航空事故調査報告書
個人所属
ビーチクラフト式Ａ３６型ＪＡ３７３３
埼玉県鴻巣市
平成１１年７月４日

平成１２年２月２４日
航空事故調査委員会議決
委員長　相原康彦
委　員　勝野良平
委　員　加藤　晋
委　員　水町守志
委　員　山根晧三郎

１　航空事故調査の経過

１．１　航空事故の概要

個人所属ビーチクラフト式Ａ３６型ＪＡ３７３３は、平成１１年７月４日、耐空検査受け入れ整備前の社内飛行試験のため、埼玉県比企郡川島町の本田エアポートを離陸し、飛行中、１０時１０分ごろ、エンジンが破損し、１０時１４分ごろ、同県鴻巣市大字安養寺の水田に不時着し、機体を損傷した。

同機には、機長ほか同乗者１名が搭乗していたが、機長が軽傷を負った。

同機は中破したが、火災は発生しなかった。

１．２　航空事故調査の概要

1.2.1　調査組織

航空事故調査委員会は、平成１１年７月４日、本事故の調査を担当する主管調査官ほか１名の航空事故調査官を指名した。

1.2.2　調査の実施時期

平成１１年　７　月　４　日	現場調査
平成１１年　７　月　６　日	エンジン分解調査、機体調査
平成１１年　７　月２１日～１０月２７日	エンジン・オイル分析調査

平成１１年 ９ 月２１日　　コネクティング・ロッド非破壊検査
平成１１年１０月１９～２０日　　コネクティング・ロッド破面調査

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

ＪＡ３７３３は、平成１１年７月４日、耐空検査受け入れ整備前の社内飛行試験を予定していた。

東京空港事務所に通報された飛行計画は、次のとおりであった。

飛行方式：有視界飛行方式、出発地：本田エアポート、移動開始時刻：０９時４５分、巡航速度：１４０kt、巡航高度：ＶＦＲ、飛行目的：性能点検、経路：本田エアポート・ローカル、所要時間：２時間、持久時間で表された燃料搭載量：６時間、搭乗者：２名

同機は、本田エアポートにおいて、７月４日０９時３０分ごろ、機長及び整備士により飛行前点検及びエンジンの試運転が行われ、機体及びエンジンに異常のないことが確認された。

同機は、０９時５５分ごろ、機長及び整備士１名の計２名が搭乗して離陸した。その後、事故に至るまでの経過は、機長及び整備士によれば、概略次のとおりであった。

離陸時のエンジン回転数は２，６７０rpmで異常はなかった。離陸後、荒川上空を南下しながら上江橋上空高度５，０００ftまで上昇し、エンジン出力を確認し、その後、数項目の点検を終了した。

高度４，５００ftで水平飛行中、１０時１０分ごろ、「バン」と爆発音がして、ガタガタと機体が振動し、同時にエンジンからオイルが噴出し、エンジンの回転数が１，５００～１，６００rpmに低下した。操縦席前面のウインド・シールドに飛散したオイルが付着し、前方がよく見えない状況になった。エンジン出力を回復させるべく、あらゆる操作をしたがすべて駄目だった。

これでは本田エアポートに到達できないと思い、鴻巣市民プール付近に不時着しようと決心し、その旨を本田エアポートに伝えた。その後数分間、適当な不時着場所を探しながら飛行し、水田に不時着した。その時刻は１０時１４分ごろであった。

事故発生地点については、エンジンが破損したのは鴻巣市民プールの東上空であり、

不時着し、機体を損傷したのは鴻巣市大字安養寺字馬玉１０８４番地の水田であった。
事故発生時刻は、エンジンの損傷が１０時１０分ごろで、不時着し、機体を損傷したのが１０時１４分ごろであった。
（付図１、２及び写真１参照）

２．２　人の死亡、行方不明及び負傷

機長が軽傷を負った。

２．３　航空機の損壊に関する情報

2.3.1　損壊の程度

中　　破

2.3.2　航空機各部の損壊の状況

胴　　体	前方構造部損傷
主　　翼	左主翼の後縁に歪み
エンジン	破損
プロペラ	湾曲
前　　脚	折損分離

２．４　航空機以外の物件の損壊に関する情報

用水路Ｕ字溝破損、水稲に被害

２．５　航空機乗組員等に関する情報

機　長　　男性　３３歳

事業用操縦士技能証明書	第１２３２１号
限定事項　陸上単発機	昭和６０年１１月　７　日
陸上多発機	昭和６１年　１　月３１日
第１種航空身体検査証明書	第１１７７０００２号
有効期限	平成１１年１１月３０日
総飛行時間	３，６１０時間１７分
最近３０日間の飛行時間	２７時間１６分
同型式機による飛行時間	２９時間２０分
最近３０日間の飛行時間	５時間１５分

２．６　航空機に関する情報

2.6.1　航空機

型　　式	ビーチクラフト式Ａ３６型
製造番号	Ｅ－６８９
製造年月日	昭和５０年 ５ 月１３日
耐空証明書	第東１０－３１５号
有効期限	平成１１年7月２８日
総飛行時間	１，８４４時間５１分
定期点検（100時間点検、平成11年1月13日実施）後の飛行時間	４５時間５３分

2.6.2　エンジン

型　　式	テレダイン・コンチネンタル式ＩＯ－５２０－ＢＡ型
製造番号	２８０６９９－Ｒ
製造年月日	平成３年４月１９日
総使用時間	５６５時間３３分
定期点検（100時間点検、平成11年1月13日実施）後の飛行時間	４５時間５３分

（注：製造番号末尾の「－Ｒ」は再生エンジンであることを示す。）

2.6.3　重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は３，０８０lb、重心位置は７６．５inと推算され、いずれも許容範囲（最大重量３，６００lb、事故当時の重量に対応する重心範囲７４．０～８７．７in）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、潤滑油はアエロ・シェル　Ｗ－８０であった。

２．７　気象に関する情報

2.7.1　事故現場の西北西約４kmに位置する埼玉県央広域消防本部における事故関連時間帯の観測値は、次のとおりであった。

09時00分　風向　北　東、風速　２．１m/s、気温　２５．６℃、湿度　８８．３％
10時00分　風向　東北東、風速　１．１m/s、気温　２６．９℃、湿度　８７．０％
11時00分　風向　北　東、風速　２．２m/s、気温　２８．２℃、湿度　８７．０％

2.7.2　機長によれば、当時の事故現場付近の気象は、次のとおりであった。

天気　晴れ、風　北　約２m/s、視程　１０km

２．８　事故現場及び残がいに関する情報

2.8.1　不時着地点周辺の状況

不時着地点は、区画が整理された水田で、そこには、同機がほぼ北から進入して不時着したことを示す、脚による全長約５０ｍの滑走跡があった。

その滑走跡の途中にある農道脇のＵ字溝は、同機の脚による損傷を受けて、その付近には、折損して分離した同機の前脚があった。その滑走跡は、その農道からさらに約１０ｍ続き、その終端に同機が停止していた。

同機は機首を方位約１６０°に向け、プロペラを水田に突っ込んだ状態であった。

（付図２及び写真１参照）

2.8.2　損壊の細部状況

主な部分の損壊状況は、次のとおりであり、エンジン以外の部分の損傷は、不時着時に生じたものと認められた。

(1)　左主翼

フラップ取付部付近の外板下面後縁及び上面後縁が歪んでいた。

(2)　胴　体

エンジン取付構造部が変形し、エンジンが約２０度下側に傾いていた。また、前脚取付部付近は潰れていた。

(3)　エンジン

①　No.１シリンダーとNo.２シリンダーの間のクランク・ケース上面に約１７cm×約１２cmの孔があいており、No.２シリンダー取付部の下部のクランク・ケースにも約８cm×約３cmの孔があいていた。また、それらの周囲には大きな亀裂が認められた。

②　２個のマグネトーの取付部が破損し、２個とも駆動部から外れていた。（写真２、３、４参照）

(4)　プロペラ

ブレードは３本とも機体後方に湾曲していた。

(5)　前　脚

前脚は取付部付近で折損し、分離していた。

２．９　事実を認定するための試験及び研究

2.9.1　エンジンの分解調査

エンジン補機類及びシリンダーを取り外し、また、クランク・ケースの破孔部を切開し、内部を調査した結果、次のとおりであった。

(1)　各点火栓に異常燃焼を示すものはなかった。

(2)　No.１～No.６バルブ・ロッカー・ボックスには３cc程度のオイルが残留しており、オイルが流出するまでは、すべてのシリンダー・ヘッドに潤滑油が循環していたものと認められた。

(3)　No.１ピストンとクランク・シャフトを連接していたコネクティング・ロッドが、ピストン・ピン挿入用輪環の中心から約３７mmのところで破断していた。同ロッドは、長さ約３～４cmの２個の金属片の形で、クランク・ケース内で発見された。この破断したコネクティング・ロッドが、クランク・ケースを内部から突き破ったものと推定される。さらに、同ロッドは、回転しながら周囲に激しく当たったため、クランク・シャフトとの連接部で破損し、クランク・ケース内部で更に破壊されたものと推定される。
（付図４及び写真５、６参照）

(4)　No.１コネクティング・ロッドの破片及びクランク・ケースの破片を除去した後、プロペラの手回しを行ったところ、円滑に回転した。

(5)　２個のマグネトーのケースと取付部が破損しており、この破損は、折れたNo.１コネクティング・ロッドの先端がエンジン内部からクランク・ケースを貫通し、同マグネトーに衝突した結果生じたものと推定される。
（写真３参照）

(6)　No.１コネクティング・ロッド及びNo.２コネクティング・ロッドを連接していたクランクシャフトのカウンター・ウエイト・アッセンブリーには、著しい擦過痕があった。この擦過痕は、No.１コネクティング・ロッドが金属片となって、クランク・ケース内部で繰り返し激しくぶつかり合ったため、生じたものと認められた。
（写真７参照）

(7)　No.１コネクティング・ロッドのピストン連接部（軸受）及びクランクシャフト連接部（軸受）には、焼き付き等の異常は認められなかった。

(8)　オイル・フィルターには、鉄合金及びアルミ合金の金属粒が付着していた。これらの金属粒は、No.１コネクティング・ロッドが折損して棒状の金属片となり、エンジン内部で激しく当たって周囲のクランク・ケース等を破壊した際、両者から生じたものと認められた。

(9)　オイル・クーラーの中にあったオイルは２０cc程度であったが、フィルターで濾過されており、目視では異常は認められなかった。

(10)　その他のオイル循環経路上に異常は認められなかった。

2.9.2 No.1コネクティング・ロッドの破面解析及び成分分析

同コネクティング・ロッドの破面様相を目視及び電子顕微鏡により観察し、X線分析装置により成分分析を行った。その結果は、次のとおりであった。

(写真8参照)

(1) 破面には、同ロッドに掛かった大きな負荷変化により徐々に破壊が進展していったことを示すビーチ・マークがあり、疲労破壊の様相を示していた。

ビーチ・マークの領域外は、粗い破面(ディンプル面:小さな凹み面)であり、これは静的破壊における延性破壊と同じ様相を示していた。この破面は、同ロッドの疲労破壊が進展して強度が弱まり、引っ張り負荷が残存強度を超えた結果、同ロッドが破断して生じたものと認められる。

(2) 最後のビーチ・マークの線から疲労破壊の起点と考えられる点に向かって、これらの線は70本程度認識できたが、疲労破壊面の約半分の位置でこの線を認識できなくなった。すなわち、その位置から破壊起点と考えられる点までのビーチ・マークは完全に潰れており、その線の識別はできなかった。

そのため、同ロッドが破断分離するに至るまで、大きな負荷変化が何回あったのか明らかにできなかった。

認識できた70本程度のビーチ・マークの線は、潰れていないことから、最近生じたものと推定される。

(3) 疲労破壊の起点と考えられる箇所付近からは鉛が検出されたが、この鉛は、燃料に混合していたものが長期にわたってエンジン内部に蓄積し、この付近の破面に浸透したものと考えられる。

(4) 疲労破壊の起点と考えられる表面付近に、鍛造時にできたと考えられる小さい凹みが認められた。

(5) 疲労破壊の起点と考えられる箇所の表面に長さ約2㎜の打痕があった。

これが再組立作業時につけらたものか、事故時についたものかは、判別できなかった。

(6) No.2～No.6コネクティング・ロッドには、素材番号として、63204 1Fが各ロッドに鍛造文字で表示されており、これらは同じ成分構成であるものと推定される。

No.1コネクティング・ロッドの成分構成については、同ロッドが破損して素材番号が読めないが、No.2ロッドとNo.1ロッドの成分分析を行ったところ、同じ成分構成と推定された。このことから、破断したNo.1コネクティング・ロッドは他の同ロッドと同じ素材で作られていたものと推定される。

2.9.3　No.１以外のコネクティング・ロッドの非破壊検査

No.２～No.６コネクティング・ロッドに疲労破壊の徴候及びその起点となる傷等があるか否かについて、運輸省修理改造認定事業場（認定業務範囲：ピストン発動機）で、非破壊検査を実施した.。その結果は、次のとおりであった。

(1)　No.４ロッドを除き、異常は認められなかった。

(2)　No.４ロッドには、ピストン・ピン挿入用の輪環中心からクランク・シャフト連接部に向かって６８mmの所に長さ４mmの皺があり、この皺は鍛造時にできたものと認められる。

同認定事業場は、同ロッドに対して、エンジン部品として不合格であると判定した。

2.9.4　エンジン・オイルの成分分析

機械オイルの成分分析機関で、事故機から採取した潤滑油（アエロ・シェルＷ－８０）について成分分析を行った。その結果は、次のとおりであった。

(1)　粘度、水分及び不溶解分に異常はなかった。

(2)　軸受が磨耗する際にでる金属成分は少なく、問題はなかった。

(3)　鉛の含有量が、他の新規製造エンジンの場合の平均的な値と比較して、約２倍の値であったが、再生エンジンであることから、エンジン内部には長期間にわたり鉛が蓄積しているため、異常を示すものではない。

２．１０　その他必要な事項

同機のエンジンの経歴等を調査した結果、次のことが確認できた。

(1)　同エンジンは、米国テレダイン・コンチネンタル・モーター社において、完全分解後に点検、修理及び部品交換が行われて、再組立され、新規製造エンジンと同様の検査を経て、平成３年４月２３日付けで、再生エンジンとしてＦＡＡの輸出耐空証明を受けたものである。

同エンジンは、再生エンジンであるため、製造番号の末尾に「－Ｒ」が付加されている。

また、同エンジンに係る再生組立の作業記録は、８年前の作業であることから、同社に保管されておらず、入手することができなかった。

(2)　同エンジンは、平成３年５月２１日に同機に装備された。その後の同エンジンの使用時間は５６５時間３３分であり、飛行回数は３５０回であった。

(3)　同エンジンに適用されるＴＣＤ（耐空性改善通報）及びＳＢ（サービス・ブレティン）はすべて実施されていた。

(4)　テレダイン・コンチネンタル・モーター社によれば、同エンジンに使用さ

れていた素材番号６３２０４１Ｆのコネクティング・ロッドは、現在製造中のエンジンには使用されておらず、これは、１９６３年から１９８２年１１月１９日までの間、新規製造エンジンに使用されたとのことである。新規製造エンジンに使用しなくなった理由については、回答を得ることはできなかった。

同ロッドを使わないことに関し、ＳＢは発行されていなかった。したがって、現在でも再生エンジンでは使用されている可能性が考えられる。

(5) 運輸省告示（平成９年１２月２４日付）によれば、同エンジンのオーバーホールまでの限界使用時間は１，７００時間である。

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、適法な耐空証明を有していた。

3.1.3 同機の整備記録から、同機の整備は適切に実施されていたものと推定される。

3.1.4 同機は、耐空検査受け入れ整備前の社内飛行試験中に、エンジンが破損し、その後不時着した際、機体を損傷したものと推定される。

3.1.5 同機のエンジンは、No.１コネクティング・ロッドが破断し、同ロッドがエンジン内部で回転しながら周囲に衝突したため、クランク・ケースを貫通し、続いてマグネトーの取付部が破損したものと推定される。

3.1.6 2.9.2(1)で述べたとおり、No.１コネクティング・ロッドの破断面に、ビーチ・マークが認められたことから、同ロッドは疲労破壊によって破断したものと認められる。

2.9.2(2)で述べた、ビーチ・マークが完全に潰れた領域は、疲労破壊の進展が遅かった領域であるものと推定される。すなわち、破壊の進展が遅い場合、ビーチ・マークの線は間隔が狭くなるため、同ロッドに掛った度重なる圧力負荷によって潰されたものと推定される。

一方、７０本程度のビーチ・マークの線が認識できた領域では、破壊の進展が速く、このため、この線が潰されなかったものと推定される。

２．１０で述べたとおり、同型式エンジンのオーバーホールまでの限界使用時間が１，７００時間と定められているのに対し、同エンジンの使用時間が約５６６時間、飛行回数が３５０回と少ないことから、同エンジンを装備した当初から、No.１コネクティング・ロッドに疲労破壊の起点となった皺又は傷が存在していた可能性が考えられる。

また、2.9.2(3)で述べたとおり、疲労破壊の起点と考えられる箇所付近から燃料に含まれる鉛が検出されたが、これは、その付近で破壊の進展が非常に遅かったため、鉛が長期にわたってその付近の破面に浸透したことによるものと考えられる。このことから、同エンジンの再組立時には、既に、同ロッドに疲労破壊の起点となった皺又は傷が存在していた可能性が考えられる。

その疲労破壊の起点が何であるか、また、どの時点で生じたのかについて、次のことが考えられるが、特定することはできなかった。

(1) 2.9.2(4)で述べた、鍛造時にできたと考えられる同ロッドの表面近くの小さな凹みが、同エンジンが長時間使用された間に、深部で微細な亀裂を生じさせた可能性が考えられ、これが疲労破壊の起点となった可能性がある。

この場合、同エンジン再組立前の非破壊検査時には、内部の微細な亀裂に止まっていて、同検査による発見が困難であった可能性が考えられ、あるいは、そのまま見落とされた可能性が考えられる。

(2) 2.9.3(2)で述べたとおり、No.４コネクティング・ロッドに、鍛造時にできたものと認められる皺があった。これと同程度の大きさの皺が、No.１ロッドの折損位置にあったとすれば、これが疲労破壊の起点になった可能性が考えられる。

また、この皺が再組立前の非破壊検査で見落とされた可能性が考えられる。

(3) 2.9.2(5)で述べた、No.１コネクティング・ロッドの打痕が、疲労破壊の起点になった可能性が考えられる。

この打痕は、同エンジンの再組立作業時に付けられた可能性が考えられる。

４ 原　因

本事故は、同機が、飛行中にエンジンが破損したこと、また、その後不時着した際、機体前方部を損傷したことによるものと推定される。

エンジンが破損したことについては、飛行中にNo.１コネクティング・ロッドが疲

労破壊したことによるものと推定される。

同ロッドの疲労破壊の起点について、何がその発生原因であるか、また、どの時点で生じたかについては、特定することはできなかった。

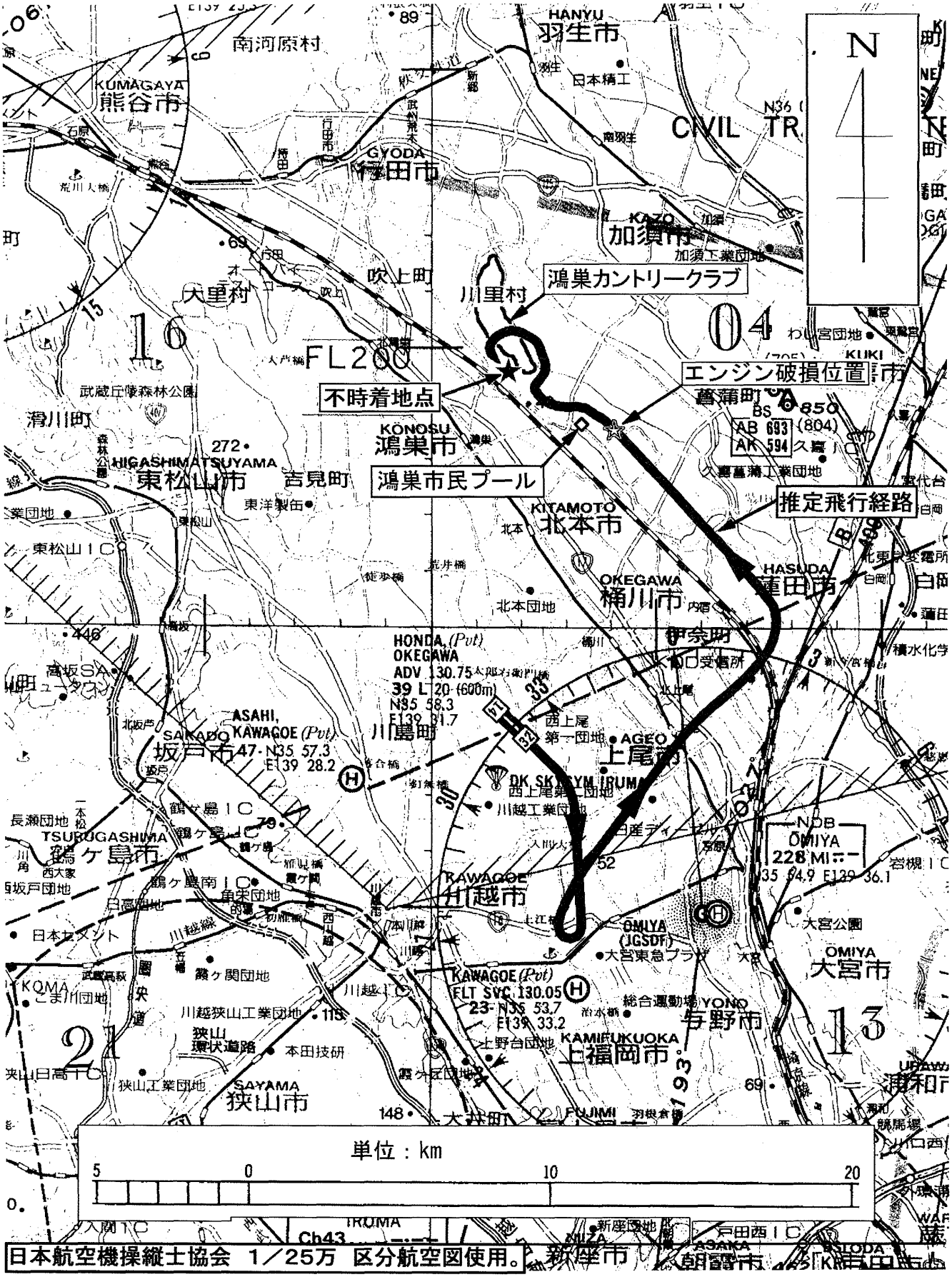
5 所　見

同機のエンジンは、限界使用時間が１，７００時間と定められているのに対して、総使用時間約５６６時間でNo.１コネクティング・ロッドが疲労破壊していた。

また、非破壊検査の結果、同エンジンのNo.４ロッドにも鍛造時にできたと認められる皺が発見された。

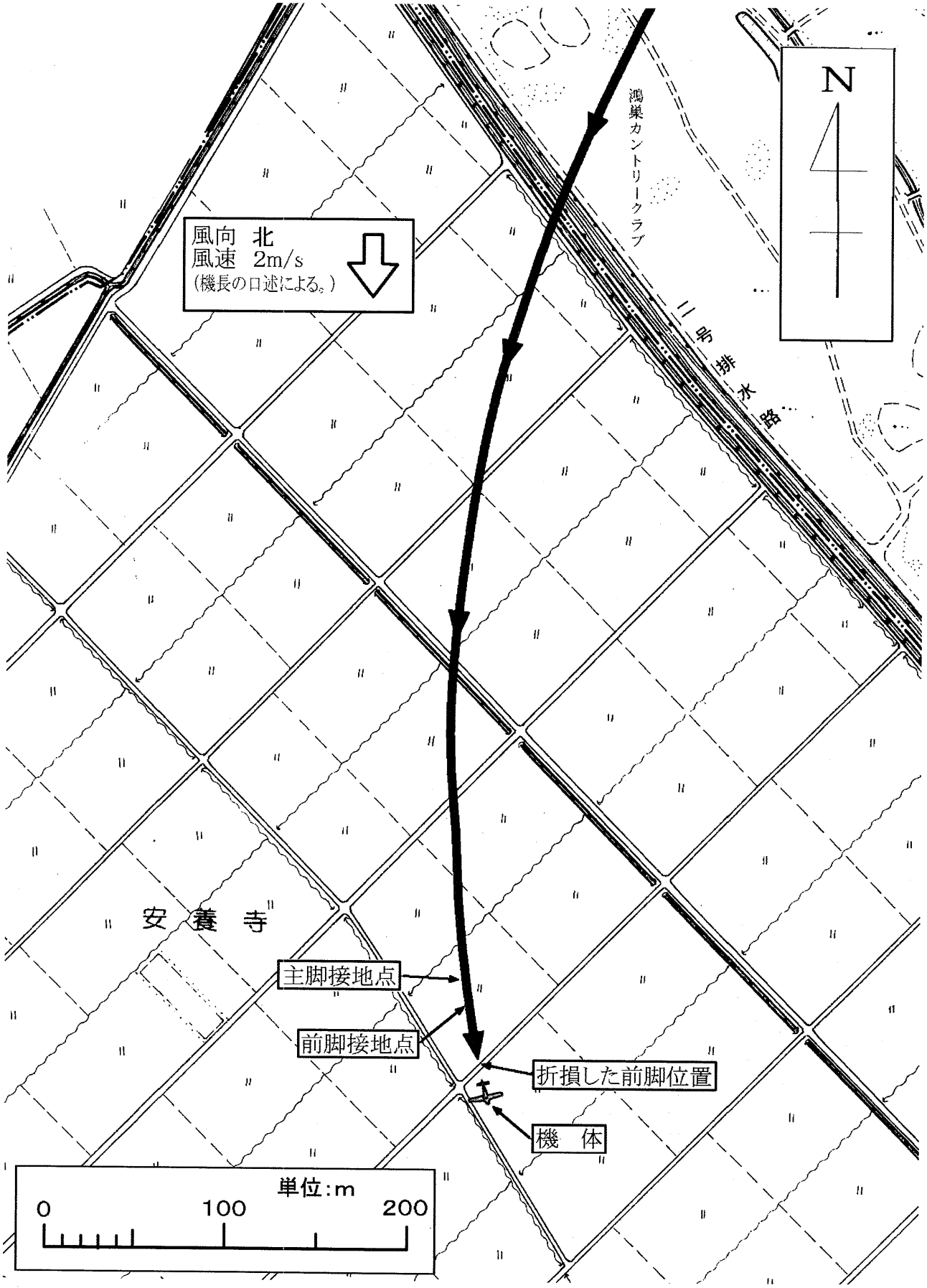
同ロッドと同じ工程で製造された他のコネクティング・ロッドが、現在も他のエンジンで使用されている可能性が考えられる。したがって、当該コネクティング・ロッドを使用したエンジンの製造者（再生エンジンの組立者を含む。）は、使用者に対して所要の情報を与え、また、同種の不具合が再発することを防止するための方策を検討する必要がある。

付図１　推定飛行経路図



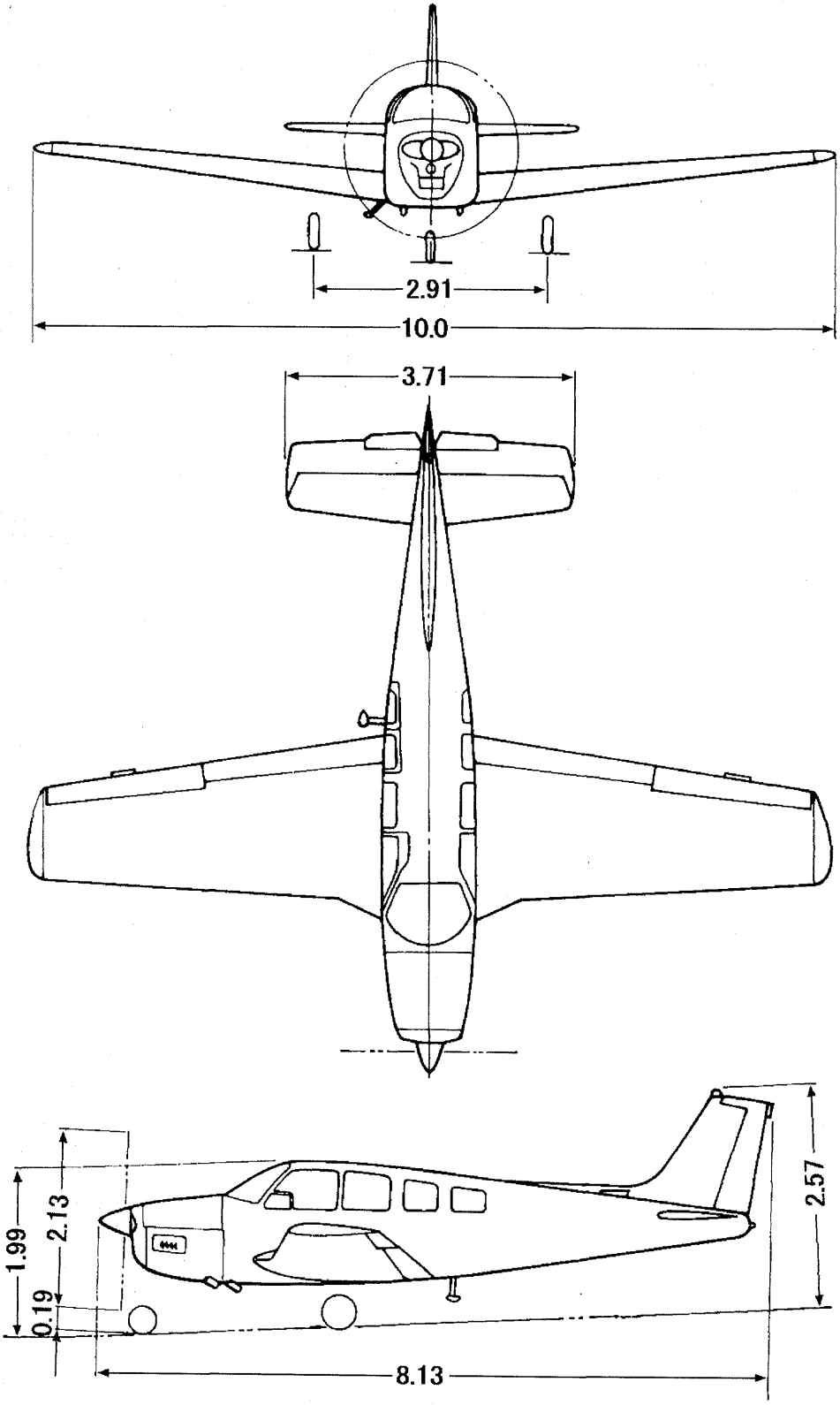
日本航空機操縦士協会　1／25万　区分航空図使用。

付図２　不時着地点見取図



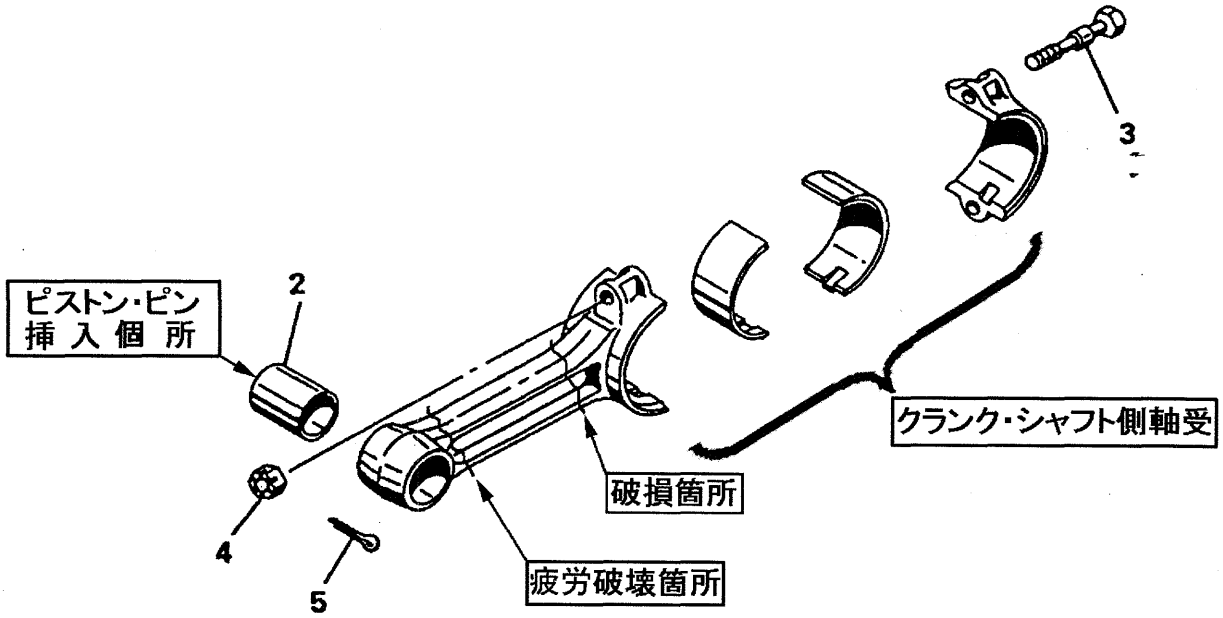
付図３　ビーチクラフト式Ａ３６型
三面図

単位：m



付図４　コネクティング・ロッド破断箇所及びクランク・シャフト・グループ

コネクティング・ロッド破断箇所



クランクシャフト・グループ

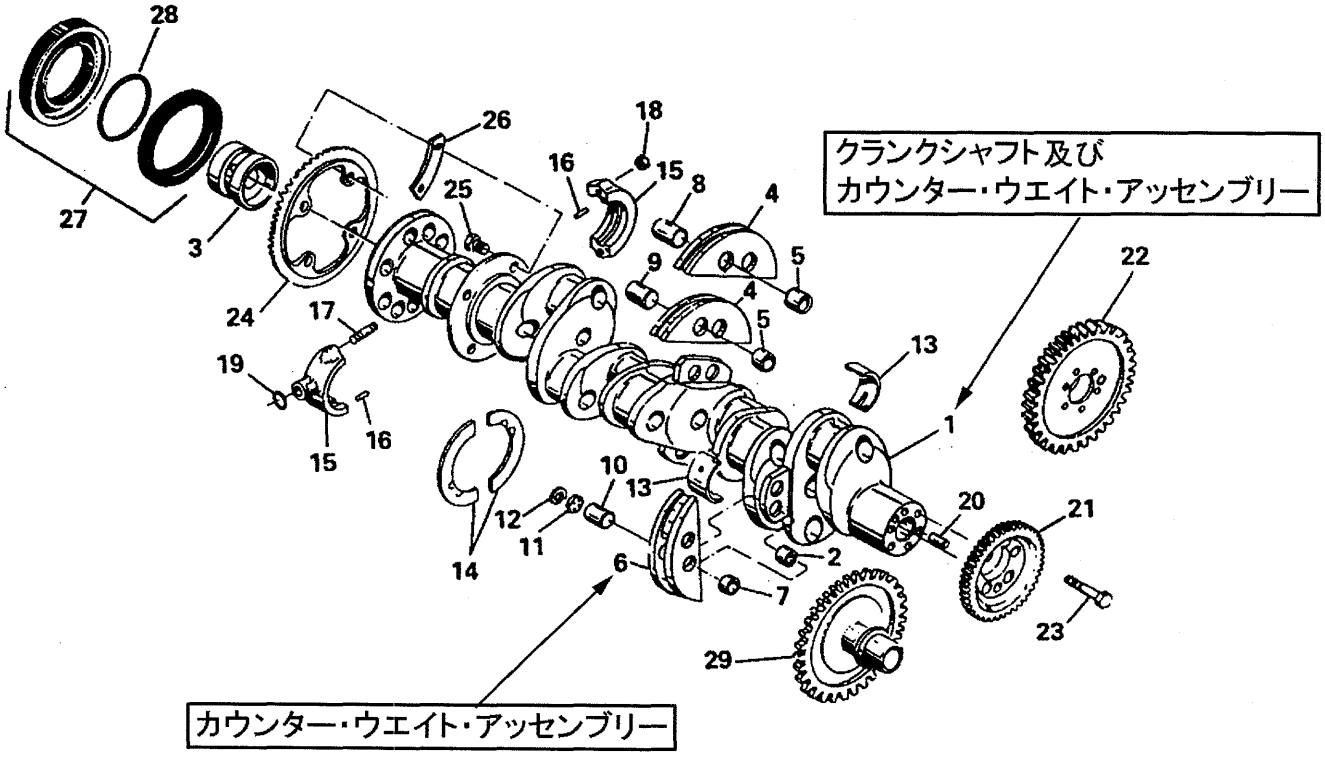


写真１　事故機

写真２　マグネトーの脱落

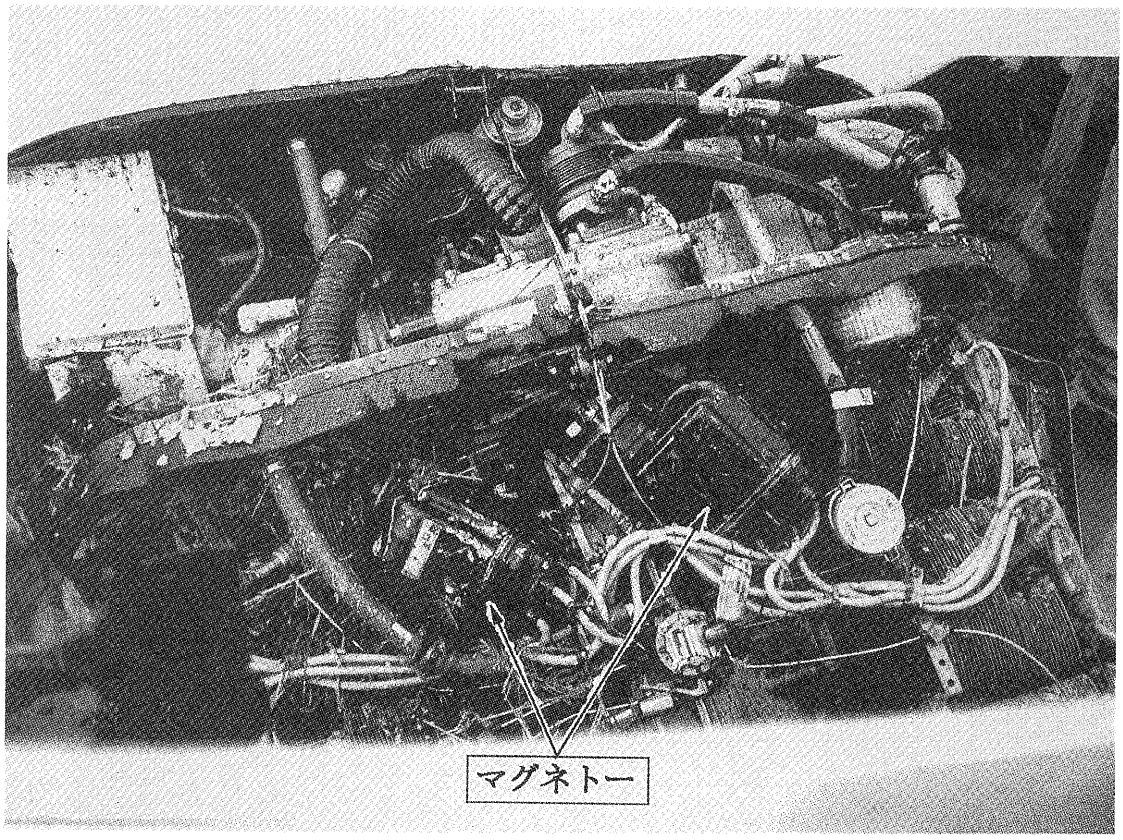


写真３　クランク・ケースの破孔－１

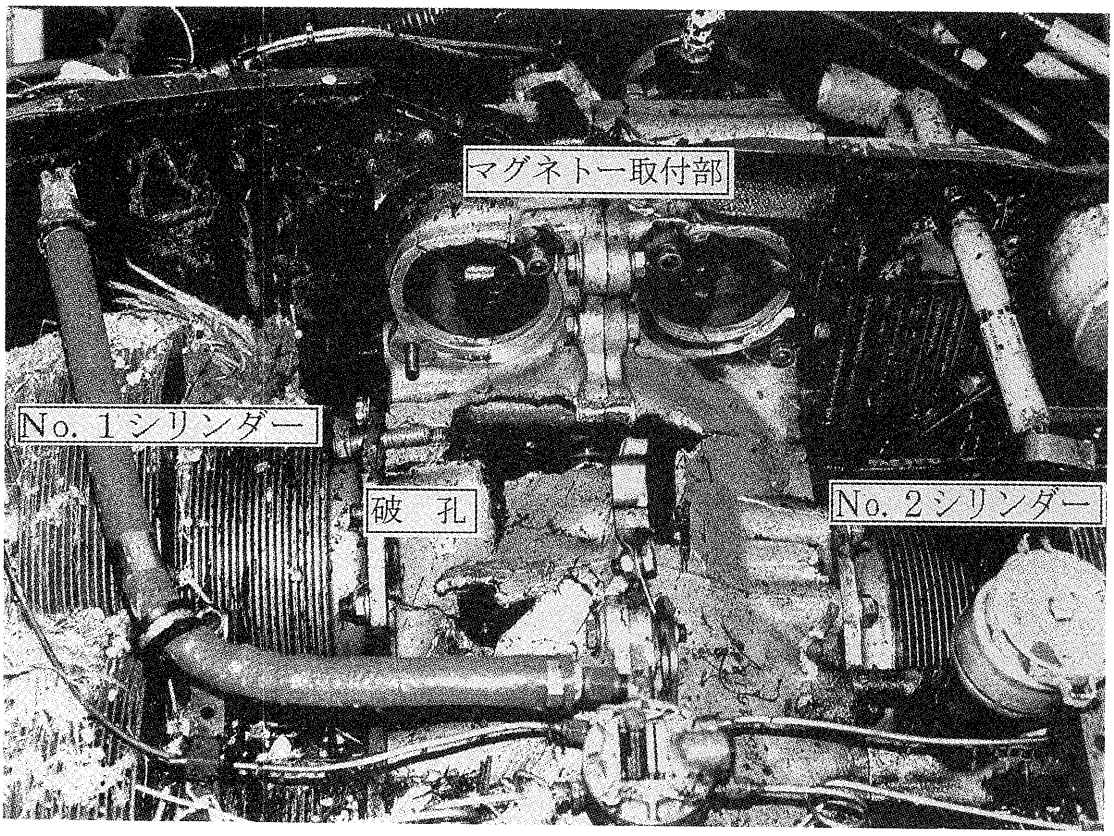


写真４　クランク・ケースの破孔－２

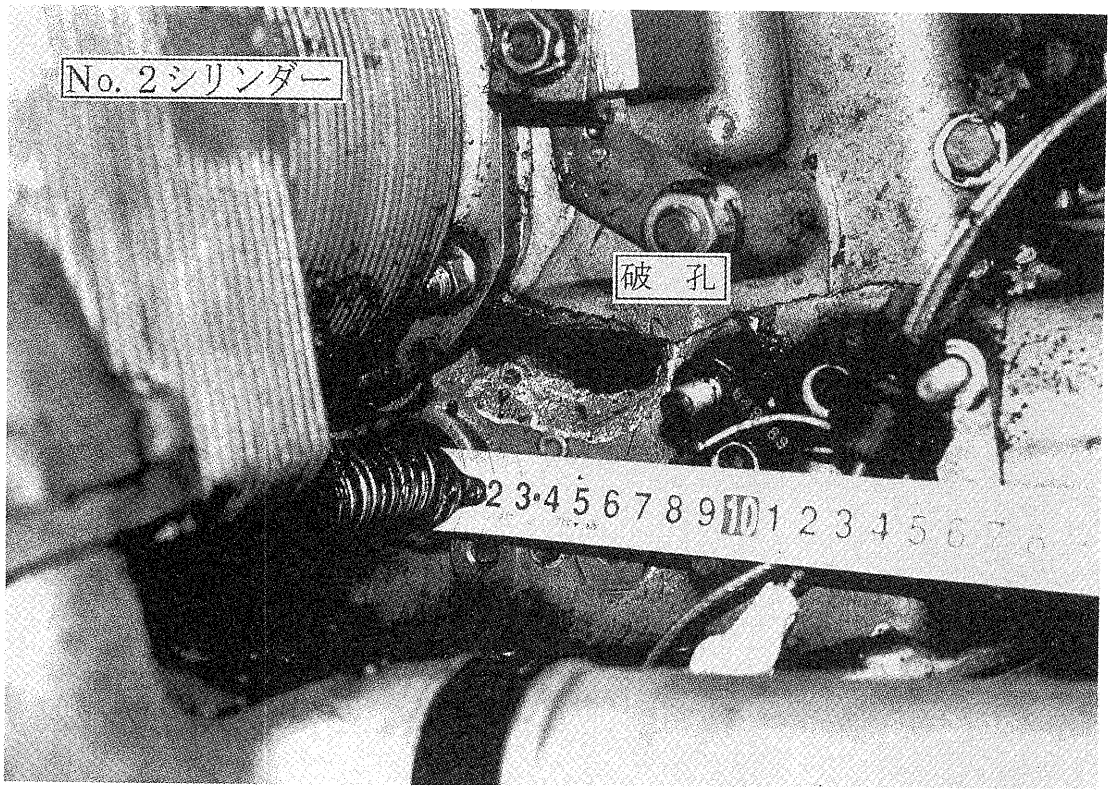


写真５　Ｎｏ．１コネクティング・ロッド破断部

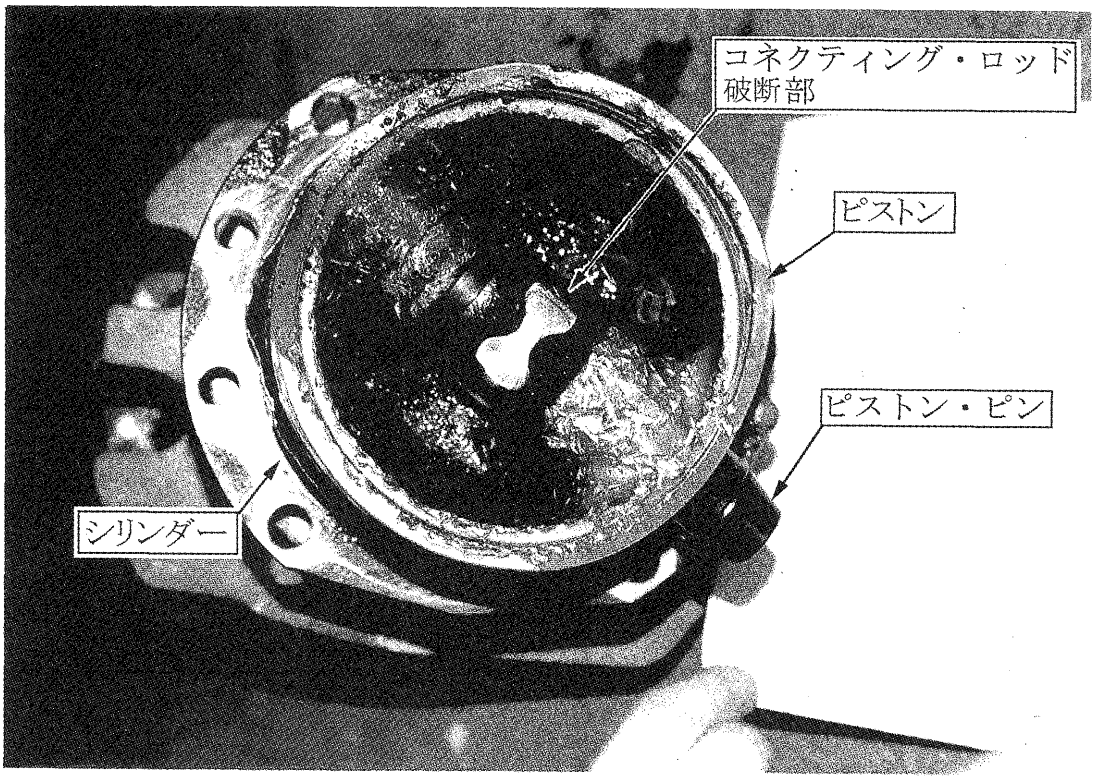


写真６　Ｎｏ．１コネクティング・ロッドの破片

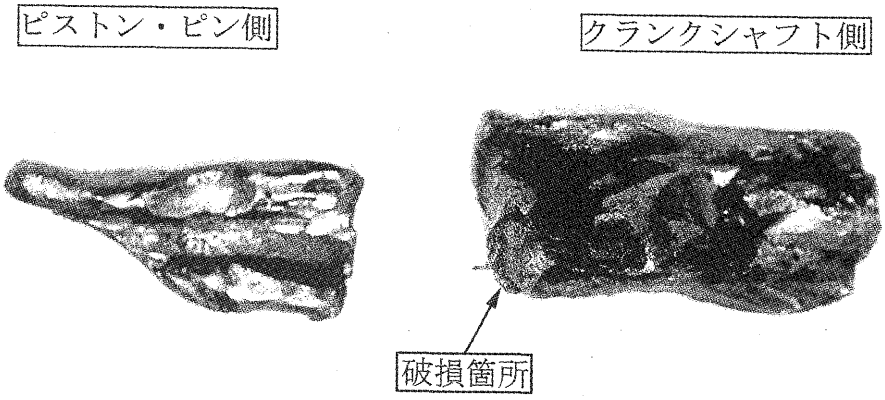
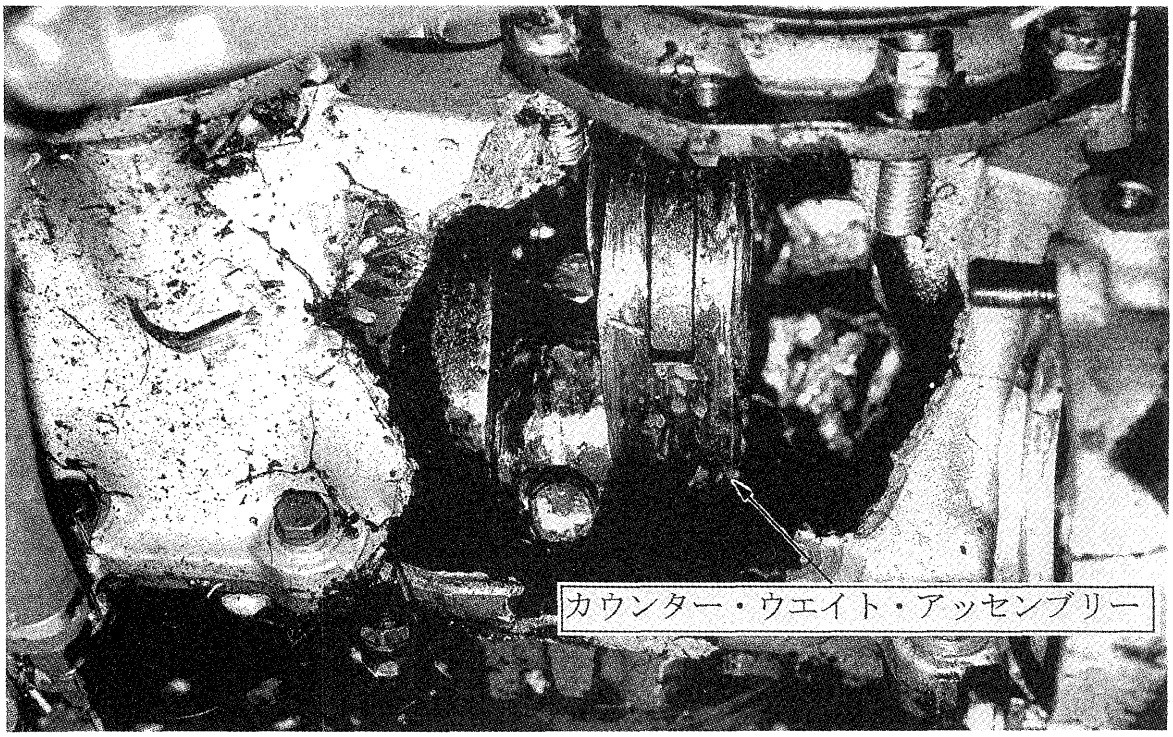


写真７　カウンター・ウエイト・アッセンブリーの擦過痕



（余白）

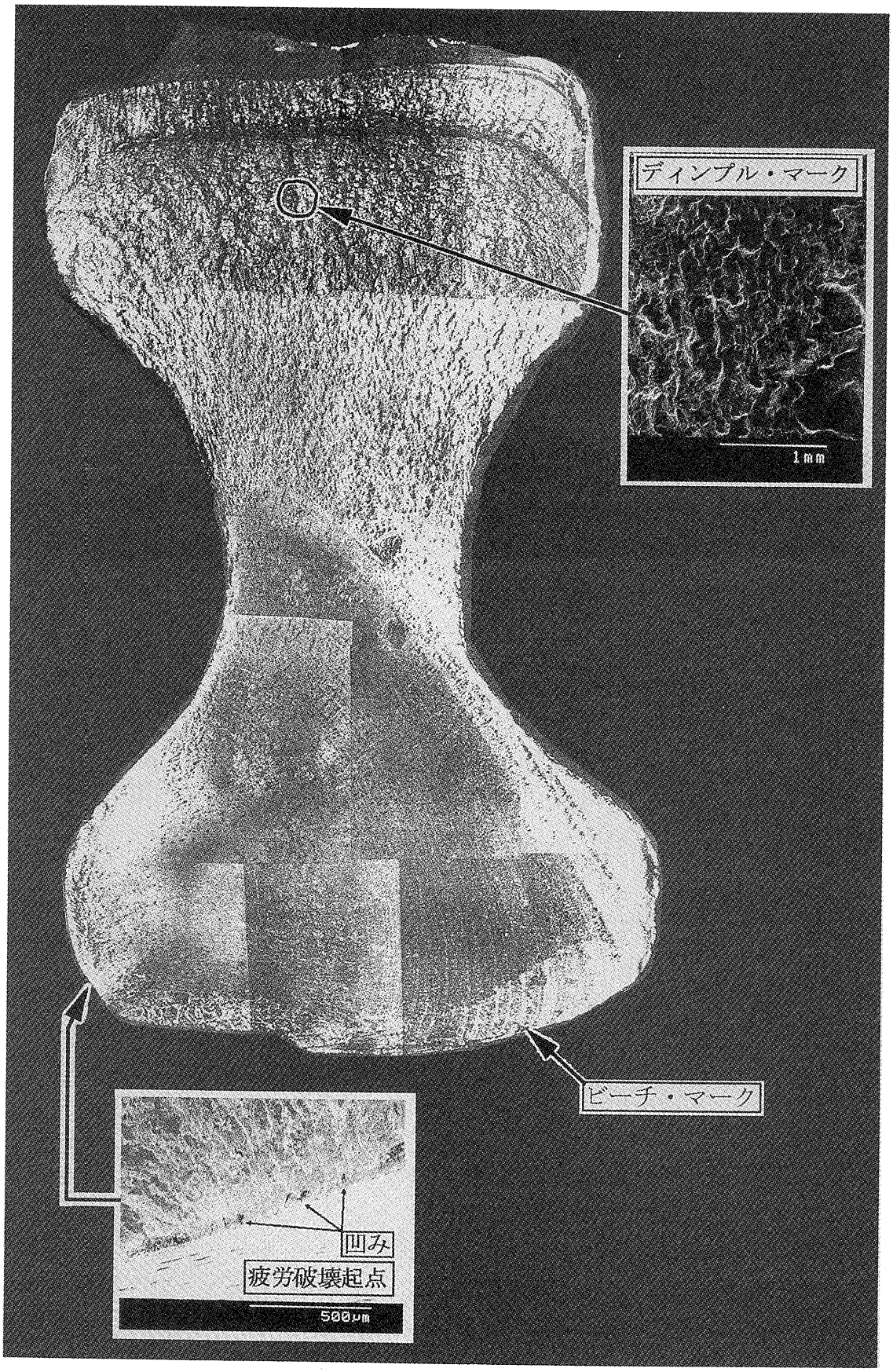



写真８　破断面