

公共施設地図航空株式会社所属  
パイパー式PA-28-140型JA3368  
に関する航空事故報告書

昭和55年1月17日

航空事故調査委員会議決（空委第1号）

委員長	岡田 實
委員	八田 桂三
委員	諏訪 勝義
委員	上山 忠夫

## 1 航空事故調査の経過

### 1.1 航空事故の概要

公共施設地図航空株式会社所属パイパー式PA-28-140型JA3368は、昭和53年7月16日12時45分ごろ、写真撮影のため、機長1名がとう乗して飛行中、エンジンが不調となり、埼玉県戸田市の荒川河川敷の戸田ゴルフ場内に不時着した。機体は中破したが、火災は発生しなかった。

本事故による人員の死傷はなかった。

### 1.2 航空事故調査の概要

昭和53年7月17日 現場調査

昭和53年7月25日～26日 エンジンの分解調査

昭和54年9月14日～10月21日 排気弁プッシュロッドの破面調査

（於 科学技術庁金属材料技術研究所）

### 1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和54年12月13日 意見聴取

**205001**

## 2 認定した事実

### 2.1 飛行の経過

J A 3 3 6 8 は、昭和 5 3 年 7 月 1 6 日 0 9 時 2 7 分ごろ、機長 1 名がとう乗し、北アルプスの写真撮影のため、有視界飛行方式により大利根飛行場を離陸した。

同機は、相模原市上空を經由して、11時00分ごろ穂高岳の上空に到達し、山岳地帯の写真撮影を行った。その後、剣岳上空から浅間山上空にかけて写真撮影を行った後、徐々に高度を下げながら帰投中、川越市上空を高度約 4,500 フィート、速度約 105 マイル/時で通過したころから、エンジンオイルが漏れ、左操縦席の前面風防に付着し始めたため、大利根飛行場に向かった。

その後、間もなく浦和市街上空にさしかかったころ、機長は、エンジンの出力が減少してきたのに気づき、燃料タンクの切替え、スロットルレバーの操作を行ったが回復しなかった。

このため、機長は、荒川の戸田河川敷に不時着しようとして右旋回し、川下に向ったが、前方に特別高圧配電線があったのでこれを避けるため 180° 左旋回した後、風に正対するため再び 180° 左旋回し、同河川敷のゴルフ場に不時着し、機首方位約 110° でかく坐停止した。

### 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
重 傷	0	—	0
軽 傷	0	—	0
な し	1	—	

### 2.3 航空機の損壊の程度

中 破

### 2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

な し

**205002**

## 2.5 乗組員に関する情報

機長 大正13年12月9日生  
自家用操縦士技能証明書 第4640号  
限定事項 飛行機陸上単発  
取得年月日 昭和47年7月14日  
航空身体検査証明書を有していなかった。  
総飛行時間 326時間57分  
同型式機の飛行時間 81時間26分  
最近90日間の飛行時間 1時間12分  
最近30日間の飛行時間 なし

## 2.6 航空機に関する情報

### 航空機

型式 パイパー式PA-28-140型  
製造番号 第28-22481号  
製造年月日 昭和42年2月2日  
耐空証明書番号 第東52-259号  
有効期間 昭和52年9月3日から昭和53年9月2日まで  
総飛行時間 6,426時間19分  
1,000時間点検後の飛行時間 447時間20分  
50時間点検後の飛行時間 3時間18分

### エンジン

型式 ライカミング式O-320-E2A  
製造番号 L-27609-27A  
製造年月日 昭和45年10月26日  
総使用時間 3,727時間10分  
オーバーホール後の使用時間 1,728時間19分

同機の事故発生時の推定重量及び重心位置は、1,604ポンド及び86.4インチと推算され、いずれも許容範囲（最大重量2,150ポンド及び84～95.9インチ）内にあったものと推定される。

燃料及び潤滑油は、航空用ガソリン80/87及びモービルAEROW80で、いずれも規格

**205003**

品であった。

## 2.7 気象に関する情報

2.7.1 事故現場に最も近い調布飛行場における東京航空地方気象台調布空港出張所の当時の気象観測値は、次のとおりであった。

12時10分(定時観測) 風向変動、風速3ノット、視程20キロメートル、雲量6/8積雲雲高3,000フィート、雲量3/8高積雲雲高7,000フィート、気温30℃、露点温度18℃、気圧1,011ミリバール、QNH29.84。

2.7.2 事故現場の気象状況は、機長の口述によると、南よりの風6ノット、晴、視程10キロメートル以上であった。

## 2.8 航空機及びその部分の損壊に関する情報

プロペラ 湾曲

エンジン 下部損傷

エンジン№2 シリンダエグゾーストシステム 損傷

前脚 切損

右主脚 僅かに変形

ファイヤウォール 下部1部損傷

右主翼 先端部1部しわ発生

左主翼 先端1部損傷

## 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を行った結果は次のとおりである。

(1) エンジン本体について

① マグネットのタイミング及びシリンダの圧縮圧力の測定を行った結果、エンジンが不調となる不具合は認められなかった。

② 各シリンダのスパークプラグの点火試験を行った結果、異常は認められなかった。

③ №1、№3及び№4シリンダハイドロリックタペットアセンブリの目視検査及び機能試験を行った結果、異常は認められなかった。

④ №2シリンダハイドロリックタペットアセンブリの目視検査及び機能試験を行った結果、インテーク側は、異常が認められなかったが、エグゾースト側は、タペッ

**205004**

トアセンブリ内のシリンダとプランジャ間（オイルプレッシャチャンバ）に少量の金くずがあり、このため、ボールチェックバルブは正常に作動しなかった。なお、同シリンダの表面の1部にピット状の痕跡が認められた。（付図1参照）

- ⑤ 各プッシュロッドは、目視検査した結果、№2シリンダエグゾーストプッシュロッドの破断以外異常は認められなかった。（付図2参照）
- ⑥ 各シュラウドチューブは、目視検査した結果、№2シリンダエグゾーストシュラウドチューブの破損以外異常は認められなかった。
- ⑦ 各バルブシステムと各バルブガイド間のクリアランス測定及び各バルブスプリングの自由長の測定を行った結果、異常は認められなかった。
- ⑧ カムシャフトのカムは、計測した結果、特に異常は認められなかった。
- ⑨ 各タペットボディを目視検査した結果、異常は認められなかった。
- ⑩ エンジンオイルを調査した結果、その残量は約2リットルで、異物は発見されなかった。

(2) エンジン補機について

左右マグネット、左右マグネットハーネス、気化器及び燃料ポンプは、試験研究の結果、異常は認められなかった。

2.9.2 プッシュロッドの破面調査（付図3参照）

№2シリンダエグゾーストプッシュロッドの破断部について、破面調査を実施した結果は次のとおりである。

走査型電子顕微鏡による観察を含む調査から、破面の起点付近は0.1ミクロンかそれ以下の微細なストライエーション状模様が認められ、亀裂伝はん速度が極めて遅い低応力レベルの疲れ破面の特徴を呈している。ロッドの外表面には、周方向に平行な深さ約10ミクロン程度の溝状の傷が多数認められ、その一つが亀裂の起点となっている。その後、繰返し曲げ疲労による亀裂伝はん速度が次第に速くなって、起点から7.7ミリメートル離れた位置では、約1ミクロン弱のストライエーションであった。最終破壊の部分には、等軸デンプルが観察されることから、衝撃により曲げ破断したものと推定される。なお、同ロッド材は、ビッカース硬さ296前後で、これから推定される繰返し荷重下の降伏応力は500N/mm<sup>2</sup>程度であり、十分な強度を備えているものと判断される。

205005

### 3 事実を認定した理由

#### 3.1 解析

- 3.1.1 機長は、適法な自家用操縦士技能証明を有していたが、航空身体検査証明は有していなかった。
- 3.1.2 JA3368は、有効な耐空証明を有しており、定時点検及び日常点検は規定どおり実施されていた。
- 3.1.3 事故当時の気象状況は、事故発生に関連はなかったものと推定される。
- 3.1.4 左側燃料タンクには8ガロン、右側燃料タンクには6ガロンの残燃料が計測され、燃料セレクトバルブは、左側タンクに選択されていた。
- 3.1.5 フライトコントロール、エンジンコントロール及び燃料系統を調査した結果、異常は認められなかった。
- 3.1.6 エンジン調査の結果、No.2シリンダエグゾーストプッシュロッド（以下「ロッド」という。）、同ハイドロリックタペットアセンブリ（以下「タペットアセンブリ」という。）及び同シュラウドチューブ以外は、事故発生まで不具合はなかったものと推定される。
- 3.1.7 エンジンの分解調査の結果から、タペットアセンブリのプレッシャチャンバ内に金くずが入っていたため、ボールチェックバルブは正常に作動せず、同バルブからオイル漏れが発生し、同プレッシャチャンバ内の圧力が低下し、カムとタペットアセンブリ間に間隙を生じ、同排気弁駆動系がおどり、排気工程ごとにロッドに通常より過大な衝撃荷重が加わったものと推定される。
- 3.1.8 前述3.1.7の金くずについて調査した結果、No.2シリンダエグゾーストハイドロリックタペットアセンブリのみに多数の小さな金くずが見出され、他のタペットアセンブリには全くなかったこと、当該タペットアセンブリのみにピット状の痕跡があり、他のタペットアセンブリには全くなかったこと等より、当該タペットアセンブリの金くずは、同タペットアセンブリのシリンダの一部がはく離したことによるものと推定されるが、その要因については明らかにすることはできなかった。
- 3.1.9 試験研究の結果、ロッドの亀裂起点付近の破面は著しく潰れていたが、低応力レベルの疲れ破面を呈していることから、タペットアセンブリに不具合が発生した後、弁駆動系はかなり長期間にわたりおどりながら作動し、そのためロッドが疲労損傷し、疲労破壊が進行して破断に至ったものと推定される。
- 3.1.10 飛行中、エンジンが不調になったのは、ロッドが破断したことによるものと推定

205006

され、破断する過程において、同シュラウドチューブが破損し、エンジンオイルが噴出したものと認められる。

## 4 結 論

- (1) 機長は、適法な自家用操縦士技能証明を有していたが、航空身体検査証明は有していなかった。
- (2) JA3368は、有効な耐空証明を有しており、定時点検及び日常点検は規定どおり実施されていた。
- (3) 事故発生当時の気象状況は、事故発生に関連はなかったものと推定される。
- (4) タペットアセンブリのプレッシャチャンバ内の金くずは、同シリンダの表面の1部のピット痕からのはく離によるものと推定されるが、その要因については明らかにすることはできなかった。
- (5) タペットアセンブリのボールチェックバルブが事故発生以前から正常に作動しなかったため、同弁駆動系は長期間排気工程ごとにおどりながら作動していたものと推定され、そのため、ロッドに通常より過大な衝撃荷重が加わり、疲労破壊が進行し破断したものと推定される。
- (6) 飛行中、エンジンが不調になったのは、ロッドが破断したことによるものと推定され、破断する過程において、同シュラウドチューブが破損し、エンジンオイルが噴出したものと認められる。

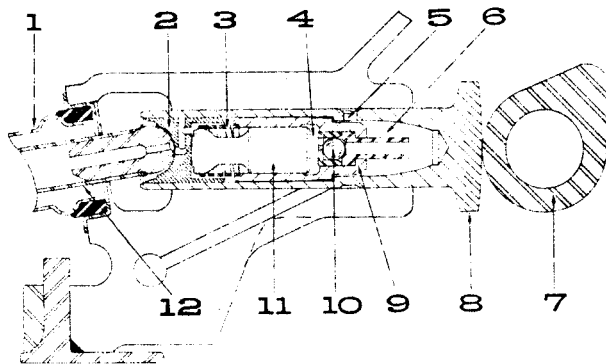
## 原 因

本事故は、同機が飛行中、エンジンのNo.2シリンダエグゾーストプッシュロッドが破断したためエンジンが不調となり、不時着したことによるものと推定される。

なお、同ロッドが破断したことについては、タペットアセンブリの中に金くずがあり、同タペットアセンブリの機能が正常に作動していなかったことによるものと推定される。

205007

付図1 ハイドロリックタペット図



- |   |             |    |            |
|---|-------------|----|------------|
| 1 | シュラウドチューブ   | 10 | ボールチェックバルブ |
| 2 | プッシュロッドソケット | 11 | プランジャ      |
| 3 | プランジャスプリング  | 12 | プッシュロッド    |
| 4 | オイルプレッサチャンバ |    |            |
| 5 | オイルホール      |    |            |
| 6 | オイルサプライチャンバ |    |            |
| 7 | カムシャフト      |    |            |
| 8 | タペットボディ     |    |            |
| 9 | シリンダ        |    |            |

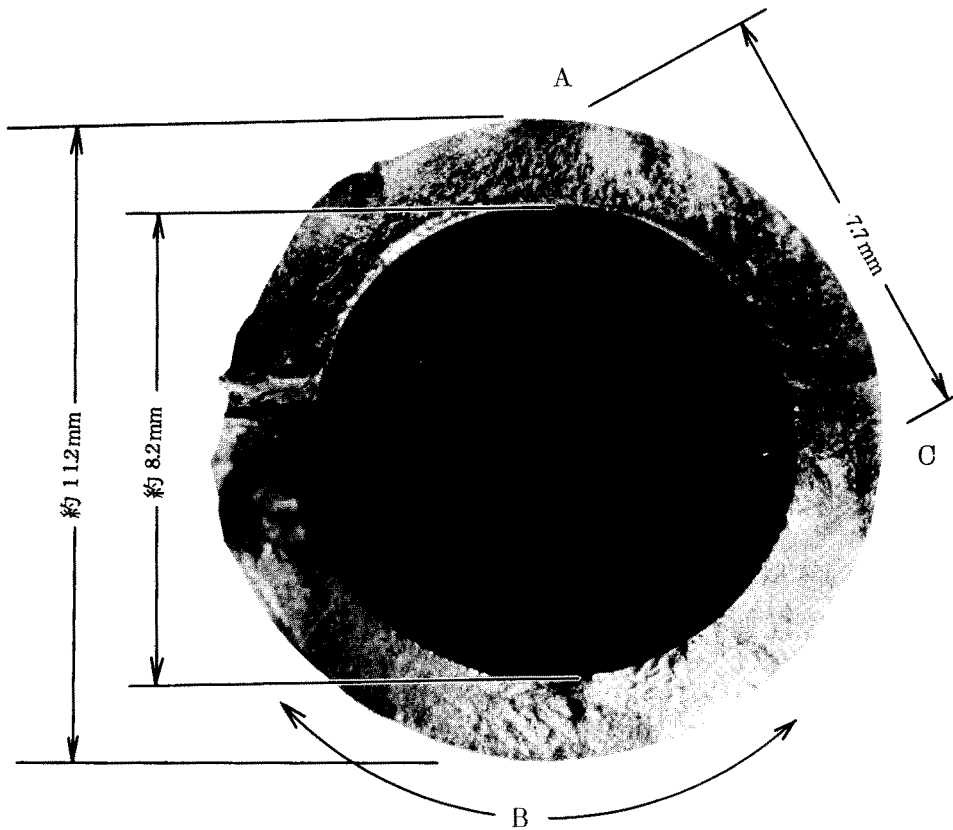
付図2 プッシュロッドの破断写真



205008-1



付図3 プッシュロッドの破面写真



A…この部分が亀裂の  
起点となっている。

0.1ミクロンがそれ以下のストライ  
エーション状模様が観察された。

B…最終破断部分  
等軸デンプルが  
観察された。

C…約1ミクロン弱のストライ  
エーションが観察された。  
この部分はA点から約7.7  
mmの位置である。

205008-2