小型超音速実験機（ロケット実験機）
飛行実験失敗原因調査報告書

平成１４年１０月１１日

原因調査委員会

まえがき

平成14年7月14日の豪州における小型超音速実験機（ロケット実験機）の飛行実験失敗直後から、原因調査委員会は豪州ウーメラ実験場での現地調査、国内における現品の分解検査、検証試験、再現試験、解析、設計データおよび開発時の関連試験結果の分析調査などにより、原因究明を進めてきた。

これまでの調査により、今回の飛行実験失敗事象を説明する蓋然性の高い原因をひとつに特定するに至り、科学的および技術的な原因究明は完了したものと判断した。

本報告は、失敗となった飛行実験の経緯の把握、原因の根幹をなす発生事象の正確な分析理解、原因絞込みの現品調査、および再現試験を完了し、これらに基づく技術的な原因推定を行った結果を纏めたものである。

原因調査委員会

委員長　相 原 康 彦

目　次

	頁
１．調査結果の概要	１
２．飛行実験の経過	３
２．１．打ち上げ準備状況	３
２．２．打ち上げ状況	３
３．発生事象	８
３．１．主な発生事象の時系列	８
３．２．飛行の概要	１０
４．FTA	１１
５．現品調査と検証試験	１３
５．１．現品調査	１３
５．２．検証試験および解析	１４
６．原因の推定	１９
６．１．原因推定の経緯	１９
６．２．APの検証試験及び解析による確認	２０
６．３．フレックスハーネス基板とスルーホールについて	２１
６．４．事象の流れ	２１
７．　まとめ	２５
付録	
１．AP のスルーホールと短絡	A1
２．事象の明確化	A2
３．FTAの詳細	A3
４．現品調査と検証試験の詳細	A4
５．実験システムの概要	A5
６．調査委員会の活動	A6
用語集	

１．原因調査の概要

7月14日の飛行実験失敗のあと、第1回の原因調査委員会を7月19日に開催し、それ以降、原因特定のための検証試験、事象明確化のための解析、ならびにこれらを基にしたFTA解析を実施し、原因の特定と全事象の論理的解釈を進めてきた。

（１）検証試験及び調査

・ロケット1号機(回収)及び実験機2号機(回収)の現品調査

・ロケット4号機を用いた再現試験、検証試験、特にＡＰ電源(５V)短絡試験とサージ電流試験

・ロケット4号機と実験機1号機を用いた打ち上げ形態による全システム試験、特にＡＰ電源(５V)短絡試験とグランド変動試験

・単品試験等

（２）事象明確化のための各種解析

・データレコーダ記録データの解析

・記録ビデオ映像解析

・CFDによる噴流解析・アンビリカルケーブル挙動の検討

（３）ＦＴＡによる原因の絞り込み

・FTA（Fault Tree Analysis;不具合要因分析）による原因絞込みのための解析

その結果、最も蓋然性の高い原因として以下を特定するに至った。

「ロケット着火後の加速度,衝撃,振動等によりオートパイロット（ＡＰ）が変位したために、ＡＰへの電源供給ラインがフレキシブルハーネス用基板の＋5Vとグランドのスルーホールの間で取付ブラケットを経由して瞬間的に短絡をおこし、このために電圧が一時低下した。この結果、ＡＰのリセットが発生し、分離ボルト着火信号が送出された。」

この他の要因は、現品調査、検証試験等により原因からは排除された。この因果関係を図解すると図１－１の通りとなる。

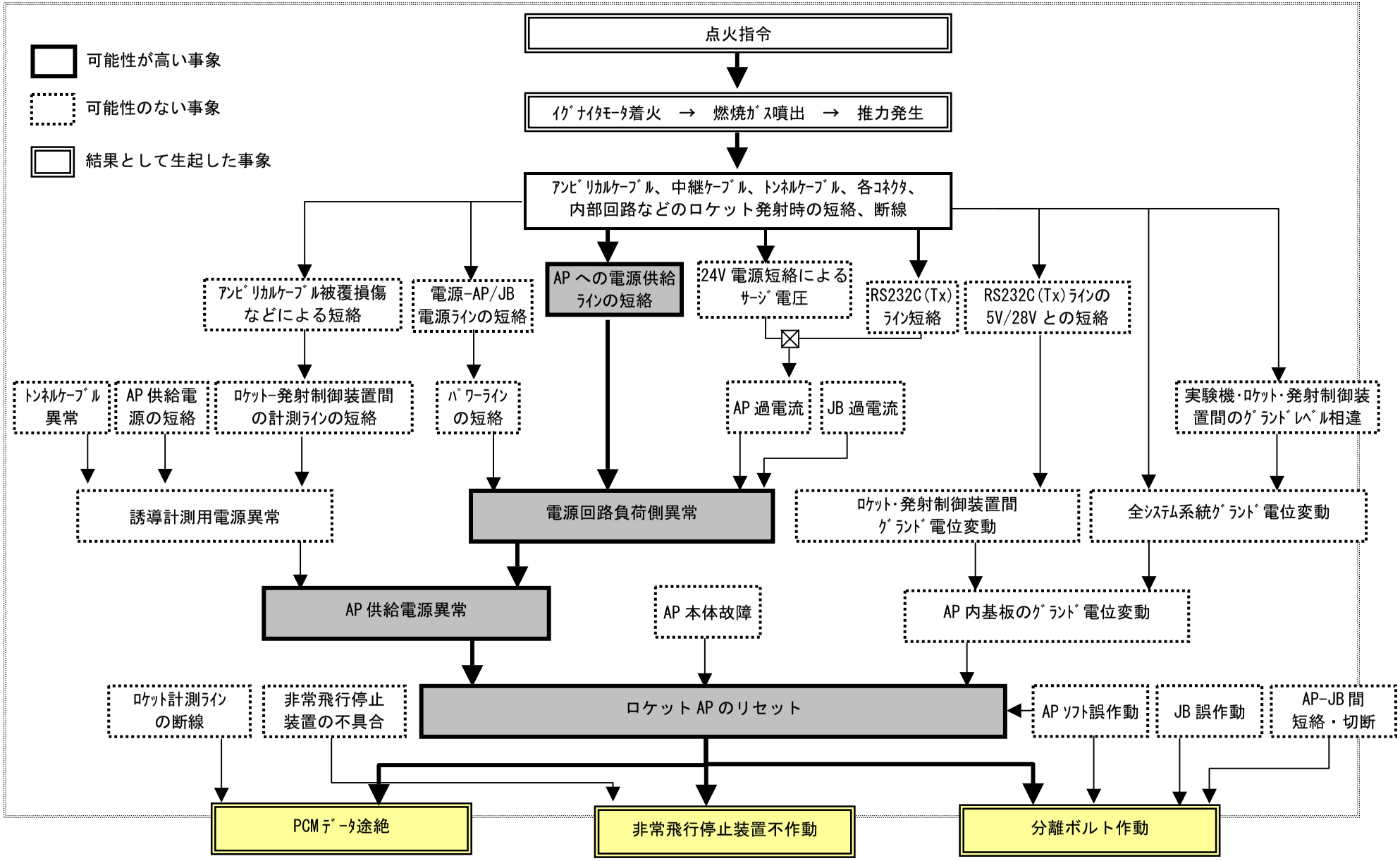


図１－１　ロケット誘導制御コンピュータ（オートパイロット(AP)）のリセットを核とする分離ボルト作動の要因関係

２．飛行実験の経過

２．１．打ち上げ準備状況

航空宇宙技術研究所（航技研）は、ロケット実験機のシステム総合試験としての第１回飛行実験を、豪州ウーメラ実験場において、平成 14 年 7 月 11 日午前９時（現地時間。以下同様。）を予定して準備を進めてきた。ウーメラ実験場における実験準備は航技研が、民間の支援者を含めた 50 名から 100 名におよぶ現地実験隊を組織して、平成 14 年 1 月 28 日より、ロケットの再組み立て、各要素機能試験、システム機能試験、システム電磁干渉試験などを行って、システムの健全性と、レーダなどの現地の実験支援設備との整合性を確認してきた。飛行実験着手に当たっては、航技研の外部委員会である技術委員会による飛行安全確保に関する審議を経て、最終的に所内の審査会の判定を受けて実施日が設定された。当初の実験予定日 7 月 11 日には、午前 1 時 30 分からの実験隊による実験実施の判定会議において、実験機、ロケット、地上支援設備の準備完了、日本側および豪州側の実験実施体制、安全監視体制等の確認、ならびに気象状況が確認され、実験実施の決定がなされた。打ち上げ作業は手順に従って午前 3 時に開始されたが、発射予定時刻約２時間前において地上風条件（５ｍ／ｓ以下）を満足せず、以降の回復の見通しが立たないとの実験隊の判断により、午前 8 時に打ち上げ延期となった。次の飛行実験日は、平成 14 年 7 月 14 日午前 8 時に再設定された。

２．２．打ち上げ状況

7 月 14 日は、午前 0 時 30 分に開いた 11 日同様の判定会議によって湿度が高いほかは全て条件を満たし、湿度についても打上げ時刻の温度上昇が好影響を及ぼすとの判断から、打ち上げ作業の開始が決定された。

午前 2 時から打ち上げ作業が開始され、湿度条件（８５％以下）を満たすための 3 時間程度の待機をはさみ、打ち上げ予定時刻が午前 11 時に修正され、手順が進められた。以降の作業は順調に進み、午前 11 時 1 分 11 秒にロケットに点火された。打ち上げ時の状況は以下のとおりである。

日時：　　平成 14 年 7 月 14 日(日)
　　ローンチオペレーション開始　　：　午前２：０４
　　発射　　：　午前１１：０１：１１
天候：　　晴れ、風速４ｍ／ｓ、気温 12 度、湿度 58%
実験機：　　１０２号機
打ち上げロケット：　１０１号機
打ち上げ仰角：　　７０度
打ち上げ方位角：　　３２５度（北西）

ロケットは、点火直後から上昇を開始したが、ほぼ同時に実験機がロケットから分離され落下を開始した。ロケットの上昇途中においてロケットに取り付けられていた安定翼が実験機の主翼に衝突したことにより、ロケット制御部、ノズルスカート部と共に 4 枚の安定翼の内 3 枚がロケットから脱落した。実験機は、ランチャから約２０ｍ発射方向に裏返しの状態で着地したが、実験機を分離したロケットは、安定な飛翔を継続できず、空中で回転しながら射点の南西約２００ｍの位置に落下した。図２－１に射点後方から撮影した連続写真を示す。

多数に分解した実験機及びロケットは、殆ど全てが射点上（LA1）あるいは近傍の地面上から回収された。図２－２は射点上空から俯瞰した落下物分散状況である。

射点には、実験機のほか、実験機から脱落したエルロン、ロケットの安定翼、ロケット制御部、ノズルスカートおよび細かい破片などが広範囲に散乱していた。アンビリカルコネクタは、ケーブルから脱落した状態で、ランチャの南５０～６０ｍの地点に落下していた。（図２－３）

ロケットの落下地点においては、ロケットは大きく２つに分断して落下しており、推進剤はほぼ燃焼し尽くしていた。前胴部落下地点には長さ４ｍ強、幅２ｍ、深さ６０ｃｍの穴があり、着地点と推定される。ロケット誘導計測部およびノーズはロケットから分離した状態で落下しており、ほとんどの部品がこの周辺半径５０ｍ以内に飛散していたものの、ロケットフィン１枚とロケットノズル等は、１００ｍ近く離れた地点に落下していた。（図２－４）

着火上昇

フィン衝突

実験機落下／ロケット上昇

ロケット離脱

ロケット旋回飛行

図２－１　打ち上げ連続写真

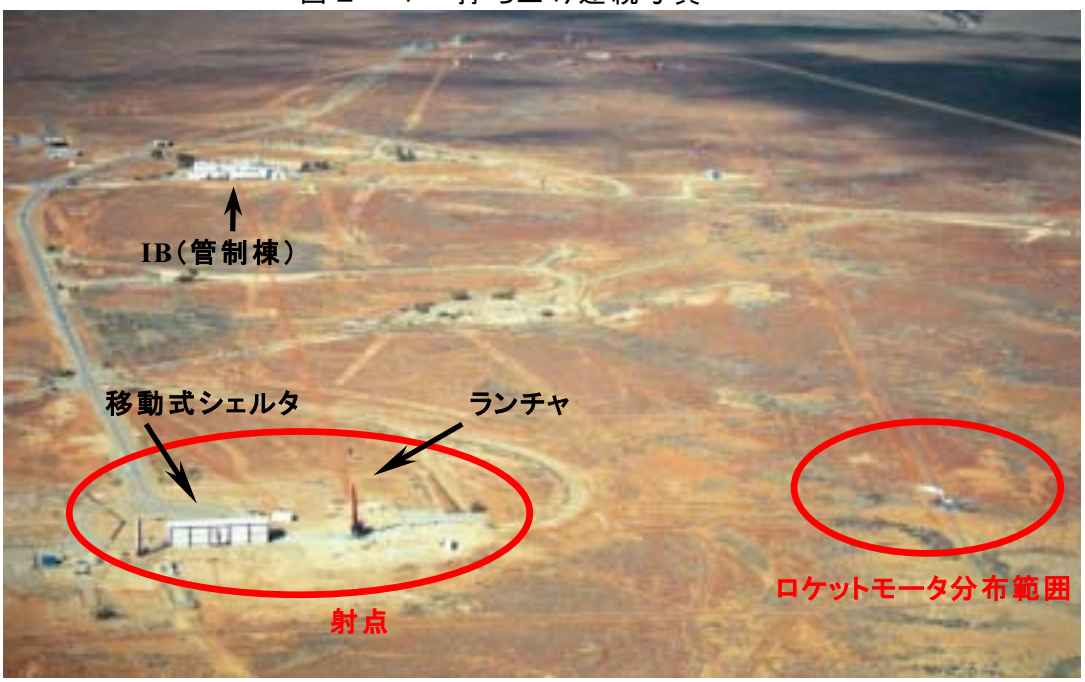
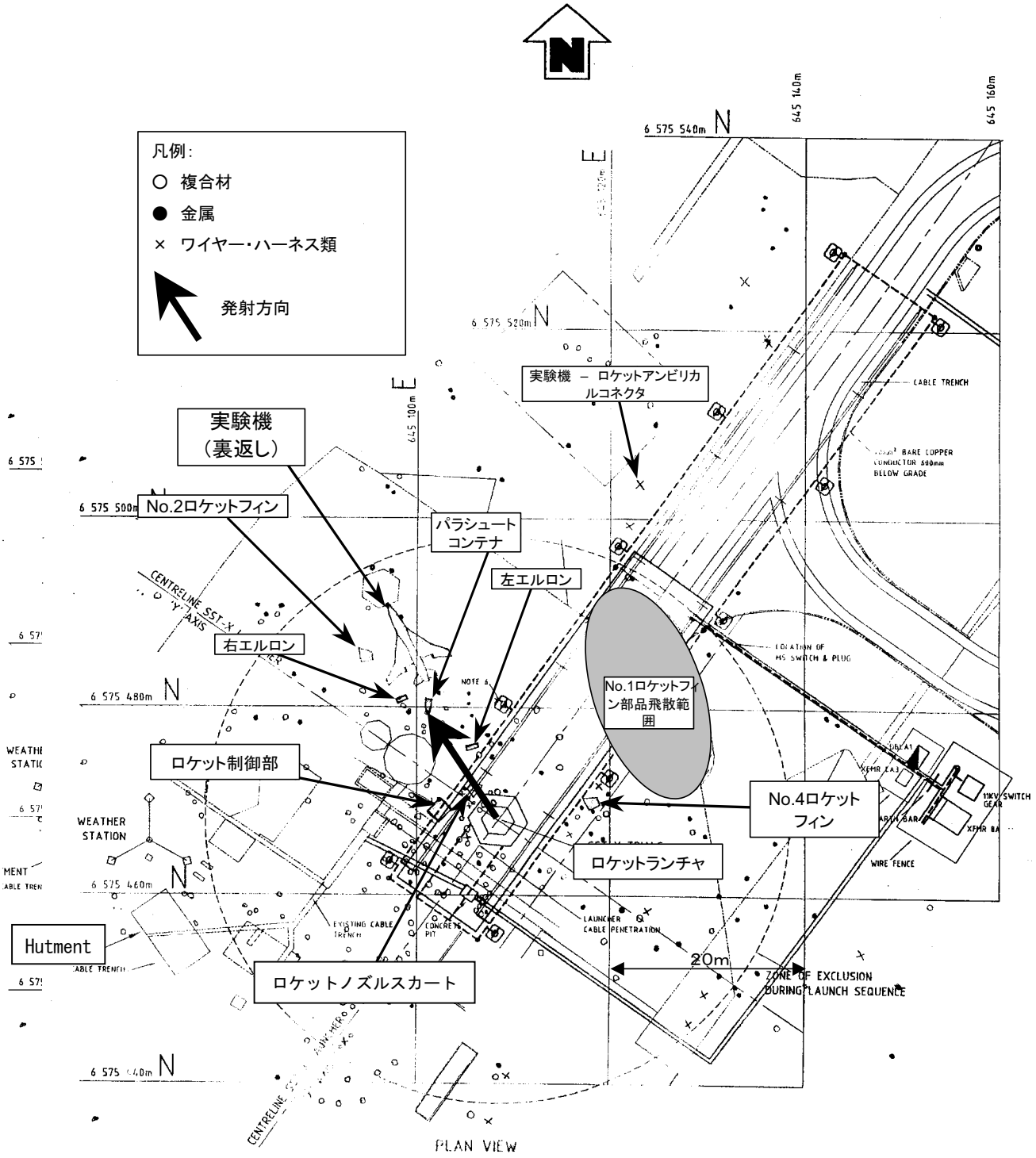


図２－２　落下物分散状況



× ロケット-ランチャアンビリカルコネクタ（通信系）

× ロケット-ランチャアンビリカルコネクタ（点火系）

図 ２－３ 射点付近の落下物の分布状況

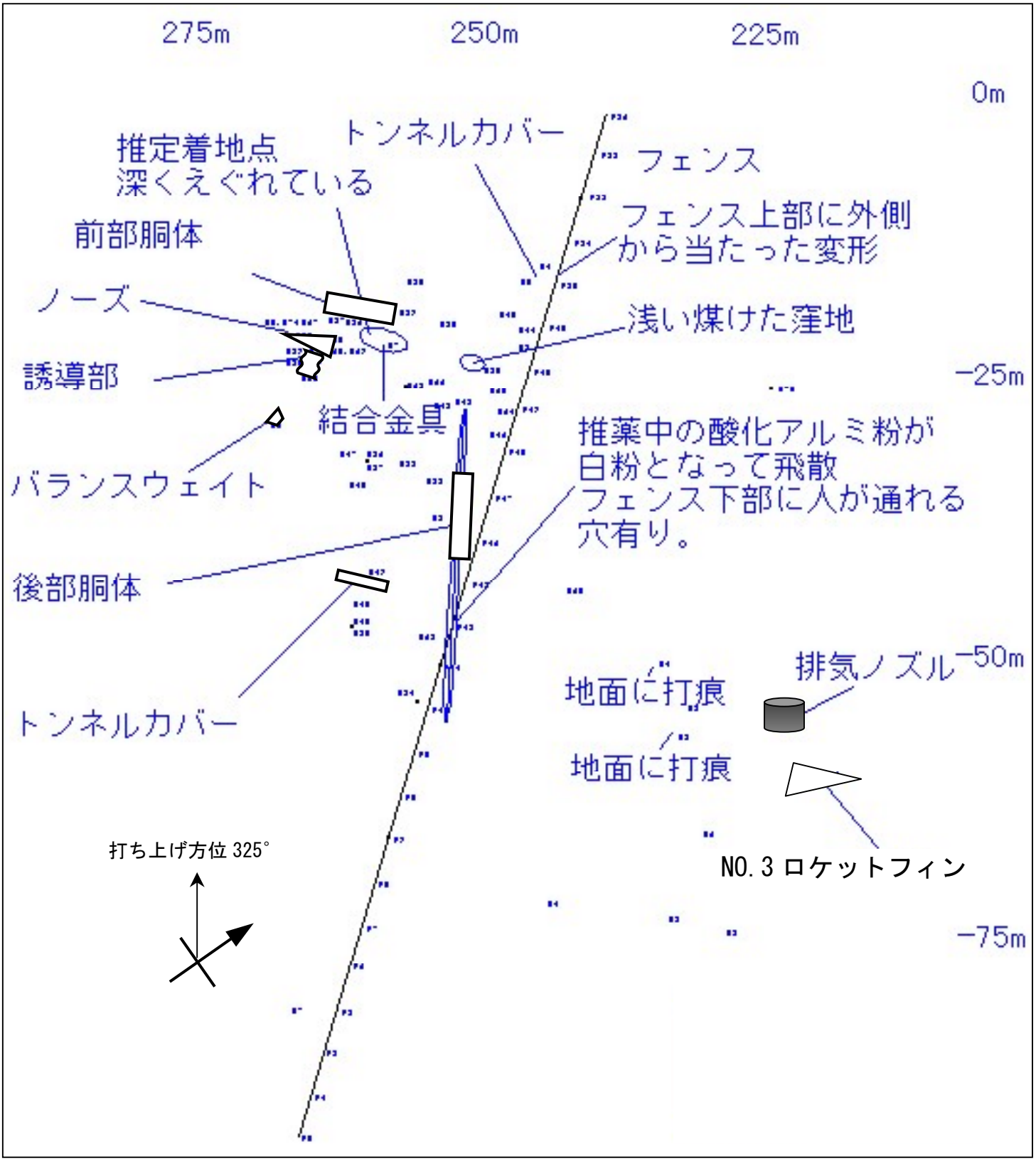


図２－４　ロケットモータ落下地点の状況

３．発生事象

３．１．主な発生事象の時系列

機上データレコーダに記録されたデータ、地上で撮影された画像データ、および各種原因調査結果をもとに解析したところ、打ち上げ前後の主な発生事象の時系列は、表３－１に示すように推定された。

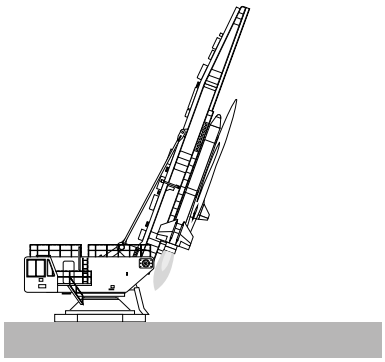
ただし、記載されている時刻は、レコーダに記録された機上 TCG（Time Code Generator）時刻から、計測遅れや転送遅れなどを補正した値であり、午前 0 時からの積算秒で表されている。ロケットモータ点火指令の 39671 秒は午前 11 時 1 分 11 秒に対応する。括弧内の数値はデータ解析上の時刻の曖昧さであり、記載のないものは 1msec 以内で推定されている事象である。また、機上 TCG 時刻は、正確な現地時刻（オーストラリア中央標準時）に対して 54msec 進んでいるため、機上データレコーダ以外のデータと比較する場合は、このオフセット値を考慮する必要がある。

表３－１　主な発生事象の時系列

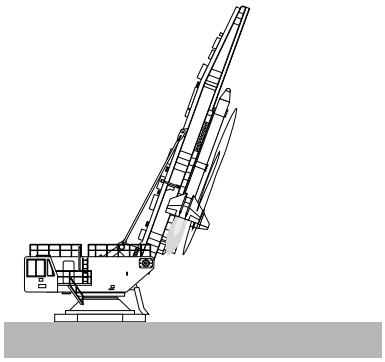
時刻	事象	詳細
39671.275sec 〔+0, -5msec〕	ロケットモータ点火指令	発射指令から 6 秒後、ロケットの点火信号が正常に立ち上がる。
39671.293sec 〔+0, -2msec〕	点火モータ着火	点火モータが作動し、それに伴って点火モータ内圧信号が立ち上がる。
	ロケット主燃料着火	ロケット主燃料が着火し、ロケットは上昇を開始する。
39671.5587sec	ＡＰ付近で短絡発生	燃焼による振動と発射の衝撃により、フレックスハーネス基板上で+5V 電源と GND 間で短絡が発生。リセット IC への供給電圧が低下しＡＰがリセットされる。ＡＰから分離ボルト点火指令用 IC への出力電圧が 0V となる。
39671.5587+sec	短絡が解消	+5V 電源電圧が復帰して、分離ボルト点火指令用 IC からフォト MOS リレーへ分離ボルト点火信号が出力され始める。

時刻	事象	詳細
39671.5589sec 〔+0, -0.75msec〕	ＡＰからの通信途絶	ＡＰから実験機信号処理器へ送られていたPCM信号が、これ以降更新されない。
39671.561sec	フォトMOSリレーON	分離ボルト点火リレーへ電流が流れ始める。
39671.564sec	分離ボルト点火リレーON	分離ボルトイニシエータに電流が流れ始める。
39671.5684sec	分離ボルト着火、実験機分離	分離ボルト着火に伴う衝撃や電気的変動が、いくつかのセンサで記録される。
39671.607sec 〔+0, -2msec〕	ロケット－実験機アンビリカル分離	ロケットからアンビリカル経由で実験機に送られてきているアナログ信号である点火モータ内圧信号が途絶する。
39672.031sec 〔+0, -20msec〕	ロケットのフィンが実験機のエルロンに衝突	ロケットが後方から実験機に衝突したことを示す衝撃変化（ピーク値+12G）がIMU加速度に見られる。左エルロン舵角センサは故障により出力が振り切っている。
39673.291sec 〔+0, -20msec〕	実験機が地面に衝突	実験機のIMU加速度に衝撃的な変化が記録されている。衝撃は３回観測されており、実験機が尾部を次々と壊しながら地面に衝突していったと推定される。
	ロケットが地面に衝突	旋回しながら不安定な飛翔を続けたロケットは、打ち上げから約13秒後、射点の南西約200mの位置に落下した。

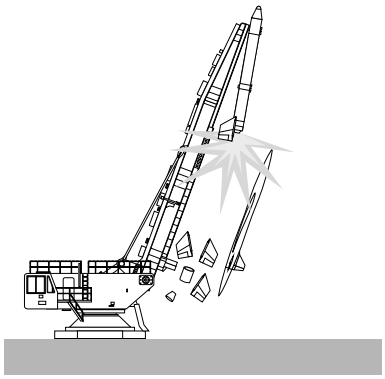
３．２．飛行の概要



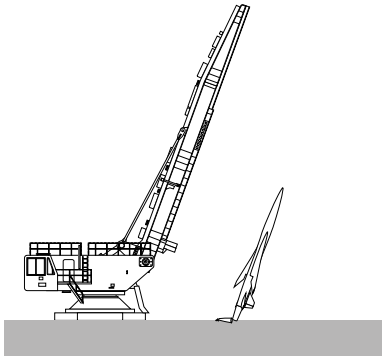
ロケット点火、上昇開始
ＡＰリセット
分離ボルト着火
実験機分離



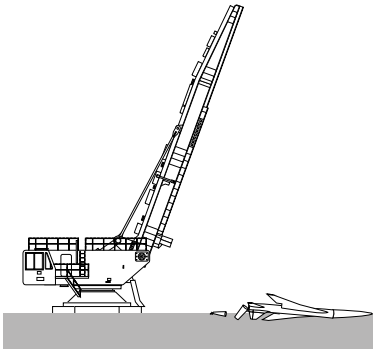
ロケットは、上昇を継続
実験機は、徐々に落下
ロケットのフィンと実験機の主翼エルロンが衝突



ロケットのフィン、制御部、ノズルスカートが脱落
ロケット噴煙が大きく拡大
実験機の主翼エルロンが破損、脱落
実験機は、姿勢を保ったまま、尾部から地面へ落下



ロケットは、不安定ながらランチャーから離脱
実験機は、尾部を破壊しながら左翼側へ転倒開始



実験機は、左翼で跳ねたのち、胴体、右翼の順に接地
ロケットは、旋回しながら飛翔をつづけたのち落下

４．ＦＴＡ

原因推定のために１４６項目の要因についてＦＴＡを実施し、要因の科学的技術的考察のため、回収した現品の調査、各種検証試験および解析を行い、その結果から原因の絞込を行って来た。図４－１は原因推定に至るレベル０から９までのＦＴＡ解析図である。この結果不具合の直接原因として、

「ＡＰフレックスハーネス基板のスルーホール部での５Ｖ電源の瞬時短絡。」

を推定するに至った。

ＦＴＡは図４－１に示すように、レベル０の分離事象発生から、レベル９のＡＰフレックスハーネス部５Ｖ短絡に至るまで、内容的に９段階の分析を行った。多くの要因は現品検査および未使用ロケット調査などにより、レベル３の段階で原因としての可能性が否定され排除された。またさらに、注目してきたアンビリカルケーブルに関する事項、あるいは、電源回路やサージ電圧などについては、後述する検証試験あるいは再現試験を実施し、要因可能性の分析を行ってきた。この結果、レベル６の段階で多くの要因が排除され、ＡＰ供給電源回路に係わる異常を元とする事項が原因として推論され、最終的にＡＰへの電源５Ｖラインがフレックスハーネス基板でＧＮＤと瞬時短絡することが原因であることと推測されるに至った。これによりＦＴＡ解析は完了したと言える。その詳細は付録に掲載する。

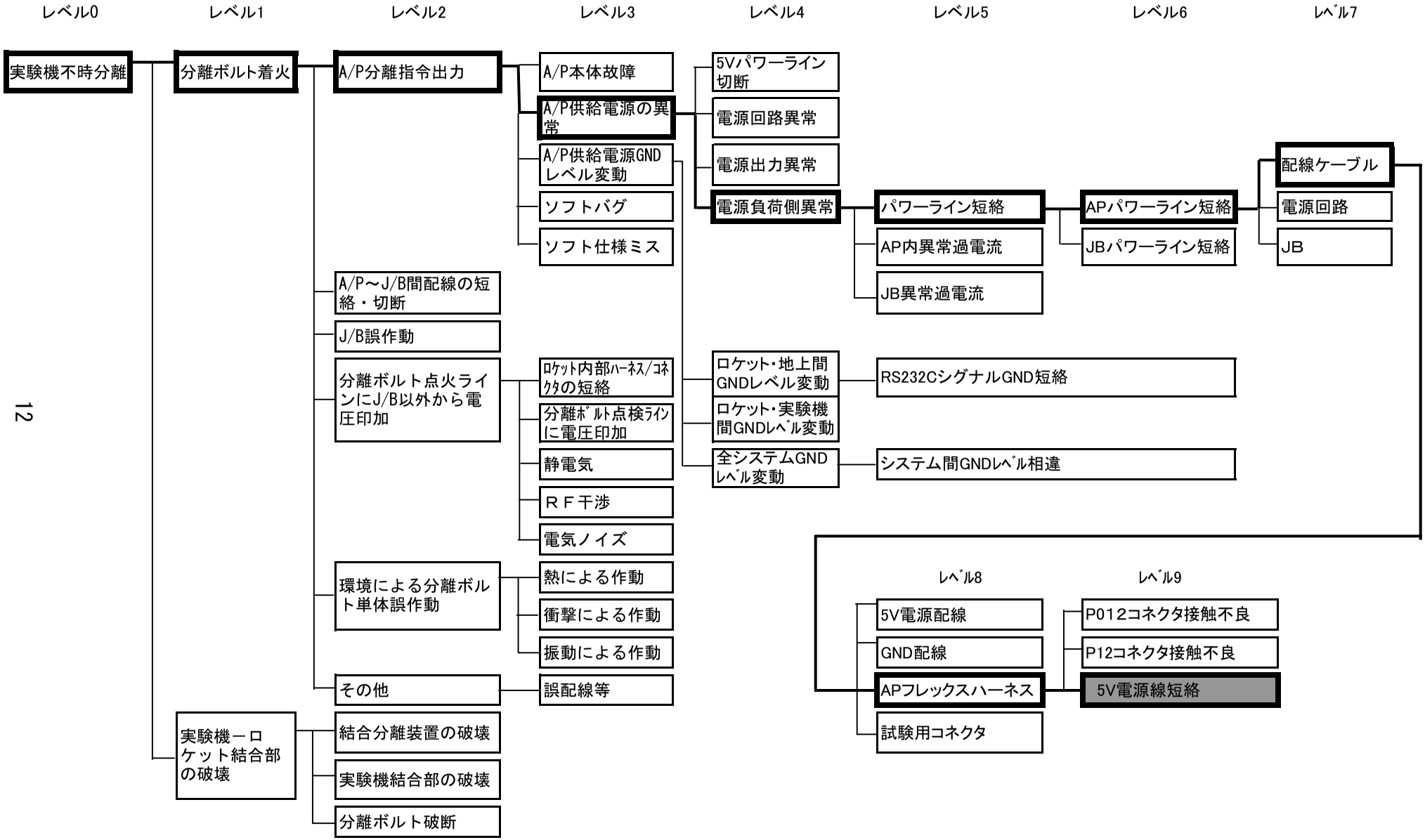


図４－１　FTA解析による原因推定

５．現品調査と検証試験

原因究明のために行った現品調査と検証試験の項目とその内容及び結果を表５－１にまとめた。

５．１．　現品調査

結合分離機構の調査、回収されたロケット誘導制御装置の調査、ケーブルハーネス類の調査さらに、未使用品の分解調査などを実施した。

（１）結合分離機構については、分離ボルトの破断後寸法検査、分離ボルトの破面調査、分離ボルトの電橋線導通検査等を行い、４本の分離ボルトが電気的に作動したものと判断された。このため分離信号がオートパイロット（ＡＰ）から送出されたものと判断され、ＡＰのリセット等が強く疑われることとなった。

（２）回収されたロケット誘導制御装置の調査により、誘導部のＡＰの外部とのデータ通信および電源を供給するためのフレックスハーネスの基板の部分で５ボルト電源ラインと取り付けブラケット金具との間に短絡痕が観察された。（図５－１）
電源回路等その他の機器は、損傷はあるものの、ボルト発火に至る原因要素を確認するには至らなかった。

（３）未使用のＡＰ及び周辺の分解調査により、ＡＰへの５Ｖ電源供給ラインを構成するフレックスハーネス基板にあけられた５Ｖスルーホールとブラケットとが短絡し易い構造であったことが判明した。(図５－２)

（４）制御部およびサーボアンプ部については、実験機脱落時にロケットフィンと実験機エルロンとの接触による衝撃により脱落し、内部をロケットノズルが通過したため、機械的・熱的損傷が激しかったが、明らかな電源間および電源・筐体間の短絡が確認出来ないなど、原因要素を見出すことは出来なかった。

（５）断熱被覆が大きく損傷し、コネクタが脱落した状態であったロケットとランチャを結ぶ通信用アンビリカルケーブル（Ｗ０１）および点火用アンビリカルケーブル（Ｗ０２）及びコネクタについては、コネクタのロケットからの引抜き、ケーブルからのコネクタの脱落等の状態を詳細に調査し、ロケット噴流からの強い熱的影響が認められるものの、電気的短絡などに至る要因を確認することは出来なかった。また、本アンビリカルコネクターおよびケーブルの脱落におけるロケット排気噴流の影響についてＣＦＤ解析を詳細に行なった結果、分離ボルトが作動したとされる時点での流体力によるケーブルの脱落、損傷の可能性は非常に低いものと認められた。

（６）その他のトンネル内ロケットハーネス、制御部内ハーネス等については、損傷がはげしく短絡、断線の調査は困難であった。

５．２．　検証試験及び解析

現品調査および記録データの解析等から、ＡＰのリセット等の異常作動を原因とする分離ボルト点火指令の送出について、主に下記の３点を中心に１９項目にわたる検証試験調査を実施した。

ＡＰからの分離信号の異常送出は、瞬時のＡＰ電源の断や電圧低下等によるＡＰリセット、あるいはリレー等の分離信号ラインの誤作動によるものと判断され、これらを確認、判別することが試験の目的であった。

・電源供給異常
・グランド電位変動
・サージ電圧の発生・印加

事象再現確認を含む検証試験の主要な結果として

（１）誘導部主電源の 28V 瞬断によってＡＰリセットの発生を確認したが、同時に圧力センサ信号に失敗時とは異なる信号が観察された。

（２）ＡＰ供給の 5V 電源の瞬断あるいは瞬時短絡がＡＰリセットを起こすと共に、失敗時に見られた熱電対センサからの電気的ノイズも確認され、原因とするに十分であると判断された。また、誘導部のゆるやかな衝撃試験により、機器間の構造的な干渉を介して基板変形が起こり、基板上のスルーホールが瞬間的に接地短絡することを確認した。本試験条件がロケットの燃焼振動、構造の伸び、初期上昇などの複合によるものであることが解析により確認された。

（３）ロケットと実験機、あるいは地上設備との間の電気的グランドの変動試験によってはＡＰリセットに至る現象を再現する事はなかった。

（４）電源ラインの接地短絡によるサージ電圧が RS232C の Tx 信号線への異常電流の侵入をもたらし、ＡＰリセットにつながるという懸念をもととする各種の検証試験によって、ＡＰリセット条件を確認したものの、多数の特定条件の重複が必要である事により要因からは排除された。

表５-1 現品調査・検証試験概要　（1／ 2 ）

No	試験項目		現品調査・検証試験内容と結果
1	A1	1号機全般導通・絶縁検査	誘導計測部、制御部の外観検査、分解、導通、絶縁を確認。
2	A11-1	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ分解調査	オートパイロット単体の分解調査、外観調査、電源ライン等の導通短絡調査、基板組み立ての調査により、オートパイロット本体に異常なし。外部フレックスハーネス部に短絡痕在
3	A11-2	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ分解調査 RS232C,RS422,TTL信号ライン短絡調査	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ分解前後でRS232C,RS422,TTL信号、ﾃﾞｨｽｸﾘｰﾄ信号ﾗｲﾝの抵抗計測を行い、分解前後において短絡が無いことを確認。
4	A11-3	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ分解調査、基板,マザーボード調査	オートパイロットの構成基板、マザーボードの調査により、異常が無いことを確認。
5	A11-4	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ分解調査ICはんだ付け調査	部品の配置及びはんだ付け調査により、異常が無いことを確認。
6	A12	INE分解調査	外観検査及び分解、導通・絶縁検査等を実施し、INEとしては正常に機能しないものの、電源については、短絡の痕跡や可能性は無いことを確認。
7	A13	電源回路分解調査	電源回路の分解点検を行い、損傷はあるもののDC－DCコンバータは正常に作動していることを確認。
8	A14	指令受信装置分解調査	外観検査及び導通・絶縁検査により、電源系統の短絡の無いことを確認。
9	A15	ｼﾞｬﾝｸｼｮﾝﾎﾞｰﾄﾞ分解調査	外観検査、導通絶縁検査及び基板レベルへの分解調査。激しい損傷在り。分離指令入力ｲﾝﾊﾞｰﾀ （U2/SN54AC14）及び分離指令用ﾌｫﾄMOSﾘﾚｰ（K10/AQZ205V）は正常に作動。分離ボルトアーミングリレーは2個の内、1個はアーム状態、1個はセーフ状態であったが落下時衝撃に起因すると判断。電源系統の短絡は無し。
10	A2	制御部現品調査	外観検査、分解調査を行ったが、損傷が激しく詳細な調査は不可能
11	A2.1	ｻｰﾎﾞｱﾝﾌﾟ分解調査	外観検査、抵抗検査、分解調査を実施したところ、一部損傷はあるものの、電源系統に短絡の無いことを確認。
12	A3	結合分離機構（前,後）の調査	前方結合部、後方結合部の調査の結果、機能上の異常なし。 分離ボルトの寸法検査、波面検査、成分分析及び電橋線導通検査の結果、電気信号による通常爆発分離を確認。
13	A23	電池調査	誘導計測部用電池、指令受信装置用電池、制御部用電池の外観、導通検査の結果、損傷が認められるものの、落下時の衝撃に起因するものと判断。
14	A4-1	ｱﾝﾋﾞﾘｶﾙｹｰﾌﾞﾙ類の調査（ロケット～実験機アンビリカル）	外観検査及び導通絶縁検査を実施し、一部シールド外皮の断線、コネクタの一部損傷があるものの、異常ないことを確認。
15	A4-2	打ち上げロケット内ハーネスの調査	誘導部の5V電源系統の断線、短絡が無いことを確認。トンネルケーブル、制御部内ハーネスは損傷が激しく、絶縁、導通検査は困難。
16	C2	ｱﾝﾋﾞﾘｶﾙｹｰﾌﾞﾙ引っ張り試験	ハーネス単体のカシメ部及びスプライス部の引張り強度データを取得。 実アンビリカルケーブルを用いた引張り試験は実施せず。
17	C2-1	ｱﾝﾋﾞﾘｶﾙｹｰﾌﾞﾙ類の調査(W01,W02)	通信系アンビリカルケーブル（WO1）及び点火系アンビリカルケーブル（WO2）の損傷、断線、短絡検査の結果、コネクタに加わった外力によりコネクタから引き抜かれたものと判断
18	C2-2	ｱﾝﾋﾞﾘｶﾙｹｰﾌﾞﾙ類の調査(W1)	導通絶縁検査により、P155コネクタ部において、RS232CのTxラインの電線の被覆が損傷し、芯線がコネクタバックシェルと短絡していることを確認。
19	C2-3	ｱﾝﾋﾞﾘｶﾙｺﾈｸﾀの調査（P151,P152,J151,J152）	通信系アンビリカルコネクタ（P151)及び点火系アンビリカルコネクタ（P152)について、コネクタの分離状況、ケーブルとコネクタの脱落状況等の調査及び通信系レセプタクル（J151）、点火系レセプタクル(J152)の調査を行い、アンビリカルコネクタ分離機構に異常な痕跡はなく、コネクタがランヤードにより、正常にロケット側と分離したと判断。
20	C3.3	ﾛｹｯﾄｽﾄｯﾊﾟの調査	ロケットストッパ外見検査及びアンビリカル取り付け金具位置の調査の結果、ロケット噴流状況、ランヤードストッパ等が正常であったこと、及び脱落したノズルスカートがストッパ内を通過したことを確認。
21	C3.4	中継ボックスの調査	通信系、点火系アンビリカルケーブルのランチャ側接続コネクタが取り付けられていた中継ボックスの変形等を調査し、コネクタ部にケーブルを通じて強い外力の印加を確認。
22	A5	ﾌｨﾝ（ｱﾝﾃﾅ含）の調査	現象の把握を目的とする4枚のフィン及びそれに取り付けられていたトランスポンダアンテナの調査。

表５-1 現品調査・検証試験概要　（2／ 2 ）

No	試験項目		現品調査・検証試験内容
23	B1	再現試験　機能確認	打上ロケット、発射制御装置、W1ｹｰﾌﾞﾙ代替品を用いて#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。
24	B11-1	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ部品確認 RS232C用IC単体調査	W1ケーブルでTxラインの短絡が発見されたRS232C用ICがCMOS素子であるため、懸念のある異常電圧の印加等によるラッチアップ現象の起こらないことを確認。
25	B11-2	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ単体確認	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ本体に電源を投入しｼﾐｭﾚｰｼｮﾝ計算機とを組合せ閉ﾙｰﾌﾟｼﾐｭﾚｰｼｮﾝをした結果、正常動作することを確認。
26	B11-3	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ単体確認＋5Ｖ電源瞬断及び低下調査	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試験を行い、オートパイロットがリセットを起こすためには少なくとも2．5A以上の瞬時（150μsec）電流が必要である事を確認。
27	B11-4	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ単体確認 RS232C,RS422,TTL信号ﾗｲﾝ短絡、電圧印加調査	CPU基板単体において、RS232CのTxﾗｲﾝに各種のサージ電圧が印加された場合の試験により、リセット信号の送出の可能性とICの破壊を確認。
28	B11-5	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ単体確認 GNDﾚﾍﾞﾙ変動調査	発射制御装置からﾛｹｯﾄ筐体→ﾛｹｯﾄ内配線経由で発射制御装置に戻る大電流が流れた後、電流切断直後に瞬間的なオートパイロットのGNDﾚﾍﾞﾙの大きな変動を確認（サージ電圧）。
29	B12-1	サージ電圧によるGNDﾚﾍﾞﾙ変動調査（その１）	誘導計測部に＋25VDCを印加し、発射シーケンスを実施。通信系及び点火系アンビリカルを引き抜くことによる、サージ電圧がグランド電位を変動させることを確認したが、5V電源レベルの変動無し。
30	B12-2	サージ電圧によるGNDﾚﾍﾞﾙ変動調査（その２）	アンビリカルケーブル内の各種信号線及びグランド線の切断の順番による、グランド電位変動が極めて小さいことを確認。
31	－	AP筐体電流印加試験	オートパイロットに5～10A程度の電流印加を行い、その切断時のサージ電圧により、リセットICがリセット信号を発生しないことを確認。
32	B13	28V電源瞬断試験	28V電源の瞬断を起こし、オートパイロットのリセットに必要な瞬断時間及び、分離ボルト着火信号の出力時間を確認。同時にロケット内圧センサー信号への影響も確認。
33	B14-1	RS232Cラインへの+28V系へのｼｮｰﾄ	試験省略（B11－3関連）
34	B14-2	RS232CラインのGNDｼｮｰﾄ	発射シーケンス中に、RS－232Cの信号ラインとグランドとを短絡させ、リセット信号の発生しないことを確認。
35	B14-3	RS422　ラインの＋28V系へのｼｮｰﾄ	試験省略（B13に関連）
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（B13に関連）
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。
38	B19	A/Pｿﾌﾄｳｴｱ確認	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部分をチェックし、ソフトウェアの健全性を確認。
39	B2O	誘導計測部環境試験	打ち上げ時の加速度計データ及び地上燃焼試験から推定される環境条件に対する、誘導計測部の変位、振動に関する試験。加速度、ロケット上昇など比較的緩やかな衝撃でオートパイロット筐体が大きく移動し、外部ワイヤーハーネスが他の機器と干渉するなど、オートパイロットフレックスハーネス基板の5Vスルーホール短絡を起こす物理的条件を確認。
40	B22	打上形態GND変動検証	実験機～ロケット～発射制御装置を含むGSEを組立て、打上形態を模擬した状態で、打ち上げ時のグランド電位変動及び5V短絡にかかわる挙動の再現試験。有意なグランド変動な
41	D1	実験機現品調査	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の、機体構造及び装備品の現品調査。

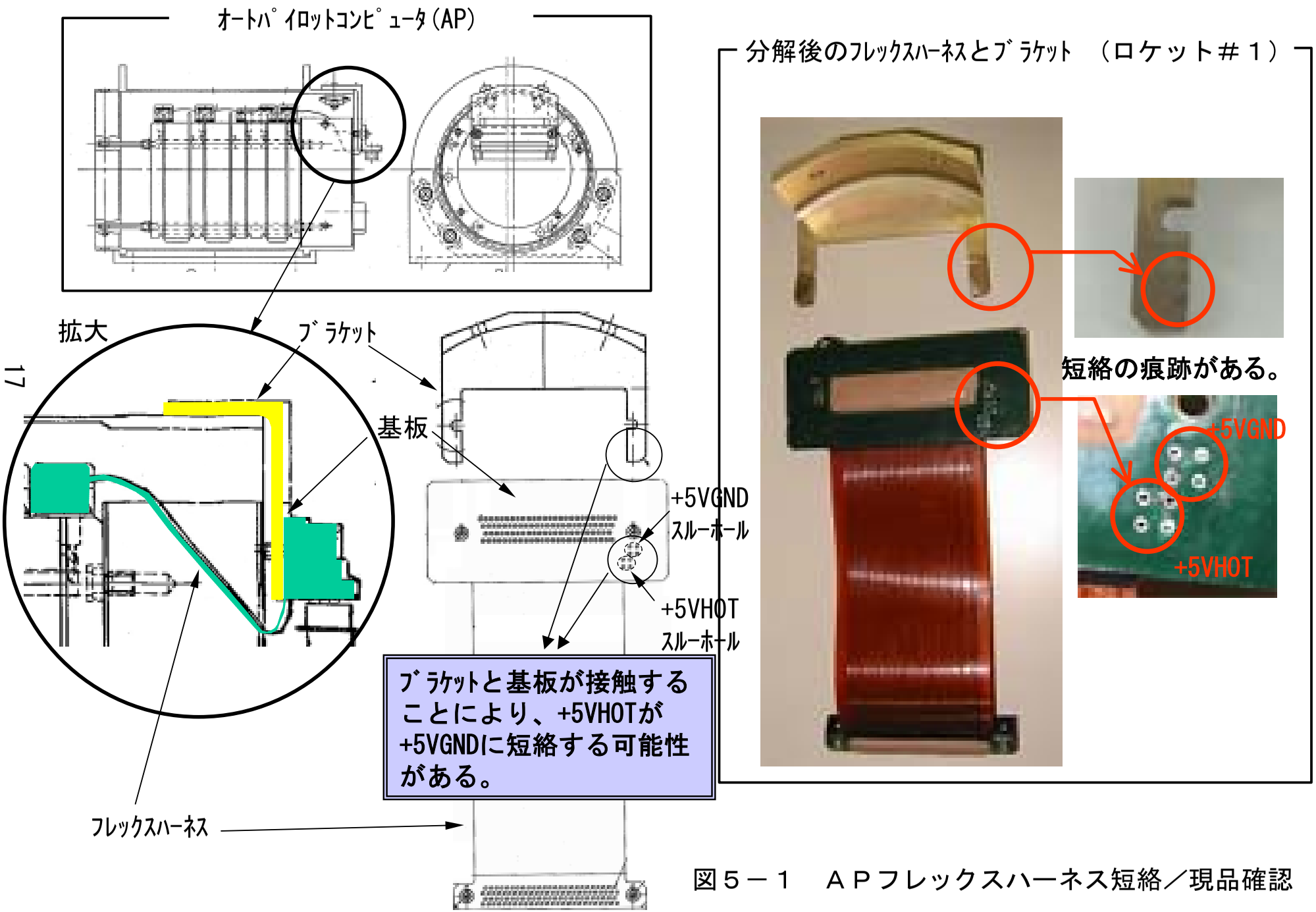


図５－１　ＡＰフレックスハーネス短絡／現品確認

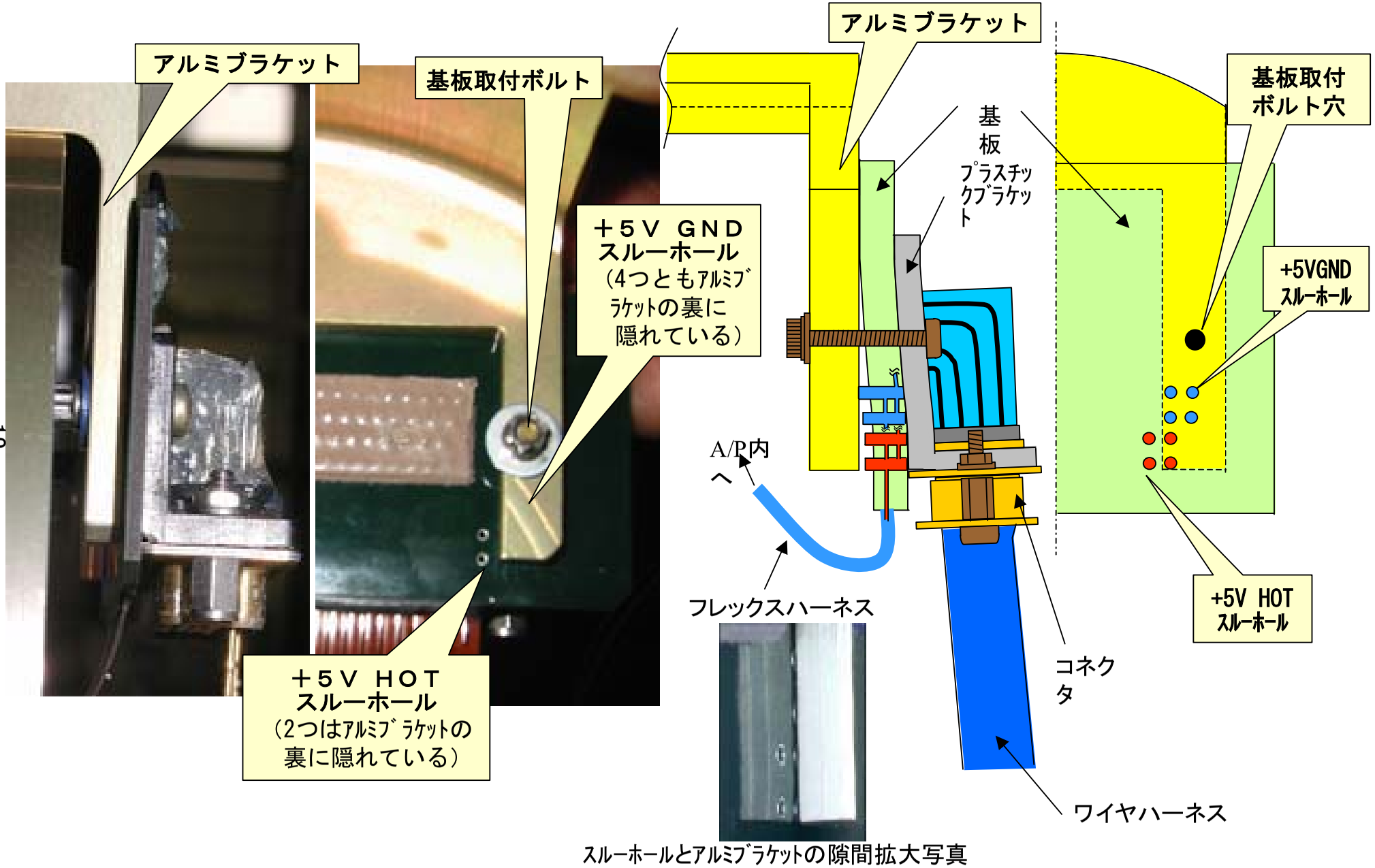


図５－２　　ＡＰフレックスハーネス基板の概念図

６．原因の推定

事故原因の候補となる要因をFTAで洗い出し、調査検討および検証試験等を実施してきた結果､最も可能性の高い原因としてＡＰ供給電源(+5V)の短絡によってＡＰリセットを起し、結果として実験機分離ボルトの着火に至ったことが推定された。

以下にその推定に至る分析と技術的根拠を示す。

６．１．原因推定の経緯

（１） オートパイロットのリセット

原因の１要因として見出されたオートパイロットのリセット事象は、

① オートパイロットへの供給電源である5Vが短絡等により、4.55V以下に数100μsec以上の間低下すると､電源監視ICがCPUやRS232C通信用ICをリセットしてＡＰ機能が停止し、電源復帰時に分離ボルト着火信号が送出される設計であったことを確認。（図６－１）

② 事故時に、第１にロケットPCM信号が途絶えたこと、第２に分離ボルトが信号により発火したこと、第３に異常飛行を開始したロケットの非常装置が作動しなかったこと、の３事象が確認されたが、これらを引き起こす共通の要因として、ＡＰのリセットが唯一であると考えられた。

の２点から推定された。

（２） ＡＰ＋５Ｖ電源の短絡

今回の事故におけるＡＰ供給電源(+5V)の短絡は、FTA、現品調査、及び検証試験、そして以下の検討結果からＡＰのフレックスハーネス基板に設けられた+5V 電源ラインのスルーホールと基板を取り付けるためのブラケット(GND)との間で発生したものと推定された。

事故機および４号機のＡＰのスルーホールとブラケットは、基板およびブラケットの製造上のばらつきを考慮しても、打上時の衝撃のような外部要因が印加された場合に短絡する可能性を有する。

このことは、以下の調査、検証試験などで確認された。

①現品調査により、ブラケットとスルーホールとの短絡痕を確認。（図５－１）

②４号機のＡＰ分解調査によって、幾何学的にスルーホールとブラケットが短絡する可能性と、それに対する絶縁処置が施されていないことを確認。

③ＡＰの防振マウントの特性上、荷重によってＡＰが変位しやすい状況であることを確認。

④４号機の誘導計測部調査により、ＡＰ用ワイヤハーネスが、ＡＰと隣接して

搭載されている電源回路と物理的に干渉してＡＰフレックスハーネスコネクタおよび基板に荷重を付加する可能性が高いことを確認。

⑤検証試験にて、ＡＰフレックスハーネス基板やコネクタ部への荷重によりスルーホールが短絡することを確認。

⑥誘導計測部の落下衝撃試験において、比較的緩やかな衝撃に伴うＡＰの変位によって、ワイヤハーネスが電源回路と物理的に干渉してスルーホールがブラケットと短絡することを確認。

⑦実験機／ロケット結合形態において、フレックスハーネス基板への荷重によりＡＰがリセットした時刻に、実験機側空力センサ（熱電対）信号に事故機に観測されたものと同様のノイズを確認。

６．２．ＡＰの検証試験及び解析による確認

本短絡の発生メカニズム検証のため、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検証するため、音響加振試験、衝撃試験、打上形態電源短絡試験ならびに関連する解析を実施した。

（１）音響加振試験

未使用機（4 号機）の誘導計測部を供試体として加振音響レベル 153～156dB の音響試験を実施したが、いずれのケースでも当該部での短絡は確認出来なかった。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。

（２）衝撃試験（図６－２）

ＡＰ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した落下衝撃試験を実施した。その結果、点火モータ着火時を模擬した比較的シャープな衝撃を与えたケースでは当該部の短絡は発生せず、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緩やかな衝撃を与えたケースで当該部の短絡が発生した。これは、図 6-2 に示すように、部材の振動等比較的高周波成分ではなく、ＡＰの下方変位とそれに伴うワイヤハーネスを介した電源回路筐体との干渉などによることが確認された。

（３）打上形態電源短絡試験

事故時に計測されたボルト分離直前の実験機熱電対へのシャープなノイズの再現のため、ロケットと実験機を結合した打ち上げ形態を構成させて、フレックスハーネス基板に外力を加えて意図的に短絡を発生させた結果、5V 電源の短絡に伴ってＡＰリセットと共にロケット PCM が途絶した時刻に、熱電対に同様のノイズが発生することを確認した。

６．３．フレックスハーネス基板とスルーホールについて

フレックスハーネス基板は、ＡＰへの電源、モニタライン、信号ライン等の入出力のための 102 ピンコネクタとフレックスハーネスを接続する部材であり、6 層からなる。5V 電源は 1,2 層に配された 4 本の内部配線を用い、これらを 4 個のスルーホールによってつないでいる。（図６－３）

このスルーホールは電源容量確保のため当初の設計を変更して増設され､この結果、配置及び構造上、アルミ製ブラケットと短絡し易いものとなった。また、グランド側配線についても同様に 1,2 層の 4 本線を 4 個のスルーホールで結合しており、ブラケットとの短絡が起きる構造であった。このような状況は設計、製造、検査、試験の段階では発見されなかった。

６．４．事象の流れ

以上の調査／検証試験から、本不具合は図６－４に示す因果事象の連鎖によって分離ボルト着火に至ったものと推定される。

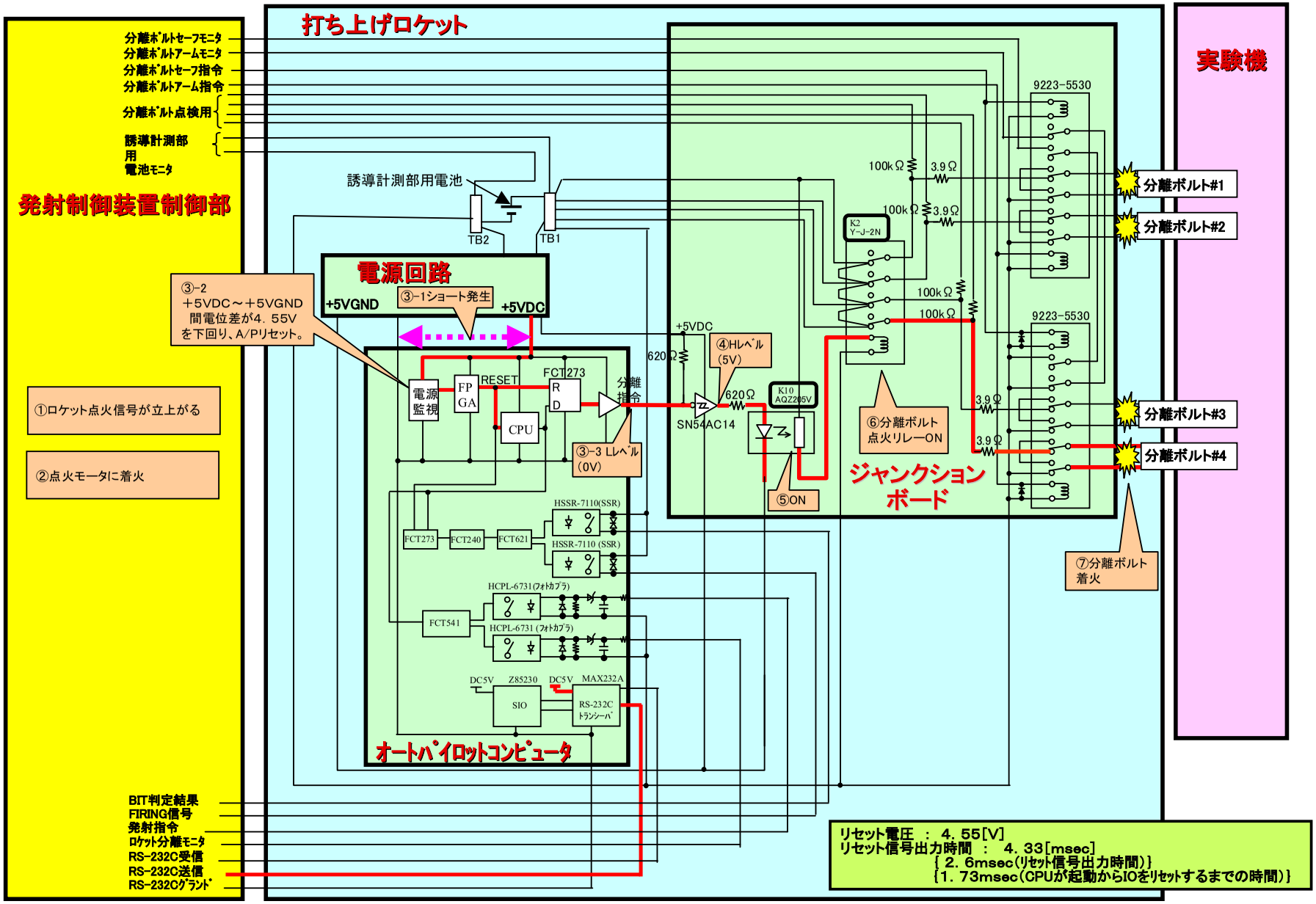


図６－１　　ＡＰ電源（５Ｖ）の短絡から分離ボルト着火に至るメカニズム

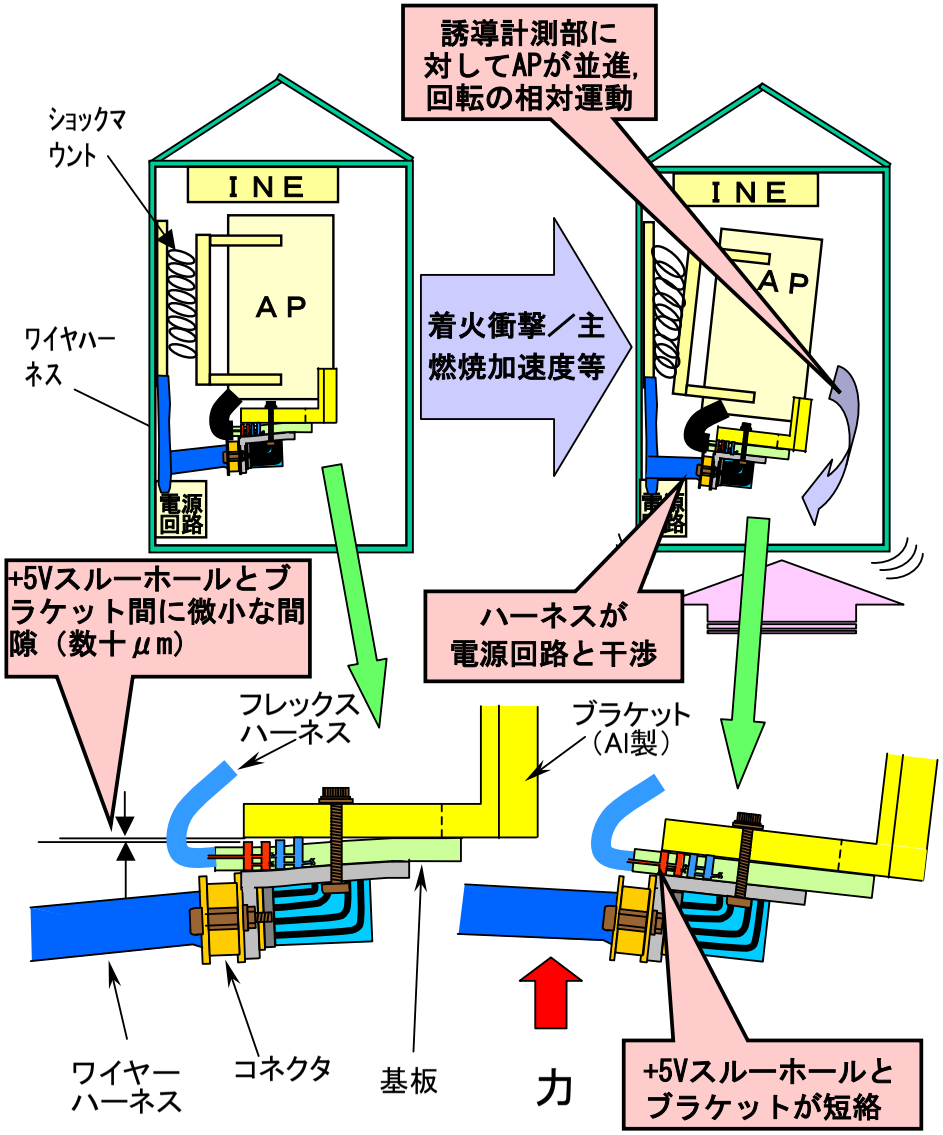


図６－２　ＡＰフレックスハーネス基板短絡のメカニズム

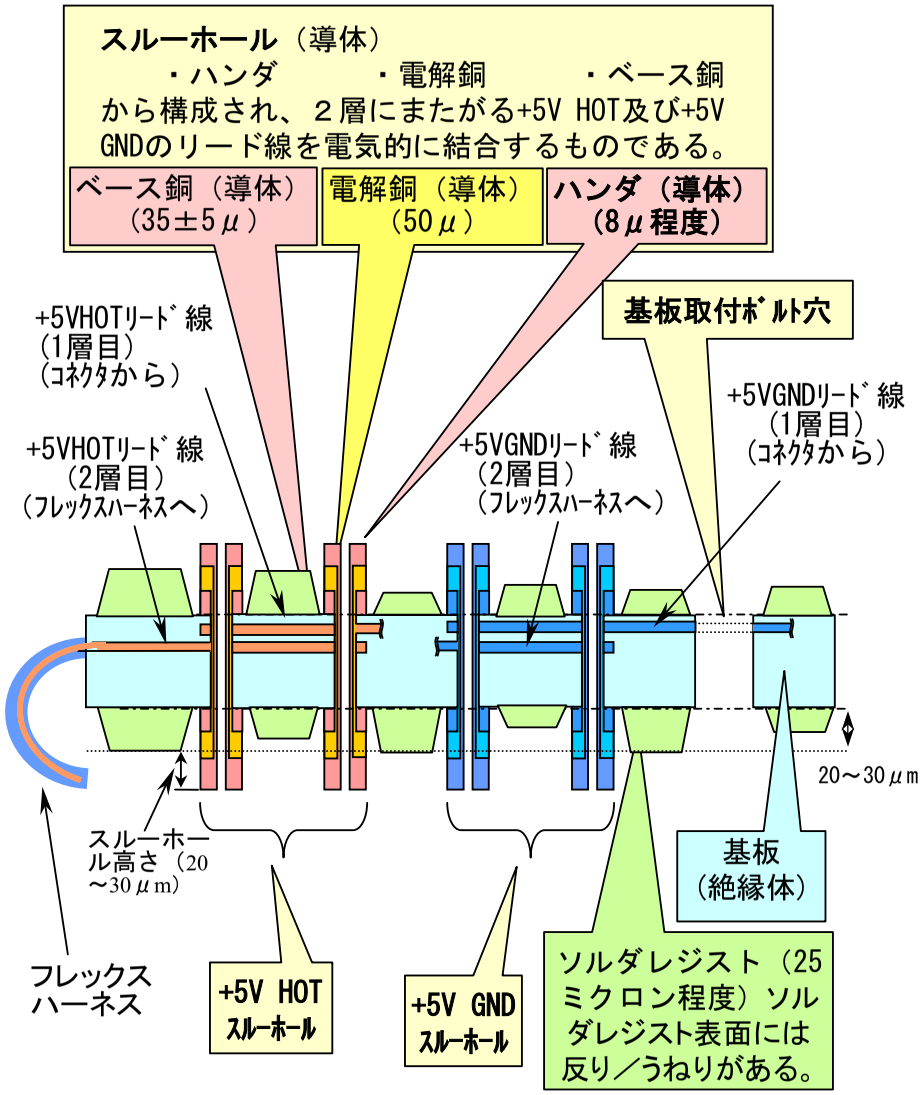


図６－３　ＡＰフレックスハーネス基板の概念図

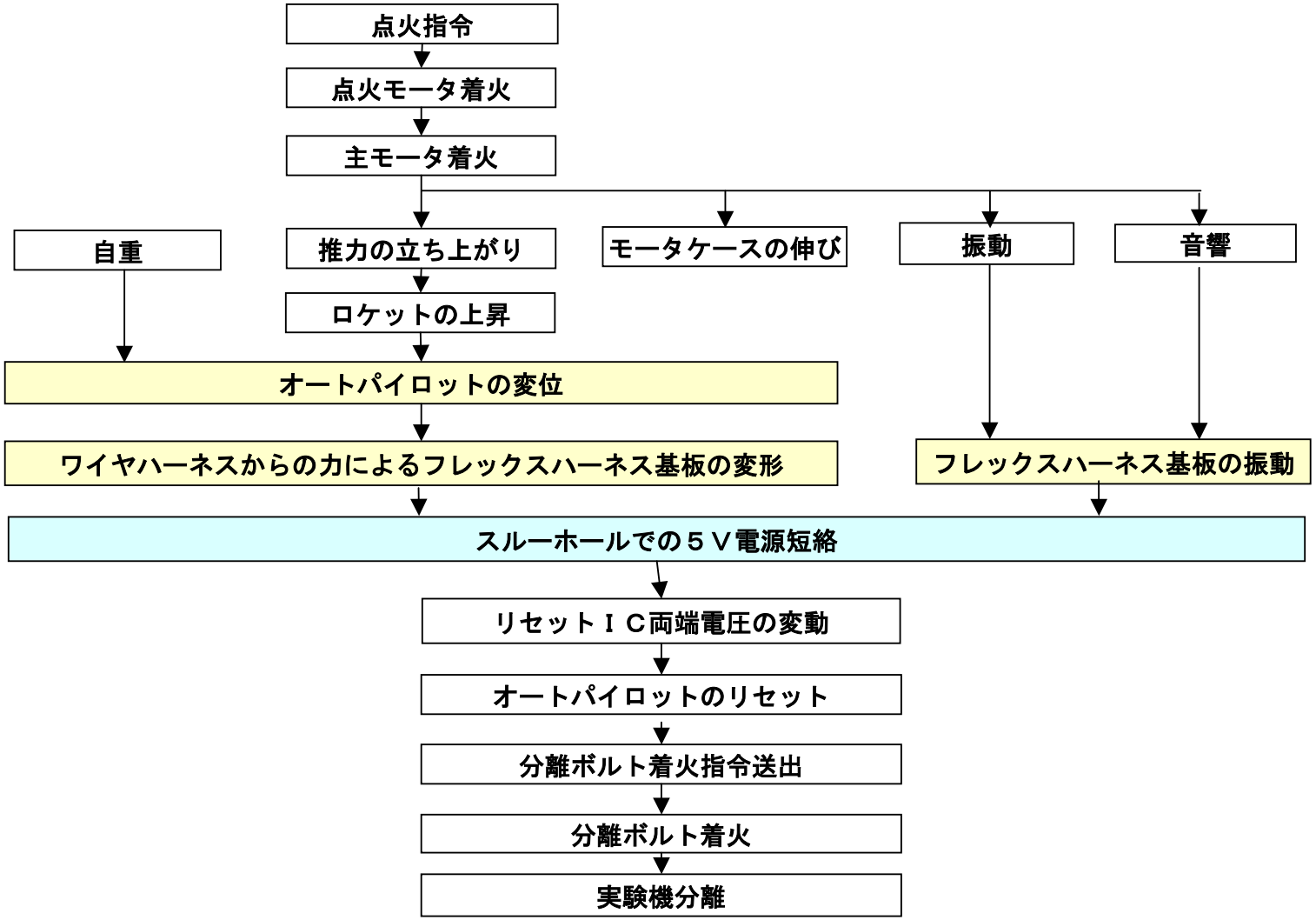


図６－４　実験機分離までの事象の流れ

７．まとめ

平成14年7月14日の豪州ウーメラ実験場で実施した小型超音速実験機（ロケット実験機）の飛行実験において、実験機がロケット着火直後にロケットから脱落して飛行実験は失敗した。原因調査委員会はその直後より約3ヶ月にわたり、科学的及び技術的観点からの原因調査を行った。

実験機のロケットからの脱落という失敗事象は以下の通り生じたものと推定された。

ロケット誘導計測部内の防振システムに取り付けられたロケット誘導制御コンピュータ（オートパイロット：ＡＰ）が、ロケット発射時の加速等により変位して、ＡＰ入出力基板に接続されたハーネス（被覆電線束）が、近接して取り付けられていた電気回路ボックスに接触した。このため、ＡＰ入出力基板がハーネスから力を受けて変形し、基板の5V電源ラインのスルーホール部が、ブラケット（基板取り付け用金具）に接触してグランドに短絡した。基板の5V電源部の短絡によりＡＰ供給電源電圧が低下してＡＰがリセットし、その結果として分離指令が発せられて分離ボルトが電気的に作動した。これによって実験機はロケットより脱落した。

原因調査の目的であった科学的・技術的な原因究明の結論としては、上記の事象を引き起こした要因が次の不適切な構造及び機器配置にあったものと考える。

（１）　電源供給容量の改善のため、維持設計段階の設計変更により設けたＡＰ入出力基板の5V電源スルーホールが、これを固定するブラケットに容易に接触し得る構造となっていたこと。

（２）　ロケット発射時の加速や振動等により、ＡＰと電源回路ボックスが相互に干渉し得る機器配置となっていたこと。

なお、上記の要因が設計、製造、機能試験等からなる一連の開発過程で見いだされなかったことも関与しているものと考える。

今回の調査の過程において進めてきたFTA解析、現品調査、及び検証試験の結果では、以下の様な諸事項も明らかとなった。

- 事象発生に至った諸イベントについては、その発生時刻の特定を含めて高い確度で把握するに至り、推定原因と現象の解釈に十分な論理性が見出された。
- その他ＡＰ及び周辺部ならびにシステム設計等に関連する技術的な留意事項が明らかになった。

今後の対策検討においては、問題が他にないか、さらに点検を行うとともに、ここに判明した技術的問題の背景についても迅速に調査することを提言する。本原因調査で判明した事実や行った解析・分析がこれに役立つことを期待するとともに、今後の研究開発において我が国航空宇宙関連機関に蓄積された技術がより有効かつ円滑に活用して進められることを望むものである。

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．ＡＰのスルーホールと短絡

（１）　ＡＰ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ＡＰへの機械的環境条件を緩和するために、ＡＰ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ＡＰ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ＡＰ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ＡＰ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ＡＰ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ＡＰ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、ＡＰの自重とショックマウントの柔軟性によってＡＰ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、ＡＰ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ＡＰ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ＡＰ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ＡＰ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、ＡＰ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ＡＰの相対位置が変位して、ＡＰに隣接して搭載されている電源回路とＡＰ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。

①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ＡＰ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ＡＰへの慣性力を模擬するために下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 0.1μm）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。

②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、ＡＰ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ＡＰ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ＡＰの大きな変位が支配的であり、ワイヤハーネスがＡＰ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。

③打上形態ＡＰ（＋５Ｖ）電源短絡試験

飛行実験ではＡＰ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、ＡＰ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

ＡＰ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、ＡＰ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。

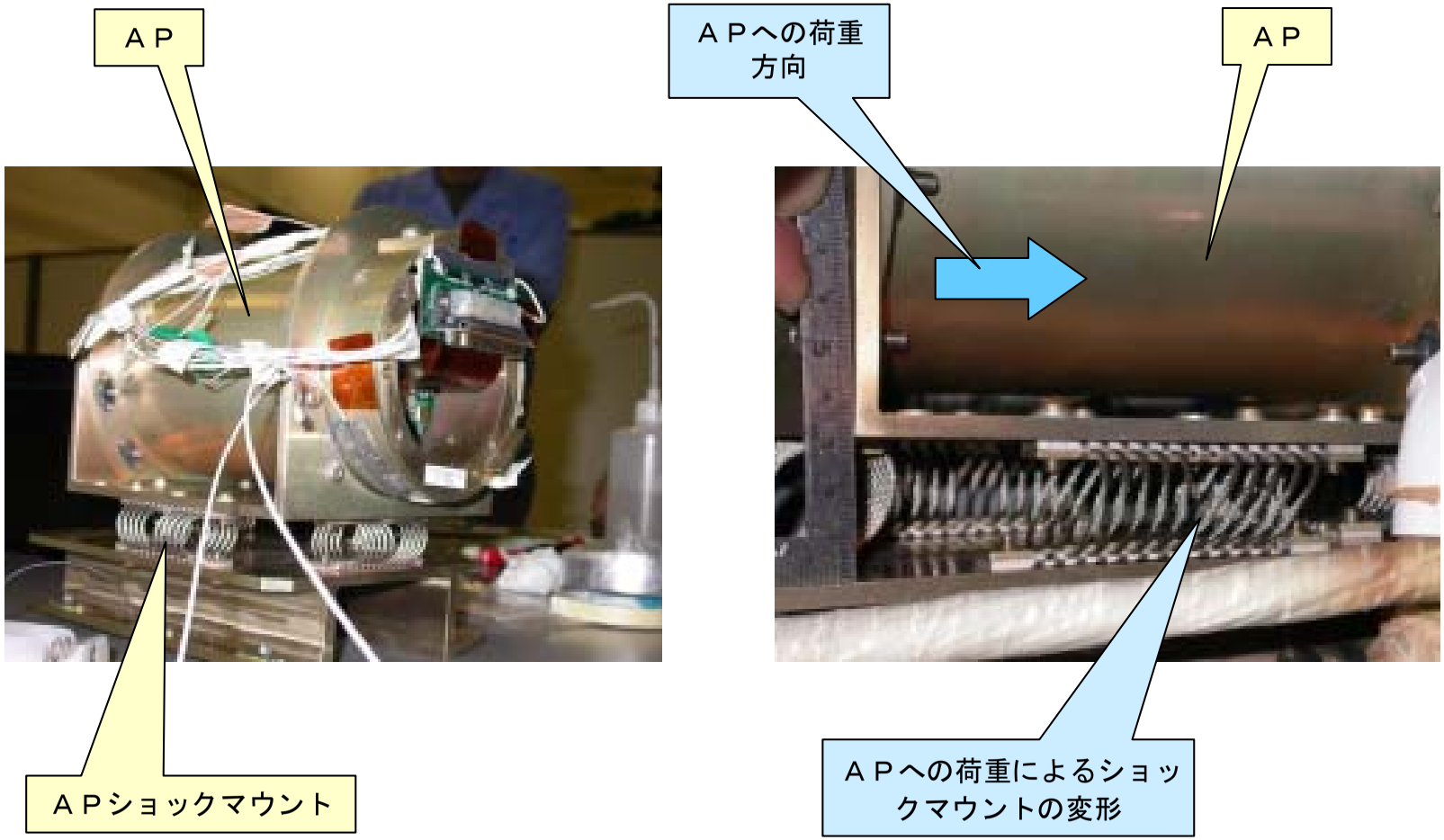
また、電解銅表面の酸化防止のためにハンダメッキが施されている。ハンダメッキの際に、不要な部位へのハンダの付着を防止するために、ハンダメッキの対象外の領域に事前にソルダレジストが塗布される。

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。

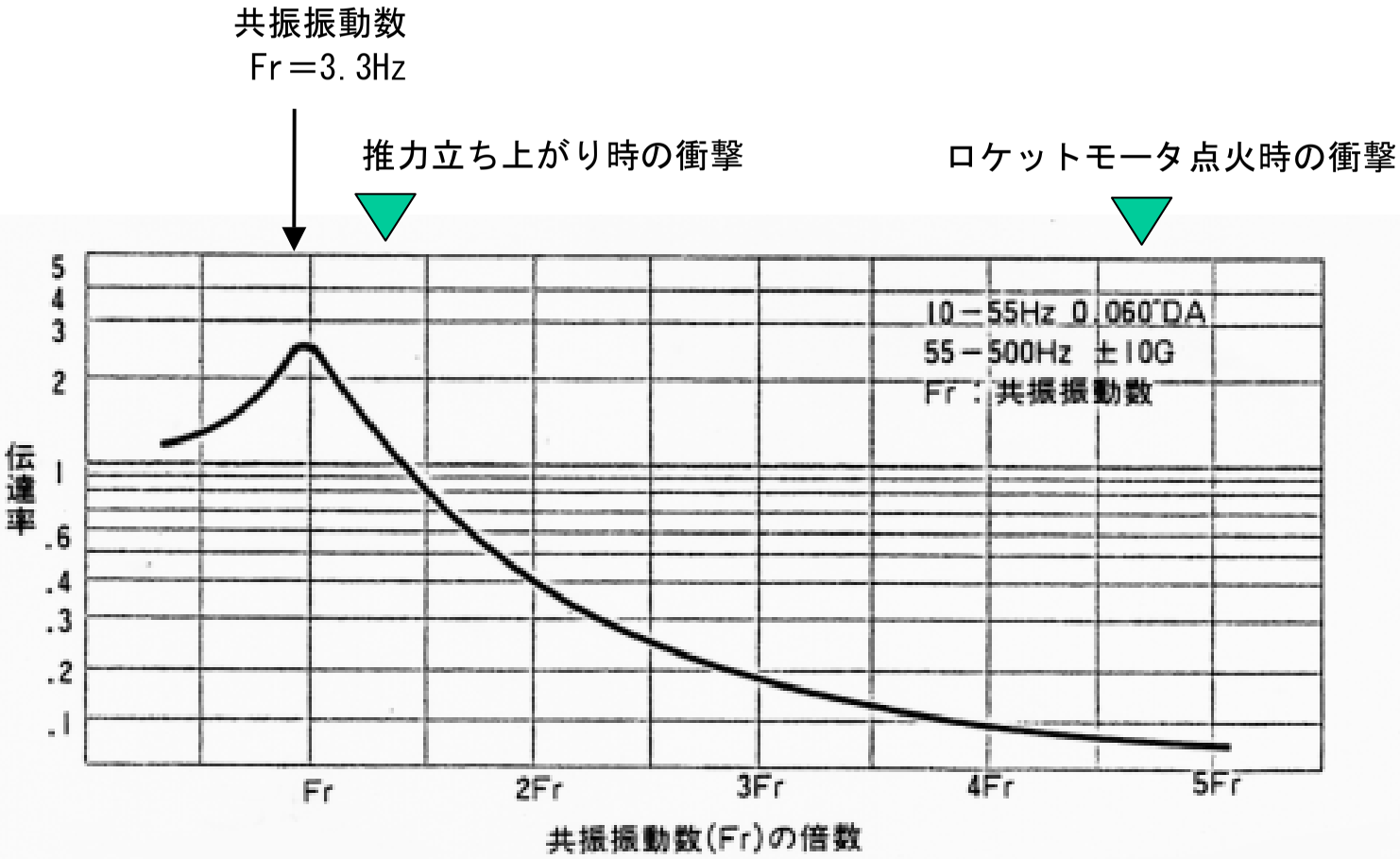
初度設計では、電源ラインは他の信号ラインと同一幅のパターンであり、フレックスハーネス基板のコネクタピンに１対１に対応して各層でパターンを設定していた。

しかしながら、ＡＰ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

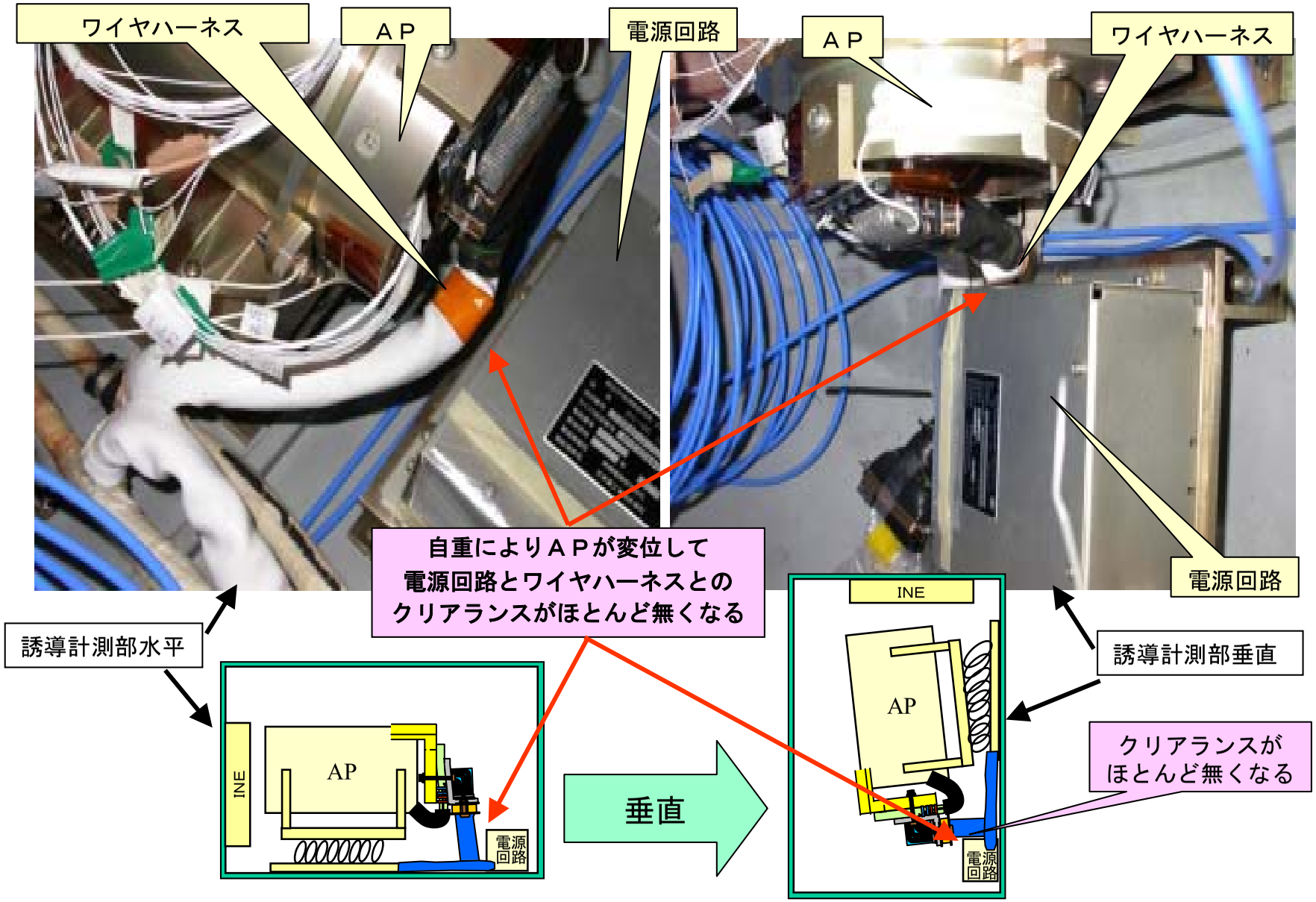
計変更して、基板パターン上の電源ラインの HOT、GND 各４本をまとめて各々１本の幅広いラインに変更した。そのため、基板面積上の制約から、同一層でのパターン形成が困難になり、１層目をコネクタに接続する層とし、２層目をフレックスハーネスに接続する層とした。この処置の対応して、１層目と２層目の+5VHOT、GND の基板パターンを層間で接続するために図 A1-9 に示したようにスルーホールが設けられた。



図Ａ１－１　ＡＰショックマウントと荷重による変形

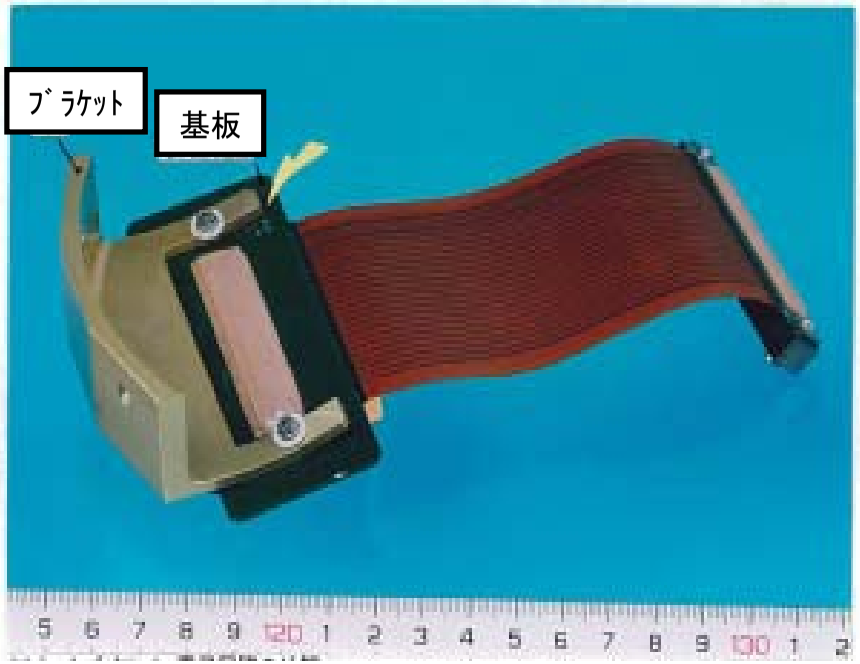


図Ａ１－２　　ＡＰショックマウントの防振特性



図Ａ１－３　　ＡＰの自重による変位

【全体】

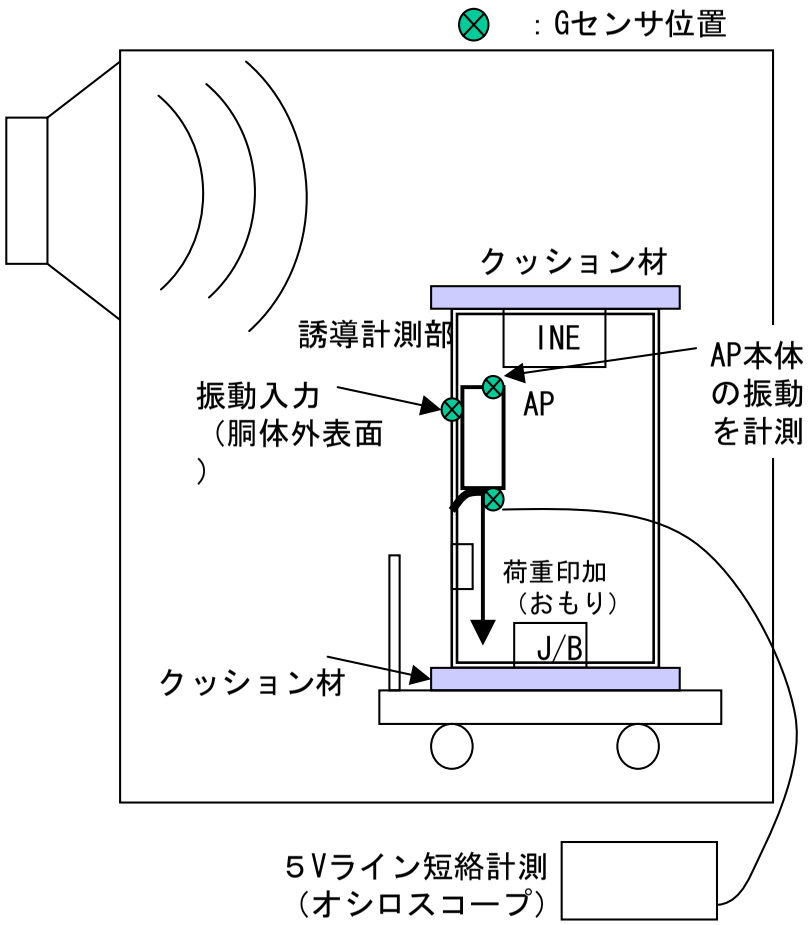


【拡大】

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）

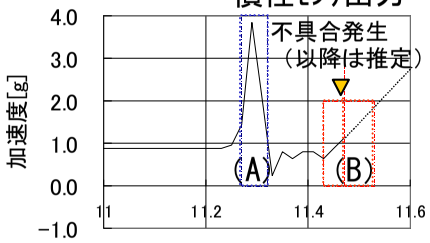
No.	試験条件				結果
	音響レベル	AP荷重	Gセンサ位置	短絡確認印加電圧	
1	153dB	自重	基板上に設置	5V入力	短絡なし。
2			基板上Gセンサ取り外し	1.5V入力	短絡なし。
3				5V入力	短絡なし。
4		自重+3kg			短絡なし。
5					短絡なし。
6	156dB				短絡なし。
7	153dB	自重+12kg			短絡なし。

【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

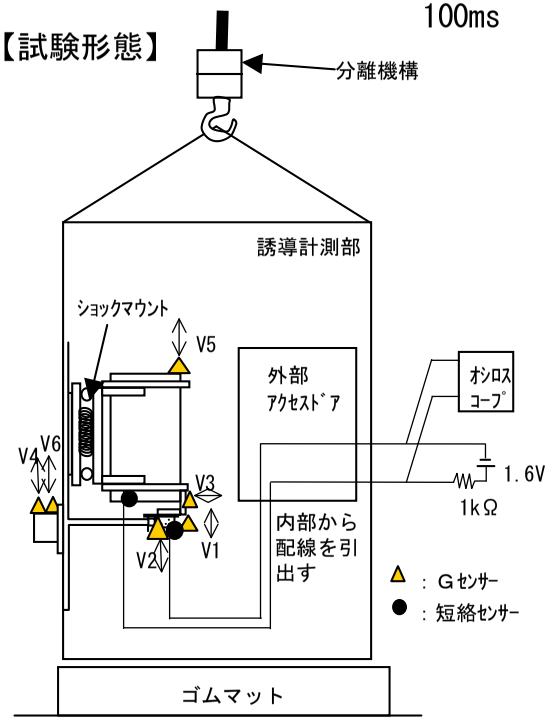


印加目標

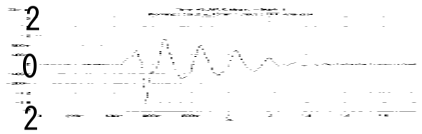
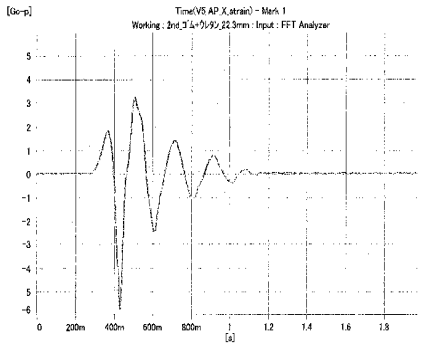
(A) 点火時衝撃
4g
50ms

(B) 主推力立ち上がり時
1.7g
100ms

【試験形態】



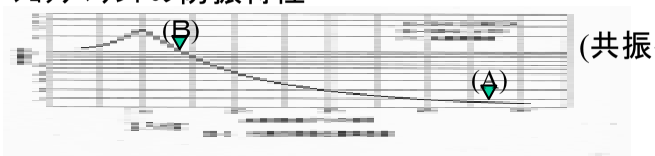
【試験結果】

ケース	ＡＰ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。

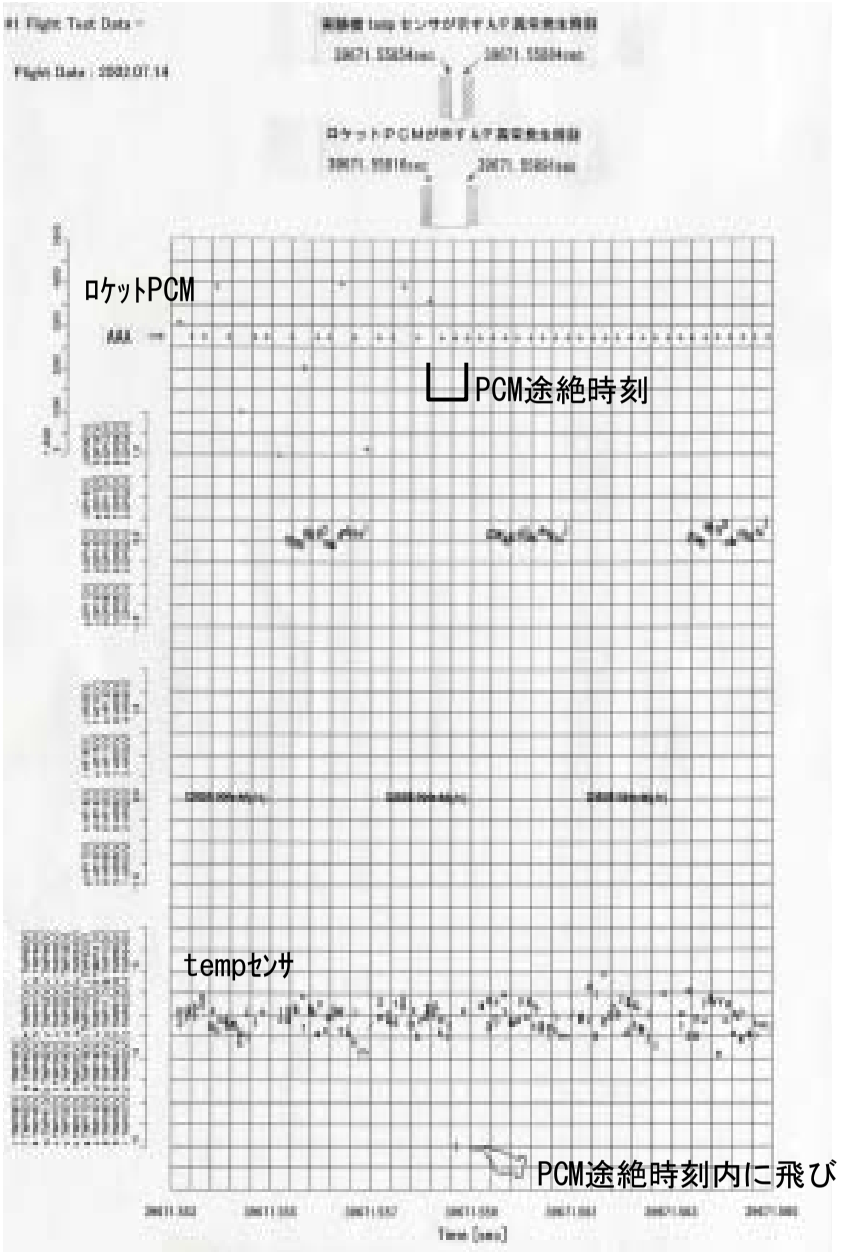
【参考】ｼｮｯｸﾏｳﾝﾄの防振特性



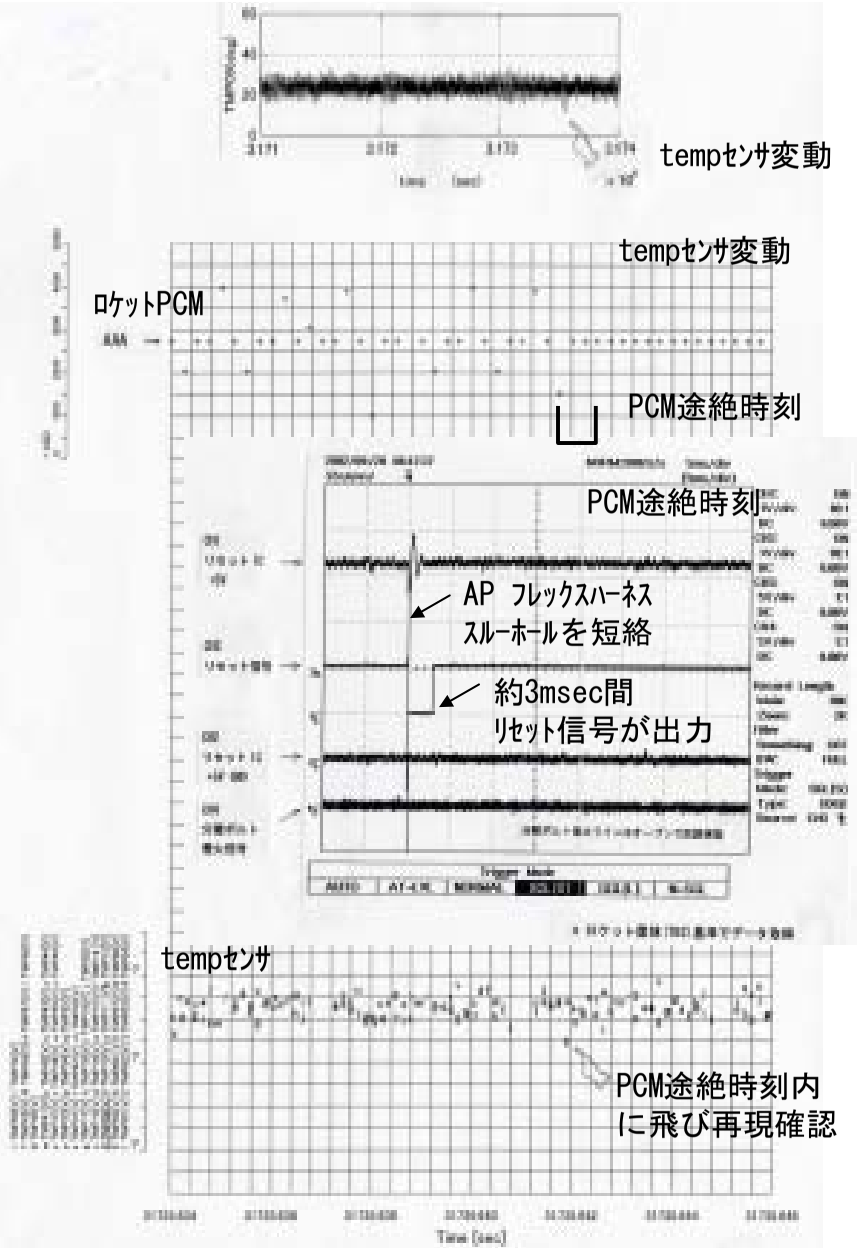
(共振振動数Fr:3.3Hz)

図Ａ１－６　　衝撃試験結果

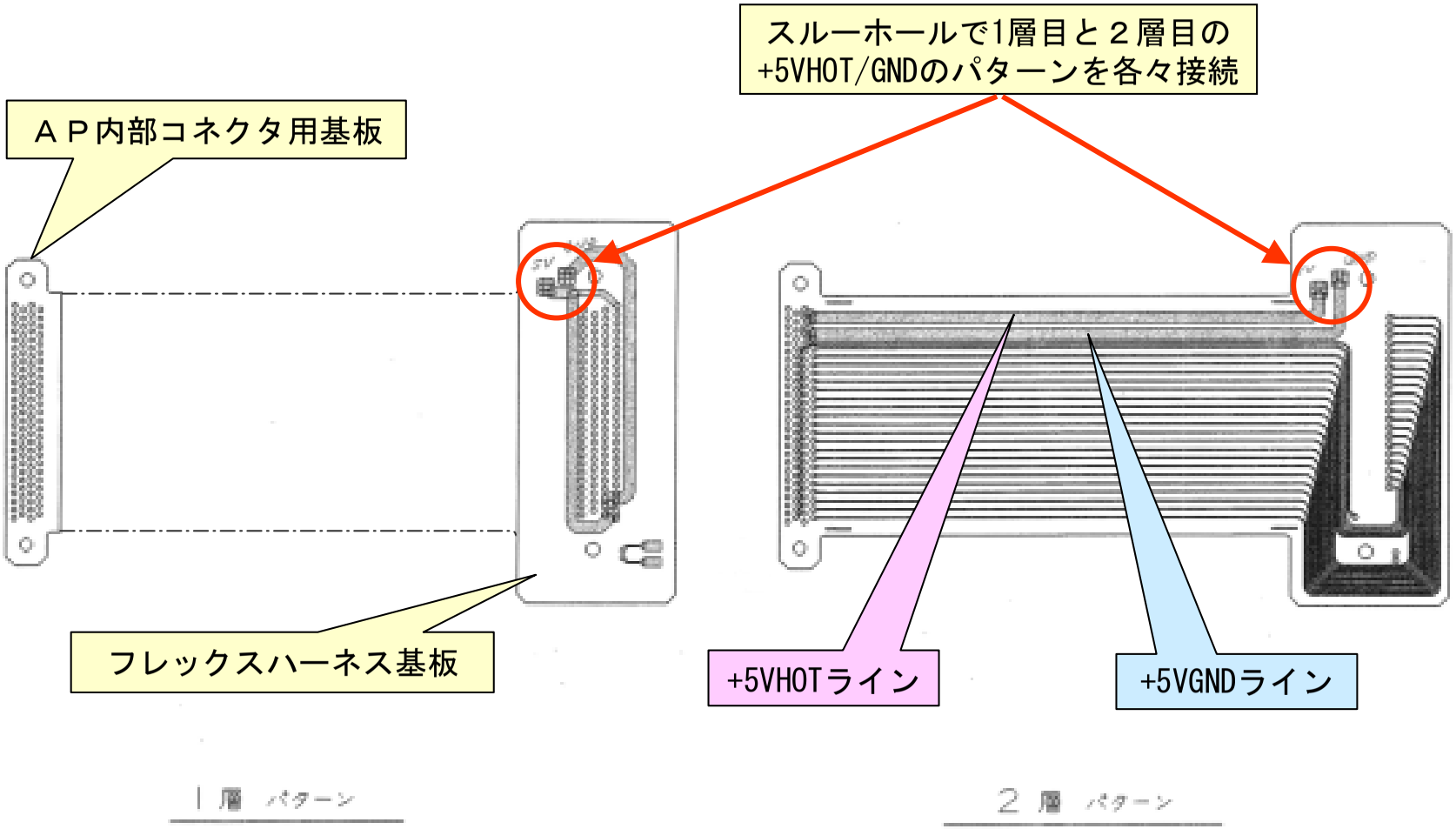
【飛行実験】



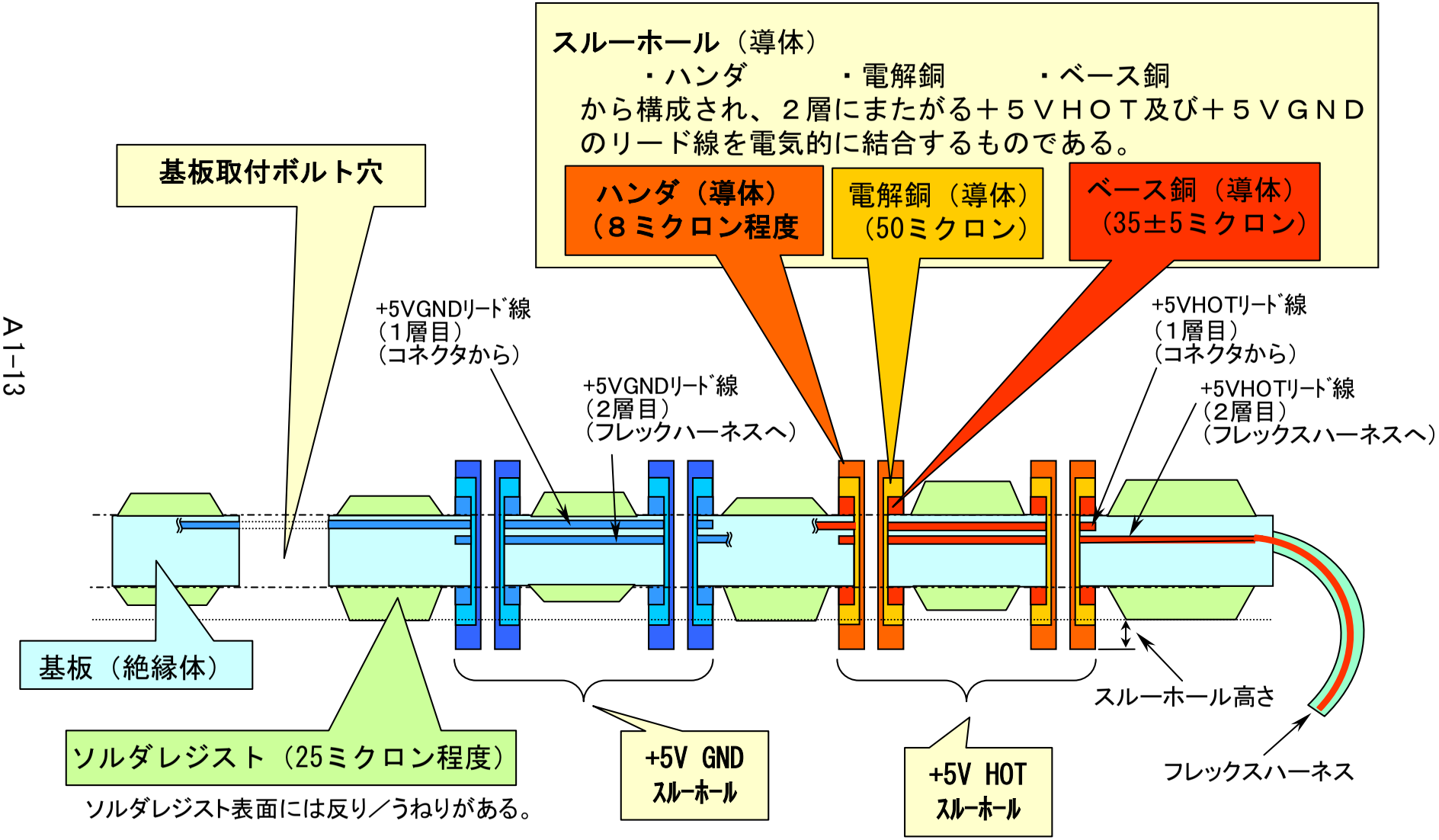
【打上形態 A/P+5V電源短絡試験】



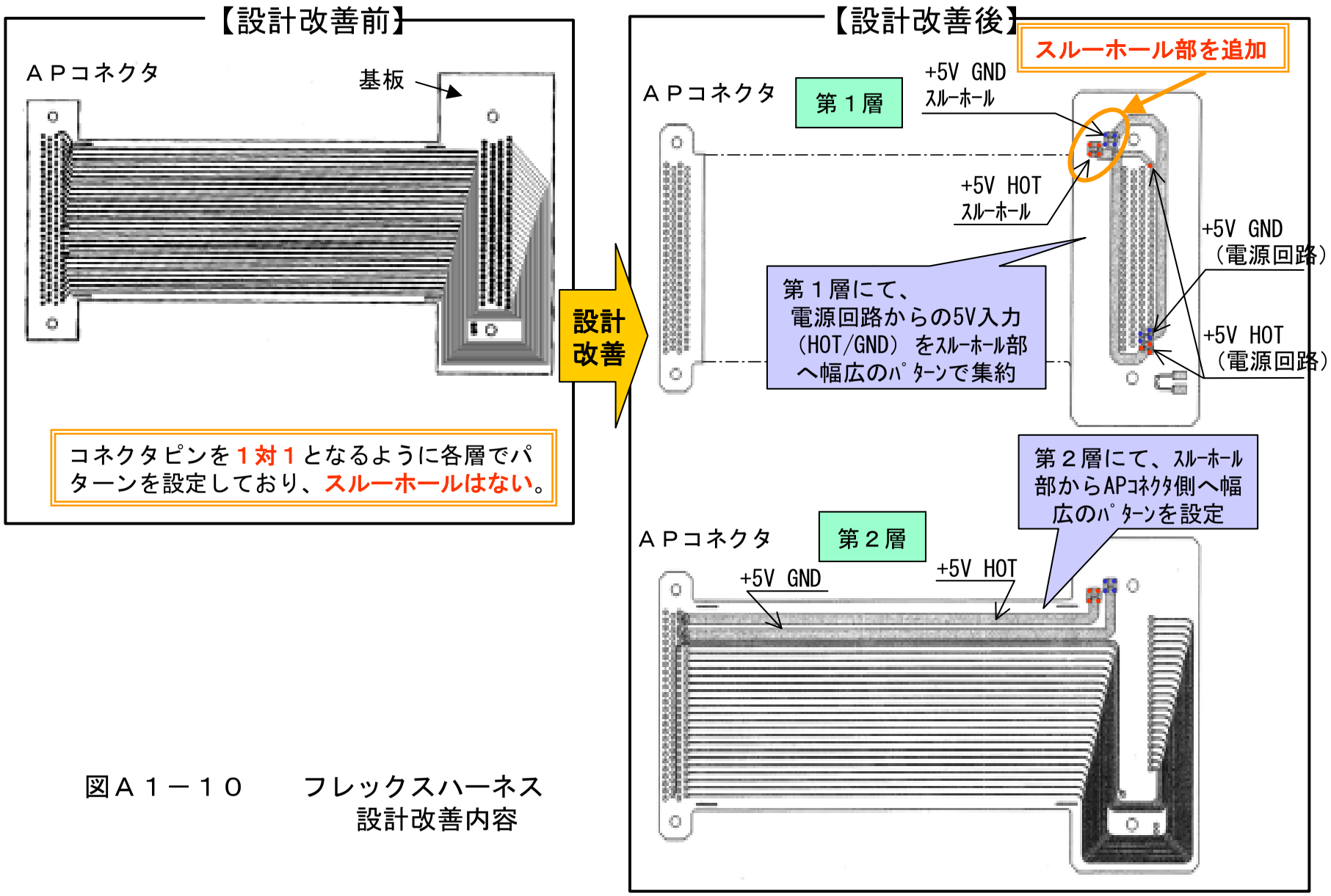
図Ａ１－７　打上形態ＡＰ+5V電源短絡試験結果（tempセンサ変動）



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

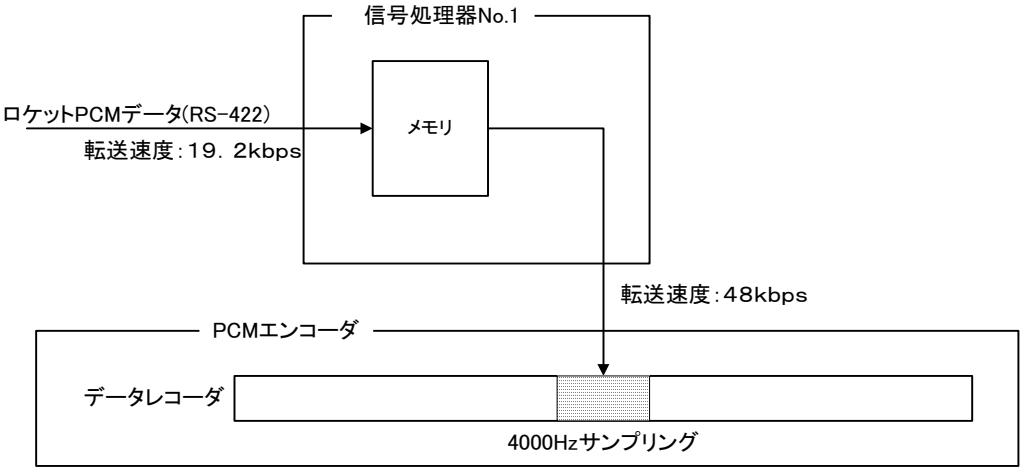
（１）ロケット A/P 異常発生

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。

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

注）○：正常　　×：異常（断線・短絡）　　ー：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ー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=39671.5584sec 付近で途絶している(”AAA”が連続)。

ｻﾝﾌﾟﾘﾝｸﾞﾚｰ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=39671.5584sec　[+0.5,-0.25msec]

となる。

②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ぶ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=39671.5587sec　[+0,-0.15msec]

となる。

③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=39671.5587sec　[+0,-0.15msec]

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。

①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	ｻﾝﾌﾟﾘﾝｸﾞ [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, θ, φ, ψ, 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

②点火モータ内圧センサ（Ｐ１）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Ｐ１のみ変動し、Ｐ２は変動しない現象が確認された。従って、点火モータ内圧（Ｐ１）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。

③Temp(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(±6msec)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＝39671.5682～39671.5687 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。

④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 5040m/s として求めると、それぞれ 0.8msec、0.4msec 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 ～ 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と考えられる。

⑤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①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－

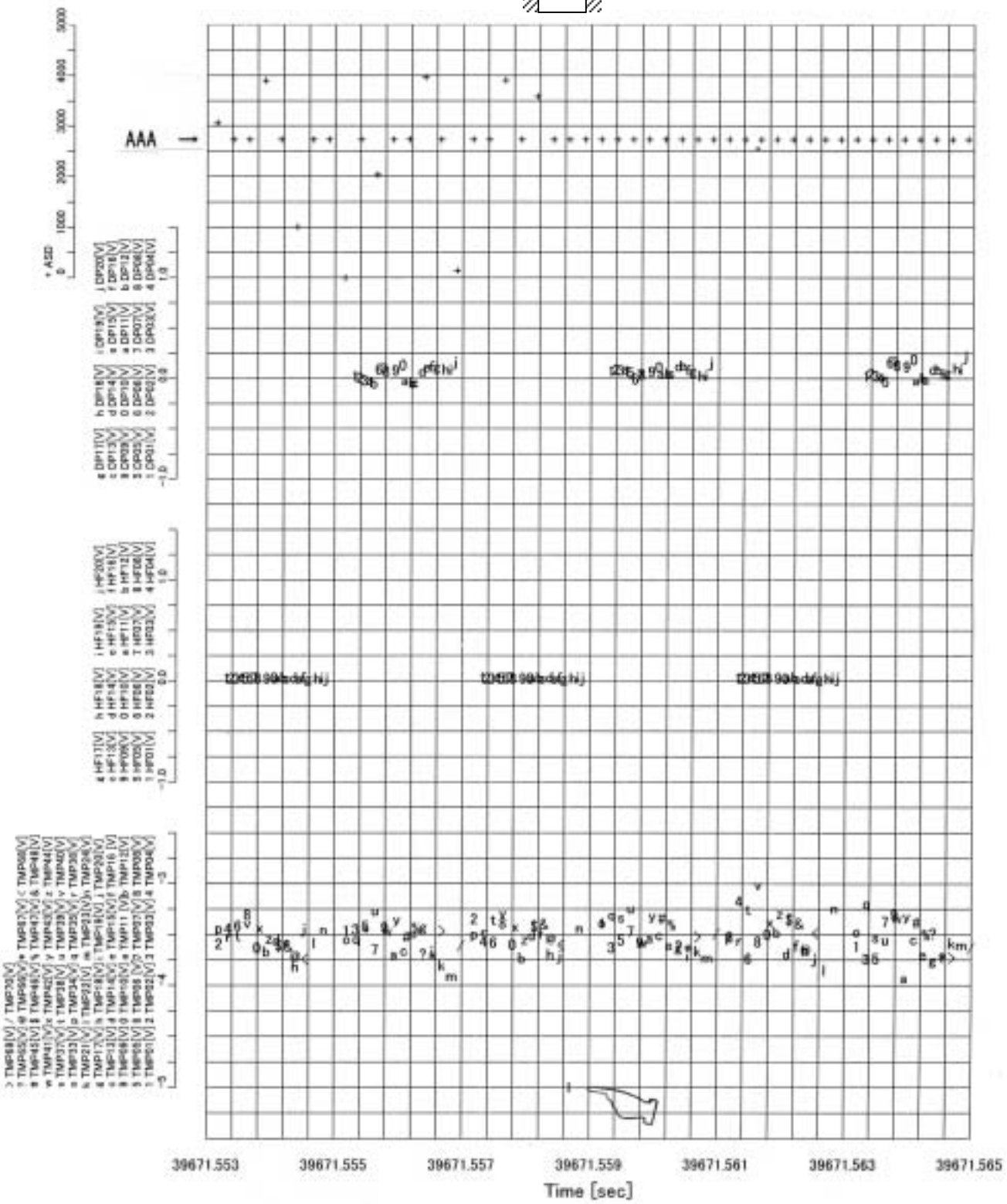
Flight Date : 2002.07.14

実験機 temp センサが示す A/P 異常発生時刻

39671.55854sec　39671.55869sec

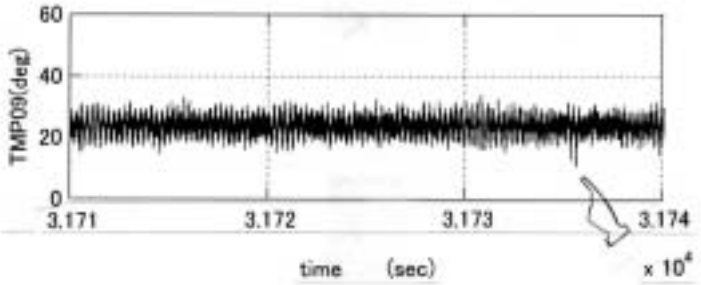
ロケットＰＣＭが示す A/P 異常発生時刻

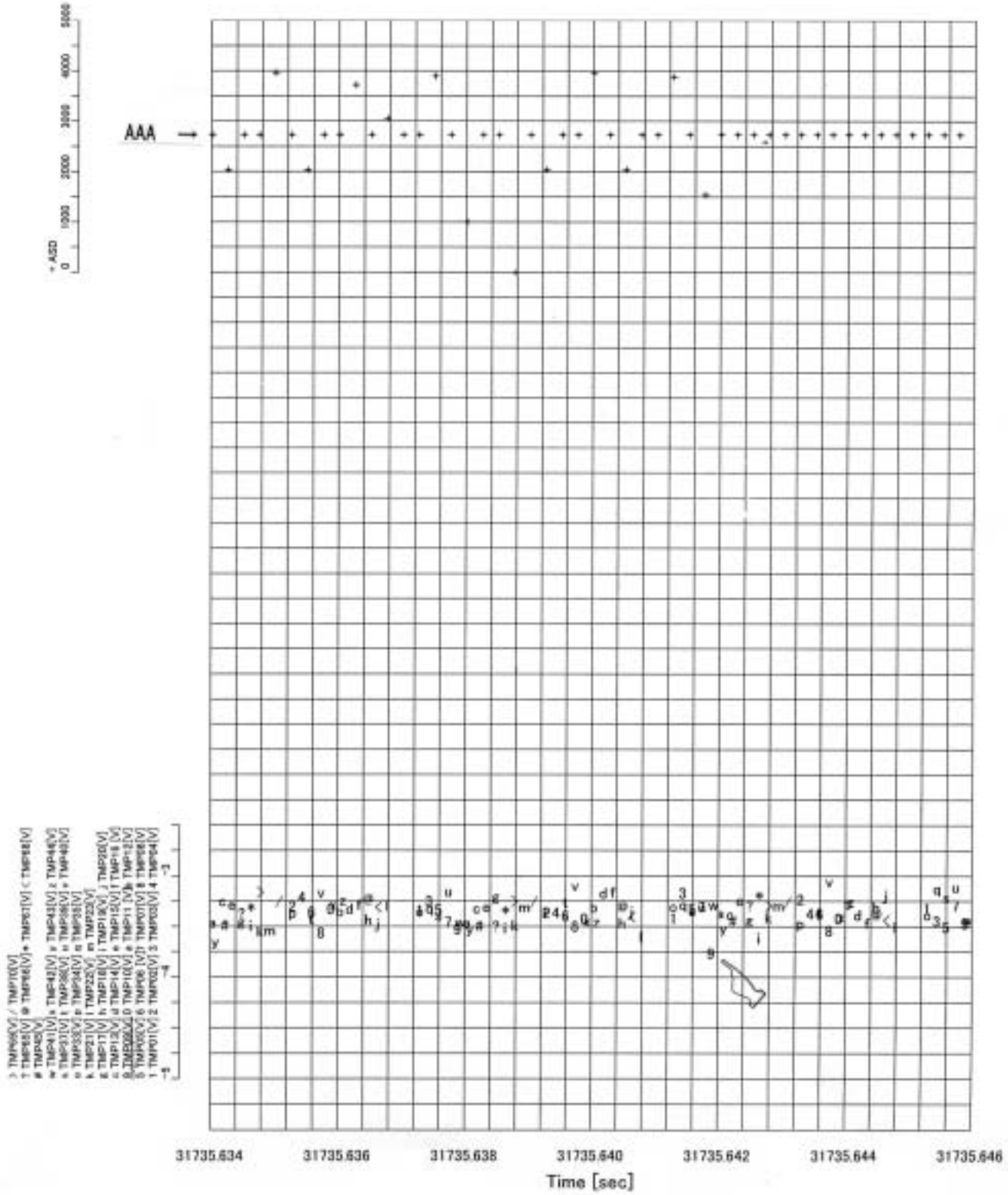
39671.55816sec　39671.55891sec



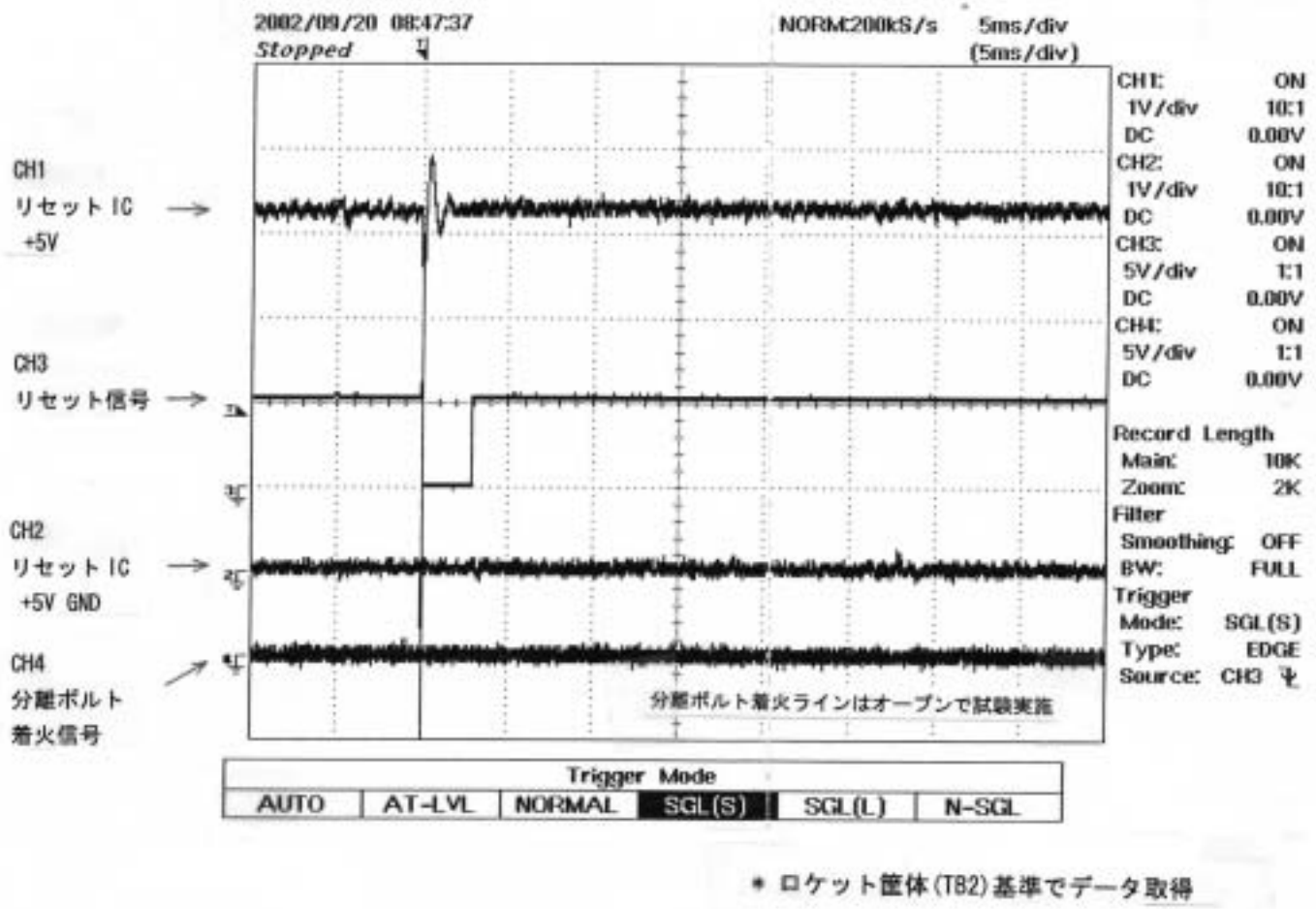
図A2－1　ロケットA／P異常発生時刻

NEXST-1 TIME HISTORY



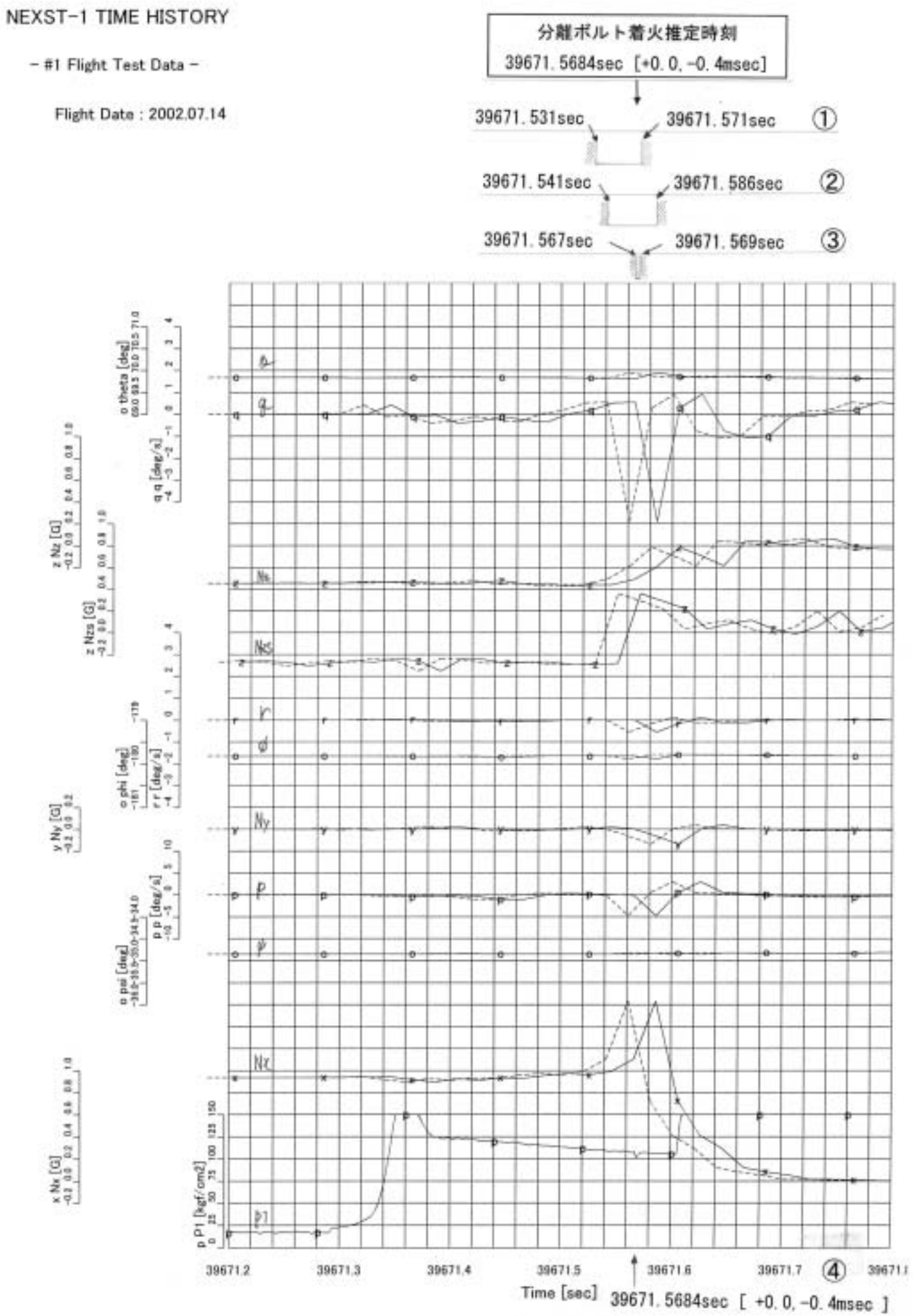


図A2－2　ロケット#4号機を用いた A/P 5V 電源短絡試験結果（1／2）

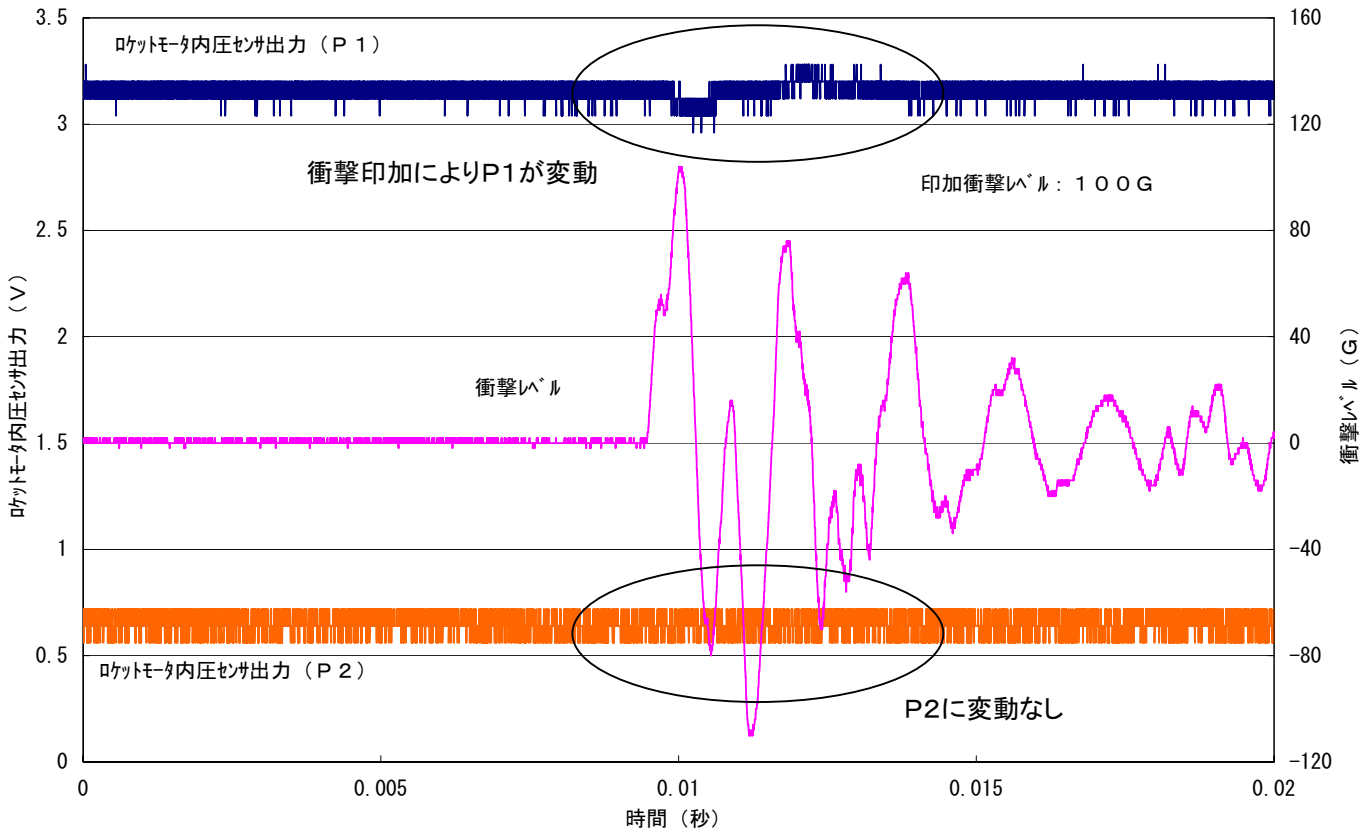


＊ ロケット筐体(T82)基準でデータ取得

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）



図A2－3　点火モータ内圧センサ出力変動

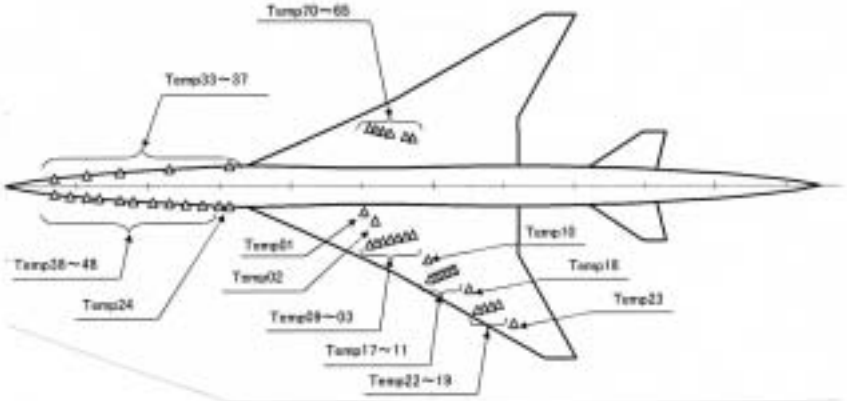


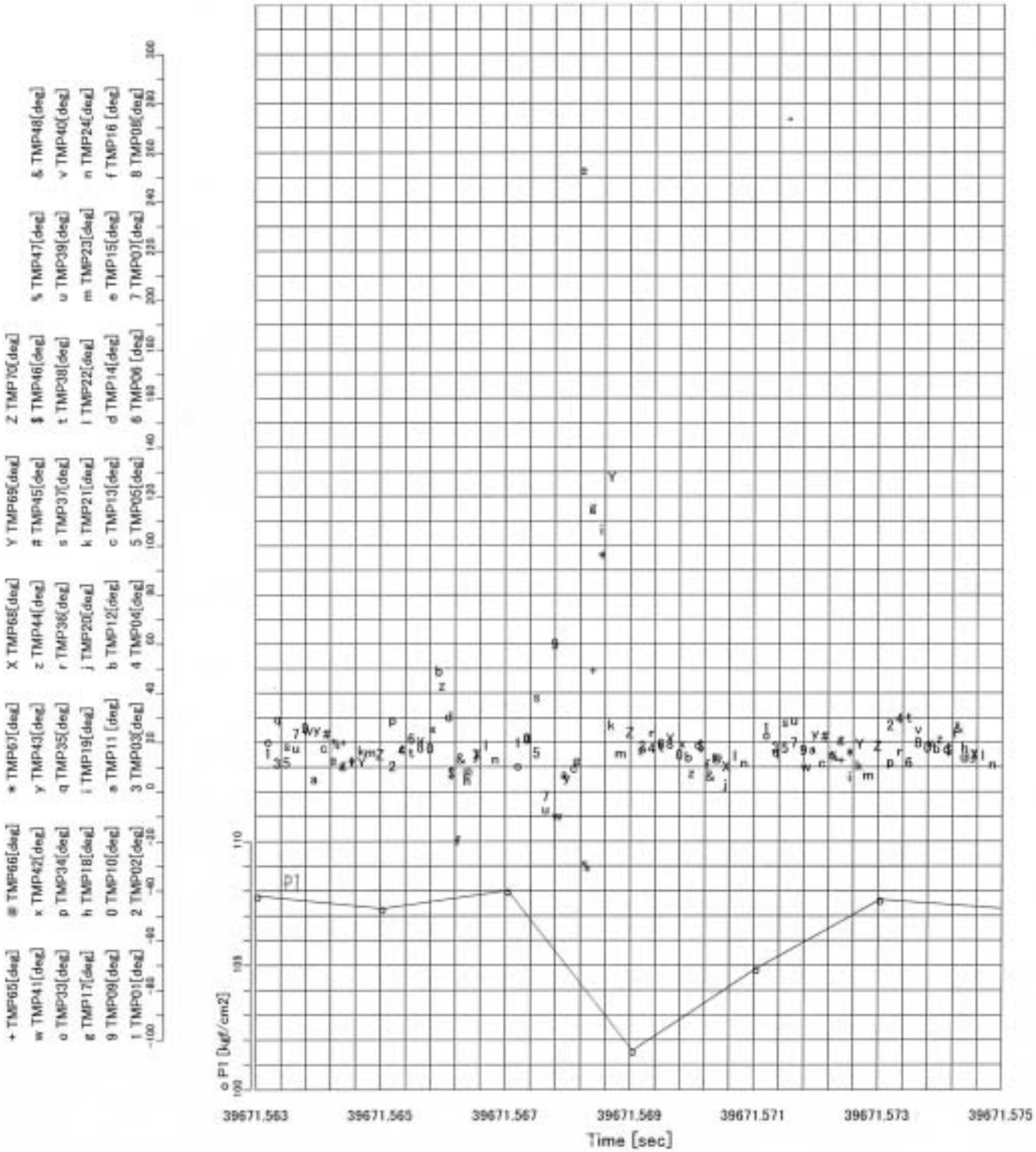
図Ａ２－４　内圧センサ確認試験結果

NEXST-1 TIME HISTORY

- #1 Flight Test Data -

Flight Date : 2002.07.14



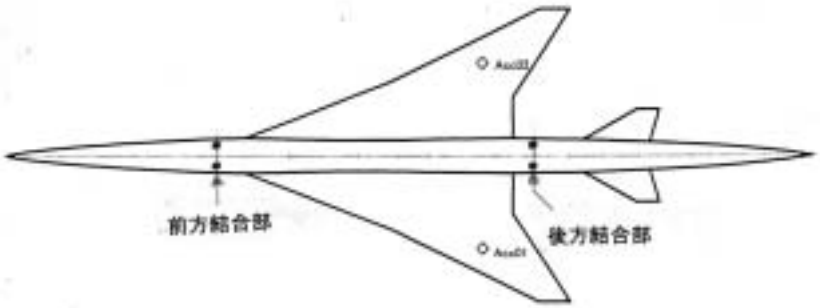


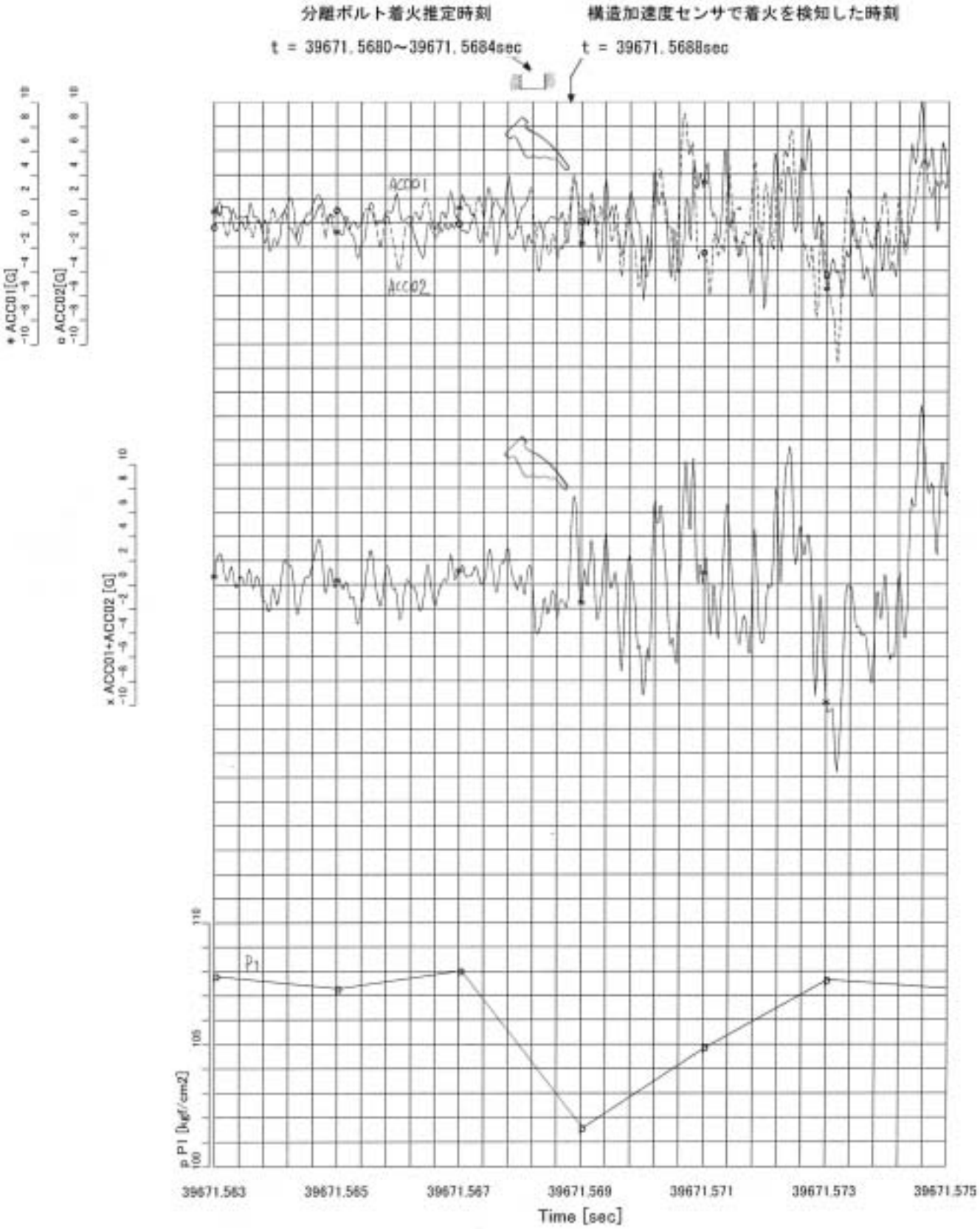
図A2－5 Temp（Coaxial）センサ信号出力（t=39671.563～39671.575）

NEXST-1 TIME HISTORY

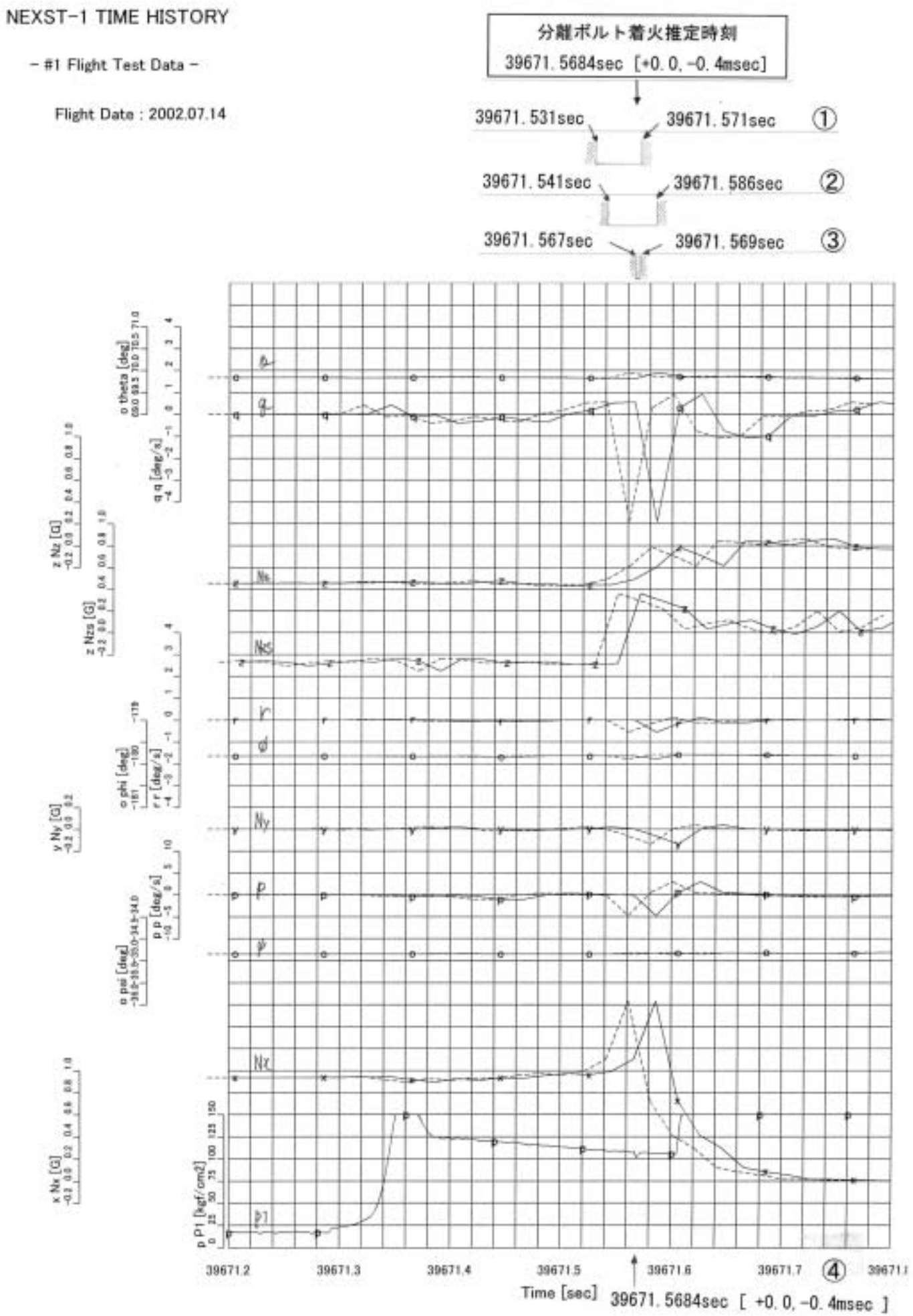
－#1 Flight Test Data－

Flight Date : 2002.07.14





図A2－6 構造振動加速度センサ信号出力



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（ＮｘCAL_{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（Ｎｘ 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。

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

Ｔ：推定ロケット推力

ε：ノズルカント角＝2.9deg

Ｆ：摩擦力＝μ・(Ｗ・ｃｏｓθ+Ｔ・ｓｉｎε)

（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、Ｎｘ 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Ｎｘ 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、Ｎｘ 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Ｎｘ 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(ＮｘCAL_{flex})を図 A2-8 中に合わせて示す。

算出したＮｘCAL_{flex}とＮｘ IMU を時間的に整合させるため、算出したＮｘCAL_{flex}を　Ｎｘ 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＝39671.559sec）では、図 A2-８のＮｘCAL_{rigid}を時間積分し、移動量は、

０．０　～　［　０．８　］　～　１．８（ｍｍ）

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

０．２　～　［　２．４　］　～　４．３（ｍｍ）

尚、［ ］内は、ＮｘIMU 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。

① 推定推力をそのまま用いた場合

② ＮｘIMU 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

③ ＮｘIMU 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

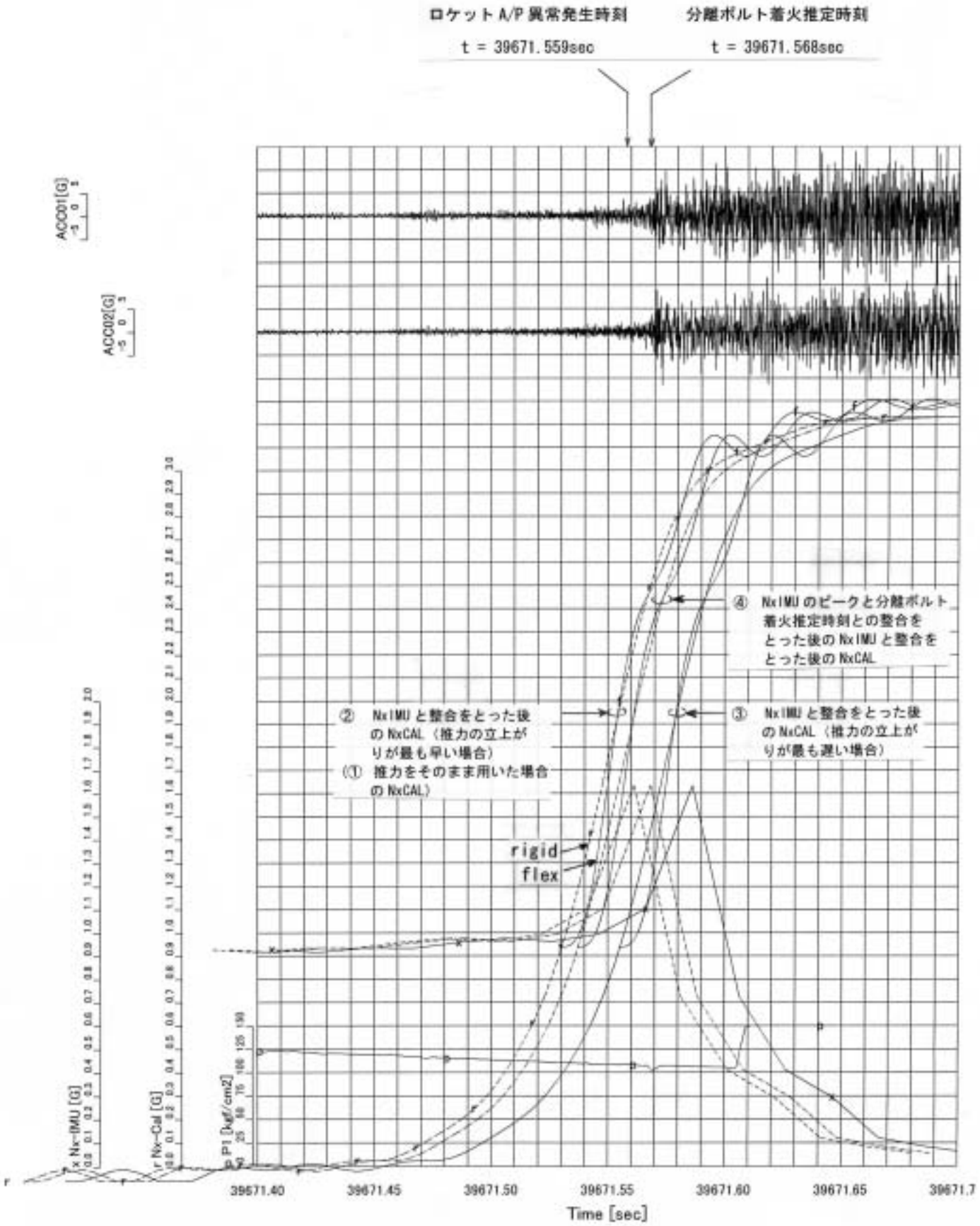
④ ＮｘIMU のピークと分離ボルトの着火推定時刻との整合をとった後のＮｘIMU と整合をとるよう補正した場合

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よく整合がとれている。

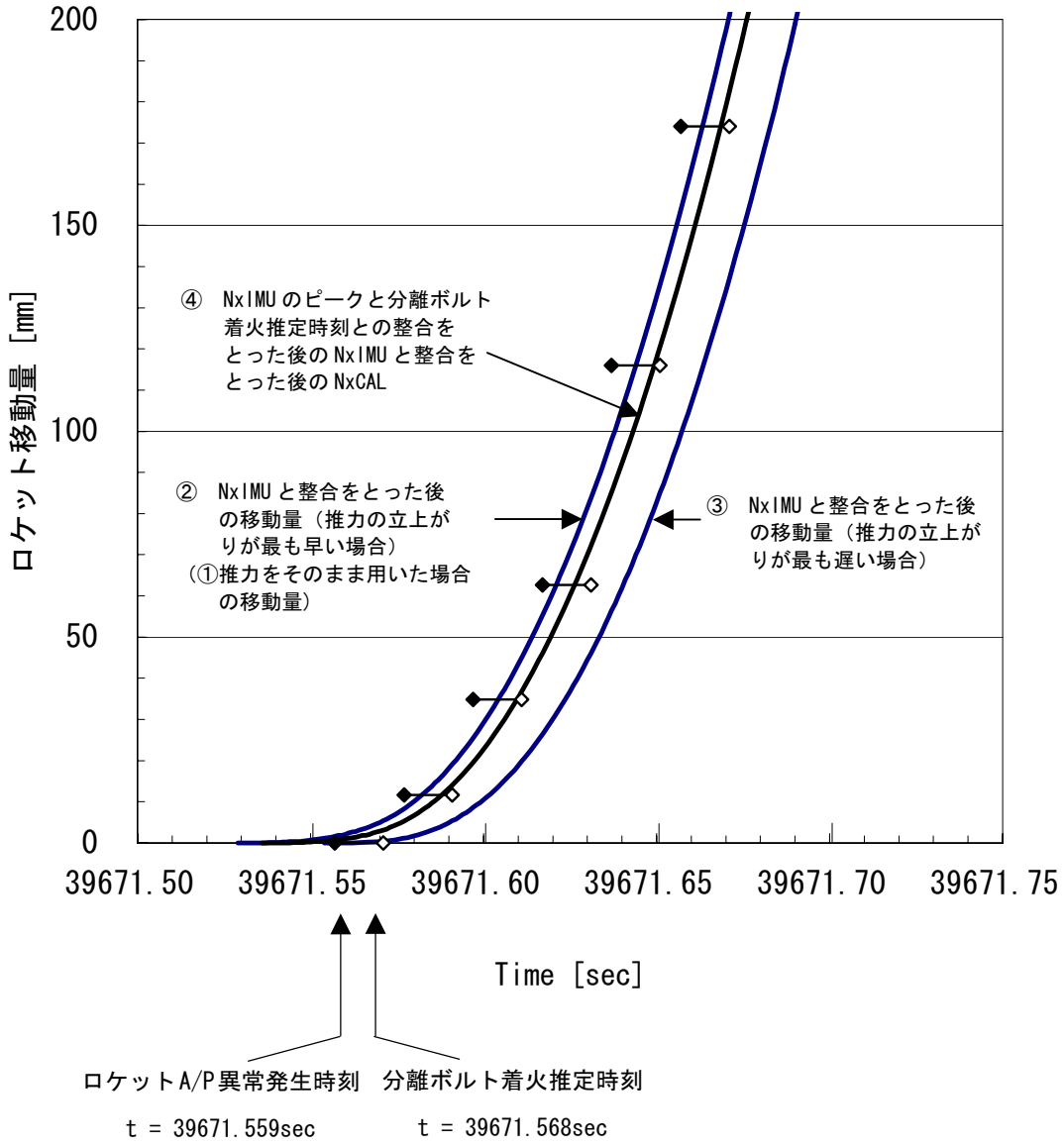
NEXST-1 TIME HISTORY

－#1 Flight Test Data－

Flight Date : 2002.07.14



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

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

・$C_{L\alpha}$＝0.00512　(1/deg)

・$C_{n\beta}$＝-0.00569　(1/deg)

・$C_{Y\beta}$＝-0.00512　(1/deg)

・$C_{n\alpha}$＝0.00332　(1/deg)

・$C_{l\alpha}$＝$C_{l\beta}$＝0.00144　(1/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。）

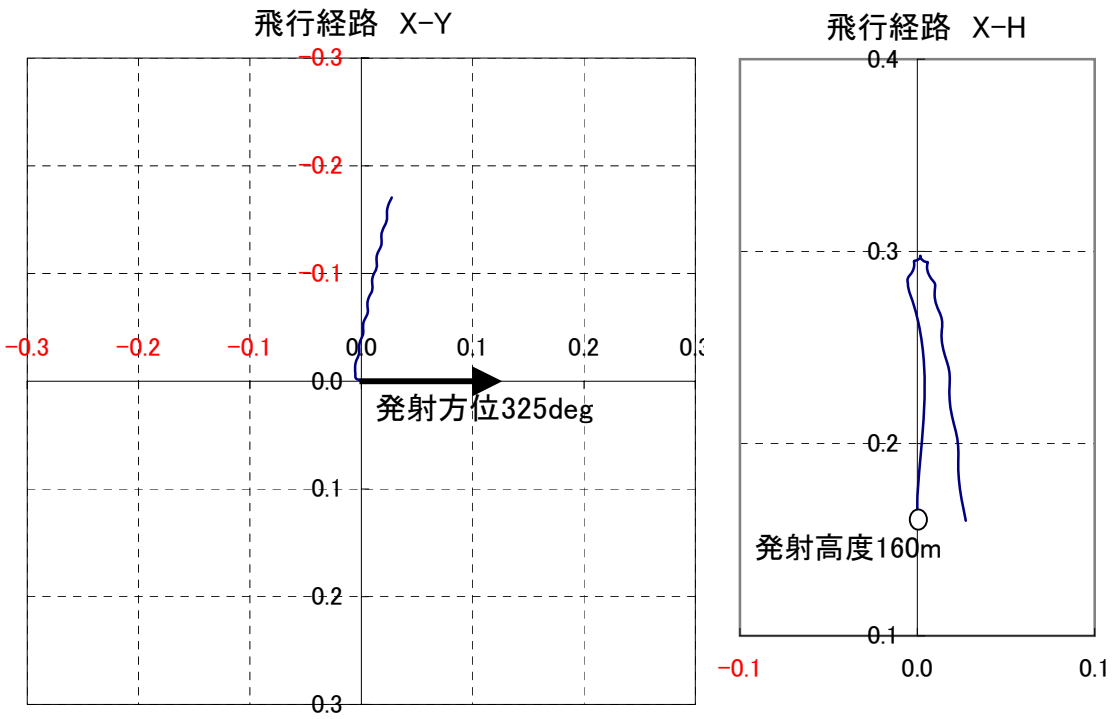
計算結果を図 A2-10 に示す。飛行時間及び落下点は以下の通り。

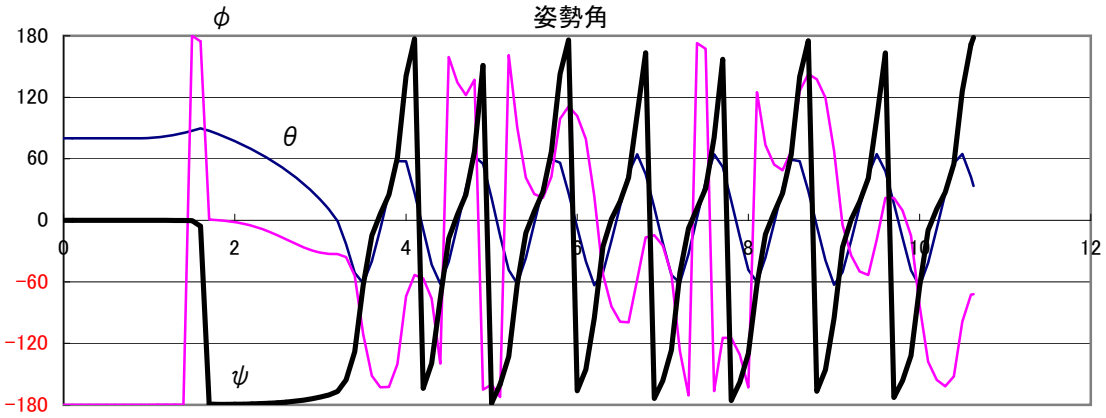
飛行時間：11s

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

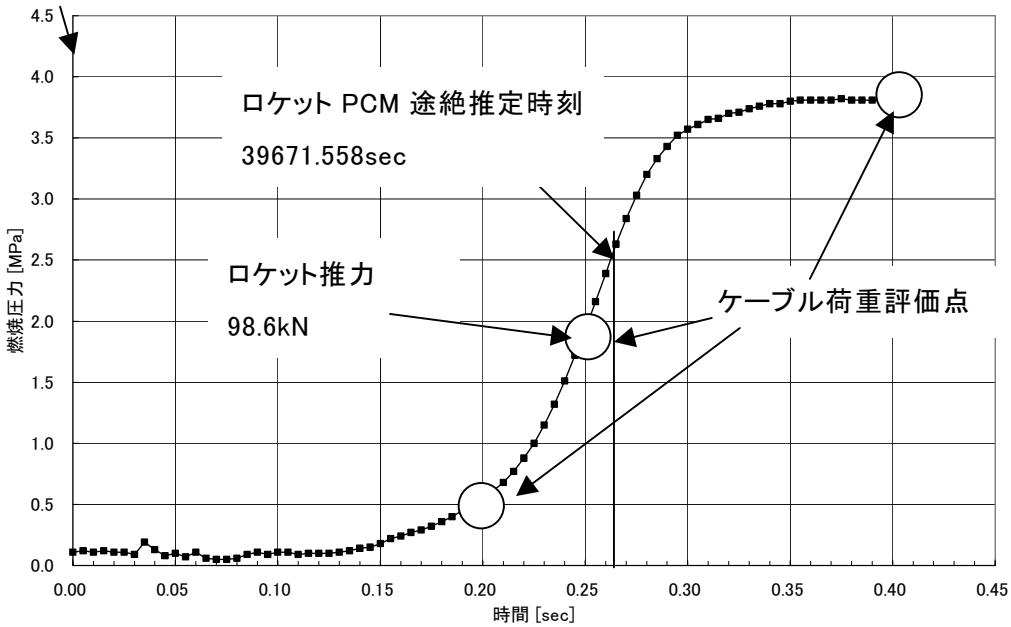
図Ａ２－１０　発射後のロケット運動シミュレーション結果

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度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。

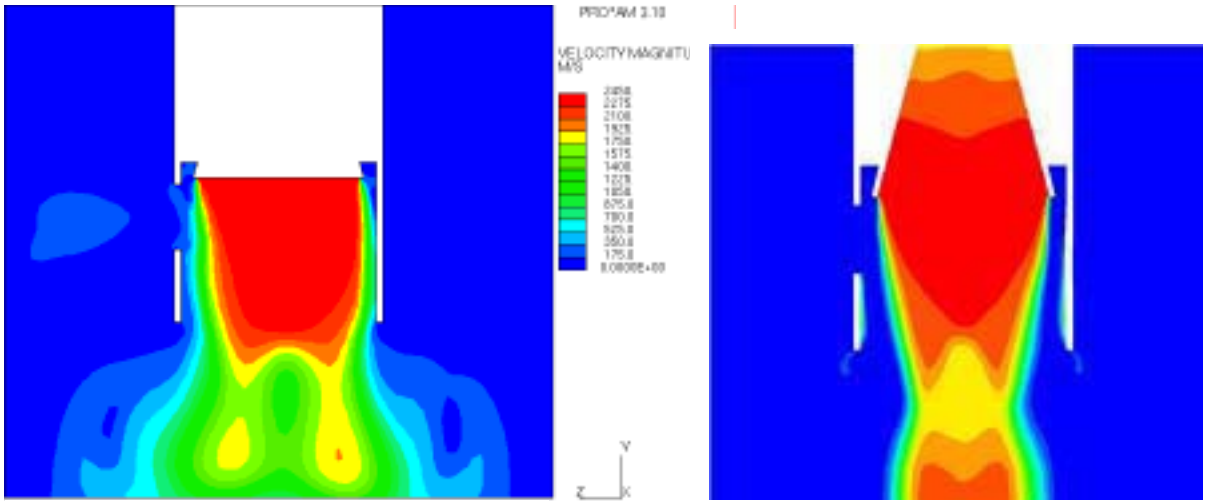


噴流の放射加熱による物体の表面温度は加熱前の温度を 290K（17℃）と仮定すると、非定常熱伝導解析の結果、コネクタ部では最高約 310K（40℃）程度となる。また、ケーブル被覆のテフロンは最高約 890K（620℃）になるが、実際にはアルミ蒸着を施したグラスクロスに包まれているため、上記のような温度までは上昇せず、放射加熱によるケーブルへのダメージは無かったと推定される。

表Ａ２－１　噴流 CFD 解析結果のまと

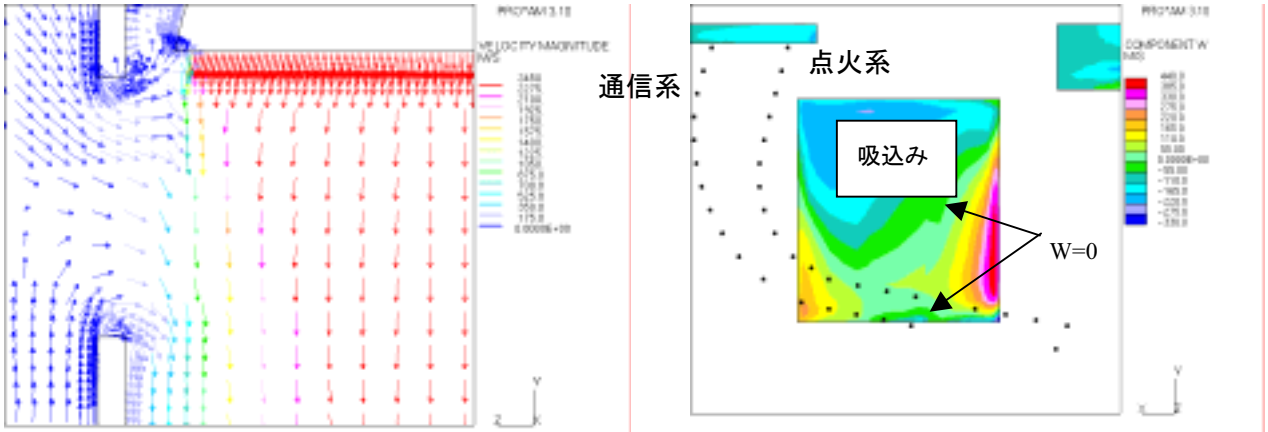
種類	解析目的	解析手法	解析モデル	解析条件	検討結果の概要	元圧0.5MPa	元圧1.72MPa	元圧3.8～3.9MPa
A	始動時の圧力波伝播の確認	No.1：MHI 3次元オイラー （直交格子）	ノズル、ストッパー （キャント有り、 開口部有り）	凍結ガス （γ=1.175), T0=3366K	1.開口部最大動圧：0.06MPa以下。 2.最大荷重*1：360N以下。			
B	エジェクタ効果、定常流れ場の確認	No.2：MHI 3次元NS （STAR-CD）	ノズル、ストッパー （キャント有り、 開口部有り）	凍結ガス （γ=1.175)、 T0=3366K、 空気 （γ=1.4）	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*1：1200N(@3.9MPa)、140N (@1.72MPa)、24N(@0.5MPa)	1. 最大動圧 ：4kPa 2. 最大荷重*1：24N 3. 積分荷重*3：3.0N, 2.4N	1. 最大動圧:23kPa 2. 最大荷重*1：140N 3. 積分荷重*3：33N、 51N	1. 最大動圧 ：200kPa 2. 最大荷重*1：1200N 3. 積分荷重*3：72N、 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 （γ=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*2：150kgf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 （γ=1.175)、 T0=3366K	1.非粘性計算： (1)ストッパ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*1：360N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*1：1140N			
		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 （γ=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*1：24N	1. 最大動圧 ：3kPa 2. 最大荷重*1：18N 3. 積分荷重*4：5.9N	1. 最大動圧 ：0.8kPa 2. 最大荷重*1：4.8N 3. 積分荷重*4：2.6N	1. 最大動圧 ：62.6kPa 2. 最大荷重*1：375.6N 3. 積分荷重*4：18.3N

*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。



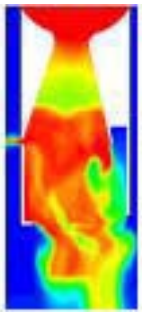
解析手法 No.2　　解析手法 No.5

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

① ロケットモータ点火。
② 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。
③ 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。
④ ロケットが更に前進し、ブラスト（噴流）がロケットストッパの外へ広がる。
⑤ 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。
⑥ アンビリカルケーブルが後方へ引かれる（垂れ下がる）。
⑦ 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。
⑧ 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。
⑨ 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。
⑩ 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。
⑪ 耐熱チューブが破損する。
⑫ コネクタは地面のコンクリートに落下し、ブラストにより拾得地点まで飛ばされる

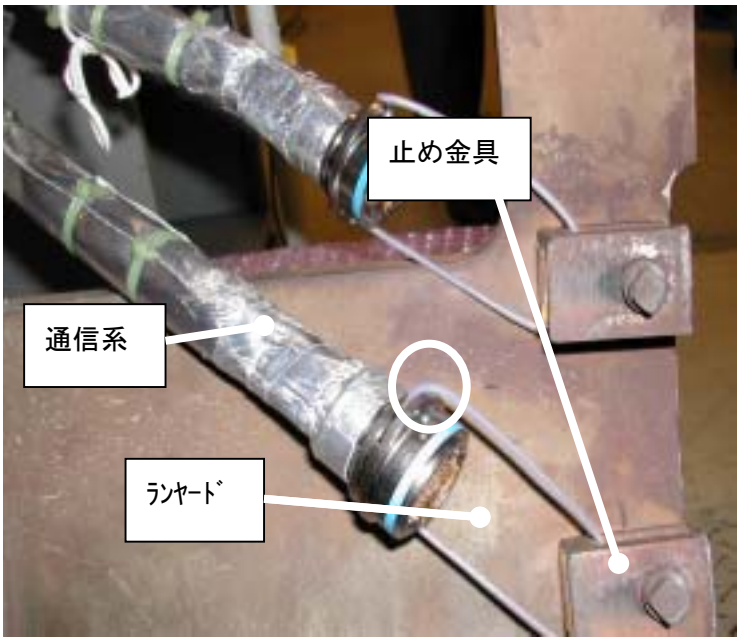
点火系アンビリカルケーブルの挙動

① ロケットモータ点火。
② 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。
③ 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。
④ ロケットが更に前進し、ブラスト（噴流）がロケットストッパの外へ広がる。
⑤ 耐熱チューブが破損し、裸になった金属スプライス部にブラストの熱が加わる。
⑥ 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）
⑦ 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。
⑧ アンビリカルケーブルが後方へ引かれる（垂れ下がる）。
⑨ ハーネスがコネクタのゴム部ごと引き抜かれる。
⑩ 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。

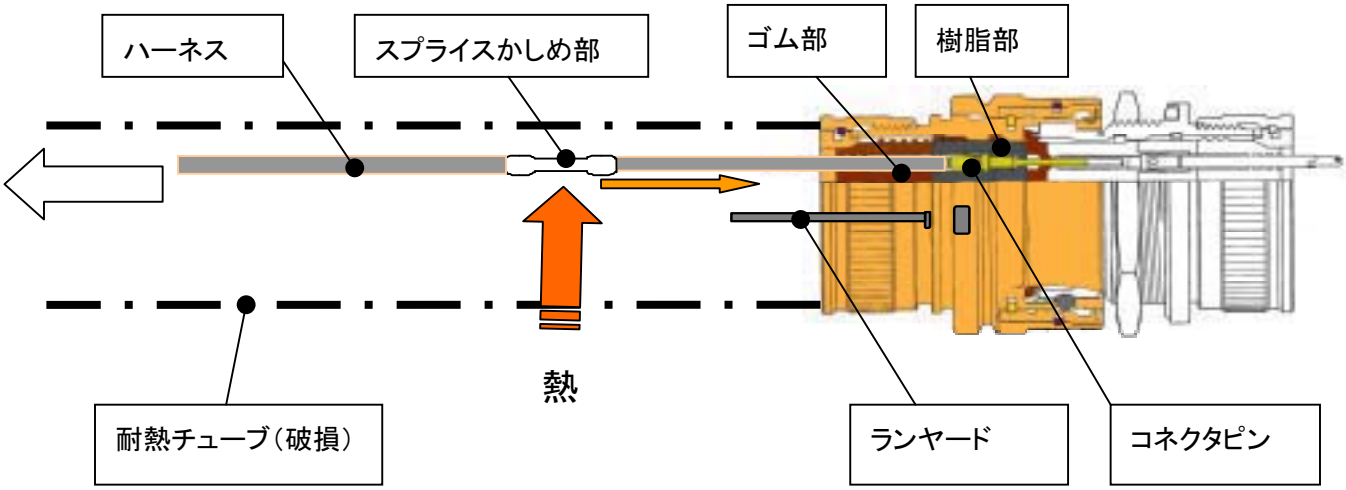
⑪ 熱により強度の低下したランヤードは、ブラストを受けたコネクタの運動等により機械的に破断する。

⑫ 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リカルケーブルを内側から見る。
アンビリ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Ａ２－１４　通信系アンビリカルケーブル



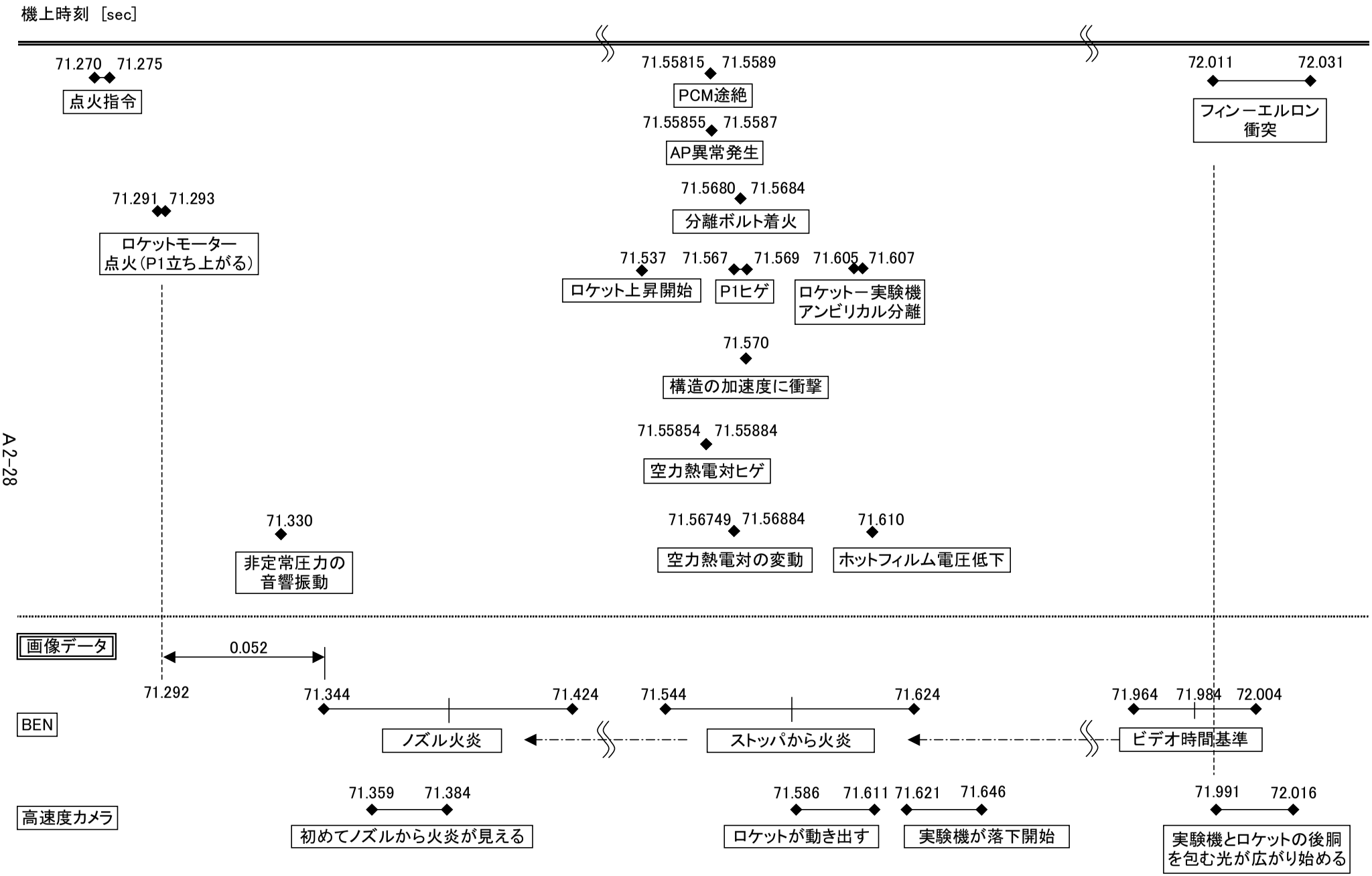
【説明】
耐熱チューブが破損したため、ブラストの熱はスプライスかしめ部（金属）からハーネス内の導線を通じコネクタピンまで急速に伝わる。
コネクタピンが加熱し、樹脂部およびゴム部の強度が低下する。
ケーブル全体が後方へ引かれ、ゴム部ごとケーブルが抜ける。

図Ａ２－１５　点火系アンビリカルコネクタ

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．ＦＴＡの詳細

原因推定のために２００項目に近い要因についてＦＴＡ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５Ｖ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ＦＴＡのツリーを示す。ＦＴＡ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、分離破断部は電気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、“ＡＰ分離指令出力”、“ＡＰとジャンクションボードＪＢ間配線の短絡・切断”、“ＪＢ誤動作”、“分離ボルト点火ラインにＪＢ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、“ＡＰ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） “ＡＰ分離指令出力”の要因は“ＡＰ本体の故障”、“ＡＰ供給電源の異常”、ＡＰ電源グランドＧＮＤレベル変動“、”ソフトウエアのバグ“、ソフトウエア仕様ミス”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） “ＡＰ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） “ＡＰ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ＡＰ分離指令出力は無かったこと、またＡＰ５Ｖ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、ＡＰ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、ＡＰ分離指令が誤出力される可能性は否定された。

（８） “ＡＰ供給電源の異常”の要因は“電源回路からのＡＰ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。

（１０）“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。

（１１）“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。

（１２）　“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。

（１３）　“電源回路から他構成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。

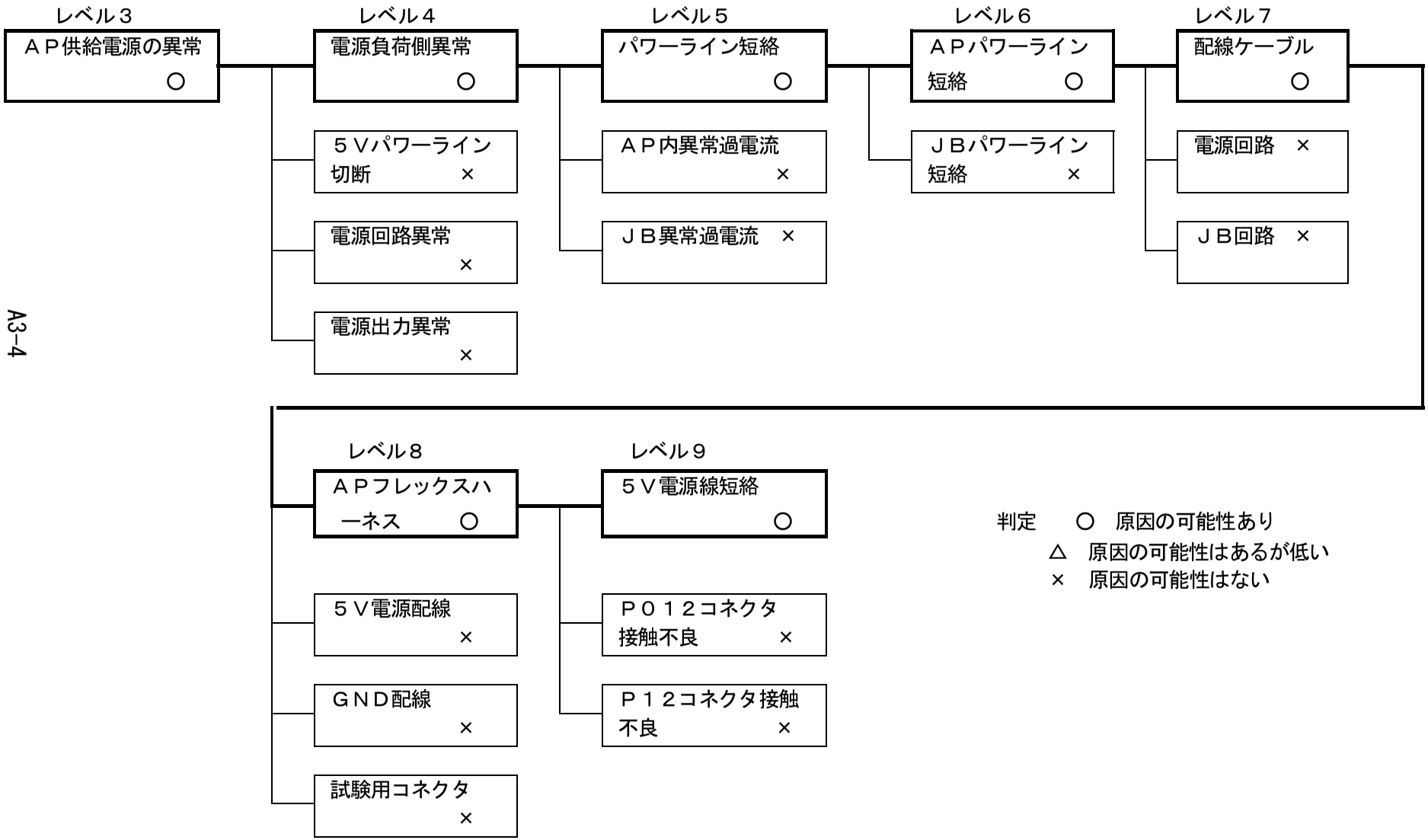
（１４）　“電源回路からＡＰへのパワーラインの短絡”はＡＰ現品調査、検証試験及びシミュレーション解析の結果、フレキシブルハーネス用ブラケット部と基板上の＋５Ｖスルーホール部の間で短絡した痕跡が確認されたこと、ブラケット部と＋５Ｖスルーホール部が打上げ時の加速度環境において短絡する可能性が大きいことが判明したこと、等から、ＡＰ電源電圧の低下を誘引し、ＡＰ分離指令出力、分離ボルト着火、実験機不時分離に至らしめた原因と推定された。

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

レベル０	レベル１	レベル２	レベル３	判定	
実験機不時分離	分離ボルト着火	A/P分離指令出力	A/P本体故障	×	
			A/P供給電源の異常	○	図A3-2
			A/P供給電源GNDレベル変動	×	
			ソフトバグ	×	
			ソフト仕様ミス	×	
		A/P～J/B間配線の短絡・切断		×	
		J/B誤作動		×	
		分離ボルト点火ラインにJ/B以外から電圧印加	ﾛｹｯﾄ内部ﾊｰﾈｽ/ｺﾈｸﾀの短絡	×	
			分離ﾎﾞﾙﾄ点検ﾗｲﾝに電圧印加	×	
			静電気	×	
			ＲＦ干渉	×	
			電気ノイズ	×	
		環境による分離ボルト単体誤作動	熱による作動	×	
			衝撃による作動	×	
			振動による作動	×	
		その他	誤配線等	×	
	実験機－ロケット結合部の破壊	結合分離装置の破壊		×	
		実験機結合部の破壊		×	
		分離ボルト破断		×	

図Ａ３－２　実験機不時分離ＦＴＡツリー（２／２）



判定　○　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

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　×：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	×
												1111112	基板ﾊﾟﾀｰﾝ断線（ﾘｾｯﾄIC入力）	×
												1111113	基板ﾊﾟﾀｰﾝ短絡（ﾘｾｯﾄIC入力）	×
												1111114	ﾘｾｯﾄICはんだ付け不良	×
										111112	ﾘｾｯﾄ遅延処理FPGA誤作動	1111121	FPGA故障	×
												1111122	基板ﾊﾟﾀｰﾝ断線（FPGA入力）	×
												1111123	基板ﾊﾟﾀｰﾝ短絡（FPGA入力）	×
												1111124	FPGAはんだ付け不良	×
										111113	ﾘｾｯﾄﾗｲﾝﾊﾞｯﾌｧIC誤作動	1111131	ﾊﾞｯﾌｧIC故障	×
												1111132	基板ﾊﾟﾀｰﾝ断線（ﾊﾞｯﾌｧIC入力）	×
												1111133	基板ﾊﾟﾀｰﾝ短絡（ﾊﾞｯﾌｧIC入力）	×
												1111134	ﾊﾞｯﾌｧICはんだ付け不良	×
								11112	ﾃﾞｰﾀ系統誤作動	111121	ﾃﾞｨｽｸﾘｰﾄIC誤作動	1111211	ﾃﾞｨｽｸﾘｰﾄIC故障	×
												1111212	基板ﾊﾟﾀｰﾝ断線（ﾃﾞｨｽｸﾘｰﾄIC入力）	×
												1111213	基板ﾊﾟﾀｰﾝ短絡（ﾃﾞｨｽｸﾘｰﾄIC入力）	×
												1111214	ﾃﾞｨｽｸﾘｰﾄICはんだ付け不良	×
										111122	ﾗｯﾁIC誤作動	1111221	ﾗｯﾁIC故障	×
												1111222	基板ﾊﾟﾀｰﾝ断線（ﾗｯﾁIC入力）	×
												1111223	基板ﾊﾟﾀｰﾝ短絡（ﾗｯﾁIC入力）	×
												1111224	ﾗｯﾁICはんだ付け不良	×
										111123	ﾊﾞｯﾌｧIC誤作動	1111231	ﾊﾞｯﾌｧIC故障	×
												1111232	基板ﾊﾟﾀｰﾝ断線（ﾊﾞｯﾌｧIC入力）	×
												1111233	基板ﾊﾟﾀｰﾝ短絡（ﾊﾞｯﾌｧIC入力）	×
												1111234	ﾊﾞｯﾌｧICはんだ付け不良	×
								11113	ｱﾄﾞﾚｽ系統誤作動	111131	ﾃﾞｺｰﾀﾞIC誤作動	1111311	ﾃﾞｺｰﾀﾞIC故障	×
												1111312	基板ﾊﾟﾀｰﾝ断線（ﾃﾞｺｰﾀﾞIC入力）	×

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　×：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
						1111313 基板ﾊﾟﾀｰﾝ短絡（ﾃﾞｺｰﾀﾞIC入力）	×
						1111314 ﾃﾞｺｰﾀﾞICはんだ付け不良	×
					111132 ﾊﾞｯﾌｧIC誤作動	1111321 ﾊﾞｯﾌｧIC故障	×
						1111322 基板ﾊﾟﾀｰﾝ断線（ﾊﾞｯﾌｧIC入力）	×
						1111323 基板ﾊﾟﾀｰﾝ短絡（ﾊﾞｯﾌｧIC入力）	×
						1111324 ﾊﾞｯﾌｧICはんだ付け不良	×
				11114 CPU暴走	111141 CPU周辺IC誤作動（CPU,ﾒﾓﾘ）	1111411 CPU周辺IC故障	×
						1111412 基板ﾊﾟﾀｰﾝ断線（CPU周辺IC）	×
						1111413 基板ﾊﾟﾀｰﾝ短絡（CPU周辺IC）	×
						1111414 CPU周辺ICはんだ付け不良	×
				11115 電源系統故障（HOT、GND）	111151 基板、ﾏｻﾞｰﾎﾞｰﾄﾞﾊﾟﾀｰﾝ断線		×
					111152 基板、ﾏｻﾞｰﾎﾞｰﾄﾞﾊﾟﾀｰﾝ短絡		×
					111153 ｺﾈｸﾀはんだ付け不良		×
			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			×
				11122 電源回路の異常	111221 +5V出力異常		×
					111222 保護回路の作動または誤作動		×
				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		×
					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		×
					111233 誘導計測用電池から他構成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	×
						1112332 ﾛｹｯﾄ(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	×
						1112333 ﾛｹｯﾄ(TB1)～実験機間I/Fの実験機分離モニタラインが短絡	×
						1112334 ﾛｹｯﾄ(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	×

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　×：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	×
							1112336	誘導計測用電池のＪ／Ｂへのパワーラインの短絡	×
							1112337	誘導計測用電池の電源回路へのパワーラインの短絡	×
							1112338	誘導計測用電池のＩＮＥへのパワーラインの短絡	×
							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	×
							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	×
							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	×
					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	×
							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	×
							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	×
					111235	ＩＮＥ内の異常による過電流消費			×
					111236	指令受信装置内の異常による過電流消費			×
					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	×
							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	×
							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	×
					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			×

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　×：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	×
							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	×
									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	×
									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	×
									1112424	ﾛｹｯﾄ(A/P)～実験機間I/FのRS-422信号ﾗｲﾝ(ﾃﾞｰﾀ,ｸﾛｯｸ)短絡	×
									1112425	A/P～J/B間TTL信号ﾗｲﾝ(ｹﾞｰﾄ)短絡	×
									1112426	ﾛｹｯﾄ(A/P)～発射制御装置間I/FのRS-232C信号Txﾗｲﾝへのｻｰｼﾞ電圧	×
									1112427	ﾛｹｯﾄ(A/P)～発射制御装置間I/FのRS-232C信号Rxﾗｲﾝへのｻｰｼﾞ電圧	×
							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	×
									1112432	ﾛｹｯﾄ(A/P)～実験機間I/FのRS-422信号ﾗｲﾝ(ｹﾞｰﾄ)短絡	×
									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	×
									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	×
			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ｼｸﾞﾅﾙ GND短絡			×
							111312	外部電源RTNﾗｲﾝの短絡			×
					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			×
							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			×

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　×：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
						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ﾊﾟﾜｰﾗｲﾝの短絡 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	入力ｺﾝﾃﾞﾝｻ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ｺﾝﾊﾞｰﾀ	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	出力ｺﾝﾃﾞﾝｻC18、C6、C7	A181	短絡	×
			A19	出力ｺﾝﾃﾞﾝｻ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	配線ｹｰﾌﾞﾙ	A21	５V電源配線	A211	電源回路ーA/P間配線断線	×
					A212	電源回路ーA/P間配線GND短絡	×
					A213	電源回路ーJ/B間配線断線	×
					A214	電源回路ー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
						A215	電源回路ーJ11試験用ｺﾈｸﾀ間配線断線	×
						A216	電源回路ーJ11試験用ｺﾈｸﾀ間配線GND短絡	×
				A22	GND配線	A221	電源回路ーA/P間配線断線	×
						A222	電源回路ーJ/B間配線断線	×
						A223	電源回路ー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	ﾋﾟﾝ37が筐体、他GNDと短絡	×
		A3	ｼﾞｬﾝｸｼｮﾝﾎﾞｰﾄﾞ（J／B）	A31	J300ｺﾈｸﾀ	A311	ﾋﾟﾝ44（5V）、50(5VGND)短絡	×
				A32	ｺﾝﾃﾞﾝｻ10μ、0.1μ ×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	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ(A/P)	A41	ｱﾅﾛｸﾞ基板	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	ﾌｫﾄｶﾌﾟﾗ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	ﾊﾟｽｺﾝﾃﾞﾝｻ短絡	×
						A410	基板内ﾊﾟﾀｰﾝ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	パスｺﾝﾃﾞﾝｻ短絡	×
						A42e	基板内ﾊﾟﾀｰﾝ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	パスｺﾝﾃﾞﾝｻ短絡	×
						A430	基板内ﾊﾟﾀｰﾝ5V-GND短絡	×
				A44	ﾃﾞｨｽｸﾘｰﾄ基板	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	ﾌｫﾄｶﾌﾟﾗ　HCPL6731故障、5V短絡（過電流）	×
						A445	パスｺﾝﾃﾞﾝｻ短絡	×
						A446	基板内ﾊﾟﾀｰﾝ5V-GND短絡	×
				A45	ﾏｻﾞｰﾎﾞｰﾄﾞﾌﾚｯｸｽ基板	A451	JJ25ｱﾅﾛｸﾞ基板ｺﾈｸﾀ接触不良	×
						A452	JJ22CPU基板ｺﾈｸﾀ接触不良	×
						A453	基板内ﾊﾟﾀｰﾝ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Ａ４－１にまとめる。

表Ａ４－１　　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	①誘導計測部、制御部の外観を確認・撮影した。 ②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。 ③A/P、DC-DCｺﾝﾊﾞｰﾀ、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。	―
2	A11-1	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ分解調査	①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型ｱﾝｸﾞﾙに変形があった。 ②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。 ③外筒を切断しｵｰﾄﾊﾟ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、ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ 本体のCPU基板組立のﾌﾟﾘﾝﾄ基板、HDLC基板組立のﾌﾟﾘﾝﾄ基板、ｺﾈｸﾀ及びﾏｻﾞｰ ﾎﾞｰﾄﾞに損傷があった。ｺﾈｸﾀの勘合には異常が無かった。 ④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 計測ﾃﾞｰﾀ(+)、100ﾋﾟﾝ:±15VｼｸﾞﾅﾙGND）あった。 ⑤ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ本体に電源を投入したところﾊﾟﾜｰｵﾝ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。 ⑥更にｵｰﾄﾊﾟ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ﾌﾟ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。 ⑦No25. B11-2 ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ単体確認の結果②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。	ｵｰﾄﾊﾟ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ﾊﾟ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。 ①ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ本体は、外観上、一部のﾌﾟﾘﾝﾄ基板、ｺﾈｸﾀに破損があるもののﾊｰﾄﾞｳｪｱ、ｿﾌﾄｳｪｱのﾃﾞｰﾀとも壊れることなく動作している。 ②+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ﾌﾟﾘﾝﾄ基板のｺﾈｸﾀ部に当たることによりﾌﾟﾘﾝﾄ基板が移動してﾌﾚｰﾑと接触したものである。 ③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捩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。 ④ｵｰﾄﾊﾟ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る。 ⑤左記⑦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	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ分解調査 RS232C,RS422,TTL 信号ライン短絡調査	①ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ分解前後でRS232C,RS422,TTL信号、ﾃﾞｨｽｸﾘｰﾄ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	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ分解調査 基板,マザーボード調 査	①CPU基板組立とHDLC基板組立のﾌﾟﾘﾝﾄ基板のｴｯｼﾞ部分が潰れていた。 ②HDLC基板組立のｺﾈｸﾀがゆがんでいた。 ③HDLC基板組立で5VGNDと筐体間に導通があった。 ④HDLC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。 ⑤ﾏｻﾞｰﾎﾞｰﾄﾞの導通は問題なかった。 ⑥ﾌﾟﾘﾝﾄ基板の導通についてはｵｰﾄﾊﾟ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	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ分解調査 ICはんだ付け調査	①基板上の部品は図面通りに実装されていた。 ②部品のはんだ付けに異常はなかった。	

表Ａ４－１　　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
6	A12	INE分解調査	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。 ①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。 ②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。 INEを分解し、内部に電源短絡の痕跡がないか調査した。 ③ｾﾝｻ１用電源（PS1）は損傷が激しく、±15VDC/DCｺﾝﾊﾞｰﾀはﾊﾟｯｹｰｼﾞが外れ、ｺｲﾙが破損していたが、28V入力にあるﾋｭｰｽﾞは導通があり、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ﾀﾞｸﾀﾝｽの変化の影響と考えられる。 ④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。 ⑤CPUｶｰﾄﾞは単体で正常に作動した。（ﾃｽﾄｾｯﾄとの通信を実施） ⑥ｾﾝｻ１（RLGｾﾝｻﾓｼﾞｭｰﾙ）は、破損しており、作動不可。 ⑦ｾﾝｻ２（FOGｾﾝｻﾓｼﾞｭｰﾙ）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。	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。
7	A13	電源回路分解調査	①損傷があり、上面がとれかかっている。 ②一部端子が折れて断線しかかっているところがあるが作動を行ったところ、DC-DCｺﾝﾊﾞｰﾀとして正常作動する。 ③５Ｖ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。 ④過電流時の復帰時間を測定した結果、約5msecであった。 ⑤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。 ⑥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。	①左記③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、ﾘｰﾄﾞ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。 ②過電圧、温度上昇による保護回路作動時は０Ｖﾎｰﾙﾄﾞとなるため、本事象とは異なることが判明した。
8	A14	指令受信装置分解調査	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。 ①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、蓋取付ﾎﾞﾙﾄ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） ②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。 ・28V電源系統のHot-Rtn,Hot-ｼｬｰｼｰｸﾞﾗﾝﾄﾞ,Rtn―ｼｬｰｼｰｸﾞﾗﾝﾄﾞ　間の短絡なし。 ・全信号ﾗｲﾝ―GND間の短絡はなし。	―

表Ａ４－１　　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	ｼﾞｬﾝｸｼｮﾝﾎﾞｰﾄﾞ分解調査	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。 ①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。 ②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。 ③筐体内部より取り出した基板は一部損傷している。 ④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。 ⑤RS422ﾛｹｯﾄﾃﾚﾒｰﾀｹﾞｰﾄ信号（U1/26LS31）は破損し、ﾁｯﾌﾟが露出しているが、ﾁｯﾌﾟに焼損等の異常な痕跡はなかった。 ⑥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。 ⑦電源+5V-GND間に短絡はなかった。 ⑧分離指令入力ｲﾝﾊﾞｰﾀ　（U2/SN54AC14）は正常に作動した。 ⑨分離指令用ﾌｫﾄMOSﾘﾚｰ（K10/AQZ205V）は正常に作動した。	①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。 ②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ﾊﾞｰﾀ、ﾌｫﾄMOSﾘﾚｰには異常はなかった。 ③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。 ④ﾘﾚｰについては、今回の事象の要因とはならない。
10	A2	制御部現品調査	次の項目について調査を実施。特記事項は特に無し。 ①外観の確認・記録 ②制御部脱落状況の考察 ③ケーブルの取り外し。	―
11	A2.1	ｻｰﾎﾞｱﾝﾌﾟ分解調査	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。 ①　外観上に一部破損がある。（上ﾊﾟﾈﾙ、後ﾊﾟﾈﾙ、制御基板2枚、DC/DCｺﾝﾊﾞｰﾀ） ②電源間及び電源～筐体間に短絡はない。 ③制御電源、動力電源ともに短絡はない。	-

表Ａ４－１　　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	①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。 ②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。 ③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：107Ω[作動前電橋線抵抗値：1.0±0.2Ω] ・後方，左舷：0.03Ω[作動前電橋線抵抗値：1.0±0.2Ω] ④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。 ⑤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。 ⑥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。 ⑦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。	①，②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。 ③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。（5.2kΩ、0.11kΩ） ④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。 ⑤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。 ⑥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。 ⑦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。
13	A23	電池調査	①　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個所があり、内部セルが変形している。損傷個所には＋リード線があり、リード線も含めて熔融している。 ②　指令受信装置用電池は異常なし。（正常放電と変わりなし） ③　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。 ④　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。 ⑤　制御部用電池(S/N016)については解体調査を実施し、＋ﾘｰﾄﾞ線と-ﾘｰﾄﾞ線には溶融した痕跡があった。 ⑥　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。	①　誘導計測部用電池は衝突等により損傷し、損傷部の＋ﾘｰﾄﾞ線が電池筐体とショートした可能性が高い。 ②　制御部用電池はいづれも外部で生じた短絡により過電流が流れ、電池内のﾘｰﾄﾞ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考える。 ③　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。
14	A4-1	ｱﾝﾋﾞﾘｶﾙｹｰﾌﾞﾙ類の調査（ロケット～実験機アンビリカル）	外観検査及び導通絶縁検査を実施。 ①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。 ②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。 ③アンビ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。	アンビ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。

表Ａ４－１　　実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧　（5／ 15 ）

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	①＋５Ｖ電源ライン及び＋５Ｖ電源ＧＮＤラインについては断線が無いことを確認した。 ②ターミナルボードＴＢ２～機体間のＧＮＤ配線（＃１６、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。 ③＋５V電源ﾗｲﾝのGNDへの短絡はなし。 ④トンネルｹｰﾌﾞﾙについては損傷が激しく（２箇所で断線、ロケット後方焼損）導通調査困難。 ⑤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。	①＋５Ｖ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。 ②左記②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＋ﾘｰﾄﾞ線が筐体に接触し、電流が流れたものと考える。
16	C2	ｱﾝﾋﾞﾘｶﾙｹｰﾌﾞﾙ引っ張り試験	ハーネス単体のカシメ部及びスプライス部の引張り強度データを取得した。 実アンビリカルケーブルを用いた引張り試験は他の試験を優先し、未実施	―

表Ａ４－１　　実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧　（6／ 15 ）

No	試験項目		試験結果	考察
17	C2-1	ｱﾝﾋﾞﾘｶﾙｹｰﾌﾞﾙ類の調査 (WO1,WO2)	・通信系アンビリカルケーブル ①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。 ②４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。（２５ＭΩ以下）　その１０日後の再計測の結果、これらは１ＧΩ以上の絶縁が保たれていた。 ③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-232C Rx、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）,分離ボルトアーミングモニタ,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）,電池アーミングモニタ,電池スクイブ（制）（２本）、電池アーミング、RS-232C Rx, Tx、分離ボルトアーム指令、分離ボルトセーフ指令、非常装置セーフ、非常装置アーム、R/M S/Aセーフ、R/M S/Aアーム、非常装置セーフ確認、非常装置アーム確認、R/Mセーフ確認、R/Mアーム確認、確認RTN、R/Mアーミングモニタ、R/M着火１，RTN、R/M着火２，RTN、R/Mアーミング指令、R/M GND、非常装置アーム指令（点検用）） ・点火系アンビリカルケーブル ①スプライス付近で力が加わり断線している。 ②通信用アンビリカルと比較しロケットストッパの出口にこすれ、被覆が出ている線が在る。（一部シールド断線） ・通信系および点火系アンビリカルケーブルの断熱材 ①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。 ②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。 ・アンビ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ビ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、アンビリカルケーブルを分離させた。 ①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。 ②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気的に分離することがわかった。	①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、アンビリカルケーブルでの２８Ｖショートの可能性は低い。 ②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。

表Ａ４－１　　実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧　（7／ 15 ）

No	試験項目		試験結果	考察
18	C2-2	ｱﾝﾋﾞﾘｶﾙｹｰﾌﾞﾙ類の調査（W1）	①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。 ②RS232C　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。 ③芯線が露出している箇所で、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）。 ④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。	①W1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。 ②RS-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。 ③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。

表Ａ４－１　　実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧　（8／ 15 ）

No	試験項目		試験結果	考察
19	C2-3	ｱﾝﾋﾞﾘｶﾙｺﾈｸﾀの調査 （P151,P152,J151,J152 ）	通信系アンビリカルコネクタ（P151） ①コネクタはつぶれたような変形がある。 ②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。 ③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。 ④全てのピンはショートしていない。 ⑤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。 ⑥ボールに異常な変形や磨耗は認められない。 ⑦ロケットブースタからのブ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。 ⑧ピンを保持している内部樹脂は脆い状態であった。 ⑨ピン挿入穴内面に白色（ブラストと推定される）の変色部が認められる。 ⑩コネクタシェルとボールとの接触面には複数回（約２９回）の脱着の痕跡が 認められる。 ⑪樹脂を分解した結果、ピン形状の部品が３本確認された。 ⑫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。 ⑬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。 ⑭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、打痕部はブ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。	通信系アンビリカルコネクタ ①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(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。 ②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。

表Ａ４－１　　実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧　（9／ 15 ）

No	試験項目		試験結果	考察
		（前項目続き）	通信系レセプタクル（J151） ①円周1/4の範囲でかけがある。 ②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。 ③損傷部及び付着物の成分分析結果は、主としてブラスト成分だった。 点火系アンビリカルコネクタ（P152） ①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。 ②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） ③硬質プラスティ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。 ④コネクタ全般に渡り付着物が着いている（細部解析中） ⑤ゴム部には弾性があることから熱的損傷は軽微である。 ⑥打痕部の観察結果より、ｹｰﾌﾞﾙ側からﾋﾟﾝ側に進む擦り傷が認められた。 ⑦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。 ⑧ｺﾈｸﾀ内部のｺﾞﾑは、機械的な力によって破断しており、熱損は認められない。 ⑨上記②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。 ⑩上記④に続き、付着物は黒色及び灰色の異物とともに、 多量にｱﾙﾐﾆｳﾑが検出されており、主にﾌﾞﾗｽﾄ成分であると推定される。 ⑪上記⑧に続き、ｺﾞﾑ内部の樹脂部分を観察した結果、ﾋﾟﾝ穴内部には、 ﾋﾟ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。 点火系レセプタクル（J152） ①円周1/4の範囲でかけがある。 ②コネクタをロックする穴からのボール痕はなし。 ③損傷部及び付着物の成分分析結果は、主としてブラスト成分だった。	点火系アンビリカルコネクタ ①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） ②点火系アンビリカルコネクタは20番線が１９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。通信系アンビリカルコネクタは22番線で細くかしめ部が外れやすい。 ③点火系アンビリカルコネクタは、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パの内面の噴流跡の観察からでも裏付けられる。 ④付着物はブラスト成分と推定される。 通信及び点火系レセプタクル ①ブラスト・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。 ②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。

表Ａ４－１　　実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧　（10／ 15 ）

No	試験項目		試験結果	考察
20	C3.3	ﾛｹｯﾄｽﾄｯﾊﾟの調査	①打痕 ロケットストッパ前端面(2箇所)，後端面(1箇所)に打痕有り。 ②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パ内上側に偏って付着している。 ③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]) 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])	①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パ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。 ②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パ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。 ③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。 ④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。
21	C3.4	中継ボックスの調査	中継ﾎﾞｯｸｽ底面(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） 【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、 ①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。 ②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）	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。
22	A5	ﾌｨﾝ（ｱﾝﾃﾅ含）の調査	①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。 ②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。 ③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。 ④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。	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。

表Ａ４－１　　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	①打上ロケット、発射制御装置、W1ｹｰﾌﾞﾙ代替品について、導通・絶縁を検査し、問題ないことを確認した。 ②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	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ部品確認 RS232C用IC単体調査	①Tx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。 ②Txﾗｲﾝに28VDCを電圧を印加したところICが故障した。 ③Tx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。 ④Tx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） ⑤②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。 ⑥Rxﾗｲﾝに±40VDCの電圧を印加したが故障は無かった。 ⑦Rxﾗｲﾝに±350V/1μSまで電圧を印加したが、入力電圧は約50Vでｸﾗﾝﾌﾟされ 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。	①RS232CのTx及びRxに電圧を印加した場合、ｵｰﾄﾊﾟｲﾛ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。 ②TxﾗｲﾝのGND短絡ではｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄのﾘｾｯﾄは生じないと考える。 ③Rxﾗｲﾝへ28Ｖ短絡ではｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄのﾘｾｯﾄは生じないと考える。 ④IC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ﾊﾟｲﾛ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	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ単体確認	①外部ﾌﾚｯｸｽﾊｰﾈｽ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。 ②+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。　導通個所は、ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ本体内ではなく、外部機器と接続するﾌﾚｯｸｽﾊｰﾈｽ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。 ③外筒からｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ本体と外部ﾌﾚｯｸｽﾊｰﾈｽ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。 ④ｵｰﾄﾊﾟｲﾛ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。 ⑤更にｵｰﾄﾊﾟ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ﾌﾟ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。 ⑥No29～35の試験ため、ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ本体の基板にﾓﾆﾀ線を接続し、組立を行った。 ⑦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。	①ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ本体は、ﾊｰﾄﾞｳｪｱ、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。 ②左記②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。

表Ａ４－１　　実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧　（12／ 15 ）

No	試験項目		試験結果	考察
26	B11-3	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ単体確認　＋5Ｖ電源瞬断及び低下調査	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。 ①瞬時電流１．０～４．０Ａ、継続時間：５０μｓｅｃではＡ／Ｐはリセットしない。 ②瞬時電流１．９Ａ、継続時間：３００μｓｅｃ及び６００μｓｅｃではＡ／Ｐはリセットしない。 ③瞬時電流２．５Ａ、継続時間：１５０μｓｅｃでＡ／Ｐがリセットした。 ④瞬時電流３．０Ａ、継続時間：１００μｓｅｃでＡ／Ｐがリセットした。 ⑤瞬時電流４．０Ａ、継続時間：６５μｓｅｃでＡ／Ｐがリセットした。 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２．５Ａ以上の瞬時電流が必要である。	＋５Ｖ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。 ①の継続時間５０μｓｅｃ及び②の瞬時電流１．９Ａ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４．５５Ｖ以下まで降下ぜずリセットが発生しなかったと考えられる。
27	B11-4	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ単体確認 RS232C,RS422,TTL信号ﾗｲﾝ短絡、電圧印加調査	①CPU基板単体（BBM）において、RS232CのTX出力ﾗｲﾝ（+10V出力状態）に-140V以上ﾊﾟﾙｽ幅１μsのｻｰｼﾞ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、ﾘｾｯﾄ信号出力はなかった。ただし、ﾘｾｯﾄ信号にﾉｲｽﾞ状の電圧変動が見られた。さらに-300Vﾊﾟﾙｽ幅１μｓのｻｰｼﾞ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。 ②上記形態に-160V、ﾊﾟﾙｽ幅8μｓのｻｰｼﾞ電圧を印加したところ、ﾘｾ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。	①RS232C用ICが故障しないﾚﾍﾞﾙのｻｰｼﾞ電圧を印加した場合、ﾘｾｯﾄ信号出力は発生しないものの、ﾉｲｽﾞ状の電圧変動が見られた。このﾘｾｯﾄ信号の電圧変動がCPU、ﾗｯﾁ用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。 ②RS232CのTX出力にｻｰｼﾞ電圧が印加した場合、ﾘｾ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。
28	B11-5	ｵｰﾄﾊﾟｲﾛｯﾄ単体確認 GNDレベル変動調査	①発射制御装置からﾛｹｯﾄ筐体→ﾛｹｯﾄ内配線経由で発射制御装置に戻る大電流が流れた場合のA/P　GNDﾚﾍﾞ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。	点火系ｹｰﾌﾞﾙ等における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。
29	B12-1	サージ電圧によるGNDﾚﾍﾞﾙ変動調査（その１）	①誘導計測部に＋２５ＶＤＣを印加した（発射制御装置ＧＮＤレベルより２５Ｖ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、＋５Ｖ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。 ②分離ボルト着火ラインへ分離ボルトの模擬抵抗（１Ω）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－８Ｖ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、ｱﾝﾋﾞ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。	誘導計測部を２５Ｖ浮かした状態でアンビリカルを引き抜きを実施しても＋５Ｖ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＋５Ｖ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。
30	B12-2	サージ電圧によるGNDﾚﾍﾞﾙ変動調査（その２）	①RS232CのRx及びＴｘのﾗｲﾝに１１V以上の電圧が印加されることはなかった。 ②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～１Vの範囲で変動した。 ③アンビリカルケーブルのシールド線を断線模擬したき、RS232C　GNDの発射制御装置端で約－９Vのサージを確認したが、このサージではA/Pにリセットがかからなかった。	①RS232C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。

表Ａ４－１　　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	①５～１０Ａ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＋５Ｖ 電源が大きく変動することを確認した。 ②Ａ／ＰリセットＩＣ付近＋５Ｖ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、 ３～１０Ａ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。	①　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。 ②　ﾘｾｯﾄ信号発生の有無については、ﾉｲｽﾞ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。 ①28V電源の瞬断が４msec以上継続すると、電源回路の５Ｖ出力が４．５５Ｖを下回りA/Pのリセットが発生することを確認した。 ②A/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16～20msecであった。 ③28V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。 ④分離指令がＡ／Ｐ（ＦＣＴ５４１）より出力されてから約６ｍｓｅｃ後に分離ボルト着火信号が出力されることが分かった。	①４ｍｓ以上の２８Ｖ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（５ｍｓｅｃ以上）、着火信号が出力されることを確認した。 ②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、２８Ｖ電源瞬断の可能性は低い。 ③インバータ（ＳＮ５４ＡＣ１４）、Ｋ１０フォトＭＯＳリレー（ＡＱＺ２０５Ｖ）及びＫ２分離ボルト着火リレー(Y-J-2N)のトータル作動時間遅れ量は約６ｍｓｅｃである。
33	B14-1	RS２３２Cラインへの+28V系へのｼｮｰﾄ	試験省略	５Ｖ瞬断試験（B11-3）とＲＳ２３２Ｃ単体試験（B11-1）でＲＳ２３２Ｃラインが２８Ｖと短絡しても５Ｖ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＋５Ｖ電圧変動を１０ｍＶ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、＋５Ｖ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＋２８Ｖ系へのｼｮｰﾄ	試験省略	A/P現品調査において、RS422ICに損傷がなく、かつ、２８Ｖ電源瞬断試験(B13)より、２８Ｖ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	アンビリカルケーブルでのディスクリートライン（ＢＩＴ判定結果(２８Ｖ)、FIRING信号(２８Ｖ)）の短絡の痕跡がなく、かつ、２８Ｖ電源瞬断試験(B13)より、２８Ｖ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。

表Ａ４－１　　実験機不時分離現品調査・検証試験結果一覧　（14／ 15 ）

No	試験項目		試験結果	考察
38	B19	A/Pｿﾌﾄｳｴｱ確認	①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。 ②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。 ③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。 ④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。	オートパイロットソフトウエア上、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。
39	Ｂ２０	誘導計測部環境試験	①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。 ②AutoPilot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。 ③AutoPilotに対する静的荷重負荷を４ｇ加速相当まで印加したが、短絡は発生しなかった。 ④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。 ⑤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。 ⑥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ﾘｾｯﾄにつながる短絡を発生する事象が確認された。	①　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。 ②　主推力立ち上がり時に発生する数ﾍﾙﾂｵｰﾀﾞ-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ﾘｾｯﾄに陥り、不時分離に至った可能性のある事が確認された。

表Ａ４－１　　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	①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、アンビリカル引抜き時等において、実験機ｼｸﾞﾅﾙ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。 ②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。 ・再現部分： ・バッテリON時の電圧上昇 ・ランチャ～実験機アンビリカル引抜き時のバスB電圧上昇 ・ロケット～実験機アンビリカル引抜き後のバスB電圧上昇 ・非再現部分： ・ロケットと実験機分離後のバス電圧変動 ・試験毎に異なる部分： ・外部電源電圧下げ操作時のバスA電圧変動 ・バスB電圧の低下 ③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が途絶するのと同時に温度センサ値にとびが生ずることを確認した。	①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。 ②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・フィンと実験機エルロンの衝突(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る。 ③A/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ぶ事象が再現した。
41	D1	実験機現品調査	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。 ①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。 ②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。 ③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。	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。

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。

①小型超音速実験機の開発および飛行実験を通した先進的航空機システム統合技術の獲得･確立

②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

③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(テレダイン社製 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^2、機体総体積 850m^3、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 2～3μ 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、アンビリカル･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±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(α)スイープ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±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。

①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

②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Ａ５－１　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	零点補償圧力ｽｷｬﾅ･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･ﾓﾆﾀ等	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

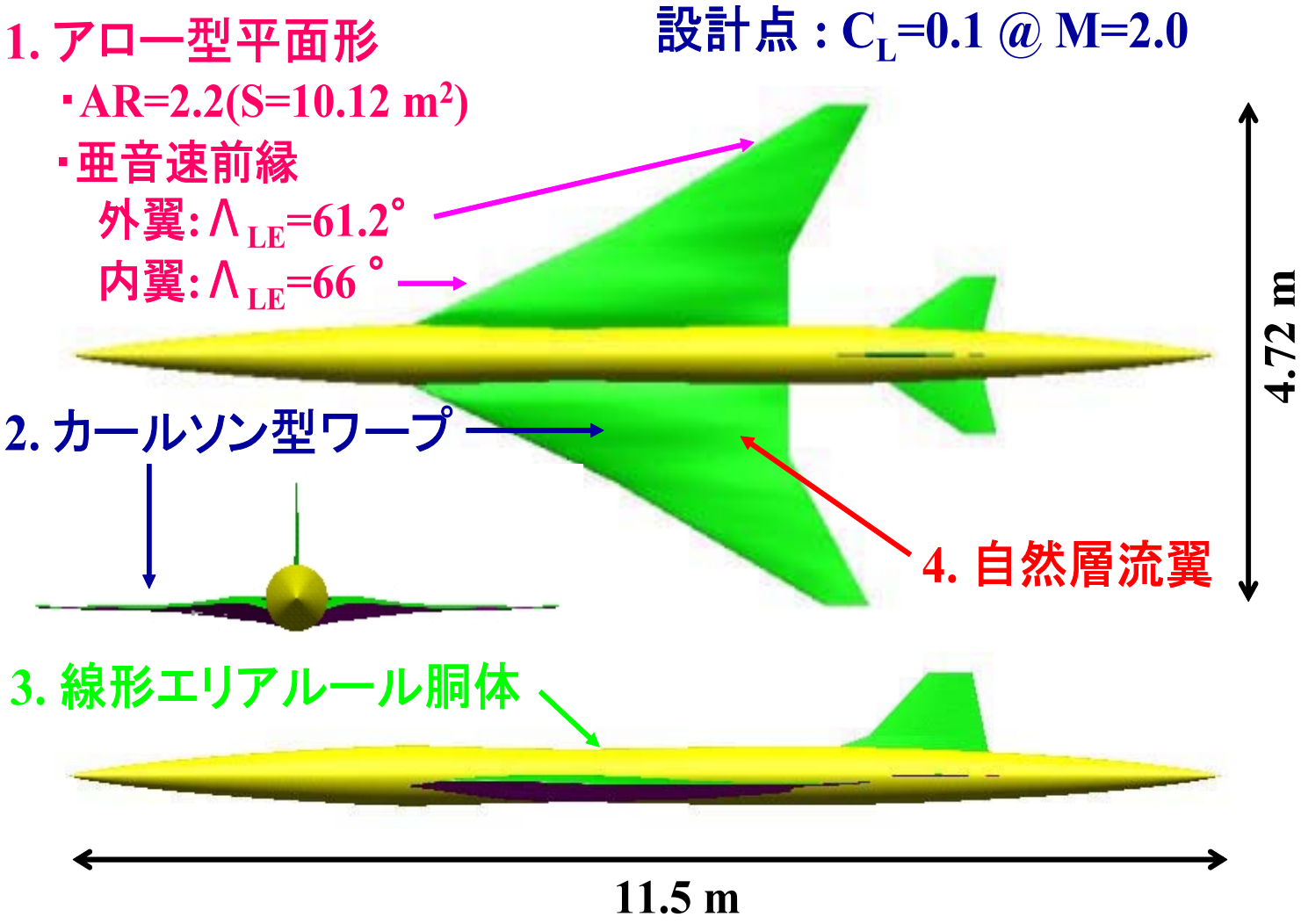
・図 A5-11：打ち上げロケット誘導計測部内回路概略および外部とのインタフェース

・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

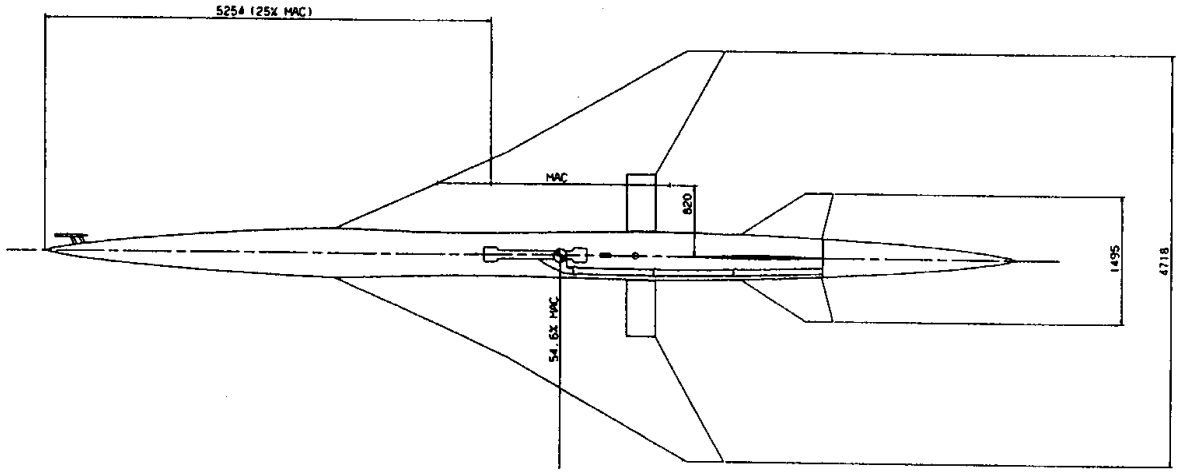
・図 A5-14：後方結合分離部詳細

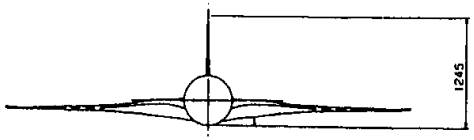
・図 A5-15：分離ボルトの構造と作動原理

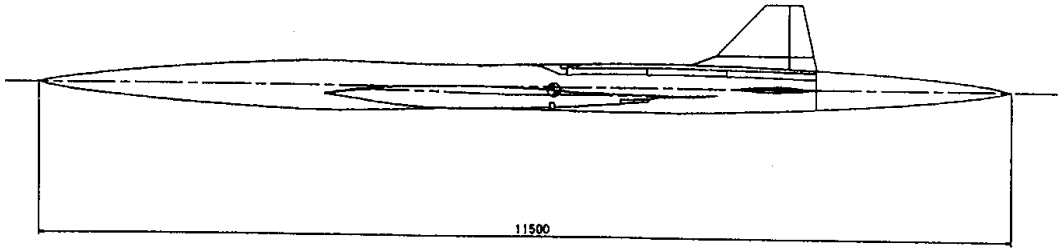


図Ａ５－１　ロケット実験機の空力設計コンセプト

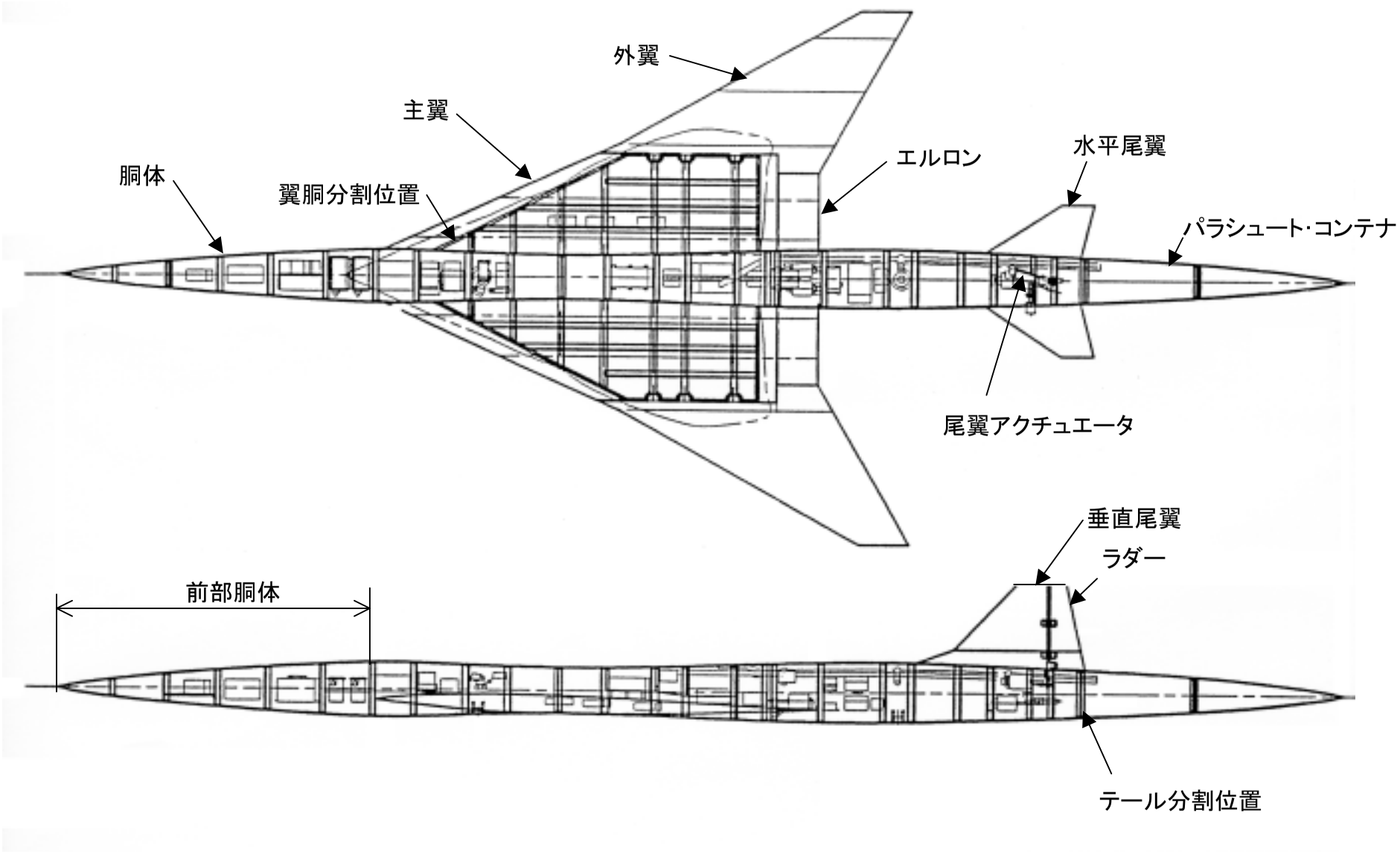
全長	１１．５００ｍ
全幅	４．７１８ｍ
全高	１．２４５ｍ
主翼面積	１０．１２０㎡
アスペクト比	２．２０
後退角	６６．０度（内翼） ６１．２度（外翼）
全備重量	１９５６ｋｇ
設計マッハ数	２．０Ｍ



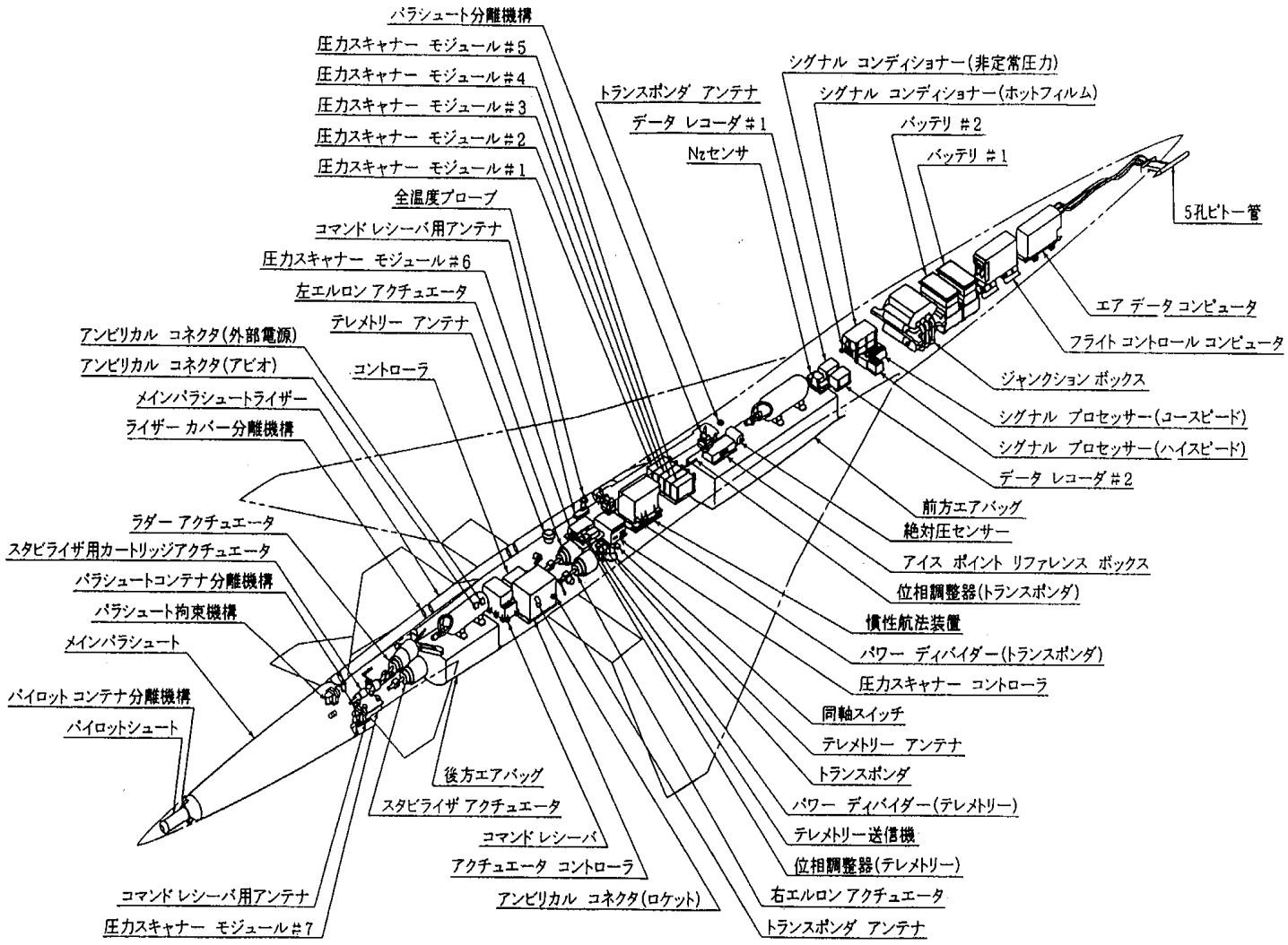




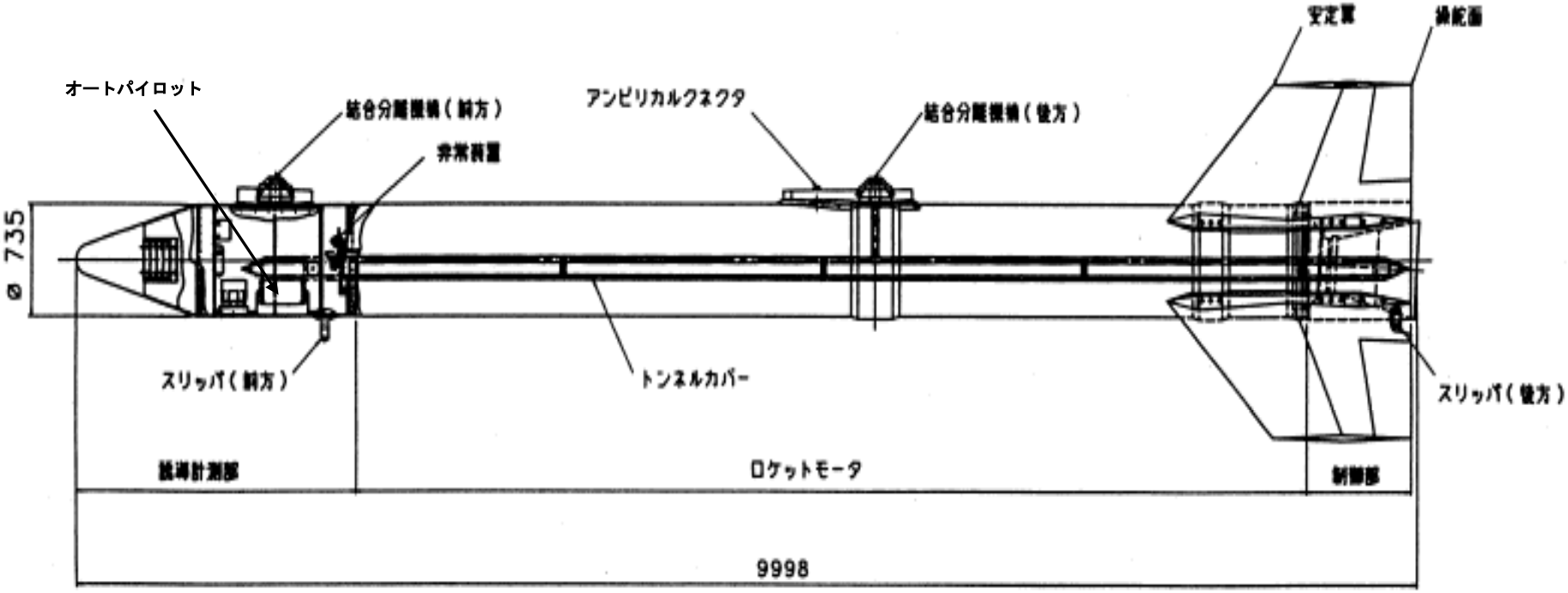
図Ａ５－２　ロケット実験機三面図



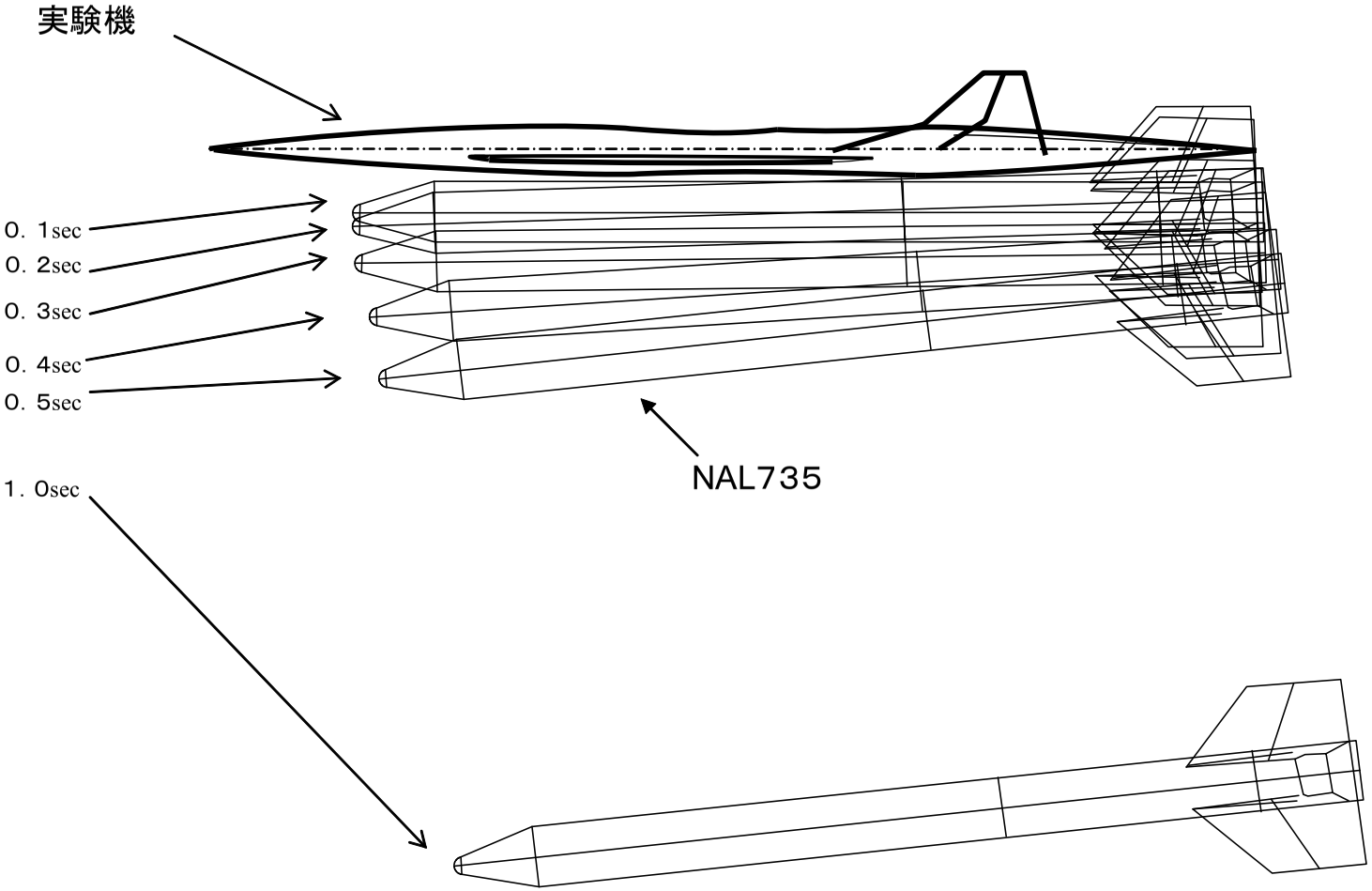
図Ａ５－３　実験機の構造概要



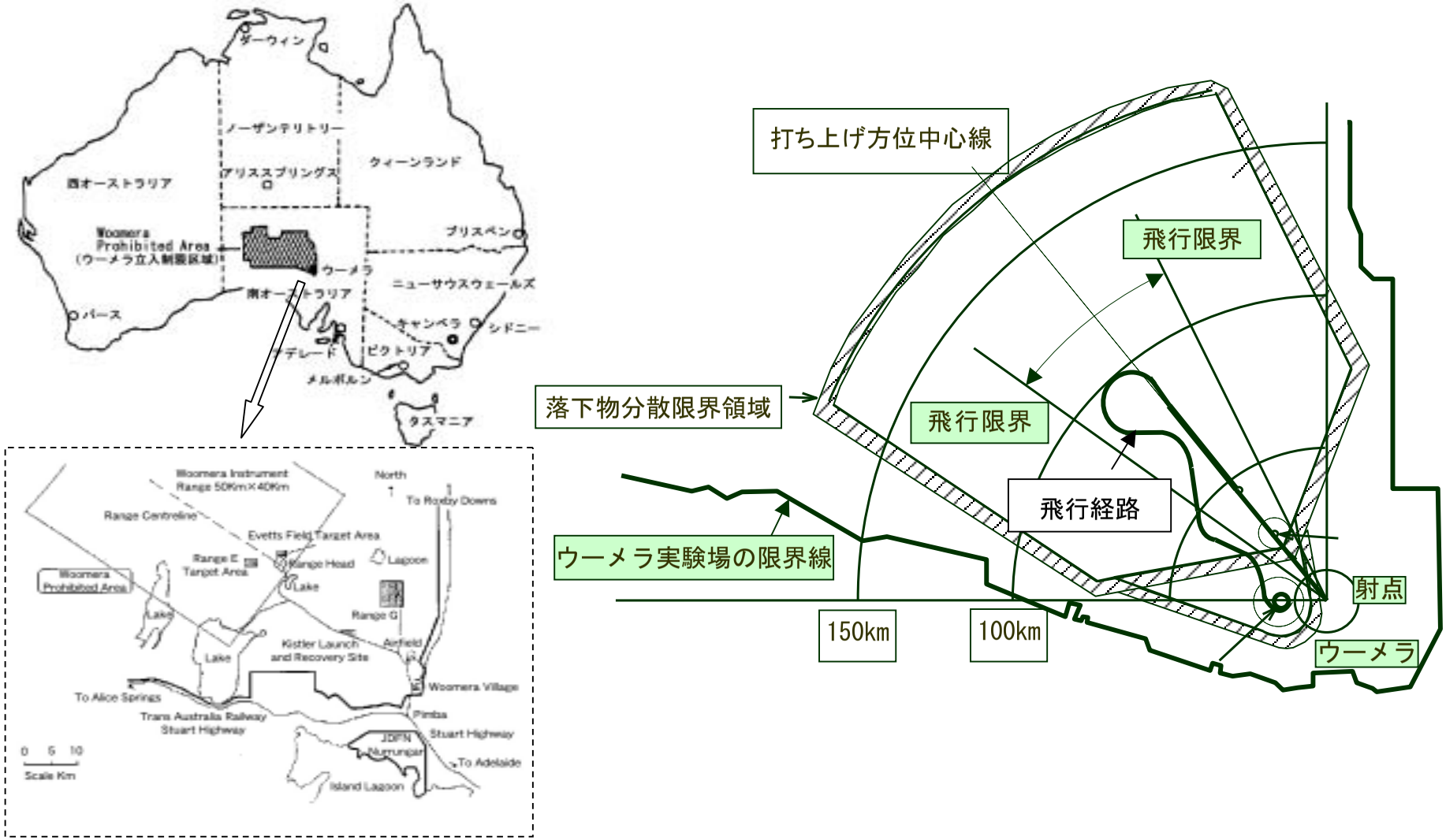
図Ａ５－４　ロケット実験機装備配置



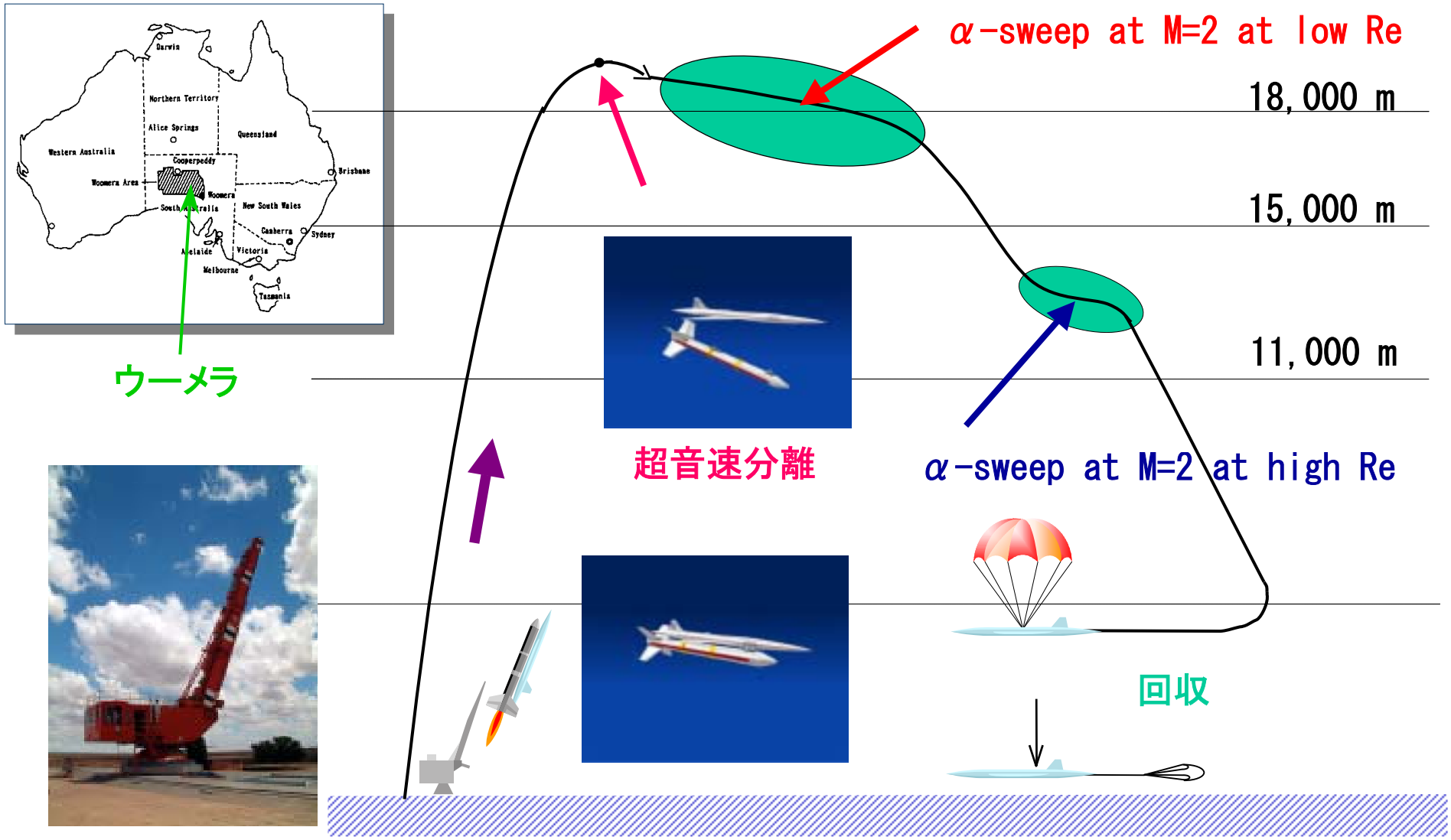
図Ａ５－５　打ち上げロケットの概要



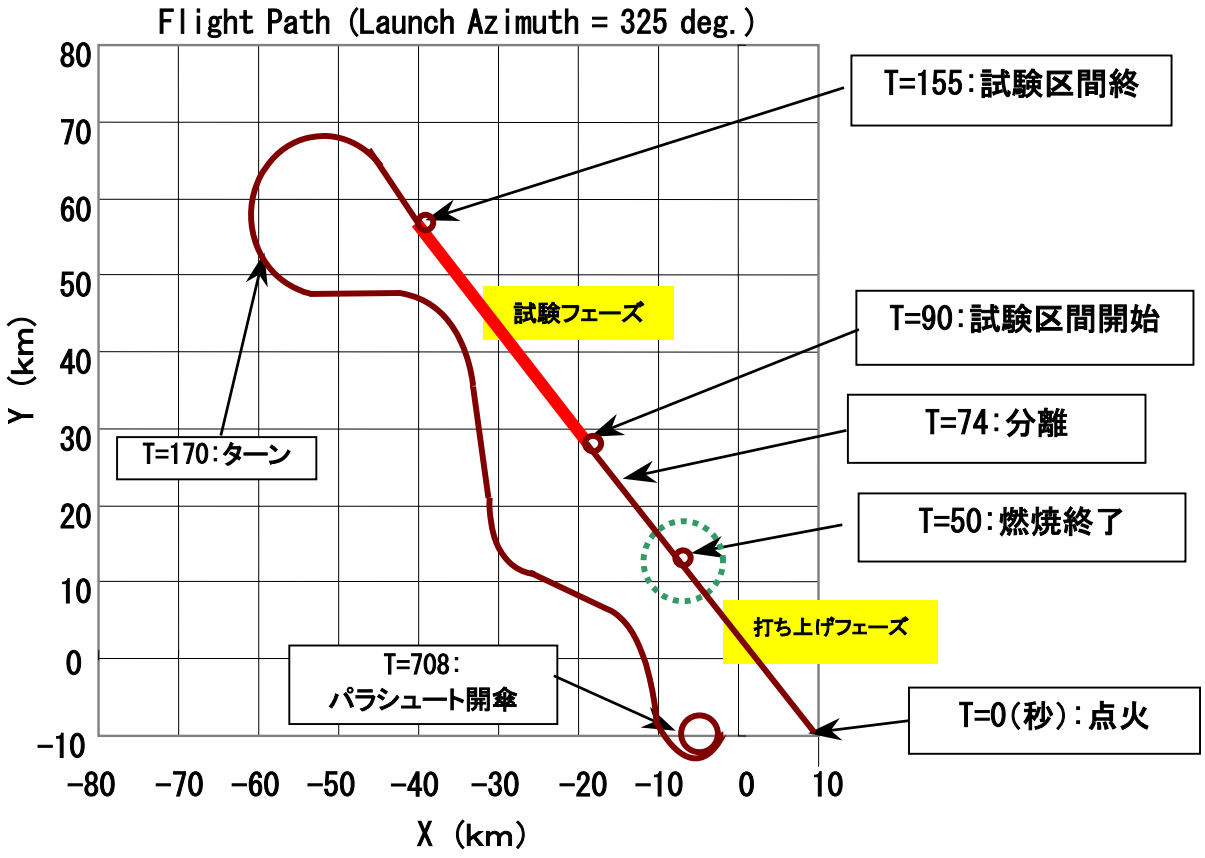
図Ａ５－６　実験機の超音速分離挙動シミュレーション結果(M=2.1)



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

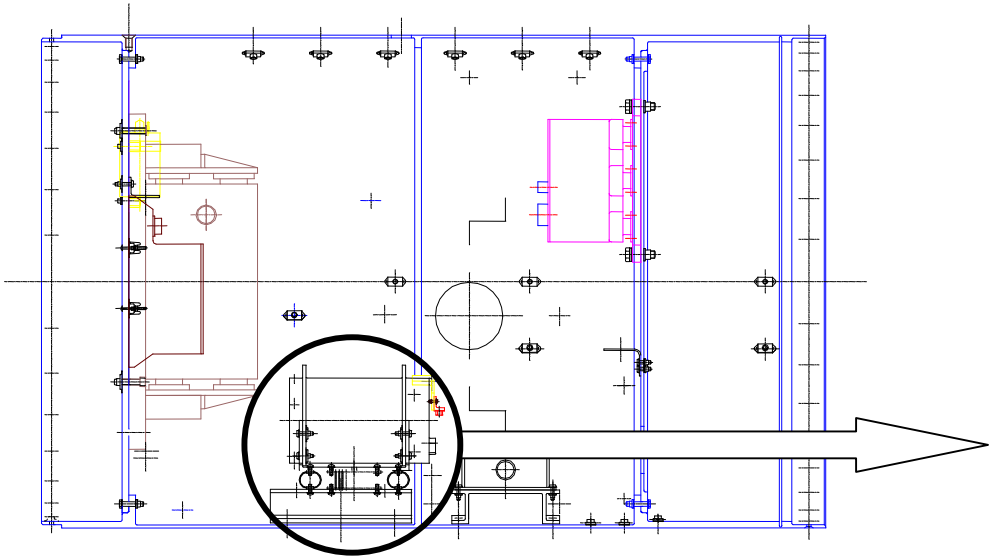


ロケット実験機の計測項目

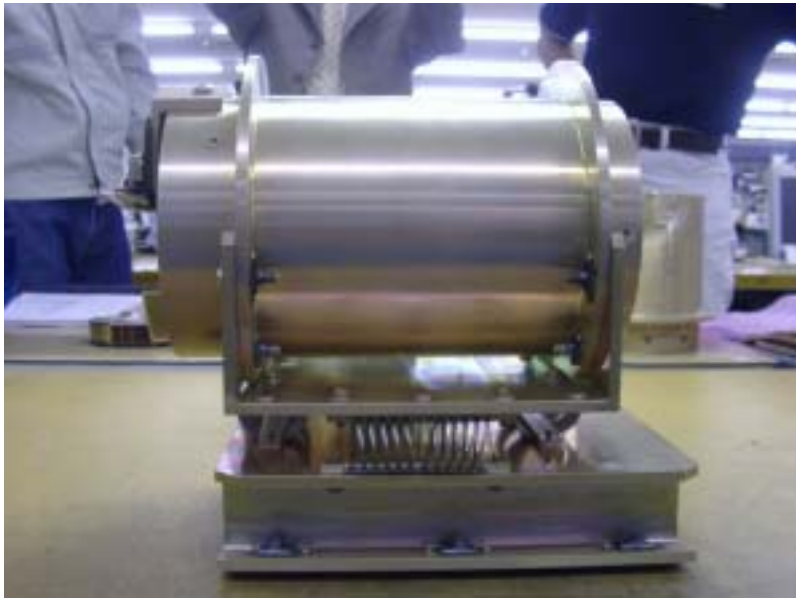
分類	計測項目	計測センサ	計測ﾚﾝｼﾞ
基本計測	位置、速度	ﾚｰﾀﾞ、IMU	
	迎角、マッハ数、動圧、全温	ADSシステム TATセンサ	
機体諸元計測	姿勢角、加速度	IMU、Gｾﾝｻ	
	胴体変形、舵角	歪計、舵角ｾﾝｻ	
CFD対応圧力計測	主翼上下面静圧	零点補償圧力スキャナセンサ	0～100kPa
	胴体表面静圧		0～100kPa
	水平尾翼表面圧		0～100kPa
	垂直尾翼表面圧		0～100kPa
境界層計測	主翼上面遷移計測	ﾎｯﾄﾌｨﾙﾑ	-30～300 ℃
	主翼上面非定常圧力	非定常圧力	0～10kPa
	主翼上面境界層総圧	ﾌﾟﾚｽﾄﾝ管	0～100kPa
	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

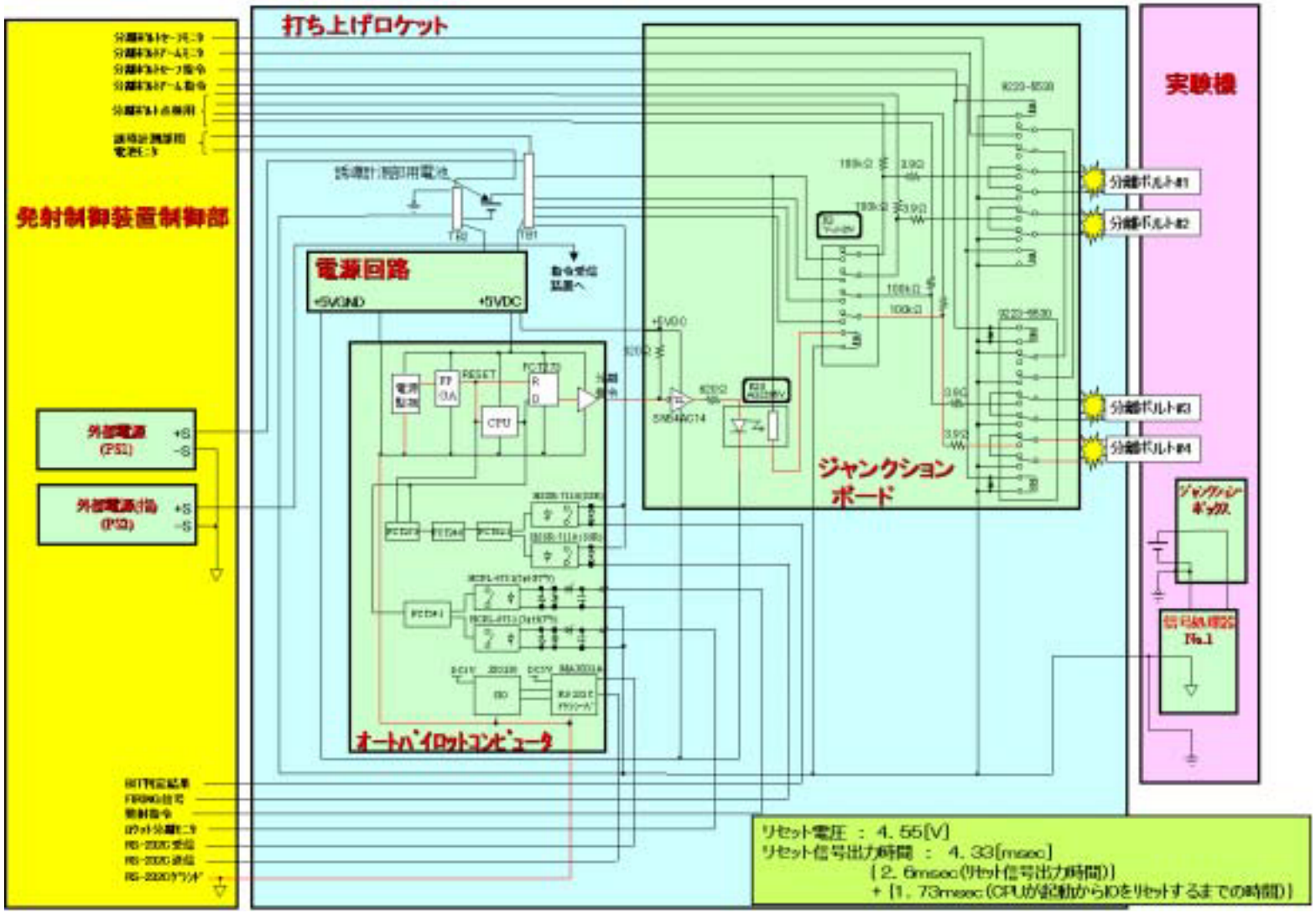
誘導計測部



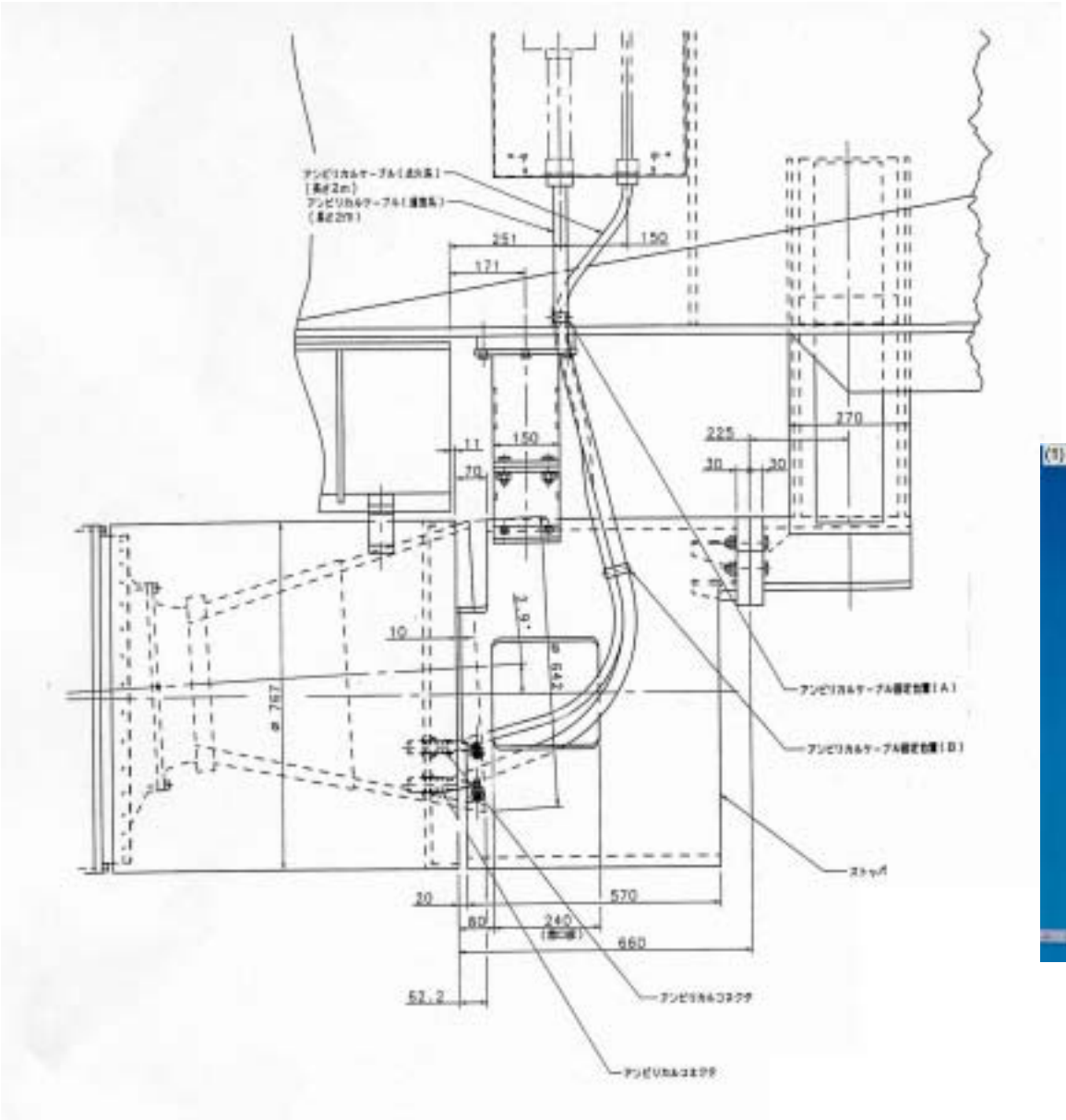
オートパイロット

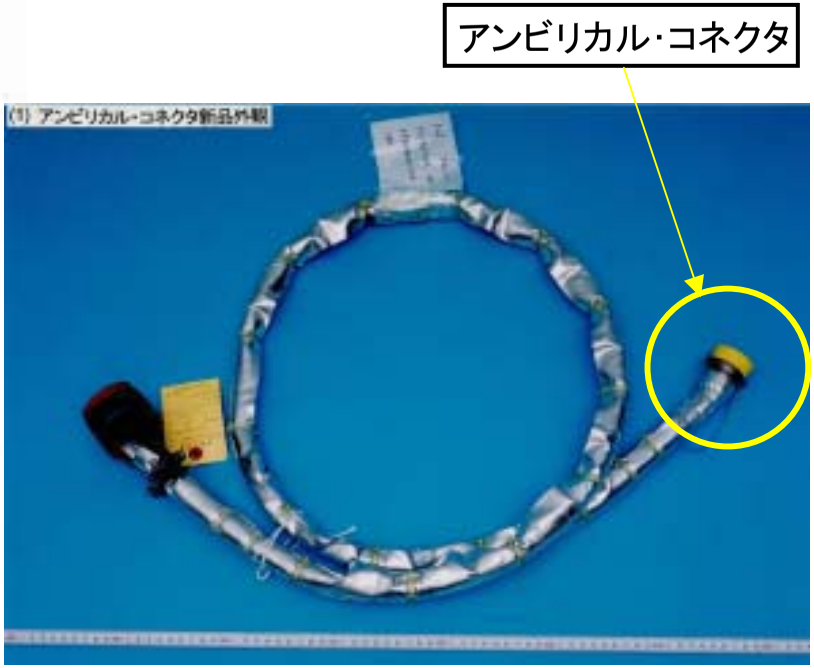


図Ａ５－１０　誘導計測部とオートパイロット外観

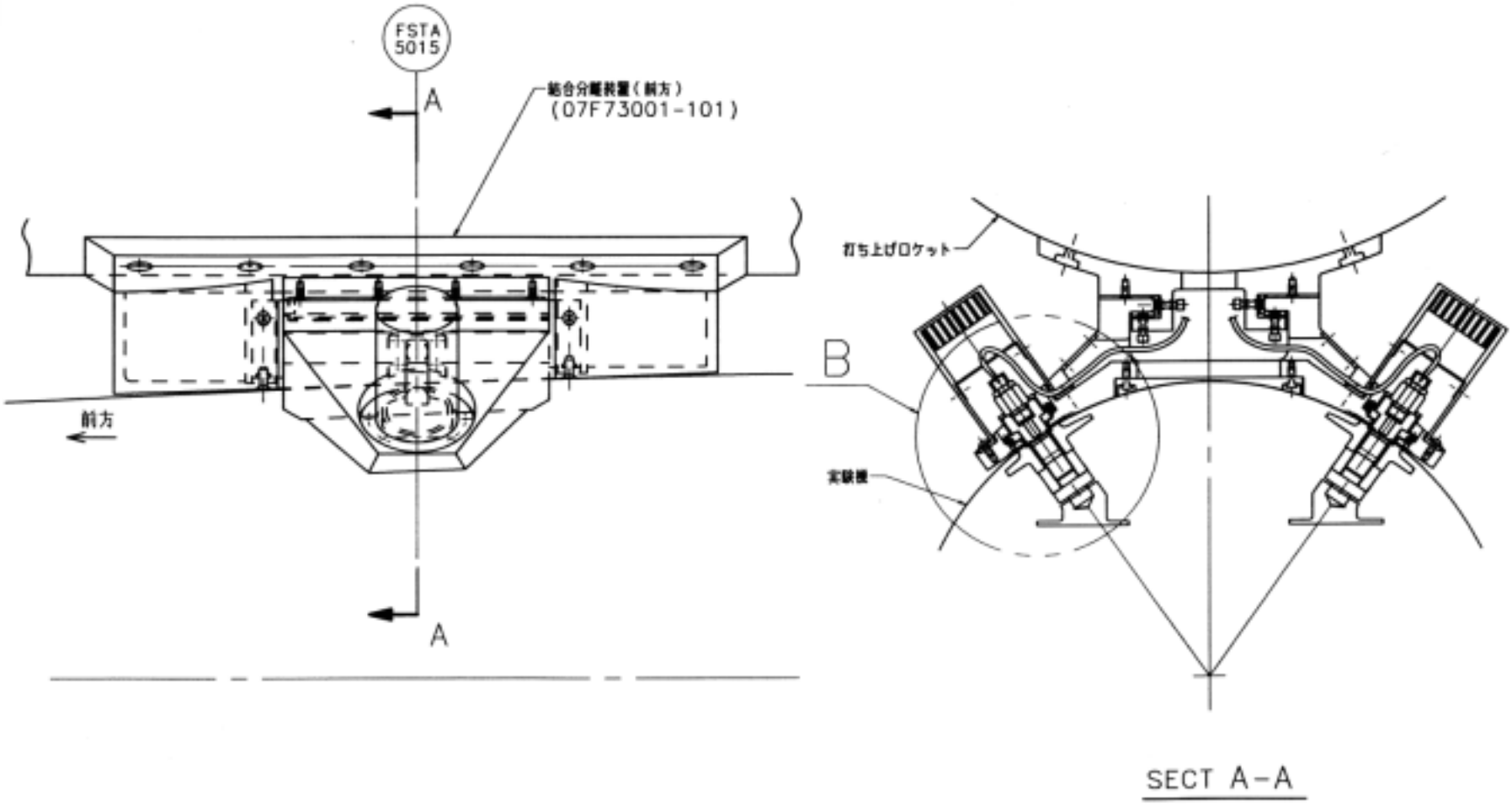


図Ａ５－１１　打ち上げロケット誘導計測部内回路概略および外部とのインタフェース

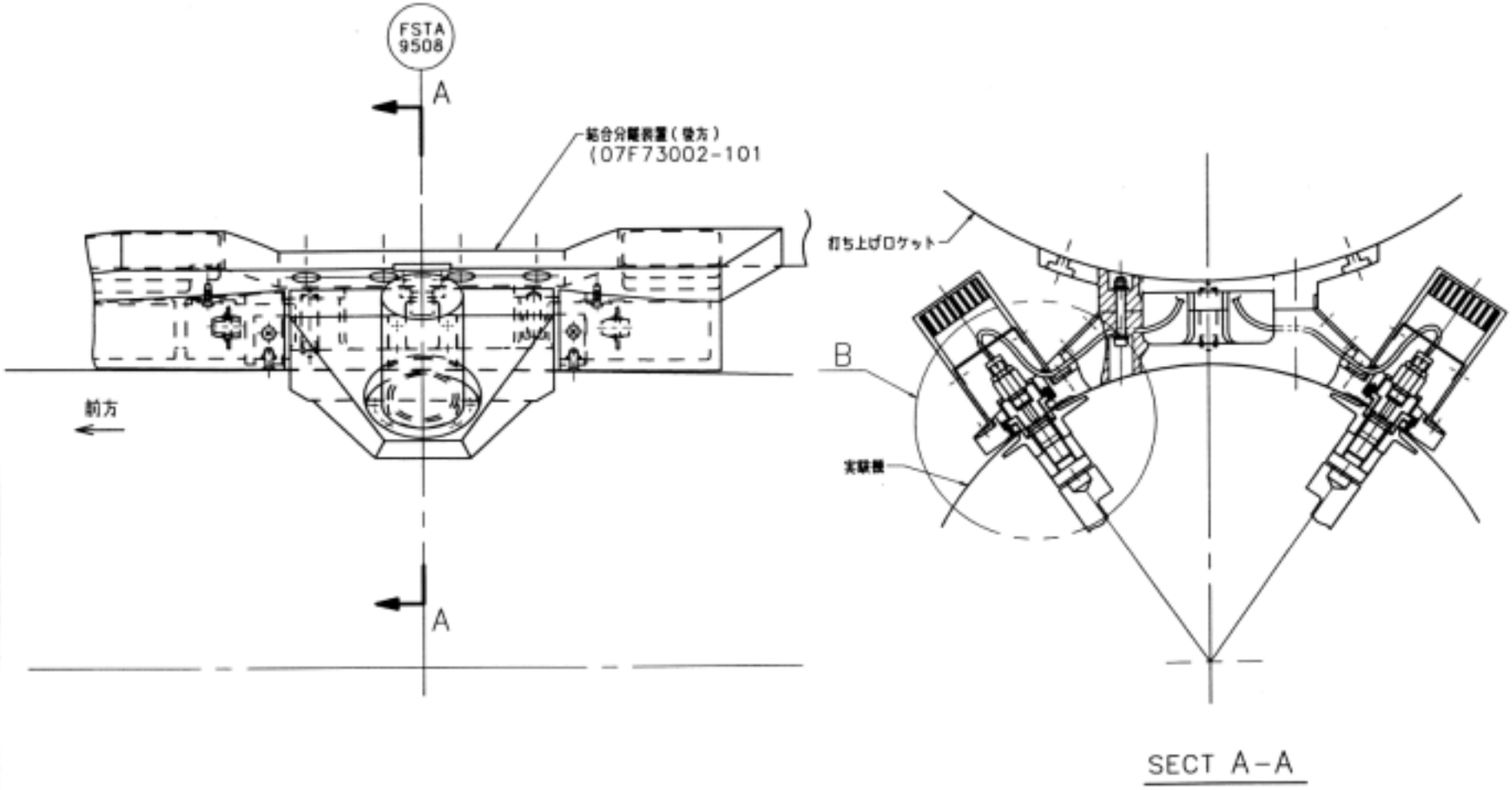




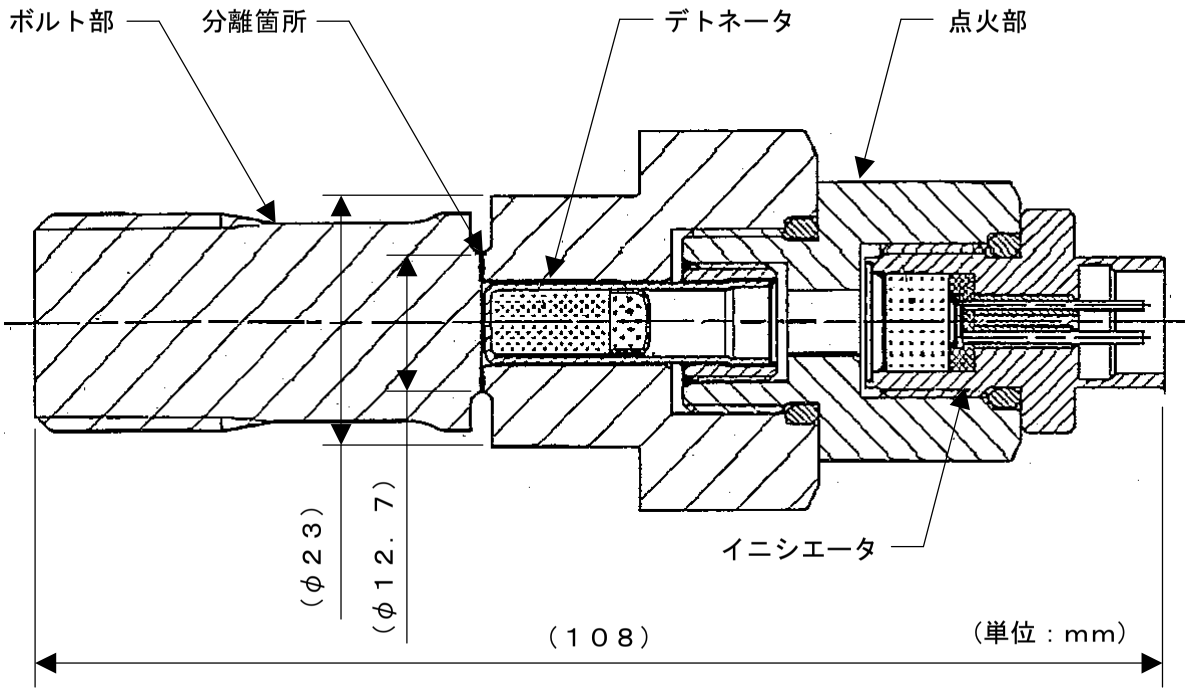
図Ａ５－１２　アンビリカル･ケーブルの艤装と外観

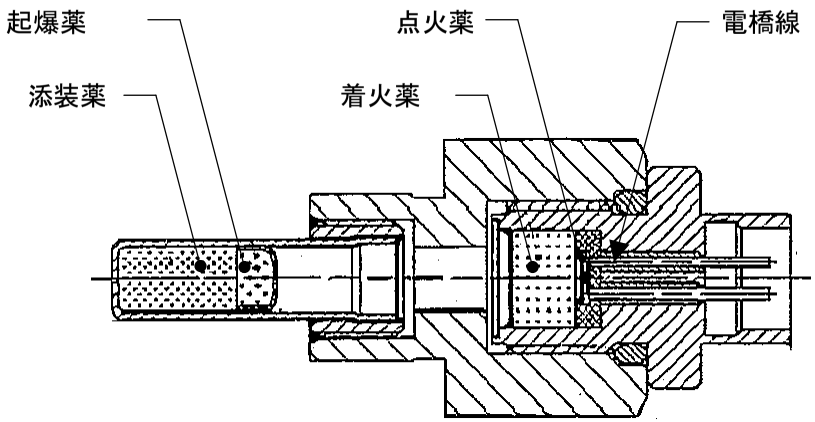


図Ａ５－１３　前方結合分離部詳細



図Ａ５－１４　後方結合分離部詳細





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）

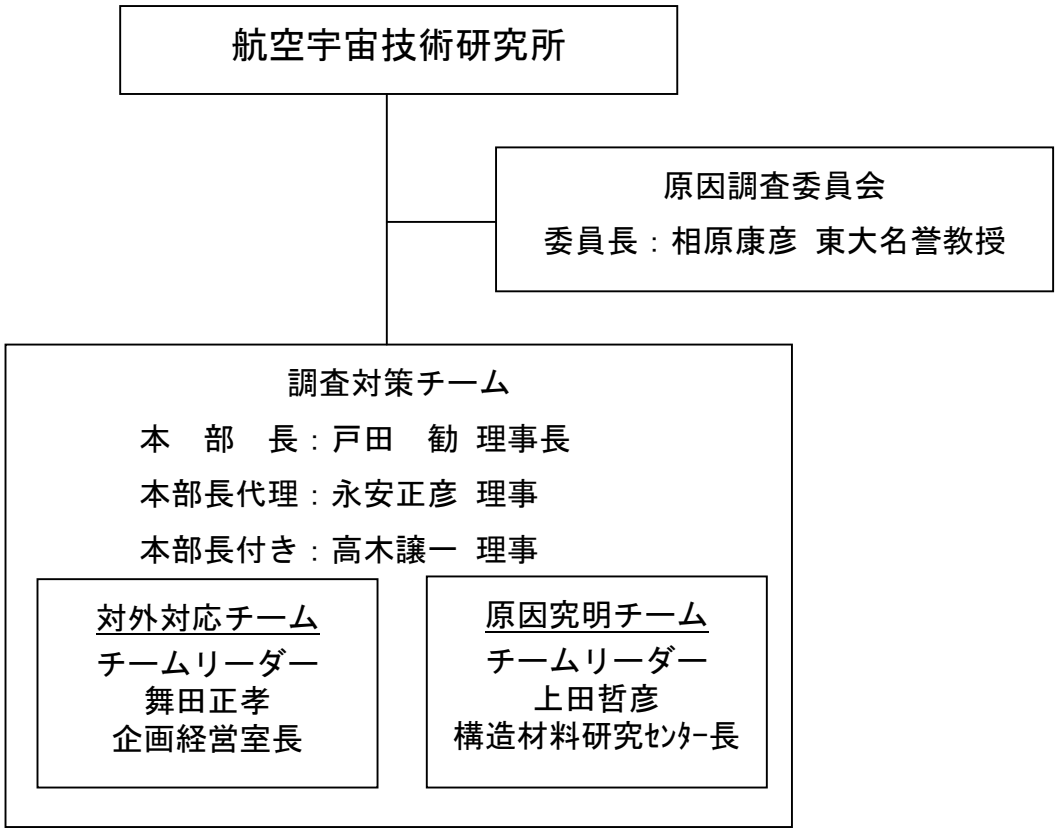
１．適用プラグ　　：ＭＳ３１１６－８－２Ｓ
２．絶縁抵抗　　：１００ＭΩ以上
（５００ＶＤＣを端子～ボディ間に印加したとき）
３．ブリッジ抵抗値：１．０±０．２Ω
４．最小発火電流　：３．７Ａ×１０ｍｓ
５．最大不発火電流：２．３Ａ×５min
（１Ａ１Ｗ５min 不発火）

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：戸田勧理事長）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　勧　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　ＣＦＤ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ｸﾞﾙｰﾌﾟﾘｰﾀﾞ
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ｸﾞﾙｰﾌﾟﾘｰﾀﾞ
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ｸﾞﾙｰﾌﾟﾘｰﾀﾞ
町田　茂　次世代超音速機プロジェクトセンター構造設計ｸﾞﾙｰﾌﾟﾘｰﾀﾞ
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ｸﾞﾙｰﾌﾟﾘｰﾀﾞ
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ｸﾞﾙｰﾌﾟﾘｰﾀﾞ
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ｸﾞﾙｰﾌﾟﾘｰﾀﾞ
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ｸﾞﾙｰﾌﾟﾘｰﾀﾞ
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ｸﾞﾙｰﾌﾟﾘｰﾀﾞ
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　　舩引浩平　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とりまとめた。

7 月 14 日	第１回飛行実験 所内調査対策チーム設置 原因調査委員会設置 画像データ／飛行データ解析着手	現地初期調査活動 ・破片散乱調査 ・飛行データ解析 ・画像データ解析、等
7 月 15 日	安全確保作業実施 現場調査（破片散乱調査等）着手	
7 月 19 日	第１回原因調査委員会 （原因調査状況報告）	
7 月 23 日	原因調査委員会現地調査	
7 月 26 日	実験機・ロケット等の日本への輸送開始	
	設計図／開発試験データ等の分析 詳細発生要因分析 現品調査・検証試験計画策定	原因調査分析活動 ・詳細な事象発生要因分析 ・飛行データ等の詳細解析 ・現品分解調査／各種解析 ・検証試験、等
8 月 2 日	第２回原因調査委員会 （原因調査状況報告）	
8 月 5 日	ロケット誘導部等小型部品の日本到着	
8 月 8 日	現品調査着手（分解調査等）	
8 月 12 日	検証試験着手	
8 月 28 日	第３回原因調査委員会（中間報告書）	
9 月 3 日	実験機及びロケット本体の日本到着	
9 月 4 日	実験機・ロケット結合形態検証試験着手	
9 月 13 日	実験機現品調査開始	
10 月 11 日	第４回原因調査委員会（最終報告書）	

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気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－実験機アンビリカルを通じて、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。

小型超音速実験機（ロケット実験機）
対策検討報告書

平成１５年1月１５日

対策検討委員会

まえがき

平成１４年７月１４日の小型超音速実験機（ロケット実験機）の飛行実験失敗を受けて設置された原因調査委員会によって、原因が特定されたことに基づき、その対策を検討し、提言を行うために本委員会が設けられた。 この報告は、失敗の直接的原因及び調査の過程で指摘されたシステム設計上の留意事項の対策、ならびに直接的原因が発生した背景分析と再発防止のための開発体制改善について検討を行い、その結果を航空宇宙技術研究所が今後実験再開に向けて具体的に対策作業を進めるに当っての指針としてまとめたものである。

対策検討委員会

委員長　後 藤 昇 弘

目　次

頁

１．はじめに　１

２．　飛行実験失敗原因とその背景　２

３．対策　３

　　３．１．飛行実験システムに関する事項　３

　　３．２．開発体制に関する事項　８

４．まとめ　１０

資料１　　対策検討委員会の活動概要　１１
資料２　　飛行実験失敗の直接原因　１２

１．はじめに

平成１４年７月１４日に航空宇宙技術研究所が実施した小型超音速実験機（ロケット実験機）の飛行実験の失敗に関しては、原因調査委員会（委員長：相原康彦東大名誉教授）によってその原因がロケット誘導制御コンピュータ（オートパイロット；ＡＰ）における不適切な構造及び機器配置にあるものと特定された。同時に、対策検討にあたっては主原因の他に問題がないか点検を行うとともに、主原因の背景などについて調査することが提言された。

これを受けて、航空宇宙技術研究所は飛行実験システムの改修対策及びプロジェクト推進体制の点検改善、ならびに飛行実験再開に必要なその他の検討を行うため、本委員会を設置し、本委員会に対して小型超音速実験機（ロケット実験機）の飛行実験システム及び開発体制に対する提言を求めた。

本委員会は先の原因調査委員会の提言も踏まえ、第一に、主原因となった不具合が一連の開発過程で見いだすことができなかった背景を調査してその問題を明らかにし、次に、飛行実験システムについて原因調査委員会で判明した事項も含め、信頼性及び安全性の観点から現状のシステムにおいて改善が望ましいと考えられる事項を可能な限り幅広く抽出し、開発体制の改善も含めて今後の対策について検討を行った。（資料１）

本報告は、その調査・検討結果について整理し、航空宇宙技術研究所がロケット実験機の実験実施に向けて、対策・改善を検討すべき事項についての提言を取りまとめたものである。

２．飛行実験失敗原因とその背景

飛行実験の失敗原因については、原因調査委員会によりＡＰにおける不適切な構造と機器配置にあったと特定され、また、これらが設計、製造、機能試験等からなる一連の開発過程で見いだされなかったことも関与しているものと指摘している。（資料２）

飛行実験失敗の原因となったＡＰ部分について、その設計、製造、検査ならびに試験などの一連の開発過程を調査した結果、一連の開発過程において不具合を見いだせなかった背景が下記にあるものと判断された。

（１）ロケット誘導系は出来る限り信頼性の確立した既存部品、既存技術を用いて設計された。しかしながらＡＰについては既存の基板を活用しているものの、筐体、信号及び電源の入出力部についてはＮＡＬ７３５に適合するように新規に設計された。

（２）電気的入出力部のフレックスハーネス基板の設計変更が行われたにもかかわらず、担当部門間の連携不足によってＡＰ部全体としての技術検討及び評価が不足し、同時にその設計変更が組立図に反映されることなく他のＡＰ部品との整合を確認する機会を失った。

（３）ＡＰに関する地上試験として、ＡＰ等の機器を搭載した組立て状態でのロケット誘導計測部に対する振動試験等の環境試験が行われたが、ＡＰ単体の振動試験は実施されなかった。また、ＭＩＬ規格を適用した試験を実施したが、ＡＰショックマウントの特性を考慮すると、ＡＰを含めた搭載機器の環境試験による評価が十分でなかった。

（４）技術的には信頼性確認済みのサブシステムであるとの判断のもとに、製造メーカにおいてＡＰ全体を一つとしてとりまとめる適切な責任者が配置されなかった。

この様に、担当部門間の連携不足、技術検討及び評価の不足、ＡＰ全体のとりまとめの適切な責任者の不在等から、設計の調整・審査、製造、組立、さらには検査、試験の各段階で設計変更による不具合因子が発見されないままとなり、実験失敗の原因となったと考える。

３．対策

本章では飛行実験失敗の再発防止を目的とした改善策を、実験機・ロケット及び地上設備からなる飛行実験システムに関する事項と、設計・製造・検査・試験の一連の過程における開発体制に関する事項とについて提言する。これら改善策の検討に際して、本システムが前例の無い打上方式であることから、再度点検を行った。その結果を踏まえ、ここでは失敗の直接原因に関する項目に限らず、システムの十分な信頼性と実験安全性を確保するために必要な項目もできるだけ幅広く抽出し、それらに対する対策あるいは検討の必要性についても提案する。

３．１．飛行実験システムに関する事項

本節において飛行実験システム全般に関わる改修対策の項目を提示する。項目には、直接原因に対する対策として実施が必須であるもの、及び原因調査の過程において抽出されたその他の項目のうち、信頼性向上のために対処すべきものが含まれる。またそのほか、設計内容の総点検によって抽出され、今後の技術検討によって対策の要否を判断すべき項目についても検討項目として提示する。なお、システム改修項目の検討の流れを図１に、改修検討箇所の概要を図２に示す。

３．１．１．直接原因に対する対策

失敗の直接原因となったＡＰの電源ライン短絡は、ＡＰ入出力部のフレックスハーネス基板に設計変更して設けた５Ｖ電源スルーホールが、ロケット発射時の加速や振動等でＡＰが移動したことによって、アルミ製ブラケットに接触したことから発生したものである。このため、スルーホールの短絡防止、及びＡＰ防振マウントの変形によるＡＰのハーネスの干渉の回避を目的として、以下の電源ライン周辺の改善を行い、ＡＰ単体としての信頼性向上を図ることが必須である。

① コネクタ及びその取り付け方法の改善
② 変形の少ないＡＰ防振マウントへの変更
③ ＡＰ周辺ハーネスの干渉防止

なお、防振マウントに関しては使用実績、振動試験結果などを十分に評価検討して選定する必要がある。

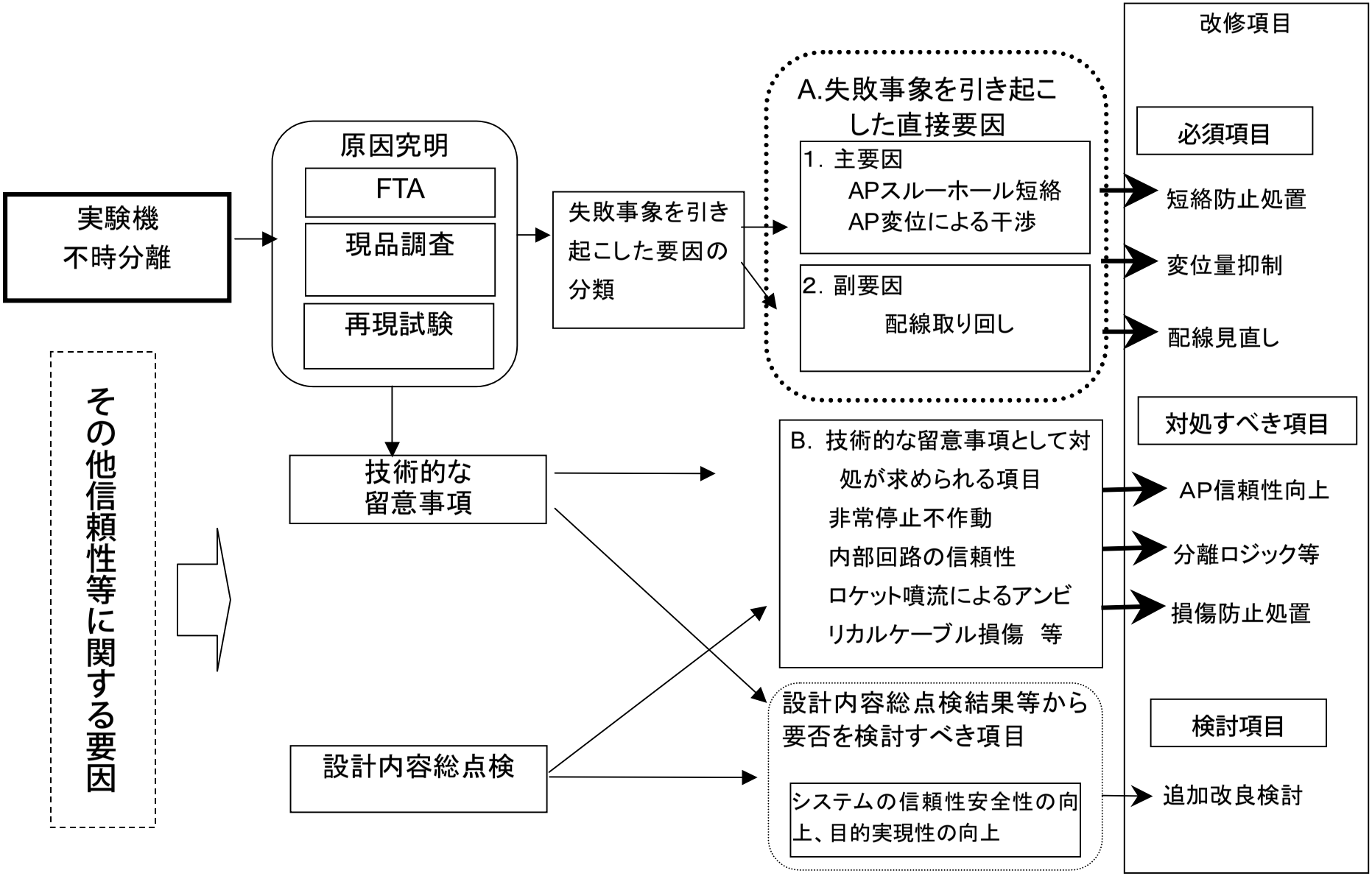


図１　システム改修項目の検討の流れ

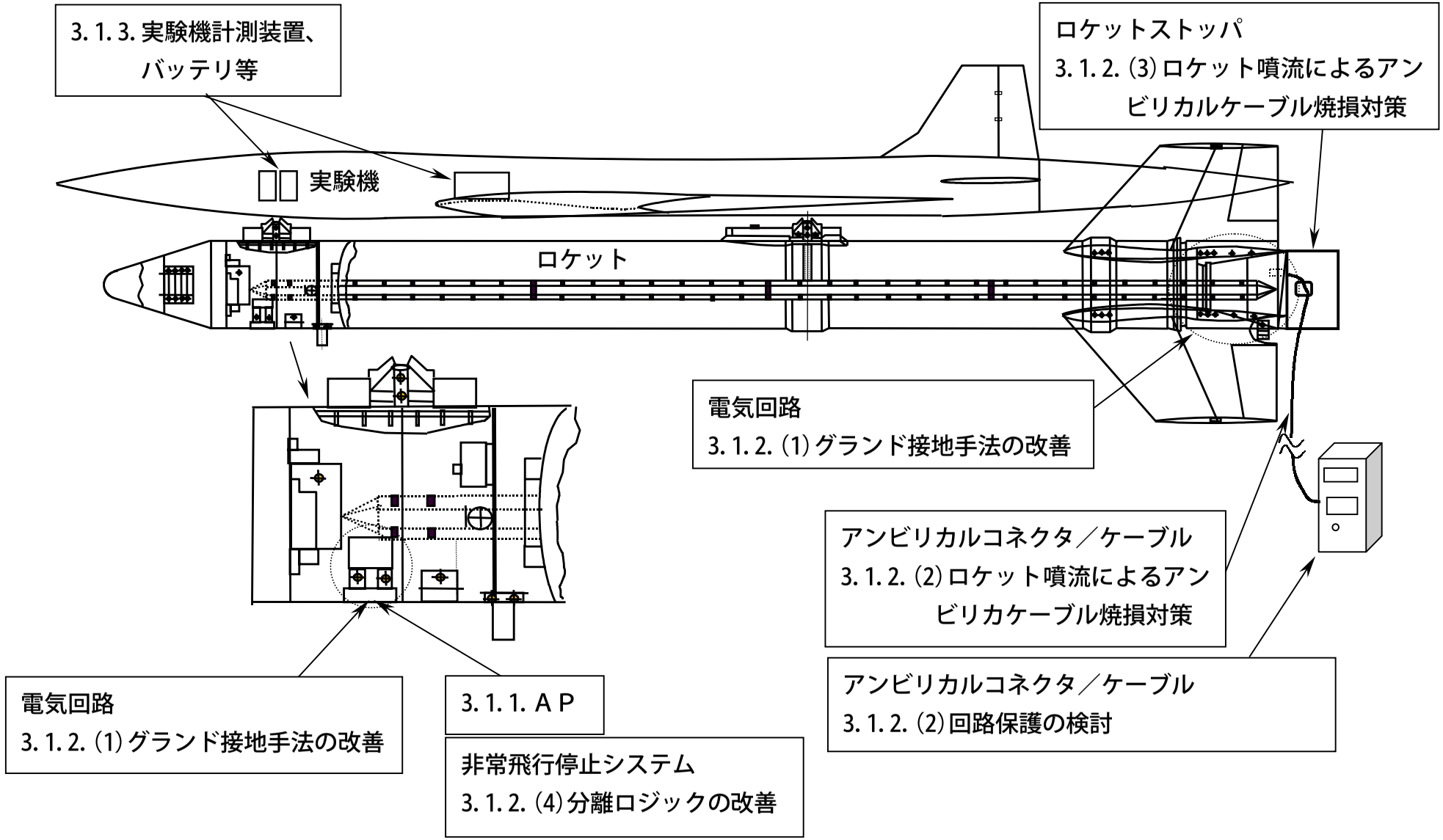


図２　システムの改修検討箇所の概要

３．１．２．信頼性・安全性向上のために対処すべき項目

調査の過程において指摘した技術留意事項で、飛行実験システムの信頼性及び実験安全性の向上のために対処すべき項目を以下に示す。

（1）電気回路

原因調査の過程においてアンビリカルケーブルの破損や短絡による電気的影響が懸念されたこと、電源異常のＡＰ機能及び制御部への影響の可能性が指摘されたこと、ならびに、地上装置／ロケット実験機間に不要なグランドループが形成されていたことを受け、アンビリカルケーブル破損等による誘導計測部への電気的影響の排除、電源異常を含む電気的外乱に対する耐性の確保を目的とし、以下の対策により電気系回路の信頼性向上を図ることを提言する。

① グランド接地手法の改善
② アンビリカルラインにおける電気的インタフェースの保護
③ ＡＰ電源の信頼性確保

（2）ロケットー地上間アンビリカルコネクタ／ケーブル

アンビリカルケーブルの破断あるいは短絡によるシステムへの電気的影響が原因調査の過程において検討された。ロケット離昇時のコネクタ分離の確実性を向上させるとともに、アンビリカルコネクタ／ケーブルに対するロケット噴炎の影響を排除するために、ロケットと地上装置を結ぶアンビリカルコネクタ／ケーブルについて、以下の対策を検討することを提言する。

① ロケット噴炎の影響を受けない位置への移動ならびにケーブルの保護
② アンビリカルケーブルの回路保護の見直し

（3）ロケットストッパ

アンビリカルケーブルの焼損の対策として検討するアンビリカルコネクタ／ケーブルの位置の移動に対応して、ロケットストッパへのケーブル固定方法を見直す必要がある。また、ＮＡＬ７３５のノズルが打上ランチャのブーム方向にカント角をもっている。このため、現状のノズルストッパでは噴流が干渉することによりロケット及びランチャが熱的影響を受ける懸念があり、ストッパ形状の見直しを提言する。

（４）非常飛行停止システム

飛行実験システムの飛行安全確保のために装備した非常飛行停止装置は、地上からのコマンド送信と、ＡＰによる自動機上判定との二重系統を有していた。しかし、今回の飛行実験ではＡＰの異常という単一故障により実験機とロケットの分離、ロケットフィンと実験機の衝突、コマンド受信アンテナの脱落が起こり、結果として非常飛行停止システムが機能しなくなることが明らかとなった。このような事象を排除し、早期分離を含むあらゆる故障モードにおいて非常停止機能を確保するため、ＡＰの信頼性の向上対策や分離ロジックの改善を含め、地上からの非常飛行停止機能信頼性確保の対策などを総合的に検討することを提言する。

（５）試験方法

調査の結果、今回の直接原因の一つとして、単体試験を省略したことに加え、誘導部に対して実施した環境試験の条件も設計及び実使用環境を十分に反映していなかったことを指摘した。これを踏まえ、改修後の各種確認試験は、飛行実験の前に可能な限り正確にシステムの特性ならびに信頼性､安全性を地上で確認することによって、実験の成功率を高め、実験の安全性を確保することを基本とすべきである。

試験実施にあたっては、地上燃焼試験データの活用を含め、実環境に可能な限り近い条件を採用するとともに、設計条件を考慮したものである必要がある。また、可能な限り最終形態での試験を実施する方向で検討することも含め、これまでの試験条件及び試験方法を再確認し、それらの妥当性を見直す必要がある。試験結果の評価についても評価体制の充実を含め広くかつ正確な視点から行うことが必要である。

また、本飛行実験システムの打上方式がこれまでに経験のない独自のものであることを考慮し、シミュレーション解析等を充実させ、さらに技術確認のためにロケット打上による実証試験の追加を含め、十分な検討を引き続き行うことを提言する。

３．１．３．検討項目

前述の項目の他、飛行実験システムの信頼性向上のみならず、プロジェクトとしての完成度及び成功率の向上を目的とする改修策として、実験飛行中の緊急事態に対処するための地上からの分離コマンド系拡充の必要性と実現性の検討、ロケットの状態データのモニタ強化あるいはシステム状況把握の拡充を目的とした通信の改善、結合分離装置の信頼性検討を目的とした強度及びシステムの再検討、ならびに分離の確実性の確保な

どを引き続き検討していくことを提言する。
　また、技術開発ツールとしての飛行実験システムに求められる適切な信頼性のレベルを確保するという観点から、上記以外のサブシステム、機器及び部位について調査検討を継続し、妥当性ならびに整合性を勘案した上で、必要な改修を実施することが望ましい。

３．２．開発体制に関する事項

　実験失敗の直接原因となったＡＰ短絡発生要因が飛行実験まで発見されなかったことを受け、対策実施を含む今後の本プロジェクトの推進において同様の問題の再発を防止し、目標とするシステムの信頼性の向上を一層確実にするため、プロジェクト推進管理、設計管理のための体制の改善策、及び適切な専門技術者の配置や今後の課題について、その考え方を提示する。

（１）航空宇宙技術研究所の課題

　これまでに進めてきたシステム開発をより確実なものとするため、設計から試験に至る技術プロセスのすべてにわたって担当部門の責任の明確化と部門間連携およびリーダーシップを強化した体制が必要と考える。特に、ロケット開発の責任者の明確化、及び全体システムの品質・信頼性確保、ならびに電気系統の設計管理を含めた体制上の整備を検討すべきである。
　また、国内の他の機関、特に宇宙科学研究所及び宇宙開発事業団の技術及び経験の有効な導入についても積極的に検討することが望まれる。
　プロジェクト推進者であり、システム製造の発注者である航空宇宙技術研究所は強いリーダーシップを発揮するとともに、システム製造者であるメーカとの相互信頼に基づく連携をより一層強め、システム開発全体の信頼性を向上することに常に留意すべきである。

（２）メーカの課題

　メーカにおいては、実験機・ロケットを合わせた全システムを統括できる責任者を設置することを第一とし、設計、製造、検査におけるサブシステム単位に至るまでの責任の所在の明確化が必要である。また、同様の開発経験を有する人材の配置、航空宇宙分野における電気系設計基準の適切な適用や、設計変更等への調整統合機能の確保などの的確な対応のための情報流通、設計管理について改善が必要と考える。さらに、メーカ

内外部有識者による設計、製造、検査などのレビューの拡充による問題点の事前発見機会を拡大することも重要である。

４．まとめ

本委員会の対策検討の成果として、失敗原因の除去ならびにシステム信頼性の向上の観点から技術的改修項目を提示し、さらに技術的問題点が生じた背景の分析を行い、再発防止策として開発体制の強化、特に責任者の明確化の必要性を提言した。

航空宇宙技術研究所及び関連メーカにおいては、これら提言を十分に考慮し、本来の技術目標の達成と目的の実現に向け、お互いに協力し合い、迅速かつ正確に対応することを期待する。また、原因調査報告書が述べている様に国内の技術蓄積を有効に活用して、飛行実験の達成に向けた広範かつ十分な活動が望まれる。

資料１

対策検討委員会の活動概要

１．対策検討委員会の構成

委員長	後藤　昇弘	九州大学大学院工学研究院教授
委　員	井上　憲一	新明和工業株式会社航空機事業部技術本部長
委　員	川幡　長勝	日本大学理工学部教授
委　員	小林　修	東海大学工学部教授
委　員	近藤　恭平	東京大学名誉教授
委　員	佐木　誠夫	宇宙開発事業団特任参事
委　員	中島　俊	宇宙科学研究所教授
委　員	福島　幸夫	宇宙開発事業団宇宙輸送システム本部参事

２．審議経緯

第１回委員会（平成１４年１１月６日）
（１）対策検討委員会の審議事項
（２）原因調査委員会調査結果概要報告
（３）実験失敗原因調査結果とその背景の整理

第２回委員会（平成１４年１１月１８日）
（１）失敗原因及び技術留意事項に対する改修計画案について
（２）ロケット実験機システムについて
（３）プロジェクト体制等の改善案について
（４）実験再開の手順・計画案について

第３回委員会（平成１４年１２月４日）
（１）ロケット実験機システムに関する改修・検討事項について
（２）プロジェクト体制等の改善案について
（３）今後の対策に関するとりまとめ方針について

第４回委員会（平成１４年１２月１６日）
（１）報告書のとりまとめについて

上記の委員会のほか、平成１４年１１月２１～２２日にロケット実験機飛行実験システム設計調査及び説明会を開催。

資料２

飛行実験失敗の直接原因

（原因調査報告書抜粋）

実験機のロケットからの脱落という失敗事象は以下の通り生じたものと推定された。

ロケット誘導計測部内の防振システムに取り付けられたロケット誘導制御コンピュータ（オートパイロット：ＡＰ）が、ロケット発射時の加速等により変位して、ＡＰ入出力基板に接続されたハーネス（被覆電線束）が、近接して取り付けられていた電源回路ボックスに接触した。このため、ＡＰ入出力基板がハーネスから力を受けて変形し、基板の5V電源ラインのスルーホール部が、ブラケット（基板取り付け用金具）に接触してグランドに短絡した。基板の5V電源部の短絡によりＡＰ供給電源電圧が低下してＡＰがリセットし、その結果として分離指令が発せられて分離ボルトが電気的に作動した。これによって実験機はロケットより脱落した。

原因調査の目的であった科学的・技術的な原因究明の結論としては、上記の事象を引き起こした要因が次の不適切な構造及び機器配置にあったものと考える。

（１）　電源供給容量の改善のため、製造段階の設計変更により設けたＡＰ入出力基板の5V電源スルーホールが、これを固定するブラケットに容易に接触し得る構造となっていたこと。

（２）　ロケット発射時の加速や振動等により、ＡＰと電源回路ボックスが相互に干渉し得る機器配置となっていたこと。

なお、上記の要因が設計、製造、機能試験等からなる一連の開発過程で見いだされなかったことも関与しているものと考える。