

LNG推進系の研究開発について

平成22年3月31日
宇宙航空研究開発機構
LNGプロジェクトチーム

報告事項

- 宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、LNG(液化天然ガス)推進系の基盤技術修得を目的として、GXロケット2段への適用を想定した推力10トン級の上段推進系の開発を進めてきた。昨年6～9月にはGXロケット用に設計したアブレータ式エンジンの地上燃焼試験を実施した。
- その一方、昨年12月に「GX ロケット及びLNG推進系に係る対応について」において、GXロケットの開発には着手せず取り止め、LNG推進系にかかる技術の完成に向けた必要な研究開発を推進、との政府判断がなされた。
- 現状を受けて、今回、以下について報告を行う。

(1) エンジン燃焼試験結果

昨年6～9月に実施したエンジン燃焼試験について、試験後のエンジン分解点検も含めた全ての取得データに基づいた評価結果を報告する

(2) これまでに得られたLNG推進系技術の成果と課題

これまでに修得したLNG推進系の共通基盤技術や、国内外のロケット等での利用可能性のあるレベルのエンジンの完成に向けて未修得な技術を整理し、報告する。

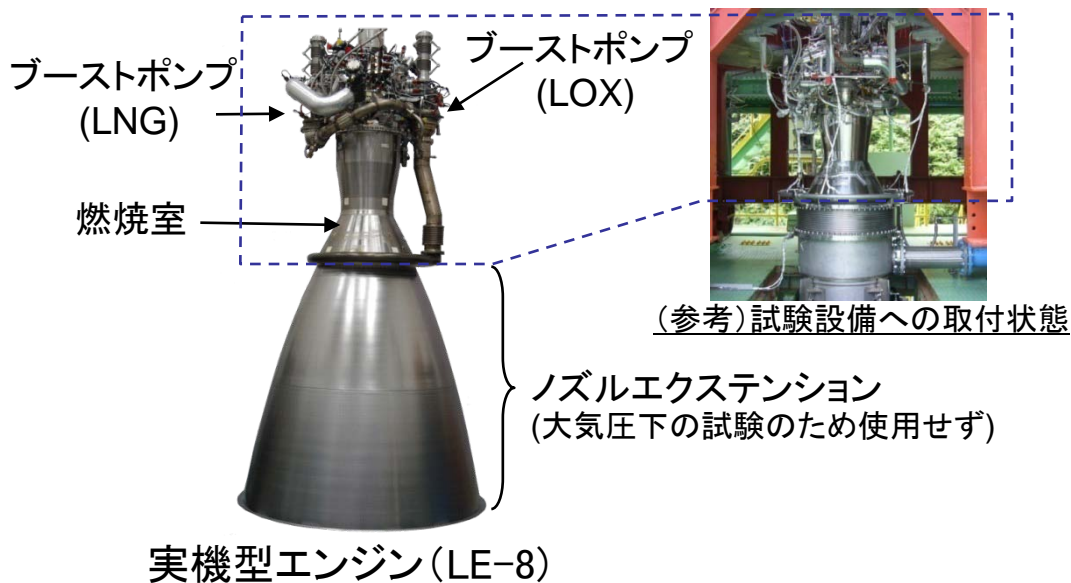
(3) 平成22年度の研究開発計画概要

(2)、および昨年12月の政府判断を踏まえた、平成22年度の研究開発の概要を報告する。

1. エンジン燃焼試験結果(1)

(1) 結果概要

- 平成21年6～9月に設計成立性の確認、および設計データの取得を目的として、GXロケット用に設計・試作したエンジン(実機型エンジン)を用いた燃焼試験を実施した。
- 計11回の試験(うち、GXロケットでのフライト秒時(500秒)以上が3回)をほぼ計画通りに実施した。
- 試験では、設計成立性にかかる、GXロケットでのフライト秒時以上の長秒時連続燃焼に対する耐久性、エンジン基本性能、燃焼圧変動^(※)の対策妥当性、および始動・停止シーケンスの成立性を確認した。
(※)平成17～19年度に実機と同等サイズの試作エンジンによる燃焼試験で発生していた技術課題
- また、認定試験範囲相当の広域作動範囲に対する耐性、GXロケットでのフライト秒時の4倍以上の累積燃焼による累積寿命に対する耐久性などの設計データも取得した。



試験実施状況

1. エンジン燃焼試験結果(2)

実機型エンジン燃焼試験実績

回	実施日	試験秒時	試験目的	実施概要
1	6月22日	5秒	着火確認	設定した条件で良好に着火することを確認
2	6月24日	60秒	作動点設定確認	目標とした作動点(ノミナル)で良好に燃焼
3	7月 7日	500秒	長秒時連続燃焼確認	フライト時と同等の500秒間安定して燃焼することを確認
4	7月14日	2秒	始動データ取得	フライト時を考慮した始動条件でのデータを取得
5	7月17日	60秒	作動点設定確認	目標とした作動点(高燃焼圧／高混合比)で良好に燃焼
6	7月25日	500秒	長秒時連続燃焼データ取得	高燃焼圧／高混合比での500秒間の燃焼データを取得
7	8月 6日	600秒	長秒時連続燃焼データ取得	フライト時より長い600秒間の燃焼データを取得
8	8月18日	120秒	広域作動の燃焼データ取得	低燃焼圧／高混合比での燃焼データを取得
9	8月21日	120秒	広域作動の燃焼データ取得	高燃焼圧／低混合比での燃焼データを取得
10	8月26日	120秒	広域作動の燃焼データ取得	高燃焼圧／低混合比での燃焼データを取得
11	9月 1日	120秒	再現性データ取得	第7回(8月6日)と同一作動点での燃焼データを取得
試験秒時累計		2,207秒		

1. エンジン燃焼試験結果(3)

(2)性能要求に対する評価

今回の燃焼試験結果をもとにエンジンの性能要求を評価し、GXロケット2段への適用を想定して設定した要求を満足する見通しを得た。

項目	GXロケットとの インタフェース要求値	評価	備考
作動範囲	以下の作動範囲において異常なく作動すること 真空中推力:107kN±5% 混合比:2.93±5%	・オリフィスによって作動範囲内に調整できること、および、エンジンが異常なく作動することを確認した ⇒ <u>要求を満足する</u>	・推力は燃焼圧から推算
真空中比推力	ノミナル作動点で310秒以上	・試験結果(大気圧)から推算した真空中比推力は314~316秒 ⇒ <u>要求を満足する見通しを得た</u>	・最終的な確認には高空燃焼試験が必要
質量	507kg以下	・今回の燃焼試験の供試体エンジンの質量計測値からの算出値は459.5kg ⇒ <u>要求を満足する</u>	・別途試作したノズルエクステンションの質量計測値等を考慮 ・設計値(ノミナル)は460.2kg
連続作動寿命	フライト秒時に耐えうること	・今回の燃焼試験において、500秒以上の長秒時燃焼試験を3回実施した ⇒ <u>要求を満足する</u>	
累積作動寿命 (燃焼室除く)	フライト秒時4回と領収燃焼試験に耐えること	・フライト秒時4回と領収燃焼試験を想定して、2,200秒の累積燃焼秒時を達成した ・分解点検においても大きな問題なし ⇒ <u>要求を満足する</u>	

1. エンジン燃焼試験結果(4)

(3) 特記事項

今回の試験にて以下の事項が確認されているが、いずれも対処可能であり、エンジンの成立性に影響するものではない。

- 第1,3回目の長秒時連続燃焼後にアブレータ材と外筒の間の接着層の一部にはく離が認められた。取得データ及び事後の熱解析結果から、燃焼終了後、下流からの伝熱による温度上昇によるものと特定され、エンジン作動中の性能、健全性に影響を及ぼすものではない。
- エンジンの始動・停止過渡時に低燃焼圧での燃焼振動が発生している。
本現象は定常作動点によってあまり変わらず、振動の大きさ、持続時間の点から設計上問題ない。

(4) まとめ

- 実機と同一設計の実機型エンジンを用いて長秒時連続燃焼3回(500秒2回、600秒1回)を含む11回の燃焼試験を実施し、累積試験秒時約2,200秒を達成した。
- 今回の燃焼試験において、エンジン設計の成立性に係る主要な項目を確認し、広域作動の燃焼試験により設計データを取得した。
- 試験結果をもとにエンジンの性能評価を行い、GXロケットへの搭載を想定して設定した仕様を満足する見通しを得た。

2. これまでに得られたLNG推進系技術の成果と課題(1)

(1) 成果

■ 世界で初めて実機レベルのLNG(メタン)エンジンの開発を完了できる目処が得られる段階にまで完成させた。

- 実機と同一設計のアブレータ式エンジンを用いて長秒時連続燃焼3回(500秒2回、600秒1回)を含む11回の燃焼試験を実施し、累積試験秒時約2,200秒を達成した。
- GXロケットへの適用を想定して設定した要求は満足できる見通しを得た(4ページ参照)。

■ LNG推進系の共通基盤技術を修得した。

- アブレータエンジン技術および推進系システム技術を修得した。

○アブレータエンジン技術

- ・LNGエンジンシステム設計・解析技術
- ・LNG燃焼特性
- ・LNGエンジン始動・停止シーケンス設定技術
- ・LNGエンジン噴射器設計技術
- ・アブレータ燃焼室設計技術

○推進系システム技術

- ・LNG推進薬取扱、推進薬管理技術
- ・LNGエンジン地上燃焼試験技術
- ・微小重力環境下におけるタンク内推進薬制御設計・解析予測技術
- ・推進薬タンク内加圧圧力制御設計・解析予測技術
- ・推進薬タンク内デバイス設計技術
- ・LNG推進系システム熱制御設計・解析予測技術

- 基礎基盤研究の一部として、再生冷却式エンジンに対する基礎データを取得した。

2. これまでに得られたLNG推進系技術の成果と課題(2)

(2) 課題

■ エンジン性能の向上

- 現在のアブレータ式エンジンの目標仕様は、早期かつ確実に開発可能なものとなっており、国内外のロケットの推進系や軌道間輸送機などの推進系としての適用のためには、更なる燃焼効率の向上、軽量化等が必要である。

■ 真空中性能の高精度な予測

- ロケット上段に搭載するエンジンの真空中比推力は、ロケットシステム全体の性能(打上げ能力)への影響が大きい。

国内外のロケット等での利用可能性のあるレベルのエンジンの完成に向けては、高精度な真空中比推力の予測技術(真空中比推力の推算に用いるノズル効率等を高精度で予測する技術)を獲得する必要があり、そのためには、高空燃焼試験による真空環境下での燃焼試験データを取得する必要がある。

3. 平成22年度の研究開発計画概要 (1)

これまでの研究開発成果および課題を踏まえ、将来的に国内外のロケットの推進系や軌道間輸送機などの推進系としての適用が考えられる「汎用性のあるLNGエンジンの基盤技術の確立」に向け、必要な研究開発を推進する。

エンジン性能(質量・比推力)の向上、真空中性能の予測技術、多数回燃焼等

①高燃焼圧力化

②真空中
性能予測

③噴霧微細化

①高燃焼圧力化
④多数回燃焼

FY22
実施内容

LNG燃焼特性

LNGエンジン
噴射器設計技術

アフレータ
燃焼室設計技術

LNGエンジンシステム設計・解析技術

LNG推進薬取
扱、推進薬管理
技術

LNG推進系シス
テム熱制御設計・
解析予測技術

LNGエンジン始動・
停止シーケンス設
定技術

推進薬タンク内加圧
圧力制御設計・解析
予測技術

LNGエンジン地上
燃焼試験技術

推進薬タンク内デ
バイス設計技術

微小重力環境下におけ
るタンク内推進薬制御
設計・解析予測技術

成果

- ・世界で初めてフライト秒時の燃焼試験に成功
- ・LNG推進系設計に必要な共通基盤技術を修得

課題

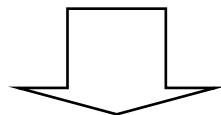
- ・エンジン性能の向上
- ・真空中性能の高精度な予測

これまでに修得したLNG推進系共通基盤技術

3. 平成22年度の研究開発計画概要 (2)

これまでの研究開発成果が世界で初めて実機レベルの長秒時連続燃焼試験を実施し、技術的見通しを得たこと等、国際的にも優位性を有していることを踏まえ、次に示すLNG推進系に係る技術の完成に向けた必要な研究開発を行う。

1. アブレータ式エンジンの高圧燃焼化に向けた取り組み(P8の①に対応)
燃焼試験および要素試験により、高圧燃焼化に向けた重要な燃焼圧力とアブレータ損耗量の相関把握データの取得を行い、エンジン軽量化、比推力向上に向けた技術を獲得する。
2. LNGエンジン技術の確立に向けた研究開発(P8の②に対応)
高空燃焼試験(※)により、真空環境での性能特性データの取得を行い、より高精度な性能予測技術を獲得する。
(※)地上で真空状態を模擬して行う燃焼試験
3. 高性能化、高機能化に係る共通基盤研究(P8の③、④に対応)
噴射器単体試験、小型エンジン燃焼試験等により、燃焼効率向上を目指した噴射器技術、多数回燃焼の基盤技術などを獲得する。



「汎用性のあるLNGエンジンの実現に向けた基盤技術を確立」

(ロケットや軌道間輸送機などの推進系として民間・海外において利用可能性のあるレベルのエンジンの完成を目指す)