

発表時間	新聞	58年5月17日	朝刊
	ラジオ テレビ	58年5月16日	午前5時 午後5時

航空事故調査報告書

日本航空株式会社所属
ダグラス式DC-8-61型JA8061
東京国際空港(羽田)沖合

昭和58年5月16日

航空事故調査委員会

本報告書は、日本航空株式会社所属 J A 8 0 6 1 の航空事故に関し、航空事故調査委員会が実施した調査に基づき、航空事故調査委員会設置法第 20 条の規定により作成したものである。

航空事故調査委員会

委員長 八 田 桂 三

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	1
1.2.1	事故の通知及び調査組織	1
1.2.2	調査の実施時期	2
1.2.3	原因関係者からの意見聴取	3
1.2.4	聴聞会	3
1.2.5	報告及び公表	4
2.	認定した事実	5
2.1	飛行の経過	5
2.2	人の死亡、行方不明及び負傷	8
2.3	航空機（部品を含む。）の損壊に関する情報	8
2.3.1	航空機の損壊の程度	9
2.3.2	残がいの散乱状況	9
2.3.3	航空機各部の全般的な損壊状況	9
2.3.4	主要操作装置の操作状況及び主要計器類の指示値	11
2.3.5	右主翼の詳細な損壊状況	12
2.3.6	パイロンの詳細な損壊状況	14
2.3.7	胴体の詳細な損壊状況	15
2.3.8	着陸装置の詳細な損壊状況	17
2.3.9	事故現場の状況	18
2.3.9.1	事故現場	18
2.3.9.2	海底痕跡	18
2.4	航空機以外の物件の損壊に関する情報	18
2.4.1	航空機以外の損壊した物件	18
2.4.2	進入灯の構造及び強度	18
2.4.3	第14番、第15番及び第18番進入灯の損壊状況	19
2.5	乗組員その他の関係者に関する情報	20
2.5.1	運航乗務員	20
2.5.2	客室乗務員	24
2.6	航空機に関する情報	25

2.6.1	航空機	25
2.6.2	エンジン	26
2.6.3	燃料及び潤滑油等	26
2.6.4	重量及び重心位置	26
2.7	気象に関する情報	26
2.8	航空保安施設に関する情報	29
2.8.1	計器着陸装置 (I L S)	29
2.8.2	進入角指示灯 (V A S I S)	29
2.9	通信に関する情報	30
2.10	飛行場及び地上施設に関する情報	30
2.11	飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置に関する情報	30
2.12	医学に関する情報	31
2.12.1	乗組員の負傷の状況	31
2.12.2	乗客の死亡又は負傷の状況	31
2.12.3	搭乗者にみられるシート・ベルト痕	32
2.12.4	運航乗務員の心身の状況	32
2.12.5	機長に係る航空身体検査証明	49
2.13	日本航空における運航乗務員の健康管理及び一般管理	51
2.13.1	運航乗務員の健康管理	51
2.13.2	運航乗務員の一般管理	53
2.14	人の生存、死亡又は負傷に関係ある捜索、救難 及び避難等に関する情報	57
2.14.1	事故現場	57
2.14.2	事故発生直後の機内の状況	57
2.14.3	乗組員の対応	58
2.14.4	乗客の対応	59
2.14.5	救助隊の対応	60
2.14.6	救出された者の受入れ	61
2.14.7	ドアの開閉状況	61
2.14.8	救急用具	62
2.14.9	乗客用座席及びシート・ベルト	62
2.15	事実を認定するための試験及び研究	63
2.15.1	事故発生当時の事故現場の海の深さの推定	63
2.15.2	同機の損壊過程に関する調査	63
2.15.2.1	海底痕跡の調査	63

2.15.2.2	機体各部の損壊の理由	65
2.15.2.3	各段階ごとの同機の姿勢及びその損壊状況	67
2.15.3	操縦系統に関する調査	69
2.15.4	エンジンに関する調査	70
2.15.4.1	エンジンの分解調査	70
2.15.4.1.1	第1エンジン	71
2.15.4.1.2	第2エンジン	72
2.15.4.1.3	第3エンジン	75
2.15.4.1.4	第4エンジン	78
2.15.4.2	エンジン燃料管制器（F C U）の分解調査	80
2.15.4.3	エンジン・コントロール・ケーブルによる衝撃痕の調査	80
2.15.4.4	リバーサ機構に関する調査	81
2.15.4.4.1	リバーサ操作	81
2.15.4.4.2	リバーサ操作に要する時間及び関連エンジン・データ	81
2.15.4.4.3	リバーサ機構の分解調査	82
2.15.4.4.4	スラスト・リバーサ・システム指示灯の調査	83
2.15.5	計器に関する調査	84
2.15.5.1	飛行計器及び航法計器	84
2.15.5.2	エンジン計器	84
2.15.6	操縦室内計器板の警報灯及び指示灯に関する調査	85
2.15.7	飛行記録装置の記録の調査	86
2.15.8	操縦室用音声記録装置の記録の調査	87
2.15.8.1	交信及び会話の記録の調査	87
2.15.8.2	エンジン音及びクリック音の調査	88
2.15.9	搭乗者の骨折の状況から推測される墜落時のGの大きさ	89
3.	事実を認定した理由	91
3.1	解析のための試験研究	91
3.1.1	事故前夜における同機の異常旋回のシミュレーション計算	91
3.1.2	同機の最終段階における飛行のシミュレーション計算	93
3.2	解析	104
3.2.1	機体、エンジン、操縦系統等の不具合の有無	104
3.2.2	気象の本事故への関連	104
3.2.3	I L S等の航空保安施設の本事故への関連	105
3.2.4	運航乗務員の証明及び資格の適否	105

3. 2. 5	運航乗務員の経験、技量等の本事故への関連	105
3. 2. 6	事故前夜における運航乗務員の睡眠時間の本事故への関連	106
3. 2. 7	運航乗務員の薬物服用等の本事故への関連	107
3. 2. 8	事故前日の異常旋回	110
3. 2. 9	同機の最終段階におけるエンジン出力の推定	112
3. 2.10	同機を墜落せしめるに至らしめた諸操作の推定	115
3. 2.11	同機の最終段階における操縦者の推定	117
3. 2.12	同機の最終段階の飛行経過の推定	120
3. 2.13	同機の損壊の経過の推定	122
3. 2.14	機長が同機の墜落をひき起こすような異常操作を行うに至った原因の推定	123
3. 2.14.1	機長の精神的変調	123
3. 2.14.2	機長の精神的変調とその異常操作との関係	128
3. 2.15	機長の精神的変調が適確に判断され得なかった理由の推定	130
3. 2.16	本事故を防ぎ得たか否かの可能性の検討	135
3. 2.16.1	機長のキャプテン乗務復帰を防ぎ得なかったか否かの可能性の検討	135
3. 2.16.2	機長のキャプテン乗務復帰後であっても本事故を防ぐことはできなかったか否かの可能性の検討	140
3. 2.16.3	機長が墜落直前の異常操作を行った後においてもなお同機の墜落を防ぐことができなかったか否かの可能性の検討	143
3. 2.17	搭乗者の死亡及び負傷についての検討	146
3. 2.18	脱出・救助についての検討	147
3. 2.18.1	生存可能性	147
3. 2.18.2	乗組員の活動	147
3. 2.18.3	乗客の対応	147
3. 2.18.4	救助隊の対応	148
3. 2.18.5	救命用具	148
3. 2.19	まとめ	148
4.	原因	151
4. 1	解析の要約	151
4. 2	推定原因	155

5. 参考事項	156
6. その他（図、表、別添、写真）	157
第1図 ダグラス式DC-8-61型機の三面図	157
第2図 JL377便の羽田出発直後の飛行経路	158
第3図 JL350便の事故直前の飛行経路	159
第4図 JL377便の羽田出発直後のFDR記録	161
第5図 JL350便の事故直前のFDR記録	163
第6図 主要残がい散乱状況図	165
第7図 胴体損壊図	166
第8図 右主翼損壊図	167
第9図 海底痕跡状況	169
第10図 進入灯構造図	170
第11図 進入灯損壊状況	170
第12図 気象図	172
第13図 座席列11から前の座席に座っていた者の事故直後の位置	173
第14図 海底痕跡生成原因推定図	174
第15図 エンジン構造概略図	175
第16図 パワー・レバー、リバー・レバー作動図	176
第17図 操縦室内計器、レバー位置図	177
第18図 CVRの最終部分の記録の音響スペクトル・パターン	178
第19図 CVRの最終部分の記録の音響スペクトル・パターン から推定される低圧コンプレッサの回転速度	179
第20図 同型式機のリバー・レバーの音響スペクトル・パターン	180
第21図 リバー・レバーの操作音の音響スペクトル・パターン	181
第22図 オート・パイロット・ディスエンゲージ時の音響スペクトル・パターン	182
第23図 パワー・レバーをフォワード・アイドル位置まで戻したときの音響 スペクトル・パターン	183
第24図 ⊖3.1秒のクリック音の音響スペクトル・パターン	184
第25図 人体に及ぼす水平方向前方へのGの影響	185
第26図 JL377便の異常旋回のシミュレーション計算の結果	186
第27図 JL350便の最終段階における飛行時の向かい風の成分	187
第28図 JL350便の最終段階のシミュレーション計算の結果	188

第29図	JL350便の最終段階において着陸復行に準じた緊急操作を 仮定したシミュレーション計算の結果	189
第1表	ダグラスDC-8-61型機の主要性能諸元	190
第2表	JL350便の最終段階の飛行経過に関するCVR及びFDR の記録並びに口述記録の対比	191
第3表	機長に係る技能審査等の実施状況	193
第4表	搭乗者の死亡、負傷の状況	194
第5表	搭乗者の骨折の状況	196
第6表	搭乗者にみられるシート・ベルト痕の状況	197
第7表	機長に係る受診、投薬処方、心身及び乗務の状況	198
第8表	日本航空の医療関係部署	209
第9表	日本航空運航本部組織図	210
第10表	救助活動(初動段階)の経過	211
第11表	救助に参加した機関及び組織	213
第12表	救助時間別救出搭乗者数	215
第13表	救出搭乗者収容先リスト	216
別添1	航空身体検査証明申請書の書式	217
別添2	CVRによる交信及び会話の記録	218
写真1	墜落現場	233
写真2	残がい	233
写真3	残がい	234
写真4	右主翼の損壊状況	234
写真5	右主翼翼端前縁部の損壊状況	235
写真6	右主翼翼端部の損壊状況	235
写真7	操縦室内部	236
写真8	事故現場の海底痕跡	237
写真9	第14番進入灯損壊状況	237
写真10	同 上	238
写真11	同 上	238
写真12	第15番進入灯損壊状況	239
写真13	同 上	239
写真14	第18番進入灯損壊状況	240

写真15	第 18 番進入灯損壊状況	240
写真16	第 1 エンジン.....	241
写真17	第 2 エンジン.....	241
写真18	第 3 エンジン.....	242
写真19	第 4 エンジン.....	242
写真20	第 1 エンジン・スラスト・リバーサ・ドアー・オープン指示灯.....	243
写真21	第 2 エンジン・スラスト・リバーサ・ドアー・オープン指示灯.....	243
写真22	第 3 エンジン・スラスト・リバーサ・ドアー・オープン指示灯.....	244
写真23	第 4 エンジン・スラスト・リバーサ・ドアー・オープン指示灯.....	244
写真24	第 1 エンジン・スラスト・リバーサ・スラスト・ブレーキ指示灯.....	245
写真25	第 2 エンジン・スラスト・リバーサ・スラスト・ブレーキ指示灯.....	245
写真26	第 3 エンジン・スラスト・リバーサ・スラスト・ブレーキ指示灯.....	246
写真27	第 4 エンジン・スラスト・リバーサ・スラスト・ブレーキ指示灯.....	246

航空事故調査報告書

日本航空株式会社所属
ダグラス式DC-8-61型JA8061
東京国際空港(羽田)沖合
昭和57年(1982年)2月9日

昭和58年3月31日

航空事故調査委員会議決(空委第14号)

委員長	八田桂三
委員	榎本善臣
委員	糸永吉運
委員	小一原正
委員	幸尾治朗

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

日本航空株式会社所属ダグラス式DC-8-61型JA8061は、昭和57年(1982年)2月9日、定期350便として福岡から東京(羽田)へ向けて飛行中、08時44分ごろ東京国際空港C滑走路33R進入端沖合の海面に墜落した。

同機には、乗組員8名、乗客166名、計174名が搭乗していたが、うち死亡24名(乗客24名)、重傷^(注)95名(乗組員8名、乗客87名)、軽傷54名(乗客54名)であった。

(注) 航空事故の発生後7日以内に病院に入院した者で、当該入院が48時間を超えることとなった者をいう(航空事故調査委員会運営規則第1条第3項)。

同機は、大破したが、火災は、発生しなかった。

1.2 航空事故調査の概要

1.2.1 事故の通知及び調査組織

航空事故調査委員会は、昭和57年2月9日08時50分ごろ警視庁より事故の第一報を、08時55分ごろ運輸大臣より事故発生の通報をそれぞれ受けた。

航空事故調査委員会は、当該事故の調査を担当する主管調査官1名及び調査官17名(航空事故調査委員会事務局職員に併任されている航空自衛隊の航空医学専門の医官4名を含む)を指名した。

当該事故に関し専門の事項の調査のため、次の４名の専門委員が航空事故調査委員会に置かれた。

東京大学医学部教授 齊 藤 収 三

操縦室用音声記録装置の音声分析等のため

科学技術庁航空宇宙技術研究所

飛行実験部長 別 府 護 郎

飛行特性等の調査のため

東京大学工学部教授 塩 入 淳 平

機体の損傷状況等の調査のため

科学技術庁航空宇宙技術研究所

機体第一部長 竹 内 和 之

機体の損傷状況等の調査のため

航空事故調査委員会の要請に基づいて、運輸省航空局職員６名が事実調査に加わったほか、運輸省航空局による航空保安施設の飛行検査、海上保安庁による海象の調査、気象庁による気象状況の調査、防衛庁による医官の派遣、その他科学技術庁航空宇宙技術研究所、東京大学等多数の関係機関及び関係者による協力援助が航空事故調査委員会に寄せられた。

調査に関し航空事故調査委員会に飛行経過調査部会（幸尾委員及び別府専門委員からなる。）及び残がい調査部会（糸永委員並びに塩入及び竹内両専門委員からなる。）が置かれた。

なお、当該機の製造国であるアメリカ合衆国に事故発生の連絡がなされたが、その代表等による事故調査への参加はなかった。

1. 2. 2 調査の実施時期

昭和 57 年 2 月 9 日～2 月 14 日	現場調査
昭和 57 年 2 月 16 日～2 月 24 日	残がいの揚収・収容
昭和 57 年 3 月 29 日	海底痕跡調査及び空中撮影
昭和 57 年 3 月 8 日～4 月 9 日	残がい調査
昭和 57 年 2 月 9 日～10 月 29 日	飛行記録装置のデータ解析
昭和 57 年 2 月 9 日～9 月 28 日	操縦室用音声記録装置のデータ解析
昭和 57 年 3 月 30 日～4 月 2 日	操縦系統調査
昭和 57 年 4 月 12 日～4 月 30 日	エンジン分解調査
昭和 57 年 5 月 28 日～5 月 29 日	計器類調査
昭和 57 年 6 月 21 日～8 月 19 日	エンジン出力レバー系統調査
昭和 57 年 7 月 2 日	米国運輸安全委員会を通じてマクドネル・ダグラス社より空力特性データ入手
昭和 57 年 2 月 9 日～9 月 30 日	口述聴取

昭和 57 年 5 月 11 日～10 月 19 日 残がい調査部会による調査

昭和 57 年 3 月 12 日～昭和 58 年 2 月 8 日 飛行経過調査部会による調査（コンピューターによる飛行経過のシミュレーション計算を含む。）

1. 2. 3 原因関係者からの意見聴取

原因関係者として、副操縦士及び航空機関士、日本航空株式会社運航本部長、事故時の DC-8 運航乗員部長、事故時の同欧州路線室長、事故時の同国内・南回り欧州路線室長、事故時の運航乗務員健康管理室常勤内科医師並びに事故時の運航乗務員健康管理室非常勤精神神経科医師から昭和 58 年 3 月 22 日～同 26 日の間に意見聴取を行った。

1. 2. 4 聴聞会

1. 開催日時 昭和 57 年 12 月 22 日(水) 10 時 00 分～16 時 45 分
2. 開催場所 運輸省 10 階共用大会議室
3. 主宰者 航空事故調査委員会事務局

事務局長 中 村 哲

4. 公 述 人

- (1) 野 田 親 則 日本航空株式会社専務取締役
- (2) 石 川 幸 史 日本航空株式会社副操縦士
(事故機の副操縦士)
- (3) 小 崎 善 章 日本航空株式会社航空機関士
(事故機の航空機関士)
- (4) 泉 一 世 日本航空株式会社客室乗務員
(事故機の客室乗務員)
- (5) 須 田 和 彦 日本航空株式会社本部長付運航乗務員
(事故時の DC-8 運航乗員部長)
- (6) 吉 永 正 篤 日本航空株式会社本部長付運航乗務員
(事故時の DC-8 運航乗員部副部長心得兼欧州路線室長)
- (7) 大 島 正 光 当委員会から公述を委嘱した公述人
医療情報システム開発センター理事長
(東京大学元教授)
- (8) 島 蘭 安 雄 当委員会から公述を委嘱した公述人
国立武蔵療養所所長
(東京医科歯科大学名誉教授)
- (9) 万 名 康 行 日本航空株式会社 DC-8 ライン操縦教官室長
(事故時の DC-8 運航乗員部国内・南回り欧州路線室長)
- (10) 鳥 谷 惇 日本航空株式会社運航部調査役兼査察操縦士

- (11) 山 口 音 胤 日本航空株式会社健康管理部常勤嘱託医師
 (事故時の運航乗務員健康管理室常勤嘱託医師)
- (12) 竹 山 孝 二 日本航空株式会社健康管理部非常勤嘱託医師
 (事故時の運航乗務員健康管理室非常勤嘱託医師)
- (13) 青 山 泰 三 航空安全推進連絡会議議長
- (14) 高 田 正 彦 日本乗員組合連絡会議議長
- (15) 片 岡 壮 介 日本航空乗員組合執行委員長
- (16) 山 田 隆 三 日本航空機長会法務担当理事
- (17) 芝 佳 宏 日本航空客室乗務員組合執行委員長
- (18) 牟 田 信 一 日本定期航空操縦士会会長
- (19) 永 富 公太郎 東京電力株式会社精神健康管理医

5. 概 要

聴聞会速記録参照。

1. 2. 5 報告及び公表

昭和 57 年 2 月 19 日及び同年 4 月 13 日の 2 回にわたって、それまでに判明した主要な事実を運輸大臣に報告し、公表した。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

JA8061は、事故発生日の前日である昭和57年2月8日（月曜日）、日本航空株式会社（以下「日本航空」という。）の377便（東京20:00発—福岡21:40着。以下「JL377便」という。）として、事故当時の3名の運航乗務員（機長、副操縦士及び航空機関士）により運航された。

機長は、出発の10分前ごろに、操縦室内において、副操縦士と航空機関士に対し、離陸前ブリーフィングを行ったが、その際気分が悪くなり、吐き気がしたため、これを簡単にして終えたと述べている。副操縦士及び航空機関士は、機長の体の不調を感じさせるものはなかったと述べている。

同機は、20時00分にランプ・アウトした後、機長の操縦により、東京国際空港（以下「羽田空港」という。）滑走路04の手前まで地上滑走して、そこでいったん待機した。20時11分ごろ、東京飛行場管制所（以下「タワー」という。）から、「滑走路に進入して待機せよ。」との管制指示を受けて、地上滑走を再開したが、機長は、同機の機軸が滑走路方向に向きかけた時点で、未だ離陸の管制許可を得ていないにもかかわらず、管制許可はきているねといいながらパワー・レバーを操作しかけたので、副操縦士と航空機関士は、これを中止させた。

同機は、20時13分、機長の操縦により、滑走路04から離陸した。羽田リバーサル・フェイブ・デパーチャの出発方式に従って、右旋回し、機首方位070度で高度5,000フィートを通過した時点の20時18分ごろ、船橋市沖合の東京湾上空で、指示対気速度（以下「対気速度」という。）約250ノット、バンク角25度前後で右上昇旋回を行った。その後、同機のバンク角が異常に大きくなって最大70度前後に達した（通常の旋回の際のバンク角は、最大30度と言われている。）。このため、同機は、内すべりを起こし、急速に降下したが、このバンク角の異常に気がついた副操縦士は、直ちに機長にそのことをことわる暇もなく操縦輪を握って修正操作を行った。飛行記録装置（以下「FDR」という。）によれば、同機は15秒間に高度6,800フィートから6,000フィートまで降下し、対気速度もこの間において最大311ノットまで増速したこと及び続く10秒間にもとの高度の6,800フィートまで上昇したこと並びにこの過程で約20秒間プラスの垂直加速度（ここに言う垂直加速度とは、地球表面に対して垂直な加速度ではなくて、機体床面に対して垂直なものをいう。）がかかり、その最大値は2.1Gであったことが記録されている。同機が通常の状態に戻ったところで、副操縦士は、「キャプテン、大丈夫ですか。」と聞いた。機長は、落ち着いた態度で「大丈夫です。」と答えた。同機は、その後特段の異常もなく福岡へ飛行したが、飛行中、機長は、吐き気は感じなかったものの、何となくボーッとしていたと述べている。副操縦士も航空機関士もこれには気付かなかったと述べている。

同機は、21時58分、福岡空港へ着陸した。

降機の際、副操縦士は、機長から「お見事」といわれた。運航乗務員3名は、同空港内日本航空運航管理室において運航管理者に対して主として副操縦士から気象に関する情報を中心とする飛行後ブリーフィングを行った後、22時30分ごろ、指定された福岡市内のホテルにチェック・インした。副操縦士は、機長に誘われて同ホテル内の喫茶室に行った。運航乗務員3名は、23時から23時30分ご

ろまでの間に就寝した。

運航乗務員 3 名は、翌 2 月 9 日（火曜日） 05 時から 05 時 35 分ごろまでの間に起床した。機長は起床直後に実母に電話をして「どうも最近自分の周囲に変なことが起っている。仕事をやめたい。」と訴えたと述べている。運航乗務員 3 名と福岡から乗務の客室乗務員 5 名は、日本航空 350 便（福岡 07:25 発 — 東京 08:55 着。以下「JL350 便」という。）に乗り組むため、06 時 05 分ごろホテルを出発し、06 時 20 分ごろ福岡空港に到着した。同空港内日本航空運航管理室において、運航乗務員 3 名と運航管理者とによる出発手続及び飛行前ブリーフィングが行われた。引き続き、全乗組員間のブリーフィングが主として副操縦士により行われた後、全員徒歩で前夜から第 2 スポットに駐機されていた同機まで行った。機長は、駐機場へ歩いて行く途中、気持ちが悪くなり、吐き気を感じたと述べている。運航乗務員 3 名は、同機の外部及び内部点検を実施した。この時、副操縦士は、航空機関士の質問に答えて「（前夜の異常旋回時のバンク角は）ほっておけば 90 度位まで行ったかも知れない。」と答えた。機長は、操縦室内で他の 2 人の運航乗務員にブリーフィングを始めたところ、吐き気を感じたので、これを簡単に切り上げたと述べているが、副操縦士も航空機関士も機長について特段の異常を認めなかったと述べている。

同機は、乗組員 8 名、乗客 166 名の計 174 名が搭乗し、07 時 34 分、機長の操縦で滑走路 16 から離陸した。東京までの飛行は計器飛行方式によるものであった。機長は、飛び上ってからは、吐き気がなくなり、気分の悪いのみなおったと述べている。同機は、“三国 2” の出発方式に従って上昇し、07 時 51 分ごろに管制承認高度 29,000 フィートに達して巡航に移った。07 時 53 分、同機の管制は、福岡管制区管制所から東京管制区管制所（以下「東京コントロール」という。）に移管された。同機は、高度 29,000 フィート、真対気速度約 480 ノットで、航空路 V-17 に沿って、高松 VOR/DME、信太 VOR/DME、河和 VORTAC 上空を通過した後、航空路 G-97 に沿って大島 VORTAC 上空へ向った。08 時 19 分、同機は、東京コントロールより「16,000 フィートまで降下し、スペンサ（大島 VORTAC の東約 15 海里の位置通報点）を 16,000 フィートで通過せよ。」との管制指示を受けた。降下チェックが行われた後、08 時 22 分、大島 VORTAC の西方約 45 海里の地点で、同機は、29,000 フィートの巡航高度から管制指示高度 16,000 フィートへの降下を開始した。08 時 26 分、同機の管制は、東京コントロールから東京進入管制所（以下「東京アプローチ・コントロール」という。）に移管され、同機は、東京アプローチ・コントロールより「スペンサ通過後は方位 040 度で飛行せよ。」との管制指示を受けた。同機は、高度 16,000 フィートでスペンサを通過して方位 040 度で飛行中の 08 時 29 分に東京アプローチ・コントロールに対し高度 16,000 フィート以下の高度を要請した。同機は、高度 3,000 フィートへの降下の管制指示を受けて、高度 16,000 フィートから 3,000 フィートへの降下を開始した。同機は、高度約 8,000 フィートを通過している時に、東京アプローチ・コントロールより「左旋回して方位 360 度に変針せよ。」との管制指示を受けて、機首方位を 360 度とし、降下を継続した。08 時 34 分に ATIS（飛行場情報放送業務）をモニタして気象情報等を入手した。進入チェックが完了した 08 時 35 分に、同機は、東京アプローチ・コントロールより「現在位置は、アウト・マーカ（木更津）から 16 海里であり、滑走路 33 R への計器着陸装置（以下「ILS」という。）進入を許可する。」旨の管

制許可を受けた。08時36分に、同機のフラップは15度下げ位置に、次いで08時37分に25度下げ位置にセットされた。同機は、オート・カップルド・アプローチ（自動計器進入）で進入を続け、08時39分には、着陸装置が下ろされた。その管制がタワーに移って、同機は、タワーに「木更津 ILS アウター・マーカー通過」を通報し、折り返し、タワーより「滑走路は33R。風は360度で15ノット。着陸進入を継続せよ。」との管制指示を受けた。機長は、ノイズ・アベイトメント方式を採用した。着陸チェックが行われ、08時41分にはフラップが35度下げ位置に、次いで最大開度である50度下げ位置にセットされた。同機は、自動操縦によりILSコースに乗って着陸進入を継続し、08時42分に対気速度約135ノットで高度1,000フィートを通過した。その時「ワン・サウザンド」という副操縦士のコールアウトに対して、機長の「ロー・データ」及び航空機関士の「ノー・フラッグ」というコールアウトにより計器指示に異常のないことが確認された。タワーより「風は360度で20ノット。着陸支障なし。滑走路は33R。」との管制許可を受けたので、これに回答した副操縦士は、確認のため当該管制許可を機長に伝え、機長より「ハイ」という返事を得た。08時43分25秒に、進入手順に従って副操縦士が高度500フィート通過を意味する「ファイブ・ハンドレッド」のコールアウトを行ったところ、機長よりの応答はなかった。副操縦士は、おやっと思って機長を見るとパワー・コントロールに専念しているように見えたので、日本航空のDC-8型航空機運用規程により行うべきものとされている「スタビライズド」のコールアウトによる確認はなかったものの、多分うなずくことにより了承の意を示したのを見過ごしてしまったのであろうと考えてそのままにしたと述べている。このころ、対気速度は、133ノット近くに減速した。高度300フィートを通過した08時43分50秒に、副操縦士がデシジョン・ハイト（着陸可否決定高度）への接近について注意を喚起するための「アプローチ・ミニマム」とのコールアウトを行ったところ、機長より「チェック」という手順どおりの応答があった。ミドル・マーカー通過を知らせる断続信号音が聞こえ始め、機首方位が335度から左の方へ変り始めた。08時43分56秒には、鳴り続けている前記信号音に重複して、高度200フィートに達したことを示す電波高度計の短く太い警報音が3度鳴った。08時43分59秒に、航空機関士が「ツー・ハンドレッド」のコールアウトを行い、直ちに副操縦士がデシジョン・ハイトへの到達を告げる「ミニマム」のコールアウトを行った。この場合、日本航空のDC-8型航空機運用規程によれば、機長は着陸を意味する「ランディング」又は復行を意味する「ゴー・アラウンド」のいずれかのその意思をコールアウトしなければならないこととされているところ、機長の応答は小さく沈みがちな音声での「チェック」と聞こえるものであった。08時44分01秒、高度164フィート、対気速度130ノット、機首方位328度のとき、機長は、自動操縦を解除して、手動操縦に切り替えた。機長は、この直後に急におかしくなって意識を失ったと述べているが、操縦輪を前方へ押し込み、全エンジンのパワー・レバーをフォワード・アイドル位置まで引き戻した。ミドル・マーカー通過を知らせる信号音が途絶えた。エンジンの回転数が減少して行くのに気がついた航空機関士は、08時44分02秒に「ウィ・アー・ロー」又は「パワァー・ロー」と聞こえる叫びを発した。機長は、第2及び第3エンジンのリバース・レバーをリバース・アイドル位置まで引いた。同機の機首方位は328度から右へ変針し始めた。機首が異常に下ったのに気

がついた副操縦士は、反射的に操縦輪を握ってこれを引き起こそうとしたところ非常に重く感じたので、おかしいと思って機長を見ると、両手をつっぱって操縦輪を押し込んでいた。副操縦士は、満身の力をこめて引き起こそうとしたがなかなか動かなかったと述べている。同機は、通常では考えられないような機首下げ姿勢となり、搭乗者は身体が前のめりとなり、前方へふわっと浮くように感じた。08時44分03秒には、昇降舵角はプラス（機首下げ）9度前後に達したが、その努力の結果この値を最大値として以後副操縦士による操縦輪引き起こしの効果が現われて、深い機首下げ姿勢が浅いものに変り始めた。08時44分04秒には逆噴射がきき始めた。対地接近警報装置（以下「GPWS」という。）によるILSグライド・スロープを下方にはずれたことを警告する「グライド・スロープ」という人工音声聞こえ始め、対気速度は126ノット、高度は138フィートに下った。08時44分05秒には、昇降舵角がマイナス（機首上げ）7度前後になるまで操縦輪を引き起こすことに副操縦士は成功した。副操縦士は、それ以上操縦輪を引き起こすことができなかったので機長を見るとまだ両手をつっぱるようにして操縦輪を押し込んでいたと述べており、たまらなくなつて「キャプテン、やめて下さい。」と叫んだ。08時44分07秒、同機は、滑走路33R進入端から510メートル手前の第14番進入灯西側海面に前脚から突っ込んだ。左斜め前方よりの強い衝撃が感じられた。同機は、左横すべりの状態で機首下げ約8度、右バンク約7度の姿勢をとり、降下角約18度で接水した。同機は、右主翼により第14番及び第15番進入灯を順次破壊し、エンジン、前車輪等を脱落させながら、約150メートル進行し、右主翼の接触により第18番進入灯を倒して停止した。右主翼がその翼根付近で破断し、胴体も前部出入口付近で前後2つに破断・分離し、前部胴体に後部胴体が乗りあげた。客室前部の乗客相当数が海中に投げ出された。

同機は、滑走路33R進入端から360メートル手前にある第19番進入灯近くに機首部があるようにし、かつ、進入灯列の西側海面に進入灯列と並行するようにして、前部胴体に後部胴体が乗りあげた状態でかく座した。

（第2図、第3図、第4図、第5図及び第2表並びに写真1、2、3参照）。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

		搭 乗 者		そ の 他
		乗 組 員	そ の 他	
死	亡	—	24	—
重	傷	8	87	—
軽	傷	—	54	—
な	し	—	1	

（注）重傷者の定義は、航空事故調査委員会運営規則第1条第3項の定めるところによる。

2.3 航空機（部品を含む。）の損壊に関する情報

2.3.1 航空機の損壊の程度

大 破

2.3.2 残がいの散乱状況

胴体は、前部出入口付近で前後2つに破断、分離し、前部胴体に後部胴体が乗り上げた状態にあった。左主翼は、胴体についたままであり、右主翼は、ほぼ完全に胴体から破断、分離し、翼端側がやや前方へずれた状態であった。4基のエンジンは、いずれも主翼から分離し、進入方向に向かって手前から第4、第3、第2及び第1エンジンの順で海中にあった。その他にも、同機の各部が破損・飛散したが、その大きさは、比較的小さいものが多かった。

これらの残がいは、第14番進入灯（滑走路33R進入端から510メートル）、これから西方55メートルの点、その点から進入灯列に並行に北方150メートルの点及び第19番進入灯（滑走路33R進入端から360メートル）の各点を順次結んだ線と進入灯列とによって囲まれた範囲内の海中に散乱していた。特に集中して散乱していたところは、第15番進入灯（滑走路33R進入端から480メートル）、これから西方30メートルの点、その点から進入灯列に並行に北方60メートルの点及び第17番進入灯（滑走路33R進入端から420メートル）の各点を順次結んだ線と進入灯列とによって囲まれた海面であった。進入灯列の東側にあったのは、右主翼の破片1個のみであった。

主要部分がかった位置は、第6図のとおりである（写真1、2及び3参照）。

2.3.3 航空機各部の全般的な損壊状況

明らかに機体揚収作業によるものと認められるものを除く同機各部の全般的な損壊状況は、次のとおりである。

1. 胴 体（第7図参照）

(1) 機首部（ステーションー200.000～ステーション+70.000）

レドーム（ステーションー200.000～ステーションー165.000）破損、飛散。

胴体下面外板（ステーションー165.000～ステーション+70.000）破損、飛散。

胴体は、ステーション+70.000付近で大きく破損、座屈。

(2) 中央部（ステーション+70.000～ステーション+1,766.000）

胴体は、ステーション+180.000付近で完全に破断し、前部と後部に分離。

ステーション+70.000からステーション+1,070.000付近までの胴体下面外板及び構造部材が破損、飛散。

ステーション+55.000からステーション+110.000の間及びステーション+180.000からステーション+525.000の間の客室の床は破損、飛散。

ステーション+980.000からステーション+1,060.000の間の胴体左側面が左主脚の食い込みにより破損。

ステーション+ 1,360.000 からステーション+ 1,720.000 の間の胴体下面外板が長さ 1.8 メートル破損。

ステーション+ 1,360.000 からステーション+ 1,720.000 の間の胴体下面中央に一連のき裂。

ステーション+ 1,360.000 からステーション+ 1,420.000 の間の胴体左側面に 2 個所の上下方向の座屈。

ステーション+ 1,620.000 からステーション+ 1,734.000 の間の胴体左側下面外板に座屈。

ステーション+ 1,760.000 の胴体下面外板にき裂。

客室床が破損、飛散したため、第 1 列から第 12 列までのすべての座席 59 席が床取付部より脱離。

(3) 尾部（ステーション+ 1,766.000 ～ステーション+ 1,955.000）

損傷は見受けられなかった。

2. 主翼

(1) 左主翼

おおむねその原形をとどめている。

翼根部のステーション XFS 11.250 からステーション XFS 82.500 の間の前縁部が破損、飛散。

翼根部のステーション XW5.000 からステーション XW120.000 の間の後縁部破損。

(2) 右主翼（第 8 図及び写真 4、5、6 参照）

ステーション XRS 107.000 付近から完全に破断、分離。

ステーション XFS 45.000 からステーション XFS 195.000 付近の間の前縁部は長さ 3 メートル、最大奥行 1.1 メートルにわたって破損、飛散。

下面でステーション XFS 660.000 からステーション XFS 860.000 までの前縁部は長さ約 5 メートル、最大奥行 0.5 メートルにわたって破損、飛散。

ステーション XFS 885.000 から翼端にかけての前縁部は長さ 0.5 メートル、最大奥行 1.1 メートルにわたって、破損、飛散。

3. エルロン

両主翼のエルロンとも後縁部に若干の損傷。

4. フラップ

(1) 左主翼フラップ

内側フラップ破損。外側フラップには、損傷は見受けられなかった。

(2) 右主翼フラップ

内側フラップ破損、脱落。外側フラップ一部破損、脱落。

5. スポイラ

(1) 左主翼スポイラ

第 1 スポイラ破損。

他には、損傷は見受けられなかった。

(2) 右主翼スポイラ

第3 スポイラ破損、脱落。

他には、損傷は見受けられなかった。

6. ウィング・スロット

両主翼のウィング・スロットとも損傷は見受けられなかった。

7. 水平安定板、昇降舵、垂直安定板及び方向舵

損傷は見受けられなかった。

8. エンジン

すべてのエンジンは、パイロンが破断して脱落。

第1、第3及び第4パイロンへの負荷は左前方から、第2パイロンへの負荷は左下方から作用した様相を呈していた。

エンジンの回転方向と逆方向へのファンブレードの湾曲、ファン・ブレード及びベーンの破断、分離等の全部又は一部がすべてのエンジンに認められた。

9. 着陸装置

(1) 左主脚

サイド・ブレース・リンクが同脚サポート・フィッティングへの取付部分から折れ曲って胴体左側面に食い込み。

(2) 右主脚

同脚のサポート・フィッティングが右主翼の後桁の部分から破断して脱落。

(3) 前脚

その取付構造部分から破断し、更に車輪及びストラットがトルク・リンクの取付部から破損、脱落。

2.3.4 主要操作装置の操作状況及び主要計器類の指示値

操縦室内の主要操作装置の操作状況及び主要計器類の指示値は、事故後の救助活動等により墜落直後のそれと異なるものとなってしまった可能性があるが、現場調査の際に認められたものは次のとおりであった。

(1) 主要操作装置

○パワー・レバー	第1 エンジン	最大出力位置
	第2 エンジン	〃
	第3 エンジン	〃
	第4 エンジン	アイドル位置。ただし、リバーズ・レバーが引き起こされて右へ約90度曲がっていた(写真7参照)。
○スポイラ・コントロール・レバー	アーム位置	

- フラップ・コントロール・レバー 50 度下げの位置
- 自動操縦装置スイッチ オフ位置
- ファイヤ・シャット・オフ・レバー 第 2 エンジン用のみセレクト・エイジェント位置。

(2) 飛行計器

計 器 名	機長側計器指示値		副操縦士側計器指示値	
対気速度計	0 KT		0 KT	
〃 バグ設定値	130 KT,	158 KT	142 KT,	158 KT
気圧高度計	120 FT QNH 30.17		-190 FT 30.17	
電波高度計 (DH 設定値)	125 FT 200 FT		160 FT 200 FT	
姿勢指示計	オフ・フラッグが出てスフ ェアが右約 80°傾き		オフ・フラッグが出てスフ ェアが右約 90°傾き	
C-6 Bマスタ・コンパス計	334 度		334 度	

(3) エンジン計器

計器名	第 1 エンジン	第 2 エンジン	第 3 エンジン	第 4 エンジン
E P R	1.08	1.74	1.06	1.08
排気温度計	0	0	0	0
N ₂ 回転計	0	0	0	0
燃料流量計	0	0	0	0

2.3.5 右主翼の詳細な損壊状況（第 8 図参照）

同機が進入灯を損壊していく過程で直接これに接触したと考えられる右主翼は、ステーション XFS 45.000 付近からステーション XFS 195.000 付近にかけての前縁部、ステーション XRS-36.000 からステーション XRS 172.000 付近にかけての中央部及びステーション XRS 172.000 付近の後縁部を順次結んだ線に沿って、複雑に破断し、胴体から分離した。

胴体からの破断部分及び操縦翼面を除く各部別の損壊状況は、次のとおりである。

(1) 前縁部

- (イ) ステーション XFS 885.000 から翼端にかけて、長さ 0.5 メートル、最大奥行 1.1 メートルの前縁部が破損し、細片になって飛散していた。破断面には、かなり顕著に進入灯の黄赤色の塗料が付着していた。
- (ロ) 下面でステーション XFS 660.000 からステーション XFS 860.000 にかけて長さ 5 メートル（上面でステーション XFS 710.000 からステーション XFS 860.000 にかけて長さ 3.6 メートル）最大奥行 0.5 メートルの前縁部が破損し、数個の破片になって飛散していた。

なお、ステーションXFS 747.000 からステーションXFS 766.250まで及びステーションXFS 835.000 からステーションXFS 860.000 までの破断面には、進入灯の黄赤色の塗料が付着していた。破損、飛散した前縁部破片の一部にも同様の塗料が付着していた。

- ㍑ ステーションXFS 660.000 付近の前縁に 18 センチメートル× 5 センチメートルの破孔があり、その破孔から長さ 20 センチメートルのき裂が前縁のリップにはぼ並行した方向に入っていた。
- ㍒ ステーションXFS 591.250 からステーションXFS 597.500 にかけての前縁に13センチメートル× 5 センチメートル及び 5 センチメートル× 50 センチメートルの 2 個の破孔があった。
- ㍓ ステーションXFS 585.000 からステーションXFS 666.250 にかけての前縁にへこみと擦過痕が認められた。
- ㍔ ステーションXFS 385.250 付近の前縁に 6 センチメートル× 10 センチメートルの破孔があった。
- ㍕ ステーションXFS 45.000 付近からステーションXFS 195.000 付近にかけて長さ3.0メートル、最大奥行 1.1メートルの前縁部が破損し、細片になって飛散していた。

(2) 下 面

- ㍖ ステーションXW 761.695 からステーションXW 786.500 にかけて長さ 1.4メートル、最大奥行 55 ～ 76 センチメートルの翼端部に全般にわたってきめ細かい擦過痕及びへこみができており、ステーションXW 786.000 の線に沿って進入灯の黄赤色の塗料が付着していた。
- ㍗ 翼端から後縁に沿って 1.2メートル胴体側に寄った後縁部分に 23 センチメートル× 11 センチメートルの破孔があった。
- ㍘ ステーションXRS 589.000 からステーションXRS 763.000 にかけて、機軸に対して左から右へ 6 度の交角をなす擦過痕が認められた。その擦過痕の中には、長さ 40 ～ 60 センチメートル、幅 3 ～ 8 センチメートルの顕著な条痕が幅 1.3メートルの範囲内に 5 本認められた。更に、胴体側から 2 番目の線に続くようなかたちで、かつ、これと 20 センチメートルの間を置いて 1 本の顕著な条痕が認められた。その方向が途中で変わり、途中 3 カ所で途切れているものの、長さ 1.5メートルにわたって補助翼後縁にまで達していた。なお、これらの条痕は、いずれも、えぐられた条痕の中に小さな破孔を伴っており、破孔には進入灯の黄赤色の塗料が付着していた。
- ㍙ ステーションXFS 691.250 からステーションXFS 716.250 にかけて長さ 65センチメートル、最大奥行 50 センチメートルの前縁下面にはぼ機軸線に平行した擦過痕が認められ、そのところどころに進入灯の黄赤色の塗料が付着していた。
- ㍚ ステーションXFS 685.000 付近の翼下面（前縁から 10 センチメートル内側に入った部分）に 66 センチメートル× 32 センチメートルの破孔があった。
- ㍛ ステーションXRS 358.000 の胴体寄り、翼中央桁から 30 センチメートル前方の部分に18センチメートル× 9 センチメートルの破孔があり、破面の一部に進入灯の黄赤色の塗料が付着

していた。

- (ト) ステーションXRS 358.000 付近の翼中央桁線上に一辺がそれぞれ 67 センチメートル、50 センチメートル、56 センチメートル、53 センチメートルの四角形状の接触痕があり、各辺をくまどるようにして幅 7～10 センチメートルにわたり進入灯の黄赤色の塗料が顕著に付着していた。
 - (チ) ステーションXRS 358.000 から胴体寄り 6 センチメートル、翼中央桁から 80 センチメートル後方の部分に、底辺 5 センチメートル、高さ 7 センチメートルの三角形の擦過痕があり、進入灯の黄赤色の塗料が付着していた。
 - (リ) ステーションXRS 323.000 から胴体寄り 10 センチメートル、翼中央桁から 21 センチメートル前方の部分に、底辺 17 センチメートル、高さ 8 センチメートルの三角形の顕著な擦過痕があり、進入灯の黄赤色の塗料が付着していた。
 - (ヌ) ステーションXRS 289.000 とステーションXRS 323.000 の中間の主翼後縁に 18 センチメートル×6 センチメートルの破孔があった。
 - (ル) ステーションXFS 347.750 付近の前縁下面に上辺 5 センチメートル、下辺 14 センチメートル、高さ 26 センチメートルの台形状の破孔があり、その破面及び周辺に進入灯の黄赤色の塗料が付着していた。周辺には擦過痕も認められた。
 - (ロ) ステーションXRS 255.000 の主翼後縁に 17 センチメートル×20 センチメートルの破孔があった。
 - (ワ) ステーションXRS 204.125 付近の主翼後縁が、後縁を底辺とし、底辺 25 センチメートル、上辺 8 センチメートル、高さ 55 センチメートルの台形状に破損していた。
- (3) 上 面
- 特段の損傷は、認められなかった。

2.3.6 パイロンの詳細な損壊状況

(1) 第1パイロンの損壊状況

頂部外板及び上方スパーは、比較的短く残っており、右側面外板に比して左側面外板の方がわずかに多く残っていた。

右側面外板は、後方エンジン・マウント・バルクヘッドからななめ後下方に破断しており、後部が左側面外板と共に右側に曲っていた。左側面外板は、前部で右側に曲り、後部に行くに従って後方へ段状に破断していた。全体として、第1パイロンへの負荷は、左前方から作用した様相を呈していた。

(2) 第2パイロンの損壊状況

前部は比較的短く残り、上方スパーは左側が上方へ座屈して曲っていた。

右側面外板は右側へ開いたようになっており、頂部外板は下側へ折れ込んでいた。左側面外板は前方及び下方からの突き上げで上方へ開くように折れ曲り、その前下部は右側へ曲っていた。

た。また、底部外板は主翼前縁バルクヘッドの部分から破断していた。後方エンジン・マウント・フィッティングのVアタッチメントは、パイロン取付部側に残っていた。全体として第2パイロンへの負荷は、左下方から作用した様相を呈していた。

(3) 第3パイロンの損壊状況

前部は前方から後方右側への激しい衝撃で破損しており、頂部外板及び上方スパーの前方部分は、座屈し、かつ、右側へ曲り、破損していた。右側面外板の上部は左側後方へ、下部は左側へ曲り破損し、左側面外板は上・下部とも右側へ曲り破損していた。パイロン・センタ部はえぐられたように内側へへこんでいた。全体として第3パイロンの負荷は左前方から作用した様相を呈していた。

(4) 第4パイロンの損壊状況

前部は、左側から右側に向って外板が曲り、かつ、めくれていた。頂部外板及び上方スパーは中間付近で破断していた。第3パイロンに比して外板が多く残っていた。左側面外板は、上部が左側へやゝ座屈して曲り、下部が下から突き上げられて上方へめくれていた。右側面外板は、上部が右側に曲り、下部がやゝ左側へ曲り破断していた。

全体として第4パイロンへの負荷は左前方から作用した様相を呈していた。

2.3.7 胴体の詳細な損壊状況（第7図参照）

(1) 機首部（ステーションー200,000～ステーション＋70,000）

(イ) ステーションー165,000 からレドーム（ステーションー200,000～ステーションー165,000）部分を含む機首部先端までが数片に破損して飛散し、内部のレーダ・アンテナは脱落して機体後方の海中で発見された。

(ロ) ステーションー165,000 よりステーション＋70,000 までの間の胴体リファレンス・プレーン（以下「F・R・P」という。）より下部の外板は、左右とも破損して飛散しており、これら外板に囲まれた部分に装着されていたキャビン・エアー・ターボ・コンプレッサ2基及びフロン・ターボ・コンプレッサ2基を始め、前脚フォワード・ドア、エアー・コンディショニング・コンパートメント・ドア、ADFループアンテナ等は、海中に脱落しているのが発見された。

(ハ) ステーション＋70,000 付近の右側外板は、胴体フレームに沿って上下に大きく破損し、また、左側外板にはドアの向って右上隅から上部まで上下に裂け目があった。また、ステーション＋70,000 の左側ドアの後縁下部から下方にかけて座屈があった。

(2) 中央部（ステーション＋70,000～ステーション＋1,766,000）

(イ) 胴体は、ステーション＋180,000 付近で完全に破断し、前部と後部に分離していた。

(ロ) ステーション＋55,000 付近（座席第1列取付位置の前方部分）からステーション＋180,000（座席第4列取付位置の後方部分）の間の客室の床には大きなき裂があり、ステーション＋55,000 からステーション＋110,000 付近の間は破損して飛散していた。

ステーション+180.000（座席第5列取付位置）からステーション+525.000（座席第12列取付位置）付近にかけての客室の床も構造部材及び外板とともに破損して飛散していた。

これらにより第1列から第12列までのすべての座席59席が脱離した。

- (ハ) 機首部下面に続いてステーション+70.000からステーション+1,070.000付近までのF・R・P線以下の胴体下面外板及び構造部材は破損して飛散していた。特に、ステーション+220.000からステーション+560.000付近に至る間の右側下面外板は、下部から0.7～2.1メートルまでの高さにわたって外側上方45度程度までめくれ上がっており、内部構造部材が大きく露出していた。
- (ニ) ステーション+540.000からステーション+610.000の間の胴体下面中央線より右側の部分は、一部破損していたが、ほぼ原形をとどめており、左側の部分は、ステーション+70.000からステーション+610.000の間が完全に破損して飛散していた。
- (ホ) ステーション+980.000からステーション+1,060.000の間の胴体左側面が左主脚の食い込みにより破損していた。
- (ヘ) ステーション+1,360.000からステーション+1,400.000の間の胴体右側下面外板に1.5メートル×1.0メートルの破損があった。
- (ト) ステーション+1,360.000からステーション+1,420.000の間の胴体左側面に2カ所の上下方向の座屈が発生しており、この座屈発生箇所と同じ位置にあたる機内内壁及び床面にひび割れが生じていた。
- (チ) ステーション+1,360.000からステーション+1,720.000の間の胴体下面外板が長さ1.8メートル、平均幅1.2メートルにわたって破損し、胴体下面中央に1本の前後方向のき裂が認められた。
- (リ) ステーション+1,520.000からステーション+1,640.000の間の胴体下面外板が長さ2.5メートル、平均幅1.8メートルにわたって破損し、その最後端のステーション+1,620.000からステーション+1,640.000の間の左側面に胴体下面からF・R・P線に達する上下のき裂があった。
- (ヌ) ステーション+1,620.000からステーション+1,734.000の間の胴体左側下面外板に座屈が発生していた。
- (ル) ステーション+1,760.000の胴体左側下面外板に上下方向の長さ0.8メートルのき裂があった。
- (ロ) ステーション+100.000からステーション+700.000付近にかけての胴体下面の外板及び構造部材の破片52個が事故現場より発見された。各破片をステーションごとに並べてみると、胴体の前方部分のものは比較的小さく破断しており、後方部分のものは、長さ3.0メートル、幅2.0メートルのものもあって、一般に大きく、回収された部分の数量も多かった。なお、ステーション+700.000より後部下面の破片も揚収されてはいるが、どれがどの部分に該当するかの判別は困難であった。

(3) 尾部（ステーション + 1,760.000 ～ステーション + 1,995.000）

損傷は見受けられなかった。

2.3.8 着陸装置の詳細な損壊状況

(1) 前 脚

前脚の車輪及びストラットは、トルク・リンクの取付部から破損、脱落していた。その左側タイヤには長さ 27 センチメートルにわたってき裂があった。右側タイヤには損傷がなかった。

ドラグ・リンク・トルク・チューブ、上部ドラグ・リンク及び下部・ドラグ・リンクは、一体となって脱落していた。なお、上部ドラグ・リンクをつけたままドラグ・リンク・トルク・チューブは構造部から、下部ドラグ・リンクはショック・シリンダからそれぞれ脱落していた。ショック・シリンダ、左右サイド・ブレース、トルク・リンク及び左右ノーズ・ホイール・ステアリング・シリンダ等は、一体となって構造部から脱落していた。

それぞれの破断状況は、左前方からの荷重による破断の様相を呈し、特にクロス・バーの左側に引張りによる破断が見られた。

(2) 左主脚

胴体左側に食い込んでいた。前方トラニオン（構造部との取付部）は、トラニオン・ボルトの切断により構造部から脱落し、後方トラニオンは、構造部の一部とともに脱落しており、前方からの負荷により破断した様相を呈していた。この破断した構造部の一部に、メインギヤ・アクチュエータがショック・シリンダとの取付ボルトの切断した状態で付随していた。

サイド・ブレース・リンク、スウィベル・リンク、ダウン・ロック・シリンダ及びダウン・ロック・リンクは、一体となって、ショック・シリンダ取付部及びドア・シーケンス・メカニズム・ドライブ・セクタから脱落していた。

内側後部タイヤには、長さ 30 センチメートルのき裂があり、タイヤ圧は抜けていた。その他のタイヤには、損傷がなく、タイヤ圧も約 160 psi あり、正常圧であった。

(3) 右主脚

右主脚は、第 18 番進入灯の手前に脱落していた。

前方トラニオンは破損、脱落していた。後方トラニオンはボルトと結合したままでその取付構造部から破損、脱落していた。

また、ダウン・ロック・シリンダ、サイド・ブレイス・リンク、スウィベル・リンク及びダウン・ロック・リンクは、ドア・シーケンス・メカニズム・ドライブ・セクタ部から脱落してショック・シリンダに結合されたままの状態であった。

内側後部タイヤに長さ 40 センチメートルのき裂があった。右主脚も、左主脚同様、破断の状態は左前方からの荷重によるものと推定される。

2.3.9 事故現場の状況

2.3.9.1 事故現場

事故現場は、滑走路 33 R 進入端から南々東 360 ～ 510 メートルの多摩川河口の浅瀬である。滑走路端寄り第 24 番進入灯と第 25 番進入灯との間には、大潮干潮時で幅約 60 メートル、水深約 2 メートルの小型船航行用水路がある。

事故発生当時の事故現場の水深は、約 1 メートルであったものと推定される。その後徐々に浅くなり、12 時 10 分の干潮時の水深は、約 40 センチメートルと推定される。

事故発生当時の事故現場の水温は、第 3 管区海上保安本部水路部の推定によれば 8.5 度 C ～ 11.0 度 C、現場に赴いた漁業関係者によれば 5 度 C であった。

底質は、約 15 センチメートルの厚さのヘドロ層で、その下は砂れき層となっている。

2.3.9.2 海底痕跡（第 9 図及び写真 8 参照）

事故現場付近の海底には、同機が接触したことにより生じたものと思われる痕跡が残っていた。その位置、大きさ及び深さは、第 9 図のとおりである。

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

2.4.1 航空機以外の損壊した物件

滑走路 33 R 側第 14、第 15 及び第 18 番進入灯の計 3 基。

2.4.2 進入灯の構造及び強度

進入灯は、ミドル・マーカ側の第 1 番進入灯から滑走路端の第 27 番進入灯まで計 27 基ある。それぞれの間隔は 30 メートル（ただし、第 24 番進入灯と第 25 番進入灯の間は約 60 メートル）で、第 26 番までのものは海上に設置されている。

第 1 番進入灯から第 20 番進入灯までは、滑走路面より 1.9 メートル高く、第 21 番進入灯から逐次低くなって、第 27 番進入灯は滑走路面と同一の高さとなっている。

第 14 番、第 15 番及び第 18 番進入灯の構造及び強度は次のとおりである。

(1) 一般構造

いずれの進入灯も、2 本の灯柱（間隔 1.8 メートル）上に架台が設けられ、その上に閃光灯器と灯架台が設置され、さらに灯架台上に進入灯器が設置されている（第 10 図参照）。

(2) 灯 柱

長さ 10 メートル、外径 35 センチメートル、内径 22 センチメートルの中空コンクリート・パイプで海底面下約 5 メートルまで打ち込まれている。

灯柱 1 本当たりの強度は、その頂点に水平方向の力 1.0 トンを加えてもその力に耐え、また、同じく水平方向の力 1.7 トン以上のときは、破壊もしくは変形する可能性がある構造となっている。

(3) 架 台

横 5 メートル、幅 60 センチメートルの鉄骨構造に鉄板を貼ったもので、2 本の灯柱の上に取り付けられている。その強度は、点検作業に耐え得る程度を目途に製作されている。

(4) 灯 器

(イ) 架台上中央に FX-3 型閃光器（高さ 60 センチメートル、幅 60 センチメートル、奥行 46 センチメートル）が 1 基取付けられている。

(ロ) 架台上（前方）に高さ 60 センチメートルの灯架台があり、その灯架台上 40 センチメートルの高さに達する SB-1 型進入灯器が 5 基取付けられている（左端の灯器と右端の灯器との間の距離は、4 メートルである。）。

進入灯器の接手部（C-2 型）の強度の試験規格は、接手の取付支持台から上方 30 センチメートルの点に 675 キログラムの水平方向の静荷重を加えたとき、荷重点の変位が 13 ミリメートル以下であることとなっている。

2.4.3 第 14 番、第 15 番及び第 18 番進入灯の損壊状況

第 14 番、第 15 番及び第 18 番進入灯の損壊状況は次のとおりである（第 11 図参照）。

なお、事故発生当時の付近の水深は約 1 メートルで、水面から進入灯器頂部までの高さは 4.6 ～ 4.7 メートルであったものと推定される。

註 本項において、左右とは、滑走路 33 R に正対したときのものをいう。

前後については滑走路 33 R に正対したときの向う側を前、手前側を後という。

(1) 第 14 番進入灯（写真 9、10、11 参照）

第 11 図(a)のとおり、5 基の進入灯器が灯架台と共に破損、脱落し、閃光灯器が架台上に残っていた。

灯架台を乗せていた架台は、ほぼ原形をとどめているが、水平投影面で見ると、その右端より 1.1 メートルの所を基点として右端部がもとの位置より前方へ 22 度曲り、左右両端部が上方へ変形し、右斜支柱の下端のみが架台に結合したままになっていた。

附属の梯子はほぼ原形をとどめているが、架台より上部に出ている手すり部分が左右とも湾曲変形し、それぞれの頂部に接触へこみ痕があった。

残っていた閃光灯器は、ケースの上面の前後に接触痕があってその中間部はへこんでおり、全体として斜め前方へ押されたように変形していた。

(2) 第 15 番進入灯（写真 12、13 参照）

第 11 図(b)のとおり、最左端の進入灯器が接手部分で破損、脱落していたが、他の進入灯器は、全く又はほぼ無傷のまま架台に残っていた。

閃光灯器は、無傷のまま架台上に残っていた。

架台は水平投影面で見ると、その上の灯架台と共に、その左端より 1.0 メートルの所を基点として左端部がもとの位置より前方へ 11 度曲っていた。また、若干のねじりを伴っていた。

左斜支柱は、下方へ緩やかに湾曲していた。

灯柱は、その左柱が海底面から 91 センチメートルの高さの所で、一部の鉄筋がつながっているのを除き、ほぼ完全に上下二つに切断されており、当該切断部分は、灯柱の全円周のほぼ半分にわたって幅約 10 センチメートル開口し、その部分より上部が垂直に対し前方へ 11 度、左に 4 度傾斜していた。右柱は垂直に対し前方へ 0.7 度傾斜していた。

(3) 第 18 番進入灯（写真 14、15 参照）

第 11 図(c)のと通りの損傷状況で、左右両柱とも架台底面から 4.6 メートル下の部分で折損して、進入灯全体が前方へ倒れて、海中にあった。倒れた状態での灯柱の下部は、もとの基部から 1.5 メートル離れた所にあった。

進入灯器は、左から 1 番目のものが接手部付近に損傷を受けながらも灯架台に残り、2 番目のものが接手部付近で破損、脱落していたが、他のものはそれ程大きな損傷は受けず、灯架台に残っていた。

閃光灯器は、架台との取付ボルトのうちの後部のものが脱落して底部が浮き上っており、全体が約 45 度前方に（しかも右上頂点よりも左上頂点の方がより前方に）ねじり押されたような状態に変形していた。また、左上隅にはスムーズにへこんだ変形が見られた。

灯架台は、ほぼ無傷であった。

架台は、水平投影面で見ると、左端部 1 メートルがもとの位置より前方へ 0.4 度、その上面後部が下方に 0.2 度ねじれ曲っていた。中央部の閃光灯器取付けのための張り出し架台は、右側後部が上方へ 1.0 度ねじれ曲っていた。

梯子は、架台より上部に出ている手すり部分に変形して、その左側手すりが前方右へ、その右側手すりはやや前方右へ、それぞれ屈曲していた。両者の頂部には擦過痕が認められた。

2.5 乗組員その他の関係者に関する情報

2.5.1 運航乗務員

機長は、副操縦士とは初めての組合せであり、航空機関士とは 2 回目の組合せ（ただし、これとは別に、機長がオブザーバーとして乗務したときに、他のフライト・エンジニアのライン・モニターとして乗り合せたことが 1 回ある。）であった。

(1) 機長 男性 35 才

経歴	昭和 44 年 10 月 1 日	日本航空入社
	昭和 45 年 11 月 16 日	DC-8 コーパイロット社内資格取得
	昭和 51 年 8 月 19 日	日本航空の系列企業へ移籍
	昭和 52 年 8 月 14 日	日本航空へ復籍。
	昭和 54 年 12 月 18 日	DC-8 キャプテン社内資格取得
定期運送用操縦士技能証明	第 2301 号	

昭和 53 年 5 月 15 日取得

限定事項

陸上単発 昭和 43 年 7 月 19 日

陸上多発 昭和 44 年 4 月 26 日

陸上多発 (Y S - 11) 昭和 44 年 9 月 24 日

陸上多発 (D C - 8) 昭和 45 年 11 月 16 日

その他の資格 三等航空通信士

第 1 種航空身体検査証明 第 11128198 号

有効期限 昭和 57 年 6 月 15 日

付加条件 遠用眼鏡装用及び予備眼鏡携帯

技能審査等 第 3 表参照

総飛行時間 5,698 時間 00 分

D C - 8 のコパイロットとしての飛行時間 3,869 時間 00 分

D C - 8 のキャプテンとしての飛行時間 484 時間 00 分

最近 30 日間の飛行時間 45 時間 15 分

訓練 (最近の実施訓練)

定期救難訓練 昭和 56 年 6 月 8 日

地上訓練 (訓練部) 昭和 56 年 9 月 9 日

地上訓練 (乗員部) 昭和 56 年 9 月 10 日

最近 7 日間の勤務状況^(注)

2 月 3 日 成田 - 福岡、福岡 - 羽田

4 日 ブランク・ディ

5 日 自宅待機 (スタンバイ 2)

6 日 ブランク・ディ

7 日 11:00 ~ 19:00 羽田 X ホテルにおいて待機 (スタンバイ 1)、同ホテル泊

8 日 同ホテルから日航羽田オペレーション・センタへ 17 時ごろ到着。
JL 377 便 (羽田 20:00 ~ 福岡 21:40) 乗務。博多 Y ホテル泊。

9 日 博多 Y ホテルを 06 時 05 分ごろ出発、福岡空港日航運航管理室へ出頭。JL 350 便 (福岡 07:25 ~ 羽田 08:55) 乗務。事故発生。

(2) 副操縦士 男性 33 才

経歴 昭和 47 年 8 月 11 日 日本航空入社

昭和 56 年 8 月 26 日 D C - 8 コパイロット社内資格取得

事業用操縦士技能証明 第 5021 号

昭和 49 年 4 月 20 日取得

限定事項

陸上単発	昭和 49 年 4 月 20 日
陸上多発	昭和 49 年 5 月 25 日
陸上多発 (DC-8)	昭和 56 年 6 月 10 日
計器飛行証明	昭和 49 年 6 月 26 日
その他の資格	航空機関士、航空級無線通信士
第 1 種航空身体検査証明	第 11127772 号
有効期限	昭和 57 年 9 月 30 日

総飛行時間	3,391 時間 00 分
パイロットとしての総飛行時間	504 時間 34 分
DC-8 のコパイロットとしての飛行時間	186 時間 34 分
最近 30 日間の飛行時間	28 時間 10 分

技能審査等

技能審査 シミュレータ	昭和 56 年 2 月 24 日
飛行	昭和 56 年 5 月 26 日
路線審査 (福岡-大阪)	昭和 56 年 8 月 26 日

訓練 (最近の実施訓練)

定期救難訓練	昭和 56 年 9 月 9 日
地上訓練 (訓練部)	昭和 56 年 9 月 8 日
地上訓練 (乗員部)	昭和 56 年 8 月 17 日

対インキャパシティション訓練は、ユナイテッド航空作成の V T R を利用したものを昭和 55 年 6 月 17 日に受けている。

最近 7 日間の勤務状況^(注)

2 月 3 日	休暇
4 日	休暇
5 日	休暇
6 日	成田-福岡、福岡-沖縄、沖縄-福岡
7 日	休日
8 日	自宅から日航羽田オペレーション・センタへ 18 時 45 分ごろ到着。 JL 377 便 (羽田 20:00 ~ 福岡 21:40) 乗務。
9 日	JL 350 便 (福岡 07:25 ~ 羽田 08:55) 乗務。事故発生。

(3) 航空機関士 男性 48 才

経歴	昭和 32 年 4 月 1 日	日本航空入社
	昭和 44 年 1 月 10 日	DC-8 フライト・エンジニア社内資格取得
	昭和 56 年 4 月 1 日	DC-8 フライト・エンジニア社内路線教官

航空機関士技能証明 第 420 号

昭和 43 年 12 月 26 日取得

限定事項

陸上多発 (DC-8) 昭和 43 年 12 月 26 日

陸上多発 (B-747) 昭和 47 年 1 月 25 日

その他の資格 一等航空士、三等航空通信士

第 2 種航空身体検査証明 第 21123934 号

有効期限 昭和 58 年 1 月 25 日

総飛行時間

6,560 時間 27 分

DC-8 のフライト・エンジニアとしての飛行時間 3,564 時間 27 分

最近 30 日間の飛行時間 29 時間 27 分

訓練 (最近の実施訓練)

定期救難訓練 昭和 56 年 9 月 4 日

地上訓練 (訓練部) 昭和 56 年 8 月 18 日

地上訓練 (乗員部) 昭和 56 年 9 月 3 日

最近 7 日間の勤務状況^(注)

2 月 3 日 休養

4 日 休養

5 日 休暇

6 日 ブランク・ディ

7 日 休日

8 日 自宅から日航羽田オペレーション・センタへ 18 時 45 分ごろ到着。JL 377 便 (羽田 20:00 ~ 福岡 21:40) 乗務。

9 日 JL350 便 (福岡 07:25 ~ 羽田 08:55) 乗務。事故発生。

註 “最近 7 日間の勤務状況” 中の休暇、休日等の定義等は、次のとおりである。

休暇：就業規則によれば、年次有給休暇、特別休暇、公傷休暇及び赴任休暇がある。

年次有給休暇は 1 年間 (4 月 1 日から 3 月 31 日まで) 20 日が与えられる。

休養：日本航空オペレーション・マニュアルによれば、休養時間は運航乗務員がすべての会社業務から解放される時間をいい、休養施設 (自宅、ホテル等) に到着した時から次の業務につくため同施設を出発する時までとする。

また、運航乗務員就業規程によれば、宿泊地における休養は少なくとも 12 時間とする (ただし、条件により減ぜられることがある)。基地における休養は、国内線にあっては (ジェット機)、連続 2 日乗務を行った後は少なくとも 1 日の休日、連続 3 日の乗務を行った後は少なくとも 2 日の休日が与えられる (国際線は略す。)

休日：運航乗務員就業規程によれば、休日数は1 歴月に10 歴日とする。ただし、2 月は9 歴日とする。会社は、勤務割作成にあたり、10 歴日（2 月は9 歴日）を与えられない場合には、8 歴日（2 月は7 歴日）に減ずることがある。この場合、残余の日数については次の3 カ月以内に与える。

出社スタンバイ（スタンバイ1）：運航乗務員就業規程によれば、(a)出社スタンバイは、指定休養施設に出頭すべき時刻に始まり、12 時間を限度とする。ただし、出社スタンバイ開始後8 時間以内に乗務すべき便を指定する。(b)出社スタンバイで乗務を伴わない場合は、出社スタンバイ終了後12 時間の休養を得なければ次の勤務につけない。(c)スタンバイ中に連絡を受けた時は、スタンバイすべき便に遅延が生じた場合においても乗務するものとする。

自宅スタンバイ（スタンバイ2）：運航乗務員就業規程によれば、(a)自宅スタンバイは18 時間を限度とする。(b)自宅スタンバイ終了後6 時間の休養を得なければ次の乗務につけない。

ブランク・ディ：部長通達（1971 年5 月7 日付け及び1972 年10 月5 日付け）によれば、ブランク・ディは、運航を維持するに当たって必要とされる乗務繰りのバッファーとして不可欠のものであり、連絡不可能な状態あるいは会社業務につけない状態は許されない。また、ブランク・ディからの勤務起用に当たっては公平でなければならない。

2. 5. 2 客室乗務員

- (1) アシスタント・パーサA 女性
- | | | |
|----|---------------|--------------|
| 経歴 | 昭和49 年1 月30 日 | 日本航空入社 |
| | 昭和49 年4 月13 日 | 国内客室乗員室配属 |
| | 昭和53 年4 月1 日 | アシスタント・パーサ昇格 |
- 総飛行時間 4,807 時間 20 分
- 訓練（最近の実施訓練）
- 定期救難訓練 昭和56 年10 月28 日
- (2) スチュワーデスB 女性
- | | | |
|----|---------------|-----------|
| 経歴 | 昭和52 年12 月1 日 | 日本航空入社 |
| | 昭和53 年5 月23 日 | 国内客室乗員室配属 |
- 総飛行時間 2,252 時間 02 分
- 訓練（最近の実施訓練）
- 定期救難訓練 昭和56 年10 月14 日
- (3) スチュワーデスC 女性
- | | | |
|----|---------------|-----------|
| 経歴 | 昭和52 年12 月1 日 | 日本航空入社 |
| | 昭和53 年7 月14 日 | 国際客室乗員室配属 |

昭和 57 年 2 月 1 日 国内客室乗員室配属

総飛行時間 2,401 時間 20 分

訓練（最近の実施訓練）

定期救難訓練 昭和 55 年 11 月 21 日

(4) スチュワーデス D 女性

経歴 昭和 54 年 4 月 1 日 日本航空入社

昭和 54 年 12 月 7 日 国際客室乗員室配属

昭和 56 年 12 月 1 日 国内客室乗員室配属

総飛行時間 1,351 時間 09 分

訓練（最近の実施訓練）

定期救難訓練 昭和 56 年 9 月 18 日

(5) スチュワーデス E 女性

経歴 昭和 54 年 7 月 7 日 日本航空入社

昭和 55 年 2 月 10 日 国内客室乗員室配属

総飛行時間 1,291 時間 57 分

訓練（最近の実施訓練）

定期救難訓練 昭和 56 年 12 月 7 日

2.6 航空機に関する情報（第 1 図及び第 1 表参照）

2.6.1 航空機

(1) 型 式 ダグラス式 DC-8-61 型

(2) 登録記号 JA8061

(3) 製造年月日 昭和 42 年 5 月 25 日

製造番号 第 45889 号

(4) 耐空証明書番号 第東 51-155 号

昭和 51 年 7 月 8 日付（事故時有効）

(5) 総飛行時間 36,955 時間 04 分

昭和 54 年 10 月～11 月実施のオーバーホール（15,000 時間整備）後の飛行時間

4,746 時間 25 分

昭和 57 年 1 月 31 日実施の A 点検（100 時間整備）後の飛行時間 46 時間 28 分

(6) 不具合事項の有無

同機は、昭和 48 年 8 月 1 日から昭和 51 年 1 月 21 日までの間訓練専用機として使用されており、この間の飛行時間は 6,090 時間、着陸回数は 29,311 回であった。最近のオーバーホールは昭和 54 年に実施されているが、その時の不具合発生数は、1,506 件（同型式機の昭和 50 年 9 月

から昭和 57 年 3 月までの間に実施されたオーバーホール時の平均不具合発生数は、1,187 件。)であり、その後事故時までの間の整備記録を点検した結果、特段の不具合事項は見当たらなかった。

2.6.2 エンジン

同機には、4 基のプラット・アンド・ホイットニ式 JT3D-3B 型エンジンが装着されていた。

装 着 位 置	第 1 エンジン	第 2 エンジン	第 3 エンジン	第 4 エンジン
製 造 番 号	P 6 4 3 4 1 4 D A B	P 6 4 4 2 2 3 D A B	P 6 6 9 7 5 9 D A B	P 6 4 4 6 2 8 D A B
製 造 年 月 日	昭和 37 年 3 月 9 日	昭和 38 年 10 月 2 日	昭和 44 年 12 月 22 日	昭和 39 年 9 月 4 日
総 使 用 時 間	46,040 時間 13 分	40,628 時間 30 分	23,368 時間 16 分	39,143 時間 25 分
注 前回 E H M 実施日	昭和 56 年 10 月 26 日	昭和 55 年 3 月 3 日	昭和 53 年 4 月 8 日	昭和 52 年 6 月 19 日
その後の使用時間	38 時間 45 分	3,478 時間 13 分	7,248 時間 07 分	8,408 時間 40 分

注 E H M とは、エンジン重整備（10,000 時間整備）のことである。

2.6.3 燃料及び潤滑油等

使用燃料はシェル JET-B、潤滑油はモービル MJO-2、作動油はシェブロン HY JET-IV であり、いずれも規格品であった。

2.6.4 重量及び重心位置

事故当時の同機の重量は 205,210 ポンド（約 93 トン）、重心位置は 22.7 %MAC と推算され、いずれも許容範囲（最大着陸重量 240,000 ポンド、重心位置 16 %MAC ～ 33.6 %MAC）内にあったものと推定される。

2.7 気象に関する情報

- (1) 気象庁によれば、当日 09 時 00 分の総観的気象状況は、第 12 図のとおり、冬型の気圧配置が弱まり始めた状況にあり、一般に飛行にとって良好な気象状況であった。

事故機の運航乗務員も、気象については特段の問題はなかったと述べている。

- (2) 事故当時の東京航空地方気象台の観測値は、次のとおりである。

	08 時 28 分(定時観測)	08 時 45 分(事故直後の 臨時観測)
風 向 (度)	350	350
風 速 (ノット)	15	14(秒速約7メートル)
視 程 (キロメートル)	25	25
雲 (量、形、高さ)	1/8積雲 5,000 フィート	1/8積雲 5,000 フィート
気 温 (摂氏、度)	2	2
露 点 温 度 (摂氏、度)	－9	－10
Q N H (インチ/水銀柱)	30.17	30.18

風向変動は330度から020度、風速変動は最大21ノット、最小7ノットであり、横風成分は4.8ノットであった。

川崎市消防局の観測値は、次のとおりである。

	08 時 00 分	09 時 00 分
天 気	晴	晴
風 向	北	北
風 速 (最高メートル/秒)	7	8
気 温 (摂氏、度)	1	2
相 対 湿 度 (パーセント)	50	40

陸上自衛隊木更津基地の観測値は、次のとおりである。

	08 時 00 分	09 時 00 分
風 向 (度)	020	010
風 速 (ノット)	8	14
視 程 (キロメートル)	25	25
雲	1/8層積雲 5,000 フィート	1/8層積雲 5,000 フィート 3/8高積雲 10,000 フィート
気 温 (摂氏、度)	0	3
露 点 温 度 (摂氏、度)	－7	－7
Q N H (インチ/水銀柱)	30.20	30.18

- (3) 操縦室用音声記録装置（以下「CVR」という。）の記録によれば、同機は、08時11分及び08時34分に、飛行場情報放送業務（ATIS）を通じて、次のような羽田空港に係る気象情報を得ている。

	08 時 11 分	08 時 34 分
風 向 (度)	350	360
風 速 (ノット)	12	15
視 程 (キロメートル)	25	25
雲 (量、高さ)	⅛ 5,000フィート	⅛ 5,000フィート
気 温 (摂氏、度)	1	2
露 天 温 度 (摂氏、度)	－9	－9
Q N H (インチ/水銀柱)	30.17	30.17

- (4) C V R の記録によれば、同機はタワーから 08 時 39 分に風向 360 度、風速 15 ノット、08 時 42 分に風向 360 度、風速 20 ノットという羽田空港に係る気象情報を得ている。
- (5) 気象庁が高層気象観測資料に基づいて推定した事故当時の羽田空港付近上空の風の鉛直シャー（地上高 500 メートルまでの平均値）は、1 ノット / 30 メートル程度となっている。この値は、米国運輸省基準中「弱（0 ～ 4 ノット / 30 メートル）」のうちの一番小さい方に属する。
- (6) 同機と同じコースをとって事故前の 08 時 36 分及び 08 時 39 分に滑走路 33 R に着陸した全日本空輸株式会社の福岡発 244 便（L-1011 型機）と大阪発 16 便（L-1011 型機）の機長は、いずれも木更津からの ILS 進入中高度約 1,000 フィート以降で若干の気流の乱れがあり、速度維持のため通常よりもパワー・コントロールを頻繁に行わなければならなかったが、その程度は大きなものではなかったと述べている。
- (7) 事故当時事故現場の東約 1.6 キロメートルの羽田沖埋立地の栈橋上で作業をしていた者の口述によれば、08 時 42 分ごろ、滑走路 33 R の第 1 番進入灯西側（同栈橋から西南西約 15 キロメートルの地点）に二つのたつ巻を目撃し、それらは進入灯の延長線の西側に沿って南東方向に移動し、その一つは約 0.7 キロメートル移動して消滅し、他の一つは約 1.3 キロメートル移動して川崎カーフェリ港から東南東に延びる堤防の先端付近で 08 時 43 分ごろ消滅したとのことである。
- 事故当時、羽田空港の北約 3 キロメートルの埋立地付近沖合の釣舟にいた者の口述によれば、08 時 30 分を少し過ぎたころ、急に風が吹き出し、風向は不明だが、風速は 7 メートル / 秒より強く感じる程であったとのことである。

- (8) 同機の異常旋回が行われた時間に近い 2 月 8 日 20 時 00 分の東京航空地方気象台の観測値は、

風向 (度)	130
風速 (ノット)	3
視程 (キロメートル)	25
雲	⅞層積雲 5,000 フィート
気温 (摂氏、度)	5
露点温度 (摂氏、度)	－6

であった。

また、同气象台によれば、20時20分ごろの羽田から千葉にかけての高度5,000フィートにおける高層風は風向285度、風速15～20ノットとなっており、タービュランス又はウインド・シャワーの存在の観測記録はなかった。

2.8 航空保安施設に関する情報

2.8.1 計器着陸装置（ILS）

滑走路33Rには、カテゴリI-ILSが設置されていて、事故当時運用状態にあり、同機はこれを利用して計器進入していた。

当該機と同じコースをとって事故直前の08時36分及び08時39分に滑走路33Rに着陸した全日本空輸株式会社のL-1011型機の機長は、ILSが正常に機能していたと述べている。

運輸省航空局は、2月15日、飛行検査機を使用して、同ILSの特別検査を実施した。その結果は次のとおりで、合格と判定されている。

〔1〕 ローカライザ（コース幅3.4度）

前方平均アラインメントは、滑走路中心線より2μA左側にあったが、許容値（15μA）範囲内にあった。

平均アラインメントからのコース偏位は、ミドル・マーカ点（滑走路末端から0.56海里）において10μAが認められたが、許容値（15μA）範囲内であった。

〔2〕 グライド・スロープ（角度2.50度）

滑走路末端から0.84海里の点において10μA、0.15海里の点において15μAの偏位が認められたが、許容値（30μA）範囲内であった。

〔3〕 ミドル・マーカ

基準に適合していた。

2.8.2 進入角指示灯（VASIS）

滑走路33Rには、4A-5型3バー式VASISが設置されていて、事故当時運用状態にあった。

ILSに係るものと並行して行われた特別検査の結果は次のとおりである。

「 赤 / 赤 / 桃	2.14 度
赤 / 赤 / 白	2.55 度（アウト・グライド・スロープ）
赤 / 白 / 白	2.68 度（インナ・グライド・スロープ）
桃 / 白 / 白	2.88 度

赤 / 赤 / 白の公示角度2.50度及び赤 / 白 / 白の公示角度2.70度の範囲内にあり、輝度等につ

いても不具合は認められなかった。」

2.9 通信に関する情報

JL 350 便は、福岡飛行場管制所、福岡ターミナル管制所、福岡管制区管制所、東京コントロール（東京管制区管制所）、東京アプローチ・コントロール（東京進入管制所）及びタワー（東京飛行場管制所）と交信しているが、その交信は、航空交通管制交信テープ（08 時 11 分 19 秒以降については、CVR の記録を含む。）によれば、通常どおり行われていた。JL 350 便における管制機関との交信は口述及び録音されている音声からの判断によれば、08 時 19 分 28 秒（この時、副操縦士は、客室乗務員とインターホンで会話中であった。）に機長により送信された「Eh 350, descend 160, cross Spencer 160」を除き、すべて副操縦士が行っていたものと認められる。

2.10 飛行場及び地上施設に関する情報

2 月 8 日に JL 377 便が離陸した羽田空港滑走路 04 は、長さ 2,500 メートル、幅 45 メートルであり、また、2 月 9 日に JL 350 便が着陸しようとしていた滑走路 33 R は、長さ 3,150 メートル、幅 60 メートルである。

同空港の標高は、2.5 メートルである。

2.11 飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置に関する情報

- (1) 同機には、ユナイテッド・データ・コントロール・デヴィジョン製 FA-542 型 FDR 製造番号 2561 及びコリンズ社製 642C-1 型 CVR 製造番号 1251 が装備されていた。

FDR は、客室後部ステーション＋1,700.000（後部トイレ付近）天井部に、また、CVR は、客室後部ステーション＋1,520.000（座席列 40 付近）の通路天井部に設置されていた。

- (2) FDR は、海水の飛沫が付着した状態で回収されたが、同装置から取り出されたステンレス箔には、六つのパラメータ（気圧高度、対気速度、垂直加速度、機首方位、通信時刻及び経過時間）が明瞭に記録されていた。

CVR は、何の損傷も受けていなかった。同装置のカセットから取り出された原テープの記録は、特殊なテープ・レコーダを使用して、通常のテープ・レコーダにより再生し得るような記録に変換された。記録が始まる 08 時 11 分 19 秒（同機が鈴鹿山脈の上空付近を飛行しているころ）から記録が途絶える 08 時 44 分 07 秒までの約 33 分間の操縦室内の音声を文章化したものを別添 2 として添付する。

これによれば、私的会話は、全く記録されていない。降下チェック、進入チェック及び着陸チェックは、日本航空の DC-8 型航空機運用規程に定められているとおりに行われていたが、一部のコールアウト（「ローカライザ・キャプチャ」等の ILS に係るもの）については、同規程どおり行われた記録は認められない^(注)（副操縦士によれば、管制交信等を行っていてコールアウトができず、そのため記録がないのかも知れないが、確認は指差しによって行ったとのことである。）。