

# 再使用観測ロケットエンジンの技術実証

佐藤正喜、橋本知之、高田仁志、木村俊哉、小野寺卓郎、成尾芳博(宇宙航空研究開発機構)

## Technology Demonstration of Reusable Sounding Rocket Engine

Masaki Sato, Tomoyuki Hashimoto, Satoshi Takada,  
Toshiya Kimura, Takuo Onodera, Yoshihiro Naruo (JAXA)

Key Words: Reusable Sounding Rocket Engine, Design concept, Technology demonstration plan

### Abstract

JAXA/ISAS has worked out a conceptual design of reusable launch vehicle for sub-orbital sounding missions, called Reusable Sounding Rocket (RSR). The RSR adopts a clustered propulsion system which is composed of 4 pump-fed rocket engines using LOX/LH2 as propellants. Each engine has the thrust of 40 kN at sea level and should have advanced features such as capability of continuous throttling from 40% to 100% thrust, reusability of more than 100 flights, easy inspection for short turnaround time within 24 hours and so on. In order to mitigate the risk of engine development, the technology demonstration has been initiated. The design concept of the RSR engine and the current status of technology demonstration are presented in this paper.

### 1. はじめに

再使用観測ロケット(図1参照)は、「観測ロケット運用コストの大幅削減」ならびに「観測ロケット飛行機会の利用活性化」により、地球大気・環境観測の新展開や微小重力実験環境の革新を図るとともに、「再使用ロケットシステム構築技術の習得および高頻度繰り返し運用の実証」により、宇宙輸送コストを飛躍的に低減する宇宙往還システムの実現に必要な基礎技術の開発・実証を目指すものである。

JAXA/宇宙科学研究所では、運用システム開発着手前に再使用観測ロケットの実現においてリスクの高い技術課題を解決するために、開発プロジェクトにおけるフェーズ A 相当の活動として、平成 22 年度より「再使用観測ロケット技術実証プロジェクト<sup>1), 2)</sup>」を開始した。その一部として実施している再使用観測ロケットエンジン技術実証<sup>3), 4)</sup>については、機体の運用要求からブレイクダウンされるエンジンの必要機能を実現すべく、過去の知見や新たな工夫を盛り込んだエンジン設計を行った。設計完了後は、コンポーネント製造と平行して試験設備の検討・設計を進め、平成 25 年1月には角田宇宙センターでの試験設備整備が完了した。今後は、平成25年3月からの液体酸素ターボポンプ単体試験を皮切りに、液体水素ターボポンプ単体試験、エンジンシステム燃焼試験を平成 25 年度末までに実施予定である。本報では、再使用観測ロケットエンジンについて、エンジン設計の考え方および技術実証計画とその進捗について報告する。



図 1 再使用観測ロケット(イメージ図)

## 2. 再使用観測ロケットおよびエンジン概要

再使用観測ロケットに対するミッション要求は、地球大気・環境観測や微小重力実験の利用者からの要求を元に以下のように設定されている。

- 【到達高度】 100km 以上
- 【ペイロード】 100kg 以上
- 【運用コスト】 既存(S-310)の 1/10
- 【再使用性】 100 フライト
- 【高頻度運用】 24 時間ターンアラウンド
- 【耐故障性】 1-fail Safe

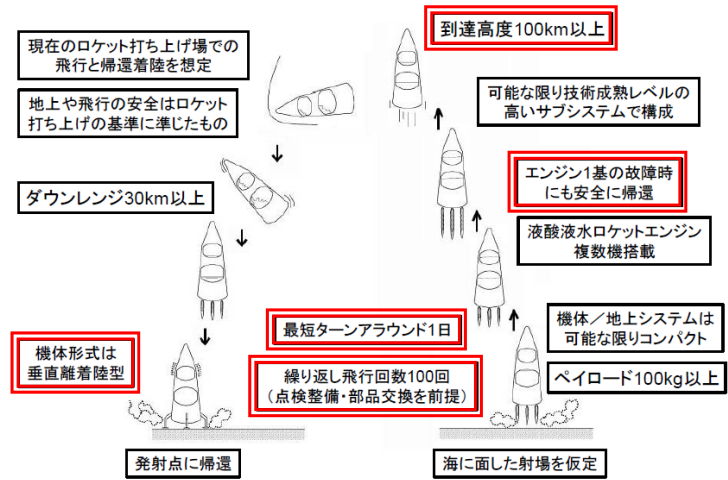
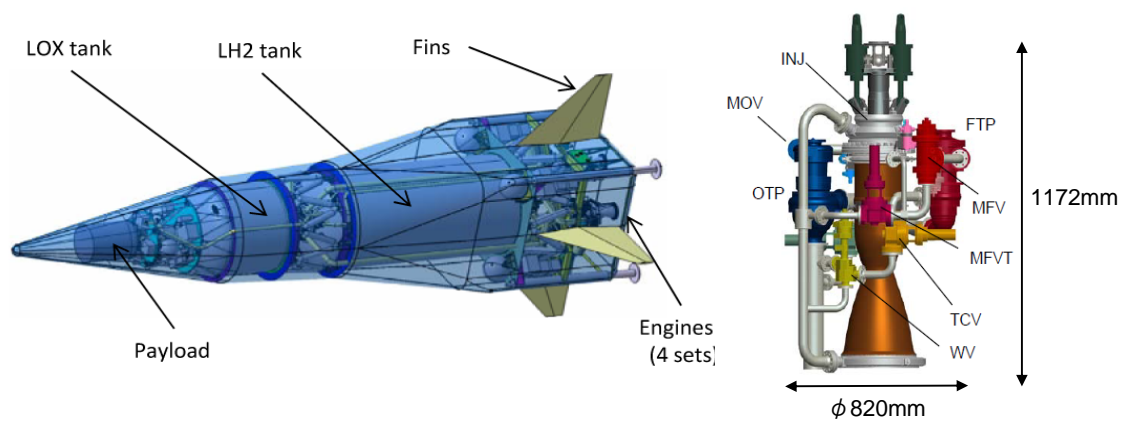


図2 ノミナル運用飛行シーケンス(運用要求併記)

図2には、ノミナル運用時の飛行シーケンスを示す。ここでは、関連付けられる運用要求も併せて示した。エンジン点火後、機体は射場から垂直離陸し、100km以上の高度に到達する。上昇時は推力飛行から弾道飛行に移行し、降下時はノーズ・ファーストで滑空し、機体転回後にエンジン再着火して垂直着陸で射点に帰還する。射点に帰還した後は、後処置・点検整備・推進薬再充填等を行い24時間後には再度打上げ可能な状態とする。このような運用を考える中で、エンジンに関わる運用要求を「100回再使用」、「到達高度100km以上」、「一故障許容」、「垂直離着陸」、「24時間ターンアラウンド」の5つ(図2では二重枠線で識別)として抽出した。

図3には、ミッション要求・運用要求を踏まえ、現時点で想定している機体およびエンジンの外観図を示す。推進システムとしては、エンジン1基故障による機体喪失を避けるため、4基エンジン(LOX/LH2、ターボポンプ式)から構成される冗長システムを採用する。エンジン1基が故障した際には、そのエンジンを迅速に安全停止させ、残る3基あるいは2基のエンジンによって射点まで安全に帰還するアボート運用が要求される。また、エンジン推力は1基当たり40kN(海面上)が要求され、垂直離着陸やアボート運用のために40%~100%の広範な推力範囲での連続・高応答スロットリングが必要となる。



Body length	13.5 m
Body diameter	2.7 m sq.
Payload mass	100 kg
Gross mass	11.6 ton
Dry mass	4.4 ton

Thrust (sea level)	40 kN × 4
Isp (sea level)	320 sec
Mixture ratio	5.97
Engine cycle	Expander Bleed
Throttling	40~100%

図3 再使用観測ロケットの外観図(機体およびエンジン)

### 3. エンジン設計の考え方

再使用観測ロケットエンジンには、ミッション要求や機体の運用要求に応えるべく様々な性能・機能が要求される。図4には、品質機能展開(QFD)の手法に基づき、機体(システムレベル)での運用要求をエンジン(サブシステムレベル)での必要機能へブレークダウンし整理した結果を示す。運用要求としては、「100回再使用」、「到達高度100km以上」など5つを抽出し、これを満たすためのエンジン機能としては「高信頼化(ロバスト化)」、「長寿命化」など9つを抽出した。図5にはエンジン機能実現のための要素設計の主な特徴を整理して示す。

以下では、エンジンに必要とされる9つの機能の実現に向けて、どのようなエンジン設計を行ったかその概要について紹介する。なお、重要要素である燃焼室や軸受・軸シールに関しては、要素の限界性能や作動条件と寿命の相関データ取得を目的とした要素試験<sup>5)~7)</sup>を、再使用観測ロケットエンジン技術実証に先行するフロントローディング活動として実施しており、エンジン設計に反映させた。

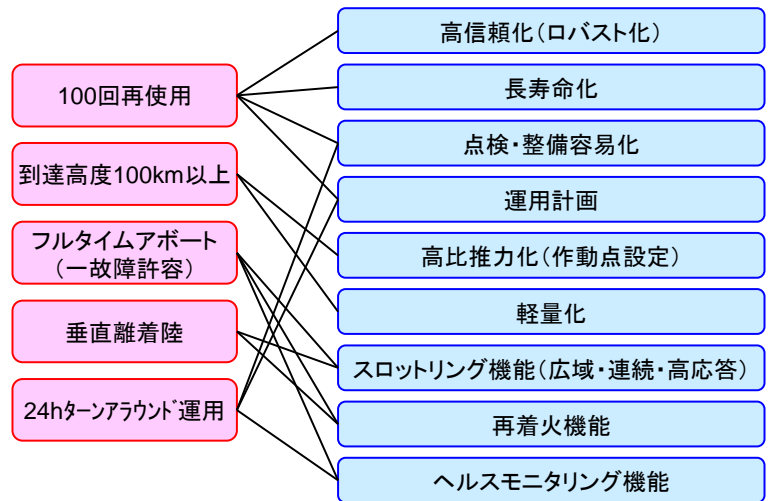


図4 運用要求(機体)と必要機能(エンジン)の相関

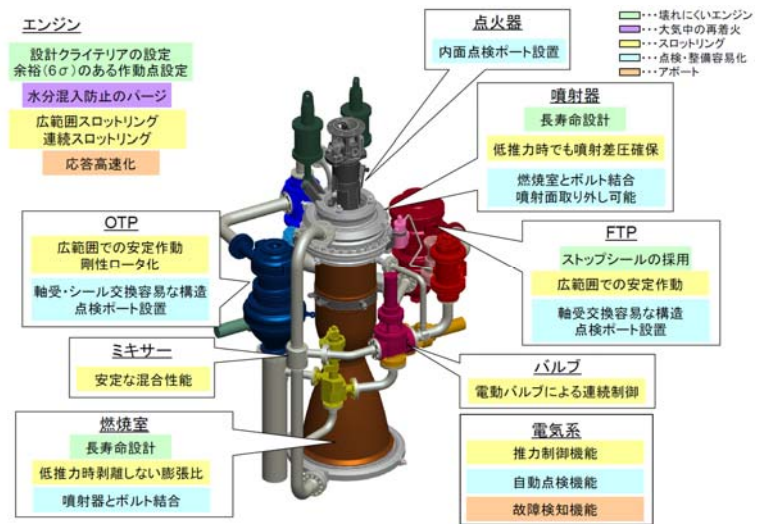


図5 エンジン機能実現のための要素設計概要

#### 【高信頼化(ロバスト化)】 エンジンサ

イクルとして、シンプルでロバスト性に優れたエキスパンダー・ブリード・サイクルを採用した。2段燃焼サイクルは副燃焼室の燃焼ガス温度をコントロールしてタービン駆動する制御安全なサイクルであるのに対し、エキスパンダー・ブリード・サイクルは燃焼室冷却で昇温した水素ガスによりタービン駆動するため、故障時にも溶損や爆発など瞬時に致命的破壊に至る危険性が低い本質安全なサイクルである。また、エンジンシステムとしての作動点は、 $6\sigma$ のバラツキが生じたとしても予め定めた設計クライテリア(要素作動条件の限界)を踏み越えることのないよう余裕を確保して設定した。

**【長寿命化】** 100回再使用するエンジンを設計する上で、エンジン寿命を規定する重要要素として、燃焼室とターボポンプの軸受・軸シールを抽出した。過去の試験データや寿命予測解析に基づき検討した結果、燃焼室については交換なしで100回再使用できるよう燃焼室壁温度を抑制することとした。高速回転となる液体水素ターボポンプについては、長寿命化のための新技術として、ハイブリッドセラミック軸受(SUS440C製の内外輪、Si3N4製の玉)を採用するとともに、新シールシステムの開発を行った。液体酸素ターボポンプについては、軸シールの改良を行った。

**【点検・整備容易化】** ターボポンプの重要要素である軸受・軸シールについては、エンジンを機体から取り外してオーバーホールせずとも、艀装したままの状態ですぐに点検ができるよう点検ポートを装備した。また、分

解・再組立ての作業効率向上のため、ポンプ側・タービン側のいずれからでも独立に分解・再組立てができるよう構造上の工夫を施した。その他、点火器についても点検ポートを装備し、損傷した噴射器のエLEMENTやフェースプレートも交換可能とするためにフェースプレートが着脱可能な構造を採用した。また、検査手法としては、オンサイトでの燃焼室非破壊検査手法について、要素試験による適用性検討を進めている。

**【運用計画】** 寿命を規定する重要要素については先述したように出来る限りの長寿命化対策を施すが、軸受・軸シールのように確実に消耗する摺動部品については交換無しで 100 再使用するのは困難と判断している。そのため、最小の点検で次の点検までの安全を保証することを目指した運用計画を立案し、実施する計画である。ここでは、定期的な部品交換を行う **Hard Time** 運用だけでなく、状態をモニタしながら部品交換を行う **On Condition** 運用を併せて実施する。具体的には、フライト毎に行う通常整備(オンスタンドでの目視点検やフライトデータに基づく健全性評価)、5 フライト毎に行う **A** 整備(オンスタンドで対応可能な要素点検)、20 フライト毎に行う **B** 整備(主要要素の分解点検)などを計画している。

**【高比推力化(作動点設定)】** 到達高度 100km 以上を達成するには高比推力化が求められる。燃焼圧設定として高燃焼圧化を図れば比推力性能は向上するが、それに伴うエンジン質量増加は比推力向上のメリットを相殺して到達高度を低下させる場合がある。また、混合比設定も比推力性能を左右するが、機体全備質量は搭載推進薬量に大きく依存するため到達高度に大きな影響を及ぼす。ここでは、到達高度を最大とするよう燃焼圧・混合比の設定の最適化を図った。

**【軽量化】** 燃焼室はエンジン質量に占める割合が最も大きい。そのため、燃焼室設計においては、再生冷却構造の冷却剤流れ方向(Up pass/Down pass)や収縮比についてトレードオフを行い、燃焼室質量を最小とするよう設定した。また、更なる軽量化を図る策として、銅電鑄に代わる Ni 電鑄についても検討を進めている。ターボポンプについても、軸受・軸シール配置の工夫などにより、出来る限りコンパクトになるよう設計した。

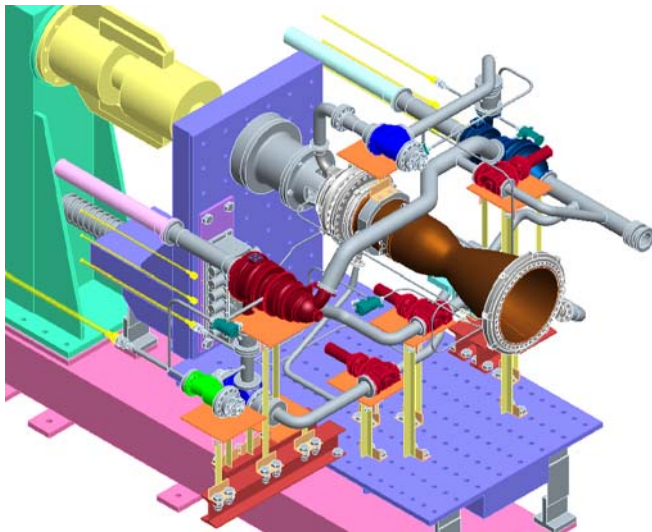
**【スロットリング機能(広域・連続・高応答)】** 垂直着陸およびエンジン 1 故障の際のアバート運用を実現するには広域・連続・高応答のスロットリングが求められる。ここでのスロットリング範囲(40%~100%推力)は、アバート・カバレッジと到達高度のトレードオフにより設定した。また、推力制御には 3 つの電動バルブを用いるが、バルブ応答特性を考慮したエンジンシ動的ミュレーションによる過渡解析により、要求される 1 次応答速度(0.4 秒以内)を満足することを確認した。

**【再着火機能】** 垂直着陸のためには、機体転回後の降下中に低高度での再着火が求められる。その際には、外気流が燃焼室に入り込むため不着火となるリスクがある。そのリスク低減策としては、外気流の流入を防ぐためのパージガス噴射を想定した運用計画を立案するとともに、CFD での検証を計画している。

**【ヘルスマニタリング機能】** エンジン故障による機体喪失を回避するため、各種センサ情報からエンジン故障を迅速に検出するオンボードでのヘルスマニタリングを採用する。ここでは、監視するデータが予め定めたクライテリアを踏み越えた場合には直ちにエンジンの安全停止を図ることとし、監視項目は致命的な損傷モードに対し感度の高いものを抽出して計測計画に反映する。

#### 4. 技術実証エンジン概要

再使用観測ロケットエンジン技術実証では、フライト用の実機搭載エンジン開発に先立ち、地上試験用の技術実証エンジンを開発し、必要とされるエンジン機能の実証に供する。図 6 には、技術実証エンジンの外観図とエンジン仕様を示す。技術実証エンジンと実機搭載エンジン(図 3 参照)とは、配管を含む艀装形態とエンジン質量が異なるが、エンジン仕様については同一のものを設計・製作して技術実証を行う。なお、配管についてはオリフィス調整等により実機と同等のレジスタンスを再現する。エンジン質量については減肉加工を一部省略するため若干の質量増となるが、強度評定部位の減肉加工は実機相当として製造する。



推進薬	: LOX/LH2
海面上推力	: 40kN/1基
エンジン混合比	: 5.97
海面上比推力	: 320sec
真空中比推力	: 366sec
スロットリング範囲	: 40~100%
エンジン重量	: 180kg/1基(実機搭載エンジン)
再使用可能回数	: 100フライト
推力混合比制御機能	: あり
ヘルスマニタ機能	: あり
再着火機能	: あり
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(ダウンパス)
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

図 6 技術実証エンジン概要 (外観図およびエンジン仕様)

#### 4. 技術実証試験計画と進捗状況

技術実証試験では、要素試験として液体酸素ターボポンプ(OTP)および液体水素ターボポンプ(FTP)の単体試験を実施した後、燃焼室を組み合わせたエンジンシステム燃焼試験を平成 25 年度末までに実施する計画である。ターボポンプ単体試験では、予冷・起動状況を把握するとともに、ポンプ効率・吸込性能、タービン効率、軸系特性、2 次流れ特性等が設計通りであることを確認する。エンジンシステム燃焼試験では、試験目的を「①基本性能確認」、「②高度機能確認」、「③燃焼室寿命確認」の 3 つに大別し、①では、予冷・着火を把握するとともに、電動バルブによる始動・停止の過渡特性、各推力レベルでの定常性能を確認する。②では、実運用での作動シーケンスを想定したフライト模擬試験やエンジン不具合を仮想的に与える異常模擬試験を通して、スロットリング応答性、再着火性、I/F 圧力変動に対する影響などを評価する。③では、燃焼室再生冷却流量を減じた寿命加速条件での実証試験を行い、100 回再使用相当の負荷を燃焼室に与えた際の寿命確認を行う。また、ヘルスマニタや点検・整備を含む運用については①~③を通して継続的に機能評価と実証を行う予定である。



図 7 エンジン主要部品の製造状況

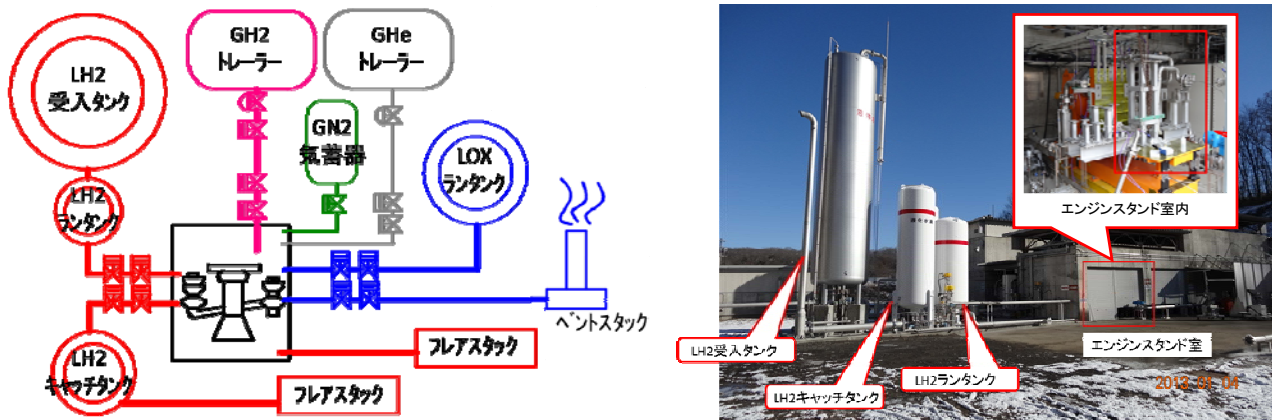


図 8 再使用観測ロケットエンジン試験設備（角田宇宙センター）

進捗状況としては、平成 23 年度にエンジン設計を完了し、平成 24 年度は各要素の製造に着手するとともに、試験設備の整備を行った。図 7 には、要素製造状況として主要部品の写真を示す。平成 24 年 12 月に他のコンポーネントに先立って OTP の製造を完了した。現在、残るコンポーネントの製造を進めており、FTP については平成 25 年 3 月末に、燃焼室については平成 25 年内の完成を目指している。試験設備については、角田宇宙センターの高圧液酸ターボポンプ試験設備に液体水素供給系などを増強する形で整備した。図 8 には試験設備の系統図および写真を示す。今後、設備としての機能・性能を確認した上で、OTP 単体試験を皮切りに、FTP 単体試験およびエンジンシステム燃焼試験を平成 25 年度中に実施する予定である。

## 5. まとめ

観測ロケットの運用コスト大幅削減・飛行機会利用活性化、ならびに再使用ロケットシステム構築技術の習得・高頻度繰り返し運用実証を目的として、再使用観測ロケット技術実証プロジェクトを実施おり、その一環としてエンジン技術実証を進めている。本報では、ミッション要求・機体運用要求に基づき、エンジンに求められる機能を抽出して、その機能実現に向けた設計の考え方について紹介した。現在、技術実証エンジンの設計を終えて各要素の製造段階にあり、OTP については製造を完了した。試験設備の整備も完了し、OTP 単体試験に向けて試験準備を進めている。OTP 単体試験後は、FTP 単体試験を経て、燃焼室を組み合わせたエンジンシステム燃焼試験を平成 25 年度内に実施して、再使用観測ロケットエンジンに求められる性能・機能を実証する計画である。

## 参考文献

- 1) 伊藤隆, 野中聡, 山本高行, 丸祐介, 八木下剛, 竹内伸介, 小川博之, “再使用観測ロケット機体システムに関する技術実証,” 第 56 回宇宙科学技術連合講演会論文集, JSASS-2012-4321, (2012), pp. 1-6.
- 2) 井出陽介, 佐々木敦志, 石川佳太郎, 川戸博史, 野中聡, 伊藤隆, 小川博之, “再使用観測ロケットのシステム設計,” 第 56 回宇宙科学技術連合講演会論文集, JSASS-2012-4322, (2012), pp. 1-4.
- 3) 小野寺卓郎, 橋本知之, 佐藤正喜, 木村俊哉, 高田仁志, 成尾芳博, 金子敬郎, 丹生健一, “再使用観測ロケットエンジンの技術実証,” 第 56 回宇宙科学技術連合講演会論文集, JSASS-2012-4323, (2012), pp. 1-5.
- 4) Hiromichi Hiraki, Ken-ichi Niu, Takao Kaneko, Yoshihiro Naruo, Masaki Sato, Tomoyuki Hashimoto, “Reusable Sounding Rocket Engine Design and Manufacturing Status of Development Engine and Components,” 63<sup>rd</sup> International Astronautical Congress, IAC-12-C.4.1.8, (2012), pp. 1-9.
- 5) Makoto Yoshida, Satoshi Takada and Yoshihiro Naruo, “Test Results of Critical Elements for Reusable Rocket Engine,” 44<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2008-4664, (2008), pp. 1-12.
- 6) Satoshi Takada, Masataka Kikuchi, Takayuki Sudou, Fumiya Iwasaki, Yoshiaki Watanabe and Makoto Yoshida, “Critical Performance of Turbopump Mechanical Elements for Rocket Engine,” 26<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2008-a-15, (2008), pp. 1-6.
- 7) Takuo Onodera, Mamoru Takahashi, Masaki Sasaki, Masaki Sato, Shuichi Ueda and Takeo Tomita, “Flow Characteristics of Liquid Hydrogen Coolant in Throttling Combustion Tests with a Small Rocket Combustor,” Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, AJCPP2010-163, (2010), pp. 1-5.