

LNGエンジン研究開発の状況について

平成24年7月4日

宇宙航空研究開発機構
LNGプロジェクトチーム

概要

- LNG推進系については、「GXロケット及びLNG推進系に係る対応について(平成21年12月16日 内閣官房長官、宇宙開発担当大臣、文部科学大臣、経済産業大臣)」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エンジンの実現に向けた基盤技術の確立」を目指した研究開発を進めることとした(平成22年3月報告)。
- 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(平成23年3月報告)。昨年3～5月に大気圧燃焼試験を、昨年12月～本年1月に高空燃焼試験を、それぞれ実施した。
- これらの燃焼試験および基盤研究において、有益かつ貴重な技術データを取得するとともに、所期の成果を得た。その内容について、今後の研究の方向性ととも報告する。

LNG推進系研究開発の流れ

～平成21年度

平成21年12月
GXロケット開発中止判断

平成22～23年度

GXロケット2段適用を想定した LNG推進系の開発

推力10トン級のLNGエンジンを開発

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
- 他のLNGエンジンの設計にも利用可能な基盤技術を習得

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
- 真空中性能の高精度な予測



推力10トン級
LNGエンジン



実機型エンジン燃焼試験
(平成21年6-9月)

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を目指した研究開発

(※)3ページ参照

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エンジンの実現に向けた基盤技術の確立」に向け、必要な研究開発を実施

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



燃焼試験

LNG推進系の利用可能性の拡大に向け、3～4トン級へ小推力化したエンジンを設計、試作機能、性能の向上に係る技術データを取得



大気圧燃焼試験 (IHI相生)



高空燃焼試験 (JAXA角田)

基盤研究

燃焼試験と連携しつつ、解析技術・可視化技術の向上、要素試験によるエンジン設計基盤データの取得等を実施

(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 (平成23年3月 宇宙開発委員会報告資料より)

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)
平成22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

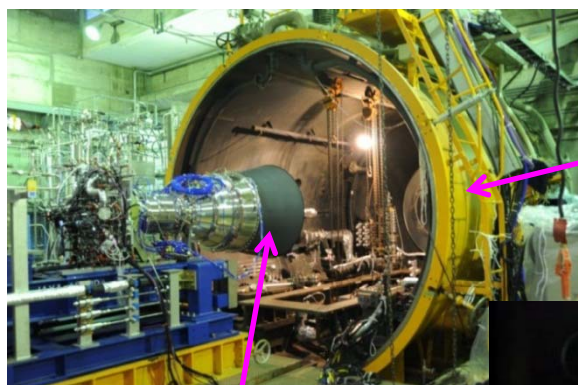
推力3～4トン級エンジン燃焼試験結果

- 平成23～24年に実施した燃焼試験では、試験目的に合致した各種技術データを良好に取得
 - ・ LNG推進系の利用可能性の拡大に向け、3～4トン級へ小推力化するとともに機能、性能の向上を狙ったLNGエンジンを設計・試作。推力10トン級エンジンの開発成果の活用により、検討開始から1年弱の短期間で燃焼試験を開始
 - ・ 大気圧燃焼試験にて高圧燃焼、機能・性能の向上に係るデータを取得。その結果を速やかに供試体エンジンへフィードバックし、高空燃焼試験にて反映効果を確認
 - ・ 初めて実機サイズのLNGエンジンにて高空燃焼試験を実施。ロケット上段や軌道間輸送機への適用にむけて重要な真空中のエンジン性能やノズル設計に関するデータを取得

	大気圧燃焼試験	高空燃焼試験
試験実施時期	平成23年3～5月	平成23年12月～平成24年1月
試験実施場所	IHI相生	JAXA角田
試験回数	14回	5回(うち高空燃焼2回)
試験目的と結果		
獲得した基盤技術の汎用性の実証	推力10トン級から3～4トン級に小推力化したエンジンにて試験を実施 エンジンは良好に作動し、10トン級LNGエンジン開発にて獲得したLNG推進系基盤技術の汎用性を確認	
高圧燃焼化に向けた取り組み	推力10トン級エンジンの約2倍超の燃焼圧の試験を実施し、データを取得(更なる高圧化は要素試験にてデータ取得)	推力10トン級エンジンと同等の燃焼圧までの試験を実施し、データを取得
高性能化、高機能化に係る共通基盤研究	燃焼室長やエンジン作動点をパラメータとして燃焼性能の感度データを取得 高性能化と関連した燃焼安定性に関するデータを取得 再着火等の高機能化に係る基礎データを取得	大気圧燃焼試験の結果を反映して、エンジン噴射器の改修を実施。燃焼試験にてその反映効果を取得 再着火等の高機能化に係る基礎データを取得
宇宙空間を模擬した環境での試験の実施	—	真空環境におけるエンジン性能やノズル設計(性能・耐熱性)等の技術データを取得 ノズルが予測以上に高温となったため、燃焼時間を短縮したが、解析と合わせることで、ノズル耐熱設計評価が可能な技術データが得られた。

高空燃焼試験

- 平成23年12月～平成24年1月にJAXA角田にて実施した燃焼試験において、真空環境でのエンジン性能特性を取得するための試験を2回実施した。
- 試験では良好にデータが取得でき、真空中比推力等のエンジン性能特性やノズル性能および耐熱性設計等に関する貴重な技術データが得られた。

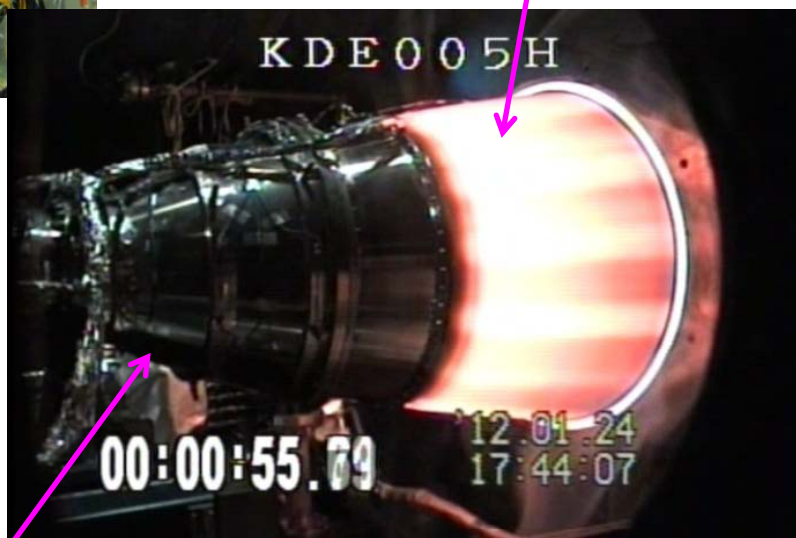


低圧室(設備)

エンジン(供試体)

準備状況

高空燃焼試験実施時は供試体エンジンを低圧室内に搬入後、真空状態にして実施



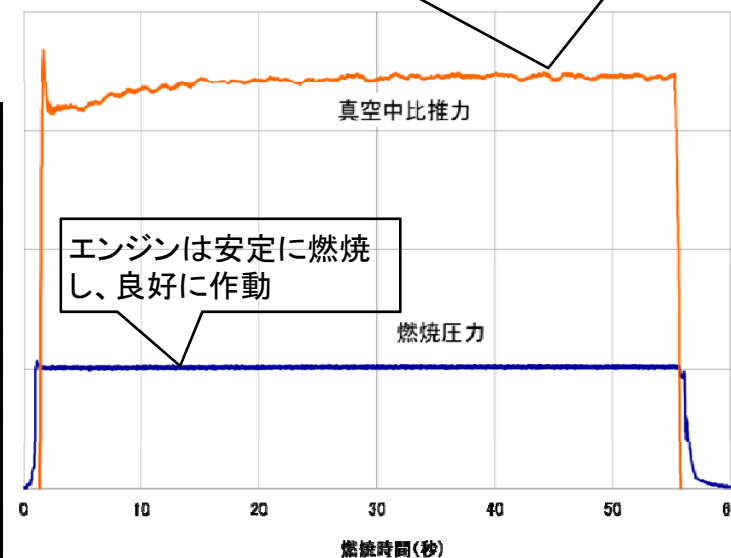
エンジンノズル(開口比49)

燃焼室

高空燃焼試験実施状況

(第5回燃焼試験(平成24年1月24日実施)
試験開始後55秒時点)

- ・試験での真空中比推力は約335秒
- 2010年にNASAが高空燃焼試験を実施したエンジンと開口比(129)を合わせると約350秒
- ⇒NASAの結果(345秒)以上の比推力
- ・解析予測との差は1-2%程度とよく一致



試験データ

第5回燃焼試験(平成24年1月24日実施)

研究開発成果概要

平成22～23年度に実施した研究開発にて、以下の成果を上げた。

□ 獲得したLNG推進系基盤技術の汎用性

- ・ 推力10トン級から、LNG推進系の利用可能性の拡大が期待できる3～4トン級へ小推力化したエンジンを設計、試作
- ・ 燃焼試験では有害な振動は発生せず安定に燃焼し、推力10トン級エンジンの開発で獲得した技術の幅広い推力レベルへの適用性を確認

⇒LNG推進系基盤技術の汎用性^(※)を実証

(※) 国内外のロケットや軌道間輸送機などの推進系への適用が考えられる

□ 高圧燃焼化に向けた取り組み

- ・ 推力10トン級エンジン(約1MPa)からの高圧燃焼化に向け、カギとなるアブレータの耐久性に係るデータを取得
- ・ 要素試験(アブレータ高圧耐久性データ取得試験)にて、米国のアブレータエンジンに迫る4MPa程度まで対応可能なことを確認。エンジン燃焼試験では3MPa弱まで確認。

⇒エンジンの小型化等につながるLNGエンジンの高圧燃焼化に目処付け



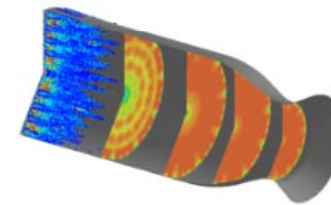
アブレータ高圧耐久性データ取得試験

研究開発成果概要(続き)

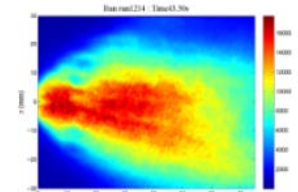
□ 高性能化、高機能化に係る共通基盤研究

- ・ 燃焼効率96%(推力10トン級エンジンでは91%)を達成し、開発着手時の目標性能(94%)を上回ることを実証
- ・ ロケット上段や軌道間輸送機等への適用に向けて必要な再着火等の高機能化の技術データを取得
- ・ 基盤研究として、燃焼試験に対応した数値解析および噴射器エレメント可視化試験により、燃焼に関する解析技術・可視化技術を向上

⇒燃焼性能の大幅な向上の達成等により、高機能、高性能なLNGエンジンに関する基盤技術を獲得



燃焼試験に対応した数値解析



噴射器エレメント可視化試験

□ 宇宙空間を模擬した環境での試験の実施

- ・ 初めて実機サイズのLNGエンジンにて高空燃焼試験を実施。試験結果の比較により、解析にて高精度にノズル性能予測が行えることを確認。あわせて耐熱性などノズル設計に貴重な技術データを取得。
- ・ 米国NASAにおける実績以上のエンジン性能を達成(※)
(※)NASAが2010年に実施したメタン(LNG)エンジンの高空燃焼試験での真空中比推力約345秒に対し、今回の試験結果を同条件(ノズル開口比をNASAと一致)で比較すると約350秒

⇒LNGエンジンのノズル特性と真空中性能の高精度な予測技術を獲得

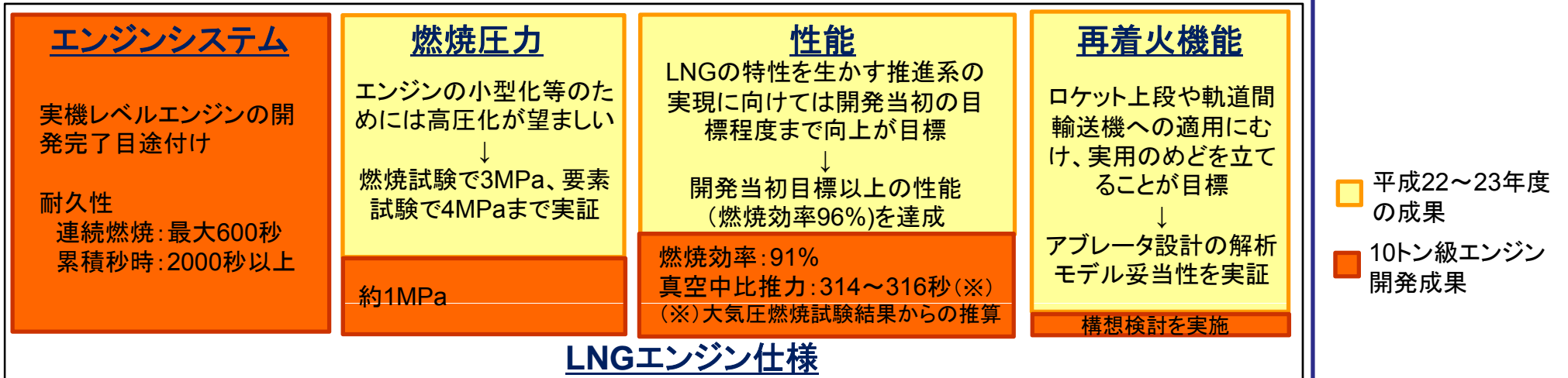
これらの成果と平成21年度までの開発成果(※)とあわせ、汎用性のあるLNGエンジンの実現に向けた基盤技術を確立した。

(※)平成22年3月報告

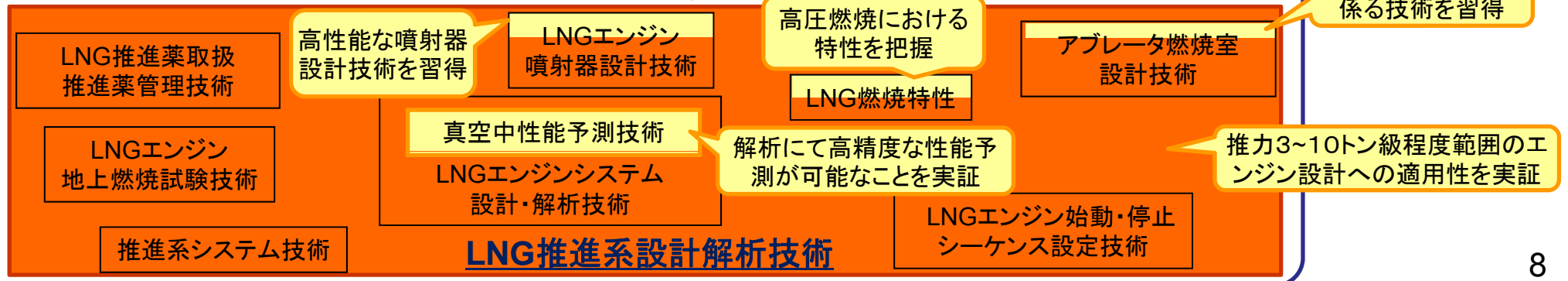
汎用性のあるLNGエンジンの実現に向けた基盤技術

- 平成22～23年度は、推力10トン級エンジン開発にて十分に組みこめなかった技術テーマ(高圧燃焼化、高性能・高機能化、宇宙空間を模擬した環境での試験)に取り組んできた。
- 所期の成果を得たことで、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利用可能性のあるレベルのエンジンの完成を目指す基盤技術を確立した。

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



- 平成22～23年度の成果
- 10トン級エンジン開発成果



今後の研究計画について

- LNG推進系は、水素を燃料とするものと比較し、沸点が高いことから宇宙空間での貯蔵性に優れる他、漏洩や爆発の危険性が低いことから安全性などの面で優れているという特長を有しており、将来的には、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ものである。また、我が国として、国際的優位性の高い推進系技術である。

- 今後は、確立した基盤技術をさらに確固たるものにするために、これまでに得られた技術開発成果の適用先に関する検討を行うとともに、燃焼試験などを通して、以下のような設計/解析技術の向上等の基礎的な研究を実施していく。
 - ・ 設計技術の向上に向けた研究
 - ・ 現象・メカニズムの解明およびLNG推進系の特長を活かす技術テーマの研究

今後の研究計画について(続き)

○ 設計技術の向上に向けた研究

- ・ LNG推進系を実用化および利用の拡大を図るためには、要求仕様に基づき、常に安定して高性能なエンジンが実現できるよう、エンジン設計技術を向上させることが必要であり、これに向けた取り組みを行う。
- ・ 確立したLNG推進系基盤技術を活用し、平成24年度は、より高圧燃焼で、高燃焼効率を狙ったアブレータエンジンについて燃焼試験を行い、エンジン性能、アブレータ燃焼室耐熱性等に関するデータ取得を行う。試験結果を事前解析と比較・検証し、設計技術にフィードバックし、改善を図る。

○ 現象・メカニズムの解明およびLNG推進系の特長を活かす技術テーマの研究

- ・ 燃焼特性や伝熱特性等に関する現象・メカニズムの解明及び解析技術・予測精度の向上並びにこれらに必要な基礎データの拡充を進める。
- ・ 将来のLNGの特長を生かした推進系システムの実現に向け、今後行うべき技術課題の抽出を行いつつ、基礎試験や解析等により、噴射器や燃焼室等に関する要素基盤技術のより一層の向上を図る。

まとめ

○平成21年12月の政府判断を踏まえ、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を目指した研究開発を進め、所期の目標を達成した。

これらの成果と平成21年度までの開発成果とをあわせることで基盤技術が確立できたものとする。

○国際的な優位性を有する我が国のLNG推進系技術をさらに確固たるものにするために、今後、さらに設計技術の向上等の基礎的な研究を実施する。

以上

(参考)海外におけるLNG(メタン)エンジン開発状況

各国において、LNG(メタン)エンジンの研究開発が進められているが、これまでのところ実用化には至っていない。我が国では、実機レベルエンジンの開発完了に目処がつくまでの実績を有し、性能面においても優れている等、国際的優位性を有している。

■ 米国

- NASAにおいてコンステレーション計画の中で、将来の月着陸機への適用を想定した推力2~4トンの小型メタンエンジンの開発、燃焼試験を進めていた。2010年5月には推力約2.5トンエンジンの燃焼試験を実施した(右図)。我が国では、本試験での結果以上のエンジン性能を達成(6ページ参照)



(米国航空宇宙局 HPより)

■ 欧州

- 仏露共同の技術実証プロジェクト「ウラル」の一環として、再使用型メタンエンジンの研究開発が進行中。
- イタリアもロシアと協力して、VEGAロケットの能力向上形態への適用を目指したメタンエンジンの研究を実施中。この他、ドイツでも基礎研究が行われている。

■ ロシア

- 欧州と協力して研究開発を進めている他、独自に実証試験を実施している。昨年10月には推力7.5トンエンジンの燃焼試験を実施した(右図)。



(ロシア連邦宇宙局社HPより)

■ 韓国

- ベンチャー企業が再使用型宇宙機への適用を想定して推力約10トン級のメタンエンジンを開発。2008年3月にエンジン燃焼試験(約12秒)を実施した。2009年8月のエンジン燃焼試験では着火に失敗。昨年3~4月に小型エンジンによる燃焼試験を実施。