

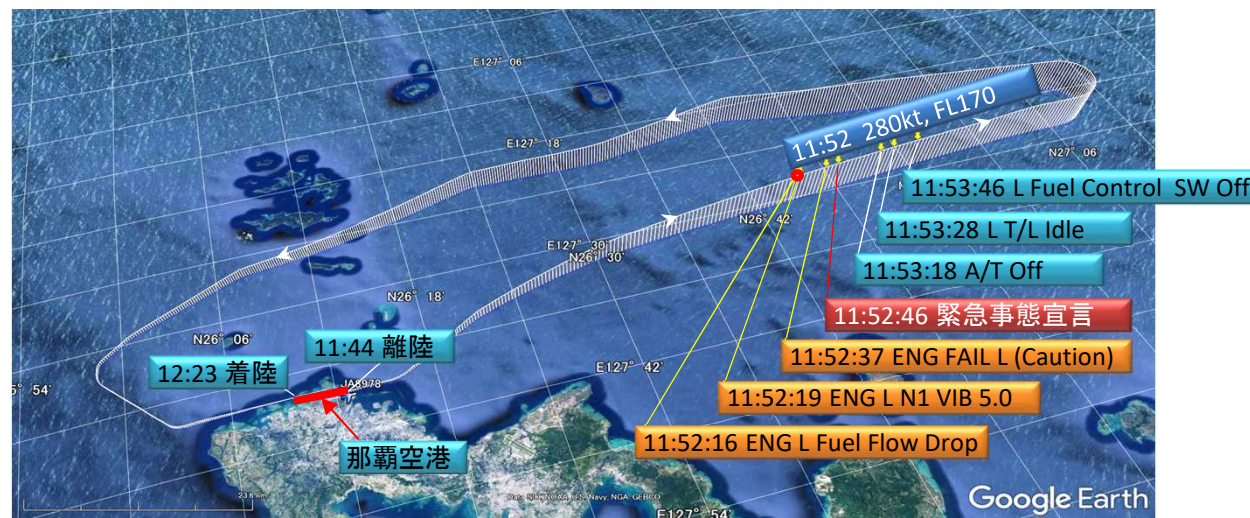
航空重大インシデント調査報告書

所 属	日本航空株式会社
型 式	ボーイング式777-200型
登録記号	JA8978
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	令和2年12月4日(金)11時52分ごろ
発生場所	那覇空港の北約50km FL170(高度約5,200m)

日本航空株式会社所属ボーイング式777-200型JA8978は、令和2年12月4日、同社の定期904便として那覇空港を離陸し、東京国際空港へ向けて上昇中、那覇空港の北約50kmの海上、FL170(高度約5,200m)において、機体に振動を伴う異音が発生するとともに、左側エンジンの異常を示す計器表示があったため、機長は、当該エンジンを停止させ、管制機関に緊急事態を宣言の上、同空港へ引き返した。

着陸後の点検において、同エンジンのファンブレードの破断及びカウリング等の一部の脱落並びに胴体及び水平尾翼の損傷が確認された。

同機には、機長のほか乗務員10名及び乗客178名計189名が搭乗していたが、負傷者はなかった。



- 本重大インシデントは、離陸上昇中に左側エンジンのファンブレードが破断したことにより、同エンジンが破損し、同エンジンの部品等及びカウリング等の一部が脱落するとともに、飛散した部品により機体が損傷したものと認められる。
- ファンブレードが破断したことについては、ファンブレード製造時の研磨工程で中空構造の内部表面に溶着したノジュール(母材に付着した小さな粒状の塊)が起点となり亀裂が発生したものと推定され、その後の定期検査でも発見されることなく運航が継続されたため、疲労破壊に至ったものと推定される。
- 定期検査で亀裂が発見されなかったことについては、用いられたファンブレードの検査手法及び検査間隔が、亀裂が発生したフィレット部の欠陥を検出するためには不十分なものであったことが関与したものと考えられる。



左側胴体前方の損傷

左側ストラット及びフェアリングの損傷

左主翼下面後縁部の損傷

エンジン及びカウリングの損傷



胴体左側後方の損傷



左側水平尾翼前縁の損傷



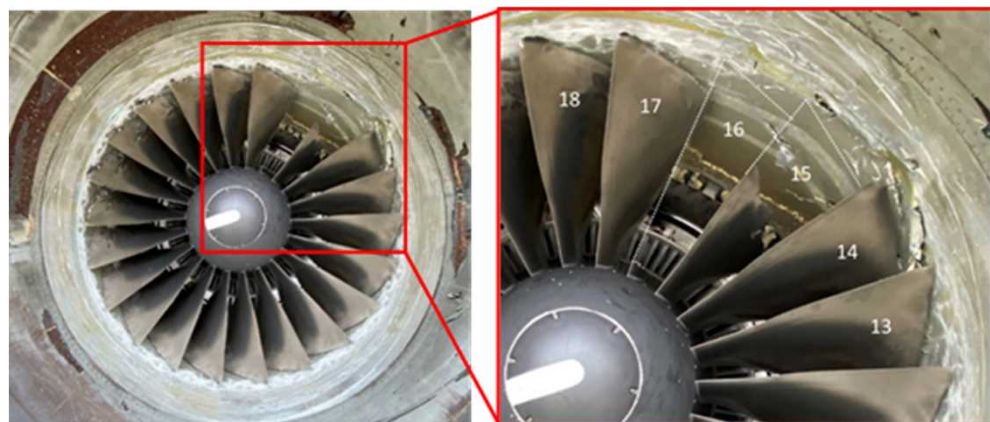
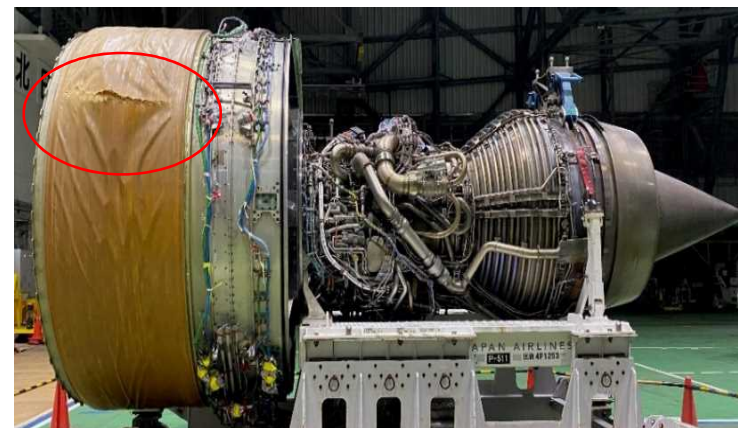


図4 ファンブレードの破断



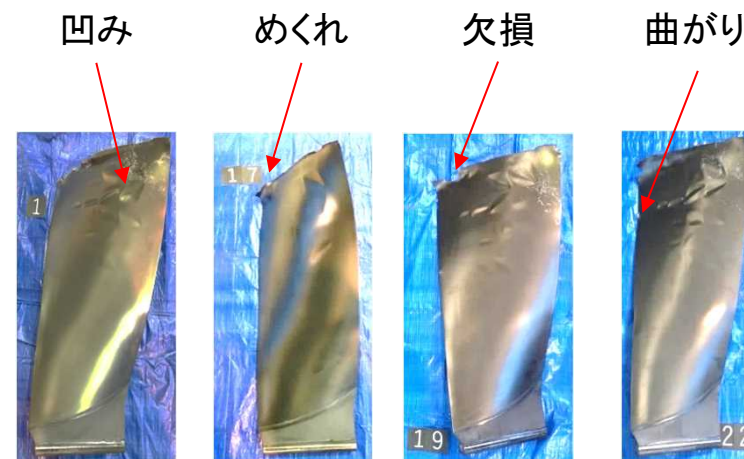
ファンケースの損傷

- 左側エンジンのファンブレード22枚のうち1枚(16番)が根元部から、1枚(15番)が中間部から破断しており、破片は発見されなかった(図4)。16番ファンブレードの破断面には疲労破壊の痕跡を認めた。
- ファンケースは、ファンブレードが破断しても破片が突き抜けないようにアラミド繊維(ケブラー)で強化されている。そのケブラーの一部が膨らんで外側の層のみが破れていたがファンブレードやエンジンの部品等が貫通した痕跡は認められなかった(赤丸)。

- ファンブレードのすぐ後方には、整流を目的としたファンエグジットガイドベーン(以下「FEGV」という。)が計82枚取り付けられていたが、これらが全て脱落していた。
- 全てのファンブレード(15番及び16番を除く)に凹み、めくれ、欠損、曲がり等の損傷を認めた(付図3)。
- エンジン内部の全ての段(ステージ)のステーター及びブレードに打痕、亀裂、欠損等の損傷を認めた。



図7 FEGVの損傷状態



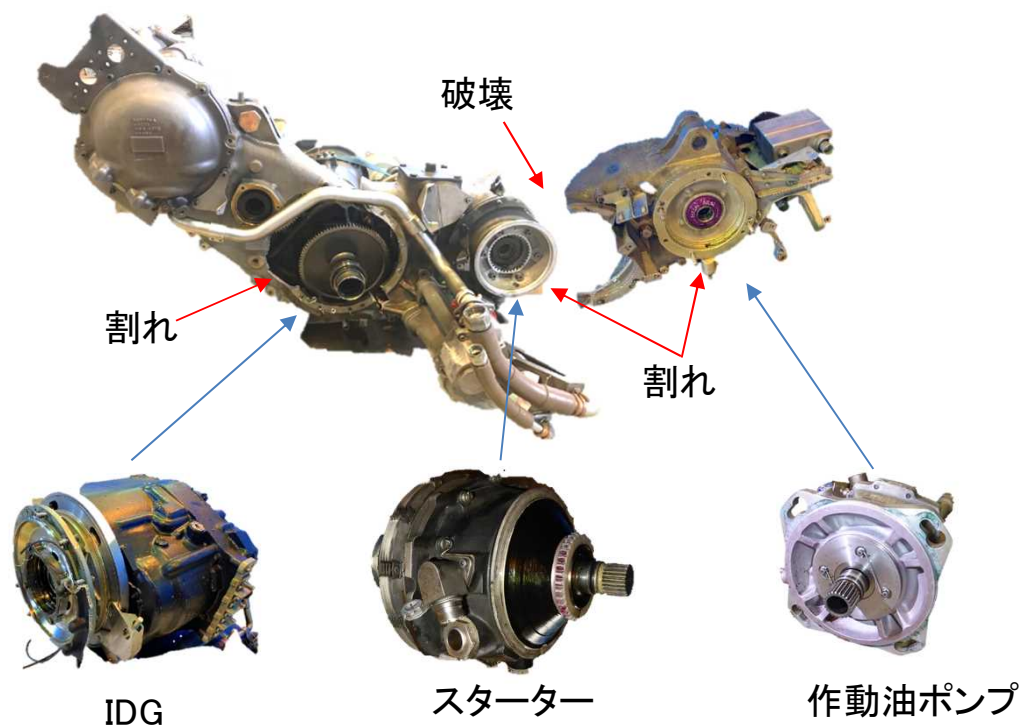
付図3 ファンブレード(15番及び16番を除く)の損傷状態

○メインギアボックス(MGB)が破壊していた(付図6)。

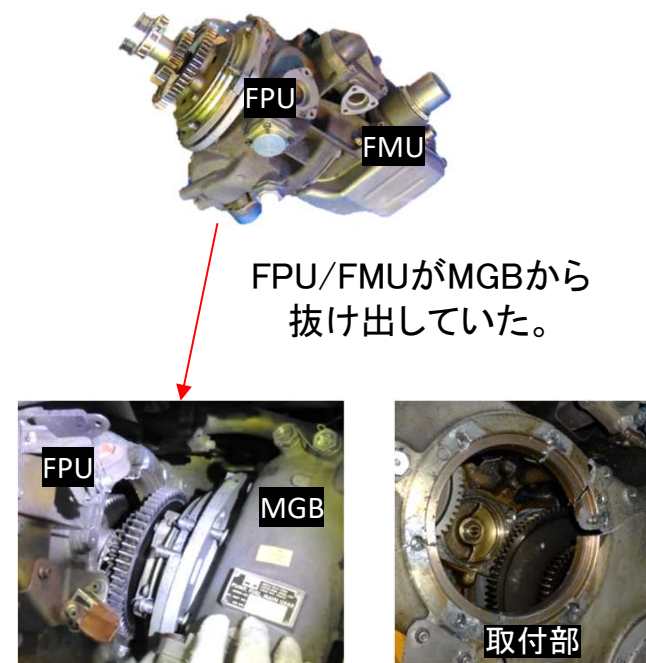
○MGBの燃料ポンプ(FPU)取付部が割れ、FPU及び燃料調量装置(FMU)がMGBから抜け出していた。燃料の漏れはなかった(付図6)。

○MGBの発電機(IDG)取付部が割れ、IDGがMGBから抜け出していた(付図7)。

○MGBのスターター取付部及び作動油(Hydraulic)ポンプ取付部が割れていた(付図7)。



付図6及び7 MGBの損傷状態



FPU取付部の状態

- カウリング類(インレット、ファンカウル、リバースカウル)が損傷していた。左側ファンカウルは約80%(重量約83kg)、右側ファンカウルは約20%(重量約26kg)が脱落していた(図9)。
- インレットの一部が脱落したことについては、飛散したファンブレードの破片によりインレット内面の消音パネルが損傷し、その一部が剥がれたためと推定される。
- ファンカウルの一部が脱落したことについては、ファンブレードの破断により発生した偏心回転及び共振により、インレットが損傷及び変形し、ファンカウルの形状が保持できなくなったか又は、ファンカウルの前縁部の拘束が弱まったため、両側のファンカウルが破壊した可能性が考えられる。
- リバースカウルの一部が脱落したことについては、破断したファンブレードの破片又は脱落したFEGVが飛散したことにより破損したためと推定される。
- 左側水平尾翼が損傷したことについては、FEGVが飛散して衝突したものと推定される。
- 胴体左側後方が損傷したことについては、FEGVが飛散して衝突した可能性が考えられる。

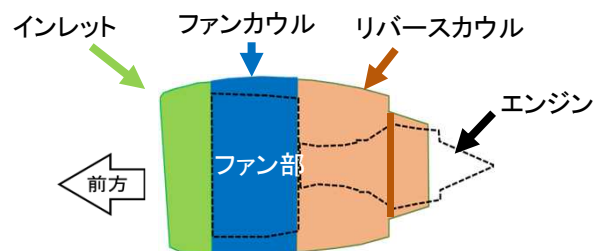


図8 エンジンとカウリングの名称及び位置



図9 ファンカウルの損傷状況

- 15番ファンブレードの破断面の目視調査により、疲労破壊の痕跡はなく、同ブレードの破断は、過大な引張応力及びせん断応力によるものであった。
- 16番ファンブレードを調査したところファンブレード内部の中空部の凸側面のフィレット部に疲労破壊の特徴である貝殻状の模様及び放射状の模様を認めた。亀裂は、起点からファンブレードの凸側面に放射状に進展している(図14)。

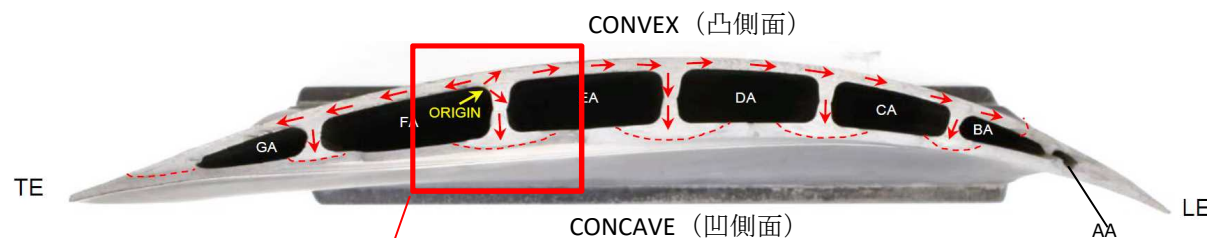


図13 16番ファンブレード破断面



図14 疲労破壊の起点領域

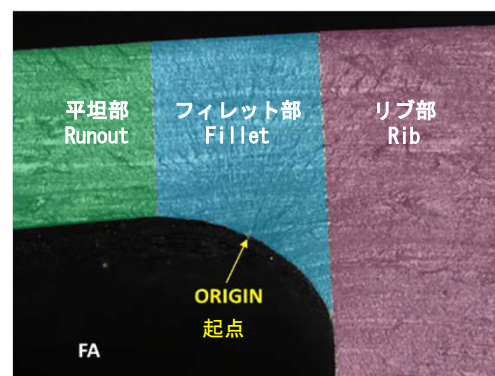
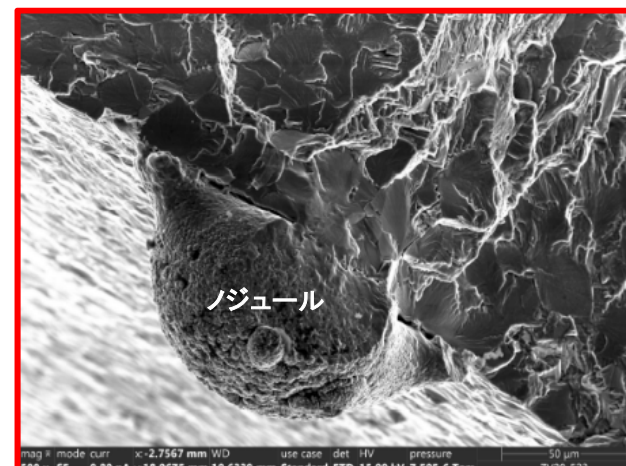
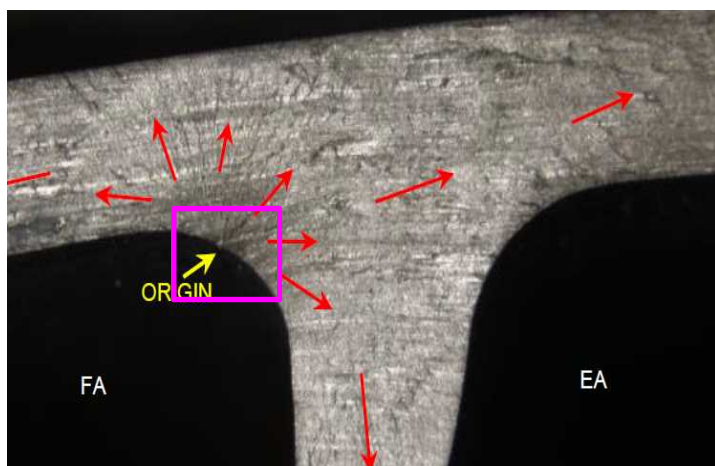


図15 部位名称

- 16番ファンブレードの疲労破壊の起点部は、キャビティFAのフィレット部であったと認められる。起点部には、ノジュール(母材に付着している小さな粒状の小塊)を認めた。ノジュールは、成分分析の結果から、ファンブレードの材料(Ti-6Al-4V)に起因するものと推定され、ファンブレードを製造する際の機械加工の工程で、冷却が不十分な状態での研磨作業を行ったことにより、溶融金属が火花状態で飛散し、高温のまま衝突し溶着してできたものと推定される。
- ノジュールが溶着した母材部分には α ケースを認めた。 α ケースの部分は比較的脆く、疲労強度が低下することから、この部分が亀裂の起点となったものと推定される。



ノジュールの状態

○ファンブレードの整備要目

ファンブレードは、エンジンごとに取り付けられた22枚を1セットとして管理し、22枚に対し同じタイミングで整備を行う。

- (1) 1,800飛行時間ごとに目視による詳細検査を行う。
- (2) 1,250飛行回数(以下「FC」という。)ごとにファンブレードを取り外して根元部の潤滑を行う。
- (3) 6,500FCごとにファンブレードを取り外してP & W社に送付し工程検査を行う。

○ファンブレードの整備履歴

同機の左側エンジンのファンブレードは、1996年1月に製造され、総飛行時間は、43,064時間、総飛行回数は、33,520回であった。

同機の左側エンジンのファンブレードの整備履歴について、整備記録を確認したところ、同社の整備規程に従って整備が実施されていた。

○最後のTAI検査は、2018年6月20日、破断する3,633FC前に実施されたが、異常は認められなかった。



- 熱音響イメージング(TAI)検査は、中空ファンブレードの内部と外部の亀裂検出に用いられる非破壊検査方法である。
- TAI検査はP&W社でのみ実施することができる。
- OTAI検査は、ファンブレードに音響エネルギーを与えて亀裂部分に摩擦熱が生じる現象を利用している。内部の亀裂で生じた摩擦熱は、ファンブレード表面に伝わって欠陥近傍の表面の温度を上昇させるので、これを赤外線カメラによって検出し、その結果を自動的に記録する。

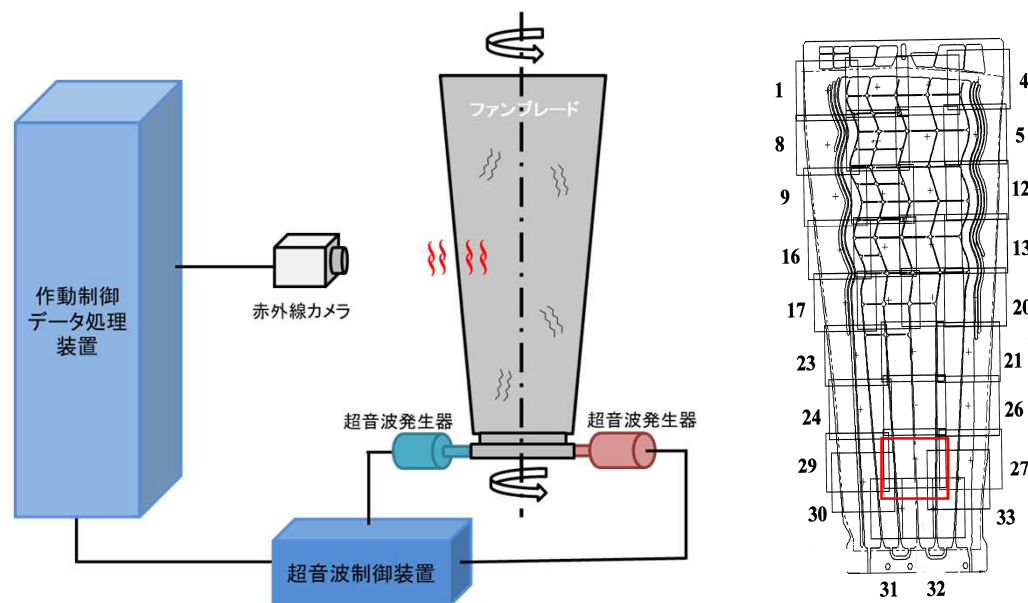


図24 TAI検査概略図

○疲労破壊の発生時期を特定するために、ストライエーション数に基づく亀裂の成長評価を行った。その結果、亀裂の発生時期は、6,000FC以上前と推定され、2018年6月に実施した3,633FC前のTAI検査時には、深さ約0.055inの亀裂が発生していたが、これが検出されなかったものと推定される(図19)。

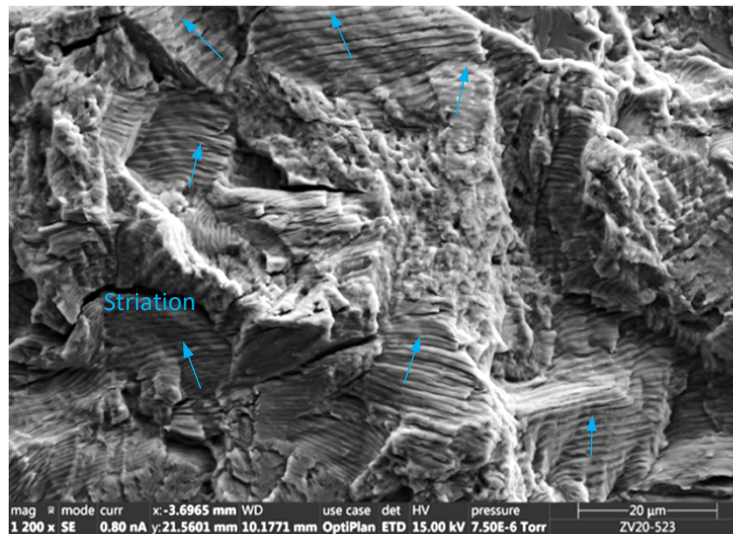


図18 ストライエーション

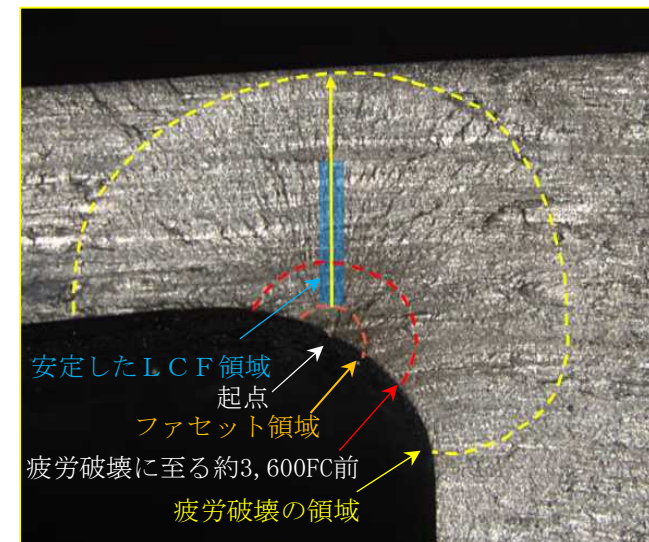


図19 疲労破壊の時期と領域

- 亀裂の起点となったフィレット部におけるTAI検査では、破断に至る約1,680FC前まで亀裂が成長してようやく、90%の確率での検出が可能になることを意味している(図29)。
- TAI検査の間隔は、P&W社により、90%以上のPOD(欠陥検出確率)が確保されるように決定されていたが、それまでにフィレット部に欠陥が生じた事例がなかったこともあり、TAI検査の特性が十分に考慮されていなかったものと考えられる。
- 本重大インシデント発生時の同型式系列エンジンのファンブレードの検査手法及び検査間隔は、フィレット部の欠陥を検出するためには不十分なものであったと考えられる。

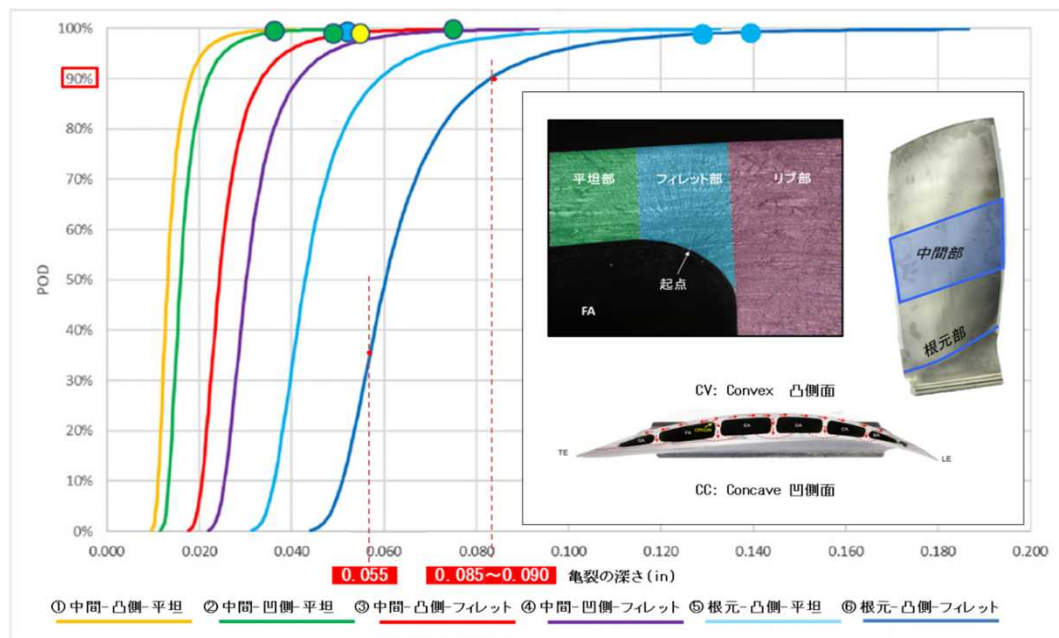


図28 TAI検査のPODカーブ

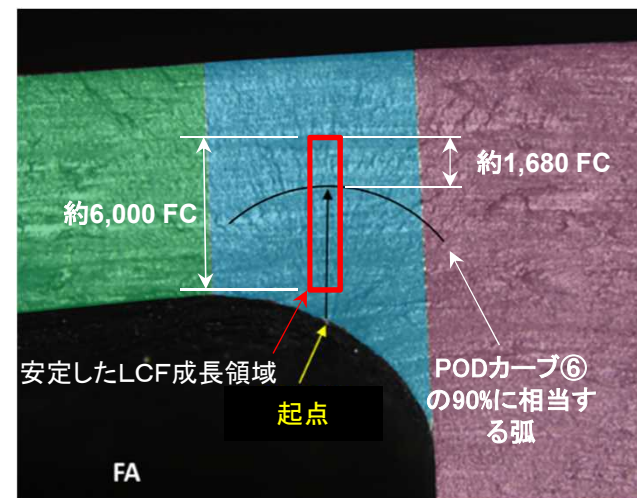


図29 破断までの残りの飛行回数(FC)の評価

- 本重大インシデントは、離陸上昇中に左側エンジンのファンブレードが破断したことにより、同エンジンが破損し、同エンジンの部品等及びカウリング等の一部が脱落するとともに、飛散した部品により機体が損傷したものと認められる。
- ファンブレードが破断したことについては、ファンブレード製造時の研磨工程で中空構造の内部表面に溶着したノジュール(母材に付着した小さな粒状の塊)が起点となり亀裂が発生したものと推定され、その後の定期検査でも発見されることなく運航が継続されたため、疲労破壊に至ったものと推定される。
- 定期検査で亀裂が発見されなかったことについては、用いられたファンブレードの検査手法及び検査間隔が、亀裂が発生したフィレット部の欠陥を検出するためには不十分なものであったことが関与したものと考えられる。

○エンジンの設計・製造者(プラットアンドホイットニー社)

- ・ファンブレードのTAI検査を6,500FCごとから1,000FCごとに短縮。
- ・超音波探傷検査による追加の定期検査を275～550FCごとに実施。

○機体の設計・製造者(ボーイング社)

- ・ファンブレードが破断時のインレット、ファンカウル等の保護を強化するため、インレットを強化型に改修するとともに、ファンカウルの健全性を確認する水分混入検査を実施。

○アメリカ合衆国連邦航空局(FAA)の再発防止策

- ・令和4年3月4日、エンジン及び機体の設計・製造者の再発防止策に関する耐空性改善命令(AD)を発行。

○国土交通省航空局の再発防止策

- ・令和3年2月21日、同型式機の運航停止措置を指示するとともに、本邦領空内での離着陸及び上空通過を避けるよう航空情報(NOTAM)を発行。
- ・令和4年3月18日、航空局はFAAの発行した再発防止策のADに基づき耐空性改善通報(TCD)を発行し、同TCDで指示された安全措置を講じることを条件に、同型式機の運航停止措置を解除するとともに、同年3月22日、当該安全措置を適切に実施した場合を除き、本邦領空内での離着陸及び上空通過を避けるよう航空情報(NOTAM)を発行。