

委 2 5 - 3

SRB - A実機大モータデータ取得試験 の実施について

平成18年7月12日

宇宙航空研究開発機構
宇宙基幹システム本部
宇宙輸送プログラム推進室長
有賀 輝

実機大モータデータ取得試験計画概要

1. 目的

局所エロージョンを排除してさらなる信頼性の向上と打上げ能力の回復を目指す、新たなSRB - Aのノズル改良設計案の妥当性を確認するため、試作した実機大ノズルと実機大モータを組み合わせ、地上燃焼試験を実施し、フルスケールでの検証を行う。

2. 試験計画概要

- 実機大モータと燃焼試験形態の概要(図1)
- 実機大モータは、H - Aロケット6号機まで使用していた燃焼圧力パターン(平均燃焼圧力9.8MPa、燃焼時間100秒)のモータを使用
- 試験時の計測項目は、燃焼圧力、推力、ノズル及びモータケースの温度・歪、燃焼中の画像等、総計約280点を取得

3. 試験実施時期及び場所

- 日時:平成18年7月20日(木)午前11時点火予定
- 場所:種子島宇宙センター固体ロケット燃焼試験場

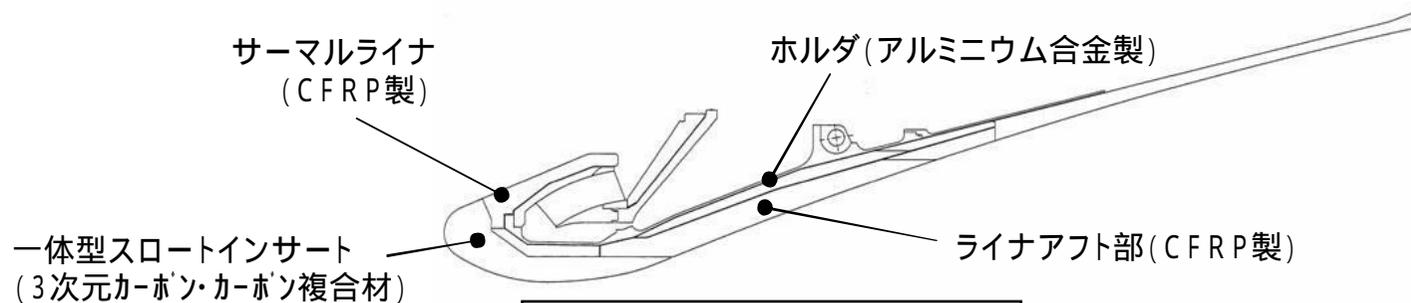
ノズル改良設計結果の概要

H - II A ロケットのさらなる信頼性向上と打上げ能力回復を目指し、固体ロケットブースタ (SRB - A) の開発 (ノズル改良設計) を継続

固体ロケットエロージョンタスクフォースの研究成果及びSRB - A改良型の開発成果等を踏まえ、ライナアフト (ノズルスロット下流の断熱材) 部に生成する筋状のアブレーション (表面後退) が局所エロージョンに成長することを抑制するため、数値流体解析・直径80mm小型モータ実験による検証を実施して、新たなSRB - Aのノズル改良設計候補として2種類のノズル形状を選定

直径500mmのサブスケールモータ (実機の1 / 5) による検証試験を実施し以下の結果を得た。
ライナアフト部 (CFRP製) の平均表面後退量は現行の改良型ノズルに比べ5割以下に、最大表面後退量で6 ~ 7割程度に低減
2回の試験結果はほぼ同等であり、再現性についても確認

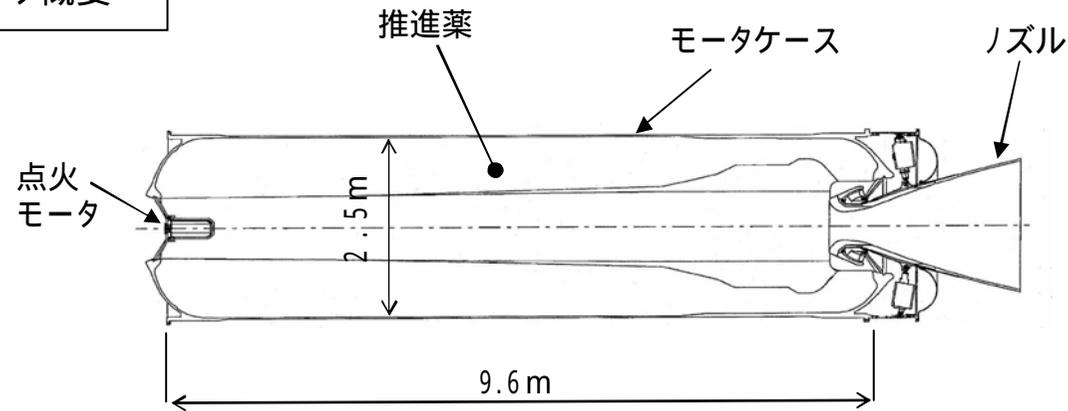
ライナアフト部の表面後退量・ノズルインレット (ノズル入口) 部の表面後退量等についてトレードオフを行い、候補案を1種類に絞った。



新たなSRB - Aノズル概要図

図1 実機大モータデータ取得試験 供試体概要図

実機大モータ概要



燃焼試験形態の概要

