

CFRP ノズルの成型と強度に関する若干の検討

河 田 幸 三・福 田 博

Several Analyses on the Forming and Strength of CFRP Nozzles for Solid Rocket Use

By

Kozo KAWATA, and Hiroshi FUKUDA

Abstract The stress distributions of a CFRP nozzle formed by molding of carbon cloth with vertical orientation to the central axis of the nozzle are determined by finite element method for internal pressure loading condition. The stresses are enough small and interlaminar shear fracture which is expected most critical is clarified not to occur. The forming methods of nozzle with cloth orientation of about 60 degree to the central axis of the nozzle are analysed for small, medium, and large sizes of nozzle. It is known that the deformability in plane of cloth of bias tape of carbon fiber is important for the successful forming of large nozzle by tape winding.

1. 序

ロケットのノズル材料に要求される性能としては、耐熱性（アブレーション）に優れている、比強度が大である、熱衝撃に強いなどの点が挙げられ、グラファイトをはじめとする多くの耐熱材料について性能比較実験が行われている[1]、一方、近年現れたカーボン繊維強化材は上記要求性能をかなり満たしており、グラファイト・ブロック等を置換えるため、中、小型ノズルを中心に内外でいくつかの研究が行われている[1]～[9][13][14]しかし、大きな異方性を示すカーボン繊維積層材についての力学的問題（特に層間剪断強度）、ノズルの大きさに応じた成型法の確立など検討を要する問題点がある。本報告では、内圧をうける CFRP ノズルの応力解析および成型法に関する若干の検討を行う。

2. CFRP ノズルの応力分布

ノズルには燃焼時、静的圧力、熱応力、動的荷重がかかると考えられるが、まず第一段階として静的圧力による応力分布を有限要素法[10]によって計算する。解析は当研究所の中規模実験[8][9][13][14]のノズル部について行うこととし、要素の分割を図1に示す。図1(a)が中規模実験に対応する形状で、これをモデルⅠとする。図1(b)は将来のテープ巻きによる成型を考慮に入れ、ノズル内面に沿った一定の深さまでにはのみ CFRP を採用した場合の形状で、これをモデルⅡとする。

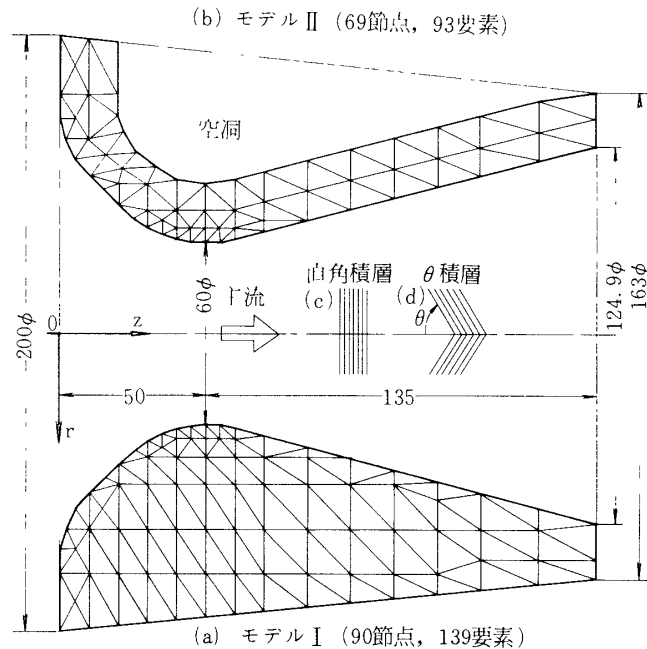


図1 モデル諸元と要素分割

中規模実験では、カーボクロスは図1(c)のような主流方向に直角の積層を行っており、しかもクロス積層に当っては図2のように、面内で一定の角度刻みで各方向に重ねているため、巨視的に面内等方性と考えられるので、ここでは直交異方性軸対称問題として扱った。弾性係数は Hanson ら [11] のデータをもととして、 $E_1 = 6000 \text{ kg/mm}^2$ 、 $E_2 = 900 \text{ kg/mm}^2$ 、 $G_2 = 450 \text{ kg/mm}^2$ 、 $\nu_1 = 0.3$ 、 $\nu_2 = 0.045$ という代表値を用いた。実際の燃焼時内圧は複雑な分布をしていると思われるが、ここでは大局的な把握のためにコンバージェンス部（図1の $Z < 50 \text{ mm}$ ）では一定、即ち、 $P = P_0 = 50 \text{ 気圧}$ とし、ダイバージェンス部（図1の $Z > 50 \text{ mm}$ ）では直線的に減少、

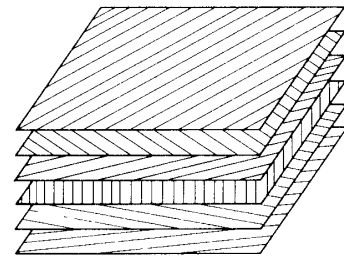


図2 ランダム積層

即ち $P = P_0 \left(1 - \frac{Z - 50}{135}\right)$ とした。

モデル I ノズル材料内の応力分布を等応力曲線で図3に示す。図で明かなように、 σ_z を除いて各種応力値はノズル内面で最大である。図4はノズル内表面に沿っての応力分布を示す。図4(a)はモデル I、(b)はモデル II を示す。モデル I、II 両者について、層間剪断と関連して最も懸念された τ_{rz} は余り大きくなく、また他の応力成分についても内圧 P_0 の数倍以内であ

り、内圧による破壊は全く問題ないことが明かとなったが、これは我々の従来の燃焼実験で [6] ~ [8][13][14] 何ら不具合の起らなかった事を裏付けている。ただし、モデルⅡにおいては図4(b)B点付近で τ_{rz} が稍大きく、また全般的に複雑な応力分布をしているので、実用化に当っては留意する必要がある。

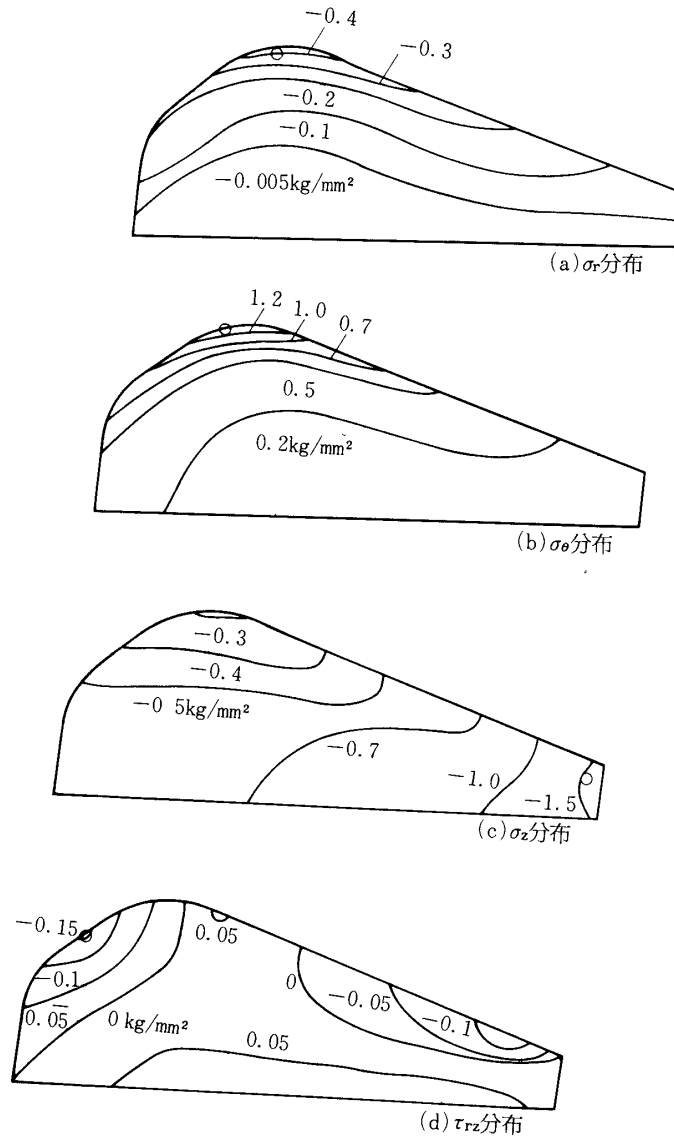


図3 ノズル材料内の応力分布 (O印は最大位置)

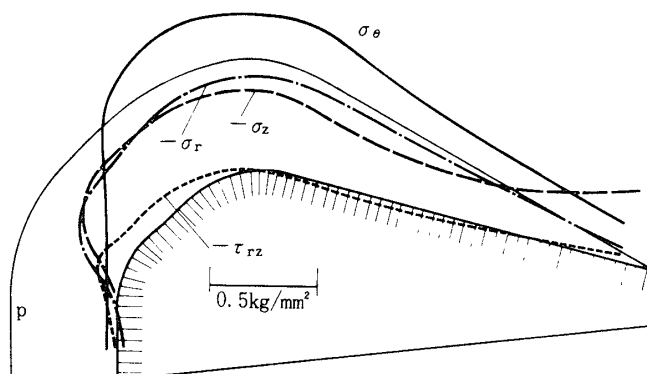


図4(a) ノズル内面の応力分布 (モデル I)

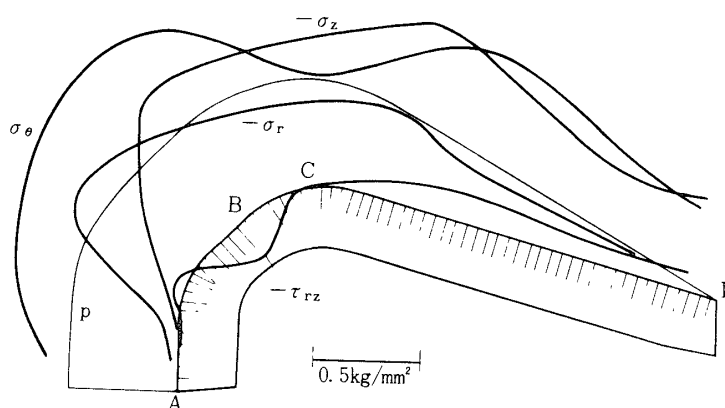


図4(b) ノズル内面の応力分布 (モデル II)

3. CFRPノズルの成型法に関する若干の検討

従来のCFRPノズルの研究の多くは、図1(c)のような主流に対し直角の積層を行ったものであり、我々の燃焼実験 [6]~[8][13][14] の前半もこれによった。犬竹ら [12] は液体燃料ロケット用ノズルの開発研究に当って、 θ 積層について系統的な実験を行い、 $\theta = 60^\circ \sim 70^\circ$ が最適であると報告している。我々は燃焼実験の後半において $\theta = 60^\circ$ と $\theta = 90^\circ$ の比較を行い、前者がかなり優る結果を得ている。

以上の結果にもとづき、 $\theta = 60^\circ$ の採用はCFRPノズルのアブレーション耐熱性の向上に有用であるが、同時に反面積層法が直角積層程単純ではなくなる点に留意しなくてはならない。以下、 90° でない θ 積層成型法について、小型、中型及び大型ノズルの各段階で有効な積層手法の実験と検討を行った結果について述べる。

(1) 小型ノズル

積層実験に用いた基材は、旭ファイバークラス製ガラスクロス（朱子織）と、大日本インキ製フェノール樹脂（プライオーフェン5900）である。ここでは成型実験のみを目的としたため、実用上は不適なガラスクロスを用いているが、単に成型の力学の検討のためにはこれで略十分と考えている。プリプレグシートは図6(a)のように切り、積層の過程で θ を一定に保つため、図5に示すような圧縮ジグを作り、これに上述のように切抜いたプリプレグシートを積み重ねて行った。プリプレグは樹脂2をイソプロピルアルコール1で希釈し、クロスに含浸後、約 100°C で7分間予備乾燥した。図5の圧縮ジグに図6(a)のプリプレグシート一定数を積み重ねた後、図7の高温荷重装置で約 160°C 、1hrキュアした。

キュアの最初の段階で、脱泡のため数回荷重を下げた。成型圧は約 $2\text{kg}/\text{cm}^2$ で、これは通常用いられている圧力よりかなり低い。プリプレグシートには図6(a)に示すように円錐状にするためのスリットが設けてあるが、加圧時にシートがずれる等の悪影響は及ばなかった。

図8は得られた積層品で、積層はほぼ所期の通りであった。この成型品は外径約 100mm であるが、このクラスの大きさのノズル成型には本法が有効であると考えられる。

(2) 中型ノズル

図1に示すような中型クラスのノズルにも、上記小型ノズルの手法が援用できると考える。

その際、心棒をスロート径に近い大きさにし、プリプレグシートを図6(b)のような形状にすると、材料の節約上有効である。なお、このクラスでは、クロス面の伸縮性が不足しているため、バイアステープによる積層は不可能であった。

(3) 大型ノズル

スロート径が数百 mm 以上の大型ノズルでは、バイアステープの面内変形性を利用しての 60° 積層が可能になると思われる。CFRPプリプレグシートから図6(a), (b)の形状のものを切抜くことは工数上極めて厄介であるが、図6(c)は容易であり、大型クラスになれば加圧の点で稍面倒さが生じるにしても、他方

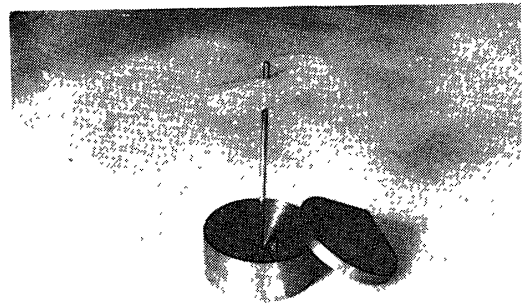
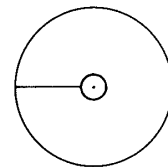


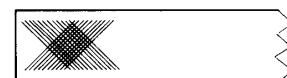
図5 圧縮ジグ



(a) 小型ノズル用, 円形



(b) 中型ノズル用, 扇形



(c) 大型ノズル用, バイアステープ

図6 プリプレグの形状

ラフィット大型ブロックの供給が困難になる点などもあり、CFRPの優位性がより発揮できるものと考ええる。また液体ロケットのノズルは通常スロート部の絞りが少なく、ノズルのCFRP化によって成型の面でより有利になると予測される。

(4) テープ・ワインディングの成型力学とバイアステープの限界面内変形伸び ϵ_0 の導入

上述のように、大型ノズルではバイアステープの面内変形性を利用しての非 90° 積層が可能であると考えられる。この種のテープ・ワインディング成型では、バイアステープの面内変形性の限界がどの程度であるかが、成型の成否を左右するであろう。この点については、従来全く研究が見られないと思われるので、以下の解析を行い、所望のテープワインディングによる非 90° 積層が可能となるための条件を求めた。今、図9のバイアステープを考える。このバイアステープの一端面A-Aには伸縮を与えず、他端面B-Bを伸びるだけ面内変形を与え、その限界面内変形伸び ϵ_0 なる量を定義する。

ϵ_0 は1に比し十分小で、バイアステープの繊維の伸びはないとすればこの ϵ_0 は繊維間の角度の変化のみで与えられるから、テープの幅 b は $(1-\epsilon_0)b$ となる。これから図10の幾何学にもとづいて。

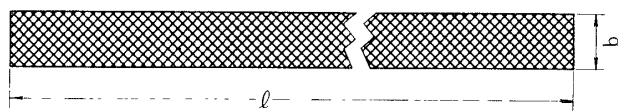


図9 バイアステープの限界面内変形伸び ϵ_0

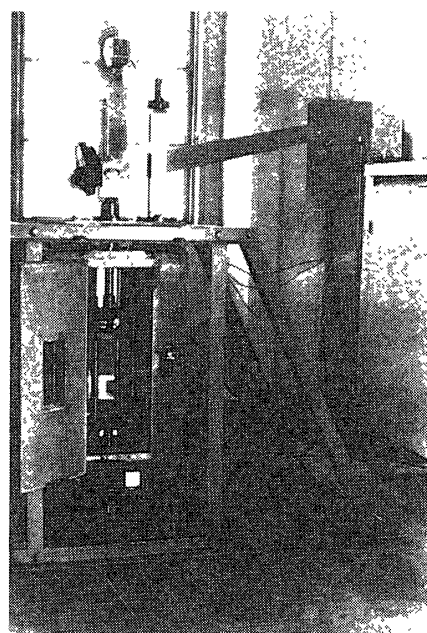


図7 高温荷重装置

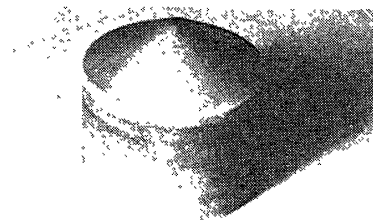


図8 θ 積層品(小型ノズルを想定、内面旋盤加工以前の状態)

- A-A : テープの一端面 (変形前)
- A'-A' : " " (変形後)
- B-B : テープの他端面
- P-Q : 繊維の最初の位置
- P'-Q' : 繊維の変形後の位置

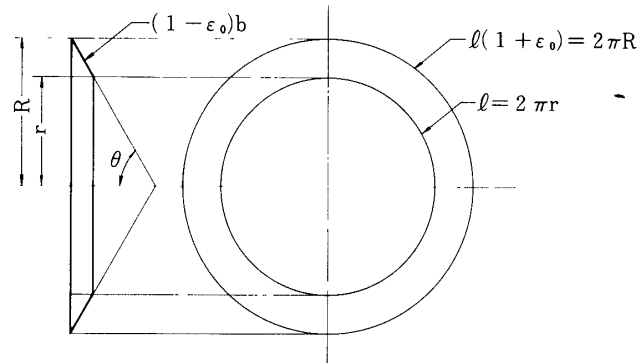


図10 バイアステープの面内変形を利用した θ 積層のテープワインディング

r : 内半径 ($2r \cong$ スロート直径)

R : 外半径

$$l = 2\pi r \quad (1)$$

$$l(1 + \varepsilon_0) = 2\pi R \quad (2)$$

$$(1 - \varepsilon_0)b = \frac{R - r}{\sin \theta} \quad (3)$$

これより、要求されるテープの限界面内変形伸び ε_0 は、

$$\varepsilon_0 = \frac{2\pi b}{\frac{l}{\sin \theta} + 2\pi b} \quad (4)$$

で与えられる。

例： $2r = 500$, $l = 2\pi r = 1570.8$, $b = 30$, $\theta = 60^\circ$ ($\sin \theta = 0.8660$) の場合には、

$$\varepsilon_0 = \frac{188.50}{2002.35} = 0.0941$$

即ち、 $\varepsilon_0 = 9.4\%$ を要することとなる。

このように、新しく導かれた(4)式により各テープについて可能な成型の限界が明らかにされる。

4. まとめ

本報告では、別項報告する一連のCFRPなどFRPノズル燃焼実験と平行して、内圧によりノズル材料に生じる応力を有限要素法で計算し、CFRPノズルが力学上十分使用に耐えることを確認し、次に中、小型ノズルの成型実験および大型ノズルを含めたCFRPノズル成型法、成型力学に関する若干の検討と提案を行った。従来、この分野は殆んど公表文献が見られないので、未だ極めて広汎な網羅的なものではないが報告を行った。なお、航空宇宙技術研究所古田敏康氏には討論を通じ、種々ご援助頂いたことを記し、感謝の意を表したい。

昭和51年 9月27日 材料部

参 考 文 献

- [1] J. M. Winter, D. A. Peterson . Development of Improved Throat Inserts for Ablative Rocket Engines , NASA TN D-4964 (1969).
- [2] K. Sutton : An Experimental study of a Carbon - Phenolic Ablation Material, NASA TN D-5930 (1970) .
- [3] 古田敏康, 五代富文, 豊原恒彦 : FRPノズルの研究, 宇宙航空工学におけるFRPシンポジウム (第3回) , (1968), 48.
- [4] 竹中幸彦, 吉山巖, 岩田正明, 野口迪宏 ; FRPノズルの試作試験, 同上 (第5回) , (1970), 45.
- [5] 小原嗣朗, 武藤範雄 ; グラファイト-FRP積層材料を用いたノズルの研究, 同上 (第6回) , (1972), 11.
- [6] 河田幸三, 橋本彰三, 本堂明 ; 固体ロケットFRPノズルテストについて, 宇宙航空材料シンポジウム (第4回) (1974), 27.
- [7] 同上 ; 固体ロケット用FRPノズルテストについて (II), 同上 (第5回) (1975), 31.
- [8] 河田幸三, 橋本彰三, 本堂明, 小林昭 ; 固体ロケット用CFRPノズルの燃焼実験による研究, 東大宇航研報告, 第12巻第4号 (C) , (1971),
- [9] 日産自動車宇宙航空部 ; M-13 シミュレーションモータ地上燃焼実験報告書 (1975 / 7).
- [10] O. C. Zienkiewicz, Y. K. Cheung ; The Finite Element Method in Structural and Continuum Mechanics, Mc Graw-Hill (1967), Chapt, 4.
- [11] M. P. Hanson, C. C. Chamis : Graphite - Polyimide Composite for Application to Aircraft Engines, NASA TN D-7698 (1974).
- [12] 犬竹紀弘, 柳沢健一, 中村昌邦 ; 液体ロケット用FRPノズルの開発研究, 宇宙航空材料シンポジウム (第4回) (1974), 32.
- [13] 河田幸三, 福田博, 橋本彰三, 本堂明 ; CFRPノズルのアブレーション・レートについて, 第18回構造強度講演集 (1976 / 7), 236.
- [14] CFRPノズル開発研究中間報告, 東大宇航研観測ロケット専門委員会資料 (1976 / 5).