

AI2022-5

航空重大インシデント調査報告書

I 日本航空株式会社所属
ボーイング式777-200型
JA8978
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4年8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 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」

- I 日本航空株式会社所属
ボーイング式777-200型
JA8978
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777-200型
登 録 記 号	J A 8 9 7 8
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 11時52分ごろ
発 生 場 所	那覇空港の北約50kmの海上、FL170 ^{*1}

令和4年8月5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	島 村 淳
委 員	丸 井 祐 一
委 員	早 田 久 子
委 員	中 西 美 和
委 員	津 田 宏 果

要 旨

<概要>

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（金）、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（第1エンジン）の異常を示す計器表示が

*1 「FL」とは、標準大気の圧力高度で高度計規正值を29.92inHgにセットしたときの高度計の指示（単位はft）を100で除した数値で表される高度である。日本では通常14,000ft以上の飛行高度はフライトレベルが使用される。例として、FL170は17,000ftを表す。

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。

<原因>

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^{*2}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。

*2 本報告書において、「ノジュール」とは、母材に付着している小さな粒状の小塊をいう。

本報告書で用いた主な略語は、次のとおりである。

A S B	: Alert Service Bulletin
A/T	: Auto Throttle
B C C	: Body-Centered Cubic
C F R P	: Carbon Fiber Reinforced Plastics
C S N	: Cycle Since New
C V R	: Cockpit Voice Recorder
D F D R	: Digital Flight Data Recorder
E E C	: Electronic Engine Control
E I C A S	: Engine Indication and Crew Alerting System
E P R	: Engine Pressure Ratio
F A A	: Federal Aviation Administration
F C	: Flight Cycle
F C S B	: Fan Cowl Support Beam
F E G V	: Fan Exit Guide Vane
F E S E M	: Field Emission Scanning Electron Microscope
F F	: Fuel Flow
F L	: Flight Level
F M U	: Fuel Metering Unit
F P U	: Fuel Pump Unit
H C P	: Hexagonal Close-Packed
I D G	: Integrated Drive Generator
L C F	: Low Cycle Fatigue
L E	: Leading Edge
L P C	: Low Pressure Compressor
M G B	: Main Gear Box
M T R	: Micro Textured Region
N T S B	: National Transport Safety Board
P N	: Part Number
P O D	: Probability of Detection
P & W	: Pratt & Whitney
S B	: Service Bulletin
S I	: Special Instruction

S N : Serial Number
T A I : Thermal Acoustic Image
T E : Trailing Edge
T/L : Thrust Lever
T S N : Time Since New
U T : Ultrasonic Testing

单位换算表

1 ft : 0.3048 m
1 in : 25.40 mm
1 lb : 0.4536 kg
1 kt : 1.852 km/h (0.5144 m/s)

目 次

1	航空重大インシデント調査の経過	1
1.1	航空重大インシデントの概要	1
1.2	航空重大インシデント調査の概要	1
1.2.1	調査組織	1
1.2.2	関係国の代表	1
1.2.3	調査の実施時期	1
1.2.4	航空局への情報提供	2
1.2.5	経過報告	2
1.2.6	原因関係者からの意見聴取	2
1.2.7	関係国への意見照会	2
2	事実情報	2
2.1	飛行の経過	2
2.2	人の負傷	3
2.3	航空機の損壊に関する情報	4
2.3.1	損壊の程度	4
2.3.2	航空機各部の損壊の状況	4
2.4	航空機以外の物件の損壊に関する情報	4
2.5	航空機乗組員等に関する情報	4
2.6	航空機に関する情報	5
2.6.1	航空機	5
2.6.2	エンジン	5
2.6.3	燃料及び潤滑油	6
2.7	気象に関する情報	6
2.8	記録装置に関する情報	6
2.9	重大インシデント現場及び損壊に関する情報	6
2.9.1	重大インシデント現場の状況	6
2.9.2	損壊の細部状況	7
2.10	火災及び消防に関する情報	12
2.11	試験及び研究に関する情報	12
2.11.1	左側エンジンの分解調査	12
2.11.2	ファンブレードの概要	13

2.11.3	ファンブレードの整備要目	15
2.11.4	ファンブレードの整備履歴	15
2.11.5	ファンブレードの詳細調査	15
2.11.6	火花衝突に関するサービスブレティン (S B)	21
2.11.7	T A I 検査	22
2.11.8	T A I 検査結果の再評価	23
2.11.9	D F D R の記録	23
2.11.10	ファンブレード破断後のエンジン破損の進捗段階 (フェーズ)	24
2.12	T A I 検査によりファンブレードの亀裂を検出した事例	25
2.13	本事案発生後に国土交通省航空局が講じた対応	25
2.14	本事案発生後にP & W社が発行したS B等	26
2.15	F A A の緊急の耐空性改善命令	26
2.16	同種事例	26
3	分 析	27
3.1	乗組員の資格等	27
3.2	航空機の耐空証明等	27
3.3	気象との関連	27
3.4	同機の飛行状況及び運航乗務員の対応	27
3.5	15番ファンブレードの破断	28
3.6	16番ファンブレードの破断	28
3.7	T A I 検査の欠陥検出能力	29
3.7.1	T A I 検査の欠陥検出確率 (P O D) 分析	29
3.7.2	T A I 検査間隔	30
3.7.3	P & W社が講じた対応について	31
3.7.4	最後に実施したT A I 検査	32
3.8	エンジン部品等の脱落について	32
3.9	水平尾翼及び胴体の損傷について	33
3.10	落下物の防止	33
4	原 因	34
5	再発防止策	34
5.1	P & W社の再発防止策	34
5.2	ボーイング社の再発防止策	35
5.3	F A A の再発防止策	35
5.4	国土交通省航空局の再発防止策	36

添 付 資 料

付図1	ボーイング式777-200型三面図	38
付図2	DFDRの解析	39
付図3	ファンブレードの損傷状態（15番及び16番を除く）	40
付図4	ファンケース内側の損傷状態	41
付図4-1	ファンケース内側の損傷状態	42
付図5	ファンエグジットケースの損傷状態	43
付図6	メインギアボックス（MGB）及び補機の損傷状態	44
付図7	補機類の損傷状態	45
付図8	LPCの損傷状態	46
付図9	エンジンシャフトの損傷状態	47
付図10	ベアリングサポートの損傷状態	48
付図11	ディフューザー／コンバスターの損傷状態	49
付図12	高圧タービンの損傷状態	50
付図13	タービンエキゾーストケースの損傷状態	51
付図14	エンジンマウント（前）の損傷状態	52
付図15	エンジンマウント（後）の損傷状態	53
付図16	オイルタンク取付部の損傷状態	54
付図17	EEC取付部の損傷状態	55
付図18	水平尾翼及び胴体の損傷状態	56
付図19	インレットの損傷状態	57
付図20	ファンカウルの損傷状態	58
付図21	リバースカウルの損傷状態	59
別添	（情報提供資料）	60

1 航空重大インシデント調査の経過

1.1 航空重大インシデントの概要

日本航空株式会社（以下「同社」という。）所属ボーイング式777-200型JA8978（以下「同機」という。）は、令和2年12月4日（金）、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（第1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。

1.2 航空重大インシデント調査の概要

本件は、航空法施行規則（昭27運輸省令56）第166条の4第7号に規定された「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18号）に該当^{*3}し、航空重大インシデントとして取り扱われることになったものである。

1.2.1 調査組織

運輸安全委員会は、令和2年12月4日、重大インシデント発生の通報を受け、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。

1.2.2 関係国の代表

本調査には、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。

1.2.3 調査の実施時期

令和2年12月5日～13日	現場調査及び口述聴取
同年12月28日	航空局への情報提供（別添）

*3 本件は破片が発動機のケースを貫通した事態ではなかったが、発動機の破損に伴って部品や破片が飛散しており、これに「準ずる事態」である。

令和3年2月1日～5日	エンジンの分解調査
同年6月14日～19日	第1段低圧コンプレッサーブレード（以下「ファンブレード」という。）の工程検査等詳細調査（アメリカ合衆国の国家運輸安全委員会（NTSB）調査官参加の下、エンジンの設計・製造者であるP&W社の施設で実施）
同年6月21日～26日	インレット、ファンカウル、リバースカウルの詳細調査（NTSB調査官参加の下、アメリカ合衆国内の機体の製造者であるボーイング社の工場で実施）

1.2.4 航空局への情報提供

令和2年12月28日、航空局に対して、調査の過程で得られた情報として、「ファンブレードの破断」についての事実を提供した（別添）。

1.2.5 経過報告

令和3年11月18日、その時点までの事実調査結果に基づき、国土交通大臣に対して経過報告を行い、公表した。

1.2.6 原因関係者からの意見聴取

原因関係者から意見聴取を行った。

1.2.7 関係国への意見照会

関係国に対し、意見照会を行った。

2 事実情報

2.1 飛行の経過

機長及び副操縦士の口述並びに飛行記録装置（以下「DFDR」という。）の記録によれば、重大インシデントの発生状況は、概略次のとおりであった。

那覇空港出発前に、両エンジンも含め機体の飛行前点検を実施したが異常はなかった。那覇空港を11時44分に離陸し、FL390へ上昇中、11時52分ごろ、那覇空港の北約50kmの海上、FL170において、機体に異音及び振

動を感じるとともに、左側エンジンの異常を示す計器表示を認めたため、飛行高度を維持しながら左側エンジンの出力を低下させた。同時刻ごろ、EICAS*4に左側エンジンの回転がアイドル未満になったことを示す「ENG FAIL L」(Caution)メッセージが表示されたため、直ちに同メッセージの対応として定められている手順に従って、左側エンジンの停止操作を行うとともに、緊急事態を宣言の上、那覇空港へ引き返すことを決定した。エンジンの停止操作を行った後も、機体の振動は着陸するまで続いた。12時23分那覇空港に着陸し、滑走路路上に停止した。13時26分ごろ、牽引車により駐機場に移動し乗客は降機した。負傷者はなく、機内に煙や異臭の発生もなかった。

同機の飛行計画の概略は、次のとおりであった。

飛行方式：計器飛行方式、出発地：那覇空港、移動開始時刻：11時30分、
 巡航速度：481kt、巡航高度：FL390、目的地：東京国際空港、
 所要時間：1時間49分、持久時間で表された燃料搭載量：3時間32分、
 搭乗者数：189名

本重大インシデントの発生場所は、那覇空港の北約50km（北緯26度44分11秒、東経127度30分28秒付近）、FL170であり、発生日時は、令和2年12月4日11時52分ごろであった。

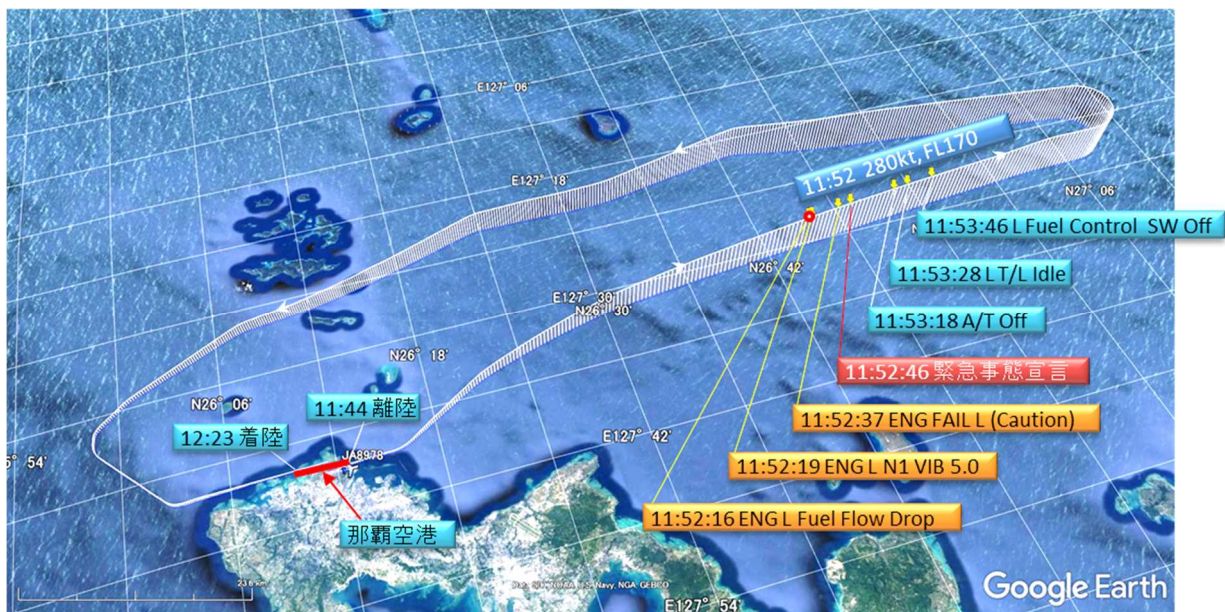


図1 推定飛行経路（図の説明については2.11.9参照）

2.2 人の負傷

負傷者はなかった。

*4 「EICAS」とは、エンジン及び諸系統の作動状態を表示するとともに、異常が発生した場合、異常の状態を視覚的かつ聴覚的に操縦士に知らせる機能をもったシステムである。

2.3 航空機の損壊に関する情報

2.3.1 損壊の程度

小 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

左側エンジン	破損
左側エンジンインレット	損傷
左側エンジンファンカウル	損傷
左側エンジンリバースカウル	損傷
左側水平尾翼前縁部	損傷
胴体左側前方及び胴体左側後方	損傷
左側フラップペロン及びフェアリング	損傷
左側ストラット及びフェアリング	損傷



図2 主な損傷部位

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

航空機以外の物件の損壊はなかった。

2.5 航空機乗組員等に関する情報

(1) 機長 44歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）

令和元年11月27日

限定事項 ボーイング式777型

平成23年3月3日

第1種航空身体検査証明書

有効期限

令和3年8月4日

総飛行時間

9,778時間52分

同型式機による飛行時間

4,623時間14分

最近30日間の飛行時間	35時間56分
(2) 副操縦士 48歳	
事業用操縦士技能証明書（飛行機）	平成9年5月16日
限定事項 ボーイング式777型	平成11年7月29日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	令和3年2月8日
総飛行時間	10,625時間46分
同型式機による飛行時間	10,330時間17分
最近30日間の飛行時間	35時間10分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式	ボーイング式777-200型
製造番号	27637
製造年月日	平成9年6月16日
耐空証明書	第2009-146号
有効期限	航空法第113条の2の許可に基づき承認された整備管理マニュアル（株式会社JALエンジニアリング）の適用を受けている期間
耐空類別	飛行機 輸送T
総飛行時間	54,158時間
定期点検（A整備、令和2年10月28日実施）後の飛行時間	229時間

2.6.2 エンジン

第1エンジン（左側エンジン）

型 式	プラット・アンド・ホイットニー式PW4074型
製造番号	P777126
製造年月日	平成19年3月28日
総使用時間	25,570時間
定期点検（前回のオーバーホール、平成30年7月30日実施）後の飛行時間	5,021時間

第2エンジン（右側エンジン）

型 式	プラット・アンド・ホイットニー式PW4074型
製造番号	P777115
製造年月日	平成15年3月6日
総使用時間	33,595時間
定期点検（前回のオーバーホール、平成30年5月18日実施）後の飛行時間	5,321時間

2.6.3 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はモービルジェットオイルIIであった。

2.7 気象に関する情報

重大インシデント発生時間帯の那覇空港の航空気象の観測値は次のとおりであった。

11時00分 風向 北北東、風速 8m/s、視程 7km、天気 弱い雨、
気温 18℃、露点温度 16℃、海面気圧 1,019hPa

2.8 記録装置に関する情報

同機には、25時間記録可能なアメリカ合衆国ハネウェル社製のDFDR及び2時間記録可能なアメリカ合衆国アライドシグナル社製の操縦室用音声記録装置（以下「CVR」という。）が装備されていた。これらの記録装置には、本重大インシデント発生当時の記録が残されていた。

DFDR及びCVRの時刻校正は、管制交信記録に記録された時報と、DFDRに記録されたVHF無線送信信号及びCVRに記録された管制交信を対応させることにより行った。

2.9 重大インシデント現場及び損壊に関する情報

2.9.1 重大インシデント現場の状況

重大インシデントの現場は、那覇空港の北約50kmの海上、FL170であった。

2.9.2 損壊の細部状況

- (1) 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。（2.11.5 参照）

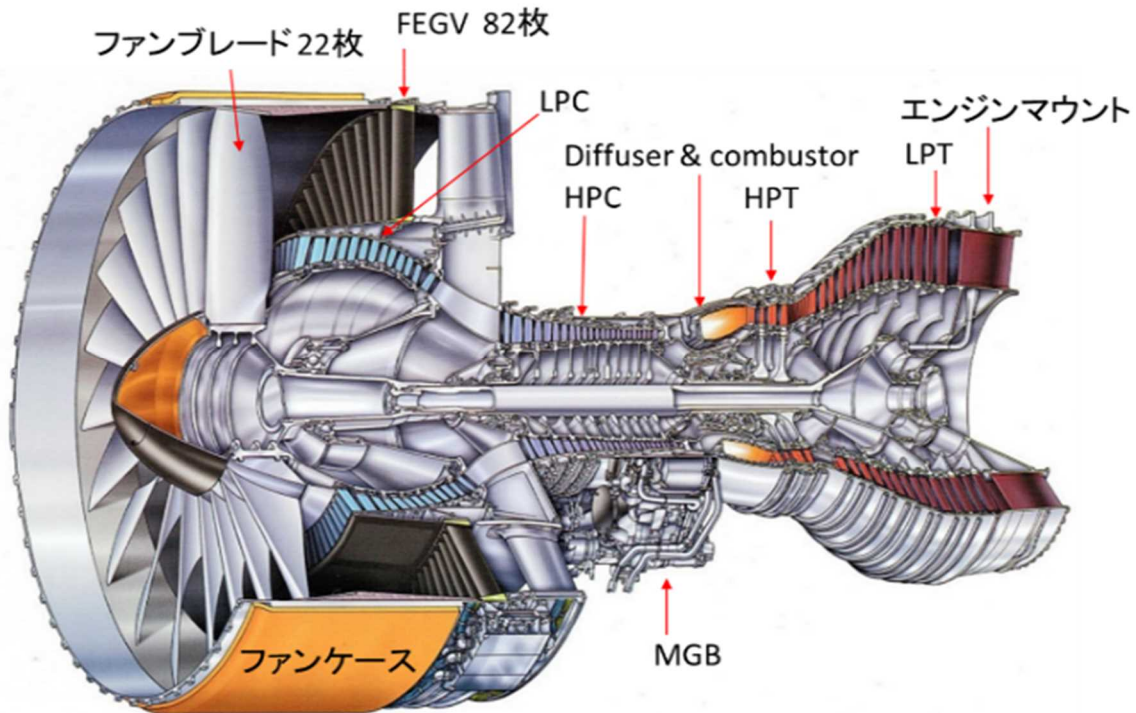


図3 エンジンの各部名称（P&W社提供）



図4 ファンブレードの破断

- (2) 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（図5赤丸）。

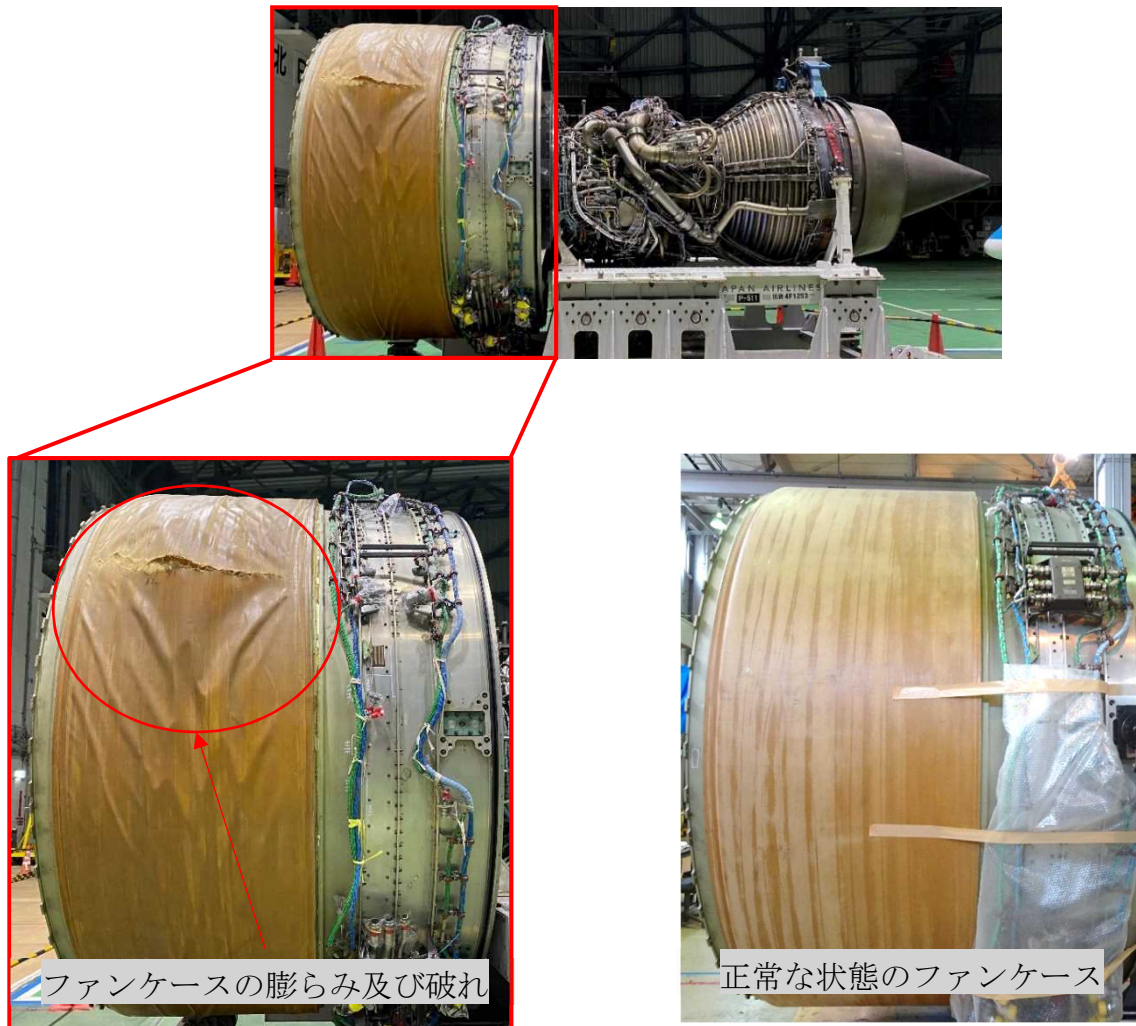


図5 ファンケースの状態

(3) 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。そのうちの1枚は左側水平尾翼内から発見され（付図18）、2枚はリバースカウル内から発見されたが、残りの79枚は発見されなかった。同機のFEGVは、アルミニウム合金製で、ファンエグジットケースの内側にピンで位置決めをし、ファンエグジットケースの外側からボルト2本で固定される（図6）。FEGV内側の位置決めをするピン及び外側を固定するボルトは、全てファンエグジットケースに残っており、FEGVは、全てFEGV外側の取付部（プラットホーム）が分断されていた（図7）。

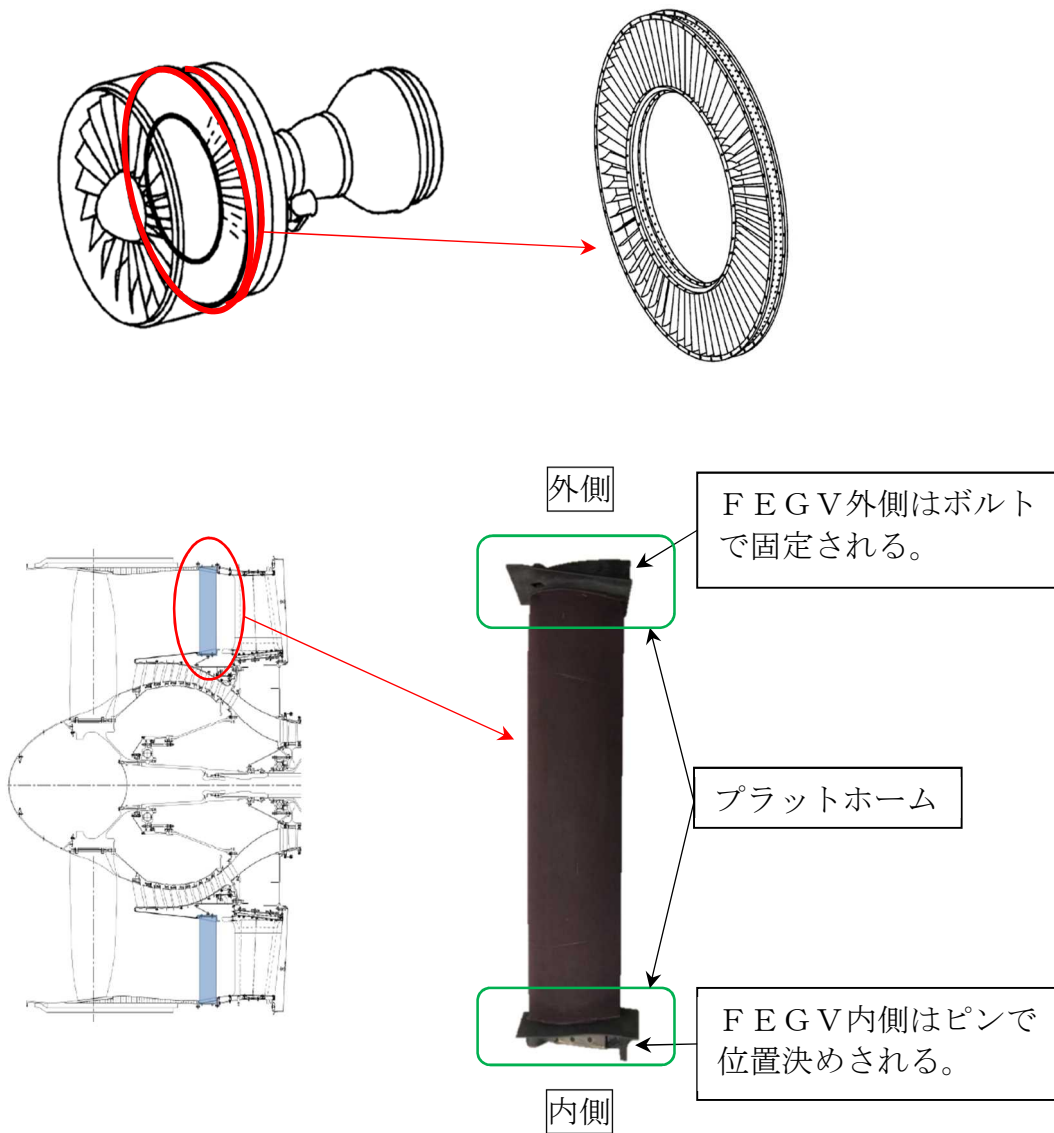


図6 FEGVの取り付け方（P&W社提供）

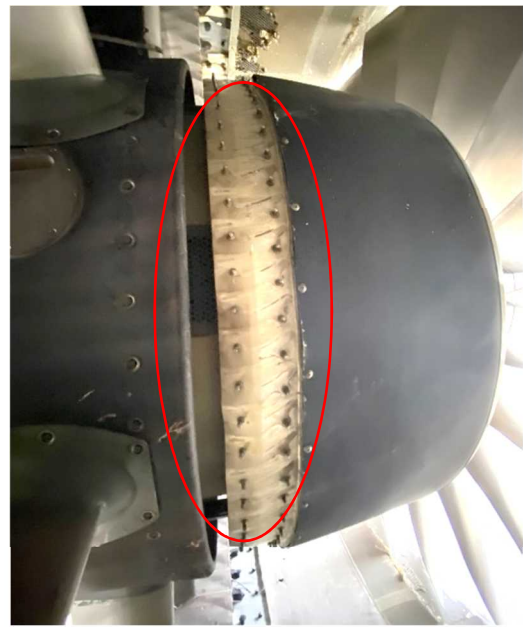


図7 FEGVの損傷状況

(4) 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（付図19～21）。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）。ファンカウルのCFRPサンドイッチ構造^{*5}に水分等の混入があると接着部に剥離等が発生する可能性があるため、水分等の混入の調査をしたが、その痕跡は、認められなかった。

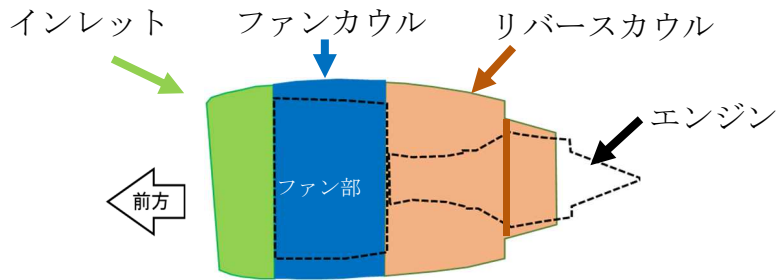


図8 エンジンとカウリングの名称及び位置

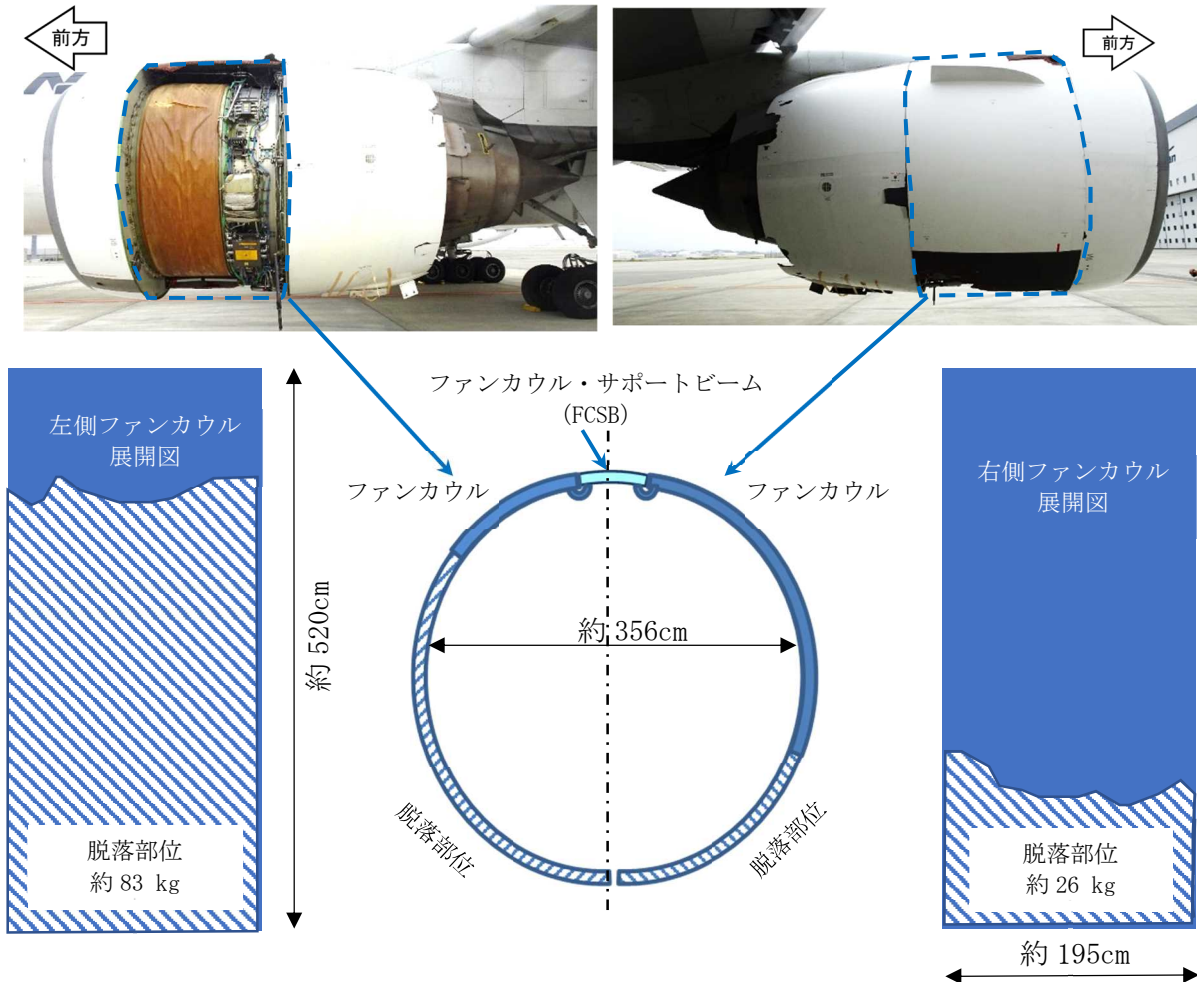


図9 ファンカウルの損傷状況及び脱落部位（展開図）

*5 「CFRPサンドイッチ構造」とは、一般的にはハチの巣状の箔構造である心材（ノーマックス：難燃性芳香族ポリマー）を炭素繊維強化プラスチックの表皮板ではさんで接着し一体構造としたもの。

- (5) 左側水平尾翼の前縁部が損傷していた。損傷は2か所で、約28cmの穴と約20cmの凹みを認めた。損傷部(穴)の内部にエンジンの部品であるFEGV1枚が入っていた(付図18)。
- (6) 胴体左側前方に損傷(約2cmの凹み)を認めた(付図18)。
胴体左側後方に損傷(約8cmの穴)を認めた(付図18)。

2.10 火災及び消防に関する情報

本重大インシデントにおいて火災の発生はなかった。

2.11 試験及び研究に関する情報

2.11.1 左側エンジンの分解調査

ファンブレードの破断に伴う左側エンジンの損傷状況を調査するため、分解調査を実施した。その結果の概要は、次のとおりであった(付図3~17)。

- (1) 全てのファンブレード(15番及び16番を除く)に欠損、めくれ、凹み、曲がり等の損傷を認めた(付図3)。
- (2) 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、ひっかき傷、亀裂、外れ、まくれ、欠損等の損傷を認めた。
- (3) ファンケースは外側のケブラーが膨らんで破れていた。ファンケースの内側はファンブレードの通過部分であるシュラウド(アルミニウムハニカム構造)が約5cm削れていた(付図4)。ファンエグジジットケースのストラット部が割れていた(付図5)。
- (4) メインギアボックス(MGB)が破壊していた(付図6)。
- (5) 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)。
- (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)。
- (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)。
- (8) 低圧コンプレッサー(LPC)のステーターの一部がLPCケースから抜け出していた(付図8)。
- (9) N1シャフトとN2シャフト同士が擦れた痕跡(擦過痕)を認めた(付図9)。
- (10) No.1ベアリング・サポートリングの取付部が割れていた(付図10)。
- (11) ディフューザー/コンバスターは、アルミニウムの溶解物が全体に付着し白色化していた(付図11)。

- (12) 高圧タービン第1段ブレード及び高圧タービンノズルガイドベーンは、アルミニウムの溶解物が冷却孔の内側から噴き出して付着し、孔を塞いでいた（付図12）。
- (13) タービンエキゾーストケースのストラットが座屈しており、タービンエキゾーストケースの一部に亀裂が認められた（付図13）。
- (14) エンジンマウントのベアリングが割れていた（付図14及び15）。
- (15) エンジンオイルタンクの取付部が破損していた（付図16）。
- (16) エンジン制御コンピュータ（EEC）の取付部が破損していた（付図17）。

2.11.2 ファンブレードの概要

ターボファンエンジンのファンブレードには軽量かつ高強度で、延性、耐熱性、耐食性、加工性のバランスに優れたチタニウム合金が多く用いられてきた。同型式系列エンジンのファンブレードもチタニウム合金製であり、エンジンごとに22枚取り付けられている。ファンブレードの大きさは、根元から先端までの長さが40.50in、根元の幅が12.50in、先端の幅が22.25inである。重量は最大34.85lbである（図11）。

チタニウム合金には、結晶構造の異なる α 相と β 相の2種類の相が主にあり、結晶構造はそれぞれ、六方最密充填構造（HCP）と体心立方構造（BCC）である。チタニウム合金の α 相は高い強度を持っているが機械加工が難しいのに対し、 β 相は機械加工が容易という特徴がある。そこで、チタニウム合金は用途に合わせて α 相と β 相の構成割合を変えた $\alpha + \beta$ 型合金として製造されることが多い。ターボファンエンジンのファンブレードには、主に $\alpha + \beta$ 型合金である、Ti-6Al-4V合金（チタニウムに6%のアルミニウム及び4%のバナジウムを加えたもの）が使用されている。その金属組織は図10のような形態であり、白い部分の α 相と内部に針状組織をもつ $\alpha + \beta$ 相とからなる。



図10 16番ブレードの母材の金属組織

航空機の大型化に合わせてターボファンエンジンも大型化されるようになり、ファンブレードの軽量化が要求されるようになった。このため、同型式系列エンジンのファンブレードの製造は、軽量化を図るために2枚の厚みのある平板状のチタニウム合金材料から機械加工によりファンブレードの凸側と凹側の補強リブ構造を切削し、切削面の研磨を行った後、これら2枚を拡散接合*6することにより、内部リブで補強された中空構造を形成している（図11）。チタニウム合金は熱による影響で機械的性質が変化しやすいため、機械加工による切削工程及び研磨工程では切削速度の管理及び十分な冷却が必要となる。なお、中空構造にしたことにより、ブレードの内部から欠陥が発生する可能性が生じたが、これを検査で検出することはブレード表面に発生する欠陥の場合より困難性が高い。

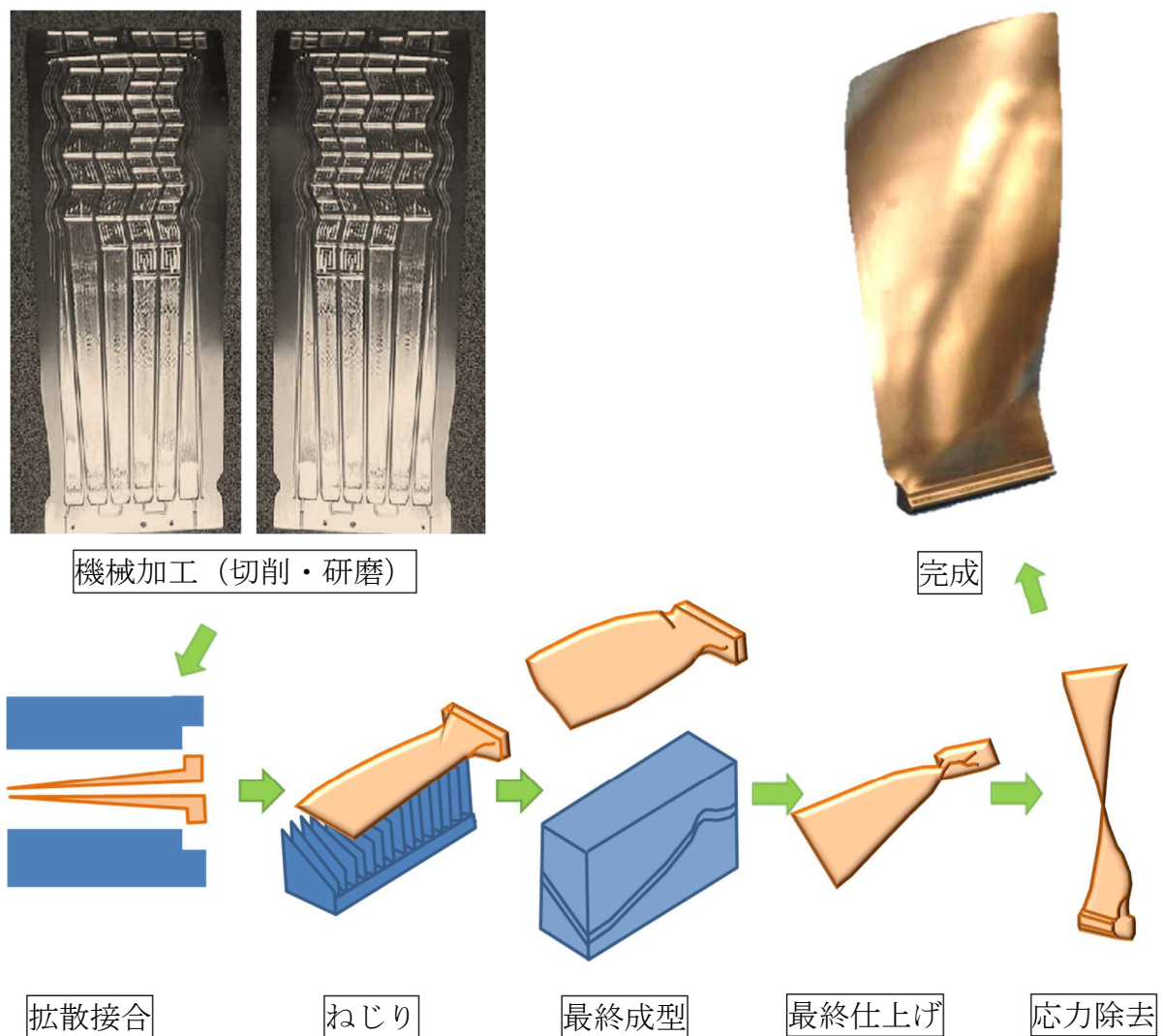


図11 ファンブレード製造の工程（P&W社提供）

*6 「拡散接合」とは、部材を密着させ、母材の融点以下の温度条件で、塑性変形をできるだけ生じない程度に加圧して、接合面間に金属結合を実現して接合する方法。（JIS Z 3001-2）

2.11.3 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。ファンブレードの整備要目は、同社の整備規程に定められており、本重大インシデント発生当時の整備要目を抜粋して要約すると以下のとおりである。

- (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社の専用施設（P&Wイーストハートフォード）に送付し工程検査を行う。工程検査では、洗浄、蛍光浸透探傷検査、目視検査、TAI検査を実施し、必要に応じて超音波探傷（UT）検査、放射線探傷検査を実施する。TAI検査の要領については2.11.7に後述する。

2.11.4 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月に製造された、部品番号56A201で、総飛行時間（以下「TSN」という。）は、43,064TSN、総飛行回数（以下「CSN」という。）は、33,520CSN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おり、以下のとおりであった。

- (1) 過去2回のTAI検査の実施状況は以下のとおりで、異常は認められなかった。
 - ① 2014年6月7日、31,132TSN、24,490CSN
 - ② 2018年6月20日、38,042TSN、29,887CSN（破断する3,633FC前）
- (2) 2019年8月24日、ファンブレード根元部の潤滑作業を実施した。
- (3) 2020年11月2日、目視検査を実施して異常は認められなかった。

2.11.5 ファンブレードの詳細調査

エンジンの設計・製造者であるP&W社の施設において、NTSBの参加の下、15番及び16番ファンブレードの破断後にエンジンに残っていた部分について詳細な調査を行った。

(1) 15番ファンブレードの詳細調査

エンジンに残っていた15番ファンブレード (SN:CBDDUA62163) の大きさは、前縁 (LE) が高さ27.75 in、後縁 (TE) が高さ24.50 in で、重量は24.2 lb だった。ブラックライトにより有機物の付着について調査を実施したが、バードストライク等の痕跡はなかった。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 (図12)。

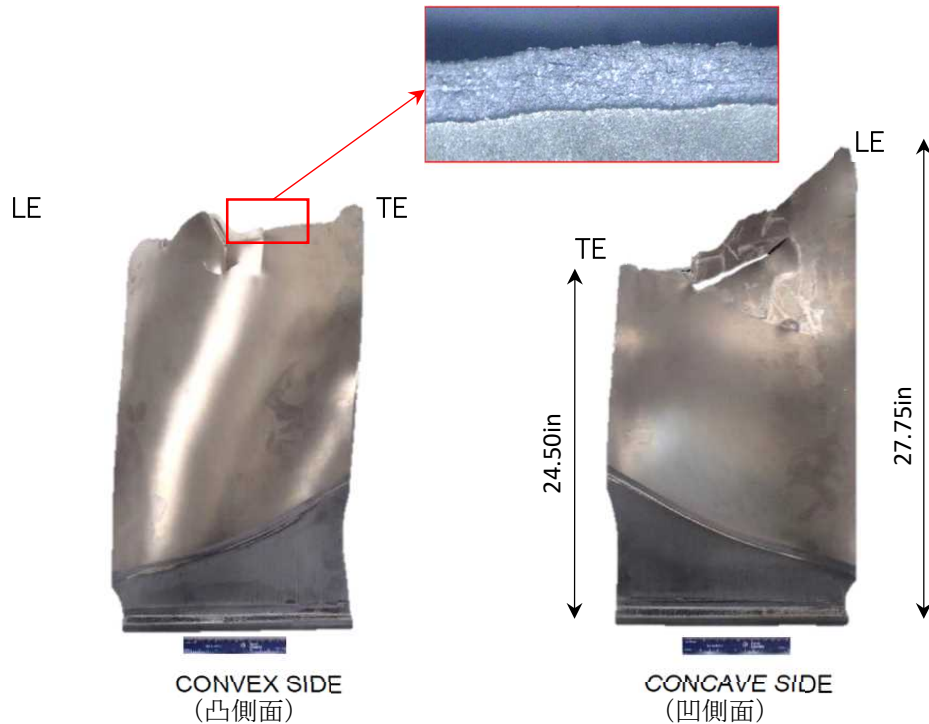
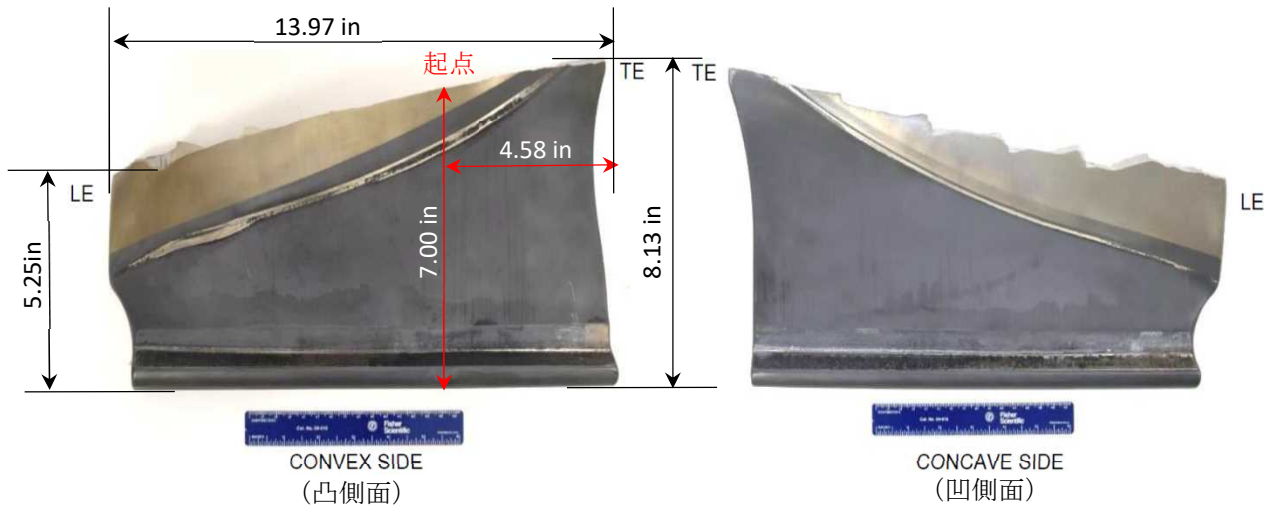


図12 15番ファンブレード及び破断面

(2) 16番ファンブレードの詳細調査

① エンジンに残っていた16番ファンブレード (SN:CBDDUA51421) の大きさは、前縁 (LE) が高さ5.25 in、後縁 (TE) が高さ8.13 in で、重量は、11.5 lb だった。ブラックライトにより有機物の付着について調査を実施したが、バードストライク等の痕跡はなかった。

② ファンブレード内部の中空部をキャビティという。キャビティは、7つに分かれており、LE側からAA~GAとする (図13)。目視調査によりファンブレードの破断面のキャビティFA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 (ビーチマーク) 及び放射状の模様 (ラジアルマーク) を認めた。亀裂は、起点 (ORIGIN) 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)。起点は、根元から高さ7.00 in、TEから4.58 inの位置にあった (図13)。



16番ファンブレード

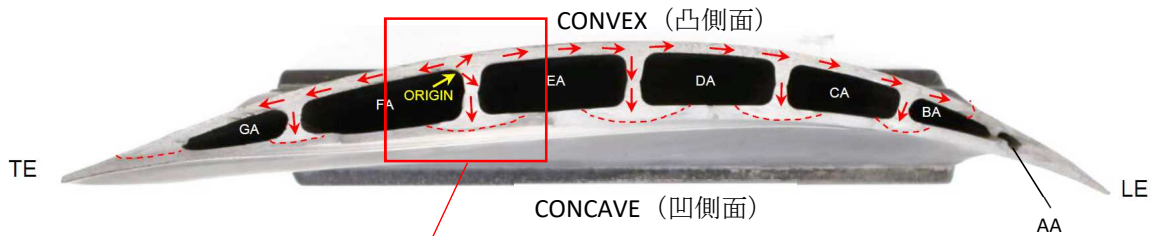


図13 16番ファンブレード破断面



図14 疲労破壊の起点領域

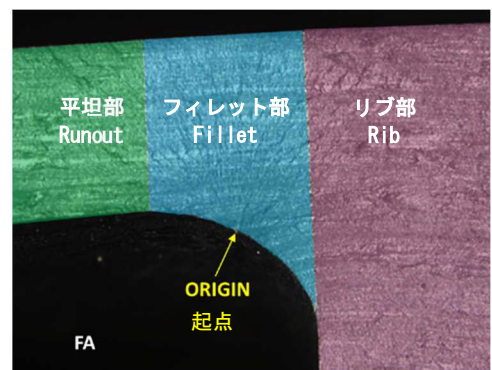


図15 部位名称

③ 起点を電解放出型走査電子顕微鏡（F E S E M）によって調査したところ、起点領域には、微細組織領域（M T R^{*7}）は認められなかった。起点から0.020 in までは、疲労破壊の特徴である初期のファセット^{*8}領域（図16）であり、この領域を過ぎると、亀裂はストライエーション（飛行回数ごとに破断面上に形成される縞状の模様）の成長に移行している（図17及び18）。

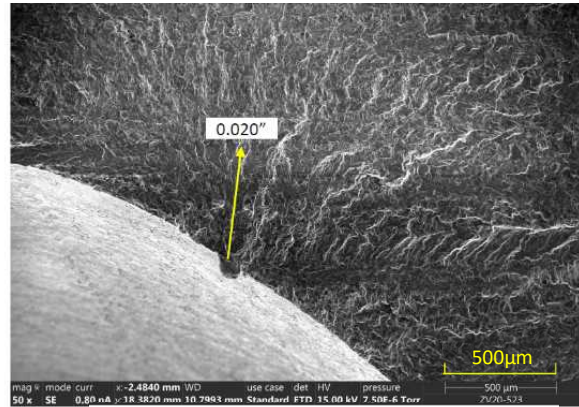


図16 ファセット領域

④ 起点から0.027~0.124 inの領域は、いくつかのMTRによるファセットが混在するものの、安定した低サイクル疲労^{*9}（以下「LCF」という。）の成長領域（図19の青帯）であった。安定したLCF領域を過ぎると、ストライエーションは粗くなり、ファセットを伴いながら不安定な亀裂の成長を続け破断に至っている。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。この

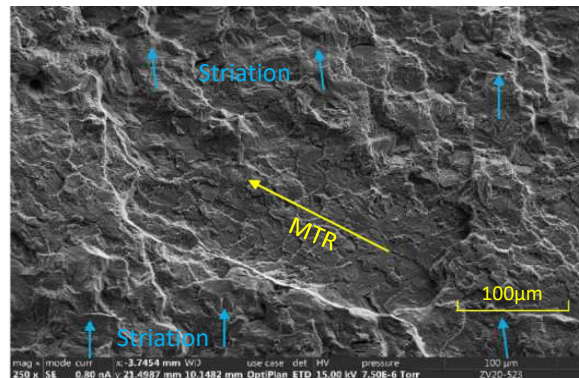


図17 MTRとストライエーション

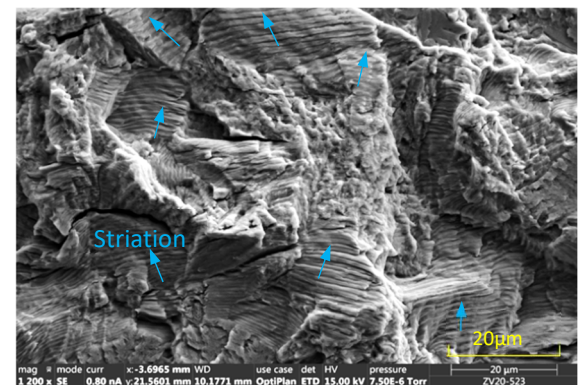


図18 ストライエーション

評価には、安定したLCF領域のみを使用し、それ以外の領域で観察されたストライエーションは評価から除外した。その結果、6,000 FC以上に相当するLCFの成長（ストライエーション数）が認められた（図

*7 「MTR」とは、チタニウム合金製品の製造過程で生じる、隣接する金属結晶粒内の結晶方位が揃い、亀裂が進展しやすい微細組織領域をいう。

*8 「ファセット」とは、ストライエーションを伴わずに平らな面状に割れが成長する領域をいう。疲労破壊の初期の段階では、亀裂がファセット成長する。

*9 「低サイクル疲労」とは、金属材料に比較的大きな繰り返し荷重を作用させた場合において、亀裂先端の材料に局所的な塑性変形が発生する現象をいう。

19)。

- ⑤ 同機のファンブレードは、破断する3,633FC前にTAI検査を実施していたことから、検査当時の亀裂の状況を調査するため、約3,600FCに相当する分のストライエーション数を遡り、起点からの深さを計測したところ約0.055inであった(図19赤破線)。

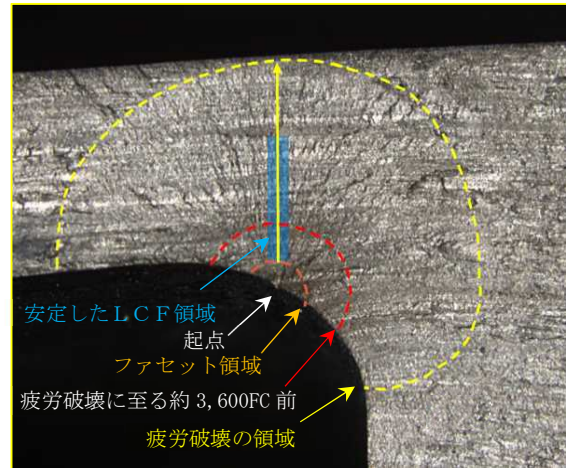


図19 疲労破壊の時期と領域

破断面の初期のファセット成長領域、安定したLCF領域及び疲労破壊に至る約3,600FC前の亀裂の深さを図19に示す。

- ⑥ 起点にはノジュールを認めた。FESEMによってノジュールの成分を分析したところ、主にチタニウムとアルミニウムと酸素で構成される組成物で、ファンブレードの材料(Ti-6Al-4V)と類似していた(図20)。

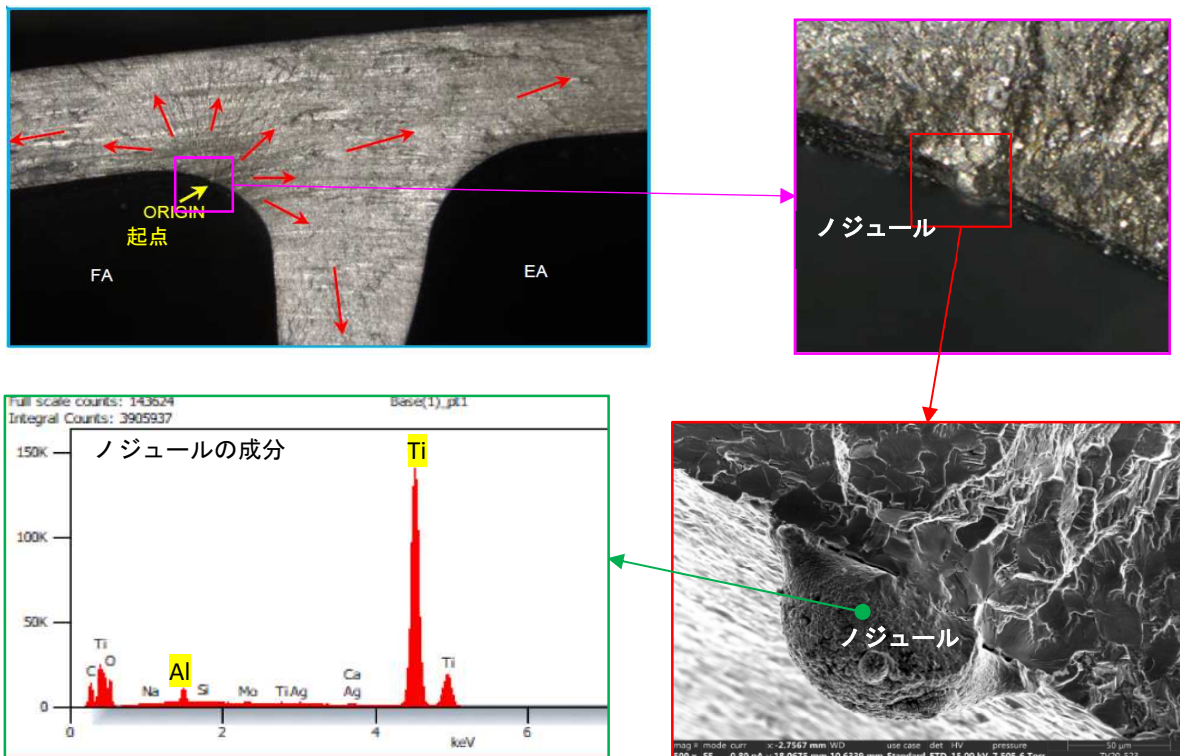


図20 疲労破壊の起点及びノジュールの成分

- ⑦ 起点箇所のノジュールと母材との接合状態を調査するために、ノジュールの半分（A-A）を研磨し、金属組織を調査した。ノジュールの大きさは、幅0.0048 in、高さ0.0027 inであった。ノジュールは母材と溶着しており、溶着部の母材部分に幅0.0038 in、深さ0.0013 inの α 相のクラスターである「 α ケース^{*10}」を認めた。 α ケースの下部には、亀裂があった。 α ケース領域以外の金属組織の構造は、適切な熱処理が施された $\alpha + \beta$ 型合金（Ti-6Al-4V）の特徴的な金属組織であった（図21）。

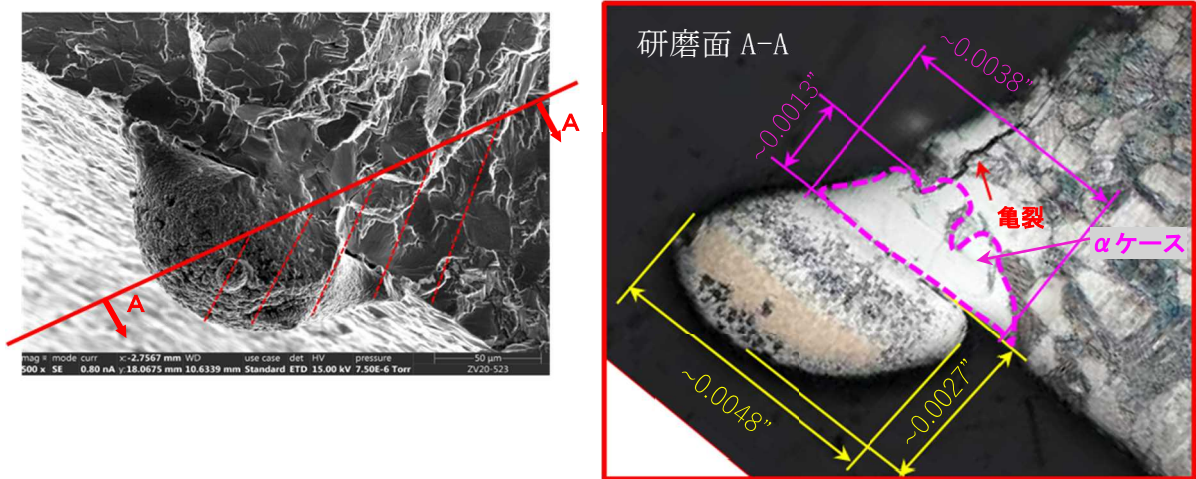


図21 起点のノジュールの溶着

- ⑧ ブレードの破断面領域を切断し、各キャビティ内面の調査を行ったところ、キャビティDA、EA、FA及びGAの凸側に複数のノジュールを認めた（図22）。キャビティの凹側にノジュールは認められなかった。

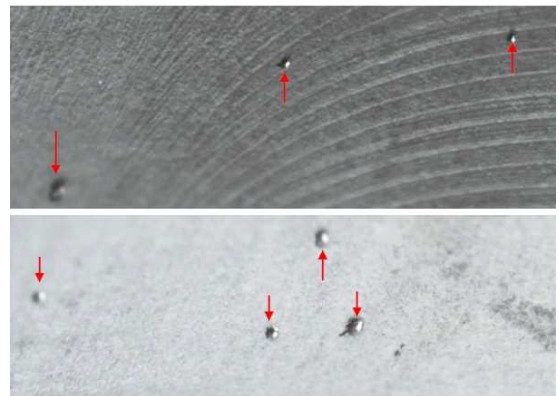


図22 起点箇所以外のノジュール

- ⑨ 起点箇所以外のこれらのノジュールの大きさは、いずれも幅0.003 in、高さ0.002 inで、ノジュールは母材と溶着しており、ノジュールが溶着した母材部分に、幅0.002 in、深さ0.001 inの α ケースを認めた。 α ケース領域以外の金属組織の構造は、適切な熱処理が施された $\alpha + \beta$ 型合金（Ti-6Al-4V）の特徴的な金属組織であった（図23）。

*10 「 α ケース」とは、母材となるチタニウム合金が高熱の空気又は、酸素にさらされた際に生成する酸素濃化層で、比較的脆く疲労強度が低下する。



図 2 3 起点箇所以外のノジュールの溶着状態

2.11.6 火花衝突に関するサービスブレティン (SB)

P & W社は、こうしたノジュールの状態を既に把握しており、これはファンブレードを製造する際の機械加工の工程で、冷却液の流量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、高温のまま母材に衝突し溶着する「火花衝突」(Spark impingement)によってできたものであると判断しており、火花衝突の可能性のあるファンブレードに関してサービスブレティン(以下「SB」という。)を発行し既に運航者に周知している。

(1) 1998年1月28日発行、SB PW4G-112-72-139

1997年9月以前に製造された一部のファンブレードである部品番号(PN)56A201に、製造時の機械加工による研磨工程で火花衝突の可能性があると判明した。適切な研磨工程を導入し火花衝突の可能性が排除されたファンブレードについては、PN56A221として区別化する。

16番ファンブレードは1996年1月に製造されたPN56A201で、火花衝突の可能性のあるファンブレードに該当する。

火花衝突の可能性のあるファンブレードは、計1,918枚製造されており、1,500枚以上が現在も使用されている。

(2) 2004年7月15日発行、アラートサービスブレティン(以下「ASB」という。)PW4G-112-A72-268

特定のファンブレード(PN56A201を含む)には、製造時の研磨工程で火花衝突の可能性があり、火花衝突によりノジュールができ、その部分に高い応力がかかると亀裂が発生する可能性がある。また、ファンブレード製造時の鍛造工程によるMTRが発生し亀裂が発生している可能性もあるため、TAI検査を行う。

2.11.7 T A I 検査

熱音響イメージング（T A I）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。T A I 検査はP & W社でのみ実施することができる。T A I 検査は、ファンブレードに音響エネルギーを与えると、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。ファンブレードの凸側面と凹側面をそれぞれ33のフレームに細分化し、ソフトウェア制御による赤外線カメラで記録する。ファンブレード両面の全域に渡る走査が完了すると、ソフトウェアによって画像処理され、全てのフレームが評価モニターに表示される。ソフトウェアが何らかの兆候を認知するとフレームをハイライト化し検査員に提示する。検査員は初期の兆候を欠陥反応か、あるいは欠陥によらない疑似反応か判断し、必要に応じて、T A I 検査を繰り返す。画像の評価は、複数の検査員で実施し、総合的判断の上、場合によっては、U T 検査及び放射線探傷検査等の追加の非破壊検査を行う。

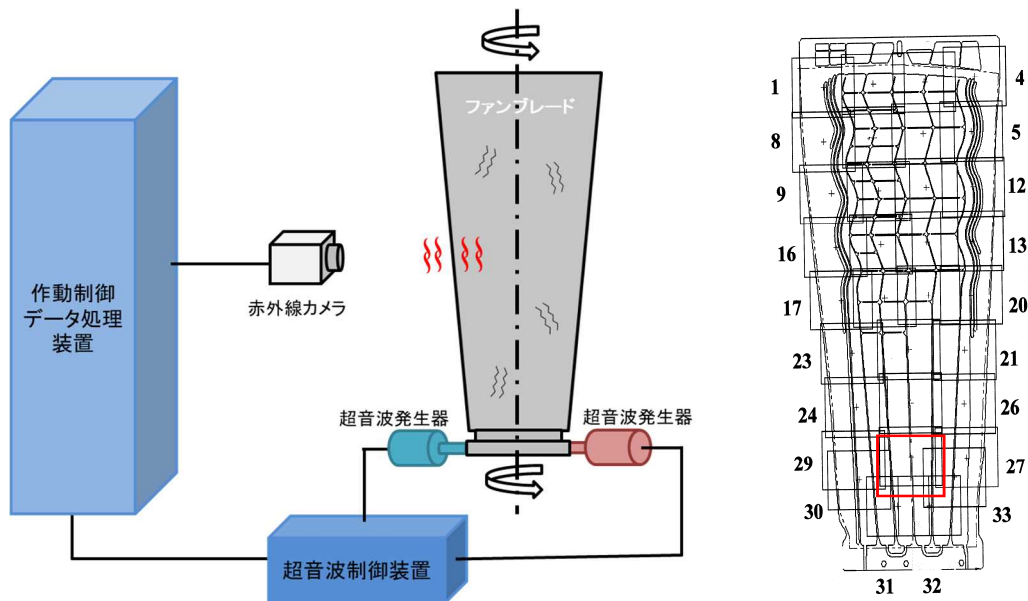


図 2 4 T A I 検査概略図

T A I 検査は、非破壊検査手順書（NDIP-1065：2005年9月27日に初版）に基づき実施される。2017年6月22日に発行されたこの手順書の改訂版Aでは、検査機器の校正、システム環境、試験用ブレード点検期間、セットアップ要件に関する改訂が行われた。改訂版Aではブレード先端で見つかる兆候の新たな許容基準も提示した。2018年3月19日に発行された改訂版Bでは、欠陥及び疑似欠陥の表示例のほか、評価工程のフローチャートも追加した。2018年4月10日に発行された改訂版Cでは、評価に関する項目のフローチャートを更新した。

2018年6月1日に発行された改訂版Dでは、検査工程の見直しを行った

改訂版B、C、Dは全て、2018年2月アメリカ合衆国ホノルルにあるダニエル・K・イノウエ国際空港付近で発生したユナイテッド航空の重大インシデント（2.16参照）後に発行された。

2.11.8 T A I 検査結果の再評価

P & W社が同機の左側エンジンのファンブレードに対して最後に実施したT A I 検査は、2018年6月20日で、検査当時最新の非破壊検査手順書（NDIP-1065改訂版D）に従い実施していた。T A I 検査の結果は、デジタルデータで保存されており、画面上に画像を表示し再評価することが可能である。破断した16番ファンブレードの起点は、フレーム28（図24赤枠）に位置している。図25は2018年6月に実施したT A I 検査結果（フレーム28）の画像であるが、欠陥の存在を示すコントラストの変化は明確には認められなかった。欠陥が存在する場合、図26に示すとおり、欠陥が白色で映る。

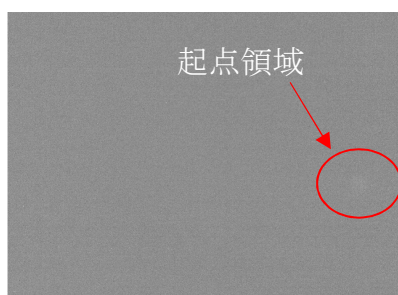


図25 フレーム28の画像

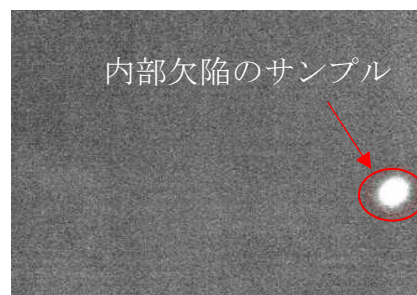


図26 内部欠陥がある場合のサンプル画像

2.11.9 D F D R の記録

同機に搭載されていたD F D R の記録について調査したところ以下のとおりであった（付図2）。

11時52分16秒 左側エンジンの燃料流量（F F）が急激に減少し、他のエンジンパラメーター値（E P R、N 1、N 2）も低下した。

同52分19秒 左側エンジンのN 1（ファン）の振動値が急増し、最大指示値の“5.0”に達した。

同52分37秒 E I C A S に左側エンジンがアイドル未満になったことを意味する「ENG FAIL L」（Caution）メッセージが表示された。

同53分18秒 オートスロットル（A/T）がオフになった。

同53分28秒 左側スラストレバー（T/L）がアイドルになった。

同53分46秒 左側エンジンの燃料コントロールスイッチがオフになった。

2.11.10 ファンブレード破断後のエンジン破損の進捗段階（フェーズ）

P & W社及びボーイング社は、ファンブレードが破断した場合のその後のエンジン破損の進捗について、同型式系列エンジンの型式証明におけるファンブレード破断試験等の結果及び解析から、以下の経過をたどると推定している。

- (1) インパクト・フェーズ（ファンブレード破断後0.0～0.02秒程）：このフェーズでは、破断したファンブレードの破片の遠心力でファンケースに大きな衝撃力を与えると同時に、最大約10inのファンケースの変形（膨らみ）が発生する。この膨らみは、エンジンの回転方向に（波のように）移動しながら徐々に収束する。ファンケースの膨らみは、ファンカウルの上部を支えるファンカウル・サポートビーム（FCSB）に損傷を与える可能性がある（図27）。

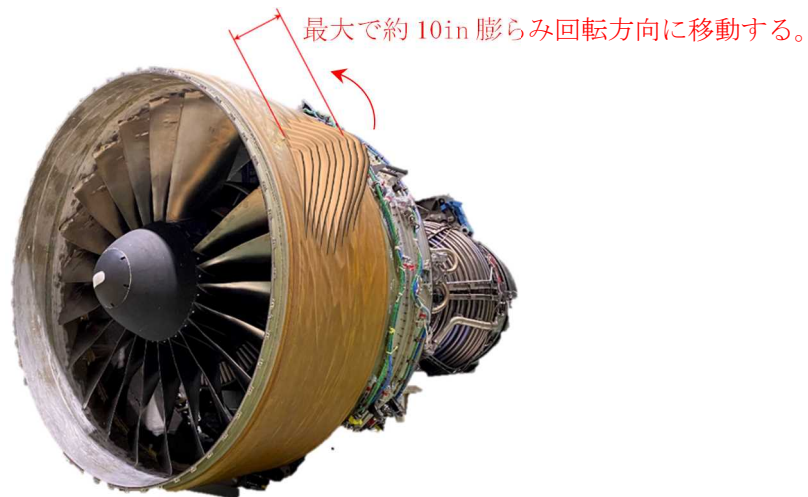


図27 ファンケースが膨らむイメージ

- (2) ランダウン・フェーズ（ファンブレード破断後0.02～2.0秒程の減速の過程）：このフェーズでは、ファンブレードの破断に伴い、高速で回転するファン部の回転モーメントがアンバランスとなり偏心し、減速の過程で猛烈な共振が発生する。この時、最大200Gの加速度がエンジンやナセルの構造部に伝播する可能性がある。
- (3) ウィンドミル・フェーズ（ファンブレード破断後2.0秒～着陸まで）：このフェーズでは、飛行中に運航乗務員により停止操作を行ったエンジンであっても、ファンブレードの破断によりファン部の回転モーメントがアンバランスとなったエンジンは、風車状態となって偏心回転を続けるため、機体の振動は、着陸まで継続する。

2.1.2 T A I 検査によりファンブレードの亀裂を検出した事例

これまでにP & W社が同型式系列エンジンのファンブレードのT A I 検査で亀裂を検出した事例は、計7件あった。

亀裂の発生原因は、7件のうち3件が機械加工による痕跡を起点とするもの、2件がMTRによるもの、1件が機械加工による痕跡及びMTRによるもの、1件が中空部に混入していたノジュールとは異なる不純物によるもので、ノジュール部を起点とした亀裂発生の実例はなかった。

また、フィレット部（図15）における亀裂の発生は、本事例が初めてであった。7件の総飛行回数（CSN）は、最少10,755CSNから最大29,351CSNの範囲で、これに対して同機は33,520CSNであった。

2.1.3 本事案発生後に国土交通省航空局が講じた対応

- (1) 令和2年12月4日、本邦内の同型式系列エンジンを搭載する航空機の運航者に対して、以下のとおり指示した。

「同型式エンジンのファンブレードの検査について、現行の検査に加えて、機体にエンジンを取り付けた状態で、初回は、事案発生の翌日（12月5日）の最初の飛行までに、以降は500FC以内に詳細目視点検及び触診点検を実施すること。3回に1回（1,500FC）は非破壊検査も実施すること。」

同指示に基づく初回の検査は、翌日までに全機完了し不具合の報告はなかった。

- (2) 令和3年2月21日、PW4000系列型のエンジンを装備したボーイング式777型機の運航を停止するよう国内航空会社に指示するとともに、本邦領空内における離陸及び着陸並びに上空通過を避けるよう航空情報（NOTAM）を発行した。
- (3) 令和3年2月24日、アメリカ合衆国連邦航空局（以下「FAA」という。）による緊急の耐空性改善命令（AD2021-05-51）に基づき、以下の耐空性改善通報（国空機第1158号 TCD-9736-2021）を発行した。

「ファンブレードが破損することにより、飛行中に発動機外に破片が飛散し、発動機及び機体の損傷に至る不具合を防止するため、既に実施した場合を除き、FAAが発行したAD2021-05-51に従って、検査及び必要に応じ交換を実施すること。」

2.14 本事案発生後にP&W社が発行したSB等

P&W社は、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を見直し、以下の検査指示書（以下「SI」という。）及びASBを発行した。その内容を抜粋し要約すると以下のとおりである。

- (1) 2021年2月22日発行、SI (No. 29F-21)

TAIによる検査間隔を6,500FC以内から1,000FCごとに変更する。

- (2) 2021年5月12日発行、SI (No. 85F-21) 及び2021年7月1日発行、SI (No. 130F-21)

UT検査ロボットによる追加検査を実施する。UT検査ロボットは、プログラミングされたスキャンパターンで自動的にUT検査を行うことができる装置である。UT検査ロボットによる欠陥検出能力はTAI検査よりも高いが、超音波の反射を利用した欠陥検出技法であるため複雑な形状には向いておらず、ファンブレード全体の検査を行うものではない。そのためエンジン使用中の応力レベルが高いファンブレードの凸側面の根元部及び両面の間接部を対象として行う。

- (3) 2021年10月15日発行、ASB PW4G-112-A72-361
ファンブレードの検査手法及び検査間隔を次のとおり改訂する。

- ① ファンブレード凸面側の根元部のUT検査を275FCごとに実施する。
- ② ファンブレード凸側面の間接部のUT検査を550FCごとに実施する。
- ③ ファンブレード凹側面の間接部のUT検査を550FCごとに実施する。
- ④ ファンブレードのTAI検査を1,000FCごとに実施する。

2.15 FAAの緊急の耐空性改善命令

FAAは、2021年2月23日、緊急の耐空性改善命令（AD2021-05-51）を発行し、プラット・アンド・ホイットニー式PW4074、PW4074D、PW4077、PW4077D、PW4084D、PW4090及びPW4090-3型エンジンを装備した航空機は、次の飛行までにファンブレードのTAI検査を実施するように指示した。

2.16 同種事例

同型式エンジンのファンブレードが破断しエンジンが破損した事例が2018年2月にダニエル・K・イノウエ国際空港付近で発生しており、既にNTSBにより調査

報告書*11が公表されている。その報告書によると、当時のT A I 検査の要領、施設、環境及び検査員の教育訓練の一部に不十分な点があったことから、ファンブレードの欠陥が見逃されたため、疲労破壊に至ったものであり、その後、2.11.7 に記述したとおり、T A I 検査の検査手順書の改訂のほか、T A I 検査施設、環境及び教育についても改善措置が講じられている。同機の左側エンジンのファンブレードは上記の改善措置が講じられた後にT A I 検査が実施されている。2021年2月にもアメリカ合衆国デンバー国際空港付近で同種事例が発生した。この事案については、(2022年8月現在) N T S Bにより調査中である。

3 分 析

3.1 乗組員の資格等

機長及び副操縦士は、適法な航空従事者技能証明及び有効な航空身体検査証明を有していた。

3.2 航空機の耐空証明等

同機は、有効な耐空証明を有しており、同社の整備規程に従って整備（保守及び修理）が行われていた。

3.3 気象との関連

重大インシデント発生当時の気象は、本件に関連はなかったものと推定される。

3.4 同機の飛行状況及び運航乗務員の対応

D F D R の記録から、11時44分に那覇空港を離陸し、上昇中の11時52分16秒まで、左側エンジンの異常を示すデータは、記録されていなかった（付図2）。

11時52分16秒～19秒にかけて左側エンジンのN1の振動の指示値が急増し、指示値が振り切れていることから、ファンブレードの破断は、この時に発生したものと推定される。同時刻に、左側エンジンのF Fが低下し、ゼロとなっている。このことは、2.11.10 に記述した、ランダウン・フェーズのファン部が偏心回転しながら減速する際に共振現象が発生したため、エンジンケースに取り付けられているM G B に極めて大きな加速度が働きM G B ケースが破損し、M G B からF P U が抜け出したこ

*11 N T S Bによる航空重大インシデント調査報告書 2018年10月29日公表 NTSB ID No. DCA18IA092

とにより、エンジンへの燃料供給が止まったものと推定される。これにより左側エンジンの燃焼が停止して回転数がアイドル未満となり、11時52分37秒、EICASに「ENG FAIL L」(CAUTION)メッセージが表示されたものと推定される。

運航乗務員は、管制機関に緊急事態を宣言するとともに、同メッセージへの対応として定められている手順に従って対処したものと推定される。

ファンブレードの破断により、ファン部の回転モーメントがアンバランスとなったエンジンは、ウィンドミル・フェーズで偏心回転を続けたため、エンジンの振動及びこれに伴う機体の振動は、着陸まで継続していたものと推定される。

3.5 15番ファンブレードの破断

2.11.5に記述したように、15番ファンブレードが破断したことについては、破断面の目視調査から、隣接する16番ファンブレードが先に破断し、その破片が衝突したことによって過大な引張応力及びせん断応力が作用したため、ファンブレードの中間部より破断したものと推定される。脱落した部分の重量は、約10.6lbと推定される。

3.6 16番ファンブレードの破断

2.11.5に記述したように、16番ファンブレードの詳細調査の結果、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、これは、SB PW4G-112-72-139及びASB PW4G-112-A72-268で周知されているとおり、ファンブレードを製造する際の機械加工の工程で、冷却液の流量が不十分な状態での研磨作業を行ったことにより、熔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。ノジュールを凸面側のみに認めたことについては、ファンブレードの製造工程において、凸面側及び凹面側の2枚の母材を別々に機械加工及び研磨するためそれぞれの作業時の条件に違いがあっ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。これは高温の熔融金属が母材に溶着した際に母材の $\alpha + \beta$ 相が局所的に α 相に変化してできたものと考えられる。 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。

起点から0.020inまでは、疲労破壊の特徴である初期のファセット領域と推定される。起点から0.027~0.124inの領域は、いくつかのMTRによるファセットが混在するものの、安定したLCFの成長領域と推定される。この安定したLCFは、エンジンの使用ごとにファンの回転によりファンブレードに働く大きな引つ

張り荷重の繰り返しにより生じたものと推定される。安定したLCF領域を過ぎると、ストライエーションは均等でなくなり、ファセットを伴いながら不安定な亀裂の成長を続け破断に至ったものと推定される。

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、ストライエーション数から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)。脱落した部分の重量は、約23.4lbと推定される。

3.7 TAI検査の欠陥検出能力

3.7.1 TAI検査の欠陥検出確率(POD^{*12})分析

非破壊検査の欠陥検出能力を示す指標として欠陥検出確率(POD)分析が用いられる。

PODは、欠陥(亀裂)のサイズ及び欠陥の部位並びに欠陥の検出手法(探傷検査の種類)により変化する。

P&W社は、本事案発生後、これまでに同エンジンのファンブレードのTAI検査から得られた実際の欠陥の検出データ及び放電加工を用いて製作したテストピースを使用して得られた疑似欠陥の検出データを基にTAI検査のPODカーブを作成し、再評価した。

2.12に記述したとおり、P&W社は、TAI検査で過去に7件の亀裂を検出している。亀裂の発生原因は、7件のうち3件が機械加工による痕跡を起点とするもの、2件がMTRによるもの、1件が機械加工による痕跡及びMTRによるもの、1件が中空部に混入していたノジュールとは異なる不純物によるもので、ノジュール部を起点とした亀裂発生は本事案が初めてであった。また、P&W社は、亀裂を検出するごとに、亀裂のサイズ及び亀裂の部位並びにストライエーション数に基づいた検査間隔の評価も行っており、これらの評価を基にTAI検査の間隔を見直すなどの検査指示書の見直しを実施していたものと推定される。しかしながら、フィレット部(図15)における亀裂の発生は、本事例が初めてであった。

図28は、再評価されたTAI検査におけるPODをグラフ化したもので、ファンブレードの部位を6つに分類し、各部位における欠陥の大きさに対する欠陥検出確率をPODカーブとして描いたものである。グラフ中の丸印は、過去にTAI検査で欠陥を検出した事例であり、丸印の色は欠陥部位を意味する。3.6に記

*12 「POD」とは、欠陥を検出する能力を表す指標である。通常は欠陥のサイズとそれを検出できる確率とを関係づけるPODカーブとして表現される。

述したとおり、2018年6月に実施した16番ファンブレードのTAI検査では、深さ約0.055 inの亀裂が発生していたものと考えられるが、フィレット部におけるこの深さの亀裂のPODは、図28の⑥（青色）のカーブから約35%であることから、TAI検査による欠陥の検出は難しかったものと推定される。

ファンブレードの各部位の板厚は、中間部から根元部につれて厚くなり、平坦部よりフィレット部のほうが厚い。TAI検査は、欠陥部の熱反応をブレード表面の温度上昇によって検出する手法であることから、板厚が厚くなるにつれて検出精度は低下するものと推定される。

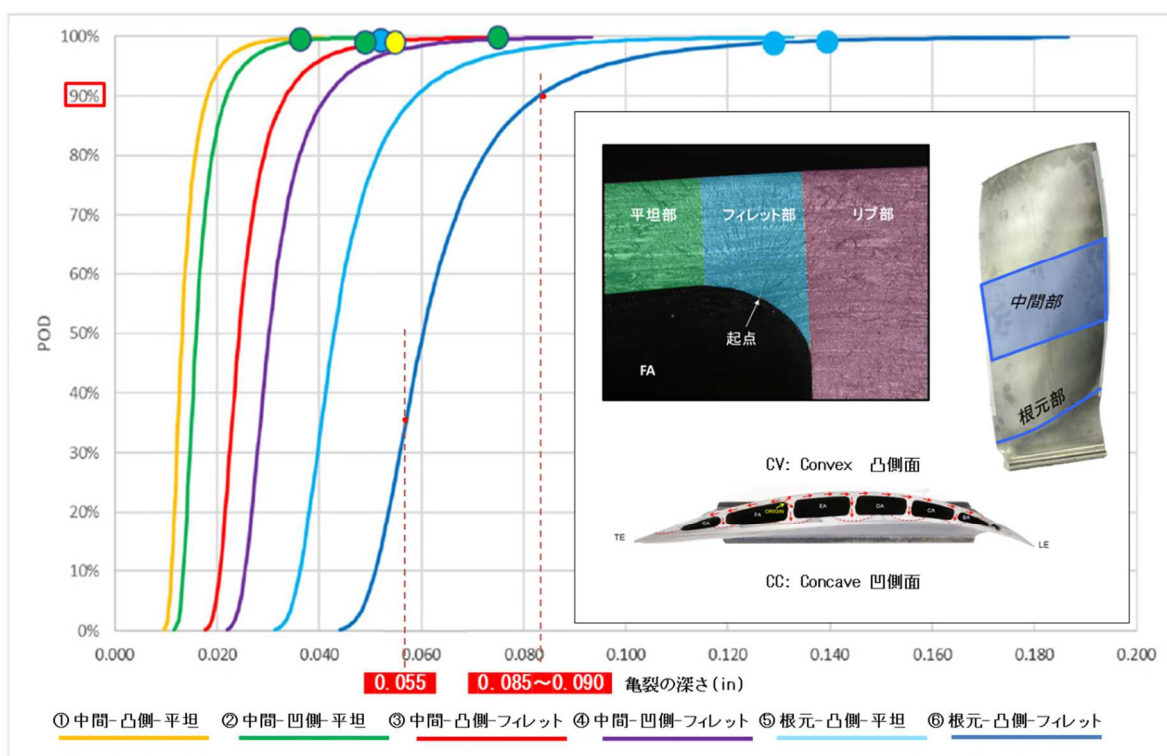


図28 TAI検査のPODカーブ

3.7.2 TAI検査間隔

ファンブレードのTAI検査の間隔は、P&W社により、90%以上のPODが確保されるように決定されていた。しかしその際、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、フィレット部の欠陥については検出精度が低下するというTAI検査の特性が十分に考慮されることのないまま、平坦部を対象としたPOD評価に基づいてファンブレードのTAI検査間隔が決定されたものと考えられる。

本事案の亀裂の進展状況について、安定したLCFの成長領域のみを使用して評価したところ、ファンブレードの亀裂領域には6,000FCに相当するストライエーションが確認されている。また、亀裂の成長に伴って亀裂の進展速度も増加す

ると考えられる（図30）。この亀裂の起点となったフィレット部のPODカーブ（図28の⑥）において、PODが90%となる欠陥の深さ0.085～0.090 in を表す弧を、安定したLCFの成長領域に重ね合わせて、ストライエーション数を評価したところ、これは、ファンブレードが破断に至る約1,680 FC前に相当するものと推定された。このことは、フィレット

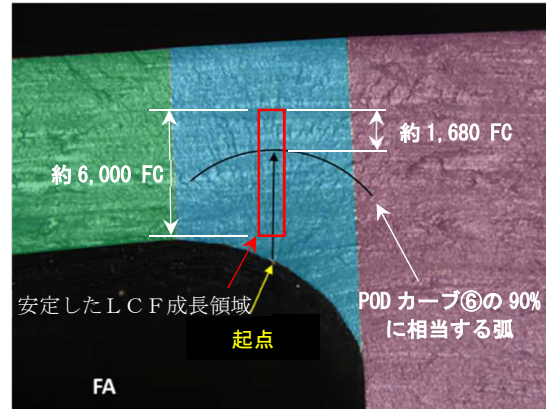


図29 破断までの残りのFCの評価

ト部におけるTAI検査では、破断に至る約1,680 FC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）。

これらのことから、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30 安定したLCF成長領域の亀裂の進展及びPOD

3.7.3 P&W社が講じた対応について

2.14に記述したとおり、P&W社は、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を見直し、SI (No. 29F-21、No. 85F-21、No. 130F-21) 及びASB PW4G-112-A72-361を発行した。これによるとTAI検査の検査間隔をこれまでの6,500 FCごとから1,000 FCごとへ大幅に短縮した。このことについては、本重大インシデントで破断した16番ファンブレードの破断面の詳細調査の結果を基に、これまで検査間隔を決めるにあたって十分に考慮されていなかったフィレット部のTAI検査のPODを再評価した結果から導き出されたものである。また、TAI検査に加えて275～550 FCごとにUT検査を実施することとされた。これらの検査間隔の見直しや検査手法の追加は、本事案のようなフィレット部を起点とした亀裂の早期発見に効果があるものと考えられる。

3.7.4 最後に実施したT A I 検査

2.11.8 に記述したとおり、2018年6月に実施した最後のT A I 検査については、同年2月にダニエル・K・イノウエ国際空港付近で発生したユナイテッド航空の重大インシデント後に改訂された非破壊検査手順書（NDIP-1065 改訂版D）に従い、T A I 検査の施設、環境及び教育に関して改善措置が講じられた状態で実施されたが、同検査時に撮影されたフレーム28の画像について再確認しても、欠陥は映し出されていなかった。このことから、当時定められていた手順に従って検査を実施しても、亀裂は発見できなかったものと推定される。

3.8 エンジン部品等の脱落について

2.9.2 に記述したように、本重大インシデントにより、脱落したと認められるものについて、その原因及び推定される重量は以下のとおりである。（15番及び16番ファンブレードを除く）

- (1) インレットの一部が脱落したことについては、ファンブレードが破断した後のインパクト・フェーズで、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。脱落した部分の重量については明らかにすることはできなかった。
- (2) ファンカウルの一部が脱落したことについては、ランダウン・フェーズで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。脱落した部分の重量については、左側ファンカウルが約83kgで、右側ファンカウルが約26kgと推定される。
- (3) 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F E G Vが飛散したことによりリバースカウルが破損したためと推定される。脱落した部分については、C F R Pサンドイッチ構造部の小範囲であり、破片の重量は軽量であったと推定される。
- (4) F E G Vが脱落したことについては、ファンブレードが破断した後のインパクト・フェーズで発生した約10inのファンケースの変形を伴う衝撃及びランダウン・フェーズで発生した偏心回転及び共振により、F E G V内側の位置決めをしているピンがエンゲージ部から外れ、片持ちとなったF E G Vに風圧による後方への曲げの力が作用し、F E G V外側の取付部（プラットホーム）がボルトから分断されたためと推定される。F E G Vは計82枚取り付いているが、1枚は左側水平尾翼内から発見され、2枚はリバースカウル内から発見

されたことから、脱落したFEGVは計79枚で、その合計重量は、約93kgと推定される。

3.9 水平尾翼及び胴体の損傷について

2.9に記述したとおり、左側水平尾翼の前縁部が損傷しており、約28cmの穴及び約20cmの凹みを認めたことについては、損傷部（穴）の内部にエンジンの部品であるFEGV1枚が入っていたことから、いずれも3.8で記述した、脱落して飛散したFEGVの一部が衝突したことによる損傷と推定される。

胴体左側後方に損傷（約8cmの穴）を認めたことについては、上記同様FEGVが飛散して胴体左側後方に衝突した可能性が考えられる。

胴体左側前方に損傷（約2cmの凹み）を認めたことについては、エンジンのほぼ真横に位置しており、損傷も軽微であったことから、左側エンジンの破断したファンブレードの小さな破片が衝突した可能性が考えられる。

本重大インシデントにおいて、これら水平尾翼及び胴体の損傷は、同機のその後の飛行性能に重大な影響を及ぼすものではなかったものと考えられる。

3.10 落下物の防止

本重大インシデントではファンブレードの破断により多くのエンジン関係部品やカウリング部品の一部が脱落して海上に落下したものと推定される。落下部品は、数が多く、これらの中には、相当の大きさや重量のものが含まれていた。また、2.16に記述した同型式系列エンジンによる2件の同種事例においてもエンジンカウリング等の大型部品の地上への落下が報告されている。これらのような落下物は、地上において人的及び物的被害を発生させる可能性があることから、機体の設計・製造者及びエンジンの設計・製造者は、落下物を生じさせかねない不具合の対策を講じるとともに関連部品の落下防止の対策も講じる必要がある。

なお、P&W社及びボーイング社は、5章に記述するとおりの再発防止策を講じている。

4 原因

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^{*13}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。

5 再発防止策

5.1 P&W社の再発防止策

- (1) 2.14に記述したとおり、P&W社は、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を見直し、S I (No. 29F-21、No. 85F-21、No. 130F-21) 及びASB PW4G-112-A72-361を発行し、TAI検査の検査間隔をこれまでの6,500FCごとから1,000FCごとへ大幅に短縮するとともに、TAI検査に加えて275～550FCごとにUT検査を実施することとした。
- (2) 2.11.7に記述したTAIの非破壊検査手順書(NDIP-1065)について、2021年3月4日、改訂版Gを発行し、TAI検査の合否基準について、高い応力を受ける部位における不具合の兆候については、検査員の判断ではなくチームで検討することとした。異物のサンプル画像の追加及び修正を行った。これらの改訂に伴い、検査のフローチャートを改訂した。

*13 本報告書において、「ノジュール」とは、母材に付着している小さな粒状の小塊をいう。

5.2 ボーイング社の再発防止策

PW4000系列型のエンジンを装備したボーイング式777-200及び777-300型機について、ファンブレード破断時のインレット、ファンカウル及びリバースカウルの保護を強化する複数のASBを発行し、運航者に周知するとともに、改修の計画を整備した。内容を抜粋して要約すると以下のとおりである。

- (1) 2022年1月13日、ASB777-71A0092「ファンカウル水分等の混入検査」を発行した。

このASBは、ファンカウルに水分等の混入による損傷等が発生していないか検査し、ファンカウルの健全性を確認するものである。

左右のファンカウルの外面の塗装にひび割れがないか、また、ファンカウル上端部にひび割れや欠落した部分がないか、目視検査を実施する。さらに、ファンカウルの内部に水分等の浸入がないか、赤外線検査又は放射線探傷検査を実施する。

- (2) 2022年5月16日、ASB777-71A0085「インレットの改修」を発行した。

このASBによって、強化型のインレットへ交換することにより、ファンブレード破断時のインレットの保護を強化することができる。

- ・インレットの後方隔壁を金属板で補強する。
- ・インレット内部に、ファンブレードの破片がバレルを貫通しないように貫通防止壁を追加する。
- ・インレットのアウトバレル・パネルの水分混入検査を実施し、不具合が発見されれば修理する。
- ・インレットのアウトバレル・パネルの後端部に修理等の痕跡がないか検査し、必要に応じて金属製のダブラーを取り付ける。

- (3) 2022年5月16日、ASB777-78A0103「リバースカウルの下部分岐壁補強パネルの装着」を発行した。

このASBによって、リバースカウルの下部分岐壁部に金属パネルを取り付けることにより、ファンブレード破断時のリバースカウルの保護を強化することができる。

5.3 FAAの再発防止策

- (1) 2.15に記述したとおり、2021年2月23日、緊急の耐空性改善命令(AD2021-05-51)を発行した。

「PW4000系列型のエンジンを装備したボーイング式777型機は、次の飛行までにファンブレードのTAI検査を実施すること。」

- (2) 2022年3月4日、耐空性改善命令（AD2022-06-09）を発行した。

「PW4000系列型のエンジンを装備したボーイング式777型機は、P&W社発行のASB PW4G-112-A72-361に基づき、ファンブレードのTAI検査及びUT検査を繰り返し実施すること。」

- (3) 2022年3月4日、耐空性改善命令（AD2022-06-10）を発行した。

「PW4000系列型のエンジンを装備したボーイング式777型機は、ボーイング社発行のアラート・リクワイアメンツ・ブレティン777-71A0092RBに基づき、リバースカウルへの防護壁装着、ファンカウルの水分混入検査及び作動油遮断弁の機能検査を実施すること。」

- (4) 2022年3月4日、耐空性改善命令（AD2022-06-11）を発行した。

「PW4000系列型のエンジンを装備したボーイング式777型機は、ファンブレードが破断してもインレットが破壊しないよう改修すること。」

5.4 国土交通省航空局の再発防止策

- (1) 2.13に記述したとおり、令和3年2月21日、PW4000系列型のエンジンを装備したボーイング式777型機の運航を停止するよう国内航空会社に指示するとともに、本邦領空内における離陸及び着陸並びに上空通過を避けるよう航空情報（NOTAM）を発行した。

- (2) 2.13に記述したとおり、令和3年2月24日、FAAによる緊急の耐空性改善命令（AD2021-05-51）に基づき、以下の耐空性改善通報（国空機第1158号 TCD-9736-2021）を発行した。

「ファンブレードが破損することにより、飛行中に発動機外に破片が飛散し、発動機及び機体の損傷に至る不具合を防止するため、既の実施した場合を除き、FAAが発行したAD2021-05-51に従って、検査及び必要に応じ交換を実施すること。」

- (3) 令和4年3月18日、FAAによる耐空性改善命令（AD2022-06-09）に基づき、以下の耐空性改善通報（国空機第1131号 TCD-9736A-2022）を発行した。

「ファンブレードが破損することにより、飛行中に発動機外に破片が飛散し、発動機及び機体の損傷に至る不具合を防止するため、既の実施した場合を除き、FAAが発行したAD2022-06-09に従って、繰り返し検査及び必要に応じ交換を実施すること。」

- (4) 令和4年3月18日、FAAによる耐空性改善命令（AD2022-06-10）に基づき、以下の耐空性改善通報（国空機第1132号 TCD-9928-2022）を発行した。

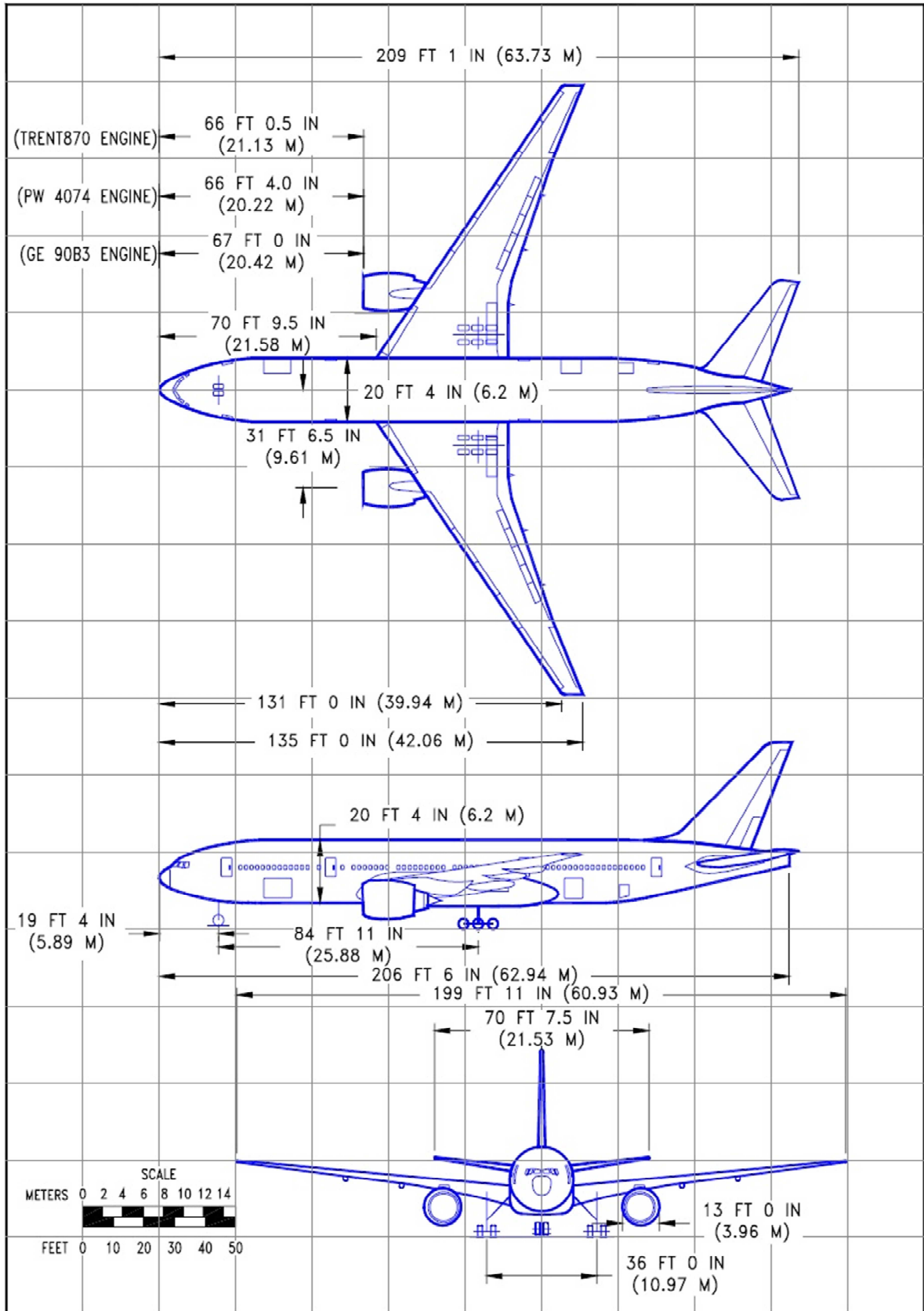
「ファンブレードが破損することにより、インレットカウル、ファンカウルドア及びスラストリバーサーカウルが脱落し、飛行中の発動機停止、尾翼の破損及び発動機火災が発生することで、機体の操縦性の喪失、不時着及び乗客の負傷に至る不具合を防止するため、既に実施した場合を除き、FAAが発行したAD2022-06-10に従って、処置並びに繰り返し検査及び必要に応じ修理を実施すること。」

- (5) 令和4年3月18日、FAAによる耐空性改善命令（AD2022-06-11）に基づき、以下の耐空性改善通報（国空機第1133号 TCD-9929-2022）を発行した。

「ファンブレードが破損することにより、インレットカウル、ファンカウルドア及びスラストリバーサーカウルが脱落し、飛行中の発動機停止、尾翼の破損及び発動機火災が発生することで、機体の操縦性の喪失、不時着及び乗客の負傷に至る不具合を防止するため、既に実施した場合を除き、FAAが発行したAD2022-06-11に従って、改修を実施すること。」

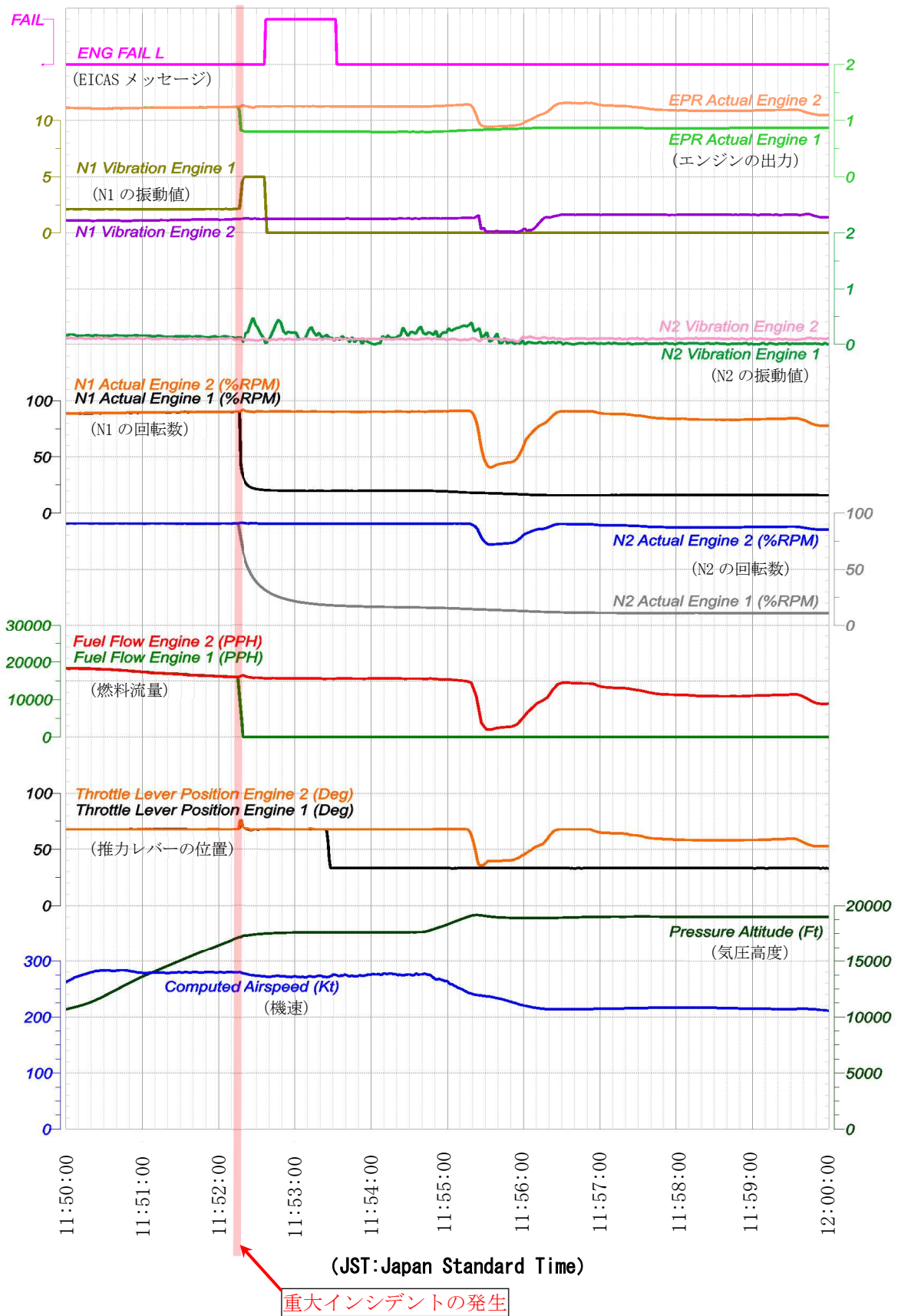
- (6) 令和4年3月18日、上記(3)ないし(5)の耐空性改善通報で示された安全措置を講じることを条件に、PW4000系列型のエンジンを装備したボーイング式777型機の運航停止の指示を解除するとともに、令和4年3月22日、FAAが発行したAD2022-06-09、2022-06-10及び2022-06-11又は同等の文書による改善処置を適切に実施した場合を除き、本邦領空内における離陸及び着陸並びに上空通過を避けるよう航空情報（NOTAM）を発行した。

付図1 ボーイング式777-200型三面図



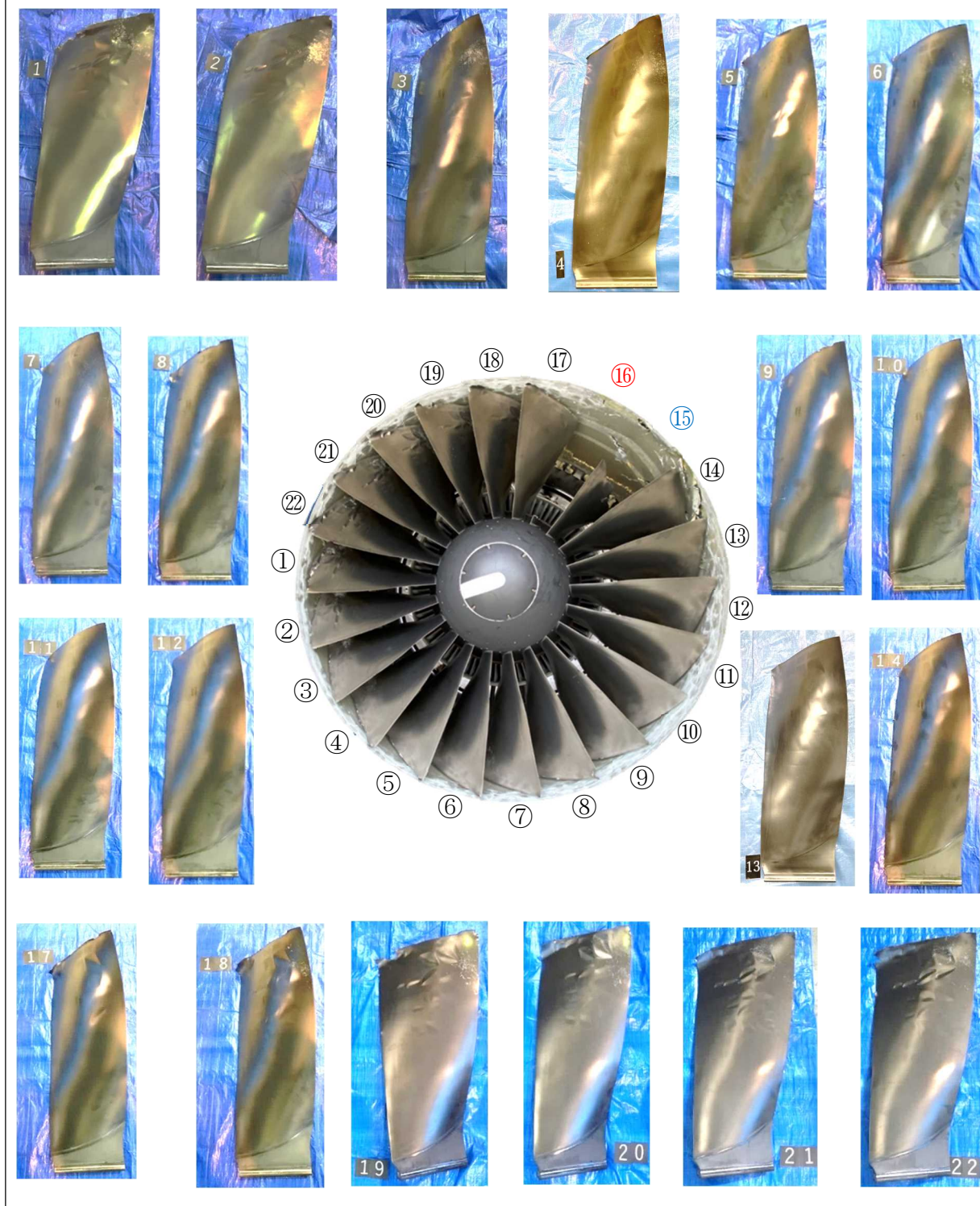
(Copyright © Boeing. Reprinted with permission of The Boeing Company.)

付図2 DFDRの解析

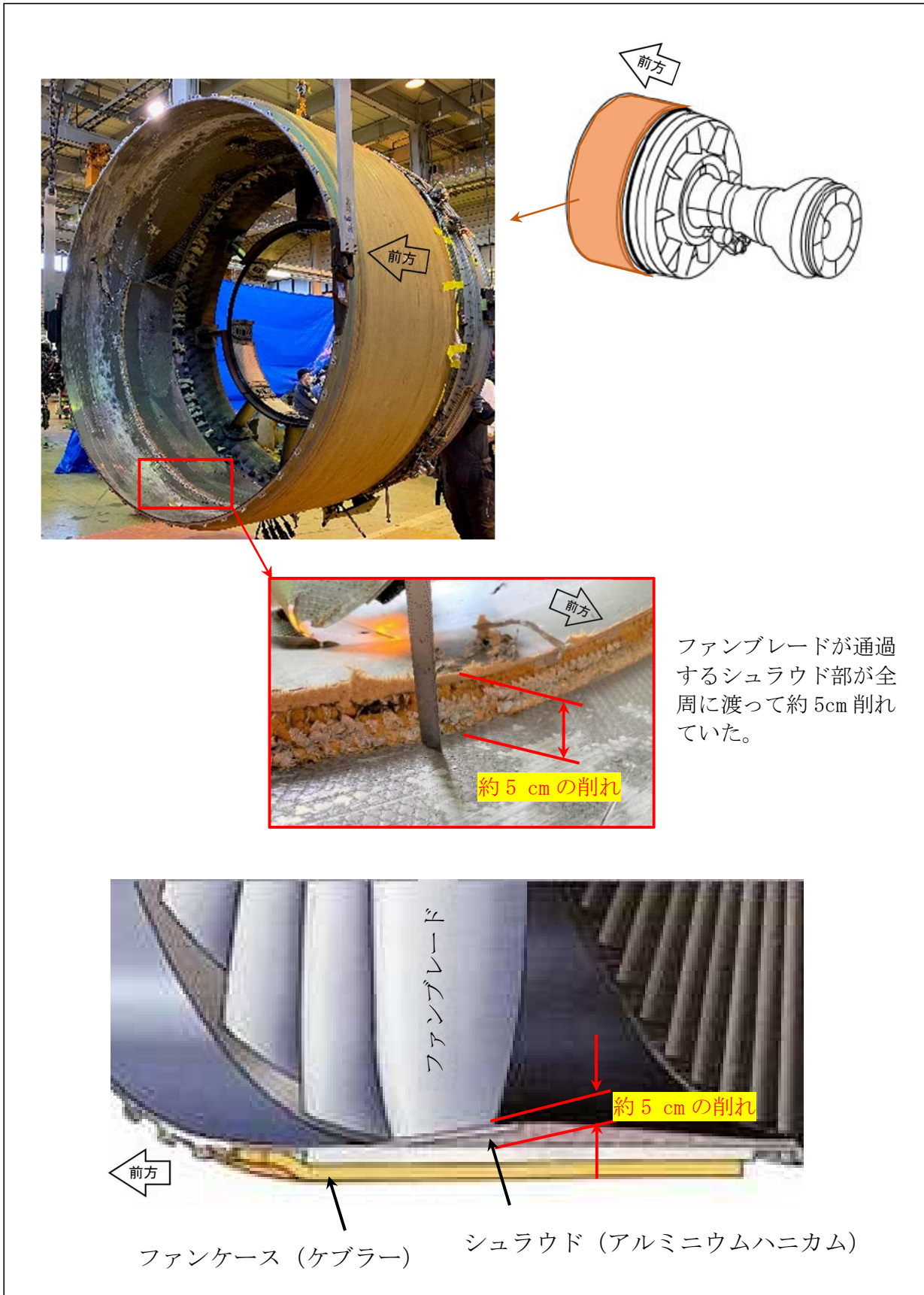


付図3 ファンブレードの損傷状態（15番及び16番を除く）

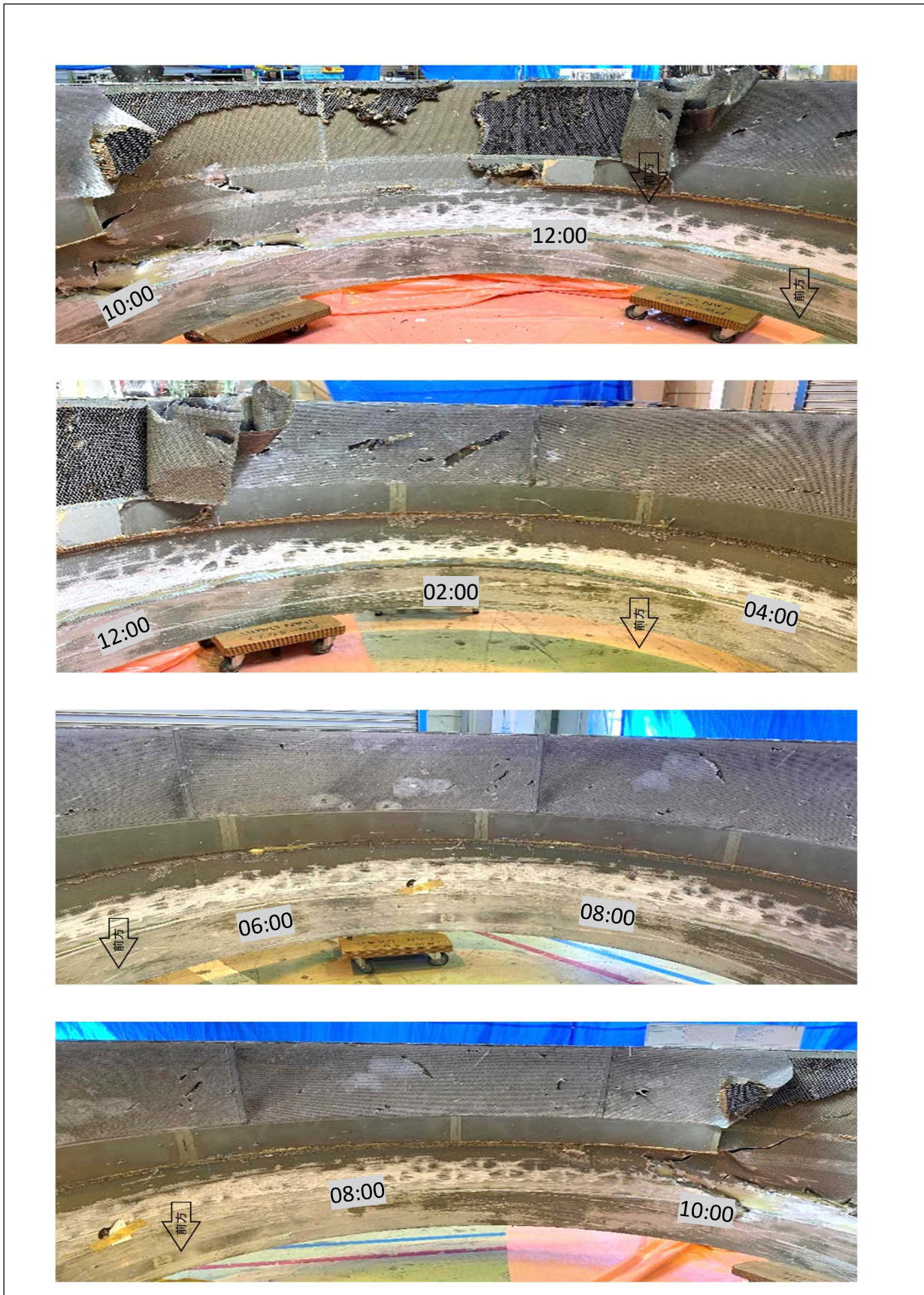
全てのファンブレードに損傷（欠損、めくれ、凹み、曲がり等）を認めた。



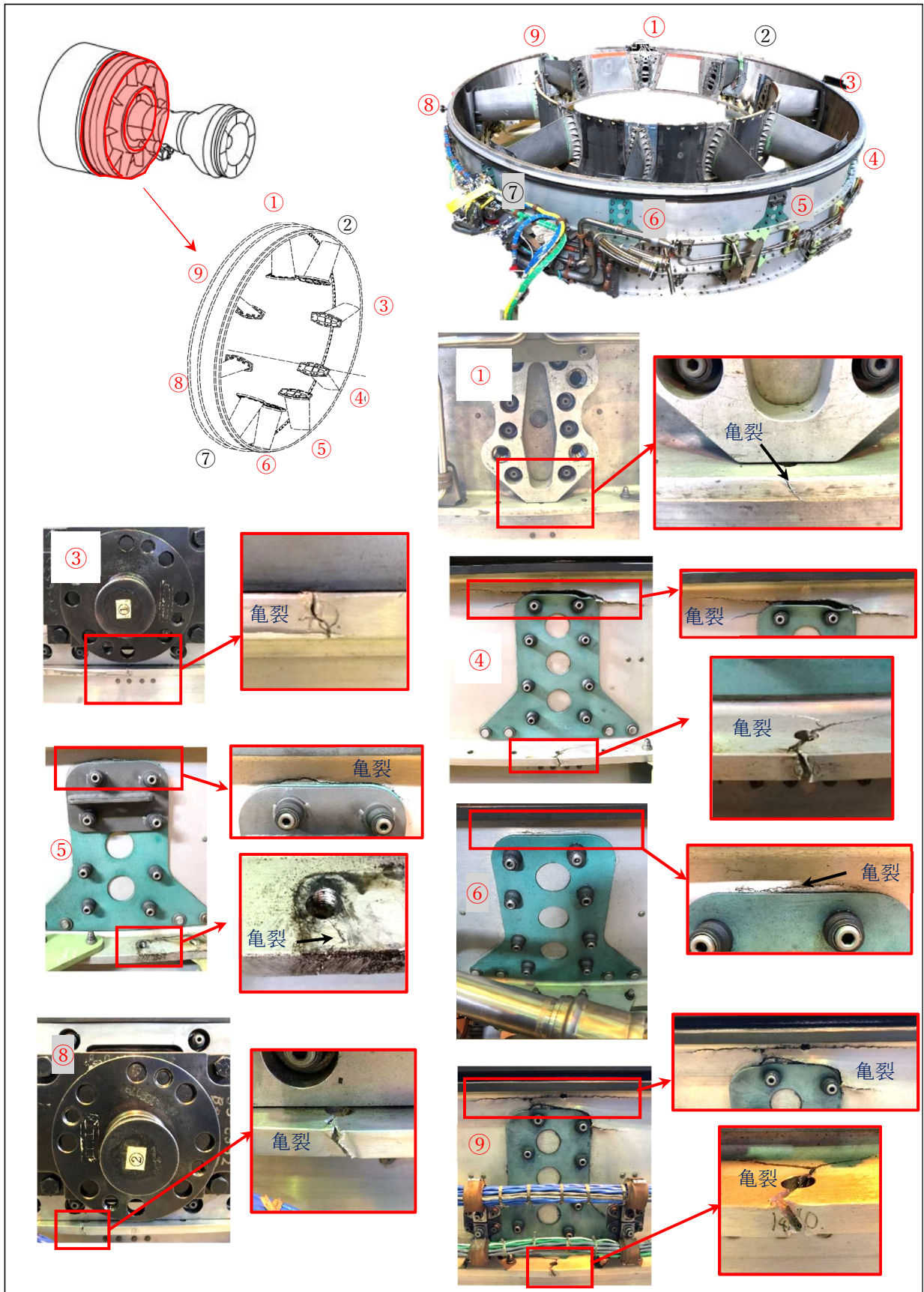
付図4 ファンケース内側の損傷状態



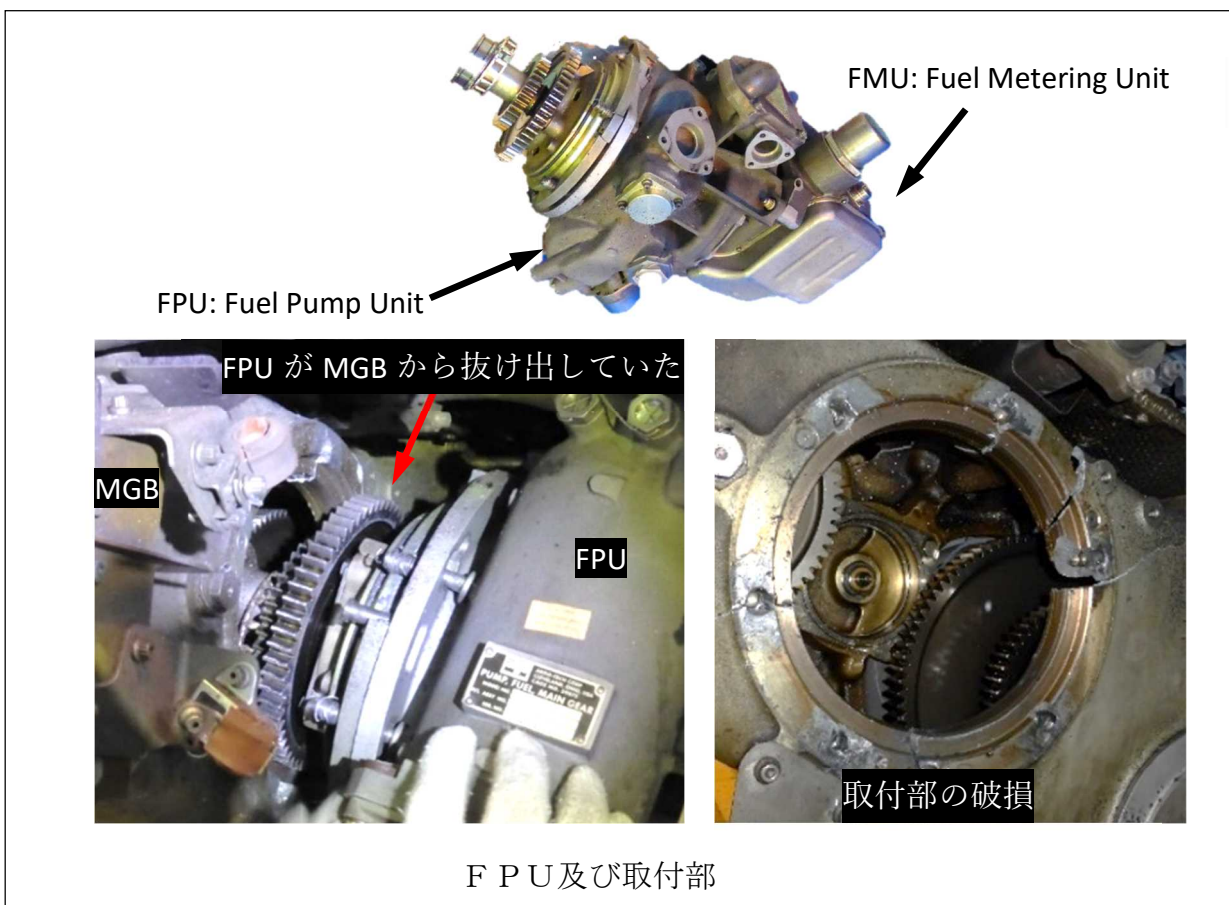
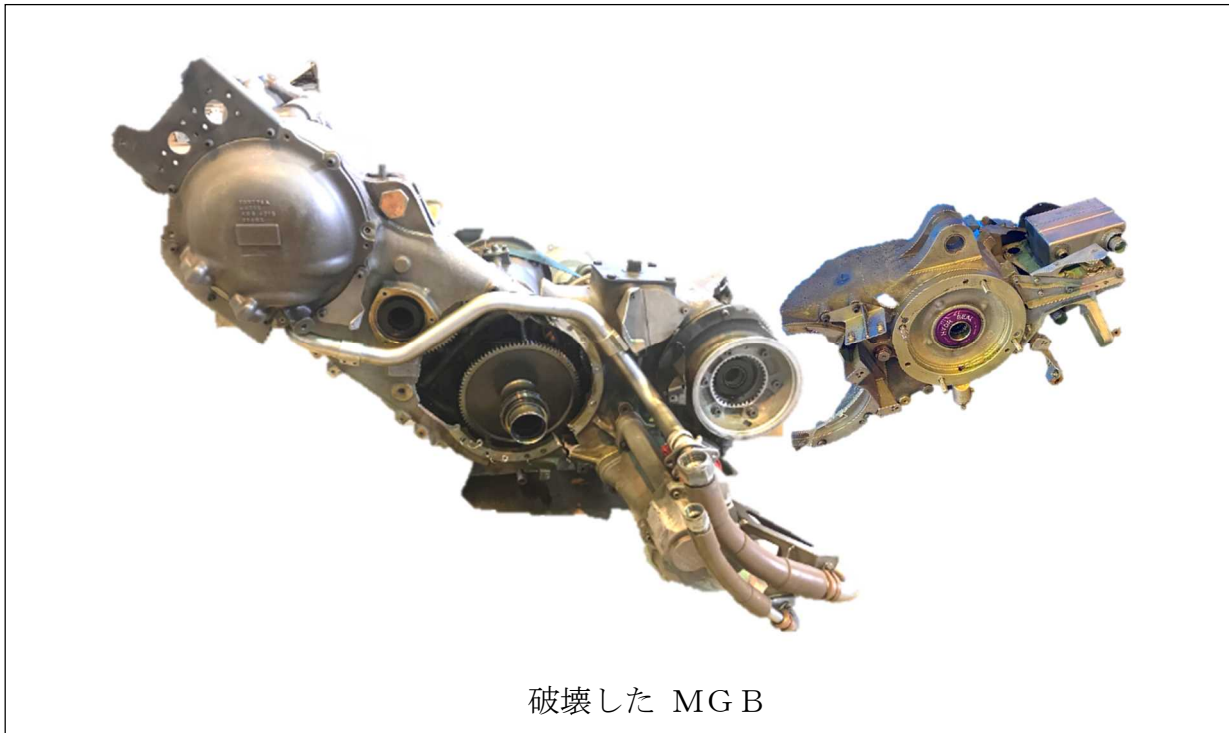
付図4-1 ファンケース内側の損傷状態



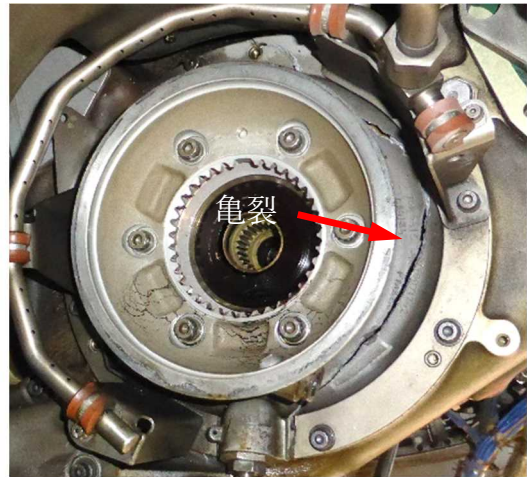
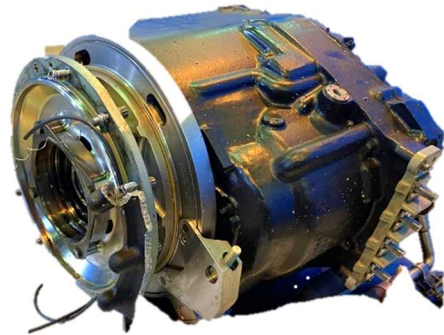
付図5 ファンエグジットケースの損傷状態



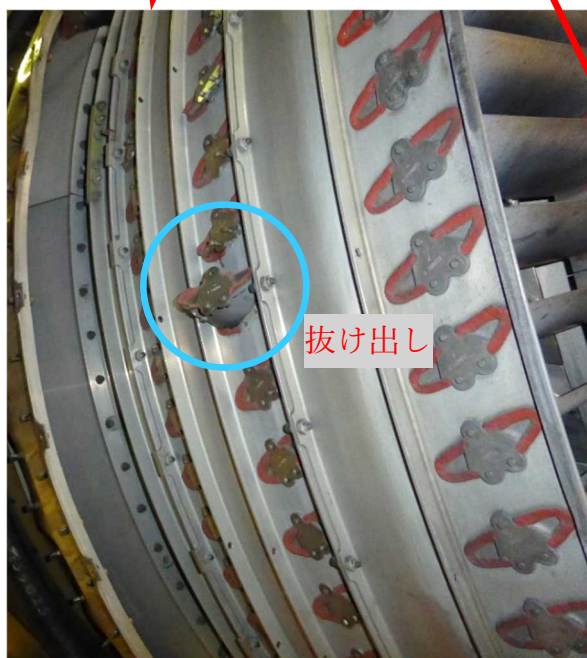
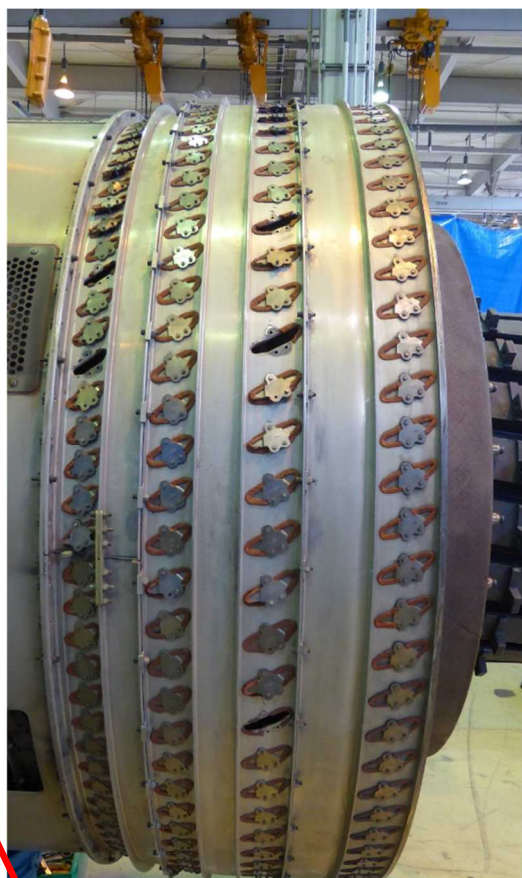
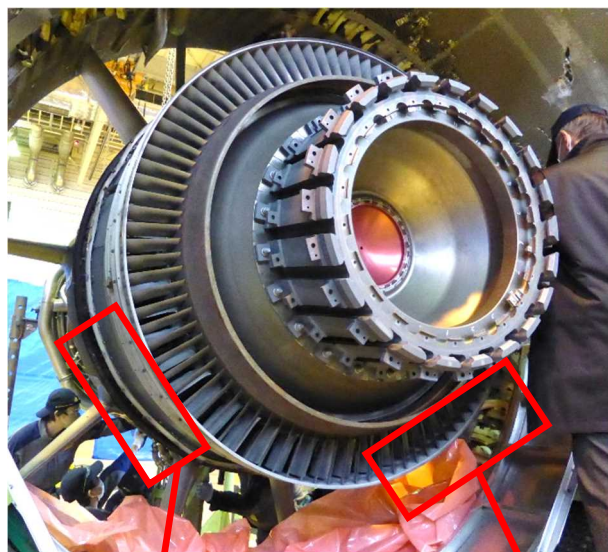
付図6 メインギアボックス (MGB) 及び補機の損傷状態



付図 7 補機類の損傷状態



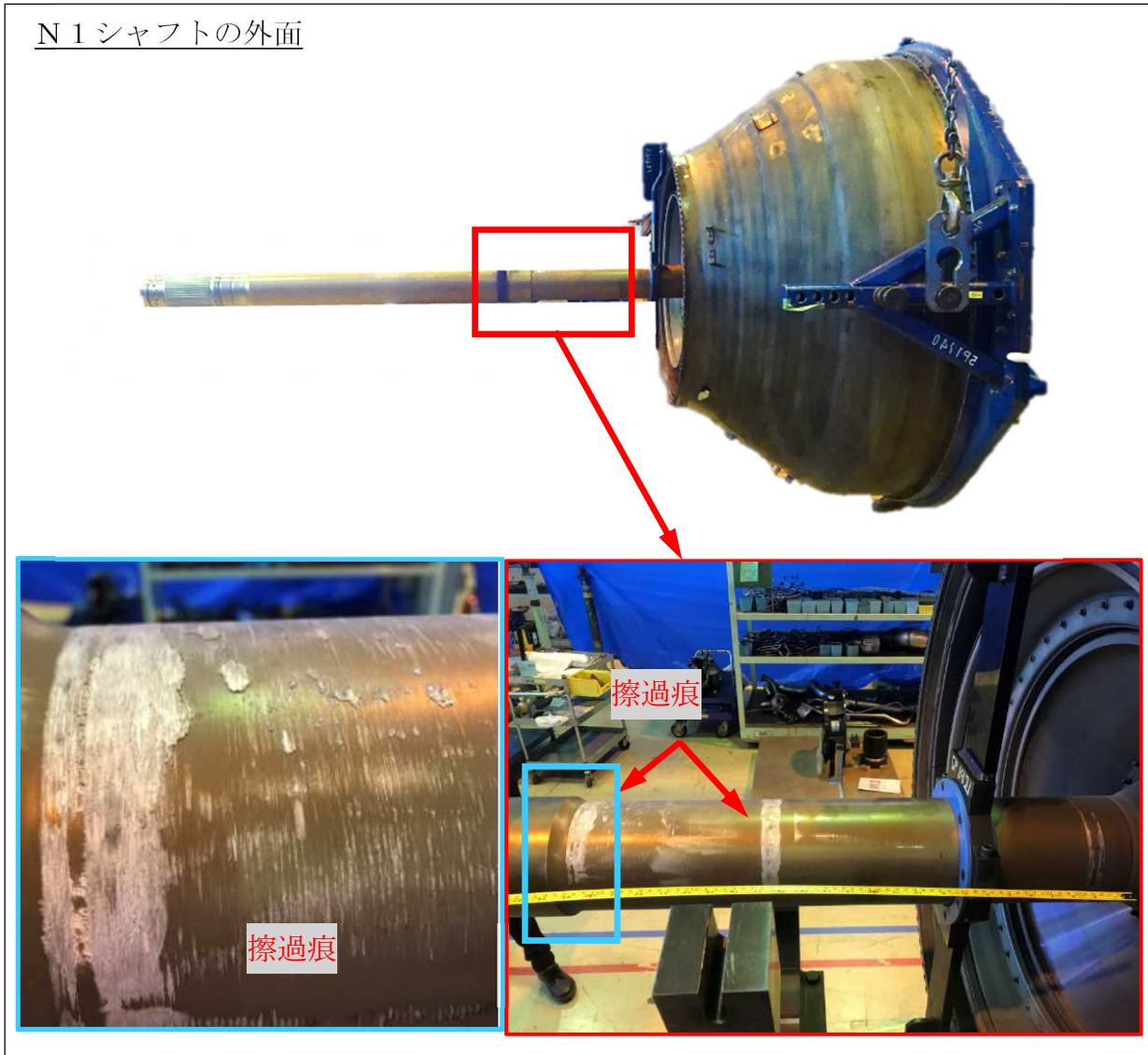
付図8 LPCの損傷状態



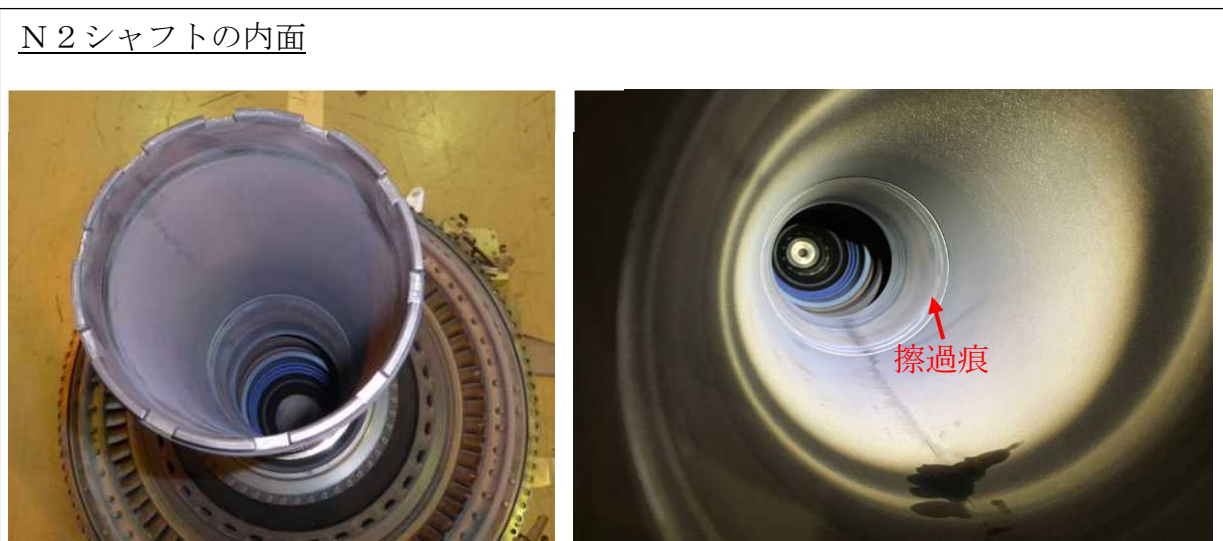
LPCステーターがLPCケースから抜け出していた。

付図9 エンジンシャフトの損傷状態

N1シャフトの外面

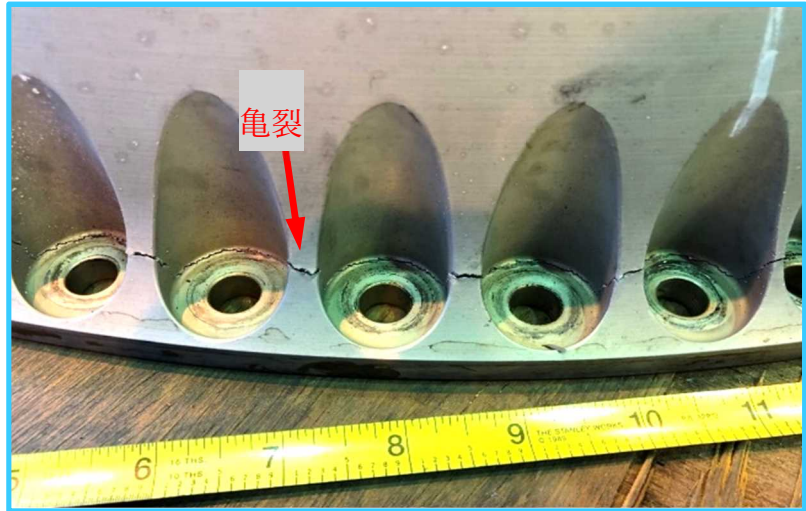


N2シャフトの内面

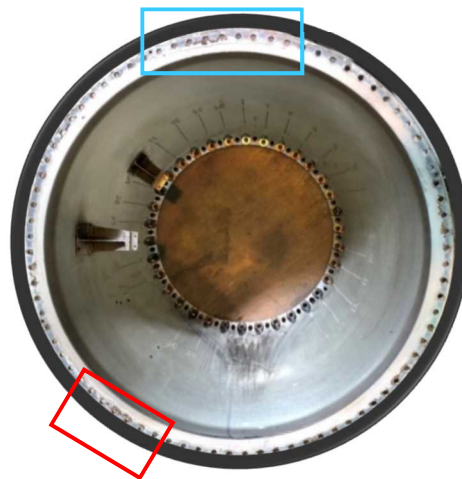


付図10 ベ어링サポートの損傷状態

No. 1 ベ어링サポート



12:00 の位置
13 穴に渡る亀裂が入っていた。



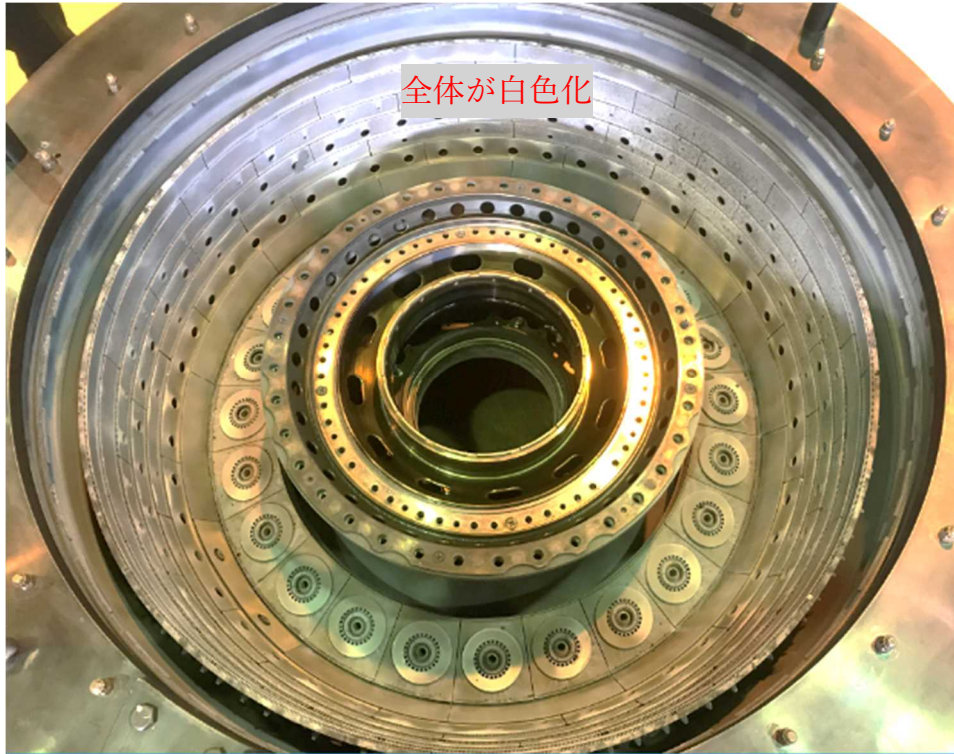
7:00 の位置
6 穴に渡る亀裂が入っていた。



付図11 ディフューザー／コンバスターの損傷状態

ディフューザー／コンバスター

アルミニウムの溶解物が全体に付着し白色化していた。



付図 1 2 高圧タービンの損傷状態

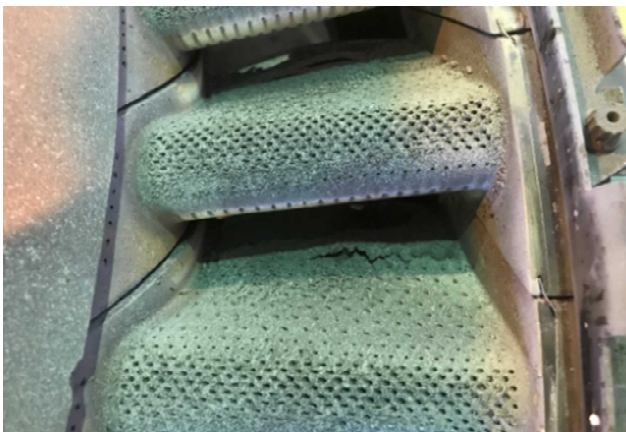
高圧タービン 第1段ブレード

アルミニウムの溶解物が冷却孔の内側から噴き出して付着し孔を塞いでいた。



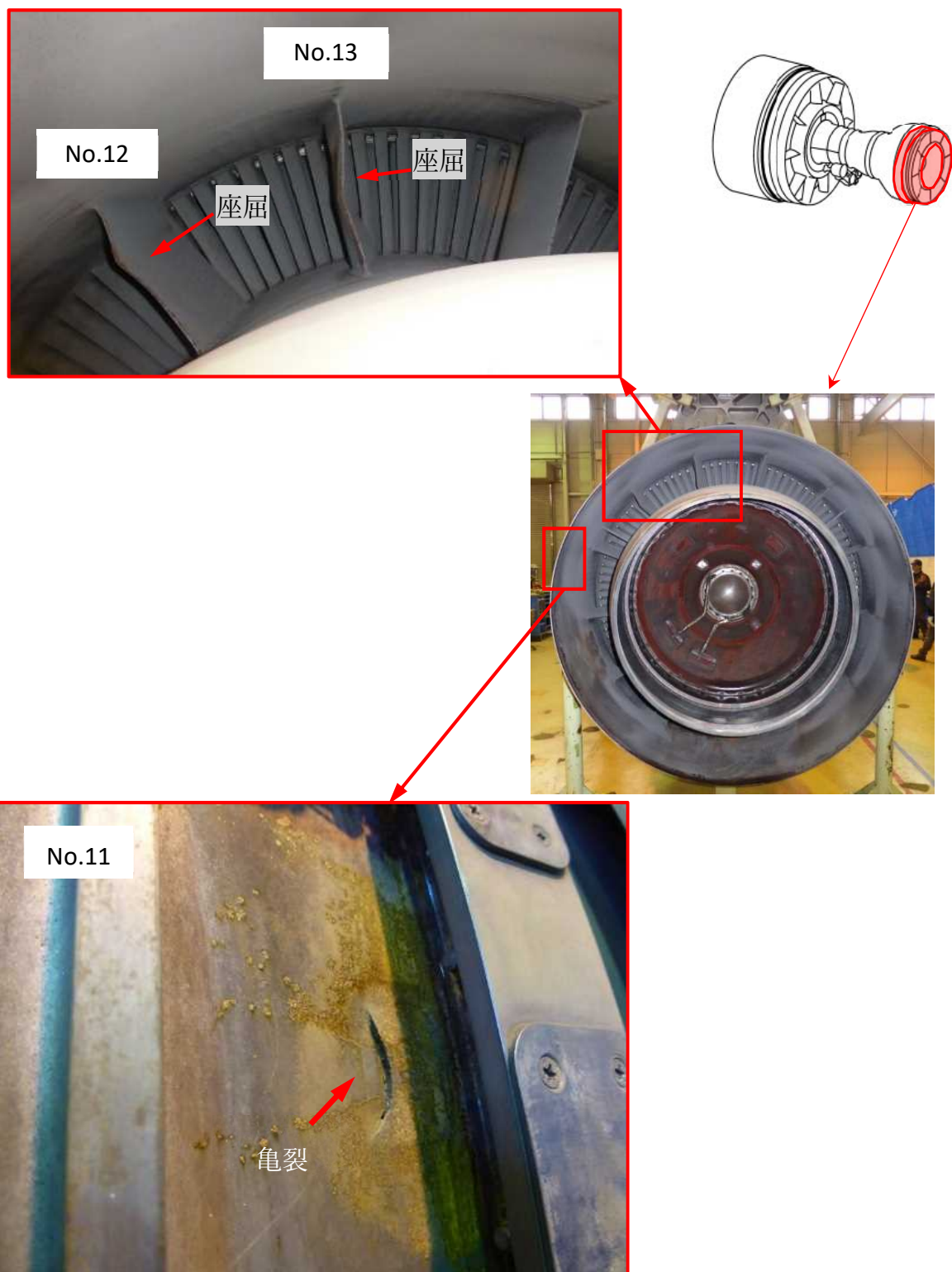
高圧タービンノズルガイドベーン

アルミニウムの溶解物が冷却孔の内側から噴き出して付着し孔を塞いでいた。

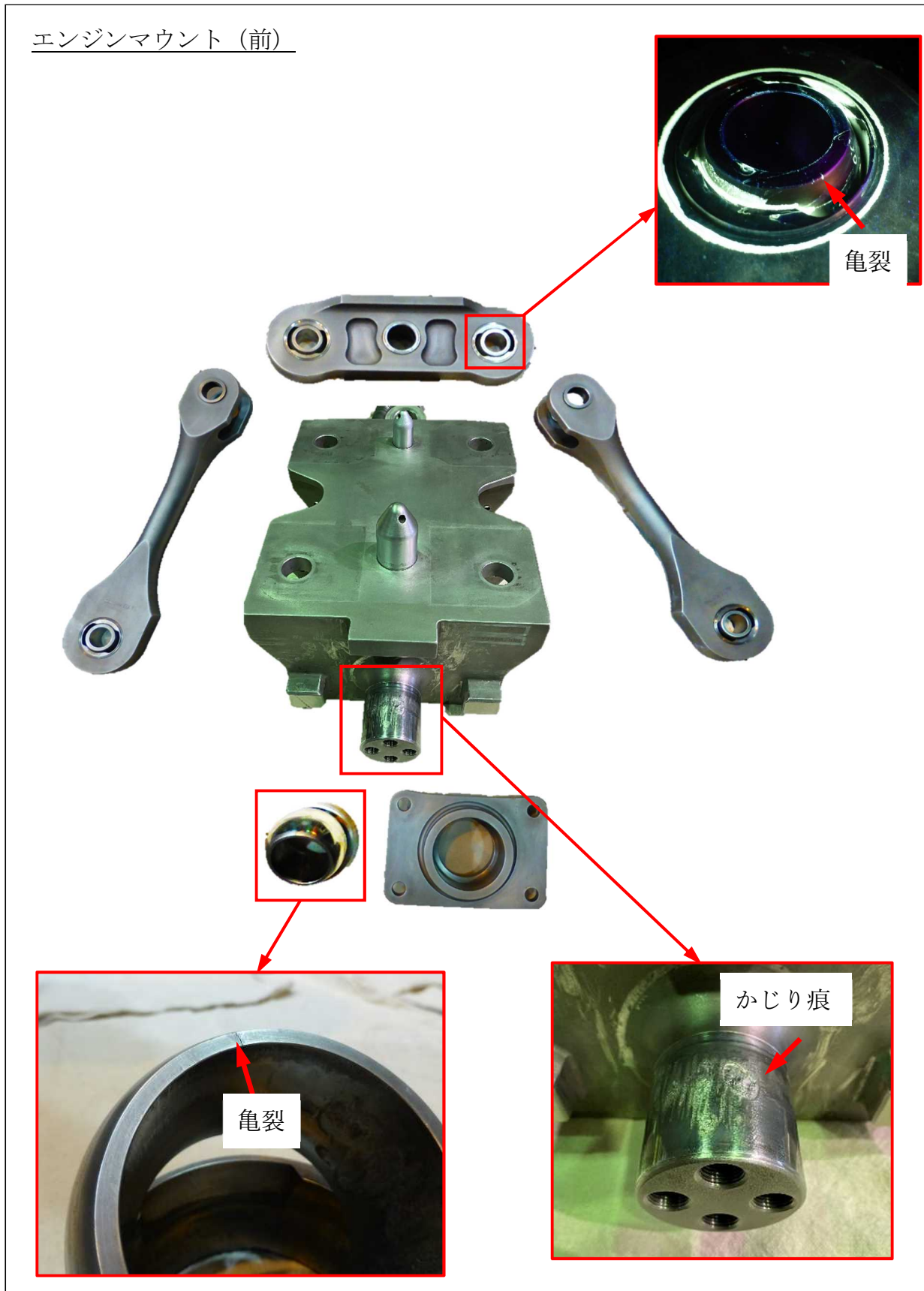


付図 1 3 タービンエキゾーストケースの損傷状態

タービンエキゾーストケースの損傷

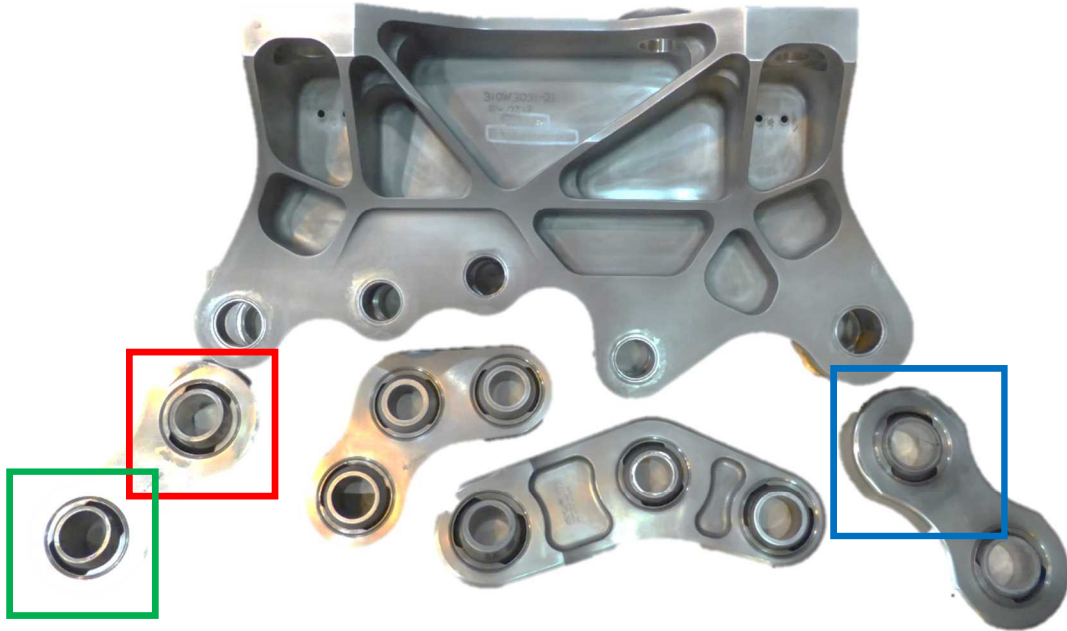


付図14 エンジンマウント（前）の損傷状態

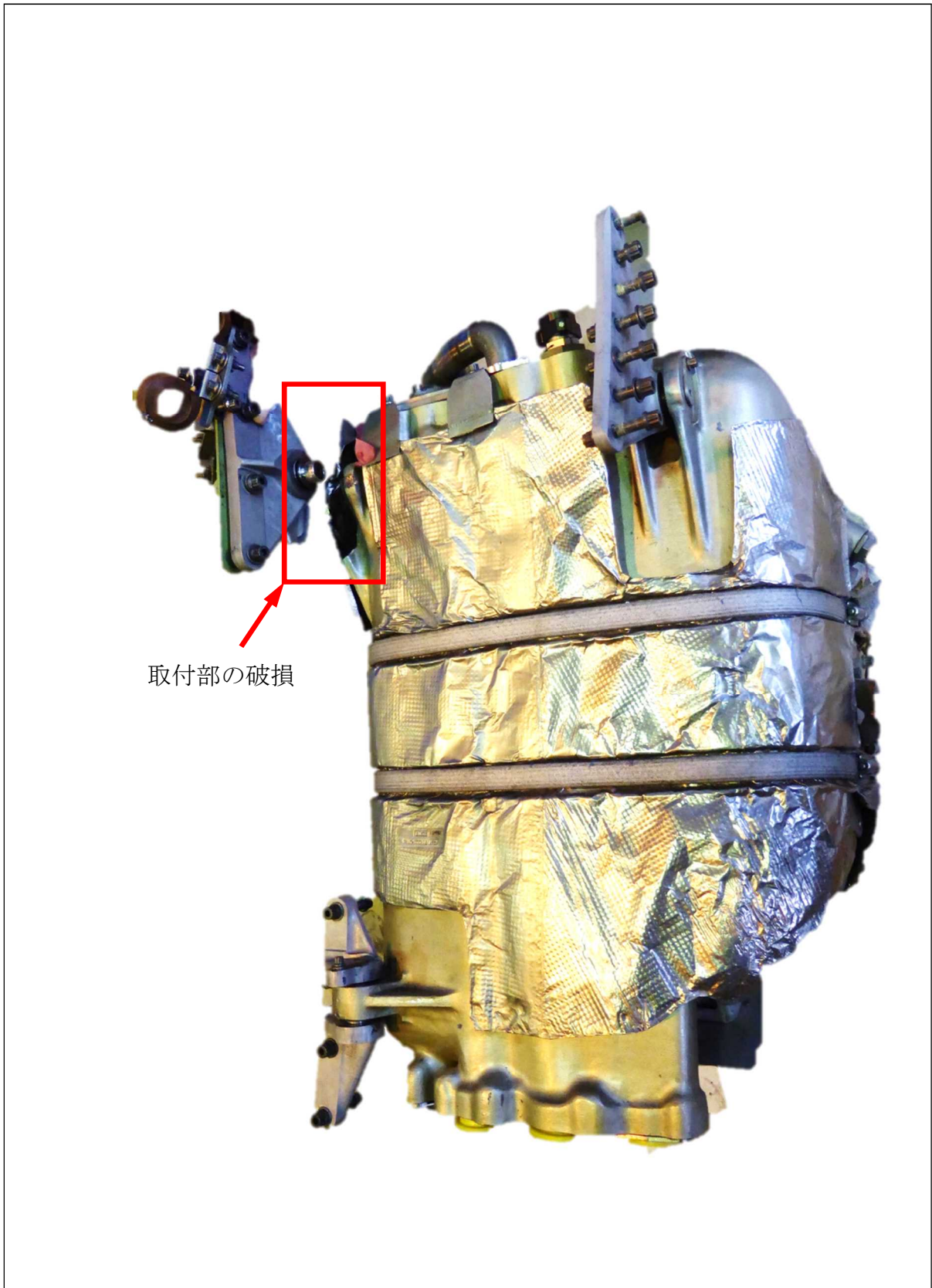


付図15 エンジンマウント（後）の損傷状態

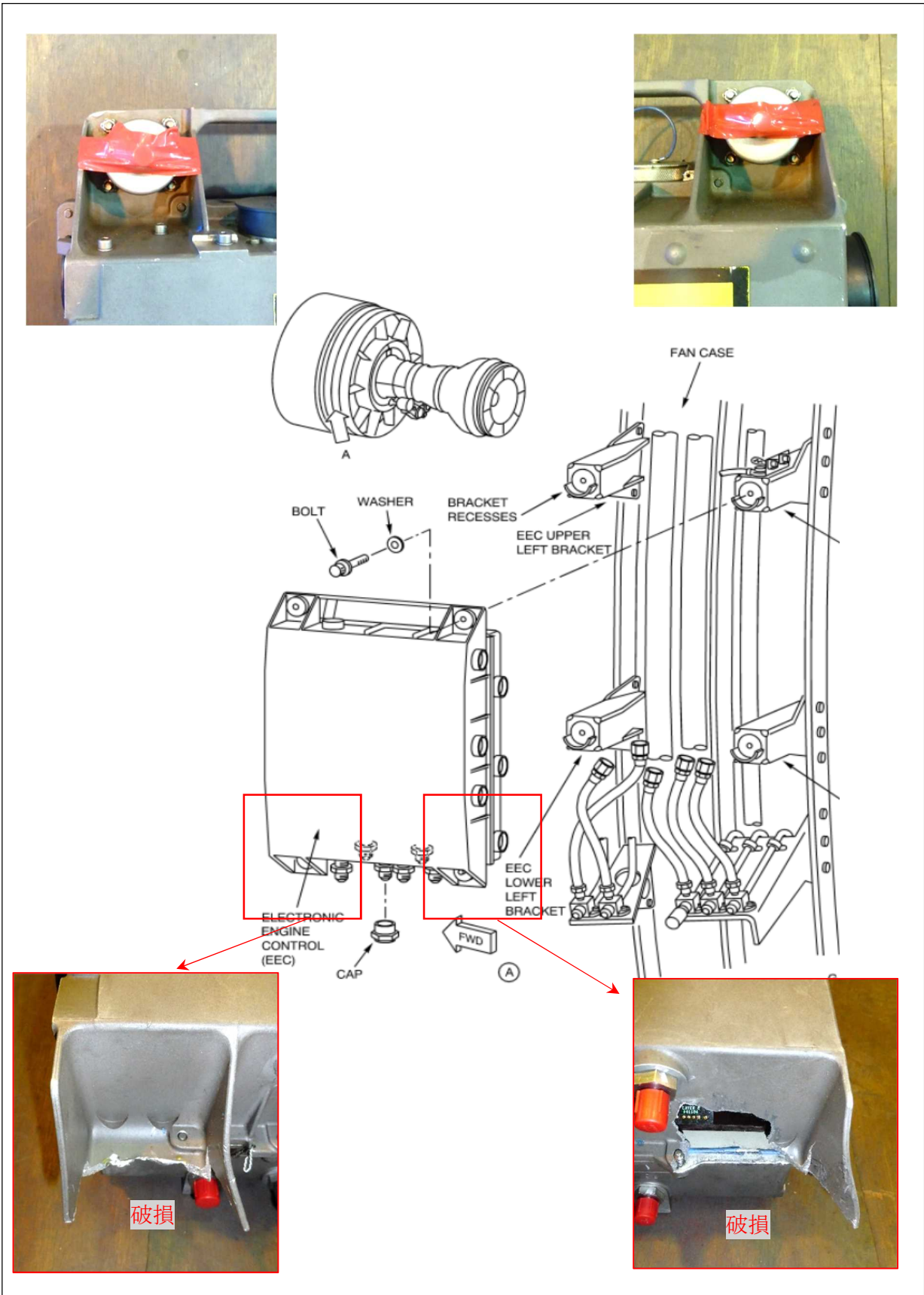
エンジンマウント（後）



付図 1 6 オイルタンク取付部の損傷状態



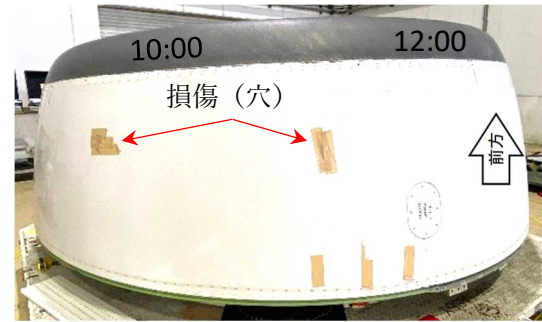
付図 1 7 E E C 取付部の損傷状態



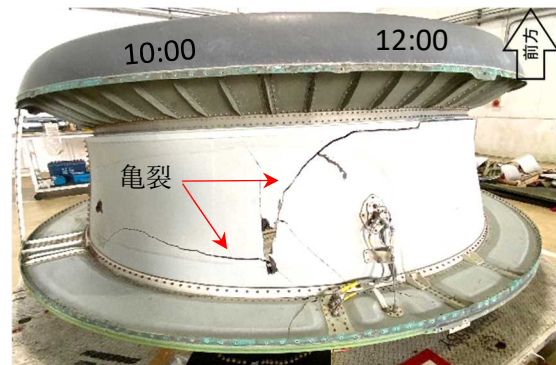
付図 1 8 水平尾翼及び胴体の損傷状態



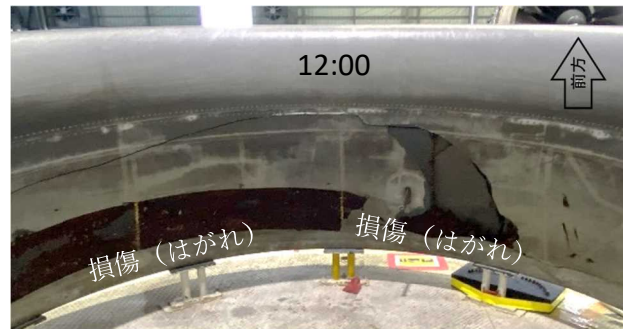
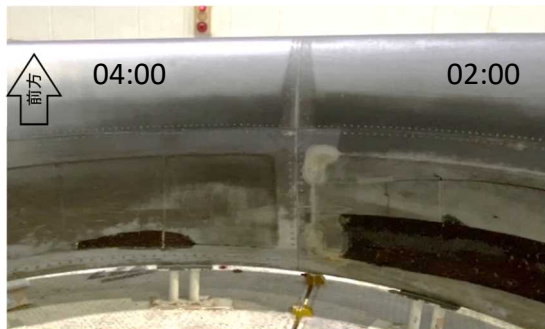
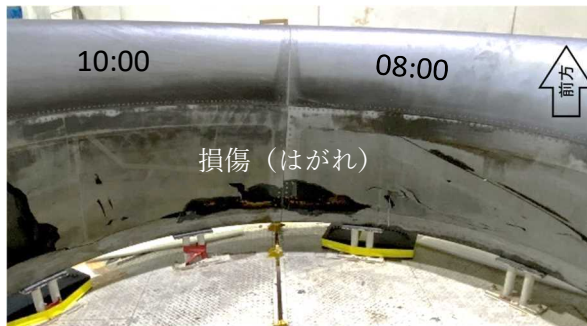
付図 1 9 インレットの損傷状態



アウターバレル外径面の損傷状況

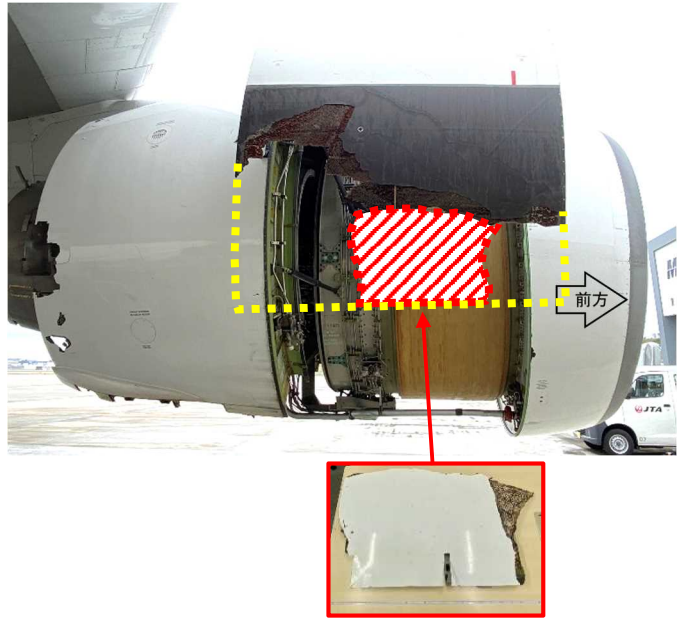


インナーバレル外径面の損傷状況(アウターバレルを外した状態)



インナーバレル内径面の損傷状況

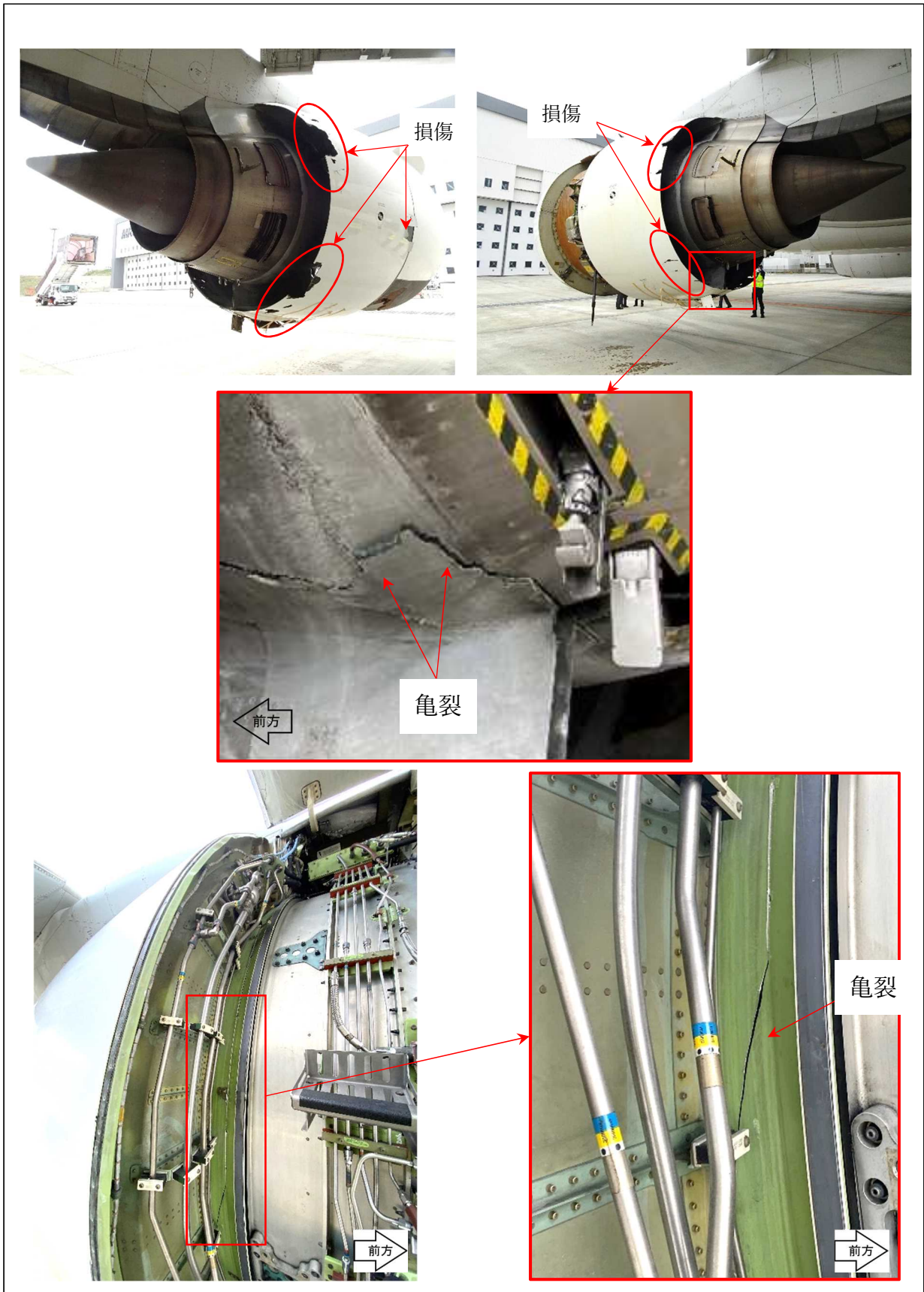
付図20 ファンカウルの損傷状態



多良間島に漂着したファンカウルの一部
(令和3年3月23日公表)



付図 2 1 リバースカウルの損傷状態



令和2年12月28日
運輸安全委員会

12月4日に発生した日本航空機の航空重大インシデントに関する情報提供

運輸安全委員会は、令和2年12月4日に発生した日本航空所属ボーイング式777-200型JA8978の航空重大インシデントに関し、12月28日、国土交通省航空局へ情報提供を行いました。

1. 航空重大インシデントの概要

12月4日（金）11時51分頃、那覇空港発東京国際空港行きの同社904便・ボーイング777型機は、那覇空港の北約100キロメートル、高度約5,000メートルにおいて上昇中、左側のエンジンに不具合が発生したため、同空港に引き返した。到着後の点検で、同エンジンの破損が認められた。

2. 調査内容

これまでの調査の結果、以下の事実が判明した。（別添参照）

- ・ 左側エンジンのファンブレードが破損していた。
 - ・ ファンブレードの破損部及び機体の損傷状況は別添のとおりであった。
- ファンブレード破損の原因等については、今後詳細な調査を行う予定である。

ファンブレード（チタニウム合金製）は、エンジンごとに22枚装着されている。そのうち15番ブレードは中程から、16番ブレードは根元付近から破損していた。16番ブレードの破面には疲労破壊の特徴である貝殻状の模様（ビーチマーク）及び放射状の模様（ラジアルマーク）を認めた。15番ブレードの破面にこれらの模様は認められなかった。

エンジンの型式は、プラット・アンド・ホイットニー社製PW4074型で、左側エンジンのファンブレードの総使用時間は、43,064時間、総飛行回数は、33,520回であった。

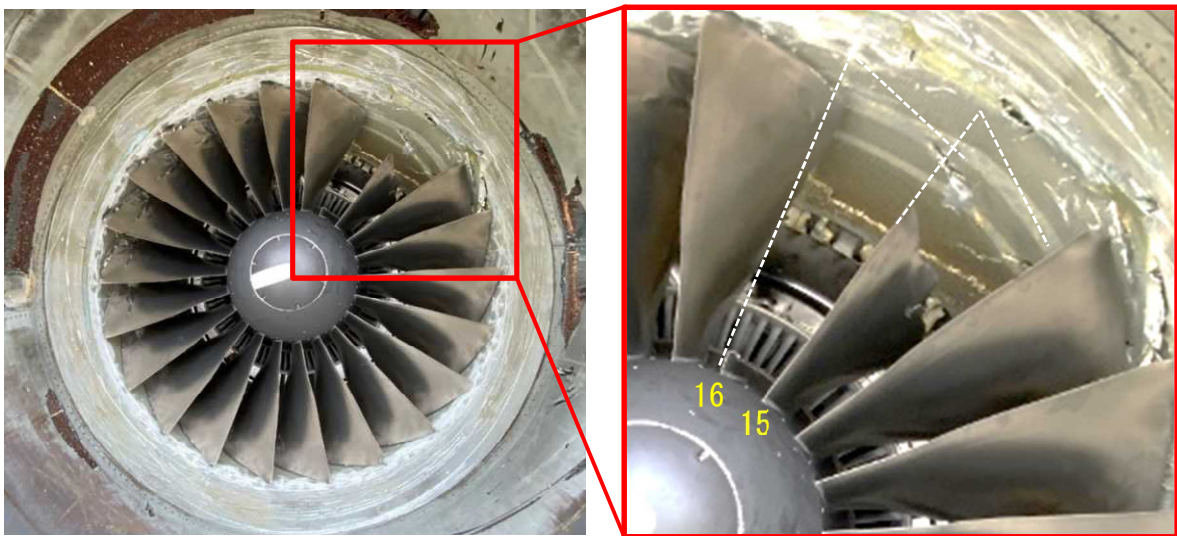


図1 左側エンジンインレット部

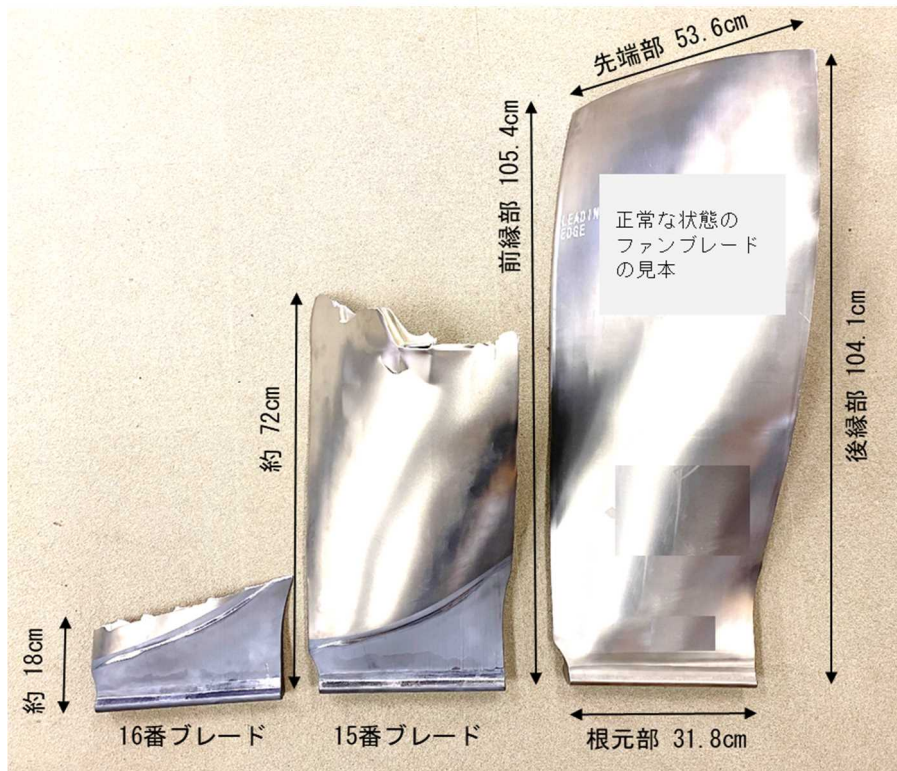


図2 ファンブレードの破損状況

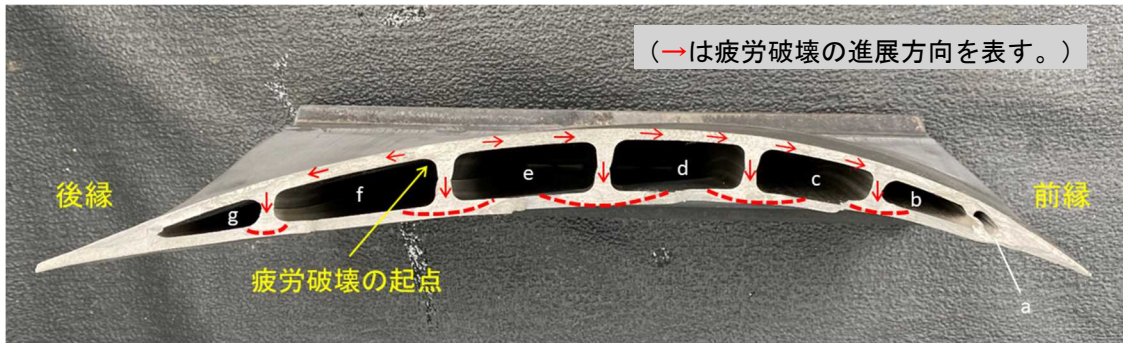


図3 16番ブレードの破面

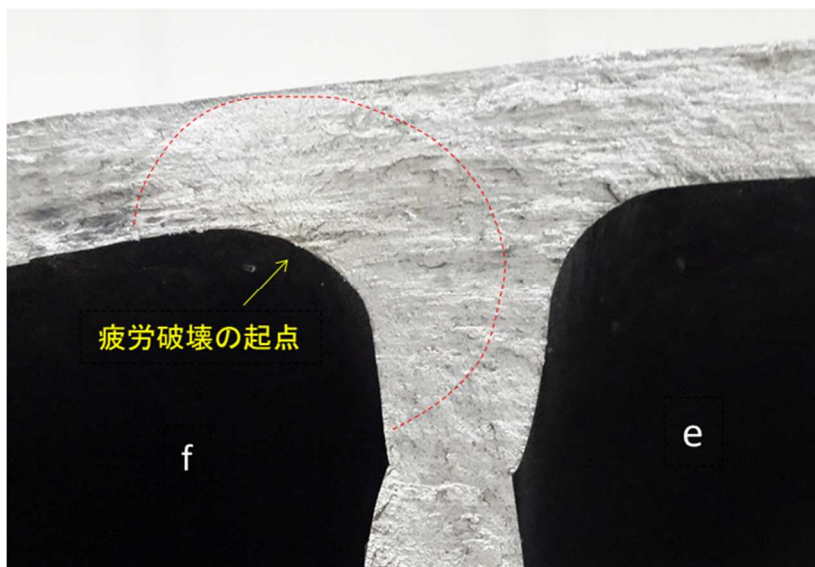


図4 16番ブレードの破面拡大写真

ファンブレードの他、機体（エンジン・カウル、水平尾翼、胴体）の損傷を認め
た。



図5 エンジン・カウルの損傷

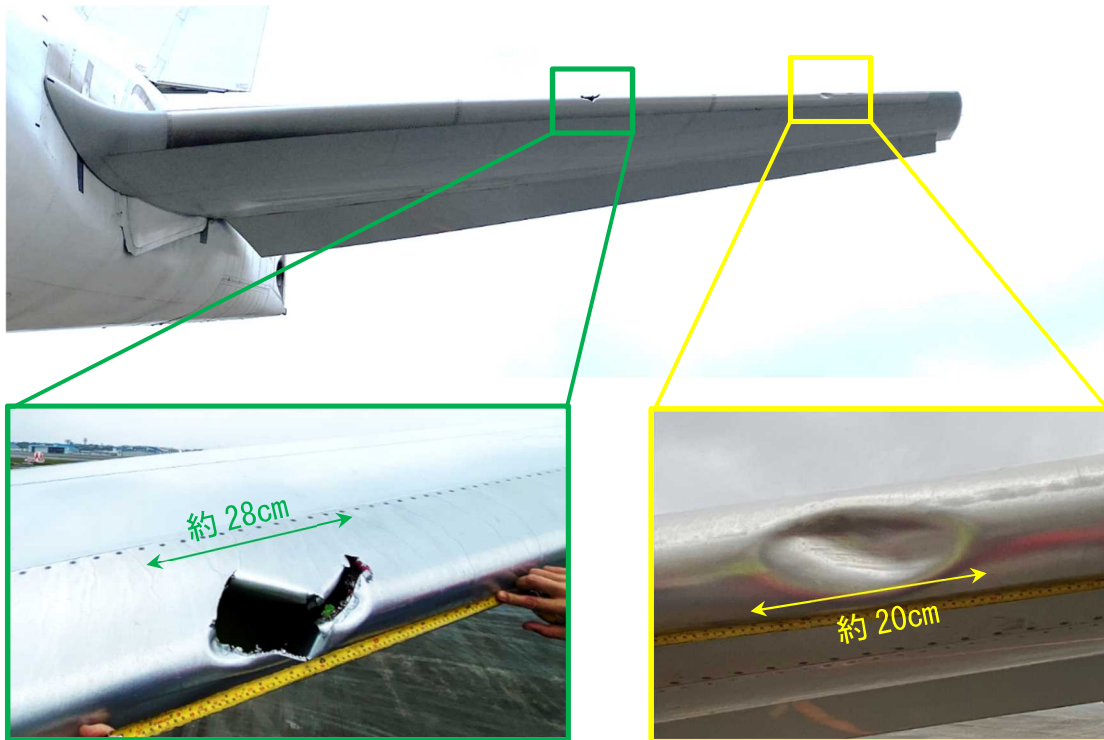


図6 水平尾翼の損傷状況

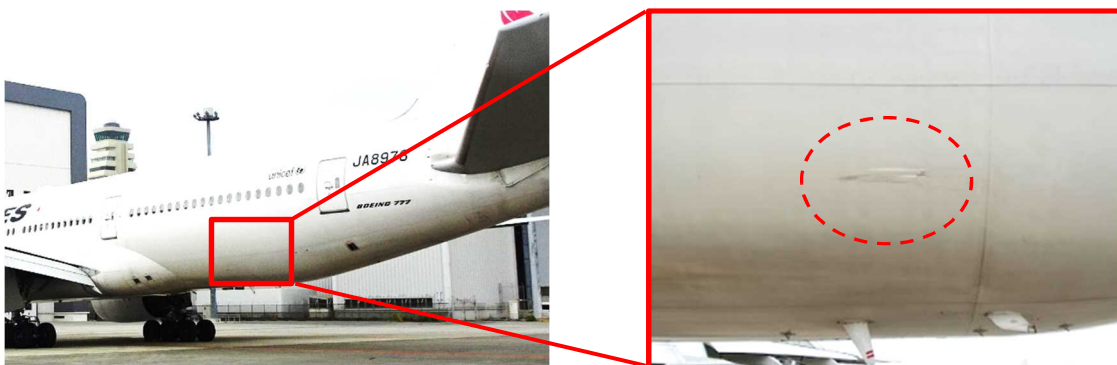


図7 胴体の損傷状況