

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 3）

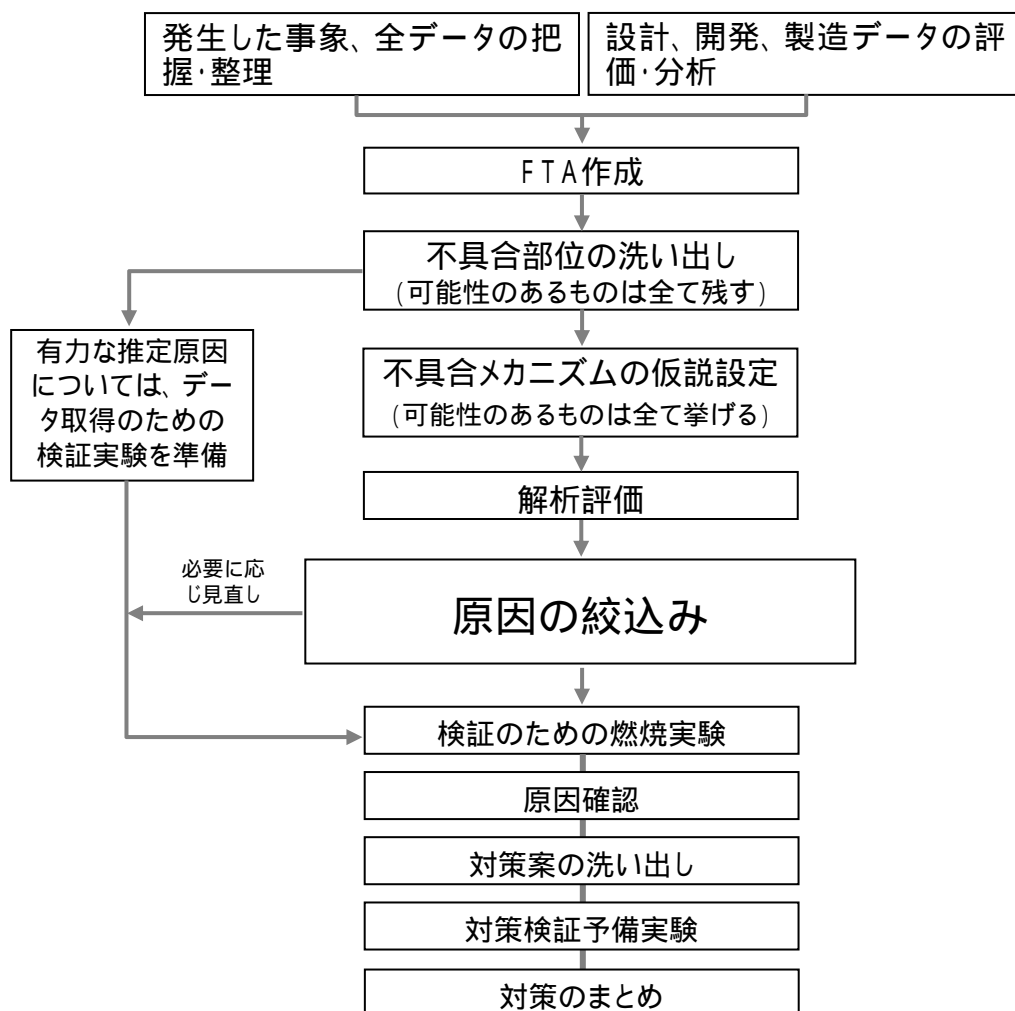
平成 15 年 12 月 24 日
宇宙航空研究開発機構

目次

1. 光学局 / 射点画像	… 1
2. 異常事象の原因検討	… 5
2.1 故障の木解析 (FTA)	
2.2 想定される事象	
3. 想定事象に係る検証作業	… 33
3.1 検証実験	
3.2 シミュレーション解析	
4. 想定される事象の評価	… 47

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) 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
		(2) 光学データ - リフトオフ時光学映像
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) 品質保証プログラム等計画書 (2) 各種仕様書 (3) 図面 (4) 作業標準書 (5) 検査実施要領書 (6) 検査成績書 (7) 品質保証用ログブック (8) 不具合記録 (9) 整備作業検査記録 (10) 記録写真
		設計・開発データ (可能性のある部位)

	分類	検討対象
発生した事象の解明	検証実験・解析	(1) 検証実験
		(2) シュミレーション解析

■ は今回報告範囲 (「**■**」は一部報告)

□ は報告済み範囲

(3) 前回報告の補足事項

SRB-A ノズルの製造・検査工程について

1. 製造工程の改善の影響について

製造工程の改善が、ノズル部材、製品の品質に悪影響を与えていないかについて、認定試験用SRB - A以降のノズル製造手順書の改定内容(改定箇所201:うち6号機からの改定は10箇所)を再度点検したが、このうち135箇所は誤記訂正、図面変更に伴う改定、指示明確化であり、製造に影響しない文書上の改定である。残りの改定箇所については、精度向上のための治工具変更、工程の追加、入れ替えがあるが、製造上問題となる変更はない。

2. 接着工程の実施作業員について

H - II A試験機1号機から7号機のノズル接着作業を実施した作業員の担当部位および対象号機について調査した結果、6号機用SRB - A右側を担当した作業員6名は、すべて単独で作業ができる認定者であること、また、最も実績の多い作業員は認定試験用ノズルから作業を実施しており、最も実績の少ない作業員でも5号機用左側、右側を担当しており、作業員による問題はないと思われる。なお、7号機のノズルの接着作業は、この6名と共同で作業ができる認定者1名により実施されている。

3. ノズル製造工程の作業環境について

(1) 異物混入に対する管理

積極的なコンタミネーション管理は実施していないが、接着強度に悪影響を与える油脂分の混入、付着については、接着作業場所を機械加工作業エリア等から区分して防いでいる。また、接着前に、接着面に異物がないことを確認している。なお、空気中にダストは存在するが、この影響は設計上考慮されていると考えられる。

(2) 温度・湿度の管理

ノズルの積層作業および接着作業は、温度・湿度を管理された専用室にて実施されている。なお、ノズル部材の成型後は工場内の一般環境(工場内空調がある)に保管されるが、6号機用SRB - A(右側)ノズルの一般環境下での保管期間は過去のフライト号機の実績範囲内にあり、吸湿等による材料劣化はなかったものと考えられる。

以上

1. 光学局 / 射点画像

H - II A 6号機打上げ時の光学局 / 射点高速カメラ及び射点ビデオ画像の確認を行った。表1 - 1に今回確認したカメラの設置場所 / 設置台数 / アンクル等を示す。表1 - 2に光学局 / 射点高速カメラ及び射点ビデオの代表画像を示す。また、図1 - 2にカメラ配置を示す。

今回33台のカメラによる打上げ時画像を評価した結果、6号機打上げ時の射点との接触や機体への飛散物、飛行中の異常事象は認められなかった。

< 特記事項 >

(1) 射点高速カメラ(第1カメラ点 / ロケットフルサイズ)及び射点ビデオ画像にて打上げ後約12秒時点で破片の飛来が確認できる。

これは、SSB第1ペア着火時(打上げ後10秒)に放出されるノズルクロージャ(*)をとらえたものと思われ、打上後に射点近傍にて回収済である。(図1 - 1参照)

(*)SSBのノズル開口部を封止する蓋で着火時に外れる。

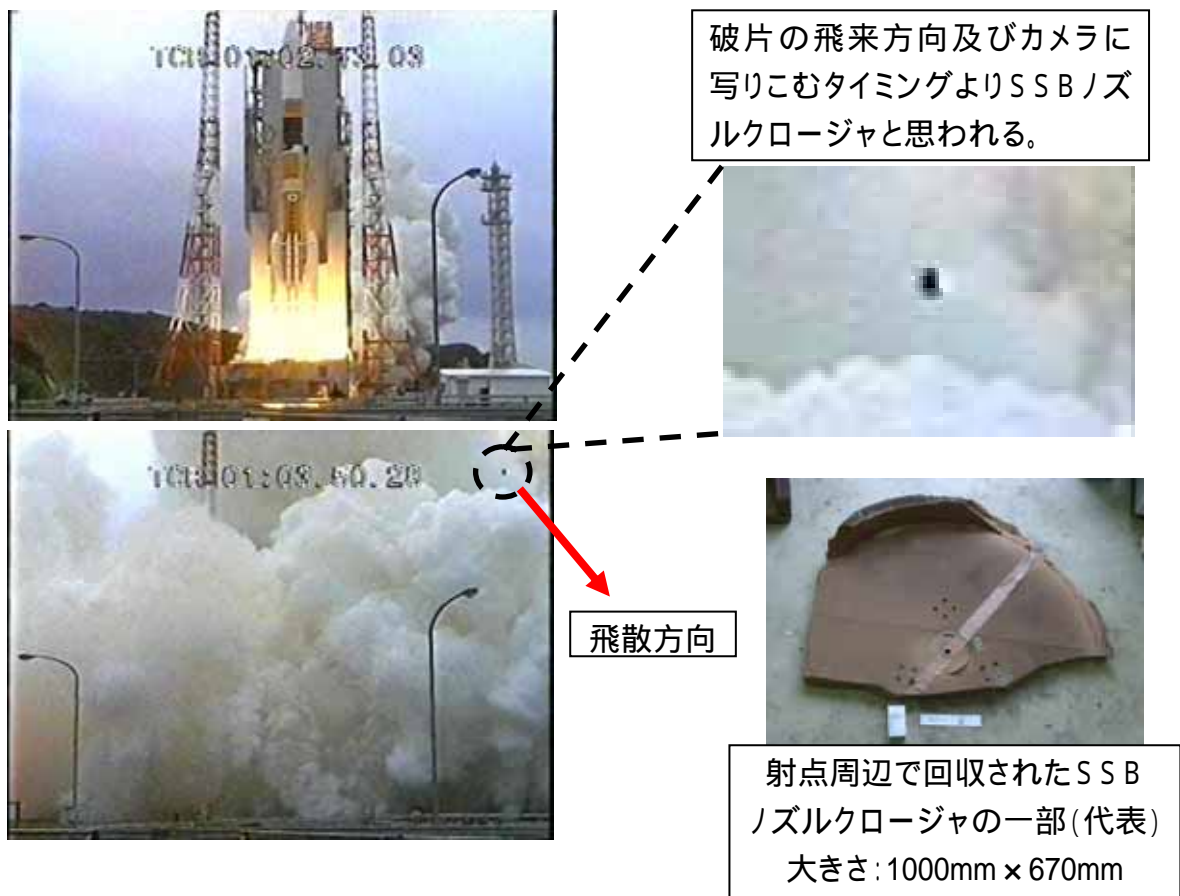














図1 - 1 SSBノズルクロージャの飛散(射点高速カメラ@第1カメラ点)

表1 - 1 光学局 / 射点高速度カメラ及び射点ビデオ取得画像

設置カメラ分類	設置箇所	カメラ数	備考(アングル等)
光学局設置高速度 (35 / 16mmフィルム) 35mm: 50フレーム/秒 16mm: 250フレーム/秒	第1光学	2	SRB-A(L)と機体前面の間からの画像
	第2光学	2	SRB-A(R)側からの画像
	第3光学	2	SRB-A(R)側からの画像
射点設置高速度 (16mmフィルム) 150フレーム/秒～ 500フレーム/秒	第1カメラ点	4	LE-7Aエンジン
			ロケットフルサイズ
			SRB-A・SSB・LE-7Aノズル
			SRB-A・SSBフルサイズ
	第3カメラ室	4	機体支持機構
			アンビリカルキャリア (ロケットに電力・燃料等を供給し、 打上時に離脱する地上設備)
			ロケットエンジン部
			ロケットフルサイズ
射点設置ビデオ	貯蔵所周り	3	表2参照
	射点近辺	14	表2参照
	大型ロケット 組立棟(VA B)屋上	2	表2参照

表1 - 2 光学局ノ射点高速カメラ及び射点ビデオ代表画像

第1光学(1光-16mm)	第2光学(2光-16mm)	ビデオ用鉄塔(射3)	光学トレーラ(射4)
			
新射座中央(射5)	射点中央(貯3)	射点整備棟ダウレンジ側(射1)	大型ロケット組立棟屋上(VAB)
			
ロケットフルサイズ (第1カメラ点)	SRB-A・SSB・LE-7Aノズル (第1カメラ点)	LE-7Aエンジン (第1カメラ点)	SRB-A(L) (第3カメラ室)
			

(注) 括弧内にカメラ撮影位置(図2参照)を示す。

第2光学観測局

[2光-16mm , 2光-35mm]



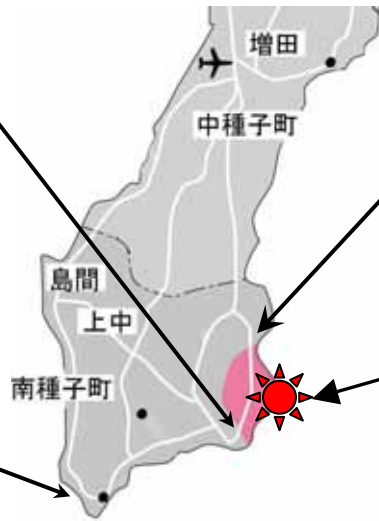
竹崎指令管制棟(RCC)
3階に設置

第3光学観測局

[3光-16mm , 3光-35mm]



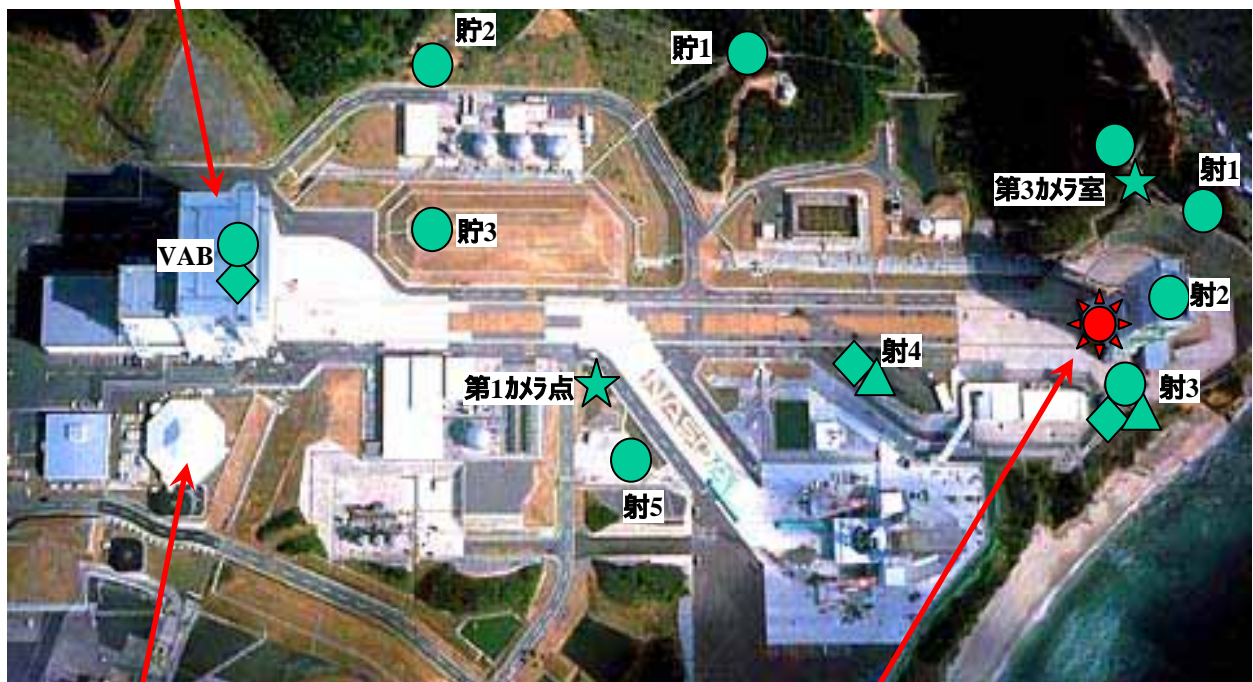
門倉岬
大型ロケット組立棟(VAB)



第1光学観測局

[1光-16mm , 1光-35mm]

射点



ブロックハウス

射点

★ : 高速度カメラ(16mm) ◆ : 高速度ビデオ ● : ビデオ ▲ : 赤外線ビデオ

射点系ビデオ : ビデオ - 全10台(射1, 射2(5台), 射3(2台), 射5、第3カメラ室)

高速度ビデオ - 全2台(射3, 射4)

赤外線ビデオ - 全2台(射3, 射4)

貯蔵所周りビデオ - 全3台(貯1, 貯2、貯3)

大型ロケット組立棟屋上 - ビデオ 1台 , 高速度ビデオ 1台

射点高速度カメラ: 全8台(第3カメラ室(4台), 第1カメラ点(4台))

図1 - 2 ロケット撮影用カメラおよびビデオの配置

2. 異常事象の原因検討

2.1 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2.1-1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。

2.1.1 分離シーケンス異常(図2.1-1(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。

2.1.2 分離機構異常(図2.1-1(1/4) No.4.2)

2.1.2.1 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2.1-1(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。

2.1.2.2 製品異常(含、整備不良)

『分離機構異常』の要因の一つである『製品異常(含、整備不良)』について検討した。(図2.1-1(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。

2.1.3 環境異常(SRB-A(R側)内部の要因) (図2.1-1(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。

2.1.3.1 機械的環境異常(図2.1-1(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。

2.1.3.2 熱的環境異常(図2.1-1(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。

2.1.3.2.1 熱遮蔽構造の不良(図2.1-1(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2.1 - 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。

2.1.3.2.2 搭載機器発熱 (図2.1 - 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。

2.1.3.2.3 燃焼ガスの漏れ(図2.1-1(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2.1-1No.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2.1-2参照)

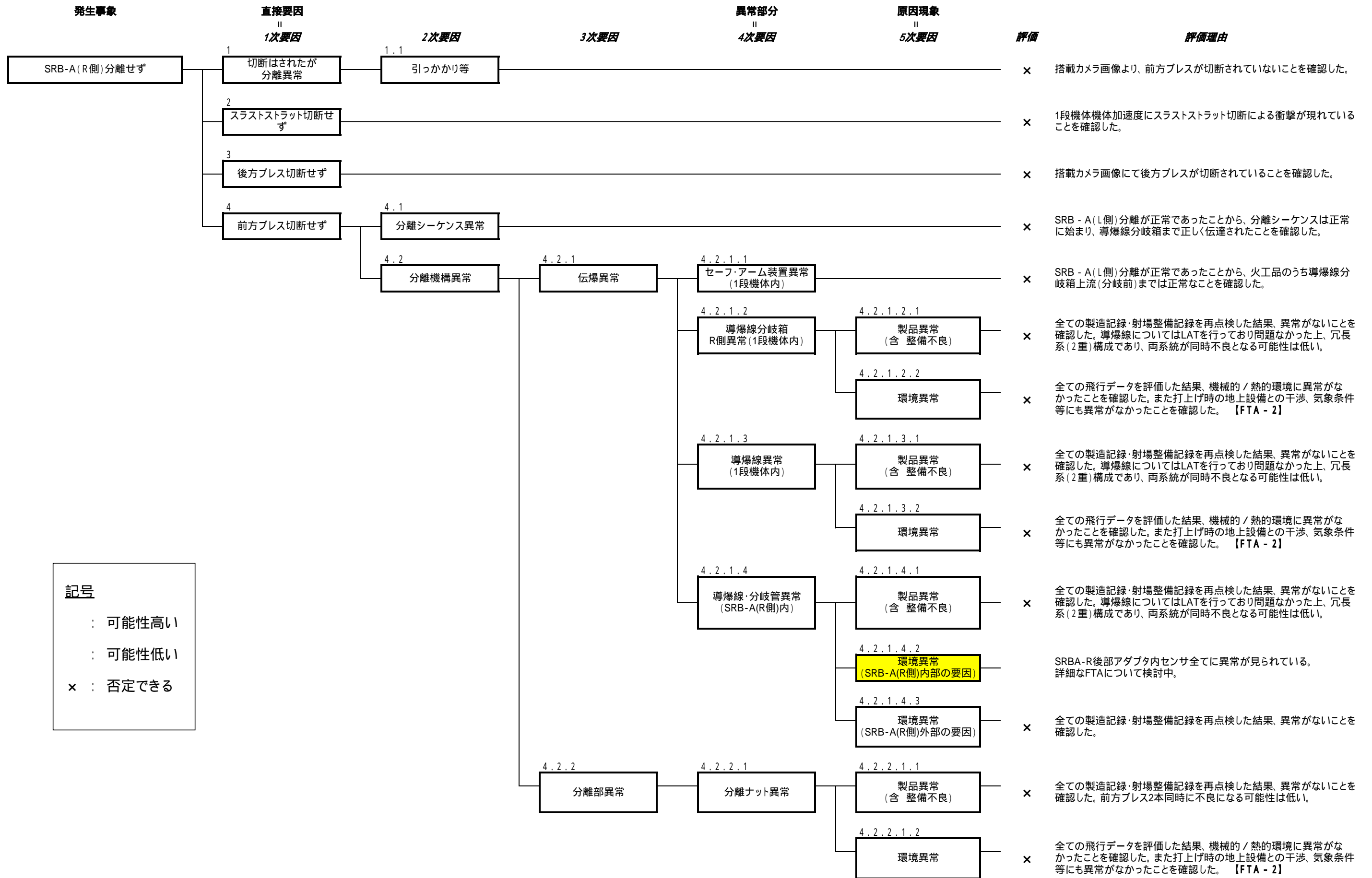
……………ここまで、前回(12/15)の報告範囲……………

(2) ノズルからの漏れ(図2.1-1(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2.1-3参照)

『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(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2.1-4に、『ノズルからの漏れ』に対する故障の木解析結果を図2.1-5に示す。



記号

- : 可能性高い
- : 可能性低い
- ×

× : 否定できる

図2.1-1(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

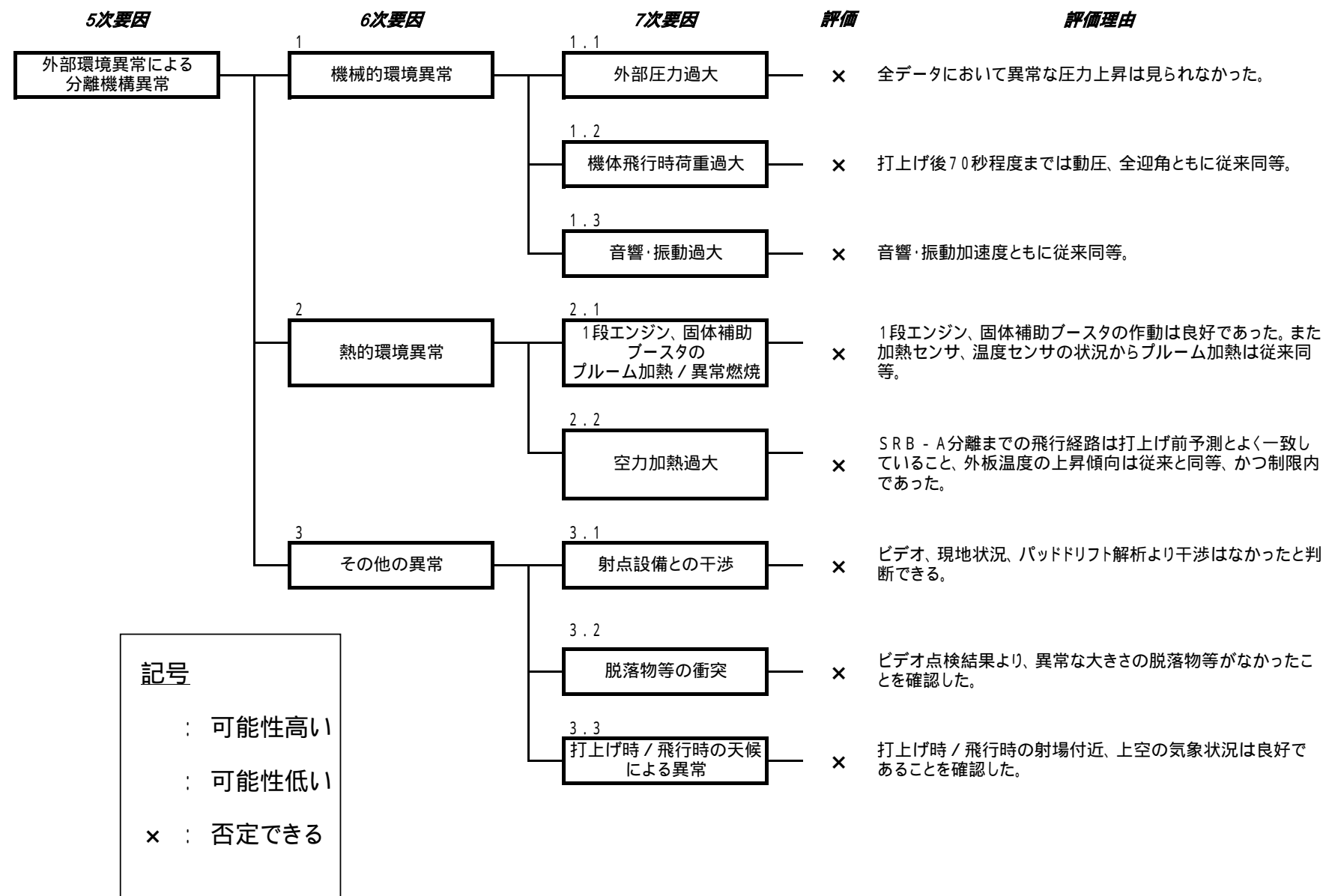


図2.1-1(2/4) SRB-A(R側)分離不良に関する故障の木解析
【FTA-2】 外部環境異常FTA
10

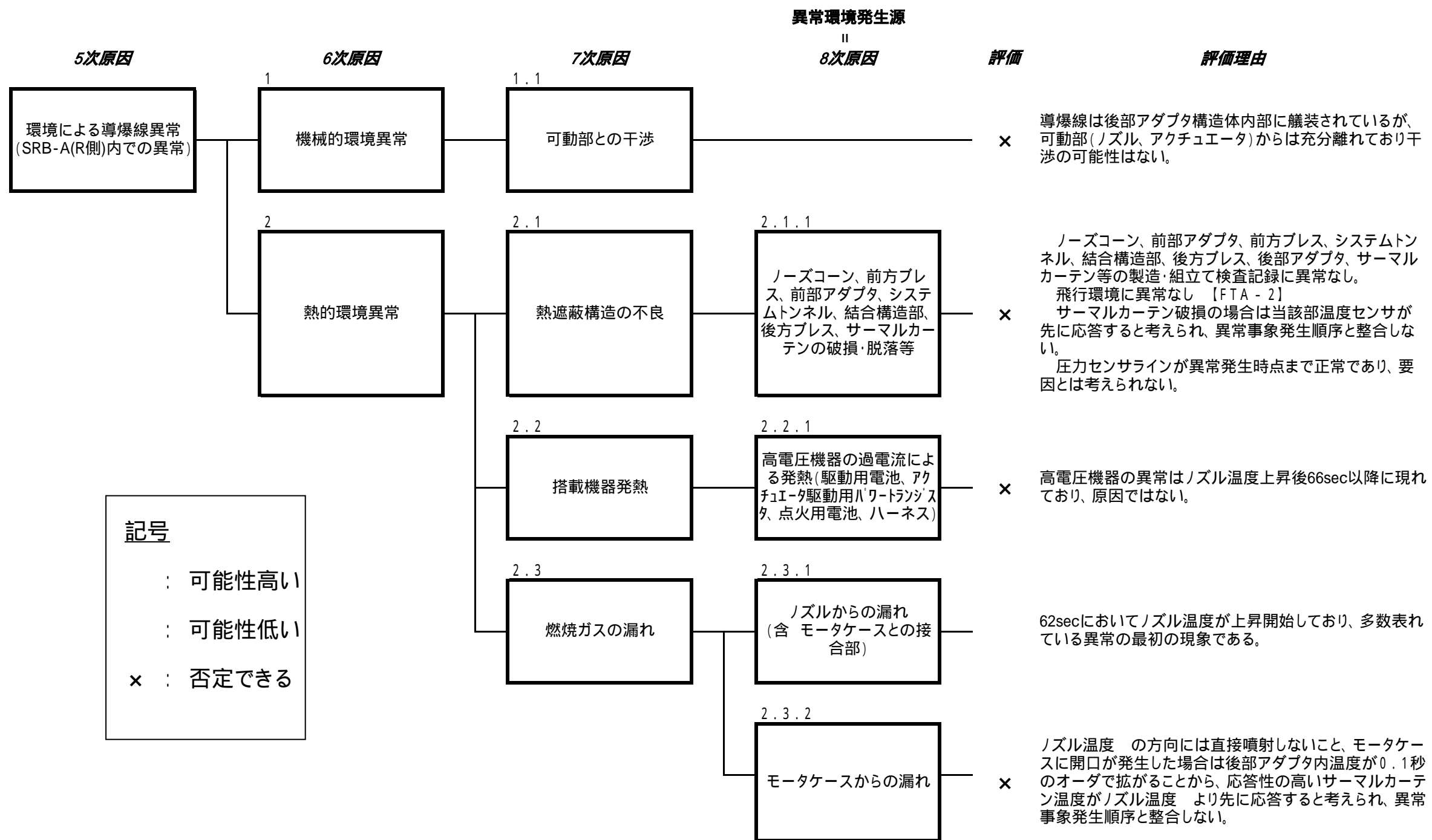


図2.1-1(3/4) SRB-A(R側)分離不良に関する故障の木解析
【FTA-3】 環境による導爆線異常(SRB-A(R側)内部での異常)

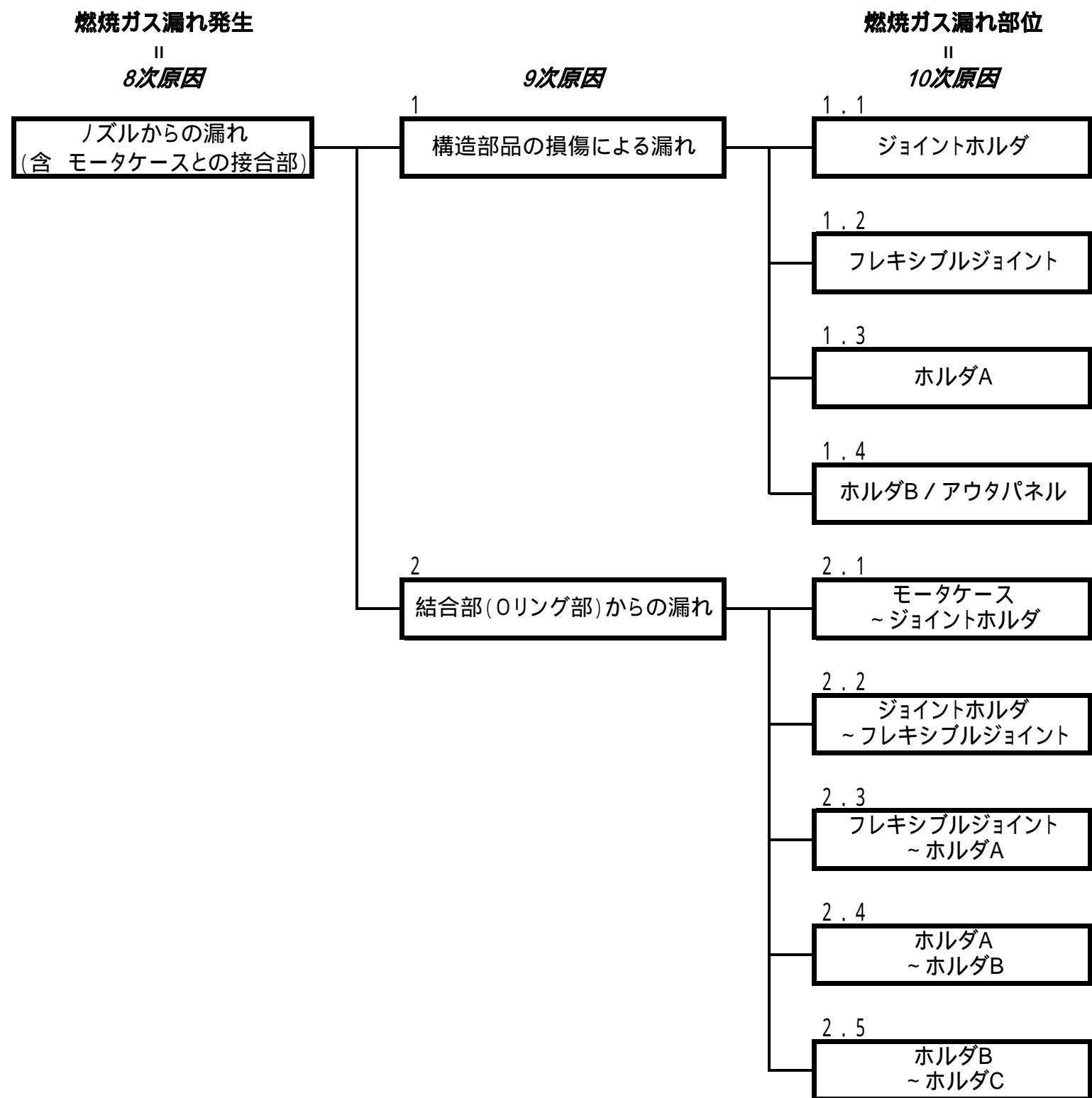


図2.1 - 1(4 / 4) SRB - A(R側)分離不良に関する故障の木解析
【FTA - 4】ノズルからの漏れ

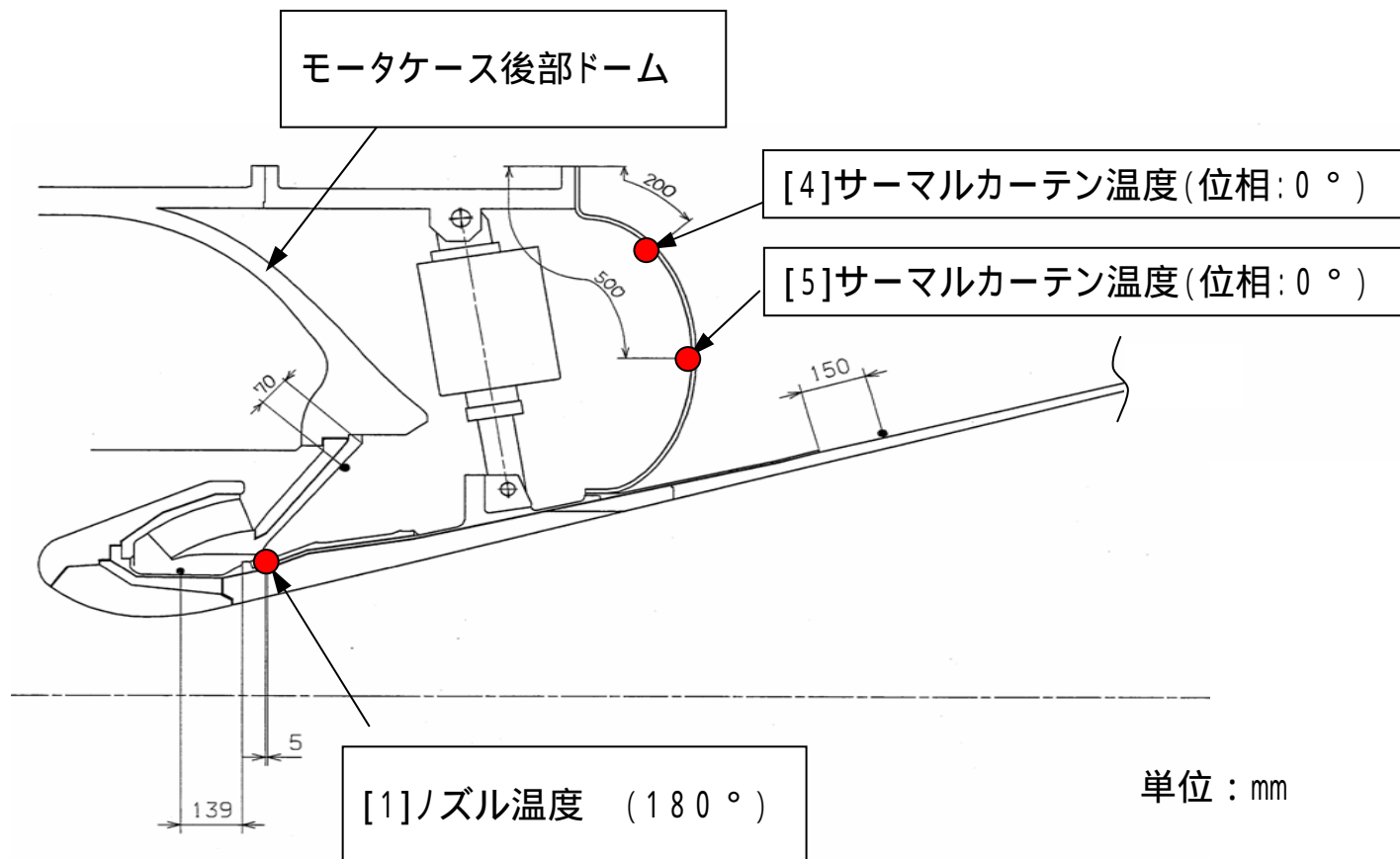
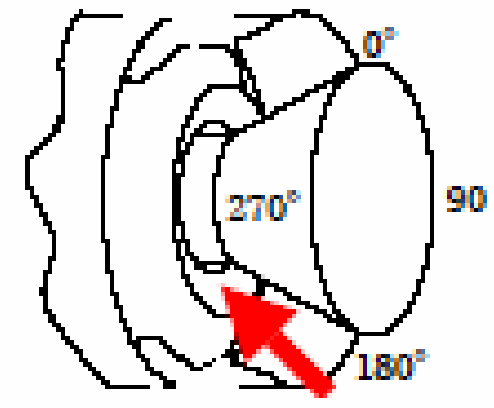


図2.1 - 2(1/3) 温度センサ計測位置

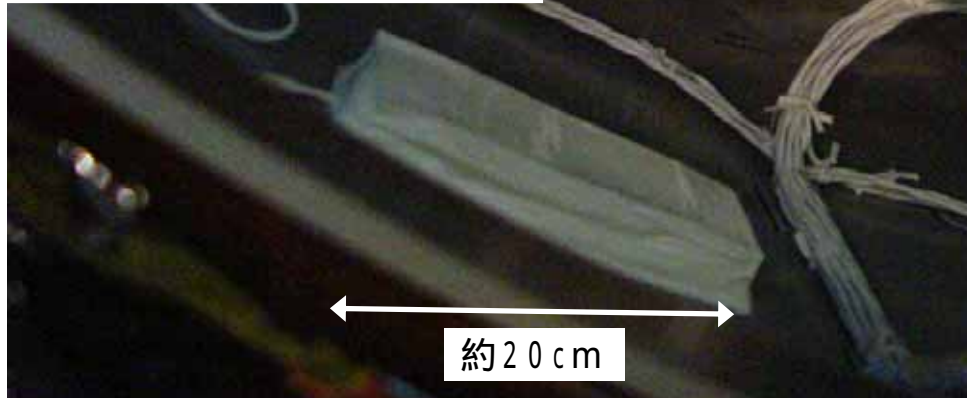


写真撮影方向



断面A - A

ノズル温度 センサ位置
(シリコンゴムで覆われている)



約20cm

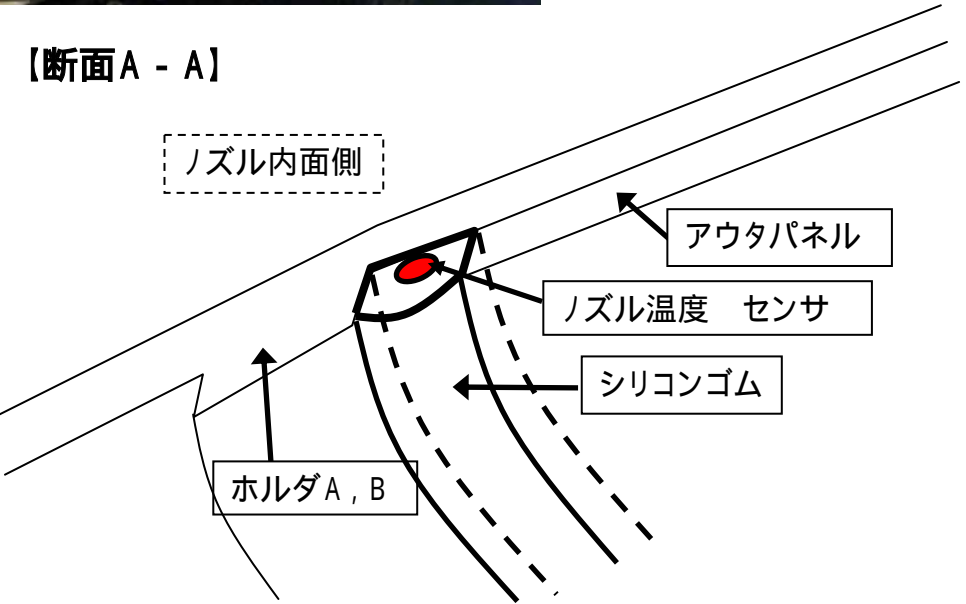


図2.1 - 2 (2 / 3) 温度センサ計測位置



図2.1 - 2 (3 / 3) サーマルカーテン温度センサ

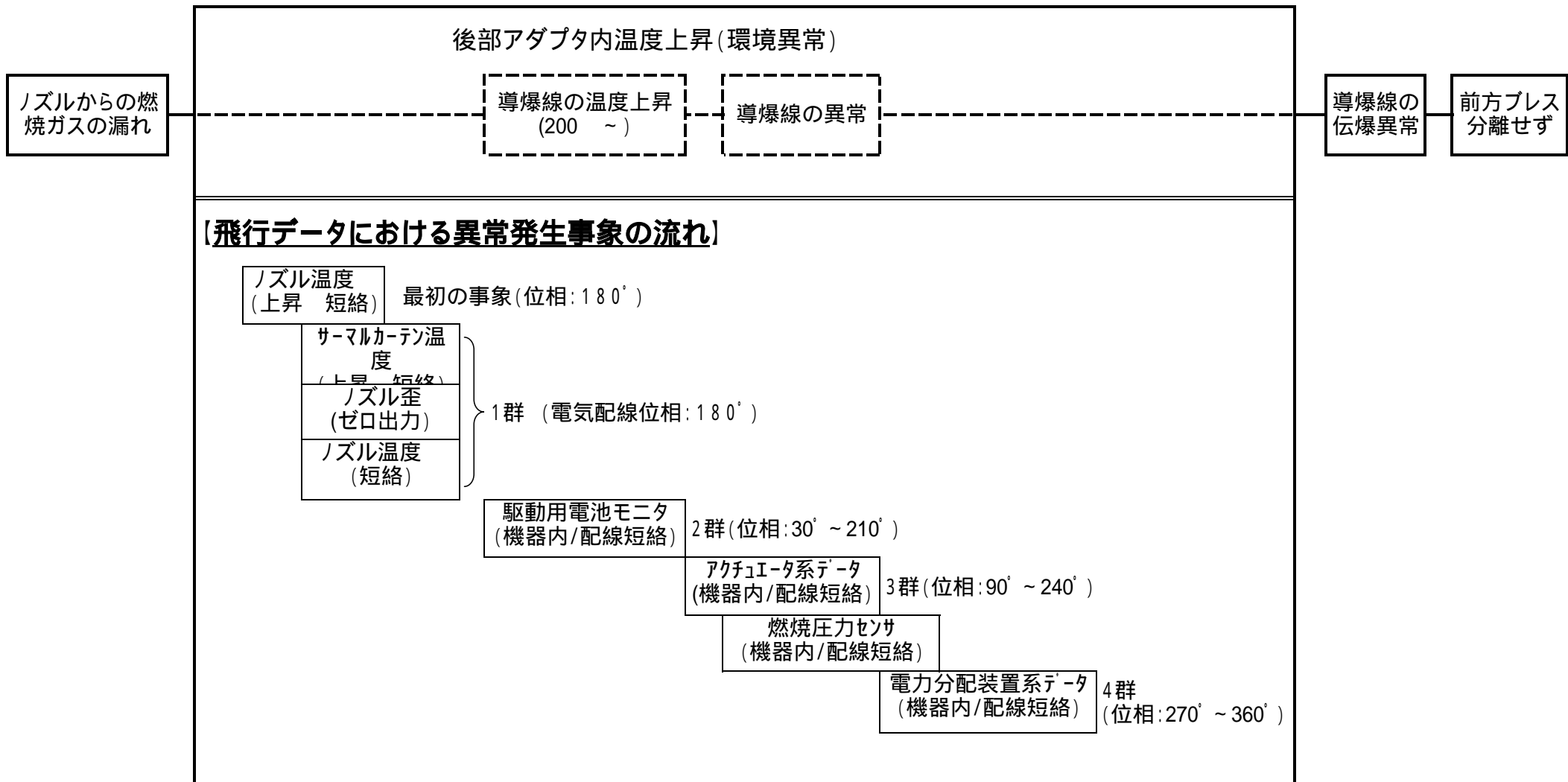


図2.1-3(1/3) 飛行データにおける異常発生事象と『ノズルからの燃焼ガスの漏れ』の可能性

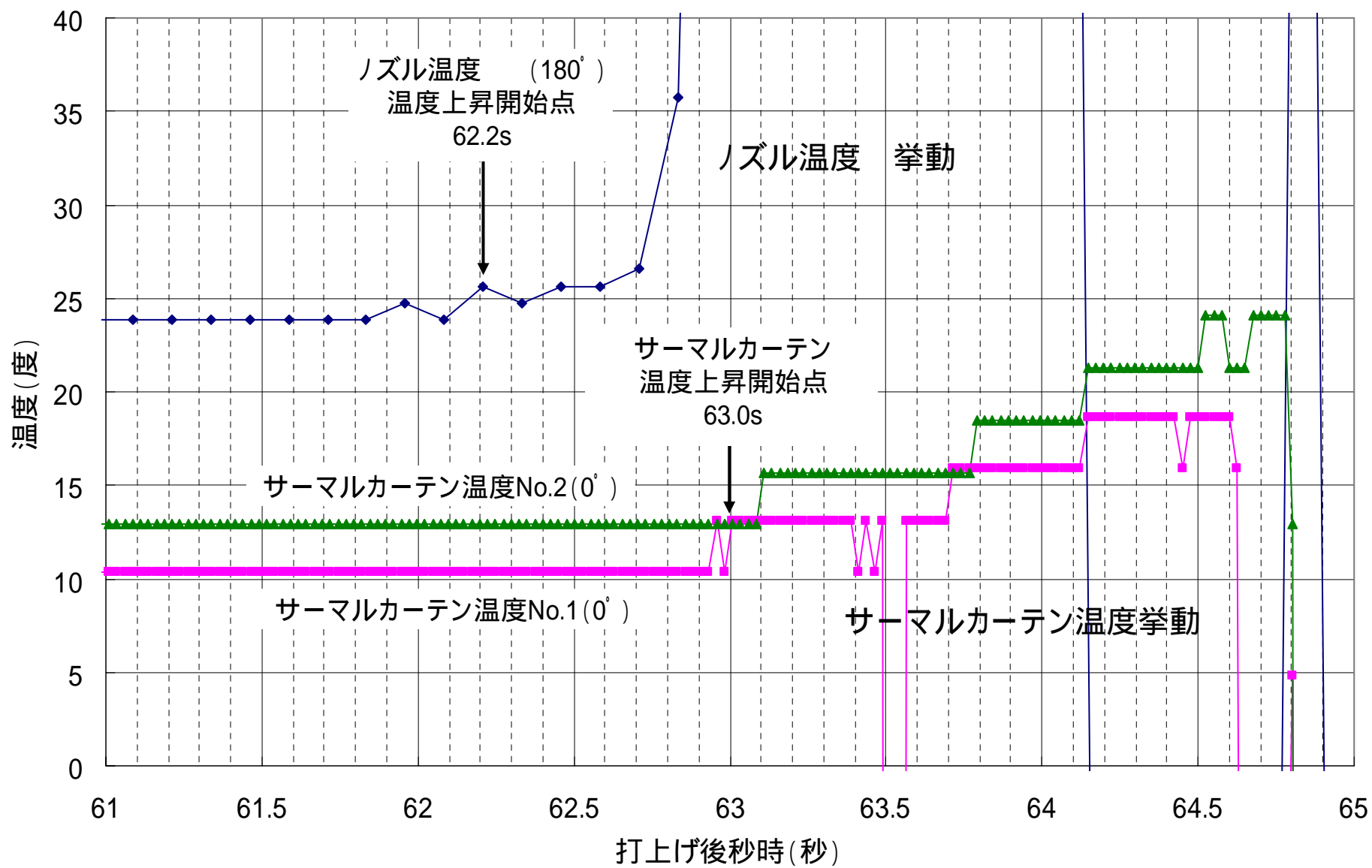
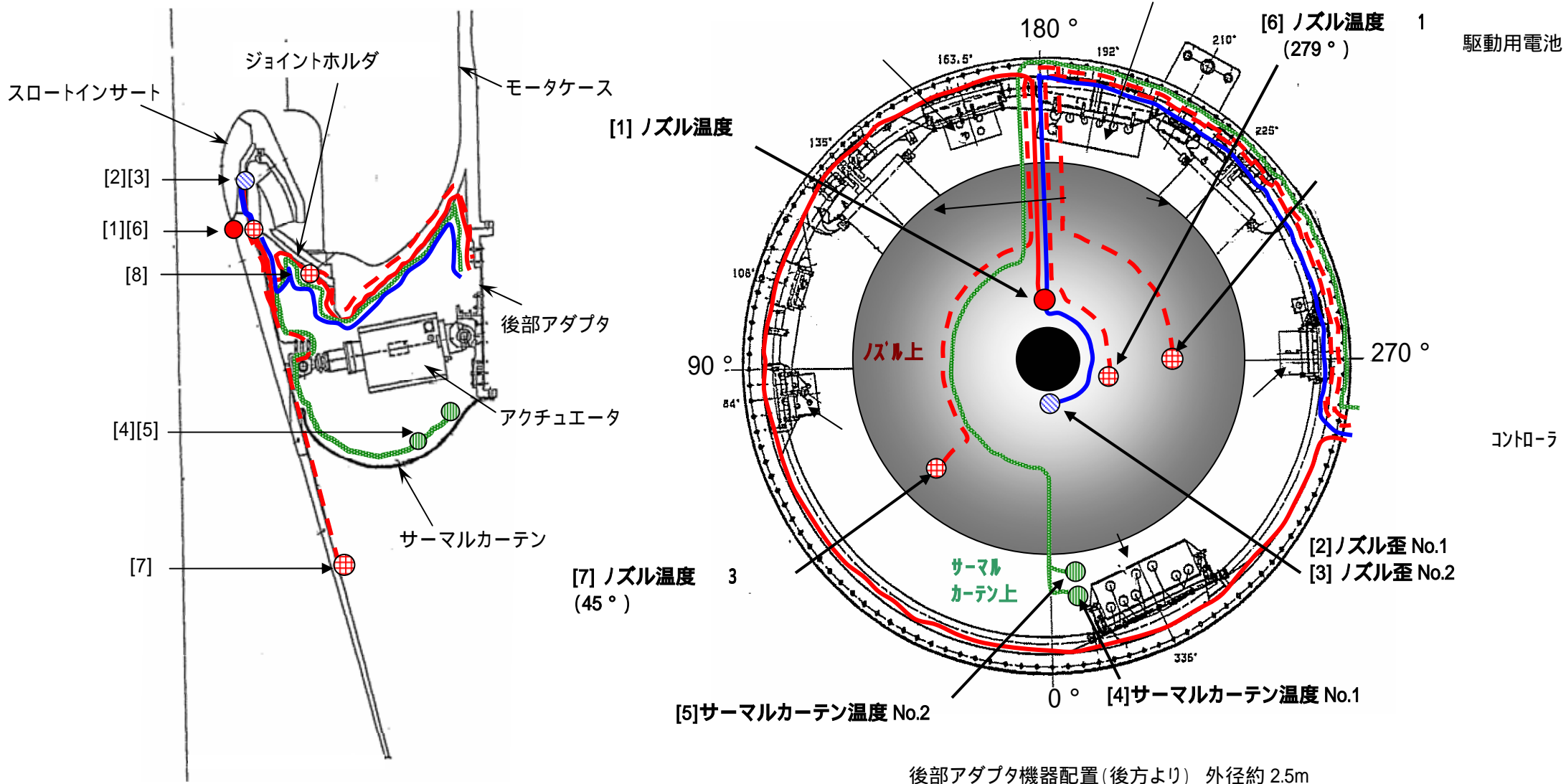


図2.1 - 3(2 / 3) SRB - A (R側) 異常事象 - ノズル温度、サーマルカーテン温度 -

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2.1 - 3 (3 / 3) SRB - A (R側) ノズル周辺センサ電気配線等艤装状況

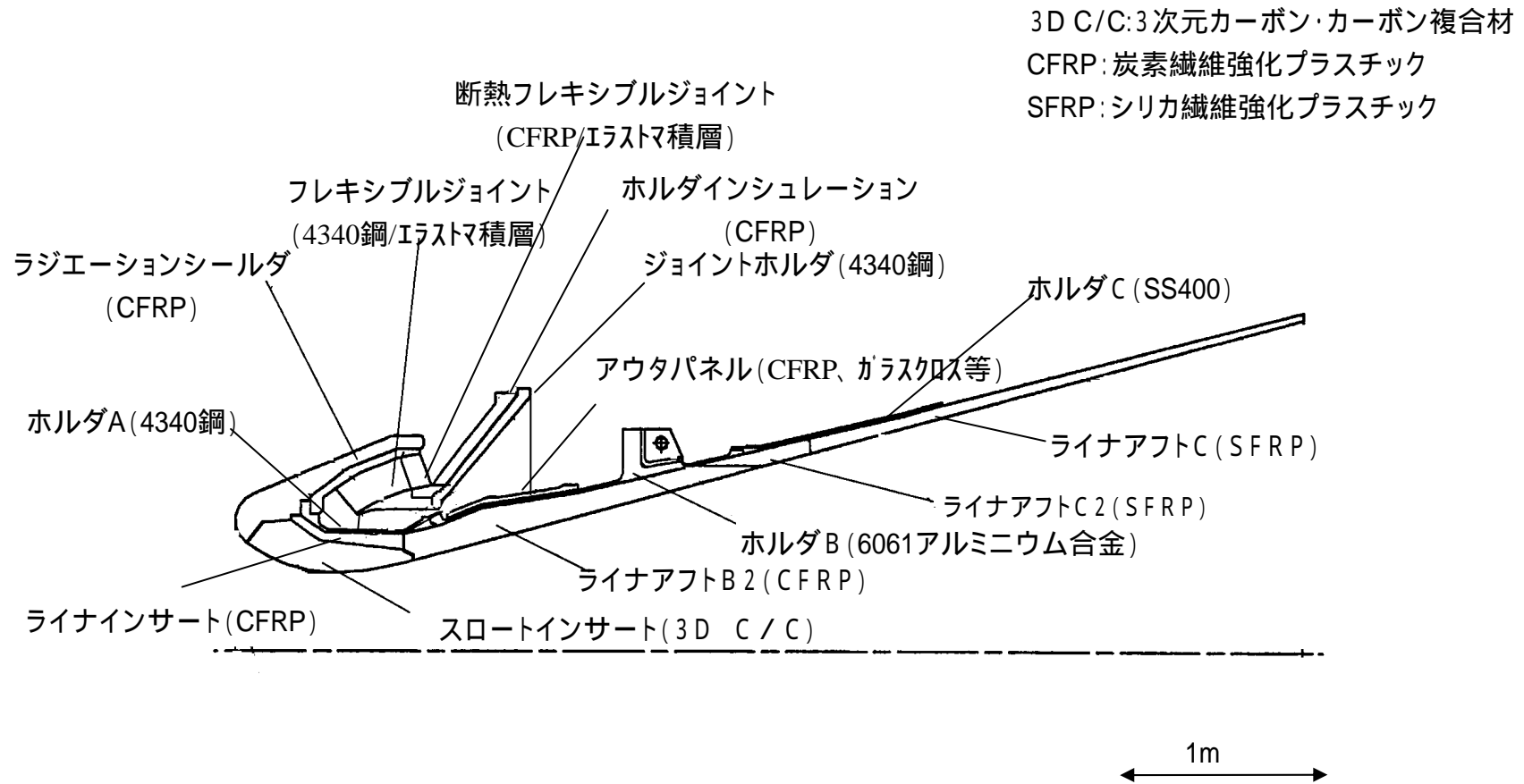


図2.1-4 SRB-A ノズルの概要

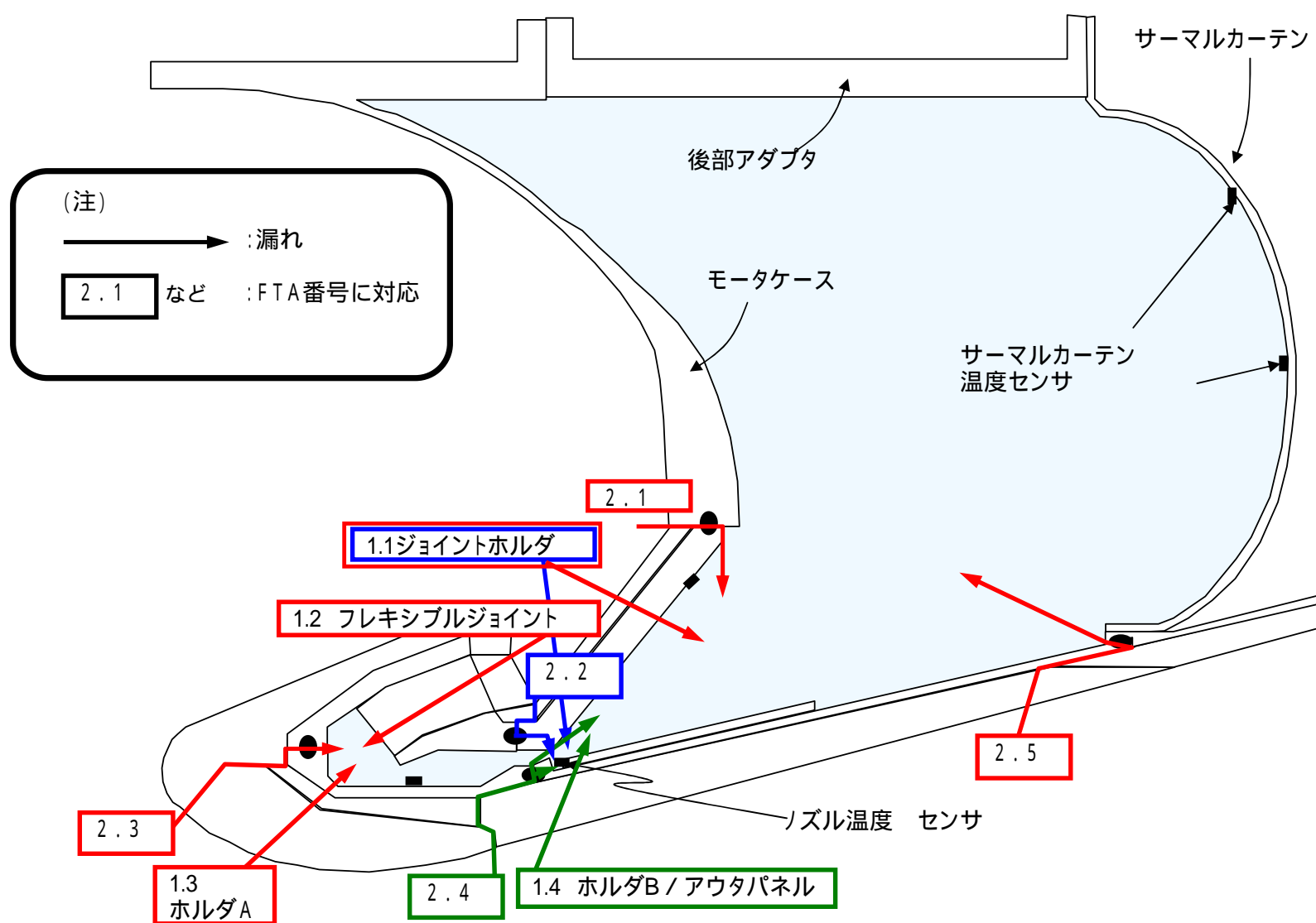
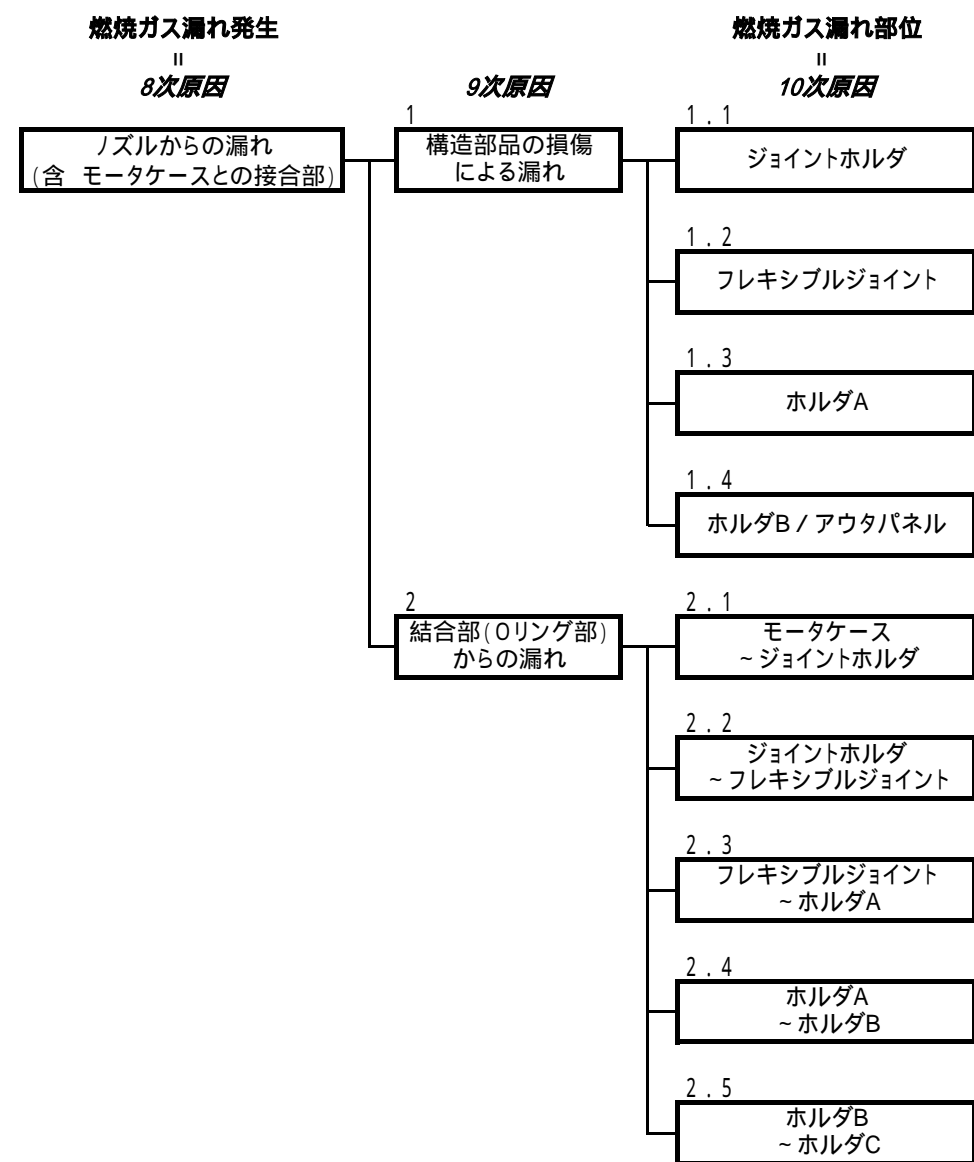


図2.1 - 5 「ノズルからの漏れ」の発生可能部位

2.2 想定される事象

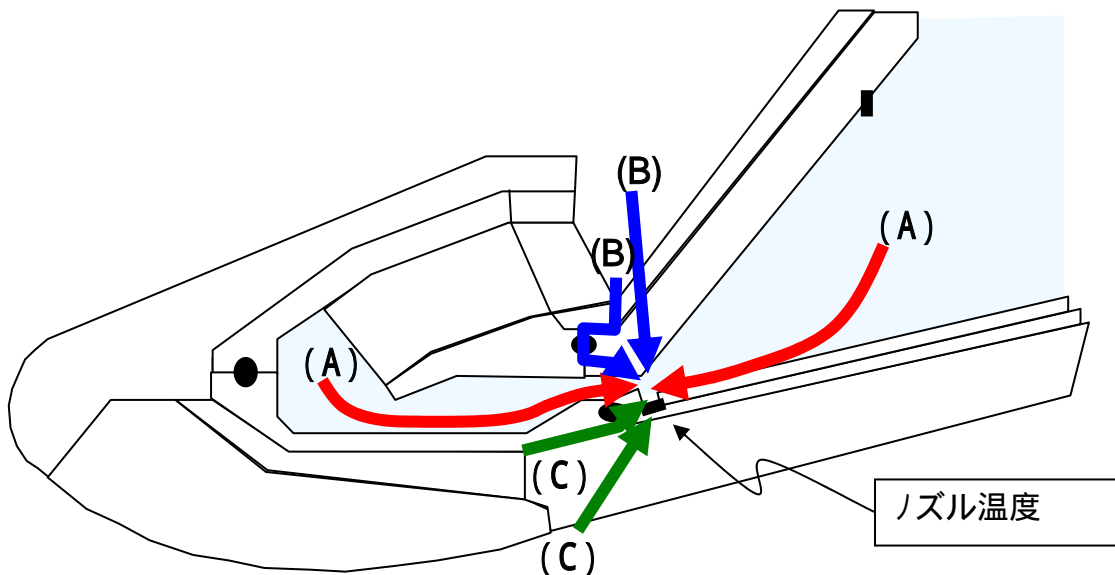
前項の故障の木解析から抽出した要因『ノズルからの燃焼ガスの漏れ』について、要因の可能性のある部位に対し、想定される事象を検討した。

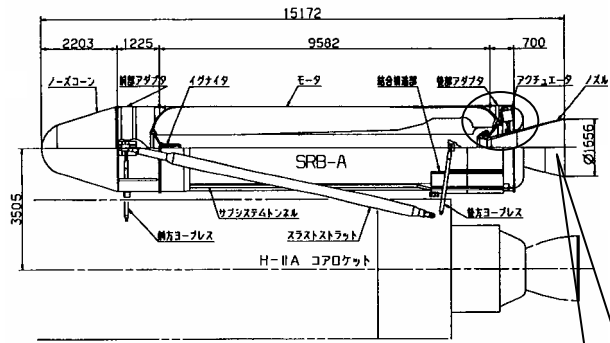
想定した9つの事象を図2.2 - 1に示す。

『ノズル温度 の温度上昇』に着目した場合、9つの想定事象は以下の3つに区分される。

区分	想定事象(図2.1-5)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

以降(3項～)、『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する。検証のアプローチを図2.2 - 2に示す。





	No.	名称
構造 部品		モータケース
		ジョイントホルダ
		フレキシブルジョイント
		ホルダ A
		ホルダ B
		ホルダ C
断熱 部品		アウトパネル
		ホルダインシュレーション
		ラジエーションシールド
		スロートインサート
		ライナインサート
		ライナアフト B 2
その他	●	Oリング位置
	■	センサ位置

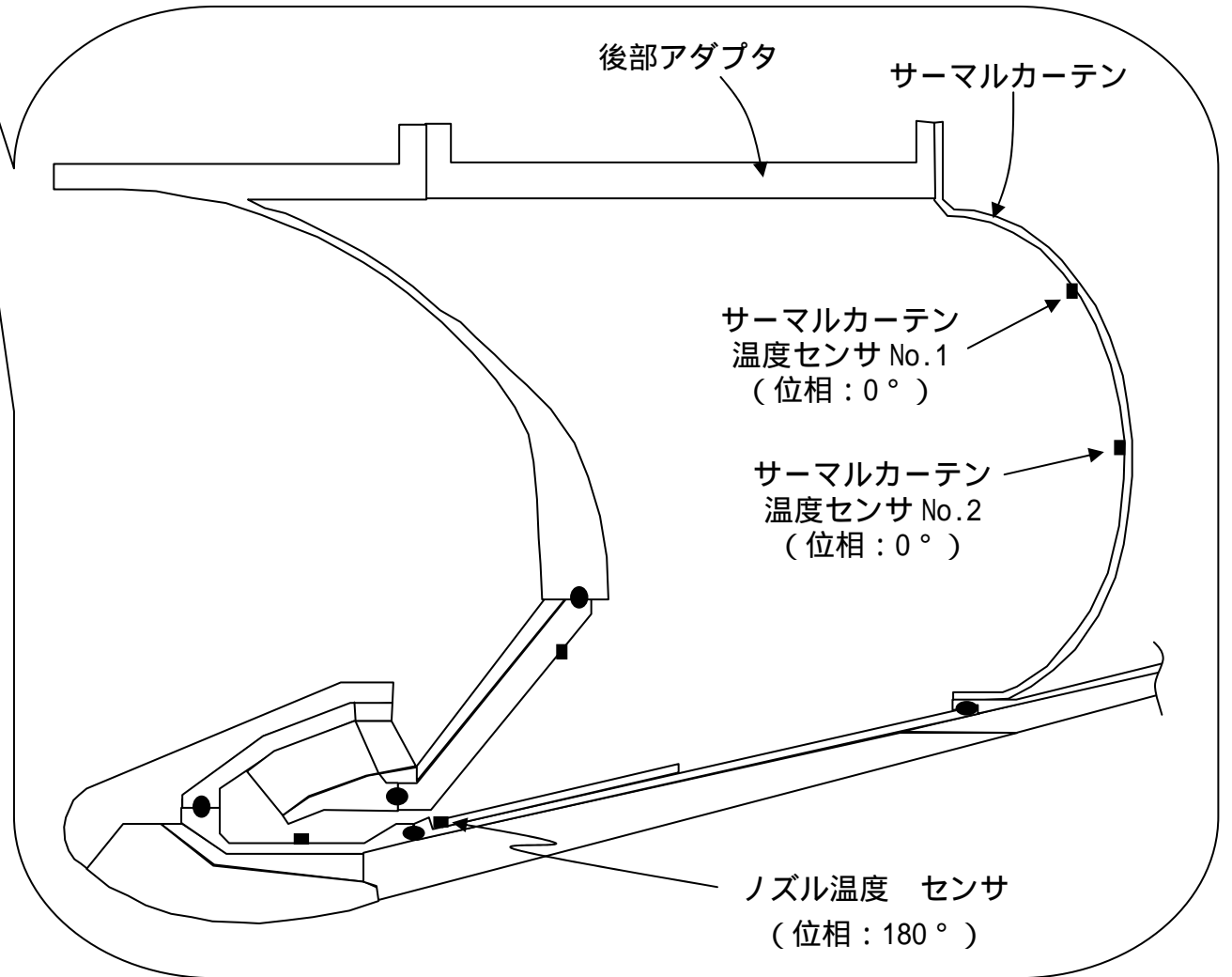


図 2 . 2 - 1 (1 / 1 0) ノズル周辺拡大図

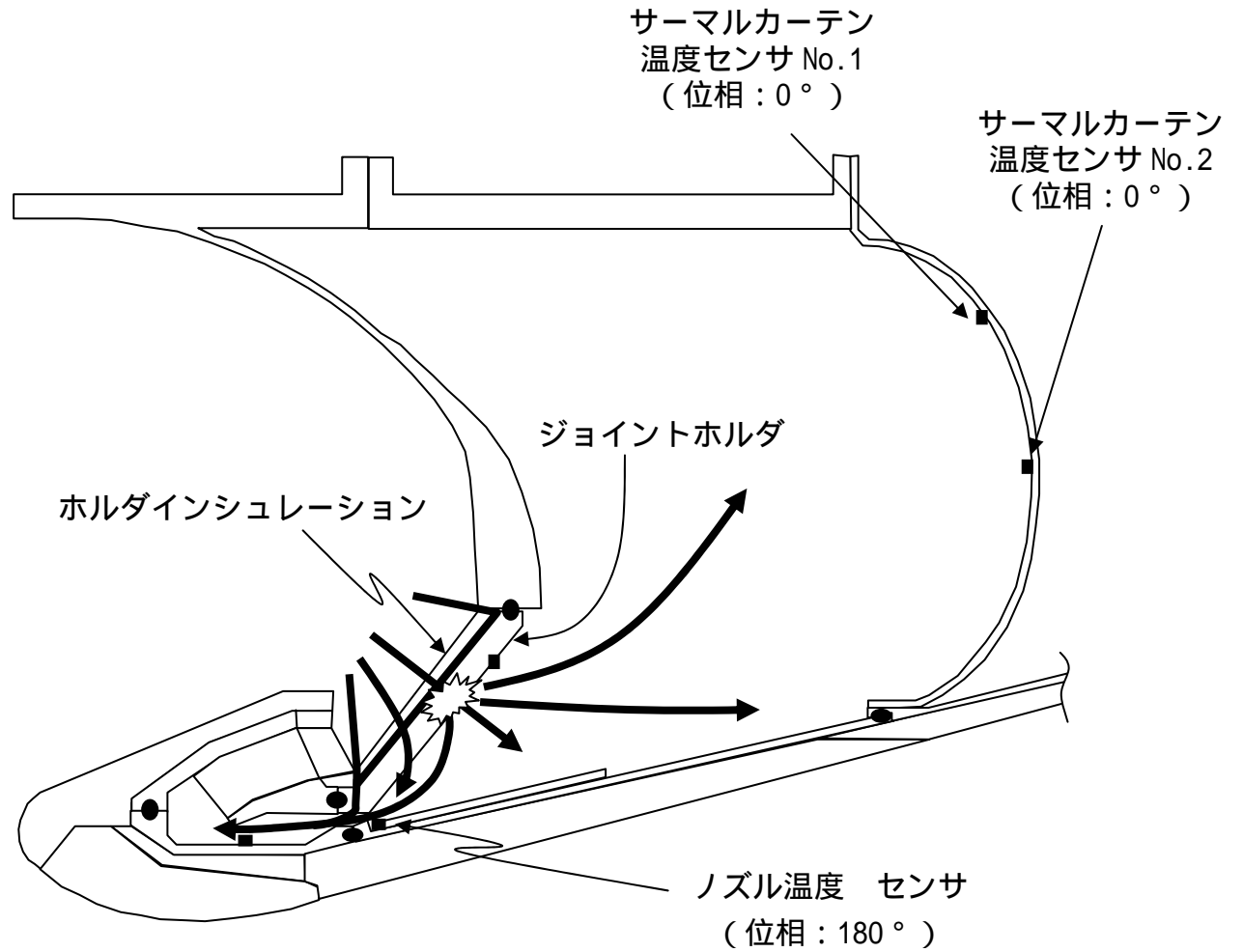
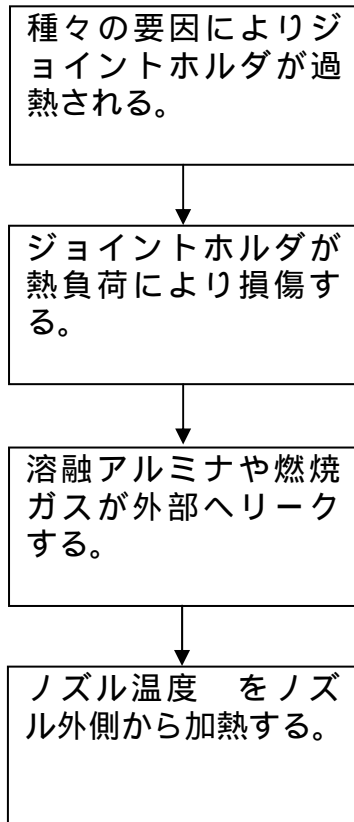


図 2 . 2 - 1 (2 / 1 0) ジョイントホルダの損傷による漏れ (1 . 1)

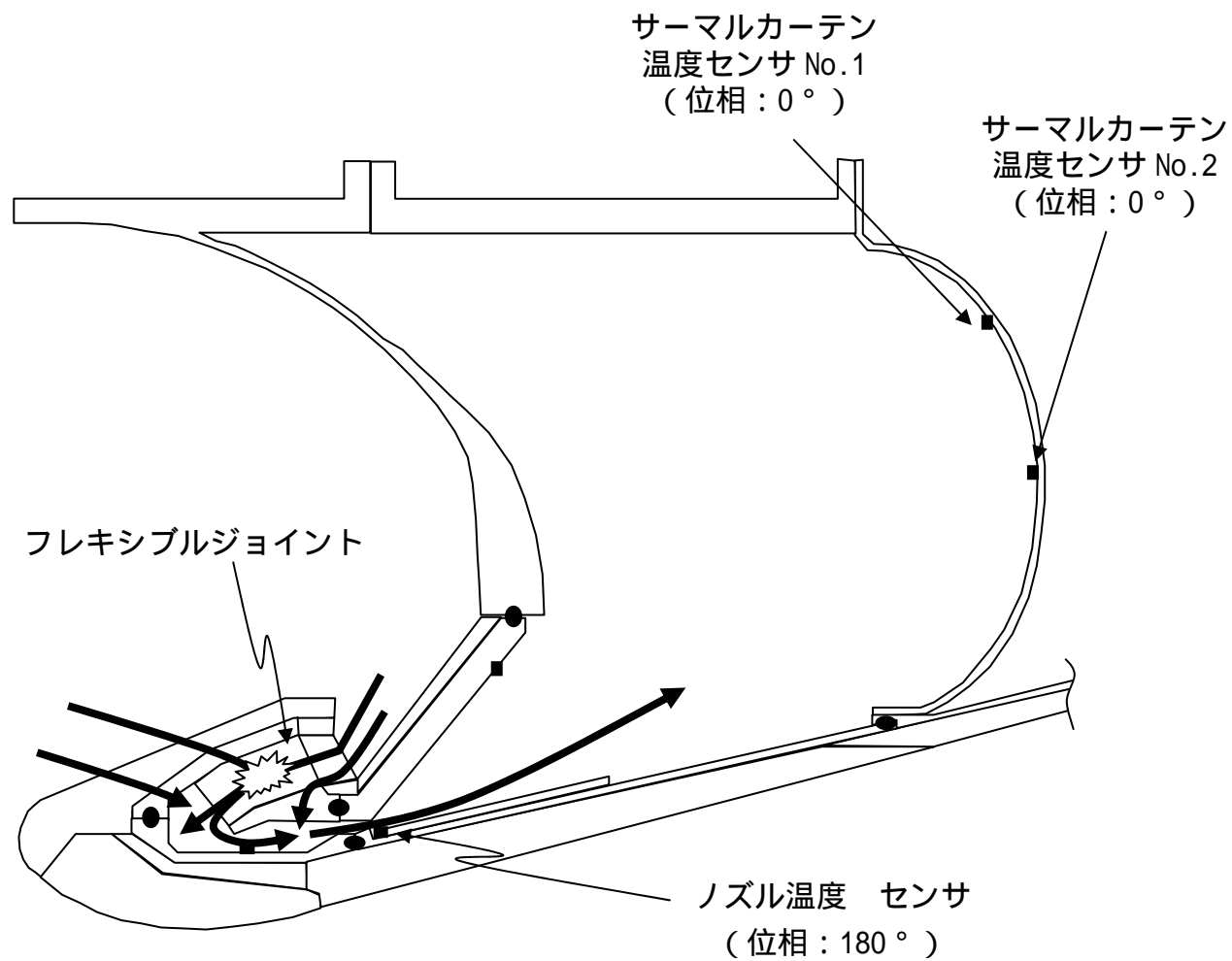
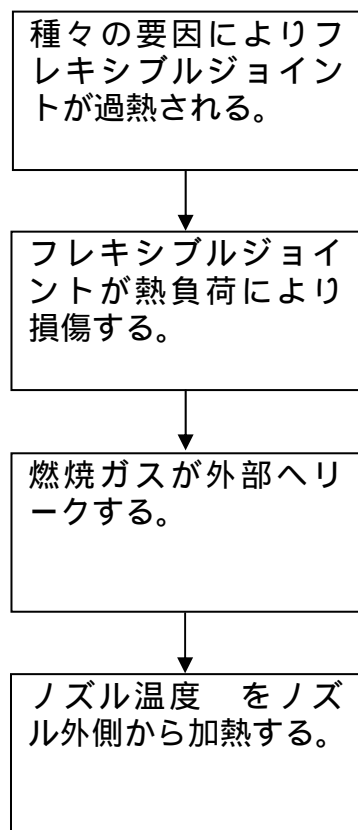


図 2 . 2 - 1 (3 / 1 0) フレキシブルジョイントの損傷による漏れ (1 . 2)

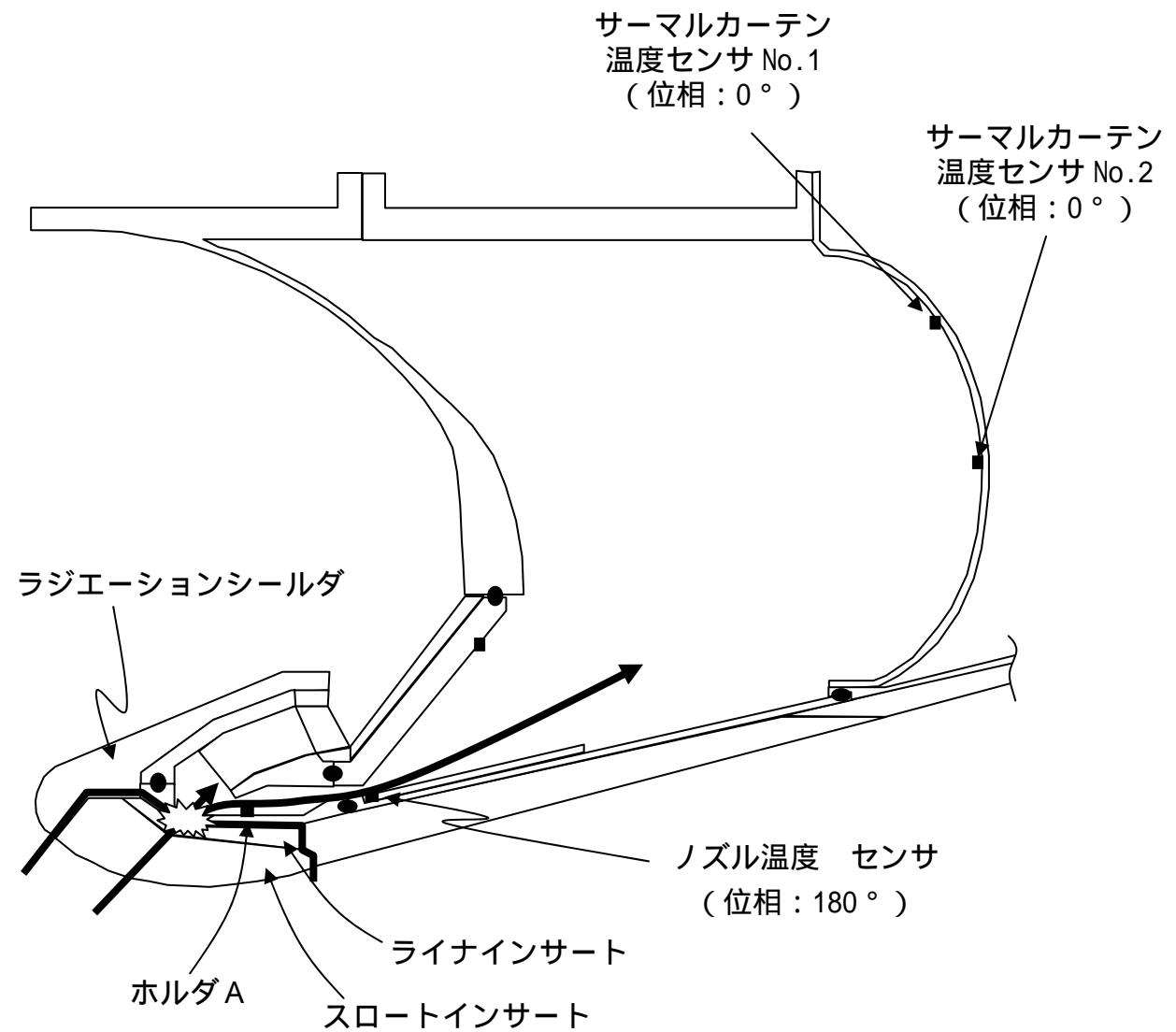
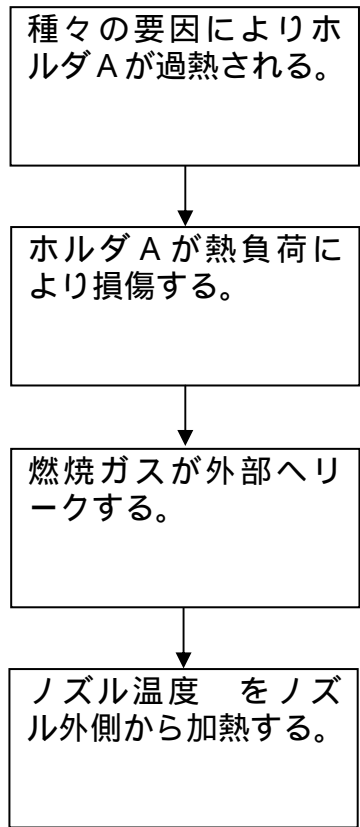


図 2 . 2 - 1 (4 / 1 0) ホルダ A の損傷による漏れ (1 . 3)

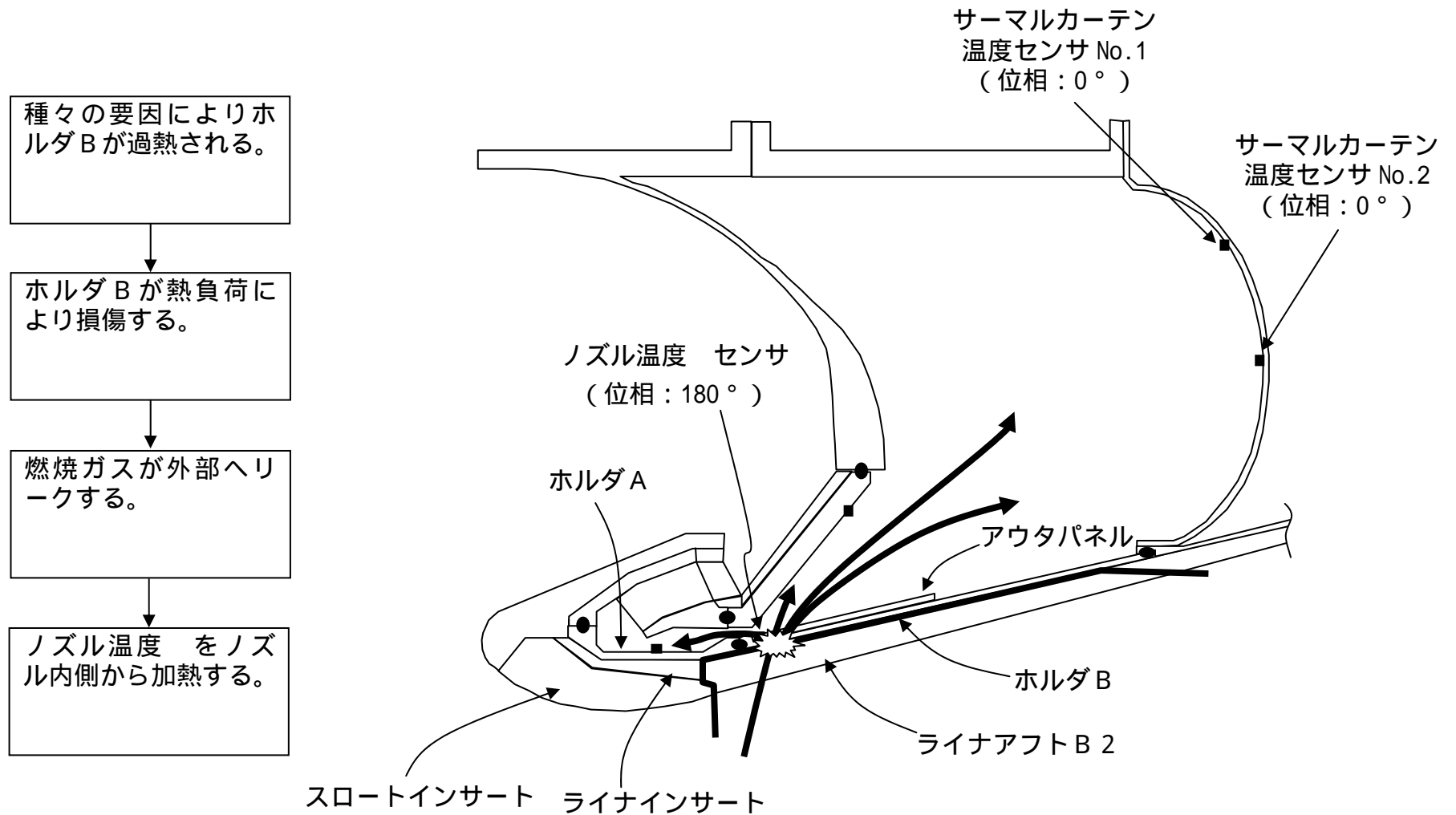


図2.2-1(5/10) ホルダB / アウトパネルの損傷による漏れ(1.4)

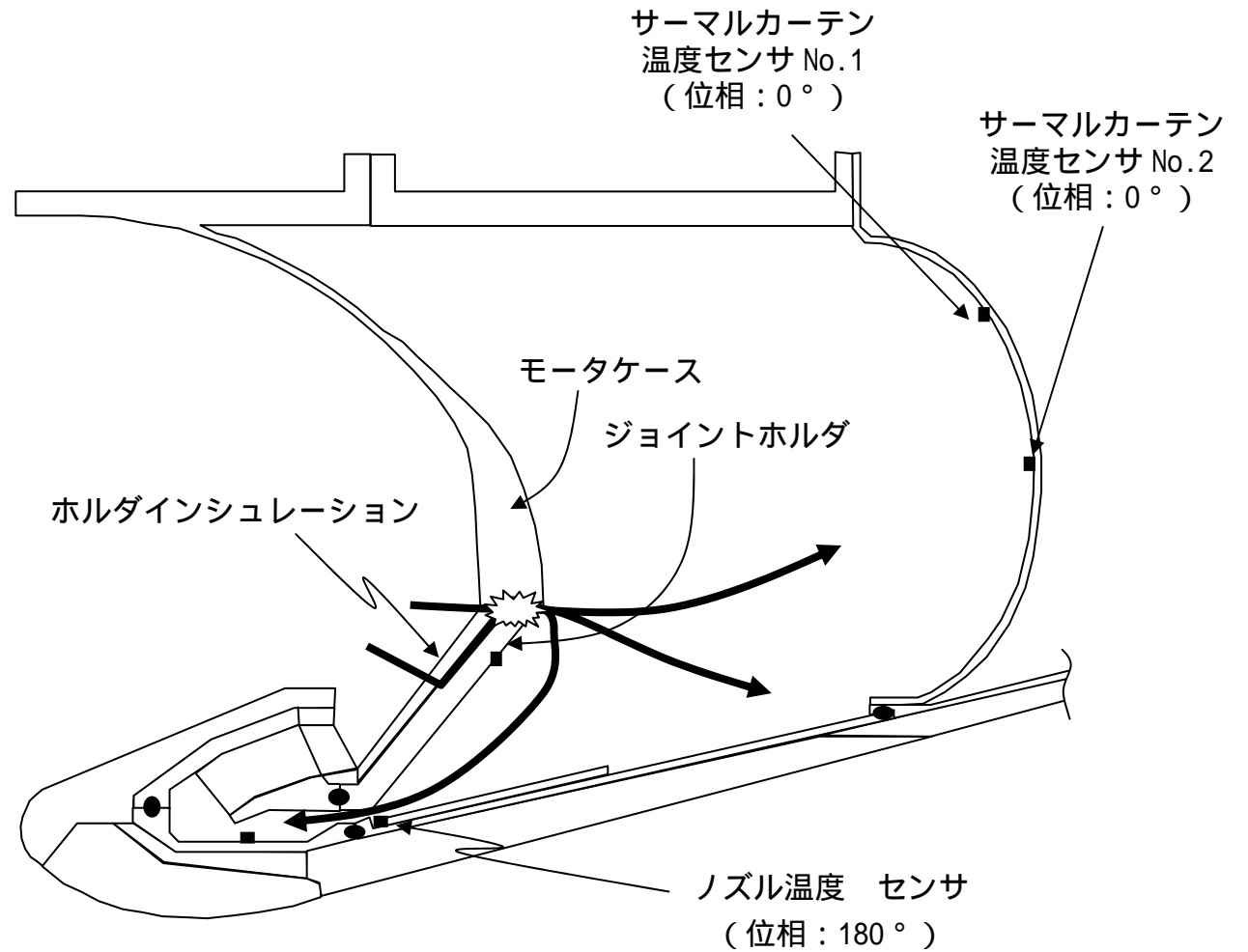
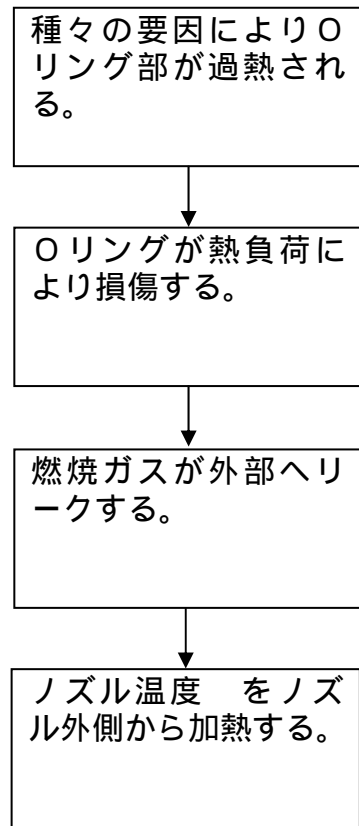


図 2 . 2 - 1 (6 / 1 0) モータケース~ジョイントホルダ結合部からの漏れ (2 . 1)

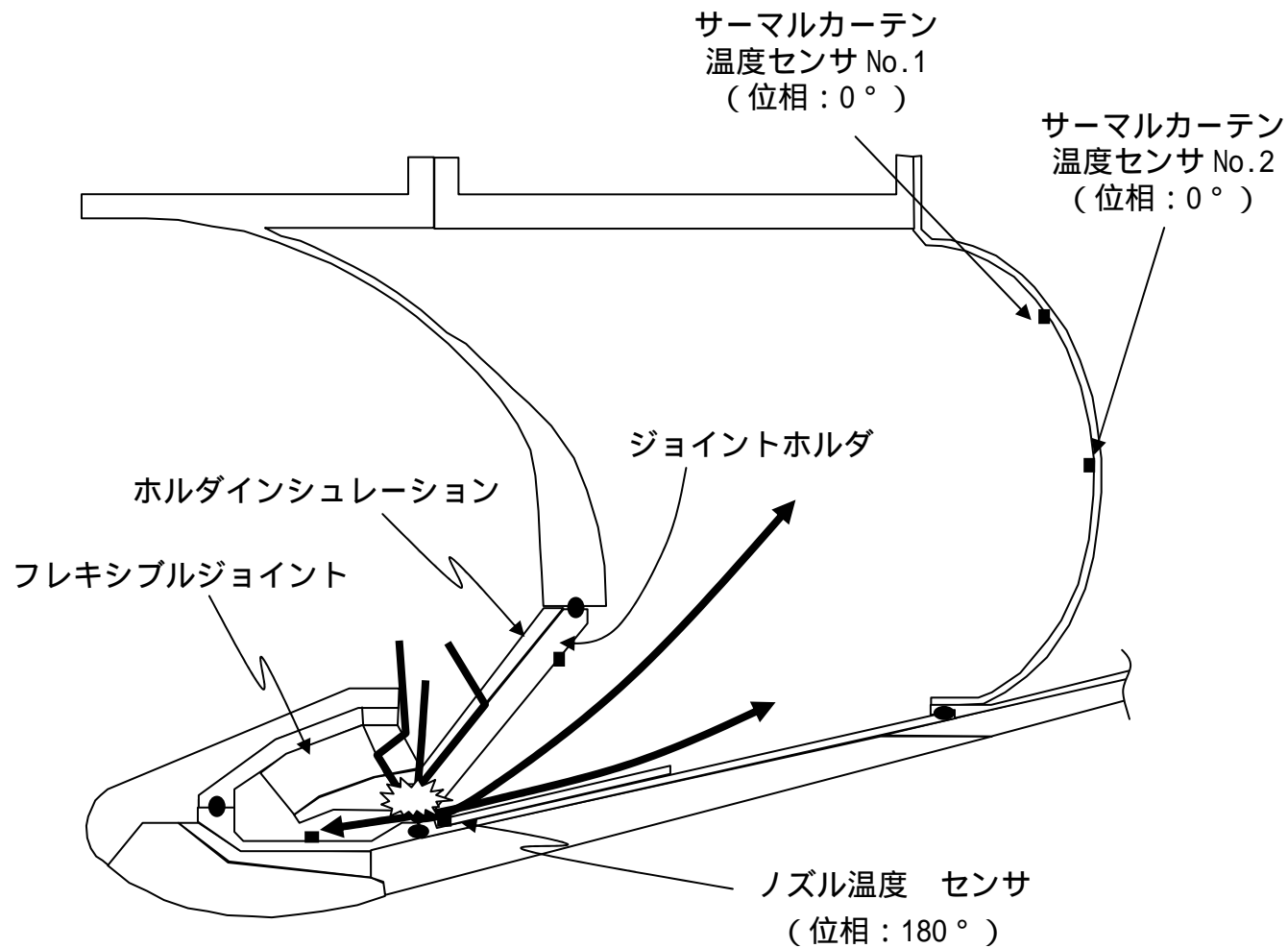
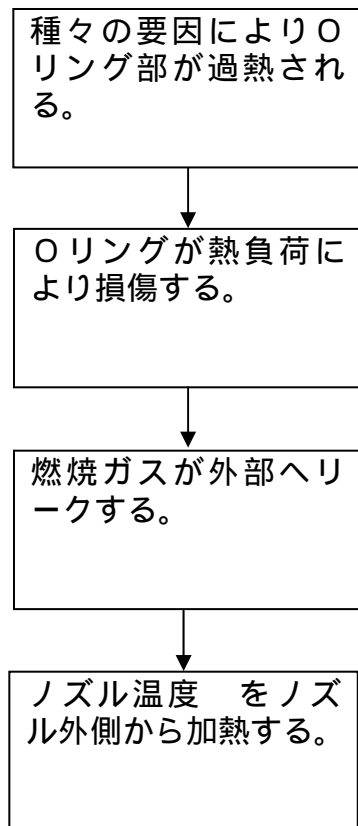


図 2 . 2 - 1 (7 / 1 0) ジョイントホルダ~フレキシブルジョイント結合部からの漏れ (2 . 2)

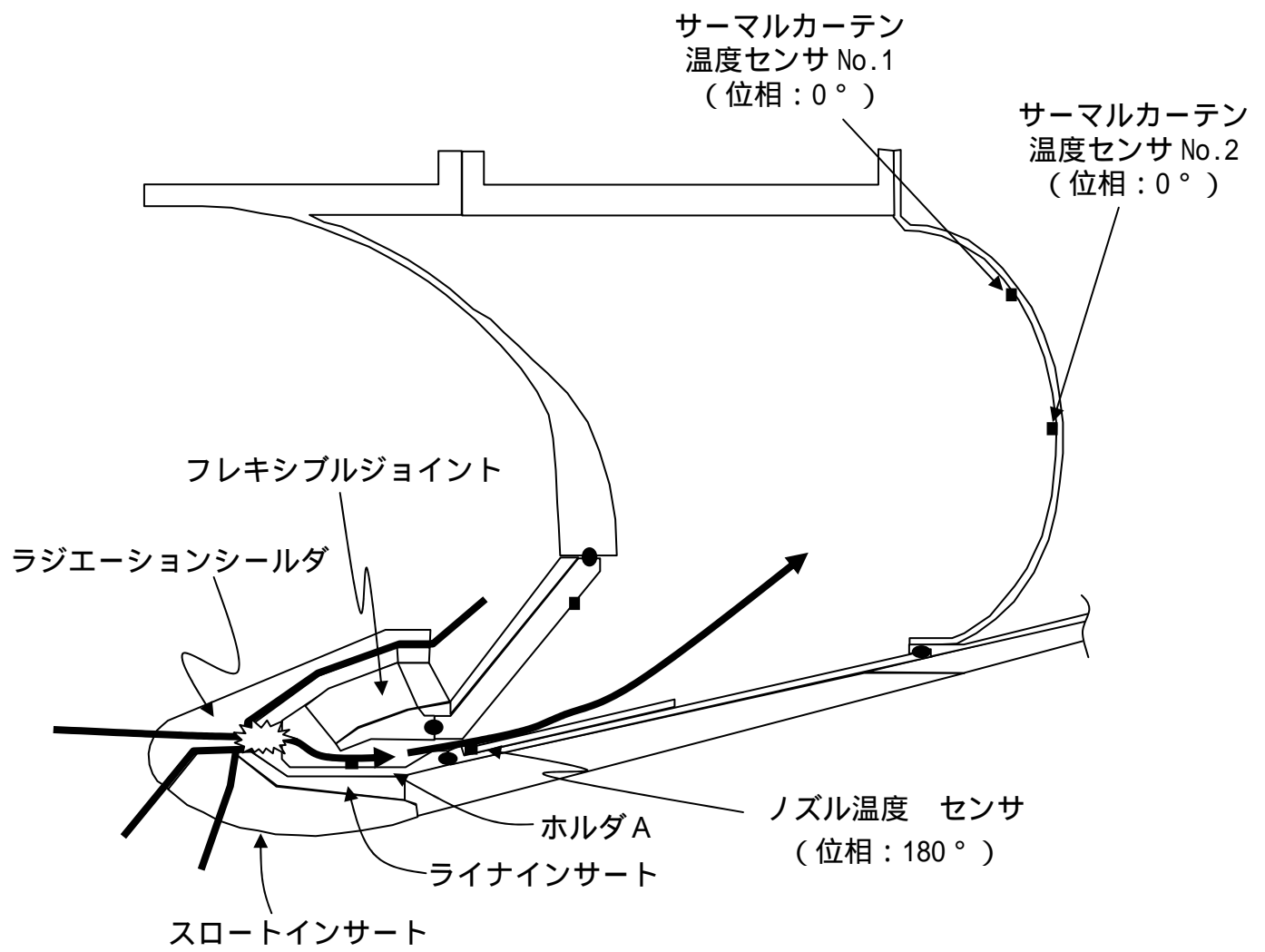
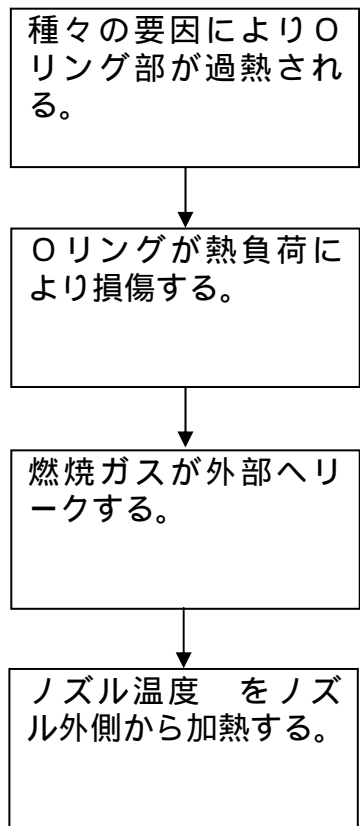


図 2 . 2 - 1 (8 / 1 0) フレキシブルジョイント～ホルダ A 結合部からの漏れ (2 . 3)

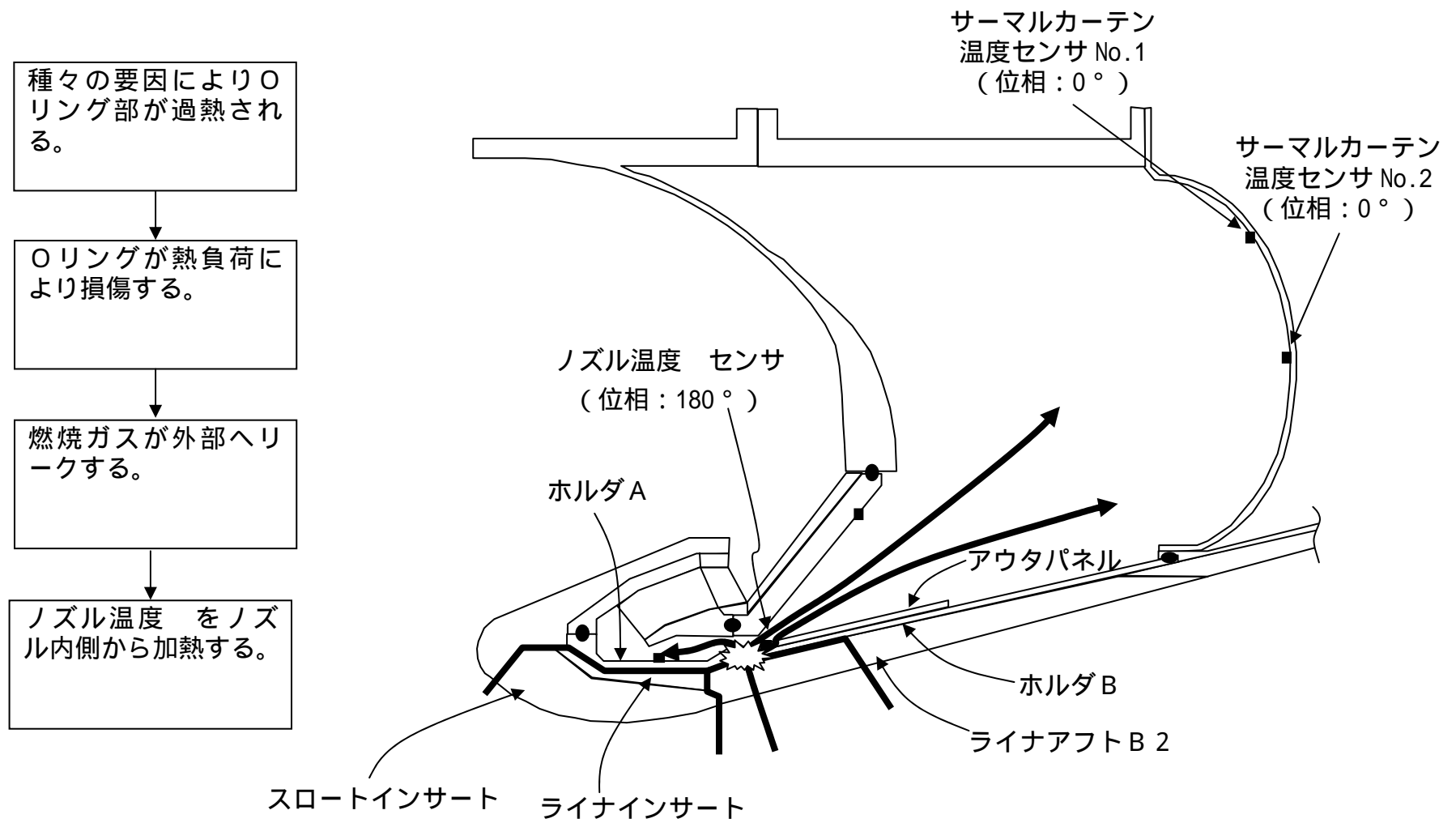


図 2 . 2 - 1 (9 / 1 0) ホルダ A ~ ホルダ B 結合部からの漏れ (2 . 4)

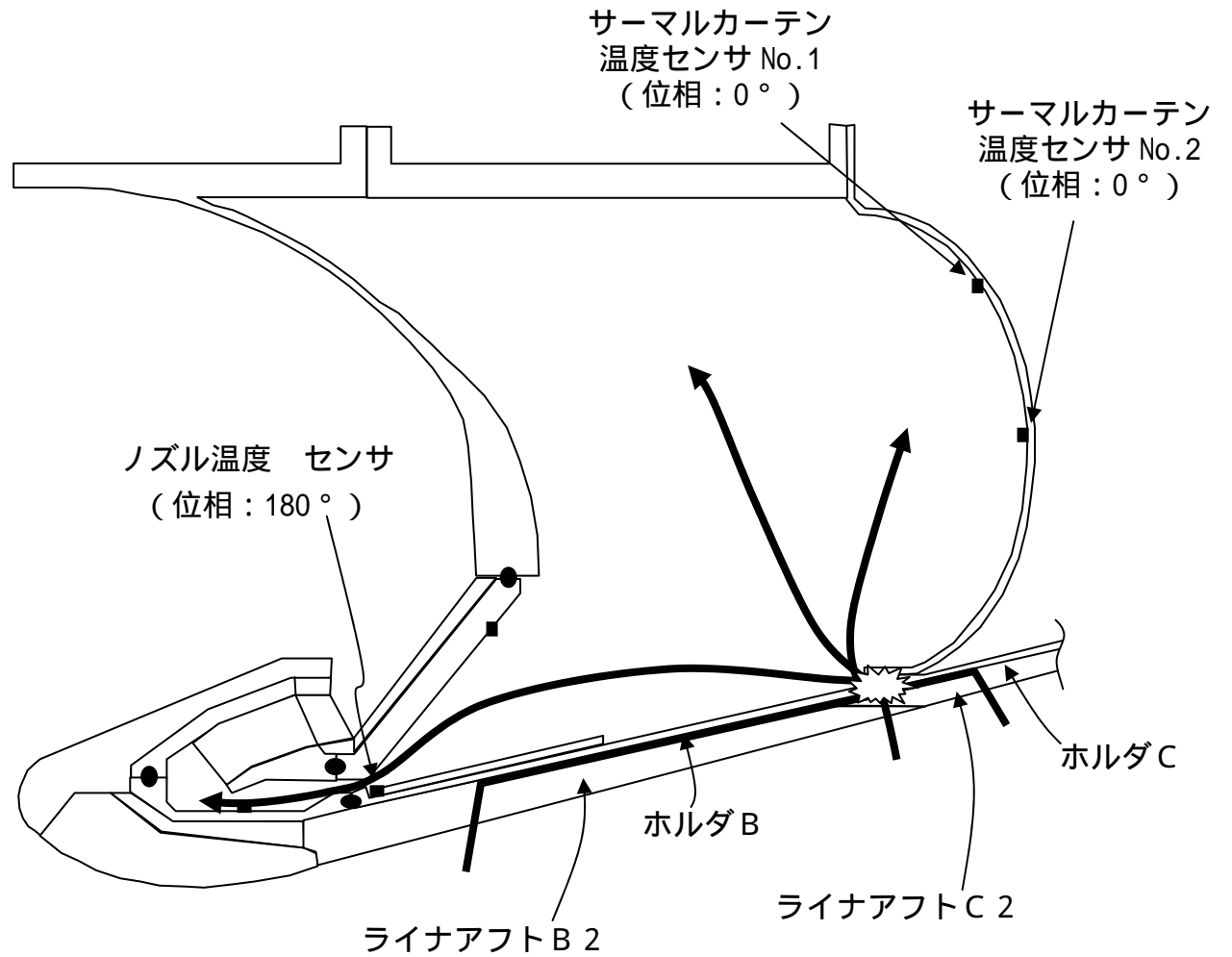
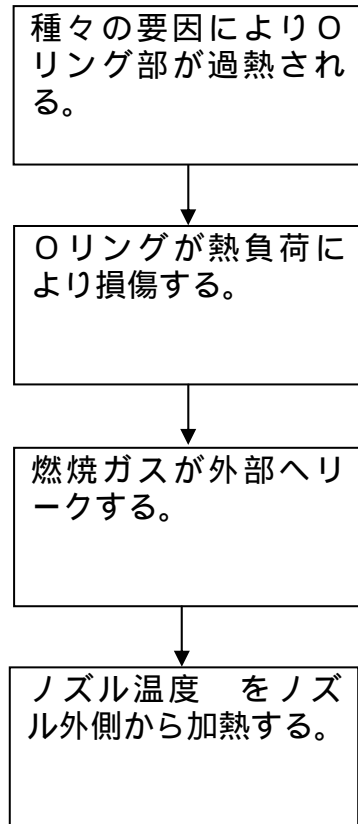


図 2 . 2 - 1 (1 0 / 1 0) ホルダ B ~ ホルダ C 結合部からの漏れ (2 . 5)

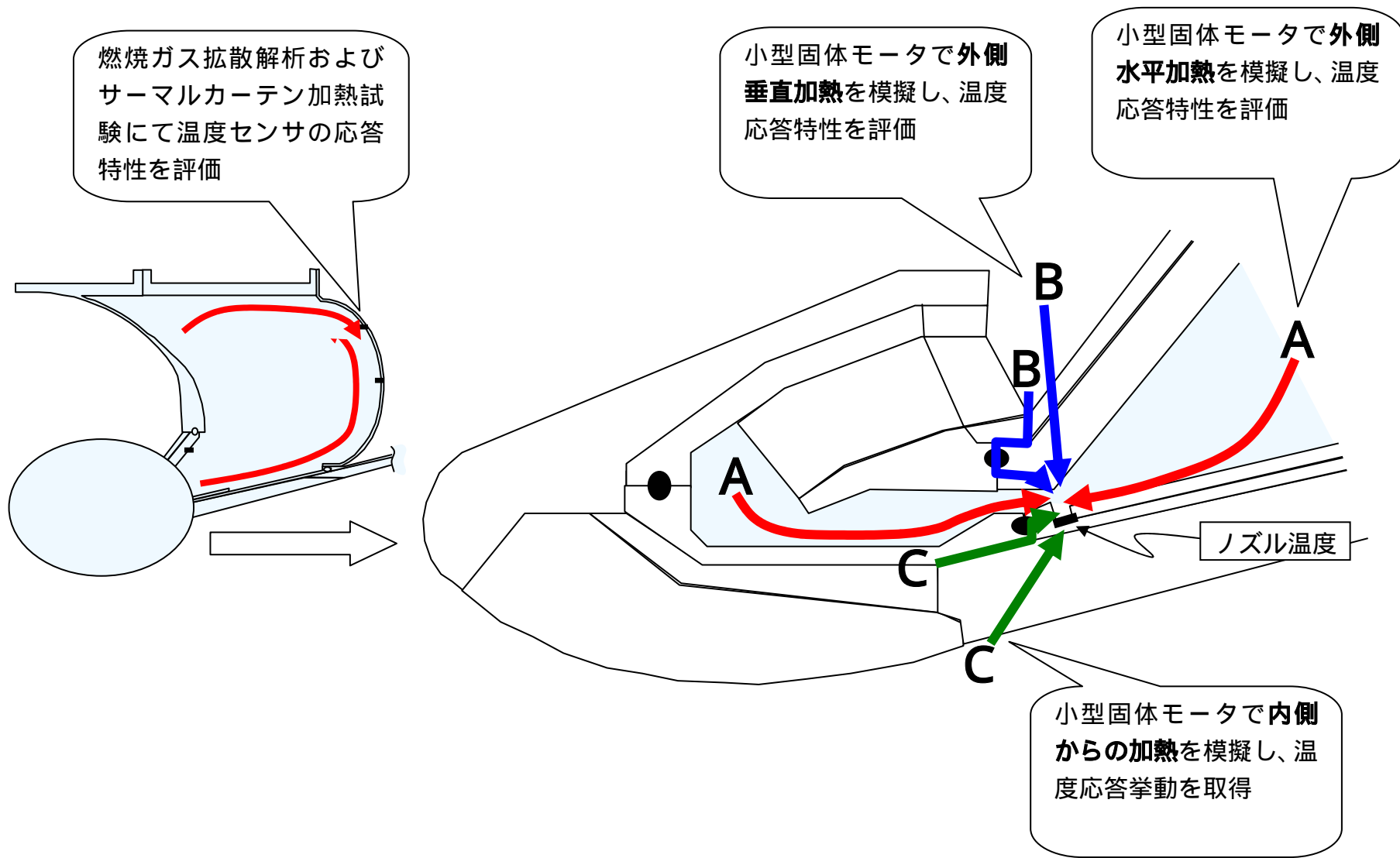


図 2 . 2 - 2 想定事象検証のアプローチ

3. 想定事象に係る検証作業

2. 2項で想定した事象を検証するため、以下の実験及びシミュレーション解析を実施した。

事象	検証内容	方法
各種電気配線の短絡	電気配線が燃焼ガスにより加熱された場合の故障状況	電気配線加熱試験 小型固体モータ(直径 80mm)による加熱試験(その1)
サーマルカーテン温度上昇	(1) 飛行データ相当の温度上昇に必要な加熱率の調査 (2) 温度センサの応答性評価 (3) 燃焼ガスが漏れ、後部アダプタ内に拡散し、温度センサ応答に必要な加熱率を与えるまでの時間の評価	サーマルカーテン加熱試験 後部アダプタ内ガス拡散シミュレーション
ノズル温度 上昇	(1) 外側から加熱された場合の温度センサの応答性評価 (2) 内側から加熱された場合の温度センサの挙動確認	小型固体モータ(直径 80mm)による加熱試験(その1)及び(その2)
導爆線異常	導爆線を加熱した場合の伝爆機能の調査	導爆線加熱試験(前回報告)

3.1 検証実験

(1) 電気配線加熱試験

【目的】

- ・ 後部アダプタ内の電気配線が高温に曝された場合の絶縁劣化及び短絡までの時間調査。

【試験条件・方法】

- ・ 加熱源:アセチレンバーナ(図3.1-1)及び直径80mm小型固体モータ((3)で後述)

【試験結果・考察】

- ・ 電気配線は芯線とシールド間で短絡故障に至り、 $1.4 \text{ MW} / \text{m}^2$ 程度の加熱率では4秒程度で短絡することを確認。
- ・ 10本束ねた電気配線の短絡故障発生までの時間は各電気配線ごとに数秒～数十秒でばらつくことを確認。
- ・ 電気配線の故障モードとして、まず最初に芯線とシールド間で短絡故障し、次に芯線間の短絡故障、最後に断線故障に至ることを小型固体モータによる加熱試験で確認。

(2) サーマルカーテン加熱試験

【目的】

- ・ サーマルカーテン温度(白金抵抗センサ)が63.0秒以降に示した温度上昇率(約6度/秒 図3.1-2)を与える加熱率の調査。
- ・ サーマルカーテン温度センサの温度上昇開始までの時間の確認。

【試験条件・方法】(図3.1-3)

- ・ サーマルカーテン温度センサに加熱率を段階的に変えて印加し温度上昇率データを取得。
- ・ 温度センサと並べた熱電対センサ(単体)の応答差から応答遅れ時間を計測(加熱源安定後に遮蔽板を落とし、熱を印加)。

【試験結果・考察】

- ・ 温度上昇率(約6度/秒)を与える加熱率は約 $1.3 \text{ kW} / \text{m}^2$ 程度(図3.1-4)。(3.2(1)項で示す後部アダプタ内ガス拡散シミュレーションの結果、燃焼ガスがノズルから漏れた場合、サーマルカーテン温度センサ部の加熱率が $1.3 \text{ kW} / \text{m}^2$ となるのは0.2秒以内)
- ・ サーマルカーテン温度センサの計測分解能の2分の1(約1.42度)に達するまでの時間は最大0.4秒(試験結果 0.24～0.31秒)(図3.1-5)。
- ・ 従って、燃焼ガスが漏れた場合、0.6秒以内にサーマルカーテン温度がフライトデータと同様の温度に上昇すると考えられる。

(3) 小型固体モータ(直径80mm)による加熱試験(その1)

【目的】

- ・ 打上げ後62.2秒以降に発生したノズル温度センサの温度上昇(図3.1-2)について、ノズル外側から加熱された場合の調査。
- ・ ノズル温度センサ周辺の構造を模擬した供試体を、小型固体モータの燃焼ガスにより外面側から加熱し、温度上昇特性データを取得。フライト時の燃焼ガス漏れ箇所の特定に資する。

【試験条件・方法】

- ・ 小型固体モータの概略仕様(図3.1-6)
 - 燃焼時間:約2秒
 - 燃焼圧力:約8MPa(異常発生時のSRB-A燃焼圧力と同等)
 - 推進薬:SRB-Aと同一組成、薬量約900g
 - スロート径:9.5mm(スロート上流からの漏れの場合、燃焼圧力センサが検知可能な穴径約7mm以上)
- ・ 試験ケースは以下の2ケース(図3.1-7及び9)
 - 外側水平加熱:ノズルの外側からの燃焼ガスの漏れを模擬。供試体までの距離約75mm。加熱率は約15MW/m²。
 - 外側垂直加熱:ノズルの外側からの最も厳しい加熱を模擬。供試体までの距離約500mm。加熱率は約70MW/m²

【試験結果・考察】

下記評価にあたり、温度上昇開始時点としてノズル温度センサの計測分解能の2分の1(約0.45度)に達するまでの時間とした。

- ・ 外側水平加熱:温度上昇開始までの時間約1.1秒。最大温度上昇率約15度/秒(図3.1-8)。
- ・ 外側垂直加熱:温度上昇開始までの時間は、0.8秒(図3.1-10、11)。
- ・ 本結果によれば、ノズル外側から燃焼ガスが漏れたと想定した場合、フライトでノズル温度センサの温度上昇が確認された時点(62.2秒)より0.8秒以前に漏れていると考えられる。

(4) 小型固体モータ(直径80mm)による加熱試験(その2)

【目的】

- ・ 打上げ後62.2秒以降に発生したノズル温度センサの温度上昇(図3.1-2)について、ノズル内側から加熱された場合の調査
- ・ ノズル温度センサ周辺の構造を模擬した供試体を、小型固体モータの燃焼ガスにより内面側から加熱し温度上昇特性データを取得。フライト時の燃焼ガス漏れ箇所の特定に資する。

【試験条件・方法】

- ・ 小型固体モータの概略仕様((3)に同じ)
- ・ 試験ケース(図3.1-12)
内側加熱:ノズルに対する内側からの加熱を模擬。供試体までの距離約75mm。

【試験結果・考察】

- ・ 温度上昇開始までの時間約0.2秒(図3.1-13)。
- ・ 数百度/秒相当の急峻な温度上昇に至る緩やかな温度上昇パターンが外側加熱による温度上昇カーブよりもフライト時の異常事象により近い。継続検討中。

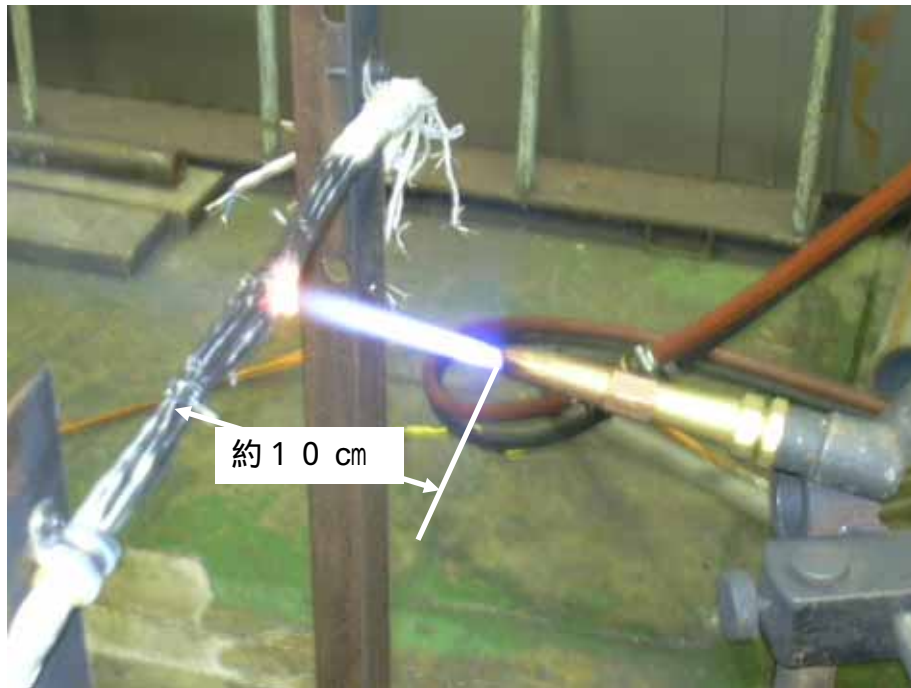


図3.1-1 電気配線加熱試験状況

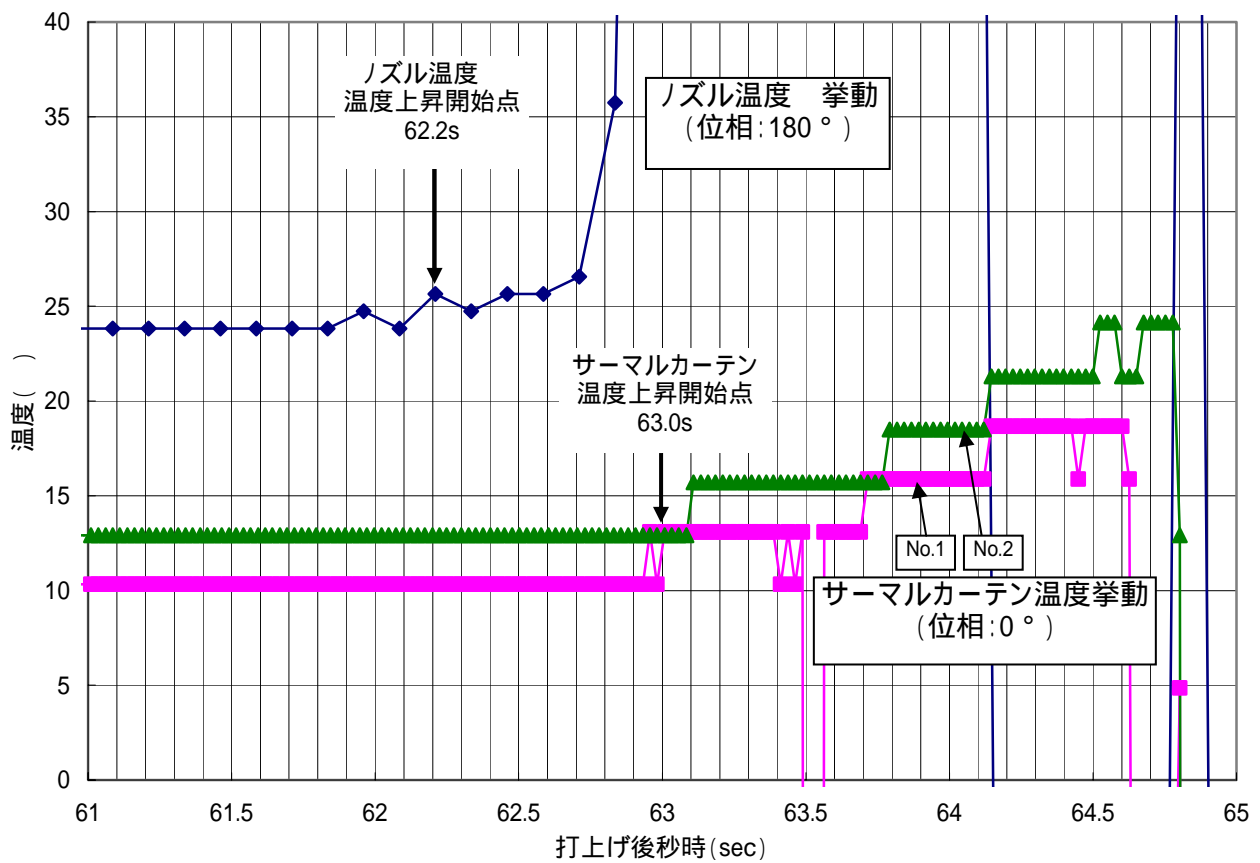


図3.1-2 SRB - A (R側) 異常事象 - ノズル温度、サーマルカーテン温度 -

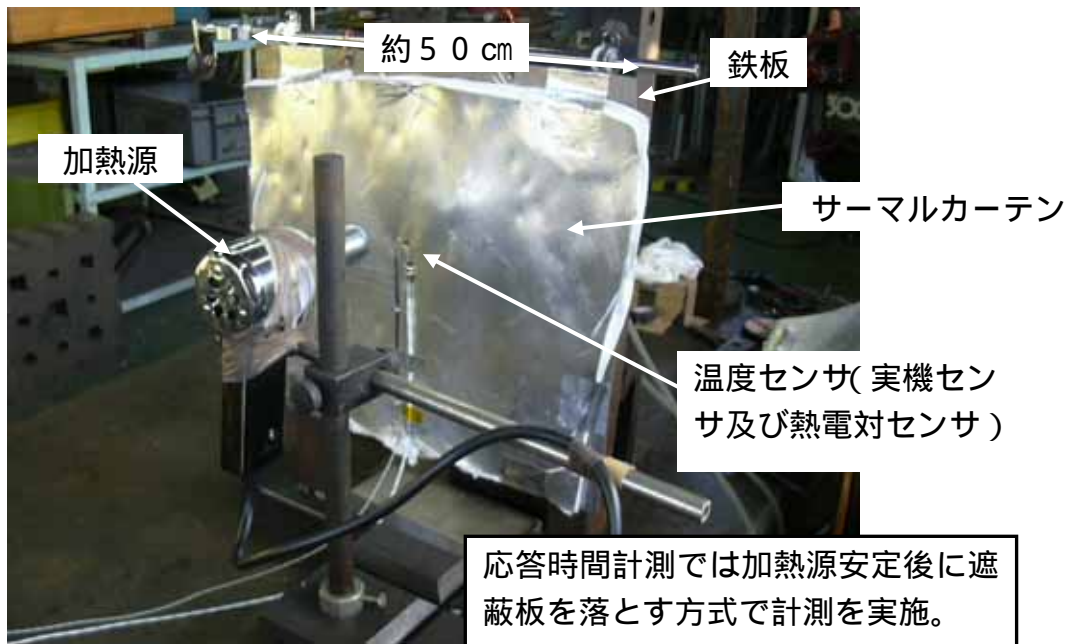


図3.1-3 サーマルカーテン加熱試験状況

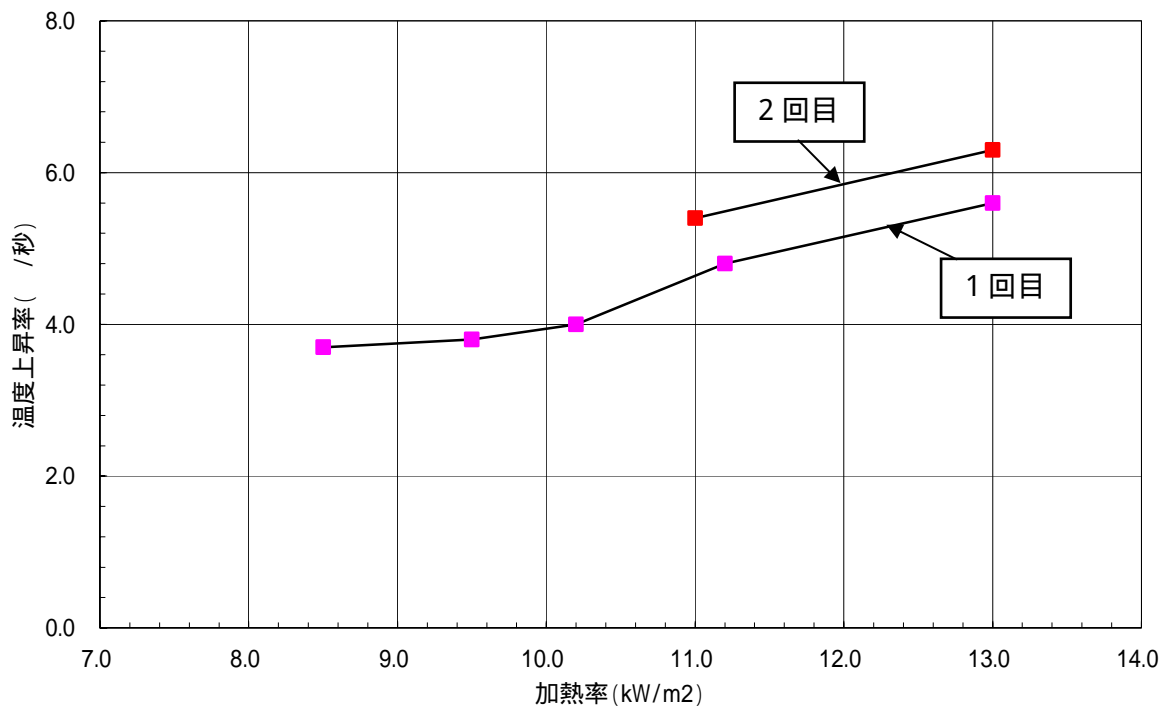


図3.1-4 加熱率と温度上昇率の相関

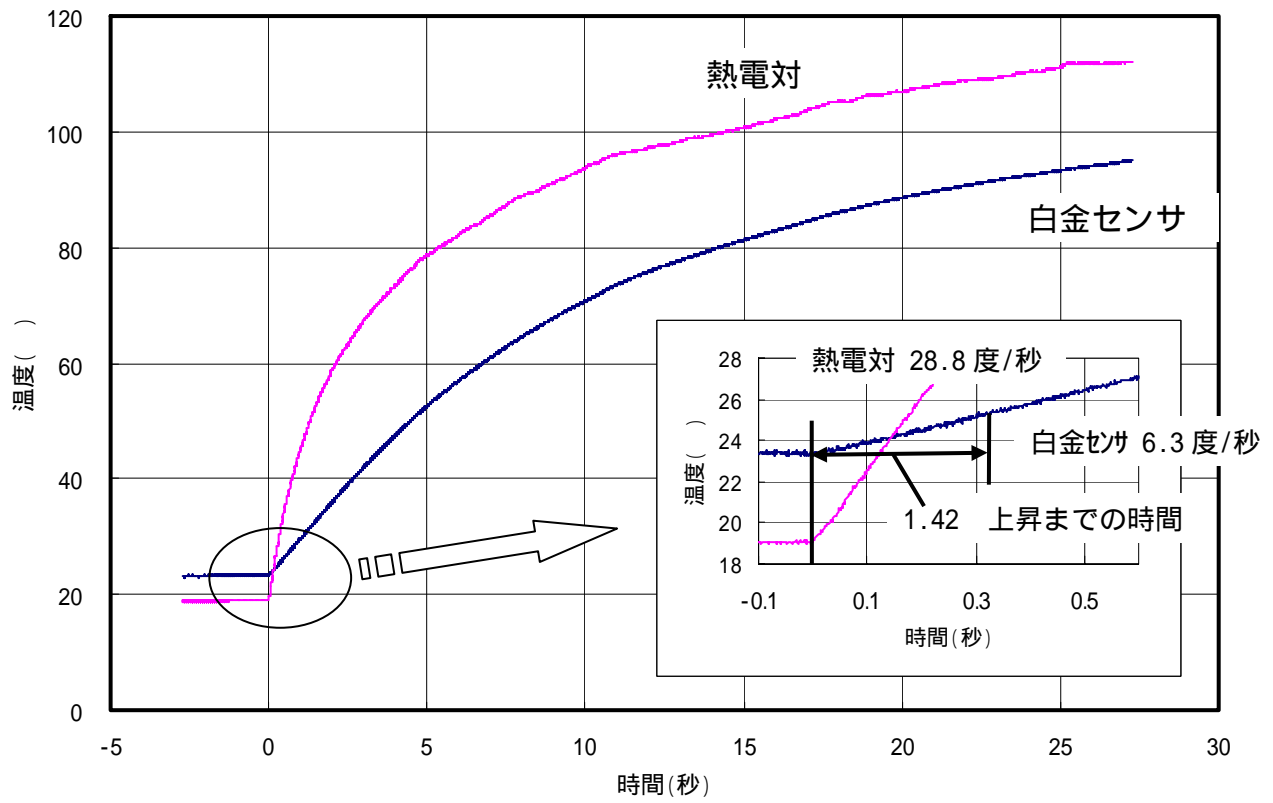


図 3 . 1 - 5 サーマルカーテン温度センサ応答特性データ

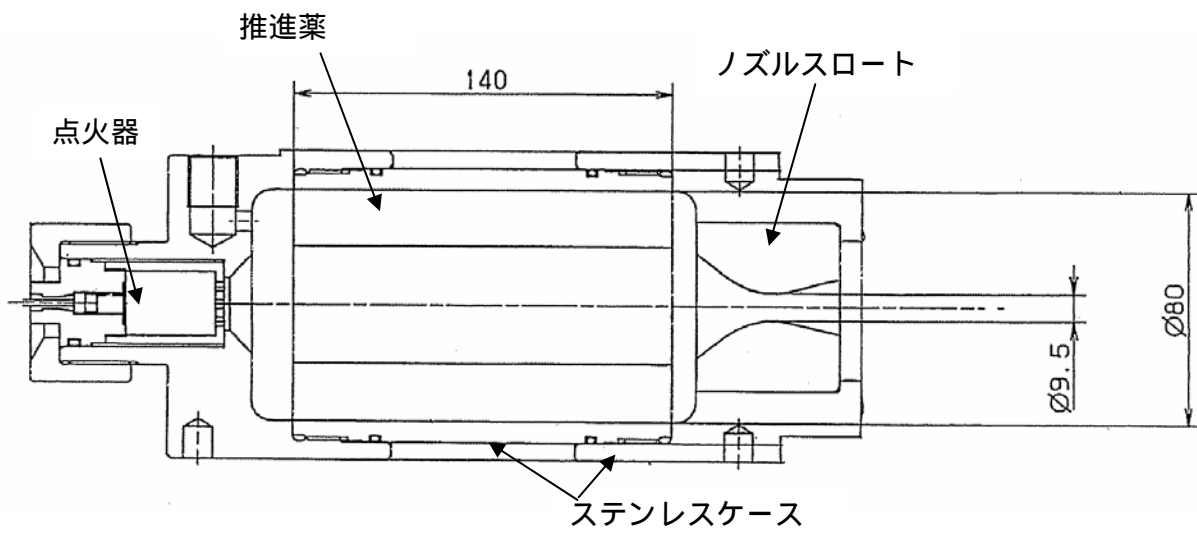


図3.1-6(1/2) 小型固体モータ概要

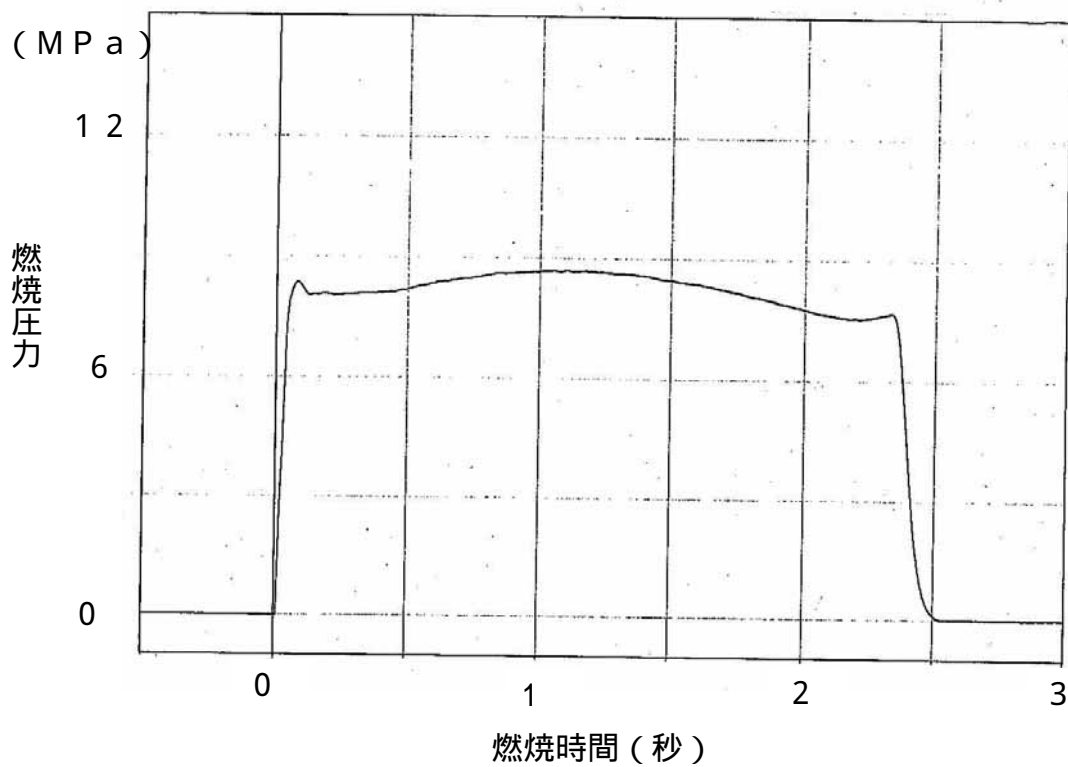


図3.1-6(2/2) 小型固体モータ概要 (燃烧压力曲线)

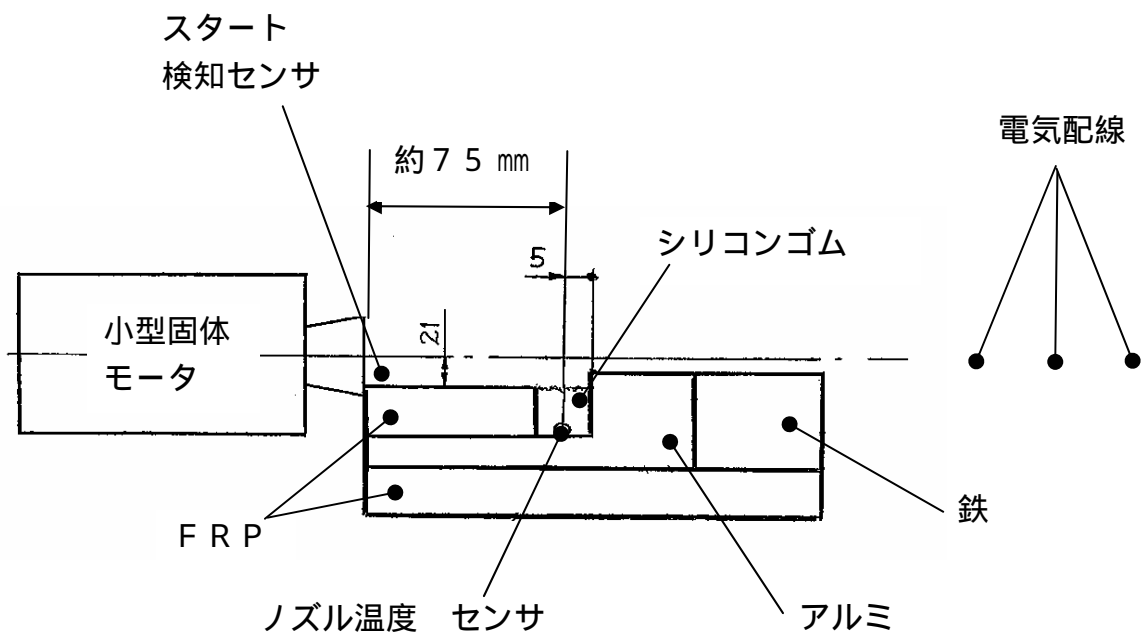


図3.1-7 小型モータによる加熱試験（外側水平）

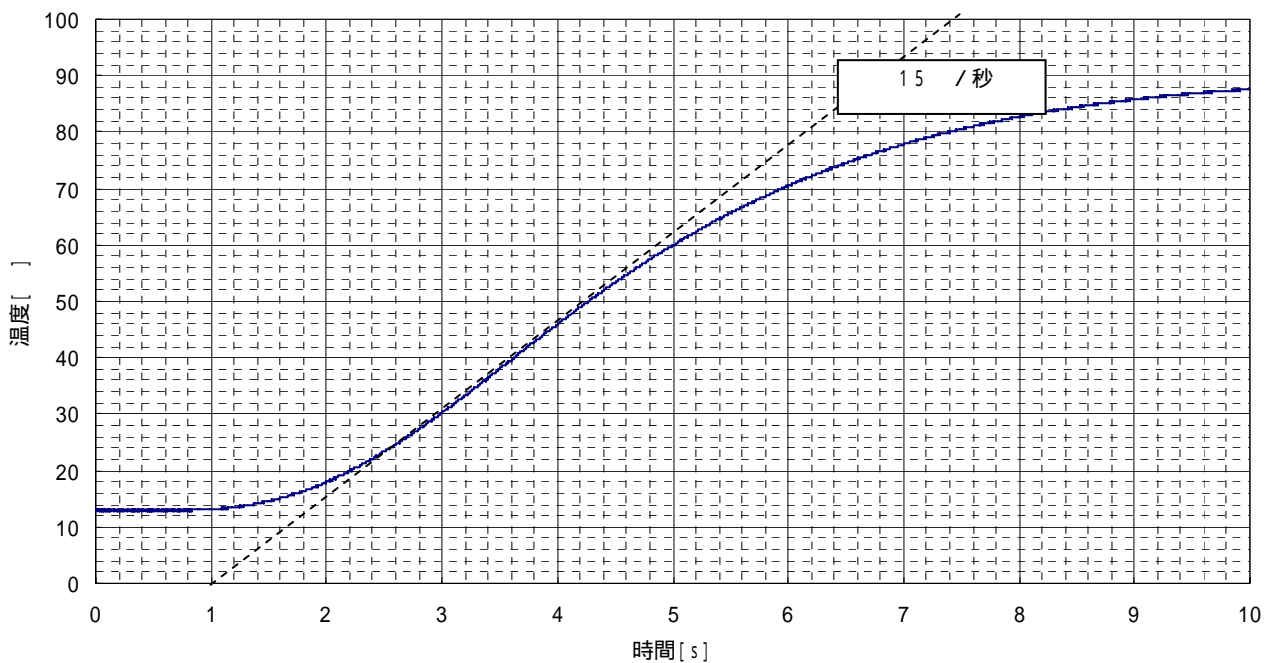


図3.1-8 温度センサ計測データ（外側水平）

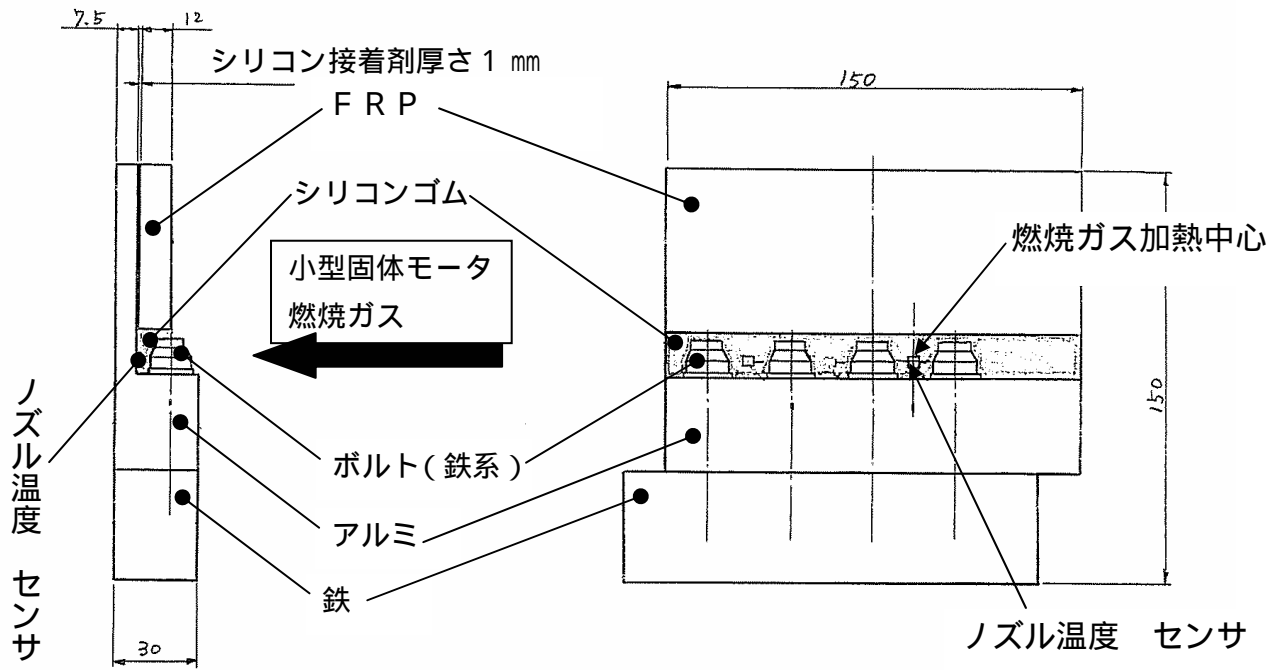


図 3 . 1 - 9 小型固体モータによる加熱試験 (外側垂直)

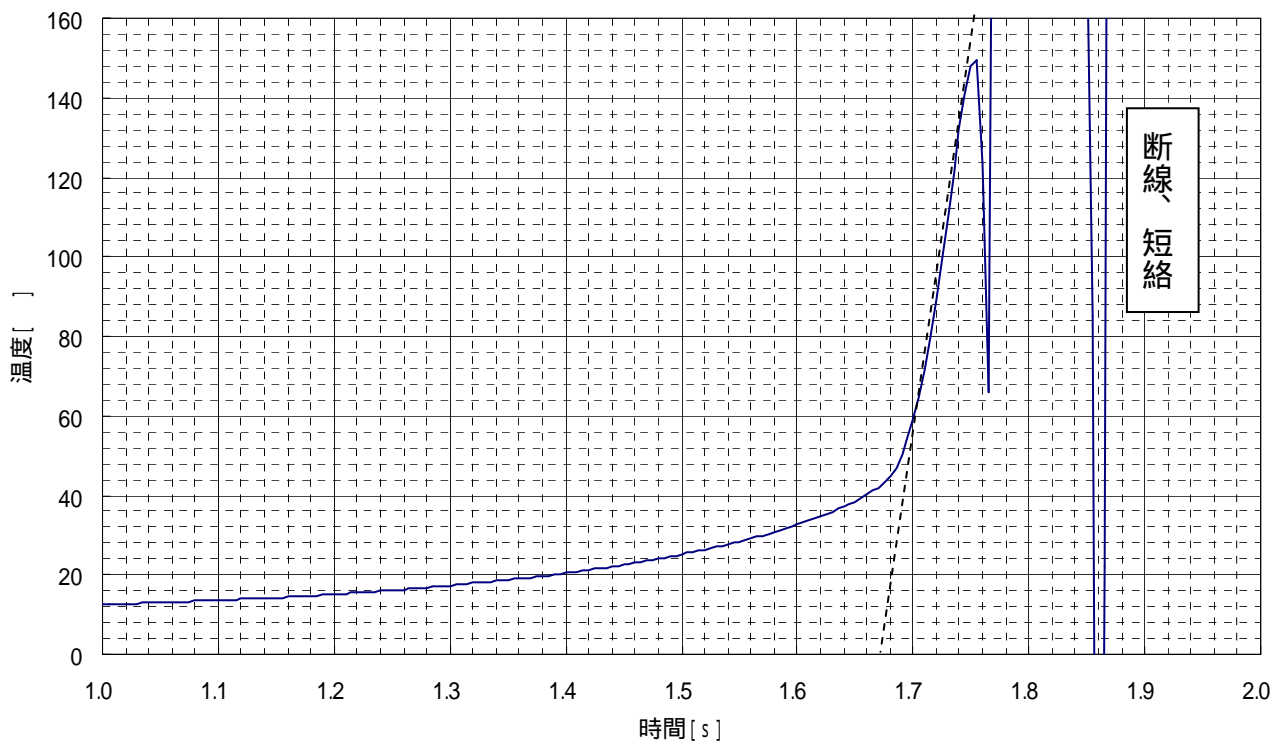


図 3 . 1 - 10 温度センサ計測データ (外側垂直)

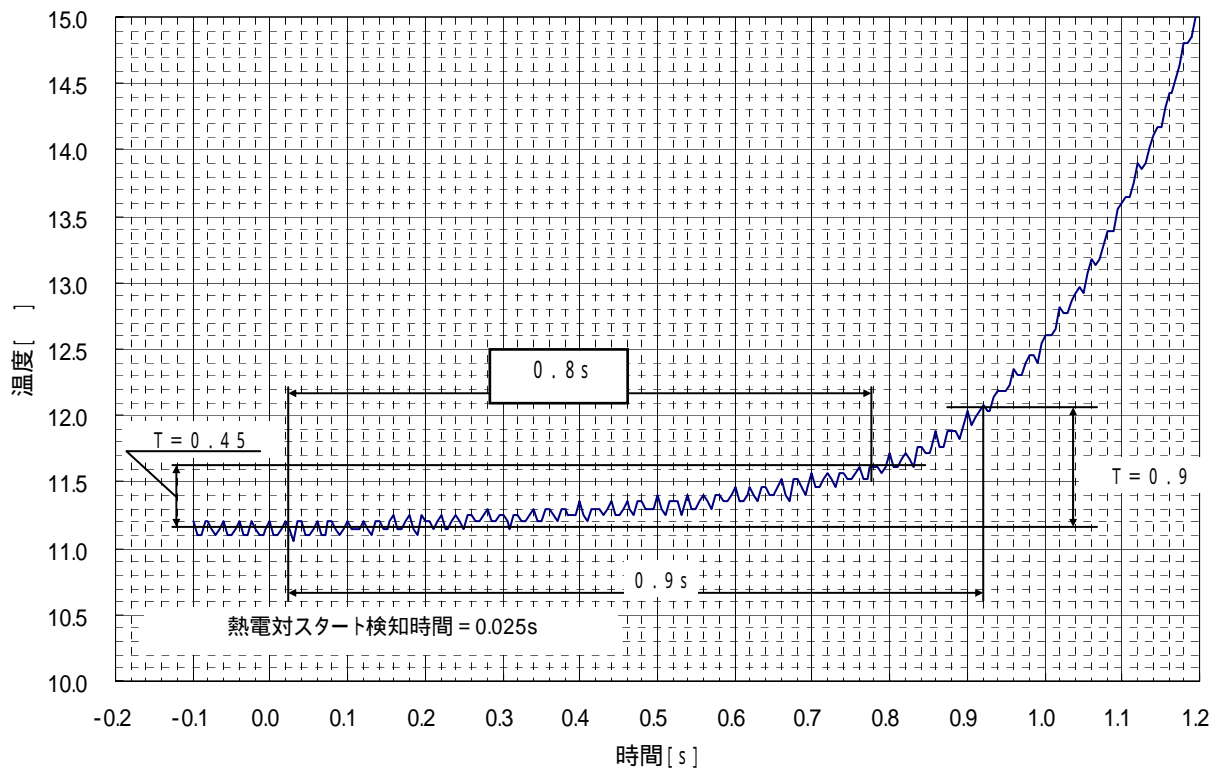


図 3 . 1 - 1 1 温度センサ応答遅れ時間データ (外側垂直)

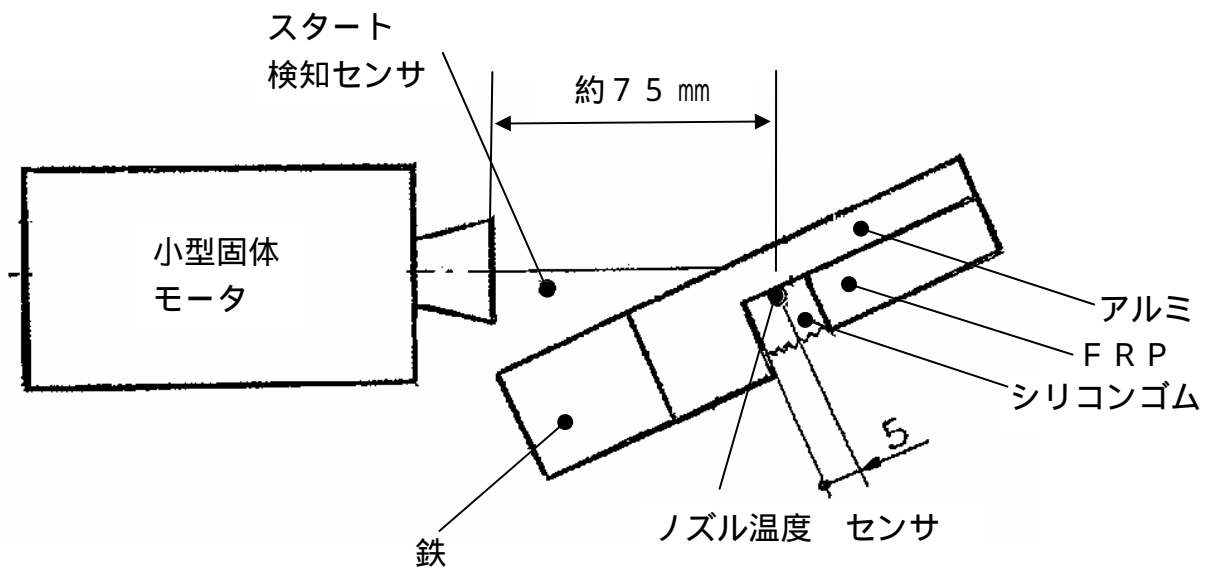


図3.1-12 小型固体モータによる加熱試験（内側加熱）

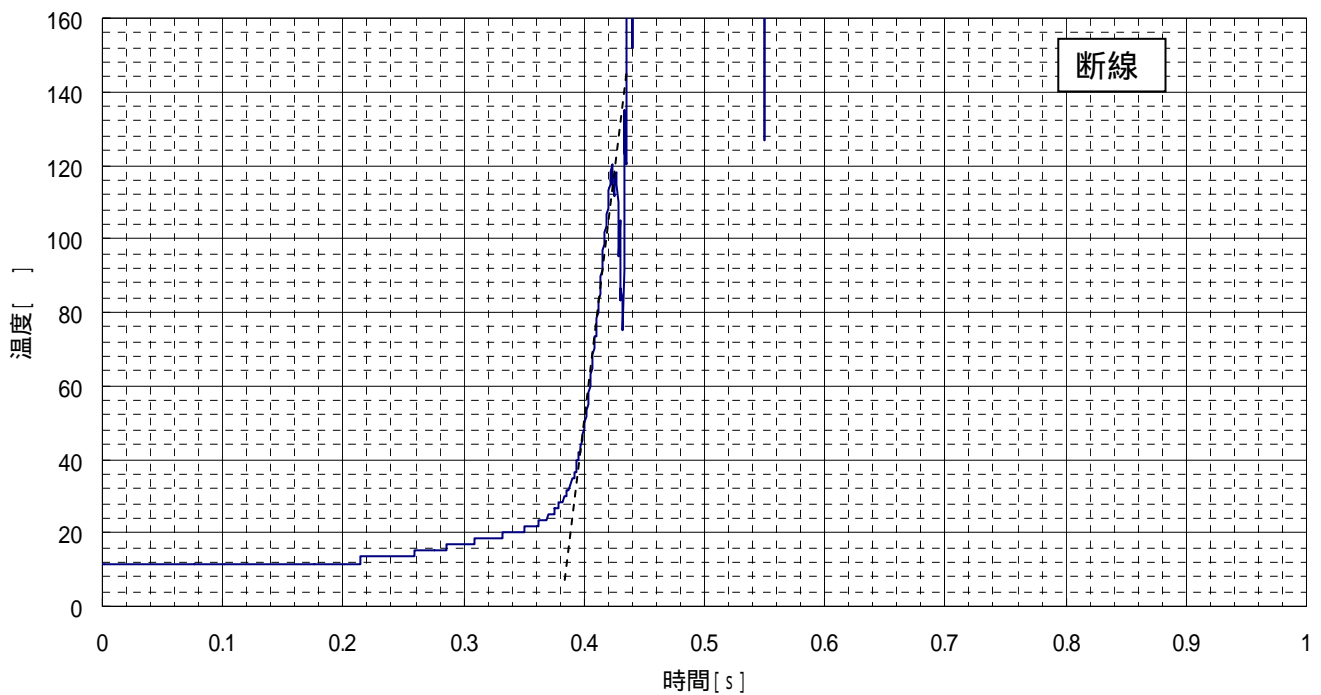


図3.1-13 温度センサ計測データ（内側加熱）

3.2 シミュレーション解析

(1) 後部アダプタ内ガス拡散

【目的】

異常発生事象の時系列を把握するため、後部アダプタ内への燃焼ガスの漏れ発生からサーマルカーテン温度上昇発生までの時間を評価する。

【概要】

ノズル各部からの後部アダプタ内への燃焼ガスの漏れを想定し、三次元解析を行った。解析条件を表3.2-1に示す。

解析結果の一例を図3.2-1、図3.2-2に示すが、漏れ箇所がいずれのケースでも0.2秒以下で後部アダプタ内に燃焼ガスが行き渡り、サーマルカーテンには、0.2秒以下(解析結果 0.02~0.14秒)で13kW/m²程度の加熱率(フライト時のサーマルカーテン温度上昇率(6 /秒)を与える加熱率:検証実験3.1(2))を与える結果となった。

【まとめ】

燃焼ガスの漏れ発生からサーマルカーテンへの加熱率が、フライト時の温度上昇を実現するレベルに達するまでの時間は0.2秒以下。

表3.2-1 解析条件

項目	条件
出口圧力	4.8MPa (出口部での流れのチョークに対応) 2.4MPa
出口温度	3000K (出口部での流れのチョークに対応)
出口面積	100mm ² (= 10 × 10mm) 25mm ² (= 5 × 5mm)

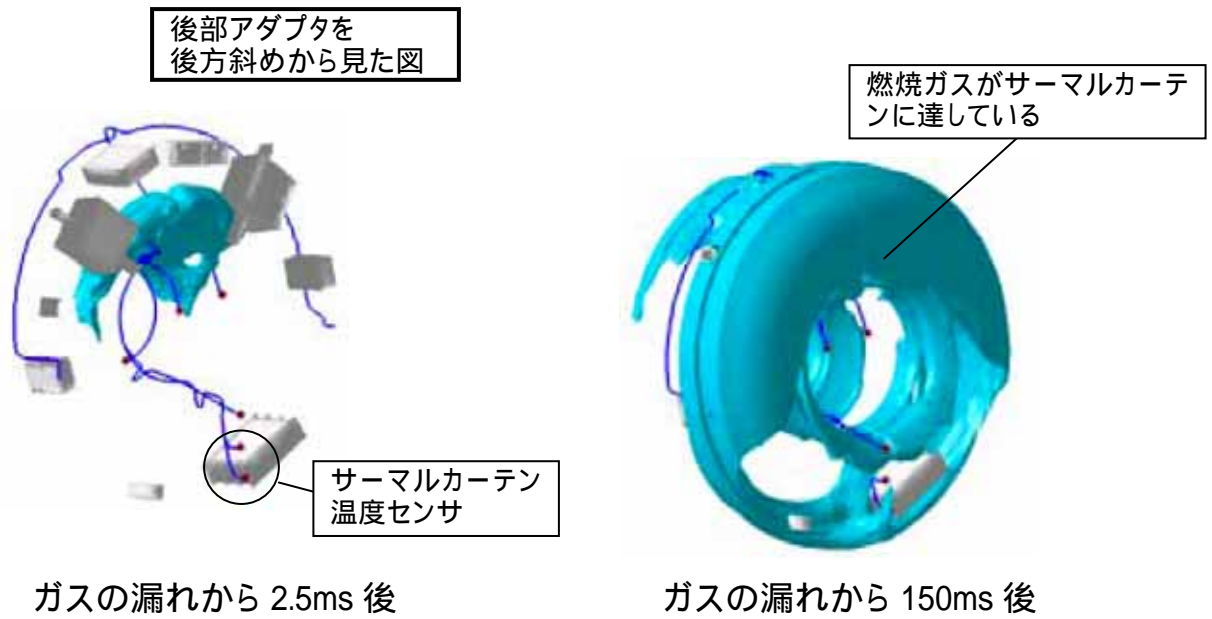


図3.2-1 解析結果一例：後部アダプタ内の燃焼ガスの広がり
(出口圧力4.8MPa、出口面積100mm²)

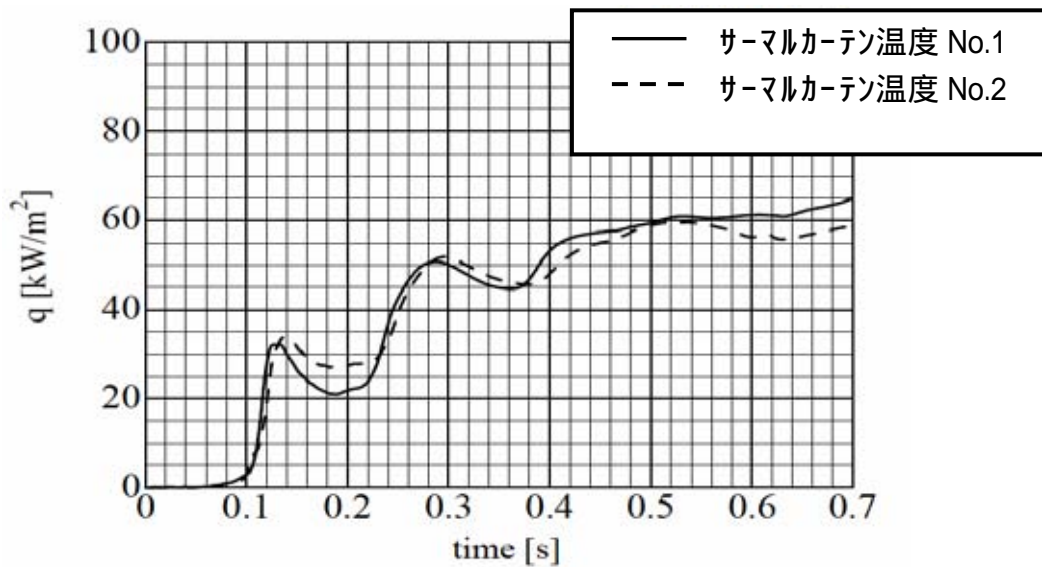


図3.2-2 解析結果一例：加熱率の時間変化

4. 想定される事象の評価

『ノズル温度』及び『サーマルカーテン温度』の飛行データに着目し、『ノズル外側からの加熱』が飛行時の異常事象発生と整合し得るか、3項の検証作業結果に基づき、評価を行った。

4.1 評価のための根拠

評価にあたって根拠とした飛行データ及び検証作業結果を以下に示す。

- (1) 飛行データでは、『ノズル温度』は62.2秒から温度上昇を開始しており、『サーマルカーテン温度』の63.0秒より、0.8秒先行している。
- (2) サーマルカーテン加熱試験及びガス拡散解析の結果から、『サーマルカーテン温度』の飛行データ温度上昇率約6 /秒を与える加熱率約13 KW/m²以上に達するまでの時間は、0.2秒以下と推定される。また、この加熱率での温度センサの応答遅れ時間は、0.4秒以下であった。
- (3) 小型固体モータ燃焼試験(その1)の外側垂直加熱の結果から、温度センサの応答遅れ時間は0.8秒であった。

4.2 評価

上記根拠に基づき、『ノズル温度』と『サーマルカーテン温度』の事象発生時間について検討した結果を図4.2 - 1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。一方、『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。

2項の想定される各事象の評価結果を整理して、表4.2 - 1に示す。

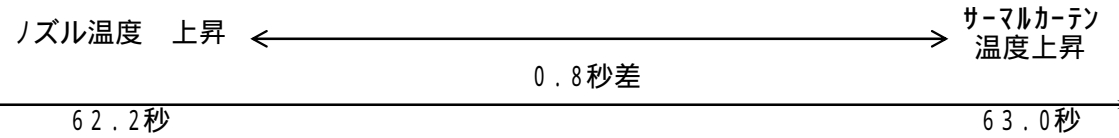
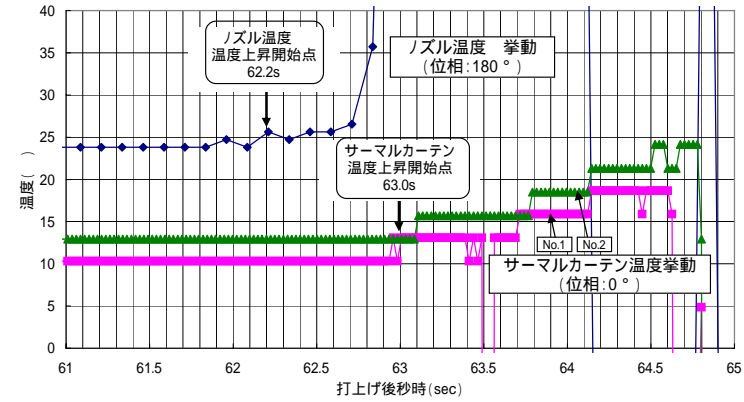
現時点では、『ノズル内側からの加熱』である以下の要因の可能性が高いと考えられる。

- | |
|--|
| (ケース1.4) ホルダ B / アウタパネルの損傷による漏れ
(ケース2.4) ホルダ A ~ ホルダ B 間の結合部からの漏れ |
|--|

今後、必要な検証実験や解析などを進め、引き続き、燃焼ガス漏れ部位の詳細な評価を実施する。

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

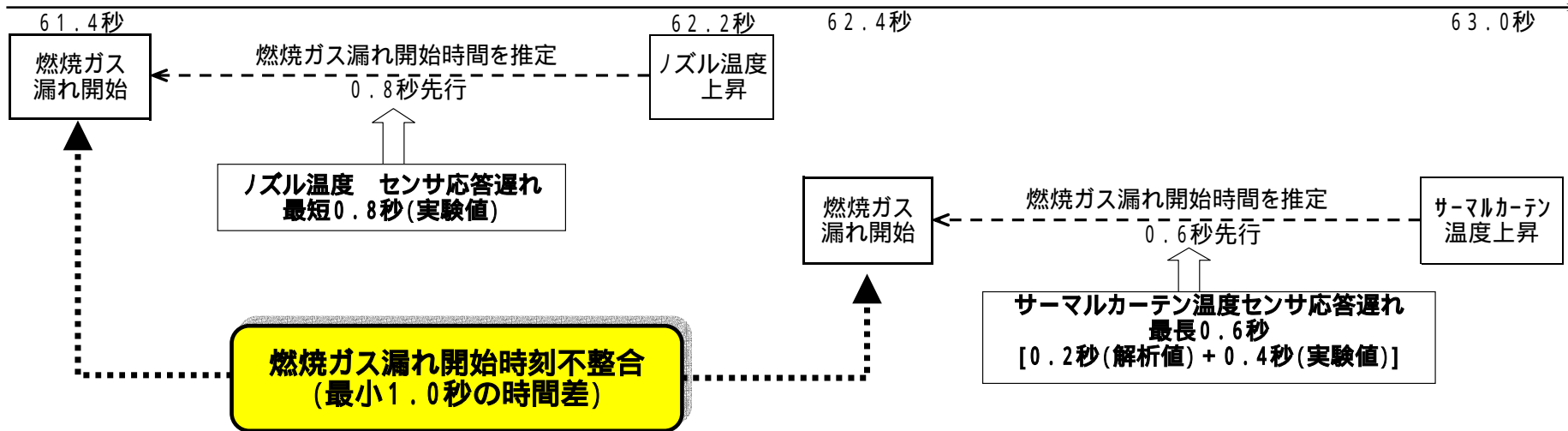


図4.2-1 『ノズル外側からの加熱』により漏れた場合の時系列

表4.2 - 1 想定される各事象についての評価

FTA - 4の項目		ノズル温度 加熱方向	評価	評価根拠		
1 構造部品の損傷による 漏れ	1.1 ジョイントホルダ	外側から	×	ノズル外側 から熱を与 える部位	<p>テレメータデータとの整合性</p> <p>『ノズル温度』センサに対して外側から熱を与えるため、異常事象の発生時刻に以下の不整合を生じる。</p> <p>(1)右記 および の実験 / 解析結果からは、『サーマルカーテン温度』上昇時刻の0.6秒前に燃焼ガスが漏れたと推定される。</p> <p>(2)一方、右記 の試験結果からは、『ノズル温度』の0.8秒以上前に燃焼ガスが漏れたと推定される。</p> <p>飛行データでは『サーマルカーテン温度』の上昇は『ノズル温度』より0.8秒遅いため、上記のそれぞれから推定される燃焼ガス漏れ開始時刻に1.0秒の不整合がある。</p>	<p>実験 / 解析結果による裏づけ</p> <p>サーマルカーテン加熱試験 飛行データの温度上昇率を与える加熱率は約13kW/m²である。また、この加熱率での温度センサ応答遅れ時間は0.4秒以下である。</p> <p>後部アダプタ内ガス拡散解析 燃焼ガスが後部アダプタ内に漏れると、0.2秒以下で『サーマルカーテン温度』センサ位置の加熱率は13kW/m²に達する。</p> <p>小型固体モータによる加熱試験 ノズル外側からの加熱であれば、70MW/m²の加熱率を与えた場合でも、『ノズル温度』は加熱開始後0.8秒応答が遅れる。</p>
	1.2 フレキシブルジョイント	外側から	×			
	1.3 ホルダA	外側から	×			
	1.4 ホルダB / アウタパネル	内側から	検討中			
2 結合部(リング部)か らの漏れ	2.1 モータケース ~ジョイントホルダ	外側から	×	ノズル内側 から熱を与 える部位	<p>ノズル内側から『ノズル温度』センサ位置近傍へ燃焼ガスが達して『ノズル温度』センサを加熱し、その後に後部アダプタ内に拡散するため、テレメータの異常発生順序と整合する可能性がある。</p> <p>小型固体モータによる加熱試験 ノズル外側からの加熱と比較して、フライト時の異常事象により近い温度上昇パターンが得られた。</p> <p>引き続き実験・解析等により検証する。</p>	
	2.2 ジョイントホルダ ~フレキシブルジョイント	外側から	×			
	2.3 フレキシブルジョイント ~ホルダA	外側から	×			
	2.4 ホルダA ~ホルダB	内側から	検討中			
	2.5 ホルダB ~ホルダC	外側から	×			