

航空事故調査報告書
阪急航空株式会社所属
ヒラー式UH-12E型JA7610
滋賀県大津市
平成4年8月17日

平成5年4月1日

航空事故調査委員会議決

委員長 竹内和之

委員 吉末幹昌

委員 宮内恒幸

委員 東 昭

委員 東 口 實

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ヒラー式UH-12E型JA7610（回転翼航空機）は平成4年8月17日、空輸のため岐阜県養老郡養老町高田沖の場外離着陸場から八尾空港へ向け飛行中、エンジンに異常が発生し、09時21分ごろ、滋賀県大津市玉野浦のグラウンドに不時着したが、その際ハードランディングとなり機体を損傷した。

同機には機長ほか1名の整備士が搭乗していたが、死傷者はなかった。

同機は大破したが、火災は発生しなかった。

1.2 航空事故調査の概要

1.2.1 事故の通知及び調査組織

航空事故調査委員会は、平成4年8月17日、運輸大臣から事故発生 of 通報を受け、当該事故の調査を担当する主管調査官ほか1名の調査官を指名した。

1.2.2 調査の実施時期

平成4年8月18日～19日

現場調査及び機体調査

平成4年8月21日

エンジンの分解調査

1.2.3 原因関係者からの意見聴取

意見聴取を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 7 6 1 0 は、平成 4 年 8 月 1 5 日から岐阜県養老郡養老町高田沖の場外離着陸場を主基地として薬剤散布作業を実施していた。

平成 4 年 8 月 1 7 日、同機は機長及び整備士が飛行前点検を行い異常がないことを確認後、0 5 時 0 5 分から 0 7 時 2 5 分までの間、養老町における薬剤散布を行い、同町での飛行をすべて終了した。機長は阪急航空（株）の運航所がある八尾空港に同機を空輸するため、次のとおり飛行計画を名古屋空港事務所に通報した。

飛行方式：有視界飛行方式、出発地：養老町高田場外離着陸場、出発予定時刻：0 8 時 4 0 分、経路：関ヶ原 大津、目的地：八尾空港、巡航速度：5 0 ノット、所要時間：1 時間 3 0 分、持久時間で表された燃料搭載量：2 時間

同機は、機長及び整備士が搭乗して 0 8 時 4 0 分同場外離着陸場を離陸した。離陸に先立ち約 2 クォートのエンジン潤滑油が補給され、規定量の 8 クォートが確認された。

離陸後、事故に至るまでの飛行経過については、機長及び整備士によれば次のとおりであった。

0 9 時 1 9 分ごろ、高度 2 , 5 0 0 フィート、速度 4 5 ノットで、滋賀県大津市瀬田付近を飛行中、機体後部でカタカタという異音が発生しているのに気づいた。最初は薬剤散布装置の蓋が開いたか、あるいはコントロール系統の異常かと思ったので、最悪の場合を想定し右前方に見えた琵琶湖湖岸の無人のグラウンドを不時着場所として選定した。

異音に気づいてから約 1 分後にはエンジン回転計及び油圧計の指示が低下するとともにスロットルの操作にもエンジンが反応しなくなったため、オートロテーションによる不時着を決心し右旋回して機首をグラウンドに向けながら降下を開始した。降下時の速度は 4 5 ノットであった。途中、高度約 2 , 0 0 0 フィートでエンジンが停止し、高度約 1 , 0 0 0 フィートで、火災を防ぐためイグニッション・スイッチをオフとした。

グラウンドには最終的に南西方向から進入したが、旋回中に思ったより強い東の方からの風を受け、機体の沈みが予想より大きかったため、低めの進入となった。進入コース上にはコンクリート柱と 2 階建の建造物があり衝突のおそれがある

あったため、グラウンドの手前約70メートルで、サイクリック・スティックを使用してフレアを行うとともに、コレクティブ・ピッチを半分くらい使用して沈みをおさえて障害物を回避し、接地直前に残りの半分を使用して着陸した。しかし、機体はテール・ガードから接地、バウンドしてメイン・ロータ・ブレードによりテール・ブームを破断、進入方向に対して左に約170度回頭して停止した。

なお、カタカタという異音の発生後、エンジン停止まで特に激しい機体振動は感じられなかった。

事故発生地点は滋賀県大津市玉野浦3番地のグラウンドで、事故発生時刻は09時21分ごろであった。（付図1及び2参照）

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死傷者はなかった。

2.3 航空機の損壊に関する情報

2.3.1 損壊の程度

大 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

メイン・ロータ・ブレード	打 痕
エンジン	破 損
スキッド	破 損
テール・ブーム	破 断
テール・ガード	破 断
テール・ロータ・ブレード	破 損
テール・ロータ・ギアボックス部	分 離
薬剤散布装置	破 損

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

な し

2.5 乗組員に関する情報

機長 男性 42歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機）	第5998号
限定事項 陸上単発機	昭和50年9月17日
事業用操縦士技能証明書（回転翼航空機）	第6456号
限定事項 陸上単発ピストン機	昭和51年11月5日
陸上単発タービン機	昭和59年3月23日
陸上多発タービン機	平成元年1月31日
川崎式BK117型	平成2年2月9日
第一種航空身体検査証明書	第15480098号
有効期限	平成5年2月24日
総飛行時間	4,920時間29分
同型式機飛行時間	1,255時間22分
最近30日間の飛行時間	47時間45分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式	ヒラー式UH-12E
製造番号	5023
製造年月日	昭和53年1月20日
耐空証明書	第大-4-119号
有効期限	平成5年5月18日
総飛行時間	3,139時間16分
100時間点検(平成4年5月13日実施)後の飛行時間	92時間11分

2.6.2 エンジン

型式	アガ・ライカミング式VO-540-C2A型
製造番号	L-2427-43
製造年月日	昭和53年12月20日
総使用時間	2,338時間19分
前回オーバーホール(昭和63年12月2日実施)後の使用時間	531時間54分
100時間点検(平成4年5月13日実施)後の使用時間	92時間11分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は約2,630ポンド、重心位置は81.7インチと推算

され、いずれも許容範囲（最大離陸重量3,100ポンド、事故当時の重量に対応する重心範囲79.5～84.8インチ）内にあったものと推定される。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空用ガソリン100/130潤滑油はエアロシェルW100（MIL-L-6082）で、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

事故現場の北約0.5キロメートルに位置する大阪管区气象台彦根地方气象台大津地域気象観測所（アメダス）の事故関連時間帯の観測値は、次のとおりであった。

08時00分 風向 北東、風速 3メートル/秒、気温 27.5度C、
日照時間 0.8時間、降水量 なし

09時00分 風向 北東、風速 4メートル/秒、気温 28.5度C、
日照時間 0.8時間、降水量 なし

10時00分 風向 東、風速 5メートル/秒、気温 29.9度C、
日照時間 0.7時間、降水量 なし

2.8 事実を認定するための試験及び研究

2.8.1 現場調査及び機体調査

事故現場での調査及び八尾空港での機体調査を行った結果は、次のとおりであった。

(1) 機体

ア メイン・ロータ・ブレードのうち1本の先端部に打痕が認められた。
イ テール・ブームが破断していた。これはメイン・ロータ・ブレードによるものと認められた。

ウ スキッドが破損し、キャビン底部が地面に接触していた。

エ 機体周辺には、テール・ロータ・ブレード、テール・ロータ・ギアボックス、テール・ガード等の部品が散乱していた。

(2) エンジン

ア クランクケース及びクランクケース・カバーに破孔が生じており、機体中央部から後部にかけて、飛散した潤滑油が付着していた。

イ 潤滑油の大部分は破孔より吐出し、残量は約0.5クォートであった。

ウ 破断したコネクティング・ロッド・キャップ2組分がクランクケース内から回収された。

エ 破断したコネクティング・ロッド・ボルトがエンジン外部及びクランクケース内から回収された。

オ 摩滅したコネクティング・ロッド・ベアリングのバック・メタルがクランクケース内から回収された。

カ すべての点火栓に異常は認められなかった。

(3) 操縦系統

操縦系統に異常は認められなかった。

2.8.2 コネクティング・ロッド・ボルトの破断面調査

回収したコネクティング・ロッド・ボルトの電子顕微鏡による破断面調査の結果、疲労の痕跡は認められなかった。

2.8.3 エンジンの分解調査

エンジンの分解調査を行った結果は、次のとおりであった。(写真2～7参照)

(1) エンジン外観

クランクケースのNo.5及びNo.6のコネクティング・ロッド大端部付近、並びにクランクケース・カバーのNo.5コネクティング・ロッド大端部付近に破孔が生じていた。

(2) 出力伝達機構

ピストン、コネクティング・ロッド大端部及びクランクシャフトには、次に示すとおりの破損等が生じていた。

ア ピストン

No.5及びNo.6コネクティング・ロッドの破損に伴う二次的なものと思われるNo.5及びNo.6ピストンのスカート部欠損とピストン・ピン・ボス部の損傷及びNo.1ピストン側面のかじり傷が認められた。

イ コネクティング・ロッド大端部

No.1～No.4 : 正常に組み付けられていたが、大端部のクリアランスが大きくなっていた。コネクティング・ロッド・ボルトのナットの緩みは認められなかった。

No.5 : コネクティング・ロッド・ボルト(2本)が破断、キャップが脱落していた。ナットはボルトのネジ部に組み付けられていたが、緩みが認められた。

No.6 : 大端部下端が破断していた。コネクティング・ロッド・ボルト(2本)が破断、キャップが脱落・破断

していた。ナットはボルトのネジ部に組み付けられていたが、緩みが認められた。

ウ コネクティング・ロッド・ベアリング

No.1～No.4 : 焼付きが生じ表面が溶けていた。

No.5 : 焼付きが始まっていたが、表面は溶けていなかった。

No.6 : ベアリングのバック・メタル1枚が薄く延び、残りは小さな破片となってオイル・サンプル等から回収された。

エ クランクシャフト・クランクピン部

No.1, No.3, No.4 : ベアリング材が溶着し、給油孔が閉塞していた。

No.2 : ベアリング材が溶着していた。給油孔は閉塞していなかった。

No.5 : 表面に当たり傷が生じていたが、ベアリング材の溶着はなかった。

No.6 : 最もひどい焼付きが生じていた。給油孔は閉塞していなかった。

オ クランクシャフト・メイン・ベアリング及びジャーナル部

M2～M4位置のベアリングに軽微なかじり傷が始まっていた。M2及びM3位置のクランクシャフト・ジャーナル部にベアリング材が部分的に溶着していたが、クランクピン部への給油孔は閉塞していなかった。

(3) バルブ系統

バルブには異常は認められなかったが、プッシュ・ロッド及びカムシャフトにはNo.5及びNo.6コネクティング・ロッド大端部破損に伴う二次的なものと思われる損傷が認められた。また、No.1, No.2及びNo.5タペット・ボディには放射状の傷が認められた。

(4) 潤滑系統

メイン・オイル・ラインはクランクケース破損により、No.3とNo.4のメイン・ベアリング間で分断されていた。また、盲プラグの脱落及びオイル・ラインの閉塞は認められなかった。

オイル・ポンプには異常は認められなかった。

(5) 補機類

燃料系統、電気系統ともに異常は認められなかった。

2.8.4 エンジンの整備点検

前回のエンジン・オーバーホールは昭和63年12月2日（総使用時間：1,806時間25分）に行われ、コネクティング・ロッド・ベアリング及びクラック・シャフト・メイン・ベアリングが交換された。その際にはコネクティング・ロッド・ボルトは再使用された。その後、出力不足のため平成4年2月6日（総使用時間：2,246時間28分）に修理が行われ、No.4ピストン及び同リング並びにNo.6排気バルブの交換が実施された。ただし、コネクティング・ロッドの脱着は行われなかった。

平成4年5月13日に行われた前回の100時間点検（総使用時間：2,246時間28分）において異常は認められなかった。

2.9 その他必要な事項

事故発生地点は、琵琶湖から流出する瀬田川の左岸に沿った南北約95メートル、東西約160メートルのグラウンドで、周囲は高さ約3メートルのフェンスで囲まれており、不時着時は無人であった。

3 事実を認定した理由

3.1 解析

3.1.1 機長は、適法な航空従事者技能証明及び有効な航空身体検査証明を有していた。

3.1.2 同機は、有効な耐空証明を有しており、所定の整備及び点検が行われていた。

3.1.3 同機は飛行中、エンジンに不具合が発生したため、不時着しようとしてオートロテーションで降下したところハードランディングとなって、メイン・ロータ・ブレードによりテール・ブームを破断したものと推定される。

3.1.4 当時、不時着地点付近では4～5メートル／秒の北東風が吹いており、同機が右旋回でオートロテーション中、一時的に背風を受けて旋回半径が大きくなり、向い風になってからは機体の沈下が大きくなって最終進入高度が低めとなった。このため、不時着場所手前にある障害物を回避しなければならなくなり、コレクティブ・ピッチを半分くらい使用してこれを回避した。その結果、接地時には使用でき

るコレクティブ・ピッチ量が少なくなり、同機がハードランディングに至ったものと推定される。

3.1.5 飛行中エンジンに異常音が発生しエンジンの回転及び油圧が低下し破損に至ったのは、2.8.3(2)項に述べたとおり、エンジンの分解調査の結果No.6 コネクティング・ロッド・ベアリング部の焼付きが最もひどいことが認められたことから、同ベアリング部に最初に焼付きが生じたものと推定される。

3.1.6 その後のエンジン破損の経過は次のとおり推定される。

No.6 コネクティング・ロッド大端部下端及びコネクティング・ロッド・ボルトが焼付きのため破断し、キャップが脱落、また、No.5 コネクティング・ロッド・ボルトが焼付きあるいはNo.6 コネクティング・ロッドの脱落した部品により破断し、キャップが脱落した。これによりクランクケース及びクランクケース・カバーに破孔が生じた。クランクケースに破孔が生じたことによりメイン・オイル・ラインが分断され、潤滑油の供給が断たれ、No.1～No.4 コネクティング・ロッド・ベアリング部に焼付きが生じ、エンジンが破損した。

3.1.7 コネクティング・ロッド・ベアリング部の焼付きの原因については一般的に次のような要因が考えられるが、当該ベアリングの損傷が激しく、それを特定することはできなかった。

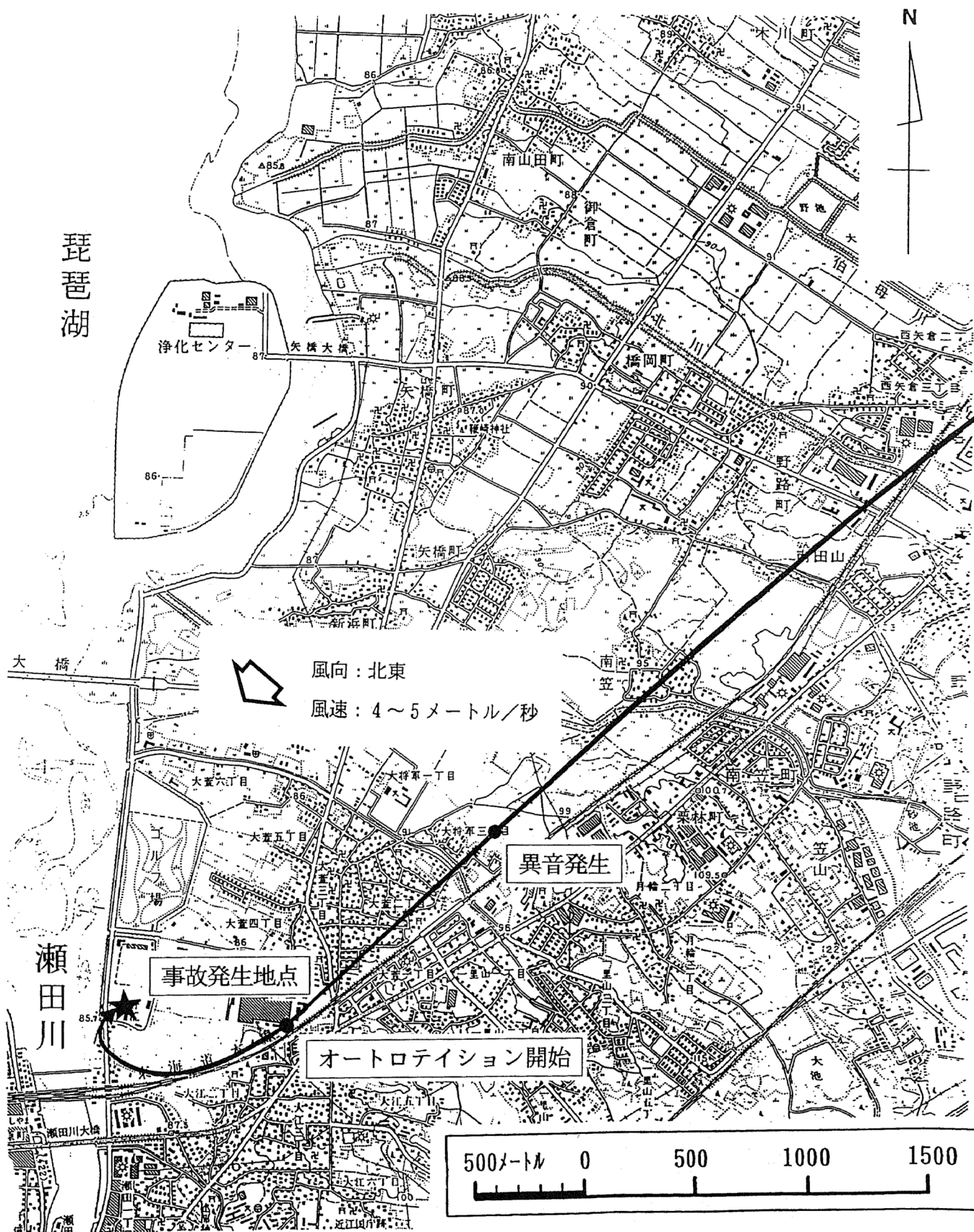
- (1) 異物、金くずのかみ込みによるベアリングの損傷。
- (2) 摺動部のクリアランス不足。
- (3) コネクティング・ロッド・ボルトの緩み。
- (4) エンジンのオーバースピードによるベアリングの面圧の高まりに伴う油膜切れ。

4 原因

本事故は、同機が飛行中にエンジンが破損し、オートロテーション着陸の際、ハードランディングしたことによるものと推定される。

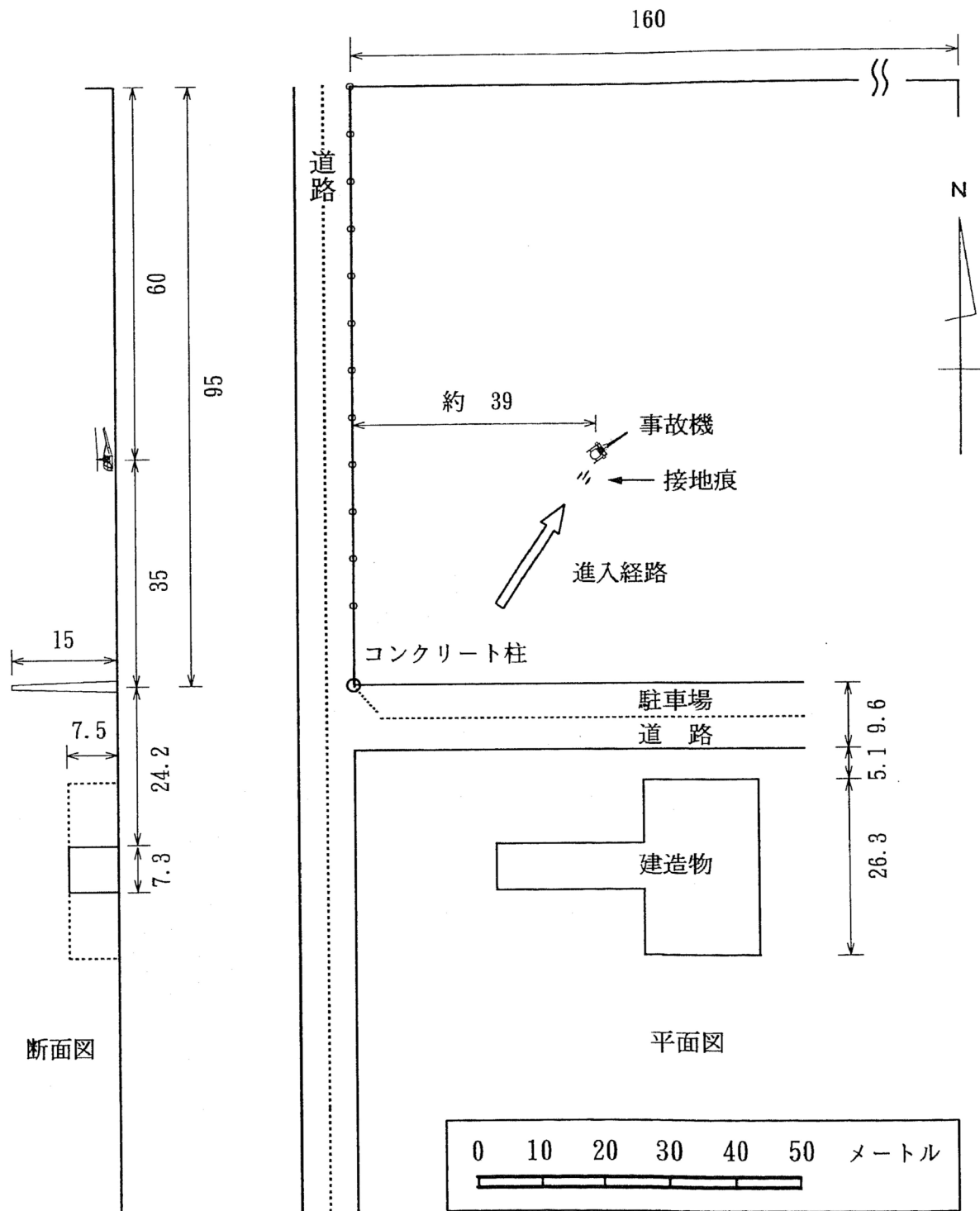
エンジンが破損したのは、コネクティング・ロッド・ベアリング部の焼付きに起因するものと推定されるが、焼付きの原因を明らかにすることはできなかった。

付図1 推定飛行経路図

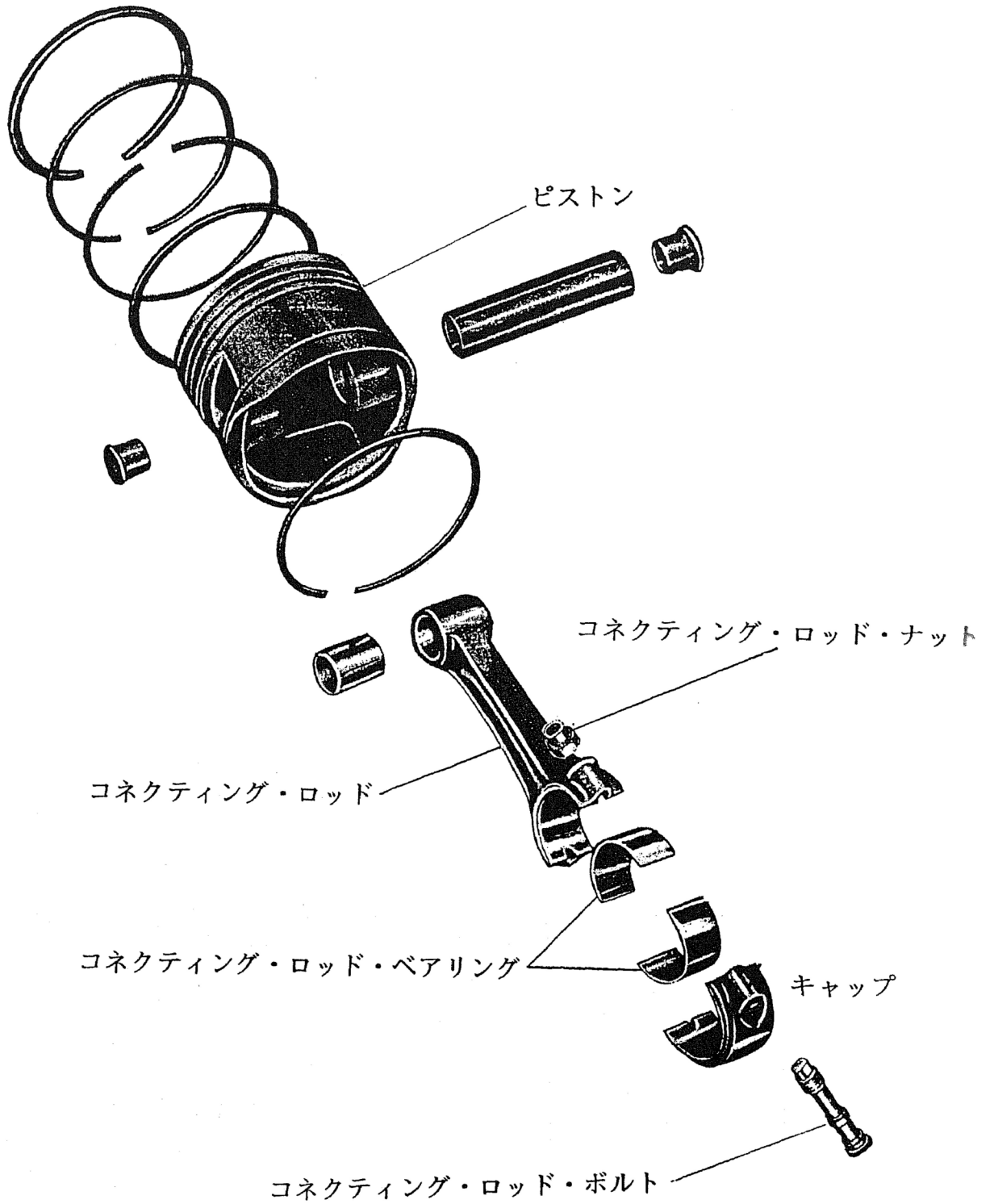


付図 2 事故現場見取図

単位：メートル

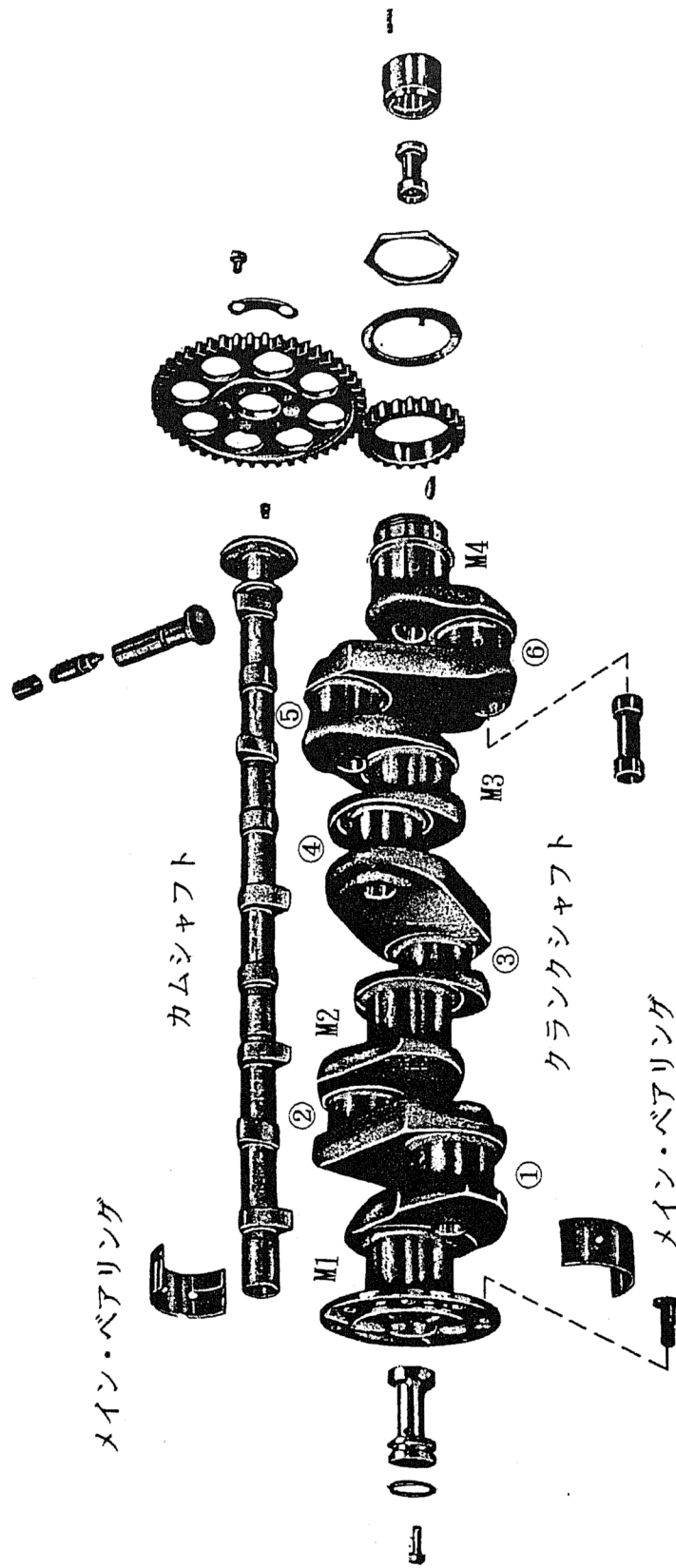


付図 3 ピストン・アセンブリ及び
コネクティング・ロッド・グループ



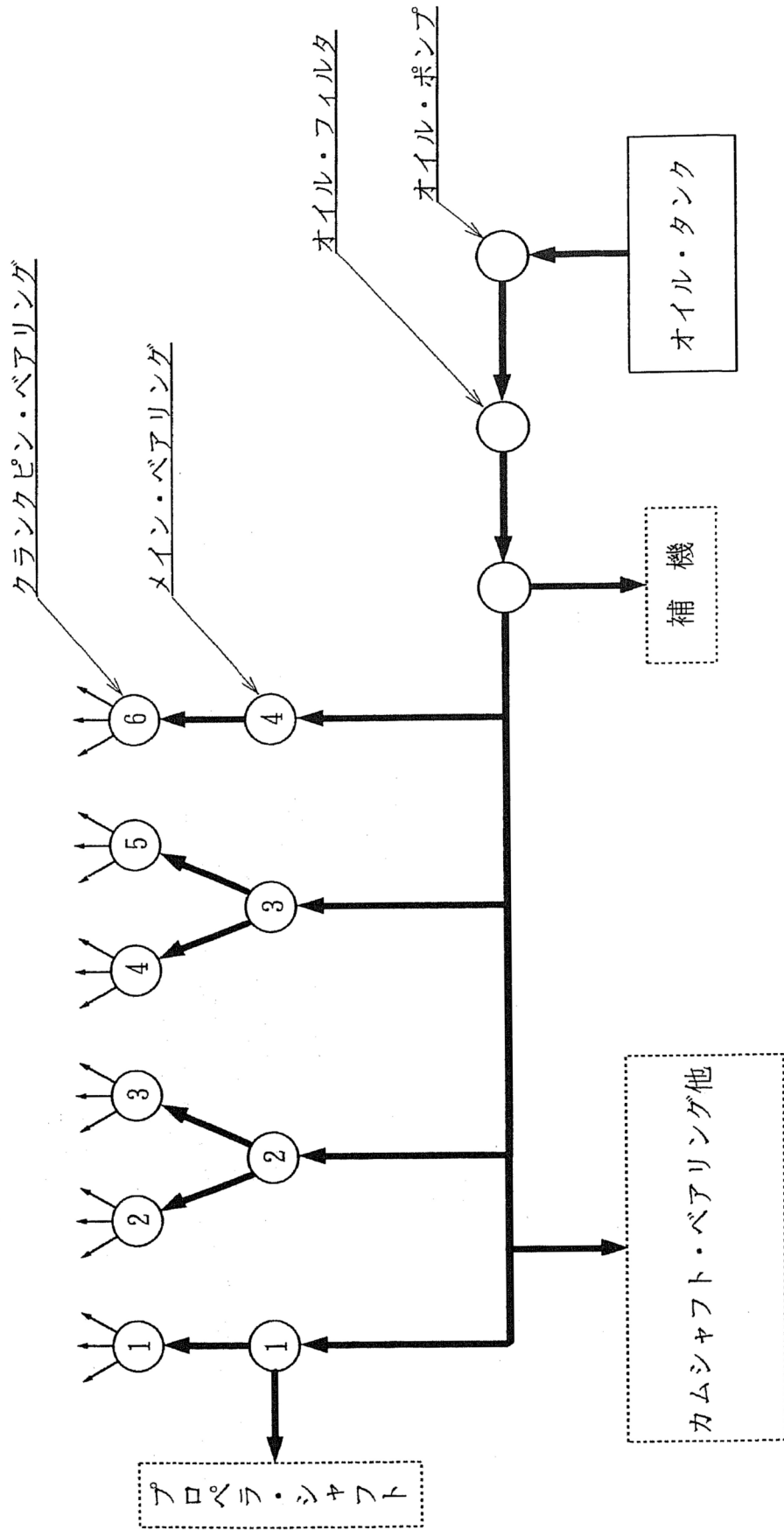
付図4 カムシャフト・アセンブリ及び
クランクシャフト・アセンブリ

⇐ エンジン上方



①~⑥ クランクピン・ベアリング部
M1~M4 メイン・ベアリング部

付図5 潤滑油路概略図



付図6 ヒラー式UH-12E型三面図

単位：メートル

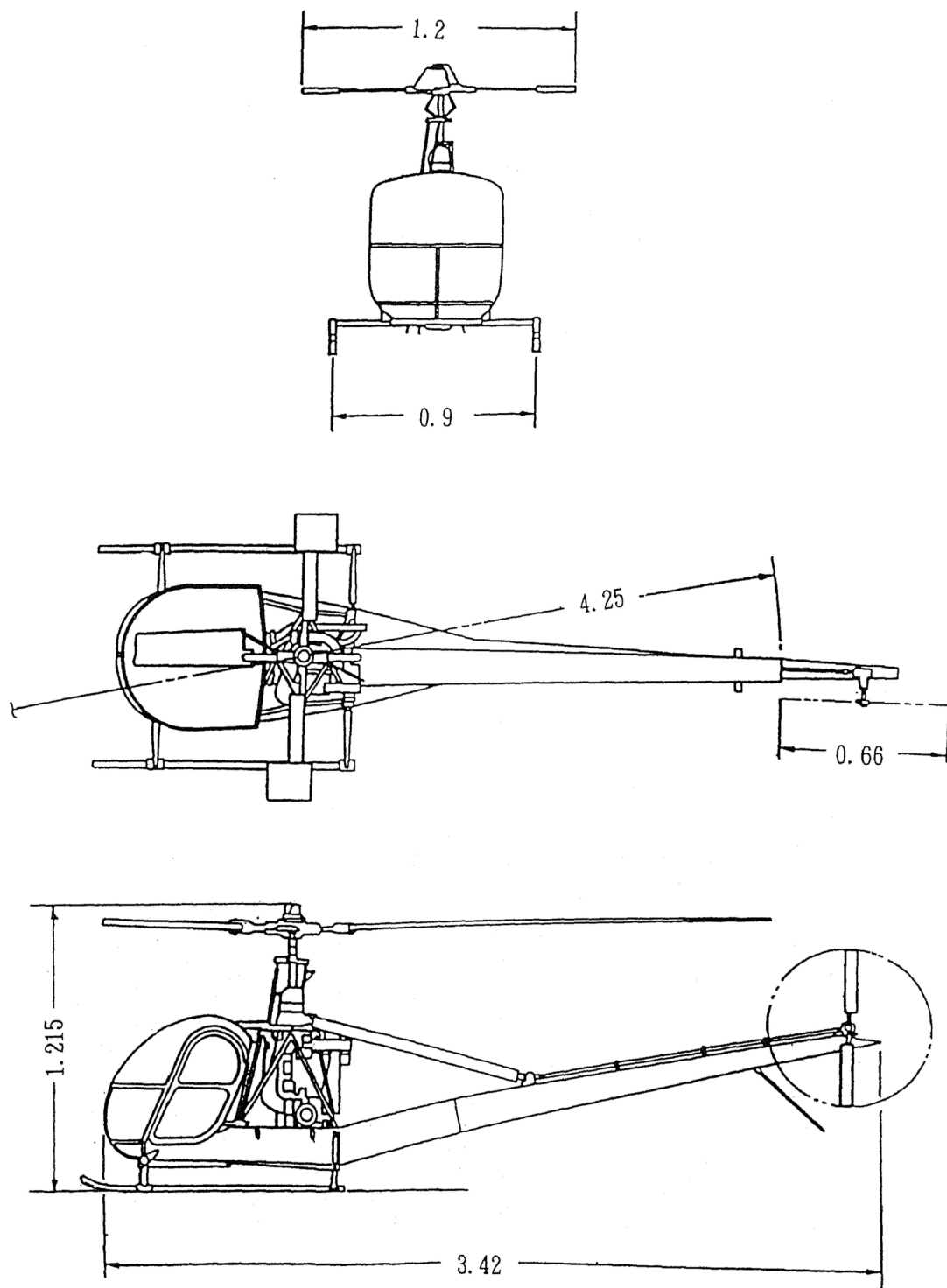
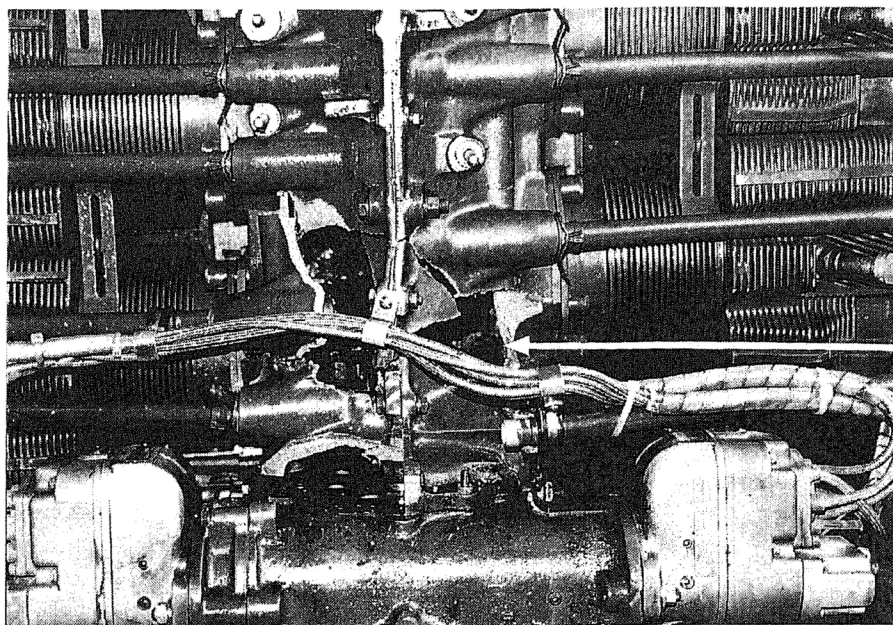


写真 1 事故機

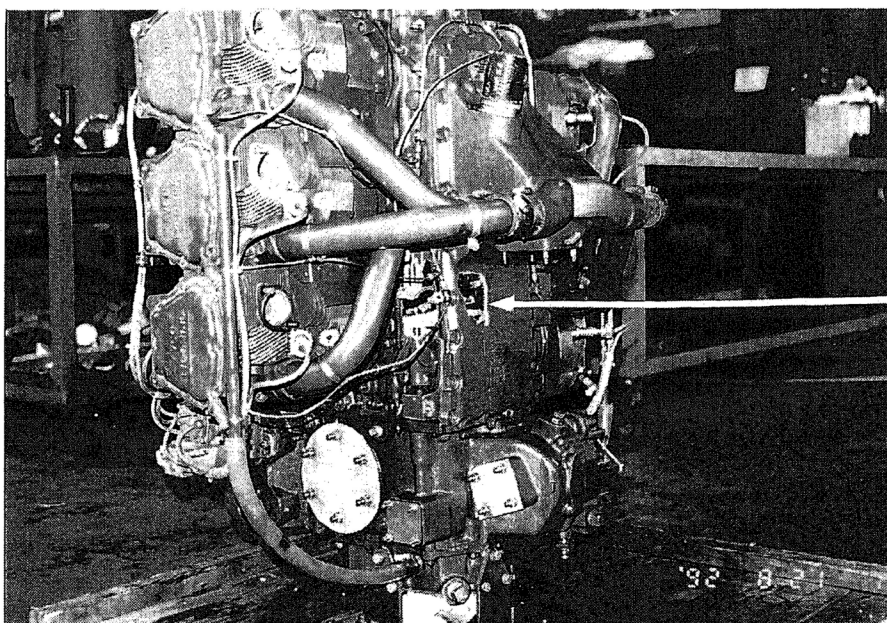


写真2 クランクケース前面破孔箇所



破孔

写真3 クランクケース・カバー破孔箇所



破孔

写真4 No.5 コネクティング・ロッド
大端部の状況

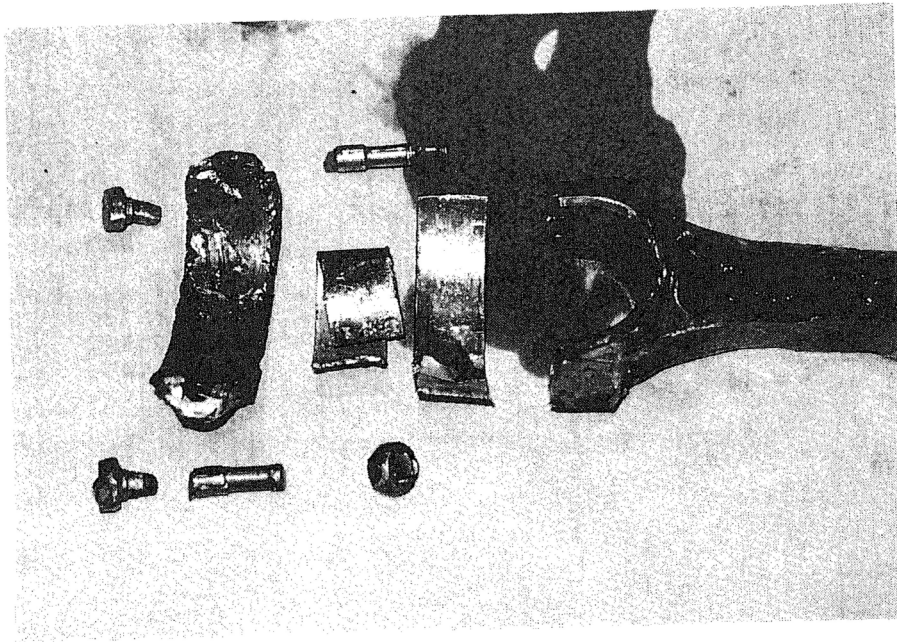


写真5 No.6 コネクティング・ロッド
大端部の状況

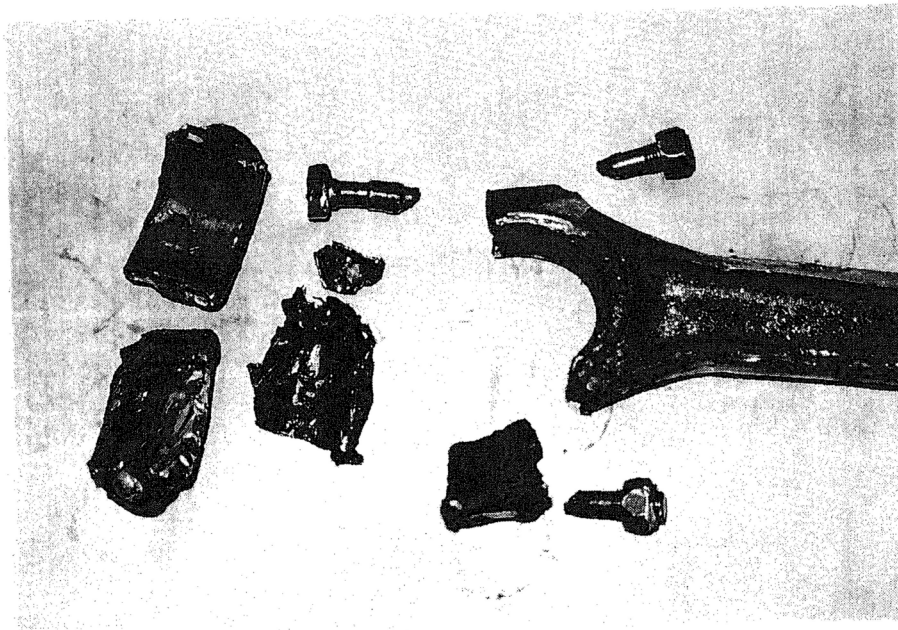
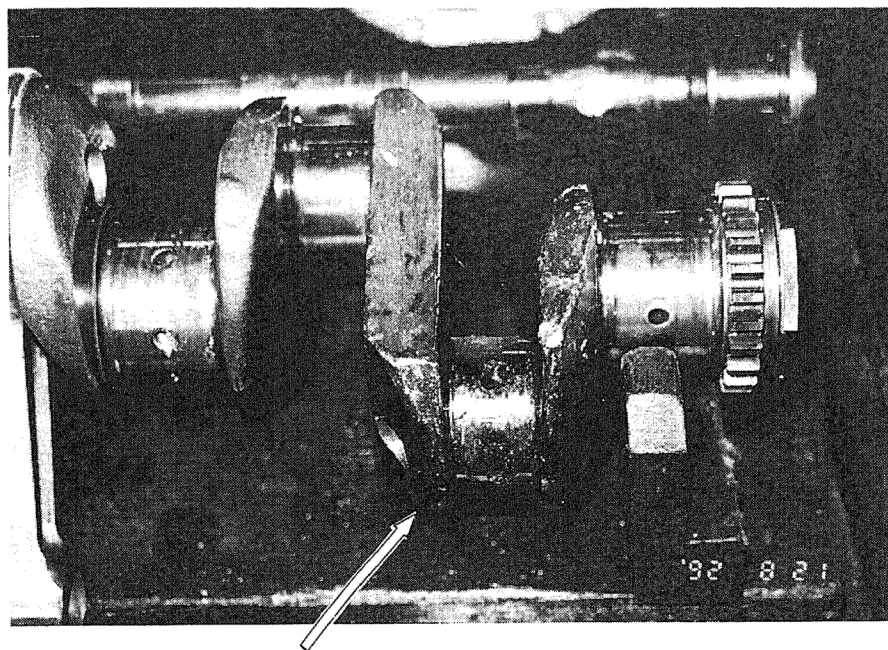


写真6 クランクシャフト No.6 クランク
ピン部の状況



No.6 クランクピン部

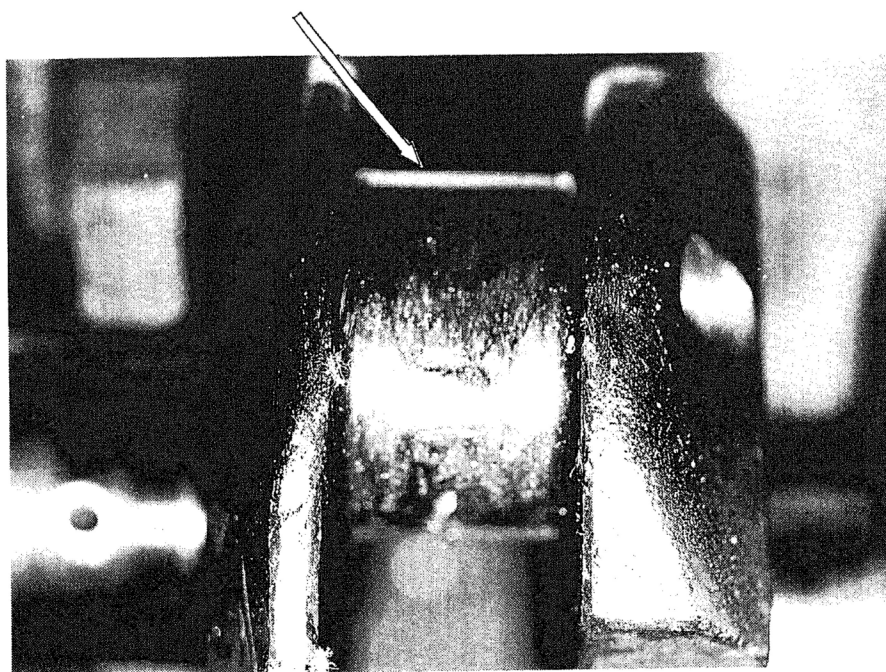
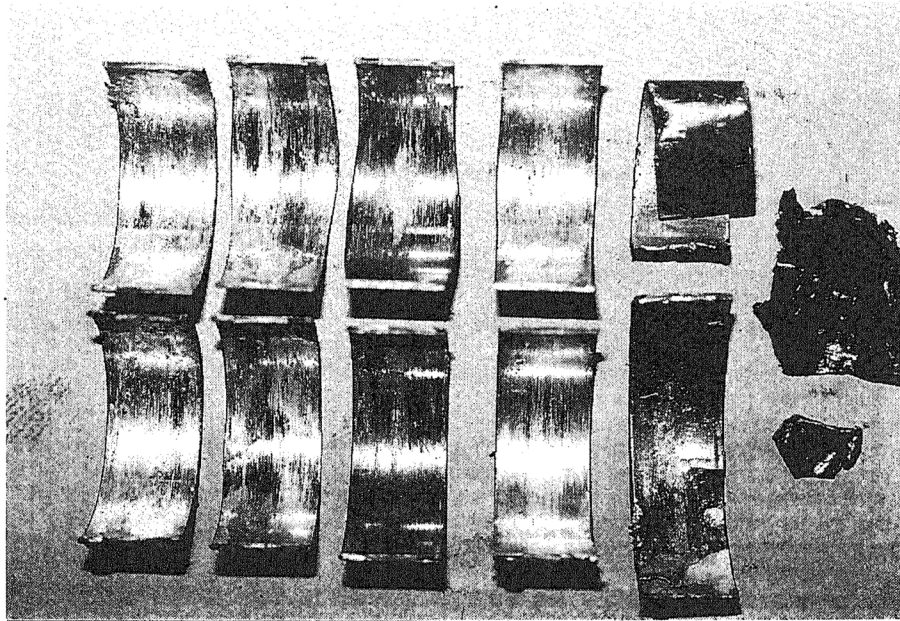


写真7 コネクティング・ロッド・
ベアリングの状況



No.1

No.2

No.3

No.4

No.5

No.6