

基幹ロケットの開発状況について

令和7(2025)年9月29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

H3プロジェクトチーム プロジェクトマネージャ 有田 誠

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

はじめに

- 我が国の基幹ロケットとしては、大型衛星打上げを担うH3ロケットと、小型衛星打上げ需要に対応するイプシロンSロケットが位置付けられている。これらは、安全保障を中心とする政府ミッションを達成するため、国内に保持し輸送システムの自立性を確保する上で不可欠な存在である。
- H3ロケットについては、試験機2号機から5号機まで22形態による打上げに成功し、残る24形態、30形態およびLE-9エンジン Type2の開発を進めている。この中で、本年7月に実施した30形態による実機型ステージ燃焼試験(CFT)において特記事項が抽出されたため、確実に飛行実証すべく対応する。今後は、さらに打上げの安定化と高頻度化を図るとともに、多様化する顧客要望に応える高度化に取り組み、H3の国際競争力を一層強化していく。
- 一方、イプシロンロケットについては、現在開発を進めているイプシロンSロケットの地上燃焼試験における異常事象の原因調査に相応の時間を要する見込みである。このため、必要なミッションに対応しつつ技術基盤を持続的に維持する観点から、運用の空白期間を最小限に留め、早期に運用に移行する方策を検討しているところである。
- 本日は、H3ロケットおよびイプシロンSロケットの現状と今後の方向性についてご説明する。

1. H3ロケットの開発状況について

- 1.1 これまでの開発・打上げの状況
- 1.2 開発目標の達成状況
- 1.3 30形態試験機の状況
- 1.4 24形態初号機とそれに向けた取組み
- 1.5 LE-9エンジンの開発状況
- 1.6 その他の開発状況～TF1を踏まえた改善～
- 1.7 今後の取組み

1.1 これまでの開発・打上げの状況



開発開始
2014年



1.2 開発目標の達成状況

- これまでに評価しているH3ロケット（飛行実証済みの22形態に限る）の開発目標の達成状況は以下の通り。
 - **打上げ能力**：フライトデータを用いた評価から、確保していたシステムマージンを解放可能なこと、機体の誤差源等の見直しを行うこと、及びLE-9 Type2を適用することにより、目標としていた**打上げ能力を達成可能**な見込み。
 - **コスト**：打上げ能力に応じ、定常運用段階かつ一定の条件下^(※)でH-IIA/Bの約半額の機体価格を実現するという**開発目標を達成可能**な見通し。一方、開発開始から10年以上が経過し、物価や為替レート等は大きく変動しており、**実際の価格にはこれらの適正な反映が必要**。
(※) 開発開始当時の物価や為替レートを前提とした条件
 - **運用性**：製造設備・地上設備・射場作業の簡素化や習熟により、**毎年6機程度を安定して打上げ可能**な見込み。
- 今後、24形態及び30形態の飛行実証と、LE-9エンジンType2の開発を進め、H3ロケット全形態の完成を目指す。

1.3 30形態試験機の状況

■ 1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)の目的

- 機体/設備を組合せて30形態の機能・性能の確認。30形態特有の条件(環境条件、1段推進-エンジン組合せ特性(エンジン定常/過渡特性、タンク加圧特性))、煙道等)について、エンジン燃焼時の確認を行う。
- 機体把持装置の運用を検証する(初適用は、F7:H3-24W形態の予定)。

■ CFT結果概要

- 燃焼試験の前に、機体把持装置の作動確認を実施した。
- その後、カウントダウン作業に移行し、1段エンジン燃焼を含め、機体・設備を動作させ、データを良好に取得した。

X-0時刻 : 2025年7月24日6時15分

エンジン燃焼時間 : 25秒(計画通り)

- 取得したデータを詳細評価した結果、以下の特記事項が抽出された。これは30形態特有の事項であり、**22/24形態への水平展開は不要**である。
 - ・ 1段水素/酸素タンク圧昇圧不足



機体把持装置設置状況



CFTでのエンジン燃焼中の状況

【特記】CFT燃焼中 1段水素/酸素タンク圧昇圧不足事象

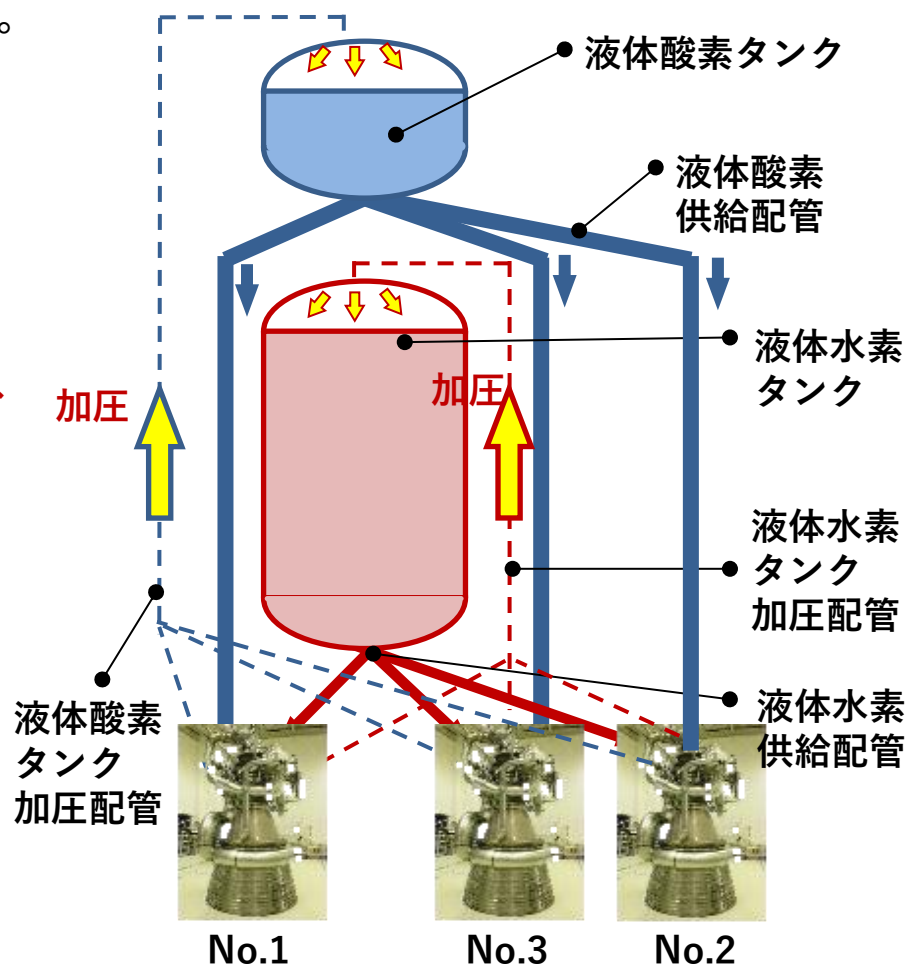


■ 事象

- エンジン燃焼後半において、1段水素/酸素タンクの圧力が制御圧まで昇圧しない事象が発生した。

■ 評価状況

- 原因究明の結果、**30形態特有**のコンフィグレーション(No.3エンジンからの系統には加圧ガス流量を切り替える弁が無く、常に小流量で供給)により**加圧ガス量の余裕が元々少なかったことに加え、加圧効率(※)が22/24形態に比べて低くなったことが要因**と特定した。
- 対策案として**タンク加圧ガス流量の増加、タンク圧制御計画の見直し等**を検討しており、その検証のためには**再CFTの実施が必要となる見通し**である。
- **22/24形態については、コンフィグレーションの違いや、フライト実績等から問題ないことを確認しており、7号機への水平展開は不要。**

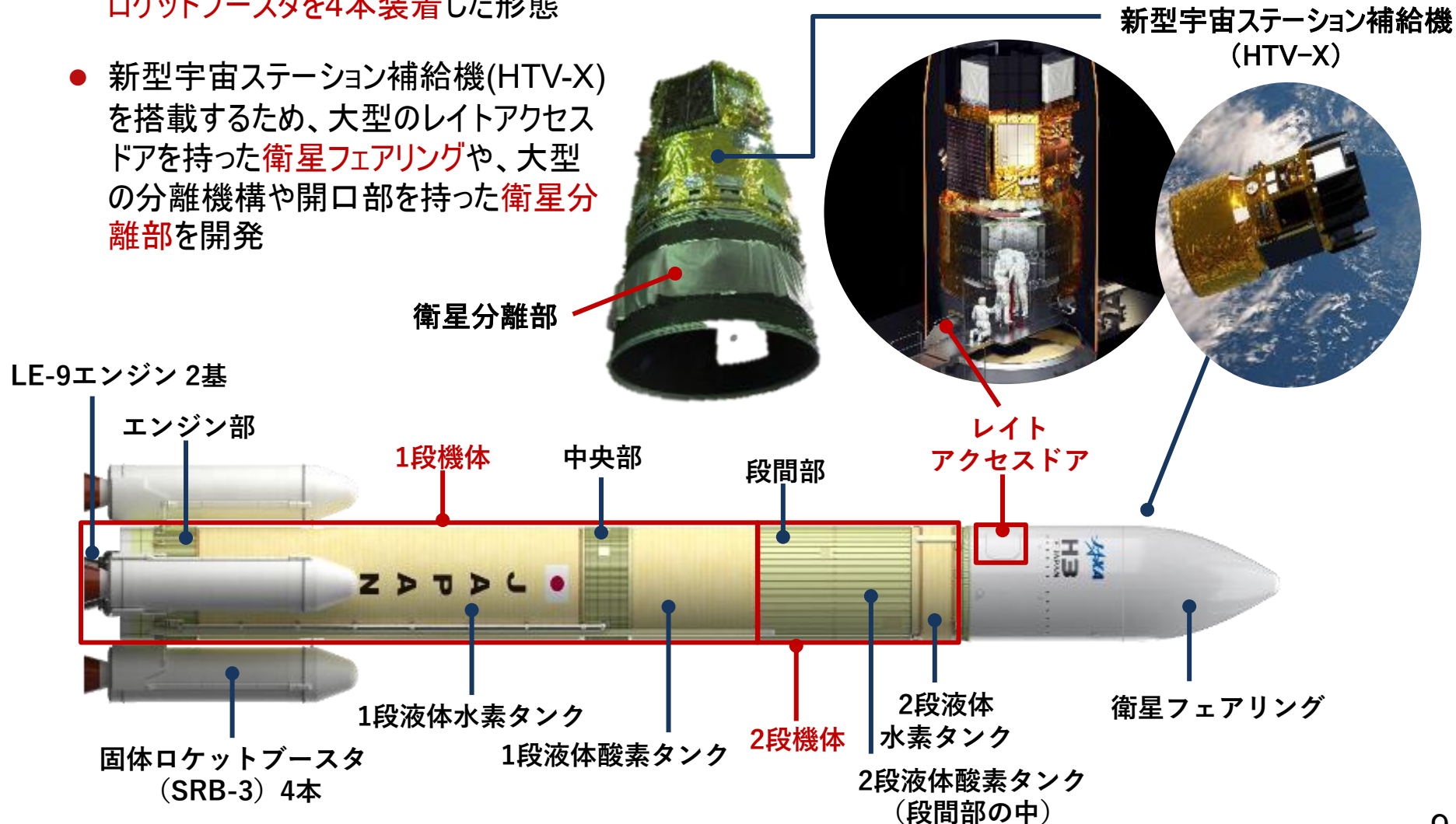


(※) 加圧効率:「計算上の必要加圧ガス流量／実際の加圧ガス流量」
1以上であれば少ないガス流量で加圧可能であることを意味する。

1.4 24形態初号機とそれに向けた取組み

■ 24形態の初号機は、H3ロケット7号機として2025年10月21日に打上げ予定

- H3の中で最も打上能力の高い、**固体ロケットブースタ**を4本装着した形態
- 新型宇宙ステーション補給機(HTV-X)を搭載するため、大型のレイトアクセスドアを持った**衛星フェアリング**や、大型の分離機構や開口部を持った**衛星分離部**を開発



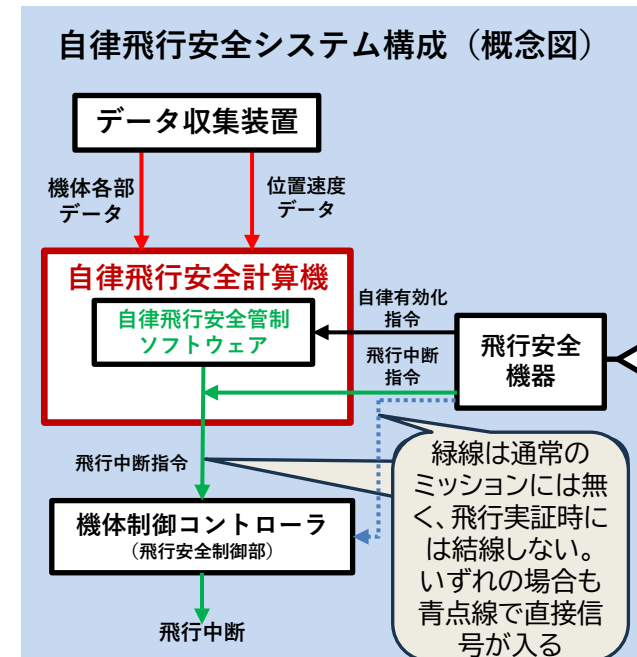
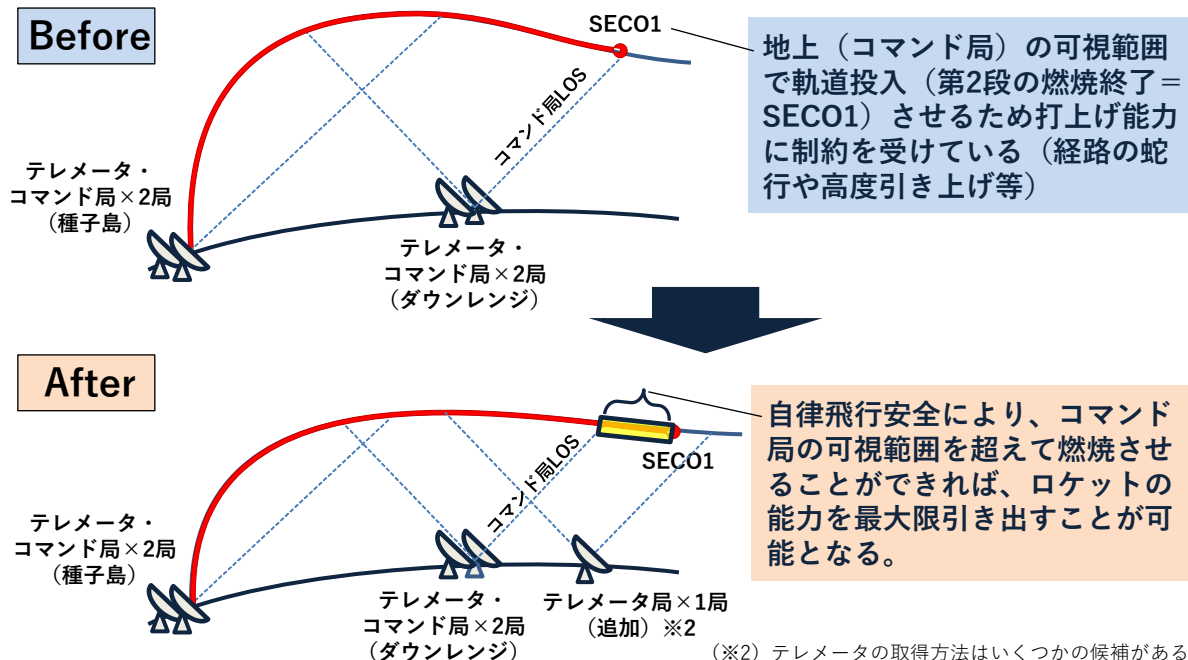
1.4 24形態初号機とそれに向けた取組み

■ 自律飛行安全システムの飛行実証

- HTV-Xミッション及びGTO(静止トランスファ軌道)ミッションの**打上げ能力を向上**するため、第2段ロケットの飛行後半フェーズに**自律飛行安全技術^(※1)を適用**することを計画している。

(※1) 自律飛行安全:ロケットに搭載されたシステムが、機体や飛行経路に異常が発生した場合に地上からのコマンドに拠らず自律的に状況を判断し、エンジンの停止やロケットの破壊などを行って飛行を中断する仕組み

- **7号機において**、新規に開発した自律飛行安全管制ソフトウェアを搭載した自律飛行安全計算機を機体に搭載し、自律飛行安全システムの**機能を実証**する(ただし、飛行中断系への結線は行わず、データ取得のみを行う)。

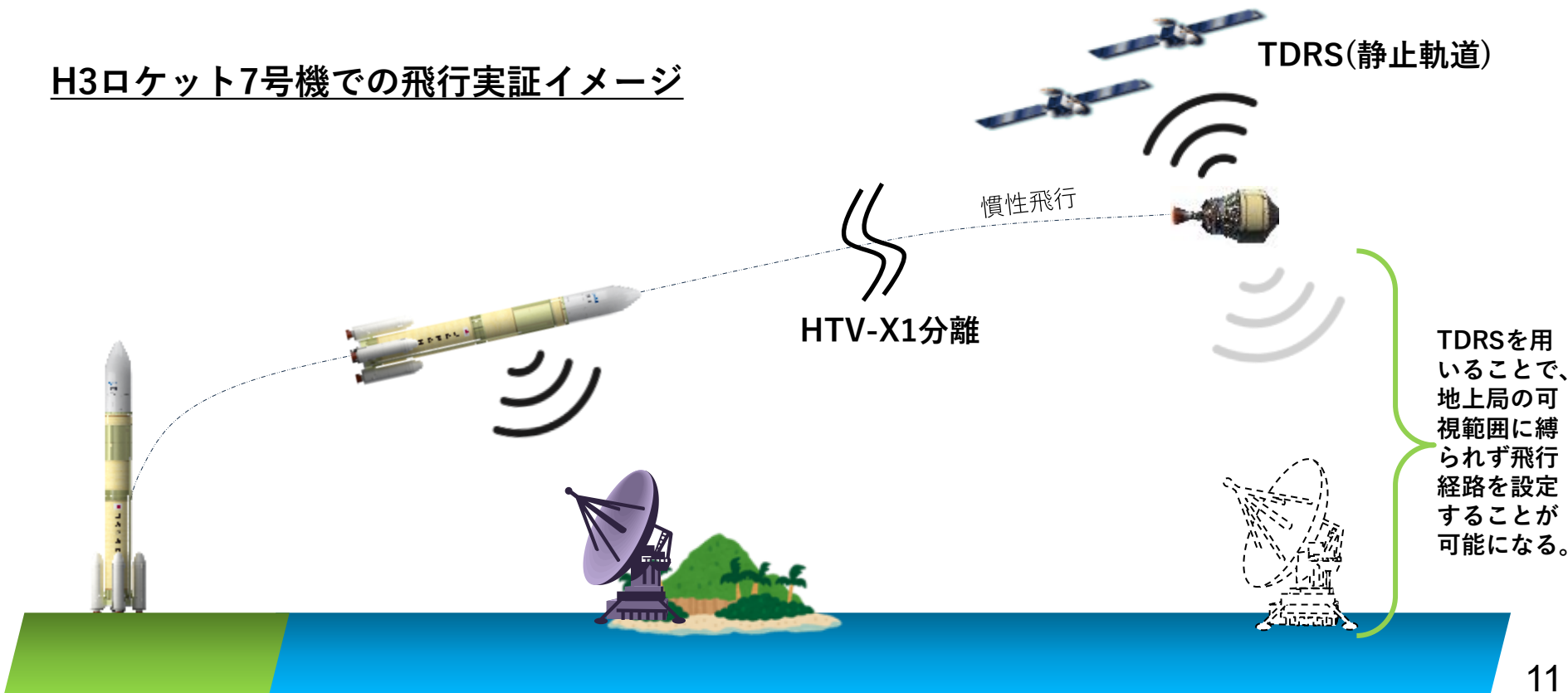


1.4 24形態初号機とそれに向けた取組み

■ TDRS対応開発

- **MMX等の月惑星探査ミッション**においては、地上局がないエリアを飛行する場合が多く、ロケットと通信が可能なNASAのTDRS（Tracking and Data Relay Satellite）による**データ中継サービス**を用いることが必要になる。
- 7号機において、2段機体に**TDRSに対応した送信機及びアンテナ**を新たに搭載し、HTV-X1分離後、大西洋上空において**TDRS経由のデータ取得の飛行実証**を行う。

H3ロケット7号機での飛行実証イメージ





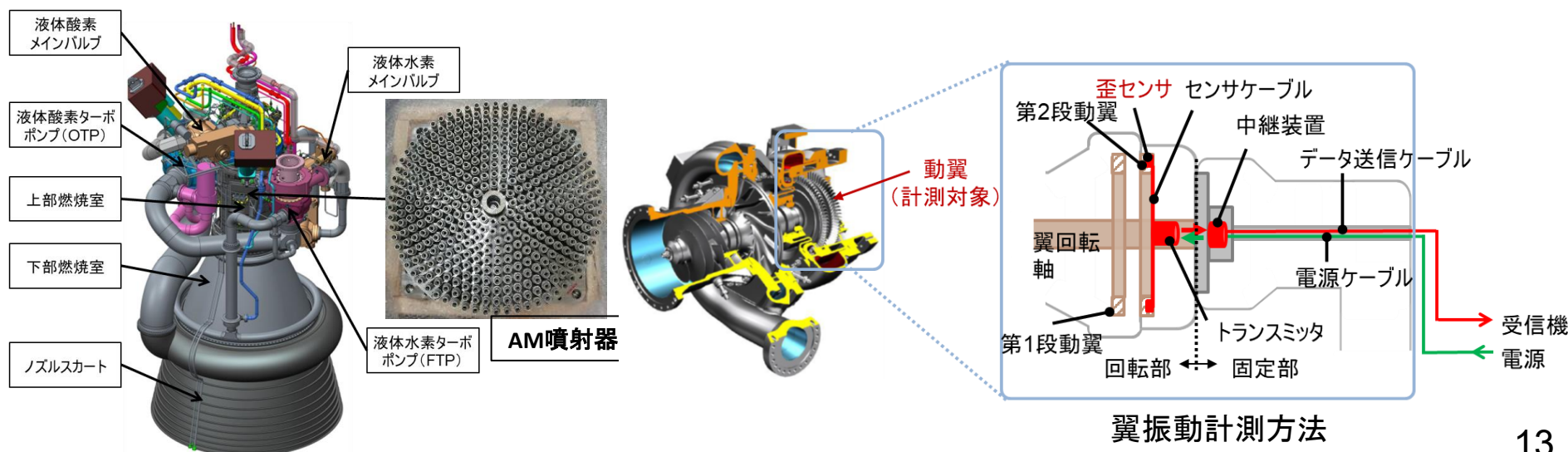
- 第1段主エンジンであるLE-9エンジンについては、**Type1Aの開発を完了**をしており、同エンジンは2023年2月17日に打ち上げた試験機2号機に適用後、**5号機まで正常作動実績を積み重ねている**。
また、領収燃焼試験の実施を、種子島に加え**MHI田代試験場でも可能なように**、テストスタンドの改修を完了し、その検証を目的とした燃焼試験を2025年9月から実施中（左下図）。
- 一方、Type1AはH3の早期の運用開始を実現したものの、当初の開発目標に比して、性能やコストの面で改良の余地があることから、2023年度から恒久対策としての**Type2の開発を継続**している。
- Type2エンジンの開発目的
 - 性能の向上を阻んでいる液体水素ターボポンプ（FTP）の**タービン翼の振動問題を解決し、性能（比推力）を向上させる**。
 - **噴射器へのAM（金属積層：Additive Manufacturing）技術の適用等により製品コストを低減する**。



燃焼試験状況（2025年9月3日 @MHI田代試験場）

	Type1A （試験機2号機～）	Type2
液体水素 ターボポンプ （FTP）	暫定仕様 （減衰力強化のためタービン効率が低い）	恒久対策仕様 （タービン効率向上かつ低コスト仕様）
液体酸素 ターボポンプ （OTP）	恒久対策仕様（タービン入り口部の流れの不均一性を抑制）	恒久対策仕様 ＋低コスト仕様
噴射器	機械加工	恒久対策仕様 （AM噴射器）
その他 コンポーネント	恒久対策仕様	恒久対策仕様 ＋低コスト仕様

- 2023年2月から2025年6月にかけて、実機大エンジンを用いた4シリーズの燃焼試験(累計14回3239秒)を行った。
- 認定作動範囲(フライトで作動する可能性のある作動範囲)をほぼ包絡する作動点の試験を行い、**主要な技術課題(性能、FTP翼振動)の解決と低コスト化を実現する設計に目途を得ることができた。**
 - 全ての試験シリーズで**タービンの翼振動計測(右下図)**を行い、**最新のタービン設計では、認定作動範囲において有害な振動が発生せず、かつ当初目標の性能を発揮できることを確認した。**
 - AM噴射器(左下図)については、4種類試作し、認定作動範囲で**安定に燃焼**する仕様を選定した。AMの適用により**従来1000点以上必要であった部品を1点に集約**でき、大幅なコストダウンを実現。
- 現在、その他の**低コスト設計を含む恒久対策仕様**を検討中。2025年度末に認定試験の開始を計画している。



1.6 その他の開発状況～TF1を踏まえた改善～

試験機1号機(TF1)の失敗を受けた調査安全小委員会のご提言も踏まえ、継続して実施してきたH3ロケットの信頼性向上を図るための活動の特記的なものを2点示す。

■ 第2段エンジン(LE-5B-3) エキサイタ

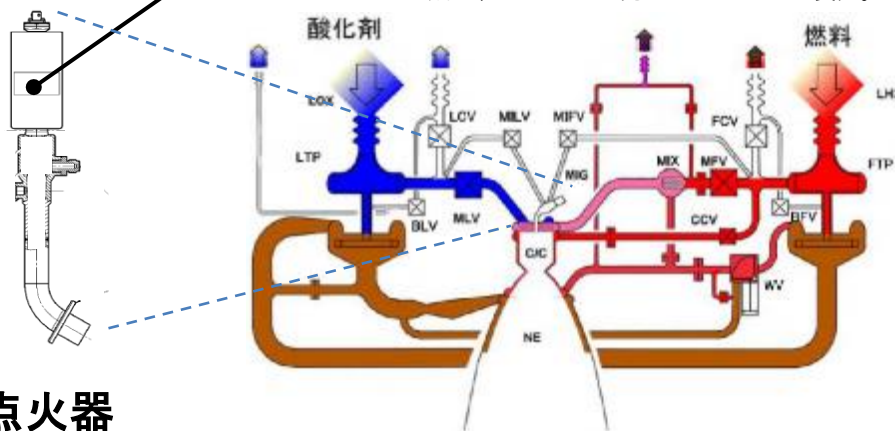
- TF1の第2段エンジン不着火の複数の要因のひとつとされたエキサイタについては下記の対策を講じ、TF2からF5までフライト実績を積み重ねている。

【これまでの対策内容】 絶縁強化、部品選定、検査強化

- さらなる信頼性向上を目指し、原因究明の過程で抽出した背後要因である「製造しにくさ」の改善など以下の内容を盛り込んだ改良開発を行ってきた。これまでに再QT及び領収燃焼試験での実証が完了したことから7号機に適用する。

- ・ 内部部品のクリアランス(絶縁距離)拡大等の製造性改善
- ・ トランジスタの定格電圧超過対策

エキサイタ(※) (※) ロケットエンジンの点火装置の一部で、高電圧を生成し、スパークを発生させるための装置。



フライト品のエンジン試験(AT)での実証

1.6 その他の開発状況～TF1を踏まえた改善～

■ H3ロケットのデジタル化およびDXの取り組み～経緯～

- 2023年10月、H3 TF1失敗の原因究明に係る調査・安全小委員会報告書にて、今後の対策に向けた**留意事項としてロケットのデジタル化に関連するご助言を頂いた。**
- 上記の対応としてJAXA内や関連メーカーも含め課題のヒアリングを開始。2024年2月、TF2の成功を受けてデジタル化の検討を本格的に始動し、DX^(※1)の担当要員を配置するとともに、**デジタル化及びDXの計画を設定。**現在、DX関連の試行作業を実施中。

■ 具体的な取り組み内容

- ヒアリングの結果得られた課題のうち、優先度が高いと判断した以下の施策を実施。デジタル化の取り組みを通じた更なる効率化、システム整備とそれを活用したロケットの信頼性向上、作業者の負担軽減や技術伝承に繋げることを意図している。（詳細はAPPENDIXに示す。）
 - ① 飛行解析（モンテカルロ解析）の解析時間短縮
 - ② AI技術を活用した製造及び試験データの高度な分析
 - ③ 簡易CLA^(※2)導入による衛星・ロケットI/F設計評価の効率化
 - ④ 生成AIの導入等による業務効率化、技術伝承
- 上記以外にも、射場作業のDX（RFID^(※3)活用など）やMBSE^(※4)の導入を検討中。

(※1) Digital Transformation

(※2) Coupled Load Analysis(ロケットと衛星を組み合わせた荷重解析)

(※3) Radio Frequency Identification（無線通信でタグに記録された情報を読み取る技術）

(※4) Model Based System Engineering

1.7 今後の取組み

- H3開発完了に向け、**24形態、30形態の飛行実証、LE-9 Type2開発**を確実に進める。
- 併せて、フライトデータの継続した取得などの**成熟度向上**や、**高頻度化**に向けた取組みを進めて、**打上げの安定化、機数増**を図る。
- 4号機以降の打上げに際しては、顧客との打上げサービス契約はプライムコントラクタ、宇宙活動法上の打上げ実施者をJAXAが務める形としているが、今後のフライト結果も踏まえ、**民間を主体とした打上げへの移行を段階的に進める**こととし、適用する形態や時期の詰めの調整を行う。
- 更に、国内外の打上げ需要とその多様化に応えるため、基幹ロケット開発に係る有識者検討会での議論も踏まえ、**高度化**による段階的な開発プロセス(**ブロック・アップグレード**)を進める。

2. イプシロンロケットの開発状況について

2.1 イプシロンSロケット第2段モータ燃焼異常原因調査状況

2.1.1 概要

2.1.2 原因調査状況(FTA)

2.1.3 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)

2.1.4 検証試験

2.2 イプシロンSロケット開発計画見直しの方向性

2.2.1 開発計画見直しの方向性

2.2.2 検討状況

2.1 イプシロンSロケット第2段モータ燃焼異常原因調査状況 *EPSILON*

2.1.1 概要

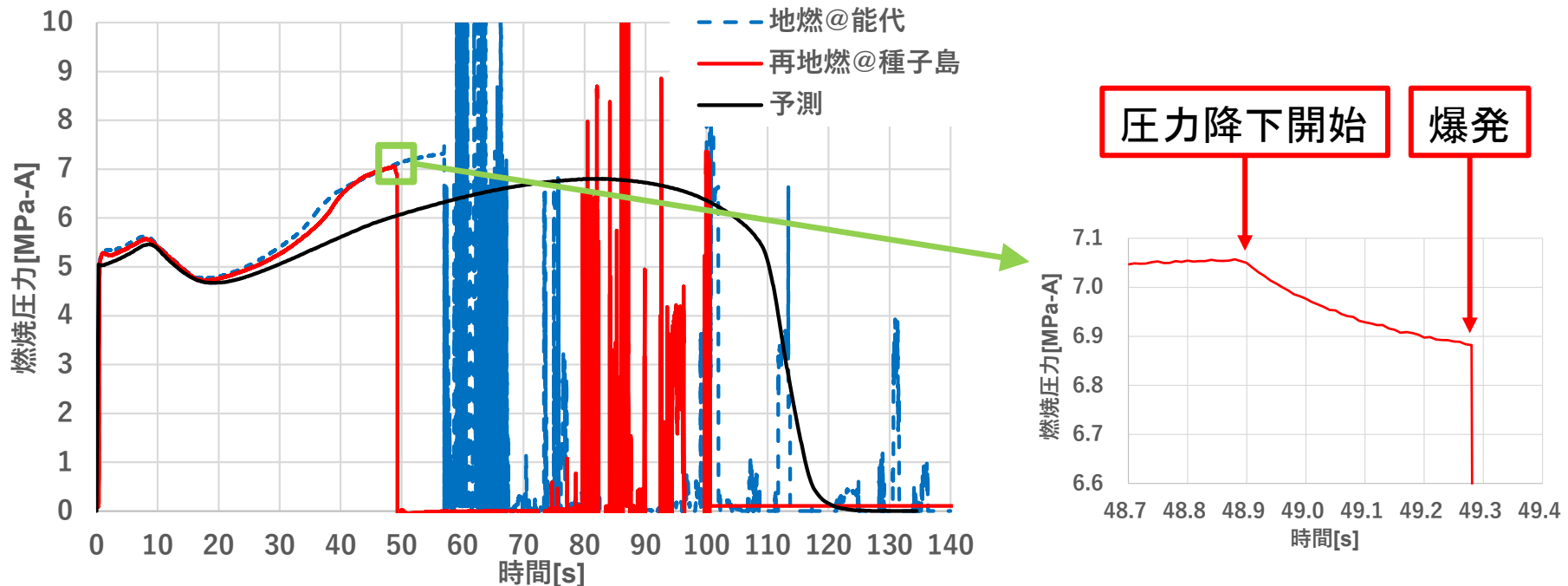
- 2024年11月26日、種子島宇宙センターの地上燃焼試験場において、イプシロンSロケット第2段モータ(E-21)の再地上燃焼試験を実施したが、燃焼異常により第2段モータが爆発。同日、原因調査チームを設置し、原因調査に着手。燃焼試験概要を参考2-1に示す。
- これまでに海中捜査を含む部品の回収(参考2-2)、回収品の調査分析、製造検査データの確認などを実施し、爆発の発生シナリオを1つに特定、その発生要因を3つに絞り込んだところ。
- 今後、要因の絞り込みとメカニズム解明のための検証試験を実施する予定。

2.1 イプシロンSロケット第2段モータ燃焼異常原因調査状況 *EPSILON*

2.1.2 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2-3)。

- 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【FTA①】
- ②約48.9sで燃焼圧力が下降(ガスリーク)【FTA②】
- ③約49.3sで燃焼圧力が急激に下降(爆発)【FTA③】



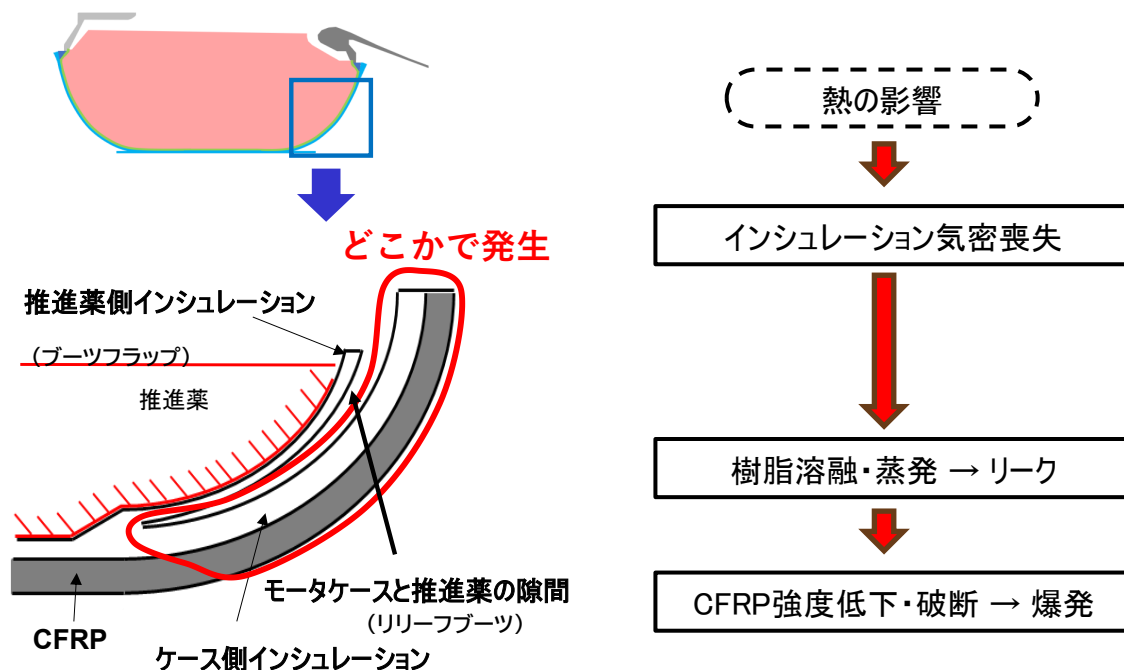
2.1 イプシロンSロケット第2段モータ燃焼異常原因調査状況 *EPSILON*

2.1.2 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。

- FTA⑥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。
- FTA⑦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。

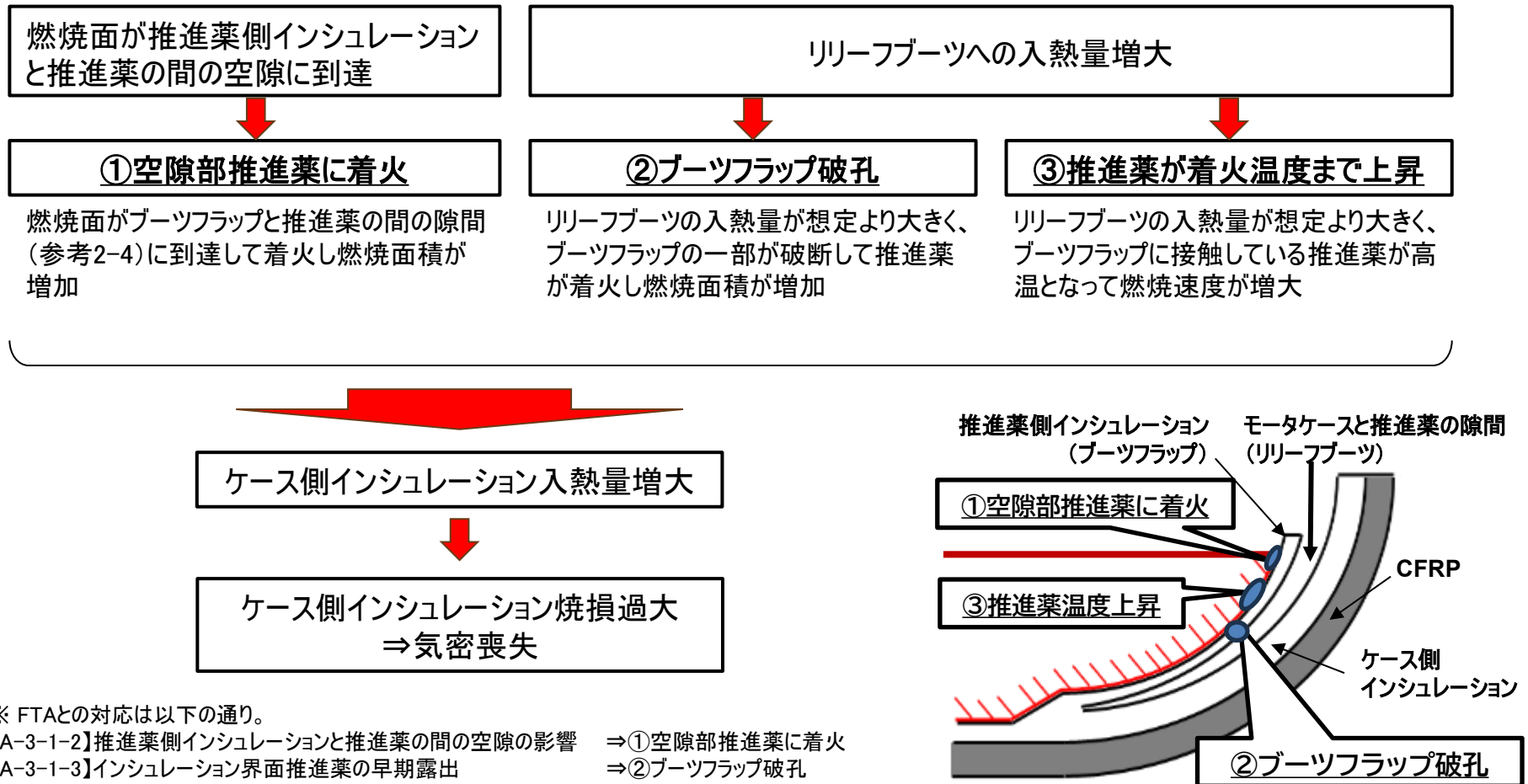
■ 上記より、熱の影響によりケース側インシュレーション気密喪失に至り、燃焼ガスのリーク、爆発につながった可能性が高い。



2.1 イプシロンSロケット第2段モータ燃焼異常原因調査状況

2.1.3 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、FTA①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。



※ 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

【A-3-1-3】インシュレーション界面推進薬の早期露出

【A-3-2-1】推進薬温度が予測より大

⇒①空隙部推進薬に着火

⇒②ブーツフラップ破孔

⇒③推進薬が着火温度まで上昇

メカニズムイメージ

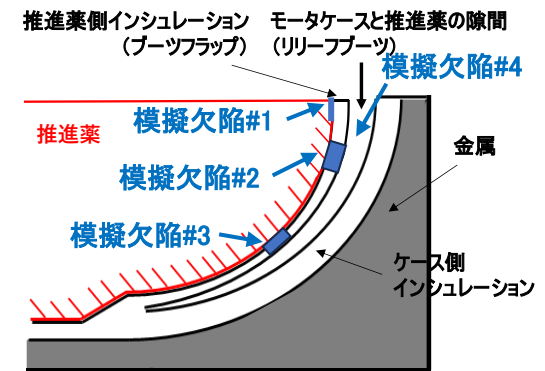
2.1 イプシロンSロケット第2段モータ燃焼異常原因調査状況 *EPSILON*

2.1.4 検証試験

- FTA④で可能性の残る要因の絞り込みとケース側インシュレーション焼損過大の要因特定、その相関関係解明のため、検証試験を実施する。

①サブサイズモータ燃焼試験【試験準備中】

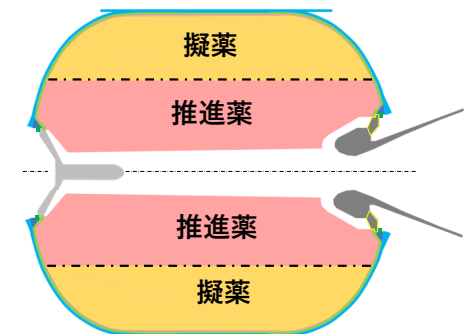
- ✓ 小型モータ(φ約440mm)に、FTA④で可能性の残る要因に関連する模擬欠陥を設けた状態で燃焼させて、燃焼圧力データとインシュレーション焼損量を取得する。
- ✓ 欠陥のないケース(レファレンス^(※1))・グレイン形状変更ケース^(※2)と模擬欠陥を設けたケースで合計6式の試験を実施予定。
 - (※1)E-21模擬ケース
 - (※2)M-35(強化型イプシロン2段モータ)模擬ケース



模擬欠陥イメージ

②実機大モータ燃焼試験【計画検討中(実施するか未決定)】

- ✓ 固体モータ内部の燃焼ガスの流れにはサイズに依存することもあると考えられるため、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がある。
- ✓ 原因調査で得られた知見に基づいた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。
- ✓ モータ爆発を避けるため推進薬の一部に燃焼には寄与しない擬似推進薬(擬薬)を使用し、燃焼を途中で止める設計を検討中。



実機大モータ供試体(イメージ)

2.2 イプシロンSロケット開発計画の見直しの方向性

2.2.1 開発計画見直しの方向性

- 第2段モータ燃焼異常の原因調査を最優先で進めているが、相応の時間を要する見込み。
イプシロン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のため、早期運用を目指した開発計画見直しを検討中。これによる意義を以下に示す。
 - ✓ 基幹ロケットの自立性確保と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^(※)

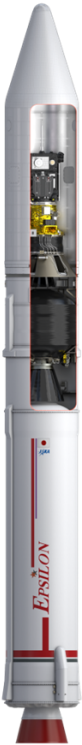
(※) 衛星コンステレーションをはじめとする小型衛星の打上げ需要拡大が想定される中、宇宙戦略基金やSBIR等の国内小型衛星の需要に対し打上げ機会を十分に提供できておらず、衛星事業者は海外ロケット打上げを選択せざるを得ない状況(国内の小型衛星打上げ需要に国内のロケットで打ち上げができない)
- 複数のオプションを検討した結果、強化型イプシロンの第2段モータ(M-35)を適用(枯渇部品は代替品を利用し名称をM-35aとする)する方策を検討中。打上げ能力は当初目標より低下するため、適用可能なミッションを検討中。
- M-35a適用機体に対する予備設計を実施し、システム成立性を検討する。2025年末を目標に新たな開発計画を設定する。
- 第2段モータ(E-21)の開発は、燃焼異常の原因が見えてきた段階で対策を検討する。

2.2 イプシロンSロケット開発計画の見直しの方向性

2.2.2 検討状況

- 2段モータをE-21からM-35aへ置き換えることを検討中（機体全長は約0.4m短縮）。
- 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。モータ性能への影響はない。M-35から変更点があり、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地上燃焼試験の実施を検討中。

ロケットシステム		強化型		イプシロンS	M-35a 適用形態
		基本形態	オプション形態	E-21適用形態	
全長		約26m		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	推進薬量	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	



強化型
イプシロン

PBS: Post Boost Stage（小型液体推進系）
RCS: Reaction Control System（ガスジェット装置）

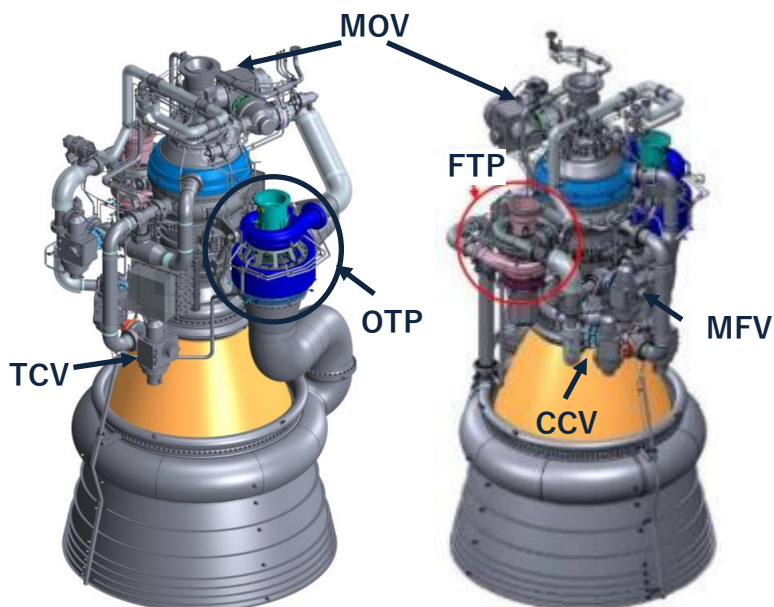
TVC: Thrust Vector Control（推力方向制御）
SMSJ: Solid Motor Side Jet（姿勢制御用補助推進系）



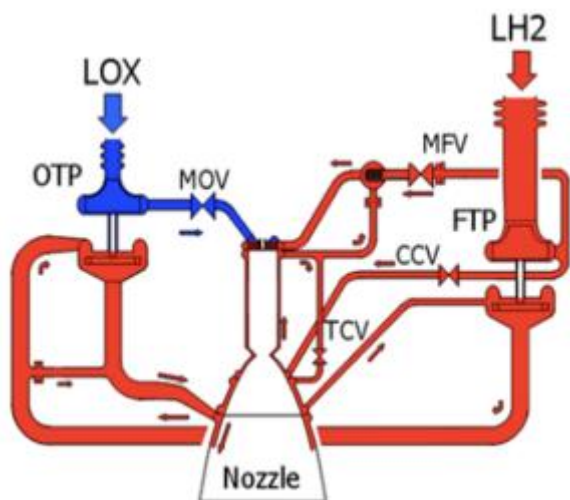
フェアリング
カプセル化
3段モータ大型化
3段TVC化
2段モータ大型化
(E-21)
M-35a適用
SRB-3適用

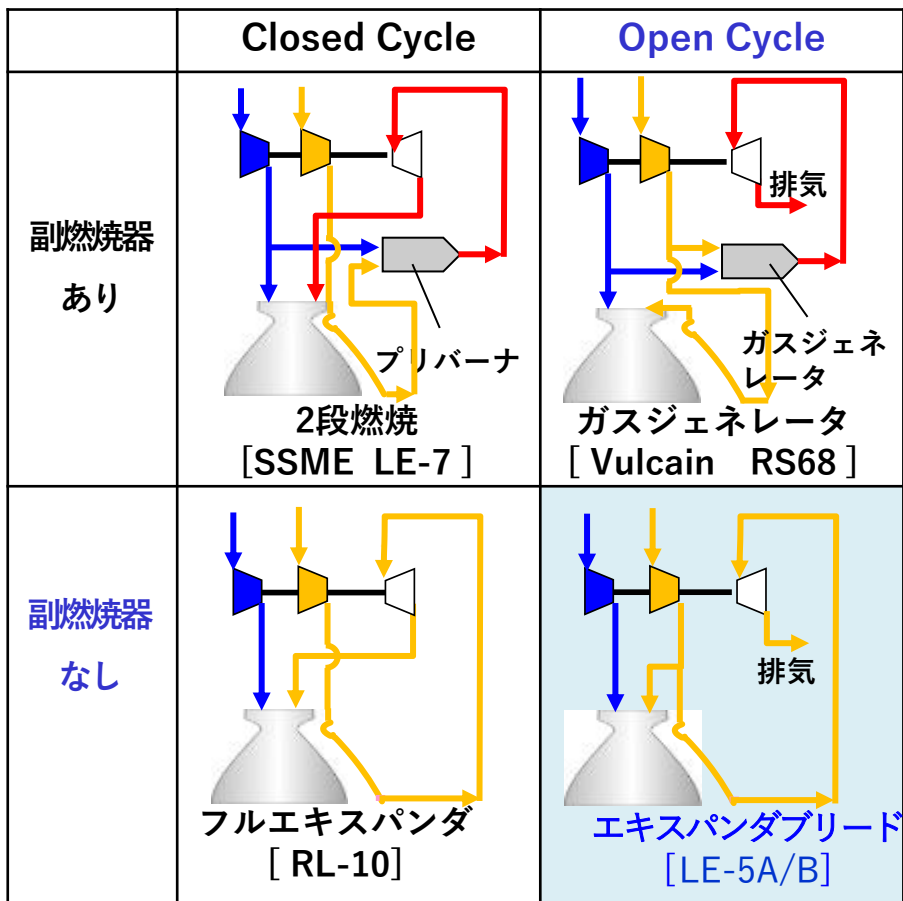
イプシロンS

■以降APPENDIX



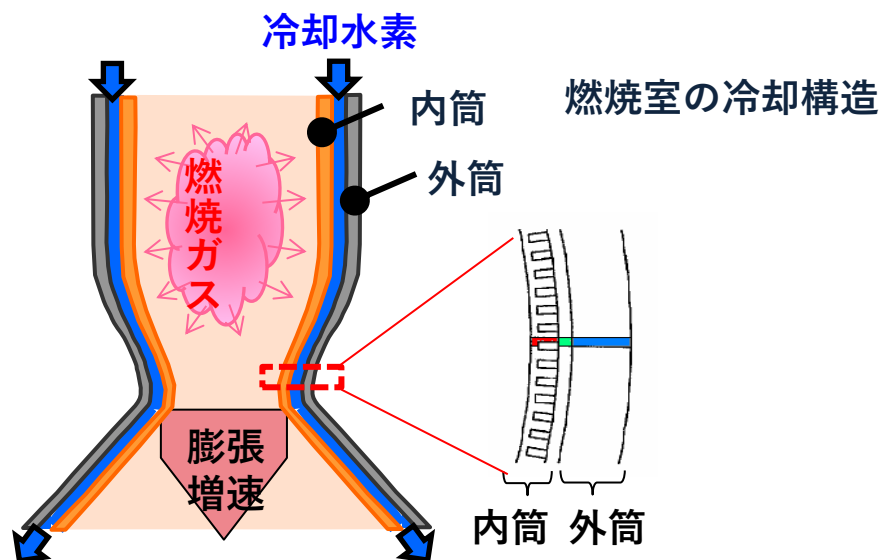
- H-IIAで使用していたLE-7Aに比べ、簡素なシステム
 - コンポーネントを20%削減
 - 高信頼性と低コストを両立
- 推力: 1.4倍 (ジャンボジェットエンジン5基分に相当)
 - 高性能ターボポンプ (燃料を送り込む装置)
 - 毎秒約700回転で700リットルの水素を供給
- 出口のガスの速さ: マッハ5
- 新技術の適用
 - 大推力エキスパンダーブリードサイクル
 - 3D造形
 - 世界初の大型電動弁による可変推力





→ 酸化剤
 → 燃料
 → 燃焼ガス

- 副燃焼器がなく、高温・高圧部位が少ない
 - 本質安全(異常発生時にパワーダウン)
 - 低コスト
- 大推力エンジンの実現
 - 大型燃焼室から効率よく熱エネルギーを獲得する工夫
 - できるだけ少量のタービン駆動ガスで運転



参考1-2 LE-9エンジン Type2開発状況 ～主要な仕様～



液体水素ターボポンプ
(FTP)
翼振動抑制
性能向上
AM適用範囲の拡大
粉末冶金ケーシングの適用



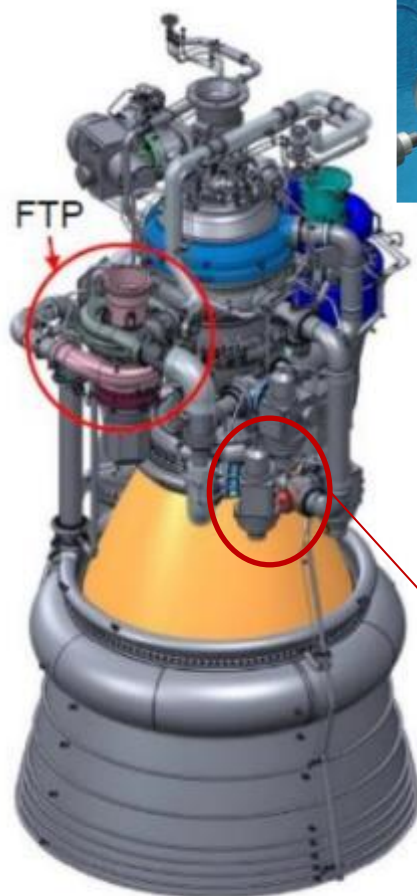
液体酸素ターボポンプ(OTP)
AM・鋳物適用範囲の拡大



AM噴射器の適用



全メインバルブ(4個)電動化(Type1Aと同じ)



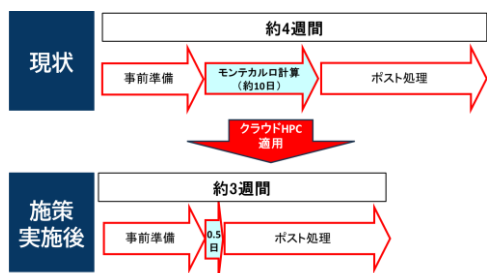
推力	約 1471kN (150tonf)
混合比	5.9
燃焼室圧力	約 10.0MPa
FTP回転数	約 41,000rpm
FTP流量	約 740L/s
OTP回転数	約 17,000rpm
OTP流量	約 270L/s

参考1-3 H3デジタル化およびDXの取組み内容詳細



① 飛行解析(モンテカルロ解析)の解析時間短縮

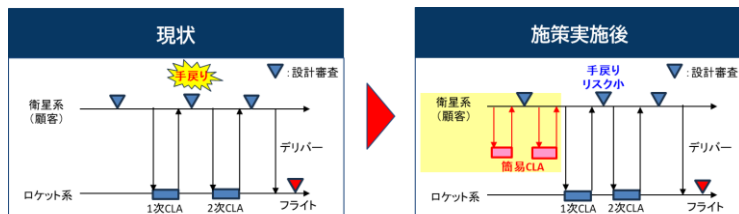
施策 飛行解析の中で解析時間がボトルネック工程となっているモンテカルロ解析について、**クラウド・ハイパフォーマンス・コンピューティング(HPC)の活用**による解析期間短縮・リソース柔軟化のフィジビリティを検証する。



成果 約10日かかる解析が1/20以下の0.5日以下に短縮できることを確認した。

③ 簡易CLA導入による衛星・ロケットI/F設計評価の効率化

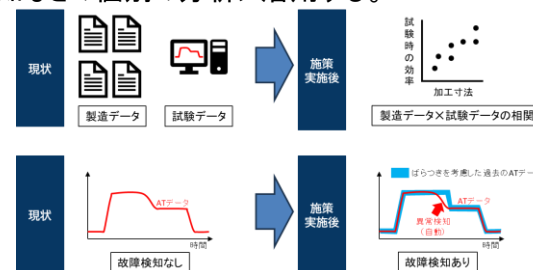
施策 CLA解析は衛星がロランチャー選定後にロケット側で解析を実施しているが、**解析結果により衛星の設計の見直しや強度の再評価が必要となる**ことが多い。衛星設計段階でCLAを実施し、衛星設計にフィードバックをかけられるよう、設計標準化された簡易CLA手法を用い、**衛星側で実施できる簡易CLAツール**を整備する。



成果 簡易CLAツールの試作を完了した。今後、ユーザ試行とリリース版の制作を実施予定。導入により衛星の初期設計段階でも衛星側でCLA解析を実施できるようになり、設計の手戻りやI/F調整を減らすことができる。

② AI技術を活用した製造及び試験データの高度な分析

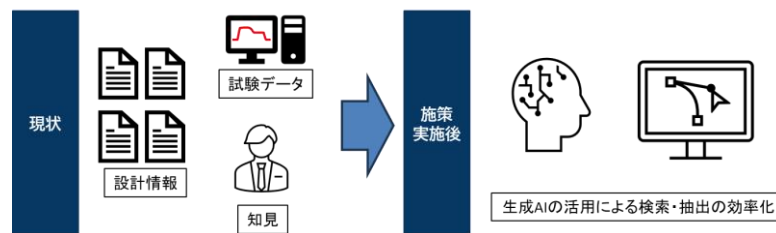
施策 製造・試験・飛行時のデータが膨大にある一方、エクセルでの評価が主であり、時間と手間を要しているため、**AI技術(機械学習)を搭載した分析ツール**をエンジニアがアクセス可能な環境に構築し、データの相関分析、故障検知などの個別の分析に活用する。



成果 クラウド上にエンジニアが広く使える**データ分析環境を構築**。
製造データと試験データとの相関評価等、個別課題の分析に活用中。

④ 生成AIの導入等による業務効率化・技術伝承

施策 ロケットに対しては、これまでに蓄積した膨大な知見や設計技術情報等がさまざまな形式で保存されている。また、今後の打上げ高頻度化に向けて、毎号機のデータが大量に構築される。これらを適切に検索・抽出し、まとめて業務効率化や技術伝承を図るための**生成AIの効果を検証**する。



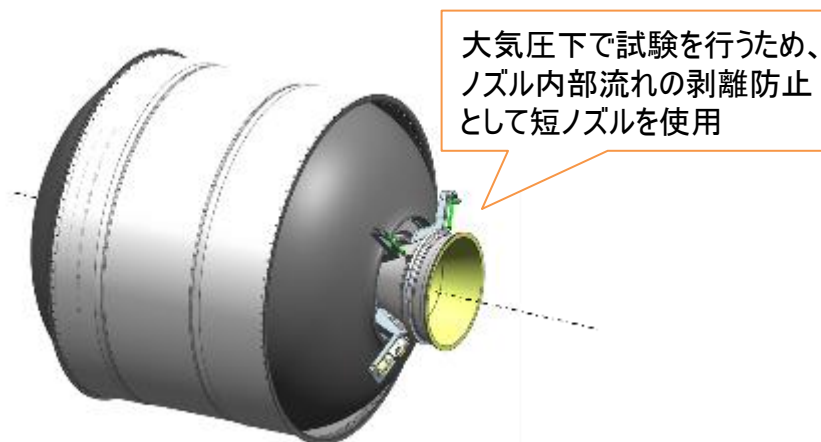
成果 文字情報だけでなく図表も含め高精度に認識できる**生成AI(RAG※)**を試行中。
※Retrieval-Augmented Generation: 検索拡張生成

【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**

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	φ 2.5m	φ 2.5m
燃焼時間	約120 s	約120 s
ノズル駆動方式	TVC	TVC



燃焼試験仕様

【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。



第2段モータ

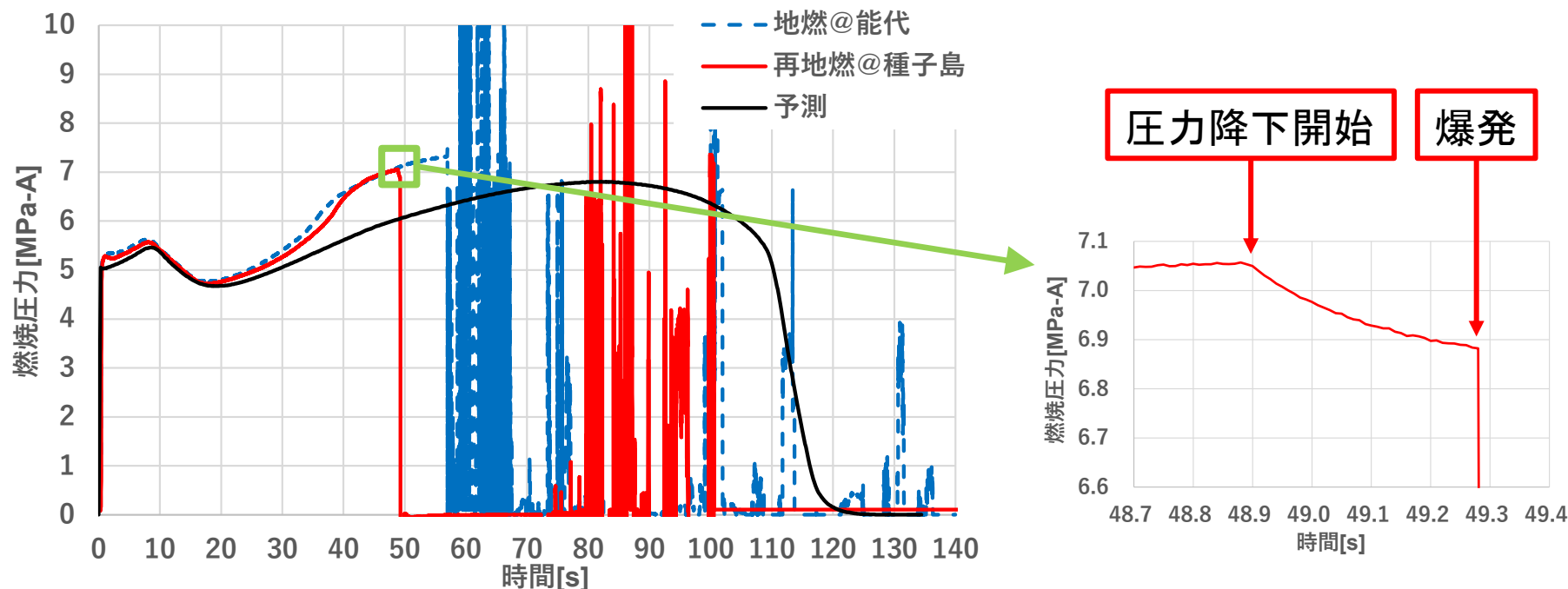
スタンドへのセット状況

【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。

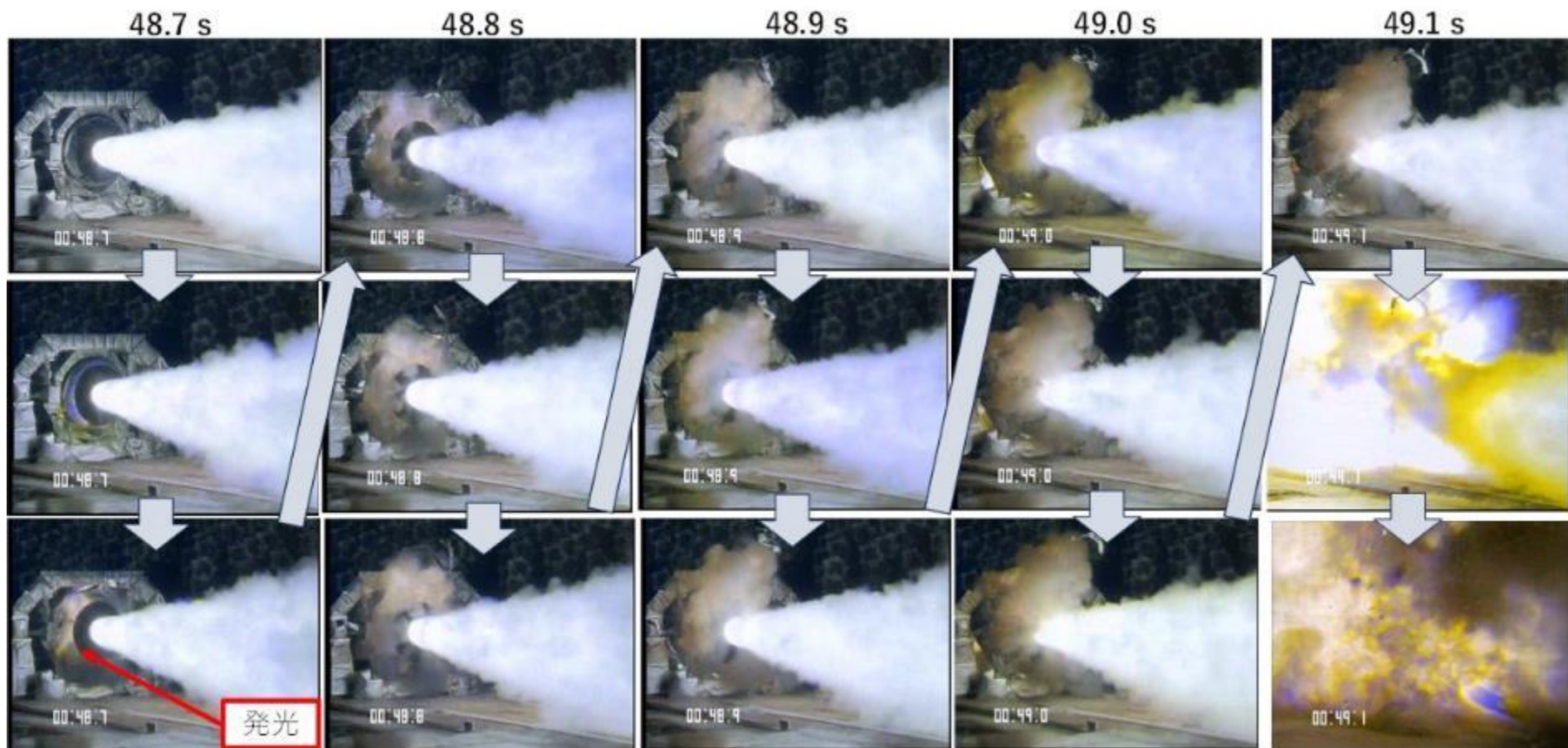
【燃焼圧力データ】

- ・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)



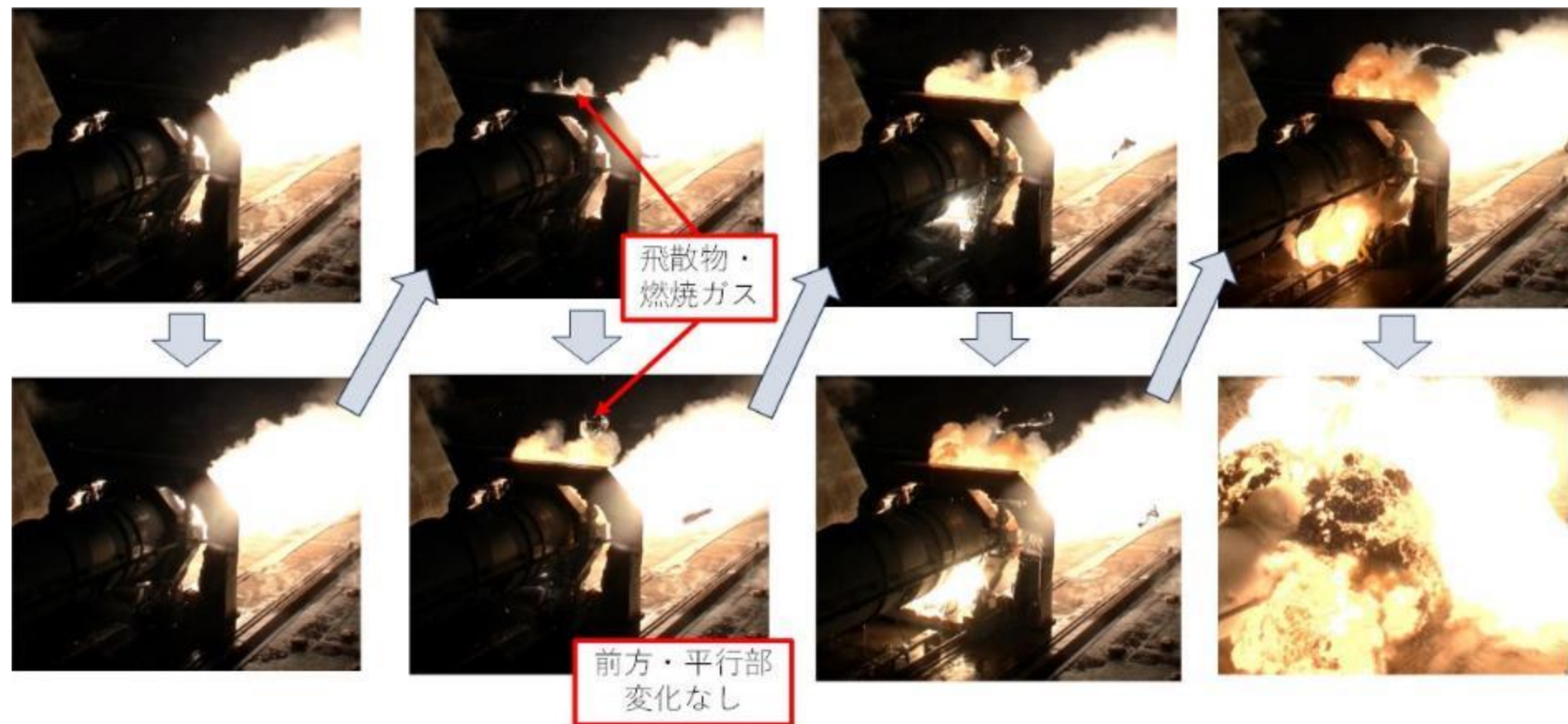
【第2段モータ再地上燃焼試験結果(画像)】

■ 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)



【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

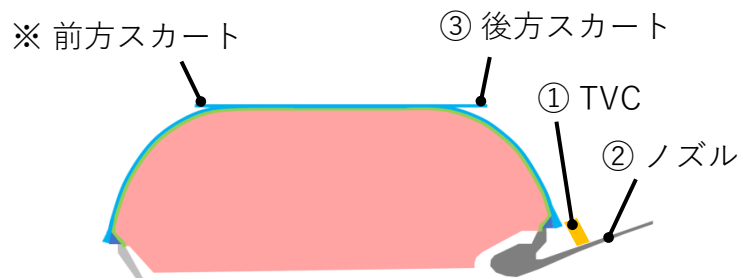


【第2段モータ再地上燃焼試験結果(試験データ)】

- 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。

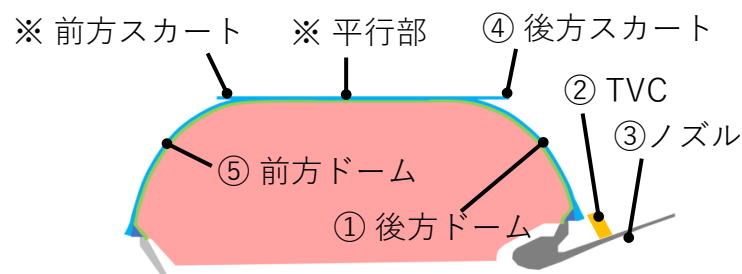
【加速度・歪データ】

- ・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

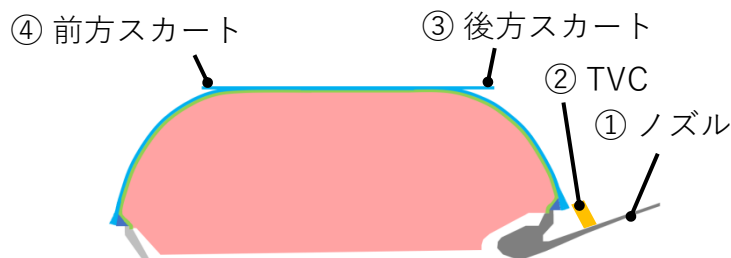
※ 有意な変動なし



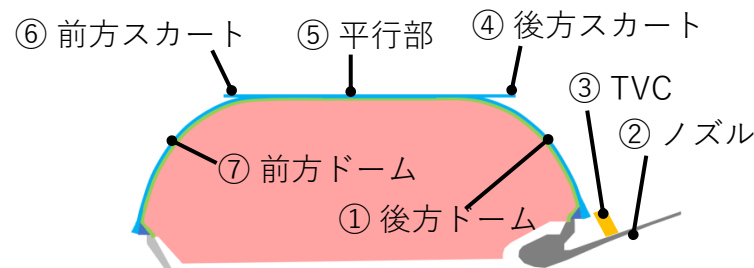
48.9s付近の歪変動順

※ 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



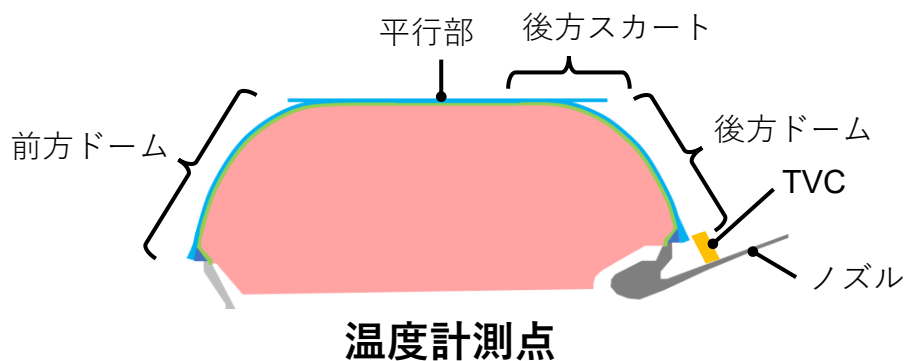
49.3s付近の歪変動順

【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2-2 第2段モータ再地上燃焼試験結果(回収物)

- 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。

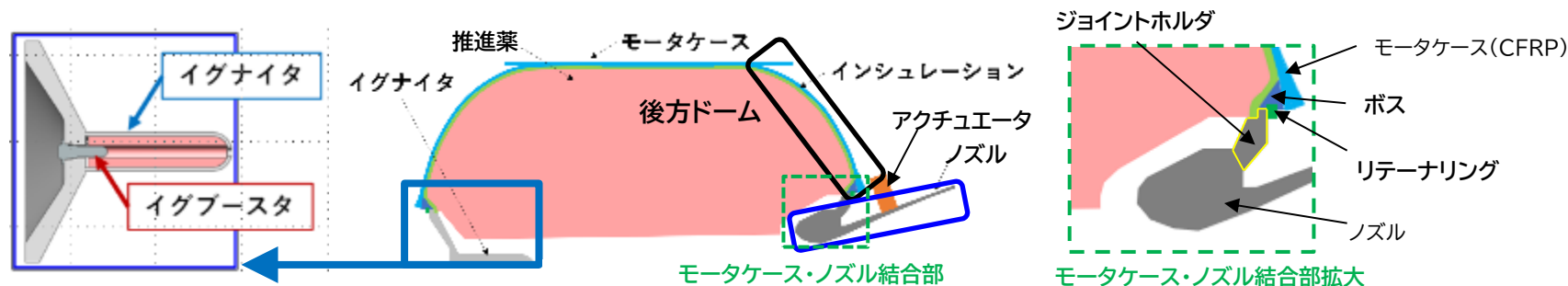
(凡例) ○:全回収 △:一部回収 ×:未回収

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	△	バラバラの状態での回収。引張破断部あり。
	インシュレーション	△	バラバラの状態での回収。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。

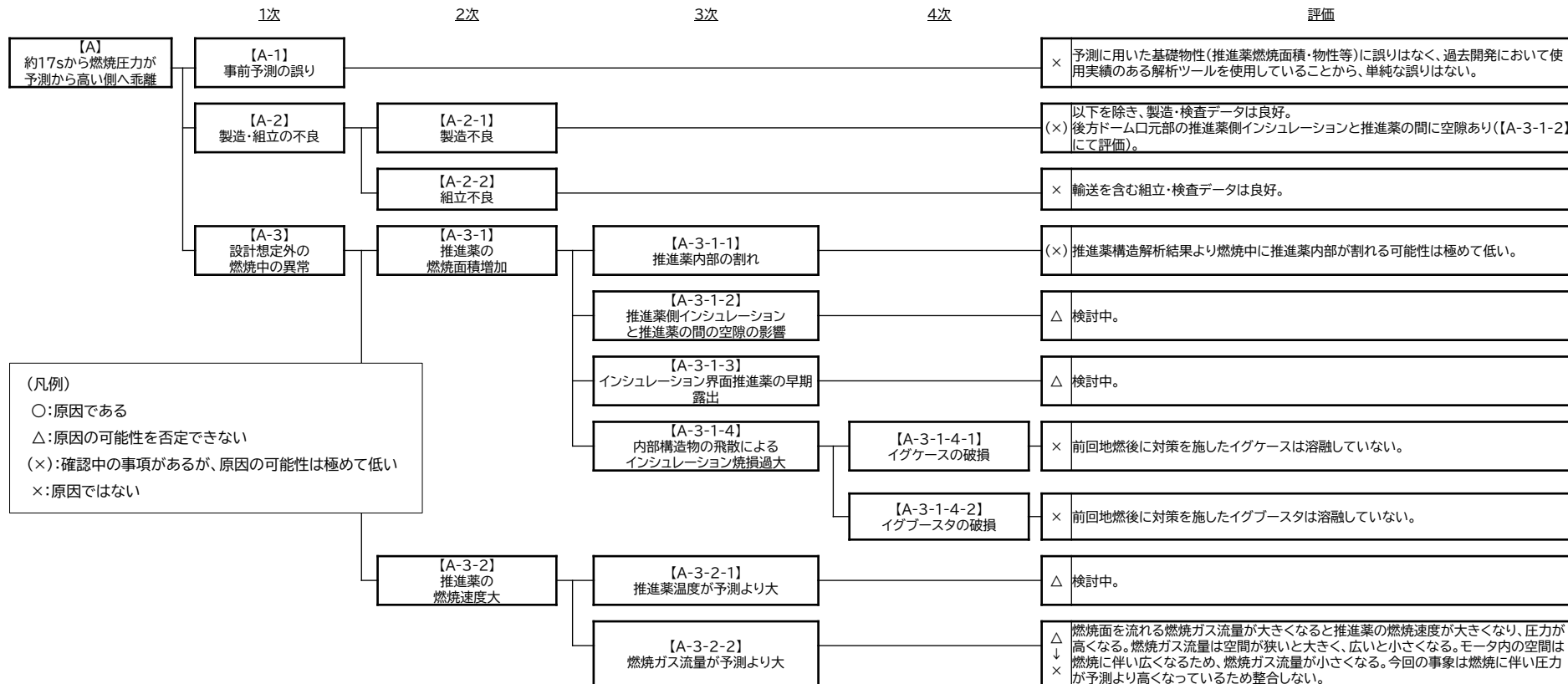
(※1) ボス:モータケース口元部を補強し、リテーナリングをはめてジョイントホルダと結合するリング状の金属部品

(※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

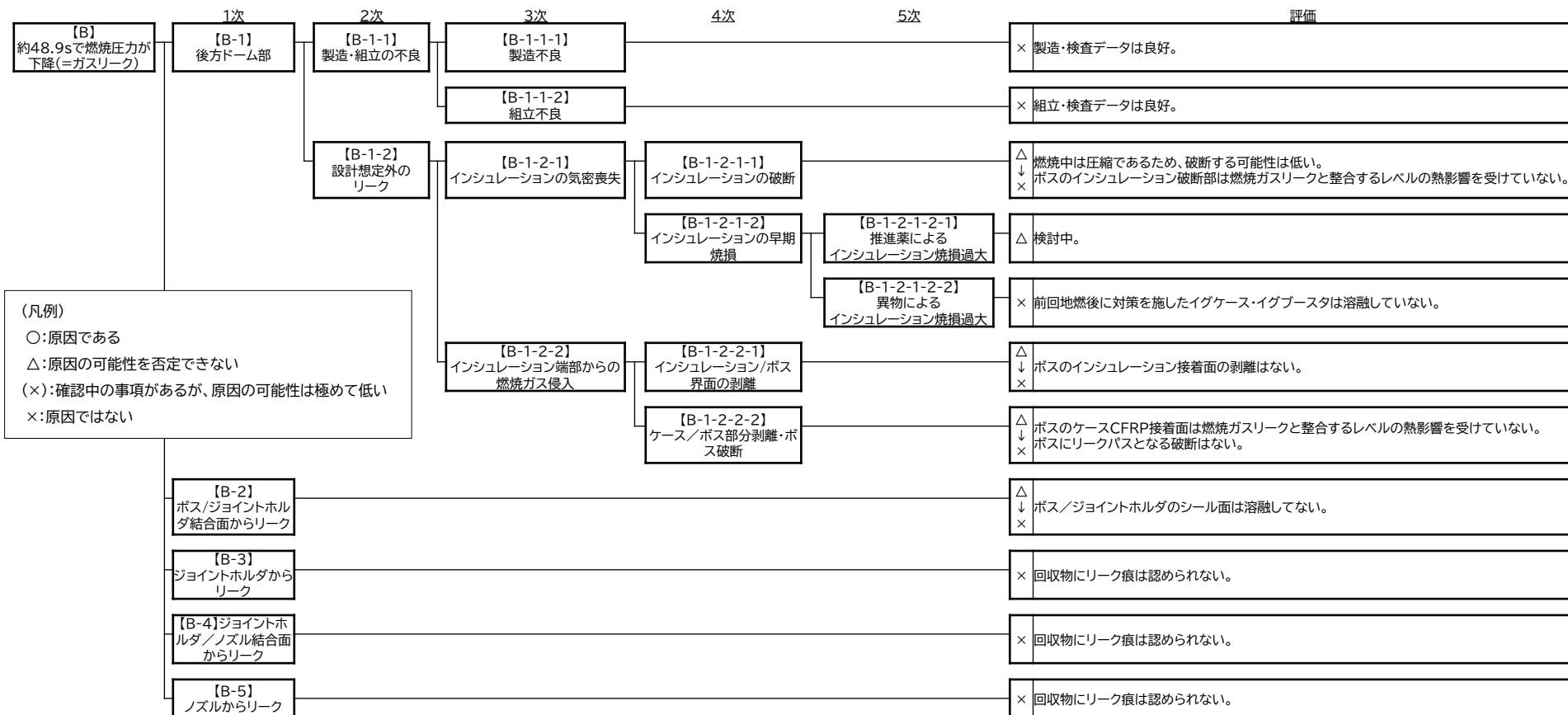
(※3) ジョイントホルダ:モータケースとノズルを繋ぐ金属部品



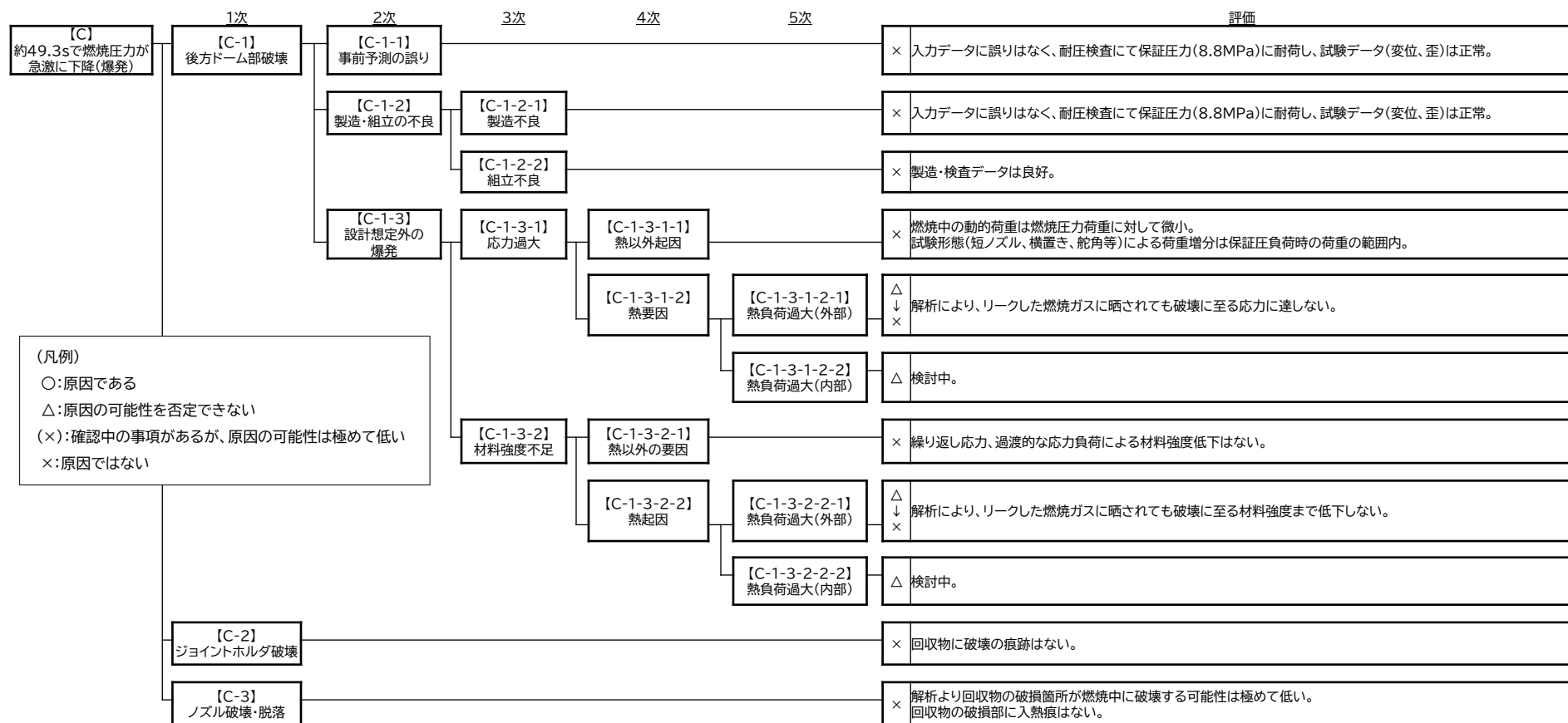
■ 「点火後約17sから燃焼圧力の予測値との乖離が高い側に徐々に拡大」に係るFTA①



■ 「約48.9sで燃焼圧力が下降(ガスリーク)」に係るFTA⑥



■ 「約49.3sで燃焼圧力が急激に下降(爆発)」に係るFTA㉔



参考2-4 推進薬側インシュレーションと推進薬の間の空隙部 *EPSILON*

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

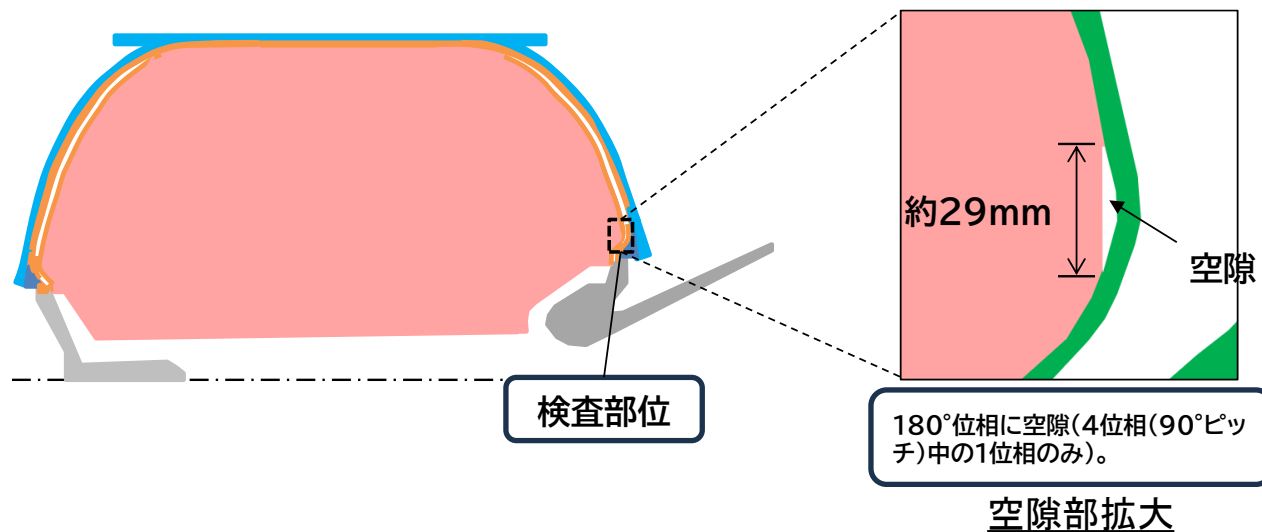
(M-35^(※3)、能代地燃用E-21では確認されていない^(※4))。

(※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) 検出精度により検出できなかった可能性もある



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°	○

再地燃用2段モータ後方ドーム非破壊検査結果

(参考)実証機用2段モータ
後方ドーム非破壊検査結果