

阪急航空株式会社所属
ベル式47G3B1型JA7592
に関する航空事故報告書

昭和53年6月15日
航空事故調査委員会議決（空委第21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

阪急航空株式会社所属ベル式47G3B1型JA7592は、昭和52年5月20日14時50分ごろ中日本航空株式会社の操縦士と整備士2名の計3名が乗組み、試験飛行の目的で飛行中、岐阜県岐阜市鏡島野縁3203番地の工場敷地内に墜落して大破した。

本事故による火災の発生はなかったが、乗組員3名は死亡した。

1.2 航空事故調査の概要

昭和52年5月21日～23日 現場調査

昭和52年6月7日 ラテラル用パワーシリンダの機能試験

昭和52年9月20日～同年12月23日 金属材料技術研究所にてフォアアンドアフトパワーシリンダのレバーの折損破面及び材質の調査

昭和52年12月26日～昭和53年3月30日 科学警察研究所にてフォアアンドアフトパワーシリンダのレバーの折損破面上の打痕調査

昭和53年5月2日 同型式機による地上での左右操縦系統の機能試験

164001

1.3 原因関係者からの意見聴取

原因関係者死亡

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

阪急航空株式会社所属JA7592（新規輸入機）は、耐空証明取得にともなう業務の実施を請負った中日本航空株式会社の操縦士（以下「機長」という。）1名と整備士2名が乗組み、機体組立て後の調整飛行を事故の前々日（昭和52年5月18日）に45分間実施した。

事故当日、同機は前々日の未実施試験項目（5,000フィート上昇及び水平最大速度）及び要調整事項の調整後の確認を行うため、1時間30分にわたる多治見及び恵那（名古屋の北東約20キロメートル及び48キロメートル）を空域として選定した飛行計画書を名古屋空港事務所に提出したのち、機長と2名の整備士が乗組み、14時19分ごろ名古屋空港のWスポット（ヘリコプタ離着陸用）から離陸した。

その後事故に至るまでの経過については、目撃者の口述によると次のとおりであった。

同機は、14時50分ごろ岐阜市鏡島地区を北東から南西に流れる長良川（名古屋空港の北西約26キロメートル）の上空に高度約200フィート、南西の機首方位で飛来し、同河川の左岸沿いにある河原（約700メートル×150メートル）の北端の上空を通過したのち、次第に経路を右へ偏向しながら飛行した。（付図1参照）

同機は、右への偏向によって右岸堤防を越えたのち、同堤防に隣接する日本高圧コンクリート株式会社工場の建物（堤防の北西約80メートル）の上空において高度約100フィートで機首方位がほぼ北に向きかけた時点で、右旋回の状態から急激に右へ横転し、きりもみ状態となって、同社の製品（コンクリートパイル）置場の東西に通ずる路上に東向きに約50度の角度で機首から墜落した。

同機は、墜落地点にメインロータブレード（白）、左右スキッドの先端及び機首部の痕跡を残し、さらに2枚のメインロータブレードの先端部が通路の両側に置かれていたコンクリートパイルに接触して右に横転し、尾部が右斜め前方のコンクリートパイルに激突したのち、右横倒しの状態で墜落地点の約14メートル前方の路上に停止した。

164002

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	3	0	0
重 傷	0	0	0
軽 傷	0	0	0
な し	0	0	

3名はいずれも強い衝撃による脳挫壊により死亡した。

2.3 航空機の損壊の程度

大 破

2.4 航空機以外の物件の損壊

同機との接触により、コンクリートパイル数本が損傷した。

2.5 乗組員に関する情報

機長 昭和4年5月21日生

事業用操縦士技能証明書(回)第1572号

限定事項 回転翼航空機ベル47型

昭和39年5月20日取得

第1種航空身体検査証明書第11780498号

同有効期限 昭和53年2月9日

総飛行時間 5,811時間00分

ベル式47G3B1の飛行時間 5時間45分

最近30日間の飛行時間 32時間50分

整備士 昭和12年3月28日生

三等航空整備士 回転翼第426号

昭年46年2月17日取得

整備係 昭和27年10月17日生

164003

現有資格なし

2.6 航空機に関する情報

型式 ベル式47G3B1型

製造番号及び年月日 2813 昭和38年3月

登録番号及び年月日 2325 昭和52年2月3日

総飛行時間 5,042時間30分

前回オーバーホール後の使用時間 5時間00分

重量及び重心位置

事故当時の推定重量及び重心位置は、2,633.86ポンド及び-0.340インチで、いずれも許容範囲内であった。

なお、同機は、前回のオーバーホール後3時間45分の飛行ののち分解梱包（コンテナ）により輸入された。

2.7 気象に関する情報

名古屋空港及び岐阜飛行場における事故当時の観測値は次のとおりであった。

（名古屋）

14時13分（特別観測）、風向290度、風速28ノット、視程10キロメートル以上、雲量1/8、雲形積雲、雲高3,500フィート、記事風向不定。

15時00分（定時観測）、風向290度、風速17ノット、視程10キロメートル以上、雲量1/8、雲形積雲、雲高3,500フィート、気温29度C、露点温度08度C、高度計規正值29.75インチ、記事風向不定。

15時18分（特別観測）、風向290度、風速16ノット最大26ノット、視程10キロメートル以上、雲量1/8、雲形積雲、雲高3,500フィート、記事風向不定。

（岐阜）

14時00分（定時観測）、風向310度、風速13ノット最大21ノット、視程10キロメートル以上、雲量1/8、雲形積雲、雲高3,000フィート、気温30度C、露点温度08度C、高度計規正值29.76インチ。

15時00分（定時観測）、風向310度、風速16ノット最大23ノット、視程10キロメートル以上、雲量1/8、雲形積雲、雲高3,000フィート、気温31度C、露点温度07度C、高度計規正值29.75インチ。

164004

2.8 通信に関する情報

当該機は、名古屋空港を出発する時点において、名古屋タワーと交信を行ったのみで、その後事故に至るまで交信は行われなかった。

2.9 航空機及び部品の損壊に関する情報

2.9.1 メインロータ

メインロータブレード(白),(赤)	湾曲及び破損
スタビライザバー(白),(赤)	屈曲
メインロータマスト	湾曲
トランスミッション	亀裂
ピッチホーン	折損
ドラッグブレース(赤)	切損

2.9.2 機体

バブル	破損
キャビン構造部	圧縮変形
スキッド(左),(右)	脱落
センターフレーム	歪み
シートベルト(1人用×1,2人用×1)	切損

2.9.3 尾部

テールロータ	破断脱落
テールロータギヤボックス	破損脱落
テールロータガード	折損
テールロータドライブシャフト	1部脱落
シンクロナイズドエレベータ	折損脱落
テールブーム	歪み

2.9.4 エンジン及びトランスミッション

エンジンは、マウント部が折損したため、機体から分離していたが、分解調査の結果、

164005

不具合な事項は、認められなかった。

またトランスミッションについては、分解調査の結果、事故の衝撃によるフリーホイールユニットのシャーボルトの全数が変形する等の損傷のみで、その他に異常は認められなかった。

2.9.5 操縦系統

フオアアンドアフト用パワーシリンダ（P/N 1 0 3 6 5 0 - 3, S/N 1 5 3 5）については、当該作動油圧を制御するインプットロッドへ操縦力を伝達するレバー（P/N 103670）が付図3に示す位置で折損していた。

ラテラル用パワーシリンダ（P/N 1 0 3 6 5 0 - 3, S/N 2 8 2 4）は、ピストンのストロークが右への最大操縦量を示す位置で停止していた。

2.9.6 その他

計器及びスイッチ類のうち、事故当時の指示及び位置が識別できたものは次のとおりであった。

シリンダ温度計	1 2 8 °C
回転計	{ エンジン 2, 9 4 0 rpm
	{ ロータ 3 3 0 rpm
速度計	4 5 mph
バッテリースイッチ	ON
ジェネレータースイッチ	ON
マグネットスイッチ	BOTH

2.10 その他の情報

事故の前々日に行った試験飛行の結果による要調整項目については、事故現場から回収されたメモによってその概要が判明したが、これにより事故当日の試験飛行において予定していたとみられる調整後の要確認項目は次のとおりであったものと推定される。

- (1) 回転計の指針の振れ 5 / 1 9 調整完了
- (2) 燃料計、測度計のマーキングなし 5 / 1 9 マーキング実施
- (3) テールロータの角度 5 / 1 9 調整完了
(左ラダー1ポイントずらす)
- (4) マグネットのタイミング 5 / 1 9 調整完了

164006

- (5) 燃量計の指針の振れ 5 / 1 8 調整完了
- (6) テールロータの角度(右ラダー若干多い)5 / 1 9 調整完了
- (7) サイクリック系統(サイクリックステック後方へ) 5 / 1 9 調整完了

3 事実を認定した理由

3.1 解析のための試験及び研究

機体輸入時において既に同機に装備されていたフォアアンドアフト用及びラテラル用パワーシリンダの 2.9.5 に前述した異常についての調査結果は次のとおりであった。

3.1.1 フォアアンドアフト用パワーシリンダ

付図 3 に示す位置で折損していたコントロールレバー (P / N 1 0 3 6 7 0) の材質は、1 7 - 4 P H 鋼の鋳造品で、その規格 (A M S 5 6 4 6 C o d e A) を満足するものであり、また折損破面の観察から、当該折損は、疲労又は遅れ破壊のように低応力下において亀裂が発生し伝ぱんして最終破断に至ったものではなく、これは破面の中心部に存在する鋳造工程においてできた収縮孔が起点となって、主として引張り荷重 (静的又は衝撃のいずれかによる) により破壊したものであると推定される。

以上のこと及び当該パワーシリンダのプラグ (P / N 1 0 3 6 6 4 付図 3 参照) が墜落時の衝撃荷重によってコントロールレバーに対し引張りの荷重がかかるような状態で損傷していることから、当該コントロールレバーの折損は、墜落時の衝撃によるものであると推定される。

3.1.2 ラテラル用パワーシリンダ

3.1.2.1 事故当時、右方向への最大操縦量を示す位置での停止状態で回収された当該ラテラル用パワーシリンダ (付図 2 参照) については、現状のままテストスタンドによる操作 (サイクリックステックを左側へ倒す操作) を試みたが、左方向へ作動しなかった。

3.1.2.2 当該パワーシリンダの油路切換え部位を分解し点検したところ、付図 2 (イ) に示すインพุットロッド (P / N 1 0 3 6 6 6) とスライド (P / N 1 0 3 6 5 9) 及びセルフロックキングナット (P / N M S 2 0 3 6 4 - 6 3 2 C) が組込まれた油路切換え用のバルブ (以

164007

下「パイロットバルブ」という。)に次の不具合が認められた。

当該パイロットバルブのスライドは、組立て上の規定の位置より上方(右方向への作動を示す)へ変位しており、その変位量を計測したところ、セルフロックングナットの底面とスライドの上面との間隙(規定では間隙なし)が0.014インチであり、またスライドの底面とインプットロッドのスライド受けの上面までの間隙(規定値0.004~0.008インチ、以下「C・D間隙」という。)が0.016インチであった。(付図2の(ロ)、(ハ)参照)

3.1.2.3 テストスタンドにより、当該スライドの変位量にともなうパワーシリンダの作動状況を試験した結果、C・D間隙を0.013インチ以内に調整した場合におけるシリンダの作動はいずれも良好であったが、スライドをさらに上方へ変位させ、C・D間隙を0.013インチより増大させた場合は次のとおりであった。

- (イ) C・D間隙を0.014インチとした場合のシリンダの作動は、コントロールレバーを操作することによって、シリンダは右方向(サイクリックステックを右へ倒した場合における作動の方向)へは正常に作動するが、左方向へは正常よりも低速で作動した。
- (ロ) C・D間隙を0.015インチとした場合のシリンダの作動は、コントロールレバーを右方向へ操作すると、シリンダは急速に右方向へ作動した。上記操作によって右方向の最大位置へ移動したシリンダは、コントロールレバーを左方向へ操作すると視認できない程の微速で左方向へ作動した。
- (ハ) C・D間隙を事故当事の0.016インチとした場合のシリンダの作動は、上記(ロ)の場合とほぼ同様であったが、コントロールレバーによる左方向への操作を行ってもシリンダは作動しなかった。

3.1.2.4 ラテラル用パワーシリンダのパイロットバルブのC・D間隙の増大にともなう操縦性の影響については、再現飛行による調査が不可能であるため、同型式機を使用し、操縦系統へ外部からの規定の油圧を加え、ロータを回転させない静的な地上試験によって、その影響を調査した結果は次の(イ)~(ハ)のとおりであった。

なお、適用の飛行規程によれば、ハイドロリックブーストの故障時における非常措置として、ハイドロリックシステムスイッチ(ON/OFF)をOFFとし、油圧の供給をシャ断し、油圧によるものから手動による操縦に切換えることになっていることから、当該地上試験においては、ハイドロリックシステムスイッチをOFFとした場合の操縦性の变化傾向についても並行して調査した。

164008

(イ) C・D間隙が0.013インチ以下である場合のサイクリックステックによる左右の操縦性は、ハイドロリックシステムスイッチの「ON」又は「OFF」の場合においていずれも正常であった。

(ロ) C・D間隙を0.014インチとし、ハイドロリックシステムスイッチを「ON」とした場合のサイクリックステックによる操作は、右へは正常であるが、左へは重くなり、かなりの操縦力を要する状態となった。

また、ハイドロリックシステムスイッチを「OFF」とした場合のサイクリックステックによる左右の操作は、油圧の供給がシャ断された手動による左右均等な操縦力でいずれも適正な操作が可能であった。

(ハ) C・D間隙を0.015インチとし、ハイドロリックシステムスイッチを「ON」とした場合のサイクリックステックによる右への操作は正常であるが、左への操作は非常に重く、殆んど操縦不能の状態となった。

また、ハイドロリックシステムスイッチを「OFF」としたが、上記(ロ)に見られたような変化はなく、これはスライドの変位量の増大によって油路の切替えがほぼ不可能な状態となることによるものと推定される。

(ニ) C・D間隙を事故当時の0.016インチとした場合のサイクリックステックによる左右の操作は、ハイドロリックシステムスイッチの「ON」又は「OFF」にかかわらず、右へは正常に操作できるが、左への操作はいずれも不可能であった。

3.1.2.5 その他参考となるべき事項

飛行中のラテラル用パワーシリンダに当該内部欠陥が発生した場合の操縦性に影響を与えるものとしては、サイクリックステックによる急激な操作及びコレクティブピッチコントロールレバーによる操作又は突風によるものが考えられる。

これについては、去る昭和47年2月20日川崎ベル式47G3B-KH4により飛行中、フォアアンドアフト用パワーシリンダ(同型式)の内部に当該ラテラル用パワーシリンダと類似の欠陥を生じ、サイクリックステックの前方への操作が困難となり、不時着するという事例が発生しており、この飛行を体験した当該機長は、当時の操縦(前後)性への影響を次のように口述している。

サイクリックステックの前方への操作が困難となった時点で、当該ステックを前方へ操作しようとして急激な圧力を加えること及びコレクティブピッチコントロールレバーでピッチ上げの操作を行うと、機首方向からの突風にあおられた場合のように、回転翼からのフィードバック

の圧力が異常に高まるという現象を生じ、サイクリックステックをさらに後方へとられた。また、この間ハイドロリックシステムスイッチを「OFF」とし、油圧から手動による操縦への切換えを試みたがその効果は得られなかった。

3.2 解 析

調査の結果、事故発生以前における同機には、3.1.2に前述したラテラル用パワーシリンダを除き不具合な事項は認められなかった。

当時の気象現象は、事故原因に関連がなかったものと推定される。

機長が提出した飛行計画書によれば、空域として名古屋空港の北東40～50キロメートルの地点が記入されていたが、同機は、名古屋空港を離陸後約30分を経過した時点（事故の約30秒前）で、名古屋空港の北西約26キロメートルの長良川上空に飛来しており、この間における同機に関する通信及び目撃情報もなく、当該空域の変更理由及びその飛行の経過を明らかにすることができなかった。

事故の直前における同機の長良川上空への飛来は、当日予定の試験項目からは考えられない約200フィートという低空であったこと及びその飛行経路が同河川の広大な河原又は中洲に向けられていたと判断されることから、これは離陸後の同機のラテラル用パワーシリンダに3.1.2に述べたような内部欠陥が発生し、サイクリックステックによる左への操縦性に支障をきたしたことによる不時着を意図した進入であったものと推定される。

上記過程における同機のラテラル用パワーシリンダの内部欠陥は、3.1.2.3の試験結果から、パイロットバルブのスライドが規定の位置より上方へ変位したこと、即ちパイロットバルブのC・D間隙が0.013インチ（操縦性に影響が現れない最大間隙）を超え、0.014インチにまで増大された状態にあったものと推定され、また機長は、当該欠陥により生じたサイクリックステックによる左への操作が重くなるという操縦性の異常事態から回復するため、この時点で3.1.2.4に述べたように非常措置としてハイドロリックシステムスイッチをOFFとし、油圧から手動への操縦に移行していたことが考えられる。

長良川上空へ飛来したのちの同機は、事故に至るまでの約30秒間において右への偏向が次第に強まる状況で付図1に示す経路を飛行しているが、これは、3.1.2.4の試験結果から、当初0.014インチ程度であったC・D間隙が、その後の不時着進入の過程において0.015インチ付近にまで増大されたことにより、手動による左への操縦性にも支障をきたすところとなり、その結果同機は右への偏向を余儀無くされたことによるものと推定される。

機長は、上記理由により、同機が右への偏向を余儀無くされ、不時着予定地への進入が不可

能となり、かつその進路が同河川の右岸堤防とほぼ直角に交差することとなるに及んで、回避のための上昇を決意したものと推定され、この時点でコレクティブピッチコントロールレバーによるピッチ上げ操作等一連の上昇手順を行ったものと推定される。

同機は、右岸堤防の上空を横切る時点で右傾斜の傾向が顕著となり、その後当該堤防に隣接する工場の上空において右急旋回の状態から急激に右へ横転し、きりもみ状態となって墜落しているが、これは、同機のC・D間隙が0.015インチ以上に増大され、サイクリックステックによる左への操縦が不能となるという状況下において機長が行ったとみられる上昇のための一連の操作の影響によって3.1.2.5に述べたようにサイクリックステックをさらに右へとられるという現象を生じ、このため同機の右傾斜の傾向は、急速に強められ、その後急激な右への横転に陥ったことによるものと推定される。

3.1.2.2に述べたようにパイロットバルブが上方へ変位したことについては、スライドが、セルフロックングナットにより、パイロットバルブとしての規定位置（C・D間隙の規定値により定まる）に固定されることなく、付図2(4)に示すとおり上下に0.030インチという過大な可動範囲をもった状態、即ちセルフロックングナットがスライドの頂部との間に過大な間隙がある不適切な状態で装着されていたため、機体の振動、パイロットバルブの作動にともなう油圧又は摩擦等何らかの原因によって、スライドが移動し、その移動方向がたまたま当該間隙を埋めるように上方向となったものと推定される。

なお、上記セルフロックングナットは、インプットロッドに偏心して取付けられ、かつ十分なトルクがあったことが確認されたことから、これは、適正な位置に装着されたものがその後振動等によるゆるみで変位したものではなく、同機の輸入前に行われた当該パワーシリンダのオーバーホール時におけるパイロットバルブの組立工程において、すでに不適切な装着がなされていたことによるものと推定される。

4 結 論

- (1) 機長は、適法な資格及び有効な航空身体検査証明書を有していた。
- (2) 同機は、前回のオーバーホール後3時間45分飛行したのち、分解梱包（コンテナ）により輸入されたものであり、当該事故は、組立て後の2回目の試験飛行中に発生した。
- (3) 同機の離陸から事故発生の約30秒前までの飛行経過については、情報が入手できなかったため、明確にできなかった。

164011

- (4) 同機のラテラル用パワーシリンダは、右への最大操縦量を示す位置での停止状態で、事故現場から回収された。
- (5) 当該ラテラル用パワーシリンダには、油路制御のためのパイロットバルブのスライドが規定より上方向へ過大に変位するという内部欠陥が認められた。
- (6) 同機には、上記ラテラル用パワーシリンダの内部欠陥を除き、当該事故の発生に関連する不具合な事項は発見されなかった。
- (7) 同機の事故直前における低空での長良川上空への飛来は、飛行中、当該ラテラル用パワーシリンダに前述の内部欠陥が発生して作動油圧による左への操縦が阻害されるという不具合を生じたことによる不時着を意図した手動操縦での進入であったものと推定される。
- (8) 同機の当該パワーシリンダの内部欠陥は、上記不時着進入から事故に至るまでの過程においてさらに悪化し、当初手動操縦によって保たれていたサイクリックステックによる左への操縦性も次第に失われるという操縦困難な状態にまで進展したものと推定される。
- (9) 上記理由により、同機は右への偏向を余儀無くされ、かつ不時着予定地への進入が不可能となったため、機長は上昇のための操作を行ったものと推定される。
- (10) 同機は、ピッチ上げ等一連の上昇のための操作の影響により、すでに左への操作が不可能となったサイクリックステックをさらに右へとられるという現象が生じ、急速に右傾斜が深められ、その後急激な右への横転に陥ったものと推定される。
- (11) 同機のサイクリックステックによる左への操縦不能は、パイロットバルブのセルフロックリングナットがスライドを固定するに不十分で、かつスライド頂部との間に過大な間隙のある不適切な状態で装着されていたため、スライドが当該間隙を埋めるように上方向へ移動したことによって発生したものと推定される。
- (12) 上記セルフロックリングナットの不適切な装着は、機体の輸入前における当該パイロットバルブの組立工程において行われたものであると推定される。

原因

本事故は、飛行中、横方向の操縦系統に異常を生じ、左への操縦が不能となり、右傾斜の状態から右へ横転し、きりもみ状態となったことによるものと推定される。

当該操縦系統の異常は、ラテラル用パワーシリンダ内部のパイロットバルブのスライドが規定より過大に上方向へ変位したことによるものであり、これは、機体輸入前における当該パワーシリンダの不適切なオーバーホールに起因したものであると推定される。

164012

(参考)

- 1 本委員会は、昭和52年6月6日 ICAO第13付属第6章6.3に基づき、製造国である米国のNTSB（国家運輸安全委員会）あて本件に関する予備報告を行った。
- 2 本委員会の当該事実調査結果の通知に基づき、運輸省航空局は、ベル式又は川崎ベル式47シリーズ型の所有者に対し、下記の標題の調査依頼文を発行した。

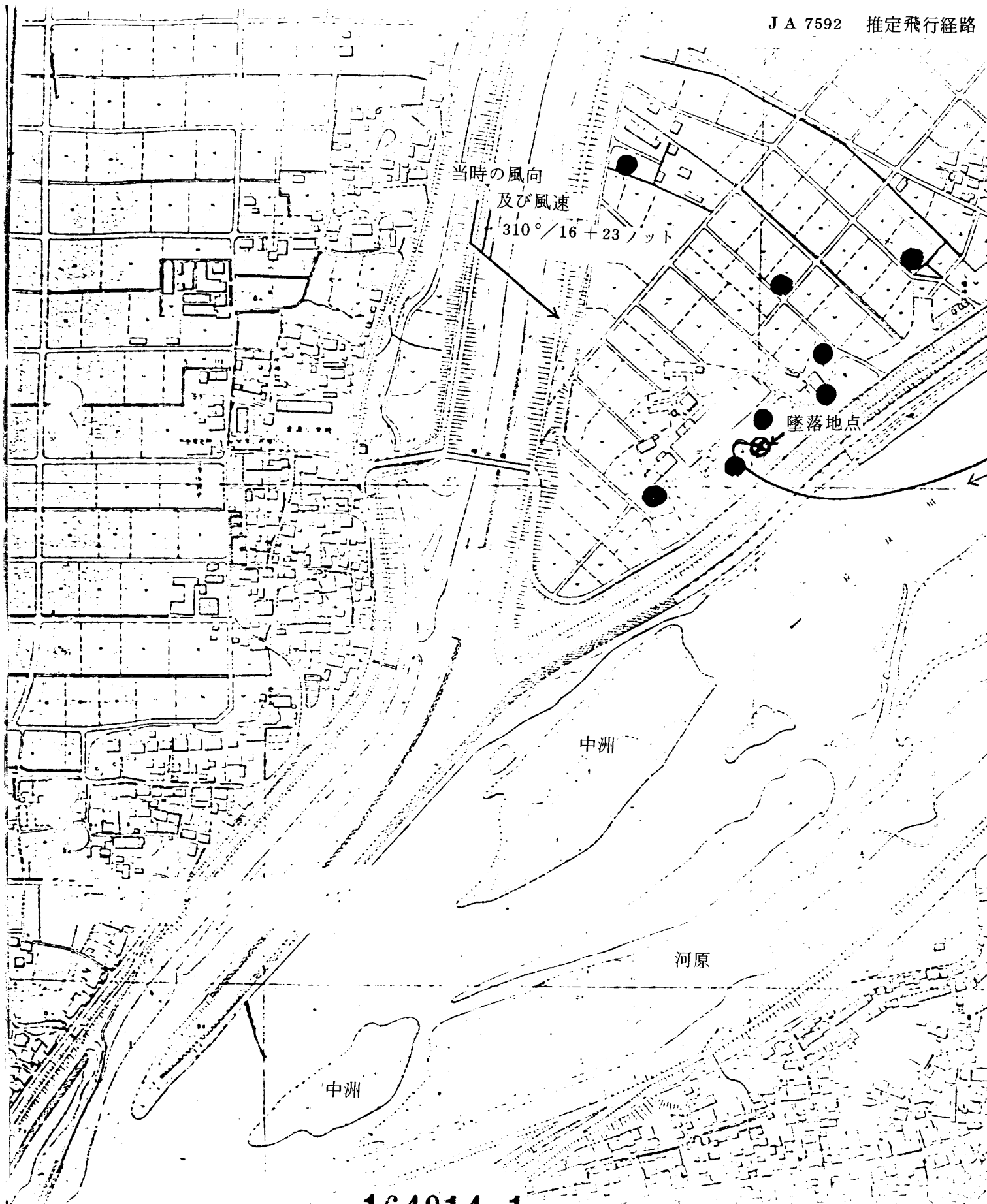
記

ベル式又は川崎ベル式47シリーズ型のサイクリックコントロール系統のパワーシリンダ（P/N103650又はK380-5-1）の不具合調査について

（昭和52年6月10日空検第421号）

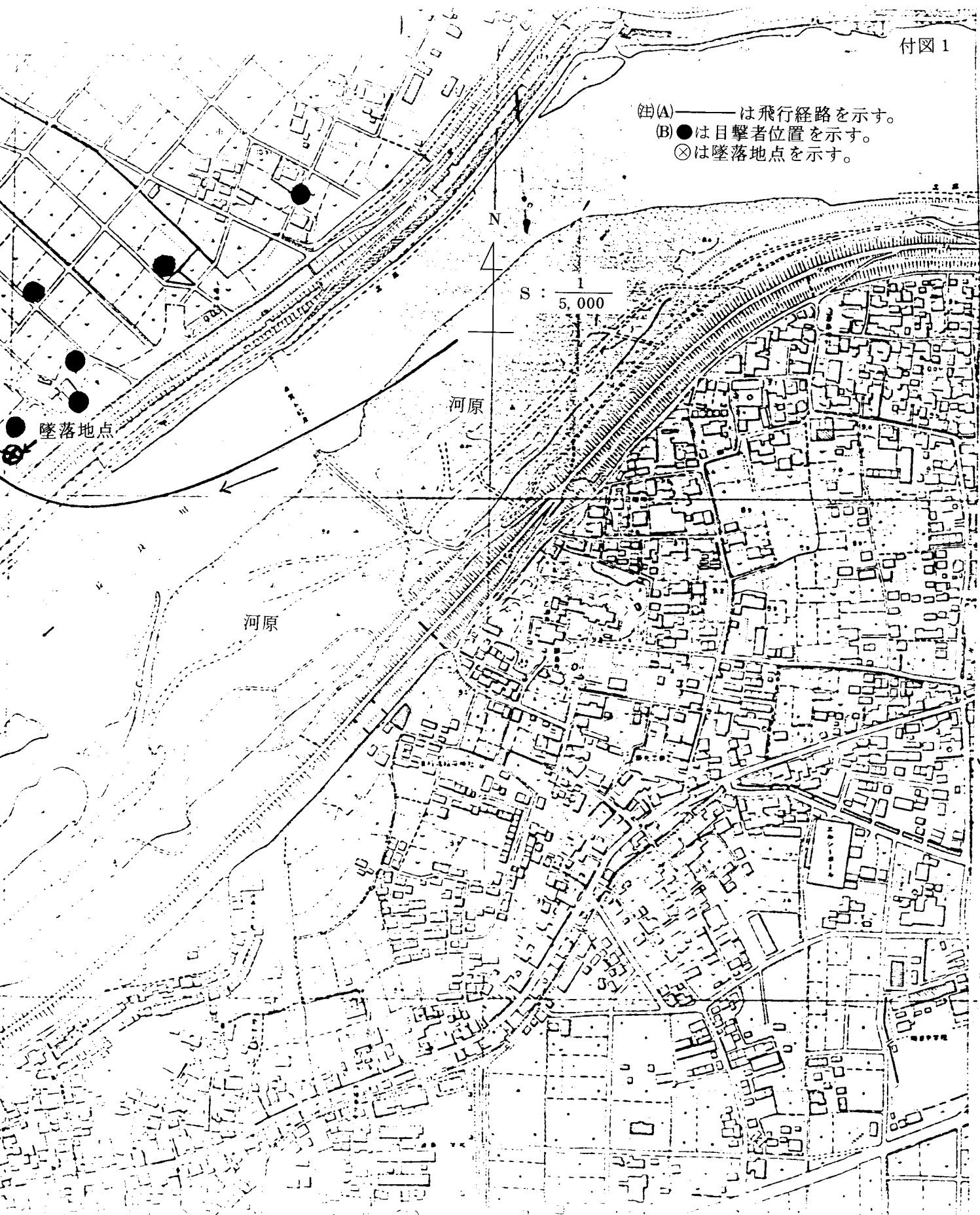
なお、当該調査は昭和52年7月20日に完了したが、その結果不具合があったという報告はなかった。

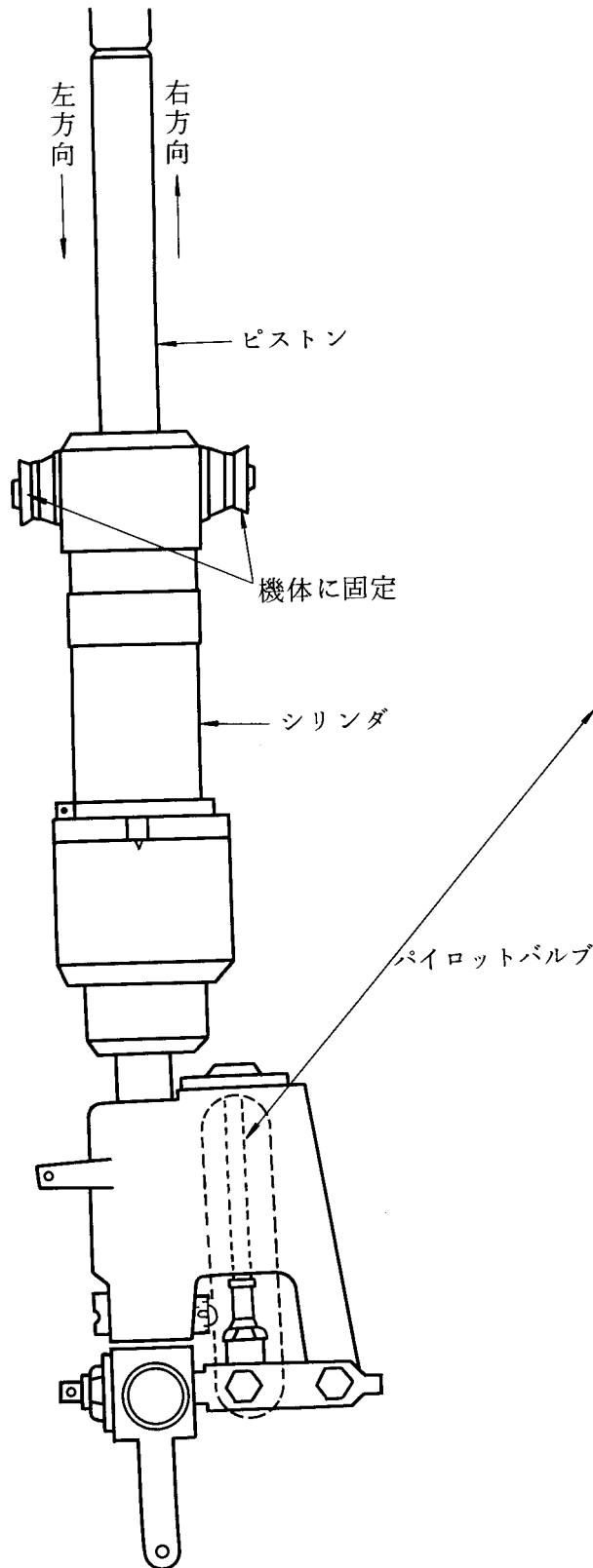
164013



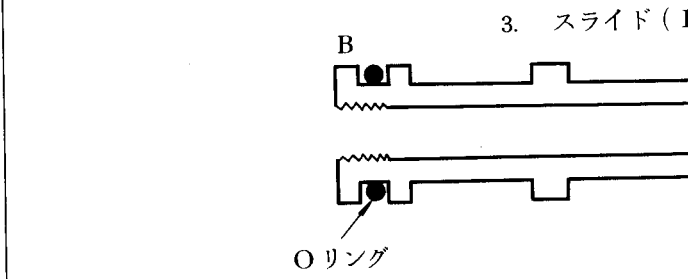
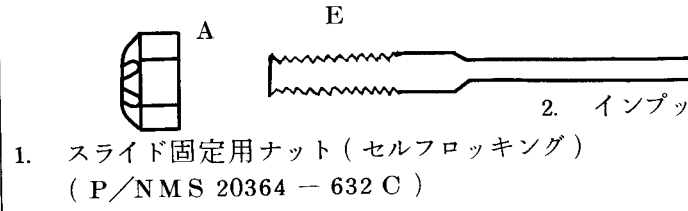
164014-1

- (注) (A) ——— は飛行経路を示す。
- (B) ● は目撃者位置を示す。
- ⊗ は墜落地点を示す。



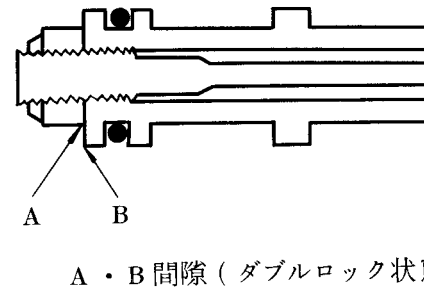


(イ) 分解図

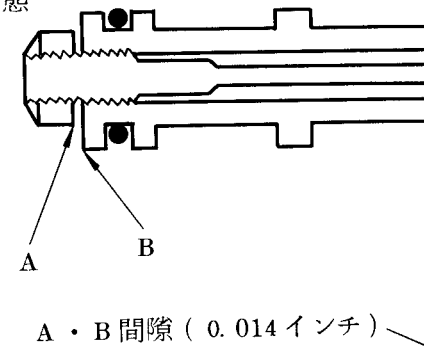


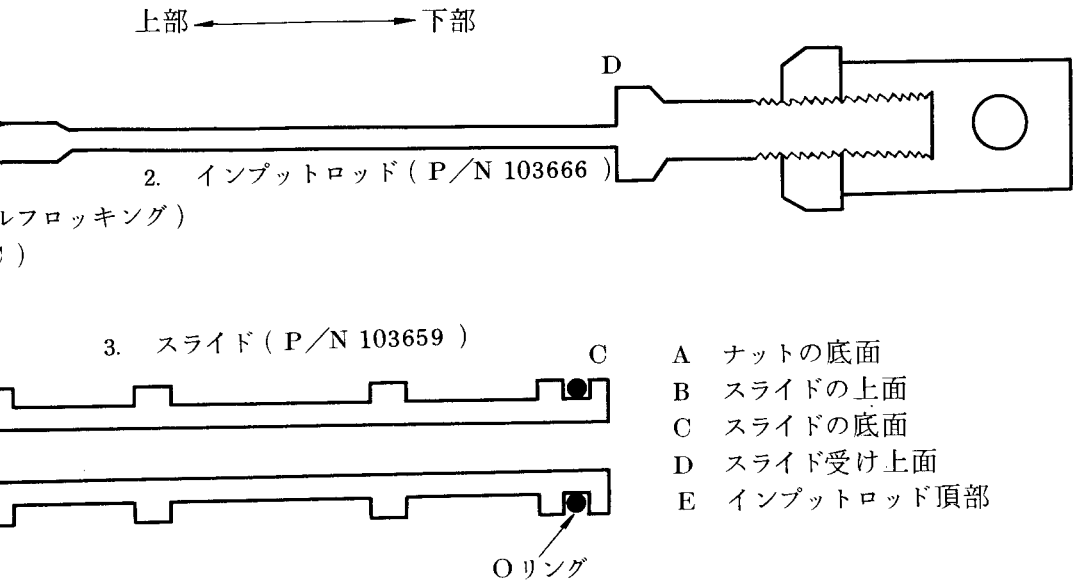
(パイロットバルブの組立て及び調整
間隙 (下図(ロ)参照) を規定値に調

(ロ) 正規の状態

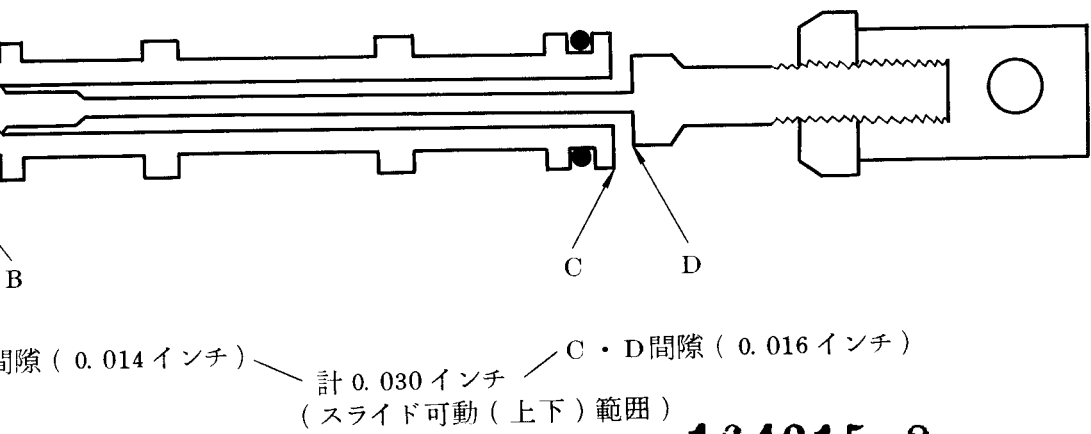
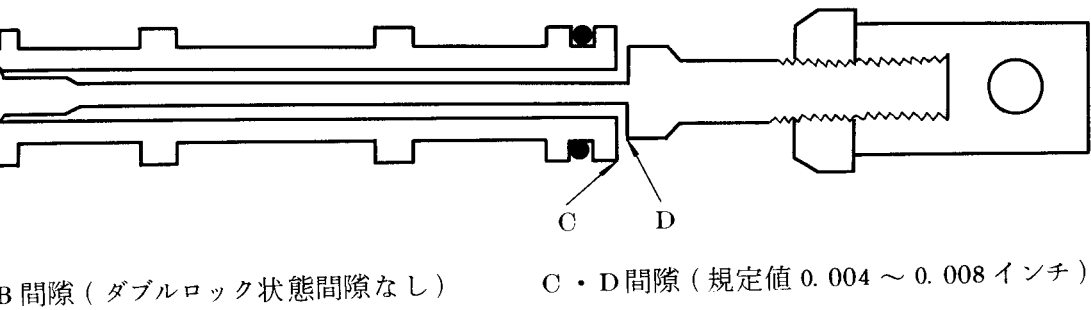


(ハ) 事故当時の状態





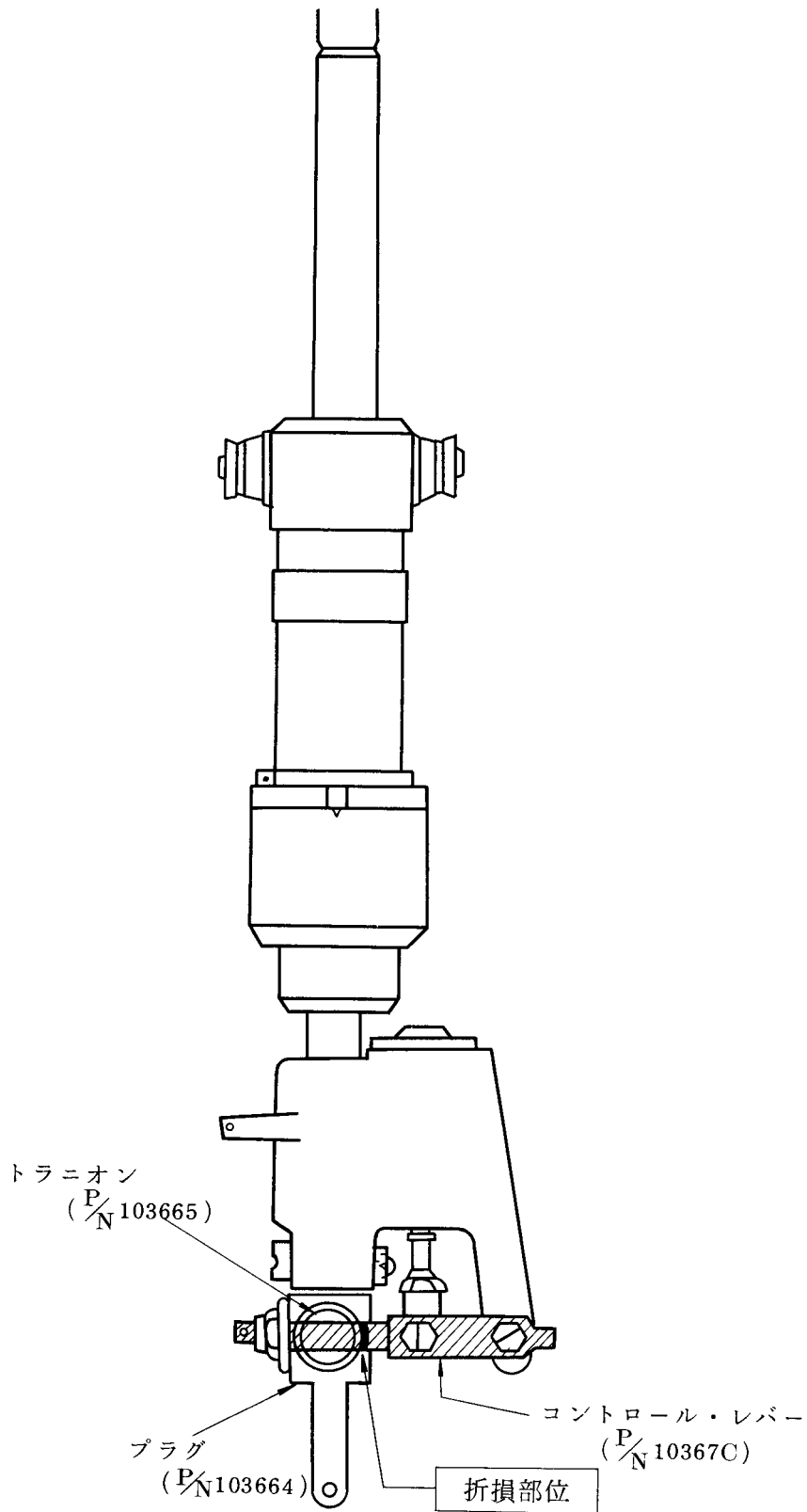
トバルブの組立て及び調整) 上図 3 に 2 をそう入し、 E と B のネジ部で C と D の
図(回)参照) を規定値に調整したのち、 2 が変位しないように A を固定する。



164015-2

フオア アンド アフト用パワーシリンダ
(P/N 103650 - 3)

付図 3



164016