

先進ロケットエンジンの研究開発

Study on Advanced Technologies for Liquid Rocket Engine

ロケットエンジン研究開発センター、エンジンシステムチーム、燃焼器・ノズルチーム、機構・構造チーム

Rocket Engine Research Center, Rocket Engine System Team, Combustor and Nozzle Team, Mechanism and Structure Team

長谷川 憲一、熊川 彰長、高田 仁志

Keiichi Hasegawa, Akinaga Kumakawa and Satoshi Takada

Abstract

This paper describes research and development activities on advanced technologies for liquid rocket engine system. These activities include following four topics:

- (1) LOX/LNG engine test bed for low cost propulsion system
- (2) Extendible nozzle for performance improvement of booster engine
- (3) High heat load combustor and laser ablation ignition for high performance combustion device
- (4) Ultra high speed ceramic bearing and cryogenic CFRP model for lightweight structure

1. はじめに

本研究は、H-IIA ロケットに続く次期基幹ロケットのための先進型ロケットエンジンに資することを目的として、大幅な信頼性向上およびコスト低減を図り、世界的技術レベルを追求するものであり、以下の4つの個別研究から成る。

- (1) LOX/LNG (液化天然ガス) エンジンテストベッド (低コストブースターエンジンの有力候補)
- (2) 伸展ノズル (ブースターエンジンの燃焼中に伸展させ、エンジンの性能向上を図る高膨張ノズル)
- (3) 高吸熱燃焼器およびレーザー着火 (ポンプ駆動用高エネルギー吸収技術、軽量・高信頼性着火技術)
- (4) 超高速セラミック軸受および極低温 CFRP モデル (ターボポンプおよび構造物の小型・軽量化技術)

2. 平成14年度までの研究概要

4つの個別研究の平成14年度までの経緯を以下に示す。

- (1) LOX/LNG エンジンテストベッド: 平成14年度からエンジンシステム検討を開始し、LNG 再生冷却燃焼器および LNG ターボポンプの製作に着手した。
- (2) 伸展ノズル: 平成12年度から研究を開始し、平成14年度までにステップモータを用いて、伸展途中のノズル内の圧力・熱負荷分布を取得した。
- (3) 高吸熱燃焼器およびレーザー着火: レーザー着火については、平成12年度から研究を開始し平成14年度までに、ターゲット材の選定、最小着火エネルギーの設定、パルスモード作動まで確認した。
- (4) 超高速セラミック軸受および極低温 CFRP モデル: 平成13年より研究を開始し平成14年までに、冷却条件を変えた軸受回転試験およびドーム型 CFRP モデルの極低温リーク試験を実施した。

3. 平成15年度成果概要

(1) LOX/LNG エンジンテストベッド [1]

Fig. 1 にテストベッド系統図を示す。本テストベッドは、LOX/LNG ターボポンプ、燃焼器、伸展ノズルおよび電動バルブ等から成る推力 10kN 級のエンジンシステムである。安価で入手性が良い LNG を推進薬とし、先進型ロケットエンジン要素技術の蓄積を主目的として、高性能、耐久性、制御性およびヘルスマニター等に関するベースデータを取得する予定である。平成15年度には LNG 再生冷却燃焼器

の製作および LNG ターボポンプの製作・単体試験を完了し、LOX ポンプの製作に着手した。Fig. 2 に LNG ターボポンプおよび燃焼室の外観図を示す。LOX ポンプを LNG ターボポンプに組み合わせることによって、一軸式の LOX/LNG ターボポンプが完成する。

Fig. 3 に LNG ターボポンプ単体試験データ例を示す。ポンプ流体には LNG、タービン駆動流体には GN2 を使用した。この試験では、設計回転数 55,000rpm よりやや低い回転数 53,700rpm で目標吐出圧 13MPa を達成した。ポンプの流量比 (Q/Qd) およびタービン速度比 (U/C0) を変えながらターボポンプ効率データを取得し、所定の性能が達成されていることを確認した。

また、LNG ポンプ部の CFD 解析を行った。ポンプの揚程係数および羽根車回りの複雑な循環流れが予測できれば、ハードウェアを製作・試験する前にポンプ特性が把握出来ることになり、ポンプおよびエンジンシステム設計上、極めて有力なツールと成り得るからである。

Fig. 4 にポンプ部 3次元モデルの静圧分布を示す。羽根車内の圧力分布は妥当であるが、ディフューザーベーンおよびボリュート内の圧力回復が見られず、ディフューザーベーン入口部に局所的な低圧領域が存在することから、ディフューザーベーンの形状には改善の余地があることが判明した。ただし、Fig. 5 に示すように、ポンプ揚程係数の予測値と試験データとの一致度は極めて高く、CFD 解析が試験データを良くシミュレート出来ることを確認した。

CFD Code :

STAR-CD,

K-ε
turbulence
model

Total cell
number:
300 million

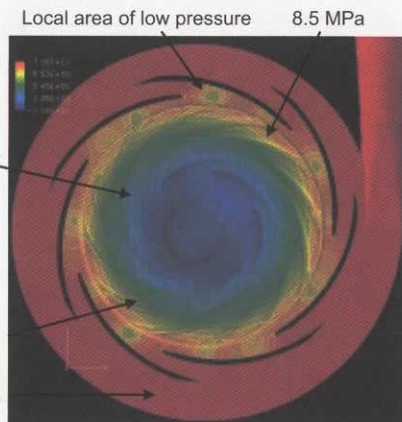


Fig. 4 Pressure distribution of LNG pump section

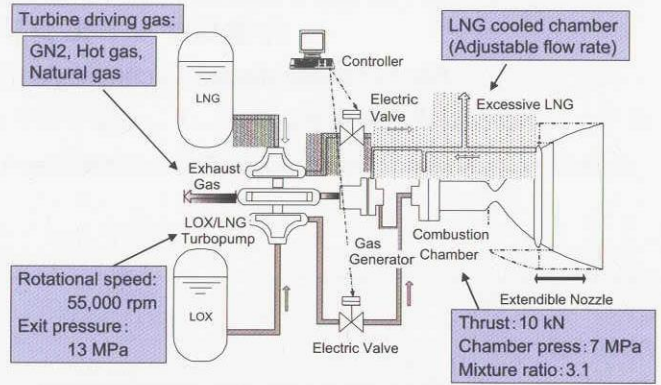


Fig.1 Schematic of LOX/LNG engine test bed

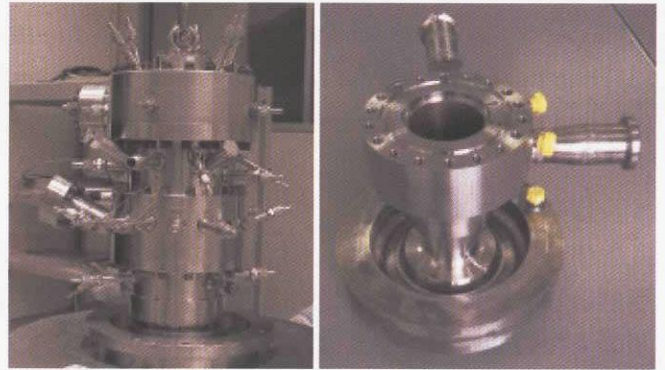


Fig. 2 LNG turbopump and combustion chamber

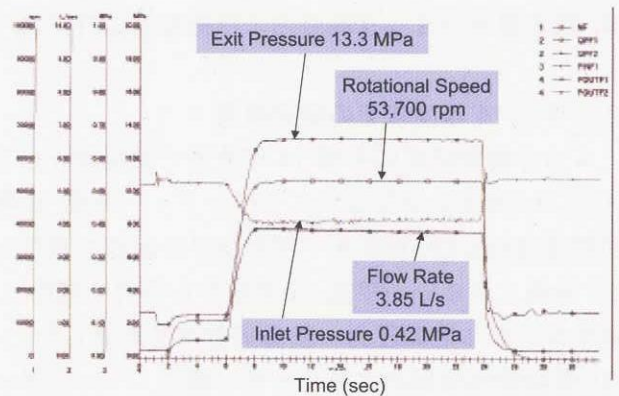


Fig.3 Typical test data of LNG tuorbopump

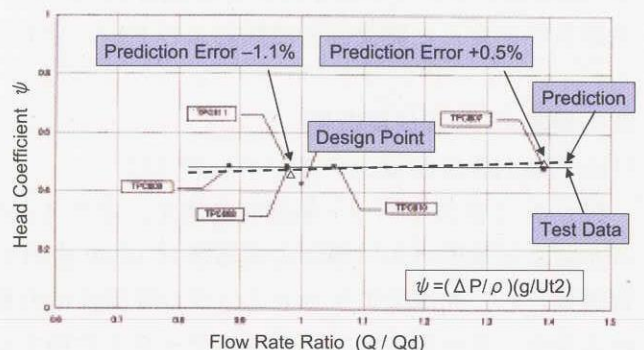


Fig.5 Predicted pump head coefficient vs. test data

(2) 伸展ノズル [2]

平成15年度の研究では、ノズル伸展途中の動特性を把握するために、Fig. 6 に示すように4本のロッドでノズルをサポートし、小型ロードセルで主推力および横力を計測した。ロッド長さは100%伸展（膨張比125）と77%伸展の2つの位置に設定した。推進薬にはLOX/GCH₄（メタンガス）を用い、高空性能試験装置内にて低圧室圧力を2~100 torrに変化させて、ノズル流れの状況を調べた。Fig. 7 に示す77%伸展時には、低圧室圧力に応じて、ノズル流れの剥離点が完全膨張状態と低膨張状態の間で瞬時に遷移する様子が観察された。

Fig. 8 に100%伸展状態のロッド荷重とノズル圧力比（燃焼圧/低圧室圧力）の挙動を示す。Fig. 9 には各フェーズに対応したノズル流れを示す。フェーズBでは低圧室圧力が低くノズル流れは完全膨張になっていたが、低圧室圧力が上昇すると、フェーズCでノズル流れ剥離点が低膨張側に移動し、T2点で大きな横力が発生した。これは、ノズル流れ剥離点が伸展ノズルと固定ノズル間の段差を飛び越える際に、再付着点が周方向に不均一になり、モーメントのアンバランスが発生したためである。この横力は77%伸展時の大きな段差よりも100%伸展時の小さな段差を飛び越える場合の方が大きいことが判明した。

(3) 高吸熱燃焼器およびレーザー着火

上段エンジンにはLOX/LH₂ エクスパンダブリードサイクルが有望である。この場合、ターボポンプ駆動に必要なエネルギーを効率よく取り出すために、高吸熱型の燃焼器が必要となる。そこで、Fig. 10 に示す燃焼室内面にフィンを付けた燃焼器を試作し、吸熱データを取得した。その結果、フィン付き燃焼器は通常の滑らかな燃焼器よりも吸熱量が約50%増加することが判明し、高吸熱燃焼器としての見通しを得ることが出来た。

Fig. 11 にレーザー着火試験状況を示す。平成15年度にはSi₃N₄（窒化珪素）燃焼室を用いて、1万回のパルスモード作動を実施し、RCS用スラスタとしての耐久性を確認した。また、2個のスラスタによる同時着火および光ファイバー伝送

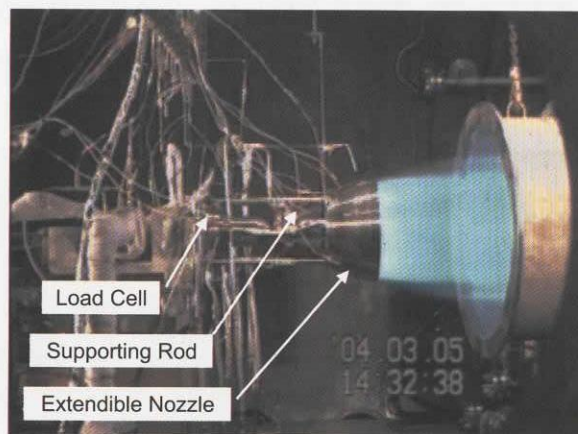


Fig. 6 Hot firing test in fully deployed position

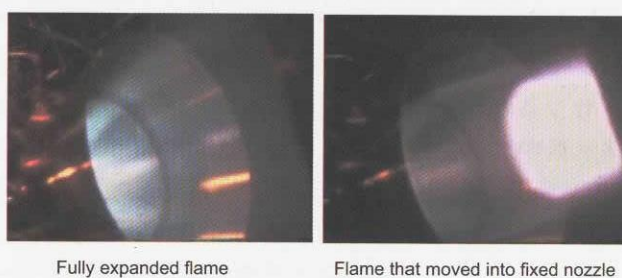


Fig. 7 Nozzle exit flame in 77 % deploying position

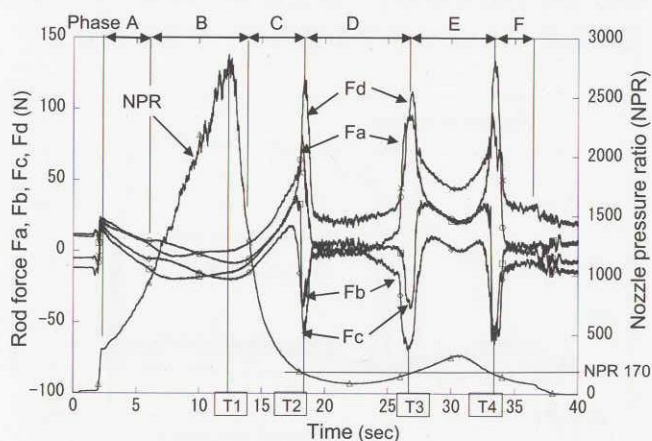


Fig. 8 Rod force and NPR history

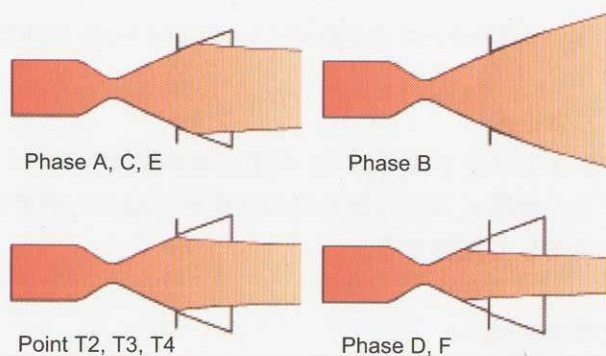


Fig. 9 Assumed nozzle flow patterns

によるレーザー着火を実証した。これにより、軽量で信頼性の高い複数個スラスタ着火システム実現の目処が得られた。

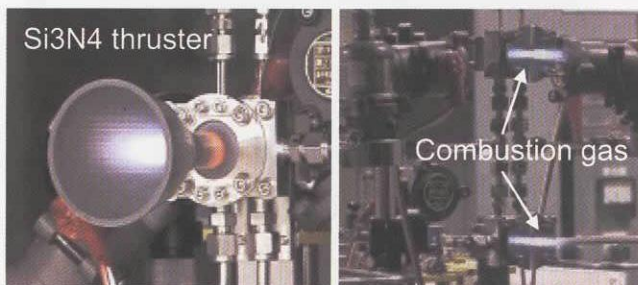


Fig. 11 Laser ablation ignition test

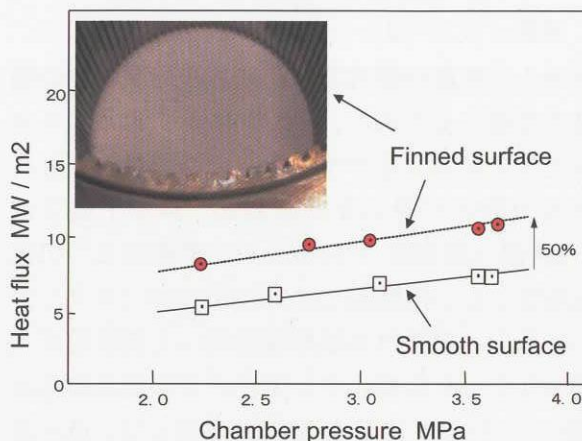


Fig. 10 Heat flux of finned surface chamber

(4) 超高速セラミック軸受および極低温 CFRP モデル

ターボポンプの超高速化を実現するために、Si3N4 玉と SUS440C 内外輪を組み合わせたハイブリッドセラミック軸受の回転試験を実施してきた。平成 15 年度ではジェット冷却条件をパラメタにした液体水素中での回転試験において、DN 値 300 万（軸受内径 25mm、回転数 12 万回転）を達成した。Fig. 12 に回転数と軸受外輪温度の推移を示す。保持器と内輪を冷却する方式では軸受温度は不安定であったが、保持器のみを冷却する方式では、スラスト荷重 980N においても安定した挙動を示した。

タンクやエンジンの極低温構造物の軽量化を図るために、特殊テフロンライナーを施したドーム型の CFRP モデル（外径 280mm、肉厚 1.2mm）を試作し、極低温下での耐圧試験を実施した。Fig. 13 に極低温加圧装置を示す。加圧途中で CFRP モデルのシール面のすべりによるリークを経験したが、液体窒素温度で 3 MPa までの歪みデータを取得した。

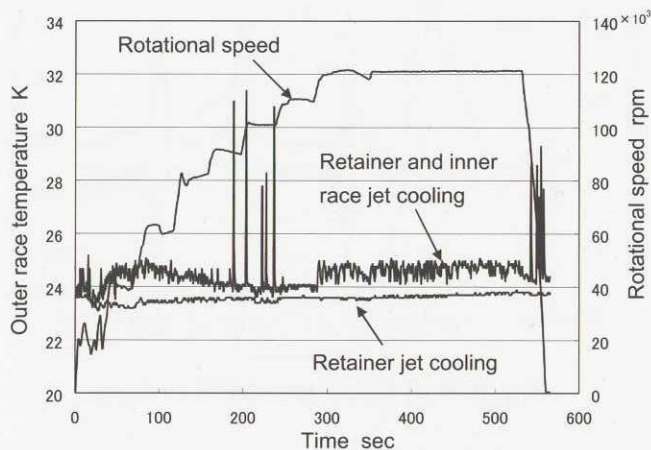


Fig. 12 Rotational speed and outer race temp. history

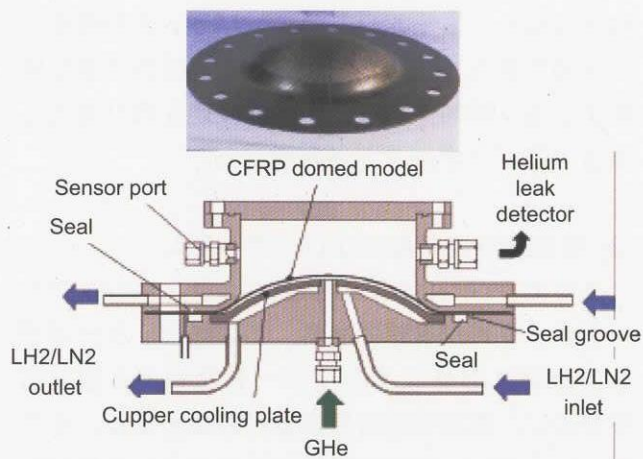


Fig. 13 Cryogenic pressure test setup

4. まとめ

テストベッドは平成 16 年度に単体試験を完了し、平成 17 年度からはエンジンシステム試験に移行する。伸展ノズルは動特性の定量的把握のための研究を継続する。その他の研究も世界的技術レベルを目指して継続する。

[参考文献]

[1] Hasegawa et al., "Experimental Setup of LOX/LNG Engine Test Bed", ISTS 2004-a-20
 [2] Sato et al., "Research Progress of Experimental Study on Extendible Nozzle", ISTS 2004-a-33p