

AI2010-2

航空重大インシデント調査報告書

日本エアコミューター株式会社所属 JA848C

平成22年2月26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」

日本エアコンピューター株式会社所属

J A 8 4 8 C

航空重大インシデント調査報告書

所 属 日本エアコミューター株式会社
型 式 ボンバルディア式DHC-8-402型
登録記号 JA848C
発生日時 平成20年8月12日 16時27分
発生場所 大阪国際空港A滑走路

平成22年 1 月22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	

本報告書で用いた略語は、次のとおりである。

AMM	: Aircraft Maintenance Manual
AOM	: Airplane Operating Manual
B S I	: Borescope Inspection
C V R	: Cockpit Voice Recorder
d I T T	: delta ITT
d N H	: delta NH
d N L	: delta NL
d W f	: delta Wf
D F D R	: Digital Flight Data Recorder
E C T M	: Engine Condition Trend Monitoring
EMU	: Engine Monitoring Unit
E N G	: Engine
F A D E C	: Full Authority Digital Engine Control
F I M	: Fault Isolation Manual
H P T	: High Pressure Turbine
H S I	: Hot Section Inspection
I T T	: Inter Turbine Temperature 又は Indicated Turbine Temperature
L P T	: Low Pressure Turbine
M T O P	: Maximum Take-off Power
N H	: High Pressure Compressor Speed
N L	: Low Pressure Compressor Speed
N T O P	: Normal Take-off Power
O A T	: Outside Air Temperature
P A C	: Power Assurance Check
P F	: Pilot Flying
P M	: Pilot Monitoring
P R E S S	: Pressure
P T	: Power Turbine
S E D	: Small Exit Duct
T S B	: Transportation Safety Board of Canada
W f	: Fuel Flow

目 次

1	航空重大インシデント調査の経過	1
1.1	航空重大インシデントの概要	1
1.2	航空重大インシデント調査の概要	1
1.2.1	調査組織	1
1.2.2	外国の代表、顧問	1
1.2.3	調査の実施時期	1
1.2.4	航空局への情報提供	1
1.2.5	原因関係者からの意見聴取	2
1.2.6	調査参加国への意見照会	2
2	事実情報	2
2.1	飛行の経過	2
2.1.1	運航乗務員及び整備関係者の口述	2
2.1.2	DFDR記録、CVR記録及び管制交信記録による経過	4
2.2	人の死亡、行方不明及び負傷	5
2.3	航空機の損壊に関する情報	5
2.3.1	損壊の程度	5
2.3.2	航空機各部の損壊の状況	5
2.4	航空機乗組員等に関する情報	6
2.5	航空機に関する情報	7
2.5.1	航空機	7
2.5.2	エンジン	8
2.5.3	第1エンジンの整備経歴等	8
2.6	気象に関する情報	9
2.7	DFDR及びCVRに関する情報	10
2.8	重大インシデント現場に関する情報	10
2.9	DFDRに記録されたITTの値	10
2.10	ECTMデータ	11
2.11	事実を認定するための試験及び研究	11
2.11.1	エンジン分解調査	11
2.11.2	エンジン製造者の見解	13
2.12	その他必要な事項	14

2.12.1	AMM等	14
2.12.2	航空局の対応	23
3	分析	24
3.1	運航乗務員の資格等	24
3.2	航空機の耐空証明書等	24
3.3	気象との関連	24
3.4	エンジンの損傷	24
3.4.1	損傷に至る経緯	24
3.4.2	SEDの状態との関連	25
3.5	BSIの実施	26
3.6	ECTMデータの変化	26
3.7	ITTレッド表示	27
4	原因	28
5	参考事項	28
5.1	会社による措置	28
5.2	エンジン製造者及び航空機設計・製造者による措置	29
付図1	推定走行経路図	30
付図2	ボンバルディア式DHC-8-402型三面図	31
付図3	エンジン・ディスプレイ	32
付図4	PW150Aエンジン	33
付図5	HPT及びLPT	34
付図6	HPTシュラウド・セグメント	35
付図7	LPTベーン・セグメント	35
付図8	ECTMグラフ	36
付図9	DFDR記録	37
写真1	重大インシデント機	38
写真2	SED及びHPTベーン<BSI>	38
写真3	HPTブレード<BSI>	39
写真4	HPTシュラウド<BSI>	39
写真5	LPTベーン・セグメント<BSI>	40
写真6	欠損したLPTベーン<BSI>	40

写真7	劣化したLPTベーン<BSI>	41
写真8	LPTブレード<BSI>	41
写真9	脱落したLPTベーン・セグメント内側ドラム (LPTベーン側) <BSI>	42
写真10	脱落したLPTベーン・セグメント内側ドラム (インタータービン・ベーン側) <BSI>	42
写真11	PTブレード及びPTベーン<BSI>	43
写真12	第2段PTブレード	43
写真13	インタータービン・ベーンに挟まった LPTベーン・セグメント内側ドラム	44
写真14	インタータービン・ベーン (前縁側)	45
写真15	LPTディスク	46
写真16	LPTブレード及びLPTベーン損傷部	46
写真17	LPTシュラウド・セグメント	47
写真18	脱落したLPTベーン・セグメント#2内側ドラム	47
写真19	LPTベーン (前縁側)	48
写真20	LPTベーン・セグメント (新品)	49
写真21	HPTシュラウド損傷部	49
写真22	HPTディスク (前縁側)	50
写真23	HPTブレード	50
写真24	HPTシュラウド	51
写真25	HPTシュラウド・セグメント	52
写真26	HPTシュラウド・セグメント (新品)	53
写真27	SED	53

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。

日本エアコミューター株式会社所属ボンバルディア式DHC-8-402型JA848Cは、平成20年8月12日（火）、同社の定期2409便として大阪国際空港から鹿児島空港へ向けて離陸滑走中、16時27分、第1エンジンから異音が発生して出力が失われたため、離陸を中止した。

同機には、機長ほか乗務員4名及び乗客63名、計68名が搭乗していたが、死傷者はいなかった。

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20年8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2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的设计・製造国であるカナダの代表及び顧問が参加した。

1.2.3 調査の実施時期

平成20年8月13日及び14日	機体及びエンジン調査並びに口述聴取
平成20年8月20日	エンジン調査
平成20年9月2日及び3日	カナダ事故調査当局（TSB）立ち合いのもと、カナダのエンジン製造者の工場においてエンジン分解調査

1.2.4 航空局への情報提供

平成20年8月21日、航空局に対し、事実調査で得られた情報として、エンジン内部の損傷状況（低圧タービンベーン・セグメントの一部脱落、高圧タービン・シュラウドの一部欠損等）の事実を提供した。

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

日本エアコミューター株式会社（以下「同社」という。）所属ボンバルディア式DHC-8-402型JA848C（以下「同機」という。）は、平成20年8月12日、同社の定期2409便として大阪国際空港（以下「同空港」という。）から鹿児島空港へ向けて飛行の予定であった。

同機には、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、訓練生が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、副操縦士が後部座席に着座していた。

本重大インシデントに至るまでの経過は、運航乗務員及び整備関係者の口述並びに飛行記録装置（以下「DFDR」という。）の記録、操縦室用音声記録装置（以下「CVR」という。）の記録及び管制交信記録によれば、概略次のとおりであった。

2.1.1 運航乗務員及び整備関係者の口述

(1) 機長

当日、我々の便の前々便（福岡発鹿児島行JAC3647便）で、離陸時に同機の第1エンジンのタービン温度^{*1}（以下「ITT」という。）表示がレッド（エンジン計器の指針及びデジタル数値が赤表示、付図3参照）になった影響により、我々の便の出発が予定より遅れていた。鹿児島から大阪に到着した前便（JAC2406便）には他のクルーが搭乗しており、ITTはリミット内で問題なかったと引き継ぎを受けた。

飛行機運用規定（以下「AOM」という。）ではITTが845℃を越えるとレッド表示になるが、メンテナンスマニュアル（以下「AMM」という。）に記載されているリミット値880℃を越えていないので特に整備作業は

*1 排気ダクトに取り付けられた複数のセンサーが検知した温度から換算したインタータービン付近の燃焼ガス温度をいう。

行っていないということであった。ログにもレッドになった記述があり、近々エンジン交換の予定であると聞いた。

テイクオフ・ブリーフィングで、離陸時に I T T がレッドを越えたらリジェクト（離陸中止）することを他のクルーに伝えた。エンジン始動後の安定した状態で、第 1 エンジンの I T T は第 2 エンジンより約 5 0 °C 高く、4 7 0 ~ 4 8 0 °C だった。

滑走路 3 2 R からローリング・テイクオフを行い、通常よりゆっくりパワーを入れた。速度 6 0 kt 付近で、大きい音ではないが左側から 2 回異音が出た。その直後、機首が若干左に振られたような感じがして、I T T 表示がレッドに近づいており、直ちにリジェクトをコールして離陸を中止し、誘導路 C 5 手前の滑走路上でいったん停止した。煙や火はなく、計器にも火災表示はなかった。「FADEC^{*2}」と「O I L P R E S S」のワーニング・ライトが点灯していた。

第 2 エンジンだけで 2 0 番スポットにタクシーバックした。

(2) 副操縦士

右席には訓練生が着座しており、私はジャンプシート（後部座席）に座っていた。エンジン始動時やタクシー中には何も異常は感じられなかった。

通常離陸出力（以下「N T O P」という。）設定で滑走路 3 2 R から離陸滑走を開始した。I T T が左右同時に上がってきて、左エンジンの I T T は上昇し続けた。I T T 表示が赤になると同時に左から「バリッ」というような短い音が聞こえてやや左に偏向し、機長がリジェクトをコールした。

タワーには私から滑走路上で停止する旨を伝えた。風は左から 1 1 ~ 1 3 kt だった。

(3) 訓練生

滑走路 3 2 R の手前で待機した後、滑走路に入りパワーをセットした。離陸滑走中、左の方から「バリバリ」と異音が 2 回聞こえ、機長がリジェクトをコールした。減速中に「# 1 E N G F A D E C F A I L」のワーニング・ライトが点灯して、マスター・ワーニングが出た。

(4) 同社の整備関係者

当日、福岡発鹿児島行の便で I T T がレッド表示になった旨の連絡を受け、AMMを確認したところ、I T T が 8 8 0 °C までは「NO ACTION」となっており、その温度には達していなかったため、この時点では特に対応をとって

*2 エンジン制御をコンピューターにより行うこと、又はそのための装置をいう。

いなかった。

同機の第1エンジンはITTマージン（ITT上限値^{*3}との差）が少ない傾向にあったことから、平成20年8月12日（本重大インシデント発生当日）にエンジン交換時期を社内調整し、翌13日の運航終了後にエンジンを交換する計画であった。

このエンジンは同年2月21日にボアスコープ検査（以下「BSI^{*4}」という。）を実施し、SED^{*5}に小さな損傷が発見されたことからその部位の経過観察を行っていたが、高圧タービン（以下「HPT」という。）シュラウドを含む他の場所にはリミットを越えるような劣化は見つかっていなかった。点検の結果、損傷がない部位は、写真等の記録を残すようにはなっていない。

2.1.2 DFDR記録、CVR記録及び管制交信記録による経過

離陸前の地上走行中のITTは、第1エンジンが約535℃、第2エンジンは約485℃であった。

16時26分51秒	タワーが同機に離陸許可を発出した。
同 26分57秒	訓練生がタワーに離陸許可を復唱した。 その後、機長の「テイクオフ」のコールに訓練生が「ラジャー」と答え、エンジン音が大きくなった。 両エンジンのITTが徐々に上昇した。
同 27分23秒	訓練生が「エイティ」とコールし、機長が「チェック」と答えた。
同 27分24秒	第1エンジントルクが一瞬ゼロ（%）となり、同時に機軸方向の加速度が減少し始めた。第1エンジンのITTが845℃を越え、異音が発生した。
同 27分26秒	機長が「リジェクト」と発声し、両エンジンのパワーレバー角が減少した。
同 27分27秒	同機の色度が約90ktとなり、その後減速した。
同 27分34秒	マスター・コーション・ライトが点灯した。（「ポーン」というチャイム音）
同 27分36秒	「#1 ENG FADEC FAIL」ライトが点灯し、

*3 NTOPの場合、外気温度により変化する。

*4 対象物の内部を内視鏡を用いて行う検査のことをいう。

*5 同エンジンの燃焼室出口部分のことをいう。

同時にマスター・ワーニング・ライトが点灯した。
（「ポーン、ポーン、ポーン」というチャイム音）

同 27分42秒 副操縦士がタワーに、離陸を中止して滑走路上に停止する旨を通報した。

本重大インシデントの発生場所は同空港のA滑走路上（北緯34度47分18秒、東経135度26分14秒）で、発生時刻は16時27分であった。

（付図1、9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破損していた。第1エンジン以外に機体の損傷はなかった。

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

エンジンの燃焼ガスは、燃焼室からSEDを通り、HPTベーン、HPT、低圧タービン（以下「LPT」という。）ベーン、LPT、インタータービン・ベーン、パワータービン（以下「PT」という。）第1段、PTベーン及びPT第2段の順に通過し、排気ダクトへと流れる。HPTシュラウドはHPTを円周状に覆っており、20個のセグメントで構成されている。LPTベーンは7個のセグメントで構成され、各セグメントに4枚ずつ合計28枚のベーン（静翼）がある。これらのベーンは内側ドラムと外側ドラムに接続されている。（付図4～7及び写真20参照）

HPTシュラウドの冷却空気は、圧力差によりタービンサポートケース側から冷却空気キャビティに入り、HPTシュラウドの前縁冷却孔を通して燃焼ガス通路へと抜ける。（付図5及び写真26参照）

第1エンジンを目視及びBSIにより確認したところ、以下の状況であった。

- (1) 外観上、エンジンケースに異常は見当たらなかった。
- (2) コンプレッサー一部には特段の異常は見当たらなかった。（付図4参照）
- (3) 燃焼室出口にあるSED内側の複数箇所に損傷があった。（付図4及び写真2参照）
- (4) HPTベーンに大きな損傷は見当たらなかったが、表面に黒いすすが付着

していた。(付図4及び写真2参照)

- (5) HPTブレード前縁及び先端部に劣化が見受けられたものの、全周にわたってブレードに大きな欠損はなかった。HPTブレードの燃焼ガス下流面にすすが付着していた。(写真3～5参照)
- (6) HPTシュラウド・セグメント全20個のうち、11時^{*6}から4時の位置付近が連続して欠損していた。(付図6及び写真4参照)
- (7) LPTベーン・セグメント全7個のうち1個のセグメントの内側ドラムが脱落していた。この内側ドラムは菱形板状で、一方の角がLPTベーンに、反対側の角がインタータービン・ベーンに当たった状態で、2時の位置付近から発見された。(付図7及び写真5、6、9、10、20参照)
脱落していたLPTベーン・セグメントのベーンは4枚とも欠損しており、その近傍の複数のベーンも劣化が大きい状態であった。(写真6、7、19、20参照)
- (8) LPTブレードは、全てのブレードの外側半分程度が全周にわたってほぼ均一な長さで破断していた。LPTを手回しで回転させると、脱落したLPTベーン・セグメント内側ドラムに当たって時々引っかかる状態であった。(写真8参照)
- (9) PTブレードは、第1段及び第2段共に全周にわたって不均一な高さで破断していた。また、PTベーンも全周にわたって縁に損傷が見られた。(写真11及び12参照)
- (10) 排気ダクト内側ドームには複数のへこみがあり、穴が空いているものもあった。(写真12参照)

2.4 航空機乗組員等に関する情報

(1) 機長 男性 51歳

定期運送用操縦士技能証明書(飛行機)	平成5年8月3日
限定事項 DHC8	平成19年3月15日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成20年11月29日
総飛行時間	13,018時間15分
最近30日間の飛行時間	58時間50分
同型式機による飛行時間	939時間10分

*6 エンジン後方から前方を見た場合のエンジン回転軸を中心とする円周上の位置を、時計の時針の位置で示す。

最近30日間の飛行時間	58時間50分
(2) 副操縦士 男性 30歳	
事業用操縦士技能証明書(飛行機)	平成16年3月18日
限定事項 DHC8	平成20年4月17日
計器飛行証明	平成19年5月10日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成20年11月19日
総飛行時間	469時間51分
最近30日間の飛行時間	65時間37分
同型式機による飛行時間	166時間10分
最近30日間の飛行時間	65時間37分
(3) 訓練生 男性 34歳	
事業用操縦士技能証明書(飛行機)	平成12年7月3日
限定事項 DHC8	平成20年5月28日
計器飛行証明	平成13年6月4日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成21年7月23日
総飛行時間	511時間24分
最近30日間の飛行時間	39時間59分
同型式機による飛行時間	70時間40分
最近30日間の飛行時間	39時間59分

2.5 航空機に関する情報

2.5.1 航空機

型 式	ボンバルディア式DHC-8-402型
製造番号	4121
製造年月日	平成18年4月8日
耐空証明書	第大-20-040号
有効期限	平成21年4月27日
耐空類別	飛行機 輸送T
総飛行時間	4,758時間10分
定期点検(1C点検、平成20年3月4日実施)後の飛行時間	952時間01分
(付図2参照)	

2.5.2 エンジン

型 式	プラット・アンド・ホイットニー・カナダ式PW150A型	
	第1エンジン	第2エンジン
製造番号	PCE-FA0281	PCE-FA0167
製造年月日	平成17年12月22日	平成15年2月25日
総使用時間	4,758時間10分	6,702時間10分
総サイクル	6,207サイクル	10,418サイクル

(付図4参照)

2.5.3 第1エンジンの整備経歴等

このエンジンには定期的なオーバーホール時間は定められておらず、2.12.1 (6) に後述するとおり、タービンセクションは、燃焼セクションと共に初回は4,000時間までに、その後は1,500時間毎にBSIによる特別詳細検査を行うことになっている。

第1エンジンは同機の製造時に装備されたものであり、一度も取り卸されていなかった。同社はエンジン製造者と包括整備契約を結んでおり、それにはエンジン状態傾向モニタリング（以下「ECTM^{*7}」という。）が含まれている。同社は、ECTMデータを定期的にダウンロードし、エンジン製造者から指定されているECTMデータ解析を行う会社（以下「ECTM解析会社」という。）に送付している。

主な整備経歴等を以下に示す。

- (1) 平成20年2月21日 総使用時間 3,806時間09分

同社は、2.12.1 (6) に後述するとおり、2.12.1 (2) に後述するAMMに従ってBSIを実施した。このときSEDに数か所の小さな損傷を発見したがいずれも許容範囲内であったことから、500飛行時間毎の経過観察を行うこととした。

- (2) 同年4月26日 総使用時間 4,128時間31分

同社はSEDの経過観察のためBSIを実施し、損傷部に進行なしと判断した。

- (3) 同年5月23日 総使用時間 4,280時間24分

ECTM解析会社は同社に、エンジンの状態が2.12.1 (8) に後述する「イエロー」に変わったこと及びホットセクションが劣化してITTマージンが減少している可能性があることを通知した。同社がこの通知を知ったのは同

*7 飛行ごとのエンジン状態のデータを自動的に記録し、その変化からエンジンの劣化傾向を推定して整備計画等の参考にするものをいう。

年5月24日であった。

- (4) 同年7月13日 総使用時間 4,578時間17分

同社はSEDの経過観察のためBSIを実施し、損傷部に進行はあるが許容範囲内と判断した。このときHPTベーンに腐食を発見し、250飛行時間毎の経過観察を行うこととした。また、エンジンの水洗浄を実施した。さらに、出力保証点検（以下「PAC」という。）を実施した結果、ITTマージンは7℃であった。

- (5) 同年8月8日～9日 総使用時間 4,741時間48分

同社はHPTベーンの経過観察のためBSIを実施し、損傷部に進行はあるが許容範囲内と判断した。

- (6) 同年8月11日 総使用時間 4,754時間45分

JAC2419便（大阪発鹿児島行）の離陸時にITTがレッドとなり、最大約861℃を記録したが、2.12.1(1)に後述するAMMに従って特段の処置はとらなかった。

- (7) 同年8月12日 総使用時間 4,758時間10分

JAC3647便（福岡発鹿児島行）の離陸時にITTがレッドとなり、最大約856℃を記録したが、2.12.1(1)に後述するAMMに従って特段の処置はとらなかった。

- (8) その後、JAC2409便（大阪発鹿児島行）で本重大インシデントが発生したが、その時の総使用時間は、同年2月21日に実施した初回のBSIから数えて約1,000時間に達しておらず、2.12.1(6)に後述する1,500時間毎の繰り返し点検を行う時期にはなっていなかった。

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。

16時00分 風向 230°（190°～270°変動）、風速11kt、
卓越視程 50km、雲 雲量 FEW 雲形 積乱雲
雲底の高さ 2,500ft、雲量 SCT 雲形 不明
雲底の高さ 不明、気温 34℃、露点温度 21℃、
高度計規正值（QNH） 29.78inHg

17時00分 風向 240°（200°～300°変動）、風速11kt、
卓越視程 50km、雲 雲量 FEW 雲形 積乱雲
雲底の高さ 2,500ft、気温 33℃、露点温度 22℃、
高度計規正值（QNH） 29.78inHg

2.7 DFDR及びCVR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：980-4700-027）及び米国ハネウェル社製のCVR（パーツナンバー：980-6022-011）が装備されていた。DFDR及びCVR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。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

同空港は滑走路2本を有しており、東側に長さ1,828m、幅45mの14L/32R（A滑走路）、西側に長さ3,000m、幅60mの14R/32L（B滑走路）がある。

誘導路C3近傍のA滑走路上の西寄りに幅約20m、長さ約50mにわたって、約200点の金属片（最大で35mm×20mm程度）が散乱していた。

本重大インシデント発生直後に滑走路点検を行った際には破片等が発見されなかったことから、その後A滑走路を使用して5機の離陸及び5機の着陸が行われた。同機のエンジン排気口から金属片が発見された旨の報告を受けて再度A滑走路の点検を実施したところ、金属片の散乱を認めたことから、回収・清掃作業のため18時00分から21時30分までA滑走路が閉鎖された。

なお、金属片の回収前にA滑走路を使用して離着陸を行ったすべての航空機には、いずれも異常がないことが確認された。

（付図1参照）

2.9 DFDRに記録されたITTの値

同機のDFDRに残されていた平成20年8月7日から同12日までの記録によれば、第1エンジンのITTは、本重大インシデント発生前に6回（*印）にわたってNTOP時にITT計器表示がレッドとなる場合の最高温度である845℃を越えていた。11日及び12日の各便のITT最高温度を以下に示す。

11日	07時44分	JAC2300便	松山空港離陸時	818℃
同日	09時06分	JAC2303便	大阪国際空港離陸時	825℃
同日	10時24分	JAC2304便	松山空港離陸時	828℃
同日	11時59分	JAC2435便	大阪国際空港離陸時	*861℃
同日	13時44分	JAC2436便	宮崎空港離陸時	811℃
同日	15時27分	JAC2439便	大阪国際空港離陸時	*869℃
同日	17時05分	JAC2440便	宮崎空港離陸時	819℃
同日	19時06分	JAC2419便	大阪国際空港離陸時	*860℃

12日	08時05分	JAC3640便	鹿児島空港離陸時	*854℃
同日	09時46分	JAC3643便	福岡空港離陸時	843℃
同日	11時37分	JAC3644便	鹿児島空港離陸時	*853℃
同日	12時55分	JAC3647便	福岡空港離陸時	*856℃
同日	14時34分	JAC2406便	鹿児島空港離陸時	833℃

2.10 ECTMデータ

第1エンジンのECTMグラフからデータの変化を見ると、本重大インシデントが発生する数か月前からdITT（ITT基準値^{*8}との差）がプラスに転じて徐々に上昇し続け、dNH（高圧コンプレッサー回転数の基準値との差）が減少し続ける傾向が見られた。また、dNL（低圧コンプレッサー回転数の基準値との差）にはさほど大きな変化は見られなかったが、dWf（燃料流量の基準値との差）は上昇傾向であった。

（付図8参照）

2.11 事実を認定するための試験及び研究

2.11.1 エンジン分解調査

本重大インシデント調査にあたり、エンジン製造者の工場（カナダ）において、TSB立ち会いの下で同機の第1エンジンの分解調査を実施した。その結果は次のとおりであった。分解した順序に従ってエンジン後段から順に記載する。

- (1) エンジン外観に損傷は見られなかった。高圧ローター及び低圧ローターは手回しにより自由に回転したが、PTを回すと擦れる音がした。（付図4参照）
- (2) エンジン排気口から見ると、第2段PTブレードはすべて不均一な高さで破断していた。排気ダクト内側ドームには破片によるへこみと穴があり、排気ダクトを取り外すと外側ドラムがゆがんでいた。（写真12参照）
第2段PTブレードには多数の衝突孔と金属が溶けて再凝固した堆積物が見られた。同ブレードの破断面には張力過負荷破断の様相が見られた。（写真12参照）
- (3) PTベーンには衝突によって引きちぎられた様子が見られ、第2段PTブレード・シュラウドの一部が損傷していた。
- (4) 第1段PTブレードはすべて不均一な高さで破断しており、溶けて再凝固

*8 基準値は高度、速度、外気温等により変化する。dNH、dNL及びdWfの基準値についても同様である。

した堆積物と共に多数の衝突孔が見られた。同ブレードの破断面には張力過負荷破断の様相が見られた。

- (5) インタータービン・ベーン外側ドラムの後縁には、6時から9時の位置付近に衝突痕があり損傷していた。インタータービン・ベーンには、LPTベーン・セグメント内側ドラムの一つが挟まっていた。(写真13参照)

インタータービン・ベーンを取り外すと、1時から2時の位置にある2枚のベーンの前縁側に激しい熱腐食(heat erosion)があった。これら2枚のベーンには穴が空いて内部コアが燃焼ガス通路にさらされていた。3時から9時の位置付近の外側ドラムは、金属が溶けて再凝固した堆積物で覆われていた。インタータービン・ベーンを取り外すと、脱落していた#2 LPTベーン・セグメント内側ドラムを取り出すことができた(写真14、15、18参照)。

- (6) LPTディスク・アセンブリーは、LPTブレードすべてがブレード長のおおむね半分の位置で破断していた。LPTブレードには、溶けて再凝固した堆積物と共に多数の衝突孔が見られた。(写真15、16参照)

- (7) LPTシュラウド・セグメントは、金属が溶けて再凝固した堆積物で覆われており、#1セグメントには衝突孔が空いていた。(写真16、17参照)

- (8) LPTベーン・アセンブリーは、10時から4時の位置付近にかけて激しい熱損傷(heat distress)が見られ、12時から2時に位置するベーンは完全に燃え尽きて失われていた。#2 LPTベーン・セグメントのベーンは4枚とも失われ、内側ドラムが脱落していた。#1 LPTベーン・セグメントはベーン3枚が失われていたが、1枚が熱腐食で半分だけ残されていた。#1セグメントの内側ドラムは、失われたベーン側が燃焼ガス通路側に浮き上がっていた。#3 LPTベーン・セグメントはベーン2枚が熱腐食により失われていた。(付図7及び写真18～20参照)

- (9) HPTディスク・アセンブリーは、後縁側から見るとブレード損傷は見られなかった。HPTシュラウド・セグメント損傷のため、11時から4時の位置付近にかけてのHPTブレード先端のクリアランスが過度に大きい状態であった。(写真21参照)

HPTディスク・アセンブリーを取り外すと、ブレード前縁に熱腐食があり、ブレード6枚はブレード先端の冷却コアが露出していた。全てのHPTブレード先端には、数か所で内部コア通路が燃焼ガスにさらされたために生じた熱腐食、酸化及び擦れがあった。(写真22、23参照)

- (10) HPTシュラウドは、連続した4つのセグメント(#20、#1、#2及び#3)が完全に燃え尽きていた。これら連続したセグメントの一端に隣接

する2つのセグメント（#4及び#5）の表面は完全に燃え尽き、他の2つのセグメント（#19及び#6）の表面も部分的に失われていた。（付図6及び写真24～26参照）

#18のHPTシュラウド・セグメントの表面には穴が空き、冷却キャビティが燃焼ガスにさらされており、シュラウド前縁が熱腐食していた。他のHPTシュラウド・セグメントにはシュラウド表面の中央部に軸方向のき裂（axial cracking）のあるものがあった。タービンサポートケースには燃焼ガスにさらされたことによる熱損傷及びき裂があった。（付図5、6及び写真24～26参照）

(11) HPTベーン・アセンブリーはすすに覆われていたが、ベーンには大きな損傷は見られなかった。HPTベーン・サポート外側は焼けており、HPTシュラウドの損傷位置付近は、溶けて再凝固した堆積物で覆われていた。

(12) SEDは11か所で熱損傷により熱シールドが失われていたが、1時の位置付近には損傷がなかった。（写真27参照）

(13) 燃焼室外側ライナーはドームに軸方向のき裂が見られた。燃焼室内側ライナーは目視では明らかな損傷は見られなかった。

(14) 取り付けられていた燃料ノズルはエンジンに最初から取り付けられていたものであり、開口部（オリフィス）は汚れていなかった。燃料ノズルのエア・ブラスト部分は黒いすすに薄く覆われていた。

(15) 燃料ノズルの試験を行ったところ、一部のノズルで一次及び二次燃料流量が低いものがあり、一次及び二次噴射パターンが広い又は細い傾向のものも見られたが、噴射のパターン検証では全て規定値を逸脱することはなかった。

超音波洗浄により燃料ノズルのすすを除去してから行った再試験では、全ての一次及び二次燃料流量が規定値内で、一次及び二次噴射品質にも異常はなかった。

(16) HPシャフトにはLPシャフトと擦れた痕跡があったが、コールドセクションを外したところ、擦れによる大きな損傷はなかった。高圧コンプレッサー出口付近及び第3段低圧コンプレッサー・ブレード先端にわずかな擦れがあった。（付図4参照）

2.11.2 エンジン製造者の見解

エンジン製造者は次のような見解を示している。

(1) HPTシュラウド・セグメントの熱き裂及び熱腐食／酸化（thermal cracks and heat erosion/oxidation）は通常の劣化モードであり、時間の経

過と共に徐々に進行したものである。この劣化はBSIやECTMにより発見することが可能である。

燃焼ガス通路の温度分布は一様ではないことからSEDの損傷は珍しいことではなく、経験上、それがHPTシュラウド劣化の進行に直接の影響はないことが分かっている。

- (2) ECTMトレンドグラフから、NH（高圧コンプレッサー回転数）が低下し、ITT及び燃料流量が増加していることが分かり、これはホットセクションの劣化を示す通常のサインである。

ECTMによりエンジンの状態が「イエロー」に変わってから2～3週間以内に2.12.1(4)に後述する障害特定マニュアル(以下「FIM」という。)のタスクを実施していれば、BSIが行われることとなり、早い時期にエンジンが取り卸されることとなったと考えている。

- (3) ITT計器表示は本事象発生以前に数回にわたってレッドとなっていた。ITT指示値がレッドゾーンにある場合には異常を疑う必要があり、当該航空機を運航に戻す前に、2.12.1(5)に後述するFIMタスクを実施して障害探求を行う必要があった。

- (4) 初回4,000飛行時間、その後は1,500飛行時間毎に繰り返すホットセクションのBSI周期については変更する必要はないと確信している。

通常、ホットセクションの劣化はECTMにより発見することが可能である。シュラウドの劣化は4,000飛行時間より前の時点で明らかになるはずであり、警報が出るようになるまでには十分な余裕がある。

本事象が発生した時点でのHPTブレード及びシュラウドの状態を見ると、BSIが行われた約3,800時間の時点で、すでに関連部分に重大な劣化があったものと考えている。

- (5) 現在のHPTシュラウドの設計及び材質は適切である。同機のHPTシュラウドは通常の運用状態で徐々に劣化したものであるが、本件が発生する以前に提供していた推奨値どおりにシュラウドの状態が評価されなかったため、許容限度を超えるまで使用されたものである。したがって、この事象はエンジン製造者の管理の及ばない要因によって起こったものであり、エンジンの基本的な問題ではないと考えている。

2.1.2 その他必要な事項

2.12.1 AMM等

- (1) 同機のAMMによれば、エンジンの運用限界について次のように記載されていた。(抜粋、仮訳)

タスク 05-11-00-992-802

エンジンの時間限界、運用限界及び主要事項

3. エンジン運用限界及び主要事項

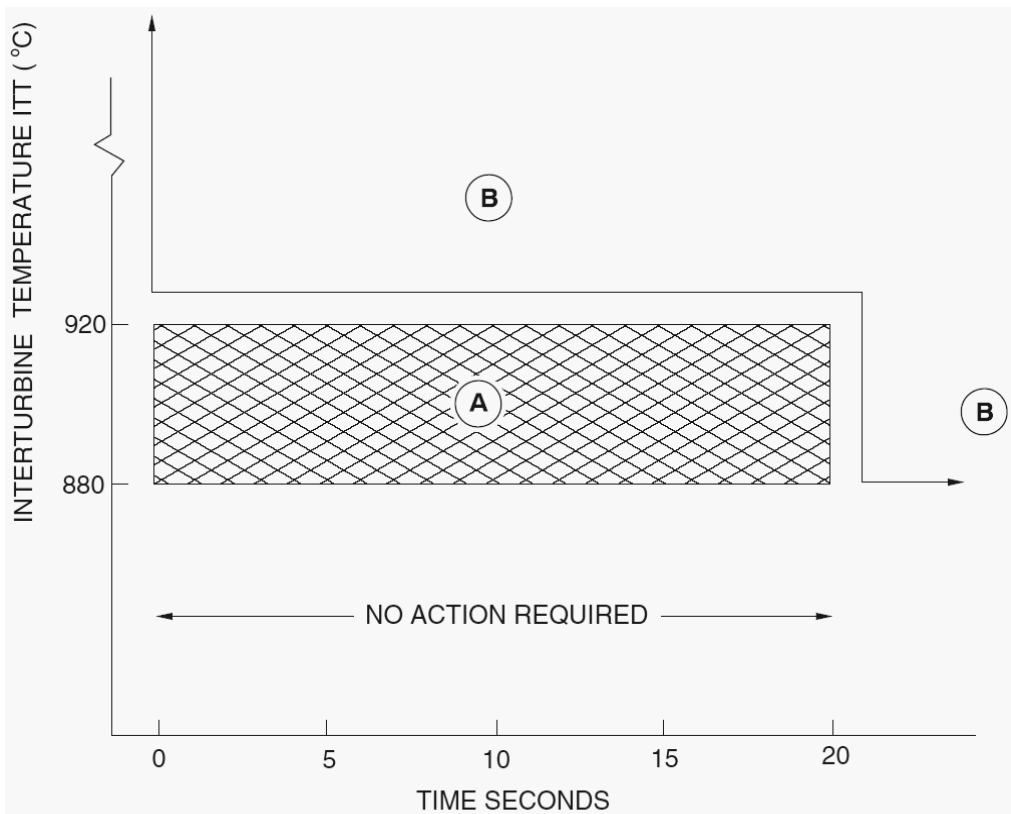
C. 温度超過限界

(1) PW150A (BS885) エンジンの温度超過限界は、Figure 602 に詳しく述べる。

F. 以下の表はエンジン運用限界及び主要事項を示す。

エンジン運用限界

	定常状態	過渡状態
インタータービン温度 (ITT)	最大880°C (1616°F)	最大20秒間920°C (1688°F) スタート時の最大20秒920°C (1688°F) Figure 602 参照



Engine - Overtemperature Limits (Starting and Transient)

Figure 602

エリアA

エンジン始動時にこの状態になった場合は対応不要 (注1 参照) だが、

他の状況においては温度超過の原因を究明して是正する。エンジンログに記録する。

- (1) 過渡状態（注2参照）で発生した場合には対応不要
- (2) 定常状態で発生した場合は温度超過の原因を究明して是正する。エンジンログに記録する。

エリアB

- (1) 温度超過の原因を調査して是正する。
- (2) ターボ機構モジュールを取り外し、検査のため、プラット・アンド・ホイットニー・カナダPW150Aエンジンマニュアルに記載されたオーバーホール工場に送り返す。

注1：温度が終始エリアA内にある場合、障害探求を行うこと推奨する（エンジン障害特定参照）。

注2：パワーレバー又はコンディションレバーの動きあるいは高度変更による温度変化は過渡状態とする。

- (2) 同機のAMMによれば、BSIについて次のように記載されていた。（抜粋、仮訳）

タスク 72-00-00-290-805

燃焼室ライナー・アセンブリー、SED、HPタービン・ベーン・セグメント、HPシュラウド・セグメント及びHPタービン・ブレードのボアスコープ検査

4. 手順

G. HPステーター、シュラウド・セグメント及びブレードの検査は以下の手順で行う。

- (3) HPステーター及びシュラウド・セグメントの損傷を完全に観察するために異なる検査口を用いる。

M. HPタービン・シュラウド・セグメントの使用限界を表609に示す。

表609 - HPシュラウド・セグメント検査

検査場所 (図618参照)	使用限界 (注1及び2参照)			50飛行時間以内に 損傷を修理する
	損傷がこの限度 であれば、さら なるボアスコー プ検査の必要は ない。	損傷がこの限度 であれば、50 0飛行時間毎の ボアスコープ検 査を継続する。	損傷がこの限度で あれば、250飛 行時間毎のボアス コープ検査を継続 する。	
HPシュ ラウド・ セグメン ト	下地の材質に及 ぶコーティング の腐食 (色の変 化で状態が分か る)	裏面にまでは進 んでいないシュ ラウド前縁の腐 食	冷却キャビティに まで貫通したシュ ラウドの腐食 最大0.200in (5.0mm) まで の、隣接するセグ メント表面の腐食	損傷が使用限界を超 えている場合 大規模な腐食又はゆ がみと共にシュラウ ド・セグメントにブ レード先端による擦 り傷がある場合
1. エンジン出力保証点検で許容値内であれば使用限界内のシュラウド損傷は容認 できる。 2. シュラウド・セグメントの厚み全域にわたって腐食のあるエンジンを運航に供す ると、タービン・サポート・ケースの腐食の原因となる可能性がある。				

図618に示された「隣接セグメント」の図には、
上流側前縁の腐食が冷却キャビティにまで達していなければ許容される。
という記述がある。

- (3) 同機のAMMによれば、PACについて次のように記載されていた。(抜
粋、仮訳)

タスク 71-00-00-868-806

エンジン出力保証点検

3. 手順

B. EMU (Engine Monitoring Unit) を使用するエンジンのPAC
は以下のとおり実施する。

注：いずれの出力保証グラフも性能の許容値を含んでおり、エンジ
ンがナセル内に装備されているときには減少する。

(3) エンジンパラメータを試験する：

(a) 通常のPACは以下の項目を実施する：

1. NH、NL、ITT又はWfが上限を超えている場合は必要
な障害探求を行う (FIM 71-00-00-810-808参照)。

注：Wfが許容値を超えていても他のパラメータが許容値
内であればエンジンは使用できる。Wfを指標として

使用して良い。他のパラメータ (NH、NL、ITT) が正確であることを確かめる。

2. ITTが上限値まで5℃ (9F) 未満のときは、1週間以内に再度PACを実施する。

3. NH又はNLが上限値まで0.25%未満のときは、1週間以内に再度PACを実施する。

(b) ホットセクション検査 (HSI) 後のPACは以下のステップで行う。

注：HSI後にテスト室でエンジンテストを行ったときは、性能マージンの計算にこれらのテスト結果を使用することができる。

1. 推奨する最低NH、NL及びITTマージンを表502に示す。

関連するマージン

NH	NL	ITT
1.6%	1.0%	37℃
注：NH、NL、ITTマージンが十分にあれば、ホットセクションを平均寿命まで保つことができる。運航状況が同じでないため、寿命は運航者により異なる。		
注：エンジンをショップへ入れた後に機体に装備した場合は、NH、NL及びITTマージンがテスト室性能テスト表から計算したマージンと異なっているのが普通である。通常、NH (±0.3%)、NL (±0.3%)、ITT (±5℃) の差がある。		

2. HSI後、エンジンに推奨されるマージンがないときは、ホットセクションの寿命は変わるので、次のいずれかの処置を行う。

- ・エンジンを取り卸し、プラット・アンド・ホイットニー・カナダPW150Aホットセクション検査マニュアルに記載されているとおり、エンジンローター速度調和の処置を行う。

又は、

- ・エンジンが出力保証許容範囲内なら、ホットセクション寿命を短くしてエンジンを運転する。

(c) NH、NL、ITT及びWfが当初記録された値を超え、又はマージンが推奨値より小さい場合は、計測の確認を行う。必要なら障害特定マニュアル (PSM 1-84-23) を参照する。

- (4) 同機のFIMによれば、エンジンの性能劣化又はトレンド変化について次のように記載されていた。(抜粋、仮訳)

タスク71-00-00-810-808

性能劣化又はトレンド変化 - 障害特定

4. 障害の確認

図201

A. 性能劣化やトレンド変化がある場合、必要なら出力保証点検 (AMMタスク71-00-00-868-806参照) を実施、又は さらに多くのECTMデータ (AMMタスク72-00-00-890-804参照) をプロットして見る。

(1) この点検で不具合がなければ終わりにする。

(2) この点検で不具合があれば、障害特定を行う。

5. 障害特定

B. エンジンデータの変化を見つけ、整備作業の推奨される限度を知るため、(ECTM) データ (AMMタスク72-00-00-890-804参照) 又は出力保証データ (AMMタスク71-00-00-868-806参照) を調べる。

C. エンジンパラメーター欄に示した状態におけるエンジン性能の変化を比較する。示された状態の中から、実際のエンジンパラメーター変化に最もふさわしい記述を選択する。エンジン性能変化の原因を探るため、関連するタスクを実施する。

D. エンジンが取り卸されていない場合、性能劣化が是正されていればECTM又は出力保証データを取って確認する。性能が是正されていないときは、エンジン性能変化を起こす他の原因の可能性に関連するタスクを実施する。

図201 性能劣化／トレンド変化 - 障害特定

エンジンパラメーター変化				推定される不具合	取るべき措置	参照タスク	備考
ITT/T6	NH	NL	WF				
↗	↘	↗ →	↗ →	HPタービン部の問題	ボアスコープ検査	72-00-00-290-805	NHが0.75%低下するとホットエンドに重大な問題がある。WfとITTには大きな増加がない場合もある。階段状の変化はHPベーンセグメントの損傷の可能性がある。

凡例 → : 変化なし

↗ : 時間と共に変化

- (5) 同機のFIMによれば、突然のITT増加時又は異常なITTとなった場合について、次のように記載されていた。(斜体は抜粋、仮訳)

タスク71-00-00-810-814

エンジン#1 (#2)、突然の増加／異常なITT - 障害特定

4. 障害の確認

A. 障害を確認するため、エンジン運転試験 (AMMタスク71-00-00-868-805参照) を実施する。

(1) エンジン運転試験で不具合がなければ、整備作業は必要ない。

(2) エンジン運転試験で不具合があれば、障害特定手順を行う。

5. 障害特定

C. 指示タービン温度 (ITT) システムは正確か? (AMMタスク77-21-01-720-801参照)

正確でない場合はそれを是正してエンジン運転試験を行う。それで不具合がなければ運航に戻す手順へ進み、そうでなければ障害特定手順を続ける。

正確であれば障害特定手順を続ける。

I. エンジン運転試験を行う (AMMタスク71-00-00-868-805参照)。

まだ不具合があるか?

(1) いいえ。運航に戻すための手順を行う。

(2) はい。出力保証点検 (AMMタスク71-00-00-868-806) を行い、障害特定手順を続ける。

K. 燃焼ガス通路に漏れがあるか?

漏れがあればそれを是正してエンジン運転試験を行う。それで不具合がなければ運航に戻す手順へ進み、そうでなければプラット・

アンド・ホイットニー・カナダの技術担当者に連絡する。

漏れがなければ同じくプラット・アンド・ホイットニー・カナダの技術担当者に連絡する。

- (6) 同機の整備要件マニュアルによれば、BSIによる特別詳細検査の間隔について、次のように記載されていた。(抜粋、仮訳)

システム/動力装置 整備プログラム

タスク番号：724000-201

タスク名：燃焼セクション

タスク説明：燃焼室ライナーコンポーネントの特別詳細検査 (BSI)

(タスク725000-202と一緒に実施する)

間隔：基準；新品/工場再生品 4,000時間
繰り返す； 1,500時間

タスク番号：725000-202

タスク名：タービンセクション

タスク説明：タービンガス通路コンポーネントの特別詳細検査 (BSI)

(タスク724000-201と一緒に実施する)

間隔：基準；新品/工場再生品 4,000時間
繰り返す； 1,500時間

- (7) 同社のAOMによれば、エンジンの運用限界について、次のように記載されていた。(抜粋)

1 - 5 - 4 Power Plant

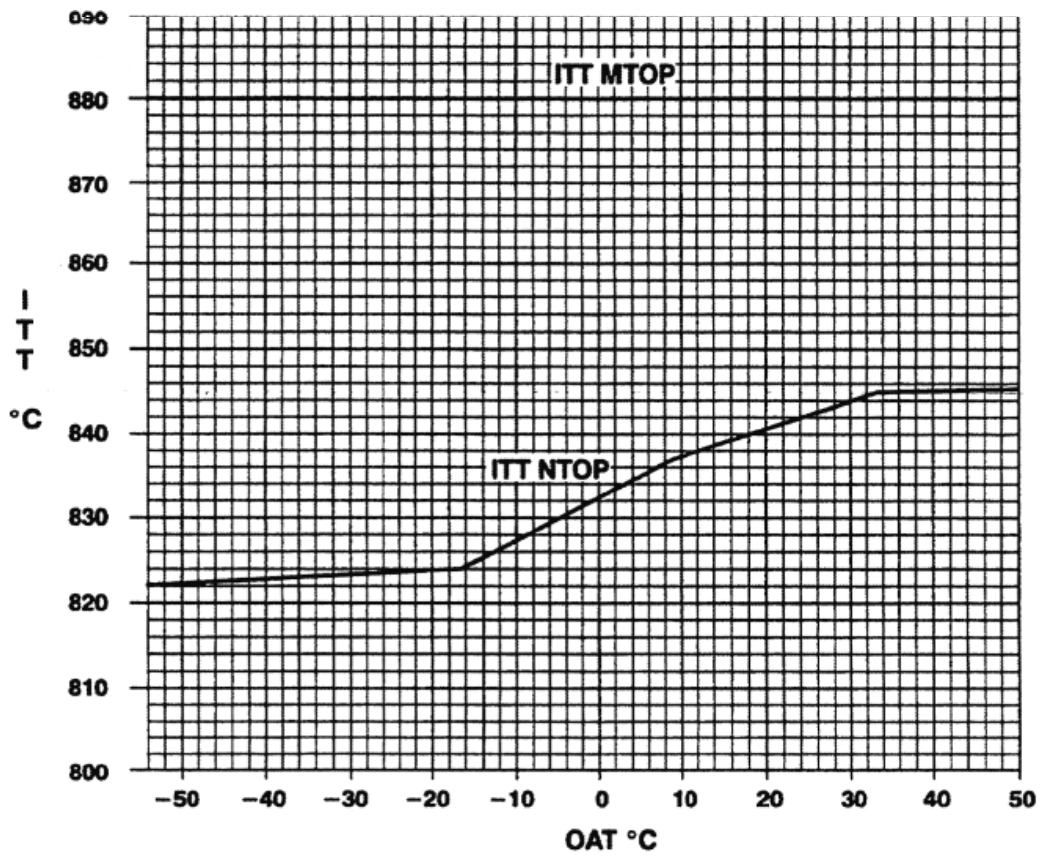
2. Operating Limits (Engine/Propellers)

ENGINE OPERATING LIMITS			
POWER SETTING	MAX TORQUE %	MAX ITT °C	(略)
MAX TAKE-OFF (MTO)	106	880	(略)
NORMAL TAKE-OFF (NTO)	90.3	(7)	(略)

(7) 与えられた大気温度に対する Normal Takeoff ITT Limit は Fig 1-5-1に示してある。

Fig 1-5-1 (抜粋)

VARIATION OF ITT WITH AMBIENT AIR TEMPERATURE FOR NTOP



OAT (外気温度)

操縦室の I T T 計器表示は、N T O P の場合この Fig 1-5-1 に示された I T T N T O P の値を超えるとレッド表示となる。

- (8) エンジン製造者は、E C T M の警戒基準について次の指針を運航者に提供していた。この内容は、トラブルシューティング計画立案の一助とするためのガイドラインであり、A M M 等には記載されていなかった。

(仮訳)

E C T M 警戒基準

グリーン ・ グリーン状態のエンジンは、重要な、不可解な *E C T M* 変化は示していない。この状態のエンジンは *Altair* (*E C T M* 解析会社) の解析者によって定期的に監視が継続され、顧客による処置は不要である。

- オレンジ ・エンジン性能が徐々に劣化
 - I T Tマージンが15℃と10℃の間（予測又はPACによる）
- イエロー ・エンジン性能が徐々に劣化
 - I T Tマージンが10℃と5℃の間（予測又はPACによる）
 - NHが0.25%以上減少
- 外部の影響による性能劣化
 - ブリード・エアの漏れ
 - 計測の不具合
- レッド ・エンジン性能の急速な劣化
 - I T Tが週に10℃を超える割合で増加
 - NHが週に0.25%を超える割合で減少
- 性能パラメーターが警戒許容値に接近
 - I T Tがマージンのない5℃以内（予測又はPACによる）
 - NHが0.5%以上減少

繰り返しPAC基準

警戒レベル	(飛行時間) 以内にPACを推奨
オレンジ	150
イエロー	100
レッド	50

PACマージン	推奨するPAC間隔
I T Tマージン<15℃	500飛行時間
I T Tマージン<10℃	250飛行時間
I T Tマージン<5℃	100飛行時間（定期取卸し）

2.12.2 航空局の対応

1.2.4 に記述した情報提供を受けて航空局は、平成20年8月21日、同機と同型式エンジンを装備する航空機について耐空性改善通報TCD-7354-2008を発行し、国内航空会社にHPTシュラウド、HPTブレード及びLPTペーンの点検を指示した。

その結果、同社の他の1機及び他社の3機に装備されていた計5台のエンジンから許容値を超える損傷が発見された。

これらのエンジンは、その後それぞれ必要な措置がとられた。

3 分 析

3.1 運航乗務員の資格等

機長、副操縦士及び訓練生は、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 損傷に至る経緯

2.3.2 及び 2.11.1 に記述したことから、エンジン損傷に至る経緯は以下のとおりであったものと推定される。

(1) HPTシュラウドの損傷

残っていたHPTシュラウド・セグメントの一部に見られたように、HPTシュラウド・セグメントの中央部付近に熱応力による熱き裂及び熱腐食／酸化が発生し、その熱き裂及び熱腐食が進行して、HPTシュラウド冷却空気キャビティ内に燃焼ガスが入り込むようになった。

それにより、圧力差による冷却空気の流れが局部的に乱れ、HPTシュラウド前縁冷却孔への流れが減少し又は停止した。さらに、局部的に前縁冷却孔に逆流が発生して燃焼ガスが冷却空気キャビティ内に進入し、HPTシュラウド・セグメントの内壁を酸化させた。

このような熱き裂及び熱腐食／酸化は隣接するHPTシュラウド・セグメントへと進行して劣化を拡大させた。HPTシュラウドの劣化が進むと、HPTブレードのクリアランスが増大し、燃焼ガス圧力が下がってNH（高圧コンプレッサー回転数）が低下し、ITTが増加することにつながった。F

ADECはこれによる出力低下を補おうとしてWf（燃料流量）を増加させ、ITT及びWfの増加は酸化を進めることとなり、HPTシュラウドの劣化をさらに進行させることとなった。（付図5及び写真24～26参照）

(2) LPTベーン、LPTブレード及びインタータービン・ベーンの損傷

HPTシュラウドの劣化により生成された物質が、溶けて後段のLPTベーンに付着し再凝固して堆積物となったことにより、ベーンの冷却が損なわれて熱損傷を引き起こした。また、その物質が後段に位置するインタータービン・ベーンに付着してベーンの冷却を損ね、1時及び2時の位置付近にある2枚のベーンの熱腐食が進行して穴が空いた。このようにLPTベーンの劣化が進行し、#2 LPTベーン・セグメントの4枚のベーン全てが失われて、支えを失った内側ドラムが脱落した。（付図4、5、7及び写真5～7、14、19、20参照）

脱落したLPTベーン・セグメントの内側ドラムは菱形形状をしており、一方の鋭角の角がLPTベーンに、反対側の角がインタータービン・ベーンに引っかかって留まった。そのため、それらの間に位置して回転していたLPTブレードが、脱落して引っかかった内側ドラムに当たって全周にわたってほぼ均一な長さで折損した。（付図4及び写真8～10、13、15、16、18、20参照）

(3) PTブレード、PTベーン及び排気ダクトの損傷

折損したLPTブレードの破片は燃焼ガスの流れと共に後段に送られ、第1段PTブレードに衝突して同ブレードは全周にわたって破断した。さらにそれらの破片はPTベーンに損傷を与えつつ、第2段PTブレードを破断させて、排気ダクトに損傷を与えながらエンジン外部へと排出された。（写真11、12参照）

3.4.2 SEDの状態との関連

損傷が大きかった部位は、HPTシュラウドでは11時から4時（特に12時から2時）、LPTベーンでは10時から4時（特に12時から3時）、インタータービン・ベーンでは1時から2時となっており、いずれもほぼ同じ位置であったことから、燃焼ガス通路上流部の劣化により生成された物質の流れが後段に影響を及ぼしたものと推定される。（付図6、7及び写真14、19、21、24、25参照）

2.11.1 (11)及び(12)に記述したとおり、HPTシュラウドの前段に位置するHPTベーンには大きな損傷がなく、さらにその上流のSEDには11か所の損傷があったものの、HPTシュラウドから下流の損傷部位とほぼ同じ位置となるSEDの12時から4時の間は、他の部位に比べて損傷が少ない状況であったことから、

SEDの損傷がその後段のHPTシュラウドの劣化に関与した可能性は少ないものと考えられる。(付図5及び写真27参照)

すなわち、HPTシュラウドの劣化の進行がLPTベーン・セグメント内側ドラムの脱落を引き起こす引き金となったものであり、LPTブレードやそれより後段のPTブレード等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。離陸中止の直接のきっかけとなったのは、LPTブレード及びPTブレードの損傷による急激な出力低下であったものと推定される。(付図4、9参照)

3.5 BSIの実施

2.5.3 (1) に記述したとおり、同社は、平成20年2月21日、総使用時間約3,800時間の第1エンジンのBSIを2.12.1 (2) に記述したAMMに従って実施した。この手順にはHPTシュラウド・セグメントの検査が含まれていることから、このときにHPTシュラウド・セグメントも点検されたものと推定される。このBSIでSEDの損傷が発見されて経過観察の処置がとられたが、HPTシュラウド・セグメントについては特に記録が残されておらず、HPTシュラウド・セグメントに大きな損傷は発見されなかったものと推定される。このBSIの実施から約950時間(5か月半程度)後に本重大インシデントが発生したが、2.11.2 に記述したとおり、エンジン製造者は、このBSIを実施したとき、すでにHPTシュラウドの一部が劣化していたと述べている。

2.5.3 (2) 及び(4) に記述したとおり、同年4月26日及び7月13日にSEDの経過観察のためBSIが実施されたが、経過観察においては該当部分のみの点検となるため、このときにはHPTシュラウド・セグメントの確認は行われなかったものと推定される。

3.6 ECTMデータの変化

2.5.3 (3) に記述したとおり、同社は平成20年5月24日にECTM解析会社からエンジン状態が「イエロー」に変わった旨の通知を受けた。

2.12.1 (8) に記述したエンジン製造者の指針によれば、「イエロー」の場合は100飛行時間以内にPACを実施することが推奨されていた。2.5.3 に記述したとおり、同社がPACを実施したのはこの通知を受けてから約300飛行時間経過(約7週間)後の同年7月13日で、そのときのITTマージンは7℃であった。

同指針によれば、ITTマージンが10℃未満の場合は250飛行時間毎に繰り返してPACを実施することが推奨されている。本重大インシデント発生当時は、7月13日のPACから250飛行時間に達していなかった。

2.12.1 (8) に記述した内容は、トラブルシューティング計画立案の一助とするた

めの指針としてエンジン製造者から運航者に提供されていたものであり、それに従うことを義務付けているものではない。しかし、同社はこの指針の内容を知っていたことから、E C T M解析会社からの通知を参考にしてホットセクション劣化の可能性を考慮し、適切な飛行時間内に適切な整備作業を行うことが望ましいものであった。

エンジン製造者は、E C T Mによりエンジン状態の変化を認識した場合、具体的にいつまでにどのような措置を取るべきかについて、2.12.1 (8) に記述したとおり指針としては示していたものの、その内容をAMMには記述していなかった。E C T Mは、エンジンの劣化の程度を知り、早期の整備計画を立案するために有効な情報であることから、単に指針として提供するだけでなく、AMMに明記するなど運航者が確実に適切な処置を実施できるように配慮することが望ましい。

2.5.3 に記述したとおり同社は同年7月13日にP A Cを実施してI T Tマージン7℃を得た。2.12.1 (4) に記述したF I Mによれば、障害の確認の段階でP A Cの結果に不具合がなければ障害特定の段階に進むことなくF I Mタスクが終了となる。7℃のI T Tマージンは、2.12.1 (3) に記述した上限値まで5℃未満にはなっていなかったことから、同社はP A Cの結果に不具合なしと判断して2.12.1 (4) のF I Mタスクを終了し、図201に示された障害特定判定の段階には進んでいなかったものと考えられる。

しかし、2.10に記述したE C T Mデータ変化の傾向を2.12.1 (4) に記述したF I Mの図201に当てはめると、第1エンジンにはHPタービン部に問題がある可能性を示唆しており、その場合の取るべき措置としてB S Iが推奨されている。この段階でB S Iが実施されていれば、H P Tシュラウド又はL P Tベーン・セグメントの劣化に気付いた可能性が考えられることから、エンジン製造者は、2.12.1 (4) に記述したF I Mによる障害の確認の段階で不具合事象が確認されないまま放置されてしまうことがないように、その記述内容を再検討する必要があると考えられる。

3.7 I T Tレッド表示

2.5.3 に記述したとおり、平成20年8月11日のJ A C 2419便において離陸時にI T Tが最大861℃となり操縦室の計器でレッド表示となったが、2.12.1 (1) に記述したAMMによれば880℃未満の場合は対応不要となっていたことから、点検した整備士はこのAMMの記述に従って特段の処置はとらなかったものと推定される。また、翌12日のJ A C 3647便においても離陸時にI T Tが最大856℃となりレッド表示となったが、880℃以下であったためやはり前日と同様に特段の処置はとらなかったものと推定される。

同年8月11日及び12日に同機の第1エンジンのI T Tがレッド表示となったこと、同年7月13日に実施した第1エンジンのP A Cの結果I T Tマージンが7℃し

かななかったこと等を考慮して、同社は、2.1.1(4)に記述したとおり、同年8月12日の本重大インシデントが発生する以前に、翌13日の運航終了後に同エンジンの交換を行う計画を立てたものと推定される。

2.12.1(7)に記述したNTOPで操縦室のITT計器表示がレッドになるITT(本重大インシデント発生当時の外気温約34℃の場合は845℃)と、2.12.1(1)に記述したエンジンの運用限界(ITTが880℃未満の場合は対応不要)との間には差があり、本事象のようにITT計器表示がレッドになったものの880℃未満である場合の対応は示されていない。エンジン製造者及び航空機設計・製造者は、不具合が発生した場合に運航者が実施すべき整備作業を的確に判断できるよう、関連するマニュアルの整合を図り、改訂することが望ましい。

4 原因

本重大インシデントは、同機が離陸する際、第1エンジンのLPTベーン・セグメント内側ドラムが脱落してLPTの回転部分に挟まったため、回転していたLPTブレードが損傷し、さらに、それらの破片で後段のインタータービン・ベーン、PTブレード(第1段、第2段)及びPTベーンが損傷したものと推定される。

LPTベーン・セグメントの内側ドラムが脱落したのは、同セグメントを構成する4枚のベーンが劣化して欠損したためであり、LPTベーンの劣化は、前段に位置するHPTシュラウドの劣化に伴って発生し、進行したものと推定される。

5 参考事項

5.1 同社による措置

同社は、エンジン製造者に以下の(1)～(3)に関するAMMの改訂の申し入れを行うとともに、当該エンジン分解調査の結果並びに本重大インシデント発生後発行されたエンジン製造者のサービス・インフォメーション・レター及びサービス・ブリティンを踏まえ、平成20年9月30日、以下の事項に関する同社AMMブリティンを発行した。

- (1) AMMタスク05-11-00-992-802(エンジンの時間限界、運用限界及び主要事項)では、ITTが880℃未満だった場合は整備処置不要と示されていた。しかし、ITTが880℃未満でもレッド表示になった場合は、予防整備処置

が実施されるように処置要領の明確化（PAC及びFIMタスクの実施）を図った。

その後、5.2に後述するとおり、エンジン製造者は航空機設計・製造者に対して本AMMタスクの改訂を要請した。

- (2) AMMタスク72-50-00-280-801（タービンガス通路コンポーネントの特別詳細検査）及びAMMタスク72-40-00-280-801（燃焼室ライナーコンポーネントの特別詳細検査）にHPTシュラウド検査のための具体的な記述がないことがサービス・インフォメーション・レター及びサービス・ブリティンにより明らかにされたことを受け、同社AMMブリティンでこれらのAMMタスク実施時にHPTシュラウドのBSIを確実に実施するよう同社の整備関係者に指示した。
- (3) ECTM警戒基準については、エンジン製造者からは指針として示されていたのみで、その内容がAMMタスク72-00-00-890-804（ECTM）には記述されていなかったため、ECTM警戒基準の設定及び警報発生時の処置要領の明確化を図った。

なお、同AMMタスクは、5.2に後述するとおり暫定版が発行された。

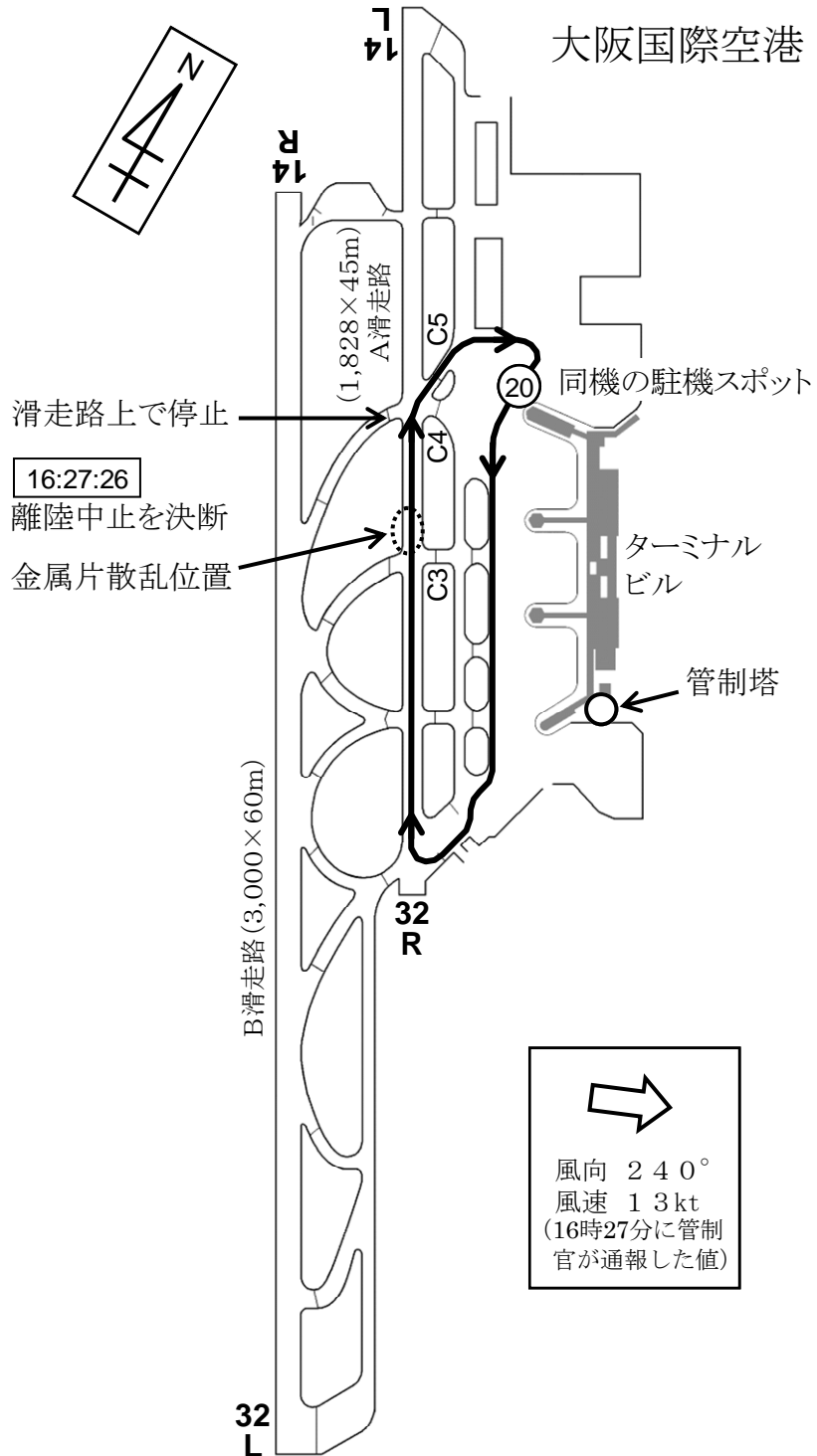
- (4) 初回4,000時間、その後は1,500時間毎に繰り返すホットセクションのBSI周期についての妥当性や、ホットセクションの劣化が急激に進行し得るものかどうかを独自に調査するため、特定のエンジンのホットセクションで経過観察処置となった場合の追加処置（繰り返し点検毎の全範囲点検等）を設定した。

5.2 エンジン製造者及び航空機設計・製造者による措置

エンジン製造者は、航空機設計・製造者に対して、本重大インシデントに関連する事項を含むAMMタスク及びFIMタスクの改訂を要請した。

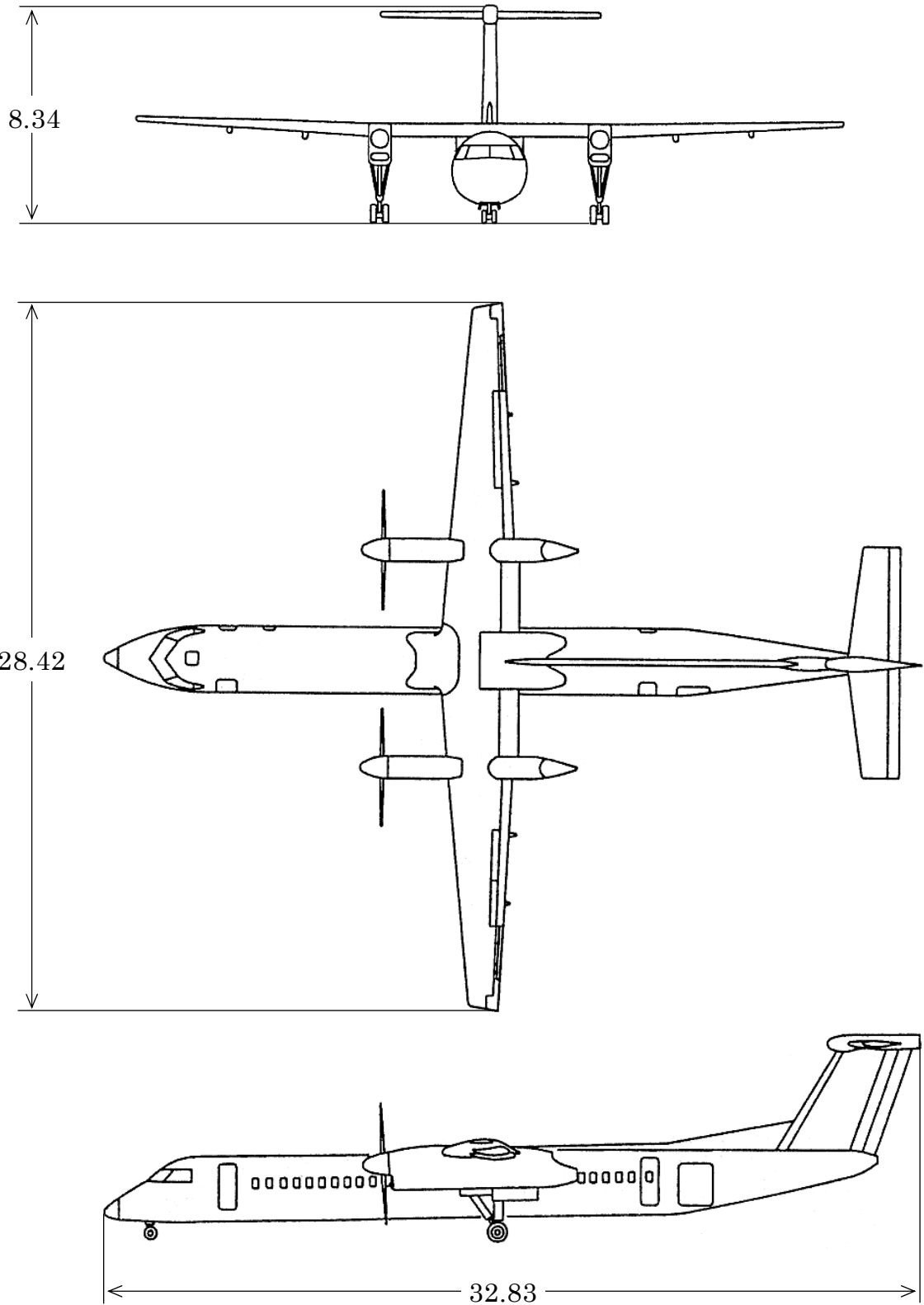
それを受けて航空機設計・製造者は、それらのタスクを改訂する暫定版（TR：Temporary Revision）として、TR72-043、TR72-045、TR72-046、TR05-092、TR72-050、TR71-003、TR71-122、TR72-051及びTR72-052を順次発行し、ECTMの警戒基準の追加、PACの設定方法の修正、エンジン温度超過時の措置の修正、性能劣化又はトレンド変化時の障害特定方法の修正及びBSI手順の修正等を実施した。

付図1 推定走行経路図

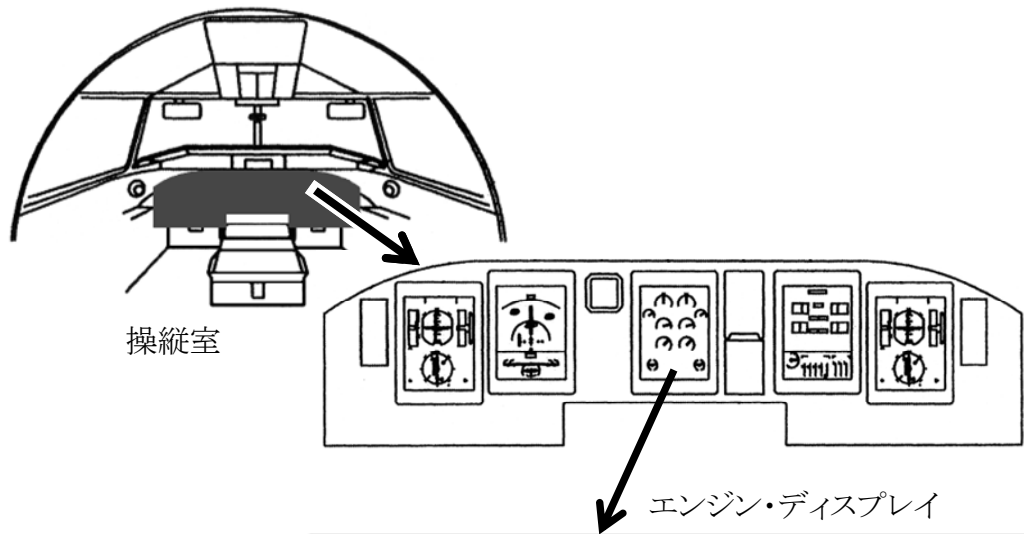


付図2 ボンバルディア式DHC-8-402型三面図

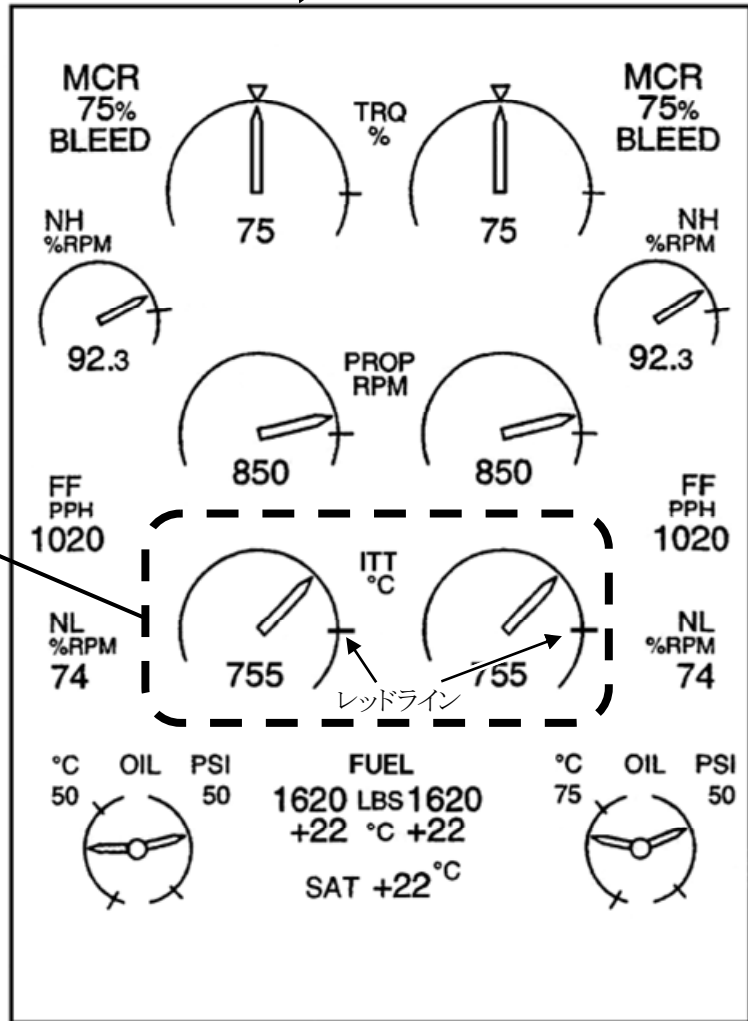
単位：m



付図3 エンジン・ディスプレイ

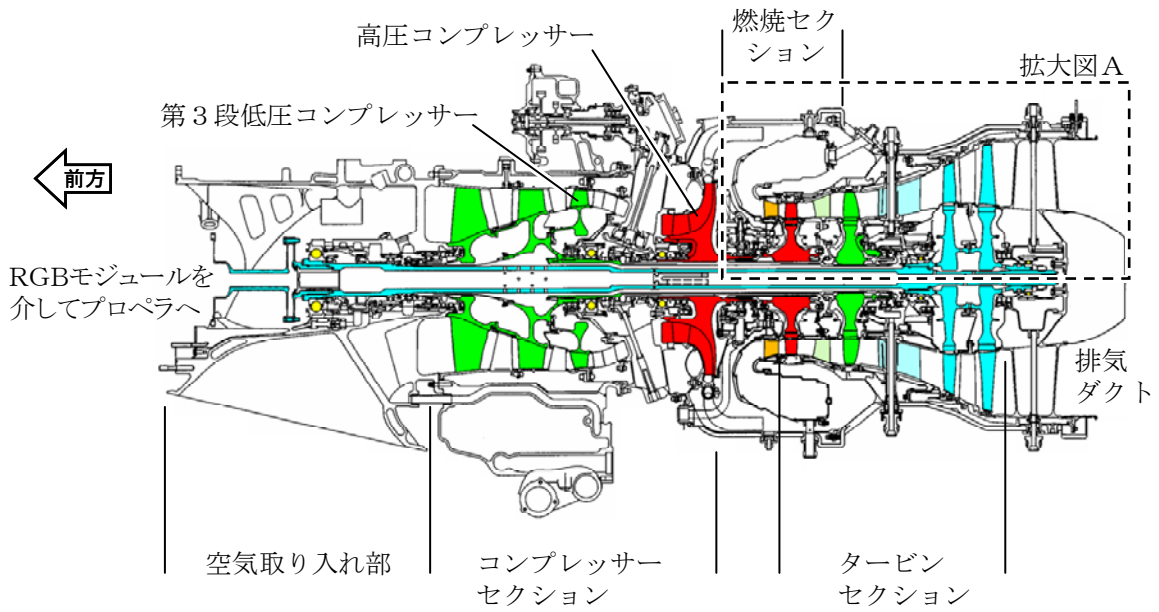


ITT指針及びデジタル
数値表示は通常白色だが、
エンジン始動時以外では
レッドラインを超えると
直ちに赤色に変わる。



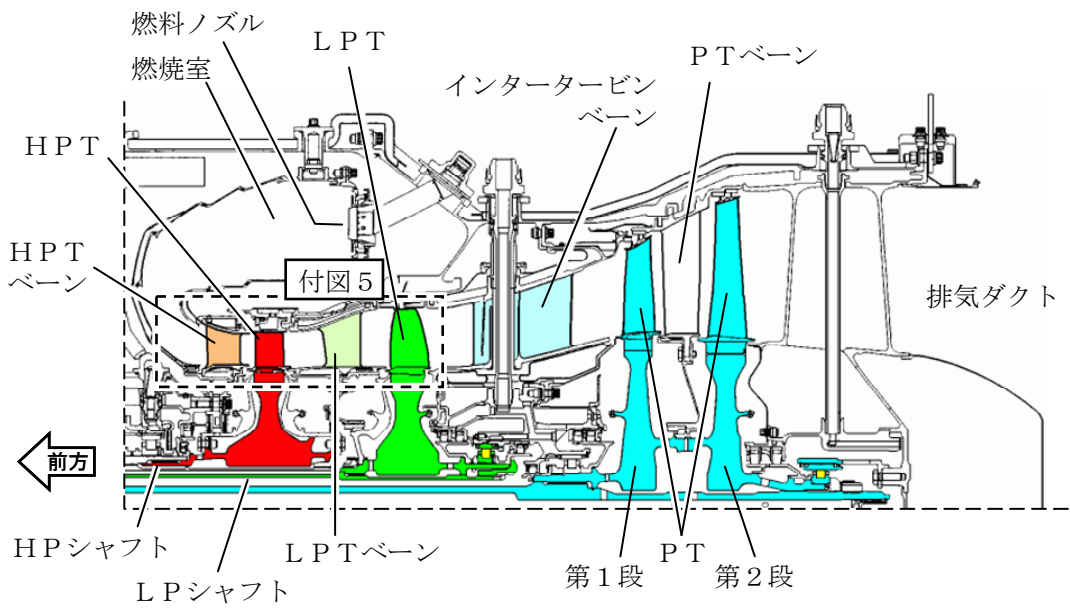
(出典:AOM)

付図4 PW150Aエンジン

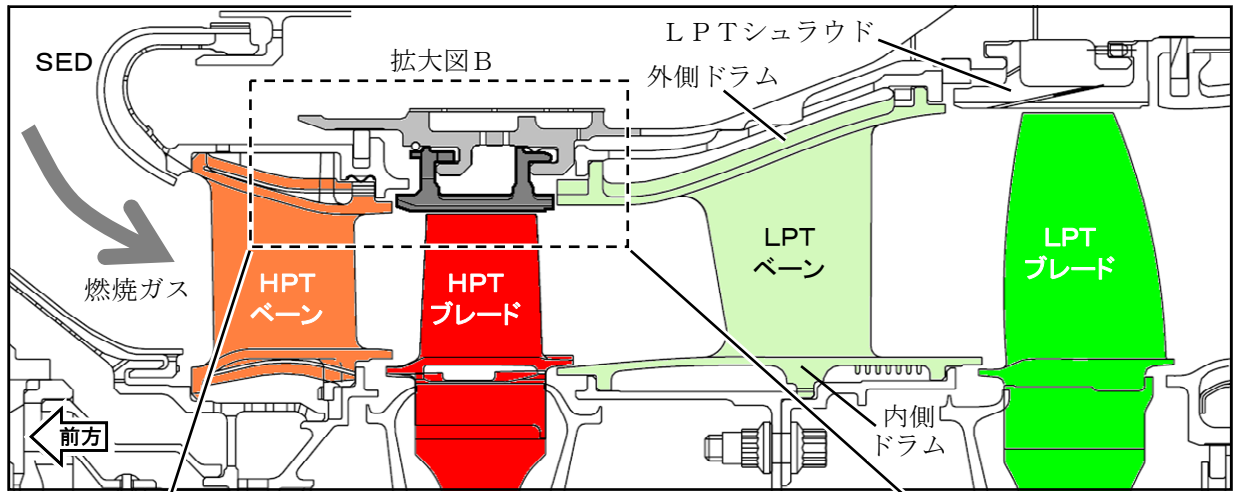


RGB : Reduction Gear Box (減速ギヤボックス)

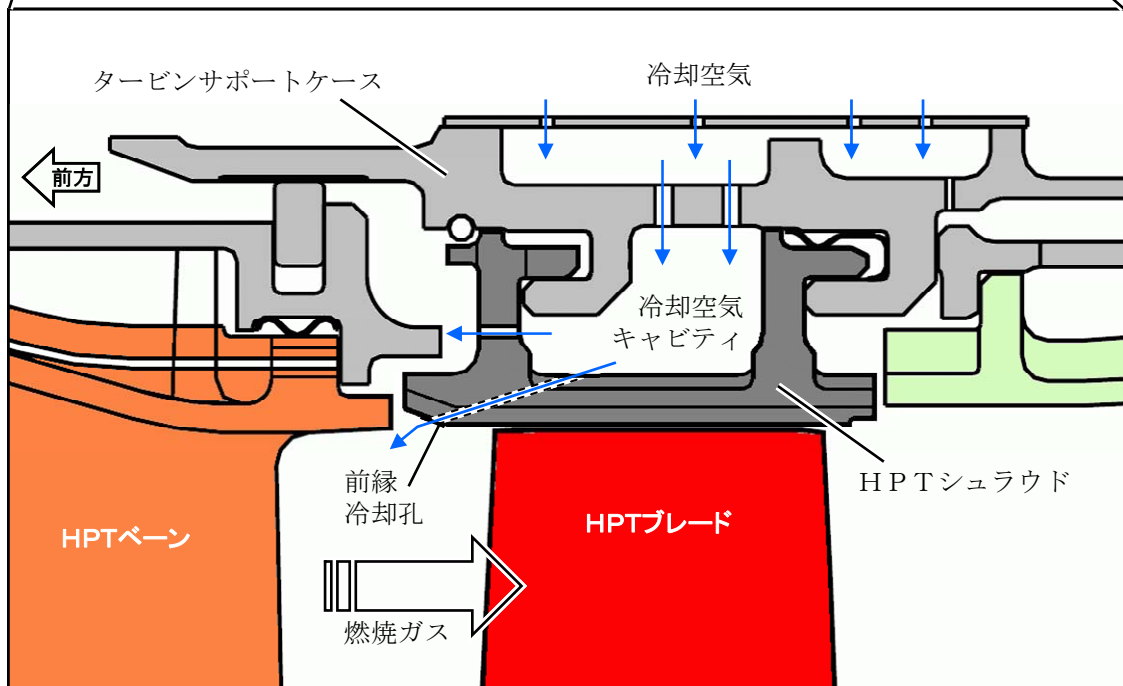
拡大図A



付図5 HPT及びLPT

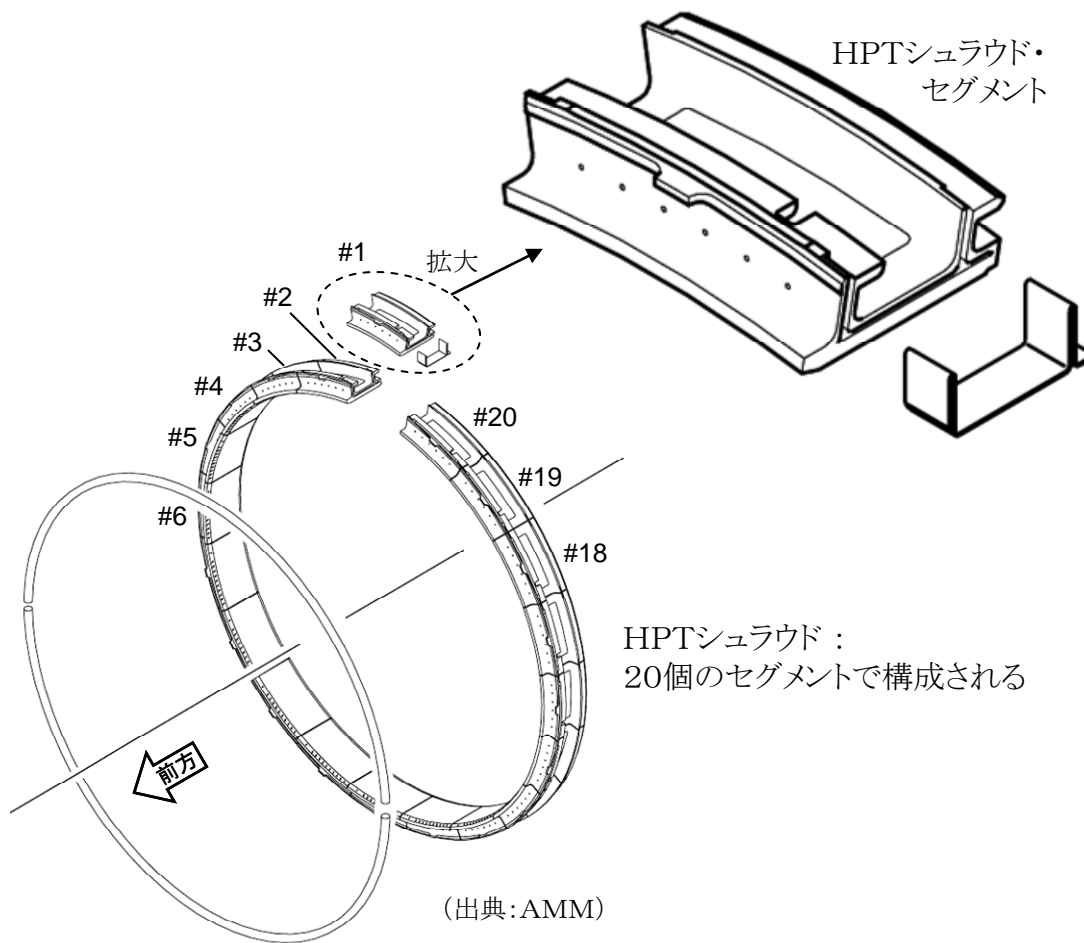


拡大図B HPTシユラウド

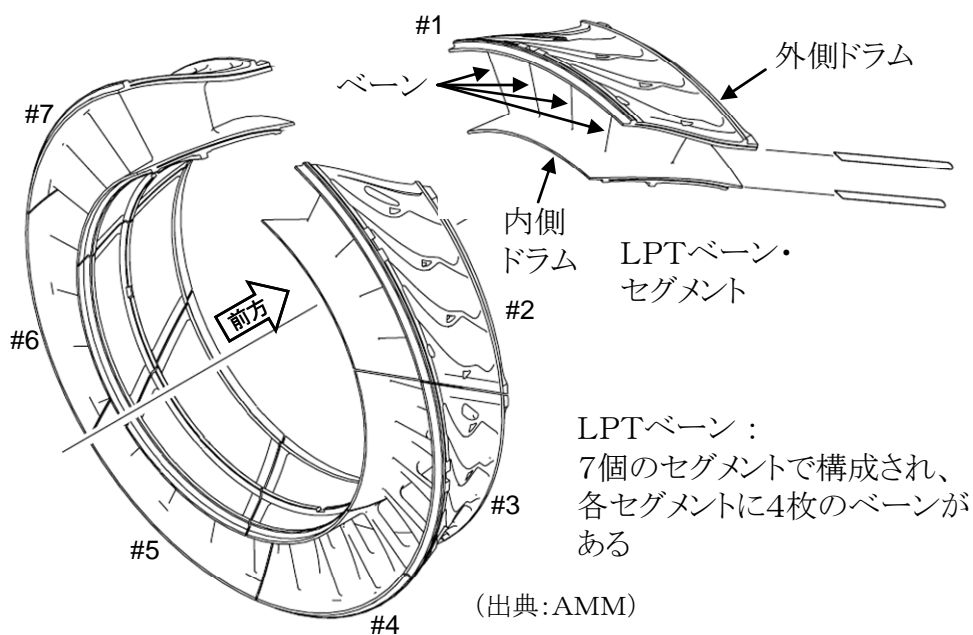


(出典:AMM)

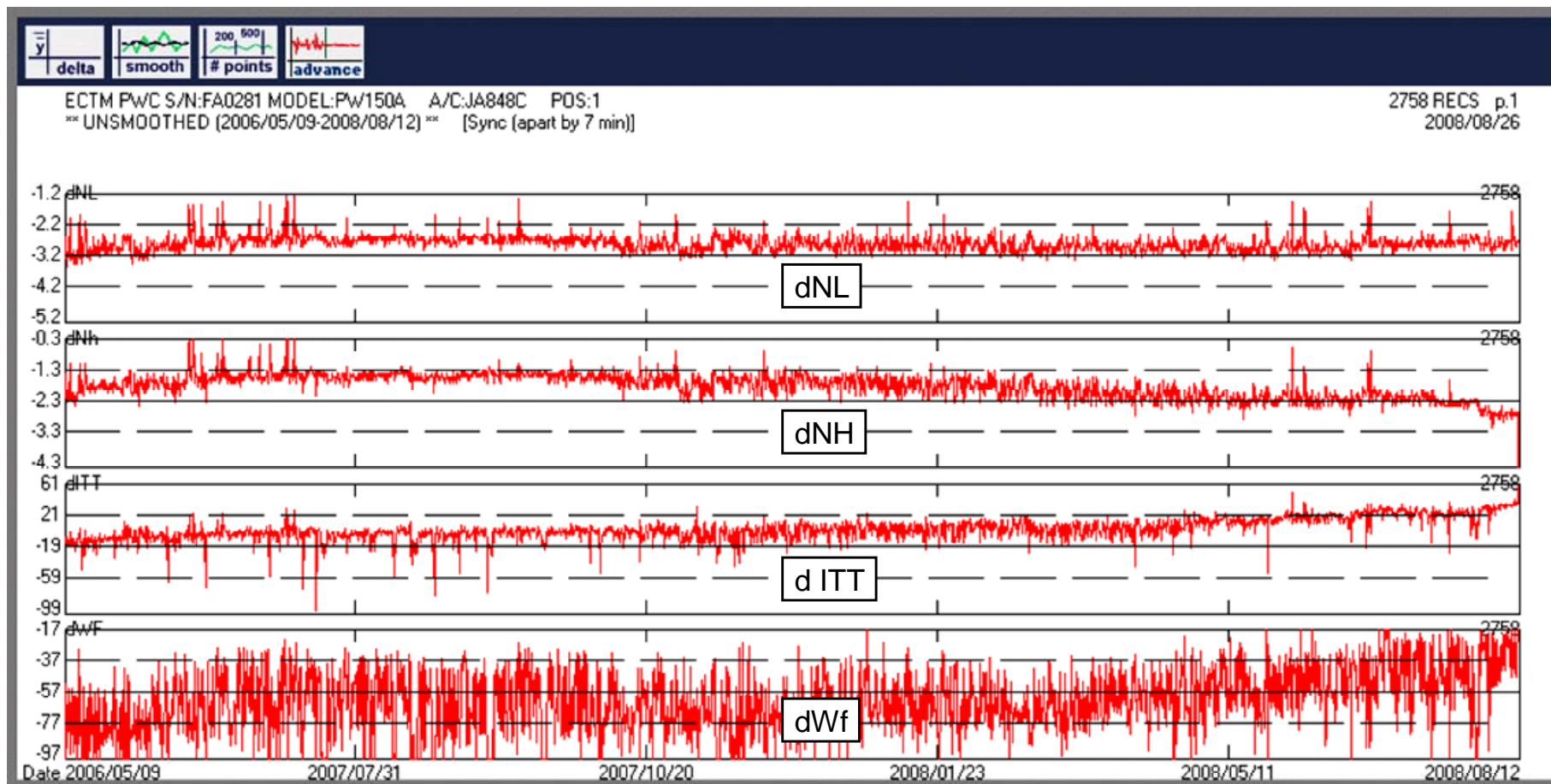
付図6 HPTシュラウド・セグメント



付図7 LPTベーン・セグメント



付図8 ECTMグラフ



注：「d」は、NL(低圧コンプレッサー回転数)、NH(高圧コンプレッサー回転数)、ITT(タービン温度)及びWf(燃料流量)それぞれの基準値との差を示す

付図9 D F D R 記録

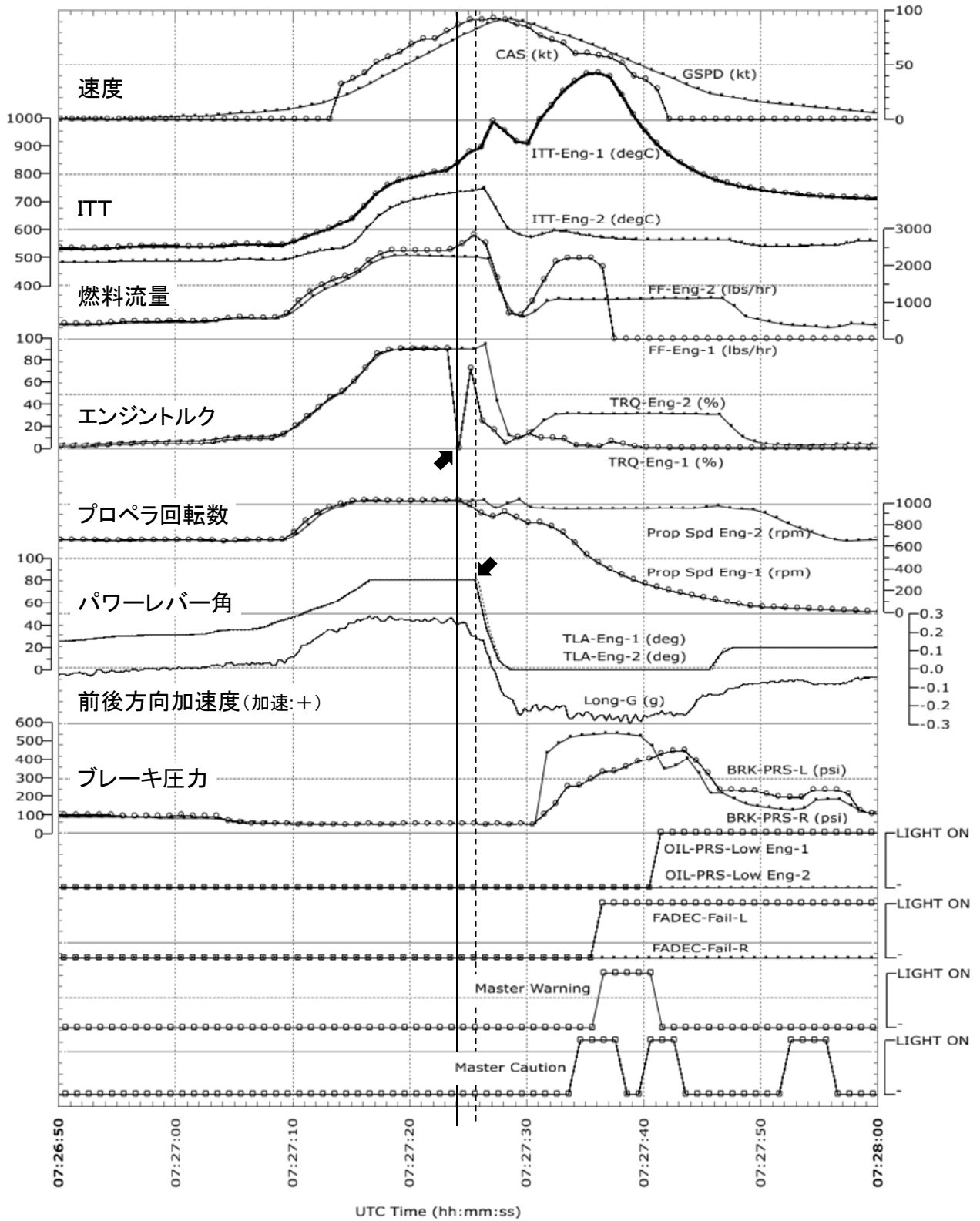


写真1 重大インシデント機



写真2 SED及びHPTベーン<BSI>

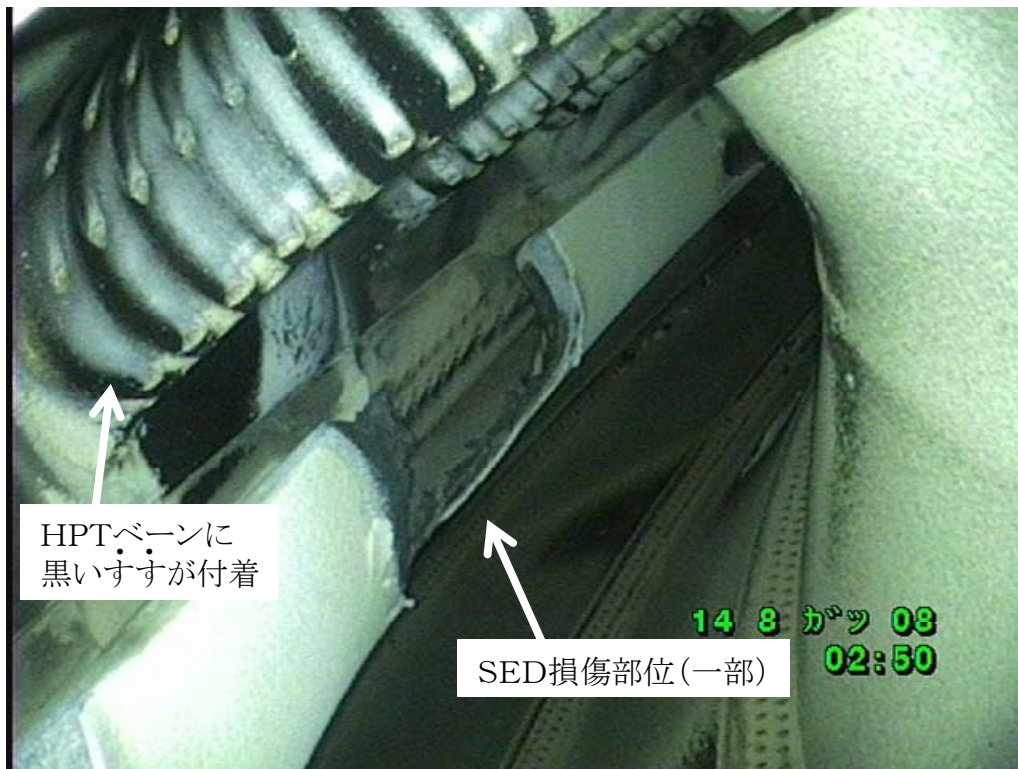


写真3 HPTブレード<BSI>

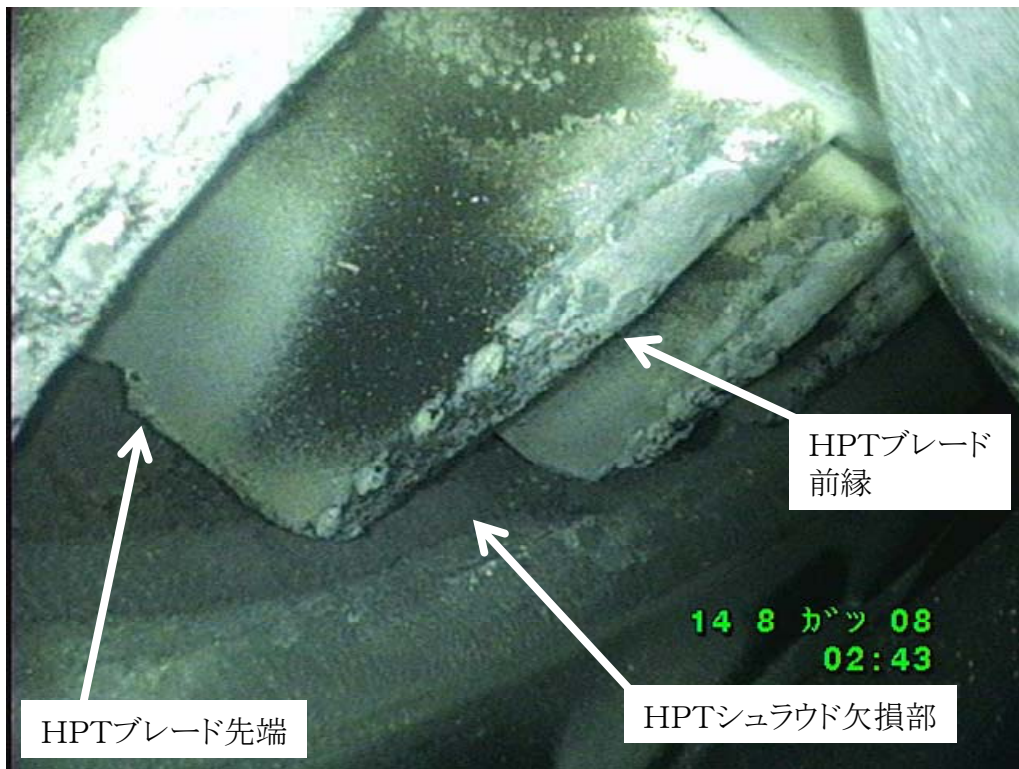


写真4 HPTシュラウド<BSI>

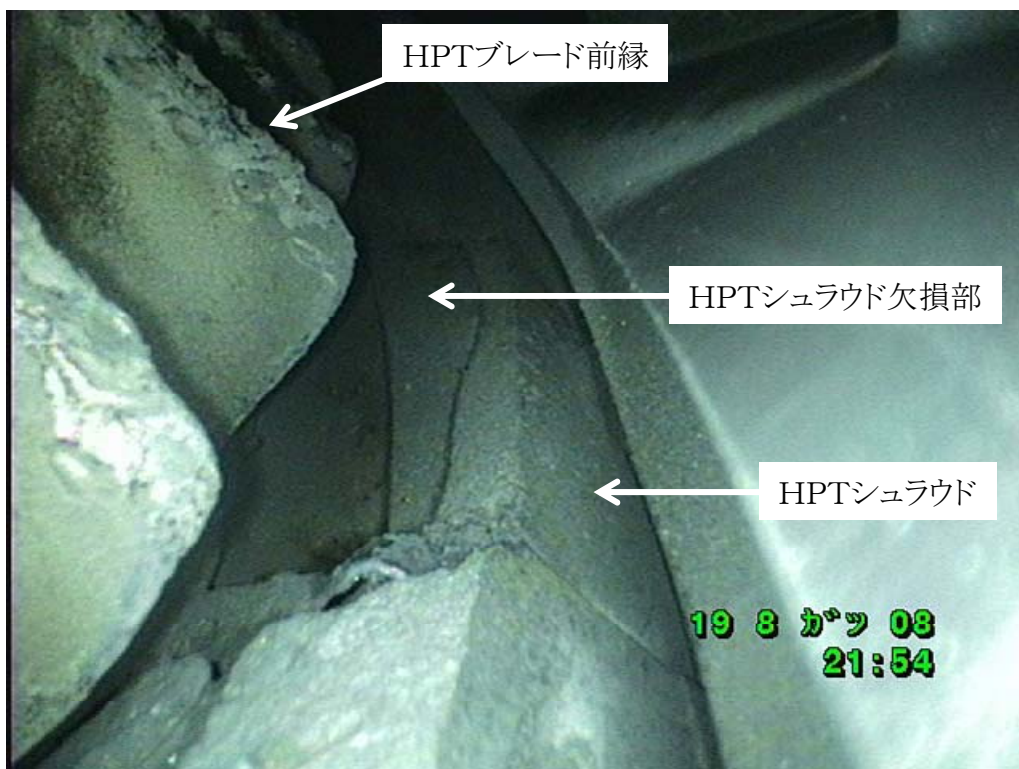


写真5 LPTベーン・セグメント<BSI>

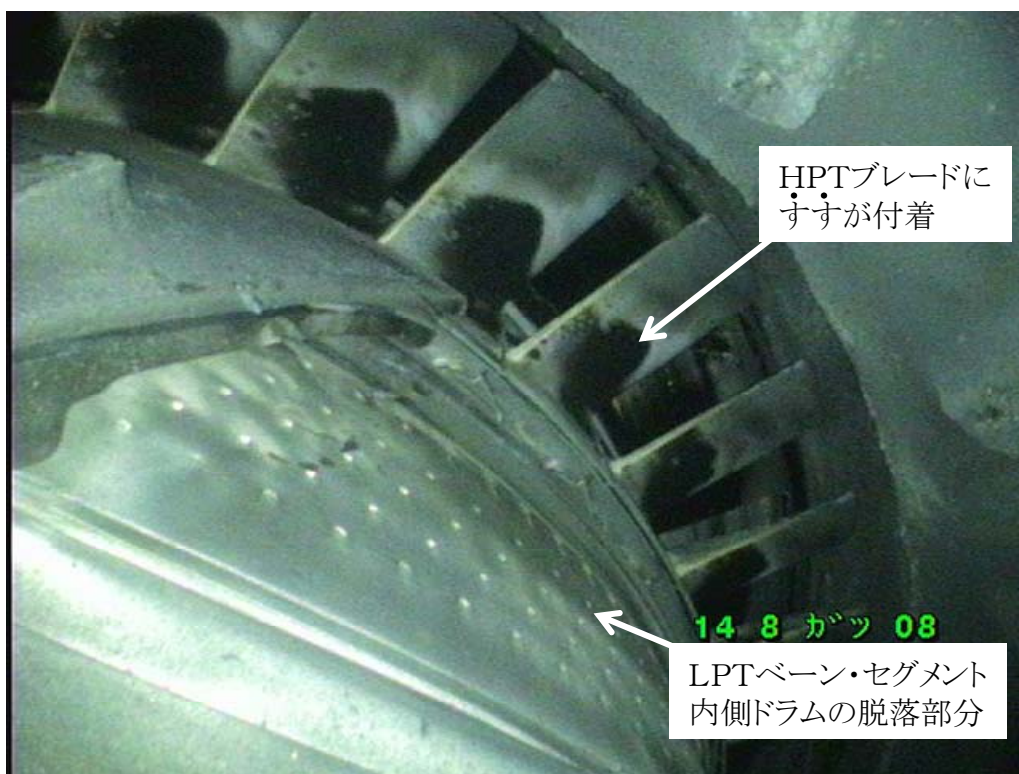


写真6 欠損したLPTベーン<BSI>

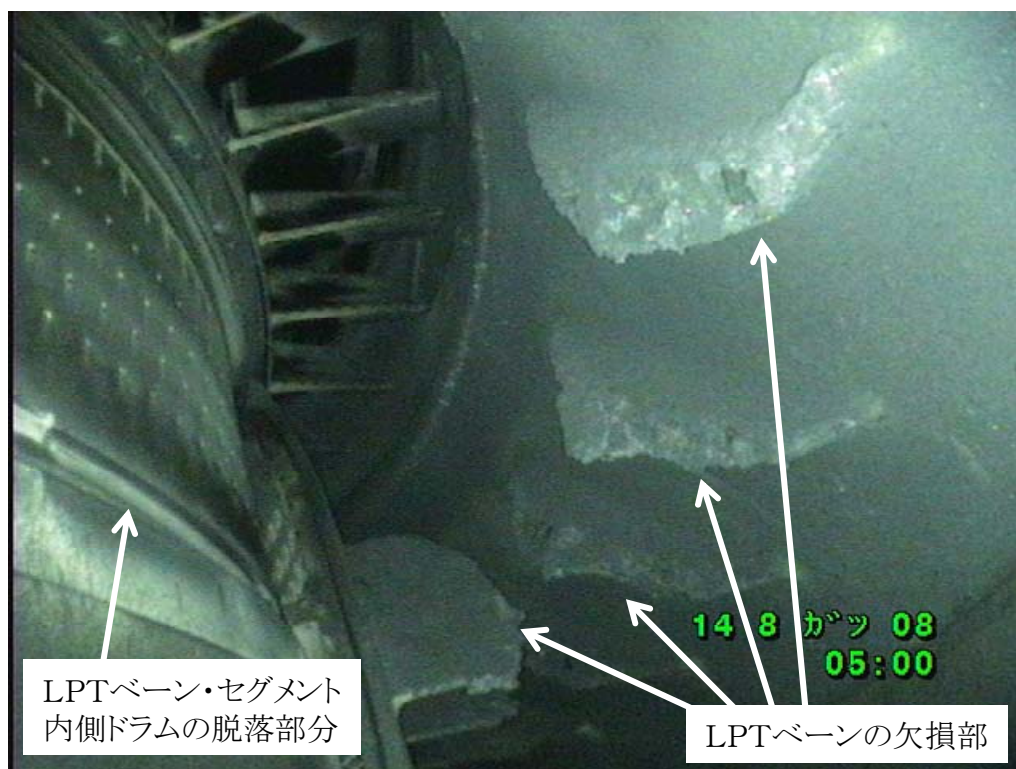


写真7 劣化したLPTベーン<BSI>



写真8 LPTブレード<BSI>

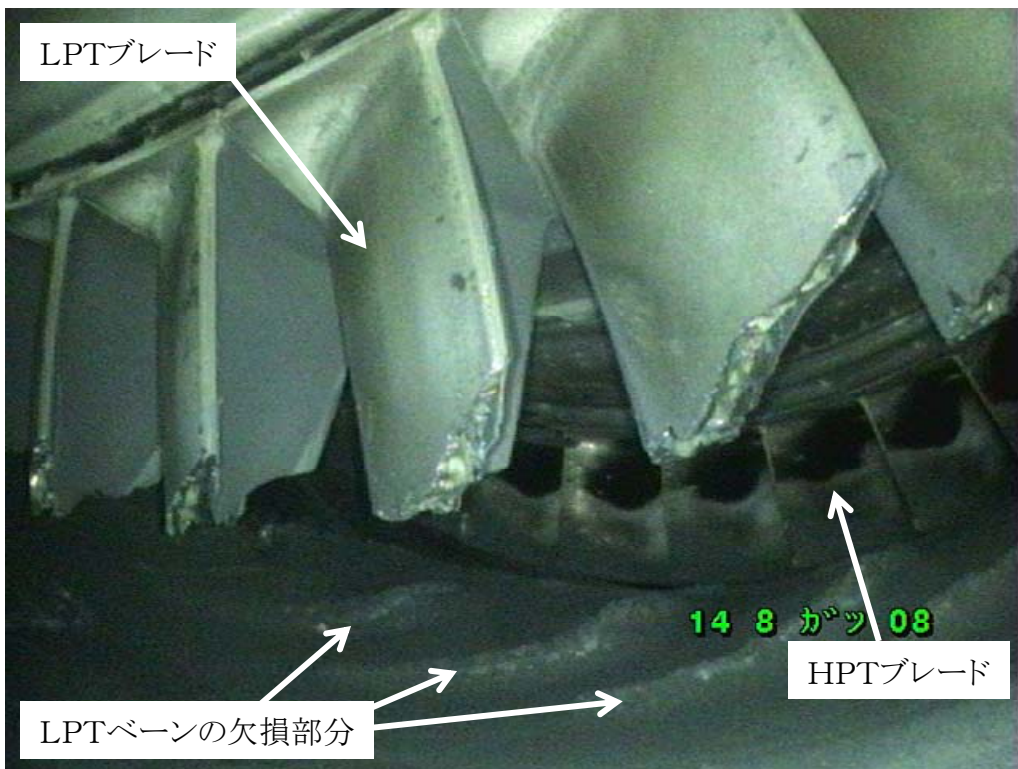


写真9 脱落したLPTベーン・セグメント内側ドラム
(LPTベーン側) <BSI>

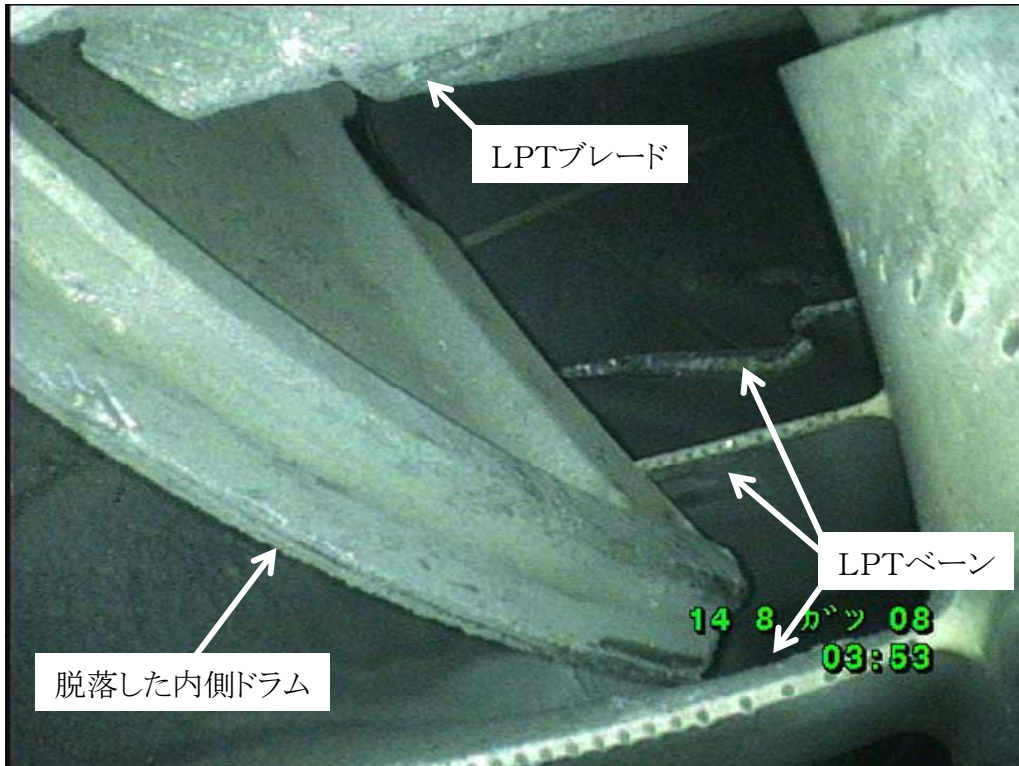


写真10 脱落したLPTベーン・セグメント内側ドラム
(インタータービン・ベーン側) <BSI>

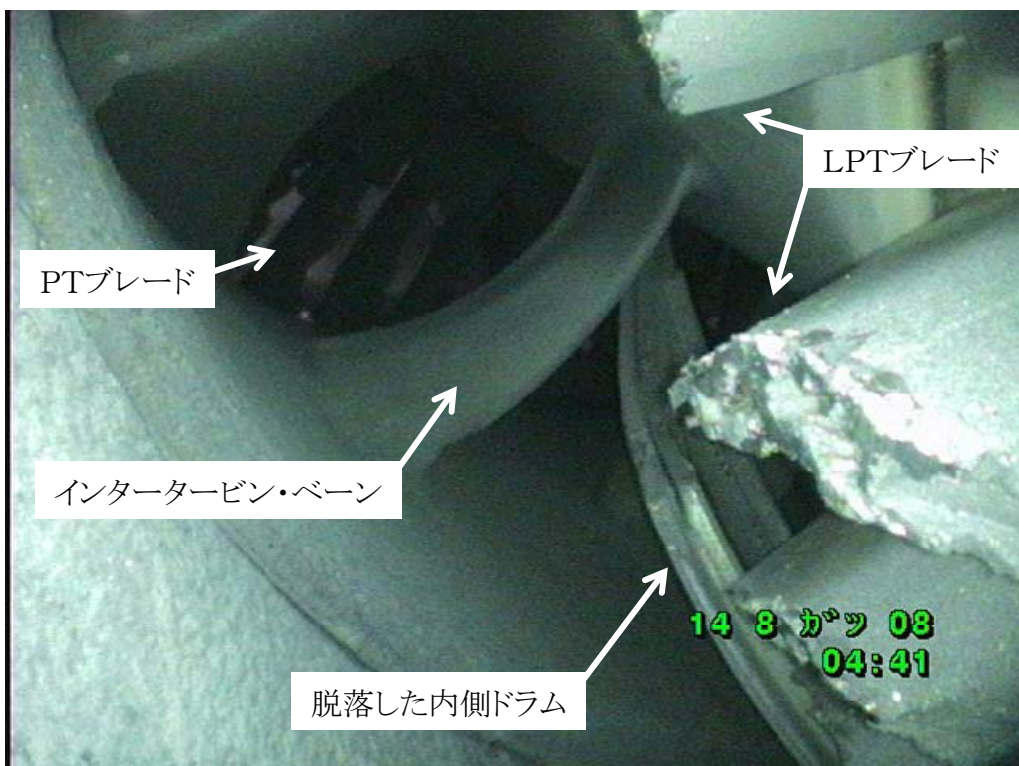


写真1 1 P Tブレード及びP Tベーン< B S I >

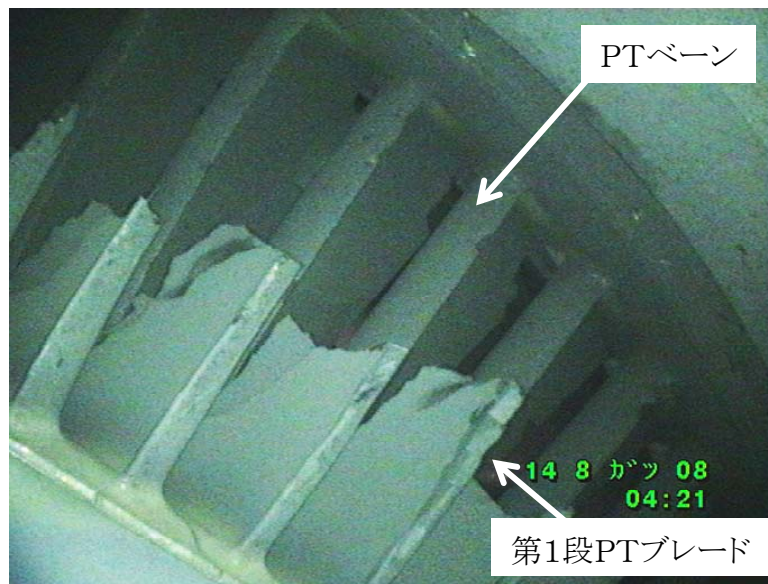


写真1 2 第2段P Tブレード

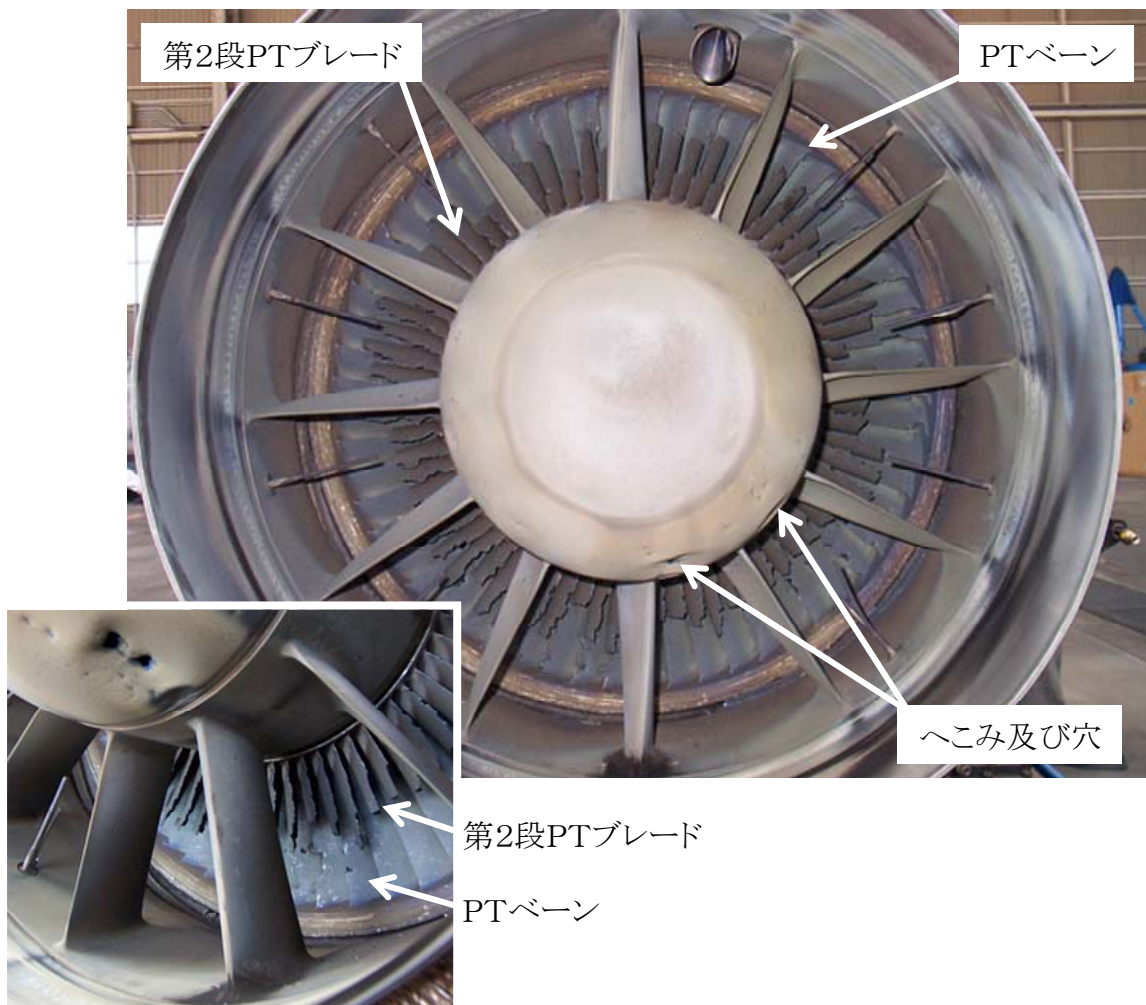


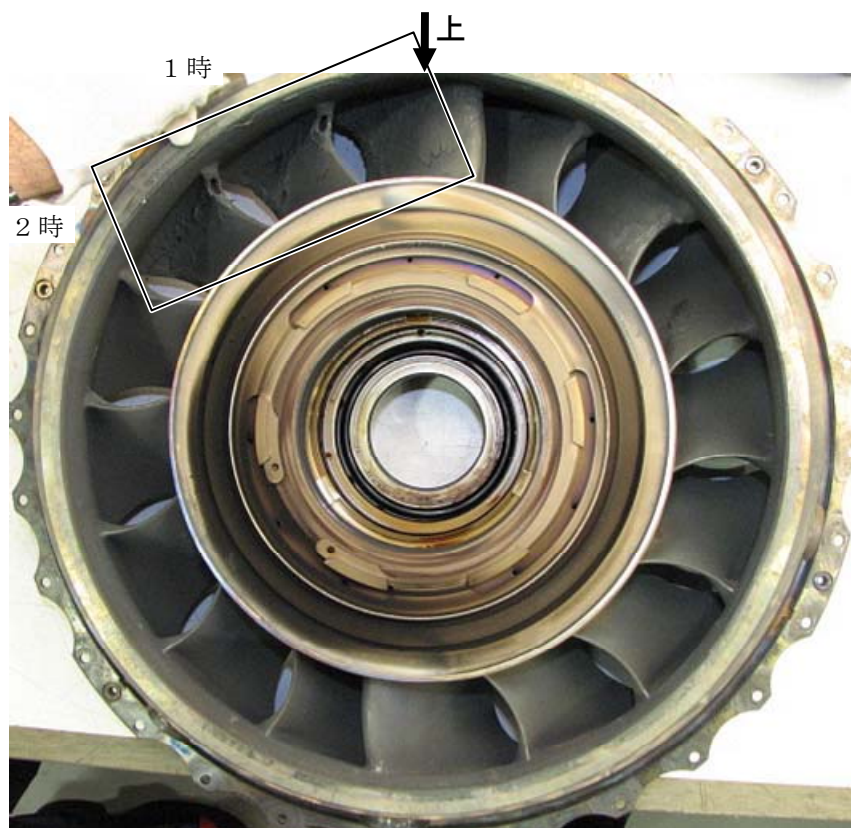
写真13 インタータービン・ベーンに挟まった
LPTベーン・セグメント内側ドラム



インタータービン・ベーン (後縁側)



写真 1 4 インタータービン・ベーン (前縁側)



インタータービン・ベーンの熱腐食 (枠内拡大)



写真15 LPTディスク

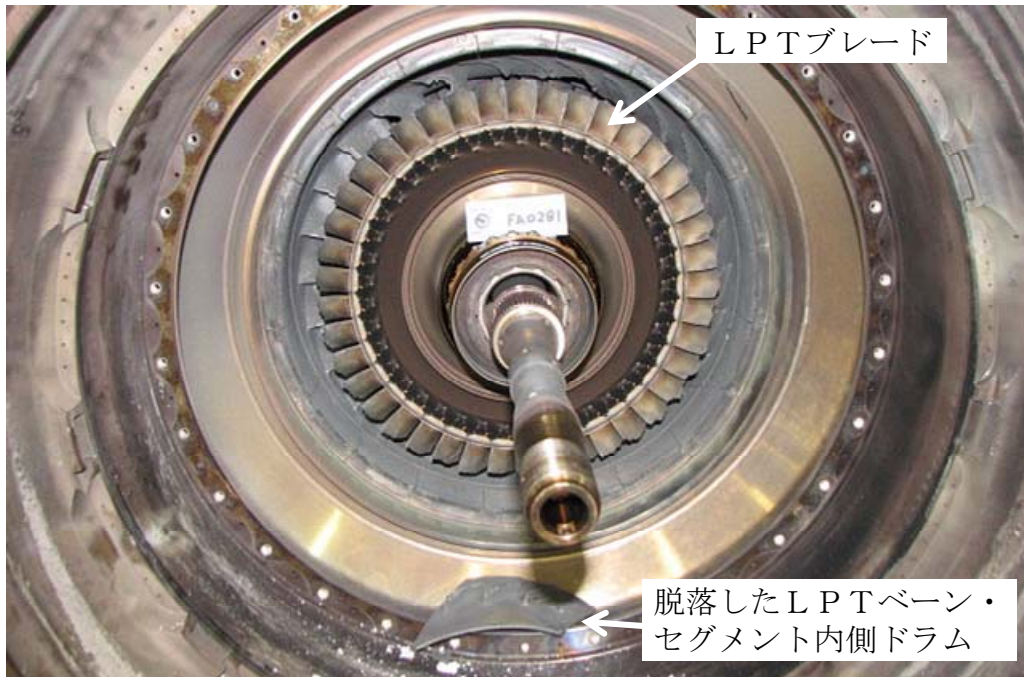


写真16 LPTブレード及びLPTベーン損傷部

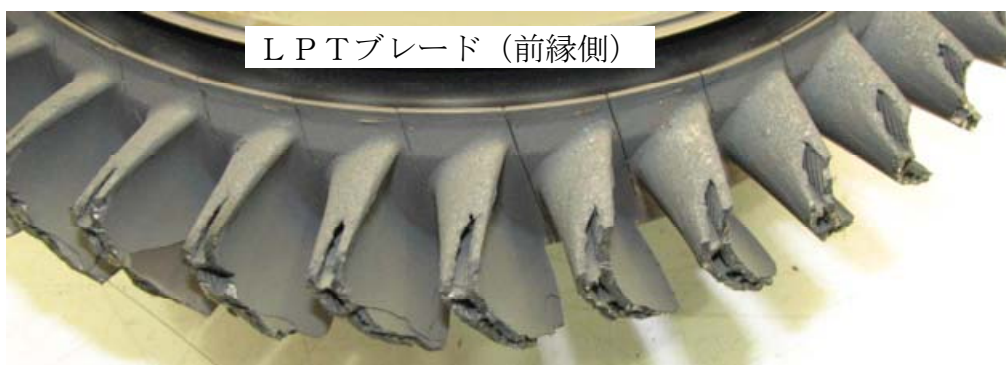
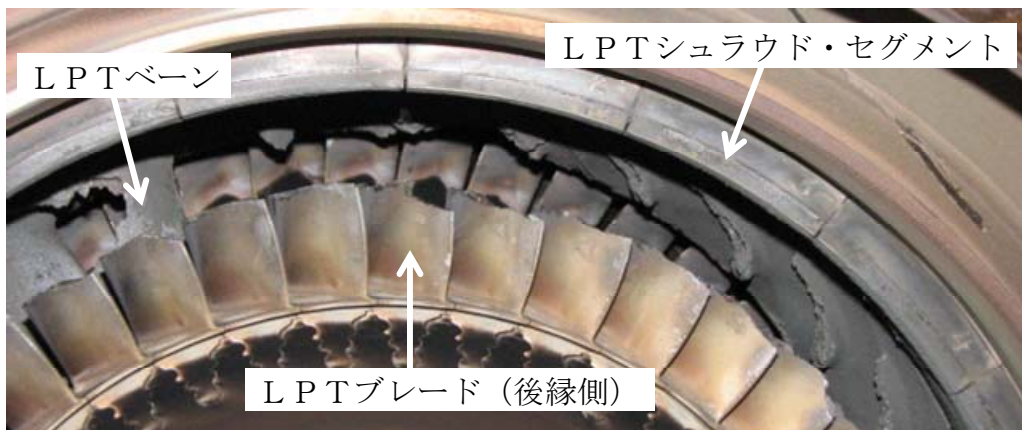


写真17 LPTシュラウド・セグメント

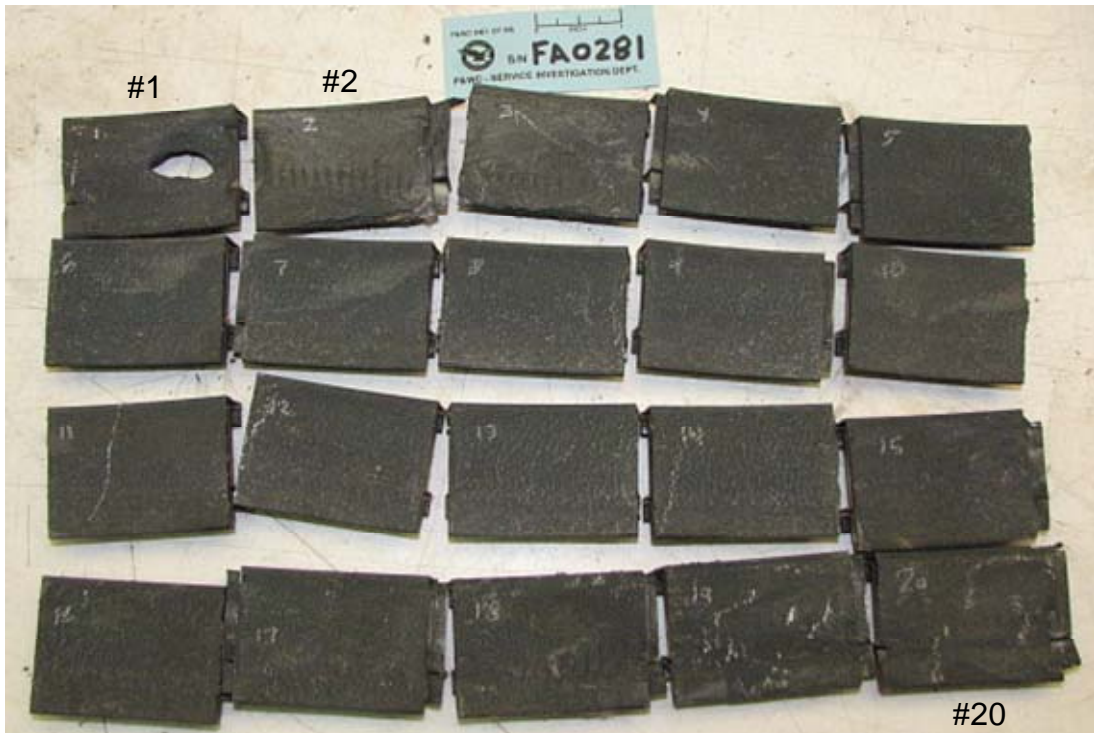


写真18 脱落したLPTベーン・セグメント#2
内側ドラム



写真19 LPTベーン (前縁側)

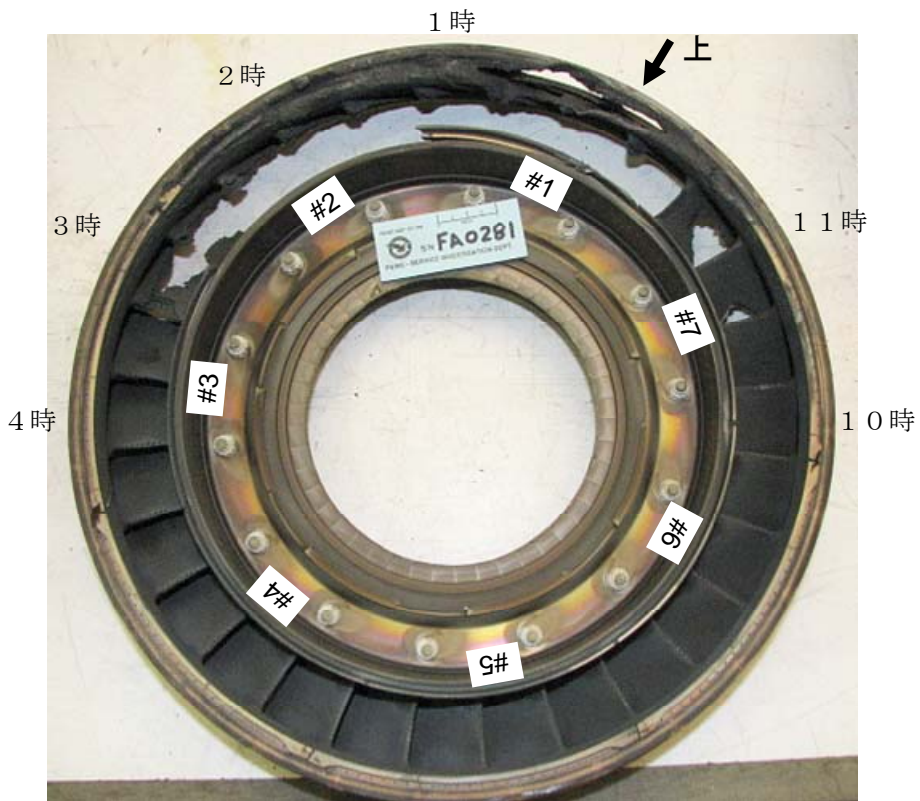


写真20 LPTベーン・セグメント (新品)

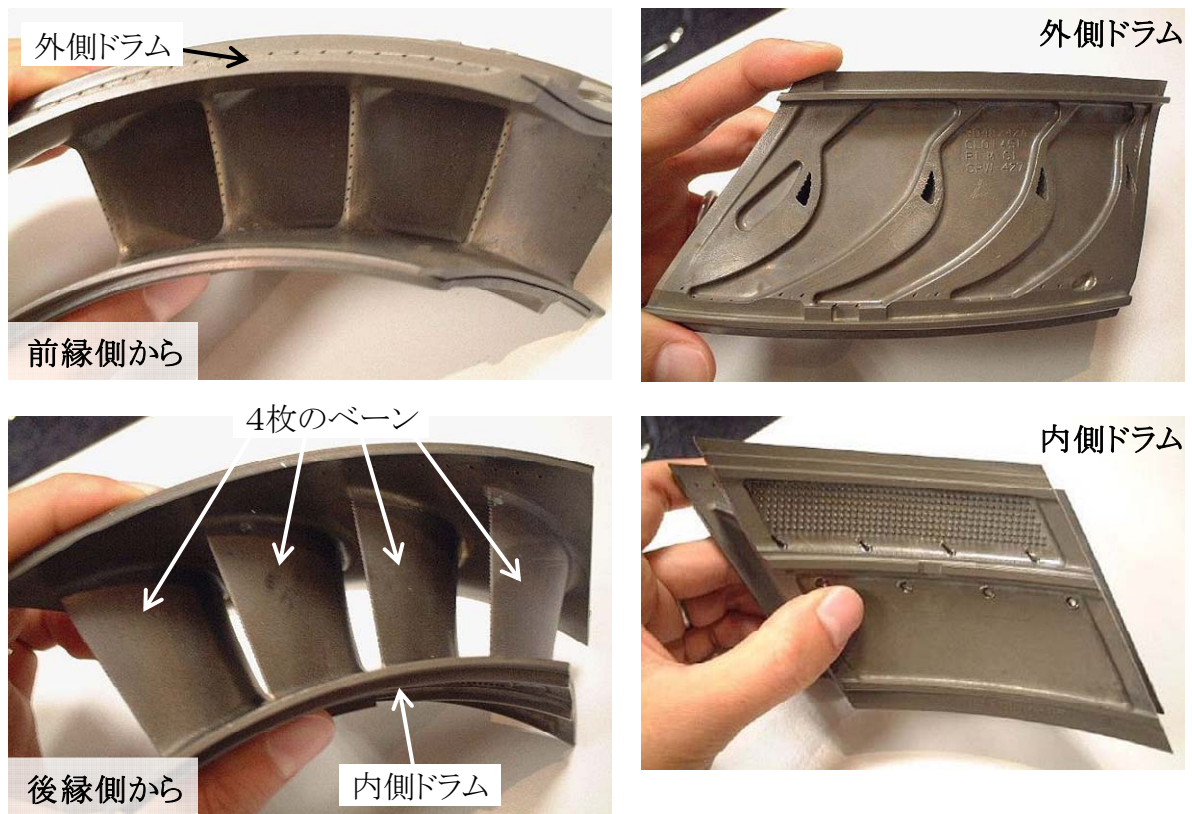


写真21 HPTシュラウド損傷部

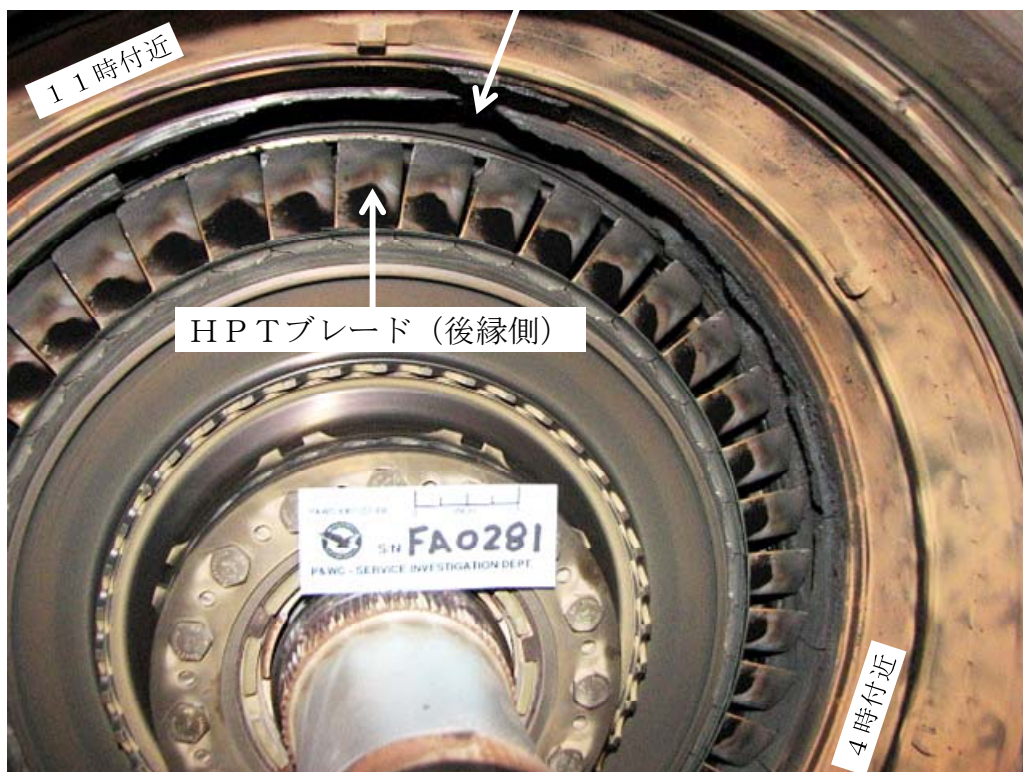


写真22 HPTディスク（前縁側）



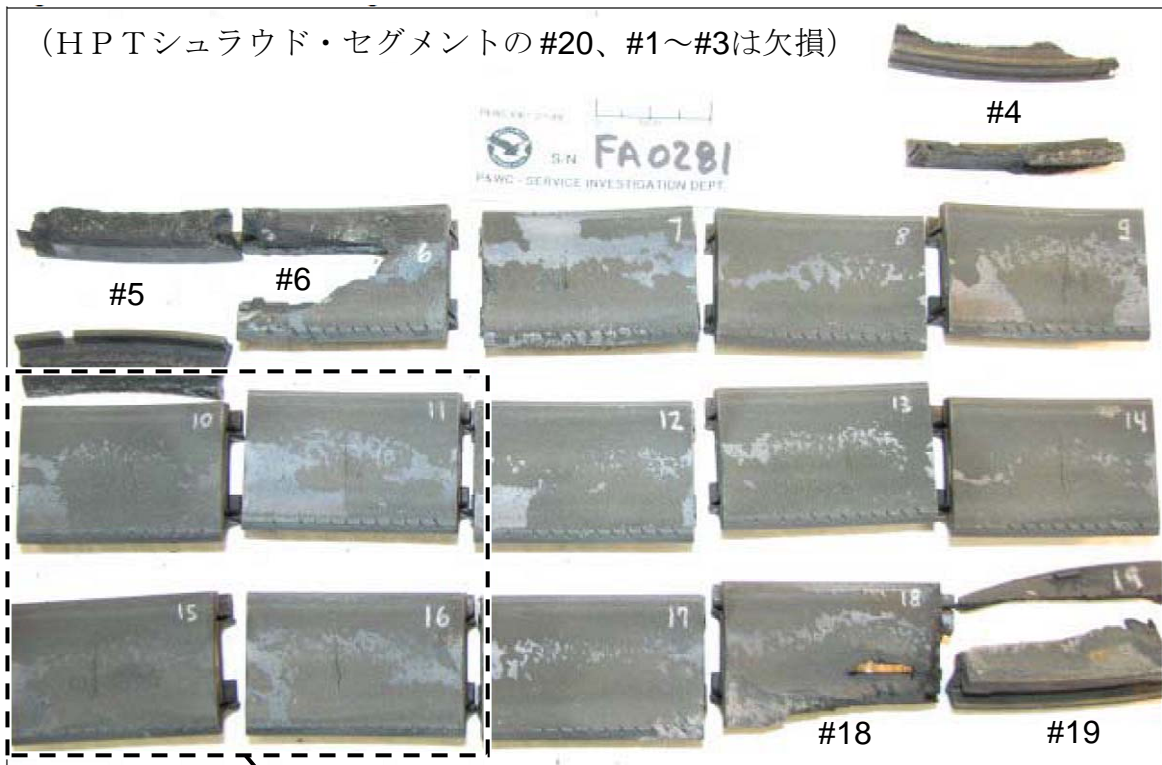
写真23 HPTブレード



写真 2 4 HPTシュラウド



写真25 HPTシュラウド・セグメント



拡大

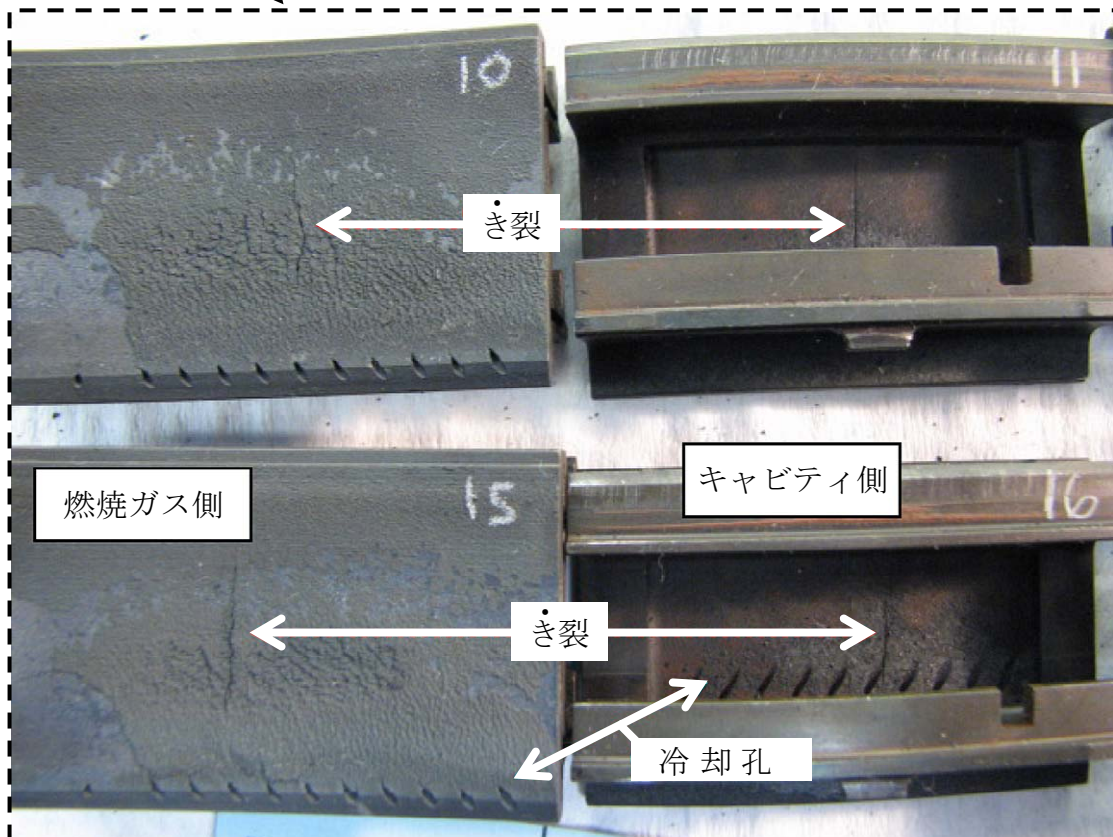


写真26 HPTシュラウド・セグメント (新品)



写真27 SED

