力集中による破損はないものと考えてよい。したがってロケット・エンジンの破壊は円筒部の端部から離れた個所に生ずることが予想される。

そこで普通用いられる内圧を受ける薄肉円筒の設計式を用いて最大引張応力を計算すると

$$\text{円周方向 } \sigma_n = p \frac{R}{\delta} \dots\dots\dots(1)$$

$$\text{軸方向 } \sigma_a = p \frac{R}{2\delta} \dots\dots\dots(2)$$

ここで p は燃焼圧力、 R は円筒部の半径、 δ は燃焼室の壁の厚さである。したがって σ_n を最大引張応力として設計をすればよいことになる。しかし、以上は熱応力について考えていないが、壁の厚さが薄いときは内外面の温度差は小さく、したがって比較的熱応力は小さい。この熱応力推算法は稿を改めて論ずるが、熱応力の程度は多くとも数 kg/mm^2 以内で、内面で圧縮で外面で引張である。

したがって実際設計においては圧力による応力を目安

としてこれに適当な安全率の余裕をとればよい。

3. 実験結果

i) 試験機および方法

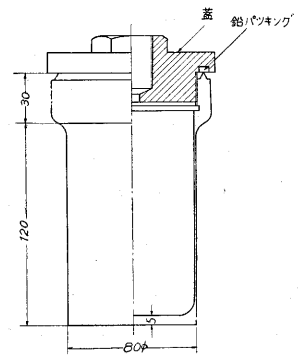
試験機はアムスラー型油圧試験機を使用した。その容量は 200kg/cm^2 である。試験方法は常温のもので、内圧 200kg/cm^2 以内で破壊するように円筒試験片の肉厚を定め、その破壊時の最大引張応力を求め、次にその材料の引張試験によって抗張力を求めてその比較を行った。円筒中央部の直径変位はダイヤルゲージにて測定した。

ii) 試験材料

ロケット燃焼室に使う材料は普通抗張力の大きい材料を使用するが、この場合には 100mm 丸棒の普通炭素鋼および Ni-Cr 鋼の二種につき行った。Ni-Cr 鋼は焼鈍の材料である。

iii) 寸 法

丸棒の抗張力試験片はいずれも円筒試験片と同一丸棒から4等分してとり、 $14\text{mm}\phi$ の JIS 規格に従った。円筒試験片は第2図に示すような形とし、初めは外径 $80\text{mm}\phi$ としたが、後述するように材料のむらによる欠陥を避けるために $75\text{mm}\phi$ のものについても行った。蓋の部分に鉛のパッキングの溝を設け、円筒上部を円周方向に 60° のナイフエッジに仕上げ、鉛パッキングに圧着させて油の洩れを防いだ。



第 2 図 円筒試験片

iv) 破壊状況と実験値

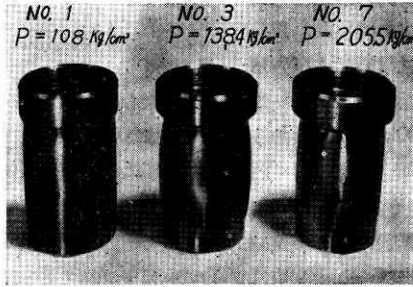
a) 普通炭素鋼の場合——抗張力試験結果は第1表に示す。ここで1本は素材周辺部に近い部分からとり素材の欠陥による抗張力の影響を調べたが、軸方向荷重によ

第 1 表 抗張力試験結果 (普通炭素鋼)

試験片番号	降伏点応力 [kg/mm ²]	最大引張応力 [kg/mm ²]	摘 要
No. 1	22.7	41.8	素材中心部に近い部分
2	23.7	42.7	"
3	21.4	42.1	"
4	23.0	41.5	素材円周部に近い部分

第 2 表 円筒耐圧試験結果 (普通炭素鋼)

試験片番号	外径 [mm]	内径 [mm]	厚さ [mm]	降伏点応力 kg/mm^2	破壊応力 kg/mm^2	破壊後の直径の増加率 [%]
No. 1	80.0	77.50	1.250	—	33.5	4.5
2	79.80	77.45	1.175	26.3	43.8	7.5
3	79.95	77.48	1.235	25.09	43.4	16.0
4	75.06	72.57	1.245	23.6	41.9	12.8

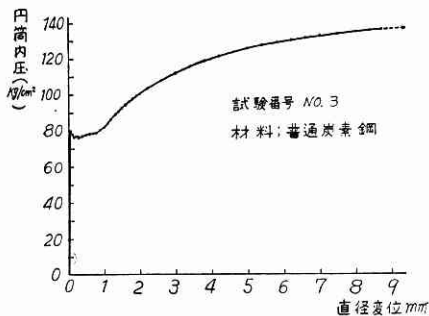


第 3 図 円筒試験片破壊状況

るその強度差は余り出てこなかった。

次に円筒耐圧試験の結果は第 2 表に示し、その破壊状況は第 3 図に示す。ここで No. 1 の試験片は破壊応力は 33.5 kg/mm^2 で他に較べ一段と低い破壊値を示している。その破壊状況は第 3 図左端に示すように 1 cm 以下の軸方向の亀裂が円周上に十数本認められた。これは素材圧延時の欠陥と思われ、試験片作製時にもこれは肉眼でも認められたが製品には認められなかった。そこで他の試験片につき試験前に蛍光探傷剤ルナグローにより調べたがそれは認められなかった。そこでこの影響を少なくするために外径を 75 mm の試験片も作り試験を行った。他の試験片の破壊状況は第 3 図中央部に示すように軸方向に大きくさげ、破壊部は表面に対して約 45° の剪断による破壊の状況を示している。次に内圧による直径変位の曲線は第 4 図に示す。ここで抗張力試験と同様に降伏点は明らかに認められた。

b) Ni-Cr 鋼の場合——材料の抗張力試験結果は第 3 表に示し、円筒試験結果は第 4 表に示す。このときの破壊口は第 3 図右端に示すように軸方向に大きくさげ、破壊部は表面に対し 90° の純引張による破壊の状況を示し



第 4 図 普通炭素鋼試験片の内圧による直径変位

第 3 表 抗張力試験結果 (Ni-Cr 鋼)

試験片番号	最大引張応力 kg/mm^2	摘 要
No. 5	71	素材中心部に近い部分
6	"	"
7	"	素材円周部に近い部分
8	72	"

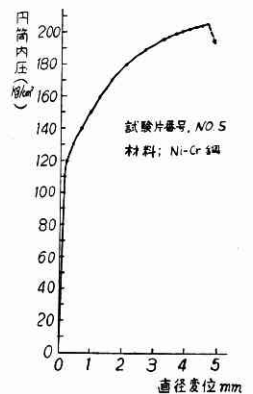
第 4 表 円筒耐圧試験結果 (Ni-Cr 鋼)

試験片番号	外径 [mm]	内径 [mm]	厚さ [mm]	破壊応力 kg/mm^2	破壊後の直径増加率 [%]
No. 5	75.02	73.02	1.00	75.3	5.6
6	75.02	73.02	1.00	73.0	6.1
7	75.03	73.00	1.015	73.9	5.4

ている。なお内圧による破壊までの変位は第 5 図に示す。ここでは降伏点は余り認められなかった。

v) 計算値と比較

第 2, 4 表の円筒の破壊応力は前項の計算式 $\sigma_h = p \frac{R}{\delta}$ により求めたもので、これを第 1, 3 表の最大抗張力と比較すると Ni-Cr 鋼ではやや高い破壊値を示しているが大体に一致しているとみなしてよい。



第 5 図 Ni-Cr 鋼試験片の内圧による直径変位

4. むすび

以上よりロケット・エンジン燃焼室の設計には内圧を受ける薄肉円筒の設計式によりその最大圧力を $p = \sigma_{ult.} \frac{\delta}{R}$ ($\sigma_{ult.}$ は材料の最大引張応力) ととり、これに適当な安全率をとればよい。すなわち、この実験では常温における静圧試験であるからロケット・エンジンの場合には次の諸項を考慮に入れなければならない。

高温による材料の強度低下——燃焼室の温度は燃料の種類にもよるが、主として燃焼時間によって異なるからこれは別に計算または実測値によって推定する。

熱応力——温度差は熱伝導の計算によって大体推定されるからこれによる熱応力を加味すべきである。

最大燃焼圧力の変動——燃焼室の最大燃焼圧力は外気の温度、その他により変動するからこれも考えに入れなければならない。

材料のむら——材料にはある程度のむらがある。これについてはできた製品についても探傷法により検査する必要がある。

実験については山田研究室の協力を得たことに感謝する次第である。 (1956. 2. 22)