

桜井千石所有  
富士重工式FA-200-160型JA3502  
に関する航空事故報告書

昭和51年12月9日

航空事故調査委員会 議決（空委調219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

桜井千石所有富士重工式FA-200-160型JA3502は、昭和50年11月10日18時29分ごろ、機長外3名が乗組み大分空港を離陸し広島空港に向けて山口県柳井市上空を飛行中、プロペラの片翼先端が破断したが、無事大分空港に引き返した。本事故により航空機は中破したが、人員の死傷はなかった。

### 1.2 航空事故調査の概要

昭和50年11月11日～12日 現場調査

昭和51年6月22日～8月4日 金属材料技術研究所におけるプロペラの破面調査

### 1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和51年12月8日 意見聴取

089001

## 2 認定した事実

### 2.1 飛行の経過

J A 3 5 0 2 は、昭和 5 0 年 1 1 月 1 0 日機長外 3 名が乗組んで広島空港から大分空港に飛来した。その後、機長は 1 7 時 3 0 分ごろ空港事務所に飛行計画（目的地広島空港、V F R、所要予定時間 1 時間、燃料 3 時間分とう載）を提出した。その間、他の乗組員（整備士 1 名、操縦士 2 名）は機体の点検を行い異常を認めなかった。

その後、当該機は 1 7 時 4 7 分に離陸し、高度 5, 0 0 0 フィートで山口県柳井市上空を飛行中の 1 8 時 2 9 分ごろ、突然ドーンという大きな音とともに機体に激しい異常振動が起り、機体は左傾斜となり降下しだした。機長は機体の姿勢回復に努め、他の乗組員は計器類の点検を行ったが、激しい機体振動で各計器とも異常に振れているため、正確な状況は把握できなかった。そのうちスロットル・レバーが戻っているのに気付き、エンジン回転数を 2, 5 0 0 R P M まで増加させたところ振動が少し小さくなり、計器類が正常な値を指示していることが確認できた。その後も振動が依然続いているため、機長はキャブレタの凍結ではないかと思いキャブヒートを使用した振動は治まらなかった。高度が 3, 5 0 0 フィートまで低下した時点で、機長は左席の操縦士に操縦をゆだね、自らはエンジンの停止を危惧して「メーデー」を発信するとともに、不時着地を捜している間に自機の位置が確認できなくなった。「メーデー」の発信に対し、2～3 の航空管制機関から、J A 3 5 0 2 に対し呼び出しがあったが、激しい振動のため受信状態が悪く発信局の確認ができなかった。この間、左席の操縦士は高度をとるため、フラップを使用しての旋回上昇に努めていた。しばらくして松山タワーとどうにか交信ができるようになり、レーダーにて機位の確認を依頼したが、レーダーによる確認ができなかったため、さらに高度をとるため上昇を続けた。その後、防府タワーからの呼び出しがどうにか確認できるようになり、以後同タワーとの交信が継続された。防府タワーから“飛行場灯台が確認できるか”“滑走路灯を点滅するから確認できるか”との問い合せがあったが、まぎらわしい灯火があって機長は確認することができなかった。また、防府タワーからの方向探知機による機位の確認が試みられたが、確認することができなかった。その後、J A 3 5 0 2 は高度 6, 7 0 0 フィートまで上昇し、全日空便路線機が無線中継の協力をし、岩国レーダーが機位の確認に努めたが、機長は機位を確認することができなかった。

同機は残燃量が 4 0 分ぐらいとなり、レーダーによる誘導も期待できないと判断した機長は、周囲の状況を見回したところ、方位 2 8 0 度の方向に大分又は別府市街と思われる明か

りとその右側に点滅するせん光を視認したので、その方向に向かって飛行した。この間築城レーダーにより機位が確認され、その後は同レーダーの助言を受けながら方位300度で飛行し、しばらくすると大分空港が確認できるようになった。同空港への着陸進入のためパワーを絞ったところ、振動は一段と激しくなったが20時40分着陸した。着陸停止後機長はプロペラの片翼先端が約14センチメートル破断しているのを発見した。

## 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	0
重 傷	0	0	0
軽 傷	0	0	0
な し	2	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

なし

## 2.5 乗組員に関する情報

機長 昭和13年2月12日生

自家用操縦士技能証明書第2834号

第3種航空身体検査証明書第31660319号

有効期限 昭和50年11月20日

総飛行時間 191時間02分

同型式機での飛行時間 21時間35分

最近30日間の飛行時間 1時間30分

左席の操縦士 昭和4年2月11日生

自家用操縦士技能証明書第2811号

**089003**

第3種航空身体検査証明書第31660318号

総飛行時間 156時間01分

同型式機での飛行時間 26時間32分

最近30日間の飛行時間 4時間05分

## 2.6 航空機に関する情報

型式 富士重工式FA-200-160型

製造番号 FA-200-66

製造年月日 昭和44年10月28日

耐空証明書 第大-49-361号

有効期限 昭和51年3月16日

総飛行時間 1,031時間54分

1,000時間点検後の飛行時間 49時間28分

前回定時点検(50時間点検)後の飛行時間 9時間12分

プロペラ(2枚ブレード)

型式 マッコーレイ式IC172MGM7656型

製造番号 P73409

製造年月日 昭和44年2月15日

総使用時間 854時間19分

当該機には、ADF、VORは装備されていなかった。

## 2.7 気象に関する情報

事故当日の大分地方気象台大分空港出張所の観測値は次のとおりであった。

観測時間	風向 (度)	風速 (ノット)	視程 (キロメートル)	雲(第1層)		気温 (°C)	露点 温度 (°C)	QNH (インチ)
				量	形 高さ (フィート)			
17時00分	30	11	40	1/8	積雲 4500	16	7	3022
18時00分	40	13	40	1/8	積雲 4500	15	8	3024
19時00分	40	15	40	1/8	層積雲 6000	15	7	3025
20時00分	40	15	40	1/8	層積雲 5000	15	8	3026

089004

## 2.8 航空機又はその部品の損壊に関する情報!

プロペラ：No. 2 ブレードの先端約 14 センチメートルが破断して紛失。

エンジン：No. 2 及び No. 3 シリンダー排気管取付フランジにき裂。

No. 1 シリンダー排気管にき裂。

右側排気管マフラー接続部にゆるみ。

キャブヒート用ダクトホースにき裂。

左側排気管取付スプリング切断。

## 2.9 事実を認定するための試験及び研究

金属材料技術研究所に依頼したプロペラブレードの破面観察を主体とした調査の結果、報告された結論は次のとおりである。

- (1) 破壊の起点はブレード先端から約 140 ミリメートルの裏側、前縁より約 1 ミリメートルの付近である。起点には局部的に粒界割れがあった。
- (2) ブレード先端付近では前縁および裏側に異物の衝突による多数の傷があり、その傷の大部分は下地金属が露出し、腐食の痕跡が認められた。
- (3) 破断面に近接したブレード断面を調査した結果、ブレード前縁付近には上記の露出した金属の部分に起ったと考えられる粒界割れが認められる部分があった。これは応力腐食による可能性がある。しかし、その深さは観察した範囲では 0.2 ミリメートル以下にすぎなかった。
- (4) 文献データとの比較から、破断部には振幅が  $1\text{ kgf/mm}^2$  前後の振動荷重が作用したと考えられ、これによる疲れ現象のためき裂が伝ばして最終破断に至ったと考えられる。この応力下で伝ばし得る最小き裂長さは環境の影響を考えなければ 6 ミリメートル程度、また影響を考えればそれよりかなり小さい。
- (5) 応力腐食割れと思われる粒界割れから、伝ばし得る疲れき裂まで破損が進んだと考えたとき、その過程は、本調査からは明らかにできなかった。
- (6) 破面は、破面形成後に生じたと思われる腐食生成物で覆われている部分が多く、詳細は不明であるが特に材質的欠陥などは見出されなかった。

089005

## 3 事実を認定した理由

### 3.1 解析

当該機の異常振動は、プロペラ・ブレードの片翼先端が破断したことによるものであるが、乗組員はこの振動をエンジンに起因した振動と思いながら飛行していたものと認められる。

プロペラ・ブレードの破断は、2.9項の試験及び研究のとおり、破断の起点はブレードの裏側で、前縁から約1ミリメートル付近であり、起点には応力腐食割れと思われる粒界割れがあり、疲れ現象のためき裂が進行して最終破断に至ったものと推定される。

なお、プロペラの材質的欠陥は見出されなかったが、ブレード先端付近では前縁および裏側に異物の衝突による多数の傷があり、その傷の大部分は下地金属が露出し、腐食の痕跡が認められ、そのうちの一部に応力腐食割れと思われる粒界割れの認められる部分があったことから、破断の起点にあった応力腐食割れと思われる粒界割れは、異物が衝突して下地金属に傷がついた状態で使用したことにより発生したものと推定される。

プロペラの破面観察からは、当該飛行の飛行前点検時において、破断部のき裂がどのような状態であったか明らかにできなかった。

日常点検表によれば、プロペラについて不具合は記録されておらず、また当該飛行の飛行前点検においても破断部のき裂は発見されなかったものと認められる。

我が国のような塩分及び湿度などが多い環境の中で使用した場合には、応力腐食による疲れが促進される。

エンジンが損傷したことは、プロペラ破断による振動の続く状態で飛行したことによるものと認められる。

## 4 結 論

- (1) 機長及び操縦士は適法な資格及び有効な航空身体検査証明を有していた。
- (2) JA3502は有効な耐空証明を有し、かつ規程どおり整備されていたが、当該飛行の飛行前点検ではプロペラ・ブレードの破断部のき裂は発見されなかったものと認められる。
- (3) プロペラ・ブレードの破面観察からは当該飛行の飛行前において、破断部のき裂がどのような状態であったか明らかにできなかった。

089006

- (4) プロペラ・ブレードの破断の起点は、ブレード先端から約14センチメートルのブレードの裏側で、前縁から約1ミリメートル付近であり、応力腐食割れと思われる粒界割れを起点として、疲れ現象のためき裂が進行して最終破断に至ったものと推定される。
- (5) 破断の起点にあった応力腐食割れと思われる粒界割れは、プロペラ・ブレードの裏側に異物が衝突して下地金属に傷がついた状態で使用したことにより発生したものと推定される。

#### 原因

本事故は、プロペラ・ブレードの裏側に異物が衝突して下地金属に傷がついた状態で使用したことにより、応力腐食割れと思われる粒界割れが発生し、疲れ現象のためき裂が進行して、飛行中に最終破断したことによるものと推定される。

#### 所見

プロペラの応力腐食に起因する疲れに対し、保守及び点検を十分に行う必要がある。