

2003-4

航空重大インシデント調査報告書

日本アジア航空株式会社所属	JA8129
個人所	属 JA12KU

平成15年11月28日

航空・鉄道事故調査委員会

本報告書の調査は、日本アジア航空株式会社所属JA8129他 1 件の航空重大インシデントに関し、航空・鉄道事故調査委員会設置法及び国際民間航空条約第 13 附属書に従い、航空・鉄道事故調査委員会により、航空事故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、航空重大インシデントの責任を問うために行われたものではない。

航空・鉄道事故調査委員会

委員長 佐藤 淳 造

日本アジア航空株式会社所属 JA 8 1 2 9

航空重大インシデント調査報告書

所 属 日本アジア航空株式会社
型 式 ボーイング式747 - 200B型
登録記号 JA8129
発生日時 平成15年2月13日 12時55分ごろ
発生場所 那覇市の北西約180nmの海上上空

平成15年11月5日

航空・鉄道事故調査委員会（航空部会）議決

委 員 長	佐 藤 淳 造（部会長）
委 員	勝 野 良 平
委 員	加 藤 晋
委 員	松 浦 純 雄
委 員	垣 本 由 紀 子
委 員	山 根 皓 三 郎

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（破片が当該発動機のケースを貫通した場合に限る。）」に準ずる事態として同条第14号に該当することから、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。

日本アジア航空株式会社所属ボーイング式747 - 200B型JA8129は、平成15年2月13日（木）、同社の定期201便として、10時39分、新東京国際空港を離陸した。台湾の台北国際空港へ向けて飛行中、那覇市北西の約180nmの海上上空において、フライトレベル260から280へ上昇中、12時55分ごろ、同機に大きな衝撃音とともに強い振動が発生した。運航乗務員が、No.2エンジンのノーズ・カウルに穴が開いているのを発見したため、目的地を那覇空港に変更して、13時40分、同空港に着陸した。

同機には、機長ほか乗務員 17 名及び乗客 298 名計 316 名が搭乗していたが、乗客及び乗務員に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

航空・鉄道事故調査委員会は、平成 15 年 2 月 13 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・製造国であるアメリカ合衆国の代表が参加した。

1.2.3 調査の実施時期

平成 15 年 2 月 13 日～15 日	機体調査及び口述聴取
平成 15 年 2 月 17 日	エンジン詳細調査
平成 15 年 3 月 25 日及び 26 日	ファン・ブレードの破断面調査 (アメリカ合衆国事故調査当局 (NTSB) の協力を得て、調査を実施した。)
平成 15 年 9 月 19 日～10 月 23 日	設計・製造国への意見照会

1.2.4 航空局への情報提供

平成 15 年 2 月 21 日、航空局に対して、事実調査で得られた情報として、ファン・ブレードの破断面に疲労破壊特有の痕跡模様らしいものが確認されたこと等の事実を通知した。

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。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

日本アジア航空株式会社所属ボーイング式 747 - 200 B 型 JA8129 (以下「同機」という。) は、平成 15 年 2 月 13 日、日本アジア航空株式会社 (以下「同社」という。) の定期 201 便として、新東京国際空港から台湾の台北国際空港に向け

て飛行していた。

新東京空港事務所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：計器飛行方式、出発地：新東京国際空港、巡航速度：493kt、巡航高度：フライトレベル260、経路：TETRA（ポイント）～HME（羽田VOR/DME）～KCC（名古屋VORTAC）～航空路V28～SANDA（ポイント）～AJE（淡路VOR/DME）～KRE（高知VOR/DME）～DONKY（ポイント）～HKC（鹿児島VORTAC）～航空路A1～APU（アンブVOR/DME）、目的地：台北国際空港、移動開始予定時刻：10時00分、所要時間：3時間36分、持久時間で表された燃料搭載量：5時間19分

同機は、乗務員18名、乗客298名計316名が搭乗し、新東京国際空港を10時39分に離陸した。その後、フライトレベル（以下「FL」という。）260で飛行中に、揺れを避けるためにFL280へ上昇しようとしてエンジンの推力を上げた。上昇中の12時55分ごろ、那覇市の北西約180nmの海上上空で、「ドン」という衝撃音とともに横揺れが発生し、No.2エンジンのEGT（Exhaust Gas Temperature、エンジンの排気ガス温度）が急激に上昇した。機長は、No.2エンジンを停止した後、客室乗務員より、No.2エンジンに穴が開いているとの通報を受けたため、航空機関士に客室からエンジンの状態を確認することを指示した。航空機関士が客室から目視で確認すると、No.2エンジンのノーズ・カウルに穴が開いていた。このため、13時02分ごろ那覇管制区管制所（以下「那覇コントロール」という。）に対し那覇空港への目的地の変更の要求をした後、13時40分、同空港に着陸した。

機長、副操縦士、航空機関士及び客室乗務員によれば、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。

(1) 機長及び副操縦士

新東京国際空港出発前に、運航乗務員3名で、各エンジン部分も含め機体の飛行前点検を実施したが異常はなかった。

新東京国際空港を10時39分に離陸し、飛行計画どおりFL260を飛行中、高知付近の上空で弱い揺れがあった。また、同社の他の航空機がFL260で弱い揺れを感じたとの連絡を受けたため、同機は、FL240へ高度を変更し飛行した。

航空路A1上のRUSARポイントを過ぎたところで、FL260へ上昇し飛行していたら、薄い雲の隙間があり揺れる可能性があると思った。

そこで、RUSARポイントを過ぎBULANポイント手前約130nm付近で、FL260からFL280へ上昇するため、エンジン推力を上げて上昇していると、「ドン」という衝撃音と振動があった。この振動は、明らかに気流によるものではなかった。このとき、No.2エンジンのEGTが940ま

で上昇し、E G T計の橙色灯が点灯し、E P R (Engine Pressure Ratio、エンジンの入口と出口の圧力比) が約1.52で固定してしまった。これらの結果により、No.2エンジンが破損したものと判断した。

直ちに、No.2エンジンの推力を絞るとファン回転数及びE G Tが減少し、緊急時の「Inflight Engine Failure and Shutdown」の処置を実施しエンジンを停止した。その後、那覇コントロールに対して、エンジンが破損した旨を通報した。これに対し那覇コントロールから、FL280を維持できるかとの問い掛けがあり、これに対して可能な旨を通報した。

その後、客室乗務員からNo.2エンジンに穴が開き、パネルが剥がれているとの通報があったため、航空機関士が客室からNo.2エンジンを確認した。確認の結果、航空機関士は、ノーズ・カウルに穴が開いていること及びエンジン自体が振動していることから、ファン・ブレードが破断している可能性があることを報告した。このため、那覇空港へ目的地を変更することが最善と判断した。

この段階で、同機は、エンジンに振動はあったが、各システムに異常はなかったため、管制機関に対して緊急事態は宣言せず、目的地を那覇空港に変更する旨の要求をした。その後、飛行を継続し13時40分ごろ那覇空港に着陸した。

「ドン」という衝撃音及び機体が全体的に振動し始めたのは、航空路A1上のBULANポイント手前約130nmで、12時55分ごろであった。

(2) 航空機関士

新東京国際空港を出発する前に、搭載用航空日誌により、修理が持ち越されたエンジン関係の不具合がないことを確認した。

新東京国際空港を離陸した後、巡航高度のFL260へ到達し、エンジン計器の指示に問題がないことを確認した。

その後、雲があり揺れを避けるため、FL260からFL280へ上昇の許可を得て、MCT(最大連続推力)にパワーを入れ上昇を始めた瞬間、急に「ドン」という衝撃音と同時に、No.2エンジンのE G Tが急激に上昇しE G T計内の橙色灯が点灯したため、スラスト・レバーを引いた。

このとき、当該スラスト・レバーは、アイドルの位置までは引いていなかったが、それでもE G Tが下がらないため、アイドルの位置まで引いた。

今回は、機体全体が振動しており、気流による振動ではないと感じた。

E P Rは最大限界の近く約1.5で固着したような状態となり、E G Tは異常に上昇していたため、No.2エンジンを停止した。

その後、客室乗務員からNo.2エンジンに異常があるとの連絡を受け、1階客室ビジネス・クラスの後部座席からエンジンを確認したところ、ノーズ・カ

ウルに穴が開いていたため、ファン・ブレードが破断したと判断し、機長に最寄りの空港へ降りるよう進言した。以後、3基のエンジンにより通常の飛行をした。また、同機の機体の振動は、かなり低速になるまで続いていた。

(3) 客室乗務員

機内サービスの後片付けをしていると、12時50分ごろから軽い揺れが始まった。タービュランスによる揺れかと思っていたら、続いて振動があり「ドン」という衝撃音が発生し、更に振動が続いた。

通常の揺れと違って衝撃音を伴っていたことから、L2（左側、前から2番目）ドアの窓から外を見たら、No.2エンジンのノーズ・カウルに穴が開き内部の部材が見えていた。このため、操縦室へエンジン外壁に損傷がある旨の緊急連絡をした。今回の揺れについては、最初「カタカタ」と軽い揺れが始まり、「ドン」という衝撃音が発生するまでは1分間もなかった。衝撃音発生以降の振動は、機体全体が揺れている感じで、機体後部でも振動は大きかった。

前任客室乗務員は、12時58分ごろNo.2エンジンが不調となったが混乱しないようアナウンスした。その後、13時10分ごろ機長からNo.2エンジン不調のため目的地を変え那覇空港へ着陸する旨のアナウンスをした後、那覇空港に着陸した。

重大インシデント発生地点は、那覇市の北西約180nmの海上上空で、高度約27,000ftであった。発生時刻は、12時55分ごろであった。

(付図1参照)

2.2 人の負傷等

乗客298名、乗務員18名、合計316名が搭乗していたが負傷者はいなかった。

2.3 航空機の損壊に関する情報

重大インシデント発生後、機体を調査した結果、No.2エンジン以外に機体外部に損傷は認められなかった。なお、No.2エンジンの破損状況は、以下のとおりであった。

- (1) No.35ファン・ブレードは、取付部から約19cmの部位で破断しており、さらに、破断した破片は少なくとも3個以上の破片に分断されていた。破断した破片のうち最も付根側の破片は長さが約20cmあり、ファン・ブレードとその約30cm後方にある整流板の間で発見された。また、ファン・ブレードの先端から約10cmの部分は、ファン・ブレード前方にあるノーズ・カウル内壁の3時の位置（エンジンを後ろから見て、時計の文字盤で表した位置。以下同じ。）に突き刺さっていた。ファン・ブレード全体の長さは約70cmであり、

残り約 21 cmの部分については、回収されなかった。

- (2) エンジンのノーズ・カウルの4時方向の位置に貫通穴(軸方向最大約34 cm、円周方向最大約44 cm)が開いていた。
- (3) ノーズ・カウル内壁の一部が損傷していた。
- (4) エンジンのテール・コーンの取付ボルトの一部が破断していた。
- (5) 破断したNo.35以外のファン・ブレード(45枚)については、そのほとんどが損傷していた。

(付図2及び写真1、2、3参照)

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報 なし

2.5 航空機乗組員等に関する情報

(1) 機長 男性 54歳

定期運送用操縦士技能証明書(飛行機)	平成2年3月9日
限定事項 陸上多発機	昭和49年10月19日
ボーイング式747型	昭和57年4月2日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成15年3月31日
総飛行時間	13,407時間25分
最近30日間の飛行時間	52時間01分
同型式機飛行時間	13,069時間06分
最近30日間の飛行時間	52時間01分

(2) 副操縦士 男性 46歳

事業用操縦士技能証明書(飛行機)	平成5年11月29日
限定事項 陸上多発機	平成6年2月25日
ボーイング式747型	平成7年2月15日
計器飛行証明(飛行機)	平成6年6月22日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成15年5月20日
総飛行時間	4,246時間08分
最近30日間の飛行時間	35時間36分
同型式機飛行時間	2,817時間21分
最近30日間の飛行時間	35時間36分

(3) 航空機関士 男性 51歳

航空機関士技能証明書(飛行機)	昭和56年5月22日
限定事項 陸上多発機	昭和56年5月22日
ボーイング式747型	昭和56年5月22日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成15年9月25日
総飛行時間	11,671時間57分
最近30日間の飛行時間	54時間44分
同型式機飛行時間	11,671時間57分
最近30日間の飛行時間	54時間44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747-200B型
製造番号	21678
製造年月日	昭和54年2月16日
耐空証明書	第東-12-174号
有効期限	平成12年6月15日から整備規程(日本航空株式会社又は本航空機を日本航空株式会社との共通事業機として使用するその他の航空運送事業者)の適用を受けている期間
総飛行時間	67,621時間32分
定期点検(6M/29C点検、平成14年12月27日実施)後の飛行時間	308時間32分

2.6.2 No.2エンジン

型 式	プラット・アンド・ホイットニー式JT9D-7A型
製造番号	685914
製造年月日	昭和48年10月30日
総使用時間	72,591時間36分
定期点検(前回のO/H、平成14年10月8日実施)後の飛行時間	202時間35分
同機への装着日	平成15年1月13日
装着後の飛行時間	202時間35分

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・ジェットオイルであった。

2.7 気象に関する情報

機長によれば、重大インシデント発生地点付近（BULANポイント手前約130nm）のFL260付近の高度では、有視界気象状態で、天気は良かった。しかし、FL240付近には、極めて薄い雲があり、機体が少し揺れていた。

2.8 飛行記録装置及び操縦室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980-4100-DXUS型デジタル式飛行記録装置（以下「DFDR」という。）、及び30分間の操縦室の音声を記録できる米国コリンズ社製522-4057-010型操縦室用音声記録装置（以下「CVR」という。）が装備されていた。

DFDRには、重大インシデントに関連のあるエンジンのデータが記録されていた。

また、CVRには、同機が那覇空港に着陸後、駐機場に停止したときからさかのぼって30分前までの音声が記録されていたが、それ以前の記録は上書き消去されていたため、重大インシデント発生時の音声記録は、残されていなかった。

2.9 事実を認定するための試験及び研究

2.9.1 No.2エンジンのNo.35ファン・ブレードの使用時間等

No.35ファン・ブレードの使用時間及び使用サイクルは各々67,605時間、25,340サイクルであった。また、使用年数については、昭和49年6月28日に整備が実施されていたことから、少なくとも28年以上であった。

2.9.2 No.2エンジンのNo.35ファン・ブレード破断面の詳細調査

重大インシデント発生時に同機に装着されていたNo.35ファン・ブレードの破片を収集し、光学顕微鏡、走査型電子顕微鏡及びエネルギー分散型成分分析装置を使用して各破断面を調査した。調査結果は、以下のとおりであった。

(1) 各破断面の目視及び光学顕微鏡による観察

2.3(1)で記述したように、ファン・ブレードは少なくとも4個以上に分断されていたが、回収された破片は取付部に残っていたものを含め3個であったため、これら3個の破片について調査を実施した。（付図2及び写真3参照）

それぞれの破片の破断面を確認したところ、取付部に残っていた破片の破断面には、疲労破壊特有の痕跡（ビーチマーク）が発見された。一方、その他の破片の破断面は、衝撃的なせん断力等により引きちぎられたような状態であるか又は著しく摩耗していた。（写真4参照）

上記ビーチマークは、付根部から約19cmの位置の後縁部分を起点として、

前縁方向に約 6 cmの長さまで伸展しており、その残部の破断面は、瞬時に破壊した様相を呈していた。

なお、ファン・ブレードの材質は、チタンに質量比で 6 %のアルミニウム及び同 4 %のバナジウムを加えたチタン合金であった。

(2) ビーチマークが発見された破断面の走査型電子顕微鏡及びエネルギー分散型成分分析装置による観察

亀裂起点部には欠けたような痕跡があり、その痕跡には微少な亀裂があった。(写真 5 参照)

上記痕跡付近の成分を分析したところ、チタン、アルミニウム及びバナジウム以外の不純物は認められなかった。

破断面の深さ方向の組織に関して、破断面を含むファン・ブレードの凸面を観察した結果、亀裂の起点部から扇状に、(a)母材組織とは明らかに異なる針状の異常組織(亀裂起点部から前縁方向へ約 0.4 mm、取付部方向へ約 1.2 mmの範囲)、(b)熱影響を受けた組織(同約 1 mm、約 2 mmの範囲)、(c)正常な母材組織の三層に分離していることが認められた。

(写真 6 参照)

(a)のような異常組織は、一度融解した組織が再凝固した際に生じるものであり、この組織には、母材組織には見られない微細な穴が数個存在していた。

の欠けたような痕跡は異常組織部に発生しており、微少な亀裂も異常組織部から伸展していた。

三層に分離した組織の硬度を測定した結果、異常組織、熱影響組織、母材組織の各値は、それぞれロックウェル硬さ(HRC)^(注1)でHRC 54、HRC 44、HRC 38であり、表層にある異常組織が最も硬度が高い状態、すなわち、もろい状態であった。

(注1)「ロックウェル硬さ」とは、試片表面に、一定の形状をした突起物を一定の荷重で押し付けた後、試片表面に生じたくぼみの大きさを計測することにより得られる硬度のことである。

2.9.3 No. 35 ファン・ブレード以外のファン・ブレードの損傷

No. 35 ファン・ブレード以外のすべてのファン・ブレードに損傷があり、これらの損傷について調査したところ、ビーチマークは発見されず、衝撃によって引きちぎられたような痕跡があった。

2.9.4 No.2エンジンのEPRセンサー部分の損傷

D F D Rの記録結果から、No.2エンジン・ファン・ブレードが破断したと推定される12時54分51秒以降EPRの値は、これまで1.492であったものが、急激に1.515に上昇し、それ以降は、エンジンを停止するまで1.515を記録したまま変化しない状態であった。

EPRのセンサー部分であるEPRトランスミッターを調査した結果、エンジン入口部で吸い込んだ空気の圧力を受感するペローの機械的な動きを電圧変化に変換する電圧変換部の保持部が緩んでいたため、吸い込んだ空気の圧力が電気信号に正しく変換されない状態であった。

2.10 その他必要な事項

2.10.1 No.35ファン・ブレードの溶接等作業

No.35ファン・ブレードには、本重大インシデント発生以前に、アーク・バーンの発生する可能性のある作業として、昭和55年8月25日、シュラウド(注2)接触面に対して溶接による修理作業及び平成8年4月22日シュラウド接触面に対してコーティング再生修理作業を実施した。

(注2)「シュラウド」とは、ファン・ブレードの先端から約12cm及び約36cmの位置に作り付けられた板状の突起物のことである。ファン・ブレードは、若干の遊びを残してハブに取り付けられているが、ファンが回転中は隣同士のブレードのシュラウドが触れ合うことによって、ブレードの変形や勝手な動きを抑え、安定した回転を得ている。

2.10.2 ファン・ブレードに対して要求される整備作業

No.35ファン・ブレードを含むプラット・アンド・ホイットニー式JT9D-7A型エンジンのファン・ブレードに対しては、同社の整備規程により、主に次のような整備が義務付けられている。

- (1) ファン・ブレードを取り卸して、ソフト2,000サイクルごと(注3)に整備工場を実施しなければならない整備項目
 - 付根部に対する渦電流探傷検査
 - 付根部に対するショット・ピーニング(注4)
 - 前縁浸食部に対する浸食の修理
 - ファン・ブレード全体に対するアーク・バーン(注5)の目視検査
 - 付根部に対する摩耗の目視検査
- (2) 航空機に取り付けた状態で、150飛行時間ごと(最大180飛行時間)に実施しなければならない整備項目

シュラウド部に対する亀裂、その他の損傷の目視検査

前縁及び後縁に対する引っかき傷、へこみ、アーク・バーン等の目視検査

(注3)「ソフト2,000サイクルごと」とは、ファン・ブレードを取り卸した際の当該ファン・ブレードの前の同一作業実施からの使用サイクルが、2,000サイクルを超える場合にのみ適用となる実施間隔のことである。

(注4)「ショット・ピーニング」とは、金属部品の表面に小さな鋼球やガラス・ビードを打ち付けて微細なくぼみを作り、表面を硬化させ、かつ圧縮の残留応力を発生させて、疲労強度及び応力腐食割れに対する抵抗力を増す表面処理方法のことである。

(注5)「アーク・バーン」とは、放電によって発生した熱により、金属等が焼け焦げ又は融解する事象のことである。

2.10.3 No.35 ファン・ブレードの重大インシデント発生直前の整備作業

重大インシデント発生直前に、No.35 ファン・ブレードに対して実施された整備は次のとおりである。

(1) 平成11年8月4日～11月22日

整備工場において、ファン・ブレードを取り外した状態で、整備規程に従って、以下の事項を実施した。

付根部に対する摩耗の目視検査及び渦電流探傷検査

付根部に対するショット・ピーニング

ファン・ブレード全体に対する亀裂、その他の損傷の目視検査等

(2) 平成14年3月8日～8月19日

整備工場において、ファン・ブレードを取り外した状態で、整備規程に従って、以下の事項を実施した。

シュラウド部に対する亀裂、その他の損傷の目視検査

ファン・ブレード全体に対する亀裂、引っかき傷、へこみ及びアーク・バーンの目視検査

前縁の浸食修理等

(3) 平成15年1月27日

航空機にエンジンが取り付けられた状態で、整備規程に従って、以下の事項を実施した。

シュラウド部に対する亀裂、その他の損傷の目視検査

前縁及び後縁に対する引っかき傷、へこみ、アーク・バーン等の目視検査等

2.10.4 アーク・バーンに起因するファン・ブレード破断の事例

プラット・アンド・ホイットニー式JT9D-7A型は、全世界で30年以上使用されており、現在も760基が使用されているが、アーク・バーンによりファン・ブレードの一部が融解後再凝固したことに起因してファン・ブレードが破断した事例は、全世界で本件を含め5件である。また、国内の航空会社においても、当該型式のエンジンに対して30年以上の使用実績があるが、本件のような事例は初めてである。

3 事実を認定した理由

3.1 解析

3.1.1 機長、副操縦士及び航空機関士は、適法な航空従事者技能証明書及び有効な航空身体検査証明書を有していた。

3.1.2 同機は、有効な耐空証明を有しており、所定の整備が行われていた。

3.1.3 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。

3.1.4 取付部に残っていた破片の破断面には、疲労破壊の特徴的模様であるビーチマークが認められたことから、付根部から約19cmの位置の後縁部分を起点とした亀裂が伸展したものと推定される。ビーチマークの長さから、疲労破壊による亀裂が高サイクル疲労により約6cm伸展し、残部は瞬時に破断したものと推定される。

上記以外の破片の破断面は、衝撃的なせん断力等により引きちぎられたような状態であること、及びNo.35ファン・ブレード以外のファン・ブレードも損傷していることから、付根部から約19cmで破断した長さ約51cmの破片は、他のファン・ブレードとの衝突によるせん断力等により、少なくとも3個以上の破片に分断されたものと推定される。ビーチマークが発見された破断面と対をなすと推定される破断面は、ファン・ケースの内壁等に接触し摩耗していた。

なお、亀裂の伸展速度については、エンジンの使用条件を含む多様な飛行形態等、多くの事項を考慮する必要があるため、これらの事項を定量的に決定することは困難であることから、特定することはできなかった。

No.35ファン・ブレード以外のファン・ブレード及びノーズ・カウル内壁の損傷並びにテール・コーンの取付ボルトの破断については、No.35ファン・ブ

レードの破断による二次的損傷と推定される。

3.1.5 亀裂が発生したことについては、No.35ファン・ブレードの後縁の一部が、アーク・バーンにより空气中で融解した後、急速に再凝固した際、硬化（脆化^{ぜいか}）を伴う組織変化が発生し、その硬化した部分が破損したことにより、破損部分から亀裂が発生したものと推定される。

3.1.6 No.35ファン・ブレードの後縁にアーク・バーンが発生したことについては、2.10.1に記述したとおり、シュラウド接触面を修理したときに発生した不適切なアーク放電等による可能性が考えられるが、特定することはできなかった。

3.1.7 No.35ファン・ブレードには、2.10.3に記述したとおり、整備工場においてファン・ブレードを取り外した状態で、付根部に対する渦電流探傷検査、その他の部分に対する目視検査が実施されていたが、これらの検査ではアーク・バーン及び亀裂を検出できなかったものと推定される。

アーク・バーンについては、目視検査がその検出に最も有効な方法であると考えられているが、今回、アーク・バーンによる亀裂が目視検査により発見できなかった。このことについては、アーク・バーンの範囲が非常に小さく局所的であったことによるものと推定される。

亀裂の存在については、金属表面の探傷には有効な方法である渦電流探傷検査又は拡大鏡等を使用した詳細な目視検査をファン・ブレードの前縁及び後縁の全体にわたって実施していれば、発見することができた可能性が考えられる。

3.1.8 No.2エンジンのEPR指示値が1.515で固定したことについては、エンジン入口部で吸い込んだ空気の圧力を受感するペローの機械的な動きを電圧変化に変換する電圧変換部の保持部が、ファン・ブレードの破断に伴う衝撃により緩んだため、吸い込んだ空気の圧力が電気信号に正しく変換されなかったことによるものと推定される。

4 原因

本重大インシデントは、同機が上昇中、No.2発動機のファン・ブレードの一部が疲労破断したため、発動機が破損し、かつ、ファン・ブレードの破片が発動機のノ

ーズ・カウルを貫通したことによるものと推定される。

ファン・ブレードの一部が疲労破断したことについては、当該ファン・ブレードの後縁に、アーク・バーンによる硬化を伴った組織変化が発生し、その部分が破損したことにより亀裂が発生して破断に至ったものと推定される。

5 参考事項

5.1 国土交通省航空局が講じた措置

平成15年2月21日に、航空・鉄道事故調査委員会が本重大インシデントに関する事実調査の過程で得られた情報を提供したことに対し、平成15年2月21日付けで国土交通省航空局は、以下の措置を行った。

5.1.1 同機に装備されているエンジンと同一型式（プラット・アンド・ホイットニー式JT9D-7A型）のエンジンを装備した航空機が、国内で他に5機運航していることから、緊急の対策として平成15年2月28日までにファン・ブレードの詳細な目視検査を行い、その結果の報告を求める内容の耐空性改善通報を発行した。

5.1.2 設計・製造国の航空当局である米国連邦航空局に対しては、重大インシデントの発生を通知するとともに、適切な対策の検討を依頼した。

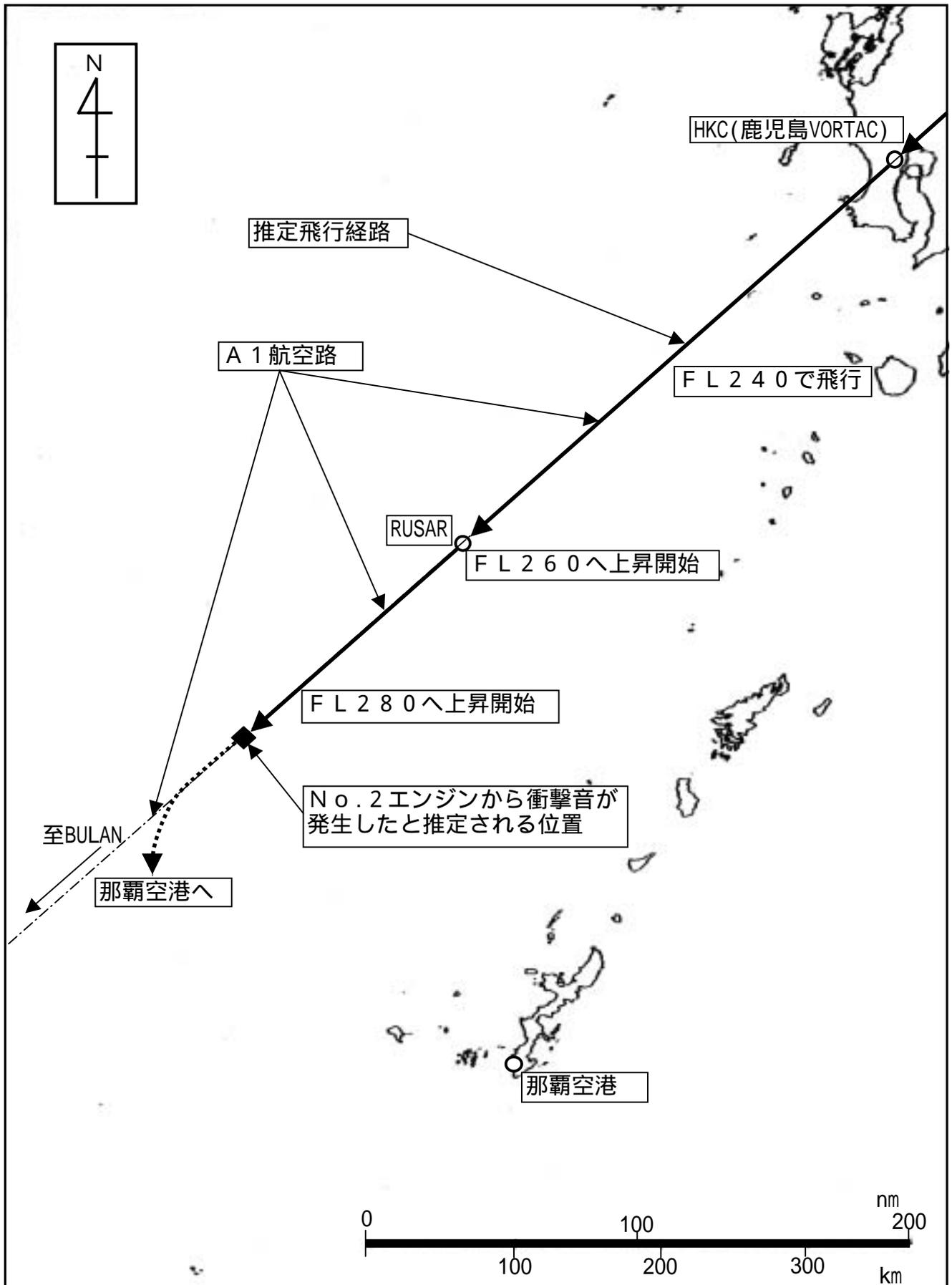
5.2 航空会社が講じた措置

同社並びにプラット・アンド・ホイットニー式JT9D-7A型エンジンを装備した航空機を運航している日本航空株式会社及び株式会社ジャルウェイズ（以下、これら3社を「同社等」という。）では、以下に掲げる措置を講じた。

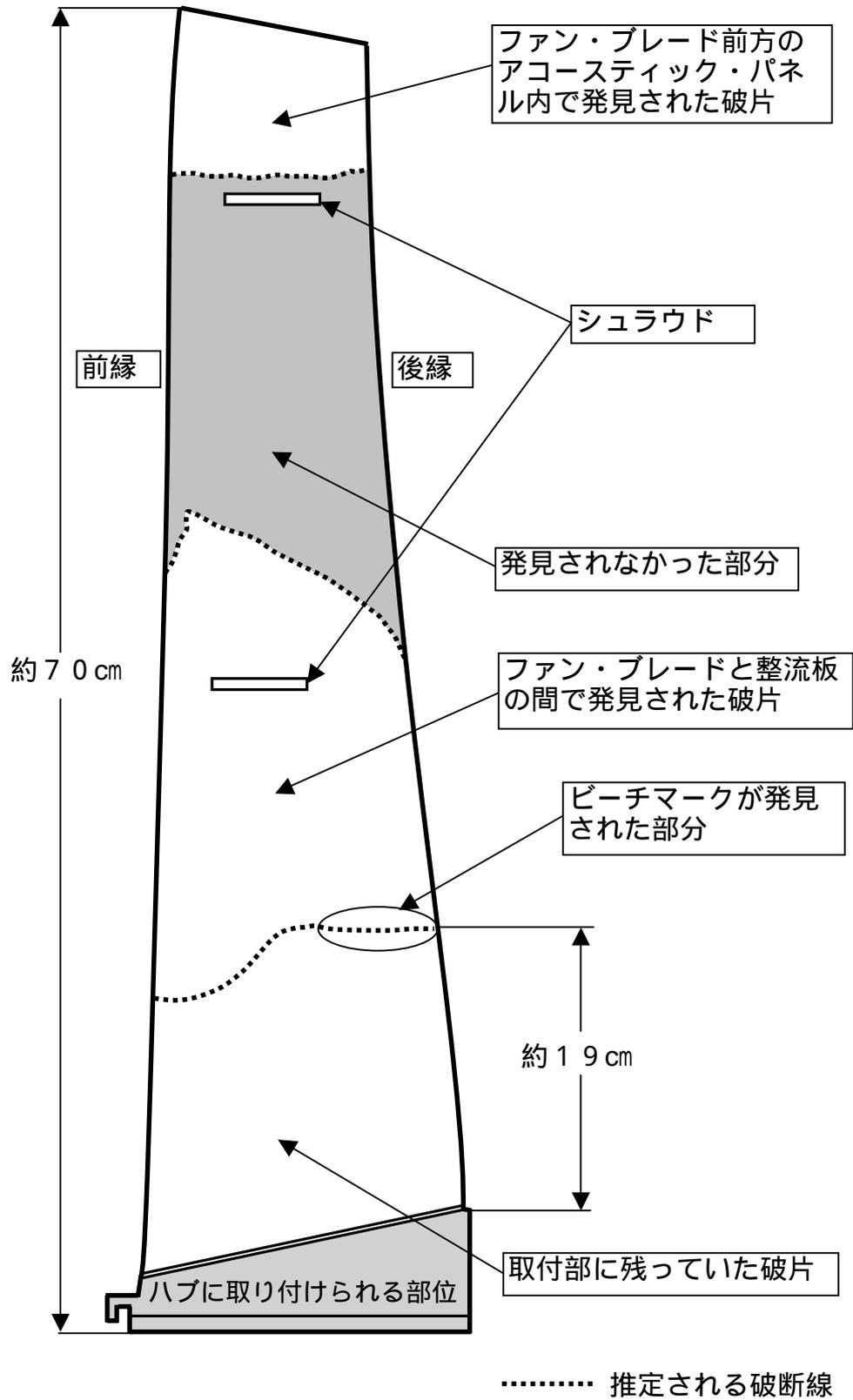
5.2.1 同社等では5.1.1の耐空性改善通報を実施し、同社等が運航する航空機に装備されているエンジン及び同社等が所有する予備エンジンに問題がないことを平成15年2月27日までに確認した。

5.2.2 同社等では、整備工場で実施するファン・ブレードの整備項目に、前縁全体及び後縁全体に対する渦電流探傷検査及び詳細目視検査を追加した。

付図1 推定飛行経路図



付図2 No.35ファン・ブレード全体図



付図3 ボーイング式747-200B型三面図

単位：m

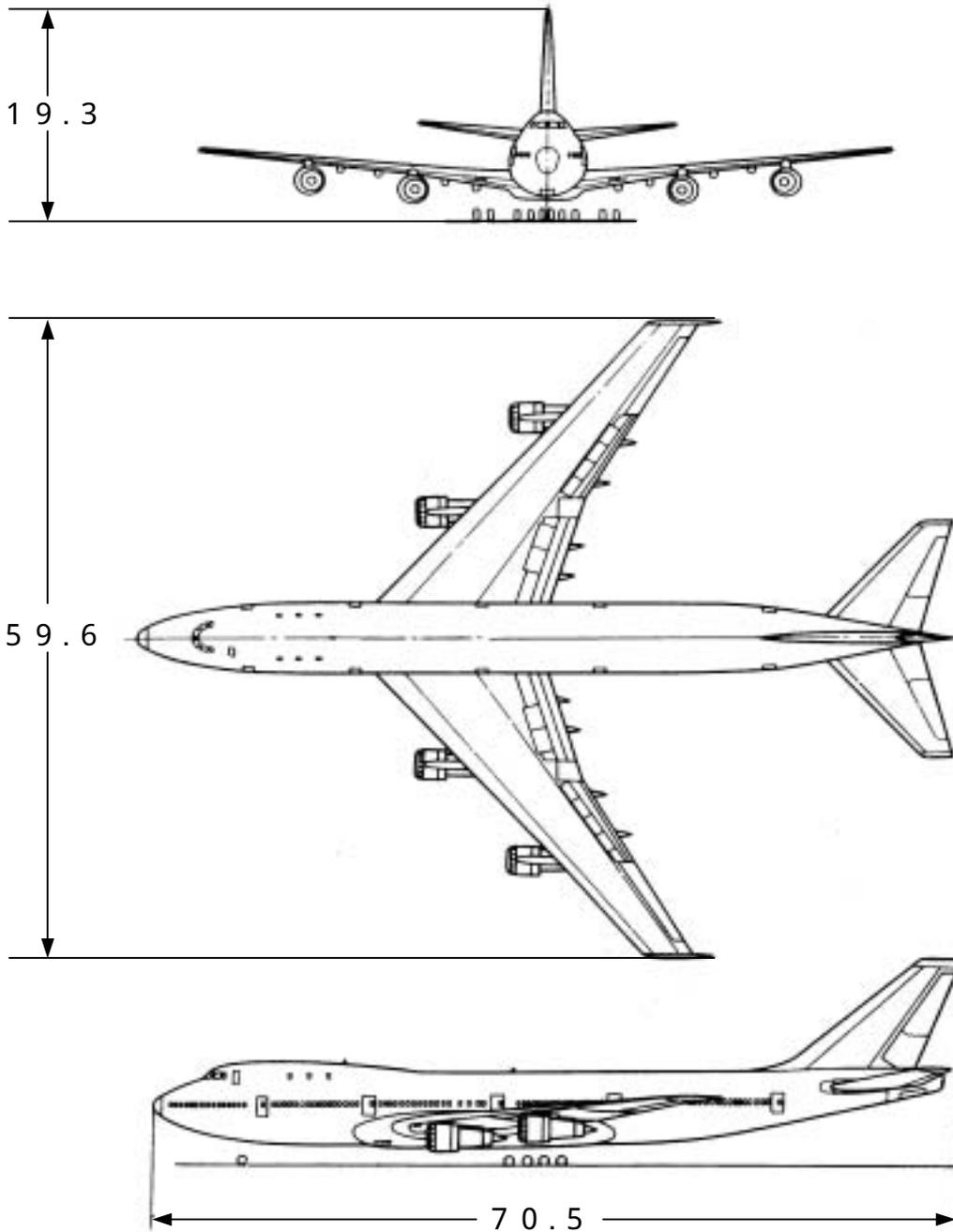
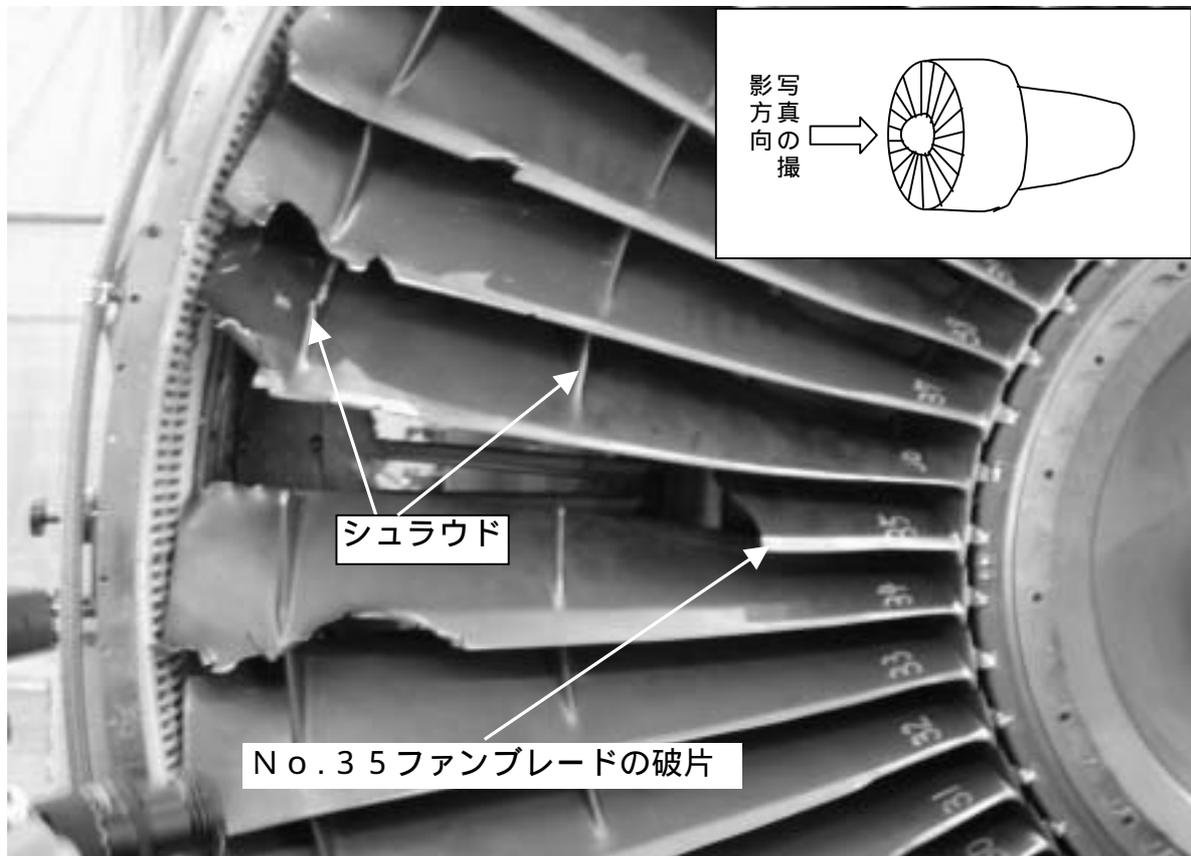


写真1 No.2エンジン損傷状況1



写真2 No.2エンジン損傷状況2



(注) エンジン・カウル等を取り外して前方から見た写真

写真3 No.35ファン・ブレード破片

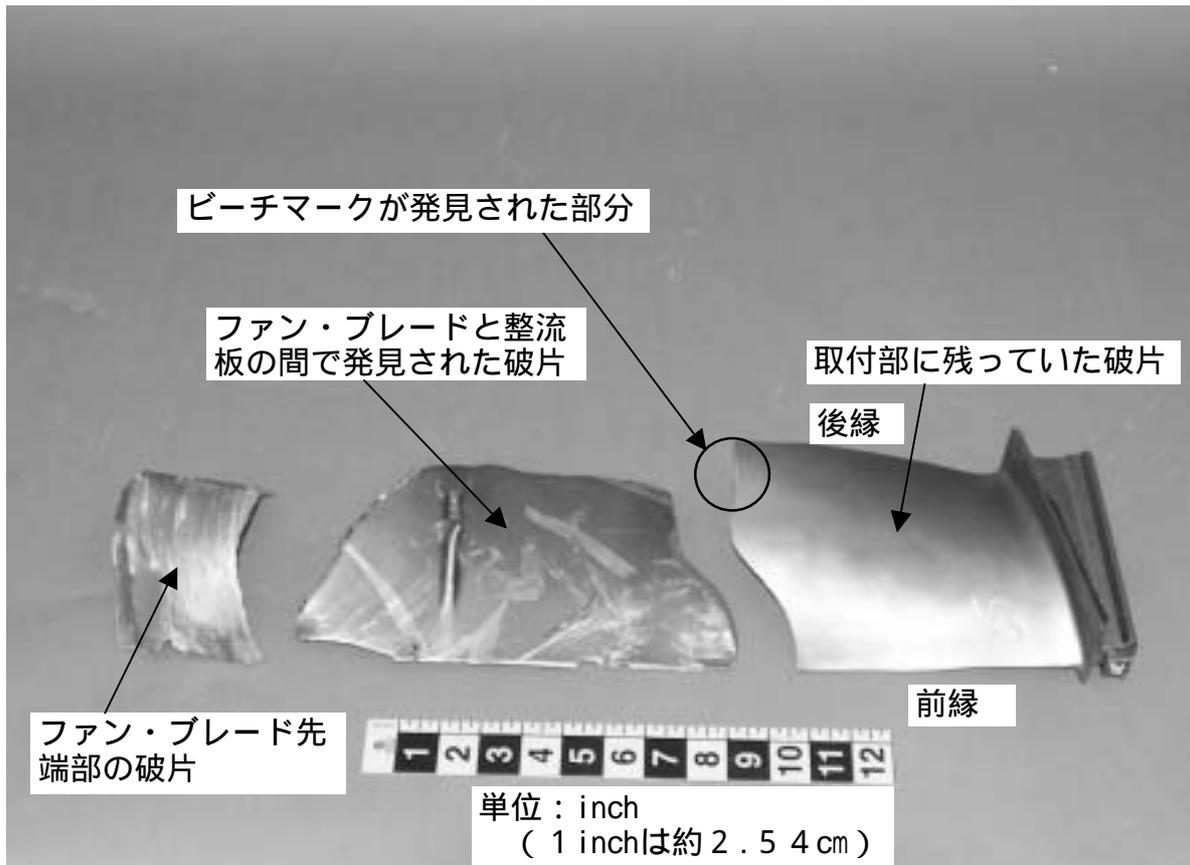


写真4 疲労破壊の痕跡（ビーチマーク）

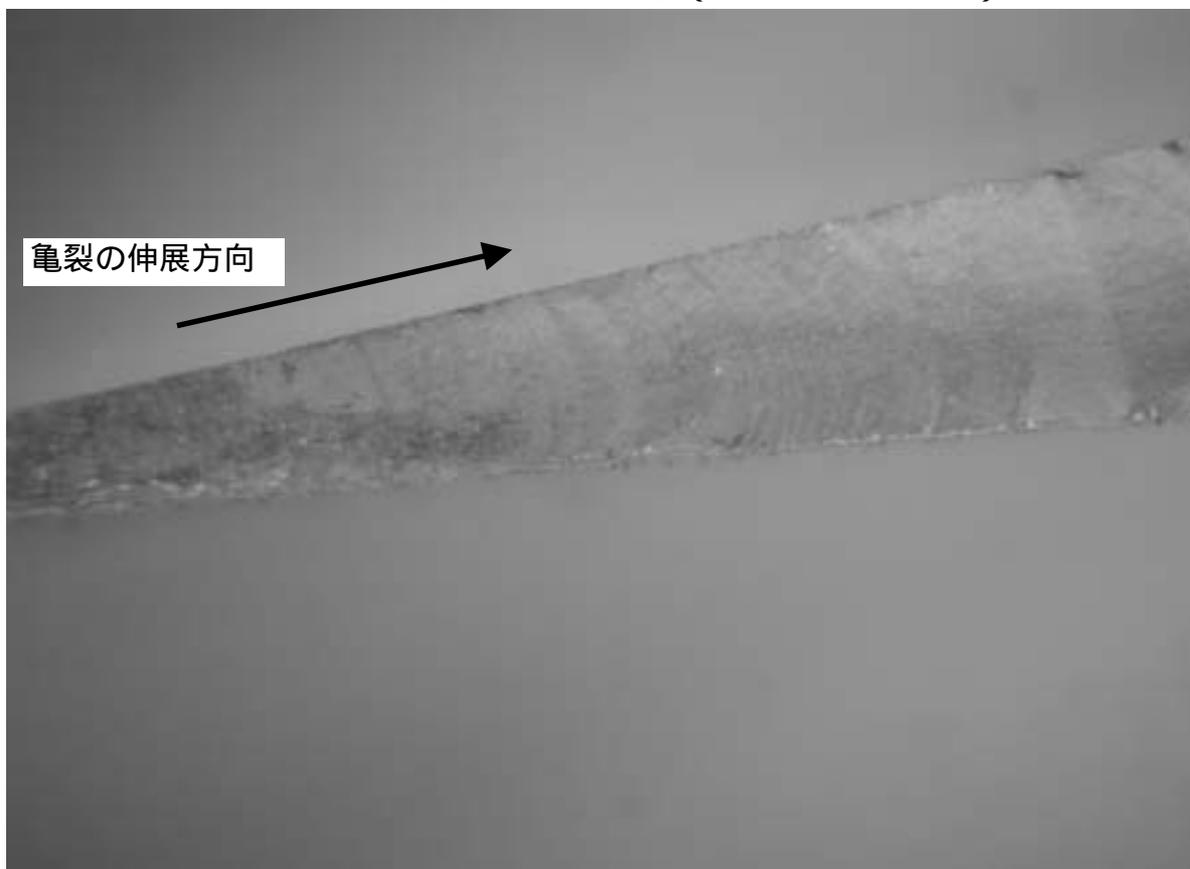


写真5 亀裂起点部の拡大写真

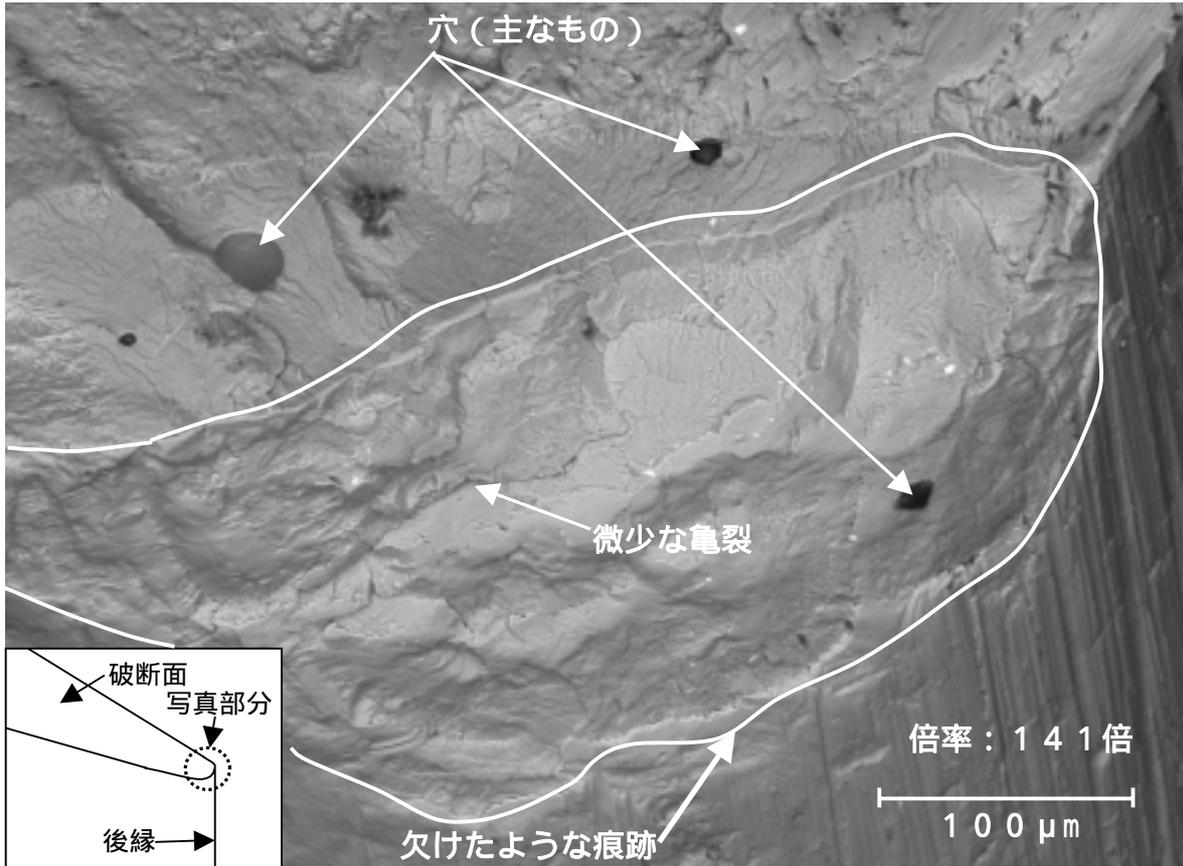
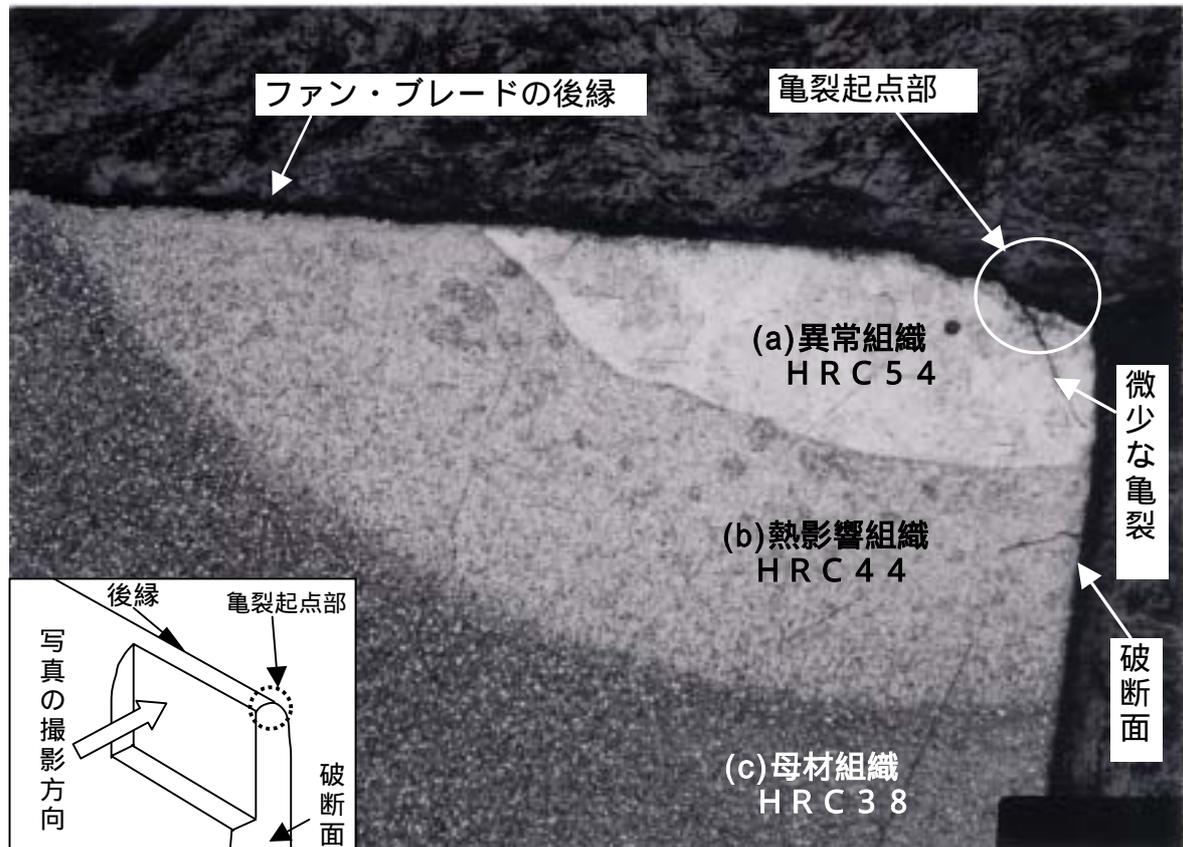


写真6 亀裂起点部分付近における組織の三層構造



(注) HRC : ロックウェル硬さ