

# 野崎産業株式会社所属 セスナ式P210N型JA3871 に関する航空事故報告書

昭和57年4月21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

野崎産業株式会社所属セスナ式P210N型JA3871は、昭和56年2月22日08時25分ごろ、航法訓練のため、機長及び同乗者2名が搭乗して有視界飛行方式により仙台空港から八尾空港に向かって飛行中、エンジンが不調となり、宮城県角田市佐倉字中島中地内阿武隈川右岸河川敷内に脚上げ状態で不時着し、中破した。

本事故による火災の発生はなく、また人員の死傷もなかった。

### 1.2 航空事故調査の概要

昭和56年2月22日～24日 現場調査

昭和56年3月16日～17日 エンジンの分解調査

昭和56年6月22日～12月4日 ピストンピン破面調査

### 1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和57年4月15日 意見聴取

**323001**

## 2 認定した事実

### 2.1 飛行の経過

JA 3871 は、昭和 56 年 2 月 22 日 08 時 03 分ごろ、航法訓練のため、機長及び同乗者 2 名が搭乗して仙台空港の滑走路 09 から離陸した。

同機は、離陸後、右旋回して機首方位約 240 度で上昇し、08 時 16 分ごろ高度約 8,500 フィートにおいて水平飛行に移行した。

その後間もなく、機長は、潤滑油圧力計及びシリンダー温度計は常用運用範囲（緑色線）内を指示していたが、潤滑油温度計がやや高目を指示しているのを認めるとともにエンジンの異常振動を感知したので、直ちに引き返すため右旋回を行って仙台空港へ向った。

その後、機長は、潤滑油圧力計の指示が低下し始めたので、エンジンスロットルを絞りながら仙台空港へ向かって飛行を続けたが、その指示がゼロに近づいたので、仙台空港への帰投を断念してエンジンを停止し、適当な不時着地域として阿武隈川の右岸河川敷（仙台空港の南西約 18 キロメートル）を選定し、08 時 25 分ごろ脚上げフラップ 30 度の状態で接地した。同機は、草地を約 80 メートル滑走して停止した。

### 2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

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

### 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

323002

## 2.5 乗組員に関する情報

機長 昭和22年3月20日生

事業用操縦士技能証明書 第3255号

昭和45年8月14日取得

限定事項 飛行機陸上単発

第一種航空身体検査証明書 第12160024号

有効期間 昭和55年9月1日から昭和56年8月31日まで

総飛行時間 3,175時間04分

同型式機の飛行時間 55時間49分

最近30日間の飛行時間 9時間38分

## 2.6 航空機に関する情報

航空機

型式 セスナ式P210N型

製造番号 P21000424

製造年月日 昭和54年12月19日

耐空証明番号 第東55-418号

有効期間 昭和55年11月13日から昭和56年11月12日まで

総飛行時間 103時間56分

エンジン

型式 コンチネンタル式TSIO-520-P型

製造番号 第513445号

製造年月日 昭和54年12月19日

総使用時間 103時間56分

重量及び重心位置

事故当時の同機の重量は、約3,708ポンド、重心位置は、約44.6インチと推算され、いずれも許容範囲（最大重量4,000ポンド、重心位置41.9～52.0インチ）内にあった。

燃料及び潤滑油

航空燃料100/130及び潤滑油W100で、いずれも規格品であった。

**323003**

## 2.7 気象に関する情報

仙台空港候所の事故当日の関連時間帯の気象観測値は、次のとおりである。

08時02分 風向230度、風速3ノット、視程10キロメートル以上、雲量1/8 積雲雲高 4,000フィート、雲量4/8 絹雲雲高不明、気温0度C、露点温度-7度C、QNH 30.14 インチ/水銀柱。

## 2.8 航空機及びその部品の損壊に関する情報

前部胴体下面 損傷

前脚ドア 損傷

後部胴体下面 損傷

プロペラ（両ブレード） 後方へ湾曲

## 2.9 事実を認定するための試験及び研究

2.9.1. エンジン分解調査及び補機類の機能調査の結果は、次のとおりである。

### (1) ピストン

No.3 ピストンのピストンピン孔部1か所は、ボス部で破断し、他方は、約2ミリメートルのえぐり傷が認められ、オイルスクレーパリングが折損していた。

また、ピストン頭部及びスカーツ部に打痕が認められた。

No.4 ピストンスカーツ部に打痕が認められた。

### (2) シリンダ

No.3 シリンダの燃焼室にピストン頭部による打痕が認められた。

No.4 のシリンダのバレル部に打痕が認められた。

### (3) ピストンピンプラグアセンブリ（以下「ピストンピン」という）

No.3 ピストンピンが破断していた。

### (4) コネクティングロッド

No.1 コネクティングロッドの小端部が焼き付き、No.1、2、4、5 コネクティングロッドの大端部に変色が認められた。

またすべてのベアリング面に擦傷があり、金属粉が認められた。

No.3 コネクティングロッドの小端部が湾曲し、ベアリングがはく離していた。

### (5) クランクシャフト

No.4 及び5 クランクシャフトアーム部外面に打痕が認められ、すべてクランクピンに変色が認められた。

**323004**

(6) カムシャフト

No.3 及び No.4 排気カム付近に打痕が認められた。

No.1 及び No.4 ベアリング部を固定し、No.2 及び No.3 ベアリング部の変位を計測した結果、それぞれ 0.50 ミリメートル及び 2.86 ミリメートルであった。

(7) タペットボディ

No.3 排気側タペットボディ給油部が破損していた。

(8) クランクケース

No.3 排気タペット孔が破断していた。

No.2 カムサドル部に亀裂が認められた。

すべてのメインベアリング部に擦傷があり、その一部にはく離が認められた。

(9) 補機類等

ア. マグネット、マグネットハーネス及びフュエルインジェクションシステムの機能に異常はなかった。

イ. オイルポンプ及びギヤに軽度の擦傷が認められたが、機能に異常はなかった。

ウ. ピストンクーリングノズルの油路のつまりはなかった。

エ. オイルサンプ内には、ピストン、ピストンピン、タペットボディ、コネクティングロッド、ベアリング等の金属片、金属粉が認められた。

オ. オイルサクションスクリーンに金属屑が認められたが、オイルの循環は可能であった。

カ. オイルフィルタに金属屑が認められた。

2.9.2 No.3 ピストンピンの破面調査

ピストンピンの破断状況は、別添のとおりであり、破断片の大半の破面は、破断後もエンジンが作動していたことにより、摩滅が著しく、走査形電子顕微鏡によるその観察は、極めて困難であった。

ピンの端末から約 1.6 ミリメートルに位置する破片「L-2」の内面から約 250 ミクロンの部位に高サイクル低応力による疲れ破壊の様相が観察されたが、介在物等の疲れき裂に関与したと考えられる欠陥は発見できず、疲れ破壊の要因を明らかにすることはできなかった。

2.9.3 ピストンピンの材質及び硬度調査

同ピンの規格は、SNCM-6HRC42-46 であり、No.3 ピストンピンの材質について X 線分析装置を使用して定性分析した結果、ニッケル・クロム・モリブデン鋼と推定され、また硬度について、ロックウェル硬度計を使用して測定した結果、平均 45.7 であった。

なお、No.3 以外のピストンピンの材質及び硬度について調査したが、同様な結果を示した。

### 3 事実を認定した理由

#### 3.1 解析

- 3.1.1 機長の行った当該飛行のための飛行前点検及びエンジン始動後の試運転等において、エンジンの不具合は認められなかったものと推定される。
- 3.1.2 機長が、離陸後、高度約 8,500 フィートにおいて、水平飛行に移行し、エンジン出力を巡航出力にセットする際に、軽度のエンジンの異常振動に気付いたことから、エンジンの不具合は、上昇中に発生したものと推定される。
- 3.1.3 同機が水平飛行に移行した際のエンジンの異常振動は、No.3 ピストンピンが折損した後もピストン及びコネクティングロッドが作動を続け、その間に同ピストンピンの破損状態が進展し、そのためピストン及びコネクティングロッドが、不規則な作動状態となって発生したものと推定される。
- 3.1.4 潤滑油圧力計の指示が低下しゼロ指示となったのは、ピストンピンの破壊によりピストン及びコネクティングロッドが分離したため、コネクティングロッドの運動が不規則になるとともに、破壊したピストンピンの金属塊が、No.3 排気側タペットボディとカムシャフトカム山間にはさまってタペットボディ給油部を破損し、潤滑油が破損部位から多量に内部流出したことによるものと推定される。—
- 3.1.5 No.3 ピストンピンの1次破断は曲げによる軸に直角方向の破断と推定されるが、極限された一部（「L-2」破片）に疲労破壊面が観察されたほかは、その破面が全面にわたり摩滅していたため、破断の要因及びその過程については、明らかにすることはできなかった。
- 3.1.6 No.3 ピストンピンの軸方向の破断は、その破断面がディンプル状を呈しており、疲労破壊等によるものとは考えられず、同ピストンピンが、その軸に直角方向に破断した後、依然として作動していた同ピストン及びコネクティングロッドの運動により生じた2次破断と推定される。
- 3.1.7 機長は、エンジンの不具合が発生した後、早期に引き返す決心をして仙台空港に向かうとともに、さらに潤滑油圧力計の指示が低下した段階で、高度の余裕をもって障害物の少い河川敷を選定し、着陸速度を減じ、着陸後の転覆を避けるため、脚上げ、フラップ30度下げとして不時着陸したことは、適切な処置であったものと考えられる。

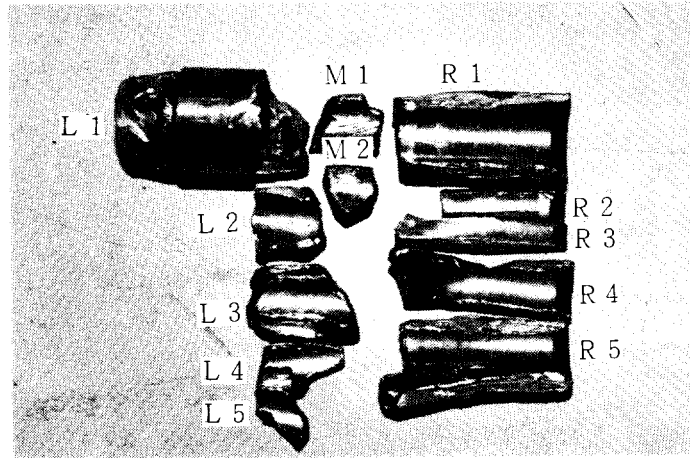
323006

- (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。
- (2) J A 3871 は、有効な耐空証明を有し、定時点検は、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、なかったものと認められる。
- (4) 機長の行った飛行前点検及びエンジン試運転等において、エンジンに不具合な兆候は、なかったものと推定される。
- (5) 同機は、高度約8,500 フィートに到達するまでに、エンジンの不具合が発生したものと推定される。
- (6) エンジンの不具合は、No.3 ピストンピンの破断したことにより、タペットボディ給油部が損傷、潤滑油圧力が低下したことによるものと推定される。  
なお、No.3 ピストンピンの折損は、曲げによる疲労破壊から始まったと考えられるが、ピストン、ピストンピン、コネクティングロッド小端部の破壊がひどく、疲労破壊をおこした要因は、明らかにすることはできなかった。
- (7) 機長の不時着のための判断及び処置は、適切であったものと考えられる。

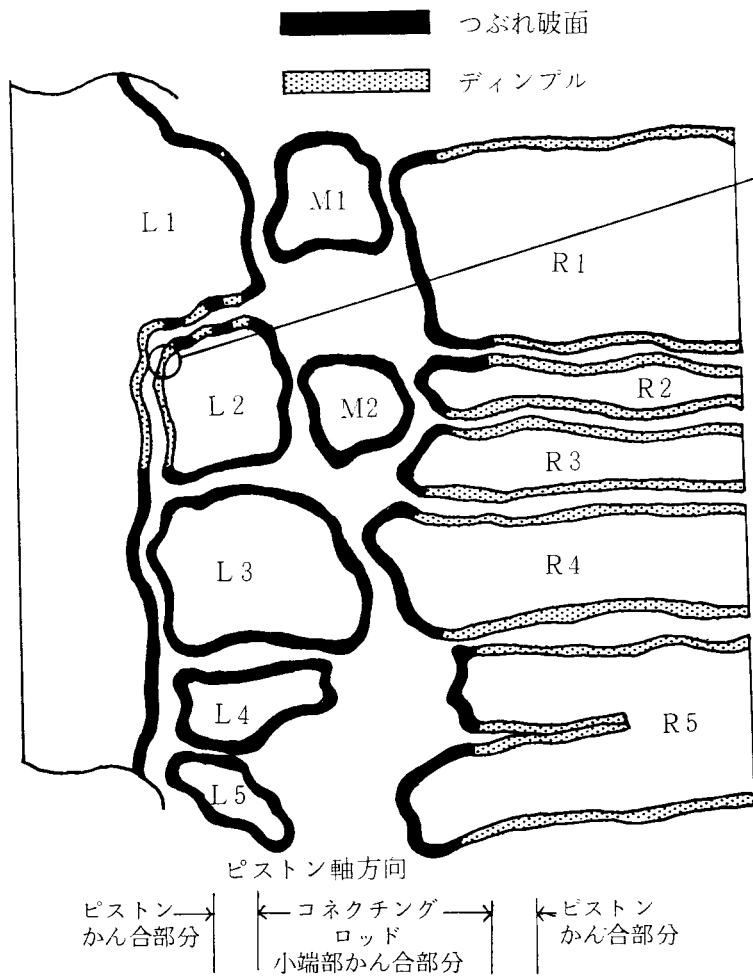
#### 原 因

本事故は、同機のエンジンのNo.3 ピストンピンが折損したことにより、タペットボディ給油部が損傷して潤滑油圧力が低下したため、不整地への不時着を余儀なくされ、機体を損傷したことによるものと認められる。

なお、No.3 ピストンピンの切損は、疲労破壊によるものと考えられるが、その要因を明らかにすることはできなかった。



No. 3 ピストンピンの破断状況



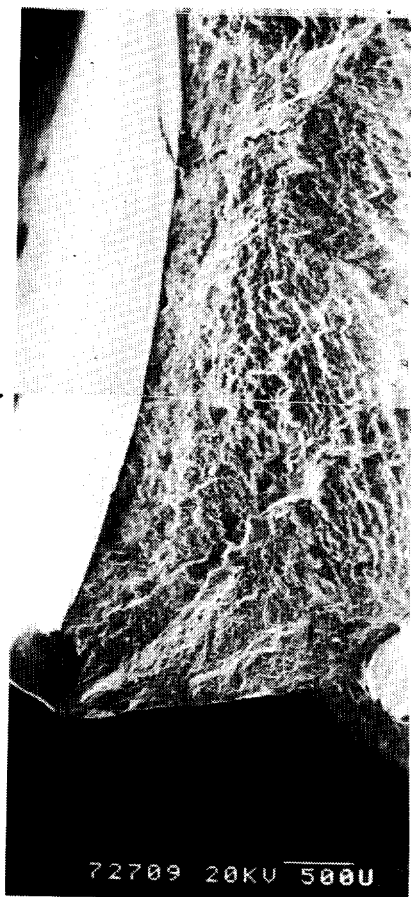
破

走査形電子顕微鏡による破面の状況

323008-1



別添



破片L-2の破面 (30倍)



ストライエーション (5000倍)