

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 山根皓三郎

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
平成11年10月19～20日

コネクティング・ロッド非破壊検査
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

J A 3 7 3 3 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、水稻に被害

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

限定事項 陸上単発機

陸上多発機

第1種航空身体検査証明書

有効期限

総飛行時間

最近30日間の飛行時間

同型式機による飛行時間

最近30日間の飛行時間

第12321号

昭和60年11月7日

昭和61年1月31日

第11770002号

平成11年11月30日

3,610時間17分

27時間16分

29時間20分

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・シャフトを接続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・シャフトとの接続部で破損し、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個のマグネタ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、同マグネタ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・ロッドを接続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・ロッドのピストン接続部(軸受)及びクランクシャフト接続部(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・クーラーの中にあつたオイルは20cc程度であつたが、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2mmの打痕があった。
これが再組立作業時につけられたものか、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、632041F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・シャフト接続部に向かって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・ブレットイン）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、続いてマグネタ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

劣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。

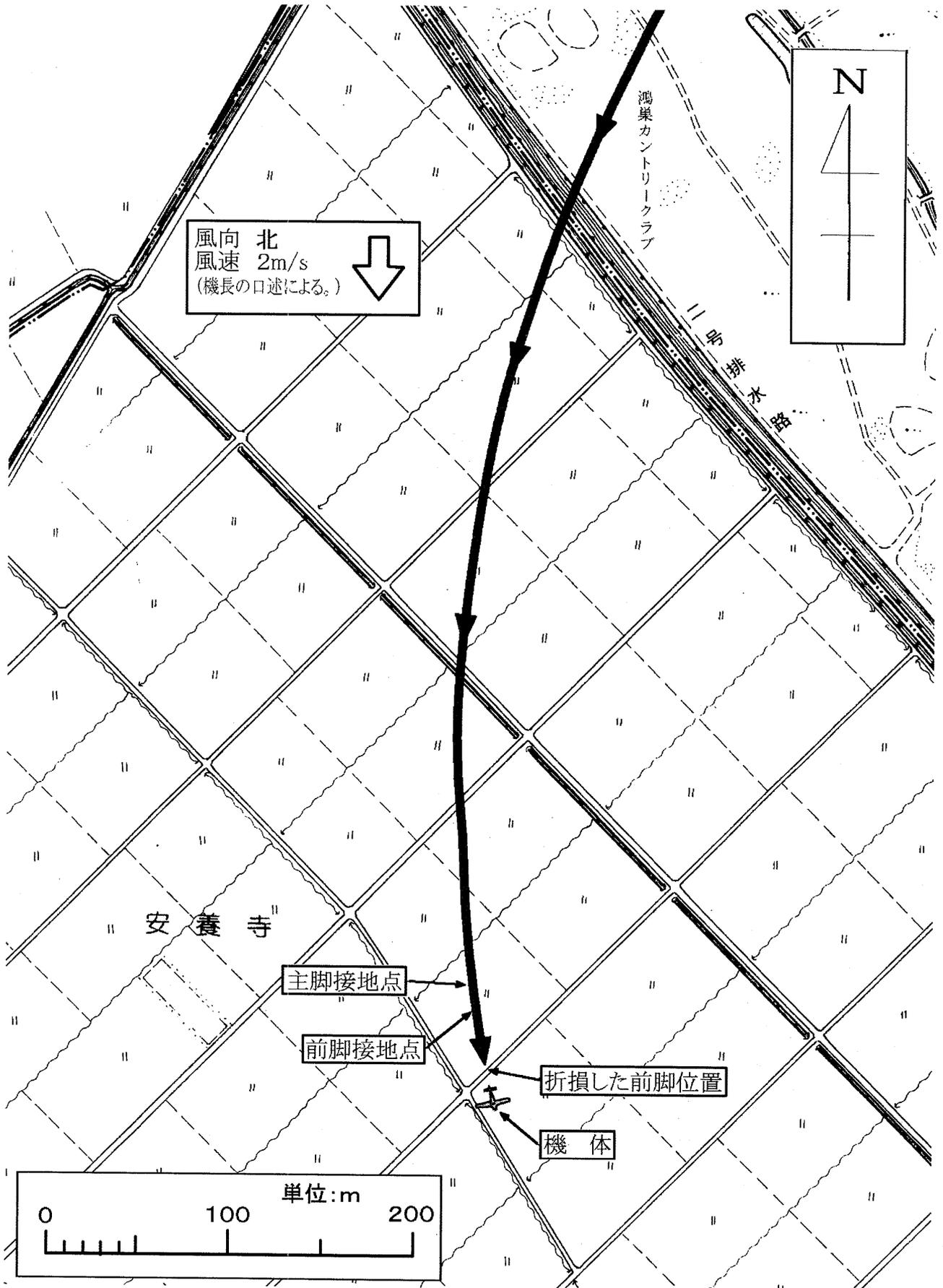
5 所 見

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。

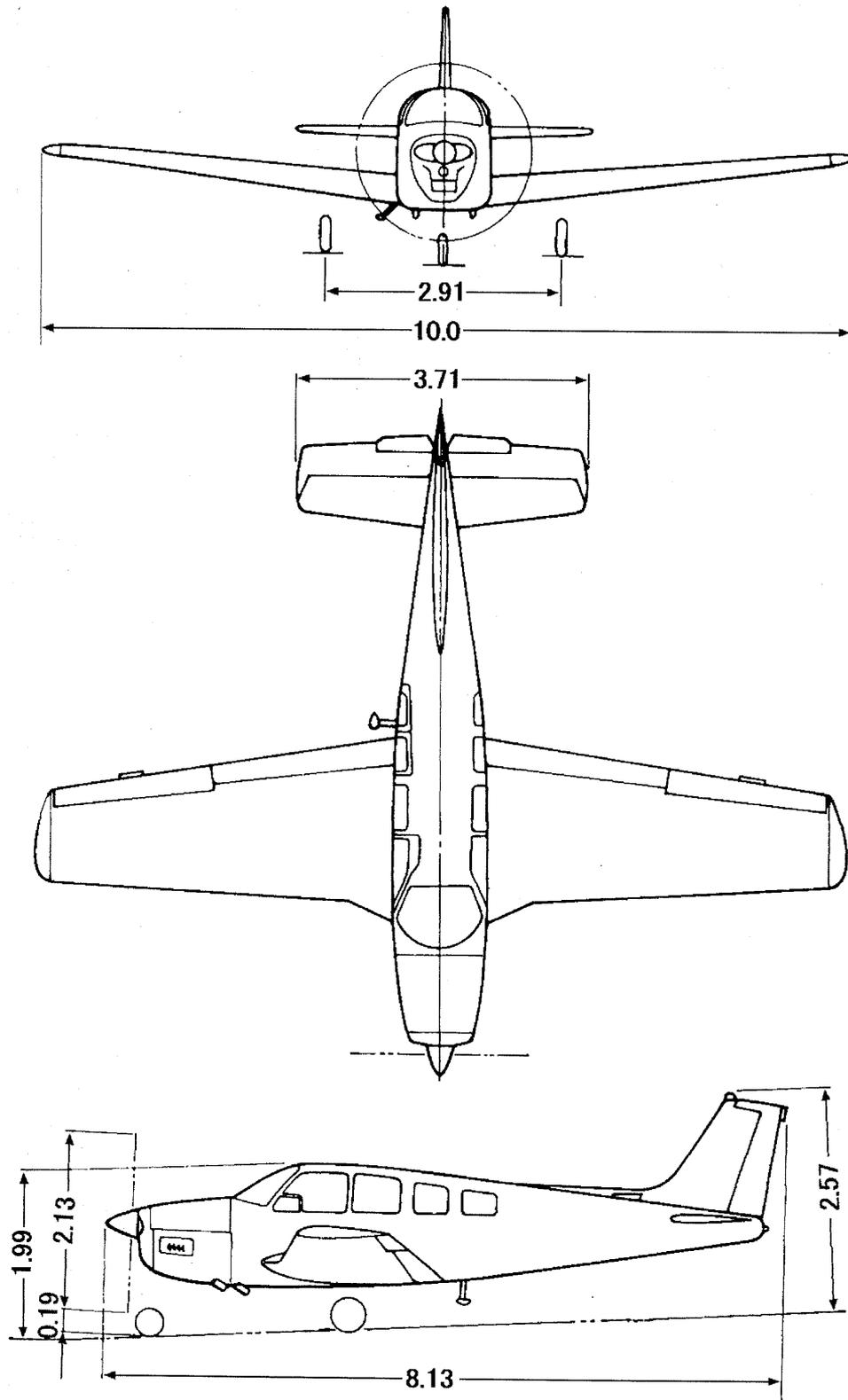
同ロッドと同じ工程で製造された他のコネクティング・ロッドが、現在も他のエンジンで使用されている可能性が考えられる。したがって、当該コネクティング・ロッドを使用したエンジンの製造者（再生エンジンの組立者を含む。）は、使用者に対して所要の情報を与え、また、同種の不具合が再発することを防止するための方策を検討する必要がある。

付図2 不時着地点見取図



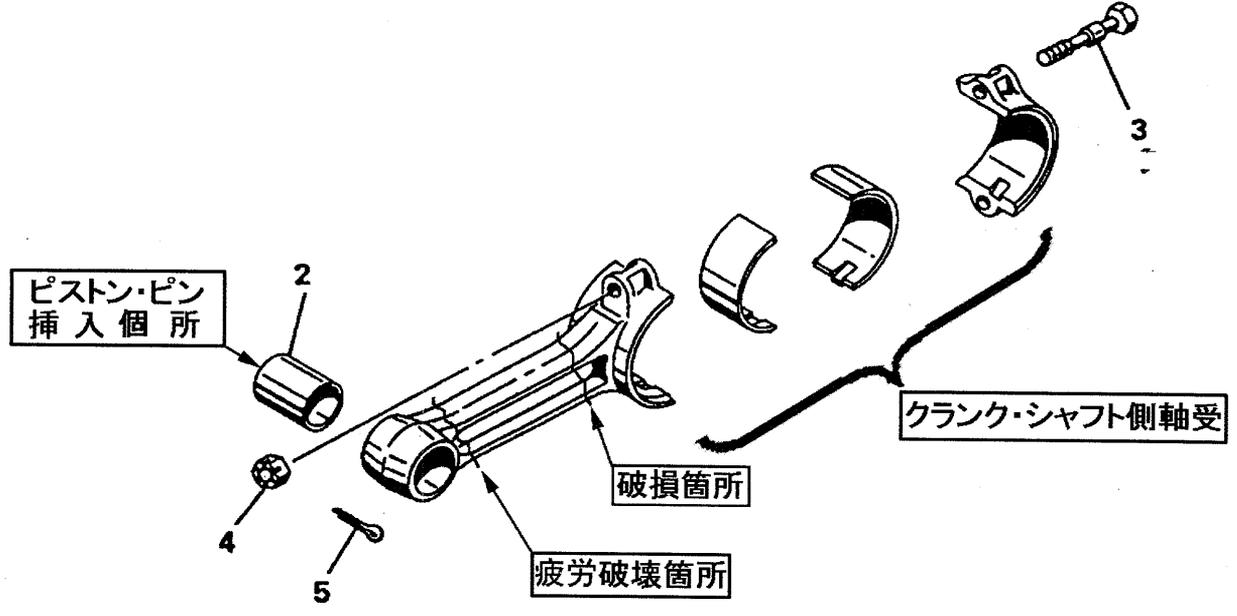
付図 3 ビーチクラフト式A36型
三面図

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

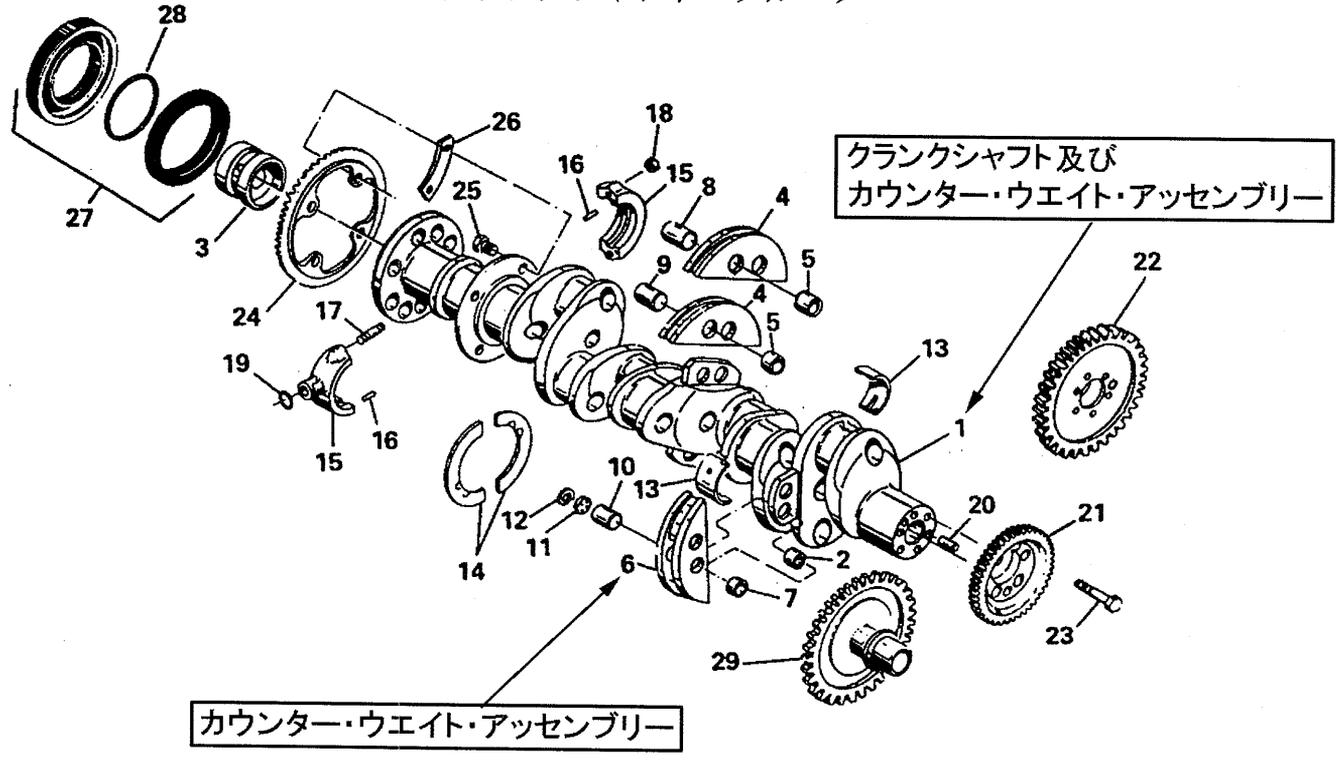


写真 1 事故機



写真 2 マグネトーの脱落

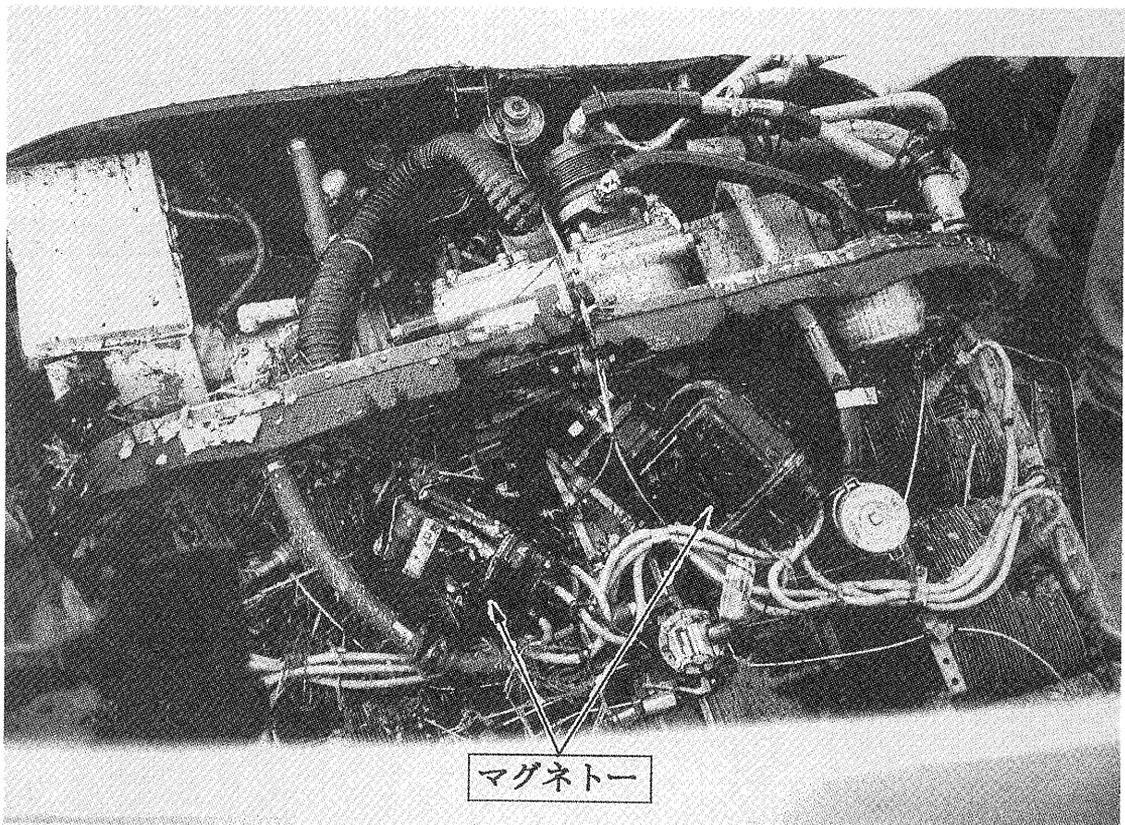


写真3 クランク・ケースの破孔ー 1

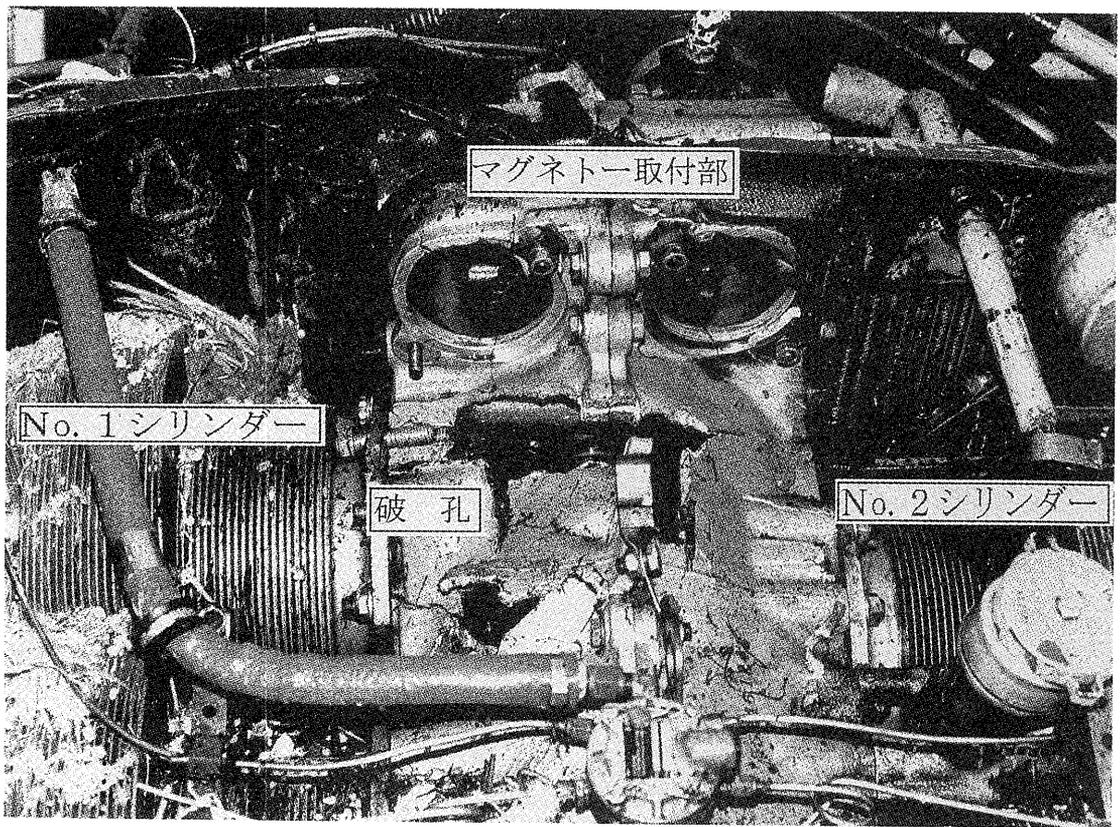


写真4 クランク・ケースの破孔ー 2

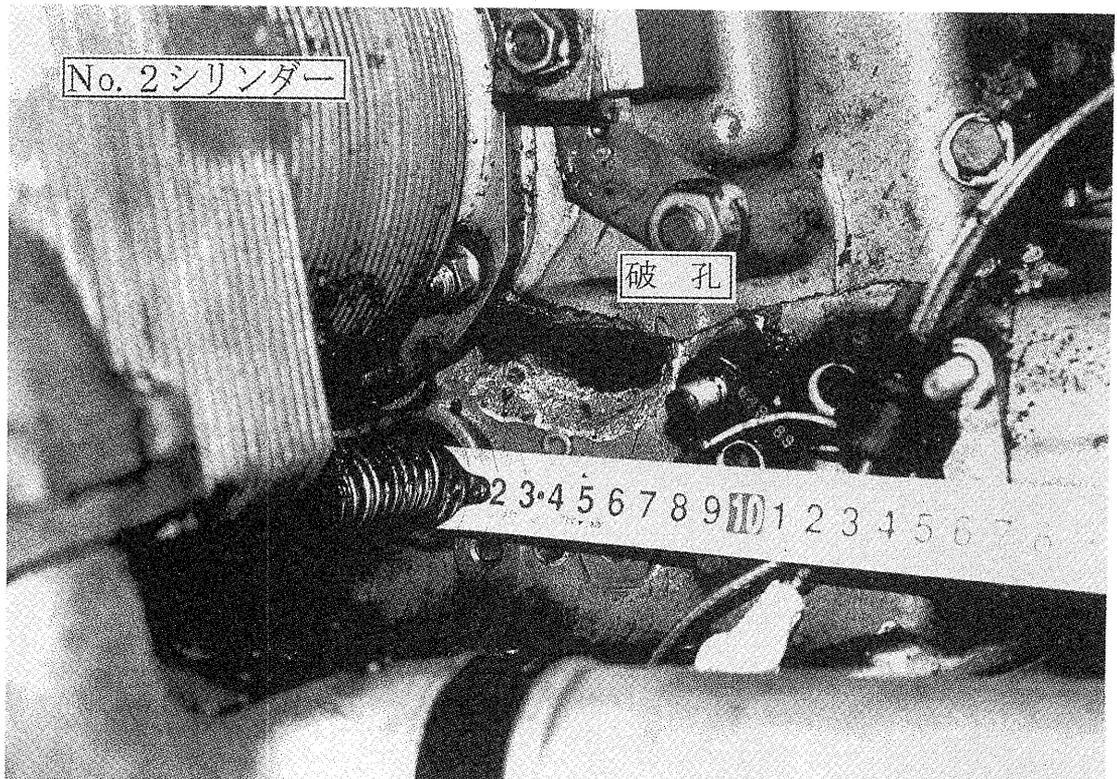


写真5 No. 1 コネクティング・ロッド破断部

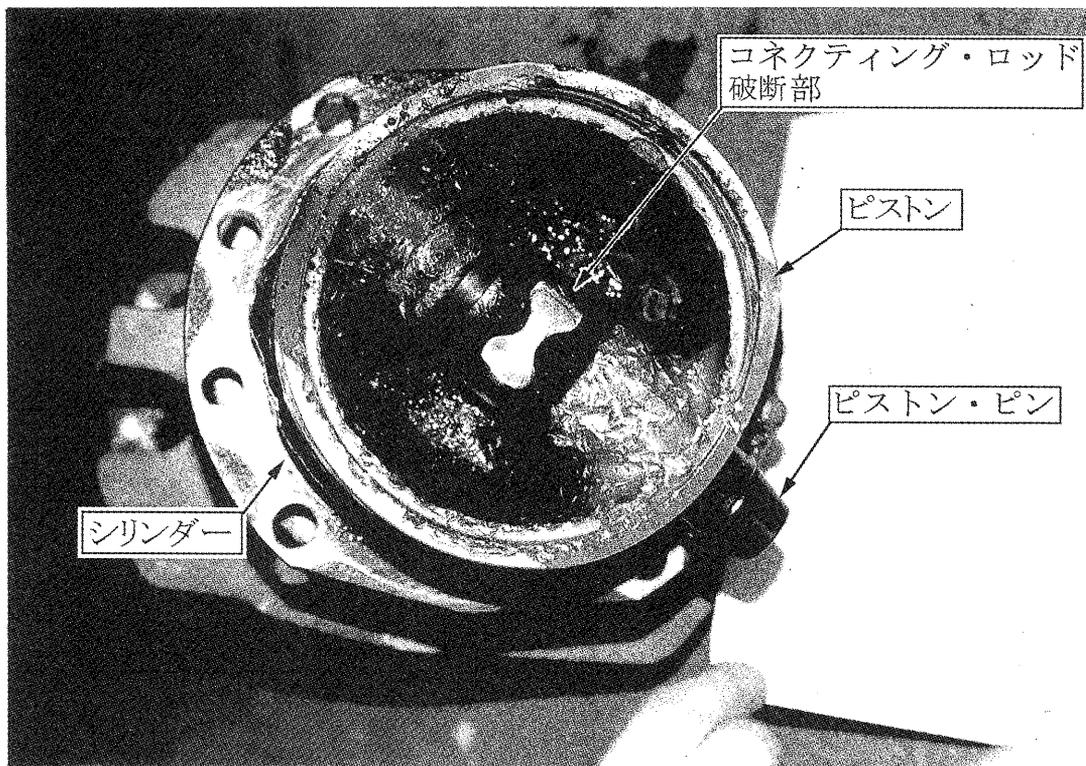


写真6 No. 1 コネクティング・ロッドの破片

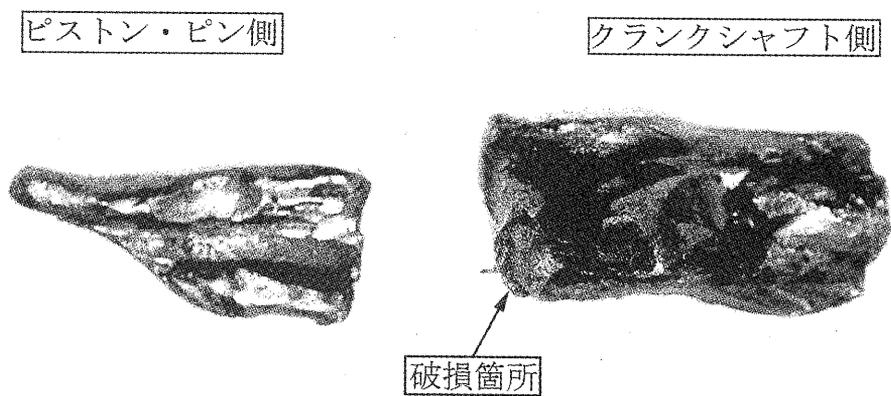
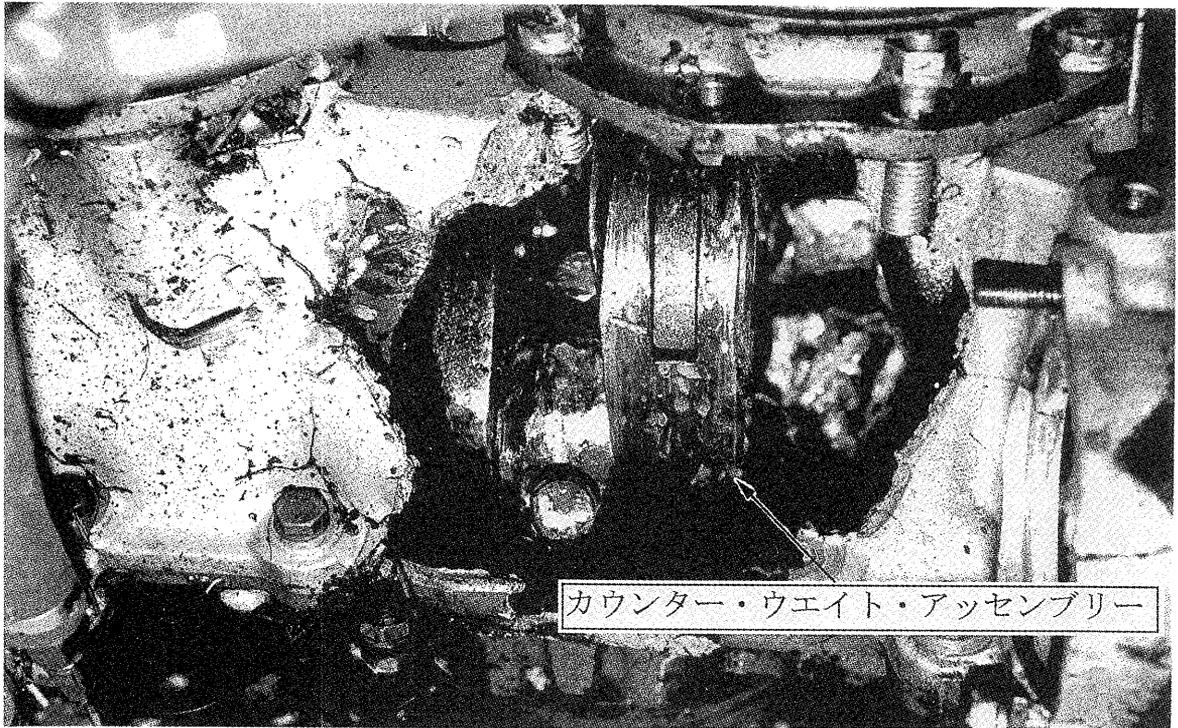


写真7 カウンター・ウエイト・アッセンブリー
の擦過痕



(余白)

写真 8 破断面

