

委5-1

H-II Aロケット固体ロケットブースタ
認定型モータ燃焼試験(その2)の結果について
— 信頼性向上活動のまとめ —

平成22年 2月 3日

宇宙航空研究開発機構
先進基盤開発室長 藤田 猛

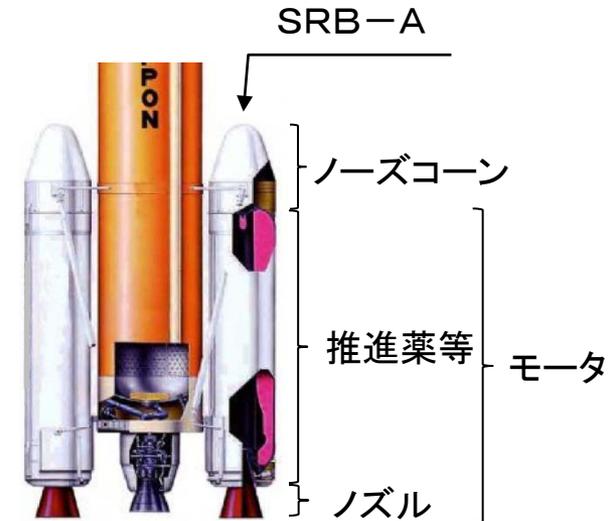
1. はじめに

JAXAでは、H-II Aロケット6号機の事故原因となった固体ロケットブースタ(SRB-A)の信頼性向上及び打上げ能力の回復を目指した開発を継続して行ってきた。その仕上げとして、「新たなSRB-A(SRB-A3)」の実機大モータを用いた地上燃焼試験を実施し、良好な結果を得たことから、一連の信頼性向上の開発を完了できることを確認した。

これまでの開発の経緯と今回の試験結果について報告する。

2. 経緯

- (1) H-II Aロケット6号機事故原因究明結果を踏まえ、7号機以降の当面のミッション要求への対応として、ノズルの局所エロージョン(※1)の発生を極力低減するための設計変更を施した「SRB-A改良型」を開発し、7～13号機までのフライトに適用した。
- (2) 上記に併せて、局所エロージョンの排除による信頼性向上と打上げ能力の回復を目指し、局所エロージョンの発生メカニズムの究明およびノズルの更なる改良をすべく、「SRB-A3」の開発に着手した。



※1. ノズルの局所エロージョン:

ロケットから噴出される燃焼ガスによりノズルの断熱材(ノズル内部)は焼失され、表面が削れて板厚が薄くなる(表面後退)。局所エロージョンとは、周囲に比べて比較的狭い範囲で表面後退が顕著に増大する現象であり、H-II Aロケット6号機事故の原因となった。

- (3) その開発成果を踏まえ、14号機において、SRB-A3ノズルの基本的な設計を適用しつつ、ノズルの断熱材を厚くしてより多くの安全余裕を確保したノズルを適用した。ロケットの飛行は正常に行われたものの、飛行データにおいて、ノズルの構造体の一部に予測よりも100℃程度温度の高い部位があった。
- (4) 本事象の調査の結果、14号機用のノズルは、断熱材と構造体の接着層が剥離しやすい特異な形状となっていたため、ノズルの断熱材が加熱されて発生した分解ガスが同接着層の間に流入し、ノズル構造体が熱せられたことによると推定した。
- (5) SRB-A3ノズルは、14号機用のノズルとは異なり、断熱材と構造体の接着層が剥離しづらい形状としており、15号機へ適用可能と評価した(平成20年10月22日 宇宙開発委員会報告)。以降15、16号機及びH-II B試験機のフライト結果からは、14号機と同種の事象は見られていない。
- (6) なお、これらの打上げには長秒時型モータ(※2)を用いていたが、高圧型モータ(※2)への適用評価を行った結果、14号機での事象に関しては、長秒時型よりも高圧型の方が設計上高い負荷がかかることから、地上燃焼試験による検証が必要と判断した(接着層の設計上の強度評価では、安全余裕が確保できることを確認済)。加えて、本来固体ロケットのノズルでは特異な現象であるノズル構造体の温度上昇として確認された課題を解消すべきであり、局所エロージョン排除を維持しつつ、更なる信頼性向上を図るために、ノズル断熱材から発生する分解ガスがノズル内部に留まらないようにする改良を施した。
- (7) 今回、上記改良を施したSRB-A3ノズルと高圧型モータによる地上燃焼試験を実施した。

※2. H-II Aロケット SRB-Aでは異なる燃焼パターンを持った2種類のモータがある。

高圧型モータ : 平均燃焼圧力が高く、燃焼時間が短い。

長秒時型モータ : 高圧型モータに比べて平均燃焼圧力が低く、燃焼時間が長い。

3. 今回の試験結果概要

- (1) 試験目的： 14号機で発生したノズル温度上昇事象に対する改良を施したノズルを高圧型モータへ適用し、設計及び製造・検査工程を最終的に確認する。
- (2) 実施日時： 平成21年11月11日(水)14:00点火
- (3) 場所： 種子島宇宙センター 固体ロケット地上燃焼試験場
- (4) 供試体： 改良したSRB-A3ノズルを適用した高圧型モータ
- (5) 試験結果：

①主要推進特性

モータの推進特性、推力方向制御系の動作は正常で、推力、燃焼圧力、ノズルの温度、歪等の計測データを良好に取得した。主要推進特性は予測と一致しており良好であった。

| 項目 | 予測値 | 実測値 |
|-------------|-------|-------|
| 最大燃焼圧力[MPa] | 11.2 | 11.1 |
| 最大推力[kN] | 2251 | 2240 |
| 全燃焼時間[秒] | 98 | 100 |
| 真空比推力[秒] | 285.0 | 285.0 |

- 備考.
- ・予測値、実測値ともに推進薬温度は25°Cの値。
 - ・試験時の天候は曇り、北北東の風6.3m/s、気温21.1°C、湿度88%、気圧999.2hPaであった。

②ノズル検証結果

今回の高圧型モータを適用した地上燃焼試験の結果、以下のとおりノズル改良の妥当性を確認した。

- ・ 燃焼後のノズルの表面後退状況は滑らかであり、表面後退量とそのばらつきとも試験前の予測の範囲内であり、局所エロージョンの排除が維持されていることを確認した。
- ・ ノズル断熱材から発生する分解ガスがノズル内部に留まらないようにする改良仕様が燃焼中に機能するものであること、異常な温度上昇が起きていないことを確認した。
- ・ その他のノズル部位においても特異な状況は認められず良好であった。

4. 信頼性向上活動のまとめ

今回の試験結果が良好であったことから、局所エロージョンの排除と6号機事故前の打上げ能力の回復(静止トランスファー軌道で約4トン)を達成するとともに、更なる改良の妥当性を確認できた。これにより、7号機以降継続してきたSRB-Aノズルに係る一連の信頼性向上の開発を完了できることを確認した。

改良したノズルは、準天頂衛星初号機の打上げで使用し、それ以降に製造される号機に適用される計画である。

以上

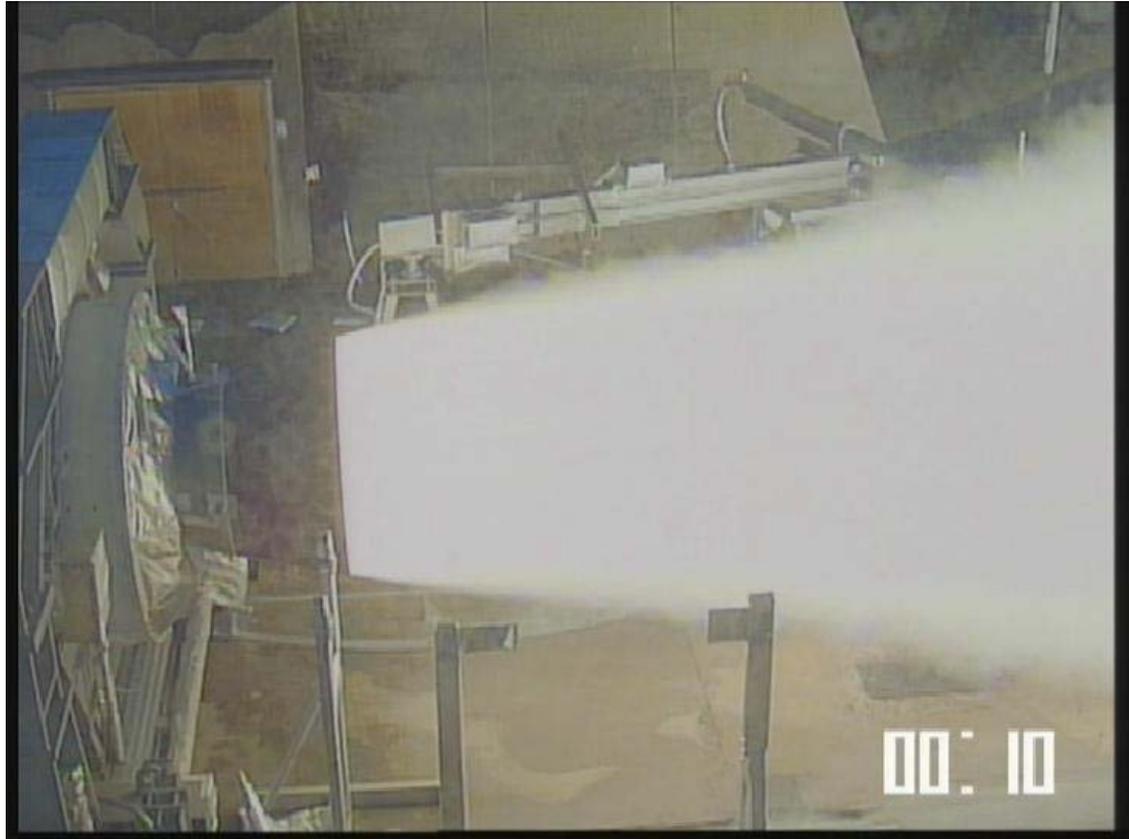


図 燃焼試験中のノズル部の様子