

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 2）

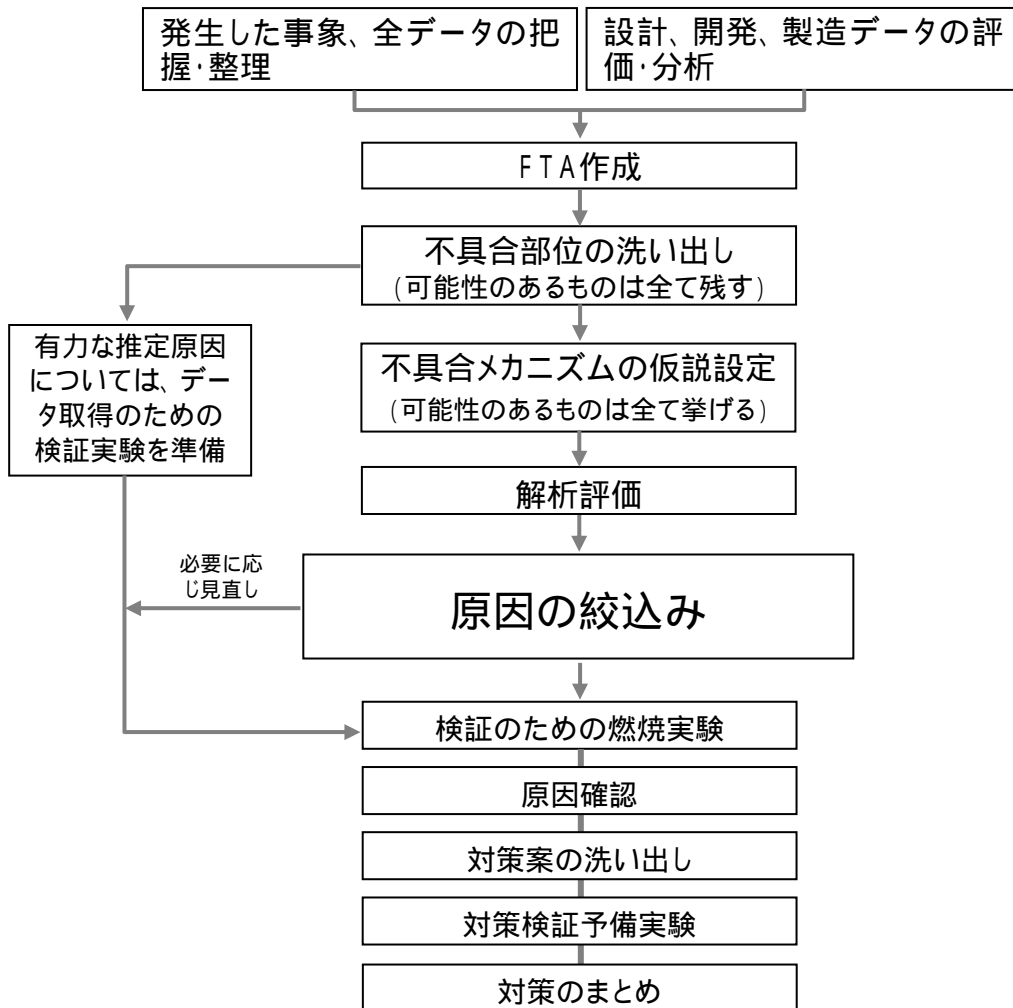
平成 15 年 12 月 15 日
宇宙航空研究開発機構

目次

1. 飛行データ解析(その2)	…	1
1.1 航法データからみた飛行状況		
1.1.1 H - Aロケットの姿勢制御		
1.1.2 飛行状況の全体像		
1.1.3 異常事象近傍の詳細		
2. 光学カメラ画像確認結果	…	15
3. 異常事象の原因検討	…	17
3.1 故障の木解析(FTA)		
3.1.1 分離シーケンス異常		
3.1.2 分離機構異常		
3.1.3 環境異常		
3.2 現状の整理		
4. その他の検討状況	…	27
4.1 導爆線の温度上昇時の挙動		
4.2 開発試験及びフライトにおけるノズル温度・歪データ について		
4.3 SRB - A開発におけるエンジニアリングモデル(EM)、 プロトタイプモデル(PM)、認定型モデル(PM)の 地上燃焼試験について		

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) <table border="1" style="display: inline-table; vertical-align: top;"> <tr><td>テレメトリーデータ</td></tr> <tr><td>- イベントデータ</td></tr> <tr><td>- 機体各部状態量</td></tr> <tr><td>- 機体搭載カメラ画像</td></tr> <tr><td>- 航法データ</td></tr> </table>	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
		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) <table border="1" style="display: inline-table; vertical-align: top;"> <tr><td>光学データ</td></tr> <tr><td>- リフトオフ時光学映像</td></tr> </table>	光学データ	- リフトオフ時光学映像					
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) 函面 (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)	(1) 設計基準 (2) 設計計算書 (3) 業務委託成果報告書 (4) 開発仕様書・インターフェース仕様書					

資料:
調査7-1-2

--

 は今回報告範囲 (「

--

」は一部報告)

--

 は報告済み範囲

1. 飛行データ解析(その2)

1.1 航法データからみた飛行状況

1.1.1 H-IIAロケットの姿勢制御

(1)機体姿勢の定義

図1.1.1-1に機体姿勢の定義を示す。機体後方から見て頭上げ方向・頭下げ方向、右向き・左向き、時計回り・反時計回りの3つの回転を基準として定義している。

(2)姿勢制御

1段飛行時の姿勢は、SRB-A燃焼中はSRB-Aのノズルと1段メインエンジンのノズルの向きを変えることで、SRB-A燃焼終了後はメインエンジンのノズルの向きを変えることに加え時計回り・反時計回りについて補助エンジンを噴射することで制御している。補助エンジンの概観を図1.1.1-2に示す。

2段飛行時の姿勢は、エンジン燃焼中はそのノズルの向きを変えることに加え時計回り・反時計回りについてガスジェットを噴射することで、エンジン停止中は全ての方向をガスジェットを噴射することで制御している。

1.1.2 飛行状況の全体像

(1)飛行経路

打上げ後からSRB-A分離までの間はほぼ計画通りの経路を飛行した。

SRB-A分離以降はR側が分離しなかった影響を受け計画よりも質量が重くなっていることから、計画よりも低めの経路を飛行した。その後、1段飛行段階及び2段飛行段階においてSRB-A(R側)非分離による高度・速度不足を補うため、搭載しているコンピュータから誘導コマンドが出され飛行経路の修正が試みられた。最終的には軌道投入に必要な速度に達する見通しが無いことから飛行安全コマンドにより地上から飛行中断された。

なお、この間の飛行経路はSRB-A(R側)が分離しなかった場合の飛行経路解析結果と良く一致している。

(2)姿勢挙動

打上げから約67秒までの間は特に異常は見られなかったが、68秒付近から3軸(時計回り・反時計回り、頭上げ・下げ、右向き・左向き)とも異常な状態が見られ、その状態がSRB-A燃焼終了付近まで続いている。搭載しているコンピュータからはこの異常状態を修正する制御信号が出され、ロケットの姿勢は概ね正常の範囲に制御された。

SRB-A燃焼終了後はSRB-A(R側)が分離されていないことによる重心のずれに対応するため、左向きの釣り合い姿勢を取りながら安定した飛行を継続している。

1、2段分離時に2段に搭載しているジャイロによって左右方向に2回の姿勢変動が検知されている。同じタイミングで2段機体に搭載している加速度計に検知されている衝撃も併せて考慮すると、分離時に1段と2段が左右方向に続けて2回接触していると考えられる。これはSRB-A(R側)が分離されていないことによる重心のずれの影響で、分離時に1段が左方向に回転したことによると考えられる。

1、2段分離後の2段の姿勢制御には特に異常な挙動は見られなかった。

1.1.3 異常事象近傍の詳細

上記で示した事象のうち異常事象近傍についてさらに検討を加えた。

(1) 打上げ～約67秒(異常発生前)

飛行経路、姿勢挙動共に異常といえる現象は見られない。

なお従来号機に比べると、打上げからの時計回りの外乱が正常値の範囲内であるが若干高めである。これは異常現象によるものでは無く、SRB-Aの推力方向の誤差(推力ミスアライメント)等が若干大きかったためと考えられる。

最初の異常事象であるSRB-A(R側)ノズル温度上昇発生(62秒)前後の姿勢制御系の応答について詳細に確認した結果、姿勢を乱そうとする若干の力が確認された。しかしながら同程度の力は打上げ後継続的に見られており、かつ、通常の横風により受ける力の強さと同程度のオーダーであることから、異常事象によるものであるかどうかの識別は困難である。

なお、図1.1.3-1に示すとおり過去の号機においても同程度の力が観測されている。

(2) 約68秒～約105秒(異常発生～SRB-A(L側)分離)

約68秒から図1.1.3-2に示すとおり3軸(頭上げ・下げ、右向き・左向き、時計回り・反時計回り)とも異常な状態が見られ、その状態がSRB-A燃焼終了付近まで続いている。しかしながらこの期間の加速度はほぼ計画通りであることから、メインエンジン及び2本のSRB-Aが発生した推進力は正常であったと考えられる。

図1.1.3-3に示すとおりSRB-A(R側)のノズルの向きは68秒以降異常な値を示し続けている。この値は実現象では考えられない程高速の動きをした後に下限値を示すことから、ノズルの向きを計測する信号に異常が発生したものと考えられる。このため、この後のSRB-A(R側)のノズルの向きは不明であるが、他の電気系統の信号が軒並み異常となっていることからノズルの向きの制御も全く出来ない状態となっていたと考えられる。

SRB-A(L側)のノズルの向きについても図1.1.3-4に示すように異常な値を示している部分がある。ノズルの向きの制御を行う制御装置は1段コントロール電池から電力を供給しているが、SRB-A(R側)での異常事象の影響

で通常28V以上である電池電圧が約22Vまで低下しており、その影響で制御装置の保護回路が動作した事によるものと考えられる。ノズル制御装置の電源回路を図1.1.3-5に示す。

1段メインエンジンのノズルの向きについては計測データ上のノイズの影響と考えられる動きが見られるが、実際の向きは正しく制御系の指示に応答していたと考えられる。

通常SRB-A燃焼終了後に動作する補助エンジンが約75秒から動作している。これはSRB-Aのノズル方向制御がR側のみならずL側も一部異常となったため、これを補うために動作したものである。

(3) SRB-A(L側)分離以降

SRB-A(R側)が分離されていないことによる重心のずれに対応するため、左向きの釣り合い姿勢を取りながら安定した飛行を継続している。

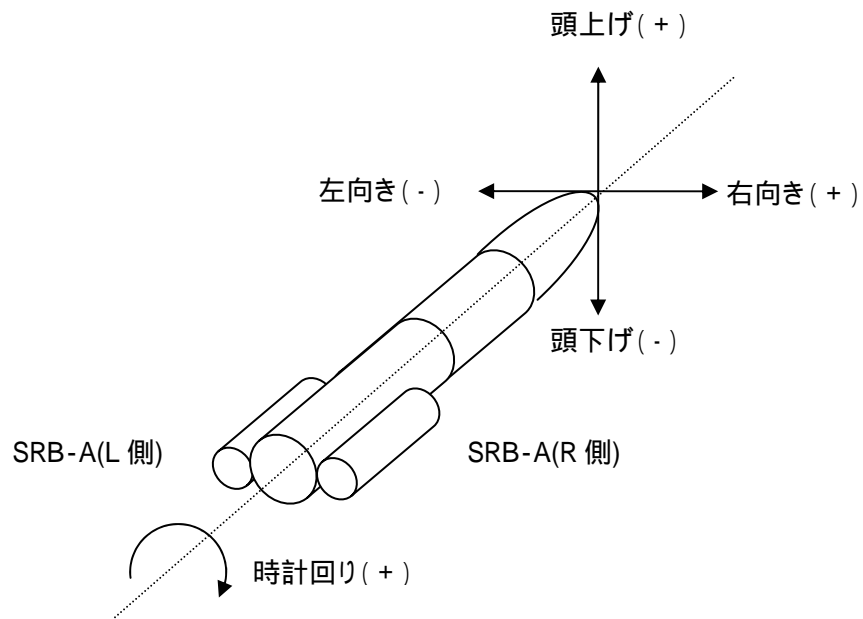


図1.1.1-1(1/2) 機体姿勢の定義

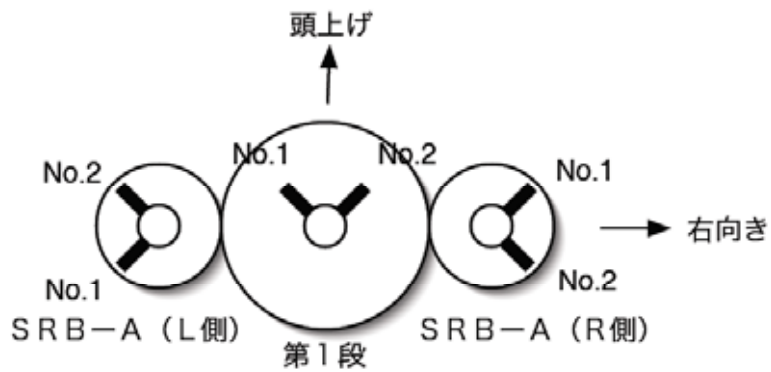


図1.1.1-1(2/2) アクチュエータ取り付け方向(後から見た図)

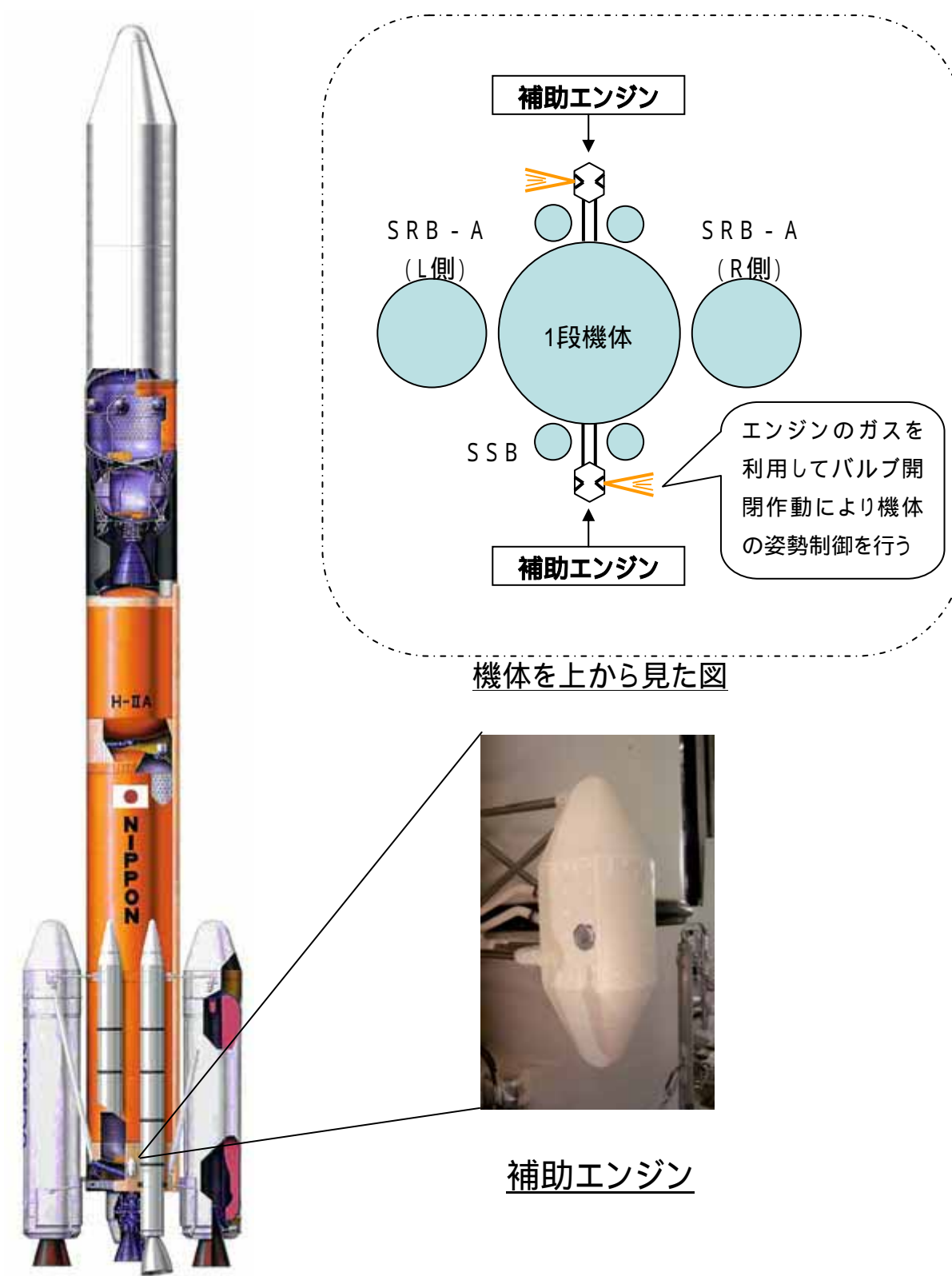


図1.1.1 - 2 補助エンジンの概要

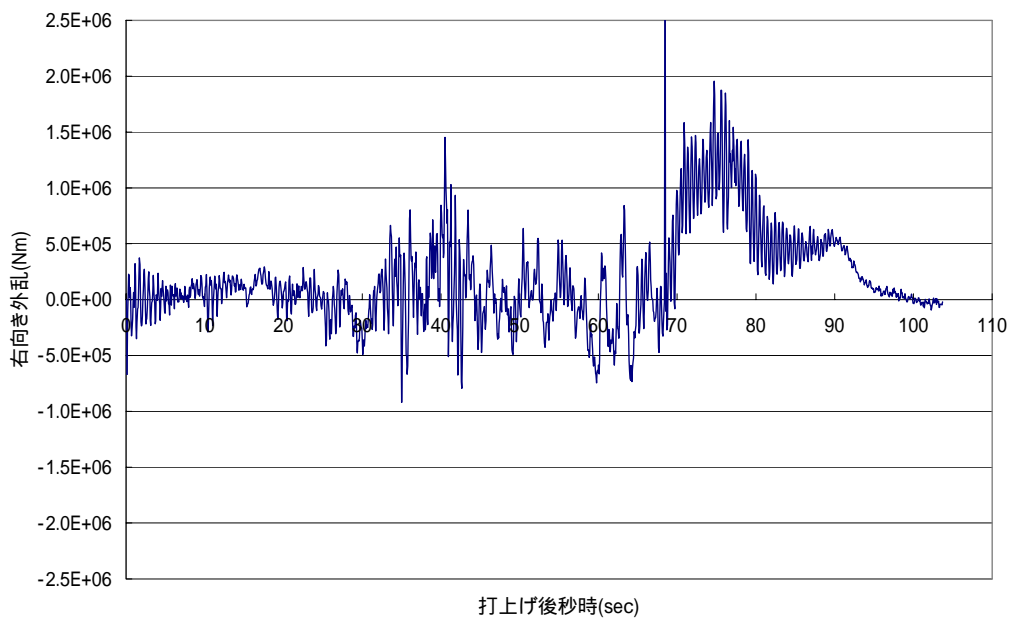
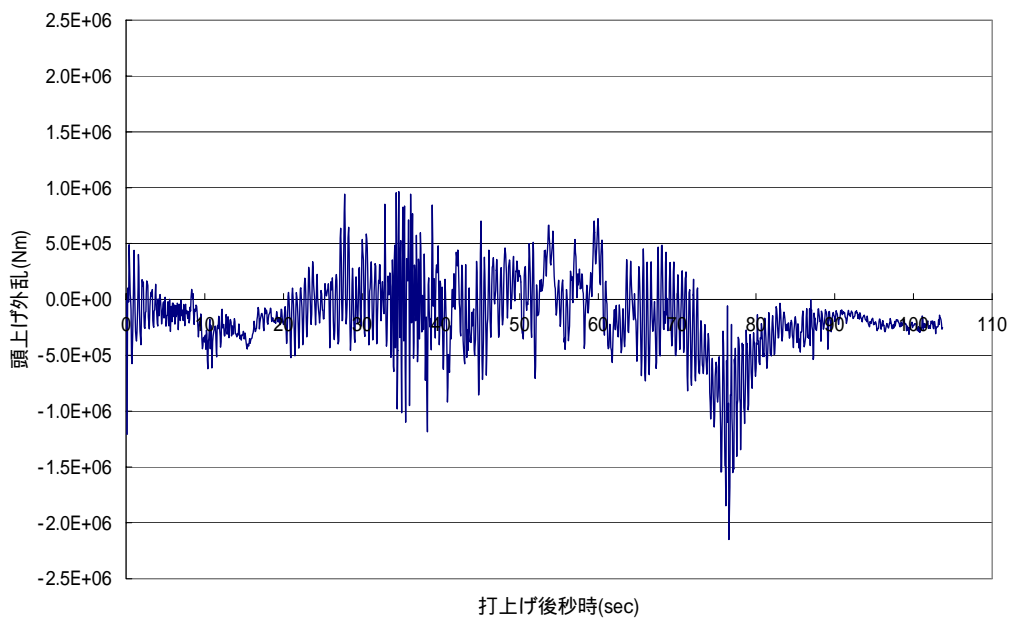
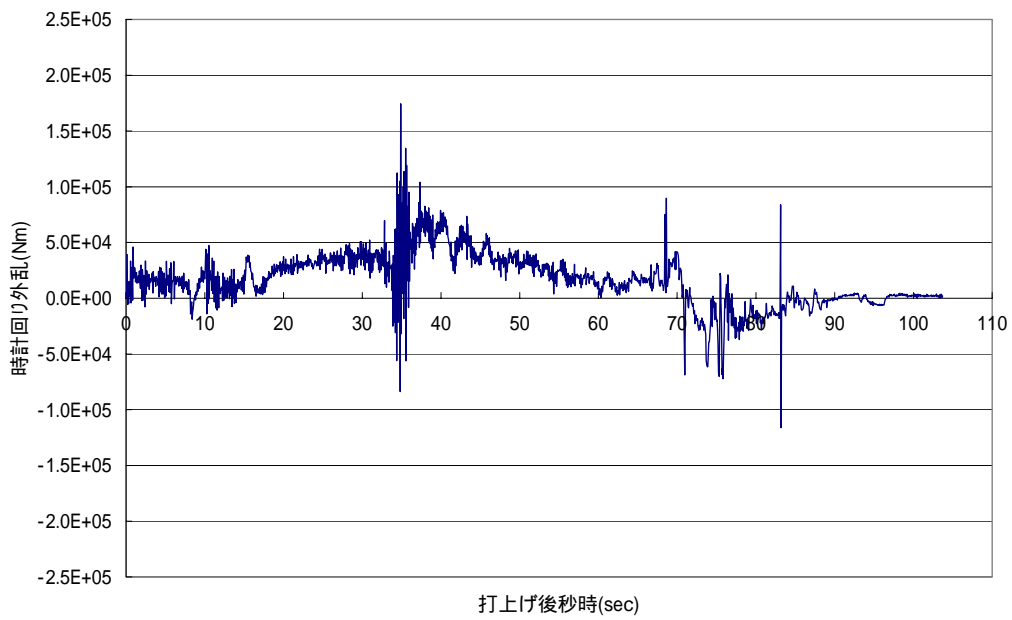


図1.1.3-1(1/4) 6号機の推定外乱

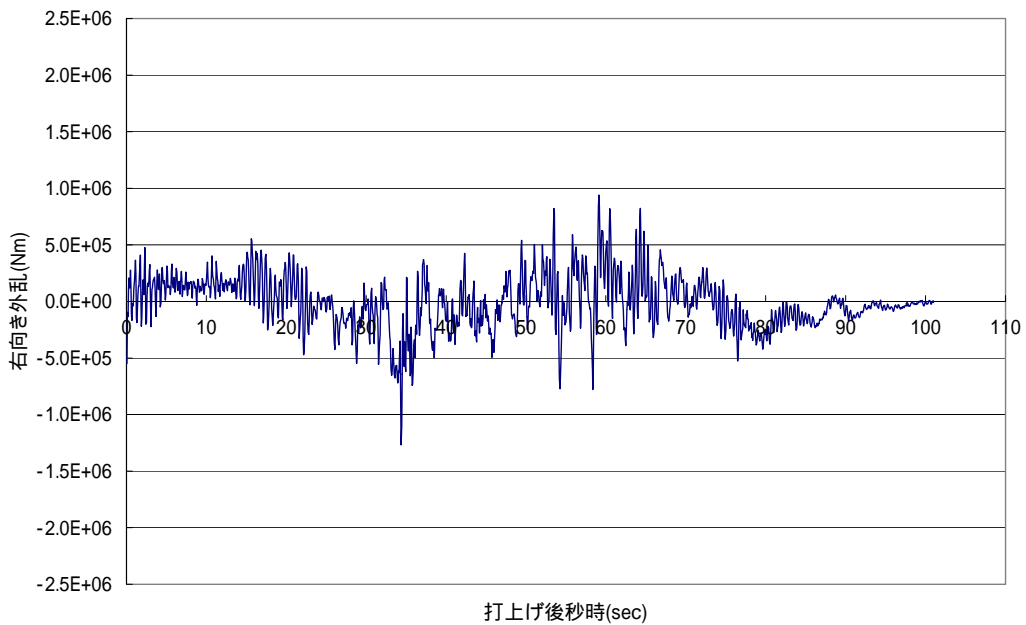
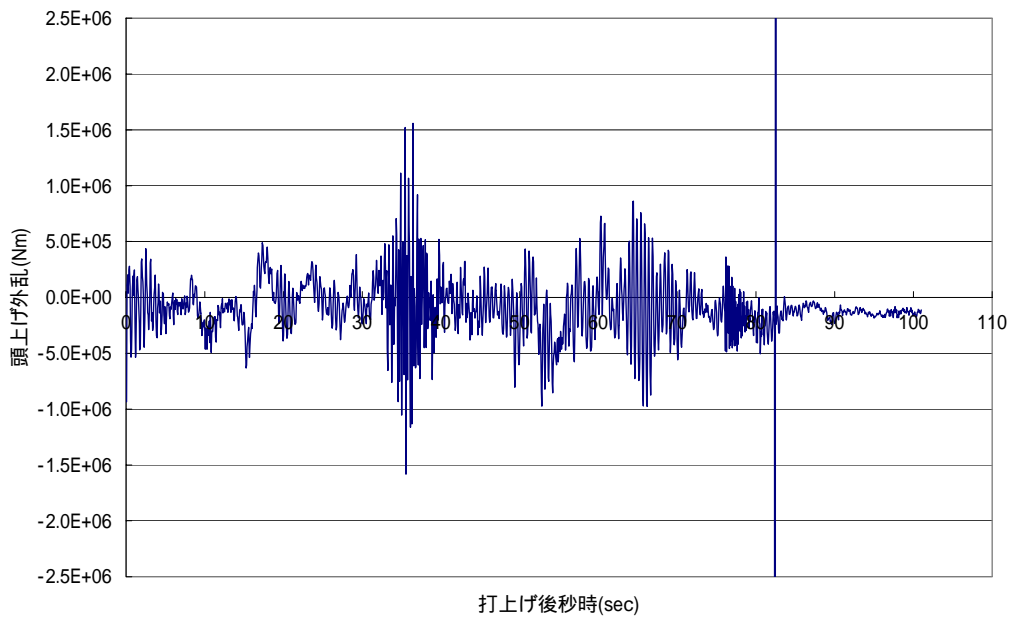
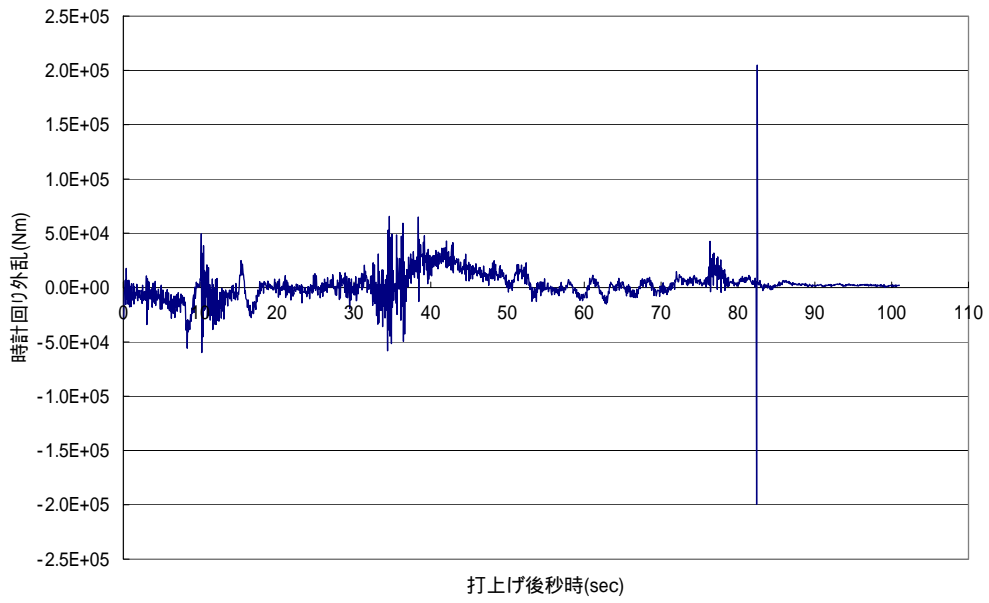


図1.1.3-1(2/4) 5号機の推定外乱

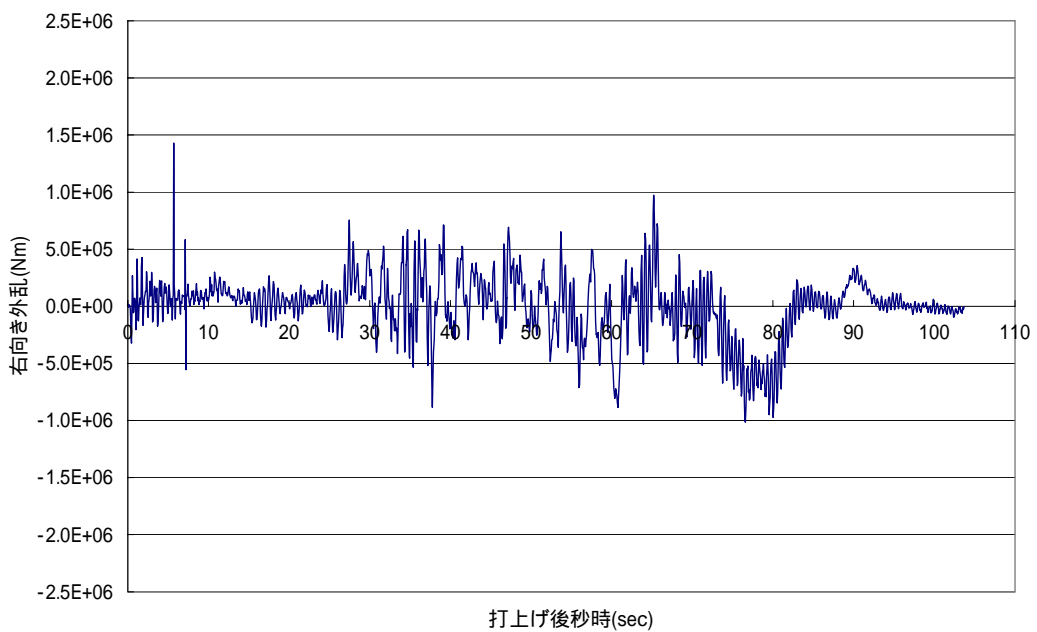
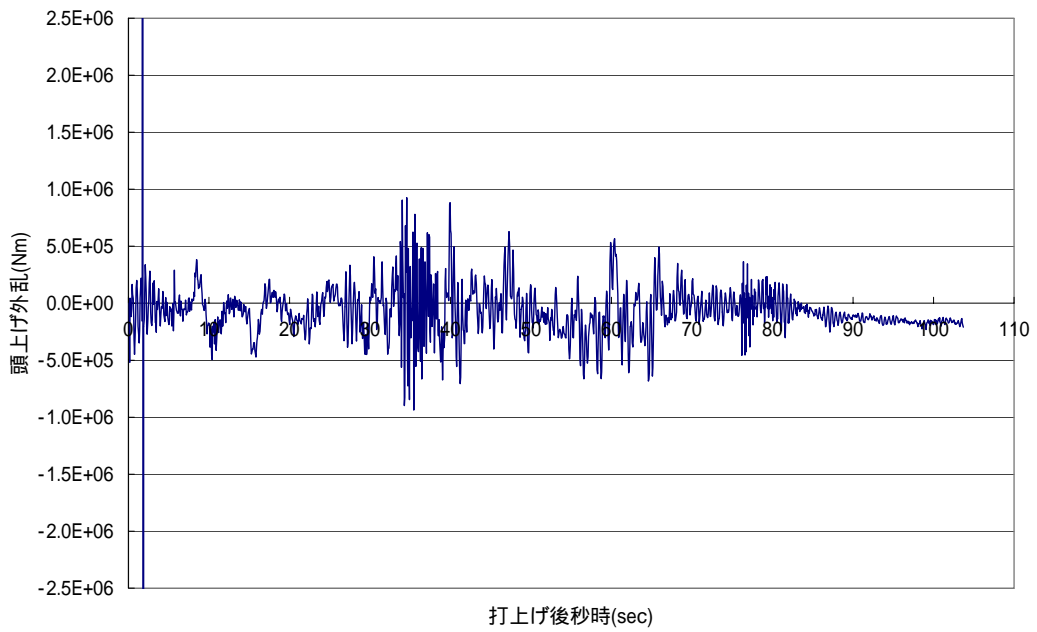
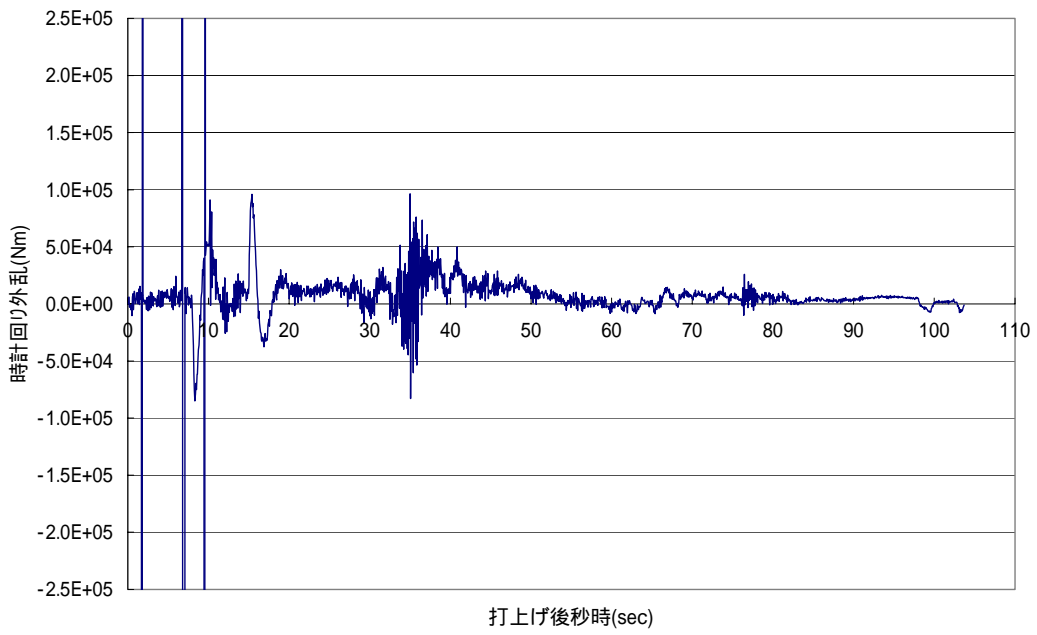


図1.1.3-1(3/4) 3号機の推定外乱

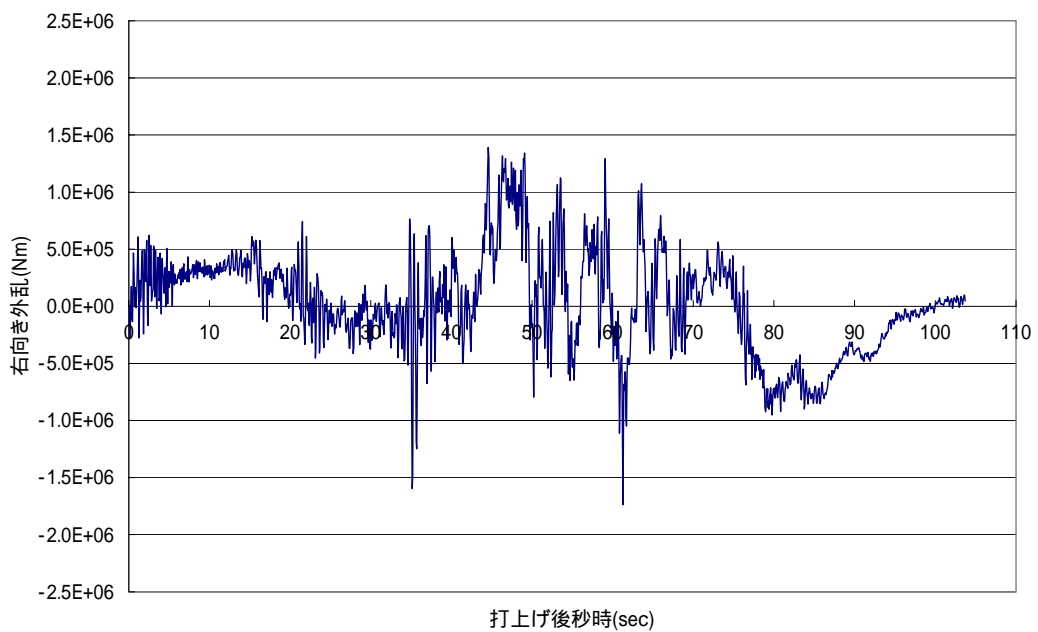
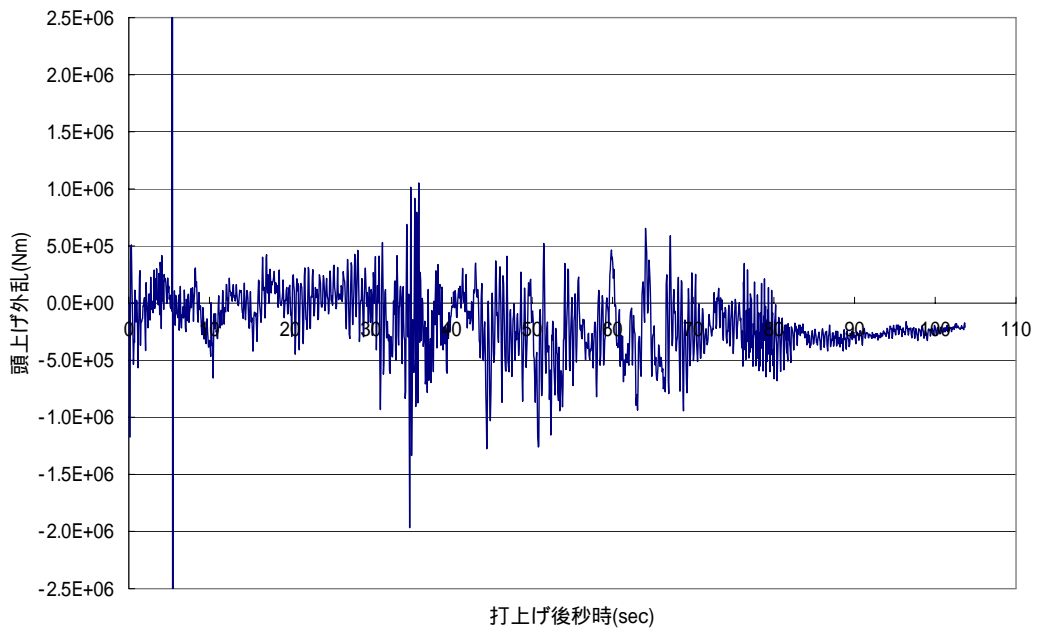
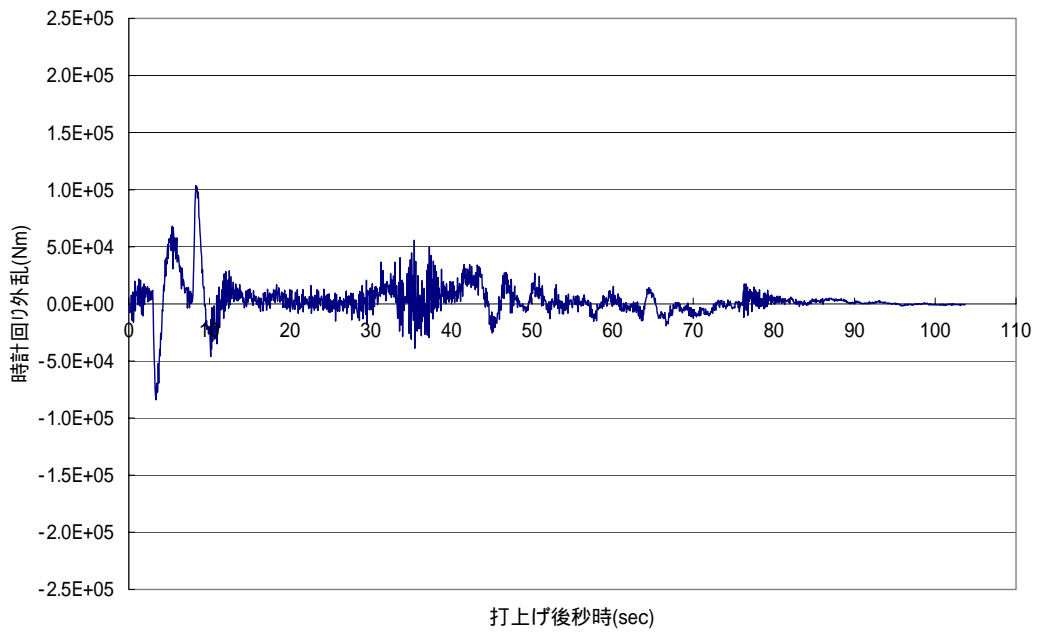


図1.1.3 - 1(4 / 4) 2号機の推定外乱

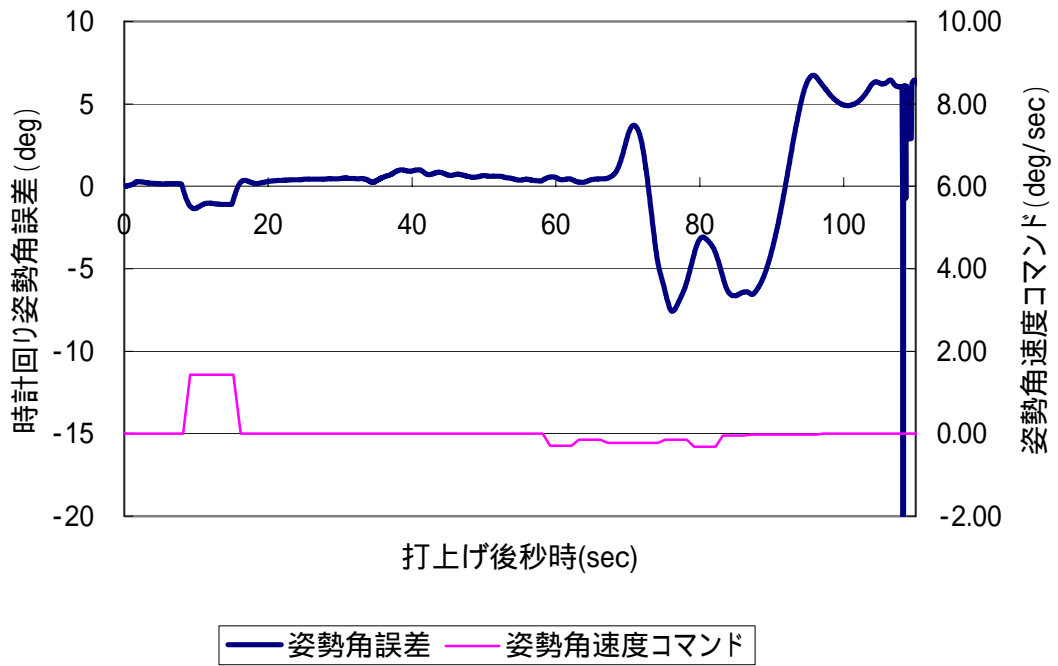


図1.1.3-2(1/3) 姿勢角誤差

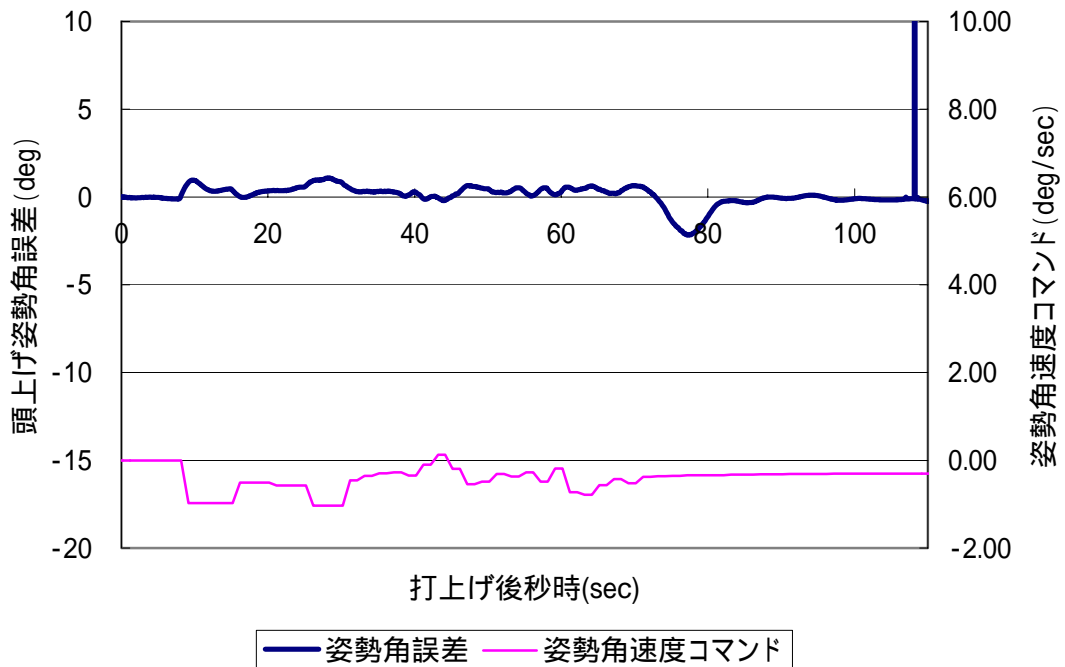


図1.1.3-2(2/3) 姿勢角誤差

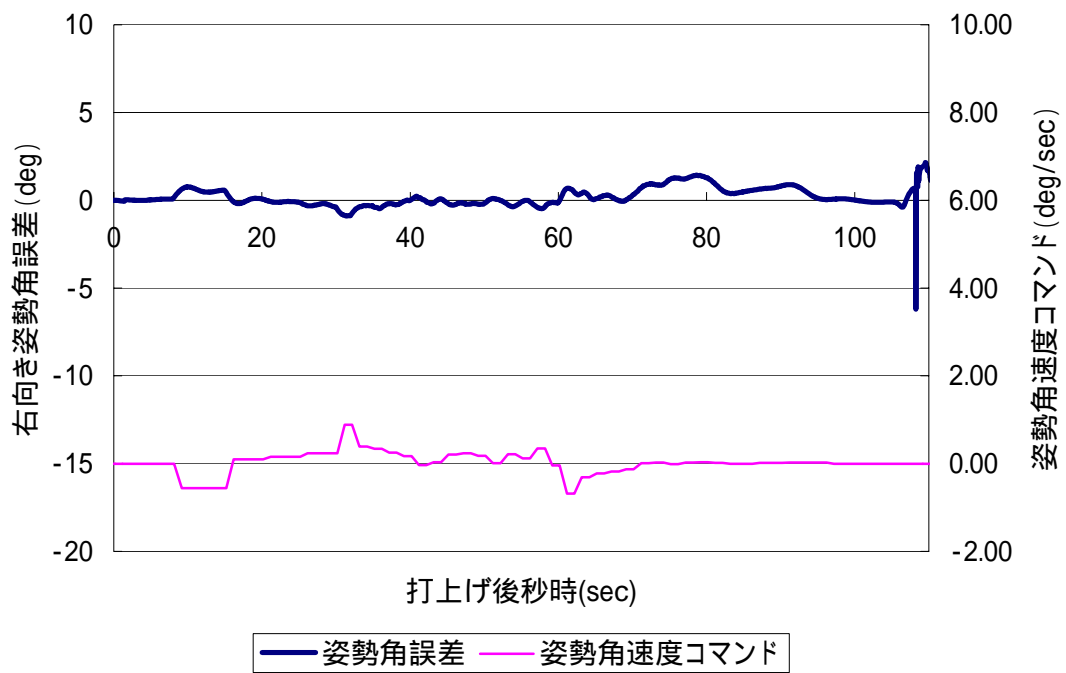
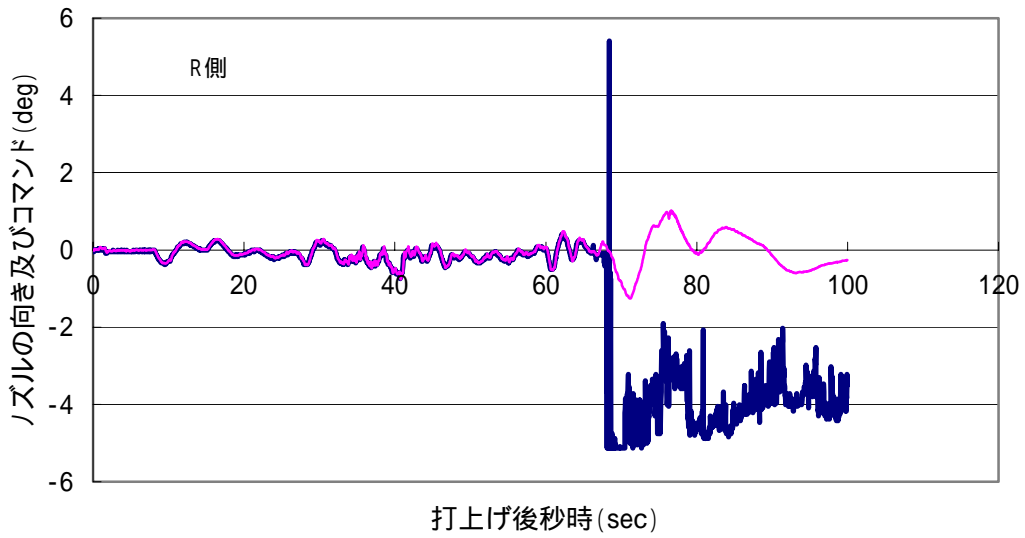
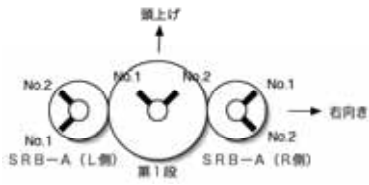
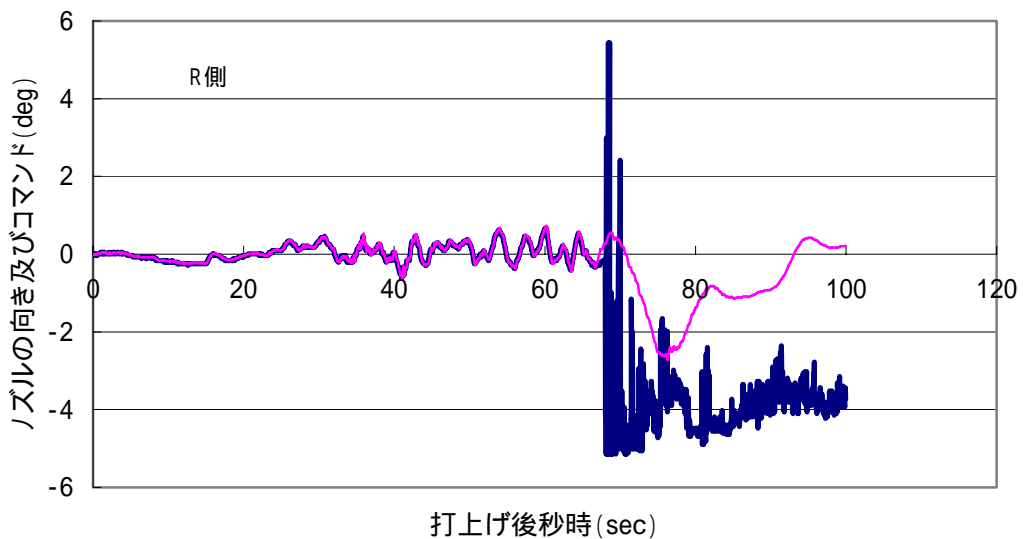


図1.1.3-2(3/3) 姿勢角誤差



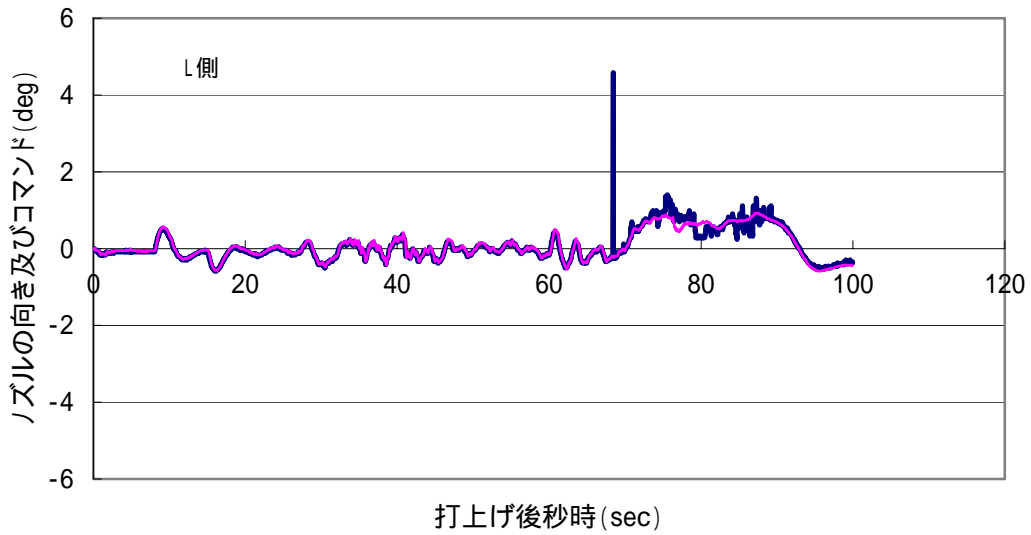
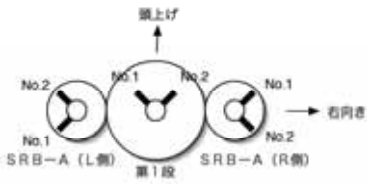
— No.1アクチュエータによるノズルの向き — No.1アクチュエータコマンド

図1.1.3-3(1/2) SRB A(R側)のノズルの向き



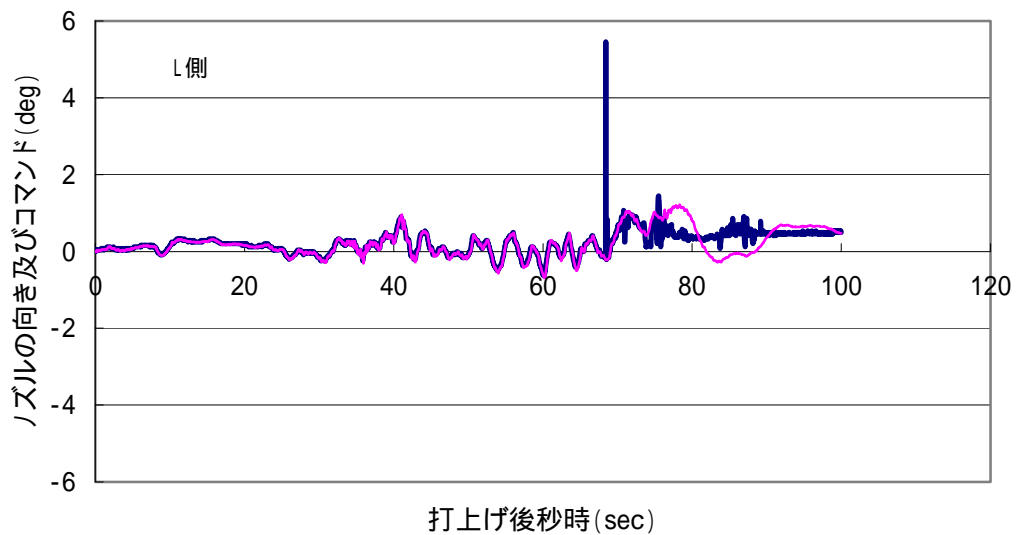
— No.2アクチュエータによるノズルの向き — R-No.2コマンド

図1.1.3-3(2/2) SRB A(R側)のノズルの向き



— 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1.1.3-4(1/2) SRB A(L側)のノズルの向き



— 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1.1.3-4(2/2) SRB A(L側)のノズルの向き

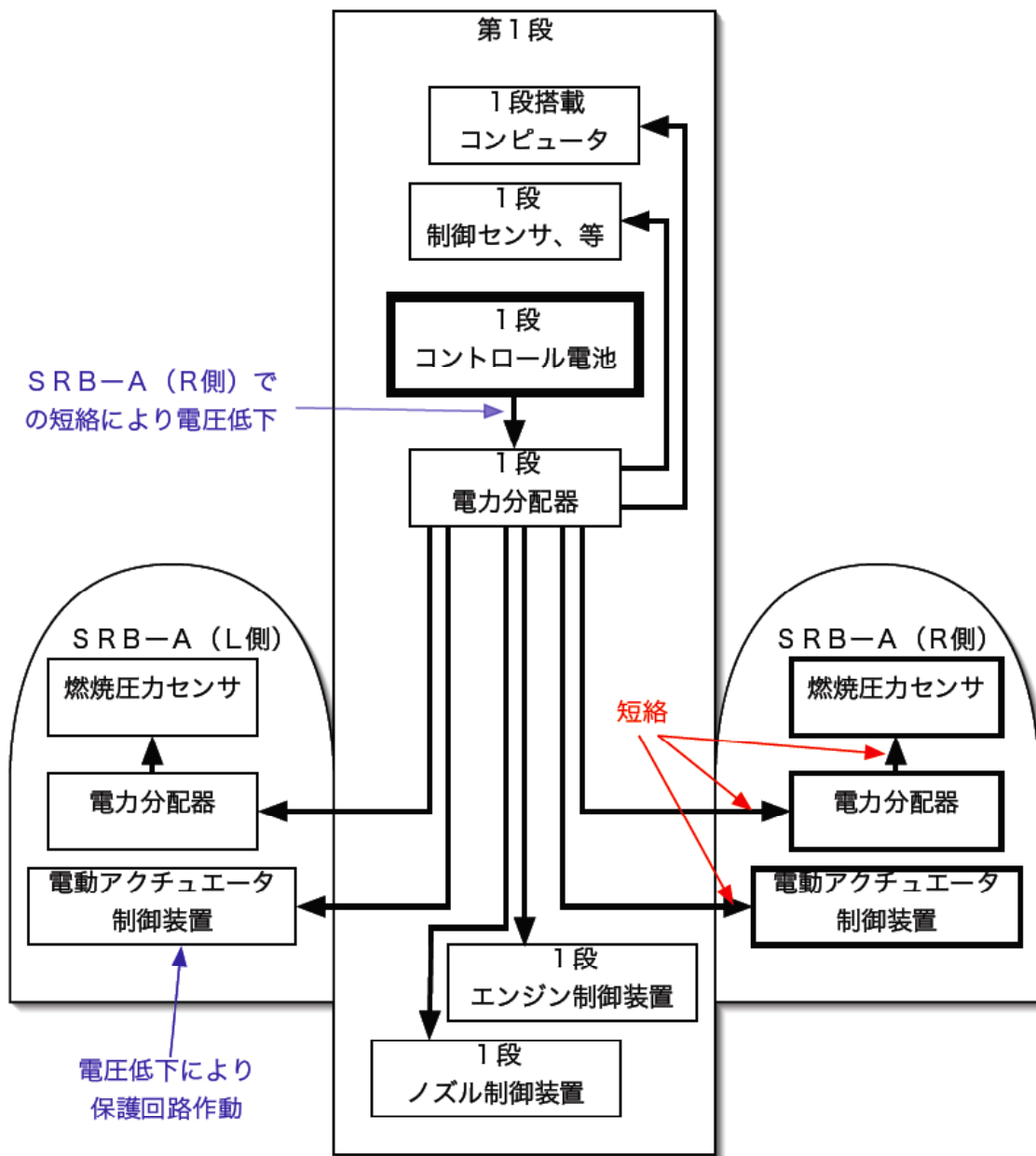


図1.1.3-5 コントロール電池関係接続図

2. 光学カメラ画像確認結果

H - II A 6号機打上げ時の光学画像の確認を行った。光学カメラ(ビデオカメラ)は、竹崎指令管制棟(RCC)3階に設置されており、リフトオフ時の状況を記録している。6号機については、機体が雲に突入するリフトオフ後約23秒まで機体が見えている。

図2 - 1 ~ 3に、6号機、5号機及び4号機の光学画像を示す。

画像評価の結果、6号機の機体には異常がない事を確認した。

< 特記事項 >

- (1) X + 10秒で、SSB#1の着火による発光が観察できる。
- (2) X + 約23秒で機体が雲に突入し、その際、SRB - A等のプルームの雲へ映り込みによる非定常な発光現象が観察できる。

また、35mm及び16mmの高速度フィルムの画像を継続して評価予定である。



図 2-1(1/3) F6 画像(X+約 10sec)
(SSB#1 着火直前)



図 2-1(2/3) F6 画像(X+約 10sec)
(SSB#1 着火直後)



図 2-1(3/3) F6 画像(X+約 23sec)
(雲への突入直後)



図 2-2 F5 画像(X+約 22sec) (雲なし)



図 2-3(1/3) F4 画像(X+約 17sec)
(雲への突入直前)



図 2-3(2/3) F4 画像(X+約 17sec)
(雲への突入直後)



図 2-3(3/3) F4 画像(X+約 20sec)
(雲の切れ間)

3. 異常事象の原因検討

3.1 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)を作成した。結果を図3.1-1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。

3.1.1 分離シーケンス異常(図3.1-1(1/3) 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。

3.1.2 分離機構異常(図3.1-1(1/3) No.4.2)

3.1.2.1 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3.1-1(2/3) 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。

……………ここまで、前回(12 / 9)の報告範囲……………

3.1.2.2 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3.1 - 1(1 / 3) 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。

3.1.3 環境異常(SRB - A(R側)内部の要因) (図3.1 - 1(3 / 3))

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。

3.1.3.1 機械的環境異常(図3.1 - 1(3 / 3) 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。

3.1.3.2 熱的環境異常(図3.1 - 1(3 / 3) 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。

3.1.3.2.1 熱遮蔽構造の不良(図3.1 - 1(3 / 3) 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)カバー類の破損

カバー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、カバー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3.1 - 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。

3.1.3.2.2 搭載機器発熱 (図3.1 - 1(3/3) 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。

3.1.3.2.3 燃焼ガスの漏れ(図3.1 - 1(3/3) 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3.1-1No.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なないと考えられる。

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。温度センサの艤装状態(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艤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。

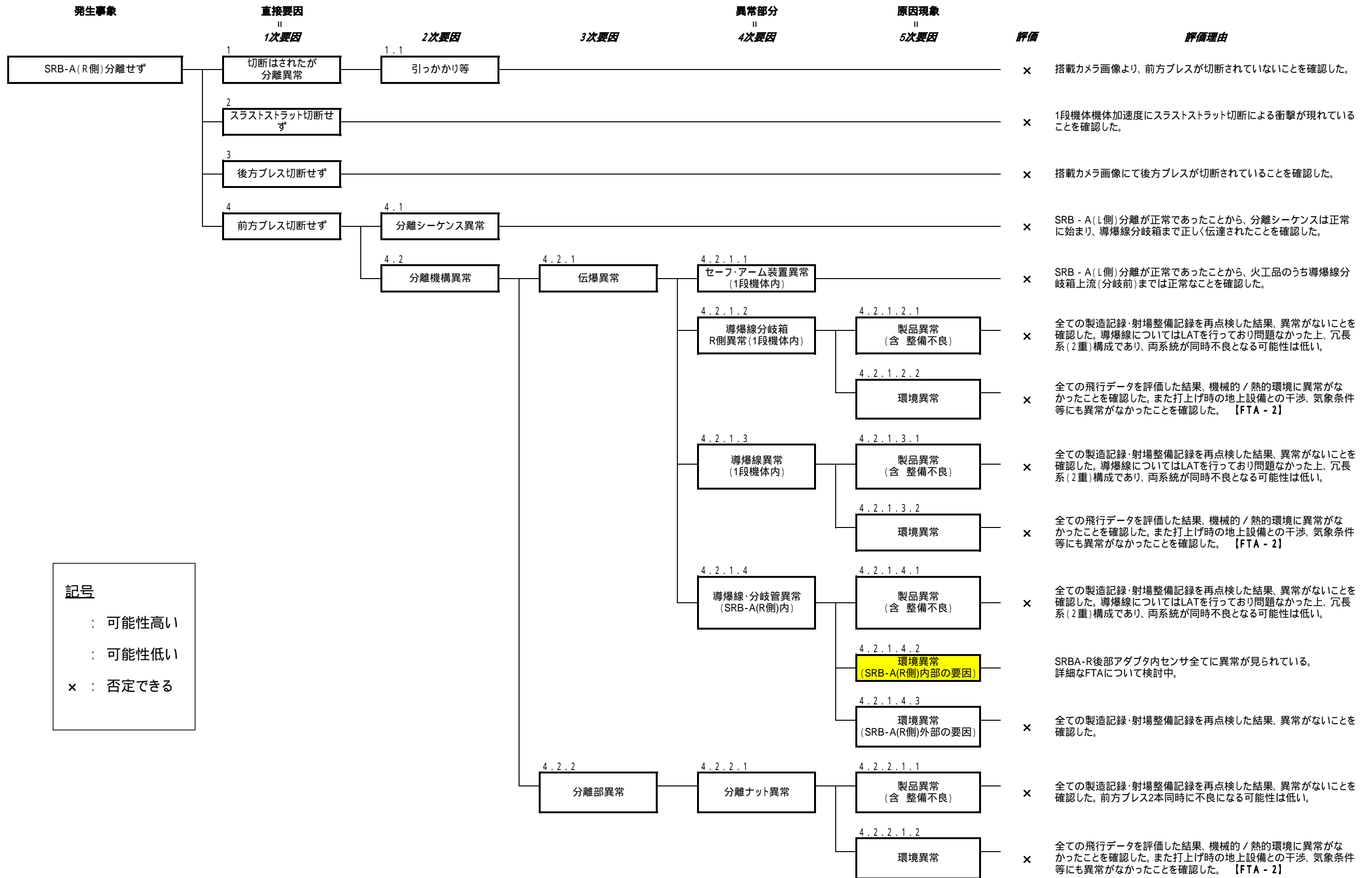
(注)サーマルカーテン温度センサはサーマルカーテン内面に直接貼付けられている。一方、ノズル温度の温度センサはシリコンゴムで覆われており、サーマルカーテン温度センサの方が温度変化への応答が速い。(図3.1-2参照)

(2) ノズルからの漏れ(図3.1-1No.2.3.1)

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、現在、異常事象の発生部位、メカニズムについて検討中である。

3.2 現状の整理

前項の検討結果より、SRB-A(R側)前方プレスが切断されなかった要因として、『ノズルからの燃焼ガスの漏れ』が原因である可能性が高いと判断される。今後、引き続き、詳細な故障の木解析を実施する。



記号

- : 可能性高い
- : 可能性低い
- ×

× : 否定できる

図3.1-1(1/3) SRB-A(R側)分離不良に関する故障の木解析
【FTA-1】 全体FTA

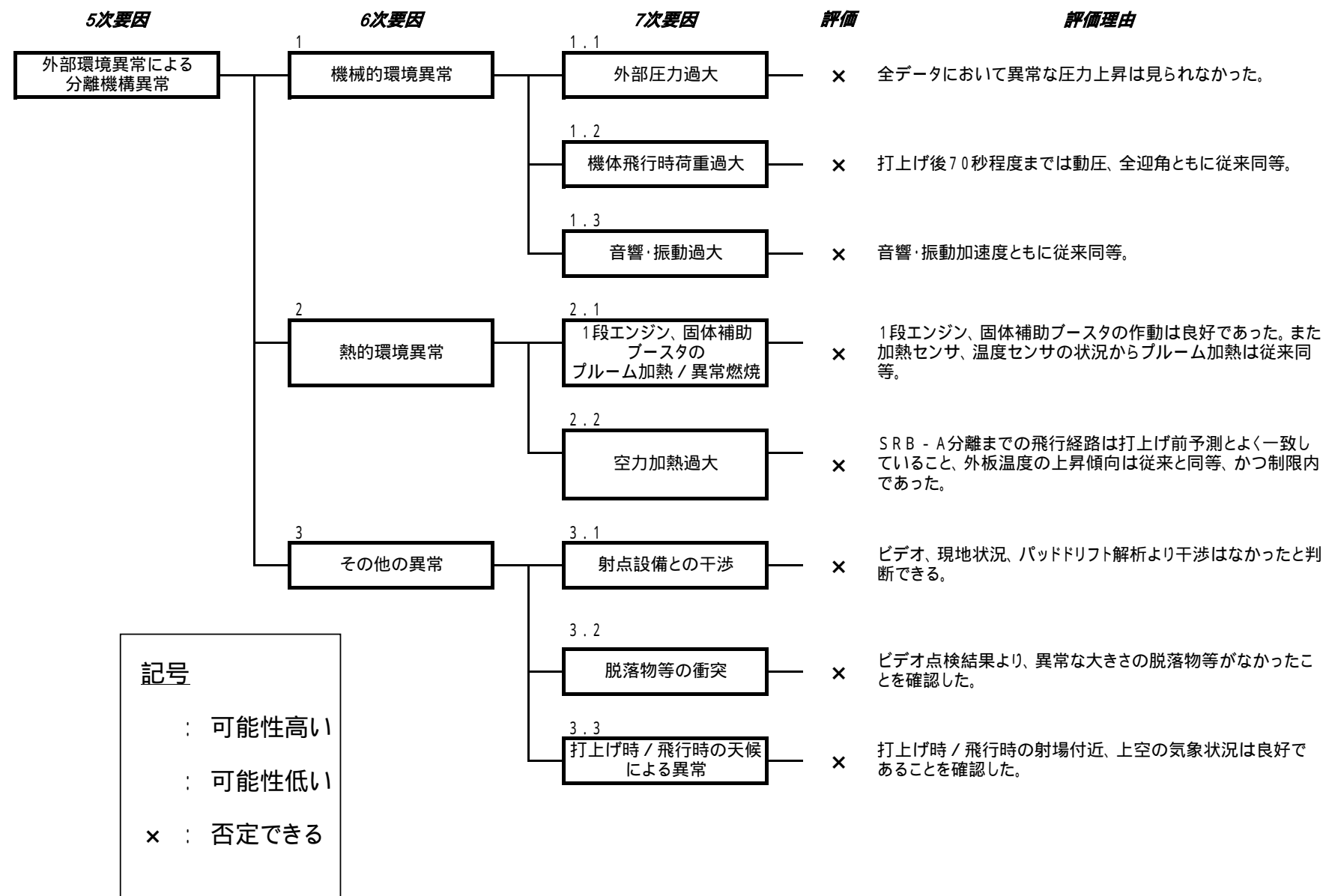


図3.1-1(2/3) SRB-A(R側)分離不良に関する故障の木解析
【FTA-2】 外部環境異常FTA

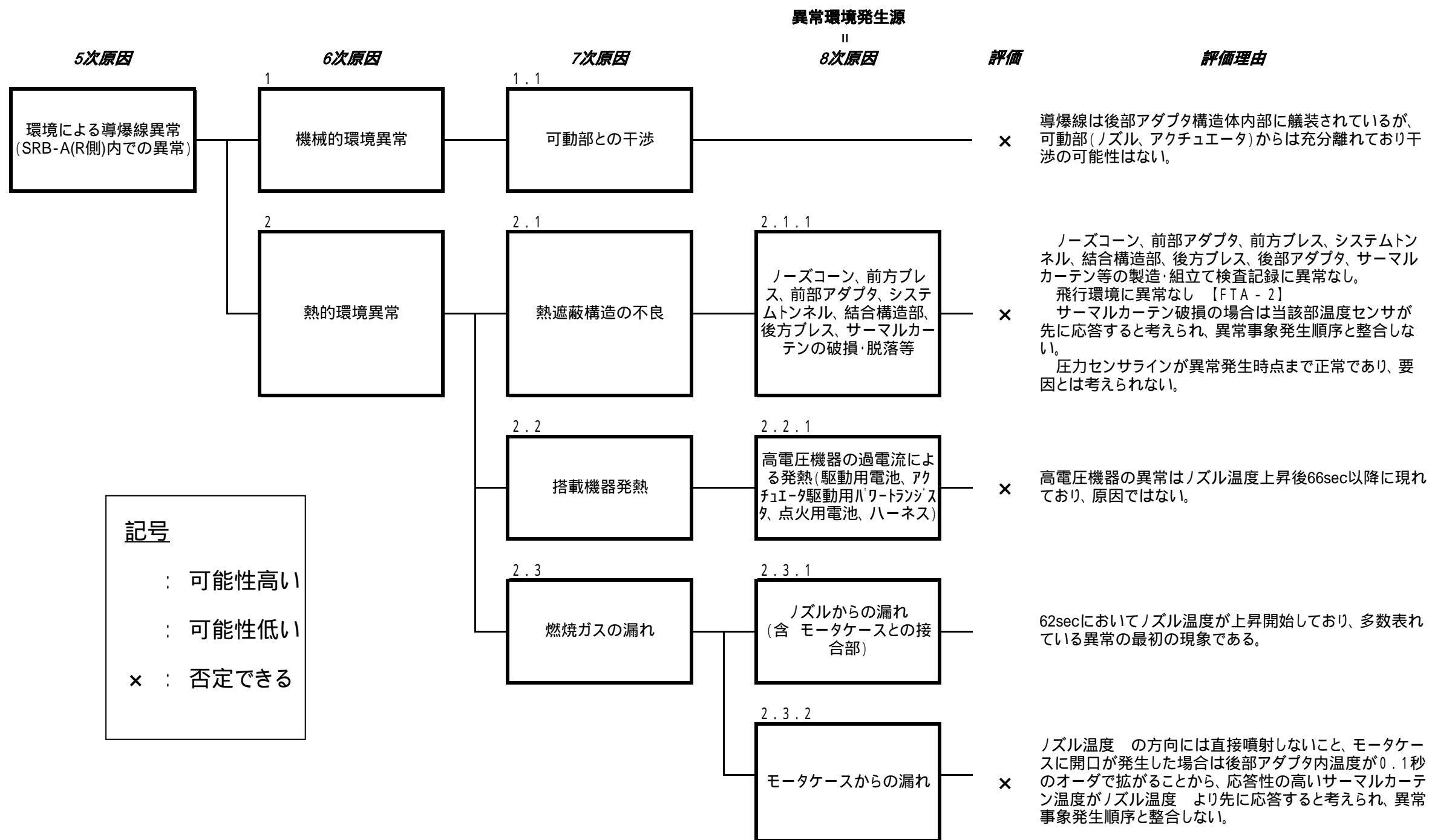


図3.1-1(3/3) SRB-A(R側)分離不良に関する故障の木解析
【FTA-3】 環境による導爆線異常(SRB-A(R側)内部での異常)

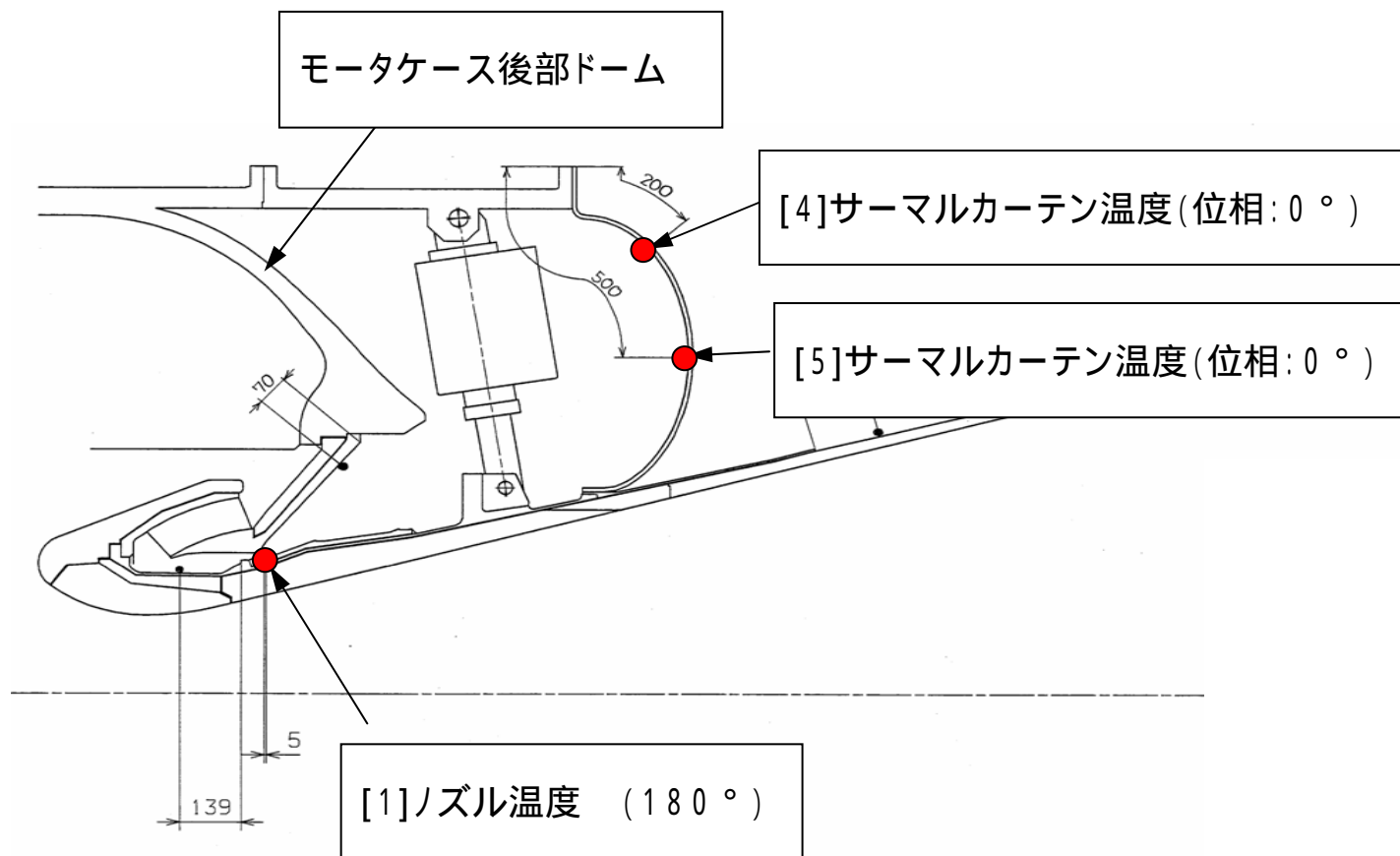
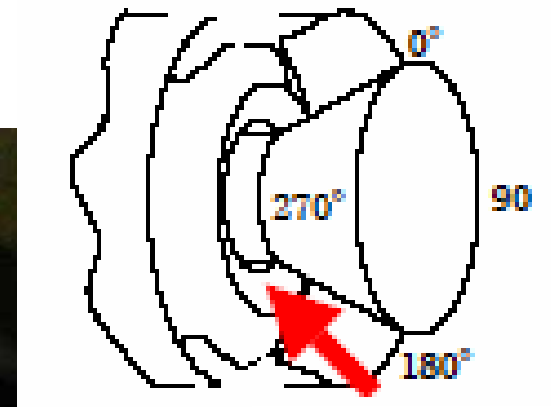
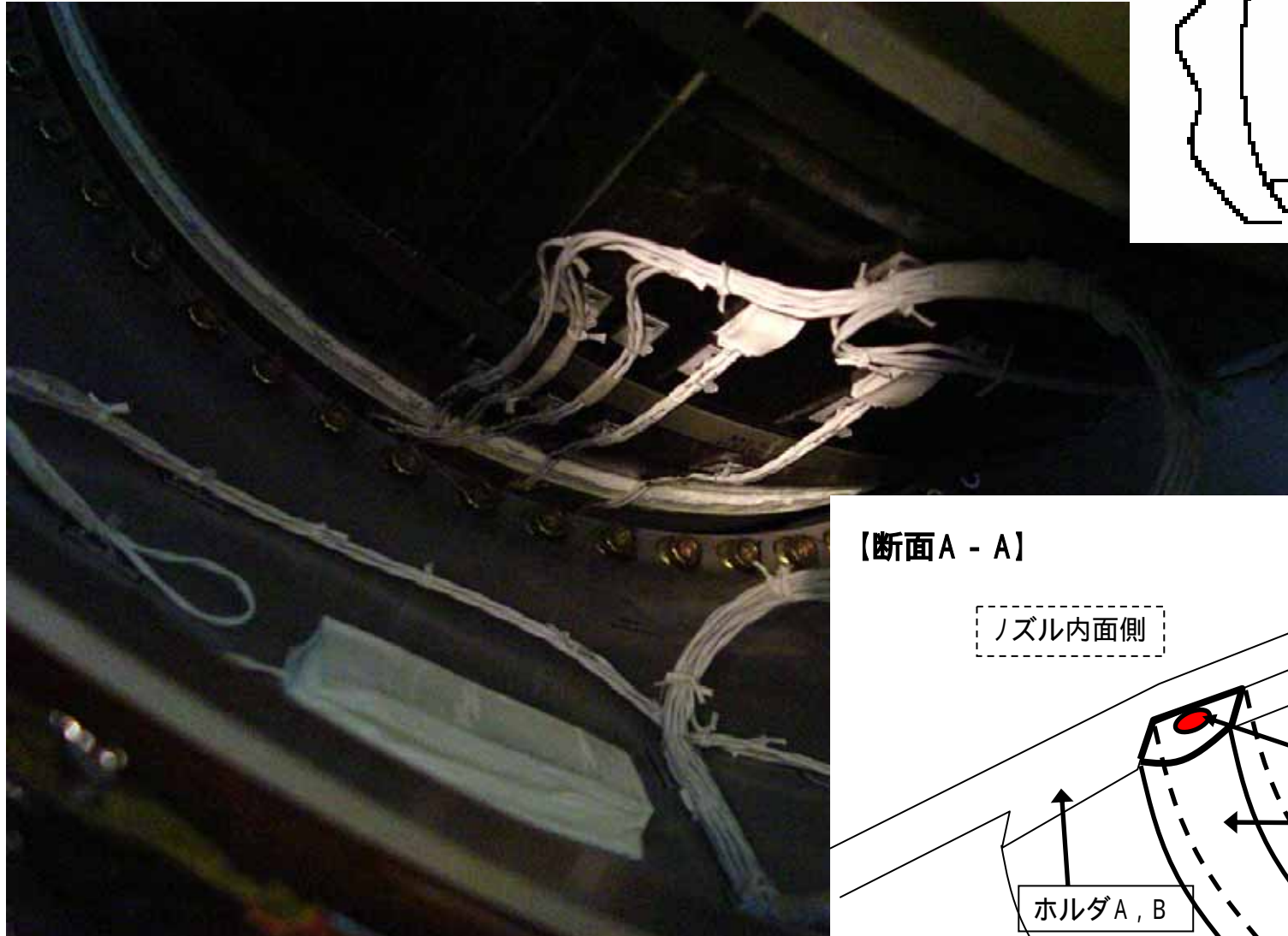


図3.1 - 2 (1 / 3) 温度センサ計測位置



写真撮影方向

【断面A - A】

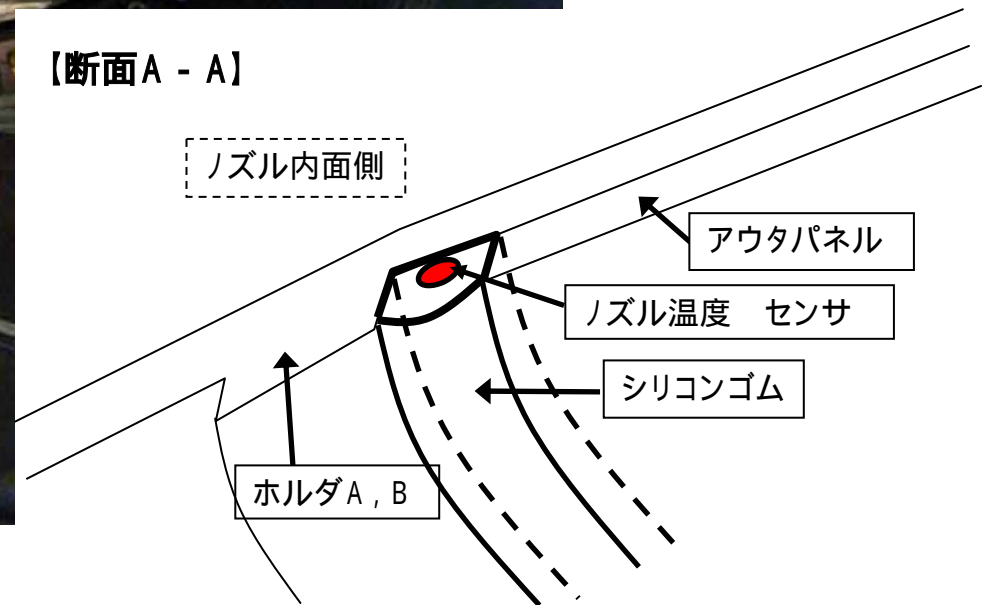


図3.1 - 2 (2 / 3) 温度センサ計測位置



図3.1 - 2 (3 / 3) サーマルカーテン温度センサ

4. その他の検討状況

4.1 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。(図4.1-1)

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。



図4.1-1 導爆線加熱部(270 加熱時の導爆線破裂状況)

4.2 開発試験及びフライトにおけるノズル温度・歪データについて

SRB-A開発時及びフライトでの当該計測データについて再整理した。開発試験のデータとしてEM、PM、QM、QM2及びQM3の5回、フライトデータとしてF1～F5までの5回の計10回分のデータがある。

(1) ノズル温度 -1 相当箇所

本温度計測はQM3局所エロージョン不具合対策の一環としてフライトから計測を始めた。開発試験ではその40mm後方の温度を計測していた。

開発試験

燃焼中の温度上昇は10 未満(EM時)であった。その後の設計変更で温度上昇は無くなった。例として図4.2-1にQM時の温度データを示す。これら2点は互いに反対位相(0度、180度)の温度を計測している。燃焼終了後110 程度にまで上昇している箇所は本試験後に判明したエロージョンによる影響と考えられるが、それでも燃焼中は温度上昇は認められない。

フライト

温度上昇は認められない。

(2) ノズル温度 -2 相当箇所

本温度計測もフライト中のアルミナ堆積による温度上昇の有無について調査するため、フライトから計測を開始した。開発試験では200mm程さらにノズル中心よりの部位の温度を計測していた。

開発試験時、フライト時とも燃焼中の温度上昇は認められない。

(3) ノズル温度 -3 相当箇所

本温度計測は、H2A204仕様でのブルーム環境評価の一環としてF3以降計測を実施した。開発時は実機の計測点と250mm程度スロートよりの点の温度を計測していた。

開発試験時、フライトとも燃焼中の温度上昇は認められない。

(4) サーマルカーテン温度相当箇所

本温度計測も、H2A204仕様でのブルーム環境評価の一環としてF6から計測を実施した。近傍を含め比較可能なデータは無い。

(5) ノズル歪相当箇所

開発試験時、フライト時とも燃焼中の歪は周方向で1600 μ 、機軸方向で-500 μ 程度で安定しており良好。

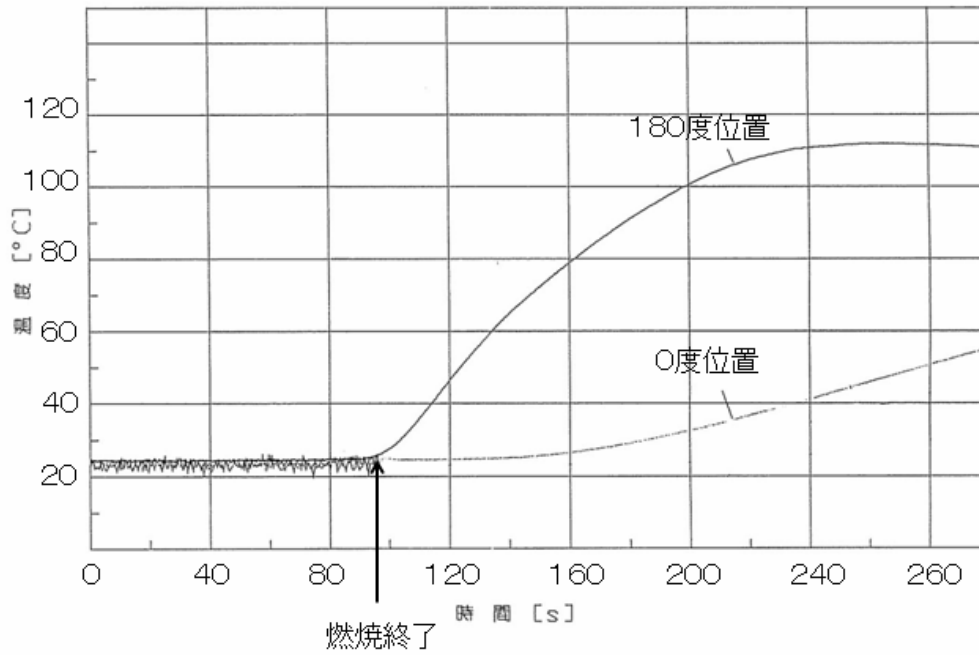


図4.2 - 1 ノズル温度時間履歴

4.3 SRB-A開発におけるエンジニアリングモデル(EM)、プロトタイプモデル(PM)、認定型モデル(QM)の地上燃焼試験について

(1) EM地上燃焼試験

- ・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FRP耐熱データの取得

SRB-Aは最大予測作動圧力 11.8Mpa、推進薬質量約65トンと国内で初めての大型高压燃焼ロケットモータであることから、開発の可能な限り早い段階で実機サイズのモータにより、各開発要素の技術データを取得することとした。

主要な点としては、H-SRBに対して金属製からCFRP製に変更したモータケースの特性、推進薬の高压下での燃焼特性、3次元カーボンカーボン製のスロートインサートの耐熱及びエロージョン特性、モータケース内インシュレーションの断熱性、点火モータの着火性能、ノズルの断熱性等である。モータの仕様として、技術導入中であったモータケースは米国製を使用し、モータケース内インシュレーション厚さに十分な余裕を確保した。実機のノズル駆動装置は電動方式であるが、当時並行して開発中のため、SRB時と同様な油圧方式で駆動させた。

EMの主な結果として、燃焼初期の圧力が予測よりも低かった。モータケースの歪データの挙動等から、推進薬の粘弾性特性により圧力の立ち上がりに対して推進薬の変形が遅れて生じ、燃焼面積の増加が遅れたものであることが分かった。3次元カーボン・カーボン製スロートインサートは、エロージョンが少なく十分に耐荷した。モータ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が確認された。ノズル開口部断熱材の一部に予測よりも大きなエロージョンがみられ、実機仕様については、厚みを増加させる設計変更を行った。

(2) PM地上燃焼試験

- ・実機仕様モータ(インシュレーション薄肉化)による推進特性・推力方向制御系機能等設計・製造工程の妥当性確認

EM地燃結果を踏まえて、実機仕様に必要な設計変更を行い、地上燃焼試験を実施した。EMからの主な変更点として、モータケース内インシュレーション厚みの余裕を最適化し薄肉化した。ノズル断熱材はエロージョンに対する断熱性を向上させるため厚みを増加した。モータケースは技術移転を完了した国産ケースを使用した。ノズル駆動方式は実機仕様の電動方式とした。

PM地燃の結果として、推力カーブはEM時とよく一致しており良好な再現性

を確認した。スロートインサートのエロージョン特性、モータケース内インシュレーションの断熱特性も予測通りで良好であった。ノズル開口部断熱材の一部に予測よりも大きなエロージョンが見られたため、スロートインサート下流断熱材接合部形状を設計変更した。

(3) QM地上燃焼試験

・実機仕様モータの推進特性の再現性を確認し、設計・製造工程を確立する。

PMと同一仕様のモータとPM試験結果を踏まえて設計変更したノズルを用いて地上燃焼試験を実施した。

推力カーブ等推進特性は予測値と良く一致し良好であることを確認した。スロートインサートのエロージョン特性もEM、PMと同様良好であった。モータケース内のインシュレーションの断熱特性も予測通りで良好であった。ノズルについては、開口部に過大エロージョンが発生したため、開口部のCFRP材料をH-

SRB実績品に変更するとともに、形状も分割方式から一体方式とし、さらに板厚を増加させる設計変更を行った。