

# 航空重大インシデント調査報告書

I	エアー・インディア所属	VT-EPW
---	-------------	--------

II	個人所属	JA4001
	海上自衛隊第22航空群第22航空隊所属	JN8417

III	エス・ジー・シー佐賀航空株式会社所属	JA3922
-----	--------------------	--------

平成22年 1 月 29 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 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」

I エアー・インディア所属 VT-EPW

# 航空重大インシデント調査報告書

所 属 エアー・インディア  
型 式 ボーイング式747-337型 (コンビ型)  
登録記号 VT-EPW (インド)  
発生日時 平成20年9月21日 12時38分ごろ  
発生場所 成田国際空港の南約10km上空

平成21年12月18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 楠 木 行 雄

委 員 遠 藤 信 介

委 員 豊 岡 昇

委 員 首 藤 由 紀

委 員 松 尾 亜紀子

## 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。

エアー・インディア所属ボーイング式747-337型VT-EPWは、平成20年9月21日（日）、同社の定期307便として、12時29分に成田国際空港を離陸した。デリー国際空港（インド）へ向け離陸上昇中、12時38分ごろ成田国際空港の南約10km付近上空、高度15,700ftにおいて、第3エンジンからの異音とともに当該エンジンに不具合が発生したことを示す計器表示があったため、当該エンジンを停止し、燃料投棄を行ったのち引き返して、13時50分成田国際空港に着陸した。

同機には、機長ほか乗務員13名、乗客168名計182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

### 1.2.1 調査組織

航空・鉄道事故調査委員会は、平成20年9月22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た。

### 1.2.2 外国の代表

本調査には、本重大インシデント機の設計国及び製造国であるアメリカの代表並びに登録国及び運航者国であるインドの代表が参加した。

### 1.2.3 協力者

本重大インシデントに関し、第3エンジンの低圧タービン部破面解析調査のため、独立行政法人 宇宙航空研究開発機構（JAXA）の協力を得た。

### 1.2.4 調査の実施時期

平成20年 9月23日及び24日	口述聴取、機体調査及び落下物調査
平成20年 9月29日	航空機搭載書類及びエンジン関係書類調査
平成20年 9月30日～ 10月31日	飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置の解析
平成20年10月 3日	エンジン調査
平成20年11月18日～30日	エンジン分解調査及びエンジン整備記録等関係書類調査
平成20年12月16日～ 平成21年 4月30日	低圧タービン部破面解析調査

### 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

エアール・インディア（以下「同社」という。）所属ボーイング式747-337型

V T - E P W (以下「同機」という。)は、平成20年9月21日、同社の定期307便として、成田国際空港(以下「同空港」という。)を12時29分(日本標準時、以下同じ。)に離陸した。

東京航空局成田空港事務所(以下「空港事務所」という。)に通報され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：I F R、出発地：成田国際空港、移動開始時刻：12時00分、巡航速度：508kt、巡航高度：F L 320、経路：HME(羽田V O R / D M E) ~ K C C(名古屋V O R T A C) ~ V 28(航空路) ~ F U(福江N D B) ~ A 593(航空路) ~ L A M E N(位置通報点) ~ 略、目的地：デリー国際空港、所要時間：7時間27分、持久時間で表された燃料搭載量：9時間49分、搭乗者数：182名

同機には、運航乗務員として機長、機長資格を有する副機長(以下「副機長」という。)及び航空機関士の計3名が搭乗していた。

本重大インシデント発生時、機長がP F(主として操縦業務を担当する操縦士)として左操縦席に、副機長がP N F(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。

同機が同空港を離陸してから、本重大インシデントが発生するまでの同機の飛行経過は、同機と空港事務所に置かれたターミナル管制所(以下「アプローチ」という。)及び東京航空交通管制部に置かれた管制区管制所(以下「東京A C C」という。)との管制交信記録、飛行記録装置(以下「D F D R」という。)の記録、操縦室用音声記録装置(以下「C V R」という。)の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 管制交信記録、D F D Rの記録及びC V Rの記録による飛行の経過

12時29分	同機は、同空港滑走路16Rから離陸した。
同 38分11秒	同機に異音「ガーン」が発生(C V Rの記録音)した。 高度15,700ft(D F D R記録)において、同機のN o. 3エンジンのN 1 <sup>*1</sup> が79.0%に急激に低下した。
同 39分28秒	同機は、東京A C Cに対しテクニカル・トラブルのため、5分間F L 200でレベルフライトしたい旨を通報した。
同 39分36秒	東京A C Cは、同機に対しF L 200を維持することを承認した。

\*1 「N 1」とは、エンジンのファン、低圧コンプレッサー及び低圧タービンの回転速度のことで、当該機ではエンジンの最大推力付近の回転数3,430rpmを100%として表示する。

同 4 3 分 5 6 秒	同機は、東京ACCに対し第3エンジンに障害が発生したため成田へ引き返す旨を通報した。
同 4 4 分 3 8 秒	同機は、東京ACCに対し燃料投棄及び燃料投棄のための降下を要求した。
同 4 6 分 5 8 秒	同機は、東京ACCに対し燃料投棄のためのレーダー誘導と飛行高度を要求した。
同 4 7 分 3 0 秒	東京ACCは、同機に対し燃料投棄エリアまでレーダー誘導するため、機首方向を230°へ変更することを指示した。
同 5 0 分 5 0 秒	同機は、東京ACCに対しILS RWY16Rによる同空港への引き返しを要求した。
同 5 2 分 0 4 秒	同機は、東京ACCに対し燃料投棄に20分を要する旨を通報した。
同 5 7 分 5 8 秒	同機は、No. 3エンジンを停止した。(DFDR記録)
1 3 時 0 1 分 3 7 秒	同機は、アプローチに対しFL180で燃料投棄の開始を伝えた。
同 0 4 分 0 7 秒	アプローチは、同機に対し緊急状態を宣言するかを確認した。
同 0 4 分 1 3 秒	同機は、アプローチに対しいずれの補助も不要であり、第3エンジンは停止しているが、通常着陸が可能であることを通報した。
同 2 4 分 1 6 秒	同機は、アプローチに対し燃料投棄が完了し、進入が可能である旨を通報した。
同 2 4 分 2 6 秒	同機は、アプローチに対し進入準備完了とレーダー誘導を要求し、同機は、進入開始した。
同 5 0 分	同機は、同空港滑走路16Rへ通常どおり着陸した。

## 2.1.2 口述による飛行の経過

### (1) 機長

本重大インシデント発生当日、出発前に機体へ行き機体全体の出発前点検を行ったが異常はなかった。

私がPFとして左席に着座し、副機長がPNFとして右席に着座した。

その後、エンジンを始動し、各種計器の点検等を行ったが異常はなく、機体をスポットからプッシュ・バックしたのち地上走行し、地上滑走後離陸まですべて異常はなかった。



同空港滑走路16Rから12時29分頃に離陸し、標準計器出発方式の成田リバーサル・エイトで上昇中、FL180付近で右後方から「ガーン」と異音が聞こえた。

この異音を聞いたのは一度だけだった。

エンジン計器を見たらNo.1、2、4エンジンのN1は上昇出力の約102.5%だった。しかし、No.3エンジンのN1が68%まで低下していたことから、No.3エンジンのスラスト・レバーをゆっくりとアイドルにした。

その後、上昇をFL200で止め、レベルフライトして対気速度は300ktとして、No.3エンジンのスラスト・レバーをゆっくりと増加したが、N1は68%のままで変化はなかった。

点検の結果No.1、No.2及びNo.4エンジンのN1、N2、EGT<sup>\*2</sup>、FUEL FLOW<sup>\*3</sup>に異常はなかったが、No.3エンジンのN1だけが低下していた。

この時、再度、No.3エンジンのスラスト・レバーをゆっくり増加してみたが、N1は60～70%だったのでNo.3エンジンを停止した。

No.3エンジンに異常が発生したため、同空港へ引き返して着陸後の点検が必要と判断し、同空港への引き返しを決定した。

乗客へは「テクニカル・トラブルのため引き返す」とアナウンスした。

その後、東京ACCに対し燃料投棄のエリアを要求したところ、燃料投棄エリアは成田アプローチ内であることから、レーダー誘導する旨の通報があった。

アプローチから「緊急状態を宣言するか」との問いかけがあったが、同機は4基のエンジンを備えており、1基が不作動でも問題はないと判断し、ノーマル・ランディングは可能であることから緊急状態は宣言しないことを通報した。

レーダー誘導により13時50分ごろ滑走路16Rにノーマル・ランディングした。着陸後は自走によりスポット506にスポット・インした。

## (2) 副機長

私は、PNFとして右席に着座していた。

当初、FL320まで上昇する予定だったが、上昇中のFL180付近で

---

\*2 「EGT」とは、エンジン排気ガス温度で、タービン出口の温度が計測される。

\*3 「FUEL FLOW」とは、燃料流量で、単位時間当たりの流量を重さで表す。

右後方から異音を聞いたので、上昇はFL 200までとし、しばらくFL 200でレベルフライトを継続して、他に何か問題がないか点検を行ったが、No. 3エンジンのN1のみが低下していた。

異音を聞いたのは一度だけだった。

この時、No. 1エンジン、No. 2エンジン、No. 4エンジンは上昇出力約102%を維持していた。

その後、No. 3エンジンを停止して引き返すことになり、乗客へは機長が「テクニカル・トラブルのため引き返す」ことをアナウンスした。

### (3) 航空機関士

異常が発生した時、計器指示の点検を行ったが、EGTはNo. 1、No. 2、No. 3、No. 4のすべてのエンジンが正常だった。

FUEL FLOWもNo. 1、No. 2、No. 3、No. 4のすべてがノーマルであった。

N1は、No. 1、No. 2及びNo. 4エンジンは正常であったが、No. 3エンジンのみが低下して60～70%だった。

バイブレーション・インディケータ<sup>\*4</sup>の変動もなかった。

本重大インシデントの発生時刻は、12時38分ごろで、発生場所は成田国際空港南約10kmの上空（北緯35度40分25秒、東経140度21分28秒）であった。

(付図1 推定飛行経路図、付図3 ボーイング式747-337型 三面図、付図4 DFDRの記録、写真1 重大インシデント機 参照)

## 2.2 人の負傷

なし

## 2.3 航空機の損壊に関する情報

- (1) No. 3エンジンの低圧タービン部（以下「LPT」という。）破壊
- (2) 右主翼の下面外板、翼アクセス・ドア及びNo. 3エンジン内側パネルに擦過傷

(付図2 No. 3エンジンLPT 参照)

---

\*4 「バイブレーション・インディケータ」とは、ジェット・エンジンのファン、圧縮機及びタービンの振動レベルを検出して表示させる計器である。

## 2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

飛行経路直下に駐車中の乗用車3台に、低圧タービン・ブレード及びノズル・ガイド・ベーン（以下「NGV<sup>\*5</sup>」という。）の破片が落下し、破断片が突き刺さり損傷した。

（写真10 損傷した乗用車（フロントガラス） 参照）

## 2.5 航空機乗組員等に関する情報

### (1) 機長 男性 48歳

免許効力の付与<sup>\*6</sup>（アメリカ発行）

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機） 2004年 8月 21日

限定事項 ボーイング式747型

第1種航空身体検査証明書

有効期限 2008年11月30日

総飛行時間 12,600時間00分

最近30日間の飛行時間 49時間20分

同型式機による飛行時間 9,000時間00分

同型式機による最近30日間の飛行時間 49時間20分

### (2) 副機長 男性 61歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）（インド発行）

1999年 7月 23日

限定事項 ボーイング式747型

第1種航空身体検査証明書

有効期限 2008年11月26日

総飛行時間 13,000時間00分

最近30日間の飛行時間 25時間35分

同型式機による飛行時間 10,000時間00分

同型式機による最近30日間の飛行時間 25時間35分

### (3) 航空機関士 男性 58歳

航空機関士技能証明書（飛行機）（インド発行）

1979年10月 3日

限定事項 ボーイング式747型

\*5 「NGV」とは、エンジンの各段のタービン・ブレードの間にある静翼のことで、これらはエンジン外側ケースに固定されていて回転しない。

\*6 「免許効力の付与」とは、国際民間航空条約第1附属書によれば、自国以外の国際民間航空条約締約国が発行した免許を、自国の免許と同等の効力を有するものとして承認し、一定の事項について自国の法令により、その証明書を付与することをいう。

## 第1種航空身体検査証明書

有効期限	2008年10月8日
総飛行時間	12,707時間15分
最近30日間の飛行時間	30時間40分
同型式機による飛行時間	9,182時間00分
同型式機による最近30日間の飛行時間	30時間40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747-337型(コンビ型)
製造番号	24159
製造年月日	1988年
耐空証明書	第1916号
有効期限	2008年12月12日
総飛行時間	52,779時間00分
定期点検(A、2A点検、2008年7月15日実施)後の飛行時間	74時間00分

(付図3 ボーイング式747-337型 三面図 参照)

### 2.6.2 エンジン

#### (1) No.1エンジン

型 式	ゼネラル・エレクトリック式CF6-80C2B1型
製造番号	690-163
製造年月日	1987年2月
総使用時間	44,682時間00分
総サイクル数	16,251回

#### (2) No.2エンジン

型 式	ゼネラル・エレクトリック式CF6-80C2B1型
製造番号	690-121
製造年月日	1986年5月
総使用時間	47,435時間00分
総サイクル数	17,313回

#### (3) No.3エンジン

型 式	ゼネラル・エレクトリック式CF6-80C2B1型
製造番号	690-124
製造年月日	1986年6月

総使用時間 43,069時間00分  
総サイクル数 13,740回

前回の整備点検からの使用時間  
(2006年2月実施) 6,143時間00分

前回の整備点検からのサイクル数(2006年2月実施) 1,442回

同機への装着日 2006年2月4日

(4) No.4エンジン

型式 ゼネラル・エレクトリック式CF6-80C2B1型

製造番号 690-314

製造年月日 1988年11月

総使用時間 41,315時間00分

総サイクル数 12,642回

(付図2 No.3エンジンLPT 参照)

### 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。

### 2.6.4 重量及び重心位置

本重大インシデント当時、同機の重量は728,923lb、重心位置は20.0%MACと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量832,998lb、最大着陸重量628,100lb、本重大インシデント当時の重量に対応する重心位置範囲15.5~25.3%MAC)内であったものと推定される。

なお、着陸時の重量は、燃料投棄により589,582lbであった。

### 2.7 気象に関する情報

本重大インシデント現場の北約10kmに位置する成田国際空港の本重大インシデント発生関連時間帯の航空気象の観測値は、次のとおりであった。

12時30分 風向 130°、風速 8kt、風向変動 100°~160°、

卓越視程 10km以上、

雲 雲量 1/8 雲形 積雲 雲底の高さ 1,500ft、

雲量 4/8 雲形 積雲 雲底の高さ 2,500ft、

雲量 7/8 雲形 層積雲 雲底の高さ 5,000ft、

気温 25°C、露点温度 21°C、

高度計規正值(QNH) 29.79inHg

着陸用飛行場予報：顕著な変化なし

## 2.8 DFDR及びCVRに関する情報

同機には、米国L3コミュニケーション社製DFDR（P/N：2100-4043-00）及び米国ハネウェル社製CVR（P/N：980-6022-001）が装備されていた。

DFDR及びCVRには、本重大インシデントに関連のあるエンジンのデータや音声記録されていた。

## 2.9 同機の損壊の細部状況

重大インシデント発生後、機体を調査した結果、右主翼下面外板、翼アクセス・ドア及びNo.3エンジン内側パネル付近に小さな穴及び擦過傷が認められた。

LPTは、軸流5段（ステージ）で、各々ステータ（静翼）、ローター（動翼）の順に5段で構成されており、No.3エンジンのLPTの主な部分の損傷状況は、次のとおりであった。

### (1) LPT1段目（以下「STG-1」という。）

STG-1のステータは、NGV6枚を1組とした部分（以下「ベーン・セグメント」という。）が、No.1～No.13ベーン・セグメントまでの13個で構成されている。

このうちNo.2ベーン・セグメントの2枚のNGVにき裂が発生していた。タービン・ブレードには、異常はなかった。

### (2) LPT2段目（以下「STG-2」という。）

STG-2のステータは、16個のベーン・セグメントで構成され、またローターはタービン・ブレード124枚で構成されている。

① No.3ベーン・セグメントの6枚すべてのNGVが外径側端部で破断し、脱落していた。また、インナー・プラットホームは欠損していた。

② No.1ベーン・セグメントの1枚のNGVには、き裂が発生していた。また、他のNGVも著しく損傷していた。

③ 124枚のタービン・ブレードは、すべて全周にわたり損傷していた。このうち1枚のブレードは、LPTディスク取り付け部の付根から破断していた。

### (3) LPT3段目（以下「STG-3」という。）～LPT5段目（以下「STG-5」という。）までのタービン・ブレード及びNGVは、大きく損傷していた。

### (4) LPTのケーシングには、タービン・ブレード等の衝突によると見られる多数の穴及びき裂が発生していたが、貫通はしていなかった。分離したブレードは、エンジンの排気口から排出された。

(付図2 No.3エンジンLPT、写真2 LPT STG-1 No.2ベーン・セグメントNGVのき裂、写真3 LPT STG-2 No.3ベーン・セグメントNGVの破断状況、写真4 LPT STG-2 タービン・ブレードの破断状況、写真5 LPT STG-4の破断したタービン・ブレードの状態、写真6 No.3エンジンの損傷したLPTケーシング 参照)

## 2.10 事実を認定するための試験及び研究

### 2.10.1 No.3エンジンのSTG-1及びSTG-2 NGVの使用時間等

- (1) 同社の整備記録によれば、今回使用されていたSTG-1のNo.2ベーン・セグメントNGV (P/N: 9367M81G31) の使用時間及び使用サイクルは10,803時間及び2,064サイクルであった。

STG-1は、2003年7月の点検整備時に13個のベーン・セグメントすべてが交換された。

また、2006年2月の点検整備時には、No.2ベーン・セグメントは異常がなく交換されなかったことから、2003年7月の点検整備時に交換したNGVが使用されていた。

- (2) STG-2のNo.3ベーン・セグメントNGV (P/N: 9367M82G14) 及びNo.1ベーン・セグメントNGV (P/N: 9367M82G14) の使用時間及び使用サイクルは10,803時間及び2,064サイクルであった。

STG-2は、いずれも2003年7月の点検整備時に16個のベーン・セグメントのうち9個のベーン・セグメントを交換した。

この時、No.3及びNo.1ベーン・セグメントは、いずれもP/N: 9367M82G14へ交換された。

その後、2006年2月に実施した点検整備時には、8個のベーン・セグメントを交換したが、No.3及びNo.1ベーン・セグメントは異常がなく交換されなかった。

したがって、No.3及びNo.1ベーン・セグメントは2003年7月の点検整備時に交換したものが使用されていた。

### 2.10.2 No.3エンジンLPTのNGVの破断面詳細調査

JAXAの協力を得て、重大インシデント発生時に、No.3エンジンに装着されていたLPTのNGVの破断面詳細調査を行った。その結果は次のとおりであった。

STG-2のNo.3ベーン・セグメントNGV 6枚の破断面及びSTG-2のNo.1

ベーン・セグメントNGV並びにSTG-1のNo.2ベーン・セグメントNGVのき裂部分について光学顕微鏡、SEM（走査型電子顕微鏡）及びEDAX（EDAX社製エネルギー分散型X線分析装置）等により破面解析を行った。調査結果は、以下のとおりであった。

(1) 光学顕微鏡（VHX-200型）及び目視による各破面解析

破面は酸化腐食しており、一部結晶粒界<sup>\*7</sup>における応力腐食割れ<sup>\*8</sup>があった。

起点が異なる複数のき裂が連結することにより分岐状の破面様相を呈しており、壁面貫通損傷状態であった。

(2) EDAX（EDAX社製エネルギー分散型X線分析装置）による酸素濃度勾配解析

当該NGVは、外壁面には耐酸化コーティングが施されているが、内壁面は耐酸化コーティングが施されていないことから内壁面から外壁面へ向かう酸化の進行が予想されたため、NGV断面の酸素濃度勾配の解析を行った結果、濃度勾配が検出不能なほどに過大な酸化がNGV壁面を貫通する方向に生じていた。

なお、当該NGVの成分分析を行った結果、合金成分はすべてRené<sup>\*9</sup>77であった。

(3) NGVを切断して内壁面を調査した結果

NGVは、外側表面は耐酸化コーティングが施されていたが、内壁面は黒色の酸化膜で覆われていて、はがれやすい状態であった。

また、内壁面は耐酸化コーティングが施されてなく、母材は著しい粒界腐食<sup>\*10</sup>及び粒界酸化<sup>\*11</sup>状態となり、ぼろぼろと崩れる状態であった。

（写真7 LPT STG-2のNGV破断面、写真9 LPT STG-2のNGV内壁面の粒界腐食及び粒界酸化状況 参照）

## 2.10.3 STG-2のLPTディスク取付け部の付け根から破断していたタービン・ブレードの調査

\*7 「結晶粒界」とは、結晶粒と結晶粒との境界のことで、光学顕微鏡による組織観察で網の目状に見える線のことである。

\*8 「応力腐食割れ」とは、特定の腐食環境下で、引張り応力がかかった金属材料が、腐食環境にない場合よりも低い応力で、ある時間後に脆性的に破断する現象である。

\*9 「René」とは、耐熱合金の名称である。

\*10 「粒界腐食」とは、結晶粒界に析出物ができ、その影響で付近の析出元素の不足から集中的に腐食が進むことである。

\*11 「粒界酸化」とは、熱処理において、金属製品の表面層の結晶粒界が、熱処理雰囲気中の酸素によって酸化される現象である。



STG-2のタービン・ブレードの前縁根元に、衝突痕と見られる大きな凹みがあった。この凹み部分は、STG-2のNo.3ベーン・セグメントNGVのインナー・プラットホームの形状と一致した。

(写真4 LPT STG-2 タービン・ブレードの破断状況、写真8 LPT STG-2のタービン・ブレード衝突痕 参照)

#### 2.10.4 STG-3～STG-5の破壊経過調査

STG-2のNGVが破断及び脱落をしたことにより、STG-3～STG-5までのタービン・ブレードは、すべてほぼLPTディスク付け根付近から破断していた。

また、STG-3～STG-5までのNGVも大きく損傷し、欠落した部分もあった。

(写真5 LPT STG-4の破断したタービン・ブレードの状態 参照)

### 2. 1.1 その他必要な事項

#### 2.11.1 エンジン製造メーカーによる技術通報

同機のエンジンの製造メーカーである米国ゼネラル・エレクトリック (GE) 社は、下記事項によるエンジンの全体的な信頼性と耐久性を改善するために、2006年6月16日付け技術通報 (Service Bulletin) CF6-80C2 S/B 72-1222を発行していた。(抜粋、仮訳)

##### (1) 状況

現在のLPT STG-1とSTG-2のノズルは、エアフォイル内部空洞の腐食及び粒界酸化 (Intergranular Oxidation (IGO)) により、エアフォイルの壁面貫通損傷及び破壊に至った事例があった。

##### (2) 原因

LPT STG-1とSTG-2のノズルのエアフォイル内部空洞は、周囲保護のコーティングをしてないことから、粒界酸化 (IGO) 及び腐食による劣化を受け易い。

劣化は、機械的/熱的ストレスがエアフォイルの金属母材に影響を及ぼし、き裂を引き起こす。

##### (3) 改善

内部への周囲保護コーティングを実施すると、LPT STG-1とSTG-2のノズルの信頼性や耐久性を改善させる。

##### (4) 有効性及び説明

新品又は再生されたLPT STG-1ノズルの部品番号は2101M69G01～G21である。そして、新品又は再生されたLPT STG-2ノズルの部品番号は2101M71G01～G08である。

##### (5) 適用

STG-1とSTG-2 LPTノズルの修理のための機会があった時、このサービズブリテンを適用するよう推奨する。

## 2.11.2 LPTのNGVの整備基準

### (1) 同社の整備要目

LPTのNGVの整備については、エンジン製造会社が定めている「ワークスコープ・プランニング・ガイド」に基づき、同社は独自の「ワークスコープ・プランニング・ガイド」を制定し、これに基づいて以下のとおり、整備を行っていた。

- ・オン・コンディション<sup>\*12</sup>での目視による点検で行う。
- ・NGVには限界使用時間はない。

### (2) 同社の整備状況

同社は、機体の定時整備時エンジンを一定期間航空機から取卸し、工場に搬入して、エンジン・マニュアルに基づいた、LPT部分のパーツ交換等の整備作業を実施していた。

しかし、同社においては、2006年2月以降、同エンジンLPTのNGVの定期点検整備はなく、GE社が2006年6月16日付けで発行した技術通報（CF6-80C2 S/B 72-1222）は実施されていなかった。

## 3 分析

### 3.1 乗務員の資格等

機長、副機長及び航空機関士は、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、所定の点検及び整備が行われていた。また、乗組員の口述及び同機の整備記録から、本重大インシデント発生まで機体に異常はなかったものと推定される。

---

\*12 「オン・コンディション」とは、航空機の装備品を分解せず検査のみを行い、その検査結果によって継続使用の可否を決定する整備方式である。

### 3.3 気象の関与

当時の気象状態は、本重大インシデントの発生に関連はなかったものと推定される。

### 3.4 同機が離陸上昇中にNo. 3エンジンに異常が発生した時期

- (1) 2.1.1のDFDR記録から、同機が15,700ftを上昇中、12時38分11秒にNo. 3エンジンのN1が79.0%に急激に低下し、CVRの記録からは「ガーン」の異音が発生していること、
- (2) 2.1.2の機長及び副機長の口述から、離陸上昇中、高度18,000ft付近で右後方から「ガーン」と異音が聞こえ、N1が68%へ低下したこと及びN1が68%まで低下した後、絞っていたNo. 3エンジン・スラスト・レバーを上げたが変化はなく、No. 3エンジンを停止したこと

から、同機は15,700ftを上昇中、No. 3エンジンから異音が発生したときに、エンジンが破損したものと推定される。

### 3.5 LPT STG-2のNo. 3ベーン・セグメントNGV等の破断要因

2.10.2(1)～(3)に記述したとおり、STG-2のNo. 3及びNo. 1ベーン・セグメントNGV並びにSTG-1のNo. 2ベーン・セグメントNGVは、外側表面は耐酸化コーティングが施されていたが、内壁面には耐酸化コーティングが施されていなかった。

破断したNGVの破断片及びき裂の生じたNGVを切断して内壁面を調査した結果、内壁面表面は黒色の酸化膜で覆われ、はがれやすい状態で内側母材には著しく粒界腐食が発生していた。

結晶粒界周辺には化合物の析出が起こりやすく、またクロム炭化物が析出すれば耐酸化性を与えるクロムが減少し、結晶粒界周辺には酸化・腐食が発生し易くなることから、粒界腐食により材料劣化及び強度低下が進行して、ブレード内壁よりき裂が発生し破断したものと推定される。

### 3.6 LPTのSTG-2のタービン・ブレードの破断経過

STG-2のLPTディスク取付け部の付根から破断していたタービン・ブレードの前縁根元に、衝突痕と見られる大きな凹みがあった。

この凹み部分は、2.10.3に記述したとおり、破断、脱落したNo. 3ベーン・セグメントNGVのインナー・プラットホームの形状に一致したことから、No. 3ベーン・セグメントNGVの破断と同時にインナー・プラットホームも外れ、高速回転中のタービン・ブレードに衝突し、タービン・ブレードが破断したものと推定される。

### 3.7 LPTのSTG-3～STG-5の破壊経過

STG-3～STG-5までのタービン・ブレードが全てほぼLPTディスク付け根付近から破断したこと及びNGVが損傷したことについては、2.10.4に記述したとおりSTG-2のNGVが破断及び脱落后飛散したことにより、STG-2タービン・ブレードに衝突して2次破壊が起こり、後段のタービン・ブレード及びNGVに次々に衝突し、2次破壊が拡大したためと推定される。

### 3.8 被害の軽減及び再発防止策

LPTのSTG-1及びSTG-2のNGVについては、2.11.1に記述したように、エンジン製造メーカーによる2006年6月16日付け技術通報に、STG-1とSTG-2のNGVの内部空洞は、周囲保護のコーティングをしてないことから、粒界酸化及び粒界腐食による劣化を受け、内壁面側を起点とするき裂及び破壊を生じることから、新しく内壁面に耐酸化コーティングを施したNGVに交換するとノズルの信頼性や耐久性を改善させる旨が記載されていたが、同社は技術通報以降、同エンジンのNGVの点検整備の予定はなく、NGVの交換もされていなかった。

CF6-80C2エンジンの承認された整備計画は、オン・コンディション方式に基づいており、回転部品に対する寿命以外にハード・タイム制限は設定されていない。

しかしながら、本重大インシデントにおいては当該ノズル・ガイド・ベーンの破壊によってエンジンが破損に至ったことから、結果的にはエンジン製造メーカーは運航者に対しNGVの交換時期を明確にし、早期の交換を推奨することが望ましかったものと考えられる。

### 3.9 同機の右主翼下面の損傷経過

右主翼の翼アクセス・ドア及びNo.3エンジン内側パネル付近に、多数の小さな穴及び擦過傷が認められたことについては、3.7に記述したようにSTG-2のNGVが破断及び脱落后飛散したことにより、STG-2タービン・ブレードに衝突して2次破壊が起こり、後段のタービン・ブレード及びNGVが破断したため、低圧タービン・ブレード及びNGVの破片が排気口より空中に飛散し、右主翼の翼アクセス・ドア及びNo.3エンジン内側パネル付近に衝突したものと推定される。

### 3.10 タービン・ブレード及びNGVの破断による地上への影響

3.9に記述したように2次破壊が起こり、低圧タービン・ブレード及びNGVの破片が排気口より空中に飛散し、2.4に記述したとおり、飛行経路直下に駐車中の乗用車にタービン・ブレード片が落下して損傷させたものと推定される。

## 4 原因

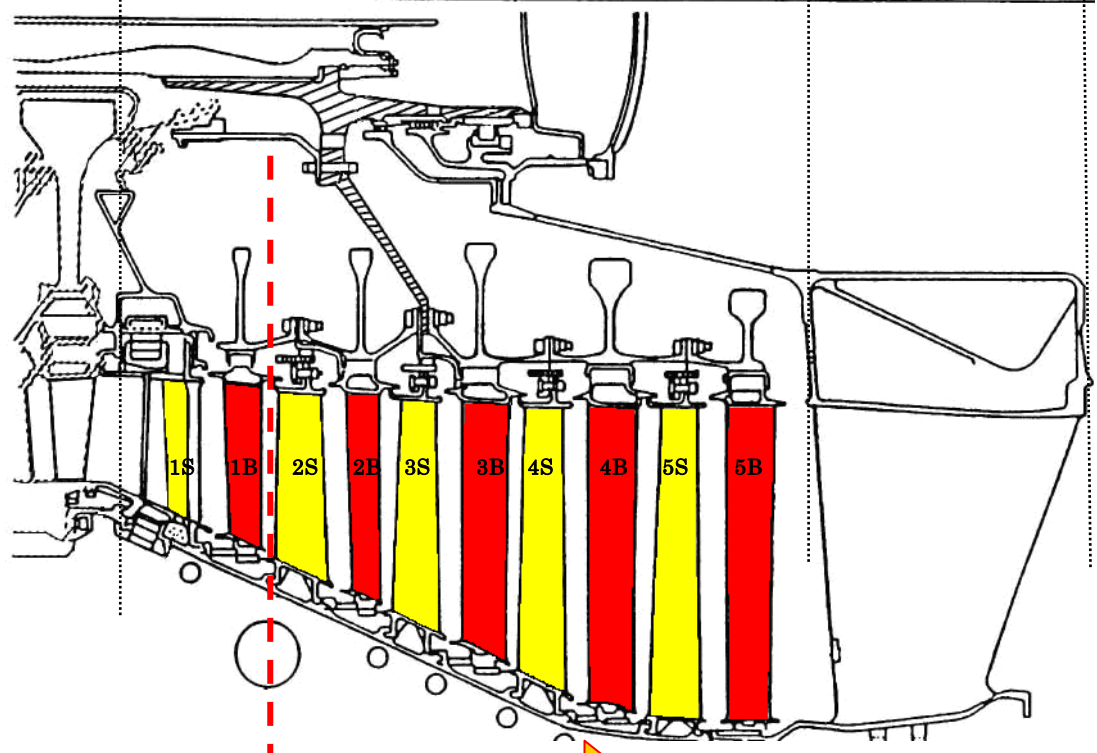
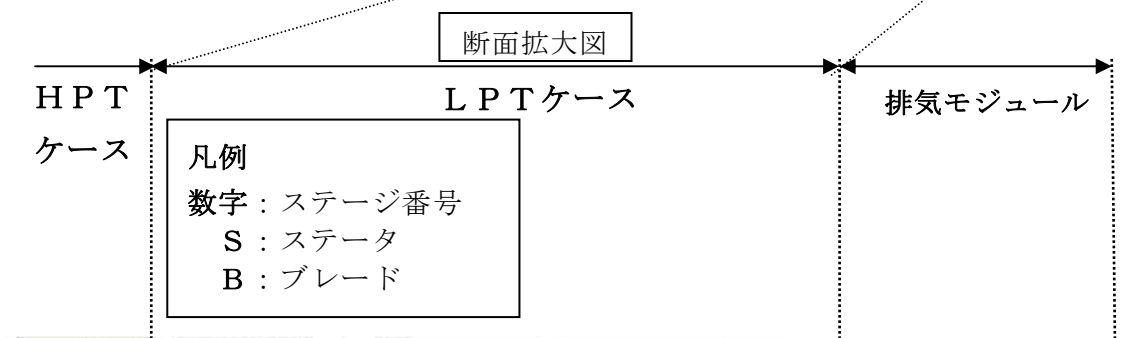
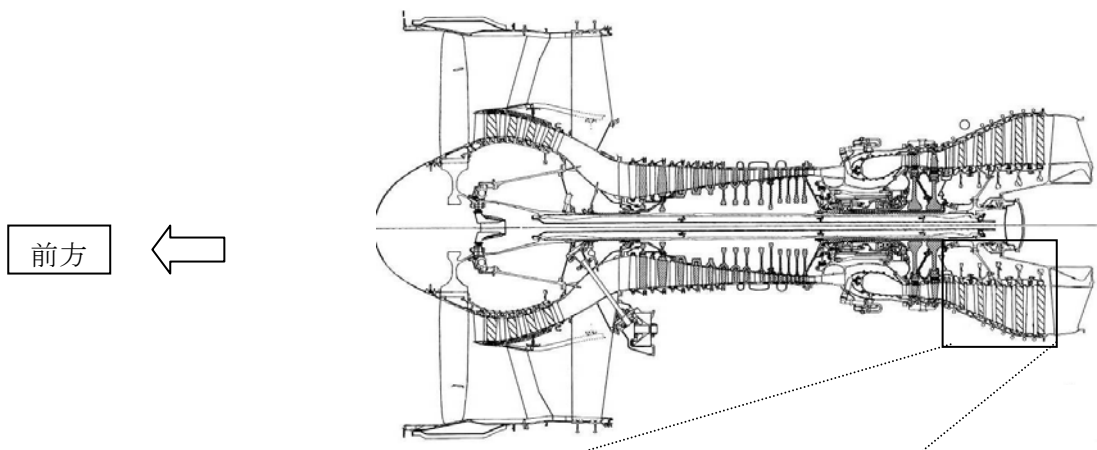
本重大インシデントは、同機が離陸上昇中、No. 3 発動機 LPT STG-2 のノズル・ガイド・ベーンが粒界腐食により破断後脱落し飛散したため、後段のノズル・ガイド・ベーン及びタービン・ブレードが破壊され発動機が破損したことによるものと推定される。

ノズル・ガイド・ベーンが粒界腐食により破断したことについては、当該ノズル・ガイド・ベーンの外側表面には耐酸化コーティングが施されていたが、内壁面には耐酸化コーティングがされていなかったことから、結晶粒界において酸化及び腐食が発生しやすくなり、材料劣化及び強度低下が進行し、ノズル・ガイド・ベーン内壁より破断したものと推定される。

付図1 推定飛行経路図



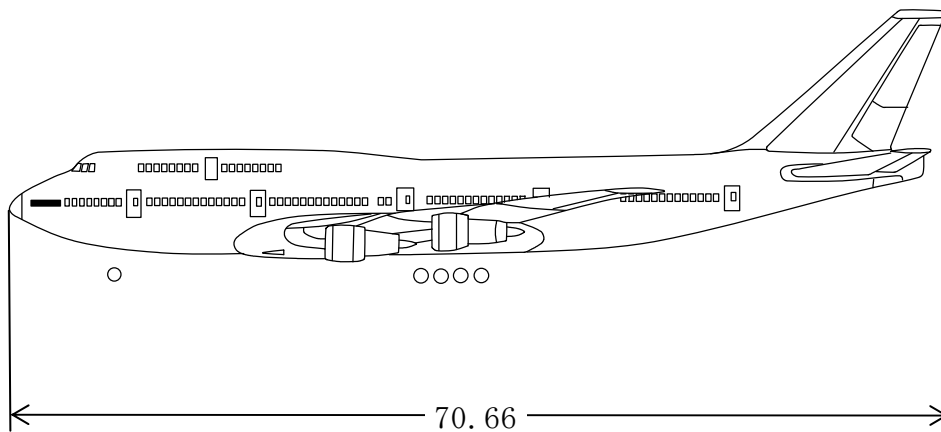
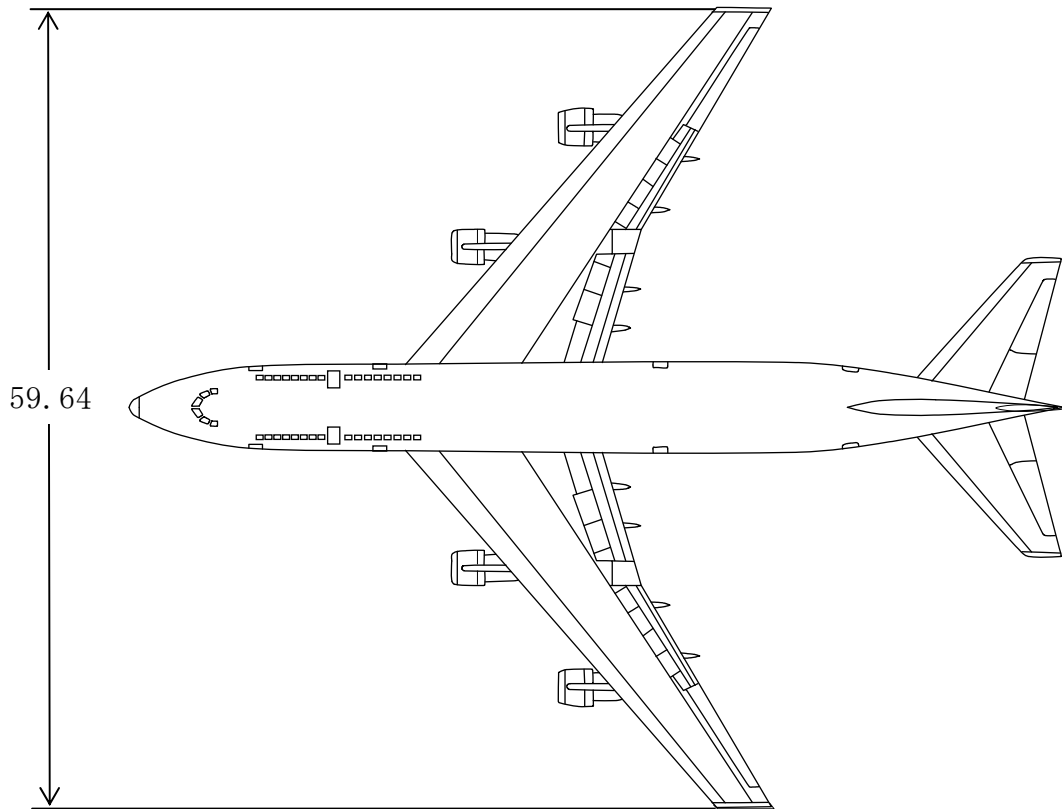
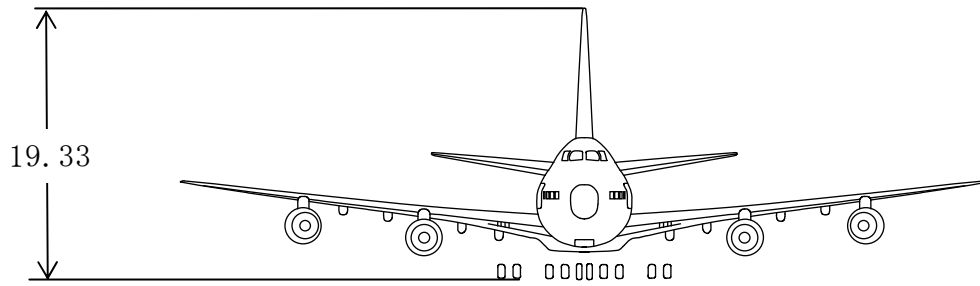
付図2 No. 3エンジンLPT



著しい損傷

付図3 ボーイング式747-337型 三面図

単位：m





# 付図4 D F D R の記録

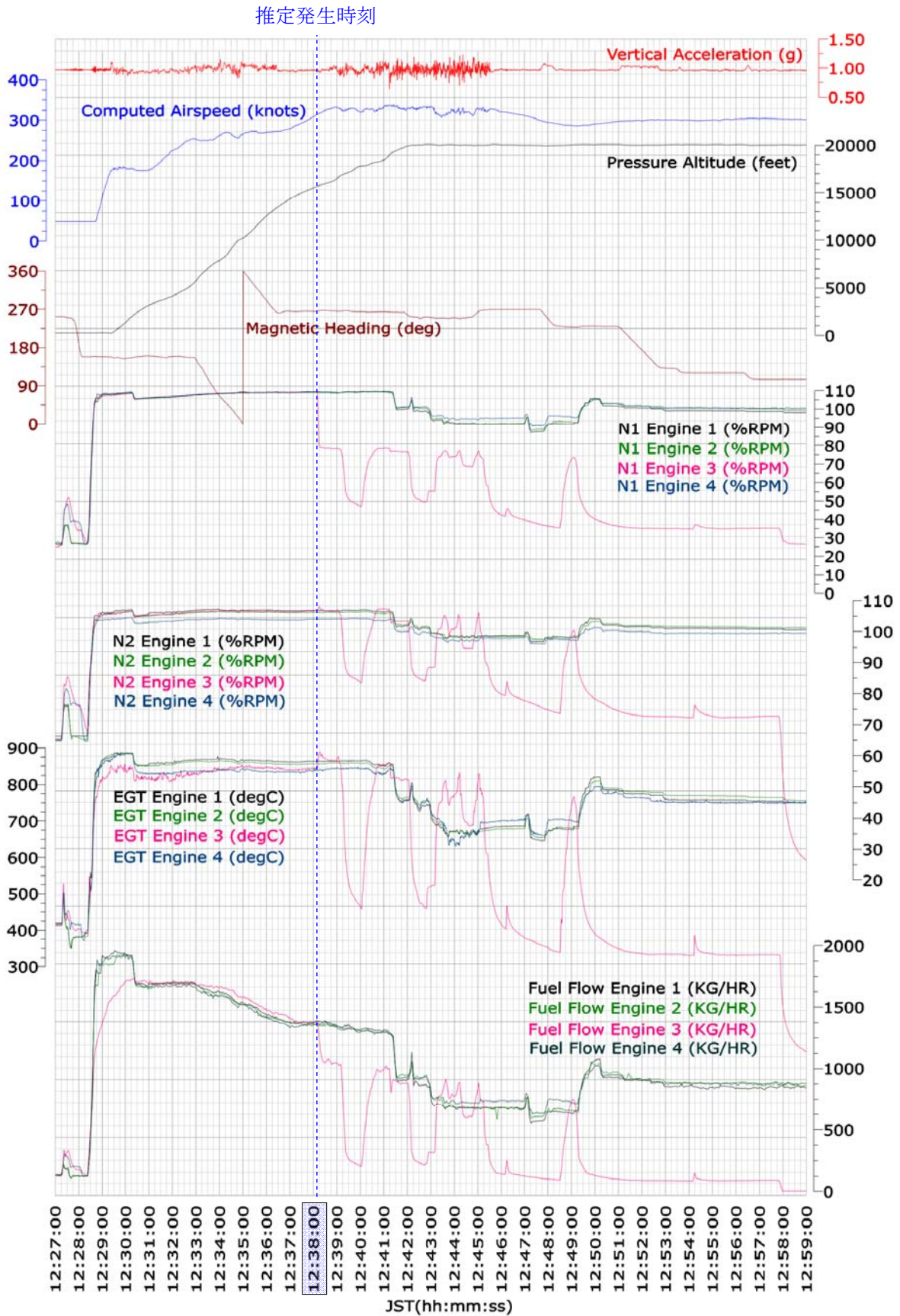


写真1 重大インシデント機



写真2 LPT STG-1 No.2 ベーン・セグメント NGV のき裂

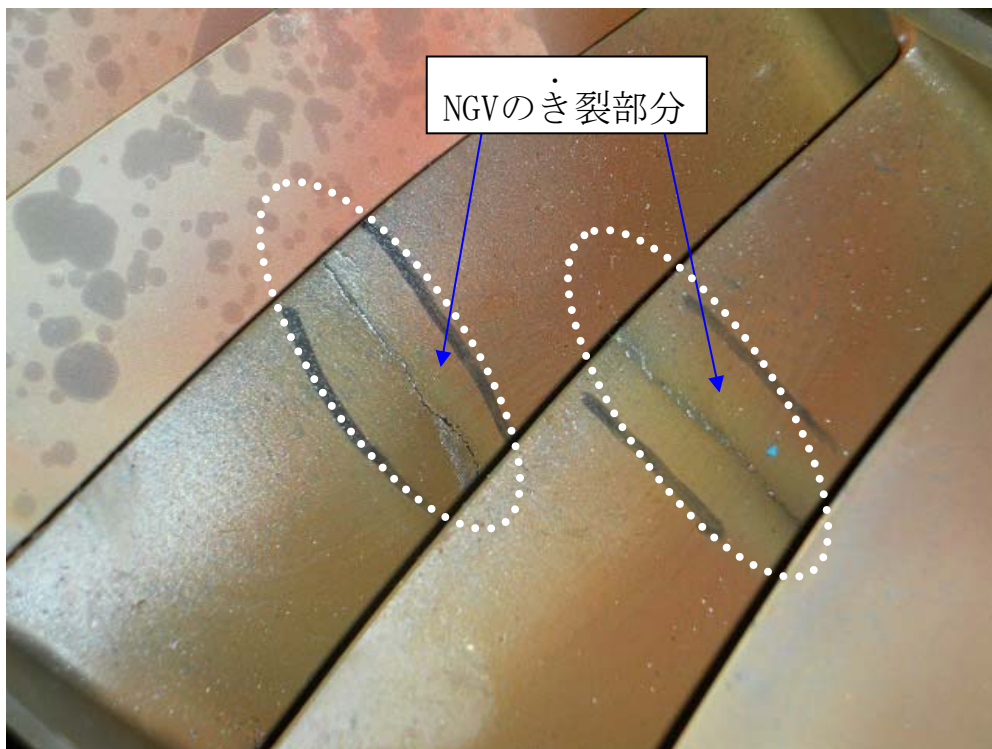


写真3 L P T STG-2 No. 3 ベーン・セグメント NGV の破断状況

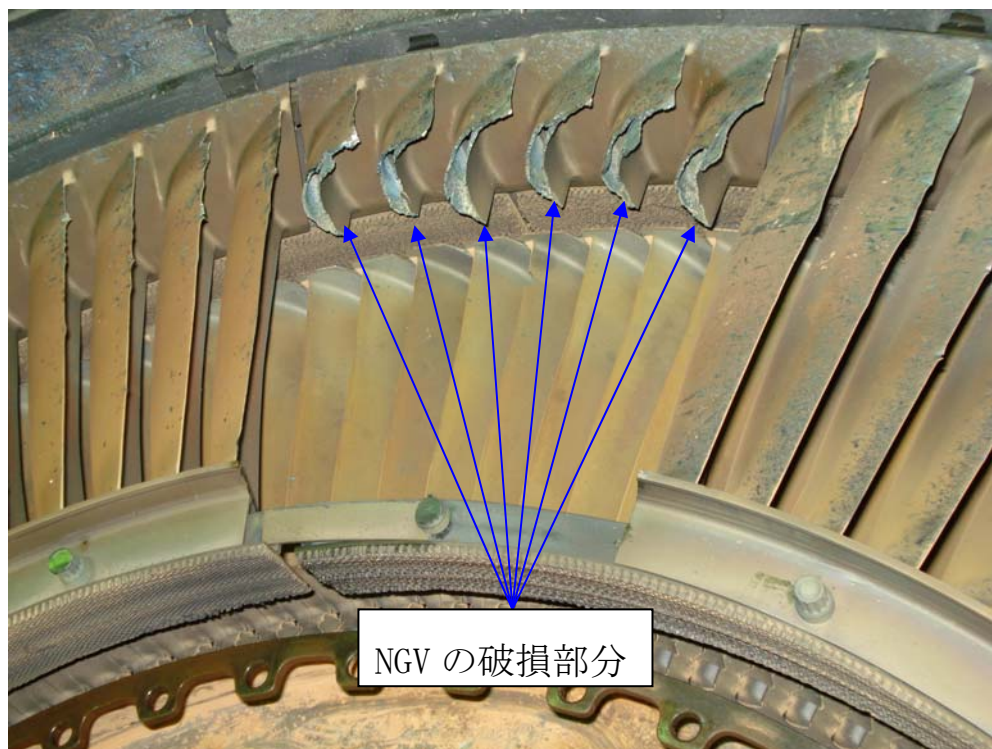


写真4 L P T STG-2 タービン・ブレードの破断状況



写真5 L P T STG-4 の破断したタービン・ブレードの状態

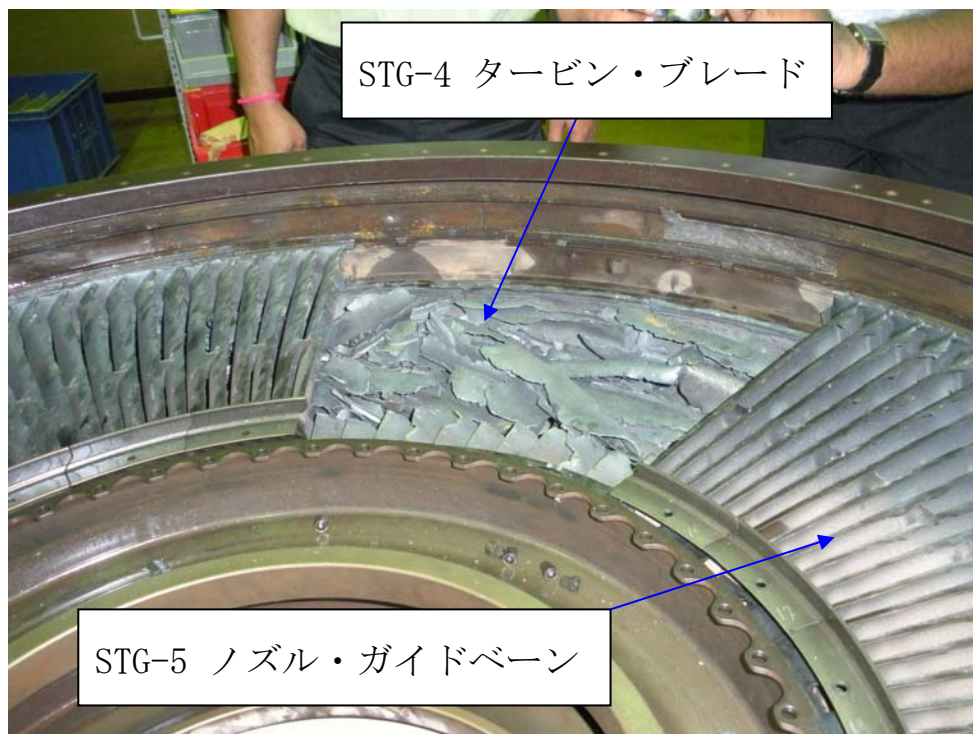


写真6 No. 3 エンジンの損傷したL P Tケーシング



写真7 LPT STG-2 の NGV 破断面

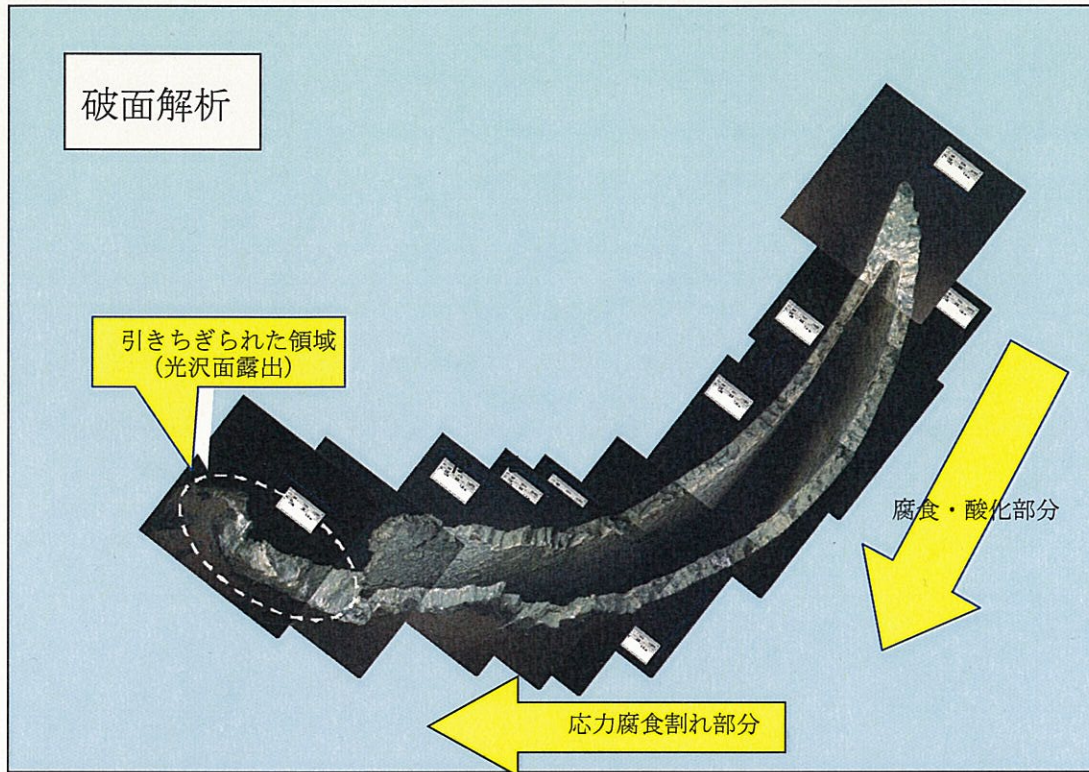


写真8 LPT STG-2 のタービン・ブレード衝突痕



写真9 LPT STG-2のNGV内壁面の粒界腐食及び粒界酸化状況

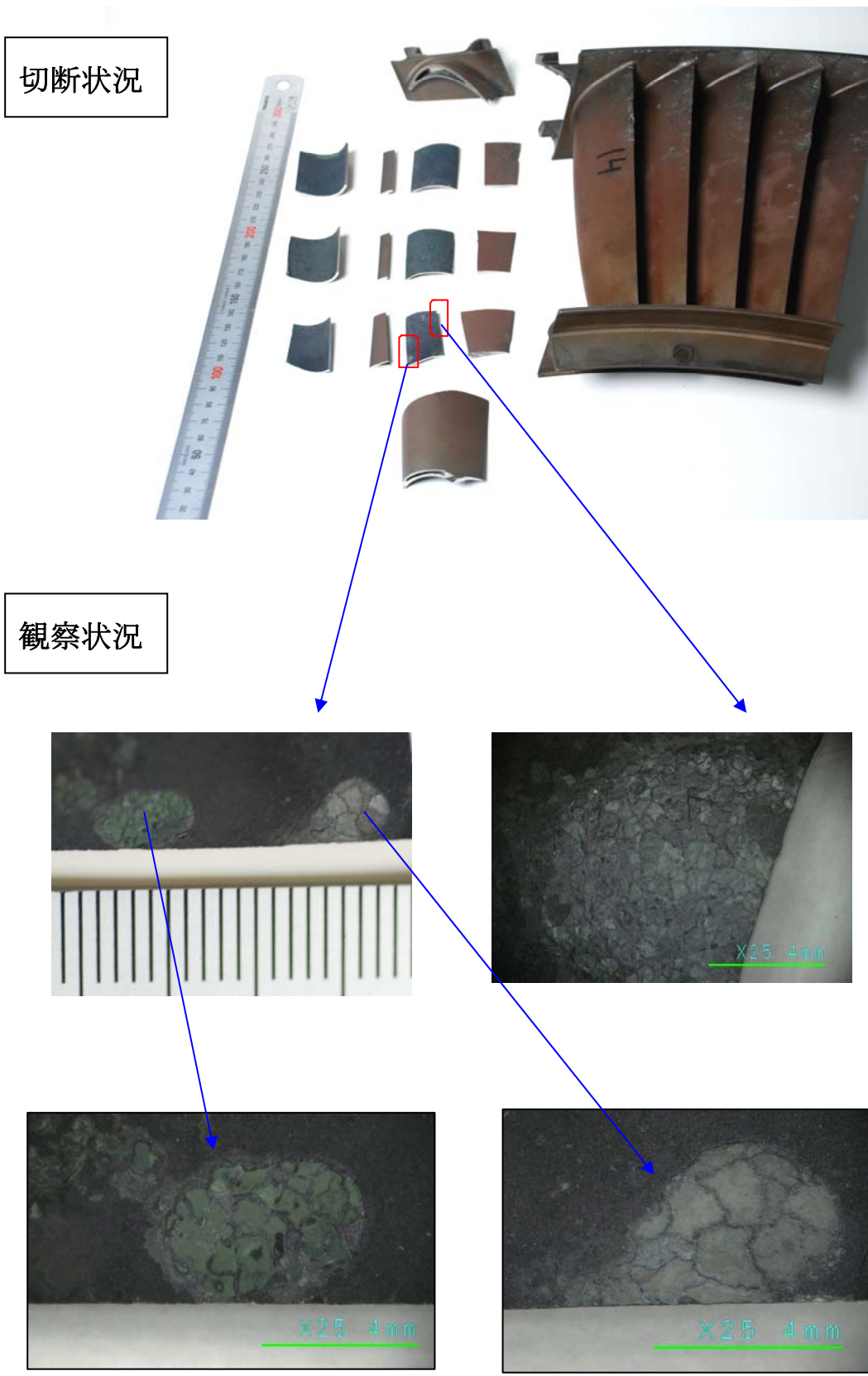


写真10 損傷した乗用車（フロントガラス）

