

宇宙ロケット用炭素繊維強化／炭素複合材料

(1987年～現在)

見学可能:

↑HIエアロスペース
ロケットミュージアム
〒370-2398
富岡市藤木 900 番地
(株)↑HIエアロスペース 富岡事業所内
URL:www.ihl.co.jp/ja

Key-words: C/C 複合材, アポジモーター, ロケットノズル

注1 炭素繊維と炭素マトリックスからなる複合材料。

注2 固体ロケットに使用される固体燃料の重量のこと。ロケットエンジンの推進薬とはロケットエンジンが噴射する噴射物質およびそれに与えるエネルギーを生成するための物質である。化学ロケットの場合は、燃料と酸化剤を合わせて推進薬(剤)と呼ぶ。通常、ポリブタジエン系の合成ゴムに酸化剤として過塩素酸アンモニウム及び金属粉を混練したものである。

注3 シリカ繊維とフェノール樹脂からなる複合材。

注4 炭素繊維とフェノール樹脂からなる複合材。

炭素繊維強化／炭素複合材(C/C 複合材^{注1)})は、炭素繊維が工業化を始められて間もなく研究が開始され、まずは超音速機コンコルドのブレーキ材料として搭載された。ブレーキ用途に関しては、現在、世界中の大型旅客機(B767, B777 等)又はF1レーシング・カーのブレーキに搭載されており、C/C 複合材の需要の約80%は、航空機ブレーキ用途である。また、スペースシャトルの熱構造部材として、ノーズキャップ、リーディングエッジ等にも搭載されている。さらに工業用材料としては、ホットプレスモールド材、半導体の治具や工業炉のトレー等で使われ年々需要が拡大してきている。ここでは、宇宙用C/C 複合材としてH-IロケットアポジモーターのC/C ロケットノズルとして採用された例について記述する。昭和62年8月、宇宙開発事業団が打ち上げに成功したH-Iロケットに搭載された技術試験衛星「きく5号」(重量約550kg)に組み込まれた軌道変換用アポジモーターは、人工衛星の中心部に組み込まれ、人工衛星が長楕円軌道に投入された後、地表から一番離れた遠地点(アポジポイント)で点火され、人工衛星を静止(円)軌道に乗せる重要な役割を果たす。当時、日産自動車(現アイ・エイチ・アイ・エアロスペース)は、H-Iロケットのアポジモーターの開発を担当。初めて国産化を成功させた。

1. 製品の適用分野

固体ロケットモーターのノズルイグジットコーン

2. 製品の適用分野の背景

C/C 複合材使用の背景

C/C 複合材は、2000℃迄の高温非酸化雰囲気下において、軽量・高強度と他の材料に見られない特徴を有しており、これらの特徴を活かして、C/C 複合材料製ロケットノズルは、H-Iロケットのアポジブーストモーター(ABM, 図1)及び3段ロケットモーターへの適用が検討された。多段式ロケットでは、上段モーター程、軽量化が直接衛星重量の増加に寄与することから、軽量化の要求は厳しい。例えば3段ロケットモーター

に対する要求は、まずステージ増速度要求という形で与えられる。すなわち、2段までのエンジンで地球周回軌道に地球周回軌道に打ち上げられる3段ステージの重量、衛星重量及び周回軌道から静止軌道に投入するための必要増速度量が与えられ、ロケットモーターの推力性能、推進薬重量^{注2)}及びロケットモーター構造の組合わせを決めることとなる。これを満たす設計に数多くのトレード・オフが行われた。ここでは、C/C 複合材が採用された背景について述べる。長い間、固体ロケットの燃焼ガスから構造体を守る方法として、材料のアブレーション特性を用いる方法を採用してきた。すなわち、熱伝導性の悪い材料を用い表面の気化潜熱で一定時間構造材の昇温を防ぐ方法であり、

ノズルには、シリカガラス／フェノール^{注3)}材、カーボン／フェノール材^{注4)}と消失速度が低く、昇温する迄は構造体としての機能も果たす断熱用複合材料を使用してきた。この場合、ノズル壁の初期厚みは、消失厚さ+昇温による強度低下層の厚さ+構造厚さが必要となる。

シリカガラス／フェノール材は、炭化層厚さは小さいが消失量が大きく、カーボン／フェノール材は消失量が少ないわりに炭化層厚が大きくなるので、必要厚さはあまり変わらないが、比重が1.7g/cm³と低いことからコストは



図1 550kg 級静止衛星打ち上げ用アポジモーター

<ノズル部—C/C 複合材>

従来のCFRP材ではアブレーションを伴って、約3000℃に耐えるためには10mm以上の板厚が必要であった。このノズル部には、炭素繊維を耐熱性に優れた炭素マトリックスで固めたC/Cコンポジットを採用したため、板厚3～4mmを実現し推力精度も大幅に向上させている。

高いが軽くなる。

他方、黒鉛系材料は、高温ガス流による消失量が少なく、ノズルスロート材料として用いられてきている。この材料でノズル全体ができれば、消失、炭化層厚さが殆ど不要となり、大幅な軽量化が可能であるが現実には、大型薄肉の加工が難しく、また膜面が無欠陥であることが期待できない上に、振動・衝撃の環境荷重、作動時の荷重に耐えられず実現しなかった。

C/C 複合材は、上記を解決する特性を有している。すなわち、グラファイト材に比べて、数倍の強度を持ち、薄肉ベル型^{注5)}の成形・加工が比較的容易であり、膜面の欠陥の大きさは織布の目の隙間以下であること、黒鉛材料のため高温ガス流によってもエロージョンが少ない。温度の上昇に伴い強度も向上することから、構造としての必要板厚、または機械加工性からくる最小板厚まで薄肉化できることが、適用の背景である。

3. 製品の特徴と仕様

炭素繊維には、比重 1.4g/cm³ と小さいレーヨン系の炭素繊維を用い、フェノール樹脂プリプレグをロゼッタ積層^{注6)}し成形した。その後 CFRP 材を炭化・黒鉛

化し、緻密化過程では、ピッチ含浸処理を実施した。さらに、最終的なノズルとしての気密性を保つ為に、C-CVD^{注7)}法によりカーボンを蒸着させた。詳細な製造フローを4項、図2に、材料特性を表1に示す。

4. 製法

C/C ロケットノズルの製法は、図2に示すフローで製造を行った。

表1 C/C 複合材の材料特性

特性項目	単位	特性値
高 密 度	g/cm ³	1.53～1.60
見掛け密度	g/cm ³	1.72～1.75
見掛け気孔率	%	9.7～11.2
引張強度	MPa	39.2～68.6
引張弾性率	GPa	14.7～18.6
引張り伸び	%	0.46～0.50
圧縮強度	MPa	34.3～49.0
圧縮弾性率	GPa	13.7～17.6
層間剪断強度	MPa	8.0～11.5

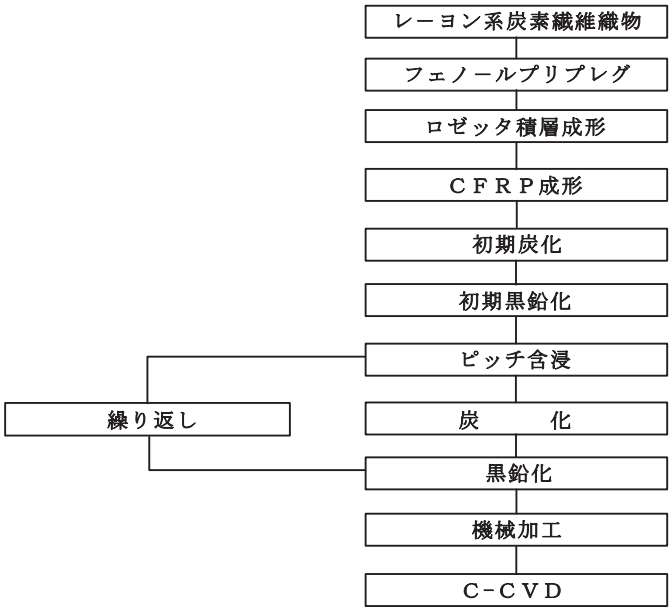


図2 C/C-ABM ロケットノズル製造フロー

<材料選定上のポイント>
炭素繊維：レーヨン系を採用した理由は、PAN 系炭素繊維に比べ低密度であること。米国においてPAN系炭素繊維を用いたノズルが燃焼中に破損した事故等の影響も考慮された。
<プロセス上のポイント>
○CFRP 成形したノズルの初期炭化、初期黒鉛化時の層間剥離防止及び変形防止技術を克服したことが、ポイントであった。
○ノズルのガス透過性能を向上させるために、C-CVD プロセスを採用した。
ノズル自体が重くならないようにできるだけ薄く表面に炭素を蒸着させることが重要で、2段階の処理工程を採用した。

注5 C/C 複合材料の厚みが3～10mmと薄く、釣鐘状の形状の意。

注6 トランプを重ね合わせずらうように、炭素繊維織物を積層すること。

注7 カーボンの化学気相蒸着法（通常は、メタンガスを熱分解させる）。

5. 将来展望

H-I ロケットでは、前述のようにノズルイグジットコーン部に C/C 複合材が、採用された。しかし続く H-II ロケットでの C/C 複合材は採用されなかった。

尚、C/C 複合材の適用が可能と考えられる部位は、ノズルスロート部とイグジットコーン (ABM の例) がある。H-II ロケットに続く、H-IIA ロケットにおいては、スロート部位に使われていたグラファイトの信頼性向上の観点から、初号機より 3 次元 (3D) C/C ノズルスロートが採用されている。M-V ロケット^{注8)}においても、5 号機よりスロート部に全段に 3D C/C 複合材が採用された (図3)。現在は密度で 1.95 g/cm³ レベルの高密度 C/C 複合材を安定的に製造できる技術を確立している。

一方、イグジットコーン部へは、AB M 以来採用実績は無い、しかしながら性能向上の観点から考慮すると、C/C 複合材は軽量・超高温で高強度といった他の

材料では、実現し得ない特徴を有している。欧米諸国では、液体ロケットのノズルイグジットコーンとしても採用されている実績を考えると、固体・液体の両タイプのロケットに C/C 複合材イグジットコーンが適用される日も遠くないと考えている。

文 献

- 1) 安田榮一, 田邊靖博, 赤津 隆 セラミックス, **34** (1999) 266-269
- 2) 細村建夫, 祖父江照雄: 日本複合材料学会誌, **12**, 3 (1986) 103-108
- 3) 日産自動車株式会社 宇宙航空事業部 会社案内
- 4) H. YAMAUCHI, H. HAYAKAWA, S. SUZUKI: IHI ENGINEERING REVIEW, Vol. 40, NO1 (2007) 27-30

[連絡先] 山内 宏
(株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース
生産センター 生産技術グループ
〒370-2398 富岡市藤木 900 番地

注8 M-V ロケット (ミューファイブ-) は、文部科学省の宇宙科学研究所が日産自動車宇宙航空事業部 (現在 (株) アイ・エイチ・アイ・エアロスペース) と共同で開発し、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の宇宙科学研究本部 (ISAS) が運用する 3 段式のロケット。人工衛星や惑星探査機の打上げに使用されており、内之浦宇宙空間観測所に主要な発射設備を設けている。2006 年 9 月 23 日午前 6 時 36 分の SOLAR-B の打ち上げを最後に現役ロケットシリーズから外れる事になった。糸川博士のペンシルロケットから連綿と続く、完全国産固体燃料ロケットであるミューシリーズの最新 / 最後継のロケットである。

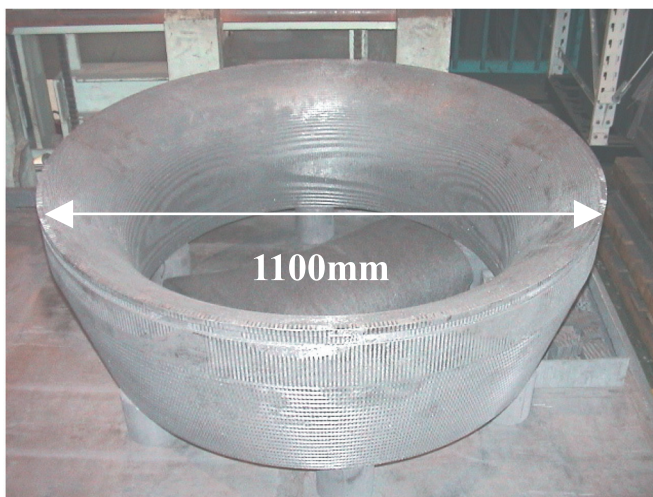


図3 大型ロケットのノズルスロート材