

# 付録

	頁
1 . AP のスルーホールと短絡	A1-1 ~ A1-14
2 . 事象の明確化	A2-1 ~ A2-28
3 . FTA の詳細	A3-1 ~ A3-13
4 . 現品調査と検証試験の詳細	A4-1 ~ A4-16
5 . 実験システムの概要	A5-1 ~ A5-19
6 . 調査委員会の活動	A6-1 ~ A6-4

## 付録1 . A Pのスルーホールと短絡

### ( 1 ) A Pのショックマウント

打上時および燃焼中にロケット本体から入力される衝撃 / 振動 / 音響等のA Pへの機械的環境条件を緩和するために、A Pは図 A1-1 に示すようにループワイヤを用いたショックマウント（防振台）を介して誘導計測部に搭載されている。

このショックマウントはA Pへの荷重に対して図 A1-1 の右図に示すように変形することによってロケットからA Pに伝達される機械環境を低減する機能を有する。

ショックマウントは図 A1-2 に示す防振特性を有することから、ロケットモータ点火時のような比較的高周波の衝撃に対しては効果的であるが、ロケット推力立ち上がり時のような比較的緩やかな衝撃に対しては防振効果が小さくなることが分かる。

さらに、ショックマウントの共振周波数（3.3Hz）前後の振動入力に対しては、入力変位よりもA Pの変位が大きくなることから、ロケット推力立ち上がり時のA Pの変位は大きいものと推察される。

4号機の誘導計測部に1号機のワイヤハーネスを1号機での実装を模擬して取り付けて、ワイヤハーネスと電源回路との干渉を検証した。

誘導計測部内でのA Pのワイヤハーネスと隣接する電源回路との幾何学関係について、誘導計測部が水平の状態では、図 A1-3 左図にみられるように、電源回路とワイヤハーネス間にはある程度のクリアランスが見られるものの、打上形態（斜角 70 度）に近い状態として誘導計測部を垂直にした場合には図 A1-3 右図にみられるように、A Pの自重とショックマウントの柔軟性によってA Pが変位し、その結果、ワイヤハーネスが電源回路にほとんど接触する状態となることが確認された。

上記の事実から、A Pの搭載に使用したショックマウントの特性によって、打上姿勢でのA Pの自重による変位が大きくなりワイヤハーネスが電源回路と干渉する可能性が高く、さらに、ロケット点火 / 推力立ち上がり時の衝撃によるA Pの変位が大きいことが推定される。

### ( 2 ) スルーホールの短絡

1号機のA Pのフレックスハーネス基板は墜落時の衝撃でブラケット部が曲がっているものの、図 A1-4 に観察されるようにスルーホールとブラケットが短絡する幾何学的関係にあることが確認された。

また、A Pのショックマウントの剛性が低いことから、ロケット点火モータ着火や主モータ着火に伴うモータケースの伸び / 振動 / 音響、ロケットの上昇、更に、打上げ姿勢による自重などに要因して、誘導計測部に対するA Pの相対位置が変位して、A Pに隣接して搭載されている電源回路とA Pのワイヤハーネスが干渉すると推論された。これらの推論を明確化し、スルーホール短絡の発生メカニズムの検証として、環境要因と考えられるロケット燃焼音響および衝撃の影響を見るため、「音響加振試験」、「落下衝撃試験」を実施した。

#### 音響加振試験

4号機の誘導計測部を供試体として、図A1-5に示すように、打上げ姿勢でのA Pの自重による変位を模擬するために誘導計測部の機軸を垂直にし、更に、ロケットモータケースの伸びや上昇に伴うA Pへの慣性力を模擬するために下方方向に荷重を付加して音響加振を実施した。加振音響レベルとして153~156dBで試験を実施したが、いずれのケースでも当該部での短絡は発生しなかった。これは、試験で実施した周波数帯域(50~2.5kHz)でのフレックスハーネス基板の振幅が小さい(解析値最大0.1 $\mu$ m)ためであり、このことから、音響が直接的単独原因にはならないと推察された。

#### 落下衝撃試験

打上時のロケット点火モータ着火衝撃、モータケースの伸びや上昇に伴うダイナミックな荷重による影響を検証するために、図A1-6に示すよう形態で落下衝撃試験を実施した。

供試体には4号機の誘導計測部を用い、さらに1号機のワイヤハーネスを事故機と同様の状態に固定して、A Pの機械的変位に伴うワイヤハーネスの電源回路との干渉を模擬することを考慮した。

試験は、比較的高周波の点火モータ着火時の衝撃と比較的低周波で振幅が支配的であるロケットモータ点火後の主推力立ち上がり時の衝撃を模擬し、事故機のINEが検出した加速度データの時間プロファイルの特徴を再現することを考慮して、落下面に設けたマットの剛性を設定した。

図A1-6に示すように、ロケット点火モータ着火時の衝撃を模擬した比較的短い衝撃を与えたケースではスルーホールの短絡は発生しなかった。

一方、ロケットモータ点火後の主推力立ち上がりを模擬した比較的長い衝撃を与えたケースにおいて短絡が発生した。この検証試験から、与えた衝撃がA Pのショックマウントの固有振動数に近く、そのために生ずる衝撃付加時のA Pの大きな変位が支配的であり、ワイヤハーネスがA Pに隣接して搭載されている電源回路と干渉したことなどによることが確認された。

### 打上形態 A P ( + 5 V ) 電源短絡試験

飛行実験では A P に異常が発生し、ロケット PCM が途絶した時刻に図 A1-7 左図に示すように、実験機の temp センサ値にノイズが観測された。

この事象は、+5V 電源短絡によってロケット / 実験機間で瞬時のサージ電流等の電気的作用によって実験機に搭載されている空力センサの一つである temp センサ(熱電対の電圧を 1000 倍しているために電圧変動に対する感度が高い)に影響が生じたものと推察された。

上記推論の妥当性を検証するために、ロケット 4 号機と実験機 1 号機を供試体として、ロケット / 実験機を結合した打ち上げ形態においてフレックスハーネス基板に外力を加えることで、スルーホールとブラケットとに意図的に短絡を発生させ、同様の事象が発生するかの確認を行った。この結果、図 A1-7 右図に示すように、+5V 電源が短絡し、A P にリセットがかかり、ロケット PCM が途絶した時刻に実験機の temp センサ値に同様のノイズが発生することを確認した。

### ( 3 ) スルーホールの説明

A P フレックスハーネス基板は 6 層からなる多層基板であり、フレックスハーネスも 6 層で構成されている。

図 A1-8 に示すように、基板とフレックスハーネスの 1 層目は、外部のワイヤハーネスからの+5V 電源の HOT と GND ラインがコネクタを介して接続されており、フレックスハーネスのフィルムには導電性のパターンは設けられていない。また、2 層目の基板とフレックスハーネスのフィルムは、A P 内部に一部の信号と並行して+5V 電源の HOT と GND 等を導くための導電性のパターンが設けられている。

上記 1 層目と 2 層目の+5V 電源 HOT と GND とを層間を通して接続するために、スルーホールが設けられている。

スルーホールは図 A1-9 に示すように、基板の層間を貫通した穴を電解銅でメッキすることによって異なる層間の接続を確保するものである。

また、電解銅表面の酸化防止のためにハンダメッキが施されている。ハンダメッキの際に、不要な部位へのハンダの付着を防止するために、ハンダメッキの対象外の領域に事前にソルダレジストが塗布される。

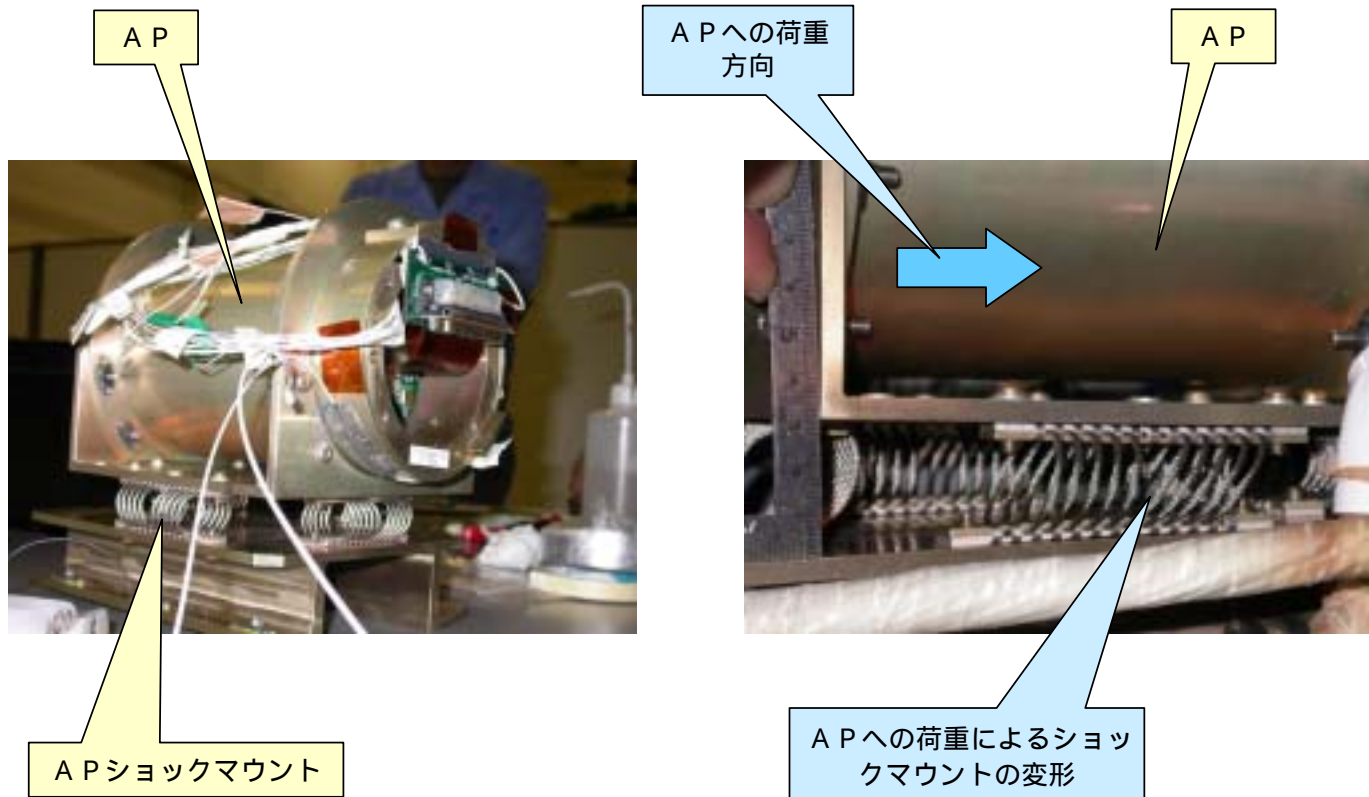
その場合、ソルダレジストの塗布厚さやハンダメッキの厚さが均一でないことによって、ソルダレジスト表面からのスルーホール先端の高さにばらつきが生じる。

初度設計では、電源ラインは他の信号ラインと同一幅のパターンであり、フレックスハーネス基板のコネクタピンに 1 対 1 に対応して各層でパターンを設定していた。

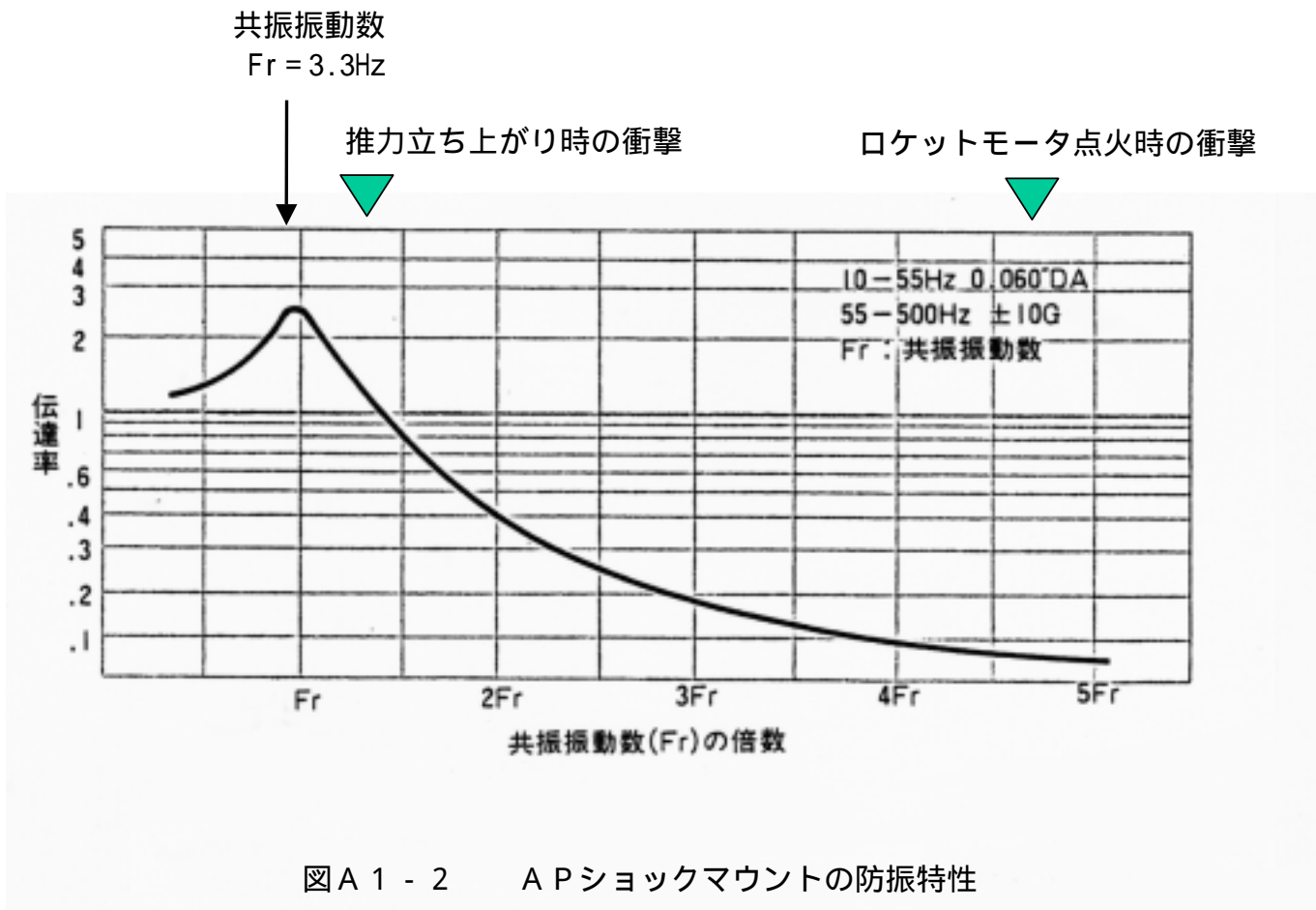
しかしながら、A P への電源供給容量を改善するために、図 A1-10 に示すように設

計変更して、基板パターン上の電源ラインの HOT、GND 各 4 本をまとめて各々 1 本の幅広いラインに変更した。そのため、基板面積上の制約から、同一層でのパターン形成が困難になり、1 層目をコネクタに接続する層とし、2 層目をフレックスハーネスに接続する層とした。この処置の対応して、1 層目と 2 層目の +5VHOT、GND の基板パターンを層間で接続するために図 A1-9 に示したようにスルーホールが設けられた。

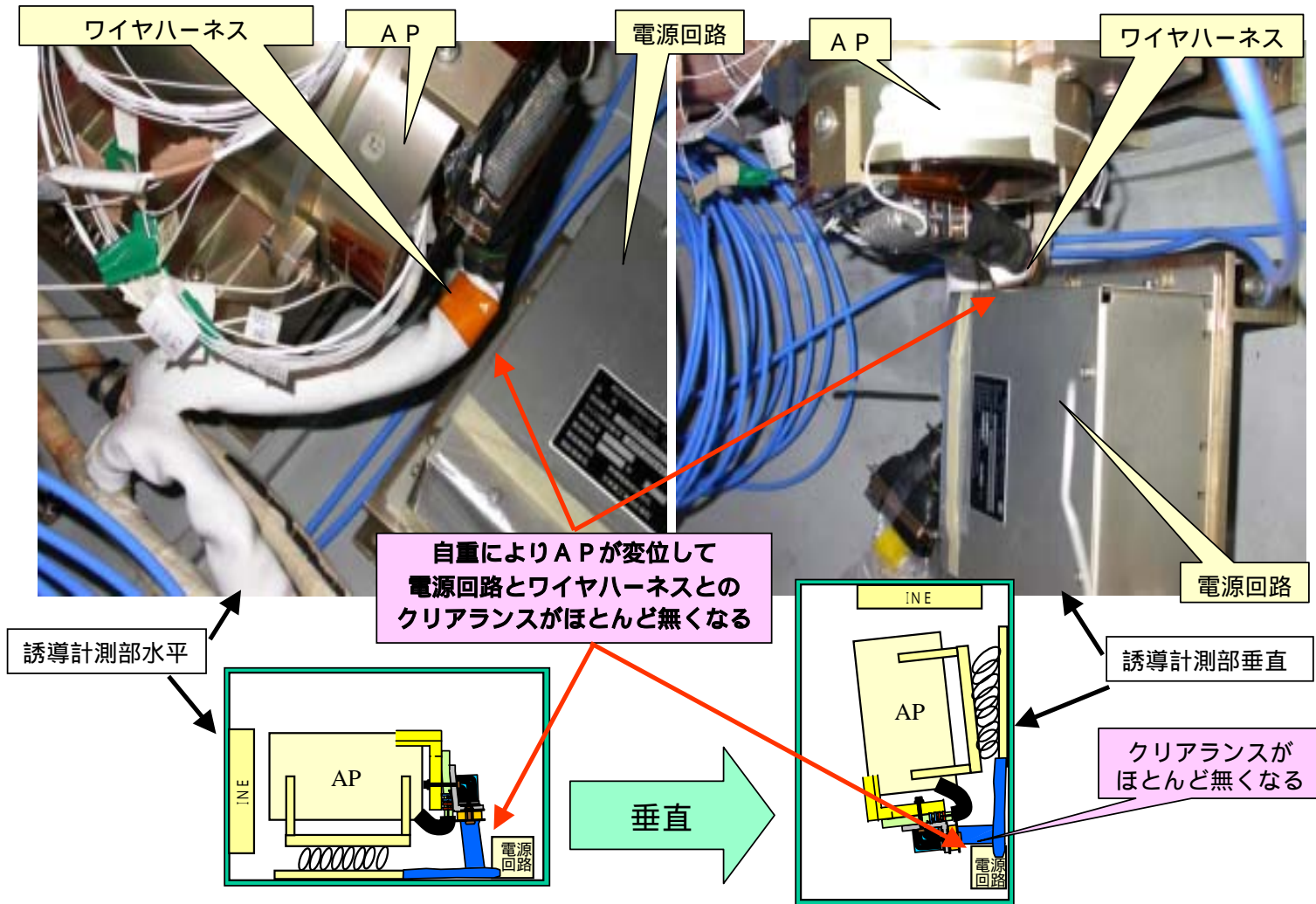
A1-5



図A1-1 APショックマウントと荷重による変形



図A1-2 APショックマウントの防振特性



図A1-3 APの自重による変位

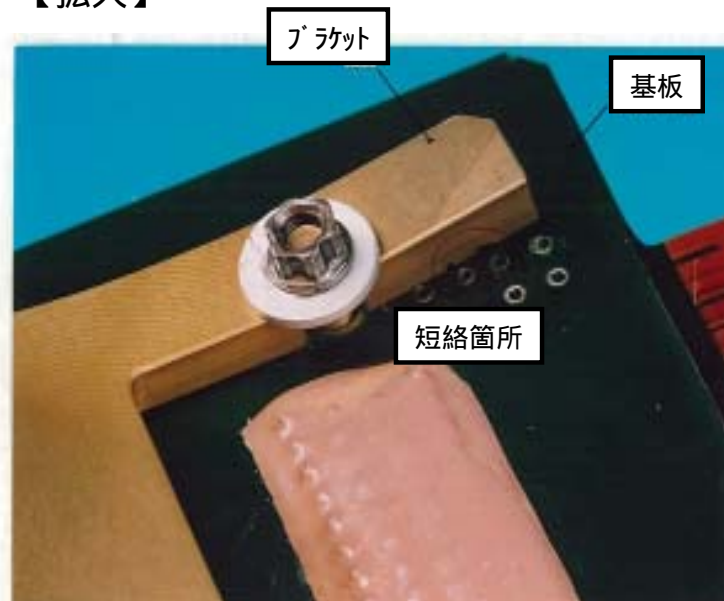


A1-8

【全体】



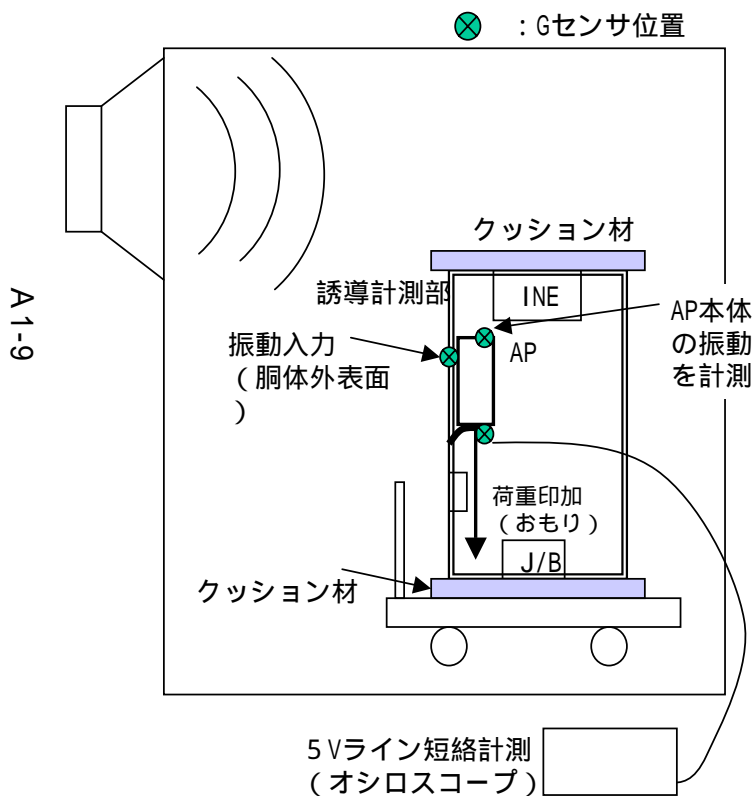
【拡大】



図A1-4 1号機APブラケット/フレックスハーネス短絡現品確認

【試験形態】

誘導計測部を機軸垂直に設置（打上形態模擬）



【試験条件及び結果】

音響レベル：153dB（地上燃焼試験音響データから設定）

No.	試験条件				結果	
	音響レベル	AP荷重	Gセンサ位置	短絡確認印加電圧		
1	153dB	自重	基板上に設置	5V入力	短絡なし。	
2				1.5V入力	短絡なし。	
3		自重+3kg	基板上Gセンサ取り外し	5V入力	短絡なし。	
4					短絡なし。	
5					短絡なし。	
6					156dB	短絡なし。
7					153dB	自重+12kg

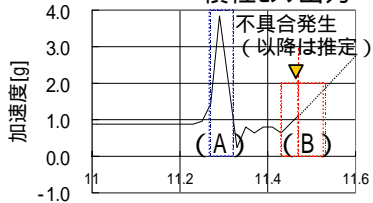
【考察】 本試験で実施した周波数帯域では、フレックスハーネス基板の振幅が小さいため、短絡が発生しなかったものと考えられる。

図A1-5

音響加振試験結果

【荷重印加条件】

不具合発生時加速度 (nx)  
慣性センサ出力



印加目標

(A) 点火時衝撃

4g  
50ms

(B) 主推力立ち  
上がり時

1.7g  
100ms

【試験形態】

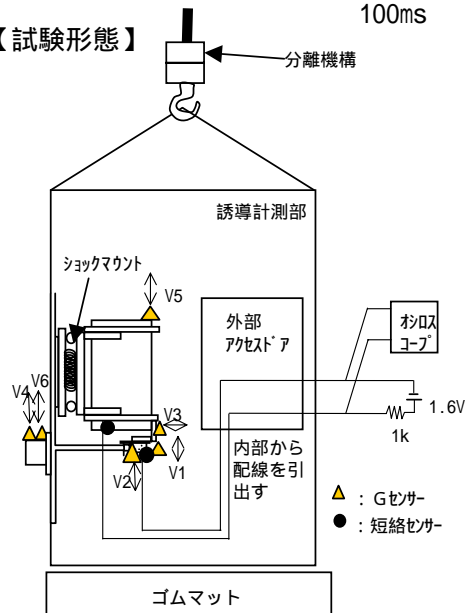


図 A 1 - 6 衝撃試験結果

【試験結果】

ケース	A P 上加速度 (V5) 計測結果	短絡発生の有無
(A) 点火時 衝撃模擬 4.7g 34ms	 短周期の衝撃はショックマウントで減衰される。	なし
(B) 主推力立 ち上り時 衝撃模擬 3.2g 110ms	 周期の長い衝撃は、ショックマウントの共振振動数に近づき、減衰が小さい。	あり ( 1 ) 1 : 入力荷重 やや大

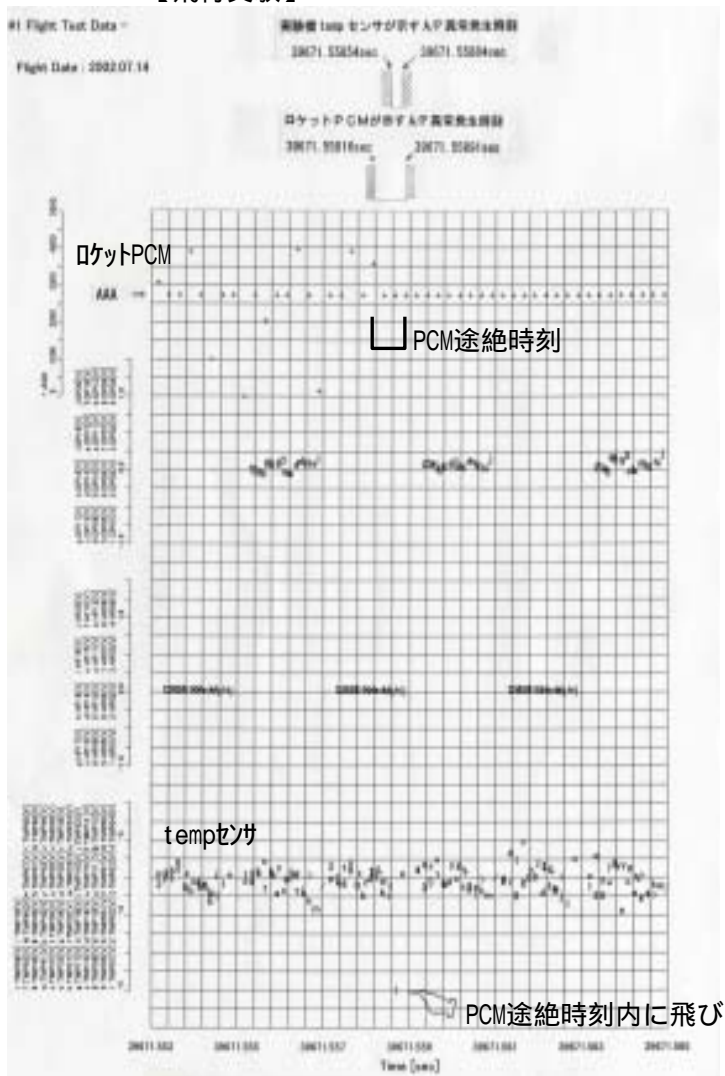
【考察】

本試験(B)で印加したような低周波数帯域では、A/Pの変位が大きく、短絡が発生しやすいものと考えられる。

【参考】ショックマウントの防振特性



【飛行実験】



【打上形態 A/P+5V電源短絡試験】

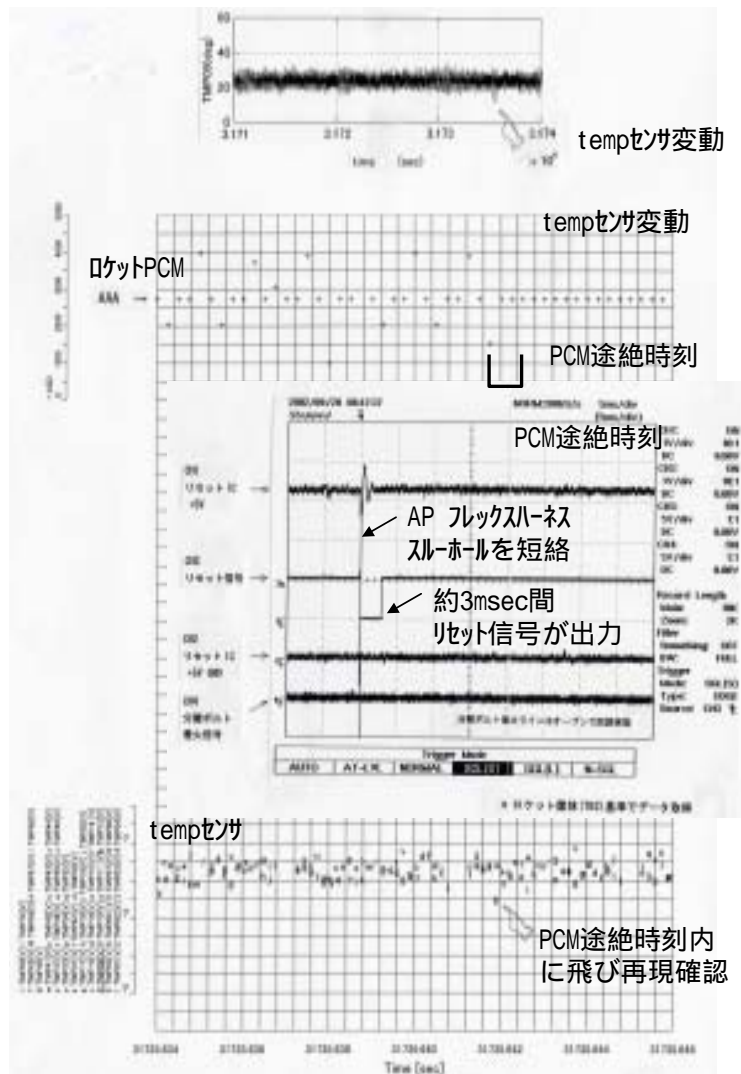
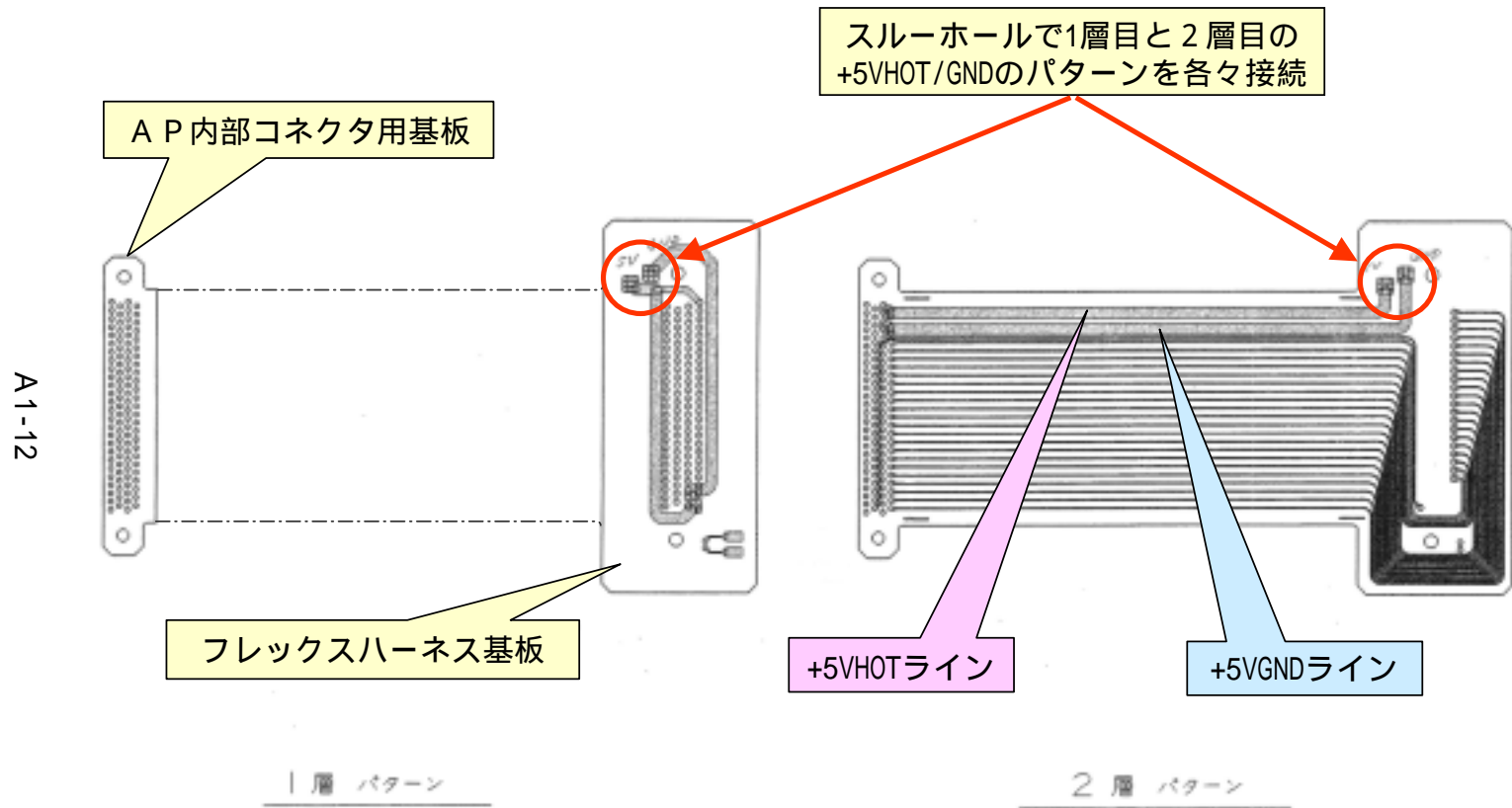
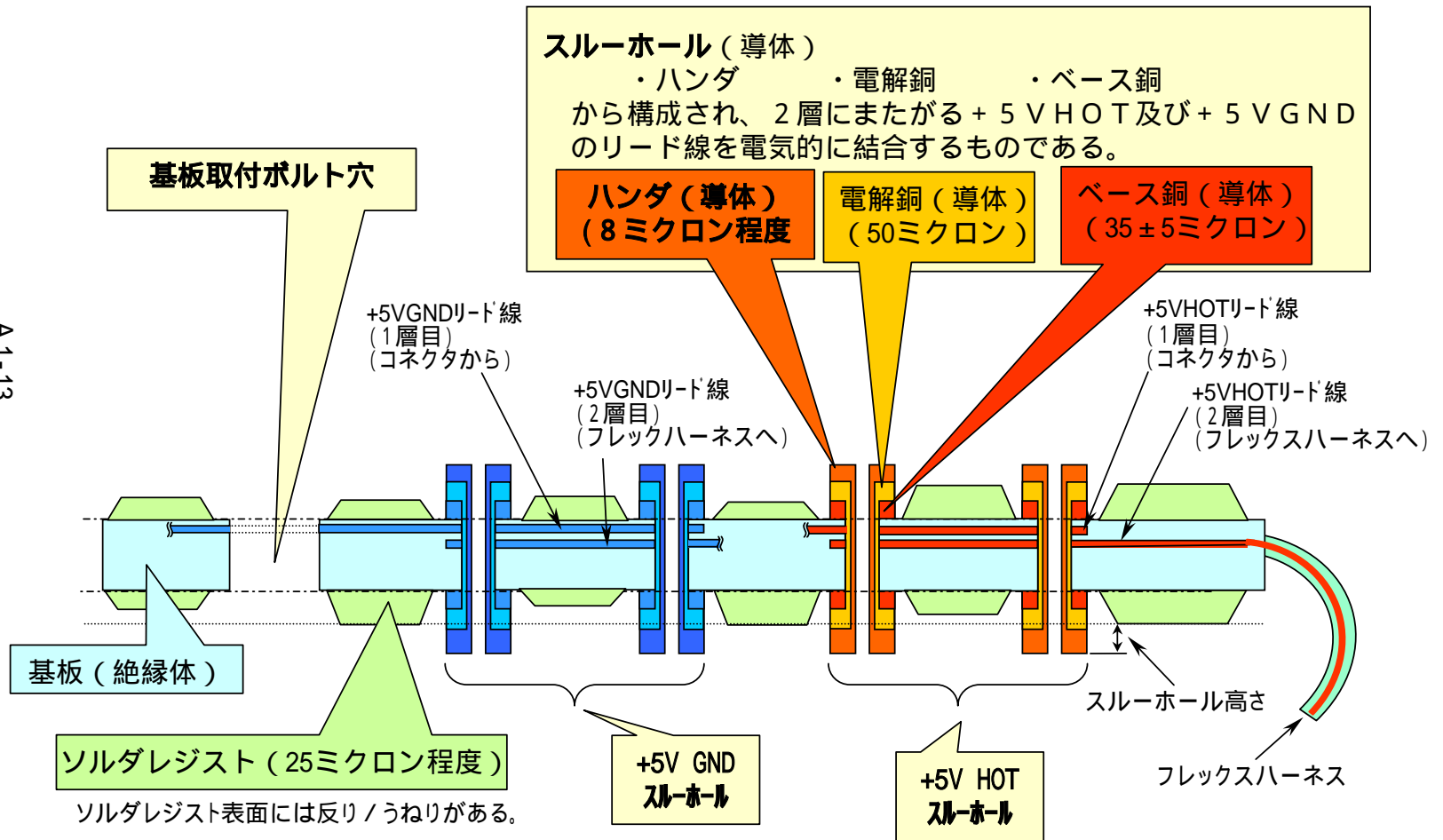


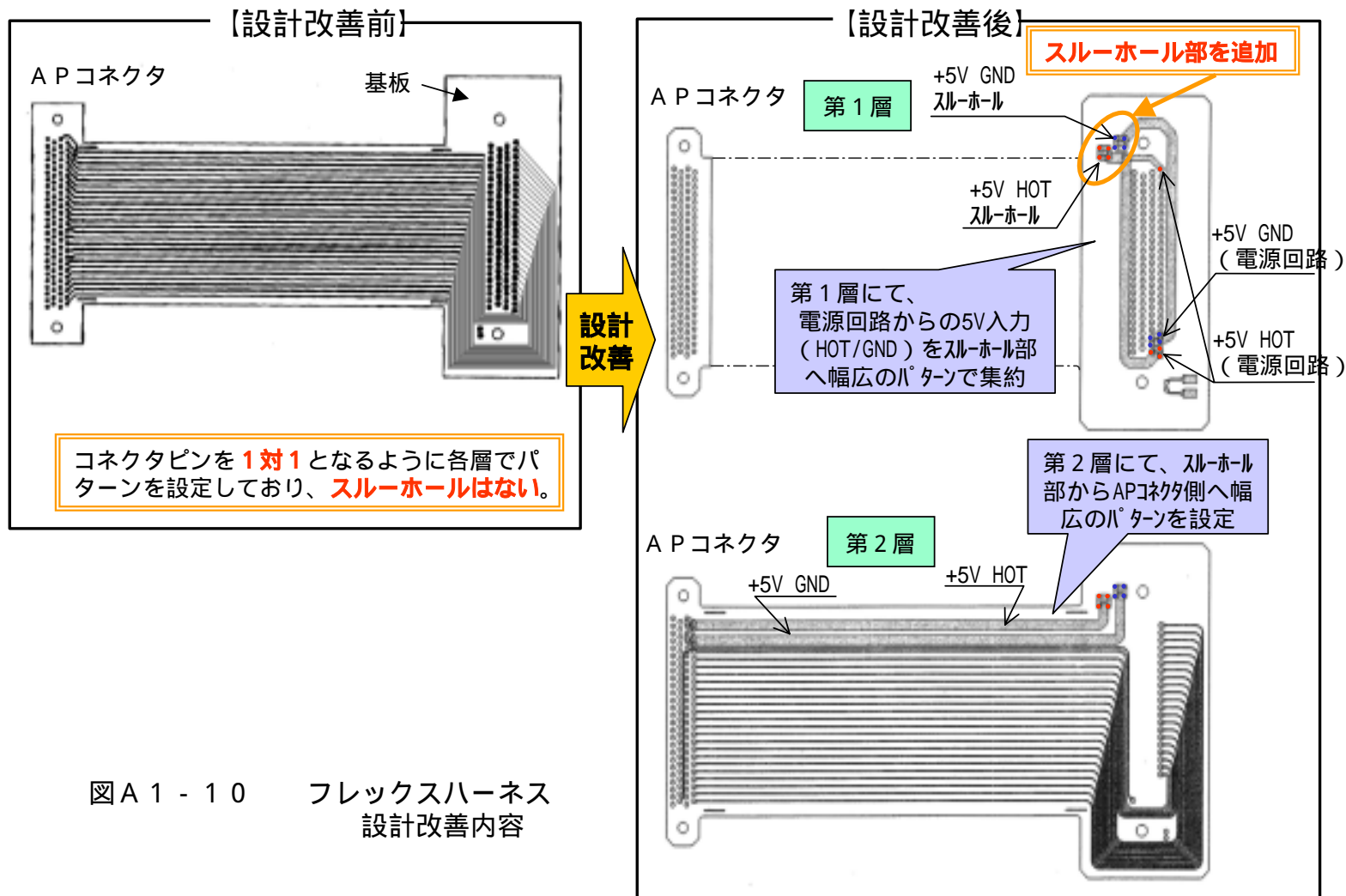
図 A 1 - 7 打上形態 A/P+5V電源短絡試験結果 (tempセンサ変動)



図A1 - 8 フレックスハーネス基板のパターン



図A1-9 APフレックスハーネス基板の概念図



図A1 - 10 フレックスハーネス  
設計改善内容

## 付録 2 . 事象の明確化

これまで行ってきた発生事象の明確化作業についてその結果をまとめる。  
構成は以下の通り。

- 2 . 1 . 主要イベント発生時刻
  - ( 1 ) ロケットオートパイロット異常発生
  - ( 2 ) 分離ボルト着火
  
- 2 . 2 . ロケット移動量
  
- 2 . 3 . 分離後のロケットの飛翔
  
- 2 . 4 . アンビリカルケーブルの挙動
  - ( 1 ) アンビリカルケーブルへの噴流の影響
  - ( 2 ) コネクタ分離の状況
  
- 2 . 5 . 分離ボルト着火前後の事象・時系列のまとめ



## 2.1. 主要イベント発生時刻

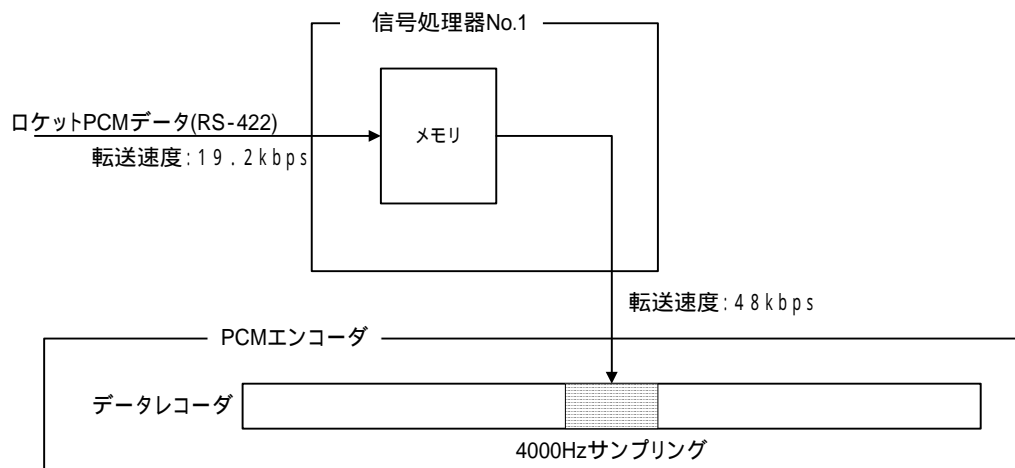
### (1) ロケット A/P 異常発生

データレコーダに記録されたロケット PCM データ，実験機各種センサデータをもとに、ロケットの A/P に異常の発生した時刻の推定を行った。その結果を以下に示す。

#### ロケット PCM データが示す A/P 異常発生時刻

ロケット PCM データはロケットの A/P により編集されたのち、転送レート 19.2kbps のシリアル転送(RS-422)で実験機の信号処理器 No.1 に送られ、シリアル/パラレル変換されたのち、その内部メモリに一時的にストアされる。

実験機の PCM エンコーダは 48kbps でそれをサンプルしてゆくが、メモリ内のデータが 12Bit に達していない場合には、データレコーダの該当ワードに "AAA" を書き込むようになっている。



ロケット PCM データとして"AAA"がデータレコーダに記録されるのは下記の3ケースである。

		ケース 1 (ゲートライン異常)	ケース 2 (クロックライン異常)	ケース 3 (データ送信途絶)
RS-422ライン	ゲート	×		
	クロック		×	
	データ			
データ送信				×

注) : 正常    × : 異常 (断線・短絡)    - : 正常・異常の状態にかかわらない

「アンビリカルケーブル類の調査（ロケット～実験機アンビリカル）」で実施したロケット - アンビリカルケーブル導通・絶縁検査の結果によると、点火モータ内圧信号(P1)出力(+)側と、そのシールド GND との短絡以外、ゲートライン、クロックラインを含め全てのハーネスに異常は認められなかった。しかし、点火モータ内圧信号(P1) はロケット PCM 途絶時には正常に信号を送ってきていたことから、短絡はその後の破壊の中で発生したものと思われる。

よって今回の飛行実験のケースは、上記のケースのうちケース3の、ロケットの A/P に何らかの異常が発生し、データ送信が途絶したものである、と考えられる。

ロケットから実験機に送られ記録された PCM データを図 A2-1 上段に示す。ロケット PCM データは当初 SYNC パターンも含め正常であったが、 $t=39671.5584\text{sec}$  付近で途絶している（"AAA" が連続）。

ケーブルリフト及び記録パターンを考慮すると PCM データが示すロケット A/P 異常発生時刻は、

$t=39671.5584\text{sec} \quad [ +0.5, -0.25\text{msec} ]$

となる。

実験機 temp(coaxial)センサが示す A/P 異常発生時刻

ロケット PCM が途絶した時刻付近の実験機各種空力センサ信号出力を図 A2-1 下段に示す。同図に示されるように、ロケット PCM 途絶時刻付近に temp センサ出力が一時的に大きく飛んでいる。

この現象は最近実施したロケット/実験機結合形態でのロケット A/P 5V 電源短絡試験でも発生している。同試験ではロケット#4号機を用い、ロケット#1号機で A/P 5V 供給電源 HOT-RTN スルーホール間に短絡痕の見つかった A/P フレックスハーネスブラケット部で実際に短絡を発生させ、そのときの実験機各種センサの出力を調査した。その結果、図 A2-2 に示すとおり、当該部で短絡を発生させ、それに伴ってロケット PCM が途絶するのと同時刻に temp センサ出力が一時的に飛ぶことが判明した。

この飛びは、短絡の瞬間 5V GND に生じるサージが 15V GND 経由で実験機の信号処理器 No.1 の信号 GND を変動させるためであると思われる。temp センサ以外のセンサ（DP, HF）には飛びは見られなかった。temp センサの増幅率は 1000 倍と他の空力センサに比べはるかに大きく、これも temp センサ出力のみが大きく飛び一因であると思われる。

同データをもとに、実験機 temp センサが示す A/P 異常発生時刻は、

$t=39671.5587\text{sec} \quad [ +0, -0.15\text{msec} ]$

となる。

ロケット A/P 異常発生時刻

ロケット PCM 及び実験機 temp センサそれぞれが示すロケット A/P 異常発生時刻

の存在範囲を図 A2-1 に示す。

ロケットの A/P に異常が発生した時刻はこれらの共通の時刻であり、

$$t=39671.5587\text{sec} \quad [ +0, -0.15\text{msec} ]$$

となる。

## (2) 分離ボルト着火時刻

データレコーダに記録された信号をもとに分離ボルト着火時刻の推定を行った。その結果を以下にまとめる。

### 時間遅れの補正

各信号が実験機の信号処理機で PCM 信号として記録される時刻は、センサがその信号を検知した時刻に対し時間遅れを有している。これらの時間遅れを下表にまとめる。

各信号の時間遅れ

信号源	信号名称	サンプリング [Hz]	時間遅れ[msec]	
			最小値	最大値
実験機 Nz センサ信号	Nzs	50	40	60
実験機 IMU 信号	p, q, r, , , , Nx, Ny, Nz	50	45	70
点火モータ内圧信号	P1, P2	500	0	0
Temp(Coaxial) センサ信号	TEMP01 ~ TEMP70	250	0	0
構造振動加速度	ACC01, ACC02	40000	0	0

### 点火モータ内圧センサ ( P 1 ) 出力変動に関する考察

図 A2-3 に示されるように、分離ボルト着火と思われる時間帯に、2 つある点火モータ内圧信号 ( P1, P2 ) のうち P1 に変動が生じている。「内圧センサ確認試験」を実施したところ、図 A2-4 に示されるように衝撃印加では P 1 のみ変動し、P 2 は変動しない現象が確認された。従って、点火モータ内圧 ( P 1 ) の変動は、分離ボルト着火時の衝撃による可能性が高いと考える。

### Temp(Coaxial) センサ信号に関する考察

機体表面の境界層遷移計測のために設置された Temp(Coaxial) センサの各チャンネルの出力には、一部のチャンネルで  $t=39671.569$  付近に瞬間的な飛びがある。

図 A2-5 に同時刻付近 (  $\pm 6\text{msec}$  ) の全チャンネルの信号出力を重ね書いて示す。図に示される通り  $t = 39671.5682 \sim 39671.5687$  の間にサンプルされたデータにのみ大きな飛びが見られる。出力の飛んでいるセンサの間に位置的な相関がな

いこと、Temp センサが機械的衝撃に反応するとは考えにくいことから、この飛びは電気的な要因によるものであると考えられる。

出力の飛んでいる時刻が分離ボルトの着火によるものと思われる点火モータ内圧信号 (P1) の飛んでいる時刻と一致すること等から、この Temp センサの飛びも分離ボルトの着火に関連する事象であると思われる。

#### 構造振動加速度センサ信号に関する考察

左右それぞれの外翼中央部付近に設置された構造振動加速度センサ (ACC01, ACC02) 出力を図 A2-6 上段に示す。

実験機の左右の主翼は当初逆位相でゆれているが、 $t = 39671.5688$  付近で突然同位相に変化している。

同位相のモードを強調するため、左右の加速度センサ出力を加算したものを同図中段に示す。上記の時刻を境に同位相のモードが急大していることが判る。

同図下段には ACC01、ACC02 と点火モータ内圧信号 (P1) を併せて示す。

前方結合部、後方結合部それぞれの分離ボルトから ACC01、ACC02 位置まで振動が伝搬するのに必要な時間を、アルミ構造中を伝播する音速を  $5040\text{m/s}$  として求めると、それぞれ  $0.8\text{msec}$ 、 $0.4\text{msec}$  となり、これらを補正すると、分離ボルト着火推定時刻は  $t=39671.5680 \sim 39671.5684$  となる。

左右主翼の振動の位相並びに振幅の突然変化する時刻は分離ボルト着火を示していると思われる点火モータ内圧信号 (P1) に飛びの発生する時刻と一致しており、このことからこの構造振動の急変もやはり分離ボルトの着火に伴って発生したものである。

#### 分離ボルト着火時刻の存在範囲

以上で述べたように、実験機のデータレコーダに記録された Nz センサ信号、IMU 信号、構造振動加速度信号、点火モータ内圧信号には、それぞれ分離ボルト着火時の影響と考えられる衝撃的な変化がみられた。

この分離ボルト着火衝撃による各信号の変化の発生時刻と、各信号のサンプリング間隔とを考慮した分離ボルト着火時刻の存在範囲を求め、図 A2-7 に示す。

なお、図中には で述べた時間遅れを考慮し、各信号に補正を加えたものが示されている。実線は信号遅れが最小の場合、破線は信号遅れが最大の場合をそれぞれ示す。

- ・ Nz センサ信号が示す分離ボルト着火時刻の存在範囲
- ・ IMU 信号が示す分離ボルト着火時刻の存在範囲
- ・ 点火モータ内圧が示す分離ボルト着火時刻の存在範囲

・ 構造振動加速度が示す分離ボルト着火時刻の存在範囲

これらの全ての存在範囲を満足する時刻が分離ボルトの着火時刻であり、それは下記の値となる。

分離ボルト着火時刻 39671.5684sec [+0, -0.4msec]

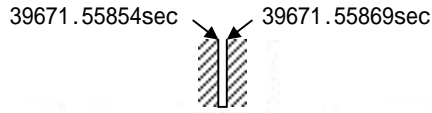
これは分離ボルト着火に関連して発生したと思われる Temp(Coaxial)センサ出力の瞬間的な飛びの時刻とも一致している。

# NEXST-1 TIME HISTORY

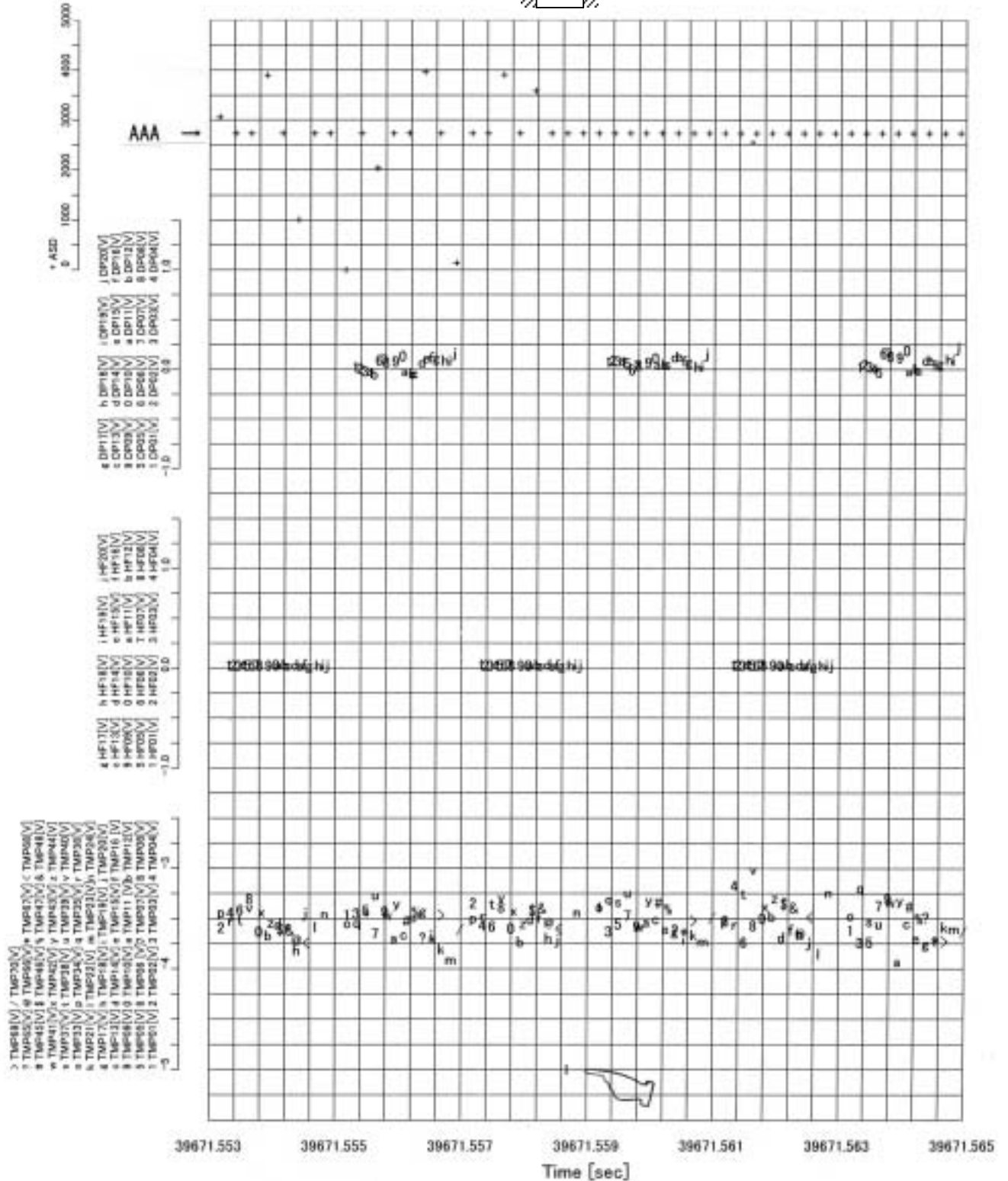
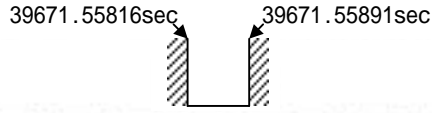
- #1 Flight Test Data -

Flight Date : 2002.07.14

実験機 temp センサが示す A/P 異常発生時刻

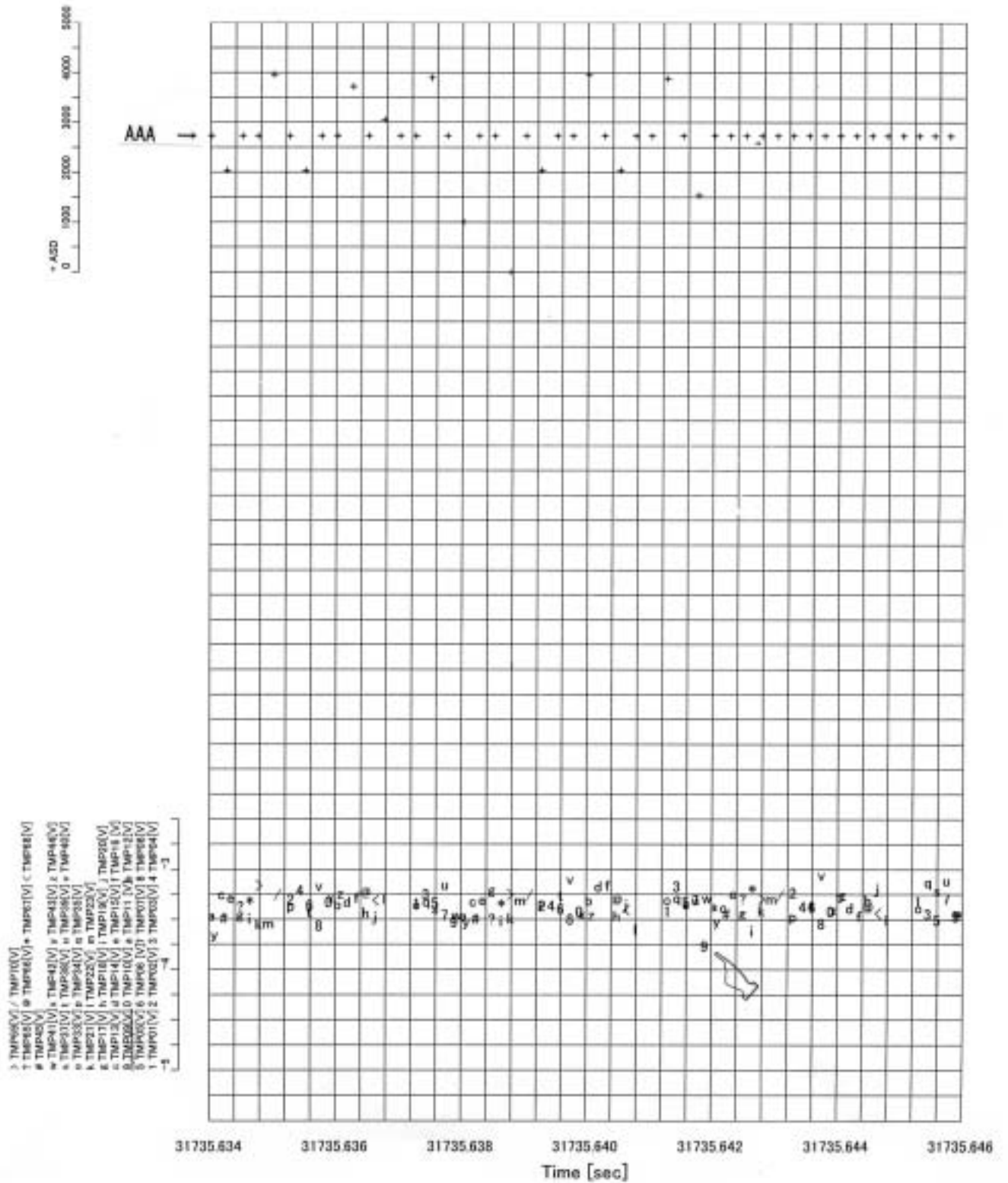
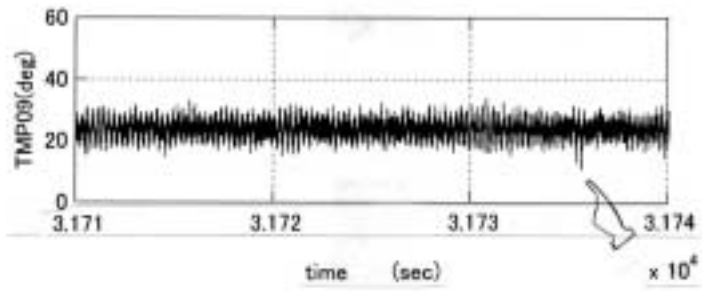


ロケットPCMが示す A/P 異常発生時刻

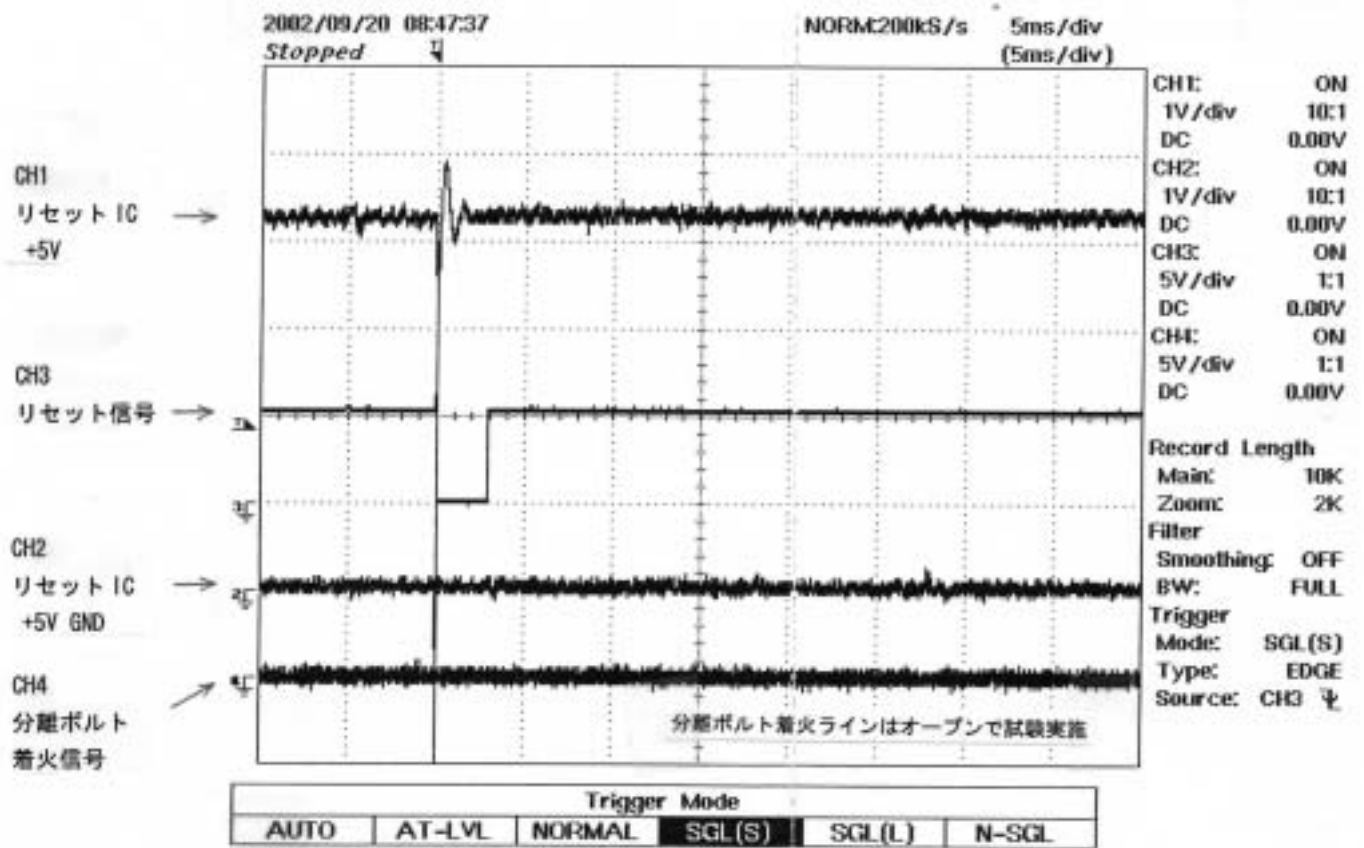


図A2 - 1 ロケットA / P異常発生時刻

NEXST-1 TIME HISTORY



図A2 - 2 ロケット# 4号機を用いた A/P 5V 電源短絡試験結果(1 / 2)



\* ロケット筐体 (T82) 基準でデータ取得

図A2 - 2 ロケット#4号機を用いた A/P 5V 電源短絡試験結果 (2 / 2)

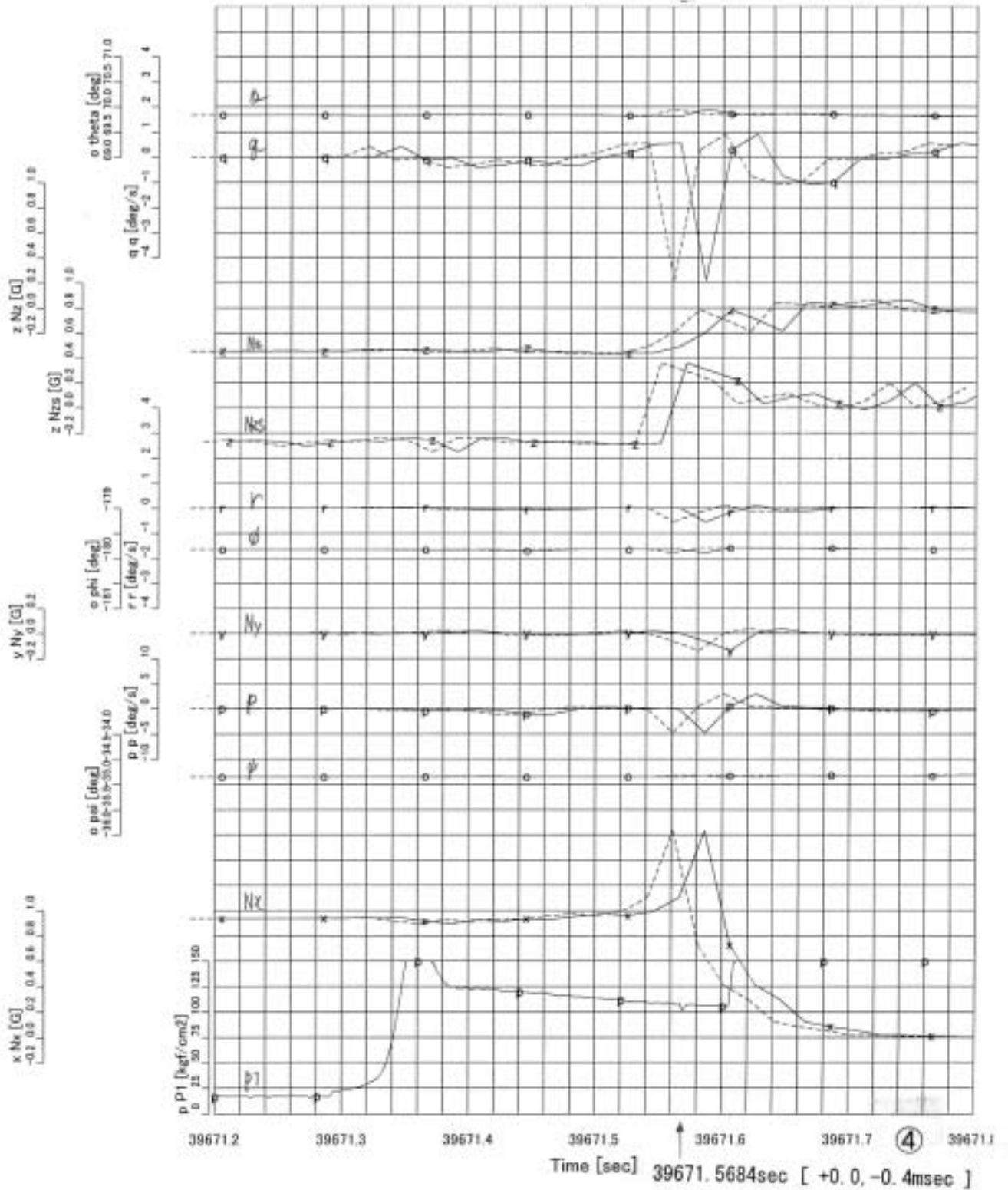
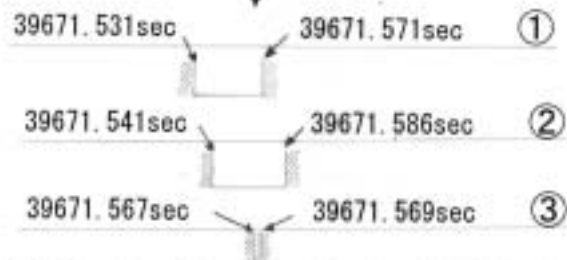


NEXST-1 TIME HISTORY

- #1 Flight Test Data -

Flight Date : 2002.07.14

分離ボルト着火推定時刻  
39671.5684sec [+0.0, -0.4msec]



図A2 - 3 点火モータ内圧センサ出力変動

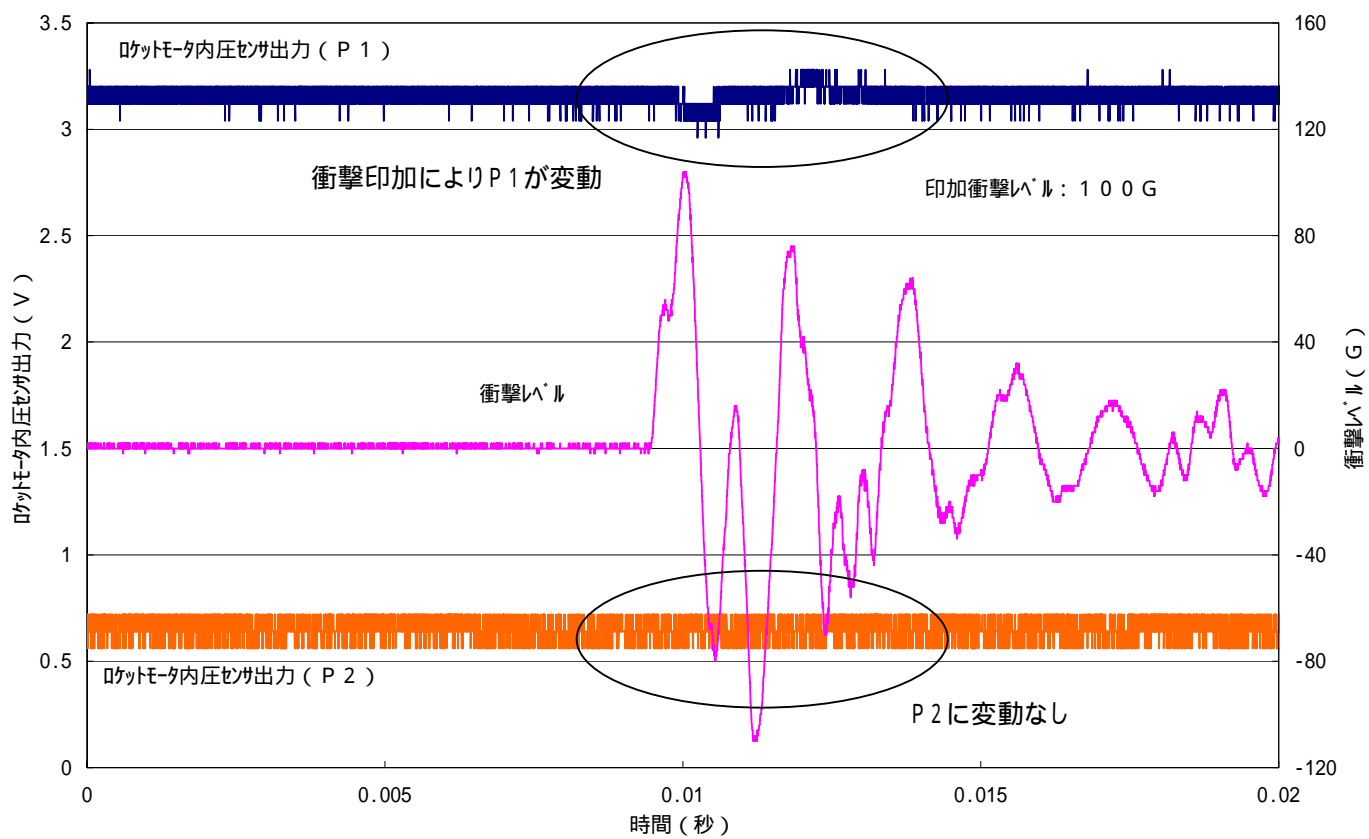
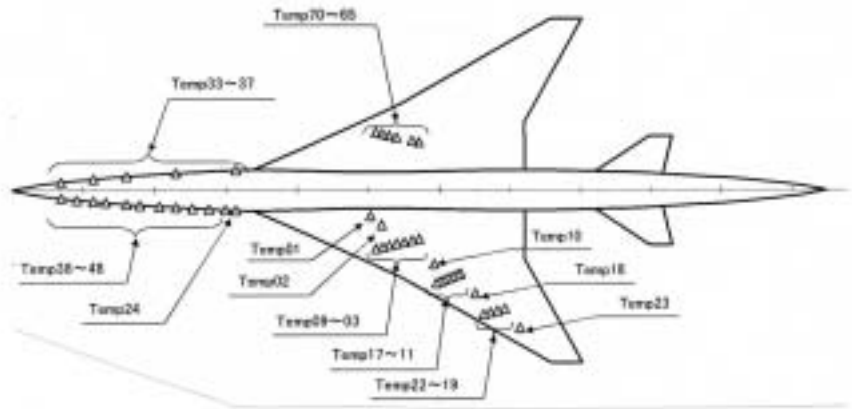


図 A 2 - 4 内圧センサ確認試験結果

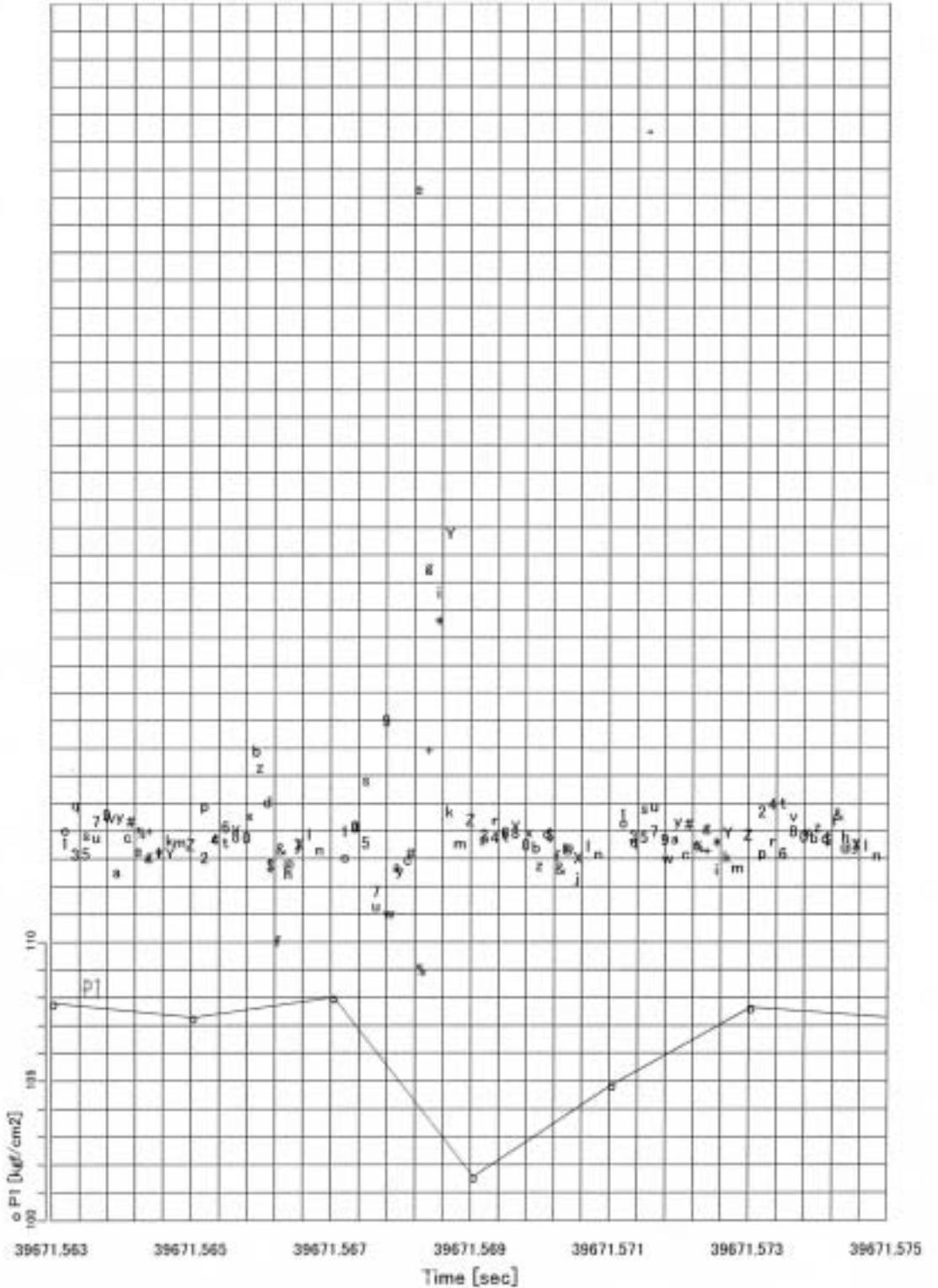
# NEXST-1 TIME HISTORY

- #1 Flight Test Data -

Flight Date : 2002.07.14



- + TMP65[deg]
- w TMP41[deg]
- o TMP33[deg]
- g TMP17[deg]
- 9 TMP09[deg]
- 1 TMP01[deg]
- @ TMP66[deg]
- x TMP42[deg]
- p TMP34[deg]
- h TMP18[deg]
- 0 TMP10[deg]
- 2 TMP02[deg]
- \* TMP67[deg]
- y TMP43[deg]
- q TMP35[deg]
- i TMP19[deg]
- a TMP11[deg]
- 3 TMP03[deg]
- X TMP68[deg]
- z TMP44[deg]
- r TMP36[deg]
- j TMP20[deg]
- b TMP12[deg]
- 4 TMP04[deg]
- Y TMP69[deg]
- # TMP45[deg]
- s TMP37[deg]
- k TMP21[deg]
- c TMP13[deg]
- 5 TMP05[deg]
- Z TMP70[deg]
- \$ TMP46[deg]
- t TMP38[deg]
- l TMP22[deg]
- d TMP14[deg]
- 6 TMP06[deg]
- % TMP47[deg]
- u TMP39[deg]
- m TMP23[deg]
- e TMP15[deg]
- 7 TMP07[deg]
- & TMP48[deg]
- v TMP40[deg]
- n TMP24[deg]
- f TMP16[deg]
- 8 TMP08[deg]

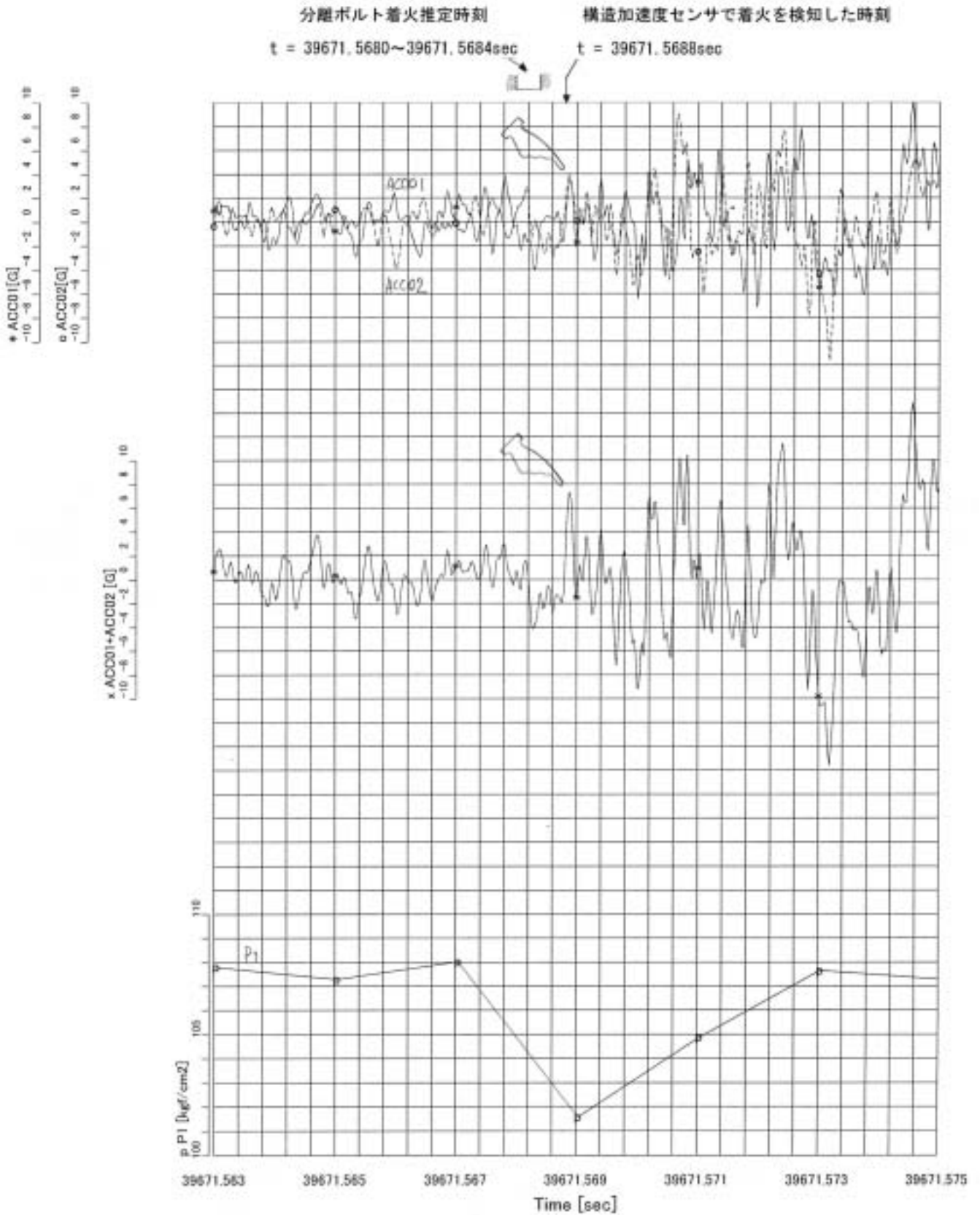
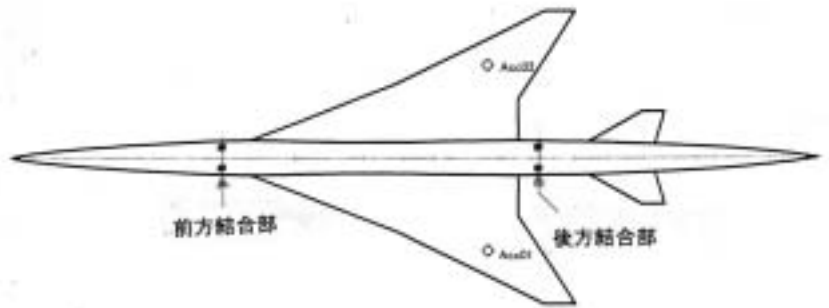


図A2 - 5 Temp(Coaxial)センサ信号出力(t=39671.563 ~ 39671.575)

# NEXST-1 TIME HISTORY

- #1 Flight Test Data -

Flight Date : 2002.07.14



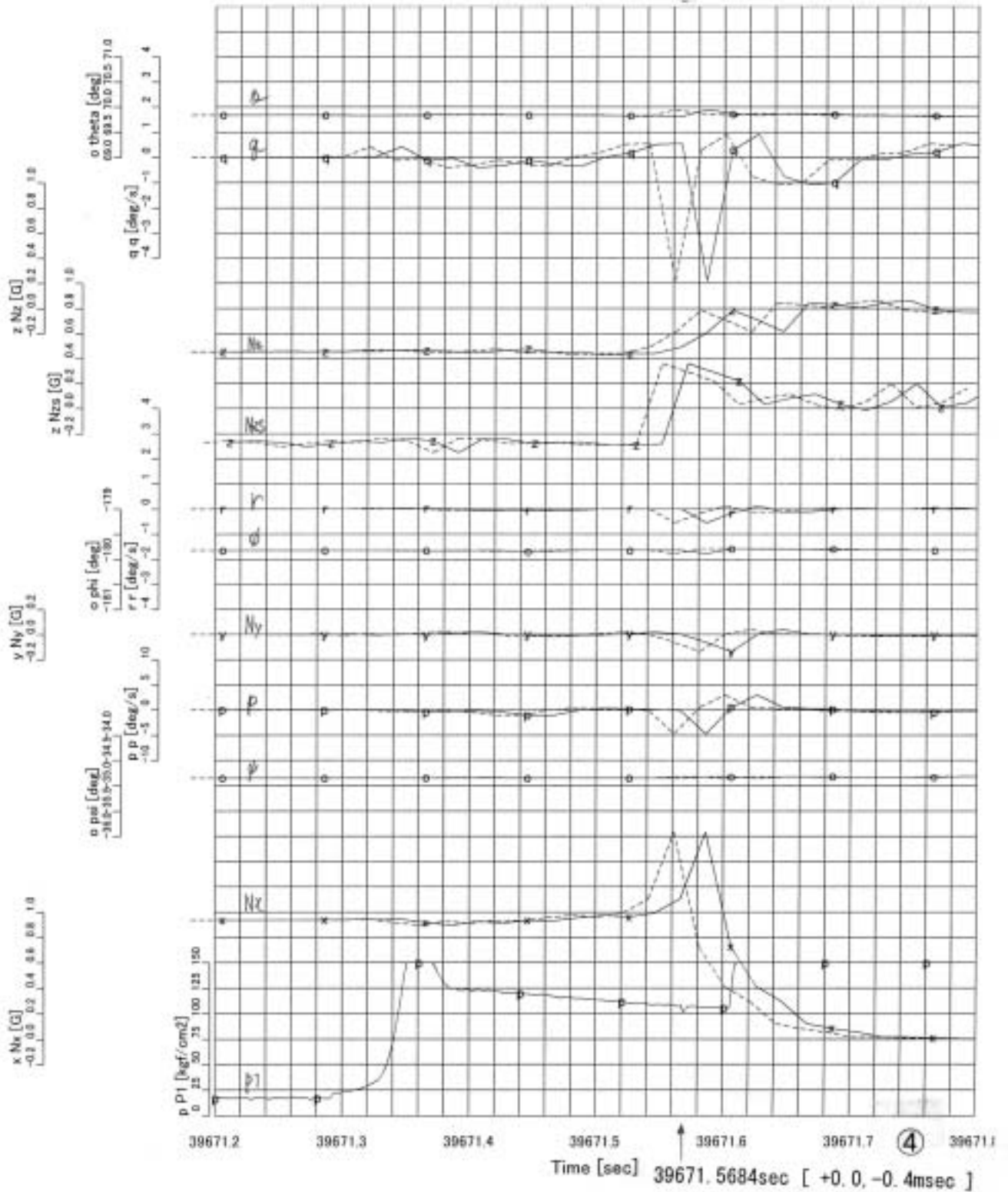
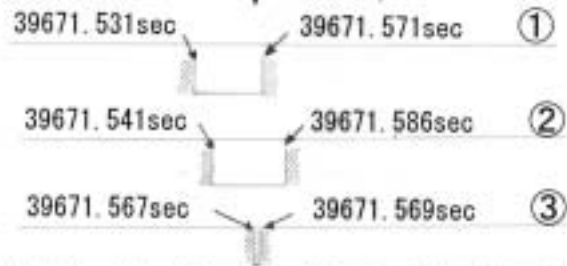
図A2 - 6 構造振動加速度センサ信号出力

# NEXST-1 TIME HISTORY

- #1 Flight Test Data -

Flight Date : 2002.07.14

分離ボルト着火推定時刻  
39671.5684sec [+0.0, -0.4msec]



図A2 - 7 分離ボルト着火時刻の推定

## 2.2. ロケット移動量

ロケット A / P 異常発生時刻および分離ボルト着火時刻でのロケットの移動量を推定されたロケット推力を用いて算出した。

ロケット推力をもとに下式により算出したロケットの推定前後方向加速度 ( $N \times CAL_{rigid}$ ) を、データレコーダに記録された実験機 IMU 前後方向加速度 ( $N \times IMU$ )、点火モータ内圧 ( $P1$ )、実験機主翼構造振動加速度 ( $ACC01, ACC02$ ) と比較して図 A2-8 に示す。

$$\text{ロケット推定前後方向加速度 ( } N \times CAL_{rigid} \text{ )} = \frac{\text{推定ロケット推力 ( } T \text{ )} \times \cos \theta - \text{摩擦力}}{\text{重量 ( } W \text{ )}}$$

T : 推定ロケット推力

θ : ノズルカント角 = 2.9deg

F : 摩擦力 =  $\mu \cdot (W \cdot \cos \theta + T \cdot \sin \theta)$

( θ : 射角=70deg、μ : 摩擦係数 = オンランチャ試験時実測値 0.1766 を使用 )

W : 7780kg ( ロケットモータ点火直後のため打上形態初期重量を使用 )

尚、 $N \times IMU$  は IMU が加速度を検知してから信号処理機で PCM 信号として記録されるまでの間の時間遅れを有しているため、これを補正したものを図中に示している( 実線は時間遅れが最小( 45msec )の場合、破線は時間遅れが最大( 70msec )の場合、一点鎖線は  $N \times IMU$  のピークと分離ボルト着火推定時刻の整合をとった ( 63msec ) 場合 )。P1、ACC01、ACC02 はアナログ信号のため遅れは無い。

### ( 1 ) 構造弾性変形効果

ロケットモータ着火後に推力が増大してゆく過程では、ロケットや実験機の構造に弾性変形が生じるため、 $N \times IMU$  にその影響が生ずる。FEM 解析により見積もった結果、弾性変形により  $N \times IMU$  の増大には離昇直後で約 7msec 程度の遅れが生ずる。

### ( 2 ) ロケット推定前後方向加速度の時刻合わせ

推定ロケット推力をもとに FEM 解析により推算した構造弾性変形効果を入れて算出したロケット推定前後方向加速度 ( $N \times CAL_{flex}$ ) を図 A2-8 中に合わせて示す。

算出した  $N \times CAL_{flex}$  と  $N \times IMU$  を時間的に整合させるため、算出した  $N \times CAL_{flex}$  を  $N \times IMU$  と整合するよう後方に 0 ~ 25msec シフトし、ロケット移動量の算出に用いる。尚、こうすることにより推力増大と実験機主翼構造振動加速度 ( $ACC01, ACC02$ ) 増大との整合も改善される。

(3) ロケット移動量の算出

以上をもとに、ロケット A / P 異常発生時刻及び分離ボルト着火時刻におけるロケット移動量を算出した。

ロケット A / P 異常発生時刻 ( $t = 39671.559\text{sec}$ ) では、図 A2-8 の  $N \times \text{CAL}_{\text{rigid}}$  を時間積分し、移動量は、

$$\underline{0.0 \sim [0.8] \sim 1.8 \text{ (mm)}}$$

分離ボルト着火推定時刻 ( $t = 39671.568\text{sec}$ ) では、同様に移動量は、

$$\underline{0.2 \sim [2.4] \sim 4.3 \text{ (mm)}}$$

尚、[ ] 内は、 $N \times \text{IMU}$  のピークと分離ボルトの着火推定時刻との整合をとった場合の移動量を示している。

(4) ロケット・実験機分離以降のロケット移動量の算出

推定推力を用い、ロケットと実験機の分離以降まで含めて求めたロケット移動量を図 A2-9 に示す (図中実線)。又、ビデオ映像の解析により求めたロケット移動量も合わせて示す (図中シンボル)。ロケットと実験機の分離時刻は分離ボルト着火推定時刻 ( $t=39671.568$ ) とした。

ケースとしては以下を考えた。

推定推力をそのまま用いた場合

$N \times \text{IMU}$  と整合をとるよう補正した場合のうち、最も推力の立ち上がりが早い場合

$N \times \text{IMU}$  と整合をとるよう補正した場合のうち、最も推力の立ち上がりが遅い場合

$N \times \text{IMU}$  のピークと分離ボルトの着火推定時刻との整合をとった後の  $N \times \text{IMU}$  と整合をとるよう補正した場合

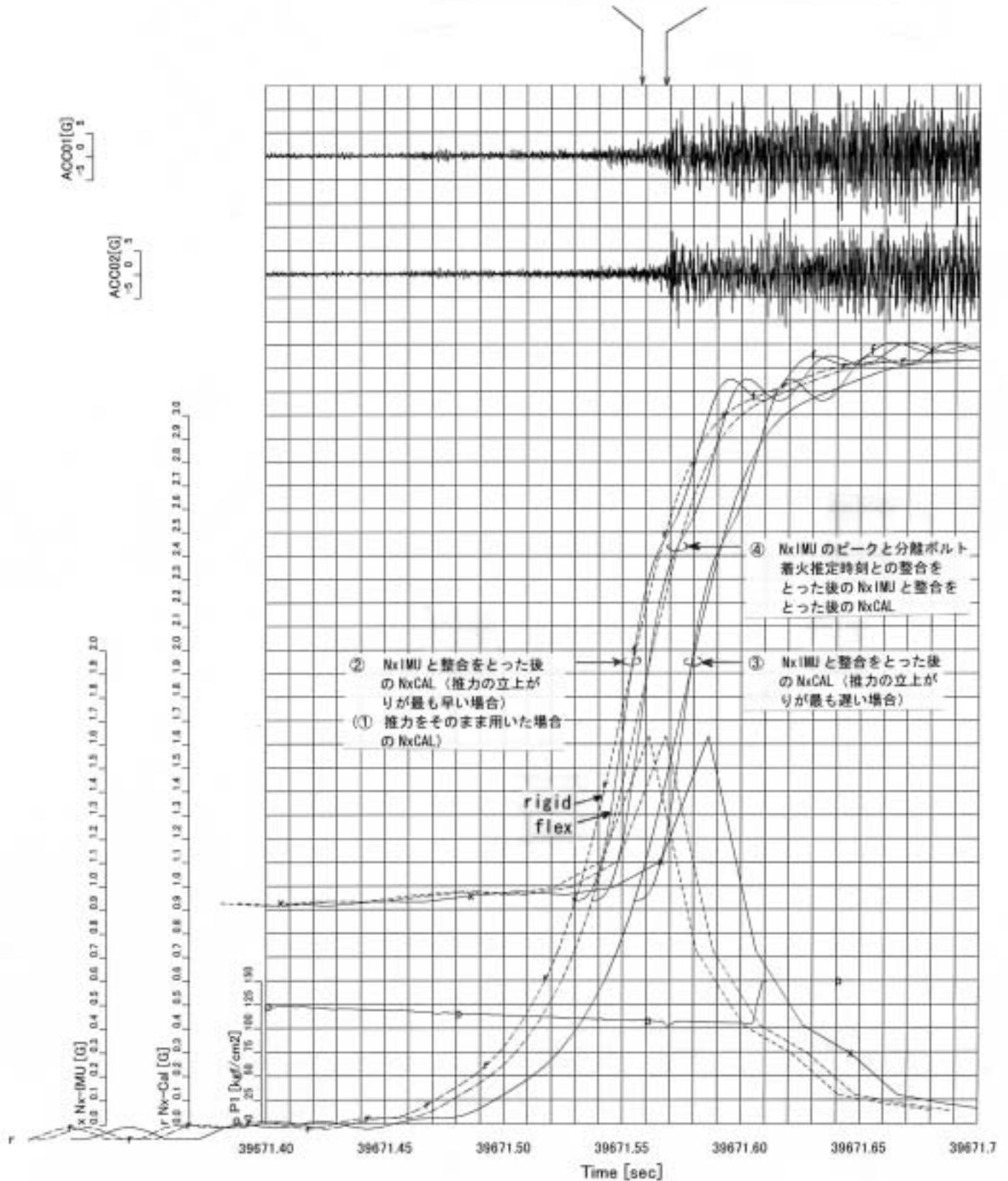
推定推力を用いて求めた移動量とビデオ映像を用いて求めた移動量とは比較的良好に整合がとれている。

NEXST-1 TIME HISTORY

- #1 Flight Test Data -

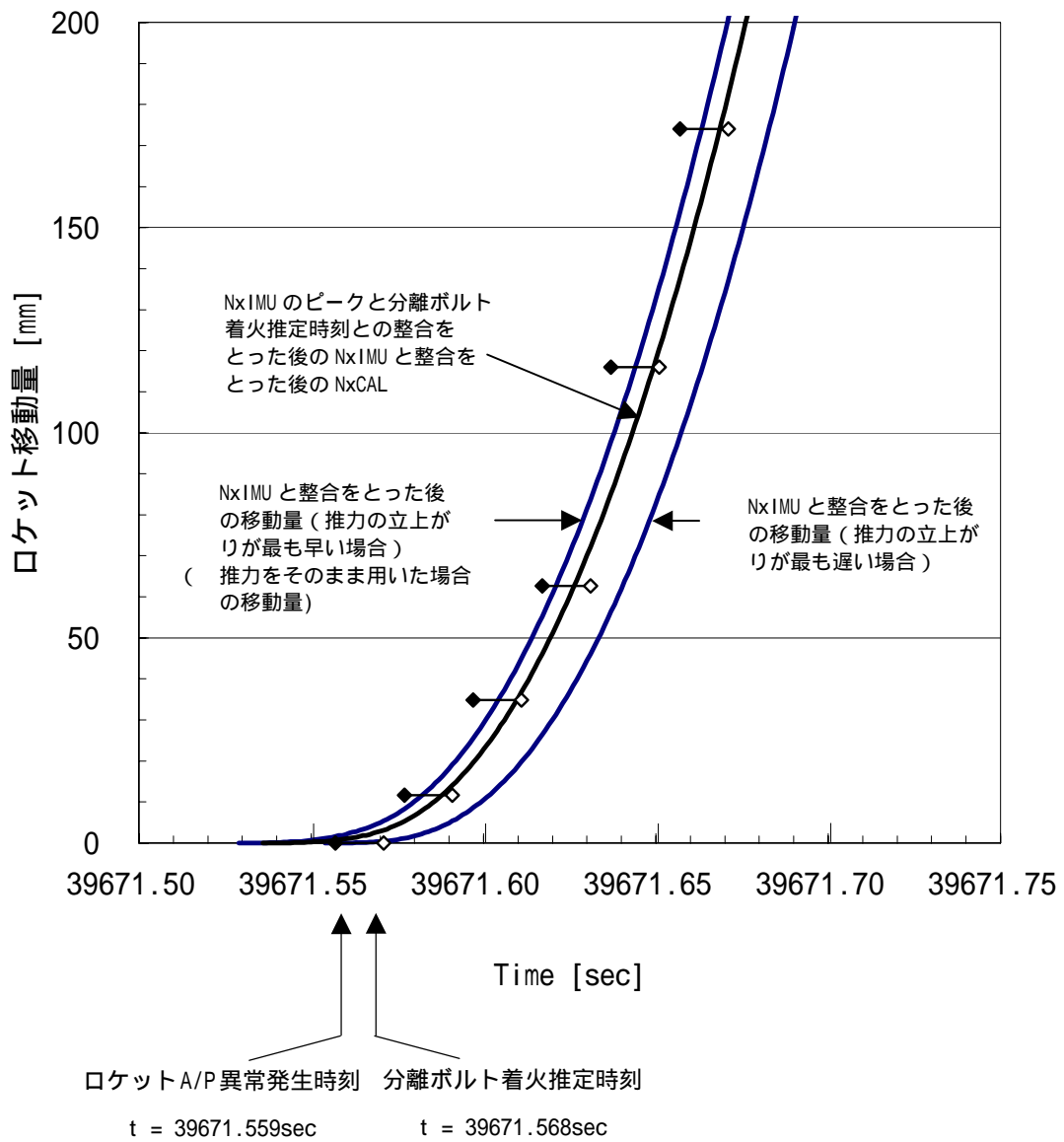
Flight Date : 2002.07.14

ロケット A/P 異常発生時刻  $t = 39671.559\text{sec}$       分離ボルト着火推定時刻  $t = 39671.568\text{sec}$



図A2 - 8 ロケットの推定前後方向加速度





図A2 - 9 ロケット移動量

## 2.3. 分離後のロケットの飛翔

簡略化したモデルを用い、実験機不時分離後のロケット飛行シミュレーションを実施した。計算条件は以下の通り。

### (1) 空力特性

$$\cdot C_D = 0.01408 + 0.006605(\alpha^2 + \beta^2) + 0.000003(\alpha^3 + \beta^3)$$

$$\cdot C_L = 0.00512 \quad (1/\text{deg})$$

$$\cdot C_n = -0.00569 \quad (1/\text{deg})$$

$$\cdot C_Y = -0.00512 \quad (1/\text{deg})$$

$$\cdot C_n = 0.00332 \quad (1/\text{deg})$$

$$\cdot C_l = C_i = 0.00144 \quad (1/\text{deg})$$

(ただし、迎角、横滑り角が 30deg 以上の場合 30deg 一定とした。)

### (2) 推力

ノミナル推力の 80%

### (3) 質量重心

空虚質量：1823kg

空虚重心：X STA6.88m Z WL-0.724m

### (4) ランチャ離脱時姿勢角

ピッチ姿勢角：80deg

(ロケットのランチャ離脱時はロケット後部がレールから外れておりより垂直な姿勢になっているが、角度が不明なため、80deg を仮定。)

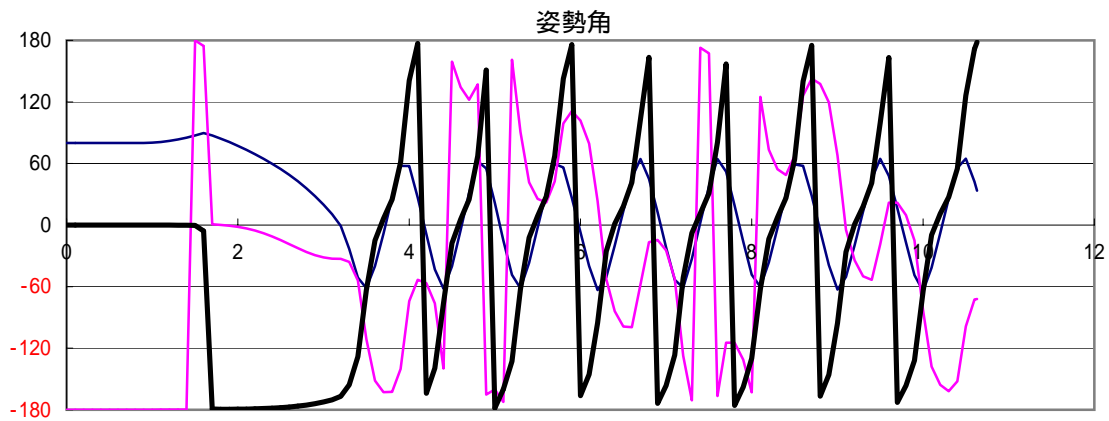
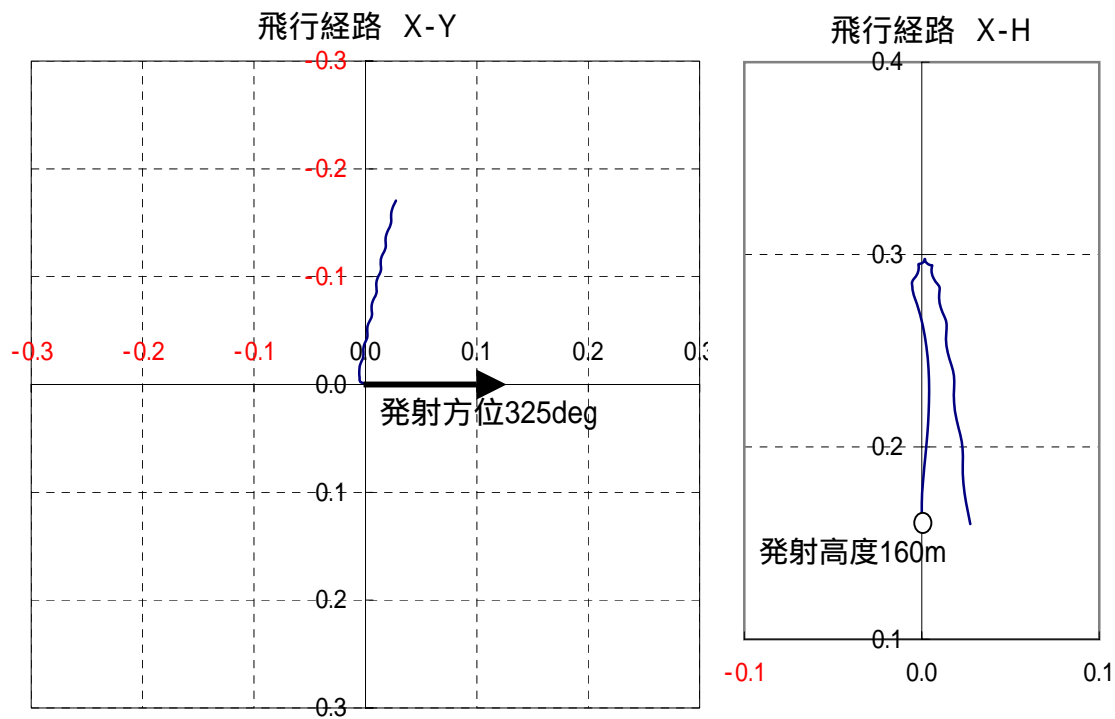
計算結果を図 A2-10 に示す。飛行時間及び落下点は以下の通り。

飛行時間：11s

落下点：射点からの距離 173m

：方位 北基準 244deg

空力等に推定データを多く使用していることを考慮すると、実際の落下点(距離 264m、方位 236deg)との一致は良好と考える。



条件  
 重量重心: 制御部及びFIN3枚離脱後の推定値  
 ランチャ離脱時の姿勢: 80degを仮定  
 推力: ノミナルの80%  
 空力特性: フィン1枚の時の推定空力

図A 2 - 1 0 発射後のロケット運動シミュレーション結果

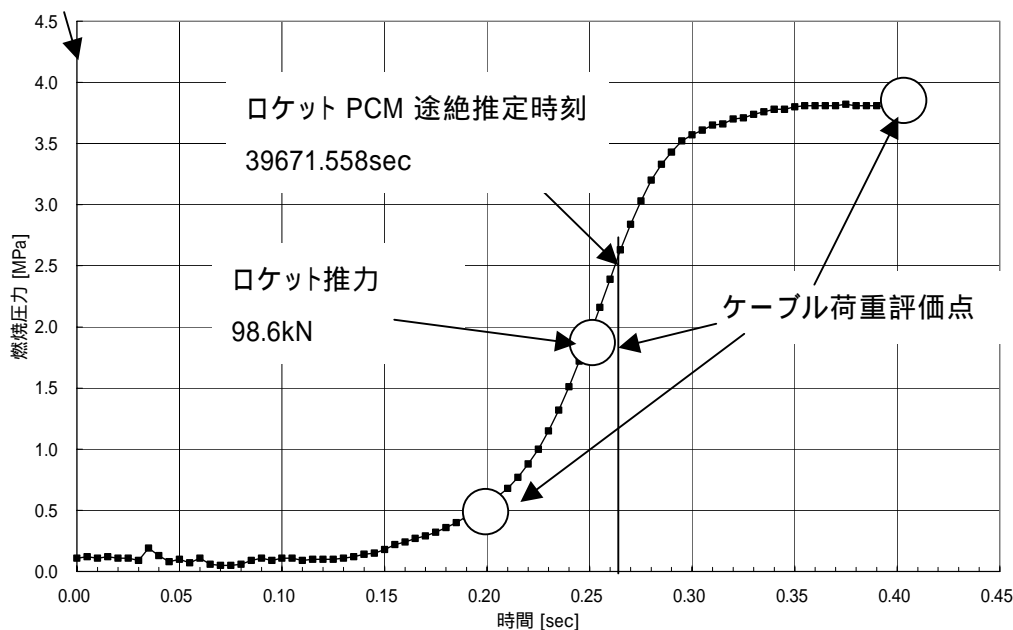
## 2.4. アンビリカルケーブルの挙動

### (1) アンビリカルケーブルへの噴流の影響

アンビリカルケーブルへのロケット噴流の影響をCFD (Computational Fluid Dynamics) を用いて解析を行った。

解析結果を表 A2-1 および図 A2-11 ~ 図 A2-13 に示す。解析手法間の比較や高速カメラとの比較では定性的に合っていることがわかる。また、ケーブル付近の流れは吸い込みになっていることがわかる。これらの結果からケーブルに加わる張力を推定すると、燃焼器内圧力が 0.5MPa で通信系 13.5N 以下、点火系 10.8N 以下、3.9MPa では通信系 324N 以下、点火系 1300N 以下となり、ケーブルが破断するだけの荷重は発生していないと推定される。また噴流によるケーブルの運動を考慮した場合、燃焼圧が 1.72MPa に上昇するまでに約 10mm 程度内側に動くことと推定されるが、この移動量ではノズルの噴流領域には入らないと推定され、さらに動的な荷重も発生することは無いと考えられる。

ロケットモータ点火時刻



噴流の放射加熱による物体の表面温度は加熱前の温度を 290K (17 ) と仮定すると、非定常熱伝導解析の結果、コネクタ部では最高約 310K (40 ) 程度となる。また、ケーブル被覆のテフロンは最高約 890K (620 ) になるが、実際にはアルミ蒸着を施したグラスクロスに包まれているため、上記のような温度までは上昇せず、放射加熱によるケーブルへのダメージは無かったと推定される。

表A 2 - 1 噴流 CFD 解析結果のまとめ

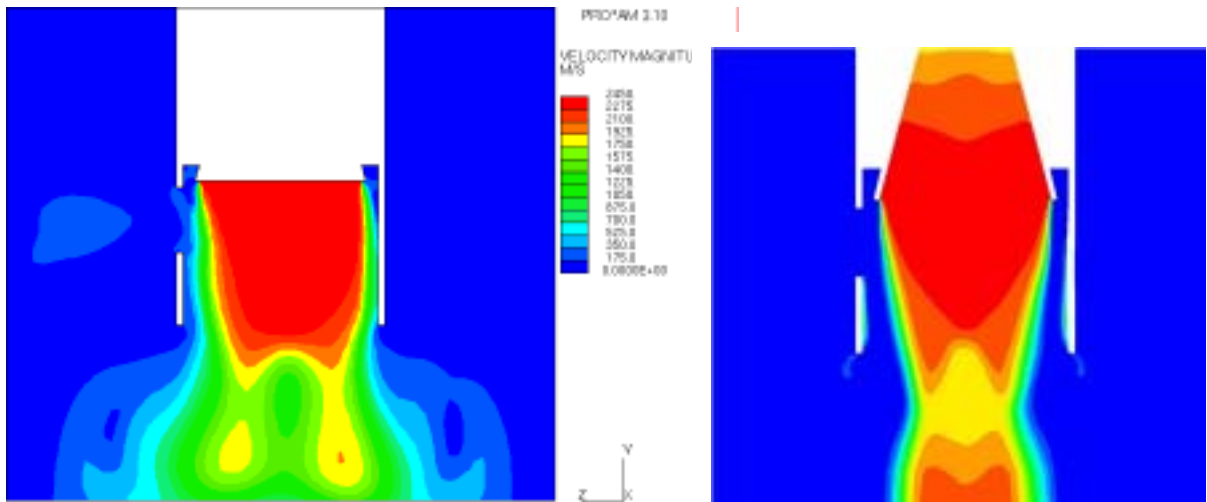
種類	解析目的	解析手法	解析モデル	解析条件	検討結果の概要	元圧0.5MPa	元圧1.72MPa	元圧3.8～3.9MPa
A	始動時の圧力波伝播の確認	No.1: MHI 3次元オイラー (直交格子)	ノズル、ストッパー (キャント有り、 開口部有り)	凍結ガス ( $\rho = 1.175$ ), T0=3366K	1. 開口部最大動圧: 0.06MPa以下。 2. 最大荷重 <sup>*1</sup> : 360N以下。			
B	エジェクタ効果、 定常流れ場の 確認	No.2: MHI 3次元NS (STAR-CD)	ノズル、ストッパー (キャント有り、 開口部有り)	凍結ガス ( $\rho = 1.175$ ), T0=3366K、 空気 ( $\rho = 1.4$ )	1. エジェクタ効果は元圧1.72MPaの条件で顕著。 2. 最大動圧: 200kPa(@3.9MPa)、23kPa (@1.72MPa)、4kPa(@0.5MPa) 3. 最大荷重 <sup>*1</sup> : 1200N(@3.9MPa)、140N (@1.72MPa)、24N(@0.5MPa)	1. 最大動圧: 4kPa 2. 最大荷重 <sup>*1</sup> : 24N 3. 積分荷重 <sup>*3</sup> : 3.0N、 2.4N	1. 最大動圧: 23kPa 2. 最大荷重 <sup>*1</sup> : 140N 3. 積分荷重 <sup>*3</sup> : 33N、 51N	1. 最大動圧: 200kPa 2. 最大荷重 <sup>*1</sup> : 1200N 3. 積分荷重 <sup>*3</sup> : 72N、 297N
		No.4: NAL 3次元NS (B-Lモデル)	ノズル、ストッパー (キャント有り、 開口部有り、 厚み無し)	凍結ガス ( $\rho = 1.175$ ), T0=3366K	1. 開口部の上流側で流入、下流側で流出。 2. 最大動圧: 2気圧以下。 3. 最大荷重 <sup>*2</sup> : 150kgf以下。			
C	非定常流れ現象 の把握	No.3: MHI 軸対称オイラー 及びNS	ノズル、ストッパー (軸対称、 開口部無し)	凍結ガス ( $\rho = 1.175$ ), T0=3366K	1. 非粘性計算: (1) ストッパー有無で過渡現象は異なるが、 最終的にはほぼ同じ流れ場に収束。 強い圧縮波は発生しない。 (2) 最大動圧: 0.06MPa以下。 (3) 最大荷重 <sup>*1</sup> : 360N以下。 2. 粘性計算: (1) 最大動圧: 0.19MPa(@高燃焼室圧力時) (2) 最大荷重 <sup>*1</sup> : 1140N			
		No.5: NAL 3次元オイラー (マルチブロック)	ノズル、ストッパー (キャント有り、 開口部有り)	凍結ガス ( $\rho = 1.175$ ), T0=3366K	1. 非定常計算と定常計算の差はほとんど無い。 2. T=0.26秒以前に開口部からの強い噴流 (の流出)は見られない。 3. 非粘性計算のため、定量値の推定精度は 低い。 上記1と2を基にNo.2の解析手法の結果 を利用。 (1) 最大動圧: 4kPa(燃焼室圧が0.5MPaの場合 とほぼ同一と仮定) (2) 最大荷重 <sup>*1</sup> : 24N	1. 最大動圧: 3kPa 2. 最大荷重 <sup>*1</sup> : 18N 3. 積分荷重 <sup>*4</sup> : 5.9N	1. 最大動圧: 0.8kPa 2. 最大荷重 <sup>*1</sup> : 4.8N 3. 積分荷重 <sup>*4</sup> : 2.6N	1. 最大動圧: 62.6kPa 2. 最大荷重 <sup>*1</sup> : 375.6N 3. 積分荷重 <sup>*4</sup> : 18.3N

\*1) ケーブル直径30mm、長さ200mmを想定し、円柱の抵抗係数としてCD=1.0(M<1)を使用

\*2) ケーブル直径30mm、長さ200mmを想定し、円柱の抵抗係数としてCD=1.2(M>1)を使用

\*3) ケーブル直径30mm、長さはCATIAデータに基づく推定値を想定し、円柱の抵抗係数としてCD=1.0を使用。表中の値は通信系ケーブル、点火系ケーブルの順。

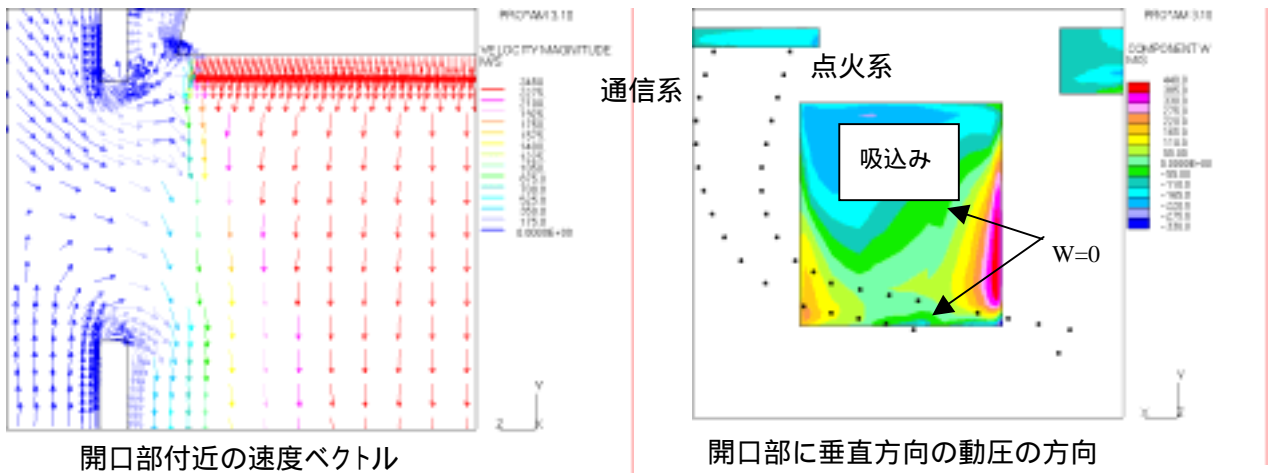
\*4) ケーブル直径30mm、長さはCATIAデータに基づく推定値を想定し、円柱の抵抗係数としてCD=1.0を使用。



解析手法 No.2

解析手法 No.5

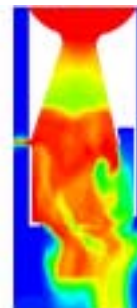
図A2 - 11 No.2 と No.5 の解析結果の比較 (速度分布、総圧 1.72MPa)



開口部付近の速度ベクトル

開口部に垂直方向の動圧の方向

図A2 - 12 ケーブル付近の流れの様子 (総圧 1.72MPa)



No.5 解析結果 (温度分布)

図A2 - 13 高速度カメラとの比較

## (2) コネクタ分離の状況

通信系と点火系のアンビリカルケーブルおよびコネクタの詳細調査、成分分析等の結果から、分離から破壊に至る挙動を推定した。

### 通信系アンビリカルケーブルの挙動の推定

ロケットモータ点火。

打上げロケット移動開始とほぼ同時にロケットと実験機の分離信号出力。

ランヤードが引かれ、ロケットから通信系コネクタが分離する。

ロケットが更に前進し、プラスト(噴流)がロケットストッパの外へ広がる。

ロケットストッパ上のアンビリカルケーブル固定用タイラップが切れる。

アンビリカルケーブルが後方へ引かれる(垂れ下がる)。

ランヤードが逆引張り(ランヤードが万歳した状態:図 A2-14)となる。

ロケットが約1.2m程度上昇した段階でケーブルの張力が4000Nを越え、ケーブルがコネクタかしめ部から引き抜かれる。

ロケットが約3m程度上昇したところでフィン2枚が実験機の主翼(エルロン)と衝突し、制御部がロケットから外れ、ノズルが破壊される。

破壊されたノズルがストッパ内を通過する際に通信系コネクタに接触した後、地上に落下。このとき通信系コネクタのランヤードが破断する。

耐熱チューブが破損する。

コネクタは地面のコンクリートに落下し、プラストにより拾得地点まで飛ばされる

### 点火系アンビリカルケーブルの挙動

ロケットモータ点火。

打上げロケット移動開始とほぼ同時にロケットと実験機の分離信号出力。

ランヤードが引かれ、ロケットから点火系コネクタが分離する。

ロケットが更に前進し、プラスト(噴流)がロケットストッパの外へ広がる。

耐熱チューブが破損し、裸になった金属スプライス部にプラストの熱が加わる。

スプライスからの熱がテフロン内の導線を急速に伝達し、コネクタピン周囲を加熱し、樹脂およびゴム部の強度を低下させる。(図 A2-15)

ロケットストッパ上のアンビリカルケーブル固定用タイラップが切れる。

アンビリカルケーブルが後方へ引かれる(垂れ下がる)。

ハーネスがコネクタのゴム部ごと引き抜かれる。

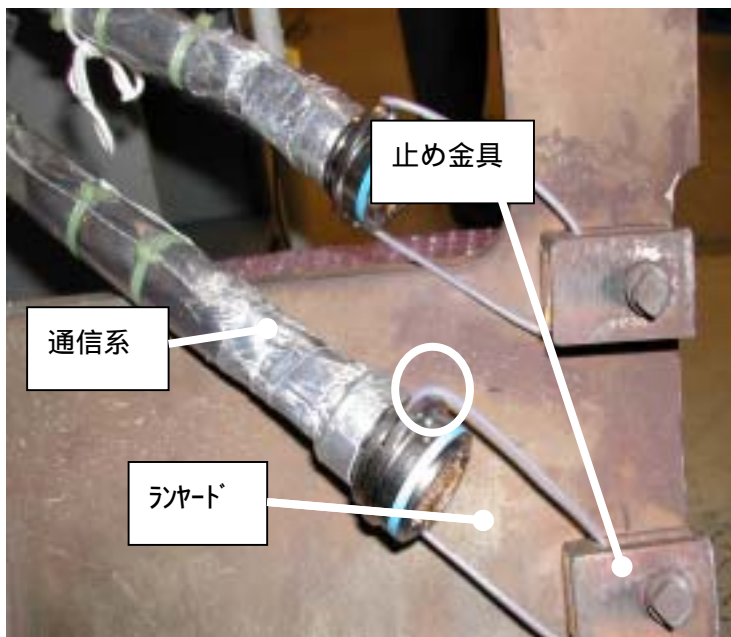
引き抜かれたゴム部が、スプライス部より後方(下方)へ運動エネルギーを持って移動したことにより、熱により強度低下しているスプライス部で機械

的に電線が破断する。

熱により強度の低下したランヤードは、ブラストを受けたコネクタの運動等により機械的に破断する。

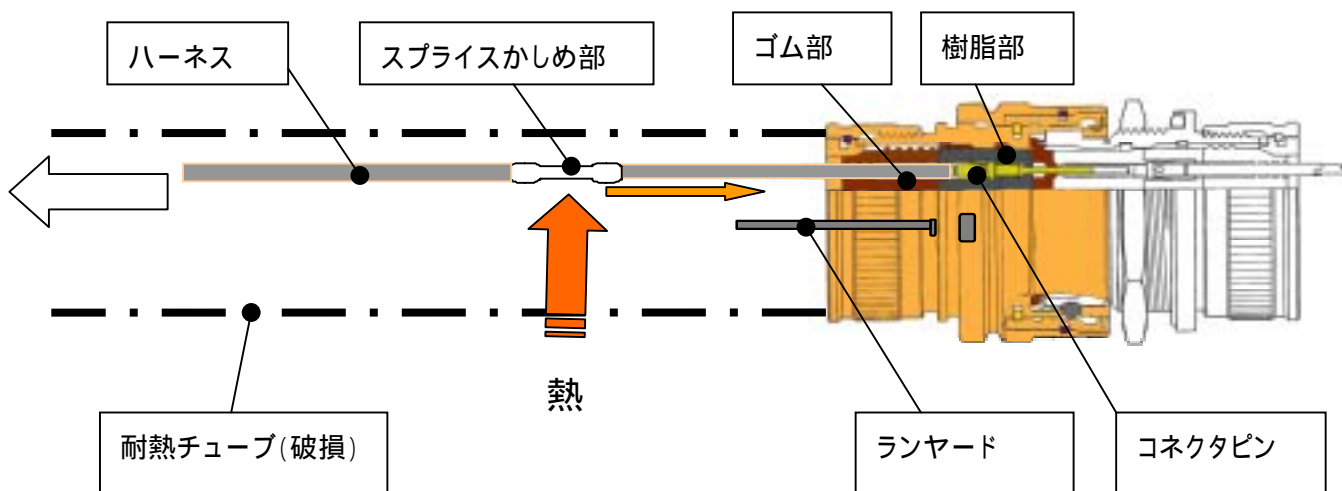
コネクタは落下し、ブラストにより拾得地点まで飛ばされる。





ロケットストッパー窓から引き出されたアンビカルケーブルを内側から見る。  
 アンビカルケーブルが後方へ引かれ、ランヤードが止め金具にて逆引張りとなる。  
 また、ランヤード止め玉部には圧痕が認められる。  
 (左図 円内)

図A 2 - 1 4 通信系アンビカルケーブル



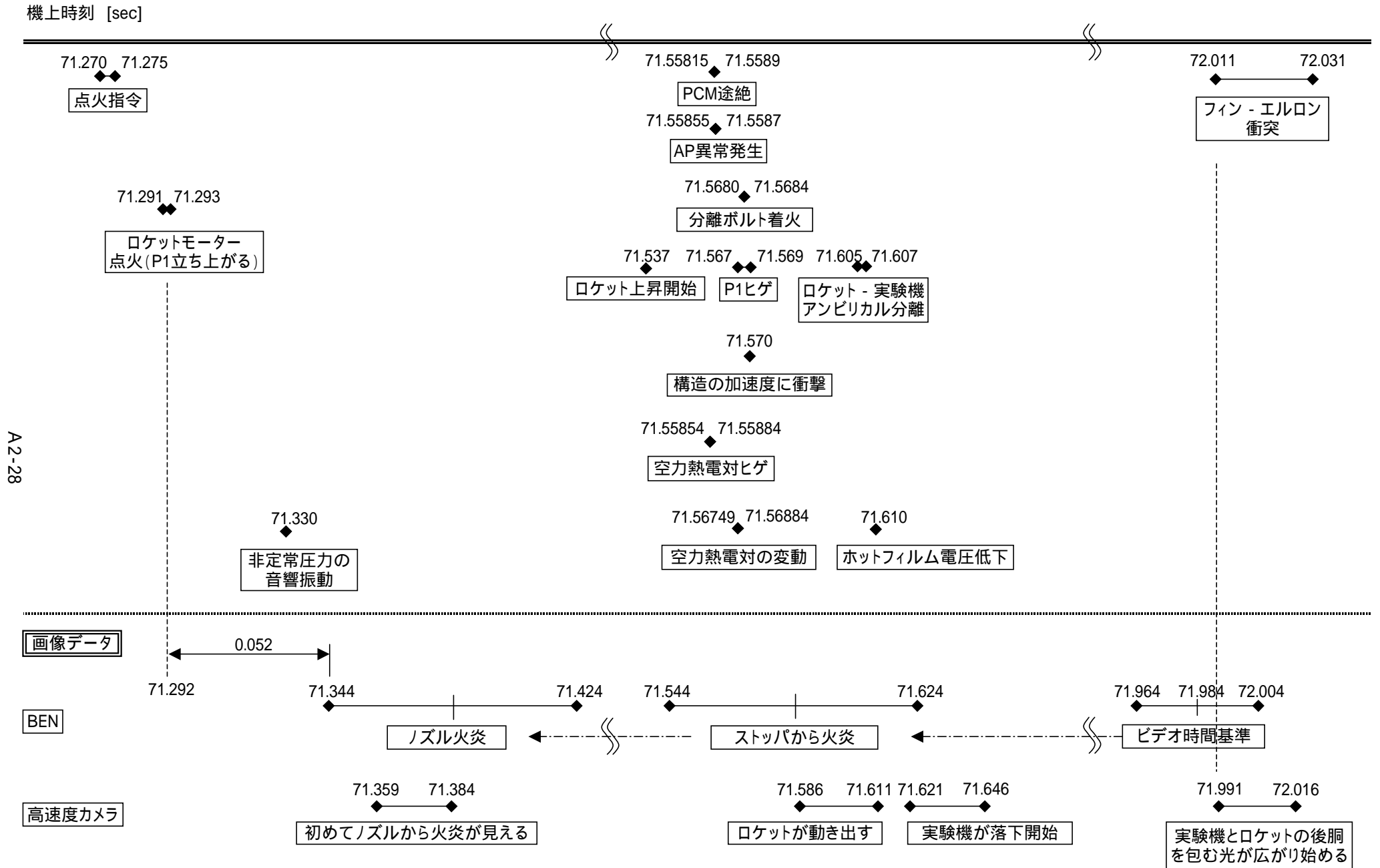
**【説明】**  
 耐熱チューブが破損したため、プラストの熱はスプライスカしめ部（金属）からハーネス内の導線を通じコネクタピンまで急速に伝わる。  
 コネクタピンが加熱し、樹脂部およびゴム部の強度が低下する。  
 ケーブル全体が後方へ引かれ、ゴム部ごとケーブルが抜ける。

図A 2 - 1 5 点火系アンビカルコネクタ

## 2.5. 分離ボルト着火前後の事象・時系列のまとめ

以上及びこれまでの検討により明らかになった、ロケットモータ点火からロケットフィンと実験機エルロンの衝突までの各事象の時系列を表 A2-2 にまとめる。

表A2 - 2 分離ボルト着火前後の事象時系列



### 付録3 . F T Aの詳細

原因推定のために200項目に近い要因についてF T Aを実施し、回収した現品の調査、及び各種検証試験、解析を行い、原因の絞込を行った結果、不具合の原因は以下に絞られた。

#### A/P フレックスハーネス基板上スルーホール部での5 V電源短絡。

詳細を図A3 - 1、図A3 - 2、表A3 - 1, 表A3 - 2に示す。

図A3 - 1及び図A3 - 2は実験機不時分離F T Aのツリーを示す。F T Aによる原因絞込みの主な経緯は次の通りである。

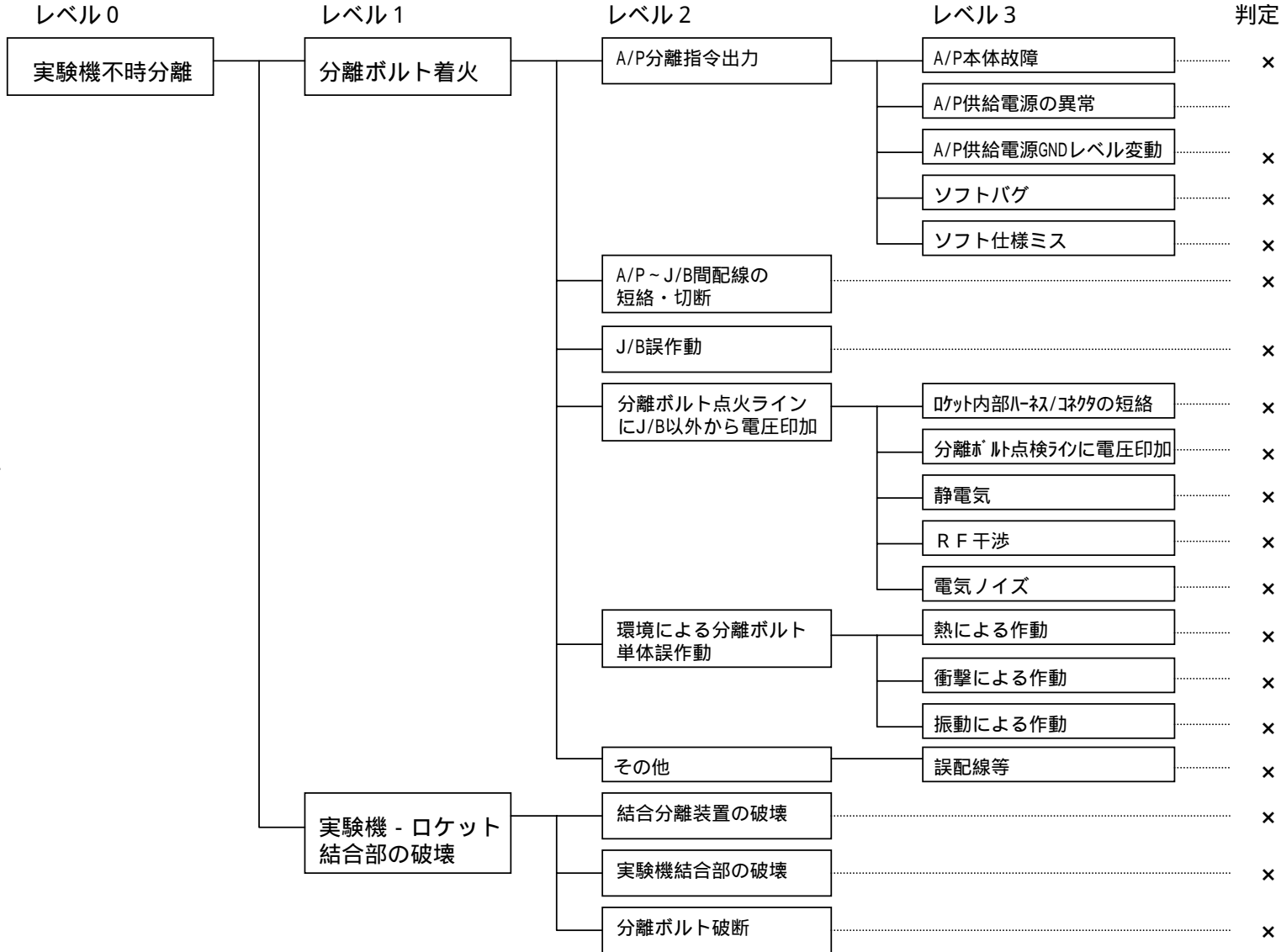
- (1) 実験機不時分離”の直接の原因は“分離ボルト着火”及び“実験機 ロケット結合部の破壊”に大別されたが、分離ボルト現品調査の結果、分離破断部は電氣的着火によるものであること、分離ボルト及び結合部の強度余裕は全て正であり、強度上は問題無いこと、等が確認され、“分離ボルト着火”と推定された。
- (2) “分離ボルト着火”の要因としては、“A P分離指令出力”、“A PとジャンクションボードJ B間配線の短絡・切断”、“J B誤動作”、“分離ボルト点火ラインにJ B以外から電圧印加”が挙げられた。
- (3) これらの要因の中で、現品調査及び検証試験の結果から、“A P分離指令出力”に原因がある可能性が大きいことが推定された。
- (4) “A P分離指令出力”の要因は“A P本体の故障”、“A P供給電源の異常”、A P電源グランドGNDレベル変動“、“ソフトウェアのバグ”、“ソフトウェア仕様ミス”が挙げられ、これらを調査項目として現品調査及び検証試験を行った。
- (5) “A P本体の故障”は、分解調査において該当基板に異常は無く、かつ単体機能確認試験において正常に作動することを確認し、原因の可能性は否定された。
- (6) “A P供給電源GNDレベル変動”はロケット及び発射制御装置の組み合せ試験においてGNDレベル変動によるA P分離指令出力は無かったこと、またA P 5 V電源GNDとロケット筐体を短絡させた状態で、ロケット筐体に高電圧サージを入れる試験を行ったが、A P分離指令出力は無かったことから、原因の可能性は否定された。
- (7) “ソフトバグ”及び“ソフト仕様ミス”は全プログラムを再確認した結果、A P分離指令が誤出力される可能性は否定された。
- (8) “A P供給電源の異常”の要因は“電源回路からのA Pへのパワーライ

ンの切断”、“電源回路の異常”、“誘導計測用電池からの入力電圧低下による電源回路の出力電圧異常”及び“電源回路負荷側異常に起因した機能低下”が挙げられた。

- ( 9 ) “電源回路からのAPへのパワーラインの切断”はハーネス現品調査の結果、パワーラインは正常であることが確認され、原因の可能性は否定された。
- ( 1 0 ) “電源回路の異常”は現品調査の結果、単体として正常に作動すること、5V出力部に短絡の痕跡が無いこと、過電流・過電圧などの保護回路も正常に作動することなどが確認され、原因の可能性は否定された。
- ( 1 1 ) “誘導計測用電池からの入力電圧低下による電源回路の出力電圧異常”は、28V電源瞬断試験において、APにリセット(分離指令出力を誘引)がかかるような電源瞬断ではリセット回路が働くのとほぼ同時に点火モータ内圧信号(P1, P2)の電圧低下が発生しているが、本事象は飛行実験時には発生していないこと、電池は正常に作動したこと、電池からの電源回路へのパワーラインの切断は無いこと、等により原因の可能性が否定された。
- ( 1 2 ) “電源回路負荷側異常に起因した機能低下”の要因としては、“電源回路から他構成部品へのパワーラインの短絡”、“AP関連の異常による過電流消費”、“JB内の異常による過電流消費”が挙げられ、これらを調査項目として現品調査及び検証試験を実施した結果、“電源回路から他構成部品へのパワーラインの短絡”が原因の可能性が大きいことが推定された。また他の要因は原因の可能性は非常に小さいことが推定され、否定された。
- ( 1 3 ) “電源回路から他構成部品へのパワーラインの短絡”の要因としては、“電源回路からAPへのパワーラインの短絡”及び“電源回路からJBへのパワーラインの短絡”が挙げられ、後者は電源回路からJBへの+5V電源ラインの現品調査の結果、断線及びGNDへの短絡が無いことが確認され、原因の可能性は否定された。
- ( 1 4 ) “電源回路からAPへのパワーラインの短絡”はAP現品調査、検証試験及びシミュレーション解析の結果、フレキシブルハーネス用ブラケット部と基板上の+5Vスルーホール部間で短絡した痕跡が確認されたこと、ブラケット部と+5Vスルーホール部が打上げ時の加速度環境において短絡する可能性が大きいことが判明したこと、等から、AP電源電圧の低下を誘引し、AP分離指令出力、分離ボルト着火、実験機不時分離に至らしめた原因と推定された。

図A3-1 実験機不時分離FTAツリー(1/2)

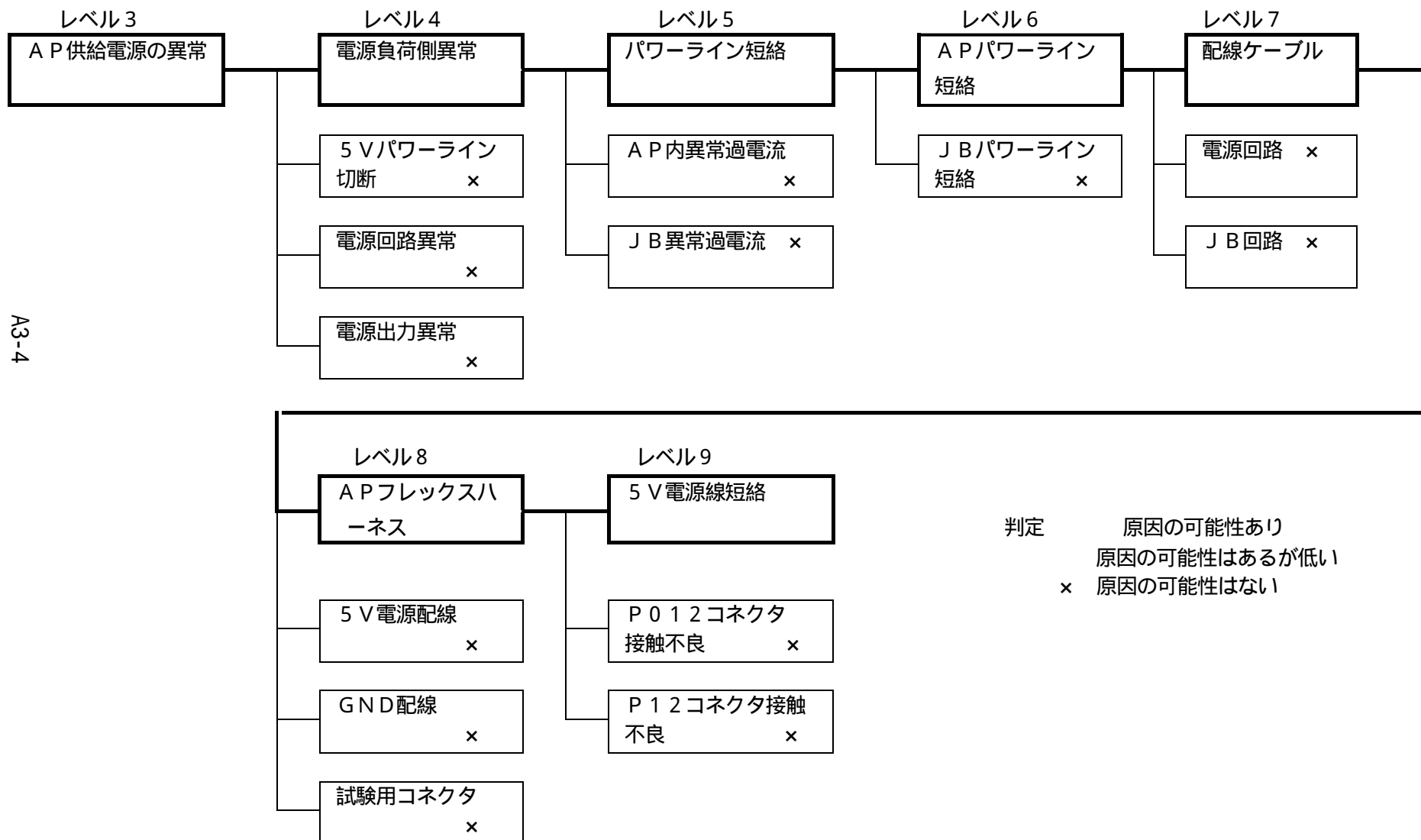
○:原因の可能性あり    △:原因の可能性はあるが低い  
 ×:原因の可能性はない



図A3-2

A3-3

図 A 3 - 2 実験機不時分離 F T A ツリー ( 2 / 2 )



A3-4

表A3 - 1 実験機不時分離FTA (1 / 6)

: 原因の可能性あり : 原因の可能性はあるが低い x : 原因の可能性はない

レベル0	レベル1	レベル2	レベル3	レベル4	レベル5	レベル6	判定
1 実験機 不時分 離	11 分離ボルト 着火	111 A/P分離 指令出力	1111 A/P本体の 故障	11111 電源監視系統誤 作動	111111 リセットIC誤作動	1111111 リセットIC故障	x
						1111112 基板パターンの断線 (リセットIC入力)	x
						1111113 基板パターンの短絡 (リセットIC入力)	x
						1111114 リセットICはんだ付け不良	x
					111112 リセット遅延処理 FPGA誤作動	1111121 FPGA故障	x
						1111122 基板パターンの断線 (FPGA入力)	x
						1111123 基板パターンの短絡 (FPGA入力)	x
						1111124 FPGAはんだ付け不良	x
					111113 リセットラインバッファIC 誤作動	1111131 バッファIC故障	x
						1111132 基板パターンの断線 (バッファIC入力)	x
						1111133 基板パターンの短絡 (バッファIC入力)	x
						1111134 バッファICはんだ付け不良	x
				11112 データ系統誤作動	111121 デスクリプトIC誤作 動	1111211 デスクリプトIC故障	x
						1111212 基板パターンの断線 (デスクリプトIC入力)	x
						1111213 基板パターンの短絡 (デスクリプトIC入力)	x
						1111214 デスクリプトICはんだ付け不良	x
					111122 ラッチIC誤作動	1111221 ラッチIC故障	x
						1111222 基板パターンの断線 (ラッチIC入力)	x
						1111223 基板パターンの短絡 (ラッチIC入力)	x
						1111224 ラッチICはんだ付け不良	x
111123 バッファIC誤作動	1111231 バッファIC故障	x					
	1111232 基板パターンの断線 (バッファIC入力)	x					
	1111233 基板パターンの短絡 (バッファIC入力)	x					
	1111234 バッファICはんだ付け不良	x					
11113 アドレス系統誤作動	111131 デコーダIC誤作動	1111311 デコーダIC故障	x				
		1111312 基板パターンの断線 (デコーダIC入力)	x				

A3-5



表A3 - 1 実験機不時分離FTA (2 / 6)

: 原因の可能性あり : 原因の可能性はあるが低い x : 原因の可能性はない

A3-6

レベル0	レベル1	レベル2	レベル3	レベル4	レベル5	レベル6	判定
						1111313 基板パターン短絡 (デコダ IC入力)	x
						1111314 デコダ ICはんだ付け不良	x
					111132 ハッファIC誤作動	1111321 ハッファIC故障	x
						1111322 基板パターン断線 (ハッファIC入力)	x
						1111323 基板パターン短絡 (ハッファIC入力)	x
						1111324 ハッファICはんだ付け不良	x
			11114 CPU暴走	111141 CPU周辺IC誤作動 (CPU, メモリ)	1111411 CPU周辺IC故障	x	
					1111412 基板パターン断線 (CPU周辺IC)	x	
					1111413 基板パターン短絡 (CPU周辺IC)	x	
					1111414 CPU周辺ICはんだ付け不良	x	
			11115 電源系統故障 (HOT, GND)	111151 基板、マザーボードパターン断線		x	
				111152 基板、マザーボードパターン短絡		x	
				111153 コネクタはんだ付け不良		x	
			1112 A/P供給電源の異常	11121 電源回路から A / P へのパワーラインの切断		x	
				11122 電源回路の異常	111221 +5V出力異常	x	
					111222 保護回路の作動または誤作動	x	
				11123 誘導計測用電池からの入力電圧低下による電源回路の出力電圧異常	111231 電池故障 / 不良	x	
					111232 誘導計測用電池からの電源回路へのパワーライン切断	x	
					111233 誘導計測用電池から他構成部品へのパワーラインの短絡	1112331 誘導計測部からターミナルボード (TB1 / TB2) の間で + と - 短絡	x
						1112332 ケット (J/B) ~ 実験機間 I/F のテレメトリ用誘導計測用電池電圧ラインが短絡	x
						1112333 ケット (TB1) ~ 実験機間 I/F の実験機分離モニタラインが短絡	x
						1112334 ケット (TB1) ~ 発射制御装置間 I/F の発射制御装置用誘導計測用電池電圧モニタラインが短絡	x

表A3 - 1 実験機不時分離FTA (3 / 6)

: 原因の可能性あり : 原因の可能性はあるが低い x : 原因の可能性はない

レベル0	レベル1	レベル2	レベル3	レベル4	レベル5	レベル6	判定
						1112335 誘導計測用電池のA / Pへのパワーラインの短絡	x
						1112336 誘導計測用電池のJ / Bへのパワーラインの短絡	x
						1112337 誘導計測用電池の電源回路へのパワーラインの短絡	x
						1112338 誘導計測用電池のI N Eへのパワーラインの短絡	x
						1112339 誘導計測用電池のサーボアンプへのパワーラインの短絡	x
						111233A 誘導計測用電池の指令受信装置へのパワーラインの短絡	x
						111233B 誘導計測用電池のロケットモータ内圧センサへのパワーラインの短絡	x
					111234 A / P関連の異常による過電流消費	1112341 A / P内の異常による過電流消費	x
						1112342 ロケット(A/P) ~ 発射制御装置間I/FのBIT判定結果ラインが短絡	x
						1112343 ロケット(A/P) ~ 発射制御装置間I/FのFIRING信号ラインが短絡	x
					111235 I N E内の異常による過電流消費		x
					111236 指令受信装置内の異常による過電流消費		x
					111237 サーボアンプ関連の異常による過電流消費	1112371 サーボアンプ内の異常による過電流消費	x
						1112372 ロケット(S/V) ~ 実験機 / 発射制御装置間I/Fのテレメトリ用制御部用電池電圧モニタラインの短絡	x
						1112373 ロケット(S/V) ~ 実験機間I/Fのテレメトリ用舵角モニタラインHOTの短絡	x
					111238 ロケットモータ内圧センサ内の異常による過電流消費		x

表A3 - 1 実験機不時分離FTA (4 / 6)

: 原因の可能性あり : 原因の可能性はあるが低い x : 原因の可能性はない

レベル0	レベル1	レベル2	レベル3	レベル4	レベル5	レベル6	判定	
				11124 電源回路負荷側異常に起因した機能低下	111241 電源回路から他構成品へのパワーラインの短絡	1112411 電源回路から A / P へのパワーラインの短絡		
							1112412 電源回路から J / B へのパワーラインの短絡	x
					111242 A/P関連の異常による過電流消費	1112421 A / P 内の異常による過電流消費	x	
							1112422 ロケット(A/P) ~ 発射制御装置間 I/F の RS-232C 信号 Txライン短絡	x
							1112423 ロケット(A/P) ~ 発射制御装置間 I/F の RS-232C 信号 Rxライン短絡	x
							1112424 ロケット(A/P) ~ 実験機間 I/F の RS-422 信号ライン(データ, クロック)短絡	x
							1112425 A/P ~ J/B 間 TTL 信号ライン(ゲート)短絡	x
							1112426 ロケット(A/P) ~ 発射制御装置間 I/F の RS-232C 信号 Txラインへのサージ電圧	x
							1112427 ロケット(A/P) ~ 発射制御装置間 I/F の RS-232C 信号 Rxラインへのサージ電圧	x
					111243 J/B関連の異常による過電流消費	1112431 J / B 内の異常による過電流消費	x	
							1112432 ロケット(A/P) ~ 実験機間 I/F の RS-422 信号ライン(ゲート)短絡	x
							1112433 ロケット(J/B) ~ 実験機間 I/F の分離制御開始信号 HOT 短絡	x
							1112434 ロケット(J/B) ~ 実験機間 I/F の分離制御開始信号 RTN 短絡	x
			1113 A/P供給電源GNDレベル変動		11131 ロケット ~ 発射制御装置 I / F 系統に起因する GND レベル変動	111311 RS-232C シグナル GND 短絡		x
						111312 外部電源 RTN ラインの短絡	x	
				11132 ロケット ~ 実験機 I / F 系統に起因する GND レベル変動	111321 テレメ用信号 GND ラインの短絡		x	
						111322 テレメ用ロケットモータ内圧センサ用 GND ラインの短絡	x	

表A3 - 1 実験機不時分離FTA (5 / 6)

: 原因の可能性あり : 原因の可能性はあるが低い x : 原因の可能性はない

A3-9

レベル0	レベル1	レベル2	レベル3	レベル4	レベル5	レベル6	判定
				11133 全システム系統に起因するGNDレベル変動	111331 実験機～ロケット～発射制御装置間GNDレベル変動		×
					111332 ロケットモータ/誘導計測部用電池/指令受信装置用電池/制御部用電池の着火電流が流れることによるGNDレベル変動		×
					111333 A/P舵角指令RTNラインの短絡		×
					111334 INEシグナルGNDラインの短絡		×
					111335 指令受信装置のシグナルGNDラインの短絡		×
					111336 J/BシグナルGNDラインの短絡		×
					111337 サーボアンプからの舵角モニタRTNラインの短絡		×
					111338 実験機・ロケット・発射制御装置間のGND電位の相違		×
			112	A/P～J/B間配線の短絡・切断			×
		113	J/B誤作動	1131	分離ボルト着火用リレー駆動スイッチ(K10)故障		×
				1132	K10用ドライバ(SN54AC14)の故障		×
				1133	振動環境下での分離ボルト着火リレー(K2)のチャタリング		×
				1134	分離指令ラインとGNDとの短絡		×
				1135	分離ボルト着火ラインとパワーラインの短絡		×
				1136	分離ボルト着火ラインとロケットモータ点火ラインの短絡		×
				1137	分離ボルト着火ラインと電池スクイブラインの短絡		×
		114	分離ボルト点火ラインにJ/B以外からの電圧引加	1141	ロケット内部ハーネス/コネクタの短絡		×
				1142	分離ボルト点検ラインに電圧印加		×
				1143	静電気		×
				1144	RF干渉		×
				1145	電気ノイズ		×
		115	環境による分離ボルト単体誤作動	1151	熱による作動		×
				1152	衝撃による作動		×
				1153	振動による作動		×
		116	その他	1161	誤配線等		×

# 表A3 - 1 実験機不時分離FTA (6 / 6)

: 原因の可能性あり      : 原因の可能性はあるが低い    × : 原因の可能性はない

レベル0	レベル1	レベル2	レベル3	レベル4	レベル5	レベル6	判定
	12 実験機 - ロケット 結合部の 破壊	121	結合分離装置の破壊				×
		122	実験機結合部の破壊				×
		123	分離ボルト破断				×

表A3 - 2 APパワーライン短絡 [レベル6 ~ 9] (1 / 3)

: 原因の可能性あり : 原因の可能性はあるが低い × : 原因の可能性はない

レベル6	レベル7	レベル8	レベル9	判定
APパワーラインの短絡 1112411	A1 電源回路	A11 コネクタ	A111 28V入力接触不良	×
			A112 28V系GND入力接触不良	×
			A113 5V出力接触不良(A/Pへ出力)	×
			A114 5V系GND接触不良(A/Pへ出力)	×
			A115 5V出力接触不良(J/Bへ出力)	×
			A116 5V系GND接触不良(J/Bへ出力)	×
		A12 配線	A121 28V入力ライン断線	×
			A122 28V電源GNDライン断線	×
		A13 入力フィルタL1	A131 断線	×
			A132 短絡	×
			A133 筐体とショート	×
		A14 入力コンデンサC1,C3,C4a,C4b	A141 短絡	×
		A15 入力チョークコイルL2	A151 断線	×
			A152 筐体とショート	×
		A16 DC-DCコンバータ	A161 28VIN断線	×
			A162 28VCOM断線	×
			A163 DC-DC故障	×
			A164 5Vout断線	×
			A165 SENCE信号断線	×
			A166 TRIM断線	×
			A167 SESRT断線	×
			A168 OUTCOM断線	×
		A17 出力チョークコイルL3、L4	A171 断線	×
			A172 筐体とショート	×
	A18 出力コンデンサC18、C6、C7	A181 短絡	×	
	A19 出力コンデンサC5	A191 短絡	×	
	A10 抵抗R1	A101 短絡	×	
	A12 配線	A123 5V出力線断線	×	
		A124 5VGND線断線	×	
	A2 配線ケーブル	A21 5V電源配線	A211 電源回路-A/P間配線断線	×
A212 電源回路-A/P間配線GND短絡			×	
A213 電源回路-J/B間配線断線			×	
A214 電源回路-J/B間配線GND短絡			×	

表A3 - 2 APパワーライン短絡 [レベル6 ~ 9] (2 / 3)

: 原因の可能性あり : 原因の可能性はあるが低い × : 原因の可能性はない

レベル6	レベル7	レベル8	レベル9	判定	
		A22 GND配線	A215 電源回路-J11試験用コネクタ間配線断線	×	
			A216 電源回路-J11試験用コネクタ間配線GND短絡	×	
			A221 電源回路-A/P間配線断線	×	
			A222 電源回路-J/B間配線断線	×	
			A223 電源回路-J11試験用コネクタ間配線断線	×	
		A23 A/Pフレックスハーネス	A231 P012コネクタ5V電源接触不良	×	
			A232 P012コネクタ5VGND接触不良	×	
			A233 P12コネクタ5V電源接触不良	×	
			A234 P12コネクタ5VGND接触不良	×	
			A235 5V電源が筐体、GNDと短絡		
		A24 J11試験用コネクタ	A241 ピン37が筐体、他GNDと短絡	×	
		A3 ジャンクションボード(J/B)	A31 J300コネクタ	A311 ピン44(5V)、50(5VGND)短絡	×
			A32 コンデンサ10 $\mu$ 、0.1 $\mu$ × 2	A321 短絡	×
			A33 IC 26LS31C	A331 電源とGND間短絡、過電流	×
			A34 IC SN54AC14	A341 電源とGND間短絡、過電流	×
	A35 配線		A351 GNDとの短絡	×	
	A4 オートバリエット(A/P)	A41 アナログ基板	A411 IC 54FCT541故障、5V短絡(過電流)	×	
			A412 IC 54FCT543故障、5V短絡(過電流)	×	
			A413 IC 54FCT138故障、5V短絡(過電流)	×	
			A414 フォトカプラHCPL-5751故障、5V短絡(過電流)	×	
			A415 IC 54FCT273故障、5V短絡(過電流)	×	
			A416 IC 54FCT240故障、5V短絡(過電流)	×	
			A417 IC 54FCT521故障、5V短絡(過電流)	×	
			A418 DAC-8412故障、5V短絡(過電流)	×	
			A419 パスコンデンサ短絡	×	
			A410 基板内ハターン5V-GND短絡	×	
		A42 CPU基板	A421 IC 54FCT373故障、5V短絡(過電流)	×	
			A422 RAM MT501008故障、5V短絡(過電流)	×	
			A423 A/D IDT79R3081故障、5V短絡(過電流)	×	
			A424 水晶発振 HC4801CZ故障、5V短絡(過電流)	×	
A425 IC TL7705故障、5V短絡(過電流)			×		
A426 IC 54FCT543故障、5V短絡(過電流)	×				
A427 FPGA OL12x16B故障、5V短絡(過電流)	×				

表A3 - 2 APパワーライン短絡 [レベル6 ~ 9] (3 / 3)

: 原因の可能性あり : 原因の可能性はあるが低い × : 原因の可能性はない

レベル6	レベル7	レベル8	レベル9	判定
			A428 EEPROM AT20C010故障、5V短絡(過電流)	×
			A429 IC 54FCT543故障、5V短絡(過電流)	×
			A420 IC 54FCT541故障、5V短絡(過電流)	×
			A42a SIO Z85230故障、5V短絡(過電流)	×
			A42b 水晶発振 T4801CZ故障、5V短絡(過電流)	×
			A42c UART MAX232A故障、5V短絡(過電流)	×
			A42d パスコンデンサ短絡	×
			A42e 基板内ハターン5V-GND短絡	×
			A43 HDLC基板	A431 IC 54FCT543故障、5V短絡(過電流)
		A432 IC 54FCT541故障、5V短絡(過電流)	×	
		A433 IC DS26C31故障、5V短絡(過電流)	×	
		A434 IC DS26C32故障、5V短絡(過電流)	×	
		A435 IC IDT7134故障、5V短絡(過電流)	×	
		A436 IC OL12x16B故障、5V短絡(過電流)	×	
		A437 SIO Z85230故障、5V短絡(過電流)	×	
		A438 水晶発振 T4801CZ故障、5V短絡(過電流)	×	
		A439 パスコンデンサ短絡	×	
		A430 基板内ハターン5V-GND短絡	×	
		A44 ディスクレット基板	A441 IC 54FCT541故障、5V短絡(過電流)	×
		A442 IC 54FCT543故障、5V短絡(過電流)	×	
		A443 IC 54FCT138故障、5V短絡(過電流)	×	
		A444 フォトカプラ HCPL6731故障、5V短絡(過電流)	×	
		A445 パスコンデンサ短絡	×	
		A446 基板内ハターン5V-GND短絡	×	
		A45 マザーボードフレックス基板	A451 JJ25アナログ基板コネクタ接触不良	×
		A452 JJ22CPU基板コネクタ接触不良	×	
		A453 基板内ハターン5V-GND短絡	×	



## 付録 4 . 現品調査と検証試験の詳細

現品調査および検証試験の詳細を表 A 4 - 1 にまとめる。

表 A 4 - 1

## 実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧 ( 1 / 15 )

No	試験項目		試験結果	考察
1	A1	1号機全般導通・絶縁検査	誘導計測部、制御部の外観を確認・撮影した。 後部バルクヘッドをはずし、配線の導通・絶縁検査を行い、記録した。 A/P、DC-DCコンバータ、J/Boxを取り外した。必要最小限の分解状態で、導通・絶縁検査結果を記録した。	-
A4-2	2	A11-1 オートパイロット分解調査	ショックマウントは全部外れ、外筒側面及び前面のへこみ、外部フレックスハーネスのコネクタ取り付け部のL型アングルに変形があった。 電源ラインの短絡はなかったが+5VGND、±15VGND（両GNDは内部で接続されている）と筐体間に導通があった。 外筒を切断しオートパイロット本体と外部フレックスハーネスとに分解した結果、オートパイロット本体のCPU基板組立のプリント基板、HDLC基板組立のプリント基板、コネクタ及びマザーボードに損傷があった。コネクタの勘合には異常がなかった。 外部フレックスハーネスにおいては、コネクタ部で断線が3箇所（76:未使用、77:ロケット計測データ(+)、100ピン:±15VシグナルGND）あった。 オートパイロット本体に電源を投入したところパワーオンBITは正常に終了し、RS232Cラインから内部メモリのソフトウェアチェックサム値を読み出し、最終版ソフトウェアの値（製造時）"9E4E7EB2(HEX)と同じであることを確認した。 更にオートパイロット本体とシミュレーション計算機とを組合せ閉ループシミュレーションをした結果、正常動作することを確認した。 No25、B11-2 オートパイロット単体確認の結果を受け外部フレックスハーネスを分解点検したところ、フレックスハーネス基板部上の+5Vスルーホール～GNDスルーホール間でブラケット部を経由した短絡の痕跡（材料分析の結果、熔融したハンダ及び基板材料の一部であることが判明）が見つかった。	オートパイロットは機能的に製造時と変わらず動作しておりオートパイロット本体の故障が起因して本事象が発生することはないと推定する。  オートパイロット本体は、外観上、一部のプリント基板、コネクタに破損があるもののハードウェア、ソフトウェアのデータとも壊れることなく動作している。 +5V、±15VGNDが筐体と導通のあった原因は、墜落の衝撃で外筒が外力により破損し、外筒の一部がHDLCプリント基板のコネクタ部に当たることによりプリント基板が移動してフレームと接触したものである。 外部フレックスハーネスのコネクタ部の断線については、コネクタ部が大きく振れるように変形しており、これによりコネクタの外側の信号ライン3本が断線しており、衝撃で発生したものと推測する。 オートパイロットの変形は電源回路の変形と一致することから、墜落の際、電源回路と衝突したものと考えられる。 左記の短絡によりオートパイロットのリセットが発生し、分離ボルト着火に至る可能性がある。
	3	A11-2 オートパイロット分解調査 RS232C,RS422,TTL 信号ライン短絡調査	オートパイロット分解前後でRS232C,RS422,TTL信号、ディスプレイ信号ラインの抵抗計測を行ったが、分解前後において短絡はなかった。	
	4	A11-3 オートパイロット分解調査 基板、マザーボード調査	CPU基板組立とHDLC基板組立のプリント基板のエッジ部分が潰れていた。 HDLC基板組立のコネクタがゆがんでいた。 HDLC基板組立で5VGNDと筐体間に導通があった。 HDLC基板のスルーホールに基板がずれてフレームと接触したと思われる痕跡があった。 マザーボードの導通は問題なかった。 プリント基板の導通についてはオートパイロット本体の機能に問題無いことを先に確認したため省略した。	
	5	A11-4 オートパイロット分解調査 ICはんだ付け調査	基板上の部品は図面通りに実装されていた。 部品のはんだ付けに異常はなかった。	

表 A 4 - 1

## 実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧 ( 2 / 15 )

No	試験項目		試験結果	考察
A4-3	6	A12 INE分解調査	<p>誘導計測部に取り付いた状態で、外観検査及び導通・絶縁点検（電源+28V系）まで実施。</p> <p>損傷が激しい。筐体の上面及びコネクタ取り付け面が外れ、INE内部が確認できる状態。</p> <p>コネクタからの導通・絶縁点検（電源+28V系）の結果、電源、GND間の短絡はなかった。</p> <p>INEを分解し、内部に電源短絡の痕跡がないか調査した。</p> <p>センサ1用電源（PS1）は損傷が激しく、±15VDC/DCコンバータはパケージが外れ、コイルが破損していたが、28V入力にあるヒューズは導通があり、その他基板上に電源短絡の痕跡はなかった。単体作動させたところ、+5V、+15Vは正常であった。-15Vに正常に機能しなかったが、コイル破損によるインダクタンスの変化の影響と考えられる。</p> <p>センサ2用電源（PS2）は損傷はほとんどなく、正常に機能した。内部に電源短絡の痕跡はなかった。</p> <p>CPUカードは単体で正常に作動した。（テストセットとの通信を実施）</p> <p>センサ1（RLGセンサモジュール）は、破損しており、作動不可。</p> <p>センサ2（FOGセンサモジュール）は外観に異常はなく、作動確認を実施したところ、センサ2用内蔵CPUは動作したが、FOGが作動せず起動シーケンスが停止となった。</p>	<p>機械的な損傷を受けており、INEとしては正常に作動しなかったものの、電源についてはほぼ動作しており、電源短絡の痕跡や可能性はないことを確認した。</p>
	7	A13 電源回路分解調査	<p>損傷があり、上面がとれかかっている。</p> <p>一部端子が折れて断線しかかかっているところがあるが作動を行ったところ、DC-DCコンバータとして正常作動する。</p> <p>5V電源ラインは断線、短絡の形跡はないもののコンデンサ(C5)の足(2本)が剥き出し状態になっており、互いに接触し易い状態であった。</p> <p>過電流時の復帰時間を測定した結果、約5msecであった。</p> <p>過電圧時の挙動を確認した結果、6.31Vで過電圧検出し、以後0Vのまま維持することが判明。</p> <p>温度による電圧低下については以後0Vを維持することが判明した。</p>	<p>左記の短絡が発生した場合、オートパイロットのリセットが発生し、分離ボルト着火に至る可能性があるものの、落下時の衝撃による変形でターミナル端子が傾き、リード線間が狭くなったものであり、今回の事象の要因とはならない。</p> <p>過電圧、温度上昇による保護回路作動時は0Vホールドとなるため、本事象とは異なることが判明した。</p>
	8	A14 指令受信装置分解調査	<p>誘導計測部に取り付いた状態で、外観検査及び導通・絶縁点検（電源+28V系）まで実施。</p> <p>他の誘導計測部装備品に比べると損傷が少ない。（筐体変形4カ所、蓋取付ボルト8本全て切断）一部、コネクタ取り付けの筐体部分に変形がある。（2本のコネクタ内部折損、一つのコネクタ配線内部で切断）</p> <p>導通・絶縁点検（電源+28V系）の結果、電源、GND間の短絡はなかった。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・28V電源システムのHot-Rtn, Hot-シャ-シグラウンド, Rtn-シャ-シグラウンド間の短絡なし。</li> <li>・全信号ライン-GND間の短絡はなし。</li> </ul>	-

表 A 4 - 1

## 実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧 ( 3 / 15 )

No	試験項目		試験結果	考察
9	A15	ジャンクションボード分解調査	<p>外観検査、導通絶縁検査及び基板レベルへの分解まで実施。            損傷が激しい。筐体上部が一部剥がれ、内部を確認できる。また防振台は外れている。            分離ボルトアーミングリレー 2 個の内、1 個はアーム状態、1 個はセーフ状態であった。            筐体内部より取り出した基板は一部損傷している。            分離ボルトアーミングリレー及び着火リレーの X 線検査を実施した結果、リレー内部の破損は見られなかった。            RS422 かつレレーゲート信号 ( U1/26LS31 ) は破損し、チップが露出しているが、チップに焼損等の異常な痕跡はなかった。            非常装置着火ライン抵抗に若干焼損の形跡があった。抵抗値は正常。            電源+5V-GND間に短絡はなかった。            分離指令入力インバータ ( U2/SN54AC14 ) は正常に作動した。            分離指令用フォトMOSリレー ( K10/AQZ205V ) は正常に作動した。</p>	<p>落下の衝撃でラッチングリレーのラッチ位置が変動したものと考えられる。            内部基板については、損傷があったが、一部復旧し作動させたところ、分離指令に関わるインバータ、フォトMOSリレーには異常はなかった。            非常装置着火ラインの抵抗焼損は、独立ラインである4本全てに見られることから、各種試験において、継続して電流を流したために発生したものと考えられる。            リレーについては、今回の事象の要因とはならない。</p>
10	A2	制御部現品調査	<p>次の項目について調査を実施。特記事項は特に無し。            外観の確認・記録            制御部脱落状況の考察            ケーブルの取り外し。</p>	-
11	A2.1	サーボアンプ分解調査	<p>外観検査、抵抗調査、分解調査を実施し以下のことを確認した。            外観上に一部破損がある。( 上ハコ、後ハコ、制御基板2枚、DC/DCコンバータ )            電源間及び電源～筐体間に短絡はない。            制御電源、動力電源ともに短絡はない。</p>	-

表 A 4 - 1

## 実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧 ( 4 / 15 )

No	試験項目		試験結果	考察
12	A3	結合分離機構（前，後）の調査	<p>前方結合部調査：左舷側のボルトキャッチャ、マウント部の脱落等損傷が激しい。          後方結合部調査：若干損傷があるもののほぼ原形を留めている。          分離ボルト電橋線作動調査：電橋線4個中2個は導通なし。残り2個は導通有り。          ・前方，右舷：107 [作動前電橋線抵抗値：1.0±0.2 ]          ・後方，左舷：0.03 [作動前電橋線抵抗値：1.0±0.2 ]          分離ボルト内・外径、スリーブ内・外径、質量の計測値は、分離機能技術確認試験後の供試体と同様であった。          分離ボルト破面をSEM（電子顕微鏡）調査した。破面には付着物が著しく破壊形態の特定には至らなかった。          分離ボルトの成分解析を実施したところ、多量のAl，微量のK，C，Oが検出された。          実験機側の分離ボルト破面を調査した。ボルト破面中央部に圧痕が認められた。</p>	<p>、の損傷状況については、落下時の衝撃によるものと判断される。          作動後の分離ボルト電橋線導通有は、内部の火薬の残渣によるものと推測される。尚、正常に分離した分離機能技術確認試験後の供試体についても同様な事象が発生している。          (5.2k、0.11k)          分離ボルトおよびスリーブの寸法、質量計測は正常に分離した分離機能技術確認試験後の供試体と同様である。          マクロ観察では分離機能技術確認試験用の供試体の破面との差異は認められない。          分離ボルト内部の付着物は発火によるものと推察される。          圧痕は発火作動時に現れる特有のもので本火工品開発時においても確認されている。          以上から、分離ボルトは電気通電により発火作動しているものと判断する。</p>
A4-5 13	A23	電池調査	<p>誘導計測部用電池は外部（慣性装置と考えられる）と衝撃により損傷した箇所があり、内部セルが変形している。損傷箇所には+リード線があり、リード線も含めて熔融している。          指令受信装置用電池は異常なし。（正常放電と変わりなし）          制御部用電池(S/N018)について、+リード線と-リード線の折れ曲げ付近で焼損し、内部が露出しているが、機械的応力の加わった形跡は認められない。          制御部用電池(S/N016)については外観上損傷はないが、X線検査から+リード線と-リード線が集積板から外れていることが判明した。セルには変形など異常はなかった。          制御部用電池(S/N016)については解体調査を実施し、+リード線と-リード線には溶融した痕跡があった。          制御部用電池(S/N016)の電池本体には異常はなかったが、外部配線に被覆の剥がれがある。</p>	<p>誘導計測部用電池は衝突等により損傷し、損傷部の+リード線が電池筐体とショートした可能性が高い。          制御部用電池はいつでも外部で生じた短絡により過電流が流れ、電池内のリード折れ曲げ部が焼損したと考えられ、焼損の激しい方は(S/N018)焼損時にセル短絡まで引き起こし、電池外部までの焼損に至ったものとする。          制御部用電池(S/N016)は電池の外部配線でのショートにより過電流が流れたと考える。</p>
14	A4-1	アンピリカルケーブル類の調査（ロケット～実験機アンピリカル）	<p>外観検査及び導通絶縁検査を実施。          ロケットモータ内圧センサの3線シールドのシールド外皮が断線している。          ロケットモータ内圧センサの3線シールドのシールド外皮とロケットモータ内圧センサ(P1)がショート。          アンピリカルコネクタには打痕がみられ、一部黄色い塗料を確認した。</p>	<p>アンピリカルケーブルにおいて実験機分離モニタの短絡がないことが確認できた。</p>

No	試験項目		試験結果	考察
15	A4-2	打ち上げロケット内ハーネスの調査	<p>+ 5 V 電源ライン及び + 5 V 電源 GND ラインについては断線が無いことを確認した。</p> <p>ターミナルボード T B 2 ~ 機体間の GND 配線 ( # 1 6、1 本 ) に焼損と見られる被覆の剥がれがあった。周辺配線には熱損傷なし。</p> <p>+ 5 V 電源ラインの GND への短絡はなし。</p> <p>トンネルケーブルについては損傷が激しく ( 2 箇所断線、ロケット後方焼損 ) 導通調査困難。</p> <p>制御部内ハーネスについても焼損しており導通絶縁調査困難。</p>	<p>+ 5 V 電源ラインの断線によるオートパイロットのリセットは無い。</p> <p>左記の GND 配線については、大電流が流れたことにより焼損した形跡があり、A23 電池調査結果から、落下による損傷で露出した誘導計測部用電池の + リード線が筐体に接触し、電流が流れたものとする。</p>
16	C2	アンピリカルケーブル引っ張り試験	<p>ハーネス単体のカシメ部及びスプライス部の引っ張り強度データを取得した。</p> <p>実アンピリカルケーブルを用いた引っ張り試験は他の試験を優先し、未実施</p>	-

No	試験項目		試験結果	考察
17	C2-1	アンピリカルケーブル類の調査 (W01, W02)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・通信系アンピリカルケーブル 芯線端部は約4mm露出しており、コネクタピンかしめ部より抜けた。 4本のライン（発射指令、RS232CRx、制御部用電池電圧モニタ1、2）の芯線とシールド線の絶縁低下が見られた。（25M以下）その10日後の再計測の結果、これらは1G以上の絶縁が保たれていた。 スプライス付近で被覆の取れたところがある。（外部電源RTN、発射指令、外部電源+28V、指電池モニタ、RS-232CRx、制電池モニタ1、制電池モニタ2、制電池モニタRTN、フレーム同期モニタ（地上用）、分離ボルト点検1,2,3,4、電池スクイブRTN（2本）、分離ボルトアースモニタ、分離ボルトセーフモニタ、ロケット分離（地上）H、電池スクイブ（指）、電池アースモニタ、電池スクイブ（制）（2本）、電池アースモニタ、RS-232CRx, Tx、分離ボルトアース指令、分離ボルトセーフ指令、非常装置セーフ、非常装置アース、R/M S/Aセーフ、R/M S/Aアース、非常装置セーフ確認、非常装置アース確認、R/Mセーフ確認、R/Mアース確認、確認RTN、R/Mアースモニタ、R/M着火1、RTN、R/M着火2、RTN、R/Mアースモニタ指令、R/M GND、非常装置アース指令（点検用））</li> <li>・点火系アンピリカルケーブル スプライス付近で力が加わり断線している。 通信用アンピリカルと比較しロケットストップの出口にこすれ、被覆が出ている線がある。（一部シールド断線）</li> <li>・通信系および点火系アンピリカルケーブルの断熱材 断熱材のアルミ蒸着膜は消失しており、断熱材の約2/3は欠損。断熱材内面は黒色を呈しているが、結束バンドのあった箇所は、黒くなっていない。 断熱材の破断部は、形態から機械的な外力によって破断している。</li> <li>・アンピリカルケーブルルーティング確認 発射時を再現したアンピリカルケーブルのルーティングを確認した後、制御部を移動し、アンピリカルケーブルを分離させた。 制御部側とのコネクタ接続部分でケーブルに無理な変形やランヤード取り付けにおいて異常は認められない。また、ランヤードはコネクタ引き抜き方向を向き正常に固定されていた。 通信系、点火系ともに制御部が2～2.5mm移動したところでアウターシェルがはずれ、4.5～10mm移動したところで電氣的に分離することがわかった。</li> </ul>	<p>配線によるショートとしてはスプライス部分で起きる可能性が在る。ただし、誘導部用電池電圧モニタ、Firing信号、BIT判定結果ラインはスプライス付近も含め、損傷がないため、アンピリカルケーブルでの28Vショートの可能性は低い。 断熱材の損傷の仕方が、通信系、点火系いずれにも共通しており、両ケーブルは同時に破損したと推定される。</p>

No	試験項目		試験結果	考察
18	C2-2	アンテナケーブル類の調査 (W1)	<p>導通絶縁検査により、P155コネクタZSピン (RS-232C TX) とコネクタバックシェルがショートしていることを確認。</p> <p>RS232C Txラインの電線の被覆が損傷し、芯線が露出していることを確認。</p> <p>芯線が露出している箇所、カドミウム、銅が検出された。(カドミウムはケーブルクランプ部のメッキ材料、銅は電線材料であり、特に異物はない)。</p> <p>芯線が露出している箇所のSEM観察の結果、短絡等によって生ずるスパーク痕 (金属の再溶解によって生ずる粒状の付着物) は認められなかった。</p>	<p>W1ケーブルはランチャ中継ボックス内の信号系の中継ケーブルであるが、コネクタ近傍のTxケーブルが各種事前試験におけるケーブル脱着作業及び移動・輸送時の振動などにより電線被覆部が少しずつこすれて、芯線が露出し、ケーブルクランプと接触したものと考えられる。</p> <p>RS-232C Txラインはケーブルクランプを通してランチャと接触しており、ノイズ等が入りやすいと考えられる。</p> <p>上記接触はケーブル取り付け状態などの影響を受けて不安定であり、振動・衝撃により接断と変化する状態であったと予想される。</p>



No	試験項目	試験結果	考察
19	C2-3 アンピリカルコネクタの調査 ( P151, P152, J151, J152 )	<p>通信系アンピリカルコネクタ ( P151 ) コネクタはつぶれたような変形がある。 アウターシェルがコネクタ後方に引かれた状態 ( コネクタセット前の状態 ) であった。 ランヤードがピン側に変形している。また、ランヤードが脱落した反対側の 穴の端部にワイヤーとの接触傷があった。破断面解析ではランヤードは 機械的な力で破断していると推定される。 全てのピンはショートしていない。 コネクタのインサート及び前後のゴム部はそのままの残っている。また、 ゴム部には弾性があることから熱的損傷は軽微である。 ボールに異常な変形や磨耗は認められない。 ロケットブースタからのプラストによるピン付着物は、ロケットノズル側 から噴射されたと推定される。 ピンを保持している内部樹脂は脆い状態であった。 ピン挿入穴内面に白色 ( プラストと推定される ) の変色部が認められる。 コネクタシェルとボールとの接触面には複数回 ( 約 2 9 回 ) の脱着の痕跡が 認められる。 樹脂を分解した結果、ピン形状の部品が 3 本確認された。 ランヤード取り付け部には、ランヤード食い込み傷が認められ、傷の交差 が見られないことから 1 回の接触で生じたと考えられる。 ワイヤ側端部打痕には粒状物の食い込みが認められ、分析の結果、 砂系の物質であると推定された。 コネクタ打痕部断面ミクロ組織観察を実施した結果、コネクタ端部は噴射に よって激しい熱損を受け損傷した物であり、打痕部はプラスト成分の付着した高温 物体の衝突により生じたと推定され、これらは別々の事象と考えられる。</p>	<p>通信系アンピリカルコネクタ ランヤードによってコネクタが引き抜かれて外れた ものとする。 理由 (1) アウターシェルが引き抜かれた状態である。 (2) レセプタクルの 3, 4 個のボール痕は通常の 着脱で起きたものと差異がない。(4号機の 同コネクタにも同様なボール痕あり) (3) ランヤード以外にこの付近でアウターシェルを 引き抜くものがない。 (4) ボールに異常な変形や磨耗がないことから 必要以上の荷重等がかかっていない。 ランヤードの変形から判断しランヤードはコネクタの 前のほうに位置して引っ張り荷重を受け破断した。 コネクタが抜けた後、噴流及び機械的な力により切 れたものと予想される。</p>

No	試験項目	試験結果	考察
A4-10	( 前項目続き )	<p>通信系レセプタクル ( J151 )                      円周1/4の範囲でかけがある。                      コネクタをロックする穴から引き抜き方向に直線状のボール痕が 3 , 4 箇所ある。                      損傷部及び付着物の成分分析結果は、主としてプラスト成分だった。</p> <p>点火系アンピリカルコネクタ ( P152 )                      アウターシェルがコネクタ後方に引かれた状態 ( コネクタセット前の状態 ) であった。                      ランヤードは両端かしめ玉付近より破断して消失している。この破断部は熱の影響を受けたと推定される。( 細部解析中 )                      硬質プラスチックであるフッ化シリコン製インサートが 6 角状に割れてなくなっており、ピンがすべて脱落している。                      コネクタ全般に渡り付着物が着いている ( 細部解析中 )                      ゴム部には弾性があることから熱的損傷は軽微である。                      打痕部の観察結果より、ケーブル側からピン側に進む擦り傷が認められた。                      通信系コネクタ端部に認められた様なコンクリート片の食い込みは認められない。                      コネクタ内部のゴムは、機械的な力によって破断しており、熱損は認められない。                      上記 に続き、細部解析 ( SEM観察 ) の結果、破面は付着物に覆われており、破面形態の特定には至らない。破断部近傍は素線の形状をとどめており、溶融した様相は認められない。                      上記 に続き、付着物は黒色及び灰色の異物とともに、多量にアルミウムが検出されており、主にプラスト成分であると推定される。                      上記 に続き、ゴム内部の樹脂部分を観察した結果、ピン穴内部には、ピンや圧着端子などの残さは認められない。                      また、樹脂部分には亀裂や欠損は認められず、熱損の様相も認められない。</p> <p>点火系レセプタクル ( J152 )                      円周1/4の範囲でかけがある。                      コネクタをロックする穴からのボール痕はなし。                      損傷部及び付着物の成分分析結果は、主としてプラスト成分だった。</p>	<p>点火系アンピリカルコネクタ                      ランヤードによってコネクタが引き抜かれて外れたものと考える。                      ( 理由は通信系と同じ。但しボール痕なし )                      点火系アンピリカルコネクタは20番線が 1 9 本の全てのピンに入っており、線のかしめ部から抜ける力よりインサートが破壊される力が小さかったため、インサート部分が先に壊れたものと推定される。通信系アンピリカルコネクタは22番線で細くかしめ部が外れやすい。                      点火系アンピリカルコネクタは、カントしたノズルの噴流の影響を強く受ける位置にあり、コネクタ、ケーブル及びランヤードへの熱的影響が大きかったと考えられる。このことはランチャストップの内面の噴流跡の観察からでも裏付けられる。                      付着物はプラスト成分と推定される。</p> <p>通信及び点火系レセプタクル                      プラスト・砂成分の他にTiが検出されたことから、プライマー塗布部分との接触が推定される。                      波面上で検出されたC,Fからテフロン等の高分子材の存在が推定されるが、これが接触による物かは不明。</p>

No	試験項目		試験結果	考察
20	C3.3	ロケットストップの調査	<p>打痕 ロケットストップ前端面(2箇所)、後端面(1箇所)に打痕有り。 ブラスト 開口部後方には、ブラストの付着していない範囲有。 ブラストはロケットストップ内上側に偏って付着している。</p> <p>アンビリカル取付金具設置位置： 点火系；長穴前端面からの隙間4mm ワッシャ痕観察(ずれたような痕跡無し。) 戻りトルク検査(ボルトの戻りトルク：13N・m[締付トルク：19.2~21.2Nm])</p> <p>通信系；長穴前端面からの隙間4mm ワッシャ痕観察(ずれたような痕跡無し。) 戻りトルク検査(ボルトの戻りトルク：14N・m[締付トルク：19.2~21.2Nm])</p>	<p>打痕は、ロケットノズル(金属覆)側の打痕とよく一致しておりロケットストップ内をロケットノズル(金属覆)を通過したことが推測される。 開口部後方にブラストが付着していない範囲があるのはアンビリカルケーブルの影になった可能性も考えられる。 また、ブラストがロケットストップ内上側に偏って付着しているのは、ノズルがカント角を有している為と判断できる。</p> <p>調査結果より、アンビリカル取付金具は発射前の調整のままで、発射時には緩んでいなかったと判断できる。 内外面に付着した白灰色の物質は酸化アルミが主成分と考えられ、その様子からノズルカント方向であるランチャ方向に強い噴流衝突の痕跡が認められる。</p>
21	C3.4	中継ボックスの調査	<p>中継ボックス底面(材質：SPCC、板厚：2.3mm)の通信系、点火系コネクタ取付け箇所周辺に変形が見られる。 その変形の様相は、打ち上げ形態において下向きに曲げられた形状となっている。 ・通信系：浮き上がり5.5mm(最大) ・点火系：浮き上がり2mm(最大)</p> <p>【破損解析結果速報】 W1ケーブルコネクタのブラケット部と中継ボックス底板を一体化したモデルを用い、材料特性および荷重の履歴を直線増加で近似し解析を行った結果、荷重の作用時間が1.3ms以上あれば、約600~700kgfレベルの荷重で中継ボックス底板の変位は6mm程度になる。 荷重の作用時間が1.3ms以下の場合、作用時間が短くなるにつれ、変形に必要な荷重は大きくなる。 (例えば、0.28msで1960kgf)</p>	<p>破損解析結果より、これらの変形は、ケーブルより入った荷重によって通信系、点火系のコネクタが曲げられたものと考えられる。</p>
22	A5	フィン(アンテナ)の調査	<p>フィン#1、#4は、大きな亀裂や外板の飛散等があり他の2枚に比べ損傷が大きい。 フィン#3は後端部に欠落があるがほぼ原形を留めている。 フィン#2はもっとも損傷が少なくほぼ原形を留めている。 フィン#2の指令受信アンテナ、#3のトランスポンダアンテナについては正常に機能することを確認したが、それぞれのアンテナケーブルは損傷している。</p>	<p>フィン#1、#4の大きな亀裂は実験機との衝突によるものと推測され、他の2枚に比べ損傷が大きい。</p>

表 A 4 - 1

## 実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧 ( 11 / 15 )

No	試験項目		試験結果	考察
23	B1	再現試験 機能確認	打上ロケット、発射制御装置、W1ケーブル代替品について、導通・絶縁を検査し、問題ないことを確認した。 発射制御装置及び#4ロケット誘導計測部及び制御部が正常に機能することを確認した。	-
24	B11-1	オートパ°ロケット部品確認 RS232C用IC単体調査	TxラインをGNDに短絡した結果、過渡的電流は確認できなかった。また故障も生じなかった。 Txラインに28VDCを電圧を印加したところICが故障した。 Txラインに±90V/1μsの電圧を印加したがICは故障しなかった。また、瞬時的な電源電流(4.7A、100nS以下)が流れた。 Txラインに+110V/1μsの電圧を印加したところ、ICが故障した。 故障時の電流は3.2A、100nS以下であり、その後の定常的な電源電流は50mAであった。(正常時は5mA) の再現試験としてTxラインに±28VDCを印加したが故障は発生しなかった。但し、±32VDCの電圧を印加したところICが故障した。 故障時の電源電流は最大で150mAであった。 Rxラインに±40VDCの電圧を印加したが故障は無かった。 Rxラインに±350V/1μsまで電圧を印加したが、入力電圧は約50VでクラブされICは故障しなかった。また、このときの電源電流は6.4A、50nS以下であった。	RS232CのTx及びRxに電圧を印加した場合、オートパ°ロケットにリセットがかかるような電流が流れなかったことにより、本ラインの電圧印加である要因の可能性はない。 TxラインのGND短絡ではオートパ°ロケットのリセットは生じないと考えられる。 Rxラインへ28V短絡ではオートパ°ロケットのリセットは生じないと考えられる。 IC故障を起こさない範囲のTxラインへの瞬時電圧印加条件が確認されたが、確認された瞬時電源電流ではオートパ°ロケットのリセットには至らない。(B11-3の試験結果よりリセットには2.5A、150μs以上の電流が必要)
25	B11-2	オートパ°ロケット単体確認	外部フレックスレベルのコネクタからは電源間短絡、信号とGND間には短絡はなかった。 +5VGND、±15VGND(両GNDは内部で接続されている)と筐体間に導通があった。導通箇所は、オートパ°ロケット本体ではなく、外部機器と接続するフレックスレベル部であることが判明した。さらにその箇所は+5V電源HOTラインと筐体が短絡し易い構造となっていた。 外筒からオートパ°ロケット本体と外部フレックスレベルを取りだし分解した結果、コネクタの勘合には異常が無かった。 オートパ°ロケット本体に電源を投入しRS232Cラインから内部メモリのソフトウェアチェックサム値を読み出し、正規の値であることを確認した。 更にオートパ°ロケット本体とシミュレーション計算機とを組合せ閉ループシミュレーションをした結果、正常動作することを確認した。 No29~35の試験ため、オートパ°ロケット本体の基板にエタ線を接続し、組立を行った。 部品取り付け状態の調査については、No29~35の試験後に行うこととした。	オートパ°ロケット本体は、ハードウェア、ソフトウェアとも製造時と変わらず動作していることが確認された。 左記の+5V電源HOTとGND間の短絡が発生した場合、オートパイロットのリセットが発生し、分離ボルト着火に至る可能性がある。

No	試験項目		試験結果	考察
26	B11-3	オートパイロット単体確認 + 5V電源瞬断及び低下調査	<p>瞬時電流を一定時間流すことにより、5V電源の瞬断を模擬した。                      瞬時電流 1.0 ~ 4.0 A、継続時間：50 μsec では A / P はリセットしない。                      瞬時電流 1.9 A、継続時間：300 μsec 及び 600 μsec では A / P はリセットしない。                      瞬時電流 2.5 A、継続時間：150 μsec で A / P がリセットした。                      瞬時電流 3.0 A、継続時間：100 μsec で A / P がリセットした。                      瞬時電流 4.0 A、継続時間：65 μsec で A / P がリセットした。</p> <p>試験結果より A / P がリセットを起こすためには少なくとも 2.5 A 以上の瞬時電流が必要である。</p>	<p>+ 5 V 瞬断時に A / P がリセットを起こすまでの時間は、A / P 入力端バイパスコンデンサ及び電源回路応答時間に支配されていると考える。                      の継続時間 50 μsec 及び の瞬時電流 1.9 A ケースでは、瞬断が回復するまで及び電源回路が応答するまでの消費電流がバイパスコンデンサでカバーされた為、電源電圧が 4.55 V 以下まで降下せずリセットが発生しなかったと考えられる。</p>
27	B11-4	オートパイロット単体確認 RS232C, RS422, TTL 信号ライン短絡、電圧印加調査	<p>CPU 基板単体 (BBM) において、RS232C の TX 出力ライン (+10V 出力状態) に -140V 以上パルス幅 1 μs のサージ電圧を印加した場合に 5V 電源電圧の低下があったものの、ロケット信号出力はなかった。ただし、ロケット信号にノイズ状の電圧変動が見られた。さらに -300V パルス幅 1 μs のサージ電圧を印加したときに RS232C 用 IC が故障 (- 側出力電圧低下) した。                      上記形態に -160V、パルス幅 8 μs のサージ電圧を印加したところ、ロケット信号出力が発生したものの、RS232C 用 IC が故障 (+ 側出力電圧低下) した。</p>	<p>RS232C 用 IC が故障しないレベルのサージ電圧を印加した場合、ロケット信号出力は発生しないものの、ノイズ状の電圧変動が見られた。このロケット信号の電圧変動が CPU、タッチ用 IC に与える影響が考えられ、不具合要因の可能性として残る。                      RS232C の TX 出力にサージ電圧が印加した場合、ロケット信号出力が発生する可能性はあるものの、RS232C 用 IC が故障する。</p>
28	B11-5	オートパイロット単体確認 GND レベル変動調査	<p>発射制御装置からロケット筐体 ロケット内配線経路で発射制御装置に戻る大電流が流れた場合の A/P GND レベルの挙動を計測したところ、電流 OFF 時に GND 変動することが確認できた。</p>	<p>点火系ケーブル等における 24V、28V の流れている配線又電池 28V が筐体とショートすることにより、オートパイロットのリセット又は誤作動が発生して分離ボルト着火に至る可能性がある。</p>
29	B12-1	サージ電圧による GND レベル変動調査 (その 1)	<p>誘導計測部に + 2.5 V DC を印加した (発射制御装置 GND レベルより 2.5 V 浮かした) 状態で、発射シーケンスを実施し、ロケットモータ着火信号が出力された時点で通信系及び点火系アンビリカルを引き抜きを実施したが、+ 5 V 電源電圧は全く変動せず、A / P がリセットされることは無かった。                      分離ボルト着火ラインへ分離ボルトの模擬抵抗 (1 Ω) を取り外した状態でアンビリカル引き抜きを実施したところ、分離ボルト着火ラインに約 - 8 V のサージ発生した。本サージ電圧は、計測の GND が発射制御装置の GND とつながっており、アンビリカル引き抜き時のリレー駆動断によるサージによるものと判断する。</p>	<p>誘導計測部を 2.5 V 浮かした状態でアンビリカルを引き抜きを実施しても + 5 V 電源電圧は変動しなかったことから、アンビリカル正常引き抜きによる + 5 V 系 GND 系へのリーク電流の流れ込みやサージは発生せず、A / P にリセットがかかることは考えにくい。</p>
30	B12-2	サージ電圧による GND レベル変動調査 (その 2)	<p>RS232C の Rx 及び Tx のラインに 1.1 V 以上の電圧が印加されることはなかった。                      リレー駆動電流をカットすることによって、RS232C のシグナル GND 電位が数 100mV ~ 1 V の範囲で変動した。                      アンビリカルケーブルのシールド線を断線模擬したとき、RS232C GND の発射制御装置端で約 - 9 V のサージを確認したが、このサージでは A/P にリセットがなかった。</p>	<p>RS232C の Rx 及び Tx に異常な電位が発生していないことから、サージ電圧が RS232C の Rx 及び Tx に印加され、A/P がリセットされた可能性は低い。</p>

A4-13

表 A 4 - 1

## 実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧 ( 13 / 15 )

No	試験項目		試験結果	考察
31	-	A / P 筐体電流印加試験	5 ~ 10 A 程度の電流印加によって、高いサージ電圧が発生し、電流断時に A / P リセット IC 付近 + 5 V 電源が大きく変動することを確認した。 A / P リセット IC 付近 + 5 V 電源ラインに対して、ブレッドボード上に他のリセット IC (単品) を並列に付けて試験を実施したところ、3 ~ 10 A の電流印加でブレッドボード上のリセット IC はリセットしたが、A / P のリセット IC はリセットしなかった。	5 ~ 10V の低い電圧印加でも高いサージ電圧が発生する事が判明した。 リセット信号発生の有無については、ノイズ環境下での計測精度、IC のばらつきなどの違いによるものと考えられる。
32	B13	28V 電源瞬断試験	瞬断発生機能付き電源で瞬断を起こし、A / P のリセットに必要な電源瞬断時間や、A / P がリセットした場合に分離ボルト着火信号が出力されている時間等について調査した。 28V 電源の瞬断が 4 msec 以上継続すると、電源回路の 5 V 出力が 4 . 5 5 V を下回り A / P のリセットが発生することを確認した。 A / P がリセットした場合に分離ボルト着火信号が出力されている時間は 16 ~ 20 msec であった。 28V 電源が瞬断すると、圧力センサ出力 P1 及び P2 の両方の出力が同時に低下することが判明した。 分離指令が A / P ( F C T 5 4 1 ) より出力されてから約 6 msec 後に分離ボルト着火信号が出力されることが分かった。	4 ms 以上の 28 V 電源瞬断で、A / P はリセットし、分離ボルト着火に十分な時間 ( 5 msec 以上 )、着火信号が出力されることを確認した。 飛行実験時にはオートパイロットが停止した時点でデータレコーダの P1, P2 が変動していない為、28 V 電源瞬断の可能性は低い。 インバータ ( S N 5 4 A C 1 4 )、K 10 フォト MOS リレー ( A Q Z 2 0 5 V ) 及び K 2 分離ボルト着火リレー ( Y - J - 2 N ) のトータル作動時間遅れ量は約 6 msec である。
33	B14-1	RS232C ラインへの +28V 系へのショート	試験省略	5 V 瞬断試験 ( B11-3 ) と RS232C 単体試験 ( B11-1 ) で RS232C ラインが 28 V と短絡しても 5 V 電源電圧に影響が無いことを確認した為、試験を省略する。
34	B14-2	RS232C ラインの GND ショート	発射シーケンスを実施し、ロケットモータ点火信号が出力された時点で、RS - 232C の TX, RX のいずれか又は両方のラインを GND と短絡させた結果、GND や電源の変動はなく、RS232C ラインの GND へのショートでは A / P にリセットがかからないことを確認した。 なお、TX, RX ラインの GND 短絡時の + 5 V 電圧変動を 10 mV オーダで捕らえられるようにして電圧変動量の計測を行なったが、+ 5 V 電圧の変動は見られなかった。	RS-232C の Rx, Tx ラインが単に GND に短絡しただけでは今回の不具合は発生しない。
35	B14-3	RS422 ラインの + 28 V 系へのショート	試験省略	A / P 現品調査において、RS422 IC に損傷がなく、かつ、28 V 電源瞬断試験 ( B13 ) より、28 V 電源瞬断の可能性が低いことが判明した為、試験を省略する。
36	B14-4	ディスクリートラインの GND へのショート	試験省略	アンピリカルケーブルでのディスクリートライン ( B I T 判定結果 ( 28 V )、FIRING 信号 ( 28 V ) ) の短絡の痕跡がなく、かつ、28 V 電源瞬断試験 ( B13 ) より、28 V 電源瞬断の可能性が低いことが判明した為、試験を省略する。
37	B18	圧力センサ出力変動確認試験	分離機能技術確認試験時相当の衝撃 ( 120G ) をセンサに印加し、出力に変動の生じることを確認した。	圧力センサは分離ボルトの衝撃により出力変動を起こした可能性が高い。

No	試験項目		試験結果	考察
38	B19	A/Pソフトウェア確認	<p>分離指令出力に関する処理について処理フロー及びソフトウェアソースが仕様書通りであることを確認した。 ソフトウェアソースリストについて分離指令出力に関連する変数名等を全モジュールについて検索し、分離誤出力がないことを確認した。 分離時間をカウントしているタイマ処理の正当性についても変数名等を検索することにより確認した。 オートパイロット全体の処理について再確認を実施し問題無いことを確認した。</p>	<p>オートパイロットソフトウェア上、全処理を通じ、不時の分離指令出力が発生しないことを確認した。</p>
39	B 2 0	誘導計測部環境試験	<p>地上燃焼試験から推定される音場による音響加振 ( 153db ) をかけたが、短絡は発生しなかった。 AutoPilotに対する直接加振を、AutoPilotに対する環境要求 ( 4.2grms相当 ) に達するまでかけたが、短絡は発生しなかった。 AutoPilotに対する静的荷重負荷を 4 g 加速相当まで印加したが、短絡は発生しなかった。 不具合の起きた 1 号機の状態について引き続き調査を実施し、A/P基板の状況など、両者の相違を明確にした。</p> <p>不具合発生時の INE データから、不具合が発生した主推力立ち上げ時の衝撃及び発射時衝撃を模擬し、誘導計測部の落下による衝撃試験を行った。 上記の結果、主推力立ち上げ時の衝撃を模擬した試験で、A/Pセットにつながる短絡が発生する事象が確認された。</p>	<p>試験に供した誘導計測部 4 号機では、振動条件によって短絡を起こすことは無い。</p> <p>主推力立ち上がり時に発生する数ヘルツオーダーの衝撃により、A/Pフレックスハーネス基板で短絡が発生し、A/Pセットに陥り、不時分離に至った可能性のある事が確認された。</p>

表 A 4 - 1

## 実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧 ( 15 / 15 )

No	試験項目		試験結果	考察
40	B22	打上形態GND変動検証	<p>実験機～ロケット～発射制御装置を含むGSEを組立て、接続して、打上形態を模擬し、バッテリーによる作動による打上シーケンスを4回実施した。 また、外部電源による作動（制御部230V有り、無し各1回）を実施した。 打上シーケンス中、点火系アーム、アンピリカル引抜き時等において、実験機がハルGND～ロケット筐体、ロケット+5V～ロケット筐体、ロケット+5VGND～ロケット筐体には数Vの変動が計測されたが、+5V～+5VGNDには大きな変動は計測されなかった。 全試験ケースを通じ、A/Pリセット、PCM通信途絶、分離ボルト着火信号出力は無かった。</p> <p>実験機バス電圧A、Bについては打上時の変動が再現している部分と、再現しない部分、試験ケース毎に変動の様子が異なる部分があった。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・再現部分： <ul style="list-style-type: none"> <li>・バッテリーON時の電圧上昇</li> <li>・ランチャ～実験機アンピリカル引抜き時のバスB電圧上昇</li> <li>・ロケット～実験機アンピリカル引抜き後のバスB電圧上昇</li> </ul> </li> <li>・非再現部分： <ul style="list-style-type: none"> <li>・ロケットと実験機分離後のバス電圧変動</li> </ul> </li> <li>・試験毎に異なる部分： <ul style="list-style-type: none"> <li>・外部電源電圧下げ操作時のバスA電圧変動</li> <li>・バスB電圧の低下</li> </ul> </li> </ul> <p>ロケットA/Pフレックスハーネス基板上スルーホールでA/P 5V電源を短絡させ、その際実験機のデータレコーダに記録されるデータを調査した。 その結果、飛行実験時と同様、A/PにリセットがかかりロケットPCMが途絶すると同時に温度センサ値にとびが生ずることを確認した。</p>	<p>打上シーケンス中に数VのGND変動が計測されたが、A/Pリセット、PCM通信途絶、分離ボルト着火信号出力が無かったことから、打上形態（実験機とロケットの結合、内部バッテリー作動）に起因するGND変動は、打上時分離不具合の原因ではないものと推定する。</p> <p>バス電圧変動の非再現部分：ロケットと実験機分離後のバス電圧変動(39672.15秒)は、ロケット・フィンと実験機エンジン衝突(39672.011秒)後に発生しており、ノーマルな状態では発生しないものと推定される。 試験毎に変動状況が異なる部分はJ-BOX操作（速度）の差異、バッテリー初期電圧と残容量の条件に起因するものと推定される。 総体的にはほぼ、打上時の電圧変動が再現しているものと考えられる。</p> <p>A/P 5V電源の短絡により、ロケットPCMの途絶と同時に温度センサ値がとび事象が再現した。</p>
41	D1	実験機現品調査	<p>飛行実験に使用された実験機 # 2号機の飛行実験後の状況を確認するために、機体構造及び装備品の現品調査を行った。</p> <p>舵面駆動、航法誘導制御、通信計測、電力、非常、回収の各系統及び機体構造に関して調査を行った。 今回の調査は、主に目視確認・損傷状態の写真撮影による記録を実施した。 調査結果としては、実験機には、実験機と打ち上げロケットの衝突・実験機の着地・カートリッジアクチュエータの作動及び打上ロケットの噴射による損傷あるいは変色が見られるものの、それら以外の異常事象は見受けられなかった。</p>	<p>調査の範囲内ではロケットA/Pリセットにつながるような痕跡は実験機では見られなかった。</p>



## 付録5．実験機システムの概要

### 5．1．目的

小型超音速実験機計画では次世代超音速機に対する中核技術の開発と確立を目指し、主に次の3点を主要な目的とする。

小型超音速実験機の開発および飛行実験を通じた先進的航空機システム統合技術の獲得・確立

数値流体力学(CFD)技術を用いた航空機空力設計技術(逆問題設計法)の開発と飛行実証による技術確立

飛行実験手法の確立

### 5．2．システム概要

上記目的を達成させるため小型超音速実験機計画では次の2種類の形態による飛行実験を計画している。

- ロケット実験機

無推力の小型超音速実験機(超音速滑空機)を用い、ロケット打ち上げにより飛行実験高度に投入させ、所望の飛行実験を行う。本計画では主に超音速飛行時の抗力低減技術として独自に開発した CFD 逆問題設計技術を飛行実証する。

- ジェット実験機

ジェット・エンジン(テレデザイン社製 YJ69)搭載の小型超音速実験機を用い、大型航空機からの分離により飛行実験高度に投入し、所望の飛行実験を行う。本計画では超音速および遷音速飛行時における推進系作動時の実用的な運用条件に対する揚抗比改善技術を飛行実証する。

以下にロケット実験機のシステム概要をまとめる。

#### (1) 実験機の空力設計概要

ロケット実験機の空力形状は超音速飛行時の抗力低減を目標として、次の空力設計コンセプトと今回独自に開発した CFD 逆問題設計法を適用して設計した。

- ・アロー型平面形による揚力依存抗力の低減
- ・主翼の捩りとキャンバー分布の最適化(ワープ)による揚力依存抗力の低減
- ・胴体断面積分布の最適化(エリア・ルール胴体)による体積依存造波抗力の低減
- ・超音速自然層流翼による摩擦抗力の低減

図 A5-1 に空力設計コンセプトをまとめる。

空力設計に際しては、代表的な次世代超音速輸送機の機体諸元(設計マッハ数 2.0、設計揚力係数 0.1、全長 91m、主翼面積 836m<sup>2</sup>、機体総体積 850m<sup>3</sup>、最大離陸重量 330ton、乗客数 300 人、航続距離 10,000km、等)を想定し、その 11% スケール機と設定した。

図 A5-2 にロケット実験機の主要諸元と三面図を示す。

## ( 2 ) 実験機の構造設計概要

本実験機では空力形状の高精度の実現を考慮して外翼および前縁部は金属の一体構造とし、それら以外は通常航空機同様の外板と桁およびフレーム構造とした。図 A5-3 にロケット実験機の構造概要図を示す。

尚、飛行実験では世界初の超音速自然層流翼効果を実証するため、機体表面を風洞試験模型に準ずる状態として主翼前縁から約 20% 翼弦長までの表面粗さが約 2~3 $\mu$  以下となる表面平滑度状態の保持を要求した。

## ( 3 ) 実験機の装備品搭載概要

本実験機では系統別に以下の代表的な装備品類を搭載している。

- ・ 飛行制御系統：フライト・コンピュータ、慣性航法装置、舵面駆動用アクチュエータ、大気データ取得装置(5孔ピトー管)、Nz センサ
- ・ 計測系統：計測センサ類(絶対圧センサ、圧力スキャナ、温度、シグナル・コンディショナ)、信号処理機(シグナル・プロセッサ)
- ・ 通信系統：トランスポンダ・アンテナ、コマンド・レシーバ
- ・ 電力系統：バッテリー、アンビリアル・コネクタ
- ・ 回収系統：エアバッグ、パラシュート

図 A5-4 に装備品配置図を示す。

## ( 4 ) 打ち上げロケットの設計概要

打ち上げ用ロケットとしては既存の SB735 をベースに、燃焼パターンの変更、ノズル・キャント角の設定を含む固定ノズルへの変更、飛行制御用フィンの設置、等の改良を行い、本実験機の飛行条件に投入可能な性能を有する設計を行った(本ロケットは NAL735 と呼称)。図 A5-5 に打ち上げロケットの概要を示す。

また図 A5-6 にロケットから分離した際の実験機とロケットの分離挙動シミュレーションの結果を示す。本結果は超音速風洞試験で得られた空力データを基に推定したものである。

### 5.3. 飛行実験の概要

#### (1) 実験場

飛行実験場は豪州ウーメラ実験場を選定した。図 A5-7 にその位置ならびに飛行地域を示す。

#### (2) 飛行要求

飛行実験は高度 15km を中心に 18km から 11km までの高度において、マッハ数  $2 \pm 0.05$  を中心とするマッハ数範囲で飛行することを基本条件とし、可能な限り広い範囲のレイノルズ数を確保する高度において迎角( )スweepを行うことを飛行要求とする。飛行過程は図 A5-8 の飛行概念に示すように大きく次の 4 段階から構成される。すなわち、実験機を実験条件に投入する NAL735 ロケット・ブースタによる打ち上げフェーズ、分離から実験条件投入までの遷移飛行フェーズ、マッハ数  $2 \pm 0.05$  において計測を行う試験フェーズ、並びに実験機の回収地点へ帰還する回収フェーズである。図 A5-9 に標準飛行経路図を示す。

#### (3) 実験内容

実験機は 2 機製作し、2 回ずつ合計 4 回の飛行実験を行う。各飛行実験の主な目的および課題は以下の通りである。

##### 総合システム試験

- ・第 1 回フライト：実験システムの技術信頼性確認、計測手法技術確認、飛行実験課題への適合性確認
- ・主要確認項目：打ち上げ機能性能、分離機能、飛行実験条件付与、遷音速飛行安全性、回帰飛行制御、回収システム機能、計測機能、通信機能、データ処理機能、ほか

##### 飛行実験

- ・第 2 回フライト：基本技術実証飛行(空力性能及び表面圧力、境界層計測)
- ・第 3 回フライト：データ再現性及び精度向上(境界層計測及び基本空力性能)
- ・第 4 回フライト：飛行条件・課題の拡大及びデータ再現性・精度向上

#### (4) 飛行実証方法

CFD 設計技術の飛行実証においては、評価対象は揚抗特性、圧力分布特性、境界層遷移特性の 3 つとする。実証方法としては、これらに関する CFD 解析データと各種誤差源に基づく補正を施した飛行実験データとの比較を通して行う。

(5) 計測内容

計測は遷移計測を含む空力計測を中心に表 A5-1 に示される各項目に対して行う。

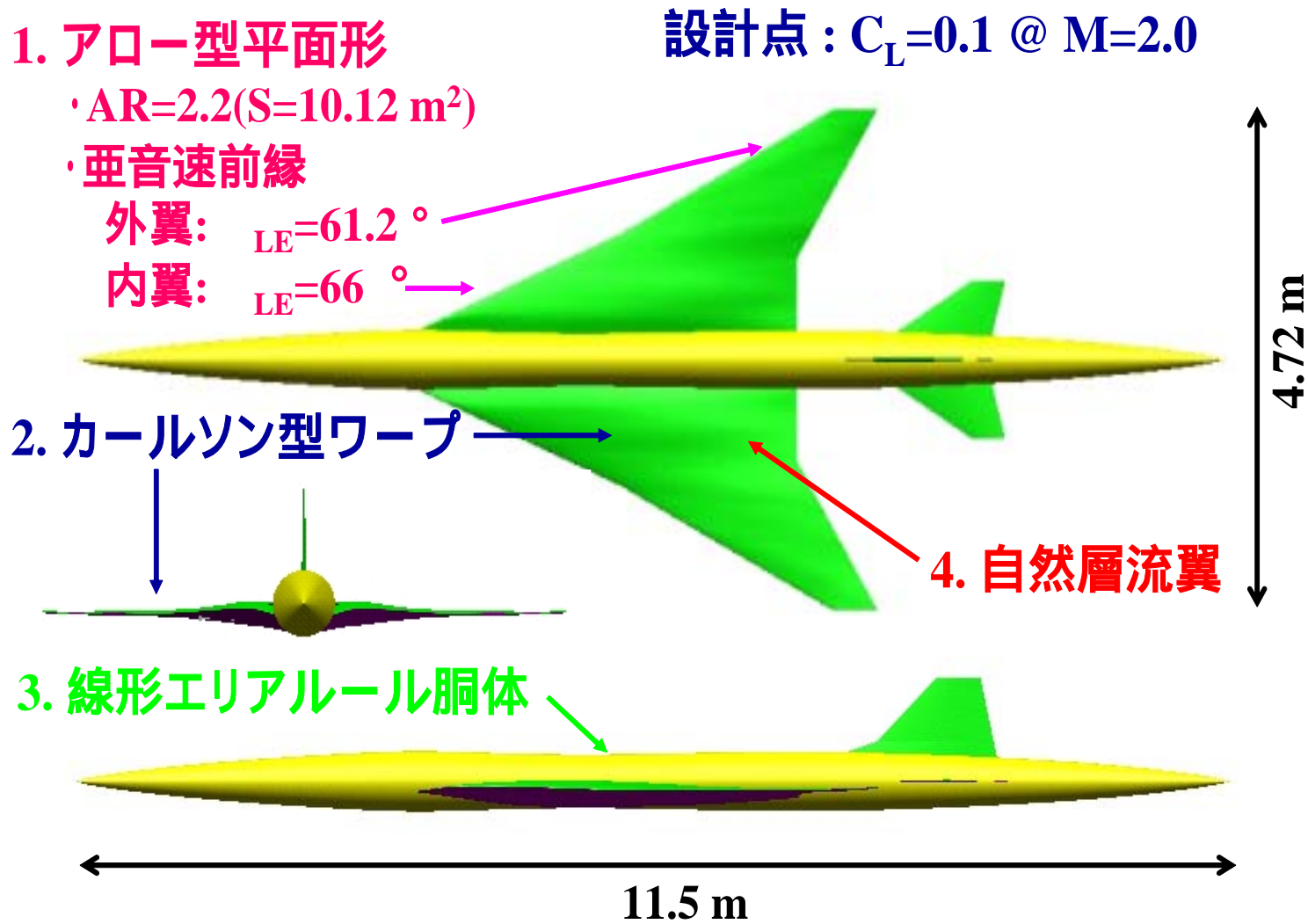
表 A 5 - 1 ロケット実験機の計測項目

分類	計測項目	計測センサ	計測点数
基本計測	位置、速度	レーダ、IMU	2点
	迎角、マッハ数、動圧、全温	ADS、TAT センサ	6点
機体諸元計測	姿勢角、加速度、舵角	IMU、G センサ、舵角センサ	9点
CFD 対応圧力計測	主翼上下面静圧	零点補償圧力スケッチ・センサ	432点
	胴体表面静圧		
	水平尾翼表面圧		
	垂直尾翼表面圧		
境界層計測	主翼上面遷移計測	ホット・フィルム	96点
	主翼上面非定常圧力	非定常圧力	
	主翼上面境界層総圧	プレストン管	
	主翼上面金属温度	熱電対	
	胴体側面遷移計測	ホット・フィルム	
	胴体側面非定常圧力	非定常圧力	
	胴体側面金属温度	熱電対	
構造計測	変形、振動、温度ほか	歪計、熱電対	190点
ロケット計測	飛行諸元、システム・モータ等	IMU、G センサ、舵角	66点
監視計測	画像監視	テレビ・カメラ	1点

5.4. 原因調査に関連する部位の説明図

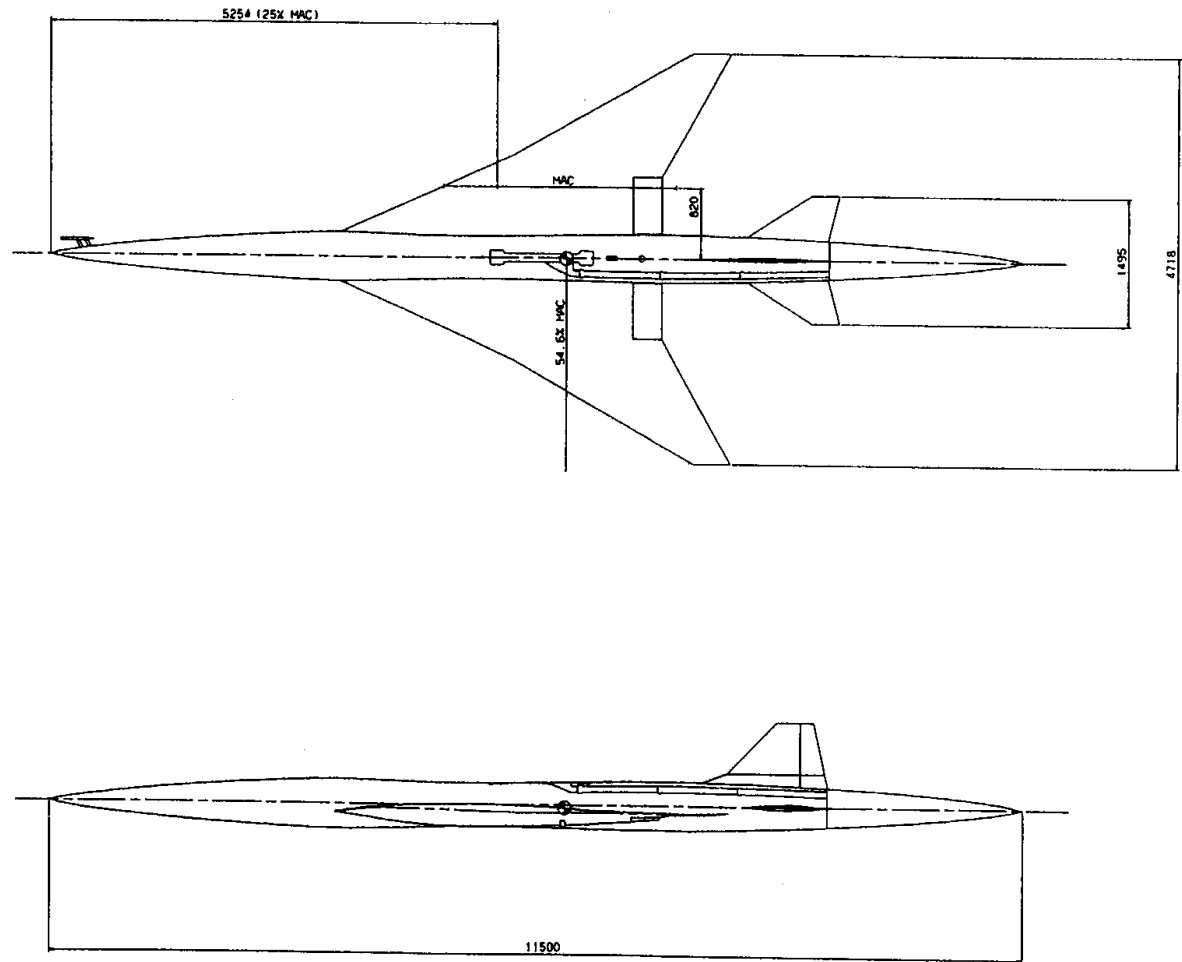
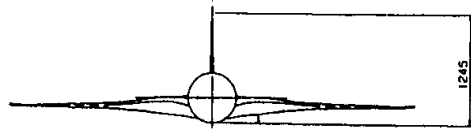
本報告書で引用したロケット実験機システムに関連する部位の説明図を図 A5-10 ~ A5-15 にまとめる。

- ・ 図 A5-10 : 誘導計測部とオートパイロット外観
- ・ 図 A5-11 : 打ち上げロケット誘導計測部内回路概略および外部とのインターフェース
- ・ 図 A5-12 : アンビリカル・ケーブルの艤装と外観
- ・ 図 A5-13 : 前方結合分離部詳細
- ・ 図 A5-14 : 後方結合分離部詳細
- ・ 図 A5-15 : 分離ボルトの構造と作動原理

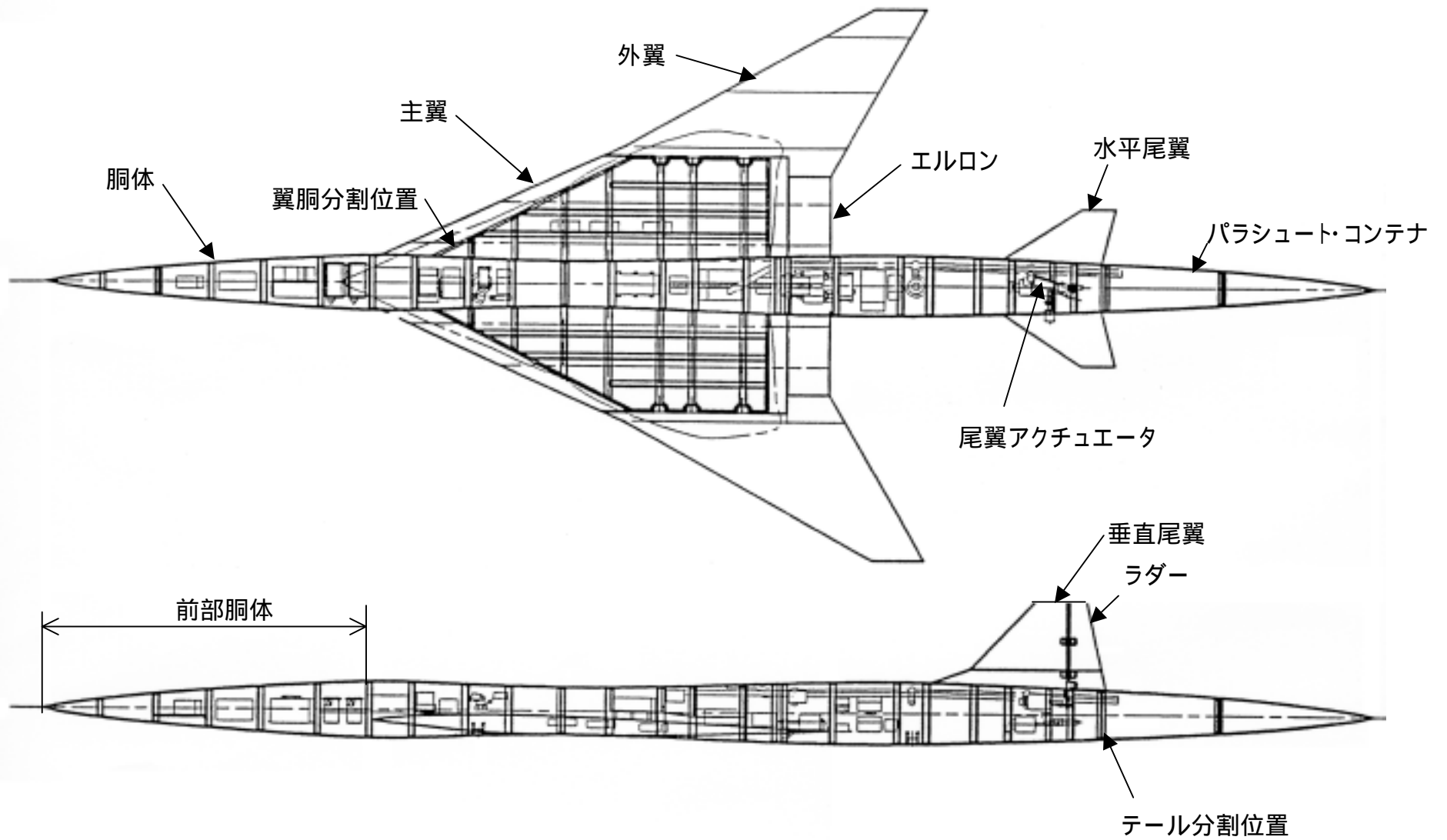


図A5-1 ロケット実験機の空力設計コンセプト

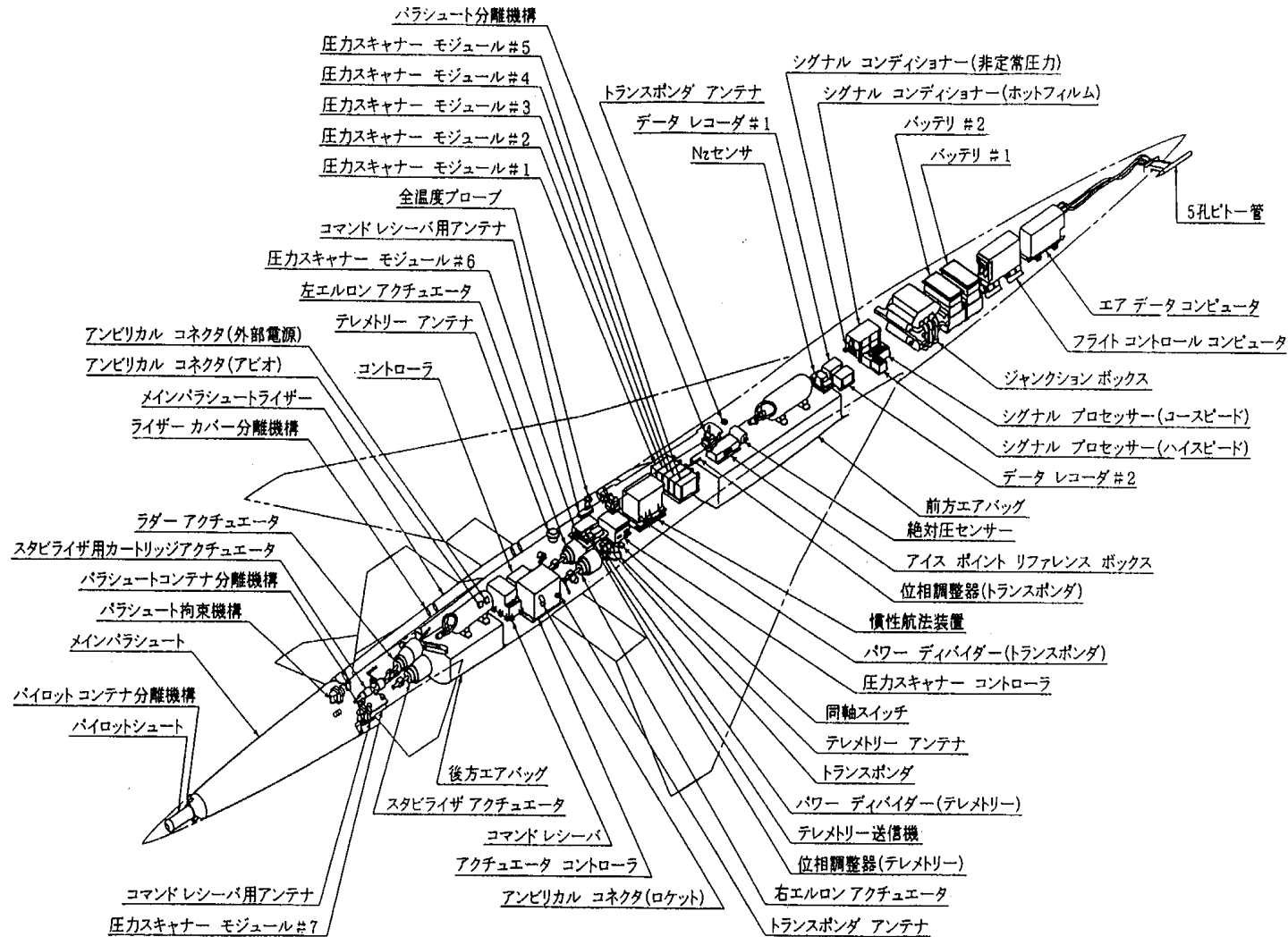
全長	11.500m
全幅	4.718m
全高	1.245m
主翼面積	10.120m <sup>2</sup>
アスペクト比	2.20
後退角	66.0度(内翼) 61.2度(外翼)
全備重量	1956kg
設計マッハ数	2.0M



図A5-2 ロケット実験機三面図

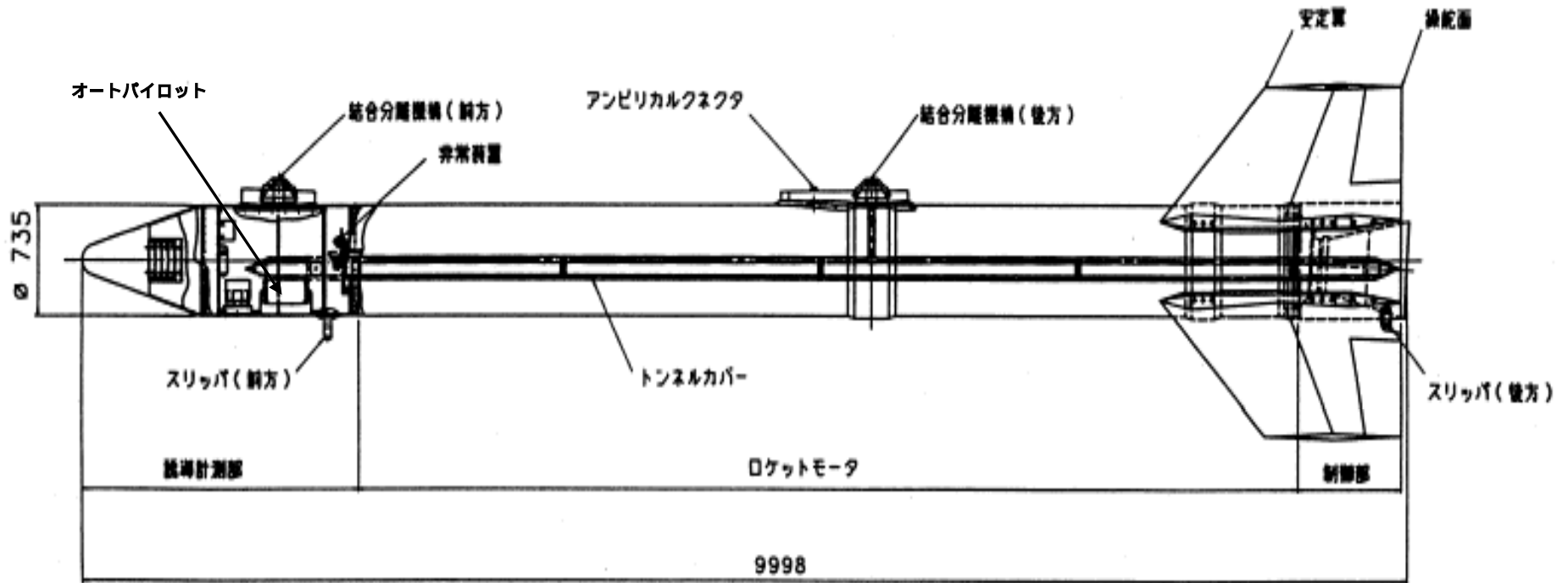


図A5-3 実験機の構造概要

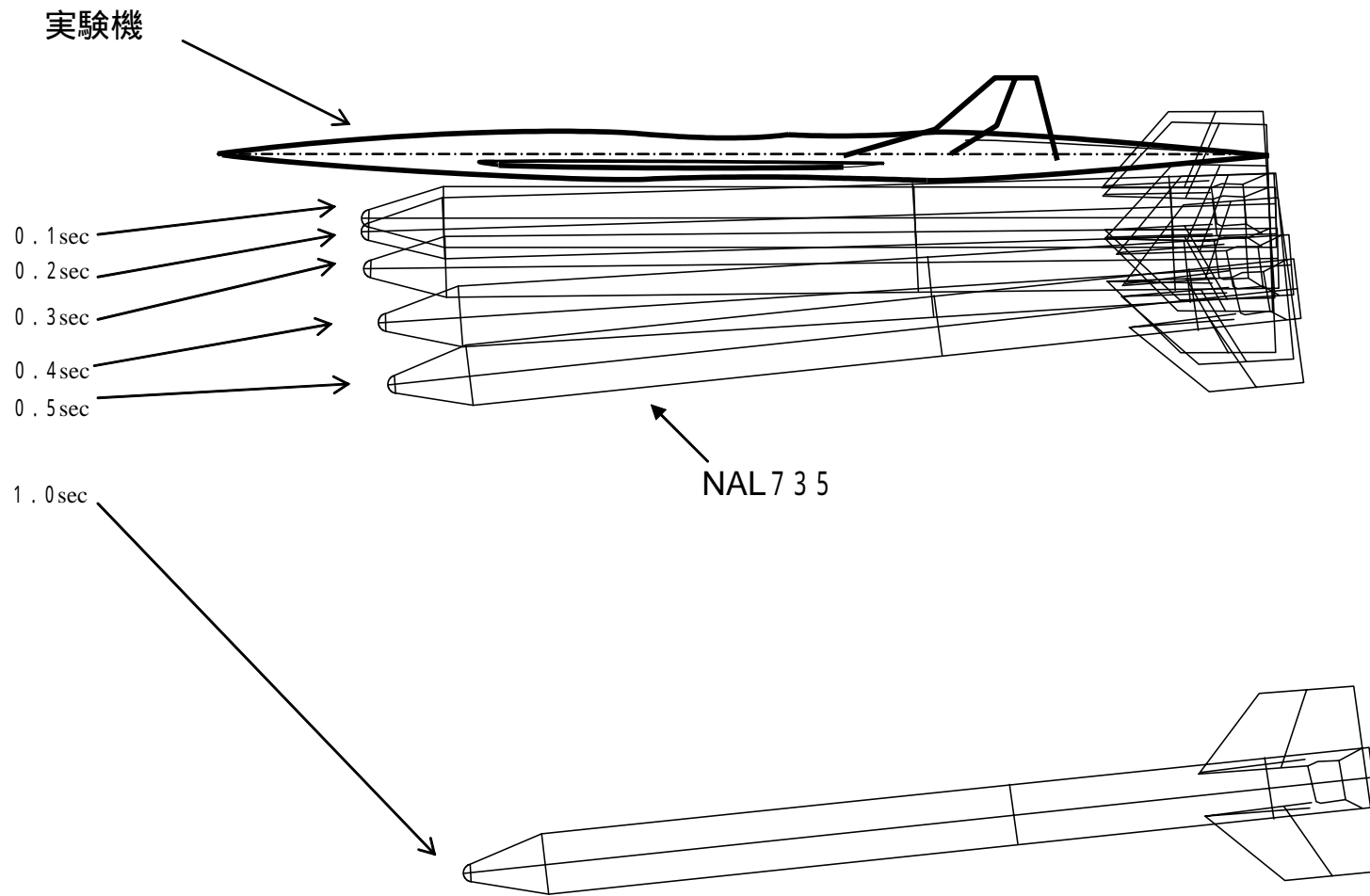


図A5-4 ロケット実験機装備配置

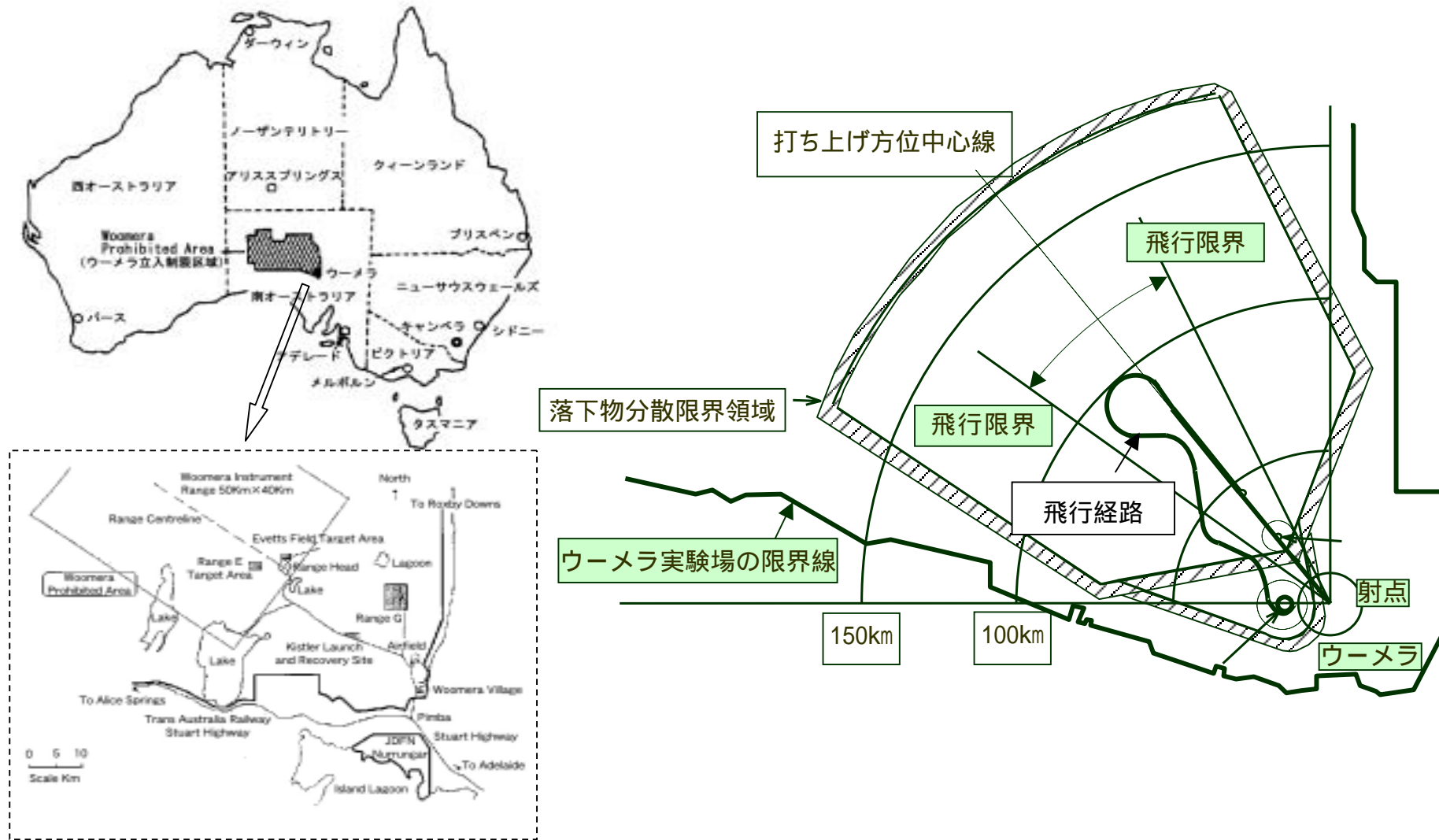




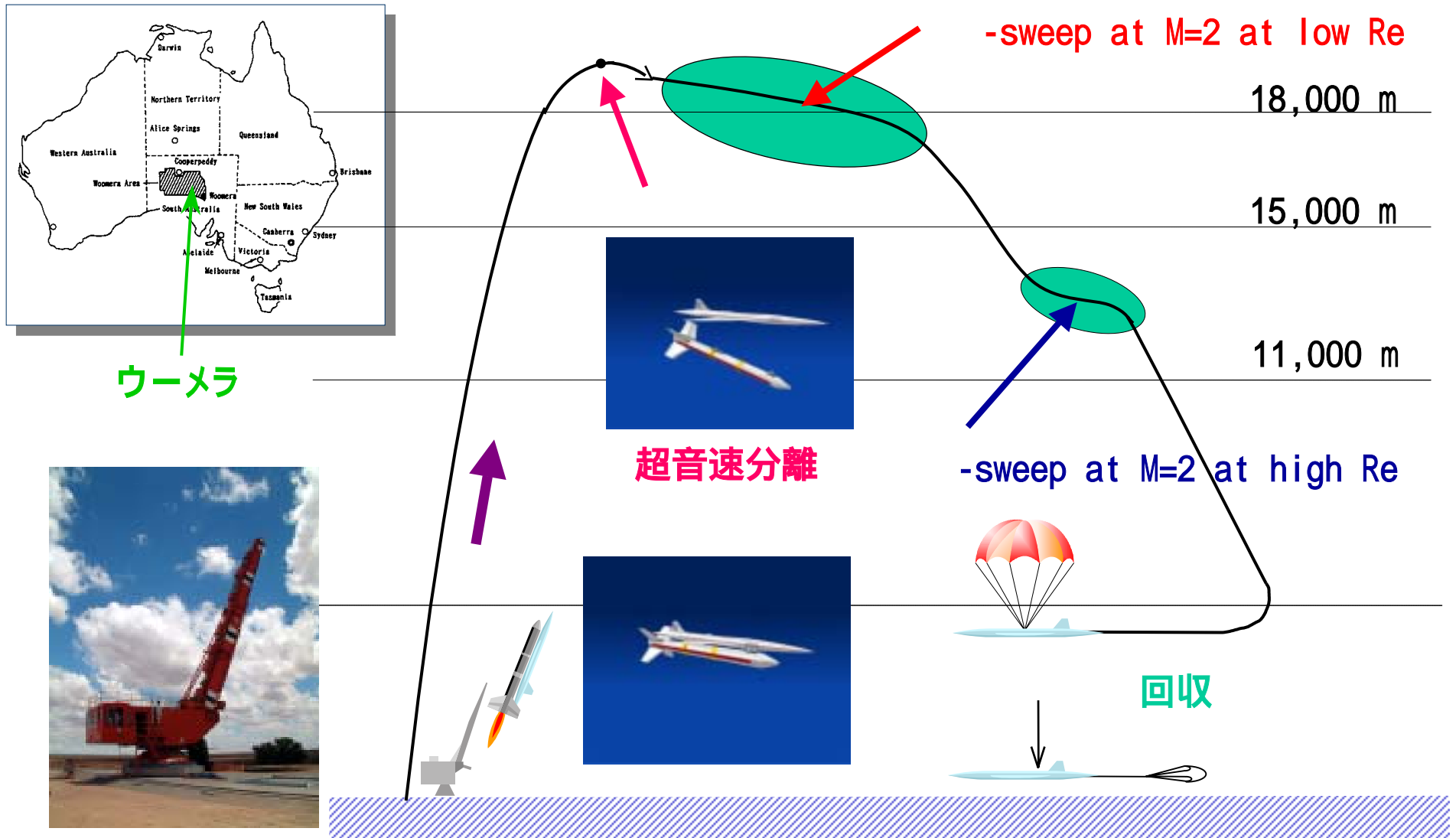
図A5-5 打ち上げロケットの概要



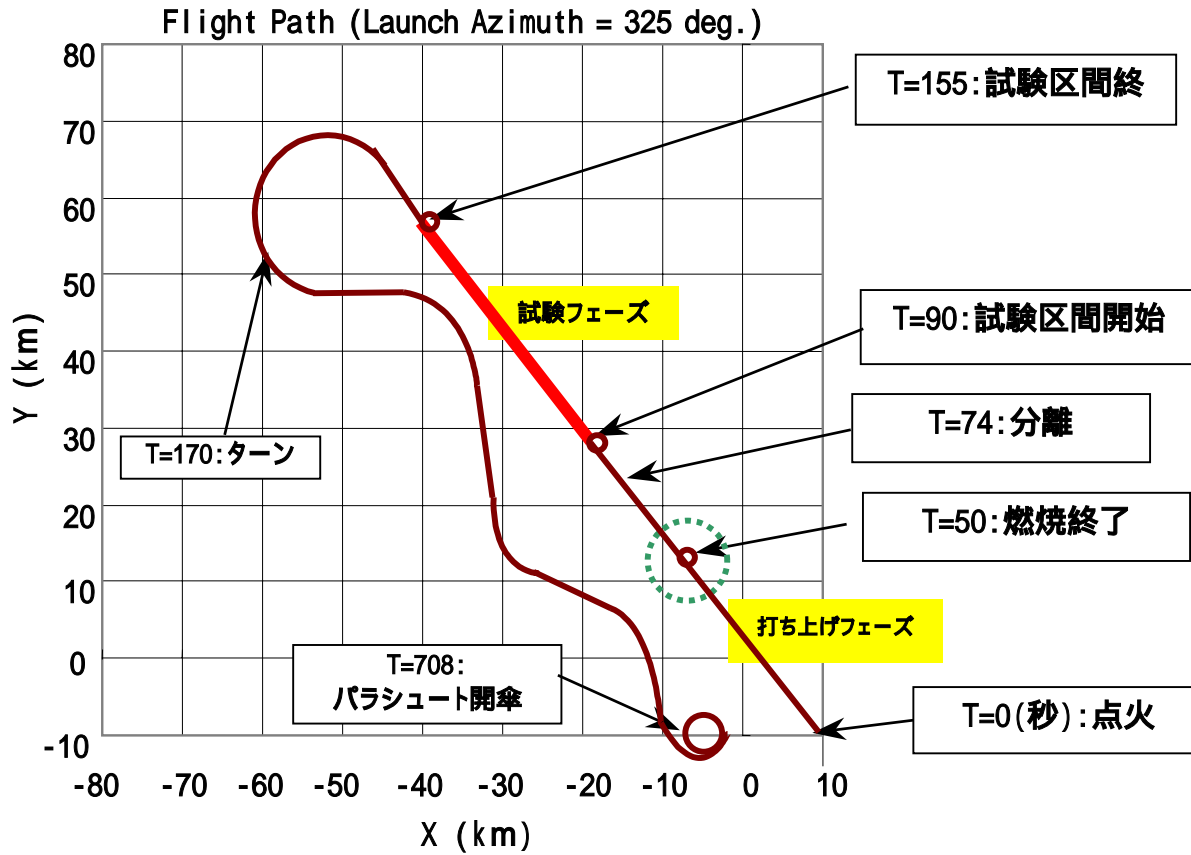
図A5-6 実験機の超音速分離挙動シミュレーション結果(M=2.1)



図A5-7 豪州南オーストラリア州ウーメラ実験場



図A5-8 飛行実験の概要



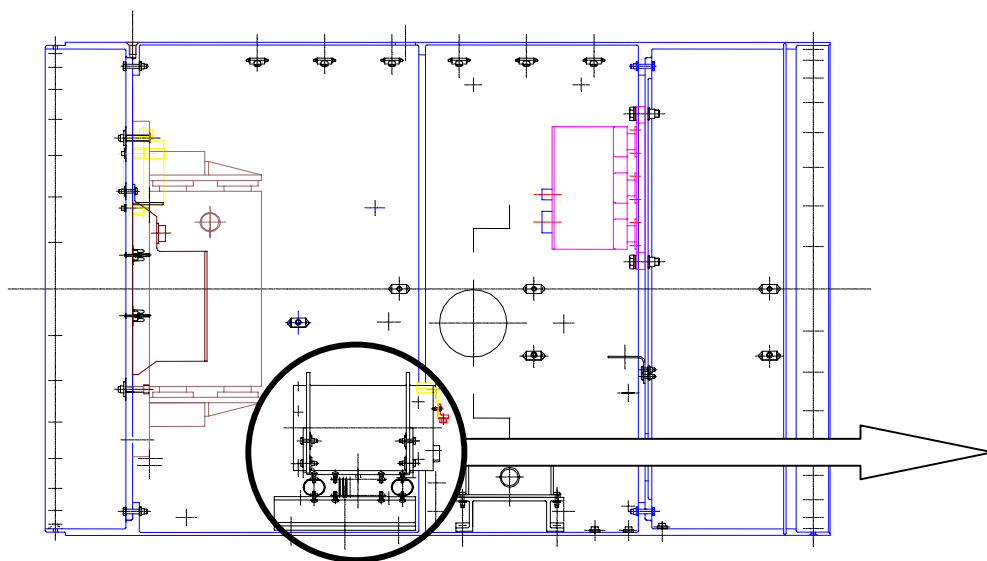
ロケット実験機の計測項目

分類	計測項目	計測センサ	計測レンジ
基本計測	位置、速度	レーダ、IMU	
	迎角、マッハ数、動圧、全温	ADSシステム TATセンサ	
機体諸元計測	姿勢角、加速度	IMU、Gセンサ	
	胴体変形、舵角	歪計、舵角センサ	
CFD対応圧力計測	主翼上下面静圧	零点補償圧カスキャナセンサ	0 ~ 100kPa
	胴体表面静圧		0 ~ 100kPa
	水平尾翼表面圧		0 ~ 100kPa
	垂直尾翼表面圧		0 ~ 100kPa
境界層計測	主翼上面遷移計測	ホットフィルム	-30 ~ 300
	主翼上面非定常圧力	非定常圧力	0 ~ 10kPa
	主翼上面境界層総圧	プレストン管	0 ~ 100kPa
	主翼上面金属温度	熱電対	-30 ~ 300
	胴体側面遷移計測	ホットフィルム	-30 ~ 300
	胴体側面非定常圧力	非定常圧力	0 ~ 10kPa
	胴体側面金属温度	熱電対	-30 ~ 300
監視計測	画像監視	テレビカメラ	
	振動、温度ほか	歪計、熱電対	

図A5-9 標準飛行経路および計測項目

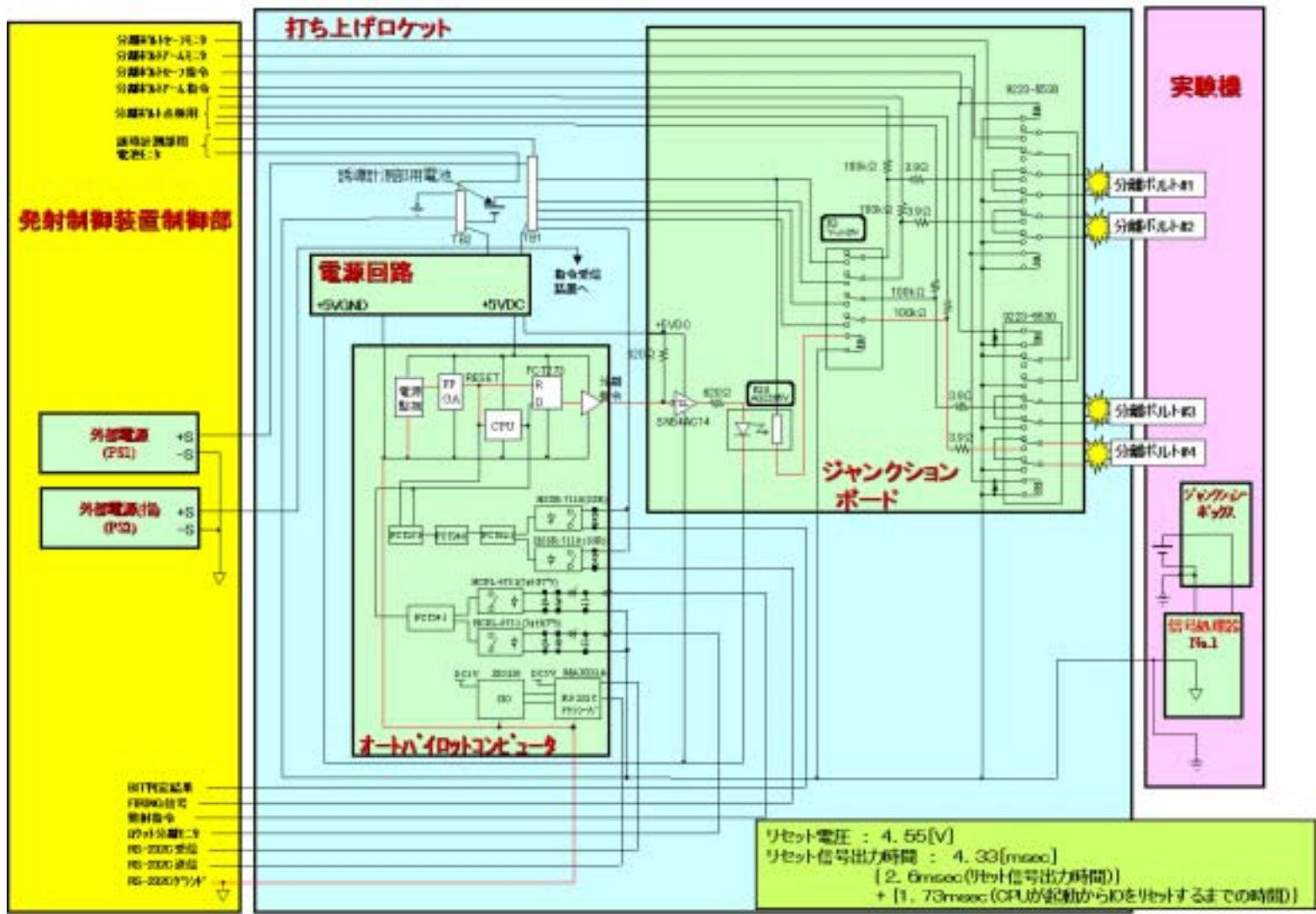
誘導計測部

オートパイロット

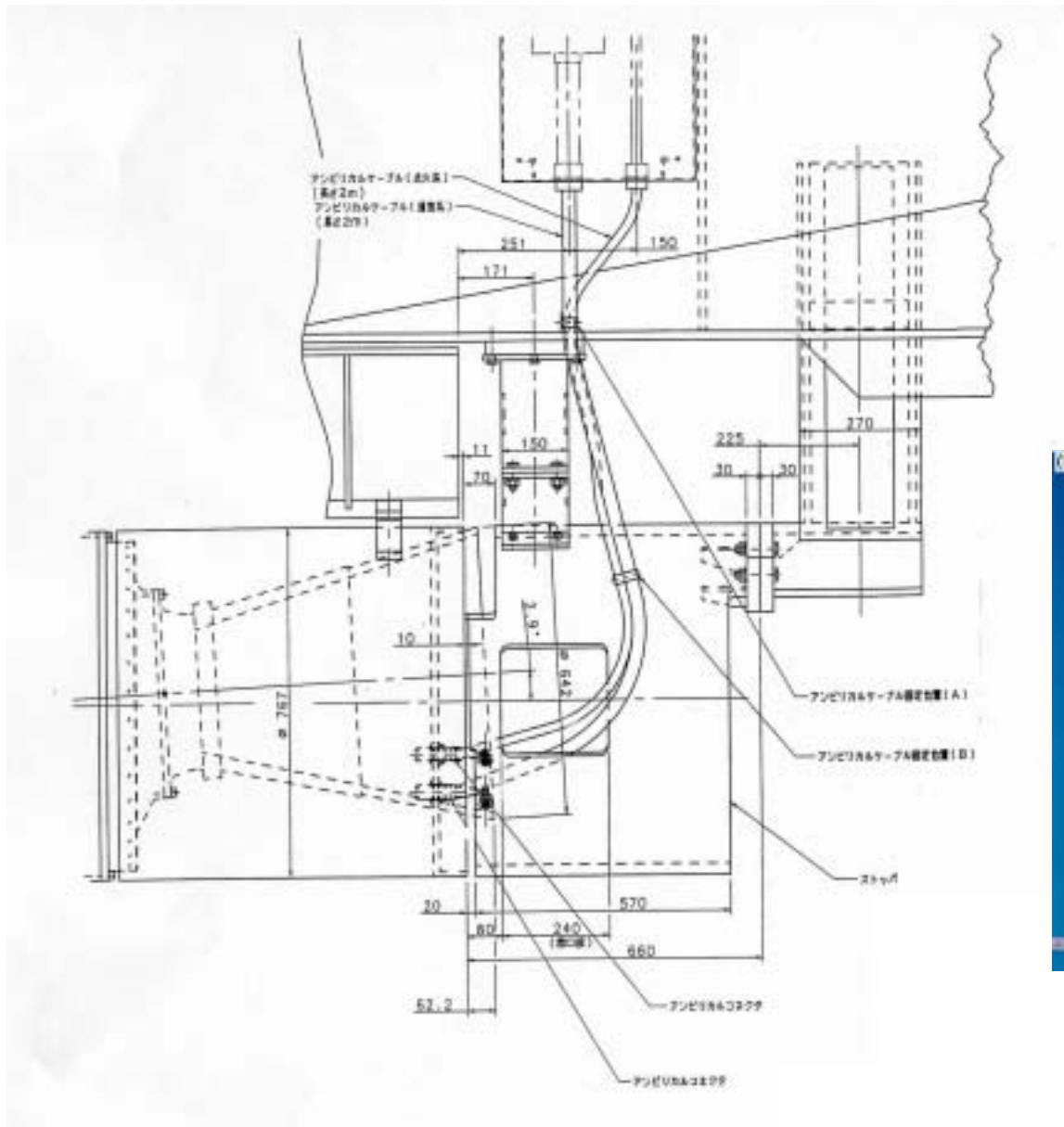


A5-14

図A5-10 誘導計測部とオートパイロット外観

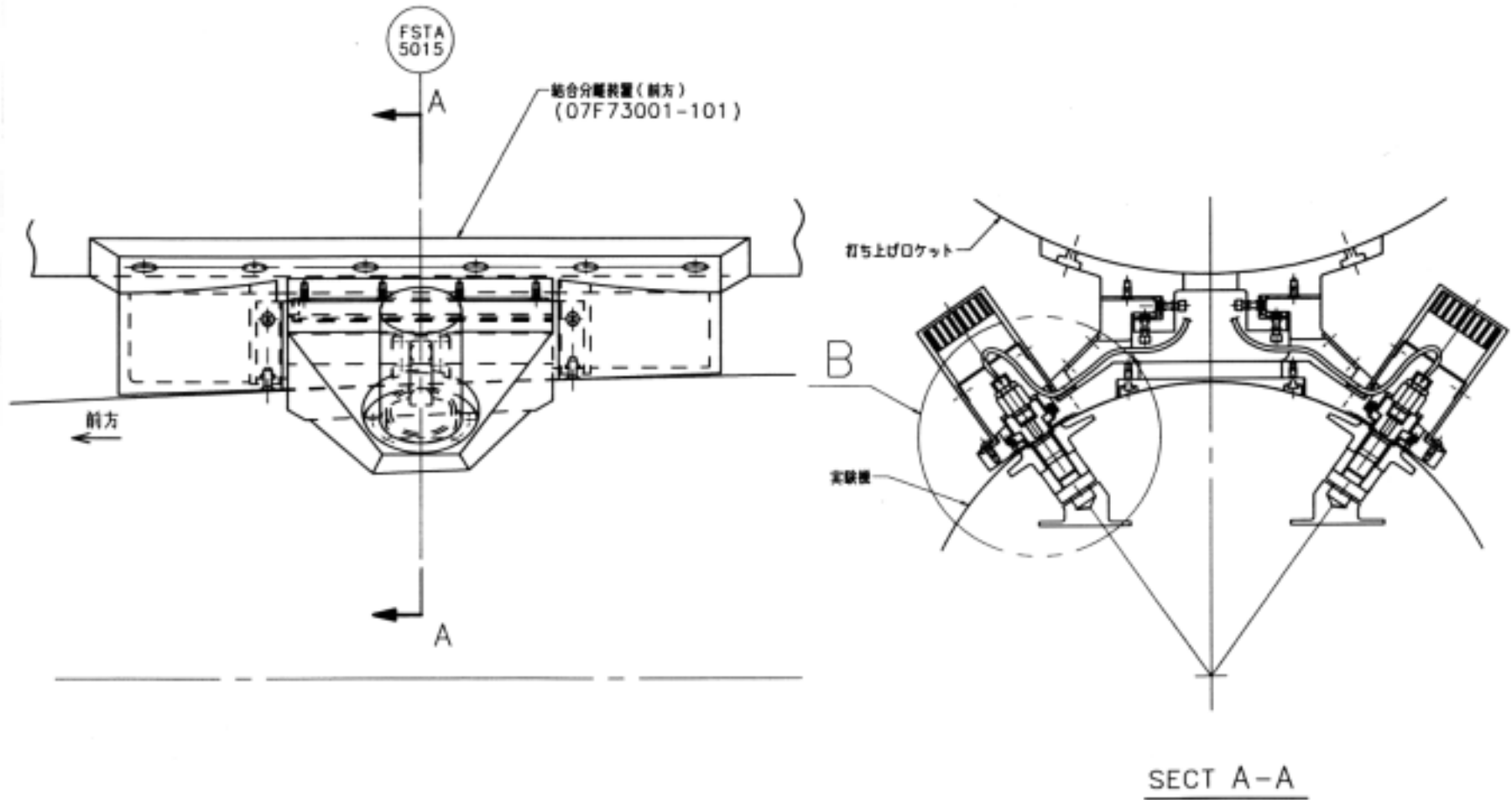


図A5-11 打ち上げロケット誘導計測部内回路概略および外部とのインタフェース

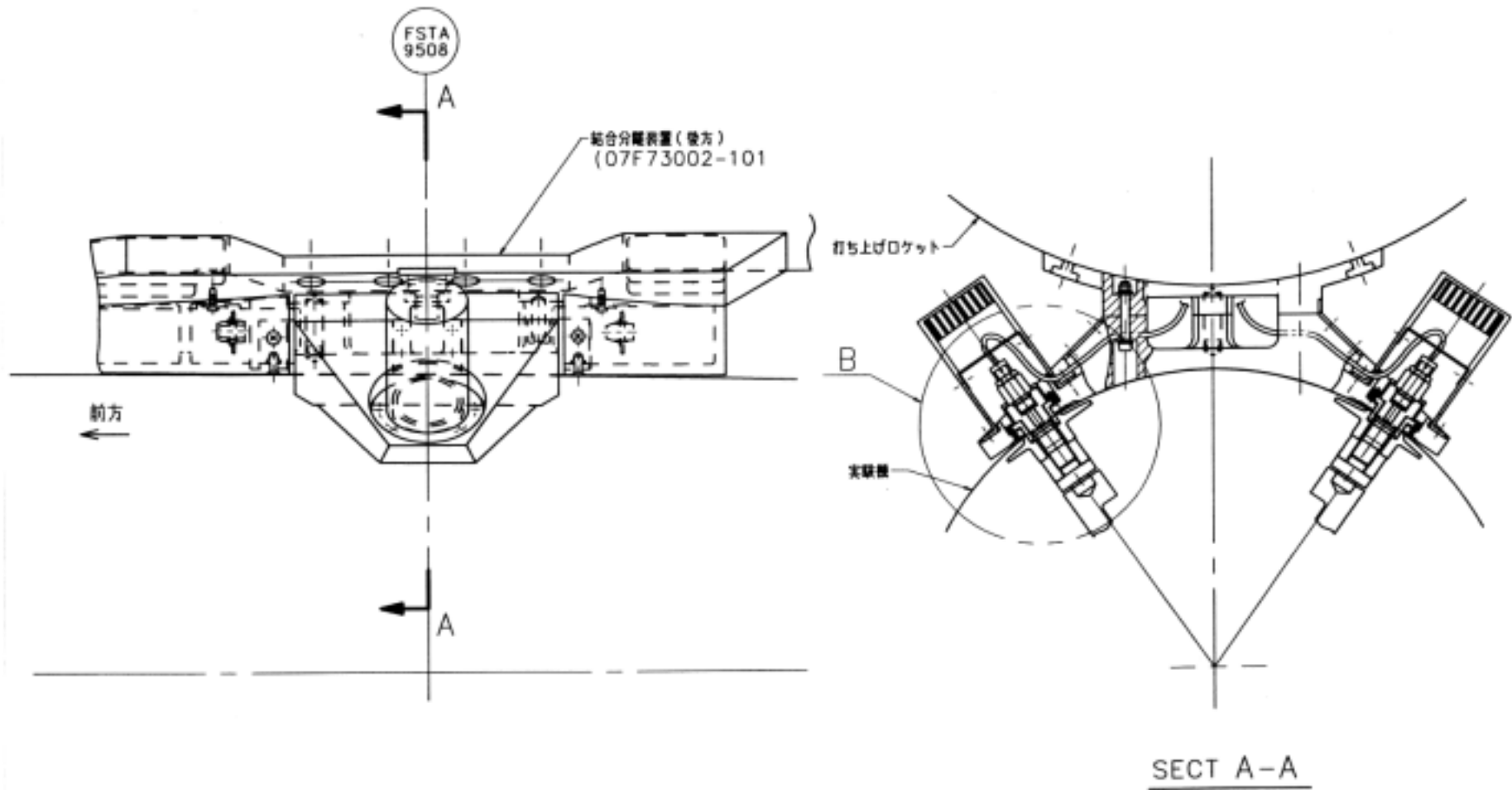


図A5-12 アンビリカルケーブルの構造と外観

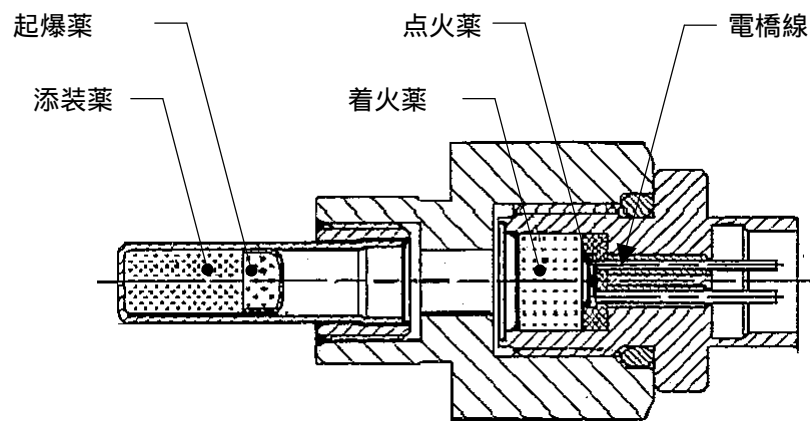
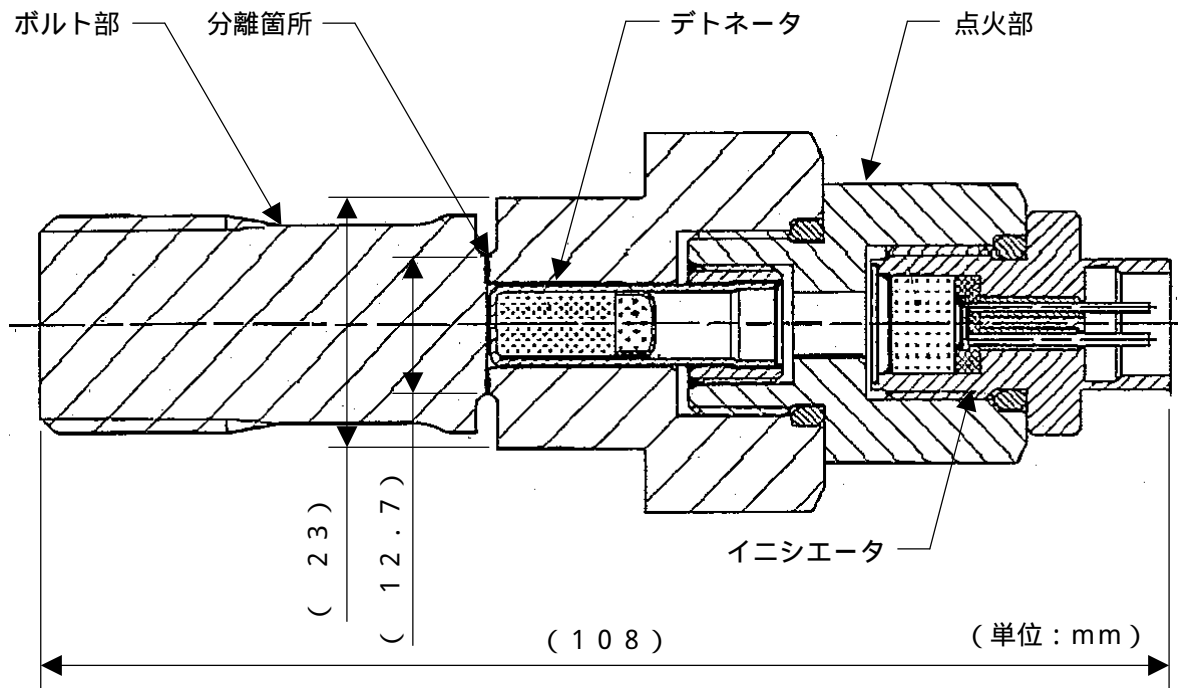




図A5-13 前方結合分離部詳細



図A5-14 後方結合分離部詳細



点火部詳細

### 作動原理

電橋線に発火電流を流すと、点火薬が発火し着火薬に火をつける。着火薬の火は、空間を飛んで起爆薬に火をつける。起爆薬に火がつくと音速を超える衝撃波を伴う燃焼(爆轟)になり、その爆轟が添装薬を爆轟させる。添装薬の爆轟による衝撃波によりボルトの分離箇所にひびを生起させ、ボルトの先端部を分離する。

### 電気的特性(イニシエータ)

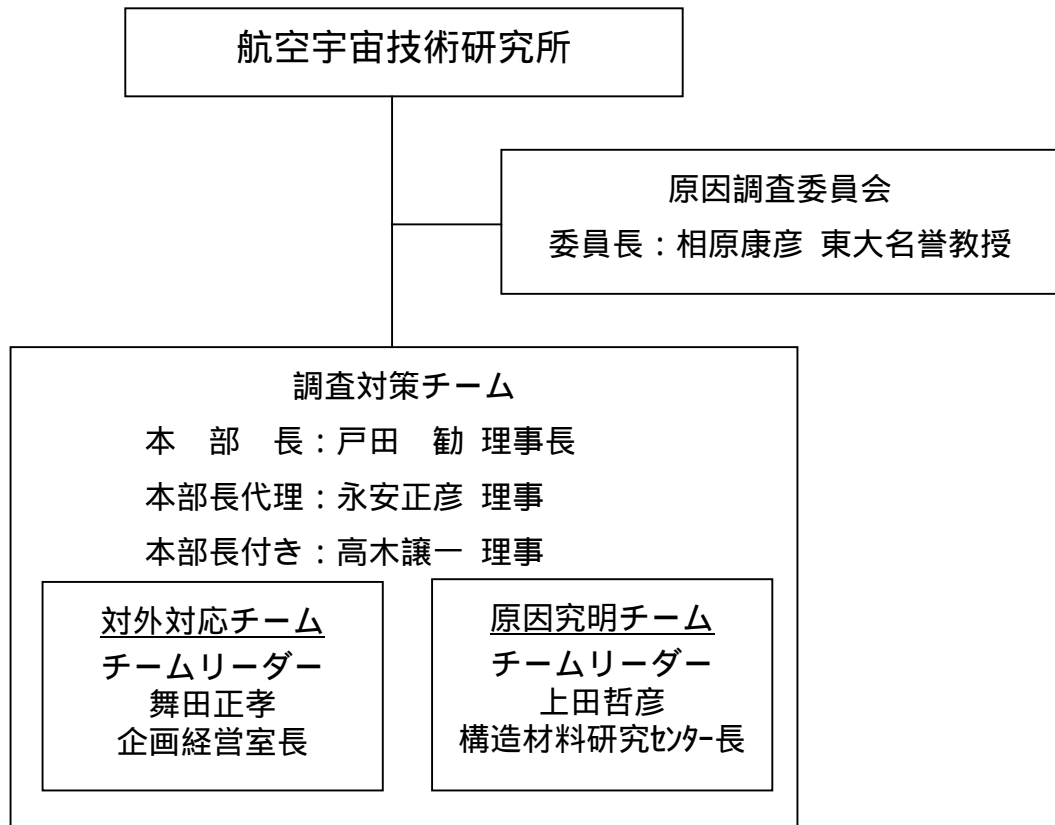
1. 適用プラグ : MS3116-8-2S
2. 絶縁抵抗 : 100M 以上  
(500VDCを端子~ボディ間に印加したとき)
- 3.ブリッジ抵抗値 :  $1.0 \pm 0.2$
4. 最小発火電流 :  $3.7 \text{ A} \times 10 \text{ ms}$
5. 最大不発火電流 :  $2.3 \text{ A} \times 5 \text{ min}$   
(1A1W5min不発火)

図A5-15 分離ボルトの構造と作動原理

## 付録6 . 原因調査活動

### 6 . 1 . 原因調査実施体制

航空宇宙技術研究所は、平成14年7月14日に実施の小型超音速実験機（ロケット実験機）第1回飛行実験の失敗を受け、その原因究明のために、同日直ちに外部専門家で構成される原因調査委員会（委員長：相原康彦 東大名誉教授）を設置するとともに、所内に調査対策チーム（本部長：戸田勸 理事長）を設置した。



## 原因調査委員会の構成

委員長： 相原康彦（東京大学名誉教授）

委員： 後藤昇弘（九州大学教授）

委員： 小林 修（東海大学教授）

委員： 近藤恭平（東京大学名誉教授）

委員： 佐木誠夫（宇宙開発事業団）

委員： 中島 俊（宇宙科学研究所）

委員： 中村富久（宇宙開発事業団）

## 調査対策チームの構成

本部長	戸田 勸	理事長
本部長代理	永安正彦	理事
本部長付き	高木譲一	理事
対外対応チームリーダー	舞田正孝	企画経営室長
原因究明チームリーダー	上田哲彦	構造材料研究センター長

メンバー

田中康男	総務部長
寺田博之	業務部長
坂田公夫	次世代超音速機プロジェクトセンター長
岩宮敏幸	C F D技術開発センター長
石川隆司	先進複合材評価技術開発センター長
遠藤征紀	航空推進研究センター長
田中敬司	飛行システム研究センター長
冠 昭夫	角田宇宙推進技術研究所長
野坂正隆	ロケット推進研究センター長

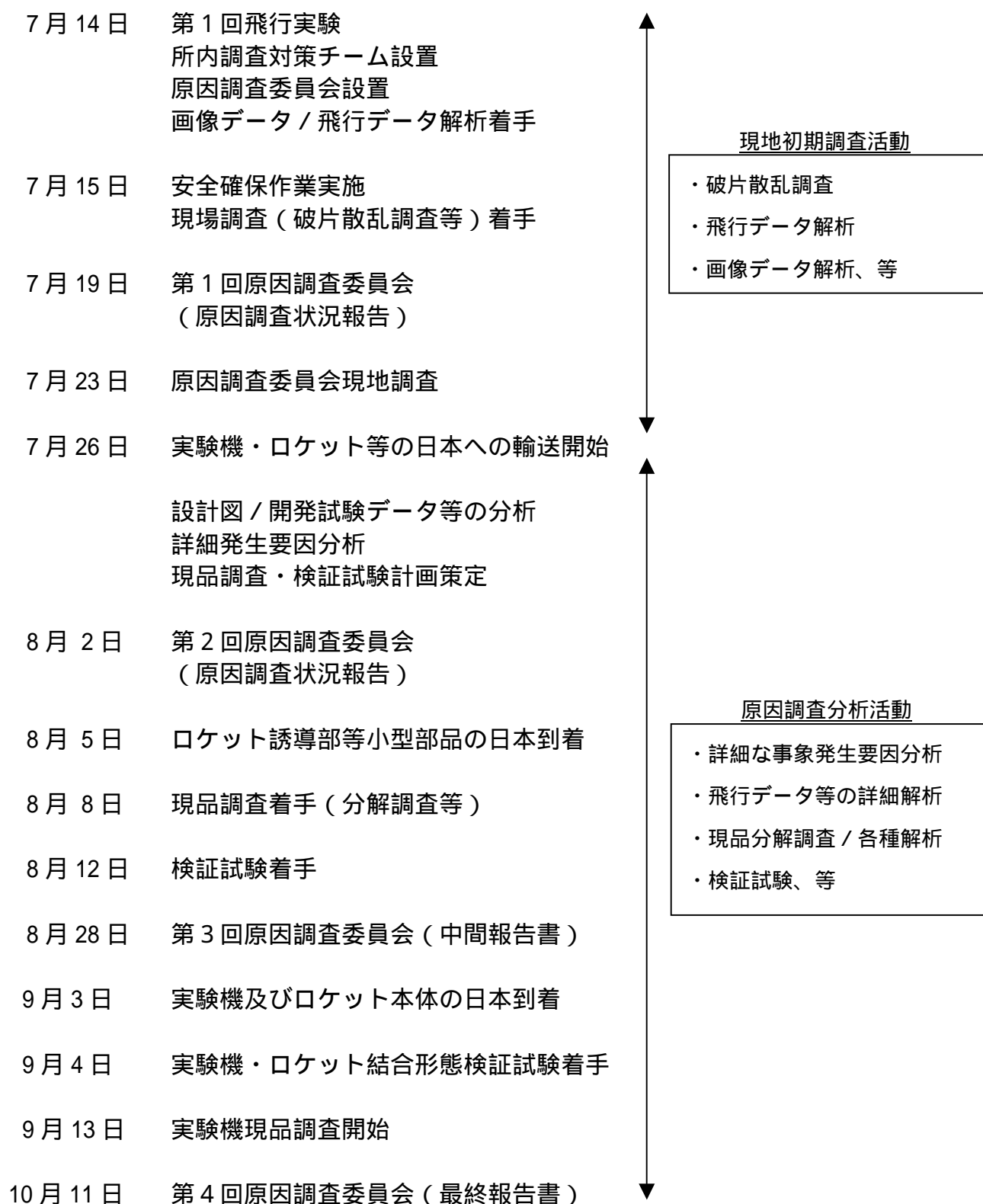
中島 俊	宇宙科学研究所システム研究系教授
橋本正之	宇宙科学企画情報解析センター助教授
佐木誠夫	宇宙開発事業団特任参事
福島幸夫	宇宙開発事業団宇宙輸送システム本部参事
兵藤幸夫	宇宙開発事業団安全性・信頼性管理部安全性審査室長

中安英彦	次世代超音速機プロジェクトセンター計画管理室長
堀之内茂	次世代超音速機プロジェクトセンターシステム設計グループリーダー
大貫 武	次世代超音速機プロジェクトセンター飛行実験計画グループリーダー
吉田憲司	次世代超音速機プロジェクトセンター空力設計グループリーダー
町田 茂	次世代超音速機プロジェクトセンター構造設計グループリーダー
柳 良二	次世代超音速機プロジェクトセンター推進システム設計グループリーダー
村上 哲	次世代超音速機プロジェクトセンターエンジン統合設計グループリーダー
滝沢 実	次世代超音速機プロジェクトセンター誘導制御設計グループリーダー
奥野善則	次世代超音速機プロジェクトセンター飛行解析グループリーダー
中野英一郎	次世代超音速機プロジェクトセンター実験場グループリーダー
平子敬一	次世代超音速機プロジェクトセンター特別研究員

事務局	船引浩平	企画経営室研究主幹
	浜本 滋	風洞技術開発センター主任研究員

## 6.2. 原因調査活動の概要

現地での初期調査活動は7月26日に終了し、破片等を日本に輸送して国内での詳細な現品調査及び検証試験等を実施するとともに、必要な解析を並行して進めた。8月28日には中間報告書を取りまとめた。



## 用語の説明



## アナログデータ

計測量を電圧変換したデータのこと。ロケットの誘導制御用コンピュータを経由せず実験機データレコーダに記録されるロケットのデータ。

## アンビリカル

打上げロケット、実験機、地上支援設備間を結合するためのコネクタやケーブルのこと。

## イグナイタモータ（点火モータ）

ロケットの推薬を着火させるための点火モータ。

## オートパイロット（誘導制御用コンピュータ、AP）

打上げロケットの誘導制御及びシーケンス制御を実施するコンピュータ。

## 結合分離機構

ロケットと実験機を結合し、分離ボルト、ロケット - 実験機アンビリカル等を含む機構一式

## サージ電圧

動作中の回路がオープンとなった時点で誘導起電力等により生じる電圧のこと。

## サーボアンプ

オートパイロットからの操舵指令信号に対して舵面を駆動するサーボモータの回転角を制御する装置。

## サーボモータ

サーボアンプから信号を受けロケットフィンにある舵面を駆動する装置。

## シェル

コネクタの外筒のこと

## ジャンクションボード（JB）

打上げロケット内で分離ボルトや非常装置、ロケットモータへの着火出力を行うリレー類から構成される装備品。

## 受信ライン（Rx）

オートパイロットが発射制御装置（地上支援設備）からデータを受信するRS232C通信ラインのこと。

## ショックマウント

装備品に伝達される振動、衝撃などの機械的環境を和らげるための衝撃吸収取付台。

## 指令受信装置

地上より送信される非常飛行停止指令を受信するための装置。実験機に1台、ロケットに1台搭載されている。

## スルーホール

多層化された回路基板の層間を電氣的に接続するために設けられている穴のこと

## 制御部

ロケットの後部にある、ロケットの制御用装備品（サーボアンプ、サーボモータ等）が搭載されている部分をいう。

## 接地電位

装備品が接地している部分の電圧。

## 送信ライン（Tx）

オートパイロットが発射制御装置（地上支援設備）へデータを送信するRS232C通信ラインのこと。

## ソルダレジスト

プリント基板をハンダめっきする時に、めっき部以外にハンダが付かないよう基板表面を保護するための皮膜。

## 中継ボックス

打上げロケット～発射制御装置間をつなぐラインのうち、RS422通信をRS232C通信に変換するための地上側に設けられた変換ボックスのこと。

## データレコーダ

飛行中の計測データを記録する装置で実験機に搭載されている。ロケット-実験機アンビリアルを通じて、ロケットのデータも記録されている。

## 電源回路（DC/DCコンバータ）

ロケットの装備品に誘導計測部用電池からの+28VDCを変換して±15VDC、+5VDC電源を供給するための装置。

## トンネルケーブル

打上げロケット前部の誘導の信号を後部に伝えるためのケーブルのこと。  
打上げロケット外側に設けられたカバー内に艤装されている。

## ハーネス

打上げロケット、実験機内の電線のこと。

## 非常飛行停止

飛行中の実験機、ロケットに対して、飛行中断させる動作のこと。

## フィン

ロケット後部にある4枚の尾翼のこと。

## フォトMOSリレー

電気信号のON/OFFを光によって伝達するリレー

## ブラケット

基板を固定するための金具。

#### フレックスハーネス

多数の薄い銅箔ラインをフィルムで挟んだ柔軟性のあるハーネス

#### 分離ボルト

実験機と打上げロケットを結合する締結部品であり、かつ、オートパイロットからの点火信号により発火してネジ部が切断される。

#### 誘導計測部

ロケットの前部にある、ロケットの誘導・計測用装備品（オートパイロット、INE、電源回路、ジャンクションボード、指令受信装置等）が搭載されている部分をいう。

#### ランヤード

打上げロケットと接続されたアンビリカルコネクタのロック機構を解除するためのワイヤのこと。

#### レセプタクル

アンビリカルコネクタと接続される打上げロケット側のコネクタのこと。

#### ロケットストッパ

打上げランチャ上でロケットが発進するまでロケット後端面を支持するための部品。ロケットアンビリカルコネクタが取り付けられる構造となっている。

#### CFD

Computational Fluid Dynamics（計算流体力学）の略。流体力学の方程式を数値計算で解き流れ場をシミュレートする手法。

#### FTA

Fault Tree Analysis の略。故障の木解析。故障の原因の候補を因果関係を考慮してツリー構造で表現したもの。

#### GND

電位レベルの基準点。

#### IMU

Inertial Measurement Unit の略。実験機の運動を検出するセンサであり、加速度、角速度を検出し、位置、速度、姿勢角を計算して出力する。

#### INE

Inertial Navigation Equipment の略。打上げロケットの運動を検出するセンサであり加速度、角速度を検出し、位置、速度、姿勢角を計算してオートパイロットコンピュータに出力する。

#### Nz センサ

実験機機軸に垂直な方向（Z方向）の加速度を検出する装置。

PCM データ

Pulse Code Modulation（パルス符号変調）されたデータのこと。0と1のパターン列でデータを表す方法。ロケットの誘導制御用コンピュータにて変換されて実験機データレコーダに記録されるロケットのデータ。

RF 干渉

電波による干渉のこと。

RS232C

通信回路方法の1つ。

RS422

通信回路方法の1つ。RS232Cより伝送可能距離が長い。

Temp センサ

実験機の機体表面温度を計測するための熱電対。

TTL

Transistor-Transistor Logicの略。トランジスタ論理素子。5V/0Vで論理レベルのHi/Loレベルを意味する。