

H - Aロケット6号機 打上げ失敗の  
原因究明状況について（その4）

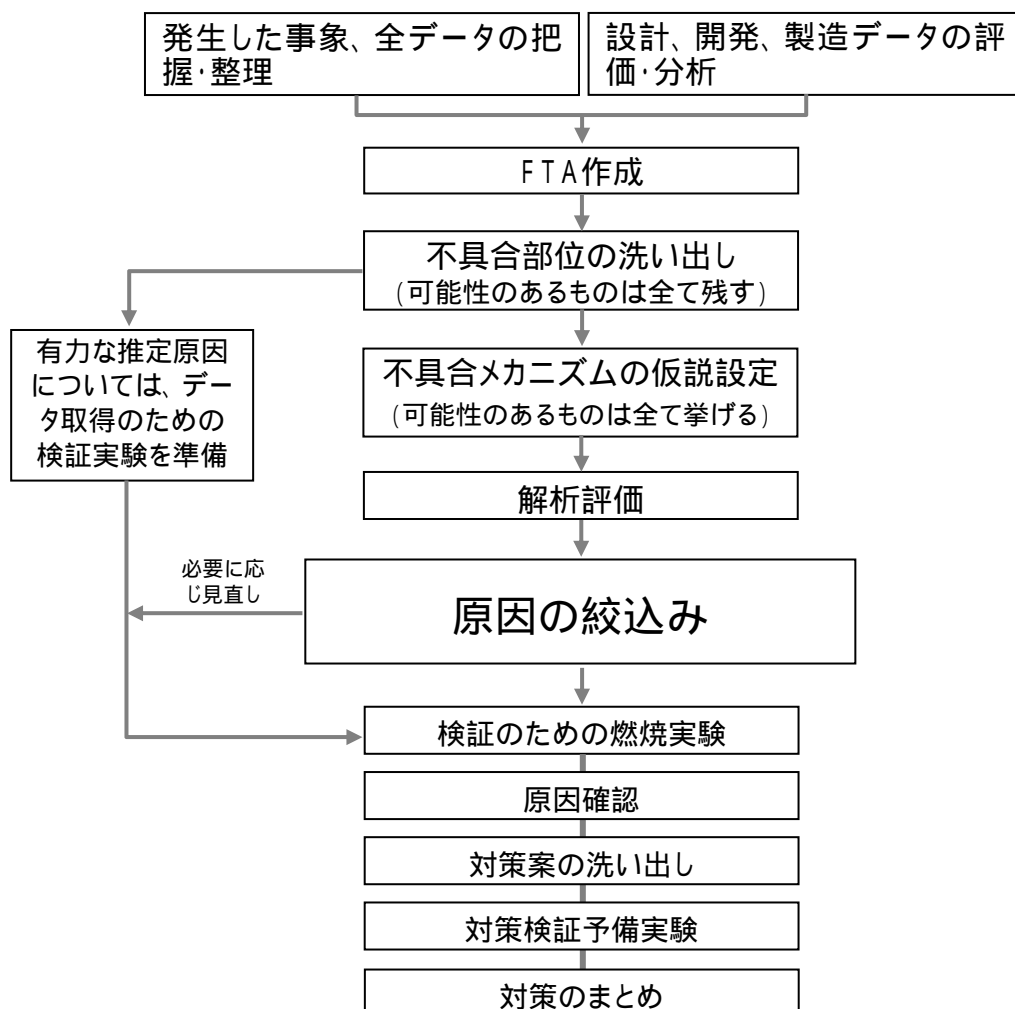
平成16年1月9日  
宇宙航空研究開発機構

# 目次

1. 異常事象の原因検討	…	1
1.1 故障の木解析(FTA)		
1.2 想定事象の検討		
2. 今後の検討の進め方	…	31

## 調査にあたって

### (1) 当面の作業の進め方(案)



(2) 調査対象の一覧

	分類	調査対象
発生した事象、全データの把握・整理	全飛行データ	(1) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">テレメトリーデータ - イベントデータ - 機体各部状態量 - 機体搭載カメラ画像 - 航法データ</span>
		(2) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">光学データ - リフトオフ時光学映像</span>
設計、開発、製造データの評価・分析	製造・検査データ (可能性のある部位)	(1) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">品質保証プログラム等計画書</span>
		(2) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">各種仕様書</span>
		(3) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">図面</span>
		(4) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">作業標準書</span>
		(5) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">検査実施要領書</span>
		(6) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">検査成績書</span>
		(7) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">品質保証用ログブック</span>
		(8) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">不具合記録</span>
		(9) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">整備作業検査記録</span>
		(10) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">記録写真</span>
	設計・開発データ (可能性のある部位)	(1) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">設計基準</span>
		(2) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">設計計算書</span>
		(3) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">業務委託成果報告書</span>
		(4) <span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">開発仕様書・インターフェース仕様書</span>

	分類	検討対象
発生した事象の解明	検証実験・解析	(1) <span style="border: 1px dashed black; padding: 2px;">検証実験</span>
		(2) <span style="border: 1px dashed black; padding: 2px;">シミュレーション解析</span>

は今回報告範囲 (「」は一部報告)

は報告済み範囲

## 1. 異常事象の原因検討

### 1.1 故障の木解析(FTA)

前項までの結果に基づき、故障の木解析(Fault Tree Analysis)を実施した。結果を図1.1-1に示す。

SRB-Aが分離しなかった1次要因である『前方プレス切断せず』が発生した要因について現在の検討状況を以下に示す。

#### 1.1.1 分離シーケンス異常(図1.1-1(1/4) No.4.1)

SRB-A分離に関する信号は、機体に搭載されている第1段誘導制御計算機(GCC1)から『分離モータ点火信号』、『前方/後方プレス分離信号』及び『スラストストラット切断信号』が送出され、シーケンス分配器(SDB1)内のリレーが作動し、セーフ・アーム装置(SAD)を起爆する。

前方/後方プレス分離信号は、L側、R側ともに共通の信号であり、L側が計画通りに分離していることから、本要因が不具合の原因ではないと判断される。

#### 1.1.2 分離機構異常(図1.1-1(1/4) No.4.2)

##### 1.1.2.1 外部環境異常による分離機構異常

『分離機構異常』の要因の1つである『外部環境異常による分離機構異常』について検討した。(図1.1-1(2/4) No. )

##### (1) 機械的環境異常

飛行データを評価した結果、外部圧力、飛行時の荷重(飛行経路、姿勢等)および音響・振動加速度とともに従来号機と同等であり本要因が不具合の原因ではないと判断される。

##### (2) 熱的環境異常

飛行データを評価した結果、1段エンジン、固体補助ブースタの作動は良好であり、機体各部の加熱率センサ、温度センサデータからプルーム加熱が過大ではなかったと判断できる。また、SRB-A分離までの飛行経路は打ち上げ前の予測経路と良く一致していること、機体外板温度の上昇傾向が従来号機と同等であることから空力加熱が過大ではなかったと判断できる。以上から本要因が不具合の原因ではないと判断される。

##### (3) その他の異常

その他の要因として、『射点設備との干渉』、『脱落物等の衝突』および『打ち上げ時/飛行時の天候による異常』について検討した。

地上で計測したビデオ画像、打上げ後の射点設備の現地調査及び飛行データから『射点設備との干渉』および『脱落物等の衝突』は確認されていない。また、射場付近および上空の気象データを確認した結果、『打上げ時/飛行時の天候による異常』はなかったと判断できる。

以上から本要因が不具合の原因ではないと判断される。

#### 1.1.2.2 製品異常(含、整備不良)

『分離機構異常』の要因の1つである『製品異常(含、整備不良)』について検討した。(図1.1-1(1/4) No.4.2.1.x.1)

前方プレス用分離火工品の製造・組立て検査記録を調査した結果、現在の製造・検査手法における異常は認められなかった。(調査7-1-2参照)

また、火工品は冗長系(2重)で構成されていることから、両系統同時に不良となる可能性は低いと考えられる。

従って、本要因が不具合の原因となる可能性はないと判断される。

#### 1.1.3 環境異常(SRB-A(R側)内部の要因) (図1.1-1(3/4))

SRB-A(R側)の前方プレスが切断しなかった要因の一つである、『SRB-A(R側)内部の要因』により火工品(導爆線)が異常となる事象について、『熱的環境異常』と『機械的環境異常』に分類し、さらにその発生部位毎に分けて検討した。

##### 1.1.3.1 機械的環境異常(図1.1-1(3/4) No.1)

後部アダプタ内の可動部分はアクチュエータおよびノズルである。

前方プレス用火工品は後部アダプタ構造体内面に艤装されており、可動部分と充分離れており干渉することは無い。

従って、本要因が不具合の原因ではないと判断される。

##### 1.1.3.2 熱的環境異常(図1.1-1(3/4) No.2)

『熱的環境異常』の要因を『熱遮蔽構造の不良』、『搭載機器発熱』、及び『燃焼ガスの漏れ』に分類し、さらにその要因となりうる部位毎に整理した。

##### 1.1.3.2.1 熱遮蔽構造の不良(図1.1-1(3/4) No.2.1)

前方プレス用火工品の艤装部分を熱から遮蔽している構造(カバー類、サーマルカーテン)の破損による要因について検討した。

以下の理由から本要因が不具合の原因ではないと判断される。

(1)カバ-類の破損

カバ-内に艤装されている燃焼圧力センサ配線が異常発生時点(打上げ後約6.2秒)まで正常であることから、カバ-類の破損はなかったと判断できる。

(2)サーマルカーテンの破損

SRB - A、SSB、1段エンジンからのブルーム熱が侵入した場合には、温度センサの艤装状態(注)から考えると、ノズル温度の異常よりも先に、サーマルカーテン温度(後部アダプタの下側に艤装)が応答すると考えられ、今回の異常事象と整合しない。

(注)サーマルカーテン温度センサはサーマルカーテン内面に直接貼付けられている。一方、ノズル温度の温度センサはシリコンゴムで覆われており、サーマルカーテン温度センサの方が温度変化への応答が速い。(図1.1 - 2参照)

従って、本要因が不具合の原因ではないと判断される。

1.1.3.2.2 搭載機器発熱 (図1.1 - 1(3/4) No.2.2)

SRB - A内に搭載されている高電圧系(アクチュエータ系機器)の機器の発熱の可能性を検討した。

以下の理由から、本要因が不具合の原因ではないと判断される。

(1) アクチュエータ駆動用電池

内部に熱電池を内蔵しており、熱電池の短絡故障により異常温度上昇を発生する可能性はあるが、SRB - A(R側)異常発生時点(打上げ後約6.2秒)では起動確認信号及び駆動電圧モニタが正常であるため、短絡故障を生じたとは考えられない。

(2) アクチュエータ駆動用パワートランジスタ

アクチュエータ駆動用パワートランジスタ温度がSRB - A(R側)異常発生時点(打上げ後約6.2秒)では正常である。

#### 1.1.3.2.3 燃焼ガスの漏れ(図1.1-1(3/4)No.2.3)

『燃焼ガスの漏れ』の発生可能部位毎に『モータケースからの漏れ』及び『ノズルからの漏れ』に分類した。

##### (1) モータケースからの漏れ(図1.1-1No.2.3.2)

後部アダプタ内に燃焼ガスが漏れる部位として、モータケースの後部ドームが考えられる。以下の理由から、SRB-A(R側)の異常事象の発生順序と整合しないため、本要因が不具合の原因ではないと判断される。

後部ドームの幾何学的形状から考えると、後部アダプタ構造部～サーマルカーテン方向にガスが噴出し、『ノズル温度』のセンサ側に直接噴出ししないと考えられる。

後部ドームから燃焼ガスが噴出した場合、0.1秒のオーダーで後部アダプタ内全域に拡がると考えられる。温度センサの艀装状態(注)から考えると、ノズル温度の異常よりも先に、後部アダプタの下側に艀装されたサーマルカーテン温度が応答すると考えられ、今回の異常事象と整合しない。

(注)サーマルカーテン温度センサはサーマルカーテン内面に直接貼付けられている。一方、ノズル温度の温度センサはシリコンゴムで覆われており、サーマルカーテン温度センサの方が温度変化への応答が速い。(図1.1-2参照)



(2) ノズルからの漏れ(図1.1-1(4/4))

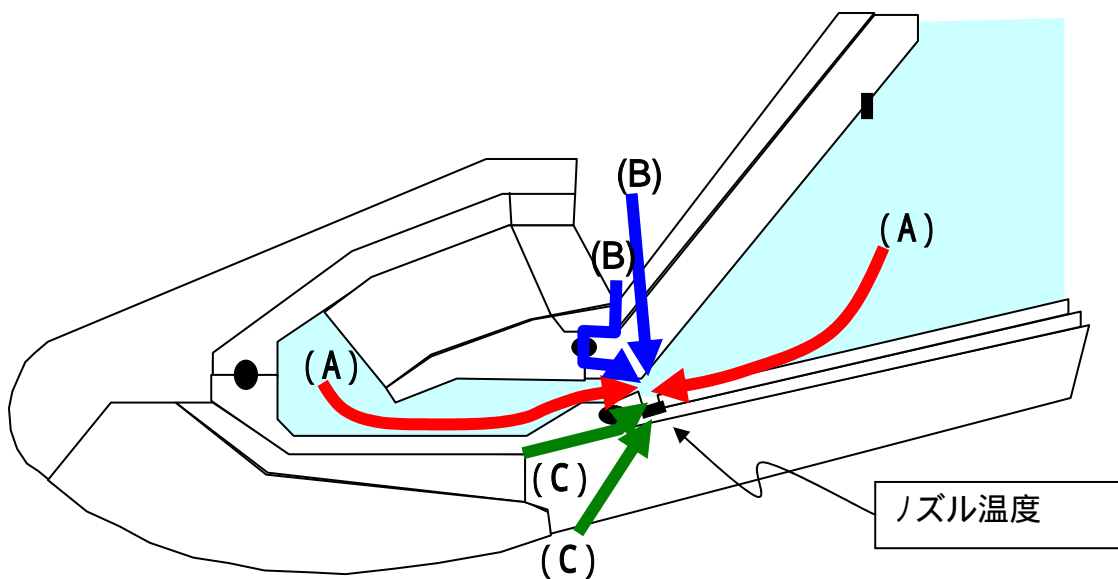
ノズルから燃焼ガスが漏れた場合、異常事象の発生順序通りに異常が進展する可能性が考えられる。(図1.1-3参照)

『ノズルからの漏れ』の要因としては『構造部品からの漏れ』と『結合部(0リング部)からの漏れ』に分類し、さらにその要因となりうる部位毎に整理した。

ノズルの構成を図1.1-4に、『ノズルからの漏れ』に対する故障の木解析結果を図1.1-5に示す。

要因の可能性のある部位に対し、『ノズル温度』の温度上昇に着目した場合、想定される事象は以下の3つに区分される。

区分	想定事象(図1.1-5)との対応
(A)ノズル外側からの加熱(水平方向)	1.2、1.3、2.1、2.3、2.5
(B)ノズル外側からの加熱(垂直方向)	1.1、2.2
(C)ノズル内側からの加熱	1.4、2.4



『ノズル外側からの加熱(A)(B)』が飛行時の異常発生事象(データの挙動及び時系列)と整合した要因となり得るか、実験および解析から検証した。

結果を図1.1-6に示す。

『ノズル温度』センサはシリコンゴムで覆われていることなどにより、ノズル外側からの加熱により温度応答に0.8秒の遅れを生じるため、燃焼ガス漏れの開始時刻は61.4秒(62.2秒-0.8秒)と推定される。

『サーマルカーテン温度』センサは、ガス拡散により加熱され、温度上昇を

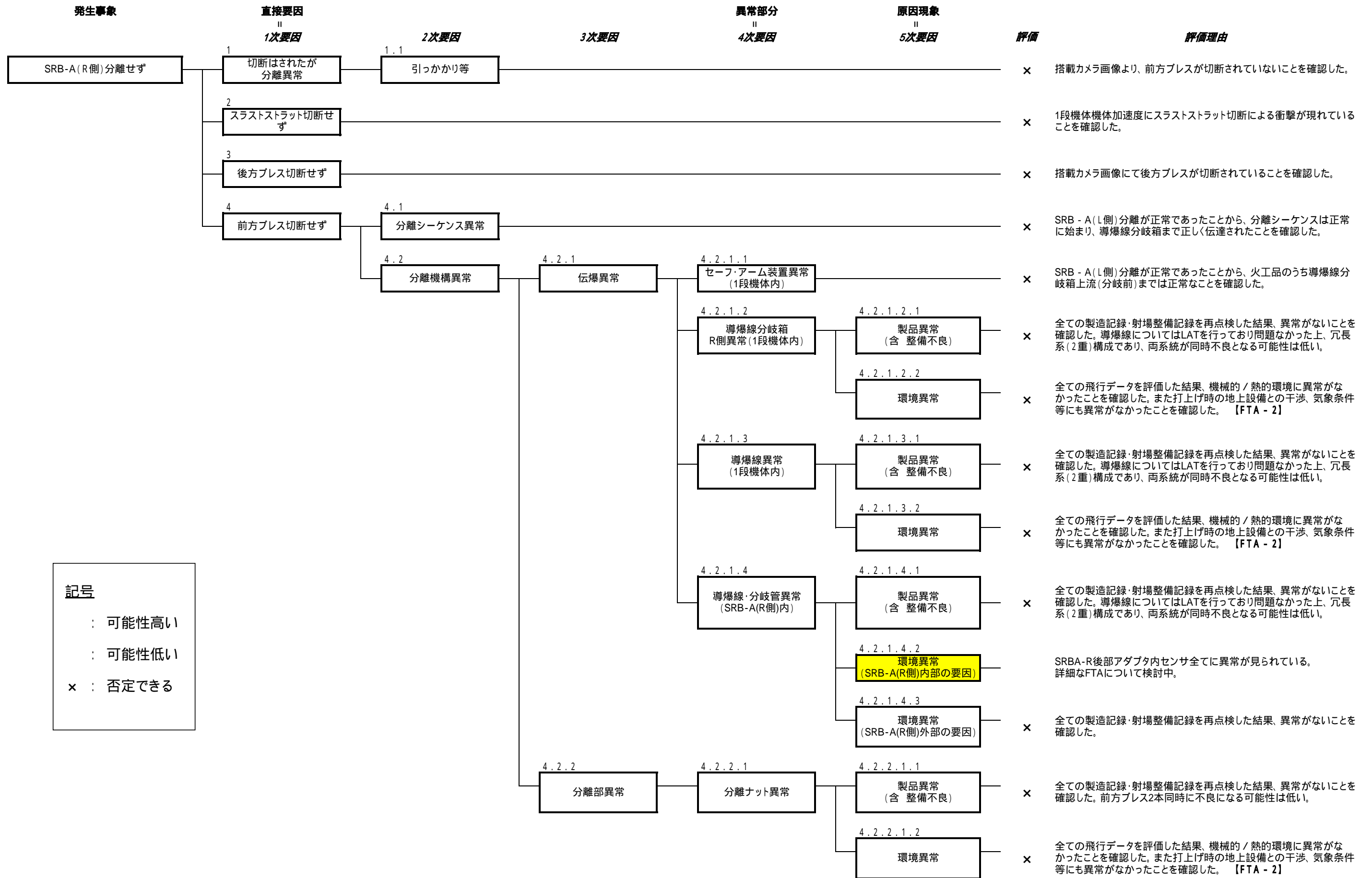
示すまで0.6秒の遅れを生じるため、燃焼ガス漏れの開始時刻は、62.4秒(63.0秒 - 0.6秒)と推定される。

それぞれの温度上昇開始時刻から推定される燃焼ガス漏れ開始時刻には1.0秒(62.4秒 - 61.4秒)の時間差があり、整合しない。

従って、『ノズル外側からの加熱』については可能性はないと判断する。

『ノズル内側からの加熱』については、『ノズル温度』センサを加熱し、その後後部アダプタ内に拡散し、飛行データの事象発生順と整合する可能性がある。

……………ここまで、前回(12 / 24)の報告範囲……………



記号

- : 可能性高い
- : 可能性低い
- ×

× : 否定できる

図1.1-1(1/4) SRB-A(R側)分離不良に関する故障の木解析  
【FTA-1】 全体FTA

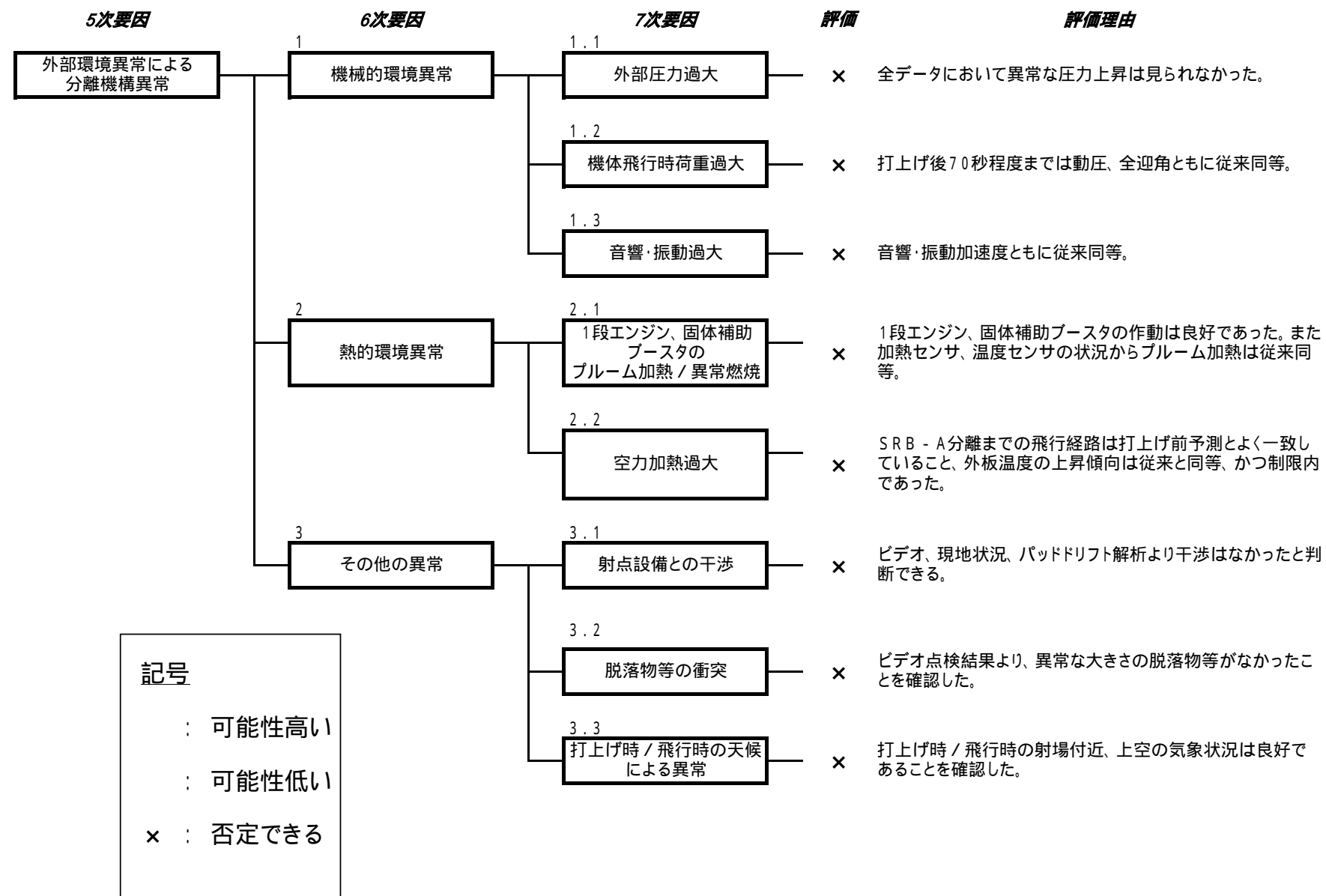


図1.1-1(2/4) SRB-A(R側)分離不良に関する故障の木解析  
【FTA-2】 外部環境異常FTA

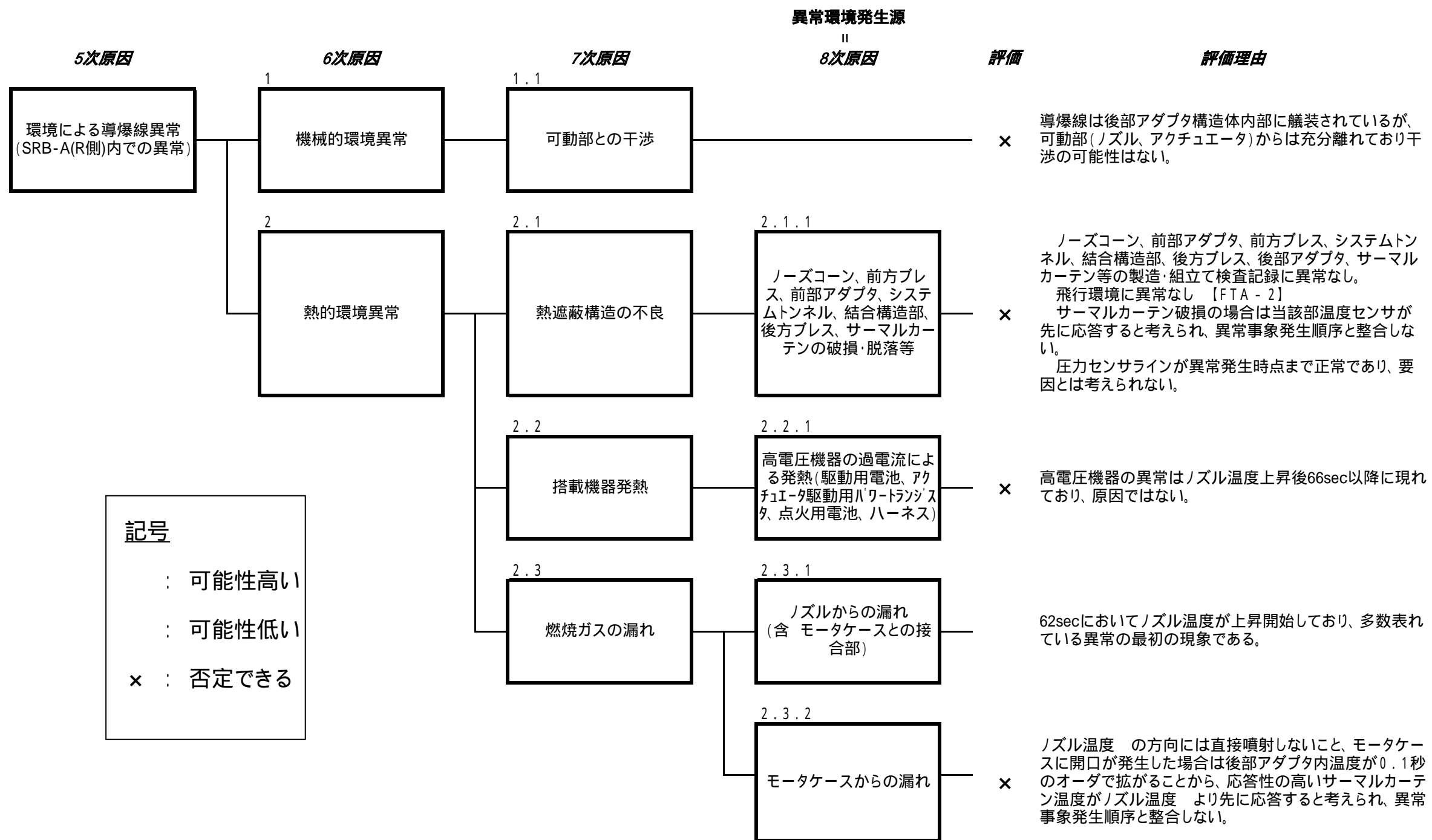


図1.1 - 1(3/4) SRB - A(R側)分離不良に関する故障の木解析  
【FTA - 3】 環境による導爆線異常(SRB - A(R側)内部での異常)

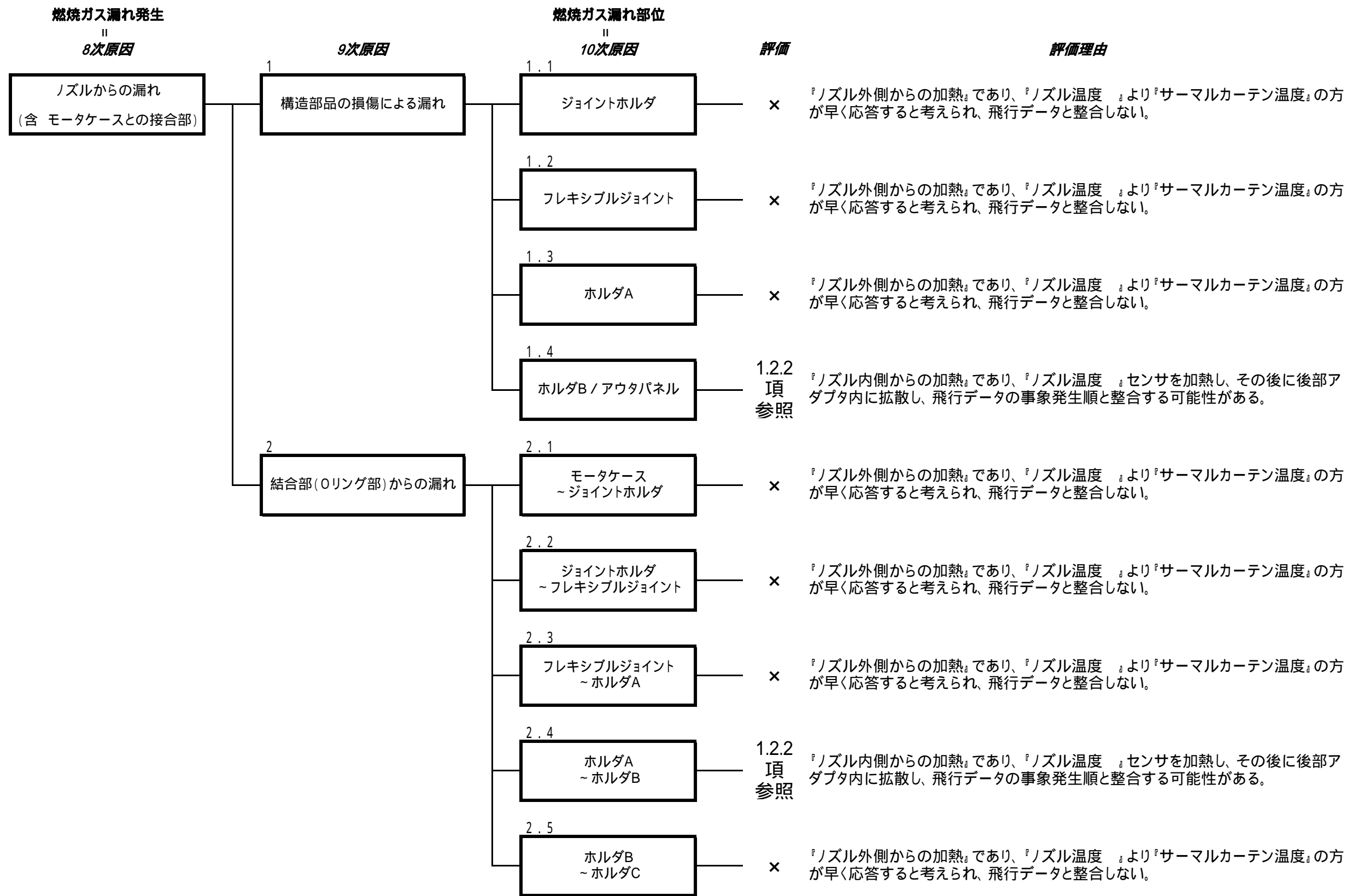


図1.1 - 1(4 / 4) SRB - A(R側)分離不良に関する故障の木解析  
【FTA - 4】ノズルからの漏れ

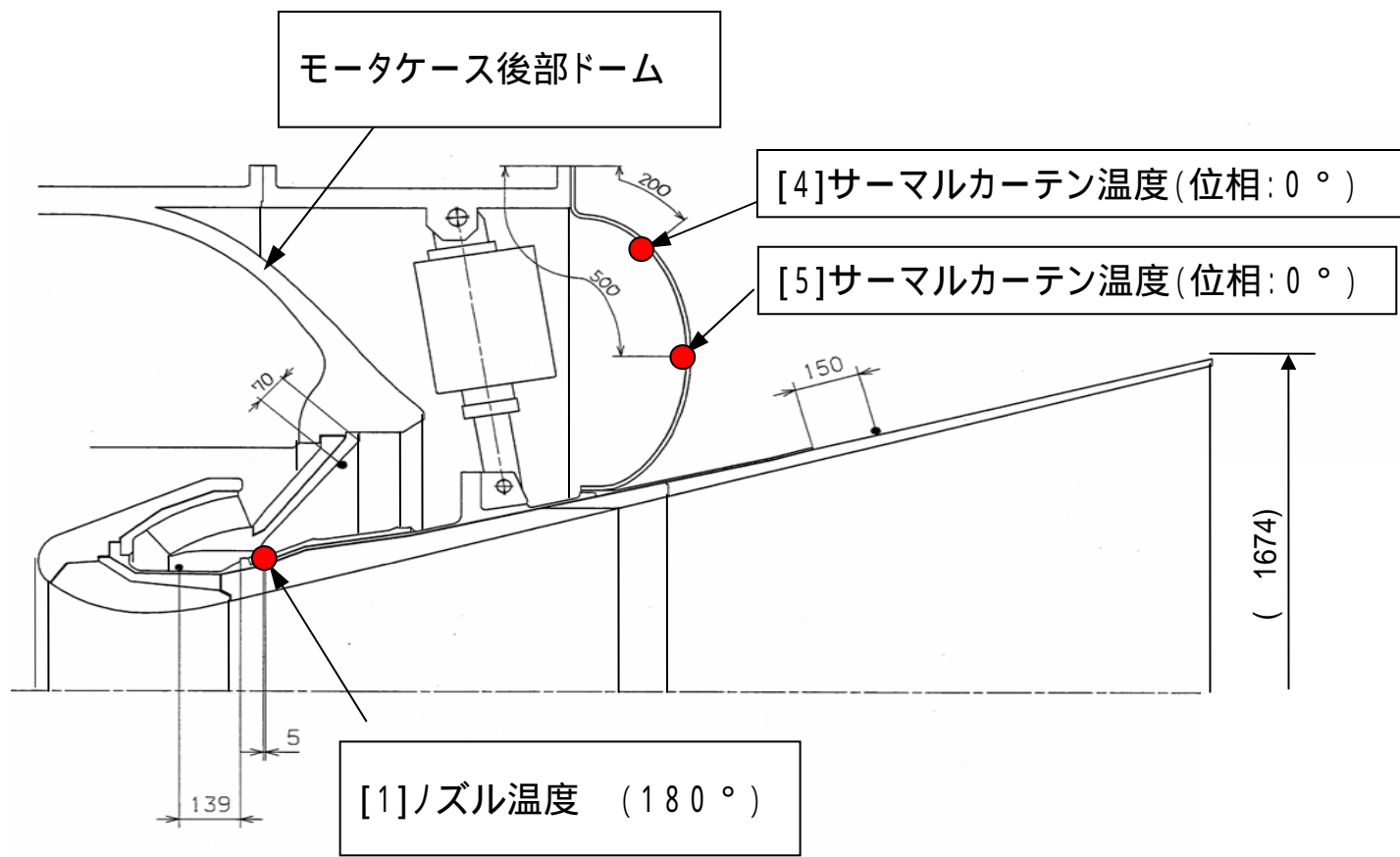
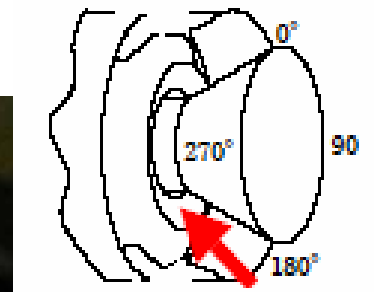
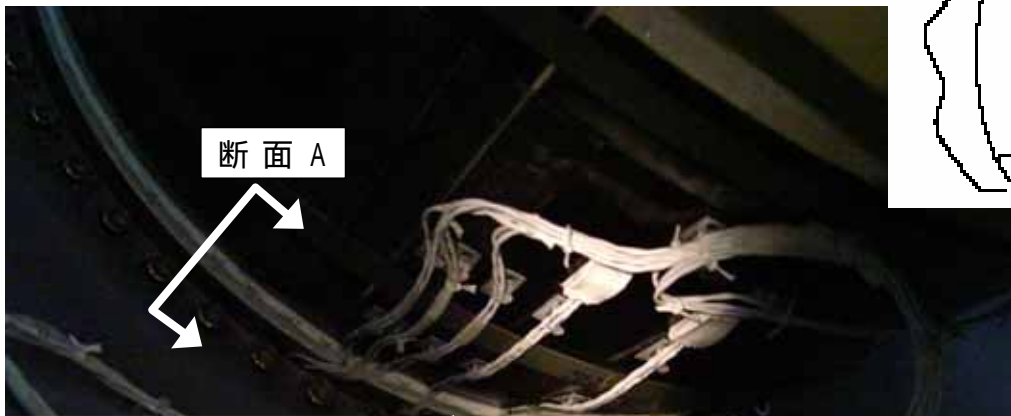
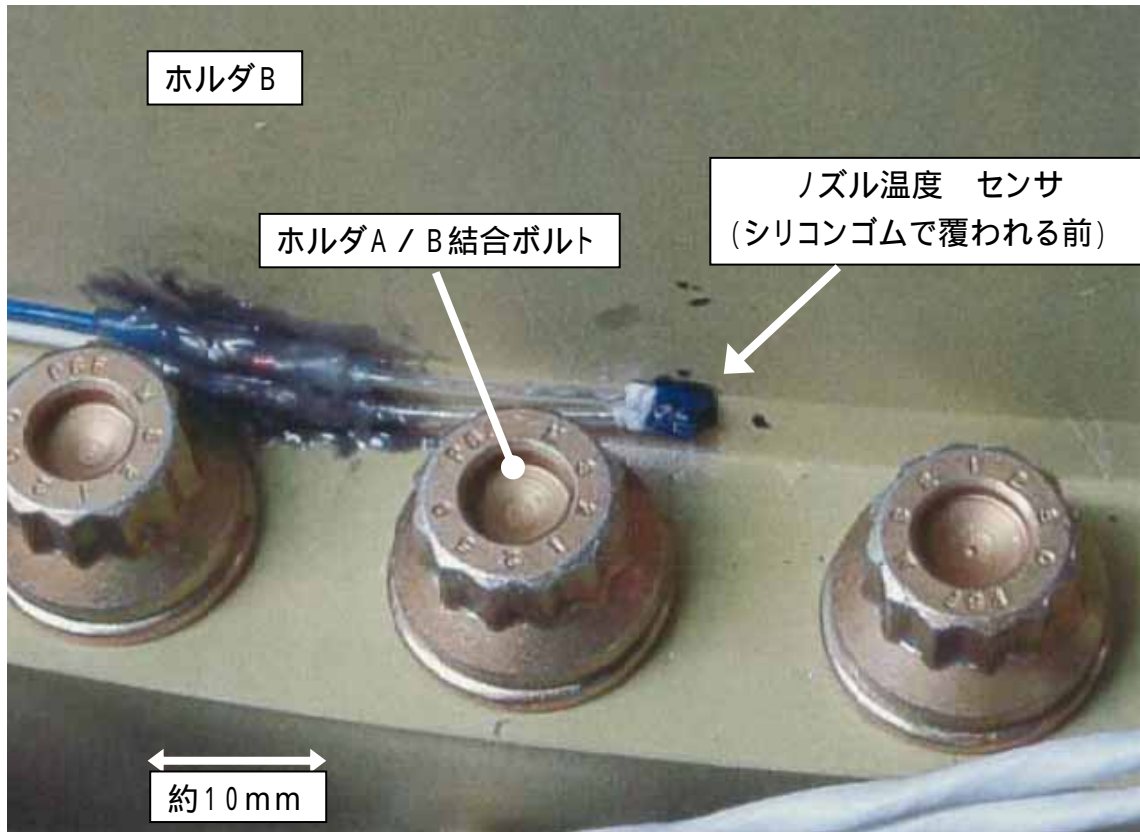
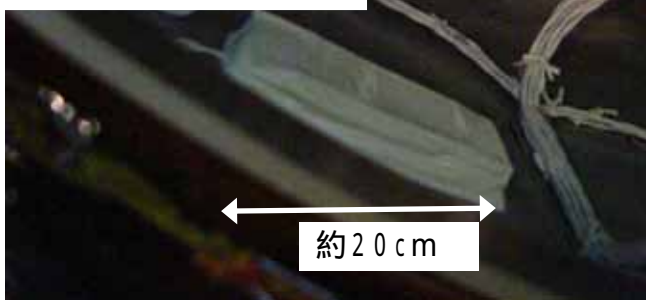


図1.1 - 2 (1 / 3) 温度センサ計測位置



ノズル温度 センサ位置  
(シリコンゴムで覆われている)



【断面 A - A】

ノズル内面

アウトパネル

ノズル温度 センサ

シリコンゴム

ホルダA, B

図1.1 - 2 (2 / 3) 温度センサ計測位置





図1.1 - 2 (3 / 3) サーマルカーテン温度センサ

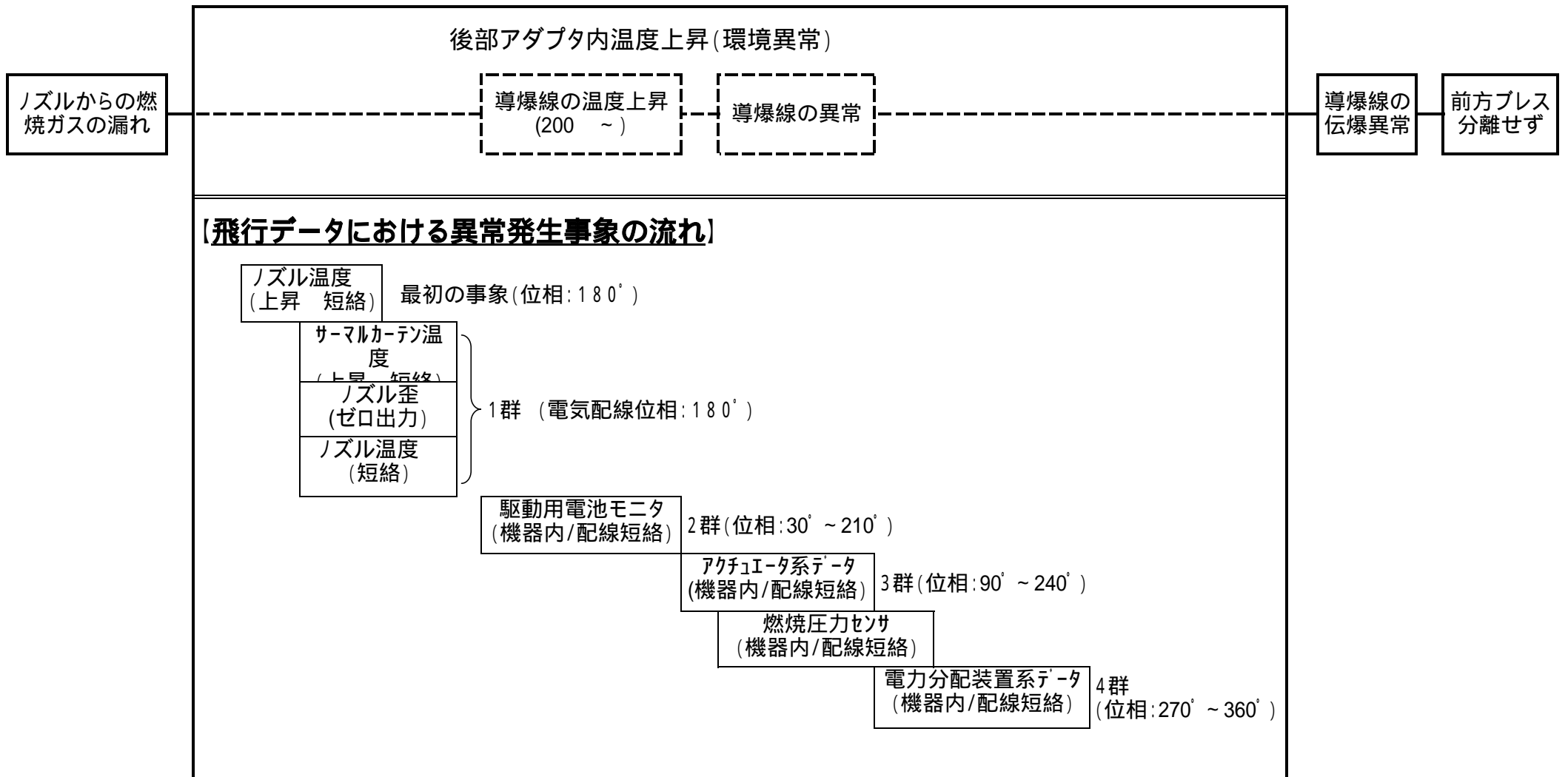


図1.1 - 3(1/3) 飛行データにおける異常発生事象と『ノズルからの燃焼ガスの漏れ』の可能性

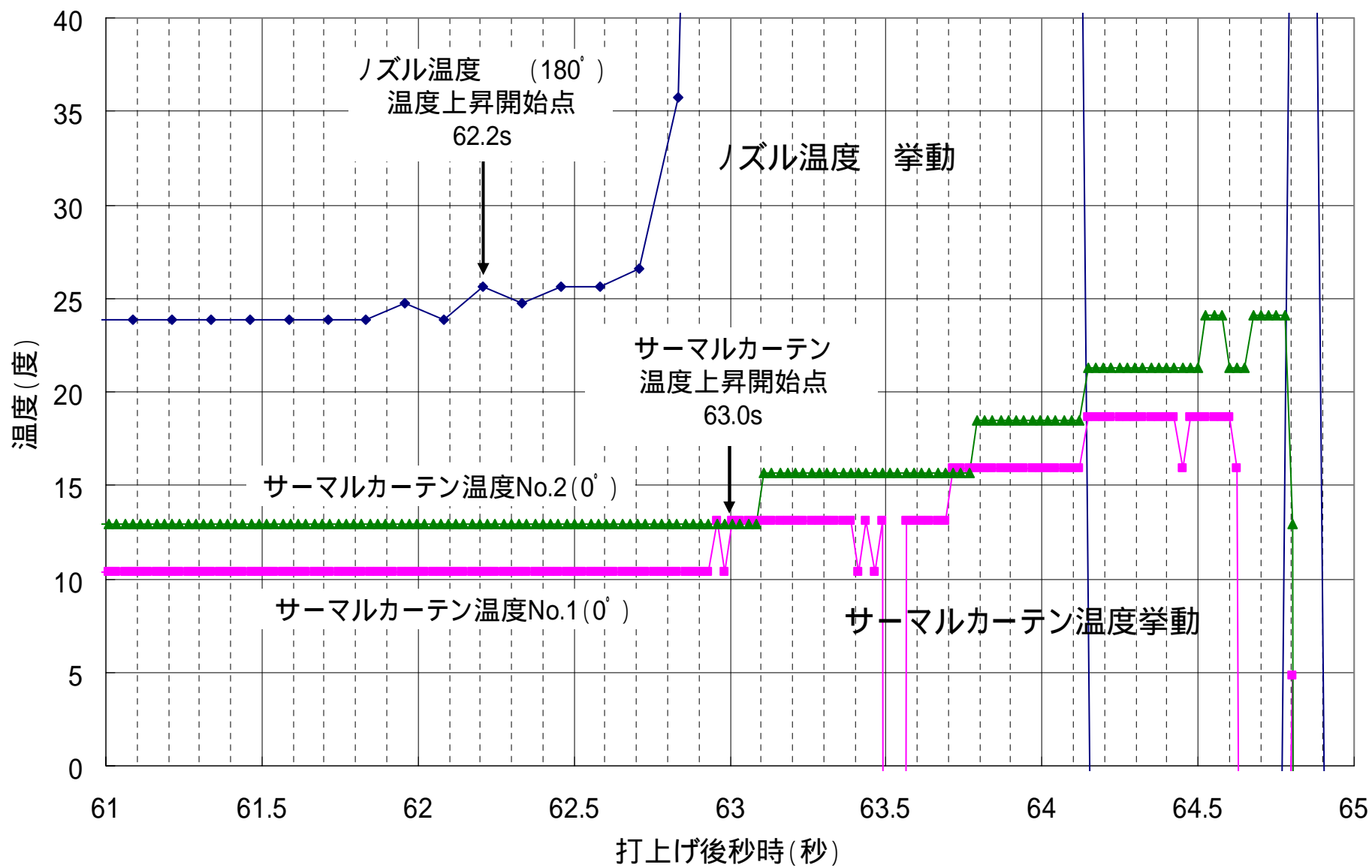
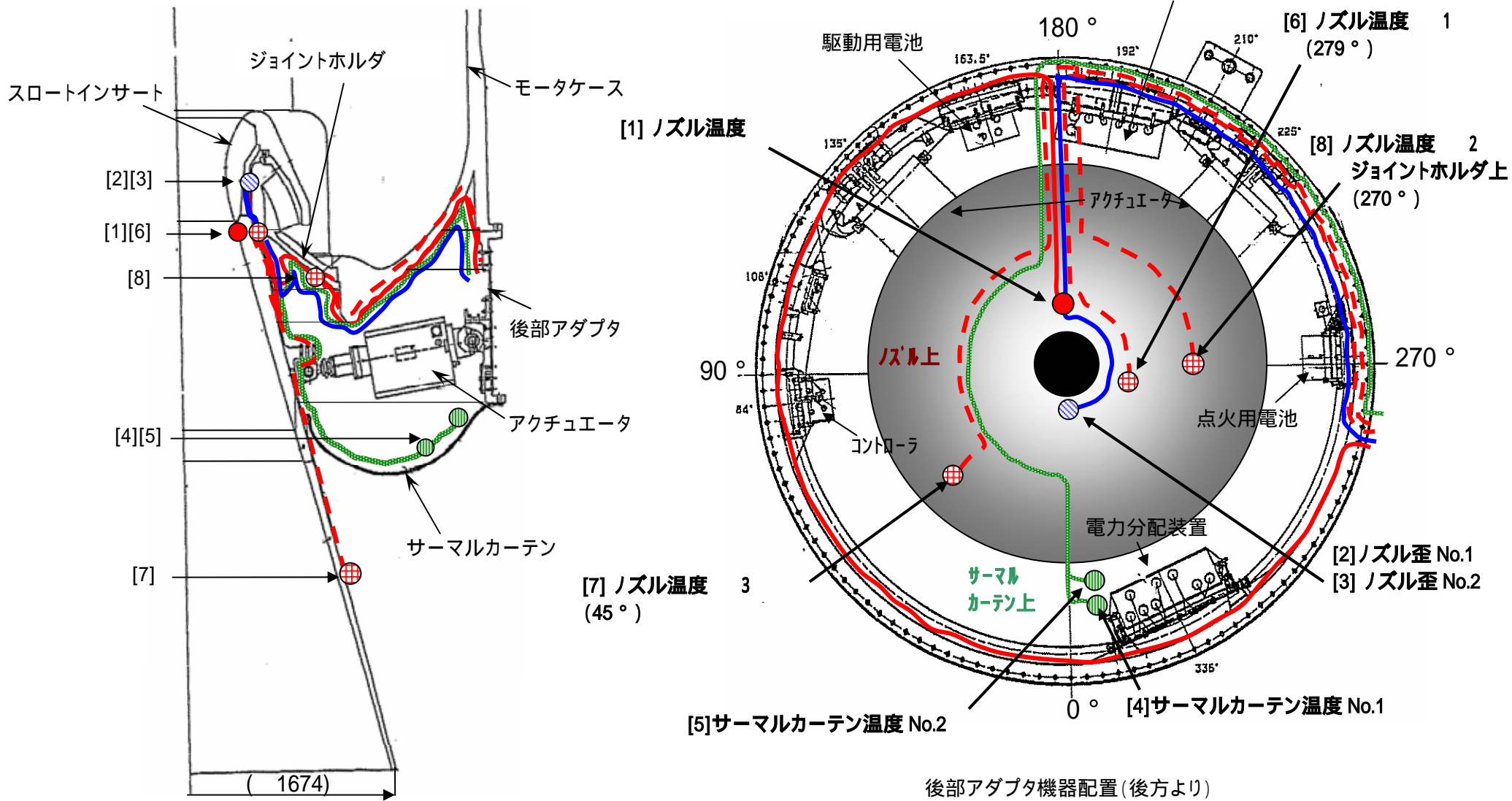


図1.1 - 3 (2 / 3) SRB - A (R側) 異常事象 - ノズル温度、サーマルカーテン温度 -

センサ・ケーブル識別

- ——— : [1]
- ——— : [2], [3]
- ——— : [4], [5]
- ⊕ - - - : [6], [7], [8]

注) 下図は、センサ・ケーブルの機軸方向の位置を示すためにすべてを同一位相で示したものである。



SRB - A ノズル概要

図1.1 - 3 (3 / 3) SRB<sub>16</sub>A (R側) ノズル周辺センサ電気配線等艤装状況

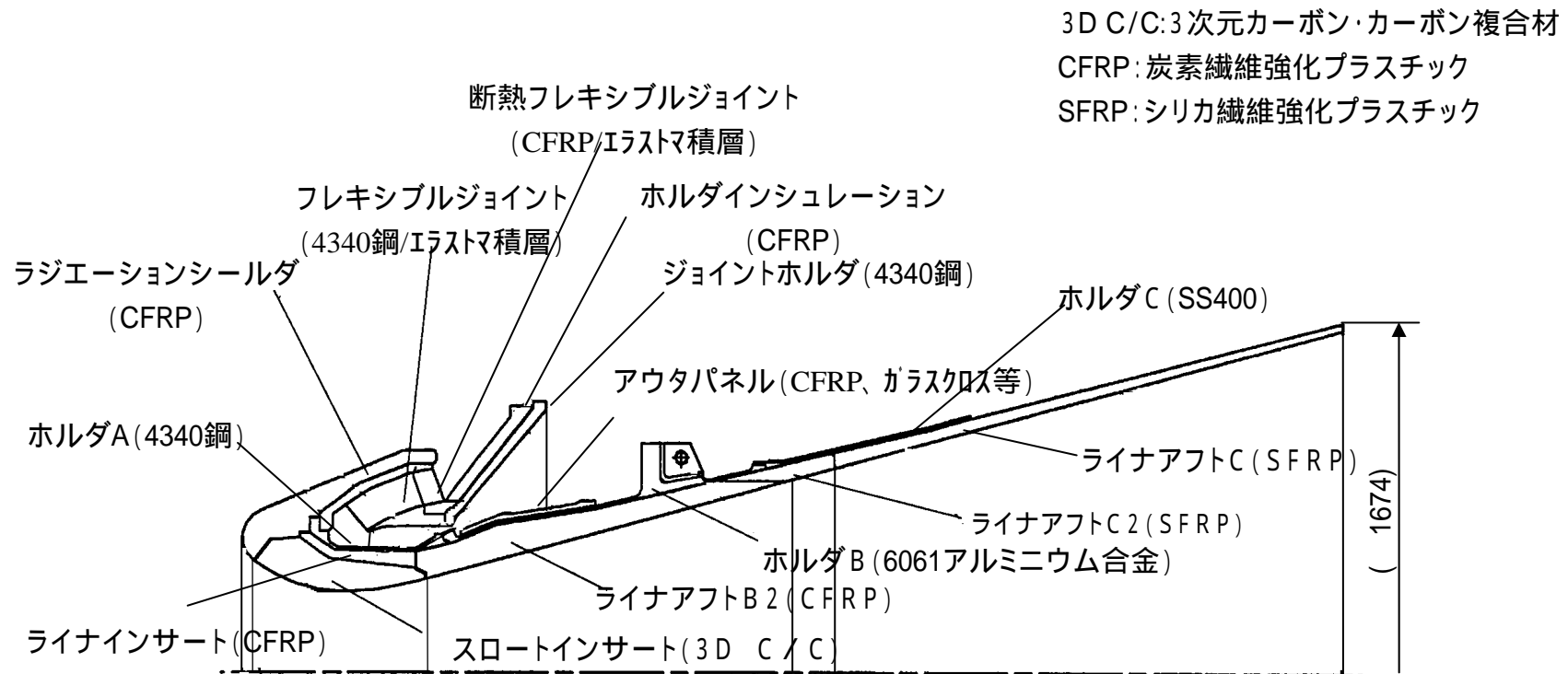
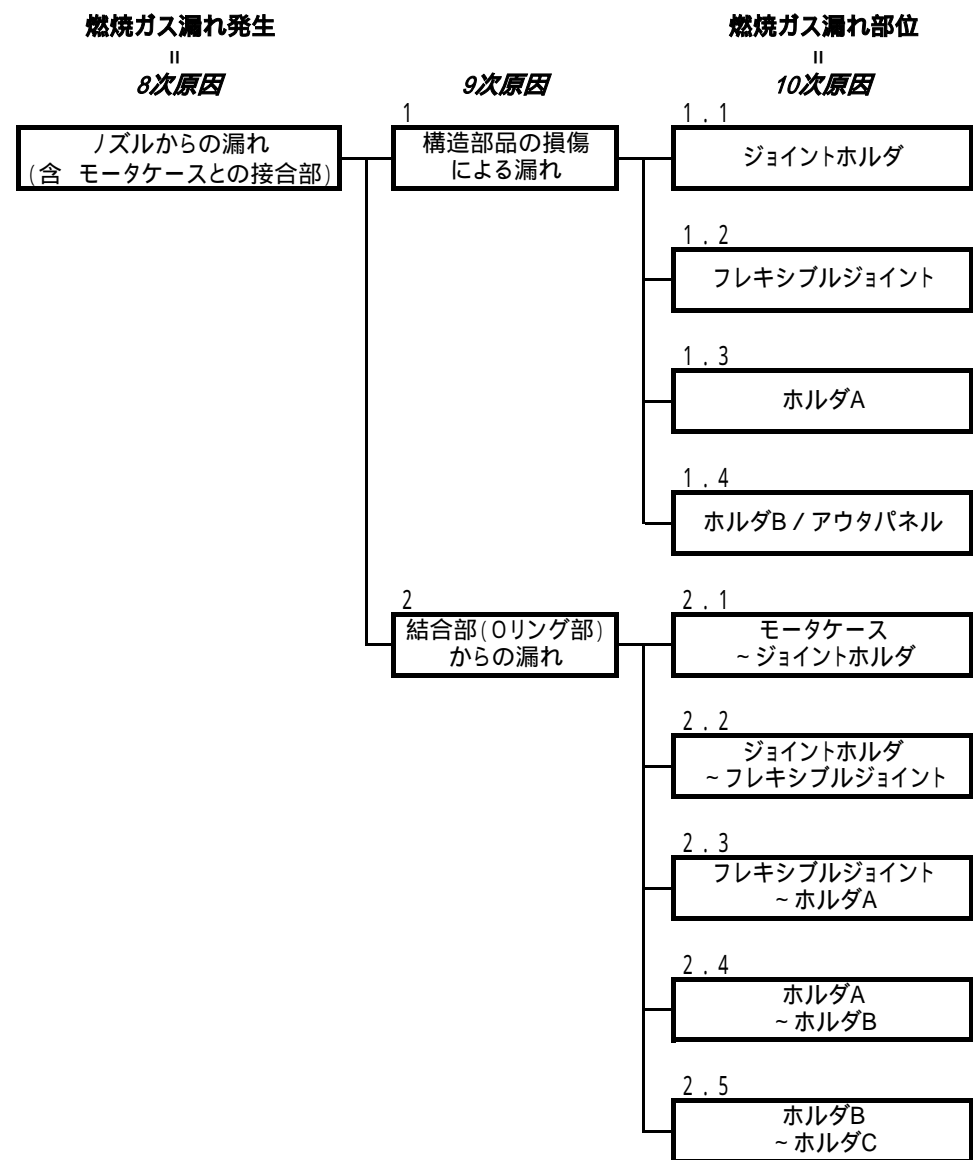


図1.1 - 4 SRB - A ノズルの概要



評価

×  
×  
×  
1.2.2項  
参照  
×  
×  
×  
1.2.2項  
参照  
×

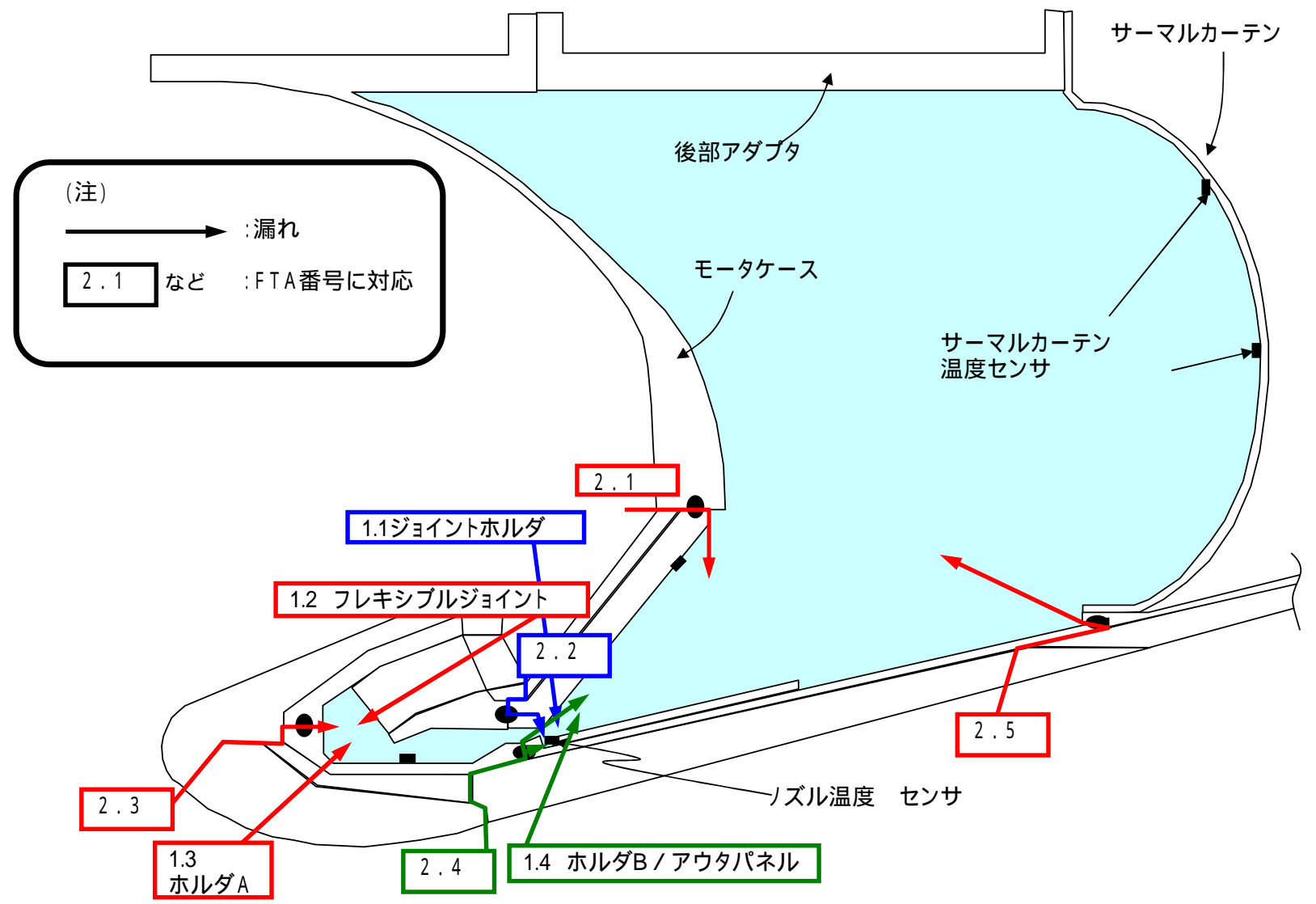
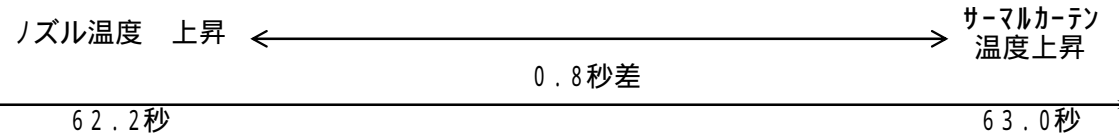
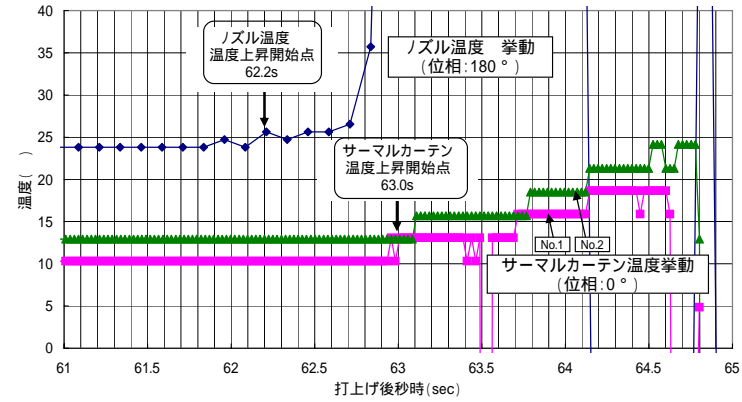


図1.1 - 5 「ノズルからの漏れ」の発生可能部位

飛行データ

: 飛行データに基づく実時間  
: 試験/解析に基づく推定時間



試験/解析に基づく推定

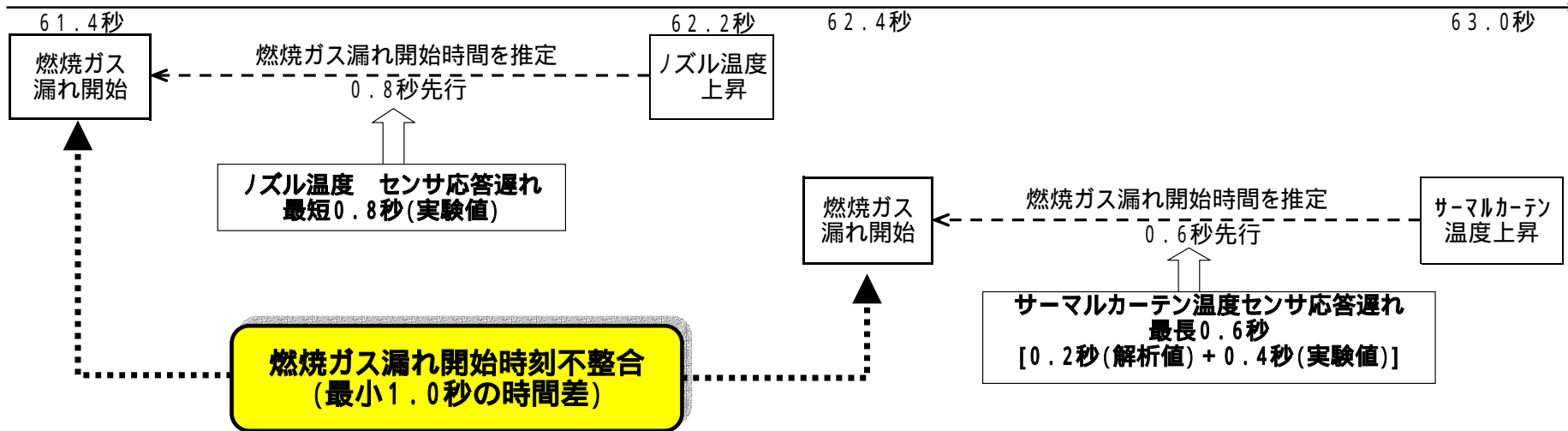


図1.1-6 『ノズル外側からの加熱』により漏れた場合の時系列

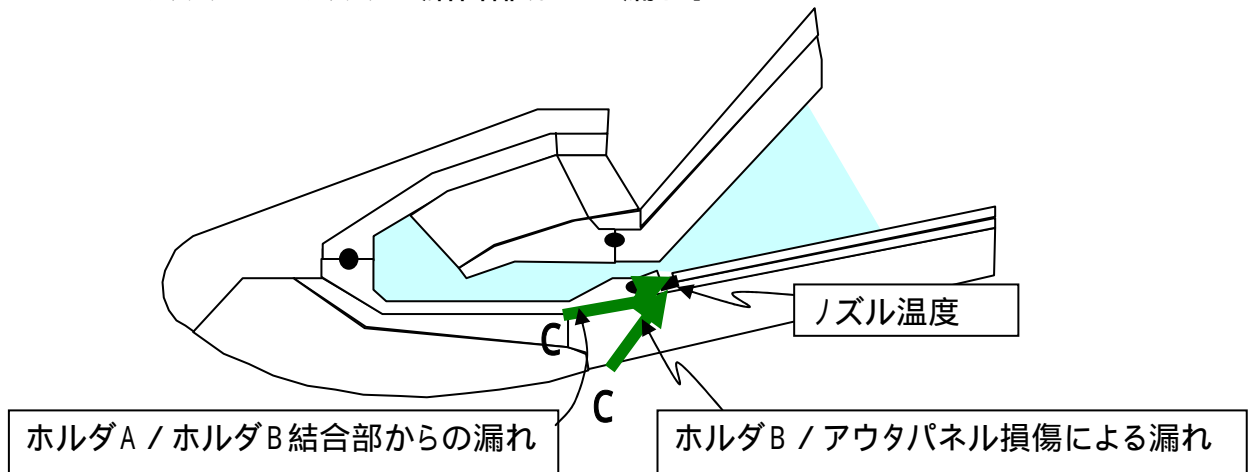


## 1.2 想定事象の検討

### 1.2.1 想定事象(ノズル内側からの加熱)

前項の故障の本解析から抽出した要因『ノズル内側からの加熱』について、可能性のある2つの要因に対し、想定される事象を検討した。

- ・ 『ホルダB / アウタパネルの損傷による漏れ』
- ・ 『ホルダA / ホルダB 結合部からの漏れ』



想定した事象を図1.2 - 1に示す。

#### 1.2.1.1 『ホルダB / アウタパネルの損傷による漏れ』の想定事象

この要因としては以下の事象を想定した。

- ・ ライナアフトB2の断熱不良によるホルダB過熱
- ・ 接着層への燃焼ガス流入によるホルダB過熱

##### (1) ライナアフトB2の断熱不良によるホルダB過熱

ライナアフトB2の想定を超えた断熱不良が発生、表面が後退し燃焼ガスがホルダBに到達し、ホルダBの溶融・破孔に至り燃焼ガスが後部アダプタ内に噴出する。

この事象として、以下の場合が考えられる。

##### [C-1] ノズル温度 直近の破孔、漏れ

ノズル温度 直近でライナアフトB2の想定を超えた断熱不良が発生し、ホルダBが溶融・破孔し燃焼ガス噴出する。或いは、アウタパネル / ホルダB間の接着層が軟化し燃焼ガスの漏れ経路が生成され、アウタパネル端部から燃焼ガスが噴出する。

##### [C-2] ノズル温度 から離れた箇所での破孔、漏れ

ノズル温度 から離れた箇所ではライナアフトB2の想定を超えた断熱不



良が発生し、ホルダ B が溶融するとともにアウトパネル / ホルダ B 間の接着層が軟化し燃焼ガスの漏れ経路が生成され、アウトパネル端部から燃焼ガスが噴出する。

【C-3】 アウトパネルの破孔による漏れ

ライナアフト B 2 の想定を超えた断熱不良が発生し、ホルダ B が溶融・破孔し、更にアウトパネルが焼損し燃焼ガスが噴出する。

(2) 接着層への燃焼ガス流入によるホルダ B 過熱 【C-4】

ライナアフト B 2 とホルダ A、B 間の接着層に何らかの要因で燃焼ガスの漏れ経路が生成され、燃焼ガスが流入する。この燃焼ガスによりホルダ B が加熱され、溶融・破孔し燃焼ガスが噴出する。

1.2.1.2 『ホルダ A / ホルダ B 結合部からの漏れ』の想定事象 【C-5】

この事象は、Oリングの不良、製造・組立て不良等何らかの要因でライナアフト B 2 とホルダ A、B 間の接着層およびホルダ A / B 間の結合部に燃焼ガスの漏れ経路が生成され、結合部のボルト孔、フランジ面から燃焼ガスが噴出する場合を想定した。

### 1.2.2 想定事象の検証・評価

想定した事象が飛行時の異常発生事象(データの挙動及び時系列)と整合した要因となり得るか、ノズル温度 の温度上昇挙動等に着目し、以下の実験および解析によるアプローチにて検証を実施した。

検証のアプローチを図1.2 - 2に、評価結果概要を表1.2 - 1に示す。

検証の詳細は別添参照。

#### (1) ノズル温度 近傍でホルダB過熱・破孔する場合(図1.2 - 1のC - 1)

##### 【検証方法】

以下の小型固体モータ加熱試験により、ノズル温度 の挙動が飛行データと整合するか確認する。

- (a) ライナアフトB 2断熱材の無いノズル構造を模擬した供試体に燃焼ガスを噴射し実機相当の加熱率を供給しホルダB過熱、溶融、破孔のプロセスを確認する試験

##### 【評価】

上記試験結果から、ホルダBが溶融、破孔し、ノズル温度 が飛行データに類似した温度上昇挙動を示していることから、この想定事象が飛行時に発生した可能性があると考えられる。

#### (2) ノズル温度 から離れた箇所でホルダBが破孔する場合

(図1.2 - 1のC - 2)

##### 【検証方法】

以下の試験及び解析により、ノズル温度 の挙動が飛行データと整合するか確認する。

- (a) ホルダBおよびアウトパネルを模擬した供試体に小型固体モータの燃焼ガスを噴射し、ホルダB過熱箇所からの距離と温度上昇の関係を調査する。
- (b) ホルダBに燃焼ガスが到達し、溶融・破孔を模擬した熱伝導解析を実施し、破孔位置とノズル温度 の温度上昇挙動を推算し、飛行データと整合しうる範囲を推定する。

##### 【評価】

以下の理由から、飛行時のノズル温度 の上昇挙動と整合しないため、この想定事象が飛行時に発生した可能性はないと考えられる。

- ・ (a) の試験結果から、過熱箇所から65mm離れた位置での温度上昇は微小である。
- ・ (b) の解析結果から、ノズル温度 から約40mm以上離れた箇所で

ホルダBが過熱されても、飛行データに整合する温度上昇挙動を示さない。

(3) アウタパネルが破孔する場合(図1.2-1のC-3)

【検証方法】

以下の小型固体モータ加熱試験により、飛行データと整合するか確認する。

- (a) ライナアフトB2の断熱不良およびホルダBの溶融を模擬した供試体に小型固体モータの燃焼ガスを噴射し、アウタパネルの破孔有無、ホルダB過熱箇所からの距離と温度上昇の関係を調査する。
- (b) ホルダBおよびアウタパネルに破孔を有した小型固体モータにて、アウタパネルが破孔し燃焼ガスが噴出する事象を想定した試験を実施し、ノズル温度の温度上昇挙動を確認する。

【評価】

以下の理由から、飛行データと整合しないため、この想定事象が飛行時に発生した可能性はないと考えられる。

- ・ (a)の試験の結果、小型固体モータの約2秒間の燃焼ガス噴射に対し、アウタパネルの破孔は発生しなかった。従って、仮に過熱箇所がノズル温度近傍であり、飛行データ相当の温度上昇挙動を示したとしても、ノズル温度の温度上昇開始からサーマルカーテン温度上昇までの期間(約0.8秒)はアウタパネルの破孔及び燃焼ガスの噴出は発生しないため、本事象の可能性はないと考えられる。
- ・ (b)の試験の結果、仮にアウタパネルが破孔した場合、ノズル温度は直接燃焼ガスが当たらない為、初期の温度上昇率が高く、その後の温度上昇率は緩やかとなり、飛行データと整合しない。

(4) 接着層への燃焼ガス流入によるホルダB過熱の場合

(図1.2-1のC-4)

【検証方法】

以下の試験及び解析により、ノズル温度の挙動が飛行データと整合するか確認する。

- (a) ライナアフトB2断熱材の無いノズル構造を模擬した供試体に小型固体モータの燃焼ガスを水平に噴射し、接着層へ燃焼ガスが流入し、ホルダB過熱、溶融、破孔するプロセスを確認する試験
- (b) ホルダA, B / ライナアフトB2間の接着層に燃焼ガスの流入経路が発生した場合のノズル温度への熱伝導解析

### 【評価】

以下の理由から、飛行時のノズル温度の上昇挙動と整合しないため、この想定事象が飛行時に発生した可能性はないと考えられる。

- ・ (a)の試験結果から、ノズル温度の温度上昇は緩やかであり飛行データと整合しない。
- ・ (b)の解析結果から、燃焼ガスの流入経路上流のホルダAの方が早く温度上昇し融点に達し破孔する為、ノズル温度よりサーマルカーテン温度の上昇が早くなり飛行データと整合しない。

### (5) ホルダA / ホルダB 結合部(リング)からの漏れの場合

(図1.2 - 1のC - 5)

### 【検証方法】

以下の試験及び解析により、飛行データとの整合性を確認する。

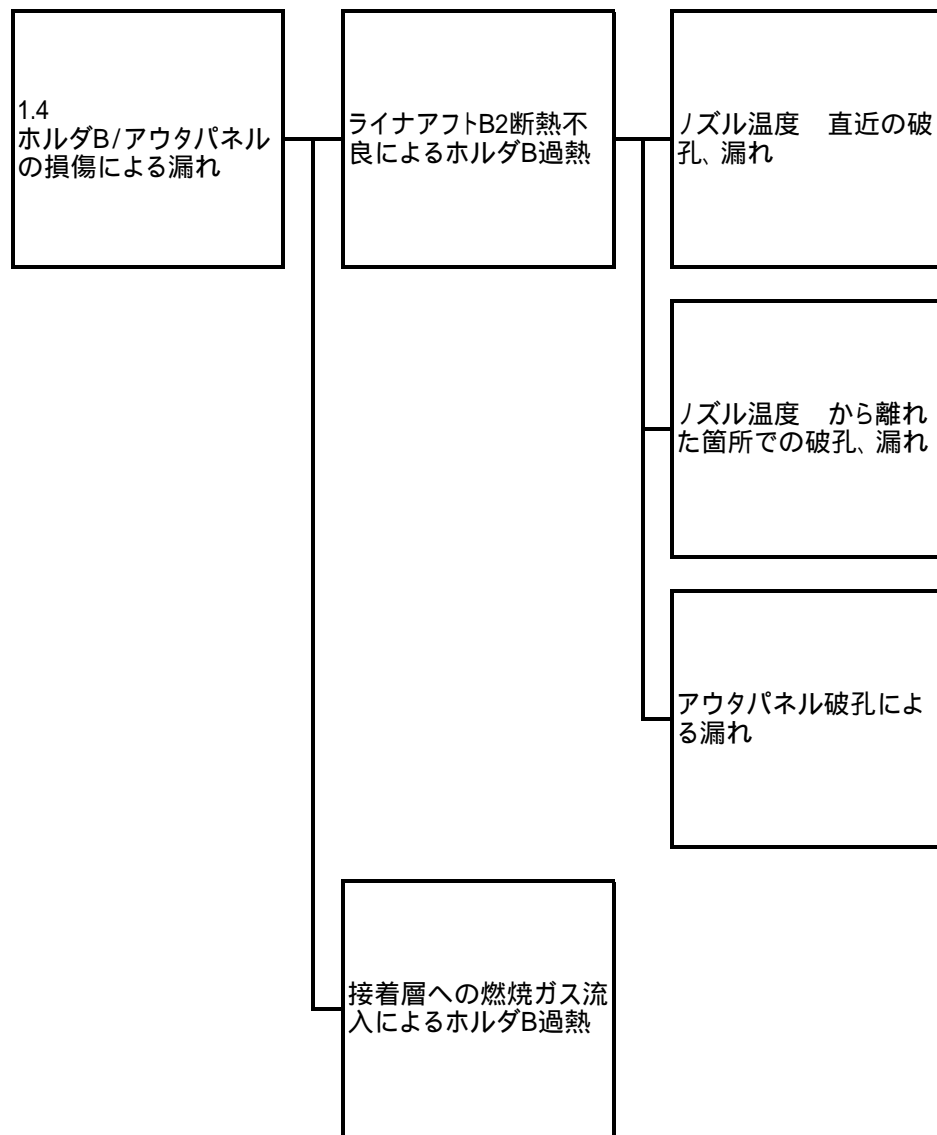
- (a)ホルダA / B間結合部のリングの有無、欠損及び接着層の有無により結合部への漏れ経路を模擬した小型固体モータ試験により、結合部からの燃焼ガス漏れの有無およびノズル温度の挙動が飛行データと整合するか確認する。
- (b)製造公差を考慮した結合部隙間および流量を推算し、サーマルカーテン温度上昇に必要な流量との整合性を確認

### 【評価】

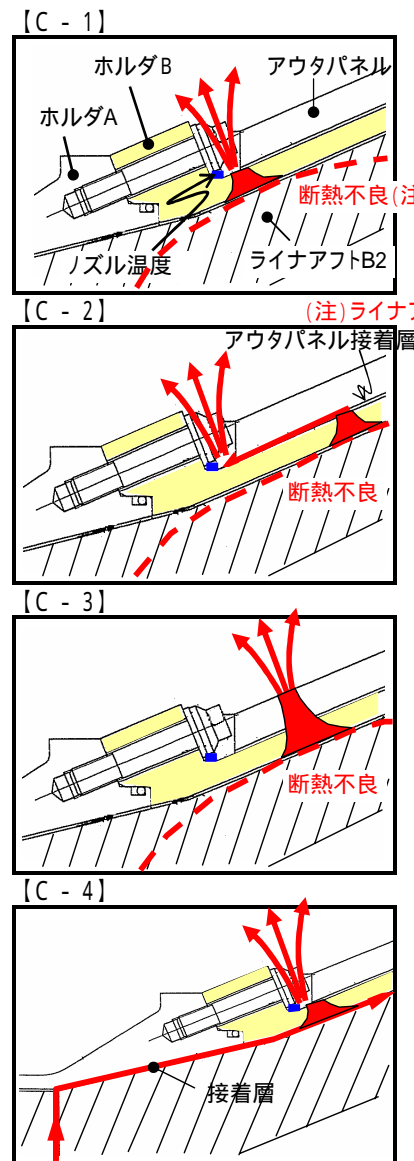
以下の理由から、飛行時のノズル温度の上昇挙動と整合しないため、この想定事象が飛行時に発生した可能性はないと考えられる。

- ・ (a)の試験結果から、リングが欠損した場合でも、結合部からの燃焼ガスの漏れは無く、ノズル温度の温度上昇は微小であった。
- ・ (b)の解析結果から、リングが無く且つ結合部の製造公差最大の隙間を想定しても燃焼ガス流量は10g/秒程度であり、サーマルカーテン温度上昇に必要な流量(130g/秒程度)より一桁小さい。

FTA-4の項目



事象の概念図



想定事象

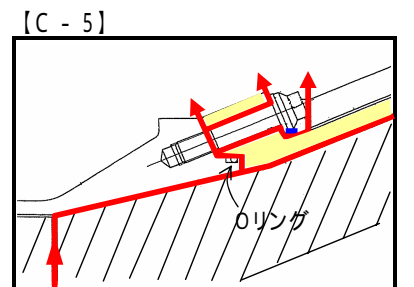
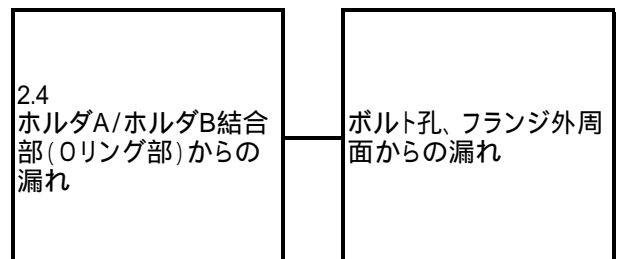
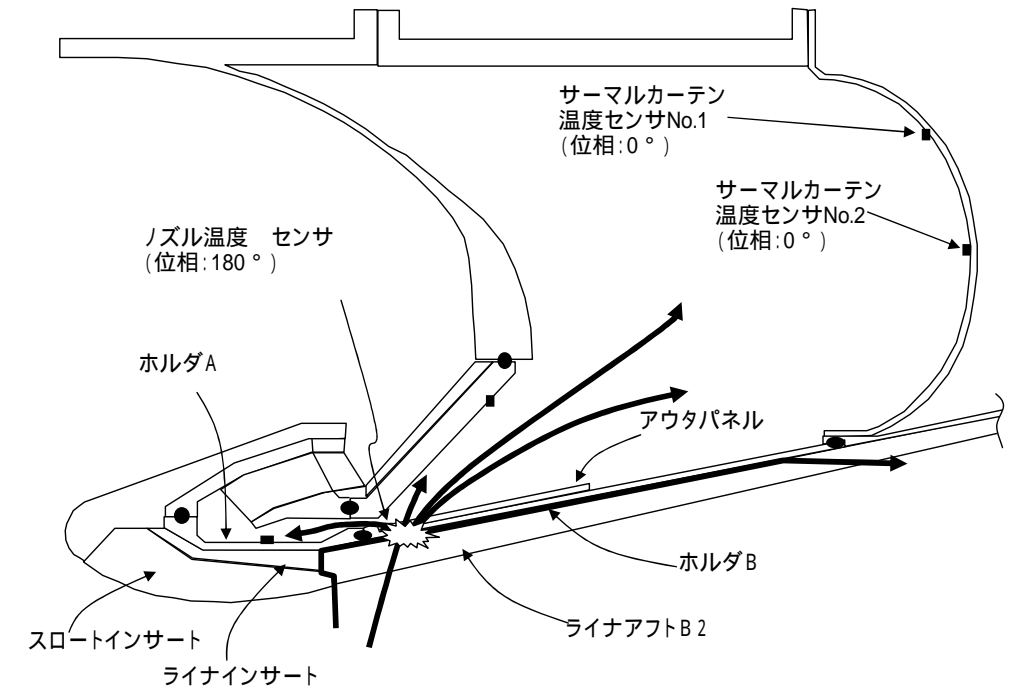
ノズル温度 直近でライナアフトB2の想定を超えた断熱不良が発生し、ホルダBが溶融・破孔し燃焼ガス噴出する。或いは、アウトパネル/ホルダB間の接着層が軟化し燃焼ガスの漏れ経路が生成され、アウトパネル端部から燃焼ガスが噴出する。

(注) ライナアフトB2断熱材の表面が破線のように後退する

ノズル温度 から離れた箇所ではライナアフトB2の想定を超えた断熱不良が発生し、ホルダBが溶融するとともにアウトパネル/ホルダB間の接着層が軟化し燃焼ガスの漏れ経路が生成され、アウトパネル端部から燃焼ガスが噴出する。

ライナアフトB2の想定を超えた断熱不良が発生し、ホルダBが溶融・破孔し、更にアウトパネルが焼損し燃焼ガス噴出する。

ライナアフトB2とホルダA、B間の接着層に何らかの要因で燃焼ガスの漏れ経路が生成され、燃焼ガスが流入する。この燃焼ガスによりホルダBが加熱され、溶融・破孔し燃焼ガスが噴出する。



何らかの要因でライナアフトB2とホルダA、B間の接着層およびホルダA/B間の結合部に燃焼ガスの漏れ経路が生成され、結合部のボルト孔、フランジ面から燃焼ガスが噴出する

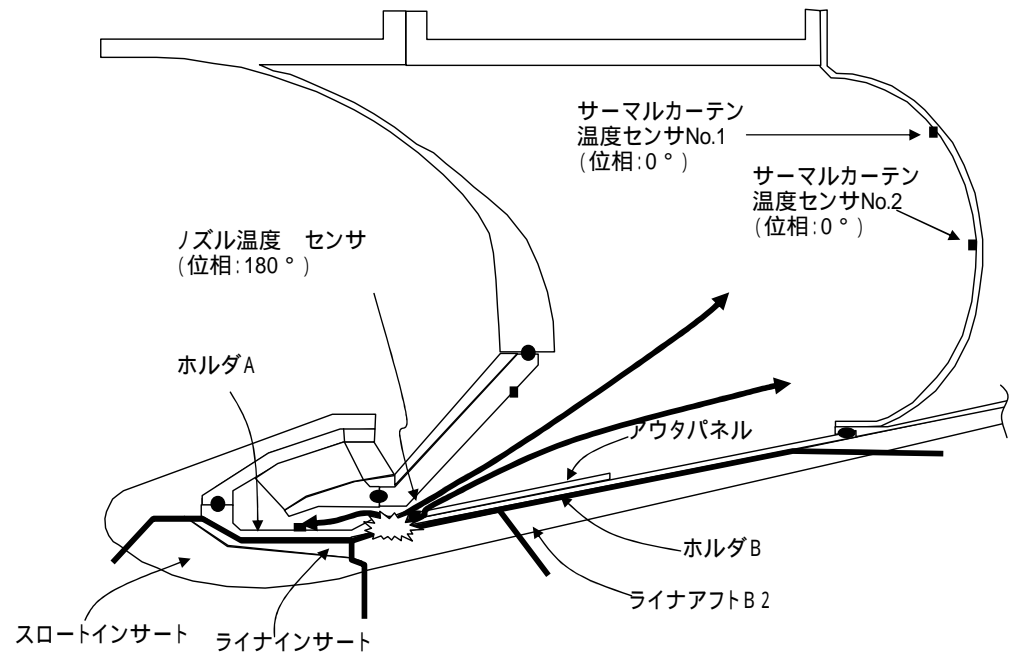


図1.2-1 『ノズル内側からの加熱』の想定事象

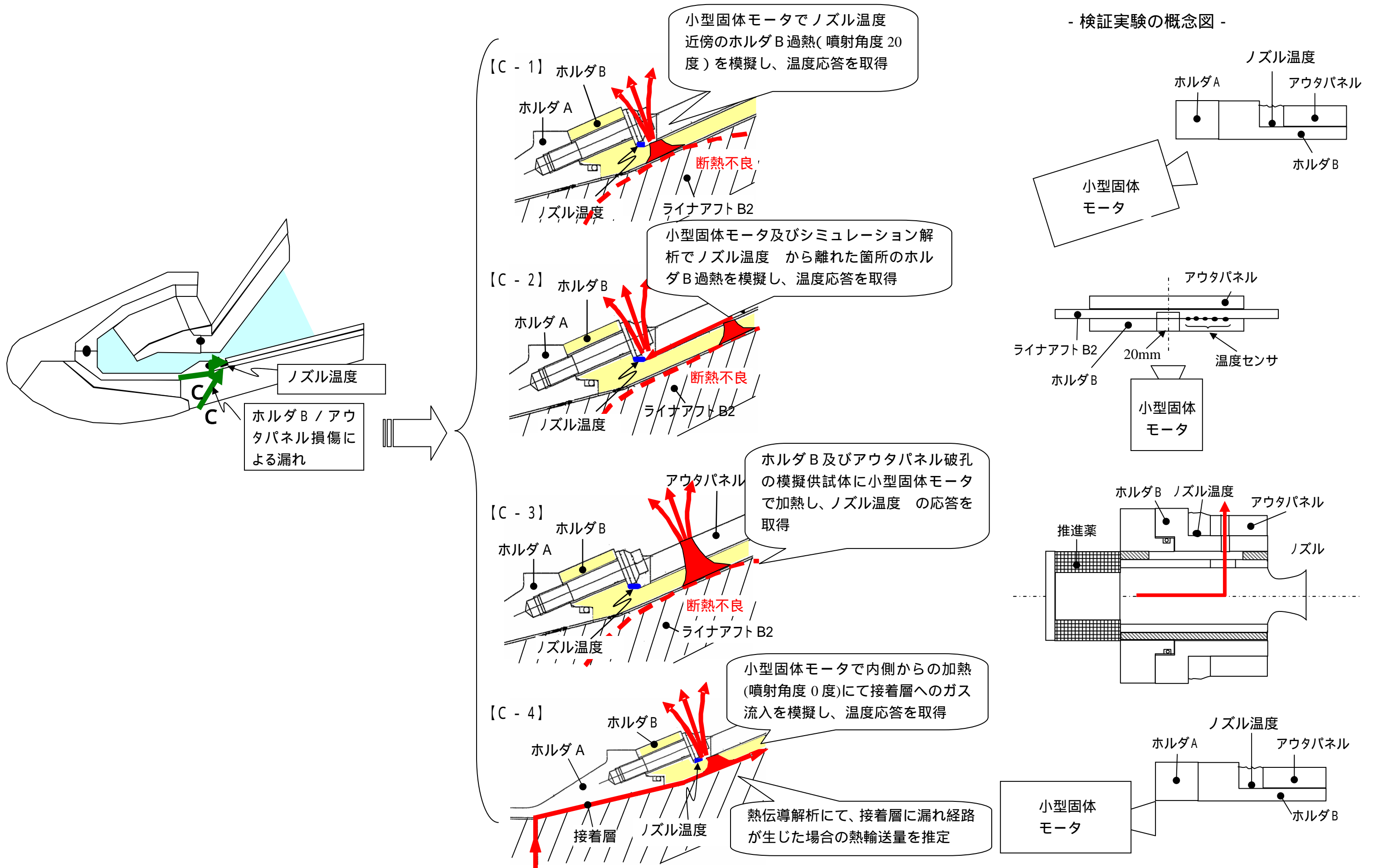


図1.2-2(1/2) 想定事象検証のアプローチ

- 検証実験の概念図 -

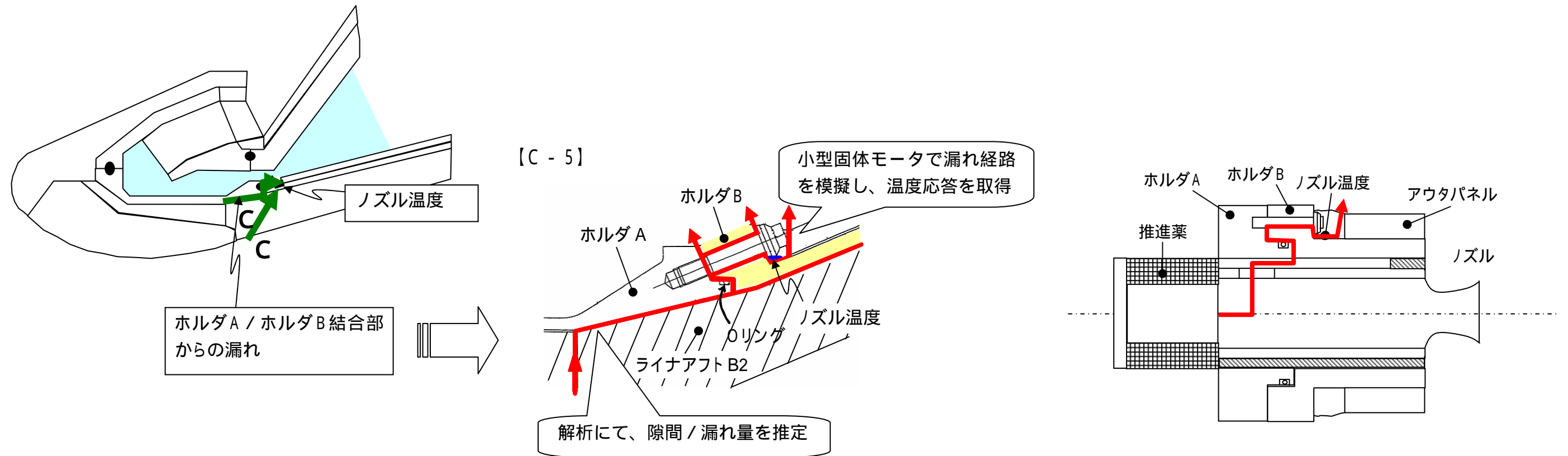
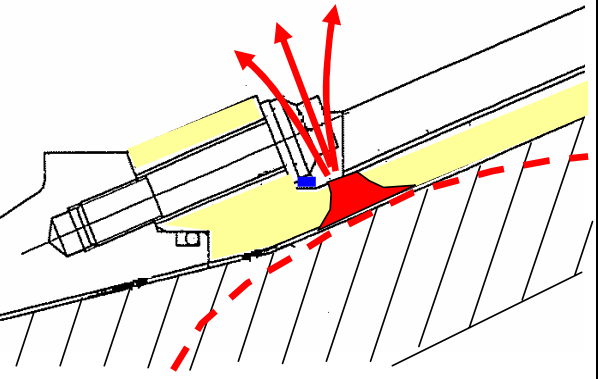
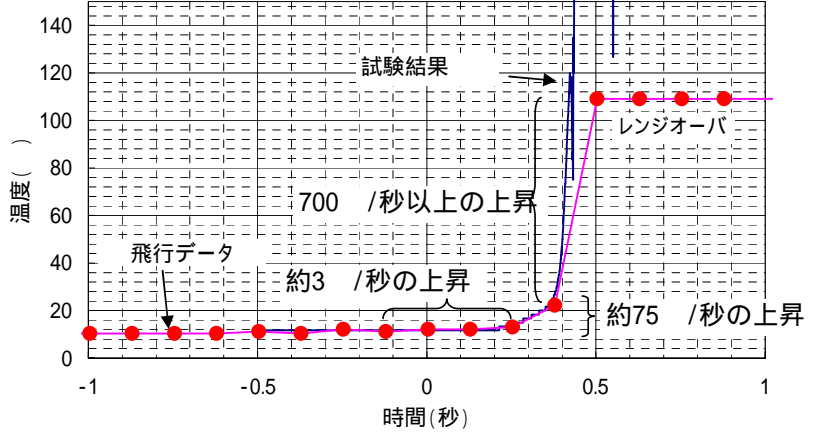
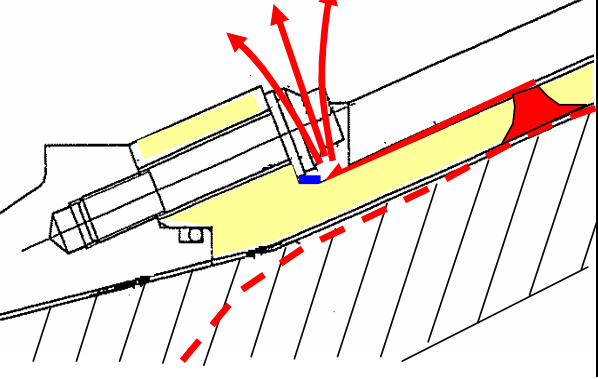
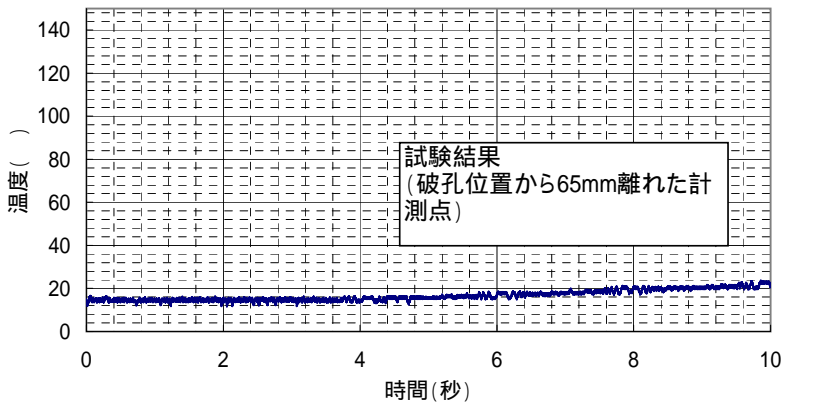
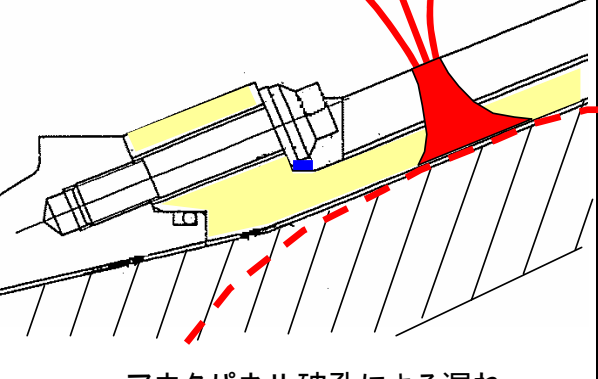
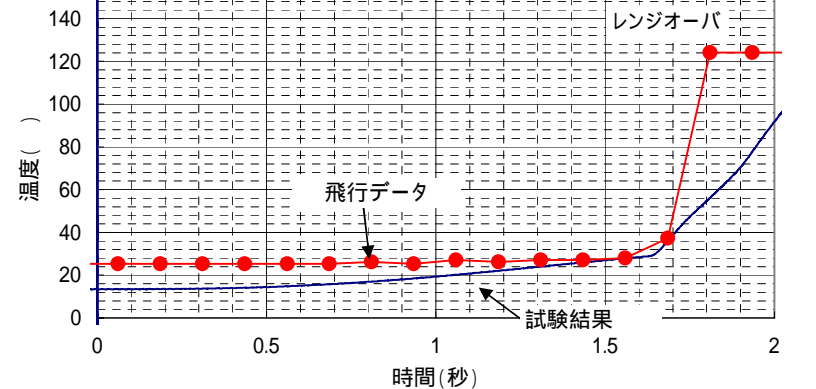


図1.2-2(2/2) 想定事象検証のアプローチ



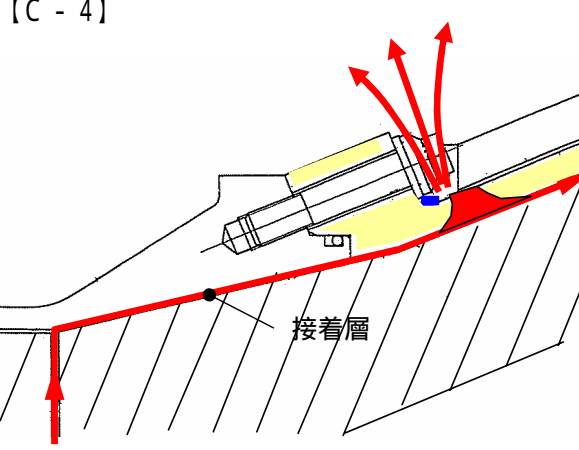
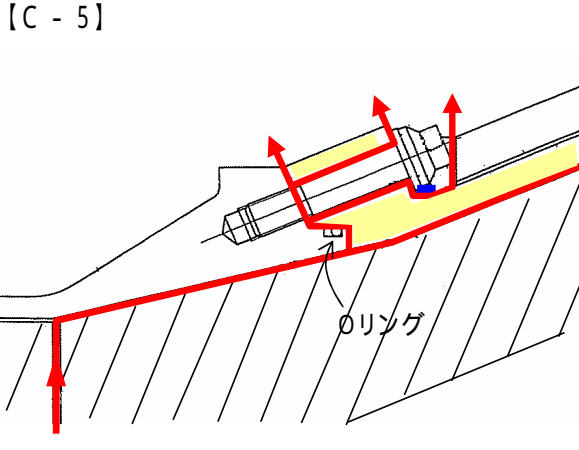
表1.2 - 1(1/2) 想定事象の可能性評価結果概要

想定事象の概念図	評価	試験/解析による検証結果 (詳細は別添参照)	飛行データ / 試験結果の温度応答比較 (代表例)
<p data-bbox="448 247 546 277">【C - 1】</p>  <p data-bbox="557 688 937 718">ノズル温度 直近の破孔・漏れ</p>		<p data-bbox="1175 422 1715 548">本事象を模擬した小型固体モータ加熱試験(その2/その3ケース1)の結果、ホルダBが溶融、破孔しノズル温度の飛行データに類似した温度上昇データを取得した。</p>	<p data-bbox="1754 247 1911 277">【C - 1 模擬】</p> <p data-bbox="1991 281 2347 310">小型固体モータ加熱試験(その2)</p> 
<p data-bbox="448 793 546 823">【C - 2】</p>  <p data-bbox="477 1234 1020 1264">ノズル温度 から離れた箇所での破孔・漏れ</p>	<p data-bbox="1080 1016 1110 1045">×</p>	<p data-bbox="1175 842 1715 1052">本事象を模擬した小型固体モータ加熱試験(その4)の結果、アウトパネルは破孔せず、接着層からの漏れも発生しなかった。また破孔部から離れた位置での温度上昇率は微小であり、ノズル温度の飛行データで見られた急峻な温度上昇を再現しなかった。</p> <p data-bbox="1175 1062 1715 1220">ホルダB熱伝導解析の結果、ノズル温度から約40mm以上離れた位置でホルダBが加熱されても、飛行データにおける初期の温度上昇挙動を示さない。 <b>以上より、本事象は否定できる。</b></p>	<p data-bbox="1754 793 1911 823">【C - 2 模擬】</p> <p data-bbox="1961 848 2318 877">小型固体モータ加熱試験(その4)</p> 
<p data-bbox="448 1339 546 1369">【C - 3】</p>  <p data-bbox="557 1780 937 1810">アウトパネル破孔による漏れ</p>	<p data-bbox="1080 1562 1110 1591">×</p>	<p data-bbox="1175 1388 1715 1556">【C - 2】の試験結果で約2秒間でアウトパネルが破孔しなかったことから、飛行データにおけるノズル温度の温度上昇とサーマルカーテン温度上昇の時間差に整合しない。</p> <p data-bbox="1175 1566 1715 1745">仮に破孔したとしても、小型固体モータ加熱試験(その3ケース2)の結果、アウトパネル破孔時のホルダB熱伝導によるノズル温度相当部の初期の温度上昇挙動は飛行データを再現しなかった。 <b>以上より、本事象は否定できる。</b></p>	<p data-bbox="1754 1339 1911 1369">【C - 3 模擬】</p> <p data-bbox="1932 1394 2377 1423">小型固体モータ加熱試験(その3ケース2)</p> 

注) 飛行データと検証試験結果の比較は、飛行データの約73 /秒の温度上昇を示す2点が検証試験結果の温度上昇カーブに乗るように、飛行データを時間軸/温度軸方向に水平移動させて重ね書きしたものである。



表1.2 - 1(2/2) 想定事象の可能性評価結果概要

想定事象の概念図	評価	試験/解析による検証結果 (詳細は別添参照)	飛行データ / 試験結果の温度応答比較 (代表例)
<p>[C - 4]</p>  <p>接着層への燃焼ガス流入</p>	<p>×</p>	<p>本事象を模擬した小型固体モータ加熱試験(その5)の結果、ノズル温度 相当部の温度上昇率は小さく、飛行データを再現しなかった。                  接着層へ流入した燃焼ガスによるホルダA/B伝熱解析の結果、ホルダBの温度上昇率は小さく、ホルダAが先に融点に達するためホルダAが先に破孔する。よって飛行データと整合しない。  <b>以上より、本事象は否定できる。</b></p>	<p>[C - 4 模擬]</p> <p>小型固体モータ加熱試験(その5)</p>
<p>[C - 5]</p>  <p>Oリング部からの漏れ</p>	<p>×</p>	<p>小型固体モータ加熱試験(その6)の結果、Oリングが一部欠損していても結合部からの燃焼ガスの漏れは無く、ノズル温度の温度上昇率は微小であり飛行データを再現しなかった。                  燃焼ガス漏れ量推算結果より、Oリングが無く、かつ公差上最大の間隙を想定した場合でも燃焼ガスの漏れ量は微小であり、サーマルカーテン温度の飛行データの温度上昇に必要な漏れ量には及ばない。  <b>以上より、本事象は否定できる。</b></p>	<p>[C - 5 模擬]</p> <p>小型固体モータ加熱試験(その6) (Oリング一部欠損ケース)</p>

注) 飛行データと検証試験結果の比較は、飛行データの約73 /秒の温度上昇を示す2点が検証試験結果の温度上昇カーブに乗るように、飛行データを時間軸/温度軸方向に水平移動させて重ね書きしたものである。

### 1.3 まとめ

前項までの故障の木解析および想定事象の検討の結果、SRB - Aが分離しなかった要因は、飛行データから以下の事象が発生した可能性が高いと考えられる。但し、今後新たな知見が得られた場合には見直すものとする。

想定を超えた断熱材(ライナアフトB2)の板厚減少に起因する断熱不良が発生し、燃焼ガスがホルダBを過熱した。

打上げ後約62秒時点でノズル温度 近傍(数10mm の範囲)でホルダBが溶融したか、或いは他の位置からホルダB溶融面がノズル温度 近傍に達し、破孔し燃焼ガスが後部アダプタ内に噴出した。

後部アダプタ内の温度が上昇(熱環境異常)し、ノズル温度 の温度上昇・短絡に始まり、後部アダプタ内のセンサ及び機器データの異常が発生した。

後部アダプタ内に艀装されている前方プレス分離用の導爆線の温度が上昇し導爆線が2系統とも異常(機能喪失)に至った。

その結果、SRB - A分離信号が送出されたものの前方プレスが分離せずSRB - Aが分離しなかった。

## 2. 今後の検討の進め方

前項にて絞り込んだ『ノズル温度 近傍のライナアフトB2(CFRP製断熱材)の想定を超えた断熱不良によるホルダB過熱、破孔』に至るシナリオは以下が想定される。その概要を図2.1-1に示す。

### 【想定シナリオ】

ライナアフトB2において、想定を越えた表面後退(局所エロージョン)率の増大や板厚減少が発生し、ホルダBに燃焼ガスが達し、溶融、破孔した。

この要因としては、以下あるいはそれらの複合が考えられる。

化学的、熱・機械的要因等の重畳による表面後退率増大

層間剥離、異物混入、部品間干渉などによるライナアフトB2前端部付近などの欠け・剥離

今後は、以下の試験・解析等により、上記想定シナリオの詳細検討及び対策案の検討を行う。なお、高圧燃焼における表面後退の特性を把握し以降の計画検討に資するため、1月下旬にサブサイズモータ(実機の1/5サイズ:直径500mm)の燃焼試験を2回実施する予定である。

サブサイズモータ及び実機サイズモータの燃焼試験

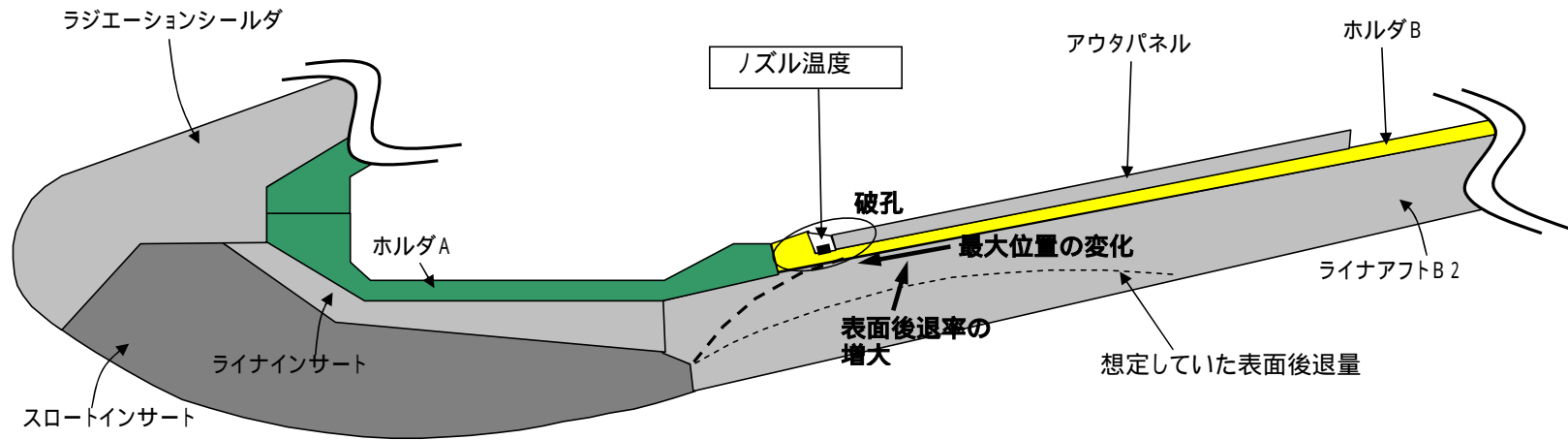
既存ノズルの実体検査

製造・検査・組立工程の評価

部品間干渉評価

表面後退率増大要因の評価

化学的、熱・機械的要因等の重畳による場合



ライナアフトB2前端部付近等の欠け・剥離による場合

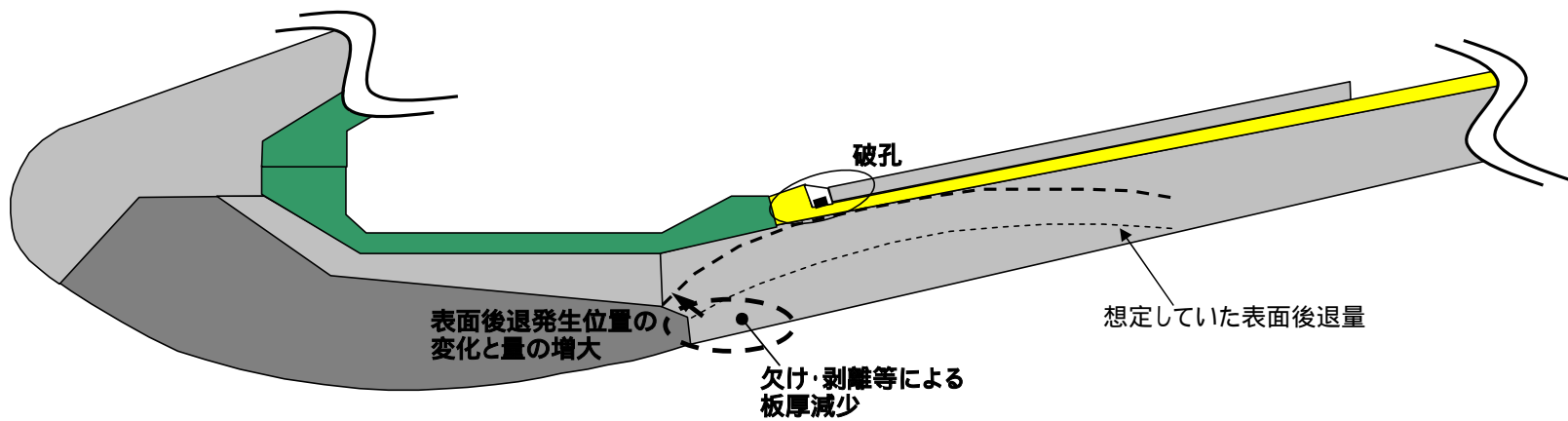


図2.1 - 1 想定されるシナリオ