

航空重大インシデント調査報告書

I	カ	リ	タ	航	空	(米	国)	所	属	N	7	1	4	C	K	
II	個			人						所		属	J	A	4	1	5	9

平成19年 5 月 25 日

本報告書の調査は、本件航空重大インシデントに関し、航空・鉄道事故調査委員会設置法及び国際民間航空条約第13附属書に従い、航空・鉄道事故調査委員会により、航空事故の原因を究明し、事故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、事故の責任を問うために行われたものではない。

航空・鉄道事故調査委員会
委員長 後藤 昇 弘

I カリタ航空（米国）所属 N 7 1 4 C K

航空重大インシデント調査報告書

所 属 カリタ航空（米国）
型 式 ボーイング式 747 - 200 B 型
登録記号 N714CK
発生日時 平成17年7月4日 10時52分ごろ
発生場所 新千歳空港南約3km、高度約1,300ft

平成19年4月27日

航空・鉄道事故調査委員会（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

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（発生当時）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。

カリタ航空所属ボーイング式747 - 200 B 型N714CKは、平成17年7月4日（月）同社の不定期825便（貨物便）として、アンカレッジ国際空港へ向けて10時51分新千歳空港を離陸した。離陸後の10時52分ごろ、No.3エンジンの火災警報灯が点灯し、警報音が鳴った。機長は当該エンジンを停止し、消火装置を作動させた後、機体重量を最大着陸重量以下にするために燃料を投棄、目的地を変更して12時09分、新千歳空港に着陸した。

着陸後、No.3エンジンの右側カウリングに損傷が確認された。

同機には、機長ほか運航乗務員3名及び整備士2名計6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

航空・鉄道事故調査委員会は、平成17年7月4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の登録国、運航国及び設計・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7月4日及び5日

平成17年7月6日

～平成17年8月31日

平成17年7月11日

平成17年7月18日

～平成18年9月6日

機体調査及び口述聴取

飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置の解析

エンジン調査

エンジン分解調査及び燃料チューブ等の調査

(米国事故調査当局(NTSB)の協力を得て、調査を行った。)

1.2.4 経過報告

平成18年7月28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。

1.2.5 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 認定した事実

2.1 飛行の経過

カリタ航空（以下「同社」という。）所属ボーイング式747-200B型N714CK（以下「同機」という。）は、平成17年7月4日、同社の825便（貨物便）として、新千歳空港からアンカレッジ国際空港へ飛行の予定であった。

機長及び同乗の整備士によれば、飛行前点検を行った結果、同機に異常は認められなかった。

新千歳空港事務所に通報された飛行計画の概要は、次のとおりであった。

飛行方式：計器飛行方式、出発地：新千歳空港、移動開始時刻：10時15分、巡航速度：502kt、巡航高度：FL310、経路：MKE（鶴川VOR/DME）～CHE（千歳VOR/DME）～V6（航空路）～OBE（帯広VOR/DME）以後省略、目的地：アンカレッジ国際空港、所要時間：5時間40分

同機には、左操縦席に機長がPF（主として操縦業務を担当する操縦士）として、右操縦席に副操縦士がPNF（主として操縦以外の業務を担当する操縦士）として、航空機関士席には慣熟訓練中の航空機関士が、機長席後方のオブザーバー席にはその航空機関士を指導する航空機関士が着座していた。また、操縦室後方にある客席に、寄港先において同機の整備を担当する整備士2名が同乗し着座していた。

本重大インシデント発生に至るまでの飛行の経過は、機長、他の運航乗務員及び同乗の整備士の口述、管制交信記録並びにレーダー航跡記録によれば、概略次のとおりであった。

(1) 運航乗務員の口述

機長がNo. 4、No. 3、No. 2、No. 1の順で、全てのエンジンを正常に始動した。

滑走路19Rを離陸後、機長がエンジン出力を離陸出力から上昇出力にしたときに、No. 3エンジンの火災警報灯が点灯し、警報音が鳴った。このとき高度は1,300ftであった。

航空機関士用計器盤のNo. 3エンジンのナセル温度計の指針は火災を示す目盛り9の位置にあった。

機長の指示により副操縦士が、千歳ターミナル管制所（以下「管制機関」という。）に緊急事態を宣言した。航空機関士がエンジン火災のチェックリストに従い、No. 3エンジンを停止し、エンジンの消火装置を作動させた。

機長は、機体姿勢を維持して高度3,000ftに上昇後いったん水平飛行し、その後4,000ftに上昇した。

機長は、管制機関に海上で燃料を投棄する旨を通報し、機体重量を最大着陸重量（630,000lb）以下とするため約140,000lbの燃料を投棄し、着陸した。

(2) 同乗整備士の口述

警報音を聞き、操縦室を見たらNo. 3 エンジンの火災警報灯が点灯していた。

1 階に降り、中央及び後部の窓からNo. 3 エンジンを見たが、火災は確認できなかった。

(3) 管制交信記録及びレーダー航跡記録

1 0 時 5 1 分 4 9 秒 高度 1, 3 0 0 ft を通過した。

同 5 3 分 1 5 秒 緊急事態を宣言、機首方位、高度 3, 0 0 0 ft 維持を通報した。

同 5 5 分 2 2 秒 高度 4, 0 0 0 ft へ上昇許可を得た。

同 5 7 分 1 4 秒 高度 4, 0 0 0 ft に到達した。

同 5 9 分 4 7 秒 燃料投棄開始を通報した。

1 2 時 0 0 分 4 3 秒 3, 0 0 0 ft への降下指示を得た。

同 0 3 分 1 7 秒 滑走路 1 9 R への I L S 進入許可を得た。

同 0 9 分 新千歳空港に着陸した。

本重大インシデントの発生地点は、新千歳空港南約 3 km (北緯 4 2 度 4 9 分 2 2 秒, 東経 1 4 1 度 4 2 分 2 0 秒) 高度約 1, 3 0 0 ft で、発生時刻は、1 0 時 5 2 分ごろであった。

(付図 1 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

同機には、No. 3 エンジン以外に損傷はなく、その状況は、以下のとおりであった。

(1) エンジン・カウリング

エンジン・カウリング右側に変形及び破損があった。

同カウリングの内側フレームの一部及びカウリング取付ヒンジ金具が破断していた。

(2) エンジン外観

エンジンの高圧コンプレッサーから高圧タービン位置の右側上部に煤が付着しており、周辺の電線、チューブ等に損傷があった。後方のタービン・スリーブ右上に長さ約 7 5 cm、幅約 1 0 cm の穴が開いていた。

(写真 2 参照)

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

なし

2.5 航空機乗組員等に関する情報

(1) 機長 男性 51歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）（米国発行）

2005年 1月27日

限定事項 ボーイング式747型

第1種航空身体検査証明書

有効期限

2005年 9月

総飛行時間

約12,000時間

最近30日間の飛行時間

65時間30分

同型式機による飛行時間

約3,000時間

最近30日間の飛行時間

65時間30分

(2) 副操縦士 男性 44歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）（米国発行）

2004年 4月11日

限定事項 陸上多発機

第1種航空身体検査証明書

有効期限

2005年12月

総飛行時間

6,285時間

最近30日間の飛行時間

48時間36分

同型式機による飛行時間

557時間

最近30日間の飛行時間

48時間36分

(3) 航空機関士 男性 50歳

航空機関士技能証明書（米国発行）

2005年 3月22日

限定事項 ターボジェット

第1種航空身体検査証明書

有効期限

2005年 8月

総飛行時間

8,899時間12分

最近30日間の飛行時間

47時間42分

同型式機による飛行時間

47時間42分

最近30日間の飛行時間

47時間42分

(4) 航空機関士 男性 48歳

航空機関士技能証明書（米国発行）

1994年12月22日

限定事項 ターボジェット

第2種航空身体検査証明書

有効期限	2006年4月
総飛行時間	約4,000時間
最近30日間の飛行時間	63時間24分
同型式機による飛行時間	841時間
最近30日間の飛行時間	63時間24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747-200B型
製造番号	22446
製造年月日	1981年6月
耐空証明書発行年月日(米国発行)	2002年11月22日
総飛行時間	81,704時間
定期点検(C-6点検、2004年8月24日実施)後の飛行時間 (付図2参照)	3,915時間

2.6.2 エンジン

(1) 型式等

エンジン番号	No. 1	No. 2	No. 3	No. 4
型 式	プラット・アンド・ホイットニー式JT9D-7Q型			
製造番号	702064	702354	702272	702355
製造年月日	1979年 4月17日	1981年 1月23日	1980年 8月28日	1981年 1月26日
総使用時間	94,344.4時間	60,217.3時間	61,656.9時間	57,666.9時間

(2) No. 3 エンジンの整備

同社の整備記録によれば、No. 3エンジンは2004年4月30日に同社の他の機体(N715CK)のNo. 4位置から取り卸された。同年9月21日に同社のエンジン工場において整備が行われ、このとき装備されていた20個の燃料ノズル全てが交換された。その後、2005年3月21日に同機のNo. 3エンジンとして取り付けられた。

燃料ノズル交換後の使用時間は、1,139.8時間、218サイクルで、この間燃料漏れ等の不具合の記録はなかった。

(付図3参照)

2.6.3 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798,648 lb、重心位置は20.3% MACと推算され、いずれも許容範囲(最大離陸重量833,000 lb、最大着陸重量630,000 lb、重大インシデント当時の重量に対応する重心範囲15.5~25.3% MAC)内にあったものと推定される。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はモービル254であった。

2.7 気象に関する情報

新千歳空港の本重大インシデント関連時間帯の定時観測気象報は、次のとおりであった。

10時30分 風向 160°、風速 19kt、卓越視程 20km、
雲 雲量 1/8 雲形 層雲 雲底の高さ1,500ft、
雲量 7/8 雲形 層積雲 雲底の高さ 2,800ft、
気温 19 露点温度 13 、高度計規正值(QNH)
29.75 inHg

11時00分 風向 170°、風速 20kt、卓越視程 20km、
雲 雲量 1/8 雲形 層雲 雲底の高さ1,500ft、
雲量 7/8 雲形 層積雲 雲底の高さ 2,800ft、
気温 19 露点温度 13 、高度計規正值(QNH)
29.75 inHg

2.8 飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置に関する情報

同機には、米国ハネウェル社製飛行記録装置(パーツナンバー:980-4100-DXUS、以下「DFDR」という。)及び米国L-3コミュニケーション社製操縦室用音声記録装置(パーツナンバー:93-A100-80、以下「CVR」という。)が装備されていた。DFDRには25時間、CVRには30分間の記録が可能である。DFDRには、本重大インシデント発生時の記録が残されていたが、CVRは、本重大インシデント発生後約1時間飛行していたため、本重大インシデント発生当時の記録は上書き消去されていた。

2.9 事実を認定するための試験及び研究

2.9.1 燃料漏れの点検

新千歳空港において、同機をウエット・モータリング*¹により同エンジンの燃料漏れ点検を行った結果、1時*²位置にあるNo. 2 又はNo. 3 燃料ノズル取付部付近からの燃料漏れが確認された。

2.9.2 燃料ノズル取付部の構造

燃料ノズルは、エンジン・ケース外側に配置された燃料チューブから供給される燃料を燃焼室内に噴射する部品である。燃料ノズルは20個あり、3つのグループに分かれ、グループ毎に燃料が供給される。No. 2 及びNo. 3 燃料ノズルは同一グループに属する。1つの燃料ノズルには2本の燃料チューブが接続され、それぞれ一次燃料チューブ、二次燃料チューブと呼称される。燃料チューブの構造及び燃料チューブと燃料ノズルの取り付け等は、概略次のとおりである。

(1) 燃料チューブ

燃料チューブはステンレス製で2重構造となっており、燃料は内側のチューブを流れる。外側のチューブは、内側のチューブに漏洩が発生した場合、この燃料を安全にエンジンナセルの外に排出する役目を担い、通常は燃料が流れることはない。

(2) 燃料ノズルと燃料チューブの取り付け

内側チューブはカップリング・ナットにより燃料ノズルに取り付けられ、外側チューブは内側チューブのカップリング・ナットの外周に切ったネジに外側から別のカップリング・ナットにより取り付けられている。外側のカップリング・ナットと外側チューブの間にはOリングが装着され、チューブとカップリング・ナットの間隙を閉塞している。

No. 2 とNo. 3 燃料ノズルは、一次及び二次燃料チューブで接続される。燃料チューブと燃料ノズルの取付面では、それぞれの軸が整合（アライメント）するよう設計製造されており、取付部分には隙間はほとんど発生しない。

2.9.3 燃料チューブの検査*³

2.9.1 で記述した燃料漏れが確認されたNo. 2 及びNo. 3 燃料ノズルに接続する燃料チューブを検査した結果は、概略次のとおりであった。

(1) 外観検査

No. 2 燃料ノズルとNo. 3 燃料ノズルを接続する一次燃料チューブの両端

*¹ ウエット・モーターリングとは、エンジンをスターターにより回転し、点火装置を作動させず燃料を噴射する試験方法をいう。

*² 1時とは、エンジンを後方から前方に見て時計文字盤上の表示位置をいう。

*³ Engine Event Investigation Report(P&W Investigation Number:7899, 01 September 2006)

付近の外側にへこみがあった。また一次燃料チューブの端部のうち、No. 2 燃料ノズルに接続する側において、外側チューブの軸に対して内側チューブの軸に曲がり確認された。内側チューブの当該端部は、チューブの内外面共に損傷はなかった。

燃料チューブを燃料ノズルに取り付ける内側及び外側のカップリング・ナットには、安全線が適正に取付けられており、ナットに緩みはなかった。

一次燃料チューブの端部のうち、No. 3 燃料ノズルに接続する側において、外側チューブのリング取付部には、火炎の熱により影響を受けた微量の物質が存在していたが、周辺に目に見える汚れはなかった。この物質は、リングの材料と一致していた。リング自体は発見されなかった。他方、これに隣接する二次燃料チューブの端部には、外側チューブのリング取付部に、焼損したリングが残っていた。

(2) 漏れ検査

2.9.1 で述べた点検結果に基づき、No. 2 及びNo. 3 燃料ノズルに接続されていた一次及び二次燃料チューブについて、圧縮空気と石鹼水による検査をした結果、No. 3 燃料ノズルに接続していた一次燃料チューブの取付部付近で空気が漏れることが確認された。

(3) アライメント検査

No. 2 燃料ノズル側を取り付けたときの、No. 3 燃料ノズル側における、燃料ノズルと一次燃料チューブ端の取付部の状況を検査した。

その結果、一次燃料チューブでは、両者間のアライメントが大きくずれ、さらに約9mm(0.35inch)の隙間が確認された。

一方、隣接して取り付けられている二次燃料チューブには、アライメントのずれ及び隙間はなかった。

(付図3及び写真3、4、5、6、7参照)

2.9.4 エンジン消火装置の状況

同機操縦室のオーバーヘッド・パネルに火災コントロール・モジュールがあって、各エンジンのファイヤー・ハンドルがある。そのうちNo. 3エンジンのファイヤー・ハンドルが引かれた状態でロックされ、黄色のファイヤー・フラッグが表示されていた。またハンドルに隣接するエンジン消火スイッチが押された状態になっており、消火剤タンクは空となっていた。

3 事実を認定した理由

3.1 乗務員の資格等

機長、副操縦士及び航空機関士は、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 気象の関与

本重大インシデント当時の気象は、本件に関連はなかったものと推定される。

3.4 燃料チューブの変形

2.9.3 に記述したとおり、燃料チューブのへこみ及び取付部の曲がり、エンジンに取り付けたままの状態が生ずる変形ではなく、エンジンの燃料ノズル交換作業が行われた際に生じた可能性が考えられるが、明らかにすることはできなかった。

3.5 Oリングの取付

2.9.3(1) に記述したとおり、No. 3 燃料ノズルに取り付ける一次燃料チューブのOリングの存在の痕跡は、火炎の熱により劣化した物質の材料分析による材料確認のみであり、Oリングの取付状態については、明らかにすることはできなかった。

3.6 燃料漏れ

2.9.3(3)に記述したとおり、No. 3 燃料ノズルと、一次燃料チューブの間には、約9mmの隙間とアライメントに大きなずれがあり、この状態でマニュアルに定められた適正なトルクによる締め付けをしても、アライメントのずれと締め付け前の隙間による反発から、内側及び外側カップリング・ナットの実質の締め付けトルクが減少することとなり、時間の経過により本重大インシデント発生時に内側燃料チューブとNo. 3 燃料ノズルの取付部に隙間が発生したものと推定される。

これによりNo. 3 燃料ノズル接続部の内側燃料チューブの円錐状のシート部を通り漏れた燃料が、外側燃料チューブに流れ出し、さらに、外側燃料チューブのOリング取付部とカップリング・ナットの閉塞性が不完全であったことから、エンジンナセル内に噴出し、エンジン・ケースの高温部分に触れて着火したものと推定される。

燃料がエンジン・ナセル内に噴出したことは、内側燃料チューブが燃料ノズルに適正に取り付けられていなかったこと及び外側燃料チューブのカップリング・ナットとOリング取付部の間が適正に閉塞されていなかったことによるものと推定される。

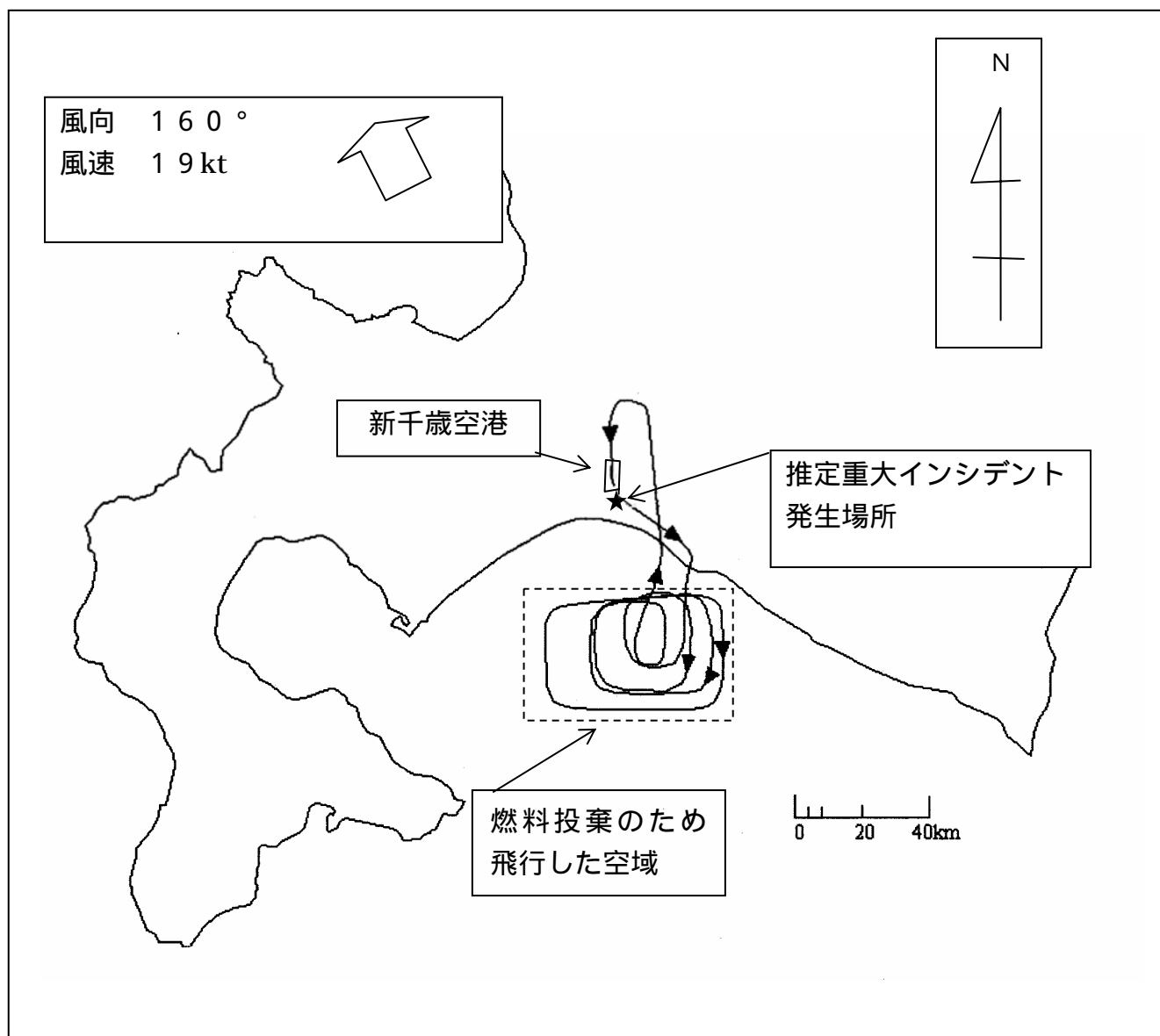
リング取付部が閉塞されなくなった時期については、明らかにできなかった。

4 原因

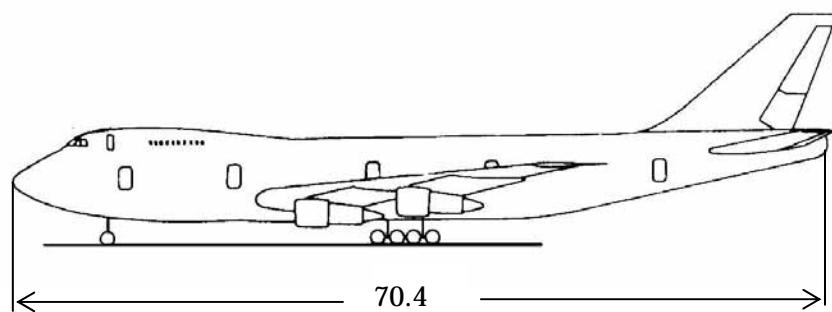
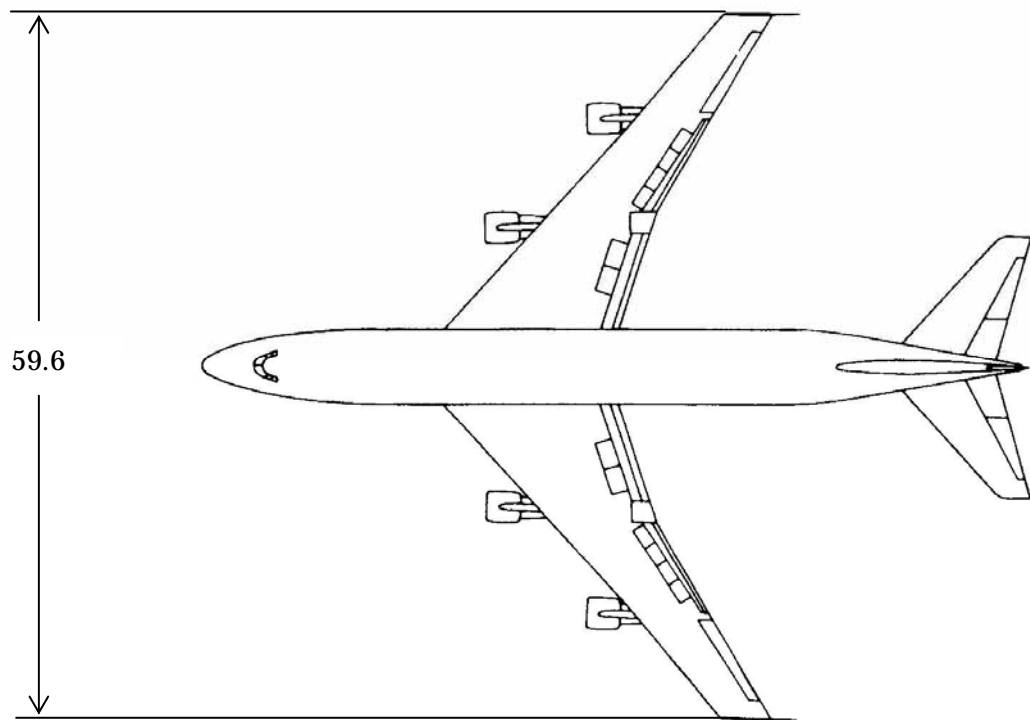
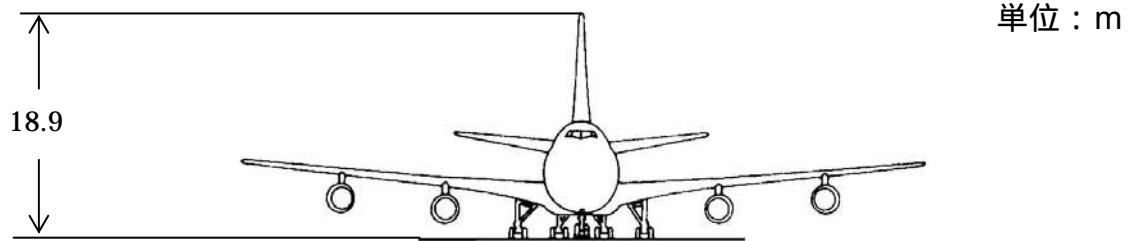
本重大インシデントは、同機が離陸上昇中、No. 3 エンジンのエンジン・カウリング内で、No. 3 燃料ノズルと一次燃料チューブ取付部から燃料が漏れ、エンジンナセル内に噴出したため、これがエンジン・ケースの高温部分に触れて発火し、発動機防火区域内における火災となったことによるものと推定される。

燃料漏れが発生したことについては、燃料ノズル交換作業の際に、取付部が変形している燃料チューブを取り付けたことにより、時間の経過につれて隙間が発生したこと及びリング取付部の閉塞機能が適正でなかったことによるものと考えられる。

付図1 推定飛行経路図



付図2 ボーイング式747-200B型三面図



付図3 燃料チューブ断面図

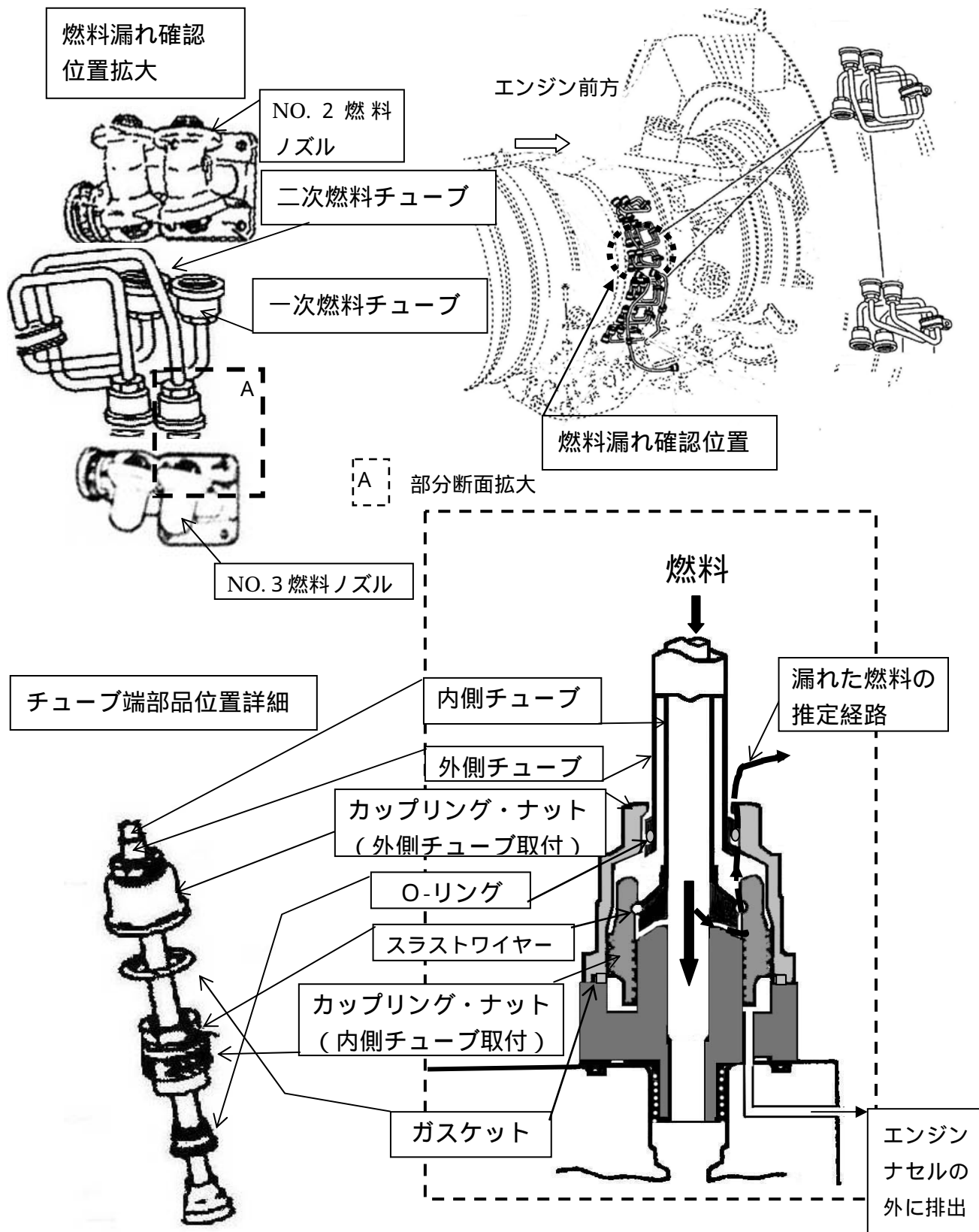


写真1 重大インシデント発生機



写真2 No. 3 エンジン右側

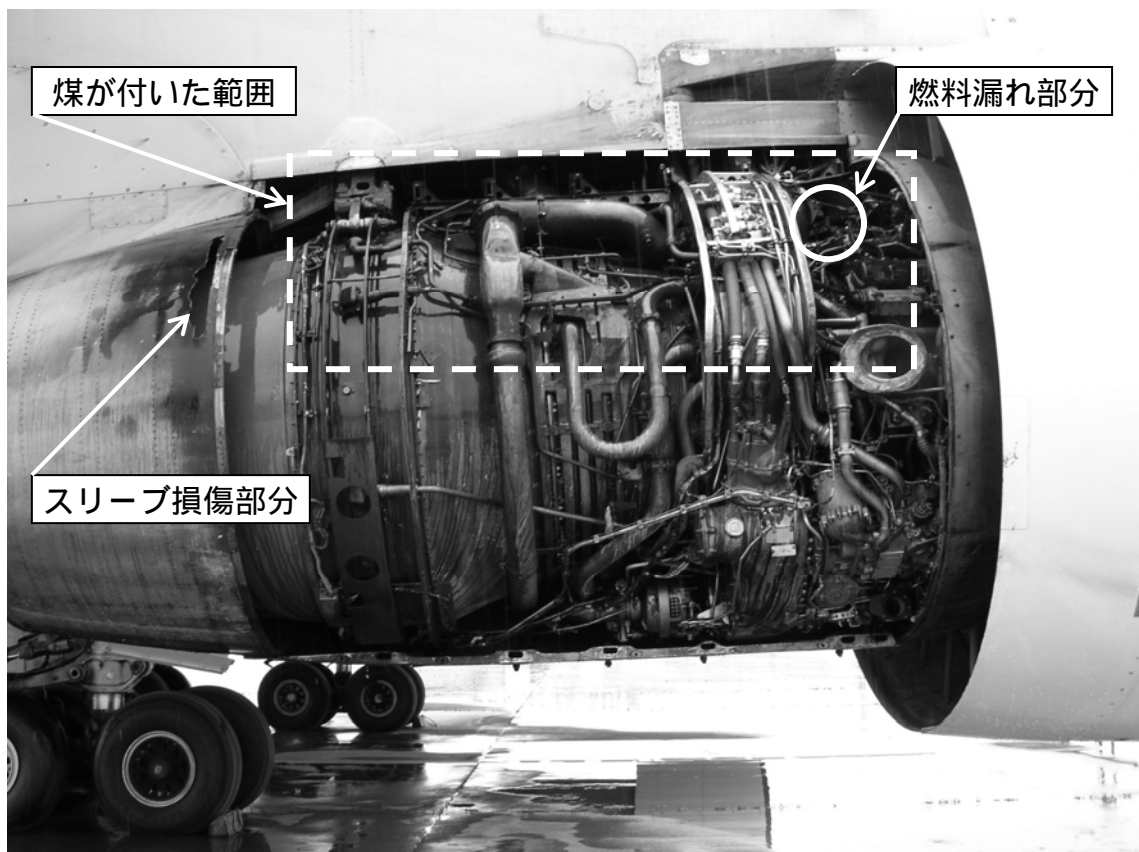


写真3 No.3 燃料ノズル側燃料チューブ端

燃料が漏れていた一次チューブ



燃料漏れのない二次チューブ



写真4 一次燃料チューブ端の変形

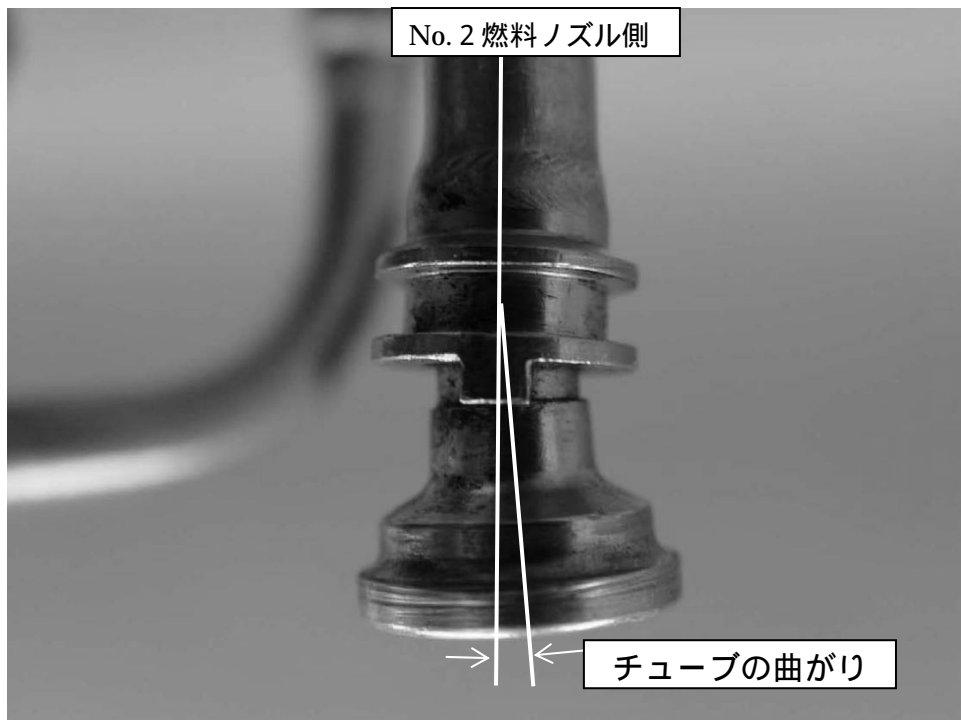


写真5 No. 2 燃料ノズル側一次燃料チューブ端の取付面

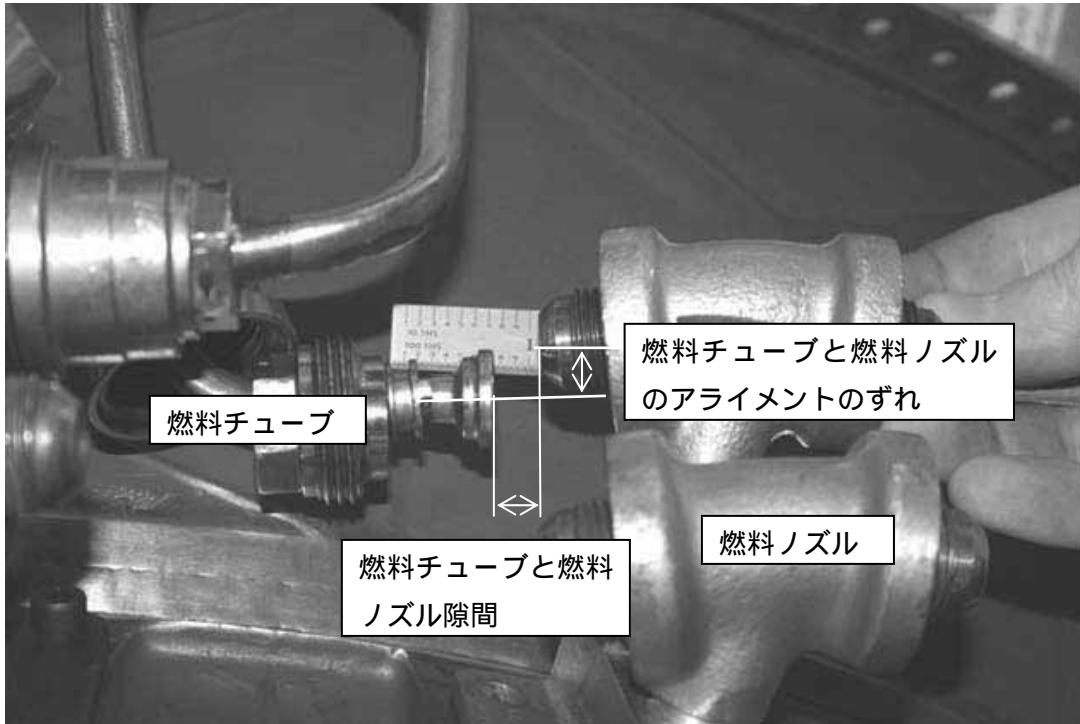


写真6 No. 3 燃料ノズル側

一次燃料チューブ取付部の燃料漏れの確認



写真7 一次燃料チューブのアライメント



《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」