

LNG 推進系 LE-8 エンジンの開発

Development of LNG Engine LE-8

安 富 義 展 株式会社 IHI エアロスペース 宇宙技術部 課長
石 井 雅 博 株式会社 IHI エアロスペース 宇宙技術部 課長 工学博士
鳥 井 義 弘 宇宙航空研究開発機構宇宙輸送ミッション本部 主任開発員

液化天然ガス (LNG) を燃料とする、推力 10 トン級ロケットエンジン LE-8 の開発を実施している。LNG は現在ロケットエンジン用燃料として最もよく使われている液体水素に比べて取り扱いが容易で貯蔵性に優れるという利点をもつ。エンジンはガス発生器サイクルを採用し、推力室はアブレーション冷却とした。実機仕様のエンジンを試作し、打上げ時想定時間 500 秒を超える連続燃焼試験に成功した。また、エンジン全体の耐久性を保証する指標となる、打上げ時想定時間の 4 倍の総作動時間を達成した。

The rocket engine LE-8 is being developed using LOX and LNG as propellant. LNG has an advantage over hydrogen, the most frequently used rocket engine fuel, with respect to loading and storage. The gas generator cycle is adopted as engine system, and the gas generator also operates using LOX and LNG. The thrust chamber consists of an ablative composite wall and metal jacket. The extended nozzle is made of cobalt alloy and is film-cooled with turbine exhaust gas. A full-scale engine was manufactured and examined during a sea-level firing test. Long-term combustion over 500 seconds was successfully terminated, and the total combustion time exceeded 2 000 seconds. The engine showed neither damage nor any defects after the firing test.

1. 緒 言

液化天然ガス (LNG : Liquefied Natural Gas) をロケットエンジンの燃料に使用する試みが、近年活発化している⁽¹⁾。現在のロケット燃料には液体水素やケロシン (軽油) が多く使用されている。液体水素は高い比推力が得られるが、沸点が低く分子量が小さいため貯蔵や取り扱いに高度な技術を必要とする。また、ケロシンは燃焼振動を起こしやすいという課題と、燃焼時に CO₂ を大量に排出するという環境に対する課題をもっている。LNG は両者の問題点を克服できる燃料として、将来的に注目されている。LNG を使用したロケットエンジンは、各国が研究開発の途上にあり^{(2), (3)}、まだ実際の打上げに適用できる状況には至っていない。

筆者らはすでに液体酸素 (LOX : Liquid Oxygen) と LNG を推進とした 10 トン級エンジン用の燃焼器を開発しており⁽⁴⁾、これをベースにエンジンシステムの設計、および実機仕様エンジンの試作試験を実施した。本エンジンは LE-8 という型式を与えられた。

2. エンジン構成

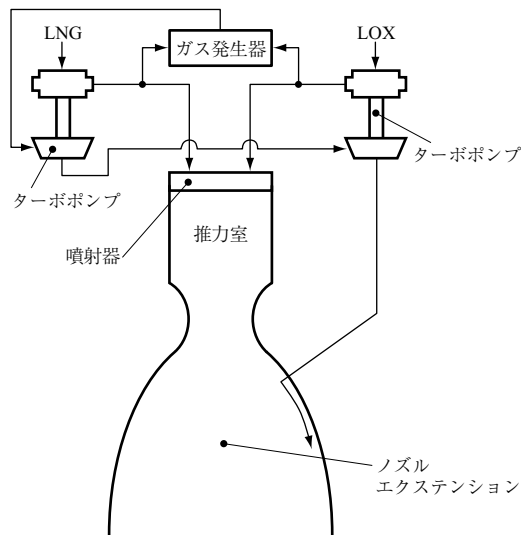
エンジンサイクルとしては、株式会社 IHI エアロスペースが固体ロケットで培ったアブレーション冷却技術 (高温の燃焼ガスに曝^{さら}された燃焼室表面が熱分解反応する際の吸熱効果と、同時に発生する熱分解ガスによって燃焼ガスが直接燃焼室へ接触することを防ぐ効果で、燃焼室の温度上昇を防ぐ技術) と組み合わせることで早期開発が可能であるガス発生器 (GG : Gas Generator) サイクルを採用した。第 1 図に LE-8 エンジンのシステムシステムを示す。LOX 用と LNG 用に個々のターボポンプを備えた、独立 2 軸シリーズ方式としている。

LE-8 エンジンの構成と主要仕様を、それぞれ第 2 図と第 1 表に示す。

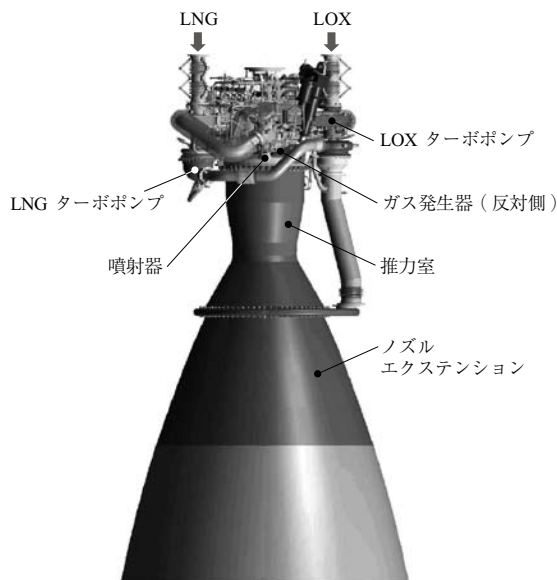
2.1 推力室

アブレーション冷却を採用した推力室壁には、シリカ繊維複合材をアブレータとして使用している。複合材樹脂が熱分解する際の潜熱と発生ガスによって、壁面を高温の燃焼ガスから保護している。したがって、アブレータは燃焼とともに炭化が進行し、これが推力室の寿命を決定している。

アブレータの外周側にニッケル基合金の外筒を装着する



第1図 LE-8 エンジンシステム系統
Fig. 1 Schematics diagram of LE-8 engine system



第2図 LE-8 エンジンの構成
Fig. 2 LE-8 engine configuration

第1表 LE-8 エンジンの主要仕様
Table 1 LE-8 engine specification

項	目	単 位	仕 様
推 薬	酸 化 剤	-	液体酸素 (LOX)
	燃 料	-	液化天然ガス (LNG)
発 生 推 力		kN	107
燃 焼 圧 力		MPa	1.2
推 薬 混 合 比		-	2.93
推 力 室 ス ロ ー ト 径		mm	250
ノ ズ ル 開 口 比		-	42
ターボポンプ	LOX 側回転数	rpm	16 700
	LNG 側回転数	rpm	14 100

ことで推力室の気密と構造強度を確保している。

2.2 噴射器

噴射器は同種衝突型で、LOX と LNG の噴射リングを同心円状に交互に配置している。適正な噴射速度が得られるよう、LOX 噴射エレメントは3点衝突、LNG 噴射エレメントは2点衝突としている。最外周噴射リングには、推力室壁面へ LNG の一部を衝突させてフィルム冷却を行うための噴射孔が設けられている。

また、噴射面には高周波燃焼不安定を抑制するためのバッフル（邪魔板）を備えている。噴射面の構造を第3図に示す。

2.3 着火装置

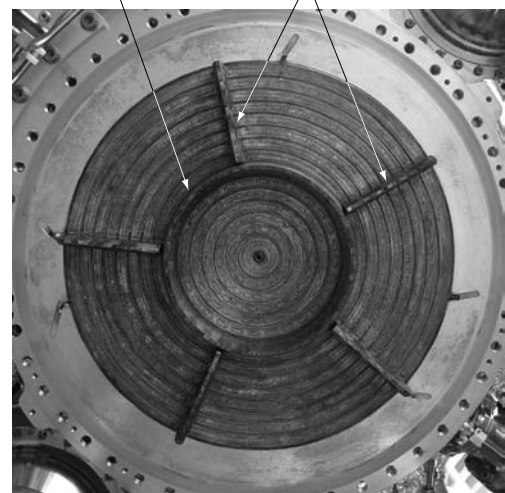
エンジンの着火にはガストーチ式の点火器を使用している。点火器は酸素とメタンを混合燃焼させており、火花放電によって起動する。なお、GG の着火にも同様の酸素・メタンのガストーチを使用している。

2.4 ターボポンプ

H-2A ロケットの2段エンジン LE-5B 用に開発されたターボポンプ⁽⁵⁾を、一部改修して使用している。流量や吐出圧力を LE-8 エンジンの仕様に合わせて、インペラの形状を変更した。

タービン駆動ガスには LNG の燃焼ガスを使用するので、タービン系にすすが付着するが、これまでの試験ですすの付着量を計測した結果、ターボポンプの作動に影響を与える量ではないことを確認している。

バッフル（ハブ） バッフル（フィン）



第3図 噴射面の構造
Fig. 3 Injector

2.5 ガス発生器 (GG)

ターボポンプから供給される LOX と LNG の一部を分岐して燃焼させることで、タービン駆動ガスを発生させている。GG では燃焼ガス温度を低く抑えるため、当量比 10 以上の燃料過剰状態で燃焼させる必要がある。そこで、混合むらをなくしてガス温度を一様にするため、GG 内部にタービュランスリングを設けている。またタービンに入る前に流れを直角に曲げることで、さらに混合をよくしている。

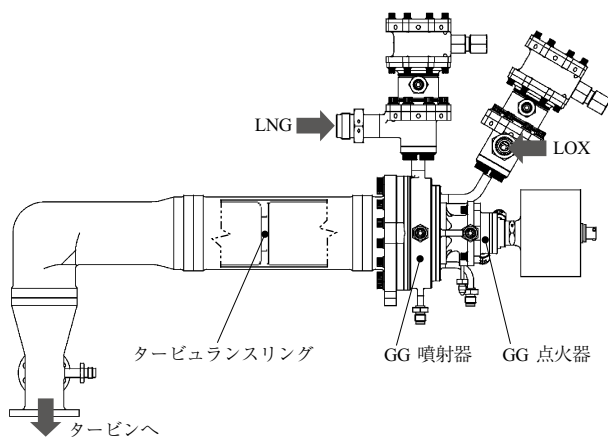
第 4 図にガス発生器 (GG) の構造を示す。GG 噴射器も同種衝突型を採用している。

2.6 ノズルエクステンション

ノズルエクステンションはコバルト基合金製の薄板構造で、タービンを駆動した後の GG 燃焼ガスによるフィルム冷却と輻射冷却によって熱的な保護を行っている。ノズルエクステンションの上流には、GG 燃焼ガスを壁面に沿わせて排出するためのマニホールドが装着されている。ノズルエクステンションを第 5 図に示す。

3. 実機型エンジンの試作および燃焼試験

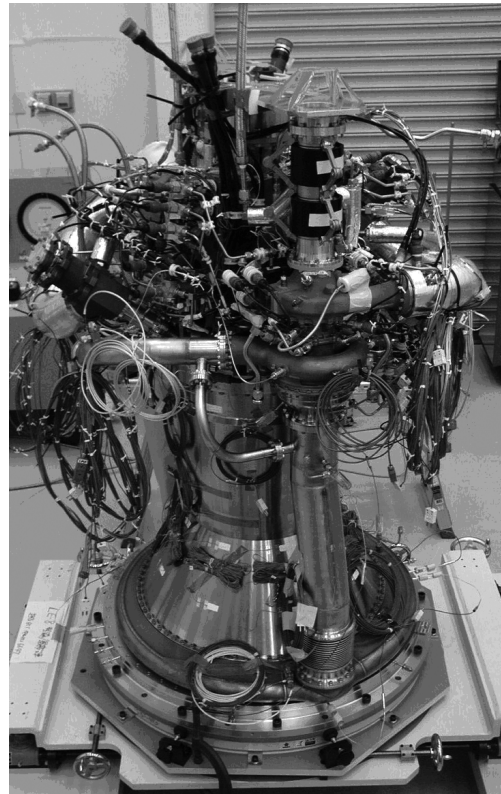
燃焼試験を行うため、実機仕様のエンジンを試作した。完成したエンジンを第 6 図に示す。燃焼試験は大気圧下で行うので、燃焼ガスのはく離を避けるため、開口比 42 のノズルエクステンションの代わりに開口比 8 の低膨張ノズルを使用した。ノズルエクステンションを除くエンジン形状や構成は、燃焼試験で必要なデータを取るための計測センサが多数装着されているほかは、すべて実機と同一である。



第 4 図 ガス発生器 (GG) の構造
Fig. 4 Gas generator



第 5 図 ノズルエクステンション
Fig. 5 Extended nozzle



第 6 図 実機型試作エンジン
Fig. 6 Completion of test engine

燃焼試験は IHI 相生ロケット試験センターで実施された。ロケット打上げ時の想定燃焼時間である 500 秒間の燃焼を目標に、試験項目および試験条件を設定した。その結果、500 秒以上の連続燃焼 3 回を含めて総作動時間

2 207 秒，総作動回数 11 回の燃焼を行い，すべての燃焼を正常に終了した。試験結果の概要を第 2 表に示す。

3.1 長秒時燃焼に対する安定性と耐久性

今回の試験では，ロケット打上げ時の想定燃焼時間である 500 秒の 1.2 倍の連続燃焼まで実施した。燃焼中の燃焼圧力を第 7 図に示す。計測系のノイズを除去して評価した燃焼圧力の振動成分は $\pm 6\%$ と，非常に安定した燃焼が確認できた。

長秒時燃焼試験後に推力室のアブレータを切断した結果を第 8 図に示す。炭化領域およびさらにその外周側にある熱影響部は外筒まで達しておらず，アブレーション冷却の有効性が確認できた。また，アブレータそのものの破損

箇所も見られず，長秒時燃焼の耐久性が検証できた。

そのほかの機器に関しても，燃焼後に異常は見られておらず，エンジン全体として連続長秒時燃焼に対する耐久性が確認できた。

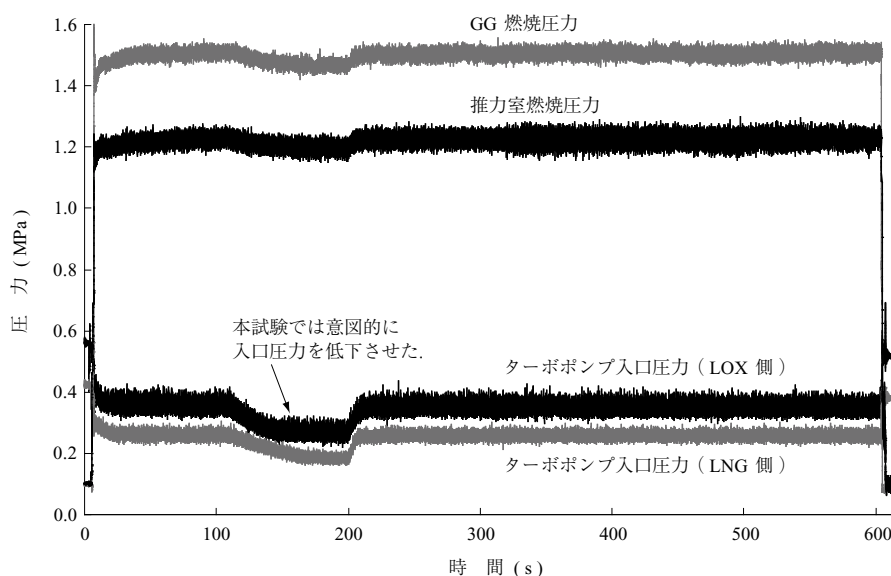
3.2 作動範囲の検証

エンジンはさまざまな内的・外的要因によって作動点が移動するため，今回の試験のなかでは作動点を意図的に変え，エンジンが正常に作動することを検証した。

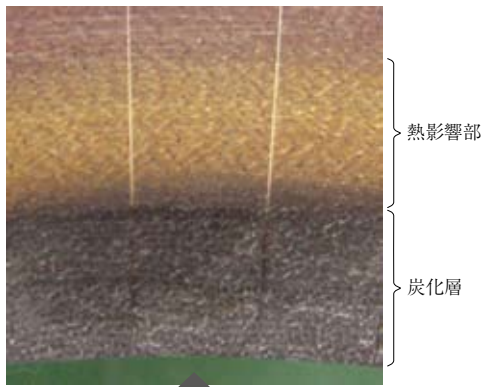
作動範囲と確認結果を第 9 図に示す。エンジン作動点は，燃焼圧力と推薬混合比（燃料に対する酸化剤質量流量比）で表される。各コンポーネント特性のばらつきやインタフェースの変動を考慮した誤差解析結果を基に設定

第 2 表 燃焼試験結果の概要
Table 2 Engine test results

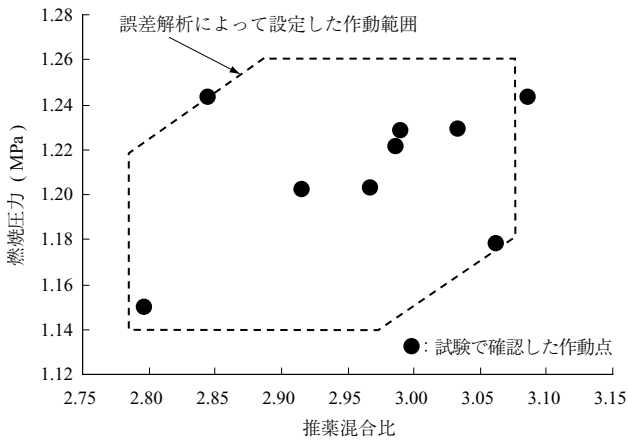
試験番号	試験日 (年/月/日)	試験名称	燃焼時間 (s)	燃焼圧力 (MPa)	推薬混合比 (-)
A8E001	2009/6/22	着火試験 1	5	0.68	3.136
A8E002	2009/6/24	短秒時燃焼試験 1	60	1.20	2.916
A8E003	2009/7/7	長秒時燃焼試験 1	500	1.20	2.968
A8E004	2009/7/14	着火試験 2	2	0.15	-
A8E005	2009/7/17	短秒時燃焼試験 2	60	1.23	3.033
A8E006	2009/7/25	長秒時燃焼試験 2	500	1.24	3.086
A8E007	2009/8/6	長秒時燃焼試験 3	600	1.23	2.990
A8E008	2009/8/18	中秒時燃焼試験 1	120	1.18	3.062
A8E009	2009/8/21	中秒時燃焼試験 2	120	1.24	2.845
A8E010	2009/8/26	中秒時燃焼試験 3	120	1.15	2.797
A8E011	2009/9/1	中秒時燃焼試験 4	120	1.22	2.987



第 7 図 長秒時燃焼試験結果例
Fig. 7 Long-term combustion test result



第 8 図 長秒時燃焼試験後のアブレータ
Fig. 8 Thrust chamber wall after long-term test



第 9 図 作動範囲と確認結果
Fig. 9 Operational range test results

した作動範囲を、試験でほぼ網羅できた。

3.3 エンジン性能

今回の試験はノズルエクステンションを装着していないため、低膨張ノズルでの推力計測結果から、実機の性能を推定した。

今回得られたデータを基に求めた低膨張比でのエンジンのエネルギー発生効率から、実機ノズルエクステンション装着時の比推力を算出した。結果を第 3 表に示す。エ

第 3 表 長秒時燃焼試験におけるエンジン性能評価
Table 3 Engine performance based on long-term test results

試験番号	A8E003	A8E006	A8E007
η_{ER} (%)	89.6	89.6	89.9
η_{c^*} (%)	90.7	90.6	90.5
実機予測比推力 ^{*1} (s)	315	314	316

(注) *1: 理論比推力 $\times \eta_{ER}$

エネルギー発生効率 (η_{ER}) と特性排気速度効率 (η_{c^*}) との差は、GG サイクルにおける推薬使用ロス分であるが、LE-8 エンジンでは GG 燃焼ガスをノズル内に排気することによって推薬使用ロスを抑えている。さらに、GG 燃焼ガスの排気をノズル壁面に沿わせることで、ノズル内の流れを極力乱さないようにしている。その結果、GG サイクルにおける推薬使用ロスを約 1% と非常に小さい値に抑えることができた。このようにして、開発目標である比推力 313 秒を満足できる見通しが得られた。

4. 結 言

LNG を燃料としたロケットエンジンとして、世界に先駆けて、実機仕様での長秒時燃焼に成功することができた。さらに総作動時間も、1 台のエンジンで想定燃焼時間の 4 倍以上の耐久性を達成できたことから、エンジンの設計信頼性に関しても問題ないことが確認できた。

今回の燃焼試験は大気圧下であったため、ノズルエクステンションを装着できなかったが、低膨張ノズルを使用してフィルム冷却効果の確認ができ、ノズルエクステンションに関しても現在の設計で問題ないことの見通しが得られた。

LE-8 エンジンは本試験結果を受け、詳細設計を完了した。今後の認定試験を経ることで打上げに適用できるまでの技術レベルに達する確証を得た。

参 考 文 献

- (1) Aviation Week & Space Technology July 13 (2009) p. 16
- (2) Kyoung-Ho Kim and Dae-Sung Ju : Development of 'CHASE-10' Liquid Rocket Engine Having 10tf Thrust Using LOX & LNG (Methane) AIAA-2006-4907 (2006)
- (3) Corey D. Brown : Conceptual Investigations for a Methane-Fueled Expander Rocket Engine AIAA-2004-4210 (2004)

(4) Y. Ishikawa, M. Ishii, K. Higashino, H. Ikeda
and M. Arita : LOX/LNG Engine Design and
Test Results for J-II Rocket AIAA-2000-3454
(2000)

(5) 青木 宏, 志村 隆, 藁科彰吾, 上條謙二郎:
極低温上段エンジン用ターボポンプの設計および
開発 日本航空宇宙学会論文集 Vol. 53 No. 617
2005年 pp. 257 - 265