

球形ロケット

秋葉 録 二 郎

従来、ロケットは細長いものというのが、なかば常識となっていたが、筆者らおよび米国においては NASA がそれぞれ独立に球形の燃焼室をもつロケットの真空中における有利性に着目し、この開発研究につとめてきた。以下現在までの研究経緯ならびにいくつかの主な研究結果を述べてみる。

1. 研究経緯

今までロケットが細長いものであったのは、いうまでもなく機体の受ける空気抗力を少なくする目的でこのような形になったもので、ロケット推進が本来の真価を発揮する真空中においては、また別の形状のロケットが目的に適ったものとなってくる。

球形ロケットはこのようなものの一つとして考えられた球形の燃焼室をもつ固体ロケットである。筆者らは一昨年(1959)の夏、固体ロケットにより人工衛星を軌道にのせる計画を行なった際球形ロケットの有用性に想到し、以後これを S 型ロケットと命名しその開発研究につとめてきた(1,2)。

一方、一昨年 11 月、われわれは球形ロケットが、米国 NASA において研究されていることを文献(3)によって知り、さらにその年の暮糸川教授の渡米によりいくばくかの情報が得られたが、なお十分なものでなく結局昨年 5 月の International Symposium on Rockets and Astronautics (ISRA 1960 Tokyo) に米国における球形ロケットの創案者である NASA の J. Thibodeaux 氏が出席され、NASA における球形ロケットの研究(4,5,6)を紹介されるまでは、米国とわれわれとはまったく独立に研究を行なってきた。

これまでの前期とすれば、米国側のいくつかの長所、新しい技術を知ることができた ISRA 1960 Tokyo はわれわれにとって一つの転機でそれ以後を後期といえよう。

以後関係者の努力の結果、現在われわれはその地上発射試験を終え、いよいよその実用段階に踏み出そうとしている。

球形ロケットはひとくちに言えば球形の燃焼室をもったロケットであるが従来の普通のロケットと形状が著しく異なるために、いろいろの特徴および新しい問題を提起する。以下これらについて順を追って述べてみることにする。

2. 構造

球形ロケットの一つの特徴はそのエンジン重量 W_e の割に、推進剤重量 W_p が大きくとれることすなわちエンジンの mass ratio, $(W_p/W_e) + 1$

が大きいことである。今この値を普通の円筒形のものと比較するために球形、円筒形共に内部に推進剤が 100% 詰められており、円筒は十分長くて、端面の重量を考慮しなくてよいものとする同一材料を使用した場合、容

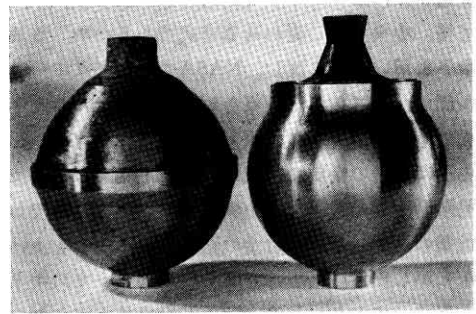
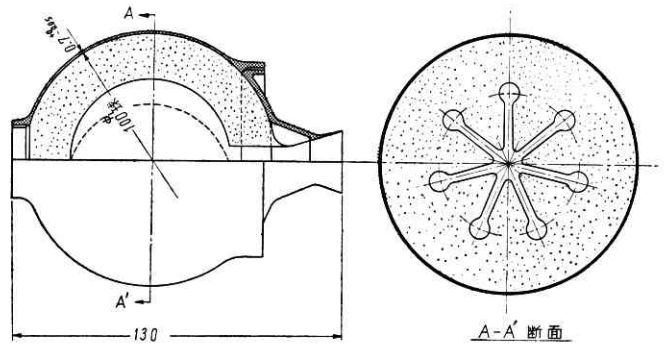
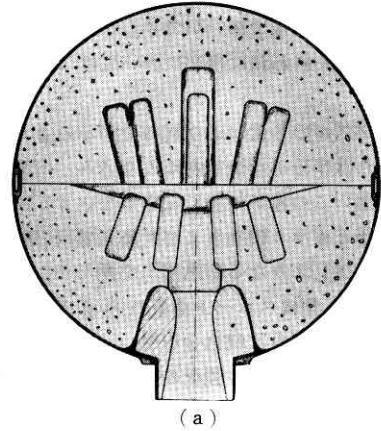


写真 1



(b) 第 1 図

易にわかるように (Wp/We) sphere/(Wp/We) cylinder = 4/3 となる。ところで、内面燃焼方式であると容積の 100% を推薬が占めることは不可能で、実際の場合われわれが試作した球形ロケットでは直径 100^φ のもので現在エンジンの mass ratio 4.5~5 の程度で、これでも現在この程度の推薬重量の普通形ロケットの 2 倍以上の値で、将来大型化するに従いさらに mass ratio が改善されるであろう。米国では 10 程度が普通である。

写真 1, 第 1 図 (a), (b) は糸川研究室において試作し、燃焼テストを終えた球形ロケットで、(a) は前期のもの (b) は後期のもので、だいたい NASA のものと似ている (ただし、(a) の写真は後期の形状の中子を用いて燃焼テストを行なったもの)。

NASA のものと前期においてわれわれが試作したものとの違いは、第一に中子で、われわれのは半球ずつ成形して後、中央でねじ合わせる方式であるため、普通の金属中子を用いたのに反し、NASA のものでは中央よりノズル側で、ノズルと燃焼室をねじで合わせたり、半球を中央で溶接したりして、重量軽減をはかっているため、中子は普通の金属では成形後、取り除くことができず、易融合金製の中子を用い填薬後、適当な温度で cure し、推薬の硬化後さらに合金の融点以上に温度を上げ、中子をとかし出す方式により成形している。また中子の形状も異なっておりわれわれのが金平糖形のに対し、NASA のはメロン形であった。前者は燃焼が進むにつれ、片持梁となる推薬部分ができ力学的に弱くなるおそれがあるためわれわれは後期においては NASA 型に改めた。

第二にノズルの形状および材料で図示のように、われわれのそれは半分が燃焼室内に入り込み、内側はグラファイトを用いこの熱が外壁に伝導しないように外側をエポキシ樹脂とガラス繊維および断熱充填剤 (商品名 SSB, 東京特殊加工) よりなる断熱壁⁷⁾ で囲んでいる。これに対し、NASA 型はスロート部分のみグラファイトを用い、それ以外の部分は軽合金を用い、燃焼ガスの流れに曝される面をガラス繊維強化のフェノール樹脂で被覆して、いわゆる ablation cooling を行なっている。この優劣は一概にいえず、現在でも両者を併用している。

燃焼室材料は米国においては、大型のものは 4130 鋼小型のものではジュラルミンを用いており、ガラス繊維強化プラスチック製のも作られているようである。大きさも直径 500^φ 程度のものでが実用に供せられ 1000^φ 程度のものまでが計画されている模様である⁴⁾。われわれのものは、前期では燃焼実験を直径 200^φ の内面を球にした厚肉燃焼室を用いて行ない、後期においてはジュラルミン 17ST4 の丸棒からの削り出しによる肉厚 0.7 mm 直径 100^φ のものを用いた。

普通の形の固体ロケットでもそうであるが、球形ロケ

ットにおいても燃焼中内圧 p により推薬の受ける力を知ることは設計上重要なことであるが、一般には内部空洞の形状が複雑であるため、推薬が燃焼室と同心の厚肉球殻として燃焼室壁に密着している場合に受ける力を円筒形ロケットで円形孔を有する場合と比較する。推薬の破壊は主として内面に生ずるので内面の円周切線方向の応力 σ_t を計算すると、球および円筒の場合それぞれにつき次のようになる。

球:

$$\frac{\sigma_t}{p} = \frac{(K_s - 0.5\mu - 0.5) \left(\frac{r_1}{r_2}\right)^3 + 0.5(K_s - 2\mu - 1)}{(K_s - 0.5\mu - 0.5) \left(\frac{r_1}{r_2}\right)^3 + (K_s - 2\mu - 1)}$$

円筒:

$$\frac{\sigma_t}{p} = \frac{(K_c - \mu - 1) \left(\frac{r_1}{r_2}\right)^2 + (K_c - \mu + 1)}{(K_c - \mu - 1) \left(\frac{r_1}{r_2}\right)^2 + (K_c - \mu + 1)}$$

ここに

μ : 推薬のポアソン比

$K_s = Er_2 / (2E_0t)$, $K_c = Er_2 / (E_0t)$

r_1 : 球, 円筒ともに推薬の内径

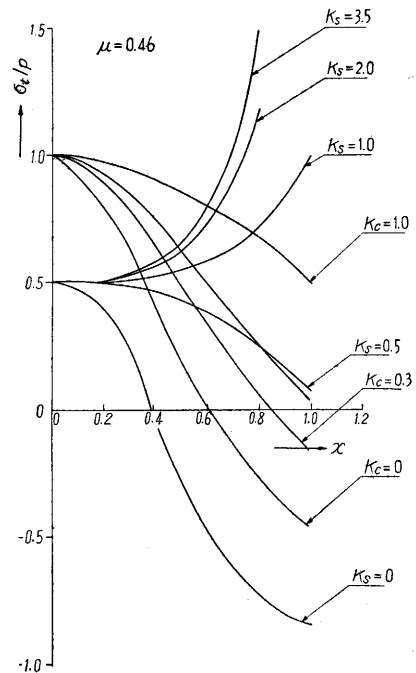
r_2 : 球, 円筒ともに外径

t : 燃焼室の壁厚 (薄肉と考える)

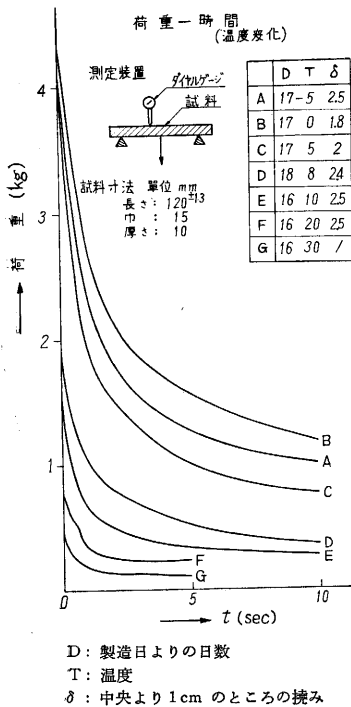
E : 推薬のヤング率

E_0 : 燃焼室壁材のヤング率

ポアソン比はゴム状物質では 0.46 の程度であるので、この値について両者を図示したのが第 2 図である。この結果からみると、当然予想されることであるが、球の場合



第 2 図



第 3 図

意を要することがある⁸⁾。

球形ロケットは普通ロケットのように尾翼で安定化することをしないため、そのための構造上の複雑さはないが、ノーズコーンをつける際に推力によって球殻が局部的に破壊しないようにすることが必要である。このため飛しょうテストに先立って、あらかじめ推力に相当した荷重をノーズコーンに加え球殻が破壊しないことを確かめた上で行った。

3. 推 薬

球形ロケット用に特に要求される推薬の性質としては、まず直填ができることが望ましい。また熔かし出しができる中子を使えるために 70°C 以上の加熱に対し、推薬が変質劣化しないことが必要である。

われわれは前期においては、その填薬法より常温硬化をするエポキシ-ポリアミド系 binder の推薬⁹⁾を用いていたが 70°C 以上の温度に長時間放置すると変質してしまう欠点があったため昨年夏以来約 10 カ月研究室において多硫化ゴム系推薬の開発研究を行ない、現在では球形ロケット用推薬としてある程度満足できるものを得ている。これに関する研究報告はいずれ後の機会にまとめて行ないたいと思う。

4 月の飛しょうテストに用いたものは、適当な推薬が研究室において得られていなかったため、プリンス自動車工業にお願いして同社の推薬を填薬していただいた。

中子の材料は、リボヴィッツ合金 (融点 68°C) を用いた。また、熔出後推薬表面に残存付着している金属は

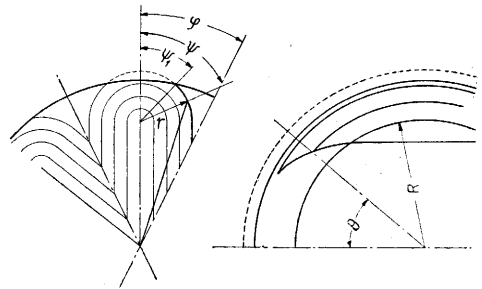
合の方が同一材料を用いた場合に生ずる応力が小さいことがいえる。ただし、この理論は推薬を完全弾性体として考えたときの議論であり、実際の推薬は粘弾性体として考えなければならない。第 3 図は前期において使用したことのある推薬の応力緩和の状態を示すもので、この特性は温度、時間、放射線等により変化するので、設計上

約 90°C に温めた水銀で洗い落とした。

4. 燃 焼

燃焼特性について円筒形のものに比し有利になった点は、侵蝕燃焼の影響である。円筒形のものでは長くするに従って侵蝕燃焼の影響で初期圧力があり、はなはだしいときは不安定¹⁰⁾となり、燃焼室が破壊することもあるが、球形ではその大部分の燃焼面では流路がノズルスロート面積に比し大きく、燃焼ガスの流れがおそいため侵蝕燃焼の影響を受けにくい。このため前者に比して推薬の燃焼室中に占める割合を大きくとることができる。現在のところ 95% の占積率が得られている。

次に燃焼特性に関し、円筒形のものとは異なった点は、燃焼に伴う燃焼表面積の変化が二次元の場合に比し複雑となり二次元の場合のような簡単でまた有用な定理¹⁰⁾は現在のところ得られていない。しかし特別な形状の燃焼面についてこれを計算することは可能であり、たとえば現在用いられている中子の近似形とみられる三次元星形の初期燃焼面 (第 4 図参照) について垂直距離 r だけ燃焼したときの燃焼表面積 S は次式で計算される。



第 4 図

$$\frac{S}{nR^2} = \frac{r^2}{R^2} \int_{\phi_1}^{\phi_2} 2 \left(\frac{R}{r} + \cos \phi \right) \left(\pi - 2 \arcsin \frac{\sin \phi \cot \phi}{R/r + \cos \phi} \right) d\phi$$

$$+ 2 \left[\frac{\pi}{2} - \arcsin \frac{r}{R} \cot \phi - \frac{r}{R} \cot \phi \times \sqrt{1 - \left(\frac{r}{R} \cot \phi \right)^2} \right]$$

ここで n は光芒の数、右辺第一項はドーナツ形の部分の表面積、第二項は円の部分の面積に相当する。第一項の積分の下限 ϕ_1 は燃焼末期になりドーナツ部分の頭が燃焼室壁により切りとられるようになったときのみある値をとり、それまでは 0 である。また上限 ϕ_2 は第 2 項が 0 となるまでは $\pi/2$ となり、以後は $\sin(\phi_2 - \phi) = (R/a) \sin \phi$ によりきめられる値となる。この式はまともに解析的表示を得るのは困難であるが θ が、あまり大きくない範囲では、積分中の \arcsin を次のように近似することができる。

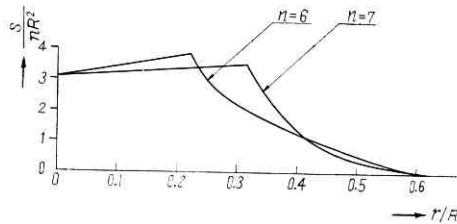
$$\arcsin x \sim x + 0.28 x^3$$

これにより $r/R < 0.4$ に対し、3% 以内の誤差で次の

ように燃焼表面積で与えられる。

$$\begin{aligned}
 \frac{S}{R^2} = & \left(\frac{r}{R}\right)^2 \left[2\pi \left\{ \frac{R}{r} \left(\frac{\pi}{2} - \phi_1 \right) + 1 - \sin \phi_1 \right\} - 4 \cot \phi \right. \\
 & \times \cos \phi_1 \\
 & + 1.12 \cot^3 \phi \left\{ \left(1 - \left(\frac{r}{R}\right)^2 \right) \frac{\cos \phi_1}{1 + \frac{r}{R} \cos \phi_1} + \cos \phi_1 \right. \\
 & \left. \left. - 4.61 \frac{R}{r} \log \left(1 + \frac{r}{R} \cos \phi_1 \right) \right\} \right] \\
 & + 2 \left[-\frac{\pi}{2} - \arcsin \left(\frac{r}{R} \cot \phi \right) - \frac{r}{R} \cot \phi \right. \\
 & \left. \times \sqrt{1 - \left(\frac{r}{R} \cot \phi \right)^2} \right]
 \end{aligned}$$

ここで近似の性質上 ϕ_2 は $\pi/2$ とおいた。これによって6,7 光芒の場合の燃焼表面積の燃焼の進行に伴う変化を計算した結果を図示したのが第5図である。ここで球

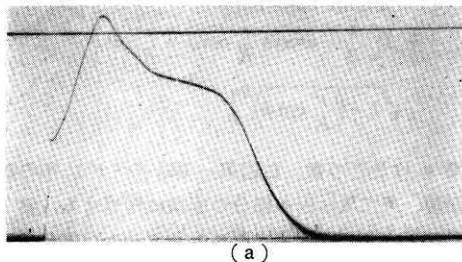


第5図

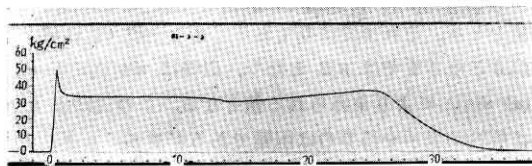
殻の半径 R_0 は初期表面積と球殻表面積が等しくなるようにとった。燃焼面積を求める方法としては、このような計算による方法の外に、作図による方法¹¹⁾もあるがあまり便利とはいえない。われわれは7 光芒を用いNASAは6,7,9 光芒を用いているようである。

第6図(a), (b)は地上燃焼テストによる内圧一時間曲線でそれぞれ第1図(a), (b)のものである。

なお、球形ロケットでは比推力が円筒形のものに比し少な目になることが知られている。



(a)



(b)

第6図

5. 飛しょうテストおよび安定性

球形ロケットは最初から真空中での飛しょうに対して

設計されているものであるが、同時にまた非常に高速度に達するためにその安定性はやはり問題となる場合がある。そこで、球形ロケットについても地上発射実験を行ないその安定性を確かめた。

飛しょう体が空力的に安定であるためには空力中心が重心より後方にあることが必要で普通両者の距離が全長の5%以上あれば十分安定といわれているが球形ロケットでは構造上、特にその燃焼前の重心位置はほとんど球の中心に近く、また完全な球の空力中心はもちろん球の中心と一致することより類推しても、その燃焼初期において十分な空力安定性を望むことは実際の場合無理である。そこで通常あらかじめこれにスピンを与え特に燃焼初期に安定性を与える。

今空気力による頭上げモーメントのみを考えれば、次式により与えられる条件が満たされればロケットはスピンにより安定化される¹²⁾。すなわち

$$S \equiv \frac{I_y s^2}{4 \gamma^2 \left(\frac{1}{2} C_{ma} \rho V^2 l A \right)} > 1$$

ここに、

I_y : 重心における横軸まわりの慣性モーメント

I_x : " 縦軸 "

$\gamma = I_y / I_x$

C_{ma} : 頭上げモーメント係数

s : 縦軸まわりのスピン角速度

A : ロケットの基準断面積 (普通流れに垂直な最大断面積)

ρ : 空気密度

V : 飛しょう速度

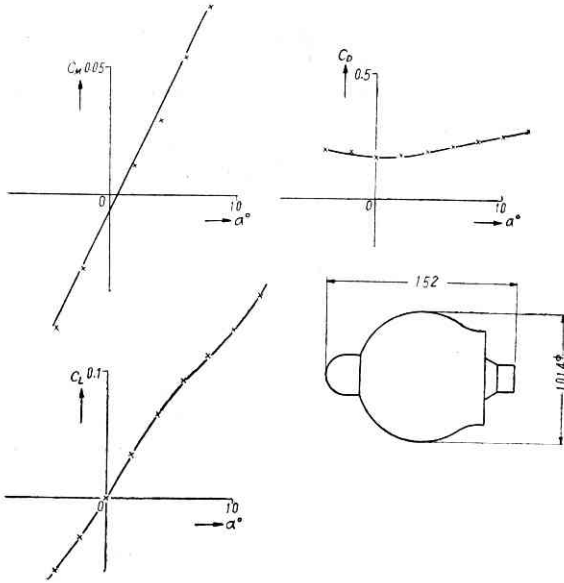
l : ロケットの基準長さ

S : 安定係数

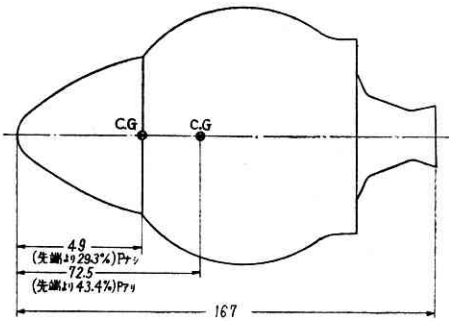
この式より γ が小さいほどスピンにより安定化しやすく、換言すれば従来のような細長いものより球形の方がスピン安定に適しており、またロケットの大きさに逆比例してスピン数を下げてよい。すなわちスピンによる遠心力は大きいロケットほど小さくてすむであろうことがわかる。第1表は飛しょうテストをしたロケットの諸定

第1表 球形ロケット諸元および測定結果

重心位置 (先端ヨリ)	Pアリ	72.5 (m/m) (43.4%)
	Pナシ	49.0 (m/m) (29.3%推定)
慣性モーメント	y軸マワリ	Pアリ 3.0×10^{-4} (kg-m ²)
		Pナシ 1.8×10^{-4} (kg-m ²) (推定)
	x軸マワリ	Pアリ 1.3×10^{-4} (kg-m ²)
		Pナシ 4.0×10^{-5} (kg-m ²) (推定)
$\gamma = I_x / I_y$	Pアリ	2.3
	Pナシ	4.5 (推定)
全長	167 (m/m)	
全備重量	1.48 (kg)	
推進重量	0.71 (kg)	
ノーズコン重量	0.53 (kg)	



第 7 図



第 8 図

数の測定値である。

また、飛しょうに先立って、低速風洞で空力特性の測定を行なった結果を第 7 図に示す(玉木研究室による)。ここで、モーメント係数の算出に用いた $l=12.7\text{ cm}$ また風速は 19.4 m/s である。抵抗係数が意外に小さいのは、ちょうど遷移レイノルズ数に近いためと解釈されるので、性能計算は球のそれを使った。ともかくこの結果多少安定に不安があったので飛しょうにはノーズコーンの形および重量をかえた第 8 図のものを用いた。スピン回転数は 1000 rpm をモータでランチャー上において与えた。

飛しょうに先立ってまず回転による加速度試験として回転ベッドで燃焼を行なわせ、次に安定性をみるため 2 種のノーズコーンをつけたものをバルーンにより約 40 m の高度より落下させ第 8 図に示す形状のものを選んだ。第 9 図は発射寸前ランチャー上の球形ロケットであり、肉眼および 16% カメラの観測結果によれば飛しょうは安定に行なわれた¹⁹⁾。

速度はもちろん地上からの発射では音速程度にしか達

しないが、米国での、高空での飛しょう実験では、一段で、かるく 3.6 km/sec を得ている。

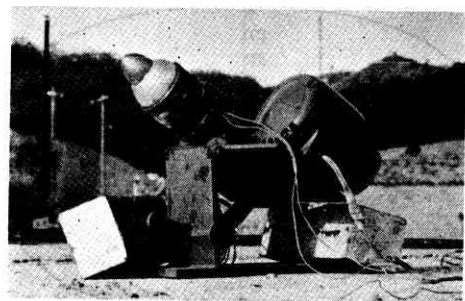
ところで、スピン安定化した球形ロケットにおいて顕著にあらわれる現象として spin up の現象がある。これは燃焼中にスピンの増大する現象で、原因は定性的には明らかで、たとえば燃焼室内ガス流路が星形のものであれば、外周に近い推葉の燃焼ガスは中心部付近に突出している未燃推葉よりも大きな周速を持っているため、これがノズルに向かって流出するまでに未燃推葉の出っ張りにぶつかることによりその角運動量をロケットに与えることによるものである。(コリオリの力) この現象は NASA において研究され近似計算および飛しょう実験結果が得られている⁶⁾。

前にも述べたように球形ロケットは γ が細長いものに比して小さいので剛体としての安定性が普通のロケットよりもよいので、あらかじめこれを自在吊にしスピンを与えておきこれをロケットの最終段とすれば、その飛行方向を自由に選ぶことができ、観測ロケットまたは将来人工衛星を軌道にのせる場合これを応用する可能性があるが、これは今後の課題である⁷⁾。

6. 強化プラスチックによる燃焼室

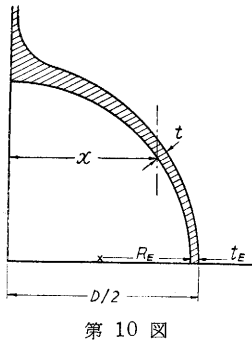
ガラス繊維強化プラスチックは、その強度/密度が高抗張力金属よりも大きく、また比較的安価なため近時固体推葉ロケットの燃焼室として広い範囲に用いられてきている。ただし欠点として弾性率が金属に比して小さいことおよびその繊維方向にしか引張強度がないという力学的異方性のためこの実際の製作に当たっては種々の困難を伴う。球形ロケットにもガラス繊維を適用しようとする試みは研究初期からあったが、現在のところ油圧テストである程度の結果が得られている程度で満足とはいえない。

球殻圧力容器はその上の一点において、面上すべての方向に引張応力を受けるので、ガラス繊維でこれを作った場合その面上のいたるところですべての方向に繊維が通過しているのが理想的である。実際に球面容器を作るにはレース編を用いた²⁾。一方この異方性からむ問題を解決するために球面にこだわらずにその異方性に適った曲面にガラス繊維を巻く方法もある。すなわちこ



第 9 図

の曲面上到るところでその繊維が等しい力を受けるような曲面を見出せばよい。このような曲面を iso-tensoid とよぶ。例としてガラス繊維が曲面の経線方向のみに巻かれているとすると第 10 図に示すようにその厚みは中心部で理論的に無限大となり赤道に近づくにつれ薄くなる。今縦方向のみの張力で内圧 p に耐えるとすると¹⁴⁾



曲率半径を ρ として

$$\rho = \frac{t\sigma_0}{p}$$

ここに σ_0 は強化プラスチックの繊維方向許容引張応力で厚み t は

$$t = t_E \frac{D}{2x}$$

D は赤道の直径, t_E は赤道上の厚みである。この二式

より

$$\rho = \frac{Dt_E\sigma_0}{2px} = \frac{DR_E}{2x}$$

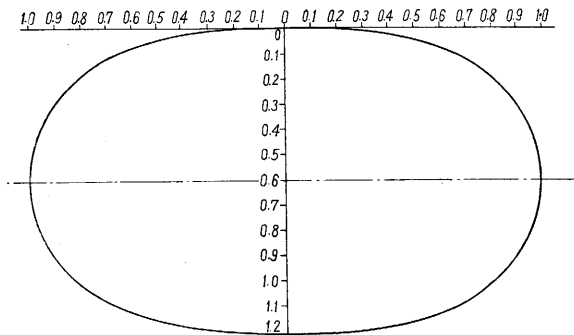
が曲面の形を決定する。文献¹⁴⁾ではこれを直接直交座標で数値積分しているが、これは曲線の長さ s と傾斜角 θ を変数とすれば楕円積分を用いて解が表示できる¹⁵⁾結論のみを示せばこのような曲面群のうち、中央に支柱がなくして形を維持できるものが 2 種あるがそのうちさらに実用的な形は中心での勾配が 0 となるもので、このためには $D/R_E=4$ が必要である。この場合について曲面は次式により与えられる。

$$\frac{x}{D/2} = \sqrt{\cos \theta}$$

$$\frac{y}{D/2} = \frac{1}{\sqrt{2}} \left[2 \left\{ E(45^\circ, \psi) - E(45^\circ, 90^\circ) \right\} - \left\{ F(45^\circ, \psi) - F(45^\circ, 90^\circ) \right\} \right]$$

ここに $\sin \psi = \sqrt{2} \sin \frac{\theta}{2}$

$$E(\alpha, \psi) = \int_0^\psi d\varphi \sqrt{1 - \sin^2 \alpha \sin^2 \varphi}$$



$$F(\alpha, \psi) = \int_0^\psi d\varphi / \sqrt{1 - \sin^2 \alpha \sin^2 \varphi}$$

で不完全楕円積分をあらわす。この曲線を第 11 図に示す。実際に NASA ではこのような偏平な形の強化プラスチック製エンジンを試作している⁴⁾。

7. あとがき

以上主として、糸川研究室における球型ロケットの研究について述べてみたが、何分にもまだ完結した研究ではないため書き足りないことが多い点はご容赦を願う次第である。

この研究を進めるに当たっては、ご指導をいただいた糸川教授初め研究室各位ならびに SE 研究班各位にはなみなみならぬご援助をいただいた。また所外においてもプリンス自動車 KK 初め大倉製作所、ユシヤ製作所のご厚意を忘れることができない。ここに記して謝意を表す。

(1961年6月17日受理)

文 献

- 1) 秋葉, 丹野 “球形ロケットについて” ロケットシンポジウム予稿集, 1959年10月
- 2) Akiba, R., Itokawa, H. “On the Spherical Motor.” Proc. of ISRA Tokyo 1960 Yokendo Pub. Co. 1961
- 3) Clark, E. “Down Eiring Rockets Probe Re-entry” Aviation Week, Oct. 26', 59, p. 54~61
- 4) Thibodeaux, J. G. Jr. “Experimentence with Spherical Solid Propellant Rockets” Proc. of ISRA Tokyo 1960 Yokendo Pub. Co. 1961
- 5) Thibodeaux, J. G. Jr., Swain, R. L. and Wright, G. “Analytical and Experimental Studies of Spherical Solid-Propellant Rocket Motors” NACA RML 57 G 12 a Aug. 1957
- 6) Martz, C. W. and Swain, R. L. “Experimental and Analytical Study of Rolling-Velocity Amplification During the Thrusting Process for Two 10-inch-Diameter Spherical Rocket Motors in Free Flight” NASA TM X-75 Sept. 1959
- 7) Yoshiyama “Some Notes on Solid Propellants” Proc. of ISRA Tokyo 1959 p. 40 Yokendo Pub. Co. 1960
- 8) 秋葉, 北坂, 加野田, “12月S型テストにおける burst の原因調査報告” 糸川研報告 (1961. 2)
- 9) Bartley, C. E. and Mills, M. M. “Solid Propellant Rockets” Jet Propulsion Engines, Section H, Princeton Univ. Press 1955
- 10) Epstein, L. I. “The Design of Cylindrical Propellant Grains” Tet Prop. vol 28. no. 4 (Apr. 1958)
- 11) Segal, H. M. “Design Method of Spherical Grains” ARS Journal vol. 30 no. 4 p. 370~371 (Apr. 1960)
- 12) Davis, L., et al. “Exterior Ballistics of Rockets” Van Nostrand Co. Inc. (1958)
- 13) 秋葉, 交告外 “S型1号飛しょう実験報告” 糸川研報告 (1961. 5. 15)
- 14) Williams, M. L., et al “Selected Areas of Structural Research in Rocket Vehicles” XIth International Astronautical Congress, Stockholm 1960 Vol 1. Main Sessions I
- 15) 秋葉 “Iso-tensoid について” 糸川研報告 (1961. 3. 15)