

航空事故調査報告書

I	有限会社	ジャプコン	所属	JA3870	
II	社団法人	日本グライダークラブ	所属	JA2845	
III	個	人	所	属	JE0108
IV	株式会社	日本エアシステム	所属	JA8297	
	(株式会社ハーレクインエア受託運航)				
V	朝日航洋	株式会社	所属	JA9690	
VI	個	人	所	属	JA3682
VII	アカギヘリコプター	株式会社	所属	JA6119	
VIII	朝日航洋	株式会社	所属	JA9303	
IX	個	人	所	属	JA2291

平成18年7月28日

航空・鉄道事故調査委員会

本報告書の調査は、有限会社ジャプコン所属JA3870他 8 件の航空事故に関し、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 佐藤 淳 造

IV 株式会社日本エアシステム所属 JA8297
(株式会社ハーレクインエア受託運航)

本報告書で用いた略語等は、次のとおりである。

ABS	:	Automatic Brake System
AD	:	Airworthiness Directive
CA	:	Cabin Attendant
CMM	:	Component Maintenance Manual
CVR	:	Cockpit Voice Recorder
DFDR	:	Digital Flight Data Recorder
EPR	:	Engine Pressure Ratio
FAA	:	Federal Aviation Administration
FSC	:	Flight Service Center
GND	:	Ground
IAS	:	Indicated Air Speed
ksi	:	kilo-pounds per square inch
kt	:	knot
NAS	:	National Aerospace Standard
NDI	:	Non Destructive Inspection
NIMS	:	National Institute for Materials Science
NTSB	:	National Transportation Safety Board
NTT	:	Nippon Telegraph and Telephone Corporation
MAC	:	Mean Aerodynamic Chord
MIN	:	Minimum
MPa	:	Mega-Pascal
PA	:	Passenger Address
PF	:	Pilot Flying
PIC	:	Pilot In Command
PNF	:	Pilot Not Flying
RTO	:	Rejected Take Off
SB	:	Service Bulletin
V _{REF}	:	Landing Reference Speed
V _{TG}	:	Target Speed for Final Approach

目 次

1	航空事故調査の経過	1
1.1	航空事故の概要	1
1.2	航空事故調査の概要	2
1.2.1	調査組織	2
1.2.2	外国の代表、顧問	2
1.2.3	調査の実施時期	2
1.2.4	経過報告	2
1.2.5	原因関係者からの意見聴取	2
1.2.6	調査参加国への意見照会	2
2	認定した事実	3
2.1	飛行の経過	3
2.1.1	DFDR、CVR、交信記録等の記録による飛行の経過	3
2.1.2	乗務員等の口述による飛行の経過	5
2.2	人の死亡、行方不明及び負傷	7
2.3	航空機の損壊に関する情報	7
2.3.1	損壊の程度	7
2.3.2	航空機各部の損壊の状況	7
2.4	航空機以外の物件の損壊に関する情報	7
2.5	航空機乗組員等に関する情報	7
2.5.1	運航乗務員	7
2.5.2	CA	8
2.6	航空機に関する情報	9
2.6.1	航空機	9
2.6.2	エンジン	9
2.6.3	主脚のショック・ストラット・シリンダー	9
2.6.4	重量及び重心位置	9
2.6.5	燃料及び潤滑油	9
2.7	気象に関する情報	10
2.8	航空保安施設に関する情報	10
2.9	通信に関する情報	10
2.10	飛行場及び地上施設に関する情報	10

2.1.1	DFDR及びCVRに関する情報	10
2.11.1	DFDR	10
2.11.2	CVR	10
2.1.2	事故現場及び残がいに関する情報	11
2.12.1	事故現場の状況	11
2.12.2	損壊の細部状況	11
2.1.3	医学に関する情報	11
2.1.4	火災及び消防に関する情報	12
2.1.5	人の生存、死亡又は負傷に係りのある捜索、救難及び避難等に関する 情報	12
2.15.1	救難及び避難等の状況	12
2.15.2	乗務員等による乗客の避難誘導	13
2.15.3	緊急脱出に関する（株）ハーレクインエアの規程類の記載内容	13
2.1.6	事実を認定するための試験及び研究	15
2.16.1	同機の製造者におけるシリンダーの調査	15
2.16.2	主脚のシリンダーの追加調査	17
2.16.3	DFDRによる着陸時の機体の姿勢及び機体に掛かった垂直加速度 (G)	19
2.1.7	その他必要な事項	20
2.17.1	同機の主脚	20
2.17.2	同機のブレーキ系統	20
2.17.3	着陸装置の警報装置	21
2.17.4	ギア・ウォーク	21
2.17.5	左主脚の経歴	22
2.17.6	他機に装備されていた主脚シリンダーのき裂	23
2.17.7	同社における主脚シリンダーの点検	24
2.17.8	主脚のオーバーホール作業	24
2.17.9	メッキ前に行うグリット・ブラストの規格	25
2.17.10	き裂検出の検査手法及び限界	25
2.17.11	過去の類似事例及び製造者の対応	26

3 事実を認定した理由	30
3.1 乗務員等の資格等	30
3.2 航空機の耐空証明等	30
3.3 気象との関連	30
3.4 接地に至るまでの経過	30
3.4.1 タッチダウン時の速度及び降下率	30
3.4.2 接地時刻及び接地地点	30
3.5 接地後の状況	31
3.5.1 主脚の破断した時期	31
3.5.2 左主翼の滑走路への接触	31
3.5.3 ブレーキの作動	31
3.5.4 機長の着陸後の操作	31
3.5.5 リバース操作	31
3.6 左エンジンのファン・ブレードの損傷	32
3.7 機内に発生した煙	32
3.8 シリンダーの点検	32
3.8.1 同社のシリンダーに対する点検	32
3.8.2 修理会社の点検	32
3.8.3 シリンダーの破断	33
3.9 製造者等の対応	33
3.9.1 最初の破断事故後	33
3.9.2 2回目の破断事故後	33
3.9.3 3回目以降の破断事故後	34
3.9.4 本事故発生後	34
3.10 シリンダーの調査	35
3.10.1 シリンダー材料	35
3.10.2 ショット・ピーニング及びグリット・ブラスト	35
3.10.3 シリンダー表面の荒れ及び傷	36
3.10.4 シリンダー表面の傷の影響	36
3.11 グリット・ブラストの規格	36
3.12 チタニウム・カドミウム・メッキの規格	37
3.13 製造者が設定したシリンダー点検手法	37

3.14	消防等の対応	38
3.15	非常脱出装置の作動	38
3.16	乗客乗務員の避難	38
3.17	乗客の負傷原因	39
4	原因	39
5	アメリカ合衆国の意見	40
付図1	事故現場	41
付図2	事故現場見取図	42
付図3	ダグラス式DC-9-81型三面図	43
付図4	主脚シリンダーの構造	44
写真1	事故機	45
写真2	事故機後方	45
写真3	主な損傷箇所	46
写真4	左主翼前桁の変形	47
写真5	トレパゾイダル・パネルの損傷	47
写真6	主脚破断部	48
写真7	ファン・ブレードの打痕	48
写真8	破断したシリンダー	49
写真9	破断面	50
写真10	起点1の破断面拡大	51
写真11	シリンダー表面に食い込んだ酸化アルミニウム	52
写真12	シリンダー表面の傷	53
別添1	同機の破断した左主脚の経歴	54
別添2	アメリカ合衆国の意見	56

航空事故調査報告書

所 属 株式会社日本エアシステム
(株式会社ハーレクインエア受託運航)
型 式 ダグラス式DC-9-81型
登録記号 JA8297
発生日時 平成16年 1 月 1 日 16時24分ごろ
発生場所 徳之島空港

平成18年 6 月21日

航空・鉄道事故調査委員会(航空部会)議決

委員長	佐藤 淳 造(部会長)
委員	楠 木 行 雄
委員	加 藤 晋
委員	豊 岡 昇
委員	垣 本 由紀子
委員	松 尾 亜紀子

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

株式会社日本エアシステム所属ダグラス式DC-9-81型JA8297は、平成16年1月1日(木)、運航を委託された株式会社ハーレクインエアにより、日本エアシステム979便として鹿児島空港を15時35分に離陸し、徳之島空港へ向け飛行した。

同機は、徳之島空港に着陸した際左主脚が破断し、左主翼先端を滑走路面に擦りながら滑走した後、16時24分ごろ、滑走路上で、かく座した。

同機には、機長ほか乗務員5名、乗客163名(7名の幼児を含む。)、計169名が搭乗していたが、乗客3名が軽傷を負った。

同機は中破したが、火災は発生しなかった。

1.2 航空事故調査の概要

1.2.1 調査組織

航空・鉄道事故調査委員会は、平成16年1月4日、国土交通大臣から本事故発生
の通報を受け、同日、本事故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。その後、平成16年4月1日、航空事故調査官1名を追加指名し
た。

1.2.2 外国の代表、顧問

本調査には、事故機の設計・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16年1月5日～1月9日	現場調査及び口述聴取
平成16年1月9日～3月9日	飛行記録装置記録等の解析
平成16年1月29日	主脚調査
平成16年2月9日～2月10日	主脚修理会社での作業実施状況等の調査
平成16年3月1日～3月6日	主脚の破断面調査
平成16年11月17日～ 平成17年3月8日	主脚シリンダー材料の試験 ^{*1}

1.2.4 経過報告

平成17年5月27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

設計・製造国である米国の代表に意見照会を行った。

^{*1} 主脚シリンダー材料の試験については、独立行政法人物質・材料研究機構（以下「NIMS」という。）の協力を得た。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

(株)日本エアシステム(以下「同社」という。現在は株式会社日本航空ジャパン。以下に記述する社名は、いずれも事故当時のものである。)所属ダグラス式DC-9-81型JA8297(以下「同機」という。)は、航空法第113条の2に基づき同社から運航を委託されていた株式会社ハーレクインエアにより、平成16年1月1日、日本エアシステム979便として鹿児島空港を15時35分に離陸し、FL260で飛行後、徳之島空港の滑走路01へ進入を開始した。同機には、機長が左操縦席に着座してPF(主として操縦業務を担当する操縦士)業務を、副操縦士が右操縦席に着座してPNF(主として操縦業務以外の業務を担当する操縦士)業務を行っていた。また、客室には4名の客室乗務員(以下「CA」という。)が乗務していた。

鹿児島空港事務所に通報された同機の飛行計画は、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：15時25分、巡航速度：456kt、巡航高度：FL260、経路：HKC(鹿児島VORTAC)～A582(航空路)～HACHA(位置通報点)～TKE(徳之島VOR/DME)、目的地：徳之島空港、所要時間：46分、持久時間で表された燃料搭載量：3時間8分、搭乗者数：169名

同機が徳之島空港に進入するころから事故発生までの飛行の経過は、飛行記録装置(以下「DFDR」という。)、操縦室用音声記録装置(以下「CVR」という。)、交信記録及び乗務員等の口述によれば、概略以下のとおりであった。

2.1.1 DFDR、CVR、交信記録等の記録による飛行の経過

16時17分27秒 鹿児島飛行援助センター(以下「鹿児島FSC」という。)は同機に、徳之島空港の風向360°、風速6kt、気温19°C、高度計規正值(QNH)30.09inHgで、徳之島空港には関連交通はなく、VOR進入のハイ・ステーションを離脱したら報告するよう通報した。

同17分51秒 同機は、鹿児島FSCに、滑走路が視認できたので、有視界飛行方式に変更する旨通報した。

同19分36秒 鹿児島FSCは同機に対し、徳之島空港の滑走路路上に障害物がないこと、風が360°から7ktであることを通報した。

同21分36秒 オートパイロット、オートスロットルが解除された。

- 同 2 2 分 0 4 秒 オートブレーキ・システム（以下「ABS」という。）が「MIN」にセットされており、アンチスキッド・システムがアームの状態であることが、チェックリストに従い確認された。
- 同 2 3 分 3 6 秒 同機の電波高度計指示値が 6 0 ft、両エンジンの E P R が減少し始めた。
- 同 2 3 分 4 3 秒 同機の電波高度計指示値が 9 ft、両エンジンに送られる燃料流量がアイドルの値となった。
- 同 2 3 分 4 7 秒 同機の電波高度計指示値が 0 ft、IAS が 1 3 3 kt、ピッチ姿勢が約 1° 機首上げ、ロール角が左に約 2°、垂直加速度が約 1. 2 G となり、スポイラーが展開した。
- 同 2 3 分 4 8 秒 「ガシャン」という音、「ランディング・ギア」という音声警報、「ビー」という警報音が CVR に記録されていた。音声警報及び警報音は、CVR の記録が停止するまで続いていた。同時刻、前車輪の AIR / GND センサーが GND になった。ロール角は左に約 7°、垂直加速度は約 0. 9 G に減少した後、約 1. 3 G に上昇した。左ラダー・ペダルが前方に動き、ラダーが左方向に動いた。
- 同 2 3 分 4 9 秒 ラダー・ペダルがほぼ中立位置に戻った。
- 同 2 3 分 5 0 秒 ABS が作動し、ブレーキ圧が増加し始めた。
- 同 2 3 分 5 4 秒
 ～ 5 5 秒 左右のブレーキ・ペダルの踏込量が増加し、左右のブレーキ圧が増加した。左のブレーキ・ペダルの踏込量は、その後次第に減少していったが、右はその状態で記録が停止するまで継続していた。また、左右のブレーキ圧は、ペダルの踏み込み量に対応した圧力で推移していた。
- 同 2 3 分 5 7 秒 左エンジンがリバースとなり、同 5 8 秒には、右エンジンもリバースとなった。このころから、右ラダー・ペダルが前方に動き、記録が停止するまで前方に保持されていた。
- 同 2 4 分 0 2 秒
 ～ 0 3 秒 リバースが一時的に戻された。
- 同 2 4 分 0 3 秒 副操縦士が「リバース、リバース」とコールした。
- 同 2 4 分 0 4 秒
 ～ 0 5 秒 再び両エンジンがリバースとなり、機体が停止する直前ま

で継続した。

同 2 4 分 1 4 秒 同機は鹿児島 F S C に、滑走路上で片車輪着陸したこと、エンジンを停止したこと、及び滑走路の閉鎖を依頼する旨を通報した。

このとき、同機のロール角は左に約 10° であった。

同 2 4 分 4 5 秒 鹿児島 F S C から同機に、片車輪着陸等について了解した旨の通報があった。

(付図 1、2 参照)

2.1.2 乗務員等の口述による飛行の経過

(1) 機長

鹿児島空港での外部点検では、主脚に油漏れ等は一切なく、異常は認められなかった。鹿児島空港を離陸後、エンルートを F L 2 6 0 で飛行した。天気が良く、徳之島空港が見えた時点で、計器飛行方式をキャンセルし、有視界飛行方式に切り替えた。ダウンウィンドに入る前にオートパイロット及びオートスロットルを解除した。ギアのスリー・グリーンは 1 回確認している。警報等はなかった。接地し、ノーズをゆっくり降ろしていくところに、次第に機体が左に傾き、これは左タイヤがバーストしたなどと思った。それから、傾きが強くなったので、翼端が接触し始めたと思った。同時に、左に偏向が始まった。ノーズが降りるか降りないかのところにリバーズを掛けた。いったん入れたリバーズを、機体を立て直すためにちょっと戻したが、滑走路前方の距離がなくなってきたので、再度リバーズをかけた。副操縦士が「リバーズ」とコールしたかどうかは覚えていない。両ブレーキを踏み A B S を解除した後は、右側のブレーキだけを使用した。制動効果は良く、自分の思ったとおりに止まった。

(2) 副操縦士

徳之島空港から 2 5 nm 前後で計器飛行方式をキャンセルし、有視界飛行方式で進入した。着陸前 A B S は「M I N」を選択した。V_{REF}は 1 2 9 kt か 1 2 8 kt くらいだった。V_{TG}は、V_{REF}プラス 5 kt で 1 3 4 kt か 1 3 3 kt くらいだった。鹿児島 F S C から、風は向い風の 7 ~ 8 kt と通報された。接地は適度なファーム・ランディングだった。タッチダウン後、ノーズを下げていたら、左に傾き始めた。衝撃はなかった。翼端が着いて滑走し、滑走路エンドが近づいてきたとき、機長がリバーサーのレバーを戻そうとしていたので、私は、「リバーズ、リバーズ」と言ったら、キャプテン機長が再びリバーズに入れた。機体が停止したのは、1, 0 0 0 ft の接地点標識

を過ぎたところだった。

(3) 前任CA（チーフ） 着座位置：前方客室乗務員席左側

タッチダウン時は通常と変わりなく、大きな衝撃は感じていない。タッチダウン直後、客室後部担当のCAは「ガシャン」というような金属音を聞いたと言っていたが、自分は聞いていない。その後、機体はゆっくり左に傾き始めた。自分の座席から左翼端がゆっくり接地するのが見えた。そのまま翼端を見ていたら、先端部分から白い煙が出たのが見えた。地面と接触するときに出る「シャー」という金属音が聞こえた。機体は左に傾いたまま、滑走路を走行し続けた。滑走途中、キャビンの中央付近で、白と黒が混ざったような煙が一瞬立ち込め、焦げ臭いにおいがしたが、煙とおいはすぐに消えた。

(4) 乗客 座席番号32D

着地の瞬間、衝撃が2回あった。衝撃は軽かったが、機体が傾いたとき体が浮くような感じを受けた。機体が傾いてから、自分たちの左隣に座っていたスチュワーデスの前の辺りの機内に黒い煙が出てきて、それからタイヤが焦げるようなにおいがしてきた。

(5) 消火救難活動を行った消防職員

同機は、空港の南側から通常より少し高めに進入してきた。接地は問題なかった。接地後、機体が傾いたのを見て、すぐ消防車を出した。煙は見えない。消防車2台で同機の後を追い掛けて行った。滑走路に入るとすぐに、いろいろな部品が落ちているのが見えて、これは事故だと思った。同機の車輪の下にオイルか燃料か何かが見えたので、現場で泡消火剤を撒いた。火災の発生はなかったが、私は機体の近くで待機していた。たまたま12月に、空港の消防訓練があり、それで対応が早かったのだと思う。

(6) (株)ハーレクインエアから地上支援業務を受託している会社の職員（以下「空港関係者」という。）

飛行機が降りてくる音がして、着いたなと思ったら「グシャ」と音がして、白い煙が見えた。消防車、救急車の手配が頭に浮かんだが、そのときには既に消防車が走っていた。事務所の中から救急車の手配をした。我々は携帯無線を持ち、カート車で機体の辺りまで行った。現場付近に着いたときには既に消火剤が左側翼端のところに撒いてあった。火災がなかったので安心した。お客さんは既に何人か降りていた。風は北風で微風だったので、お客さんを機体からできるだけ離そうと滑走路の北側に誘導した。

負傷者について詳しい状況をCAに確認した。そのときは、特に負傷者はいなかった。その後、すぐにバスが来て乗客を移送した。

事故発生場所は、徳之島空港の滑走路01進入端から約1,750mの滑走路上で、事故発生時刻は、16時24分ごろであった。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

乗客3名が軽傷を負った。

2.3 航空機の損壊に関する情報

2.3.1 損壊の程度

中 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

(1) 胴体

トレパゾイダル・パネル^{*2} 損傷

翼・胴体間フィレット 損傷

(2) 左主翼

前桁 変形

前縁スラット、フラップ、下面外板、翼端 損傷

(3) 左主脚部

ショック・ストラット・シリンダー 破断

リトラクト・アクチュエーター、サイド・ブレース 変形

主脚格納室インボード・ドア 損傷

(4) 左エンジン・ファン・ブレード 損傷

(5) テール・コーン 損傷

(写真1、2、3、4、5、6、7参照)

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

滑走路灯 6個 破損

2.5 航空機乗組員等に関する情報

2.5.1 運航乗務員

(1) 機長 男性 62歳

*2 「トレパゾイダル・パネル」とは、主翼と胴体の取付部にある主要構造部材である。

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）	昭和46年 8 月 1 1 日
限定事項 ダグラス式DC-9型	昭和54年 4 月 1 2 日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成16年 5 月 2 2 日
総飛行時間	20,497時間38分
最近30日間の飛行時間	55時間39分
同型式機飛行時間	12,832時間54分
最近30日間の飛行時間	55時間39分
(2) 副操縦士 男性 36歳	
事業用操縦士技能証明書（飛行機）	平成 2 年 2 月 1 9 日
限定事項 ダグラス式DC-9型	平成10年 4 月 2 8 日
計器飛行証明	平成 5 年 8 月 2 日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	平成16年 9 月 6 日
総飛行時間	5,533時間52分
最近30日間の飛行時間	51時間08分
同型式機飛行時間	3,403時間25分
最近30日間の飛行時間	51時間08分

2.5.2 CA

(1) 先任CA 女性 41歳	
着座位置：前方左	
総乗務時間	1,759時間
(2) CA1 女性 25歳	
着座位置：前方右	
総乗務時間	1,993時間
(3) CA2 女性 32歳	
着座位置：後方左	
総乗務時間	2,182時間
(4) CA3 女性 31歳	
着座位置：中央	
総乗務時間	2,855時間

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式	ダグラス式DC-9-81型
製造番号	49908
製造年月日	平成2年8月9日
耐空証明書 有効期限	第東-10-700号 平成10年12月8日から整備規程((株)日本エアシステム) 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	26,050時間48分
定期点検(C整備、平成14年10月8日実施)後の飛行時間	2,573時間07分

2.6.2 エンジン

型 式	プラット・アンド・ホイットニー式JT8D-217C型
装備位置	No.1 No.2
製造番号	P728022D P725875D
製造年月日	平成6年2月4日 平成3年5年11日
総使用時間	14,717時間03分 21,061時間10分

2.6.3 主脚のショック・ストラット・シリンダー

装備位置	左	右
部品番号	5935348-7	5935348-7
製造番号	CPT1489	CPT1335
総使用回数(着陸回数)	26,176回	26,525回
オーバーホール後の 使用回数(着陸回数)	7,834回	7,834回

2.6.4 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は121,995lb、重心位置は12.4%MACと推定され、いずれも許容範囲(最大着陸重量128,000lb、事故当時の重量に対応する重心範囲-0.8~32.1%MAC)内にあったものと推定される。

2.6.5 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

徳之島空港の事故関連時間帯の航空気象の観測値は、次のとおりであった。

16時00分 風向 340°、風速 8kt、卓越視程 25km、雲 雲量
1/8 雲形 積雲 雲底の高さ 4,500ft、気温 19℃、
露点温度 8℃、高度計規正值 (QNH) 30.09 inHg

16時42分 風向 010°、風速 5kt、卓越視程 20km、雲 雲量
1/8 雲形 積雲 雲底の高さ 4,000ft、雲量 3/8
雲形 層積雲 雲底の高さ 5,000ft、気温 18℃、
露点温度 8℃、高度計規正值 (QNH) 30.09 inHg

2.8 航空保安施設に関する情報

事故当時、航空保安施設は、いずれも正常に運用されていた。

2.9 通信に関する情報

同機は、事故発生当時、鹿児島FSCと交信していたが、通信状況は良好であった。

2.10 飛行場及び地上施設に関する情報

徳之島空港は、徳之島西側の海岸沿いに設置されており、標高は8ftである。滑走路は、方位01/19、長さ2,000m、幅45mで、滑走路の両端にはそれぞれ長さ60mの過走帯がある。また、滑走路はアスファルト・コンクリート舗装され、長さ2,000m、幅30mにわたって、グルーピングが施されている。

2.11 DFDR及びCVRに関する情報

2.11.1 DFDR

同機には、米国ハネウェル社製DFDR（パーツナンバー：980-4100-DXUS）が搭載されており、本事故発生当時の記録が残されていた。

同機のDFDRには、VHF送信キーイング信号に関するパラメーターが記録されていたため、交信記録に録音されていたNTTの時報及び交信部分とVHF送信キーイング信号とを対応させ、日本標準時との時刻の校正を行った。

2.11.2 CVR

同機には、30分の録音可能な米国ハネウェル社製CVR（パーツナンバー：980-6005-076）が搭載されており、本事故発生当時の音声記録されていた。

時刻は、交信記録に録音されていたNTTの時報及び交信部分とCVRに記録さ

れていた交信部分を対応させ、日本標準時との時刻の校正を行った。

2.1.2 事故現場及び残がいに関する情報

2.12.1 事故現場の状況

事故現場は、徳之島空港の滑走路上で、同機が停止した位置は、滑走路01進入端から約1,750mの地点であった。滑走路01進入端から約570mの地点の滑走路上に、左主車輪の左側タイヤの痕跡が右側にねじれたように残されていた。また、このタイヤ痕から約100m先に、前車輪のタイヤ痕と、左主翼翼端が滑走路に接触した痕跡があり、この翼端の痕跡は機体の停止位置まで続いていた。

同機が停止した地点付近の滑走路上には、作動油が付着していた。

(付図1、2参照)

2.12.2 損壊の細部状況

同機の左主脚のショック・ストラット・シリンダー(以下「シリンダー」という。)が、上端から約21in(下端から約30in)のところで破断していた。破断した脚下部は、リトラクト・アクチュエーターとサイド・ブレースにより機体から分離せずに引きずられていた。

(写真3、6参照)

破断した脚下部が引きずられたことにより、サイド・ブレースが後方に引っ張られ、構造部材であるトレパゾイダル・パネルが損傷していた。また、破断した脚下部により、左翼フラップ及び翼・胴体間フィレットが損傷した。

(写真3、5参照)

左主翼翼端が滑走路面と接触しながら滑走していたため、左舷灯、翼下面外板、アクセスパネル、ストラット前縁、フラップ後縁、フラップ・トラック・フェアリング、主脚格納室インボード・ドア等の一部が削られ喪失していた。また、前桁には約85cmの範囲で、上方に凸型に変形した部分があり、その最大変形量は翼端から約3mの位置で約9mmであった。

(写真3、4参照)

機体最後部の脱出口の緊急脱出用スライド(以下「スライド」という。)が展開されたため、テール・コーンが機体から落下し、損傷した。

また、左エンジンの数枚のファン・ブレード前縁に、打痕が認められた。

(写真2、3、7参照)

2.1.3 医学に関する情報

2.2に述べた負傷者については、負傷者等の口述によると、部位、程度は、概略

次のとおりであった。

なお、同機の着陸時、乗客は全員シートベルトを着用していた。

- (1) 座席番号 1 B 男性 21 歳
事故当日、腰部打撲と診断。全治 5 日。
- (2) 座席番号 1 5 B 女性 59 歳
事故の 5 日後、頸部挫傷と診断。全治 2 週間。
- (3) 座席番号 2 7 A 女性 22 歳
事故の翌日、首と肩の痛みの症状から頸椎症と診断。全治 7 日。

2.14 火災及び消防に関する情報

徳之島空港管理事務所（以下「管理事務所」という。）職員、消防職員及び空港関係者の話を総合すると、火災及び消防に関する状況は、次のとおりであった。

- 16時24分 同機の着陸時の異常状態の発生を目撃していた空港の消防職員が、消防車 2 台で事故機を追走した。機体から火災の発生はなかったが、大事を取って大型化学消防車により泡消火剤を機体の左側に散布した。
- 同 25 分 管理事務所から 119 番通報にて徳之島地区消防組合本部へ航空機事故発生通報があった。同本部から徳之島地区消防組合天城分遣所（以下「消防組合」という。）に出動要請が行われた。管理事務所から鹿児島 F S C に事故発生通報と火災は発生していない旨の通報が行われた。
- 同 27 分 消防組合の消防車が出動。鹿児島 F S C から、滑走路が閉鎖された旨のノータムが発行された。
- 同 34 分 消防組合の消防車現場到着。
- 同 37 分 消防組合の消防車は引き上げた。空港の消防車は引き続き、機体の付近にて警戒を続けた。

2.15 人の生存、死亡又は負傷に係りのある捜索、救難及び避難等に関する情報

2.15.1 救難及び避難等の状況

管理事務所職員、消防職員及び空港関係者によれば、救難及び避難等に関する状況は、次のとおりであった。

- 16時24分 同機の着陸を見ていた管理事務所の 2 名の職員が、接地時の異音に気付き、直ちに車両で機体が停止した場所に駆けつけた。機体からは停止直後にスライドが展開されたが、乗客は前方ステアウェイから降機を開始した。自力で降機できなかった乗客を、

機長と消防職員が協力し降機させた。降機した乗客は、副操縦士、管理事務所職員、空港関係者等の誘導で機体から離れ、風上側に避難した。

同 2 7 分 消防組合の救急車が出動。

同 2 9 分 管理事務所に事故対策本部を設置し、緊急処理通報体制に基づき関係各署に通報を開始した。

同 3 4 分 消防組合の救急車が現場に到着。降機した全員のうち、2.13(1)に記述した男性1名及び負傷していなかった妊婦1名を医師の判断により収容した。

1 7 時 2 8 分 消防組合の救急車が病院に到着。移送した2名の処置を医師に引き継いだ。

2.15.2 乗務員等による乗客の避難誘導

運航乗務員、CA、管理事務所職員、消防職員、及び空港関係者等によれば、乗客の避難誘導に関する状況は、次のとおりであった。

機長は、機体停止後直ちにエンジンを停止するとともに、エマージェンシー・ライトを点灯した。副操縦士は、機体停止とともに、鹿児島FSCに滑走路の閉鎖要請等を通知した。副操縦士は、客室内から火災が発生していないことを確認し機長に伝えるとともに、ハンドマイクで、「片足着陸し翼端が接地した、火災はない、指示に従ってください」と乗客に伝えた。機長は、機体の停止後、CAに念のため、スライドを展開するよう指示した。前方右側のスライドは、機体が左に傾き地上から高くなり危険なため展開させなかった。しかし、機長は、火災の発生がなかったことから、スライドを使用しないで、全乗客を前方ステアウェイから降機させた。機長及びCAは、機内放送により、乗客に避難指示を行った。副操縦士は地上で、乗客の避難誘導を実施した。

事故を目撃していた管理事務所職員や空港関係者も事故後直ちに現場に到着し、乗客の誘導を行った。

2.15.3 緊急脱出に関する(株)ハーレクインエアの規程類の記載内容

2.15.3.1 OPERATIONS MANUAL(以下「OM」という。)には、緊急脱出について、次のように記載されている。(抜粋)

緊急脱出に至る可能性がある事態とは、概して次の場合が考えられる。

- (1) 航空機に火災の発生がある場合
- (2) 機内に煙が充満した場合
- (3) 離着陸において、機体が異常傾斜をきたした場合

- (4) 異常な音響、衝撃が感じられた場合
- (5) 燃料等の漏洩が認められる場合

2.15.3.2 AIRPLANE OPERATING MANUALの2-3-3緊急着陸（水）には、緊急脱出時の任務および脱出口の担当区分について、次のように記載されている。（概要）

1. 乗務員の基準任務

P I C

- (1) 緊急脱出の必要があると判断した場合には、機を逸せず、乗務員および乗客に脱出開始の指示を行う。
- (2) 操縦室内の操作完了後、最後に操縦室を離れ、最善の手段をつくせる位置から脱出の指揮を取り、必要に応じ、客室後部に行き、客室乗務員とともにこの範囲の乗客の脱出援助に最善をつくして機外へ脱出する。客室へ行くことが不可能な場合は、操縦室内の操作完了後、機外に脱出し、機外から乗客の脱出を援助する。

NOTE 2：不用意な脱出を防ぐ必要がある場合は、客室乗務員および乗客に対し、PAを使用して（例）“機長です、着席下さい/
This is a captain. remain seated.”等のアナウンスを繰り返す。

副操縦士

- (1) 操縦室内の操作完了後、必要に応じ、客室前部に行き、この範囲の乗客の脱出を客室乗務員とともに指揮し、乗客の脱出援助に最善をつくして機外へ脱出する。客室へ行くことが不可能な場合は、操縦室内の操作完了後、機外に脱出し、機外から乗客の脱出を援助する。
- (2) 機外からの援助の必要がある場合はPICの指示により、早期に脱出し、機外から乗客の脱出を援助する。また脱出した乗客が安全な場所へ退避するよう指示する。

客室乗務員

- (1) PICからの指示により、担当の脱出口を開放して乗客を脱出させる。また、必要に応じ脱出口の開放を助手に分担および援助させる。
- (2) 乗客の脱出援助に最善をつくし、機外へ脱出する。
- (3) 脱出した乗客が安全な場所へ退避するよう指示する。

2. 脱出口の担当区分

すべての乗務員は担当する脱出口の使用にあたり、脱出口が使用できない、または脱出させることが危険であると判断した場合は乗客を他の脱出口へ誘導し、乗客の脱出を援助する。

2.16 事実を認定するための試験及び研究

2.16.1 同機の製造者におけるシリンダーの調査

同機の左主脚のシリンダーの破断原因を調査するため、シリンダーを同機の製造者（以下「製造者」という。）の研究所に送付し、破断面調査等を実施した。この調査には、航空・鉄道事故調査委員会の調査官2名、米国国家運輸安全委員会（NTSB）の調査官1名及び米国連邦航空局（FAA）の検査官1名が立ち会った。

調査の結果は、以下のとおりであった。

(1) シリンダーの目視調査

シリンダーは、シリンダー上端から約2.1 in下方のヒューズ・セクション^{*3}で破断していた。破断面には5ヶ所以上の疲労痕跡が認められた。

(写真8、9参照)

(2) 破断面の調査

上記の疲労痕跡のうち、大きな5ヶ所の痕跡は幅約2.35 inの範囲で円周に沿って認められた。そのうち破壊の起点となった3ヶ所の疲労痕跡は、約0.88 inの範囲にあった。

なお、便宜上0.88 inの範囲にある3ヶ所の疲労痕跡のうち、最も大きな疲労痕跡を起点1とした。(写真9参照)

起点1の疲労痕跡の長さは、外周に沿って約0.205 inあり、5ヶ所のき裂長の総和は、約0.61 inに達していた。また、起点1の疲労痕跡の深さは、シリンダー表面から0.085 inに達しており、他の痕跡に比べ最も深かった。

起点1付近のシリンダー表面には、多少傷が認められた。また、シリンダー表面のカドミウム・メッキを剥がしたところ、シリンダー生地表面にグリット・ブラスト^{*4}を施した痕跡が残っていたが、他に傷は認められなかった。

(3) 破断面の電子顕微鏡による調査

^{*3} 「ヒューズ・セクション」とは、機体がオーバーランし不整地に入った場合等に、脚に掛かった過大な荷重により翼構造が破壊され、これにより翼燃料タンクが損傷して火災が発生することを防ぐために、シリンダーの一部の厚みを薄くし、翼構造が破壊される代わりにここで脚柱が破断するようにしてある部位のことである。

^{*4} 「グリット・ブラスト」とは、新規製造又はオーバーホールした部品にメッキを行う前に、金属表面の被メッキ面に酸化アルミニウムの微小な粒を吹き付け、表面に付着している錆等の不純物を除去し、更に表面を粗くすることでメッキの密着性を良くするための作業である。

メッキ前のグリット・ブラストは、仕様書から要求される例はほとんどないが、メッキの前処理として有効な処理であることから、要求の有無にかかわらず、メッキ前には通常実施される。

また、グリット・ブラストに関する公的な規格はなく、航空機の製造者の規格により実施されるのが一般的である。

起点1の痕跡を電子顕微鏡で観察した結果、シリンダー表面から深さ0.050inの間には、疲労によりき裂が伸展したことを示す円弧状の線が認められたが、この部分にディンプル^{*5}は認められなかった。

深さ0.050inから0.085inの間は、き裂が伸展したため、シリンダーの材料がき裂に対してより敏感になり、急激にき裂が伸展したことを示すディンプルの帯(Bands of Dimple)と、疲労によりき裂が伸展した痕跡が混在していた。

深さ0.085in以降は、ディンプルのみが認められ、急激に破壊したことを示していた。(写真10参照)

(4) 破断面表面の組成分析

起点1の表面を、エネルギー分散型X線成分分析装置により組成分析を実施した結果、主金属成分の他に、破断後に発生した錆及びペイント等を剥離する際に使用された溶液等の残留物によるO(酸素)、Si(シリコン)、P(燐)、Ca(カルシウム)等が検出された。また、この痕跡からシリンダー表面のメッキに使われている材料であるCd(カドミウム)も検出された。

(5) 金属組織観察

疲労き裂の起点部付近の金属組織の観察を行った結果、異常は認められなかった。

(6) 寸法検査

シリンダーの外径、内径、厚み等を計測した結果、規定どおりの寸法であった。

(7) 硬さ試験

シリンダーの材料の一般的硬さ試験及びシリンダー表面の極浅い範囲について硬さ試験(マイクロ・ハードネス試験)を実施した結果、規定どおりの硬さであった。

なお、この試験で、シリンダー表面のショット・ピーニング^{*6}による表面硬化層は確認できなかったが、これについて製造者は、硬さ試験では硬化層を知ることはできないと述べている。

(8) 材料分析

^{*5} 「ディンプル」とは、金属が急激に破断した際、破断面に生じる多数の微小なくぼみのことである。

^{*6} 「ショット・ピーニング」とは、金属材料の表面に、直径が0.5mm程度の鋼球等を吹きつけ、金属材料の表面に圧縮力で塑性変形を生じさせ、加工硬化させる一種の冷間加工である。これを行うことにより、表面に圧縮残留応力が生じ、これにより疲労強度及び応力腐食割れに対する抵抗力が増加する。

なお、ショット・ピーニングにより生じた圧縮残留応力は、材料が大きな応力を受けると解放される場合がある。

シリンダーの材料の組成について、化学的分析を行った結果、規格どおりの材料成分であった。

(9) 引張強度試験

常温状態で、引張強度試験を実施した結果、引張強度、降伏点、伸び等すべて規格内であった。

(付図 4 参照)

2.16.2 主脚のシリンダーの追加調査

シリンダーの破断面に疲労の痕跡が認められたことから、NIMSの協力を得て、破断したシリンダーの追加調査を実施した。その結果は以下のとおりであった。

(1) 破断面調査

2.16.1に述べたように、破断面の2.35 inの範囲に5ヶ所の大きな疲労痕跡が認められたが、追加調査の結果、円周に沿った長さが1 mm以上のき裂は、7ヶ所であることが判明した。これは、製造者においては、2つの疲労痕跡が重なっている箇所を1ヶ所と数えていたため、このような違いが生じたものである。

これらの疲労痕跡は、すべてシリンダー表面を起点として始まっていたが、起点部付近に異物は確認できなかった。

(2) シリンダー材料の組織観察

シリンダーの破断面近辺から試料を切り出し、切断面を研磨し組織観察を行った結果、健全であることが判明した。

(3) シリンダー材料の硬さ試験

上記(2)で使用した試料を使用し、破断面から約10 mm離れた位置の表面近傍の硬さ試験を行った結果、硬さは製造者の規格どおりであった。また、マイクロ・ハードネス試験の結果、ショット・ピーニングによる表面硬化層の厚みは、約0.2 mmであった。

(4) シリンダー表面及び断面の調査

破断部付近のカドミウム・メッキを除去した後のシリンダー表面を観察した結果、表面に荒れ及び傷が認められた。また、破断部付近より少なかったが同様の傷が(5)に述べる試料を切出したシリンダー下部の表面にも認められた。

また、破断部とは異なる部分のシリンダーを長手方向(縦)に切断し、切断面を研磨し、表面近くの材料の状態を観察したところ、表面の荒れ、グリット・ブラストに使用する酸化アルミニウムの粒の表面への食い込みが認められた。更に、酸化アルミニウムの粒が食い込んだ部分には、塑性変

形が生じた様相（塑性流動）が認められた。

（写真 1 1、1 2 参照）

(5) シリンダー材料の疲労強度試験

上記(4)で、シリンダー表面に荒れ及び傷が認められたことから、これらがシリンダーの疲労強度にどのような影響を与えるかを調べるため、疲労強度試験を実施した。シリンダーの下部から表面に荒れ及び傷ができた状態のまま切出した試料（以下「表面切出試料」という。）並びにショット・ピーニング及びグリット・ブラストの影響が及んでいない内部から切出した試料（以下「内部切出試料」という。）をそれぞれ 8 本ずつ用意して、これらを使用して試験を実施し、疲労強度の比較を行った。

疲労強度試験は、すべて片振りの一定振幅繰返し軸荷重を加えて行った。その結果は、次のとおりであった。

① 内部切出試料を使つての疲労強度試験

6 5 0 MPa、7 0 0 MPa、7 5 0 MPa、8 0 0 MPa及び8 5 0 MPaの各応力振幅^{*7}における疲労強度試験を実施した。その結果は次のとおりであった。

- a. 疲労破壊は、すべて内部破壊^{*8}であった。また、破壊の起点は、材料内部の非金属介在物（以下「介在物」という。）であった。
- b. 介在物は、窒化チタン、酸化アルミニウム、硫化マンガン等で、いずれも素材の精錬の段階で混入するもので、量的には正常範囲内であった。
- c. 疲労強度は、十分であり、シリンダーの材料は健全であった。

② 表面切出試料を使つての疲労強度試験

5 5 0 MPa、6 0 0 MPa、6 5 0 MPa、7 0 0 MPa、7 5 0 MPa、8 0 0 MPa及び8 5 0 MPaの各応力振幅における疲労強度試験を実施した。その結果は次のとおりであった。

- a. 応力振幅 6 5 0 MPa以上では、表面から破壊した。破壊の起点は、表面の傷であった。
- b. 応力振幅 6 0 0 MPa以下では、内部から破壊した。破壊の起点は、上記①と同様内部の介在物であった。
- c. 表面破壊した試料の疲労強度は、①の試験片に比較し、かなり低下し

*7 「応力振幅」とは、繰返し負荷した応力の最大値と最小値の差の半分の値である。このため、最小応力がゼロの片振り試験時の最大応力は応力振幅の 2 倍となる。

*8 「内部破壊」とは、鉄鋼材料として避けることのできない介在物を起点として内部に疲労き裂が発生し、伸展する現象で、「Fish-Eye Fracture」ともいう。

ていた。

(6) 破断する荷重

疲労き裂の先端部には応力が集中し、その結果、構造物は材料の降伏応力や引張強さよりずっと小さな応力で破壊することがある。すなわち、応力集中の大きさを表す指標である応力拡大係数（K）が破壊靱性値（ K_{IC} ）に達するときには破壊が生じる。疲労の場合には、破断面の疲労により生じた破面の面積と、材料に掛かった最大応力から求められる最大応力拡大係数（ K_{max} ）が破壊靱性値（ K_{IC} ）に達すると、急速破壊に移る。

破面の面積と K_{max} の関係は、次のような式（村上の式）で表せる。

$$K_{max} = 0.65 \sigma_{max} \sqrt{\pi \sqrt{A}}$$

A ; 疲労破面の面積

英国でのDC-9機の同様事故の調査報告書によれば、シリンダー材料の300Mの破壊靱性値（ K_{IC} ）は、60ksi $\sqrt{\text{in}}$ である。また、同報告書に記述されている英国での K_{IC} の実測値は、68.2MPa $\sqrt{\text{m}}$ （63.01ksi $\sqrt{\text{in}}$ ）であった。

今回NIMSでの試験の結果、判明したシリンダーの K_{IC} は、表面切出試料で、62.6～74.8MPa $\sqrt{\text{m}}$ 、内部切出試料で54.6～74.9MPa $\sqrt{\text{m}}$ であり、上記規格値とほぼ同じであった。このことから、シリンダー材料は健全であった。

疲労試験を行った個々の試験片から求めた K_{IC} と、シリンダーの破断面において最も大きな疲労き裂痕跡（起点1）の面積を用い、シリンダーが急速に破断した際に働いた応力を推算した。その結果、シリンダーが最終破断した時の応力は、少なくとも約1,200MPaであることが判った。

2.16.3 DFDRによる着陸時の機体の姿勢及び機体に掛かった垂直加速度（G）

同機のDFDRに記録されていた、接地時のIASは約133kt、機体ロール角は、左に約2°、接地から1秒後は左に約7°となっていた。機体のピッチ角は、接地時約1°の機首上げで、接地から2秒後に0°の姿勢となっていた。接地直前、対地高度10ft以下では降下率は約2ft/s（約0.6m/s）であった。接地時に機体に掛かった垂直加速度は約1.2Gであり、その後わずかに減少し、接地の約1秒後に再び約1.3Gが記録されていた。電波高度計は接地時は0ft、接地から1秒後はマイナス2ftとなっていた。また、ブレーキ圧は、接地前及び接地後3秒間は、飛行中と同程度の圧力（19.6～57psi）であった。

2.17 その他必要な事項

2.17.1 同機の主脚

同機の主脚は、シリンダーの中のオリフィス、オレオ・ニューマチック・ピストン及び作動油によって、着陸時の衝撃吸収と地上走行時の振動吸収を行っている。また、主脚に発生するシミーは、トルクリンクに装備されているシミーダンパーにより減衰させている。車軸（アクスル）が取り付けられているピストンが入るシリンダーは、製造者の規格である300M高張力鋼を使用して鍛造により製造されている。

シリンダーは、鍛造の後に、以下の工程を経て完成品となる。

- (1) 熱処理
- (2) 機械加工
- (3) ショット・ピーニング
- (4) グリット・ブラスト
- (5) カドミウム・メッキ
- (6) 塗装

なお、製造者からの情報では、シリンダーのヒューズ・セクションは、シリンダーの他の部位と同じ規格でショット・ピーニングが実施されている。

2.17.2 同機のブレーキ系統

同機のブレーキ系統は、作動油圧により動くピストンが、スチール製のディスクにライニングを押し付けることにより制動を掛ける一般的なブレーキである。ブレーキ系統は、操縦者がブレーキ・ペダルを操作するマニュアル操作と、操縦者が操作しなくても自動的にブレーキが掛かるオートブレーキ・システムがある。

また、ブレーキ系統には、アンチスキッド装置が装備されており、この装置を構成しているアンチスキッド・コントロール・ユニットは、それぞれの主車輪に取り付けられている速度センサーからの信号により急激なスキッド（車輪の滑り）を感知すると、対応するアンチスキッド・コントロール・バルブを制御し、スキッドを起こさずに最大のブレーキ効果が得られるように、ブレーキ圧を調整する。

左の作動油系統及び右の作動油系統とも左右のブレーキにつながっており、片側の作動油系統が正常であれば左右のブレーキを掛けることができる。

なお、アンチスキッド装置には、操縦者が着陸接地前からブレーキを踏んでいても、前脚のAIR/GNDセンサーが「GND」モードになってから約3秒間はブレーキが作動しないようにする、タッチダウン・プロテクション機能が備わっている。

また、各ブレーキにつながっている作動油配管には、途中にリミッター（Hydraulic Fluid Quantity Limiter）が装備され、リミッター下流で損傷が生じ、作動油が多

量に漏れた場合、リミッターが閉じ、それ以上作動油が流失するのを防いでいる。

2.17.3 着陸装置の警報装置

同機の着陸装置の警報装置は、次の場合には、音声警報「ランディング・ギア」及び警報音が作動する。

- (1) IASが210kt未満で、スロットルがアイドル位置、着陸装置がダウン・ロックしていない場合。なお、この場合は「Gear Horn OFF Button」を押すと音声警報及び警報音を止めることができる。
- (2) フラップを約26°以上に展開した状態で、着陸装置がダウン・ロックしていない場合。なお、この場合は「Gear Horn OFF Button」を押しても音声警報及び警報音を止めることはできないが、着陸装置がダウン・ロックすると、音声警報及び警報音は止まる。

2.17.4 ギア・ウォーク

ギア・ウォークは、機体が地上滑走中にブレーキが掛けられた際、主脚が前後に動く現象をいう。

地上滑走中、車輪ブレーキを掛けると、車輪のタイヤと滑走路面の摩擦により、主脚柱に後向きの曲げ荷重が掛かり、車輪は機体から見て後方に移動し、ついにはスキッドし始める。ブレーキ・システムはアンチスキッド・システムにより、タイヤと滑走路面の間で「スキッド」が生じると、これを感知し、ブレーキの油圧を抜き、「スキッド」を解消させる。ブレーキから油圧がなくなると、主脚柱に掛かっている後向きの曲げ荷重がなくなり、車輪は元の位置に戻る。次に、またブレーキに油圧が掛かると、主脚柱に再度後向きの曲げ荷重が掛かり、車輪は後方に移動する。このブレーキの「オン」、「オフ」のサイクルと、主脚柱の前後方向曲げ変形の固有振動数が一致すると、主脚の前後方向の動きが自励振動として継続する現象が発生する。なお、この現象は、1秒間当たりの開閉回数が多いハイゲイン・バルブと呼ばれるアンチスキッド・バルブを装備した機体において、より発生しやすいことが分かっている。

同機と同系列型機に見られたギア・ウォークは、40～60ktで滑走中「中程度」から「強度」のブレーキを掛けた状態で、発生し、このときの前後に動く振動数は、製造者による実機を使つての滑走試験では約12回/秒であった。また、このギア・ウォークにより、シリンダーのヒューズ・セクションには、最悪のケースで270ksiの応力が掛かることが判明した。

このギア・ウォーク防止のため、製造者は、ブレーキ作動油配管にリストリクタ

一^{*9}を装備するSB^{*10}を発行した。

2.17.5 左主脚の経歴

今回破断した同機の左主脚は、1989年8月、同機と同型式機である同社所属のJA8295に、その製造時に装着された。この左主脚は、1999年7月にJA8295から取り卸され、修理会社でオーバーホールが実施され、オーバーホール完了後の2000年4月に同機に装着された。この左主脚の主な経歴は以下のとおりであった。(別添1参照)

1989年8月 同社受領前の製造者により実施された地上でのRTO(離陸中止)試験時、ブレーキに激しい振動が発生したため、ブレーキ系統のエアブリードを実施した。

また、3回目の飛行試験でのRTO試験時、ブレーキに激しい振動が発生したため、アンチスキッド・コントロール・ボックス等を交換した。

さらに、4回目の飛行試験でのRTO試験時、ブレーキの振動が激しかったため、すべてのブレーキとアンチスキッド・コントロール・ボックス等を交換した。

1992年4月 製造者発行のSB(MD80-32-246)に従って、JA8295のブレーキ作動油配管にリストラクターが装着された。

1995年2月 ハードランディング気味に着陸したという機長報告があり、特別点検が実施された。その結果、異常は発見されなかった。

1995年12月 耐空性改善通報^{*11}(以下「TCD」という。)TCD-4322-95(準拠SB MD80-32A286)に従ってヒューズ・セクションのき裂の有無の点検が実施された(き裂発見されず)。

1999年7月 オーバーホール時間に近づいたため、JA8295から取り卸された。

2000年3月 修理会社でオーバーホールが実施された。このとき、同社の指示により、TCD-4322A-99(準拠SB MD80-32A286 Rev.3)

^{*9} 「リストラクター」とは、ブレーキ作動油配管の途中に装備され、ブレーキを掛ける側への作動油の流れを制限し、ブレーキから戻る側は制限しないバルブのことである。アンチスキッド・システムが作動し、ブレーキ・ラインに掛かる圧力が増加又は減少するときの圧力の反応を変え、これにより、脚の動きを減少させる。

^{*10} 「SB」とは、「Service Bulletin」の略で、航空機や装備品の製造者が、使用者に対して、安全性向上、機能改善、情報提供等を目的として発行する技術通報のことである。

^{*11} 「耐空性改善通報」とは、国土交通省航空局が、航空機の所有者等に対して、安全性及び環境適合性を確保するための検査・改修等を指示する通報である。米国連邦航空局(FAA)が発行する同様主旨のものがADである。

に従って、ヒューズ・セクションのき裂の有無の点検が実施された（き裂発見されず）。

2000年 4 月 同機の左位置に装着された。

2000年10月 TCD-4322A-99（準拠 SB MD80-32A286 Rev.3）に従って、ヒューズ・セクションのき裂の有無の点検が実施された（き裂発見されず）。

2004年 1 月 破断した。破断時の総着陸回数は26,176回、オーバーホール後の着陸回数は7,834回、リストラクター装備後の着陸回数は、21,248回であった。

2.17.6 他機に装備されていた主脚シリンダーのき裂

同社は、同機の左主脚の破断事故を受けて、同社所有のDC-9系列型機すべてについて主脚シリンダーの非破壊検査（蛍光浸透探傷検査及び磁粉探傷検査、以下「NDI」という。）を、平成16年1月4日から実施した。その結果、同機と同型式機であるJA8496の右主脚（製造番号CPT1292）にき裂が発見された。

き裂が発見された主脚は、2.17.5に述べたJA8295の製造時、JA8295に装備されたものであった。JA8295に装備されてからオーバーホールのために取り卸されるまでは、今回破断したシリンダー（製造番号CPT1489）と対をなして使用されており、同じ経歴であった。その後の主な経歴は以下のとおりであった。

2000年 2 月 修理会社でオーバーホールが実施された。このとき、同社の指示により、TCD-4322A-99（準拠 SB MD80-32A286 Rev.3）に従って、ヒューズ・セクションのき裂の有無の点検が実施された（き裂発見されず）。

2000年 3 月 JA8496の右位置に装着された。

2000年10月 TCD-4322A-99（準拠 SB MD80-32A286 Rev.3）に従って、ヒューズ・セクションのき裂の有無の点検が実施された（き裂発見されず）。

2004年 1 月 同機の事故後の特別点検により、シリンダーにき裂が発見された。

き裂発見時の総着陸回数は25,933回、オーバーホール後の着陸回数は7,591回、リストラクター装備後の着陸回数は、21,005回であった。

2.17.7 同社における主脚シリンダーの点検

主脚シリンダーの詳細な点検は、オーバーホール時を除き、実施されていないが、主脚の一般外観目視検査は、運航整備、定時整備等において実施されている。

一般外観目視検査以外では、2.17.11に述べる製造者発行のSB及び航空局発行のTCDに基づくNDIによる特別点検が実施されていた。このNDIは、NAS 410規格^{*12}に基づくレベル2の有資格検査員により実施されていた。

なお、主脚のオーバーホールは、着陸回数が20,000回又は使用期間が10年のいずれか早くに達した時点で行うことが同社の整備規程に定められている。

2.17.8 主脚のオーバーホール作業

JA8295の製造時から装備されていた左右の主脚は、平成11年7月28日にオーバーホール時間に近づいたため取り卸された。このときの着陸回数は約18,000回で、使用期間は約10年であった。右主脚は、同年8月10日から平成12年2月23日の間に、また、左主脚は、平成11年8月10日から、平成12年3月20日の間に、修理会社でオーバーホール作業が実施された。

このオーバーホール作業の実施状況について、修理会社で調査した結果の概要は以下のとおりであった。

- (1) 修理会社は、「修理標準」と呼んでいる作業手順書に従ってオーバーホール作業を実施していた。この「修理標準」は、製造者作成のマニュアル（コンポーネント・メンテナンス・マニュアル；CMM）に従って作成されていた。
- (2) オーバーホール作業に併せて、TCDによる作業（製造者発行のSB（MD 80-A32A286Rev. 3）によるNDI）がシリンダーのメッキを剥離した状態で実施されていた。このNDIは、校正された施設・設備を使用し、指定された規格に従って行われ、有資格検査員（NAS 410規格に基づくレベル2の検査員）によるき裂の有無の検査が行われた。その結果、き裂は発見されなかった。
- (3) NDI後、シリンダーは再度メッキ（チタンカドミウム・メッキ）が施された。チタンカドミウム・メッキの規格は、製造者により設定されていないため、修理会社が設定し航空局が承認した規格（BAC5804相当）に従って、校正された施設・設備を使用し、修理会社が認定した作業員により実施さ

^{*12} 「NAS 410規格」とは、非破壊検査に携わる検査員について、要件や試験方法などを規定した、米国の航空標準規格である。レベル2の検査員は、検査機器の調整及び校正、検査の実施・監督並びに検査結果の判定ができる者である。

れた。

なお、メッキ作業前に、グリット・ブラストによるシリンダー表面のクリーニングが上記規格に指定された規格に従って実施されていた。

その他、オーバーホール作業を実施する作業場、施設・設備、検査場等を調査した結果、特に問題は認められなかった。

2.17.9 メッキ前に行うグリット・ブラストの規格

(1) 製造者における製造時及び修理時のグリット・ブラストの規格

製造時 (DPS9.28「表面前処理手順を含むカドミウム・メッキ」による)；

ブラスト材料；酸化アルミニウム粒

ブラスト材料の大きさ；100～180メッシュ

吹き付ける圧力；エア圧 規定なし

修理時 (DC-9 オーバーホール・マニュアルOHM 20-10-6 Fig.6「低水素脆性シアン化法による乾燥研磨カドミウム・メッキ」による)；

ブラスト材料；酸化アルミニウム粒

ブラスト材料の大きさ；100～180メッシュ

吹き付ける圧力；エア圧 20～50psi (約1.4～3.5kgf/cm²)^{*13}

(2) 修理会社におけるグリット・ブラストの規格

ブラスト材料；酸化アルミニウム粒

ブラスト材料の大きさ；100～180メッシュ

吹き付ける圧力；エア圧 5kgf/cm²以下

(3) 我が国の大型機の脚を修理している他の会社におけるグリット・ブラストの規格

ブラスト材料；酸化アルミニウム粒

ブラスト材料の大きさ；100メッシュ

吹き付ける圧力；エア圧 1.5kgf/cm²

2.17.10 き裂検出の検査手法及び限界

製造者は、主脚シリンダーのき裂検査の方法として、まず蛍光浸透探傷検査を実施しその後蛍光磁粉探傷検査を行うことを指定している。2種類の方法で行う理由は、き裂の検出をより確実にを行うためである。

^{*13} 吹き付ける圧力は、製造者の規格により、3/8～1/2インチ・ベンチュリータイプ・ノズルを使用してグリット・ブラストを実施する際に指定される圧力である。(本脚注は、米国からの最終報告書に対する意見により追加した。)

蛍光浸透探傷検査は、欠陥部に蛍光浸透液を染み込ませ、そこに紫外線を照射して、き裂を検出する方法であり、材料の表面の開口欠陥の検出に効果がある。

蛍光磁粉探傷検査は、材料の表面及び表面直下の欠陥の検出に効果がある方法である。材料の表面及び表面直下に欠陥のある材料を磁化すると、その部分で磁束の一部が漏洩し、この部分に磁極ができる。ここに蛍光磁粉を散布すると蛍光磁粉が吸着され、磁粉模様が形成される。そこに紫外線を照射し、蛍光を発する磁粉の模様により目視でき裂を検出する。

蛍光浸透探傷検査を先に行うのは、蛍光磁粉探傷検査を先に行うと磁粉を含んだ溶液がき裂の中に入り込み、蛍光浸透探傷検査の溶液が染み込まなくなるためである。

これらの探傷法により検出できるき裂の長さは、き裂の深さや、実施する環境等で変わることがあるが、製造者の話では概ね最小0.0625 in (約1.6 mm) である。

2.17.11 過去の類似事例及び製造者の対応

同機に生じた主脚シリンダー破断事故と類似した事例は、全世界で1995年以降、同系列型機に4件発生しており、同機は5件目であった。なお、我が国では初めての事例であった。その発生時期及び製造者の採った対応は次のとおりであった。

(1) 1995年4月(1回目の破断事故)

MD-83型機が着陸滑走中、約50ktでブレーキを掛けた際、左主脚のシリンダーがヒューズ・セクションで破断した。このときのシリンダーの総着陸回数は約6,400回であった。

製造者は、この事故後、滑走中主脚のシリンダーにどの程度の応力が加わるかについてMD-87型機で飛行試験を実施した。この結果、ヒューズ・セクションには、着陸時に最大で約160ksiの応力が掛かることが、また、強くブレーキを掛け、約40ktになるとギア・ウォークが発生し、そのときの応力は、最悪のケースで270ksiになることが判明した。

この結果を受けて、製造者は、1995年9月にシリンダーのヒューズ・セクションのNDIを1回行うSB(MD80-32A286)を発行した。また、ブレーキ作動油配管にリストラクターを装備することをこのSBで推奨した。

このSBの内容は、その後TCD(TCD-4322-95)となり、今回破断したシリンダーは、このTCDに従いJA8295に装備されていた1995年12月にNDIが実施された。

(2) 1996年1月

製造者は、SB(MD80-32A286)を改訂(Rev.1)した。軽微な改訂で、作業内容に変更はなかった。

(3) 1997年4月(2回目の破断事故)

MD-82型機が着陸滑走中、約60ktでブレーキを掛けた際、右主脚シリンダーがヒューズ・セクションで破断した。このときのシリンダーの総着陸回数は約10,000回であり、リストラクター装備後の着陸回数は、約500回であった。また、破断する約500及び1,600着陸回数前には、このシリンダーに対しNDIが実施されていた。

製造者は、1997年10月に、SB(MD80-32A286 Rev.1)を改訂し(Rev.2)、4,800着陸回数まで1,200着陸回数ごとにNDIを実施するよう指示内容を強化した。

なお、同社では、本SBのRev.3が近々発行される予定であること、及びそれがADとなる予定であるという製造者の助言を受け入れて、本SBによるNDIは実施しなかった。

このSB(MD80-32A286 Rev.1)を改訂するに至った経緯について、製造者は次のように述べている。

- ① リストラクター装備前に発生していた検出不可能な程度の小さなき裂が、その後の脚の使用とともに伸展し、破断に至った。このため、リストラクター装備後もヒューズ・セクションのNDIを実施する必要があると考えた。
- ② 1,200着陸回数ごとにNDIを実施することにしたのは、実際に発生したき裂の長さとそのときの着陸回数、材料特性から、き裂の伸展速度を仮定し、破断する可能性のある0.13inまでき裂が伸展する前に、き裂を発見できる点検間隔を設定したためである。

また、4,800着陸回数で検査を終了することにしたのは、先の仮定に基づけば、どのようなシリンダーでも、この回数までにき裂が検出できる大きさに伸展すると考えたためである。

また、この2回目の破断事故以降、3回目の破断事故が発生するまでの間に、製造者は、オペレーターから、SBによる点検で4本のシリンダーのヒューズ・セクションにき裂が発見されたとの報告を受けた。この4本のシリンダーのうち3本は、リストラクター装備後の着陸回数が4,800回以下であった(1本のシリンダーの着陸回数は不明)。

(4) 1998年5月

製造者は、SB(MD80-32A286 Rev.2)を改訂(Rev.3)し、リストラクター装備後の着陸回数による初回点検時期及びその後の繰返し点検間隔を明確にした。

その後、このSBを実施する内容のADが1999年4月に発行され、こ

れに基づきTCD (TCD-4322A-99) が1999年5月に発行された。今回破断したシリンダーは、1999年7月にJA8295から取り卸され、オーバーホールが行われた際、同時にTCDに基づくNDIが実施された。

(5) 1999年2月

製造者は、SB (MD80-32A286 Rev. 3) を改訂 (Rev. 4) した。変更内容は、着陸回数4,800回の意味を、リストラクターを装備して以降ということを確認にするものであった。また、繰返し点検を実施するに当たり、点検と点検の間隔は、前回の点検から少なくとも1,000着陸回数以上経ってから実施し、最低2回実施することが明記された。これ以外に、内容の変更はなかった。

同社は、2000年10月に2回目の点検を実施した。このときの前回のオーバーホール時の点検からの着陸回数は、1,077回であった。

(6) 2001年5月 (3回目の破断事故)

MD-83型機が着陸時、右主脚シリンダーがヒューズ・セクションで破断した。このときのシリンダーの総着陸回数は約20,100回であった。また、リストラクター装備後の着陸回数は約8,700回であった。

なお、破断した右主脚と同じ時期にこの機体に装備された左主脚は、点検の結果、ヒューズ・セクションにき裂が発見された。

製造者は、2003年3月に、SB発行後18ヶ月又は4,000着陸回数以内に初回のNDIを行い、その後は着陸回数が8,000回、12,000回、16,000回、20,000回で繰返し検査を実施するというSB (MD80-32A344) を発行した。

同社では、このSBを2003年4月に受領したが、猶予期間がSB発行後18ヶ月又は4,000着陸回数であったため、実施の準備を行っていた。

このSBを発行するに至った経緯について、製造者は次のように述べている。

① この事故により、4,800着陸回数以降であっても、それまで発見できない大きさであったシリンダーのき裂が、発見できる大きさに伸展するものがあるということが分かった。このため、4,800着陸回数以降も点検が必要であると考えた。

② 3回目の破断事例から、き裂の伸展速度として「ミディアム」、「スロー」、「ベリー・スロー」の3種類を仮定し、この仮定した伸展速度によりNDIの点検間隔を設定した。

③ この繰返しNDIを20,000着陸回数までとしたのは、この仮定に基づけば、どのようなシリンダーでも、この回数までにき裂が検出できる

大きさに伸展すると考えたためである。

(7) 2003年10月（4回目の破断事故）

MD-83型機が、離陸のためのタクシー中、左主脚のシリンダーがヒューズ・セクションで破断した。このときのシリンダーの総着陸回数は約28,100回であった。また、リストラクター装備後の着陸回数は約16,000回であった。

この機体の使用者は、SB（MD80-32A344）をまだ実施していなかった。

このシリンダーの破断面には、それぞれ長さが異なる疲労痕跡が3ヶ所残されていた。これらのき裂の長さは、2ヶ所が0.08 in、1ヶ所が0.07 inであった。

(8) 2003年11月

あるオペレーターのSBによる点検で、2本のシリンダーのヒューズ・セクションにき裂が発見され、製造者に報告された。

(9) 2003年12月

製造者は、SB（MD80-32A344）を改訂し（Rev. 1）、リストラクター装備後の着陸回数によって初回のNDIの実施時期を明確にしたが、繰返し検査の間隔及び20,000着陸回数までという内容は変更しなかった。

同社は、このSBの改訂版を2003年12月29日に受領した。

(10) 2004年1月（本事故）

5回目の主脚シリンダー破断事故が発生した。シリンダーの総着陸回数は、約26,000回であり、リストラクター装備後の着陸回数は約21,000回であった。

この事故のシリンダーの破断面には、それぞれ長さが異なる疲労痕跡が7ヶ所残されていた。

製造者は、2004年1月28日、SB（MD80-32A344 Rev. 1）を改訂し（Rev. 2）、主脚製造時からリストラクターを装備しているシリンダーを除き、450着陸回数ごとにNDIを実施するよう指示内容を強化した。

なお、このSBを実施する内容のAD（2004-05-03）が2004年2月に発行され、これを基にTCD（TCD-6408-2004）が2004年3月に発行された。

SBを改訂するに至った経緯について、製造者は次のように述べている。

① 本事故事例等から、「ベリー・スロー」よりもっと遅いき裂の伸展速度があると判断した。

② き裂が1ヶ所の場合では破断しない0.08 in程度のき裂でも、複数発生すると大きなき裂と同じ効果が発生し、シリンダーが破断する可能性

があると判断した。

- ③ 「ベリー・スロー」の速度でき裂が伸展すると仮定し、き裂を発見できる最小き裂長の0.0625 inから、複数発生すると破断する可能性がある0.08 inまでき裂が伸展する間に2回NDIを実施すればシリンダーが破断する前にき裂を発見することが可能であると判断し、450着陸回数ごとに点検することを推奨した。

3 事実を認定した理由

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

事故当時の気象は、本事故に関連はなかったものと推定される。

3.4 接地に至るまでの経過

3.4.1 タッチダウン時の速度及び降下率

2.1.1 に述べたように、同機のEPRが対地高度60 ft付近から減少し始め、燃料流量が対地高度約9 ftでアイドルの値となった。また、2.16.3に述べたように、同機のタッチダウン時のIASは約133 kt、降下率は約2 ft/s (0.6 m/s)、垂直加速度は約1.2 Gであった。これは、正常な着陸であったものと推定される。

3.4.2 接地時刻及び接地地点

16時23分47秒、同機の電波高度計が0 ftを示し、スポイラーが展開した。また、このとき垂直加速度が発生したことから、このときに同機は接地したものと推定される。

同機が、接地した地点は、滑走路上に残されたタイヤ痕跡から、滑走路01進入端から約570 mの地点であったものと推定される。

3.5 接地後の状況

3.5.1 主脚の破断した時期

接地直後の16時23分48秒、「ガシャン」という音、「ランディング・ギア」という音声警報及び「ビー」という警報音が作動したことがCVRに記録されていた。これは、左主脚のシリンダーが破断し、ダウン・ロックが外れたことによるものと推定される。このことから、このときに左主脚のシリンダーが破断したものと推定される。

3.5.2 左主翼の滑走路への接触

同機が接地直後の16時23分48秒、同機の傾きは左に約7°となった。このことから、このときに左主翼が滑走路に接触し、機体が停止するまで翼を滑走路面に擦りつけ、その際の衝撃等により左主翼の主構造部材が損傷を受けたものと推定される。

3.5.3 ブレーキの作動

DFDRの記録によれば、16時23分54～55秒、左右のブレーキ・ペダルが踏み込まれ、ブレーキ圧が増加していた。同機の左主脚のシリンダーが破断した際、左主脚のブレーキ作動油配管も、破断したものと考えられるが、2.17.2に記述したリミッターが働き、作動油が流失しなかったため、機長がブレーキを踏んだ際、ブレーキ圧が増加したものと推定される。

3.5.4 機長の着陸後の操作

同機が接地後、左主脚が破断したにもかかわらず、滑走路から逸脱しなかったのは、機長がブレーキを踏み続けたこと、及び前輪の操行装置を適切に操作したことによるものと推定される。

3.5.5 リバース操作

接地して約10秒後の16時23分57秒に左エンジンが、同58秒に右エンジンが、リバースとなった。16時24分02～03秒に、両エンジンとも一時的にリバースが戻されたが、24分04～05秒に再びリバースとなり、同機が停止する直前まで継続していた。これは、機長が機体の偏向を立て直すため、いったん入れたリバースを戻し掛けたが、リバースを解除した場合、残された滑走路長では同機が滑走路内に停止するのが難しいと感じ、再びリバースに入れたことによるものと推定される。また、副操縦士も同じように感じたことから、16時24分03秒に「リバース」とコールし、機長に注意を促したものと推定される。

3.6 左エンジンのファン・ブレードの損傷

2.12.2に述べたように、左エンジンのファン・ブレードは損傷を受けていた。これは、同機が左主翼を滑走路に接触させながら滑走している間に、自機の部品の破片が飛散し、これらがエンジンに吸い込まれ、ファン・ブレードに損傷を与えたことによるものと推定される。

3.7 機内に発生した煙

CA及び乗客の口述によれば、機内には、滑走中に一時的に煙が発生したが、機体停止時にはこれらの煙は消散していたものと推定される。この煙は、破断したブレーキ作動油配管から漏れた作動油等がエンジンに吸い込まれ、圧縮されたエンジン内部の高温の空気により熱せられて発生した可能性が考えられる。

3.8 シリンダーの点検

3.8.1 同社のシリンダーに対する点検

同社は、1995年12月にTCD-4322-95に基づくシリンダーのNDIを実施した。また、シリンダーをオーバーホールのため修理会社に搬入した際、2.17.8(2)及び2.17.11(4)に記述したTCD-4322A-99を実施するよう、修理会社に指示を行った。その後、同社は、オーバーホールが完了したシリンダーを同機に装備後、TCDに従ってNDIによる繰返し点検を実施していた。

なお同社は、製造者が発行した別のSB(MD80-32A344)によるNDIは、実施時期に猶予があったため、実施の準備を行っていた。

以上のことから、同社は、シリンダーに対する点検をTCD/SBに従い、実施していたものと考えられ、点検方法に問題はなかったものと考えられる。

3.8.2 修理会社の点検

2.17.5に述べたように、同社の指示を受けた修理会社は、シリンダーのオーバーホールの際、指示どおりシリンダーのヒューズ・セクションの点検をNDIにより実施した。この点検は、メッキを剥離し、検査部位を特定しての点検であった。通常、オーバーホールで行うシリンダー全体のNDIは、磁粉探傷検査だけであり、これに比べると、このNDIは、き裂検出にはより精度が高かったものと考えられる。

また、2.17.8に述べたように、修理会社のNDIの設備は校正されており、検査担当者も有資格者であり、修理会社の点検は、製造者が推奨する方法に合致したものであったと推定される。

3.8.3 シリンダーの破断

同機のシリンダーは、同社が実施した最後の点検（2000年10月実施）から約6,760着陸回数後に破断した。

2.16.1に述べたように、同機の破断したシリンダーの破断面に残されていた疲労き裂の長さは、最も大きいもので約0.20inあり、製造者が述べている破断する可能性のあるき裂長0.13inを上回っていた。着陸時の衝撃及びスピンのアップ^{*14}によってシリンダーのヒューズ・セクションに生じた応力に強度が低下していたシリンダーが耐えられず破断したものと推定される。

これは、同社が行った最後の点検以降、シリンダーのヒューズ・セクションを点検する機会が製造者により設定されていなかったことから、き裂が伸展していたことを知る機会がなかったことが関与していたものと考えられる。

3.9 製造者等の対応

3.9.1 最初の破断事故後

2.17.11(1)で述べたように、製造者は、最初の主脚破断事故後、シリンダーのヒューズ・セクションのNDIを実施することと、ブレーキ作動油配管にリストラクターを装備することを推奨する内容のSB（MD80-32A286）を発行した。これは、製造者がシリンダーの破断原因がギア・ウォークによる繰返し荷重によるものであり、ブレーキ・ラインにリストラクターを装備すれば、ギア・ウォークが防止されるので、その時点でき裂がなければ、その後き裂が発生することはないと考えたためと推定される。

また、このSBを実施する内容のADが発行され、これに基づきTCDが発行された。

3.9.2 2回目の破断事故後

2.17.11(3)で述べたように、2回目の破断事故は、リストラクターを装備し、NDIも実施していたシリンダーで発生した。

製造者は、リストラクター装備前に発生していた検出不可能な程度の小さなき裂が、その後の着陸回数の増加に伴い伸展し、破断したものと判断し、シリンダーのヒューズ・セクションのNDIによる繰返し点検を要求するSB（MD80-32A286R2）を発行したものと推定される。このSBは、リストラクター装備後4,800着陸

^{*14} 「スピン・アップ」とは、回転していなかった車輪が、着陸後機体の速度と同じ速度にまで回転が上昇することをいう。この間、脚には後ろ向きの荷重が掛かる。

回数までの間、1,200着陸回数ごとに繰返し点検を行うというものであった。しかし、その後SBが改訂され(MD80-32A286R3)、これを基にADが改訂されるとともにTCDも改訂された。このTCDの改訂内容は、リストラクター装備後2,400着陸回数を超えているシリンダーについては、TCD発効後1,200着陸回数以内に1回、その後1,200着陸回数を超えないうちに1回の計2回NDIを実施するというものであった。この結果、同機のシリンダーには、リストラクター装備後約13,400回及び約14,500回でNDIが実施された。

なお、2回目の破断事故から3回目の破断事故が発生するまでの約4年間に、SB(MD80-32A286及びその後の改訂版)によりヒューズ・セクションにき裂が発見されたシリンダーは4本あった。このため、製造者は、SBによる対策で的確にき裂が検出できると判断したことが考えられる。

3.9.3 3回目以降の破断事故後

2.17.11(6)で述べた3回目の破断事故により、製造者はリストラクター装備後4,800着陸回数以降にも、シリンダーのき裂が伸展するものがあり、点検が必要であると判断し、SB(MD80-32A344)を発行したものと推定される。

製造者は、3回目の破断事例からき裂の伸展速度を仮定し、NDIの点検間隔を設定したものと推定される。

また、この繰返しNDIを20,000回までとしたのは、この仮定に基づけば、どのようなシリンダーでも、この回数でき裂が検出できると考えたことによるものと推定される。

しかし、3回目の破断事故からこのSBが発行されるまでに約1年10ヶ月を要しており、この間、同機のシリンダーにはNDIが実施される機会がなかった。

その後、更に2件のき裂の発見が続いた後、4回目の破断事故が発生したため、製造者は、このSBを更に改訂し、実施までの猶予を一律SB発行後18ヶ月/4,000着陸回数というものから、シリンダーの使用状況に応じた期間に変更した。しかし、20,000着陸回数までという点検の限界は変更しなかった。

同社がこのSBを受領したのは、シリンダーが破断する3日前であり、SBの指示どおりSB発行後6ヶ月以内にNDIを実施すると同社が決定していたとしても、本事故は防げなかったものと考えられる。

3.9.4 本事故発生後

本事故後、製造者は、450着陸回数ごとにシリンダーのヒューズ・セクションのNDIを行うようSBを改訂した(MD80-32A344R2)。

また、このSBを実施する内容のADが発行され、これを基にTCDが発行され

た。

同機のシリンダー破断面に残されていた疲労痕跡から、製造者は、3回目の破断事例から算出したき裂の伸展速度よりもっと遅いき裂の伸展速度があると判断したものと推定される。また、4回目の事例から、き裂が1ヶ所の場合では破断しない0.08 in程度のき裂でも複数発生すると大きなき裂と同じ効果が発生し、シリンダーが破断する可能性があるかと判断したものと推定される。

このため、き裂を発見できる最小の長さである0.0625 inから複数発生すると破断の可能性のあるき裂長である0.08 inまでき裂が伸展する間に、2回以上のND Iを実施する必要があると判断し、「ベリー・スロー」の速度でき裂が伸展すると仮定して450着陸回数ごとにND Iを実施すればよいと判断したものと推定される。

3.10 シリンダーの調査

3.10.1 シリンダー材料

2.16.1に述べたように、シリンダーを製造者に送付し、シリンダーの材料、寸法計測等の調査を行った。この結果、シリンダーは製造者の規格どおり製造されていた。また、2.16.2に述べたように、シリンダーの追加調査を、NIMSの協力を得て実施した。その結果、シリンダーの材料に問題は認められなかった。

3.10.2 ショット・ピーニング及びグリット・ブラスト

2.16.1の脚注6に記述したように、ショット・ピーニングは金属材料の疲労強度を増加させるための手段として、また、2.16.1の脚注4に記述したように、グリット・ブラストは、メッキを行う前の標準的な作業として確立されている。

したがって、ショット・ピーニングに併せて適切にグリット・ブラストが実施されていれば、グリット・ブラストが金属材料の疲労強度に大きな影響を与えることはないと考えられる。

2.16.2(3)に述べたように、NIMSが行ったマイクロ・ハードネス試験の結果、シリンダー表面に厚さ約0.2 mmの硬化層が確認されたことから、シリンダーには適切にショット・ピーニングが行われていたものと考えられる。

しかし、ショット・ピーニングにより形成された圧縮残留応力は、大きな荷重を受けると解放されることがあり、同機の主脚にリストラクターを装備する前に発生したギア・ウォークによる激しい振動等により、主脚のヒューズ・セクションに大きな応力が発生し、このため圧縮残留応力がなくなっていた可能性も考えられる。

3.10.3 シリンダー表面の荒れ及び傷

2.16.1(2)及び2.16.2(4)に述べたように、同機の主脚シリンダー表面に荒れ及び傷が認められた。また、表面の一部には、ブラスト材の酸化アルミニウムの粒（グリット）が食い込んでいるのが確認された。

表面の荒れは、製造時又は修理の過程でのショット・ピーニング又はグリット・ブラスト作業によるものと考えられる。また、表面の傷は、グリット・ブラスト以外の外的な力が加わる要因がないことから、製造の際に行われた不適切なグリット・ブラストにより生じた可能性が考えられる。

破断面以外の場所にあった酸化アルミニウムの粒の食い込み及び塑性変形が生じた様相については、3.1.1に記述するとおり、同機がギア・ウォークを経験した以前に行われた、製造時のグリット・ブラストによる酸化アルミニウム粒の吹き付け圧力が高かったことによる可能性が考えられる。

3.10.4 シリンダー表面の傷の影響

2.16.2(5)に述べたように、疲労強度試験のために用意した試料のうち、内部切出試料は、表面にショット・ピーニングが施されておらず、圧縮残留応力がないにもかかわらず、高い応力を掛けても表面からは破壊しなかった。一方、表面切出試料は、ある応力以上では表面の傷を起点として表面破壊した。

この試験結果から、ショット・ピーニングによる圧縮残留応力の有無にかかわらずシリンダー表面に傷がなければ内部破壊するものと考えられる。

2.16.2(1)に述べたように、同機の破断したシリンダーに残されていた疲労痕跡は、すべて表面から発生しており、その起点部付近に異物は確認されなかった。

これらのことから、同機の主脚シリンダーは、製造後の試験飛行における激しい振動を主脚が受けた際、不適切なグリット・ブラストにより生じていた表面の傷を起点としてシリンダーにき裂が生じ、その後の使用に伴ってき裂が伸展し、破断に至ったものと考えられる。また、3.10.2に述べたように、圧縮残留応力がなくなったことで、き裂の伸展が抑制されなくなった可能性も考えられる。

高強度鋼は、表面傷に敏感であり、傷の存在は疲労強度に大きく影響を与えるので、航空機及びその装備品の製造者並びにこれらを整備する者は、整備や修理作業の際表面に傷を生じさせないように十分留意する必要がある。

3.1.1 グリット・ブラストの規格

2.17.9に述べたように、メッキ前に行われるグリット・ブラストの規格は、製造者と修理会社等との間で異なっている。これは、グリット・ブラストに標準的な規格がなく、製造者の規格又は製造者が規格を指定していない場合は修理会社等の規格で実

施されることによるものと考えられる。

修理会社の規格は、3.12に述べる修理会社が設定しているチタニウム・カドミウム・メッキの規格中に設定しているもので、製造者指定の規格と吹き付ける圧力を除いてほぼ同じである。

大型機の脚を修理している他の会社では、航空機の製造者（同機の製造者とは異なる）が指定した規格で実施しているが、これは、過去にグリッド・ブラストが部品に悪影響を与えたことがあったため、吹き付ける圧力を規格の中の低い値で実施しているとのことである。

3.10.3に記述したグリッド・ブラストの圧力が高い可能性については、同機の主脚はギア・ウォークを経験した後、リストラクターを装備していたことから、破断に至る傷がギア・ウォークの経験以前に行われたグリッド・ブラストにより生じた可能性が考えられる。このことから、製造時のグリッド・ブラストの圧力が高かった可能性が考えられる。

3.12 チタニウム・カドミウム・メッキの規格

シリンダー等に使われる高強度鋼は、水素脆性^{*15}を受けやすく、従来から低水素脆性シアン化カドミウム・メッキ（unbrightend cyanide process）が行われてきた。しかし、最近では、水素脆性が起き難いチタニウム・カドミウム・メッキが一般的に使われるようになってきている。

修理会社は、航空機の脚の製造も手がけており、チタニウム・カドミウム・メッキの手順を以前から確立して実施してきている。この方法は、航空局の承認を得ており、また、航空機の製造者が設定した方法ともほぼ同等である。

製造会社のオーバーホール・マニュアルには、チタニウム・カドミウム・メッキが指定されていないため、修理会社では、自社で製造した製品や他の航空機の脚の修理に適用している修理会社の規格により実施することにしたものと推定される。

なお、シリンダーにチタンカドミウム・メッキが施されていたことは、本事故に直接関係はなかったものと考えられる。

3.13 製造者が設定したシリンダー点検手法

製造者は、最初のシリンダー破断事故が発生したとき、シリンダーのヒューズ・セクションの点検を1回実施するSBを発行した。しかし、その後も繰返し破断事故が発生し、その都度製造者はSBを改訂したり、別のSBを発行したりしている。それ

*15 「水素脆性」とは、鋼中に吸収された水素によって鋼材の靱性が低下する現象をいう。

にもかかわらず、本事故は防ぐことができなかった。

これは、製造者が最初の事故発生後に行った調査により判明した疲労き裂の痕跡の長さ及び材料特性から、き裂の伸展速度を推定し点検間隔を定めるといふ、限られた数のデータを基にたてられた仮説に基づく手法を採用したため、仮説と現実との相違が生じ、このような結果を招いたものと考えられる。

3.14 消防等の対応

2.14に記述したとおり、同機の着陸時、異常状態の発生を目撃していた空港の消防職員が、消防車2台で同機を追走し、同機が停止後、1台が直ちに泡消火剤を散布しており、対応は適切なものであった。これは、同空港に定期便の離着陸がある度に、消防職員が常時機体を監視しており、これによって、本事故の場合も即座に適切な対応が取れたことによるものと推定される。また、同空港では、事故発生時の約1ヶ月前に、事故発生時の対応訓練を実施していたことも、事故発生直後に管理事務所職員、消防職員及び空港関係者による円滑な対応が行われたことに寄与したものと推定される。

3.15 非常脱出装置の作動

機長は、機体の停止後、緊急脱出に備えCAに念のためスライドを展開するよう指示し、この指示に基づき、CAが後方左側サービスドアと最後尾のスライドを展開させたものと推定される。前方右側スライドは機体の傾きから危険なため展開させなかったものと推定される。また、前方左側スライドはステアウェイを下ろすことができたため、展開させなかったものと推定される。これらのことから、展開させなかった機体前方の左右スライド以外のスライドは正常に作動したものと推定される。

3.16 乗客乗務員の避難

同機は2.15.2に記述したとおり、スライドを、一部を除き展開したが、機長はこれを使っての乗客の緊急脱出は行わなかった。このことについては、次の理由により、機長が、2.15.3.1に記述した緊急脱出に至る事態と判断しなかったことによるものと推定される。

- (1) 乗務員は、火災が発生した場合を想定してスライドを展開したが、現場に駆けつけた消防車から泡消火剤が散布されており、機内の煙も一時は発生したものの消散していたことから、火災の発生はないと乗務員が判断したこと
- (2) 同機は機体が傾いてはいるものの、2.1.1に記述した、約10°の傾きであり、乗務員は異常傾斜と思わなかったこと

(3) 接地から停止するまでの間に大きな衝撃を乗務員が受けなかったこと

さらに機長は、ステアウェイが使用できたこと及びスライドから乗客を降ろした場合、乗客が負傷する可能性が高いと考えたことから、通常のステアウェイにより乗客を降機させたものと推定される。

その後、乗務員は、ステアウェイの傾きのため降機できなかった数人の乗客を駆けつけた消防職員との連携により降機させた。このことから、乗客の避難に関して両者の連携が適切に行われていたものと推定される。

副操縦士は、乗客が降機した後、火災が発生しても安全と考えられる風上側に乗客を誘導した。この副操縦士の指示は適切なものであった。

2.15.1に述べたように、全員の降機には約10分を要したものと推定される。これは、機体が左に傾いたことにより、ステアウェイが傾き、足元が不安定となり、急いで降りると負傷をする可能性があったこと、及び緊急に脱出する必要がなかったことから、乗客が急いで降機しなかったことによるものと推定される。

全員降機の確認は、機長とCAにより行われたものと推定される。これらのことから、本事故においては、緊急脱出は行われなかったが、2.15.3.2に記述した、緊急脱出の基準任務に準じた手順により、乗客の降機が行われたものと推定される。

3.17 乗客の負傷原因

2.13に述べたように、本事故時、3名の乗客が軽傷を負った。2.1.1に述べたように、着陸時の垂直加速度は、1.2～1.3Gであり、着陸としては異常な衝撃ではなく、また、着陸後も機体はほぼ直進しており、重大な負傷の原因となり得るような前後左右の大きな加速度は生じなかったものと推定される。通路左側の座席に着座していた3名の乗客が負傷しているが、着座位置は前後に分散しており、それぞれの負傷した原因を特定することはできなかった。

4 原因

本事故は、同機が、徳之島空港へ着陸直後に左主脚のシリンダーが破断したため、機体が左に傾き、左主翼が滑走路面を擦りながら滑走し、機体が中破したことによるものと推定される。

シリンダーが破断したことについては、リストラクター装備前に発生したギア・ウォークにより、ヒューズ・セクションに大きな応力が掛かりシリンダー表面に小さな裂が発生し、これが機体の使用に伴い徐々に伸展し、破断に至ったものと考えられ

る。

なお、シリンダー表面にグリット・ブラストによると考えられる傷が存在していたことも、き裂の発生に関与したことが考えられる。

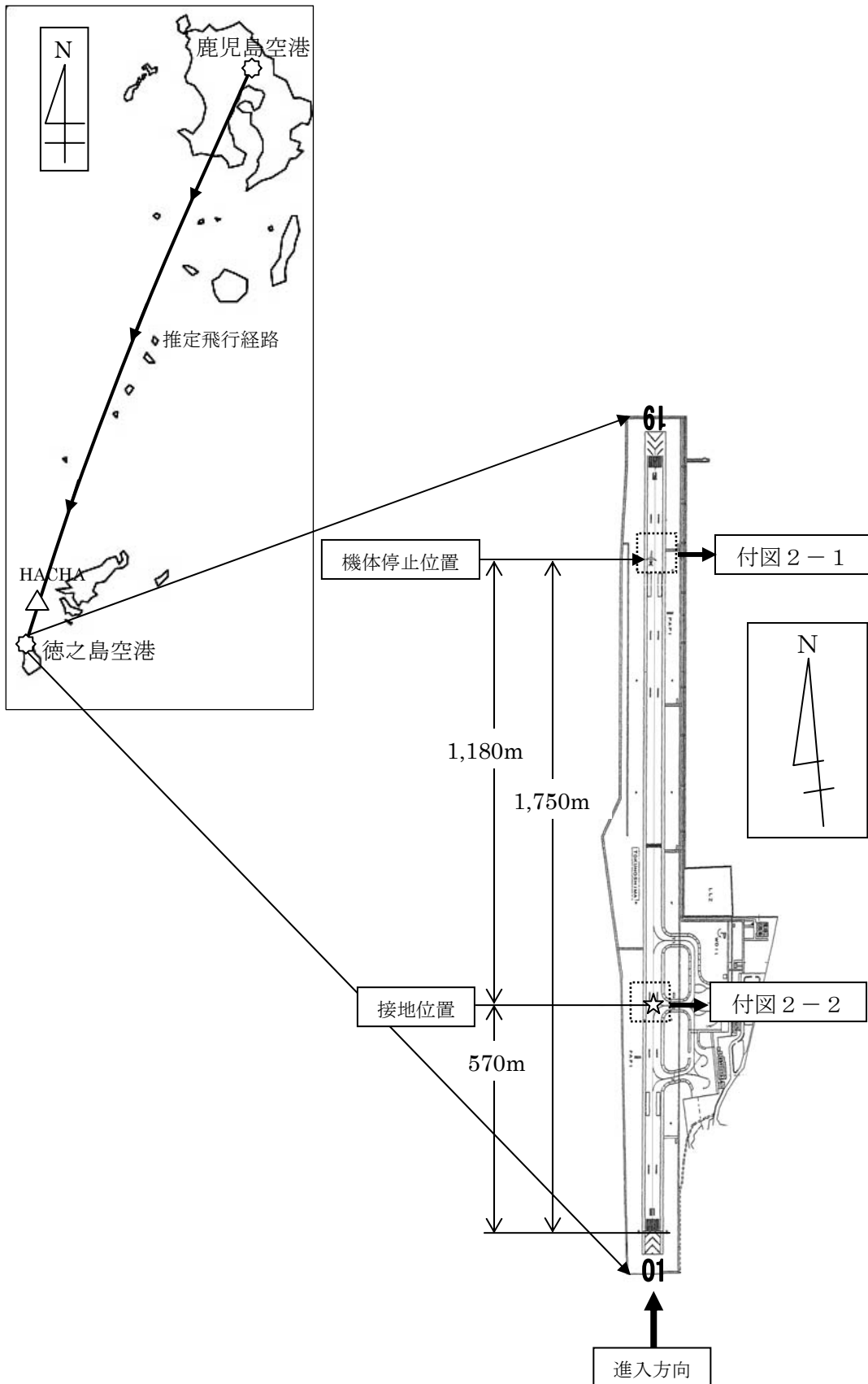
また、シリンダーに生じていたき裂を同社が定期点検等の機会に発見できなかったことについては、き裂を発見するための点検間隔及び点検時期が製造者により適切に設定されていなかったことが関与したものと考えられる。

5 アメリカ合衆国の意見

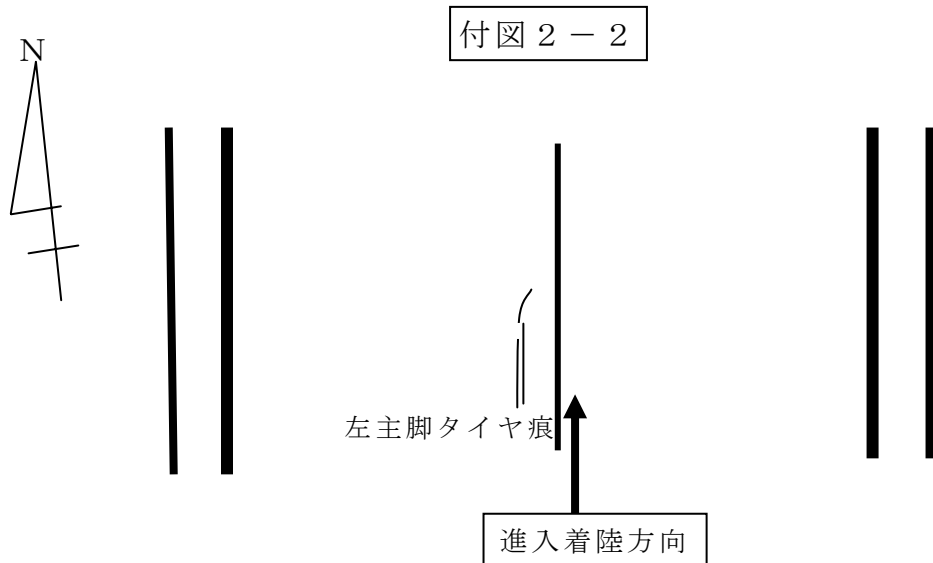
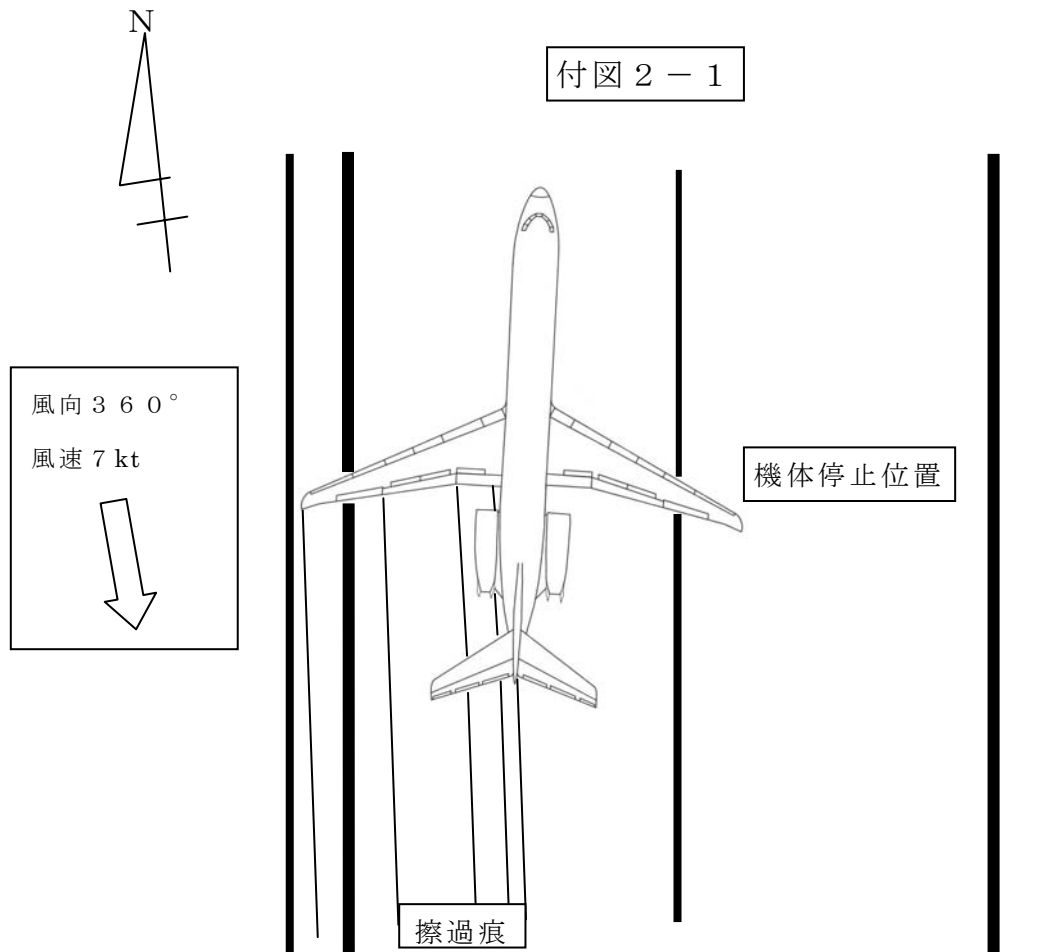
事故機的设计・製造国であるアメリカ合衆国の代表から、本報告書に対する意見の提出があった。意見のうち、本報告書に反映しなかったものについて、国際民間航空条約付属書13の6.3項に基づき添付する。

(別添2参照)

付図1 事故現場

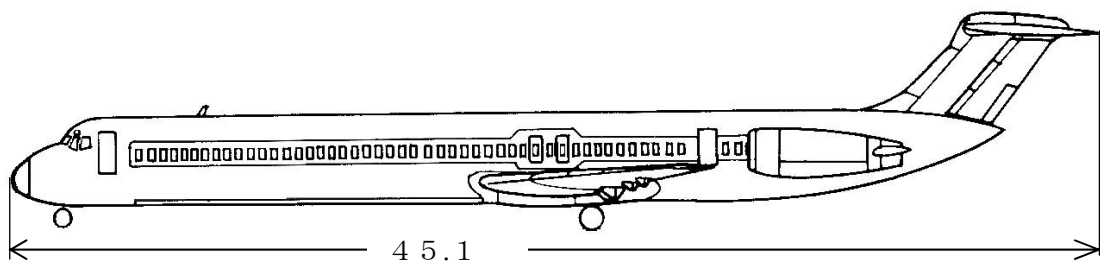
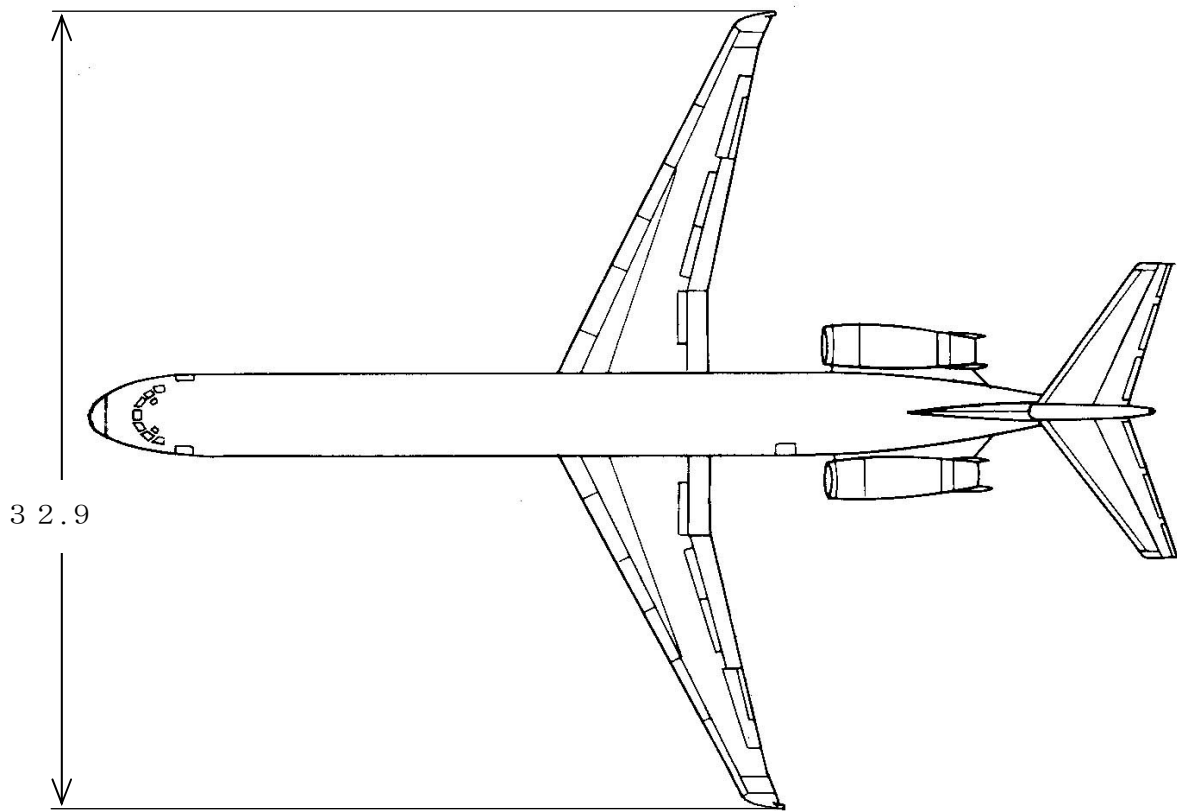
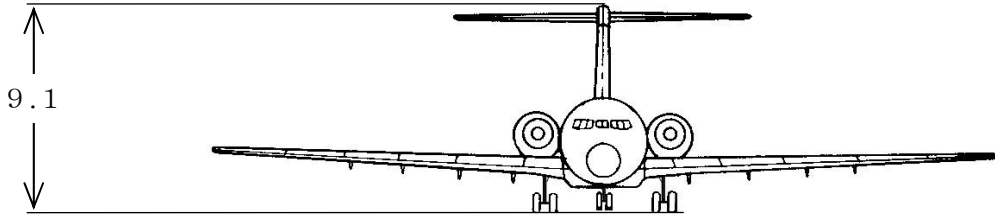


付図 2 事故現場見取図



付図3 ダグラス式DC-9-81型三面図

単位：m



付図4 主脚シリンダーの構造

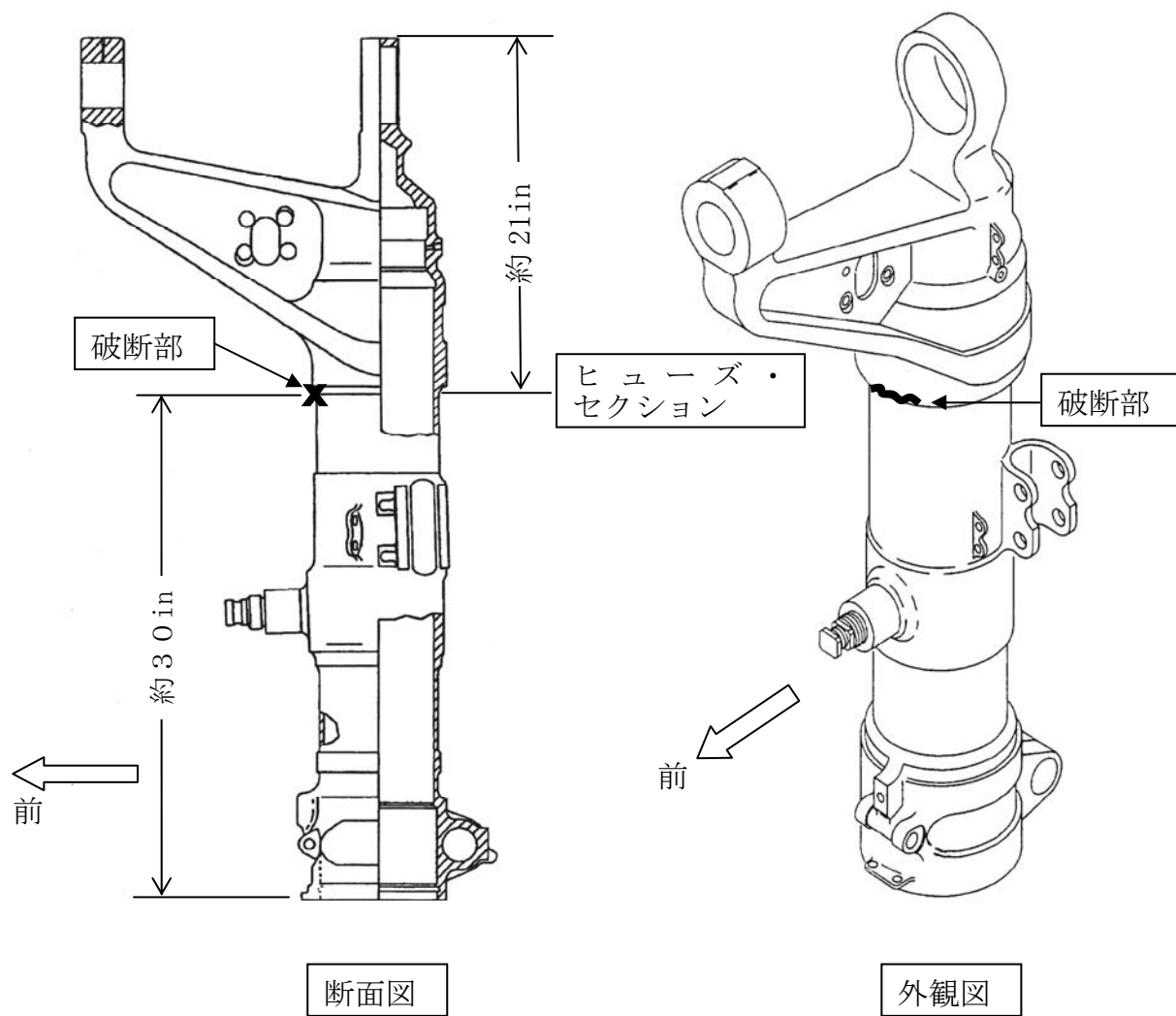


写真1 事故機



写真2 事故機後方



写真3 主な損傷箇所

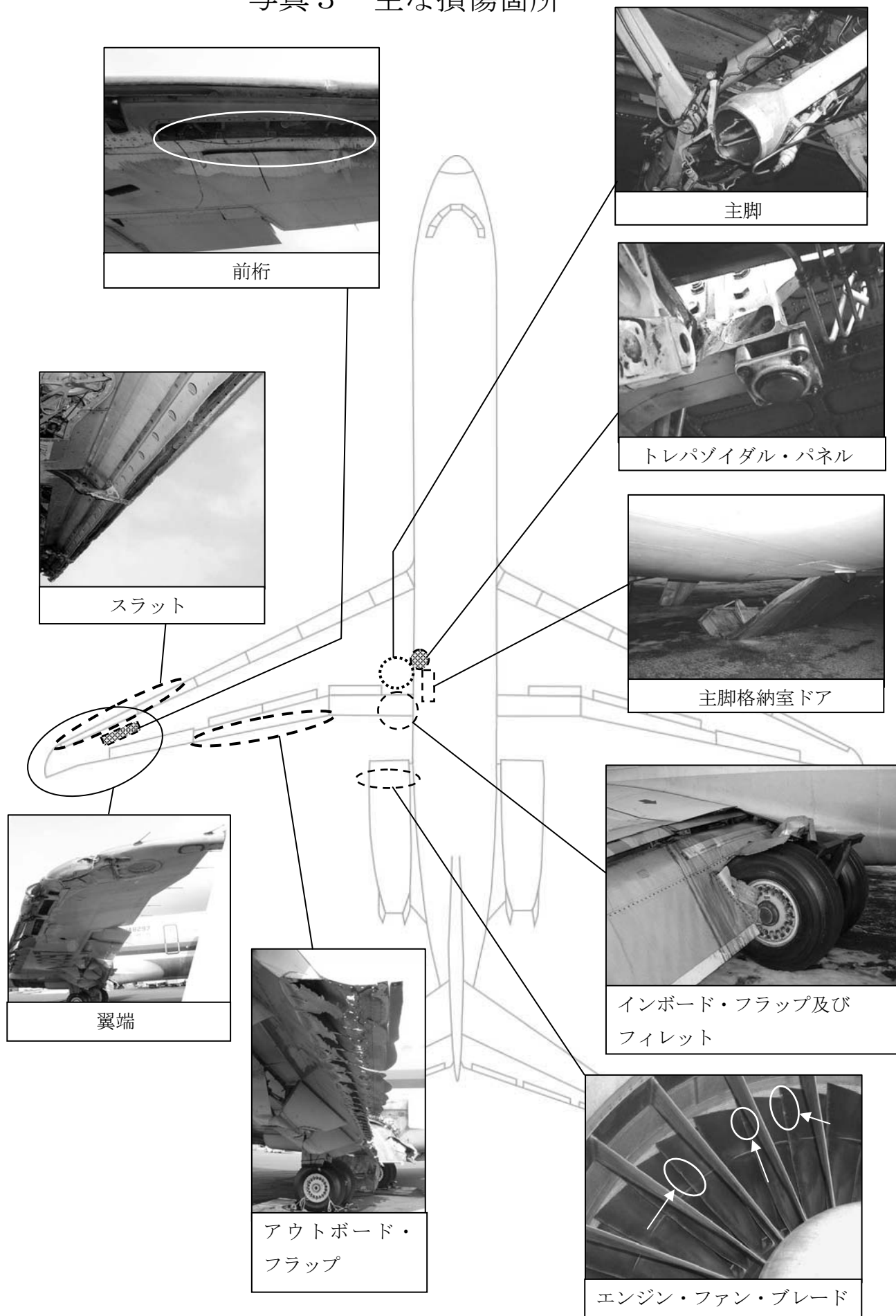


写真4 左主翼前桁の変形

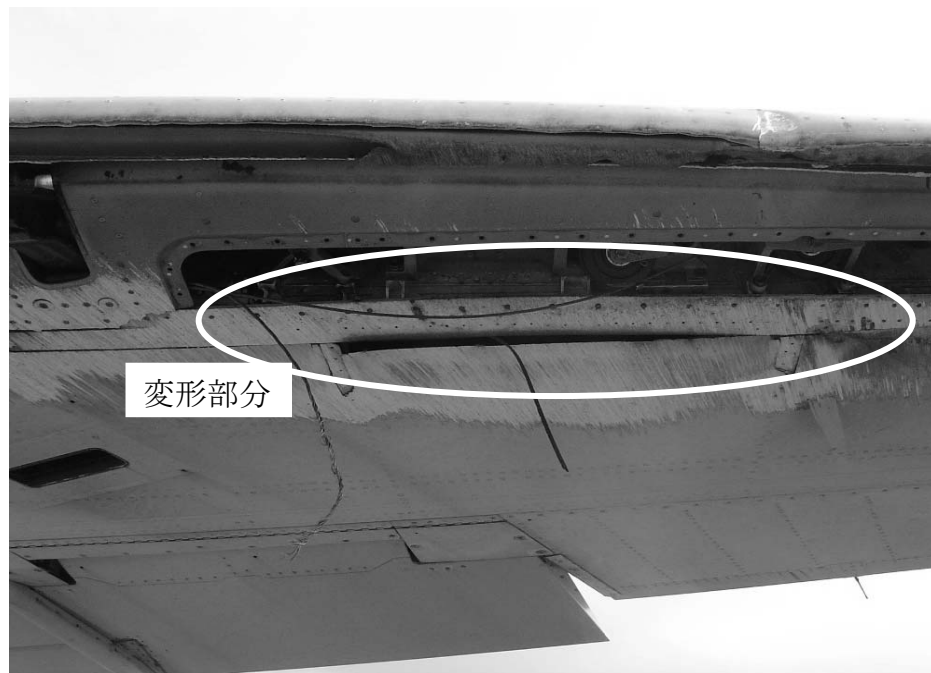


写真5 トレパゾイダル・パネルの損傷

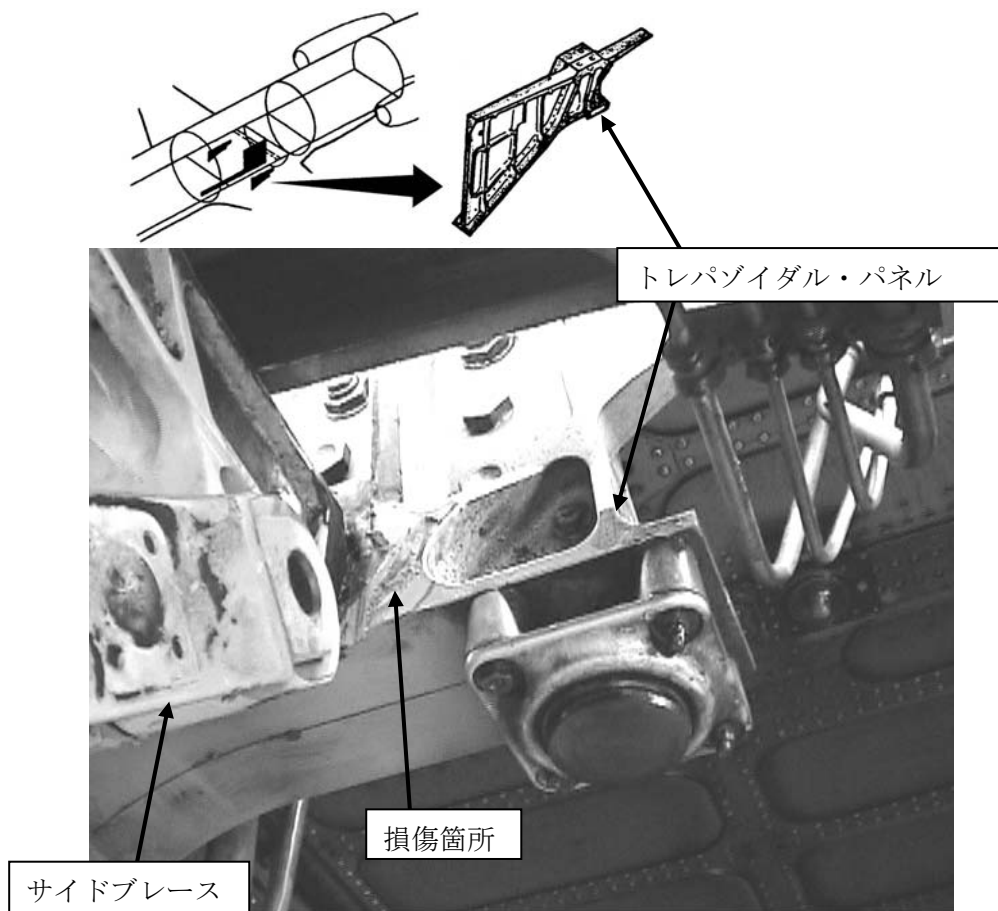


写真6 主脚破断部

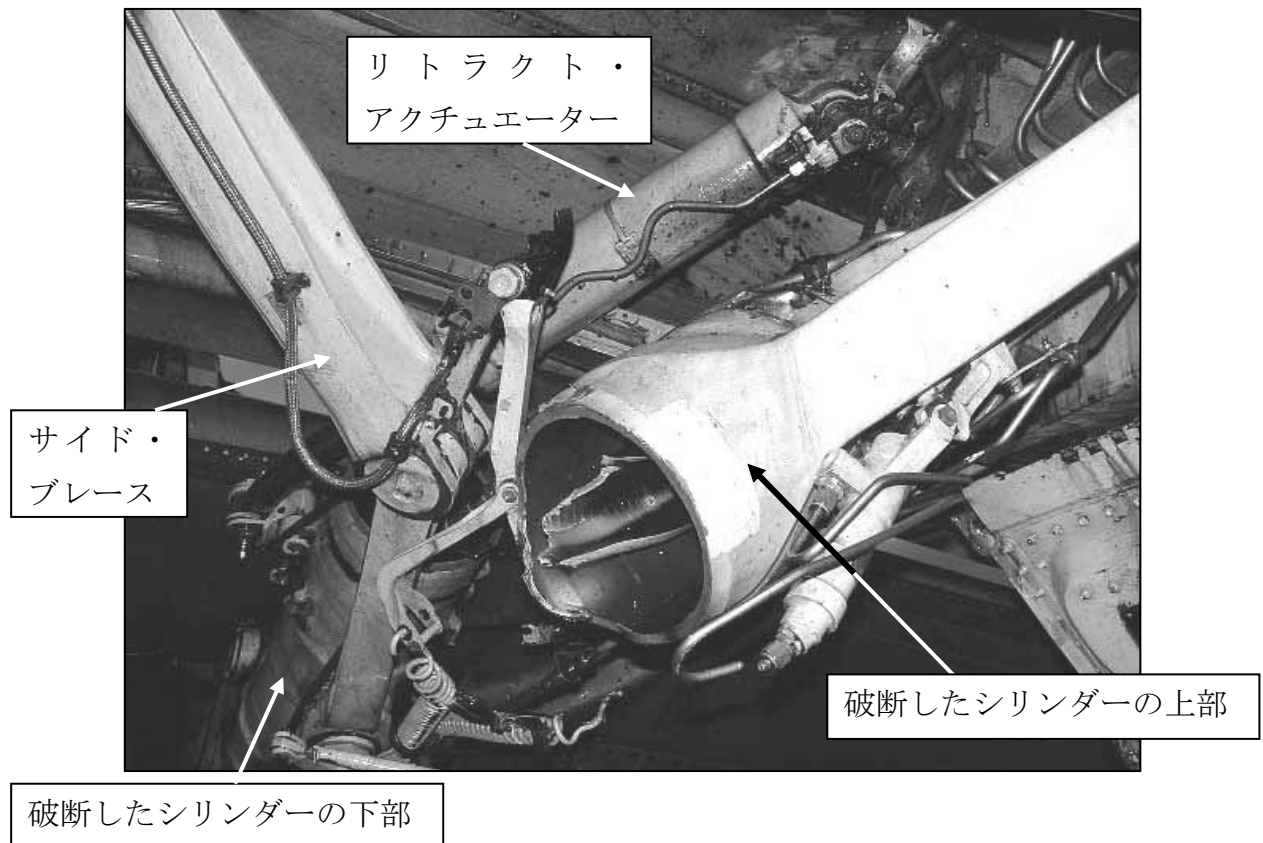
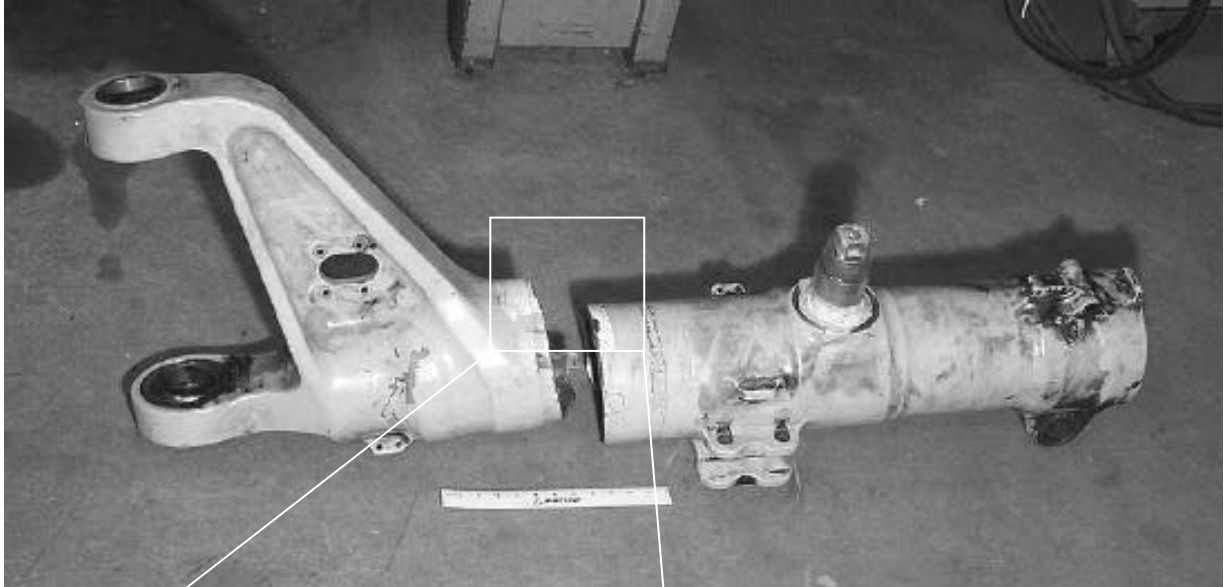


写真7 ファン・ブレードの打痕

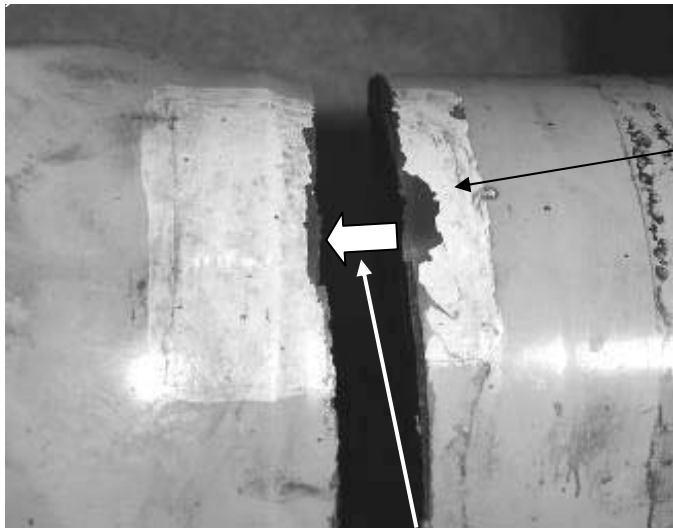


写真8 破断したシリンダー (NTSBより)

シリンダー全体



破断部拡大



同社がNDI実施後に
塗ったペイント

写真9に示した破断面写真
の観察方向

写真9 破断面 (NTSBより)

※ 破断したシリンダーの上側の破断面を写真8に示した矢印方向から観察

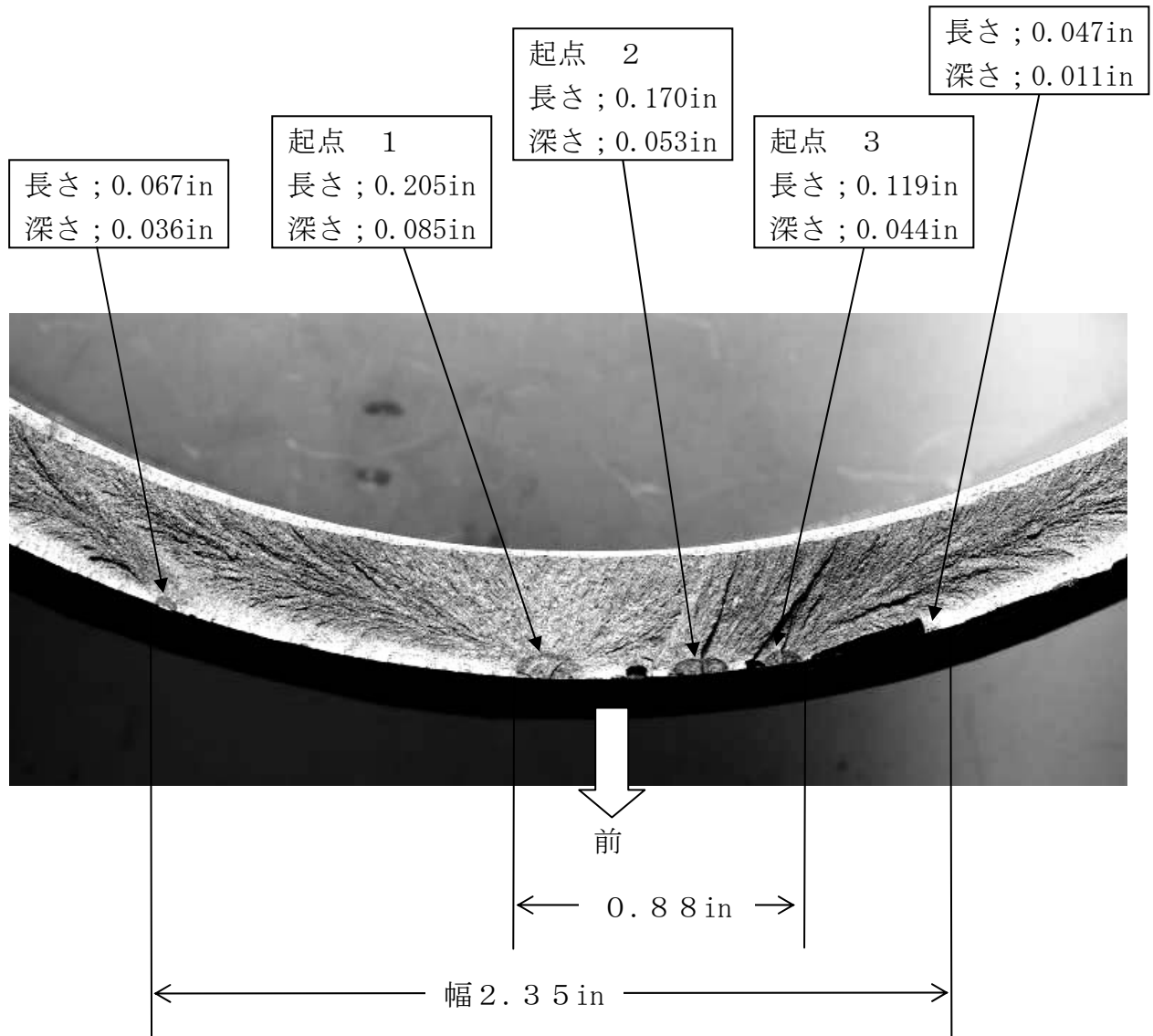


写真10 起点1の破断面拡大 (NTSBより)

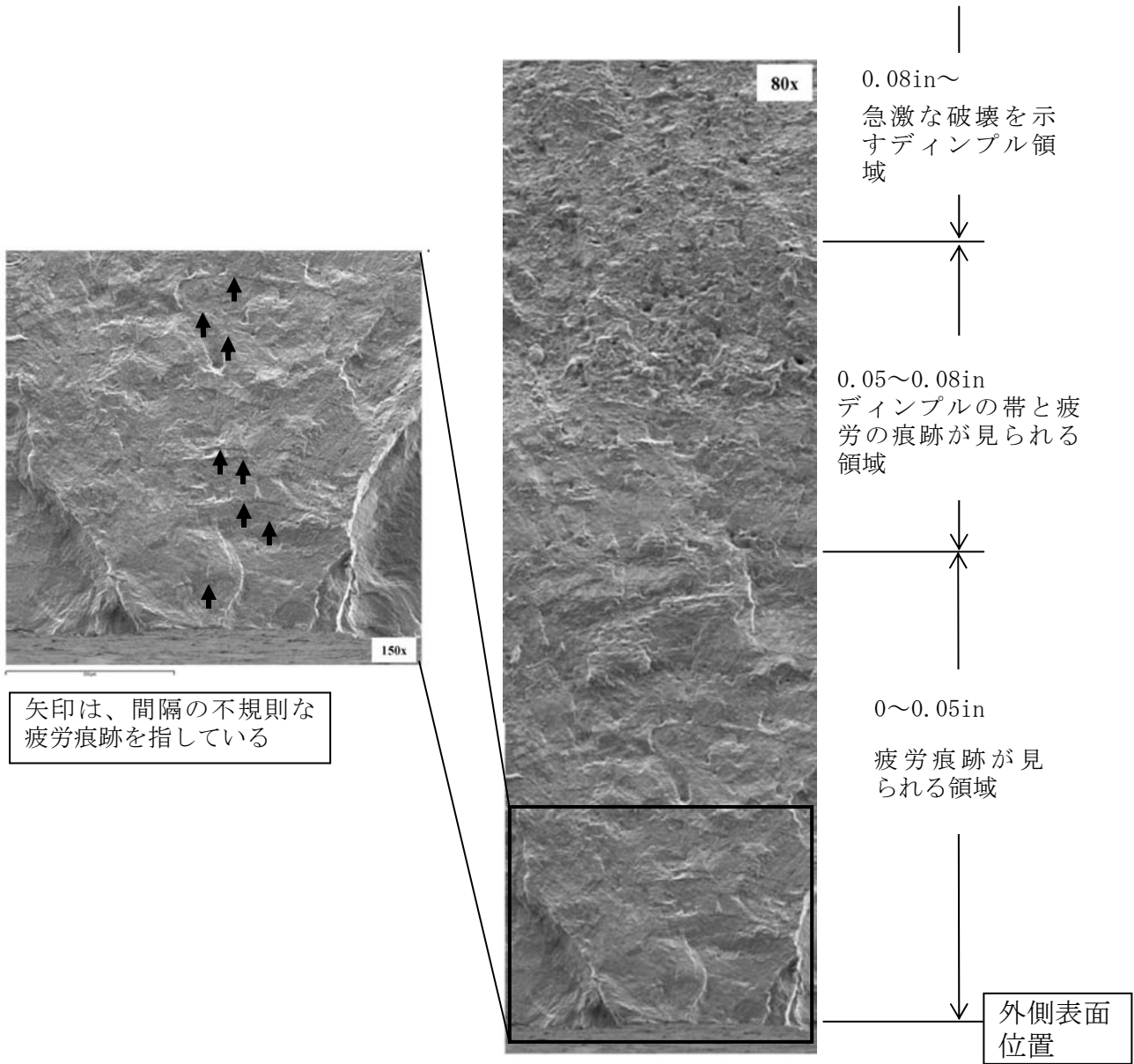


写真 1 1 シリンダー表面に食い込んだ酸化アルミニウム (NIMS より)

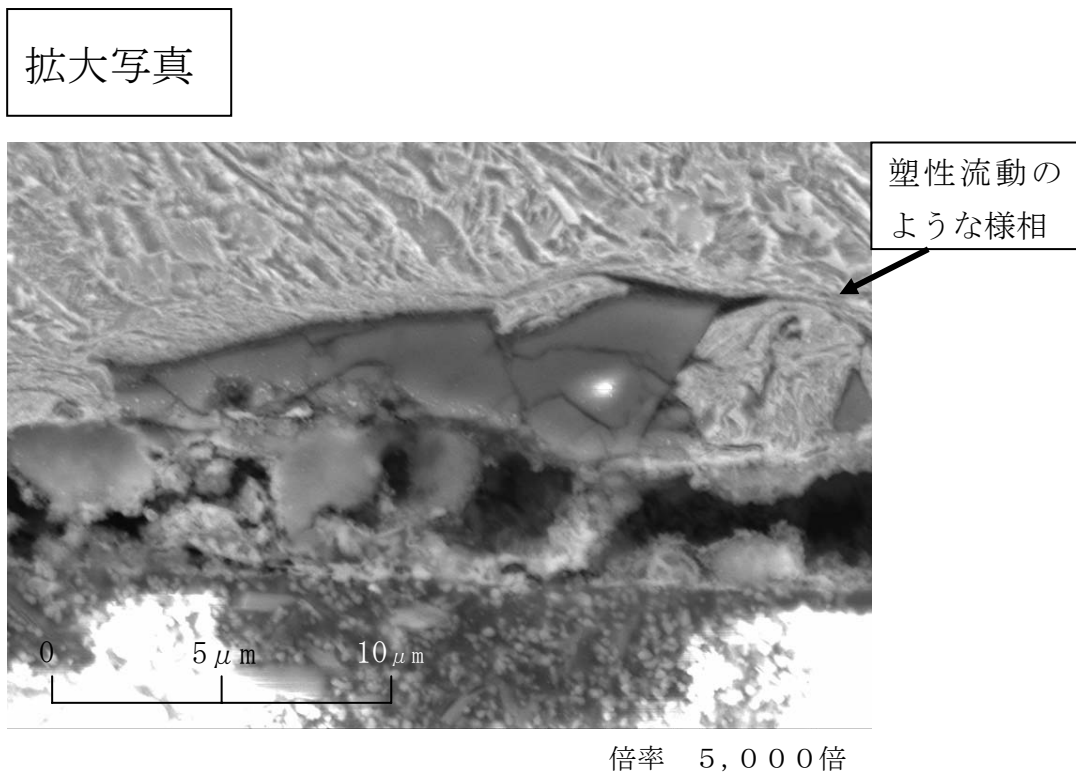
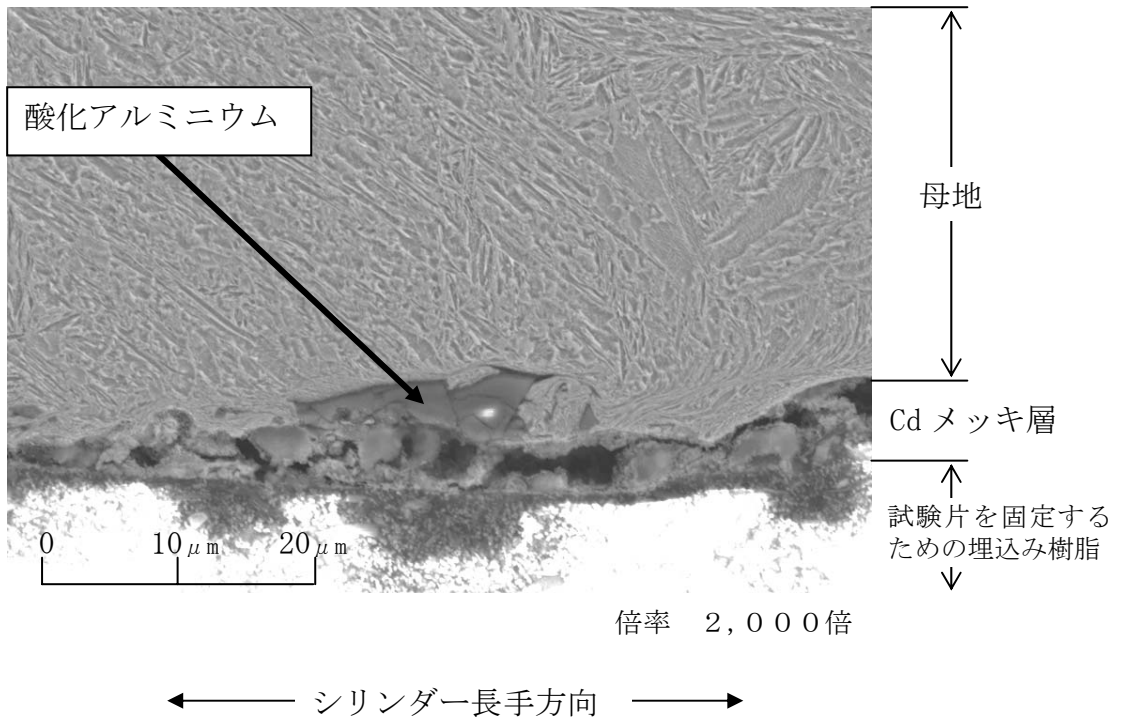
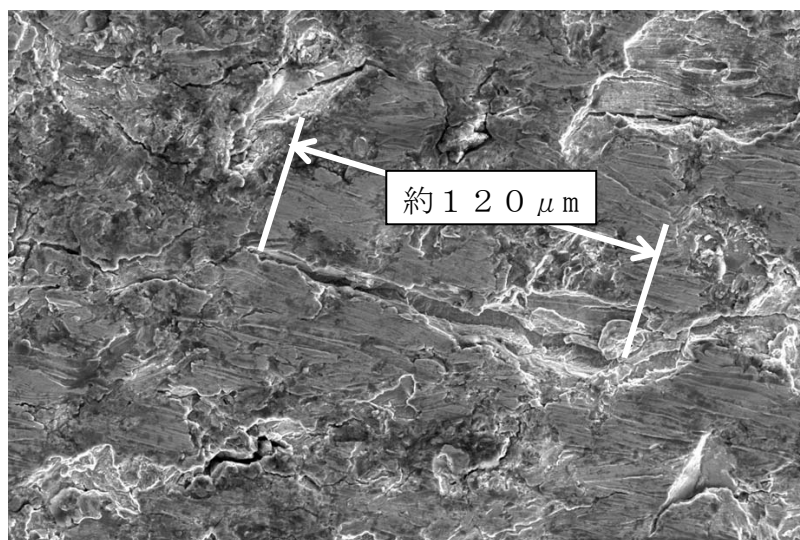
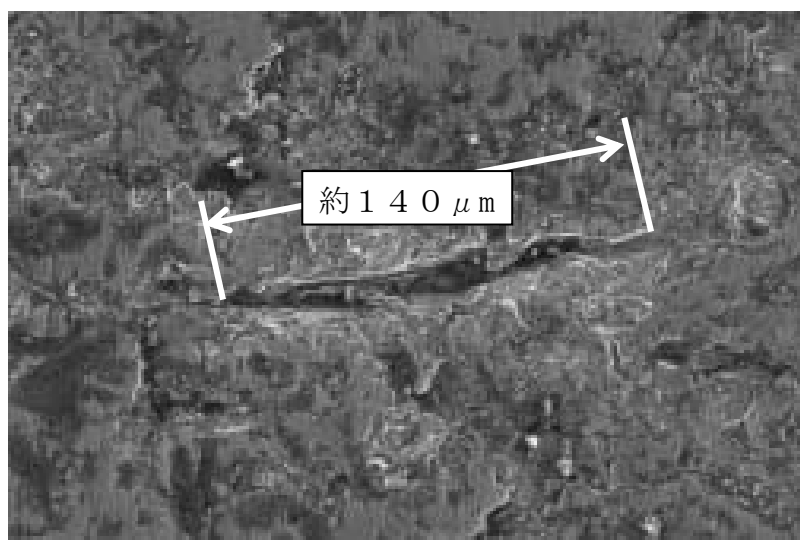


写真12 シリンダー表面の傷



破断面近傍の傷 倍率 500倍



シリンダー下部の傷 倍率 500倍

別添 1 同機の破断した左主脚の経歴

年 月 日	内容	製造後の着陸回数	オーバーホール後の着陸回数
1989, 08	J A 8 2 9 5 製造時、左に装備	0	
1989, 08, 03	地上での RTO 試験時、ブレーキに激しいチャタリングが発生。ブレーキ・システムのエアブリードを実施。		
1989, 08, 04	3 回目の試験飛行時、RTO 試験においてブレーキに激しいチャタリングが発生した。左のシミーダンパーを交換し、ブレーキ・システムのエアブリードを実施した。しかし、状況が変わらなかったため、アンチスキッド・コントロール・ボックス等を交換した。		
1989, 08, 05	4 回目の試験飛行時、RTO 試験において、初期の振動が激しく、また、ブレーキ温度が高めであった。すべてのブレーキ・アッセンブリ、アンチスキッド・コントロール・ボックス等を交換した。		
1989, 08, 12	同社が J A 8 2 9 5 受領		
1992, 04, 26	S B MD80-32-246 に従って、左右のブレーキ・ラインにリストラクターを装着した。	4, 9 2 8	
1995, 02, 26	ハードランディング気味に着陸したという機長報告があった。製造者のマニュアルのハードランディング発生時の点検項目に従って特別点検を実施し、異常のないことを確認した。	9, 9 9 4	
1995, 12, 20	TCD-4322-95 (準拠 MDC SB MD80-32A286) に従って、左右主脚シリンダーのき裂の有無の点検を実施 (き裂発見されず)。	1 1, 5 0 0	
1999, 07, 28	オーバーホール時間に到達したため、左右の主脚を J A 8 2 9 5 から取り卸した。	1 8, 3 4 2	
2000, 03, 20	修理会社でオーバーホール実施 オーバーホール時、TCD 4322A-99 (準拠 MDC SB MD80-32A286R3) に従って、シリンダーのき裂の有無の点検を実施 (き裂発見されず)。	1 8, 3 4 2	0

2000, 04, 04	同機の左位置に装着された。(右側から取り卸された主脚は、オーバーホール完了後、他の機体(J A 8 4 9 6)の右位置に装着された)	1 8, 3 4 2	0
2000, 10, 14	左右主脚シリンダーについて、TCD-4322A-99(準拠 MDC SB MD80-32A286 R3)に従って、シリンダーのき裂の有無の点検を実施(き裂発見されず)。 [SBに指定されている最後の点検]	1 9, 4 1 9	1, 0 7 7
2004, 01, 01	左主脚シリンダー破断。 破断時の左主脚の総着陸回数は、2 6, 1 7 6回、オーバーホール後の着陸回数は、7, 8 3 4回であった。	2 6, 1 7 6	7, 8 3 4

別添2 アメリカ合衆国の意見



National Transportation Safety Board

June 1, 2006

Hiroaki Tomita
Investigator General
Aircraft and Railway Accident Investigation Commission
2-1-3 Kasumigaseki, Chiyoda-Ku
Tokyo 100-8989
Japan

Subject: Accident Investigation Report of JAS DC-9-81 (JA8279) Left Main Landing Gear Collapse, Tokunoshima Airport, Japan, January 1, 2004

Dear Mr. Tomita:

I have received your letter of April 27, 2006, requesting comments on the final report of the subject accident. Per the provisions of Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation, the NTSB offers the following comments to the report.

In your letter, you mentioned uncertainties regarding the use of Boeing data in the final report that was marked as "Boeing Confidential Information...". Boeing routinely marks investigation-related material as "Commercial Confidential" or "Confidential Investigative Information" not only to protect proprietary and/or sensitive Boeing data, but also to protect sensitive investigation data that has been developed by and acquired from the JARAIC, the NTSB, or other investigation sources. Such markings reduce the likelihood of Boeing accidentally or inadvertently releasing confidential investigative material, and reaffirms to the investigation agencies that Boeing is treating the shared information as confidential. Boeing provides proprietary (Commercial Confidential) data to promote technical understanding in the investigation and agrees, in this case, that the advantages of including the information in the final report outweigh the disadvantages to Boeing of releasing proprietary data to the public. The only information currently contained in the report that is proprietary is the grit blast specification. The specification listed in section 2.17.9(1) for "At repaired" is incorrect for the blast pressure. The Boeing specification calls for a blast pressure of 20-50 psi if a 3/8 to 1/2 inch venturi-type nozzle is used. No blast pressure is specified for other types of nozzles. Therefore, with the correct specification included, there is no restriction on the use of proprietary data in the final report.

In section 2.16.1(2) the report states, "Slight damages were found on the cylinder surface around Origin 1" and subsequently states "no evidence of damage was observed." These statements are contradictory. Also in footnote 4, it should be noted that the Boeing

process requires grit blasting prior to plating and there are specifications for grit blasting in the CMM/OHM 20-10-6 Figure 6 as detailed in section 2.17.9(1) of the report.

In section 2.16.2(4) the use of the word flaw is misleading. A certain amount of surface roughness is inevitable when performing grit blasting. This roughness, if below 125 RMS per ANSI B46.1, cannot be considered a flaw. No substantiation of a flaw is given in the report.

In section 2.17.8 it is inferred that the overhaul work was performed in accordance with the CMM. While portions of the CMM may have been included in the "Repair Standard", the overhaul did not meet the requirements of the CMM. Specifically, the cylinder was plated using titanium-cadmium (Ti-Cd), which does not conform to the type design requirements defined by the Type Certificate holder, the Boeing Company, and approved by the FAA. Further, the report states that the cylinder was grit blasted prior to plating but no specific information on the specifications was provided. The NTSB did not have the opportunity to review the maintenance records for the overhaul.

In section 2.17.9(2) the repair station grit blast pressure is higher than the pressure in the specification provided that a 3/8 to 1/2 inch venturi-type nozzle was used.

The same comments as above regarding the use of the word flaw is applicable to section 3.10.3. There was no evidence of crack initiation or failure origins associated with the presence of embedded aluminum-oxide particles (see section 2.16.2(1)). In this section, the surface roughness is attributed to the grit blast procedure performed at manufacture. Evidence presented in the report indicates that the landing gear had been overhauled and also was grit blasted at that time. It is impossible to determine that the embedded aluminum-oxide particles and surface roughness was introduced during original manufacture and not at overhaul.

Section 3.10.4 states that no foreign materials were found at the fatigue fracture origins and that the cracks initiated at a surface flaw during a previous gear walk event yet no conclusive evidence of a surface flaw has been presented. It should be noted that the stress associated with a gear walk event is substantial enough to cause cracks to initiate without the presence of surface flaws.

In section 3.11 the grit blasting specification is discussed. It should again be noted that the Boeing specification does contain a blast pressure in conjunction with a nozzle size. The blast pressure used by the repair facility is higher than the Boeing specification and higher than the other landing gear repair facility.

Section 3.12 discusses the Ti-Cd plating of the accident cylinder. As stated previously, this plating process has not been approved by Boeing or the FAA for use on the MD-80 MLG cylinder. The MD-80 landing gear was designed by Boeing and manufactured by an outside entity. In this case the repair facility was also the manufacturer of the landing gear. The manufacturer of the landing gear is not in the position to approve the Ti-Cd plating process for MD-80 landing gear. That responsibility lies with the type certificate holder.

Finally, the presence of surface flaws on the cylinder caused by the grit blast procedure is cited as a contributing factor to the probable cause of this accident. As the information presented above indicates, there is no substantiation that there was a surface flaw and that it was caused by grit blasting.

The U.S. Accredited Representative team offers the following reworded probable cause based on the information presented in the report and the comments detailed above. "With respect to the collapse of the MLG cylinder, it is considered likely that the Gear Walk, which could have occurred before the restrictor plates were installed, generated large stresses on the fuse section of the cylinder surface and caused micro cracks. The micro cracks are considered to grow during normal operation and eventually lead to the fracture." All references to a surface flaw as contributory should be removed.

I appreciate the opportunity to offer comments on the draft final report. I hope the information provided is helpful. Please amend the final report or append the comments to it. Contact me if I can be of further assistance.

I look forward to receiving a copy of the final report when it is released.

Sincerely,



Clinton R. Crookshanks
U.S. Accredited Representative

Ph 
Fa 
E- 

cc: Mr. Bob MacIntosh, NTSB
Mrs. Dana Schulze, NTSB
Mr. William Steelhammer, Boeing

注：署名及び電話番号等は米国代表者の要請により黒塗りした。

《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」

