

AI2010-6

航空重大インシデント調査報告書

日本エアコミューター株式会社所属 JA847C

平成22年8月27日

運輸安全委員会

本報告書の調査は、本件航空重大インシデントに関し、運輸安全委員会設置法及び国際民間航空条約第13附属書に従い、運輸安全委員会により、航空事故等の防止に寄与することを目的として行われたものであり、本事件の責任を問うために行われたものではない。

運輸安全委員会
委員長 後藤 昇 弘

《参 考》

本報告書本文中に用いる分析の結果を表す用語の取扱いについて

本報告書の本文中「3 分 析」に用いる分析の結果を表す用語は、次のとおりとする。

- ① 断定できる場合
・・・「認められる」

- ② 断定できないが、ほぼ間違いない場合
・・・「推定される」

- ③ 可能性が高い場合
・・・「考えられる」

- ④ 可能性がある場合
・・・「可能性が考えられる」
・・・「可能性があると考えられる」

日本エアコンピューター株式会社所属 JA847C

航空重大インシデント調査報告書

所 属 日本エアコミューター株式会社
型 式 ボンバルディア式DHC-8-402型
登録記号 JA847C
発生日時 平成21年 3月25日 9時34分ごろ
発生場所 種子島空港の北北西約6km付近上空

平成22年 8月20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	首 藤 由 紀
委 員	品 川 敏 昭

1 航空重大インシデント調査の経過

1.1 航空重大インシデントの概要

本件は、航空法施行規則第166条の4第6号に規定された「発動機の破損（発動機の内部において大規模な破損が生じた場合に限る。）」に該当し、航空重大インシデントとして取り扱われることとなったものである。

日本エアコミューター株式会社所属ボンバルディア式DHC-8-402型JA847Cは、平成21年3月25日（水）、同社の定期3760便として、9時33分に種子島空港を離陸した。同機は、鹿児島空港へ向け離陸上昇中、9時34分ごろ、種子島空港の北北西約6km付近上空高度約3,800ftにおいて、第1エンジンからの異音とともに当該エンジンに不具合が発生したことを示す計器表示があったため、当該エンジンを停止後、鹿児島ターミナル管制所に緊急着陸を要求し、10時26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2名、乗客38名、計42名が搭乗していたが、負傷者はなかった。

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21年3月25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 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・製造国であるカナダ国の代表並びにプロペラの設計・製造国である英国の代表が参加した。

1.2.3 調査の実施時期

平成21年 3月25日及び26日	口述聴取、機体調査、航空機搭載書類及びエンジン関係書類調査
平成21年 3月30日～ 5月1日	飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置の解析
平成21年 4月14日～17日	エンジン分解調査（カナダ国運輸安全委員会（TSB）の協力を得て調査を行った。）
平成21年 4月20日～ 5月22日	インプット・ギアシャフト破断面等解析調査（TSBの協力を得て調査を行った。）
平成21年 5月11日～15日	プロペラ・コンポーネントの調査 （英国航空事故調査機関（AAIB）の協力を得て調査を行った。）
平成21年 6月24日～ 10月23日	フェザリング・ポンプの米国での分解調査及び同モーターの米国での分解調査（いずれもTSBの協力を得て調査を行った。）
平成21年12月14日	分解調査結果分析

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) No.1エンジンのリダクション・ギアボックス1段目インプット・ギアシャフト及びフランジカップリング・シャフトが3カ所で破断していた。
 - (2) ヘリカル・インプット・ギアシャフトは、破断していた。
- (以上、平成21年3月31日提供)
- (3) 破断したヘリカル・インプット・ギアシャフトについては、材料への不

純物の混入があった。

(平成21年6月4日提供)

1.2.5 原因関係者からの意見聴取

原因関係者から意見聴取を行った。

1.2.6 調査参加国への意見照会

調査参加国に対し、意見照会を行った。

2 事実情報

2.1 飛行の経過

日本エアコミューター株式会社（以下「同社」という。）所属ボンバルディア式DHC-8-402型JA847C（以下「同機」という。）は、平成21年3月25日、同社の定期3760便として、種子島空港（以下「同空港」という。）滑走路31を9時33分（日本標準時、以下同じ。）に離陸した。

同機の飛行計画の概要は、次のとおりであった。

飛行方式：IFR、出発地：種子島空港、移動開始時刻：09時30分、巡航速度：336kt、巡航高度：12,000ft、経路：KINKO（位置通報点）～KBE（国分VOR/DME）、目的地：鹿児島空港、所要時間：00時間18分、持久時間で表された燃料搭載量：2時間04分、搭乗者数：44名

本重大インシデント発生時、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。

同機が同空港を離陸してから、本重大インシデントが発生し、鹿児島空港に着陸するまでの同機の飛行経過は、鹿児島空港事務所（以下「空港事務所」という。）のターミナル管制所（以下「アプローチ」という。）及び福岡航空交通管制部の管制区管制所（以下「福岡ACC」という。）と同機との間の管制交信記録、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 管制交信記録、DFDRの記録及びCVRの記録による飛行の経過

9時33分 同機は同空港滑走路31から離陸した。

同 34分14秒 同機は福岡ACCに対し、高度3,700ftを通過し、12,000ftまで上昇する旨を通報した。

同	34分19秒	同機に大きな衝撃音「ドーン」が発生した。 高度約3,800ftにおいて、マスター・コーション・ライトが点灯した。
同	34分23秒	No.1エンジンのオイル・プレッシャーの警報灯が点灯した。
同	34分24秒	No.1エンジンのNL ^{*1} が約47%に急激に低下した。
同	34分26秒	同機のNo.1エンジンを停止した。 No.1エンジンのフューエル・フロー ^{*2} が0となった。
同	37分04秒	同機は、福岡ACCに対し上昇を高度8,000ftで止め、維持する旨を通報した。
同	37分15秒	福岡ACCは、同機に対し高度を変更し、高度8,000ftを維持することを承認した。
同	42分26秒	同機は、福岡ACCに対しNo.1エンジン不良のため、鹿児島空港へ緊急着陸することを要求した。
同	42分39秒	福岡ACCは、同機に対し鹿児島空港への緊急着陸を承認した。
同	45分40秒	同機は、アプローチに対し鹿児島空港の風の情報を要求した。
同	45分45秒	アプローチは、同機に対し滑走路34の風は330°、22kt、最大31kt、最小17ktで噴煙情報があることを通報した。
同	46分38秒	アプローチは、同機に対し最短距離での緊急着陸を承認した。
同	47分45秒	同機は、アプローチに対し国分VOR上空、高度7,000ftで故障探求を行うため約10分間ホールドすることを通報した。
同	59分00秒	同機は、アプローチに対し雲のため高度8,000ftへ上昇したい旨を通報した。
10時10分30秒		同機は、アプローチに対しNo.1エンジンは停止してい

*1 「NL」とは、エンジンの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の最大推力付近の回転数27,000rpmを100%として表示する。

*2 「フューエル・フロー」とは、単位時間当たりの燃料の流量を重さで表したものである。

るが、プロペラがフェザー^{*3}とならないことから、着陸時に強い衝撃が発生する可能性があるため、消防車両の準備を要求した。

- | | | |
|---|--------|---|
| 同 | 16分30秒 | アプローチは同機に対し、フェザー不調のため着陸後滑走路上で停止するかどうかの確認をした。 |
| 同 | 16分50秒 | 同機はアプローチに対し、No.2エンジンは作動しているので、滑走路は空けられることを通報した。 |
| 同 | 22分20秒 | 同機は鹿児島飛行場管制所（以下「タワー」という。）に対し、着陸許可を要求し、承認された。 |
| 同 | 26分 | 同機は、鹿児島空港滑走路34へ着陸した。 |
| 同 | 26分40秒 | タワーは、滑走路点検のため、滑走路を閉鎖する旨を通報した。 |

2.1.2 運航乗務員の口述による飛行の経過

(1) 機長

当日の飛行は、鹿児島から種子島の往復便であり、鹿児島出発前のブリーフィングで、天候は良好であるものの、北西からの風が強いという情報であった。

飛行前のブリーフィングを終えた後に駐機場に着き、担当整備士から、整備状況についての説明があり、特に異常はないことの報告を受けた。

その後、外部点検を行い、機体に問題がないことを確認した。

飛行前点検を行ったが問題はなく、エンジン始動時も何ら異常を示す兆候もなく、鹿児島空港を通常どおり離陸した。

同空港までの飛行時間は25分で、着陸時には20～30ktの風の息があって、気流が悪かった。

鹿児島への折り返し便のため出発前の外部点検を行い、機体に異常のないことを確認した。

副操縦士に右席での操縦経験を付与するため、PMとして左席に着座し、副操縦士がPFとして右席に着座した。その後、9時33分、同空港滑走路31を離陸した。離陸時も特に機体等に異常はなかった。

離陸後、車輪を格納し、高度1,100ftでフラップをあげて、上昇

*3 「フェザー」とは、飛行中にエンジンが故障を起こしたときに、プロペラ・ピッチをそのままにしておくことでプロペラが風車状に回転し続けて推力でなく抗力を発生することになるので、プロペラ・ピッチを90°近くにして抗力を最小にすることである。

パワーにセットした。速度を185ktに設定し、高度1,800ftを超えたところでオートパイロットをONにした。

福岡ACCとコンタクトした後、アフターテイクオフ・チェックを始めようとしたとき「ドーン」と何か爆発したような大きな衝撃音が発生し、機首が少し左に振られた。同空港を離陸後、右へ旋回中で高度は約2,500ft、位置は種子島VOR/DMEから3～4nmだった。

衝撃音と同時に、操縦室のオーバーヘッド・パネルにあるNo. 1エンジンPEC（プロペラ・エレクトロニック・コントロール）の橙色の注意灯が点灯した。その直後、No. 1エンジンのオイル・プレッシャーの赤色の警報灯が点灯した。

ここで、操縦を交替し、マニュアルに基づいて、直ちに手動でNo. 1エンジンを停止した。

その後、No. 2エンジンのみで上昇を続けていたら、ラダー（方向舵）のトリム^{*4}量が多かった。このとき、プロペラがフェザーになっていないことが分かった。通常、エンジンを停止するとプロペラはフェザーとなるが、今回はNo. 1プロペラは500回転前後で空転していた。

この状態でプロペラのオルタネート・フェザーのボタンを押し、フェザーにしようとしたが不可能だった。

エンジン不良となったとき、鹿児島空港よりも同空港の方が近かったが、同空港は横風が強く滑走路も鹿児島空港よりも短いことから、この状態で着陸するには鹿児島空港の方が安全だと判断した。

飛行高度は、当初12,000ftを予定していたが、福岡ACCへ8,000ftを要求し、鹿児島空港に向かった。カンパニー・ラジオで会社にプロペラがフェザーとならない状況を伝え、鹿児島空港に着陸する旨を伝えた後、客室乗務員に乗客の状況を聞き、乗客に対し機内放送で状況説明を行い、鹿児島空港に着陸することを伝えた。

その後、福岡ACCに緊急着陸を要求し、鹿児島空港に向け飛行中、プロペラを着陸前までにフェザーにしたいと思い、福岡ACCに対し、国分上空でホールディングを要求した後、カンパニー・ラジオで地上の整備士と交信しながらプロペラをフェザーにするためにいろいろと対応したが、やはりフェザーにすることはできず、最終的にそのままの状態でも鹿児島空港に着陸することを決心した。

*4 「トリム」とは、エルロン、エレベーター、ラダーなどの操舵力を軽減するため、翼面に取り付けられた小翼（トリム・タブ）等を操作することである。

鹿児島空港への着陸では滑走路長は十分であるが、プロペラがフェザーになっていないことから、着陸時に滑走路を逸脱する可能性もあり、客室乗務員にもその旨を伝え、乗客に衝撃防御姿勢をとるように指示した。

乗客に再度機内放送を行った後、アプローチに着陸許可を要求し、鹿児島空港へ向かった。

プロペラは、フェザーの状態ではなかったが、うまく鹿児島空港へ着陸することができた。

(2) 副操縦士

同空港へ着陸後、機長より鹿児島への便は、PFとして乗務するように指示され、PFとして右席に着座した。

飛行前点検を行ったが問題なく、通常どおりエンジンを始動し離陸を開始した。離陸時、風が強く吹いていることに注意しながら離陸した。パワーレバーは、いきなりに上げずにある程度まで上げて、トルクが追従しているのを確認した後、最終位置まで上げた。このとき、エンジン音も異常はなかった。

同空港を離陸後約1,200ftで右旋回に入り、福岡ACCと通信設定した。

その後、No.1エンジンPECの注意灯が点灯し、同時に「ドーン」と衝撃音が聞こえ、機体は少し左に振られた。その直後No.1エンジン・オイルプレッシャーの警報灯が点灯した。

高度は約2,000ft、速度は185ktで、通常の上昇時の姿勢であった。

衝撃音が発生したときの同機の方位は、種子島VOR/DMEから約345°であった。

No.1エンジンを停止した後、No.1エンジンのプロペラがフェザーとになっていないことが分かった。

カンパニー・ラジオで地上に「No.1エンジンに故障が発生したこと、PEC注意灯の点灯とNo.1エンジン・オイルプレッシャーの警報灯が点灯したことで、鹿児島空港に着陸する予定であること、プロペラをフェザーにするための方法はないか」ということを連絡した。

カンパニー・ラジオで地上の整備士から対応のしようがない旨が伝えられ、機長は緊急着陸を決心した。

鹿児島空港への着陸時は多少風はあったが、着陸はスムーズであった。

本重大インシデントの発生時刻は、09時34分ごろで、発生場所は同空港北北西約6km付近上空（北緯30度38分02秒、東経130度57分10秒）であった。

(付図1、4及び写真1参照)

2.2 人の負傷

なし

2.3 航空機の損壊に関する情報

(1) No.1 エンジン損傷

(2) No.1 フェザリング・ポンプ損傷

(付図3及び写真10～16参照)

2.4 航空機乗組員等に関する情報

(1) 機長 男性 33歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機） 平成20年4月4日

限定事項 ボンバルディア式DHC-8型 平成16年2月26日

第1種航空身体検査証明書

有効期限 平成21年4月12日

総飛行時間 5,912時間09分

最近30日間の飛行時間 62時間06分

同型式機による飛行時間 2,893時間35分

同型式機による最近30日間の飛行時間 62時間06分

(2) 副操縦士 男性 33歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機） 平成13年5月1日

限定事項 ボンバルディア式DHC-8型 平成19年12月20日

計器飛行証明 平成14年12月4日

第1種航空身体検査証明書

有効期限 平成21年3月28日

総飛行時間 1,990時間15分

最近30日間の飛行時間 53時間26分

同型式機による飛行時間 618時間19分

同型式機による最近30日間の飛行時間 53時間26分

2.5 航空機に関する情報

2.5.1 航空機

型式 ボンバルディア式DHC-8-402型

製造番号 4111

製造年月日 平成17年10月15日

耐空証明書 第大-20-478号

有効期限 平成21年11月30日

総飛行時間 5,921時間56分
定期点検(A点検、平成21年2月1日実施)後の飛行時間 268時間58分
(付図2参照)

2.5.2 エンジン

(1) No.1エンジン

型式 プラット・アンド・ホイットニー・カナダ式PW150A型
製造番号 PCE-FA0170
製造年月日 平成14年9月16日
総使用時間 7,100時間19分
総サイクル数 10,167回

(2) No.2エンジン

型式 プラット・アンド・ホイットニー・カナダ式PW150A型
製造番号 PCE-FA0198
製造年月日 平成15年11月27日
総使用時間 8,107時間10分
総サイクル数 11,411回

(付図3参照)

2.5.3 燃料及び潤滑油

燃料は、航空燃料ジェットA-1、潤滑油はBP・ターボ・オイル2380であった。

2.5.4 重量及び重心位置

本重大インシデント当時、同機の重量は50,375lb、重心位置は24.3%MACと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量60,220lb、重大インシデント当時の重量に対応する重心位置範囲16.7~33.2%MAC)内にあったものと推定される。

2.6 気象に関する情報

2.6.1 本重大インシデント発生現場の南南東約6kmに位置する同空港の本重大インシデント発生関連時間帯の航空気象の観測値は、次のとおりであった。

09時00分 風向 300°、風速 24kt、卓越視程 40km以上、
雲 雲量 1/8 雲形 積雲 雲底の高さ 3,000ft、
気温 14℃、露点温度 5℃、

高度計規正值 (QNH) 29.93 inHg

2.6.2 同機が緊急着陸をした鹿児島空港の関連時間帯の航空気象の観測値は、次のとおりであった。

10時00分 風向 320°、風速 22kt、最大瞬間風速 32kt、
卓越視程 30km以上、雲 雲量 1/8 雲形 積雲
雲底の高さ 2,000ft、雲量 5/8 雲形 不明
雲底の高さ 不明、気温 12℃、露点温度 1℃、
高度計規正值 (QNH) 29.94 inHg

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DFDR (P/N: 980-4700-027) 及びCVR (P/N: 980-6022-011) が装備されていた。

DFDR及びCVRには、本重大インシデントに関連のあるエンジンのデータや音声記録されていた。

時刻の照合については、DFDRに記録された同機と管制機関との交信時のVHF送信機のキーイング信号と、管制交信記録に記録されたNTTの時報とを対応させることにより行った。

2.8 同機の損壊の細部状況

本重大インシデント発生後、No. 1エンジン及びNo. 1プロペラの分解調査を実施した結果、主な部分の損傷状況は、次のとおりであった。

2.8.1 No. 1エンジン

(1) リダクション・ギアボックス (以下「RGB」という。) ヘリカル・インプット・ギアシャフト (P/N 3122284-01A) のヘリカル・ギアは破断分離し、2個に分断されていた。

当該部品は、4,370時間使用されていた。

(2) エア・インレット部のRGBインプット・シャフトは、隔壁板がせん断して分離していた。また、RGBカップリング・シャフトは、フランジの両端で破断して分離していた。

(3) 高圧タービン (以下「HPT」という。) のすべてのブレードは破断していた。

低圧タービン（以下「LPT」という。）のすべてのブレード及びベーン^{*5}は破断していた。

パワー・タービン^{*6}（以下「PT」という。）は、1段目及び2段目共にすべてのタービン・ブレードは破断し、タービン・ディスクは損傷していた。

- (4) エンジン・ケースに大きく空いた穴からRGBカップリング・シャフトの破断片の一部が突き出ていた。さらに、大きな穴がもう1カ所、ケースの別の場所に空いていた。

2.8.2 No. 1プロペラのフェザリング・ポンプ

フェザリング・ポンプ（プロペラをフェザー状態とするためのポンプ）は、作動不良であった。

モーターがアースされていて、損傷していた。

（写真14～16参照）

2.9 事実を認定するための試験及び研究

2.9.1 No. 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21年4月、カナダ国運輸安全委員会（TSB）の協力を得て、カナダ国モントリオール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No. 1エンジンの分解調査を実施した。その結果は次のとおりであった。

2.9.1.1 RGBヘリカル・インプット・ギアシャフトの分解調査

- (1) SEM（走査型電子顕微鏡）により調査した結果、破断したRGBヘリカル・インプット・ギアシャフトの表面下部にある不純物からき裂が始まり、シャフトの形状に沿って螺旋状にシャフトの内側から外側の方向へと伝搬し、ねじれにより疲労き裂が進展して、最終的にオーバーロードにより破断したものであった。
- (2) 疲労き裂の開始点は、ヘリカル・ギア歯根元部分の表面下部の深さ0.03inであり、観察された不純物は0.03inの長さで、ほぼシャフトの主軸と軸方向に平行であった。

*5 「ベーン」とは、エンジンの各段のタービン・ブレードの間にある静翼のことで、エンジンの外側ケースに固定されていて回転しない。

*6 「パワー・タービン」とは、タービン・エンジンにおいて、外部機器を駆動する動力を取り出すためのタービンのことで、ターボプロップ・エンジンにおいては、プロペラ用の動力を取り出すための後段タービンのことである。

- (3) EDAX（エネルギー分散型X線分析装置）で分析した結果、不純物はアルミニウム（Al）、カルシウム（Ca）、シリコン（Si）及び酸素（O）から成り、このうちアルミニウム（Al）及びカルシウム（Ca）はRGBヘリカル・インプット・ギアシャフトを製造する時に使われた棒材の原材料AMS 6308（Pyrowear 53）の構成要素にはない成分であった。
- (4) 最終的な破壊は、最も長いき裂から得られた疲労線の推定される数から、182,000サイクルの高サイクル疲労^{*7}によるものであった。
- (5) 破断したヘリカル・ギア歯を金属組織調査した結果、(3)の不純物以外の異常は発見されなかった。

この部分では、歯の深さ及び硬さは設計条件を満足していた。しかし、歯の側面と歯の根元の部分の硬さは、設計の下限值であった。

- (6) 破断したRGBヘリカル・インプット・ギアシャフトに対しEDA（エネルギー分散型分光分析装置）による半定量的な分析を行った結果、主な合金成分は、組成要件と一致していた。

(写真2、3、6～9参照)

2.9.1.2 エア・インレット部のRGBインプット・シャフト及びRGBカップリング・シャフトの破断調査

- (1) 目視検査の結果、RGBインプット・シャフトは、シャフトの縁部分のウェブで破断していた。
フロント・カップリング・シャフト隔壁部は、シャフトへのオーバーロードにより、引き裂かれた状態で破断していた。
- (2) RGBカップリング・シャフトのフランジは、両側ともシャフト円縁上で破断し、オーバーロードによる引き裂きの徴候を示していた。

(写真4、5参照)

2.9.1.3 HPT、LPT及びPTのブレード等の破壊経過調査

- (1) HPT

すべてのブレードは、衝撃及びオーバーヒートにより損傷して破断したものであった。また、すべてのシュラウド^{*8}部分は、衝撃及び熱による損傷を受けていた。

*7 「高サイクル疲労」とは、10,000サイクル程度以上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。

*8 「シュラウド」とは、ブレードの先端に取り付けられた覆状の構造であり、ブレードの共振を防止し、ガス漏れを防ぐ効果がある。

(2) L P T

すべてのブレードは、衝撃及びオーバーヒートによる損傷で、ほぼ中間位置で破断していた。

また、すべてのベーンは、熱損傷によりばらばらに細かく破断していた。

(3) P T

ベーンのほとんどは、衝撃により破断していた。

1段目のブレードは、1/3部分でほぼ破断し、2段目のブレードは、プラットホーム部で破断していた。

シャフトは、タービン・ディスク部分の2カ所で破断分離していた。破断面を調査した結果、引っ張り荷重によるオーバーロードでの破断であった。

ディスク部のベアリング・ローラーは、擦られオーバーロードのために変色して、変形していた。

(写真10～12参照)

2.9.2 No. 1プロペラ関連部分の分解調査

2.9.2.1 ピッチ・コントロール・ユニット、オーバースピード・ガバナ及びベータ・チューブの分解調査

英国航空事故調査機関(AAIB)の協力を得て、英国にあるプロペラ製造者のオーバーホール/修理工場において、同機のNo. 1プロペラのピッチ・コントロール・ユニット(PCU)、オーバースピード・ガバナ(OSG)及びベータ・チューブの分解調査を実施した結果、異常はなかった。

2.9.2.2 フェザリング・ポンプの分解調査

カナダ国運輸安全委員会(TSB)の協力を得て、米国にあるフェザリング・ポンプ製造者のオーバーホール/修理工場において、同機のNo. 1プロペラのフェザリング・ポンプの分解調査を実施した結果、フェザリング・ポンプを駆動するためのモーターが不良であった。

2.9.2.3 フェザリング・ポンプ駆動用モーターの分解調査

カナダ国運輸安全委員会(TSB)の協力を得て、米国にあるフェザリング・ポンプ駆動用モーター製造者のオーバーホール/修理工場及びTSBのラボラトリーにおいて、フェザリング・ポンプ駆動用モーターの分解調査を実施した。その結果は次のとおりであった。

- (1) モーターのローター(電機子)及びステーター(永久磁石)には、鉄粉のごみが付着していた。また、永久磁石は腐食していた。

(2) 電機子には、き裂が生じていた。永久磁石は、接着剤がはがれてケース内側から外れていた。

(3) 電機子は、永久磁石と接触して双方とも損傷していた。

また、今回分解調査を行ったモーター以外にも、他の3つの同型モーターに同様の損傷があったことが判明した。

(写真14～16参照)

2.10 その他必要な事項

2.10.1 No.1プロペラのフェザリング・ポンプの点検について

同社の発行した整備規程においては、プロペラのフェザリングに係わる動作点検についてMRM (Maintenance Requirement Manual: 整備要目マニュアル) に800時間毎に動作試験を実施するように規定され、AMM (Aircraft Maintenance Manual) にはその手順が規定されていた。

同社の整備記録によれば、フェザリング・ポンプは、平成21年2月1日に動作試験が実施されていた。点検後の使用時間及び使用サイクルは、268時間58分、452サイクルであった。(使用時間及び使用サイクルについては、エンジンの使用時間及び使用サイクルと同一として扱う。)

2.10.2 同機のプロペラのフェザリング・システムについて

同機のプロペラのフェザリング・システムは、オート・フェザリング、マニュアル・フェザリング及びオルタネート・フェザリングで構成されている。

(1) オート・フェザリングは、離陸中エンジンが不良になると、オート・フェザー・システムにより自動的にプロペラをフェザリングし、運用中のエンジンの出力を増加させる。

エンジン計器パネルのオート・フェザー・スイッチライトを使用して、離陸時のみオート・フェザーを選択する。

(2) マニュアル・フェザリングは、コンディション・レバーをスタート・フェザー位置を通過した後、フューエル・オフを選択することにより、プロペラ・マニュアル・フェザリングがエンジン停止中にできる。

(3) オルタネート・フェザリングは、プロペラ・コントロール・パネルのNo.1又はNo.2オルタネート・フェザリング・スイッチにより、オルタネート・フェザリングの機能が実行される。

オルタネート・フェザー・ポンプは、次の理由により装備されている。

① マニュアル・フェザリング・システムが故障した場合にバックアップ・フェザー機能を与えるため

② ハイプレッシャー・ポンプへのオイル供給をするギアボックスの回転数

がかなり低い場合にプロペラ・フェザーを可能とするため

③ 整備時に地上で、プロペラのアンフェザーを可能とするため

同機のプロペラは、RGBによって駆動されるハイプレッシャー・ポンプの作り出す油圧によりコントロールされ、マニュアル・フェザリングは、これにより作動する。

マニュアル・フェザリングが機能しない場合、オルタネート・フェザリング・ポンプ（電動）を作動させる。このオルタネート・フェザリング・ポンプも作動しない場合、プロペラをフル・フェザー角度までコントロールすることはできないものの、カウンター・ウェイトの効果によって、より抗力が低いピッチ角度でブレードが回転する。ただし、このような不完全なフェザー角度となった場合における航空機性能への影響や対応措置等については、同社の規定類には記載されていなかった。

なお、本重大インシデントの場合、ハイプレッシャー・ポンプの油路がRGBインプット・シャフトの破断により断たれたため、マニュアル・フェザリングが機能しなかった。

2.10.3 エンジン製造者の対応

本重大インシデント発生に伴い、エンジン製造者は次の対応を取った。

- (1) 破断したRGBインプット・ギアシャフトと同じロットで製造された、他のギアシャフトを取り卸す予定である。
- (2) エンジン製造者が保有するインプット・ギアシャフト及びインプット・ギアシャフトの製造者が保有する材料の検査を行った。
- (3) インプット・ギアシャフトの部材供給者での原材料の点検の要件を強化した。
- (4) インプット・ギアシャフトの製造者が保有するPW150Aインプット・ギアシャフトの原材料の内部に、不純物が含まれているかどうか、超音波探傷検査^{*9}で詳しく調査した。
- (5) インプット・ギアシャフトの製造者に対し、原材料への超音波探傷検査を追加させるため、AMS6308棒材の調達要件を改訂させた。

2.10.4 RGBヘリカル・インプット・ギアシャフトに関するエンジン製造者の見解

- (1) インプット・ギアシャフト製造のための原材料について超音波探傷検査の義務付けの実行可能性を再検討する。

*9 「超音波探傷検査」とは、高い周波数の音波（超音波）を利用して内部欠陥を検査する方法である。

- (2) 不純物については、アルミニウム (Al)、カルシウム (Ca)、シリコン (Si) 及び酸素 (O) から成り、AMS 6308 棒材の鋳造時に原材料の中に混入したと思われる。
- (3) 鋳造過程で融解した金属を注入するノズルは、クリーンであることを確認し、使用後は毎回交換している。
- (4) 破断したインプット・ギアシャフトを製造する際に使用されたものと同じロットの原材料から、24 台のインプット・ギアシャフトが製造された。
これら 24 台のうち 21 台のインプット・ギアシャフトは、現在運用中である。
- (5) PW150A の 2 段目ピニオン・ギアの原材料は、AMS 6308 が使用された。
これは、1999 年以降 PW120 と PW123 シリーズのインプット・ギアシャフトの生産においても使用してきた。
- (6) PW120 及び PW123 のインプット・ギアシャフトの稼働時の応力レベルについては、PW150A のコンポーネントと同等である。
現在運用中の 490 台の PW150A のエンジンは、300 万時間以上の運用実績があり、運航中の 1,500 台以上の PW120 と PW123 のインプット・ギアシャフトのグループは、約 2,500 万時間の運用実績がある。
- (7) これらのサービス経験から、材料に関連するインプット・ギアシャフト破断の飛行時間当たりの事象発生率は、 2.9×10^{-8} より少ないことが期待される。
- (8) 今回の重大インシデントについてリスク評価を行った。
リスク評価は、事象の重大度 (severity) と発生確率の組み合わせで行われる。今回の重大インシデントの重大度は Significant-Level 3、発生確率は Remote/Seldom-D であるので、リスク・レベルは 3D と評価され、超音波探傷検査等の再発防止策実施後のリスク・レベルは LOW となる。
- (付図 5 参照)

3 分析

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、所定の点検及び整備が行われていた。

3.3 気象の関与

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

3.4 同機が離陸上昇中にNo. 1エンジンに異常が発生した時機

- (1) 2.1.1に記述したとおり、同機が高度約3,800ftを上昇中、9時34分19秒にNo. 1エンジンのマスター・コーション・ライトが点灯し、CVRの記録に「ドーン」の衝撃音が発生していること、同23秒にはオイル・プレッシャーの警報灯が点灯し、及び同24秒にはNLが約47%に急激に低下したこと
- (2) 2.1.2の機長及び副操縦士の口述から離陸上昇中、高度2,500ft付近で「ドーン」と何か爆発したような大きな衝撃音が聞こえ、No. 1エンジンPECの注意灯が点灯し、No. 1エンジンのオイルプレッシャーの警報灯が点灯したこと、及びその後No. 1エンジンを停止したこと

から、同機は高度3,800ft付近を上昇中、No. 1エンジンから衝撃音が発生した時に、エンジンが破損したものと推定される。

3.5 No. 1エンジンRGBヘリカル・インプット・ギアシャフトの破断経過

2.9.1.1(1)に記述したとおり、RGBヘリカル・インプット・ギアシャフトは、表面下部の不純物（長さ0.03in）が含まれていた部分に応力及びひずみの集中箇所ができて、疲労き裂が生成され、シャフトの回転によるねじれによって疲労き裂がシャフトの形状に沿って螺旋状にシャフトの内側から外側の方向へと進展して、破断に至ったものと推定される。

また、2.9.1.1(2)及び(4)に記述したとおり、疲労き裂は、ヘリカル・ギア部材中の不純物を起点として生成され、繰り返し応力によって破断に至ったもので、最終的な破壊までのサイクル数は、最も長いき裂の疲労縞から、182,000サイクルと推定される。

3.6 No. 1エンジンRGBヘリカル・インプット・ギアシャフトへの不純物混入要因

2.9.1.1(3)に記述したように、RGBヘリカル・インプット・ギアシャフトには、製造時に使用された棒材の原材料AMS 6308とは成分が異なる、アルミニウム（Al）、カルシウム（Ca）、シリコン（Si）及び酸素（O）から成る不純物が含まれていた。

原材料の中に不純物が混入したことについては、原材料製造時の精錬段階において、鋼中に存在する不純物である浮遊物（酸化物）を完全に除去することは、一般に現在の製造技術では難しいことから、原材料に浮遊物である残渣が存在していたこと、または融解してろ過された材料を鋳型に流し込むときに不純物が混入したこと等の可能性が考えられる。

3.7 エア・インレット部のRGBインプット・シャフト及びRGBカップリング・シャフトの破断要因

2.9.1.2に記述したとおり、エア・インレット部のRGBインプット・シャフト及びRGBカップリング・シャフトが破断したことについては、RGBヘリカル・インプット・ギアシャフトが高速で回転中疲労破断したことにより、RGBヘリカル・インプット・ギアシャフトにねじれによるオーバーロードが発生し、シャフトの縁部分及びシャフト隔壁部が引き裂かれ、最終的に破断したものと推定される。

3.8 HPT、LPT及びPTの破壊経過

2.9.1.3(1)～(3)に記述したとおり、HPT、LPT及びPTのすべてのタービン部が破断・損傷したことについては、RGBヘリカル・インプット・ギアシャフトが疲労破断したため、これらの部分にオーバーロードが発生して2次破壊が起こったことによるものと推定される。

3.9 No.1エンジン・ケースの破損経過

RGBカップリング・シャフトが破断後、その破断片がエンジン・ケースに衝突したため、2.8.1(4)に記述したとおり、RGBカップリング・シャフトの破断片の一部がケースを突き破り、ケースの別の場所にも破断片の衝突による大きな穴が空いたものと推定される。

3.10 No.1プロペラがフェザー状態とならなかった要因

2.1.2(1)及び(2)に記述したように、機長及び副操縦士は、離陸上昇中No.1エンジンに異常が発生し、No.1エンジンを停止した時、No.1プロペラがフェザー状態とならなかったと述べている。

No.1プロペラがオルタネート・フェザー状態とならなかったことについては、2.9.2.1に記述したように、No.1プロペラのフェザリング・ポンプ駆動用モーターが不良であったためと推定される。

モーターが不良であったことについては、モーターの永久磁石の腐食により、モーターのケース内側から永久磁石が外れ、電機子が永久磁石と接触して双方とも損傷したためと推定される。

なお、本重大インシデントの場合、2.10.2に記述したとおり、ハイプレッシャー・ポンプの油路がRGBインプット・シャフトの破断により断たれたため、マニュアル・フェザリングも機能しなかった。

同じく、2.10.2に記述したように、マニュアル・フェザリングとオルタネート・フェザリングがともに機能しない場合には、カウンター・ウェイトの効果によってプロペラは不完全なフェザー角度で回転するが、この場合における航空機性能への影響や対応措置等については同社の規定類には記載されていなかった。本重大インシデントにおいては、結果的に深刻な事態には至っていないが、運航乗務員の作業負荷を増大させたこと等を考慮すれば、不完全なフェザー角度に関し航空機性能への影響を評価し、必要があれば対応措置等について関連する規定類に含めるべきである。

また、本重大インシデントのようにエンジンが破損し、潤滑機能が損なわれたような場合、空転を続けているプロペラによりRGBのベアリング等への2次損傷を与える可能性も考えられる。

本重大インシデントを踏まえ、また、2.9.2.3に記述したように他の同型モーターにも同様の損傷があったことを考慮すれば、モーターの品質を評価し、必要があればその向上を図るべきである。

3.1.1 エンジン部品製造過程における品質管理の改善

本重大インシデントにおいては、3.5及び3.6に記述したとおり、エンジン部品製造段階において、部材供給者における棒材の製造過程で混入した不純物が起点となり疲労破壊が生じたことが推定される。

材料の疲労強度は金属組織の不均一性の影響を著しく受ける。

疲労破壊の防止のためには、部材中に可能な限り応力及びひずみの集中箇所を作らないようにすること、及び疲労破壊の起点となりうる不純物を残さないようにすることが重要である。

エンジンの製造者は、RGBヘリカル・インプット・ギアシャフトの製造過程における材料の品質管理において、原材料への不純物が混入しないように部材供給者及び部品製造者による製品の品質管理（品質保証）の詳細を把握し、部材供給者及び部品製造者を含む全社的な品質管理の改善を継続する必要がある。

3.1.2 本重大インシデントにおけるリスク評価

エンジンの製造者は、リスクの重大度は、IFSD (In-flight shut down) が発生したことによって、Significant-Level 3としている。

しかし、今回の重大インシデントでは、フェザリング・ポンプ駆動用モーターが不良であったこと及びRGBヘリカル・インプット・ギアシャフトの破断により油路が断たれたことから、プロペラのフェザリングの全機能が不作動となっていた。

I F S D発生後の運航の安全性にはフェザリング機能が大きく関わることから、本重大インシデントのリスク評価をI F S D発生のみから行うことには疑問があり、エンジン単体ではなく航空機全体の安全性から評価すべきである。また、この評価には、不完全なフェザー角度となった場合における航空機性能への影響の評価やフェザリング・ポンプ駆動モーターの品質の評価を含めるべきである。

4 原因

本重大インシデントは、同機が離陸上昇中、No. 1 発動機のRGBヘリカル・インプット・ギアシャフトが疲労破断したため、脱落し、破断片が飛散したことにより、発動機ケースの破損、後段のHP Tのブレード並びにLP T及びPTのブレード及びベーンが破壊され、発動機が破損したことによるものと推定される。

RGBヘリカル・インプット・ギアシャフトが疲労破断したことについては、ヘリカル・ギア部材中の不純物を起点として疲労き裂が生成され、繰り返し応力によって破断に至ったものと推定される。

5 安全勧告

運輸安全委員会は、本重大インシデントの発生に鑑み、カナダ航空局（T C C A）に対し、次のことについて検討し、必要な処置を講ずることを勧告する。

- (1) エンジンのRGBヘリカル・インプット・ギアシャフトの製造時における不純物の混入により本重大インシデントが発生したことを踏まえ、P & W C社は、RGBヘリカル・インプット・ギアシャフトの製造について、部材供給者及び部品製造者を含む全社的な品質管理の改善を図る必要がある。
- (2) P & W C社はリスクの重大度をI F S Dが発生したことのみを評価し、Significant-Level 3としているが、本重大インシデントでは、I F S Dに加え、停止エンジン側のプロペラのフェザリング・システムの全機能が不動作となった。

本重大インシデントのリスク評価は、I F S Dが発生したエンジン単体ではなく、航空機全体の安全性から再評価する必要がある、その結果により、必要があれば、安全上の措置を講じるべきである。

6 参考事項

本重大インシデントの再発防止を図るためエンジン製造者及び同社が講じた措置は、以下のとおりであった。

6.1 エンジン製造者が講じた措置

(1) 技術通報の発行

エンジンの全体的な信頼性と耐久性を改善するために、2009年5月7日付け技術通報 (Service Bulletin) PW150-72-35229及び第1回改訂版を同年5月8日付け、第2回改訂版を同年5月12日付けで発行した。

同様の破断をなくするために、不純物の影響が及んだRGBインプット・ギアシャフトを2011年6月1日までに新品と交換するように通報した。

(2) RGB 1段目インプット・ギアシャフトの特別点検の通報

日本で飛行中にエンジンをシャットダウンする事象が発生したことにより、1段目インプット・ギアシャフト及びRGBフランジ・カップリング・シャフト・アセンブリーの目視による点検を指示する、次の内容のSI (特別点検) を、2009年3月27日付けで発行した。

再発防止のため、該当するすべてのエンジンの点検を100フライト時間を超えない範囲で実施すること。

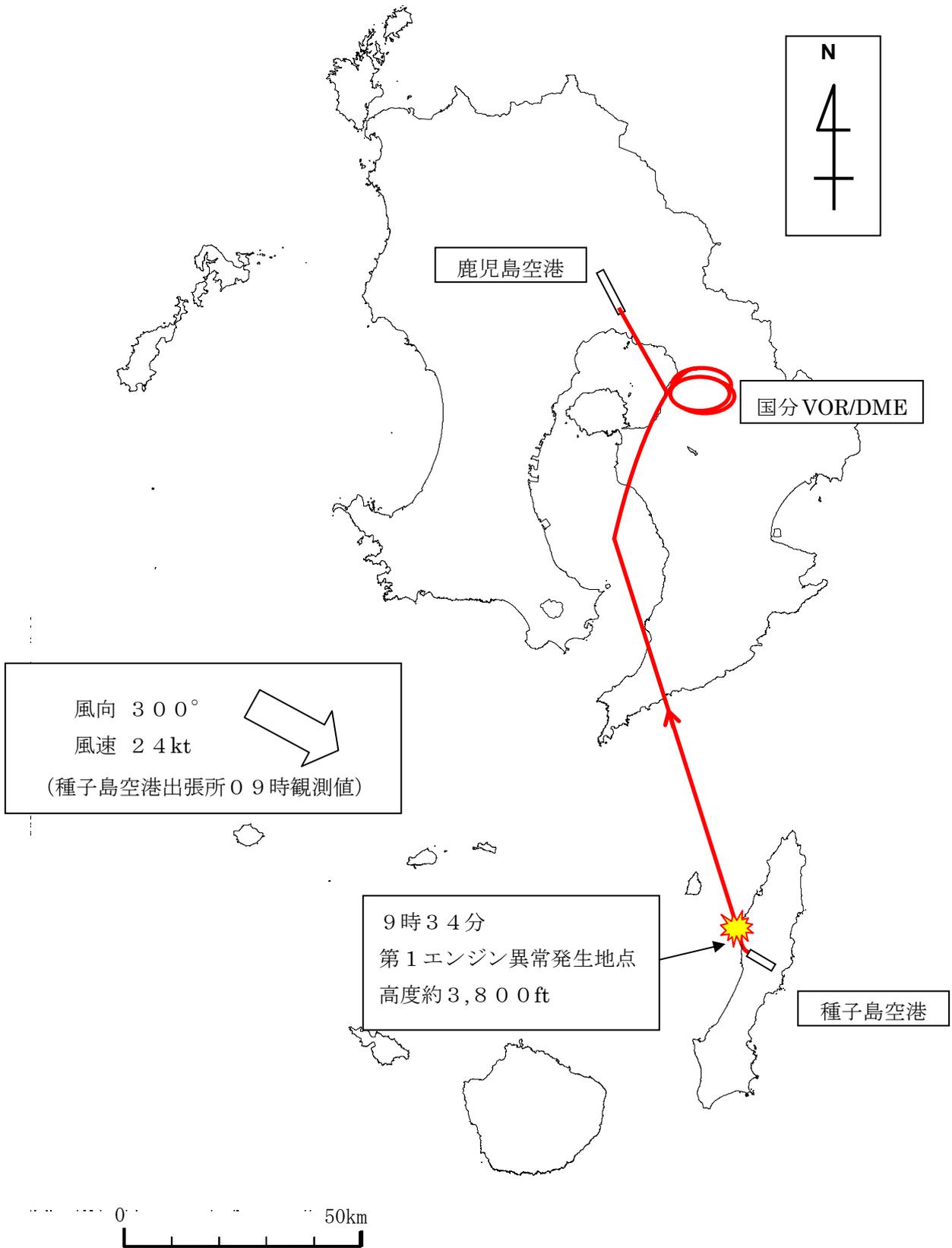
6.2 同社が講じた措置

(1) RGBインプット・ギアシャフトの交換

技術通報 (SB) PW150-72-35229の通報を受ける前に、事前に該当エンジンの情報を入手し、技術指令によりRGBインプット・ギアシャフトのボア・スコープ検査を実施し、2009年5月3日完了した。その後、本通報を受け、エンジンを取り卸すための技術指令を発行し、同9月18日に取卸しを完了した。また、当該技術通報によるRGBインプット・ギアシャフトの交換を完了した。

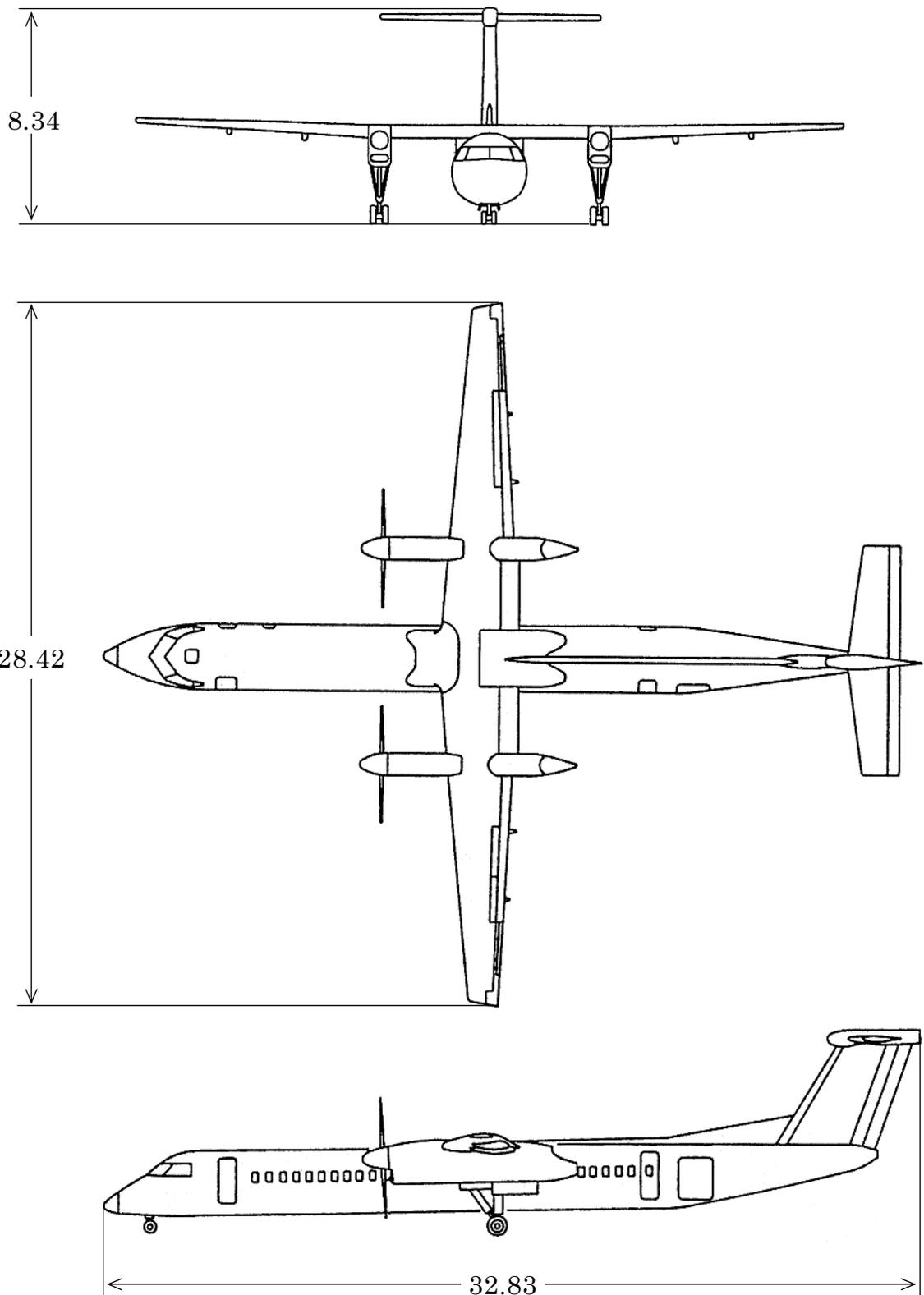
(2) 2009年3月27日付けのSI (特別点検) を受け、技術指令により使用中のエンジンの点検を同4月8日までに実施した。

付図1 推定飛行経路図

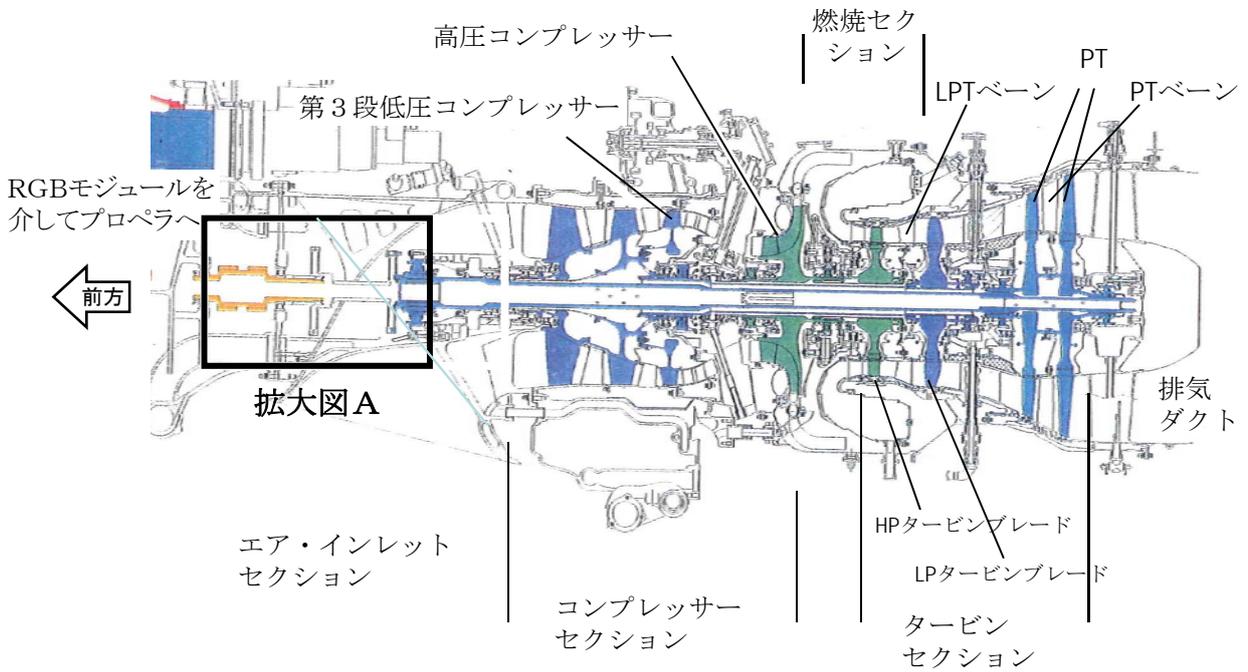


付図2 ボンバルディア式DHC-8-402型三面図

単位：m

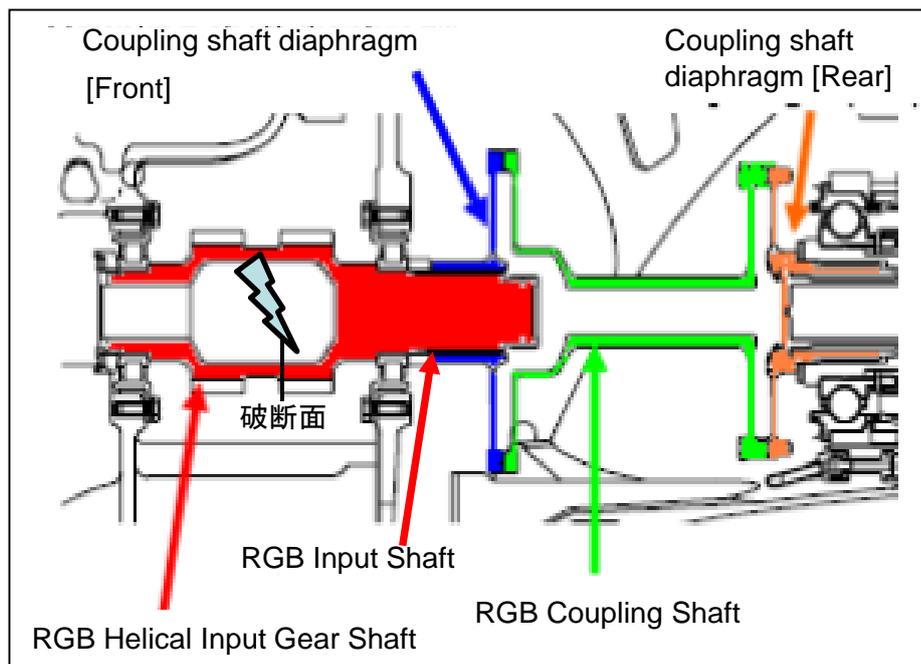


付図3 PW150A型エンジン

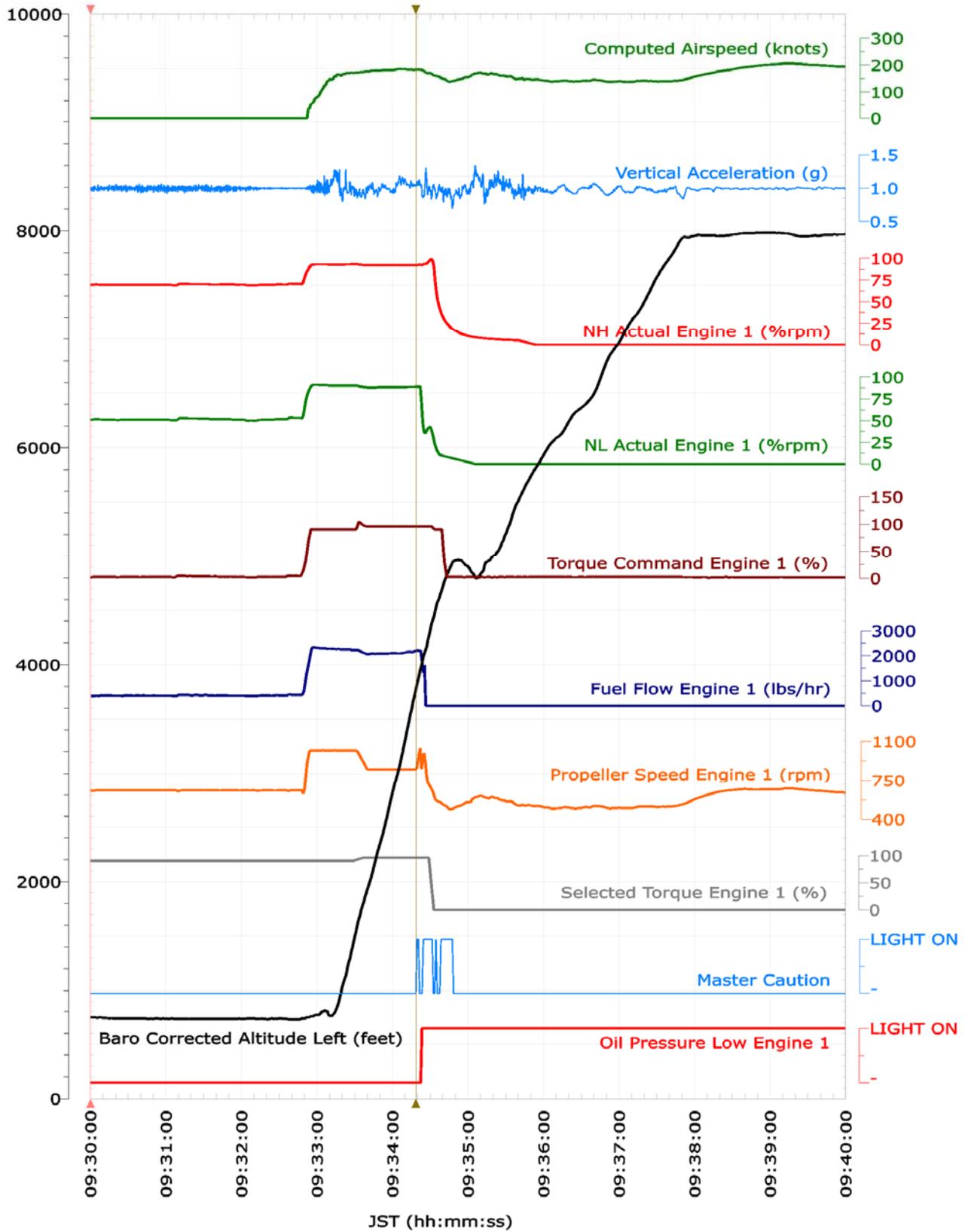


RGB : Reduction Gear Box (減速ギヤボックス)

拡大図A



付図4 DFDRの記録



付図 5 P & Wエンジンのリスク評価 (1 / 3)

(Hazard Severity)

HAZARD SEVERITY (check one)	Discussion
Catastrophic - Level 1	The incident in question resulted in an uncommanded IFSD. The gearshaft fracture also resulted in secondary damage to RGB components, fracture of the Front Inlet Case and oil external leakage. There was no liberation of high energy debris. The engine propeller did not completely feather following the event, but this was determined to be unrelated to the gearshaft fracture. A severity level of 3 – Significant is assigned.
Critical - Level 2	
Significant - Level 3	
Negligible - Level 4	

(Hazard Probability)

HAZARD PROBABILITY (check one)	Discussion
Frequent - Level A	The hazard probability is assessed on the basis of similar components in service and the total accumulated running time on these units to date. An occurrence rate for gear fracture and IFSD of less than 2.9×10^{-8} events/flight-hour is projected (with an associated probability of dual-IFSD of less than 1×10^{-15}) is demonstrated. A hazard probability of D – Remote is assigned.
Probable - Level B	
Occasional - Level C	
Remote / Seldom - Level D	
Improbable/Unlikely - Level E	

RISK LEVEL DETERMINATION

HAZARD SEVERITY HAZARD PROBABILITY	Catastrophic Level 1	Critical Level 2	Significant Level 3	Negligible Level 4
Frequent – Level A	1A = EXTREMELY HIGH	2A = EXTREMELY HIGH	3A = HIGH	4A = MEDIUM
Probable – Level B	1B = EXTREMELY HIGH	2B = HIGH	3B = MEDIUM	4B = LOW
Occasional – Level C	1C = HIGH	2C = HIGH	3C = MEDIUM	4C = LOW
Remote/Seldom - Level D	1D = MEDIUM	2D = MEDIUM	3D = MEDIUM	4D = LOW
Improbable/Unlikely - Level E	1E = LOW	2E = LOW	3E = LOW	4E = LOW

The risk level is assessed as being **3D- Medium**

付図5 P & Wエンジンのリスク評価 (2 / 3)

(Hazard Severity の定義)

HAZARD SEVERITY	SEVERITY LEVEL	DEFINITION
Catastrophic	1	Death, system loss (i.e. Aircraft loss)
Critical	2	Severe injury, major system damage (i.e. Aircraft close to write-off), severe occupational illness
Significant	3	IFSD, minor injury, substantial system damage (i.e., Substantial Aircraft damage), minor occupational illness
Negligible	4	Injury requiring first aid or minor Aircraft or system damage

(Hazard Probability の定義)

HAZARD PROBABILITY	PROBABILITY LEVEL	DEFINITION	EXPLANATION
Frequent	A	Likely to occur frequently	Individual item – occurs often in the life of the system
			Fleet or inventory – continuously experienced
			Individual airman – occurs often in career
			All airmen exposed – continuously experienced
Probable	B	Will occur several times	Individual item – occurs several times in the life of the system
			Fleet or inventory – occurs frequently
			Individual airman – occurs several times in career
			All airmen exposed – occurs frequently
Occasional	C	Likely to occur some time	Individual item – will occur in the life of the system
			Fleet or inventory – occurs several times in the life of the system
			Individual airman – will occur in career
			All airmen exposed – occurs sporadically
Remote/Seldom	D	Unlikely, but possible to occur	Individual item – unlikely but could occur in the life of the system
			Fleet or inventory – unlikely but could occur in the life of the system
			Individual airman – unlikely but could occur in a career
			All airmen exposed – occurs seldom
Certification Level Improbable / Unlikely/	E	So unlikely, it can be assumed that it may not occur	When using quantitative analysis, this level is equivalent to the probability of occurrence identified for the situation at type certification. Consultation with the appropriate specialist or DAO delegate will assist in identifying the appropriate number.
			Individual item – so unlikely you can assume it will not occur in the life of the system
			Fleet or inventory – unlikely to occur in the life of the system
			Individual airman – so unlikely you can assume it will not occur in a career
			All airmen exposed – occurs very rarely

付図5 P & Wエンジンのリスク評価 (3 / 3)

(Risk Control Decision)

CURRENT RISK CATEGORY <u>before</u> <u>mitigation</u> (check one from Step 2)	PROJECTED RISK CATEGORY <u>after</u> <u>mitigation</u> (check one from Step 3)	ACCEPTANCE AUTHORITY <i>(includes acceptance of Risk Mitigation Plan)</i>
EXTREMELY HIGH	EXTREMELY HIGH	
HIGH	HIGH	
MEDIUM	MEDIUM	
LOW	LOW	

写真1 重大インシデント機



写真2 RGBヘリカル・インプット・
ギアシャフト破断状況

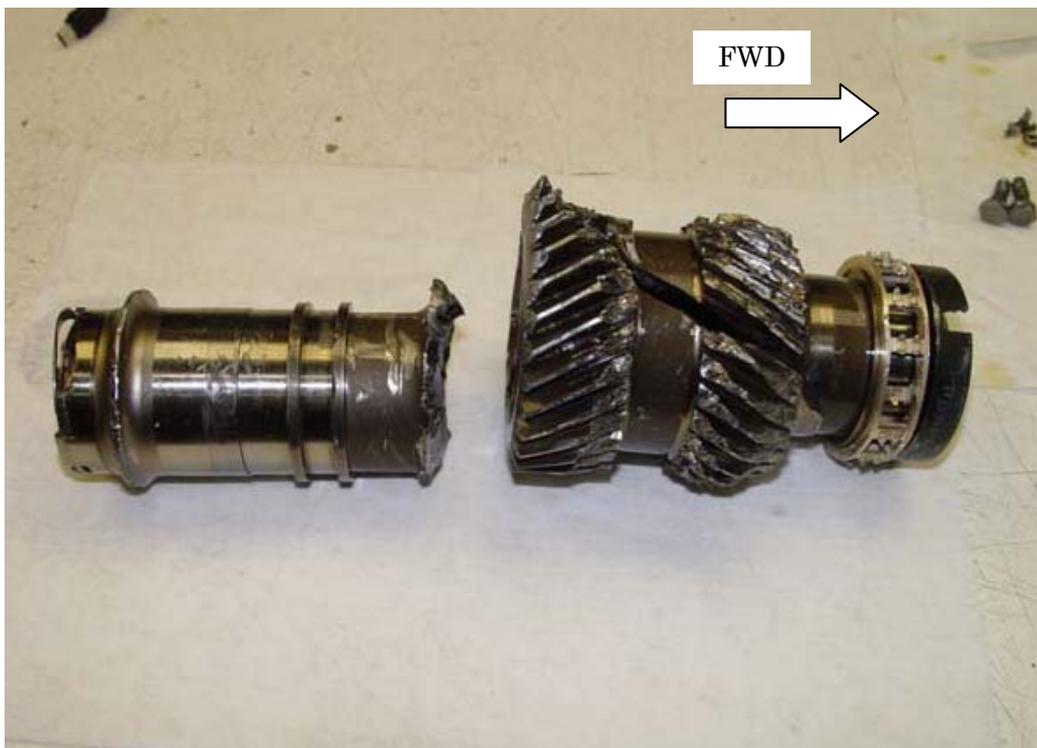


写真3 破断したRGBヘリカル・インプット・ギアシャフト

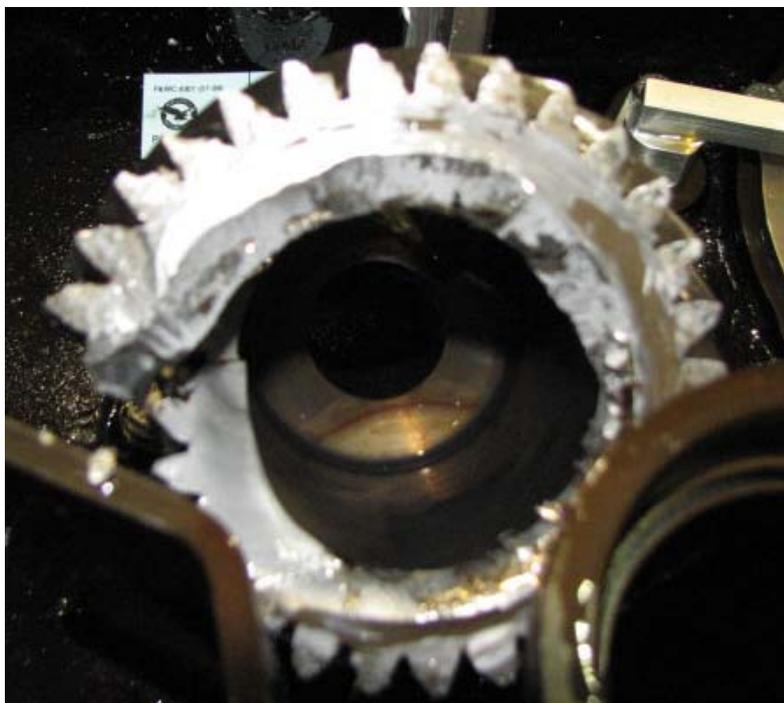


写真4 RGBインプット・シャフトの破断状況



写真5 RGBカップリング・シャフトの破断状況

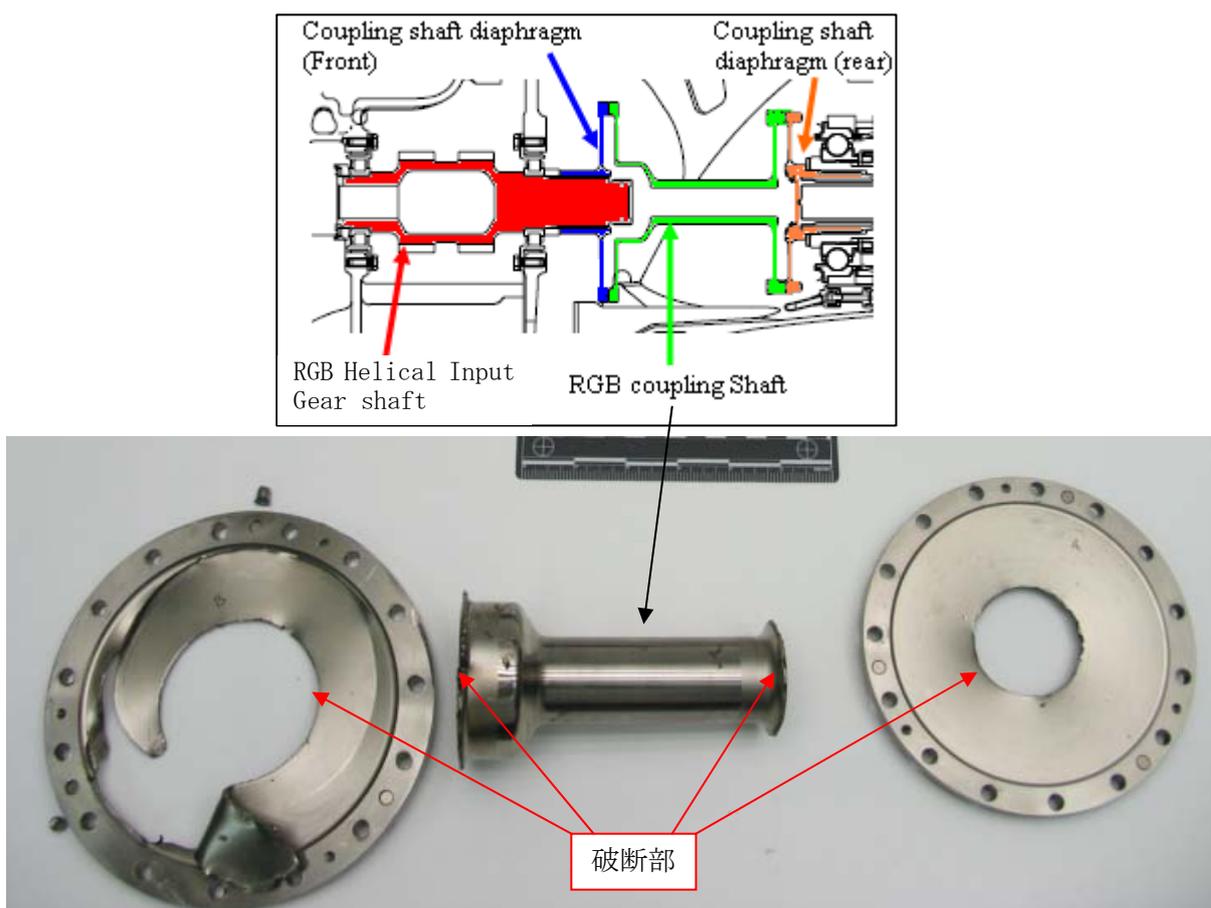


写真6 RGBヘリカル・インプット・ギアシャフト



写真7 疲労き裂の拡大図

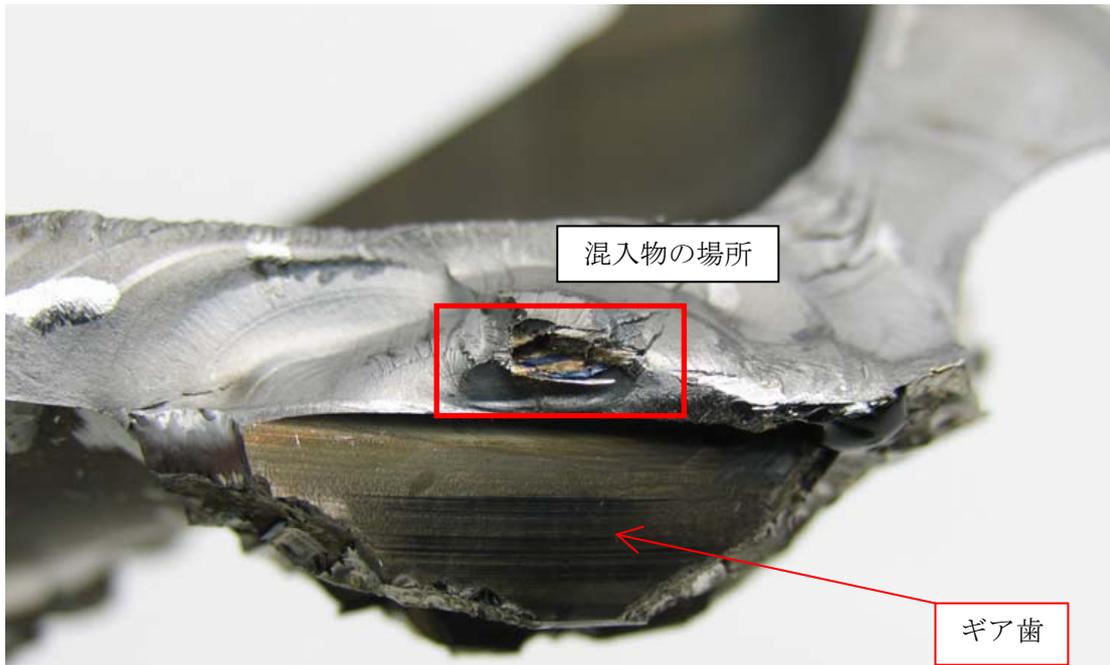


写真8 EDAXによる成分分析結果

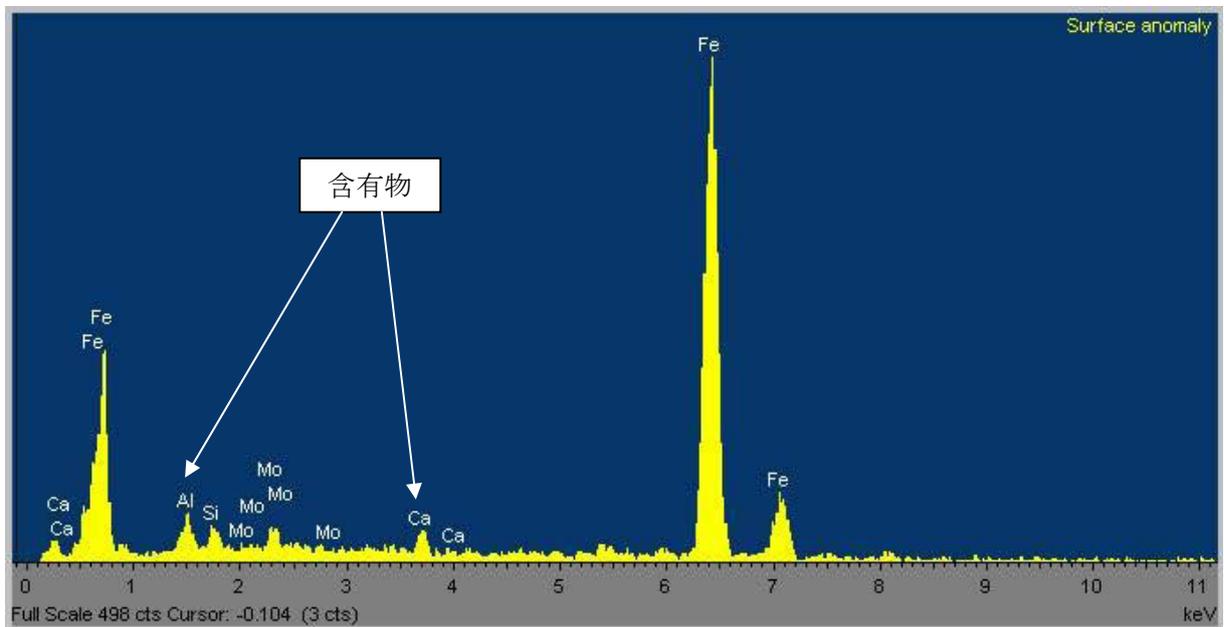


写真9 疲労き裂開始点

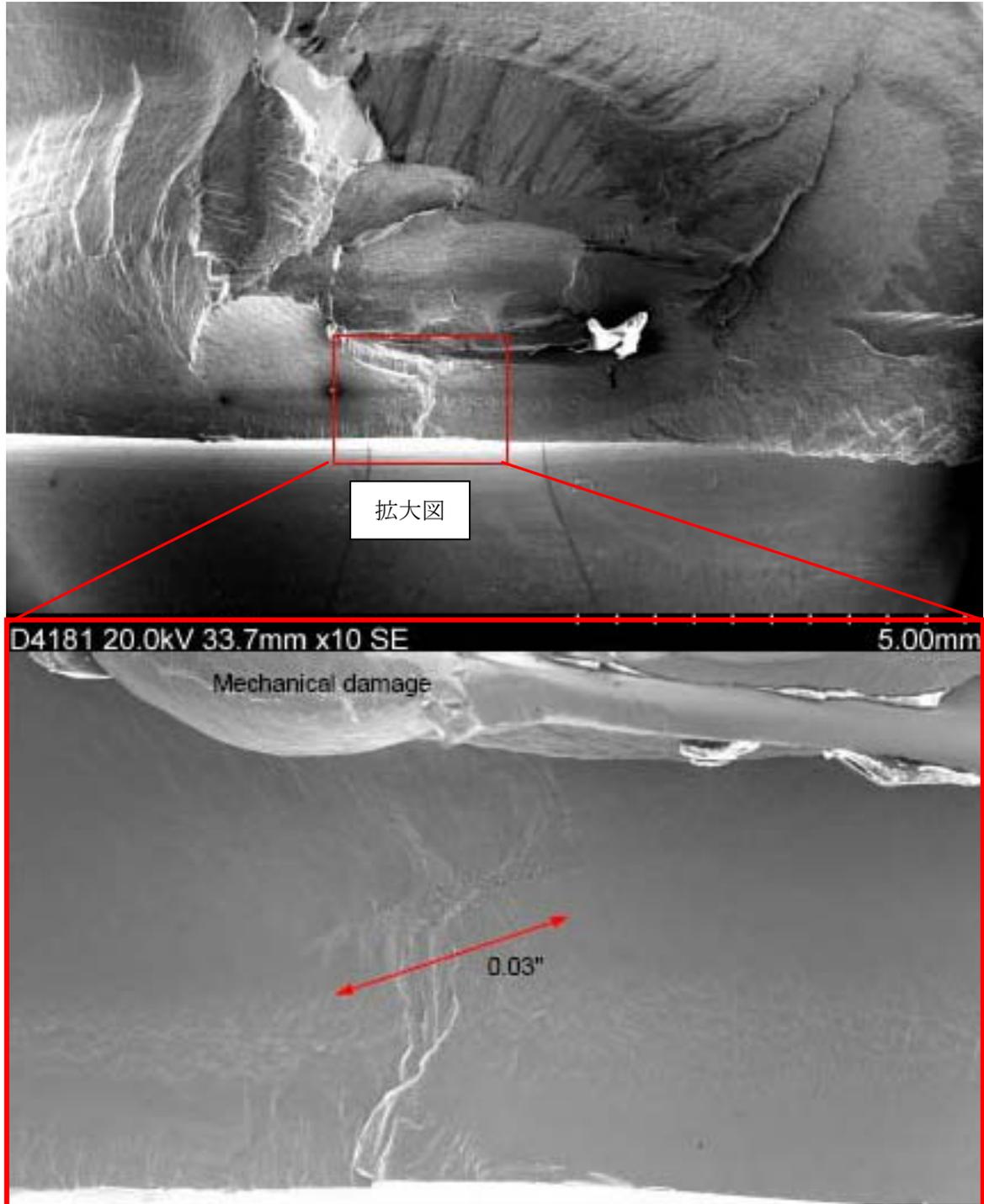


写真10 破断したLPTブレード



写真11 破断したPTブレード



写真12 損傷したHPTブレード



写真13 破損したエンジン・ケーシング

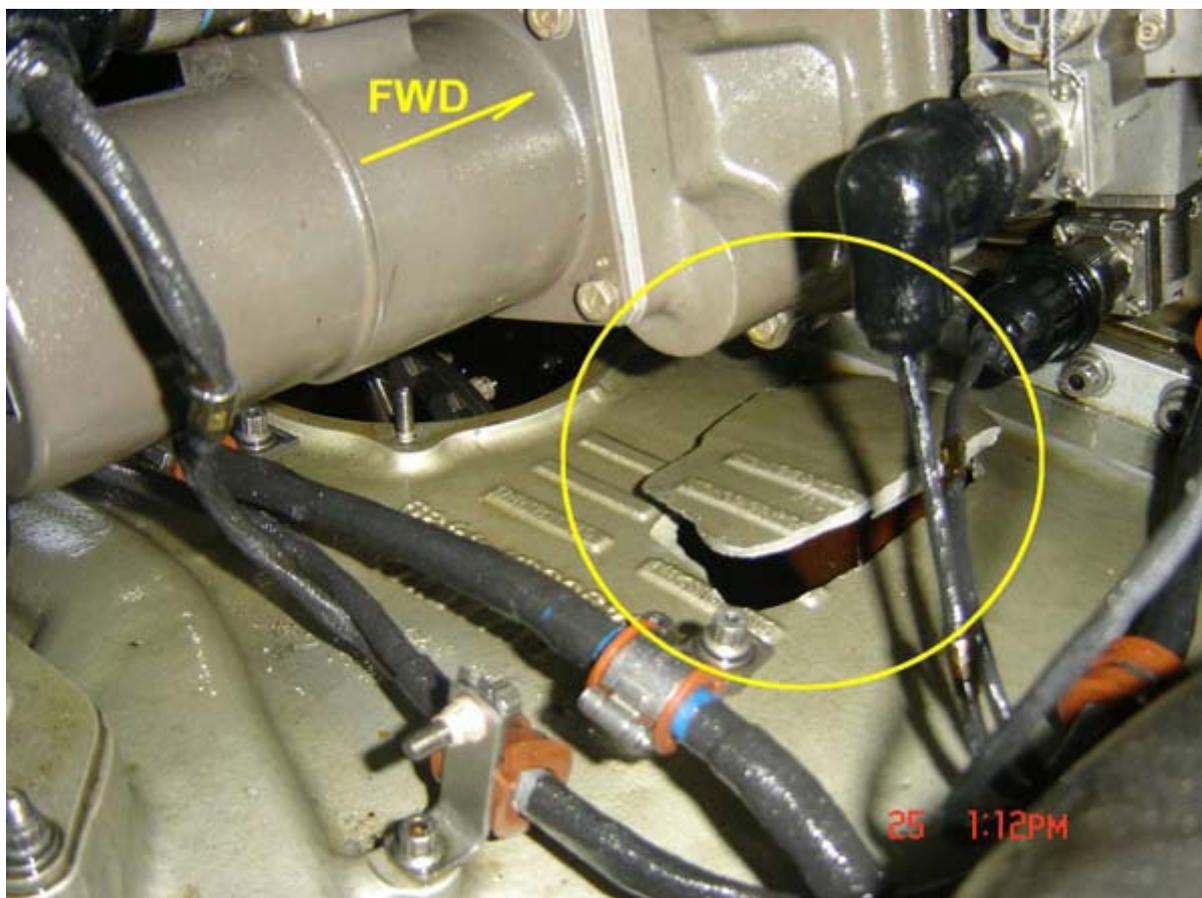
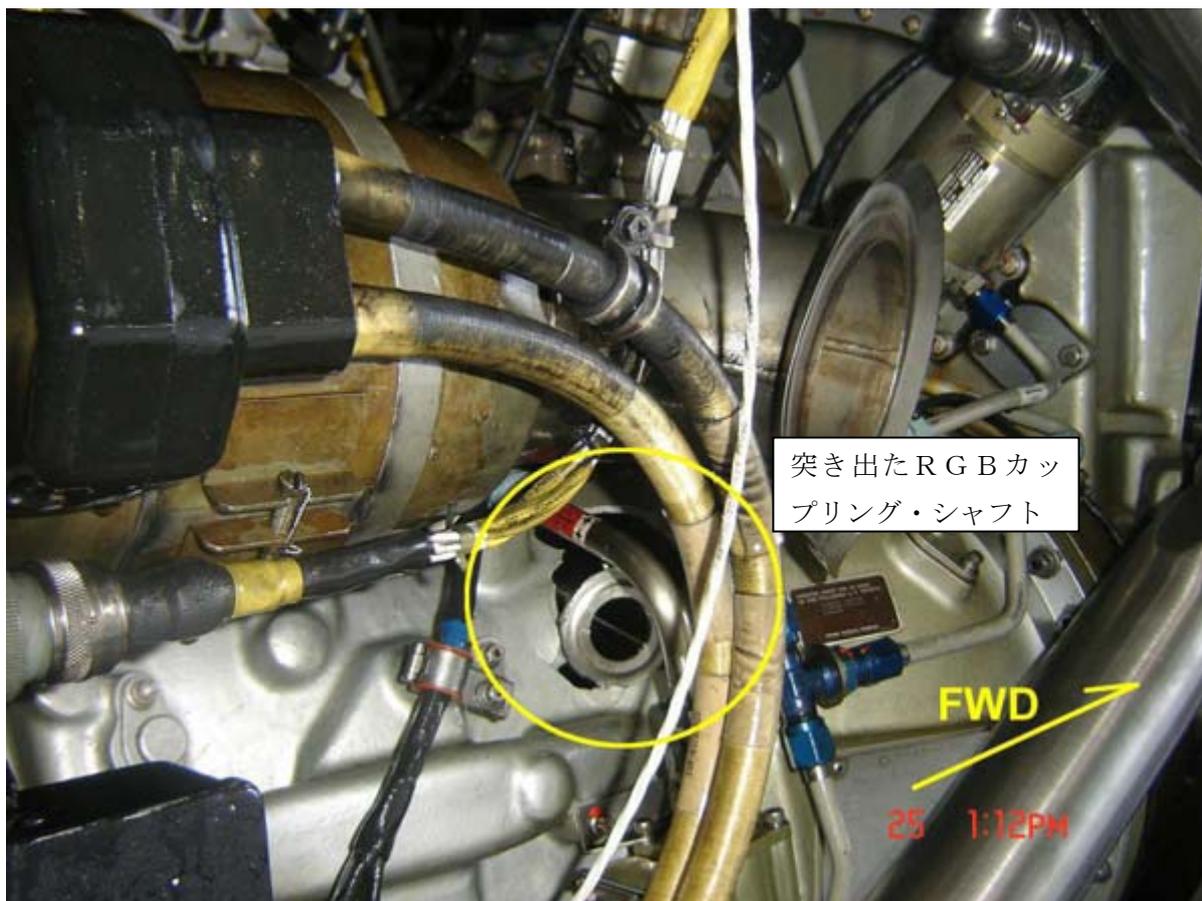


写真14 フェザリング・ポンプのモーター

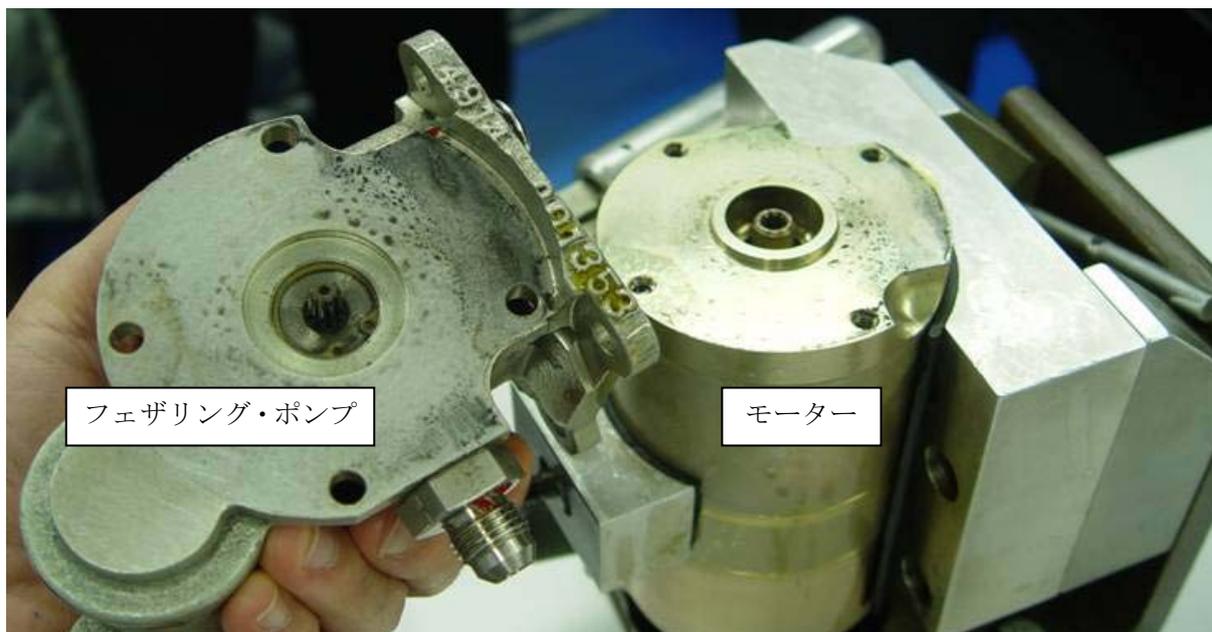


写真15 損傷したフェザリング・ポンプ用モーター



写真16 損傷した電機子

