

航空大学校所属 富士重工式FA-200-180型JA3621 に関する航空事故報告書

昭和51年11月18日

航空事故調査委員会 議決（空委調191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

航空大学所属の富士重工式FA-200-180型JA3621は、昭和50年3月6日13時30分ころ、操縦教員（以下「教官」という。）と練習生2名が乗組み、帯広空港を離陸上昇中、プロペラ・ブレードが飛散して推力を失い、帯広市南町10線300番地の畑地に不時着し、機体は中破した。本事故により教官は重傷、練習生2名は軽傷を負った。

1.2 航空事故調査の概要

昭和50年3月7日～8日	現場調査
4月3日	エンジン分解点検
5月6日	プロペラ分解点検
昭和51年2月4日	工業技術院計量研究所に依頼した「プロペラ・リテンション・ナットの形状及び寸度測定」の報告書を収受した。
3月25日	科学技術庁金属材料技術研究所に依頼した「航空機プロペラ・ハブの破壊に関する調査」の報告書を収受した。
11月15日	上記金属材料技術研究所より「プロペラ・ハブの破壊事故調査報告補遺」の報告書を収受した。

053001

1.3 原因関係者からの意見の聴取

昭和51年11月15～17日 意見聴取

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 3 6 2 1 は航空大学校帯広分校の離着陸訓練飛行の目的で、教官及び練習生2名がとう乗し、昭和50年3月6日13時02分にランプ・アウトし、13時07分に離陸した。以後、教官及び練習生の口述によれば次のとおりであった。

同機は最初A練習生が左側操縦席、教官が右側操縦席へ座り、同練習生の訓練を4回実施した。同機は4回目の離陸上昇中、教官が操縦してA練習生とB練習生が座席を交替した。

交替したB練習生が左操縦席へ座り、安全バンドを装着しようとしている間に同機は突然大きな衝撃をうけ、機首から青白い煙とともに物体が飛散し、急激にプロペラ推力が減少した。

教官は直ちに機首を下げて対気速度を維持し、計器類を点検したところ、完全なエンジン停止状態であったので、不時着可能な右方向へ緩徐な旋回を行って畑地をめがけて直線滑空にはいり、正常な姿勢で接地した。同機は接地後雪面上を約30メートル滑走したが、着陸装置が雪に没入したため前方にのめり込み転覆して停止した。

とう乗者はキャノピ窓を足で破って脱出した。同機のプロペラ2番ブレードは飛行中脱落していた。

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	1	0	—
軽 傷	2	0	—
な し	0	0	

053002

教 官	口部打撲（前歯４本抜歯）
練習生 A	頭部打撲
練習生 B	右顔面打撲

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

2.5 乗組員に関する情報

教官（機長）	昭和10年4月29日生
所 属	運輸省航空大学校帯広分校
事業用操縦士技能証明書	第4276号
取得年月日	昭和47年5月8日
操縦教育証明書	第732号
取得年月日	昭和47年8月3日
計器飛行証明書	第3010号
取得年月日	昭和49年4月23日
限定事項	飛行機陸上単発
第1種航空身体検査証明書	第11760022号
有効期間	昭和49年5月25日から昭和50年5月24日まで
総飛行時間	5,457時間50分
事故機と同型式機の飛行時間	2,045時間50分
最近90日間の飛行時間	182時間15分
最近7日間の飛行時間	6時間15分
練習生 A	
生年月日	昭和28年12月3日生
所 属	運輸省航空大学校帯広分校 2年生（第20回後期学生）

053003

操縦練習許可証	第 1 1 5 号
有効期間	昭和 4 9 年 1 2 月 1 日から昭和 5 0 年 1 1 月 3 0 日まで
総飛行時間	4 5 時間 1 5 分
単独飛行時間	1 3 時間 4 0 分
最近 3 0 日間の飛行時間	2 4 時間 4 0 分

練習生 B

生年月日	昭和 2 9 年 1 0 月 2 3 日生
所 属	運輸省航空大学校帯広分校 2 年生 (第 2 0 回後期学生)

操縦練習許可証	第 1 2 9 号
有効期間	昭和 4 9 年 1 2 月 1 日から昭和 5 0 年 1 1 月 3 0 日まで
総飛行時間	4 5 時間 3 5 分
単独飛行時間	1 1 時間 3 0 分
最近 3 0 日間の飛行時間	3 4 時間 0 0 分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式	富士重工式 FA-200-180型
製造番号	FA-200-168
製造年月日	昭和 4 6 年 9 月 8 日
耐空証明書番号	第東 4 9 - 1 7 5 号
有効期間	昭和 4 9 年 7 月 1 8 日から昭和 5 0 年 7 月 1 7 日まで
総使用時間	2,203 時間 4 0 分
前回 200 時間点検後の使用時間	4 4 時間 4 0 分
事故時の推定重量・重心位置	1,025.4Kg, 27%MAC

2.6.2 エンジン

型 式	ライカミング式 IO-360-BIB型
製造番号	L-10142-51A

053004

製造年月日 昭和47年12月21日
総使用時間 1,051時間05分

2.6.3 プロペラ

型式 マッコーレイ式B2D34C53N/S74E-0型
製造番号 ハブ 705543
1番ブレード C93166YS
2番ブレード C93169YS
製造年月日 昭和46年3月16日
総使用時間 1,204時間35分
前回オーバーホール後の使用時間 222時間35分

本プロペラは米国マッコーレイ社において昭和46年3月26日に製造され、JA3621と同型式機のJA3626に装着されて982時間使用した後オーバーホールが行われ、JA3621に装着後222時間35分使用された。

なお、このオーバーホールの際、使用中の他のプロペラから2枚のブレード（リテンション・ナット等の部品を含む）を転用した。

2.7 気象に関する情報

帯広測候所帯広空港出張所の観測した空港における航空気象観測値は次の通りであった。

13時00分 風向200度，風速2ノット，視程10キロメートル，雲量 $\frac{1}{8}$ ，高積雲
10,000フィート，雲量 $\frac{8}{8}$ 絹層雲高度不明，気温 -3°C ，露点温度不明，
気圧1,007ミリバール
13時40分 風向250度，風速2ノット，視程10キロメートル，雲量 $\frac{1}{8}$ ，高積雲
(特別観測) 10,000フィート，雲量 $\frac{8}{8}$ 絹層雲高度不明，気温 -2°C ，露点温度 -9°C ，
気圧1,006ミリバール

2.8 航空機の損壊の状況

プロペラ プロペラ・ハブ（2番ブレード側）破損，2番ブレード滅失，
1番ブレード後面に接触痕
エンジン クランク軸プロペラ取付フランジ曲り

053005

エンジン・カウリング	歪み及びプロペラ後面との接触痕
前脚	トルクリンク上部より後方へ折れ曲り
エンジン・マウント	マウント構成パイプ全数折損
胴体	防火壁及び防火壁後部ひずみ，風防ガラス割れ
尾翼	垂直尾翼上部曲り

2.9 事実を認定するための試験および研究

エンジン及びプロペラの分解調査等を行い，次の結果が得られた。

(1) エンジンの分解調査

クランク軸前端のフランジ面に転覆の際に生じたと推定される 6.5 ミリメートルの振れがあったが，その他の部分には本事故に関連のある不具合は発見されなかった。

(2) エンジン補機等の機能試験

フュエル・インジェクタはミクスチュア・コントロール・レバーがフル・リッチ位置で折損していたため，当該位置における機能試験のみを行ったが，その機能は良好であった。

フロー・デバイダ，エア・ブリード・ノズル及び左右マグネットの機能はすべて良好であった。

(3) プロペラの分解調査

プロペラ・ハブは 2 番ブレード取付ねじの円周約 $\frac{3}{4}$ にわたって破断し，その破片は 2 片に分離していた。

1 番ブレードの前縁には深さ 1.1 ミリメートル，幅 2.1 ミリメートルの傷，後縁には幅約 2.50 ミリメートルの範囲にわたって浅いすり傷があり，エンジン・カウリングの黄色塗料が附着していた。2 番ブレードは裏面側へ先端で 1.4 ミリメートル湾曲していた。またブレード・アクチュエイティング・ピンは 0.6 ミリメートル曲っており，同ピン及びスベーサ・ワッシャにこすり傷があった。

2.10 その他の必要な事項

2.10.1 滅失していた 2 番ブレードは昭和 50 年 4 月 26 日，帯広市南町南 9 線萱場秀次良氏所有の畑地（JA3621 不時着地点から真方位 10 度，距離約 500 メートルの地点）から発見された。

2.10.2 本プロペラについては事故前に下記の過回転記録が残されている。

昭和49年12月16日 2,800 r. p.m. オーバーホール後の使用時間27時間20分

昭和49年12月18日 2,850 r. p.m. オーバーホール後の使用時間29時間45分

参考：本プロペラの仕様書によれば許容値は2,700 r. p.m., 180 ha（離陸最大及び連続最大）である。

何れも過回転の持続時間は不明である。

3 事実を認定した理由

3.1 解析のための試験及び研究

破損したプロペラ・ハブの破面観察，材料試験及び同種材料による疲れ試験を科学技術庁金属材料技術研究所に，2番ブレード・リテンション・ナットの寸度計測を工業技術院計量研究所に依頼した。

これらの観察，試験及び計測結果の概要は次のとおりであった。

3.1.1 プロペラ・ハブの破面観察

プロペラ・ハブ破面のマクロ観察によれば，ハブの破壊はリテンション・ナットを取付けるねじの第1条ねじ底からはじまり，破壊の起点付近には明らかに疲れによる波紋状のビーチ・マークが認められた。疲れき裂は第1条目のねじ底（別添写真A点）から発生し，ハブの厚さ及び幅方向に伝播し，破壊に至っていた。

このき裂の伝播過程で別添写真の破面境界GG'を境に伝播速度の急変が認められた。

破面のミクロ観察によれば疲れき裂の発生位置はリテンション・ナットの先端が当たった痕跡から約0.4ミリメートル離れており，疲れき裂は複数箇所から発生していた。

また，き裂発生の起点となり得た材料傷，腐食，介在物などは発見されず，ショットピーニングによる表面のしわに沿ってき裂が発生し，ねじ山の曲げによる疲れ破壊が進行して最終破壊に至っていた。

3.1.2 材料試験

破壊したハブの機械的特性試験及びハブ材料の分析を行ったところ，何れも規格値に合致し

ていた。

3.1.3 疲れ試験

破壊したハブと同種材料（A2014-T61鍛造材）について疲れ試験を行い、部分片振り引張り応力による疲れ強さは運用中のハブに作用する推定応力に対し十分大であることが確認された。

3.1.4 リテンション・ナットの寸度

2番ブレード・リテンション・ナットの寸度計測を行ったところ、ねじのピッチ及びねじ山角に規定値をこえる誤差が認められた。

3.2 解 析

JA3621の機長は適法な資格を有していた。

同機の離陸時の重量及び重心位置は、ともに許容範囲内にあったものと認められる。同機の離陸上昇中に受けた衝撃は、同機のプロペラの2番ブレードが離脱し、アンバランスになったことによるものであり、この衝撃によりエンジン・マウントは折損してエンジンの装着位置がずれ、その操作系統の機能を喪失し、プロペラ及び吸気系統の破損が重ってエンジンは停止したものと推定される。

このときの対地高度は400フィート弱、対気速度は約85ノットと推定され、機長はこの位置から飛行場への帰投は困難であると判断し、直ちに不時着を決心した。

同機の不時着した畑地は約50センチメートルの積雪におおわれていたため、完全にフレアして接地したにもかかわらず雪面を滑走することができず転覆して停止した。

同機の2番ブレードの離脱はプロペラ・ハブが破壊したことによるものであり、破壊した破片は別添写真F点が1番ブレードに当たって変形し、同写真E点から2片に分割されたものと推定される。

2番ブレードの離脱の際、ブレード・アクチュエイティング・ピン及びスペーサ・ワッシャがプロペラ・ハブのリテンション・ナットを取付けるねじと接触し、ブレード・アクチュエイティング・ピンが曲ったものと推定される。

同機のプロペラ・ハブの破壊は2番ブレードのリテンション・ナットを取付けるねじに発生したき裂から運用中の応力による疲れき裂が伝播し、急激に破壊したものと認められる。

053008

このき裂の発生はねじ山に作用した応力が過大であったためと推定され、このような事態を生じた原因には材料及び仕上げ表面の欠陥，ねじのピッチの不適合，ナットの締めつけ不足又は何らかの原因による過大荷重の発生が考えられる。

破壊したプロペラ・ハブの破面観察によればき裂の発生位置には材料傷，腐食，介在物等の欠陥は認められなかった。2番ブレード側のリテンション・ナットのねじのピッチ誤差は規定値をこえており，ハブ側にピッチ誤差がないと仮定すると，運航中に第1条目のねじ底には応力が集中していた可能性があるが，破損にともなう変形によりハブ側のピッチを測定できなかったために，この問題を解明することはできなかった。

本プロペラの過回転によりハブに作用した推定応力は，ハブの疲れ強さより小さく，き裂の発生原因とはならなかったものと推定される。

破壊したハブのき裂は破面解析の結果から少なくともオーバーホール以前のかかなり早い時期に発生したものと推定されるが，製造時の組立記録等が入手できなかったため，組立て作業等に問題があったか否かを明らかにすることはできなかった。

本プロペラのオーバーホール作業はプロペラ製造者の発行したマニュアルに従って実施されたが，この際すでに存在していたと推定されるき裂を検出できなかったものと考えられる。

破壊したハブと同種材料による疲れ試験の結果から，設計上のプロペラ応力に対応する材料の寿命は適切なものであると推定される。

4 結 論

- (1) 乗組員は適法な資格を有し，所定の身体検査に合格していた。
- (2) JA3621は有効な耐空証明を有し，定時及び日常点検は規定どおり行われていた。
- (3) 事故発生当時の気象状況は，事故に関連があるとは認められない。
- (4) 本事故は離陸上昇中，プロペラの2番ブレードが脱落したことによるものであると認められる。
- (5) 本機のプロペラ・ブレードの脱落はプロペラ・ハブが破壊したことによるものであり，この破壊はハブに発生していたき裂が伝播して，運用中の応力に耐えられなくなったことによるものと認められる。
- (6) プロペラのオーバーホール作業において，プロペラ・ハブに存在していたと推定されるき

053009

裂を検出できなかったものと考えられる。

- (7) プロペラ・ハブに発生したき裂は、何等かの原因によりねじに過大な荷重が加わったためと推定されるが、その原因は確定できなかった。

原因

本事故はプロペラのオーバーホール以前に発生していたと推定されるプロペラ・ハブのき裂が伝播して運用中の応力により破壊し、離陸上昇中にブレードが離脱したことによるものと認められる。

参考

- (1) 航空局は、当委員会における事実調査の結果に基づき、事故再発防止のため、次の耐空性改善通報を発行した。

TCD-1158-75 (昭和50年3月19日空検第167号)

TCD-1158-75 (昭和50年11月12日空検第707号)

- (2) 本事故に関連して富士重工業株式会社から次のサービス通信が発行された。

FAS-076 (昭昭50年3月18日)

FA-200-180型定速プロペラ・ハブ特別点検及び使用時間制限について

FAS-076A (昭和50年10月15日)

FA-200-180型定速プロペラ・ハブ使用時間制限について

- (3) 本事故に関連してプロペラの製造会社であるマコーレイ社から次のサービス・ブレイクインが発行された。

SB №115 (1975年9月30日)

Propeller Hub Replacement

本サービス・ブレイクインによりハブの寿命を制限されたものは製造番号705516～705560のものであり、本事故を発生したハブはこの製造番号の範囲に含まれている。



破損したプロペラハブ

記号説明

- A : 疲れき裂の発生起点
- B : 破断末端
- C : ハブ本体のき裂
- D : 破断末端
- E : 破断ハブの変形点(分離)

- F : 1番ブレードとの衝突跡
- GG' : 疲れき裂の急変している破面領域

053011