

AI2012-1

航空重大インシデント調査報告書

I ユナイテッド航空株式会社所属 N219UA

II エアーニッポン株式会社所属 JA55AN

平成24年 1 月 27 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 ユナイテッド航空株式会社所属 N219UA

航空重大インシデント調査報告書

所 属 ユナイテッド航空株式会社
型 式 ボーイング式 777-200 型
登録記号 N219UA
発生日時 平成22年7月28日 18時04分ごろ
発生場所 成田国際空港の東南東約46km、高度約11,700ft

平成23年12月16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	田 村 貞 雄
委 員	首 藤 由 紀
委 員	品 川 敏 昭

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。

ユナイテッド航空株式会社所属ボーイング式777-200型N219UAは、同社の定期852便として、平成22年7月28日（水）17時58分、成田国際空港からサンフランシスコ国際空港へ向け離陸して上昇中、18時04分ごろ、成田国際空港の東南東約46km付近の海上上空で右エンジンが停止したため、成田国際空港へ引き返し18時46分に着陸した。

同機には、機長、副操縦士2名、客室乗務員12名及び乗客255名の計270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。

1.2.2 関係国の代表、顧問

本調査には、重大インシデント機の登録国、運航者国、設計国及び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22年7月30日	機体調査
平成22年8月12日	口述聴取
平成22年8月26日	エンジン分解調査
平成22年8月27日	口述聴取
平成22年9月13日	整備関係調査
平成23年7月1日	エンジン詳細調査

1.2.4 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。

1.2.5 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

ユナイテッド航空株式会社（以下「UA社」という。）所属ボーイング式777-200型N219UA（以下「同機」という。）は、平成22年7月28日、UA社の定期852便として、成田国際空港（以下「成田空港」という。）を17時58分（日本標準時、以下同じ。）に離陸した。

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：成田空港、移動開始時刻：17時40分、巡航速度：M083、巡航高度：FL310、経路：GIRAF（位置通報点）～Y808（航空路）～ALLEN（位置通報点）～Y812（航空路）

～A B E T S（位置通報点）～以下略、目的地：サンフランシスコ国際空港、
所要時間：9時間10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AがPNF（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、副操縦士Bが交替要員としてジャンプシートに着座していた。

同機が成田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飛行経過は、同機との管制交信記録、飛行記録装置（以下「DFDR」という。）の記録及び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 管制交信記録及びDFDRの記録による飛行の経過

- 17時58分ごろ 同機は成田空港滑走路16Rから離陸した。
- 18時03分43秒 高度約11,700ftにおいて、同機の右エンジンのバリ
～45秒 アブルステーターベーン（以下「VSV」という。）^{*1}が閉
じる方向へ変化し始めた。また、右エンジンの排気ガス温
度（EGT）が上昇し、振動が発生、ブリードバルブ^{*2}が
開き、低圧コンプレッサー（以下「LPC」という。）の
回転数N1及び高圧コンプレッサー（以下「HPC」とい
う。）の回転数N2が下がり始め、燃料流量が0になった。
- 同 04分07秒 同機は、東京ターミナル管制所（以下「デパーチャー」と
いう。）に対し、エンジン故障のため成田空港へ引き返す
予定であることを通報した。
- 同 04分20秒 同機は、デパーチャーに対し緊急事態を宣言した。
- 同 04分27秒 同機の右エンジンのスロットルレバーが、アイドル位置に
なった。
- 同 04分35秒 同機の右エンジンの燃料カットオフレバーが、カットオフ
となった。
- 同 09分25秒 同機は、デパーチャーに対し燃料投棄の開始を伝えた。
- 同 46分ごろ 同機は、成田空港滑走路16Rへ着陸した。

*1 「バリアブルステーターベーン」とは、エンジン内部の空気流を整え高い圧縮効率と安定性を得るために、
静翼を可変式にしたものをいう。

*2 「ブリードバルブ」とは、エンジン内部の空気を抽出して流れを整え、サージング（エンジン内部空気流の
激しい乱れ）による不調や停止を防止するための空気弁のことをいう。

2.1.2 運航乗務員の口述による飛行の経過

(1) 機長

出発前の確認では、右エンジンの電気式エンジン制御器（E E C）が修理持ち越し^{*3}であったが飛行に支障はなく、他に不具合はなかった。予定より7分早い17時33分にプッシュバックされた。離陸は正常で全てのエンジン計器は正常だった。上昇中もエンジン計器に異常を認めなかった。

離陸約7分後、11,300ftを通過した頃、大きな「バン」という音が聞こえ、続いて「ヒュー」という音が右エンジンから聞こえ、H P Cの回転数N2が約3秒でゼロ近くまで下がった。機首は約10°右に振れた。「バン」という音が聞こえた数秒後に、右エンジン計器類の表示は正常値よりかなり下がっていた。

機長は「エンジン故障だ」と叫んだ。副操縦士2名がSevere Engine Damage Check Listを実施した。機長はデパーチャーに、右エンジンが停止したので燃料を投棄してから成田に戻る必要があることを伝えた。緊急事態を宣言して、管制官に着陸時に緊急車両の待機を要請した。客室に状況説明を行い、緊急着陸に備えた。

エンジン火災を示すものはなかった。副操縦士2名が右エンジンの処理を完了し、副操縦士Aが燃料投棄チェックリストを開始、副操縦士BがシカゴにあるU A社の運航管理及び成田の運航基地へ通信設定した。その後、燃料投棄を開始した。燃料投棄のために飛行している間に、作動しているエンジンが停止した場合の危険性について考えた結果、やや重量が超過しているが着陸することとし、航空機重量が480,000lbになったときに投棄を停止した。そのときの最大許容着陸重量は460,000lbだったが、実際の着陸時重量は473,000lbだった。

滑走路が見えた時点で、オートパイロットを外して手動で操縦した。18時46分に成田空港へ着陸した。滑走路を出たところで、空港の緊急要員により航空機の火災や損傷のないことの確認があった。スポットに入ってから整備士が来て着陸の状況を聞いたので、ソフトな着陸だったと答えた。

(2) 副操縦士A

飛行前の準備は全て正常だった。通常の離陸をして上昇した。高度約11,000ftを通過中に「バン」という音とともに僅かに横方向への動きがあり、機長が「エンジン故障だ」と叫んだ後、「私が操縦と管制通信を行

*3 「修理持ち越し」とは、修理を要する場合に運用許容基準（M E L：運航することが可能な最低の装備品の数量や状態を定めた基準のこと）を適用して運航を実施することをいう。修理は定められた期日までに行う。

うので、君たちはチェックリストを行え」と指示した。副操縦士Aは副操縦士Bとエンジン故障時のチェックリストを実施した。

(3) 副操縦士B

離陸から7分後、高度11,000ftを通過中に右エンジンの破損と停止が発生した。3～4秒間の軋み音に続く突然の「バン」という音がしてエンジンが破損した。機長が操縦を続け、副操縦士Aと副操縦士Bは緊急操作を行った。

本重大インシデントの発生日時は、平成22年7月28日18時04分ごろで、発生場所は、成田空港の東南東約46km 高度約11,700ftであった。

(付図1 推定飛行経路図、付図2 DFDRの記録、付図3 ボーイング式777-200型三面図、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

右エンジンの内部に大規模な破損があった。

HPCは回転しなくなっており、その内部を検査用の穴からボアスコープにより調査したところ、内部には粉塵状のものが付着しており、ブレードやペーンの破損が見られた。検査用の穴の中には、付着物で塞がっており、内部がのぞけないものがあった。燃焼室の前方にあるディフューザー部及び高圧タービン内部には粉塵状のものが一面に付着していた。

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	2008年2月20日
限定事項 ボーイング式777-200型	2002年12月15日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	2011年2月10日
総飛行時間	22,400時間00分
最近30日間の飛行時間	30時間00分

同型式機による飛行時間	5,300時間00分
最近30日間の飛行時間	30時間00分
(2) 副操縦士A 男性 52歳	
定期運送用操縦士技能証明書	2008年3月8日
限定事項 ボーイング式777-200型	2002年9月25日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	2011年11月21日
総飛行時間	10,109時間00分
最近30日間の飛行時間	24時間34分
同型式機による飛行時間	4,459時間00分
最近30日間の飛行時間	24時間34分
(3) 副操縦士B 男性 49歳	
定期運送用操縦士技能証明書	2010年1月20日
限定事項 ボーイング式777-200型	2010年1月20日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	2011年7月22日
総飛行時間	8,300時間00分
最近30日間の飛行時間	78時間37分
同型式機による飛行時間	490時間00分
最近30日間の飛行時間	78時間37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	30551
製造年月日	1997年1月23日
耐空証明書	
発行年月日	1991年1月22日
有効期限	FARに従って整備及び改造されている期間
耐空類別	飛行機 輸送T
総飛行時間	39,773時間41分
定期点検(C04点検、2010年5月13日実施)後の飛行時間	1,323時間39分

2.6.2 エンジン

(1) 左エンジン

型 式 プラットアンドホイットニー式PW4090-3型
製造番号 222048
製造年月日 1997年10月14日
総使用時間 51,442時間00分
定期点検(C04点検、2010年5月13日実施)後の飛行時間 1,323時間39分

(2) 右エンジン

型 式 プラットアンドホイットニー式PW4090-3型
製造番号 222178
製造年月日 2001年11月15日
総使用時間 31,030時間43分
総使用サイクル 3816
定期点検(C04点検、2010年5月13日実施)後の飛行時間 1,323時間39分

2.6.3 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563,054lb、重心位置は26.7%MACと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量568,960lbであり、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は15～44%MAC）内にあったものと推定される。なお、同機の着陸重量は471,754lb、重心位置は24.8%MACと推算され、着陸時重量は許容範囲（最大着陸重量460,000lb、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は14～44%MAC）を11,754lb超過してい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BP2197であった。

2.7 気象に関する情報

本重大インシデントに関連する時間帯の成田空港の定時飛行場実況気象通報式(METAR)は、次のとおりであった。

18時00分 風向 180°、風速 10kt、卓越視程 30km、
雲 雲量 FEW*4 雲形 積雲 雲底の高さ 3,500ft、
雲量 BKN*5 雲形及び雲底の高さ 不明、

*4 「FEW」とは、雲量1/8～2/8のことである。

*5 「BKN」とは、雲量5/8～7/8のことである。

気温 29℃、露点温度 21℃、
高度計規正值 (QNH) 29.83 inHg
18時30分 風向 180°、風速 10kt、卓越視程 30km、
雲 雲量 FEW 雲形 積雲 雲底の高さ 3,000ft、
雲量 BKN 雲形及び雲底の高さ 不明、
気温 28℃、露点温度 21℃、
高度計規正值 (QNH) 29.84 inHg

2.8 DFDR及び操縦室音声記録装置に関する情報

同機には、米国アライドシグナル社 (現ハネウェル社) 製のDFDR (部品番号: 980-4700-042) 及び操縦室音声記録装置 (CVR、部品番号: 980-6020-001) 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。時刻の照合については、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。

CVRには約30分の記録が残されるが、同機が本重大インシデント発生後も運航を継続したため、発生当時の記録は上書き消去されていた。

2.9 同機のエンジンについて

プラットアンドホイットニー式PW4090-3型は、2軸式のターボファンエンジンでLPCが7段あり、その1段目はファンブレードである。HPCが11段、ディフューザー及び燃焼室、HPTが2段、LPTが7段、排気管、補機用ギヤボックスで構成されている。補機用ギヤボックスには、燃料制御器、燃料ポンプ、作動油ポンプ、潤滑油ポンプ、ジェネレーター、オルタネーターなどが付いている。その他にEEC、VSV作動機、圧縮機スターターアンドスタビリティバルブが付いている。

VSVの角度の変更動作は、EECからの電気信号による指示がVSV作動機に伝わる。同作動機は燃料の圧力で動く。その動きがシンクロナイジングリング (以下「リング」という。) からレバーアーム (以下「アーム」という。) を通じてVSVに伝わる。アームは部品番号54H727のレバーアームピン (以下「同型ピン」という。) を軸として回転し、同型ピンは溶接によりリングに固定されている。

(付図4 エンジン断面図、付図5 HPC図、付図6 シンクロナイジングリングの構造 参照)

2.10 損壊の細部状況

平成22年8月23日～27日、国家運輸安全委員会 (NTSB) に依頼して、米

国のU A社工場においてN T S Bの立会いの下で右エンジンの分解検査を行った。その結果報告書によると、主な損傷状況は次のとおりであった。

- (1) L P Cの第4段ローターブレードの全ての後縁部にかなりの損傷があった。第4段ベーンの後縁部ほとんどに、切り傷があった。
- (2) H P CのV S V及びローターブレードが、全て損傷を受けていた。
- (3) H P CのV S Vの中で最前方にあるインレットガイドベーン（I G V）につながっているアームの73番（後方から見て右端部が39番で、時計周りに数える）がZ型に変形していた。リングには、アームとの干渉によるとみられる接触痕があった。73番アームとリングを連結していた同型ピンが、抜けてなくなっていた。
同型ピンは取付時に端部を広げてリングに永久結合してあり、2か所の溶接で結合を確実にしていたが2か所とも破断していた。溶接の破断面と穴部には、腐食があった。
- (4) H P C第5段ローターブレード40枚のうち、3枚だけが取付部に残っており、その他は取付部で破断していた。
- (5) H P C第5段V S Vの約半数が取付部から破断しており、残りは全て回転方向に曲がっていた。
- (6) 全てのH P C第6段ローターブレードが破損し、その約半数が外側部が破断しており、全て反回転方向に曲がっていた。10枚のブレードはルート部も残っていなかった。
- (7) H P C第6段及び第7段のV S Vは、全ての前縁と後縁に裂傷や打痕があったが全て残っていた。
- (8) H P C第7段ローターブレードは約半数がかなり破損していたが、全てのブレードが残っていた。また、全て反回転方向に曲がった状態で残っていた。

この分解検査の結果に基づく、N T S Bからの意見は次のとおりだった。

本重大インシデントは、H P CのI G Vのうちの1枚のベーンが制御不能となって閉止位置に移動したことによるものと考えられるが、その原因は、H P CのI G Vアームの同型ピンの破損によるものと推定される。この1枚のベーンは、閉止した状態ではH P C内部の空気流の障害物となる。H P CのI G Vの下流には、H P C第5段ローターブレードがあり、このブレードは、I G Vからの通常の均質な空気流ではなく、閉止したベーンに起因する脈動空気流にさらされた。H P Cは約10,000 rpmで回転しており、H P C第5段ローターブレードが受ける脈動は10,000回/分となって、疲労破損するまで振動する原因となる。疲労破損の証拠を発見するためには、H P C第5段ローターブレードを詳細に分析することを推奨する。

(写真2 HPC部、写真3 HPC内部の破損状況、写真4 (上)シンクロナイジングリングの状況 (下)ピン溶接部の亀裂 参照)

2.1.1 試験及び研究

分解検査の結果に基づき、NTSBの協力を得てエンジン製造者の研究所において、IGVと第5段ローターブレードを含む多数の破片の詳細な分析を行った。その結果報告書によると、概略次のとおりであった。

(1) 損傷部分の状況

下部IGVリング(部品番号55H965-01、製造番号33611)を目視検査した。下部IGVリングは、39～74番の同型ピンとアームが付いている。63、67、70番のピンの穴には防蝕塗装(アルミニウムエナメル)がなく、熱変色を示しており、これは過去に、溶接修理されたことを示唆していた。同型ピンの回転を防止するための補助的な溶接(Tack Weld)が、リング外側面と同型ピン外側端部の間に同型ピン1個あたり円周方向に2か所実施されていた。

上部IGVリング(部品番号55H954-01、製造番号33611)も目視検査した。リングは1～38番(後方から見て左端部が1番で、時計周りに数える)の同型ピンとアームが付いている。全てのピン穴部は防蝕塗装されていた。回転防止用の補助的な溶接はリングの軸方向にされていた。

(2) 判明した事実

① IGVリングの調査

下部IGVリングの顕微鏡による調査では、同型ピン36個のうち9個(46、49、51、55、62、63、65、67、74番)は溶接部が破断しており、同型ピン穴の中で回転した。残りは、45、60、74番を除き、程度の差はあるが溶接部に様々な規模の亀裂があった。無くなっていたピン(73番)の位置の穴は、僅かに楕円形になっていた。

上部IGVリングの顕微鏡による調査では、38個全ての溶接部が無傷だった。

上部及び下部IGVリング組立外側部の同型ピンはフレア加工(ピン末端部の径を広げる処理。以下「フレア」という。)されており、その加工部の直径を計測したところ、下部IGVリングの同型ピン36個のうち17個が、規定値(0.170in)よりも小さかった。上部IGVリングの同型ピン38個のうちの34個が規定値(0.170in)よりも小さく、63、67、70番を除く全てにアルミニウムエナメル防蝕塗装が施してあった。下部IGVリングを70、71、74番部で切断し、溶接部が破損した同型ピン

をリングから外した。同型ピンには、リングとアームとの接触面に様々な規模の摩耗がみられ、同型ピンの主に荷重がかかる面が摩耗していた。摩耗は円滑で方向性や特徴はなく、振幅の小さい高周波共振に伴う摩耗の傾向に一致していた。同型ピンの摩耗していない部分の直径は、規定値に適合していた。

下部 IGVリングの同型ピン 39～60 番を、同型ピン穴径の評価のために外したところ、49 番は外す前の観察では回転させることができ、ピン穴の直径は 0.172 in であり、計測した中では最大だった。46、54、56 番の直径は 0.162 in、42 番は 0.163 in だった。規定値は最大 0.161 in である。

顕微鏡により溶接部の亀裂の開口部を調査したところ、擦れによる機械的な損傷のない部分は主に内部における樹枝状の破断（以下「凝固割れ」*6 という。）の特徴を示していた。エンジン作動時の熱の影響下での疲労破断は、過大応力によるものではなく凝固割れによるものと見られる。

溶接部の亀裂数か所には、隣接する金属との境界付近において収縮による空洞が見られた。

硬度試験を 70、71、74 番の同型ピンの軸部と上部に実施したところ、硬度は規定値に適合していた。

同型ピン部の縦断面の金属組織学的な調査によると、摩耗面には擦過によるとみられる酸化した堆積物があることが分かった。

68、69、72、73 番の同型ピン穴部と溶接部を通る断面について、金属組織学的な調査をした。溶接には正しい溶接材が使用されていた。溶接部の高さや長さは、規定値に適合していた。収縮による空洞を除いて、溶接部の一般的な微視的構造は健全であった。亀裂は溶接部の切れ目から始まっていた。この亀裂は、主に凝固割れだった。

リングの微視的構造は、一般に適切に処理されたステンレス鋼材の特徴を示していた。同型ピンの微視的構造は、一般に適切に処理されたニッケル鋼材の特徴を示していた。

② IGVの調査

IGV破片の損傷は激しく、破損したベーンが取り付けられていた部位を特定することはできなかった。したがって、73 番アームの同型ピンがなく

*6 「凝固割れ」とは、結晶粒界割れの特徴を示すものであり、溶接金属が凝固収縮過程で起こる収縮ひずみに耐えきれずに、主に樹枝状境界やその交差点で分離破壊するもので、溶接時の欠陥の一種である。

なった位置にあったベーンの特定はできなかった。

③ HPC第5段の調査

全ての第5段ローターブレードが破損しており、そのうち数個の取付部がなくなっていた。2個の取付部は、高周波疲労を示す痕跡がはっきりと見えた。数個の第5段のHPCディスクラグ部（ブレードを固定する出っ張り）は破損し、分離していた。

④ HPC第5段シンクロナイジングリングの調査

後方から見て2時位置の1個のリングのランナーが破損していた。上下シンクロナイジングリング及び同型ピンに他の破損箇所はなかった。約半分のVSVが破断して無くなっていた。残っていたVSVは、回転方向に激しく曲がっていた。HPCの下流にあるローターブレードとベーンは、かなり破損していた。

(3) まとめ

分析した結果、下部IGVリングは過去に修理され、特にアームの同型ピンの交換が行われたことは明らかである。回転防止のための溶接を行う前には、同型ピンとピン穴には隙間のないことが必要である。73番アームは同型ピンとリングをつなぐ溶接部の収縮による空洞から亀裂が入ったようであり、同型ピンの回転を防止する機能を損ない、リングが動くときに同型ピンがピン穴の中で回転して同型ピンとピン穴は徐々に摩耗した。摩耗が進展して同型ピンが落下するに至り、アームがリングから外れた。その後、アームはリングに沿って円滑に動かないことにより、リングとの間でアーム端部が曲げられて固着した。73番IGVは、空気流に対して約90°の位置に固着した。その後、HPC第5段のローターが高周波疲労により破損し、その結果、エンジン内部の大規模な破壊に至った。

(写真2 HPC部、写真3 HPC内部の破損状況、写真4 (上)シンクロナイジングリングの状況 参照)

2.12 その他必要な事項

2.12.1 緊急時の操作

同社が使用している飛行規程の Emergency Procedure によると、エンジン故障時に操縦士が行う手順は次のとおりである。(以下、日本語は仮訳)

Severe Engine Damage Check List (15.30.7項)

Condition; Engine has severe damage, vibration or has separated.

QRC^{*7} ACTION;

- Autothrottle arm switch Off
- Throttle Idle
- Fuel control switch Confirm, cutoff
- Engine fire handle Confirm, pull
- QRC Driftdown^{*8} procedure Consider

(仮訳) シビアエンジン損傷点検表

条件：エンジンにシビアな損傷があり、振動又は分離した場合。

QRCの実施；

- オートスロットルアームスイッチ 切る
- スロットル アイドル
- 燃料コントロールスイッチ 確認、切る
- エンジン火災ハンドル 確認、引く
- QRCドリフトダウン手順 考慮する

2.12.2 EECの不具合

EECの Fault memory の記録を確認したところ、882便（同機の本重大インシデント前の便名）のときに、右エンジンに装備されたEECのチャンネルBに「オイル圧力発信器の信号が規定値外である」とのメッセージが表示されていた。これは、UA社の運用許容基準（MEL）を適用することにより、20日間以内に修理を行えば飛行可能であった。本重大インシデント時の852便の運航では、このメッセージは表示されていなかった。

2.12.3 エンジンの整備経歴

当該エンジンは平成13年11月15日に製造されたもので、最近の主な整備経歴は次のとおりであった。

- 平成21年4月24日～6月15日：工場整備をUA社の工場にて実施、HPC内部のボアスコープ検査を実施した。
- 平成21年6月26日：同機に右エンジンとして搭載。
- 平成22年5月13日：定期C04点検実施、HPC内部のボアスコープ検査を

*7 「QRC」とは、Quick Reference Checklistの略で、緊急事態の発生時に必要になる操作項目を簡潔に記述した点検表のこと。

*8 「Driftdown」とは、エンジン故障や機内急減圧が発生した場合、安定した水平飛行ができる高度まで降下すること。

実施した。

・平成22年7月11日～21日：オンウイング整備（エンジンを航空機から取り外さないで行う整備）を実施、HPC内部のボアスコープ検査を実施した。

I G Vリングが過去に修理された可能性については、U A社には当該リングの修理に関する記録はなく、修理履歴は分からないとのことであった。

エンジン製造者によると、当該リングを装着した運航及びその修理履歴は分からないとのことであった。また、当該リングの修理はエンジン製造者が指定した修理工場で行われたものではなく、エンジン製造者の指定した方法を遵守していなかったとのことであった。

2.12.4 シンクロナイズリング部の点検について

リングと同型ピンの溶接部の亀裂や劣化を発見する方法として、エンジン製造者は、1999年9月8日付けで技術通報No. PW4G-112-72-206（以下「同SB」という。）を発行した。同SBは、プラットアンドホイットニー式PW4090-3型等のエンジンの同型ピン部等の検査等を実施することを推奨していた。その概要は、リングの使用が1,500サイクルに達した時点で初回検査を実施、次回以降の検査は800サイクルごとに行うが、溶接部に3か所以上の亀裂があったり、同型ピンの緩み等が見付かった場合には150サイクルごとに行い、これらの検査結果をエンジン製造者へ送付するというものであった。その後、エンジン製造者による根本的な原因についての工学的な分析及びベーンの試験並びに運航現場からの検査報告について検討してリングの材質を鋼板材の組立式から鍛造材の単体式に変更した結果、振動特性が異なることから当該検査を行う必要がなくなったとして、エンジン製造者は2004年1月13日に同SBを改訂し、検査等を廃止した。

3 分析

3.1 乗務員等の資格等

機長及び副操縦士A及び副操縦士B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の発生に関連はなかったものと推定される。

3.4 機長の対応

右エンジンの故障が発生した際、機長はPFとして操縦を続けるとともに2名の副操縦士にSevere Engine Damage Check Listを行うよう指示し、その後の重量超過状態での着陸も安全に行っており、機長としての職務を適切に行っていたものと推定される。

3.5 エンジン内部における大規模な破損に至る過程

2.1.1に記述した検査の結果から、エンジンの破損過程は次のとおりであったものと考えられる。

- (1) 2.1.1(3)に記載したとおり、下部IGVリングに付いていた多数の同型ピンの溶接部が破断して穴の中で回転したこと及び73番同型ピン付近にあった同型ピンに摩耗が見られ、ピン穴部の拡大が見られたことから、リング作動中に同型ピンがリングから抜けたため、離陸後、上昇中に右エンジンの73番アームが外れたものと推定される。73番アームはリングから外れたことにより自由に動くようになり、連結している73番ベーンは制御不能となった。次にアームが下部IGVリングと接触してZ型に変形したことにより、ベーンは閉止する位置になったものと考えられる。ベーンが閉止した状態で、HPC内部の空気流の局所的な障害物となることにより、エンジン内部の空気流に脈動が発生した。
- (2) HPCのIGVのすぐ下流にあるHPC第5段ローターブレードが、均質な空気流でなく、閉止したベーンに起因する脈動空気流にさらされた。その結果、2.1.1(2)③に記載したとおり、同ローターブレードは高周波振動の発生により疲労破損した。その後は、更に下流にある第5段VSV以下のHPCローターブレード及びVSVが連鎖的に破損した。
- (3) DFDRの記録によると、18時3分44秒に右エンジンのブリードバルブが開いていることから、この時HPCにサージングが発生したものと考えられ、IGV自体及びIGVのすぐ上流にあったLPC第4段ローターブレードの後縁も破損した。
- (4) 上記のような一連の破壊過程により、エンジン内部が大規模に破損したものと推定される。
- (5) 73番アームの回転軸となっていた73番同型ピンとリングの溶接部が破損したことについては、2.1.1(2)①によれば、直径が規定値より小さい同型ピ

ンがあったこと、溶接部の亀裂数か所には隣接する金属との境界付近において収縮による空洞が見られたこと、また溶接部の亀裂の開口部を調査したところ凝固割れが見られたことなどから、同型ピンのフレア及び溶接作業が適切に行われていなかった可能性が考えられる。

3.6 IGVシンクロナイジングリングの修理について

2.12.3に記載したとおり、右エンジンは平成13年11月15日に製造され、最近のUA社による整備の実施状況としては、平成21年4月24日～6月15日に工場整備が行われ、平成21年6月26日に右エンジンとして同機に搭載された。その後、平成22年5月13日に定期C04点検が実施され、平成22年7月11日～21日にオンウイング整備が実施された。

2.11(1)によれば、63、67、70番のピンの穴には防蝕塗装（アルミニウムエナメル）がなく、熱変色を示しており、これは過去に、溶接部の修理が行われたことを示唆しているとのことである。このことについては、2.12.3によればUA社には当該リングの修理に関する記録はないとのことであった。また、エンジン製造者によると、当該リングの運航及び修理経歴は分からないとのことであり、当該リングの修理はエンジン製造者が指定した修理工場で行われたものではなく、エンジン製造者の指定した方法を遵守されていなかったとのことであった。したがって、当該リングの運航及び修理経歴が完全に得られなかったため、どこでどのような修理が行われたかを明らかにすることはできなかった。

3.7 再発防止対策

3.5に記述したとおり、本重大インシデントはIGVのリングから1個のレバーアームが外れたことによるものと考えられ、レバーアームが外れたことについては、レバーアームの回転軸となっている部品番号54H727のピンの溶接部の破損が関与した可能性が考えられる。

このことについては、3.6に記述したとおり、リングの修理時に同ピンのフレア及び溶接作業が適切に行われなかった可能性が考えられることから、航空機及びエンジン使用者は、エンジン製造者が指定した方式に従った修理が確実に行われるような体制の構築に努めるべきである。

4 原因

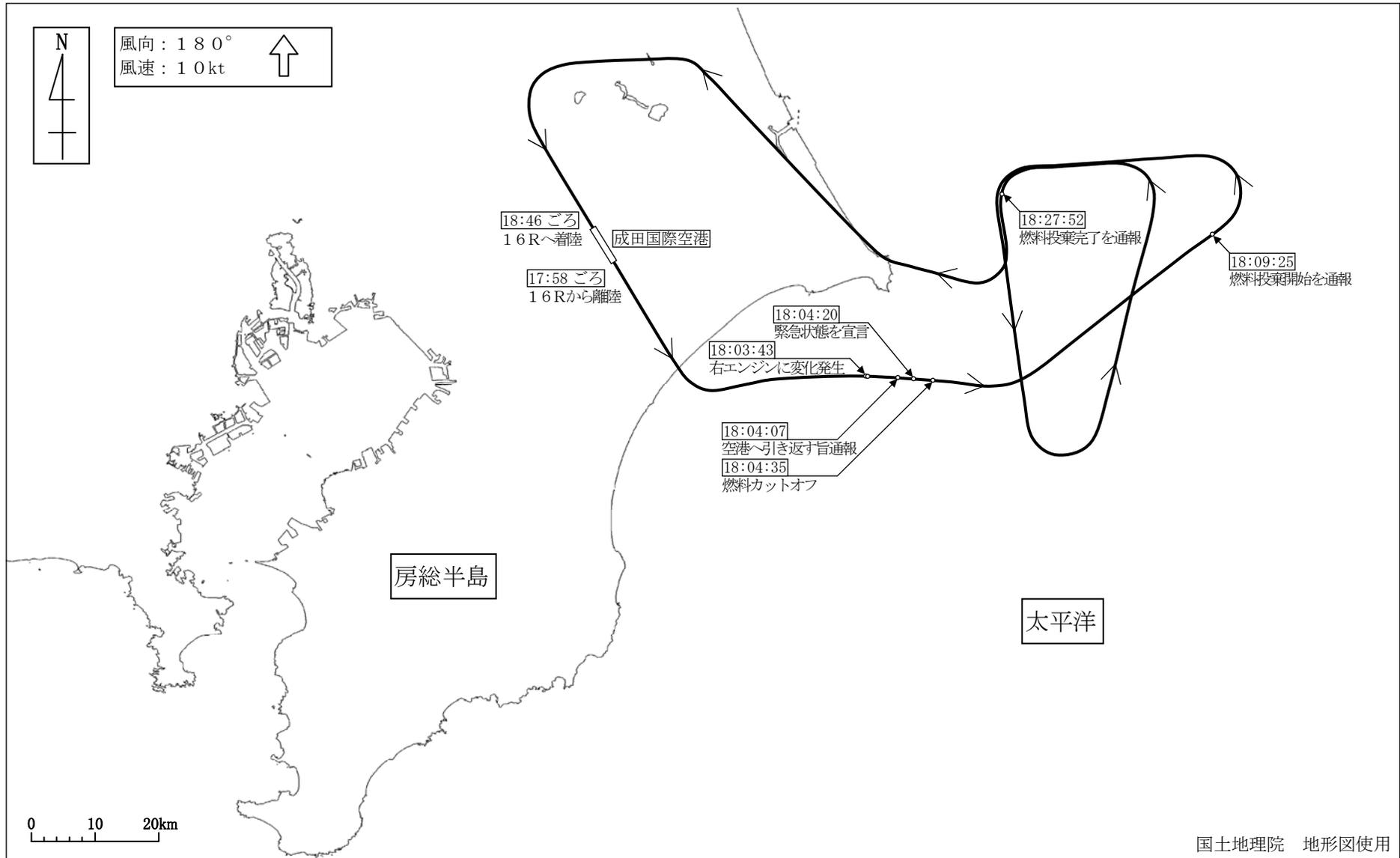
本重大インシデントは、同機が離陸後の上昇中、右エンジンのインレットガイド

ベーンのシンクロナイジングリングに連結したレバーアームが外れた結果、エンジン内部の空気流に脈動が発生してエンジン内部に大規模な破損が生じたことによるものと推定される。

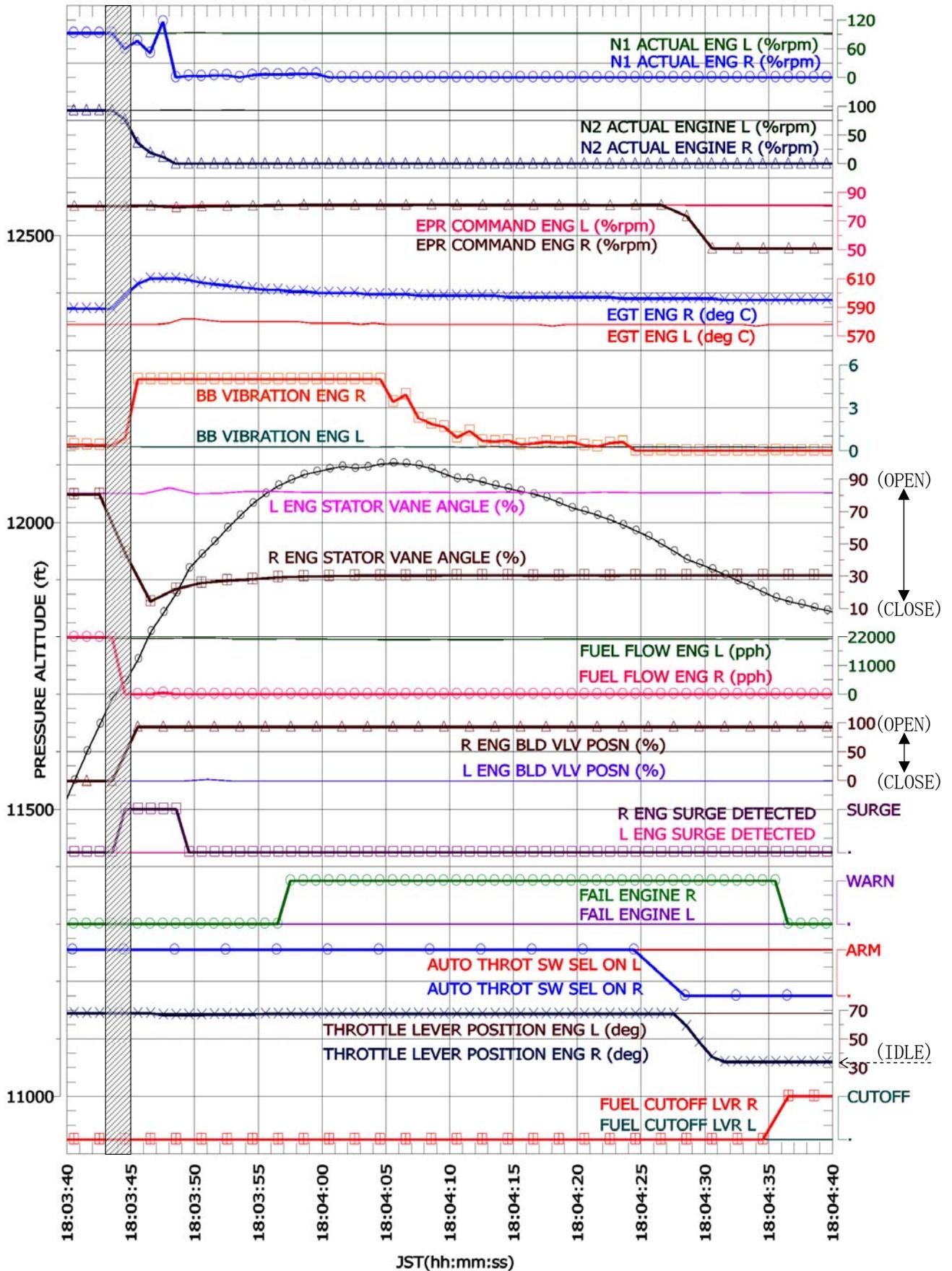
レバーアームが外れたことについては、レバーアームの回転軸となっている部品番号54H727のピンとインレットガイドベーンのシンクロナイジングリングの溶接部が破損したことが関与した可能性が考えられる。

溶接部が破損したことについては、インレットガイドベーンのシンクロナイジングリングの修理時に同ピンのフレア及び溶接作業が適切に行われていなかった可能性が考えられる。

付図1 推定飛行経路図

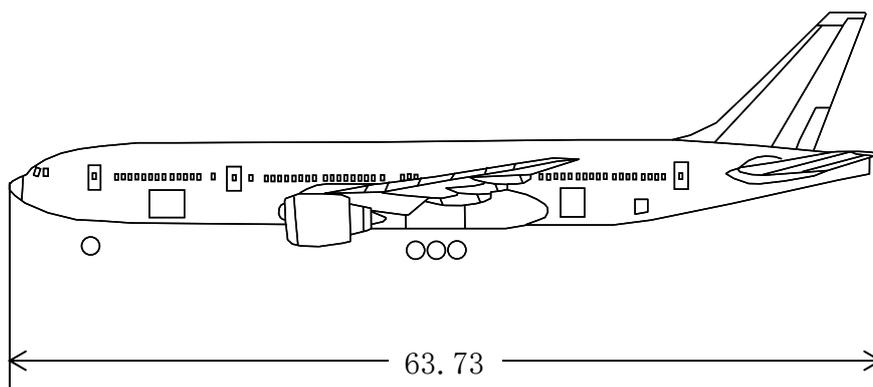
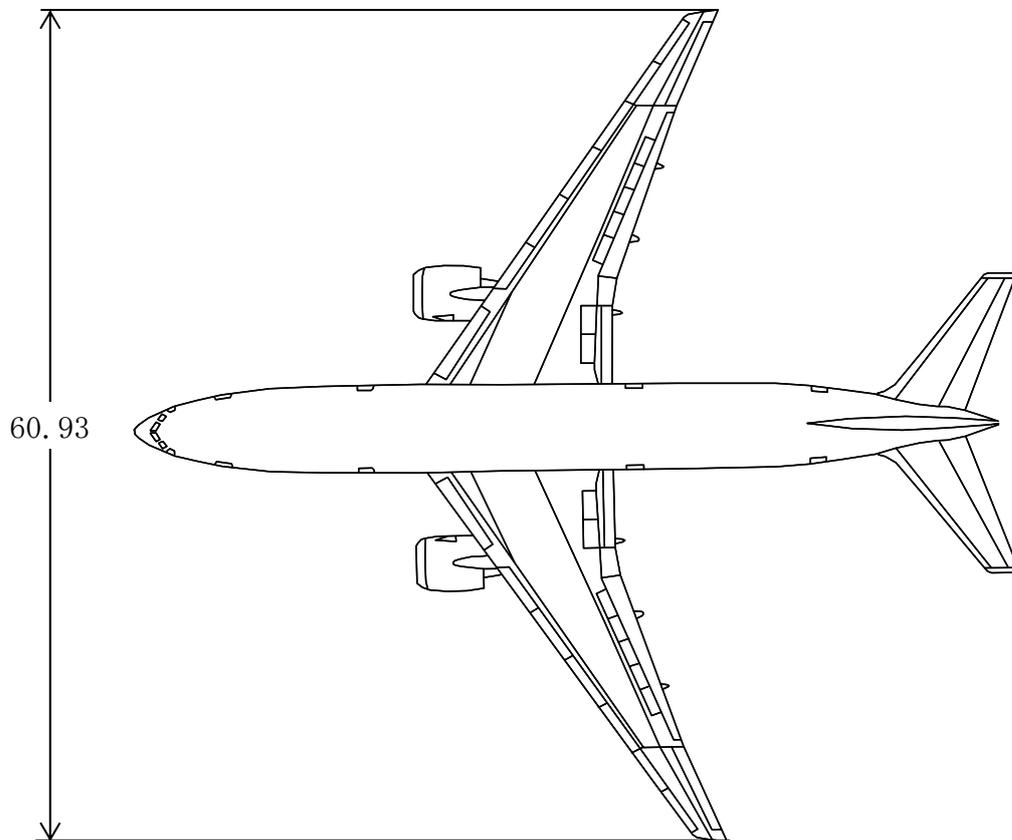
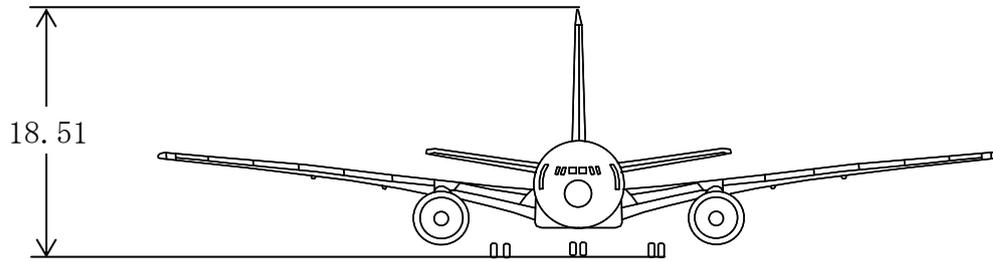


付図2 DFDRの記録

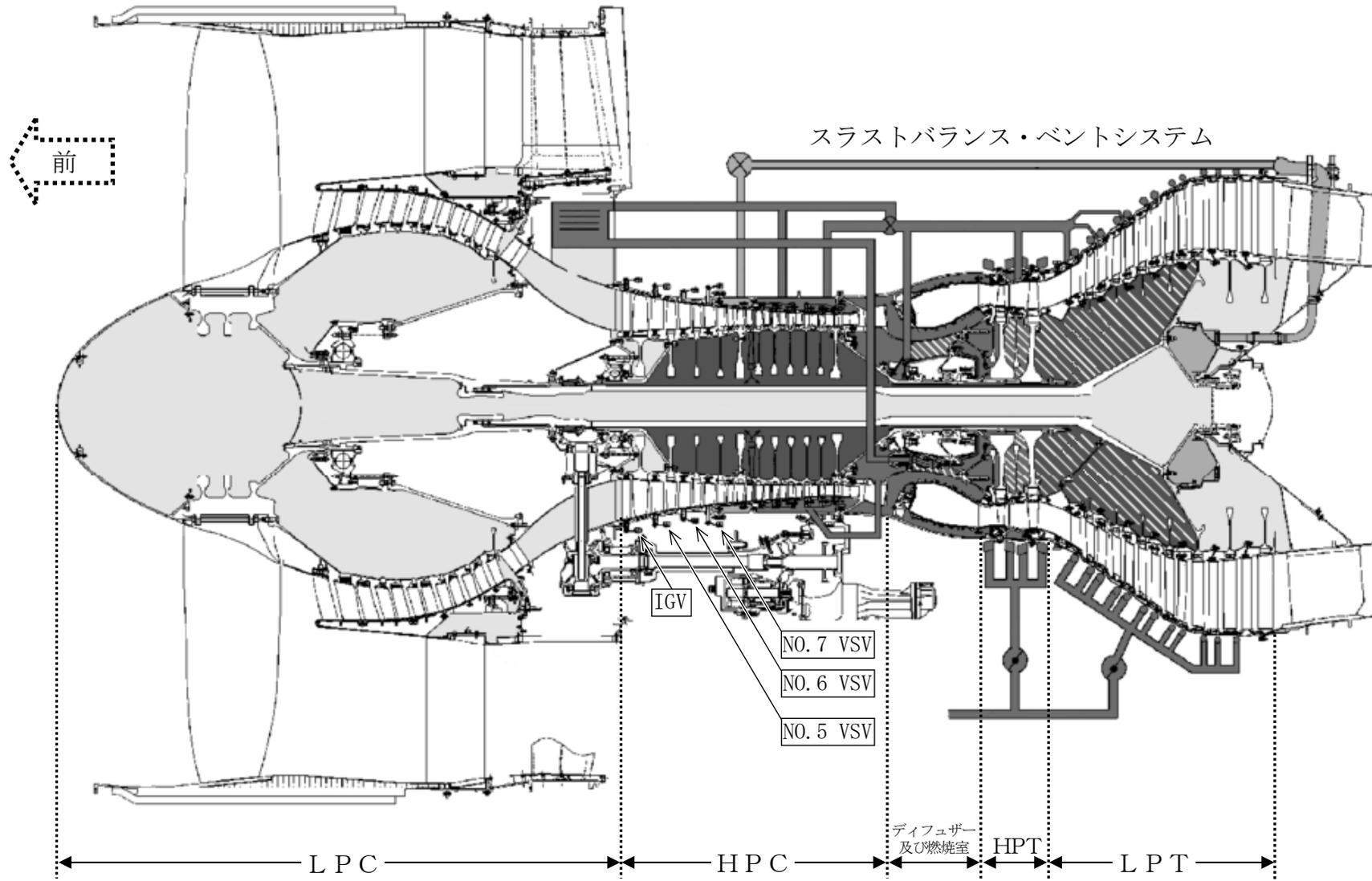


付図3 ボーイング式777-200型三面図

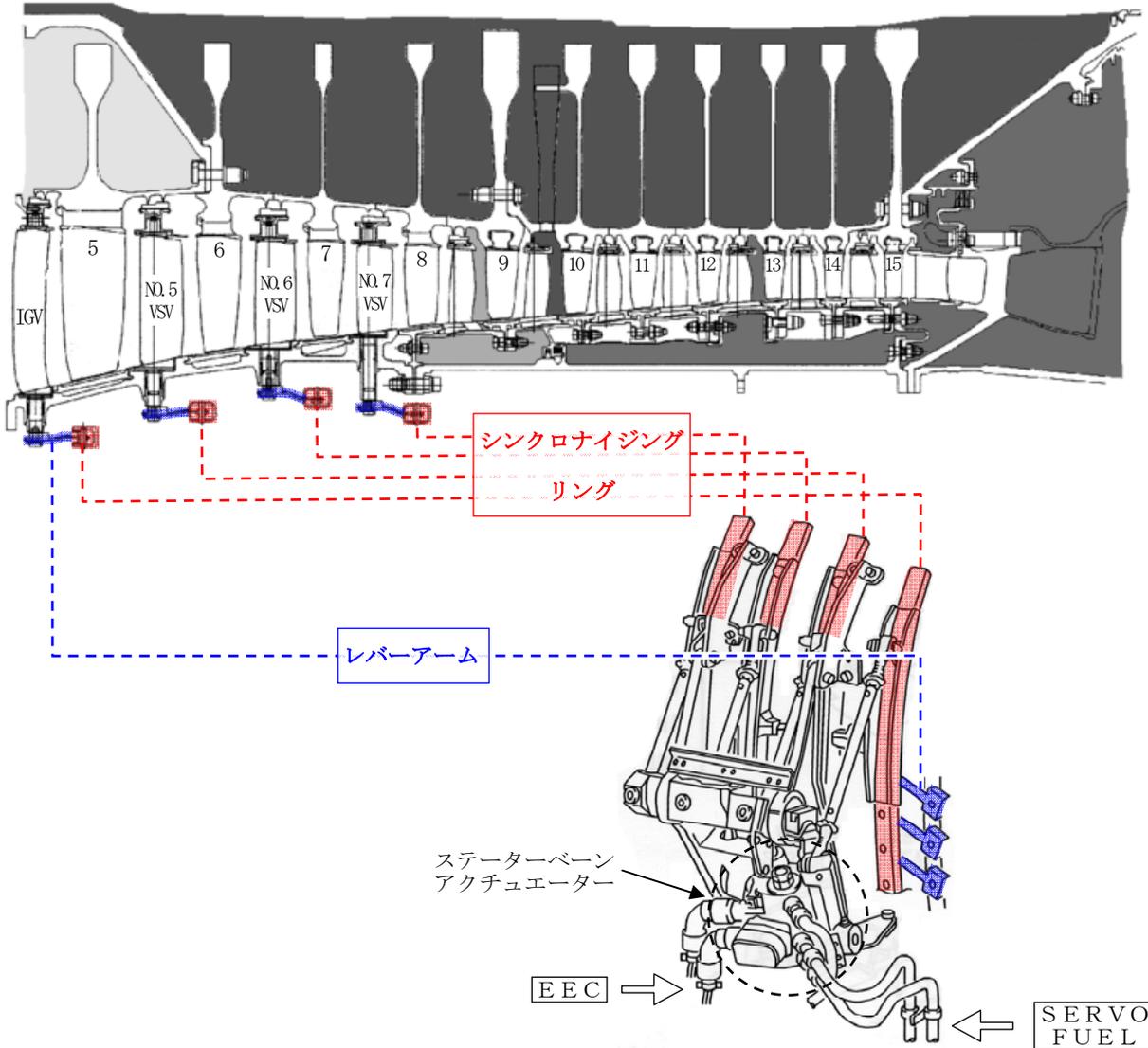
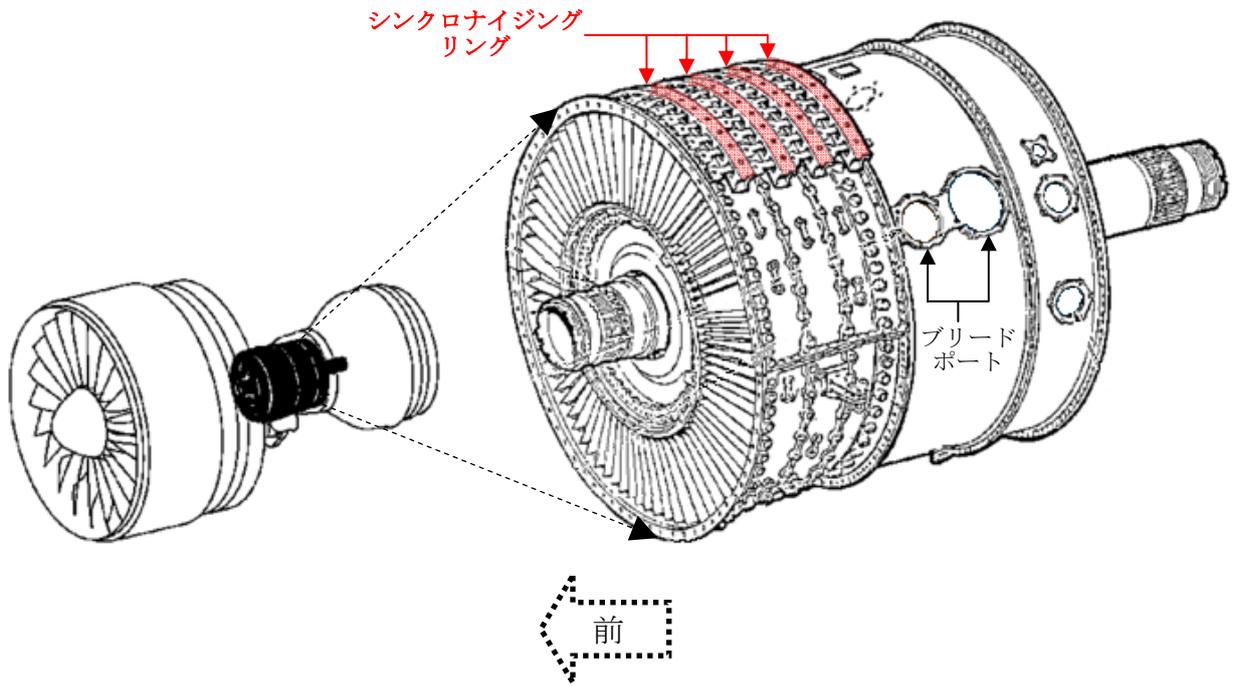
単位：m



付図4 エンジン断面図



付図5 HPC図



付図6 シンクロナイジングリングの構造

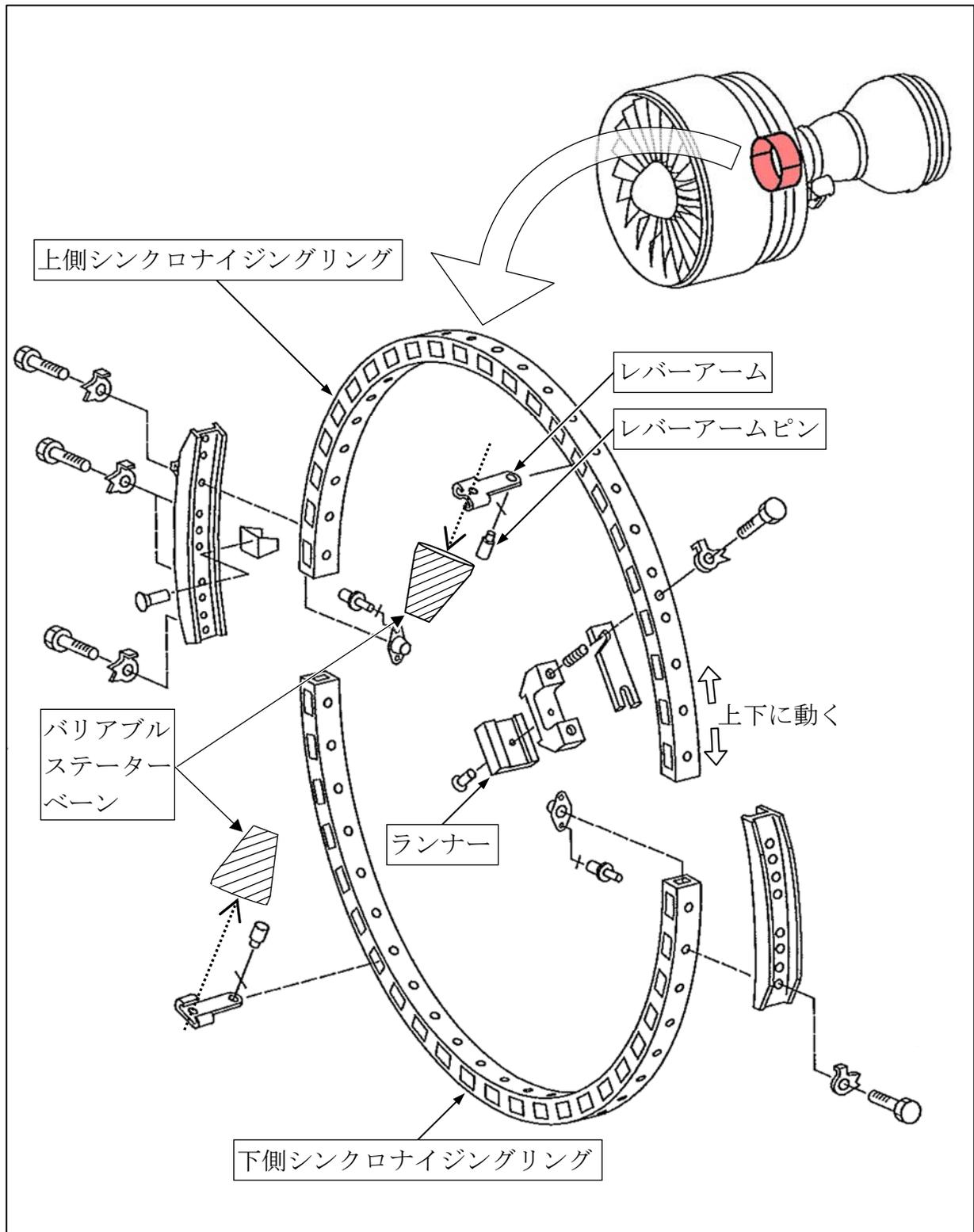


写真1 重大インシデント機



写真2 HPC部

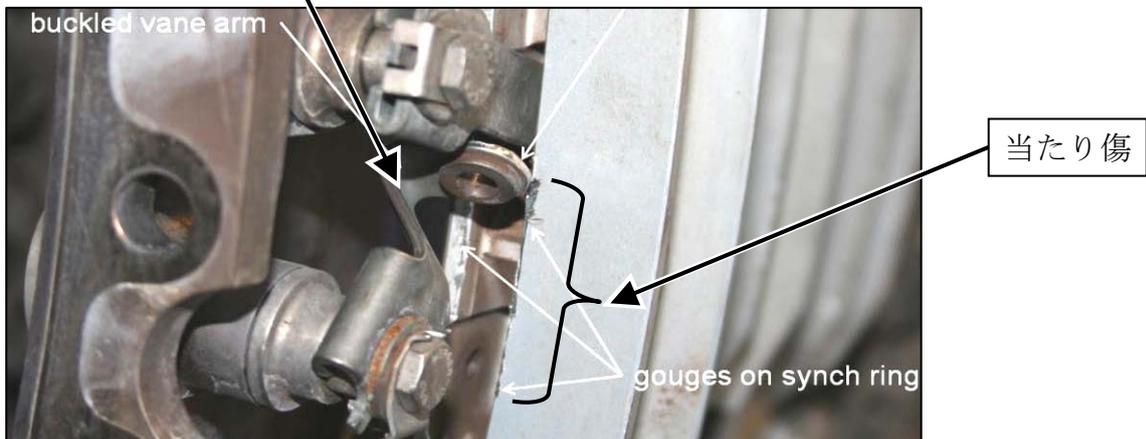
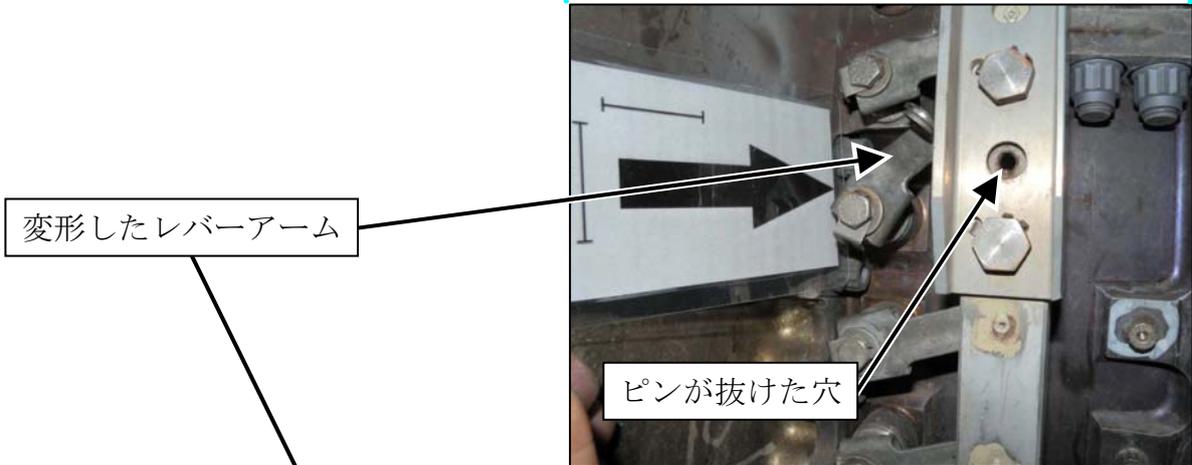
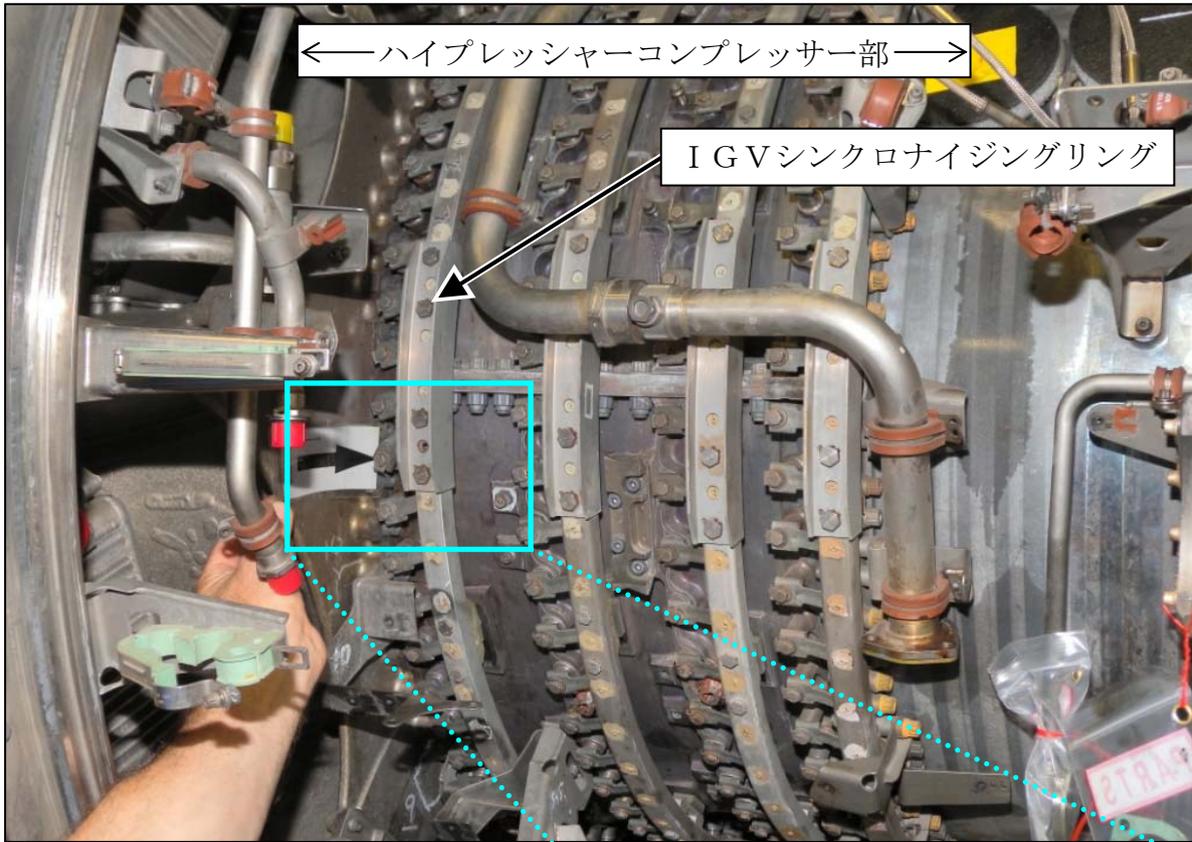
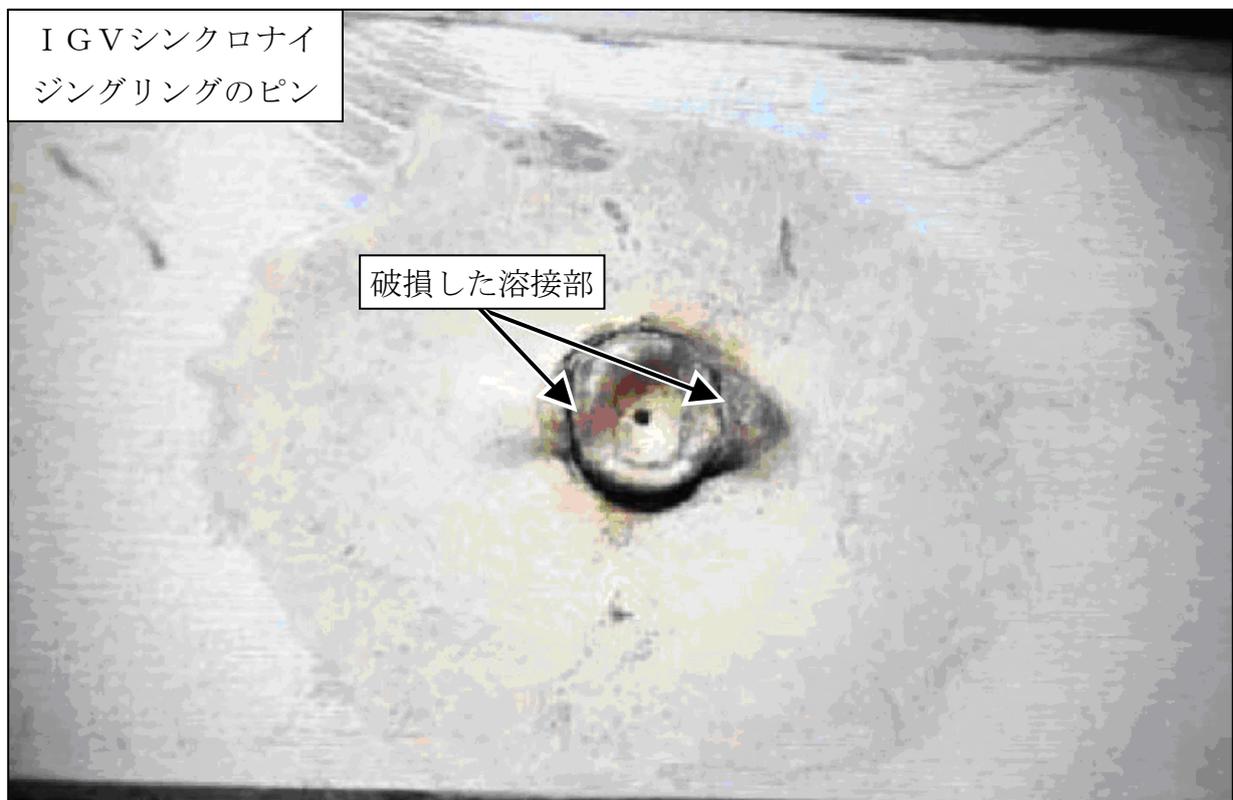
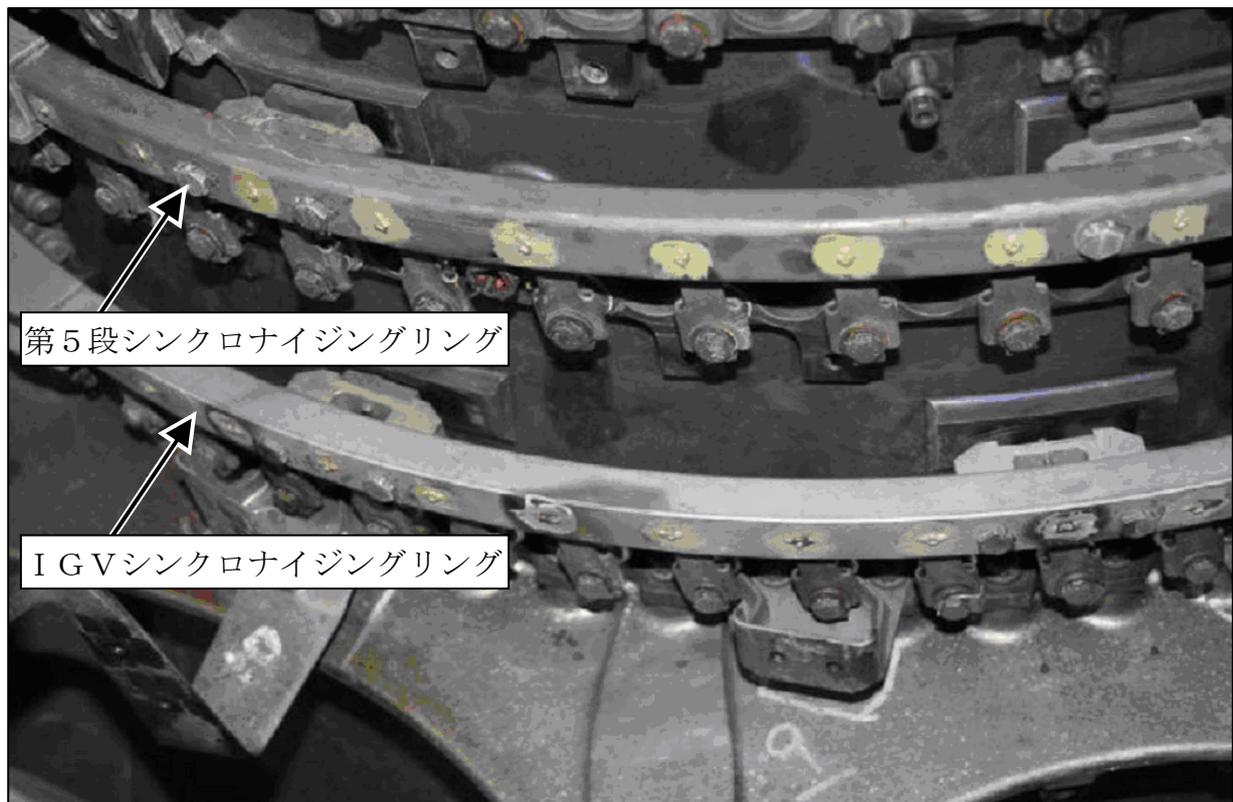


写真3 HPC内部の破損状況



写真4 (上) シンクロナイジングリングの状況
(下) ピン溶接部の亀裂



本報告書で用いた主な略語は、次のとおりである。

略 語	英 語
B K N	Broken
C V R	Cockpit Voice Recorder
D F D R	Digital Flight Data Recorder
E E C	Engine Electronic Control
E G T	Exhaust Gas Temperature
F A A	Federal Aviation Administration
F A R	Federal Aviation Regulations
F E W	Few
H P C	High Pressure Compressor
H P T	High Pressure Turbine
I G V	Inlet Guide Vane
L P C	Low Pressure Compressor
L P T	Low Pressure Turbine
M A C	Mean Aerodynamic Chord
M E L	Minimum Equipment List
M E T A R	Aerodrome Routine Meteorological Report
N 1	Low Pressure Compressor Speed
N 2	High Pressure Compressor Speed
N T S B	National Transportation Safety Board
P F	Pilot Flying
P N F	Pilot Not Flying
Q R C	Quick Reference Checklist
V S V	Variable Stator Vane

単位換算

1 in (インチ) = 2.54 cm

1 ft (フット) = 0.3048 m

1 lb (ポンド) = 0.4535 kg

1 kt (ノット) = 1.852 km/h

1 inHg (インチエイチジー) = 33.86 hPa