

改良型LE-5Bエンジンの飛行結果
および
新たなSRB-A等の開発概要

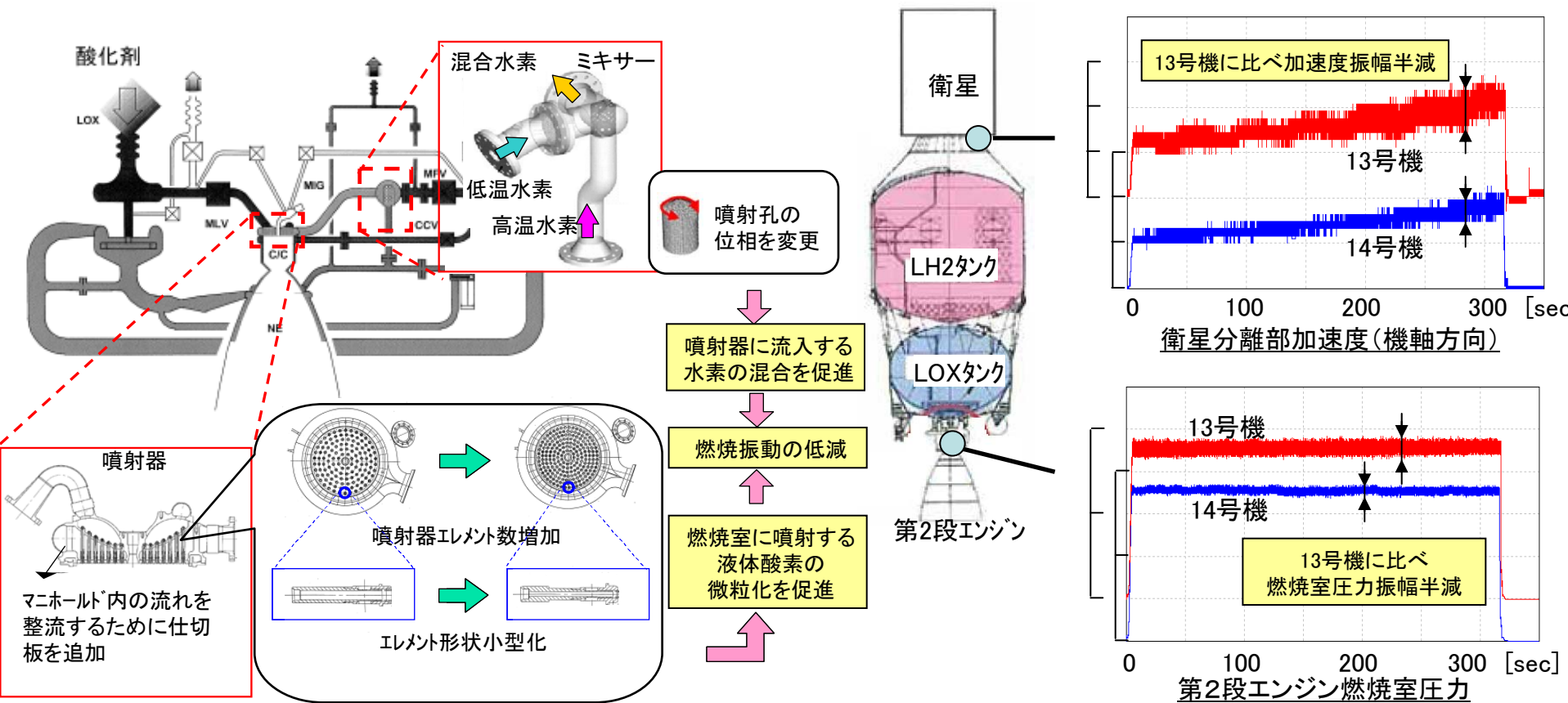
平成20年10月22日

宇宙航空研究開発機構
理事 河内山 治朗

1. 改良型LE-5B (LE-5B-2)の飛行結果

H-II Aロケット14号機では、低周波燃焼圧力変動の低減を主目的に開発した改良型LE-5Bエンジン (LE-5B-2エンジン) を新規に適用した。

飛行結果は、衛星分離部の加速度 (機軸方向) 振幅が従来型LE-5Bエンジンを使用した13号機に比べて半減しており飛行結果は良好であった。また第2段エンジン燃焼室圧力の変動振幅も、地上燃焼試験結果どおり従来型に比べて半減しており、改良型の設計変更の妥当性を確認した。



低周波燃焼圧力変動低減のためのLE-5Bエンジン主要設計変更点

2段エンジン燃焼中(第1回目)の振動結果

2. 新たなSRB-A(SRB-A3)の開発

- (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、局所エロージョン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。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、「新たなSRB-A(SRB-A3)」の開発に着手し、実機大モータによる地上燃焼試験等を経て、その設計、製造、検査工程の妥当性を確認した。
- (3) H-II Aロケット14号機において、SRB-A3の基本的な設計を踏襲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であり、衛星を所定の軌道に投入した。しかしながら、フライト後の詳細データ評価の結果、ノズルの構造体の一部に予測よりも約100℃程度温度が高い部位があった。
- (4) 本事象の調査の結果、14号機用SRB-Aノズルは、断熱材と構造材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、ノズル構造材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SRB-Aノズルとは異なり、断熱材と構造材の接着層が剥離しづらい形状に改良されており、14号機と同種の事象が発生することはないことを確認した。
- (6) 上記に基づき、15号機では、SRB-A3を適用する。



温度上昇部位

3. 小型衛星搭載構造の開発概要

H-IIAロケット15号機で小型副衛星(ピギーバック衛星)7基を搭載するのに必要な構造体として、支持構造(TYPE-C)およびかさあげアダプタを開発した。

