

# 航空事故調査報告書

日本航空株式会社所属	JA8129
日本航空株式会社所属	JA8532
個人所有	JA3703
日本グライダークラブ所属	JA2276
本田航空株式会社所属	JA3939
本田航空株式会社所属	JA5277
中日本航空株式会社所属	JA9400
個人所有	JA3762
中日本航空株式会社所属	JA9261
東亜国内航空株式会社所属	JA8436
ティラトーン式ティエラ2型	超軽量動力水上機

昭和63年3月31日

航空事故調査委員会

# 航空事故調査報告書

中日本航空株式会社所属

ヒラー式 UH-12E ソロイ型 JA9261

名古屋空港

昭和61年5月17日

昭和63年2月24日

## 航空事故調査委員会議決

委員長	武田	峻
委員	薄木	正明
委員	西村	淳
委員	東	昭
委員	竹内	和之

## 1 航空事故調査の経過

### 1.1 航空事故の概要

中日本航空株式会社所属ヒラー式 UH-12E ソロイ型 JA9261(回転翼航空機)は、昭和61年5月17日、試験飛行を終えて、名古屋空港の駐機場内に着陸の際、14時19分ごろ、高さ約3メートルよりハード・ランディングした。

同機には、機長ほか同乗者1名が搭乗していたが、死傷者はなかった。

同機は大破したが、火災は発生しなかった。

### 1.2 航空事故調査の概要

#### 1.2.1 事故の通知及び調査組織

航空事故調査委員会は、昭和61年5月17日、運輸大臣から事故発生の通報を受け、当

該事故の調査を担当する主管調査官を指名した。

#### 1.2.2 調査の実施時期

昭和61年5月18日～19日 現場調査及び機体調査

#### 1.2.3 原因関係者からの意見聴取

意見聴取を行った。

## 2 認定した事実

### 2.1 飛行の経過

JA9261は、エンジン換装後の試験飛行のため、昭和61年5月17日、約1時間30分の飛行を予定していた。

整備記録によれば、同機は整備士により事故当日11時00分ごろから飛行前点検を受けたが、異常は認められなかった。

同機は、13時15分ごろ格納庫前の駐機場において、エンジンの試運転を異常なく終了した後、整備士1名が同乗して空港北側のOスポットに移動し、地上高付近での操縦系統及びエンジンの出力性能とその制御性に係る飛行試験を実施したが、異常は認められなかった。

その後同機は、13時25分ごろ、名古屋空港内Rスポットより離陸し、大垣付近の上空で所定の飛行試験項目を実施したが、異常は認められなかった。

同機は、予定した試験飛行項目を完了し、14時15分ごろ名古屋空港内Wスポットに着陸した後、高度約10メートルのホバリング・タクシで、南西方向に約100メートル離れた駐機場に移動した。

14時17分ごろ、同機が同社の地上員により指示されたスポットに着陸しようとしたとき、隣接したスポットにおいて、JA9428が地上運転中であった(付図参照)。

機長によれば、

同機は駐機場の指示されたスポットに着陸しようとして、高さ7～8メートルから約4フィート・ホバリングのところまで静かに機体を誘導したが、着陸接地の約1秒前くらいのところで急に機体が浮揚するような揚力が発生して、高さ約15メートルまで急上昇した。その後、機長は2回着陸を試みたが、初回の着陸のときと同様に、地面近くに降りて来ては高さ約10メートルくらいまで上昇するという状態を繰り返した。この降下と上昇を繰り返す間に、操作しているコレクティブ・ピッチ・レバーの量とその機体の動きのタイミングが合わず、

機長は同機のコレクティブ・ピッチ・コントロール系統に異常が発生したものと判断して、4回目の降下の際、何とか機体を降ろそうとして、エンジンの出力を絞り、高度約3メートルからハード・ランディングした。

とのことであった。

事故発生時刻は、14時19分ごろであった。

## 2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死傷者はなかった。

## 2.3 航空機の損壊に関する情報

### 2.3.1 損壊の程度

大 破

### 2.3.2 航空機各部の損壊の状況

胴 体

前方下部構造

座屈変形

客室床構造

変形及び亀裂

前方及び左右の下方風防

割れ破損

テール・ブーム

T. B. STA. 149.0付近において折れ曲がり

右側水平安定板

翼端側後縁部分変形

テール・ロータ・ドライブシャフト

T. B. STA. 130.0付近において破断

テール・ロータ・ブレード

ブレード2枚とも翼端側前縁部分損傷

トランスミッション・パイロン

左スナバ・ロッド切損、スプラグ・マウン

・アセンブリ

ト抜け出し

着陸装置

前方側クロス・チューブ

胴体支持部において折れ曲がり

後方側左右のレッグ

スキッド取付部において折損

## 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

機長	男性	56歳
事業用操縦士技能証明書		第1908号
限定事項		
	ベル式47型	昭和41年1月10日取得
	ヒューズ式369型	昭和46年12月23日取得
	ヒラー式UH-12型	昭和52年12月5日取得
	ベル式206型	昭和54年12月27日取得
	ヒラー式UH-12ソロイ型	昭和55年10月24日取得
	アエロスパシアル式AS350型	昭和57年12月17日取得
第一種航空身体検査証明書		第12890098号
有効期限		昭和61年10月20日
総飛行時間		6,791時間04分
同型式機による飛行時間		374時間34分
最近30日間の飛行時間		63時間40分

## 2.6 航空機に関する情報

### 2.6.1 航空機

型式	ヒラー式UH-12Eソロイ型
製造番号	5118
製造年月日	昭和55年4月16日
耐空証明書	第大-60-464号
有効期限	昭和62年2月11日
総飛行時間	1,492時間15分
前回の定時点検後の飛行時間	22時間00分

### 2.6.2 エンジン

型式	アリソン式250-C20B型
製造番号	CAE-833963
製造年月日	昭和56年3月17日
総使用時間	921時間13分

### 2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は2,250ポンド、重心位置は83.4インチと推算され、いずれも

許容範囲(最大離陸重量3,100ポンド、事故当時の重量に対応する重心範囲81.4~84.8インチ)内にあったものと認められる。

#### 2.6.4 燃料及び潤滑油

使用燃料は航空用燃料 JET A-1、潤滑油はエッソ・ターボ・オイル2380で、いずれも規格品であった。

### 2.7 気象に関する情報

2.7.1 名古屋空港内名古屋航空測候所における気象観測値は、次のとおりであった。

14時00分 風向変動、風速5ノット、視程30キロメートル、雲量1/8、積雲、雲高3,000フィート、気温23度C、露点温度7度C、QNH29.88インチ  
/水銀柱

14時30分 風向変動、風速4ノット、視程30キロメートル、雲量1/8、積雲、雲高3,000フィート、気温23度C、露点温度9度C、QNH29.88インチ  
/水銀柱

2.7.2 機長によれば、事故当時、風は格納庫を越えてくる状態で風速4ノット程度と  
のことであった。

### 2.8 事実を認定するための試験及び研究

#### 2.8.1 操縦系統

##### (1) コレクティブ・コントロール系統

同機のコレクティブ・コントロール系統は、コントロール・スティック、フォワード・コレクティブ・コントロール・チューブ・アセンブリ、プッシュ・プル・ロッド及びベル・クランク等から構成されており、油圧及び電気等によるアクチュエータ類は使用されていない。

同系統について、コントロール・スティック部よりメイン・ロータ・ヘッドのインシデンス・アーム部まで、分解検査を含む系統の損壊箇所の調査とともに、機能の確認をした結果、系統の接続及び緩み等の異常はなく、制御系統に不具合は認められなかった。

また、同系統のフリクション調整装置について機能の確認を実施した結果、正常であることが確認された。

##### (2) サイクリック・コントロール系統

サイクリック・コントロール系統について、損壊箇所の調査とともに機能の確認をした結果、系統の接続に異常はなく、制御機能に不具合は認められなかった。

なお、マスト及びメイン・ロータ・ハブ内側に残された接触痕及び前後の方向制御関連のプッシュ・プル・ロッドの曲げ変形は、地上にハード・ランディングの際生じた損傷と考えられる。

### (3) ディレクショナル・コントロール系統

テール・ブームの損壊により、ディレクショナル・コントロール系統のコントロール・ケーブルは、正常な位置関係を示してはいなかったが、ケーブルの切断等は認められなかった。

## 2.8.2 動力装置関連制御系統

コレクティブ・コントロール・スティックのツイスト・グリップの動きに連動するガス・プロデューサ・フューエル・コントロール(GPFC)系統の動作及びコントロール・スティックの操作に連動するパワー・タービン・ガバナ(PTG)系統の動作について、系統別に調査した結果、各系統ともツイスト・グリップの位置及びコントロール・スティックの操作量に対応した動きが、エンジンの GPFC 及び PTG の各装置に適正に伝達されていることが確認された。

## 3 事実を認定した理由

### 3.1 解 析

3.1.1 機長は、適法な資格を有し、所定の航空身体検査に合格していた。

3.1.2 JA9261は、有効な耐空証明を有し、所定の整備及び点検が行われていた。

3.1.3 本試験飛行前に換装され、同機に装着されたエンジンは、事故当日の試験飛行においても、良好な出力性能と制御性を有していたことが確認されており、このことから、エンジン及び同装置関連制御系統は、当時正常な状態にあったものと推定される。

3.1.4 機長によれば、同機を駐機場に着陸させようとして降下と上昇を繰り返した間、同機の水平飛行姿勢及び機首方位を不安定な状態に陥らせることなく制御できたことから、同機のサイクリック・コントロール系統及びディレクショナル・コントロール系統は、正常に作動していたものと推定される。

3.1.5 同機のコレクティブ・コントロール系統について、分解検査を含む同系統の機

能の確認をした結果、その制御系統に不具合となる事項が認められなかったこと及び試験飛行の間においても操縦操作に影響するような系統の不具合が認められなかったことから、駐機場スポットへの着陸の際、同機が降下と上昇を繰り返したことについては、コレクティブ・コントロール系統の不具合に起因したものではないと推定される。

3.1.6 事故発生現場となった駐機場のスポットは、付図に見られるとおり、前方には運転中のヘリコプタがあり、また、左側には約45メートル離れた位置に同社格納庫があり、機長の口述するところの当時の格納庫を越えてくる風速4ノットの風と地上運転中のヘリコプタの影響等により、駐機場スポット付近の地上表面の気象は、ややじょう乱の多い状態であったものと推定される。

3.1.7 同機が、駐機場スポットに接地寸前スポット上において急に浮揚し、高さ約15メートルまで急上昇したのは、同機の地表面付近での気象のじょう乱に対するコレクティブ・コントロールの対応操作が過大であったことによるものと推定される。

また、その後スポット上での降下と上昇を二度繰り返したことについては、同機が地面効果の境界付近を飛行する間、コレクティブ・コントロールの操作に調和を欠いたことによるものと推定される。

3.1.8 機長は、操作しているコレクティブ・コントロールと機体運動のタイミングが合わず、駐機場のスポット上で降下と上昇を繰り返すうちに、コレクティブ・コントロール系統に異常が発生したものと誤判断して、4回目の降下の際、何とか機体を降ろそうとしてエンジンの出力を絞り、高度約3メートルからハード・ランディングしたものと推定される。

## 4 原因

本事故の原因は、駐機場スポットに着陸の際、コレクティブ・コントロールの操作に調和を欠いたことにより、上昇と降下を繰り返し、これをコレクティブ・コントロール系統の異常と誤判断し、エンジンの出力を絞り、ハード・ランディングしたことによるものと推定される。

なお、当該コレクティブ・コントロールの操作に調和を欠いたことについては、当時の地表面付近に発生していたとみられる気象のじょう乱の関与が考えられる。



# JA9261事故現場見取図

(名古屋空港内駐機場部分拡大図)

