

H - A ロケット 6 号機 打上げ失敗の  
原因究明状況について（その 9）

平成 16 年 2 月 24 日  
宇宙航空研究開発機構

# 目次

1. SRB - A実機大モータデータ取得試験結果	…	1
2. SRB - Aノズル設計に係る経緯等	…	2

## 1. SRB - A実機大モータデータ取得試験結果

### 【目的】

ノズルCFRP製断熱材の表面後退現象に関する技術データ取得を行うとともに、設計改善の考え方の妥当性を確認することを目的として、実機大モータによる地上燃焼試験を実施した。

### 主要な取得データ

アブレーション(熱分解)層進展時間履歴データ取得  
試験後にはノズル全周の表面後退量データを取得

### 【結果】

- (1) 実施日時:平成16年2月18日(水)11時00分点火
- (2) 場所:種子島宇宙センター竹崎固体ロケット地上燃焼試験場
- (3) 試験時の天候:晴れ、北東の風3m/秒、気温16.5℃、湿度62%、気圧1013hPa

### (4) 主要結果

モータの推進特性、推力方向制御系の動作は正常で、超音波計測によるCFRPアブレーション層の進展時間履歴、推力、燃焼圧力、温度、歪等の計測データを良好に取得した。また、燃焼後のモータ、ノズル及び設備に異常はなく、後部アダプタ内温度の上昇も認められなかった(燃焼ガスの漏れなし)。

主要特性は、予測と一致しており良好であった。

### 【まとめ】

所期の計測データが良好に取得できた。

超音波計測により表面後退量の定量的な評価が可能となった。

また、ノズル内壁静圧の低減と、ノズル開口部の初期立上がり角の増加による設計改善により表面後退量を低減できる見通しが得られた。

今後、引き続きこれらの詳細評価を実施する。

## 2. SRB - Aノズル設計に係る経緯等

H-IIA ロケット6号機打上げ失敗に至った原因について、右側の SRB-A のノズル内部の CFRP 製断熱材(ライナアフト B2)において、局所エロージョンに層間剥離(プライリフティング)現象等が重畳し、想定を超えた減肉現象が発生した可能性が高いと推定したことを踏まえ、SRB-A ノズル設計に係る開発段階の経緯(表1)及び原因究明により得られた新たな知見等について、以下にまとめる。

### 2.1 開発当初におけるノズル設計の考え方

- (1) SRB-A の開発にあたっては、信頼性を確保しつつ H-II ロケット SRB の半分以下の低コスト化を図るため、高燃焼圧力化及びノズルの小型化を採用した。
- (2) ノズル設計は、高燃焼圧力化によるノズルの小型化に対応するため、ノズルスロート材にわが国ではじめて国産の3 DC/C 複合材料を採用した。また、ノズルスロートの下流の CFRP 製断熱材(ライナアフト)については、当初は2部品の構成とし、国内大型モータの実績を踏まえ開発リスクとコストを考慮して設計を行った。
- (3) また、ノズル形状については、主エンジンに対する噴射ガスの影響を低減するとともに、国内大型モータでの実績を踏まえ、円錐型ノズルを採用した。

### 2.2 3回目の実機大モータ地上燃焼試験(QM)後の対応

- (1) 3回目の実機大モータ地上燃焼試験(QM)でライナアフト B(CFRP 製断熱材)の広い範囲に大きな減肉現象(過大エロージョン)が発生した。この原因究明の結果、CFRP の部材の一部が欠落したことにより、層間剥離(プライリフティング:注)現象が発生したことが原因であることが判明した。

注: 構造用 CFRP は広く産業用に用いられているが、固体ロケットノズルの断熱材(アブレ-タ)として使用されている CFRP は固体ロケット特有の特殊な材料である。断熱材においてアブレーション中に発生する層間剥離現象は、プライリフティングとして知られる現象である。これは、加熱により熱分解した樹脂が炭化し、炭素繊維を結合する段階でこの結合が弱いか、あるいは、外力が大きいため、炭化層が浮き上がる現象である。プライリフティングは、樹脂の熱分解過程で複合材料の組織が変質するものであり、構造用 CFRP の破壊において発生する層間剥離(デラミネーション)とは異なる。以下、「層間剥離」とはプライリフティングを指す。

- (2) この不具合に対処するため、ライナアフトを分割型から一体型に変更するとともに、CFRP 材の変更を検討した。材料変更にあたっては、当時使用可能であった数種類の CFRP 材について、試験片での加熱試験、小型モータでの燃焼試験等による検討を行い、実績等を考慮して H-II ロケット SRB の CFRP 材を採用した。また、この設計変更にあわせ、製造工程における検査

を拡充することとした。

- (3) さらに、これら対策の妥当性を確認するとともに技術データを充実させるため、実機大モータ地上燃焼試験を新たに2回追加して実施することとした。これら4回目及び5回目の実機大モータ地上燃焼試験(QM 2及び QM 3)においては、実物を観察することにより、これらの対策について妥当であると判断した。また、これら対策については、宇宙開発委員会専門家会合に報告した。

## 2.3 5回目の実機大モータ地上燃焼試験(QM 3)後の対応

- (1) CFRP 製断熱材に周方向に局所的な減肉現象が発生するという局所エロージョンについては、高燃焼圧力化に伴い、H-II ロケット SRB では発生していなかった現象が発現したものと考えられた。この現象に対しては、CFRP 材の板厚設定により対応することを設計方針として、EM 及び QM の燃焼試験後にそれぞれ板厚を増加させた。
- (2) 5回目の実機大モータ地上燃焼試験(QM 3)の結果、CFRP 製断熱材に局所的にこれまで以上に大きな局所エロージョンが発生した。この原因究明においては、当初、いくつかの要因が考えられたが、外部専門家とも相談した結果、基本的には板厚設定により対応することとし、さらに板厚を増加した。その上で、小型固体モータ及び実機大モータ燃焼試験での実測値を統計処理して評価するとともに、安全余裕を確保するために、ノズルの外周にCFRP 製のアウトパネルを追加することとした。この対策については、宇宙開発委員会専門家会合での評価を受けた上で、妥当であると判断した。

## 2.4 H-IIA ロケット試験機1号機打上げ以降の中長期的課題への対応

宇宙開発委員会専門家会合でなされた中長期的課題としての提言等に対しては、H-IIA ロケット試験機1号機の打上げ以降、以下のとおり対応してきた。

- (1) 局所エロージョンに関する詳細メカニズムの解明については、平成13年度から、旧3機関連携事業融合プロジェクト 信頼性向上共同研究プロジェクトの一環として取り組み、小型固体モータ燃焼試験等により、局所エロージョン発現に寄与する要因あるいは低減の方策等に関する研究を実施してきた。これら研究の成果を踏まえ、H-IIA ロケット204型の開発の機会に、アウトパネルの解消を行うとともに局所エロージョンの低減を図るため、改良ノズルの開発を進めてきている。なお、これら研究開発の成果は、今回の原因究明にあたって有効に活用されている。
- (2) 局所エロージョン等の詳細データ取得のために提言された飛行後の

SRB-A の回収については、試験機1号機において、SRB-A 後部アダプタに音響ビーコンを搭載するとともに、探索を試みた。その結果、落下海域が深さ4500m程度の深海であることもあって、SRB-A の一部部品の発見・画像取得はできたものの、本体の発見はできなかった。このことにより、SRB-A 回収の困難さが認識された。一方、試験機1号機において取得された飛行データから、ノズルの断熱性能は良好であったとの評価を行った。このため、2号機以降は探索の困難さ及び費用の観点から回収は試みていない。

## 2.5 H-IIA ロケット6号機打上げ失敗後の原因究明で新たに得られた事実等

- (1) H-IIA ロケット6号機打上げ失敗の後、原因究明の一環として、CFRP 材の層間剥離の可能性について再度確認したところ、加熱面と CFRP 材の積層面のなす角度が小さくなり、かつ加熱幅がある程度以上あれば、層間剥離が発生する可能性があることが判明した。このため、6号機及び他号機の実機 CFRP 材の余長部(端材)について、層間剥離がおきやすい条件での加熱試験を行ったところ、6号機の CFRP 材については、材料特性は他号機と同様に全て規格値内であったが、他号機と比べ層間剥離がおきやすい傾向が認められた。また、6号機の不具合を起こした右側と正常であった左側では、層間剥離の状況は同程度であった。この結果により、適切な製造工程かつ規格値内の材料特性であっても層間剥離のしやすさに個体差があることが判明した。
- (2) 一方、打上げ失敗後、原因究明の一環として実施した燃焼圧力を高めた小型固体モータの燃焼試験の結果から、以下のことが判明した。

燃焼圧力の増加に伴い、表面後退率のばらつきが大きくなる。  
燃焼圧力を高めた結果、表面後退率は増加したが、いずれも QM 3 の局所エロージョンと同程度のものにとどまっている。
- (3) この結果、表面後退率のばらつきが大きくなる可能性を考慮すると、局所エロージョンが進展する過程において、CFRP 材の積層面と燃焼ガス流れのなす角度が小さくなるある程度の幅を有する形状が発生する可能性があることが判明した。また、これに SRB-A の CFRP 材が層間剥離する可能性があることを考え合わせると、このような形状が発生した場合には、局所エロージョンに層間剥離が重畳する可能性があることが考えられる。
- (4) さらに、原因究明の一環として実施した数値流体解析(CFD)において、旧3機関連携の共同研究の知見が活用できたとともに、計算速度の向上に伴い3次元形状の計算が可能となったことから、解析結果として、溝がある程度以上の深さになると溝内部へのアルミナ成分を含んだ燃焼ガスの流れ込みが多くなり、渦を形成することにより、溝内部の加熱率が高くなり表面後退

率が増大することが判明した。

- (5) 以上のことから、H-IIA ロケット6号機打上げ失敗に至った原因は、右側のSRB-A のノズル内部の CFRP 製断熱材(ライナアフト B2)において、局所エロージョンの進展過程において、幅の広い平坦な面が偶発的に発現して層間剥離(プライリフティング)が発生し、炭化層の剥離・脱落が発生して局所エロージョンが加速し、さらに、深くなった溝に流れ込むアルミナ成分を含む密度の濃い燃焼ガスにより表面後退率が増大して、想定を想定を超えた減肉現象が発生した可能性が高いと推定している。(図1)

表 - 1 H-IIAロケットSRB - A開発段階における不具合とその対策

	平成8～9年 度(FY1996 ～1997)	平成10年度 (FY1998)	平成11年度 (FY1999)	平成12年度(FY2000)	平成13年度 (FY2001)	平成14年度 (FY2002)	平成15年度 (FY2003)
打上げ等				打上げ前段階 技術評価 ▲ (00.12)	1号機 2号機 ▲ (01.8) ▲ (02.2)	3号機 5号機 ▲ (02.9) ▲ (03.3) ▲ (02.12) ▲ 4号機	6号機 ▲ (03.11)
SRB-A の開発	開発着手 ▲ (96.4)	1回目 (EM) ▲ (98.7) 2回目 (PM) ▲ (99.8) 3回目 (QM) ▲ (99.8) 4回目 (QM2) ▲ (00.6) 5回目 (QM3) ▲ (00.10)	実機大モータ地上燃焼試験 サブサイズモータ (250) ▲ (5回)	サブサイズモータ (500) ▲ (2回)			
	▲ (2回)	▲ (2回)	▲ (8回)				

**Q1(1999.8/3)**  
ノズル開口部に過大エロージョン発生

**【現象】**  
ライナアフトB2(CFRP製断熱材)に層間剥離に起因する広い範囲の減肉(過大エロージョン)が発生。

**【対策】**  
ライナアフトB2をH-II SRBの材料に変更し、層間剥離の耐性を強化。  
ライナアフトB2を分割方式から一体方式に変更  
ノズル開口部の板厚増加  
原因調査・対策のため、サブサイズモータ燃焼試験(7回)など実施

**Q2(2000.6/2)**  
燃焼末期にスロートインサート脱落

**【現象】**  
燃焼末期においてスロートインサートが脱落。これによりライナインサート(CFRP製断熱材)及びラジエーションシールド(CFRP製断熱材)の一部が飛散。

**【対策】**  
スロートインサートとライナアフトB2との隙間拡大  
スロートインサートとラジエーションシールドとの結合部のテーパ角付与

**Q3(2000.10/4)**  
ノズル開口部に局所エロージョン発生

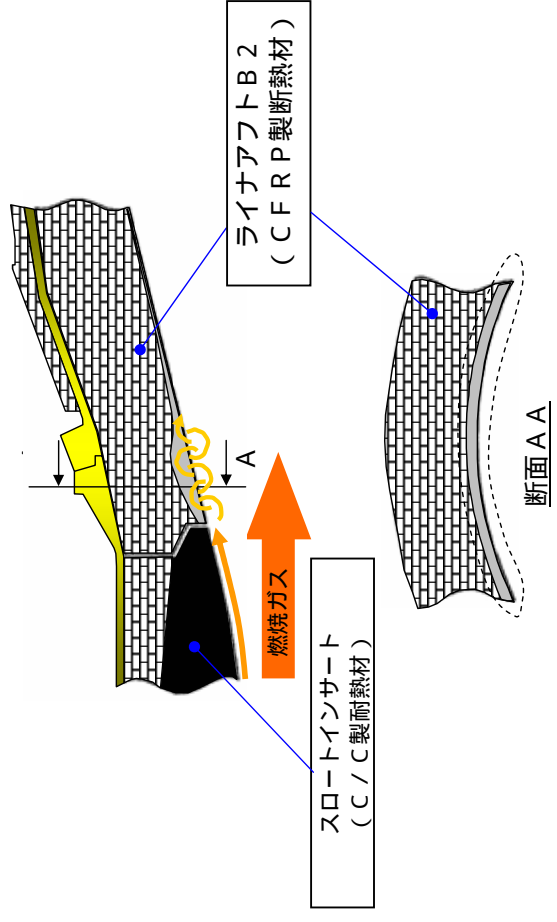
**【現象】**  
ライナアフトB2に安全余裕を確保できない局所エロージョンが発生。

**【対策】**  
ノズル開口部の板厚増加。  
CFRP製のアウターパネルを設置  
フライト品においては、ホルダBの温度計測を追加。  
原因調査・対策のため、サブサイズモータ燃焼試験(2回)など実施

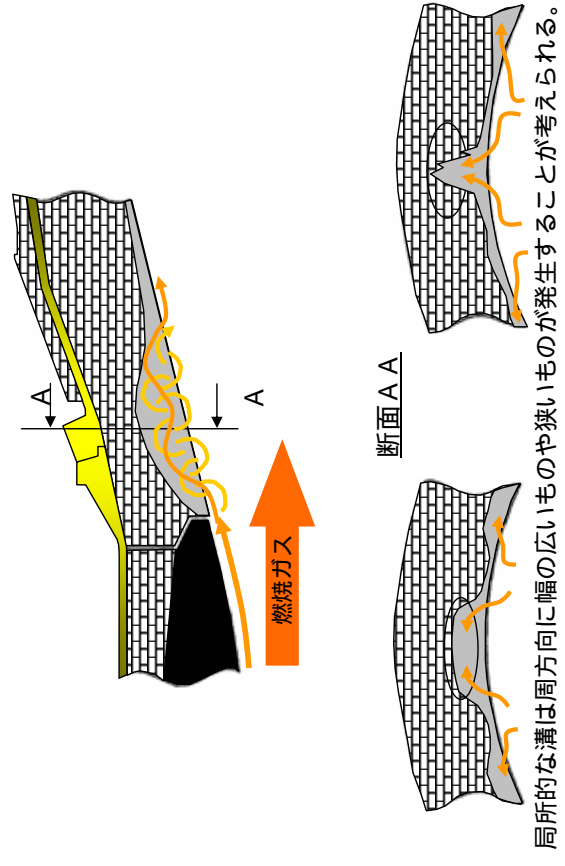


# 図1 想定を超えた減肉現象が起こるプロセス

現象A：周方向に一樣な表面後退現象

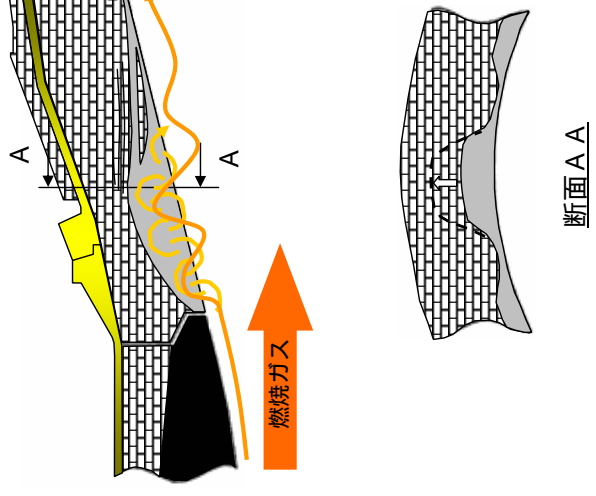


現象B：周方向に局所性をもった表面後退現象



局所的な溝は周方向に幅の広いものや狭いものが発生することが考えられる。

現象C：部分的なCFRPの剥離・脱落による表面後退量の増大



現象D：溝内部へ燃焼ガスが流れ込むことによる表面後退量の増大

