

# 航空重大インシデント調査報告書

I スカイマークエアラインズ株式会社所属 JA767B

II 株式会社日本航空インターナショナル所属 JA8904  
株式会社日本航空インターナショナル所属 JA8020

平成21年 1 月23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

I スカイマークエアラインズ株式会社所属 JA767B

# 航空重大インシデント調査報告書

所 属 スカイマークエアラインズ株式会社  
型 式 ボーイング式767-300型  
登録記号 JA767B  
発生日時 平成17年12月1日 16時45分ごろ  
発生場所 鹿児島空港滑走路上

平成20年12月10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	

[略号]

本報告書で用いた略号等は、次のとおりである。

A D	: Airworthiness Directive
A C C S	: Active Clearance Control System
A I P	: Aeronautical Information Publication
A M M	: Aircraft Maintenance Manual
A O M	: Airplane Operating Manual
A P U	: Auxiliary Power Unit
B P T O	: British Petroleum Turbo Oil
B S I	: Bore Scope Inspection
C A S	: Computed Airspeed
C C C V	: Core Cooling Control Valve
C C V	: Concave side (凹)
C D P	: Compressor Discharge Pressure
C D U	: Control Display Unit
C E S M	: Commercial Engine Service Memorandum
C R F	: Compressor Rear Frame
C V R	: Cockpit Voice Recorder
C V X	: Convex side (凸)
D F D R	: Digital Flight Data Recorder
D S R	: Directionally Solidified Rene
eCA&V	: e-Characteristic Accountability & Verification
E D S	: Energy Dispersive X-Ray Spectroscopy
E G T	: Exhaust Gas Temperature
E I C A S	: Engine Indication and Crew Alerting System
E N G	: Engine
E S N	: Engine Serial Number
F A A	: Federal Aviation Administration
F A D E C	: Full Authority Digital Electronic (or Engine) Control
F L	: Flight Level
F P I	: Fluorescent Penetrant Inspection
G N D	: Ground
H M U	: Hydraulic Mechanical Unit
H P C	: High Pressure Compressor

H P T : High Pressure Turbine  
 H P T C : High Pressure Turbine Cooling  
 lb : Pound  
 I F S D : In Flight Shut Down  
 I L S : Instrument Landing System  
 in : Inch  
 L P C : Low Pressure Compressor  
 L P T : Low Pressure Turbine  
 L P T C : Low Pressure Turbine Cooling  
 M A C : Mean Aerodynamic Chord  
 M C D : Magnetic Chip Detector  
 mil : 1/1,000inch  
 $\mu$  m : Micro Meter ( $10^{-6}$  m)  
 mm : millimeters  
 M S G : Message  
 N D I : Non Destructive Inspection  
 N T S B : National Transportation Safety Board (U. S. A. )  
 N 1 : Low Pressure System  
     (Low Pressure Compressor+Low Pressure Turbine) rpm (%)  
 N 2 : High Pressure System  
     (High Pressure Compressor+High Pressure Turbine) rpm (%)  
 N G V : Nozzle Guide Vane  
 P 4 9 : High Pressure Turbine discharge Pressure or Low Pressure  
     Turbine inlet Pressure  
 P F : Pilot Flying  
 P N F : Pilot Not Flying  
 P S 3 : High Stage compressor discharge total Pressure  
 psi : Pound per Square Inch  
 psig : Pound per Square Inch Gauge  
 Q A R : Quick Access Recorder  
 Q N H : Altimeter Setting indicating the atmospheric pressure  
     above Mean Sea Level  
 R N A V : Area Navigation  
 rpm : Revolutions Per Minute  
 S E M : Scanning Electron Microscope

S B : Service Bulletin  
S N : Serial Number  
T A : Turn Around  
T L A : Thrust Lever Angle  
V A A C : Volcanic Ash Advisory Center  
V S V : Variable Stator Vane  
X R D : X-Ray powder Diffraction

# 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	1
1.2.3	調査の実施時期	1
1.2.4	航空局への情報提供	2
1.2.5	経過報告	2
1.2.6	原因関係者からの意見聴取	2
1.2.7	調査参加国への意見照会	2
2	認定した事実	2
2.1	飛行の経過	2
2.1.1	飛行経過とエンジン・データ	3
2.1.2	運航乗務員と関係者の口述	8
2.2	人の負傷	11
2.3	航空機の損壊に関する情報	12
2.4	航空機以外の物件の損壊に関する情報	14
2.5	航空機乗組員等に関する情報	14
2.6	航空機に関する情報	15
2.6.1	航空機	15
2.6.2	エンジン	15
2.6.3	右エンジンの整備経歴	16
2.6.4	不具合記録の概要	17
2.6.5	右エンジンHPT 2段目ブレードの整備経歴等	17
2.6.6	E G Tの比較	18
2.6.7	重量及び重心位置	18
2.6.8	燃料及び潤滑油	18
2.7	気象に関する情報	18
2.8	DFDR、QAR及びCVRに関する情報	19
2.9	火災及び消防に関する情報	19
2.10	事実を認定するための試験及び研究	20
2.10.1	エンジン分解調査	20



2.10.2	エンジン部品の金属学的調査	22
2.10.3	ブレード及び燃料供給管製造の調査	27
2.1.1.1	その他必要な事項	29
2.11.1	CF6-80C2エンジン概要	29
2.11.2	エンジン洗浄に関する基準	32
2.11.3	HPTブレードの整備基準	33
2.11.4	火災探知器に関する規定	33
2.11.5	エンジン故障等に関するAOM	34
2.11.6	空港管理に関する情報	36
2.11.7	本重大インシデントとの類似事例	37
2.11.8	本重大インシデントに関するエンジン及び機体製造者等の見解	38
3	事実を認定した理由	38
3.1	乗務員の資格等	38
3.2	航空機の耐空証明等	38
3.3	気象等の関与	38
3.4	破断ブレードの特定等	39
3.5	エンジン・ケースの損傷	41
3.6	燃料供給管の破断	42
3.7	コア・カウル内の状況	42
3.8	火災探知	44
3.9	運航乗務員の対応	46
3.1.0	被害を軽減する方策及び再発防止策	47
3.1.1	救難及び消火	48
3.1.2	緊急脱出	49
3.1.3	鹿児島空港事務所の対応	49
4	原因	50
5	安全勧告	51
6	所見	51
6.1	エンジン洗浄の実施について	51
6.2	ブレード被膜の品質管理	52
7	参考事項	52
7.1	国土交通省航空局	52
7.2	アメリカ合衆国連邦航空局 (FAA)	52
7.3	エンジン製造者	52

添付資料	・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	53
付図 1	推定飛行経路図	53
付図 2	ボーイング式767-300型三面図	54
付図 3	D F D R 記録	55
付図 4	C F 6 - 8 0 C 2 型エンジン基本構造	56
付図 5	エンジン外部の煤等の状況	57
付図 6	燃料供給管	58
付図 7	エンジン火災探知器	59
付図 8	エンジン・ケース内の気流	60
付図 9	L P T ケース 1 段目の穴	61
付図 1 0	燃焼室と H P T ブレード冷却空気通路	62
付図 1 1	H P T 2 段目ブレード冷却空気通路	63
付図 1 2	リテイニング・リング	64
付図 1 3	T A 部半径の違いによる応力の違い (計算値)	65
付図 1 4	H P T 2 段目ブレード	66
付図 1 5	高温腐食と硫化 (仮訳)	67
付図 1 6	燃料供給管の燃料漏れ防止対策	68
付図 1 7	E G T プローブ	68
付図 1 8	鹿児島空港におけるエンジン故障時リファレンス・プロセジャー	69
写真 1	重大インシデント機	70
写真 2	右エンジン	70
写真 3	右主翼インボード・エルロンの損傷	71
写真 4	エンジン部品の熱により発生した火災、滑走路上のエンジン部品	72
写真 5	火災跡草地	73
写真 6	エンジン・ケース右側面	74
写真 7	熱遮蔽板と火災探知器	74
写真 8	右ブロウ・アウト・ドア	75
写真 9	L P T ケース 1 段目の穴	75
写真 1 0	コア・カウルの損傷	76
写真 1 1	燃焼範囲 (カウルを外した状態)	76
写真 1 2	6 番燃料供給管がシュラウドから外れた状態	77
写真 1 3	6 番燃料供給管の破断状況	77
写真 1 4	燃料供給管破断部 (組合せ写真)	78
写真 1 5	5 8 番ブレード付近の状態	79

写真16	HPTケース損傷	80
写真17	LPTブレードとステーター損傷	80
写真18	58番ブレード破断起点と冷却空気通路	81
写真19	58番ブレードTA部の状態	82
写真20	58番ブレードのCVXシャンク部壁の厚さ	83
写真21	58番ブレード破断面	84
写真22	58番ブレードの破断起点域表面及びブリスター表面の成分分析	85
写真23	58番ブレード内部被膜破断面のブリスター、酸化物ドームの成分	86
写真24	ブレード内部通路TA部半径の違い	87
写真25	20番ブレードCVX中央通路TA部のき裂	88
写真26	49番ブレード通路TA部のき裂	89
写真27	49番ブレード母材疲労き裂面	90
写真28	粉末が付着したHPTブレード	91
写真29	粉末が付着したHPCベーン	91
写真30	粉末が付着したHPCブレード	92
写真31	粉末が付着したCRFとハブ部	92
写真32	HPC10段目ブレード表面の灰白色の粉末	93
写真33	ブレード形状測定の基準点	94

# 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9号（当時。平成18年10月1日以降、施行規則改正に伴い第10号）に規定された「発動機防火区域内における火災の発生」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。

スカイマークエアラインズ株式会社所属ボーイング式767-300型JA767Bは、平成17年12月1日（金）、同社の定期306便として、16時45分、鹿児島空港を離陸した直後、右エンジンに振動が発生し、16時48分ごろ、右エンジンの火災警報が作動した。同機は、当該エンジンを停止して引き返し、17時04分、鹿児島空港に着陸した。

同機には、機長ほか副操縦士1名及び客室乗務員9名、乗客79名、計90名が搭乗していたが、負傷者はなかった。機体は小破した。また、離陸後に滑走路わきの草地に火災が発生した。

## 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17年12月1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。

本事故調査に関し、次の専門的事項の調査のため、専門委員が任命された。

タービン・ブレードの破断に関する調査

独立行政法人 物質・材料研究機構 超耐熱材料センター長

工学博士 原田 広史

(平成18年9月29日任命)

### 1.2.2 外国の代表

本調査には、本重大インシデント機及びエンジンの設計・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17年12月2日～7日 機体調査及び口述聴取

同年12月2日～

平成18年2月28日 飛行記録装置、クイック・アクセス・レコーダー及び操縦室用音声記録装置の解析

平成17年12月13日及び14日	エンジン調査
平成18年1月9日～13日	エンジン分解調査 (米国国家運輸安全委員会 (NTSB) の協力を得て調査を行った。)
同年2月13日～6月1日	タービン・ブレード金属解析等調査 (NTSBの協力を得て調査を行った。)
同年10月31日～11月3日	タービン・ブレード設計製造等調査 (NTSBの協力を得て調査を行った。)
平成19年4月3日	火災探知器の火災探知時機に関する調査 (NTSBの協力を得て調査を行った。)

#### 1.2.4 航空局への情報提供

航空局に対し、事実調査で得られた情報として、次の事実を提供した。

- (1) 高圧タービン2段目ブレードが破断し、他のブレード等が破損していたことがエンジン調査で確認された。(平成17年12月14日提供)
- (2) エンジン・コンプレッサー及びタービン部に灰白色の粉末が付着していたことがエンジン分解調査で確認された。(平成18年1月17日提供)

#### 1.2.5 経過報告

平成18年11月24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。

#### 1.2.6 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。

#### 1.2.7 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

スカイマークエアラインズ株式会社 (以下「同社」という。なお、同社は平成18年10月1日からスカイマーク株式会社に社名変更) 所属ボーイング式767-300型

J A 7 6 7 B（以下「同機」という。）は、平成17年12月1日、同社の定期306便として、鹿児島空港から東京国際空港へ向けて飛行の予定であった。

同社から東京空港事務所へ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：鹿児島空港、移動開始時刻：16時35分、巡航速度：461kt、巡航高度：FL370、経路：MELLY（位置通報点）～Y752（RNAV<sup>\*1</sup>経路）～MADOG（位置通報点）～M750（RNAV経路）～SOPHY（位置通報点）～W28（航空路）～SPENS（位置通報点）～Y211（RNAV経路）～WESTN（位置通報点）、目的地：東京国際空港、所要時間：1時間16分、持久時間で表された燃料搭載量：3時間09分、搭乗者数：90名

本重大インシデント発生時、同機の操縦室には、機長がPNF（主として操縦以外の業務を担当する操縦士）として左操縦席に、副操縦士がPF（主として操縦業務を担当する操縦士）として右操縦席に着座していた。

#### 2.1.1 飛行経過とエンジン・データ

同機が、鹿児島空港滑走路34（標高892ft）から離陸し、その後、引き返して鹿児島空港に着陸するまでの、本重大インシデント発生前後の飛行の経過及び右エンジンの運転状況に関するデータは、飛行記録装置（以下「DFDR」という。）、クイック・アクセス・レコーダー（以下「QAR」という。）及び操縦室用音声記録装置（以下「CVR」という。）の記録、並びに管制交信記録及びレーダー航跡記録によれば、概略次のとおりであった。

なお、以後、本報告書において、 はチェックリストの名称、“ ” はEICAS<sup>\*2</sup>表示の内容を指す。

##### (1) 飛行の経過

16時37分ごろ、エンジンスタート

同44分11秒、鹿児島飛行場管制所（以下「タワー」という。）から離陸許可受領

同44分58秒、離陸滑走開始

同45分05秒、TLA<sup>\*3</sup>離陸出力位置（左74.5° 右74.4°）セット

同45分17秒、機首上げ開始

\*1 「RNAV」とは、広域航法のことで、地上無線施設の受信装置、自蔵航法装置もしくは衛星航法装置、または、これらを組み合わせることによって、航空機の位置と次の地点へのコースを航法機器が算出して行う航法のことである。

\*2 「EICAS」とは、エンジン・データを表示するとともに、異常があれば運航乗務員に警告し故障箇所等を文字等で表示して知らせる電子指示警報装置のことである。

\*3 「TLA」とは、推力を調整するレバー位置の角度のことである。

同 4 5 分 1 9 秒、主脚のAIR/GNDセンサーがAIRを感知  
 右エンジンのLPT<sup>\*4</sup>) 振動値<sup>\*5</sup> 増加 (2.82 ユニット)

同 4 5 分 2 0 秒、副操縦士が「あれ… (何か異常に気付いたような声)」と発  
 声。右EGT<sup>\*6</sup> (926℃) 最高値

同 4 5 分 2 1 秒、右エンジンLPT振動値増加 (4.96 ユニット)、右燃料  
 流量減少 (16,544 lb/h)

同 4 5 分 2 2 秒、左右TLA増加開始 (左75.1°、右74.7°)

同 4 5 分 2 3 秒、機首方位の右偏向が最大 (4°)、以後次第に元の方位にも  
 どる  
 機長が「Oh, I have control」とコール  
 右エンジン振動値は、ファン、N2<sup>\*7</sup> 及びLPTが全て計  
 測上限値 (4.99 ユニット)、以後この値が同 4 6 分 4 6  
 秒まで継続

同 4 5 分 2 4 秒、副操縦士が「You have control」と応答

同 4 5 分 2 6 秒、機長が「Gear up」と指示

同 4 5 分 2 7 秒、副操縦士が「Gear up」と復唱、脚操作レバーがUP位置

同 4 5 分 3 1 秒、機長が「We have a problem with the right engine」と告  
 げ、副操縦士が「Yeah」と応答

同 4 5 分 3 5 秒、機長が「Follow the engine failure reference procedure」  
 と表明、副操縦士が「Roger」と応答

同 4 5 分 3 7 秒、オートスロットルが解除

同 4 5 分 4 4 秒、タワーが同機に「Skymark306, contact Departure, good day」  
 と通報

同 4 5 分 4 5 秒、TLA安定 (左77.7°、右77.3°)、右燃料流量及び  
 右EGT減少 (8,864 lb/h、790℃)

同 4 5 分 5 0 秒、同機が鹿児島ターミナルレーダー管制所 (以下「レーダー」  
 という。) へ、「Kagoshima Departure, Skymark306, engine  
 failure, follow engine failure procedure」と通報

---

\*4 「LPT」とは、低圧タービンのことで、低圧コンプレッサー (LPC) と連動している。

\*5 「振動値」は、エンジンのファン、LPT、N2の振動値のことで、これらのうちの最大値がEICAS表示器にアナログ表示と数値 (ユニット) で表示される。単位はin/秒又はMilsで表示され、4ユニット以上は点検を行うこととされている。

\*6 「EGT」とは、エンジン排気ガス温度を表し、高圧タービン (HPT) と低圧タービン (LPT) の中間で計測される。離陸時の許容最大値は960℃である。

\*7 「N2」とは、エンジンの高圧コンプレッサー及び高圧タービンの回転速度のことで、当該機では、エンジン最大推力付近の回転数9,827rpmを100%として表示する。

同 4 6 分 0 1 秒、レーダーが同機へ、「Skymark306, Kagoshima Departure, radar contact, say again please」と通報

同 4 6 分 0 3 秒、対地高度約 1,700ft (気圧高度 2,320ft)、右 TLA 減少、右燃料流量、右 EGT、右オイル圧 (68°、約 8,500lb/h、780°C、52psi)

同 4 6 分 0 6 秒、同機がレーダーへ、「Right engine failure, following reference procedure」と通報

同 4 6 分 0 7 秒、右 EGT 及び右オイル圧低下開始 (738°C、49psi)

同 4 6 分 1 4 秒、レーダーが同機へ、「Skymark306, ブレイク、日本語でお願いいたします。ちょっと聞き取れませんでした」と通報

同 4 6 分 2 0 秒、同機がレーダーへ、「了解。ライトのエンジンがフェイルしましたので、現在、加治木 VOR/DME 141 のリファレンス・プロセジャー<sup>\*8</sup> をフォローする予定です」と通報

同 4 6 分 3 0 秒、レーダーが同機へ、「Skymark306, 了解しました。We are standing by next intention」と通報

同 4 6 分 3 1 秒、気圧高度約 3,060ft で右旋回を開始、平均バンク角約 23°、平均ピッチ角約 12° での上昇旋回を継続

同 4 6 分 3 4 秒、同機がレーダーへ「Stand by」と通報

同 4 6 分 4 2 秒、右 TLA がアイドル位置 (約 33.9°)

同 4 6 分 4 9 秒、右エンジン LPT 振動値低下、右 N2 振動値、右 P49<sup>\*9</sup>、右オイル圧 (4.2 ユニット、4.99 ユニット、18.0psi、31psi)

同 4 6 分 5 1 秒、右燃料流量安定 (1,728lb/h)

同 4 6 分 5 3 秒、同 4 5 分 2 0 秒以降に時間経過とともに低下し続けていた右 EGT が約 30°C 上昇して安定、以後 20 秒間継続 ((3) 参照)

同 4 7 分 1 3 秒、機長が「I'm go on a try to put power on again」と発言 右 TLA (36.9°)

同 4 7 分 1 4 秒、右 TLA、右燃料流量、右 EGT、右エンジン N2 振動値 及び右オイル圧等増加 (45.5°、2,048lb/h、548°C、4.99 ユニット、34psi)

同 4 7 分 1 9 秒、機長が「Very heavy vibration, yes?」と発言

\*8 「リファレンス・プロセジャー」とは、同社が各空港毎にエンジンが故障した場合等に飛行すべき経路を予め定め、マニュアルに掲載している飛行手順のことである。

\*9 「P49」とは、高圧タービン出口圧力又は低圧タービン入口圧力のことである。



同 4 7 分 2 2 秒、副操縦士が「Yes」と応答

同 4 7 分 2 3 秒、右 P 4 9 増加 (3 3 psi)

同 4 7 分 2 7 秒、右 P S 3<sup>\*10</sup> 増加 (1 3 8 psi)

同 4 7 分 2 9 秒、右 P S 3 急減 (7 1 psi)

同 4 7 分 3 0 秒、右燃料流量及び右 E G T 増加 (6, 1 4 4 lb/h、6 9 4 °C)

同 4 7 分 3 1 秒、右 T L A 増加、右燃料流量減少、右 N 2、右 E G T 及び右  
 オイル圧低下、右 P S 3 減少 (6 7. 1 °、5, 8 2 4 lb/h、  
 7 5. 6 %、6 0 6 °C、3 4 psi、3 2. 5 psi)

同 4 7 分 3 4 秒、右 T L A がアイドル位置に急減、右 N 1<sup>\*11</sup> 及び右 N 2 減少  
 (3 3. 9 °、1 9. 8 %、5 2. 8 %)

同 4 7 分 3 5 秒、右オイル圧急激低下、右 P S 3、右 P 4 9 減少 (1 8 psi、  
 1 9 psi、1 3. 3 psi)

同 4 7 分 4 1 秒、E I C A S “R E N G O I L P R E S S” (黄色) M S G 表示<sup>\*12</sup>

同 4 7 分 4 3 秒、右エンジン振動値以後全て (0 ユニット)<sup>\*13</sup>、右 P S 3、  
 P 4 9 が P 0<sup>\*14</sup> とほぼ同等 (1 5 psi、1 2. 8 psi、  
 1 2. 5 psi)

同 4 7 分 5 0 秒、右燃料流量 (6 7 2 lb/h)

同 4 7 分 5 5 秒、右旋回から左旋回に切り返し始め

同 4 8 分 4 0 秒、レーダーが同機へ、「Skymark306, maintain at or below  
 10,000, we are standing by your intention」と通報

同 4 8 分 4 2 秒、気圧高度約 5, 0 7 0 ft、マスター・ウォーニング・ライト  
 点灯、火災ベル音<sup>\*15</sup> 作動、E I C A S “R E N G I N E F I R E”  
 (赤色) M S G 表示、右エンジンファイヤー・スイッチ灯  
 点灯、右エンジンディスクリート火災警報灯点灯、右エン  
 ジン燃料制御スイッチ警報灯点灯

同 4 8 分 4 7 秒、火災ベル音再作動

同 4 8 分 4 8 秒、機長が副操縦士へ、「Engine fire」と宣言

---

\*10 「P S 3」とは、高圧コンプレッサー出口の全圧のことである。

\*11 「N 1」とは、エンジンのファンと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、  
 エンジン最大推力付近の回転数 3, 2 8 0 rpm を 1 0 0 % として表示する。

\*12 エンジンオイル圧の警報は、例えば N 2 が 5 5 % の場合で 1 0 psi 以下となると点灯する。

\*13 エンジン振動値はエンジン回転が一定値以下になると「0」と記録される。2. 11. 1(7) 参照。

\*14 「P 0」とは、エンジン吸気口付近の外気圧力のことである。

\*15 同機の火災警報のうち「火災ベル」は、火災が消えるか、マスター・ウォーニングを押すか、火災スイッチ  
 を引けば停止する。火災ベル以外の火災警報表示は、一定温度以上の状態で作動する火災信号が有る限り、警  
 報表示は点灯し続ける。

同 4 8 分 4 9 秒、同機がレーダーへ、「Stand by」と通報

同 4 8 分 5 2 秒、機長が「Right engine fire, fuel cut off, Pull」と副操縦士へ指示。この後、運航乗務員によるエンジン停止操作が継続

同 4 8 分 5 6 秒、右エンジン燃料バルブ閉、燃料流量 0

同 4 8 分 5 8 秒、E I C A S “R ENG SHUTDOWN” (黄色) M S G 表示

同 4 9 分 1 0 秒、E I C A S “R ENGINE FIRE” (赤色) M S G 消滅、ファイヤー・スイッチ灯消灯、ディスクリート火災警報灯消灯、燃料制御スイッチ警報灯消灯

同 5 1 分 1 4 秒、気圧高度 6, 0 0 0 ft に到達

同 5 1 分 1 9 秒、同機がレーダーへ、エンジンの停止処置をした旨を通報

同 5 2 分 0 0 秒、同機がレーダーへ、鹿児島空港へ引き返したい旨を通報

同 5 3 分 0 4 秒、同機がトランスポンダーを緊急コードにセット、レーダー管制下で最終進入コースへ飛行し I L S 進入を開始。運航乗務員は、客室乗務員・乗客に事態の状況についての説明を実施

1 7 時 0 4 分 0 1 秒、同機が鹿児島空港へ着陸、3 番スポットで左エンジン停止、乗客降機

## (2) 浮揚前後の右エンジン・データ

時刻 1 6 時	AIR/GND センサー	燃料流量 (lb/h)	N 1 (%)	N 2 (%)	E G T (°C)	P S 3 (psi)	振動値 (ユニット) 注
45 分 15 秒	GND	18, 048	99. 8	103. 1	810	396. 5	0. 41
45 分 16 秒	GND	18, 048	99. 8	103	810	—	—
45 分 17 秒	GND	18, 080	99. 8	103. 1	810	358. 8	0. 28
45 分 18 秒	GND	18, 080	99. 8	103	810	—	—
45 分 19 秒	AIR	18, 336	81. 0	103	858	249. 5	2. 82
45 分 20 秒	AIR	17, 728	64. 4	102. 6	926	—	—
45 分 21 秒	AIR	16, 544	60. 3	100. 1	924	223. 0	4. 96
45 分 22 秒	AIR	15, 488	57. 9	97. 1	902	—	—
45 分 23 秒	AIR	14, 432	56. 3	94. 8	886	200. 5	4. 99
45 分 24 秒	AIR	13, 408	54. 6	92. 9	868	—	—

(注：D F D R 値と Q A R 値の記録による。P S 3 及び振動値は 2 秒に 1 回記録される。)

## (3) EGT上昇前後の右エンジン・データ ( EGT上昇)

時刻 16時	AIR/GND センサー	燃料流量 (lb/h)	N 1 (%)	N 2 (%)	EGT (°C)	PS 3 (psi)	振動値 (ユニット)
46分45秒	AIR	2,336	25.1	72.4	504	54	4.99
46分46秒	AIR	2,208	24.3	71.3	498	—	—
46分47秒	AIR	2,080	23.5	70.3	490	48.5	4.99
46分48秒	AIR	1,952	22.8	69.1	484	—	—
46分49秒	AIR	1,824	21.9	67.9	476	48	4.99
46分50秒	AIR	1,760	21.4	67.3	478	—	—
46分51秒	AIR	1,728	21.1	67.3	488	48.5	4.99
46分52秒	AIR	1,728	21.0	67.3	498	—	—
46分53秒	AIR	1,728	20.9	67.3	504	48	4.99
46分54秒	AIR	1,728	20.9	67.3	506	—	—
46分55秒～ 47分00秒	AIR	1,728	20.9	67.4	506	48	4.99
47分01秒 ～同04秒	AIR	1,728	20.9	67.4	504	48	4.99
47分05秒 ～同10秒	AIR	1,728	20.8	67.4	502	48	4.99
47分11秒 ～同13秒	AIR	1,728	20.9	67.4	502	48～56	4.99
47分14秒	AIR	1,856	21.3	68.9	518	—	—

同機の離陸（浮揚）からエンジン火災警報が消滅するまでの平均CAS<sup>\*16</sup>は約158ktであった。

## 2.1.2 運航乗務員と関係者の口述

本重大インシデント発生前後の経過は、運航乗務員や関係者の口述によれば、概略次のとおりであった。

## (1) 機長

東京から鹿児島への飛行は特に異常はなかった。鹿児島空港の出発時は、プッシュバック中に私がエンジンを始動したが通常と変わりなかった。牽引車が離れてから、副操縦士に操縦を交代した。滑走路34からの離陸で、浮揚時に、振幅が大きく低い周波数の機体振動が発生した。その発生時期はクリティカルな飛行段階であったため、最大限の注意を払い、操縦を直ちに交代して、着陸装置を上げる指示をした。当初は機体故障を疑ったが、右エン

\*16 「CAS」とは、Computed Airspeed の略で対気速度系統の位置誤差及び計器誤差等がコンピューターで補正処理され、操縦席に表示される対気速度のことである。

ジンのN1が50～60%と低くなっていたことに気付いた。副操縦士にエンジン故障リファレンス・プロセジャーにしたがい飛行する旨を伝えるとともに、管制機関に通報することを指示し、右エンジンのスラスト・レバーを引き始めた。スラスト・レバーをアイドル位置付近まで引いたところ、振動はほとんど普通の状態になった。

エンジンの反応があるかをみるため、ほぼアイドル位置にあった右エンジンのスラスト・レバーを少し増加させた。その頃に、エンジン火災警報がでた。直ちに「ENGINE FIRE OR SEVERE DAMAGE」<sup>\*17</sup>の手順を行い、チェックリストに従い再確認した。エンジン・ファイヤー・スイッチ（以下「ファイヤー・ハンドル」という。）を引くと、火災表示は消えたので、消火剤の放出は必要なかった。管制機関に既に、エンジン故障のリファレンス・プロセジャー・コースに従う旨と、その後の飛行方法についてスタンバイしていて欲しい旨を通報していたので、コース上を上昇しながら、緊急事態の宣言を管制機関に対して行うためトランスポンダーを緊急コードにした。客室乗務員に状況を伝え、乗客に対して、副操縦士と私が順番に機内アナウンスを行った。

有視界気象状態であったので、管制機関に6,000ftで上昇を止めレーダー誘導で直ちに鹿児島空港に戻りたい旨を通報した。左旋回でAMORI（位置通報点）に直接向ってから、左エンジンのみで滑走路34へのILS進入を行った。着陸はスムーズでT4誘導路へ入ることができた。火災の表示がなかったことから、ゲート3番へ通常どおりのランプインを行った。鳥衝突はなかったし、天候は良かったので落雷もなかった。みんな冷静であった。緊急脱出を考えたが、エンジンを停止し、火災が消えていることや、脱出時にパニックになり骨折などの負傷者がでるおそれがあることから、通常の降機の方が安全であると判断し、緊急脱出は行わなかった。

## (2) 副操縦士

出発前の外部点検で異常はなかった。私が操縦を担当して、フラップ5°、出力DERATE-2<sup>\*18</sup>による離陸を開始した。機首を上げた直後に大きなゆっくりした振動を感じた。機首を右に振られたのでラダーで押さえた。機長から「I have control」と言われて操縦を交代し、機長から脚を上げる指示があったので脚を上げた。機長が右エンジンをアイドルまで絞ったところ、振動はおさまった。

---

\*17 本報告書においては、「ENGINE FIRE OR SEVERE DAMAGE OR SEPARATION」のチェックリストを、「ENGINE FIRE OR SEVERE DAMAGE」と記す。

\*18 「DERATE-2」とは、最大離陸推力の約80%を設定する離陸推力のことである。

ある程度飛行の目途がついたところで、機長がエンジンの反応をみているとエンジン火災警報が作動した。ENGINE FIRE OR SEVERE DAMAGE のチェックリストを行った。トランスポンダーを緊急コードにした。このような事態は訓練を受けており問題はない旨を、乗客に説明した。緊急脱出は必要ないと機長は考えていたと思う。

(3) 鹿児島空港の同社の整備士

同機が東京から305便で鹿児島空港に到着した時、運航乗務員からは機材に関する問題点の指摘はなかった。飛行間点検でも、エンジン空気取り入れ口や同排気口等に異常はなく、他に問題箇所はなかった。出発時、エンジンスタートは正常であった。離陸後、同機がエンジン故障で引き返すことを無線で聞いた。同機がランプイン後、インターホンで運航乗務員に状況を聞いたところ、「離陸したら振動がでた。強い振動だったのでパワーを絞った。それからパワーを少し上げようとしたら、エンジン火災警報がでたので、再度パワーを絞ってファイヤー・ハンドルを引いたところ、火災警報が消えたので、消火剤は放出させなかった」とのことであった。

(4) チーフパーサー

離陸直後、脚を上げる際に、たまにおきる振動と同じような振動がおき、この振動は少しおかしいなと思っていたら、客室の照明が少し暗くなり、機長に確認したところ、エンジンにトラブルが発生したとのことであった。その後、鹿児島空港に引き返す連絡があったので、乗客にアナウンスをした。着陸は通常と変わらなかった。スポットイン後、乗客降機用デッキが着いたので、機長に確認し乗客を降機させた。

(5) 乗客1

離陸時に、エンジンから一瞬、細い火が何本もまとまって出た。その後、ガタガタと揺れていて、エンジンからは細い白い雲のような煙のようなものが出ていた。普通の時に比べ速度が出ず、高度も上がらない感じがした。客室には臭いや煙はなかった。

(6) 乗客2

離陸して飛び上がる時、連続してガタガタ揺れていた。いつもと違うなと感じた。離陸後ちょっと経ってから、右エンジンから白い煙が出ていたが、その後時間はわからないが、バーナーのような火が2～3回出た後、火は消えた。客室乗務員から状況が説明され、機長からも片エンジンを停止したこと、鹿児島空港に着陸する旨のアナウンスがあった。

(7) タワー管制官

同機から離陸準備完了の通報があったので、滑走路34で通常どおりの離

陸許可を出した。風向は270° 風速4～5ktであった。離陸後、いつもの位置で出発管制（レーダー）に移管した。離陸時、脚が上がるころまで見ていたが、エンジンの異音も聞こえず、異常には気付かなかった。その後、自発的にモニターしていたレーダーと同機との間の交信内容から、エンジン故障があったことがわかった。管制席のブライト・ディスプレイ<sup>\*19</sup>を見ていたところ、場周経路か、もしくは、レーダー誘導で鹿児島空港に帰ってくると思い、次に離陸予定のコミューター機にスタンバイをかけた。その後、同機は4,000～5,000ftで飛行していたので、離陸機を出してよいかレーダーと調整したところ「RUNWAY HEADING」で飛行させるよう言われた。この時、滑走路東側の草地に煙が見えたので判断に迷い、コミューター機に煙の状況を伝えた。コミューター機のパイロットからは離陸は支障ないと思うとの通報があったので、離陸許可を発出した。このコミューター機は離陸した。結果論からいえば、エンジン故障と煙の発生が関連していたが、そのときはこれらの事象がリンクしなかった。同機が緊急コードを出しているのはブライト・ディスプレイで視認していた。その後、別の離陸予定のコミューター機も出せると思い、離陸させた。薄暮で雨はなかった。同機の着陸は全く問題なく、誘導路T4を経由してランプインした。同機の着陸後に実施した滑走路点検で、破片が散らばっていることがわかったので、滑走路を閉鎖した。

#### (8) 地上の目撃者

同機の離陸時、スポット3番付近にいたが、誰も異常な音は聞いていない。その後、同機が引き返すかも知れないということで、スポット3番あたりで上空を見た時、同機は右旋回中であつたが、同機から煙のようなものは見えなかった。同機が右旋回終了から空港上空に戻るころ、右エンジンから薄い茶色っぽい線を引いているのが確認できた。これで右エンジンが故障したと思った。

本重大インシデントの発生地点及び発生時刻は、後述するように、鹿児島空港滑走路上（北緯31度48分、東経130度43分）、16時45分ごろであつた。

（付図1、3、18及び写真1、2、4、5参照）

## 2.2 人の負傷

負傷者はなかった。

---

\*19 「ブライト・ディスプレイ」とは、管制塔に装備され管制官が使用するレーダー表示器のことである。

## 2.3 航空機の損壊に関する情報

機体調査の結果、右エンジン及び右主翼のアウトボード・フラップとインボード・エルロンに損傷があり、その状況は以下のとおりであった。その他の部位に、損壊等はなかった。なお、以下の文中においては、機体後方から前方を見た場合のエンジンの回転軸を中心とする円周上の位置を、時計の時針の位置により示す。

### (1) HPT<sup>\*20</sup> 及びLPT

- ① HPT 1段目のノズル・ガイド・ベーンに損傷はなかった。
- ② HPT 1段目のブレードには、わずかな摩擦痕があった。
- ③ HPT 2段目ノズル・ガイド・ベーンに損傷はなかった。
- ④ HPT 2段目のブレード74枚のうち、58番ブレードは根本とプラットフォームの中間のシャンク<sup>\*21</sup>部で破断していた。57番ブレードは翼部分の約半分で破断していた。さらに、56番ブレードは翼部分の先端（チップ）付近で破断していた。
- ⑤ HPT 2段目の他のブレード及びエンジン・ケース<sup>\*22</sup>内側流路に一部損傷があった。
- ⑥ LPTのブレードの大部分が破断し、ステーター<sup>\*23</sup>・ベーン及びLPTケース等に損傷があった。

### (2) LPTケース

- ① LPT 1段目6時30分位置付近に、長さ15mm、幅7mm、及び同9時位置に、長さ、幅とも約10mmの穴が開いていた。
- ② これらの穴の周囲は煤で覆われていた。
- ③ 穴周辺のコア・カウル<sup>\*24</sup>内側表面には、タービン・ブレード等の貫通跡及び衝突痕のいずれも確認できなかった。

### (3) 6番燃料供給管

- ① 2時30分位置にある6番燃料供給管が、燃料ノズルとのBナット(Built in Nut)接合部付近で破断していた。
- ② 燃料供給管と燃料ノズルのBナット接合部を覆っている燃料ノズル・シュ

---

\*20 「HPT」とは、燃焼ガスが吹き付けられる高圧タービンのことである。HPTは2段のノズル・ガイド・ベーンとブレードの組合せからなる。

\*21 「シャンク」部については、写真15を参照のこと。

\*22 「エンジン・ケース」とは、コンプレッサー部、燃焼室及びタービン部を覆う金属ケースのことである。エンジン・ケース周囲には、各種の配管や補機類が装着され、さらに、コア・カウル等のカバーで覆われている。

\*23 「ステーター」とは、エンジン各段のタービン・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。

\*24 「コア・カウル」とは、エンジンの高圧部（コア）である高圧コンプレッサー部、燃焼室、HPT部及びLPT部を覆うアルミ合金製カバーのことである。

ラウド<sup>\*25</sup>（以下「シュラウド」という。）の内部にあるリテイニング・リング<sup>\*26</sup>及び燃料供給管とシュラウドの隙間をシールしているOリングが正規位置から外れて燃料供給管の上流側に残っていた。

- ③ 破断した同燃料供給管のOリング取付部はシュラウドから外れており、エンジンの3時方向（コア・カウル側）を中心とする三日月形の隙間が生じていた。燃料供給管のU字形部については、その屈曲部と燃料マニフォールドとの間の部分に少し曲りがあった。

(4) エンジン・ケース外側の焼損と煤の付着状態

- ① エンジン・ケース外側下部にあるアクセサリ・ギアボックス熱遮蔽板<sup>しゃへい</sup><sup>\*27</sup>の後面の下半分は5時から6時半の位置にかけて青色に変色し上半分に煤が付着していた。エンジン設計・製造者（以下、「エンジン製造者」という。）によれば、同板は427～482℃以上で青色に変色し、煤は表面温度が370℃以下で付着する。

② エンジン・ケースの状態

エンジン・ケース右外側とコア・カウルの熱損傷状況から、破断した燃料供給管から噴出した燃料の飛散状況と燃焼範囲を白い紐<sup>ひも</sup>で写真11に示した。また、エンジン・ケース外部の状況は下表のとおりである。

エンジン・ケース	部 位	煤等の状況	配線等の損傷	備 考
右側面	燃料供給管 前方上部	濃く付着	損傷なし	
	燃料供給管 前方下部	付着ほとんど なし	一部損傷 断線なし	
	燃料供給管 後方全般	濃く付着	後方下部火災探知器焼 損、火災探知器アイソ レーター溶融、断線な し	火災探知器アイソレー ター溶融点約428℃
左側面	全般	付着あり		
	ケース下部	濃く付着	焼損あり EGTプローブ1本断線 他は断線なし	
底面	全般	濃く付着 火炎の痕跡		液体が溜まったような 線状の痕跡

\*25 「燃料ノズル・シュラウド」とは、燃料ノズル部供給管の覆いのことで、燃料供給管が破断しても燃料が外部に漏れないようにするための管のことである。

\*26 「リテイニング・リング」とは、本報告書では、燃料供給管を燃料ノズル・シュラウド内に保持するための輪状の止め金具のことである。

\*27 「熱遮蔽板」とは、エンジン・ケース外側の底部にある補機類を火災発生時に高熱から保護するため、燃焼室の位置と補機類の間に設けられたチタン合金の板のことである。



(5) コア・カウル

コア・カウル右側面の3時～4時位置が熔解・焼損し、長さ約150cm、幅約25～60cmの穴が開いていた。コア・カウル前部のスティフナー・リング前後の熔解は上下部が丸みをもった焼損形状となっていた。コア・カウルのアルミ合金製外板の溶融点は642℃である。

コア・カウルの外側表面はコア・カウルに開いた穴に近い部分に濃い煤が付着していた。

コア・カウルの内側表面は全て濃い煤で覆われ、底面には(4)②と同様の液体が溜まった痕跡があった。

(6) コア・カウルの5時位置に装備されているブロー・アウト・ドア<sup>\*28</sup>は閉じていたものの、同ドア周辺部が外側に向けてわずかに変形していた。

(7) 潤滑系統のエンジンMCD<sup>\*29</sup>に非常に小さな金属片が多数付着していたが、これらはその材質からベアリングのものではなく、エンジン・サンプ・シール部のものであった。

(8) 右主翼後縁アウトボード・フラップ下面と右主翼後縁インボード・エルロン下面に多数の小さな穴が開いていたが、機能に影響を及ぼすものではなかった。

(付図4、5、6、7、9及び写真1～17参照)

## 2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

鹿児島空港の滑走路（全長3,000m）34南側末端から約800～1,400mの範囲の滑走路上及び滑走路東側の草地に、エンジン・ブレード等の破片が散乱していた。また、滑走路34南側末端から1,100mの滑走路の東側草地に約100㎡にわたり焦げた跡があり、エンジン・ブレード等の破片が集中的に散乱していた。これらの破片回収のため同空港は約1時間にわたり閉鎖され、回収されたこれらの破片の総重量は約10kgであった。

(写真4参照)

## 2.5 航空機乗組員等に関する情報

(1) 機長 男性57歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）

平成4年9月16日

限定事項 ボーイング式767型

平成4年9月16日

\*28 「ブロー・アウト・ドア」とは、コア・カウル外側下面に装備され、コア・カウル内が異常な高圧状態になった場合に開き、外気圧との差を調整し、エンジン・ケース外部のアクセサリ一部等を保護するための扉のことで、プレッシャー・リリーフ・ドアとも呼ばれる。

\*29 「エンジンMCD」とは、エンジン内部の潤滑系統に発生した磁性体屑を検知する装置のことである。

第1種航空身体検査証明書

有効期限 平成18年2月8日

総飛行時間 15,440時間43分

最近30日間の飛行時間 58時間25分

同型式機による飛行時間 7,853時間19分

最近30日間の飛行時間 58時間25分

(2) 副操縦士 男性28歳

事業用操縦士技能証明書(飛行機) 平成14年12月19日

限定事項 ボーイング式767型 平成16年11月11日

計器飛行証明 平成14年12月27日

第1種航空身体検査証明書

有効期限 平成18年3月7日

総飛行時間 905時間00分

最近30日間の飛行時間 61時間08分

同型式機による飛行時間 672時間07分

最近30日間の飛行時間 61時間08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767-300型

製造番号 27617

製造年月日 平成10年10月4日

耐空証明書 第東-17-370号

有効期限 平成18年10月29日

総飛行時間 20,791時間45分

定期点検(C整備、平成17年2月16日実施)後の飛行時間 2,598時間17分

(付図2参照)

2.6.2 エンジン

(1) 右エンジン

型 式 ジェネラルエレクトリック式CF6-80C2B6F型

製造番号 704741

製造年月日 平成10年6月30日

総使用時間 18,419時間38分

総サイクル <sup>*30</sup>	13,429回
前回のオーバーホールからの使用時間	5,646時間17分
前回のオーバーホールからのサイクル	4,126回
(2) 左エンジン	
型 式	ジェネラルエレクトリック式CF6-80C2B6F型
製造番号	704759
製造年月日	平成10年8月13日
総使用時間	16,841時間00分
総サイクル	12,252回
前回のオーバーホールからの使用時間	6,048時間18分
前回のオーバーホールからのサイクル	4,418回

### 2.6.3 右エンジンの整備経歴

同社の整備記録によれば、当該エンジン製造後の整備経歴は次のとおりであった。

平成10年7月17日、JA767A機の左エンジンとして装備

平成12年7月10日、JA767A機から取卸し

平成12年11月28日、同機の右エンジンとして装備

平成13年3月5日、鳥衝突により同機から取卸し

同年5月25日、整備事業者D社において分解、修理、組立て及び試験

同年7月6日、同機に右エンジンとして装備

平成15年11月7日、HPC<sup>\*31</sup>の損傷により同機から取卸し。HPC5段目VSV<sup>\*32</sup>のレバーアームが破断。HPC1段目ブレードに外部からの異物によると考えられる損傷  
D社において修理

HPT2段目ブレードをDSR142<sup>\*33</sup>材のブレードに交換するために、平成13年5月に発行された技術通報（以下、「SB」という。）72-0910R4により、HPT2段目ブレードを全て部品番号

\*30 「サイクル」とは、本報告書においては、離着陸1回を1サイクルとした回数のことである。ただし、金属疲労に関して記述する「サイクル」については、金属にかかった負荷応力の回数のことである。

\*31 「HPC」とは、エンジンの高圧コンプレッサーのことである。

\*32 「VSV」とは、LPC回転速度に応じステーター・ベーンを取付け角度を変化させ流入空気の進行角度を変化させることで、ブレードへの吹き付け角度を最良にしてエンジン効率を向上させるシステムの静翼のことである。

\*33 「DSR142」とは、ブレード耐熱合金材料の名称である。DSRは「Directional Solidified Rene」の略で、数字は固有の材料番号である。

1881M52G05に交換

SB73-0326によりエンジンのクランプと燃料マニフォールドの肉厚を点検

平成16年3月17日、同機に右エンジンとして装備

平成17年11月13日、同社の整備規程に基づき、HPT1段目及び2段目のブレードの表面を点検するためBSI<sup>\*34</sup>を実施

#### 2.6.4 不具合記録の概要

同社の整備記録によれば、本重大インシデント発生前1年間の右エンジン振動に係る記録の概要は次のとおりである。

平成17年2月10日、ファンカウル前方の隙間が規定値外であったため調整  
同年3月1日、上昇中、ファン振動値（3.7ユニット）。点検後、振動値が制限値（4ユニット）以内であったため飛行再開  
同年3月2日、上昇中、ファン振動値（3.7ユニット）。地上で試運転、正常を確認

#### 2.6.5 右エンジンHPT2段目ブレードの整備経歴等

平成15年11月7日、HPC損傷により同機からエンジンが取卸され、平成16年1月4日、整備事業者D社において、上記損傷に係る修理が実施され、併せてHPT2段目ブレード全てが部品番号1881M52G05のものに交換された。取り付けられたブレードは、次の2つに区分される。

① オーバーホール済みブレード：3枚

ブレード製造者B社で製造されたもので、整備事業者E社でオーバーホール後、整備事業者D社で保管されていた。

	使用時間	サイクル
製造時以降	23,739時間	7,536回
オーバーホール以降	5,646時間	4,126回

② ブレード先端部の軽微な修理を受けたブレード：71枚

ブレード製造者A社で製造されたもので、被膜加工者F社で被膜の加工を受け、エンジン・オーバーホール時に整備事業者D社で取卸されてブレード先端の軽微な修理後、保管されていた。58番ブレードはこの71枚に

\*34 「BSI」とは、Bore Scope Inspection の略で、整備点検用の内視鏡を用いて行う点検作業のことである。

含まれていた。

	使用時間	サイクル
製造時以降	11,513時間	9,546回
修理以降	5,646時間	4,126回

#### 2.6.6 EGTの比較

本重大インシデント発生前4ヶ月間の当該エンジンの巡航時でのEGTの月別平均値を前年同時期の月別平均値と比較した結果、顕著な差はなかった。

平成17年 8月	650℃	平成16年 8月	650℃
同年 9月	638℃	同年 9月	648℃
同年10月	637℃	同年10月	643℃
同年11月	626℃	同年11月	629℃

本重大インシデント当時、同社では、同機及び同型式機を鹿児島ー東京間に一日4往復（8便）運航していた。

#### 2.6.7 重量及び重心位置

重大インシデント発生当時、同機の重量は約245,300lb、重心位置は約22%MACと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量299,000lb、重大インシデント当時の重量に対応する重心範囲7～37%MAC）内にあったものと推定される。

#### 2.6.8 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はBPTO2197であった。

NTSBの資料によれば、航空燃料ジェットA-1の自然発火温度は225℃、引火点<sup>\*35</sup>は40℃である。

#### 2.7 気象に関する情報

(1) 本重大インシデントに関連する時間帯の鹿児島空港の定時観測気象報は、次のとおりであった。

16時00分 風向 270°、風速 8kt、卓越視程 30km、雲 雲量  
1/8 雲形 積雲 雲底の高さ 3,000ft、気温 14℃、

\*35 「引火点」とは、燃料を加熱し、これに規定の大きさの炎を近づけたとき、燃料の蒸気に引火する最低温度のことである。

露点温度 6℃、高度計規正值 (QNH) 30.11 inHg  
17時00分 風向 280°、風速 5kt、卓越視程 30km、雲 雲量  
1/8 雲形 積雲 雲底の高さ 3,000ft、雲量 2/8～  
3/8 雲形 不明 雲底の高さ 不明、気温 14℃、  
露点温度 6℃、高度計規正值 (QNH) 30.11 inHg

(2) 火山の噴火及び火山灰に関する情報

東京VAAC<sup>\*36</sup>によれば、平成17年中の日本国内周辺空域における情報の発信回数は、延べ257回であった。

桜島に関しては、平成17年に6回の噴火が記録されていたが、本重大インシデント発生日に関連情報の記録はない。

(3) 気象庁が発する黄砂に関する情報によれば、平成17年は日本国内での年間黄砂観測日数は43日であり、本重大インシデント発生前1ヶ月間においては、11月7日～9日に鹿児島県においても黄砂が観測されていた。

## 2.8 DFDR、QAR及びCVRに関する情報

同機には、米国ハネウェル社製DFDR (部品番号:980-4700-042)及び米国L3コミュニケーションズ社製CVR (部品番号:S200-012-00)が装備されていた。

DFDR、QAR及びCVRには、本重大インシデント発生時の記録が残されていた。なお、エンジン振動値に関するデータはDFDRよりQARの方が記録数が多いためこれを使用した。

## 2.9 火災及び消防に関する情報

鹿児島空港事務所航空保安防災課によれば、本重大インシデントの発生時における火災及び消防に関する情報は次のとおりである。

16時48分ごろ、エンジン故障の情報を受けて消防車3台が出動

同52分ごろ、誘導路T3付近で草地火災を発見し、タワーの許可を得て滑走路に入り、水により消火。その後、T3付近の待機場所に戻り、同機の着陸のため待機

17時04分ごろ、同機が着陸した際、消防車3台でスポット3番まで同機を追尾。機体から火も煙もなし

同10分ごろ、乗員乗客に異常がないことを確認後、警戒を解除

---

\*36 「VAAC」とは、ICAOが指定する火山情報センターのことで、当該責任領域内で、火山の噴煙、火山灰により航空機の運航に影響がある、または影響が予想される場合に情報を提供する機関のことである。

同機を追尾した消防職員は、同5分ごろの滑走路わきの草地火災について、次のように口述している。

この草地火災については、特に通報は入っていなかったが、同機の緊急着陸に備え所定の待機場所へ到着した時に発見し消火した。

草地火災の発生を発見し、現場に臨場した航空管制運航情報官（以下「運航情報官」という。）は、次のように口述している。

運用室から見ていて草地火災が発生していたので直ちに現場に向かい、現場付近にいた消防に消火するように依頼した。滑走路上等に散在していたエンジンの破片等については、周囲がうす暗かったため気付かなかった。このときには、運航情報官による滑走路の臨時点検及び火災の原因調査は行っていない。

（写真4、5参照）

## 2.10 事実を認定するための試験及び研究

### 2.10.1 エンジン分解調査

本重大インシデント発生原因調査のため、平成18年1月、英国スコットランドのプレストウィックにあるエンジン製造者のオーバーホール／修理工場において、同機の右エンジン分解調査を実施した。その結果は次のとおりであった。

#### (1) 火災探知器検査

発動機防火区域に設置されている、火災探知器及びオーバーヒート探知器のそれぞれの配線の導通検査を実施した結果、断線は認められなかった。

#### (2) コア・カウル

内側全面は煤で覆われ、外側はリバース・カウルとの境界（前端）付近に顕著な煤の付着があった。

（付図5及び写真10、11参照）

#### (3) エンジン分解調査結果

##### ① ファン

- ・ファン部に、異常は見られなかった。
- ・第3ベアリングのラビリンス・シール<sup>\*37</sup>に摩耗があった。

##### ② コンプレッサー

- ・LPC<sup>\*38</sup>とHPCに異常は見られなかった。
- ・ほとんど全てのブレードのCCV<sup>\*39</sup>側表面に灰白色の粉末が付着していた。

---

\*37 「ラビリンス・シール」とは、軸受部を低圧にして、外部に圧縮機からの高圧抽気を導き圧力差で滑油が外部に漏れないようにするシール方法のことである。

\*38 「LPC」とは、エンジンの低圧コンプレッサーのことである。

\*39 「CCV」とは、本報告書においては、ブレードの凹（おう）側のことである。

- ・ H P Cステーター翼のブレード・プラットフォームから平均約50%付近までの部分及び抽気口の内側に灰白色の粉末が付着していた。
- ・ N2シャフトは拘束され回転しなかった。  
(写真30、32参照)

③ C R F<sup>\*40</sup>・ハブ・燃焼室セクション

- ・ C R F内側表面及びハブ部は、H P Cと同じ灰白色の粉末に覆われていた。
- ・ 燃焼室内側ライナーには、冷却穴に小さなき裂が認められた。  
(写真31参照)

④ H P T

- ・ 1段目ブレードC V X<sup>\*41</sup>側表面にプラットフォームから翼部にかけて灰白色の粉末が認められた。
- ・ 1段目及び2段目ノズル・ガイド・ベーン<sup>\*42</sup>には、表面に灰白色の粉末が付着し後縁部を損傷しているものがあつた。
- ・ 2段目56番ブレードは、プラットフォームから3inの翼部分から破断し欠損していた。
- ・ 同57番ブレードは、プラットフォームから1inの翼部分（ブレード高の約半分）から破断し欠損していた。
- ・ 同58番ブレードは、根本から高さ約1.3in（33mm）の位置のシャンク部で破断し、翼部が完全に欠損していた。（正常なブレード：高さ5.5in（140mm））またダブテイル部のC C V及びC V X側に均一な接触痕があることから、当該ブレードはディスクに適切に組み込まれていたものと考えられる。
- ・ 全ての2段目ブレード翼部とエンジン・ケース内側も、一部損傷し全般に灰白色の粉末が付着していた。  
(付図14及び写真15参照)

⑤ L P T

- ・ 全てのステーター・ベーンには損傷または欠損があつた。ケースは、全般に破断したブレード等の破片の衝突による損傷が多数あり、また低圧ローター・システムは回転しなかった。
- ・ 1段目ブレード翼部には、ブレード等のエンジン内部破片の接触による

---

\*40 「C R F」とは、コンプレッサー最後方にあるフレーム（桁）で、燃焼室を覆っているケースのことであり、エンジンの運転中は燃焼室の温度で高温となっている。

\*41 「C V X」とは、本報告書では、ブレードの凸（とつ）側のことである。

\*42 「ノズル・ガイド・ベーン」とは、H P Tブレードの前に設置され、燃焼ガスがタービン・ブレードに最適な角度で衝突するよう整流するための翼型を環状に並べた静翼のことである。



衝突痕があった。

- ・ 2 段目ブレード翼部は、平均約 5 0 % の長さのところで破断欠損していた。
- ・ 3 段目及び 5 段目ブレード翼部は、様々な長さで破断欠損していた。
- ・ 4 段目ブレード翼部は、根本から平均約 7 5 % の長さのところで破断欠損していた。

(写真 1 6、1 7、2 8、2 9 参照)

#### (4) 燃料漏れ位置

燃料ノズルに接続する燃料供給管はマニフォールド全周に 3 0 本あり、2 時 3 0 分位置にある第 6 番燃料供給管がシュラウド内部で破断していた。また、シュラウド内部のリテイニング・リングと O ーリングが正しい位置から外れ、破断した燃料供給管がシュラウドから抜け出していた。O ーリングは熱損傷があった。

加圧した窒素ガスにより燃料系統を点検したところ、当該部分以外に漏れはなかった。

破断した燃料供給管の肉厚が均一ではなかった。

(付図 6 及び写真 1 2、1 3、1 4 参照)

#### (5) エンジン振動加速度計検査

ファンと H P T 付近にあるエンジン振動加速度計の絶縁検査を行った結果、異常はなかった。ファン加速度計のアース線が断線していた。アース線以外の機能は正常であった。

#### (6) エンジン潤滑系統検査

滑油リターン配管について加圧試験を行った結果、漏洩は認められなかった。

### 2.10.2 エンジン部品の金属学的調査

N T S B の協力を得て、同機のエンジン・ブレード及び燃料供給管破断部等の金属学的調査を行った。

#### (1) H P T 2 段目ブレード

残存していたブレード全てを切断し内部冷却空気通路<sup>\*43</sup>（以下「通路」という。）のき裂発生状況の調査、並びに破断要因を特定するためブレード製造者 A 社製のうち破断した 5 8 番ブレード、破断していない 1 0 番、2 0 番、2 5 番、3 5 番、4 9 番、5 4 番、5 6 番、7 3 番ブレード、及びブレード

---

\*43 「内部冷却空気通路」とは、H P T ブレードが高温にならないように、ブレード内部に冷却空気通路を設定し、コンプレッサーから導いた空気を通過させてブレード内部を冷却し、さらに空気を小さな穴から吹き出させてブレード表面に冷却空気の層をつくり、高温の燃焼ガスが直接 H P T ブレードに影響するのを減少させるための空気通路のことである。

製造者B社製のうち破断していない2番ブレードの調査を行った。比較の結果は、次のとおりであった。

なお、調査した全ブレードの金属成分は、DSR142の材料規格に適合するものであった。

① 通路内のき裂発生状況

74枚のうち10枚にき裂が発見された。き裂の起点位置は、いずれもCVX側（以下、ブレード内部をいう場合についてもブレード外部表面の反りにより表記する。）の通路表面にあり、冷却空気が折り返すターンアラウンド（以下「TA」という。）における通路表面とリブ（通路仕切壁）の端部とを丸みをもって接続するフィレットの円弧状の部分（以下「TA部」という。）に限られていた。なお、ブレード製造者B社製3枚のブレードにき裂はなかった。

（単位：個所）

CVX	前通路	中央通路	後通路
被膜にき裂のあったブレード	1	10	なし
母材にき裂が及んだブレード	0	4	なし

② 58番ブレード（破断したもの）

CVX側前通路TA部のき裂の起点は広がりのある区域で見つかった。その起点域には高温腐食が見られず、き裂の原因を厳密に特定することはできなかった。詳細な状況は以下のとおりであった。

- ・ブレードの破断直前には、シャンク部断面積の約50%程度まで疲労き裂が進展していた。
- ・ブレード被膜<sup>\*44</sup>の厚さはCVX側前通路TA部においては、0.0017in(0.0432mm)までで、調査した他のブレード(0.0021in～0.0033in(0.0533mm～0.0838mm))に比べ薄かった。

通路被膜厚さ仕様	0.0005in～0.0030in(0.0127mm～0.0762mm)
----------	--------------------------------------

- ・通路表面に高温腐食ブリストア（blister）が形成されていた。
- ・き裂の起点域には、母材に侵入するほど顕著な高温腐食は発見されなかった。

\*44 「被膜」とは、金属母材を熱や酸化などから守り母材の劣化を防ぐために母材表面に塗布する薄い膜のことである。

- ・高温腐食ブリスターをEDS<sup>\*45</sup>により分析した結果、ブリスター表面付近とブリスター内には硫黄(S)の存在が認められた。
- ・高温腐食ブリスターの深さは被膜層のみに限定されていた。
- ・き裂の起点域が広く、TA部の被膜き裂に起因した複数の起点があった。
- ・破断面は低サイクル疲労<sup>\*46</sup>の様相を呈している。
- ・CVX側前通路シャンク部における母材の厚さは、調査した他のブレードに比べると少し(0.010in(0.254mm))薄かった。エンジン製造者によれば、この程度の厚さのばらつきは時にはあり、鑄造時に中子<sup>\*47</sup>の位置が、わずかにずれることに関連するとのことである。
- ・破断起点を含むブレードシャンク部壁を切断・研磨して観察を行った結果、破断面は酸化が進み、合金消耗<sup>\*48</sup>が顕著であり、相当期間エンジン運転に曝されていたことを示していたが、高温強度に係るDSR142のガンマプライム<sup>\*49</sup>相がまだ残存していた。
- ・シャンク部前通路の壁の厚さは、0.075in(1.905mm)で当該ブレード製造者であるA社の公称値<sup>\*50</sup>よりも薄く、また、54番ブレード(正常)の同じ位置での厚さと比較すると、58番ブレードは、CVX側は薄く、CCV側は厚くなっていた。

マスター・ブレードのシャンク部の厚さ：仕様公称最小値	
CVX側前通路TA部	0.079in (2.01mm)
CVX側中央通路TA部	0.070in (1.78mm)

(付図14及び写真18、19、20、21、22、23参照)

③ 49番ブレード(母材のき裂と硫黄の標本)

中央通路にき裂があるブレードであり、切断して、き裂面の解析を行った。

- ・き裂の深さは0.0055in(0.1397mm)であり、そのうち被膜部は0.0035in

\*45 「EDS」とは、物質の構成成分をX線を用いて分析するエネルギー分散型X線分析装置のことである。

\*46 「低サイクル疲労」とは、10,000サイクル程度以下での繰返し応力により、金属材料が疲労破壊するような場合のことをいう。

\*47 「中子」とは、鑄物の中に穴を空けたりするのに使用する型のことである。

\*48 「合金消耗」とは、合金の成分中、特にアルミ成分が保護被膜のない状態で高温に曝される時に酸素と反応して消耗していくことで、アルミが消耗するとDSR142のガンマプライムが消失して高温強度が減少する。

\*49 「ガンマプライム」とは、合金の原子レベルでの母地であるガンマ相が、矩形上の網の様になり破断しにくくなった状態のことである。

\*50 「公称値(nominal model definition)」とは、エンジン製造者がブレード製造者にブレード各所の長さ等の基準を示した値のことである。

(0.0889mm)で、母材部は0.002in(0.0508mm)の深さであった。

- ・き裂面は全て酸化しており、特に被膜層は極度に酸化していた。
- ・EDSにより分析した結果、母材のき裂が最も深い部分から硫黄が検出された。

(写真26, 27参照)

④ 20番ブレード(母材のき裂の標本)

中央通路にき裂があるブレードであり、切断研磨し分析を行った。

- ・CVX側中央通路TA部にあったき裂は、全体の深さが0.00529in(0.1344mm)で、被膜(厚さ0.00329in(0.0836mm))から母材部の0.002in(0.0508mm)の深さまで到達し、また、リブ(通路仕切壁)のき裂は、被膜(厚さ0.0034in(0.0864mm))から母材へ0.0006in(0.0152mm)進行し浅い表面荒れがあった。

(写真25参照)

⑤ 25番ブレード(母材のき裂の標本)

中央通路にき裂があったブレード製造者A社製ブレードについてき裂確認するため切断研磨し、分析を行った。

位置	被膜厚さ	特徴
前通路TA部	0.0028in(0.0711mm)	被膜層のみに軽度のピッチング(くぼみ)
中央通路TA部	0.0024in(0.0610mm)	最大0.0004in(0.0102mm)母材内部に至るき裂

⑥ ブレード製造者の違いによるTA部の立ち上がり部分の半径の比較

写真24に示すAからBの、TA部の立ち上がっている部分の半径(以下「TA部半径」という。)の違いとき裂の発生を検討する。

- ・ブレード製造者A社製ブレードCVX側前通路TA部半径は、ブレード製造者A社公称値より小さかった。
- ・ブレード製造者B社製ブレードCVX側前通路のTA部半径は、ブレード製造者A社公称値及びブレード製造者A社製ブレードCVX側前通路TA部半径のいずれよりも大きかった。

位置	A社公称値	A社製	B社製
CVX側前通路	0.042in (1.067mm)	0.033in~0.040in (0.838mm~1.016mm)	0.183in (4.684mm)

(写真24参照)

(2) HPC及びHPTブレード

HPC及びHPTブレード表面は、全体的に灰白色の粉末が付着し、また、

CRF、ブレードやノズル・ガイド・ペーンの通路の小さな穴にも粉末が付着していた。

(写真28、29、30、31、32参照)

(3) ブレードに付着していた粉末と桜島の火山灰のEDSによる分析

① HPC10段目ブレードに付着していた白色の粉末は、主として硫酸ナトリウム ( $\text{Na}_2\text{SO}_4$ ) であり、成分分析の結果、主に硫黄(S)、ナトリウム(Na)、カリウム(K)及び酸素( $\text{O}_2$ )が含まれていた。

② HPTブレードのシャंक部表面から収集した粉末標本は、成分分析の結果、石英、曹長石及び石膏の成分である、酸素、ケイ素(Si)、ナトリウム、硫黄、カルシウム(Ca)、ニッケル(Ni)が含まれており、①の標本とは一部は一致しなかった。

③ 桜島の火山灰の標本は、成分分析の結果、主にナトリウム、ケイ素、カルシウムが含まれており、①の標本とは一部しか一致しなかった。

エンジン製造者によれば、本重大インシデントの発生の要因ではないが、硫酸ナトリウムはエンジン・タービン部の高温腐食をもたらす可能性がある。

(写真32参照)

(4) 高温腐食

タービン・ブレードの高温腐食について、エンジン製造者は、次の2つのタイプに分類している。(仮訳)

(1) タイプI高温腐食：1,550～1,850° F (843～1,010°C) で発生し、腐食速度は温度に依存するが硫黄の量には依存しない。

(2) タイプII高温腐食：1,100～1,350° F (593～843°C) で発生し、腐食速度は温度と硫黄の量に依存する。

(付図15参照)

(5) 破断した6番燃料供給管の検査

破断は、溶接ビード部<sup>\*51</sup>で発生し、管の肉厚は最も厚いところで約1.45mm、最も薄いところで約0.55mmであった。

同機に装着されていた他の燃料供給管を切断して管の肉厚を観察したところ、全周囲が約0.8mmの均一した肉厚であった。

エンジン製造者によれば、破断した燃料供給管のき裂の起点は、溶接ビード部の外側で肉厚が最も厚くなっていた部分の数ヶ所であった。破断面調査により、破断は引張と圧縮の高応力荷重が一定振幅で繰返しかかったためであることが判明した。管の外表面から発生したき裂は、約2,500回の繰

\*51 「溶接ビード部」とは、管を溶接で接続する際にできる肉厚の盛り上がり部分のことである。

返し荷重により内表面へ達していた。計算によれば、HPTアンバランスにより引き起こされたこの繰返し荷重により約45Gの加速度が発生した。また、シュラウドの端にあるリテイニング・リングとOリングが正規の位置から外れ、燃料供給管はシュラウドから外れていた。

(写真12、13、14参照)

### 2.10.3 ブレード及び燃料供給管製造の調査

NTSBの協力を得て、同機のエンジン・ブレードの設計・製造と燃料供給管に関する調査を行った。

#### (1) タービン・ブレードの設計・製造

ブレード外部形状等はエンジン製造者が定めているが、TA部等の内部の詳細についてはブレード製造者が設計し、エンジン製造者はそれを承認している。本重大インシデント当時使用されていたTA部半径については、ブレード製造者B社よりブレード製造者A社の方が小さいが、エンジン製造者はいずれの値も承認していた。

平成13年ごろから、ブレード製造各社はeCA&V<sup>\*52</sup>システムの運用を開始し、設計・製造段階において規格にばらつきが生じないように、鋳型製造から完成までを何段階かに分け検査することにより、製品規格の管理を行っている。特に、ブレード外部形状は、鋳型と完成ブレード表面の間に1,177の基準点を設定し、これらの計測結果により形状が規格に適合していることの確認を行っている。また、ブレード完成品検査では、通路規格についても、顕微鏡、X線やFPI<sup>\*53</sup>等のNDI<sup>\*54</sup>により確認が行われている。

(写真33参照)

#### (2) ブレード製造者及び被膜加工者毎の被膜き裂発生割合と発生位置

本重大インシデントの発生後、エンジン製造者は、日本において使用寿命到達等により廃棄されエンジン製造者に返却された938枚のHPT2段目ブレードを切断して、通路のき裂状況について以下の調査を行った。

##### ① ブレード製造者と被膜き裂発生率

調査の結果、28枚のブレード通路表面の被膜にき裂が見つかった。ま

---

\*52 「eCA&V」とは、エンジン製造者を中心にしてブレード製造者間等をコンピューター・ネットで結び、ブレード等の製造過程や完成品の詳細な基準を定め品質を確保することに関する情報管理を行うシステムのことである。

\*53 「FPI」とは、蛍光浸透探傷検査のことで、蛍光浸透液をき裂に浸透させ、紫外線を照射し発光させるもので、き裂を検出する方法のことである。

\*54 「NDI」とは、非破壊検査のことである。

た、このうちの1枚は母材表面から0.002in(0.051mm)の内部にまでき裂が入っており、当該ブレードの使用サイクルは製造後約9,000回であった。

ブレード製造社毎によるき裂発生率は下表のとおりであった。

ブレード製造社	き裂発生率	備考
ブレード製造者A社	3.3%	平成11年以降に製造
ブレード製造者B社	2.2%	平成11年まで製造

ブレード製造者と被膜加工者によるき裂発生率は下表のとおりであった。

製造者(期間) 枚数	ブレード製造者B社 (平成9-11年) 製造数45,000枚	ブレード製造者A (平成11-18年) 製造数300,000枚	計
被膜加工者			
F社	検査数 123枚 き裂 6枚 発生率 4.9%	検査数 369枚 き裂 21枚 発生率 5.7%	検査数 492枚 き裂 27枚 発生率 5.5%
G社	検査数 146枚 き裂 0枚 発生率 0.0%	検査数 300枚 き裂 1枚 発生率 0.3%	検査数 446枚 き裂 1枚 発生率 0.2%

なお、検査されたブレードの総数に対してのき裂発生率は3.0%、き裂が母材にまで達する率は0.1%であった。

また、本重大インシデントにおいて破断した58番ブレードは、ブレード製造者A社と被膜加工者F社の組合せであった。

② 製造者別のブレード被膜き裂部位別の発生位置

ブレード製造者A社製ブレードには、CVX側通路にき裂が多かった。

ブレード製造者B社製ブレードには、CCV側通路にき裂が多かった。

(単位：枚)

発生位置 製造者	CVX			CCV			合計
	前通路	中央通路	後通路	前通路	中央通路	後通路	
A社	16	4	1	0	1	0	22
B社	2	0	0	1	1	2	6

(3) コンピューター・シミュレーションによるTA部への応力

エンジン製造者が、ブレード製造者B社及びブレード製造者A社のそれぞれのTA部にかかる応力を、ブレード製造者A社製ブレード前通路に係る応力と温度を基準に、コンピューターによりシミュレーションした結果、下表に示すとおり、ブレード製造者B社製の方がブレード製造者A社製のブレード

ドよりも応力が小さいことが判明した。エンジン製造者の示唆によれば、この結果と、ブレードのき裂との間に相関関係がある。

(CVX側)

位置	前通路		中央通路		後通路	
	A社	B社	A社	B社	A社	B社
ブレード製造者	A社	B社	A社	B社	A社	B社
相対応力 (基準 $\sigma = 1$ )	1	0.81	1.39	1.02	1.10	0.88
相対温度 (基準 $=t^{\circ}\text{F}$ )	$\pm 0^{\circ}\text{F}$	$\pm 0^{\circ}\text{F}$	$+53^{\circ}\text{F}$	$+53^{\circ}\text{F}$	$+93^{\circ}\text{F}$	$+93^{\circ}\text{F}$
き裂発生割合	2.2%	0.9%	0.3%	0%	0.2%	0%

(付図13参照)

#### (4) 燃料供給管の燃料漏れ防止策等

2.11.7(2)に記述するとおり、本重大インシデントに類似する燃料供給管の事例が平成15年10月に発生していた。エンジン製造者は、エンジン振動による燃料供給管の破断等をもたらす燃料漏れを防止するため、次の対策を行っている。これらは、いずれもSBにより運航者に周知されている。

##### ① 燃料供給管ノズル新スナップ・リング (SB73-0337)

平成16年11月に発行され、シュラウド末端の保持力を強化するため、リテイニング・リングから保持力の強いスナップ・リングに変更するもので、平成16年11月30日以降エンジンを工場に搬入した機会に実施することになっており、当該エンジンは、本重大インシデント発生時には、その時期に至っていなかった。

##### ② 燃料マニフォールド保持クランプの改善 (SB73-0326)

平成15年5月に発行され、燃料マニフォールドを保持するP形クランプの緩衝材を従来の合成繊維からフッ素樹脂 (Poly Tetra Fluoro Ethylene) に変更し、燃料供給管に伝達されるエンジン振動を軽減する対策で、当該エンジンは平成15年11月に実施していた。

(付図12、16参照)

## 2.11 その他必要な事項

### 2.11.1 CF6-80C2エンジン概要

#### (1) 概要

ファンから流入する空気のうちLPC及びHPC (コンプレッサー) へ送られる空気を、一次空気という。また、ファンを通過し推力として利用される空気を、ファン空気という。ファン空気の一部は、HPTC<sup>\*55</sup> 及び

\*55 「HPTC」とは、高圧タービン部のケースを冷却することをいう。



L P T C<sup>\*56</sup> に利用される。ファン、L P C 及び L P T は同一の軸で回転し、この回転を N 1、また H P C と H P T は同一の軸で回転し、この回転を N 2 という。

## (2) F A D E C の機能

F A D E C<sup>\*57</sup> による主な制御機能は、通常はパイロットが設定した T L A に応じた N 1 を生み出すのに必要な N 2 回転となるよう、かつその間に E G T リミットを超えないよう、燃料流量を制御することである。すなわち、N 1 が T L A 設定値より減少すると、H P C のデスチャージ圧力（以下「C D P」という。）である P S 3 が減少するため、F A D E C はこの P S 3 の減少を検知すると燃料流量を増すことで N 2 回転を増加させ、これによって N 1 を T L A が設定する回転となるよう制御する。しかし、本重大インシデント発生時のように、N 1 減少を P S 3 で感知し N 2 を増加させる制御を行っても P S 3 が急激に減少する場合、エンジン停止を回避するため F A D E C は燃料流量を減少させる。

## (3) エンジン・ブレードの熱対策

燃焼ガスに曝される H P T ブレードへの高温負荷を軽減させるため、ブレード内部に設けられた通路に C D P の一部の空気を流しブレード冷却をしている。この C D P エアーは、ブレードの底部から内部冷却通路に沿って流れ、対流冷却<sup>\*58</sup> とフィルム冷却<sup>\*59</sup> を行っている。

## (4) コア・カウル内の冷却空気流

コア・カウル内はエンジンケースや発電機等の補機類の放熱により高温となるため、ファン空気の一部がダクトにより導入され、コア・カウル内に空気の流れ（以下「換気流」という。）を作っている。H P C 外周部と補機類の冷却は、C C C V<sup>\*60</sup> (20psig<sup>\*61</sup>) により行われる。H P T ケースにあっては H P T C バルブ (14.7 ~ 29.7psig) を介し F A D E C によりコントロールさ

---

\*56 「L P T C」とは、低圧タービン部のケースを冷却することをいう。

\*57 「F A D E C」とは、Full Authority Digital Engine Controlの略である。エンジンのコントロールはエンジン・ケースに装備された専用のコンピューターにより全て行われ、パイロットはスラスト・レバーで必要とする N 1 スラストを T L A により F A D E C に入力する。

\*58 「対流冷却」とは、ブレード翼内部を流れる冷却空気を対流させることによりブレードを冷却する方法のことである。

\*59 「フィルム冷却」とは、ブレード表面の小孔から冷却空気を吹き出させ、その冷却空気の膜でブレード表面を覆って冷却することである。

\*60 「C C C V」とは、エンジンのコア部を冷却するための空気の制御を行うバルブのことである。

\*61 「psig」とは、ゲージ圧のことで、海面における大気圧 (14.7 psi) との差のことである。

れ、これをACCS<sup>\*62</sup>と呼称している。また、ファン空気は、LPTケースにも導かれ常時LPTケースに吹きかけられている。これらの冷却空気の換気流は、エンジン後方の排気ノズルとコア・カウルの中の空気排気口（以下「ベント」という。）から排出される。換気流の流速は、エンジン製造者によれば通常約6～12ktであるが、N1が減少すれば流速も低下する。

(5) エンジン火災対策

① 防火壁等

エンジンに火災が発生した場合、燃料タンクとなっている主翼に火災が拡大しないよう、エンジンを吊り下げているパイロンに防火壁が設けられている。また、エンジンの圧縮機部、燃焼室部、タービン部及びエンジン補機が装着されている部分は、指定防火区域となっており、耐火性材料が用いられている。エンジン・ケースの前方下部にある熱遮蔽板は、燃料、潤滑油、油圧系の配管等を、燃焼室及び高圧タービン及び燃焼域の上部成形材から放出される高熱から保護している。

② 火災探知器

同機のエンジンには、火災及びオーバーヒート状態を早期に探知するためエンジン指定防火区域にセンサー管が下表のとおり4ヶ所に配置されている。

配置場所		機能	備考
前方	上部	オーバーヒート	エンジン支柱部
	下部	火災	HPC下部
後方	上部	火災	HPT上部
	下部	火災	HPT下部

機体設計・製造者（以下「機体製造者）」という。）の資料によると、センサーには所定の長さのチューブの中に水素とヘリウムガスが封入されており、火災探知器の場合、チューブ全体が約426℃以上に熱せられると中のヘリウムガスの膨張によりチューブの末端にある圧力スイッチが作動する。また、チューブの中心部には別の細いチューブがあり、火災により局部的に熱せられ約635℃以上になると、封入されている水素が膨張し

\*62 「ACCS」とは、巡航中にタービン・ケース外周に装着された空気マニフォールドに冷却空気を流してタービン・ケース外面に吹き付けてケースを収縮させることにより、ブレード先端とケースの間隙を適正に狭め、タービン効率を向上させるシステムのことである。通常、高度約20,000ft以上で作動する。

チューブ内の圧力が上昇して、圧力スイッチが作動することにより火災を感知する。

機体製造者によれば、エンジン後方の3～4時位置はHPTCとLPTCの冷却用空気ダクトがあるため、火災感知器を配置する十分な間隙が確保できないことから、火災感知器が配置されていないとのことであった。エンジンには火災発生に備え2個の消火（ハロン）ボトルが装備されている。エンジン運転中のコア・カウル内温度は約300℃近くまで上昇することがある。

#### (6) EGT感知システム

当該エンジンのEGTプローブは、LPT2段目付近のガスパス周囲にアルメル・クローム熱電対のプローブ8本が取付けられており、HPTとLPT間のガス流路温度を感知している。

#### (7) エンジン振動検知システム

ファン、LPT及びN2の振動値は、ファンとHPT付近に取付けられた加速度計と、N1及びN2の回転データから算出される。EICASには、通常これらの値のうちで最も高い検知値が発生部位とともに自動的に表示される。N1、N2の回転情報が得られない場合には、ファンとHPTの加速度計で感知した振動値が表示される。N1が20%未満又はN2が40%未満になると、振動値は0表示となる。

振動値の表示単位はユニットで範囲は0～5となっている。同社の整備規程によれば、振動値が4ユニット以上になった場合は点検が義務づけられている。

#### (8) 燃料の加圧

燃料タンクから送られてきた燃料は、エンジンのアクセサリ・ギア・ボックスに装着された主燃料ポンプにより離陸出力時の燃料圧力は約1,000 psi<sup>\*63</sup>に加圧され、主燃料ポンプからHMU<sup>\*64</sup>に送られて燃料供給管で分配される。（燃料流量はエンジン当り約18,000 lb/hである。）

(付図4、7、8、10、17参照)

### 2.11.2 エンジン洗浄に関する基準

---

\*63 エンジン製造者の「Investigation Summary / Closure October 31, 2006 報告書」による。

\*64 「HMU」とは、Hydraulic Mechanical Unitの略で、エンジンの性能に係る各種の情報に応じて、希望の出力を得るために、燃料の流量を制御する装備品である。

(1) エンジン製造者のCESM<sup>\*65</sup>

エンジン製造者が平成4年10月28日に発行した整備情報CESM第18号によれば、水またはコークスによる洗浄を実施することにより、汚れ、油、塩分が洗浄され、EGT平均値が水の場合約10.1℃、コークスの場合9.9℃下がり、エンジンの信頼性向上と燃料効率が改善するとされている。

エンジン製造者は、エンジン寿命を延命するために、定期的な洗浄を推奨している。ただし、実施については個々の運航各社の判断によるとされている。

EGTマージンを確保することによりエンジン運用温度を下げ、ホット・セクション<sup>\*66</sup>の寿命を向上させることができるとされている。

(2) 同社の整備規程

同社の整備規程には、水洗浄の実施時期を示す使用時間や汚染の度合いに関する基準は定められておらず、同社ではこれまで水洗浄の設備を有していなかった。本重大インシデント発生により、同社では水洗浄実施の基準を定め、準備を進めている。

### 2.11.3 HPTブレードの整備基準

HPTブレード整備についてエンジン製造者が定めている「ワークスコープ・プランニング・ガイド」には次のとおり規定されており、同社はこれに基づき整備を行っている。

- ・400サイクル毎のオン・コンデション<sup>\*67</sup>での点検で行う。
- ・ブレード等には限界使用時間はない。

なお、航空局の承認を受けている同社の整備規程にはブレード廃棄時間は規定されていない。

### 2.11.4 火災探知器に関する規定

エンジン火災探知について、航空法施行規則第14条に定められた附属書第1に対する適合性審査要領「耐空性審査要領の第Ⅲ部飛行機（耐空類別が飛行機輸送Tであるもの）」には次のとおり定められている。

5-9-12-1 (FAR 25.1203(a))

---

\*65 「CESM」とは、エンジン製造者が発行する Commercial Engine Service Memorandum のことで、エンジン製造者の商業用エンジンを使用している各社へ、運用や整備について有効な項目を配信している。

\*66 「ホット・セクション」とは、燃焼室やタービン等の燃焼ガスに常時曝される部分のことをいい、この部分には機械的な応力の他に高温による大きな熱応力が作用する。

\*67 「オン・コンデション」とは、航空機の装備品を、分解、オーバーホールすることなく、目視、計測、試験あるいはその他の方法により状態を継続的に監視し、必要な整備を行うことで耐空性を維持することをいう。

各指定防火区域及びタービン発動機の燃焼室部、タービン部及びテールパイプ部には、承認された、敏速に作動する火災又は過熱探知器を備えなければならない。この場合において、その個数及び位置は、これらの区域の火災を敏速に探知できるものでなければならない。

## 2.11.5 エンジン故障等に関するAOM

同社のエンジン故障等に関するAOMの手順には以下の記述がある。

### (1) ENGINE FAILURE AFTER V1 PROCEDURE (一部省略)

*Engine Fire (Severe Damage or Separation)* あるいは *Engine Failure* を発見した乗員は “*Engine Fire*” または “***Engine Failure***” を Call する。

<i>PF</i>	<i>PNF</i>
飛行を継続する。	
<i>Air speed</i> を Monitor し、 <i>V<sub>R</sub></i> で Smooth に Rotate する。	Call “ <i>V<sub>R</sub></i> ”、Call “ <i>V<sub>2</sub></i> ” Call “ <i>positive(Climb)</i> ”
<i>Positive Rate of Climb</i> を確認後 “ <i>Gear Up</i> ” を Call する。	<b><i>Landing Gear Lever ..... UP</i></b> <i>GEAR Light</i> 及び <i>DOORS Light</i> が 消灯したら <b><i>Landing Gear Lever ..... OFF</i></b>
<i>V<sub>2</sub> ~ V<sub>2</sub>+15</i> で上昇する。 <b><i>Maximum Bank Angle</i></b> は、速度が <i>V<sub>2</sub>+10</i> 以上の場合 30°、 <i>V<sub>2</sub>+10</i> 未満の 場合 15° である。	<i>Engine, Flight Instruments</i> を Monitor する。
所望の高度**に達したら、CHECKLIST の <i>Memory Item</i> を実施する。(以下略)	

\*\*： *Obstacle* を Clear できる高度または滑走路高 400ft のうちどちらか高い方の高度以上とする。

### (2) ENGINE FIRE OR SEVERE DAMAGE (一部省略)

(本項チェックリストの項目で、外枠が実線で囲まれている項目については、運航乗務員が各項目をメモリーで迅速に実施後、当該項目をチェックリストの読み上げにより再確認を行う項目であることを意味している。本項(4)の外枠についても同じ。)

<i>Condition</i> : 当該Engineの火災、異常なEngine Indicationを伴う機体の振動	
<i>AUTOTHROTTLE ARM SWITCH</i> .....	OFF PF
[Engine 不作動時の Autothrottle の使用は Recommend されない。]	
<i>THRUST LEVER</i> .....	CLOSE PF
[当該 Engine の識別を助ける。]	

FUEL CONTROL SWITCH ..... CUT OFF PNF

ENGINE FIRE SWITCH..... PULL PNF

もし、Engine Fire Warning Light が点灯のままならば：

ENGINE FIRE SWITCH..... ROTATE PNF

(以下略)

(3) ENGINE FAILURE OR SHUTDOWN

Condition: Engine 故障、Engine Flame Out、他の Non-Normal Procedure による要求。

AUTOTHROTTLE ARM SWITCH ..... OFF PF

[Engine 不作動時の Autothrottle の使用は Recommend されない。]

THRUST LEVER ..... CLOSE PF

[当該 Engine の識別を助ける。]

・Engine の状態が許すなら、Engine を冷やし、安定させるために、2分間 Idle で運転する。

FUEL CONTROL SWITCH ..... CUT OFF PNF

APU<sup>\*68</sup> SELECTOR

(If APU available) ..... START, THEN ON PNF

[追加の電源を供給する。]

(中略)

最寄りの適当な空港への着陸を計画する。

(以下略)

(4) ENGINE LIMIT OR SURGE OR STALL (枠内はメモリーで実施)

Condition: Engine EGT や RPM が異常に上がるか、Limits に接近しているか超えている。異常な Engine音がする。Thrust Lever の動きに反応しない。

AUTOTHROTTLE ARM SWITCH ..... OFF PF

[Thrust Lever が Manual で操作した位置に留まるようにする。]

THRUST LEVER ..... RETARD PF

[当該 Engine の識別を助ける。]

Indication が正常範囲内におさまるか、Thrust Lever が Close するまで Retard する。

\*68 「APU」とは、航空機に空気圧、油圧、電力などを供給するため推進用エンジンとは別に装備された動力装置のことである。

もし、*Indication* が異常であるか、*EGT* が上昇し続けるなら：

*ENGINE FAILURE OR SHUTDOWN Checklist* を実施する。

*Shutdown* 後、もし *Engine Indication* が見たところ正常なら *Restart* してもよい。

もし、*Indication* が安定し、*EGT* も安定または減少しているならば：

*THRUST LEVER* . . . . . *ADVANCE*                      *PF*

ゆっくりと *Advance* する。*RPM* と *EGT* が *Thrust Lever* の動きに追従することを確認する。

(以下略)

- (5) 鹿児島空港におけるエンジン故障時の飛行方式を設定した同社のリファレンス・プロセジャー（一部、仮訳）

滑走路 34 からの離陸の場合

*KGE*（加治木 *VOR/DME*）から 2.7nm まで滑走路延長上を上昇し、その後、右旋回で *KGE* の  $141^\circ$  ラジアルに会合し太平洋上へ向う。

(付図 18 参照)

#### 2.11.6 空港管理に関する情報

鹿児島空港事務所に記録されていた管制交信記録、運航記録原簿及び業務日誌によれば、同機が離陸してから着陸するまでの同空港の滑走路使用状況は、概ね下記のとおりである。なお、同機の離陸後に離陸した 2 機のコミューター機の経過については、\* で表示する。

16 時 44 分 58 秒、同機が滑走路 34 から離陸滑走を開始

\* 同 45 分 07 秒、タワーが、離陸準備をしていたコミューター機に滑走路 34 への進入許可を発出

同 45 分 19 秒、同機が離陸

同 46 分 30 秒、レーダー担当者が、同機のエンジン故障通報を把握

\* 同 48 分 19 秒、タワーが、コミューター機に「草地から、若干、煙が出て燃えているようだが支障はないか」と質問。コミューター機からタワーへ、「離陸には支障なさそうである」と返答

\* 同 48 分 40 秒、タワーがコミューター機へ、離陸許可を発出、その後、コミューター機は離陸

同 52 分 00 秒、同機からレーダーへ、鹿児島空港に引き返す旨の通報があった。このころ、消防車が滑走路わき草地の火災を消火。運航情報官が火災現場に臨場

同 53 分 04 秒、同機が、トランスポンダーを緊急コードにセット

\*同58分53秒、もう一機のコミューター機が、滑走路34からの離陸許可を受領、その後、離陸。離陸した2機のコミューター機から滑走路上の破片等に関する報告はなかった。(本重大インシデント発生時の風向・風速の気象条件下では、2機のコミューター機の離陸浮揚に要する地上滑走距離は約600～700mである。離陸した2機のコミューター機は、当該飛行直後に点検を行ったが、タイヤ等への損傷は確認されなかった。)

17時04分01秒、同機が滑走路34に着陸

運航情報官が滑走路を臨時点検した結果、滑走路34の南端から800～1,400mの間で、滑走路の右側に、エンジンの破片等が散在していることが判明

同22分ごろ、滑走路閉鎖、破片回収開始

18時20分ごろ、滑走路閉鎖解除

## 2.11.7 本重大インシデントとの類似事例

### (1) 同型エンジン2段目HPTブレード破断事例

2.10.2(1)に記したDSR142規格の材料で製造されたHPT2段目ブレードが飛行中に破断した事例は本重大インシデントが初めてである。なお、平成14年7月5日に発行されたSB72-0982R02によりHPT2段目ブレードのDSR142材への交換が勧告され、日本国内の主要な運航者は、このSBに基づくDSR142材へのブレード交換を完了している。

本重大インシデント発生前までのDSR142材以外のHPTブレード(Rene80材)が破断した事例の概要は、次のとおりである。

① HPT2段目ブレード翼部全長の根本から10～20%部分で破断した事例は18回あり、その時の状況は、

- a ほとんどが高い振動を生じた。(最高5ユニット)
- b IFS5回、離陸後引き返し3回、離陸中止3回
- c LPTケースに穴が開いた事例が8回
- d 機体に損害を生じた事例が3回

であった。

② HPT2段目ブレード翼部全長の根本から60～85%部分で破断した事例は合計15回あり、その時の状況は、

- a 数回は高い振動を生じた
- b LPTケースに穴が開きエンジン・カウルと機体損傷事例が1回

であった。



## (2) 燃料供給管からの燃料漏れ

### 本重大インシデントと似た事例

平成15年10月、ボーイング式747-400型貨物機のHPT1段目の3枚のブレードがプラットフォームより下部で破断し、これによるエンジン振動により、2本の燃料供給管が破断し、カウル内に火災が発生した事例があった。これはエンジンが多量の砂を吸い込み、これによりHPT1段目ブレードに高温腐食が発生し破断したものである。

### 2.11.8 本重大インシデントに関するエンジン及び機体製造者等の見解

本重大インシデントの火災によりコア・カウルが過熱し材料が劣化して、カウリング外板の欠損に至った。火災検知器の応答は敏速ではなかったが、火災の広がりには抑制された。このことからエンジン及び機体の製造者は、エンジン・カウリングの損傷は航空機の安全を脅かすものではなかったとしている。

また、アメリカ合衆国連邦航空局（FAA）は、今回の不具合に対する強制的な改善処置は不要と考えている。

## 3 事実を認定した理由

### 3.1 乗務員の資格等

機長及び副操縦士は、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 気象等の関与

本重大インシデント発生当時は、2.7に記述のとおり、同機のエンジン等に損傷を与える可能性のある火山灰等に関するノータムや情報は発出されておらず、また、運航乗務員も噴煙の臭いについて述べていないことから、短期間に多量の火山灰や黄砂等をエンジンに吸入したことはなかったものと推定される。HPCブレード等に付着した灰白色の粉末は、長期間にわたり微量の火山灰や黄砂が含まれる大気中を飛行していたことによるものと考えられる。これらの灰白色の粉末は、3.4(4)に記述するように硫黄やナトリウム成分を含んでいた。

### 3.4 破断ブレードの特定等

#### (1) 最初に破断したブレード

2.10.1(3)④に記述したとおり、破断した3本のHPT 2段目ブレードは、残存部分が少ない方から58番、57番、56番の順である。2.10.2(1)②に記述したとおり、58番ブレードに低サイクル疲労の様相があることから、最初に破断したのは58番ブレードであったものと推定される。

#### (2) 58番ブレード破断時機

同ブレードが破断した時機については、以下のことから、同機が機首を上げ、機体が浮揚した16時45分19秒ころであったものと推定される。

① 2.1.1(1)に記述したとおり、同機の主脚のAIR/GNDセンサーがAIRとなった1秒後に右エンジンEGTが約926℃に上昇しN1、N2が顕著に減少したこと

② 2.1.2(1)に記述したとおり、機長が、「機体の浮揚時に振幅が大きく低い周波数の機体振動が発生した」と述べていること

③ 2.1.2(5)及び(6)に記述したとおり、乗客1が、「離陸時、エンジンから一瞬、細い火が何本もまとまって出た」、及び乗客2が、「離陸して飛び上がる時、ガタガタと揺れていた」等述べていること

④ 2.4に記述したとおり、同機が浮揚した付近の滑走路や滑走路東側（右側）の草地に、ブレード等の破片が集中的に散乱していたこと

#### (3) 破断要因

2.11.7(1)に記述したとおり、本重大インシデントは、DSR142規格の材料で製造されたHPT 2段目ブレードが破断した初めてのケースであった。破断はDSR142の結晶粒界に垂直な方向であった。

NTSB調査官の立会いでエンジン製造者が行った金属成分分析の結果によれば、2.10.2(1)②に記述したとおり、58番ブレードのき裂開始の要因を厳密に特定することはできなかったが、破断面は低サイクル疲労の様相を呈していたことから、次の各要因が複合して影響した可能性があるものと考えられる。

##### ① TA部半径

58番ブレードの破断起点はTA部にあった。2.10.2(1)⑥に記述したとおり、破断したブレードと製造者が同じで通路にき裂のあった49番ブレードのTA部半径はブレード製造者A社の公称値よりも小さかったことから、このTA部に応力が集中したものと推定される。一方、別の製造者が製造した2番ブレードについては、通路のTA部半径がブレード製造者A社の公称値よりも大きく、き裂等が発生していなかったことから、応力の集中が比較的小さいと考えられる。これらのことは、2.10.3(3)に記述したエンジン製造者

でのコンピューターによるシミュレーションでも検証されている。

58番ブレードは、TA部半径が公称値よりも小さかったと推定されることから、49番ブレードと同様に応力集中によりき裂が発生し、破断に至った可能性が考えられる。

## ② 被膜の厚さと硫黄の存在

58番ブレードの製造者はブレード製造者A社で、被膜加工は、2.10.3(2)に記述した、被膜き裂の発生率が高い被膜加工者F社が行っていた。また、同ブレードのTA部の被膜層には高温腐食ブリストアが形成されており、EDSの成分分析では硫黄が含まれていた。

また、2.10.2(1)③に記述したとおり、通路TA部にき裂のあったHPT2段目49番ブレードはTA被膜から母材までき裂が入っており、EDSにより硫黄が検出された。エンジン製造者は、このき裂には硫黄が存在していたことから、2.10.2(4)に記述した、タイプIの高温腐食ではなく、タイプIIの高温腐食によるものとしている。硫黄は、わずかな量でも金属硫化物の生成要因となる。付着した硫黄は、温度上昇により被膜や下層部分の保護品質を低下させる。いったん硫化腐食が発生すると、その後は、外部から硫黄が供給されなくても腐食が進む。

専門委員は、「疲労クラックの発生のしやすさは通常表面状態に依存する。同じ応力状態におかれた場合、blisterがある場合とない場合では、クラックのinitiation siteを与えることによってクラック発生までの繰り返し使用回数が違ってくる可能性は高いと考えられる。従って、高温腐食とそれに起因して生じた酸化物がクラック発生を早めた可能性は否定できない。」との意見を述べている。

(写真22参照)

## ③ シャンク部壁の厚さ

58番ブレードは、2.10.2(1)②に記述したとおり、シャンク部壁の厚さが中央通路は公称値より厚かったものの、CVX前通路では公称値より薄く、他のブレードに比べるとCVX側は薄く(0.010in(0.254mm))、CCV側は厚かった。エンジン製造者は、過去の経験から、この程度の厚さのばらつきは有り得るとしている。しかし、CVX側シャンク部壁が薄かったことは、ブレードのプラットフォームより上の部分も薄くなり、またCCV側は厚くなっていたことから、ブレード全体のバランスが悪くなり、CVX前通路TA部の応力が大きくなり、これらが58番ブレードの破断に影響した可能性が考えられる。

#### (4) 硫黄やナトリウムの付着要因

2.10.2(3)に記述したとおり、HPCブレード表面の付着物とHPT 2段目ブレードのシャンク部に付着していた物質の成分は一部は異なっていたが、硫黄やナトリウム成分を含んでいた。また、サンプルとして採取した桜島の火山灰には硫黄成分が含まれていなかった。このことについては、サンプルの硫黄分は気体となり飛散したか降水で流されたものと考えられる。

また、HPCブレード表面とHPT 2段目ブレードのシャンク部に付着した粉末成分が異なっていたことについては、HPC表面に付着していた粉末成分が燃焼室等の高温部を通過したこと、または燃焼室からの熱により付着している間に変質したことによる可能性が考えられる。これらは、火山の噴煙、黄砂及び海の塩分等が付着したものと推定される。

しかし、同社には、2.11.2(2)に記述したとおり、エンジン洗浄を実施するためのエンジン使用時間や汚染の度合いを判断をする基準はなく、エンジン洗浄設備もなかった。これは、2.11.2(1)に記述したとおり、エンジンの製造者が洗浄の実施時期について、運航者の経験により判断して良い旨をCESMに記載していたこと及び同社においてはエンジン洗浄をオーバーホール時に委託先で行うとしていたことから、同設備は必要がないと判断したものと推定される。

#### (5) 燃料流量の変化

本重大インシデントでは、2.1.1(1)に記述したように、右エンジン燃料流量は、3.4(2)に記述したブレードが破断したと推定される16時45分19秒に、その1秒前の18,080lb/hから18,336lb/hとなり256lb/h増加したが、その直後から大きく減少していた。これは、2.11.1(2)に記述したように、ブレードの破断によるPS3の減少を感知した初期に、FADECがN2を増加させようと一時的に燃料流量を増加させたものと推定される。しかし、N2は増加せず、これに伴いPS3も上昇しなかったことから、FADECは燃料流量を減少させる制御を行ったものと推定される。

16時45分22秒、左右TLAが増加し、正常であった左エンジンの燃料流量が増加している。これは同機が低減定格出力(DERATE-2)で離陸していたことから、運航乗務員が推力を増加する操作を行った可能性が考えられる。

### 3.5 エンジン・ケースの損傷

2.3(1)及び(2)に記述したLPTのブレード、ステーター及びエンジン・ケースの損傷については、3.4に記述した、HPT 2段目58番ブレードの破断が引き金となり、連鎖的に、その後流のタービン・ブレード、ステーター及びエンジン・ケー

ス等を損傷させ、これらの破片の一部がLPT1段目付近でLPTケースの2ヶ所に小さな穴を開けたものと考えられる。しかし、LPTケースを覆っているコア・カウルの内側表面には破片等が衝突したような痕跡がなかったことから、これらの破片はLPTケースを貫通していなかったものと推定される。

### 3.6 燃料供給管の破断

#### (1) 6番燃料供給管の破断時機

DFDR及びQARによれば、離陸直後から右エンジン振動値は記録上限の4.99ユニットであった。このころ客室の乗客が「ガタガタ揺れていた」と述べていることから、エンジンに強い振動が発生していたものと考えられる。エンジン製造者は、2.10.2(5)の記述のとおり、6番燃料供給管はエンジン振動による繰返し荷重がかかり破断した、としている。この振動がHPT(N2)ローターのバランス不均衡に起因したことから、3.4(2)に記述したとおり、HPT2段目58番ブレードが破断した離陸浮揚後に、同管が破断した可能性が考えられる。また、2.3(3)に記述した、U字型の燃料供給管の燃料マニフォールドとの取付部付近が少し曲がったことについては、この強い振動及び燃料供給管破断部にかかっていた2.11.1(8)に記述した燃料の圧力(約1,000psi)により、シュラウドから外れた際に曲げられたものと推定される。

#### (2) 燃料供給管破断要因

2.10.2(5)に記述した、6番燃料供給管の破断開始点が管の肉厚の厚いビード部であることについては、ビード部とその周辺は溶接による熱の影響で延性が少なくなり強度が母材より弱くなると言われていることから、肉厚の厚い部分から低サイクル疲労により破断したものと推定される。

また、6番燃料供給管の破断面付近で管の肉厚が均一ではなかったことについては、引張と圧縮の一定振幅の繰返し高応力荷重がかかり、管が変形(ネッキング)したことによる可能性が考えられる。

(写真13参照)

### 3.7 コア・カウル内の状況

#### (1) 燃料漏れ

破断した6番燃料供給管から漏れた燃料がシュラウド内に溜まり、Oリング及びリテイニング・リングがシュラウド内の燃料圧力に耐えきれず外れ、コア・カウル内の発動機防火区域へ燃料が噴出したものと推定される。この時機は2.1.2(5)に記述した乗客の口述、及び3.6(1)の記述から同機が浮揚して間もなくであったものと考えられる。

破断した燃料供給管は2.3(3)に記述のとおり2時30分位置にあること、シュラウドからの燃料供給管の外れ具合が3時方向(コア・カウル側)に広い三日月の形状であったこと及び重力の影響を受けたことにより、漏れた燃料は、斜め下後方に飛散したほか、6番燃料供給管の真下近くにも落下していたものと考えられる。

## (2) 火炎の発生と拡大

- ① 2.1.2(5)に記述した乗客の口述から、離陸後間もなく破断した6番燃料供給管から漏れた燃料が、飛散し高温のCRF通過時に着火した可能性が考えられる。
- ② 2.3(4)①及び②に記述したとおりエンジンケースに付着していた煤は、燃料漏れが始まったころは、2.1.1(2)に記述したとおり、離陸直後で燃料流量が多かったため、酸素が不足し不完全燃焼であったことから、付着したものと考えられる。
- ③ 2.3(5)に記述したとおり、コア・カウルの3～4時位置が熔解し、この部分の温度は642℃以上であった可能性が考えられる。
- ④ コア・カウルに穴が開き、コア・コンパートメントに入った空気により、燃料の噴霧と火炎の方向が変えられたと考えられる。このためカウリングは、過熱し材料の強度が低下してファン・エアーの力に抗することができなくなった可能性が考えられる。これにより穴の周りのカウリング材が剥がれたものと考えられる。
- ⑤ 2.1.1(1)及び(2)に記述したデータから、16時45分19秒に主脚のAIR/GNDセンサーがAIRを感知し、16時45分23秒に右エンジンの振動値が計測上限値(4.99ユニット)となっている。また、2.4に記述したように、滑走路及び滑走路東側草地にエンジン・ブレード等の破片が散乱していたこと、並びに滑走路中央付近東側草地が約100㎡にわたり焦げていたことから、AIR/GNDセンサーがAIRを検知した後に右エンジンの振動値が計測上限値に至るあたりから火炎が発生した可能性が考えられる。
- ⑥ 2.1.1(3)に記述したデータから、16時46分51秒からは、それまで低下傾向にあったEGTが一転上昇し、同46分53秒から同47分13秒までの20秒間、約30℃の上昇が維持されていた。この間、燃料流量とN2に変化がないことから、このEGTの上昇は、HPTブレードが損傷したため、ガス流のエネルギーを取り出すことができず、更にHPTローター・システムにストールが発生したことによるものと考えられる。
- ⑦ コア・カウル前方のスティフナー・リング前後は上下部が丸い焼損となっており、この部分の火炎の進展は、④のコア・カウル熔解とは異なっていた

ことが考えられる。また、2.3(4)に記述した熱遮蔽版の変色状況及び下部後方火災探知器のアイソレーターの焼損並びにこれらの位置的な関係から、燃料噴出の方向が、燃料供給管の破損、シュラウドの分離及び変動により変化させられた可能性が考えられる。

### 3.8 火炎探知

#### (1) 火炎発生時機

本重大インシデント時の火炎発生時機については、3.7(2)⑤に記述したとおり、滑走路上及び滑走路東側草地で多数のエンジン・ブレード等の破片が発見されたこと、並びに滑走路東側草地が焦げていたことから、離陸時のエンジン・ブレード等が破断した時機である可能性が考えられる。この時点からDFDRの記録には右エンジンの振動値が計測上限値となっており、燃料供給管が破断して燃料が流出し、16時45分23秒頃あたりから火炎発生の可能性が考えられる。これについて、目撃者の口述により火炎の発生時機をさらに検討してみる。

##### ① 地上の目撃者

2.1.2(8)の地上の目撃者は、「旋回中は煙は見えず、旋回終了から滑走路上に飛行してきたとき右エンジンから薄い茶色っぽい線を引いているのが確認できた」と述べている。DFDRの記録によれば、同47分55秒ころに、右旋回から左旋回に切り返し始めていることから、このころには既に火炎は発生していた可能性が考えられる。

##### ② 乗客の目撃者

2.1.2(5)に記述した乗客1は、「離陸後、エンジンから細い雲のような煙のようなものが出ていた」と述べている。また、2.1.2(6)の乗客2も、「離陸後ちょっと経ってから右エンジンから白い煙が出ていた」と述べている。

これらから、同機は離陸後、燃料が漏れ出したか、または漏れた燃料に着火していたことが考えられる。

その後、乗客2が「バーナーのような火が2～3回出た後、火は消えた」と述べていることについては、3.9(3)に記述する機長のTLA増加操作(16時47分13秒以降)の結果燃焼が増加したことを目撃していた可能性が考えられる。

これらのことから、火炎の発生時機を正確に特定することはできないものの、2.1.1(1)記述の同48分42秒に作動した火災警報よりも1分半以上早い段階でエンジンのコア・カウル内で「発動機防火区域内における火炎」が発生したことが考えられる。

(2) 火災警報が敏速に作動しなかった理由

① 燃料の漏れ始めの時期

燃料の漏れ始めのころは、換気流はN1が約50%付近まで減少していたため弱く、酸素の供給が充分ではなく、また燃料流量が多いことから、火炎は不完全燃焼となり、火炎の温度が火災警報作動温度まで上がらなかったものと考えられる。

② 右エンジン振動値の計測上限値発生時期

3.7(2)⑤に記述した16時45分23秒あたりから同47分13秒までコア・カウルの3～4時方向に火炎が発生していた可能性が考えられるが、これに対し、火災警報は作動していなかった。これは、2.11.1(5)②に記述したとおり、エンジン・ケースの3～4時には火災探知器が設置されていないこと、また、配置されている火災探知器周辺部の温度が、熔解等により開いた穴から流入する外気流による防火壁のような効果と冷却効果により、警報作動温度の635℃まで上がらなかったことによるものと考えられる。

③ 機長のTLA増加操作後

2.1.1(1)に記述した同47分13秒以降、機長がTLAを一時的に増加させたことからタービン内の損傷が拡大し、エンジンはウインドミルによる回転のみとなり、同47分50秒に右燃料流量が672lb/hとなり、漏れた燃料が少なくコア・カウル内の火炎が小さいため、火災探知器に火炎が届くのに時間を要したものと考えられる。

(3) 火災警報の作動

コア・カウルに穴が開いてから、漏れた燃料は、この穴から飛散するもののほか、重力の影響等により6番燃料供給管の真下近くに落下しコア・カウル底部に溜まり、この溜まった燃料が、周辺のコア・カウルの熔解により空気不足が改善され完全燃焼し、同48分42秒ごろに火災探知器が火炎に反応し、火災警報が作動したものと考えられる。これについては、2.3(4)①に記述したとおり、遮蔽板が青色に変色し、後方下部火災探知器のアイソレーターも焼損していたことから、同火災探知器付近が火災警報が作動する635℃を超え、警報が作動したものと推定される。

(4) 火災警報の停止

2.1.1(1)に記述した、16時48分42秒に作動した火災警報に対し、同48分52秒に機長が副操縦士に対し「Fuel cut off, pull」と指示し、副操縦士がフューエル・コントロール・スイッチをカットオフとし、ファイヤー・スイッチを引いて燃料バルブを閉じたことから、火炎が縮小し、または消え、センサー周辺の温度が下がったため、その作動を停止したものと考えられる。



これにより、ファイヤー・スイッチ灯、ディスクリート火災警報灯、E I C A S “R ENGINE FIRE” (赤色) M S G 表示、燃料制御スイッチ警報灯が全て消えたものと考えられる。

(5) 火災探知器の個数及び位置

2.1.1(1)に記述したとおり、火災警報が作動したのは同48分42秒であることから、3.7(2)⑤に記述した火災(同45分23秒~同47分13秒)に対し火災警報が作動しなかったのは、3.8(2)②に記述したとおり、火災探知器の設置位置にその原因の一端があると考えられる。したがって、2.11.4に記述したとおり、火災探知器の個数及び位置は所定の区域の火災を敏速に探知できるものでなければならない旨を定めた基準との適合性について、機体製造者は検討をする必要がある。

3.9 運航乗務員の対応

(1) 離陸直後

16時45分19秒(離陸時)、2.1.1(1)に記述したとおり、同機に異常な振動が発生し、同45分23秒、機長が「Oh, I have control」とコールし副操縦士と操縦を交代した。右エンジンの推力の急激な低下に対し、同機の機首偏向は右へ約4°程度であり、対気速度も保たれていたことから、運航乗務員により、2.11.5(1)に記載した、A O M の ENGINE FAILURE AFTER V1 PROCEDURE に対応した適切な操縦操作が行われていたものと推定される。

(2) 離陸上昇

2.1.1(1)に記述したとおり、同46分02秒(離陸から43秒後)対地高度約1,600ftまで右T L A は変化がなく、同46分03秒に減少し始めた。これは、運航乗務員が飛行姿勢の安定と、着陸装置の上げ操作、飛行経路の設定、管制機関との連絡を実施していたことによるものと考えられる。

(3) 機長によるT L A 増加

同47分13秒(離陸から1分54秒後)、2.1.1(1)及び2.1.2(1)に記述したD F D R 及びC V R の記録、並びに機長の口述から、機長がエンジンの反応をみるため、2.11.5(4)のENGINE LIMIT OR SURGE OR STALLのチェックリストに基づき右T L A を増加させたと考えられるが、同47分27秒に右P S 3 が138psiまで増加したものの、同47分29秒に71psi、同47分35秒に19psiまで減少した。このことは、このT L A 増加操作によりタービン部の破壊が進み、同47分43秒、右エンジン振動値が全て0ユニットとなり、さらに右P S 3 及びP 4 9 がP 0 とほぼ同じ値となり、エンジン機能を喪失したものと考えられる。このことから、機長は、右エンジン振動値やN 1 の状態か

ら総合的に判断し、TLAを増加させる操作は行わないことが望ましかったものと考えられる。

なお、機体製造者は、この機長の操作は誤りではなかったとの見解を示している。

#### (4) 離陸経路

離陸後の同機の飛行経路は、2.11.5(5)に記述した、同社が設定している鹿児島空港におけるエンジン故障時のリファレンス・プロセジャーにしたがっていた。このため、有視界気象状態ではあったが、定められた飛行方式により飛行を継続しており、鹿児島空港へ緊急着陸のための最短の飛行経路ではないが、火災消火の確実な操作を行う上で、適切な対応であったものと推定される。

### 3.10 被害を軽減する方策及び再発防止策

#### (1) 同型エンジンの火災探知器について

本重大インシデントにおいては、3.8に記述したとおり、火災警報装置が敏速に火災の発生を探知できなかったものと考えられる。2.11.8に記述したとおり、エンジン製造者及び機体製造者は、火災の継続時間及びコア・カウルが焼損したことについては、航空機の安全を脅かすものではないとしている。現場調査の結果、火災は主翼まで拡大しておらず、限定した範囲のコア・カウルに焼損があった。しかし、本重大インシデントにおいて、エンジン火災探知器は発動機防火区域内に発生した火災を敏速に探知できなかった。このことから、機体製造者は2.11.4に記述した基準への適合性について検討をする必要がある。

#### (2) ブレード製造の改善

##### ① TA部

3.4(3)①に記述したとおり、A社製ブレードのTA部半径が小さいことからTA部に応力が集中し、疲労によりき裂が発生して破断に至った可能性が考えられる。

また、2.10.3(3)に記述した、エンジン製造者が行ったコンピューターによるシミュレーションにおいても、TA部半径が大きい方が応力に対して有利であることが判明している。

これらのことから、破断したブレードの製造者A社は、ブレードTA部への応力集中を避けるため、TA部半径を大きな形状で製造するべきであるものと考えられる。

##### ② CVXシャंक部前通路の壁の厚み

3.4(3)③に記述したように、CVX側シャंक部壁の厚さが薄くなっていたことは、CVX側ブレード翼部も薄くなっていたことが考えられ、全体

のバランスが悪くなり、CVX前通路に応力が集中し、これにより58番ブレードはTA部付近から破断した可能性が考えられることから、CVX側シヤック部の壁の厚さのばらつきができるだけ少なくなるように、ブレード製造後の検査を的確に行い、品質管理を徹底する必要があるものと考えられる。

### ③ 被膜

2.10.2(1)②に記述したように、58番ブレードCVX側前通路TA部被膜の厚さは、他の部分に比べ薄く、49番ブレード被膜の約半分の厚さであったが高温腐食は被膜層に限定されていた。

また2.10.3(2)①に記述したように、ブレードの被膜加工者によりき裂の発生割合が異なり、G社製は、F社製に比べき裂の発生割合が少なかった。また、本重大インシデントにおいて破断したブレードは、F社の被膜であった。これらのことから、被膜によるき裂の発生を少なくするため、被膜加工の品質管理を徹底する方策を検討する必要があるものと考えられる。

### (3) エンジン洗浄

運航者によるエンジンの洗浄は、通常EGTのマーヅンを確保するために行う。しかし、2.6.6に記述した、本重大インシデント発生前4ヶ月間のEGTの巡航時での平均値の変化は、気温、高度、エンジン推力設定等の条件が異なることから単純に比較はできないものの、月別の値は前年同時期より少し下がっている。このため、本重大インシデントの発生を、EGTの傾向監視から予見することはできなかったものと推定される。

3.4(3)②に記述したとおり、ブレードの破断はタイプⅡの高温腐食で発生する可能性も考えられることから、運航者は、ファンやコンプレッサ一部に付着した硫黄等を含んだ粉末を除去するため、2.11.2(1)に記述した、製造者がCESMで推奨するエンジン洗浄プログラムを実施することが望ましい。

### 3.1.1 救難及び消火

鹿児島空港の消防部門は、同機の緊急事態の通報を受領後、直ちに消防車3台を滑走路わきに出動させ、同機が離陸時に排出した高温のエンジン・ブレード等の破片又は燃料放出に伴う火炎により発生したと考えられる滑走路東側の草地火災を直ちに鎮火させた。なお、この消火活動に従事した消防職員が、夕暮れで暗かったため滑走路上等に散在していたエンジン・ブレード等の破片に気が付かなかったと述べていること、また、エンジン・ブレード等の破片が小さく黒色であったこともあり、これらに気付くことは困難であったものと考えられる。

その後、消防職員は、同機が着陸した後、消防車でいつでも消火活動が可能な態勢で同機を追尾していた。これらの対応は的確であったものと推定される。

(写真 4、5 参照)

### 3.1.2 緊急脱出

機長は、同機の右エンジンの火災警報が停止し、当該エンジンが既に停止し、火災の兆候がなかったことから、緊急脱出の必要性がないと判断したものと推定される。機長のこのような対応は、状況に応じた処置であったものと考えられる。

### 3.1.3 鹿児島空港事務所の対応

2.11.6 に記述したとおり、同機が 16 時 45 分 19 秒に離陸した後、同機に続いて 2 機のコミューター機が同じ滑走路から離陸し、その後、同機が着陸した。この間、滑走路路上には同機の右エンジンの破片が滑走路路上等に散在し、滑走路わきに火災が発生していた。

タワー管制官は、2.1.2(7)の口述のように、滑走路わきの草地の煙と、同機の右エンジン故障からエンジンの破片が滑走路路上等に落下したこととの因果関係について、以下の理由により想定できなかったものと推定される。

- ① 離陸滑走中、同機の右エンジンは機体の陰となり管制塔からは見えないこと
- ② 同機からレーダー管制官へエンジン故障が正確に伝えられたのは同機の離陸から 1 分 11 秒後で、その後、タワー管制官に伝わったこと
- ③ 同機からレーダー管制官へエンジンの火災状況及びこれに関連する情報が通報されていなかったこと

したがって、タワー管制官は、コミューター機から煙は離陸に支障はない旨の連絡があったことを受けて、同 48 分 40 秒、このコミューター機へ離陸許可を発出したものと推定される。

同 52 分 00 秒、同機からレーダーへ、エンジン故障で鹿児島空港へ引き返す旨の通報があったが、この頃に草地火災の現場にいた運航情報官は、薄暮で暗かったことと、滑走路路上に散在していた部品の破片が黒色で小さかったことから、エンジンの破片を発見できなかったものと推定される。このことは、管制官が草地の煙を同機のエンジン故障に起因するものとは思わなかったことと同様に、運航情報官も、同機のエンジン故障及び草地の火災からエンジンの破片が滑走路路上に散在している状況を想定できなかったものと推定される。

しかし当該地域は、本来、火の気のないところであり、運航情報官が火災の原因調査を行っていれば、これらが発見でき、より安全な緊急機の着陸環境が整えられた可能性が考えられる。

その後、タワー管制官は、2 機目のコミューター機が離陸準備の通報を行ってきた

際には、同機のトランスポンダーによる緊急事態の宣言を把握していたが、

- ① 滑走路わきの火災は鎮火していたこと
- ② 1機目のコンピューター機の離陸は支障なかったこと
- ③ 同機との管制間隔は十分に確保できていたこと

から、2機目のコンピューター機にも離陸を許可した。しかし、滑走路路上にエンジンの破片等が散在している状態での離着陸は、タイヤのバーストやエンジンへの破片の吸い込み等を招くおそれがあり、航空機を重大な事態に陥らせる可能性がある。

したがって、航空機移動区域の管理を行う者は、航空機が離陸後にエンジン故障を通報してきた場合には、エンジンの破片等が滑走路路上に散在している可能性があることを考慮し、的確に対処することが重要である。

## 4 原因

本重大インシデントは、同機が離陸し浮揚したところに、右エンジンの2段目高圧タービン・ブレードのうち疲労き裂が進展していた1枚が破断し、これによる他のブレードの破断により右エンジンに回転の不均衡に伴う振動が発生し、この振動により6番燃料供給管がシュラウド内部で破断し、さらに当該シュラウド末端のリテイニング・リングが当該シュラウド内に噴出した燃料の圧力とエンジンの振動により外れて燃料が漏れ、高温部に触れて着火したため、発動機防火区域内における火災が発生したことによるものと推定される。

同タービン・ブレードに疲労き裂が発生したことについては、原因を厳密に特定することはできなかったが、以下の要因が複合して関与した可能性が考えられる。

- ① ブレード内部を冷却する空気通路のTA（折り返し）部半径が小さかったために、その部分に応力が集中しき裂が発生しやすく、その後、低サイクル疲労によりき裂が進展したこと
- ② 破断部表面から硫黄が検出されたことから、高温腐食によりき裂が入りやすい条件にあったこと
- ③ シャンク部前通路側壁の厚さが薄かったことから、シャンク部前通路側壁に高い応力集中が生じたこと

燃料供給管が破断したことについては、エンジンの不均衡による振動から、過大な荷重が燃料供給管に加わったことが関与した可能性が考えられる。

なお、コア・カウルの相当広い面積が熔解するまで火災警報が敏速に作動しなかったことについては、火災が火災探知器が設置されていない部分で発生したことによる

ものと推定される。

## 5 安全勧告

運輸安全委員会は、本重大インシデントに鑑み、アメリカ合衆国連邦航空局（F A A）に対し、全てのジェネラル・エレクトリック式C F 6－8 0 C 2系列型エンジンの次の事項について検討し、必要な処置を講ずることを勧告する。

エンジンの火災探知器の配置について

本重大インシデントでは、同機が離陸後、火炎が発生したと推定される右エンジンのコア・カウルの相当広い面積が熔解しても火災警報は作動せず、約1分半以上経過した時点で火災警報が作動した。

耐空性基準（F A R 2 5. 1 2 0 3（a））には、各防火区域の火災探知器の個数と位置が火災を敏速に探知できるものでなければならないことなどが規定されている。

しかしながら、本重大インシデントの場合、コア・カウルの損傷の程度から判断して、当該規定に定めるように「敏速に探知」したとは言い難い。

したがって、航空機的设计・製造者は、発動機防火区域内に火炎が発生した場合に、その敏速な探知を確実にするような火災探知器の個数と位置について検討すべきである。

## 6 所 見

### 6.1 エンジン洗淨の実施について

本重大インシデントにおけるタービン・ブレードの破断の原因は厳密には特定できなかった。H P T 2 段目ブレードの内部冷却空気通路の被膜には硫黄を含む粉末が付着していたことから、母材が酸素と反応して強度が低下し、低サイクル疲労によりブレードが破断する可能性も考えられる。

日本は周囲を海に囲まれていること、大気中に硫化物を含む黄砂が流れてくること、活火山が多いこと等から、エンジン内部に硫黄等の悪影響を与え得る粉末が付着する機会が多い厳しい運航環境にあると考えられる。

エンジン製造者が設定し推奨しているエンジン洗淨は、燃費向上を主目的としたものであるが、これらの付着物の除去効果も期待できることから、日本国内で航空機を運航する運航者は、自社エンジンの使用状況等を勘案し、必要に応じて実施することを検討すべきである。

## 6.2 ブレード被膜の品質管理

本重大インシデント調査での金属解析によって、ブレード被膜加工者毎にき裂の発生割合が大きく異なることが確認された。き裂の発生を減少させ、ブレード破断を防止するため、被膜加工者は品質管理を徹底すべきである。

# 7 参考事項

本重大インシデントの再発防止を図るため関係機関等により以下の処置が講じられた。

## 7.1 国土交通省航空局

本重大インシデントの発生を受け、国土交通省航空局は以下の措置を行った。

- (1) 平成17年12月3日、当該エンジン（ジェネラルエレクトリック式CF6-80C2B6F型）と同型式のエンジンを装備している航空機を運航している国内の航空会社に対し、HPTブレードの点検を指示した。
- (2) 平成18年1月31日、航空保安業務処理規程の「制限区域等の安全点検と運航制限」の項目に、制限区域に火災が発生した場合、情報を多角的に検討するため積極的な情報収集に努め、総合的に臨時点検の必要性を判断することとの内容を追加した。
- (3) 平成19年6月22日、AD2007-11-20に基づき、TCD7129-2007を発行した。（リテイニング・リングからスナップ・リングへ交換）

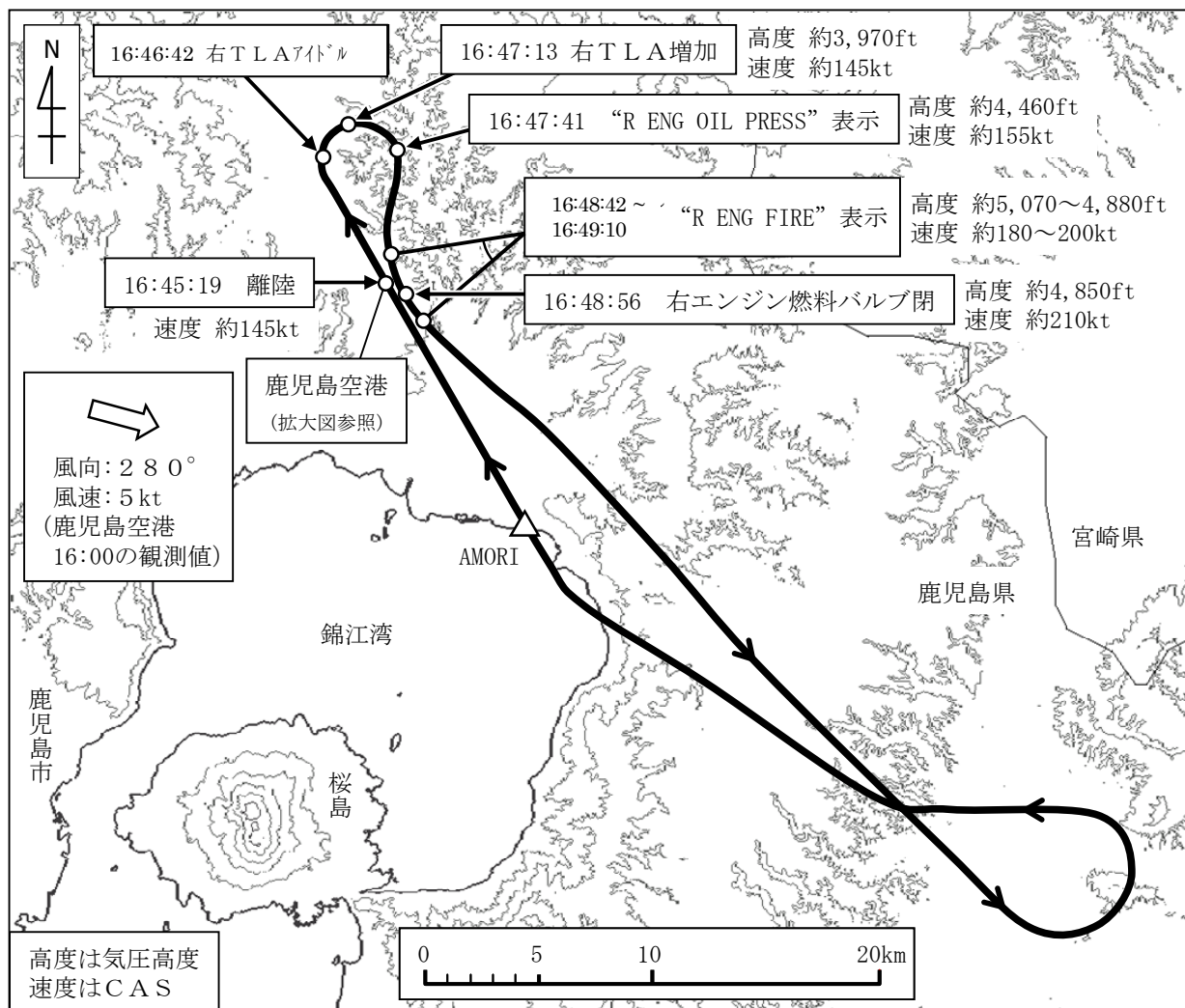
## 7.2 アメリカ合衆国連邦航空局（FAA）

平成19年7月10日付でAD（耐空性改善命令）2007-11-20により該当するエンジンに対してSB73-0337の実施を義務づけた。（リテイニング・リングからスナップ・リングへ交換）

## 7.3 エンジン製造者

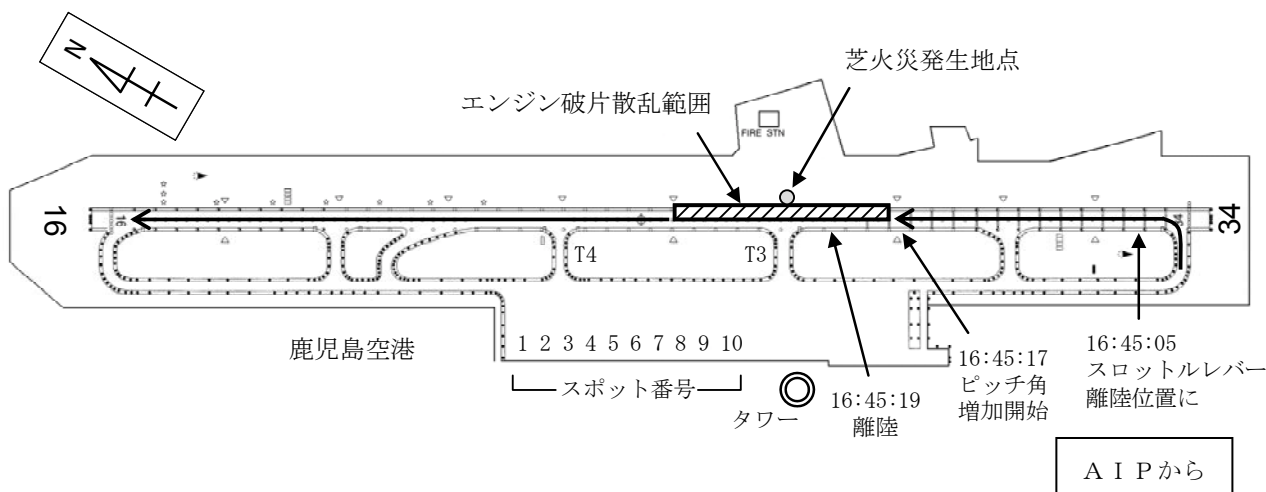
- (1) 本インシデント後、き裂が発生し難いような適切な被膜の厚みに対する要件を追加し、シャンク内部の被膜の量を下げる図面の変更を行った。
- (2) 平成20年2月12日、タービン・ブレード内部冷却空気通路に関する技術通報CF6-80C2（SB）72-1283（HPTローター 新ステージ2ブレード）を発行し、同様の破損を減少させる目的で、TA部半径における応力集中を避けるためブレードの再設計を行った。

# 付図1 推定飛行経路図



国土地理院50mメッシュ標高地図を使用

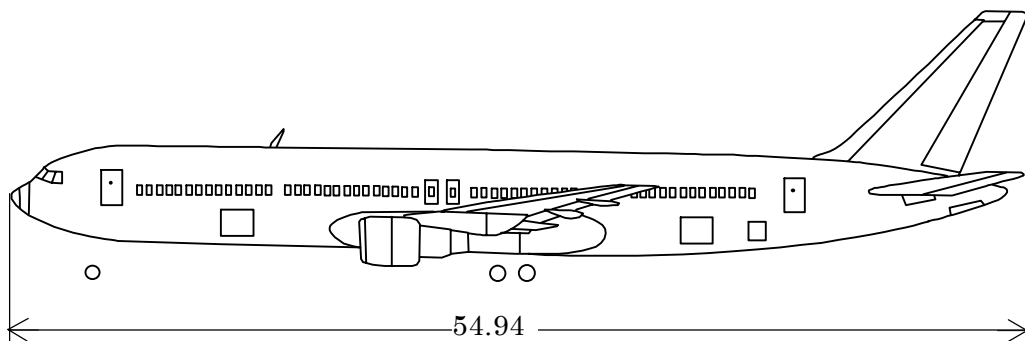
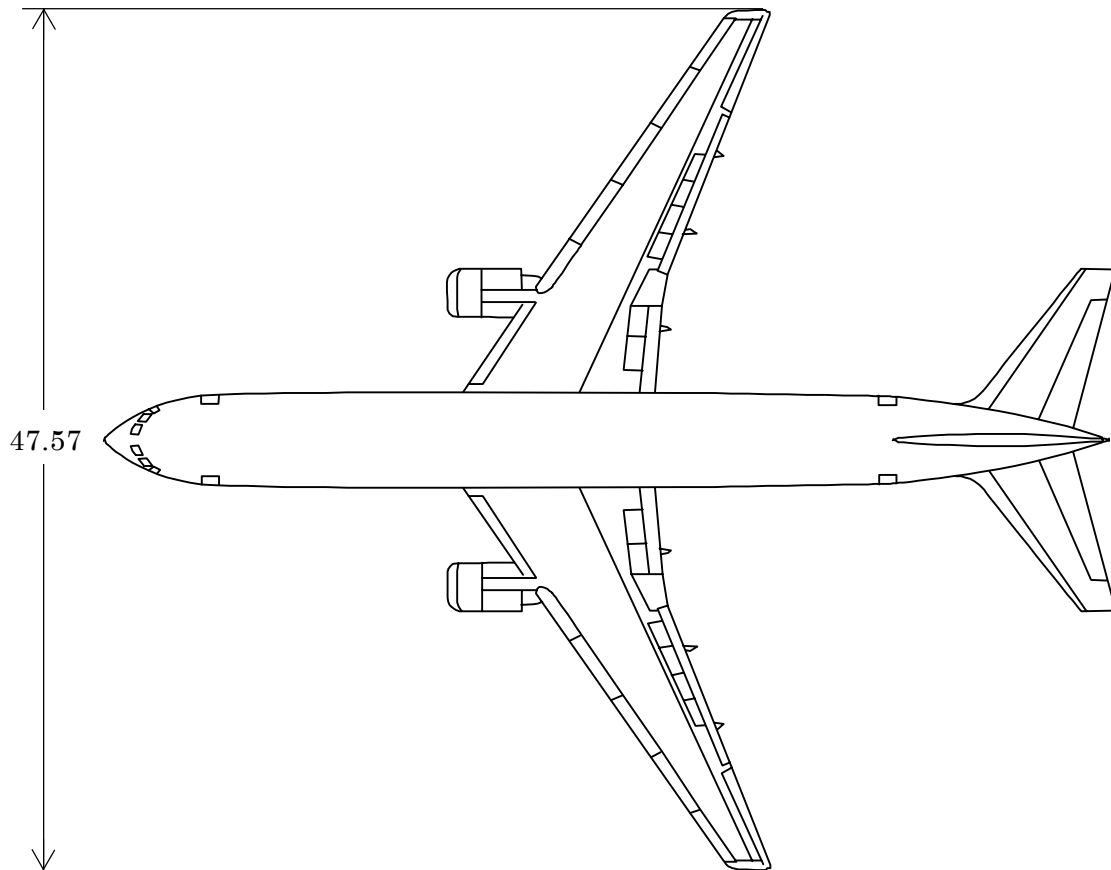
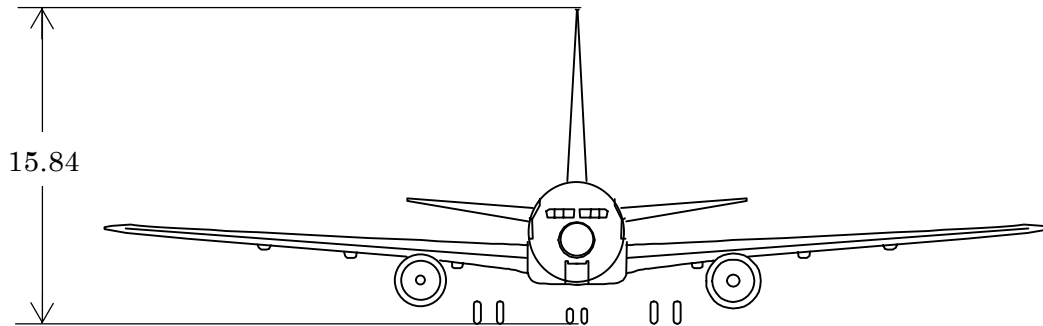
## 拡大図





付図2 ボーイング式767-300型三面図

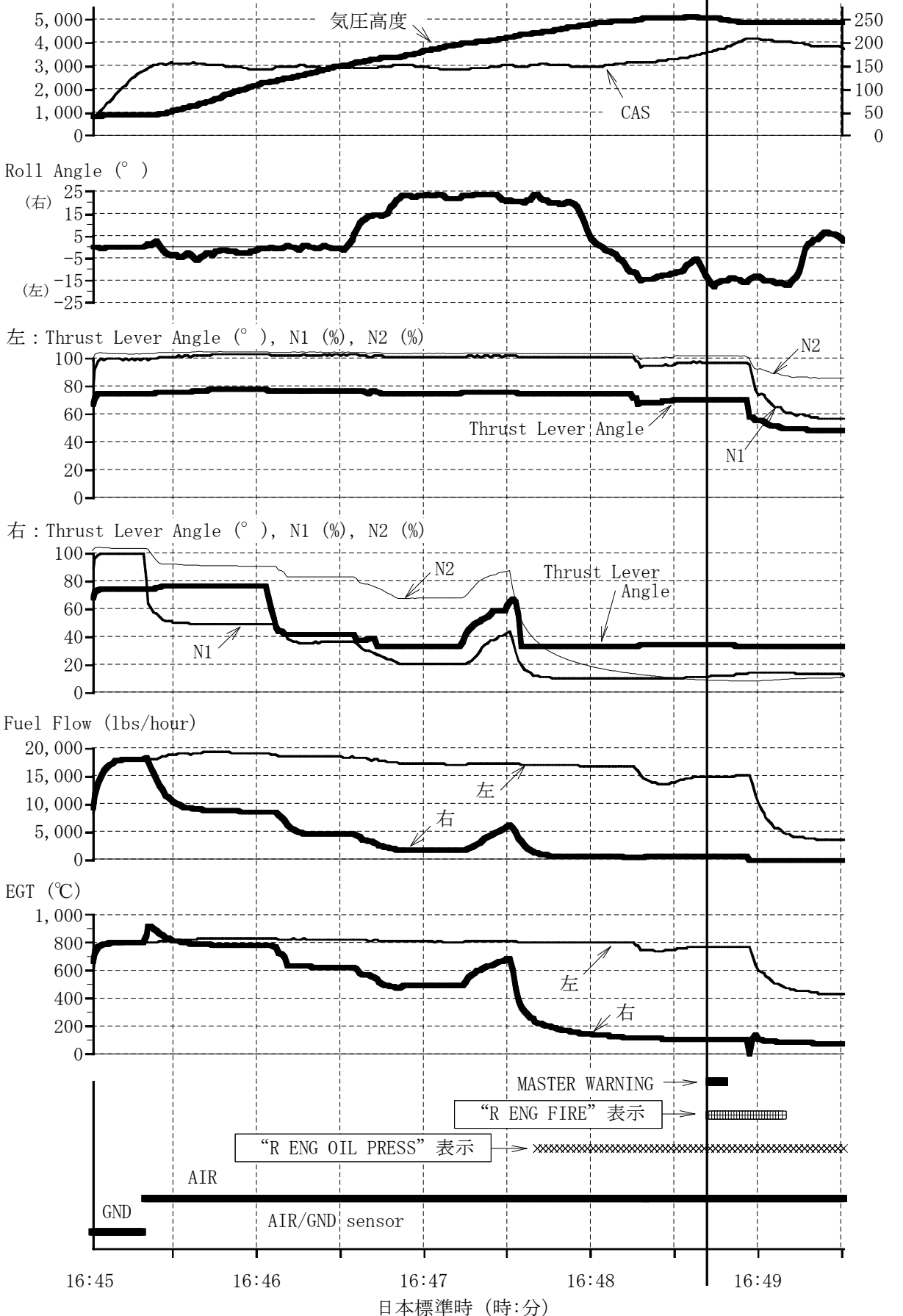
単位：m



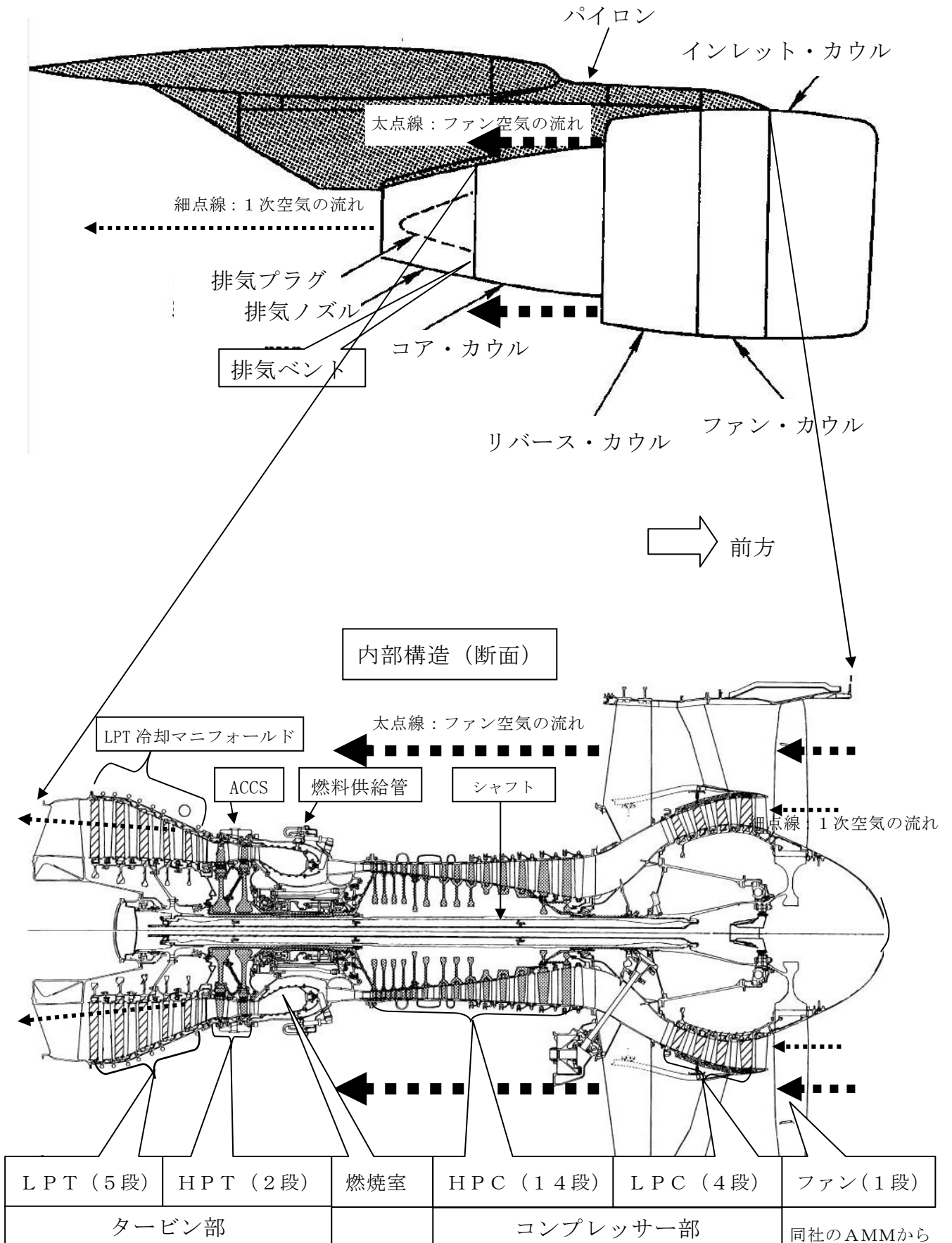
気圧高度 (ft)

### 付図3 DFDR記録

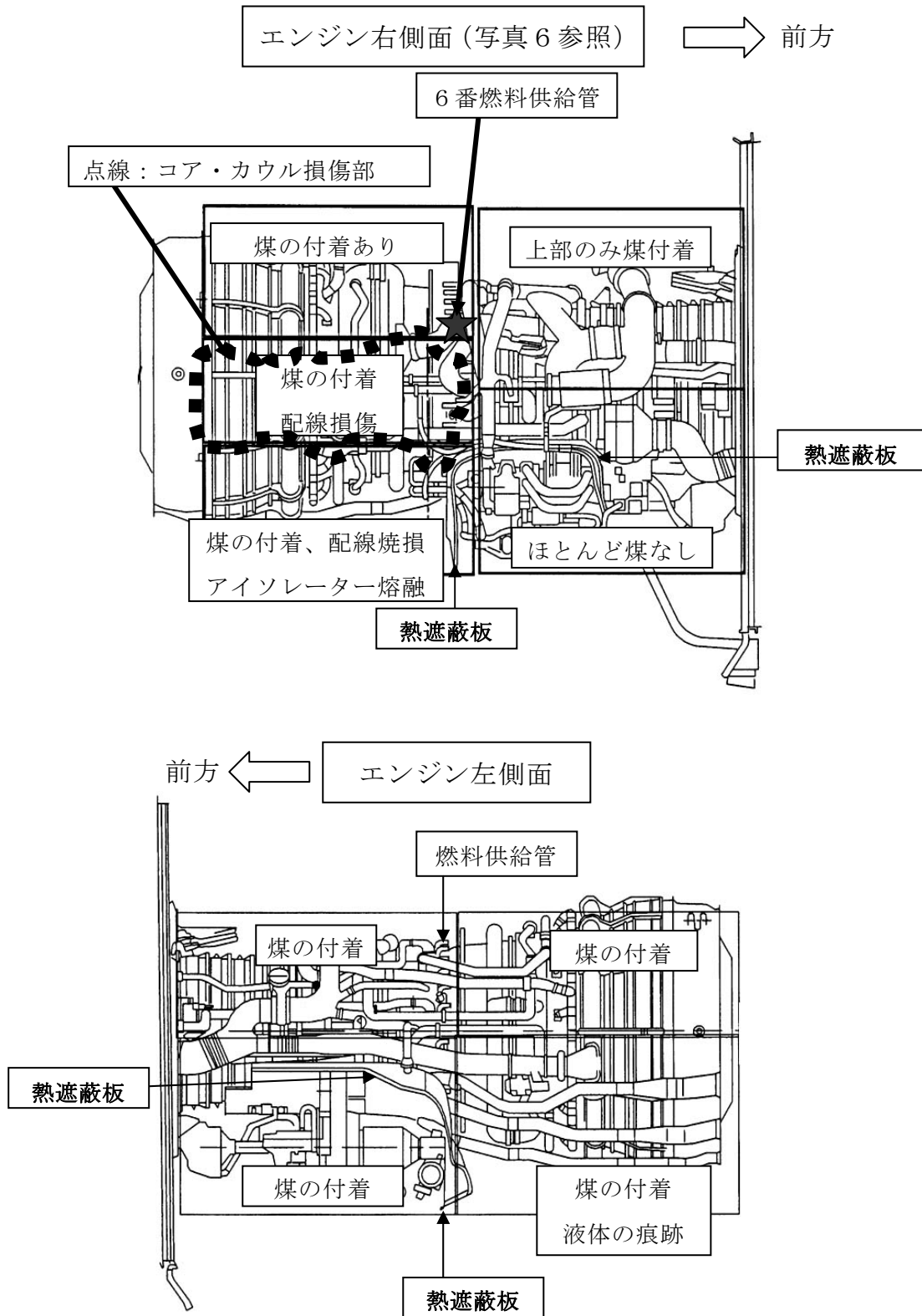
CAS (kt)



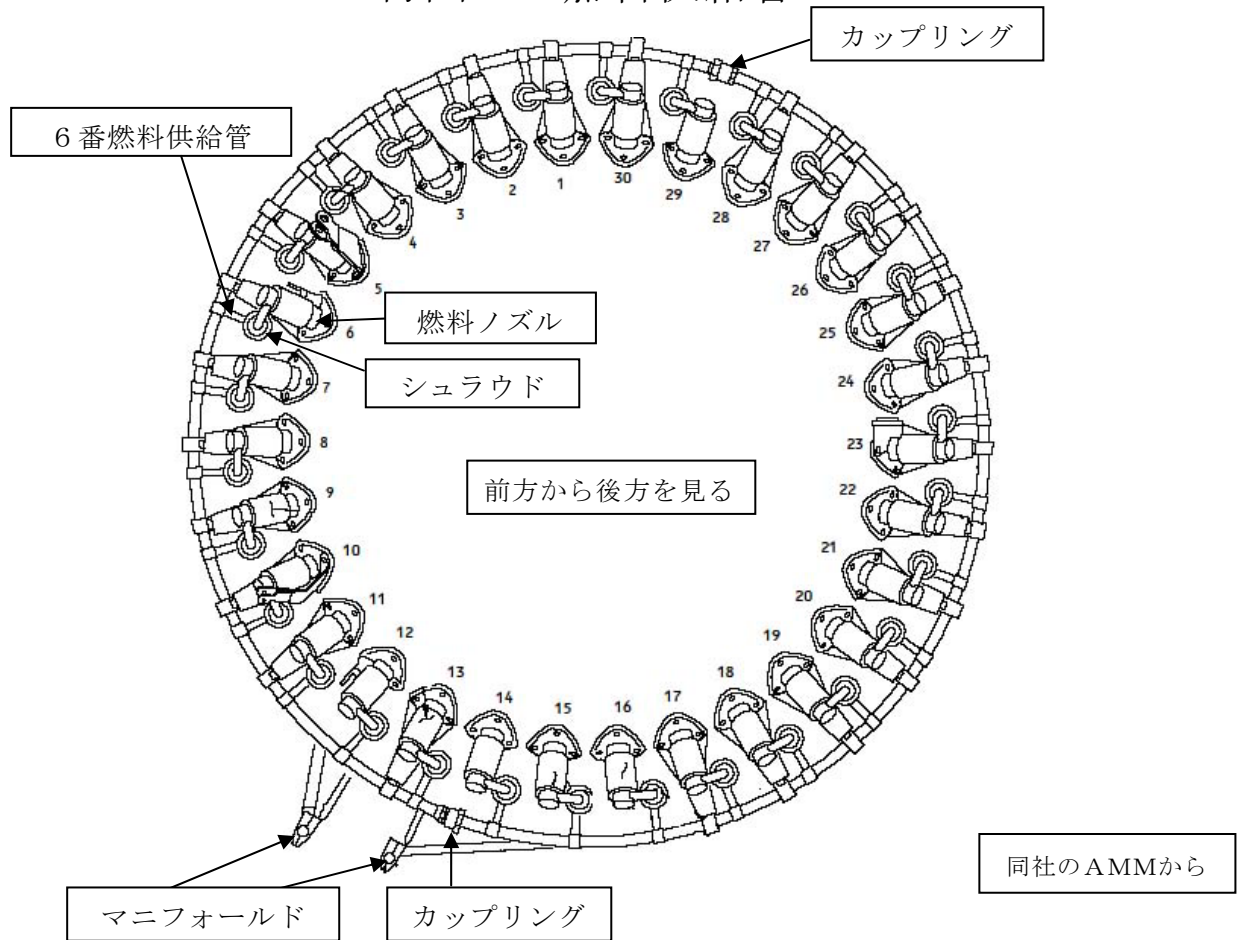
付図4 CF6-80C2型エンジン基本構造



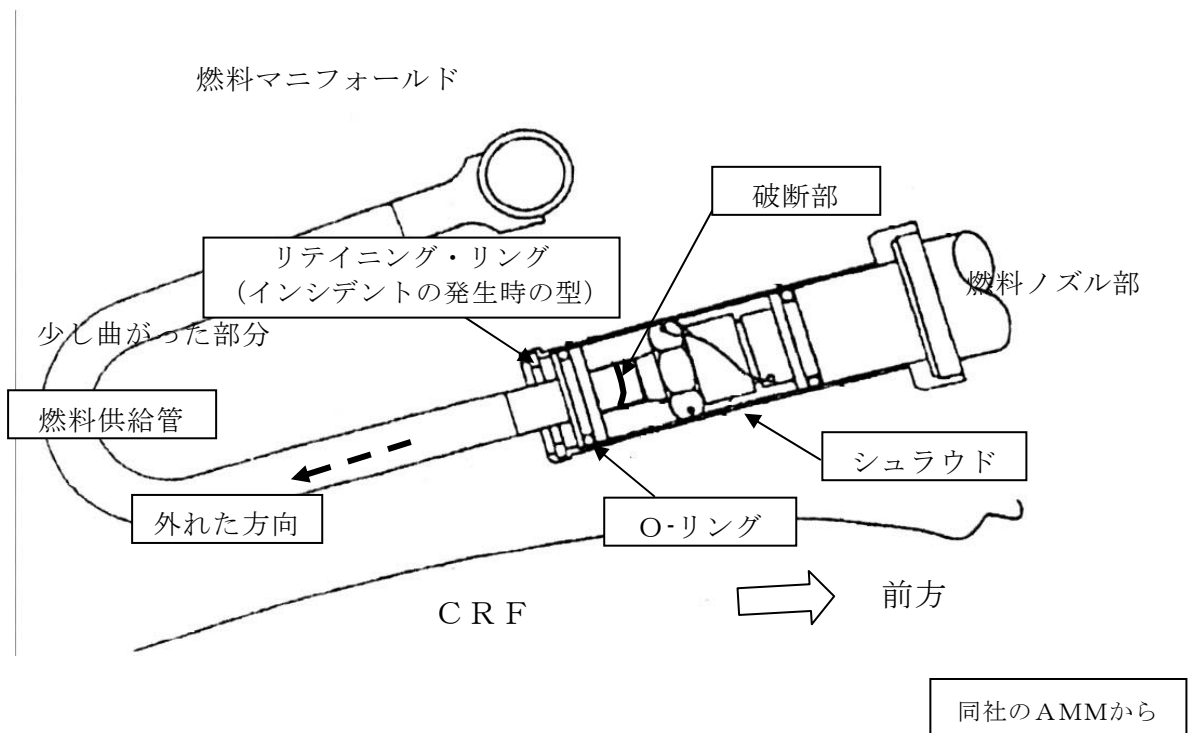
付図5 エンジン外部の煤等の状況



付図6 燃料供給管

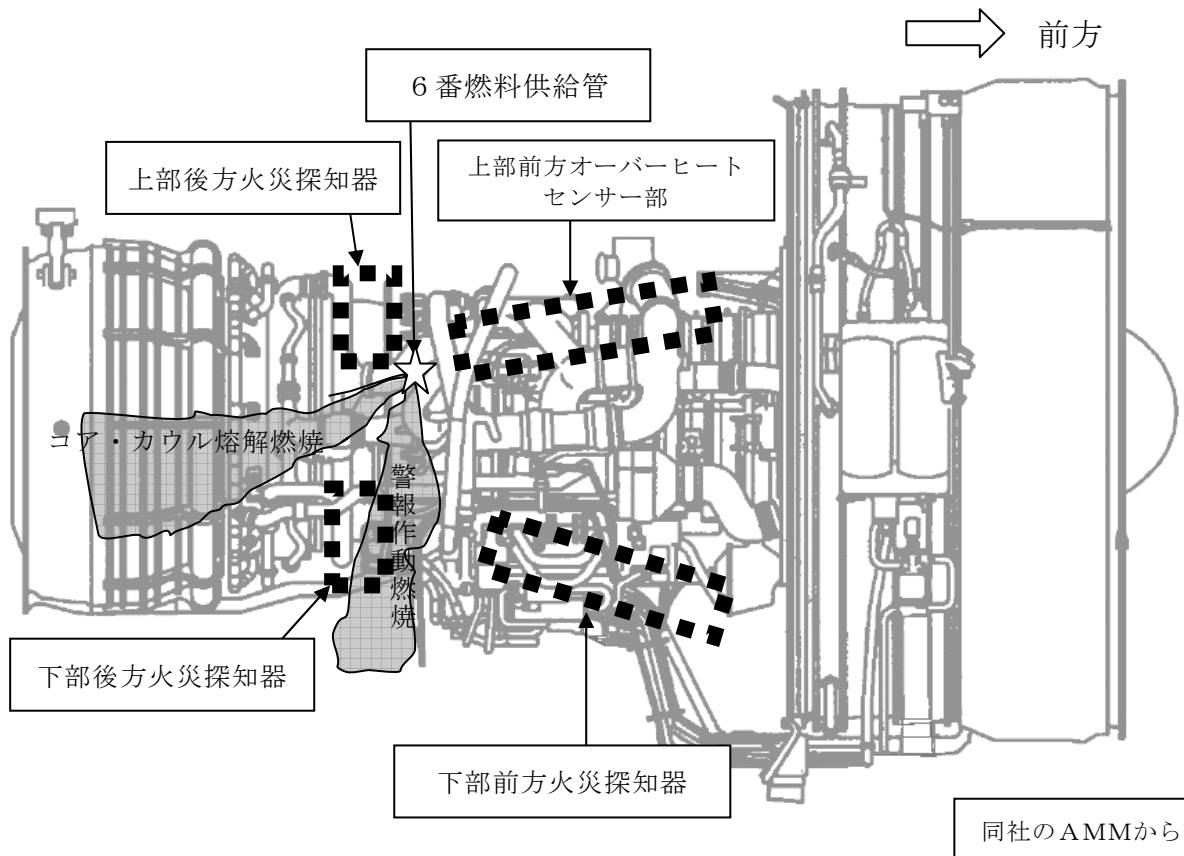


6番燃料供給管及びシュラウド結合部（断面図）

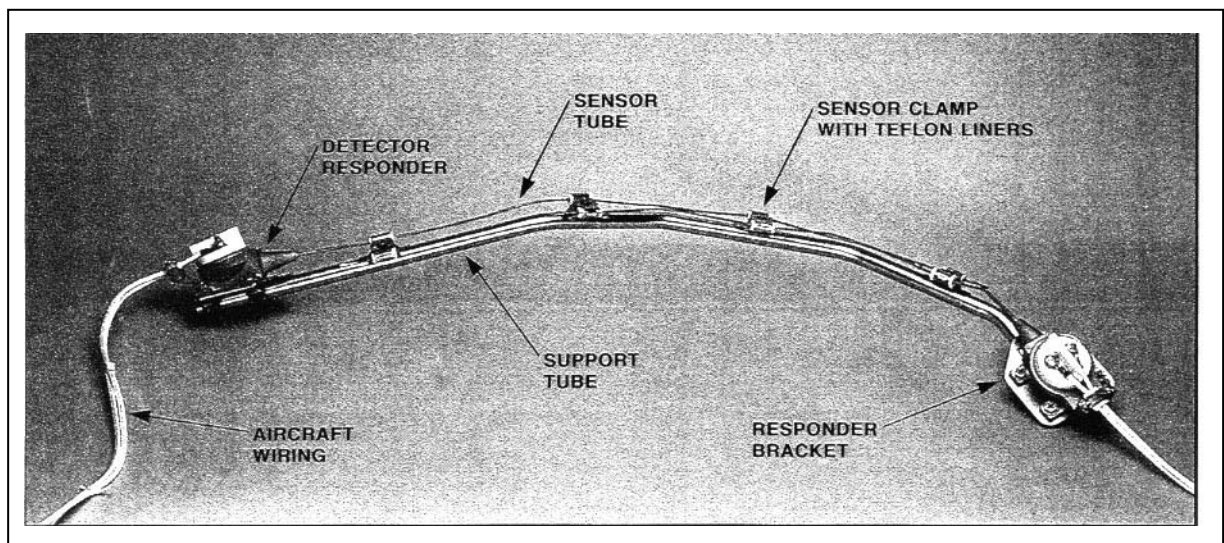


# 付図7 エンジン火災探知器

センサーの位置：太点線枠内

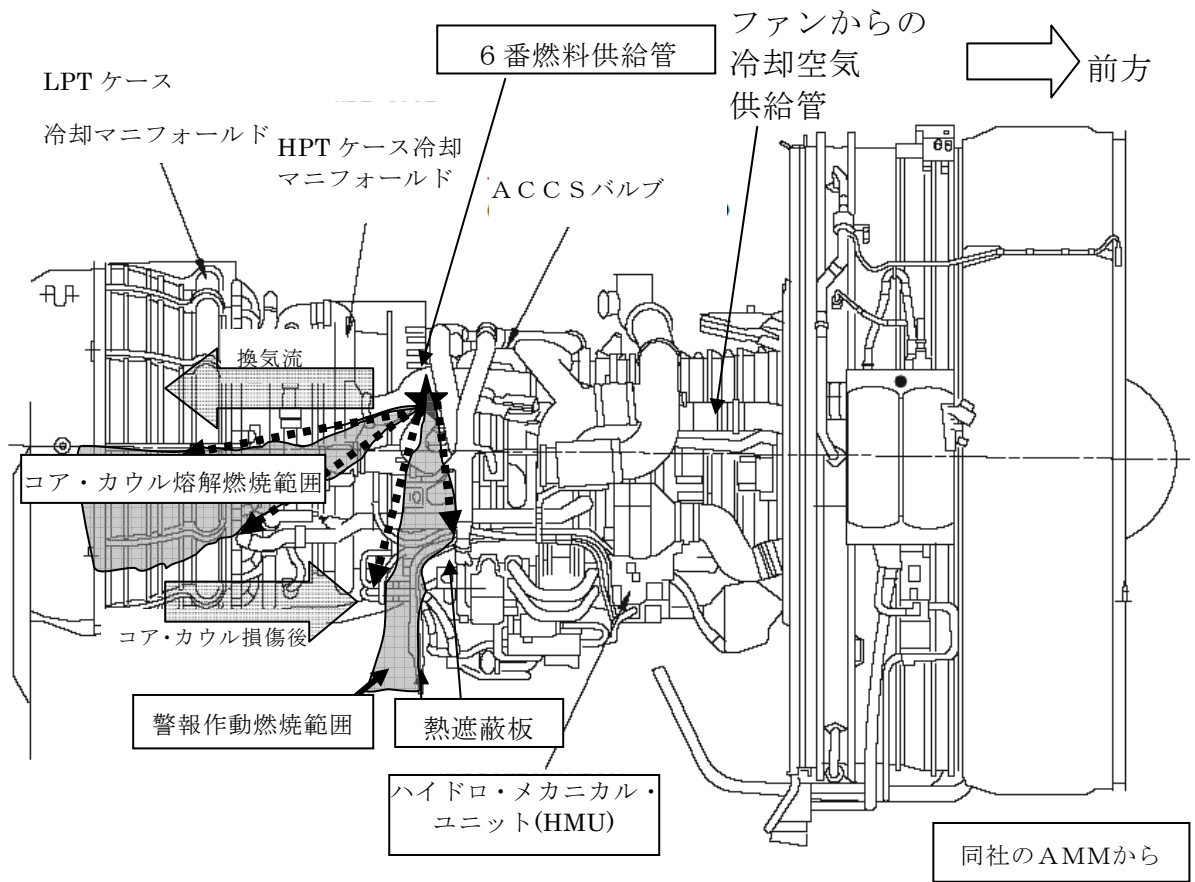


## 火災探知器

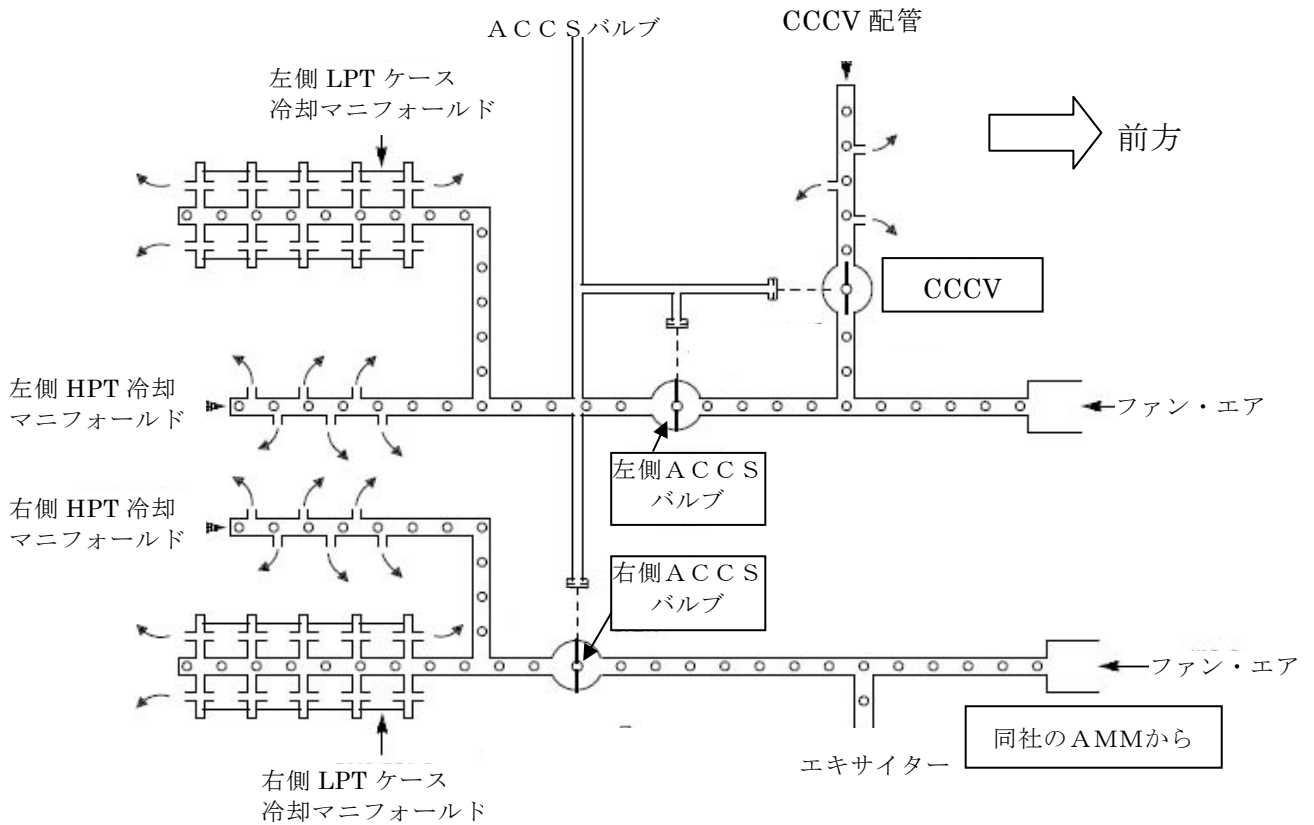


機体製造者提供資料から

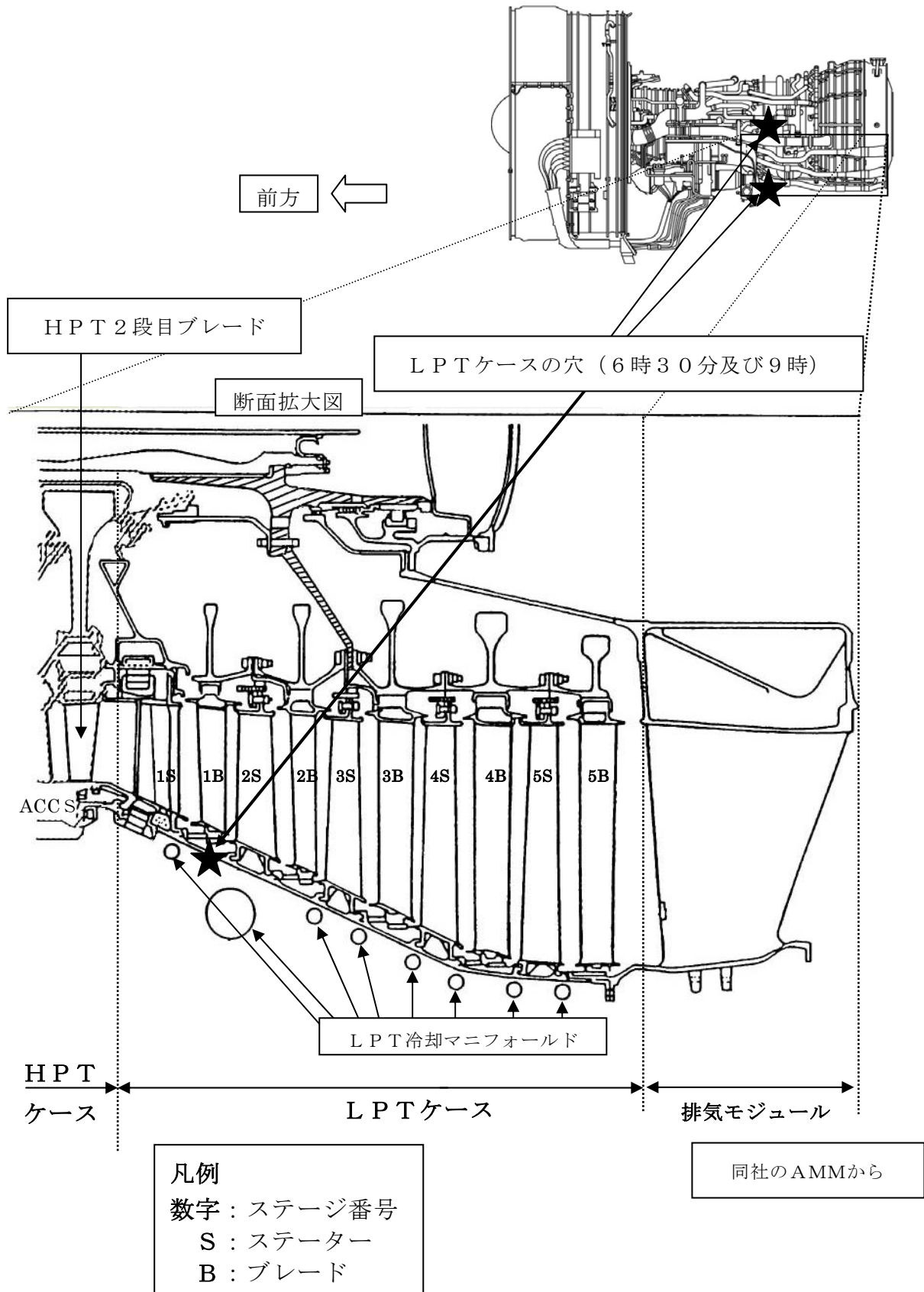
付図8 エンジン・ケース内の気流



エンジン・ケース冷却空気通路略図

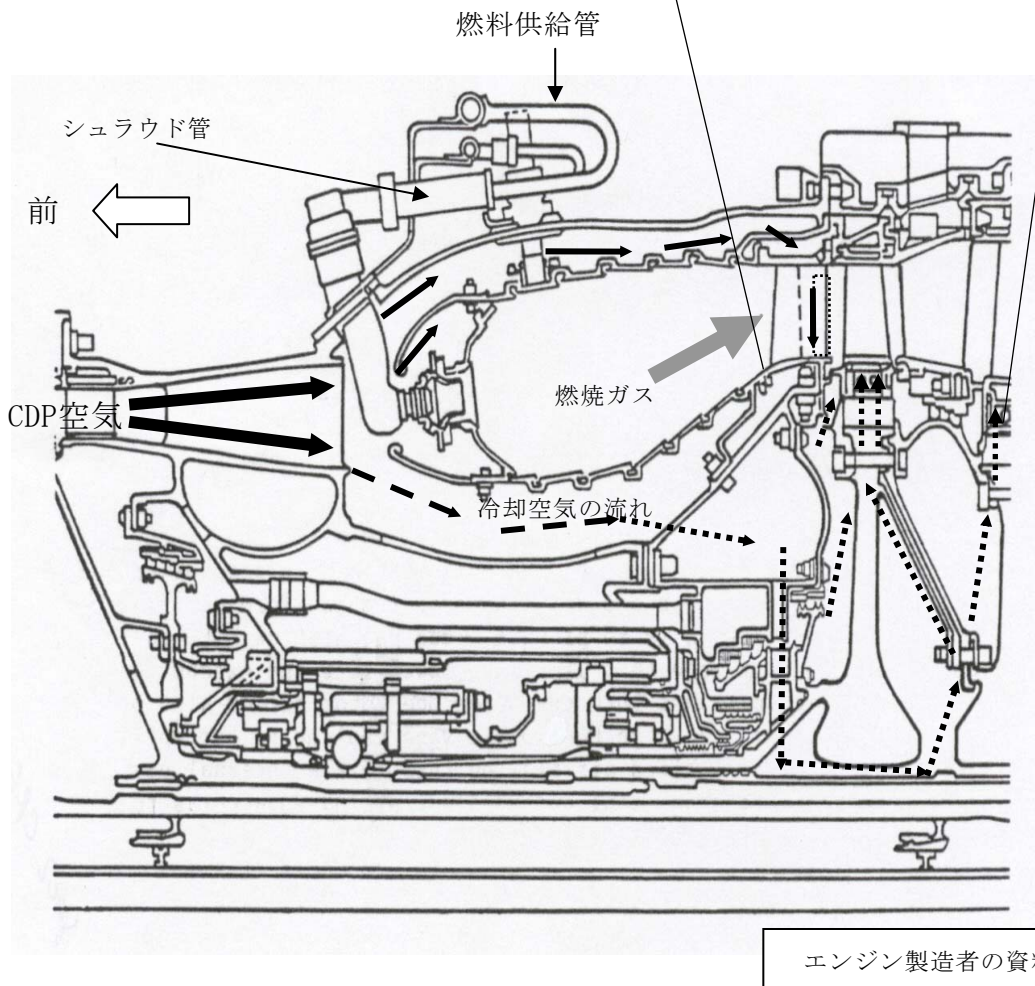
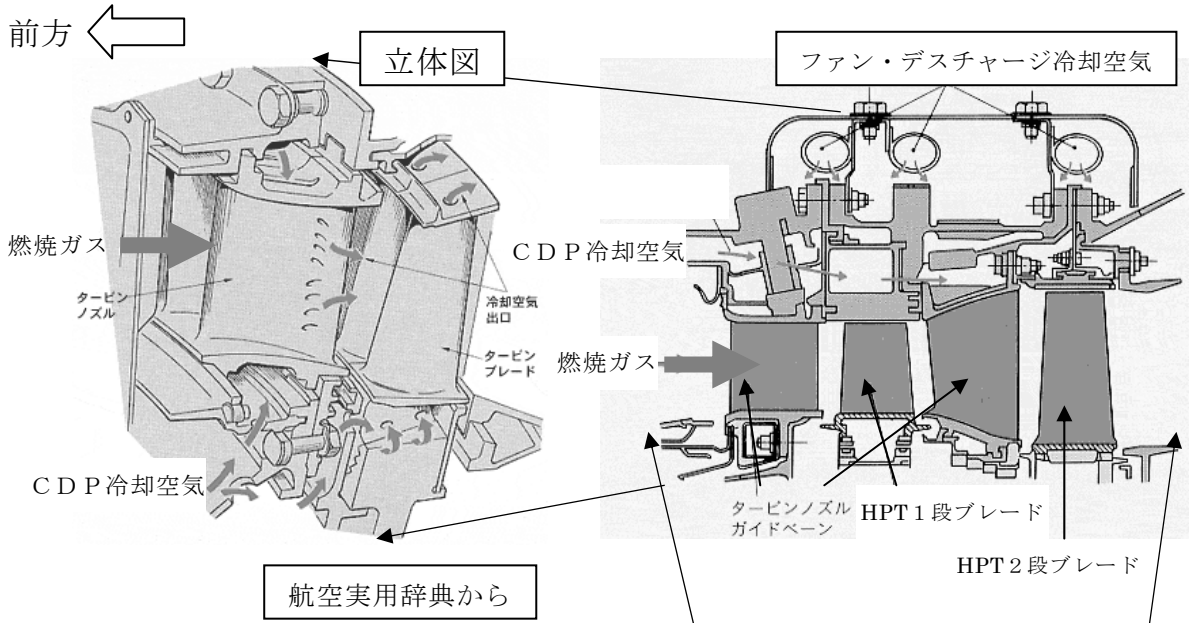


付図9 LPTケース1段目の穴

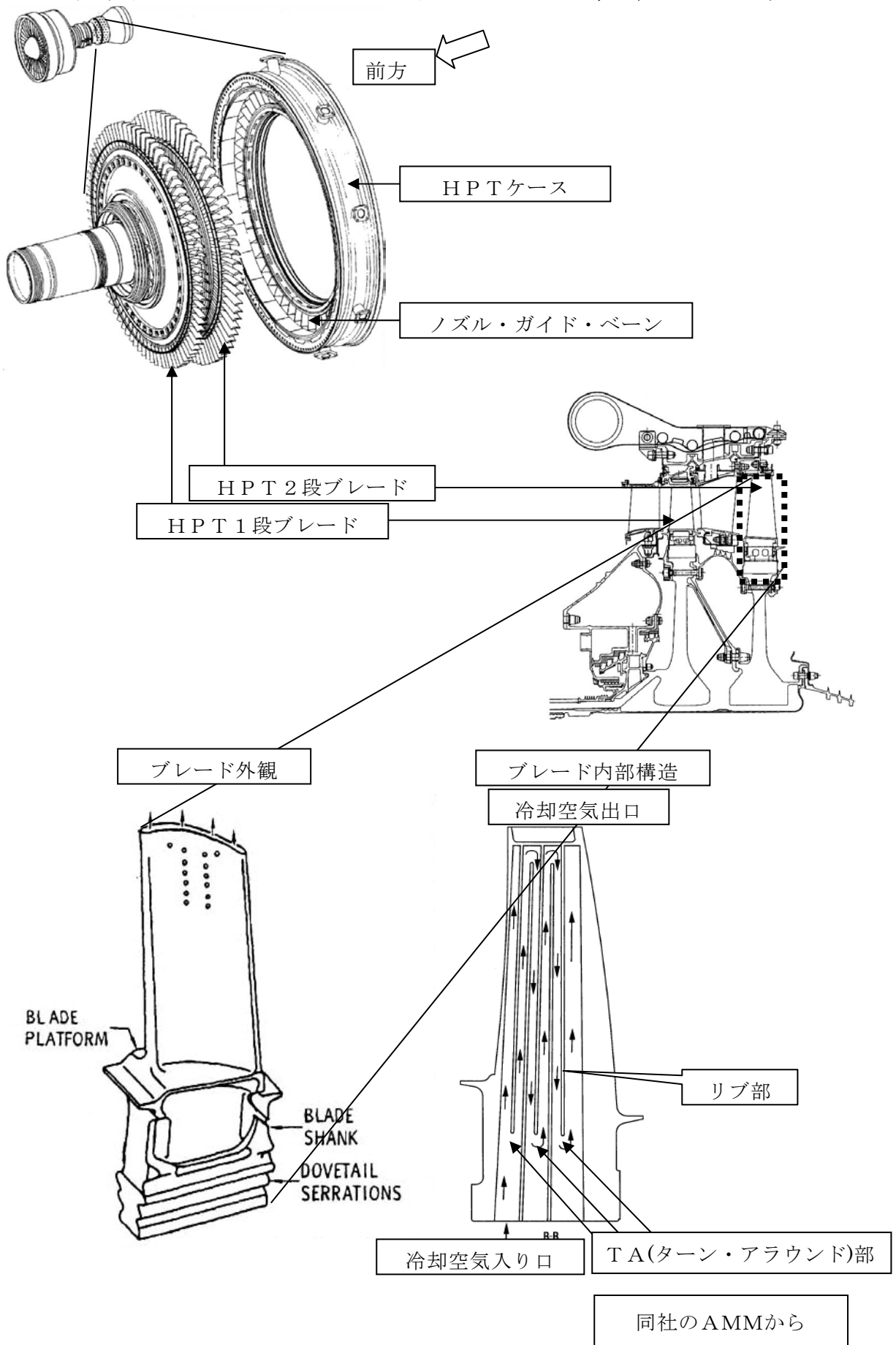




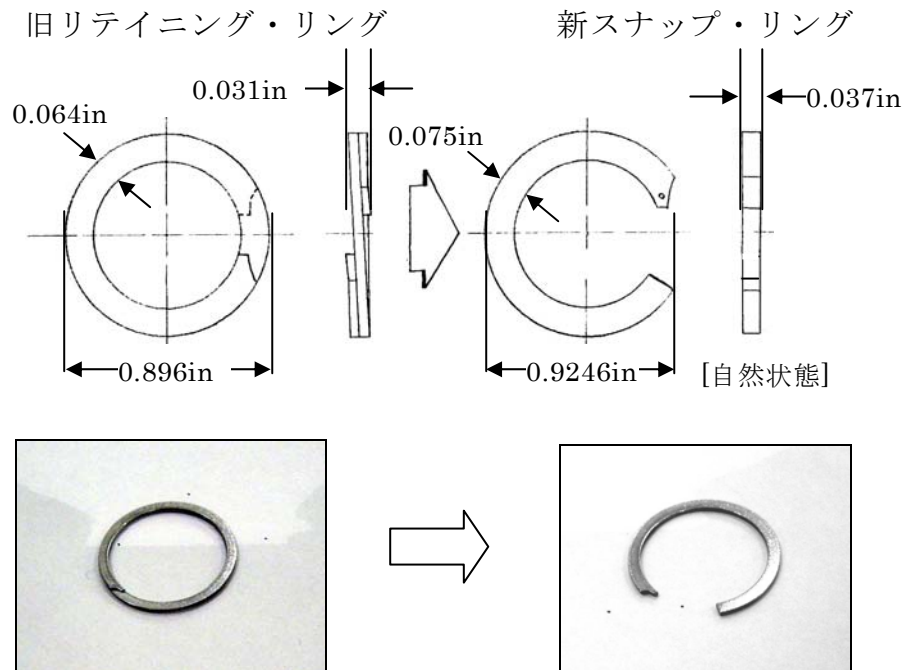
# 付図 1 0 燃焼室とHPTブレード冷却空気通路



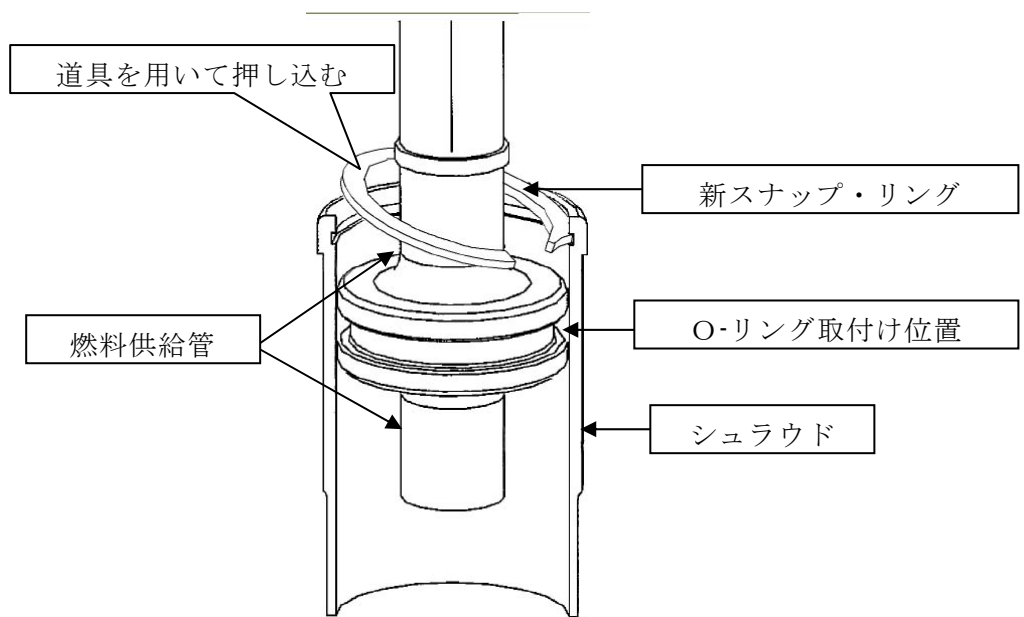
付図11 HPT 2段目ブレード冷却空気通路



## 付図12 リテイニング・リング

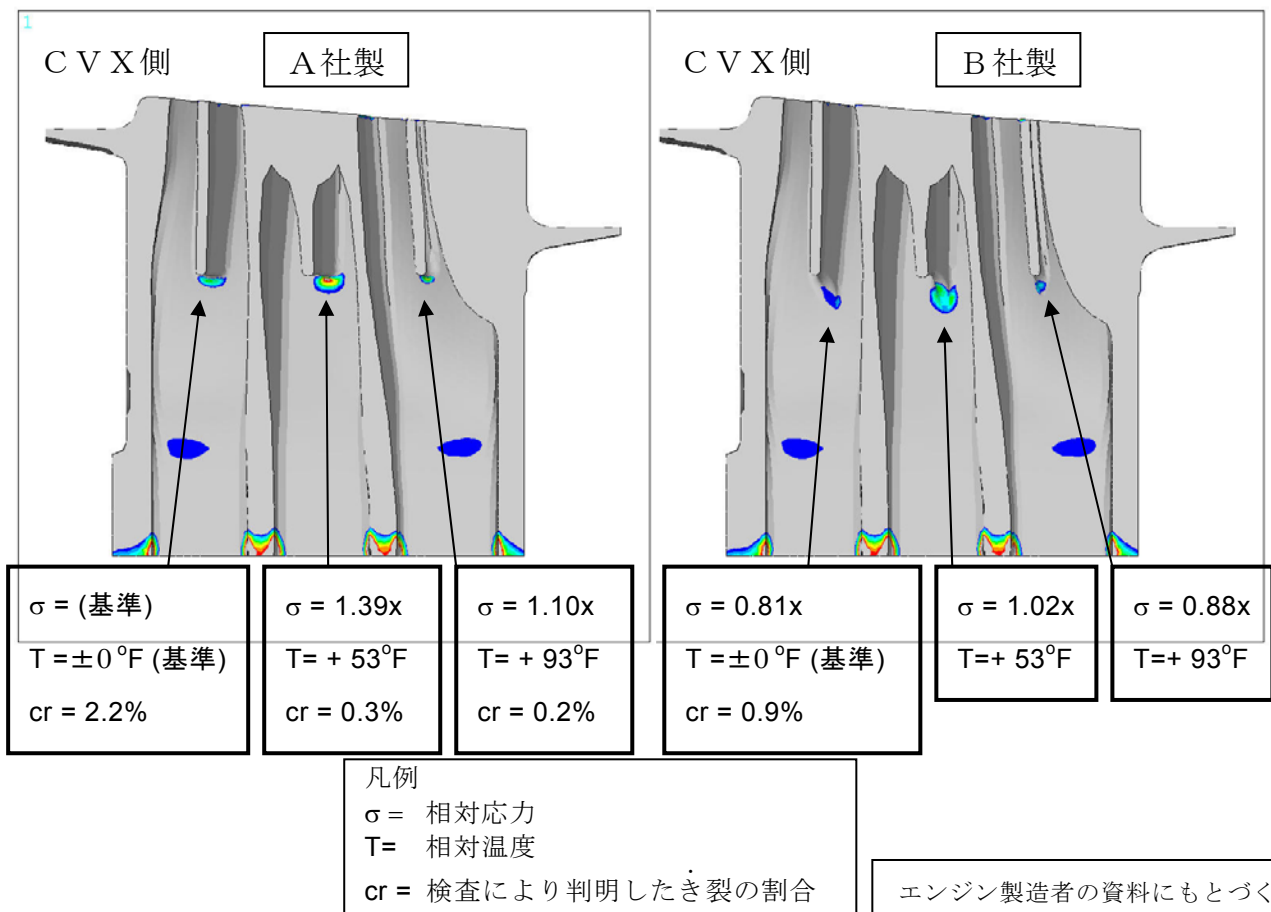
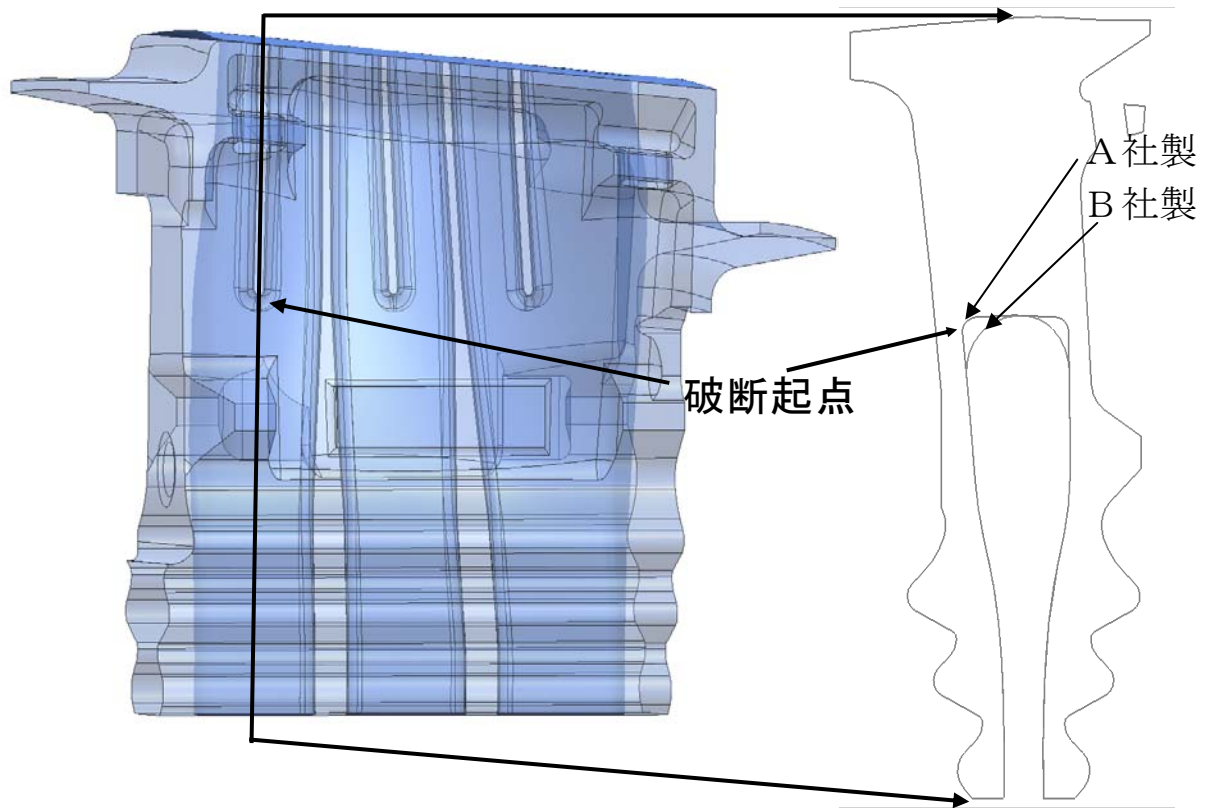


## 新スナップ・リングの装着



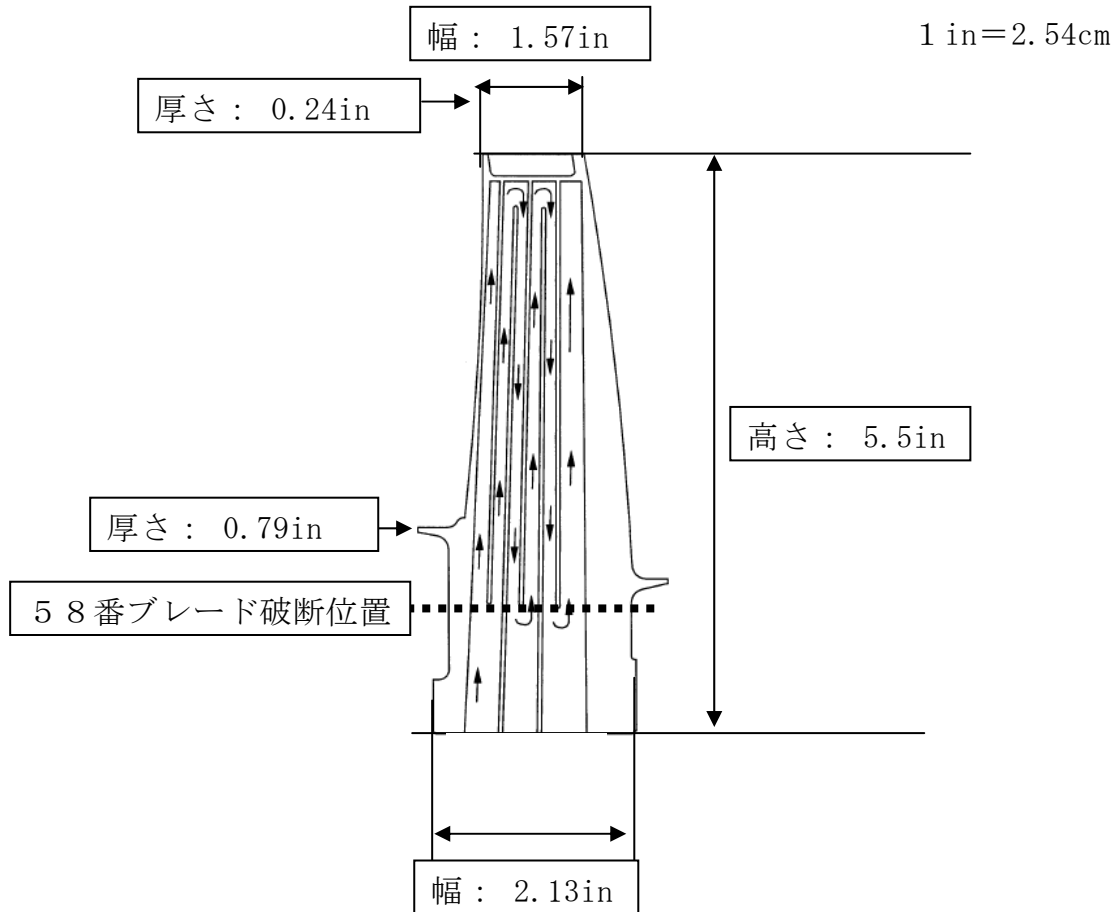
SB73-0337から

付図 1 3 T A部半径の違いによる応力の違い（計算値）



# 付図 1 4 HPT 2 段目ブレード

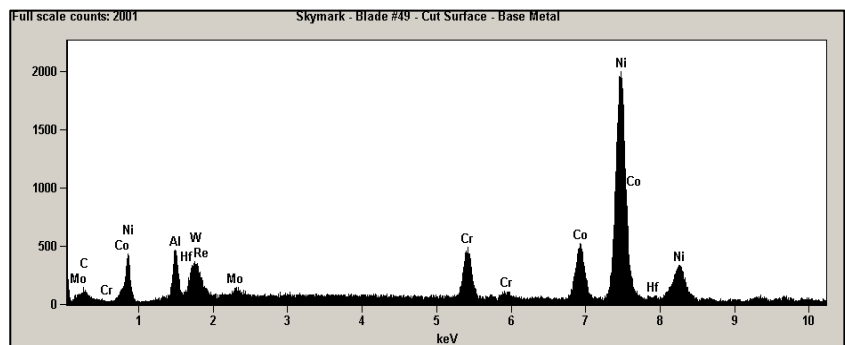
部品番号 1 8 8 1 M 5 2 G 0 5



材質 DSR 1 4 2

構成金属

- ニッケル (Ni)
- コバルト (Co)
- クローム (Cr)
- ハフニウム (Hf)
- アルミニウム (Al)
- タングステン (W)
- レニウム (Re)



エンジン製造者の資料から

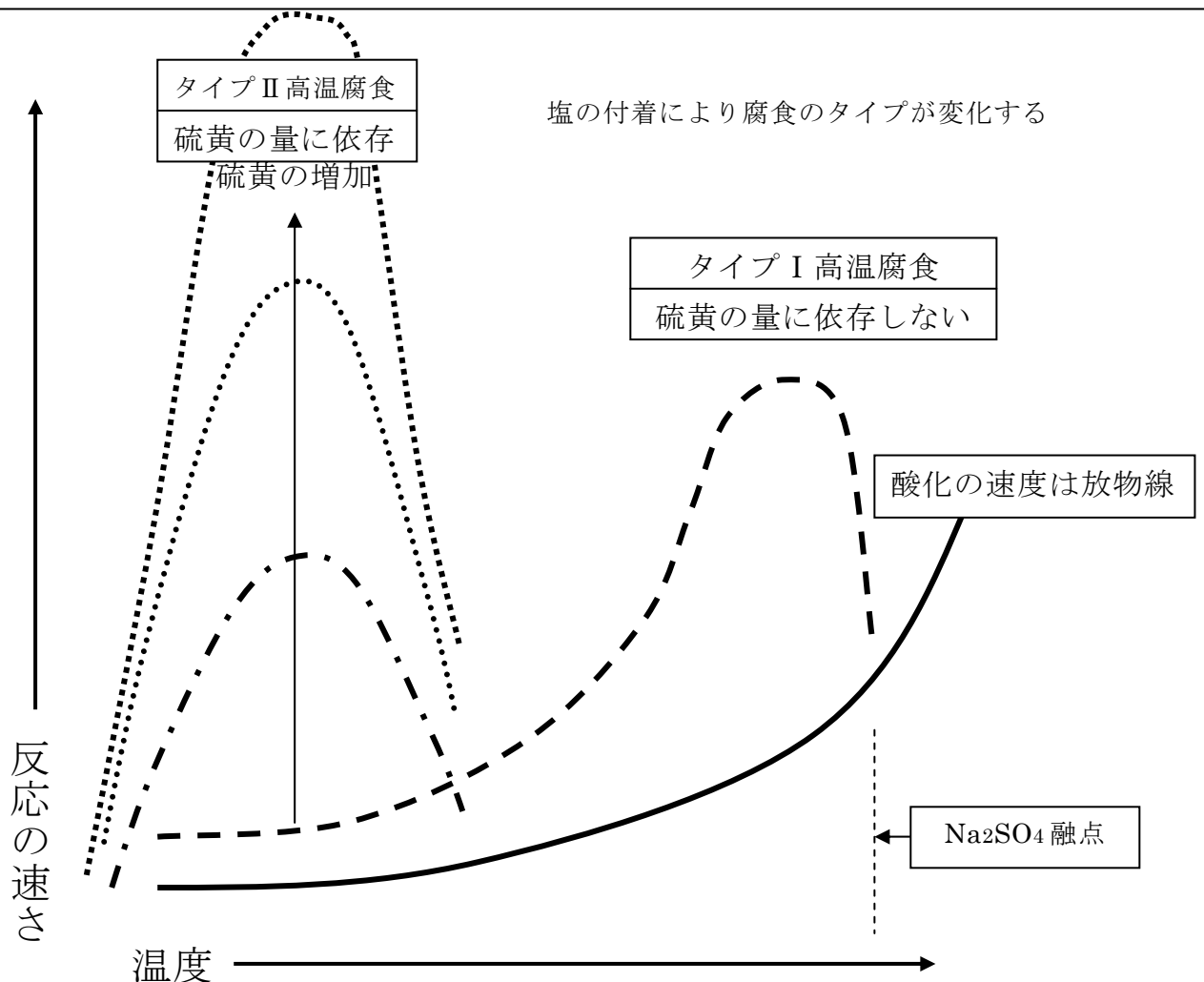
## 付図 1 5 高温腐食と硫化 (仮訳)

タイプ I 高温腐食：1,550～1,850°F (843～1,010°C) で発生し、腐食速度は温度に依存するが、硫黄の量に依存しない。

- ・ 通常、塩と保護酸化膜の塩基溶媒により発生する。例：空気中の海塩 (NaCl) と燃焼ガス (SO<sub>3</sub>) から Na<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> が生成される。
- ・  $2\text{Na}_2\text{SO}_4 + \text{Al}_2\text{O}_3 + 1/2\text{O}_2 \longrightarrow 2\text{Na}_2\text{AlO}_4 + 2\text{SO}_2$
- ・ 溶けた Na<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> が Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> や Cr<sub>2</sub>O<sub>3</sub> である保護酸化物を分解する。
- ・ 腐食速度は温度とともに増加するが、1,500°F (843°C) 以上では Na<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> が溶けることから特に増加する。

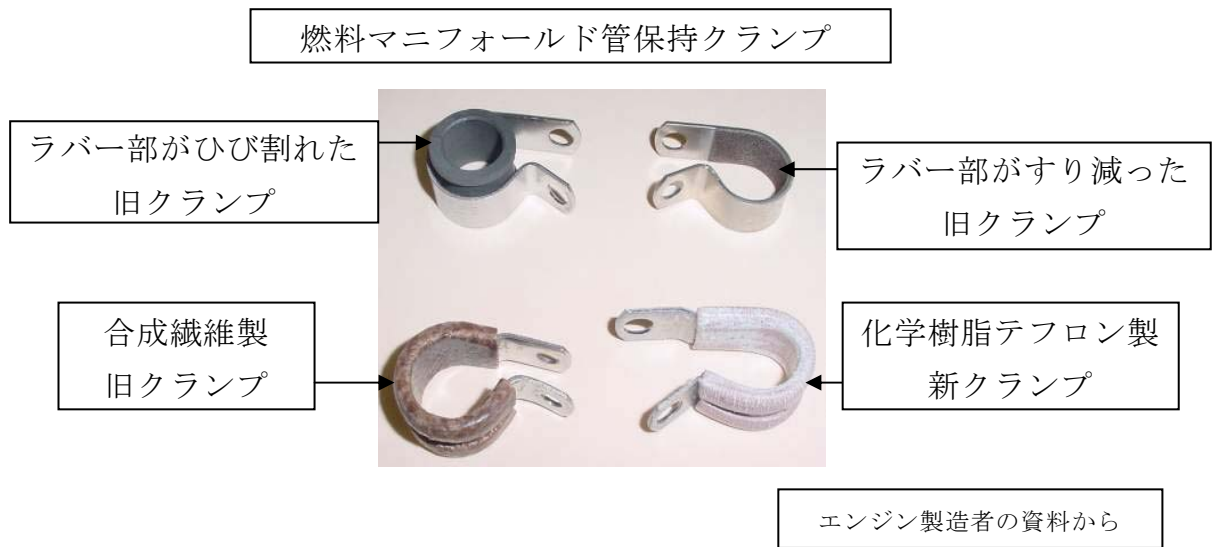
タイプ II 高温腐食：1,100～1,350°F (593～843°C) で発生し、腐食速度は温度と硫黄の量に依存する。

- ・ Na<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> と硫黄を必要とする。
- ・ SO<sub>3</sub> の燃焼生成物は COSO<sub>4</sub> または NiSO<sub>4</sub> を生成する。これらは Na<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> に溶けて、腐食の原因となる低融点の共融塩を生成する。
- ・ この機構は SO<sub>3</sub> 分圧が支配する。—腐食は硫黄と温度に依存する (温度上昇で SO<sub>3</sub> が増加)

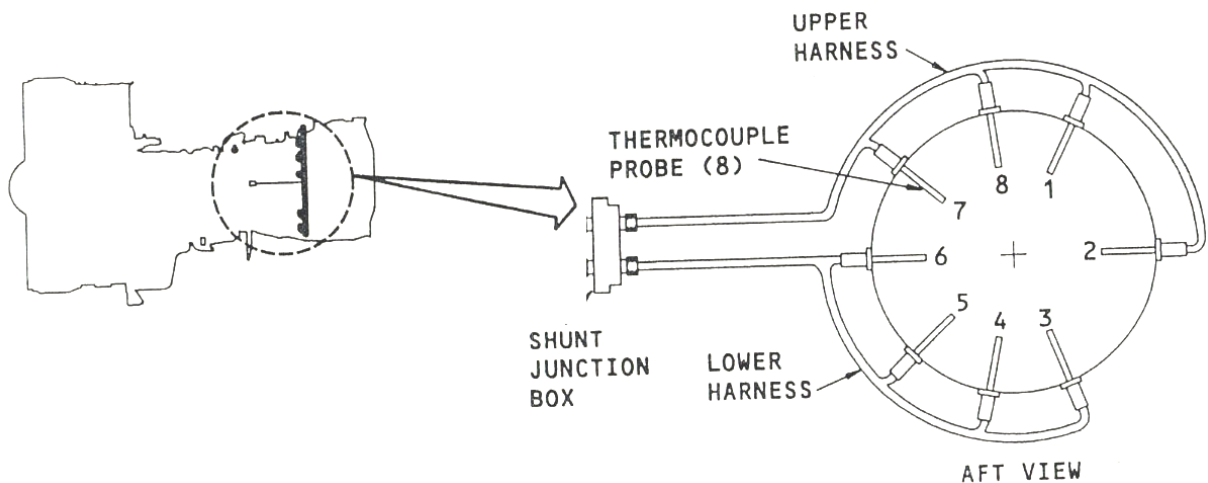


エンジン製造者の教育資料から

## 付図 1 6 燃料供給管の燃料漏れ防止対策



## 付図 1 7 EGTプローブ



機体製造者の資料から

付図 1 8 鹿児島空港におけるエンジン故障時  
リファレンス・プロセジャー

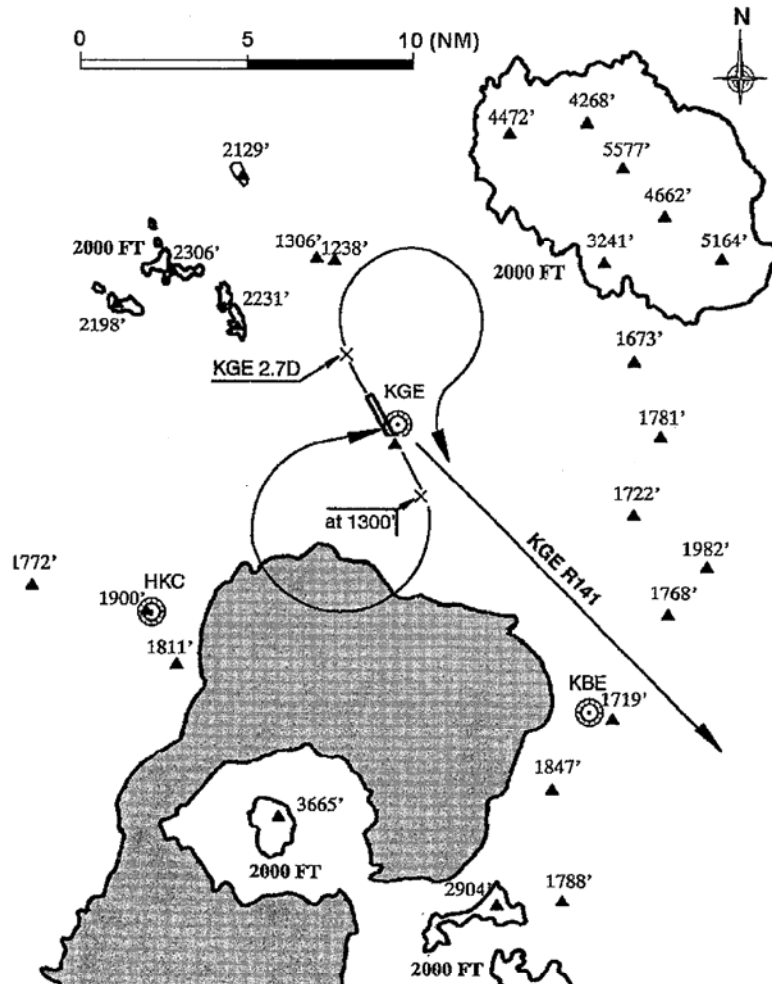
**FLIGHT PLANNING DATA MANUAL**

1-8-2 ENGINE FAILURE REFERENCE PROCEDURE

**RJFK (RWY 16 / 34)**

**RWY 16:** Climb via RWY track to 1300', turn RIGHT and proceed KGE, then via KGE R141 to the Pacific Ocean.

**RWY 34:** Climb via RWY track to KGE 2.7D, then turn RIGHT and intercept KGE R141 to the Pacific Ocean.



FEB22/03  
Rev.12

**SKYMARK**  
AIRLINES

1-8-JPN-(6)

同社の資料から



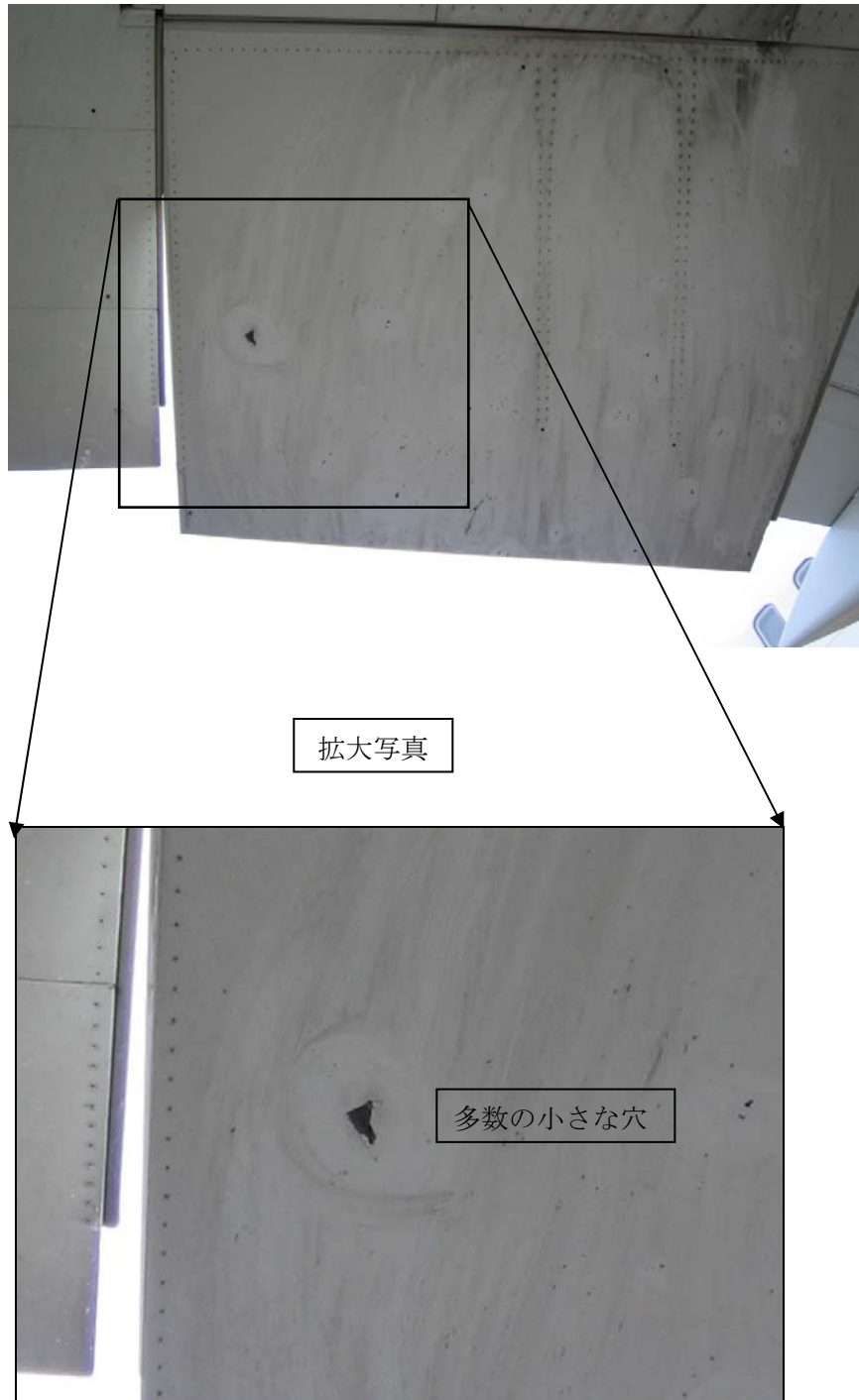
写真1 重大インシデント機



写真2 右エンジン



写真3 右主翼インボード・エルロンの損傷



## 写真4 エンジン部品の熱により発生した火災



鹿児島空港事務所提供

## 滑走路上のエンジン部品



鹿児島空港事務所提供

写真5 火災跡草地



写真6 エンジン・ケース右側面

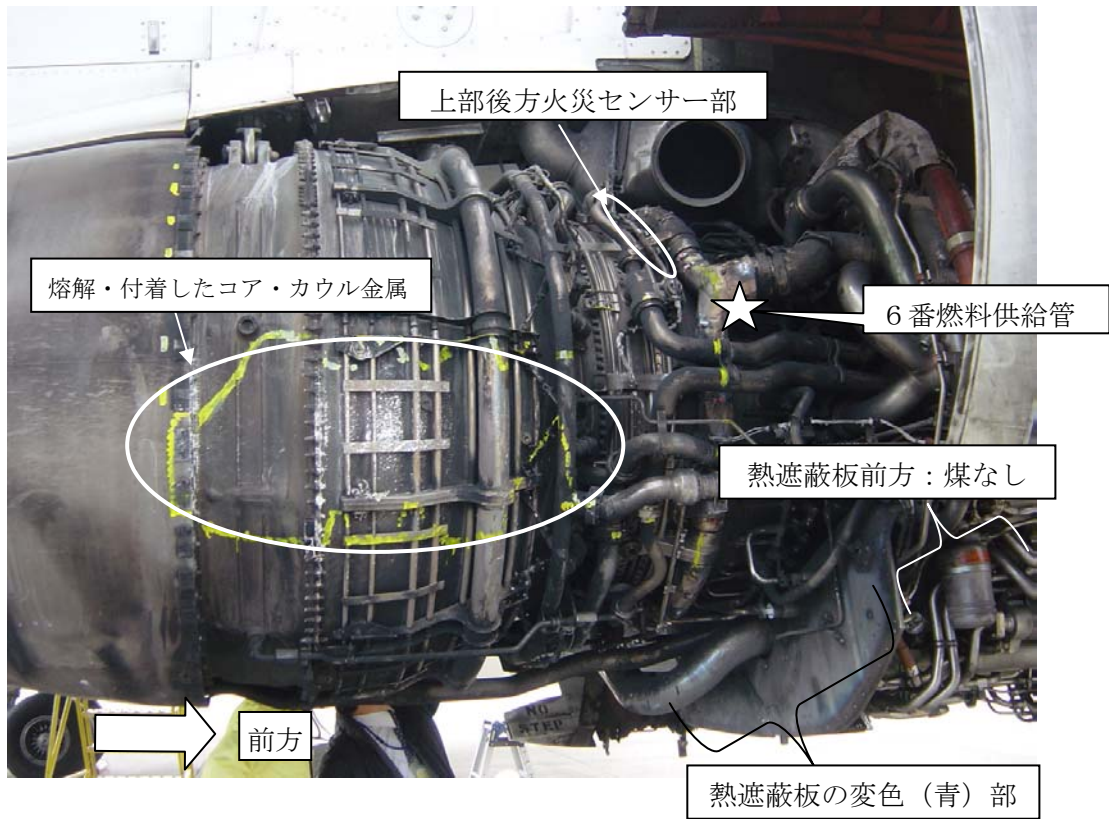


写真7 熱遮蔽板と火災探知器

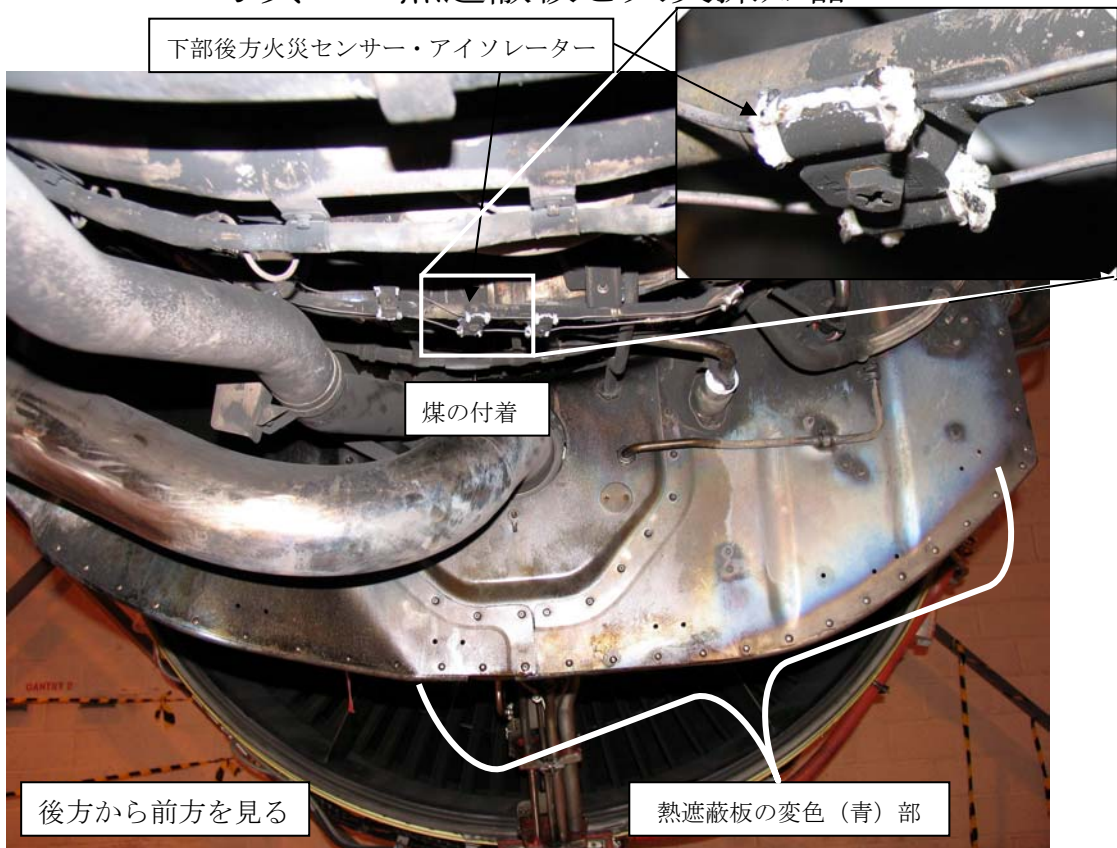


写真8 右ブロウ・アウト・ドア

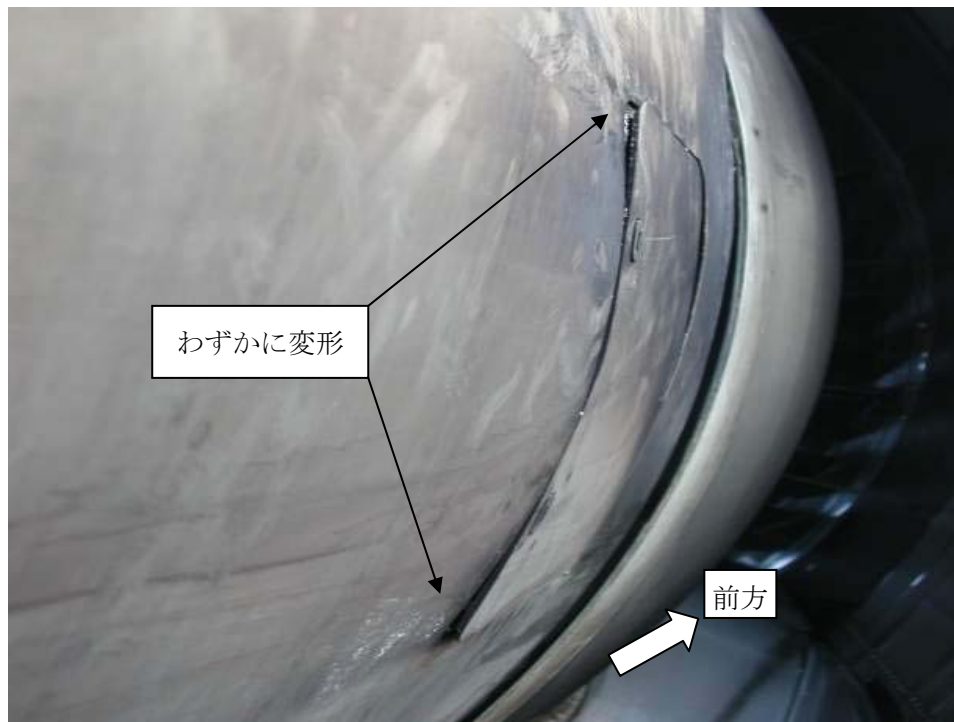


写真9 LPTケース1段目の穴

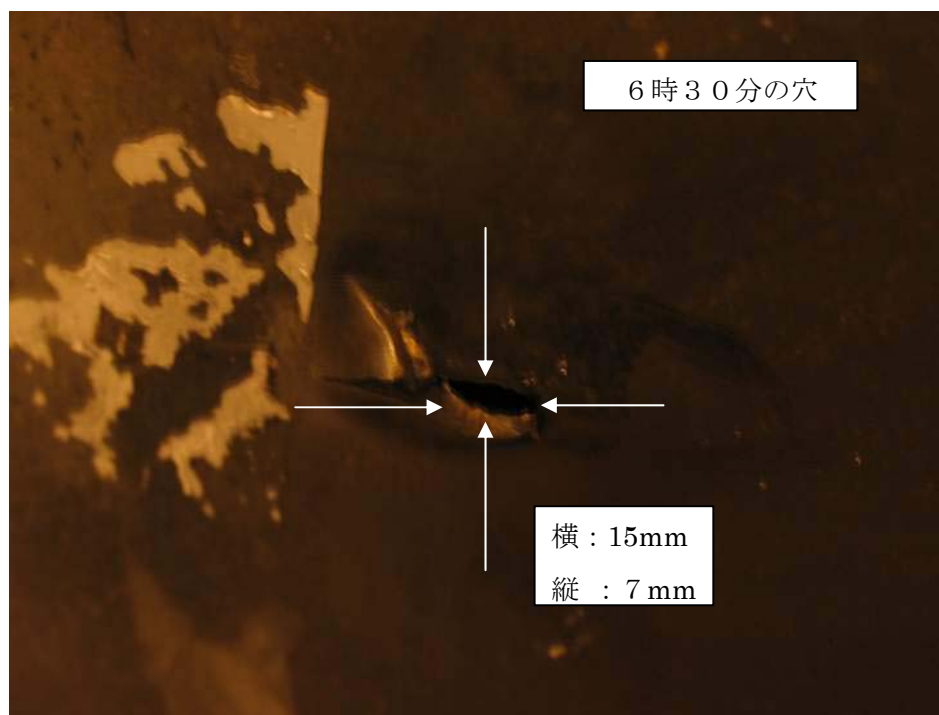


写真10 コア・カウルの損傷



写真11 燃焼範囲(カウルを外した状態)

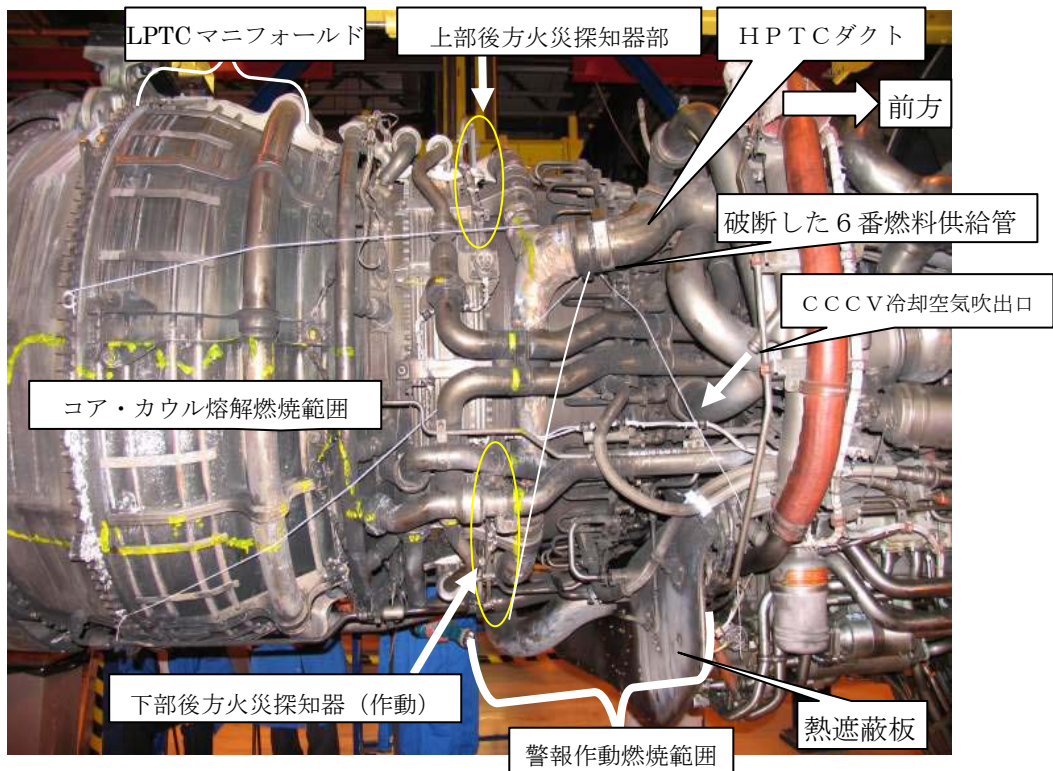


写真1 2 6番燃料供給管がシュラウドから外れた状態

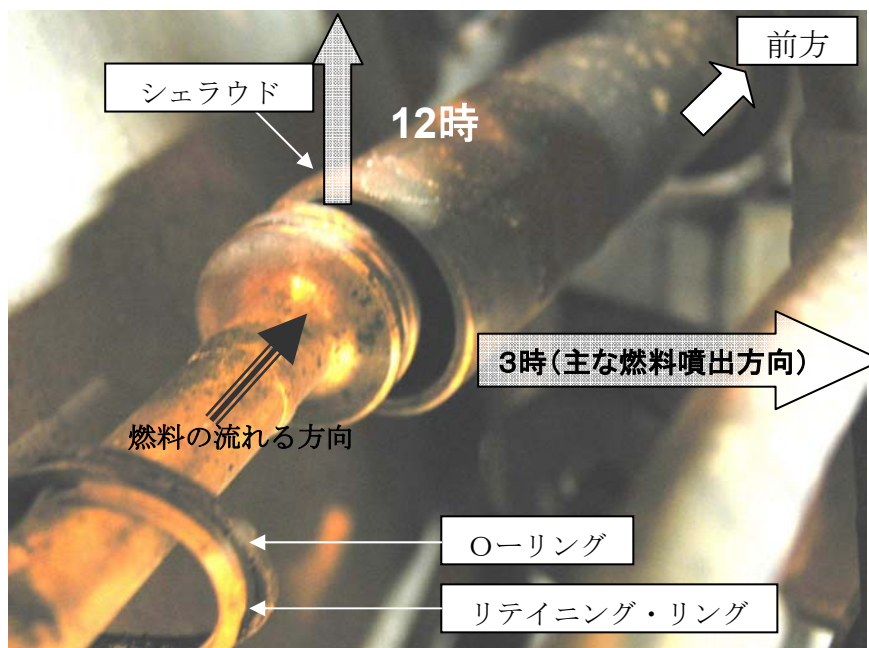


写真1 3 6番燃料供給管の破断状況

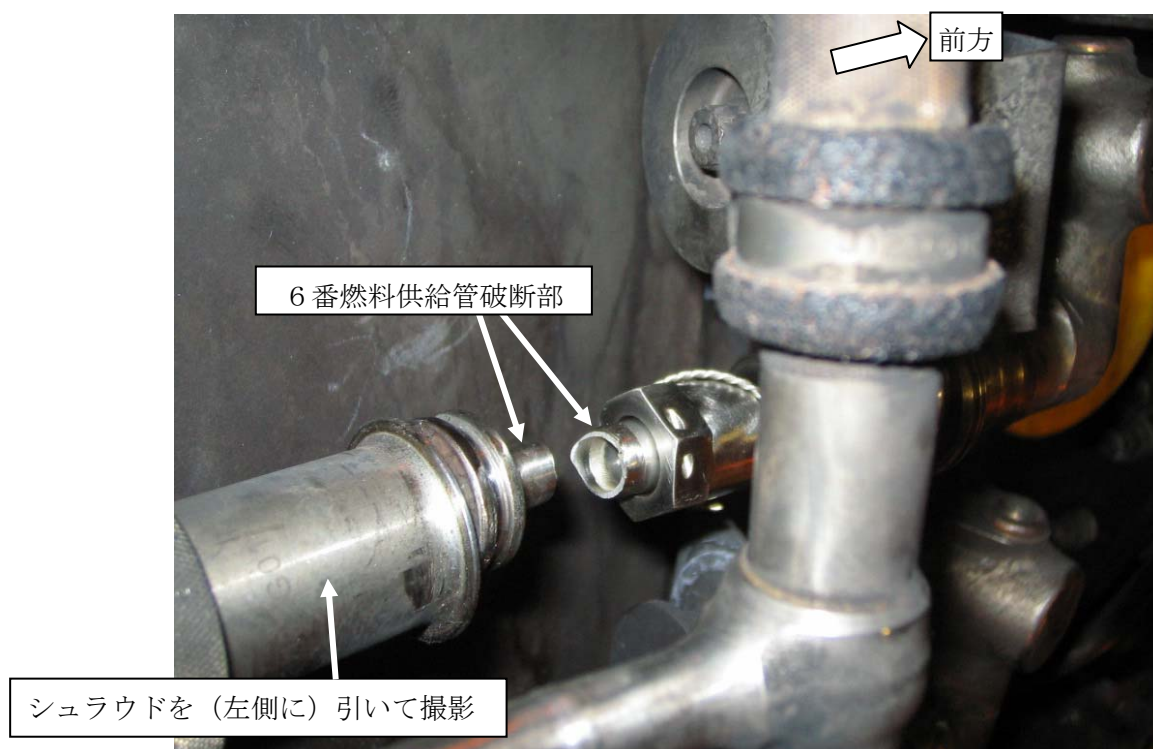




写真 1 4 燃料供給管破断部 (組合せ写真)

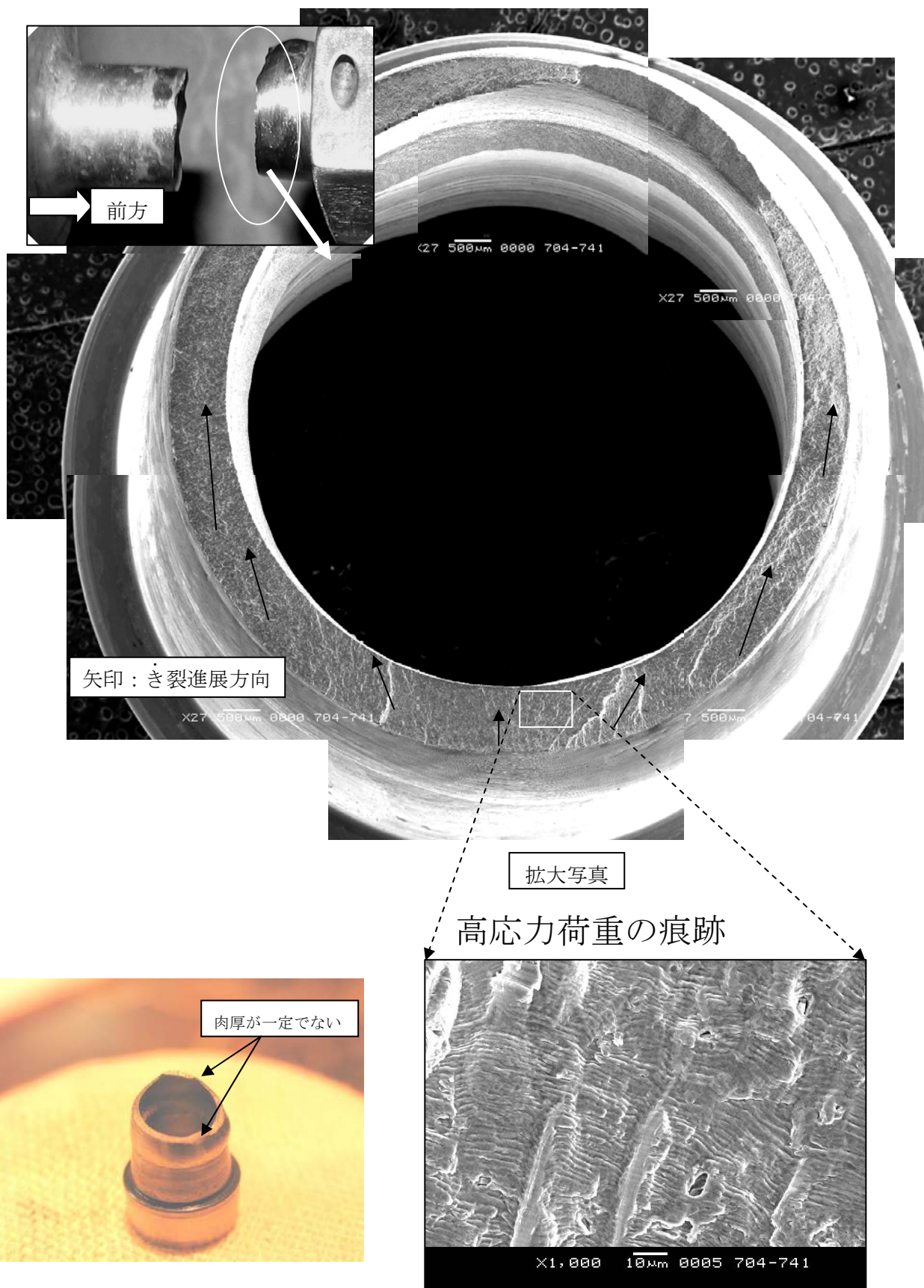
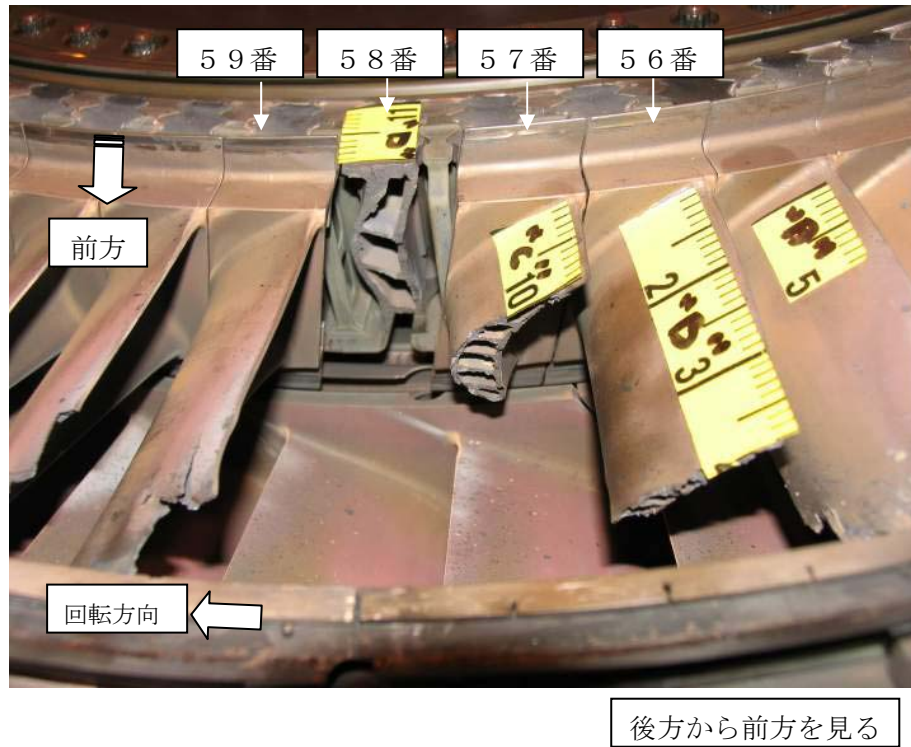


写真15 58番ブレード付近の状態



上から撮影

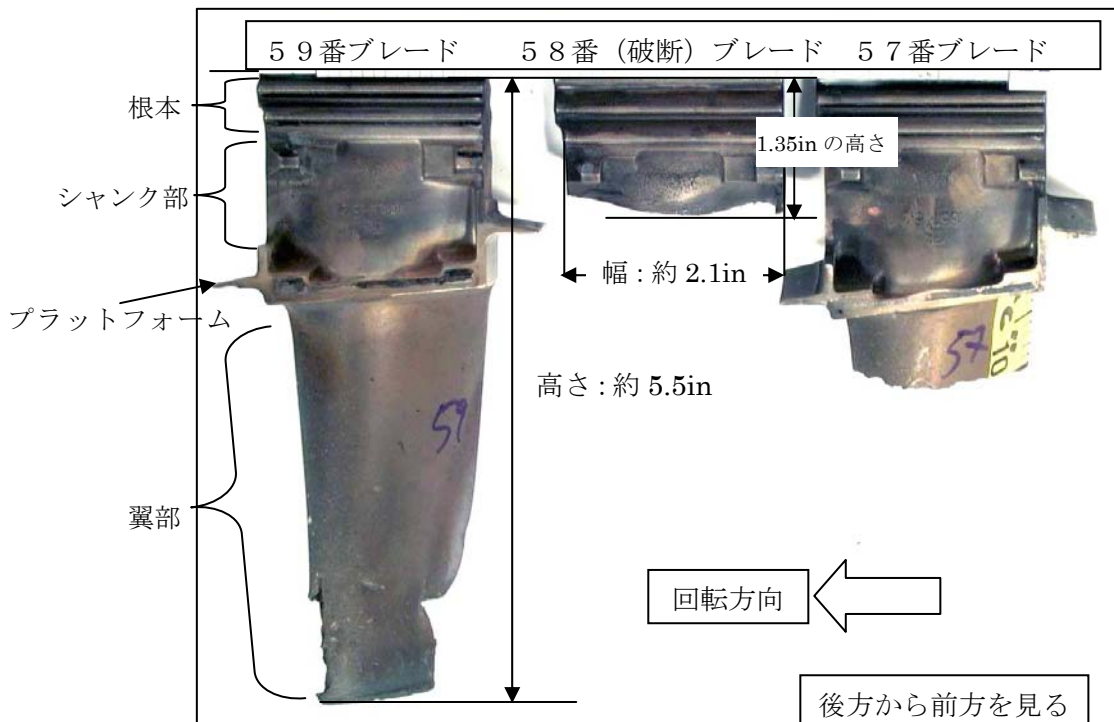


写真16 HPTケース損傷

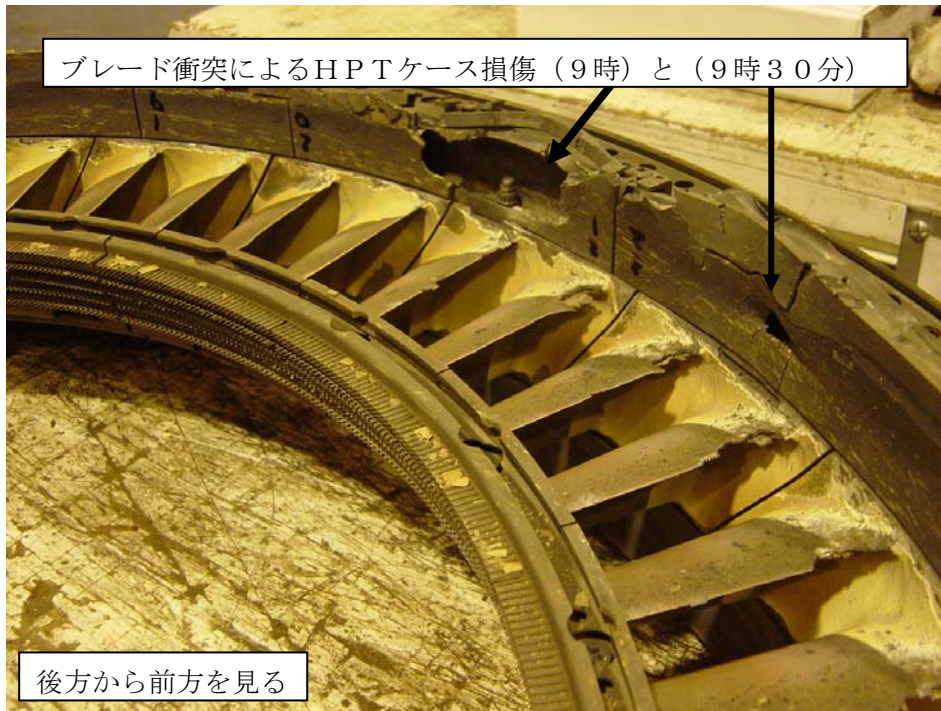


写真17 LPTブレードとステーター損傷

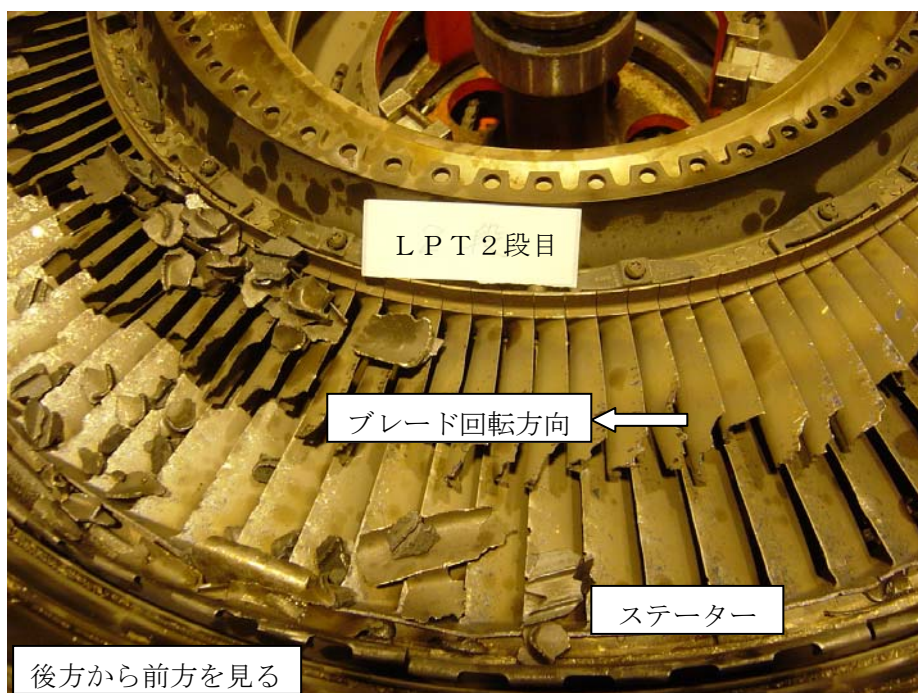
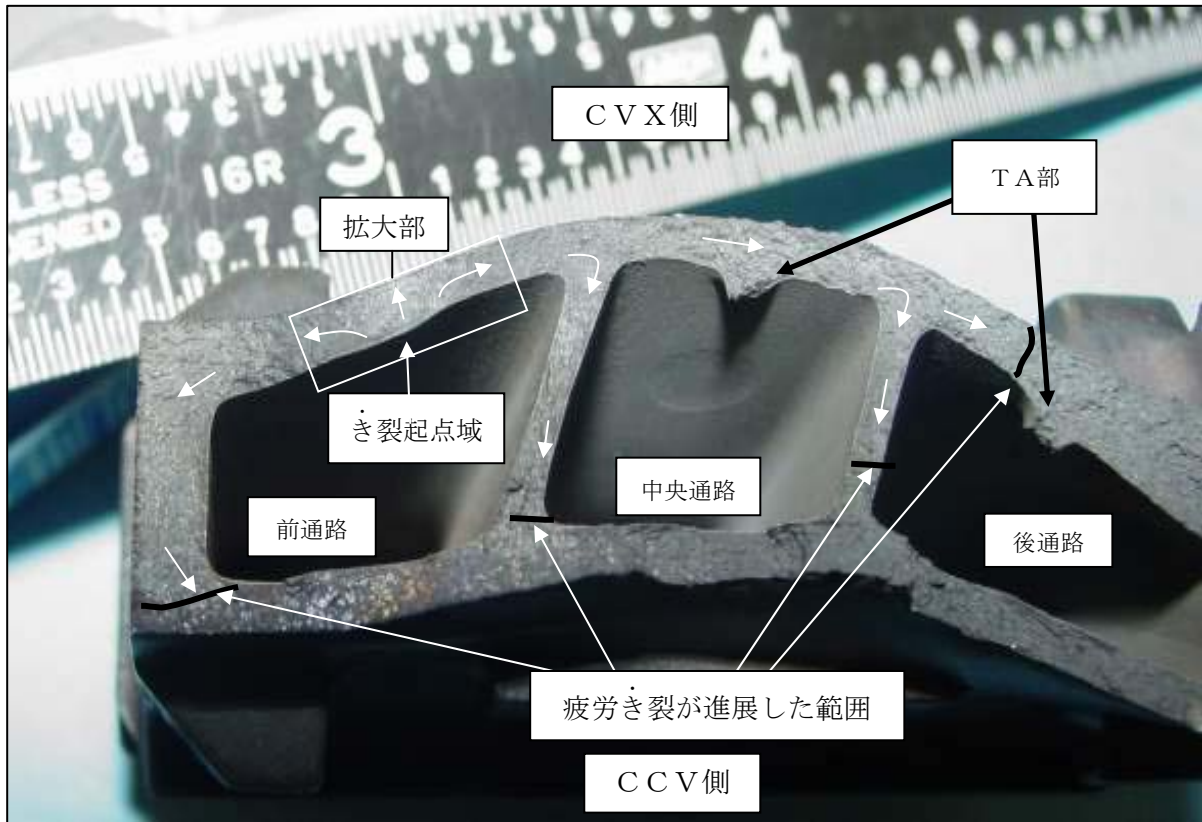


写真18 58番ブレード破断起点と冷却空気通路



破断起点域 (拡大)

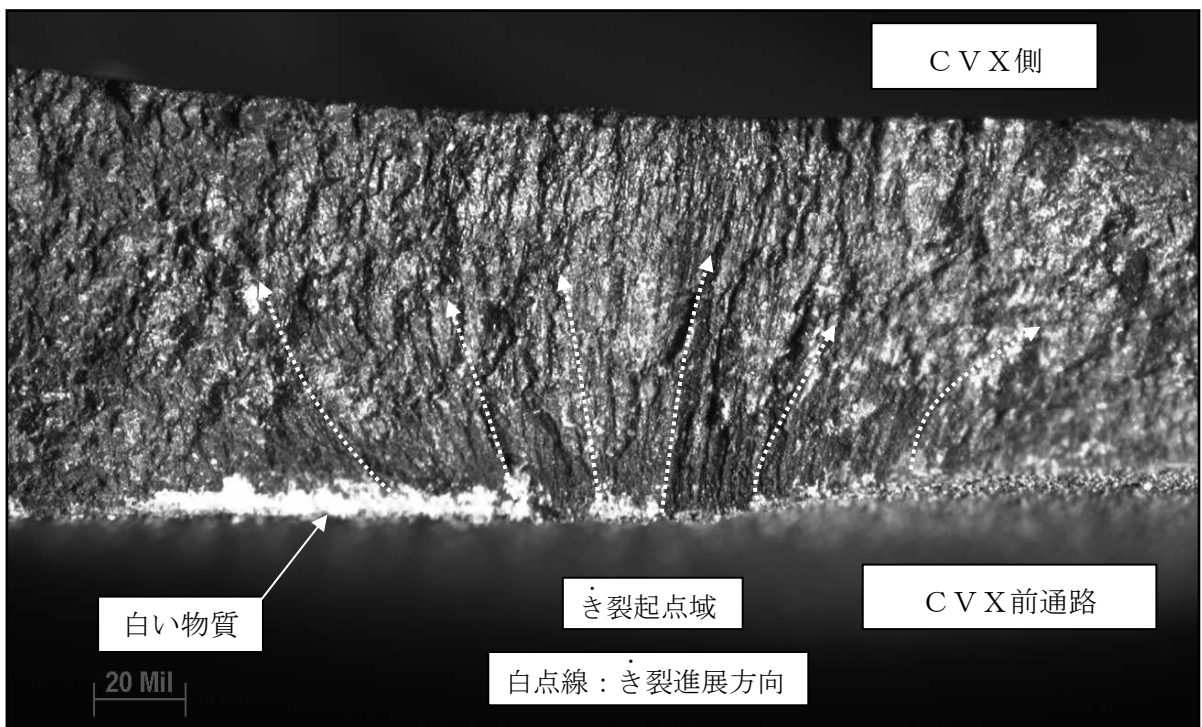


写真19 58番ブレードTA部の状態

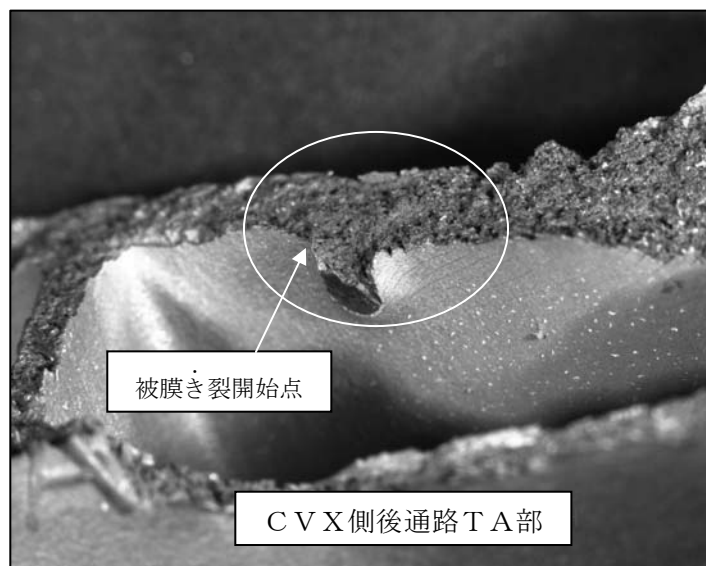
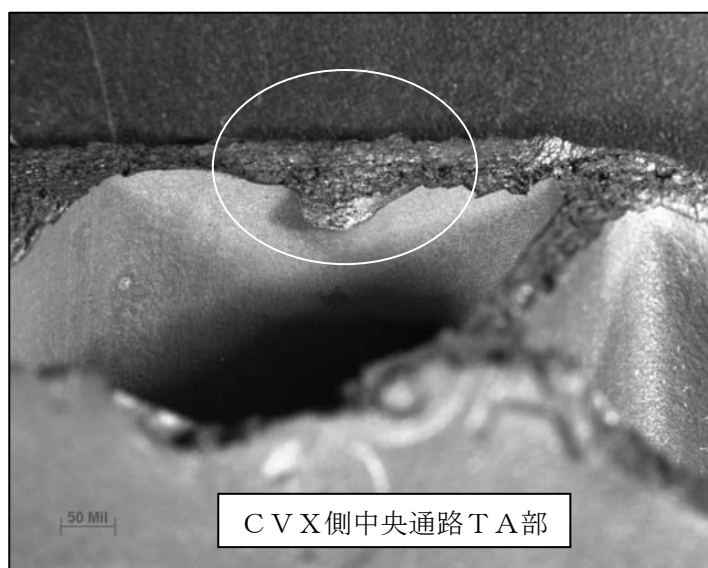
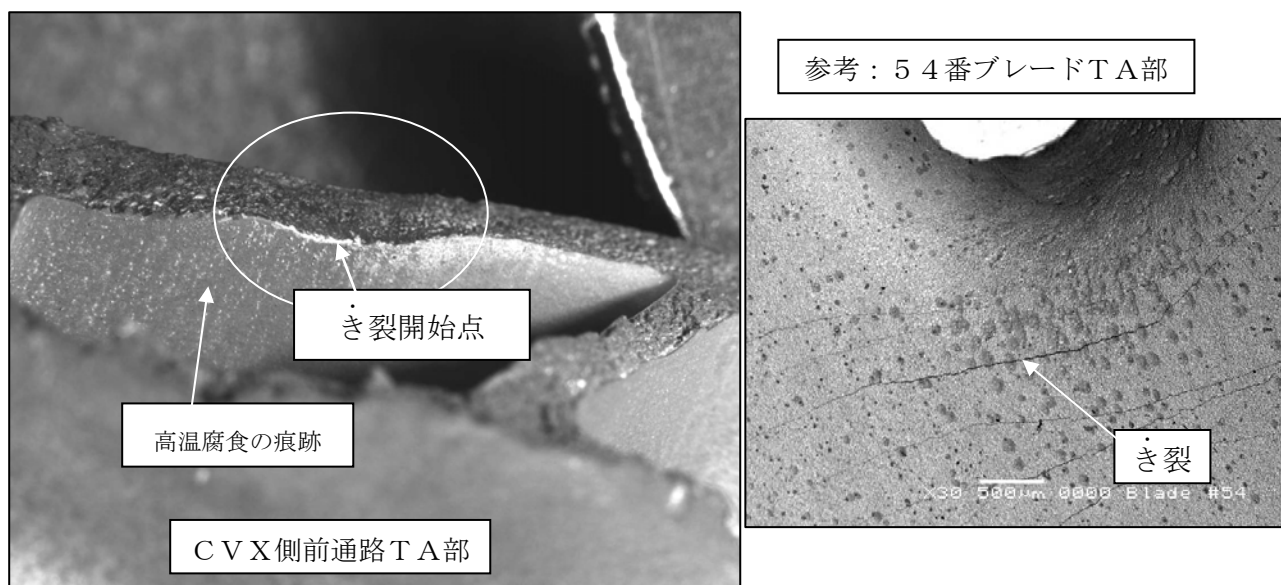


写真20 58番ブレードのCVXシャンク部壁の厚さ

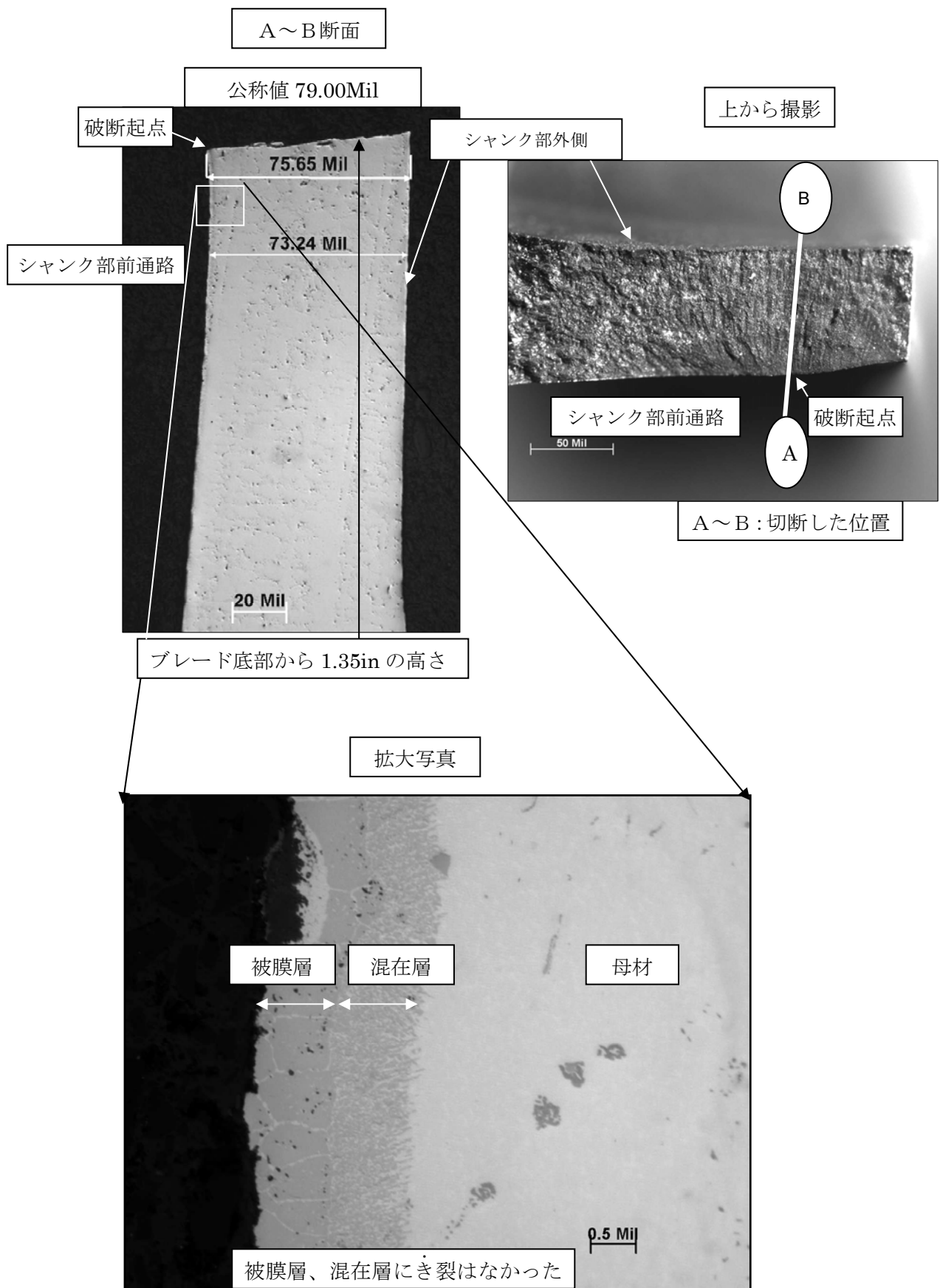
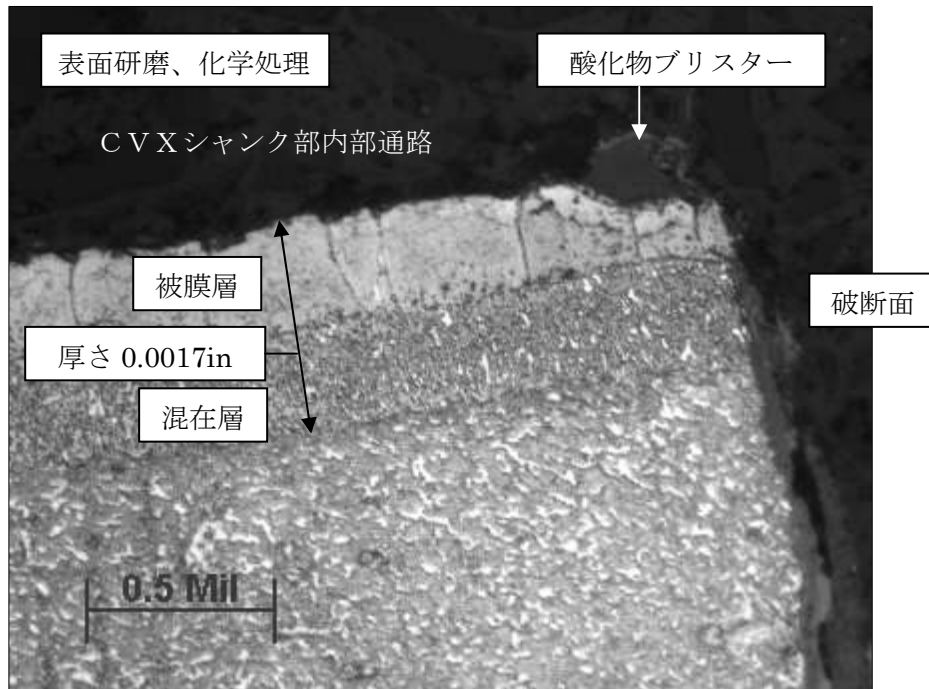


写真 2 1 5 8 番ブレード破断面



5 8 番ブレード破断面金属消耗の様相

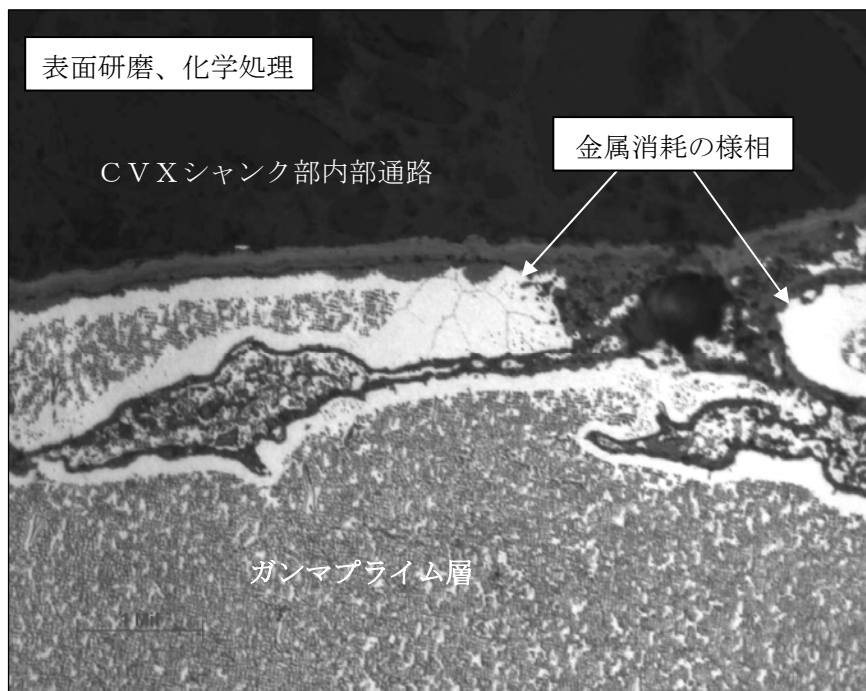


写真 2 2 58番ブレードの破断起点域表面及び  
ブリストア表面の成分分析

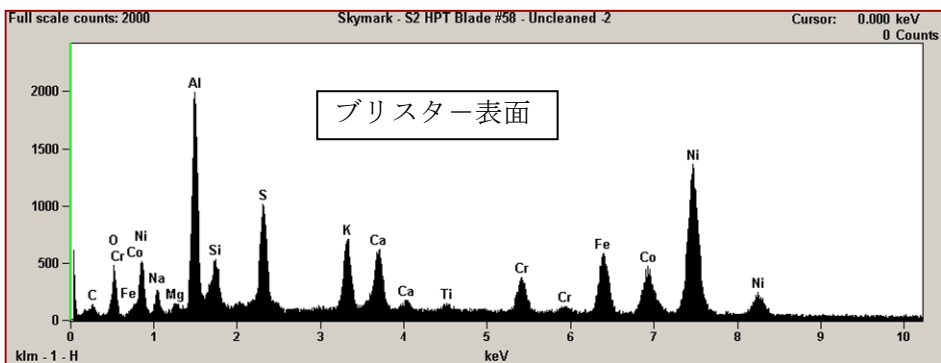
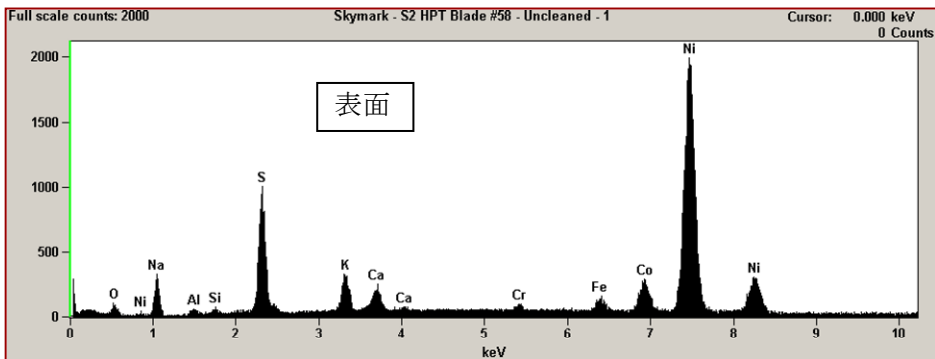
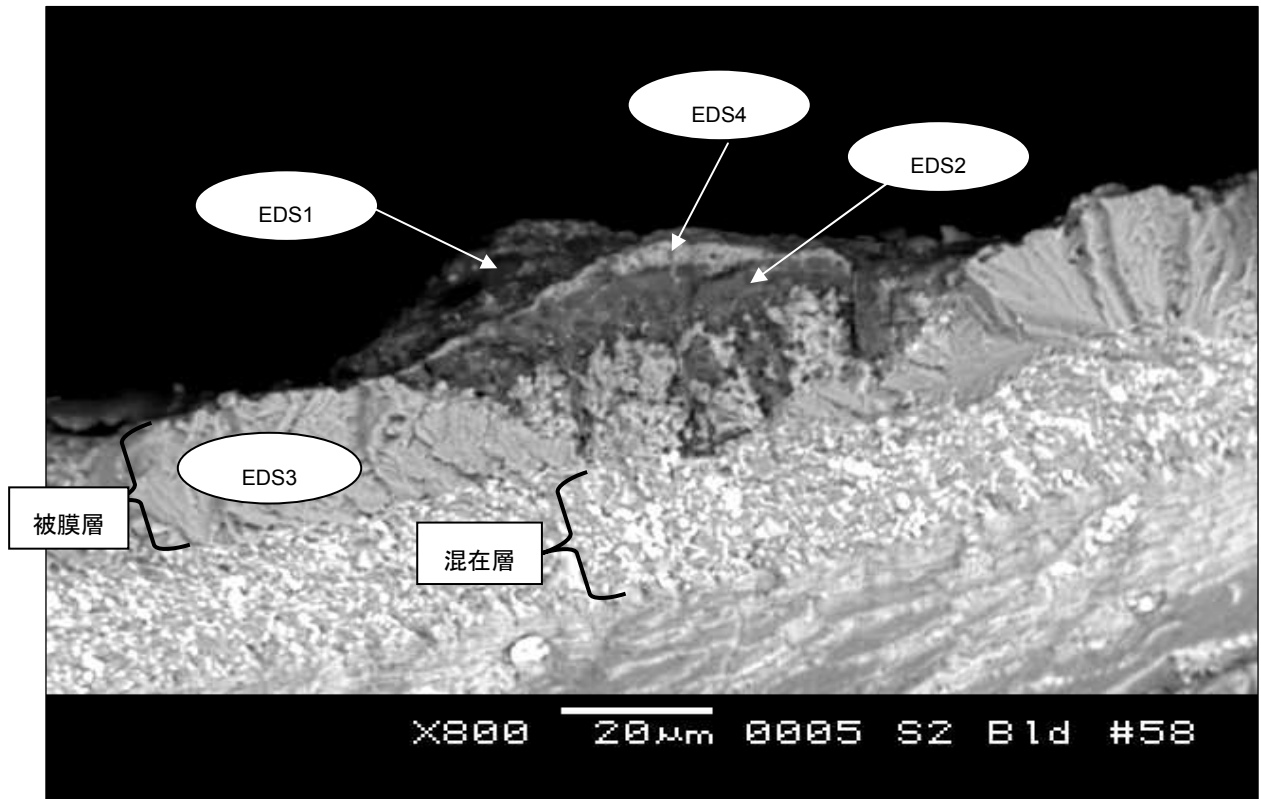




写真23 58番ブレード内部被膜破断面のブリストア



酸化物ドームの成分

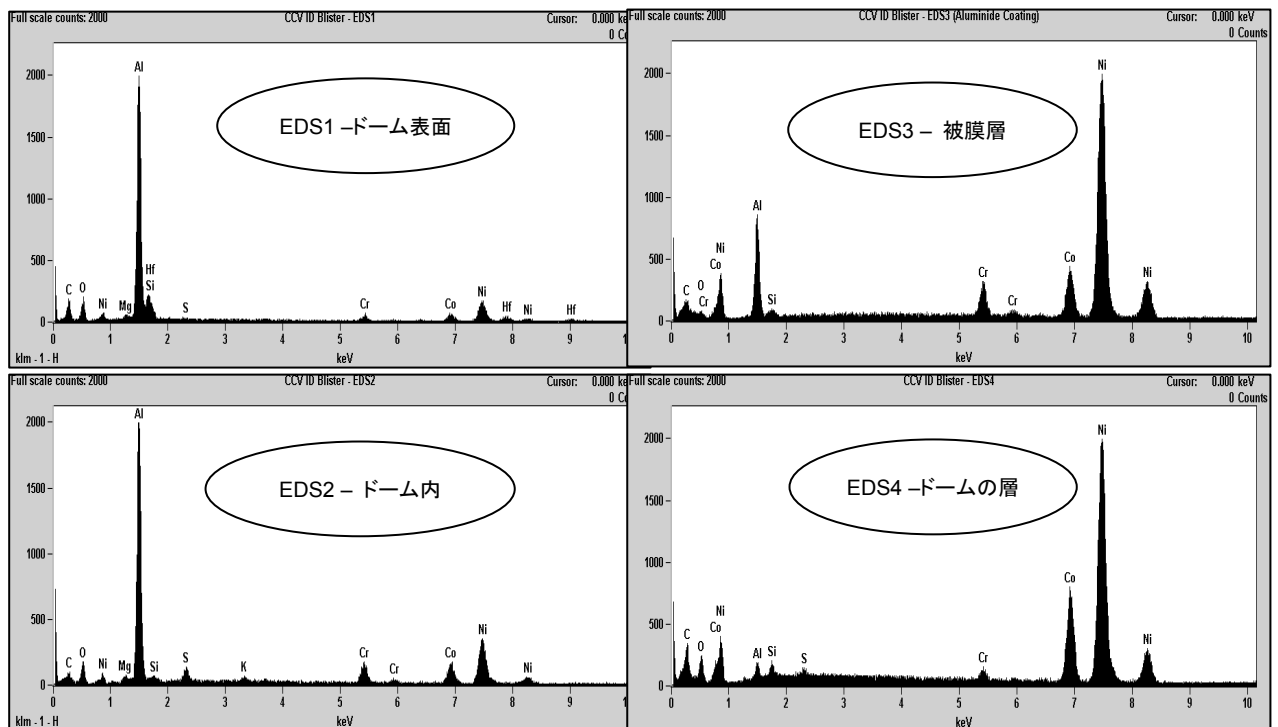


写真24 ブレード内部通路T A部半径の違い

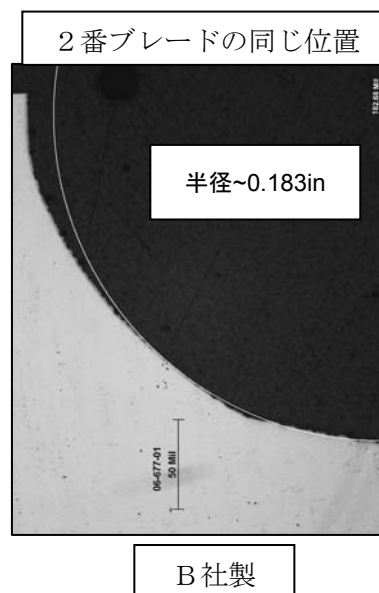
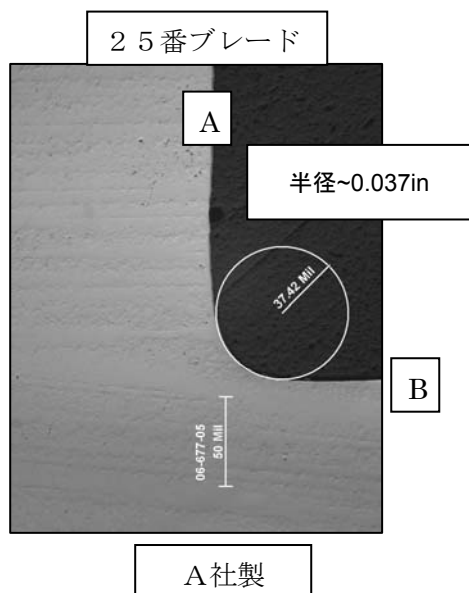
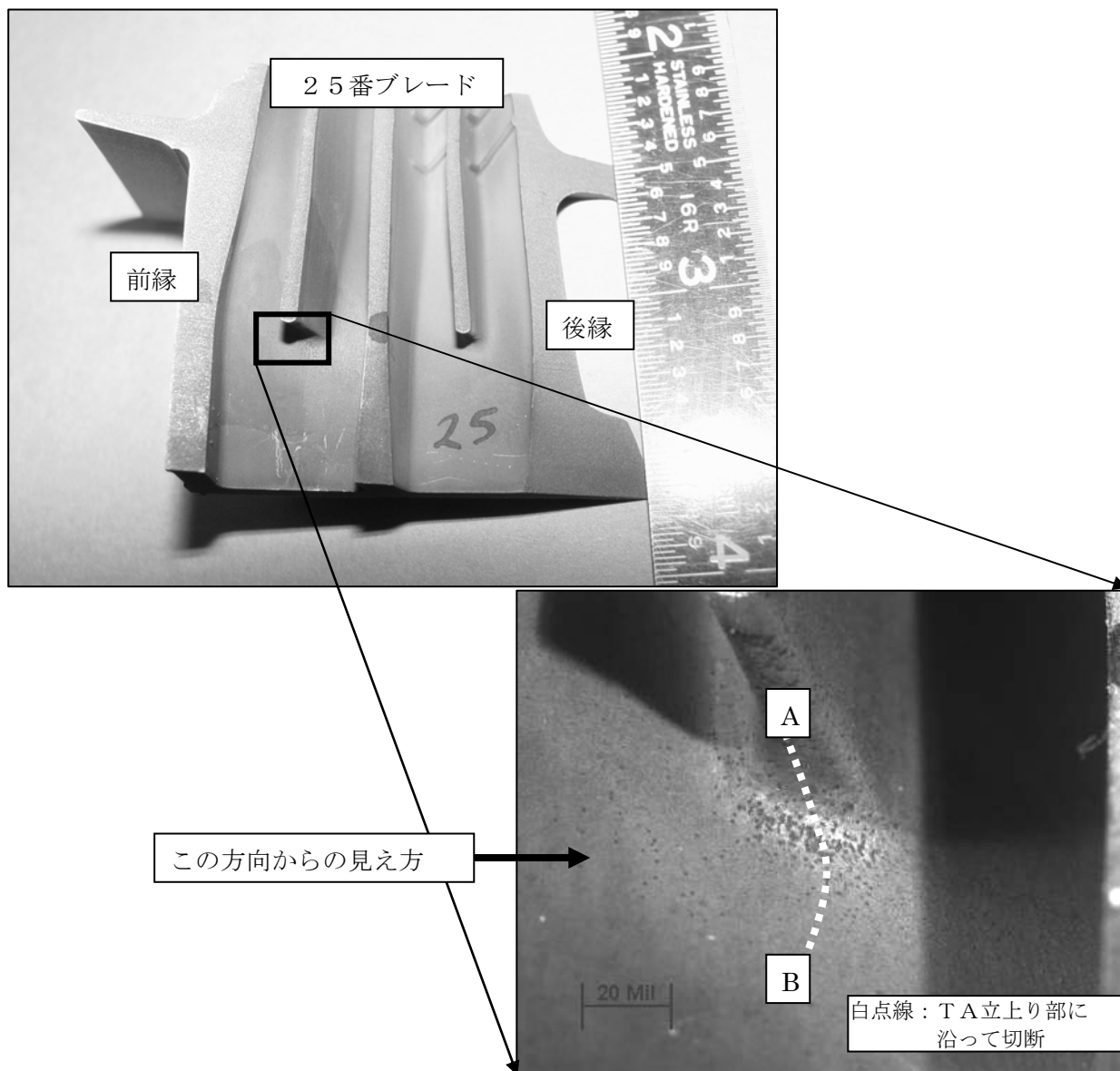
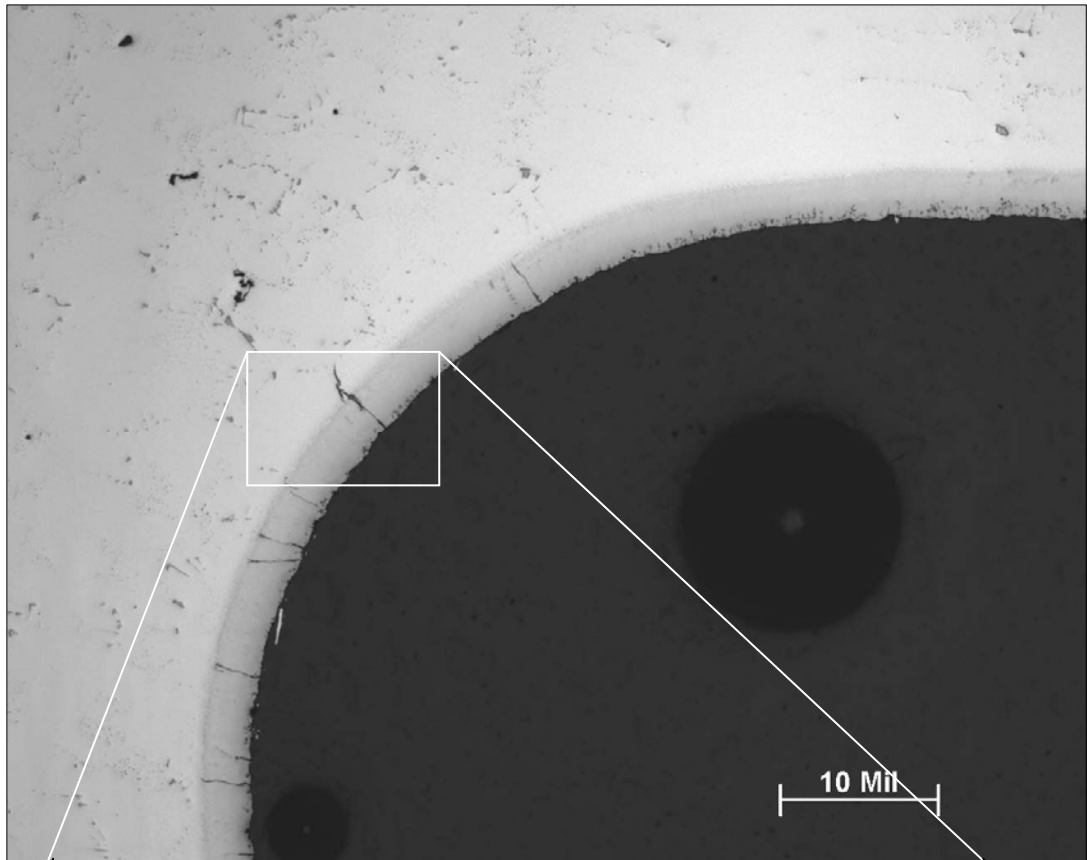


写真25 20番ブレードCVX中央通路TA部のき裂



拡大写真

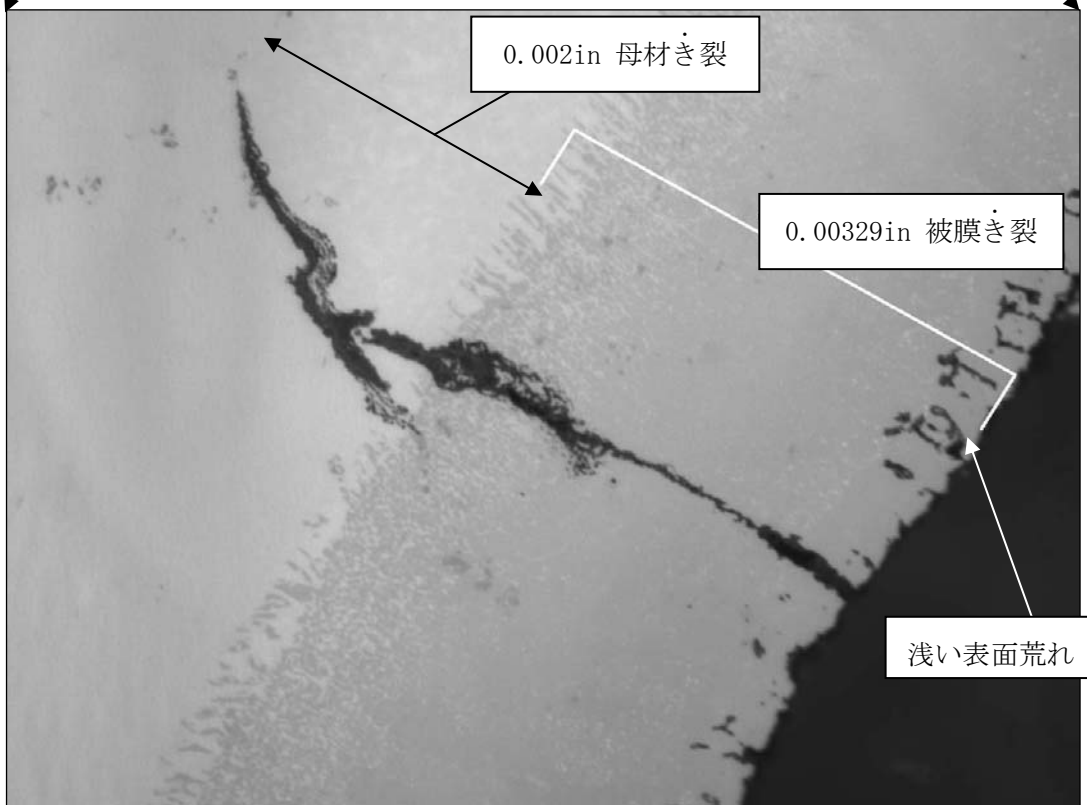


写真26 49番ブレード通路TA部のき裂

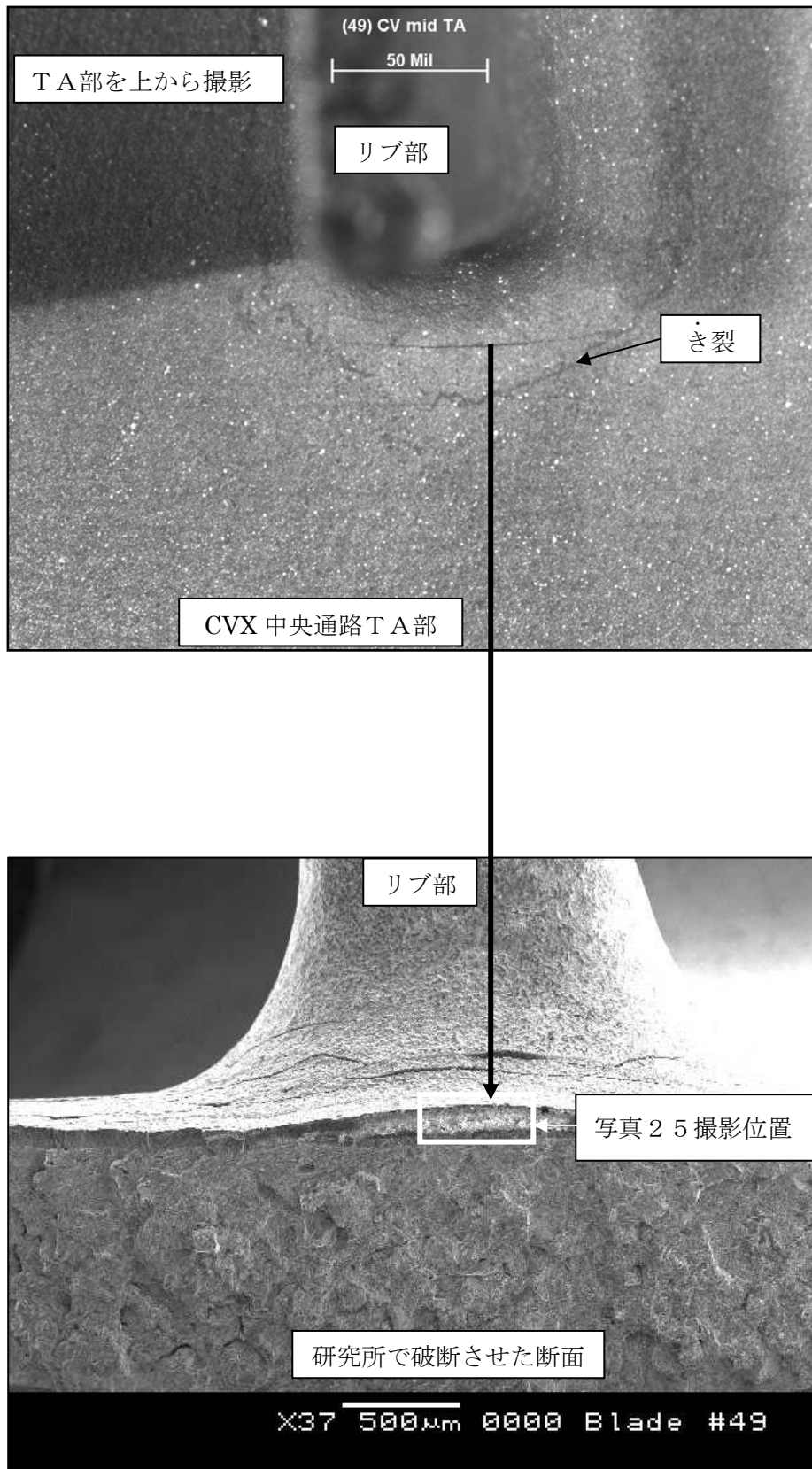


写真27 49番ブレード母材疲労き裂面

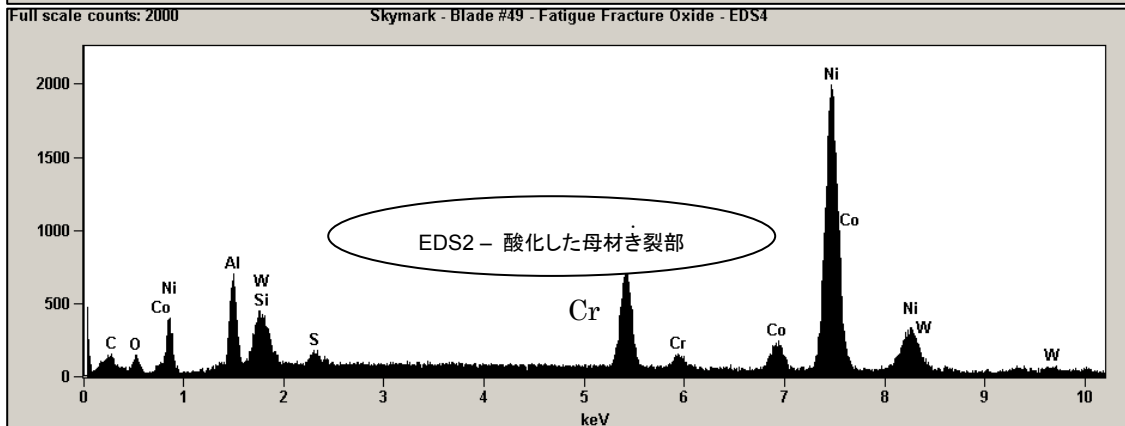
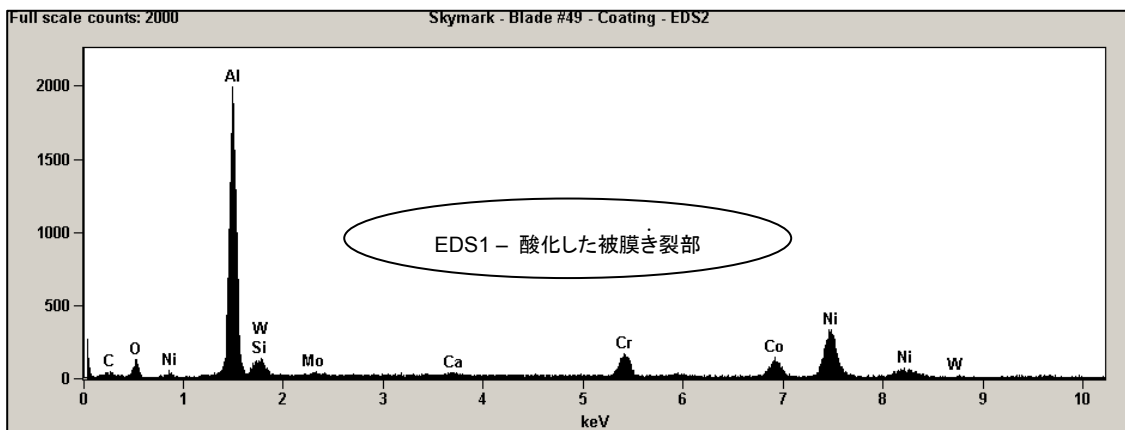
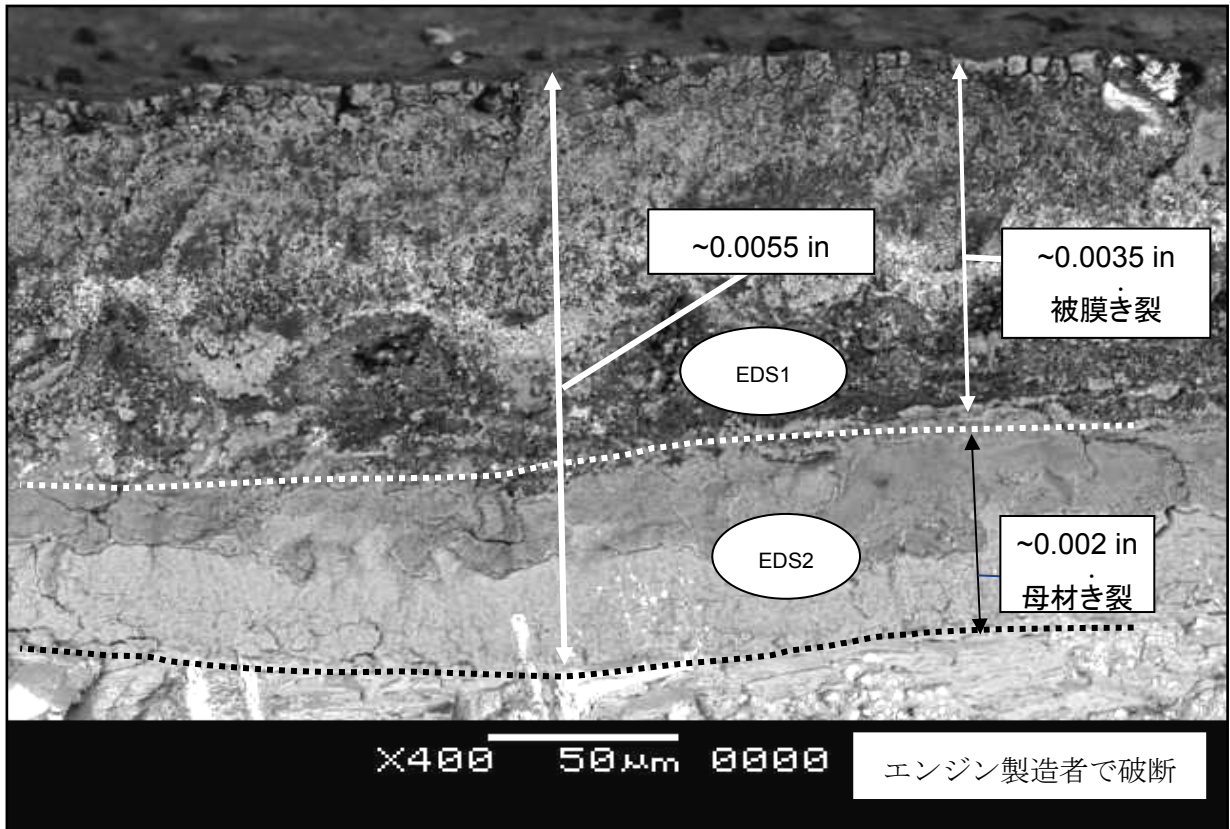


写真 2 8 粉末が付着したHPTブレード

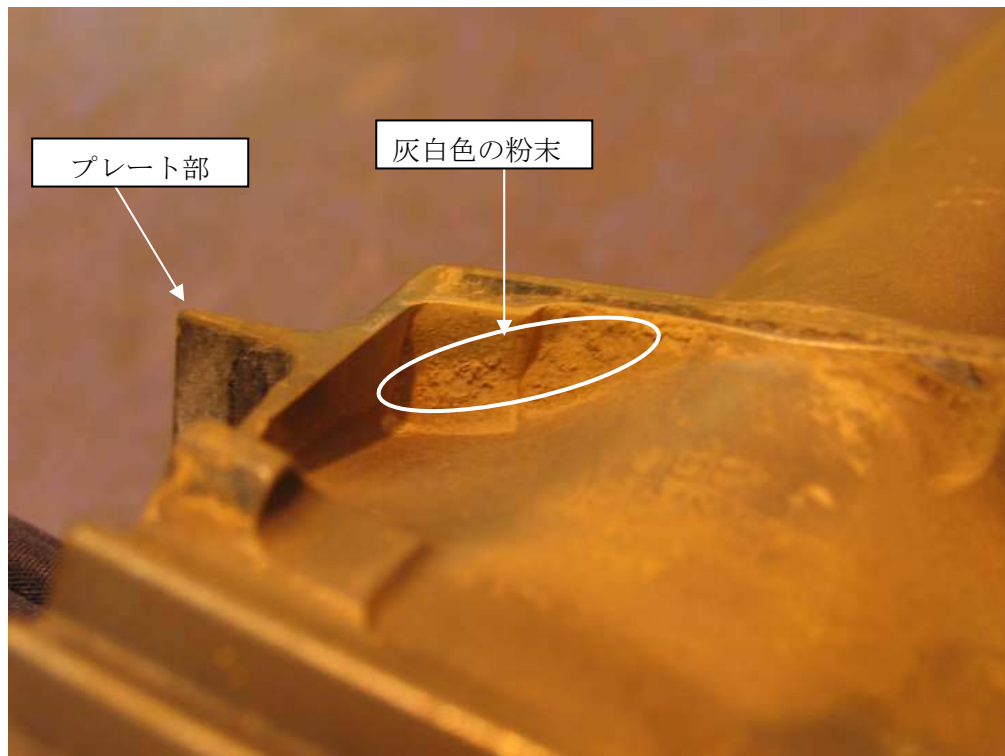


写真 2 9 粉末が付着したHPCベーン



写真30 粉末が付着したHPCブレード

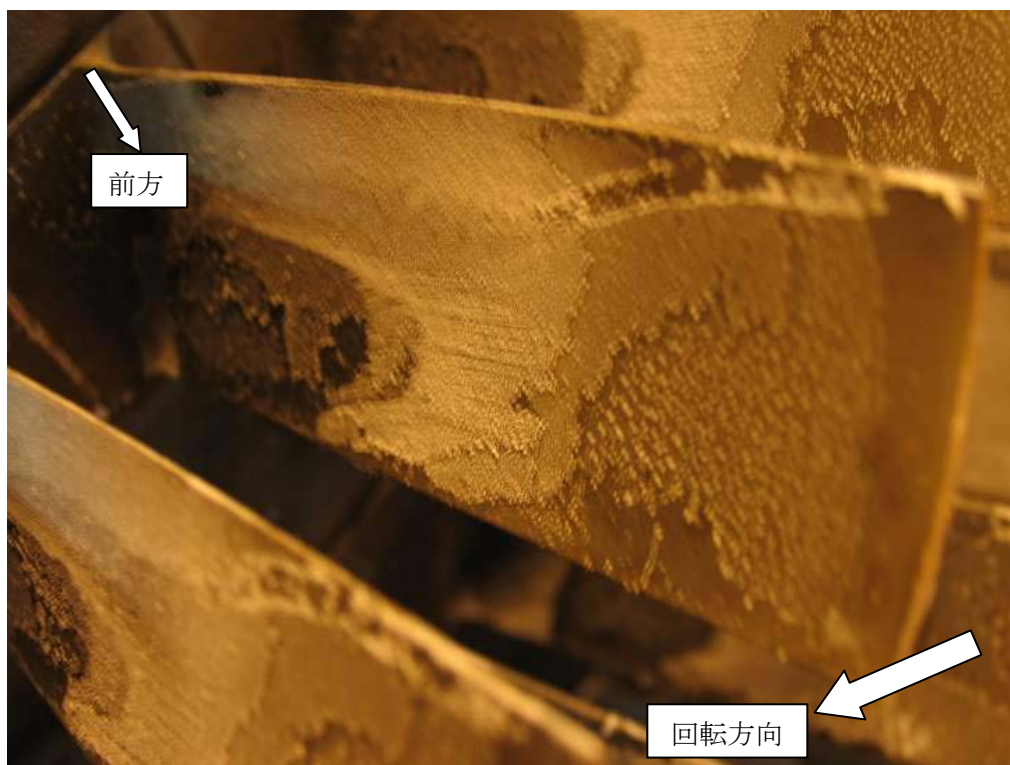


写真31 粉末が付着したCRFとハブ部

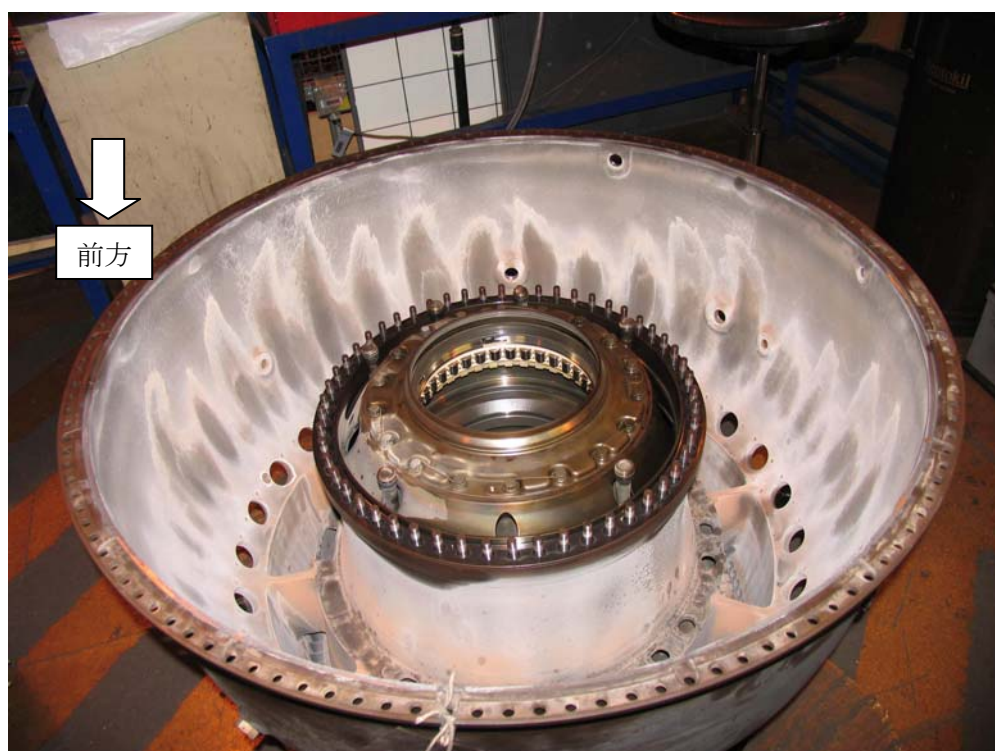
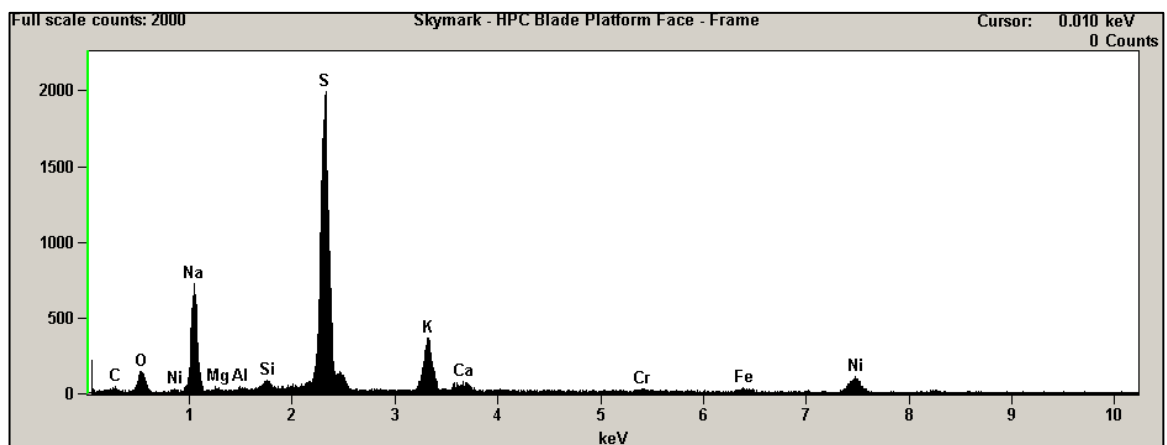
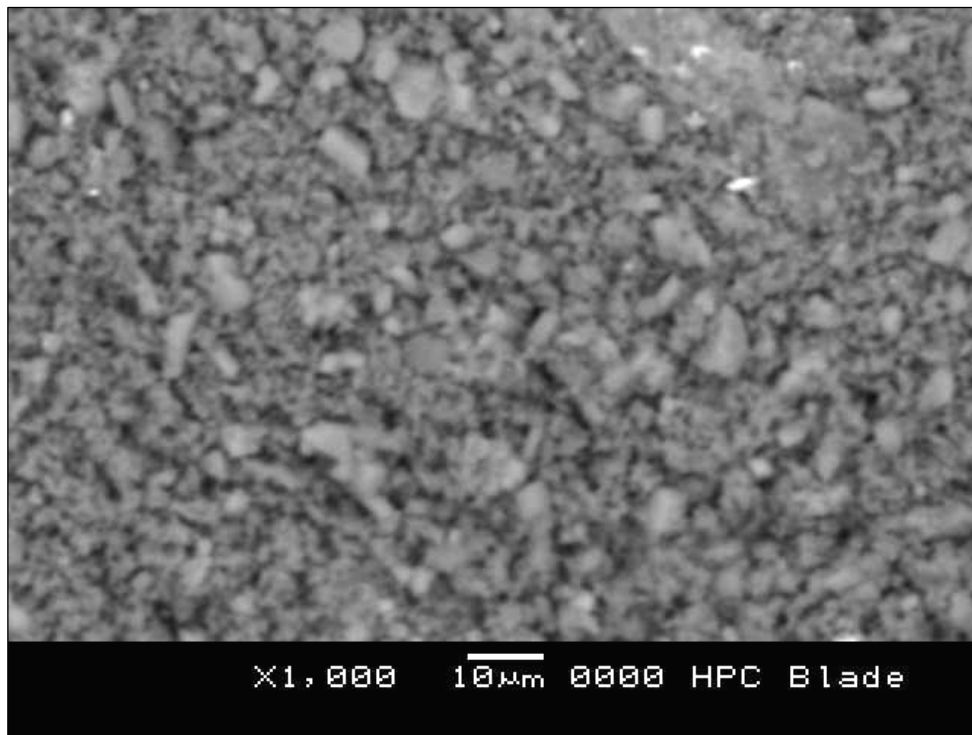


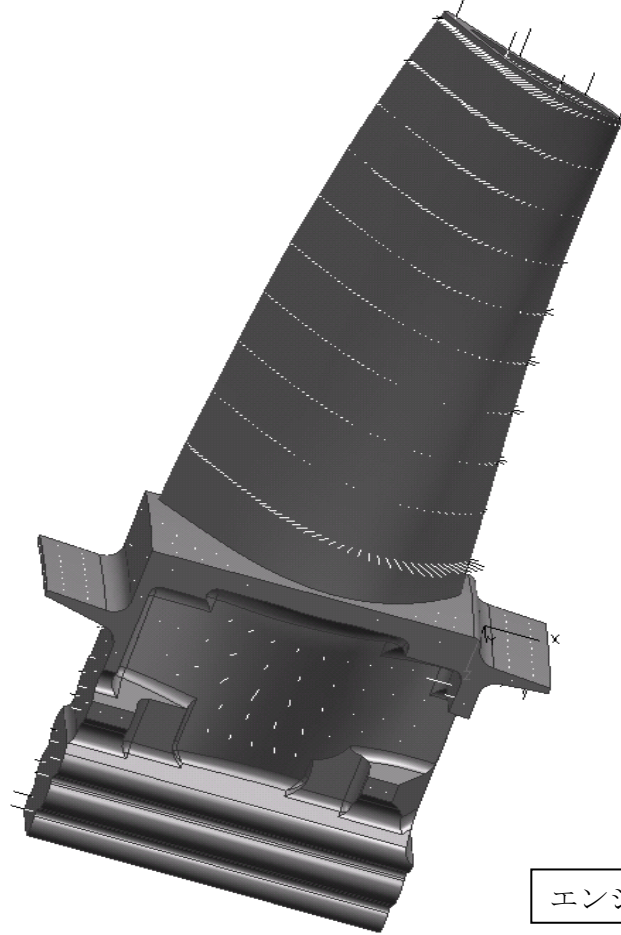
写真32 HPC10段目ブレード表面の灰白色の粉末



硫黄(S)、ナトリウム(Na)、カリウム(K)等が検出された



写真 3 3 ブレード形状測定の基準点



エンジン製造者の提供資料から

《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。

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」