

AI2012-5

# 航空重大インシデント調査報告書

株式会社日本航空インターナショナル所属

ダグラス式MD-90-30型 JA002D

発動機内火炎発生

平成24年6月29日

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」

株式会社日本航空インターナショナル所属  
ダグラス式MD-90-30型 JA002D  
発動機内火炎発生

# 航空重大インシデント調査報告書

所 属 株式会社日本航空インターナショナル  
型 式 ダグラス式MD-90-30型  
登 録 記 号 JA002D  
インシデント種類 発動機内火災発生  
発 生 日 時 平成22年8月15日 16時10分ごろ  
発 生 場 所 仙台空港の西約11km上空、高度約5,500ft

平成24年6月8日

運輸安全委員会（航空部会）議決

委 員 長 後 藤 昇 弘（部会長）  
委 員 遠 藤 信 介  
委 員 石 川 敏 行  
委 員 田 村 貞 雄  
委 員 首 藤 由 紀  
委 員 品 川 敏 昭

## 要 旨

### <概要>

株式会社日本航空インターナショナル所属ダグラス式MD-90-30型JA002Dは、平成22年8月15日（日）、同社の定期3538便として、福岡空港に向けて16時08分に仙台空港を離陸したが、離陸上昇中の16時10分ごろ、高度約5,500ftにおいて、右エンジンの火災警報装置が作動したため緊急事態を宣言し、右エンジンを停止させるとともに消火装置を作動させ、仙台空港に引き返し、16時23分に着陸した。着陸後、右エンジンカウル内の熱損傷が確認された。

同機には、機長ほか乗務員4名、乗客106名の計111名が搭乗していたが、負傷者はいなかった。

## <原因>

本重大インシデントは、ダグラス式MD-90-30型JA002Dが離陸中に、右エンジンの第4ベアリング・スカベンジチューブが破断したため、第4ベアリング・スカベンジチューブがディフューザーケースから抜け出し、抜け出した開口部から噴き出したエンジンオイルがエンジン高温部に接触して、火炎が発生したものと考えられる。

第4ベアリング・スカベンジチューブが破断したのは、エンジンの運転に伴う繰り返し応力により第4ベアリング・スカベンジチューブに破壊起点が発生し、疲労破壊が進展したことによるものと推定される。

## <勧告等>

### ○ 安全勧告

本重大インシデント調査の結果を踏まえ、米国連邦航空局（FAA）がエンジン製造者に対して以下の措置を講じるよう指導することを勧告する。

本重大インシデントでは、第4ベアリング・スカベンジチューブの外側表面を破壊起点とする疲労破壊から破断に至ったものと推定されるが、第4ベアリング・スカベンジチューブはヒートシールドで覆われているため、定例整備では当該箇所を直接点検することはできない。したがって、同種事例の再発を防止するため、第4ベアリング・スカベンジチューブの設計変更、エンジン分解整備における第4ベアリング・スカベンジチューブの検査方法の改善を検討すべきである。

本報告書で用いた略語は、次のとおりである。

AAIB	: Air Accidents Investigation Branch
AMM	: Aircraft Maintenance Manual
CVR	: Cockpit Voice Recorder
DFDR	: Digital Flight Data Recorder
FAA	: Federal Aviation Administration
MWCC	: Master Warning and Caution Controller
NTSB	: National Transportation Safety Board
PF	: Pilot Flying
PM	: Pilot Monitoring
V1	: Takeoff decision speed
VHF	: Very High Frequency
VR	: Rotation speed

#### 単位換算表

1 USqt	: 0.946 ℓ
1 USpt	: 0.473 ℓ
1 ft	: 0.3048 m
1 kt	: 1.852 km/h
1 psi	: 0.07031 kg/cm <sup>2</sup>
1 in	: 25.4 mm

# 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10号に規定された「発動機防火区域内における火炎の発生」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。

株式会社日本航空インターナショナル所属ダグラス式MD-90-30型JA002Dは、平成22年8月15日（日）、同社の定期3538便として、福岡空港に向けて16時08分に仙台空港を離陸したが、離陸上昇中の16時10分ごろ、高度約5,500ftにおいて、右エンジンの火災警報装置が作動したため緊急事態を宣言し、右エンジンを停止させるとともに消火装置を作動させ、仙台空港に引き返し、16時23分に着陸した。着陸後、右エンジンカウル内の熱損傷が確認された。

同機には、機長ほか乗務員4名、乗客106名の計111名が搭乗していたが、負傷者はいなかった。

## 1.2 航空重大インシデント調査の概要

### 1.2.1 調査組織

運輸安全委員会は、平成22年8月15日、本重大インシデントの調査を担当する主管調査官ほか1名の航空事故調査官を指名した。

### 1.2.2 関係国の代表、顧問

本調査には、機体及びエンジンの設計・製造国である米国の代表及び顧問が参加した。

### 1.2.3 調査の実施時期

平成22年8月16日及び17日	機体調査及び口述聴取
平成22年8月20日	口述聴取
平成22年8月25日	エンジン分解調査
平成22年9月3日	整備記録の確認
平成22年10月～ 平成23年3月	MWCCの機能試験（英国の協力を得て調査を行った。）
平成22年11月～ 平成23年6月	第4ベアリング・スカベンジチューブの詳細調査（米国の協力を得て調査を行った。）



#### 1.2.4 航空局への情報提供

平成22年8月27日、航空局に対し、同機右エンジンの第4ベアリング・スカベンジチューブの破断及び亀裂に係る事実情報を提供した。

#### 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 関係国への意見照会

関係国に対し、意見照会を行った。

## 2 事実情報

### 2.1 飛行の経過

株式会社日本航空インターナショナル（以下「同社」という。）所属ダグラス式MD-90-30型JA002D（以下「同機」という。）は、平成22年8月15日、同社の定期3538便として、福岡空港に向けて16時08分に仙台空港を離陸した。同機の飛行計画の概要は、次のとおりであった。

飛行方式：計器飛行方式、出発地：仙台空港、移動開始時刻：16時05分、巡航速度：440kt、巡航高度：FL320、

経路：DERBY（ウェイポイント）～GTC（新潟VORTAC）～V30（航空路）～JEC（美保VORTAC）～Y14（RNAV経路）～TTE（豊田VOR/DME）～Y20（RNAV経路）～KIRIN（ウェイポイント）、

目的地：福岡空港、代替空港：長崎空港、所要時間：1時間34分、

持久時間で表された燃料搭載量：2時間59分

本重大インシデント発生当時、同機の操縦室には、機長がPM（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。

本重大インシデントに至るまでの経過は、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並びに運航乗務員の口述によれば、概略次のとおりであった。

#### 2.1.1 DFDRの記録、CVRの記録及び管制交信記録による飛行の経過

16時07分03秒 仙台飛行場管制席（以下「仙台タワー」という。）は、同

- 機に対して、離陸後に仙台出域管制席（以下「仙台ディパーチャー」という。）とコンタクトするよう指示するとともに離陸許可を発出した。
- 同 07分19秒 両エンジンのスロットルレバーが前に進められ、エンジン出力が追従し、離陸滑走が開始された。
- 同 08分03秒 同機は対気速度約160ktで浮揚した。
- 同 08分39秒 同機の右エンジンからの白煙を確認した仙台タワーは、同機を呼び出したが、応答はなかった。
- 同 09分07秒 仙台ディパーチャーが同機を呼び出し、離陸する際に右エンジン付近から白煙が出ていた旨を伝えた。
- 同 09分28秒 同機は自動操縦に切り換えられた。
- 同 10分01秒 右エンジンの火災警報装置が作動した。
- 同 10分16秒 両エンジンのスロットルレバーが絞られた。
- 同 10分19秒 同機は仙台ディパーチャーに対して緊急事態を宣言し、高度約6,150ftから徐々に降下を開始した。
- 同 11分47秒 右エンジンへの燃料が遮断され、No.1消火装置が作動した。
- 同 13分07秒 No.2消火装置が作動し、右エンジンの火災警報装置が停止した。
- 同 23分26秒 同機は仙台空港の滑走路27に着陸した。

## 2.1.2 運航乗務員の口述

### (1) 機長

機長は、出発前の点検終了後、スポット6番からプッシュバックし滑走路に向かって地上走行を開始した。機長は、機体に異常を感じることはなく滑走路27に入り、仙台タワーから、離陸後に仙台ディパーチャーとコンタクトするよう指示されるとともに離陸許可を受けたのち、天気が良好だったので、副操縦士へPF業務を引き継いだ。

機長は、離陸滑走中、エンジン計器に注意を配りながら速度計の監視を行っていたが、異常を感じることなく、同機は正常に離陸した。

機長は、着陸装置を格納し、管制交信用周波数を切り替えてから、仙台ディパーチャーにコンタクトして同機をレーダーで捕捉した旨の通報を受けた。機長は、上昇を継続し3,000ftを超えたときに、仙台ディパーチャーより離陸時に右エンジンから白煙が出ていた旨の通報を受けた。

機長が、計器類を確認すると、エンジンのシステム計器では、右エンジン

の油圧低下を示すアンバーライト（油圧が80psi未満で点灯）とレッドライト（油圧が60psi未満で点灯）が既に点灯しており、油圧は25psiを表示していた。操縦席前にあるマスターコーション・ライトは、点灯していなかった。

機長が、油圧低下の故障時操作手順を実施するため、仙台ディパーチャーに対して、高度6,000ftで上昇を停止することに加え仙台空港の南側への誘導を要求していたとき、右エンジンの火災警報装置が作動した。また、機長は、僅かではあるが機体尾部が押され機首が右に振られた感覚を持ち、右エンジンの損傷が疑われたことから、「I HAVE」と呼称して、副操縦士からPF業務を引き継ぎ、エンジン火災に対応する緊急操作手順を実施した。

毎分500ftの降下率でゆっくり降下しながら緊急操作手順に従って、PMが右エンジンのNo.1消火装置を作動させたが、所定の時間が経過してもエンジン火災の警報が停止しなかったため、No.2消火装置を作動させたところ警報が停止した。機長は、仙台ディパーチャーに対して、右エンジンの火災警報装置が作動したため、エンジンを停止し消火操作を行い、警報は停止したが仙台空港へ引き返すことを伝えた。

機長は、仙台空港の滑走路27に着陸すると、消防車両が見えたので、火災の消火確認と万一の場合の緊急脱出を考え、消防車両が待機していたB2誘導路で一旦停止したのち、仙台タワーに対して右エンジンの状況確認を依頼したところ、煙は発生していないとのことから、自走によりスポット7番に入った。

## (2) 副操縦士

副操縦士は、地上走行中、エンジン計器を監視していたが何も異常はなかった。機長の操作で滑走路に入り、副操縦士はPF業務を引き継いだ。

副操縦士は、スロットルレバーを途中まで操作し、左右のエンジンパラメーターが揃って安定していることを確認した。その後、副操縦士は、オートスロットル（自動推力制御装置）により離陸推力までスロットルレバーを進め、離陸滑走を開始した。副操縦士は、離陸決定速度（V1）までにエンジン計器やアナンシエーターを確認したが何ら異常はなく、機長の「VR」の呼称でローテーション（機首上げ操作）を行った。副操縦士は、高度約1,500ftで上昇推力に設定したが、その時点でもエンジンに異常を感じなかった。

その後、高度3,000ftを通過した直後、仙台ディパーチャーから、離陸時に右エンジンから白煙が出ていたことを仙台タワーが目撃した旨の通報

があった。そこで、副操縦士が、自動操縦をオンとし機長とエンジン計器を点検したところ、右エンジンの油圧低下を示すライトが点灯していた。本来であればマスターコーション・ライトも点灯するはずであるが点灯していなかった。

エンジンの油圧低下に対処するため、副操縦士が水平飛行に移ろうとしていたとき、右エンジンの火災警報装置が作動した。また、副操縦士は、機体後方から軽い振動を感じ、この時点で操縦を機長に交替した。高度約6,000ftで上昇を停止し、仙台ディパーチャーに対して緊急事態を宣言した。副操縦士が緊急操作手順に従って消火装置を作動させたところ、火災警報装置が停止した。

### 2.1.3 仙台空港事務所の航空管制官

同機を管制していた仙台空港事務所の航空管制官の口述によれば、同機が離陸滑走を開始してから、離陸後、緊急事態を宣言するまでの状況は概略次のとおりであった。

仙台タワーは、同機がスポット6番から地上走行を開始し、異常はなく滑走路27に入ったので、離陸後に仙台ディパーチャーとコンタクトするよう指示するとともに離陸許可を発出した。

同機が離陸滑走を始めたときは何も変わった様子はなかったが、浮揚する頃に右エンジンからの白煙を確認したので、仙台タワーは同機を呼び出した。しかし、同機は既に交信周波数を変更していたようで通報できなかったため、仙台ディパーチャーに対して状況を説明し、同機の状態を確認するよう依頼した。

仙台タワーから白煙に関する情報を受けた仙台ディパーチャーが、同機に対して離陸時の状況を伝えたところ、エンジン計器上に若干の不具合が表示されているとのことで、同機から6,000ftで上昇を停止し仙台空港から南側への誘導を求められたのでこれを承認した。その後、同機は、エンジン火災に伴う緊急事態を宣言した。

本重大インシデントの発生場所は、仙台空港の西約11km（北緯38度06分49秒、東経140度47分43秒付近）高度約5,500ftで、発生日時は、平成22年8月15日16時10分ごろであった。

(付図1 推定飛行経路図、付図2 D F D Rの記録、写真1 重大インシデント機 参照)

## 2.2 人の負傷

負傷者はいなかった。

## 2.3 航空機の損壊に関する情報

### 2.3.1 損壊の程度

右エンジンの一部損傷があったが、機体の損傷はなかった。

### 2.3.2 右エンジンの損傷状況

右エンジンのカウルは、プレッシャーリリーフドアが開き、そこから後方が熱損傷を受け、茶褐色に変色していた。右エンジンは、ディフューザーケース（以下「同ケース」という。）下方の第4ベアリングから伸びる第4ベアリング・スカベンジチューブ（以下「同チューブ」という。）が抜け出ており、オイル漏れの跡がみられた。オイルが付着したロワーカウルの内側は一部焼損し、同ケースとタービンモジュールには、下方から上方に向かってすすが付着していた。

(写真1 重大インシデント機、写真2 右エンジンの損傷状況と同チューブ 参照)

## 2.4 航空機乗組員に関する情報

### (1) 機長 男性 52歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）	平成4年8月26日
限定事項 ダグラス式DC9型	昭和61年4月30日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成23年1月22日
総飛行時間	14,720時間49分
最近30日間の飛行時間	31時間54分
同型式機飛行時間	1,405時間57分
最近30日間の飛行時間	31時間54分

### (2) 副操縦士 男性 41歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機）	平成6年12月15日
限定事項 ダグラス式DC9型	平成10年6月29日
計器飛行証明	平成7年10月13日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成23年2月14日
総飛行時間	6,574時間15分
最近30日間の飛行時間	48時間32分

同型式機飛行時間	3,949時間49分
最近30日間の飛行時間	48時間32分

## 2.5 航空機に関する情報

### 2.5.1 航空機

型 式	ダグラス式MD-90-30型
製造番号	53556
製造年月日	平成9年11月11日
耐空証明書 有効期限	第2009-222号 平成21年10月1日から航空法第113条の2の許可に 基づき承認された整備管理マニュアル（株式会社JALエ ンジニアリング）の適用を受けている期間
耐空類別	飛行機 輸送T
総飛行時間	26,813時間19分
定期点検後(A整備、平成22年6月24日)の飛行時間	328時間02分

(付図3 ダグラス式MD-90-30型三面図 参照)

### 2.5.2 エンジン

#### (1) 左エンジン

型 式	IAE式V2525-D5型
製造番号	V20148
製造年月日	平成9年8月6日
総使用時間	24,297時間04分
総飛行回数	22,367回
前回分解整備からの使用時間	8,012時間05分
前回分解整備からの飛行回数	7,389回

#### (2) 右エンジン

型 式	IAE式V2525-D5型
製造番号	V20034
製造年月日	平成7年9月16日
総使用時間	26,163時間33分
総飛行回数	23,933回
前回分解整備からの使用時間	4,567時間33分
前回分解整備からの飛行回数	4,153回

### 2.5.3 重量及び重心位置

本重大インシデント発生当時、同機の重量は125,000lb、重心位置は17%MACと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量156,000lb、本重大インシデント発生当時の重量に対応する重心範囲－7.5～33.8%MAC）内にあったものと推定される。

### 2.5.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はジェット・エンジン用モービル・ジェット・オイル254（自然発火点：399℃）であった。

## 2.6 気象に関する情報

仙台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22分 風向 100°、風速 4kt、風向変動 050° から130°、  
卓越視程 15km、  
雲 雲量 1/8 雲形 積雲 雲底の高さ 2,500ft、  
雲量 4/8 雲形 積雲 雲底の高さ 5,000ft、  
雲量 5/8 雲形 高積雲 雲底の高さ 8,000ft、  
気温 27℃、露点温度 24℃、  
高度計規正值（QNH） 29.80inHg

## 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：980-4700-003）及びCVR（パーツナンバー：980-6020-00）が装備されており、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。

なお、同機のDFDRに記録されるデータには、操縦席前にあるマスターコーション・ライトの点灯状況とエンジンオイル圧力に関するデータは、含まれていなかった。

## 2.8 エンジンに関する情報

### 2.8.1 第4ベアリングと同チューブ

第4ベアリングは、高圧軸の後部を支えるもので、燃焼室付近の同ケース内に取り付けられている。そのため、エンジンオイルは、同ケースを通り抜けて第4ベアリングに供給され、オイルタンクに戻される構造となっている。

同チューブは、第4ベアリングの潤滑及び冷却を終えたエンジンオイルをデオイ

ラーを介してオイルタンクに戻す配管の一部で、同ケースの中にあり、一方の端は第4ベアリング・コンパートメント（ハウジング）にボルトで固定されているが、もう一方の端はエンジン構造に固定されておらず、同ケース内の気密を維持するためのシール（ピストンリング）が取り付けられ、同ケース下方の開口部にはめ込まれ、外側の配管に接合されている。

なお、エンジン運転中の同ケース内は、圧縮機第10段の圧縮空気（以下「10段エア」という。冷却された圧縮機第12段の圧縮空気の一部も第4ベアリング・コンパートメントをクーリングした後に流れ込んでいる）で満たされており、離陸中は560℃以上/270psi以上になる。

（付図4 同チューブ 参照）

## 2.8.2 エンジンオイル圧力の検知等

同機のエンジンオイル圧力は、供給圧力と同チューブ下流の排出圧力の圧力差を検知し指示される。また、エンジンオイル系統には、警報用の圧力低下検知スイッチと圧力値表示用の圧力センサーが取り付けられている。

圧力低下検知スイッチは、エンジンオイル圧力が60psi未満になると、MWC Cを介してオーバーヘッド・パネルにエンジンオイル圧力の低下を知らせるメッセージを表示させ、両方の操縦席前にあるマスターコーション・ライトを点灯させる。

また、圧力センサーは、エンジンのシステム計器にエンジンオイル圧力値を表示し、80psi未満になるとアンバーライトを点灯させ、60psi未満になるとレッドライトを点灯させる。

（付図5 エンジンオイル系統図（一部） 参照）

## 2.9 右エンジンの調査

### 2.9.1 右エンジンの分解調査

右エンジンをエンジン製造者の指定工場に搬入し、破断した同チューブを同ケースから取り外し、外観観察を行ったところ、同チューブは屈曲部付近で円周方向に破断し、直線部分で長手方向に亀裂が発生していた。この破断と亀裂は同チューブの製造過程でできた溶接ビード（溶接痕）に沿っていた。なお、同チューブが円周方向に破断した場所からオイルが漏れていたが、その他の部位にはオイル漏れはなく、エンジン内部の火炎に関連する不具合はなかった。また、燃料系統及び燃焼ガス流路にも不具合はなかった。

（写真3 同ケース内の同チューブ、写真4 同チューブの破断部 参照）



## 2.9.2 同チューブの詳細調査

米国国家運輸安全委員会（NTSB）及びエンジン製造者の協力を得て、破断した同チューブの詳細調査を実施した。その結果は、概略次のとおりであった。

(1) 同チューブの屈曲部付近における円周方向の破断は、双眼顕微鏡による破面観察で、チューブ外側から内側に向かって疲労破壊が進展した痕跡が見られ、疲労破壊部分以外は、過荷重破断に特有な様相が見られた。疲労破壊部分の長さは全長0.513 inであり、主要な破壊起点が円周方向の溶接ビードに沿ってチューブ外側表面に2か所存在していた。

また、走査電子顕微鏡による破面観察では、低サイクル疲労の特徴である周期的な縞模様（ストライエーション）が見られ、疲労破壊部分の縞模様数は、約1,900本であった。

(2) 同チューブの直線部分における亀裂は、長手方向の溶接ビードに沿って3か所発生しており、亀裂の長さは、それぞれ2.10 in、2.65 in、3.70 inであった。走査電子顕微鏡による破面観察では、過荷重によりチューブ内側から外側へ急激に亀裂が発生した痕跡である多数の小さいくぼみ（ディンプル）が見られた。

(3) 同チューブは、肉厚及び硬度ともに設計基準を満たしており、材料及び製造上の問題はなく、溶接部位にも異常は認められなかった。

(写真5 同チューブの亀裂部 参照)

## 2.9.3 同型エンジン外側配管の取付状態調査

エンジン製造者は、同チューブとその外側配管との組立てによる応力（アッセンブリー・ストレス<sup>\*1</sup>）が同チューブ破断の一因になったと考え、他の同型エンジン6台について外側配管の取付状態を調査した。その結果、調査対象全てのエンジンで取付位置のズレが確認され、そのうち5台の外側配管は、修理が実施された記録があり、1台は修理に関する十分な情報がなかった。しかし、同機右エンジンの外側配管は、修理が実施された記録はなかった。

## 2.9.4 分解整備における同チューブの検査方法

右エンジンは、エンジン製造者の指定する工場において、エンジン製造者が定めたメンテナンスマニュアルに基づき、オンコンディション方式で整備されており、同チューブの目視検査を含む分解整備が、製造後から本重大インシデント発生まで

---

\*1 「アッセンブリー・ストレス」とは、複数の部品を組み立てることにより、組立時又は組立後に生じる応力のことである。

に、3回実施されていた。直近の分解整備では、同チューブの目視検査が行われていたが、異常は認められず、そのまま再取付けされていた。

なお、同チューブは、交換又は修理が実施された記録はなく、エンジン製造時に取り付けられた部品であった。

#### 2.9.5 エンジンオイル消費率

同機のAMMには、エンジンオイル消費率のガイドラインについて、1飛行時間あたり0.3USqt（米クォート）または0.6USpt（米ポイント）と記載されている。

同社は、同機のエンジンオイル消費率を、その日の最終運航から30飛行時間遡り、その間のオイル総補給量を30で除して算出している。右エンジンのエンジンオイル消費率は、AMMに記載されているガイドラインである1飛行時間あたり0.3USqtを超えたことはなかったが、直近においては僅かながら増加する傾向となっていた。

（付図6 同機のエンジンオイル消費率 参照）

### 2.10 エンジンオイルの圧力低下検知に関する調査

#### 2.10.1 機体側配線等の点検

エンジンオイルの圧力低下検知に関連する機体側及びエンジン側配線の点検並びに圧力低下検知スイッチの機能試験を実施したが、異常は認められなかった。

また、本重大インシデントに伴う分解整備の最終段階で、圧力低下検知スイッチ及びエンジン側配線を右エンジンに取り付けて実施した試運転でも、異常は認められなかった。

#### 2.10.2 MWCCの機能試験

MWCCは、機体側からワーニング又はコーションに関する信号を受信してオーバーヘッド・パネルのアナシエーターにメッセージを表示させるとともに、両方の操縦席前にあるマスターワーニング・ライト又はマスターコーション・ライトを点灯させるための装置である。

同機に搭載されていたMWCCの機能試験を、英国航空事故調査局（AAIB）の協力を得て、MWCC製造者の施設において、実施した。その結果、本重大インシデントに関連する異常は認められなかった。

### 2.11 本重大インシデントとの類似事例とその対応に関する情報

エンジン製造者によれば、本重大インシデント発生までに、同系列型エンジンの同チューブが破断した類似事例は、次の2件があったが、いずれも火炎の発生はなく、

溶接不良が原因とされている。

(1) 平成16年12月、定期整備においてオイル漏れが確認されたことによりエンジンが取り卸され、同チューブの破断が発見された。

(2) 平成21年11月、離陸後に、オイル量低下を指示したため、離陸した空港に引き返し、着陸後の点検で同チューブの破断が発見された。

これら2件の事例について検討した結果、エンジン製造者は平成22年4月から同チューブ製造時にエックス線検査を実施することとした。また、それ以前に製造された同チューブについては、平成22年12月9日にサービスブリテン（V2500-ENG-72-0617）を発行し、直近の整備工場搬入時においてヒートシールドを外さずに同チューブのエックス線検査を実施することを推奨した。

なお、前述のサービスブリテンは、ヒートシールドは外さずに同チューブのエックス線検査を実施して、不具合が認められた場合にヒートシールドを外して同チューブのエックス線検査を再度実施するよう平成23年9月28日に改正された。

## 3 分析

### 3.1 運航乗務員の資格等

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

本重大インシデント発生当時の気象状態は、本件の発生に関連はなかったものと推定される。

### 3.4 火炎発生の経緯

#### 3.4.1 同チューブの破断

2.8.1に記述したとおり、同チューブは、同ケースの中にあり、一方の端が第4ベアリング・コンパートメント（ハウジング）にボルトで固定されているが、もう一方の端は、エンジン構造に固定されておらず、同ケース内の気密を維持するためのシールが取り付けられ、同ケース下方の開口部にはめ込まれている。そのため、エンジン出力に応じ同ケース内の圧力と温度が上昇すると、シール部が外側へ押し

出されることとなり、同チューブの屈曲部付近にエンジンの運転に伴う繰り返し応力が発生するものと推定される。また、2.9.2(1)に記述したとおり、破壊起点が同チューブの屈曲部で円周方向の溶接ビードに沿ってチューブ外側表面に存在し、疲労破壊がチューブ外側から内側に向かって進展した痕跡が破面に観察されたことから、エンジンの運転に伴う繰り返し応力により破壊起点が発生した後、更に繰り返し応力が加わって疲労破壊が進展し、破断に至ったものと推定される。

同チューブが屈曲部で破断したため、直線部は支えを失い、同ケースから抜け出すこととなり、同チューブが抜け出した開口部からエンジンオイルが噴き出し、エンジンオイルがエンジン高温部に接触して火炎が発生したものと考えられる。

なお、2.9.3に記述したとおり、エンジン製造者は、同チューブとその外側配管との組立てによる応力が同チューブ破断の一因になったと考えている。しかし、同チューブが抜け出した際に外側配管が変形したため、同機の右エンジンにおいて組立てによる応力が加わっていたか明らかにすることはできなかった。

#### 3.4.2 同チューブの長手方向に発生した亀裂

2.9.2(2)に記述したとおり、同チューブの長手方向に発生した亀裂の破面には、同チューブの内側から外側へ急激に亀裂が発生した痕跡があったこと、及び2.8.1に記述したとおり、離陸中の同ケース内は、エンジンオイルの自然発火点を越えた10段エアに満たされることから、破断部から10段エアが入り、同チューブ内でエンジンオイルが発火し、同チューブの内圧が急激に増加して、直線部分で長手方向の亀裂が発生した可能性が考えられる。

#### 3.5 エンジンオイルの圧力低下検知

2.1.2に記述したとおり、右エンジンからの白煙に関する通報を仙台ディパーチャーから受けたときには、圧力センサーがエンジンオイル圧力の低下を検知すると点灯するエンジンのシステム計器にあるアンバーライトとレッドライトは既に点灯していたが、圧力低下検知スイッチがエンジンオイル圧力の低下を検知すると点灯するマスターコーション・ライトは点灯していなかったと運航乗務員が述べていることから、マスターコーション・ライトは点灯していなかったものと考えられる。

しかし、2.10に記述したとおり、機体側及びエンジン側配線の点検、圧力低下検知スイッチ及びMWCCの機能試験を実施したが異常は認められず、マスターコーション・ライトが点灯しなかった原因を明らかにすることはできなかった。

#### 3.6 早期発見の可能性

2.9.4に記述したとおり、右エンジンは、エンジン製造者の指定する工場において、

エンジン製造者が定めたメンテナンスマニュアルに基づき、同チューブの目視検査を含む分解整備が製造後これまで3回実施されていた。しかし、同チューブはヒートシールドで覆われているため、目視検査では疲労破壊の兆候を発見することは困難だったものと推定される。

また、2.9.5に記述したとおり、同社はエンジンオイル消費率を確認していたが、AMMに記載されているガイドラインである1飛行時間あたり0.3USqtを超えることはなかったことから、エンジンオイル消費率により同チューブ破断の兆候を発見することは困難であったものと推定される。

## 4 原因

本重大インシデントは、同機が離陸中に、右エンジンの第4ベアリング・スカベンジチューブが破断したため、第4ベアリング・スカベンジチューブがディフューザーケースから抜け出し、抜け出た開口部から噴き出たエンジンオイルがエンジン高温部に接触して、火炎が発生したものと考えられる。

第4ベアリング・スカベンジチューブが破断したのは、エンジンの運転に伴う繰り返し応力により第4ベアリング・スカベンジチューブに破壊起点が発生し、疲労破壊が進展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調査の結果を踏まえ、米国連邦航空局（FAA）がエンジン製造者に対して以下の措置を講じるよう指導することを勧告する。

本重大インシデントでは、第4ベアリング・スカベンジチューブの外側表面を破壊起点とする疲労破壊から破断に至ったものと推定されるが、第4ベアリング・スカベンジチューブはヒートシールドで覆われているため、定例整備では当該箇所を直接点検することはできない。したがって、同種事例の再発を防止するため、第4ベアリング・スカベンジチューブの設計変更、エンジン分解整備における第4ベアリング・スカベンジチューブの検査方法の改善を検討すべきである。

## 6 参考事項

### 6.1 同社による措置

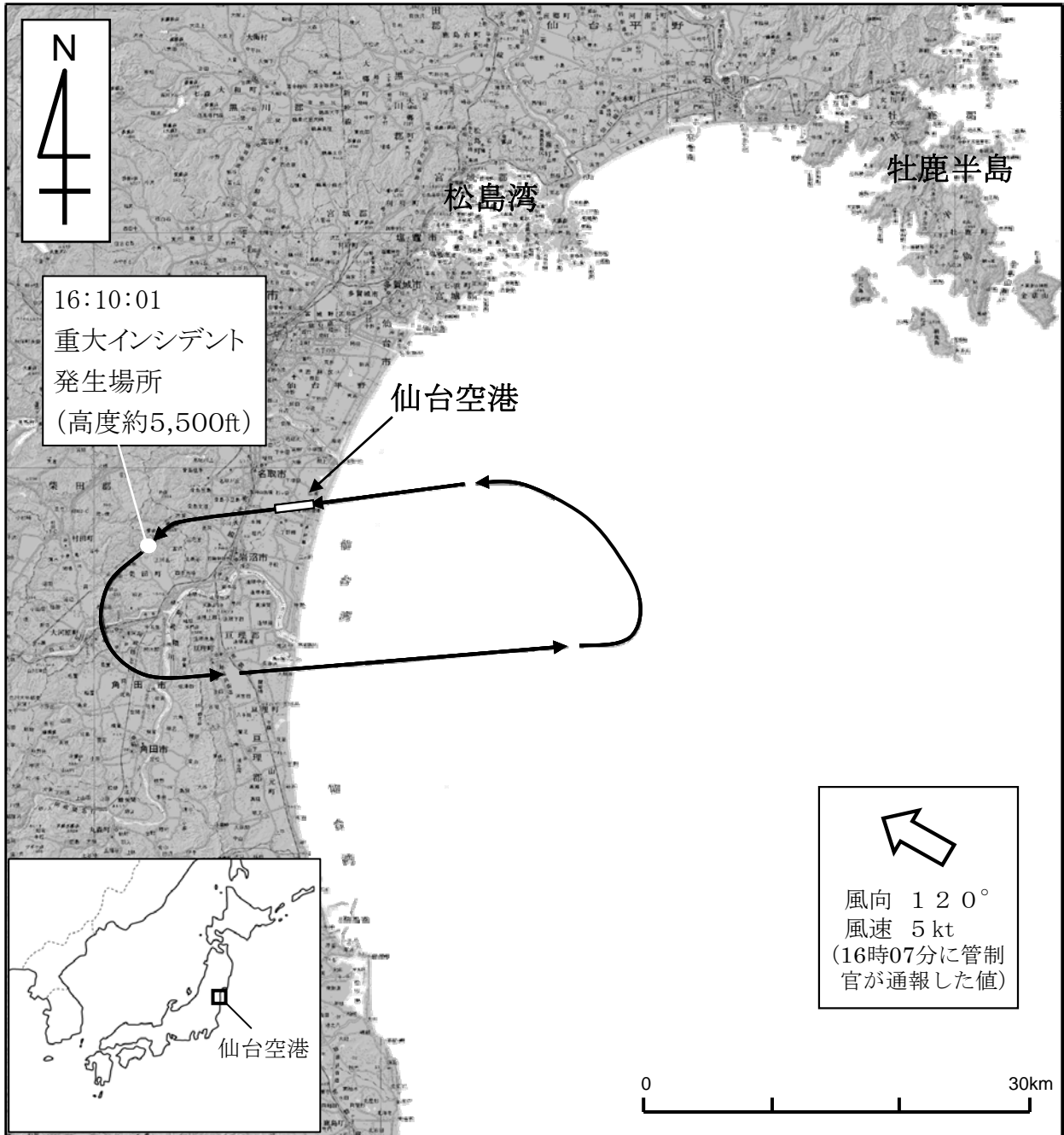
本重大インシデント発生後、同様事象の発生を未然に防ぐため、同社では、その日の運航終了後の点検でエンジンオイルを2USqt以上補給した場合、同チューブ付近にオイル漏れの兆候がないか点検することとした。また、エンジンオイル消費率が1飛行時間あたり0.1USqtを超えた場合、その情報を整備現場支援部門に配信し、整備現場支援部門は状況を確認して必要な措置をとることとした。

### 6.2 エンジン製造者による措置

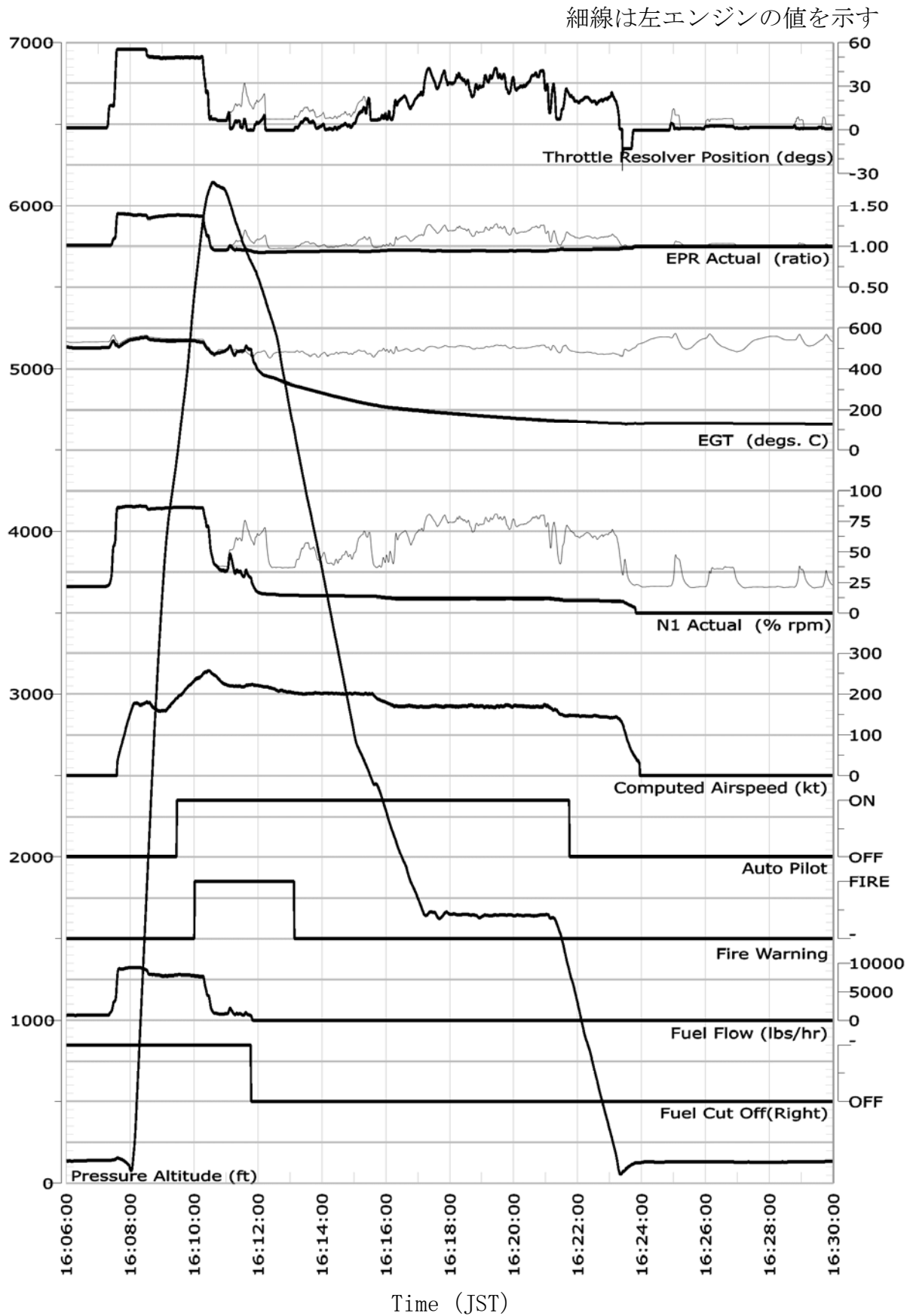
エンジン製造者は、同チューブとその外側配管との組立てによる応力が同チューブ破断の一因になったと考え、エンジンマニュアルを次のとおり臨時改訂した。

臨時改訂日	主な改訂内容
平成23年11月4日	取付けの確認（アライメントチェック）追加
平成23年11月11日	外側配管に関する修理項目の削除
平成23年12月9日	同チューブに関する取付手順の変更

付図1 推定飛行経路図



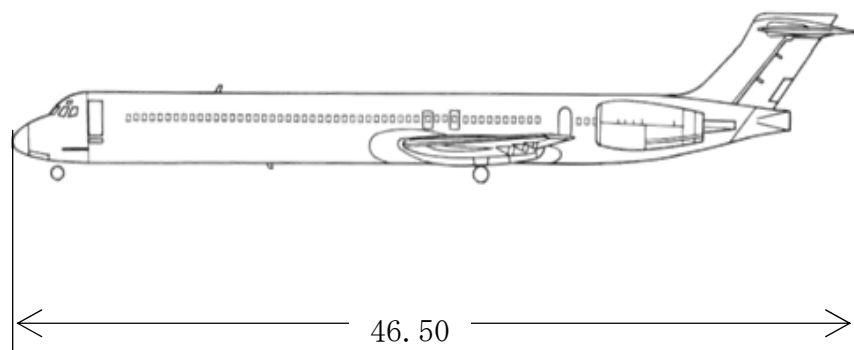
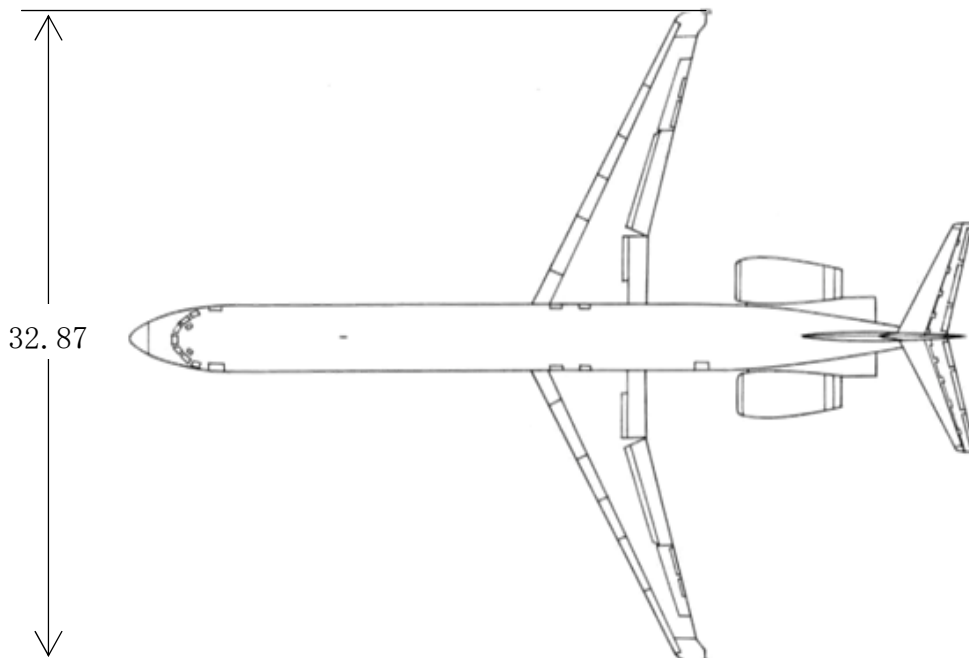
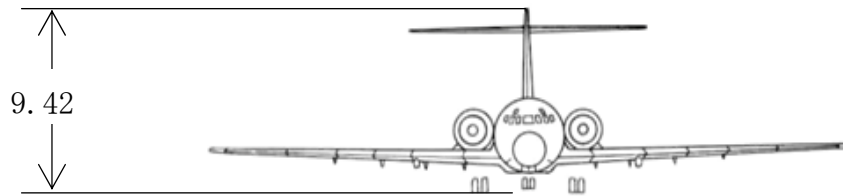
## 付図2 DFDRの記録



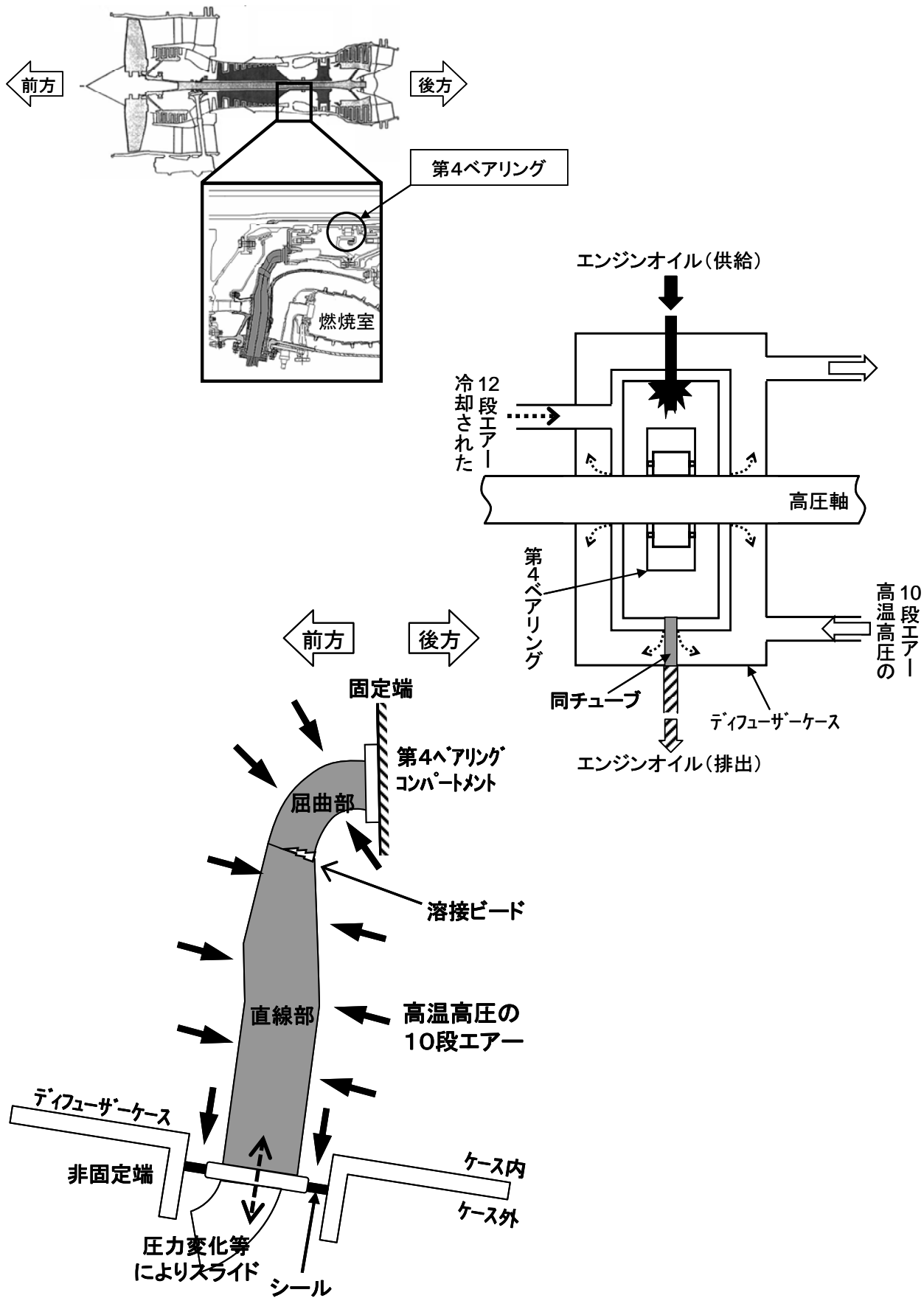


付図3 ダグラス式MD-90-30型三面図

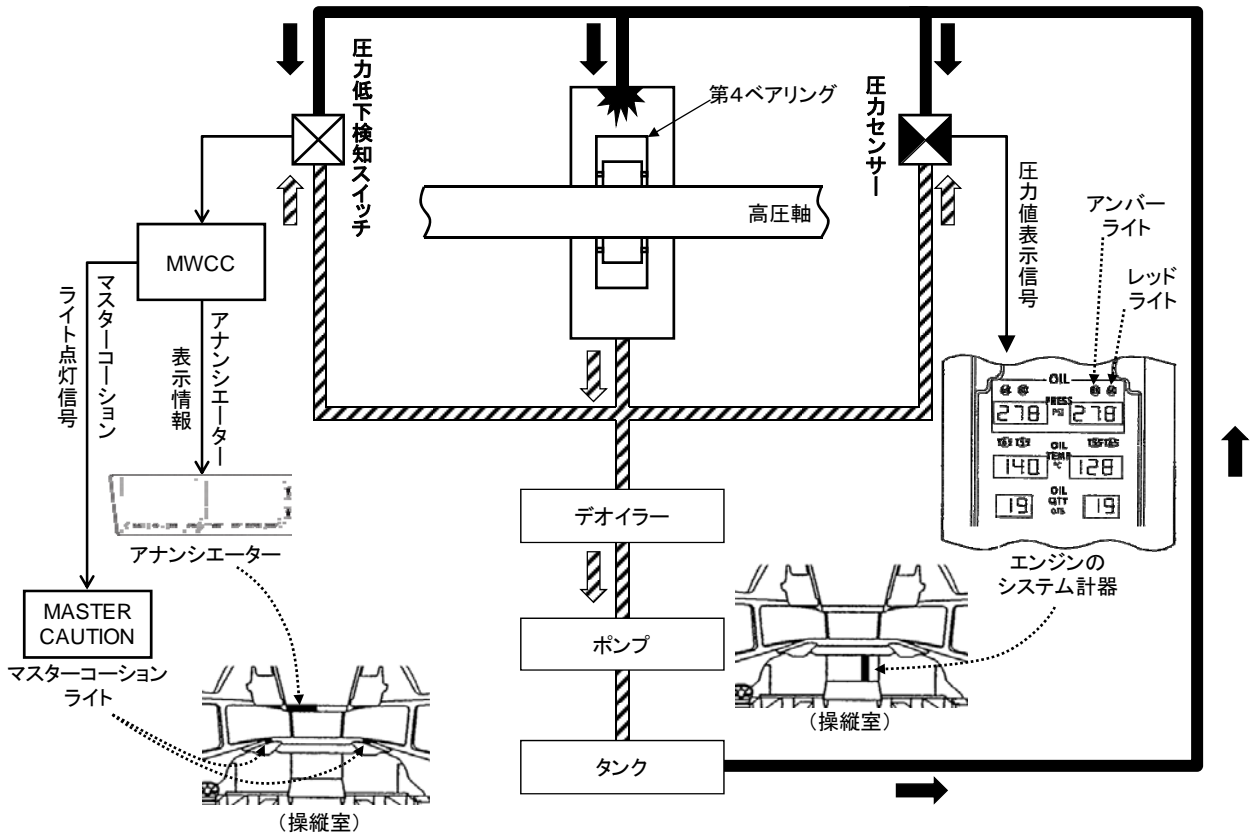
単位：m



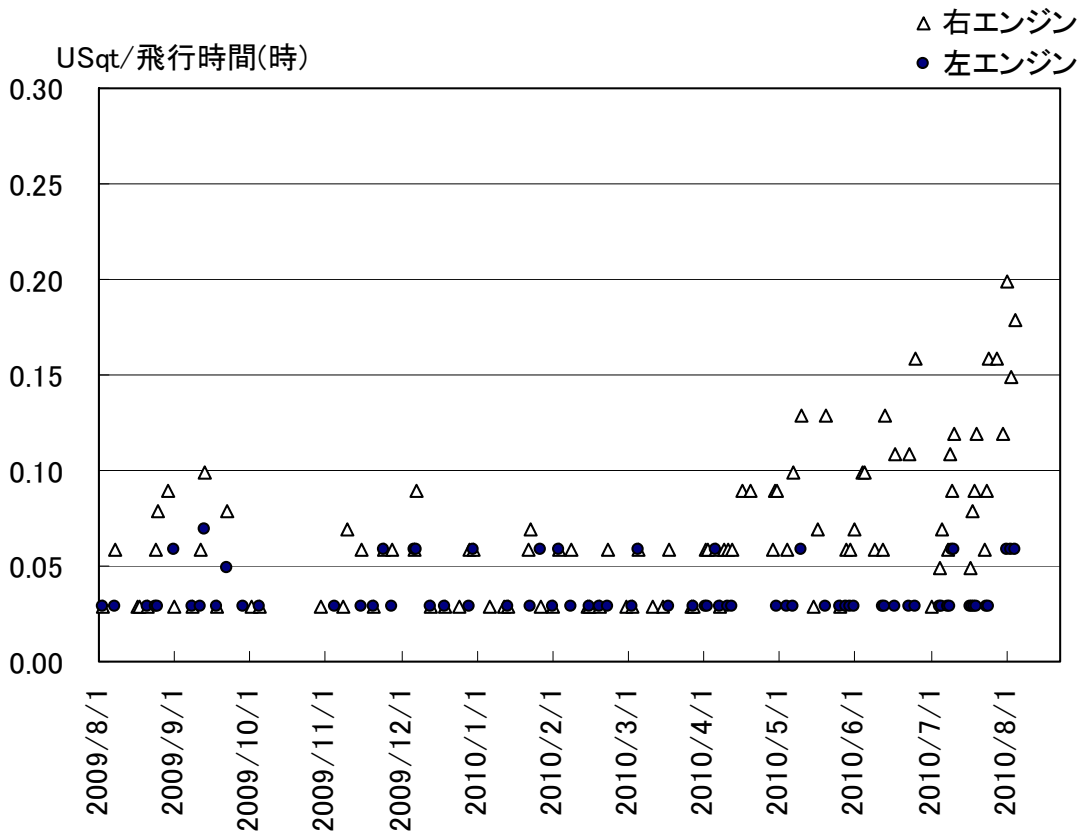
付図4 同チューブ



付図5 エンジンオイル系統図 (一部)



付図6 同機のエンジンオイル消費率



# 写真1 重大インシデント機

## 全 体



## 右エンジン外観



## 写真2 右エンジンの損傷状況と同チューブ

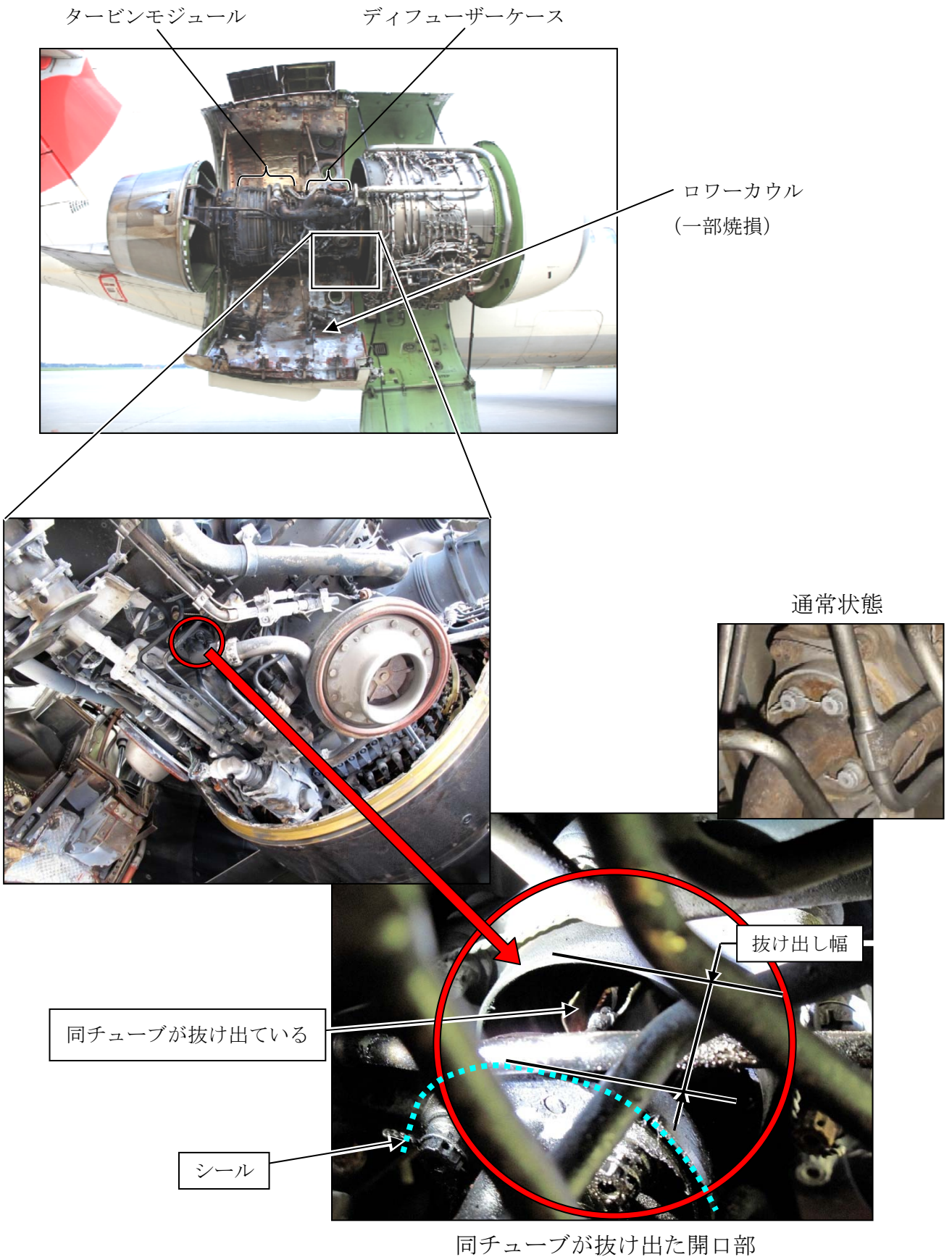


写真3 同ケース内の同チューブ

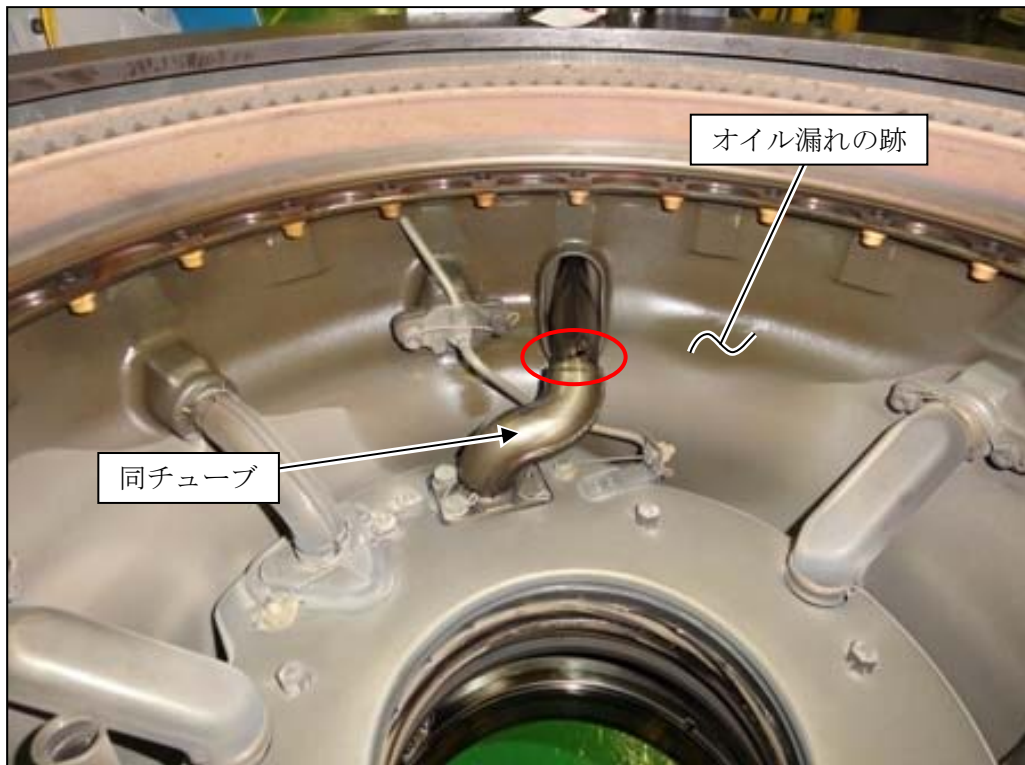


写真4 同チューブの破断部

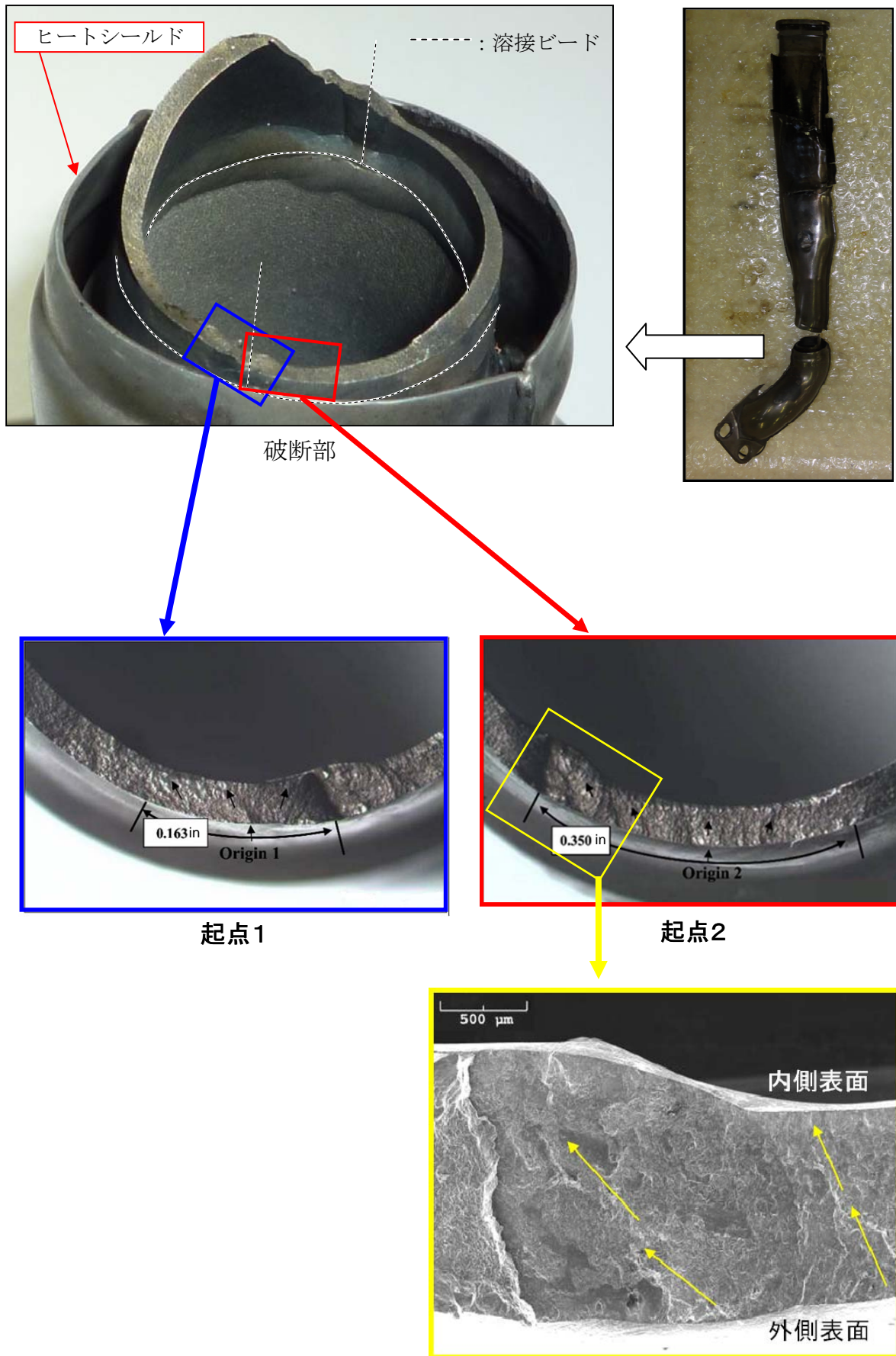


写真5 同チューブの亀裂部



同チューブを覆うヒートシールドを外した状態

