

航空事故調査報告書

個人所有 J A 3 8 0 7

パイパー式 PA-28R-201T 型

福島県相馬市尾浜字須賀松川浦漁港新港建設用地

昭和57年10月26日

昭和59年2月16日

航空事故調査委員会議決（空委第5号）

委員長	八田桂三
委員	榎本善臣
委員	糸永吉運
委員	小一原正
委員	幸尾治朗

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

個人所有 J A 3 8 0 7 は訓練のため昭和57年10月26日、10時16分、丘珠空港を離陸し、有視界飛行方式で竜ヶ崎飛行場に向けて高度10,500フィートで水平飛行中、12時31分ごろ大きな音と衝撃がありエンジンが不調となったので、最寄りの松川浦漁港新港建設用地に12時45分ごろ不時着した。

同機は中破したが火災は発生しなかった。

同機には機長のほか1名が搭乗していたが死傷者はなかった。

1.1.1 事故の通知及び調査組織

航空事故調査委員会は、昭和57年10月26日15時00分ごろ運輸大臣から事故発生 of 通報を受け、直ちに当該事故の調査を担当する主管調査官及び調査官を指名した。

1.1.2 調査の実施時期

昭和57年10月27日 現場調査

昭和58年3月31日 エンジン分解調査

1.1.3 原因関係者からの意見聴取

391001

原因関係者として機長から昭和59年2月8日意見聴取を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

機長の口述及び管制交信記録によると、次のとおりである。

J A 3 8 0 7 は丘珠空港において、機長及び整備士により飛行前点検と地上運転が行われ異常は認められなかった。同機は訓練の目的で竜ヶ崎飛行場まで有視界飛行方式で飛行するため、機長のほか1名（自家用操縦士技術証明をする者）が搭乗し10時16分丘珠空港を離陸し、函館VOR、青森VOR（11時23分）、盛岡市（11時43分）、花巻NDB、仙台VOR（12時15分）を順次に経由して、太子VORに向って高度10,500フィートで水平飛行中、12時31分ごろ（仙台VORから約30海里南）、突然ドスンと大きな音と衝撃があり、続いて小さな振動が続いた。

機長は油圧計及び回転計をみると指針が急激に下がりはじめ、オイルが吹き出して風防がくもると同時に煙が操縦室内に充満しはじめたので、火災を危惧して燃料コックをオフにすると煙は止った。仙台空港に不時着するため、機首を仙台に向け、脚が出ないようエマージェンシーギアレバーをオーバーライド位置に入れ最良滑空速度を維持する操縦操作を続けた。プロペラは回転していたので再びエンジンを作動させようと燃料コックを再びオンにしスターターのスイッチを入れたがエンジンは再作動せず間もなくプロペラが停止した。12時34分、仙台アプローチに緊急通報を行い、レーダーのモニターを要請した。その後、高度が7,000フィートになったので仙台空港までの到達を断念し不時着地を捜しはじめた。12時41分、仙台VORの南18海里的地点、高度2,000フィートで緊急着陸する旨を仙台アプローチに通報した。機長は海の方から海岸に向って進入した。不時着に際しては、同乗者の協力を得ながら、不時着第一選定地には作業員等の人がいたので、第2選定地に不時着を決心した。機体は左旋回しながら、フルフラップ及び脚上げ状態で、海岸の平坦な埋立地に、機首から接地し、69メートル滑走して約90度左回頭して停止した。搭乗の2名は共に無傷で脱出し、必要な連絡を行った。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

なし

391002

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

左右フラップ	破 損
左翼端前縁	"
ノーズランディングドア	"
エンジンカウリング下部	"
プロペラ	わん曲
エンジン	内部破壊(2.8参照)

2.4 航空機以外の物件の損壊

な し

2.5 乗組員に関する情報

機長 男性 49才

自家用操縦士技能証明書 第2266号

取得年月日 昭和42年5月2日

第3種航空身体検査証明書 第31373125号

有効期限 昭和58年4月18日

総飛行時間 1,813時間21分

同型式機飛行時間 114時間30分

最近30日間の飛行時間 16時間25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-28R-201T型

製造番号及び製造年月日 第28R-7803268号

昭和53年3月21日

耐空証明番号 第東57-244号 昭和57年8月6日

総飛行時間 628時間6分

391003

前回 100 時間点検後の飛行時間 33 時間 55 分

2.6.2 エンジン

型式 コンチネンタル式 TS10-360-FB1A

製造番号及び製造年月日 第 305739 号 昭和 53 年 3 月 21 日製造

総飛行時間 628 時間 6 分

前回 100 時間点検後使用時間 33 時間 55 分 昭和 57 年 7 月 24 日実施

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は 2,620 ポンド、重心位置は 79.7 インチと推算され、いずれも許容範囲（最大着陸重量 2,900 ポンド、重心範囲 78～86 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 W80 でいずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

事故現場から北方約 30 キロメートルにある仙台航空測候所の 12 時 44 分の観測値

風向 240 V 320 度、風速 14 ノット、視程 50 キロメートル、雲量・雲高 2/8 積雲 3,000 フィート、5/8 積雲 5,000 フィート、気温 15 度 C、露点温度 1 度 C、QNH 29.94 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 エンジン及び補機の調査

(1) エンジンの外観調査

ア. クランク・ケース

クランク・ケースの No. 5 及び 6 シリンダ取付部付近にクラック。No. 3 及び 6 シリンダ取付部付近に穴があいていた。

イ. オイル・サンプ

No. 4 シリンダ取付部付近が破損し、約 10 平方センチメートルの穴があいていた。

ウ. コネクティング・ロッド

No. 3 及び No. 4 コネクティング・ロッドはクランク・シャフトから脱落していた。

No. 6 コネクティング・ロッドはクランク・ピンから外れ、上部クランク・ケースを

391004

突き破っていた。

エ. シリンダ

№ 5 シリンダ・バレルは焼損変色していた。

オ. クランク・シャフト

№ 6 クランクピン部は焼損破断していた。

(2) エンジンの分解調査(付図参照)

ア. オイル・フィルタ

オイル・フィルタには多量の鉄、アルミ等の金くずが付着していた。

イ. クランク・シャフト

① № 6 クランク・ピン部で焼損し破断していた。

② № 1、2、5、6 クランク・ピン部は焼付いていた。

ウ. コネクティング・ロッド

① № 1 コネクティング・ロッドは大端部が焼損変色し、クランク・ピンに焼付いた状態であった。

② № 2 コネクティング・ロッドは№ 1 ロッドと同一の状態であった。

③ № 3 コネクティング・ロッドは同ロッド・ボルトが2本共に破断し、クランク・ピンから外れていた。コネクティング・ロッド大端部付根付近とピストン・ピン付根付近の双方で破断していた。

④ № 4 コネクティング・ロッドはコネクティング・ボルト2本が破断し、クランク・ピンから外れている。コネクティング・ロッド自体はピストン・ピンの付根付近で破断していた。

⑤ № 5 コネクティング・ロッドは大端部が焼損変色し、クランク・ピンに焼付いた状態になっていた。

⑥ № 6 コネクティング・ロッドは焼損変色し、コネクティング・ロッド・ボルトが引張り破断し、クランク・ピンから外れていた。

エ. ピストン

№ 5 ピストンはピストン・ピンと分離し、団塊状になっていた。

オ. クランク・ケース

№ 4 シリンダ取付部下方、吸排気ハイドロリック・リフタ間が破損したコネクティング・ロッドによって突き破られ、潤滑油のメイン・ギャラリを破断していた。

(3) 補機類の機能試験及び分解調査

391005

マグネット、ハーネス、インジェクション・システム及びターボ・チャージャを調査した結果、特段の異常は認められなかった。

2.8.2 №3 コネクティング・ロッド小端側破面調査

№3 コネクティング・ロッドの巨視的観察によれば、同破面は貝殻状の模様を呈しており、走査型電子顕微鏡による微視的観察によれば同破面にはストライエーションが認められた。

以上のことから、№3 コネクティング・ロッドの破断は疲労状態が破断にまで進行したことによるものと認められるが、この疲労破断の原因は明らかにできなかった。

3 事実を認定した理由

3.1 解 析

3.1.1 機長は、適法な資格を有し、所定の航空身体検査に合格していた。

3.1.2 JA3807は、有効な耐空証明を有し、事故発生まで、不具合は認められなかった。

3.1.3 気象は本事故の発生に関連なかったものと認められる。

3.1.4 JA3807が大きな音と衝撃を伴うエンジン不具合となったのは、エンジン内部の焼付きによるものと推定される。このエンジン内部の焼付きは、同エンジンの分解調査を行った結果、次のとおり推移したものと推定される。

- (1) 同エンジンの№3 コネクティング・ロッドのピストン・ピン側が疲労によって破断した。
- (2) ピストンと分離した同ロッドによりクランク・ケース、シリンダ・パレル及び№4 コネクティング・ロッド等を損傷させ、№4 コネクティング・ロッドが左側クランク・ケース下部のオイル・ギャラリを突き破った。
- (3) この状態においてもエンジンを停止させなかったため、エンジンは残余シリンダ出力で回転を続けた。
- (4) №3 及び №4 のクランク・ピンに焼損の痕跡がないことは、潤滑油が不足する以前の破断であったものと考えられる。
- (5) 潤滑油の主通路であるメイン・ギャラリが№4 シリンダ取付部付近で破断したことから№5 及び №6 クランク・ピン部への潤滑油の供給は停止したが、№1 及び №2 ク

ランク・ピン部へはオイル・サンプル内の潤滑油がなくなるまでは、油圧は減ったが多少とも供給されていたものと推定される。このことは、№5及び6のランク・ピン部が焼付により変色し、更に№6のランク・ピン部は焼損し破断していたことに比べ№1及び2の同部は焼付きのみでその損傷程度に差があったことを示している。

- (6) クランク・シャフトの№6クランク・ピン部が焼損破断したことは、(5)に示す様に潤滑油が最も早くなくなり、一方、エンジンが停止されなかったので、№1及び2シリンダ等によりクランク・シャフトは回転を続けており、そのためクランク・ピン部が焼付き、その進行に伴い、他に比べもっとも異常な高温となり、同様に高温となったコネクティング・ロッドの大端部の取付けボルトが強度低下し、早く焼付いたピストンの拘束のため引張り破断し、同ロッド大端部が破断しクランク・シャフトから分離した。

分離した同ロッドの大端部の軸受キャップがクランク・ケース上部合せ面とまだ回転しているクランク・シャフト№6クランク・ピン前方アームとの間にはさまり同アームを拘束し、このため非常に高温となり強度低下していた№6クランク・ピン部が破断したものと考えられる。

なお、エンジン停止操作直前にキャビンに煙がたち込めたのは上記の№6クランク・ピンのロッド及びピン部が焼損破断時に生じた同部の異常な高温のため潤滑油が煙化したことによるものと考えられる。

- 3.1.5 エンジンが停止してから後は、機長は緊急時の措置を遵守し、操縦、通信、不時着地選定及び不時着操作等を適切に行って、人員の死傷及び航空機以外の損傷を生じさせなかった。

これは機長の沈着な判断と対応が寄与したものと認められる。

4 原因

4.1 解析の要約

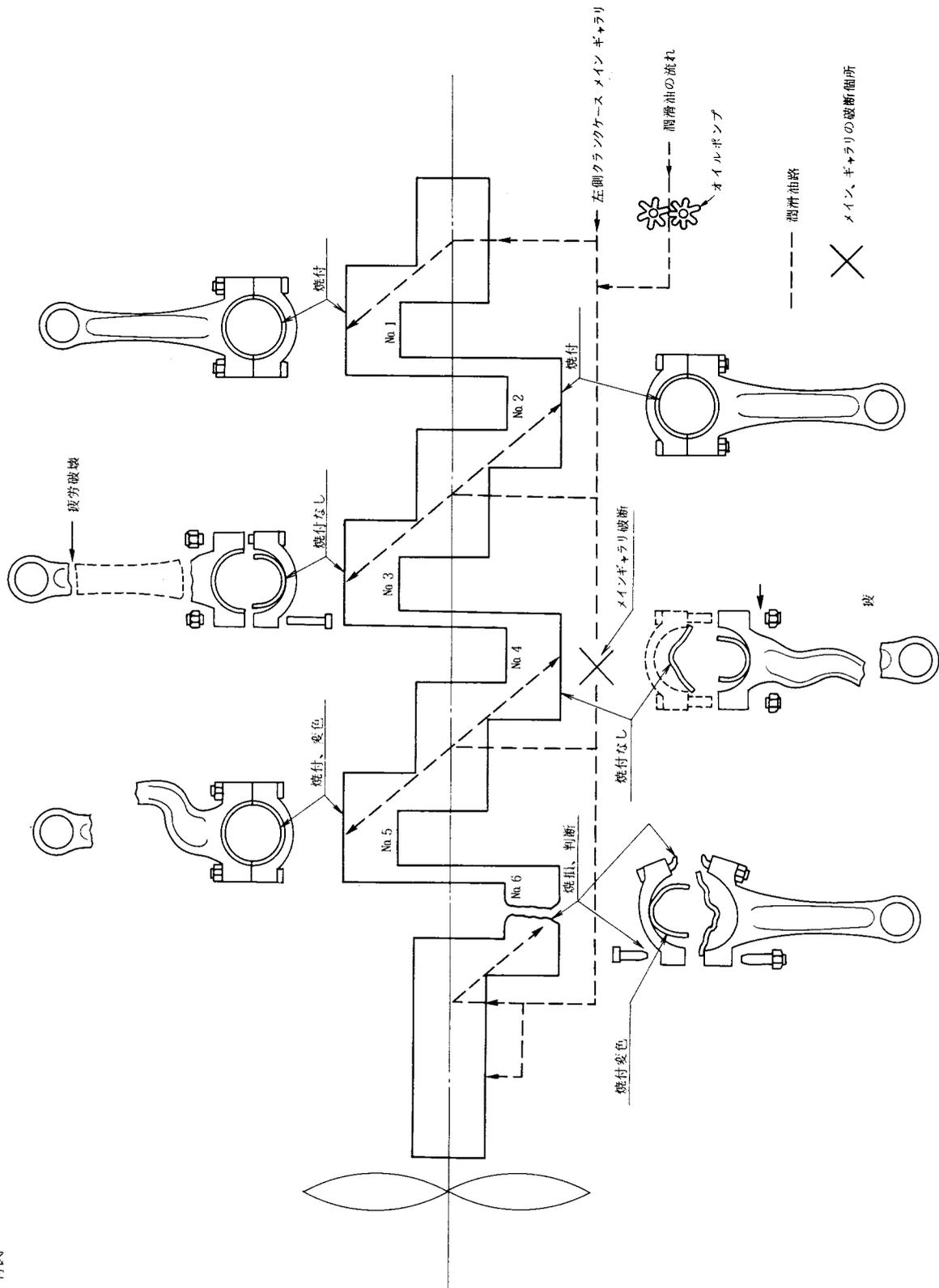
エンジンに不具合をきたしたのは、№3コネクティング・ロッドが疲労破断し、これがオイルギャラリを破損させたことにより潤滑油の供給が不能となり、№1、2、5及び6の各クランクピン部が焼付き、クランクシャフトが№6クランクピン部で焼損し、破断したこと等により、エンジン内部が損傷したことによるものと推定される。

391007

4.2 推定要因

本事故の推定原因は、同機が飛行中、エンジンに突然、不具合を生じ、やむなく不整地に不時着したことによるものと認められる。

付図



クランクシャフト及びコネクティングロッドの不具合状況

391009