

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、科学的小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、特にオートパイロット(A P)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A P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) F T Aによる原因の絞り込み

- ・ FTA (Fault Tree Analysis)による原因絞込みのための解析

その結果、今回の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:A P)が、ロケット発射時の加速等により変位して、A P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、A P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A P供給電源電圧が低下してA P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氣的に作動した。」

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。

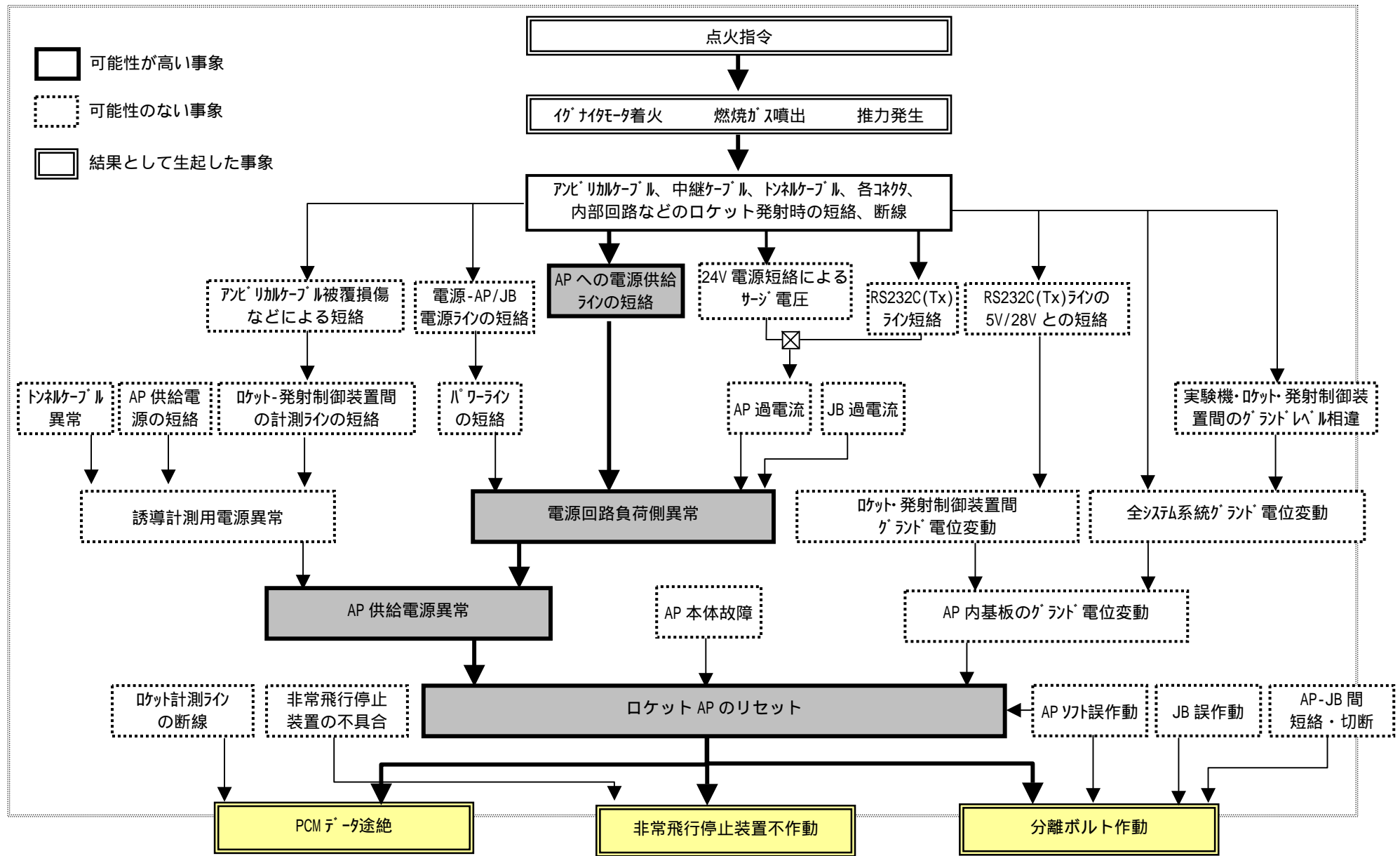


図1-1 ロケット誘導制御コンピュータ(オートパイロット(AP))のリセットを核とする分離ボルト作動の要因関係

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（5 m / 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 : 0 4
発射 : 午前 1 1 : 0 1 : 1 1
天候： 晴れ、風速 4 m / s、気温 12 度、湿度 58%
実験機： 1 0 2 号機
打ち上げロケット： 1 0 1 号機
打ち上げ仰角： 7 0 度
打ち上げ方位角： 3 2 5 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フィン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 枚のフィンの内 3 枚がロケットから脱落した。実験機は、ランチャから約 2 0 m 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 2 0 0 m 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、ロケットフィン、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 5 0 ~ 6 0 m 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 4 m 強、幅 2 m、深さ 6 0 c m 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 5 0 m 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、1 0 0 m 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

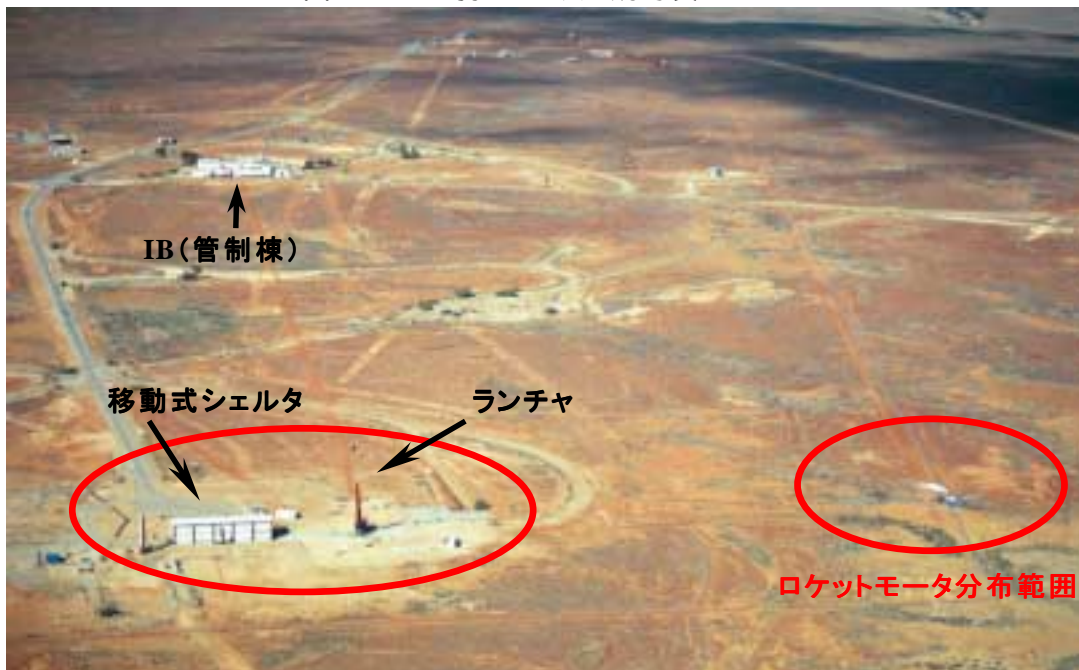
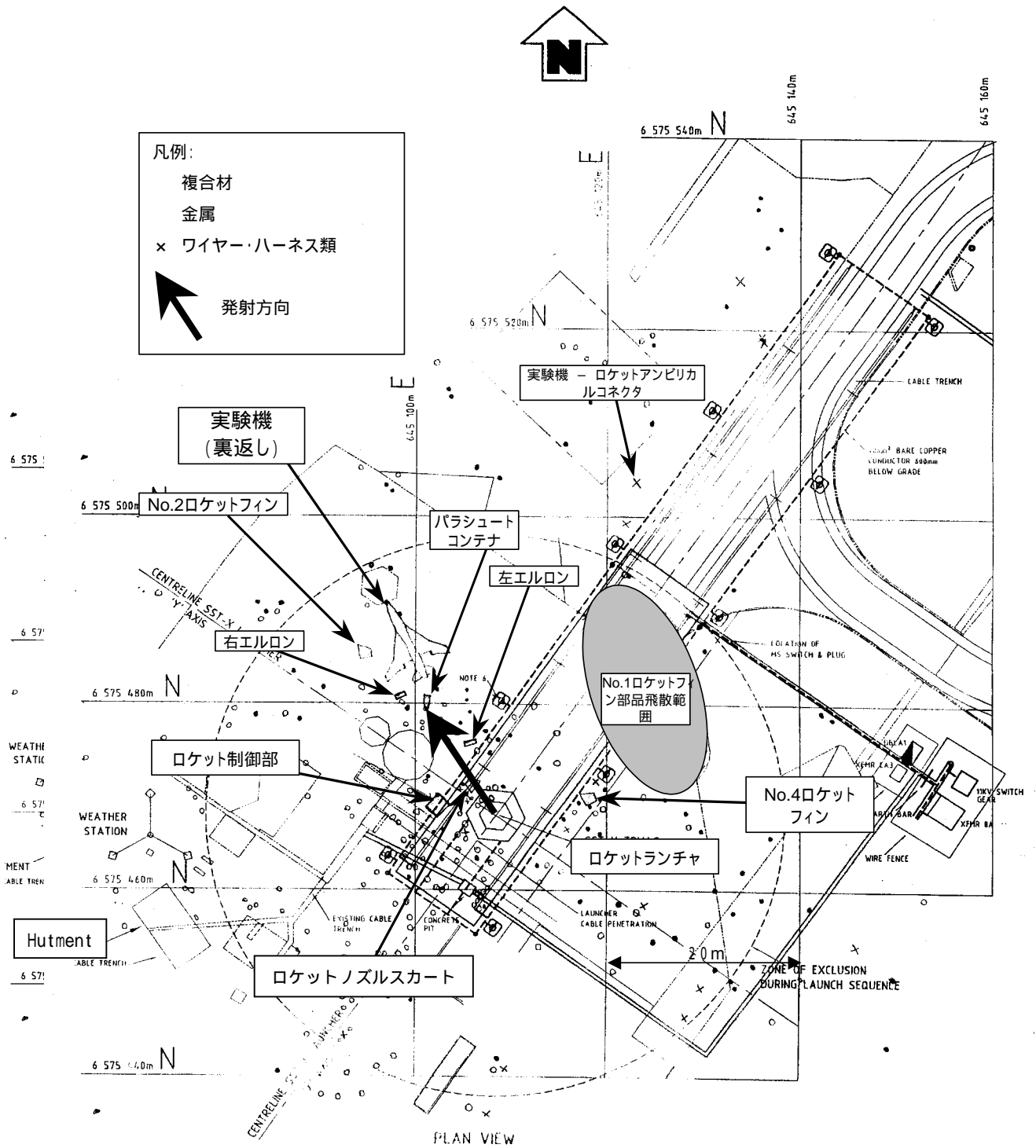


図 2 - 2 落下物分散状況



× ロケット-ランチャアンピリカルコネクタ(通信系)

× ロケット-ランチャアンピリカルコネクタ(点火系)

図 2 - 3 射点付近の落下物の分布状況

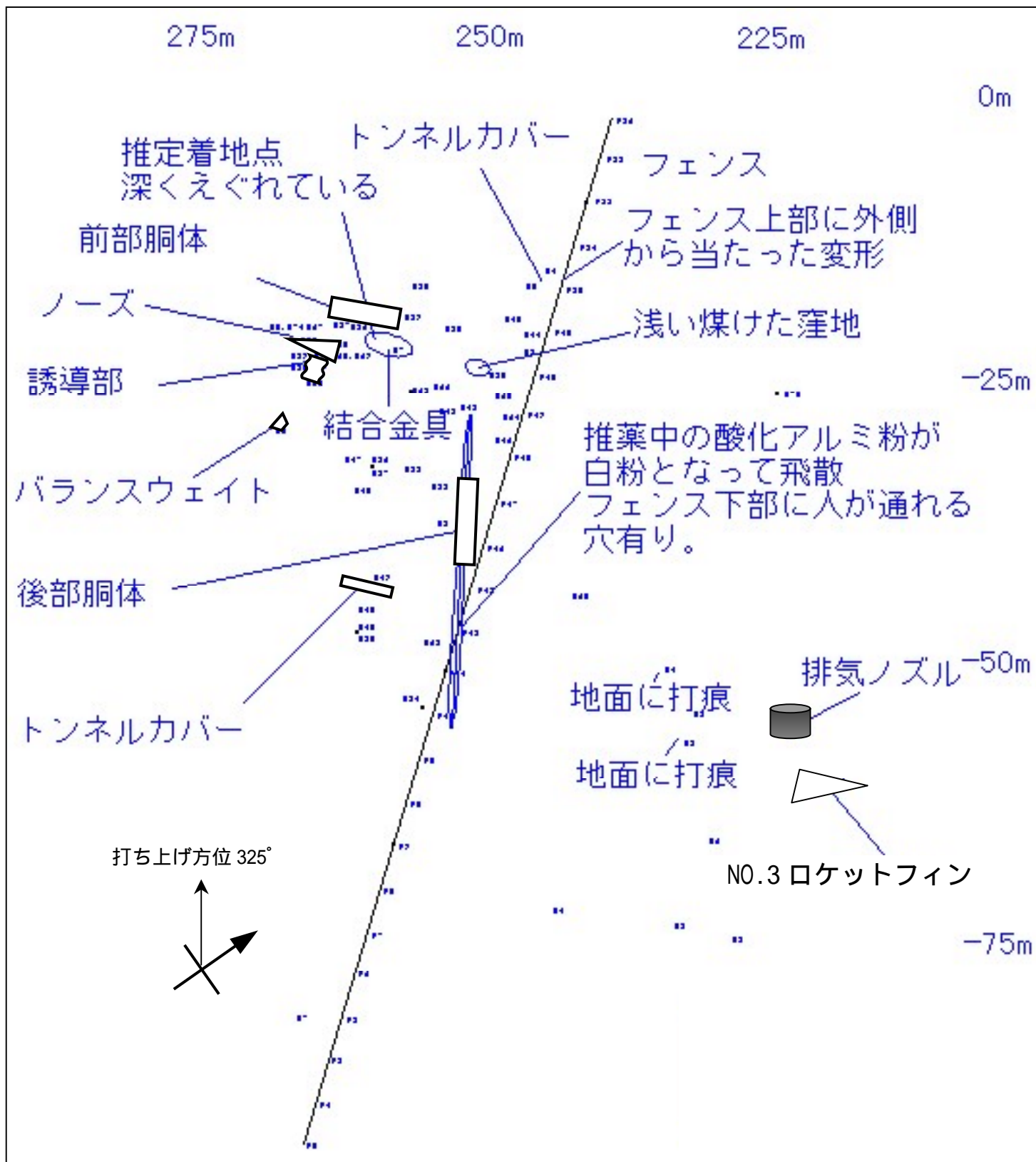


図2 - 4 ロケットモータ落下地点の状況

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。

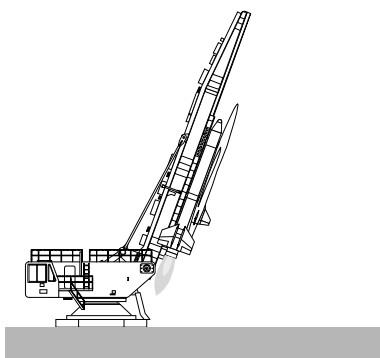
ただし、記載されている時刻は、レコーダに記録された機上 TCG(Time Code Generator) 時刻から、計測遅れや転送遅れなどを補正した値であり、午前 0 時からの積算秒で表されている。ロケットモータ点火指令の 39671 秒は午前 11 時 1 分 11 秒に対応する。括弧内の数値はデータ解析上の時刻の曖昧さであり、記載のないものは 1msec 以内で推定されている事象である。また、機上 TCG 時刻は、正確な現地時刻 (オーストラリア中央標準時) に対して 54msec 進んでいるため、機上データレコーダ以外のデータと比較する場合は、このオフセット値を考慮する必要がある。

表 3 - 1 主な発生事象の時系列

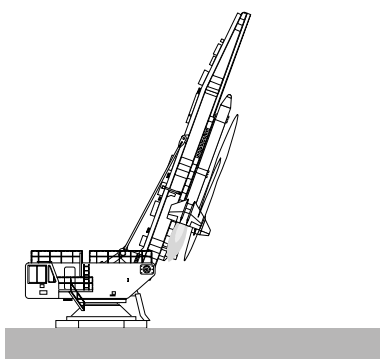
時刻	事象	詳細
39671.275sec 〔 +0 , -5msec 〕	ロケットモータ点火指令	発射指令から 6 秒後、ロケットの点火信号が正常に立ち上がる。
39671.293sec 〔 +0 , -2msec 〕	点火モータ着火	点火モータが作動し、それに伴って点火モータ内圧信号が立ち上がる。
	ロケット主燃料着火	ロケット主燃料が着火し、ロケットは上昇を開始する。
39671.5587sec	A P 付近で短絡発生	燃焼による振動と発射の衝撃により、フレックスハーネス基板上で +5V 電源と GND 間で短絡が発生。リセット IC への供給電圧が低下し A P がリセットされる。A P 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〕	A Pからの通信途絶	A P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氣的変動が、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。

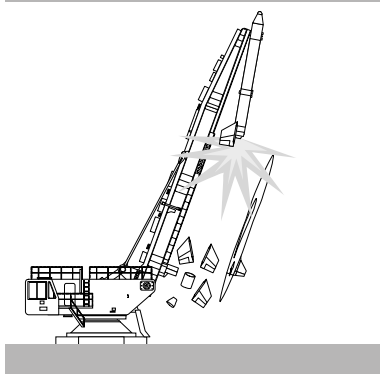
3.2. 飛行の概要



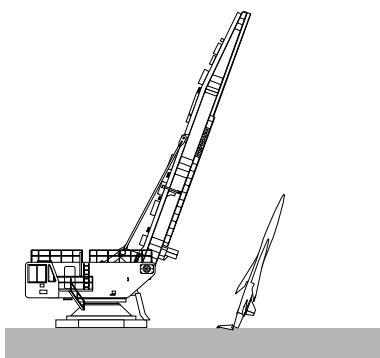
ロケット点火、上昇開始
APリセット
分離ボルト着火
実験機分離



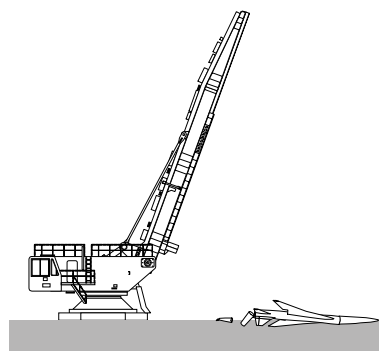
ロケットは、上昇を継続
実験機は、徐々に落下
ロケットのフィンと実験機の主翼エルロンが衝突



ロケットのフィン、制御部、ノズルスカートを脱落
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

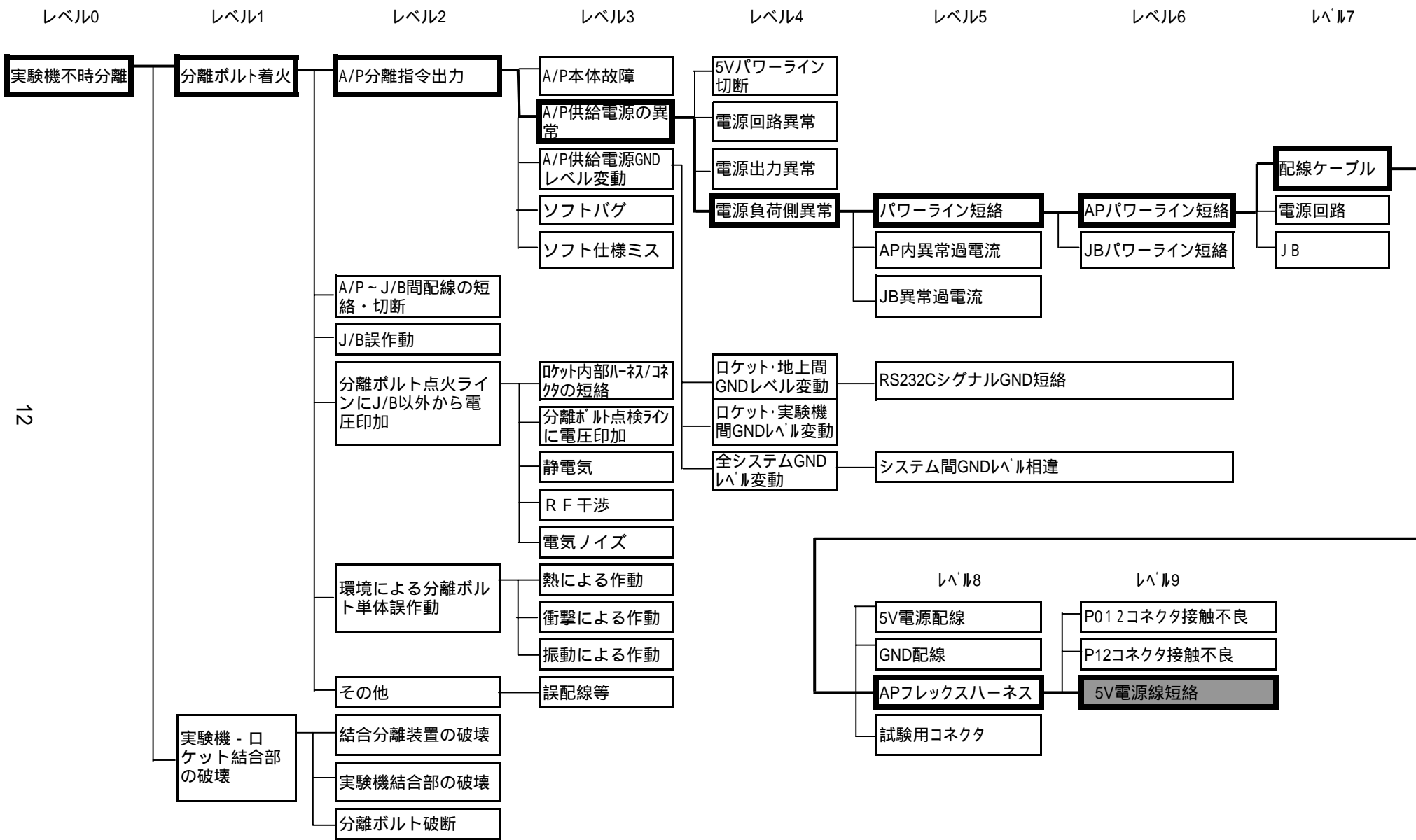
4 . F T A

原因推定のために146項目の要因についてF T A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F T A解析図である。この結果、不具合の直接原因として、

「A P入出力基板（フレックスハーネス基板）のスルーホール部での5 V電源の瞬時短絡。」

を推定するに至った。

F T A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A Pフレックスハーネス部5 V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、A P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A Pへの電源5 Vラインがフレックスハーネス基板でG N D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F T A解析は完了したと言える。その詳細は付録に掲載する。



12

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氣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(A P)から送出されたものと判断され、A P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A P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A P及び周辺の分解調査により、A P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(W 0 1)および点火用アンビリカルケーブル(W 0 2)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、電氣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C F D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氣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氣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。

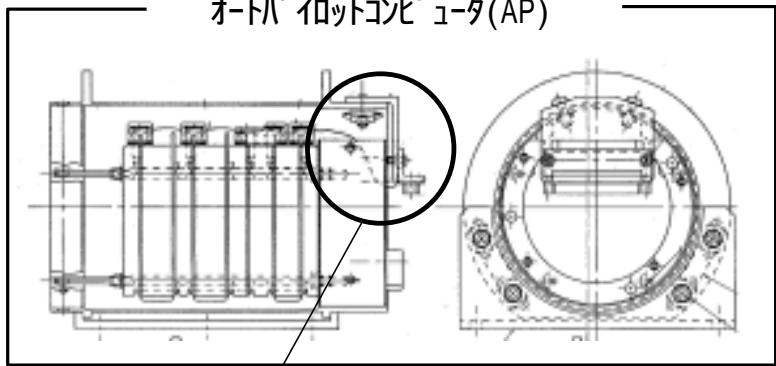
表5-1 現品調査・検証試験概要 (1/2)

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	オートパイロット分解調査	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	オートパイロット分解調査 RS232C,RS422,TTL信号 ライン短絡調査	オートパイロット分解前後でRS232C,RS422,TTL信号、ディスプレイ信号ラインの抵抗計測を行い、分解前後において短絡が無いことを確認。
4	A11-3	オートパイロット分解調査、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	オートパイロット分解調査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	ジャンクションボード分解調査	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。分離指令入力インバータ(U2/SN54AC14)及び分離指令用70トMOSリレー(K10/AQZ205V)は正常に作動。分離ボルトアミングリレーは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	サーボアンプ分解調査	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)	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	アンビリカルケーブル引っ張り試験	ハーネス単体のカシメ部及びスプライス部の引っ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っ張り試験は実施せず。
17	C2-1	アンビリカルケーブル類の調査 (W01,W02)	通信系アンビリカルケーブル(W01)及び点火系アンビリカルケーブル(W02)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	アンビリカルケーブル類の調査 (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	アンビ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	ロケットストップの調査	ロケットストップ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、ランヤードストップ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プ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。

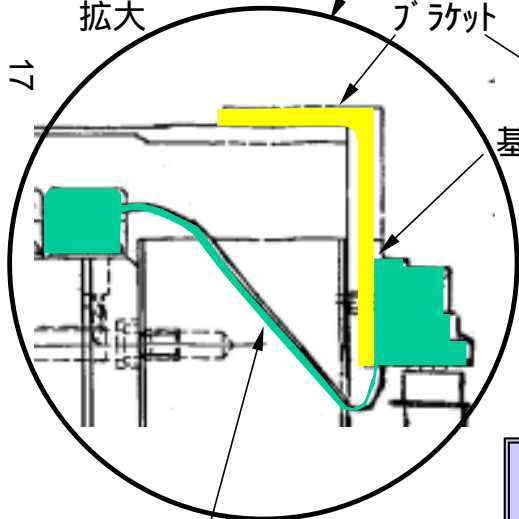
表 5 - 1 現品調査・検証試験概要 (2 / 2)

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ケーブル代替品を用いて#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	オートパイロット部品確認 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	オートパイロット単体確認	オートパ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プシミュレーションをした結果、正常動作することを確認。
26	B11-3	オートパイロット単体確認+5V電源瞬断及び低下調査	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)電流が必要であることを確認。
27	B11-4	オートパイロット単体確認 RS232C,RS422,TTL信号 ライン短絡、電圧印加調査	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	オートパイロット単体確認 GNDレベル変動調査	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レベ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レベル変動調査(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レベル変動調査(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ソフトウェア確認	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	B20	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無し。
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。

オートパッドコンピュータ(AP)



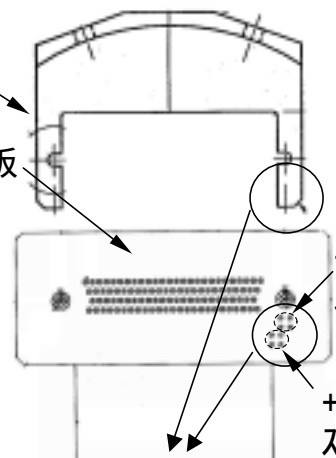
拡大



ブラケット

基板

17



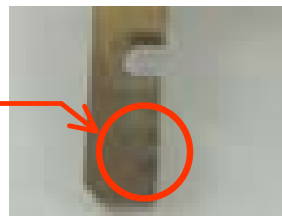
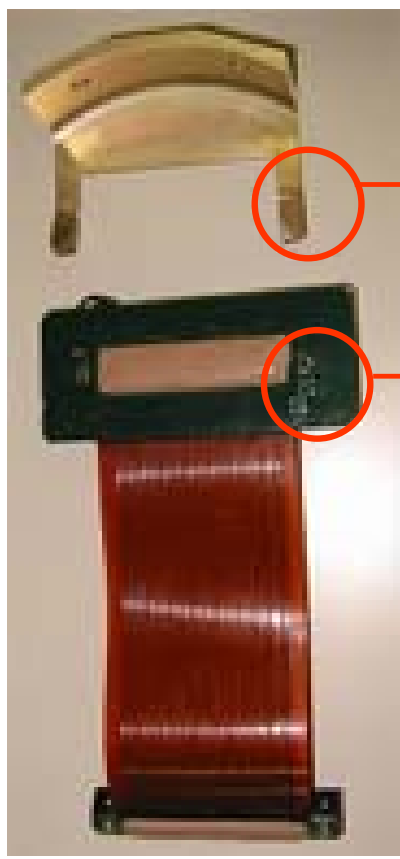
+5V GND
スルホール

+5V HOT
スルホール

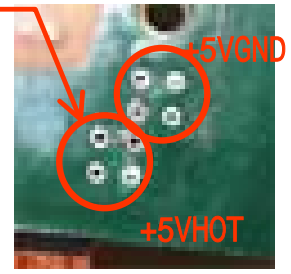
ブラケットと基板が接触することにより、+5V HOTが+5V GNDに短絡する可能性がある。

フレックスハーネス

分解後のフレックスハーネスとブラケット (ロケット # 1)



短絡の痕跡がある。



+5V GND

+5V HOT

図5 - 1 APフレックスハーネス短絡 / 現品確認

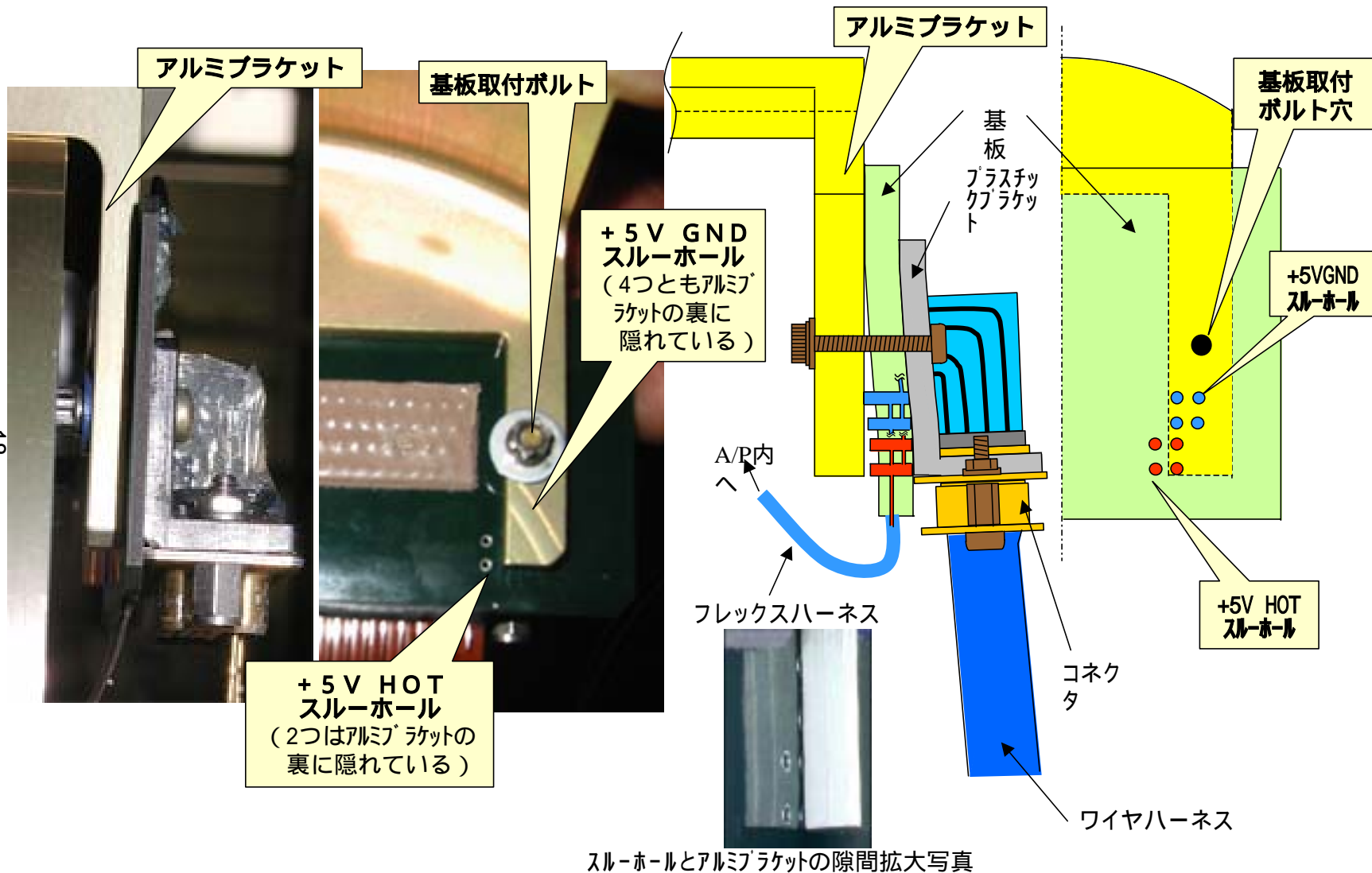


図5 - 2 APフレックスハーネス基板の概念図

6 . 原因の推定

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、今回の失敗事象は、A P 供給電源(+5V)の短絡により A P がリセットし、結果として実験機分離ボルトの着火に至ったものと推定された。

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、

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 100nsec 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 A P 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したこと。(図 6 - 1)

打上時に、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、A P のリセットが唯一であると考えられたこと。

の 2 点から推定された。

(2) A P + 5 V 電源の短絡

回収した 1 号機および未使用の 4 号機のスルーホールとブラケットが、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とが、以下の現品調査及び検証試験などの結果から確認された。

このことから、A P 供給電源(+5V)の短絡が A P の入出力基板 (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フレックスハーネス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。

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)

4 号機の A P 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接触する可能性と、それに対する絶縁処置が施されていないことを確認。

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

4 号機の誘導計測部調査により、A P 用ワイヤハーネスが、A P 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A P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。

検証試験にて、A P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。

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A P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。

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A Pがリセットした時刻に、実験機側空力センサ（熱電対）信号に飛行実験時に観測されたものと同様のノイズを確認。

6.2. A P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）

A Pの機械的変位に伴うワイヤハーネスの電源回路との干渉を模擬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、A P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A P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接触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、ブラケットとの接触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。

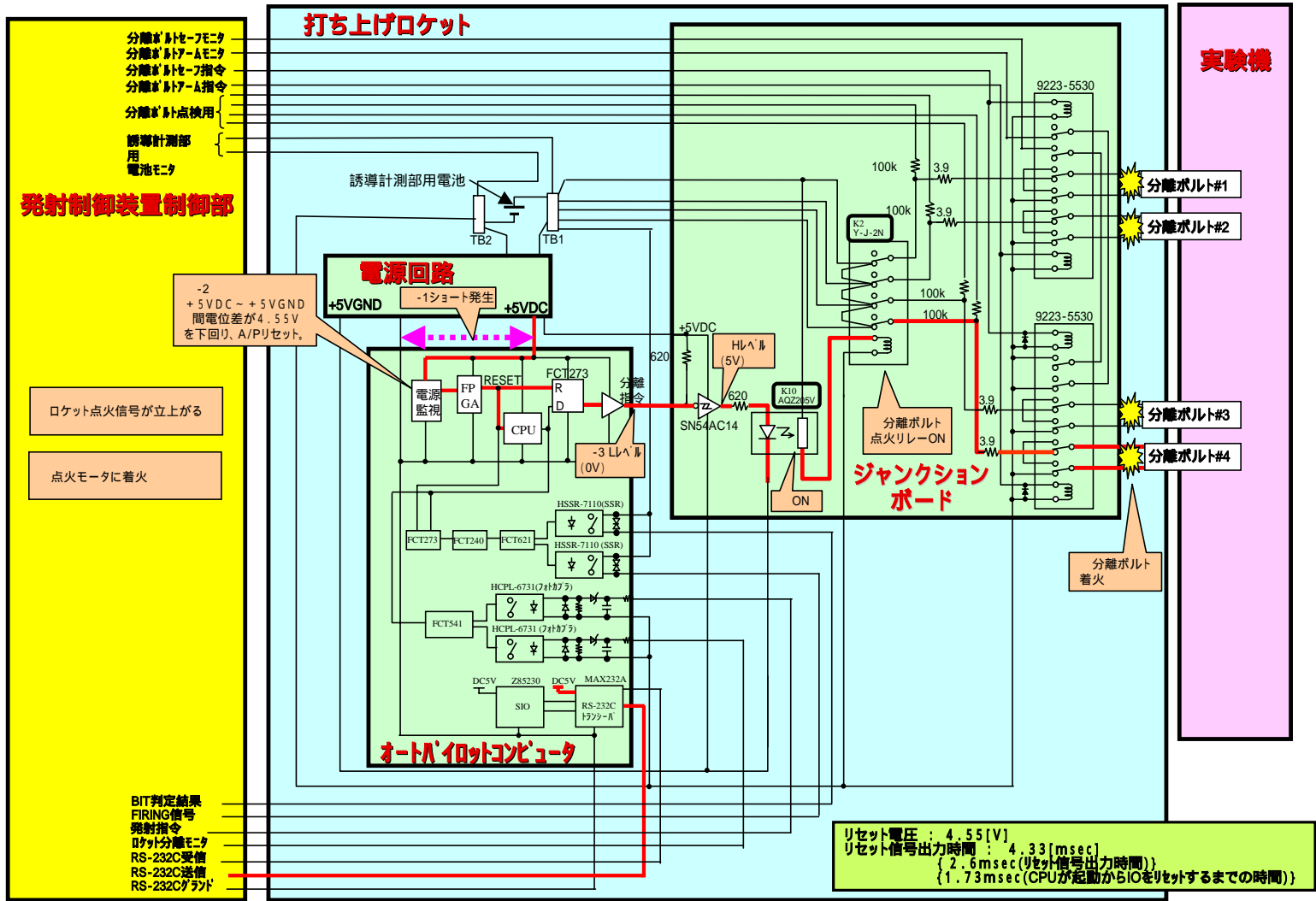


図 6 - 1 A P 電源 (5 V) の短絡から分離ボルト着火に至るメカニズム

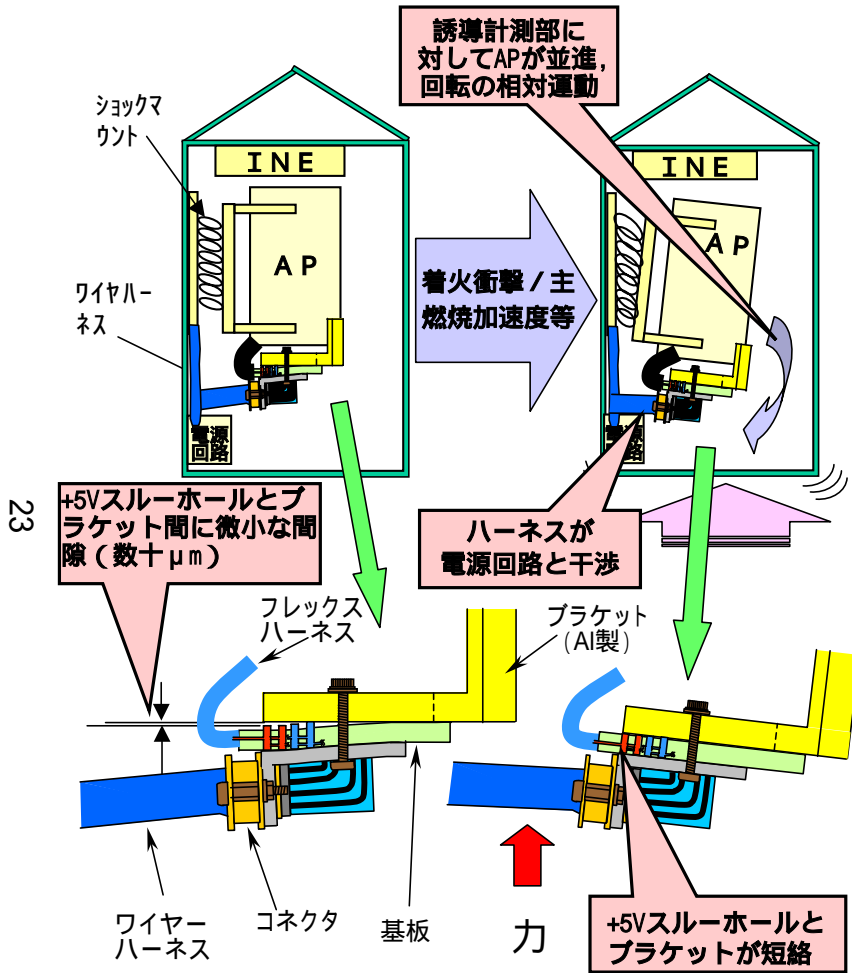


図6 - 2 APフレックスハーネス基板短絡のメカニズム

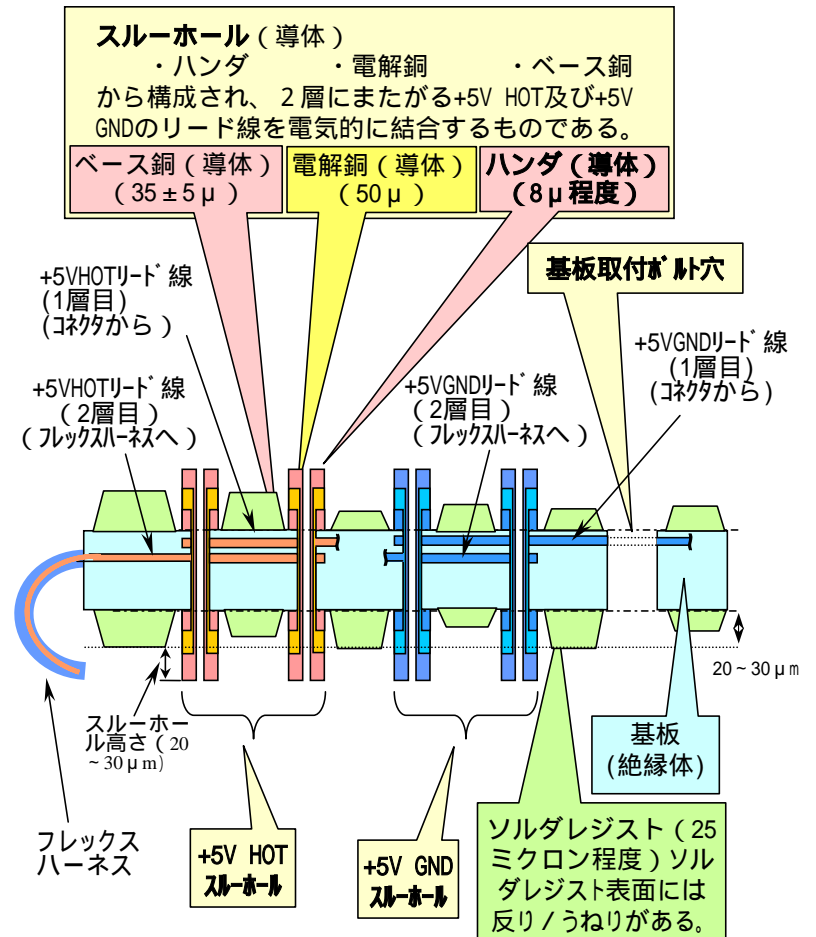


図6 - 3 APフレックスハーネス基板の概念図

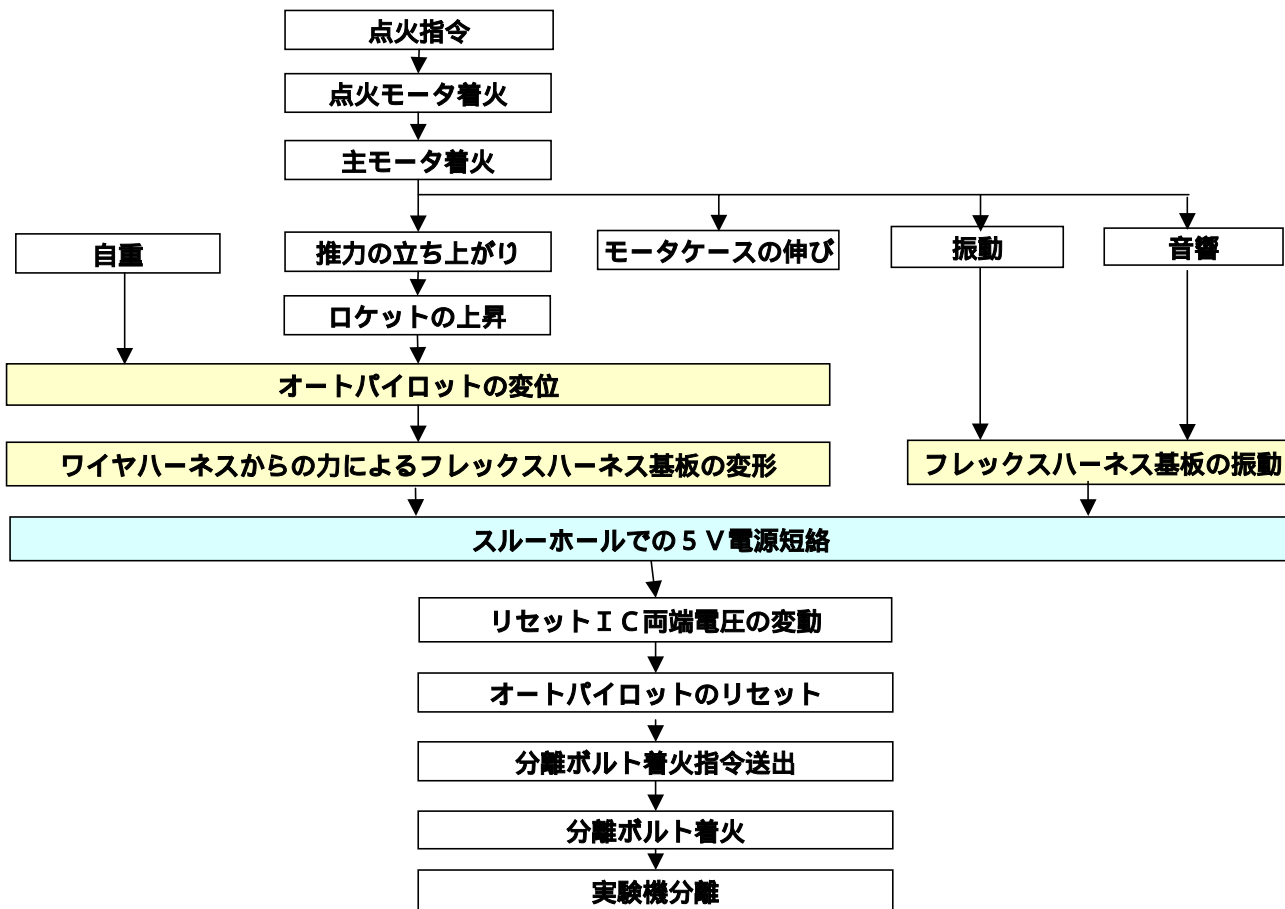


図 6 - 4 実験機分離までの事象の流れ

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氣的に作動した。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する。

- (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連しているものとする。

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。25

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を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。