

航空事故調査報告書

日本フライングサービス株式会社所属
パイパー式PA-46-310P型JA3956
大阪府堺市上空
平成3年6月1日

平成3年12月11日

航空事故調査委員会議決
委員長 武田 峻
委員 薄木 正明
委員 宮内 恒幸
委員 東 昭
委員 竹内 和之

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

日本フライングサービス株式会社所属パイパー式PA-46-310P型JA3956は、平成3年6月1日、八尾空港を離陸して試験飛行中にエンジンが不調となり引き返す途中、14時13分ごろ大阪府堺市上空においてエンジンが停止したため同市にある新日本製鉄堺製作所内の飛行船の場外離着陸場に不時着した。

同機には機長ほか同乗者2名計3名が搭乗していたが、死傷者はなかった。
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3年6月3日、運輸大臣から事故発生の通報を受け、当該事故の調査を担当する主管調査官を指名した。

1.2.2 調査の実施時期

平成3年6月4日～5日	現場調査
平成3年7月12日	エンジン分解調査
平成3年8月22日	ターボ・チャージャ分解調査

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 3 9 5 6 は平成3年6月1日機長及び整備士により飛行前点検及びエンジン試運転が行われ異常のないことが確認された後、13時45分機長及び整備士2名が搭乗し、修理後の試験飛行のため八尾空港を離陸した。

その後、事故に至るまでの経過は同機に搭乗していた機長及び同乗していた2名の整備士の口述を総合すると次のとおりであった。

離陸後3,500フィートまで上昇したあと、大阪国際空港へ向かい滑走路32へILS受信装置の試験のため進入、途中からゴー・アラウンドし、その後ADF受信装置の試験のために神戸市の和田岬に向かった。神戸ポートアイランドに近づいたときにエンジン回転数が約100RPM低下したがその時は特に異常とは考えなかった。その少し後、14時05分ごろ、さきほどまで約60psiだったエンジン・オイル圧力が約30psiに下がっていることに気付いた。直ちに八尾空港に引き返すことにして針路を東に変更した。間もなく低オイル圧力灯が点灯しオイル圧力は0psiになった。シリンダ温度、オイル温度は正常であった。八尾空港に向かっている途中で回転数が最高限界の2,600RPMを超えそうになったのでスロットル・レバーを絞って2,300RPMに下げた。その後、再び回転数が上昇してきたので、スロットル・レバーを更に絞り回転数が下がったところで同レバーを少し元へ戻した。回転数は2,500～2,600RPMだった。そのうちに回転数が2,600RPMを超える状態となりエンジンの振動が激しくなった。回転数のコントロールができなくなり、高度を維持することが困難となったので、八尾空港への着陸を断念し、

八尾飛行場管制所にその旨を連絡して不時着場所を求めて針路を西に変更し、大和川河口方面に向かった。エンジンの振動が更に大きくなり出力はほとんど無くなって高度が徐々に低下し、14時13分ごろ大和川河口付近にきたとき大きな振動とともに機首から煙りが上がりエンジンが停止した。その時の高度は約1,100フィートであった。滑空しながら不時着場所を探し、八尾飛行場管制所に現在位置、高度及び飛行方向を連絡した。飛行方向に対して左に不時着に適した広場を発見し、その方向に向け左旋回をしながら進入し、不時着場所に到達可能と判断できた地点でランディング・ギヤとフラップを出し、マスター・スイッチをオフにして着陸した。ブレーキを使用し機体を停止させた。不時着後機体を点検したがエンジン以外に不具合箇所は見あたらなかった。(付図1参照)

事故発生時刻は14時13分ごろであった。また、不時着時刻は14時15分ごろであった。

同機が不時着したのは、堺市にある新日本製鉄堺製作所敷地内の飛行船の場外離着陸場であった。

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

小 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

エンジン 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 30歳

事業用操縦士技能証明書 第10244号 昭和62年8月14日

限定事項 飛行機 陸上単発機 昭和55年12月17日

計器飛行証明 第5094号 平成1年3月20日

第一種航空身体検査証明書	第14270031号
有効期限	平成3年8月31日
総飛行時間	1,380時間44分
同型式機飛行時間	1,100時間00分
最近30日間の飛行時間	1時間10分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式	パイパー式PA-46-310P型
製造番号	46-850852
製造年月日	昭和60年3月29日
耐空証明書	第大-1-573号
有効期限	平成3年2月4日
総飛行時間	1,927時間34分
定時点検(100時間点検、平成3年6月1日実施)後の飛行時間	0時間00分

2.6.2 エンジン

型式	コンチネンタル式TSIO-520-BE型
製造年月日	平成3年4月10日
製造番号	528519
総使用時間	1時間08分(事故発生までの総飛行時間)

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は3,910ポンド、重心位置は140.1インチと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量4,100ポンド、事故当時の重量に対応する重心範囲139.4~147.1インチ)内にあったものと認められる。

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・ストレート・ミネラル・オイル1100(MIL-L-22851C)で、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

不時着場所の東約16キロメートルに位置する、大阪航空測候所八尾空港出張所の事故関連時間帯の気象観測値は、次のとおりであった。

- 13時00分 風向310度、風速5ノット、視程8キロメートル、雲量1/8
積雲 雲高3,500フィート、気温24度C、露点温度17度C、
QNH29.84インチ/水銀柱
- 14時00分 風向変動、風速5ノット、視程7キロメートル、雲量1/8
積雲 雲高3,500フィート、気温24度C、露点温度17度C、
QNH29.84インチ/水銀柱
- 14時17分 風向270度、風速8ノット、視程10キロメートル、雲量1/8
積雲 雲高3,500フィート、気温24度C、露点温度17度C、
QNH29.84インチ/水銀柱

2.8 事実を認定するための試験及び研究

2.8.1 不時着現場での機体調査

不時着現場で機体調査を行った結果は、次のとおりであった。

- (1) エンジン・クランク・ケース上部2か所に破孔が生じていた。ブリーザ・パイプ出口付近のカウリング内側、前脚左側ドア内側及び左側排気管出口付近から方向舵にいたる胴体下面にオイルが付着していた。オイル残量をデップ・ステックで測ったところ2クォートに満たなかった。
- (2) プロペラを手回ししたところ約90度回転したが、それ以上は動かなかった。
- (3) 前脚トルク・アームの塗料及び左側ドア内側の塗料、着陸灯のレンズのシール周辺、同灯の配線などに焦げ跡があった。
- (4) 点火栓をはずして点検したところ、すべて良好な状態だった。
- (5) その他、機体に不具合はなかった。

2.8.2 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。

- (1) クランク・ケース上部のNo.4シリンダ取り付け部付近に約6×4センチメートルの破孔が、また、No.5シリンダ取り付け部付近に約5×4センチメートルの破孔が生じており、クランク・ケース上に破片の一部が残っていた。両破孔付近からオイル・パンまでオイルが付着していた。

- (2) インテーク・マニホールドに約6×4センチメートルの破孔が生じ、付近にオイルが付着していた。
- (3) クランク・ケースのオイル・パン取り付けフランジ付近全周にわたってオイルが付着していた。
- (4) No.2、3、4及び5コネクティング・ロッドの大端部が破壊しており、また、No.6コネクティング・ロッド大端部のベアリングは焼き付きが始まっていた。No.1コネクティング・ロッド大端部には異常はなかった。
- (5) オイル・ポンプ内に少量の金属粉が認められたが、ポンプに異常は認められなかった。
- (6) オイル・ラインの閉塞点検、オイル圧力調整弁の分解点検、ターボ・チャージャ・ウエスト・ゲート・アクチュエータからのオイル漏れ点検及びプロペラ・ガバナ取り付け面のオイル漏れ点検を実施したが異常は認められなかった。
- (7) 左右のターボ・チャージャのオイル漏れ点検及び分解点検を実施したが、左側ターボ・チャージャのタービン側シール・リングにこ着が認められた以外は特に異常は認められなかった。
- (8) オイル・ホースの破損及びエンジン加工穴の盲プラグの脱落や緩みはなかった。
- (9) オイル・フィルタのエレメントに異常は認められなかった。
- (10) 左右マグネットの作動点検を実施したが異常は認められなかった。

2.9 その他必要な事項

2.9.1 前回の事故及びその後の修理、整備作業

同機は平成3年1月13日、岡山空港に着陸の際に滑走路から逸脱し、エンジンなどを破損した。同機は5月16日岡山空港にてエンジン交換などの修理作業が行われた後、翌17日八尾空港へ空輸され、同日から耐空証明検査受検のための整備作業が実施されていた。

2.9.2 エンジン・オイル量について

整備士によればエンジン交換時にオイルを交換し、事故当日の飛行前点検ではエンジンに8クォート（規定量）のオイルがあったことを確認したとのことである。また、機長によれば飛行前点検でオイル量を確認したときは規定量があったとのことである。

オイル量についての仕様はエンジン製造者発行のメンテナンス・アンド・オペレーターズ・マニュアルによると次のとおりである。

オイル・サンプの全容量	8クォート
オイル使用可能量	ノーズ・アップ16度の時に5クォート
	ノーズ・ダウン10度の時に4.5クォート

2.9.3 エンジン・オイル圧力について

飛行規程によれば、エンジン・オイル圧力は60～30psiが常用範囲である。

2.9.4 事故発生までのエンジンの運転時間

事故発生までの同機のエンジンの運転時間は次のとおりである。

平成3年3月28日	製造時試運転	1時間30分
平成3年5月14日	交換時試運転	0時間20分
平成3年5月17日	岡山から八尾へ空輸飛行	0時間40分
平成3年5月29日	試運転等	約2時間
平成3年6月1日	試運転	0時間15分
平成3年6月1日	試験飛行（事故時）	0時間28分

計約5時間

（うち飛行時間1時間08分）

2.9.5 飛行の許可について

同機は大阪航空局から耐空証明検査のための事前の飛行の許可を受けて試験飛行を行っていた。

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 事故当時の気象は、事故発生に関連はなかったものと推定される。

3.1.3 機長によれば、オイル圧力が低下したために八尾空港へ引き返す途中でエンジン回転数が上昇し、その後エンジン回転数のコントロールが不可能になったとのことであるが、これはエンジン・オイル量が使用可能量以下まで減少してオイル系統に空気が混入し、プロペラ・シリンダ内のオイル圧力を十分に保つことができなくなり、プロペラ・ブレードのピッチが低い方に移動したことによるものと考えられる。外部への漏洩がないと短時間にオイルが減少することは考えられないので、エンジン回転数が上昇する現象が生じた時点より前にクランク・ケースの破孔が生じたものと推定される。

3.1.4 クランク・ケースの2カ所の破孔はコネクティング・ロッドとの位置関係から、破壊したN o . 4 及びN o . 5 コネクティング・ロッドが当たり生じたものと推定される。また次の理由から、最初にN o . 5 コネクティング・ロッドの破壊によりN o . 5 シリンダ付近の破孔が生じ、その後エンジン停止直前にN o . 4 コネクティング・ロッドの破壊によりN o . 4 シリンダ付近の破孔が生じたものと推定される。

(1) エンジン回転数の上昇が現れる以前において、機長は大幅な出力の低下を感じておらず、また、振動も感じていない。2本以上のコネクティング・ロッドが同時に破壊した場合、操縦者は出力の大幅な低下と振動を感じるものと考えられる。

(2) 分解調査の結果、インテーク・マニホールドにも破孔が生じていたが、このインテーク・マニホールドの破孔は、N o . 4 シリンダ取り付け部付近のクランク・ケースの破孔のほぼ真上に位置しているため、同クランク・ケースの破孔と同時に生じたものと推定される。また、破孔は6×4センチメートルと面積が大きいため、この状態では吸入混合気の混合比が変化し、エンジンの運転の継続は難しいと考えられる。

3.1.5 前項の推定を前提にすると、機長及び整備士の述べる飛行の経過からエンジン停止にいたる経過について、次のとおり推定される。

(1) N o . 5 コネクティング・ロッドの大端部が破壊、同時にクランク・ケースに破孔を生じ、同破孔からのオイルの漏洩が始まった。

(2) エンジン回転数が若干低下し、また、オイル圧力が約30 p s i に低下した。

- (3) 他のコネクティング・ロッドの大端部の潤滑が悪化しベアリングの焼き付きが始まった。また、オイル圧力が更に低下しほとんど零になった。
- (4) オイル量が減少して、オイル・ラインに空気が混入するようになり、プロペラ・シリンダ内のオイル圧力が維持できなくなって、エンジン回転数のコントロールが困難になった。
- (5) No.2、3及び4コネクティング・ロッドの大端部ベアリングの焼き付きが進行し、3本のコネクティング・ロッドがほぼ同時に破壊した。また、クランク・ケースのNo.4シリンダ付近及びその上部に位置しているインレット・マニホールドにも破孔を生じた。
- (6) 大きな振動とともに機首部より煙が上がり、エンジンが停止した。

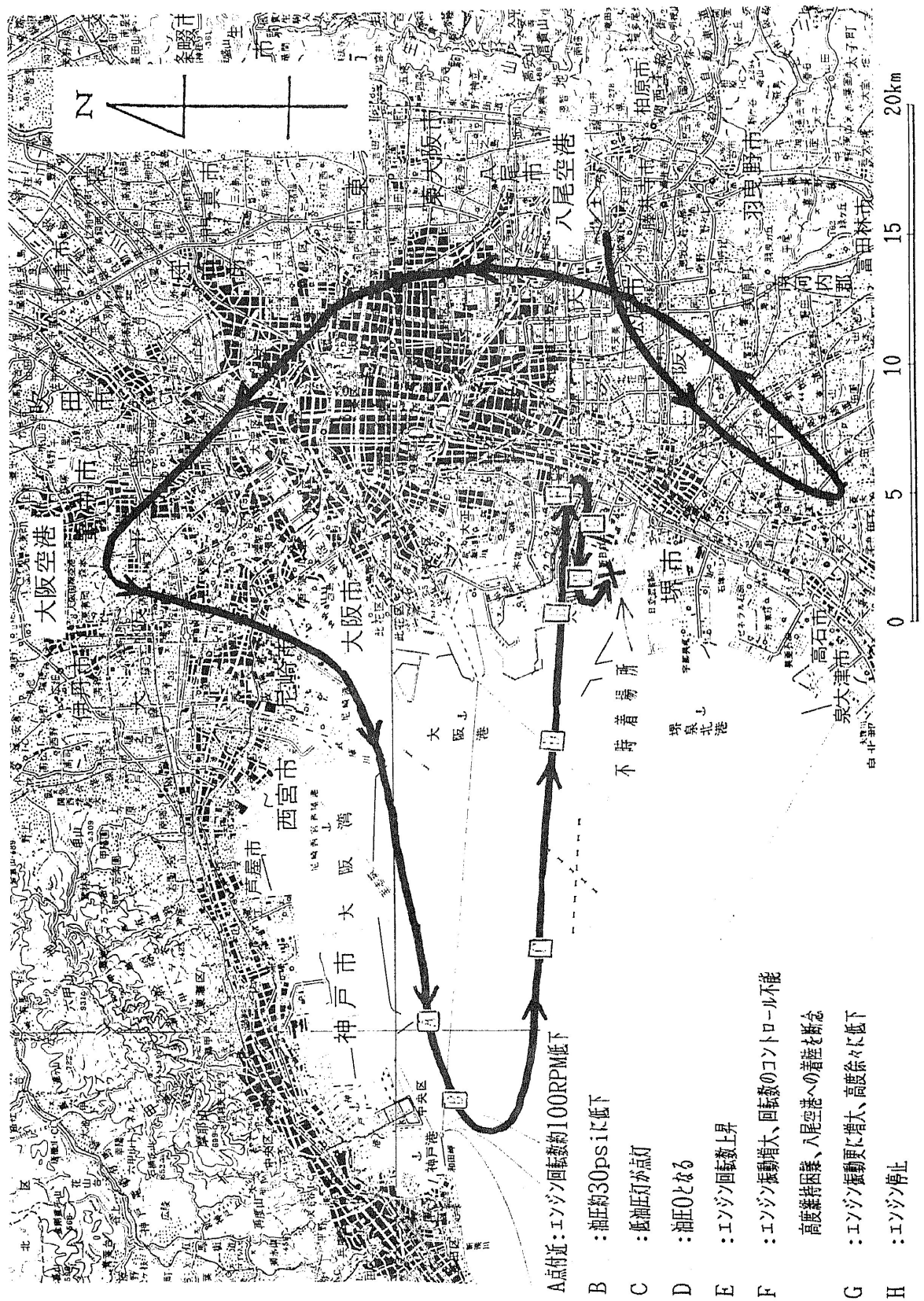
3.1.6 前述のとおり、No.5コネクティング・ロッドの大端部の破壊がエンジン停止に至るきっかけとなったものと推定される。破壊した同大端部は、熱変色しているので、ベアリングの焼き付きが原因で破壊に至ったと推定されるが、破損がひどく焼き付きの原因を明らかにすることはできなかった。

4 原因

本事故は、飛行中にエンジンのコネクティング・ロッドが破壊したことによるものと認められる。

なお、コネクティング・ロッドの破壊はベアリングの焼き付きに起因するものと推定されるが、焼き付きの原因を明らかにすることはできなかった。

付図1 推定飛行経路図及び事故発生状況



付図2 パイパー式PA-46-310P型
三面図

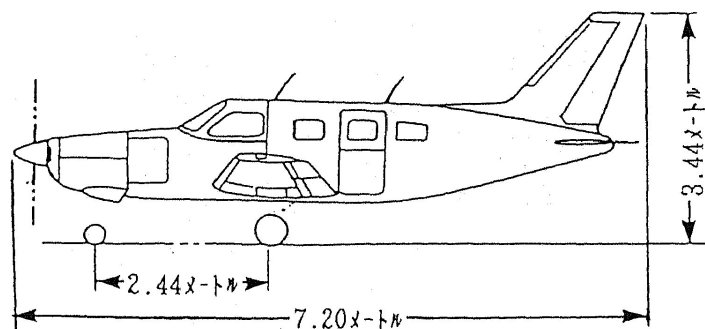
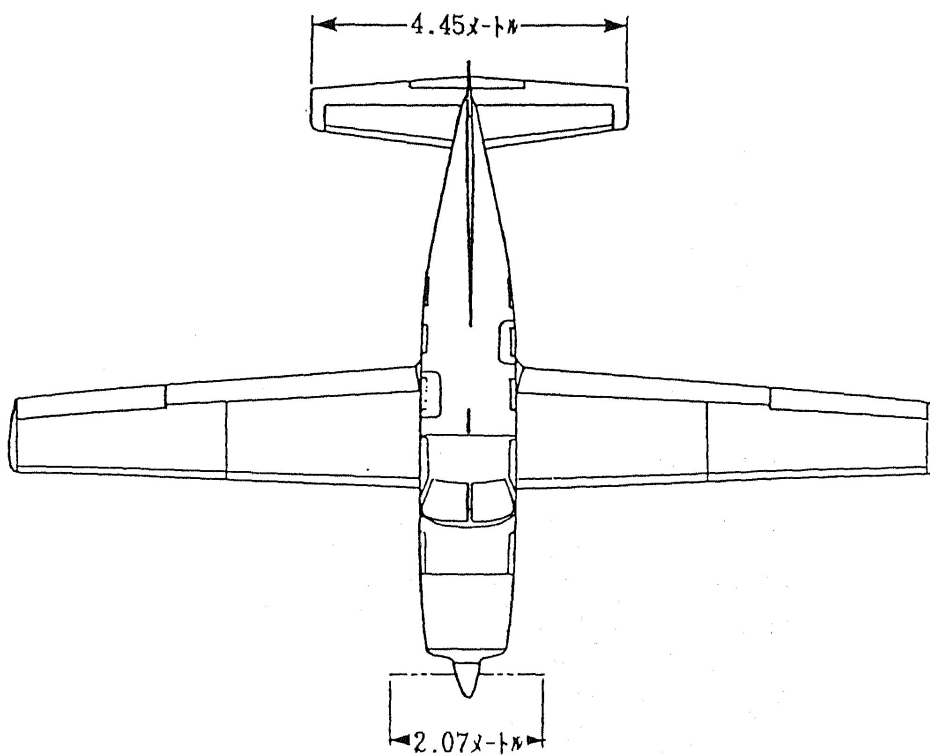
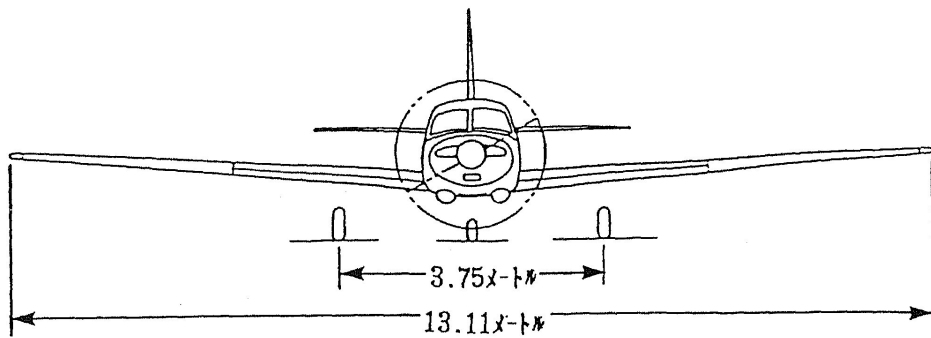


写真1 クランク・ケース破孔

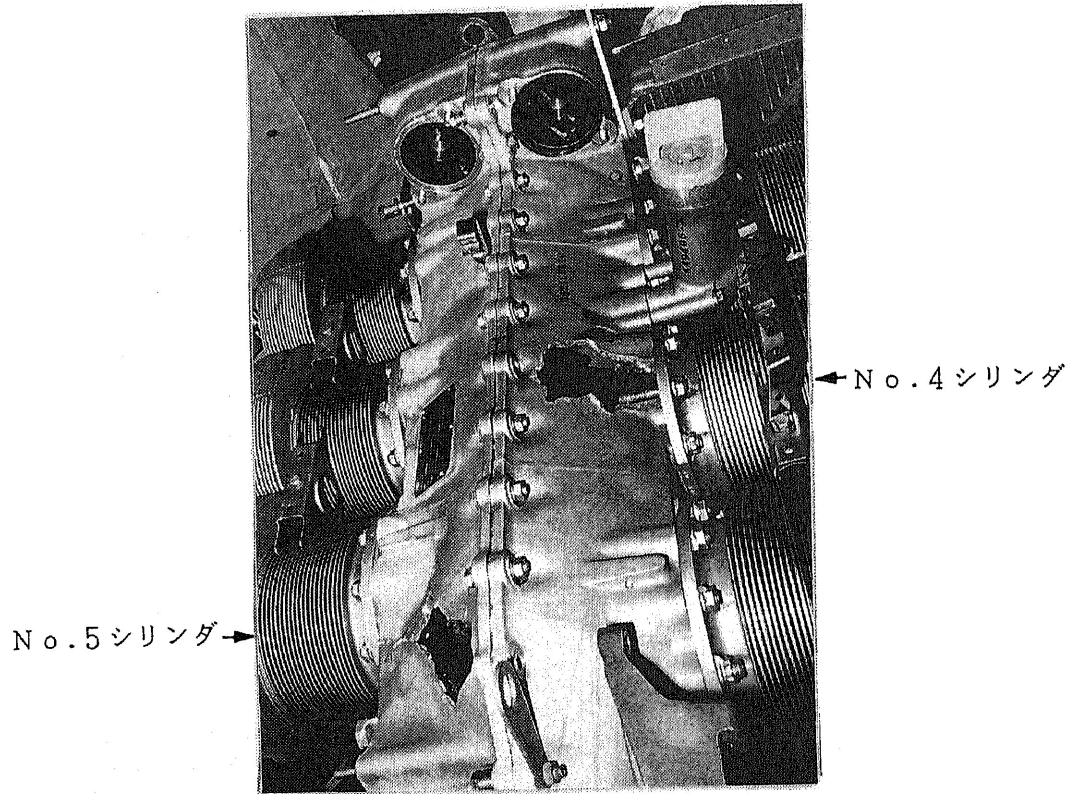


写真2 破壊したNo. 5コネクティング・ロッド

