EPSILON

資料102-2
科学技術・学術審議会
研究計画・評価分科会
宇宙開発利用部会
（第102回）2026.2.4

イプシロンSロケットの開発状況について

令和8（2026）年2月4日

宇宙航空研究開発機構
宇宙輸送技術部門　理事　岡田　匡史
イプシロンプロジェクトチーム　プロジェクトマネージャ　井元　隆行

本日のご報告

■ 令和7年（2025）年9月29日、第99回宇宙開発利用部会にて2024年11月に発生したイプシロンSロケット第2段モータ（E-21）の地上燃焼試験での燃焼異常の原因調査状況、及びイプシロンSロケットの空白期間短縮化と当面の打上げ需要への対応として早期運用を目指した開発計画見直しの方向性についてご報告した。

■ 本日は、上記以降の開発計画の見直しの検討結果、及び原因調査状況について、ご報告する。本見直しは、宇宙開発利用部会が計画の大幅な変更等に際して実施する「中間評価」に該当するものとして、調査審議をいただく。

（抜粋）
実施フェーズの期間中、研究開発プロジェクトを取り巻く環境条件が大きく変化した 場合等にも「中間評価」を行う場合がある。
※プロジェクトを取り巻く環境条件が企画立案フェーズから大きく変化し、事前評価における前提条件が妥当でないことが明らかとなった場合や、当初想定したスケジュールをリスク管理や利用可能な資源の観点から 大幅に変更せざるを得ない場合などにおいて実施する。
「宇宙開発利用部会における研究開発課題等の評価の進め方について」（令和7年5月30日改訂）

目　次

1. イプシロンSロケット開発計画の見直し
　1.1　開発計画見直しの必要性
　1.2　検討結果

2. 第2段モータ燃焼異常原因調査状況
　2.1　概要
　2.2　原因調査状況（FTA）
　2.3　原因調査状況（ケース側インシュレーション気密喪失に至るメカニズム）
　2.4　検証試験

3. まとめ

目　次

1. イプシロンSロケット開発計画の見直し
　1.1　開発計画見直しの必要性
　1.2　検討結果

2. 第2段モータ燃焼異常原因調査状況
　2.1　概要
　2.2　原因調査状況（FTA）
　2.3　原因調査状況（ケース側インシュレーション気密喪失に至るメカニズム）
　2.4　検証試験

3. まとめ

1. イプシロンSロケット開発計画見直しについて

1.1 開発計画見直しの必要性

■ 第2段モータ燃焼異常に係る原因調査を進めているものの、原因特定および対策検討には相応の時間を要する見込みであり（2項参照）、我が国の基幹ロケットであるイプシロンSロケットの運用空白期間の長期化が課題となっている。このため、打上げ手段としての自立性の確保のみならず、顧客からの信頼の確保も困難な状況にある。

■ こうした状況を踏まえ、イプシロンSロケットの打上げを早期に再開し、JAXAが打上げを受託した衛星を含む当面の小型衛星打上げ需要に着実に対応できるよう、開発計画の見直しを行うこととした。本見直しの意義・価値を以下に整理する。

- ✓ 基幹ロケットの自立性確保に加え、我が国の戦略的技術である固体燃料ロケットの技術基盤・産業基盤の弱体化回避
- ✓ 打上げ実績を積み重ねて信頼性を高めながら小型衛星打上げ需要に対応(※1)

（※1）JAXAが2020年6月にNECとの間で打上げ受託契約を締結したベトナム向け地球観測衛星「LOTUSat-1」や当面の小型衛星打上げ需要（JAXAミッション、宇宙戦略基金、SBIR等）に対して国内ロケットによる打上げ機会を提供できていない状況が生じている

1.2 検討結果

■ 複数のオプションを検討した結果、強化型イプシロンで使用していた第2段モータ（M-35）(※2)を適用（名称をM-35aとする）する方針が最も技術的成立性が高いと判断した。

（※2）イプシロンSロケット開発移行時点では、M-35を用いる想定だったが、システム設計検討の進捗を踏まえて打上げ能力要求を満足するために推進薬量を増やしたE-21に変更して開発を進めていた。

（参考：第56回宇宙開発利用部会「イプシロンロケット　H3ロケットとのシナジー対応開発の取り組み状況について」）

1. イプシロンSロケット開発計画見直しについて

1.2 検討結果（つづき）

- M-35a適用形態に係る予備設計を踏まえ、システム仕様を設定した（下表参照）。なお、M-35a適用形態は早期の打上げを実現するための機体として「イプシロンSロケットBlock1」と称する。
- M-35aは推進薬、インシュレーション原材料の枯渇対応等を反映する（モータ性能への影響はない）。本変更についてE-21燃焼異常と同じ要因が内在していないことを確認するため、M-35a地上燃焼試験を実施する。

強化型
イプシロン

ロケットシステム		強化型		イプシロンS		
		基本形態	オプション形態	開発移行時（想定）	E-21適用形態	M-35a適用形態（Block1）
全長		約26m		約26.8m	約27.2m	約26.8m
段構成		固体3段	固体3段＋PBS	固体3段＋PBS		
フェアリング分離		2段燃焼開始前（機軸方向加速度なし）		2段燃焼中（機軸方向加速度あり）		
アビオニクス		H-IIAと共通（一部）		H3と共通（一部）		
3段	搭載方式	フェアリング内（インポーズ）		フェアリング外（エクスポーズ）		
	モータ	KM-V2c		E-31		
	推進薬量	約2.5トン		約5トン		
	姿勢制御	スピン安定		TVC＋PBS		
2段	モータ	M-35		M-35	E-21	M-35a
	推進薬量	約15トン		約15トン	約18トン	約15トン
	姿勢制御	TVC＋RCS		TVC＋RCS		
1段	モータ	SRB-A		SRB-3		
	推進薬量	約66トン		約67トン		
	姿勢制御	TVC＋SMSJ		TVC＋SMSJ		

フェアリング
カプセル化

3段モータ大型化
3段TVC化

2段モータ
（M-35 → E-21）

M-35a適用

SRB-3適用

イプシロンS

PBS：Post Boost Stage（小型液体推進系）
RCS：Reaction Control System（ガスジェット装置）
TVC：Thrust Vector Control（推力方向制御）
SMSJ：Solid Motor Side Jet（姿勢制御用補助推進系）

1. イプシロンSロケット開発計画見直しについて

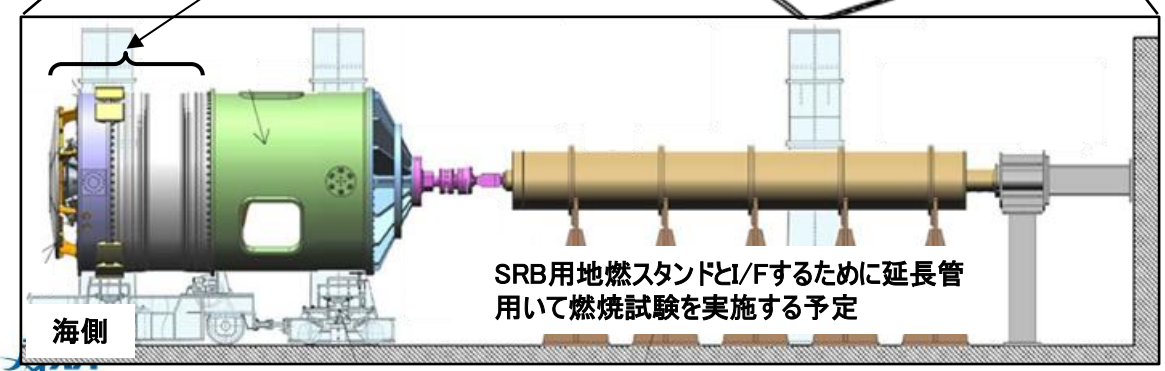
1.2 検討結果（つづき）

M-35a地上燃焼試験形態
種子島竹崎試験場で実施予定

竹崎展望台方向

望楼
計測棟
避雷針
消火系ポンプ室
ポンプ室
シェルター
貯水槽
テストスタンド
放水銃
M-35a
地燃モータ
ターミナル室入口
ノズル消火装置(クエンチ)
TVC室入口
フレームディフレクタ
組立棟
保安燈
LCO_2
タンクローリー車
車庫

M-35a地燃モータ



1. イプシロンSロケット開発計画見直しについて

1.2 検討結果（つづき）

■ 打上げ能力が当初目標より低下することを踏まえ、対応可能なミッションを整理した（下表参照）。

✓ イプシロンSロケットBlock1で対応可能であることを確認した。

✓ 公募型小型衛星（SOLAR-C等）への対応については別途検討する。

対応可能ミッション		投入軌道	衛星質量
JAXAミッション	高度計ライダー	SSO	最大400kg
	宇宙技術実証加速プログラム（JAXA-STEPS）(※1)	TBD	TBD（～約100kg）
JAXA外ミッション	LOTUSat-1（打上げ受託）	SSO	約590kg(※2)
	衛星A	SSO	最大200kg×2
	衛星B	SSO	約250kg

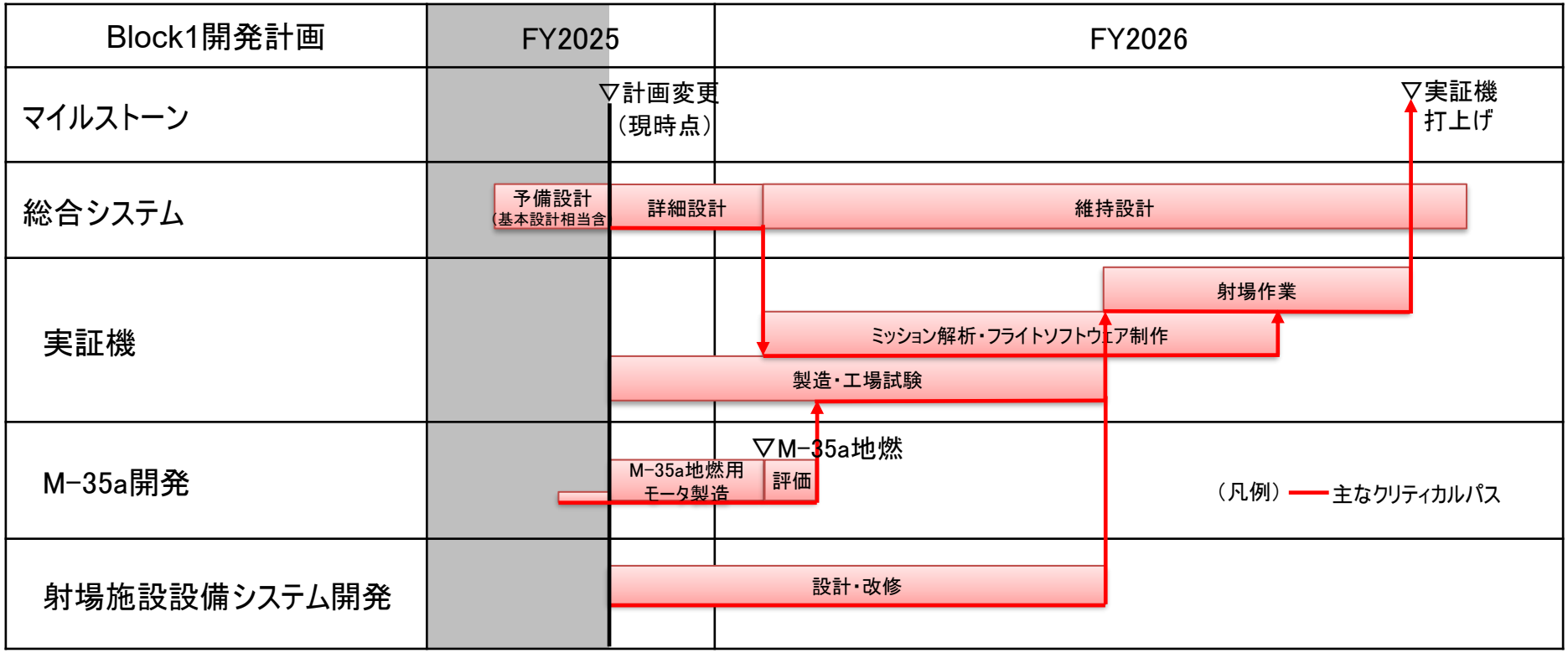
※1 JAXAで実証機会提供のサービス調達（打上げ輸送サービス、ホステッドペイロードサービス等）のスキーム検討中
※2 Block1の打上げ能力範囲で打ち上げられる投入軌道とし、衛星側の推進装置で最終軌道に到達させる。

（参考）イプシロンSロケットBlock1以降の計画についてはE-21原因調査等の状況を踏まえつつ、段階的に開発を進める方向で、引き続き検討を行う。

1. イプシロンSロケット開発計画見直しについて

1.2 検討結果（つづき）

- M-35aモータ地上燃焼試験を実施し、2026年度の実証機打上げを目標とする開発計画を設定した。
- これまでの開発結果活用により技術的リスクを低減し、イプシロン6号機打上げ失敗や2段モータ（E-21）の2度の燃焼異常等から得られた教訓・知見を反映して着実な開発を進め、実証機の打上げ成功を目指す。
- 実証機に搭載するペイロードについては、システム刷新相当の機体であることを踏まえつつ、具体化を進める。



なお、本計画変更はJAXAにおいて計画変更審査（経営審査）を受審し、計画変更の妥当性を確認した。

目　次

1. イプシロンSロケット開発計画の見直し
　1.1　開発計画見直しの必要性
　1.2　検討結果

2. 第2段モータ燃焼異常原因調査状況
　2.1　概要
　2.2　原因調査状況（FTA）
　2.3　原因調査状況（ケース側インシュレーション気密喪失に至るメカニズム）
　2.4　検証試験

3. まとめ

2. 第2段モータ燃焼異常原因調査状況

2.1 概要

■ 2024年11月26日、種子島宇宙センターの地上燃焼試験場において、イプシロンSロケット第2段モータ（E-21）の再地上燃焼試験を実施したが、燃焼異常により第2段モータが爆発。同日、原因調査チームを設置し、原因調査に着手。燃焼試験概要を参考-2に示す。

■ これまで海中捜査を含む部品の回収（参考-3）、回収品の調査分析、製造検査データの確認等を実施し、爆発の発生シナリオを1つに特定、その発生要因を3つに絞り込んだ。その後、要因の更なる絞り込みとメカニズム解明のための検証試験を実施しているところ。

■ 現在、第2段モータ（E-21/M-35）模擬、および可能性の残る要因に関連する模擬欠陥を設けた小型モータの燃焼試験（サブサイズモータ燃焼試験）を実施中。

2. 第2段モータ燃焼異常原因調査状況

再 掲
（第99回R7.9.29）

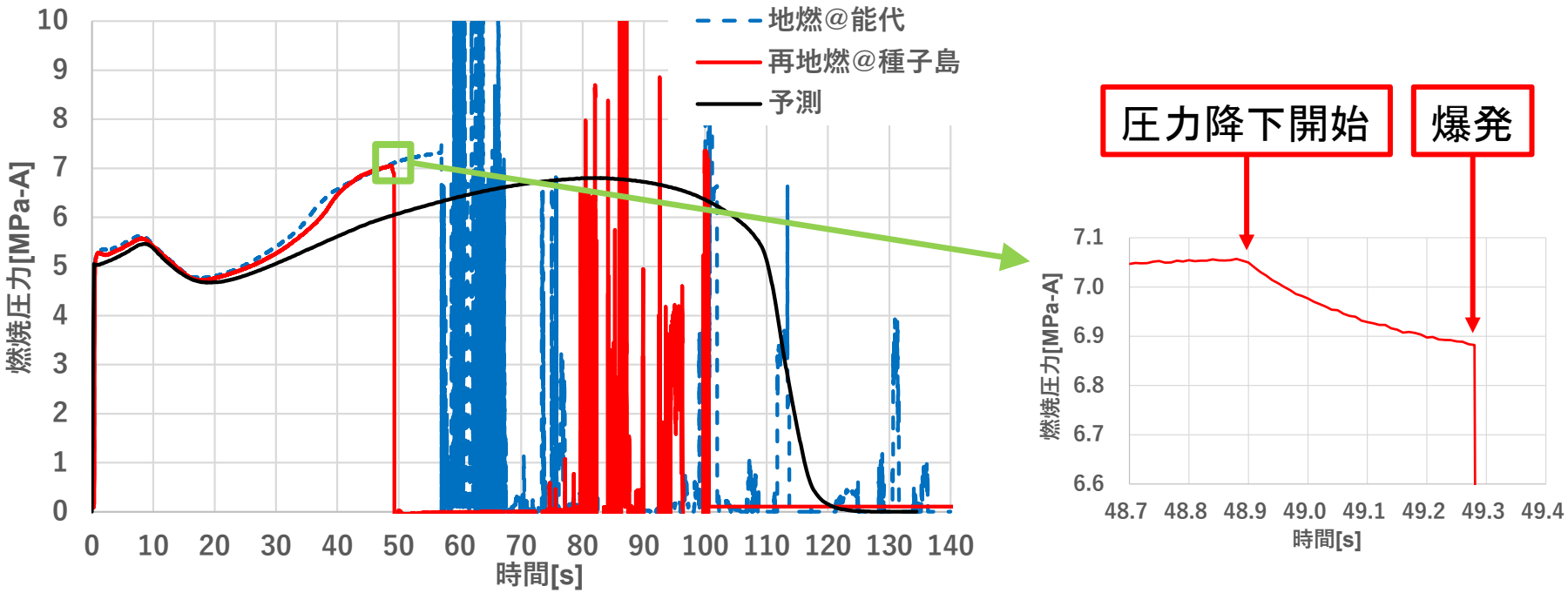
2.2 原因調査状況（FTA）

■ あらゆる可能性を考慮し原因調査を進めるため、試験データに基づいた事象の把握の中で抽出した3つの特記事項それぞれをトップ事象としてFTAを展開（参考-4）。

①点火後約17sから燃焼圧力の予測値との乖離が高い側に徐々に拡大【FTAⒶ】

②約48.9sで燃焼圧力が下降(ガスリーク)【FTAⒷ】

③約49.3sで燃焼圧力が急激に下降（爆発）【FTAⒸ】



2. 第2段モータ燃焼異常原因調査状況

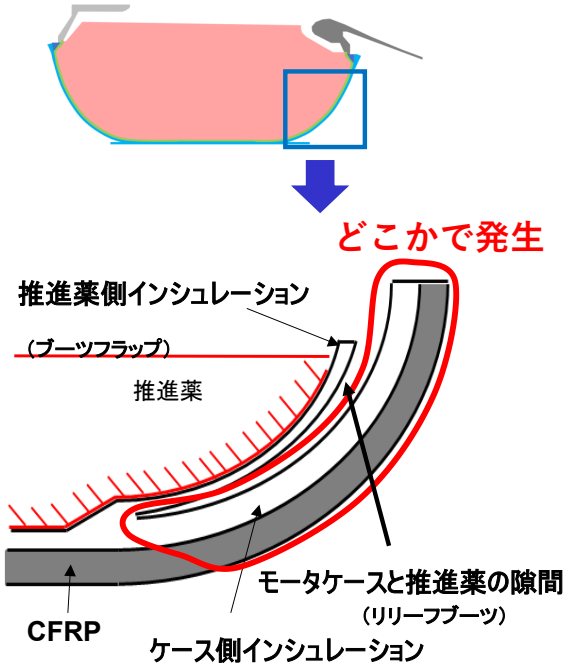
再 掲
（第99回R7.9.29）

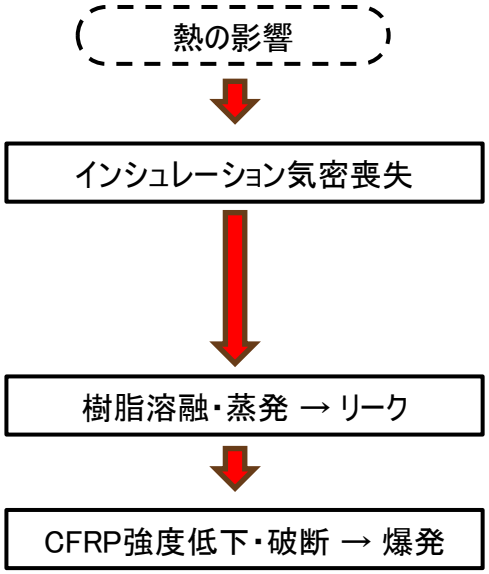
2.2 原因調査状況（FTA）

■ 回収品分析結果等を反映したFTA絞り込み結果を以下に示す。

- FTAⒷの絞り込みにより、インシュレーション焼損過大によってインシュレーションの気密喪失につながり、後方ドームが破孔して燃焼ガスがリークしたと推定。
- FTAⒸの絞り込みにより、モータ内部熱負荷過大により破壊に至ったと推定。

■ 上記より、熱の影響によりケース側インシュレーション気密喪失に至り、燃焼ガスのリーク、爆発につながった可能性が高い。





2. 第2段モータ燃焼異常原因調査状況

再 掲
（第99回R7.9.29）

2.3 原因調査状況（ケース側インシュレーション気密喪失に至るメカニズム）

■ 熱の影響によりケース側インシュレーション気密喪失に至るメカニズムは、FTAⒶで可能性が残る要因に関連した以下のいずれかもしくは複合によると推定。

燃焼面が推進薬側インシュレーションと推進薬の間の空隙に到達

リリーフブーツへの入熱量増大

①空隙部推進薬に着火

燃焼面がブーツフラップと推進薬の間の隙間（参考-5）に到達して着火し燃焼面積が増加

②ブーツフラップ破孔

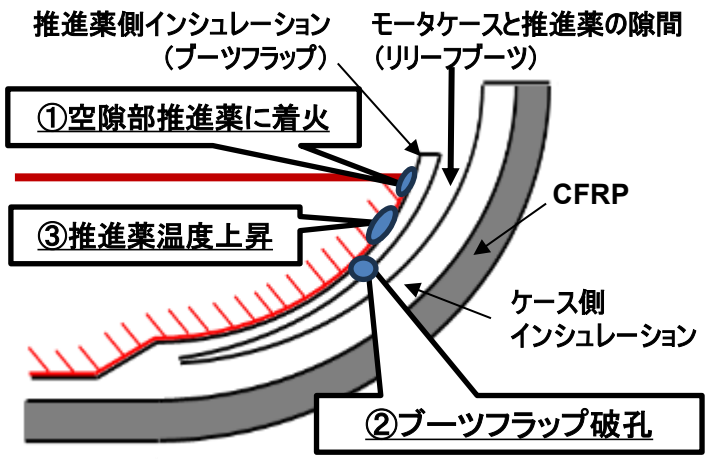
リリーフブーツの入熱量が想定より大きく、ブーツフラップの一部が破断して推進薬が着火し燃焼面積が増加

③推進薬が着火温度まで上昇

リリーフブーツの入熱量が想定より大きく、ブーツフラップに接触している推進薬が高温となって燃焼速度が増大

ケース側インシュレーション入熱量増大

ケース側インシュレーション焼損過大
⇒気密喪失



メカニズムイメージ

※ FTAとの対応は以下の通り。
【A-3-1-2】推進薬側インシュレーションと推進薬の間の空隙の影響　⇒①空隙部推進薬に着火
【A-3-1-3】インシュレーション界面推進薬の早期露出　⇒②ブーツフラップ破孔
【A-3-2-1】推進薬温度が予測より大　⇒③推進薬が着火温度まで上昇

2. 第2段モータ燃焼異常原因調査状況

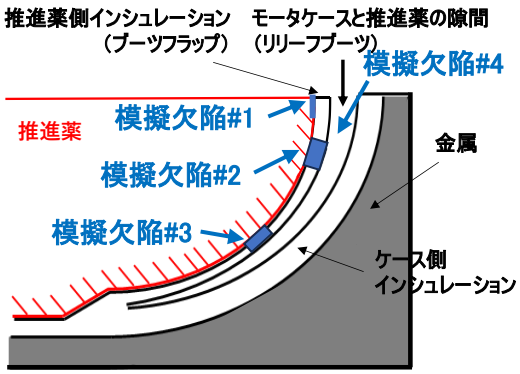
2.4 検証試験

■ FTAⒶで可能性の残る要因の絞り込みのため、検証試験を実施中。

①サブサイズモータ（φ約440mm）燃焼試験【実施中】

- ✓ 第1シリーズとして3回の試験を実施した。「燃焼圧力の予測値との乖離が高い側に徐々に拡大」は発生せず、要因特定には至っていない。
- ✓ 第2シリーズとして残り3回を実施する。

供試体	状況	目的
ⒶE-21模擬（欠陥なし）：レファレンス	済	レファレンスデータ取得
ⒷM-35模擬（欠陥なし）	済	Ⓐとの比較データ取得
Ⓒ模擬欠陥#1：ブーツフラップと推進薬間の空隙大	済	空隙による影響確認
Ⓓ模擬欠陥#2：ブーツフラップの一部削除	未	ブーツフラップが口元部で破孔時の影響確認
Ⓔ模擬欠陥#3：ブーツフラップ一部削除＋強制着火	未	ブーツフラップが隙間奥で破孔時の影響確認
Ⓕ模擬欠陥#4：リリーフブーツの隙間変化（検討中）	未	隙間の大きさの影響確認

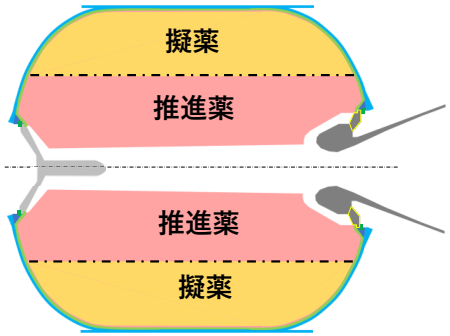


模擬欠陥イメージ

再　掲
（第99回R7.9.29）

②実機大モータ燃焼試験【計画検討中】

- ✓ モータ内部の燃焼ガスの流れがサイズに依存することも考えられるため、サブサイズモータでは要因の絞り込みに至らない可能性。
- ✓ 原因特定の最終確認の位置づけとして実機大サイズのモータ燃焼試験を検討中。
- ✓ 爆発を避けるため推進薬の一部に擬似推進薬（擬薬）を使用し、燃焼を途中で止めるモータ設計を実施中。

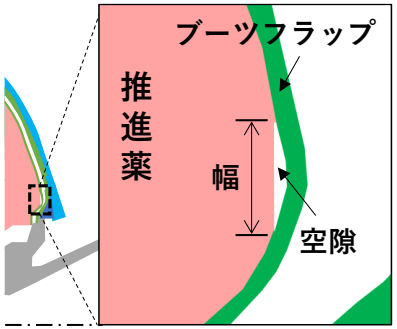


実機大モータ供試体（イメージ）

2. 第2段モータ燃焼異常原因調査状況

2.4 検証試験（つづき）

- 第１シリーズとして3式の供試体を製作して燃焼試験を実施した。詳細なデータ評価・供試体検査を実施中。現時点での結果速報を示す。
- 残る3つの要因のうち「**③推進薬が着火温度まで上昇**」の確認のため3式ともリリーフブーツ隙間を大きくし、推進薬初期温条件を60℃とした。
- 下表のⒶとⒷで欠陥のない供試体でレファレンスデータを、Ⓒで「**①空隙部推進薬に着火**」の確認のためブーツフラップと推進薬の間の空隙を大きくした供試体によるデータを取得した。特記は以下。
  a. 3式とも「**燃焼圧力の予測値との乖離が高い側に徐々に拡大**」は発生しなかった
  b. 空隙部推進薬に着火：サイズの異なる空隙を供試体に仕込んだ結果、空隙部で着火して燃焼圧力が段差的に上昇したが、予測との乖離拡大はなし。



空隙イメージ

供試体

燃焼中

ケース	空隙※1	隙間※2	初期温度	結果
Ⓐ レファレンス	小：幅:8.9mm (全周平均)	大 16.6mm	約60℃	レファレンスデータを取得した
Ⓑ グレイン形状 M-35模擬	なし：検出下限 1mm未満	大 16.6mm	約60℃	Ⓐとの比較データを取得した
Ⓒ 模擬欠陥#1	大：幅:20.9mm (全周平均)	大 16.6mm	約60℃	燃焼圧力データ特記あり（上記b）

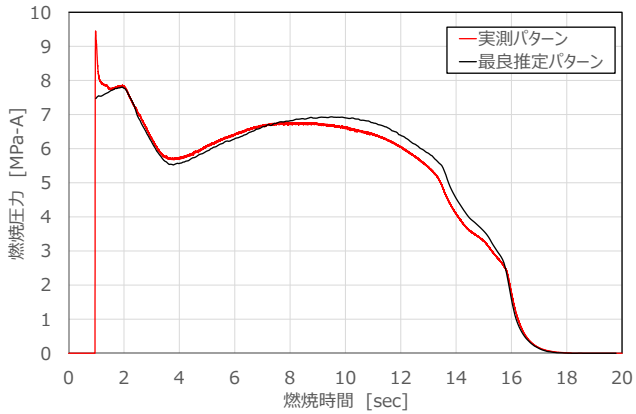
※1 E-21再地燃モータの空隙サイズは幅29mm（最大）であり、サブサイズに換算すると約5.0mm
※2 実機相似の隙間量は上記隙間に対して1オーダ小さい

2. 第2段モータ燃焼異常原因調査状況

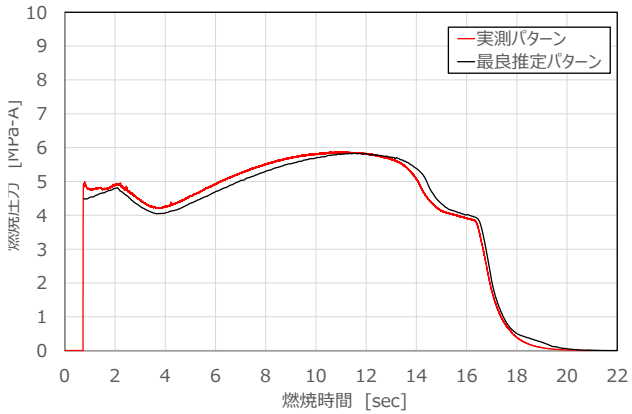
2.4 検証試験（つづき）

■ 第1シリーズの燃焼圧力データを以下に示す。

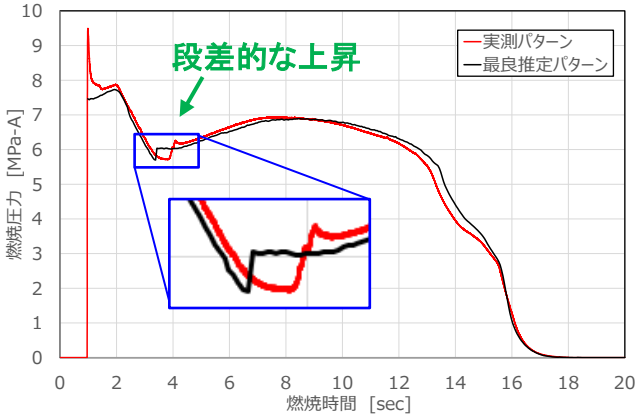
✓ Ⓒでは、燃焼開始後の空隙到達時に空隙面の着火にによる燃焼圧力の段差的な上昇があったが、その後の「予測値との乖離が高い側に徐々に拡大」はなかった。



Ⓐ レファレンス



Ⓑ グレイン形状M-35模擬



Ⓒ 模擬欠陥#1

目　次

1. イプシロンSロケット開発計画の見直し
　1.1　開発計画見直しの必要性
　1.2　検討結果

2. 第2段モータ燃焼異常原因調査状況
　2.1　概要
　2.2　原因調査状況（FTA）
　2.3　原因調査状況（ケース側インシュレーション気密喪失に至るメカニズム）
　2.4　検証試験

3. まとめ

3. まとめ

イプシロンSロケット開発計画の見直し

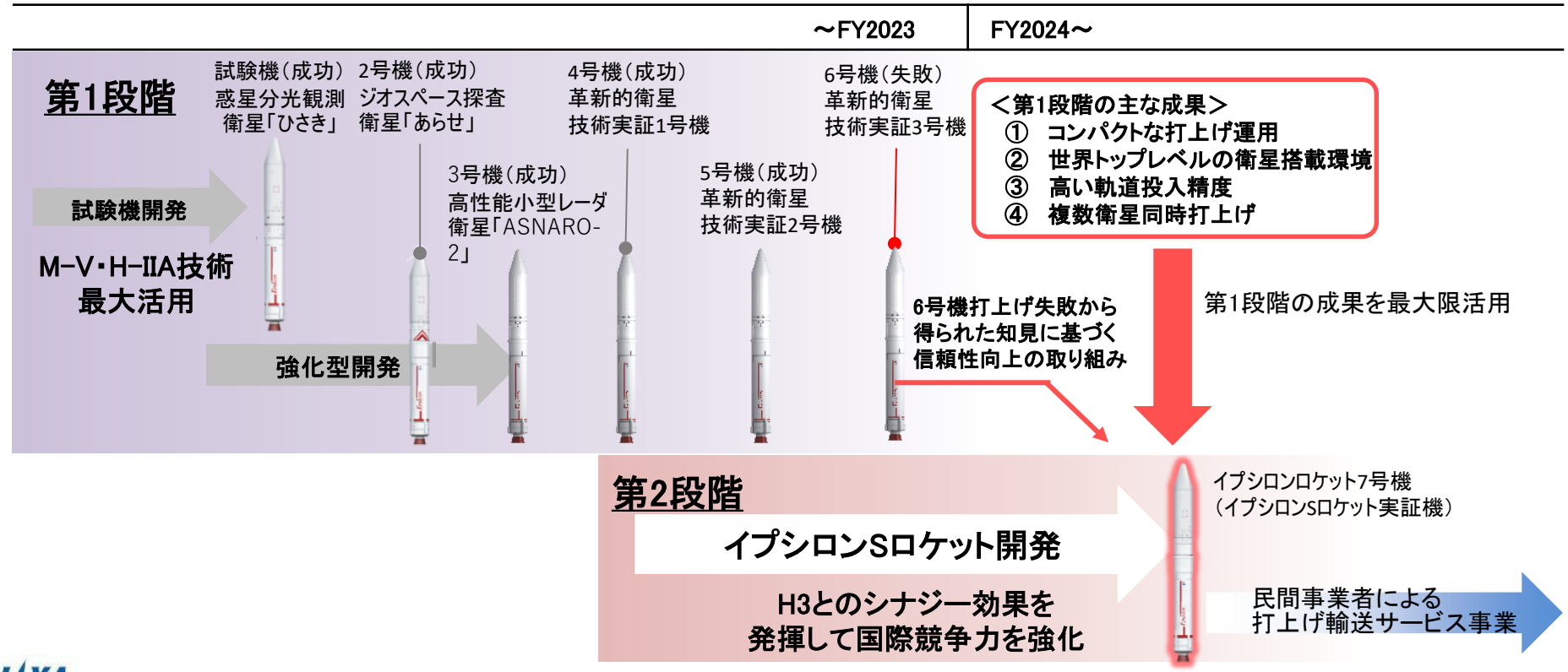
- ✓ イプシロンロケットの空白期間短縮化、及びJAXAが打上げを受託した衛星を含めて当面の打上げ需要に対応するため、イプシロンSロケットBlock1（M-35a適用形態）の開発計画について検討結果を示した。
- ✓ 今後M-35aモータの地上燃焼試験を実施し、2026年度の実証機打上げを目指して開発を進める。

第2段モータ燃焼異常原因調査状況

- ✓ E-21原因調査の検証試験結果（サブサイズモータⒶ～Ⓒ）について報告した。引き続き、検証試験（サブサイズモータⒹ～Ⓕ）を進め、原因特定に向けた要因の絞り込み・評価を行う。

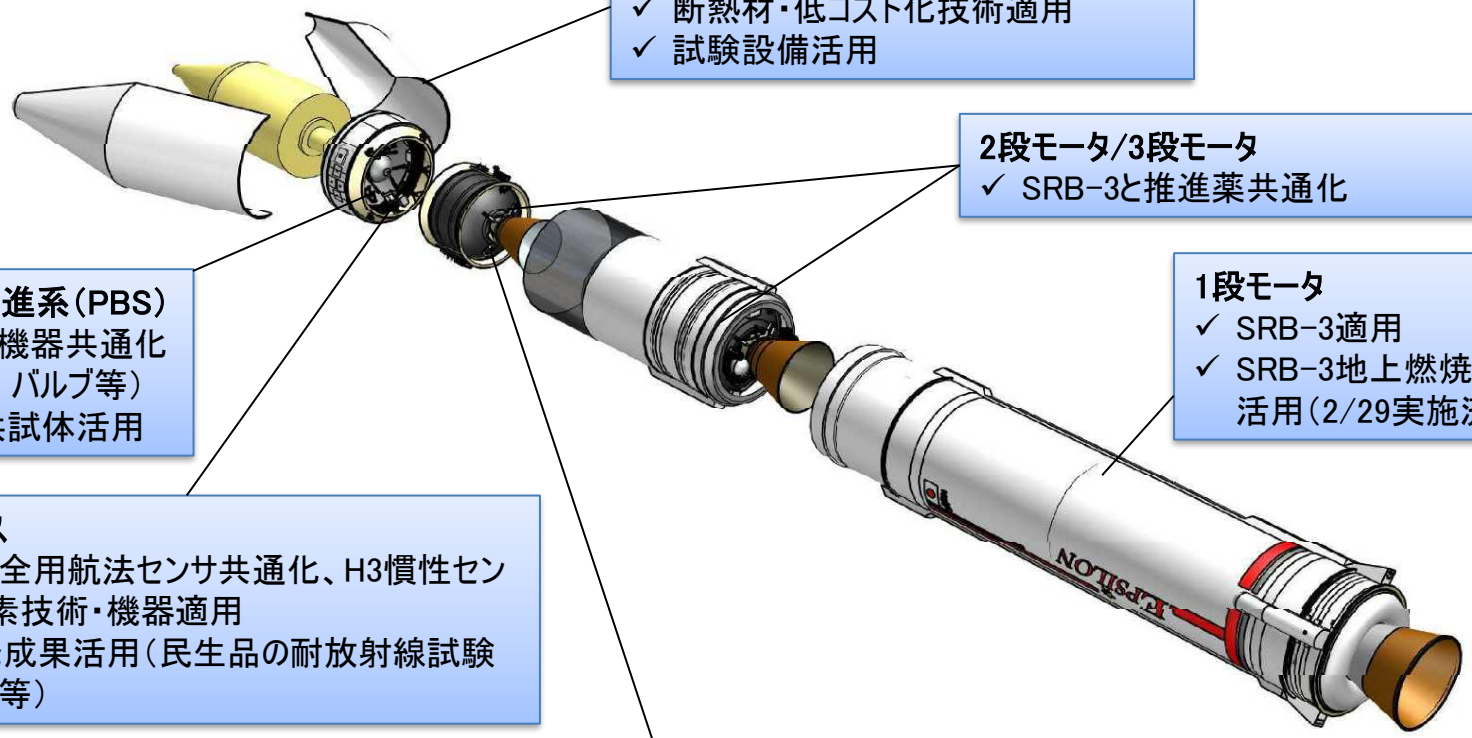
参考-1　イプシロンSロケット開発について

- 小型衛星打上げ手段早期獲得、固体ロケット空白期間極小化のため、イプシロンロケットシリーズとして2段階の開発を推進してきた。
  - 第1段階：　M-V及びH-IIAで培った技術を最大限活用　➡試験機・強化型
  - 第2段階：　H3ロケットとのシナジー効果を発揮して国際競争力を強化　➡イプシロンS
- 第2段階で、JAXAは長年培った固体燃料ロケット技術を民間事業者に移管し、民間事業者の自立的な打上げ輸送サービス事業展開を支え、日本の宇宙産業の規模拡大に貢献していく。



参考-1　イプシロンSロケット開発について

H3とイプシロンで技術・部品・機器等を共通化し、開発の効率化、打上げ価格低減を実現する。



フェアリング
- ✓ 断熱材・低コスト化技術適用
- ✓ 試験設備活用

2段モータ/3段モータ
- ✓ SRB-3と推進薬共通化

1段モータ
- ✓ SRB-3適用
- ✓ SRB-3地上燃焼試験機会活用（2/29実施済）

小型液体推進系（PBS）
- ✓ H3RCSと機器共通化（スラスタ、バルブ等）
- ✓ 試験用供試体活用

アビオニクス
- ✓ 飛行安全用航法センサ共通化、H3慣性センサの要素技術・機器適用
- ✓ H3開発成果活用（民生品の耐放射線試験データ、等）

火工品
- ✓ H3火工品と共通化

射場施設設備
- ✓ 射場系・飛行安全系設備をH3と共通化

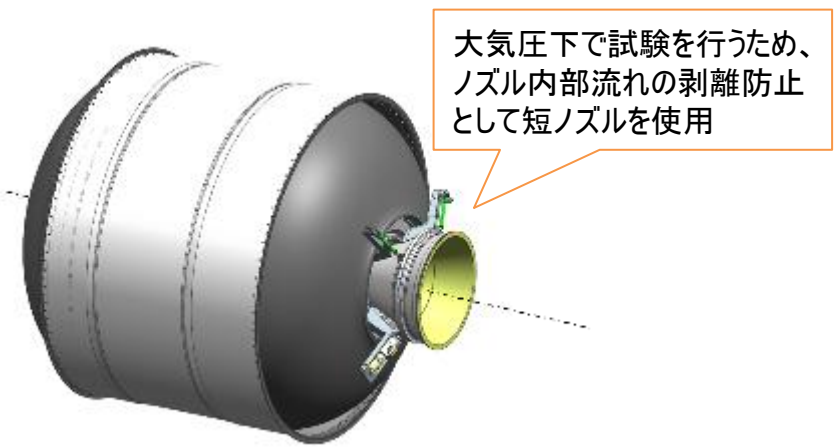
H3ロケットとのシナジー効果の発揮の具体例

参考-2　第2段モータ再地上燃焼試験概要

再　掲
（第99回R7.9.29）

【第2段モータ再地上燃焼試験計画】

- 試験目的　：　以下の技術データを取得し、**2023年7月に発生した地上燃焼試験の燃焼異常の対策を含めた第2段モータの設計妥当性を検証**する。
- 検証項目　：　①モータ着火・燃焼・推進特性、②断熱材設計の妥当性、③TVCシステム機能・性能　④2023年7月に発生した地上燃焼試験の燃焼異常の対策の妥当性の検証
- 試験場所　：　種子島宇宙センター竹崎地上燃焼試験場
- 燃焼時間　：　120秒程度
- 供試体　　：　短ノズル型
- 計測項目　：　推力、燃焼圧力、各部温度・歪・加速度等の**約200点**



燃焼試験仕様

実機／燃焼試験仕様差異

項目	実機仕様（イプシロンS実機）	燃焼試験仕様（短ノズル型）
固体推進薬	コンポジット推進薬	コンポジット推進薬
真空中推力	**約610 kN**	**約560 kN**
性能（Isp）	**294.5 s**	**267.3s**
固体推進薬量	約18 ton	約18 ton
全長	**4.3 m**	**3.2 m**
直径	φ2.5m	φ2.5m
燃焼時間	約120 s	約120 s
ノズル駆動方式	TVC	TVC

参考-2　第2段モータ再地上燃焼試験概要

再　掲
（第99回R7.9.29）

【第2段モータ再地上燃焼試験結果（実施状況）】

■ 実施状況

・点火日時： 2024年11月26日08時30分

・発生時刻：点火後約49秒（計画燃焼秒時：約120秒）

・発生事象：第2段モータの燃焼異常

■ 被害状況

・警戒区域を設定し安全を確保しており、人的被害および第三者物的損害はなし。

・JAXA設備の被害状況について、スタンド設備の損傷、周辺設備（扉等）の破損等。

スタンドへのセット状況

参考-2　第2段モータ再地上燃焼試験概要

再　掲
（第99回R7.9.29）

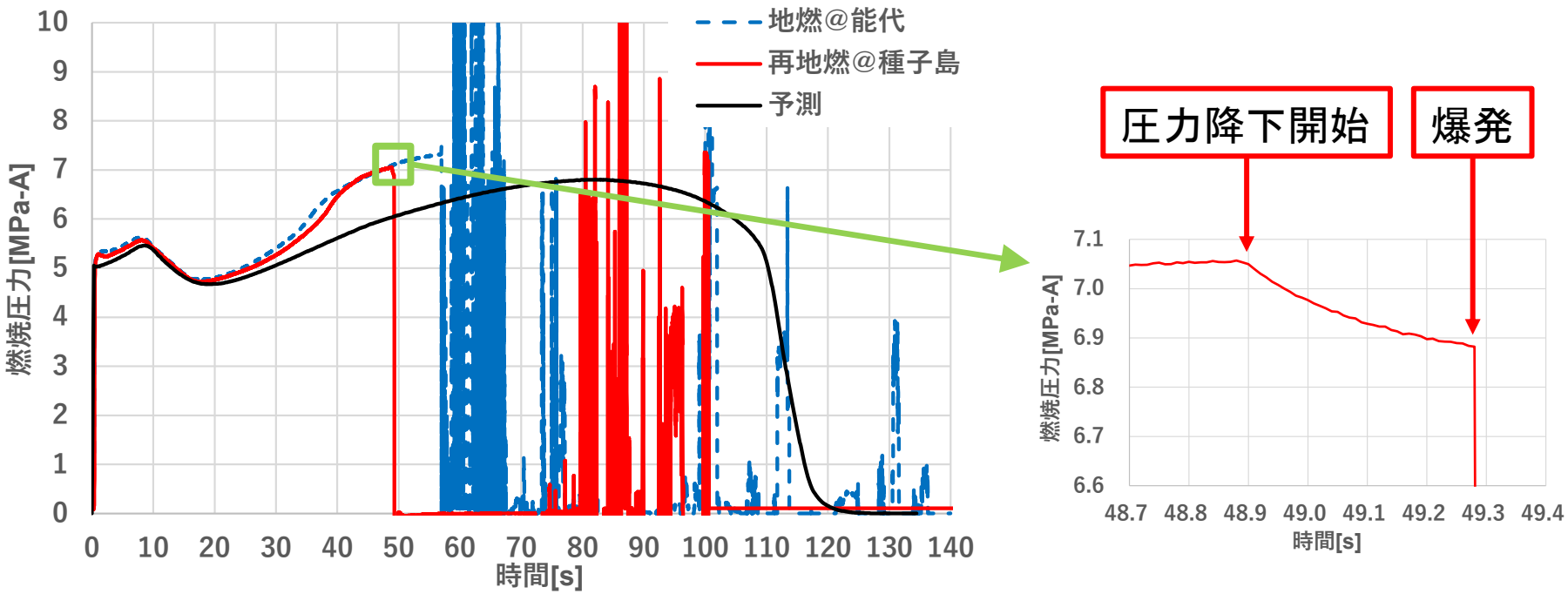
【第2段モータ再地上燃焼試験結果（試験データ）】

■ 計測項目は全体確認済み。確認結果に基づいて把握した事象について示す。

【燃焼圧力データ】

・点火後約17sから燃焼圧力の予測値との乖離が高い側に徐々に拡大。

・点火後約48.9sの時点で約7MPaに達したあと圧力が下降し、約49.3sで圧力が急激に下降（爆発）。
（燃焼圧力は最大使用圧力（8.0MPa）及び保証耐圧試験の圧力（8.8MPa）以下）

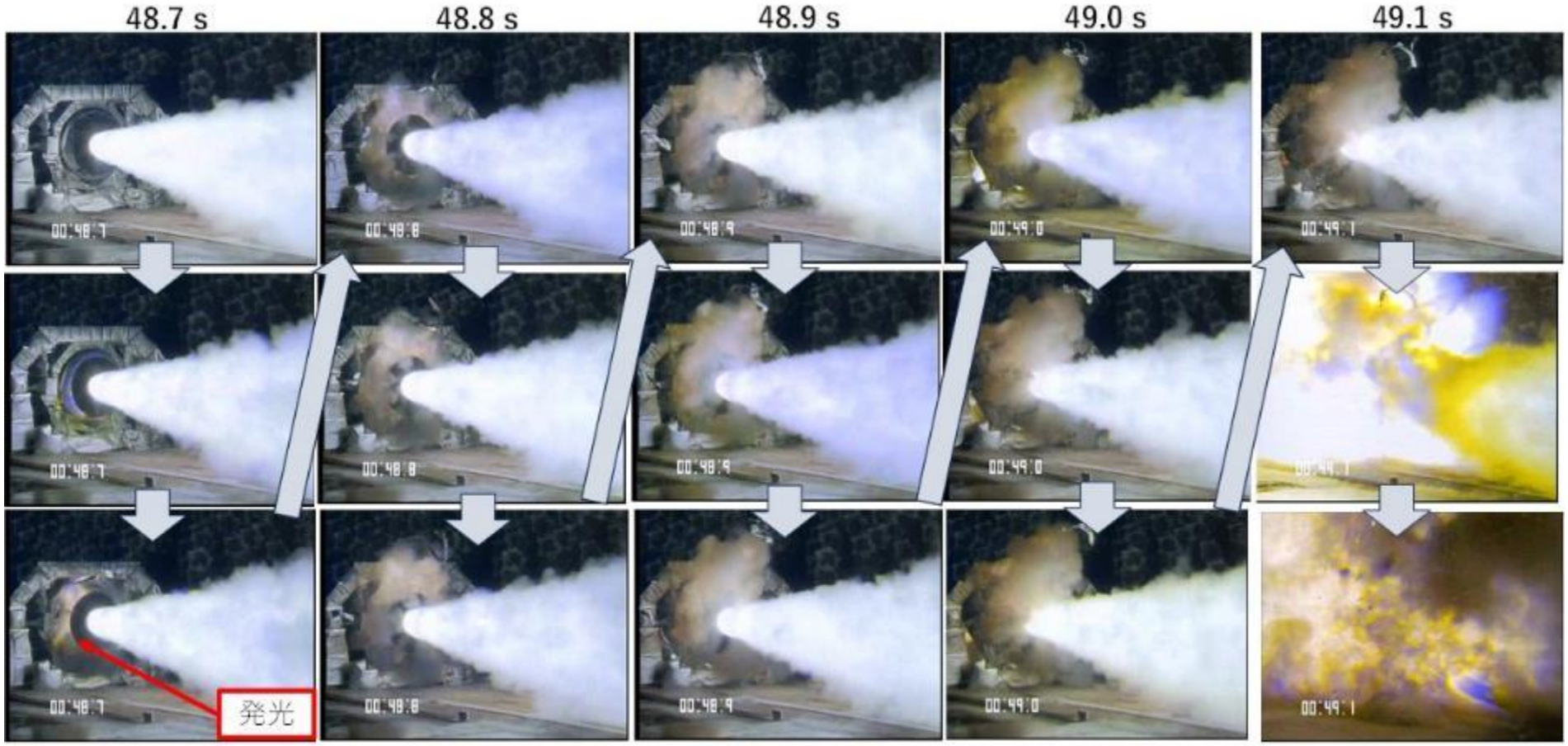


参考-2　第2段モータ再地上燃焼試験概要

再　掲
（第99回R7.9.29）

【第2段モータ再地上燃焼試験結果（画像）】

■ 爆発時画像（後方から）　※画像中時刻は手動タイマスタート(試験データと非同期)

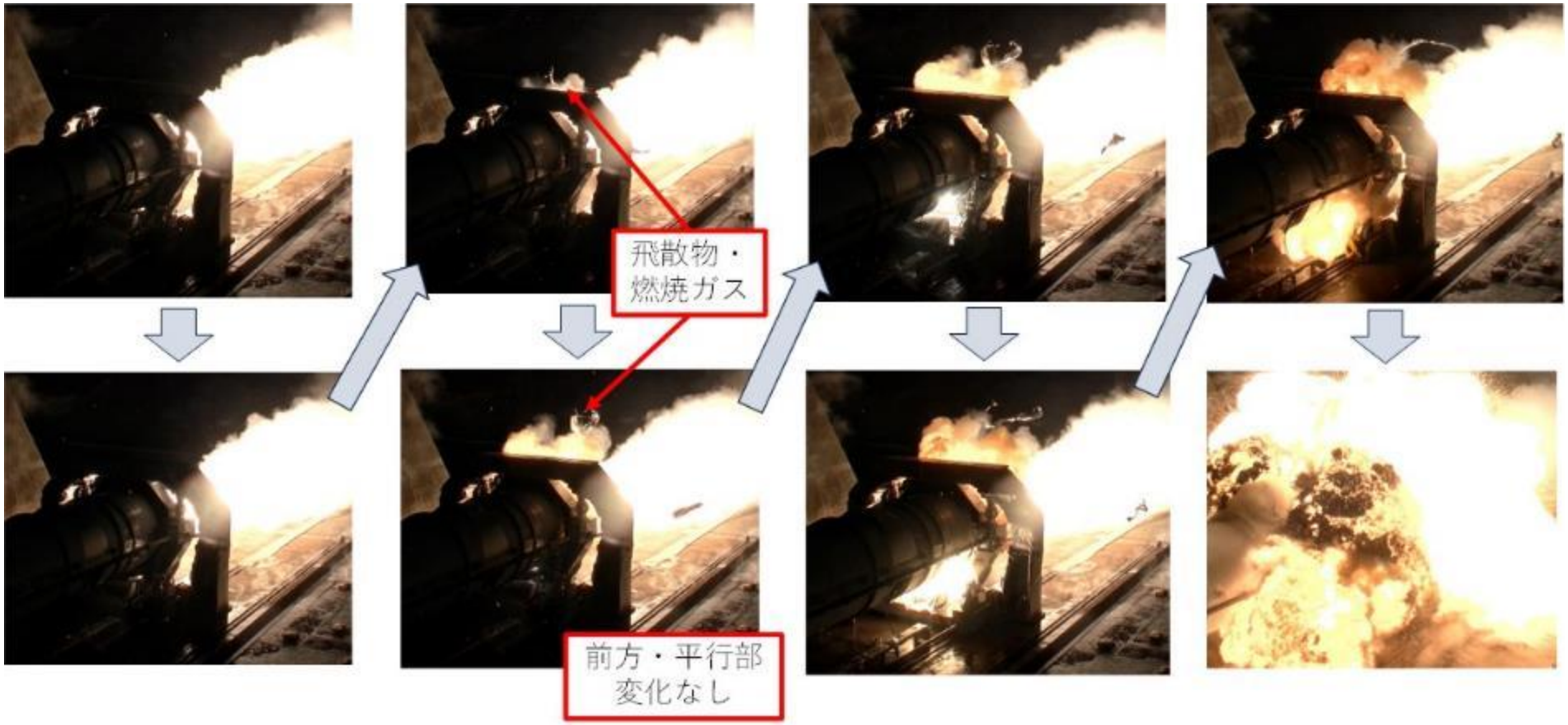


参考-2　第2段モータ再地上燃焼試験概要

再　掲
（第99回R7.9.29）

【第2段モータ再地上燃焼試験結果（画像）】

■ 爆発時画像（前方から）　※時刻情報はなし



参考-2　第2段モータ再地上燃焼試験概要

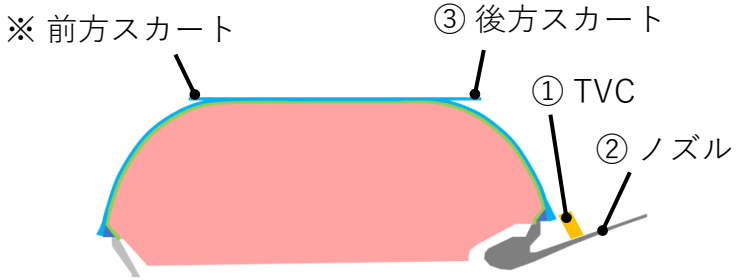
再　掲
（第99回R7.9.29）

【第2段モータ再地上燃焼試験結果（試験データ）】

- 約48.9s時点の圧力下降と画像データから、**燃焼ガスがリーク**していると判断した。
- 加速度・歪は事象発生箇所近傍から変動すること、及び画像データから、**燃焼ガスリークと爆発はモータ後方で発生**したと判断した。

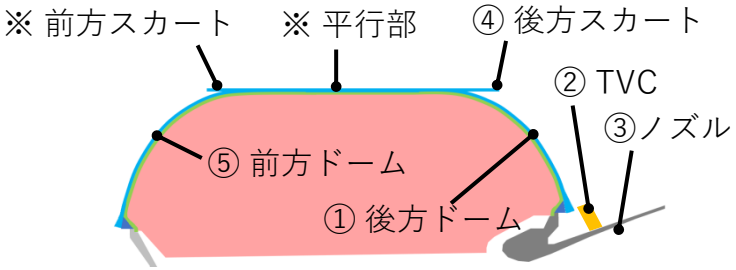
【加速度・歪データ】

・約48.9sの加速度と歪は後方から変動している。



48.9s付近の加速度変動順

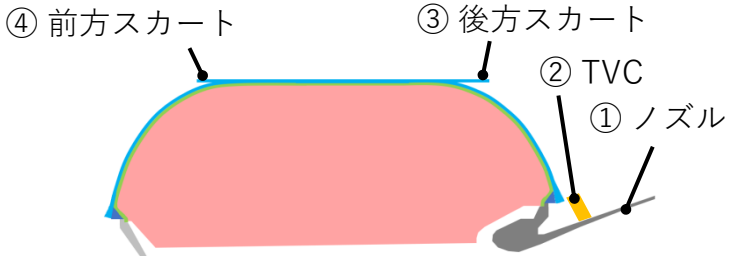
※ 有意な変動なし



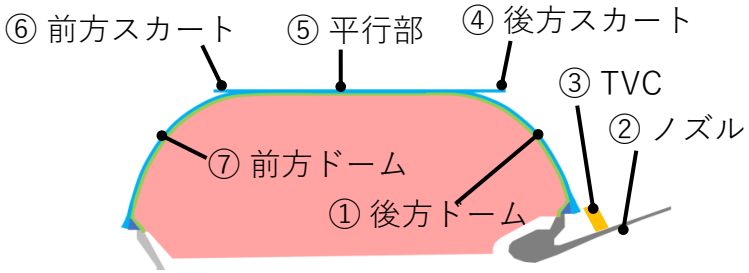
48.9s付近の歪変動順

※ 有意な変動なし

・約49.3sの加速度と歪は後方から変動（断線等）している。



49.3s付近の加速度変動順



49.3s付近の歪変動順

参考-2　第2段モータ再地上燃焼試験概要

再　掲
（第99回R7.9.29）

【第2段モータ再地上燃焼試験結果（試験データ）】

【温度データ】

・約48.9sまでの供試体各部の温度履歴は以下の通り。

・後方（後方ドーム・TVC・ノズル）は、1～5℃程度昇温し、最大約19℃。

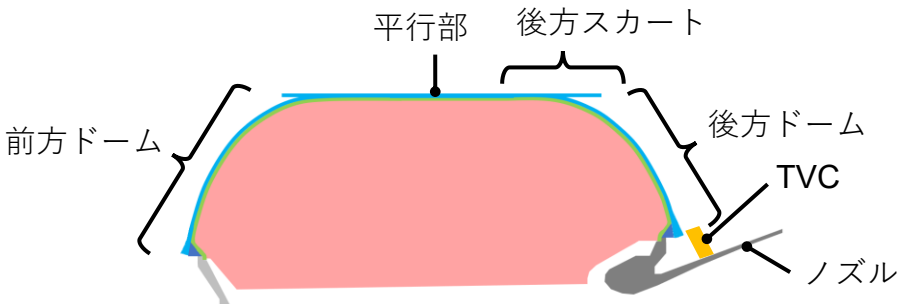
・前方（後方スカート・平行部・前方ドーム）は、0～2℃程度昇温し、最大約15℃。

・約48.9s以降の温度変化は以下の通り、後方で温度変化が大きい。

・後方で0～7℃程度上昇し、最大約22℃。

・前方で0～0.2℃程度上昇し、最大約15℃。

※ 試験時の外気温：21.9℃



温度計測点

※温度は10Hz（0.1秒ごと）の計測であるため
短時間の事象を正しく捉えられていない可能性あり

参考-3　第2段モータ再地上燃焼試験結果（回収物）

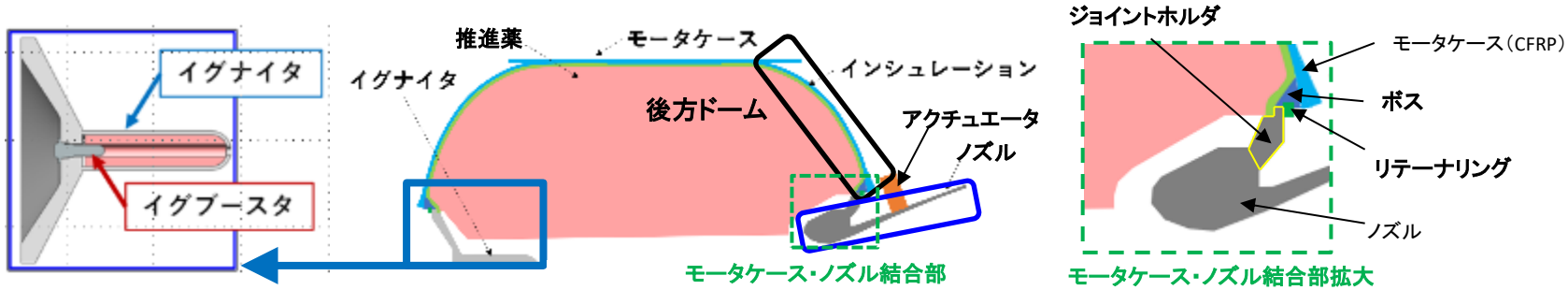
再　掲
（第99回R7.9.29）

- これまでに未回収であったボスを回収した。これにより回収・分析作業はほぼ終了した。
- 回収状況と分析結果を下表に示す。

（凡例）○：全回収　△：一部回収　×：未回収

構成品		状況	回収・分析結果
イグナイタ・イグブースタ		○	外観溶損なし。
モータケース	CFRP	△	バラバラの状態で回収。引張破断部あり。
	インシュレーション	△	バラバラの状態で回収。後方ドーム（ケース側）焼損量が予測より大。
	ボス（※1）	○	リング形状を維持した状態で回収。とくに強い熱影響を受けた形跡はない。
リテーナリング（※2）		△	6分割中1個回収。インシュレーション等付着、変色あり。
ジョイントホルダ（※3）		○	一体で回収。ノズルとは分離。インシュレーション焼損量は上側より下側の方が大。
ノズル		○	2分割で回収。ジョイントホルダ接触痕あり。リーク痕なし。
アクチュエータ		△	2個中1個回収。

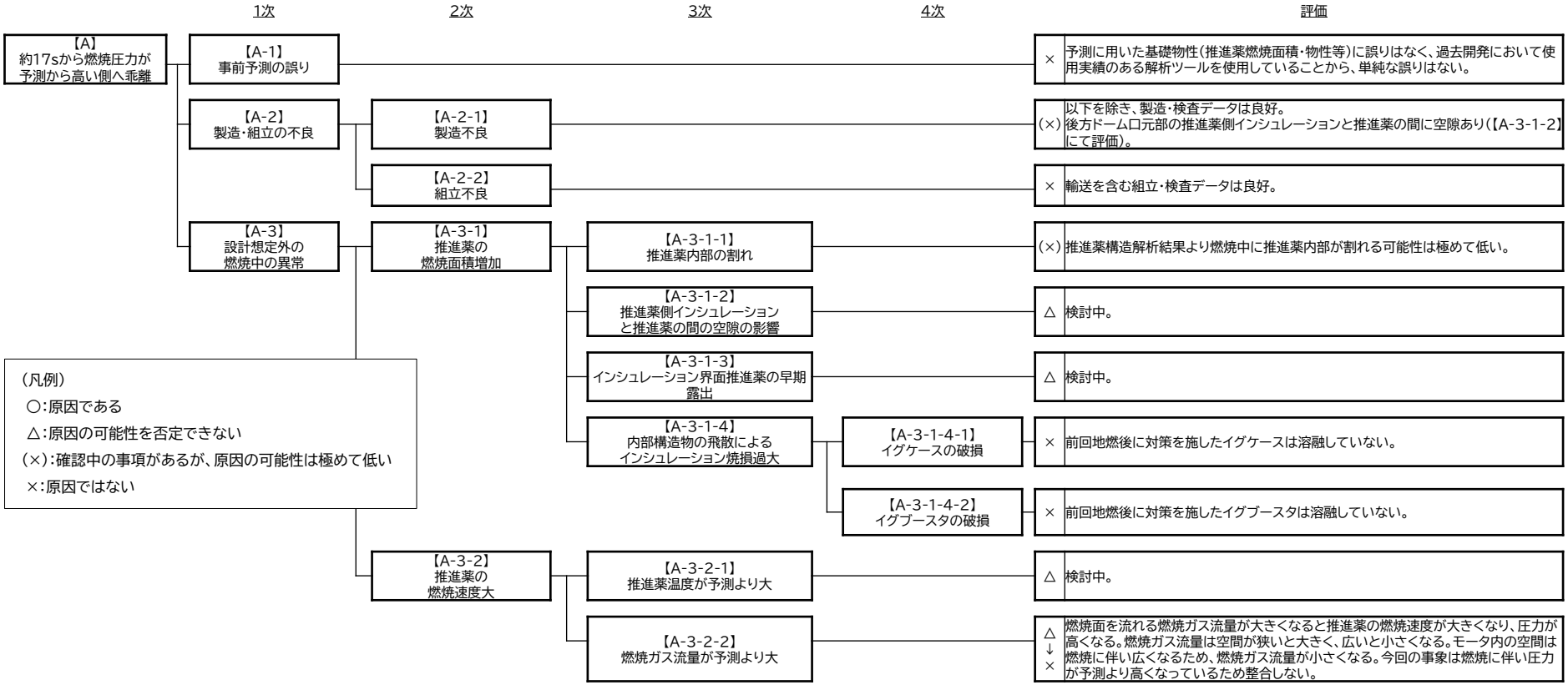
（※1）　ボス：モータケース口元部を補強し、リテーナリングをはめてジョイントホルダと結合するリング状の金属部品
（※2）　リテーナリング：ボスにはめ込んでジョイントホルダを結合するための6分割されたリング状の金属部品
（※3）　ジョイントホルダ：モータケースとノズルを繋ぐ金属部品



参考-4 原因調査状況（FTA）

再 掲
（第99回R7.9.29）

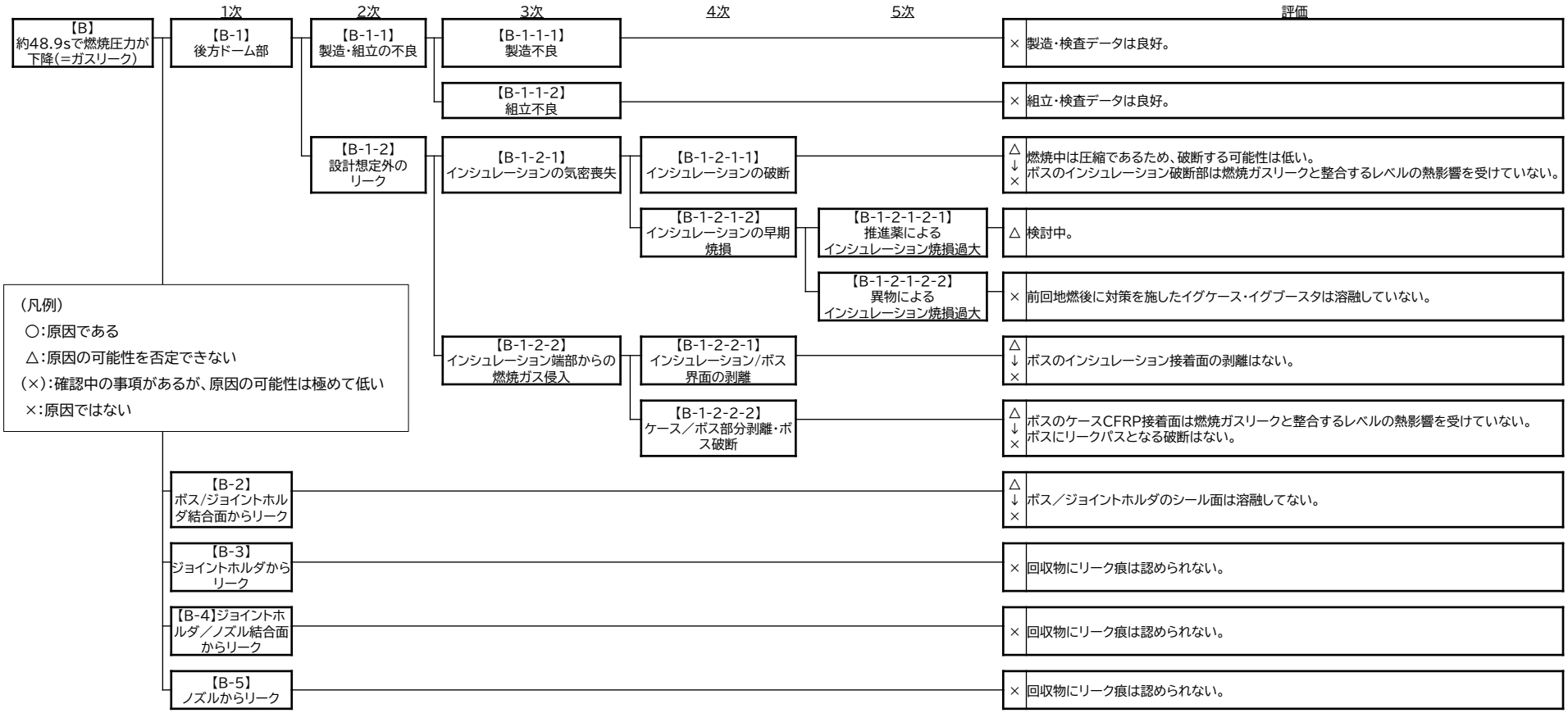
■「点火後約17sから燃焼圧力の予測値との乖離が高い側に徐々に拡大」に係るFTAⒶ



参考-4 原因調査状況（FTA）

再 掲
（第99回R7.9.29）

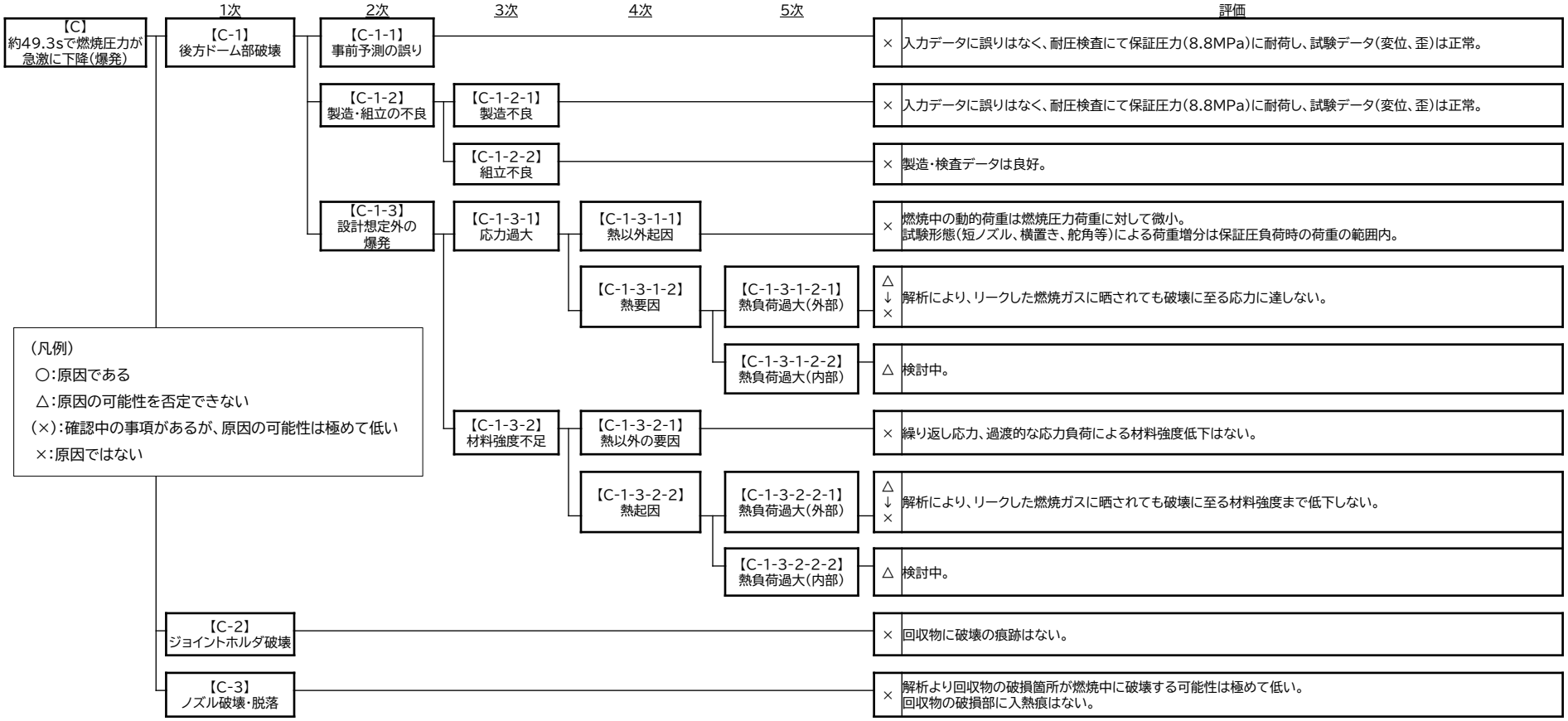
■ 「約48.9sで燃焼圧力が下降（ガスリーク）」に係るFTAⒷ



参考-4 原因調査状況（FTA）

再 掲
（第99回R7.9.29）

■ 「約49.3sで燃焼圧力が急激に下降（爆発）」に係るFTA©



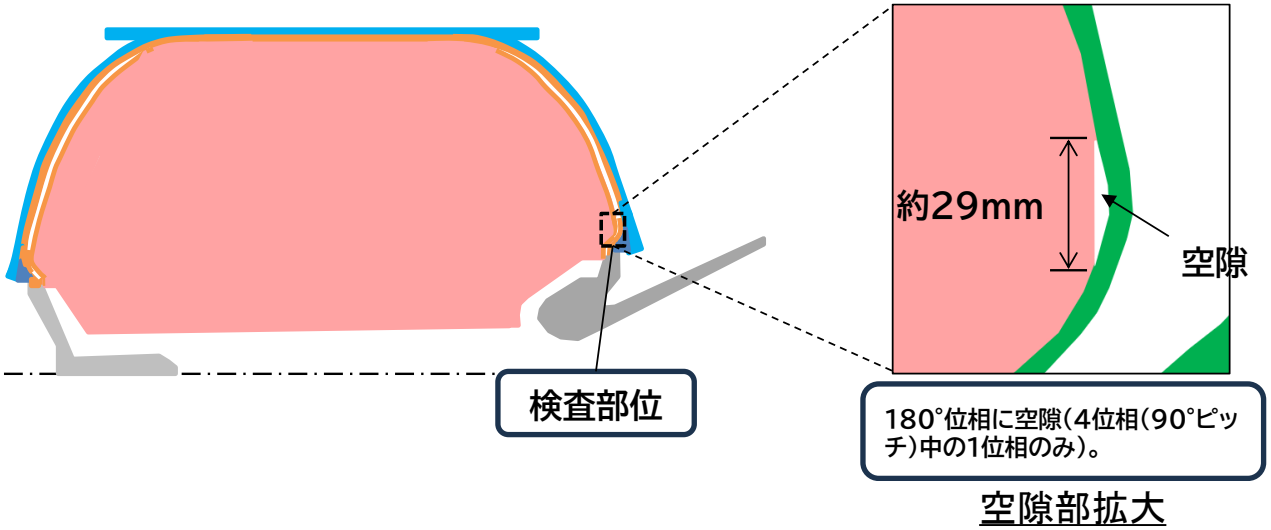
参考-5　推進薬側インシュレーションと推進薬の間の空隙部

再　掲
（第99回R7.9.29）

推進薬充填後に実施した非破壊検査データで、後方ドーム口元部180°　位相(※1)の推進薬側インシュレーションと推進薬の間に約29mm空隙(※2)を確認

（M-35(※3)、能代地燃用E-21では確認されていない(※4)）。

（※1）　位相はノズル側から見て左側を0°　として時計回りに定義
（※2）　製造工程から予測される範囲内（最大29.8mm）であるが燃焼圧力への影響を評価中
（※3）　地燃用、2号機用で検査実施（M-35は2号機から適用）
（※4）　検査精度により検出できなかった可能性もある



再地燃用2段モータ後方ドーム非破壊検査結果

左図と同様の場所で、
右表の●で空隙を確認

	A0
0°	○
20°	○
40°	○
60°	○
80°	○
100°	○
120°	○
140°	○
160°	○
170°	○
180°	●
190°	●
200°	●
220°	○
240°	○
260°	○
280°	○
300°	○
320°	○
340°	○

（参考）実証機用2段モータ
後方ドーム非破壊検査結果