

航空事故調査報告書

所 属 オールニッポンヘリコプター株式会社
型 式 ユーロコプター式EC135T2型（回転翼航空機）
国籍登録記号 JA37NH
事 故 種 類 スポットにおける強めの接地による機体損傷
発 生 日 時 令和5年3月2日 10時41分頃
発 生 場 所 岡山空港スポット上

令和7年5月30日

運輸安全委員会（航空部会）議決

委 員 長 李家賢一（部会長）

委 員 高野 滋

委 員 丸井 祐一

委 員 早田 久子

委 員 津田 宏果

委 員 松井 裕子

1 調査の経過

1.1 事故の概要	オールニッポンヘリコプター株式会社所属ユーロコプター式EC135T2型JA37NHは、令和5年3月2日（木）、岡山空港のNo.1スポット付近に接地する際、機体姿勢が不安定となり、右に回転しながら強めに接地し機体を損傷した。 同機には、機長ほか同乗者2名計3名が搭乗していたが、同乗者1名が軽傷を負った。
1.2 調査の概要	運輸安全委員会は、令和5年3月3日、事故発生の通報を受け、本事故の調査を担当する主管調査官ほか1名の航空事故調査官を指名した。 本調査には、事故機の設計・製造国であるドイツ連邦共和国の代表及び顧問並びにエンジンの設計・製造国であるフランス共和国の代表及び顧問が参加した。 原因関係者からの意見聴取及び関係国への意見照会を行った。

2 事実情報

2.1 飛行の経過	機長及び同乗整備士の口述によれば、飛行の経過は概略次のとおりであった。 オールニッポンヘリコプター株式会社（以下「同社」という。）所属ユーロコプター式EC135T2型JA37NHは、報道取材のため、機長が右操縦席に、整備士が左操縦席に、カメラマンが後部右席に着座し、09時18分頃広島ヘリポートを離陸した。同機は、岡山市内を上空から撮影後、10時38分頃、燃料補給のため岡山空港の滑走路07に着陸し、同空港の管制塔の前にあるNo.1スポット（以下「スポット」という。）に向けて、対地高度約1mでエアタクシー*1を開始した。
-----------	---

*1 「エアタクシー」とは、国際民間航空条約第2附属書の定義によれば、回転翼航空機が、通常、地面効果内の高度で20kt未満の対地速度により飛行場面の upper surface を移動することをいう。

同機は、エプロンに入った後、機首を真方位約330°としてスポットに向けて進入を開始した（図1参照）。

機長は、同機がエプロンに進入したときは左からの横風が強いと感じていたが、スポットに接近するにつれ、同機が上から押さえつけられたり、下から押

し上げられたりするような風の影響を受けるようになってきたと感じた。機長は、気流が悪く、このままでは危険と感じたため、地表面との間隔を取るために、エアタクシーの対地高度を約2mとしてスポットへの進入を継続した。しかしながら、同機は、高度が上下に不規則に変化したり、ガタガタと揺れたりと安定しなかった。機長は、これまでの経験から、正面にある管制塔のある建物からのビル風と、左側にある駐車場を抜けてくる風が入り乱れて乱気流となり、同機に影響を与えていると考え、このままスポットまで前進して行くことは安全ではないと判断し、スポットの約20m手前に接地することとした。

機長は、スポットの約20m手前に接地するために同機の高度をゆっくりと下げていったが、降下中も乱気流により機体姿勢が安定しなかった。同機は、スキッドが接地した時に、接地したスキッドの前方を支点のように機体が前方に傾いてすぐに戻り、再度1回目よりも大きく前傾して接地時の姿勢に戻った。その際、機長は「ドーン、ドーン」と2回バウンドしたような衝撃を感じた。また、この時機長は、コレクティブ・ピッチ・レバー（以下「CP」という。）が上がってきたような感覚を覚えていたが、自然に上がってきたのか、機長自らが無意識に上げたのかについては分からなかった。なお、機長は、同機のピッチ姿勢の変化に伴い左腕が伸びきりCPが左手から離れそうになったが、2回目の「ドーン」という衝撃を感じたときに上半身が前方に移動し、CPにしっかり手が届くような感じになった。

同機は、3回目に大きく前傾しながら浮揚し、急激な右回転を開始した。機長は、すぐさま、ラダー・ペダル（以下「ペダル」という。）を左一杯に踏み込んで、CPを最下方まで下げ、ロール姿勢を水平に保つようにしながら右回転が止まるのを待っていたが、同機の右回転は止まることなく、強い衝撃を伴って接地した。

同機の接地位置は、スポットの停止バー標識から約3m管制塔側のエプロン上であり、接地後も右回転を継続した後に停止した。また、同機の強めの接地に伴い、同機に搭載された航空機用救命無線機（ELT）が作動した。岡山空港管理事務所によると、同機の強めの接地に伴うものと思われるELT信号の受信時刻は10時41分15秒であった。

同乗整備士によれば、機長から、風の影響を少なくするためにスポットの少し手前に接地させると聞いた後に、同機は、高度を下げ始めた。その

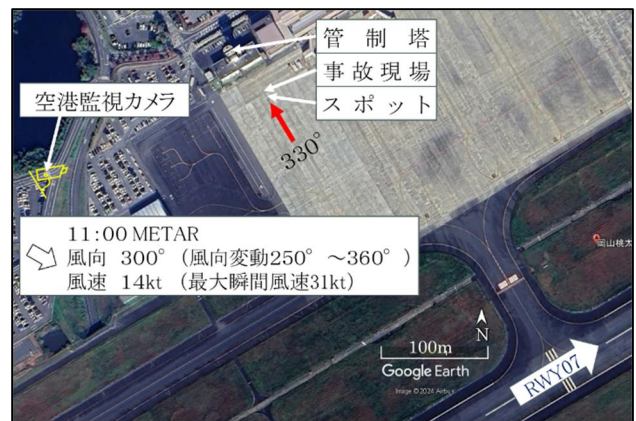


図1 本事故現場周辺の状況

	際、同乗整備士は、周囲の確認とエンジンの計器に異常を示す指示がないことを確認した。同機が接地する際、同乗整備士は、左の窓から左スキッドが接地したのを確認し、同機の周囲を確認しようとしたところ、急に機体が揺れ始め、最初は機体が少し前方に傾いて戻った。次に機体が大きく前に傾いて戻ったが、同乗整備士は、その後の記憶はほとんどなく、急に機体が回り始めて、右手で椅子をつかみ、左手でドアのくぼみに手を掛けて自分の姿勢を保つことしかできなかった。同乗整備士は、景色が異常に速く回っているのが見えて、その後すぐに強い衝撃があり、機体が止まったことを確認した。同乗整備士は、エンジンに火災が発生していないことを確認したが、エンジンが作動していたため、エンジンの停止を機長に進言した。同乗整備士は、機長によるエンジン停止操作の間に計器に異常を示す指示や表示がないことを確認し、ローターが停止するまでの間に当該飛行時の飛行時間や制限超過を表示するフライトレポートの画面を選択し、同画面をスマートフォンで撮影した。 スポットの西側に設置された岡山空港の監視カメラには、本事故時の動画が記録されていた（図1及び後掲2.7(1)参照）。 本事故の発生場所は、岡山空港のスポット上（北緯34度45分33秒、東経133度51分09秒）で、発生日時は、令和5年3月2日、10時41分頃であった。
2.2 死傷者	同乗者1名：軽傷
2.3 損壊	(1) 航空機の損壊の程度 中破 (2) 航空機の主な損傷状況（図2参照） 一次構造部材である左後方フレーム：座屈 胴体左右側面及び下面：破損 前方クロスチューブ左側：座屈 テールバンパー及び左水平安定板：破損 報道用機材（カメラ及びアンテナ）：損壊 なお、エンジン、メインローター（以下「MR」という。）、フェネストロン^{*2}、ローター駆動系統及び操縦系統に異常は確認されなかった。

*2 「フェネストロン」とは、テールローターと同等の働きをする反トルク・システムの一つであり、回転する複数のブレードを垂直安定板内のシュラウドに収めたもののことをいう。

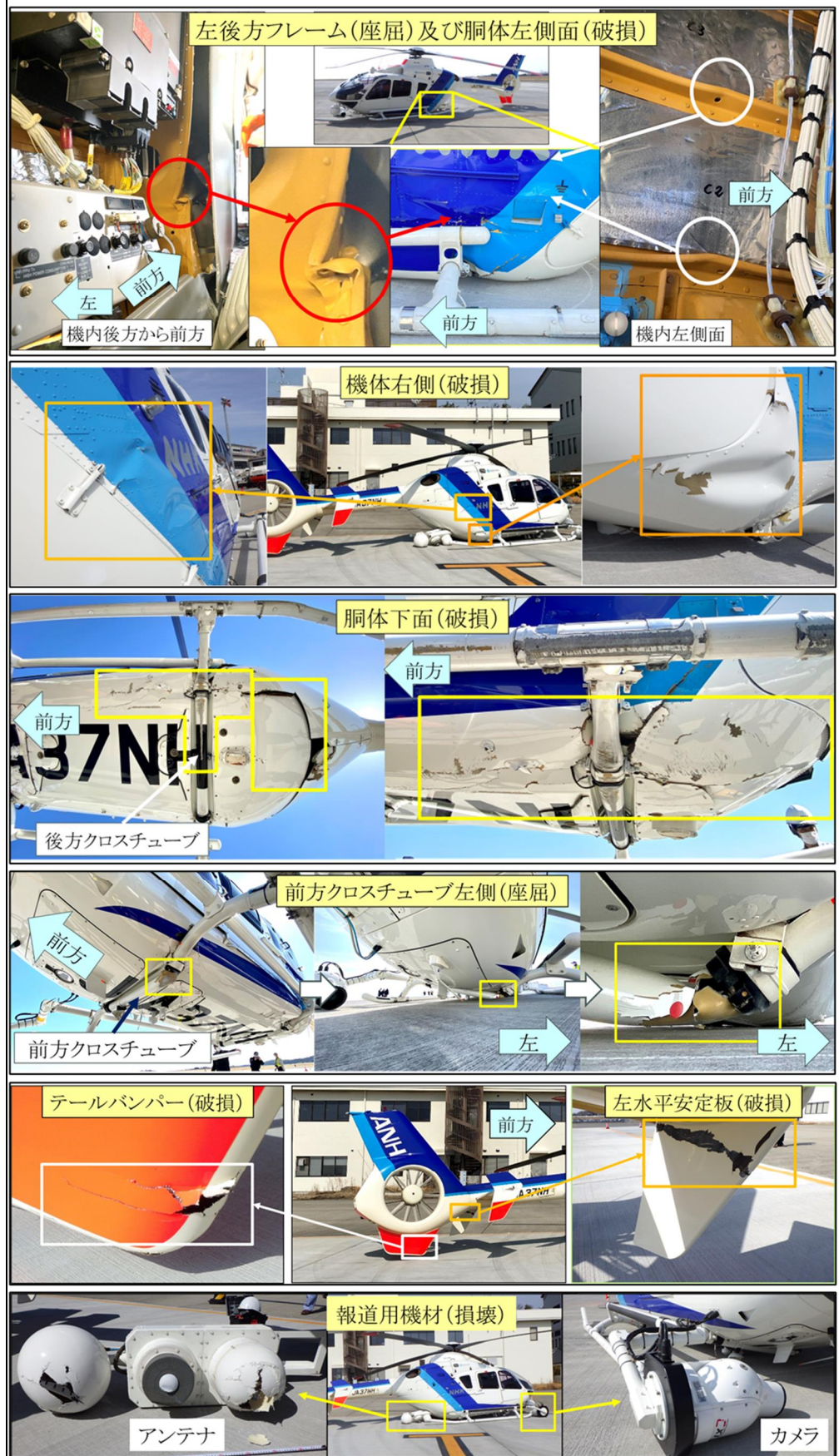
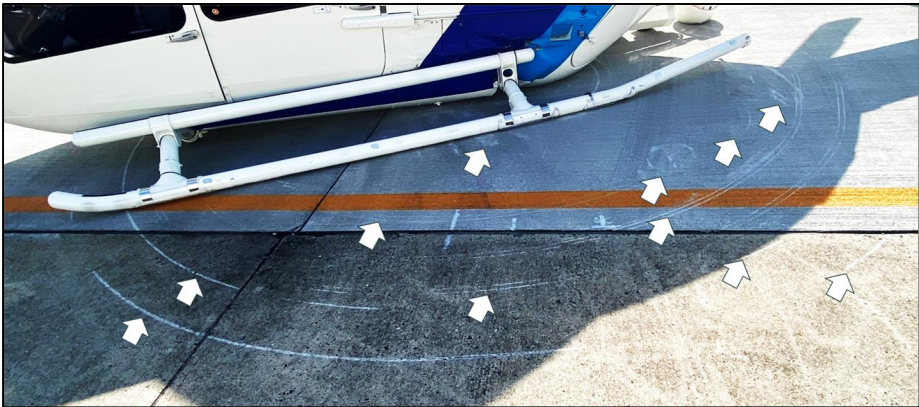


図2 機体の損傷状況

	(3) 同機が停止していたエプロン面には、スキッド痕等、多数の擦過痕が確認された（図3参照）。  図3 エプロン面の擦過痕																
2.4 乗組員等	機長 50歳 <table border="0"> <tr> <td>事業用操縦士技能証明書（回転翼航空機）</td> <td>平成12年10月19日</td> </tr> <tr> <td>限定事項 陸上多発タービン機</td> <td>平成17年7月13日</td> </tr> <tr> <td>特定操縦技能 操縦等可能期間満了日</td> <td>令和6年2月10日</td> </tr> <tr> <td>第1種航空身体検査証明書</td> <td>有効期限 令和5年11月9日</td> </tr> <tr> <td>総飛行時間</td> <td>2,902時間38分</td> </tr> <tr> <td>最近30日間の飛行時間</td> <td>13時間43分</td> </tr> <tr> <td>同型式機による飛行時間</td> <td>477時間00分</td> </tr> <tr> <td>最近30日間の飛行時間</td> <td>8時間08分</td> </tr> </table>	事業用操縦士技能証明書（回転翼航空機）	平成12年10月19日	限定事項 陸上多発タービン機	平成17年7月13日	特定操縦技能 操縦等可能期間満了日	令和6年2月10日	第1種航空身体検査証明書	有効期限 令和5年11月9日	総飛行時間	2,902時間38分	最近30日間の飛行時間	13時間43分	同型式機による飛行時間	477時間00分	最近30日間の飛行時間	8時間08分
事業用操縦士技能証明書（回転翼航空機）	平成12年10月19日																
限定事項 陸上多発タービン機	平成17年7月13日																
特定操縦技能 操縦等可能期間満了日	令和6年2月10日																
第1種航空身体検査証明書	有効期限 令和5年11月9日																
総飛行時間	2,902時間38分																
最近30日間の飛行時間	13時間43分																
同型式機による飛行時間	477時間00分																
最近30日間の飛行時間	8時間08分																
2.5 航空機等	航空機型式：ユーロコプター式EC135T2型 製造番号：0397、製造年月日：平成17年4月14日 耐空証明書：第大ー2022ー265号、有効期限：令和5年8月1日 総飛行時間：3,357時間14分 本事故当時、同機の重量は2,513kg、重心位置は、前後428cm、右5.0cmと推算され、いずれも許容範囲（最大許容全備重量2,835kg、重心位置（前後）421～442cm、重心位置（左右）左10.0cm～右10.0cm）内にあったものと推定される。																
2.6 気象	岡山空港の本事故関連時間帯の定時飛行場実況気象通報式（METAR）の観測値（抜粋）は、次のとおりであった。 11時00分 風向 300°、風向変動 250°～360°、 風速 14kt、最大瞬間風速 31kt																
2.7 その他必要な事項	(1) 空港監視カメラの動画（以下「動画」という。）の記録について 動画には、同機が同空港のエプロンにエアタクシーで進入してきたところから、本事故後までの状況が記録されていた。動画の記録を、汎用ソフトを用いてスロー再生し、回転時の経過時間等を計測した。 ① 同機がスポットの約20m手前に接地した時から浮揚するまで 図4は、同機がスポットの約20m手前に接地した時から浮揚するまでの状況であり、左側に動画から切り出した同じ画角の画像を連続的に示し、補足として各画像に対応する同機の動きを図式化して右側に記載した。また、スポットの約20m手前に接地した時刻を0秒とした場合の経過時間及び各画像の時間差を最右列に記載した。																

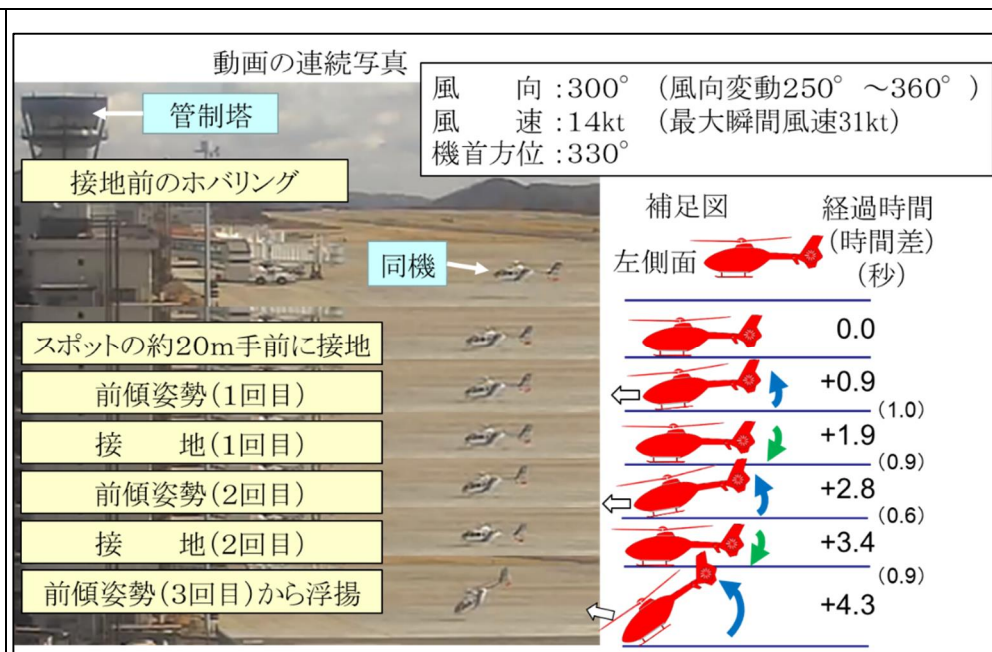


図4 スポットの約20m手前に接地した時から浮揚するまでの状況

動画によると、同機のスキッドが接地した後に、ピッチの前傾姿勢への変化が3回確認された。1回目は、スポットの約20m手前に接地してから約0.9秒後にスキッドの前方を支点とすることで前傾姿勢となり、やや前進してから約1秒後に接地した。また、2回目は、1回目の接地から約0.9秒後にスキッドの前方を支点とすることで、1回目より大きめの前傾姿勢となり、やや前進してから約0.6秒後に再び接地した。さらに、3回目は、2回目の接地から約0.9秒後に大きな前傾姿勢(約30°)となった後に、前進しながら浮揚した。

同機がスポットの約20m手前に接地した付近のエプロン面には、接触痕が確認された。同接触痕は、同機が前進した経路沿いに左右対になって2か所(計4か所)に確認され、管制塔側の接触痕の方が、鮮明かつ深く残されていた(図5参照)。

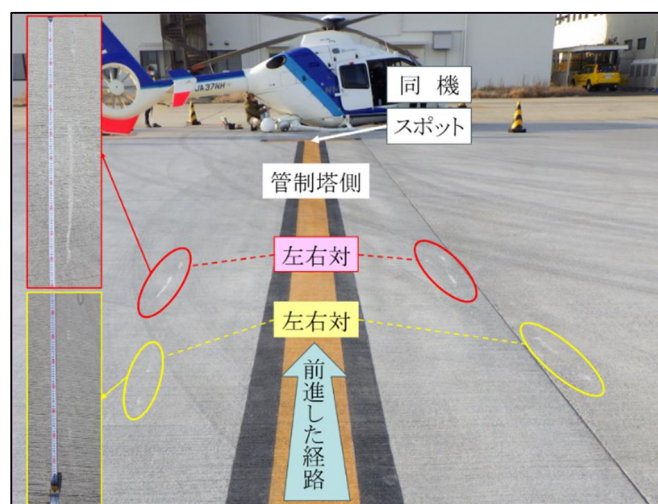


図5 同機がスポットの約20m手前に接地した付近のエプロン面の接触痕

② 同機が浮揚してから右回転し、強めに接地するまで

同機が、大きな前傾姿勢となった後に前進しながら浮揚し、右回転を経て強めに接地するまでの状況を図6に示す。

同機は、大きな前傾姿勢から前進しながら浮揚した後に機体姿勢が水平となり、その直後に右回転が始まったことが確認された。上空での右回転は1周半(約540°)であり、回転の開始から強めに接地するまでは

約 3.6 秒であった。右回転中の対地高度はほぼ一定であり、周囲の建物の 3 面図と比較した結果、対地高度の最大値は約 8 m (約 26 ft) であり、同機が約 270° 回転したときであった。

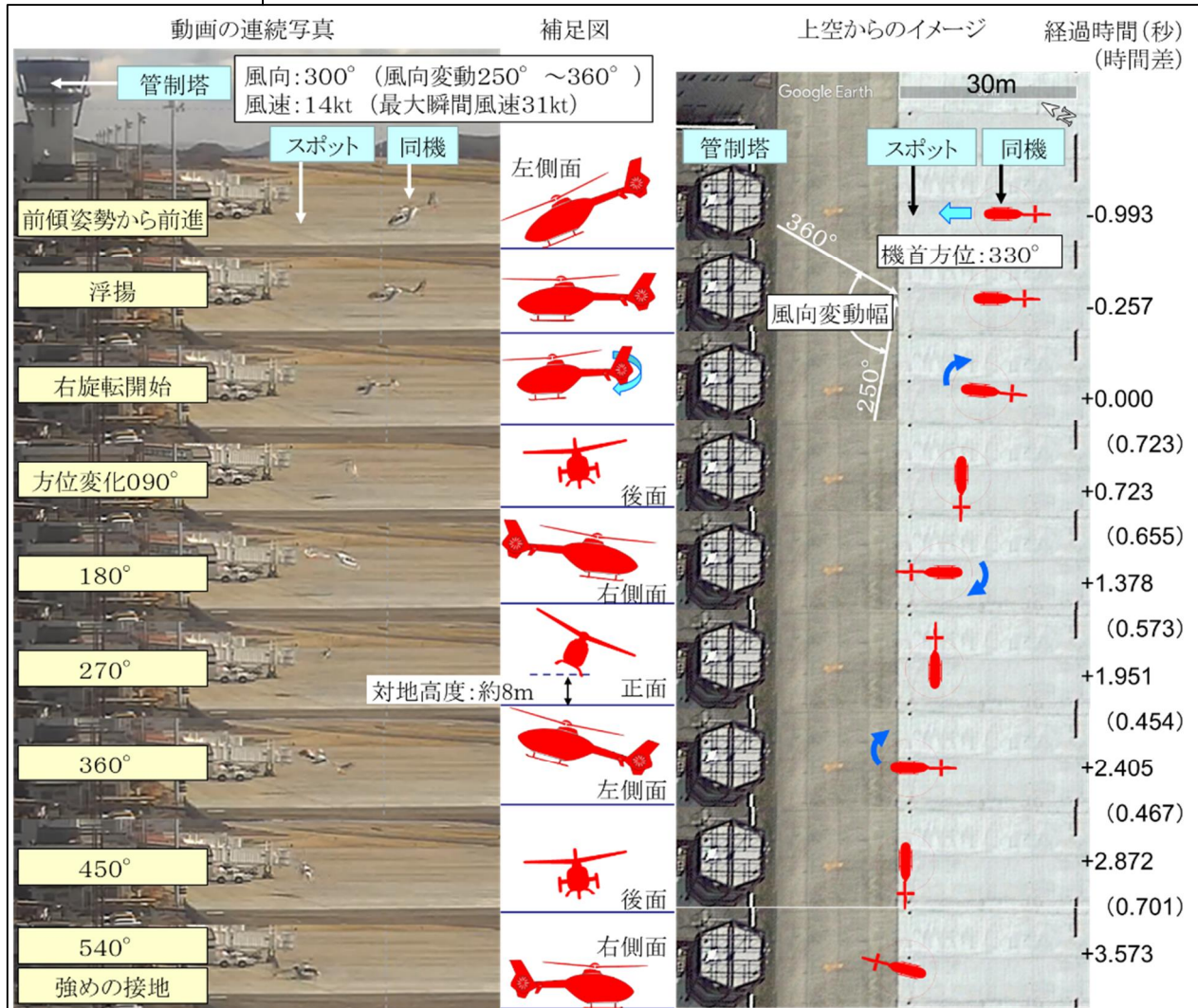


図 6 右回転開始から強めに接地するまでの状況

同機が右回転を開始してから強めに接地するまでの機首方位の変化を、90°ごとに区切って計測した回転率の平均値は、次のとおりであった。

- 000°～090°：約120deg/s
- 090°～180°：約140deg/s
- 180°～270°：約160deg/s
- 270°～360°：約200deg/s
- 360°～450°：約190deg/s
- 450°～540°：約130deg/s

③ 同機が強めに接地してから回転が停止するまで

同機は、右に回転しながら、機体姿勢がほぼ水平状態で強めに接地し、接地後も右回転を続け、地上で約270°回転した後に停止した。

(2) ホバリング中のヘリコプターの高度変化について

ホバリング中のヘリコプターは、MRブレードが回転して得た推力と機体の重量が釣り合って高度を維持している(図7参照)。

同機の場合、パイロットがCPを操作すると、MRブレードのピッチ角が変化するとともに、MRの回転数が一定となるようにエンジンの出力が調整され、MRの推力が変化する。CPを上げて、推力が重量よりも大きくなると上昇し、CPを下げて、推力が重量よりも小さくなると降下する。

これらのことから、ホバリング中の同機を、パイロットの操縦によって上昇させるためには、CPを上げる必要がある。

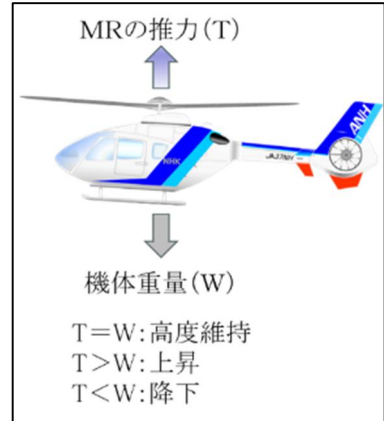


図7 ホバリング中の高度変化

(3) ホバリング中のヘリコプターの機首方位変化について

同機のMRは、上から見ると反時計方向に回転する（図8参照）。

MRが回転すると、その反作用として、MRの回転方向とは反対方向に胴体を回転させようとするトルクが発生する。このトルクは、MRを回転させるエンジンの出力に関係しているため、CPを上げるとエンジンの出力が増加し、その分、トルクも大きくなる。

一方、フェネストロンは、トルクを打ち消すように横向きの推力を発生させる。同機のフェネストロンは、上から見て右側に推力を発生するように取り付けられており、パイロットがペダルを操作することでフェネストロンの推力の大きさを変化させることができる。また、フェネストロンの左側には後流が発生する。

パイロットが左ペダルを踏むとフェネストロンの推力が増加し、フェネストロンの推力がトルクよりも大きくなると機首を左に向ける。同様に、右ペダルを踏むとフェネストロンの推力が減少し、フェネストロンの推力がトルクよりも小さくなると機首を右に向ける。

ホバリングから上昇するときにパイロットはCPを上げるが、これに伴いトルクが増加する。このため、パイロットが左ペダルを踏まなかった場合、機首を右に向ける。

これらのことから、ホバリング中の同機を、パイロットの操縦によって右に回転させるためには、次のいずれかの操作が必要となる。

- a ペダルを操作することなくCPを上げる。
- b 右ペダルを踏む。
- c CPを上げながら右ペダルを踏む。

(4) A-P-C : Aircraft - Pilot Coupling（航空機とパイロットの結合）について

A-P-Cは、航空機とパイロット間の相互作用によって引き起こされる、

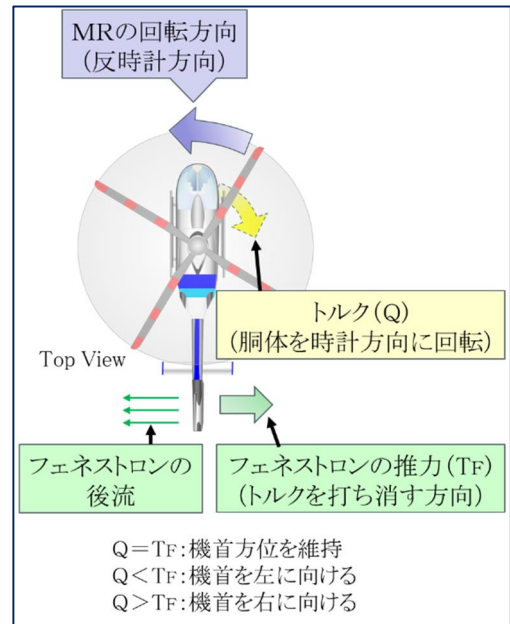


図8 ホバリング中の機首方位変化

	航空機の姿勢や飛行経路における予期しない逸脱であり、P I O (Pilot Induced Oscillation) やP A O (Pilot Assisted Oscillation) とも呼ばれる。 ① ヘリコプターにおけるA－P Cの例について 「ヘリコプター操縦教本 V o l . 5」(ヘリコプター操縦教本改訂WG編集、公益社団法人日本航空機操縦士協会発行、2021年発行、p257)の「第5章 ヘリコプターの緊急状態、第3節 コレクティブ・バウンズ」には、次のとおり記述されている(抜粋)。 コレクティブ・バウンズは、操縦士の操作により誘導される、コレクティブ・ピッチ・コントロール系の P I O (Pilot Induced Oscillation) で、機体が突然上下方向に振動する現象です。 コレクティブ・バウンズが発生するメカニズムの例を紹介します。降下中に、急なコレクティブ・ピッチ上げ操作をすると、機体は急に上昇し、操縦士は自分自身の慣性のため、コレクティブ・ピッチ・レバーを押し下げてしまいます。この結果、機体は急に降下するため操縦士の体は浮き上がりぎみとなり、再びコレクティブ・ピッチ・レバーを引き上げてしまいます。この繰り返しによる機体の上下動のことをコレクティブ・バウンズといい、振動は発散し、最悪の場合は操縦困難に陥ります。 コレクティブ・バウンズの最初のきっかけは、コレクティブ・ピッチ・レバーの操作に限定されるわけではありません。気流の変化、吊り荷の接地、サイクリック・スティック操作が引き金となってコレクティブ・バウンズが発生する場合があります。いずれにしても比較的大きなレート of the 繰り返し操舵や機体運動に誘発されて起こり易いと言えます。この状態から離脱するためには、コレクティブ・ピッチ・レバーを握る力を弛めるか離す、あるいは「上げ」か「下げ」かのどちらかに明確に使用することです。 コレクティブ・バウンズは、コレクティブ・ピッチ・レバーのフリクション^{*3}が小さい時に起こりやすいため、飛行前点検時の確実なフリクションの確認や調整によってフリクションを増加させておくことで、発生を未然に防止することができます。コレクティブ・バウンズ防止に限らずシートベルト、ショルダーハーネスの着用は、操縦に支障のない範囲でしっかりと締めるべきです。 なお、機長によれば、本事故時、C P のフリクションは通常の飛行時と同じであり、シートベルト及びショルダーハーネスは、適切に締めていたとしている。 ② 同機の飛行規程について 同機の飛行規程「第4章 通常操作」には、次のとおり記述されている(抜粋)。 4.6 離陸 (中略) 注意 タービュランス気象状態での飛行中、操縦士操作によって意図せず引き起こされ／増幅された振動(P I O /P A O)を経験することがある。
--	--

*3 「コレクティブ・ピッチ・レバーのフリクション」とは、C P 操作感の固さを調整することで、C P がパイロットの意図によらずに動いてしまうことを防止するための装備のことをいい、ブレーキ・フリクションともいう。

	<i>P I O/P A O</i>が発生した場合は、<i>COLLECTIVE PITCH LEVER</i>を瞬間的に離し、<i>COLLECTIVE PITCH LEVER</i>のブレーキ・フリクションを増加すること。 4.7 着陸 (中略) 注意 滑走着陸又は激しい垂直着陸中に、操縦士操作によって意図せず引き起こされ／増幅された振動(<i>P I O/P A O</i>)を経験することがある。 <i>P I O/P A O</i>が発生した場合は、振動が止まるまで、<i>COLLECTIVE PITCH LEVER</i>を状況が許す方向に素早く上げるか、又は下げる。 (5) ヘリコプターの予期しない右ヨー*4 (Unanticipated right yaw in helicopters) について 前述した2.7(3)では、パイロットの操縦によって、ホバリング中のヘリコプターの機首方位を変化させる場合について示したが、次に、パイロットの操縦によることなく機首方位が変化する、ヘリコプターの予期しない右ヨーについて示す。 U. S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (F A A)が発出したAdvisory Circular AC90-95, Subject: UNANTICIPATED RIGHT YAW IN HELICOPTERS には、次のように記載されている(抜粋)。 予期しない右ヨー又はテールローターの効果喪失 (Loss of Tail rotor Effectiveness : L T E) は、米軍ヘリコプターの様々なモデルにおいて、多くの事故の一因であると判断されている。国家運輸安全委員会 (N T S B) は、パイロットが操縦不能に陥ったいくつかの民間ヘリコプター事故の一因としてL T Eを挙げている。ほとんどの場合、操縦操作が適切でなかったか、あるいは遅かったために、制御不能なヨーが発生した可能性がある。 L T Eとは、低速飛行において重要な空気力学的特性であり、意図しない高いヨーレートを発生させることがある。このヨーレートは自然には収まらず、修正されなければ航空機の制御を失う可能性がある。 L T Eに関し、FAA Flight Standards Service “Helicopter Flying Handbook” 2019, Chapter11, pp. 18-21 の抄訳は次のとおりである。 L T Eは、テールローターの機械的な故障が原因ではなく、空気力学的な作用によってテールローターの推力が変化し、その効果を喪失するものであり、全てのシングルローターのヘリコプターで起こり得る。L T Eに入った場合、ヘリコプターは、MRブレードの回転方向とは反対方向に、制御不能で急なヨーが発生する。 相対風の影響でL T Eに入るものとして、次の3点がある(MRの回転方向が上から見て反時計方向に回転する場合)。 ① MRが発生させる乱気流がテールローターに干渉
--	--

*4 「ヨー」とは、機体の上下軸まわりの運動であって、機首を右又は左に振る運動のことをいう。また、「ヘリコプターの予期しない右ヨー」とは、MRの回転方向が上から見て反時計方向に回転する場合に生じる、空気力学的特性のことをいう。

ヘリコプターは、相対風向 $285^{\circ} \sim 315^{\circ}$ 、風速 $10 \sim 30 \text{kt}$ の範囲の風を受けると、MRが発生させる乱気流がテールローターに干渉し、テールローターの推力が低下する（図9①参照）。その結果、右に機首を向ける。

② 風見効果

ヘリコプターは、相対風向 $120^{\circ} \sim 240^{\circ}$ の範囲の風を受けると、機首を風上に向けようとするため、右又は左に機首を向ける（図9②参照）。特に、右に機首を向ける場合は、トルクと同じ方向への回転となるため、急に加速する。

③ テールローターのボルテックス・リング状態（Vortex Ring State、以下「VRS」という。）

ヘリコプターは、相対風向 $210^{\circ} \sim 330^{\circ}$ の範囲の風を受けると、テールローターから吹き出された後流が押し戻されて、乱気流となってテールローターに流入する。そのため、テールローターの推力が変化し、右に機首を向ける（図9③参照）。また、テールローターがVRSに入ると右に回転すると風見効果の領域に入り、右回転が加速する。

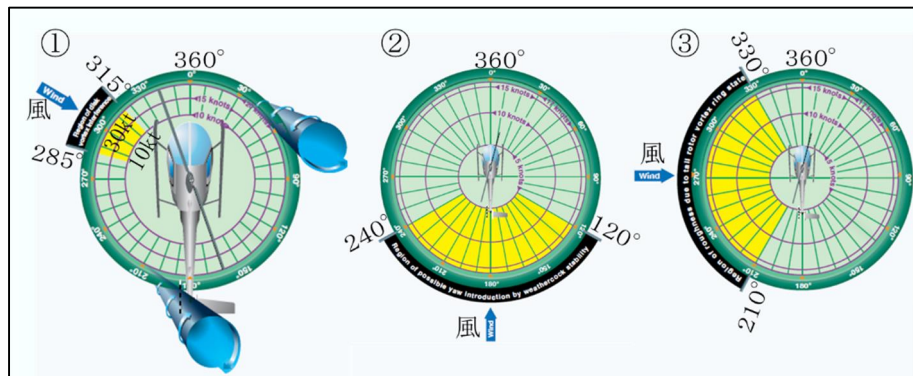


図9 L T Eに入りやすい風向

図10に、本事故時の相対風の状況を示す。なお、機長の口述によれば、機長は、同機がエプロンに進入時は左横風が強いと感じていた。

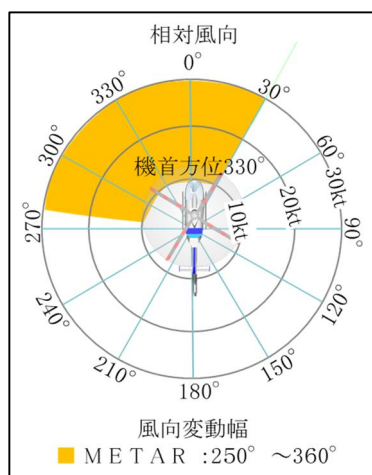


図10 本事故時の相対風の状況

エアバス・ヘリコプターズ（独）（Airbus Helicopters Deutschland、以下「AHD」という。）によれば、次の理由により、同機のようなフェネストロンでは、VRSに陥りにくいとしている。

Comparing the fenestron with an open tail rotor makes it evident that the establishment of a stable VRS condition is even more unlikely, because of the long way the vortex has to travel around the fenestron shroud and the fact that this path is obstructed at three locations around the circumference: tail boom, vertical fin and bumper. As a conclusion it can be said that aerodynamic and external influences like sidewind, high yaw rate or VRS can contribute to entering into an unanticipated yaw but the capabilities of the tail rotor - conventional or fenestron type - are sufficient to counteract and end this flight state.

(仮訳) フェネストロンと従来型のテールローターを比較すると、渦がフェネストロン・シュラウドの周囲を移動する経路が長いことと、この経路が周囲の3箇所(テールブーム、垂直フィン及びバンパー)で妨げられていることから、定常的なVRSが確立される可能性はさらに低いと言える。結論として、横風、高いヨーレート、VRSなどの空力的及び外部からの影響は、予期せぬヨーに入る一因となり得るが、テールローターの能力(従来型またはフェネストロン型)は、この飛行状態を打ち消して終了させるのに十分であると言える。

(6) 同社における訓練等

機長は、同社において、国内及び国外の同型機のシミュレーターを利用した訓練を定期的実施しており、その際、非常時操作の訓練課目として、LTE及びテールローターの駆動系統故障時の対処訓練を実施していた。また、APCについては、シミュレーターに模擬されていなかったものの飛行規程の記載事項であり、知識として有していた、と口述している。

(7) フル・フライト・シミュレーターにおける確認

本調査において、動画から得られた機体の状況について確認するため、エアバス・ヘリコプターズ・ジャパン株式会社が保有するEC135型ヘリコプターのフル・フライト・シミュレーター(Full Flight Simulator、以下「FFS」という。)を使用して確認を行った。なお、確認時の気象、機体重量及び重心位置は、事故時と同じ条件に設定した。

確認の結果は、次のとおりであった。

① 風速の変化

乱気流の影響があったとする機長の口述から、風の影響を確認するために、ホバリング状態において、風速を変化させた場合の機体の動きについて確認した。

風速を増加させたケースでは、機首上げ、後進及び浮揚する傾向を確認し、風速を減少させたケースでは、機首下げ、前進及び沈下する傾向が確認できた。また、風速の変化幅が大きいほど、ピッチ姿勢及び高度の変化が大きい傾向にあることを確認した(表1参照)。ただし、接地状態でCPが最下方位置では、風速が変化しても機体が動くことはなかった。

なお、風向の変化については、風速の変化よりも機体の動きへの影響が小さいことを確認した。

表1 風速変化による機体の応答状況（まとめ）

風速の変化 (kt)		機体の応答（開始高度約3 ft）
変化前	変化後（変化幅）	
12	20（+8）	機首上げ、後進及びスキッド後部が接地
12	29（+17）	機首上げ、後進及び浮揚
20	12（-8）	機首下げ、前進
29	12（-17）	機首下げ後に沈下し、接地

② CPを最大位置まで上げる操作

ホバリング中の同機の機首を右に回転させる、CPの上げ操作の影響について確認した。

ホバリング状態から、ペダルを操作することなくCPを上げたところ、機体が右に回転することを確認した。また、CPの上げ量に比例して回転率が大きくなることを確認した。

CPを最大位置まで上げたときの回転率は、機首方位が最初の90° 変化した時点では約53 deg/s であり、その後、回転率は徐々に大きくなり、最大で約130 deg/s となった。また、機首方位が右に360° 変化するのに要した時間は約4.5秒であった。ただし、CPを使用することで高度も上昇し、360° 回転したときには、開始高度から約47 m（約155 ft）上昇していることを確認した。

③ 右ペダルを一杯まで踏み込む操作

ホバリング中の同機の機首方位を右に回転させる、右ペダルを踏み込む操作の影響について確認した。

ホバリング状態から、CPを変化させずに、右ペダルを踏み込んだところ、機体が右に回転することを確認した。また、右ペダルの踏み込み量に比例して回転率が大きくなることを確認した。

右ペダルを一杯まで踏み込んだときの回転率は、機首方位が最初の90° 変化した時点では約34 deg/s であり、その後、回転率は徐々に大きくなり、最大で約134 deg/s となった。機首方位が右に360° 変化するのに要した時間は約6.1秒であった。また、右ペダルの使用に伴い高度が徐々に低下し、360° 回転したときは、開始高度から約14 ft 降下していた。

なお、右回転中に回転方向と反対側の左ペダルを踏むことで、右回転を容易に止めることができた。

④ フェネストロンの駆動系統の故障

FFSにはLTEが模擬されていなかったことから、フェネストロンの効果喪失を擬似するケースとして、ホバリング中にフェネストロンの駆動系統が故障した場合の機体応答を確認した。

ホバリング状態において、フェネストロンの駆動系統が故障した模擬を入力したところ、機体は、急速に右に回転することを確認した。

回転率は、機首方位が最初の90° 変化した時点では約80 deg/s であり、その後、回転率は大きくなり、最大で約187 deg/s となった。機首

方位が右に 360° 変化するのに要した時間は約 3.3 秒であった。また、高度変化は少なく、ほぼ同じ高度で右回転が継続することを確認した。

表 2 は、上記②～④の結果をまとめたものであり、参考として、最下段に本事故時の状況を記載した。

表 2 FFSにおける操縦等による機体の応答（まとめ）

操 作	機体の応答		
	最大回転率	高度変化の傾向	360° 回転する のに要した時間
CP 上げ	約 130 deg/s	上 昇	約 4.5 秒
右ペダル踏み込み	約 134 deg/s	降 下	約 6.1 秒
フェネストロンの 駆動系統故障	約 187 deg/s	ほぼ一定	約 3.3 秒
本事故時	約 200 deg/s	ほぼ一定	約 3.6 秒

(8) AHDにおけるシミュレーション

AHDにおいて、動画の分析及び同分析結果に基づくシミュレーションを行った。

① 動画の分析の手順及び結果は、次のとおりである。

- a 市販のツールを使用して、動画速度を4分の1のスローモーションにした。
- b 同機の姿勢と動きを特定するために、スローモーション動画から、次の12枚の画像を切り出した。
 - (a) CPが上がったと考えられるとき（1枚）
 - (b) 右回転が開始されたとき（1枚）
 - (c) 機首方位が 90° ごとに变化したとき（8枚）
 - (d) 同機の高度の推定最低位置と推定最高位置（2枚）
- c 上記(a)～(c)の10枚の画像から得られた機首方位の変化と、その時間差から回転率を算出し、グラフに示した（図11参照）。

また、同機が最初に 360° 回転するのに要した時間を 2.5 秒～ 3.0 秒と推定した。
- d 上記(d)から、回転中の獲得高度が約 5 m であったと推定した。

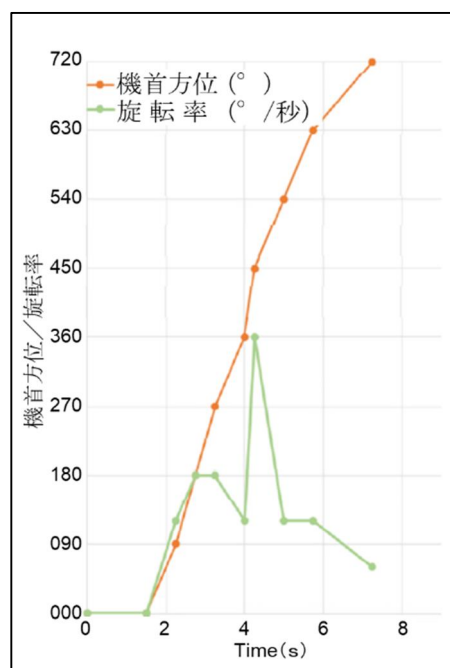


図 1 1 動画の分析による機首方位と回転率の変化

② シミュレーション結果について

AHDにおけるシミュレーションは、シミュレーション・ツールに本事故時の機体の重量・重心データ及び気象データを入力し、動画の分析から得られた本事故時における同機の運動を再現するように、複数のシナリオを作成して試みた。

シミュレーションの結果、CPを増加させるだけでは、本事故時に類似した右回転を起こすには不十分であり、動画から得られた高度上昇よりも過大な高度上昇をもたらすことが分かった。

図12に、動画の分析と最も一致していたシミュレーションの結果を示す。

図12左上は、シミュレーション時の操縦を示す。グラフの左軸に対応するCPの位置は、最大下げ位置を0%、最大上げ位置を100%で示し、グラフの右軸に対応するペダルの位置は、左右のペダルが前後同じ位置を50%、右ペダルを一杯に踏み込むと100%、左ペダルを一杯に踏み込むと0%で示す。したがって、ペダルが中央にあった場合、ペダルの操作量50%増加とは、ペダルを一杯まで踏み込んだことを表す。

シミュレーションを開始する前のホバリング状態は、横軸が0秒の位置であり、CPの位置が約54%、ペダルの位置が約38%であることから、CPは、上下ほぼ中央位置で、ペダルは、左ペダルがやや前方位置にあることが確認できる。

AHDにおける動画の分析と最も一致していたシミュレーションのシナリオは、図12左上のとおり、ホバリングの状態から右ペダルを50%増加させるとともに、CPを25%の上げ操作とし、約1.5秒後に、CPのみを元の位置へ戻す操作であった。

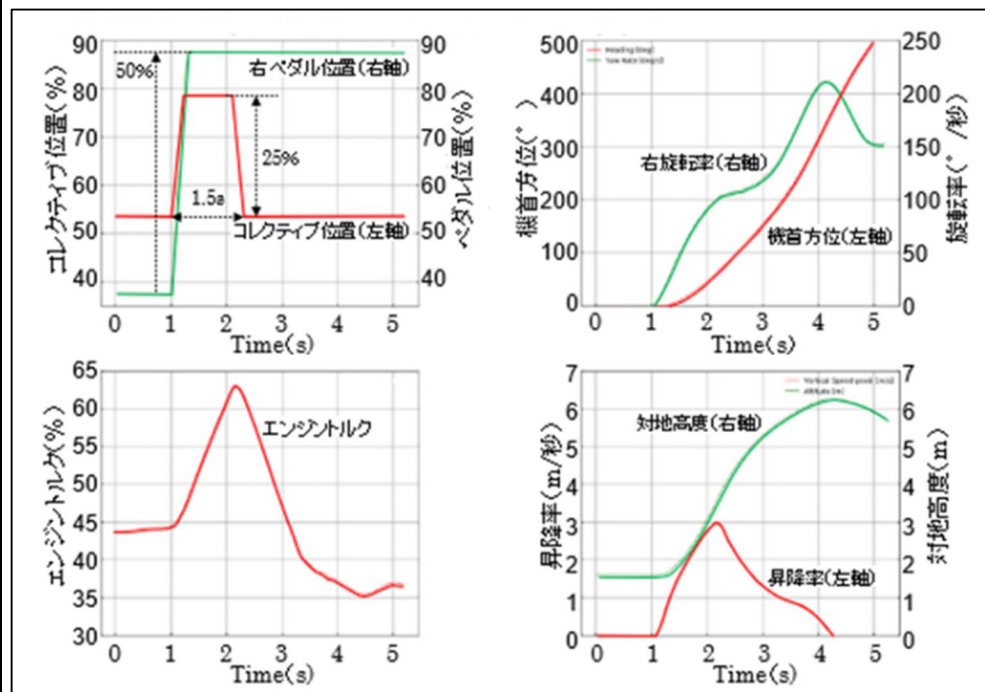


図12 AHDにおけるシミュレーション結果（抜粋）

AHDにおけるシミュレーション結果と動画の分析との比較を表3に示す。

表3 AHDにおけるシミュレーション結果と動画の分析の比較

パラメータ	シミュレーション結果	動画の分析
360° 回転する時間 (秒)	3.3	2.5～3.0
獲得高度 (m)	6	5
最大高度までの時間 (秒)	3.25	3.25

AHDは、シミュレーション結果について次のように評価している。

Even though this pedal input scenario is considered as counter-intuitive it has to be assumed to be realistic based on the helicopter behavior documented in the video.

(仮訳) この右回転時に右ペダルを踏むシナリオは、パイロットの直感的な操作とは反すると考えられるが、動画に記録された同機の挙動に基づく、現実的であると想定せざるを得ない。

(9) 乱気流について

「ヘリコプター操縦教本」[p224 第4章 応用操縦、第2節 制限地操作]には、次のとおり記述されている。(抜粋)

3 乱気流 (タービュランス)

(中略)

(1) 丘陵、森林、建造物等の障害物の風下の地表面

乱気流の範囲は、障害物の形状や大きさに関係し、その強さは風速によって異なります。

このため、大きな建造物やビル群により発生する渦には注意をしなければなりません。特に風速20ノットを超えてからは気流が不規則な渦に分裂し、風下側のかなり離れた場所における離着陸に影響を与えることがあります。

同機がスポットの約20m手前に接地した位置は、岡山空港出張所の建物から約50m離れたエプロン上であったが、同位置の風上側には、奥行きや高さの異なる建造物、広く開けた駐車場などが確認された(図13参照)。



図13 スポットの約20m手前に接地した付近の地理的状況と風向

3 分析

(1) 機体の損傷について

動画の記録から、同機は、着陸のためにスポットの約20m手前に接地した際、ピッチ姿勢が不安定となって浮揚し、浮揚後に急激な右回転となり、右に回転しながら強めに接地したため、機体を損傷したものと認められる。

(2) 乱気流について

機長の口述、本事故関連時間帯の気象及び同機がスポットの約20m手前に接地した付近の地理的状況から、本事故現場付近では、乱気流が発生していたものと推定される。

(3) 同機が急激な右回転となったことについて

同機がスポットの約20m手前に接地してから急激な右回転に至るまでを、次の三つの段階に分けて分析した。

- ・ 同機がスポットの約20m手前に接地した後のピッチ姿勢の変化
- ・ 大きな前傾姿勢となって前進しながら浮揚
- ・ 浮揚後の急激な右回転

① 同機がスポットの約20m手前に接地した後のピッチ姿勢の変化について

機長が乱気流の影響を考慮し、同機がスポットの約20m手前に接地した際、ピッチ姿勢の変化が3回繰り返されたことについては、FFSにおいて風速を変化させた場合の機体の応答と同様の傾向であったことが確認できた。このことから、同機は、著しい風速の変化(乱気流)の影響を受けて、ピッチ姿勢が変化したものと考えられる。また、同機が前進した経路沿いのエプロン面に左右対となって確認された2か所(計4か所)の擦過痕については、同機が前傾姿勢となった後に再接地した際、スキッドの下面がエプロン面に強く当たったことによるものと推定される。

FFSでは、接地状態でCPが最下方位置であった場合、風速が変化しても機体が動くことはなかったことから、本事故時は、スキッドが接地していたものの、CPが最下方位置ではなかったものと考えられ、このことがピッチ姿勢の変化に関与したものと考えられる。

同機がスポットの約20m手前に接地する際、ピッチ姿勢が不安定となる兆候を示し始めた段階で、CPを最下方まで下げて保持すること又は上昇して着陸位置を乱気流の影響が少ない場所へ変更することが重要である。

② 大きな前傾姿勢となって前進しながら浮揚したことについて

機長の口述によれば、同機がスポットの約20m手前に接地した後のピッチ姿勢の変化に伴いCPを持つ左腕が伸びきりCPが左手から離れそうになったが、2回目の「ドーン」という衝撃を感じたときに上半身が前方に移動し、CPにしっかり手が届くような感じになった。このことから、機長はシートベルト及びショルダーハーネスを締めていたものの、機長の上半身は、同機のピッチ姿勢が変化するときの慣性によって前後に揺さぶられ、CPを持つ左腕がピッチ姿勢変化との相互作用によって動いてCPを動かし、A-PC(コレクティブ・バウンズ)を誘発した可能性が考えられる。また、同機のピッチ姿勢の変化は、1回目よりも2回目が大きくなっていたことから、機長の上半身を前後に揺さぶる慣性力も繰り返しながら大きくなり、大きな前傾姿勢となった3回目には、A-PCによって同機が浮揚する位置までCPが引き上げられ、同機は、前進しながら浮揚した可能性が考えられる。

飛行中に乱気流を受けている場合又は乱気流への遭遇が予想される場合には、CPのフリクションを増加させておくこと並びにシートベルト及びショルダーハーネスを操縦に支障のない範囲で、より一層しっかりと締めることは、A-PCの誘発を予防する上で有効である。

③ 浮揚後の急激な右回転について

a FFSにおける確認結果についての分析

本調査におけるFFSでの確認結果から、右回転中の同機の回転率及び高度変化は、フェネストロンの駆動系統が故障した状況と同様の傾向にあったものと考えられる。また、機長は、本事故時の右回転時に左ペダルを踏んだものの、その効果がなかったとしていることに加えて、本事故時の相対風は、LTEに入りやすい条件内にあったものと考えられる。このことから、同機は、LTEに入ったためフェネストロンの効果が一時的に喪失し、急激な右回転となった可能性が考えられる。

b AHDにおけるシミュレーション結果についての分析

同機が浮揚後に急激な右回転となったことについて、AHDにおけるシミュレーション結果では、ホバリングの状態から右ペダルを50%増加させるとともに、CPを25%の上げ操作とし、その約1.5秒後に、CPのみを元の位置へ戻す操作が、本事故時の動画の分析と最も一致していたシミュレーションとされた。

CPの操作については、②で前述したとおり、A-PCによって同機が浮揚する位置までCPが引き上げられた可能性が考えられる。また、急激に右回転を開始した以降、機長は、CPを最下方まで下げたとしていることから、同機は、回転前にA-PCによってCPが引き上げられ、回転開始後に機長の操作によってCPが下げられたとした場合、AHDにおけるシミュレーション結果に似た傾向のCPの操作がなされた可能性が考えられる。

他方、ペダルの操作について、AHDのシミュレーションでは右ペダルを50%踏み込む操作とされているが、機長の口述によると、急激に右回転を開始した以降、機長は、すぐさま左ペダルを一杯に踏み込んだとしている。このことから、AHDのシミュレーションで本事故時の動画の分析と最も一致するとされたペダル操作は、機長の口述とは一致しないものと認められる。また、FFSでの確認では、ペダルで機首方位を制御できる場合、右ペダルを一杯に踏み込んだ右回転状態であっても、左ペダルを踏むことで右回転を容易に止めることができたことから、機長の口述のとおり、左ペダルを一杯に踏んでいた場合、右回転が継続することはないものと推定される。

ただし、同乗整備士の口述によれば、急に機体が回り始めた以降、両手で支えないと姿勢が保てなかったとしていることから、右回転時には、高い横の加速度（G）が生じていたものと推定される。このことから、CPが引き上げられたことによる右回転開始時に、両手で操縦装置を持つ機長が、体を左右に揺さぶられないように足を踏ん張るなどして、意図せずに右ペダルが踏み込まれた可能性が考えられる。しかしながら、同機には、飛行データを記録する装置が搭載されておらず、加速度やペダルの位置が不明であったことから、これを明らかにすることはできなかった。

上記a及びbから、同機が浮揚後に急激な右回転となったことについては、次の可能性が考えられる。

- ・ A-PCによってCPが引き上げられた後にLTEに入ったこと。
- ・ A-PCによってCPが引き上げられ、右回転開始後に機長によってCPを下げたこと及び右回転開始時に意図せずに右ペダルが踏み込まれたこと。

しかしながら、同機には、飛行データを記録する装置が搭載されておらず、各操縦装置の位置などが不明であったことから、これを明らかにすることはできなかった。

事故等が発生した場合の原因解明を的確に行い同種事故の再発を防止するほか、飛行後の振り返りを効果的に行い操縦士の技能向上などにも活用できる、簡易型飛行記録装置（FDM）^{*5}の促進が望まれる。

(4) 同乗整備士の対応について

同機が接地した後に同乗整備士が行った、エンジン計器の確認、フライトレポート画面の記録などは、本事故調査において、エンジンが正常に作動していたことを確認できる有益な情報となった。また、本事故後に火災が発生していない状況認識（Situational Awareness）、エンジン停止にかかる機長へのアサーションなどCRMスキルを発揮したことは、本事故後における機長の作業負荷を下げる望ましい行動であったものと考えられる。

*5 小型飛行機等の事故防止に関する事項については、下記の運輸安全委員会資料も参照ください。

運輸安全委員会ダイジェスト第42号（令和5年8月）航空事故分析集「小型飛行機等の事故防止に向けて ～簡易型飛行記録装置（FDM）をご存じですか～」

(https://jtsb.mlit.go.jp/bunseki-kankoubutu/jtsbdigests/jtsbdigests_No42.html)

4 原因

本事故は、同機が着陸のために接地した際、ピッチ姿勢が不安定となって浮揚し、浮揚後に急激な右回転となり、右に回転しながら強めに接地したため、機体を損傷したものと認められる。

同機が浮揚したことについては、乱気流の影響でピッチ姿勢が不安定となったことに伴う慣性力から機長の上半身が前後に振れ、A－P C（コレクティブ・バウンズ）が誘発されたことにより起きた可能性が考えられる。

同機が急激な右回転となったことについては、同機がL T E（テールローターの効果喪失）に入った可能性、又はC Pの引き上げによる右回転開始時に意図せずに右ペダルが踏み込まれた可能性が考えられるが、これを明らかにすることはできなかった。

5 再発防止策

5.1 必要と考えられる再発防止策	分析で示したとおり、同社は、乱気流を受けて着陸する場合、ピッチ姿勢が不安定となるなどの兆候から回避する方法及び乱気流によってA－P Cを誘発する可能性並びにその予防策について周知する必要がある。
5.2 本事故後に講じられた再発防止策	本事故後、同社により講じられた措置 (1) 同社の全乗員（整備士を含む）に対して、気象、A－P C（P I O）、L T E等の教育及び効果測定を実施した（令和5年3月27日完了）。 (2) 同社の全乗員に対して、F F Sを使用した再発防止のための実技訓練を実施した（令和5年4月21日完了）。 (3) 機長に対する特別訓練、特別審査及び乗務復帰のためのO J Tを実施した（令和5年6月13日完了）。