

AI2013-1

航空重大インシデント調査報告書

ANAウイングス株式会社所属

ボンバルディア式DHC-8-314型 JA805K

エンジン内部の破損

平成25年 2月22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、本事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」

ANAウイングス株式会社所属
ボンバルディア式DHC-8-314型 JA805K
エンジン内部の破損

航空重大インシデント調査報告書

所 属 ANAウイングス株式会社
型 式 ボンバルディア式DHC-8-314型
登 録 記 号 JA805K
インシデント種類 エンジン内部の破損
発 生 日 時 平成23年6月27日 16時50分ごろ
発 生 場 所 大阪国際空港の南西約13km上空約6,700ft

平成25年 1 月25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>

ANAウイングス株式会社所属ボンバルディア式DHC-8-314型JA805Kは、平成23年6月27日（月）、同機による運送の共同引受をしていた全日本空輸株式会社の定期1613便として大阪国際空港を離陸し上昇中、16時50分ごろ高度約6,700ftにおいてNo.1エンジンから異音が発生し、出力が低下したため、当該エンジンを停止させて引き返し、管制上の優先権を得て大阪国際空港に着陸した。

着陸後の点検において、当該エンジンの複数段のタービン・ブレードの全周にわたる損傷が確認された。

同機には機長ほか乗務員3名、乗客30名計34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、同機が離陸後の上昇中、NO. 1 エンジンの燃焼室内のクーリング・リングの一部が疲労亀裂の進展により欠損し、破片が燃焼ガスと共に下流に入り込んで高速回転するタービン・ブレード等に衝撃を与えたため、複数段のタービン・ブレードが全周にわたり破損したことによるものと推定される。

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。

ANAウイングス株式会社所属ボンバルディア式DHC-8-314型JA805Kは、平成23年6月27日（月）、同機による運送の共同引受をしていた全日本空輸株式会社の定期1613便として大阪国際空港を離陸し上昇中、16時50分ごろ高度約6,700ftにおいてNo.1エンジンから異音が発生し、出力が低下したため、当該エンジンを停止させて引き返し、管制上の優先権を得て大阪国際空港に着陸した。

着陸後の点検において、当該エンジンの複数段のタービン・ブレードの全周にわたる損傷が確認された。

同機には機長ほか乗務員3名、乗客30名計34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23年6月27日、本重大インシデントの調査を担当する主管調査官ほか2名の航空事故調査官を指名した。

1.2.2 関係国の代表、顧問

本調査には、機体及びエンジンの設計・製造国であるカナダの代表が参加した。

1.2.3 調査の実施時期

平成23年 6 月28日～29日

機体調査及び口述聴取

平成23年 7 月11日

～平成24年 2 月10日

エンジンの分解調査及び破断面調査

1.2.4 国土交通省航空局への情報提供

平成23年7月22日、国土交通省航空局に対し、エンジン内部の損傷状況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

ANAウイングス株式会社（以下「同社」という。）所属ボンバルディア式DHC-8-314型JA805K（以下「同機」という。）は、平成23年6月27日、同機による運送の共同引受をしていた全日本空輸株式会社の定期1613便として16時46分に大阪国際空港（以下「同空港」という。）を離陸した。本重大インシデントの発生状況は、レーダー航跡、同機の飛行記録装置及び音声記録装置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。

同機は、離陸後、高度約6,700ftを上昇中の16時50分ごろ、No.1エンジン（以下「同エンジン」という。）から異音が発生し、インター・タービン温度が限界（950℃）を超えて上昇した後、出力が減少した。そのため、運航乗務員は同エンジンの停止措置を行って同空港に引き返し、緊急事態を宣言したのち、信太VOR/^{しのだ}DME上空で進入着陸準備のための旋回飛行を行い、17時18分に着陸した。

着陸後の点検で、同エンジンについて、複数段のタービン・ブレードの全周にわたる損傷が発見された。

本重大インシデントの発生場所は、同空港の南西約13km（北緯34度42分16秒、東経135度19分48秒）上空約6,700ftで、発生時刻は、16時50分ごろであった。

（付図1 推定飛行経路図、写真2 同エンジン排気口付近 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 航空機の損壊の程度

小 破（エンジン内部の大規模な破損）

2.3.2 同エンジンの破損状況等

同エンジン内部には、以下の破損が生じていた。

- | | |
|------------------------------|----------------|
| (1) 燃焼室アウター・ライナー | クーリング・リングの一部欠損 |
| (2) 高圧タービン（以下「HPT」という。）・ベーン | 一部破損 |
| (3) HPTブレード | 全数破断 |
| (4) 低圧タービン（以下「LPT」という。）・ベーン | 破損 |
| (5) LPTブレード | 全数破断 |
| (6) パワー・タービン（以下「PT」という。）・ベーン | 破損 |
| (7) PTブレード | 全数破断 |

なお、同エンジン内部以外に、本事象に関連する損傷はなかった。

2.4 航空機乗組員等に関する情報

(1) 機長 男性 41歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機） 平成17年6月15日

限定事項 デ・ハビランド式DHC8型 平成19年11月14日

第1種航空身体検査証明書

有効期限 平成23年11月16日

(2) 副操縦士 男性 24歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機） 平成19年4月18日

限定事項 デ・ハビランド式DHC8型 平成22年3月12日

第1種航空身体検査証明書

有効期限 平成24年6月17日

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-8-314型

製造番号／製造年月日 592／平成14年12月12日

耐空証明書／有効期限 第東-23-019号／平成24年4月24日

耐空類別 飛行機 輸送T

総飛行時間／サイクル数 13,631時間30分／20,242サイクル

定期点検（C03点検、平成22年12月27日実施）後の飛行時間 787時間25分

（付図2 ボンバルディア式DHC-8-314型三面図、写真1 重大インシデント機 参照）

2.5.2 エンジン

	同エンジン	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PW123B型	
製造番号	PCEAR0036	PCEAR0038
製造年月日	平成13年8月11日	平成13年12月14日
総使用時間	13,076時間32分	12,282時間06分
総使用サイクル	19,818サイクル	18,783サイクル

同エンジンの燃焼室アウター・ライナー及びHPTブレード（前者についてはオーバーホール品に、後者については新品に）交換後の使用時間／使用サイクルは、3,415時間58分／4,820サイクルであった。

なお、同型式エンジンは、遠心式2段の圧縮機、燃焼室、タービンがいずれも軸流式で、HPT1段、LPT1段、PT2段で構成される3軸のタービン・エンジンである。

（付図3 エンジン断面図 参照）

2.5.3 重量重心に関する情報

重大インシデント発生当時、同機の重量は約16,302kg、重心位置は約30.1%MAC（Mean Aerodynamic Chord：空力平均翼弦）と推算され、許容範囲（最大離陸重量18,996kg、重大インシデント発生当時の重量に対応する重心範囲17.9%～40%MAC）内にあったものと推定される。

2.6 気象に関する情報

同空港における本重大インシデントに関連する時間帯の定時観測値

17時00分 風向 230°、風速 10kt、卓越視程 35km、
雲 雲量 1/8 雲形 積雲 雲底の高さ 2,000ft、
雲量 6/8 雲形 層積雲 雲底の高さ 10,000ft、
気温 30℃、露点温度 21℃、
高度計規正值（QNH） 29.85inHg

2.7 同エンジンの分解調査

カナダの事故調査機関の協力を得て、同エンジン製造者の施設において同エンジンの分解調査及び破断面調査を行った結果、以下の損傷状況が確認された。

2.7.1 燃焼室の損傷状況

燃焼室のアウター・ライナーに取り付けられているクーリング・リングの一部に、

円周方向と軸方向の疲労亀裂が数箇所が発生しており、亀裂の進展による一部の欠損（約6.3mm×1.3mm）が確認された。

（写真3 燃焼室アウター・ライナー 参照）

2.7.2 HPT部の損傷状況

燃焼室出口に取り付けられたHPTベーンの後縁には、衝撃により一部が欠けているものや打痕が付いているものがあった。

HPTブレードは、全38枚が根元から破断して無くなっており、破断面の痕跡からそのほとんどは衝撃によるものと確認された。なお、1枚の破断面の一部に疲労による小さな（加圧面の翼弦中央部付近に長さ約2.5mmの）亀裂が見付かったが、周辺の衝撃による破断面の形状等から、このブレードの破断も衝撃によるものと確認された。

（写真4 HPTディスク 参照）

2.7.3 LPT部の損傷状況

LPTベーンは損傷し、全53枚のLPTブレードは先端から約1/3付近で破断していた。破断面の痕跡から、これらは衝撃により破断したものと確認された。

2.7.4 PT部の損傷状況

PTベーンは2段とも破損し、PTブレードは全数（1段目66枚、2段目71枚）が破断していた。また、PTブレードの残っていた部分（付け根側）には上流部から入り込んだ破片がぶつかった痕跡があった。破断面の痕跡から、これらは衝撃による破断と確認された。

さらに、インター・シャフトは、外周に擦れ痕が付いていた。

2.7.5 燃料ノズルの状況

燃料ノズルについては、機能確認が整備マニュアルにしたがって行われ、機能上の問題はないことが確認された。

2.8 同機的设计基準に関する情報

2.8.1 同機の一発動機停止に関する設計基準

同機は、その設計基準（耐空性審査要領）において、一発動機が停止しても安全に着陸できる性能が求められており、この基準に適合していることが証明されている。

2.8.2 エンジンのローター・ブレードの破損に関する設計基準

耐空性審査要領第Ⅶ部発動機の2-6-1項に次のように規定されており、同エンジンは、この基準に適合していることが証明されている。

発動機的设计及び構造は、オーバーホールを実施する間隔の間において、発動機が安全でない状態に至ることを最少にするものでなければならない。コンプレッサー及びタービンのケーシングは、ローターの羽根が破損しても、ケーシングの外部に損傷を及ぼすことのないように設計しなければならない。コンプレッサー及びタービンのケーシングの外部に損傷を及ぼすローターの羽根の破損により生じる破片のエネルギーの値及びその軌跡を規定しなければならない。(以下略)

2.8.3 同型式エンジンの信頼性管理

エンジン製造者における同型式エンジンに対する信頼性管理の指標値は、6か月間の移動平均による1,000飛行時間当たりの飛行中のエンジン停止(In Flight Shut Downと表現し、以下「IFSD」という。)率で0.01回とされていた。製造者においては、全体(全使用者から得られた使用実績に関する情報による)の運用実績がこの指標値以下になるよう管理することが必要とされ、実績値が指標値を超えた場合は、速やかに実績値を指標値以下にするための何らかの対策をとることが必要となる。また、運航者においては、それに適合するように継続的な整備が必要となる。

2.8.4 同型式エンジンのIFSD率に関する情報

同社においては、同型式エンジンの1年間あたりの使用時間が少ないため、信頼性管理の指標値を1年間の運用当たりのIFSDが1回以内と整備規程に定めていた。

同社では、本重大インシデント発生前の1年間において同型式エンジンのIFSDは発生しておらず、本件事象を含めてもこの指標値を超えていなかった。

一方、製造者における同型式エンジンの信頼性管理状況は、本重大インシデントの発生から遡って過去10年間、6か月間の移動平均によるIFSDの実績値は1,000飛行時間あたり0.01回未満で推移しており、指標値を超えていなかった。

3 分析

3.1 乗務員等の資格等

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 気象との関連

重大インシデント当時の気象は、本重大インシデントには関連はなかったものと推定される。

3.4 同エンジンの破損

同エンジンの破損は、2.3.2に記述したとおり、エンジン・ケースの内部に留まる範囲のものであり、エンジン・ケース外側に及ぶ航空機の損傷等はなかったものと認められる。この状況から、このエンジン内部の破損が、同機の他のシステム等の機能に障害を及ぼす可能性は考えにくいものであったと推定される。

2.7に記述した（分解調査で明らかになった）損傷の状況から、同エンジンには本重大インシデント発生前から燃焼室内のクーリング・リングの一部に繰り返し応力による円周方向及び軸方向に疲労亀裂が発生し、その亀裂がエンジンの使用に伴って進展し、クーリング・リングの一部が欠損したものと推定される。また、HP Tブレードは付け根破断面の状況から衝撃により破断したと推定されることから、HP T部には、燃焼室のクーリング・リングの一部が欠損したことによる破片が燃焼ガスと共に入り込み、これが高速回転するHP Tブレードに衝突する状況やHP Tブレードとベーンとの間に挟まれる状況が発生したため、衝撃を受けたHP Tブレードが破断し、これらの破片がさらに周辺の部品に衝撃を与える状況となって、全周にわたる破損が生じたものと推定される。下流のLP T部及びPT部は、上流から破断したHP Tブレードの破片等が入り込んだため、それらの衝突等による衝撃を受けて破損したものと推定される。

なお、燃焼室のクーリング・リングの一部欠損に至る疲労亀裂が生じたことについては、その原因を特定することはできなかった。

4 原因

本重大インシデントは、同機が離陸後の上昇中、同エンジンの燃焼室内のクーリング・リングの一部が疲労亀裂の進展により欠損し、破片が燃焼ガスと共に下流に入り込んで高速回転するタービン・ブレード等に衝撃を与えたため、複数段のタービン・ブレードが全周にわたり破損したことによるものと推定される。

5 再発防止策

本航空重大インシデント発生後に講じられた再発防止策等

5.1 同社により講じられた措置

同社は、エンジン製造者の助言もあり、自主的に使用中の同型式エンジン（7台）について内視鏡による点検を行った。その結果、1台の燃焼室アウター・ライナーにクーリング・リングの円周方向の亀裂が発見されたため、このエンジンを機体から取り外した。このエンジンについても製造者において分解調査を行ったところ、本件と類似した燃焼室アウター・ライナーのクーリング・リングの損傷が確認された。

5.2 エンジン製造者により講じられた措置

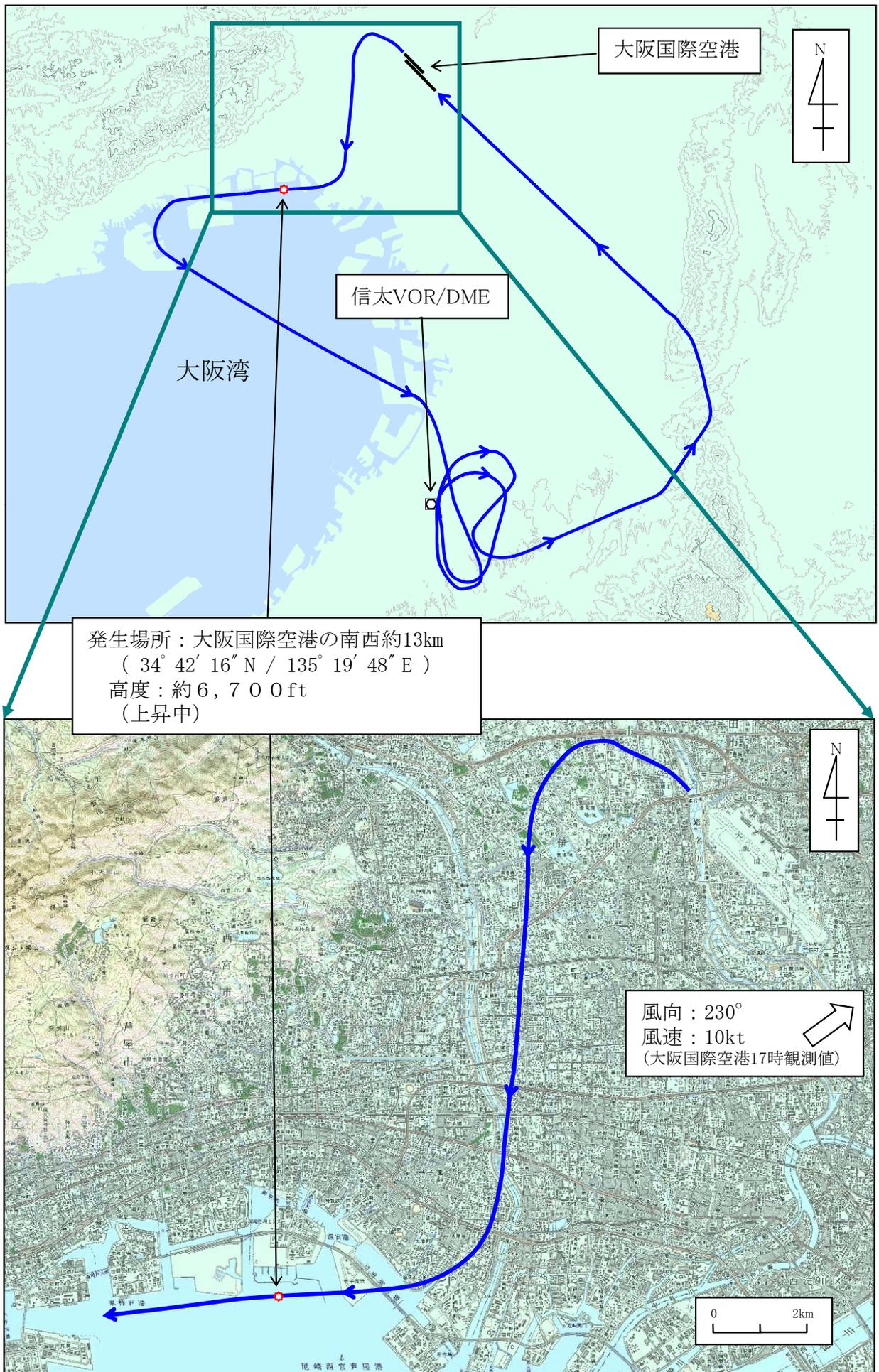
エンジン製造者では、損傷のあった2台のエンジンの燃焼室アウター・ライナーが同時期に修理されたものであったことから、修理工程を見直すことの検討を開始した。

また、エンジン・マニュアルの臨時改定NO. 72-106（2012年4月17日付け）を公表し、エンジンの内視鏡検査の項に、全クーリング・リングについての亀裂の許容基準を設定した。

5.3 国土交通省航空局が講じた施策等

航空局は、1.2.4に記述した航空安全情報の提供を受け、同社以外の同型式機の国内運航者に対して、同型式エンジンの内視鏡による点検を指示した。点検の結果、他のエンジンにおいて燃焼室クーリング・リングに円周方向の亀裂があるものは発見されなかった。

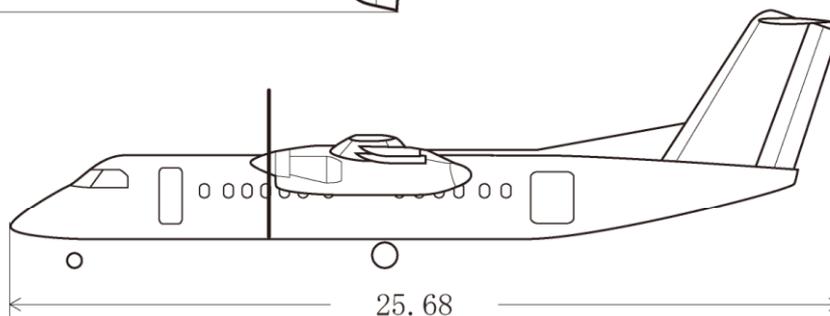
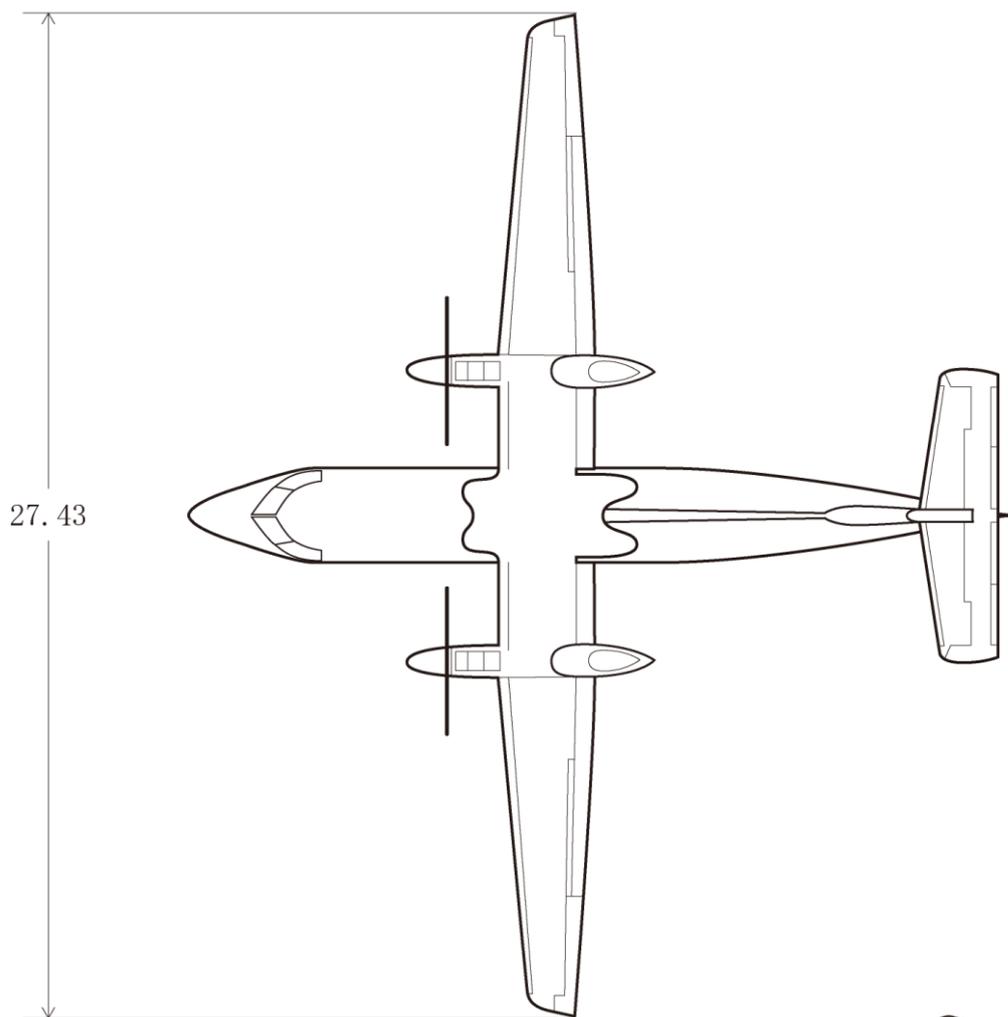
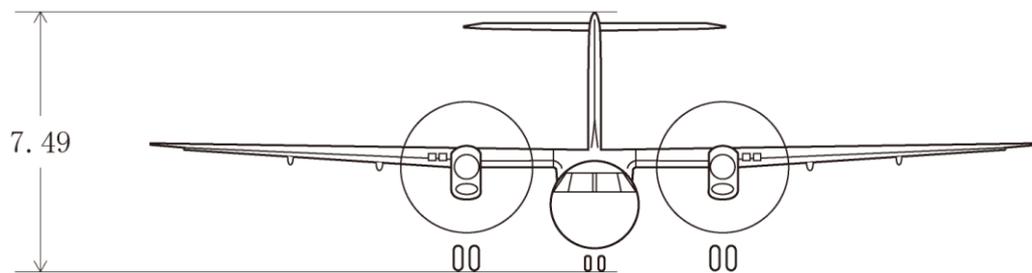
付図1 推定飛行経路図



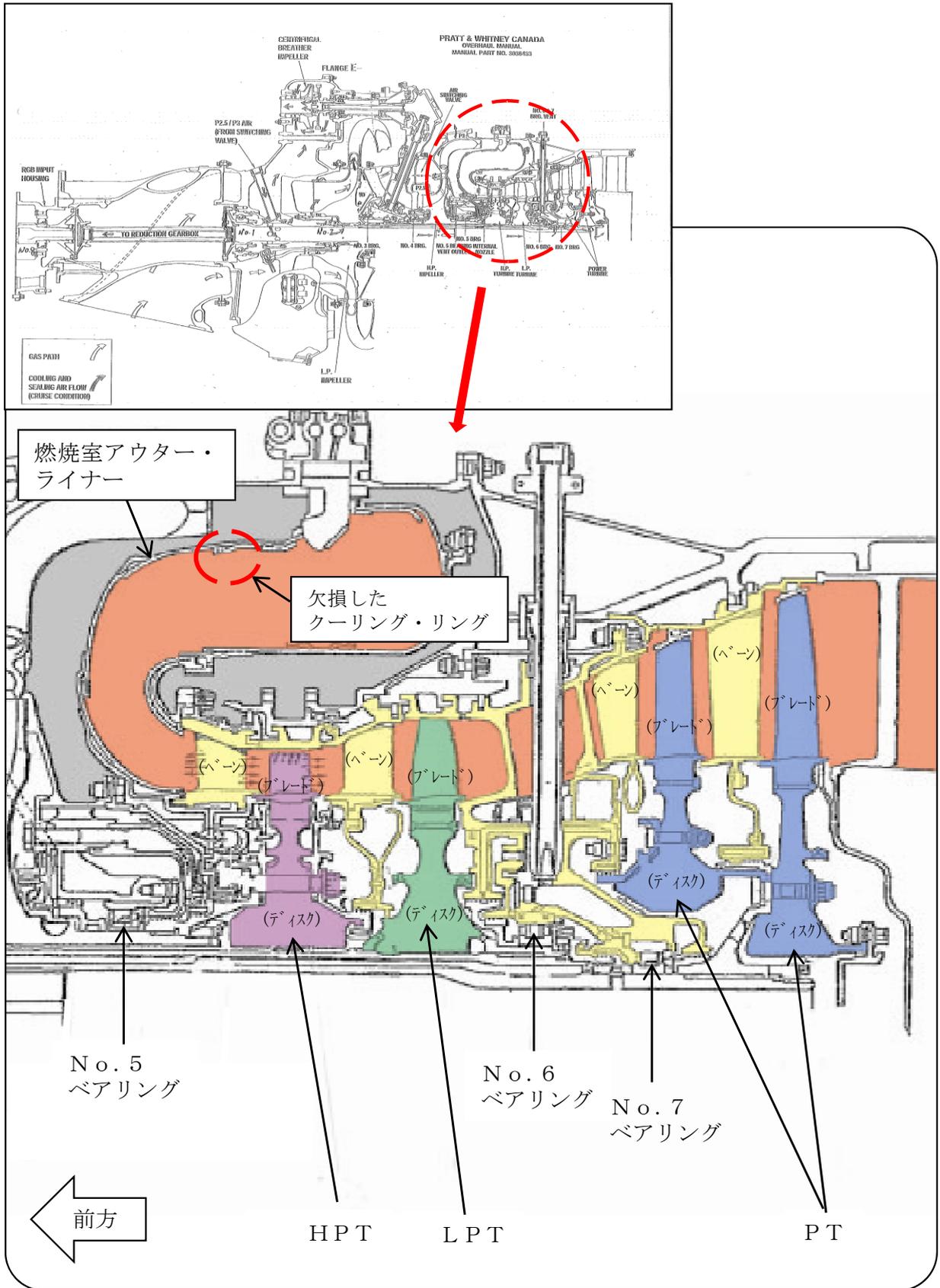
電子国土5万分の1地形図を使用

付図2 ボンバルディア式DHC-8-314型三面図

単位：m



付図3 エンジン断面図



整備マニュアルより

写真1 重大インシデント機



写真2 同エンジン排気口付近



写真3 燃焼室アウター・ライナー

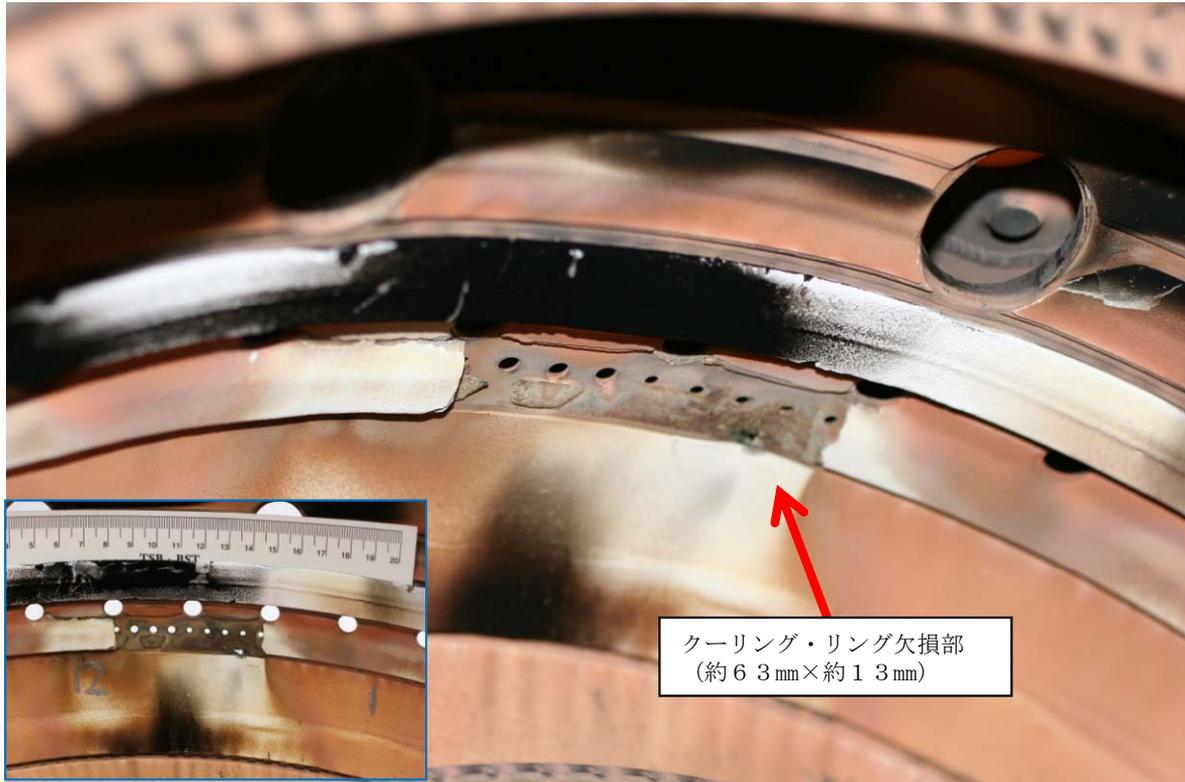


写真4 HPTディスク

