

[II. 1. 4]

SSR ロケットのノズル構造について

池田 健・古田 敏康・酒巻 正守

On the structure of the Nozzle of the Motor of SSR-Rocket

By

Ken IKEDA, Toshiyasu FURUTA and Masamori SAKAMAKI

Abstract: The structure of the nozzle of the motor of SSR is shown in Fig. 2. Al-alloy is capable to be replaced for the steel part in a common conventional design, owing to the good effect of insulator between the graphite of the throat and the Al-alloy casing.

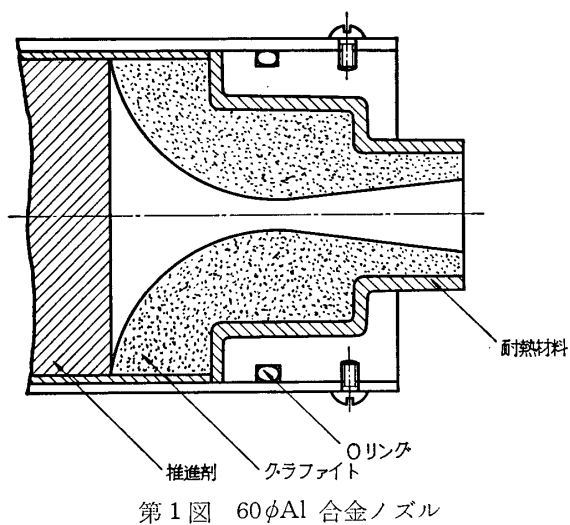
By replacement of material the nozzle structure reduces its weight to about 50% in comparison with the conventional design.

Furthermore, we tested the new design in which we replaced the FRP for the Al-alloy. By this new replacement of FRP the nozzle structure reduced its weight to 36% in comparison with the convention design.

However in the actual flying test rocket the nozzle of former type is used to expedite the project instead of using the last type.

1. Al 合金ノズルの製作および燃焼時の温度測定

ロケットの性能向上と安定化のためにも、ノズルの軽量化が重要な問題となってくる。そこで従来の鋼製ノズルに代わって Al 合金ノズルの計画を立て、1960 年より航空研究所内の

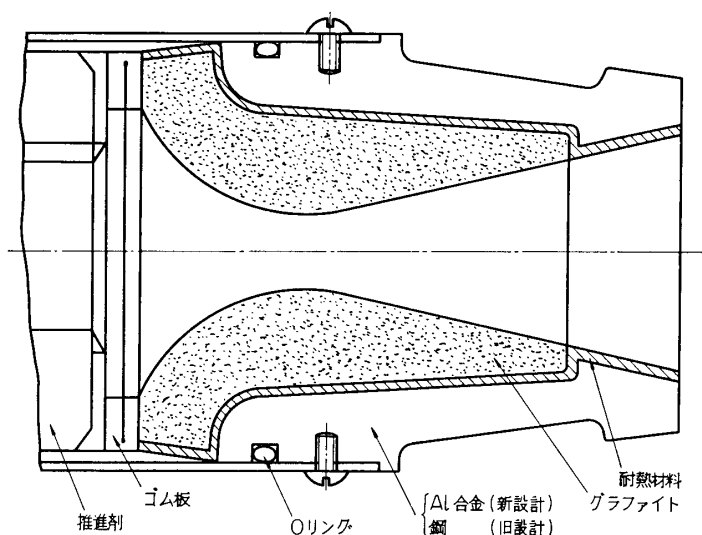


テストスタンドにおいて、山崎、岩間両研究室の協力のもとで、直径 60mm で 60 秒間燃焼する端面燃焼型の小型ロケットモータを使用してこの Al 合金ノズルの実用化の実験を行なってきた。その構造は第 1 図に示すように、ノズルスロートにグラファイトを使用し、その裏面に適当な断熱材料でコーティングし、軽合金ケースに接着剤ではめ込んだ。このときに断熱材は熱と同時に燃焼圧力に対しても耐えねばならないから、接着性もよくならなければならない。その当時はよい断熱材料がなくて、アメリカから輸入した耐熱材エコセラム-21 を使

用したが、燃焼数秒でガスもれを起こし失敗した。

そこでアスベストクロス、アスベスト紙、エポキシ樹脂、尿素樹脂を含浸させ、ノズルグラファイトを積層に巻き、Al ケースにはめ込み硬化させた。このときもいずれも燃焼途中(約10~20秒程度)でガスもれを起こし失敗した。そこで新しい断熱塗料の研究を行ない開発した断熱材料を使用した。すなわち尿素樹脂に適切な金属酸化物を加えた塗料をアスベストクロスとともに使用したところ、60秒の燃焼に対しガスもれはなく、ノズルグラファイトおよび軽合金ケースにはまったく異状はなかった。これに燃焼熱により耐熱塗料中の尿素ホルマリン樹脂が熱分解を起こし、ホルムアルデヒド、炭酸ガス、アンモニアなどのガスを放出し、下層は金属酸化物が適切なガスの通路を作り、アブレーション効果により熱効果がよく、ガス放出後は金属酸化物がポーラス状となって、その形を保ち熱伝導を悪くして耐熱効果がよいものと思われる。

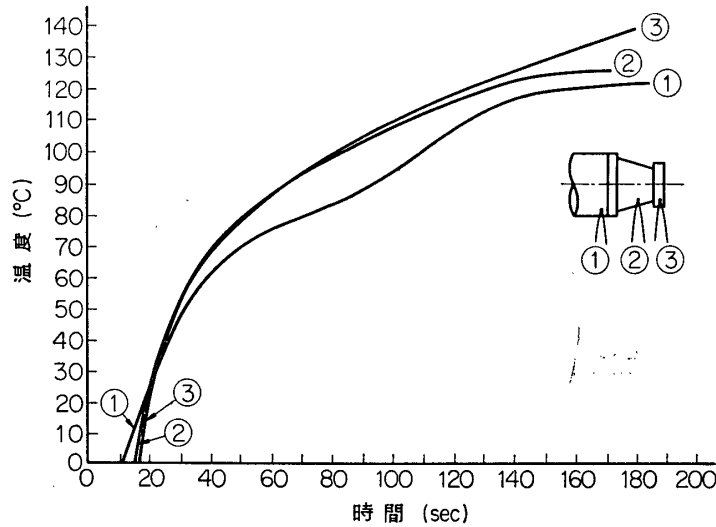
次に SSR ロケットでは、さらに耐熱性と接着性をよくするために作業性は多少悪いが、耐熱性フェノール樹脂とアスベストをグラファイトに巻き、Al ケースとの耐熱材および接着剤として使用した。すなわち第2図に示すようにフェノール樹脂に含浸させたアスベスト



第2図 Al合金ノズル

ひもを140°Cに加熱して prepreg (予備処理材) を作り、外形だけを仕上げたグラファイトに巻き、Al合金ケースにはめ込み加圧しながら180°Cで約5時間キュアすると完全に密着する。つぎにAl合金のダイバーゼントの部分にアスベストの prepreg を巻き、木型で圧縮しながら加熱キュアする。その後グラファイトの内面を加工する。

テストスタンドにおける燃焼実験ではノズルのAl合金ケースの部分に熱電対線をうめ込みまたその表面には、温度により溶変するカラーペイントを塗布して温度を測定したところ、燃焼終了後30秒後においては50°C程度であり、その後赤熱したグラファイトの部分の熱伝導により温度は上昇するが、140°C以上にはならなかった。熱電対による温度測定の一例を第3図に示す。



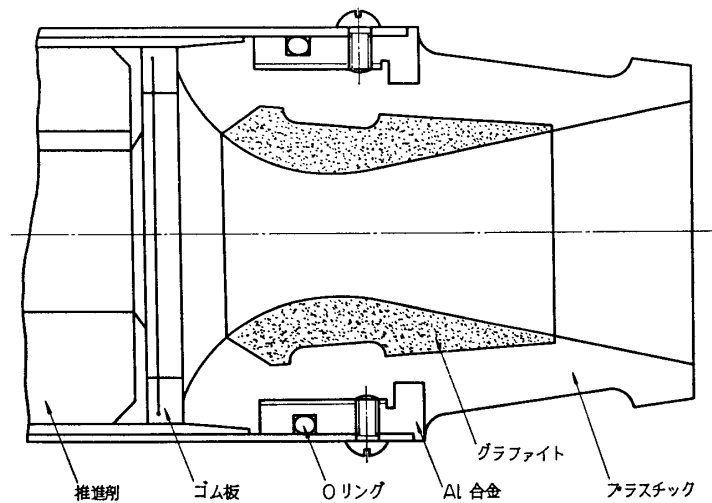
第 3 図 Al 合金ノズルの燃焼実験による温度測定例

この Al 合金ノズルの重量は 1.8kg で従来の鋼製ノズルの重量の 50% ほど軽くなった。

2. FRP ノズルの製作および燃焼時の温度測定

さらにノズルの軽量化と燃焼後における尾翼，シラウドへの熱伝導を防ぐ目的で，プラスチックノズルを作った。フェノール樹脂 FRP 材料の耐熱試験の結果，補強材として耐熱性の一番良かったナイロンチップを使用したノズルを使用したところ，材料のエロージョンが激しく，燃焼後におけるスロート部の損耗がはなはだしく，よい推力曲線がえられなかったものでこれで中止した。

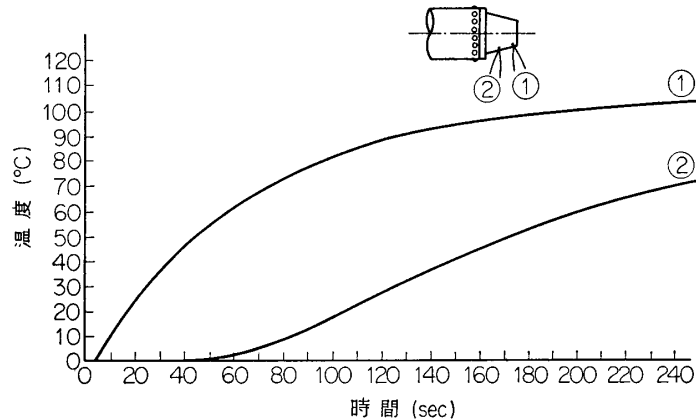
次に補強材としてアスベスト布を使用したノズルの試験をした。その構造は第 4 図に示す。その構造はノズルグラファイトの外側をフェノール樹脂を含浸させたアスベストのひもおよびテープでプリプレグを作ったものを巻き，加熱キュアさせ，さらに一番外側に Al 合



第 4 図 プラスティックノズル

金のエンジン結合金具を取付け、Oリング溝、ビス穴を設けた。ノズル重量は1.4kgで前のAl合金ノズルの約78%程度である。

所内のテストスタンドにおける燃焼実験では前回と同様にノズル表面およびノズルのダイバジェントの部分の内面から5mmの深さのところに熱電対線をうめ込み、温度を測定したところ、それぞれ100°Cおよび250°Cであった。その測定の一例を第5図に示す。なお

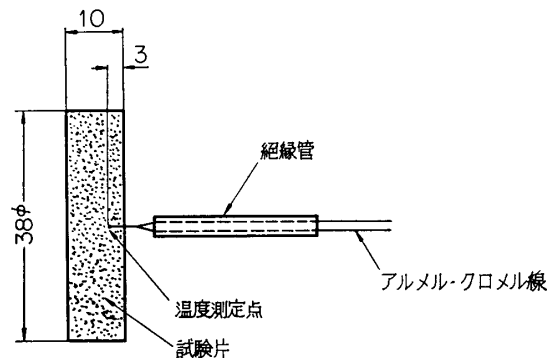


第5図 FRP ノズルの燃焼実験による温度測定例 (燃焼は9sec)

燃焼後ノズルを2分割し、その断面の状況を観察したところ、ノズル内側の樹脂部分の表面は約1.0mm程度が炭化層を形成し、それから深さ5mm程度がやや変色した程度で、そのほかはまったく異状は認められなかった。

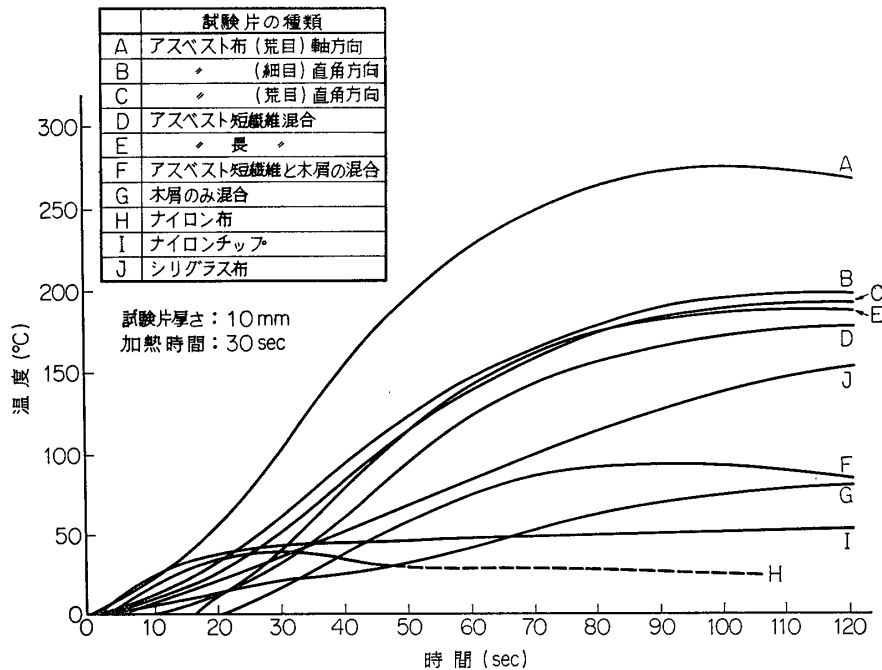
3. フェノール樹脂 FRP の補強材料の耐熱試験

ノズル製作のときにフェノール樹脂について、その作業性もよく、成型体自身の強度を増し、しかも耐熱特性のよい補強材はないものかと、次に述べる各種材料について耐熱試験を行なった。補強材はアスベスト布、アスベスト繊維、木くず、ナイロン布、ナイロンチップ、シリガラス布などで、いずれもフェノール樹脂を含浸乾燥させてあらかじめプリプレグを作り、つぎに鋼鉄シリンダに積層につめ込み圧縮し、そのまま180°Cで5~6時間キュアさせ、硬化後は第6図の試験片の寸法に機械加工したものである。試験法はしばしば報告してきたトーチバーナ法を使用した。



第6図 試験版

燃焼ガスとしてはアセチレン-酸素を用い、ガス温度は約2,500°Cで、アブレーションのないときの熱伝達率は0.1kcal/m²sec°Cである。熱電対線は表面から7mm、すなわち裏面から3mmのところうめ込み、同じフェノール樹脂で接着した、その試験結果は第7図に示すとおりで、加熱時間はいずれも30secと



第 7 図

した。ここで補強材について耐熱のよいものからならべると、つぎのとおりである。ナイロン布、ナイロンチップ、木くず、木くずとアスベストの混合、シリガラス布、アスベスト布となった。これは混合した補強材からもかなりの CO 、 CH_2 や結晶水 (H_2O) などが放出され、アブレーション冷却を助けているものと思われる。

試験法やアブレーション冷却について他の章の“SSR の耐熱コーティング”“耐熱コーティング材料の実験的研究”を参照されたい。

そこで上述のように FRP ノズルの製作については、ナイロンチップとアスベストの 2 種類の補強材についてノズルを作り燃焼実験を行なった。

4. あとがき

以上のようにわれわれの研究の結果によると、従来の設計法でふつう用いられているノズルの鋼製のケーシングの代わりに Al 合金を置きかえることができる。その結果はノズル構造の重量は在来の設計法の場合より約 50% の重量軽減ができた。さらに Al 合金を FRP におきかえると重量軽減は 38% までにすることが可能であったが、プロジェクトの進行上これは実機に利用されなかったが、この報告が将来ロケット設計者の参考になれば幸である。

1966 年 5 月 2 日 航空力学部