

個人所有
パイパー式PA-28R-180型JA3564
に関する航空事故報告書

昭和54年3月1日
航空事故調査委員会議決（空委第12号）

委員長	岡田 實
委員	山口 真弘
委員	諏訪 勝義
委員	上山 忠夫
委員	八田 桂三

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

個人所有パイパー式PA-28R-180型JA3564は、昭和53年5月5日、13時16分高松空港を離陸し、松山経由で熊本空港へ向ったが、13時50分ごろエンジンが不調となり、愛媛県今治市古国分唐子浜沖合約20メートルの海上に不時着し、大破水没した。
本事故により機長ほか2名が負傷した。

1.2 航空事故調査の概要

昭和53年5月6日～8日 現場調査

昭和53年5月25日～53年8月23日 金属材料技術研究所にてプロペラガバナード
イルラインの亀裂部の調査

1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和54年2月1日 意見聴取

195001

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 3 5 6 4 は、昭和 5 3 年 5 月 5 日、航法訓練の目的で、調布空港から横須賀、熱海、浜松、河和、信太、高松空港（燃料補給等のため着陸）、松山及び大分を経由して熊本空港を目的地とする、所要時間 6 時間の有視界飛行方式による飛行計画を調布空港事務所へ通報した後、機長のほか 2 名が乗組み、0 9 時 4 5 分調布空港を離陸した。

同機は、江の島、熱海、浜松各上空で東京 A E I S（航空路情報提供業務）センターと交信し、1 2 時 3 8 分、高松空港に着陸した。

同機は、燃料補給及び外部点検を行った後、1 3 時 1 6 分同空港を離陸し、松山へ向った。同機は、1 3 時 4 5 分ごろ、新居浜市の北方約 9 キロメートルの海上を高度 4,5 0 0 フィートでほぼ西方へ向け飛行中、福岡 A E I S センターと交信し、熊本、大分の気象情報を受領した。

その後、1 3 時 5 0 分ごろ海上に不時着するまでの経過は、機長等の口述及び現場調査によれば次のとおりであった。

同機は、高松空港を離陸後、今治市の南方約 1 0 キロメートルの桜井海岸から陸上の飛行となった。その直後、機長は前方の山岳地帯を越えるため高度を上げようとミクスチャレバーをフルリッチにし、プロペラピッチコントロールレバーを低ピッチとして、回転速度を 2,4 0 0 r p m から 2,5 0 0 r p m に上げたのちスロットルレバーを進めたが、マニホールドプレッシャーが上らないので、エンジンの不調ではないかと危惧した。

その直後エンジンオイルの飛沫が前席右窓にかかりはじめると同時にエンジンに異音が発生し、また、回転計指針が赤色放射線（2,7 0 0 r p m）をこえているのを視認した。機長は、エンジン故障と判断し、高松空港へ引き返さずため右 1 8 0 度旋回をはじめたが、旋回が終了したころから機体に振動が現われはじめ、それが激しくなった時点でエンジンが停止した。

機長は、当時の飛行経路の直下が海岸線であることを視認したため砂浜への不時着を決意し、左へ約 9 0 度の旋回を行い海岸線沿いに北へ飛行した後右 1 8 0 度旋回を行い、南から当初予定した海崖の砂浜へ進入を行ったが、砂浜に人が多数いるのを視認したため、機長は不時着地点を急きょ右側海上に変更して唐子浜沖合約 2 0 メートルの海上に不時着した。不時着後、全員自力で機体から脱出した。

195002

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死 傷	と う 乗 者		そ の 他
	乗 組 員	そ の 他	
死 亡	0	0	0
重 傷	1	0	0
軽 傷	0	2	0
な し	0	0	

機長は鼻骨々折及び顔面裂創の重傷、同乗者の1名は顔面切創、他の1名は前額部打撲の軽傷を負った。

2.3 航空機の損壊の程度

大 破

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 大正15年9月28日生

自家用操縦士技能証明書 第7049号

取得年月日 昭和51年11月26日

第3種航空身体検査証明書 第31651609号

有効期限 昭和53年12月14日

総飛行時間 272時間03分

同型式機による飛行時間 約140時間

最近30日間の飛行時間 8時間04分

2.6 航空機に関する情報

機体

型 式 パイパー式PA-28R-180型

製造番号 28R-30996

195003

製造年月日 昭和44年10月10日

耐空証明書番号 第東52-510号

有効期限 昭和53年2月18日から昭和54年2月17日まで

総使用時間 2,476時間55分

オーバーホール後の使用時間 498時間22分

エンジン

型式 ライカミング式IO-360-B1E型

製造番号 L-4228-51A

製造者 アプロライカミングディビジョン

製造年月日 昭和51年10月29日

総使用時間 2,426時間37分

オーバーホール後の使用時間 426時間37分

オイル交換は、50時間毎に定期的に行われていた。

重量及び重心位置

同機の事故発生時の推定重量は2,282ポンド、推定重心位置は89.6インチと推算され、いずれも許容範囲（重量2,500ポンド、重心位置87.1～95.9インチ）内にあったものと推定される。

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

事故発生現場より約40キロメートル西方に位置する松山空港における14時00分の気象観測値は次のとおりであった。

風向310度、風速5ノット、視程20キロメートル、雲量 $\frac{1}{8}$ 積雲3,500フィート、雲量 $\frac{6}{8}$ 高積雲16,000フィート、気温20℃、露点温度13℃、QNH29.95インチ。

2.8 航空機及びその部品の損壊に関する情報

損壊のうち主なものは次のとおりであった。

胴体：風防破損、機首下面のカウリング破損、左主脚折損。

主翼：左主翼坐屈破損、右主翼に小さなしわの発生。

エンジン：クランクケース3個所に亀裂の発生、燃料フィルター破損、プロペラガバナーオ

195004

イルラインチューブアセンブリ（以下「チューブ」という。）のプロペラ側のフレア部付近に亀裂の発生。

2.9 事実を認定するための試験及び研究

不時着前における同機のエンジンの停止の状況及びエンジンの破損状況から、当該不時着の要因がエンジンの故障によるものであると推定されるため、当該エンジンの分解調査及び2.8に前述したチューブの亀裂部の調査を行った。

2.9.1 エンジンの分解調査

分解調査を実施し、その結果は次のとおりであった。

クランクケース：1番及び2番シリンダ側に割れと打痕による損傷があったが、これらの損傷は2番コネクティングロッドの折損による二次的損傷であると認められる。

クランクシャフト：2番クランクピンの油路には金属による若干の詰りが、また、4番クランクピンにすり傷が認められた。

コネクティングロッド：1番及び3番は正常であったが、2番は大端部側が折損していた。4番はクランクピンに固着した状態で、しかも加熱による変色が認められた。

コネクティングロッド大端部ベアリング：1番及び3番はメタル表面が溶けかかっていた。2番はメタルが薄い箔状になっていた。4番は、メタル表面に錆が付着しすり傷が大であった。

シリンダ：1番及び2番シリンダバレルスカート部がコネクティングロッド折損による二次的損傷を受けていた。3番及び4番には異常はなかった。

オイルポンプ：異常はなかった。

補機類：外観上の観察によって海水による腐食を認めたが、事故発生前までは異常はなかったものと推定される。

2.9.2 チューブのプロペラ側のフレア部付近の亀裂部の調査

材質について光学顕微鏡による組織観察及びマイクロビッカース硬さの測定調査を行った結果、材質はオーステナイトステンレス鋼と推定された。

破面について走査型電子顕微鏡による観察を行った結果、そのフレア部付近は比較的応力の繰返しを受け長期間かかって疲れ破壊したものと推定され、疲れ亀裂の発生に寄与したと考えられるような介在物その他の材質的欠陥等は認められなかった。

2.10 その他必要な事項

ライカミング社の技術情報によれば、チューブ（長さ約95センチメートルで曲げ加工されたもの）のエンジン本体への取付けは次のとおりであった。（付図参照）

チューブの両端はエンジン本体の前後に位置するニップルにフレア部でしめつけられ、その間はエンジン下面の1番、2番シリンダを結ぶ中間点付近（以下「A位置」という。）のボルト孔とオイルサンプアセンブリの右側方（以下「B位置」という。）のスタッドボルトを使用するクリップによって保持固定されるように定められていた。

当該機において2個クリップが使用されており、同チューブはB位置のスタッドボルトとオイルサンプアセンブリの前面右側方（以下「C位置」という。）のスタッドボルトを使用してクリップによって保持固定されていたが、A位置のボルト孔を使用するクリップはなかった。

3 事実を認定した理由

3.1 解析

3.1.1 事故当時の気象状況は、事故発生に関連なかったものと認められる。

3.1.2 機長等の口述によるエンジン停止に至るまでの状況及び2.9項の事実を認定するための試験及び研究の結果から、飛行中チューブのプロペラ側のフレア部付近に疲れによる亀裂が発生し、疲れ破壊した。これにより、エンジンオイルが当該亀裂部分より噴出し油量が低下した結果、2番コネクティングロッドがクランクピンに焼付き同ロッドが折損しエンジン内部が損傷して、エンジンが停止するに至ったものと推定される。

3.1.3 チューブのプロペラ側のフレア部付近に疲れによる亀裂が発生し疲れ破壊を生じたのは、次の理由によると推定される。

すなわち、同機のチューブのクリップによるエンジン本体への保持固定にA位置のボルト孔が使用されていなかったため、同チューブはエンジン運転中、プロペラ側チューブの取付部とC位置間が振動し、その結果ニップルにネジ留めされていた同チューブのプロペラ側のフレア部付近が比較的応力の繰返しを長期間受けることとなったためである。

- (1) 機長は、適法な資格及び有効な航空身体検査証明書を有していた。
- (2) JA3564は、有効な耐空証明を有していた。
- (3) 当時の気象は、事故に関連なかったものと認められる。
- (4) チューブのクリップによるエンジン本体への保持固定が、A位置のボルト孔を使用していなかったため、同チューブは、エンジン運転中、プロペラ側のチューブの取付部とC位置間が振動し、その結果、同チューブのプロペラ側のフレア部付近が比較的低応力の繰返しを受け、長期間かかって亀裂が発生し、疲れ破壊したものと推定される。
- (5) 飛行中、チューブに亀裂が発生し、疲れ破壊したためエンジンオイルが噴出し、油量が低下した結果、2番コネクティングロッドがクランクピンに焼付き、同ロッドが折損しエンジン内部が損傷したことにより、エンジンが停止したものと推定される。

原 因

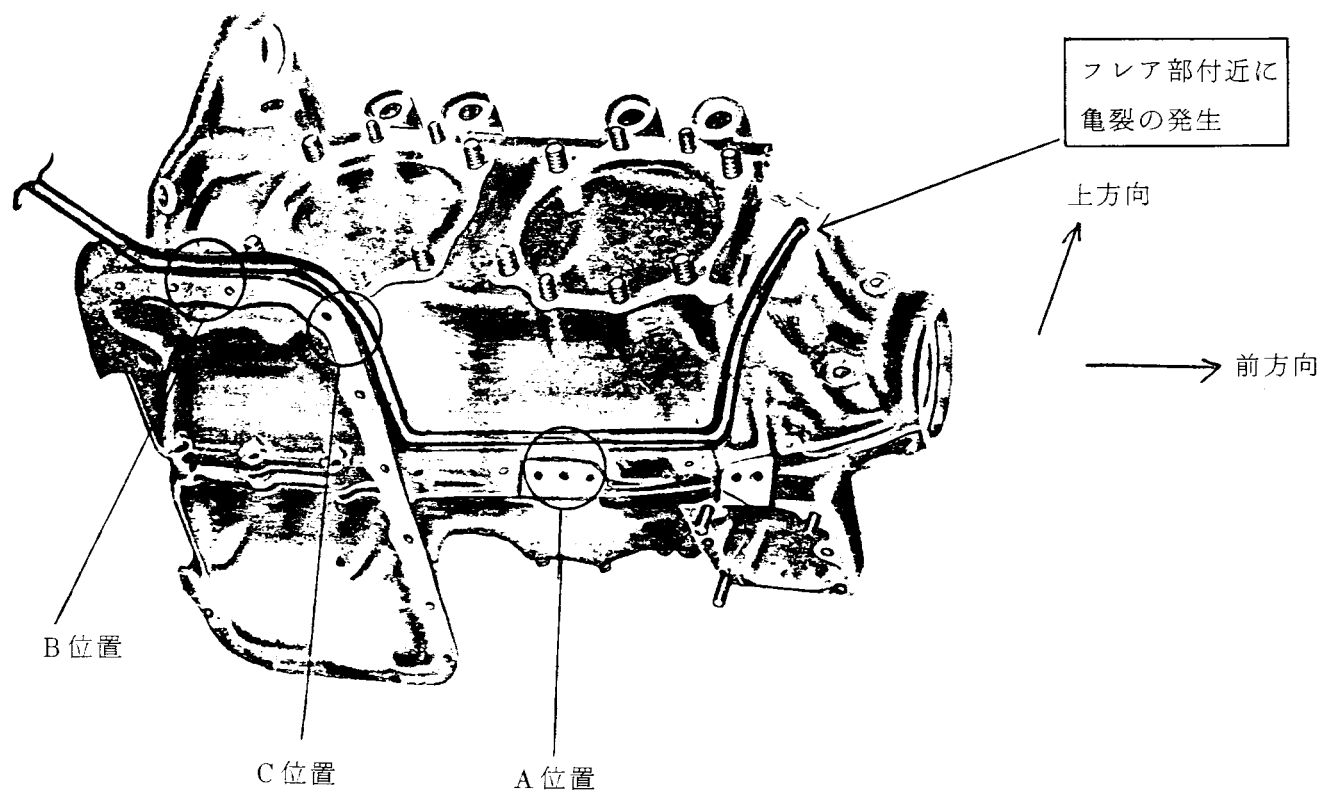
本事故は、プロペラガバナーオイルラインチューブアセンブリが正規に固定されていなかったため、飛行中に振動を生じ、当該チューブのプロペラ側のフレア部付近に疲れによる亀裂が発生し、疲れ破壊したためエンジンオイルが噴出し、油量が低下した結果コネクティングロッドが焼付き、エンジンの回転が停止して、海上に不時着したことによるものと推定される。

参 考

当委員会の事実調査の結果の通知に基づき、航空局は、事故再発防止のため、空検第389号（昭和53年6月21日）および空検第622号（昭和53年9月9日）により、プロペラガバナーオイルラインの亀裂について点検及び必要な対策を講じた。

プロペラ ガバナー オイルラインチューブ アセンブリ
取付状況見取図

付図



195008