

AI2011-5

# 航空重大インシデント調査報告書

日 本 貨 物 航 空 株 式 会 社 所 属 J A O 1 K Z

平成23年 8 月 2 6 日

運 輸 安 全 委 員 会

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、本事件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」

日本貨物航空株式会社所属 JA01KZ

# 航空重大インシデント調査報告書

所 属 日本貨物航空株式会社  
型 式 ボーイング式747-400F型  
登録記号 JA01KZ  
発生日時 平成22年6月11日 21時54分ごろ  
発生場所 成田国際空港A滑走路上空約140ft

平成23年8月5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 首 藤 由 紀  
委 員 品 川 敏 昭

本報告書で用いた略語は、次のとおりである。

B S I	: Borescope Inspection
C V R	: Cockpit Voice Recorder
D F D R	: Digital Flight Data Recorder
D S R 1 4 2	: Directionally Solidified René <sup>TM</sup> 142
E G T	: Exhaust Gas Temperature
E I C A S	: Engine Indicating and Crew Alerting System
F F	: Fuel Flow
H P C	: High Pressure Compressor
H P T	: High Pressure Turbine
H P T R	: High Pressure Turbine Rotor
L P C	: Low Pressure Compressor
L P T	: Low Pressure Turbine
N 1	: Low Pressure Compressor Speed (Fan Speed)
N 2	: High Pressure Compressor Speed
N G V	: Nozzle Guide Vane
P F	: Pilot Flying
P M	: Pilot Monitoring
R N 5	: René <sup>TM</sup> N5
S / B	: Service Bulletin
T B C	: Thermal Barrier Coating
T R F	: Turbine Rear Frame
V 1	: Takeoff decision speed
V 2	: Takeoff safety speed
V R	: Rotation speed
V S V	: Variable Stator Vane

René<sup>TM</sup> とは、ゼネラルエレクトリック社が開発したニッケルベースの耐熱合金をいう。

# 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

本件は、航空法施行規則第166条の4第6号に規定された「発動機の破損（発動機の内部において大規模な破損が生じた場合に限る。）」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。

日本貨物航空株式会社所属ボーイング式747-400F型JA01KZは、平成22年6月11日（金）、同社の定期166便（貨物便）として成田国際空港から米国アンカレッジ国際空港へ向けて離陸した直後の21時54分ごろ、エンジンからの異音とともに第1エンジンの不具合を示す計器表示があったため、7,000ftまで上昇を継続した後第1エンジンを停止し、燃料を投棄した後引き返して、23時08分成田国際空港に着陸した。

同機には、機長ほか乗務員1名及び社用の搭乗者1名、計3名が搭乗していたが、負傷者はいなかった。

## 1.2 航空重大インシデント調査の概要

### 1.2.1 調査組織

運輸安全委員会は、平成22年6月14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1名の航空事故調査官を指名した。

### 1.2.2 外国の代表、顧問

本調査には、重大インシデント機の設計・製造国である米国の代表及び顧問が参加した。

### 1.2.3 調査の実施時期

平成22年6月15日	機体及びエンジン調査並びに口述聴取
平成22年6月16日	口述聴取
平成22年6月28日～30日	エンジン製造者の指定工場（台湾）においてエンジン分解調査
平成22年7月～9月	エンジン製造者の研究所（米国）において高圧タービン第1段ローターブレードの詳細調査

#### 1.2.4 国土交通省航空局への情報提供

平成22年7月9日、国土交通省航空局に対し、エンジン内部の損傷状況に係る事実情報を提供した。

#### 1.2.5 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。

#### 1.2.6 調査参加国への意見照会

調査参加国に対し、意見照会を行った。

## 2 事実情報

### 2.1 飛行の経過

日本貨物航空株式会社（以下「同社」という。）所属ボーイング式747-400 F型JA01KZ（以下「同機」という。）は、平成22年6月11日、同社の定期166便として成田国際空港（以下「同空港」という。）から米国アンカレッジ国際空港へ向けて、21時54分に滑走路16R（以下「16R」という。）を離陸した。

同機の飛行計画の概要は、次のとおりであった。

飛行方式：計器飛行方式、出発地：成田国際空港、移動開始時刻：21時40分、巡航速度：495kt、巡航高度：フライトレベル（FL）310、経路：GIRAF（位置通報点）～Y808（航空路）～以下略、目的地：アンカレッジ国際空港、所要時間：6時間34分

本重大インシデント発生当時、同機の操縦室には、機長がPF（主として操縦業務を担当する操縦士）として左操縦席に、副操縦士がPM（主として操縦以外の業務を担当する操縦士）として右操縦席に着座していた。

本重大インシデントに至るまでの経過は、飛行記録装置（以下「DFDR」という。）の記録及び管制交信記録並びに運航乗務員の口述によれば、概略次のとおりであった。

#### 2.1.1 DFDRの記録及び管制交信記録による飛行の経過

21時52分28秒 成田飛行場管制席（以下「タワー」という。）は、同機に離陸許可を発出した。

同 52分42秒 滑走路上で4つのエンジンのスロットルレバーがそろっ



て進められた。

低圧コンプレッサー（LPC）回転速度（以下「N1」という。）、高圧コンプレッサー（HPC）回転速度（以下「N2」という。）及び燃料流量（以下「FF」という。）が、全エンジンそろって徐々に増加した。

同 5 3 分 4 1 秒

対気速度約 1 9 0 kt で浮揚した。

同 5 3 分 4 8 秒

地上高約 1 4 0 ft、対気速度約 2 0 0 kt で第 1 エンジンの N 1 及び N 2 が急激に低下し、排気ガス温度（以下「EGT」という。）が一瞬上昇したが、FF の減少とともに徐々に低下した。

同 5 3 分 5 0 秒

第 1 エンジンの振動が、最大値の 5 ユニットとなった。同機の機首方位が約 6° 左に偏向したが、その後修正された。

同 5 3 分 5 7 秒

タワーが同機に、東京出域管制席（以下「デパーチャー」という。）とコンタクトするよう指示した。

同 5 3 分 5 8 秒

自動操縦がオンになった。

同 5 4 分 0 3 秒

副操縦士がタワーに、エンジン故障の発生を通報した。

同 5 4 分 4 0 秒

副操縦士がデパーチャーにエンジン故障の発生を通報し、7, 0 0 0 ft への上昇を要求するとともに燃料投棄に約 1 時間を要する旨を伝えた。

同 5 9 分 過ぎ

高度約 7, 0 0 0 ft に到達し、水平飛行となった。

2 2 時 0 0 分 3 6 秒

第 1 エンジンのスロットルレバーがアイドル位置となった。

同 0 0 分 4 5 秒

第 1 エンジンの燃料コントロールスイッチがカットオフ位置となった。

2 3 時 0 8 分

同機は同空港の 1 6 R に着陸した。

この飛行中、マスター・ワーニングが発生した記録はなかった。

## 2.1.2 運航乗務員の口述

### (1) 機長

私が左席に、副操縦士が右席に着座していた。もう一人同社の社員が移動のために搭乗していたが、操縦室にはいなかった。この便はふだんに比べて重い離陸重量だった。2 1 時 3 9 分に駐機スポットを離れたが、エンジンの異常は全く感じなかった。

離陸滑走中、E I C A S<sup>\*1</sup>には不具合のメッセージなどは何も出ていなかった。引き起こし操作を行い、浮揚して上昇し始めたとき「ドーン」と大きな音がして、第1エンジン故障のメッセージがE I C A Sに表示された。

そのまま離陸上昇を継続し、高度7,000ft付近で第1エンジンを停止した。成田空港に引き返すこととし、燃料投棄のため管制官の指示でV E N U S（位置通報点）に向かった。高度7,000ftでレーダー誘導を受けながら約45分間で約15万ポンドの燃料を投棄した後、23時08分に同空港の16Rに着陸した。同機は4発機で、1つのエンジンが停止しても機体は十分コントロールできていたので、緊急事態の宣言はしなかった。

## (2) 副操縦士

エンジン始動時は全て正常で、チェックリストを実施して異常はなかった。

離陸滑走が開始され、速度155kt付近でV1（離陸決定速度又は離陸決心速度）をコールしたときエンジン計器の表示は正常であった。VR（ローテーション速度）の170ktで機首が引き起こされ、速度180ktでV2（安全離陸速度）をコールした。機体の上昇を確認した後、機長の指示で脚レバーを上げた。その直後に「ドン」と音がして、第1エンジンのN1及びEGTが明らかに低下した。

エンジン故障の発生は滑走路の上空で気圧高度300ft程度だったと思うが、定かではない。機長はまっすぐ上昇を継続し、自動操縦をONにした。E I C A S画面に第1エンジンの故障表示が出たので、「Engine Failure No.1」とコールした。

タワーからデパーチャーとコンタクトするよう指示があったとき、タワーにエンジン故障の発生を通報した。その後、周波数を切り換えてデパーチャーにもエンジン故障を通報し、機長の指示により高度7,000ftへの上昇を要求した。

燃料を投棄するためV E N U Sに向かい、Engine Failure and Shutdown、After Takeoff及びFuel Jettisonのチェックリストを実施した。V E N U Sに近づいてから燃料投棄を開始し、管制官にレーダー誘導を要請した。

燃料投棄終了後、同空港に引き返して残りの3つのエンジンで16Rに正常に着陸した。

本重大インシデントの発生場所は、同空港のA滑走路上空約140ft（北緯35度

---

\*1 「E I C A S」とは、エンジン及び一部のシステムの作動状態を表示するとともに、それらの異常状態の発生を視覚的かつ聴覚的にパイロットに知らせる機能を統合したシステムのことをいう。

44分54秒、東経140度23分12秒付近)で、発生時刻は21時54分ごろであった。

(付図1 推定飛行経路図、付図2 DFDRの記録、写真1 重大インシデント機参照)

## 2.2 人の負傷

負傷者はいなかった。

## 2.3 航空機の損壊に関する情報

### 2.3.1 損壊の程度

第1エンジン内部が大規模に損傷していたが、機体の損傷はなかった。

### 2.3.2 第1エンジンの損壊の状況

目視及び内視鏡検査(以下「BSI」という。)により確認したところ、以下の状況であった。

- (1) ファンブレードには外部から異物を吸い込んだ痕跡はなかった。
- (2) コンプレッサー及び燃焼室に異常は確認できなかった。
- (3) 燃焼室出口に位置するノズルガイドベーン(以下「NGV」という。)の後縁が一部損傷していた。
- (4) 第1段の高圧タービン(HPT)ブレードは、80枚中4枚が根元から破断し、他のブレードも全て損傷していた。
- (5) 第2段HPTブレードは、74枚全てが損傷していた。
- (6) 低圧ローターは回転させることができず、確認可能なBSIポート付近の複数の低圧タービン(LPT)ブレードが破断していた。
- (7) エンジン後部から目視できる第5段LPTベーン及びその後段の第5段LPTブレードに、損傷があった。
- (8) タービン・リア・フレーム(以下「TRF」という。)には、多数の細かい金属片が残されていた。

## 2.4 航空機乗組員等に関する情報

- (1) 機長 男性 59歳

定期運送用操縦士技能証明書(飛行機) 昭和62年7月28日

限定事項 B747-400 平成15年6月23日

第1種航空身体検査証明書

有効期限 平成22年7月13日

総飛行時間	16,274時間36分
最近30日間の飛行時間	11時間46分
同型式機による飛行時間	3,079時間00分
最近30日間の飛行時間	11時間46分
(2) 副操縦士 男性 30歳	
定期運送用操縦士技能証明書(飛行機)	平成18年5月9日
限定事項 B747-400	平成20年3月27日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成22年10月15日
総飛行時間	5,043時間53分
最近30日間の飛行時間	48時間02分
同型式機による飛行時間	835時間30分
最近30日間の飛行時間	48時間02分

## 2.5 航空機に関する情報

### 2.5.1 航空機

型 式	ボーイング式747-400F型
製造番号	34016
製造年月日	平成17年5月16日
耐空証明書	第東-21-145号
有効期限	平成22年6月30日
耐空類別	飛行機 輸送T
総飛行時間	20,730時間59分
定期点検(C03点検、平成21年4月25日実施)後の飛行時間	4,807時間50分

(付図3 ボーイング式747-400F型三面図 参照)

### 2.5.2 エンジン

型 式	ゼネラルエレクトリック式CF6-80C2B1F型	
	(第1エンジン)	(第2エンジン)
製造番号	706704	706768
製造年月日	平成17年4月26日	平成18年12月19日
総使用時間	17,006時間20分	11,312時間22分
総飛行回数	3,126回	2,271回

	(第3エンジン)	(第4エンジン)
製造番号	706810	706887
製造年月日	平成19年1月20日	平成19年10月30日
総使用時間	10,152時間44分	6,672時間08分
総飛行回数	2,072回	1,373回

(付図4 CF6-80C2エンジン、写真2 取り卸された第1エンジン 参照)

### 2.5.3 第1エンジンの主な経歴等

2.13.1に後述するとおり、燃焼室並びに第1段及び第2段HP Tブレードは、400飛行回数又は2,000飛行時間のいずれか早い方の間隔で、BSIを実施することになっている。

主な経歴等を以下に示す。

(1) 平成17年5月4日

同機の第4エンジンとして機体製造時に装備された。

(2) 平成21年2月9日

総使用時間 15,138時間21分、総飛行回数 2,731回

使用時間調整のため同機から取り卸され、予備エンジンとして保管された。ここまでの間に、第1段及び第2段HP Tブレードの点検を含むBSIが定期的に行われ、いずれの場合も損傷が認められた記録はなかった。

(3) 平成21年7月～9月

保管されていた当該エンジンにコンプレッサ部の可変静翼(VSV)の不具合が見つかり、エンジン製造者の指定工場で行われたが、このときタービンブレードの分解は行われなかった。

(4) 平成22年1月4日

同機の第1エンジンとして取り付けられた。

(5) 平成22年1月11日

総使用時間 15,198時間59分、総飛行回数 2,743回

第1段及び第2段HP Tブレードの点検を含むBSIが実施され、損傷が認められた記録はなかった。

(6) 平成22年5月21日

総使用時間 16,752時間18分、総飛行回数 3,070回

第1段及び第2段HP Tブレードの点検を含むBSIが実施され、損傷が認められた記録はなかった。

#### 2.5.4 重量及び重心位置

本重大インシデント発生当時、同機の重量は802,880lb、重心位置は21.9%MACと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量875,000lb、本重大インシデント発生当時の重量に対応する重心範囲12.8～31.1%MAC）内にあったものと推定される。

#### 2.6 気象に関する情報

同空港の本重大インシデント関連時間帯の航空気象観測値は、次のとおりであった。

21時30分 風向 160°、風速 4kt、卓越視程 15km、  
雲 雲量 FEW<sup>\*2</sup> 雲形 層積雲 雲底の高さ 3,000ft、  
雲量 BKN<sup>\*3</sup> 雲形 不明 雲底の高さ 不明、  
気温 18℃、露点温度 16℃、  
高度計規正值 (QNH) 30.00 inHg

22時00分 風向 150°、風速 3kt、卓越視程 15km、  
雲 雲量 FEW 雲形 層積雲 雲底の高さ 3,000ft、  
雲量 BKN 雲形 不明 雲底の高さ 不明、  
気温 18℃、露点温度 16℃、  
高度計規正值 (QNH) 30.00 inHg

#### 2.7 DFDR及び操縦室用音声記録装置に関する情報

同機には、米国ハネウェル社製のDFDR（パーツナンバー：980-4700-042）及び米国L-3コミュニケーションズ社製の操縦室用音声記録装置（以下「CVR」という。パーツナンバー：2100-1020-00）が装備されていた。DFDR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が、CVRにおける本重大インシデント発生当時の記録は上書き消去されていた。DFDRの時刻校正は、管制交信記録に記録されたNTTの時報とDFDRに記録されたVHF送信キーイング信号を対応させることにより行った。

#### 2.8 重大インシデント現場に関する情報

同空港は標高135ftで滑走路2本を有しており、南西側に長さ4,000m、幅60mのA滑走路（16R/34L）、北東側に長さ2,500m、幅60mのB滑走

\*2 「FEW (few)」とは、雲によって覆われた部分の全天空に対する見かけ上の割合が1/8～2/8をいう。

\*3 「BKN (broken)」とは、雲によって覆われた部分の全天空に対する見かけ上の割合が5/8～7/8をいう。

路（16L／34R）がある。

本重大インシデント発生直後及び同機の着陸後にそれぞれ滑走路点検が行われたが、エンジンの破片等は発見されなかった。

その後、平成22年6月18日及び21日に、A滑走路の南約3kmの16R離陸経路下において約2cm大の金属片3個が発見された。金属片による被害の報告はなかった。

## 2.9 第1段HPTブレードに関連するサービスブリティン

同機の第1エンジンに使用されていた第1段HPTブレード（パーツナンバー：1538M90P12）に関連するエンジン製造者が発行したサービスブリティン（以下「S／B」という。）の一部の内容を以下に示す。

- (1) S／B72-721、1993（平成5）年12月21日発行

遵守レベル：使用者が任意で実施

ブレード翼面に遮熱コーティング（TBC）が施されたDSR142材の第1段HPTブレード（パーツナンバー：1538M90P12）のリリース

- (2) S／B72-1090、2003（平成15）年3月19日発行

遵守レベル：使用者の選択で実施することを推奨

単結晶RN5材の新しい第1段HPTブレード（パーツナンバー：1639M70P11）のリリース。パーツナンバー：1538M90P11及び1538M90P12の供給は継続

- (3) S／B72-1269、2007（平成19）年8月23日発行

遵守レベル：第1段HPTブレード修理の際に実施することを推奨

第1段HPTブレード（パーツナンバー：1538M90P12）プラットフォーム下のシャンク部（写真8参照）にタイプ2熱腐食（2.13.3に後述）保護コーティングの実施

- (4) S／B72-1288、2008（平成20）年5月8日発行

遵守レベル：使用者が任意で実施することを推奨

ブレード先端形状が改善され、プラットフォーム下のシャンク部に蒸着クロムコーティングが施されたDSR142材の新しい第1段HPTブレード（パーツナンバー：1538M90P18及び1538M90P19）のリリース

- (5) S／B72-1296、2008（平成20）年5月8日発行

遵守レベル：使用者が任意で実施することを推奨

ブレード先端形状が改善され、プラットフォーム下のシャンク部に蒸着クロムコーティングが施された単結晶RN5材の新しい第1段HPTブレード

(パーツナンバー：1639M70P17) のリリース

## 2.10 エンジン整備の状況等

同社によれば以下のとおりであった。

同社はエンジン製造者と包括整備契約を結んでおり、これにはエンジンに関するデータの収集や分析も含まれている。同機の第1エンジンとして取り付けられた平成22年1月以降のエンジンデータには、異常を疑わせるような明らかな変化の傾向は見られなかった。

同社は、整備規程に従って定期的に燃焼室やHP TブレードのBSIを実施していたが、これまで当該エンジンに損傷が見付かった記録はなかった。

第1段HP Tブレードのシャンク部に腐食保護コーティングを施すS/B 72-1269が出されていることは承知しており、その遵守レベルに従って次回のエンジン分解時に当該S/Bを実施する予定であった。

同機は、平成17年6月に同社が受領して以来約6年間にわたり、主としてアジア、ヨーロッパ及び北米の各都市間を飛行しており、特定の地域等に偏った運航は行っていない。

## 2.11 DFDRに残されていたエンジンデータ

同機のDFDRに残されていた本重大インシデント発生前7回の離陸時の記録によれば、N1、N2、FF及びエンジン振動の値は、本重大インシデント発生直前まで各エンジン間で顕著な差は見られなかった。

## 2.12 事実を認定するための試験及び研究

### 2.12.1 エンジン分解調査

本重大インシデント調査にあたり、エンジン製造者の指定工場において同機の第1エンジンの分解調査を実施し、その結果は次のとおりであった。

(1) ファンの空気取り入れ部には、外部から異物を吸い込んだような痕跡は見られなかった。

高圧ローターは回転させることができたが、低圧ローターは第5段LP Tブレード先端部に多数の金属片が挟まっており、回転しなかった。

(2) 全14段で構成されるHPCローター及びステーターケースの一部に擦れた痕跡があった。HPCブレード及びHPCベーン先端全てに擦れた痕跡があった。

(3) NGVは、大部分のベーンの後縁が損傷を受けて一部が欠損していた。

(4) 第1段HP Tブレード80枚のうち4枚(2～4番及び12番)は、



プラットフォーム下のシャンク部で破断していた。その他のブレードは損傷を受けて翼部が欠損しており、そのうち3枚（5番、8番及び77番）のシャンク部からは破断した4枚のブレードと同様の部位に亀裂があることが確認された。

（ブレードパーツナンバー：1538M90P12）

ブレード	製造番号	状態
2番ブレード	PCMDHBG9	破断
3番ブレード	PCMDGUD2	破断
4番ブレード	PCMDGUB4	破断
5番ブレード	PCMDGUD7	亀裂
8番ブレード	PCMDHCT0	亀裂
12番ブレード	PCMDGUB3	破断
77番ブレード	PCMDGSN8	亀裂

（写真3 第1段HPTローター、写真4 第1段HPTブレード損傷状況、写真7 亀裂のあった第1段HPTブレード 参照）

- (5) 第1段HPTシュラウドは大きく損傷を受け、一部に穴が開いていた。
- (6) 第2段HPTベーンは、全周にわたり前縁が損傷を受けて欠損していた。
- (7) 第2段HPTブレード74枚は、全て損傷を受けて先端が欠損していた。
- (8) 全5段で構成されるLPTは、第1～3段ブレードの翼部が全周にわたってさまざまな高さで破断していた。第4段及び第5段ブレード並びに第1～5段ベーンは全てが損傷を受け、一部は欠損していた。

LPTケース上部付近の3か所に破片の衝突による傷と膨らみがあったが、貫通してはいなかった。

（付図4 CF6-80C2エンジン 参照）

## 2.12.2 HPTブレードの調査

本重大インシデント調査にあたり、エンジン製造者の研究所（米国）において同機の第1エンジン第1段HPTブレードの金属調査を実施し、その結果は次のとおりであった。

- (1) 全てのブレードのシャンク部の背側及び腹側表面に、腐食ピット（腐食による微小な穴）が見付かった。シャンク部の付着物には、ナトリウム、カリウム、硫化物が含まれていた。
- (2) プラットフォーム下から破断した4枚のブレード（2～4番及び12番）には、シャンク部の背側表面に複数の起点を持つ疲労亀裂が存在し、その大きさは以下のとおりであった。

2番ブレード（2か所）：

0.260 in×0.080 in（6.6 mm×2.0 mm）及び  
0.370 in×0.086 in（9.4 mm×2.2 mm）

3番ブレード：0.280 in×0.104 in（7.1 mm×2.6 mm）

4番ブレード：1.23 in ×0.44 in（31.2 mm×11.2 mm）

12番ブレード：1.27 in ×0.46 in（32.3 mm×11.7 mm）

これらのブレードの疲労亀裂以外の部分は、引張破壊により破断していた。

（写真5 第1段HPT2番ブレード破断部、写真6 第1段HPT3番、  
4番及び12番ブレード破断部 参照）

(3) 以下のブレード5枚のシャンク部の背側表面に亀裂が見付かった。

ブレード	製造番号	亀裂の大きさ
5番ブレード	PCMDGUD7	約8 mm
8番ブレード	PCMDHCT0	約5 mm及び約3 mm
68番ブレード	PCMDDDL3	約0.5 mm
70番ブレード	PCMDGSM9	約0.5 mm
77番ブレード	PCMDGSN8	約1.7 mm

（写真7 亀裂のあった第1段HPTブレード 参照）

(4) 破断した4枚の第1段HPTブレードは、それぞれ複数の起点から疲労亀裂が広がり、その結果、過負荷によりプラットフォーム部からの破断に至ったものである。全てのブレードのプラットフォーム下部には、タイプ2熱腐食（2.13.3に後述）が見付かった。

### 2.12.3 他のエンジンの分解調査

同社とエンジン製造者との間で交わされた契約に基づき、同社で最も使用時間／飛行回数の多い同機の第1エンジン（製造番号：706701、総使用時間：18,862時間、総飛行回数：3,500回）が平成22年1月に取り卸され、エンジンの状況を確認するため、同年2月にエンジン製造者の指定工場において分解された。

その結果、同社は、第1段HPTブレード80枚中66枚が廃棄対象となった旨の報告を受けた。その廃棄ブレードの大部分から、シャンク部の亀裂が発見された。

その後、第1段HPTブレード80枚中76枚がエンジン製造者の研究所（米国）で調査され、全てのブレードのシャンク部の背側及び腹側表面に腐食ピットが見付かった。

## 2.13 その他必要な事項

### 2.13.1 整備規程

- (1) 同社の整備規程によれば、エンジンの第1段及び第2段HPTブレードのBSIについて、以下のように記載されていた。(抜粋)

整備要目番号：72-141-01

Maintenance Item：燃焼室、高圧タービン第1段及び第2段ブレード

整備の間隔：400飛行回数または2,000飛行時間のいずれか早い方

整備の方法：ボア・スコープ検査(BSI)

### 2.13.2 エンジン製造者が発行したS/B

エンジン製造者が発行したS/B 72-1269によれば、第1段HPTブレードのプラットフォーム下の腐食保護コーティング実施について、以下のように記載されていた。(抜粋、仮訳)

CF6-80C2

サービスブリティン

エンジン - HPTローターブレード(72-53-01) - 第1段HPTローターブレードプラットフォーム下の腐食保護コーティングの紹介

サービスブリティン72-1269改訂1

#### 1. 計画情報

##### A. 対象

CF6-80C2B1F (ほか数十種類)

このサービスブリティンは、第1段高圧タービンローター (HPTR)

ブレードアセンブリー (第1段HPTRブレード) 1538M90P11/P12 (ほか数種類) に適用する。

##### B. 説明

このサービスブリティンは、修理工場での再加工によりプラットフォーム下のシャンク部に腐食保護コーティングを加える改修指示を提供する。

##### C. 遵守レベル

カテゴリ6<sup>\*4</sup>

GEは、第1段HPTRブレードが修理にまわされる際に、このサービスブリティンを実施することを推奨する。

---

\*4 「カテゴリ6」とは、このエンジン製造者のS/Bにおいてカテゴリ1 (義務) からカテゴリ9 (情報提供) まで9段階に区分されている遵守レベルの一つで、通常は該当部品を取り外して修理する機会に実施すればよいレベルをいう。

注：このサービスブリティンは、修理工場で実施できる。

このサービスブリティンは、GE製品の信頼性又は性能の向上のため、あるいは、このサービスブリティンで説明した事象又は状況の発生を予防するための助けとして提供されている。もし運航者がこのブリティンを実施しない選択をするなら、GEは運航者の機材に将来発生する可能性のある製品性能に係る問題の評価において、その決定を考慮するであろう。

#### E. 理由

##### (2) 状態：

タイプ2熱腐食による第1段HPTRブレードシャンク部の腐食ピットと亀裂は、暴露によるブレード廃棄の主要因の一つとなる。シャンク部の腐食から始まった亀裂による、CF6-80C2及びCF6-80E1エンジンの第1段HPTRブレードの破断事象は、運航中4件発生していた。

##### (3) 原因：

ブレードのベース合金のタイプ2熱腐食は、ナトリウム、硫酸塩及びカリウムの存在と、ブレードシャンク部の運用温度が原因となる。

##### (4) 改善：

材質試験では、保護コーティングによりタイプ2熱腐食に対する保護が著しく改善されることが明らかになっている。

### 2.13.3 熱腐食

ガスタービンエンジンの燃焼中は、硫黄と塩化ナトリウム等の塩分が高温で反応して硫酸ナトリウム ( $\text{Na}_2\text{SO}_4$ ) 等が生成され、それがHPTブレードなどに付着、堆積して高温環境下でブレードの酸化物層と反応し、ベースの金属を侵すことがあり、これを熱腐食 (Hot Corrosion) という。一般に、硫黄はジェット燃料から、塩分は海水が供給源となって空気中から取り込まれる。

熱腐食は通常2つのタイプに分けられ、タイプ1熱腐食 (Type I Hot Corrosion) は870°C (約1,600°F) 付近の温度帯で発生しやすく、硫黄の量には依存しないが、タイプ2熱腐食 (Type II Hot Corrosion) は700°C (約1,300°F) 付近の温度帯で発生しやすく、硫黄の量の増加に伴って反応速度が増す。

タイプ2熱腐食は、局所に腐食ピットを発生させる。

### 2.13.4 エンジン製造者の見解

エンジン製造者は、当委員会の質問に対して以下の見解を示している。

(1) 運航環境 (大気汚染、除氷液など) による腐食の要因となる物質がエンジ

ンに取り込まれた際に腐食が始まったと考えているが、取り込まれた時期や場所を特定することができないので、本件の腐食の進行が短期間であったかどうかを決めるデータはない。また、第1段HPTブレードの適切な交換時期を推奨することはできない。

- (2) エンジンデータの変化傾向が、タイプ2熱腐食の評価基準を作成するのに使用できるという情報は持っていない。HPTブレードシャンク部のタイプ2熱腐食がエンジンパラメーターに顕著な影響を及ぼすことはない。
- (3) タイプ2熱腐食を発見するには、ブレードシャンク部の物理的な検査が必要である。ブレードがエンジンに組み込まれたまま、タイプ2熱腐食を検出する方法に関する知識は持っていない。エンジンに組み込まれると、BSIではシャンク部を見ることはできない。
- (4) S/B72-1269、S/B72-1288又はS/B72-1296を適用しなければタイプ2熱腐食によりHPTブレードが破断する可能性があることについては、フリートハイライト記事やフィールドサービス技術チームミーティング及び顧客とのミーティングを通じて情報を提示している。
- (5) S/B72-1269の遵守レベル（カテゴリー6）の設定は適切であったと考えている。CF6-80C2エンジンでは、HPTブレードの破断にまで至ったタイプ2熱腐食の事象は、8年以上の間に3件しか発生していない。この腐食はごく一部の検査結果でしかないと考えており、また、別の日本の運航者を含む複数の運航者では腐食が発生していないということにも注目している。ブレードの修理サイクルの中で検査を完了させるように推奨することは適切である。
- (6) HPTブレードのシャンク部のタイプ2熱腐食を管理するため、適切な提言及び適当な材質が提供されていたと考えている。腐食予防プログラムの有効性を確実にするため、航空機のモニターを継続するつもりである。
- (7) 第1段HPTブレードのシャンク部の温度は、タイプ2熱腐食が発生する温度帯域となる可能性がある。

## 3 分析

### 3.1 運航乗務員の資格等

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 航空機の耐空証明書等

同機は有効な耐空証明を有しており、所定の整備及び点検が行われていた。

### 3.3 気象との関連

当時の気象状態は、本重大インシデントに関連はなかったものと推定される。

### 3.4 エンジンの損傷

#### 3.4.1 第1段HPTブレードの一部破断

2.12.2に記述したとおり、

- (1) 破断した2～4番及び12番ブレード計4枚の破断面全てに疲労の痕跡があった
- (2) 破断しなかったブレードのうち5枚のシャンク部から亀裂が発見された
- (3) 全てのブレードのシャンク部にタイプ2熱腐食の様相が見られた
- (4) シャンク部の付着物にナトリウム、カリウム、硫化物が含まれていた

ことから、第1段HPTブレードのプラットフォーム下のシャンク部にタイプ2熱腐食が発生して腐食ピットが生じ、そこから亀裂が発生して、エンジンの運転によりブレードに繰り返し応力が加わって疲労亀裂が進行し、ブレードの破断に至ったものと推定される。

2.12.2(2)に記述したとおり、4番及び12番ブレードの疲労亀裂の広がりや破断部全体の広い面積を占めていたことから、最初に破断したのは4番又は12番ブレードであったものと推定される。

また、4番又は12番ブレードほど面積が広くはなかったものの、2番及び3番ブレードの破断面にも疲労亀裂の痕跡が見られたことから、4番ブレードに隣接する3番及び2番ブレードは、本重大インシデントの前に既に存在していた疲労亀裂のため強度が低下しており、4番ブレードが衝突して完全に破断したものと推定される。

#### 3.4.2 NGV、第1段HPTシュラウド、第2段HPT及びLPT部の損傷

2.3.2(3)及び2.12.1(3)に記述したNGV後縁の損傷は、破断した4枚の第1段HPTブレードの破片が第1段HPTシュラウドに損傷を与えると同時に、その直前に位置するNGVの後縁に衝突したことによるものと推定される。

破断したブレードの破片は、第2段HPTベーン前縁外周部に損傷を与えつつ、第2段HPTブレードに衝突して全てのブレードに損傷を与え、その後段に位置する全5段から構成されるLPT部に進み、各段のLPTベーン及びLPTブレードに損傷を与えながら、最終段のTRFにも損傷を与え、エンジンから外部に排出さ

れたものと推定される。

3.4.1に記述したとおり、第1段HPTブレードシャンク部の疲労亀裂の進行がブレード破断の引き金となったものであり、その直前に位置するNGV、第1段HPTシュラウド及び後段各部の損傷は二次的に引き起こされたものであったと推定される。

#### 3.4.3 タイプ2熱腐食の発生

以下に掲げたこと、2.13.2のE(3)及び2.13.3に記述したことから、HPTブレードのシャンク部はタイプ2熱腐食が発生しやすい状況であったものと考えられる。

- (1) 2.13.3に記述したとおり、ジェット燃料中には僅かながら硫黄分が含まれており、また、空気中には塩分が存在していること。
- (2) 2.12.2(1)に記述したとおり、シャンク部の付着物にナトリウム、カリウム、硫化物が含まれていたこと。
- (3) 2.13.4(7)に記述したとおり、第1段HPTブレードのシャンク部には燃焼ガスが直接当たらないため、タイプ2熱腐食が発生しやすい700℃付近の温度帯となっていた可能性が考えられること。

タイプ2熱腐食が発生したのは、ジェット燃料に含まれる硫黄分の他にも、2.13.4(1)に記述したように腐食の要因となる物質が空気中からエンジンに取り込まれたことが影響した可能性が考えられるが、2.10に記述したとおり同機の運航は特定の地域等に偏った状況ではなく、その原因を明らかにすることはできなかった。

#### 3.4.4 エンジン損傷時の制御

同機の第1エンジンは、第1段HPTブレードの一部が破断したことにより内部に大規模な破損が生じてN1及びN2が急激に低下したため、エンジン制御装置は定められた制御スケジュールに従って自動的にFFを減少させ、それに伴ってEGTが低下したものと推定される。

DFDRの記録によれば、同機は高度約7,000ftに到達した後、第1エンジンのスロットルレバーが絞られ、燃料コントロールスイッチがカットオフ位置に操作されて、エンジンが停止したものと推定される。

#### 3.5 早期発見の可能性

当該エンジンは、2.13.1に記述した整備規程に従ってBSIが行われていたが、2.13.4(3)に記述したとおり、HPTブレードのシャンク部はBSIでは見ることが

できないことから、同社はこの部位の腐食や亀裂等を発見することができなかったものと推定される。

2.10に記述したとおり、同機の第1エンジンとして取り付け後のエンジンデータに異常を疑わせるような明らかな変化の傾向は見られず、また、2.13.4(2)に記述したようにHPTブレードシャンク部のタイプ2熱腐食はエンジンパラメーター値の変化として現れるものではないと考えられることから、同社及びエンジン製造者は、その変化傾向から第1段HPTブレードのシャンク部の劣化状態を把握することはできなかったものと推定される。

このように、HPTブレードのプラットフォーム下のシャンク部は、タイプ2熱腐食の発生やその進行状態を容易には確認できず、そのためにはエンジンを機体から取り卸して分解し、全てのブレードを1枚ずつ確認する必要がある。

2.9に記述したとおり、エンジン製造者は、第1段HPTブレードのシャンク部に腐食保護コーティングを施すS/B 72-1269を発行していた。2.13.2に記述したとおり、同S/Bの遵守レベルは、その実施のためだけにエンジンを取り卸す必要はない（緊急度が低い）レベルのカテゴリー6で、第1段HPTブレード修理時に実施することが推奨されていたため、2.10に記述したとおり同社は次のエンジン分解時に同S/Bを実施する予定であった。この遵守レベルでは、ブレードに修理の必要性が生じるまではシャンク部の状態を確認する機会がないこととなるが、2.13.4(5)に記述したとおりエンジン製造者は同様事例の発生件数が少ないことからこの遵守レベルの設定は適切であったと述べている。また、2.9(4)及び(5)に記述したとおり、エンジン製造者は既に第1段HPTブレードのシャンク部に腐食保護コーティングが施された新しいブレードの提供も行っている。

### 3.6 エンジン故障後の対応

2.1.1の記述及び2.1.2の口述から、同機の運航乗務員はエンジン始動時から地上走行し離陸滑走を行うまでエンジンの異常を感じることはなく、同機が浮揚した直後に第1エンジンに不具合が発生したことを計器表示等で認識したものと推定される。

2.1.1に記述したこと及びDFDRの記録から、機長は、第1エンジン故障による機首の左側への偏向を修正したのち自動操縦をオンにし、マスター・ワーニングが発生しておらず、エンジンは既に緩速常態になっており緊急の措置を必要とする状況ではないと判断して、十分な安全高度に達するまでは当該エンジンを停止することなく上昇を継続したものと推定される。



## 4 原因

本重大インシデントは、同機が離陸した際、第1エンジンの第1段HPTブレードの一部がプラットフォーム下のシャンク部から破断したため、それに伴って、シャンク部に亀裂が発生していた他のブレードが破断し、さらに、破断したブレードの破片がNGV、第1段HPTシュラウド及び後段の各部を損傷させたものと推定される。

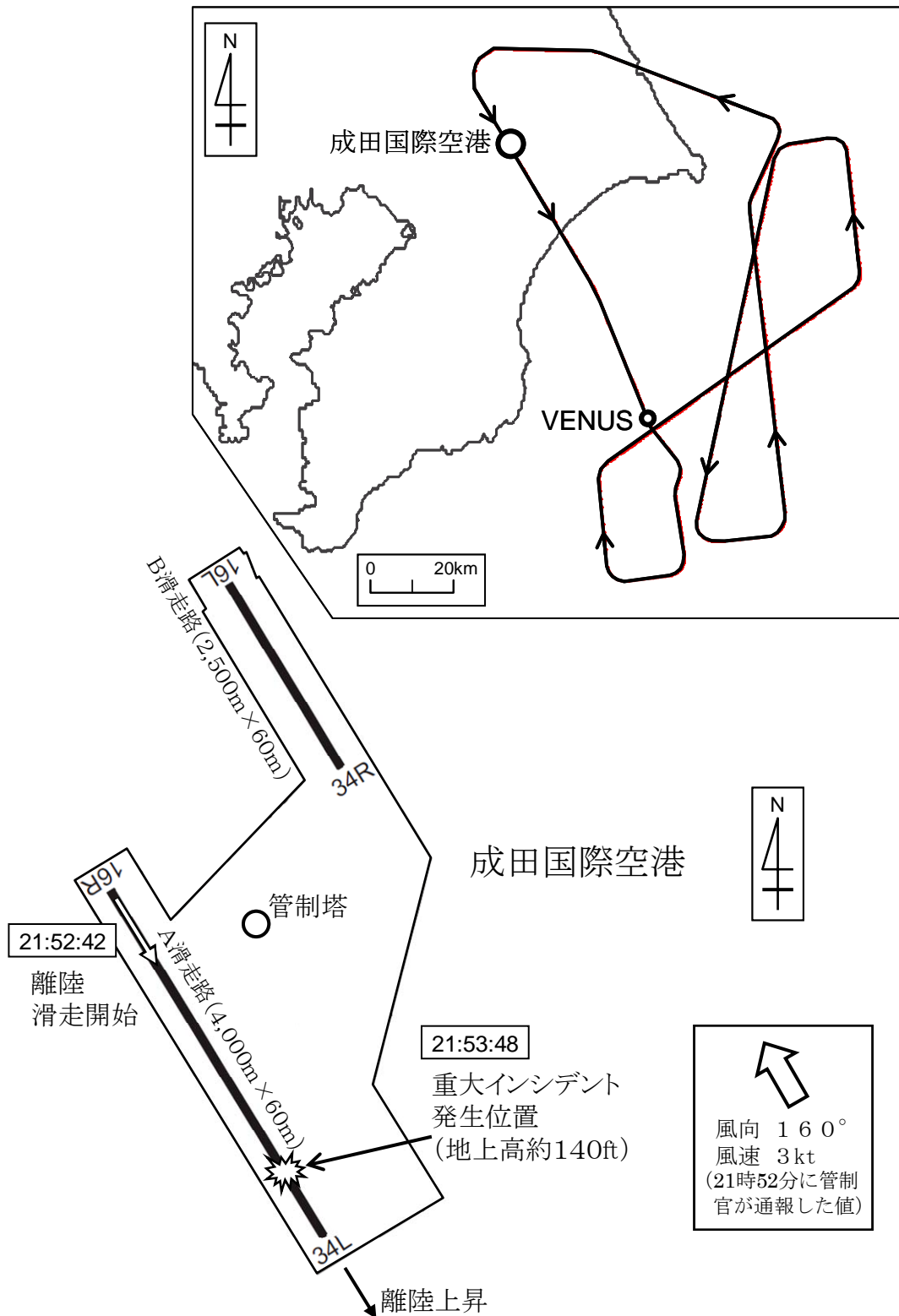
第1段HPTブレードの一部が破断したのは、タイプ2熱腐食によりプラットフォーム下のシャンク部に腐食ピットが生じてそこから亀裂が発生し、ブレードに繰り返し応力が加わって疲労亀裂が進行したことによるものと推定される。

## 5 参考事項

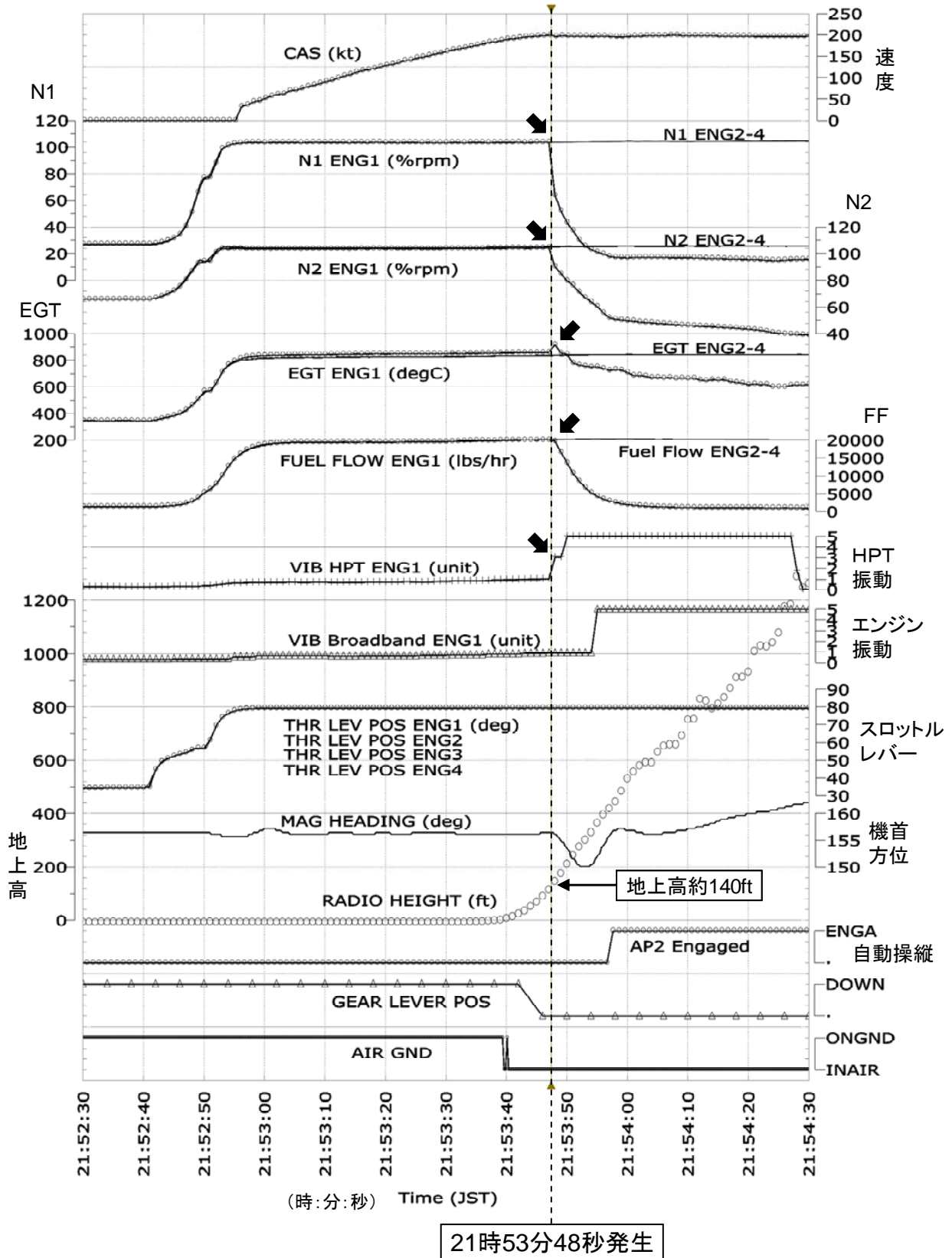
### 同社による措置

同社は、本重大インシデント発生後、同様の事象の発生を未然に防ぐため、HPTブレードシャンク部の腐食保護コーティングが未実施のエンジンを順次取り卸し、腐食保護コーティングを実施したブレードへの交換を進めている。

付図1 推定飛行経路図

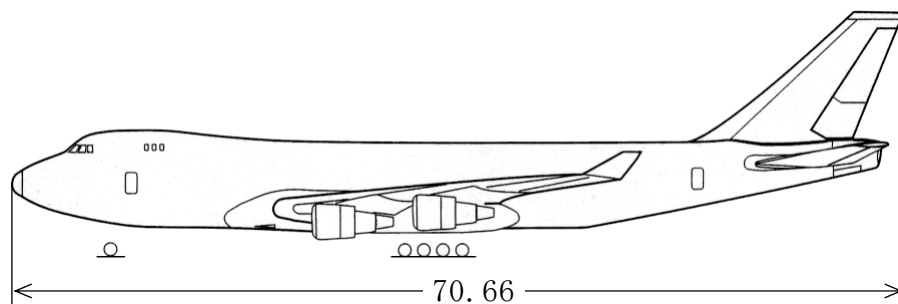
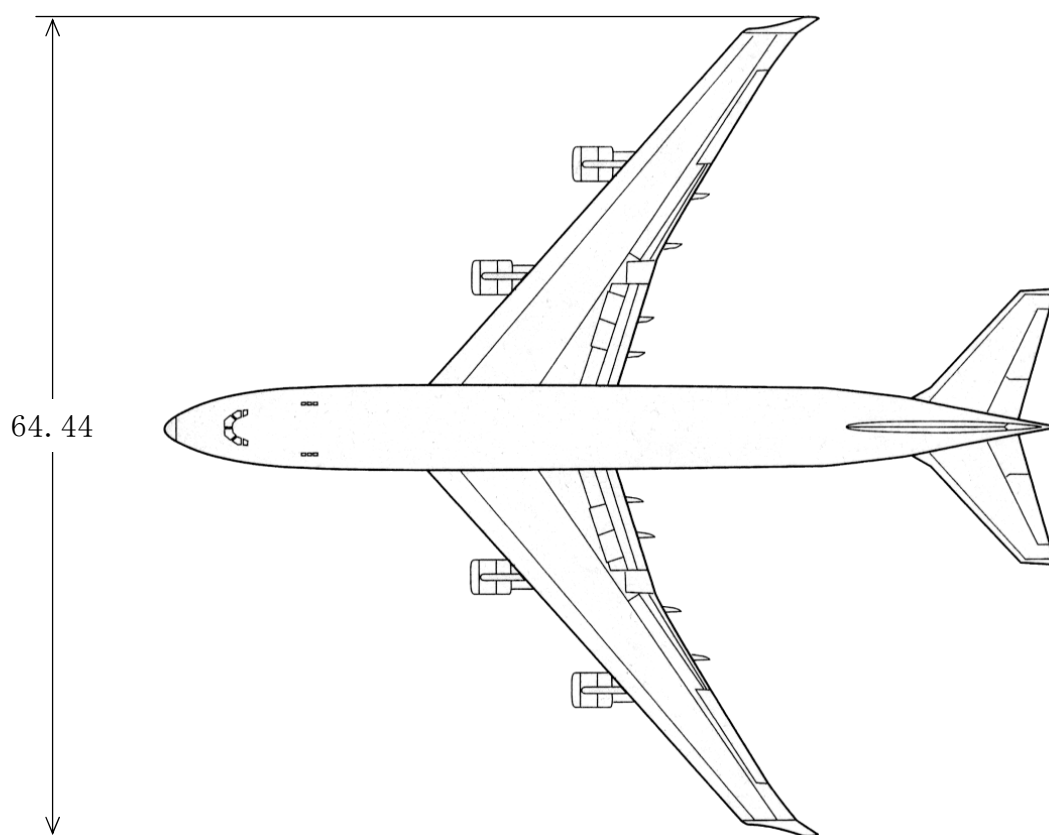
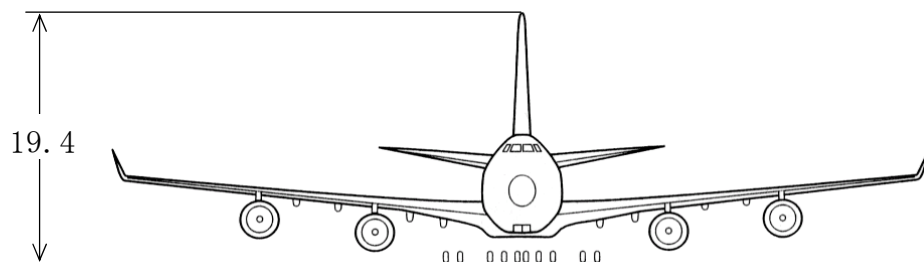


付図2 D F D R の記録



付図3 ボーイング式747-400F型三面図

単位：m



付図4 CF6-80C2エンジン

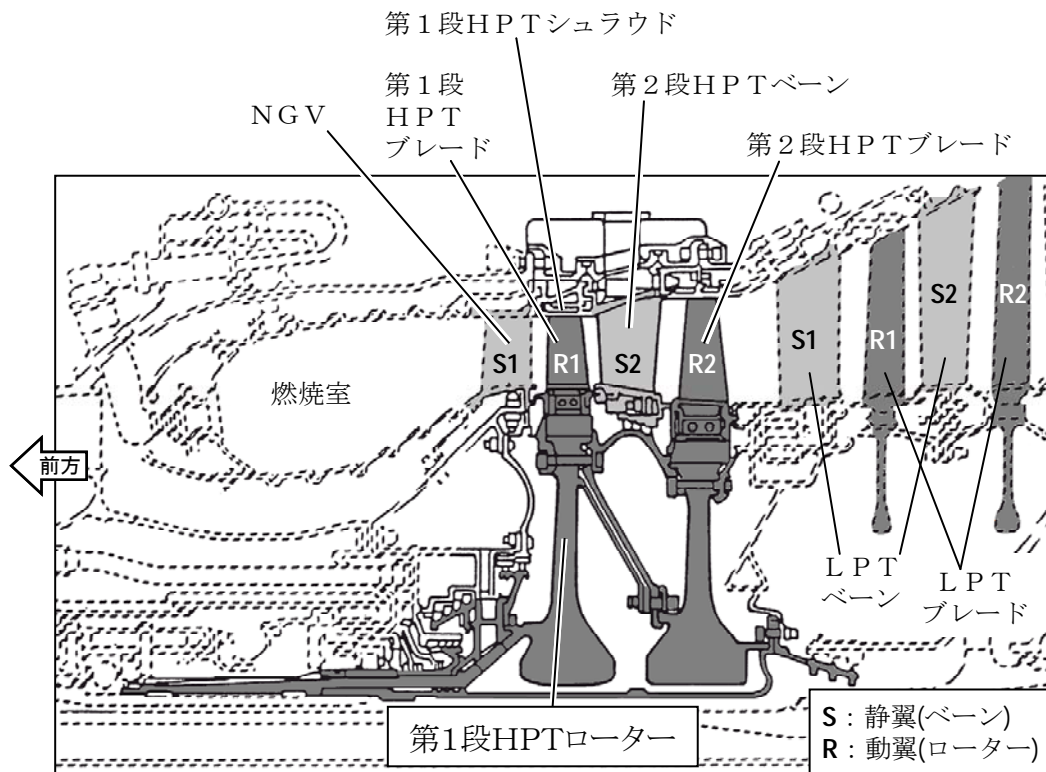
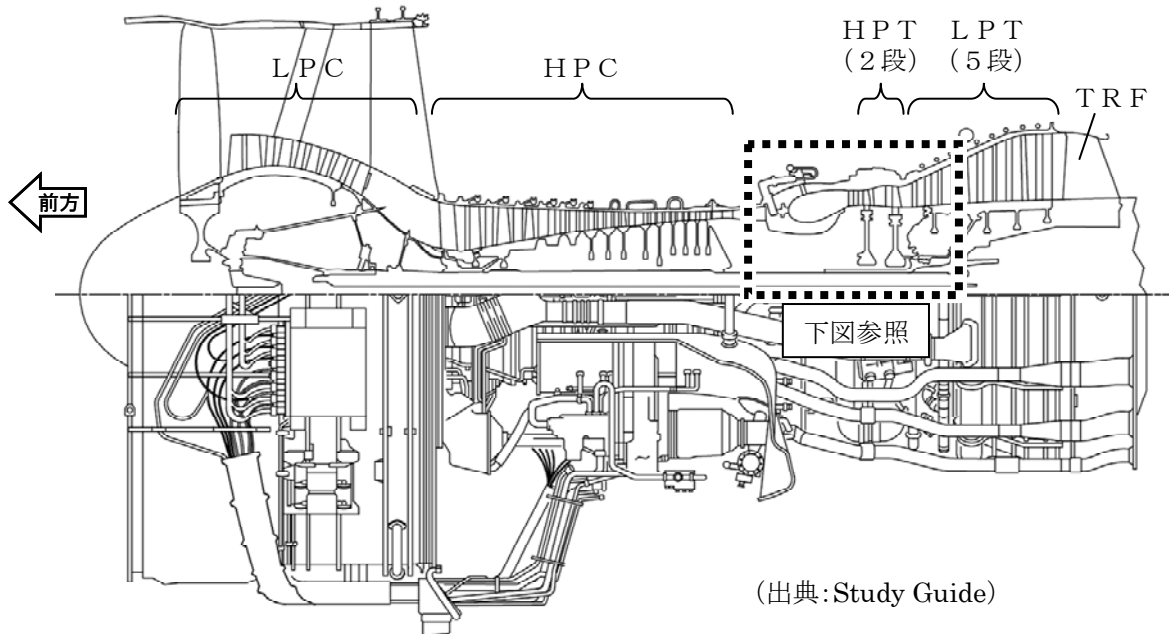
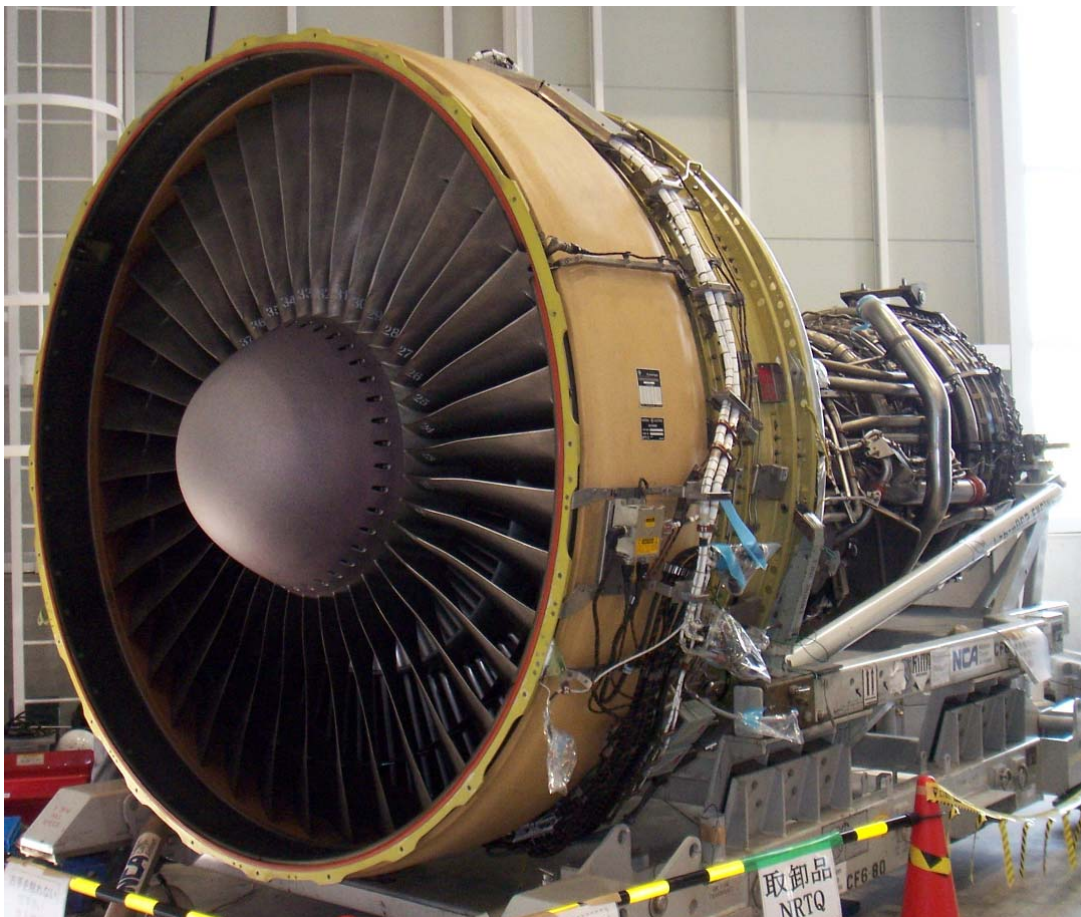




写真1 重大インシデント機



写真2 取り卸された第1エンジン



### 写真3 第1段HPTローター

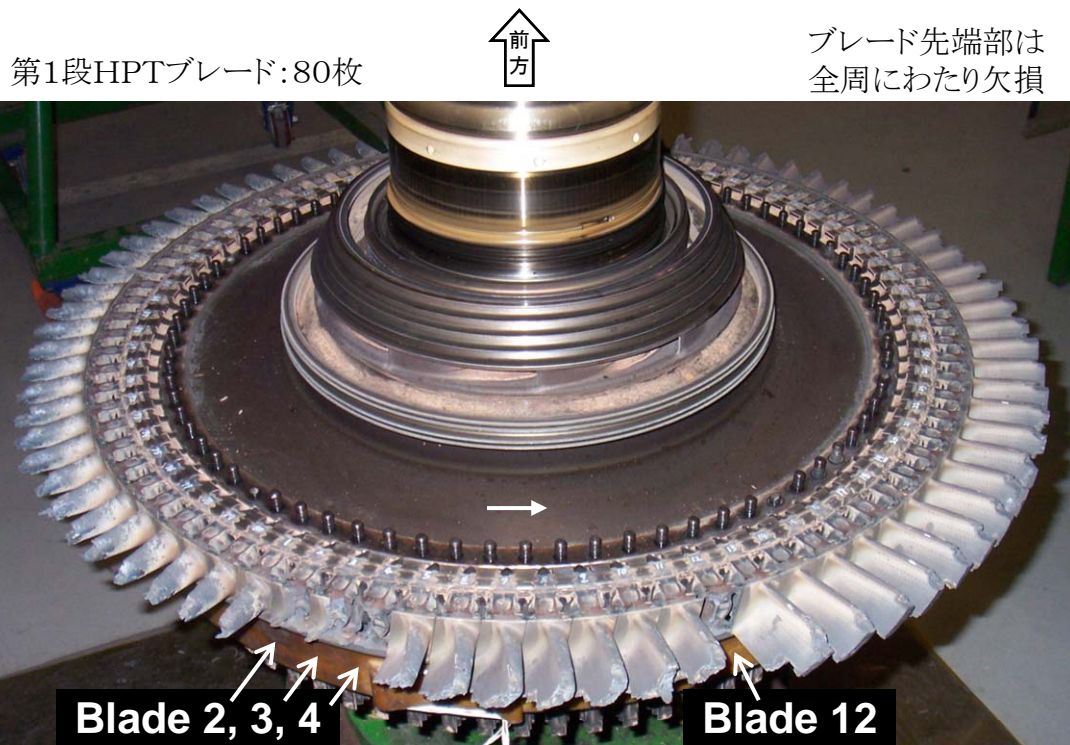


写真4 第1段HPTブレード損傷状況

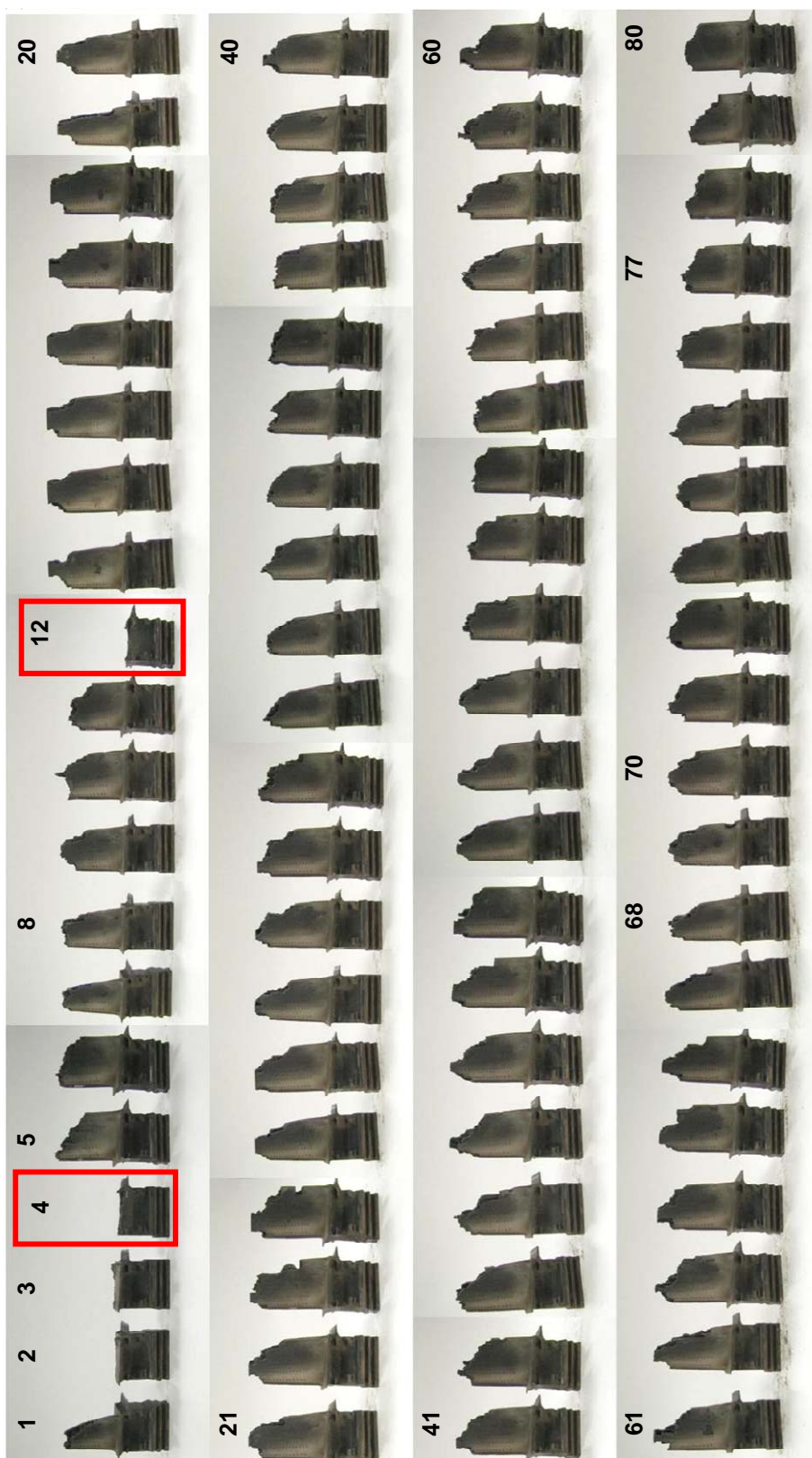




写真5 第1段HPT 2番ブレード破断部

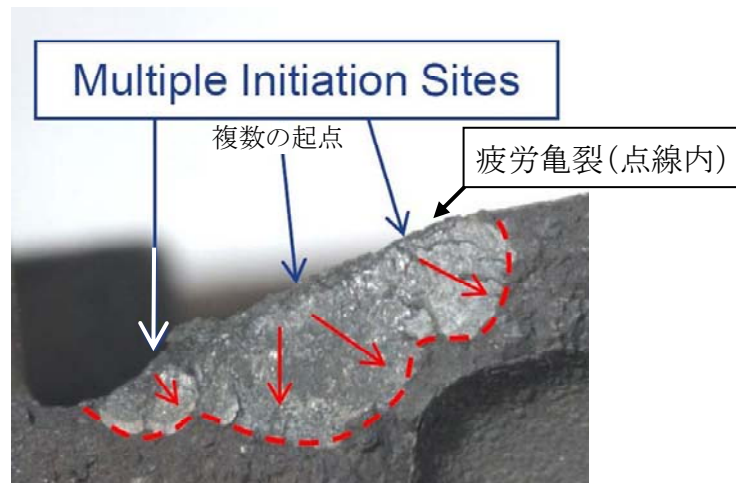


写真6 第1段HPT 3番、4番及び12番ブレード破断部

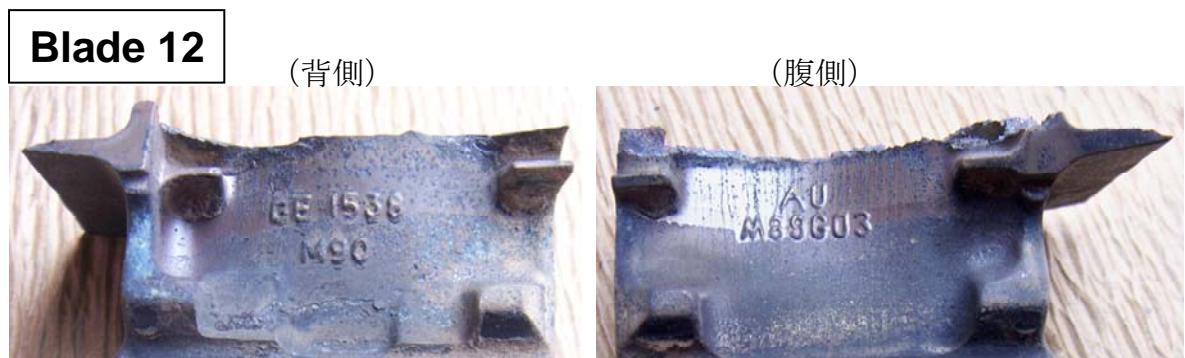
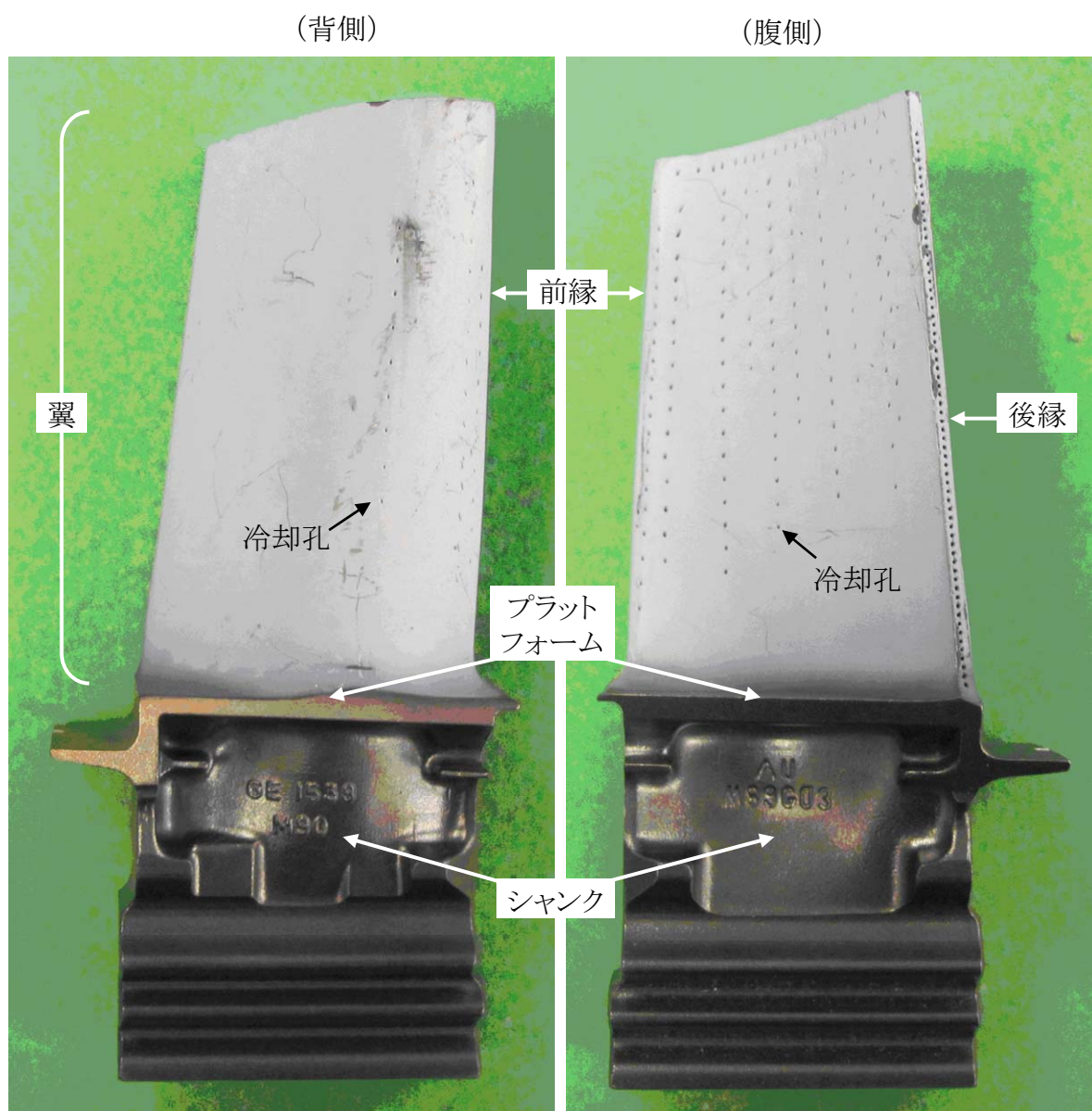


写真7 亀裂のあった第1段HPTブレード





# 写真8 第1段HPTブレード (新品)



パーツナンバー:1538M90P12