

航空重大インシデント調査報告書

全日本空輸株式会社所属 JA8099

ノースウエスト航空会社所属 N645NW

航空自衛隊第2輸送航空隊第402飛行隊所属 78-1025

個人所属 JA4060

(接近)

個人所属 JA3828

平成18年3月31日

航空・鉄道事故調査委員会

本報告書の調査は、全日本空輸株式会社所属JA8099他3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、本事案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

ノースウエスト航空会社所属 N 6 4 5 N W

航空重大インシデント調査報告書

所 属 ノースウエスト航空会社
型 式 ボーイング式747-200B型
登録記号 N645NW(米国籍)
発生日時 平成16年7月29日 11時33分ごろ
発生場所 関西国際空港

平成18年3月8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 楠 木 行 雄
委 員 加 藤 晋
委 員 垣 本 由紀子
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(破片が当該発動機のケースを貫通した場合に限る)」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。

ノースウエスト航空会社所属ボーイング式747-200B型N645NWは、平成16年7月29日(木)、同社の定期905便(貨物便)として、11時32分関西国際空港からインチョン国際空港(韓国)へ向けて離陸した。離陸直後、11時33分ごろ、No.1エンジンの排気温度が上昇したことを示す計器表示があり、当該エンジンが停止したため、目的地を変更し、11時44分、関西国際空港に着陸した。

着陸後、No.1エンジン下側カウリングに損傷があるのが確認された。

同機には、機長ほか運航乗務員2名計3名が搭乗していたが、運航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16年7月30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。また、平成16年8月3日、1名の航空事故調査官を追加指名した。

1.2.2 外国の代表、顧問

本調査には、本重大インシデント機の登録国、運航国及び設計・製造国である米国の代表が参加した。

1.2.3 調査の実施時期

平成16年7月30日～8月1日	機体調査及び口述聴取
平成16年8月3日～平成17年5月31日	DFDR及びCVRの解析
平成16年8月17日～平成17年3月17日	エンジン分解調査

(アメリカ合衆国事故調査当局(NTSB)の協力を得て、調査を行った。)

1.2.4 経過報告

平成17年9月30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。

1.2.5 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 認定した事実

2.1 飛行の経過

ノースウエスト航空会社所属ボーイング式747-200B型N645NW(以下「同機」という。)は、平成16年7月29日、ノースウエスト航空会社(以下「同社」という。)の定期905便(貨物便)として、関西国際空港からインチョン国際空港(韓国)へ飛行の予定であった。

機長及び同社の整備士によれば、飛行前点検を行った結果、同機に異常は認められなかった。

関西国際空港事務所に通報された飛行計画の概要は、次のとおりであった。

飛行方式：計器飛行方式、出発地：関西国際空港、移動開始時刻：11時30分、巡航速度：495kt、巡航高度：FL390、経路：MAIKO（位置通報点）～Y32（航空路）以後省略、目的地：インチョン国際空港、所要時間：1時間20分

同機には、左操縦席に機長がPF（主として操縦業務を担当する操縦士）として着座し、右操縦席に副操縦士がPNF（主として操縦以外の業務を担当する操縦士）として着座し、航空機関士席には航空機関士が着座していた。

本重大インシデント発生に至るまでの飛行の経過は、機長、副操縦士、航空機関士及び関西国際空港飛行場管制所（以下「関西タワー」という。）で同機を目撃した管制官の口述によれば、概略次のとおりであった。

(1) 機長

整備の確認を行い、エンジンはNo. 4、No. 1、No. 2、No. 3、の順で始動を行った。No. 4エンジンは、正常に始動したが、No. 1エンジンは、始動後回転が安定しなかったため、停止させ再始動を行った。EGT（Exhaust Gas Temperature:排気ガス温度）が100以下で再始動を行うことがオペレーション・マニュアルで定められており、温度を確認して再始動した。前の出発地でのエンジン始動時には、今回のようなことはなかったが、再始動を行うことは時々ある。

再始動後は、No. 1エンジンの回転が安定したため、No. 2エンジンを始動したが、No. 2エンジンもNo. 1エンジンと同様に回転が安定しなかったため停止させ、再始動した。再始動後は、安定したため、No. 3エンジンを始動した。

すべてのエンジンは、始動後から離陸までは、順調であった。

機首を引き起こし、高度300ftになったとき、耳障りな音が聞こえ、ヨーイングがあり、機首が左に振られたため、エンジン計器を見たらNo. 1エンジンの推力がなくなっていた。

機体を安定させ翼を水平に保ち、高度1,000ftまで上昇させた。No. 1エンジンが止まっていたため、緊急時の手順に従ってエンジン停止時の処置をした。

(2) 副操縦士

整備記録の確認を行い、機長とエンジンを始動した。No. 1及びNo. 2エンジンは、始動時回転が安定しなかったため、再始動を行った。再始動の前にEGTが100以下であることを確認した。

すべてのエンジンは、始動後から離陸時の異常が起こるまで順調で、計器の表示は通常値であった。

引き起こし後、大きな音及びヨーイングが発生し、また、E P R (Engine Pressure Ratio:エンジン圧力比)の低下があり、異常と感じた。

関西タワーから「OKか」と確認があったので、エンジンに問題が発生したので関西国際空港に戻りたい旨を伝え、I L Sへのレーダー誘導を受けて着陸した。

(3) 航空機関士

整備記録の確認及び外部点検を実施した。

No. 1 及びNo. 2 エンジンは、始動時エンジン回転が安定しなかったため、再始動した。操縦士は、E G Tとエンジン回転数の計器表示を見ているが、私は、航空機関士の計器盤にある空気圧力、油圧、燃料流量等の計器表示を見ている。回転数が安定しなかったことは、見ていた計器ではわからなかった。再始動が正常であれば、問題はない。

異常が発生するまで、すべての計器表示は正常であった。

大きな音がした後、ヨーイングがあり推力の低下があった。No. 1 エンジンのE G Tが上昇し、エンジン回転数及び油圧が低下したが、燃料流量は通常であった。火災の表示はなく、ナセル温度も正常であった。

(4) 関西タワーの管制官

同機からタクシー中に離陸準備完了を通報してきた。トラフィックがなかったため離陸許可を出した。風向10°、風速11ktだった。使用滑走路は06で、離陸を確認して、離陸時刻をアプローチに通報した。その後、同機から目を離したが、そのとき他の席にいた2人(管制承認伝達席と副管制席)が「炎が出た」と言ったので、同機を見た。見たときに「ドーン」という音を聞いたが、炎とか煙は見えなかった。同機に「ノーマルか」と問いかけた。最初の交信はあまり聞き取れなかったため再送を求めたところ、エンジン・トラブルでのエマージェンシーを宣言したので、同機の意向を聞いた。同機は「問題があるので、ちょっと真っ直ぐ行かせてくれ」と言い、その後「関西空港に戻りたい」と言ってきたので、アプローチと調整した。同機はショート・パターンのレーダー誘導を受けて滑走路06に着陸した。着陸後は自走で駐機場所に向かった。

同機の重大インシデント発生地点は、離陸直後の関西国際空港滑走路高度約300ftで、発生時刻は、11時33分ごろであった。

(付図1及び写真1参照)

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死傷者はなかった。

2.3 航空機の損壊に関する情報

機体の調査を実施した結果、No. 1 エンジン以外に損傷は認められなかった。No. 1 エンジンの破損状況は、以下のとおりであった。

(1) エンジン・カウリング

エンジン・カウリングの5時^(注1)の位置に、幅3cmで長さ11cmと長さ8cmのかぎ形の破損1ヶ所及び直径約1cmの穴が4ヶ所あった。

(2) エンジン・ケース外観

エンジンの高圧タービン・ケースには、高圧タービンから低圧タービンにかけてのケースの接続フランジの前側で、5時の位置に約4cm×2cmの穴が開いていた。

ケース外側にあるケース冷却用マニホールドが、5時の位置で破損していた。

排気口には、溶けた後固まった金属片が多数付着していた。

(注1) 位置は、エンジンを後方から前方を見て時計文字盤上の表示位置

(写真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 52歳

定期運送用操縦士技能証明書(飛行機) 2001年10月19日

限定事項 陸上多発機 ボーイング式747型

第1種航空身体検査証明書

有効期限 2004年9月

総飛行時間 6,001時間26分

最近30日間の飛行時間 32時間22分

同型式機による飛行時間 3,327時間18分

(2) 副操縦士 男性 45歳

定期運送用操縦士技能証明書(飛行機) 1987年8月24日

限定事項 陸上多発機

第1種航空身体検査証明書

有効期限 2005年7月

総飛行時間 6,254時間57分
 最近30日間の飛行時間 62時間35分
 同型式機による飛行時間 2,627時間20分
 (3) 航空機関士 男性 49歳
 航空機関士技能証明書(飛行機) 2001年8月21日
 限定事項 ターボジェット
 第1種航空身体検査証明書
 有効期限 2004年8月
 総飛行時間 5,445時間33分
 最近30日間の飛行時間 20時間53分
 同型式機による飛行時間 4,484時間15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 23736
 製造年月日 1987年3月19日
 耐空証明書発行年月日 2000年7月5日
 総飛行時間 59,476時間55分
 定期点検(L2点検、2004年3月18日実施)後の飛行時間 1,302時間55分
 (付図2参照)

2.6.2 エンジン

(1) 使用状況

エンジン番号	No.1	No.2	No.3	No.4
型 式	プラット・アンド・ホイットニー式JT9D-7R4G2型			
製造番号	715257	715233	715278	715251
製造年月日	1987年 3月27日	1986年 11月20日	1987年 8月19日	1987年 3月13日
総使用時間	54,489時間 54分	51,797時間 3分	48,258時間 44分	40,201時間 2分
前回オーバーホール後の使用時間	13,017時間 11分	13,790時間 30分	16,891時間 16分	1,439時間 49分

(2) No.1エンジンの経歴

2000年10月28日、同社の工場でオーバーホールが実施された。
その後、2回他の機体に取り付けられた。2003年9月25日取り外され、燃料管制装置等を交換し確認運転を実施した後、保管。

同年12月14日、同機に取り付けられた。

(付図3参照)

2.6.3 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545,560 lb、重心位置は24.7% MACと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量833,000 lb、重大インシデント当時の重量に対応する重心範囲13.0~31.5%MAC)内にあったものと推定される。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はジェット・エンジン用モービル・ジェット・オイルであった。

2.7 気象に関する情報

関西国際空港の本重大インシデント関連時間帯の定時観測気象報は、次のとおりであった。

11時30分 風向 010°、風速 9kt、風向変動 330°~050°、
卓越視程 10km以上、雲 雲量 1/8 雲形 積雲 雲底の高さ2,500ft、雲量 3/8 雲形 積雲 雲底の高さ
4,000ft、雲量 7/8 雲形 層積雲 雲底の高さ
6,000ft、気温 32 露点温度 24、高度計規正值
(QNH) 29.78 inHg

2.8 飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置に関する情報

同機には、米国ロッキード・エアクラフト・サービス社製飛行記録装置(パーツナンバー:10077A500-107、以下「DFDR」という。)及び米国アライドシグナル社製操縦室用音声記録装置(パーツナンバー:980-6020-001、以下「CVR」という。)が装備されていた。

DFDRは25時間及びCVRは2時間記録できるが、その後の記録は上書きされる。DFDRデータのうち、本重大インシデント発生時を含む約90分間の最新データでは、約55分間は誤ったデータが記録され、約35分間にはデータが記録されていない。また、CVRは記録停止の措置がとられなかったため本重大インシデン

ト時の記録は、上書き消去されていた。

2.9 事実を認定するための試験及び研究

2.9.1 エンジンの分解調査

本重大インシデント発生の原因を調査するため、米国ミネソタ州ミネアポリスの同社の工場にて、NTSBの調査官の立会いで、主にタービンセクションの分解調査を実施した。その結果、主な損傷は次のとおりであった。

高圧タービンセクション

- (1) 2段目タービン・ブレードは、24枚がさまざまな長さに破損しており、すべて先端を失っていた。4枚は根元で破断していた。
すべてのタービン・ブレード前縁には、衝突損傷、えぐり、裂傷等があり、後縁には、軽微な衝突損傷があった。
- (2) すべての2段目タービンのアウター・エアーシールは、衝突による損傷及びハニカムの摩耗があった。5時の位置の4つのエアーシールはもっとも大きな損傷があった。2つにまたがって貫通した穴があり、1つには深い溝、1つは厚み全体がすり減っていた。
- (3) 2段目タービンのインナー・エアーシールは、後方部分が大きく損傷しており、インナー・エアーシール30個の内5個は、後端が失われ、すべてのハニカムが摩耗していた。前側部分は、深く削れていたが、ハニカムは残っていた。レンティキュラーシール^(注2)は、インナー・ブレースの擦れた部分とかみ合わなかった。レンティキュラーシールには、4番目^(注3)、5番目の歯に円周方向に沿って進行した長さ55.2cmの円弧状のき裂があった。き裂は、シールの内側に達しており、後ろの約45.7cmは失われていた。軸方向のき裂は、レンティキュラーシールの前方に伸びていたがフランジ部分には達していなかった。軸方向のき裂は、失われた範囲のほぼ中央であった。

(注2)「レンティキュラーシール」とは、高圧タービンの1段目と2段目のタービン・ディスクの間に取り付けられ、インナー・エアーシールと共に燃焼ガスがシャフト側に漏れるのを防止するためのもの。

(注3)「4番目」とは、レンティキュラーシールに5列ある歯の内、前方からの位置をいう。

(付図3及び写真4、5、6参照)

2.9.2 レンティキュラーシール等の詳細調査

損傷の激しかったレンティキュラーシール及びインナー・ブレースについて

N T S Bによる調査結果の概要は次のとおりであった。

- (1) レンティキュラーシールは、後方フランジと2番目の歯との間で歯が12時から3時の間長さ約45.7cm、幅約5.1cmが失われていたが、この部分から離れた場所は損傷も少なく比較的良い状態であった。

インナー・ブレースは、2ヶ所で大きく変形してレンティキュラーシールから外れていた。レンティキュラーシールの1時30分の位置には、軸方向の大きな割れがあった。

- (2) レンティキュラーシールの歯と歯の間のバレルの厚さが正常値2.7mmのところ、非均一な円周方向の擦り傷があり、シールが失われていた近くのうち、1時30分の位置がもっとも薄く約0.6mmであった。この位置の軸方向の割れの長さは約2.8cmであった。

- (3) 2番目の歯と3番目の歯の間のバレルの割れの狭い領域で疲労による割れがあり、走査型電子顕微鏡(Scanning Electron Microscope)による検査で、高温疲労による粒界割れが確認された。

割れは、外側から内側へ伸展していた。

- (4) 軸方向の割れは、摩耗域から前方フランジの方に伸びていた。摩耗域の破断表面は、高温破壊と合致する非常に荒れた特徴を示していた。

- (5) 3番目と4番目の歯の近くの円周状の破断面は、かなり荒れており、走査型電子顕微鏡による検査で、擦り傷区域の外径表面近くでは高温破壊と合致した特徴を示した。

軸方向のき裂部分の金属成分は、このエンジンの設計上の改良されたインコネル100合金(PWA1100合金)の規格と合致していた。

- (6) 1番目と4番目の歯の先端に多数のき裂があった。これらのき裂は、歯の先端から始まっていた。走査型電子顕微鏡の検査で、高温疲労による粒界割れの特徴を示していた。

(写真7、8、9、10参照)

2.9.3 レンティキュラーシールの使用時間等

破断していたレンティキュラーシール(P/N 815097, S/N AKLBFL6830)は、2000年10月28日に実施したエンジン・オーバーホールで、新品がタービン・モジュールに組み込まれた。

整備記録によれば、組み込み時のレンティキュラーシールとブレースとの隙間は、基準内であった。

本重大インシデント発生時までの総使用時間及び総サイクル数は、13,017時間及び1,973サイクルであった。限界サイクル数は、15,000サイクルで

ある。工場でエンジンを分解した時に状態が確認できる部品であり、2000年10月28日以降工場での分解は無かった。

2.9.4 レンティキュラーシールの不具合

エンジン製造者によれば、同型式エンジンでは過去に、破片がエンジン内部に留まった破損不具合として、1件事例があった。

2.9.5 レンティキュラーシールの冷却

高圧コンプレッサーから抽気した空気を、高圧タービン・ケース外側から高圧タービン2段目ノズル・ガイドベーン内に流し、ノズル・ガイドベーンを冷却すると共に、ベーンノズルからインナー・エアーシールを通りレンティキュラーシールに吹き付け冷却している。

ベーンノズルについて、エンジン製造者が1985年6月14日付けで、サービス・ブリティンを発行し、冷却空気を減らすためベーンノズルの形状の変更が行われ、現在の形状となった。

(付図3、4参照)

2.10 DFDRデータについて

2.8に記述したとおり、DFDRに誤ったデータが記録されていたこと及びデータが記録されていなかったことの調査のために同機の機上装置であるフライト・データ・アクジション・ユニット(以下「FDAU」^(注4))という。)及び当該DFDRの調査を同社に対して指示した。その結果の概要は、以下のとおりであった。

同社によれば、FDAU及びDFDRの定期点検は、機体に取り付けられた状態で18ヶ月毎に実施され、本重大インシデント発生以前の点検は、2004年3月に行われたが異常はなかった。

- (1) 本重大インシデント発生時、同機に装備していたDFDRの前後に、同機に装備されていた他のDFDRからの記録には不具合はなかった。
- (2) 本重大インシデント発生時、同機に装備されていたDFDRが、同機に装備される前、他の機体に装備されていたときの記録には不具合はなかった。
- (3) 本重大インシデント発生時、同機に装備されていたFDAUには、不具合はなかった。

(注4)「FDAU」とは、機体各部に配置されたセンサーや各システムからの信号を変換しDFDRに送るためのものである。

2.1.1 その他必要な事項

同機が緊急着陸後、滑走路、誘導路等について点検を実施した結果、本重大インシデントに係わるエンジン部品の破片は発見されなかった。

3 事実を認定した理由

3.1 乗務員の資格等

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、所定の整備及び点検が行われていた。

3.3 気象の関与

本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 タービン・ケースの破損

2.3に記述したとおり、タービン・ケースに穴が開いたのは、破損し分離したレンティキュラーシールの一部又は破損したタービン・ブレードがタービン・ケースに衝突し破損させ貫通したものと推定される。

3.5 タービン・ブレードの損傷

2.9.1(1)に記述したとおり、2段目タービン・ブレードの損傷は、衝突による損傷跡があったことから、破損したレンティキュラーシールの衝突及び破損したタービン・ブレードが衝突したことによるものと推定される。

3.6 タービンのインナー・エアーシール及びアウター・エアーシールの損傷

2.9.1(1)に記述したとおり、それぞれのハニカム部分に摩耗があったことから、破損したレンティキュラーシール及び破損したタービン・ブレードがレンティキュラーシールと2段目タービン・ベーンインナー・エアーシールの間及び2段目タービン・ブレードとアウター・エアーシールの間に入り回転したことによるものと推定される。

3.7 レンティキュラーシールの破損

2.9.2 に記述したとおり、レンティキュラーシールの破損は高温疲労により、き裂が表面から内側に伸展したことにより生じたものと推定される。

高温疲労が発生したのは、冷却が不十分であったため、レンティキュラーシールに遠心力に加えて熱応力が発生し、1段目及び2段目タービン・ディスクに取り付けられているインナー・ブレース及びレンティキュラーシールに変形が繰り返し生じたことによるものと推定される。

3.8 レンティキュラーシールの材質等

2.9.2 及び 2.9.3 に記述したとおり、レンティキュラーシールの材質及び組立に異常はなかったものと推定される。

3.9 DFDRデータの不具合

2.10 に記述したとおり、点検の結果からDFDR及びFDAUに不具合はなかったものと推定される。

本重大インシデントに係わるデータが得られなかったことを含めデータに不具合があったことについては、一時的なFDAUの不具合がDFDRの記録に影響した可能性が考えられるが、特定することはできなかった。

3.10 エンジンの炎

2.1(4)に記述したとおり、関西タワーの管制官が目撃した、同機の当該エンジンが炎に包まれ、音がしたことについては、本重大インシデント発生により、燃焼ガスの流れが異常となり、一時的に異常燃焼とな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、同機が離陸上昇中、No.1エンジンの高圧タービン部のレンティキュラーシールが破損したため、分離したレンティキュラーシールの一部が、タービン・ブレードを損傷させ、レンティキュラーシール又はタービン・ブレードがエンジン・ケースを貫通したことによるものと推定される。

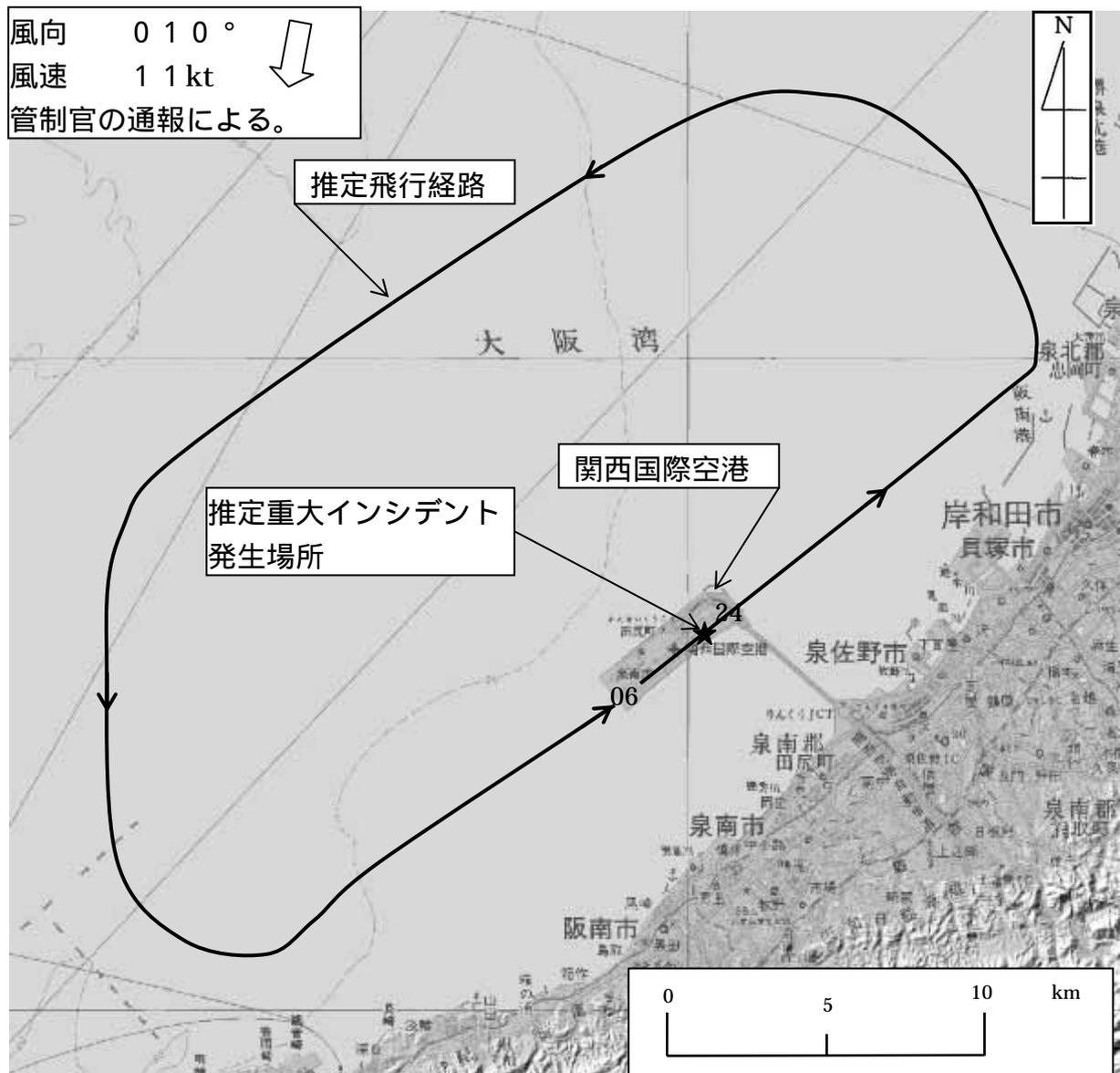
レンティキュラーシールが破損したことについては、冷却が不十分であったため熱応力が発生して、き裂が発生し、伸展したことによるものと考えられる。

5 安全勧告

航空・鉄道事故調査委員会は、本重大インシデントに鑑み、アメリカ合衆国連邦航空局に対し、プラット・アンド・ホイットニー社が、次の事項について検討し、所要の処置を講ずるようにすることを勧告する。

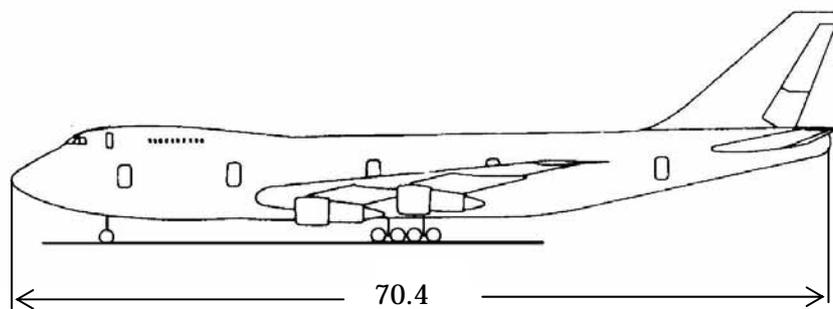
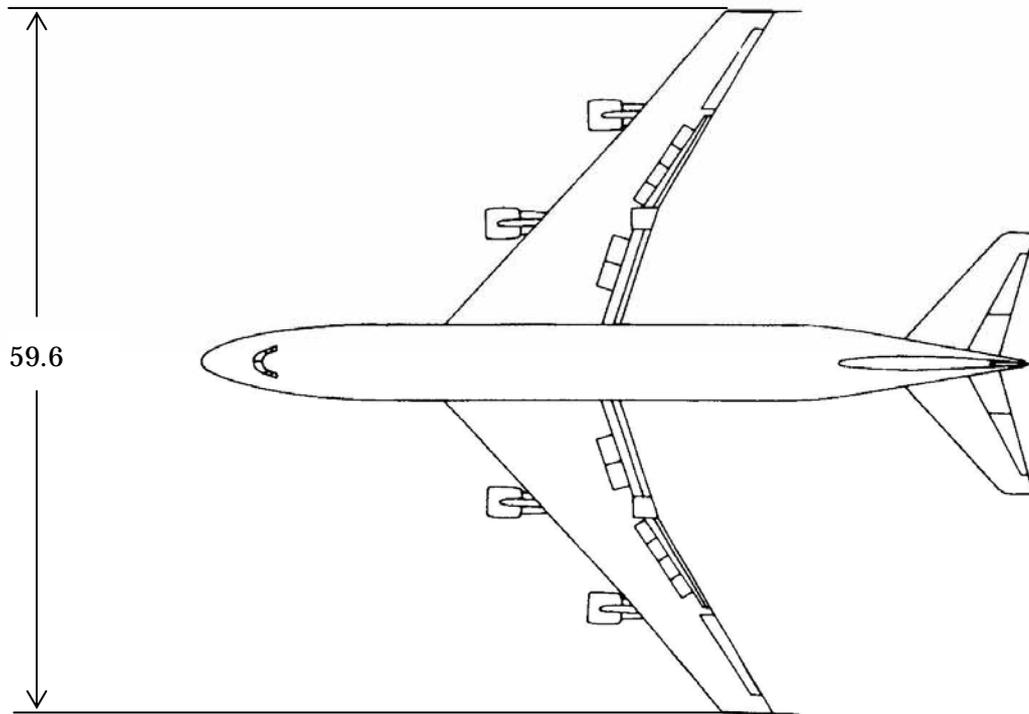
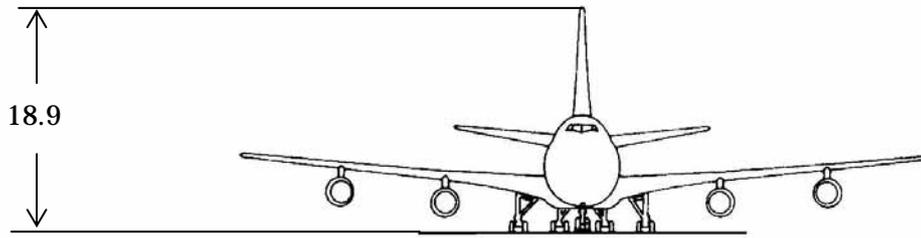
J T 9 D - 7 R 4 系列型エンジンについて、レンテイクキュラーシールの冷却が不十分となることのないようにすること。

付図1 推定飛行経路図

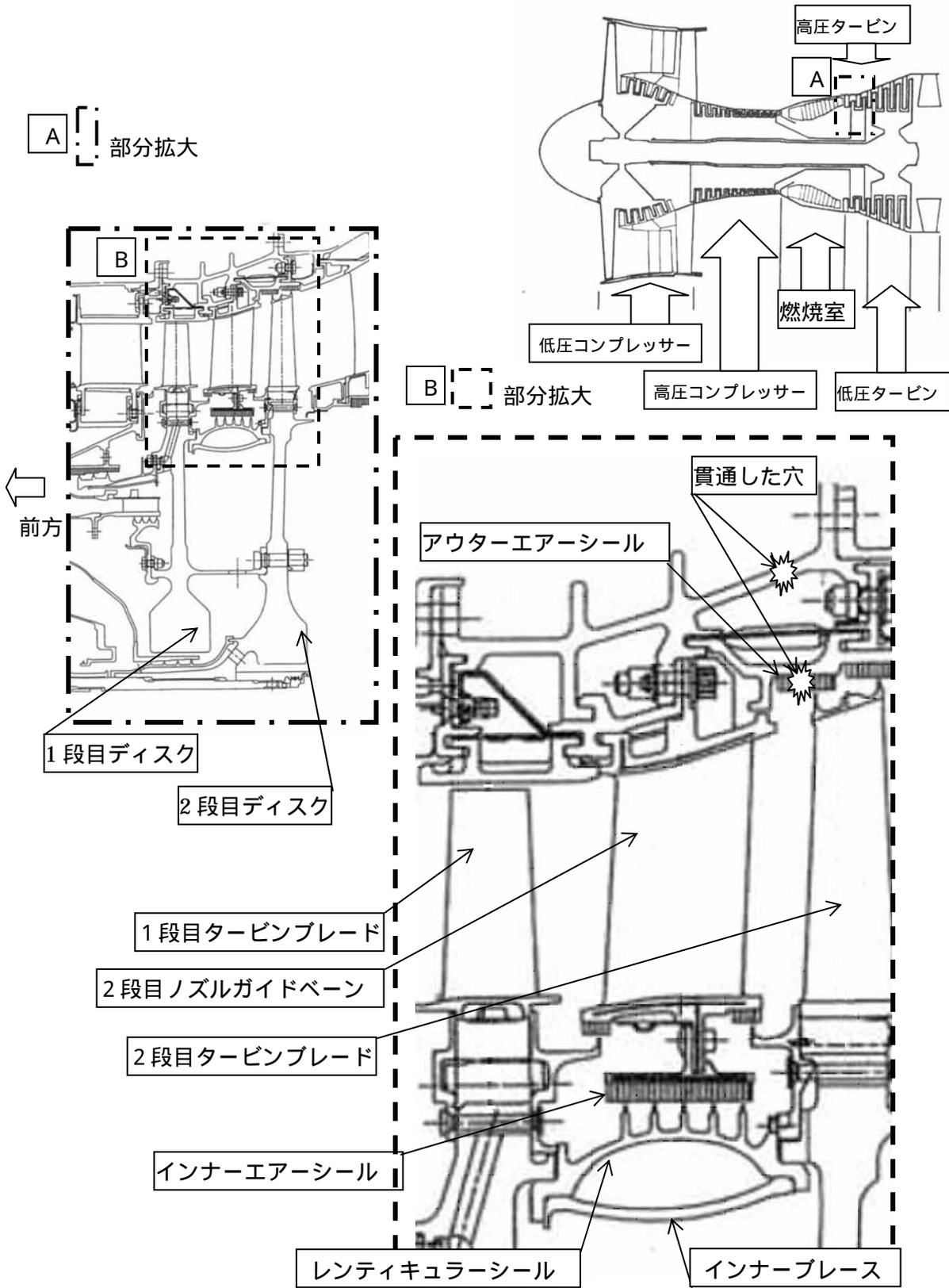


付図2 ボーイング式747-200B型三面図

単位：m



付図3 高圧タービン部断面概略図



付図4 冷却空気の流れ及びベーンノズルの形状図

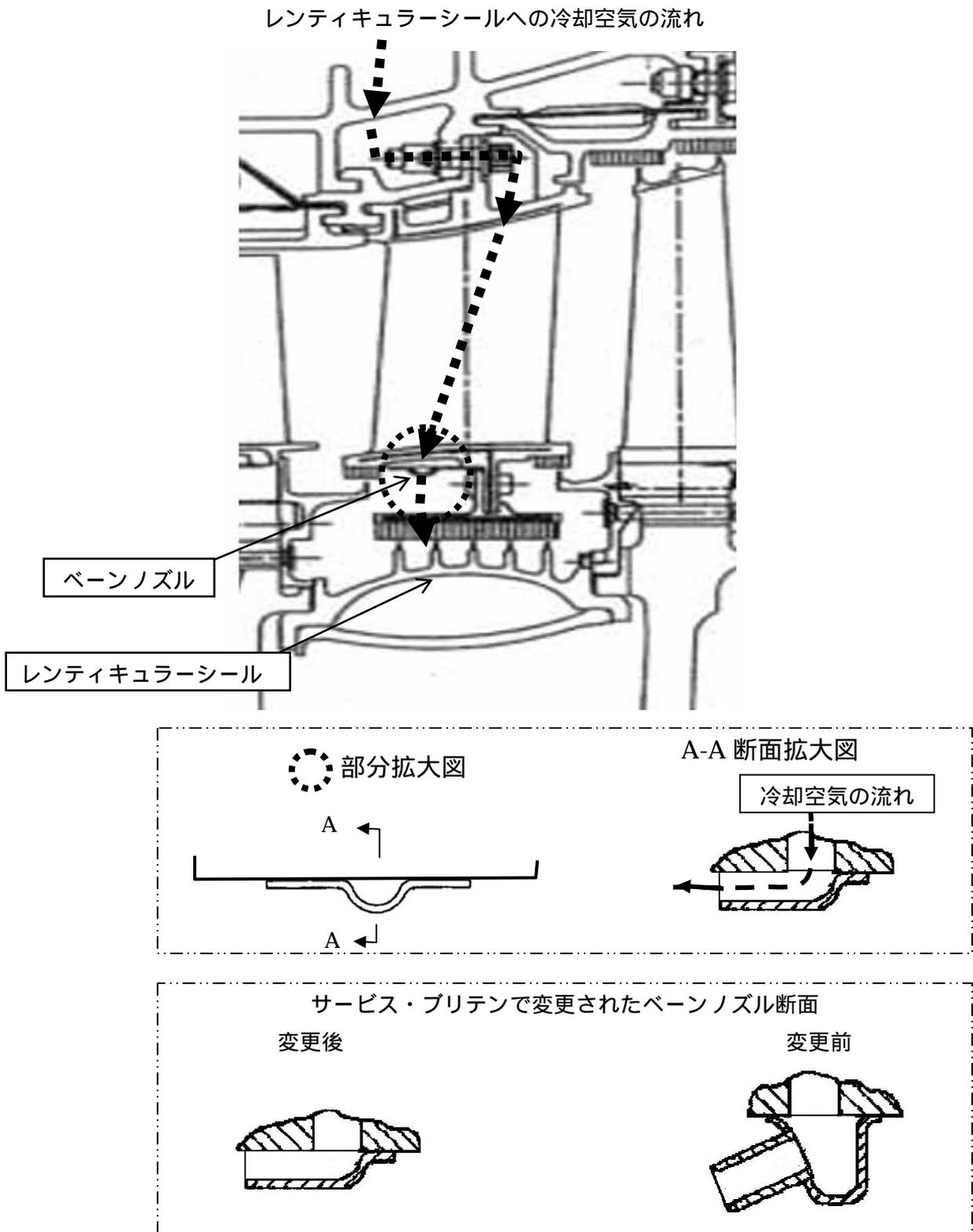


写真1 重大インシデント機



写真2 No.1 エンジンカウリング損傷箇所

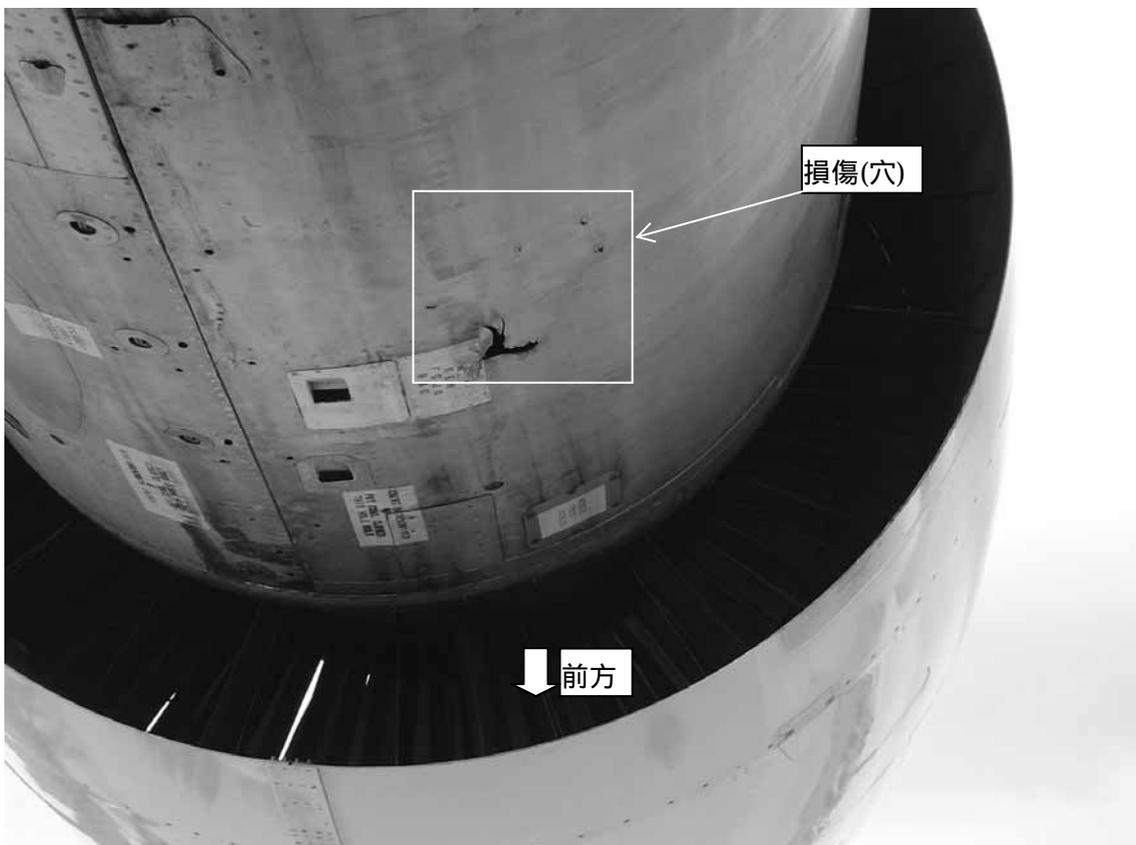


写真3 エンジンケース損傷箇所



写真4 アウターエアークール構造損傷箇所



写真5 高圧タービン2段目ブレード及び
レンティキュラーシールの破損箇所

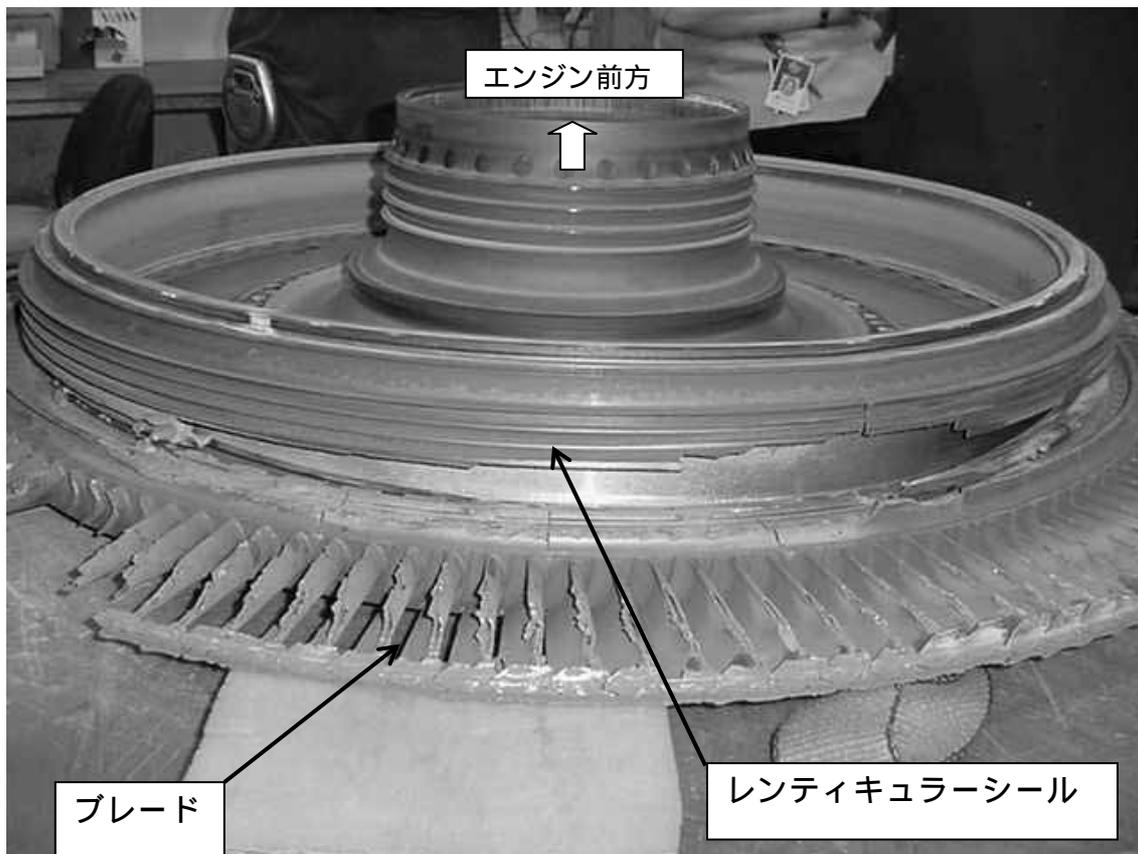


写真6 高圧タービン2段目ブレード破損箇所



写真7 レンティキュラーシールのき裂

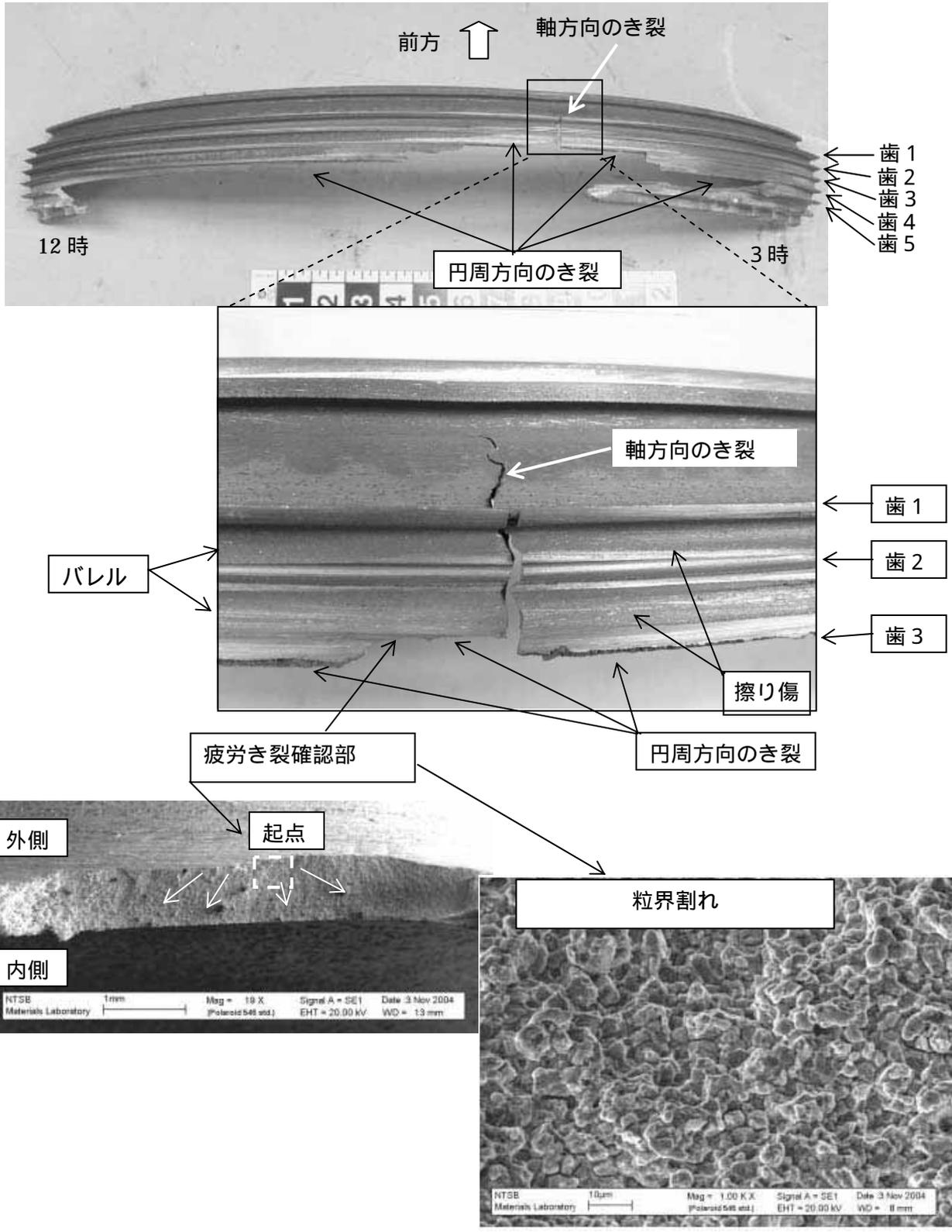


写真8 レンティキュラーシール歯1の軸方向のき裂

2時の位置の長さ約7.6mmのき裂



部分拡大

粒界割れ

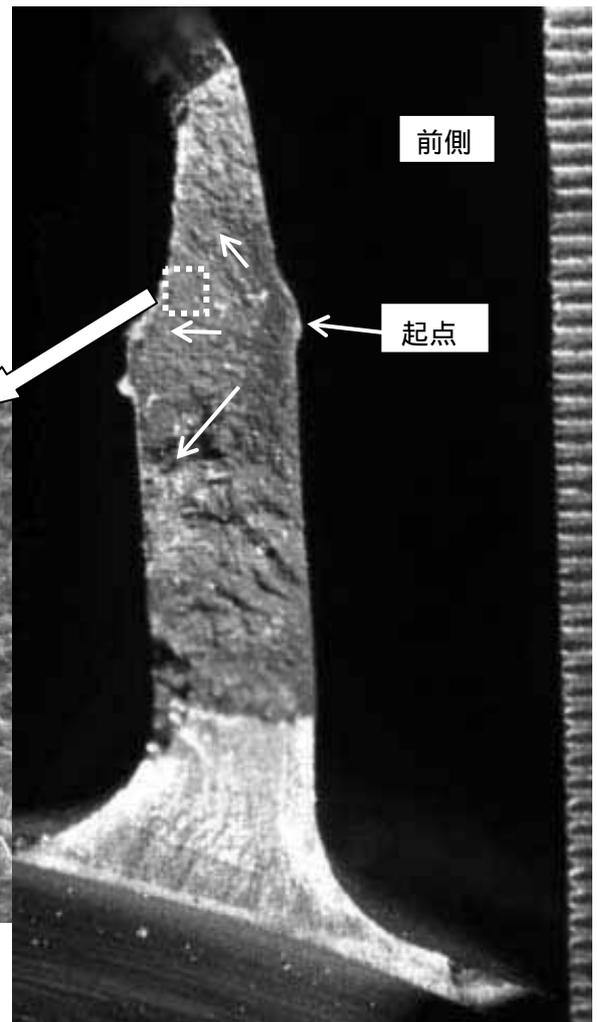
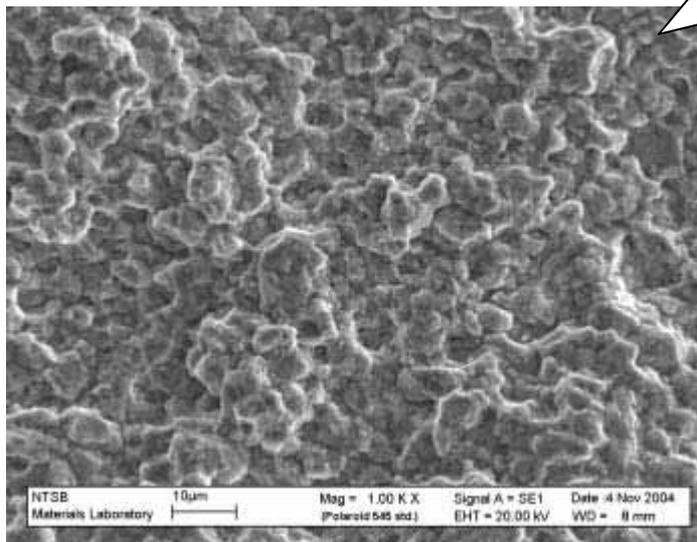


写真9 レンティキュラーシール歯1のき裂

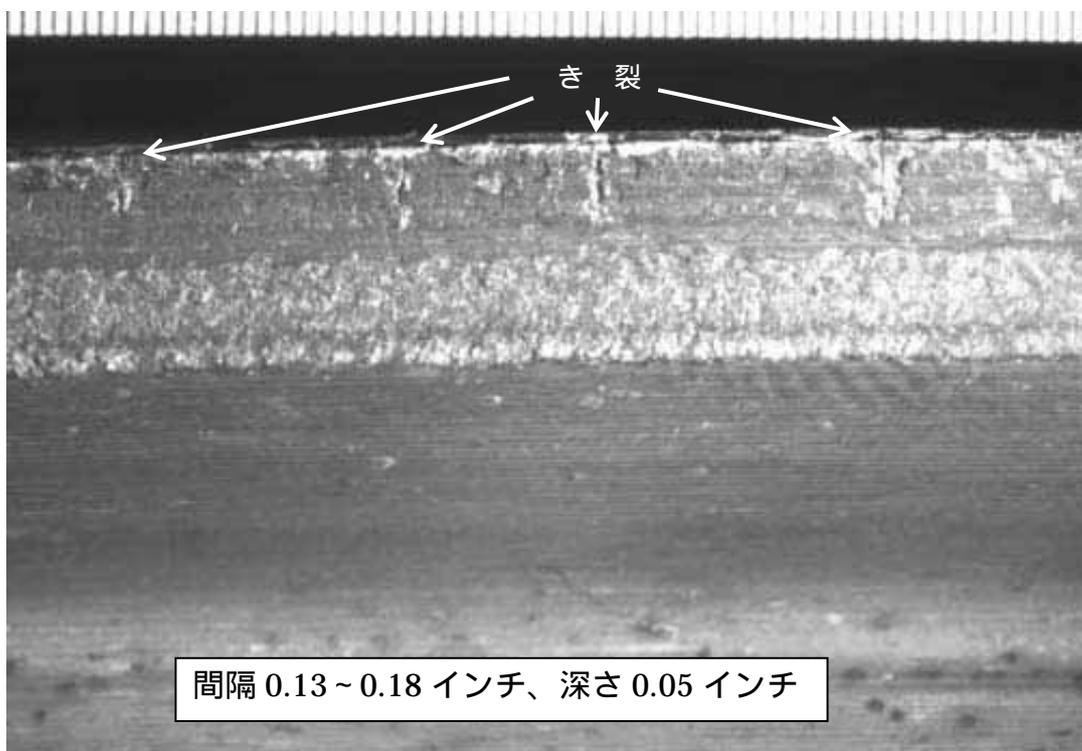
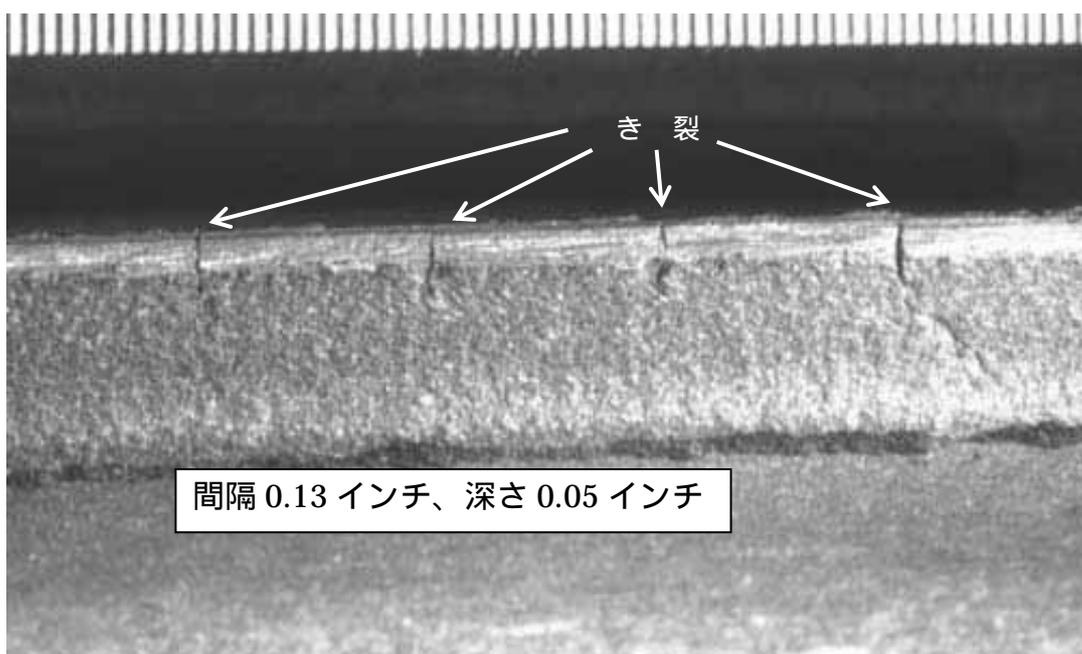


写真10 レンティキュラーシール歯4のき裂



参 考

本報告書本文中に用いる解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 事実を認定した理由」に用いる解析の結果を表す用語は、次のとおりとする。

断定できる場合

・・・「認められる」

断定できないが、ほぼ間違いない場合

・・・「推定される」

可能性が高い場合

・・・「考えられる」

可能性がある場合

・・・「可能性が考えられる」