

日本農林ヘリコプター株式会社所属
ベル式47G4A型JA7614
に関する航空事故報告書

昭和54年5月8日
航空事故調査委員会議決（空委第22号）

委員	長	岡田	實
委員	員	山口	弘
委員	員	諏訪	義
委員	員	上山	夫
委員	員	八田	三

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

日本農林ヘリコプター株式会社所属ベル式47G4A型JA7614は、昭和53年11月8日11時30分ごろ、機長のみがとう乗して殺そ剤散布飛行中、エンジン不調に陥り、北海道足寄郡陸別町斗満国有林157林班と小班の林道に不時着し、ハードランディングして中破したが、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11月9日～11日 現場調査

昭和53年11月15日 エンジン分解調査

1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和54年4月2日 意見聴取

224001

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 7 6 1 4 は、昭和 5 3 年 1 1 月 8 日、0 9 時 5 8 分ごろ斗満場外離着陸場（以下「臨時ヘリポート」という。）を離陸して、殺そ剤散布を実施し、1 0 時 5 8 分ごろ臨時ヘリポートに着陸した。その後、燃料を約 5 8 ガロン補給し、殺そ剤を約 1 0 3 キログラムとう載して 1 1 時 1 5 分ごろ離陸した。

同機は、当初臨時ヘリポートの西側地域を、引続いて北西側地域の散布を、対地高度 6 0 ～ 1 0 0 メートル、速度約 4 0 マイル/時で実施中、突然エンジンの音が変わり、機首が振られ、微振動が発生したので、殺そ剤散布を中止した。このとき、機長は、エンジンの回転計、シリンダ温度計、油圧計等の指針がすべて緑色弧線内を指示しており、水平飛行が可能であったので帰投できると判断し、臨時ヘリポートに向った。

その後、同機は、徐々に出力が低下し降下しだしたので、機長は、再度計器の指示をチェックしたところ、シリンダ温度計、油温計の指針は緑色弧線内を指示していたが、吸気圧力計は 3 0 インチ、油圧計が 0 を指示していたため不時着を決意し、前方に見えたやや幅の広い林道（標高約 4 0 0 メートル）に向け速度を減じつつ進入した。

このとき白煙が機内に入ったが、機長は、機体を水平の状態にして進入を続け、林道に不時着したが、ハードランディングとなり、機首を東に向けて停止した。

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

224002

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23年9月14日生

事業用操縦士技能証明書 第5062号

取得年月日 昭和49年5月23日

限定事項 回転翼航空機ベル47型、ヒューズ269型

第1種航空身体検査証明書 第11651168号

有効期間 昭和53年2月20日から昭和54年2月19日まで

総飛行時間 1,648時間51分

同型式機の飛行時間 1,365時間43分

最近30日間の飛行時間 45時間26分

最近7日間の飛行時間 19時間53分

2.6 航空機に関する情報

機体

型式 ベル式47G4A型

製造番号 7762

製造年月 昭和46年6月

耐空証明書番号 第東53-090号

有効期間 昭和53年5月15日から昭和54年5月14日まで

総飛行時間 3,155時間28分

前回オーバーホール後の飛行時間 274時間16分

前回のオーバーホールは米国で実施し、昭和53年5月日本農林ヘリコプター株式会社川越へレポートで組立を行った。

昭和53年7月27日ハードランディングして機体が中破した。

昭和53年7月31日から昭和53年8月8日まで損傷部品の交換を行った。

昭和53年8月11日修理改造検査合格

前回定時点検後の飛行時間 25時間13分（50時間定時点検を昭和53年10月31日北海道広尾郡大樹町にて実施した。）

224003

エンジン

型式 ライカミング式VO-540-B1B3型

製造番号 L-305-43

総使用時間 3,368時間16分

前回オーバーホール後の使用時間 274時間16分

前回のオーバーホールは米国で実施し、昭和53年5月日本農林ヘリコプター株式会社川越ヘリポートで機体にエンジンの取付けを行った。

重量及び重心位置

同機の事故発生時の推定重量は2,715.6ポンド、推定重心位置は+2.22インチで、いずれも許容範囲（重量限界2,950ポンド、重心位置-3～+3.04インチ）内にあったものと推定される。

同機は、事故当時特殊装備品として散布装置（K-531-300-10）を装着していた。

燃料及び潤滑油は、航空用ガソリン100/130及び潤滑油W-80で、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

事故当日の気象は、事故現場の東南東約1.1キロメートルにある陸別農業気象観測所の観測値によると、次のとおりであった。

11時00分 天気晴、風向西南西、風速2メートル/秒、気温6.1度C。

12時00分 天気晴、風向南西、風速3メートル/秒、気温7.0度C。

事故現場の気象は、機長の口述によると、次のとおりであった。

天気快晴、東寄りの風2～3メートル/秒。

2.8 航空機及びその部品の損壊に関する情報

エンジンのクランクケースの潤滑油の油路は破損し、クーリングファンブレードは曲っていた。

潤滑油は枯渇していた。

ランディングギヤクロスチューブは曲り、テールドライブシャフト及びテールブームは切断され、テールロータは破損し、メインロータブレードに打痕があった。

224004

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

分解調査をした結果、次の事項を確認することができた。

- (1) クランクケースの全てのシリンダ取付部に削れ傷が発生し、1番及び6番シリンダの取付部に亀裂が発生していた。
クランクケースの2番シリンダ取付部が破損していた。
- (2) 全てのクランクピンの表面が荒れており、また、6番のクランクピンは過熱により変色していた。
- (3) 2番コネクティングロッドベアリングを除き、他のすべてのコネクティングロッドベアリングのメタルは溶けて焼付いていた。
2番コネクティングロッドは曲って亀裂が発生しており、同ロッドの大端部及び同ロッドキャップの結合ボルト（以下「結合ボルト」という。）2本が破断していた。
6番コネクティングロッドは曲っており、同結合ボルト取付部及びボルト2本が破損し、過熱により変色していた。
- (4) 全てのシリンダのスカート部に擦過傷が認められた。
- (5) 2番ピストンの側面の一部が破損し、全てのピストンの側面に擦過傷が認められた。
- (6) その他の機構部には異常は認められなかった。

2.9.2 結合ボルトの結合時の長さ及び単体時の長さの測定結果は、次のとおりであった。

結合ボルトの番号	結合時の長さ (ミリメートル)	単体時の長さ (ミリメートル)
1 番 { 上 下	5 7.2 6 5 7.2 4	5 7.1 5 5 7.1 6
3 番 { 上 下	5 7.2 6 5 7.2 6	5 7.1 3 5 7.1 5
4 番 { 上 下	5 7.2 5 5 7.2 4 5	5 7.1 6 5 7.1 6
5 番 { 上 下	5 7.2 1 5 7.2 4	5 7.1 3 5 7.1 6
6 番		
2 番		

224005

- (注) (1) 結合ボルトの単体時の基準長は、57.125～57.150ミリメートルである。
- (2) 結合ボルトの結合時の基準長は、57.277～57.302ミリメートルである。
- (3) 結合ボルトは新型（P/N LW-12596）であり、同ボルトの標準締付トルクは40～60フートポンドである。
- (4) 2番及び6番は、破断していたため測定不能であった。

3 事実を認定した理由

3.1 解析のための試験及び研究

エンジンの分解調査の結果（2.9.1）、特にクランクケースの2番シリンダの取付部の破損が著しく、2番コネクティングロッドの大端部及び同ロッドの結合ボルトが破断していたことから、同ロッド及び同結合ボルトの破断面を調査した。その結果、同ロッドの破断面は、疲れ破壊によるものと認められた。また、同結合ボルトの破断は、同ロッドの破壊にともなう延性破壊によるものと推定された。

3.2 解析

3.2.1 事故当時の気象は、当該事故に関連がなかったものと推定される。

3.2.2 現場調査及び機長の口述から、JA7614は、臨時ヘリポートの北西側地域の殺そ剤散布を実施中、対地高度60～100メートル、速度約40マイル/時で、突然エンジンが不調となったものと推定される。

ここで機長は、直ちに散布を中止し、各計器をチェックしたところ、全ての指針が緑色弧線内を指示しており水平飛行が可能であったので、帰投できると判断し、臨時ヘリポートに向ったものと推定される。その後、同機は徐々に出力が低下し降下したので、機長は、再度計器の指示をチェックしたところ、吸気圧力計が30インチ、油圧計のみが0を指示していたことから、不時着を決意し、林道に向け速力を減じつつ進入したものと推定され、この時においてコネクティングロッドがクランクシャフトに焼付きエンジンが停止し、白煙が機内に入ったものと推定される。

機長は、同機がオートローテーション着陸高度限界の安全範囲外でエンジンが停止し、

224006

ロータ回転速度の急減傾向にある同機がコレクティブピッチレバー及びサイクリックスティックを操作することにより異常姿勢に陥ることを危惧し、そのままの状態を保持して不時着進入を行ったものと推定される。

以上の理由から、同機は、水平姿勢のままメインロータ回転速度が低下してハードランディングとなり、ランディングギヤクロスチューブを曲げるとともにメインロータが過大なフラッピングを起し、これによりテールブーム及びテールドライブシャフトを切損してショートシャフトを飛散させたものと推定される。

テールロータブレードの破損は、飛散したショートシャフトが接触したことによるものと推定される。

3.2.3 現場調査及びエンジンの分解調査から、当該事故による損傷を除き、エンジン以外の不具合は認められなかった。

3.2.4 エンジンの分解調査の結果は2.9.1のとおりであり、2番コネクティングロッドベアリング以外の全てのコネクティングロッドベアリングがクランクシャフトに焼付き、破断した2番コネクティングロッドベアリングのみが焼付きを起していないことは、2番コネクティングロッドが破断するまではエンジンの潤滑が正常に行われており、破断後はクランクシャフトから分離して回転していなかったことによるものと推定される。

3.2.5 エンジン内部の破損状態に関する調査結果は2.9.1及び3.1のとおりであり、当該エンジンが停止した経緯については、先ず2番コネクティングロッドが破断し、次いで同ロッドの結合ボルトが破断したことにより、同ロッドがクランクケースを破損し、当該破損部から潤滑油が飛散したため潤滑油が枯渇し、2番コネクティングロッドベアリング以外の全てのコネクティングロッドベアリングがクランクシャフトに焼付き、エンジンが停止するに至ったものと推定される。

3.2.6 上記の2番コネクティングロッドが疲れ破壊したことについては、同コネクティングロッドキャップを締付けている結合ボルト及びナットの締付けが緩んだためロッドがロッドキャップをたたき、これによりロッドが疲れ破壊したことによるものと推定される。

3.2.7 前記結合ボルト及びナットの締付けが緩んだことは、オーバホール時に当該部位の締付けが不足していた可能性が推定され、次のことによりこれを傍証することができる。

2.9.2に記述した結合ボルトの単体時の長さの測定結果から、結合ボルトは基準長あるいは測定誤差内で基準長に近いものであったと認められるが、結合時の長さは何れも規定値に達していない。従って、オーバホールの際、結合ボルト及びナットの締付けが全般的に不十分であったものと推定され、測定ができなかった2番及び6番ボルトにつ

224007

いても同様であったものと推定される。

4 結 論

- (1) 機長は、適法な資格を有し、所定の身体検査に合格していた。
- (2) J A 7 6 1 4 は、有効な耐空証明を有し、かつ定時及び日常点検は実施されていた。
- (3) 事故発生時の気象は、当該事故に関連がなかったものと推定される。
- (4) 同機のエンジンが停止した際、同機は、オートローテーション着陸高度限界の安全範囲外を飛行していたため、正常なメインロータ回転速度が維持できずに、ハードランディングしたものと推定される。
- (5) エンジンが停止したのは、2番のコネクティングロッドキャップの結合ボルト及びナットの締め付けが緩み、コネクティングロッドが疲れ破壊したことにより、クランクケースを破損し、その内部の潤滑油が枯渇し、2番以外のすべてのコネクティングロッドがクランクシャフトに焼付いたことによるものと推定される。

なお、結合ボルト及びナットの締め付けが緩んだのは、オーバーホール時にその締め付けが不足していたことが起因していたものと推定される。

原 因

本事故は、エンジンが停止した際、オートローテーション着陸高度限界の安全範囲外を飛行していたため、正常なメインロータ回転速度が維持できずにハードランディングしたことによるものと推定される。

なお、エンジンの停止は、オーバーホール時に2番のコネクティングロッドキャップの結合ボルト及びナットの締め付けが不足していたため、それが緩み、コネクティングロッドが疲れ破壊し内部の潤滑油が流出枯渇し2番以外のすべてのコネクティングロッドがクランクシャフトに焼付いたことによるものと推定される。

224008