

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

運輸安全委員会
令和2年7月

1 概要

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。

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。



報告書 図1 推定飛行経路(抜粋)

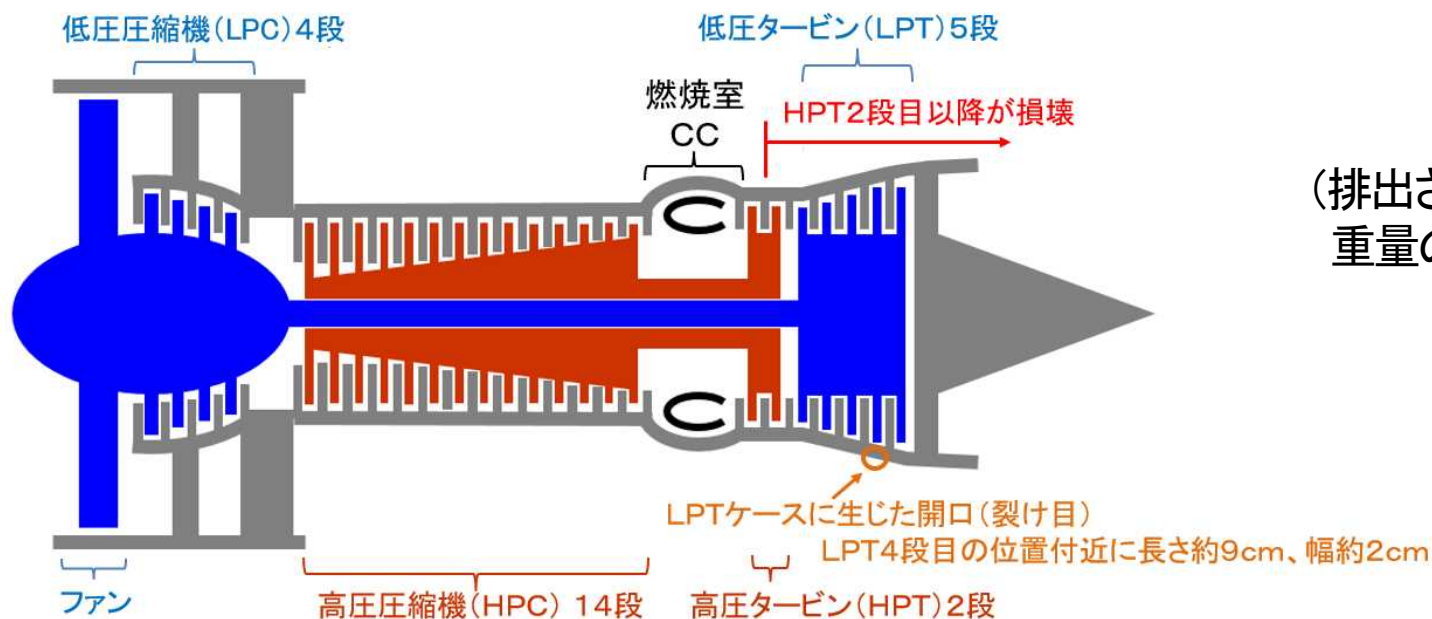
2 原因

- 本件は、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。
- 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。
- 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。

3 機体及びエンジンの損壊、地上の被害(1/2)

- (1) 航空機の損壊の程度 : 小破
- (2) エンジンの損壊 : 第1エンジンのHPT2段目以降が損壊(下図参照)
- (3) 地上の被害

同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。



報告書 図2 エンジンの構成及び損傷部(抜粋)

4 航空機及びエンジン



(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

5 FDR及びQARに記録されていたエンジンデータ

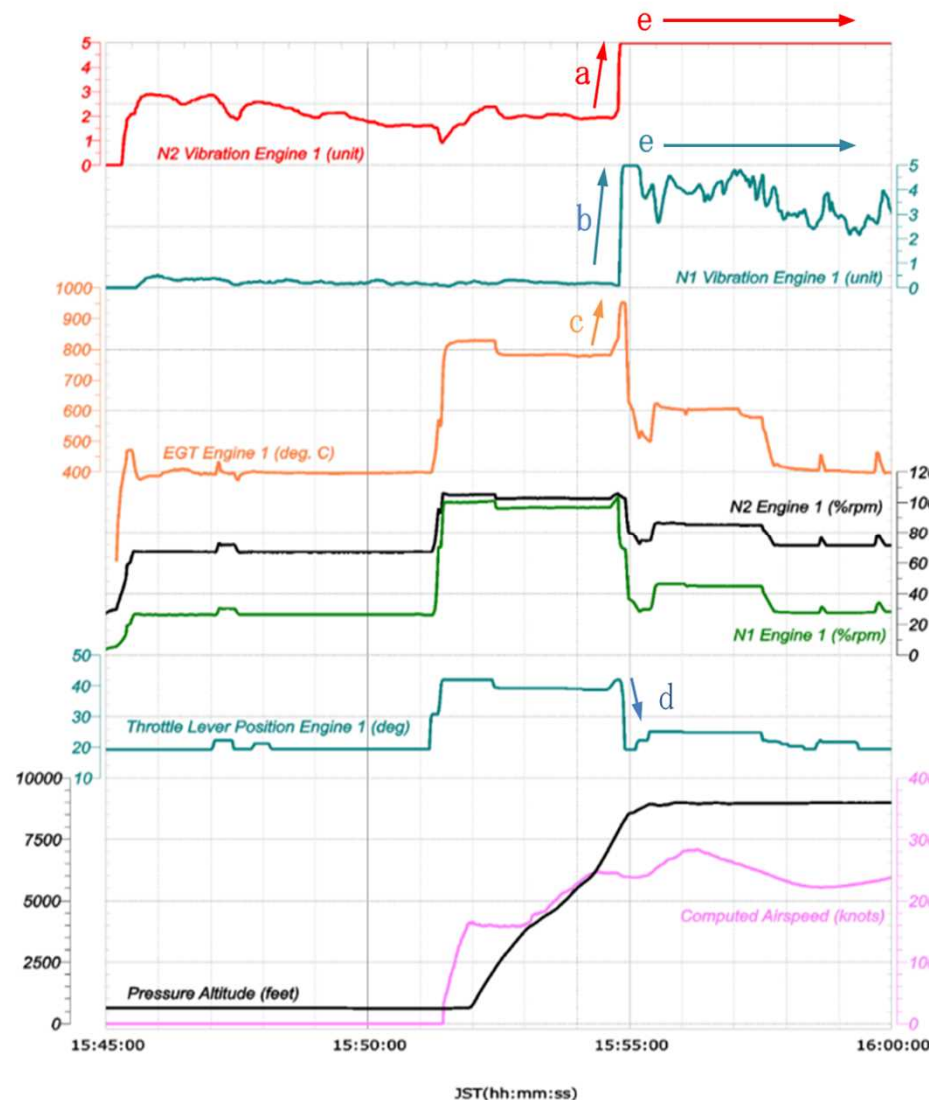


本重大インシデントが発生するまでにエンジンの異常及びその兆候を示す記録はなかった。

第1エンジンは、上昇中にN2側の振動値(図2の赤色部分)が測定上限値(4.99ユニット)まで急上昇し(図中のa参照)、その直後にN1側(図2の青色部分)の振動値が測定上限値まで(図中b参照)、EGT(排ガス温度)が約950°Cまで(図中c参照)急上昇した。

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。



報告書 図5 QARの記録(抜粋)

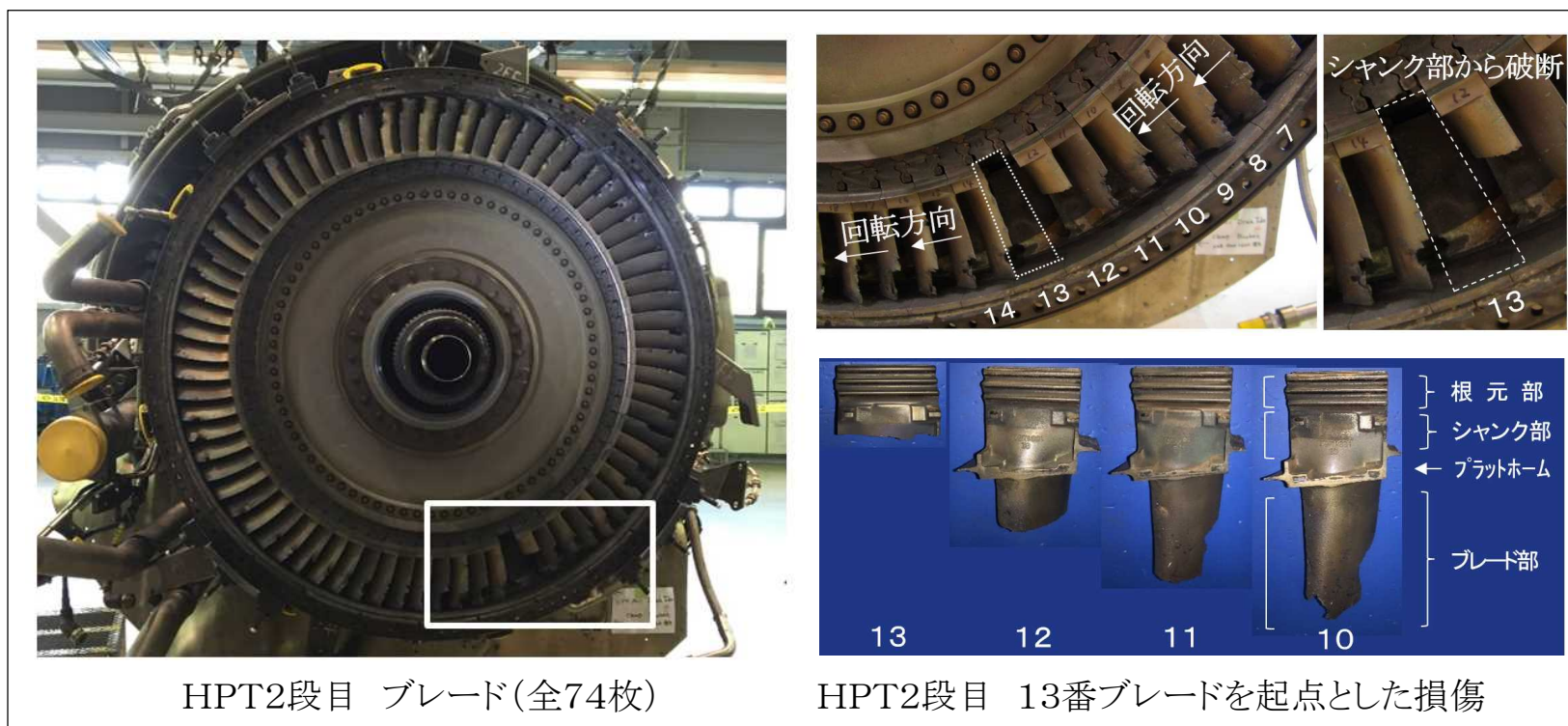
6 エンジンの分解調査(1/2)

(1) エンジン損壊の起点

同エンジンのHPTのブレードは、HPT2段目から後段が損壊していた。

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。

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。



報告書 図3 破損したHPT2段目ブレードの状況(抜粋)

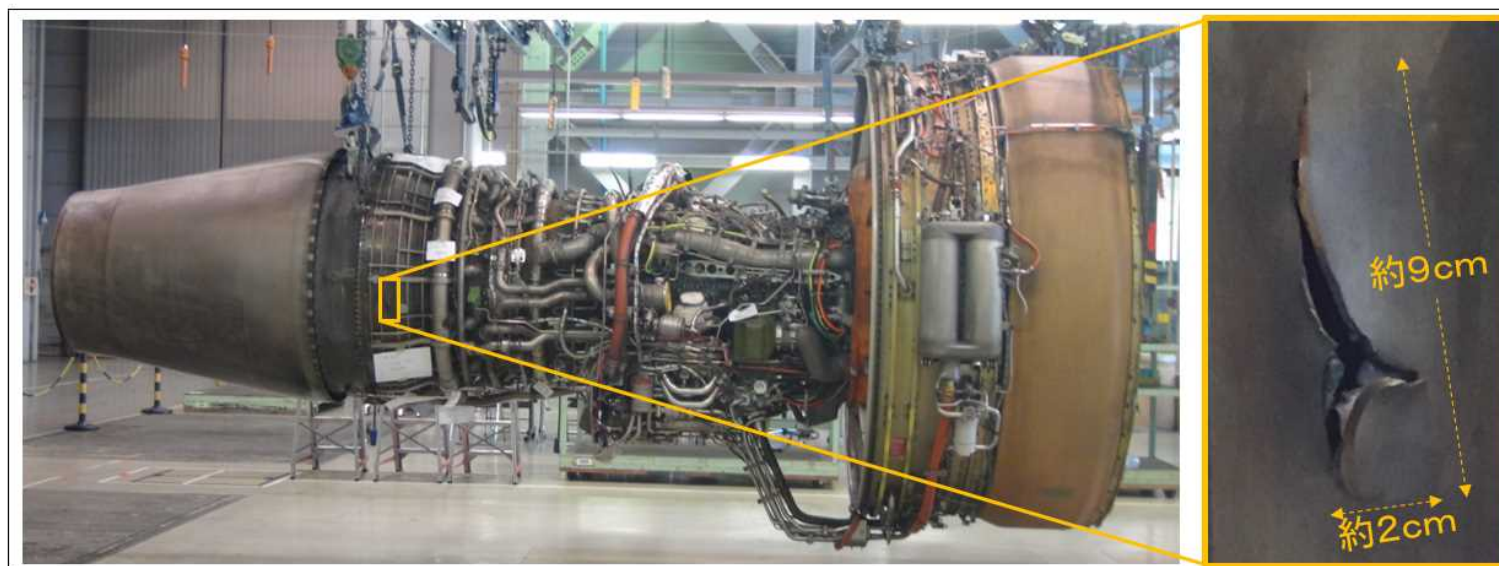
6 エンジンの分解調査(2/2)

(2) LPTケースの損壊

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。

LPTケースを覆っているコア・カウル(エンジンケースのさらに外側を覆う金属製カバー)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。



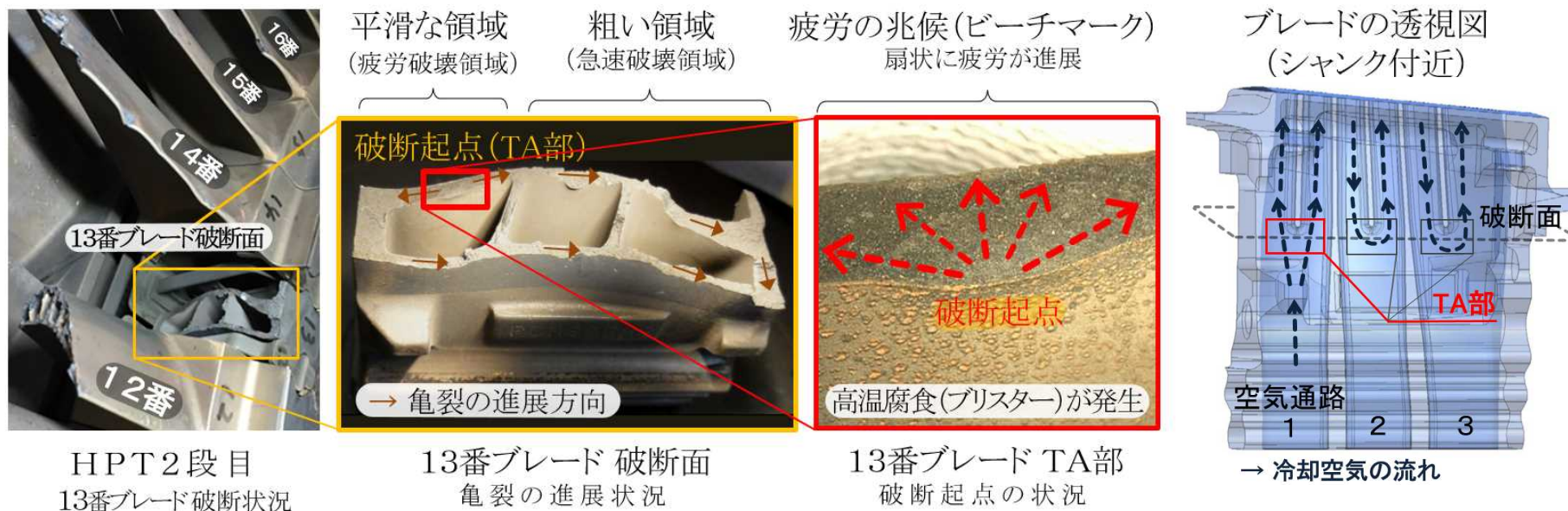
報告書 図4 LPTケースに生じた開口(裂け目) (抜粋)

7 HPT2段目ブレードの金属学的調査(1/5)

(1) HPT2段目13番ブレードが破断した原因

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。

この起点付近のアルミナイド・コーティング層には、亀裂(クラック)が発生しており、その亀裂の付近に高温状態で水泡状に膨らんだ腐食(ブリストア)が発生していた。



報告書 図6 13番ブレードの破断面の状況(抜粋)

報告書 図8a (抜粋)

7 HPT2段目ブレードの金属学的調査(2/5)

(1) HPT2段目13番ブレードが破断した原因(つづき)

この起点付近のアルミナイド・コーティング層には、亀裂(クラック)が発生しており、その亀裂の付近に高温状態で水泡状に膨らんだ腐食(ブリストア)が発生していた。

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。

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。



報告書 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)
(抜粋)

7 HPT2段目ブレードの金属学的調査(3/5)



(2)HPT2段目ブレードの状況

HPT2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54枚、部品番号1881M52G15「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。

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。

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

報告書 表1

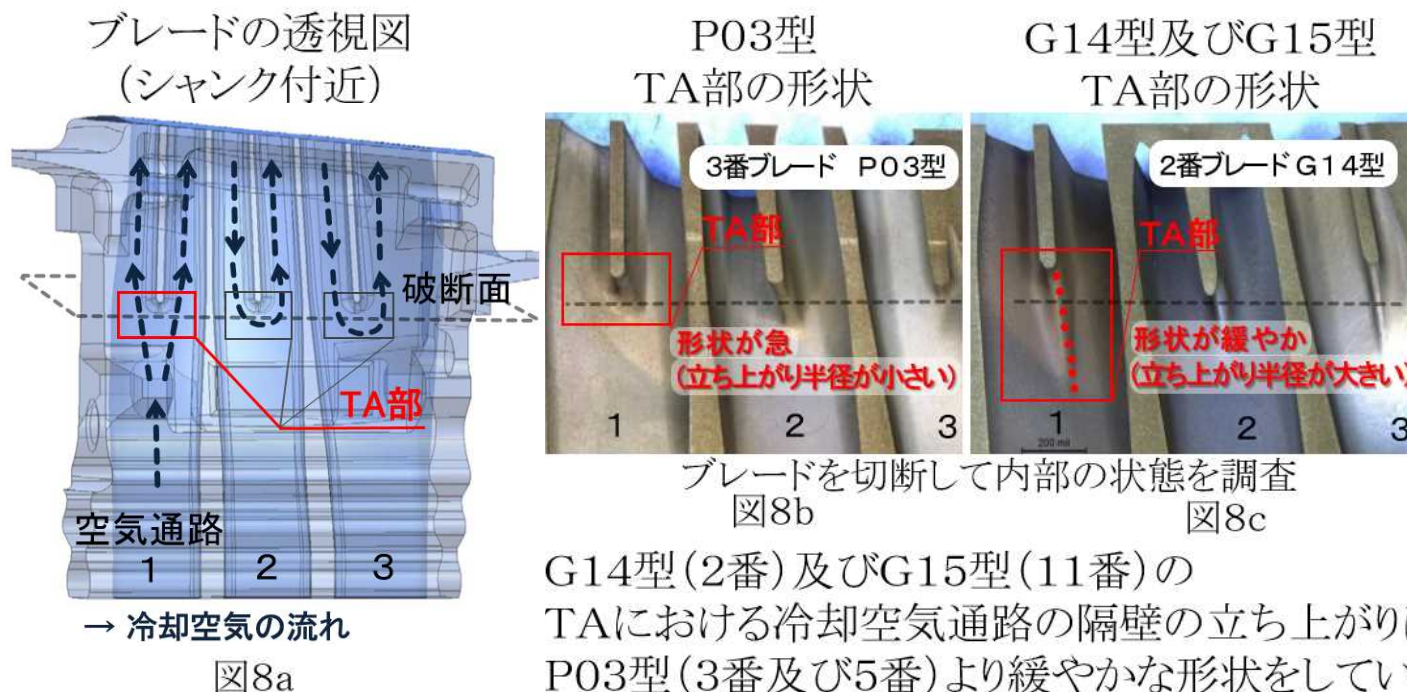
HPT2段目ブレードのTA部の比較検証(抜粋)

7 HPT2段目ブレードの金属学的調査(4/5)

(2)HPT2段目ブレードの状況(続き)

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。



G14型(2番)及びG15型(11番)のTAにおける冷却空気通路の隔壁の立ち上がりはP03型(3番及び5番)より緩やかな形状をしている。

※ TA(Turning Around)部:ブレード内部を流れる冷却空気の分岐・折り返し部

7 HPT2段目ブレードの金属学的調査(5/5)



(3) HPT2段目13番ブレードが破断した要因

13番ブレードのコーティング層の亀裂が母材まで進展して、最終的に同ブレードが破断したことは、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)こと及びコーティング層が厚いことが重なって関与した可能性が考えられる。

8 JA8980とJA767Bの航空重大インシデントの類似性

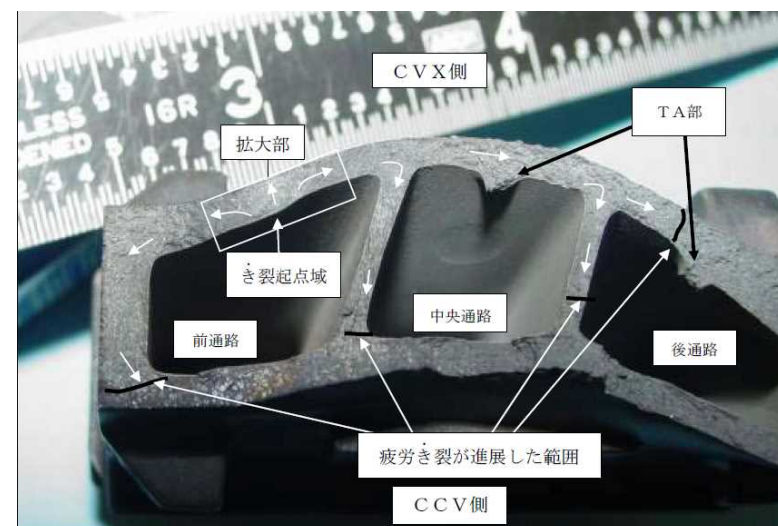
平成17年12月1日に発生したJA767B(ボーイング式767-300型)の航空重大インシデント(インシデント種類:発動機防火区域内における火炎の発生、運輸安全委員会航空重大インシデント報告書AI2009-1-1)は、右エンジンのHPT2段目58番ブレードの破断によりエンジンが損壊するとともに、エンジンの振動により燃料の配管が破断し、漏れ出した燃料に引火して火炎が発生したものであった。

JA8980のHPT2段目13番ブレードは、JA767BのHPT2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。

なお、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。

	JA8980 HPT2段目 13番ブレード	JA767B HPT2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

報告書 表2 JA8980とJA767Bでエンジンの損壊の起点となったブレード(抜粋)



JA767B 航空重大インシデント報告書 写真18(抜粋)

9 同型ブレードの調査(1/2)

(1) 13番ブレードと同型のブレード

13番ブレードと同型のブレードは、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。

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、日本航空(株)の他のエンジンに装備されていた同型ブレードのうち、製造日が近いものなどを取り外して詳細に調査した。

同社が取り外した合計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。

9 同型ブレードの調査(2/2)

(2) 航空機の耐空性

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。

(3) 地上被害の軽減

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)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、新しい型式のブレードに交換することが必要である。

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、これらの新しい型式のブレードへの交換を推奨する取り組みが必要である。

10 原因

- 本件は、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。
- 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。
- 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。

11 再発防止策(1/3)



(4) 国土交通省による再発防止策

- 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HPT 2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。

11 再発防止策(3/3)



(5) 日本航空(株)による再発防止策

- 同社は、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。

- 同社は、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

11 再発防止策(4/4)



(6) エンジン製造者による再発防止策

○ 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。

○ 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。