

再使用観測ロケットエンジン技術実証試験状況報告 ーエンジン設計及び技術実証成果について

木村俊哉、佐藤正喜、橋本知之、高田仁志、八木下剛、成尾芳博
小川博之、野中聡、伊藤隆（JAXA）、尾場瀬公人（MHI）

○エンジンに求められる機能とエンジン設計

再使用観測ロケットは、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観測ロケットである。また、エンジン1基が故障しても機体喪失とならないように故障エンジンを速やかに停止し帰還できることが求められる。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図1のようになる。図2は、これらの機能に対して従来のエンジンとは違う設計のポイントである。本エンジンは、エキスパンダーブリードサイクルを採用しており、基本的な仕様は図3に示す。実機には4基搭載される。

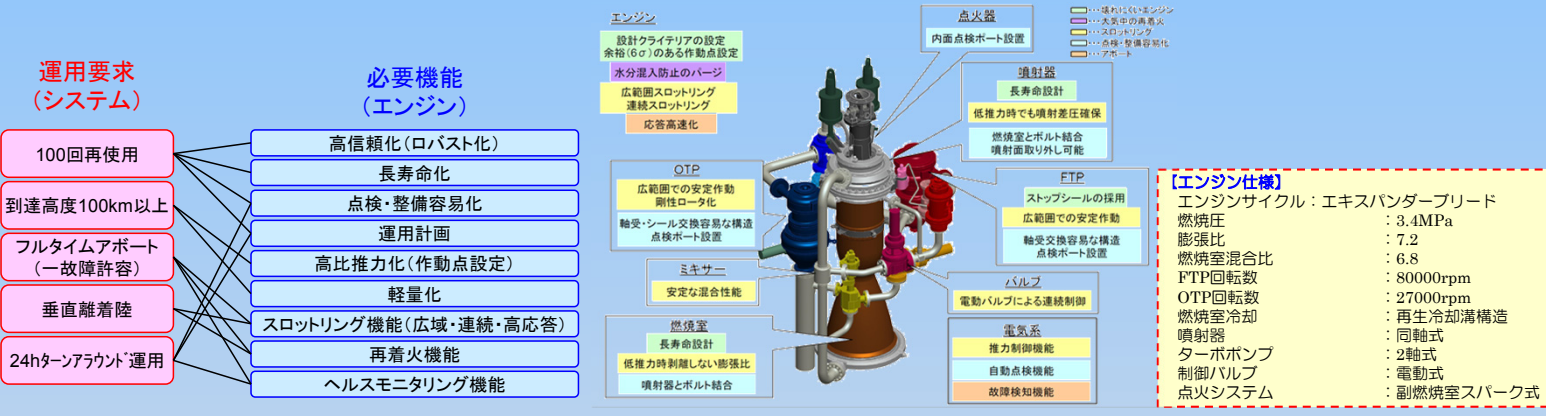


図1：システム要求とエンジン機能

図2：エンジン設計ポイント

図3：エンジン仕様

○エンジン技術実証試験

上記機能が実現できることを実証するためのエンジンシステム燃焼試験を、JAXA角田宇宙センターの高圧ターボ試験設備内に新たに設置したエンジン試験設備（図4）において実施している。技術実証試験は、4期に分けて実施している。各試験での試験内容と成果については以下の表にまとめる。

試験項目	目的	試験内容(確認項目)	試験結果
I ターボポンプ単体試験 (2013年度実施、16試験)	ターボポンプ単体性能を確認する	<ul style="list-style-type: none"> 想定作動範囲での作動状況 基本特性(揚程、効率) 吸込性能 振動特性 	<ul style="list-style-type: none"> 定格±6σでの安定作動確認 各特性の取得 必要吸込性能の確認 特異な振動無し
II 基本性能確認試験 (2014年6月-8月、10試験)	システム燃焼試験にて基本性能を確認する	<ul style="list-style-type: none"> 着火、起動・停止 40%、70%、100%での定常性能 制御バルブ(TCV、MRCV、MFVT)特性 	<ul style="list-style-type: none"> 各作動点での性能確認 各制御バルブの特性取得
III 高度機能確認試験 (2014年10月-11月、15試験)	システム燃焼試験にて高度機能を確認する	<ul style="list-style-type: none"> 40%-100%での各推力レベル性能 ステップ推力制御指令応答性 アイドル作動 ノミナルフライトシーケンス作動 各推力レベルでの周波数応答性 各フェーズでのアポート能力 フィードフォーワード/フィードバック制御性能 ヘルスマonitoring機能 	<ul style="list-style-type: none"> 各推力レベルでの安定作動確認 ステップ応答特性取得 アイドル作動含む通常フライトシーケンス作動確認 0.5Hz、1Hz、2Hz、4Hz、8Hzの加振応答特性取得 FF/FB制御による作動確認 HMによる吸込不良時の自動緊急停止確認
IV 寿命確認試験 (2014年12月-2015年1月)	システム燃焼試験にて100フライト相当の寿命耐久性を確認する	<ul style="list-style-type: none"> 100%推力での短秒時多数回着火試験 非破壊検査(目視、ボアスコブ、超音波探傷、X線CT検査) 	<ul style="list-style-type: none"> 実施中

平成26年度は、基本性能確認試験と高度機能確認試験を無事終了し、予定していたエンジンの機能確認を終えた。図6は、高度機能確認試験の#21で行われた燃焼試験時の、エンジンの推力履歴を示したものである。本試験では、フライトでの初回燃焼、再燃焼を想定した起動試験と、減速フェーズでのアポートを想定した緊急立ち上げ、さらに50%推力時での加振応答試験、最後に100%から40%までの間での各推力レベルでの作動状況を確認を行った。図中の埋め込みグラフは、加振応答時の推力信号に対する推力及び圧力の位相変化を示したボーデ線図である。

現在は、100回再使用を実証するための寿命確認試験を実施中で、今年度中に全ての技術実証試験を終了する予定である。

