

再使用観測ロケットエンジンの設計思想と技術実証計画

橋本知之、佐藤正喜、高田仁志、木村俊哉、八木下剛、成尾芳博（JAXA）
金子敬郎、尾場瀬公人（MHI）

機体概念図

エンジン概念図

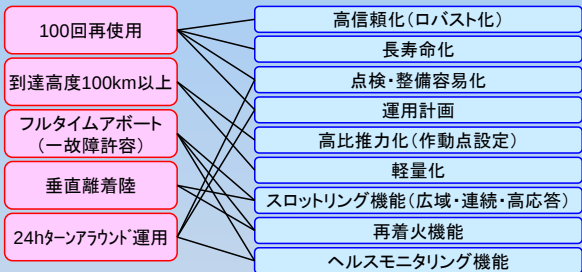
運用概念図

○エンジンに求められる機能

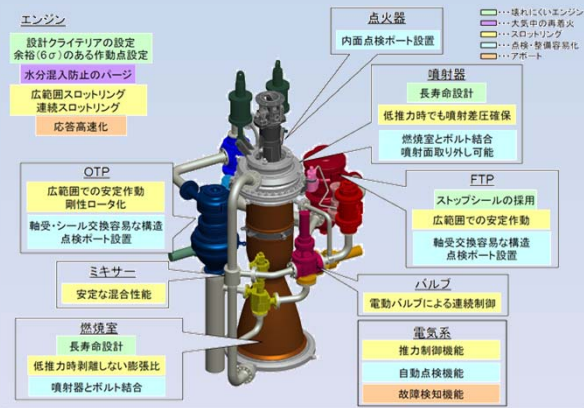
再使用観測ロケットは上図に示されるように、垂直離着陸で高度約100kmに到達し、最短24時間のターンアラウンドで100回の再使用を目標としたロケットである。それらを実現させるために、機体システムからエンジンへの運用要求と対応するエンジンの機能は右図のようになり、従来の使い捨てロケットのエンジンに無い機能が必要とされている。

運用要求
(システム)

必要機能
(エンジン)



○エンジンの仕様と設計のポイント



上記のエンジンの必要機能を達成するために、本エンジンでは設計の段階より様々な工夫を行っている(左図)。特に信頼性を高めるために各要素の作動点等のばらつきに対して余裕のある作動点設定を行った。また、寿命に鍵となる燃焼室については長寿命設計、ターボポンプの機構系(軸受、軸シール)については交換を容易にする設計やポンプ内部を観察できるポートの設置等を行っている。

エンジン仕様については、右表の通りで、LE-5Bエンジンで再着火に実績があり、破局に至るリスクが小さいエキスパンダーブリードサイクルを採用した。

【エンジン仕様】

エンジンサイクル	エキスパンダーブリード
燃焼圧	3.4MPa
膨張比	7.2
燃焼室混合比	6.8
FTP回転数	80000rpm
OTP回転数	27000rpm
燃焼室冷却	再生冷却溝構造
噴射器	同軸式
ターボポンプ	2軸式
制御バルブ	電動式
点火システム	副燃焼室スパーク式

○エンジンの技術実証計画

上記機能を実現出来ることを確認するための技術実証試験を、角田宇宙センター内にエンジン試験設備を設置し、現在ターボポンプ試験を実施中である。来年度より、エンジンシステム試験を行い、エンジン基本性能の確認試験、推力制御や再着火等の高度機能確認試験、100回再使用を目指した寿命確認試験を進めていく予定である(下図参照)。

右図は、角田宇宙センター内にある高圧ターボ試験設備内のエンジン試験設備全景写真と、実証試験用エンジンの模式図である。実証試験用エンジンは実機エンジンとレイアウトは異なるが性能や特性は同一のエンジンである。

