

航空事故調査報告書

所 属 中日本航空株式会社
型 式 富士ベル式204B-2型（回転翼航空機）
登録記号 JA9383
事故種類 着陸時の機体損傷
発生日時 令和2年6月29日 09時30分ごろ
発生場所 兵庫県神崎郡福崎町 高岡場外離着陸場

令和7年3月7日

運輸安全委員会（航空部会）議決

委員長 武田展雄（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	中日本航空株式会社所属富士ベル式204B-2型JA9383は、令和2年6月29日（月）、機体空輸のため、奈良県ヘリポートを離陸し、兵庫県神崎郡福崎町の高岡場外離着陸場に着陸した際に、エンジン出力が急激に低下して、ハードランディングとなり、機体が損傷した。
1.2 調査の概要	運輸安全委員会は、令和2年6月30日、航空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、事故機のエンジンの設計・製造国であるアメリカ合衆国の代表及び顧問並びにエンジンの整備国であるカナダ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	同機の飛行計画並びに機長及び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。 中日本航空株式会社所属富士ベル式204B-2型JA9383は、令和2年6月29日、機長ほか整備士3名計4名が搭乗し、機体空輸のため、08時49分ごろ、奈良県ヘリポートを離陸し、高岡場外離着陸場（以下「同場外」という。）へ向かった。 同機は、大阪国際空港の北側9nmを気圧高度約2,000ftで通過し、図1のとおり、徐々に降下しながら同場外の東側から北側を經由し、左旋回して西側から回り込むように進入した。図2のとおり、同場外に南西側から対地高度約40ftで進入中、エンジンの異常を確認し、速やかに着陸を試みた際、ハードランディングとなり、機体が損傷した。
-----------	---



図1 同機の推定進入飛行経路



図2 同機の同場外着陸直前の飛行経路

(1) 機長の口述

奈良県ヘリポートを離陸後、大阪国際空港北側を經由し、気圧高度約2,000ftで福崎町上空まで飛行した。飛行中、エンジンに異常の兆候はなかった。同場外を上空から視認し、北側から左旋回して回り込むようにして南西側から進入を開始した。同場外から200～150mほど手前で誘導員を確認し、進入経路上にある乾燥した畑を見て、ダウンウォッシュによる砂じんの巻き上げを避けるため、畑の上空を対地高度約40ftで通過した。

着陸予定点の手前で機首を離着陸地帯の方向に合わせ、ホバリングに入る直前に、機体後方から「キュイン、キュイン、キュイン」という音が鳴り始めたので、隣に座っている整備士Aに何の音が尋ねていたところ、整備士Aと後席に座った整備士2名が、後方から「バン、

バン、バン」という連続音を聞き、整備士Aからサージング*1が発生したと助言された。トルクメーターが20～40psiで振れていることを確認し、整備士Aと相談して、姿勢を維持し垂直に着陸することにした。コレクティブ・ピッチ・コントロール*2（以下「コレクティブ」という。）を下げたところ、機体が急に沈み始めた。機体の横転を避けるために機体姿勢の保持に努めた。このままの降下速度なら無事着陸できると判断していたが、途中で降下速度が速くなり、気付いたときには着陸していた。着陸した時には、エンジンは回転しており、「ENG CHIP DET」警告灯*3が点灯していた。エンジン火災は発生していないことを確認し、燃料を遮断してエンジンを停止した。

(2) 整備士の口述（整備士Aの口述に基づいて記述し、一部、整備士B及び整備士Cの口述を追加した。）

立木を避けるようにして、対地高度約12m（40ft）で進入し、離着陸地帯の直上で高度約7～8m（25ft）のホバリングに入る直前、機体後方から「キューイン、キューイン、キューイン」という周期的な音が鳴り始め、何の音か確認しようとしたときに、「バン、バン、バン」という連続音に変わった。トルクメーターが20～40psiで振れていることを確認して、エンジンのサージングと判断した。機長にサージングが発生したことを伝え、このまま着陸することを提案した。降下して接地した後は、「ヒューン」という音に変わっていた。機長が燃料を遮断し、エンジンを停止後、バッテリーをオフにする際、「ENG CHIP DET」警告灯の点灯に気付いた。その後、上部のエンジンを見ると、エンジンのコンプレッサー付近から白煙が出ていた。また、ELT（航空機用救命無線機）が作動していたので、ELTの停止操作を行った。

(3) 目撃者Bの撮影した動画

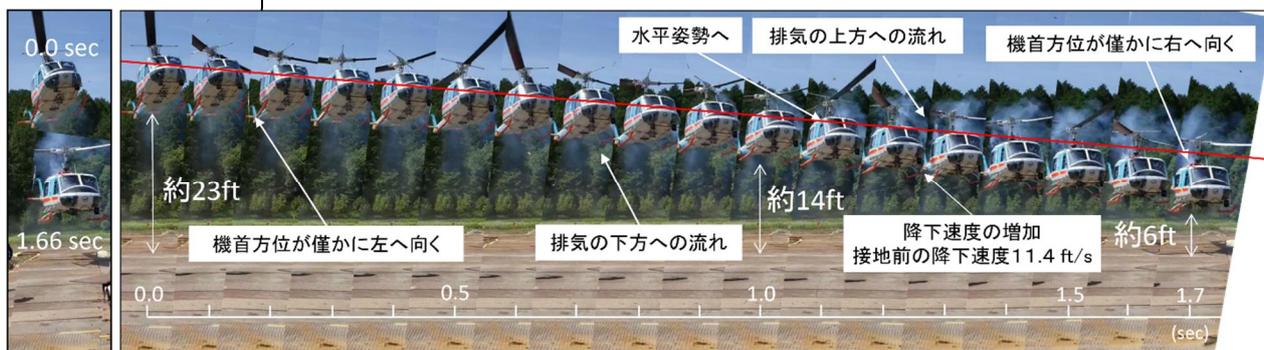


図3 目撃者Bによる着陸直前の映像（連続写真による比較）

図3は、同機が接地した位置から北側約30mにいた目撃者Bが同機の着陸状況を撮影していた1.7秒間の映像を0.1秒ごとに切り取った連続写真である。図中の垂直の高さは、機体高から推定した降

*1 「サージング（サージ）」とは、エンジン内の空気の流れが不安定となり、コンプレッサーだけでなくエンジン全体に影響を及ぼす不安定な動作の現象（連続した異音、エンジン回転数の変化等）をいい、コンプレッサーから燃焼室への流入空気が不安定となること又は燃焼室の下流の損傷等により空気流が逆流することにより発生する。

*2 「コレクティブ・ピッチ・コントロール」とは、ヘリコプターの操縦装置の一つであり、レバーを上下に操作して、メイン・ローターの推力を増減させることにより、垂直方向の動きを制御する装置をいう。

*3 「ENG CHIP DET」警告灯とは、エンジン下部に取り付けられたマグネチック・チップ・ディテクターがエンジン及びギア・ボックス内の還流するオイル内に含まれる金くずを磁力で引き寄せて検知し、操縦席の標示板を点灯させる警報装置をいう。

	<p>下中の対地高度である。</p> <p>本事故の発生場所は、兵庫県神崎郡福崎町高岡（北緯34度57分43秒、東経134度44分10秒）で、発生日時は、令和2年6月29日09時30分ごろであった。</p>
--	---

2.2 死傷者	なし
---------	----

2.3 損壊	(1) 航空機の損壊の程度：中破
--------	------------------



※ 機体が正常な状態で地上高:スピーカー 220mm、前方ミラー 200mm (燃料満載状態)

図4 機体の損壊と接地状態

- ① 機体下部の一次構造部材が座屈（クロス・チューブ取付け部等）していた。
 - ② 着陸装置（スキッド）は、クロス・チューブが外側に約10cm開いていた。
 - ③ 着陸装置に付属する左右ステップは損傷し、クロス・チューブに接触痕があった。
 - ④ 前方クロス・チューブ中央に取り付けられたスピーカーは、落下して損傷していた。
 - ⑤ 接地の衝撃を受け、ELT（航空機用救命無線機）が作動していた。（しきい値6～8G）
- (2) エンジンの外部の損傷状況（図5、エンジン内部の損傷は、付図を参照）
- ① エンジンの外部には、変形及び損傷はなかった。
 - ② 排気口は、変色していたが、衝突痕等はなかった。
 - ③ コンプレッサーの下部に大量のエンジン・オイルが漏えいしていた。

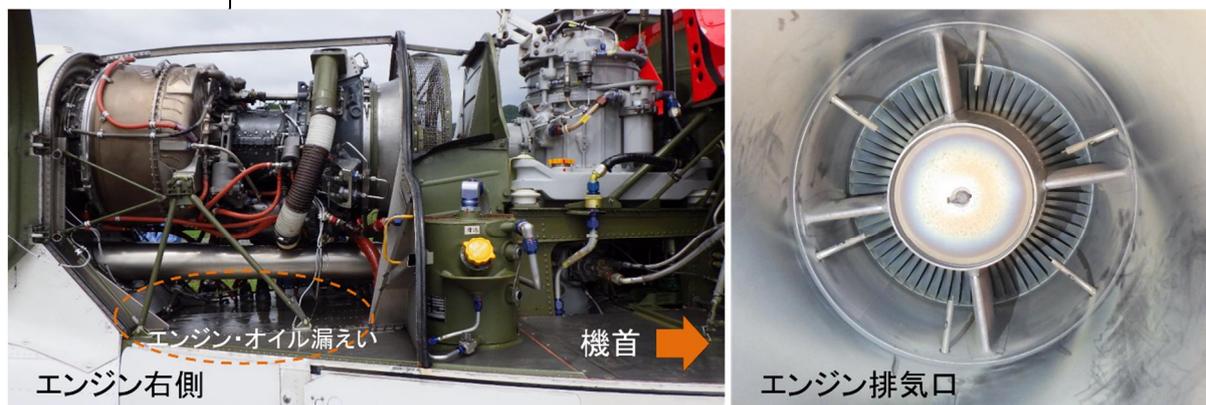


図5 エンジン外部の状態

(3) 事故現場周辺の状況

同場外の東西方向は、畑であり、南側には小高い林があった。また、離着陸地帯の北側に工事車両が駐車され、離着陸地帯は工事用の路面覆工板を用いた離着陸場であった。

2.4 乗組員等

機長	57歳
事業用操縦士(回転翼航空機)	平成3年3月15日
特定操縦技能 操縦等可能期間満了日	令和5年3月17日
限定事項 陸上単発タービン機	平成3年3月15日
富士ベル式204-B型	平成25年2月6日
第1種航空身体検査証明書 有効期限	令和3年4月2日
総飛行時間	15,565時間09分
最近30日間の飛行時間	32時間47分
同型式機による飛行時間	497時間52分
最近30日間の飛行時間	6時間24分

2.5 航空機等

- (1) 航空機型式：富士ベル式204B-2型
 製造番号：CH-54、製造年月日：昭和59年6月22日
 耐空証明書：第大-2019-789号、有効期限：令和3年4月15日
 飛行時間：11,156時間13分
- (2) エンジン型式：テキストロン・ライカミング式T5313B型
 製造番号：LE-07213X、製造年月日：昭和44年5月27日
 総使用時間：15,049時間21分
 前回オーバーホール(平成26年3月14日実施)後の使用時間：
 1,931時間09分
 定期点検(50時間、令和2年5月30日実施)後の使用時間：
 34時間39分
 No.1ベアリング交換後の使用時間：1,931時間09分
- (3) 事故当時、同機の重量は6,982.4lb、重心位置は129.5inと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量8,500lb、事故当時の重量に対する重心範囲125.0~136.1in)内にあったものと推定される。

2.6 気象

- (1) 地域気象観測所の観測
 事故現場の南東約2kmに位置する福崎地域気象観測所の事故関連時間帯の観測値は、次のとおりであった。
 09時30分 風向 東南東、風速 0.8m/s、

	<p>気温 24.8℃、 日照時間 10分間、 降水量 0.0mm</p> <p>(2) 機長及び目撃者Aの口述 風は、ほぼ無風であった。</p>
--	---

2.7 エンジンの分解調査と整備状況	<p>(1) エンジンの損傷状況の概要</p> <p>同エンジンの出力低下の原因を詳細に調査するため、分解調査を実施した。アメリカ合衆国代表の立会いの下、設計・製造者の施設において調査し、その結果の概要は次のとおりであった。</p>
--------------------	--

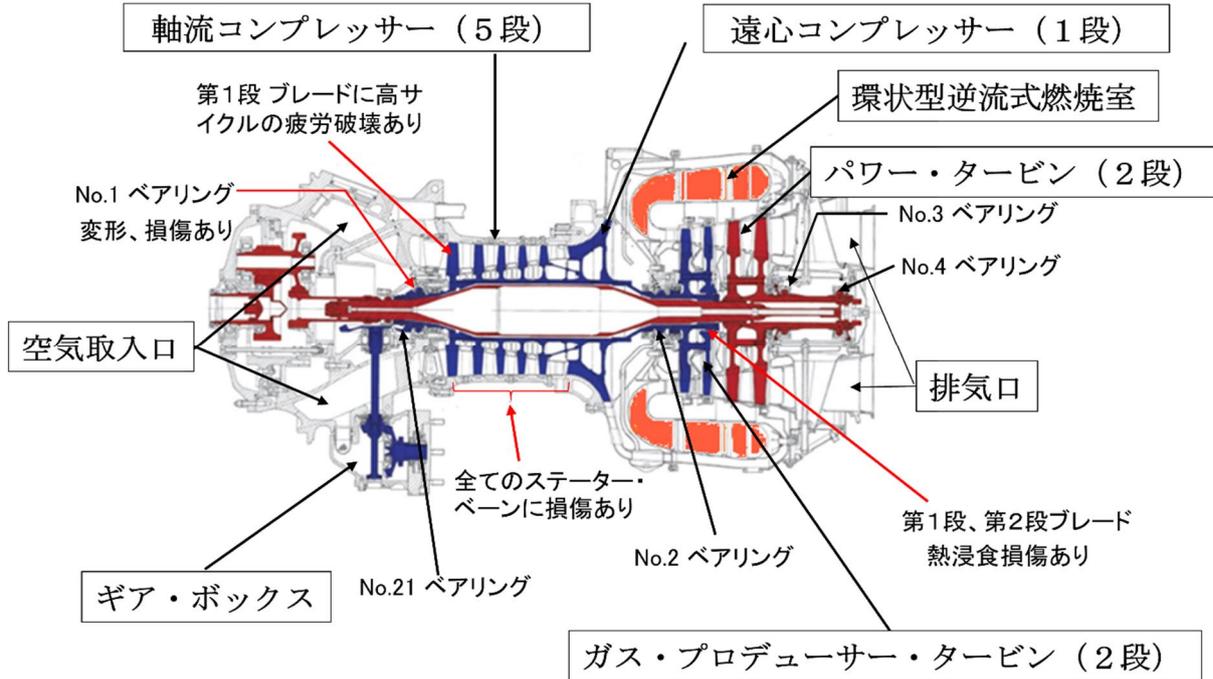


図6 エンジンの構造と損傷箇所

- ① 軸流コンプレッサー (付図 図A)
 - a 第1段ブレード：
 - (a) ブレードの一枚がプラットフォーム付近で破損し、残りの全てのブレードには衝撃による損傷、材料の欠損、回転方向と反対方向への翼型の曲がり、ブレードの先端にこすれと巻き込み変形が見られた。また、その他のブレードには亀裂は見られなかった。(付図 図B)
 - (b) 破損したブレードの破断面 (付図 図C)
 - ・ 平坦な外観であり、前縁からブレードの翼弦中央まで広がる高サイクルの疲労破壊を示すビーチマークが観察された。(黄色の矢印及び点線)
 - ・ 翼弦中央から後縁にかけて、最終的な過負荷による剥離を示す、延性ディンプルがあり、せん断破壊が観察された。(緑の矢印)
 - ・ ブレード破断面の破壊の特徴は、前縁の先端にへこみがあり、その表層下損傷を起点 (赤い矢印) とする高サイクル疲労を示していた。
 - b 第2段ブレード以降：変形及び接触痕があった。
 - c ステーター・ベーン：変形及び接触痕があった。

- ② 遠心コンプレッサー (付図 図D)
- a インペラー・ブレードには、損傷はなかった。
 - b インペラーの翼型の上部に沿って、こすれ・傷があった。
 - c インペラー・シュラウドには、インペラー・ブレードと接触したと考えられる傷、材料の付着及び熱損傷を受けた領域が見られた。
- ③ ガス・プロデューサー・タービン (付図 図E)
- a 第1段及び第2段のブレードの損傷は、材料の先端の損失や浸食を伴う熱損傷を含み、全て同じ特徴を示していた。
 - b 第1段及び第2段のノズル・ガイド・ベーンは、ブレードと同様に部材の欠損と熱による損傷を示していた。
- ④ パワー・タービン (付図 図F)
- a 第1段ノズル・ガイド・ベーンの翼形部は存在し、材料の堆積物で覆われていた。前縁部は、熱損傷を示し、後縁部は衝撃による損傷と部材の一部欠落があった。
 - b 内側及び外側の燃焼ライナー、並びに円錐形の渦巻きプレートを含む環状プレートは無傷であり、焼き付き、熱損傷の兆候は見られなかった。
- ⑤ No. 1 ベアリング (付図 図G)
- a 全てのボール・ベアリングは、ケーシング内に収まっていた。いくつかのローラーボールは円形ではなくなり、スキッド*4 損傷によると考えられる熱損傷、材料の損失、平坦な箇所や材料のこすれが見られた。
 - b ベアリング・ケーシングに損傷は見られなかった。
 - c インナー・レースの前部側に損傷は見られなかった。
 - d インナー・レースの後部側は汚れており、金属の隆起やエッジ周辺に青みがかかった熱損傷が見られた。
- ⑥ No. 2 ベアリング (付図 図H)
- a 全てのローラー・ベアリングは、オイルでぬれ、損傷がないように見え、ベアリングは手で自由に回転した。
 - b 全てのローラー・ベアリングは、破片に覆われており、黒色の外観をしていた。
- ⑦ No. 2 1 ベアリング (付図 図I)
- ローラー・ベアリングは、光沢があり、オイルで湿っており、ベアリング・サポート・ハウジング内で自由に回転した。
- ⑧ エンジン潤滑系統 (付図 図J)
- a マグネチック・チップ・ディテクターのプラグの先端に付着した金属片は、鉄系の物質であり、エンジンに関連する物質以外は検出されなかった。
 - b オイル・フィルター・バイパス・インディケーターの赤いボタンは、飛び出すことなく、通常より高い差圧は示していなかった。
 - c オイル・フィルターのメッシュ・スクリーン上には、金属粒子が確認された。
- (2) エンジンの整備状況
- ① エンジン各部の使用時間
- 事故機と同型式のエンジンのオーバーホール間隔は、3,500時間

*4 「スキッド」とは、転がるはずの部品が完全に滑ってしまう現象をいう。

	<p>あり、検査間隔は遵守されていた。また、No. 1 ベアリングに使用時間の制限はないが、関連する技術通報 (T5313B-0179 R0 Improved No.1 & No.4 Bearing、26 Sep 2011) に準拠し、前回のオーバーホールの際、交換されていた。</p> <p>② マグネチック・チップ・ディテクター・プラグの点検</p> <p>マグネチック・チップ・ディテクター・プラグの点検は、飛行当日の最初の飛行の前に、異物の有無を点検するよう定められている。飛行当日の当該点検は、奈良県ヘリポートを離陸前に実施され、異物はないことが確認されていた。</p> <p>また、「ENG CHIP DET」警告灯が点灯した履歴を確認したところ、令和元年11月12日(約125飛行時間前)に長さ約7mmの細い金属片を検出したが、同社は整備手順書に基づき、マグネチック・チップ・ディテクター・プラグの点検、エンジン・オイルの交換、フィルターの点検を行った後、地上試運転及びホバリング点検を行い、異常がないことを確認し、その後、通常の運航を行っていた。なお、検出された金属片については、画像は残されていたが、量及び大きさが許容内であったため、材料分析には出されずに処分されていた。</p>
<p>2.8 その他必要な事項</p>	<p>(1) ホバリング中にエンジン出力が低下した場合の接地操作</p> <p>本事故時のようにホバリング中にエンジン出力が低下した場合の接地操作は、非常操作手順のオートローテーション着陸時の接地操作と同じであり、同型式機の飛行規程には次のとおり定められている。</p> <p>オートローテーション着陸時の接地操作に関する非常操作手順</p> <p>地上4ftの高度で、着陸にクッションをつけるためにコレクティブ・ピッチを増せ。</p> <p>(2) 着陸装置に関する構造部材の設計荷重</p> <p>スキッド式着陸装置(図7左)は、通常の着陸時はクロス・チューブの弾性変形によって衝撃荷重を和らげ、ハードランディング等の激しい衝撃はクロス・チューブの塑性変形によって衝撃エネルギーを吸収する。乗員・乗客の生存率を高める耐衝撃性設計として、床下構造は、薄く強い部分と、厚く、つぶれてエネルギーを吸収する部分から設計されており、強い部分の梁(はり)は操縦室及び客室を保護する。また、座席には、ロードリミッターと呼ばれる一定の荷重で変形する装置が取り付けられている。</p> <p>本事故においては、クロス・チューブが塑性変形し、前方のクロス・チューブ上部の客室の床面が上方に変形していることから、設計・製造会社において推定される破壊荷重(評定部位:図7右)について、計算を行った。</p>

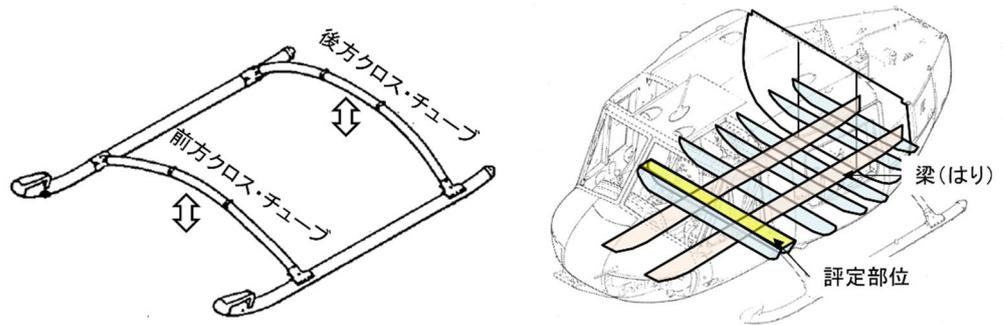


図7 クロス・チューブの変形と構造部材の評価部位

- ① 評価部位に作用した推定荷重の合計 7,754 lb
- ② 前方クロス・チューブ最大設計荷重 6,416 lb
(最大設計荷重計算の降下率 10.22 ft/s 204 B強度計算資料より)
- (3) 同種不具合
同型式機は、同型式の後継機を含め、世界中で10,000機以上が生産された汎用ヘリコプターである。同機の製造会社によると、サージングからエンジン出力の低下に至ったような故障情報はなかった。

3 分析

(1) エンジンの損傷に関する分析

エンジンの異常な症状として最初にサージングが発生した旨の乗員の口述並びにエンジン内部の構造及び損傷状況から、次の2つのケースが考えられる。

① ケース1：No. 1ベアリングに最初に不具合が発生した場合

- a 最初にNo. 1ベアリングに不具合が発生し、軸流コンプレッサーの回転軸のアンバランスが発生した。
- b 軸流コンプレッサーの第1段ブレードがステーター・ベーンに接触し、「キュイン、キュイン、キュイン」という周期的な異音を伴うサージングが発生した。
- c 高サイクルの疲労破壊により、第1段ブレードが破断し、粉碎しながら、コンプレッサー内のブレード及びステーターへの衝突により、「バン、バン、バン」という連続的な異音が発生した。
- d コンプレッサー内の圧力変動（急上昇）により気流が乱れ、ガス・プロデューサー・タービンの温度が上昇し、この高温により、ブレードに熱損傷と浸食が発生し、エンジン出力が低下した。

② ケース2：軸流コンプレッサーの第1段ブレードの疲労破壊が最初に発生した場合

- a 第1段ブレードの1枚に、疲労による亀裂が事前に存在していた。その亀裂は、原因が特定できない表面のへこみに関連する表層下の損傷から成長した。ブレードは、亀裂が成長して不安定となり、ステーター・ベーンに接触し、「キュイン、キュイン、キュイン」という周期的な音を伴うサージングが発生した。
- b 第1段ブレードの1枚がプラットフォームから外れて下流に損傷が発生し、コンプレッサーの回転の不均衡と連続した「バン、バン、バン」という音を伴うコンプレッサーのサージングとなった。
- c 軸流コンプレッサーのアンバランスが発生し、No. 1ベアリングの一部が損傷した。

d コンプレッサー内の圧力変動（急上昇）により気流が乱れ、ガス・プロデューサー・タービンの温度が上昇し、この高温により、ブレードに熱損傷と浸食が発生し、エンジン出力が低下した。

本事故のエンジンの不具合は、上記の2つのケースのいずれかであると考えられるが、同種不具合の大多数はケース1に類似した不具合である。一般的にベアリングは、非常に堅ろうに設計されており、故障し始める前に、通常よりも高い負荷に短時間で耐えることができる。また、金属粒子や汚染物質などの異物が存在するとベアリングが回転せずに滑り、高温となり、ベアリングが故障することが知られている。本事故では、サージングの発生から短時間でエンジン出力が低下していることから、ケース2のようにコンプレッサー・ブレードの破損及び脱落に引き続いてNo. 1ベアリングが破損した可能性は低く、ケース1のように、最初にNo. 1ベアリングの不具合によりコンプレッサー・ブレードが外れ、その後サージングが発生して、エンジン出力が低下した可能性の方が高いと考えられるが、どちらかは特定できなかった。なお、125飛行時間前に検出された金属片については処分されていたため、本事象との関連性については、確認できなかった。

(2) 機長の着陸時の操作

図3の連続写真によると、撮影が開始されてから0.9秒後までの降下速度はおおむね一定であり、エンジン出力の低下により、1.0秒後から降下速度が増加したが、機体姿勢が水平になるよう操作されていた。また、撮影開始時に左に向けた機首方位は、右に戻され、横滑りがなく、おおむね垂直に降下していることから、サイクリック*5とラダー・ペダルは適切に操作され、横転せず垂直に接地できたものと考えられる。機長の口述から、接地時のコレクティブの操作は行われていないため、接地直前の降下速度は減少していないと考えられるが、横滑りせず接地したため、横転せずに、機体の損傷だけになったものと考えられる。

着陸荷重を最小限にするためには、飛行規程によると、接地直前の約4ftの高度で、着陸にクッションをつけるためにコレクティブを上方に操作することが必要であるが、降下速度が大きくなる場合は、極めて難しい操作となるため、姿勢制御を優先させることが重要である。

(3) 着陸時の機体損傷に関する分析

着陸時に機体が損傷したのは、着陸装置のクロス・チューブに作用する荷重が機体の構造部材（メイン・ビーム）に伝達されることから、設計・製造会社による計算のとおり、着陸装置の前方クロス・チューブの設計最大荷重6,416lb（想定垂直降下速度10.22ft/s）を超え、7,754lb以上の破壊荷重が作用したものと考えられる。また、図3の連続写真から計算した接地直前の降下速度は、11.4ft/sであり、設計荷重の10.22ft/sの垂直降下速度を超えていることから、設計最大荷重を超える着陸荷重が作用し、クロス・チューブから操縦席と客室間の隔壁に荷重が伝達されて、客室床面までの破壊に至るハードランディングになったものと推定される。

また、ハードランディングとなったことについては、接地前のコレクティブの上げ操作が行われなかったことに加え、機体重量が重く、エンジン出力の低下によりローター回転速度が低下したこと、また、離着陸地帯がてん圧地ではなく、工事用の路面覆工板が使われていたことも影響した可能性が考えられる。

4 原因

本事故は、同機が場外離着陸場に入中、エンジンのサージングが発生し、降下中にエンジン出力が急激に低下して許容を超える降下速度で接地したため、ハードランディングとなり、機体が中破したものと推定される。

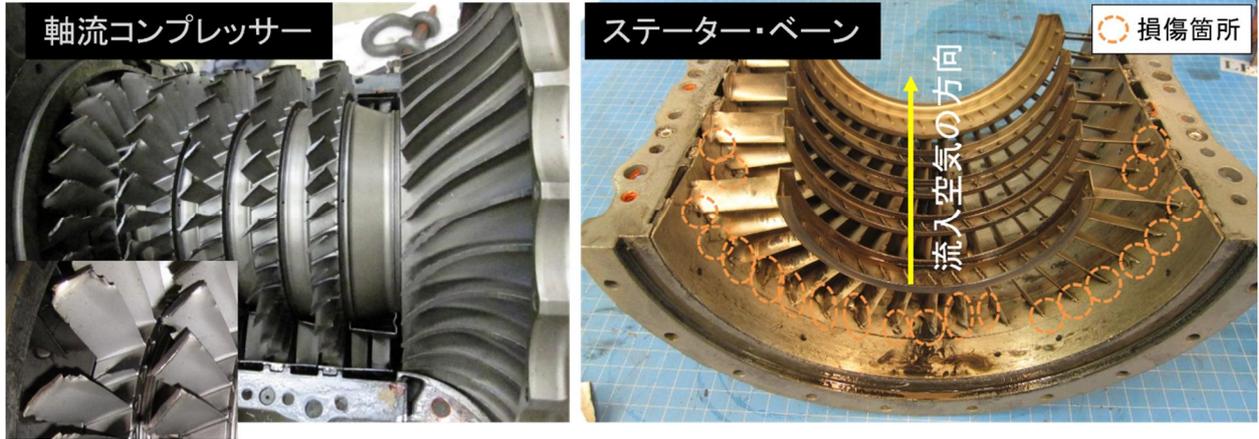
*5 「サイクリック」とは、サイクリック・ピッチ・コントロールの略で、ヘリコプターの操縦装置の一つであり、機体を制御するため、主に機体姿勢を傾ける方向に操作する装置をいう。

エンジン出力が急激に低下したことについては、軸流コンプレッサー内のブレードの一部に疲労破壊が発生したことによるものと推定されるが、軸流コンプレッサー内のブレードの疲労破壊については、No. 1 ベアリングの不具合とブレードの疲労破壊のどちらが先に発生したのかは特定できなかった。

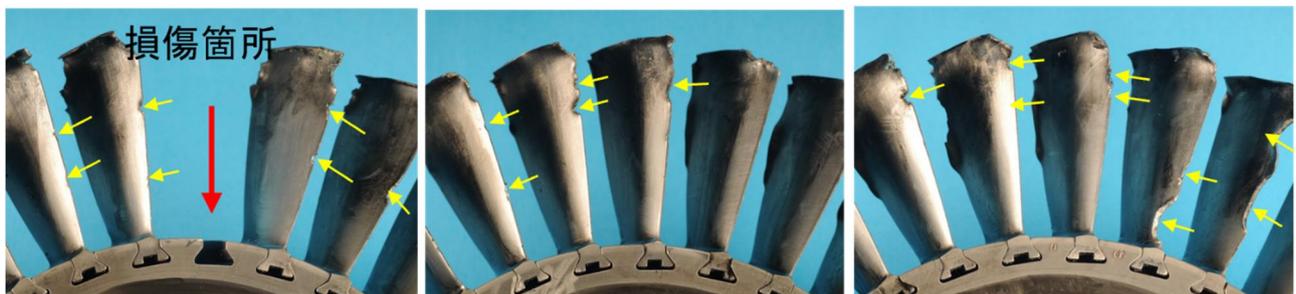
5 再発防止策

5.1 必要と考えられる再発防止策	単発のヘリコプターについては、特に低速又はホバリング中にエンジンの不具合が発生した場合は、速やかな着陸操作が必要である。また、着陸の際は、エンジン出力の低下による降下速度の増加を予想しつつ、接地時の機体の横転を防ぐための姿勢制御を優先させ、接地前のコレクティブの上げ操作は、接地速度を軽減するため、可能な限り接地直前に行うことが重要である。
5.2 本事故後に講じられた再発防止策	本事故後、同社は次の再発防止策を講じた。 ヘリコプター運航部員に対し、事故概要の紹介及び飛行規程の再確認の教育を行った。 マグネチック・チップ・ディテクター・プラグによる金属片の検出があった場合については、品質管理部と調整を行いつつ、整備手順書に基づき処置を行うとともに、検出した金属片については、不具合記録用紙にビニール袋等を用いてテープ止めするなどの対応をして、保管するよう整備部門に指示をした。

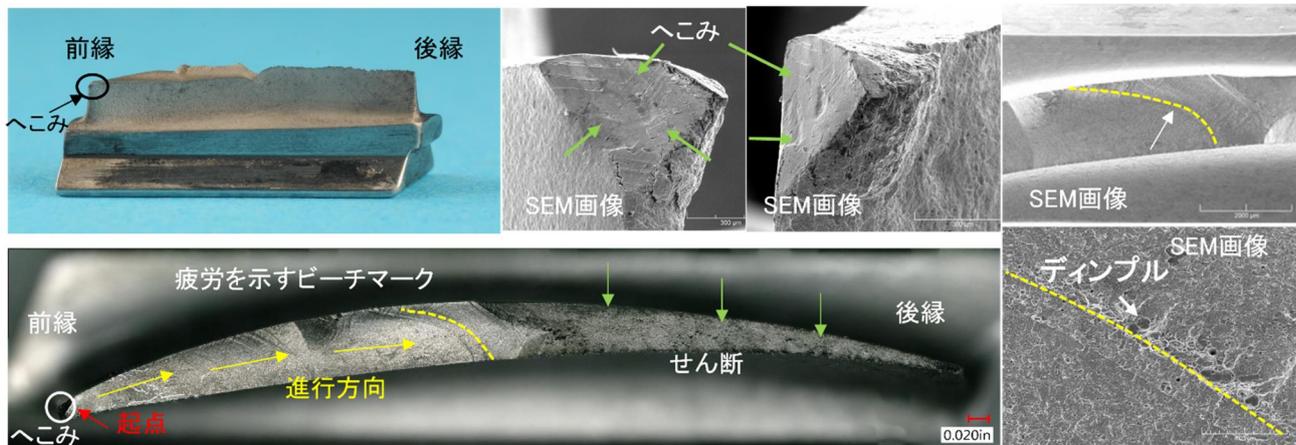
付図 エンジン内部の損傷状況



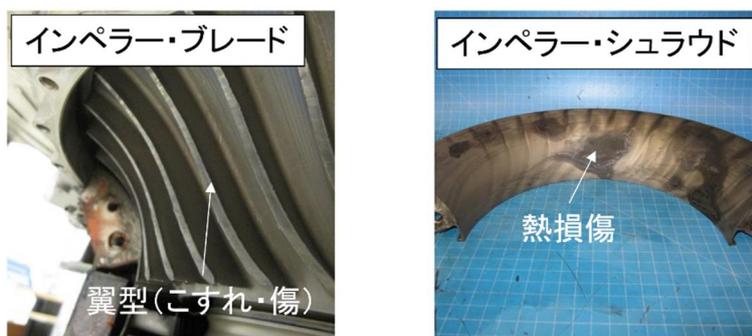
図A 軸流コンプレッサーの損傷



図B 軸流コンプレッサー第1段ブレードの損傷箇所



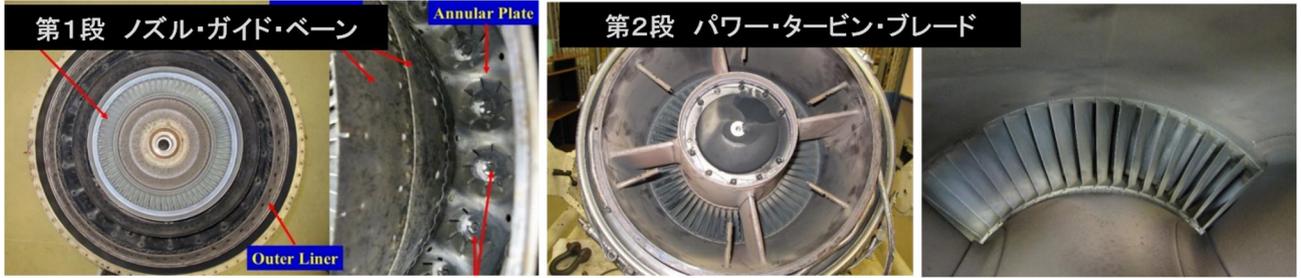
図C 破損した軸流コンプレッサー第1段ブレードの破断面



図D 遠心コンプレッサーの擦過痕



図E ガス・プロデューサー・タービンの損傷



図F パワー・タービンの状態



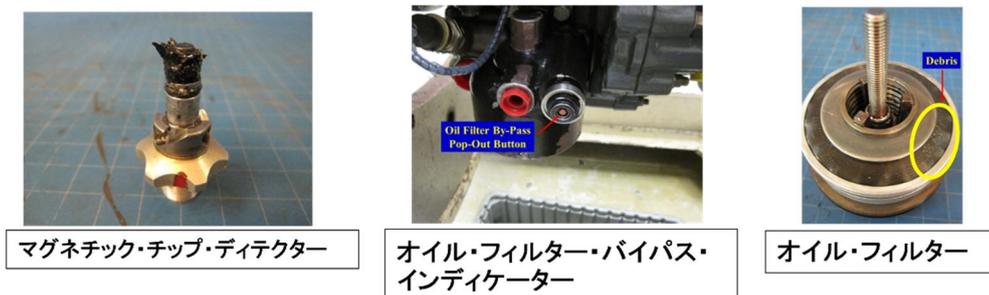
図G No.1 ボール・ベアリングの損傷状態



図H No.2 ローラー・ベアリングの状態



図I No.2 1 ローラー・ベアリングの状態



図J オイルの汚染状況