

航空重大インシデント調査報告書

I タイ国際航空所属
ボーイング式747-400型
HS-TGX
地表面への衝突を回避するための緊急操作

II 日本航空株式会社所属
ボーイング式767-300型
JA8980
発動機の破損（破片が当該発動機のケースを貫通した場合に限る。）に準ず
る事態

令和2年7月30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 武田 展雄

《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」

II 日本航空株式会社所属

ボーイング式767-300型

JA8980

発動機の破損（破片が当該発動機のケースを貫通した
場合に限る。）に準ずる事態

航空重大インシデント調査報告書

所 属 日本航空株式会社
型 式 ボーイング式767-300型
登 録 記 号 JA8980
インシデント種類 発動機の破損（破片が当該発動機のケースを貫通した場合に限る。）に準ず
る事態
発 生 日 時 平成30年5月24日 15時55分ごろ
発 生 場 所 熊本空港の南西約6km 高度約7,500ft

令和2年6月19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 宮 下 徹
委 員 柿 嶋 美 子
委 員 丸 井 祐 一
委 員 宮 沢 与 和
委 員 中 西 美 和

1 調査の経過

1.1 重大インシデントの概要	<p>日本航空株式会社所属ボーイング式767-300型JA8980は、平成30年5月24日（木）、熊本空港を離陸し上昇中、振動を伴う異音が発生するとともに、第1（左側）エンジンの回転数の低下等を示す計器表示があったため、同エンジンの推力をアイドルにして航空交通管制上の優先権を得て引き返し、同空港に着陸した。</p> <p>着陸後の点検において、同エンジンの高圧及び低圧タービンに複数段の損傷並びにエンジン・ケースに開口の発生が確認された。また、同エンジンから排出された内部部品の破片により、地上の建物の窓ガラス及び屋根等並びに車両のフロントガラス等が損傷した。</p>
1.2 調査の概要	<p>本件は、航空法施行規則（昭27運輸省令56）第166条の4第6号の「発動機の破損（破片が当該発動機のケースを貫通した場合に限る。）」に準ずる事態（同条第17号）に該当し、航空重大インシデントとして取り扱われることとなったものである。なお、発動機が破損し、エンジン・ケースに開口が発生したが、破片の貫通は確認されなかった。</p> <p>運輸安全委員会は、平成30年5月24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、同年5月28日に1名の航空事故調査官を追加指名した。</p> <p>本調査には、本重大インシデント機の設計・製造国であるアメリカ合衆国の代表及び顧問が参加した。</p> <p>原因関係者からの意見聴取を実施した。関係国への意見照会を行った。</p>

2 事実情報

2.1 飛行の経過

日本航空株式会社所属ボーイング式767-300型JA8980は、平成30年5月24日、機長ほか乗務員7名及び乗客209名の計217名が搭乗し、日本航空株式会社（以下「同社」という。）の定期632便として東京国際空港へ向けて熊本空港を15時52分に離陸した。

同機には、機長がPM（主に航空機の飛行状態のモニター、PFの操作のクロスチェック及び操縦以外の業務を行う操縦士）として左席に、副操縦士がPF（主として操縦業務を担当する操縦士）として右席に着座していた。

同機は、同空港滑走路07を離陸し、対気速度約250ktで高度約7,500ftを上昇中、振動を伴う異音が発生するとともに、第1（左側）エンジンの回転数の低下並びに排気ガス温度及び同エンジンの振動値の上昇を示す計器表示があったため、機長がPF、副操縦士がPMに交代し、同エンジンの推力をアイドルにして、ノンノーマルチェックリストのエンジンの限界、振動又は停止（Engine Limit or Surge or Stall）に対応する項目を実施した。

その際、機長及び副操縦士は、同エンジンの推力を絞った後、同エンジンの計器表示が通常値まで低下するとともに、振動と異音も小さくなったと認識した。

チェックリストの手順に従い、エンジンの推力をゆっくり開いたところ、振動と異音が大きくなったことから、すぐに推力をアイドルに戻した。

同エンジンからの振動と異音が小さくなったものの振動が続いており、かつ、着陸できる状態の出発空港が存在したため、同エンジンの推力をアイドルのまま引き返すことを決断した。

その後、同機は、航空交通管制上の優先権を得て引き返し、16時17分に同空港に着陸した。

本重大インシデントの発生時、同機は、同空港の南西約6km（北緯32度47分59秒、東経130度48分41秒）、高度約7,500ftを上昇中であり、発生日時は、平成30年5月24日15時55分ごろであった。

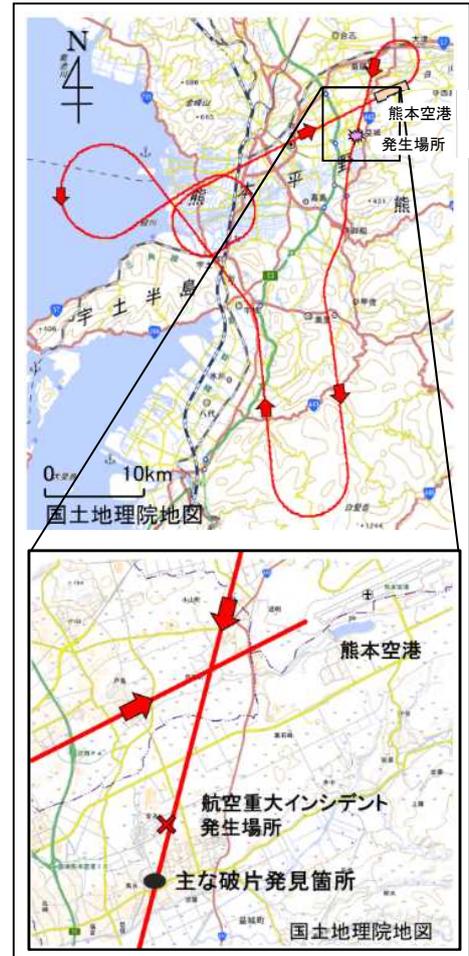


図1 推定飛行経路

2.2 負傷者

なし

2.3 損壊

(1) 航空機の損壊の程度 : 小破

第1エンジン後方に位置するインボード・フラップ、アウトボード・フラップ、水平尾翼、フェアリングに擦過痕と打痕が生じていた。

(2) エンジンの損壊

同機のエンジンは、2軸式のターボファンエンジンであり、ファン、低圧圧縮機(LPC)4段、高圧圧縮機(HPC)14段、燃焼室(CC)、高圧タービン(HPT)2段及び低圧タービン(LPT)5段で構成される。

第1エンジンのHPT2段目以降が損壊しており、その状況は以下のとおりであった。

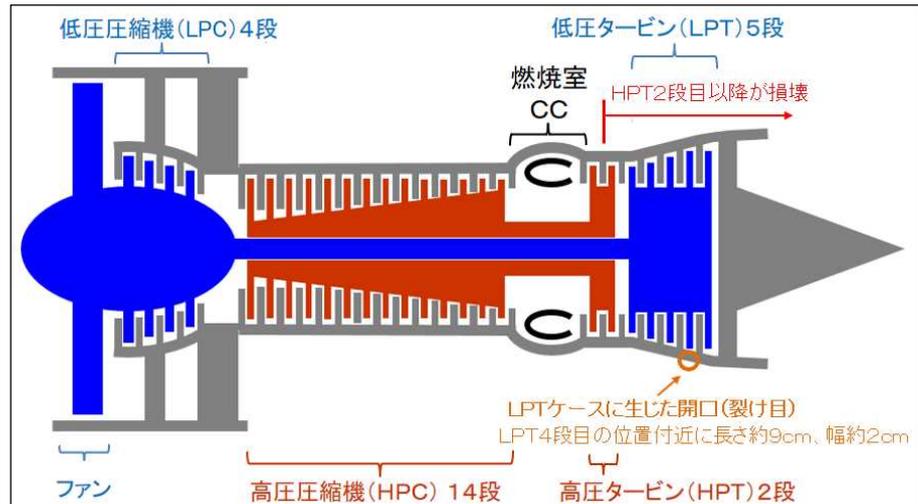


図2 エンジンの構成及び損傷部

① HPT

HPT2段目のブレードは、計74枚のうち、13番ブレードがシャンク部から破断していた。また、12番ブレードはブレード部の約半分の位置で破断していた。さらに、11番と10番ブレードはブレードの先端付近で破断していた。他のブレードは全周にわたって先端部が欠損していた(図3参照)。

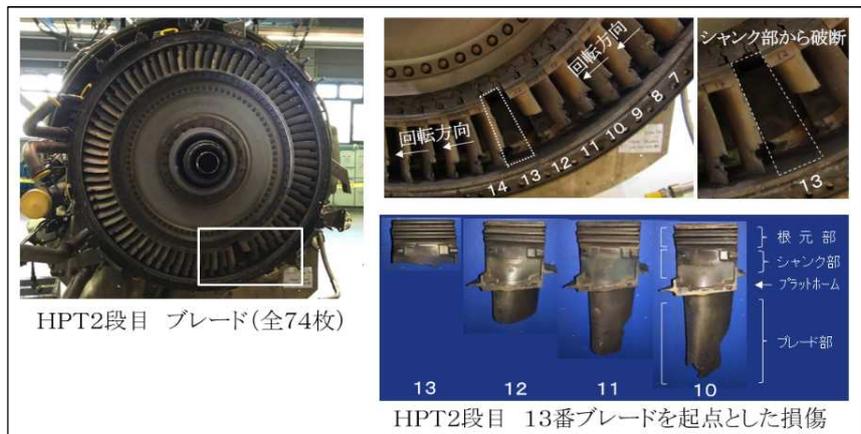


図3 破損したHPT2段目ブレードの状況

② LPT

LPTのブレード及びノズル等の大部分が損壊していた。

③ LPTケース

LPT4段目付近に、長さ約9cm、幅約2cmの開口（裂け目）が生じていた（エンジン後方から見て3時付近の位置）。

なお、LPTケースに生じた開口部外側のコア・カウル*1に損傷はなかった。

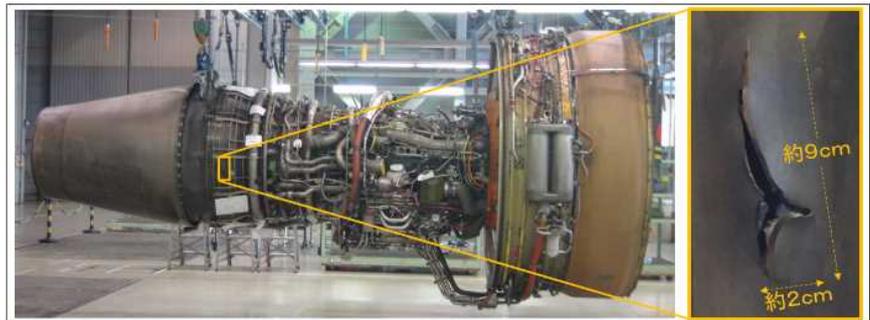


図4 LPTケースに生じた開口（裂け目）

2.4 乗組員等

- (1) 機長 男性 50歳
 定期運送用操縦士技能証明書（飛行機） 平成14年11月12日
 限定事項 ボーイング式767型 平成25年10月16日
 第1種航空身体検査証明書 有効期限 平成30年9月21日
- (2) 副操縦士 男性 43歳
 事業用操縦士技能証明書（飛行機） 平成13年8月1日
 限定事項 ボーイング式767型 平成15年3月11日
 計器飛行証明 平成14年4月19日
 第1種航空身体検査証明書 有効期限 平成30年8月25日

2.5 航空機等

- (1) 航空機
 航空機型式 ボーイング式767-300型
 製造番号 28837
 製造年月日 平成9年8月22日
 耐空証明書 第2009-115号
 有効期限 航空法に基づき承認された整備管理マニュアルの適用を受けている期間
 総飛行時間 53,100時間51分
 定期点検（C整備、平成29年11月24日実施）後の飛行時間 1,242時間0分

(2) エンジン

取付位置	第1（左側）	第2（右側）
型式	ゼネラル・エレクトリック式CF6-80C2B4F型	
製造番号	702858	702418
製造年月日	平成4年12月16日	平成2年9月27日
総飛行時間	70,802時間	68,168時間
総サイクル数	32,805	34,165

*1 「コア・カウル」とは、エンジンの圧縮機、燃焼室、タービンを覆うエンジン・ケースのさらに外側を覆う金属製カバーのことをいう。

<p>2.6 その他必要な事項</p>	<p>(1) 地上の被害</p> <p>第1エンジンから排出された内部部品の破片により、本重大インシデント発生地点付近の地上において、建物の窓ガラス及び屋根等並びに車両のフロントガラス等が損傷する被害が生じた。排出された破片のうち、回収された破片は約400個であり、それらの重量は重いもので約70gであった。</p> <p>なお、同エンジンと同型式のLPTの重量は約726kgであるが、破損後の同エンジンのLPTの重量は約653kgであった。これらの重量の比較によれば、排出された破片による重量の減少は約73kgであったと算定される。</p> <p>(2) FDR及びQARに記録されていたエンジンデータ</p> <p>FDR及びQARの解析において、本重大インシデントが発生するまでにエンジンの異常及びその兆候を示す記録はなかった。</p> <p>第1エンジンは、15時55分、上昇中にN2^{*2}側の振動値^{*3}が測定上限値（4.99ユニット）まで急上昇し（図5中のa参照）、その直後にN1^{*4}側の振動値が測定上限値まで（図5中のb参照）、EGT^{*5}が約950℃まで（図5中のc参照）急上昇した。</p> <p>その後、N1側の回転数が急激に低下し、ほぼ同時にN2側の回転数も低下した。それから5秒後にはスラストレバーがアイドルまで下げられた（図5中のd参照）。エンジンの回転数（N1及びN2）は、着陸するまでアイドル位置の付近に維持されていたが、N1及びN2側の振動値は高いままであった（図5中のe参照）。なお、HPTの破損に伴いEGTのセンサーが損傷したため、それ以後のEGTの記録は正確な値ではない可能性がある。</p>
---------------------	--

*2 「N2」とは、エンジンの高圧圧縮機（HPC）及び高圧タービン（HPT）の回転数のことで、当該エンジンでは、エンジン最大推進力付近の回転数9,827rpmが100%として表示される。

*3 「振動値」とは、エンジンのファン、低圧圧縮機（LPC）、低圧タービン（LPT）、高圧圧縮機（HPC）及び高圧タービン（HPT）の振動値のことで、これらのうちの最大値がEICAS（Engine Indication and Crew Alerting System）表示器にアナログ表示と数値（ユニット）で表示される。

*4 「N1」とは、エンジンのファンと低圧圧縮機（LPC）及び低圧タービン（LPT）の回転数のことで、当該エンジンでは、エンジン最大推進力付近の回転数3,280rpmが100%として表示される。

*5 「EGT」とは、エンジンの排気ガス温度を表し、高圧タービン（HPT）と低圧タービン（LPT）の中間位置にあるセンサーで計測される。

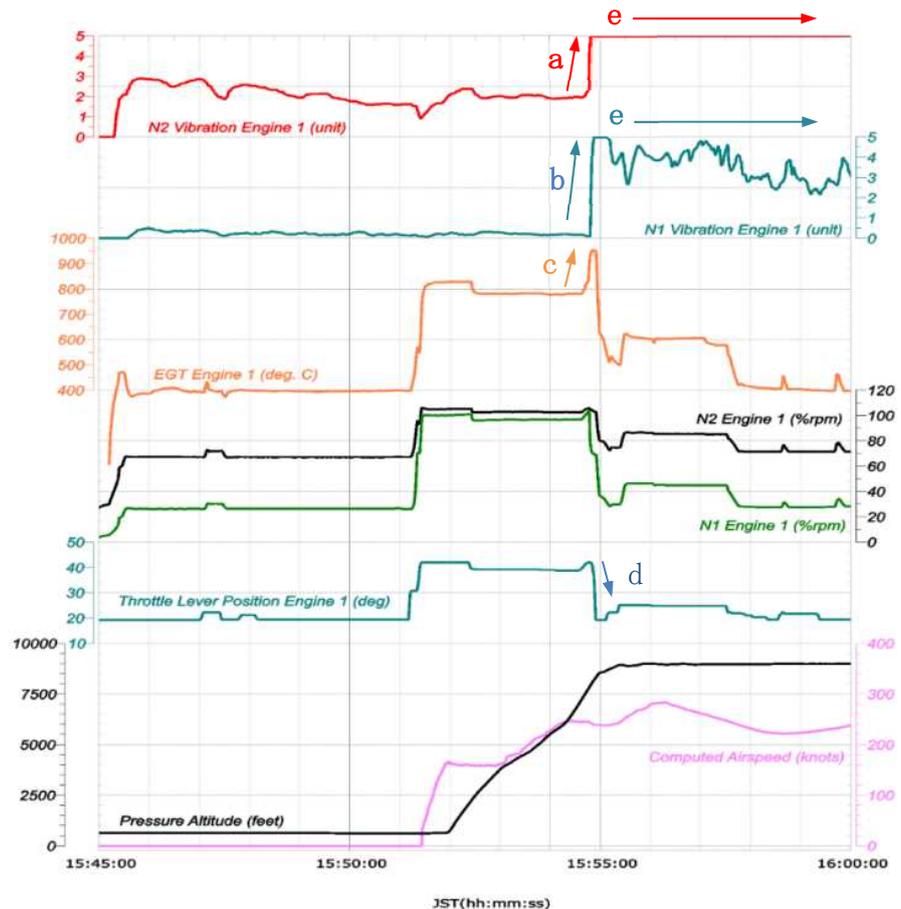


図5 QARの記録

(3) 航空日誌及び整備記録

同機の航空日誌、整備記録及びエンジンの整備記録によると、本重大インシデント発生前に同エンジンの損壊に関与しうる不具合事象は発生していなかった。

(4) HPT 2 段目 13 番ブレードの履歴

破断したHPT 2 段目 13 番ブレードの履歴は次のとおり。

部品番号 : 2 1 1 8 M 7 7 P 0 3 (以下「P 0 3 型」という。)

製造時の部品番号は 1 8 8 1 M 5 2 G 0 5 (以下「G 0 5 型」という。)であったが、その後、エンジン製造者が発行する技術通報 S B 7 2 - 1 2 7 1 に基づくコーティングの改修を実施することにより「P 0 3 型」に変更となっている。そのため、G 0 5 型と P 0 3 型は部品番号が異なるものの外形寸度が同一の同型ブレードである。

製造番号 : P C M 8 0 C H 8

使用時間 : 5 6, 7 7 2 時間 (オーバーホール後 4, 5 6 8 時間)

使用サイクル数*6 : 1 5, 3 9 7 サイクル (オーバーホール後 3, 3 9 5 サイクル)

(5) HPT 2 段目ブレードの金属学的調査

エンジン設計及び製造者の施設でHPT 2 段目ブレードの金属学的調査を実施した。

① 13 番ブレードの破断起点

*6 「使用サイクル数」とは、本報告書において、離着陸1回を1サイクルとした回数のことをいう。

13番ブレードの破断面には、平滑な領域（疲労破壊領域）と粗い領域（急速破壊領域）があり、その平滑な領域にある空気通路1のTA（Turning Around（ブレード内部を流れる冷却空気の分岐・折り返し））部を起点に亀裂が進展しており、疲労の兆候を示す痕跡（ビーチマーク）が確認された。

また、この起点付近のアルミナイド・コーティング層*7には、亀裂（クラック）が発生しており（図7参照）、その亀裂の付近に高温状態で水泡状に膨らんだ腐食（プリスター）*8が発生していた。走査電子顕微鏡によりブレード破断面の詳細を調査した結果、TA部から進展した低サイクル疲労*9の痕跡が確認された（図6、図7参照）。ブレードの形状及びコーティング層の厚さは、設計及び製造上の要求に適合していた。

さらに、X線分析によりブレードの母材及びコーティング層に含まれる元素を調査した結果、コーティング層の高温腐食及び亀裂が存在する部位から酸化現象の痕跡である酸素、硫化現象の痕跡である硫黄の成分が検出された。ブレードのコーティング層及び母材の成分は、設計及び製造上の要求に適合していた。

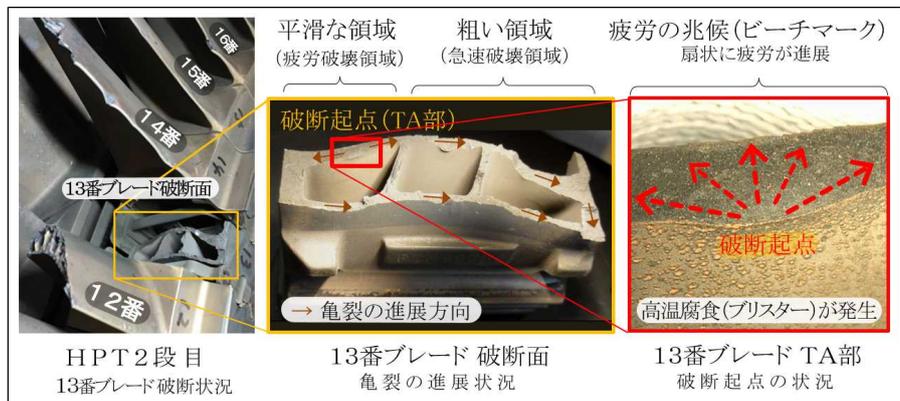


図6 13番ブレードの破断面の状況

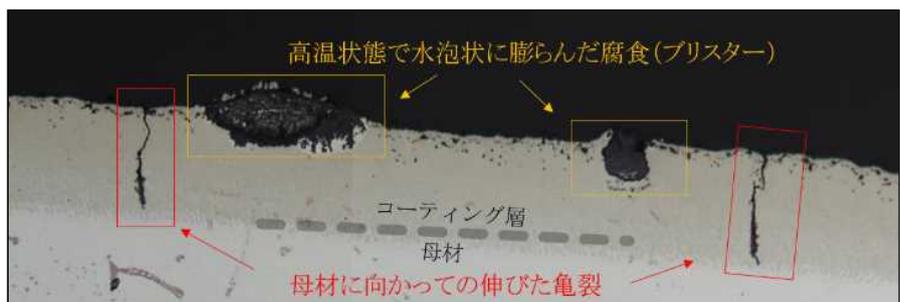


図7 13番ブレードの破断起点付近のコーティング層（断面）
（コーティング層の亀裂及び腐食の状況）

② HPT 2 段目ブレードの状況

HPT 2 段目には、13番ブレードと同じP03型が8枚、部品番号1881M52G14（以下「G14型」という。）が5枚、部品番号

*7 「アルミナイド・コーティング層」とは、金属母材を熱や酸化などから守り母材の劣化を防ぐために母材表面にアルミニウムの化合物を施した薄い膜の層のことをいう。

*8 「プリスター」とは、高温状態で生じた水泡状に膨らんだ腐食のことをいう。

*9 「低サイクル疲労」とは、金属材料に塑性変形を与えるような比較的大きな繰り返し荷重を作用させた場合において、10,000サイクル以下の繰り返し数で疲労破壊する現象をいう。

1881M52G15（以下「G15型」という。）が12枚組み込まれていた。

13番ブレード（破断したブレード）と同型の3番、5番、7番及び9番ブレードを切断してTA部の状態を調査したところ、全てのブレードに高温腐食が発生していた。それらの使用サイクル数は、15,397サイクルであった。

コーティング層の厚さを計測したところ、いずれも設計及び製造上の要求に適合していたものの、3番、5番及び13番ブレードが相対的に厚く、そのコーティング層には亀裂が発生していた。

また、ブレードのコーティング層はアルミナイド・コーティングであり、熱による延性が低く、コーティング層が厚いと亀裂が発生しやすくなる。

G14型及びG15型のブレードのTA部は、P03型よりコーティング層が薄く、応力が集中しにくい緩やかな形状をしていた。G14型及びG15型には、P03型に発生したような高温腐食や亀裂は発生していなかった。

表1 HPT 2段目ブレードのTA部の比較検証

ブレード番号	型式	使用サイクル	コーティング層 高温腐食の有無	コーティング層 厚さ(1/1000 インチ)	コーティング層 亀裂の有無
13番ブレード	P03型	15,397	あり	2.41	あり
3番ブレード	P03型	15,397	あり	2.51	あり
5番ブレード	P03型	15,397	あり	2.46	あり
7番ブレード	P03型	15,397	あり	0.82	なし
9番ブレード	P03型	15,397	あり	1.63	なし
2番ブレード	G14型	3,395	なし	1.61	なし
11番ブレード	G15型	7,205	なし	0.86	なし

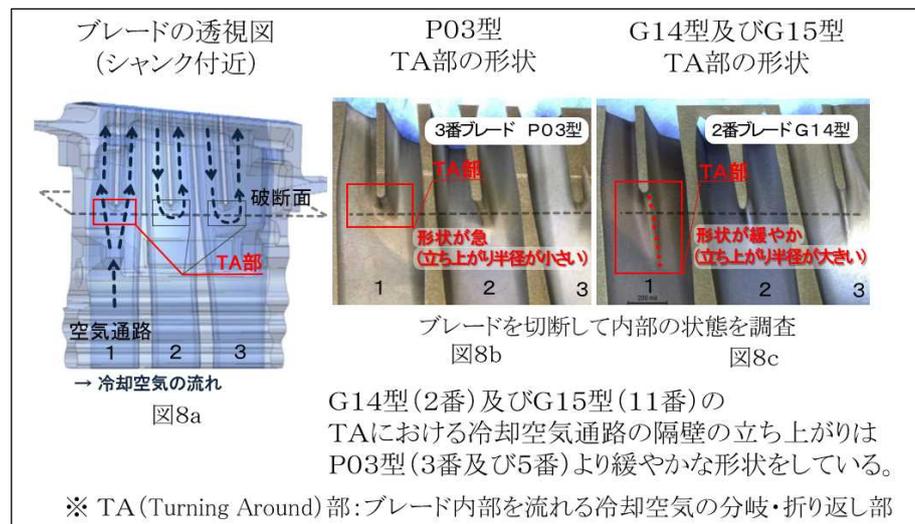


図8 P03型、G14型、G15型 TA部の状況

(6) 過去に発生した同型エンジンの類似の事例（JA767Bの事例）

平成17年12月1日に発生したJA767B（ボーイング式767-300型）の航空重大インシデント（インシデント種類：発動機防火区域内における火炎の発生、運輸安全委員会航空重大インシデント報告書A I

2009-1-1) は、右エンジンのHPT 2段目 58番ブレードの破断によりエンジンが損壊するとともに、エンジンの振動により燃料の配管が破断し、漏れ出した燃料に引火して火災が発生したものであった。

JA767Bの航空重大インシデントの調査では、58番ブレードに亀裂が発生したことについて、原因を厳密に特定することはできなかったが、以下の要因が複合して関与した可能性が考えられるとの結論に至っている。

- ① ブレード内部を冷却する空気通路のTA(折り返し)部曲率半径が小さかったために、その部分に応力が集中しき裂が発生しやすく、その後、低サイクル疲労によりき裂が進展したこと
- ② 破断部表面から硫黄が検出されたことから、高温腐食によりき裂が入りやすい条件にあったこと
- ③ (ブレード製造における公称値範囲内ではあったものの、製造時のばらつきにより) シャンク部前通路側壁の厚さが薄かったことから、シャンク部前通路側壁に高い応力集中が生じたこと

JA767Bの航空重大インシデント後、エンジン製造者は、破断した型式のブレードについて、シャンク部内部のコーティングを薄くする変更を行うとともに、TA部曲率半径の再設計を行い、平成20年2月12日付け技術通報CF6-80C2(SB)72-1283(HPT ローター新ステージ2ブレード)を発出して運航者への供給を開始していた。

なお、同技術通報72-1283では、再設計を行ったブレードへの交換について、シャンク部の腐食によるブレードの廃棄が発生しており、経費削減を目的とするものであること、交換のタイミングを顧客都合とすることとして、設計変更に至った具体的な背景は記述していなかった。

また、13番ブレードのように、製造時の部品番号がG05型で、その後のコーティングの改修によりP03型となったブレードは交換の対象とされていなかった。

(7) JA8980とJA767Bの航空重大インシデントの類似性

JA8980のHPT 2段目 13番ブレードは、JA767BのHPT 2段目 58番ブレードと同じ部品番号で製造されたものであり、コーティング層に生じた高温腐食、亀裂及び破断の状況が類似していた。

本重大インシデント発生時、再設計された新型のブレードへの交換は必須とはされていなかったものの、オーバーホールにおいて、劣化したブレードについては新型のブレードに交換されていた。

表2 JA8980とJA767Bでエンジンの損壊の起点となったブレード

	JA8980 HPT 2段目 13番ブレード	JA767B HPT 2段目 58番ブレード
部品番号	P03型(G05型※) ※G05型として出荷後、コーティング等の改修によりP03型に変更となっている。	G05型
製造番号	PCM80CH8	PCM82JM4
製造年月日	平成11年7月15日	平成11年10月19日
使用時間	56,772 時間	11,513 時間
使用サイクル	15,397 サイクル	9,546 サイクル

	<p>(8) 13番ブレードと同型のブレード</p> <p>エンジン製造者によると、13番ブレードと同型のブレードは、平成11年1月から平成14年4月にかけて約300,000枚製造されている。</p> <p>なお、同型のブレードの破断に起因する重大インシデントの発生は、本件がJA767Bの重大インシデントに続いて2件目であった。いずれもエンジン内部の多数のブレード等を損壊したものの、その破片がLPTケースを貫通する事態には至っていなかった。</p> <p>(9) 同社による調査</p> <p>同社は、本件の暫定的な再発防止策として、JA8980の13番ブレードとJA767Bの58番ブレードが同型であり、製造日が近いことから、これらと同じ時期（平成11年7月から10月）に製造された同型のブレード90枚、及びこの90枚のブレード交換時に同エンジンに取り付けられていた上記製造時期とは異なる同型のブレード168枚の合計258枚を再設計された新型のブレードに交換した。</p> <p>同社が交換した合計258枚のうち226枚のブレードを切断して、TA部の状態を検査したところ、2枚のブレードにおいて、亀裂がコーティング層から母材まで進展していた。</p> <p>なお、この2枚のブレードは、使用時間が26,232時間、使用サイクル数が14,579サイクルであった。</p>
--	---

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) エンジン損壊の起点</p> <p>同エンジンのHPTのブレードは、HPT2段目から後段が周上の多数の位置で損壊していた。HPT2段目は、4枚のブレードが破断しており、残存部分が少ない方から13番、12番、11番、10番の順であった。このうち13番ブレードの破断面には、TA部を起点とした低サイクル疲労の痕跡があったことから、同エンジンは13番ブレードの破断から始まり損壊したものと推定される。</p> <p>(2) 13番ブレードのTA部に生じた亀裂</p> <p>13番ブレードのTA部の亀裂は、ブレードのコーティング層に高温腐食による膨らみ（ブリストア）や亀裂が生じていたことから、コーティング層に生じたこれらの損傷を起点とする低サイクル疲労によって生じた可能性が考えられる（図6参照）。</p> <p>また、ブレードのコーティング層の亀裂が母材まで進展して、最終的に13番ブレードが破断したことについては、使用サイクル数が増加したこと、TA部において冷却空気通路隔壁の立ち上がりの形状が急である（TA部曲率半径が小さい）こと（図8参照）及びコーティング層が厚いこと（表1参照）が重なって関与した可能性が考えられる。</p> <p>① 使用サイクル数</p> <p>一般的に、使用サイクル数が増加するほどコーティングの品質が低下して、高温腐食や亀裂が発生及び進展することから、使用サイクル数の</p>

増加がブレードのコーティング層と母材への亀裂の発生及び進展に影響した可能性が考えられる。

② TA部において冷却空気通路隔壁の立ち上がりの形状

TA部において冷却空気通路隔壁の立ち上がりの形状が13番ブレード(P03型)より緩やかな2番ブレード(G14型)と11番ブレード(G15型)には、TA部のコーティング層に亀裂は発生していなかった(表1、図8参照)。ブレードのTA部において冷却空気通路隔壁の立ち上がりの形状が急であることが当該部への応力集中を発生させ、母材への亀裂発生に影響した可能性が考えられる。

③ コーティング層の厚さ

13番ブレードと同じP03型である3番、5番、7番及び9番ブレードのTA部の状態を比較したところ、コーティング層の厚みが比較的厚い3番及び5番ブレードのみコーティング層に亀裂が発生していた(表1、図8参照)。ブレードのアルミナイド・コーティングは、延性が低く、コーティング層が厚いと亀裂が生じやすい傾向があるため、コーティング層の厚みが母材への亀裂の発生に影響した可能性が考えられる。

(3) LPTケースの損傷

HPT2段目、LPT及びLPTケースの損傷については、HPT2段目13番ブレードの破断が起点となって、その後段のブレード、ステーター・ベーン等が連鎖的に破損し、これらの破片の一部がLPT4段目付近でLPTケースに衝突し、開口を発生させたものと考えられる。

また、LPTケースを覆っているコア・カウルの内側表面には破片等が衝突した痕跡がなかったことから、LPTケースに開口が発生したものの、エンジンの破片はLPTケースを貫通していなかったものと考えられる。

地上に落下したエンジンの破片は、LPTケースの開口部からではなく、エンジン排気口から排出されたものと考えられる。

(4) 同型のブレードの交換

同型のブレードは、平成11年から平成14年にかけて約300,000枚製造されており、同型のブレードの破断に起因する同様のエンジンの損壊の発生は本件がJA767Bの重大インシデントに続いて2件目であった。

同社は、本件の暫定的な再発防止策として、JA8980の13番ブレードとJA767Bの58番ブレードが同型であり、製造日が近いことから、これらと同じ時期(平成11年7月から10月)に製造された同型のブレード90枚を再設計された新型のブレードに交換した。この時、この90枚のブレードが取り付けられていたエンジンに使用されていた上記製造時期とは異なる同型のブレード168枚についても新型のブレードに交換した。(合計258枚を交換)

同社が交換した合計258枚のうち226枚のブレードを切断してTA部の状態を検査したところ、使用サイクル数が14,579サイクルのブレード2枚において、亀裂がコーティング層から母材まで進展していた。

そのため、同型のブレードには、これらの他にもすでに母材に亀裂が発生していたり、あるいは新たに発生するものがあると考えられ、今後使用

	<p>サイクルの増加とともにそれらの亀裂が進展することによって、本件と同様のエンジンの損壊につながる可能性が考えられる。</p> <p>航空機の耐空性の観点からは、本件と同様のHPTブレードの破断によるエンジンの損壊で破片がケースを貫通することがない場合は、貫通した破片が飛行を制御する油圧配管、電気配線又は電子機器等のエンジン外部の機体損傷につながるものではなく、航空機の安全な飛行及び着陸を妨げる事態に至る可能性は低いものと考えられる。</p> <p>一方、地上被害防止の観点からは、エンジン内部のブレードが破損すると、その破片が排気口から排出され地上に落下し、本事案のように、破片による地上被害が発生する可能性が考えられる。従って、エンジンに組み込まれた同型のブレード（G05型及びG05型を改修したP03型など）のうち、母材に亀裂が生じている可能性があるブレードを排除し、これを技術通報SB72-1283（平成20年2月12日発行）により供給されているG15型、技術通報SB72-1457（平成25年11月21日発行）により供給されているG14型、技術通報SB72-1519（平成27年10月20日発行）により供給されている部品番号1881M52G31型など、新しい型式のブレードに交換することが必要である。</p> <p>エンジン製造者は、同型のブレードについて、運航者及び整備会社からの不具合情報の収集、調査及び分析を継続的に実施して、母材に亀裂が生じている可能性があるブレードを特定し、新しい型式のブレードへの交換を推奨する取組が必要である。</p>
--	--

4 原因

<p>本重大インシデントは、同機が上昇中、第1（左側）エンジンのHPT（高圧タービン）2段目13番ブレードが破断したため、その後段のブレード及びステーター・ベーン等を破損し、これらの破片がLPT（低圧タービン）ケースに衝突して、開口（裂け目）が発生したことによるものと推定される。</p> <p>13番ブレードの破断は、TA（Turning Around（ブレード内部を流れる冷却空気の分岐・折り返し））部に生じた亀裂が進展したことによるものと推定される。</p> <p>13番ブレードのTA部に生じた亀裂は、ブレードのコーティング層に生じた高温腐食による膨らみ（ブリストア）や亀裂を起点とする低サイクル疲労により生じたものである可能性が考えられる。</p>

5 再発防止策

<p>(1) 国土交通省航空局</p> <p>国土交通省航空局は、平成30年5月29日、当該エンジンの内視鏡検査によりHPT2段目から低圧側にかけてブレードの破損や破断が確認された旨が運輸安全委員会から発表されたことを受けて、同日、当該エンジンと同型式のエンジンを装備している航空機を運航している国内の航空会社に対し、HPT1段目及び2段目ブレードの点検を指示した。</p> <p>(2) 同社による再発防止策</p> <p>同社は、本件の暫定的な再発防止策として、同機のHPT2段目13番ブレードとJA767BのHPT2段目58番ブレードが同型であり、同じ鋳造メーカーが製造し、製造日が近いことから、同型のブレードのうち、同じ鋳造メーカーが同じ時期（平成11年7月から10月）に製造したブレード（ブレード90枚/エンジン7台）を平成30年11月までに新型のブレードに交換し</p>

た。この時、これら同7台のエンジンに使用されていた上記製造時期とは異なる同型のブレード168枚についても新型のブレードに交換した。

また、最終的な再発防止策として、他のエンジンに使用されている全ての同型のブレードを令和2年3月までに新型のブレードに交換した。

なお、同型のブレードを新型のブレードに交換するまでの間、従来の400飛行サイクルごとの定例検査（燃焼室及び高圧タービン部に対する内視鏡検査）に加え、200飛行サイクルごとの追加検査（HPT1段目及び2段目のブレードに対する内視鏡検査）を実施した。

(3) エンジン製造者による情報提供と継続的な監視

① 使用サイクルの継続的な監視

エンジン製造者は、13番ブレードと同型のブレードについて、母材に亀裂が生じている可能性があるブレードを特定するため、部品又は構成部品の使用サイクルについて、設計の意図に適合しない可能性のあるものを調査し、必要に応じて対処することとした。また、同型のブレードの使用サイクルについて監視し、運航及び整備中に確認された事象を継続的に検証することとした。

② 製品サポート情報（フリート・ハイライト）の発行

エンジン製造者は、13番ブレードと同型のブレード（TA部の曲率半径が小さい同型のブレード）について、母材に亀裂が生じている可能性があるブレードを特定し、新しいブレードへの交換を推奨する取組として、運航者及び整備会社に対して、同型のブレードの破断件数、不具合発生件数、推奨する措置、主要な修理又は改良に係わる過去の技術通報（SB）等の情報を提供することを計画している。