

## 航空重大インシデント調査報告書

I 全日本空輸株式会社所属  
ボーイング式767-300型 JA8674  
エンジン内部の破損

II フジグライダークラブ所属  
グローブ式グローブG109B型（動力滑空機・複座） JA109B  
着陸後の滑走路からの逸脱

平成25年10月25日

本報告書の調査は、本件航空重大インシデントに関し、運輸安全委員会設置法及び国際民間航空条約第13附属書に従い、運輸安全委員会により、航空事故等の防止に寄与することを目的として行われたものであり、本事案の責任を問うために行われたものではない。

運輸安全委員会  
委員長 後藤 昇 弘

## 《参 考》

本報告書本文中に用いる分析の結果を表す用語の取扱いについて

本報告書の本文中「3 分 析」に用いる分析の結果を表す用語は、次のとおりとする。

- ① 断定できる場合  
・・・「認められる」
- ② 断定できないが、ほぼ間違いない場合  
・・・「推定される」
- ③ 可能性が高い場合  
・・・「考えられる」
- ④ 可能性がある場合  
・・・「可能性が考えられる」  
・・・「可能性があると考えられる」

I 全日本空輸株式会社所属  
ボーイング式767-300型 JA8674  
エンジン内部の破損

## 航空重大インシデント調査報告書

所 属 全日本空輸株式会社  
型 式 ボーイング式767-300型  
登 録 記 号 JA8674  
インシデント種類 エンジン内部の破損  
発 生 日 時 平成23年7月8日 09時19分ごろ  
発 生 場 所 東京国際空港の北西約79km、高度8,500m付近

平成25年9月27日

運輸安全委員会（航空部会）議決

委 員 長 後 藤 昇 弘（部会長）  
委 員 遠 藤 信 介  
委 員 石 川 敏 行  
委 員 田 村 貞 雄  
委 員 首 藤 由 紀  
委 員 田 中 敬 司

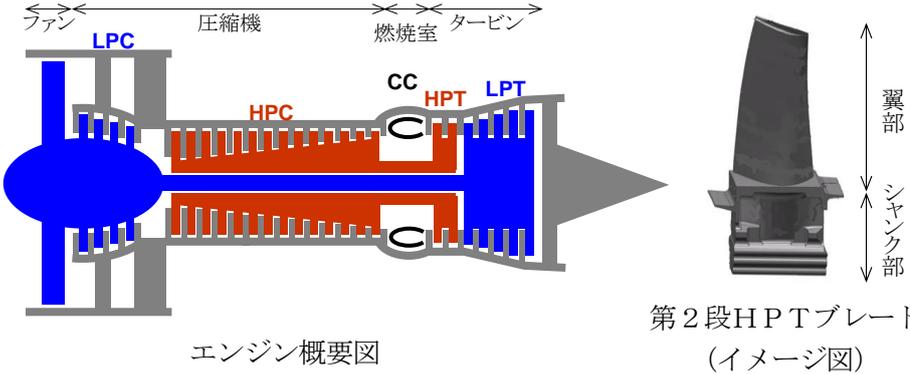
### 1 調査の経過

運輸安全委員会は、平成23年7月8日、本重大インシデントの調査を担当する主管調査官ほか2名の航空事故調査官を指名した。

本調査には、インシデント機の機体及びエンジンの設計、製造国である米国の代表及びエンジン部品の修理実施国であるシンガポールの代表が参加した。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	<p>全日本空輸株式会社（以下「同社」という。）所属ボーイング式767-300型JA8674（以下「同機」という。）は、平成23年7月8日、同社の定期883便として、富山空港に向けて、東京国際空港を09時08分に離陸した。</p> <p>同機は、09時19分ごろ、高度約8,500m付近において、第1（左側）エンジン（以下「同エンジン」という。）から異音及び振動が発生したため、同エンジンを停止して引き返し、管制上の優先権を得て、09時51分に東京国際空港に着陸した。</p>
2.2 負傷者	なし
2.3 損壊	<p>(1)航空機の損壊の程度 小破（エンジン内部の大規模な破損）</p> <p>(2)エンジンの破損</p> <p>高压タービン（以下「HPT」という。）は全2段である。第2段HPTブレード74枚のうち、69番ブレード（以下「同ブレード」という。）が、シャンク部の下から1.3in（1inは約25.4mm）で破断し欠損していた。その他のブレードは、翼端に破損が認められた。</p> <p>低压タービン（以下「LPT」という。）は、全5段である。LPTブレードは、LPTモジュールの全軸にわたって破損が認められた。</p>

	 <p>エンジン概要図</p> <p>略語は、次のとおりである。</p> <p>LPC : Low Pressure Compressor、HPC : High Pressure Compressor  CC : Combustion Chamber  HPT : High Pressure Turbine、LPT : Low Pressure Turbine</p>  <p>69番ブレード (側面)</p>  <p>69番ブレード (上面)</p>																		
<p>2.4 乗組員等</p>	<p>(1) 機長 男性 52歳  定期運送用操縦士技能証明書 (飛行機) 平成18年12月14日  限定事項 ボーイング式767型 平成15年11月25日  第1種航空身体検査証明 有効期限：平成23年9月5日</p> <p>(2) 副操縦士 男性 64歳  定期運送用操縦士技能証明書 (飛行機) 平成21年9月15日  限定事項 ボーイング式767型 平成4年5月27日  第1種航空身体検査証明書 有効期限：平成23年9月9日</p>																		
<p>2.5 航空機等</p>	<p>(1) 航空機型式：ボーイング式767-300型  製造番号：25661、製造年月日：平成6年5月19日  耐空証明書 第99-057号  有効期限：整備規程の適用を受けている期間</p> <p>(2) エンジン</p> <table border="1" data-bbox="491 1624 1433 1881"> <thead> <tr> <th></th> <th>第1エンジン</th> <th>第2エンジン</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>型 式</td> <td colspan="2">ゼネラルエレクトリック式 CF6-80C2B2F 型</td> </tr> <tr> <td>製 造 番 号</td> <td>702720</td> <td>702681</td> </tr> <tr> <td>製 造 年 月 日</td> <td>平成4年5月2日</td> <td>平成4年2月27日</td> </tr> <tr> <td>総 使 用 時 間</td> <td>55,536時間50分</td> <td>44,633時間23分</td> </tr> <tr> <td>総使用サイクル</td> <td>23,373サイクル</td> <td>27,411サイクル</td> </tr> </tbody> </table>		第1エンジン	第2エンジン	型 式	ゼネラルエレクトリック式 CF6-80C2B2F 型		製 造 番 号	702720	702681	製 造 年 月 日	平成4年5月2日	平成4年2月27日	総 使 用 時 間	55,536時間50分	44,633時間23分	総使用サイクル	23,373サイクル	27,411サイクル
	第1エンジン	第2エンジン																	
型 式	ゼネラルエレクトリック式 CF6-80C2B2F 型																		
製 造 番 号	702720	702681																	
製 造 年 月 日	平成4年5月2日	平成4年2月27日																	
総 使 用 時 間	55,536時間50分	44,633時間23分																	
総使用サイクル	23,373サイクル	27,411サイクル																	
<p>2.6 その他必要な事項</p>	<p>(1) 第2段HPTブレードのシャンク部の肉厚調査  第2段HPTブレードのシャンク部の肉厚調査を行った結果、同ブレードは、0.037inであったのに対し、他のブレードは平均0.08in (0.065in~0.1in) であった。</p>																		

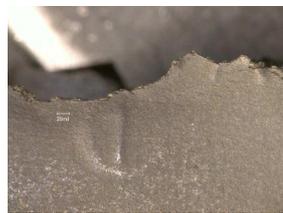
この結果を受けて、同社は同ブレードと同時期に購入し、その後の修理経歴も同じであるブレードを運航中のエンジンより取り卸し、シャンク部の肉厚調査を行った。その結果、シャンク部の肉厚が薄いブレード（以下「類似ブレード」という。）が、1枚発見された。

## (2) 第2段HPTブレードの詳細調査

同エンジンの製造者（以下「製造者」という。）により第2段HPTブレード及び類似ブレードの詳細調査を実施した。その結果は次のとおりであった。

### ① 第2段HPTブレードの外観調査

第2段HPTブレードのシャンク部にはパーツマーキングが鋳造されている。同ブレード及び類似ブレードのパーツマーキングは、他のブレードと比べて文字の輪郭が不鮮明で、表面が侵食されていることが確認された。（下記、ブレード写真参照）



同ブレード



類似ブレード



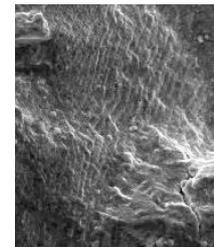
他のブレード

### ② 同ブレードの破断面調査

同ブレードの破断面に進展した疲労亀裂の形跡が確認された。

シャンク部の肉厚は、設計上の最低値0.055 inより薄かった。

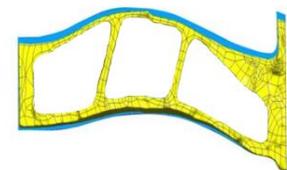
また、破断面周辺のブレードの内側表面に高温腐食が形成されていたが、腐食は表面のアルミコーティング層に限られており、母材に達していなかった。破断面の成分分析の結果、材料に異常は認められなかった。



破断面

### ③ 3次元測定及び基準データとの比較

同ブレードの3次元測定を行い、その結果と基準データとの比較を行った。その結果、シャンク部外部に肉厚の差（右図の青色部）が認められ、内部には認められなかった。



3次元測定図

### ④ 同ブレードの経歴調査

同ブレードは、平成20年4月、修理及びオーバーホールのため、認定修理工場<sup>\*1</sup>に送られた。修理及びオーバーホール作業の中でクリーニングのためにグリット・ブラスト作業<sup>\*2</sup>（以下「ブラスト作業」という。）が実施されたが、シャンク部の亀裂は報告されていなかった。

### ⑤ 類似ブレードの経歴調査

類似ブレードの経歴を調査した結果、前回修理時のブラスト作業が、同ブレードと同日に実施されていた。

### ⑥ 整備マニュアル及び作業要領書

整備マニュアルには、第2段HPTブレードのシャンク部の肉厚について許容値が設定されていなかった。また、認定修理工場で使用する作

	<p>業要領書には、ブラスト作業に使用する空気圧について、不明確な記載があり、空気圧を誤ると過度なブラスト作業となる可能性があった。</p> <p>不明確な記載の作業要領書は、2008年2月から2009年6月に改訂されるまで使用されていた。</p> <p>⑦ 第2段HPTブレード製造過程</p> <p>第2段HPTブレードは、鋳造品である。同ブレードの製造時に使用された設備、治具及び製造記録を確認した結果、異常は認められなかった。また、同ブレードと同一ロットで製造されたブレード（類似ブレードを除く。）のシャンク部の肉厚について、異常は報告されていない。</p>
--	---

\*1 「認定修理工場」とは、当該エンジン型式の第2段HPTブレードに関するオーバーホールの指示及び手順について、製造者により審査及び承認された工場をいう。

\*2 「グリット・ブラスト作業」とは、部品の金属表面にコーティングを行う前に、砂状の微少な粒子を吹き付け、表面に付着している不純物を除去するための作業である。グリット・ブラスト作業に関する公的な規格はなく、製造者の規格により実施されるのが一般的である。

### 3 分析

3.1 気象の関与	なし
3.2 操縦者の関与	なし
3.3 機材の関与	あり
3.4 判明した事項の解析	<p>(1) ブレードの破断要因</p> <p>① 最初に破断したブレードの特定</p> <p>残存部分が一番少ないものが同ブレードであったことと、同ブレードに進展した疲労亀裂があったことから、最初に破断したのは同ブレードであったと推定される。</p> <p>② 同ブレードの破断要因</p> <p>同ブレードのシャンク部の肉厚が設計上の最低値よりも薄くなっていたため、エンジンの運用によって生じる応力に伴う疲労により亀裂が生じ、更に亀裂が進行して破断に至ったものと考えられる。</p> <p>(2) 同ブレードのシャンク部の肉厚が薄くなった要因</p> <p>同ブレードのシャンク部の肉厚が設計上の最低値よりも薄くなっていたのは、以下の理由により、認定修理工場における同ブレードの修理作業において、過度なブラスト作業が行われたことによる可能性が考えられる。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 作業要領書の不明確な記載により過度なブラスト作業となる可能性があること</li> <li>・ シャンク部の表面に侵食された様相があること</li> <li>・ 第2段HPTブレードは鋳造品であり、同ブレードと同一ロットのブレードにシャンク部の肉厚について異常は報告されていないこと</li> <li>・ 同ブレードと類似ブレードは、同日にブラスト作業が行われたこと</li> </ul>

### 4 原因

<p>本重大インシデントは、同機が飛行中、疲労の影響によって第2段HPTブレードの1枚が破断したことにより、破断した破片が後段のLPTブレード等に2次的衝撃を与えたためLPT全軸にわたって破損したことによるものと推定される。</p> <p>タービン・ブレードの疲労亀裂が進展したのは、前回修理時の過度なブラスト作業によりシャンク</p>
--

部の肉厚が薄くなっていたことから、作用する応力が相対的に増大したことが関与した可能性が考えられる。

## 5 参考

### (1) 同社が講じた措置

同社は、本重大インシデント直後より、同型エンジンから第2段HPTブレードが取り卸された際に、全ブレードのシャンク部について肉厚測定を行うこととした。

また、本重大インシデント直後の初期の調査段階において、同社原動機センターは、製造者の見解を待たずに同ブレードと同時期に購入し、その後の修理経歴も同じであるブレードが組み込まれた同型エンジンを、運航中の航空機より取り卸し、ブレードの肉厚測定を実施した。この措置により類似ブレードが発見され、原因究明が進捗した。

### (2) 製造者が講じた措置

平成23年10月より、シャンク部の肉厚に許容値を設定して整備作業のために認定修理工場に送られてきた全ブレードについてシャンク部の肉厚測定を行うこととし、モニタリングを継続することとした。

また、平成23年12月には、過度なブラスト作業を受けた可能性のあるブレードを保有している運航者に対し、個別に事象の紹介を行った。

モニタリングの結果、シャンク部の肉厚が薄いブレードが更に1枚発見され、製造者は、平成24年9月20日付けで、不具合が疑われるブレードの製造番号及びエンジンより取り卸された第2段HPTブレードの肉厚測定の実施を推奨する技術通報 (Service Bulletin) を発行した。