

阪急航空株式会社所属
ヒラー式UH-12E型JA7610
に関する航空事故報告書

昭和54年6月7日

航空事故調査委員会議決(空委第28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

阪急航空株式会社所属ヒラー式UH-12E型JA7610は、昭和54年2月17日10時50分ごろ、機長及び整備士2名がとう乗して、試験飛行のため八尾空港内でホバリング中、操縦不能に陥り落下し、機体は中破したが、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54年2月17日～18日 現場調査

1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和54年5月17日 意見聴取

232001

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 7 6 1 0 は、昭和 5 4 年 2 月 1 7 日、八尾空港内のヘリコプター駐機場にて飛行前点検終了後、10時30分ごろから10時45分ごろまで整備士のみによる試運転を実施し、異常が認められなかったためエンジンを停止しないで機長に引継がれた。

同機は、メインロータブレードの検査後の再取付けにともなう試験飛行のため10時45分ごろ離陸し、ホバリングをしたところ振動もなく各計器の指示も正常であったので、ヘリコプター駐機場の西側約50メートルにある芝地へホバリングタクシーを実施した。

同機は、10時50分ごろ芝地の上で南東の風に正対して高度約4フィートでホバリングが安定した直後、急に約10フィートまで垂直上昇し、次いでメインロータ回転数が急激に減少したので、機長が回復操作をしたが機体は垂直に落下した。

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	3	0	

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 2 3 年 4 月 7 日生

事業用操縦士技能証明書 第 4 5 9 4 号

取得年月日 昭和 4 8 年 1 月 1 9 日

232002

限定事項 回転翼航空機 ベル47型、ヒューズ式369型、ヒラー式UH-12型

第1種航空身体検査証明書 第11720412号

有効期間 昭和54年2月6日から昭和55年2月5日まで

総飛行時間 2,187時間30分

同型式機の飛行時間 1,974時間40分

事故前30日間の飛行時間 46時間00分

事故前7日間の飛行時間 9時間55分

整備士 昭和22年11月10日生

三等航空整備士技能証明書 第1392号

取得年月日 昭和49年2月17日

限定事項 回転翼航空機 ベル47型、ヒラー式UH-12型

整備士 昭和26年11月25日生

三等航空整備士技能証明書 第2206号

取得年月日 昭和52年5月27日

限定事項 回転翼航空機 ベル47型、ヒラー式UH-12型

2.6 航空機に関する情報

型式 ヒラー式UH-12E型

製造番号 第5023号

製造年月日 昭和53年1月20日

耐空証明書番号 第大-52-390号

有効期間 昭和53年3月10日から昭和54年3月9日まで

総飛行時間 1,711時間01分

事故に関連のある整備状況

ヒラーサービスブリティン51-4(1978年9月26日付)にもとづき昭和53年11月14日メインロータブレードを取り外し、アンチノードバーアセンブリを交換し昭和54年2月15日同ブレードを機体に取り付けた。その間、昭和53年12月20日~21日トランスミッションのオイルシール等の交換を実施した。

重量及び重心位置

同機の事故発生時の推定重量は2,789ポンド、推定重心位置は80.77インチで、重量限界(2,800ポンド)内であり、重心位置の許容範囲(79.5~84.8インチ)内にあったも

232003

のと推定される。燃料及び潤滑油は、航空用ガソリン100/130及び潤滑油エアロシェルW80で、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

大阪航空測候所八尾空港出張所の観測値は次のとおりであった。

11時00分；風向110度、風速6ノット、視程18キロメートル、雲量2/8積雲、雲高2,500フィート、雲量6/8積雲、雲高3,500フィート、気温13度C、露点温度5度C、QNH29.62。

2.8 航空機及びその部品の損壊に関する情報

前部及び後部のスプリングチューブ切損、左右の後部レグとスキッドランナーの接続部切損、左側ドア破損。

3 事実を認定した理由

3.1 解析

3.1.1

事故当時の気象は、当該事故に関連はなかったものと推定される。

3.1.2

同機は、機体の調査結果並びに機長及び整備士の口述からメインロータブレードコレクティブコントロール（以下「コントロール」という。）系統を除き事故発生時まで正常な状態であったものと推定される。

3.1.3

コントロール系統を調査した結果、コントロールの作動を伝達するコレクティブコントロールペルクランク（P/N31383-5以下「ペルクランク」という。）とアップエクスターナルプッシュロッド（P/NWS7-50028-6-88-028-1676以下「プッシュロッド」という。）を連結しているボルト（P/NAN24-22A、以下「ボルト」という。）が脱落してボルトヘッド側のワッシャ（P/NAN960PD416L）1個とともにエンジンデッキの上に落ちているのが発見されたが、同ボルトのネジ部に装着されているはずの上記と同型のワッシャ及びナット（P/NMS21042L4）は発見さ

232004

れなかった。(付図参照)

3.1.4

同ボルトのネジ部を調査した結果、じんあいと油脂で黒く汚れておりワッシャ及びナットが装着された形跡が認められないことから、同ボルトには当初からそのネジ部にワッシャ及びナットが装着されずにただ連結部に差し込まれた状態にあったものと推定される。

3.1.5

同機は、ホバリングを開始して約5分後に約10フィート垂直急上昇しているが、これは、ホバリング中の機体の振動及びプッシュロッドとベルクランクの動きにより同ボルトが抜け出してプッシュロッドからはずれたことに起因し、このためコントロールの機能が不能となりメインロータブレードのピッチ角が一瞬増大したことによるものと推定される。

この結果、エンジンに過大な負荷がかかり、エンジン回転速度の減少にともないメインロータ回転速度が減少して失速し、機体が垂直に落下し、着陸装置を破壊したものと推定される。

3.1.6

同機は、昭和53年9月12日に飛行してから事故当日まで飛行の実績はなく、この間においてトランスミッションオイルシール等の交換作業を実施した。当該作業を実施するためには、同ボルトをはずさなければこの作業を行うことができないことから、同ボルトは、この過程で取りはずされたものと推定される。同ボルトは、当該作業において、その連結部位に差し込まれ、その時点でネジ部にワッシャ及びナットの装着がなされなかったものと推定される。

なお、当該作業に関するワークシートが作られていなかったことから、作業後の点検が実施されていなかったものと推定される。

3.1.7

同ボルトの装着は、外観から目視による点検が可能であり、同機の試運転及び試験飛行を実施するに際して、整備士は、飛行前点検において確認しなか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) JA7610は、有効な耐空証明を有していた。

232005

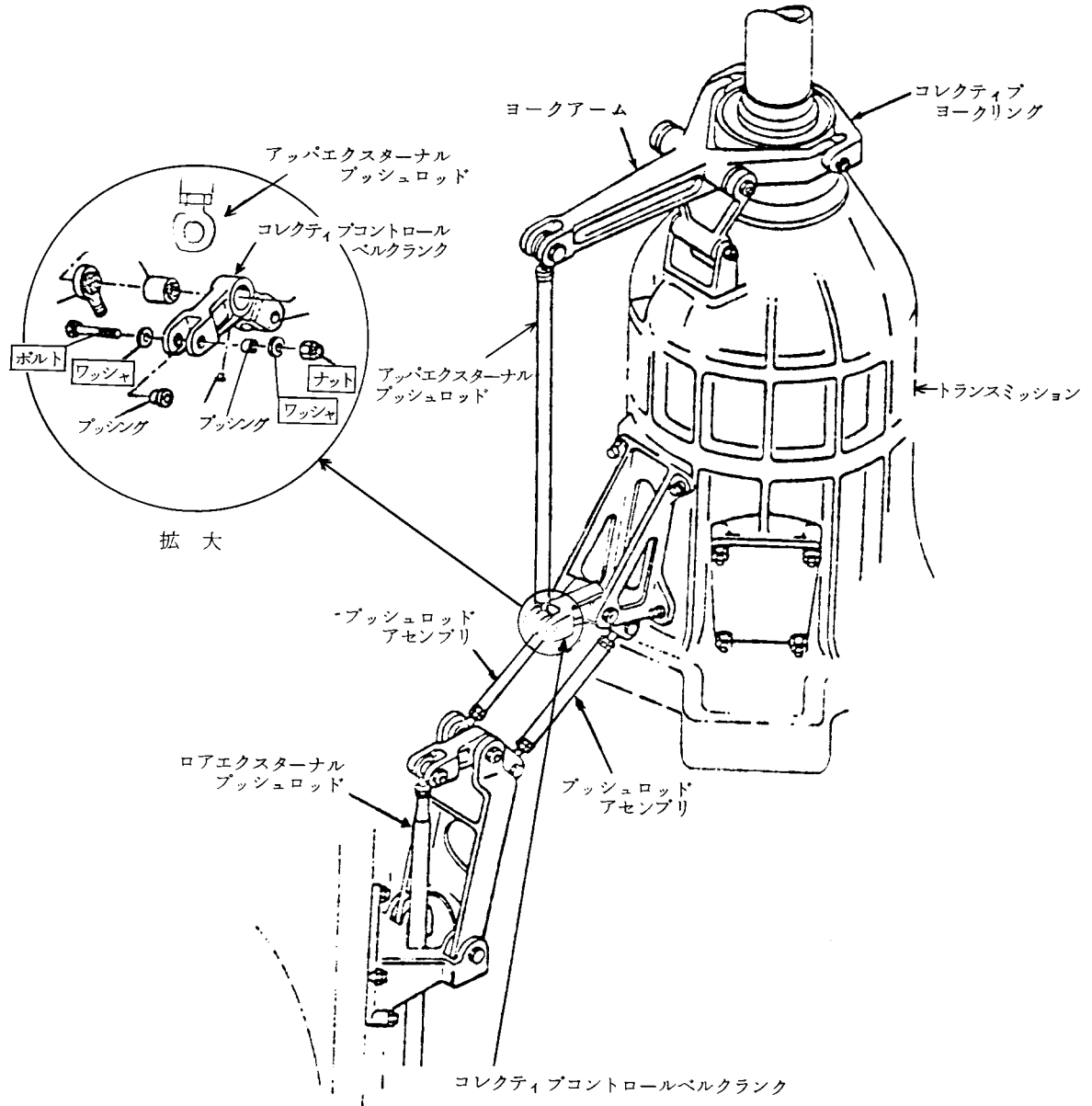
- (3) 事故当時の気象は、当該事故に関連はなかったものと推定される。
- (4) 同機は、コントロール系統を除き事故発生時まで正常な状態であったものと推定される。
- (5) 同機は、社内における整備の際、ベルクランクとプッシュロッドを連結しているボルトに、ワッシャ及びナットが取り付けられなかったものと推定される。
- (6) 当該作業に関するワークシートが作られていなかったことから、作業後の点検が実施されていなかったものと推定される。
- (7) 飛行前点検において、整備士は、同ボルトの装着を確認しなかったものと推定される。
- (8) 同機は、ホバリング中機体の振動及びプッシュロッドとベルクランクの動きによってプッシュロッドからボルトが抜け出してはずれたことにより、コントロールの機能が不能となり急上昇し落下したものと推定される。

原因

本事故は、ホバリング中、コレクティブコントロールベルクランクとアップエクスターナルプッシュロッドを連結しているボルトが抜けはずれたことにより、メインロータブレードコレクティブコントロールの機能が不能となり落下したことによるものと推定される。

なお、当該ボルトが抜けたことについては、整備時にナットを装着しなかったことによるものと推定される。

メインロータブレードコレクティブコントロール系統図 付図



232007