

H3ロケット 1 段エンジン LE-9 ターボポンプの開発

Development of Turbopump for LE-9 Engine

水 野 勉	航空・宇宙・防衛事業領域宇宙開発事業推進部 主幹 技術士（機械部門）
小 口 英 男	航空・宇宙・防衛事業領域宇宙開発事業推進部 部長
新井山 一 樹	航空・宇宙・防衛事業領域宇宙開発事業推進部 Ph. D.
四 宮 教 行	航空・宇宙・防衛事業領域宇宙開発事業推進部

LE-9 エンジンとは、高い信頼性と性能およびコストの面で国際競争力を目指す H3ロケットの 1 段用液体酸素・液体水素エンジンである。エンジン設計手法は最適化設計アプローチを用いて、従来のエンジン開発と一線を画している。また、推力は H-II A ロケットの 1 段用 LE-7A エンジンの 1.4 倍弱となる 1 500 kN レベルであるが、エンジンサイクルとしては 2 段燃焼サイクルからエキスパンダブリードサイクルの採用へ変更になっている。そのため、ターボポンプとしては相当異なる設計仕様が要求されている。本稿では LE-9 エンジン用ターボポンプの設計仕様や技術的特徴について述べるとともに、現在進行している開発試験の状況について説明する。

LE-9 is a new cryogenic booster engine with high performance, high reliability, and low cost, which is designed for H3 Rocket. It will be the first booster engine in the world with an expander bleed cycle. In the designing process, the performance requirements of the turbopump and other components can be concurrently evaluated by the mathematical model of the total engine system including evaluation with the simulated performance characteristic model of turbopump. This paper reports the design requirements of the LE-9 turbopump and their latest development status.

1. 緒 言

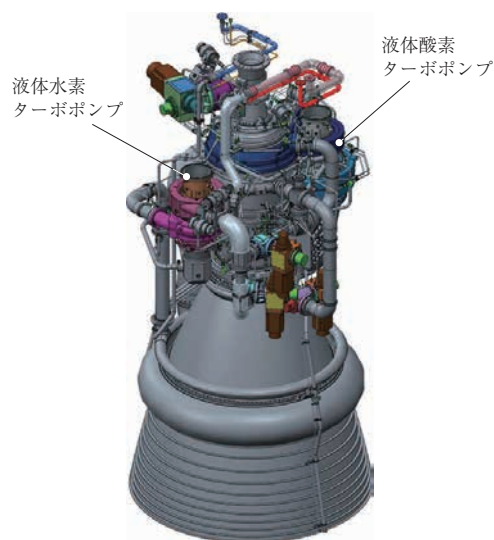
現在、運用中の H-II A/B ロケットに対して、コスト削減、信頼性向上を目的とした H3 ロケットは、2020 年度に試験機 1 号機の打ち上げを目指し開発が進行中である。

ロケット開発においてエンジンは、信頼性・コスト・性能を左右する重要な要素であり、H3 ロケット 1 段用新規エンジンとして LE-9 エンジン⁽¹⁾を開発中である。

ロケットエンジンは、タンクから供給された低圧の推進剤をターボポンプで昇圧し、噴射器を介して燃焼室に噴射し、高温高圧条件で燃焼させ、その燃焼ガスの流れを、ノズルで超音速に加速することで推進力を発生させる。

第 1 図に LE-9 エンジン外観⁽¹⁾を示す。また第 2 図に LE-9 エンジンサイクル⁽²⁾を示す。LE-9 エンジンとは液体酸素と液体水素を推進剤として、シンプルでロバストなエンジンサイクルであるエキスパンダブリードサイクルを採用した世界初の大推力エンジンである。

本稿では LE-9 エンジンの要求仕様および当社が開発を担当しているターボポンプの技術的特徴を述べるとともに、開発の進捗について説明する。

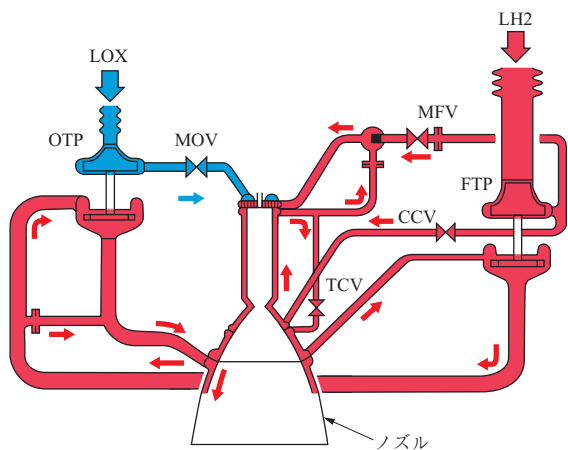


第 1 図 LE-9 エンジン外観⁽¹⁾
Fig. 1 Image of LE-9 engine⁽¹⁾

2. LE-9 エンジン概要

2.1 エンジンコンセプト

LE-9 エンジンのコンセプトは、低コスト化および信頼性の向上である⁽²⁾。そのため先に述べたようにエキスパンダブリードサイクルを採用することによって、ガスジェ



(注) LOX : 液体酸素
 OTP : 液体酸素ターボポンプ
 MOV : 液体酸素メインバルブ
 LH2 : 液体水素
 FTP : 液体水素ターボポンプ
 MFV : 液体水素メインバルブ
 CCV : 燃焼室冷却バルブ
 TCV : 推力コントロールバルブ

第2図 LE-9 エンジンサイクル⁽²⁾
 Fig.2 LE-9 engine cycle⁽²⁾

ネレータサイクルや2段燃焼サイクルが必要とするタービン駆動用の燃焼器をもたず、エンジンシステムを簡素化し、排気ガスダクトを含むタービン部の低温化を図ることで、高信頼性と低コストを両立させるエンジンとした。

一方で、エキスパンダブリードサイクルは、タービン駆動ガスが燃焼ガスと比較して温度が低いいため、所定出力を得るには高いタービン効率が必要とされる。なお、タービン出力を確保するほかの方法としては、タービン駆動ガス流量を増加すればよいが、エキスパンダブリードサイクルでは、エンジン比推力の低下を招いてしまい性能要求を満足しにくい。

LE-9 エンジンではその課題解決のため、エンジン設計諸元の設定に、多数のコンポーネント設計パラメータ群から網羅的に最適設計点を選定する設計アプローチ⁽³⁾、⁽⁴⁾を行い、高エンジン比推力を達成するタービン効率などのターボポンプ設計諸元を実現した。

このエンジン最適設計の際に、燃焼器系と供給系(ターボポンプ)間に網羅的な解析に必要なインタフェースモデルを構築することによって、従来、多大な労力を費やしていたインタフェース調整や、互いにマージンを確保することで局所最適となっていた状況を解消し、エンジンシステム全体の最適設計を短時間で実施することを可能とした⁽⁴⁾。

一方、コストダウンについても、概念設計段階から部品点数削減案や特殊工程の削減案を考慮し、製造の観点から

は、HIP (Hot Isostatic Pressing) 焼結素材および AM (Additive Manufacturing) 素材などの革新的生産技術を適用することで低価格化を推進した。

2.2 インタフェースモデル

前述のとおり、LE-9 エンジンシステムでは、その仕様検討に際して、燃焼器系と供給系間インタフェースモデルを構築し、エンジン全体で最適化検討を行えるようにした。第3図にインタフェースモデルのイメージ図を示す⁽⁴⁾。具体的には以下に示す供給系特性をまとめて表すことのできるターボポンプインタフェースモデル(エンジンシステムと共有する設計パラメータを引数とした応答曲面)を構築した。

(1) 設計線図

設計パラメータを引数としたターボポンプ特性を示す線図

(2) 評価指標

ターボポンプ成立性を示す制約条件

(3) 性能曲線

選定した設計点およびオフノミナル(設計基準値外の値)におけるターボポンプ特性を示す関数

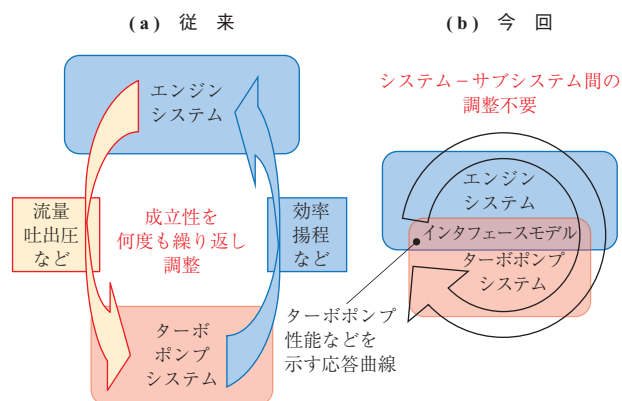
2.3 エンジン諸元

LE-9 エンジン主要諸元を第1表⁽²⁾に示す。

エンジン推力は1471 kN、比推力は425 sである。

エンジンの特徴としては、先にも述べたように大推力でありながらエンジンサイクルにエキスパンダブリードサイクルを採用しており、バルブ駆動方式には電動バルブを採用することで、エンジン推力スロットリングを可能としている。

第2表⁽²⁾にLE-9 エンジン FTP 仕様を示す。液体水素ターボポンプ(Fuel Turbo Pump: 以下、FTP)について



第3図 インタフェースモデル⁽⁴⁾
 Fig.3 Interface model⁽⁴⁾

第1表 LE-9 エンジン主要諸元⁽²⁾

Table 1 LE-9 engine characteristics⁽²⁾

項 目	単 位	LE-9 エンジン	LE-7A エンジン
エンジンサイクル	—	エキスパンダブリードサイクル	2 段燃焼サイクル
推力 (真 空 中)	kN	1 471 (63%スロットリング可)	1 100
比 推 力 (Isp) ^{*1}	s	425	440
質 量	t	2.4	1.8
全 長	m	3.75	3.70
混 合 比	—	5.9	5.9
燃 焼 圧 力	MPa	10.0	12.3
F T P 吐 出 圧	MPa	19.1	28.1
O T P 吐 出 圧	MPa	17.9	17.8 (メイン)
			26.6 (スプリット)
バルブ駆動方式	—	電動バルブ	空圧バルブ

(注) *1: 推進剤の質量流量に対する推力の大きさ

第2表 LE-9 エンジン FTP 仕様⁽²⁾

Table 2 LE-9 engine fuel turbopump characteristics⁽²⁾

項 目	単 位	LE-9 エンジン		LE-7A エンジン
エンジン推力レベル	%	100	63 (スロットリング)	
回 転 数	rpm	41 600	34 800	42 300
ポ ン プ 吐 出 圧	MPa	19.1	13.8	28.1
ポ ン プ 質 量 流 量	kg/s	51.6	32.4	37.2
タービン入口圧	MPa	8.3	4.5	20.9
タービン膨張比	—	8.5	8.3	1.6
タービン入口温度	K	443	443	701
タービン質量流量	kg/s	9.1	4.9	35.4

では、ノミナル回転数が 41 600 rpm と LE-7A エンジン（以下、LE-7A）並みであるが、タービン膨張比は 8.5 と非常に高く、タービン効率も 0.65 と高い値となっている。一方で、ポンプ側の吐出圧は 19.1 MPa と LE-7A と比較して約 7 割弱の値となっている。

また、第3表⁽²⁾に LE-9 エンジン OTP 仕様を示す。液体酸素ターボポンプ（Oxidizer Turbo Pump：以下、OTP）は、ノミナル回転数が 17 000 rpm と LE-7A よりも低く、タービン入口圧は 0.94 MPa と極端に低い一方

で、タービン効率は 0.71 と高い値を示していることが LE-9 エンジンにおけるターボポンプ仕様の特徴として挙げられる。

3. LE-9 エンジンターボポンプの特徴

3.1 液体水素ターボポンプ

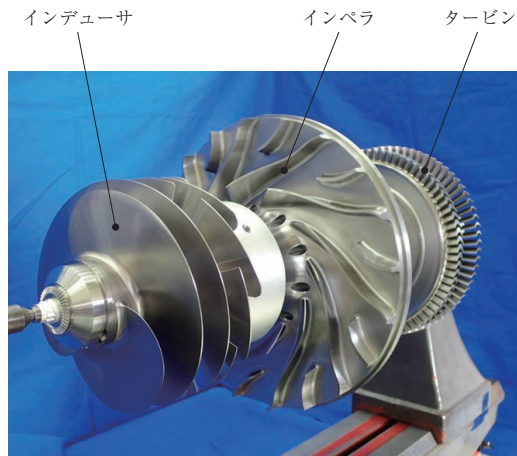
第4図に LE-9 エンジン FTP ロータ組立を示す。

LE-7A の FTP では単段インデューサと 2 段インペラの構成が必要だったが、LE-9 エンジンでは要求吐出圧が

第3表 LE-9 エンジン OTP 仕様⁽²⁾

Table 3 LE-9 engine oxidizer turbopump characteristics⁽²⁾

項 目	単 位	LE-9 エンジン		LE-7A エンジン
エンジン推力レベル	%	100	63 (スロットリング)	
回 転 数	rpm	17 000	13 300	18 300
ポ ン プ 吐 出 圧	MPa	17.9	13.1	17.8 (メイン) 26.6 (スプリット)
ポ ン プ 質 量 流 量	kg/s	303	190	219
タービン入口圧	MPa	0.94	0.51	19.6
タービン膨張比	—	2.5	2.4	1.4
タービン入口温度	K	318	330	707
タービン質量流量	kg/s	8.3	4.5	16.4



第 4 図 LE-9 エンジン FTP ロータ組立
Fig. 4 LE-9 engine fuel turbopump rotor assembly

緩和されたことから、2 段インデューサと単段のインペラの構成とした。インペラの単段化による軸長短縮化に伴い、40 000 rpm 以上という高回転ながら 2 次危険速度以下での定格運転を可能にすることで振動安定性を向上させるとともに、LE-7A で必要としていたダンパ機構を削除した。

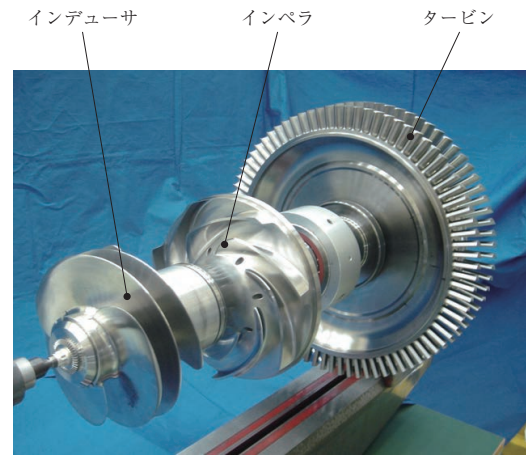
なお、インペラ背面にはスワブルブレーカ機構を採用することで圧力分布をコントロールし、ロータ系減衰比を確保することで自励振動の抑制を図った。また、低コスト化と製造制約条件の緩和および構造強度余裕の確保のために、インペラはシュラウドをなくしたオープンシュラウド形態とした。さらに、軸受は軸受冷却流量低減によってポンプ効率を向上させる目的でハイブリッドセラミック軸受を採用、タービンは低エンタルピーのタービン駆動ガスから大出力を得るために、タービン膨張比を大きくした 2 段式衝動超音速タービンを採用した。

3.2 液体酸素ターボポンプ

第 5 図に LE-9 エンジン OTP ロータ組立を示す。

OTP タービンの入口圧は低く、タービンにて大出力を発生させるためには、速度比とノズル面積を大きく設計する必要がある。タービンディスク直径が非常に大きな設計となった。なおタービンは 2 段反動遷音速タービンとした。

一方で OTP の 1 次危険速度における振動モードはタービンが振れ回るモード形状であることから、OTP はシャフト径を大きくし、1 次危険速度以下で定常運転させる剛性ロータ形態を採用した。ただしシャフト径拡大に伴い、軸受径および軸封シール径の拡大が必要となり、軸受保持器に採用しているガラス織布については、大型化に伴う技



第 5 図 LE-9 エンジン OTP ロータ組立
Fig. 5 LE-9 engine oxidizer turbopump rotor assembly

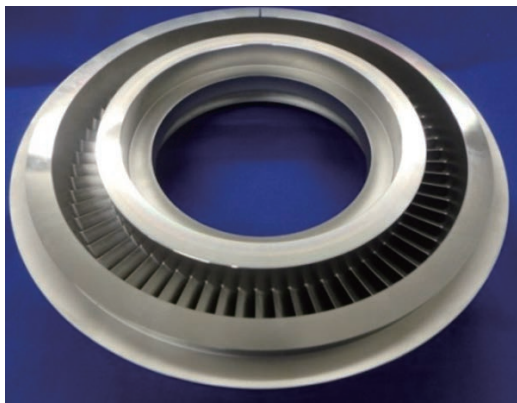
術的課題が多々発生したが、所定の要素試験などによってクリアし、大型化採用のめどを得た。なおインペラ背面には FTP と同様にスワブルブレーカ機構を採用し、圧力分布をコントロールすることでロータ位置の調整代にマージンを確保した。

3.3 コストダウン

概念設計の段階から、① 部品点数削減 ② 加工方法変更 ③ 特殊工程変更および削除 ④ 素材変更 ⑤ 組立工程変更および削除、などのすべての分野にわたるコストダウンアイデアを抽出し、その一つひとつについて実現性を追求した。

従来エンジンでは必要であった副燃焼器を削除したため、ターボポンプの吐出圧は低く抑制することが可能となり、インペラの単段化によって部品点数は削減が可能となった。また、高温のタービンガスが低温化したことで、これまで高温のため採用することができなかったタービン材料の変更およびブリスクリ化、金めっきの削除などによりコストダウンが可能となった。インペラは FTP、OTP ともシュラウドをなくしたオープンインペラを採用し、加工工程を削減することでコストダウンを実現した。タービンノズルの素材はネットシェイプ素材を採用することで翼型生成の加工工数を削除し、大幅なコストダウンに成功した。第 6 図に HIP 焼結素材のセカンドノズルを示す。

また H3 ロケットは、H-II A/B ロケットと比較して年間生産台数が増加する計画である。このため、機械加工工程においては設備を専用化することで生産効率の向上を図り、スケジュール短縮とともにコストダウンを実現する。



第 6 図 HIP 焼結素材のセカンドノズル
Fig. 6 Material of hot isostatic pressing (Second Nozzle)

4. LE-9 エンジンターボポンプ単体試験

4.1 試験目的

第 7 図に LE-9 エンジンの開発スケジュールを示す。

2014 年から要素レベルの試験を行い、デバイスの機能・性能を確認したうえで、2016 年度からターボポンプの実機型モデル (Engineering Model) を製造し、2016 年度末に初号機ターボポンプ単体試験を実施した。

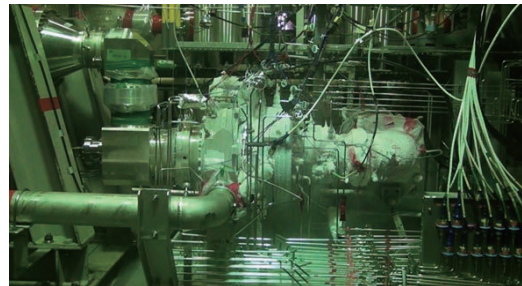
ターボポンプ単体試験の目的は、エンジン燃焼試験に先行して、以下に示すターボポンプ単体特性を取得し、リスク低減を図るとともに、エンジン要求性能を満足していることを確認することである。

- (1) ターボポンプ性能特性 (ポンプ, タービン)
- (2) 軸振動特性 (アキシャル, ラジアル)

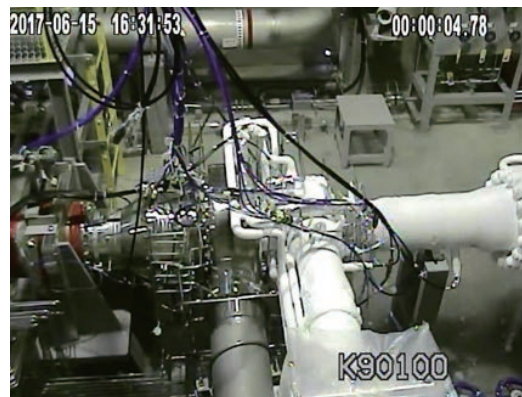
- (3) 機構系特性 (軸受, 軸封シール)
- (4) 内部循環特性

なお、試験は国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 角田宇宙センター (宮城県) で実施した。

第 8 図に LE-9 エンジン FTP 単体試験、第 9 図に LE-9 エンジン OTP 単体試験を示す。



第 8 図 LE-9 エンジン FTP 単体試験
Fig. 8 LE-9 engine fuel turbopump cold flow test at JAXA



第 9 図 LE-9 エンジン OTP 単体試験
Fig. 9 LE-9 engine oxidizer turbopump cold flow test at JAXA

西 暦 (y)	2002 ~	2010 ~ 2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020
研究フェーズ									
LE-X フェーズ ⁽⁵⁾		LE-X ⁽⁵⁾							
LE-9 研究			概念設計	基本設計	詳細設計	維持設計			
BBM フェーズ									
EM フェーズ									
QM フェーズ									

(注) LE-X : プロトタイプ
BBM : 原 型
EM : 実機型
QM : 認定型
SDR : システム設計審査会
PDR : 基本設計審査会
CDR : 詳細設計審査会
PQR : 認定試験後審査会

第 7 図 LE-9 エンジンの開発スケジュール ⁽²⁾
Fig. 7 Development schedule of LE-9 engine ⁽²⁾

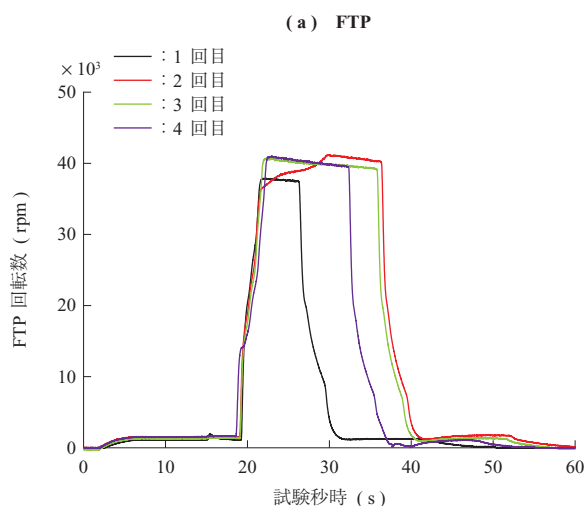
4.2 試験結果

LE-9 エンジンターボポンプ単体試験結果を第 4 表に示す。

また、第 10 図に LE-9 エンジンターボポンプ単体試験データの一例を示す。GH2（水素ガス）を蓄圧した気蓄器からタービンにガスを供給し、ランタンクから LH2（液体水素）もしくは LOX（液体酸素）を供給することでターボポンプの定格作動を確認した。回転数の履歴に示されるように、回転数はスムーズに上昇、維持、低下しており、始動停止過渡特性に問題はなく、FTP、OTP いずれのターボポンプも定常運転中の特性は、ほぼ設計予測値を満足した。

第 4 表 LE-9 エンジンターボポンプ単体試験結果
Table 4 Data of LE-9 engine turbopump cold flow test

項 目	単 位	FTP	OTP
総試験回数	回	4	6
総試験秒時	s	69.5	70.9



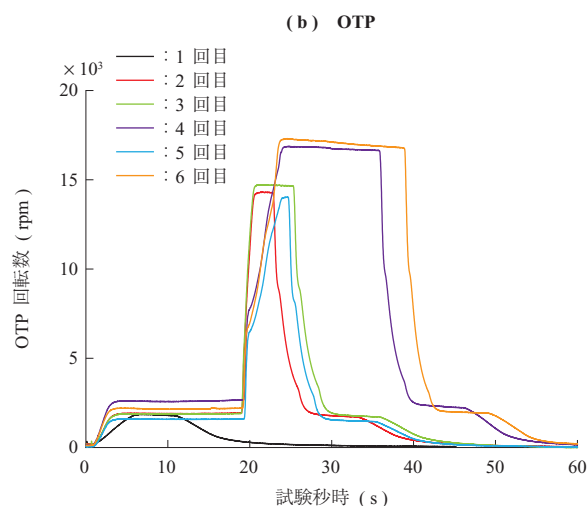
4.3 自励振動の抑制

FTP は実機型の試験に先立ち、原型モデルでのターボポンプ試験を実施している。原型モデル試験では、ロータ系がアキシャル方向に大きく振動する事象が発生した。振動の要因はロータ位置調整機構の減衰比不足による自励振動と推定される。このため、実機型では減衰比を設計評定としてターボポンプの内部循環設計を実施した結果、原型モデルで発生していた自励振動は抑制され、安定した定常性能を示すことを確認した。

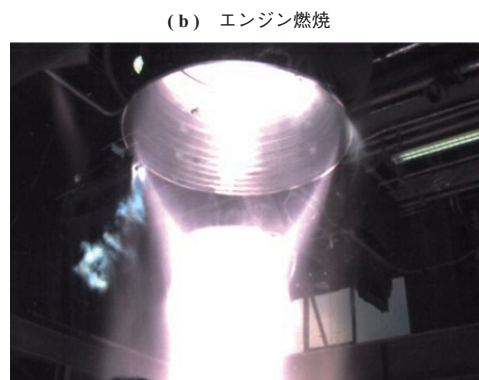
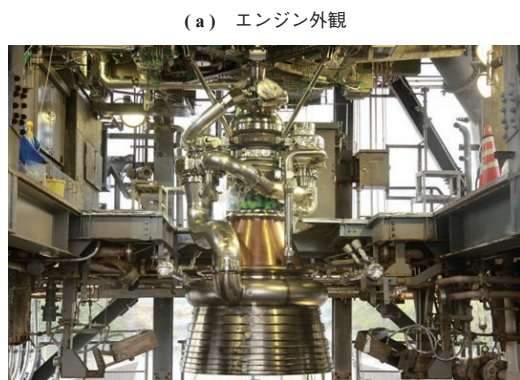
5. LE-9 エンジン燃焼試験

5.1 試験概要

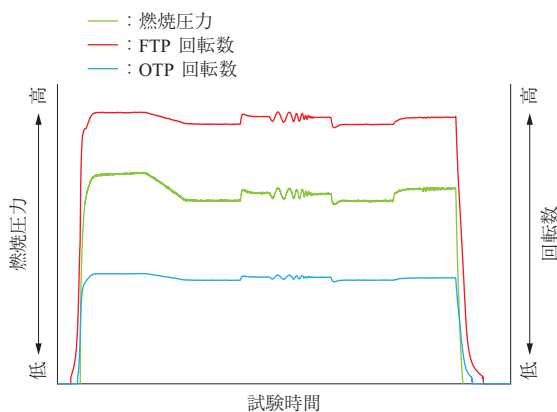
ターボポンプ単体試験が終了した実機型はエンジンシステムに組み込み、2017 年 4 月から以下の特性を取得することを目的として、JAXA 種子島宇宙センター（鹿児島県）で初号機としての燃焼試験を実施した。第 11 図に LE-9 エンジン燃焼試験を示す。



第 10 図 LE-9 エンジンターボポンプ単体試験データ
Fig. 10 Data of LE-9 engine turbopump cold flow test



第 11 図 LE-9 エンジン燃焼試験
Fig. 11 LE-9 engine hot firing test



第 12 図 LE-9 エンジン燃焼試験作動履歴
Fig. 12 Data of LE-9 engine hot firing test

- (1) 定常性能の確認
- (2) 始動／停止／スロットリングシーケンス確立
- (3) 過渡特性の確認
- (4) ターボポンプ動特性の取得
- (5) 電動バルブによる作動点制御特性の取得
- (6) 予冷特性の取得

5.2 試験結果

燃焼試験は合計 11 回実施した。

第 12 図に LE-9 エンジン燃焼試験作動履歴の一例を示す。本試験は、エンジン始動直後は高推力に立ち上げた後、スロットリング制御で推力を低下させ、推力コントロールバルブ (TCV) を単独で周波数制御し、次にメイン LOX バルブ (MOV) を単独で周波数制御した試験である。

回転数の履歴に示されるように、ターボポンプの回転数はスムーズに上昇および下降しており、始動停止過渡特性に問題はなかった。また FTP、OTP いずれのターボポンプも定格運転中の特性は、ほぼターボポンプ単体試験結果を再現し、周波数制御に対するターボポンプ特性の追従性も問題なく、良好な動特性データの取得ができた。エンジンシステムではバルブ制御に対する推力、混合比への動特性データを取得した。なお初号機の燃焼試験シリーズを通じて、エンジン推力 60 ～ 90% レベルの機能・性能を確認することができた。

今後は 2 号機以降のエンジン燃焼試験で、作動範囲に対する成立性ならびに寿命確認を実施する予定である。

6. 結 言

LE-9 エンジンに関する開発の概要、エンジン設計仕様

やターボポンプの技術的特徴について紹介した。

LE-9 エンジン、世界的に見ても例をみない大推力エンジンにエキスパンドブリードサイクルを適用したエンジンであり、設計アプローチとしては最適化設計手法を用いて、エンジンとターボポンプ間ではインタフェースモデルによる統合的な設計を採用した。また革新的生産技術や徹底的なコストダウンを図ることで、高信頼性と低価格を両立させるエンジンとなっている。

現在、実機型の設計、製造が終了し、ターボポンプ単体試験によって所定の機能および性能を満足していることを確認したのち、エンジン燃焼試験で LE-9 エンジンシステムの技術的成立性について確認した。

今後、実機型の試験を継続するとともに、試験機打ち上げに向けて、認定型試験に移行する予定である。

なお、本件は国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構の開発契約に基づいて実施している。

参 考 文 献

- (1) N. Negoro, T. Tamura, H. Manako, T. Onga, T. Kobayashi and K. Okita : Overview of LE-9 Engine Development for H3 Launch Vehicle 67th International Astronautical Congress (2016. 9) pp. 26 - 30
- (2) N. Azuma, Y. Ogawa, K. Aoki, T. Kobayashi, K. Okita, T. Mizuno, K. Niiyama and N. Shimiya : Development Status of LE-9 Engine Turbopumps 53rd AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference (2017. 7)
- (3) 呉 宏堯, 森 初男, 鈴木秀男, 松浦 峻, 長谷川雄大 : 統合的設計管理手法に関する研究 (その 1) - 「セット・ベースド・デザイン」と「モデル・ベースド・リスクマネジメント」- 品質管理学会第 38 回年次大会研究発表会発表要旨集 2008 年
- (4) 三橋ほか : LE-X エンジンシステムの統合化設計に用いるターボポンプインタフェースの構築 第 53 回宇宙科学技術連合講演会 京都 2009 年 9 月
- (5) 水野 勉, 小林 聡, 小口英男 : LE-X エンジン用ターボポンプの研究 IHI 技報 第 49 巻 第 3 号 2009 年 12 月 pp. 178 - 181