

日本航空株式会社所属
ボーイング式747SR-100型JA8121
に関する航空事故報告書

昭和54年5月8日
航空事故調査委員会議決（空委第22号）

委員長	岡田 實
委員	山口 真弘
委員	諏訪 勝義
委員	上山 忠夫
委員	八田 桂三

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

日本航空株式会社所属ボーイング式747SR-100型JA8121は、同社の定期101便として、昭和53年11月11日、500名（幼児2名を含む）の旅客及び15名の乗組員がとう乗し、東京国際空港を離陸し、その後大阪国際空港の滑走路32Lに着陸進入中、右主翼の外側フラップに異常が発生したが、着陸進入を継続して08時04分ごろ着陸し、自力で駐機場まで移動したのち停止した。

本事故による火災の発生はなく、とう乗者全員に異常はなかった。

1.2 航空事故調査の概要

昭和53年11月11日～12日 現場調査

昭和53年11月21日～昭和54年2月22日 金属材料技術研究所にてヒューズボルトの破断面の調査

1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和54年4月13日 意見聴取

226001

2 認 定 し た 事 実

2.1 飛行の経過

事故当日、J A 8 1 2 1 は、J L 1 0 1 便として計器飛行方式により 0 7 時 1 7 分東京国際空港を離陸し大阪国際空港に向った。

同機は、0 7 時 5 6 分ごろ大和ポイントにおいて大阪タワーに対し位置通報を行ったのち、大阪 N D B に向い、0 8 時 0 1 分ごろ大阪 N D B 上空において、大阪タワーから「滑走路 3 2 L への着陸支障なし、風静穏、滑走路の視認を通報せよ。」との許可及び指示を得た。

機長は、当該着陸進入中、地上の煙等から当該着陸が若干背風となること及び着陸重量の関係から、通常使用する 2 5 度フラップを 3 0 度フラップ（以下「フルフラップ」という。）として着陸することとし、高度 1, 0 0 0 フィートを通過する時点でフルフラップとした。

次いで 0 8 時 0 2 分ごろ、大阪タワーに対し滑走路を視認した旨の通報を行い、当該着陸進入を継続したが、速度約 1 5 0 ノットで高度 5 0 0 フィート付近を通過する時点の 0 8 時 0 3 分ごろ突然機体に軽い衝撃が発生した。

また、当時 R 4 と R 5 ドア部の客室乗務員席に位置していた 2 名の客室乗務員と客室の右側の座席に位置していた旅客の 1 部は、窓の外を尾部へ流れ飛ぶ 2 個の黒い物体を視認した。

同機の操縦は、当時副操縦士が行っており、同副操縦士は、上記衝撃の発生と同時に機体が右に傾き、かつ機首を右にとられる傾向が生じたため、とっさに修正の操舵を行うとともに、この旨を機長に伝え、機長は、直ちに操縦を交代した。

機長は、操縦を交代した直後において、客室乗務員から右主翼外側後縁フラップ（以下「R / H アウトボードフラップ」という。）に異常がある旨の報告を受け、当該衝撃にともなう姿勢変化がフラップの故障によるものであることを知った。

また、上記の時点で、航空機関士がアウトボードフラップ位置指示計をチェックしたところ、その左右アウトボードフラップの指針の指示に約 5 度の差位を生じていた。

機長は、当該フラップ故障にともなう操縦性への影響が、No. 4 エンジン停止時におけるものと同程度の操舵量で修正が可能であり、また、同機が既に着陸態勢に移行する直前であったため、そのまま着陸を続行することとした。

同機は、0 8 時 0 4 分ごろ、滑走路 3 2 L の末端から約 1, 1 1 5 メートルの滑走路中心線上に若干右傾した状態で着陸接地し、その後、付図 1 に示す位置に R / H アウトボードフラップの翼端後縁による擦過痕跡及びフラップの破片を残して滑走した。

その後、同機は、滑走路 3 2 L の末端から約 2, 1 0 0 メートルの右側となる誘導路 W - 7 に

進入したところで、大阪タワーから右側フラップがたれ下っている旨の情報を得たが、そのまま地上滑走を続け、08時08分ごろ、指定された19番スポットに駐機した。

駐機後の点検の結果、R/Hアウトボードフラップを保持する2基（No. 7及びNo. 8）のフラップトラックのうち翼端側のNo. 8フラップトラックが主翼下面から離脱し、R/Hアウトボードフラップの翼端側が地上にたれ下っていることが判明した。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死 傷	と う 乗 者		そ の 他
	乗 組 員	そ の 他	
死 亡	0	0	0
重 傷	0	0	0
軽 傷	0	0	0
な し	15	500 (幼児2名を含む)	

2.3 航空機の損壊の程度

中 破

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

同機の着陸後の地上滑走において、たれ下ったフラップの翼端との接触により2基の誘導路(W-7)灯が破損した。

2.5 乗組員に関する情報

機長 昭和12年7月23日生

定期運送用操縦士技能証明書 第798号(昭和41年9月21日取得)

限定事項B-747 昭和50年7月1日

第1種航空身体検査証明書 第11120600号

同有効期限 昭和54年1月29日

総飛行時間 7,983時間39分

同型式機飛行時間 1,928時間03分

副操縦士 昭和19年8月24日生

226003

事業用操縦士技能証明書 第2885号(昭和44年10月30日取得)

限定事項B-747 昭和50年3月11日

第1種航空身体検査証明書 第11120678号

同有効期限 昭和54年8月17日

総飛行時間 3,961時間38分

同型式機飛行時間 1,811時間11分

航空機関士 昭和25年7月19日生

事業用操縦士技能証明書 第6052号(昭和50年11月21日取得)

航空機関士技能証明書 第1668号(昭和53年9月25日取得)

限定事項B-747

第1種航空身体検査証明書 第11129573号

同有効期限 昭和54年1月30日

総飛行時間 550時間44分

同型式機飛行時間 273時間11分

2.6 航空機に関する情報

型 式 ボーイング式747SR-100型

登録記号 JA8121

登録証明書番号 第2058号

製造番号及び年月日 20923 昭和49年3月18日

耐空証明書番号 第48-036号 昭和47年3月28日

総飛行時間 9,932時間41分

総着陸回数 7,361回

前回C整備(52.11.2)後の飛行時間 2,350時間34分

同 着陸回数 1,944回

着陸時の推定重量及び重心位置

重量 500,410ポンド(MAX564,000ポンド)

重心位置 23.2%MAC(規定範囲13~33%)

226004

2.7 気象に関する情報

大阪航空測候所における事故当日08時00分の定時観測値は次のとおりであった。

風静穏、視程8キロメートル、もや、2/8層積雲6,000フィート、7/8高積雲10,000フィート、気温10℃、露点温度7℃、気圧1,023ミリバール、高度計規正值30.23インチ。

なお、機長の口述によると、同機の当該着陸進入中における気流は安定しており、また、当時他航空機からの乱気流に関する通報もなかった。

2.8 通信に関する情報

同機と大阪国際空港管制機関との交信は、管制交信テープを調査した結果、すべて良好に行われていた。

2.9 飛行記録装置および音声記録装置に関する情報

同機には、サンドストランド社製573A型デジタル式飛行記録装置（以下「DFDR」という。）がとう載され、当時正常に作動しており、同DFDRによる事故当時の記録は付図2のとおりである。

また、同機には、コリンズ社製642C-1型音声記録装置がとう載されており、当時正常に作動していたものと推定されるが、事故当時の録音は、駐機後、機長が消去スイッチを押したことにより消去され、調査には活用されなかった。

2.10 航空機及びその部品の損壊に関する情報

2.10.1 No. 8フラップトラックを右主翼下面に取付けている付図3-1に示す3本のボルト（ヒューズボルト^P/_N 59B-15047-2×1、マウントボルト^P/_N BACB 30MT10-67×2）は、いずれも折損しており、同フラップトラックが主翼から離脱して、^R/_Hアウトボードフラップが翼根側のフラップトラック（以下「No.7フラップトラック」という。）のキャレイジにより連結保持された状態で、No.8フラップトラックと共にたれ下っていた。

2.10.2 2.10.1に前述の破断したNo. 8フラップトラックの3本の取付ボルトのうち、ヒューズボルト（以下「2型ボルト」という。）は、付図4のとおり2個所で切断され、3つに分断されており、そのボルトナットの部分は、フラップトラックの前端部に、また、ボルトの中間部分は、主翼下面に取付けられているフィッティングに、それぞれか

226005

ん合した状態で事故後回収されたが、ボルトヘッドの部分は、フラップトラックの前端部から脱落しており、発見されなかった。

また、2本のマウントボルトについては、いずれもフラップトラックの中央部の取付位置より脱落しており、その中の1本は、付図4に示すように2つに切断された状態でムーバブルフェアリング（付図3-2参照）の中から回収されたが、残りの1本については発見されなかった。

2.1 0.3 その他の損傷

- (1) No. 8フラップトラックサポートストラップアセンブリ（以下「No. 8セフティストラップ」という。）破損。（付図5参照）
- (2) R/Hアウトボードフラップの前方フラップ（全長約9.4メートル）のうち、No. 8フラップトラックから翼端側への約2.5メートルが破損分離。
- (3) No. 9、No. 10及びNo. 12の各アウトボードスポイラーパネル損傷。
- (4) フィックスドフェアリングは、前端の1部を残し破損分離。
- (5) ウィングステーション860～1,168の間の主翼後縁部の次のものが損傷した。
 - ア No. 4ハイドロリックヒートエクステンジャーライン
 - イ No. 4ハイドロリックプレッシャーライン
 - ウ No. 4ハイドロリックリターンライン
 - エ フライトコントロール用No. 4ハイドロリックプレッシャーライン
 - オ No. 12スポイラーアップコントロールケーブル
 - カ No. 9スポイラーフィックスドパネルアウトボード

2.1 1 その他必要な事項

同機の当該着陸進入中、主翼下面から離脱したフラップトラック及びその取付ボルトならびにセフティストラップに関する情報は次のとおり。

2.1 1.1 フラップトラック及び取付ボルト

フラップトラックは、下記のとおり各フラップアセンブリに対し2基ずつの計8基が左右の主翼下面に配備されており、これ等各フラップトラックは、付図3-1のとおりいずれもトラック前端部の1本のヒューズボルト及びトラック中央部の2本のマウントボルトによって主翼下面に装着され、各フラップアセンブリを保持している。

左主翼側	アウトボードフラップアセンブリ	No. 1	フラップトラック
		No. 2	"
	インボードフラップアセンブリ	No. 3	"
		No. 4	"
右主翼側	インボードフラップアセンブリ	No. 5	"
		No. 6	"
	アウトボードフラップアセンブリ	No. 7	"
		No. 8	"

なお、各フラップトラック前方端に装着されている前述のヒューズボルトは、フラップに過大な外力が加わる胴体着陸等の異常事態において、フラップトラックによる主翼下面の損傷、これに伴う翼内燃料タンクの破損、次いで火災という、一連の被害の拡大を防止するため、フラップトラックを主翼下面から離脱させる目的で、各々対応した想定荷重で効果的にせん断するよう設計されている。

また、当該ヒューズボルトは、上記想定荷重に対応させるため、左右主翼対称に翼端側から翼根側にかけて順次強度が高められたもの（付図3-3）が装着されており、本事故において離脱した右主翼端側のNo. 8フラップトラック及びその対称位置となる左主翼端側のNo. 1フラップトラックには、いずれも2型ボルトが使用されている。

2.1 1.2 セフティストラップについて

本事故においてNo. 8フラップトラックの離脱にともない破断したセフティストラップ（付図3-2参照）は、フェールセーフ構造として各フラップトラックの前方端を取付ける主翼側フィッティングに装着されており、No. 1及びNo. 8のフラップトラック用としては付図5に示す型式のものが使用されている。

当該セフティストラップは、通常の運航形態において、フラップトラックのヒューズボルトが破断し、フラップトラックの前方端が主翼下面から離脱した場合、当該トラック前方端が、その約0.35インチ下方にあるセフティストラップの底部によって保持されることによるフラップトラックの完全離脱を防止する目的で装備されている。

また、セフティストラップは、フラップトラックの前方端取付部に想定される制限荷重に耐え得るように設計されており、一方、ヒューズボルトは、上記制限荷重を約1.5倍した終極荷重に耐え得るよう設計されている。

3 事実を認定した理由

3.1 解析のための試験及び研究

3.1.1 2.1 0.2に前述した2型ボルトは、付図4に示す2箇所（以下「ナット側」及び「ボルト頭部側」という。）で破断し、3個に分断されており、その破面を調査した結果は次のとおりであった。

なお、上記分断された3個のうち、ボルト頭部側が回収されなかったため、ボルト頭部側の破面は片側のみであった。

2型ボルトは、4340鋼製であるとされ、熱処理条件等は明らかではないが、焼入れ、焼戻しを施したと思われる正常な顕微鏡組織を呈し、ビッカース硬さは約280であり、材料欠陥、腐食などの異常は特に認められなかった。

破断面のほとんどの部分は、せん断破壊により生じたものと考えられるが、特にナット側破面には、ボルト中空部の内面から発生したもの及び外側メッキ面から発生したものに、いずれもせん断形疲れ破面がみられた。これは、内面から発生した亀裂がある程度成長したため、断面積減少による作用応力の増加と相まって、外周からの亀裂も成長し、最終的に残り破面が一部ねじれを伴って破断するに至ったものと考えられる。

また、ボルト頭部側の破面は、全面がせん断破面であり、疲れ破面と識別される特徴もなかったことから、これは、先に発生したナット側の破壊による過負荷のために、その後ボルト頭部側で一気に破断が起きたものと推定される。

3.1.2 当該2型ボルトの、従来の高い締め付けトルク値は、今回ボルト破断の要因となった3.1.1に前述の疲れ亀裂の伸展に或る程度関与したものと推定される。

なお、ボーイング社は、後述するサービスブレティン747-57-2177（昭和53年10月27日付）により、各使用者に対し、当該トルク値の低減措置を指示している。

3.2 解析

3.2.1 調査結果から、事故当日の同機は、離陸から大阪国際空港への着陸最終進入経路上においてフラップに異常が発生するまでの間、正常に運航していたものと認められる。

3.2.2 当時の気象は、事故に関連しなかったものと推定される。

3.2.3 D F D Rの解析結果（付図2）から、同機のフラップは、滑走路32L末端から約2.2海里となる着陸最終進入経路上の高度約970フィート、速度約150ノットにお

226008

いてそれまでの20度位置から30度位置に下げられ、その約29秒後における高度約530フィート、速度約150ノット、機首方位約323度でNo. 8フラップトラックの右主翼下面からの離脱が発生したものと推定される。

- 3.2.4 また、当該異常の発生は、滑走路32L末端から約1海里となる着陸接地の約39秒前におけるものであり、この時点で、約0.5秒間に+1.03G及び+0.96Gという軽度ではあるが衝撃的な垂直加速度と約7度の機首上げ、約7度の右傾及び約4度の左への機首偏向という姿勢変化が記録されており、当該衝撃及び偏揺れ傾向を感知した操縦士によって、直ちにその修正操作が行われたものと推定される。
- 3.2.5 上記の修正操作としては、異常発生の直後において、コントロールホイール左約50度、ラダーコントロール左約16度という最大値が記録されており、当初偏揺れに対する修正が行われたものと推定される。また、上記偏揺れ修正操作の直後においては、コントロールコラムによる約7度の機首下げ操作が記録されているが、これは、異常発生の直後から発生して急速に増大し約2秒後において機首上げ約7度及び+1.28Gの垂直加速度として記録されている姿勢角の増加に対処するための修正操作であったものと推定される。
- 3.2.6 当時、フルフラップ形態で空力的につりあい状態にあった同機に前記機首上げ現象が発生したことについては、当初R_Hアウトボードフラップの片側が離脱状態となり、その後、当該フラップが空気力によって押上げられたことにより変位したため主翼後縁部の揚力が減少し、主として主翼の風圧中心が主翼の前縁方向へ移動したということが考えられる。
- 3.2.7 その後、着陸直前までの間において断続的に修正操作が実施されているが、この間における不均衡モーメントとしては、飛行中No. 4エンジン(右主翼外側)停止時に発生する不均衡モーメントを下まわるものであったと推定されることから、当該修正操作は、乗客の殆んどに異常を感じさせない程度のものであったと推定される。
- 3.2.8 当該No. 8フラップトラックの離脱は、同フラップトラック前方端のフィッティングと右主翼側フィッティングを結合する2型ボルトが3.1に前述した理由により破断したことに始まり、次いでセフティストラップとフィックスドフェアリングが破損し、さらにフラップトラック中央部を主翼下面に取付けている2本のマウントボルトが切断するという順序で、短時間のうちに波及的に発生したことによるものと推定される。
- 3.2.9 上記各部位の破断の経緯については、当初2型ボルトの破断によってNo. 8フラップトラックの前方端が主翼下面から分離し、その結果、当時フルフラップ位置にあった

R/Hアウトボードフラップに同フラップを押し上げる空気力が作用したため、この時点で同フラップトラックの前端部には2本のマウントボルトを支点とする急激な前下りのモーメントが加わったものと推定される。

当該モーメントの発生により、急激に下げられたフラップトラックの前方端によってセフティストラップ及びフィックスドフェアリングが相次いで破損し、さらに、同モーメントの支点となった2本のマウントボルトが過大な曲げ及び引張り荷重で切断したため、No. 8フラップトラックは主翼下面から完全に離脱したものと推定される。

- 3.2.10 なお、上記時点において、2名の客室乗務員と旅客の1部によって客室の右側の窓から視認された機体後部へ流れる黒い物体は、上記の過程において破損し飛散したフィックスドフェアリング（ハニカム構造）の破片であったものと推定される。
- 3.2.11 No. 8フラップトラックの離脱によって右側の支持点を失ったR/Hアウトボードフラップは、その後同機が着陸接地するまでの間、主として左側の支持点であるNo. 7フラップトラックのフラップキャレイジによって連結保持された状態で空気力によって上方へ押し上げられたため、大きな右傾斜の状態とはならなかったものと推定される。
- 3.2.12 その後、当該R/Hアウトボードフラップの外側は、上記No. 7フラップトラックのフラップキャレイジを支点として、同機の姿勢等によって変化する空気力の影響により右主翼後縁部付近を上下動していたものと推定され、この時点で、同フラップによって上方へ引き上げられたNo. 8フラップトラックのフラップジャッキスクリュートランスミッション等との接触により、右主翼後縁部の配線、配管及びNo. 12スポイラーパネル等が損傷したものと推定される。
- 3.2.13 上記の状態にあったR/Hアウトボードフラップの外側は、その後同機の着陸直前における速度の減少にともなう空気力の減すいにより徐々に下りはじめ、着陸接地の直後において、同フラップの右側先端が滑走路面に接触（内側を支点として約27度の右傾斜）したものと推定される。
- 3.2.14 離脱したNo. 8フラップトラックの前方端によって破損したセフティストラップは、2.1.1.5に前述した目的で設計され装備されたものであり、本事故における同機の着陸形態でヒューズボルトが破断し、それにより生じたフラップトラック前方端の下向き荷重に対し、若し同セフティストラップの機能が十分発揮されたとすれば、フラップトラックの離脱は防止できたものと推定される。
- 以上のことから、当該No. 8フラップトラックの離脱には、不適切な設計によるとみられるセフティストラップの破損が関与したものと推定される。

- (1) 機長、副操縦士及び機関士は、いずれも適正な資格を有し、所定の航空身体検査に合格していた。
- (2) JA8121は、有効な耐空証明を有しており、当日事故発生まで正常な状態にあったものと推定される。
- (3) 同機のNo. 8フラップトラックの離脱は、同機がフラップ30度下げ状態での最終着陸進入中、滑走路末端から約1海里の着陸接地の約39秒前において発生したものと推定される。
- (4) 上記フラップトラックの離脱は、当初同フラップトラックの前方端の2型ボルトが破断したことに始まり、その後セフティストラップ、マウントボルトの順に破断が波及的に発生したことによるものと推定される。
- (5) 3.1.1に前述した疲れによる亀裂の伸展によって破断した2型ボルトは、その設計上の疲労強度が十分ではなかったものと推定され、また、当該亀裂の伸展には、ボルトナットの従来の大きな締め付けトルク値が或る程度関与したものと推定される。
- (6) 同機は、当該フラップに異常が発生したことにより、軽度な衝撃と右偏揺れという現象が生じたものと推定される。
- (7) 操縦士は、上記現象を感知し、直ちにその修正操作を行ったが、当該偏揺れに対する修正操作は、その後着陸接地するまでの間、軽度な操舵量で断続的に行われたものと推定される。
- (8) No. 8フラップトラックの離脱によって右側の支持点を失ったR/Hアウトボードフラップは、No. 7フラップトラックのフラップキャレイジによって連結保持された状態にあったものと推定される。
- (9) 当該フラップは、着陸の直前まで当時の30度下げ角に受ける空気力によって上方へ押し上げられていたものと推定される。
- (10) 上記のR/Hアウトボードフラップは、着陸接地の直前における機速の減少とともに右下りの傾向が強まり、着陸接地の直後においてその右先端が滑走路面と接触したものと推定される。
- (11) 2型ボルトの破断により離脱したフラップトラックの先端は、その直下にあるセフティストラップによって支持されることなく、同セフティストラップを破損せしめたが、当該破損は、同セフティストラップの設計上に強度不足があったことによるものと推定される。

原因

本事故は、最終着陸進入経路上において、右主翼外側後縁フラップを支えている2基のフラップトラックのうち、外側のNo. 8フラップトラックが主翼下面から離脱したことによるものであり、当該離脱は、同フラップトラックの前方端と主翼下面とを結合するヒューズボルトの設計疲労強度が十分でなかったことによる破断に起因したものであると推定される。

なお、当該フラップトラックの離脱には、フェールセーフ構造としてのセフティストラップの設計上の不具合が関与したものと推定される。

所見

運航中の航空機に異常が発生した場合、着陸後、音声記録装置の記録保存について対策を講ずる必要がある。

参考事項

1 航空事故調査委員会による本事故の現場調査結果にもとずき、運輸省航空局は次の耐空性改善通報を発行した。

○耐空性改善通報TCD-1679-78（空検第952号、昭和53年12月26日付）
（件名） 後縁フラップトラックの前側とヒューズボルトの破損防止

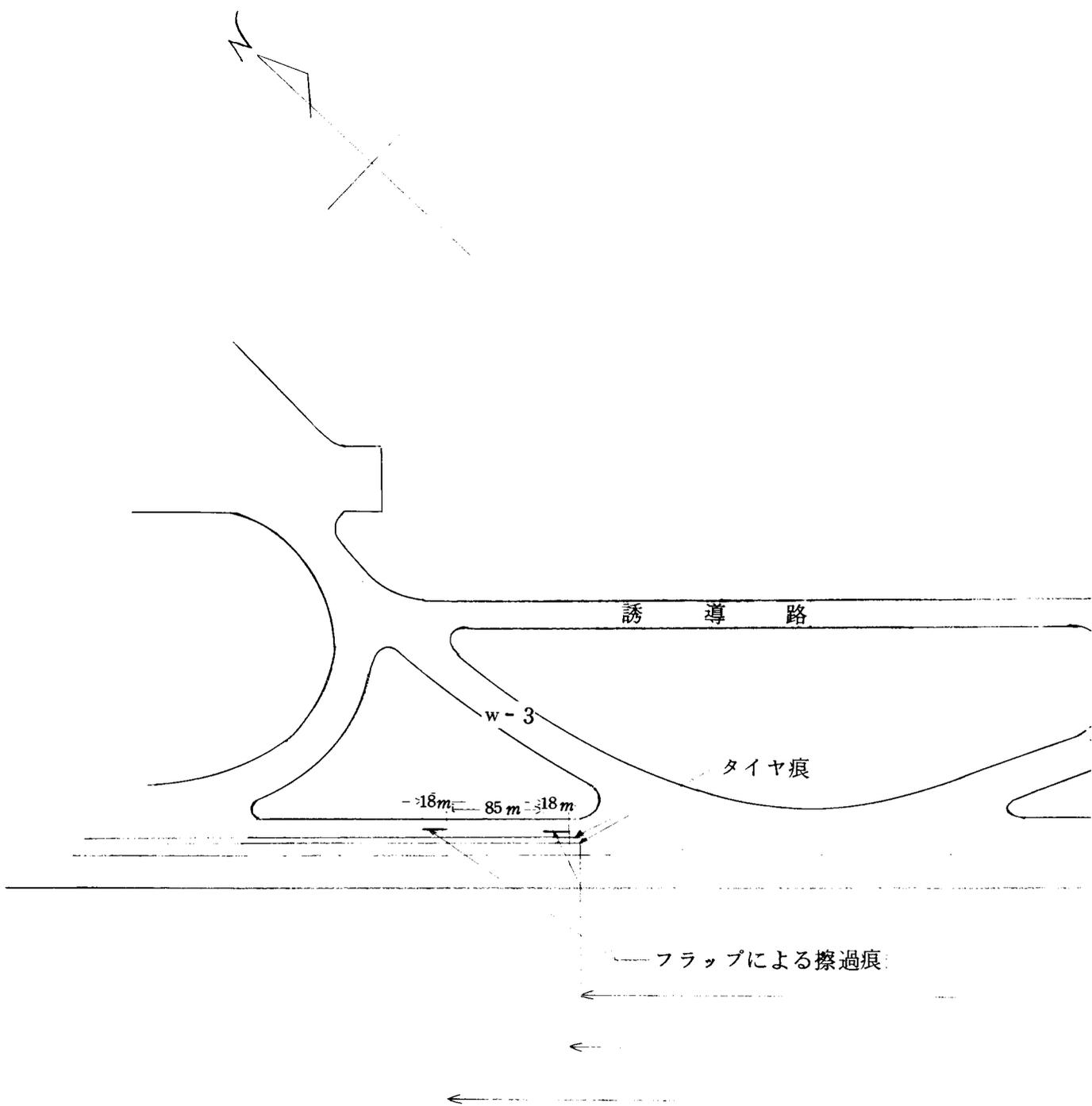
2 本事故発生前において、ボーイング社より当該ヒューズボルトに関する次のサービスプレティオンが発行された。

○サービスプレティオン747-57-2177（1978年10月27日付）
（件名） 後縁フラップトラック前方端ヒューズボルトの検査、締め付けトルクの低減及び交換

なお、日本航空は、上記のサービスプレティオンを昭和53年11月13日（事故の翌々日）に入手した。

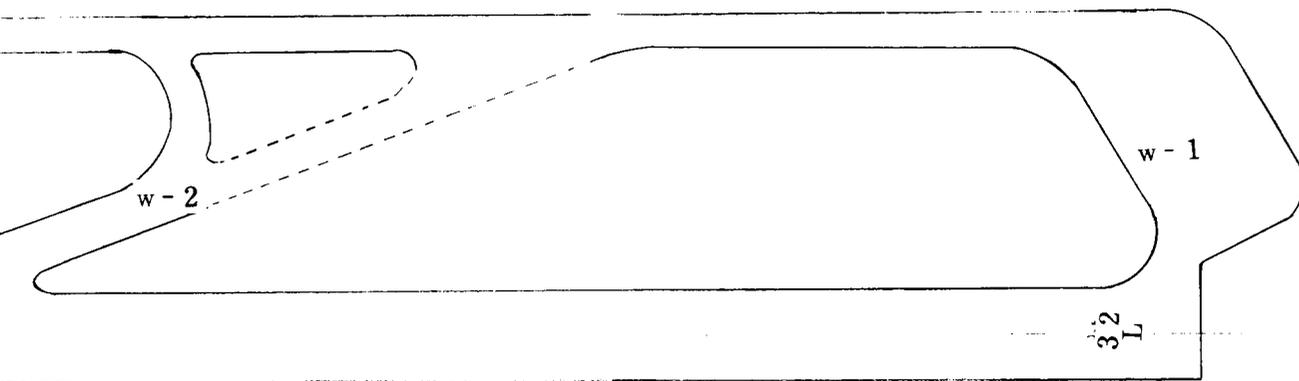
3 日本航空は、前記のサービスプレティオンにもとずき、対象の全機に従来2型ボルトの締め付けトルク値として規定されていた1,300～1,500インチポンドを300～400インチポンドに低減すること及び2型ボルトをP/N69B-15047-3のヒューズボルト（2型ボルトの強度を約5%増大させたもの）に交換するという作業を実施し、同作業は昭和53年11月20日完了した。

滑走路上痕跡図



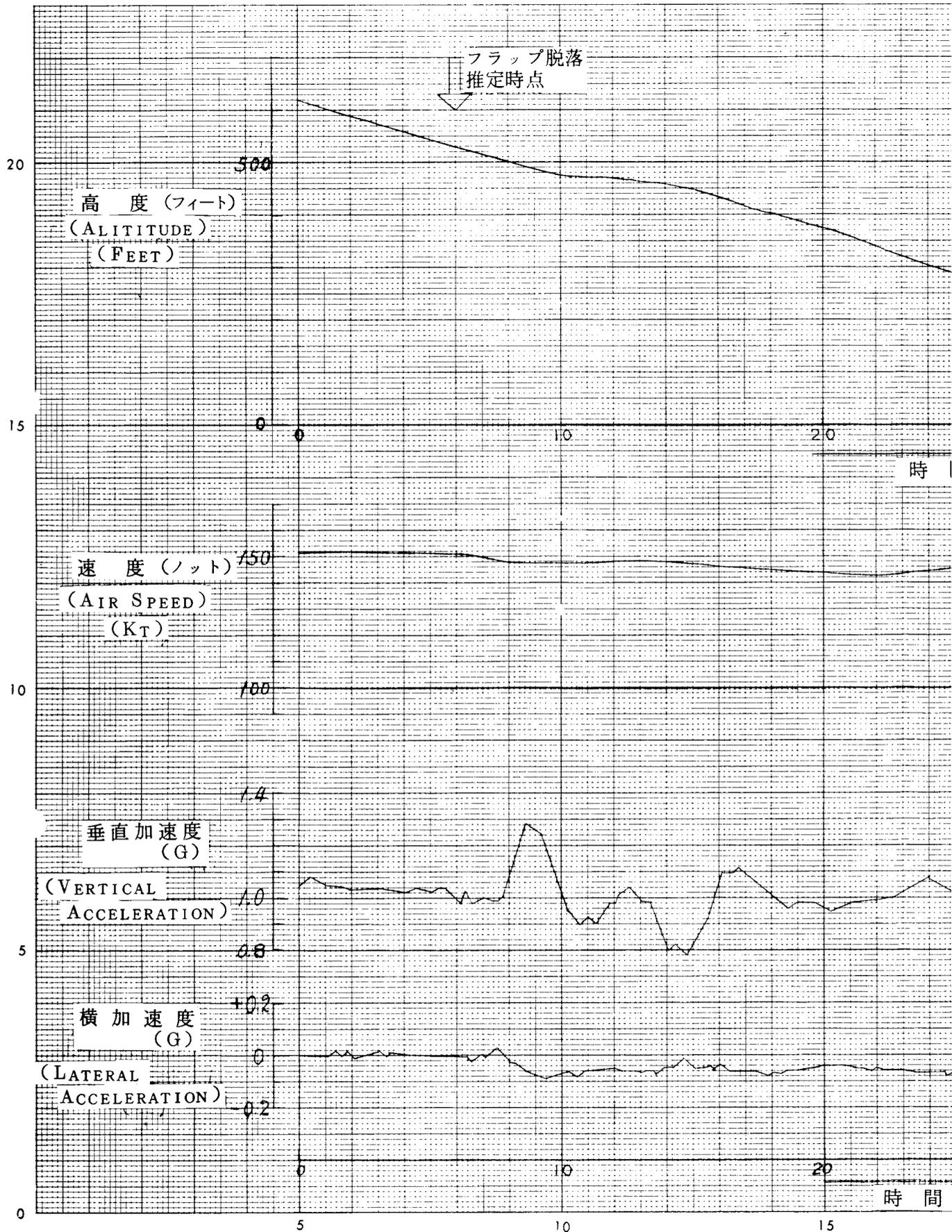
226013-1

付図 1



- 1,114.7m ----- >
- 1121m ----- >
- .1224m ----- >

226013-2

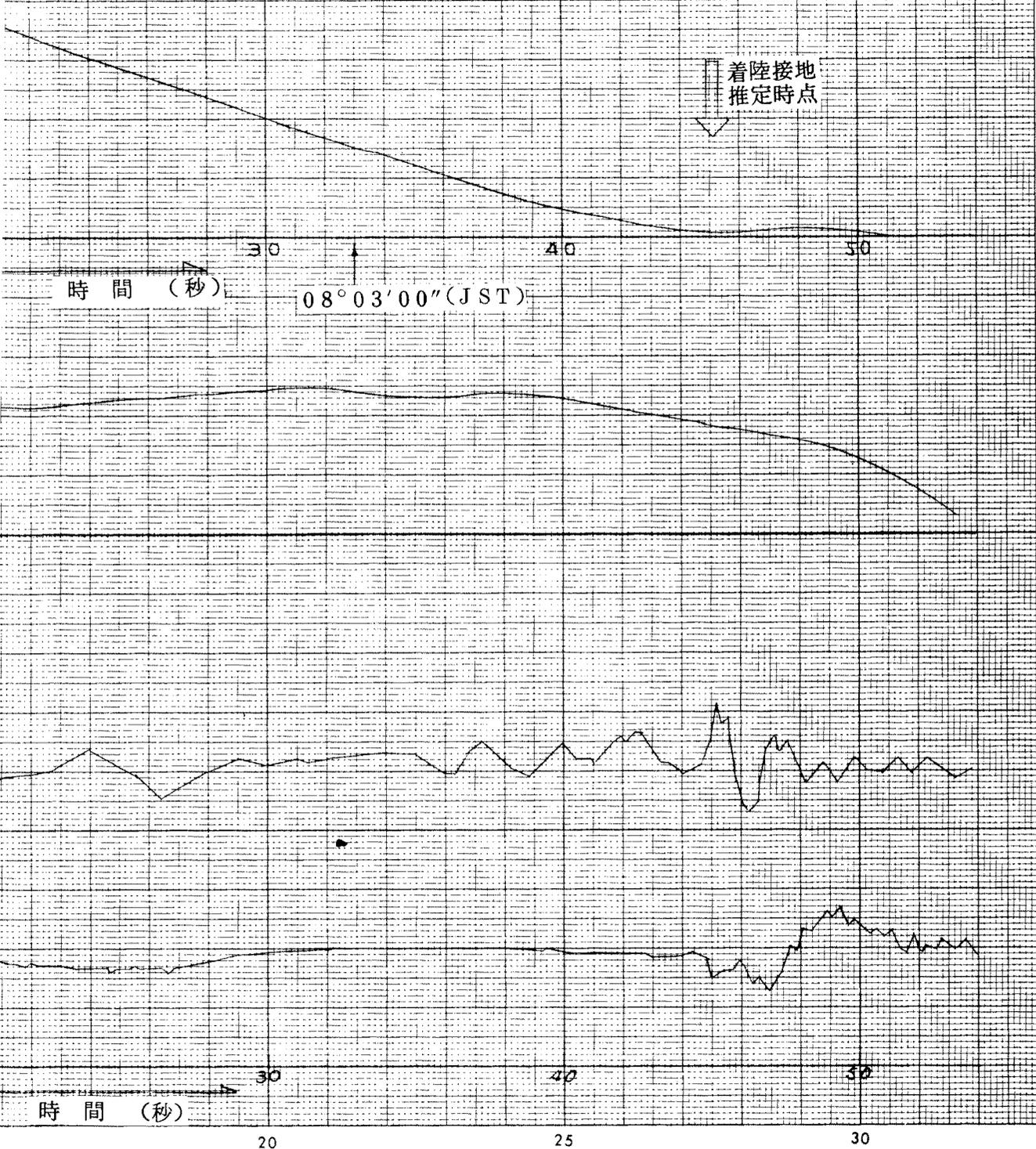


JIS B4 230×330_m

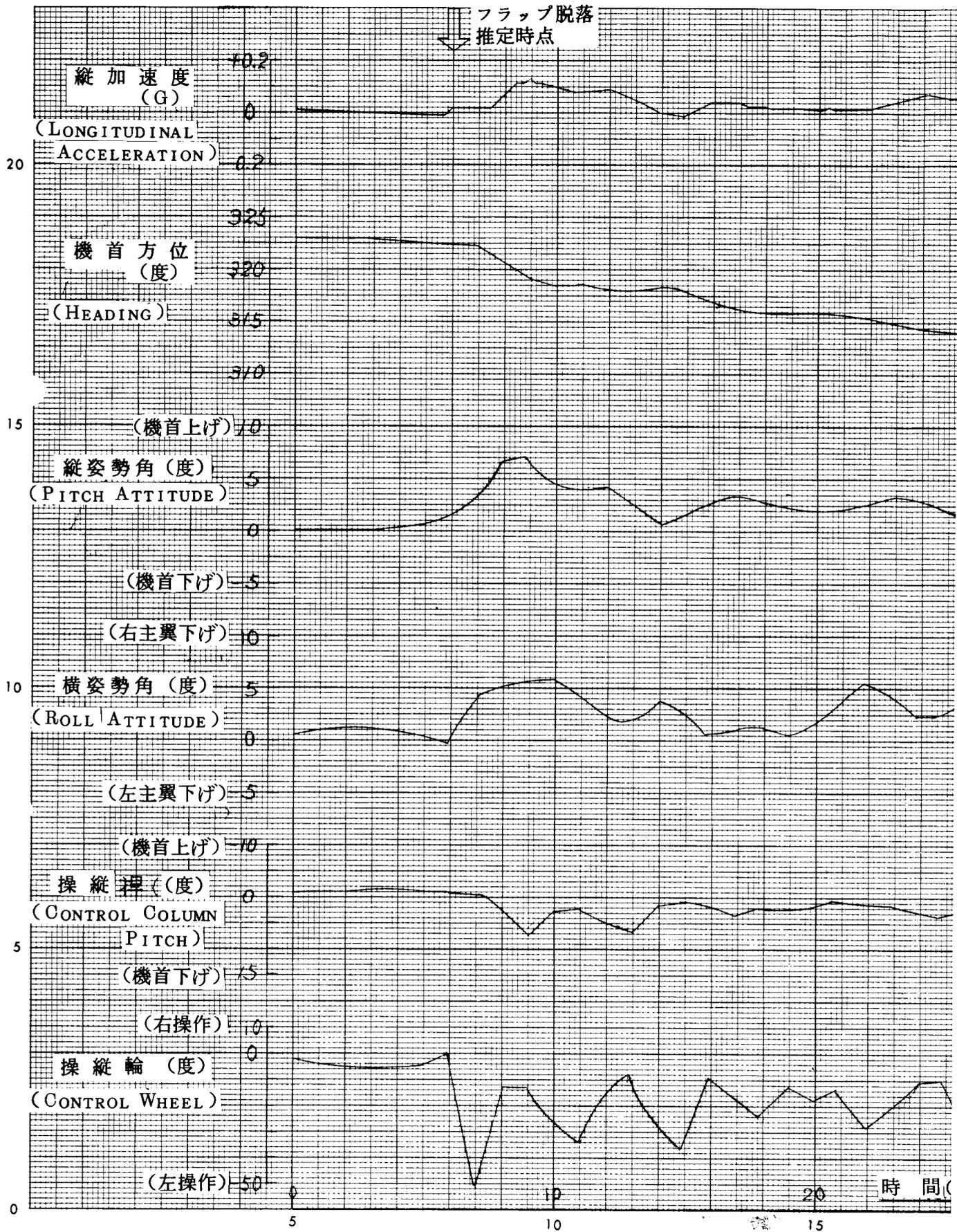
226014-1

D F D R 解析図

付図 2 (1)



226014-2

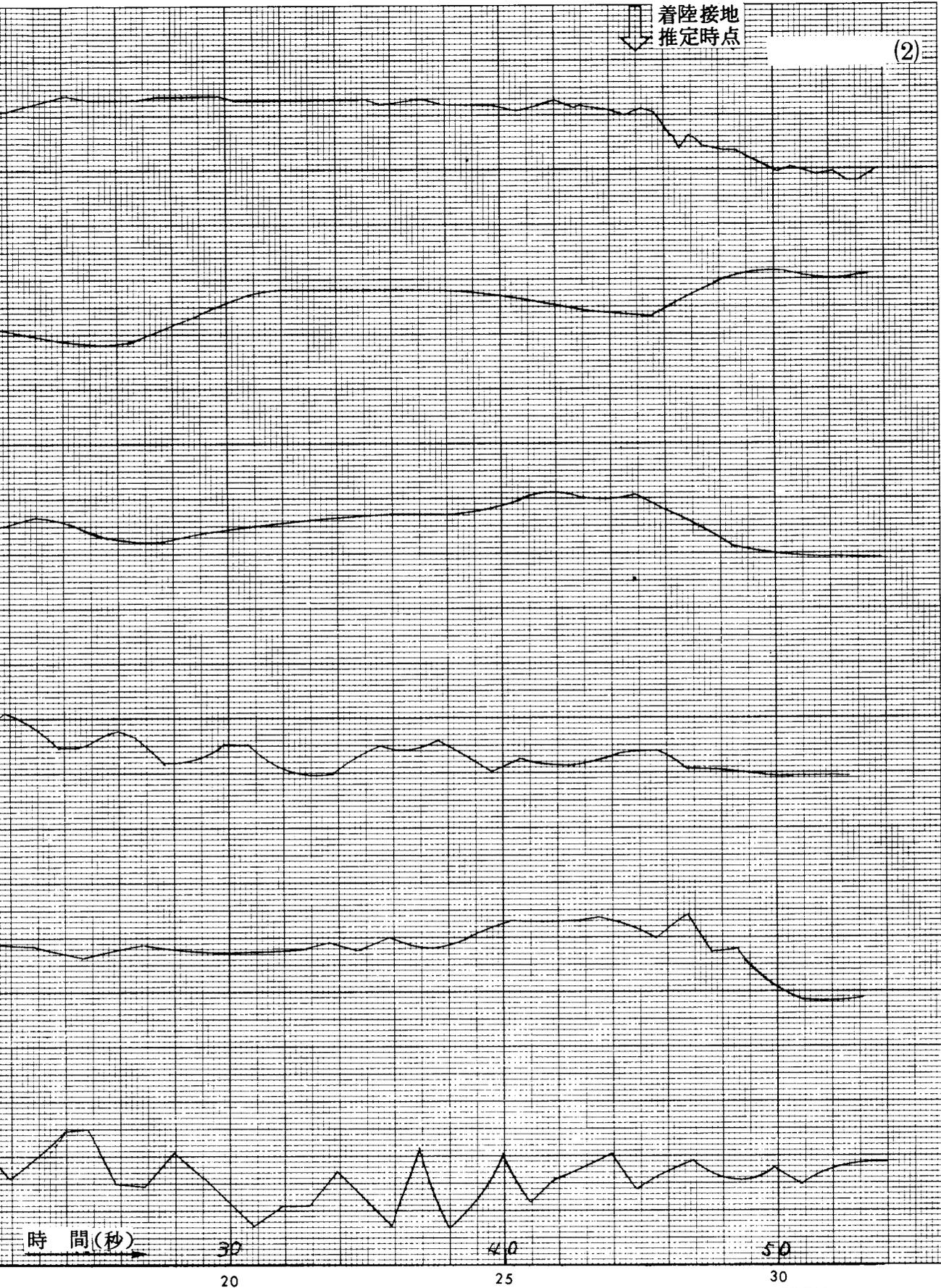


JIS B4 230×330^m

226015-1

着陸接地
推定時点

(2)

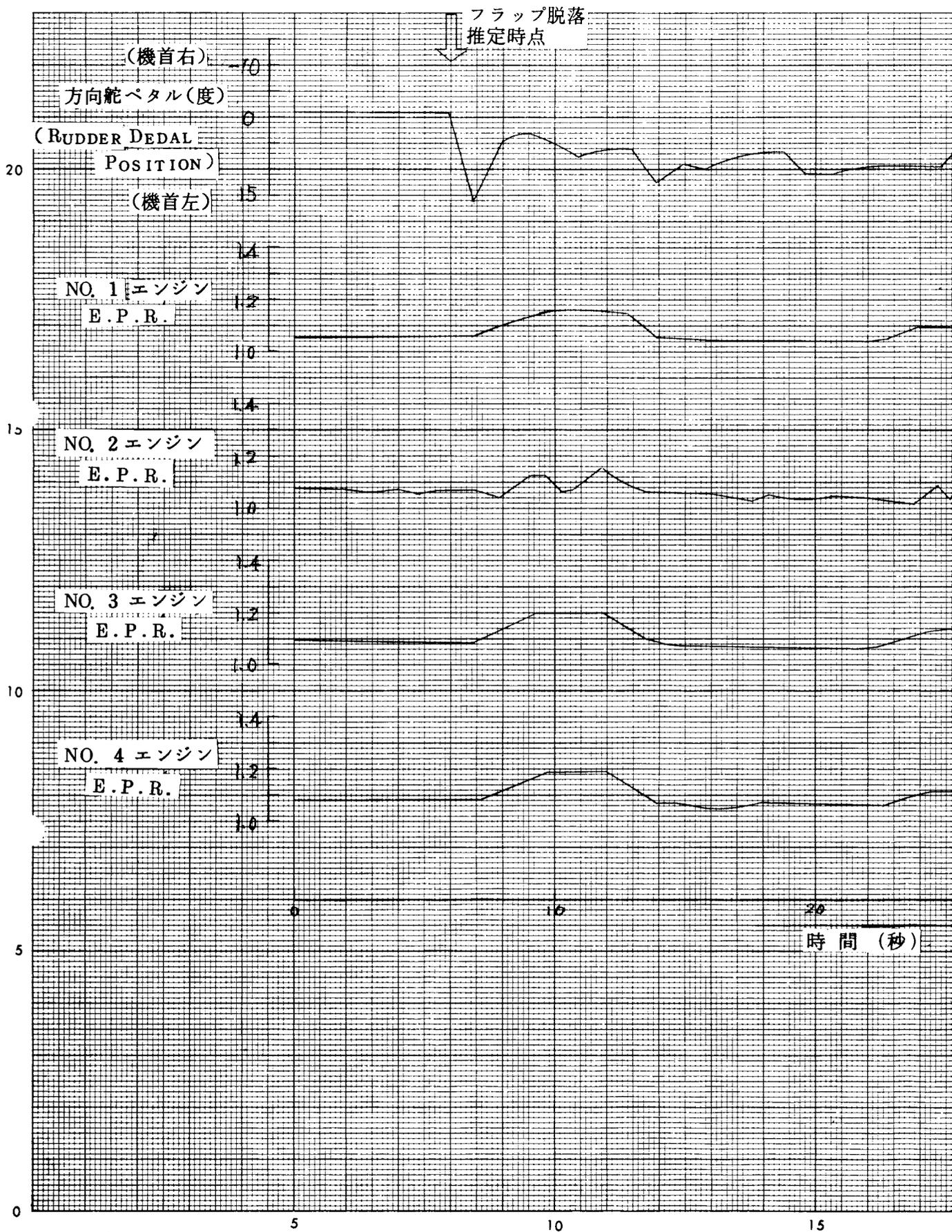


時間(秒)

20 25 30

226015-2

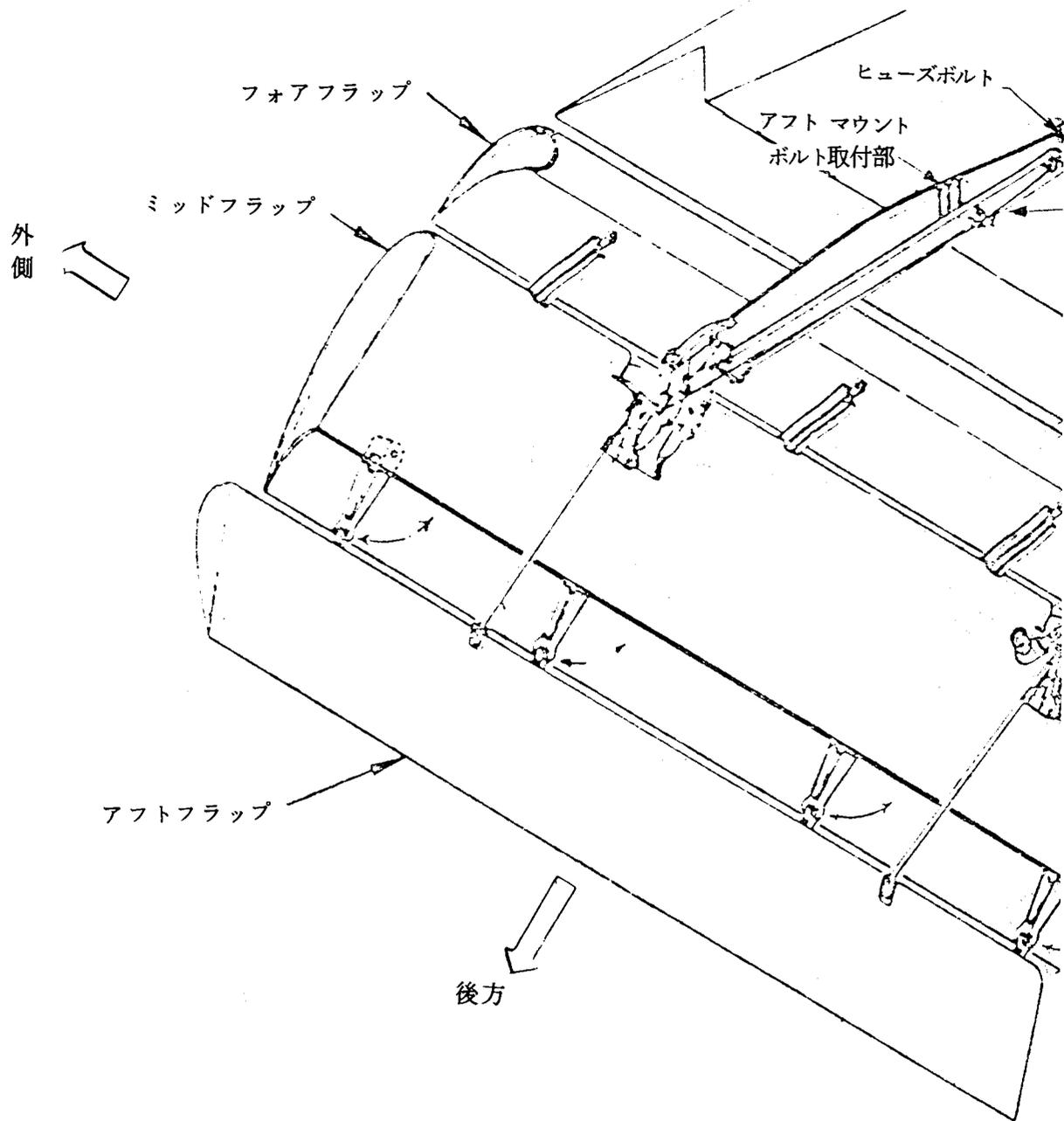
SEKIREI NO. 2401 C





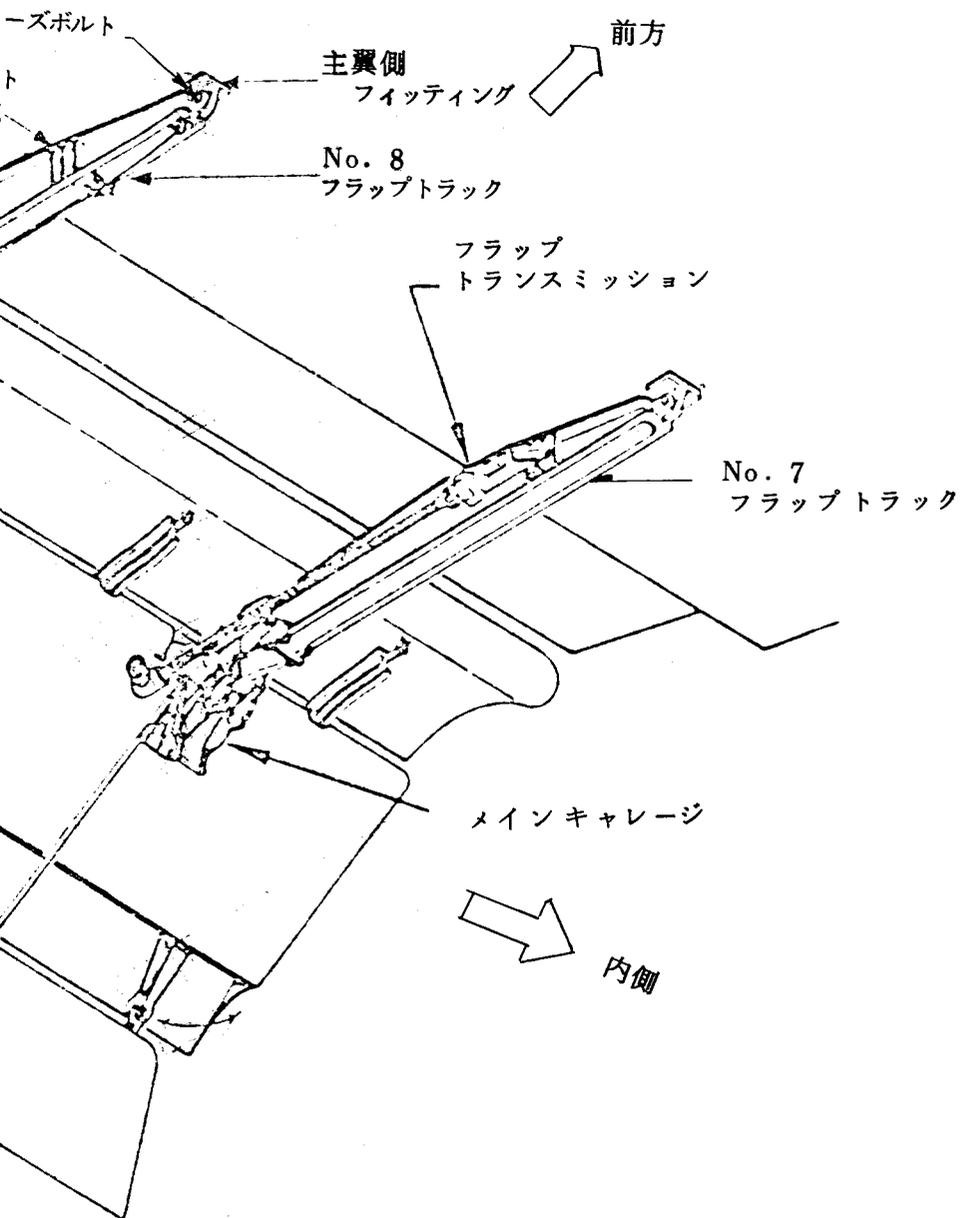
226016-2

アウトボードフラップ下面概略図



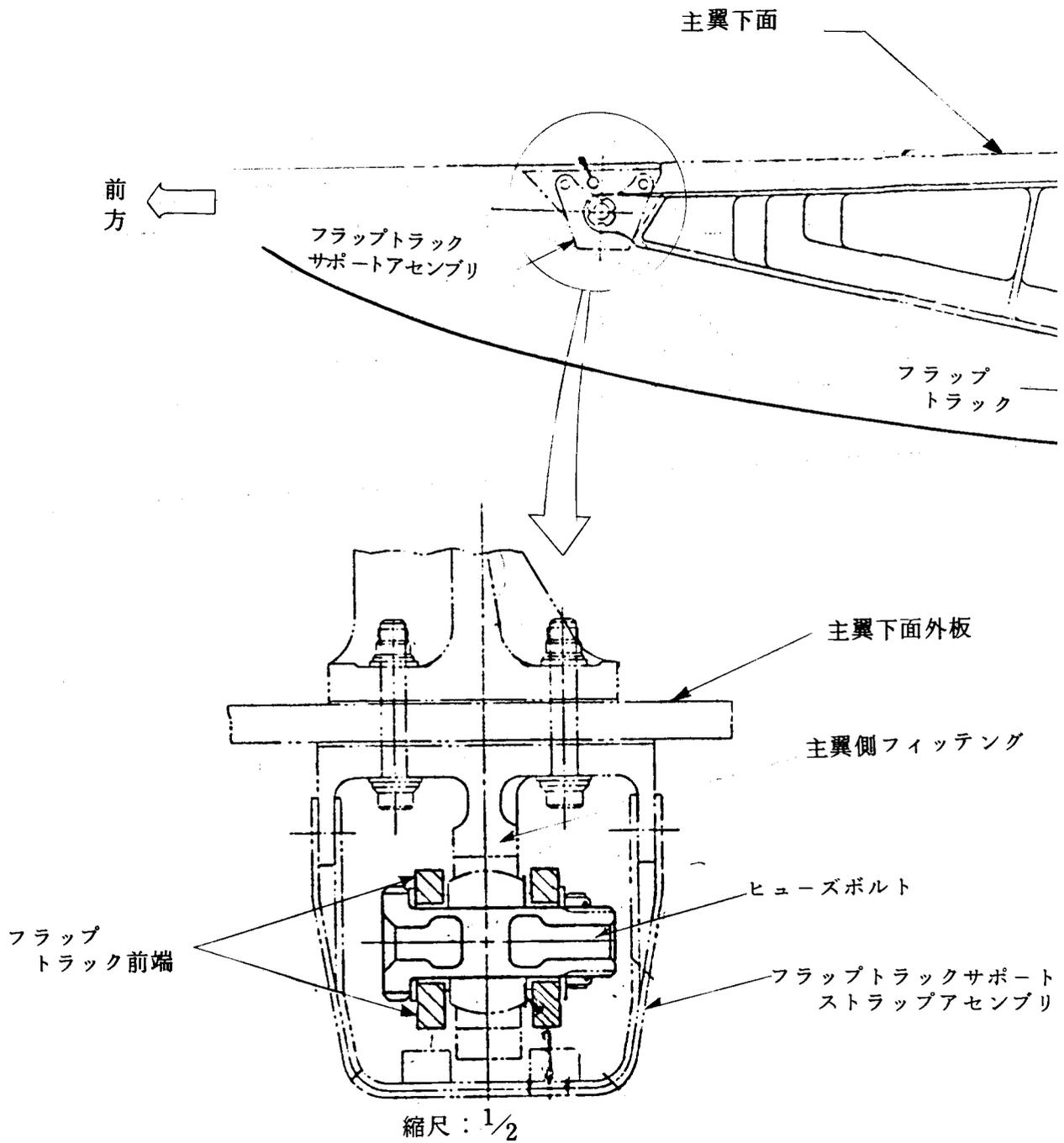
226017-1

付 図 3 - 1

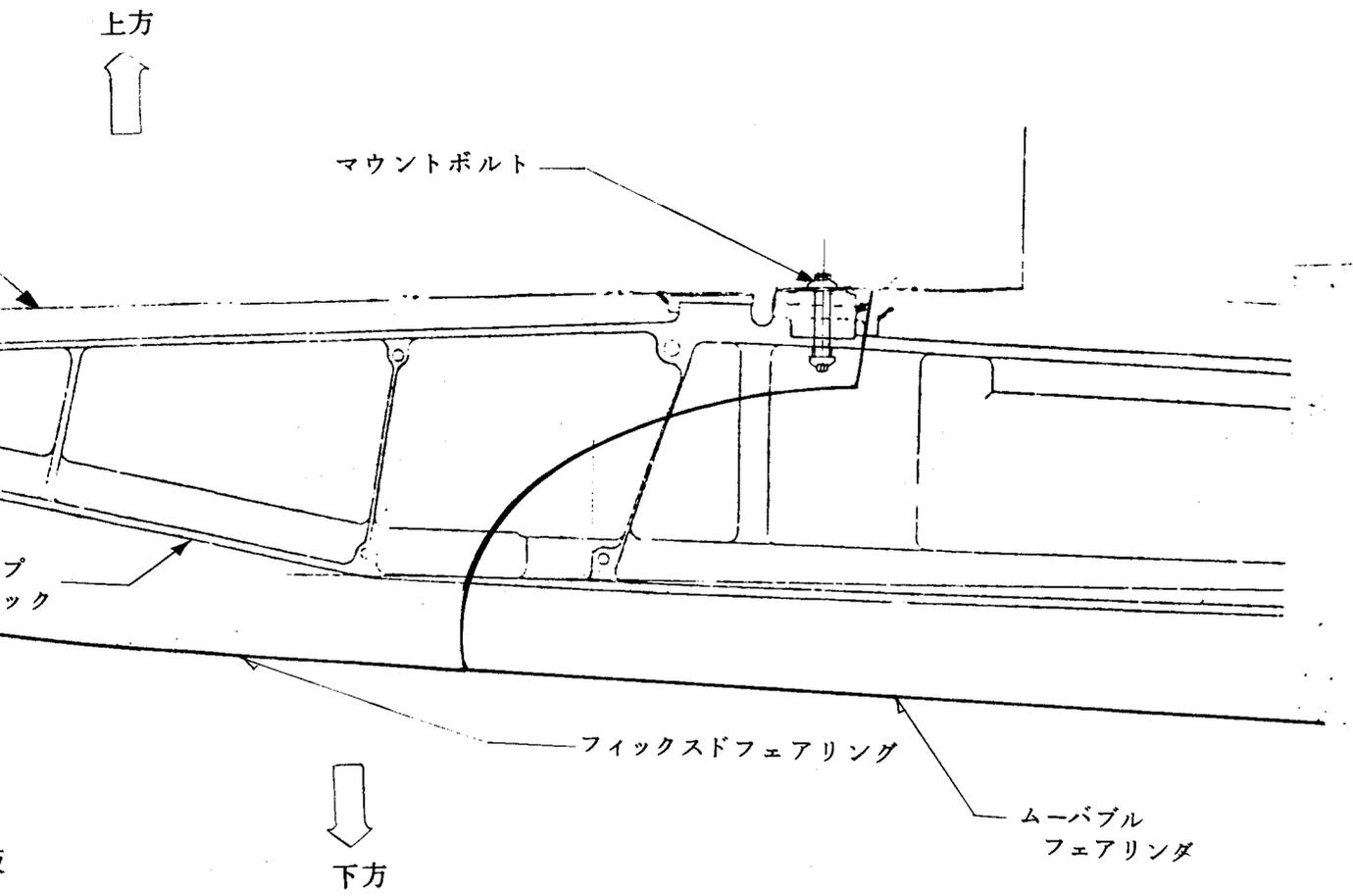


226017-2

フラップトラック取付図



226018-1

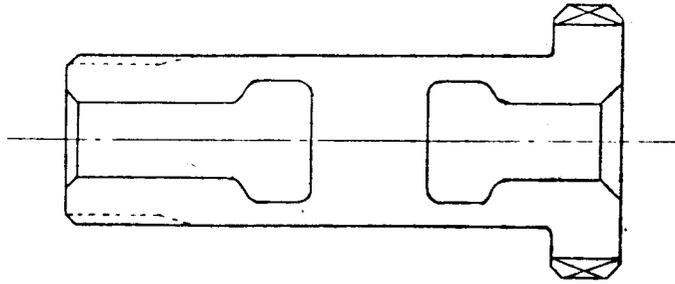


縮尺：1/8

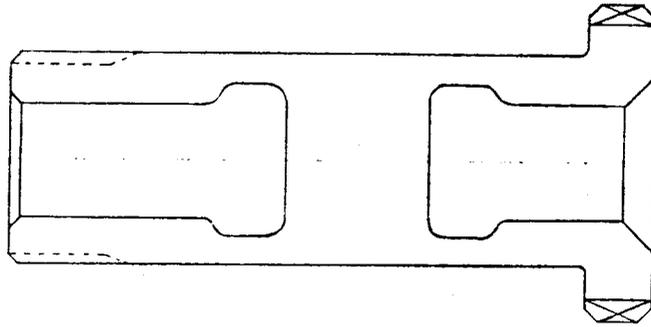
サポート
センブリ

226018-2

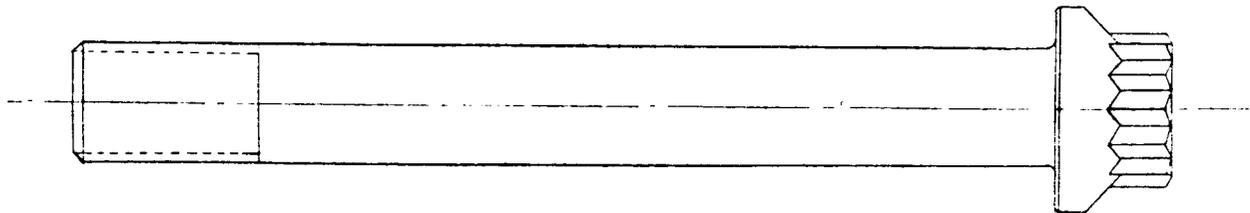
フラップトラック用ヒューズボルト及びマウントボルト



69B15047 (No. 1, No. 8フラップトラック用)

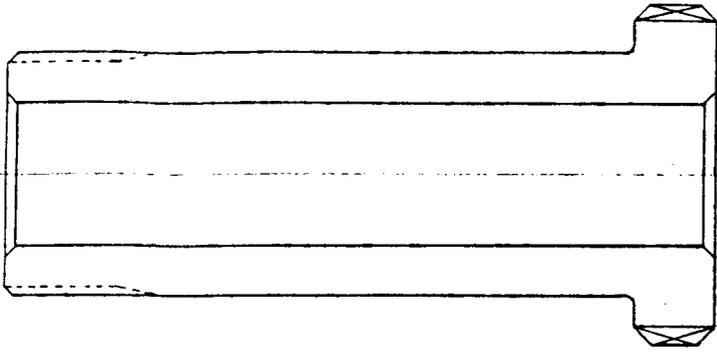


69B15046 (No. 2, No. 7フラップトラック用)

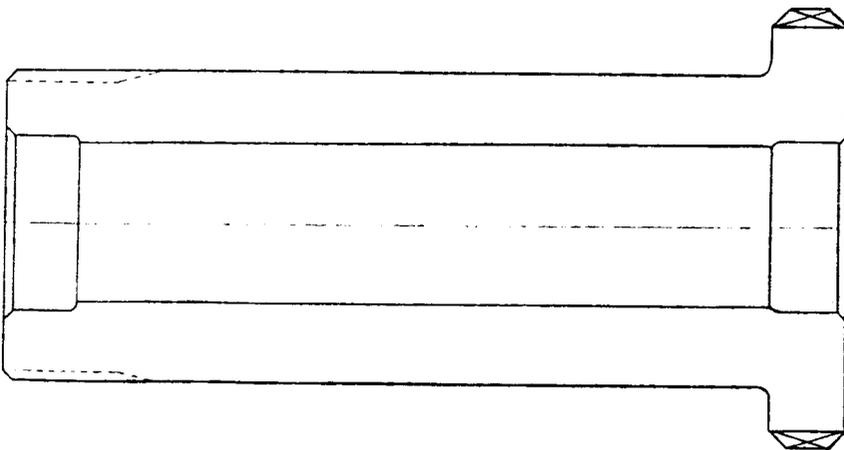


No. 1, No. 8 フラップトラック用マウントボルト (BACB30MT 10-67)

226019-1



69B0025 (No. 3, No. 6フラップトラック用)

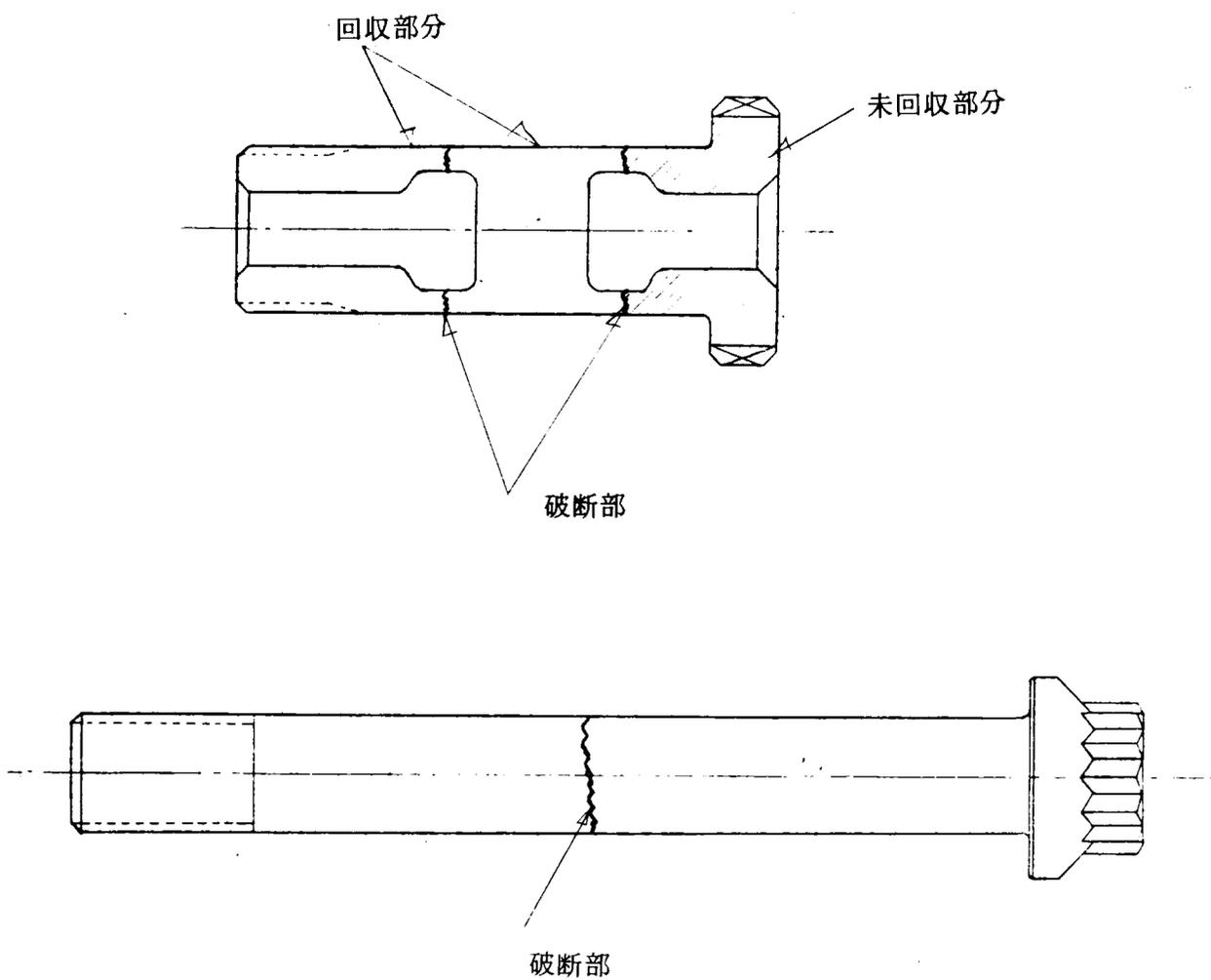


69B0024 (No. 4, No. 5フラップトラック用)

縮尺 : 1/1

226019-2

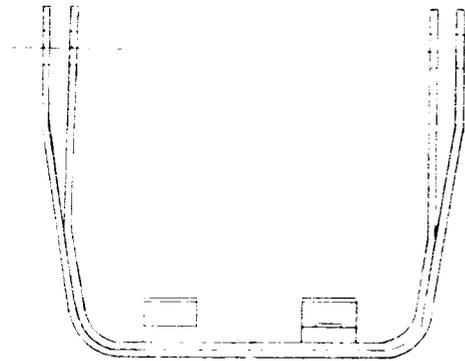
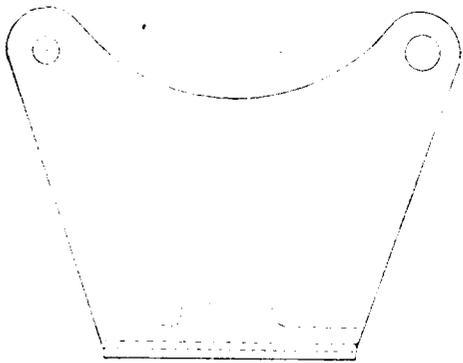
ヒューズボルト及びマウントボルト破断状況図



縮尺： $\frac{1}{1}$

226020

フラップトラックサポートストラップアセンブリ (69B11503)



縮尺：1/2

226021