

図1 - 2 - 1 H - Aロケット6号機

	第1段	固体ロケットブースタ SRB - A	固体補助ロケット	第2段	衛星フェアリング(4S型)
全長 [m]	37.2	15.2	14.9	9.2	12
外形 [m]	4	2.5	1	4	4.07
質量 [ton]	114	150 (2本)	31 (2本)	20	1.4
推進薬質量 [ton]	101	130 (2本)	26	17	-
推力 [kN]	1100	4520 (2本)	1490 (2本)	137	-
燃焼時間 [s]	390	100	60	530	-
推進薬種類	液体酸素 / 液体水素	ポリブタジエン系 コンポジット固体推進薬	ポリブタジエン系 コンポジット固体推進薬	液体酸素 / 液体水素	-
比推力 [s]	440	280	282	447	-
姿勢制御方式	ジンバル 補助エンジン	ジンバル	-	ジンバル ガスジェット装置	-
主要搭載電子装置	誘導制御系機器 テレメトリ送信機	-	-	誘導制御機器 レーダトランスポンダ テレメトリ送信機 指令破壊装置	-

表1 - 2 - 1 H - Aロケットの主要性能諸元

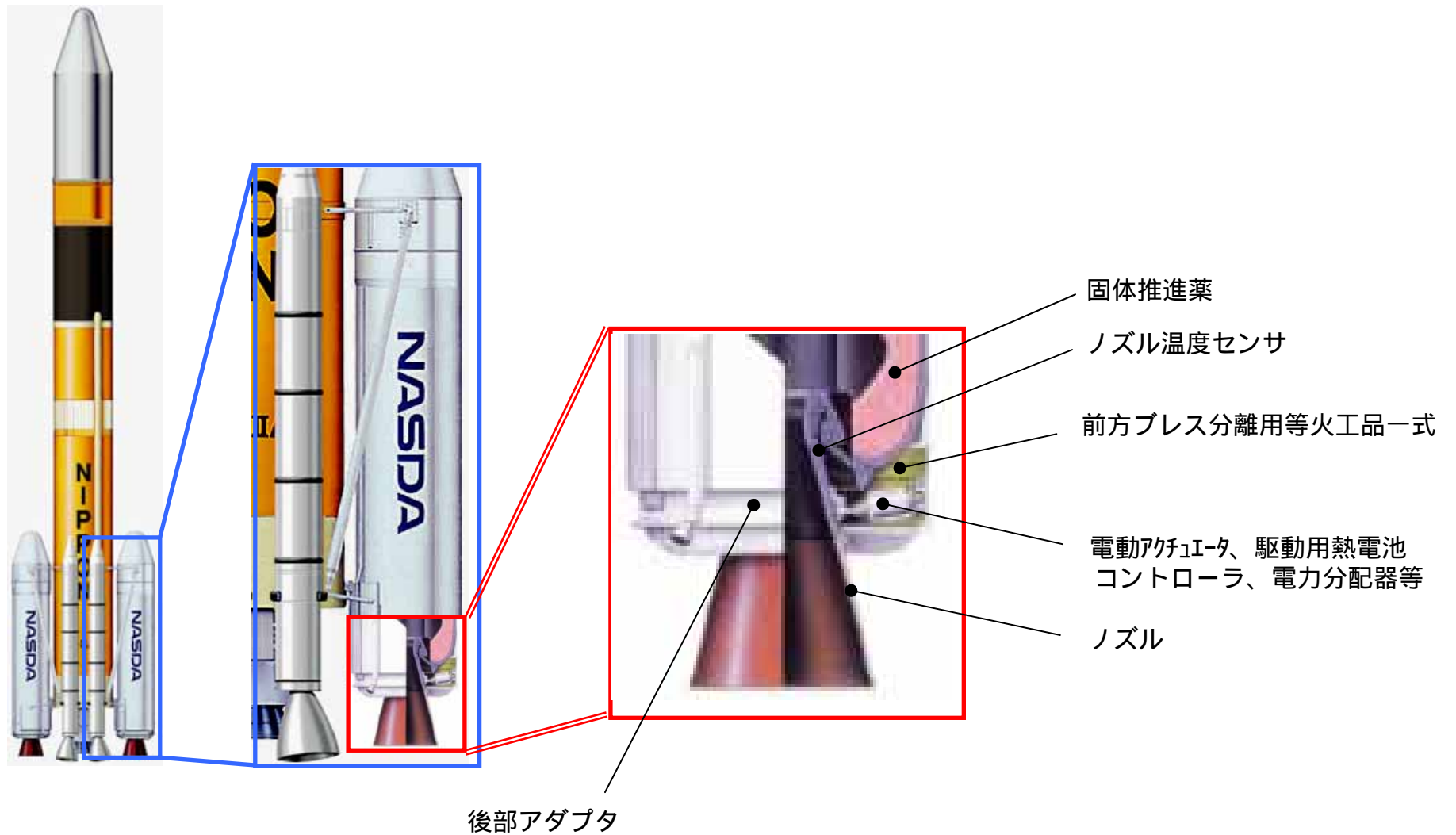


図1 - 3 - 1 (1 / 4) H - A ロケットSRB - Aの構造 (搭載機器概要図)

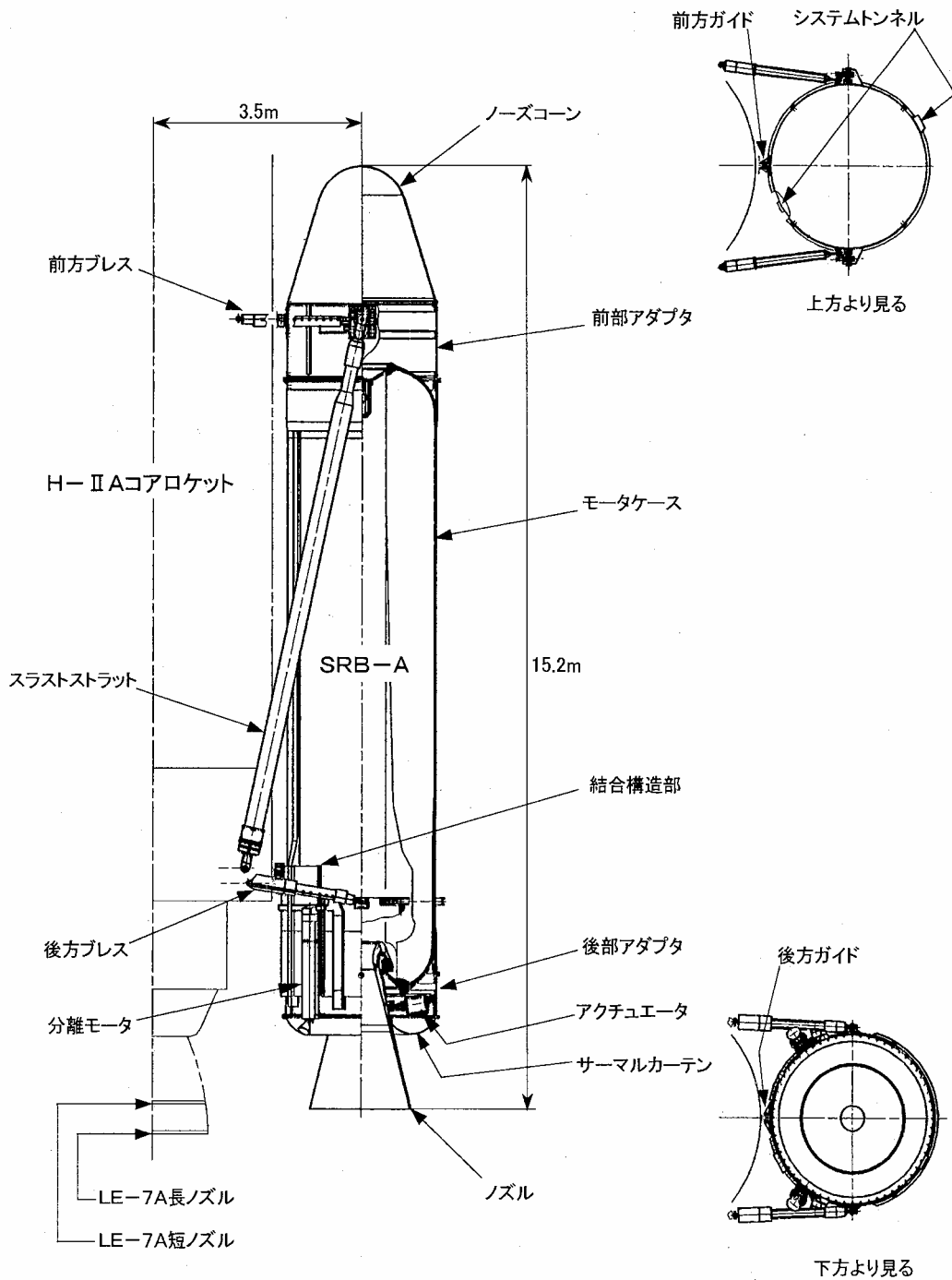


図1-3-1(2/4) H-II AロケットSRB-Aの構造(全体概要図)

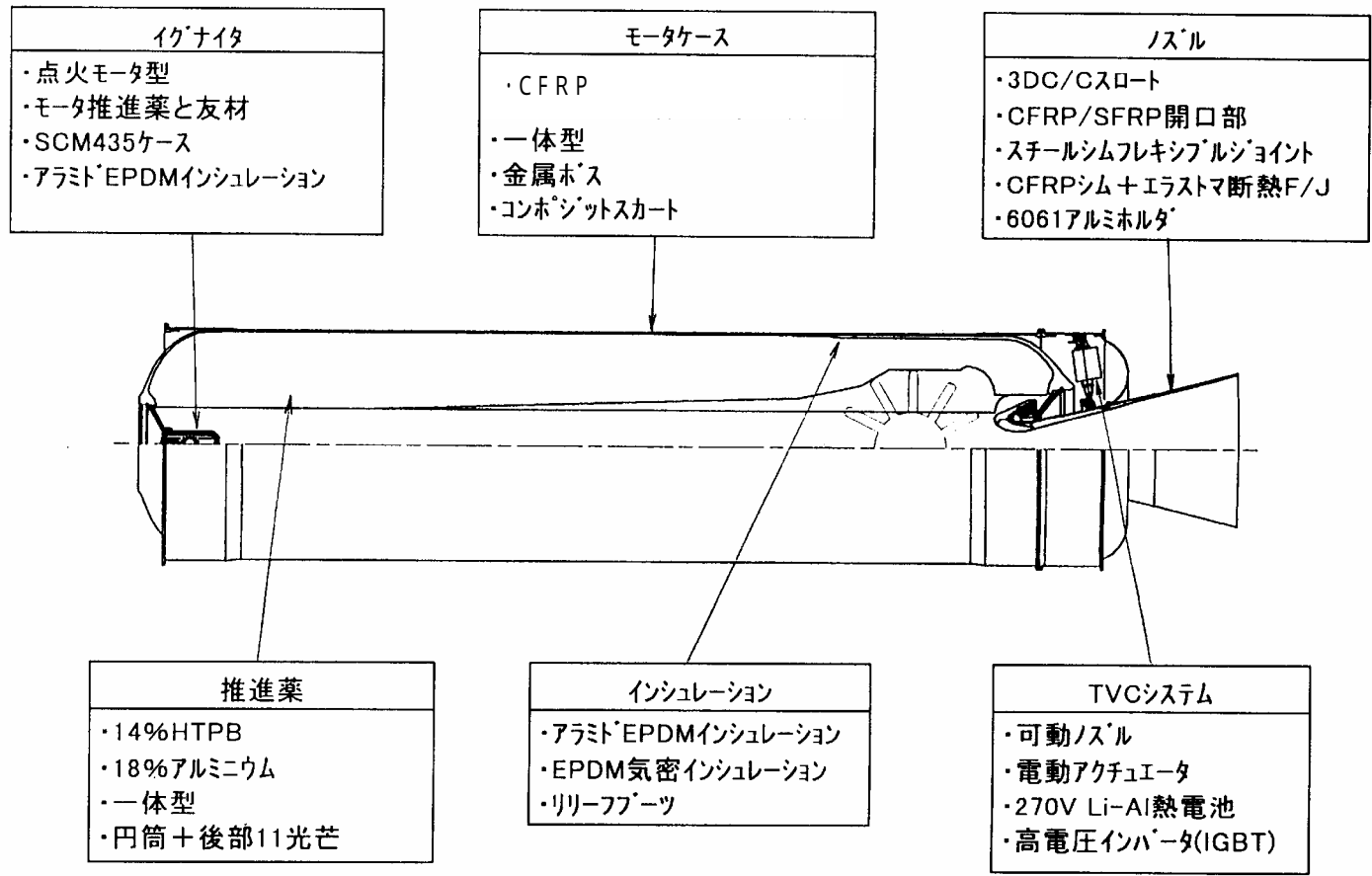


図1 - 3 - 1(3 / 4) H - AロケットSRB - Aの構造(SRB-Aモータ概要)

[H-II A SRB-A]

[H-II SRB]

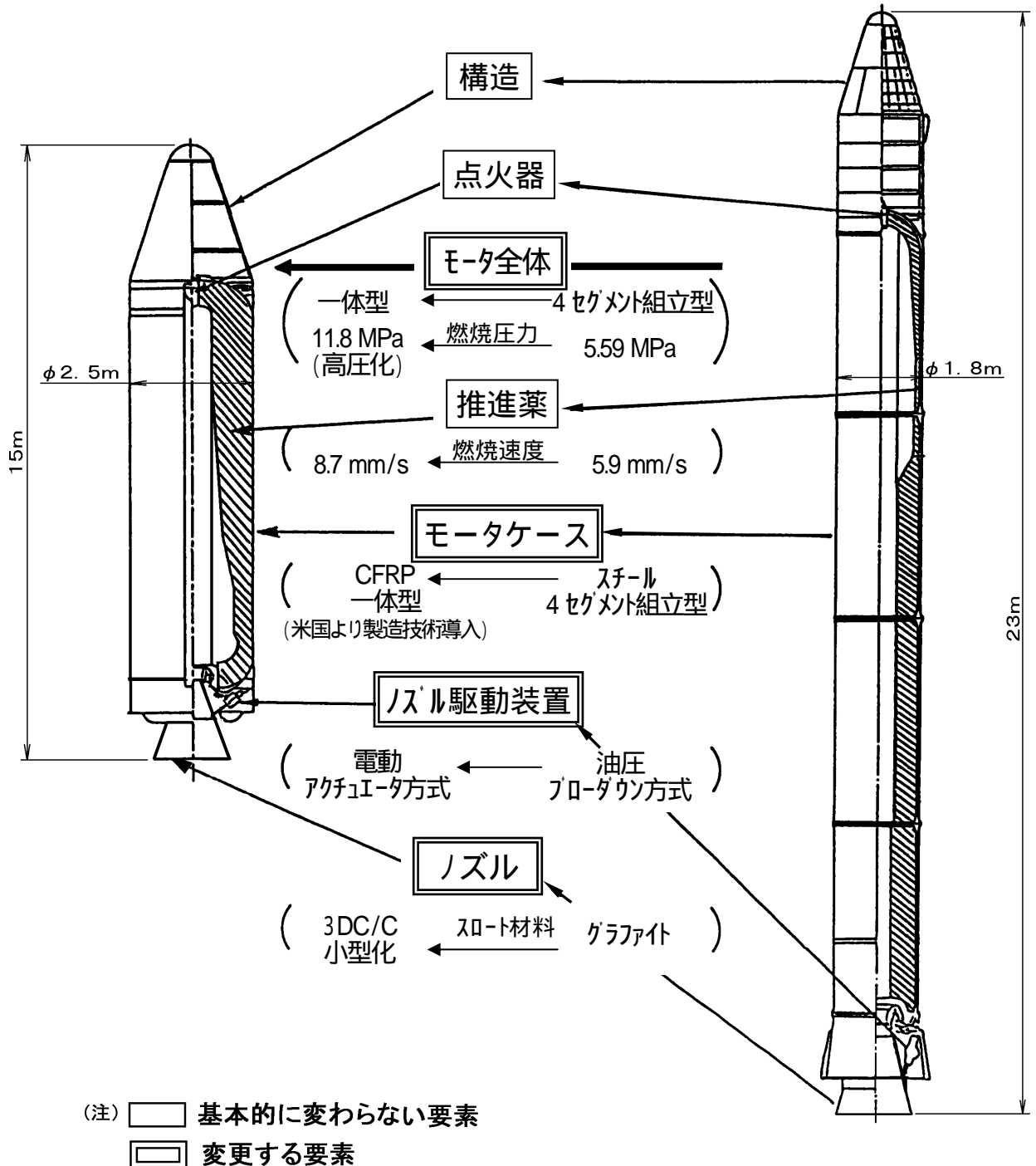


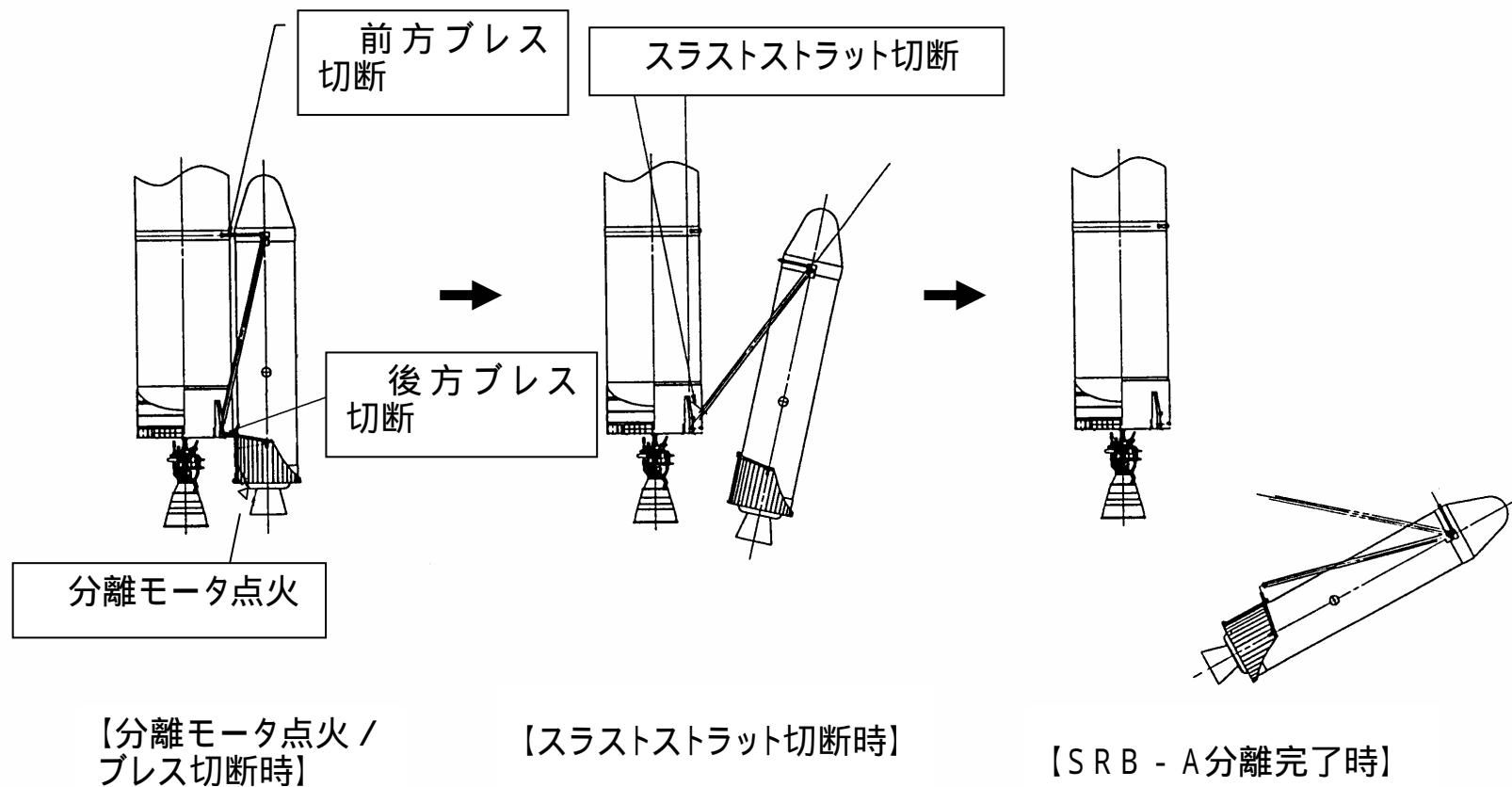
図1 - 3 - 1 (4 / 4) H - AロケットSRB - Aの構造(H - IIロケットSRBとの比較)

SRB-AとSRBの特性比較

	SRB-A	SRB
全長(m)	15.2	23.4
代表径(m)	2.5	1.8
全備質量(ton)	76.4	70.4
モータ質量(ton) *	71.1	68.8
推進薬質量(ton)	65.0	59.2
ブースタ質量比	0.85	0.84
モータ質量比	0.91	0.86
作動時間(s)	100	94
真空中比推力(s)	280	273
平均真空中推力(kN)	1780	1690
最大予測作動圧力(MPa)	11.8	5.59

* 後部アダプタ及びTVCシステム含む

表1 - 3 - 1 H - ロケットSRBとH - AロケットSRB - Aとの特性比較



イベント	時間差
分離モータ点火	- 0.1秒
前方 / 後方プレス分離	0秒
スラストストラット切断	1.4秒

図1 - 3 - 2 SRB-A 分離概念図

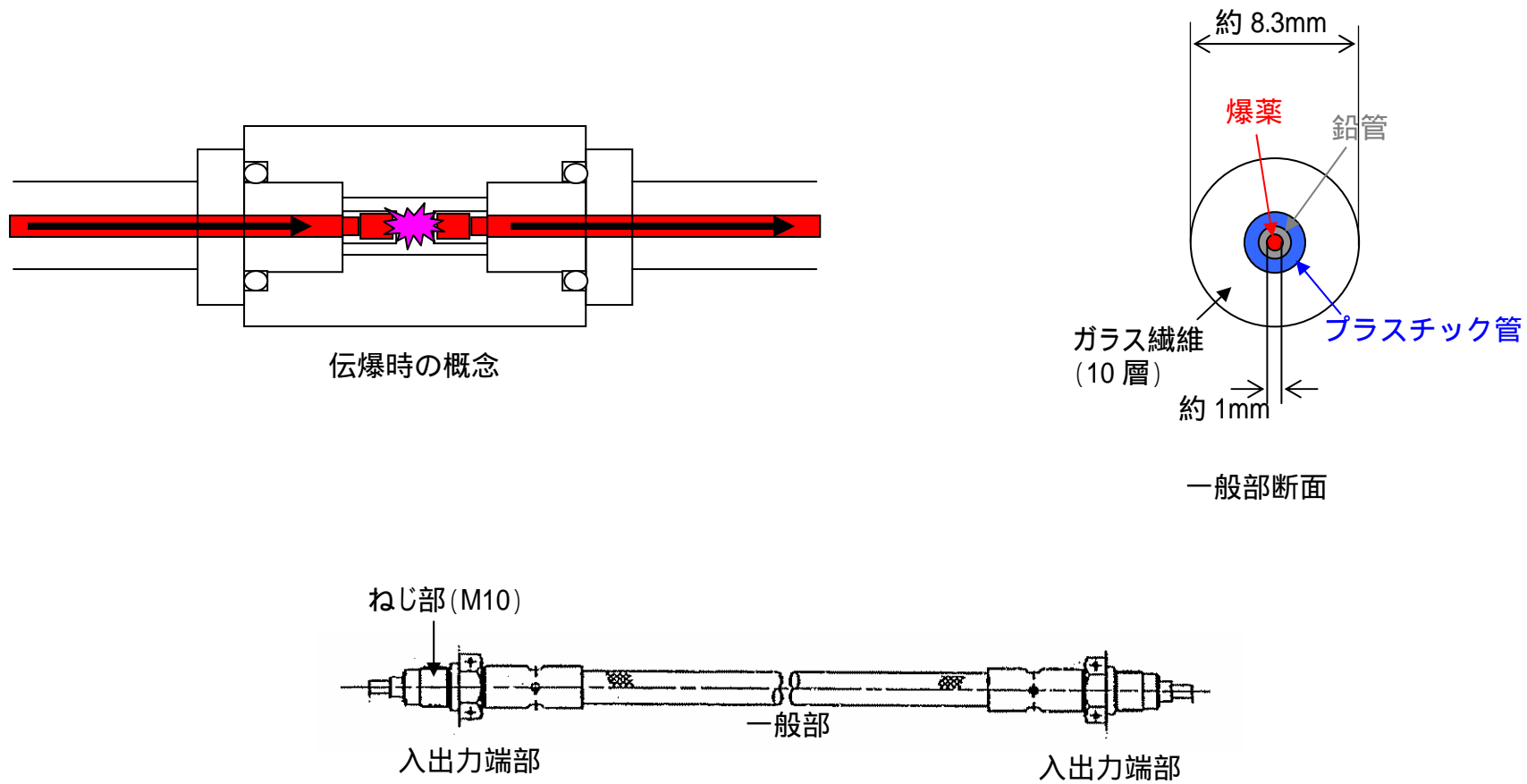


図 1 - 3 - 3 導爆線の構造概要

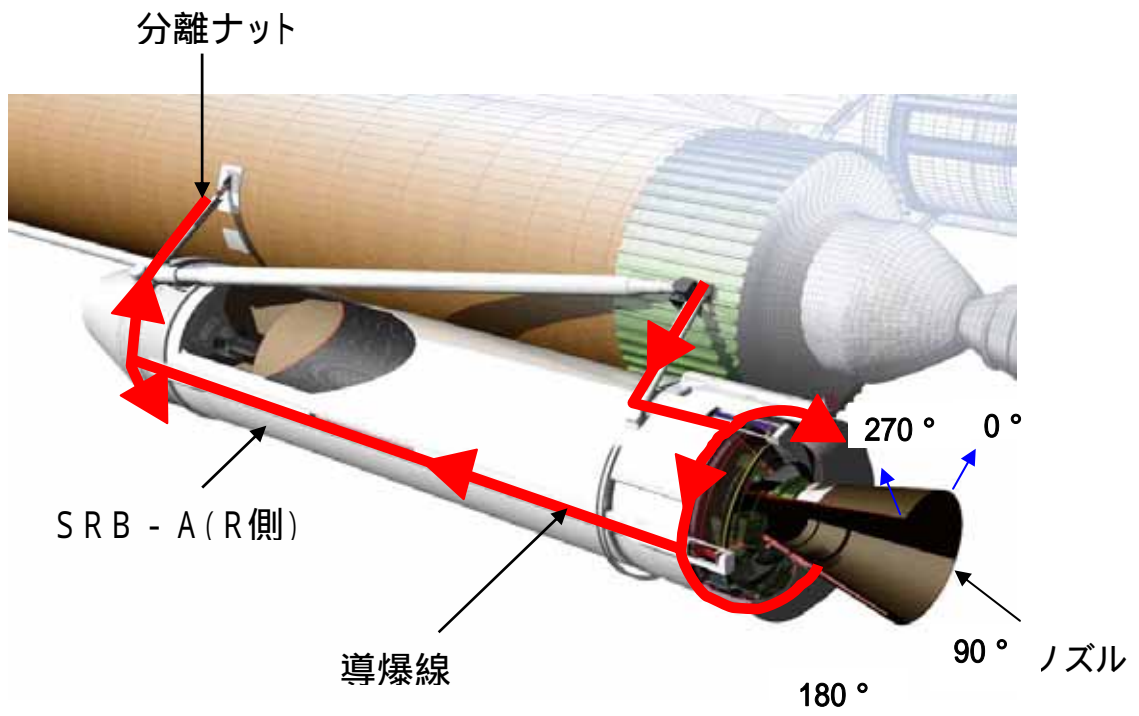


図 1 - 3 - 4 (1 / 2) 導爆線の艤装状況 (SRB - A 全体)

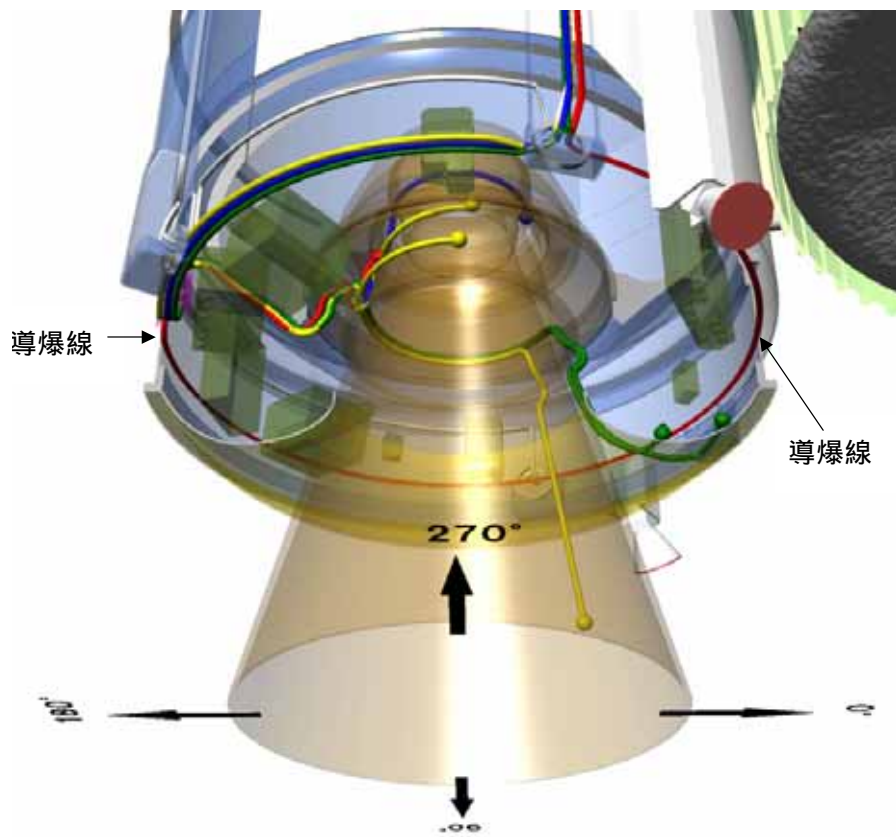


図 1 - 3 - 4 (2 / 2) 導爆線の艤装状況 (ノズル部)

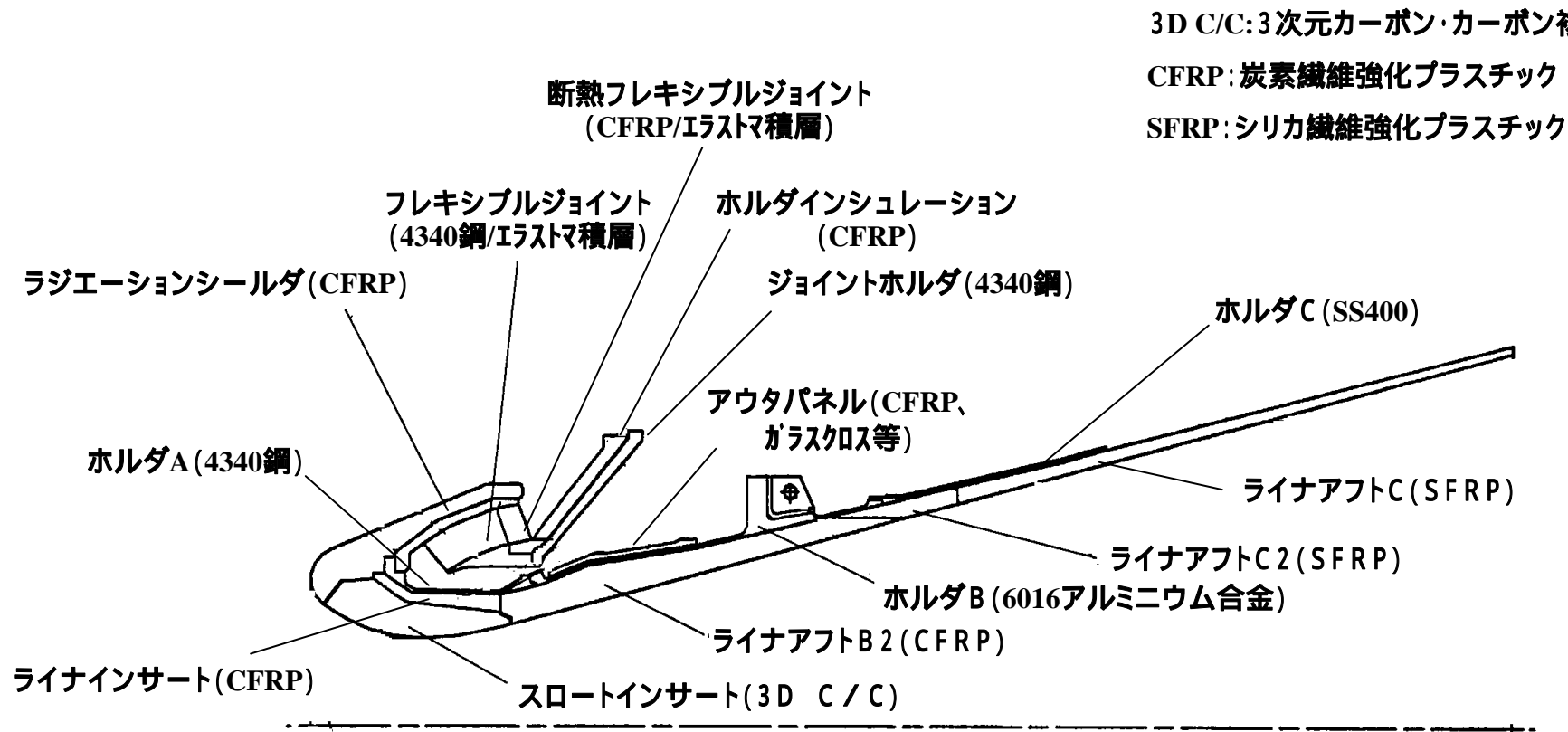


図1 - 3 - 5 SRB - Aノズル部の構造

1. SRB - Aの基本仕様の設定

	一体型CFRP製モータケースの採用により、セグメント結合部を削除し、信頼性及び性能向上を図る。
	ノズルスロート材に3DC/Cを採用し、信頼性向上を図る。
	電動アクチュエータを採用し、整備性及び運用性の向上、さらに低コスト化を図る。
	実績のあるモータケース生業技術を米国より導入する。
	第1段機体への取付方法をH - SRBのホールドダウン方式からストラップオン方式に変更し、信頼性向上を図る。
	一体型モータケースと射場の推進薬充填設備により、推進薬充填に係る工程を簡素化し、低コスト化及び信頼性向上を図る。

2. H - Aロケットのシステム要求

	最大推力2,157kN以上
	第1段機体とのインタフェース

3. ノズルに対する要求要件

項目	主要な要求条件
推進特性	推力、比推力
形状、寸法、重量	スロート径、全長、ケース結合部外径、ノズル出口外径、ノズル出口位置、可動ノズル包絡域、重量
制御特性	推力偏向角、トルク、ノズル剛性
荷重条件	燃焼内圧、アクチュエータ力
熱条件	燃焼ガス温度、組成、燃焼時間
環境条件	温度
その他	シール性、寿命

表1 - 3 - 2 SRB - Aの基本仕様の設定

	試験日時	目的	結果	対策
EM	1998年7月	実機サイズモータでの推進特性等設計妥当性の確認及びインシュレーション、ノズル繊維強化プラスチック(FRP)耐熱データの取得	<ul style="list-style-type: none"> ・燃焼初期圧力が予測よりも低い ・スロートインサートは表面後退量が少なく、十分に耐荷 ・モーターケース内インシュレーションは実機仕様で問題ないことを確認 ・ノズル開口部断熱材の一部に局所エロージョン発生 	<ul style="list-style-type: none"> ・モーターケース内インシュレーションの厚みの余裕を最適化 ・ノズル開口部のCFRP断熱材の板厚を増加
PM	1999年3月	実機仕様モータ(インシュレーションの薄肉化)による推進特性及び推進方向制御系機能等の設計・製造工程の妥当性確認	<ul style="list-style-type: none"> ・推力カーブはEM時を良好に再現 ・スロートインサートのエロージョン特性は予想どおり ・モーターケース内インシュレーション断熱は予想どおり ・ノズル開口部断熱材の一部に予測より大きな局所エロージョン発生 	<ul style="list-style-type: none"> ・スロートインサート下流側の断熱材接合部形状を変更
QM	1999年8月	実機仕様モータの再現性確認、推進特性のばらつき・推力アンバランスの確認	ノズル開口部に過大エロージョン発生	<ul style="list-style-type: none"> ・ノズル開口部断熱材を、SRB実績品へ変更するとともに、形状を分割方式から一体方式へ変更 ・ノズル開口部のCFRP断熱材の板厚を増加 ・製造時の非破壊検査を追加 ・製品の特性データに関する検査項目の追加 ・技術データ取得項目を追加 ・実機大モータ燃焼試験の追加(2回)し、層間剥離が起きていないことの確認。
QM2	2000年6月	過大エロージョン対策の妥当性、推進特性等の再現性確認	燃焼末期にスロートインサート脱落	<ul style="list-style-type: none"> ・スロートインサート周囲の断熱材との接合面角度の見直し ・断熱材が熱で炭化する際のガスの閉塞を防止を目的に、ノズル構成部材の隙間間隔を調整
QM3	2000年10月	スロートインサート脱落対策の妥当性、機能・性能の最終確認	ノズル開口部に局所エロージョン発生	<ul style="list-style-type: none"> ・ノズル開口部のCFRP断熱材の板厚を増加 ・ノズル外周をCFRP製アウターパネルで補強

表1 - 3 - 3 地上燃焼試験で発生した不具合及びその対策

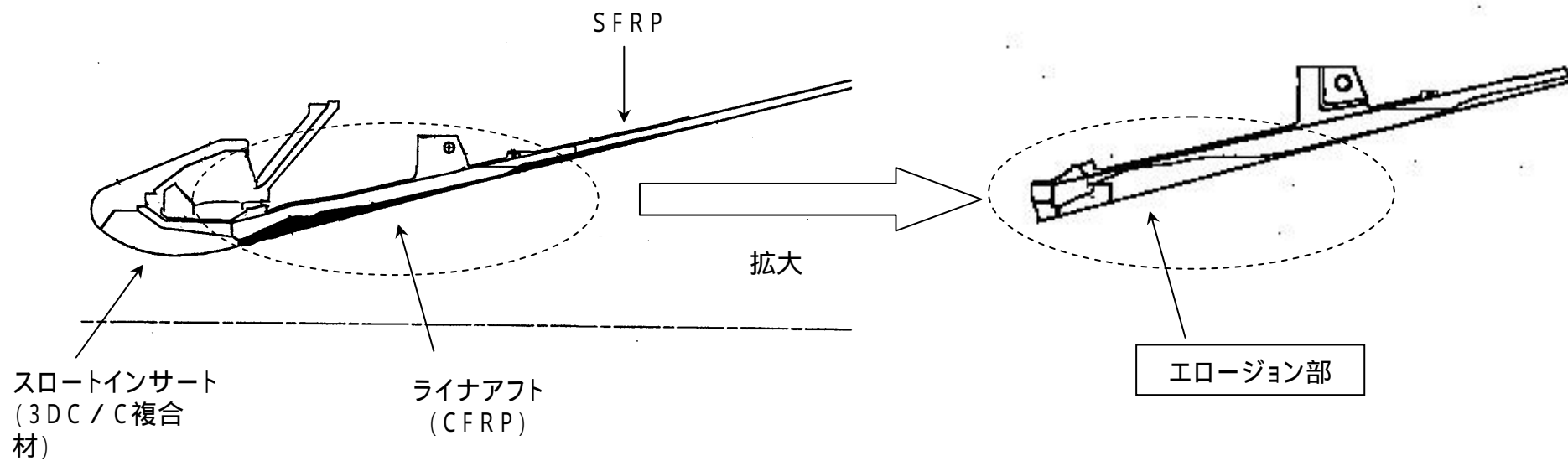


図1 - 3 - 6 地上燃焼試験(QM)における過大エロージョンの状況

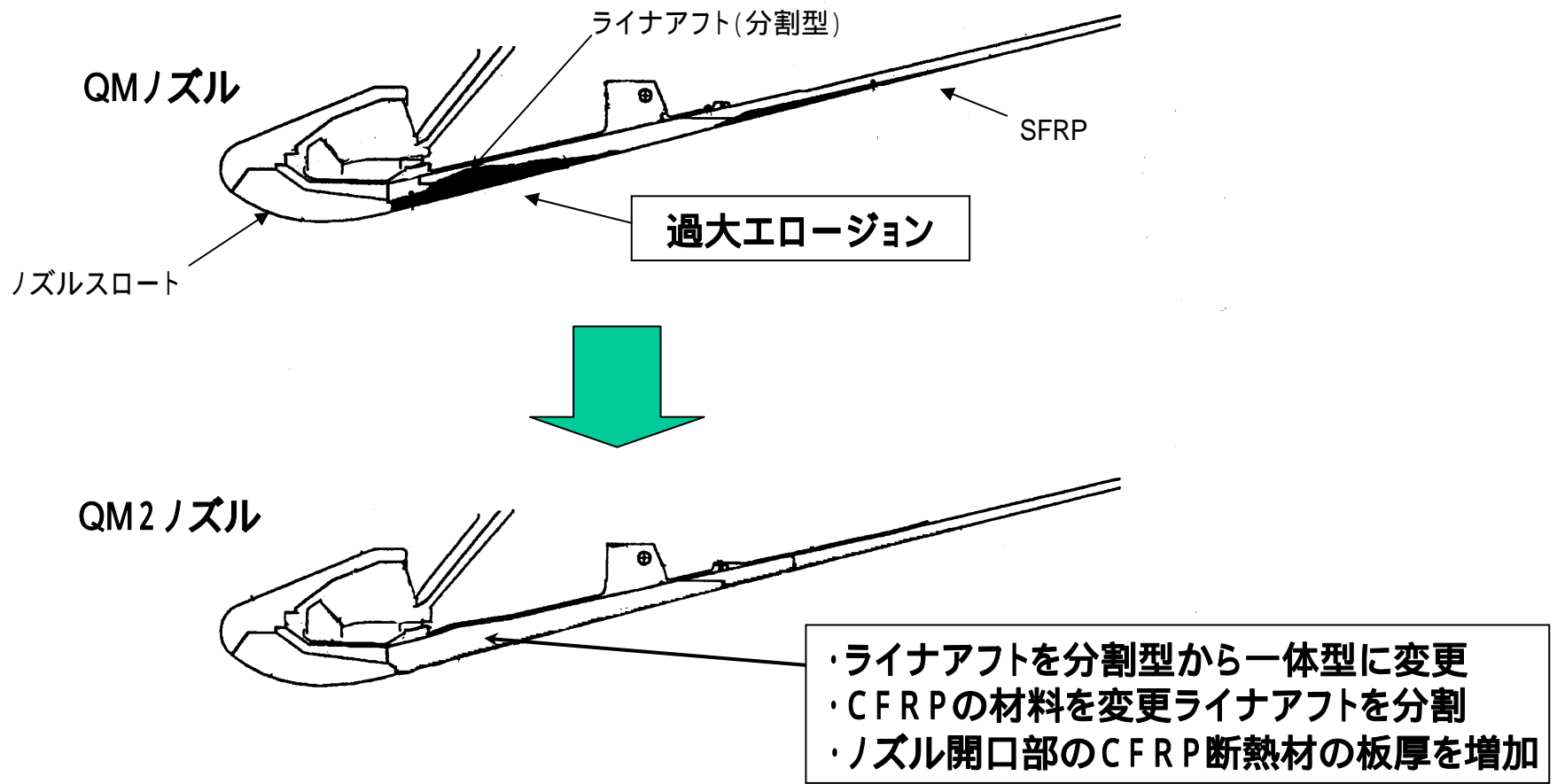
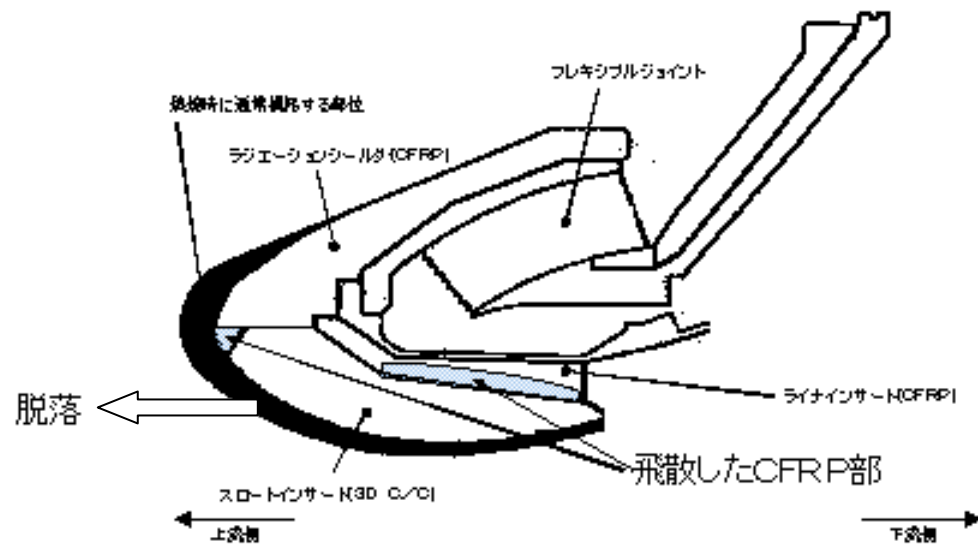
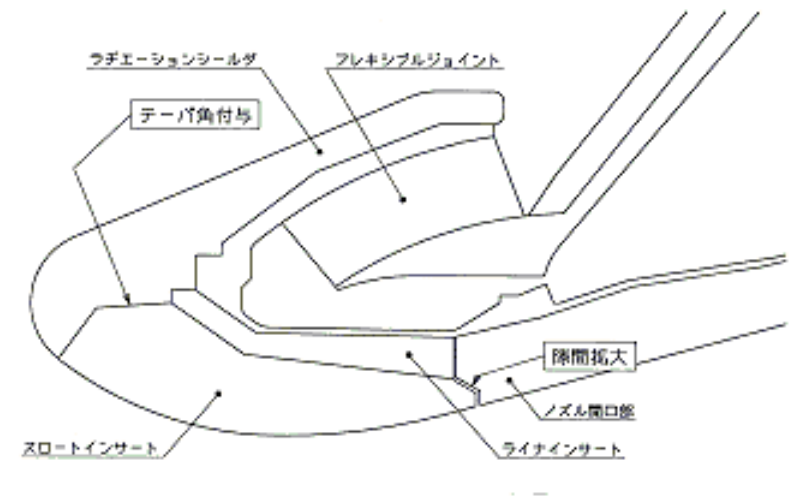


図1 - 3 - 7 地上燃焼試験(QM)における過大エロージョンへの対策



スロットインサート脱落の状況



スロットインサート脱落に対する対策

図1 - 3 - 8 地上燃焼試験(QM2)におけるスロットインサート脱落の状況及び対策

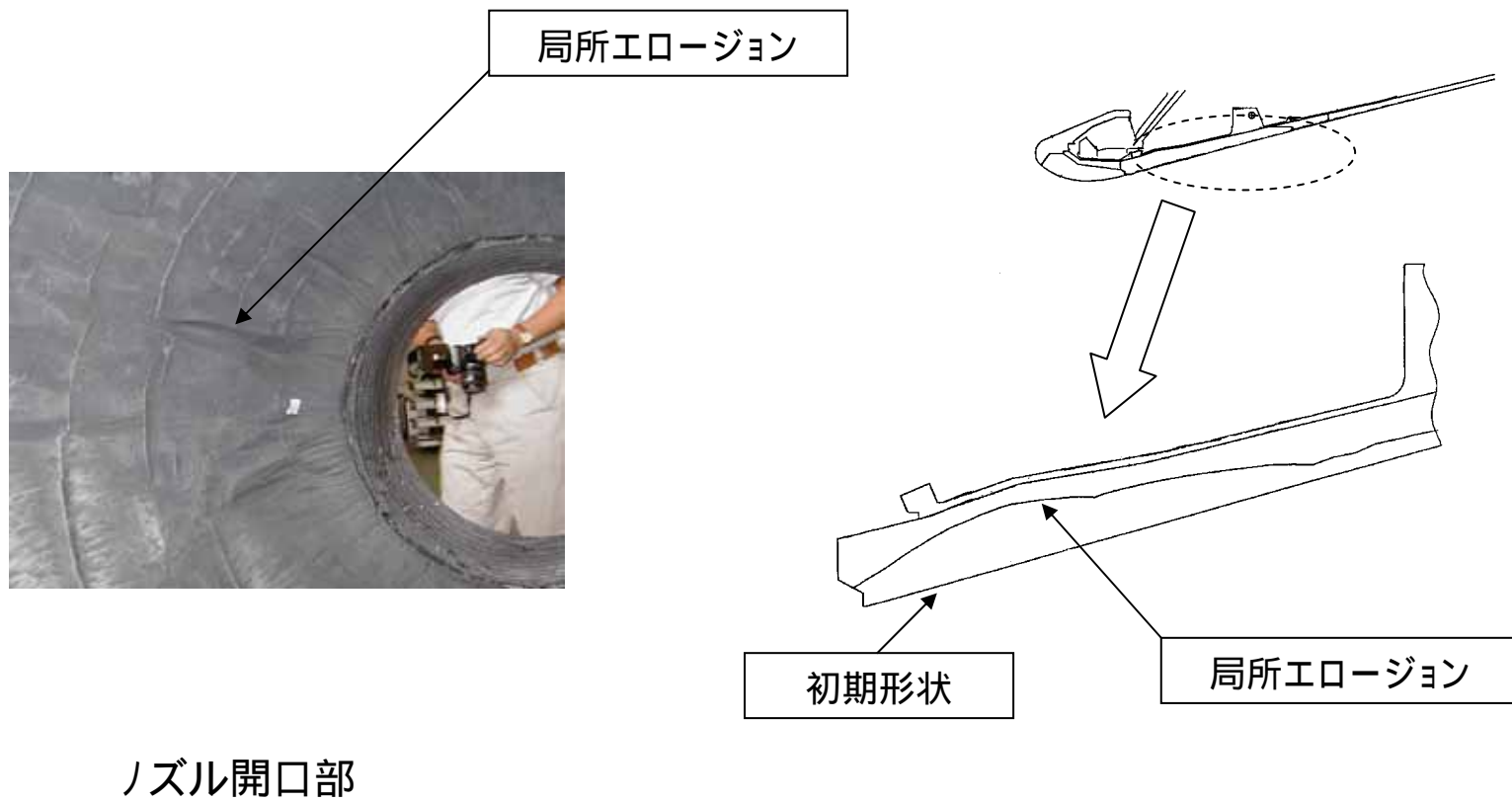
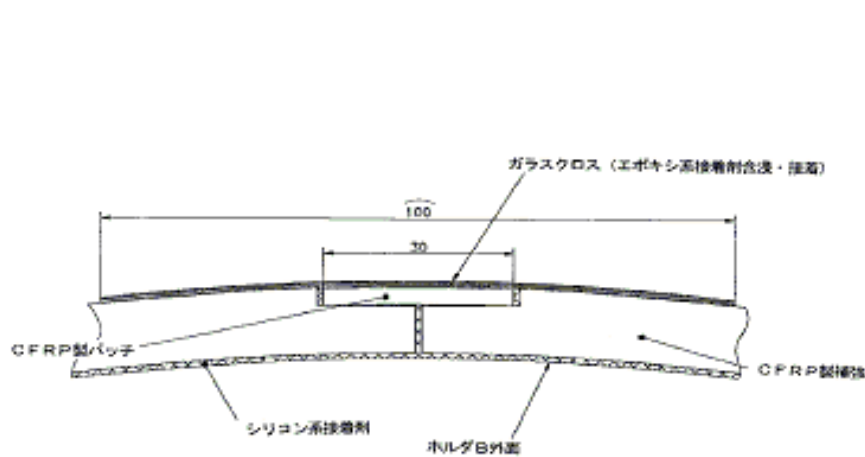
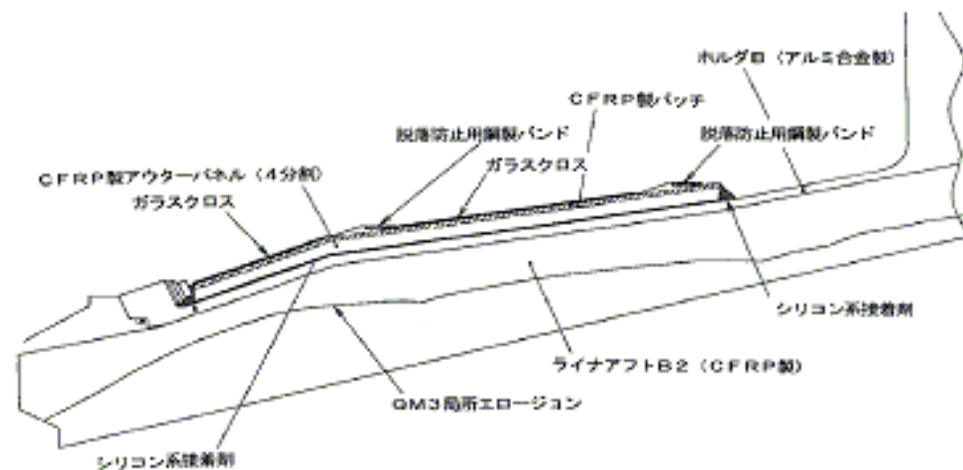


図1 - 3 - 9 地上燃焼試験(QM3)における局所エロージョンの状況



CFRP製のアウトーパーネル接合部詳細



CFRP製のアウトーパーネル

図1 - 3 - 10 地上燃焼試験(QM3)における局所エロージョンに対する対策

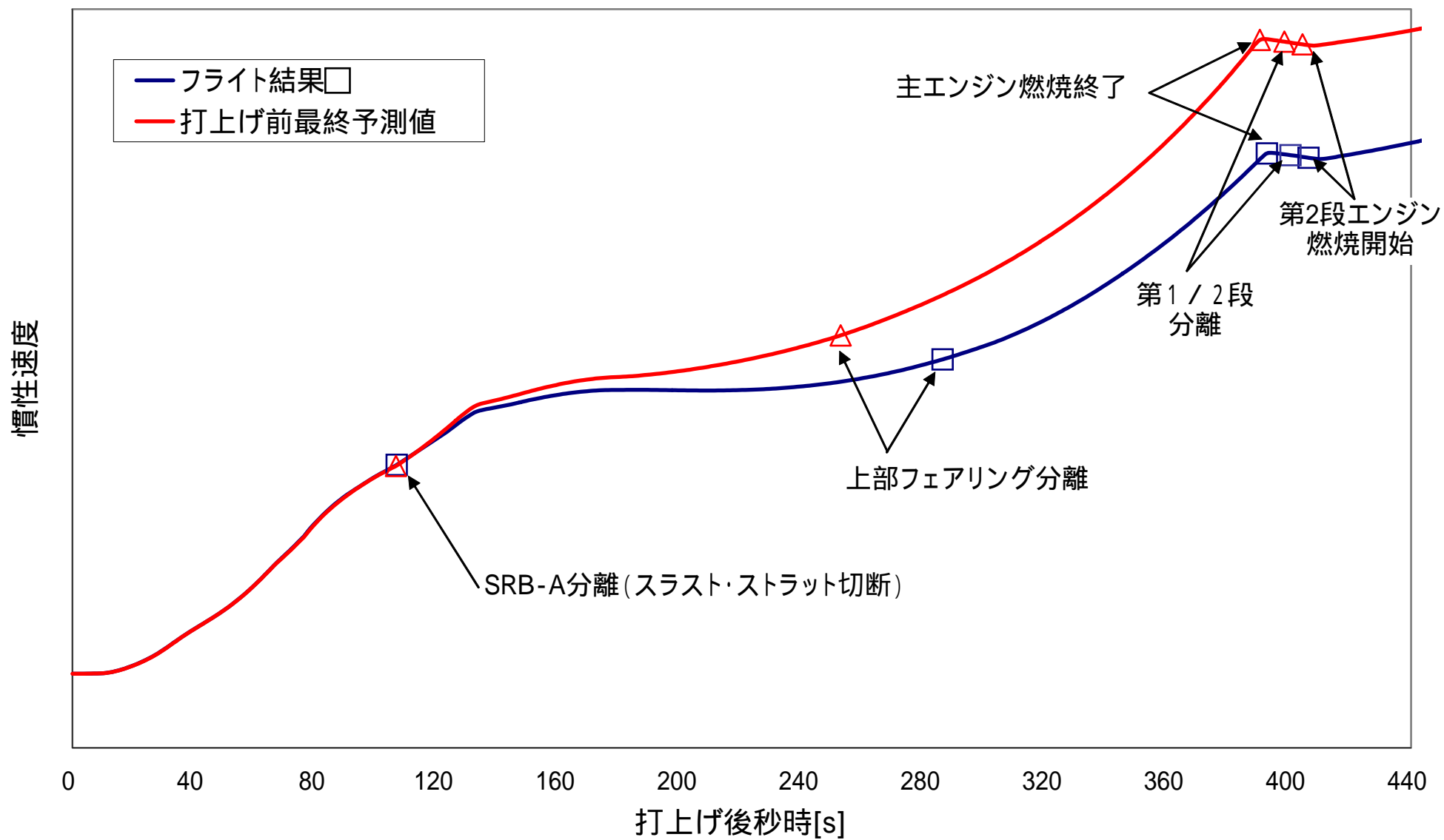


図 2 - 1 - 1 慣性速度

No	主なイベント	実測値	計画値	備考
	固体ロケットブースタ(SRB - A)点火 リフトオフ(13時33分)	0秒	0秒	
	固体補助ロケット(SSB)第1ペア点火	10秒	10秒	
	固体補助ロケット(SSB)第1ペア燃焼終了	1分 8秒	1分 9秒	
	固体補助ロケット(SSB)第2ペア点火	1分 16秒	1分 16秒	
	固体ロケットブースタ(SRB - A)燃焼終了	1分 38秒 (*1)	1分 39秒	
	固体ロケットブースタ(SRB - A)分離 (2本中1本については分離できなかった)	1分 45秒	1分 45秒	(*2)
		1分 47秒	1分 46秒	(*3)
	固体補助ロケット(SSB)第1ペア分離	1分 48秒	1分 47秒	
	固体補助ロケット(SSB)第2ペア燃焼終了	2分 14秒	2分 15秒	
	固体補助ロケット(SSB)第2ペア分離	2分 24秒	2分 24秒	
	上部衛星フェアリング分離	4分 46秒	4分 10秒	
	第1段エンジン燃焼停止	6分 33秒	6分 28秒	
	第1 / 2段分離	6分 40秒	6分 36秒	
	第2段エンジン点火	6分 46秒	6分 42秒	
	指令破壊コマンド送信	10分 53秒	-	

(*1) 実測値(L側)の最大燃焼圧力(ノミナル値)の2%到達時点

なお、10%到達時点は1分31秒

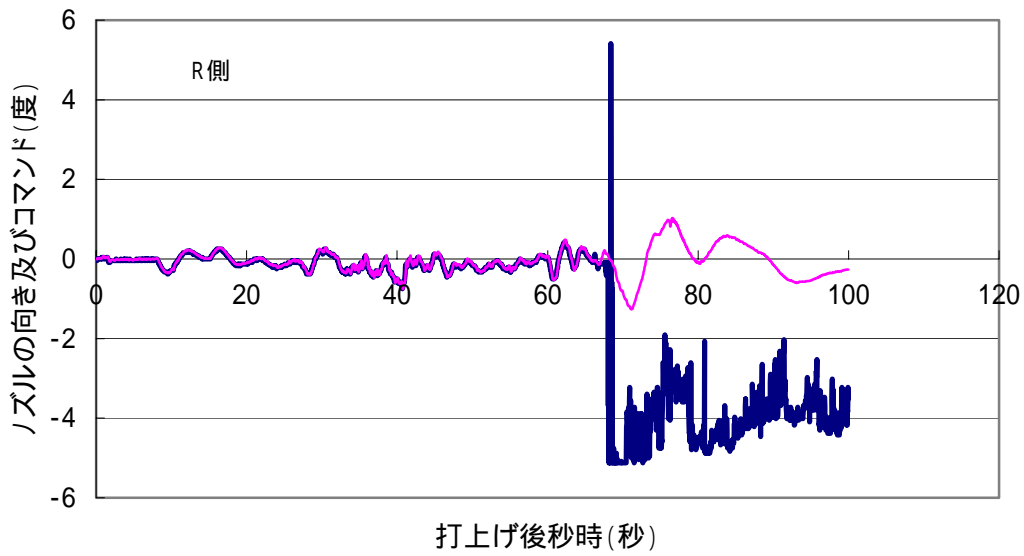
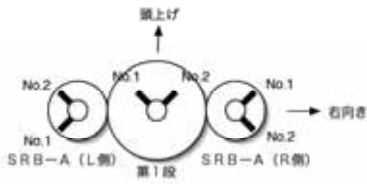
(*2) 前/後方プレス分離時刻

(*3) スラスト・ストラット分離信号送出時刻

表2 - 1 - 1 H - Aロケット6号機主要イベント(打上げ後の時間)

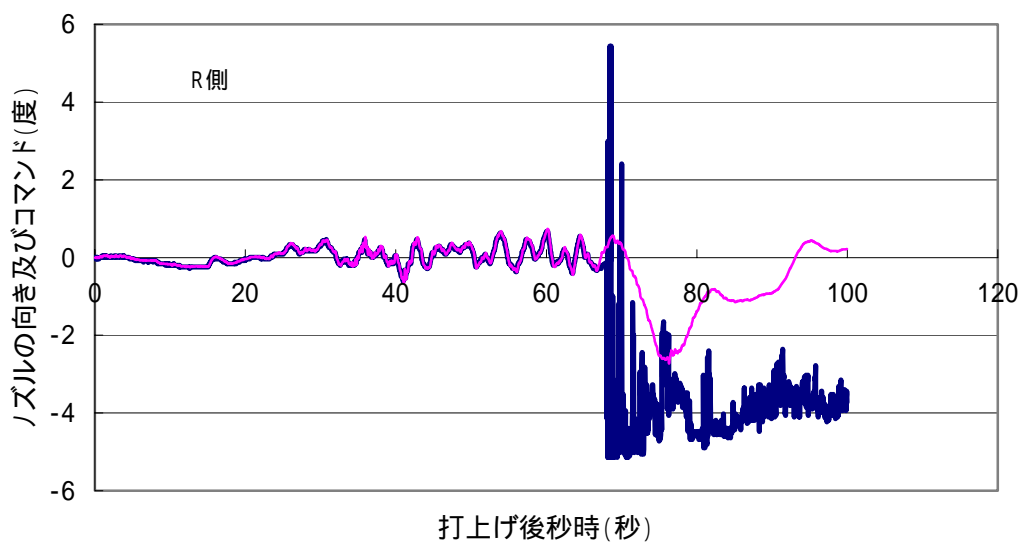
	打上げ予定日	延期理由
1	平成15年9月10日	ロケット打上げ準備作業中に、固体ロケットブースタの準備に追加作業が必要となったため。
2	平成15年9月22日	ロケット打上げ準備作業中に、第1段エンジン(LE-7A)のバルブ駆動装置の交換が必要となったため。
3	平成15年9月27日	ロケット打上げ当日の最終準備作業中に、ロケットの姿勢や加速度を計測する慣性センサユニットに不具合が発生し、追加作業が必要となったため。

表2 - 1 - 2 打上げ延期の経緯



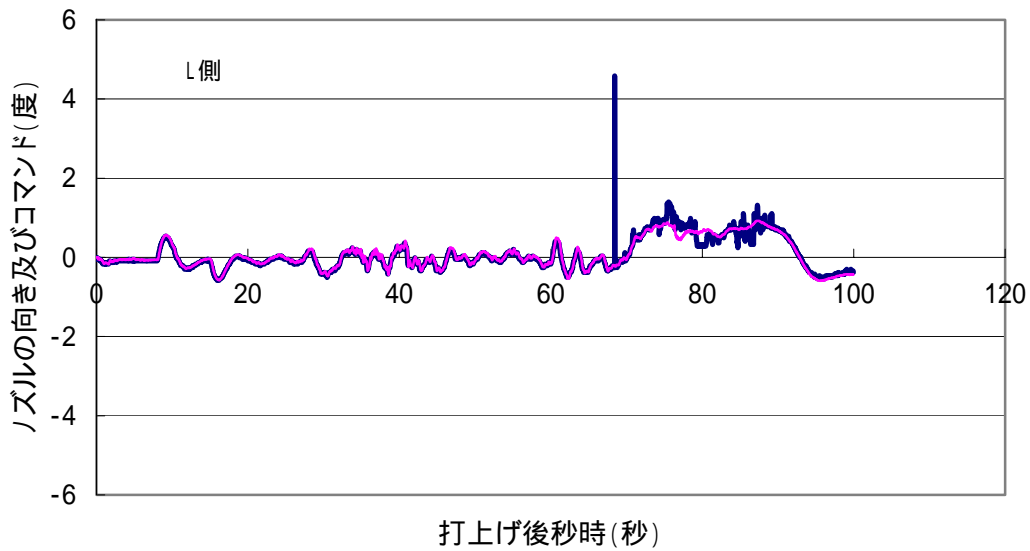
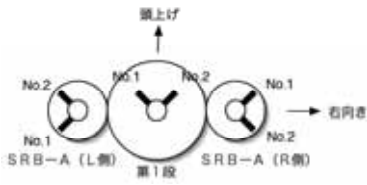
— No.1アクチュエータによるノズルの向き — No.1アクチュエータコマンド

図2-2-1(1/4) SRB Aのノズルの向き(R側、No.1アクチュエータ)



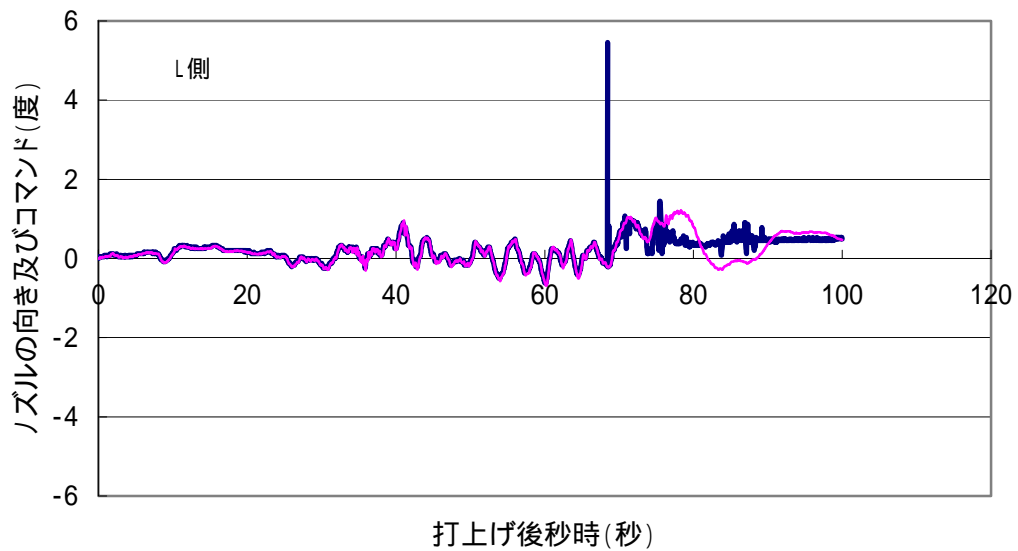
— No.2アクチュエータによるノズルの向き — No.2アクチュエータコマンド

図2-2-1(2/4) SRB A(R側)のノズルの向き(R側、No.2アクチュエータ)



— No.1アクチュエータによるノズルの向き — No.1アクチュエータコマンド

図2 - 2 - 1 (3 / 4) SRB Aのノズルの向き (L側、No.1 アクチュエータ)



— No.2アクチュエータによるノズルの向き — No.2アクチュエータコマンド

図2 - 2 - 1 (4 / 4) SRB Aのノズルの向き (L側、No.2 アクチュエータ)

	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
		アウトパネル
断熱 部品		ホルダインシュレーション
		ラジエーションシールド
		スロットインサート
		ライナインサート
		ライナアフト B 2
		ライナアフト C 2
その 他	●	Oリング位置
	■	センサ位置

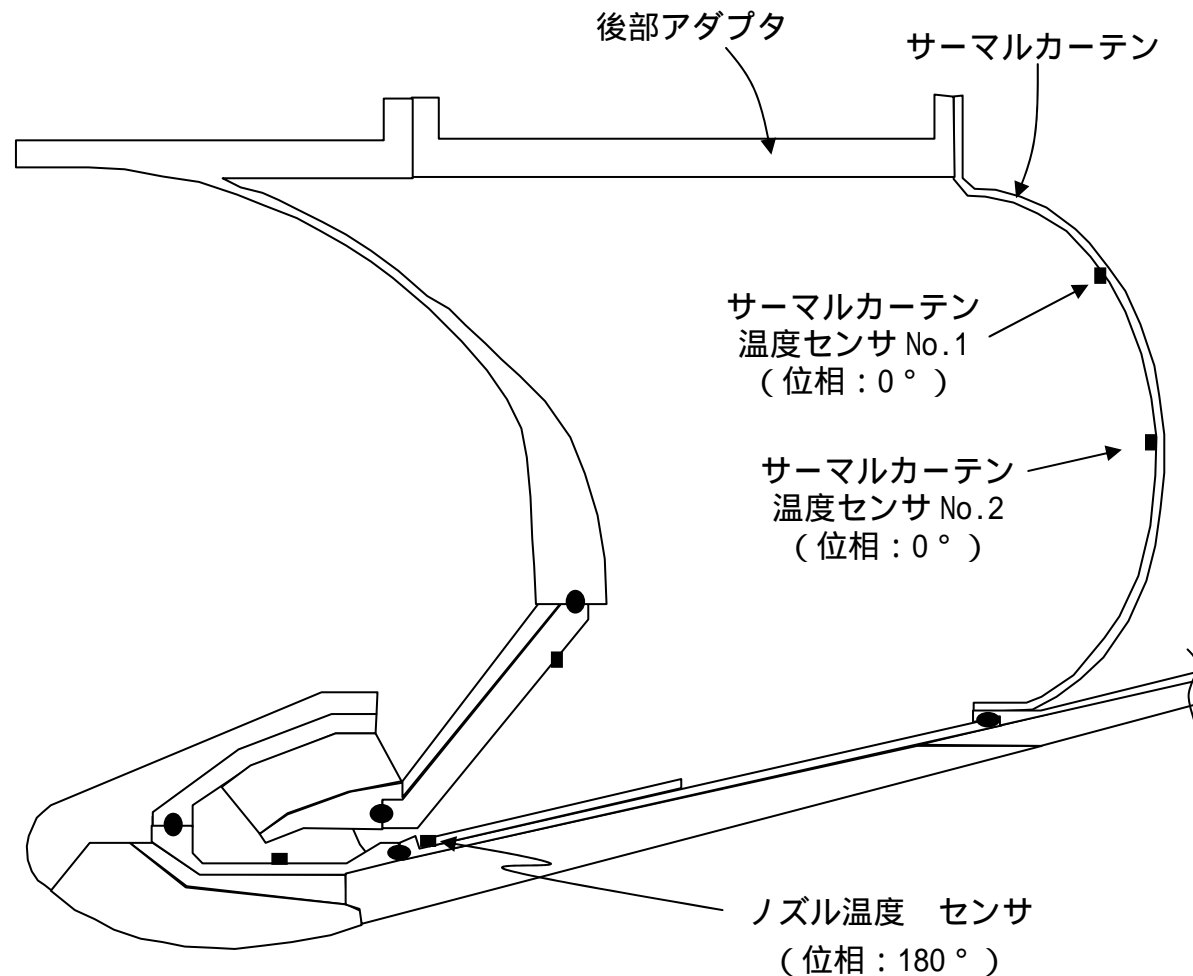
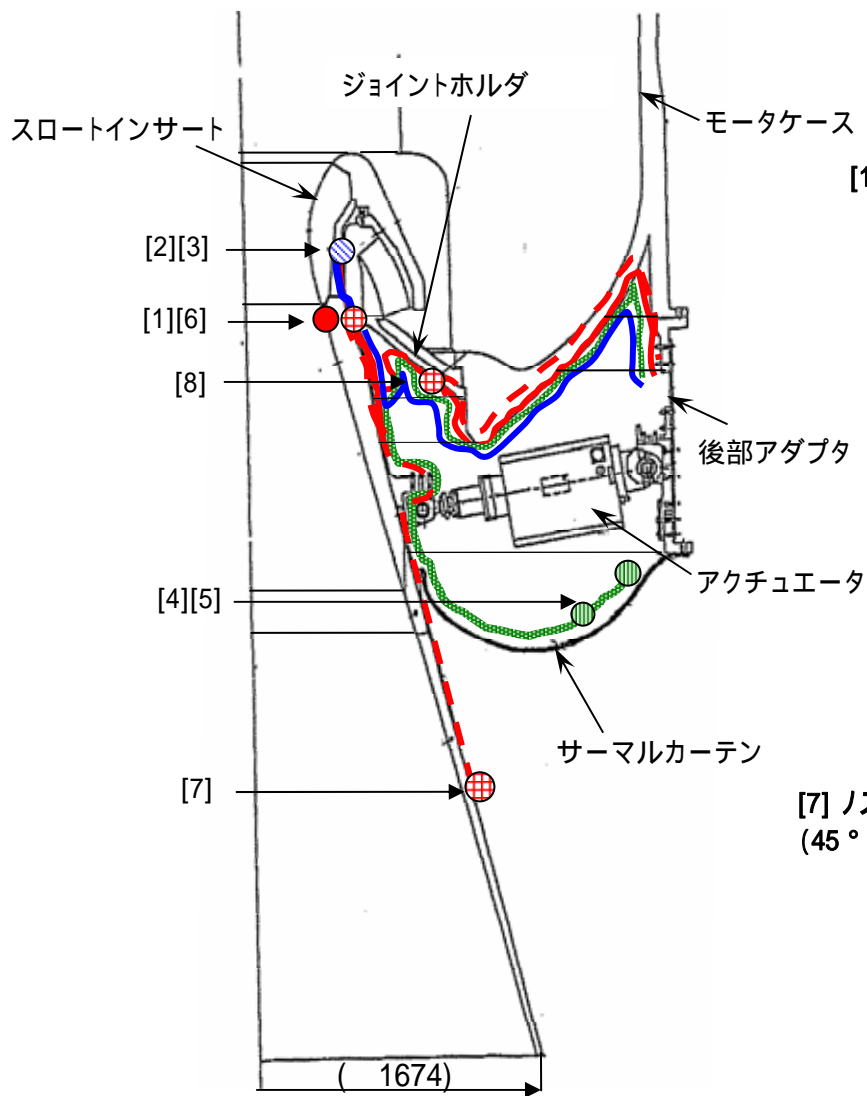


図 2 - 2 - 2 ノズル部周辺拡大図

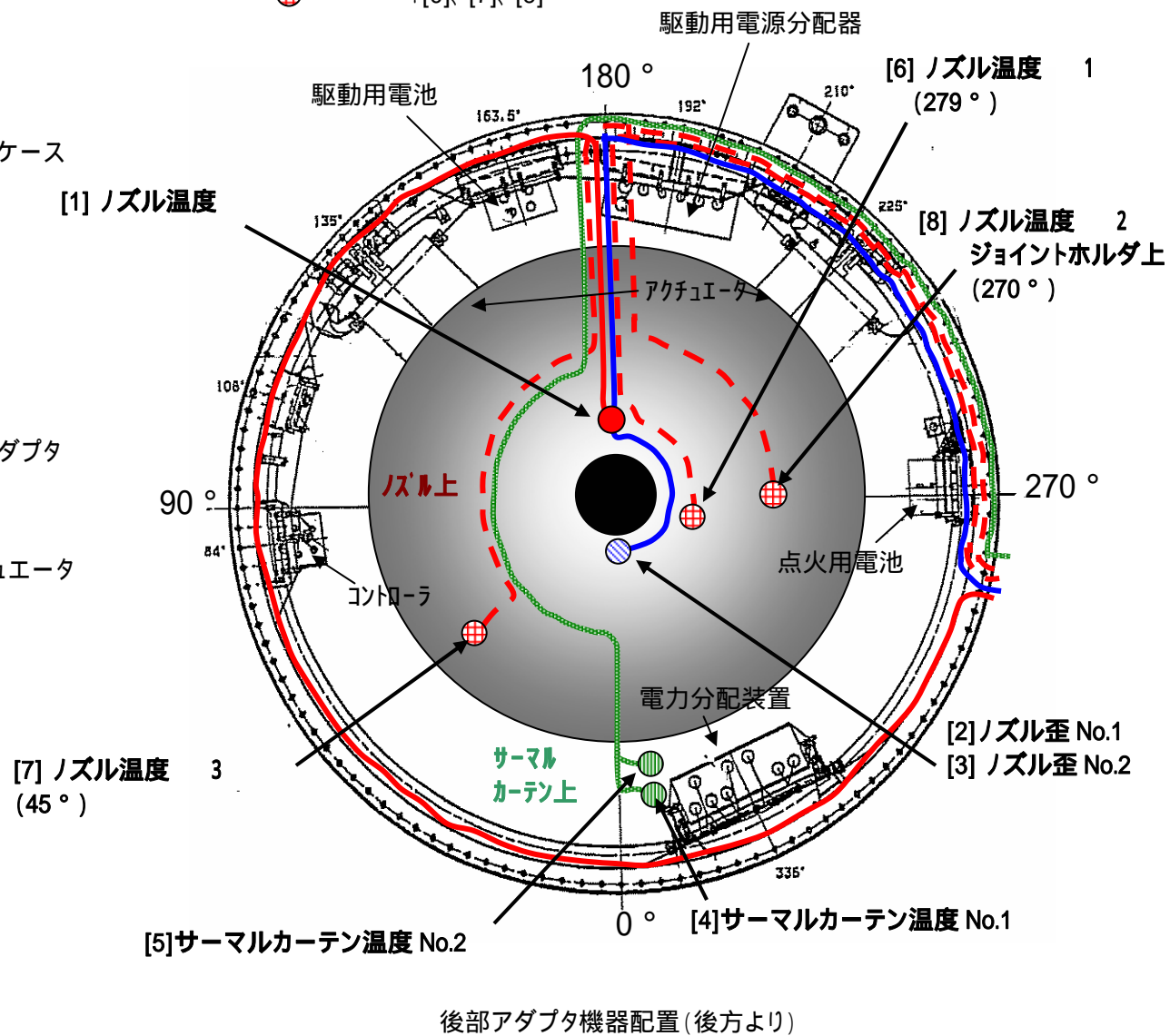
センサ・ケーブル識別

- — : [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



後部アダプタ機器配置(後方より)

図2 - 2 - 3 SRB - A (R側)ノズル周辺センサ電気配線等艤装状況

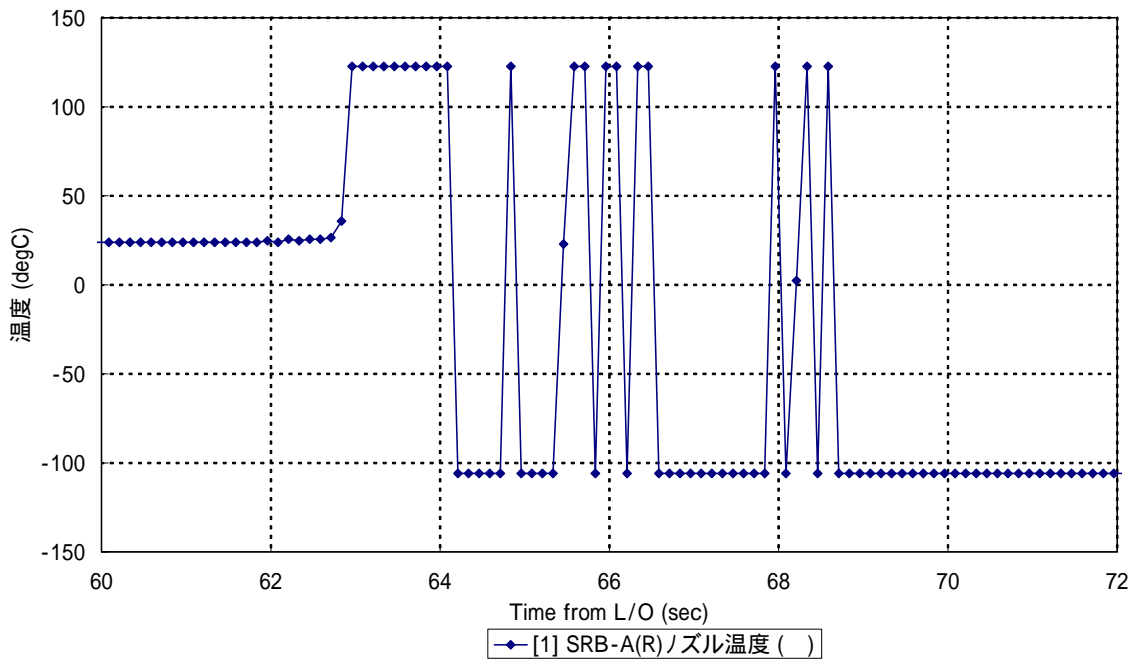


図2 - 2 - 4 (1/5) SRB - A (R側)ノズル温度

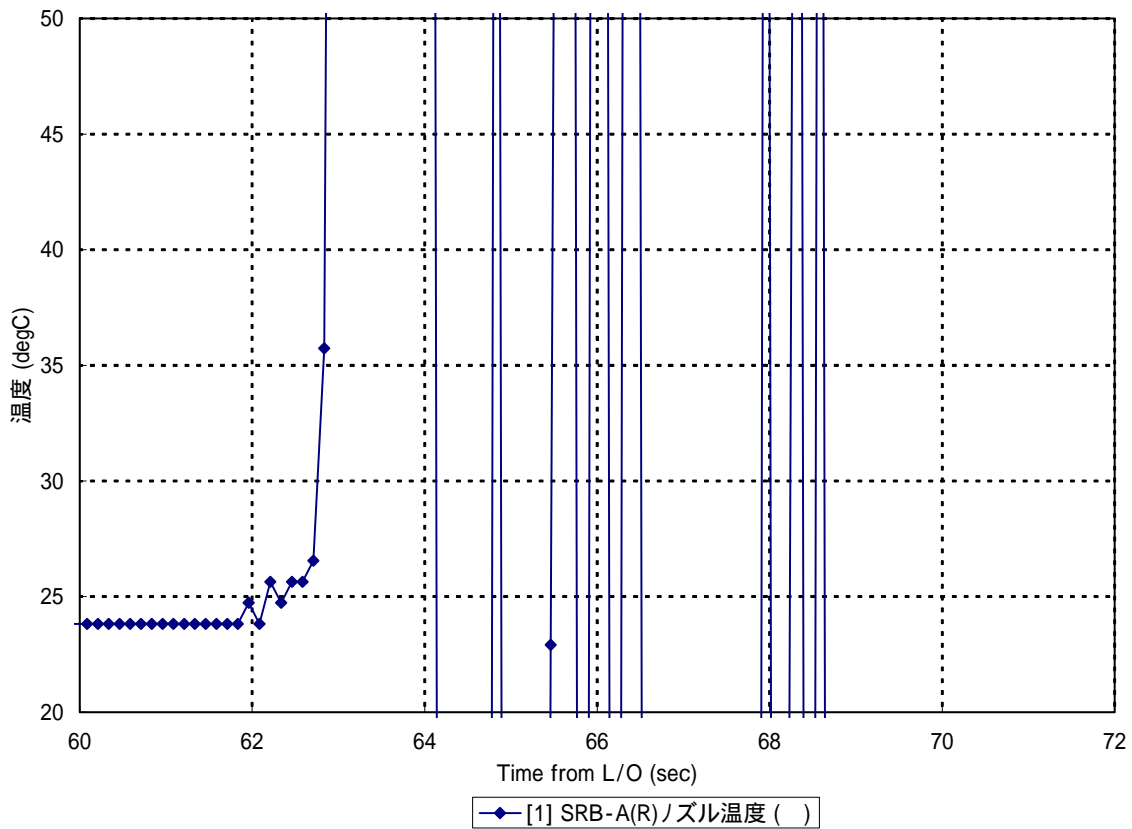


図2 - 2 - 4 (2/5) SRB - A (R側)ノズル温度 (拡大)

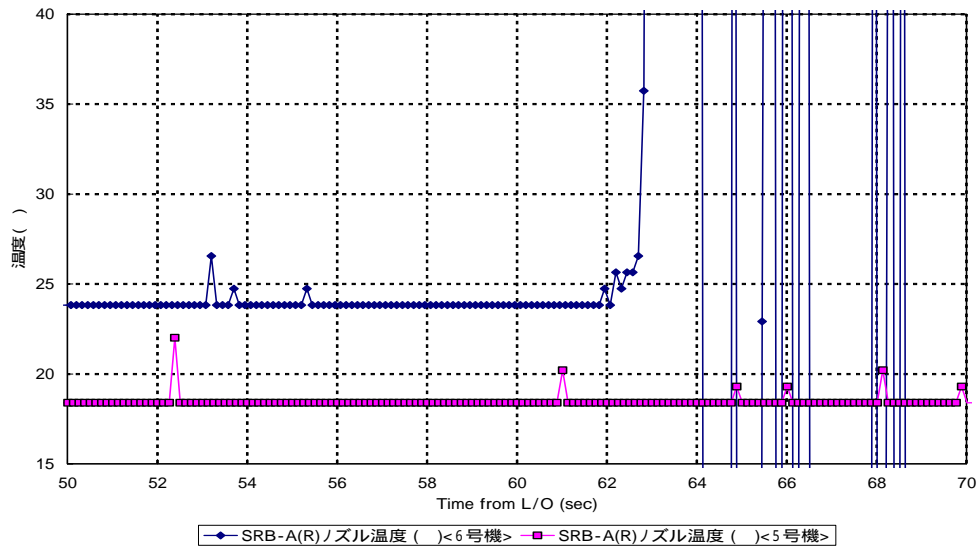


図2 - 2 - 4 (3/5) SRB - A (R側)ノズル温度(50 ~ 70秒、定常温度付近拡大)(6号機及び5号機)

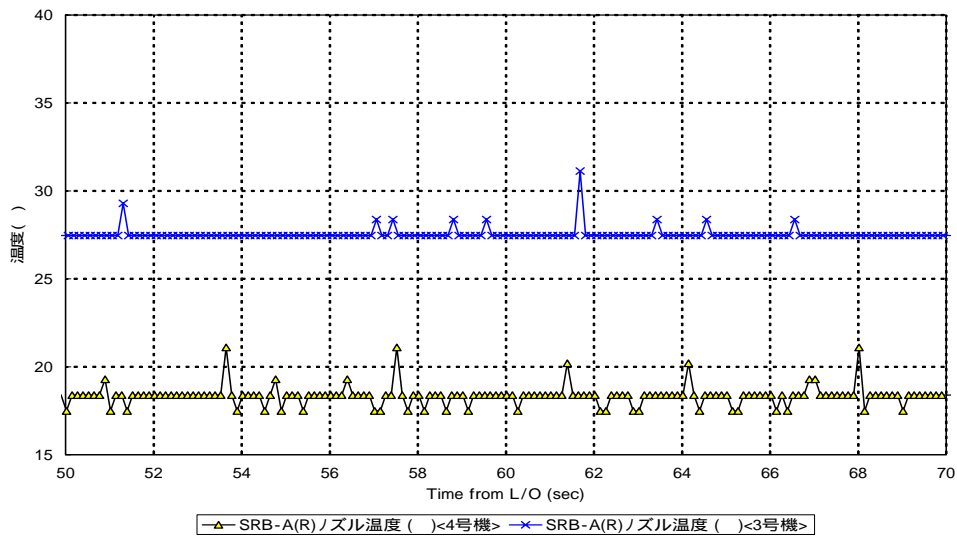


図2 - 2 - 4 (4/5) SRB - A (R側)ノズル温度(50 ~ 70秒、定常温度付近拡大)(4号機及び3号機)

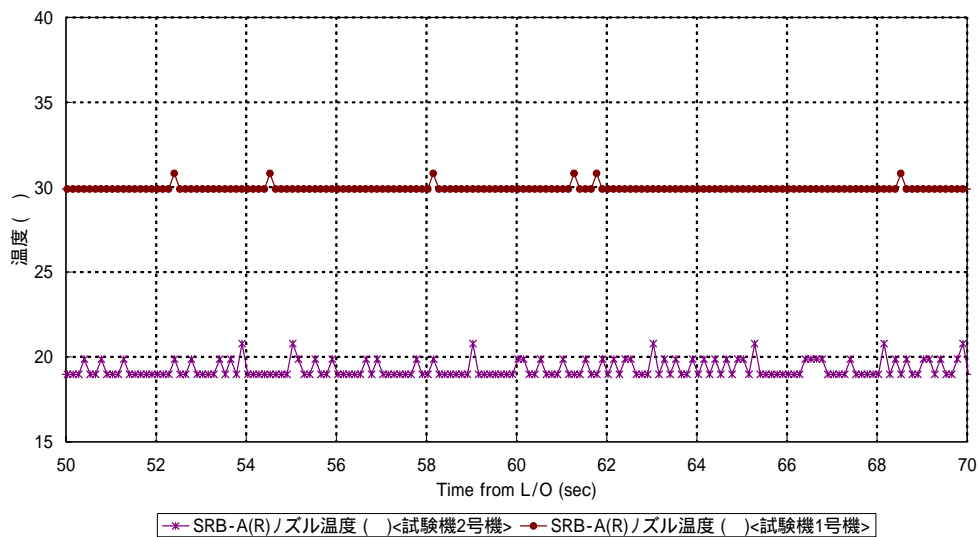


図2 - 2 - 4 (5/5) SRB - A (R側)ノズル温度(50 ~ 70秒、定常温度付近拡大)(試験機2号機及び1号機)

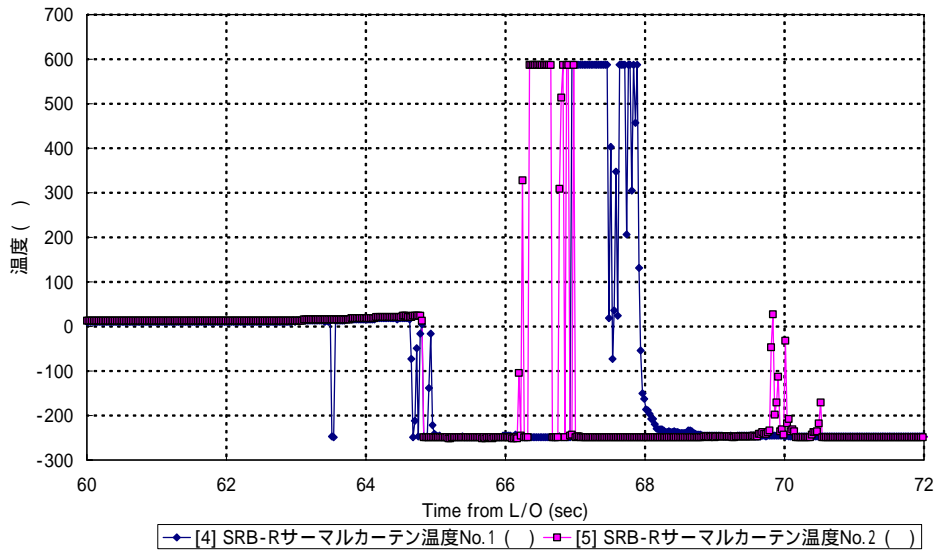


図2 - 2 - 5(1/3) SRB - A (R側) サーマルカーテン温度

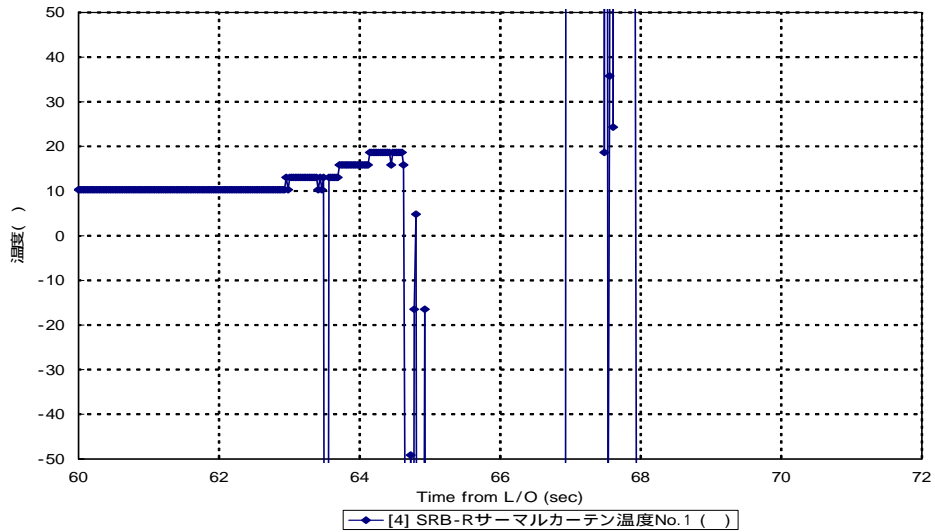


図2 - 2 - 5(2/3) SRB - A (R側) サーマルカーテン温度No. 1 (拡大)

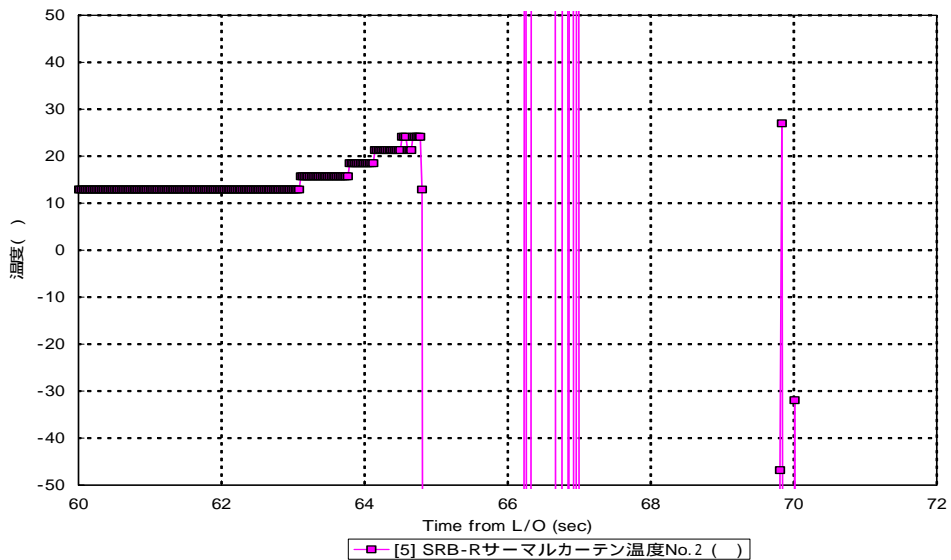


図2 - 2 - 5(3/3) SRB - A (R側) サーマルカーテン温度No. 2 (拡大)

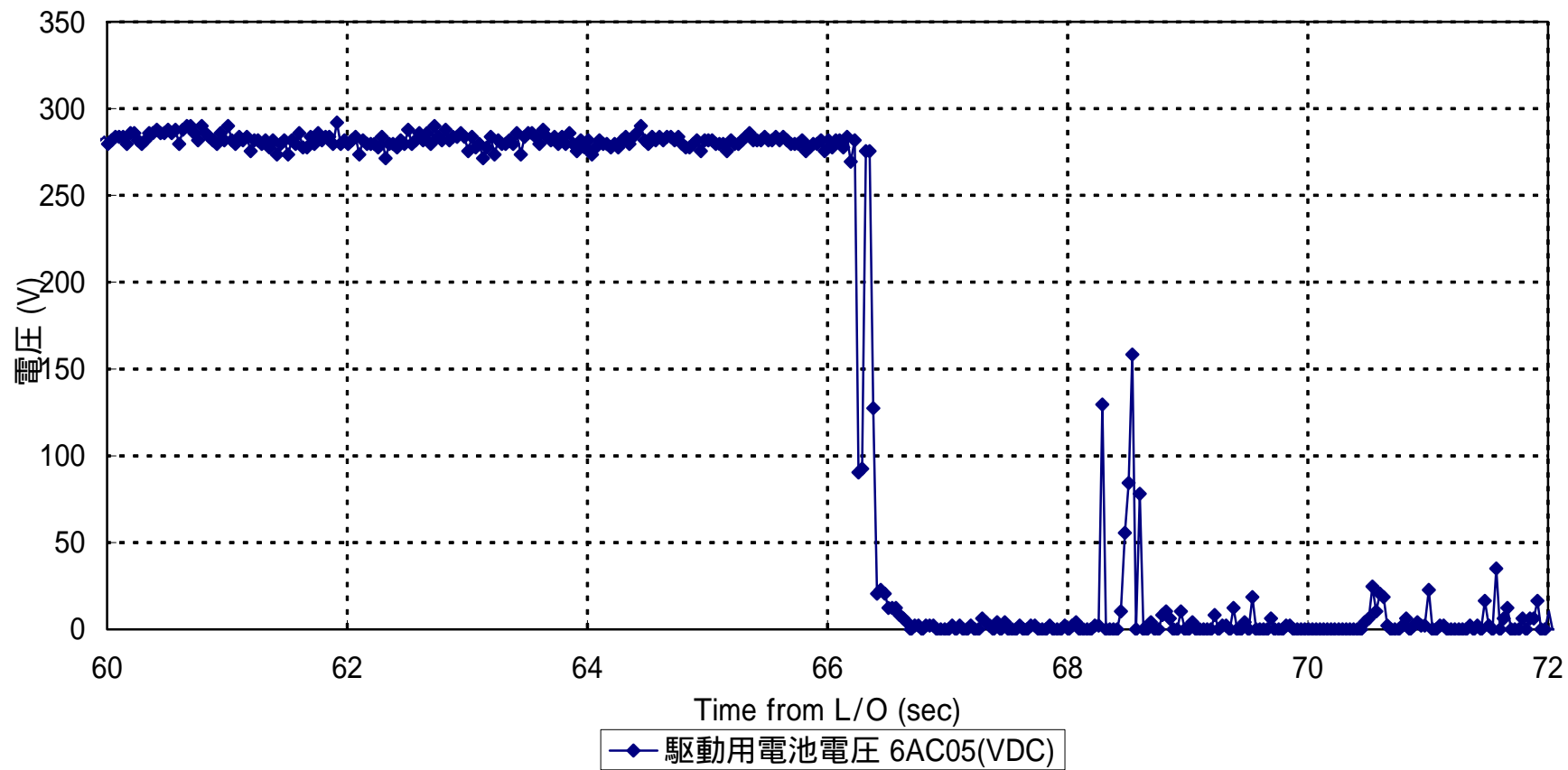


図2 - 2 - 6 アクチュエータ駆動用電源電圧

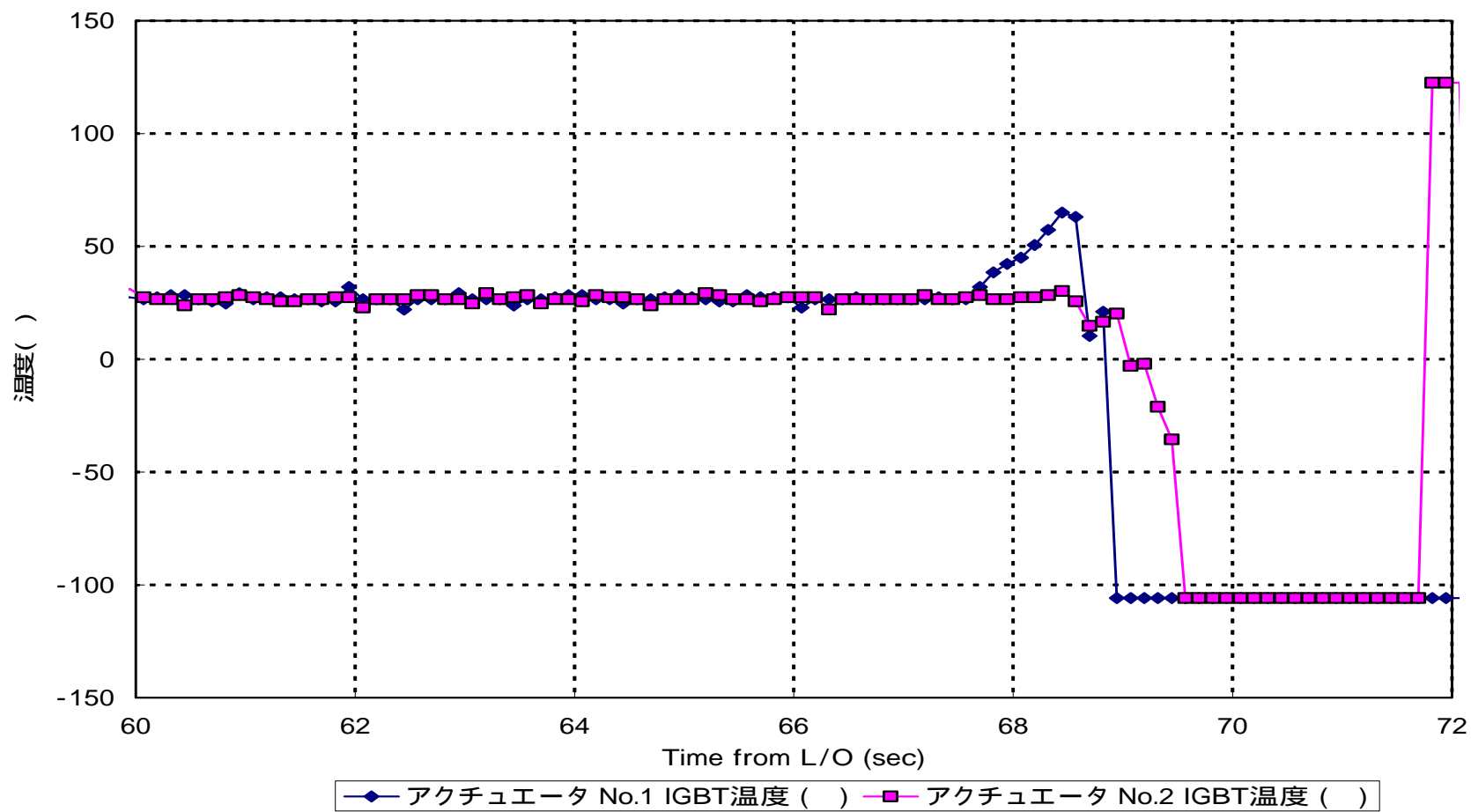


図2 - 2 - 7 SRB - A (R側) アクチュエータ駆動用パワートランジスタ温度

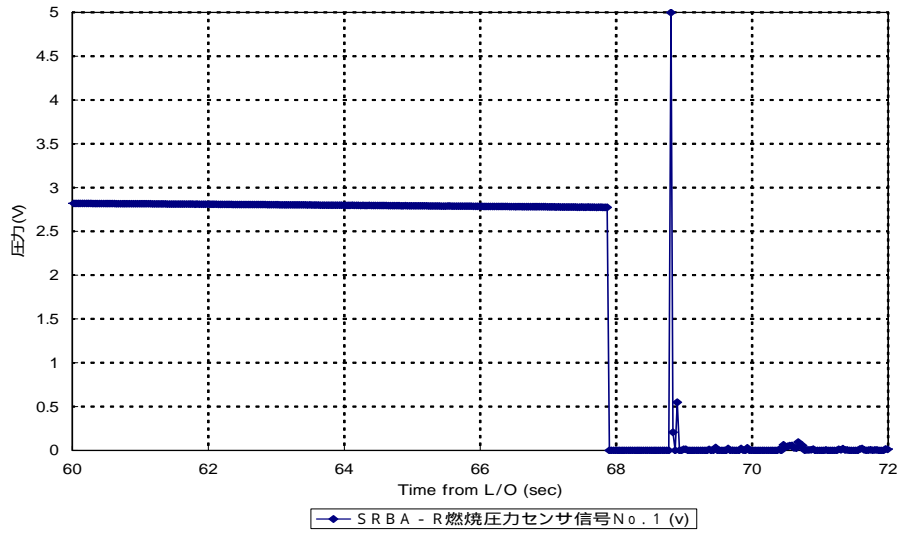


図2 - 2 - 8 (1/3) SRB - A (R側) 燃烧压力センサ信号No. 1

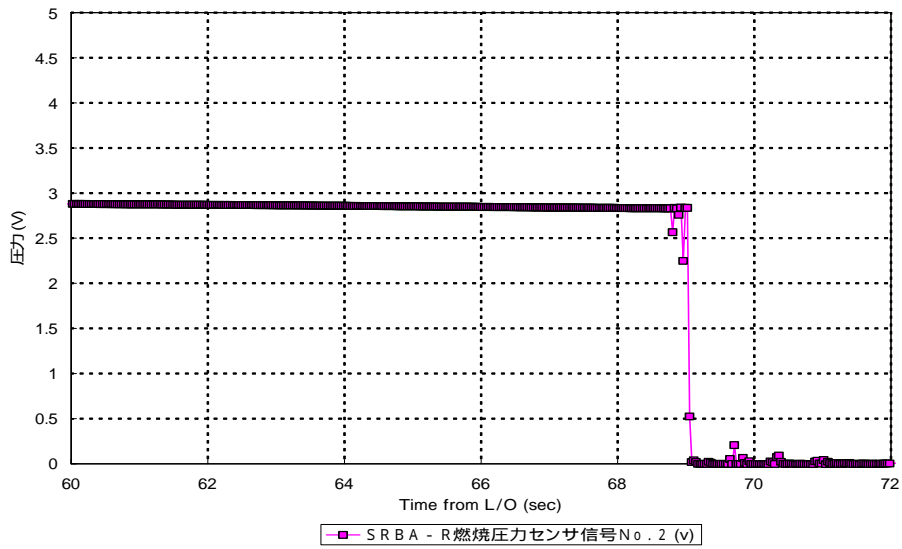


図2 - 2 - 8 (2/3) SRB - A (R側) 燃烧压力センサ信号No. 2

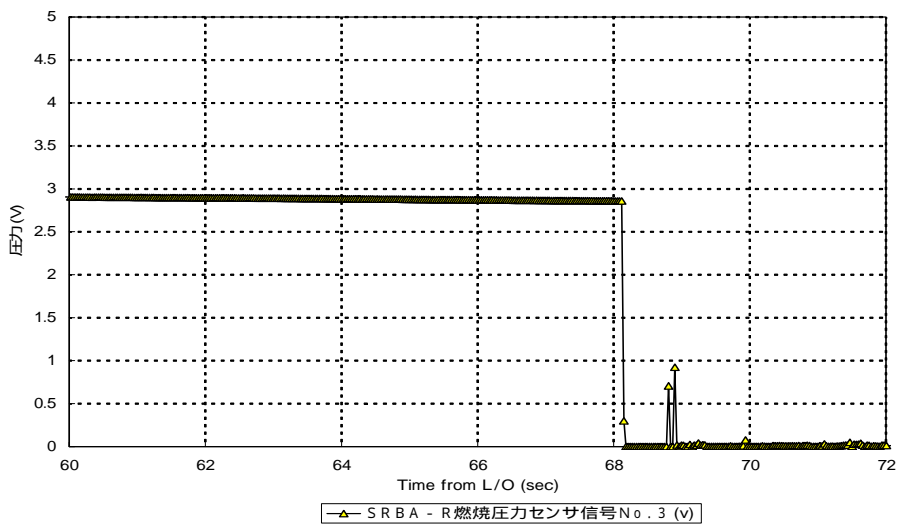


図2 - 2 - 8 (3/3) SRB - A (R側) 燃烧压力センサ信号No. 3

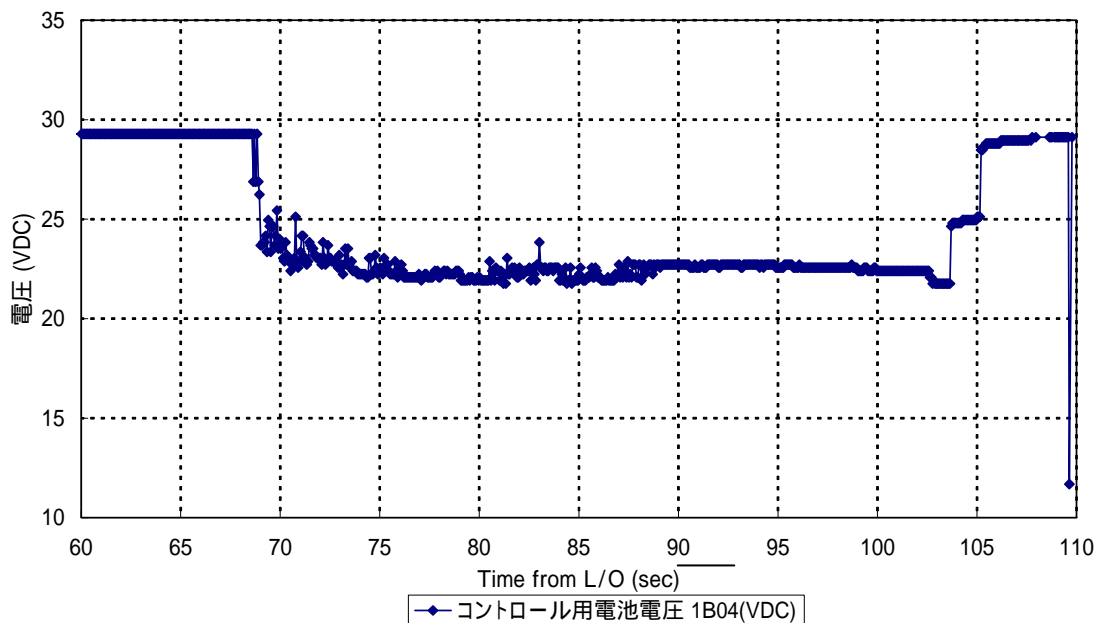


図2 - 2 - 9 (1/2) 1段コントロール電池電圧

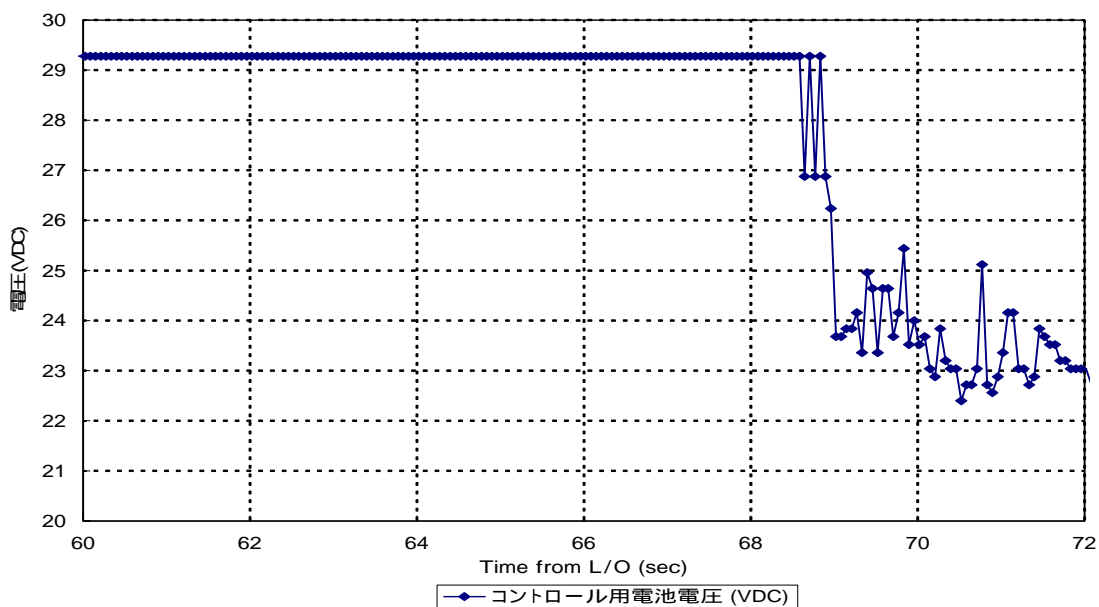


図2 - 2 - 9 (2/2) 1段コントロール電池電圧(拡大)

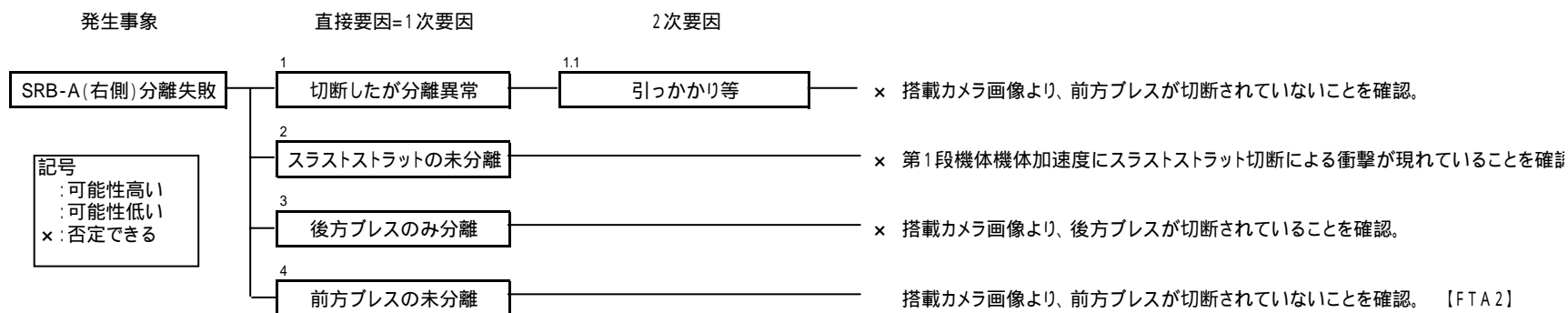
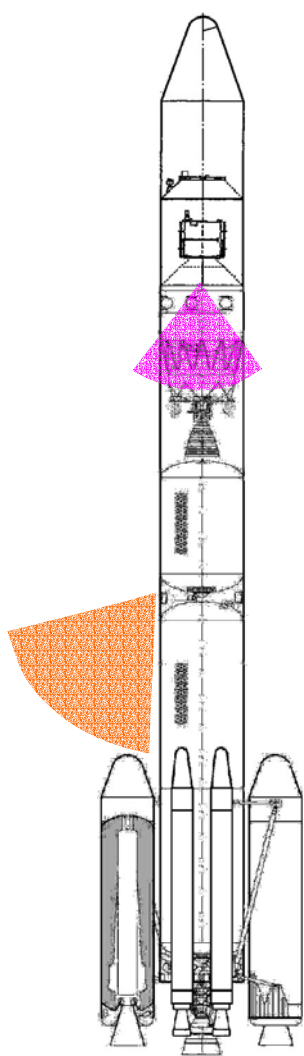


図2 - 3 - 1 SRB - A (R側)未分離に関する故障の木解析

取得カメラ	5号機 取得画像	6号機 取得画像
CCD0 打上げ約106秒後 SRB - A(L側)分離		
CCD1 打上げ約98秒後 SRB - A 燃焼末期		
CCD1 打上げ約106秒後 SRB - A(R側)分離 SSB # 1分離		

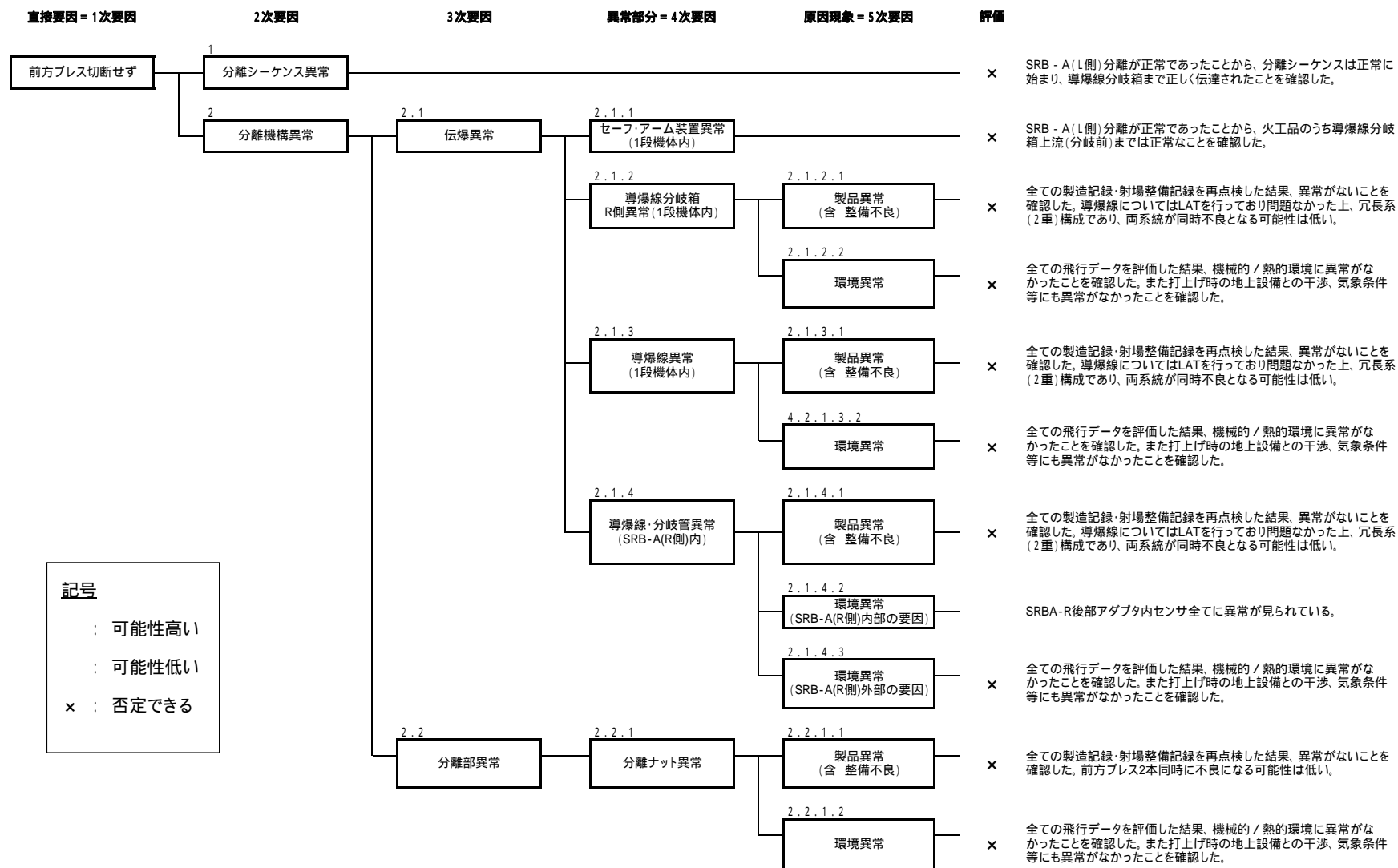
図 2 - 3 - 2 (1 / 2) H - A ロケット機体搭載 CCD カメラの取得画像



■機体搭載のCCDカメラによる画像

打上げ後 (計画値)	取得画像	カメラNo.		画像取得時間
110秒	SRB - A(L)分離	CCD0	実績	98 ~ 125秒
107秒	SSB分離	CCD1	実績	87 ~ 154秒

図2 - 3 - 2 (2 / 2) CCDカメラの機体搭載位置 / 画像取得時間



記号
 ○ : 可能性高い
 △ : 可能性低い
 × : 否定できる

図2 - 3 - 3 (1 / 3) SRB - A(R側)未分離に関する故障の木解析 (前方プレス切断せず)

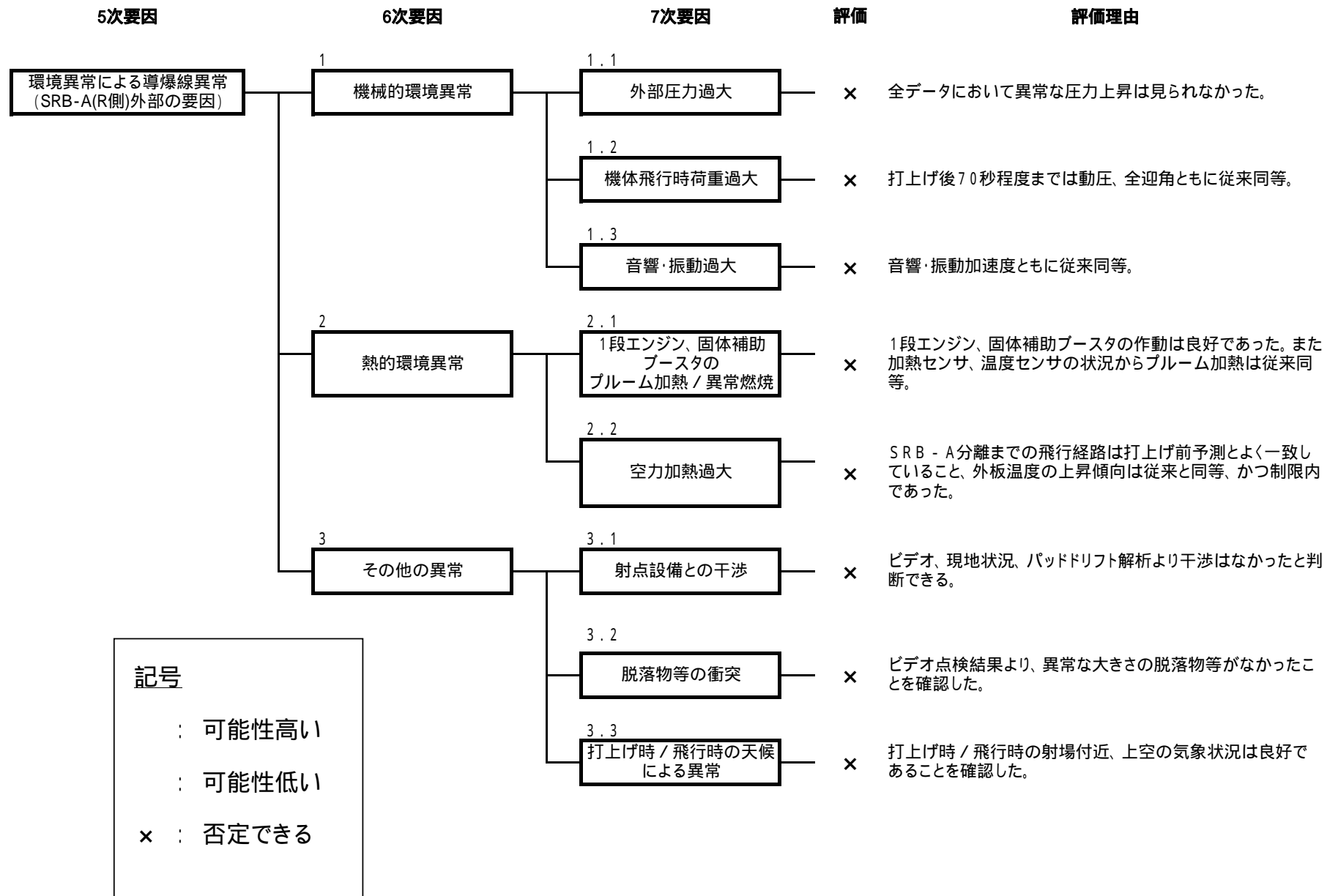


図2 - 3 - 3 (2 / 3) SRB - A (R側) 未分離に関する故障の木解析
(環境異常による導爆線異常 (SRB - A (R側) 外部の要因))

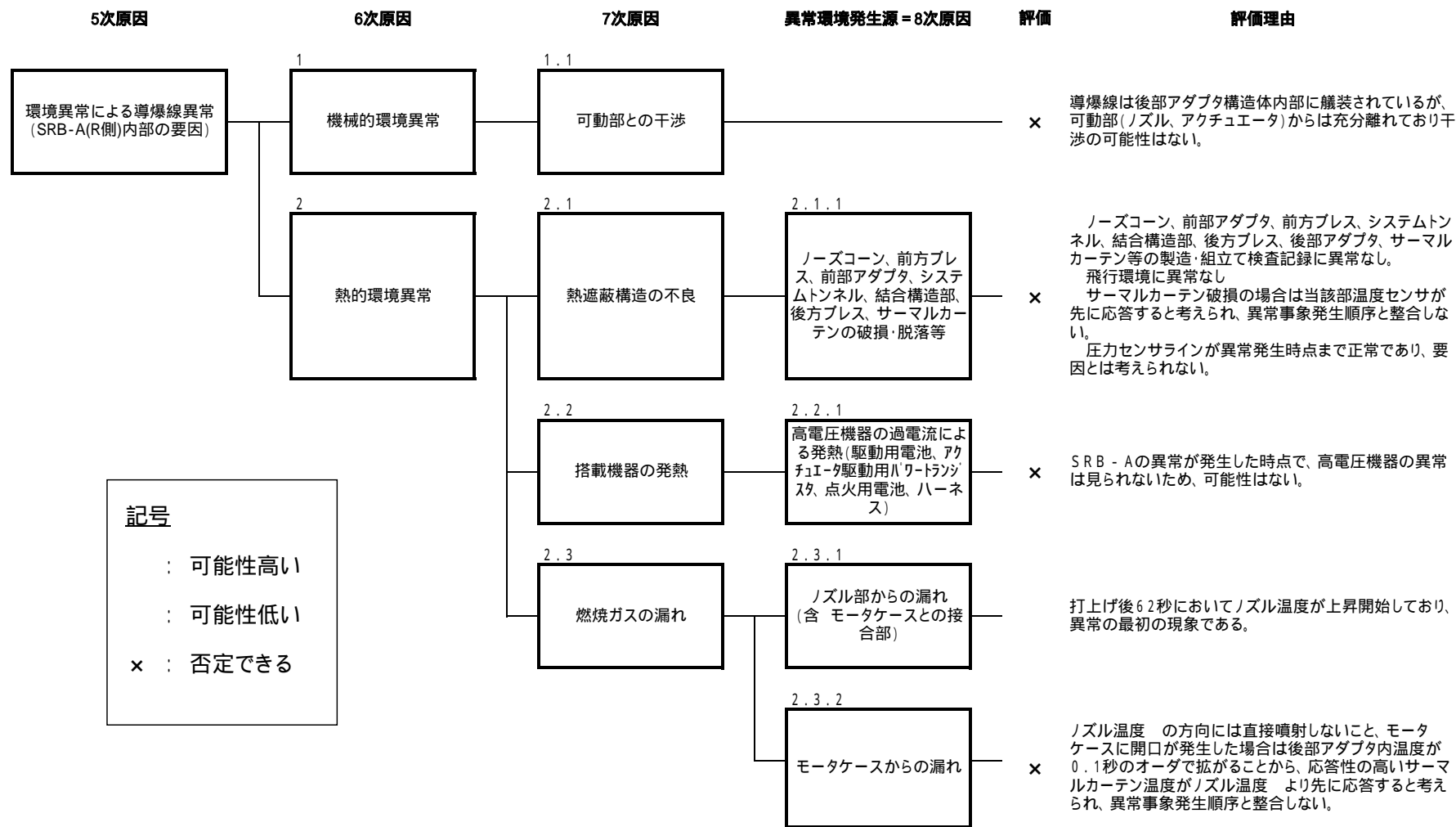


図2 - 3 - 3 (3 / 3) SRB - A (R側) 未分離に関する故障の木解析
(環境異常による導爆線異常(SRB - A (R側)内部の要因))

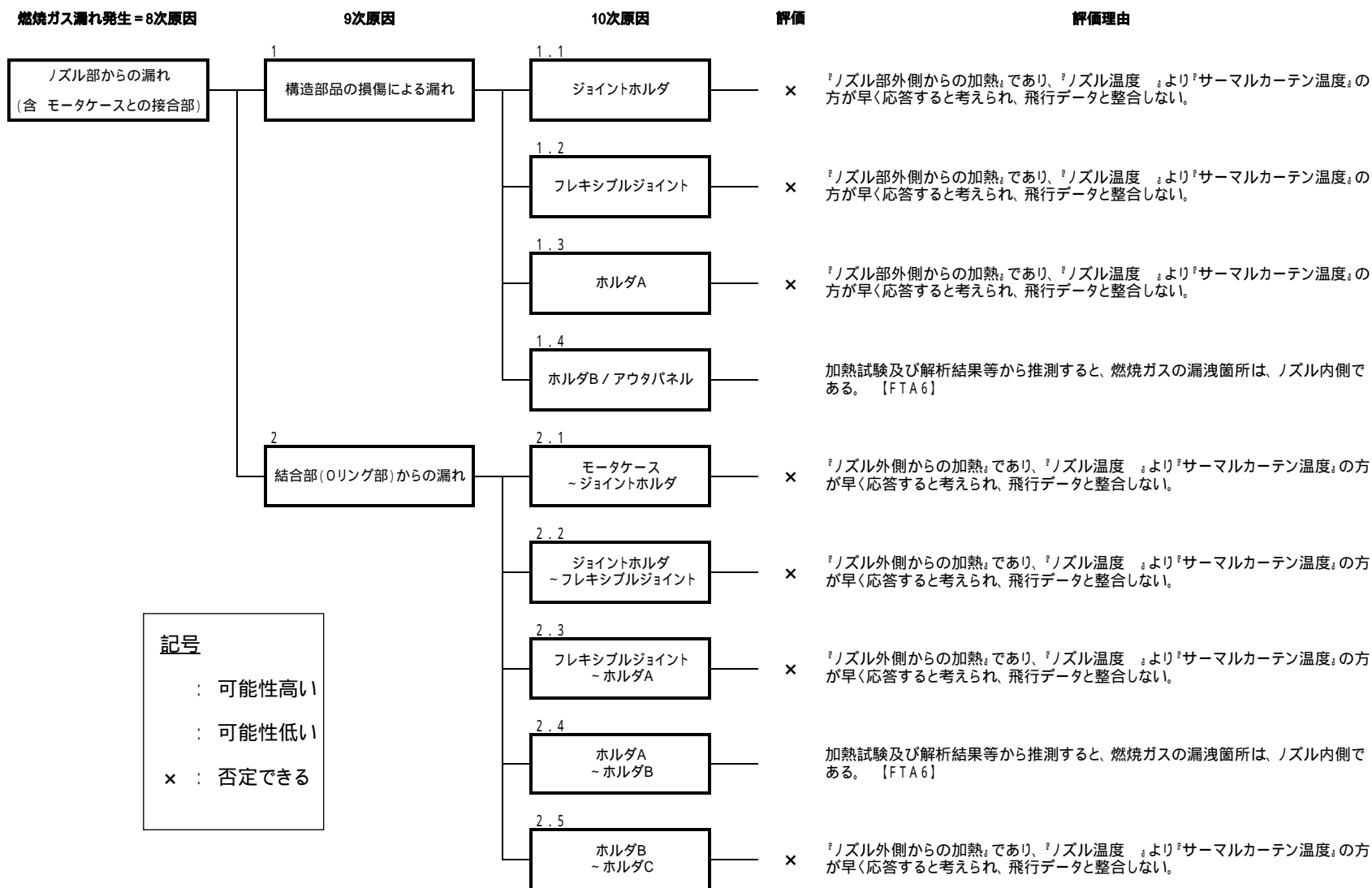
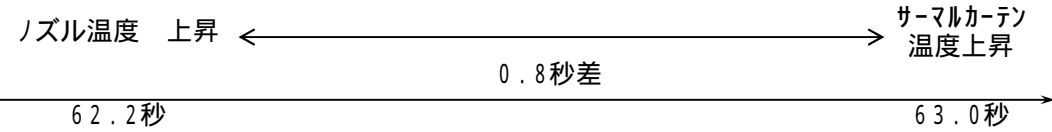
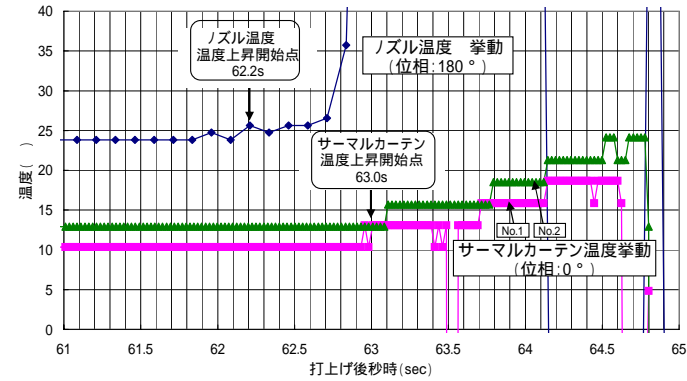


図2 - 3 - 4 SRB - A (R側) 未分離に関する故障の木解析
(ノズル部からの漏れ(含 モータケースとの接合部))

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

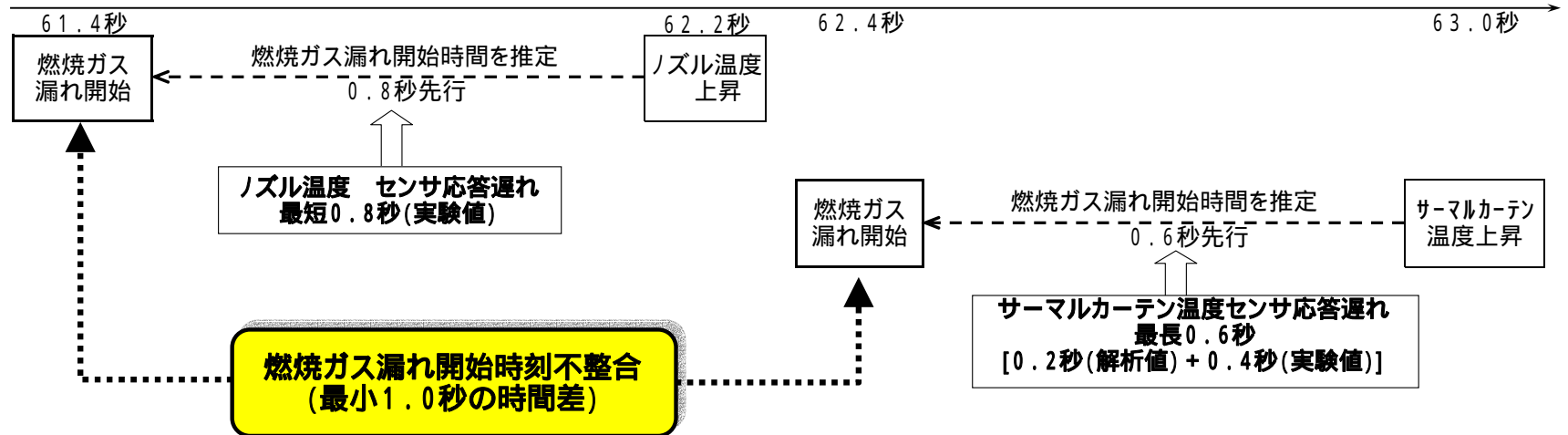


図2-3-5 『ノズル外側からの加熱』により漏れた場合の時系列

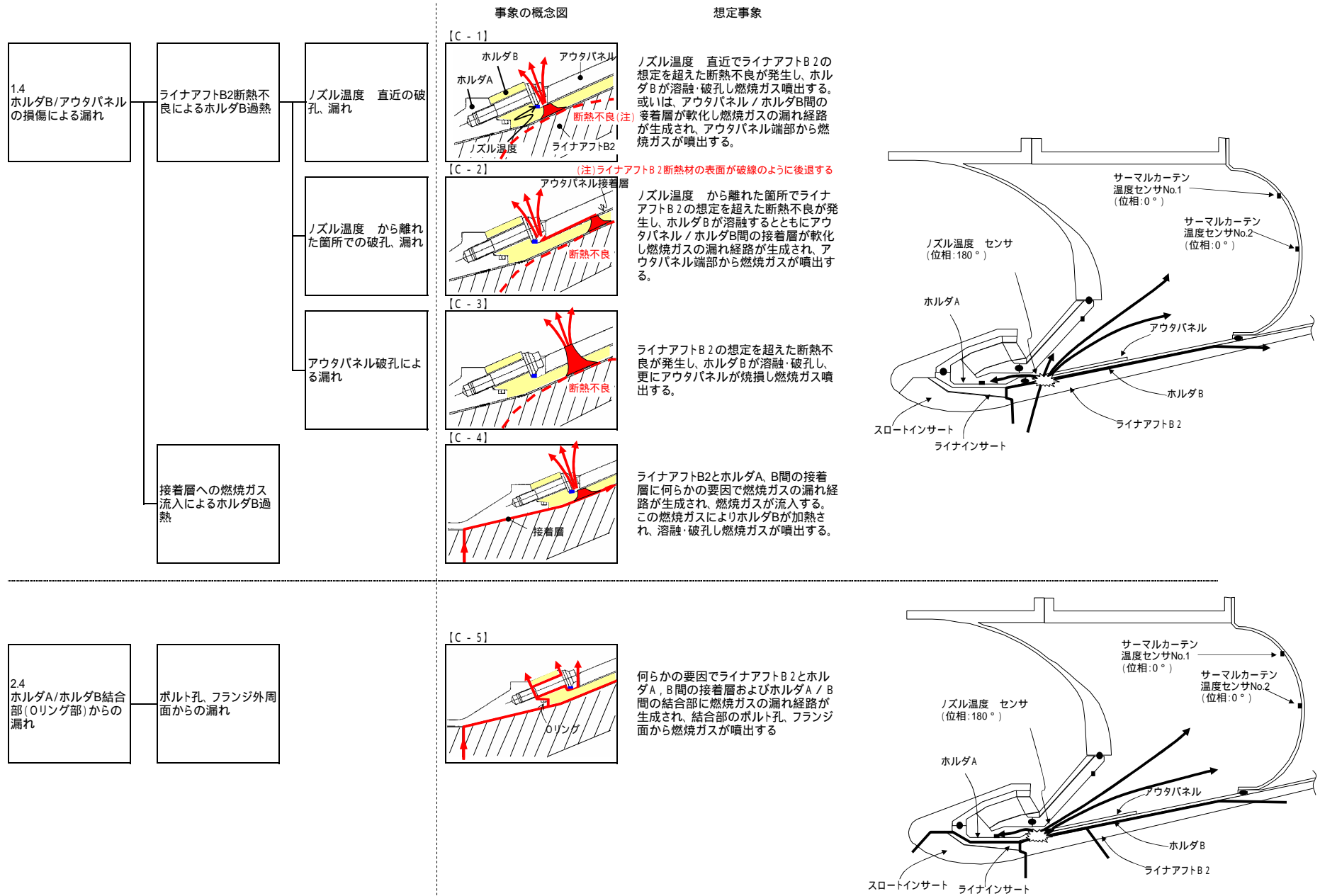


図2-3-6 SRB-A (R側)未分離に関する故障の木解析 (ノズル内側からの加熱)

導爆線の温度上昇時の挙動

SRB - Aの後部アダプタ内で、導爆線が高温の燃焼ガス等の熱環境にさらされるケースを想定して、導爆線の加熱試験を実施した。ハロゲンランプ(約300kW/m²)にて導爆線を加熱した後、伝爆性能を確認した。

結果概要を下表に示す。

	導爆線内部温度	挙動
1	常温 ~ 約 200	加熱による爆轟は起こらない。 導爆線は正常に機能する。
2	約 200 ~ 約 270	加熱による爆轟は起こらないが、 導爆線は爆薬が分解反応を起こすことにより機能喪失し、伝爆不能となる。
3	約 270 以上	加熱による爆轟は起こらないが、 270 付近で内部の爆薬の分解ガスにより導爆線が破裂し、機能喪失する。

以上より、内部の爆薬が約 200 を超えると、爆薬が分解反応を起こすことにより機能を喪失し、起爆されても爆轟を伝達できなくなる。



表 2 - 3 - 1 導爆線の加熱試験結果

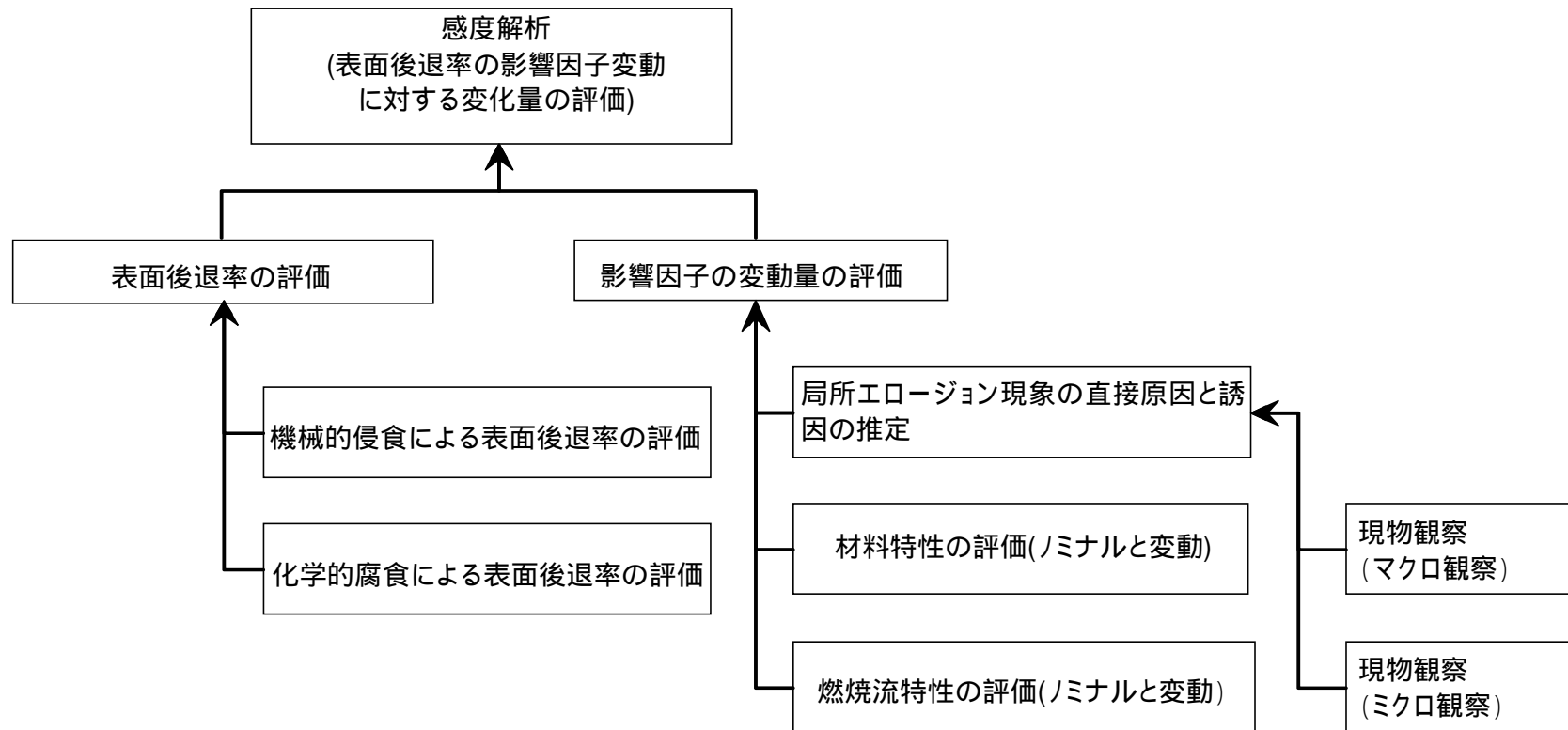


図2 - 3 - 7 表面後退の感度解析

試験名	目的	結果
試験片(テストピース)を用いた加熱試験	<p>ライナアフトB2の層間剥離に対する耐性を評価するため、加熱試験のために作製した試験片を用いた加熱試験を実施した。</p> <p>積層面と加熱面のなす角度の影響評価試験 加熱面の受ける面の幅の影響評価試験 試験片を用いた加熱試験の検証</p> <p>* 開発段階における地上燃焼試験(QM)の後に行った試験片を用いた加熱試験では、層間剥離が発生していなかった。一方、上述の加熱試験で試験片の層間剥離が発生したことから、開発時の試験片による加熱試験をあらためて検証するため、当時と同じ成形条件で作製した試験片を用いた加熱試験を実施した。</p>	<p>積層面と加熱面のなす角度が一定以上では、層間剥離は発生しないが、なす角度が小さいと層間剥離が発生しやすいことを確認した。</p> <p>層間剥離が発生しやすい条件(なす角度が小さい場合)においても、層間剥離に至るには、一定以上の加熱幅が必要であることを確認した。</p> <p>開発当時と同じ成形条件で作製した試験片を用いた加熱試験では層間剥離は発生せず、開発段階での試験片を用いた加熱試験と同様の結果を確認した。</p>
端材(余長部)を用いた加熱試験	<p>6号機及び他号機におけるライナアフトB2の層間剥離に対する耐性の差を評価するため、SRB-Aを製造した際に残った端材を用いた加熱試験を実施した。</p> <p>断熱材の層間剥離試験 積層面と加熱面のなす角度の影響評価試験</p>	<p>6号機及び他号機の端材とも、積層面と加熱面のなす角度をつけた条件では層間剥離は発生せず、層間剥離に関して有意な差がないことを確認した。</p> <p>層間剥離が発生しやすい条件(なす角度が小さい場合)において、6号機の端材は、他号機の端材と比較し層間剥離が起きやすいことを確認した。また、6号機の右側と左側での比較では、層間剥離の状況は同程度であることを確認した。なお、6号機及び他号機の製造工程で異常は認められておらず、また、CFRPの材料特性は、あらかじめ機構が設定した検査項目の規定値内であった。</p> <p>以上のことから、あらかじめ機構が設定した製造工程で製造され、また、材料特性が規定値内であっても、層間剥離のしやすさに差があることを確認した。</p>

表2 - 3 - 2 断熱材の層間剥離の評価試験

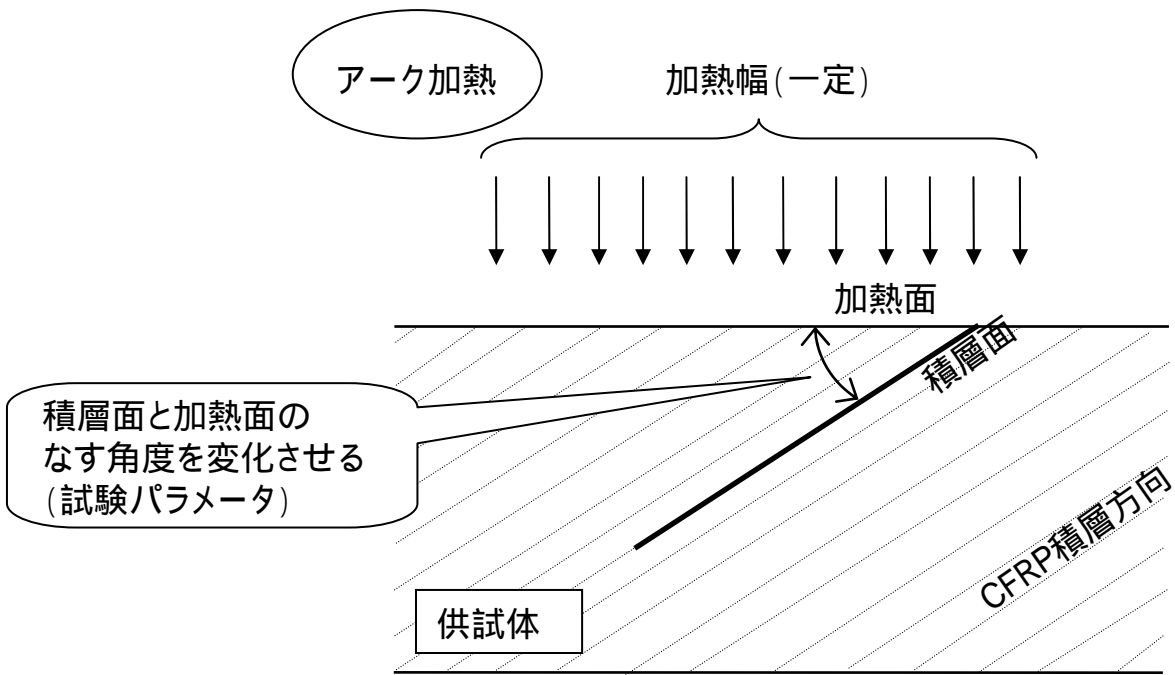


図2 - 3 - 8 積層面と加熱面のなす角度の層間剥離に対する影響評価試験 (概念図)

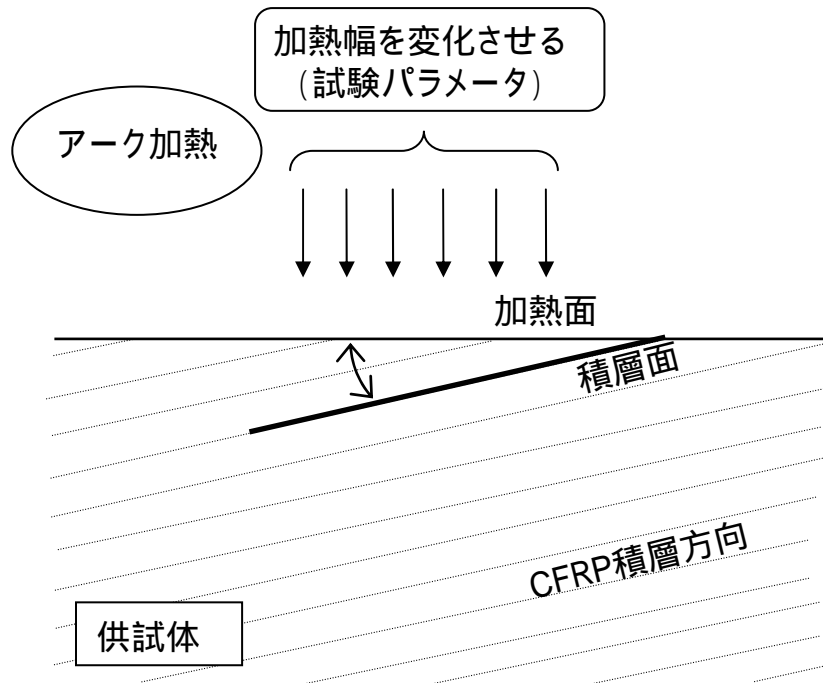


図2 - 3 - 9 加熱幅の層間剥離に対する影響評価試験 (概念図)

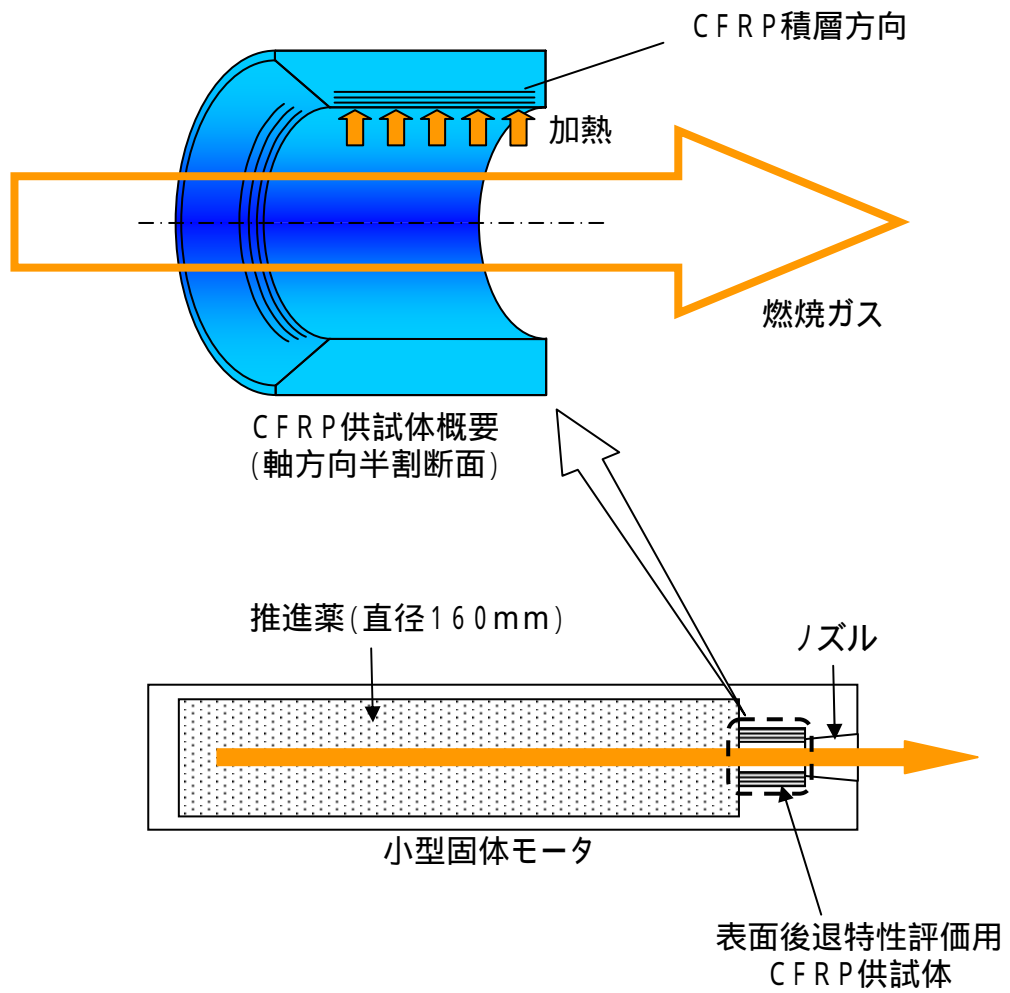
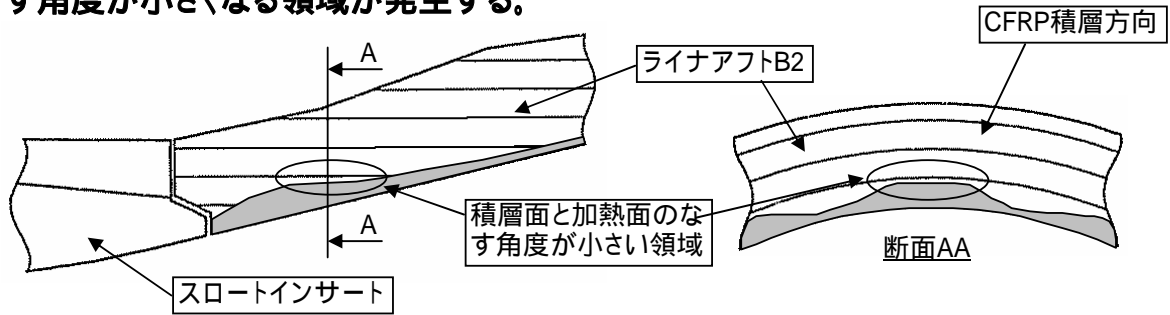
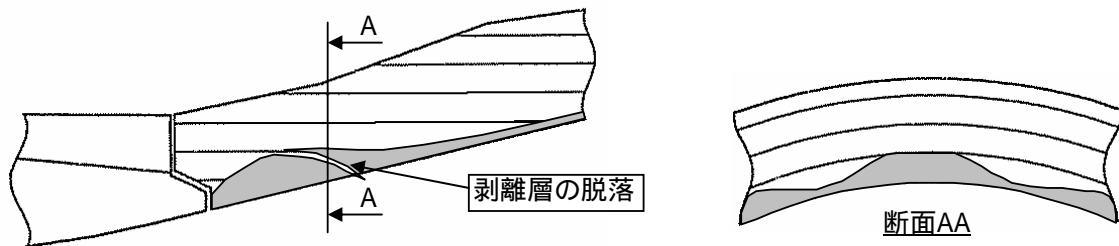
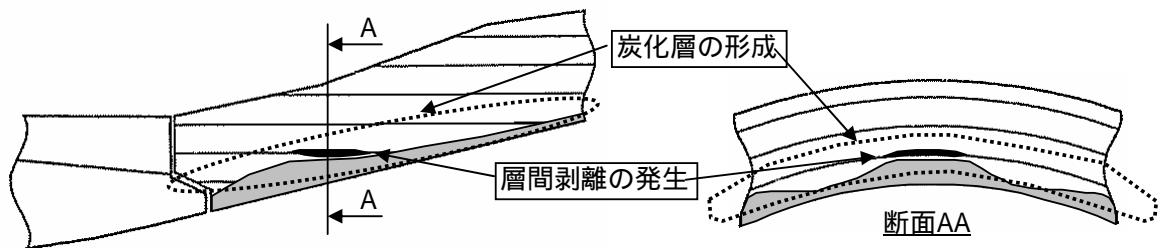


図2 - 3 - 10 層間剥離を伴う表面後退の評価試験

断熱材の表面後退が不均一に増大することにより、部分的に積層面と加熱面のなす角度が小さくなる領域が発生する。



この領域では、分解ガスが積層面に沿って抜けにくくなり、一定の幅を持った領域が発生すれば、分解ガスによる層間の内圧が増加し、その部分のCFRPの積層間で剥離と脱落が発生する。また、炭化層の形成に伴う、炭化層の保持力の低下によっても剥離と脱落が助長される。



このような積層間での剥離とCFRPの積層の脱落が繰り返されることにより、ある程度加熱幅が狭くなるまで、連続的に表面後退が促進される。

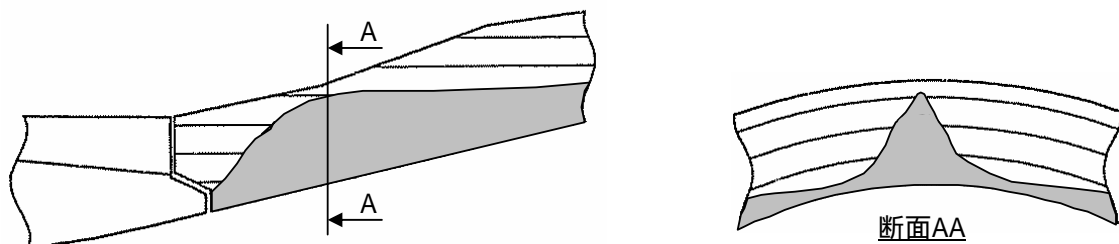


図2-3-11 層間剥離のメカニズム

試験名	目的	ノズル付加形状	結果
試験(その1): 表面後退の増大に寄与する要因の確認	次に示す要因、の重畳による表面後退率の増大に関するデータを取得する。 なお、ノズルについては、SRB-Aと同形状とし、表面後退への影響を顕在化させるため、燃焼圧力をSRB-Aに比べ20%程度高く設定する。 ノズルスロート上流部の形状不均一(凹凸)から生ずる燃焼ガス流れの擾乱(渦)が招く加熱率の増大によるライナアフトB2表面後退率の増大。 ライナアフトB2前端部付近の欠け等による過大な段差から生ずる加熱率増大が招く表面後退率の増大。	ノズルスロート上流部に凹凸を設け、下流の加熱率を増大させるとともに、 ライナアフトB2前端部付近に欠けを設け、後流の加熱率を増大させる。	ノズルスロート上流部の形状不均一(凹凸)は、表面後退の顕著な増大の要因とならない。 ライナアフト前端部付近の欠けは、地上燃焼試験(QM3)で見られた局所エロージョンまで進展する要因となり得る。 燃焼圧力の増加により、従来の地上燃焼試験から得られる表面後退の予測に比べて、予測との差が大きくなる。 ライナアフトB2前端部に、表面後退の進展により、CFRPの積層面と加熱面のなす角度が小さくなっている場所が確認された。

項目	サブサイズ	SRB-A
モータ代表直径(m)	0.5(1/5サイズ)	2.5
平均燃焼圧力(MPa)	11.8	9.8
燃焼時間(秒)	16	100

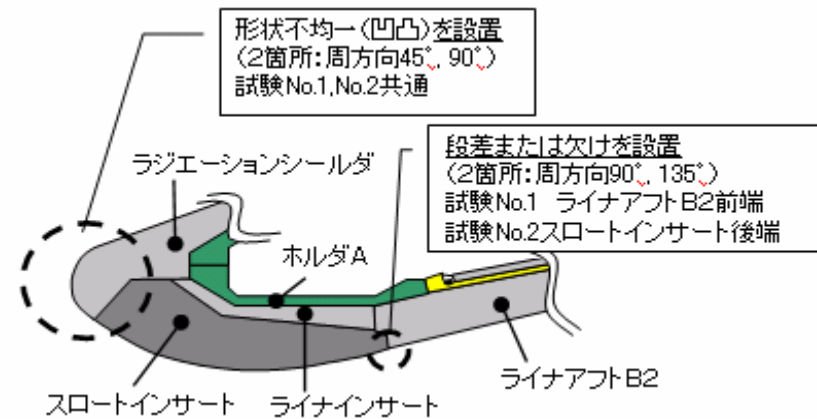


表2 - 3 - 3 (1 / 2) サブサイズモータによる地上燃焼試験

<p>試験(その2): ライナアフトB2 前 端部の段差および ノズル内面の溝の 深さが表面後退率 に与える影響評価</p>	<p>ライナアフトB2 前端部の段差および 光芒の影響により発生するノズル内 面の溝の深さが表面後退率に与える 影響を評価する。 なお、ノズルについては、SRB-A と同 形状とし、燃焼圧力については、SRB - Aに比べ20%程度高く設定する。</p>	<p>ライナアフトB2 前端部の周方向 に一樣な段差を設け、ステップエ ロージョンを模擬するとともに、 光芒山位置に対応して、地上燃 焼試験(QM3)で見られた局所エ ロージョンの約1/6相当の浅い 溝及び約1/3相当の深い溝を 模擬する。</p>	<p>ライナアフトB2 前端部付近の周方向 に一樣な段差(ステップエロージョン) による影響は見られなかった。 光芒山位置の溝の深さによっては、 地上燃焼試験(QM3)で見られた局 所エロージョンまで進展する要因とな り得る。(浅い溝では、平均的な表面 後退と同程度であった。深い溝で は、溝が進行し、地上燃焼試験(QM 3)で見られた局所エロージョンと同 程度の表面後退であった。) 燃焼圧力の増加については、試験 (その1)と同様の傾向が見られた。</p>
--	---	--	--

項目	サブサイズ	SRB-A
モータ代表直径(m)	0.5(1/5サイズ)	2.5
平均燃焼圧力(MPa)	11.9	9.8
燃焼時間(秒)	18	100

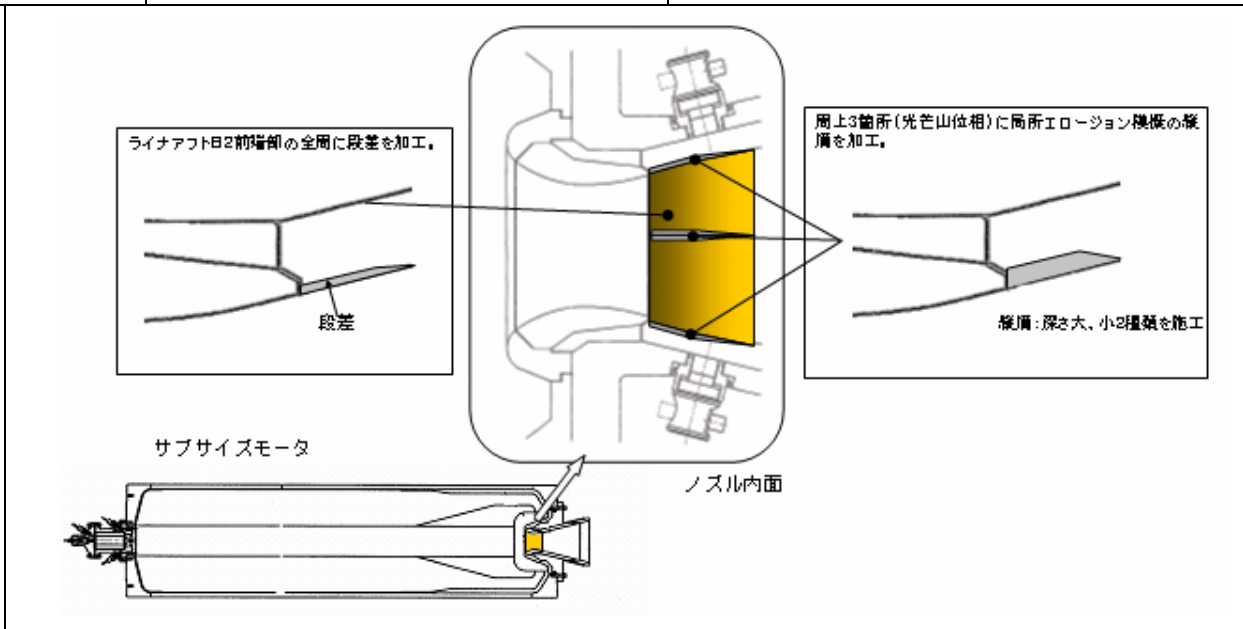


表2 - 3 - 3(2 / 2) サブサイズモータによる地上燃焼試験

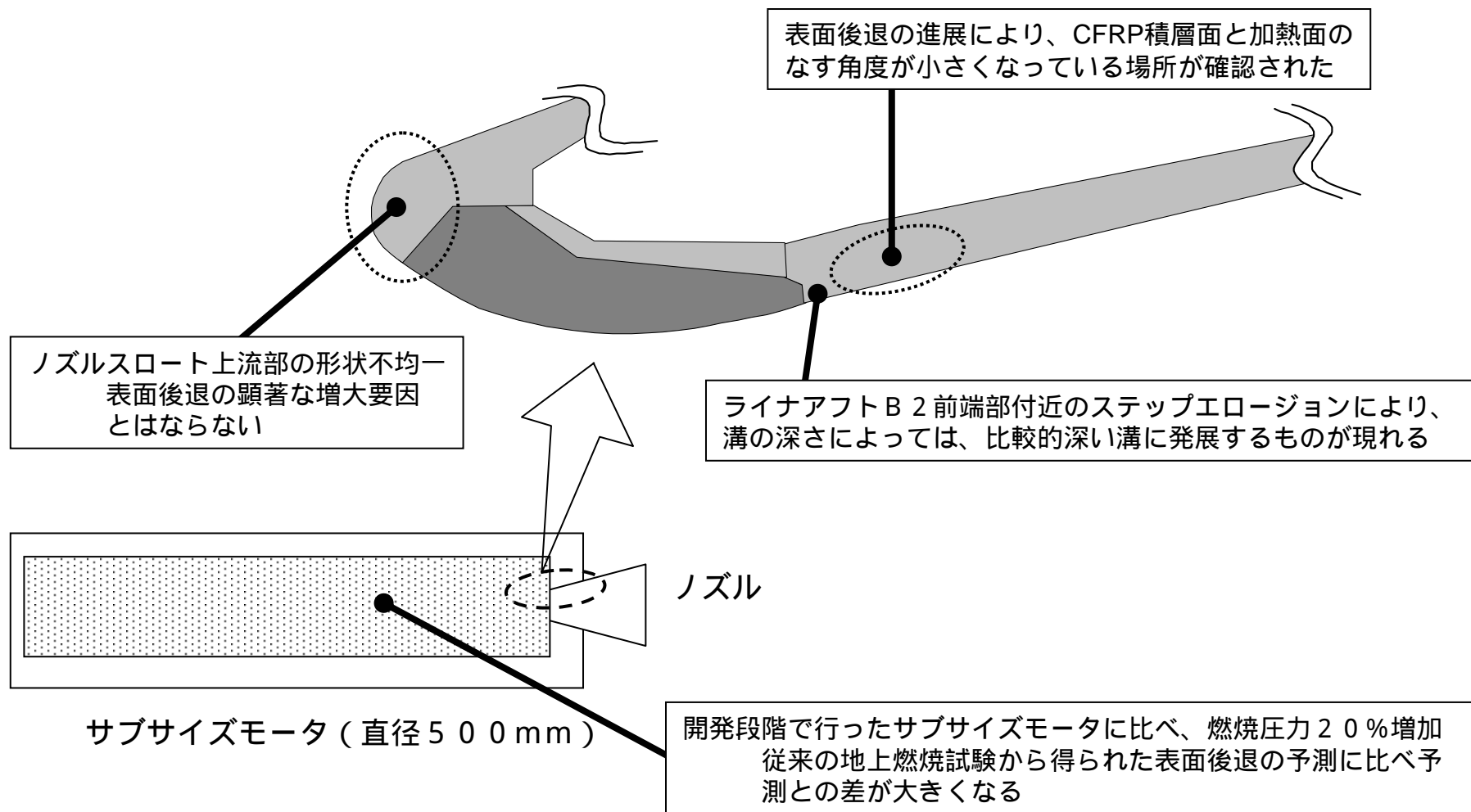
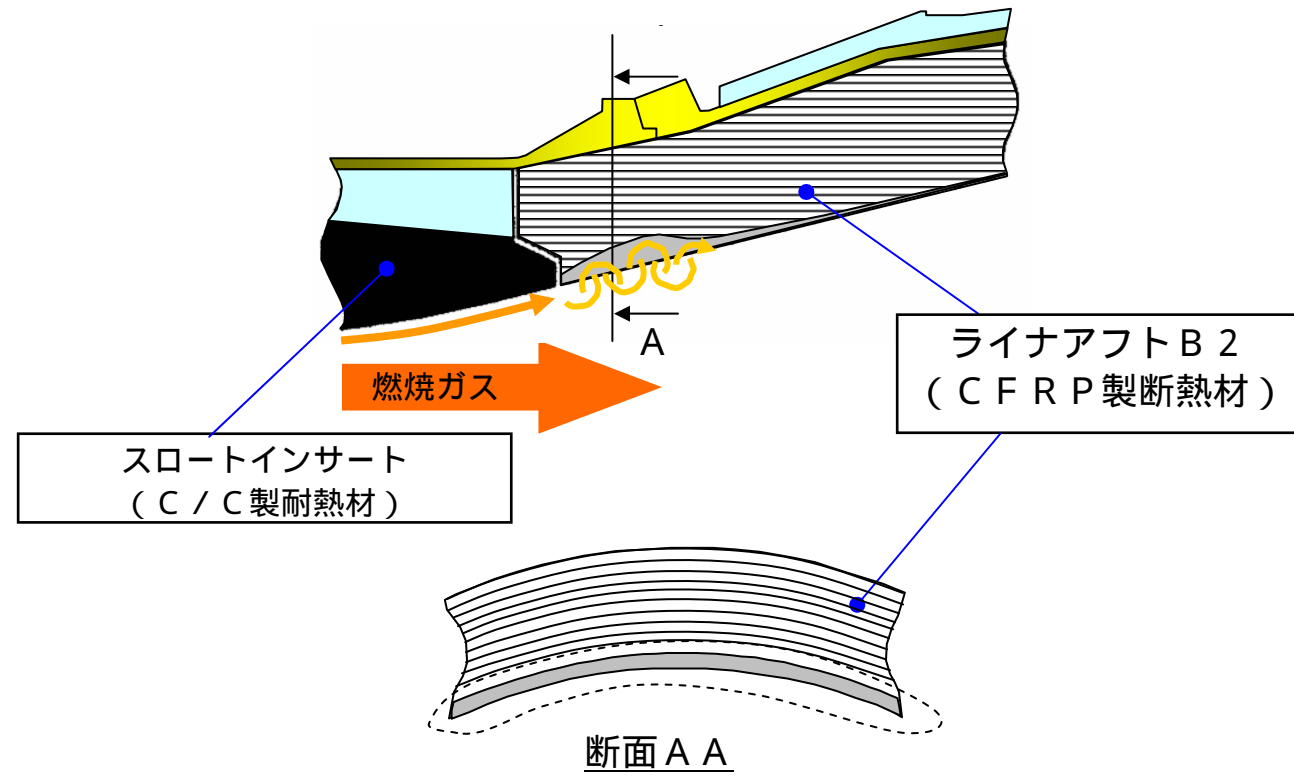


図 2 - 3 - 1 2 サブサイズモータによる地上燃焼試験結果概要

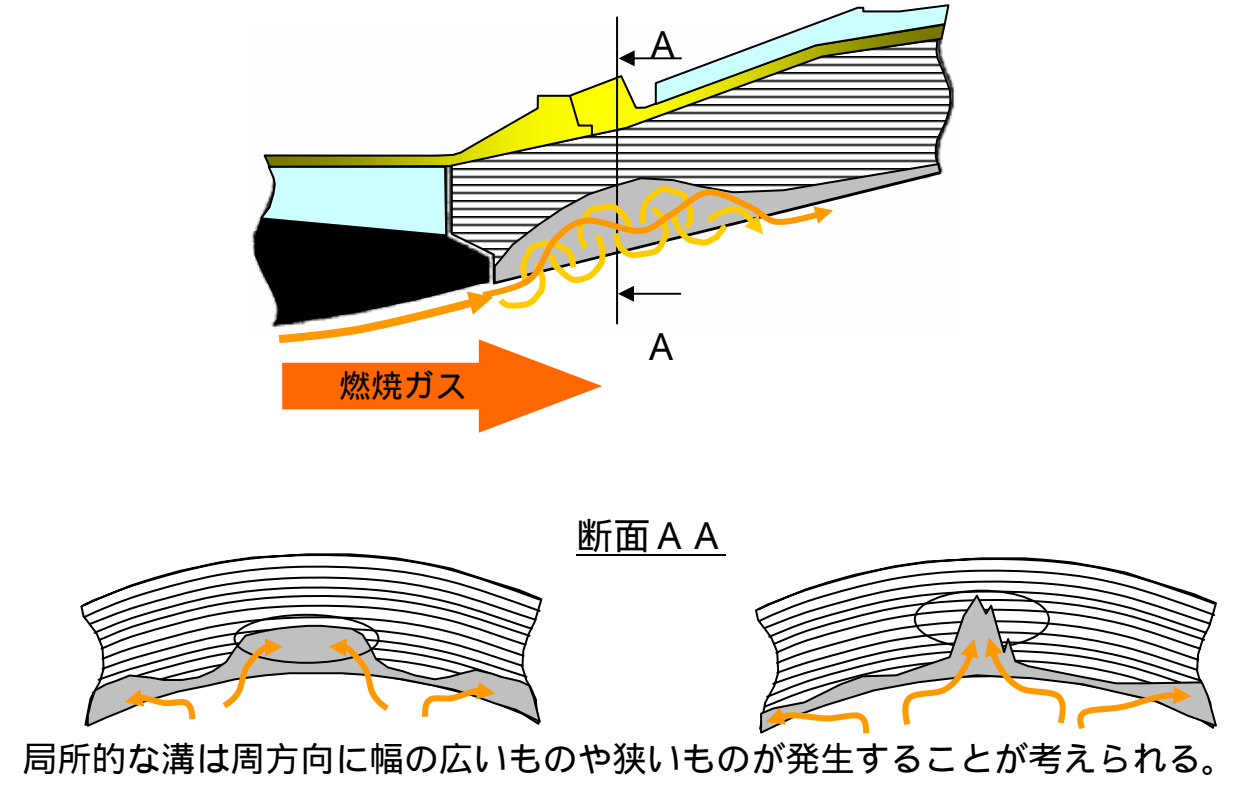
<p>第一次探索作業期間</p>	<p>平成15年12月31日～平成16年1月1日、 平成16年1月5日～7日、1月16日～1月21日</p>
<p>第二次探索作業期間</p>	<p>平成16年2月20日、21日、27日～3月2日</p>
<p>第三次探索作業期間</p>	<p>平成16年3月22日～3月26日</p>

表2 - 3 - 4 固体ロケットブースタ探索作業期間

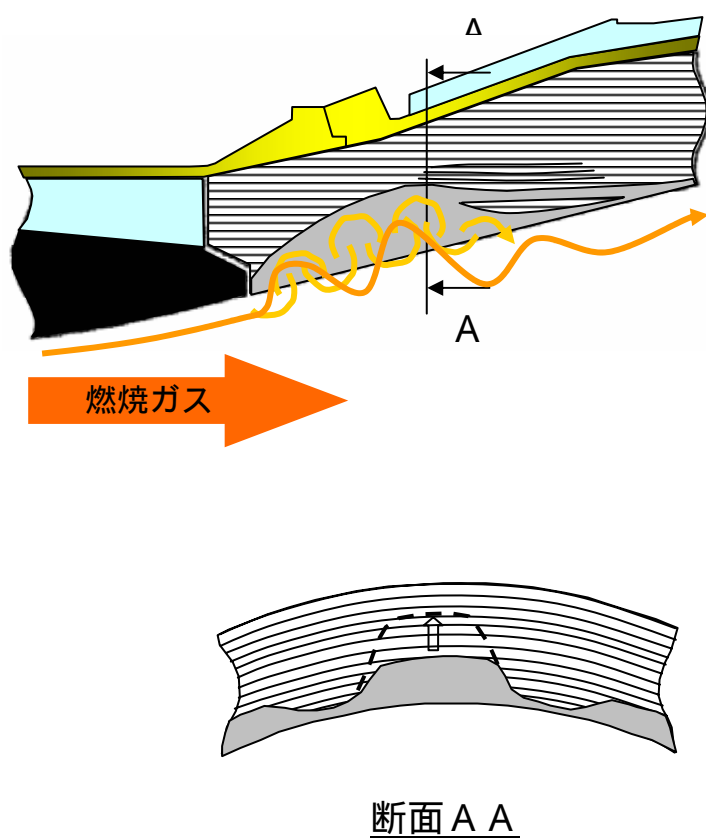
周方向に一様な表面後退現象



周方向に局所性をもった表面後退現象



CFRPの剥離・脱落により局所エロージョンが加速



燃焼ガスが溝に向かって流れ込み局所エロージョンが加速

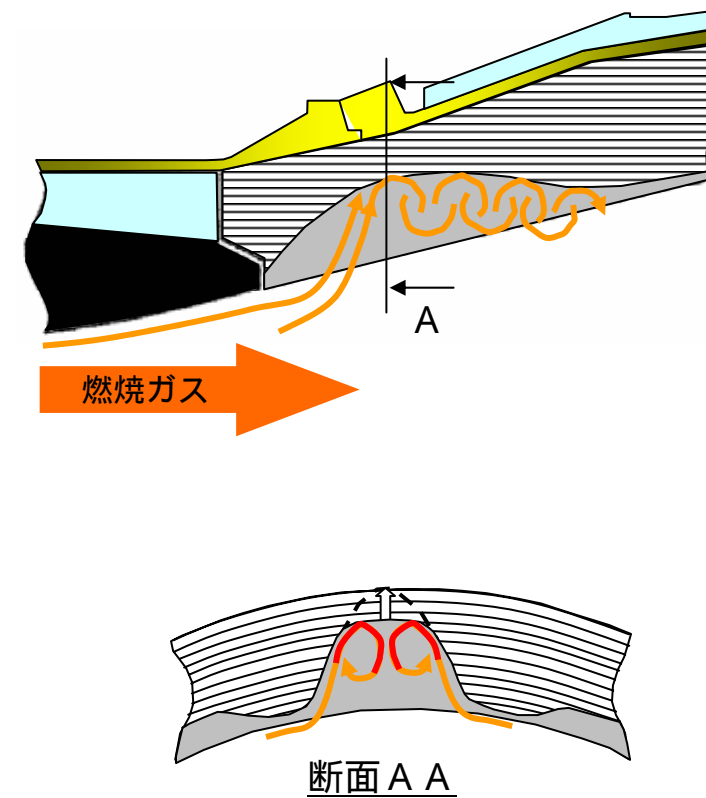


図2-3-13 局所エロージョンが加速するプロセス

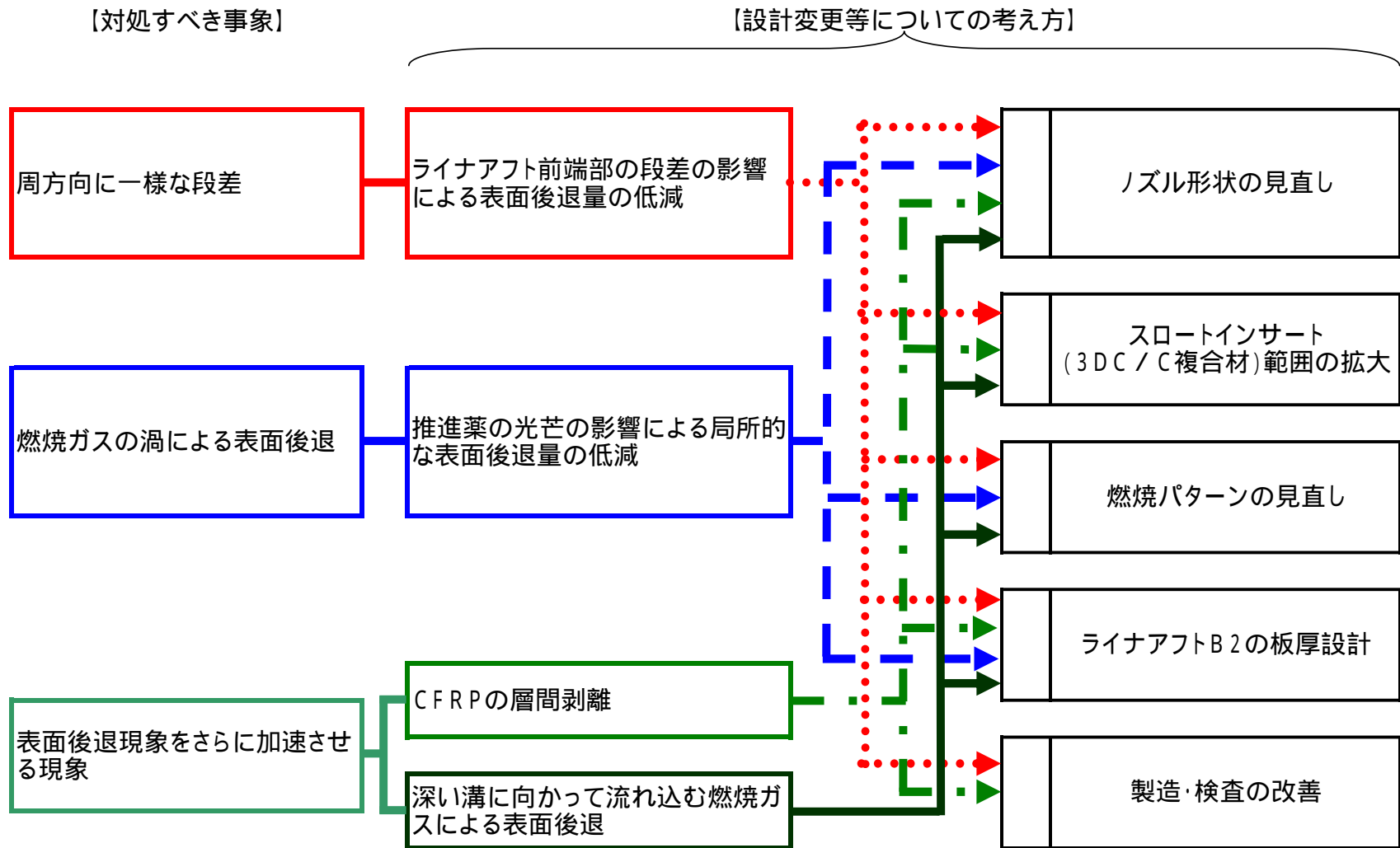


図3 - 1 - 1 設計変更等についての考え方