

LNGエンジン燃焼試験計画について

平成23年3月2日
宇宙航空研究開発機構
宇宙輸送ミッション本部

概要

- LNG推進系については、GXロケット用に開発してきたLNGエンジンの成果と課題を踏まえ、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」に向けた研究開発を進めている。
- 昨年3月に宇宙開発委員会へ研究開発計画を報告後、真空中性能の高精度な予測およびエンジン性能の向上を図るための技術データの取得を目的とした燃焼試験の準備を進めてきた。本年3月よりIHI相生にて大気圧燃焼試験、6月よりJAXA角田にて高空燃焼試験を実施する予定である。(なお、高空燃焼試験については、設備整備後の機能確認および性能向上の基礎データ取得を目的とした事前試験を3月より実施する予定)

(参考)平成22年度の研究開発計画概要 (平成22年3月 宇宙開発委員会報告資料を一部加工)

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。

○これまでの研究開発により得られた**成果**

- ・世界で初めてLNG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
-連続燃焼500秒以上、累積燃焼2,200秒以上
- ・他のLNGエンジンの設計にも利用可能な基盤技術を習得



LNGエンジンの燃焼試験の様子

○汎用性のあるエンジンの実現に向けて 取り組むべき**課題**

- ・エンジン性能の向上
 - 高性能化:
より効率的に推進薬(燃料)を燃焼させる技術
 - 高機能化:
再着火機能(飛行中に複数回エンジンを作動できる機能)等
 - 高信頼性化
- ・真空中性能の高精度な予測
飛行中環境でのエンジン性能

平成22年度実施内容

1. 高圧燃焼化に向けた取り組み
高圧燃焼化に向け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
2. 高性能化、高機能化に係る共通基盤研究
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。
3. 宇宙空間を模擬した環境での試験の実施
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。



(※)高空燃焼試験
地上にて、真空状態を模擬して行う燃焼試験
(写真はLE-5Bエンジン)

「汎用性のあるLNGエンジンの実現に向けた基盤技術の確立」

(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)

燃焼試験計画

推力3～4トン級エンジン燃焼試験

これまでの成果と課題を踏まえ、推力3～4トン級の加圧式エンジンにより性能・機能向上の見通しを立てるためのデータ取得を行う。

実施に当たっては、段階的に高機能化、高性能化の基礎データの取得を行う。

大気圧燃焼試験

小推力化エンジン成立性確認

- エンジンシステム設計の確認 (レゾネータ設計)
- 噴射器の改良による性能向上データの取得

性能・機能向上データ取得

- 燃焼圧、燃焼室長をパラメータとした性能データの取得
- スロットリング、再着火基礎データの取得

2.高性能化、高機能化に係る共通基盤研究

1.高圧燃焼化に向けた取り組み

高空燃焼試験

- 3～4トン級エンジンによるノズル効率の検証
- 再着火の基礎データの取得

3.宇宙空間を模擬した環境での試験の実施

エンジン燃焼基礎試験

- 高空燃焼試験設備の機能確認
- ノズル性能の向上データの取得 (燃焼圧力依存性)
- 新型噴射器による性能向上データ取得

高空燃焼試験

2.高性能化、高機能化に係る共通基盤研究

新型噴射器設計

- 抜本的に設計を見直した噴射器による性能向上を試みる

「N2GH」エンジン基盤技術の確立

スケジュール

試験スケジュールは下記のとおり、3月より大気圧燃焼試験、高空燃焼試験は6月となる予定。

項目	FY22			FY23			
	1	2	3	4	5	6	7
○エンジン製作	設計・製作、要素試験			燃焼室、ノズル等製作			
○燃焼試験	エンジン搬入▽			機装変更			
・大気圧燃焼試験 (IHI相生)		準備	大気圧燃焼試験		成果反映		
・高空燃焼試験 (JAXA角田)			エンジン燃焼基礎試験	エンジン搬入▽	準備	高空燃焼試験	
○高空燃焼試験設備整備	設備整備			供試体準備		準備	
			・設備改修後機能確認	・ノズル性能データ取得 (燃焼圧力依存性)	・噴射器設計改善効果確認	・ノズル性能データ取得 ・再着火特性データ取得	

(参考) 汎用性のあるLNGエンジンの利用可能性とエンジン目標仕様案

ロケット最終段

例えばイプシロンロケットの最終段をLNG推進系に置き換えるには以下程度の性能が必要

- ・推力 : 4トン以上
- ・比推力 : 336秒以上
- ・再着火機能 : 有

軌道間輸送機

(例:米国CEV)

米国次期有人月着陸計画(コンステレーション計画)で開発を進めていたメタンエンジンは以下

- ・推力 : 約2.5トン, 3.4トン
- ・比推力要求 : 355秒以上
- ・再着火機能 : 有

(参考)
昨年5月の燃焼試験での比推力は約345秒

海外の民間小型ロケット

(例:ファルコン1)

ファルコン1の2段エンジン(LOX/ケロシン)程度の性能があれば海外等での利用の可能性有

- ・推力 : 約3.1トン
- ・比推力 : 317秒
- ・再着火機能 : 有

民間・海外での利用可能性の拡大には
小推力化をはかるとともに、機能・性能向上が不可欠

エンジン目標仕様案

- ・推力 : 3~4トン程度
- ・比推力 : 350秒以上
- ・再着火機能 : 有
- ・スロットリング機能 : 有

(参考)現状(LE-8エンジン)仕様
推力:約11トン
比推力:約315秒
再着火機能:無し
スロットリング機能:無し