

神奈川県所属 ヒューズ式369HS型JA9050 に関する航空事故報告書

昭和51年7月22日

航空事故調査委員会議決（空委調第82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

神奈川県所属ヒューズ式369HS型JA9050は、昭和51年1月26日11時47分ごろ、神奈川県横浜市旭区市沢町の神奈川県警察本部ヘリポートから離陸直後不時着した。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51年1月26～28日	現場調査
昭和51年2月18～20日	エンジン分解調査
昭和51年3月22日	エンジン補機機能試験

1.3 原因関係者からの意見の聴取

昭和51年7月7日	意見聴取
-----------	------

094001

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 7 0 5 0 は公害調査飛行の目的で、公害観測機器をとう載し、機長及び観測員 2 名がとう乗し、昭和 5 1 年 1 月 2 6 日 1 1 時 4 7 分ごろ、神奈川県横浜市旭区市沢町の神奈川県警察本部ヘリポートから離陸を開始した。以後、機長及び目撃者の口述によれば次のとおりであった。

機長は離陸のため約 2 m の高度でホバリングを行い、エンジン計器を点検し異状のないことを確認したのち、前進をはじめたが、数メートル進んだ時点でエンジンに金属音がして機体が沈下をはじめた。機長は直ちにピッチ・レバーを引いたが沈下は止らず、ホバリング地点から約 2 0 m 前進した地点に左スキッド次いで右スキッドの順に接地したのち、ジャンプして過度の機首高姿勢となり、尾部から落下した。同機はロー・バーティカル・スタビライザから接地し、テール・コーンを上方に押し曲げ、これを主回転翼でたたき、スタビライザ・アセンブリ及びテール・ローター・アセンブリを飛散させ、更に数回のジャンプ後停止した。機体の停止後も主回転翼は回転していたが、エンジンは停止していた。

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	0	0	--
軽 傷	0	0	--
な し	1	2	

2.3 航空機の損壊の程度

中 破

094002

2.4 乗組員に関する情報

機長 大正15年1月25日生
所属 神奈川県警察本部
技能証明 事業用操縦士技能証明書 第1152号
回転翼航空機ベル47型、ベル206型、ヒューズ369型
総飛行時間 6,203時間25分
同型式機飛行時間 51時間15分
最近30日間の飛行時間 8時間15分
第1種航空身体検査証明書 第11370841号
有効期間 昭和50年4月27日から昭和51年4月26日まで

2.5 航空機に関する情報

2.5.1 航空機

型式 ヒューズ式369HS型
製造番号 1190217S
耐空証明書番号 第大50-099号
有効期間 昭和50年6月24日から昭和51年6月23日まで
総飛行時間 1,228時間19分
前回300時間点検後の飛行時間 286時間17分

2.5.2 エンジン

型式 アリソン式250-C18A型
製造番号 CAE801606B
総使用時間 1,214時間07分
前回オーバーホール後の使用時間 286時間17分

2.6 気象に関する情報

JA9050の飛行計画作成前に機長が入手した海上自衛隊厚木航空基地(当該ヘリポート

094003

から西方10キロメートル)の11時00分の観測値は視程10キロメートル以上、風向・風速は360度11ノット、気温8℃、QNH30.02であった。

また、当該ヘリポートにおける出発前観測値は視程10キロメートル以上、風向・風速は45度10ノット、気温8℃、QNH30.02であった。

2.7 航空機又はその部品の損壊に関する情報

JA9050の損傷部位のうち主なものは次のとおりであった。

胴体中央部	A型フレーム変形
テールブーム	胴体後部より折損、最後部はスタビライザフィン取付部より分離
テールロータ	ブレード飛散、ギャボックス分離
スキッド	フォワードレグ部分より折損
主回転翼	ブレード及びハブ・アセンブリ破損
エンジン	(1)コンプレッサ第3段ロータ2枚折損、1枚(以下1番ブレードと呼ぶ)はデイフューザ内、他の1枚(以下2番ブレードと呼ぶ)はコンプレッサ内で発見された。 (2)コンプレッサ第3段ステータベーン3枚折損、このうちの1枚はデイフューザ内で発見された。 (3)コンプレッサ・ケースの第3段ロータ面以降のロータ及びステータベーンは折損したロータ及びベーンにより変形し、損傷を受けていた。 (4)フロント・デイフューザのアルミニウム・コーティング面にこすりきずがあった。 (5)コンプレッサ・アセンブリ及びタービン・アセンブリ内部全域にFRP(繊維強化プラスチック)の繊維及び粉末が付着していた。

2.8 事実を認定するための試験及び研究

JA9050にとう載されていたエンジンの分解、調査及び機能試験を行い、次の成果が得られた。

- (1) コンプレッサ・ブレード及びケース表面の黒色付着物の主成分は砂、油煙及び油と推定され、硫酸イオン(SO_4^-)及び塩素イオン(Cl^-)の腐食性物質を含んでいた。

094004

- (2) 2枚のコンプレッサ・ブレードの破損は何れも腐食孔を起点として発生した疲れ破壊によるものと認められる。
- (3) 1番ブレードの折損破面は黒変し、折損後ある程度の時間が経過していることを示し、2番ブレードの折損破面は金属光沢を呈していることから、折損後間もないものと推定される。
- (4) パワー・タービン・ガバナ、ガス・プロデューサ・フュエル・コントロール及びダブル・チェック・バルブについて機能試験を実施したが、本事故に関連する不具合はなかった。

2.9 その他の必要な事項

2.9.1 三菱重工業株式会社からアリソン式250-C18エンジンのコンプレッサ・ブレード破損原因及びその予防方法について次のサービス・ニュース及びサービス・レターが発行されている。

SN-250-025 (昭和45年9月15日)

コンプレッサの洗浄について

SN-250-043 (昭和49年12月5日)

水だけを使用して行うコンプレッサ洗浄について

SN-250-046 (昭和50年5月20日)

250エンジン用新型コンプレッサ洗浄装置について

SN-250-047 (昭和50年7月18日)

コンプレッサの洗浄について(再)

SL-250C18-1069 (昭和50年4月25日)

水による洗浄要領

2.9.2 本機にとう載されていたエンジンはコンプレッサ・ケースのコーティングがはく離してロータ・ブレードに接触したことが原因で出力が低下したことがあり、昭和46年12月6日にコンプレッサ・ケースの修理を行った。

同エンジンは以後2回オーバーホールを行ったが、コンプレッサ・ブレードには異状がなく交換を行ったことはない。

また、同エンジンは最終オーバーホール後約1年8カ月使用され、最近の約1年間は平均10時間未満の間隔で洗浄が行われていたが、それ以前の記録は明らかでない。

094005

3 事実を認定した理由

3.1 解 折

J A 9 0 5 0 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。

同機が離陸直後の前進をはじめた時、機長が聞いたエンジンからの金属音は2番ブレードが破損し、3段目以降のコンプレッサ・ブレード及びベーンを損傷させた際の音であり、この損傷により出力が急激に低下し、飛行の維持が困難となったものと推定される。

エンジン内部にエンジン・カウリングのFRPの繊維及び粉末が付着していたことは機体が破損するまでエンジンが回転していたことを示すものであるが、当時の出力状態を推定することはできなかった。

当該飛行前に1枚目のコンプレッサ・ブレードはすでに折損し、コンプレッサ・ケース又はディフューザ内にあったものと推定されるが、離陸直後のホバリング点検ではエンジン計器に異常は現われなかったものと推定される。

折損したコンプレッサ・ステータ・ベーンは第3段ロータの折損に伴って発生したものであると認められる。

同機のエンジンは停止操作をしないまま自然停止したものと推定される。また、補機の機能試験を行ったが、本事故に関連する不具合はなかった。

当該エンジンのコンプレッサ・ブレード及びケース表面の付着物は使用時間に比べてその量が多く、また腐食性物質を含んでいた。

本機のエンジン故障は第3段コンプレッサ・ブレードが運用環境に起因する腐食孔を起点として疲労破壊したものであり、その他のブレードにも腐食孔の存在が認められた。

機長は本機の事故発生前、通常の運用重量より重い重量であることを考慮し、離陸後のホバリング高度をやや高くして前進飛行を開始した。機長はエンジンに異常が発生し、高度が低下すると同時にピッチ・レバーを引いたため、同機は前進飛行の開始高度よりはやや上昇しながら、ローター回転速度が低下して操縦不能となり、大きな沈下速度でハードランディングしたものと推定される。

094006

4 結 論

- (1) 機長は適法な資格を有していた。
- (2) JA9050は有効な耐空証明を有しており、日常及び定時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、事故に関連があるとは認められない。
- (4) 本機のエンジン故障は第3段コンプレッサ・ブレードが運用環境に起因する腐食孔を起点として疲労破壊したものと認められる。
- (5) 機長は離陸直後のエンジン故障により沈下をはじめた機体の十分な回復操作ができず、大きな沈下速度でハードランディングしたものと推定される。

原 因

本事故は離陸直後のエンジン故障により飛行の維持が困難となり、ハードランディングしたことによるものと推定される。

参 考

本事故の発生に関連して運輸省航空局及び三菱重工業株式会社から次の文書が発行された。

運輸省航空局サーキュラーTCC-4002-76(昭和51年7月1日)

アリソン式250型発動機のコンプレッサ洗浄について

三菱重工業サービス・プレティンSB-250-096(昭和51年6月9日)

コンプレッサの洗浄について

094007