

LNGエンジンの燃焼試験結果について

平成21年8月25日
宇宙航空研究開発機構

目次

1. 報告事項

2. 試験計画概要

3. 技術的見通しの確認について

(1) 燃焼試験結果概要

(2) LNGエンジン技術評価委員会における中間評価概要

(3) LNGエンジンの技術的見通しについて

4. 今後の予定

(参考1) 設計データ取得の状況について

(1) 燃焼試験の実施状況

(2) LNGエンジン技術評価委員会で指摘された改善事項等への対処状況について

(参考2) 海外におけるLNG(メタン)エンジン開発状況

1. 報告事項

宇宙航空研究開発機構(JAXA)は、LNG*¹推進系について、技術的な確実性を高めるため、アブレータ方式*²のLNG実機型エンジン燃焼試験を実施している。LNG(メタン)を燃料とするエンジンでは、世界で初めて、フライト時とほぼ同じ秒時(500秒)の長秒時連続燃焼試験を実施した。これらのデータにより、LNGエンジンの技術的見通しが得られたので報告する。

* 1 LNG: Liquefied Natural Gas (液化天然ガス)

* 2 燃焼室内面の樹脂(断熱材)の気化により燃焼室を冷却・保護する方式

2. 試験計画概要

実機と同一設計のLNG実機型エンジン(低膨張組立*¹)を用いた大気圧下での燃焼試験を計11回(うち、長秒時連続燃焼試験3回)実施し、エンジンの技術的見通しの確認および設計データの取得を行う。(参照:図-1、表-1)

*1 ノズルエクステンションを除いたエンジン部分(参照:図-2)

1. 技術的見通しの確認・・・3回、うち長秒時連続燃焼試験1回

ノミナル付近のエンジン燃焼圧と混合比(両方の組み合わせを「作動点」という)でフライト時と同程度(約500秒)の長秒時連続燃焼試験を1回実施し、実機型エンジンに対して技術的な見通しを得る。

試験の実施に当たっては、燃焼時間を段階的に延長していく。

2. 設計データの取得・・・8回、うち長秒時連続燃焼試験2回

作動点をパラメータとした広域作動試験にて作動特性、再現性等、設計へフィードバックすべきデータの取得を行う。

- ・ 燃焼室(アブレータ)への入熱が厳しい作動点(高燃焼圧、高混合比)で長秒時連続燃焼試験を実施
- ・ フライト時以上(600秒)の長秒時連続燃焼試験を実施
- ・ 長秒時連続燃焼試験以外の広域作動試験は、約120秒の連続燃焼試験にて評価

今回の報告は、上記の内 1. について報告するものである。

3. 技術的見通しの確認について

(1) 燃焼試験結果概要

- 6月22日より試験を開始し、7月7日までに3回の試験(含む500秒の長秒時連続燃焼試験)を良好に実施した。(参照:図-2)

| 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 |

- エンジンの技術的見通しに係る以下の項目について確認した。

①長秒時連続燃焼に対する耐久性

長秒時連続燃焼を含む取得データには、特異な現象は認められなかった。
燃焼室のアブレーション損耗量は設計予測の範囲内であることを確認した。
各試験後のエンジンに破損、溶損は認められなかった。

②燃焼圧変動

60秒、500秒試験で安定して燃焼し、図-3に示す過去の燃焼試験で見られた燃焼圧変動は発生しなかった。

③エンジン基本性能

作動点は適切に設定可能であることを確認した。
燃焼効率 は設計予測の範囲内であった。

④始動・停止シーケンスの成立性

現在の始動・停止シーケンスがフライト条件でも適用できることを確認した。

■ その他特記事項

設計の成立性に影響するものではないが、以下の事項が生じており、今後の試験、開発の中で対応・措置していく。

① 燃焼室の接着層のはく離

500秒燃焼後に燃焼室の排気ガス出口側で、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、その近傍でアブレータ全層にわたる変色部が試験後の切断面に観察された。接着層のはく離は従来の試験でも発現したことがある事象であり、長秒時連続燃焼試験実施上も問題ないと考えられる。引き続き行われる2回の長秒時連続燃焼試験でデータを十分取得し評価した上で、改善事項として対処する。(参照:図-4)

② 始動・停止過渡時の低燃焼圧での燃焼振動

始動・停止過渡に現れた約200Hzの低燃焼圧の燃焼振動は、従来から観察されているものであり、振動の大きさ、持続時間の点から設計上問題ないと評価しているが、作動条件によってその大きさが変わるかを引き続き注視していく。(参照:図-5)

(2) LNGエンジン技術評価委員会における中間評価概要

JAXAでは外部機関の有識者も含めた評価委員会(LNGエンジン技術評価委員会)にて、中間評価として、1回の長秒時連続燃焼試験(500秒)を含む3回目までの試験結果の評価を実施した。評価委員会からは以下の評価を得ている。(参照:添付「LNGエンジンの技術評価中間評価報告書」)

『第1回長秒時連続燃焼試験データおよびその後のエンジン点検において特異な現象は観察されていないことから、改善事項はあるものの実機型エンジンの現設計の成立性に影響する様な問題点は現時点では見い出せない。なお、以下の特記事項については、設計の成立性に影響するものではないが、適切に対応すべきである。』

- ①燃焼室の接着層のはく離
- ②始動・停止過渡時の低燃焼圧での燃焼振動

(3) LNGエンジンの技術的見通しについて

以上の結果から、JAXAとしては、LNGエンジンについて技術的見通しが得られたものと判断している。なお、改善事項等については今後の開発の中で適切に対応・措置していく。

4. 今後の予定

- 設計データ取得のため、これまで更に6回の燃焼試験(含む2回の長秒時連続燃焼(500秒1回、600秒1回))を実施し、今後継続して広域作動試験を実施する。LNG実機型エンジン(低膨張組立)*1は累積試験秒時約2,200秒を達成する計画。(参照:表-1)
 - *1 燃焼室(アブレータ)は消耗品であるため適宜交換
- LNGエンジン技術評価委員会にて、設計データ取得のための試験結果に基づく広域作動範囲の耐性も含めた設計の詳細評価を「LNGエンジンの技術評価全体報告書」としてまとめる。

(参考1) 設計データ取得の状況

(1) 燃焼試験の実施状況

設計データ取得を目的として、更に6回の燃焼試験(含む2回の長秒時連続燃焼(500秒1回、600秒1回))を実施した。

各試験後のエンジン点検において破損、熔損は認められていない。

(2) LNGエンジン技術評価委員会で指摘された改善事項等への対処状況について

① 燃焼室の接着層のはく離について

第3回目の長秒時連続燃焼後の燃焼室でも、同程度の接着層のはく離が認められた(現在切断検査中)。

この原因は、長秒時連続燃焼試験時のデータより、燃焼終了後における排ガスマホールドからの入熱(ヒートソークバックが)主要因であると推定している。熱伝導の影響を十分評価した上で、次フェーズの改善事項として対処する計画である。

② 始動・停止過渡時の低燃焼圧での燃焼振動について

噴射差圧が低いことと噴射液温が低い条件が重なった時に発生している現象で、他のエンジンでも見られた現象である。

その後の各試験でも、ほぼ同じ大きさの燃焼振動が認められるが、噴射液温がより高めとなるフライト条件下での始動データ取得試験では燃焼振動が発生ないことを確認。エンジン試験での始動・停止過渡時の低燃焼圧での燃焼振動を引き続き注視して評価するとともに、推進系と組合せた燃焼試験(実機型タンクステージ燃焼試験)でフライト条件での始動停止を確認する計画である。

図-1 LNGエンジンの概要

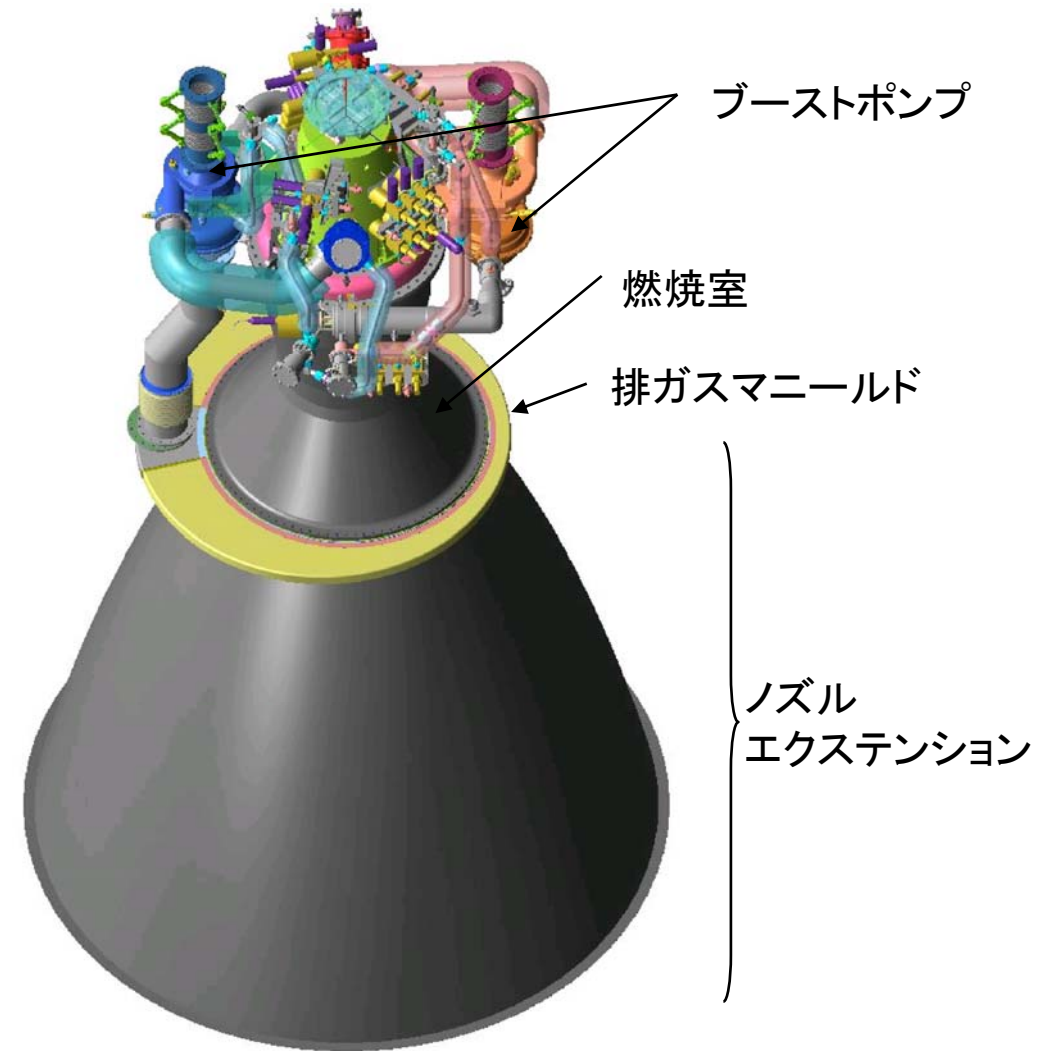
LNGエンジンの要求仕様

真空中推力 : 107kN
(10.9トン)

混合比 : 2.93

真空中比推力 : 313秒

エンジン質量 : 507kg以下



LNGエンジン(ノズルエクステンションを含む) 9

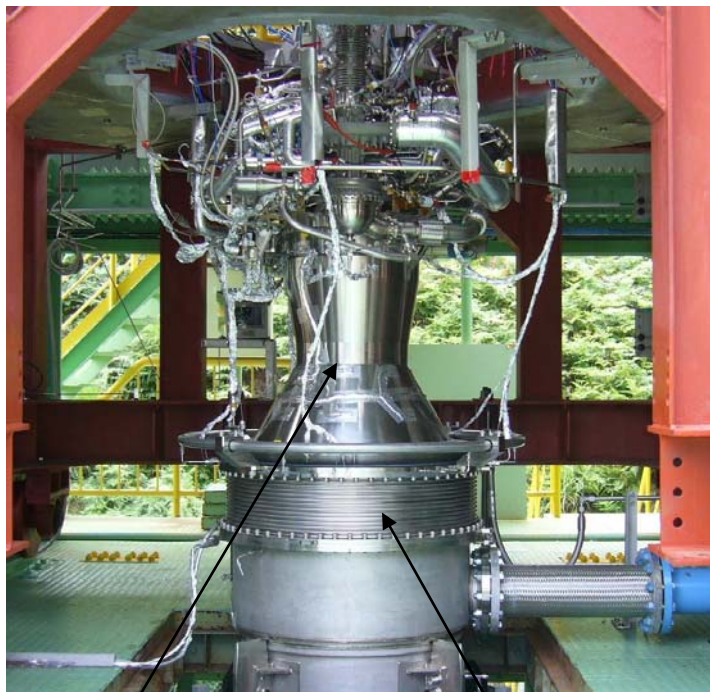
表-1 LNG実機型エンジン燃焼試験 実施状況一覧

| | 回 | 実施日 | 試験秒時 | 試験目的 | 実施概要 |
|-----------|----|-------------|-------|--------------|-------------------------------|
| 技術的見通しの確認 | 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 |
| 設計データ取得 | 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 | 目標とした作動点(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 | 目標とした作動点(高燃焼圧/低混合比)での燃焼データを取得 |
| | 10 | 8月26日 予定 | 約120秒 | 広域作動の燃焼データ取得 | |
| | 11 | 9月 1日 予定 | 約120秒 | 広域作動の燃焼データ取得 | |

図-2 LNG実機型エンジン燃焼試験

LNG実機型エンジン
(低膨張組立)

燃焼試験状況



供試体エンジン

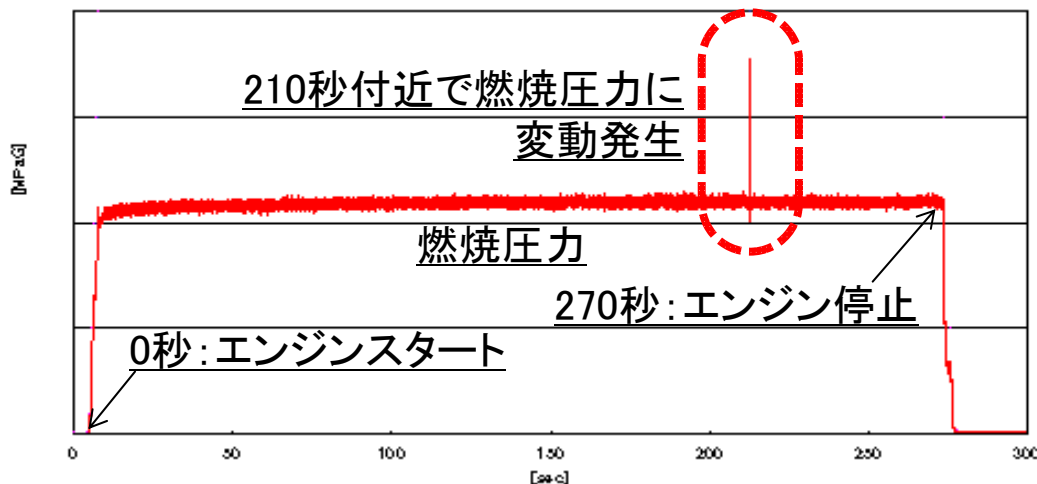
ディフューザ



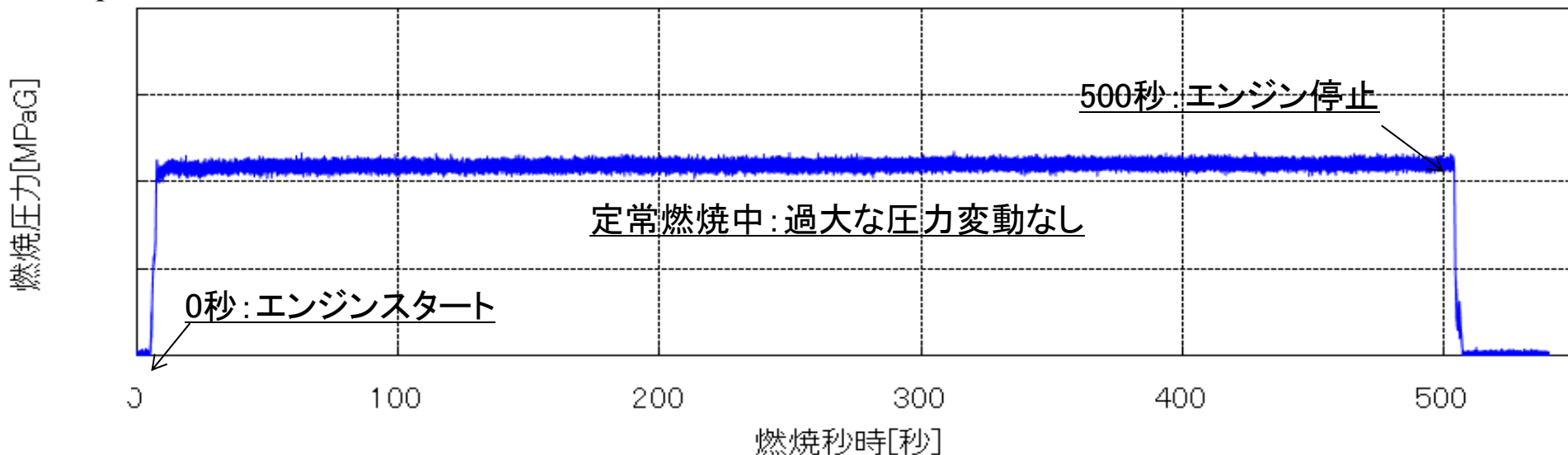
テストスタンド遠景

図-3 燃焼圧力計測結果

過去の試験データ例(平成17年実施)



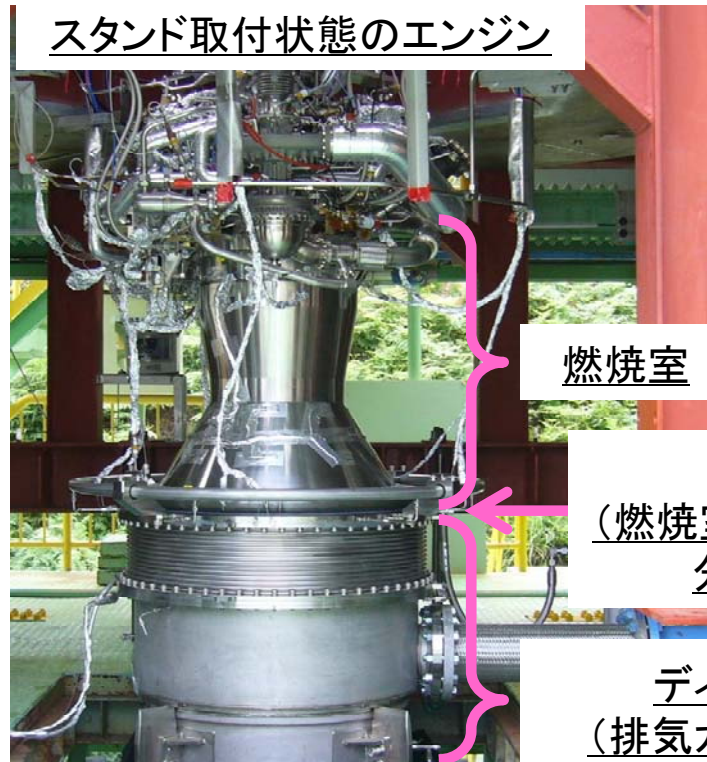
今回の試験データ



フライト相当の燃焼時間である500秒間を通じ、過大な圧力変動(ピーク)は発生せず。

図一4 500秒燃焼後の燃焼室のはく離状況

スタンド取付状態のエンジン



燃焼室

フランジ
(燃焼室・ディフューザ
分離位置)

ディフューザ
(排気ガストンネル)

500秒燃焼後の燃焼室
ディフューザ分離後に下から見る



はく離発生

アブレータ
燃焼室内面側

拡大



フランジ(金属)

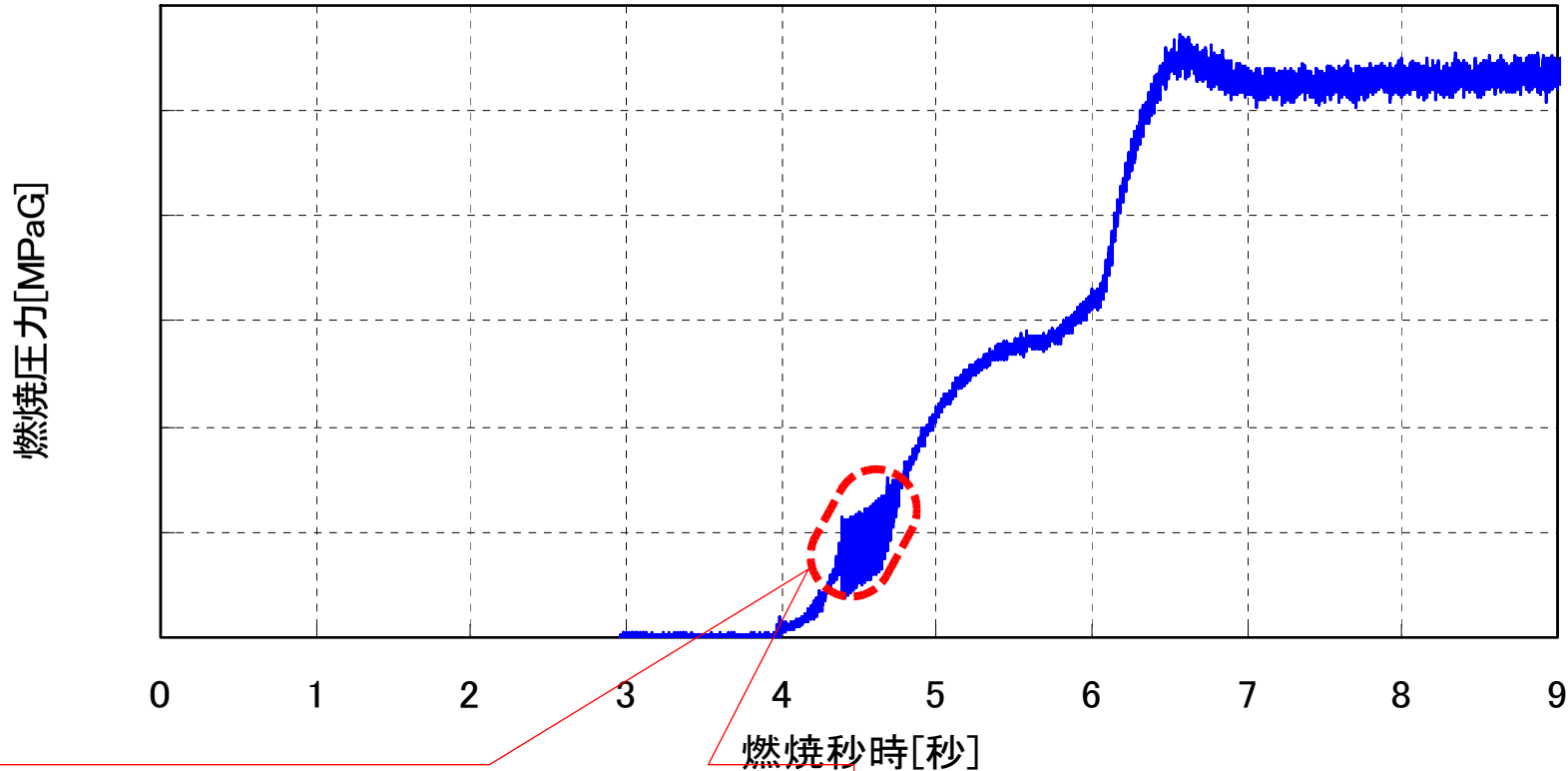
接着層
空間(はく離域)

アブレータ

500秒燃焼後、燃焼室内側のアブレータ(耐熱材料)と外側の金属との間の接着剤がはく離。

図一5 始動過渡時の燃焼振動のデータ

図一3の下のグラフ(今回の試験データ)の0~9秒を拡大



エンジンの始動過渡時(燃焼圧力の立上り途中)で、約200Hzの燃焼圧力の変動が発生。

- 始動・停止過渡時の低燃焼圧での燃焼振動は、他のエンジンでも見られた現象。
- その後の各試験でも、ほぼ同じ大きさの燃焼振動が認められるが、噴射液温がより高めとなるフライト条件下での始動データ取得試験では燃焼振動が発生しないことを確認。
- エンジン試験での始動・停止過渡時の低燃焼圧での燃焼振動を引き続き注視して評価するとともに、推進系と組合せた燃焼試験(実機型タンクステージ燃焼試験)でフライト条件での始動停止を確認する。

(参考2) 海外におけるLNG(メタン)エンジン開発状況

■欧州、ロシア

- 2020年の再使用型輸送機の実現を目指した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開発が進行中。2007年5月に推力約10トン級エンジンの燃焼試験(69秒)を実施。
- 2007年11月にVegaの能力向上形態への適用を目指した推力約10トン級エンジンの燃焼試験(2秒)を実施。



■米国

- 2006年4月に推力約9トン級エンジン燃焼試験(103秒)実施。
- NASAにおいて将来の月着陸機への適用を想定した小型メタンエンジンの開発が進行中。
- 2007年11月に推力約3.4トン級エンジン燃焼試験(推定数十秒)、同年12月に約1.6トン級エンジン高空燃焼試験実施。
- 上記と別設計で推力約2.5トン級エンジンの燃焼試験準備中。
- 2008年9月アポロ用エンジンをメタン向けに改修し高空燃焼試験(推定数秒)実施。



■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中。ロシアの技術支援を受けている模様。2008年3月にエンジン燃焼試験(約12秒)を実施。

