

2,000) 撮影による調査もあわせて実施した。結果は第 14 図のとおりである。

(2) 海底痕跡生成原因の推定

縮尺百分の一の事故現場模型及び DC-8-61 型機を製作し、これらを使用して、海底痕跡の生成原因を推定した。その際、機体及び進入灯の損壊状況をも参考にした。

第 14 図に示す海底痕跡④から⑩までの各々の生成原因は、次のとおりと推定される。

なお、左右は、進入方向に対してのものである。

ア. 海底痕跡④は、幅 2.6 メートル、長さ 18 メートルで進行方向へ逐次深さを増し(痕跡の深さ 14-17-60 センチメートル)、その中心線の方向は 333 度であった。その中心線の南側延長線と第 14 番進入灯から直角に西へ引いた線との交点は、第 14 番進入灯架台の右側端から 20.5 メートル離れていた。その先端の最も痕跡の深い部分で前脚の車輪及びストラットが揚収された。

他方、第 14 番進入灯に接触して損壊したものと推定される右主翼々端前縁部(上面 X F S 710.000 ~ 860.000、下面 X F S 660.000 ~ 860.000)の損壊部分の右端(X F S 860.000)から胴体の機軸に対して直角に測定した胴体中心線までの距離は、20.5 メートルであり、FDR に記録されていた最終の機首方位は 334 度であった。

これらのことから、海底痕跡④は、前脚及び胴体機首部による痕跡であると認定した。

イ. 海底痕跡⑤は、幅 4.0 メートル、長さ 9.2 メートル、痕跡の深さ 20 センチメートルであった。その中心線の方位は、ほぼ海底痕跡④と同方位であり、その中心線と海底痕跡④のそれとの間隔は 3.0 メートルであった。この痕跡の中心点は、海底痕跡④の進行方向側末端から反進行方向の延長線上 28.5 メートルの点の東側 3 メートルの所にある。

他方、同機の右主脚は、胴体中心線の右 3.1 メートル、機首先端から後方へ 28.3 メートルの位置にある。

これらのことから、機首部が海底痕跡④の進行方向側末端に位置した点で、右主脚が海底痕跡⑤に位置することとなるので、海底痕跡⑤は右主脚による痕跡であると認定した。

ウ. 海底痕跡⑥は、幅 4.2 メートル、長さ 28 メートル、痕跡の深さ 20-16-11 センチメートルであり、その中心線の方位は、337 度であった。

前脚及び胴体機首部による痕跡と認定された海底痕跡④の中心線と海底痕跡⑥の中心線との間隔は、4.5 ~ 5.3 メートル、右主脚による痕跡と認定された海底痕跡⑤の中心線と海底痕跡⑥の中心線との間隔は、7.5 メートルであった。他方、胴体中心線から左主脚又は右主脚までの距離は、3.1 メートルである。

海底痕跡⑤の中心線と海底痕跡⑥のそれとの間隔は、左右主脚間の長さとは異なるが、海底痕跡の幅(④が 2.6 メートル、⑤が 4.0 メートル、⑥が 4.2 メートル)や機体の左横すべりを考えた場合、機首部が海底痕跡④の進行方向側末端付近に位置した時点で左主脚が海底痕跡⑥の手前末端の痕跡範囲内に位置することとなり、かつ、右主脚が海底痕跡⑤の範囲内におさまることとなるので、海底痕跡⑥は、左主脚による痕跡であると認定した。

エ. 海底痕跡㊦は、幅 4.0 メートル、長さ 16.5 メートル、痕跡の深さ 25 センチメートルである。海底痕跡㊦とほぼ平行しており、その中心線は、胴体中心線すなわち海底痕跡㊦の中心線から東側へ 7 メートル離れた位置にあった。

他方、同機の第 3 エンジンの中心線は、胴体中心線の右 7.8 メートルにあり、第 3 エンジンの先端は、機首先端から後方 20.4 メートルの位置にある。

機首部が海底痕跡㊦の進行方向側末端に位置した時点で第 3 エンジンが海底痕跡㊦の進行方向手前の末端の痕跡の範囲内に位置することから、海底痕跡㊦は第 3 エンジンによる痕跡であると認定した。

オ. 海底痕跡㊧は、幅 4 メートル、長さ 17 メートル、痕跡の深さ 20 - 18 - 7 センチメートルであった。

その中心線は、海底痕跡㊦のそれとほぼ平行であり、両中心線の間隔は、6.5 メートルである。

他方、同機の第 4 エンジンは、第 3 エンジンの右 5.8 メートル、その先端が第 3 エンジンの先端から後方 3.8 メートルの位置にある。

これらのことから第 3 エンジンが海底痕跡㊦の手前末端に位置した時点で第 4 エンジンが海底痕跡㊦のほぼ手前末端の痕跡の範囲内に位置することとなること及び第 4 エンジンが海底痕跡㊦の中心点のやや前方で揚収されたことの理由により、海底痕跡㊧は、第 4 エンジンによる痕跡であると認定した。

カ. 海底痕跡㊨は、海底痕跡㊦の中心線の方位から 10 度右へ偏向して進行方向に延びている。これは、胴体機首部が海底痕跡㊦に接触した際に左横すべりが抑制されて尾部が左へ振られた反動で機軸が右へやや偏向したこと及び胴体機首部が海底痕跡㊦と海底痕跡㊨との間約 10 メートルを海底から離れて移動した際になお残存していた左横すべりにより機体が左へやや移行したことのためと認定した。また、胴体が海底痕跡㊨上に、しかもほぼその中心線の方位と機首方位を同方位にしてかく座停止していた。

以上のことから、海底痕跡㊨は、胴体下面による痕跡であると認定した。

2. 15. 2. 2 機体各部の損壊の理由

(1) 右主翼の損壊（第 8 図参照）

ア. 右主翼々端前縁部（上面 XFS 710.000 ～ 860.000、下面 XFS 660.000 ～ 860.000）が上面で長さ 3.6 メートル、下面で長さ 5 メートルにわたって損壊していて進入灯の黄赤色塗料が付着しており、また、その翼下面（XRS 589.000 ～ 763.000）には擦過痕があって、その擦過痕中に機軸に対して左から右へ 6 度の交角をなす顕著な 5 本の条痕が認められた。他方、第 14 番進入灯の架台が、5 基の進入灯器とともに破断、脱落していて、その幅は 5 メートルであった。両者の損壊状態がほぼ合致することから、右主翼々端部が第 14 番進入灯に左横すべりの状態で接触したものと認定した。

イ. 右主翼々端（XW 761.695 から翼端末まで）に擦過痕、欠損及びへこみがあり、進入灯の

黄赤色塗料が付着していた。他方、第 15 番進入灯は、架台の左端が進入方向に変形し、左灯柱が傾斜し、最左端の進入灯器が破断、脱落していた。

両者の位置及び損壊状態がほぼ合致することから、右主翼々端が第 15 番進入灯の架台左端に接触したものと認定した。

ウ. 右主翼下面（XRS 358.000）付近に四角形状の擦過痕があって、その四辺を 7～10センチメートル幅でくまどるように進入灯の黄赤色塗料が付着していた。他方、第 18 番進入灯は閃光灯器の上面（一辺 60 センチメートル）が進行方向にねじり押されたような状態に変形し、灯柱が基部で折損して進行方向に倒れていた。

両者の損壊状態がほぼ合致することから、右主翼が手前上方からおおいかぶさるように第 18 番進入灯に接触してこれを押し倒したものと認定した。

エ. 右主翼根が破断し、その部分の前縁の一部が第 14 番進入灯と第 15 番進入灯との中間付近の東 27 メートルの地点にあった。

右主翼根の損壊を発生せしめるだけの強い衝撃は、機体の速度が早い時期に右主翼が海面及び海底に接触した時のものと考えられる。

他方、右主翼根前縁部の一部は、右主翼根が損壊した時に破損・分離したのものと考えられ、そのあった位置から、この右主翼根の損壊が発生したのは、右主翼が第 14 番進入灯と第 15 番進入灯の中間にあった時と考えられる。

これらのことから、右主翼根の損壊が発生した時は、2. 15. 2. 1 項に述べた海底痕跡㊦及び㊧において第 3 及び第 4 エンジンが海底に接触した時にはほぼ一致すると認定した。

オ. なお、同機は、2. 15. 2. 1 項に述べたとおり、海底痕跡㊦に沿って胴体下面を海底に接触させながら進行しているが、第 16 番及び第 17 番進入灯には損傷がない。右主翼が第 16 番及び第 17 番進入灯付近を通過する際には、海底痕跡㊦の中心線すなわち、胴体中心線と進入灯列の左端との間の距離は、それぞれ 19 メートル及び 14 メートルである。他方、胴体中心線から右主翼端までの長さは 22 メートルである。

これらのことから、右主翼は第 16 番及び第 17 番進入灯の上空をこれらに接触することなく通過したものと認定した。

(2) エンジンの損壊

第 1 及び第 2 エンジンのカウリングの損傷状況が前下方からの負荷による様相を呈しており、比較的損傷が少ないこと及び海底に接触して進行した痕跡がないことから、両エンジンは、機体が低速となった時期に海面との接触によりパイロンが破断して脱落したものと認定される。また、その揚収された位置から第 2 エンジン、続いて第 1 エンジンの順に脱落したものと認定した。

第 3 及び第 4 エンジンは、機体の速度が速い時期に接水し、2. 15. 2. 1 項に述べたとおりそれぞれ海底痕跡㊦及び㊧に沿って海底に接触して脱落したものと認定された。そのカウリング等の損壊の程度が第 1 及び第 2 エンジンのそれよりも著しかったことは、この海底に接触し

ながら進行したことによるものと考えられる。

(3) 右主脚の損壊

右主脚が折損するに至る衝撃としては、2.15.2.1項に述べる海底痕跡㊸との接触時のもの以外には見出されない。この時の衝撃によりほとんど破断寸前の状態となったまま、第15番、第16番及び第17番進入灯の西側を通過し、遂に第18番進入灯の手前で破断し、落下したものと認定した。

(4) 左主脚の損壊

左主脚は、2.15.2.1項に述べたとおり海底痕跡㊹において海底に接触したが、その際、機体が左横すべり状態であったため、右後方へ折損し、胴体左側下面に食い込み、胴体の破損した部分で保持される状態となったまま海底痕跡㊹に沿って進行したため、脱落することなく、機体が停止するまで保持されていたものと認定した。

(5) 胴体の損壊（第7図参照）

ア. ステーション+180.000付近の構造部材の破断の状態が上面から下方に向かってき裂が生じ破断した様相を呈していること、機体の速度が速い時期に前脚が接水して海底に接触した際の衝撃が最も大きいと考えられること等から、前脚が海面及び海底に接触した時の抵抗により、ステーション+180.000付近に衝撃的に下向きモーメントが作用して、その部分にき裂が発生した。続いて、海底痕跡㊹に沿って胴体下面が海底に接触しながら進行することによって、遂にこの部分の胴体は前後二つに破断したものと認定した。

イ. 胴体機首部が破断した後海底痕跡㊹に沿って胴体下面を海底に接触させながら進行する間に、胴体機首部下面の海底との接触抵抗により、胴体機首部の進行速度がにぶり、他方後部胴体は、その質量が大きいので慣性もまた大きいこと及び主翼がうみ出す揚力により胴体下面と海底との間の抵抗が比較的小さいこと等の理由により、進行速度がそれ程にぶらないため、これが胴体機首部に乗り上げるように重なり、その間にステーション+70.000付近を損壊せしめつつ重なりを増し、最終段階において、後方胴体が胴体機首部に完全におおいかぶさる状態となって停止したものと認定した。

ウ. 2.15.2.1項に述べたとおり海底痕跡㊺に胴体機首部が接触した際、同機の左横滑りは、機首部についてはかなり抑制されたが、いまだ空中にあった胴体後方部分はおおく残存していた左横滑りにより左に振られて、ステーション+1,360.000からステーション+1,420.000付近に座屈が発生したものと認定した。

2.15.2.3 各段階ごとの同機の姿勢及びその損壊状況

主要残骸の散乱状況、進入灯の損壊状況、航空機の損傷・損壊状況及び海底痕跡の調査結果等を参考とし、縮尺百分の一の事故現場模型及びDC-8-61型機模型を製作使用して、最終段階における同機の姿勢及びその損壊状況を推定した。

事故現場の模型は、第14番から第19番までの進入灯を配し、あわせて海底痕跡を配した。航空機の模型は、三軸に対して自由に姿勢変化を可能ならしめるように製作した。

背景には、グラフ板を配して、側方、前方及び上方から写真撮影を行い、その写真からピッチ、バンク及び方位を測定した。

(1) 第1段階

同機は、FDRの記録によれば、墜落直前には機首方位を328度から334度に変えつつ、かつ、対気速度を124ノットに減少しつつ下降していた。

同機は、先ず前脚が接水して海底痕跡④に接触し、その一瞬後に右主翼々端部（前縁位置XFS 710.000～XFS 860.000、下面位置XFS 660.000～XFS 860.000の部分に損壊があり、その長さは5メートルで、進入灯の黄赤色塗料が付着していた。）が第14番進入灯（進入灯の幅5メートルの灯架台とともに5基の進入灯器が破損、脱落していた。）と接触する関係位置となる。

これらのことから、同機は、機首方位約334度、降下角約18度、機首下げ約8度、右バンク約7度の姿勢で最初に前脚から接水したものと推定される。

また、+XRS 589.000から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あることから、このとき機体は左横滑りの状態であったと推定された。

(2) 第2段階

同機の前脚タイヤが海底痕跡④の進行方向末端で揚収されたことから、前脚は、海底痕跡④に沿って海底に接触しつつ進行する間に折損したものと推定され、このときの前脚からの衝撃により、胴体機首部（ステーション+180.000付近）に上面から下方に向かうき裂が発生し、続いて海底との接触によりその下面の破壊が生じ始めたものと推定された。また、このとき、胴体左側面ステーション+1,380.000～+1,420.000付近に座屈があることから、左横すべりが抑制されたものと推定された。前脚、左右主脚及び胴体右側面の損壊の様相も、これらのことを裏付けている。

この過程において、右主翼根が損壊し、左右主脚が海底痕跡⑧及び⑨で、第3及び第4エンジンが海底痕跡⑩及び⑪で、それぞれ海底に接触して、折損、脱落したものと推定された。

この時点の機体の姿勢は、同機の左右主脚を海底痕跡⑧及び⑨に、第3及び第4エンジンを海底痕跡⑩及び⑪にそれぞれおき、第1及び第2エンジンを海面に接触させないようにして、写真による計測を行った結果、機首方位約335度、機首下げ約3度、右バンク約8度と推定された。

(3) 第3段階

海底痕跡⑫の位置、第15番進入灯の架台左端の進入方向への変形及び左側灯柱の進入方向への傾き変形並びに右主翼端前縁部の損傷（XFS 885.000から翼端にかけて長50センチメートルの欠損等）と機体（第1エンジン、第2エンジンは接水しない。）の関係位置から、同機は、第15番進入灯の通過の際には、機首方位約340度、機首下げ約7度、右バンク約2度の姿勢であったものと推定された。

(4) 第4段階

第 16 番及び第 17 番進入灯に損傷がないこと、胴体機首部の接触痕跡である海底痕跡⑥の位置並びに第 1 及び第 2 エンジンの飛散位置と機体の関係位置から、同機は、右主翼が第 16 番進入灯上方を通過した時にはやや機首下げ及び左バンクの姿勢で進行し、その時第 1 及び第 2 エンジンはわずかに接水したかしないかの状態にあったものと推定された。

第 1 及び第 2 エンジンは、その飛散位置がそれぞれ第 17 番進入灯の西 26 メートル及び同進入灯の西南西 21 メートルにあったことから、機体の進行するにつれて接水し、これに伴う衝撃により、第 17 番進入灯上方を右主翼が通過する以前に第 2 エンジン、続いて第 1 エンジンの順にパイロンから破断して脱落したものと推定された。

第 18 番進入灯の手前に右主脚が脱落していたことから、右主翼が第 17 番進入灯上方を通過した後に、右主脚は、機体から分離して脱落したものと推定された。

第 2 段階で上下にき裂が生じた胴体は、海底痕跡④と⑥との間においてはまだ前後部一体となっていたが、その後、海底痕跡⑥に再度接触して胴体下面の損壊が進行し、前後二つに分離したものと推定された。

(5) 第 5 段階

第 18 番進入灯が上方から押しつぶされたような損傷状態で灯柱が折損して進行方向に倒れていたこと及び右主翼下面XRS 358.000付近に進入灯の黄赤色塗料が付着した四角形状の擦過痕（閃光灯器の形状に見合うもの）があったこと等から、右主翼が第 18 番進入灯の上方からこれに接触して押し倒したものと推定された。

胴体は、海底との接触により下部を損壊させつつ進行し、最終的には後部胴体が胴体機首部に乗りあげ、第 19 番進入灯の左 1.5 メートルの所に胴体破断部が位置し、機首方位 342 度でかく座した。その際、右主翼根が損壊部で完全に破断したものと推定された。

2. 15. 3 操縦系統に関する調査

同機の操縦系統について詳細な調査を行った結果は、次のとおりであった。

(1) エルロン系統、エレベータ系統及びラダー系統

特段の不具合は認められなかった。

(2) ホリゾンタル・スタビライザ・トリム系統

不具合は認められず、ジャッキ・スクリュの寸度計測の結果、スタビライザ・トリムの設定値は機首上げ方向に 5.2 度であった。

(3) ウィング・フラップ系統

(イ) 左主翼フラップ

内側フラップは、左主脚が後方へ折れ曲げられた際に損傷し、ヒンジ部からむしり取られて脱落しており、外側フラップは、現場調査では損傷が少なかったが、機体を揚収する際に 2 片に分離し、第 4 ヒンジから第 5 ヒンジまでの 1 片は回収されたが、第 3 ヒンジから第 4 ヒンジまでの部分は回収されなかった。

(ロ) 右主翼フラップ

内側フラップは、数片に損壊し、ヒンジ部から脱落していた。

外側フラップは、エギゾースト・ゲートが脱落していたのみで、機体についていた。

- (ハ) 事故当時の状態を示していると思われる右主翼の第 2 フラップ・ヒンジ部のアクチュエーティング・シリンダの伸長量を計測したところ、24.0 インチであり、フラップ 45 度下げの状態に相当する。フラップ・コントロール・レバーが 50 度下げの位置にあったこと及びフラップ系統に墜落時の損傷以外の不具合が認められなかったことから、同機のフラップは当時 50 度下げの状態にあったが、接水した際に受けた水圧により、45 度下げの位置まで押し上げられたものと認められた。

(4) ウィング・スロット系統

左右両主翼の内側及び外側スロットのアクチュエータは、正常に作動しており、いずれのスロットも開いた状態で、同系統に不具合は認められなかった。

(5) スポイラ系統

左主翼のスポイラは、左主脚の後方への屈曲により第 1 スポイラ・パネルが上方へ曲って損傷していたが、第 2～第 5 スポイラは損傷していなかった。

右主翼のスポイラは、右主翼の破断とともに破断部位にあった第 3 スポイラ・パネルが損傷、脱落したが、第 1、第 2、第 4 及び第 5 スポイラ・パネルは損傷していなかった。

グラウンド・スポイラ・アクチュエーティング・シリンダ（左右のグラウンド・スポイラのために 1 個ある。）の伸長量を計測したところ、80 ミリメートル伸長していてグラウンド・スポイラが閉の状態を示していた。フライト・スポイラ・アクチュエーティング・シリンダは、左主翼側が 105 ミリメートル伸長しており、右主翼側は縮んでいた。これは、左主翼側フライト・スポイラが閉、右主翼側フライト・スポイラが 55 度展開状態にあったことを示すが、スポイラ・コントロール・レバーはアーム位置にあり、両主翼のスポイラ・パネルが閉の位置にあったこと及び同スポイラ系統に不具合が認められなかったことから、右主翼が破断した際、右主翼フライト・スポイラ・アクチュエーティング・シリンダが縮んだことによるものと認められる。

2. 15. 4 エンジンに関する調査（第 15 図参照）

エンジンに関する調査は、機体墜落時の衝撃による損壊以外のエンジンの不具合発生のもととなる故障又は異常の有無及び機体墜落時のエンジン出力の状況の解明に重点を置いて、必要な範囲内に限って行った。

2. 15. 4. 1 エンジンの分解調査

エンジンの分解範囲は、低圧 (N_1) コンプレッサ（以下「LPC」という。）、高圧 (N_2) コンプレッサ（以下「HPC」という。）並びに高圧 (N_2) タービン（以下「HPT」という。）及び低圧 (N_1) タービン（以下「LPT」という。）の 3 つの部分に分割してそれぞれの回転部分の損壊状況が確認できる程度とした。ただし、外形上リバース状態にあった内側第 2 及び第 3

エンジンの代表として、第 2 エンジン は、完全分解した。

その結果は、次のとおりである。

なお、本項中の時刻による位置表示は、エンジンを後方から見て時計回りに表現したものである。左右は、エンジンを後方からみて左右とし、前後は、エンジンを後方からみて手前を後、向う側を前とした。

2. 15. 4. 1. 1 第 1 エンジン (写真 16 参照)

1. ノーズ・カウル

同カウルの下半分の左側及び右側の外板は、上方へもり上って変形、破損していた。

ノーズ・コーンは、下方がへこみ、変形していた。

2. エンジン・ナセル

前方エンジン・カウル・ドアは、左側が変形、破損し、右側は破損、脱落していた。また、下方センタ・カウル・ドアは、左側及び右側ともに破損、脱落していた。

後方エンジン・カウル・ドアは、左側が破損、脱落しており、右側は変形、破損していた。

3. エンジン・ケーシング及びエンジン・マウント

損傷はなかった。

4. エンジン・パイロン

パイロンは、後方エンジン・マウント・バルクヘッドの前方で破断して、エンジンに取り付いていた。

同パイロンの上方及び下方スパーは、いずれも後方エンジン・マウント・バルクヘッドの前方で破断しており、下方部分も破損していた。また、同パイロンは、機首方向右側に向って破断していた。

同パイロンの側面外板の損傷は、左側に比して右側が著しかった。

5. エンジン本体

(1) LPC

インレット・ガイド・ベーン (IGV) : 同ベーン 23 枚は、すべてその後縁部が LPC 第 1 段ロータ・ブレードと接触して破損していたが、コンプレッサ・インレット・ケースから脱落しているものはなかった。

LPC 第 1 段ロータ (ファン) : ブレード 35 枚のうち 21 枚がブレード・ルート部で破損、脱落していた。

LPC 第 1 段ステータ (ファン) : ベーン 35 枚のうち 9 時から 10 時の位置の間の 4 枚の前縁部が損傷していた。

その他には損傷はなかった。

(2) HPC

HPC 第 10 段ロータ : ブレード 75 枚が全体的に前方に、かつ、エンジンの回転方向と逆方向に湾曲していた。

HPC 第 10 段ステータには損傷はなかった。

HPC 第 11 段から第 16 段までの各段のロータ及びステータは、分解しなかった。

(3) LPT 及び HPT

損傷はなかった。

6. エンジンの補機類

補機駆動ギヤ・ボックスに取付けられている燃料ポンプ・ユニット等の補機類には、海水による腐食が認められたが、ほとんど損傷はなかった。また、これら補機類の駆動軸に設けられているシャ・セクション部は、いずれもせん断されていなかった。

2. 15. 4. 1. 2 第 2 エンジン (写真 17 参照)

1. ノーズ・カウル

同カウルの下半分の左側及び右側の外板は、4 時から 8 時の位置の間でいずれも後上方へめくれ上って変形、破損しており、また、同カウルは、コンプレッサ・インレット・ケースとの取付部から脱落していた。

ノーズ・コーンは、その先端部及び下部が変形、破損して、フロント・アクセサリ・ケースとの取付部から脱落していた。

2. エンジン・ナセル

前方エンジン・カウル・ドアは、左側が上方へ突き上げられて変形、破損しており、右側は破損、脱落していた。また、上方センタ・カウル・ドアは、左側及び右側ともに変形、破損しており、下方センタ・カウル・ドアは、左側及び右側ともに破損、脱落していた。

後方エンジン・カウル・ドアは、左側及び右側ともに破損、脱落していた。

3. エンジン・ケーシング

コンプレッサ・リア・ケースは、7 時から 5 時の位置の間が座屈、変形しており、12 時位置の変形が大きかった。

インターメディエート・ケースは、6 時から 12 時の位置（左側部分の間）が座屈していた。

エキゾースト・ノズル及びエキゾースト・ノズル・カウリングは、ともにその下部が右側へ湾曲、変形していた。

その他には損傷はなかった。

4. エンジン・マウント

左前方マウントには損傷はなかった。

右前方マウントは、フィッティングと外側リンクを結合するボルト及び内側リンクのアイ・エンド・ネック部が破断していた。

後方マウントは、リンクのアイ・エンド・ネック部で破断しており、左側及び右側のアームが前方へわずかに湾曲していたが、各結合ボルトには損傷はなかった。

エンジン側の左側及び右側前方マウント取付部（インターメディエート・ケースの F フランジ）には、損傷はなかった。

エンジン側の後方マウント取付部（タービン・エキゾースト・ケースのL及びMフランジ）は、Lフランジが同後方マウントの左側リング付近でわずかに湾曲していた。

パイロン側の左側及び右側前方マウント取付部には損傷はなかったが、同マウント取付部の近傍のパイロン構造部は破損していた。

パイロン側の後方マウント取付部は、パイロンに同マウントのリング部が取付いた状態で後方へスイングしており、さらに、同マウントのヨーク取付部が下から突き上げられてその構造部が破損、変形していた。

5. エンジン・パイロン

パイロンは、後方エンジン・マウント・バルクヘッドの手前で破断し、エンジンに取付いた状態で脱落していた。

同パイロンの上方及びスリム・スパーは、いずれも後方エンジン・マウント・バルクヘッドの前方で破断しており、下方部分も破損していた。また、同パイロンは、機首方向左側に向かい下方へ破断していた。

同パイロンの側面外板の損傷は、右側に比して左側が著しかった。

6. エンジン本体

(1) LPC

インレット・ガイド・ベーン（IGV）：4時から12時の位置の間のベーンの後縁部が損傷しており、特に9時位置のベーンの損傷がはなはだしかったが、コンプレッサ・インレット・ケースから脱落しているものはなかった。

LPC第1段ロータ（ファン）：ブレード35枚はすべてブレード・ルート部で破損、脱落していた。

LPC第1段ステータ（ファン）：ベーン55枚のうち6時から12時の位置の間の23枚がコンプレッサ・フロント・ケースから破損、脱落していた。

LPC第2段ロータ（ファン）：ブレード32枚はすべてブレード・ルート部で破損、脱落していた。

LPC第3段ステータ：ベーン数枚の後縁部にへこみが認められた。

LPC第4段ロータ：ブレード2枚がエンジンの回転方向と逆方向にゆるく湾曲していた。

LPC第4段ステータ：ベーン66枚のうち3時から2時の位置の間の22枚の後縁部が損傷していた。

LPC第5段ロータ：ブレード62枚のうち3枚はエンジンの回転方向と逆方向にゆるく湾曲し、8枚はそのブレード・チップがエンジンの回転方向と逆方向にめくれ上っていた。

LPC第5段ステータ：ベーン96枚のうち10枚の後縁部に、その先端からブレード・ルート側へ約1/3の位置に、ロータ・ブレードによるこすれ損傷が認められた。

LPC第6段ステータ：ベーン96枚のうち9時から3時の位置の間の24枚の後縁部に損傷が認められた。

LPC第7段ロータ：ブレード82枚のうち6枚がブレード・ルート部からエンジンの回転方向と逆方向にゆるく湾曲していた。また、4枚が同様に大きく湾曲していた。

LPC第7段ステータ：ベーン106枚のすべての後縁先端部に損傷が認められた。

LPC第8段ロータ：ブレード100枚のうち6枚がエンジンの回転方向と逆方向に湾曲していた。また、すべてのブレードのブレード・チップにこすれが認められた。

LPC第8段ステータ：ベーン120枚のうち6時から12時の位置の間の30枚の後縁部にこすれが認められた。

LPC第9段ロータ：ブレード102枚のうち2枚がエンジンの回転方向と逆方向にゆるく湾曲していた。

LPC第6段ロータのブレード、エグジット・ガイド・ベーン及びエグジット・ベーンには損傷はなかった。

(2) HPC

HPC第10段ロータ：ブレード73枚のうち24枚はブレード・ルート部より破損、脱落していた。また、残りの49枚はブレード・ルート部よりエンジンの回転方向と逆方向に湾曲していた。

HPC第10段ステータ：ベーン96枚のうち14枚がルート部から破損、脱落していた。

HPC第11段ロータ：ブレード75枚のうち39枚がエンジンの回転方向と逆方向に湾曲しており、このうち10枚は湾曲がはなはだしく、他の29枚の湾曲は緩やかであった。

HPC第11段ステータ：ベーン122枚のうち1時から4時の位置の間の11枚の後縁部が著しく損傷していた。

HPC第12段ロータ：ブレード75枚は全体的にエンジンの回転方向と逆方向に緩く湾曲していたが、そのうち12枚は著しく湾曲していた。

HPC第12段ステータ：7時から10時の位置の間のベーンがエンジンの回転方向に緩く湾曲していた。また、6時、7時及び9時の位置のベーン4枚が著しく湾曲していた。

HPC第13段ロータ：ブレード75枚は全体的にエンジンの回転方向と逆方向に緩く湾曲していたが、そのうち8枚は著しく湾曲していた。

HPC第13段ステータ：ベーン140枚のうち1時の位置の1枚及び6時の位置の1枚の後縁部が損傷していた。

HPC第14段ロータ：ブレード85枚のうち1枚がエンジンの回転方向と逆方向に大きく湾曲していた。

HPC第14段ステータ：ベーンは全体的にその後縁部にわずかなへこみが認められた。

HPC第15段ロータ：全体的にブレード後縁先端部にわずかなへこみがあった。

HPC第15段ステータ：ベーン174枚のうち1時の位置の6枚及び3時の位置の1枚の後縁部にわずかに損傷が認められた。

HPC第16段ロータのブレード及びエグジット・ベーンには損傷はなかった。

(3) LPT及びHPT

損傷はなかった。

7. エンジン補機類

補機駆動ギヤ・ボックスに取付けられている燃料ポンプ・ユニット等の補機類には、海水による腐食が認められたが、ほとんど損傷はなかった。また、これら補機類の駆動軸に設けられているシャ・セクション部は、いずれもせん断されていなかった。

2. 15. 4. 1. 3 第3エンジン（写真 18 参照）

1. ノーズ・カウル

同カウルは、全体的に押しつぶされた状態で、上部内側の外板は下方へ折れ曲り、下部の外側及び内側の外板はそれぞれ変形、破損し、半円形状態になって、コンプレッサ・インレット・ケースとの取付部から破損、脱落していた。

ノーズ・コーンは、その先端部及び下部が変形、破損して三角形状となり、フロント・アクセサリ・ケースとの取付部から脱落していた。

2. エンジン・ナセル

前方エンジン・カウル・ドアは、左側が後方へねじれて破損、脱落しており、右側も破損、脱落していた。また、上方センタ・カウル・ドアは、左側及び右側ともに変形、破損しており、下方センタ・カウル・ドアは、左側及び右側ともに破損、脱落していた。

後方エンジン・カウル・ドアは、左側及び右側ともに破損、脱落していた。

3. エンジン・ケーシング

コンプレッサ・リア・ケースは、7時から6時の位置（底部を除く外周）の間が座屈しており、2時位置の変形が大きかった。

インターメディエート・ケースは、7時から2時の位置の間が座屈しており、10時から11時の位置（左側上部）の間の変形が大きかった。

デフューザ・ケースは、10時から11時の位置の間のエア・ブリード・ホール・フランジ部の周辺にへこみが認められた。

その他には損傷はなかった。

4. エンジン・マウント

左前方マウントは、フィッティングとロワー・リングを結合するボルトが破断して、フィッティングのフォーク・エンドに同結合ボルトの頭部及びナット部が残っており、フォーク・エンドは前方へ少し開いた状態で変形していた。また、ロワー・リンクのアイ・エンドは、そのネック部分から後方へわずかに湾曲していた。

右前方マウントは、フィッティングと外側リンクを結合するボルトが破断しており、また、内側リンクのアイ・エンドはそのネック部分から破断していた。

左及び右前方マウントのそれぞれのフィッティングを結合しているストラットがわずかにねじれて変形していた。

後方マウントは、リンク及びアームには損傷はなかったが、リンクの上方右側のアイ・エンドが破損し、ヨークとリンクとを結合するボルトが2本ともに破断していた。

エンジン側の左側前方マウント取付部の後方フランジが前方へ湾曲していた。右側前方マウント取付部のフランジには損傷はなかった。

エンジン側の後方マウント取付部には損傷はなかった。

パイロン側の前方マウント取付部近傍のパイロン構造部は著しく破損していた。

パイロン側の後方マウント取付部は著しく破損していた。

5. エンジン・パイロン

パイロンは、後方エンジン・マウント・バルクヘッドの手前で破断し、エンジンに取付いた状態で脱落していた。全体的に原形をとどめないまでに破損し、わずかにエンジンの左側及び右側前方マウント取付部の構造部が残っているのみであった。

同パイロンの上方及びスリム・スパーは、いずれも後方エンジン・マウント・バルクヘッドの前方で破断しており、下方部分も破損していた。また、同パイロンは、機首方向右側に向かい、下方へ破断していた。

同パイロンの側面外板の損傷は、左側に比して右側が著しかった。

6. エンジン本体

(1) LPC

インレット・ガイド・ベーン（IGV）：ベーン23枚のうち4時から7時の位置の間の5枚がコンプレッサ・インレット・ケースから破損、脱落していた。また、残りの18枚の後縁部が損傷していた。

LPC第1段ロータ（ファン）：ブレード35枚はすべてブレード・ルート部で破損、脱落していた。

LPC第1段ステータ（ファン）：ベーン55枚のうち7時の位置の1枚、9時の位置の2枚、3時の位置の1枚及び5時の位置の2枚の計6枚は、コンプレッサ・フロント・ケースに取付いていたが、残りの49枚は同ケースから破損、脱落していた。

LPC第2段ロータ（ファン）：ブレード32枚はすべてブレード・ルート部で破損、脱落していた。

エグジット・ガイド・ベーン：ベーン38枚のうち12時及び4時の位置の3枚がコンプレッサ・エグジット・ケースより破損、脱落していた。

LPC第3段ステータ：ベーン56枚のうち2時の位置の4枚、3時から4時の位置の間の11枚及び6時から8時の位置の間の13枚の計28枚は、コンプレッサ・エグジット・ケースに取付いていたが、残りの28枚は同ケースから破損、脱落していた。

LPC第4段ロータ：ブレード51枚のうち2枚はブレード・ルート部より破損、脱落していた。残りの49枚はブレード・ルート部よりエンジンの回転方向と逆方向に湾曲していた。

LPC第4段ステータ：ベーン 66 枚のうち 6時から9時の位置の間の 11 枚はルート部から破損、脱落していた。残りの 55 枚の後縁部はブレードにより削られて損傷していた。

LPC第5段ロータ：ブレード 62 枚はブレード・ルート部よりエンジンの回転方向と逆方向に湾曲していた。

LPC第5段ステータ：ベーン 96 枚のうち 3時から9時の位置の間の 44 枚は、ルート部から破断、分離していた。残りの 52 枚も破損していた。

LPC第6段ロータ：ブレード 62 枚のうち 1枚はブレード・ルート部より破損、脱落し、残りの 61 枚のブレードはすべてブレード・ルート部よりエンジンの回転方向と逆方向に湾曲していた。

LPC第6段ステータ：ベーン 96 枚のすべての後縁部に損傷が認められた。

LPC第7段ロータ：ブレード 82 枚のうち 2枚はタブ・テール・ルート部がディスクより抜け出して脱落していた。残りの 80 枚のブレードはすべてブレード・ルート部よりエンジンの回転方向と逆方向に湾曲していた。

LPC第7段ステータ：ベーン 106 枚のすべての後縁部がつぶれており、特に 12 時の位置付近のものの損傷が大きかった。

LPC第8段ロータ：ブレード 100 枚のすべてがエンジンの回転方向と逆方向に湾曲していた。

LPC第8段ステータ：4時から12時の位置の間のベーンの後縁部が損傷していたが、特に5時から9時の位置の間のものの損傷が大きかった。

LPC第9段ロータ：ブレード 102 枚のうち 2枚はブレード・ルート部より破損、脱落し、8枚はブレード・ルート部よりエンジンの回転方向と逆方向に湾曲していた。

エグジット・ベーン：ベーン 30 枚のすべてに損傷はなかった。

(2) HPC

HPC第10段ロータ：ブレード 73 枚のうち 30 枚がブレード・ルート部より破損、脱落していた。残りの 43 枚のブレードはブレード・ルート部よりエンジンの回転方向と逆方向に湾曲していた。

HPC第10段ステータ：6時から9時の位置の間のベーンに損傷が認められた。

HPC第11段から第16段までの各段のロータ及びステータ並びにエグジット・ベーンは、分解しなかった。

(3) LPT及びHPT

損傷はなかった。

7. エンジン補機類

補機駆動ギヤ・ボックスに取付けられている燃料ポンプ・ユニット等の補機類には、海水による腐食が認められたが、ほとんど損傷はなかった。また、これら補機類の駆動軸に設けられているシャ・セクション部は、いずれもせん断されていなかった。

2.15.4.1.4 第4エンジン（写真19参照）

1. ノーズ・カウル

同カウルは、全体的に押しつぶされた状態で、下部の外側及び内側の外板は上方へそれぞれ変形、破損し、半円形状になっていて、コンプレッサ・インレット・ケースとの取付部から破損、脱落していた。

ノーズ・コーンは、その先端部及び下部が変形、破損して三角形状となり、フロント・アクセサリ・ケースとの取付部から脱落していた。

2. エンジン・ナセル

前方エンジン・カウル・ドアは、左側及び右側ともに破損、脱落しており、上方センタ・カウル・ドアは、左側及び右側ともに変形、破損していた。また、下方センタ・カウル・ドアは左側及び右側ともに破損、脱落していた。

後方エンジン・カウル・ドアは、左側及び右側ともに破損、脱落していた。

3. エンジン・ケーシング

コンプレッサ・リア・ケースは、2時から11時の位置の間が座屈していた。

インターメディエート・ケースは、9時から5時の位置の間が座屈していた。

その他には損傷はなかった。

4. エンジン・マウント

左前方マウントは、ロワー・リンクのアイ・エンドのネック部分が破断していた。

右前方マウントは、フィッティングと外側リンクを結合するボルトが破断しており、内側リンクはそのアイ・エンドがネック部分で破断していた。

左及び右前方マウントのそれぞれのフィッティングを結合しているストラットは、左前方マウントのフィッティングと結合する部分が、後方へ、かつ、内側へねじられて湾曲していた。

後方マウントは、左側及び右側のアーム及びリンクがいずれも破損、脱落しており、ヨークはパイロン側に取付いていた。また、リンクとヨークを結合している左側の結合ボルトが破断していた。

エンジン側の左側及び右側前方マウント取付部には、損傷はなかった。

エンジン側の後方マウント取付部は、L及びMフランジともに破損しており、左側及び右側の後方マウント取付部のLフランジは、同フランジの円周方向に沿って前方へ破断していた。

パイロン側の左側前方マウント取付部は、パイロン構造部から破損、脱落していた。また、右側前方マウント取付部は、比較的損傷が少なかった。

パイロン側の後方マウント取付部は、損傷が少なく、パイロン構造部の変形はなかった。

5. エンジン・パイロン

パイロンは、後方エンジン・マウント・バルクヘッドの手前で破断し、エンジンに取付いた状態で脱落していた。全体的に原形をとどめないまでに破損していた。

同パイロンの上方及び下方スパーは、いずれも後方エンジン・マウント・バルクヘッドの前

方で破断しており、下方部分も破損していた。また、同パイロンは機首方向右側に向って破断していた。

同パイロンの側面外板の損傷は、左側に比して右側が著しかった。

6. エンジン本体

(1) LPC

インレット・ガイド・ベーン（IGV）：ベーン 23 枚のうち 3 時の位置の 2 枚及び 7 時から 9 時の位置の間の 4 枚の計 6 枚が、コンプレッサ・インレット・ケースから破損、脱落していた。残りの 17 枚はいずれも後縁部が損傷していた。

LPC 第 1 段ロータ（ファン）：ブレード 35 枚のすべてがブレード・ルート部より破損、脱落していた。

LPC 第 1 段ステータ（ファン）：ベーン 55 枚のうち 3 時から 4 時の位置の間の 7 枚及び 6 時から 9 時の位置の間の 16 枚の計 23 枚が、コンプレッサ・フロント・ケースから破損、脱落していた。

LPC 第 2 段ロータ（ファン）：ブレード 32 枚のうち 28 枚がブレード・ルート部より破損、脱落していた。

エグジット・ガイド・ベーン：ベーン 38 枚のうち 9 時の位置の 2 枚が、コンプレッサ・エグジット・ケースから破損、脱落していた。また、12 時の位置の 2 枚の後縁部にへこみが認められた。

LPC 第 3 段ステータ：ベーン 56 枚のうち 8 時の位置の 5 枚の後縁部に欠損が認められた。

LPC 第 4 段ロータ：ブレード 51 枚のすべてに損傷はなかった。

LPC 第 4 段ステータ：ベーン 66 枚のうち 10 時の位置の 3 枚の後縁部が損傷していた。

LPC 第 5 段から第 8 段までのロータ、ステータ及びエグジット・ベーンは、いずれも分解しなかった。

LPC 第 9 段ロータ：ブレード 102 枚のうち 8 枚がブレード・ルート部よりエンジンの回転方向と逆方向に湾曲しており、2 枚はブレード・ルート部より破損、脱落していた。

エグジット・ベーン：ベーン 30 枚のすべてに損傷はなかった。

(2) HPC

HPC 第 10 段ロータ：ブレード 73 枚のすべてがブレード・ルート部よりエンジンの回転方向と逆方向に緩く湾曲していた。

HPC 第 10 段ステータ：ベーン 96 枚のすべてに損傷はなかった。

HPC 第 11 段から第 16 段までのロータ、ステータ及びエグジット・ベーンは、分解しなかった。

(3) LPT 及び HPT

損傷はなかった。

7. エンジン補機類

補機駆動ギヤ・ボックスに取付けられている燃料ポンプ・ユニット等の補機類には、海水による腐食が認められたが、ほとんど損傷はなかった。また、これら補機類の駆動軸に設けられているシャ・セクション部は、いずれもせん断されていなかった。

2. 15. 4. 2 エンジン燃料管制器（FCU）の分解調査

同機のエンジンに装着されていた燃料管制器を分解して、機体墜落時の衝撃により内部部品に発生した接触痕跡の有無について調査した。なお、これは、損傷のはなはだしかった第3及び第4エンジンに装着されていた燃料管制器についてのみ行った。

燃料管制器の構成部品のうちエンジン出力の増減に伴い比較的長い軌跡を摺動するカム及びカム・フォロワについて調査した結果、第3及び第4の各エンジン用燃料管制器のスピード・セット・カムとスピード・セット・レバー・カム・フォロワとの接触面及びアクセル・リミッティング・カムと同フォロワとの接触面には、いずれも衝撃による圧痕は認められなかった。

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

同機のエンジンのパワー・レバー及びリバース・レバー並びにこれらに付属するエンジン操作系統を取外して調査したところ、センタ・ペデスタルの下部にあるパワー・セクタ（アルミニウム合金製）の溝部に、墜落した際にエンジン・コントロール・ケーブルによって生じたものと思われる痕跡（圧力痕）が認められた。

この痕跡からパワー・レバー及びリバース・レバーの位置を求めたところ、第1エンジンについてはそのパワー・レバーが約8度、第4エンジンについてはそのパワー・レバーが約10.5度それぞれフォワード・アイドル位置からフォワード推力位置側にあり、また、第2エンジンについてはそのリバース・レバーが約49度、第3エンジンについてはそのリバース・レバーが約61度それぞれ当初の位置から引き起こした位置にあった（第16図参照）。

註 2. 15. 4. 4. 1 参照。

これらのパワー・レバー及びリバース・レバーの位置を事故機と同型式機（ダグラス式DC-8-61型、JA8057）の場合にあてはめて、地上において静止時の定常状態におけるエンジン出力の計測を行ってみた。その結果は次のとおりであった。なお、この出力は、同型式機であっても、機体によって、また、エンジン・コントロール機構のアラインメントによって多少異なる。

	第1エンジン	第2エンジン	第3エンジン	第4エンジン
N ₁ 回転 パーセント	32.5	41.5	40.2	33.6
N ₂ 回転 パーセント	59.0	70.0	69.5	62.0
EPR	1.03	1.065	1.065	1.03
燃料流量 ポンド/時	1,200	1,700	1,700	1,100
排気温度 度C	340	360	350	340
上記データから計算した推力 パーセント	約 5.5	約 12.0 (実効 8.5)	約 12.0 (実効 8.5)	約 5.5

昭和57年8月19日実施。外気温度30度C、QNH 29.82インチ/水銀柱。

エンジン側のパワー・コントロール・ドラムには、同ドラムの材質がスチール合金であったため、ケーブルの痕跡は認められなかった。

2. 15. 4. 4 リバース機構に関する調査

2. 15. 4. 4. 1 リバース操作（第 16 図参照）

操縦室内のセンタ・ペデスタルには、エンジン 1 個について 1 本の計 4 本のパワー・レバーがある。それぞれのパワー・レバーには、その上部取手を軸にして動くリバース・レバーが取付けられている。

通常、リバース・レバーは、パワー・レバーの前方下方向をむいたままの状態、パワー・レバーとともに動く。パワー・レバーは、アイドル位置から約 60 度前方へ押し出されると、フル・フォワード推力位置になる。逆推力を使用する場合は、まず、パワー・レバーをフォワード・アイドル位置（後方へ一杯に引いた位置。）まで引く。次いでリバース・レバーをリバース・アイドル位置（当初の位置から約 52 度引き上げられた位置。）まで引き上げる。この操作によりリバース・システムが作動し始め、最初にファン・リバーサ・カスケード・ドアが開くと同時にプライマリ・スラスト・リバーサ・ドアが開き、次いでファン・リバーサ・カスケード・ベーンが開くと同時にプライマリ・スラスト・リバーサ・ディフレクタが閉じてファンの排気噴流及びタービン排気噴流をせき止めてその方向を変え、エンジンの左右両側面から前方へこれ等噴流を逆噴射し得るような状態にする。

リバース・レバーをリバース・アイドル位置にすると、最初に各エンジンごとに取付けられているドア・オープン・ライト（ファン・リバーサ・カスケード・ドア又はプライマリ・リバーサが格納状態から動き始めたことを示す黒地に橙色でドアーズ・オープンの英文字が浮き出る指示灯。）が点灯し、次いで、完全に逆噴射し得る状態になったことを示すスラスト・ブレーキ・オペレーティング・ライト（橙色地に黒色でスラスト・ブレーキの英文字が浮き出る指示灯。）が点灯する。その後、さらにリバース・レバーを引くと、逆推力が増加し始め、当初位置（フォワード・アイドル位置。）から約 117 度引くとフル・リバース位置になる。この位置においてエンジンはフル・フォワード推力の約 80 % 推力時に相当する運転状態となるが、その実効逆推力はフル・フォワード推力の約 56 % に相当する。

リバース・レバーを当初位置に戻す場合には、上記の過程の逆をたどり、最初にスラスト・ブレーキ・オペレーティング・ライトが消灯し、次いでドア・オープン・ライトが消灯する。

リバース・レバーの下方にあるモニタリング・カム及びアイドラ・クランクにより、同レバーを引いた状態ではパワー・レバーをフォワード・アイドル位置から前方フォワード推力位置側へ動かさないようになっている。また、パワー・レバーをフォワード推力位置からフォワード・アイドル位置まで引き、リバース・レバーに持ちかえて、これをフル・リバース位置まで一気に引くことは、機構上不可能で、リバース・アイドル位置で一旦休まなければならない。

2. 15. 4. 4. 2 リバース操作に要する時間及び関連エンジン・データ

(1) 事故機と同型式機（JA8059）のエンジンを地上運転して、リバース・レバーの操作を行っ

てみたところ、パワー・レバーをフォワード・アイドル位置に戻した時から、その手を離してフォワード・アイドル位置にあるリバース・レバーを引き起こしてもとの位置より 52 度 引いたところにあるリバース・アイドル位置にまで持ってくるのに要する時間は、通常の操作の場合で 2.1 秒（リバース・レバーを動かしている間は、1.1 秒）、急いで行った場合で 1.3 ～ 1.6 秒（リバース・レバーを動かしている間は 0.5 ～ 0.7 秒）であった。リバース・アイドル位置にあるリバース・レバーをフォワード・アイドル位置まで戻すのに要する時間は、通常で 0.9 ～ 1.3 秒、急いで 0.3 ～ 0.4 秒であった。

リバース・レバーをフォワード・アイドル位置から引いてリバース・アイドル位置にした 0.4 ～ 0.7 秒後にドア・オープン・ライトが点灯する。この点灯の時からリバース・システムが作動し始め、その 2.0 ～ 2.6 秒後にスラスト・ブレーキ・オペレーティング・ライトが点灯した時には、完全な逆噴射状態になる。

リバース・レバーをリバース・アイドル位置から戻してフォワード・アイドル位置にした 0.2 ～ 0.6 秒後にスラスト・ブレーキ・オペレーティング・ライトが消える。この消灯の時からリバース・システムはもとに戻り始め、その 2.1 ～ 2.6 秒後にドア・オープン・ライトが消灯した時には完全なフォワード推力状態となる。

- (2) 事故機と同型式機（JA8059）のエンジンを地上運転した時のフォワード・アイドル及びリバース・アイドルの推力状態におけるエンジンの定常状態の諸データは、次のとおりであった。

エンジンの状態				フォワード・アイドル	リバース・アイドル
N ₁	回	転	パーセント	34.8	40.8
N ₂	回	転	パーセント	60.2	71.5
EPR				1.04	1.075
燃	料	流	量 ポンド/時	1.000	1.420
排	気	温	度 度C	300	320
上記データから計算した推力 パーセント				約 6	約 12.5 (実効約 8.8)

昭和 57 年 3 月 24 日実施。外気温度 16 度 C、QNH 29.66 インチ / 水銀柱。

2. 15. 4. 4. 3 リバース機構の分解調査

1. 第 1 エンジン・スラスト・リバーサ

ファン・リバーサ・カスケード・ドアは、左側及び右側ともに閉じた状態にあった。

プライマリ・スラスト・リバーサ・ドアは閉じた状態にあり、プライマリ・スラスト・リバーサ・ディフレクタは開いた状態にあった。

上部及び下部プライマリ・スラスト・リバーサ・ドア・アクチュエーティング・シリンダ並びに上部及び下部プライマリ・スラスト・リバーサ・ディフレクタ・アクチュエーティング・シリンダのロッドは、いずれも縮んだ状態にあった。

2. 第 2 エンジン・スラスト・リバーサ

ファン・リバーサ・カスケード・ドアーは、右側が半分開いた状態にあり、左側は閉じた状態にあった。

プライマリ・スラスト・リバーサ・ドアーは、開いた状態にあったが、著しく破損していた。プライマリ・スラスト・リバーサ・ディフレクタは閉じてはいるが、同ディフレクタの合わせ目が10センチメートル開いた状態にあった。

上部及び下部プライマリ・スラスト・リバーサ・ドアー・アクチュエーティング・シリンダのロッドはいずれも伸長していてリバーサ状態にあり、上部プライマリ・スラスト・リバーサ・ドアー・アクチュエーティング・シリンダのロッドは、一方は同シリンダ側から250ミリメートルのところで湾曲し、他方はロッドのロッド・エンドから70ミリメートルのところで破断していた。下部プライマリ・スラスト・リバーサ・ドアー・アクチュエーティング・シリンダのロッドは、同シリンダ側から130ミリメートルのところで破断し、さらに、310ミリメートルのところで湾曲していた。

上部及び下部プライマリ・スラスト・リバーサ・ディフレクタ・アクチュエーティング・シリンダのロッドは、いずれも伸長していてリバーサ状態にあり、上部プライマリ・スラスト・リバーサ・ディフレクタ・アクチュエーティング・シリンダのロッドは、同ディフレクタへの取付部のロッド・エンドから220ミリメートルのところで湾曲し、さらに、260ミリメートルのところで破断していた。下部プライマリ・スラスト・リバーサ・ディフレクタ・アクチュエーティング・シリンダのロッドには、損傷はなかった。

3. 第3エンジン・スラスト・リバーサ

ファン・リバーサ・カスケード・ドアーは、左側及び右側ともに開いた状態にあった。

プライマリ・スラスト・リバーサ・ドアーは開いた状態にあり、プライマリ・スラスト・リバーサ・ディフレクタは完全に閉じた状態にあった。

上部及び下部プライマリ・スラスト・リバーサ・ドアー・アクチュエーティング・シリンダ並びに上部及び下部プライマリ・スラスト・リバーサ・ディフレクタ・アクチュエーティング・シリンダのロッドは、いずれも伸長していてリバーサ状態にあった。

4. 第4エンジン・スラスト・リバーサ

ファン・リバーサ・カスケード・ドアーは右側が半分開いた状態にあり、左側は閉じた状態にあった。

プライマリ・スラスト・リバーサ・ドアーは閉じた状態にあり、プライマリ・スラスト・リバーサ・ディフレクタは開いた状態にあった。

上部及び下部プライマリ・スラスト・リバーサ・ドアー・アクチュエーティング・シリンダ並びに上部及び下部プライマリ・スラスト・リバーサ・ディフレクタ・アクチュエーティング・シリンダのロッドは、いずれも縮んだ状態にあった。

2. 15. 4. 4. 4 スラスト・リバーサ・システム指示灯の調査

1. 第1エンジン用指示灯（写真20及び24参照）

ドアー・オープン・ライト及びスラスト・ブレーキ・オペレーティング・ライトの電球のフィラメントには、それぞれわずかにのびている部分が認められたが、接水の衝撃時に電流が流れていたことに伴う伸長ではない。

2. 第2エンジン用指示灯（写真21及び25参照）

ドアー・オープン・ライト及びスラスト・ブレーキ・オペレーティング・ライトの電球のフィラメントは、いずれも伸びており、点灯された状態で接水時の衝撃により伸長したものと推定された。

3. 第3エンジン用指示灯（写真22及び26参照）

ドアー・オープン・ライト及びスラスト・ブレーキ・オペレーティング・ライトの電球のフィラメントは、いずれも伸びており、点灯された状態で接水時の衝撃により伸長したものと推定された。

4. 第4エンジン用指示灯（写真23及び27参照）

ドアー・オープン・ライト及びスラスト・ブレーキ・オペレーティング・ライトの電球のフィラメントには、それぞれわずかに伸びている部分が認められたが、接水の衝撃時に電流が流れていたことに伴う伸長ではない。

2. 15. 5 計器に関する調査（第17図参照）

同機に装備されていた主要な航法計器並びにエンジン・インストルメント・パネルの全部及びフライト・エンジニア・コントロール・パネルの一部のエンジン計器を分解したところ、次のような機体墜落時の衝撃に伴うものと思われる指針による打痕等が計器目盛板に認められた。

2. 15. 5. 1 飛行計器及び航法計器

1. 第1姿勢指示計の水平線を指示する球体（スフェア）のピッチ目盛付近にフライト・ディレクタ・ピッチ・コマンド・バーの蛍光塗料が付着していたので、この当りの痕跡をシミュレートしたところ、機首上げ5度、右バンク7～8度の状態になった。

第2姿勢指示計の球体には、指針による当りの痕跡はなかった。

2. スタンバイ用水平儀のバーティカル・ジャイロにより駆動されるリング・ギヤと水平線を指示するシャッタ・ドラムを駆動するリング・ギヤにそれぞれわずかに圧痕が認められたので、これらのギヤをかみ合わせて圧痕の位置を合わせたところ、機首下げ2度の状態になった。

3. 第1対気速度計はその目盛板の118ノットの位置に、また、第2対気速度計はその目盛板の129ノットの位置に、それぞれ指針が接触したことによるものと見られるわずかな痕跡が認められた。

4. 第1及び第2無線方位指示計並びに第1及び第2高度計の目盛板には、指針と接触した痕跡はなかった。

2. 15. 5. 2 エンジン計器

1. 第1から第4エンジンの N_1 回転計及び N_2 回転計の目盛板には、いずれも指針と接触した痕

跡はなかった。

2. 第1エンジンのEPR指示計の目盛板には、指針と接触した痕跡はなかったが、第2エンジンの同指示計はその目盛板の0.98の位置に、第3エンジンの同指示計はその目盛板の1.02の位置に、また、第4エンジンの同指示計はその目盛板の1.10の位置に、それぞれ指針が接触したことによるものと見られるわずかな痕跡が認められた。
3. 第2エンジンの燃料流量計の目盛板の1,390～1,400ポンド/時の位置に、指針が接触したことによるものと見られる痕跡が認められたが、第1、第3及び第4エンジンの燃料流量計の目盛板には、指針と接触した痕跡がなかった。

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

(1) パイロット・オーバーヘッド・パネル

同パネルに取付けられている17個の警報灯及び指示灯の電球のフィラメントには、いずれも伸長及び切断は認められなかった。

(2) グレア・シールド・パネル

同パネルに取付けられている4個の警報灯及び指示灯の電球のフィラメントには、いずれも伸長及び切断は認められなかった。

(3) キャプテン・フライト・インストルメント・パネル

同パネルに取付けられている9個の警報灯及び指示灯のうち8個の警報灯及び指示灯の電球のフィラメントには、いずれも伸長及び切断は認められなかったが、オート・パイロット・オフ警報灯の電球のフィラメントが切断していた。

(4) エンジン・インストルメント・パネル

同パネルに取付けられている15個の警報灯及び指示灯のうち9個の警報灯及び指示灯の電球のフィラメントには、いずれも伸長及び切断は認められなかった。

左主脚指示灯（同脚が完全に下ったときに点灯する。）の2個の電球のフィラメントは、上方側が伸びており、下方側が切断していた。

右主脚指示灯（同脚が完全に下ったときに点灯する。）の2個の電球のフィラメントは、上方側が切断しており、下方側は電球が破損していた。

前脚指示灯（同脚が完全に下ったときに点灯する。）の2個の電球のフィラメントは、上方側及び下方側ともに伸びていた。

(5) ファースト・オフィサ・フライト・インストルメント・パネル

同パネルに取付けられている4個の警報灯及び指示灯の電球のフィラメントには、いずれも伸長及び切断は認められなかった。

(6) フライト・エンジニア・コントロール・パネル

同パネルに取付けられている63個の警報灯及び指示灯のうち57個の警報灯及び指示灯の電球のフィラメントには、いずれも伸長及び切断は認められなかった。

ゼネレータ・フェール第2警報灯（第2ゼネレータに不具合が発生したときに点灯する。）の電球のフィラメントは伸びており、また、右マニホールド・フェール警報灯（ニューマテック系統の右側マニホールド・ダクトに不具合が発生したときに点灯する。）の電球のフィラメントも伸びていた。

第1ゼネレータ・アンパラレル、キャビン・ドアー・オープン及びベリー・ドアー・オープンの警報灯並びに第3オルタネート・タンク・シャット・オフ・クローズド指示灯の4個の電球のフィラメントは、いずれも切断していた。

2. 15. 7 飛行記録装置の記録の調査

- (1) 幅12.5センチメートル、長さ60メートルの薄いステンレス箔にダイヤモンド針で記録された打痕（垂直加速度の打痕は1秒に10回、他のパラメータのそれは1秒に1回打刻される。）を光学顕微鏡式FDR読取装置を使って拡大し、基準線及び基準点からの距離を1万分の1インチ単位で読み取った。次いで、この読み取った値を、当該FDRに標準大気圧等により校正したパラメータを記録させた上でその記録を前記と同様の方法で読み取ったものを基準値にして、高度（フィート）、対気速度（ノット）、機首方位（度）及び垂直加速度（G）の値に数値変換した。

変換された高度については、事故当時の東京航空気象台の観測値30.18インチ/水銀柱を高度計規正值として使用して（ただし、前日の異常旋回に係るものについては、30.11インチ/水銀柱を使用。）海面高に換算した。また、日本航空のDC-8型航空機運用規程の高度計校正表により位置誤差補正を加えた。

最終打痕より $\ominus$ 30秒以内の高度、対気速度及び機首方位のデータについては、記録媒体のテープの走行速度の遅速により生ずる「スティッチング現象」の修正を行っている。

経過時間については、航空交通管制交信記録テープに記録されている報時信号を基準として調査した結果、両者の差は、平均+0.15秒/分であるので、特段の修正を行っていない。

垂直加速度の最終記録と他のパラメータのそれとの時間差は、垂直加速度が10回/秒、他のパラメータは1回/秒の割合で記録されるところから、最大0.9秒と考えられる。

なお、経過時間は、記録された各パラメータの最終打痕を基準時刻0.0秒とし、その前を $\ominus$ で表示した。

- (2) こうして得られたFDRの記録から推定されるJL350便の最終段階における飛行の経過は、次のとおりである（第5図参照）。

同機は、08時39分15秒アウト・マーカを高度3,000フィート、対気速度155ノット、機首方位332度で通過し、ILSのローカライザ・コース（332度）及びグライド・パス（2.5度）に従って降下を開始した。同機は、ローカライザ・コース上を機首方位330度ないし336度で進入し、対気速度は、08時40分00秒に高度2,600フィートを通過するまでは150ノットないし162ノット、08時41分05秒に高度1,900フィートを通過するころまでは155ノットないし

171 ノットで飛行し、その後徐々に速度を減じ、08 時 41 分 37 秒に高度 1,400 フィート、134 ノットで通過した。同機は、その後、対気速度 130 ノットないし 138 ノットで降下を継続し、08 時 42 分 30 秒に高度 1,000 フィート、08 時 43 分 25 秒に高度 500 フィート、08 時 43 分 50 秒に高度 300 フィートをそれぞれ通過した。08 時 43 分 52 秒ころより機首方位を 335 度から左方向へ変針しつつ、08 時 43 分 56 秒にミドル・マーカを高度 220 フィート、対気速度 131 ノット、機首方位 332 度で通過し、08 時 44 分 02 秒には機首方位 328 度、高度 160 フィート、対気速度 130 ノットで降下を継続している。同機は、08 時 44 分 04 秒には高度 138 フィートであったが、その後から急激な降下を示し、高度の最終記録は、08 時 44 分 07 秒に 32 フィートであった。

対気速度は、08 時 44 分 02 秒に 130 ノットであったが、その後減速し、最終記録は 124 ノットであった。

機首方位は、08 時 44 分 02 秒に 328 度であったが、その後右方向へ変針し、最終記録は 334 度であった。

- (3) FDR の記録から推定される JL377 便の異常旋回時に係る飛行の経過は、第 4 図のとおりである。

2. 15. 8 操縦室用音声記録装置の記録の調査

2. 15. 8. 1 交信及び会話の記録の調査

航空交通管制交信は、明瞭に CVR に記録されていたほか、航空交通管制交信記録との照合が可能であったため、その文章化は比較的容易であった。機内インターフォンによる会話も明瞭に CVR に記録されていたので、これまた、その文章化は比較的容易であった。しかしながら、各種チェックを含む機内の会話は、キャプテン席右斜め上方の天井にあるエリア・マイクを通じて集音され、CVR に記録されているので、エンジン音その他のバック・グラウンド音や同時進行している各種交信や会話と重なってしまい、これを文章化することは極めて困難であった。

多くの専門家が録音テープを繰り返し繰り返し再生して聞いては、一つ一つの会話を文章化していった。特に重要な最後の 17 秒間については、機長、副操縦士及び航空機関士の発音を別途録音し、サウンド・スペクトロ・アナライザを使用して、CVR の記録と比較対照の上、これを確定した。ただし、08 時 44 分 00 秒に録音されている「チェック」は、機長によるものであることが確認できたし、「チェック」と言ったものと推定し得たが、声が小さすぎて「チェック」と言ったと確定することは不可能であった。また、08 時 44 分 02 秒に録音されていた記録は、航空機関士の声であったことが確認されたものの、その内容については識別が非常に困難であり、音声分析上「ウィ・アー・ロー」となったが、航空機関士の口述では「パウアー・ロー」とのことであった。

最後の 17 秒間における運航乗務員の声の調子であるが、機長の声については、08 時 43 分 50 秒に記録されていた「チェック」の発声には特段の異常は認められなかったが、08 時 44 分 00 秒

に記録されていた「チェック」と推定された発声は、小さく沈みがちな音声であった。副操縦士の声については、08時44分05秒に記録されていた「キャプテン、やめてください」の発声は、かなり興奮気味であり、最後の部分は声の高さが異常に高く悲鳴に近い音声であった。また、航空機関士の声については、前述の「ウイ・アー・ロー」もしくは「パッアー・ロー」の発声は緊迫感がある音声であった。

経過時間については、航空交通管制交信記録テープに記録されている報時信号を基準として、CVRの記録のコピー・テープのテープ走行速度を調整して時間関係を合致させた。

なお、経過時間の表示は海面激突音が記録されている時を0.0秒とし、その前及び後をそれぞれ⊖⊕で表示した。

また、記録は⊕0.4秒で終わっていた（第2表及び別添2参照）。

2. 15. 8. 2 エンジン音及びクリック音の調査

CVRの記録のうちエリア・マイクを介して録音されたエンジン音及びクリック音の音圧レベル及び周波数をサウンド・スペクトロ・アナライザを使用して抽出し、調査分析した結果は、次のとおりである。

(1) エンジン音からするエンジン回転速度の推定

同型式機を使用してエンジンの種々の回転速度に応じて発生するエンジン音をCVRに録音して音響スペクトル・パターンを分析した結果、エンジン計器中の N_1 指示計の指示値に相関する周波数が検出された。この周波数を調べたところ、 N_1 と低圧コンプレッサ第1段ファン・ブレードのブレード数との積に相当するものであることが分かったので、この周波数を連続観察することにより飛行中のエンジン回転速度が推定可能となった。

この周波数が約2,700ヘルツから約1,280ヘルツまで変化しているところから、同機の最終進入の初期においては N_1 が75%ないし60%、⊖120秒ころから⊖70秒ころまでの間の N_1 は約71%でほぼ一定であったことが判明した。⊖70秒から⊖5.5秒までの間の N_1 は約69%であった。⊖5.4秒からは、1秒間に約8.0%の割合で減少し、⊖1.5秒には約36%であった。

また、⊖1.5秒から0.0秒にかけて約31%まで減少する N_1 に相当する曲線と思われるものと、⊖3.1秒に40%まで下った後⊖2.1秒から0.0秒にかけて約51%まで増加する N_1 に相当する曲線と思われるものが観察されたが、他の音との識別が困難で断定し得なかった。ただし、後者が N_1 に相当する曲線であるとした場合は、リバース状態にあったエンジン回転速度を示すものと思われる（第18図及び第19図参照）。

(2) エンジン・リバースの音の有無

同型式機を使用して着陸時のリバース音をCVRに録音し、音響スペクトル・パターンを分析すると、リバース時には、特に300ヘルツ付近及び400～1,000ヘルツ付近の音の増加が特徴的に認められた（第20図参照）。

事故機のCVRに記録されているエンジン音の音響スペクトル・パターンは、⊖2.1秒ころから300ヘルツ付近及び800ヘルツ付近の音の増加が認められる（第18図参照）ので、このこ

ろからリバース状態にあったものと推定される。

なお、事故機のCVRに記録されている⊖ 4.8 秒におけるクリック音の音響スペクトル・パターン（第 21 図(A)参照)は、同型式機のリバース・レバー操作音の音響スペクトル・パターン（第 21 図(B～D)参照）と類似していたが、同型式機の場合レバー操作速度の遅速により種々のパターンが観察されるため、この音響スペクトル・パターンからリバース操作がなされたと推定できるものの、そう断定することはできなかった。

また、リバース状態におけるエンジン回転速度は、前記の⊖ 3.1 秒から約 51 % にまで増加する N_1 に相当する曲線と思われるものと推定できるが、断定することはできなかった。

(3) オート・パイロット解除音

事故機のCVRに記録されている⊖ 6.0 秒のクリック音（第 22 図(A)参照）は、同型式機におけるオート・パイロット解除時の音響スペクトル・パターン（第 22 図(B)(C)参照)と酷似している。また、機長が「最終進入中にオート・パイロットを入れ直した。」と口述していることから、同機のCVRの記録にあった最終進入中の各種のクリック音を分析した結果、08 時 40 分 03 秒に記録されていたクリック音(第 22 図(D)参照) がオート・パイロット解除の際の音であることが分った。この音の音響スペクトル・パターンと⊖ 6.0 秒のクリック音のそれとが一致することが認められた。これらのことから、⊖ 6.0 秒のクリック音は、オート・パイロット解除音と認定した。

(4) その他のクリック

事故機のCVRに記録されている⊖ 5.8 秒のクリック音（第 23 図(A)参照）は、同型式機でパワー・レバーをフォワード・アイドルまで戻した時に発するクリック音の音響スペクトル・パターン（第 23 図(B)(C)参照）と類似していること及びエンジン回転速度がこのクリック音の 0.4 秒後に減少し始めていることから、パワー・レバーをフォワード・アイドル位置まで操作したときのものと推定される。

⊖ 3.1 秒のクリック音(第 24 図参照)は、余り明確ではなくいかなる操作をした時の音であるかを明らかにすることはできなかった。

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（第 25 図参照）

脊椎の損傷に関する山田、ラフ及びステックの資料によると、各椎体の骨折をきたすに必要な垂直方向上向きのGの大きさは、体重 60 キログラムの人の場合

胸椎	第 1 ～ 4	67 ～ 33 G
	第 5 ～ 8	33 ～ 21
	第 9 ～ 12	28 ～ 22
腰椎	第 1 ～ 5	23 ～ 19

となっている。今回の事故の場合の骨折は、胸椎又は腰椎の骨折、それも第 12 胸椎よりも下部の骨折が大部分である。したがって、事故により搭乗者が受けた垂直方向上向きのGの大きさは、

19 ～ 23 G 程度と推測される。

第 25 図は、水平方向前方への G の大きさが人体に与える影響を示したウェブの資料である。加速度の作用時間にもよるが、それが 0.1 秒以下の短い作用時間の場合、40 G 以上の加速度が加えられて始めて人体に損傷が生ずることがわかる。

今回の事故の場合、3 名の乗客（座席 3 A、27 B 及び 30 A）に水平方向前方への G による負傷と認められる腰椎棘間靱帯の断裂及び第 1 腰椎の脱臼がみられる。

そのことから水平方向前方への G の大きさは約 40 G 程度以上と推測される。

④ この項で述べた G の大きさは、人体の胸部に直接かかる G の最大値を推定したものであって、必ずしも機体が受ける G とは等しくない。

このことは、例えば自動車が衝突した時に車体が受ける G とこれに乗っていた者が受けるそれとが異なるのに似ている。

昭和 42 年 1 月運輸省船舶技術研究所の衝突時における自動車の安全性研究委員会が発表した「車両衝突時における乗員の安全性に関する研究」によれば、コンクリート障壁に衝突した乗用車の車体の各部で計測された前後方向の G の値とその前席右で安全ベルトを装置していた人体模型の胸部で計測されたそれとは、次のように異なる。

衝突最大速度 (km/時)	車 体 が 受 け る G		前席右で安全ベルトを装着 していた人体模型の胸部で 計測された G
	フロント・サイド メンバー前面	前 席 下	
9.2	7	7	6
16.4	25	20	28
29.1	100 以上	30	60

3 事実を認定した理由

3.1 解析のための試験研究

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

(1) 同機の異常旋回

FDR は、同機が2月8日東京湾上空において羽田リバーサル・ファイブ・デパーチャ出発方式に従って右上昇旋回中の20時18分ごろ、急激な高度の低下、速度の変化及び機首方位の変化並びに大きな垂直加速度の変化を記録している（第4図参照）。

これは副操縦士及び航空機関士が口述したバンク角の異常な増加によるものであって、これにより同機は内すべりを起こして降下したものと推定される。このことを裏付けるために種々の方策が考えられるが、実機による飛行試験は高空で行うにしても、少なからざる危険を伴う。操縦訓練用シミュレータについては、日本にDC-8-62型機のシミュレータはあっても事故機であるDC-8-61型機のものはない。同じDC-8型機でも、DC-8-62型機にあっては全長が48メートルであるのに対してDC-8-61型機にあっては57メートルであり、両機種機の機体及び性能諸元には差異がある。したがって空力特性も異なり、DC-8-62型機のシミュレータで得られたテストの結果は参考になっても自ずから限度がある。加えて、操縦訓練用シミュレータに入力されている空力特性データは、一般に訓練のために必要な一定範囲のものに限られているので、今回の異常旋回の様な通常は行われぬ極端な事例を正確にシミュレートし得るか問題である。それで、実機による飛行試験や操縦訓練用シミュレータの利用は断念して、米国運輸安全委員会を通じてマクドネル・ダグラス社より入手したDC-8-61型機の空力特性データを用いて、コンピュータによるシミュレーション計算を行ってみた。

(2) シミュレーション計算

異常旋回中バンク角がおおよそどのような経過をとり、またどのように回復されたのか、更にその異常旋回がどの程度危険なものであったのかを推定するためのシミュレーション計算があるので、飛行機の6自由度の運動方程式を、次のように簡単化して計算した。

$$C_L = \frac{g a_z}{\left(\frac{\rho S}{2m}\right) V^2} \quad (1)$$

$$\dot{V} = \left(\frac{\rho S}{2m}\right) C_D V^2 + \frac{T}{m} - g \sin \gamma \quad (2)$$

$$\dot{\gamma} = \left(\frac{\rho S}{2m}\right) C_L V \cos \phi - \frac{g}{V} \cos \gamma \quad (3)$$

$$\dot{\psi} = \left(\frac{\rho S}{2m}\right) C_L \cdot \frac{V^2}{\cos \gamma} \cdot \sin \phi \quad (4)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (5)$$

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 \quad (6)$$

ここで、 c_L : 全機揚力係数
 c_D : 全機抵抗係数
 c_{D0} : 有害抵抗係数
 k : 誘導抵抗係数
 g : 重力加速度 ($g = 9.8 \text{ m/sec}^2$ 一定とした。)
 g_{az} : 垂直加速度 (機体の床面に垂直方向の加速度)
 V : 対気速度
 r : 飛行経路角
 ψ : 機首方位角
 ϕ : バンク角
 h : 飛行高度
 T : エンジン推力
 ρ : 大気密度
 S : 翼面積
 m : 機体質量

計算は、同機が右上昇旋回中機首方位、高度及び対気速度が急激に変化しはじめる 20 時 17 分 37 秒から 30 秒間、即ち 20 時 18 分 07 秒までの間について行った。

初期条件は、上記計算開始時点の FDR の記録のデータ、すなわち高度 6,776 フィート、機首方位 122 度、上昇率 3,000 フィート/分、対気速度 252 ノット、旋回角速度 90 度/分の右上昇旋回状態とした。この初期条件からその時点のバンク角は 25 度と計算され、また、この異常旋回中エンジンのパワー・レバーの操作は行われていないと推定されるので、計算中推力は対気速度、高度、姿勢などの変化にかかわらず初期条件で定められた値のまま一定と仮定した。高度変化もそれほど大きくないので、大気密度は一定とし、無風状態と仮定した。

機体重量は当時の同機の推定重量 253,300 ポンドを用いた。

計算は、計算を行う 30 秒間の FDR に記録されていた垂直加速度及び対気速度を用いて運動方程式の(1)式から同機の時々刻々の C_L の値、すなわち C_L の時間的変化の過程を算出し、この C_L の時間的変化の過程を与えられたものとして、バンク角の時間的変化の過程 (バンク角は、機体の慣性のため瞬時に変化させることは実際はできないが、計算の簡単のためステップ状に変化するものと仮定して、計算を行った。) を仮定して、運動方程式(2)～(6)式を用いて飛行高度、対気速度及び機首方位の時間的変化の過程を算出し、求められた飛行高度、対気速度及び機首方位の時間的変化の過程が FDR に記録されているそれらの時間的変化の過程とはほぼ一致するまで、仮定したバンク角の時間的変化の過程を変えて、繰り返し計算を行った。

このようにして得られたシミュレーション計算の結果は第 26 図に示してある。同図(イ)から明らかな様に、20 時 17 分 36 秒にそれまで 25 度であったバンク角を瞬時にステップ状に 70

度としてこれを8秒間維持し、次いで同じくステップ状に12.3度にかえてこれを12秒間維持し、更にステップ状に0度としてこれを10秒間維持するものと仮定した場合、得られた飛行高度、対気速度及び機首方位角の時間的変化の過程は、FDRに記録されているそれらの時間的変化の過程とよく一致した（第26図(ロ)、(ハ)及び(ニ)参照）。このことから、当時の最大バンク角は70度前後に達したものと推定される。もちろんバンク角を瞬時にステップ状に大きく変えることは不可能で、DC-8-61型機の場合、最も速く操舵しても例えばバンク角を25度から70度にかえるには約2秒かかる。

したがって、実際のバンク角の変化過程の概略を計算結果から推定すると、第26図(イ)の点線の様になるものと思われる。

このような結果が得られたので、この70度前後というバンク角がどの程度危険なものであったかの検討に資するため、上記の場合においては70度バンク角が8秒間維持されていたわけであるが、その回復操舵時期を5秒間遅らせて13秒間70度バンク角が維持された場合の計算をしたところ、バンク角70度を8秒間保持した場合においては、飛行高度5,850フィートまで降下し、対気速度が310ノットに増速されたのに対し、13秒間保持した場合においては、飛行高度が5,200フィートまで降下し、対気速度が351ノットまで増速することになった。この351ノットという対気速度は、わずかではあるが、DC-8-61型航空機運用規程による最大運用限界速度345ノットを超えている。このことから、バンク角の回復操舵が遅れていたら危険な状態に陥ったと考えられ、そう大きい余裕があったわけでないことが分かる。

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

(1) 最終段階における飛行の経過

同機の最終段階における飛行の経過は、FDR及びCVRの記録の解析、残がい調査、海底痕跡調査等の結果から、08時43分56秒（⊖10.6秒）に高度200フィート（電波高度計高度）、対気速度131ノットでミドル・マーカの付近のILSグライド・スロープ上をオート・パイロットにより飛行しており、その後08時44分01秒（⊖6.0秒）に手動操縦に切り替えられるとともに、⊖5.8秒に全エンジンのパワー・レバーがフォワード・アイドル位置まで引き戻され、08時44分02秒（⊖4.8秒）に第2及び第3エンジンのリバース・レバーがリバース・アイドル位置まで引かれ、08時44分07秒（⊖0.0秒）に対気速度124ノットで第14番進入灯西側、滑走路33R進入端の手前510メートルの海面に前脚より接水したものと推定されている（第5図及び第2表参照）。その間、副操縦士及び航空機関士の口述から、機長により操縦輪が押し込まれた後副操縦士によりこれが引き戻され、深くなりつつあった機首下げ姿勢角が浅く変り始めた時に接水したものと推定されるが、これら操縦輪の操作に関する客観的証拠としては、CVRの記録に残されている副操縦士の「キャプテン、やめて下さい。」と云う音声が傍証としてあげられるだけであり、DFDR（デジタル式飛行記録装置）が搭載されていないので、その間の操縦輪の操作量や各舵の舵角の時間的変化の過程は判然としない。それで、これらを推

定するために、同機の最終段階における飛行のシミュレーション計算を、マクドネル・ダグラス社から入手した同型式機の空力特性に関する資料並びに FDR 及び CVR の記録の解析などから得られたパワー・レバーの操作時期や操作量などをもとに行ってみた。あわせて、機長が同機を墜落せしめるに至らしめた昇降舵の機首下げ操舵及びエンジン推力減少の諸操作を行ったあとにおいて同機の墜落を防ぐことができなかったかどうかの可能性についても検討してみた。なお、同型式機による墜落過程のシミュレーション飛行試験は、短時間かつ短い飛行距離の間の試験計測であって、安全のため高空で行わねばならず、また、機体重量分布のシミュレーションや精度の高い計測の必要性を考えると、重量調整用水タンクや多数の飛行性能計測装置を完備した飛行特性試験用機のようなものを使用しなければこれを行うことができず、一方、操縦訓練用シミュレータ利用によるテストは、わが国に現存するシミュレータがかなり大きく寸法の異なる DC-8-62 型機のもののみであって、長胴型の DC-8-61 型機のものではなく、かつ、一般に操縦訓練用シミュレータに入力されている空力特性データは訓練のために必要な一定範囲のものに限られているので、必ずしもあらゆる飛行特性を十分にシミュレートし得るという保証もないので、これらは断念した。

(2) シミュレーション計算

(i) 運動方程式簡単化のための仮定

同機の墜落するに至った最終段階の飛行の経過をみると、ILS グライド・スロープ上をオート・パイロットにより進入して来て、墜落直前の数秒間のみ手動操縦に切りかえられたわけで、その間の機首方位角やバンク角の変化はそれ程大きくなく、また、機首方位角やバンク角の変化まで考慮してシミュレーション計算を行うと計算が余りにも複雑になるので、これらについては考えないことにし、方位 330 度（進入滑走路の方位角）の垂直平面内の機体重心及び重心まわりの縦運動のみを考えた運動方程式によって計算を行うことにした。

(ii) 風に関する仮定

当時の気象観測の結果から、低高度の問題にしている空間には大きい空気の乱れもなく、また空間の大きさも小さく、考えている時間も短時間（約 10 秒）でかつ羽田空港の至近距離にあり、更に垂直平面内の運動のみを考えているので、風としては方位 330 度の水平風（問題にしている飛行経路角は最大でもそれ程大きくないので、飛行機に対する向かい風は方位 330 度の水平風と考えてよいものとした。）のみを考え、考えている空間内では時間及び水平位置によっては変らず、高度によってのみ変るものとし、更に高度 40 フィートの風速はその時の空港内の地上高 10 メートル（海面上約 40 フィート）に設置された観測機器による値の方位 330 度成分と等しいものとした。

(iii) 計算方法

機体重量及び飛行形態は一定とし、気温、気圧が定まり、計算開始点の初期条件が与えられると、上述のような仮定の下に、運動方程式、FDR に記録された垂直加速度及び対気速度の時間的变化の過程並びに CVR の記録の解析などにより得られたエンジン推力制御（パ

ワー・レバーの操作時期と操作量)の時間的変化の過程及びパワー・レバー操作時の実効推力変化の動特性を用いて繰り返し計算を行えば、昇降舵操舵の時間的変化の過程(昇降舵角の時間的変化の過程)及び向かい風の速度の時間的変化の過程が求められる。これらが分かれば、その間の飛行高度の時間的変化の過程も求められ、また、気象観測値などからある一定高度の向かい風の速度及び方位を決めれば、上記の飛行中の向かい風の速度の時間的変化の過程と飛行高度の時間的変化の過程とから、向かい風の速度の絶対値の時間的変化の過程やその高度に対する分布が分かる。これらより、同機の対地速度の時間的変化の過程が分かるので、それを積分すればその間の飛行距離が計算でき、初期位置(計算開始点の高度及び位置)が分かっているので接水(高度0)位置が計算できる。

この間の飛行を垂直平面内の運動とした仮定及びCVRの記録の解析などより推定した推力の時間的変化の過程などが正しければ、上の計算により得られた飛行高度の時間的変化の過程は、使用したFDRの記録の精度や計算の精度の範囲内で、FDRに記録された飛行高度の時間的変化の過程と合い、更に上に定めたある高度における向かい風の速度の値が正しければ、計算により与えられた接水地点が実際の事故時の最初の接水地点と一致するはずである。

(iv) 数値計算の具体的計算手法

具体的な数値計算は次のようにして行った。

上述のような簡単化した仮定の下では、機体重量及び飛行形態が一定の場合、垂直加速度(機体床面に垂直方向の加速度)は、推力、昇降舵角及び向かい風の速度の変化がなければ変化しないが、これらが変化すれば変化が生じ、垂直加速度の絶対値は、推力の時間的変化によるもの、昇降舵角の時間的変化によるもの及び向かい風の時間的変化によるものの和となる。

CVRの記録の解析などより推定した初期推力、パワー・レバーやリバース・レバーの操作時期、操作量及びエンジン動特性より推力の絶対値の時間的変化の過程を求め、それによる垂直加速度の時間的変化の過程(A_T)を運動方程式より計算する。次にFDRに記録されている垂直加速度の時間的変化の過程から推力変化のみによる垂直加速度の時間的変化の過程(A_T)を差し引き、この垂直加速度の差は、(向かい風の変化はないものとして)すべて昇降舵角の変化によるものと仮定し、更に昇降舵の初期値を知れば昇降舵角の時間的変化の過程の第1近似値が運動方程式より計算できる。かくして求められた昇降舵角の時間的変化の過程の第1近似値と始めにCVRの記録の解析やエンジン動特性から定めた推力の時間的変化の過程とを運動方程式に入れ、初期条件の下に対気速度の時間的変化の過程の第1近似値を計算する。

昇降舵角の時間的変化の過程の第1近似値の計算には向かい風の影響が入っていないから、得られた対気速度の時間的変化の過程の第1近似値は、当然FDRに記録されている対気速度の時間的変化の過程とは異なる。この両対気速度の差は向かい風の変化のために生じたも

のであるので、この速度差を向かい風速度の時間的変化の過程の第1近似値とする。この向かい風速度の時間的変化の過程の第1近似値を運動方程式に入れ、それによる垂直加速度(A_{w1})を計算する。次にFDRに記録されている垂直加速度から上述のCVRの記録の解析などより定めた推力の時間的変化の過程(時々刻々の推力の値)より求めた垂直加速度(A_T)と向かい風速度の時間的変化の過程の第1近似値より求めた垂直加速度(A_{w1})との和を差し引き、得られた垂直加速度を運動方程式に入れ、その垂直加速度に相当する昇降舵角の時間的変化の過程の第2近似値を求める。次に再び前同様にこの昇降舵角の時間的変化の過程の第2近似値と始めに定めた推力の時間的変化の過程を運動方程式に入れ、対気速度の時間的変化の過程の第2近似値を計算し、これとFDRに記録されている対気速度の差より向かい風速度の時間的変化の過程の第2近似値を求める。このような計算で求められた向かい風速度の時間的変化の過程が収れんして変わらなくなるまで計算を繰り返し行えば、その結果として得られた昇降舵角及び向かい風速度の時間的変化の過程は、CVRの記録の解析などより始めに定めた推力の時間的変化の過程及び対気速度の時間的変化の過程に対応する求めている解である。

このような計算により推力の時間的変化の過程、昇降舵角の時間的変化の過程及び向かい風速度の時間的変化の過程が定まれば、初期条件が分かっているので、飛行高度の時間的変化の過程は運動方程式より計算できる。この計算より求められた飛行高度の時間的変化の過程がFDRに記録されている飛行高度の時間的変化の過程と実在する誤差の範囲内で一致しておれば、始めにCVRの記録の解析などから定めた推力の時間的変化の過程が正しかったことになるわけである。更に(ii)に述べた風に対する諸仮定を用いれば、対地速度、したがって飛行距離、更には接水地点(高度0の位置で、滑走路33R進入端よりの距離で測る。)も求められ、また、向かい風すなわち方位330度の水平風速の高度による変化も求められる。この高度に対する向かい風の速度(方位330度の水平風速)分布は、検討のために行った事故時と同一初期条件の下でその後の飛行条件を色々に変えた場合のシミュレーション計算の際にも同一であるものとすれば、それら飛行条件の場合に対応する接水位置などを求めて比較検討できる。

(3) 計算の条件

計算は次のような条件の下に行った。

(i) 気象条件(大気条件)

気象条件は、事故直後の東京航空地方気象台の観測値である気温2度C、QNH 30.18インチ/水銀柱とした。また、08時42分37秒にタワーから同機に通報された風向360度、風速20ノット(羽田空港内地上高10メートルに設置された観測機器による観測値)より、海面上高度40フィートの方位角330度の水平風速成分を17.3ノットとした。

(ii) 計算開始時点とその時点での同機の位置(高度及び水平位置)

残がい調査の結果や口述記録より同機の機長側及び副操縦士側とも電波高度計(電波高度

計において指示される高度は海面から主車輪までの高度である。)は、高度が 200 フィートになった時に警報音が鳴り始めるようにセットされていた。高度 200 フィート付近でのその誤差はプラス・マイナス 5 フィート程度である。同機が I L S グライド・スロープ上をオート・パイロットで安定した降下中の⊖ 10.6 秒に電波高度計の警報音が鳴り始めている。このことより、⊖ 10.6 秒の時点を経算開始時点 (0.0 秒) とし、その時の高度 (電波高度計高度) を 200 フィート、その水平位置を滑走路 33 R 進入端より 1,050 メートル手前の地点とした。

(iii) 機体重量及び飛行形態

当時の機体重量は 205,000 ポンドと推定されているので、この値を用いた。飛行形態は同機の調査結果よりフラップ 50 度下げ、脚下げとし、スタビライザ・トリム位置は I L S グライド・スロープを昇降舵角 0.0 度で安定した降下中の位置とした。

(iv) 計算開始点における飛行に関する初期条件

(イ) 対気速度

対気速度は F D R のその時点の記録から 131 ノットとした。

(ロ) エンジン推力

C V R の記録の解析によれば、その時点の N_1 は、69 % と推定されているので、この値をとった。昭和 57 年 8 月 19 日に実施したエンジン・コントロール・ケーブルによる衝撃痕の調査のための同型式機による地上静止定常運転において、エンジン出力の計測を行ってみたところ N_1 が 69 % のとき、 N_2 は 88 %、EPR は 1.19 であったので、これらとエンジン性能図表とから N_1 69 % に相当する推力と推定し、これらのことから、計算開始点における推力は 33 % 推力とした。

(ハ) 昇降舵角

I L S グライド・スロープ上を安定した降下中のスタビライザ位置の決定の際の仮定より、計算開始点における昇降舵角は 0.0 度とした。

(ニ) 飛行経路角、機体姿勢角、迎え角

(イ)(ロ)(ハ)の計算開始点の初期条件を定めると、これらの値から計算開始点の飛行経路角は 2.7 度、機体姿勢角は機首下げ 0.7 度、迎え角は 2.0 度と計算される。これらの値は I L S グライド・スロープ上を安定した降下中の値として一応妥当な値であるので、上に定めた(イ)(ロ)(ハ)の初期条件も一応妥当なものと考えられる。

(v) エンジン推力の時間的変化の過程

エンジンの推力が時間的にどのように変化せしめられたかを示す推力の時間的変化の過程は、C V R の記録の解析、残がい調査の結果などよりパワー・レバーの操作時期及びその時点の操作量を推定し、パワー・レバーのある操作位置に対応する定常実効推力を同型式機の地上運転などの計測結果などより推定し、さらにパワー・レバー操作直後から定常推力になるまでの実効推力の時間的変化の過程であるエンジン動特性をマクドネル・ダグラス社より入手した資料を用いて推定し、これらにより計算した。

(イ) パワー・レバー操作時の推力変化の動特性の計算

パワー・レバーまたはリバース・レバーの区別なく、また、それらの操作量すなわち操作前後のパワー・レバー位置に対応する定常実効推力の差の値に関係なく、常にマクドネル・ダグラス社より入手した資料から推算した次の実験式がなりたつものとして計算した。

$$\ddot{T} + 0.9 \dot{T} + 0.410 T = 134 \delta_T$$

ただし、推力Tの単位はキログラム（力）で、 δ_T は操作前後のパワー・レバー位置に対応する定常推力の差を％推力で表わした値である。

(ロ) 事故時の最終飛行段階におけるエンジン出力制御レバーの操作時点と操作量

CVRの記録の解析、残がい調査の結果などより、⊖ 5.8秒、すなわち計算開始時点から4.8秒後に全エンジンのパワー・レバーがフォワード・アイドル位置に引き戻され、さらに⊖ 4.8秒すなわち計算開始時点から5.8秒後に第2及び第3エンジンのリバース・レバーがリバース・アイドル位置に操作されたものと推定されるので、そのように操作されたものとした。また、フォワード・アイドル操作時の定常推力は、2.15.4.4.2項の試験結果から6％推力とし、リバース・アイドル操作時の定常推力は同項の試験結果からマイナス8.8％推力（実効逆推力）とした。

(vi) 事故時の最終段階の飛行経路付近の空域の風

事故時における最終段階の飛行経路上の向かい風の時間的変化の過程は、(2)(i)及び(2)(ii)に述べた仮定の下に(2)(iii)に述べた計算を行えば計算できる。方位330度の垂直平面内の飛行と考えているので、飛行空域内の風も方位330度の水平風のみを考えればよいことになる。(3)(i)に述べた08時42分37秒の空港内の方位角330度の水平風速成分17.3ノットが飛行空域内の高度40フィートにおける風であったとすれば、(2)(ii)に述べた風に関する仮定の下で次項に述べる事故時の最終段階の飛行のシミュレーションの計算の結果から、当時の最終段階の飛行経路付近の空域の高度に対する風速（方位330度の水平風速の速度）分布が求められる。このようにして求めた高度に対する風速分布を第27図に示す。(2)(ii)に述べた風に関する仮定より、この高度に対する風速分布は、問題としている狭い空域内では、水平位置（滑走路33R進入端よりの距離）が変わっても、また、考えている短い時間内では時間にかかわらず、変わらないものとするわけである。第27図から分かるように、高度0では風速0であり、高度の増加とともに風速は急に増し、当然のことであるが高度40フィートで空港観測値から定めた17.3ノットとなり、高度100フィートでは約26ノットとなり、このあたりより風速の高度による増加率が次第に減り、高度200フィートでは風速約29ノットである。これらの高度に対する風速分布の形状は通常存在する地面近くの風の高度分布の様相とよく符合しており、これらの結果はおおむね妥当とおもわれる。

補足検討のために行った事故時と同一初期条件の下でその後のパワー・レバーの操作や昇降舵の操舵を事故時のそれらと変えた場合の飛行のシミュレーション計算においては、その空域とその時間内では常にこの高度に対する風速分布があるものとして計算した。

(4) シミュレーション計算の結果

以下の計算結果は、事故時の最終段階の飛行過程の検討のため、(2)に述べた計算方法により、(3)に述べた諸条件の下に行ったものである。

(i) 最終段階の飛行過程における昇降舵の操舵並びにパワー・レバー及びリバース・レバーの操作の推定

(イ) 事故時の最終段階の飛行のシミュレーション計算による昇降舵の操舵過程及び操縦輪操作の推定

3. 1. 2 項(3)の(i)、(ii)、(iii)に述べたような条件の下で、同(vi)に述べたような飛行に関する初期条件と同(v)に述べた条件により計算したエンジン推力の時間的変化の過程を与えて、3. 1. 2 項(2)に述べたような計算方法により、事故時の最終段階の飛行のシミュレーション計算を行い、FDR に記録されている垂直加速度及び対気速度と一致するような昇降舵角の時間的変化の過程を求めた。

前にも述べたようにこれと同時に向かい風の速度の高度分布が定まるが、これは第 27 図に示してある。このシミュレーション計算のとき与えたパワー・レバーとリバース・レバーの操作時期と操作量、それから計算された推力の時間的変化の過程並びにシミュレーション計算により得られた対気速度、昇降舵角、姿勢角、飛行高度及び飛行距離の時間的変化の過程を第 28 図に示してある。これによれば、計算開始時点よりほぼ 4.6 秒（CVR の記録の解析による⊖ 6.0 秒のオート・パイロット解除のはんの直ぐ後）から操縦輪の押し込みが始められ、その 2 秒後の 6.6 秒（⊖ 4.0 秒）に昇降舵角がプラス（機首下げ）9 度に達した後、操縦輪がはじめの 1 秒間はややゆっくり、次の 1 秒間はかなり早く引き戻され、昇降舵角がプラス 9 度に達した時点から 2 秒後の 8.6 秒には昇降舵角はマイナス（機首上げ）7 度とされ、その後はほぼそれを維持するような操舵をしたことになる。副操縦士は、最後の段階においてある程度までは操縦輪を引きおこすことに成功したが、それ以上は引けなかったのも機長を見ると両手で突っ張るように操縦輪を押していたところから、「キャプテンやめて下さい。」と叫んだと述べているが、この口述内容にも合致する結果であるし、求められた飛行高度の時間的変化の過程もほぼ FDR に記録されている飛行高度の時間的変化の過程と一致し、更に高度 0 になるまでの飛行距離は 550 メートルとなり、その位置は滑走路 33 R 進入端から 500 メートル手前の地点となり、事故時に機首下げ姿勢で前脚から最初に接水した地点と思われる滑走路 33 R 進入端より 510 メートル手前という位置と（計算の高度は主車輪より測られたものであり、また、位置は重心の位置であると考えれば）かなりよく一致している。なお、残がい調査などより推定されている接水時の状態は、降下角約 18 度、対気速度 124 ノット、機首方位 334 度で、右バンク角約 7 度、機首下げ約 8 度となっているのに対し、本シミュレーション計算では、仮定により方位 330 度の垂直平面内の運動のみしか考えていないので、接水時の状態は、対気速度 121 ノット、機首方位 330 度、バンク角 0 度で、機首下げ 4 度となった訳である。しかし、

F D Rに記録されている垂直加速度の最終部分のごく短時間（約0.6秒）の近似曲線の作り方によっては、上述の昇降舵角がマイナス（機首上げ）7度に保持されていたとした期間に、昇降舵角が変動しながらマイナス3～4度まで戻り、最終姿勢角が機首下げ6度位になるようにも計算できる。

これらのことや計算にはバンク角や機首方位の変化を考えていないということ等を考え合せると、接水時の姿勢角も先づは良く合致しているとみても良い。これらのことから、事故時の最終段階の飛行では、3.1.2項(3)(V)(ロ)に述べたような一連のパワー・レバー及びリバース・レバーの操作が行われると共に、本シミュレーション計算の結果得られた上に述べたような一連の昇降舵の操舵が行われたものと推定される。

しかし、同型式機では、昇降舵の操舵は、操縦輪で直接行うのではなく、操縦輪により昇降舵のコントロール・タブを操舵し、コントロール・タブに働く空気力により昇降舵を操舵しているので、接水直前マイナス7度に保持されていたと推定した約2秒弱の間の昇降舵の舵角には多少の変動があり、むしろその間操縦輪がほぼ一定に保持されていたと考える方が妥当かもしれない。いずれにしてもこの時期の昇降舵角のこの程度の変化が飛行距離などに及ぼす効果は少ない。また、降下中の姿勢角は、昇降舵角がマイナス（機首上げ）では最大のマイナス7度にまで引き戻された時点の前後で、最大機首下げ角8度となり、以後減少に転ずるが、水平には戻らない。

前述のように同型式機の昇降舵の舵角は昇降舵のコントロール・タブの操縦輪による操舵により間接的に操舵される方式であるので、昇降舵の舵角と操縦輪の前後の傾き角と直接的には結びつかない。それで、マクドネル・ダグラス社の資料にある飛行マッハ数0.2の場合の図表などを基にして、事故時の操縦輪の動きを推定してみると、次のようになる。

同型式機の昇降舵自身の可動範囲は舵角でプラス（機首下げ）16.5度、マイナス（機首上げ）27.0度である。一方、操縦輪の可動範囲は、昇降舵角0度に相当する中立の位置から操縦桿の傾き角でプラス（機首下げ） $9 \cdot 3/4$ 度、マイナス（機首上げ） $20 \cdot 1/4$ 度で、操縦輪のストロークでは機首下げ方向約11センチメートル、機首上げ方向約24センチメートルになっている。

このような中で、事故時の操縦輪は、始めの押し込みの際には約2秒間に約8度、9センチメートル前後前方に動かされ、その位置から2秒間に約11度、13センチメートル前後引き戻されたものと推定される。しかし、この操縦輪の動きは、上述のような方法でおおよその値を推定したものであるので、昇降舵の舵角の変化の過程の推定よりはかなり精度が落ちるものと思われる。しかし、人間が実際にそのような時間内にそのような操縦輪の移動をさせることができるかどうかを考えるのには十分役立つものと思う。

- (ロ) 全エンジンのパワー・レバーのフォワード・アイドル位置への引戻しのみを行った場合の墜落位置の推定

事故時の最終段階の飛行時に行われたと推定される操縦輪の急激な押し込み等の昇降舵

の操舵は一切行わず、全エンジンのパワー・レバーを事故時と同一時点にフォワード・アイドル位置まで引き戻してそのままにしておいた場合、どのような飛行をするかを知るためにシミュレーション計算を行った。結果として、事故時の最初の接水地点より進行方向へ 180 メートル進んだ滑走路 33 R 進入端から 330 メートル手前の地点に姿勢角機首下げ 5 度、対気速度 115 ノットで接水することとなった。

- (イ) 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後更に第 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場合の墜落位置の推定

前記(ロ)と同様に、操縦輪の押し込み等の昇降舵の操舵は一切せず、パワー・レバー及びリバース・レバーの操作のみを事故時と全く同様に行った場合、即ち事故時と同一時点に先づ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、更にその 1 秒後に第 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き上げた場合、どのような飛行をするかを知るためにシミュレーション計算を行った。結果として、事故時の最初の接水地点より進行方向へ 140 メートル進んだ滑走路 33 R 進入端より 370 メートル手前の地点に姿勢角機首下げ 7 度、対気速度 108 ノットで接水することとなった。

- (ロ) 昇降舵の急激な機首下げ操舵のみを行い、その後の機首上げ操舵は行わず、一方、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すことは行いが、その後の第 2 及び第 3 エンジンのリバース・レバーのリバース・アイドル位置までの引き上げは行わなかった場合の墜落位置の推定

(イ)の結果を吟味するため、(イ)における昇降舵の急激な機首下げ操舵のみを行い、その後はその舵角（プラス 9 度）を保持するものとし、エンジンの出力制御も全エンジンのパワー・レバーをフォワード・アイドル位置に(イ)の場合と同様の時点で操作し、以後そのままとするものとして、シミュレーション計算を行った。結果として、事故時の最初の接水地点より進行方向に対し 10 メートル手前で、滑走路 33 R 進入端より 520 メートル手前の地点に姿勢角機首下げ 20 度、対気速度 124 ノットで接水することとなった。

- (ロ) 昇降舵の急激な機首下げ操舵のみを行い、その後の機首上げ操舵は行わず、一方、エンジン出力制御は全て事故時と同様の操作を行った場合の墜落位置の推定

(イ)の結果を吟味するため、(イ)における昇降舵の急激な機首下げ操舵のみを行い、その後はその舵角（プラス 9 度）を保持するものとし、エンジンの出力制御は(イ)の場合と同様の時点で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、その後第 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き上げた場合のシミュレーション計算を行った。結果として接水地点は、(ロ)の場合とほとんど変わらず、事故時の最初の接水地点より進行方向に対し 10 メートル手前で、滑走路 33 R 進入端より 520 メートル手前の地点に姿勢角機首下げ 20 度、対気速度 122 ノットで接水することと

なった。

(二)と(ホ)の場合の接水地点がほとんど同一となるのは、第2及び第3エンジンのリバース・レバーがリバース・アイドル位置まで引き上げられてから接水するまでの時間が4秒と短かく、その時間に対するリバース・レバー操作後のリバース・レバー操作量に応じた定常逆推力になるまでの遅れ時間の割合が大きく、そのため有効な逆噴射の作動期間が極めてわずかになってしまい、その間の有効逆推力が飛行距離に及ぼす効果もまた極めて少なくなってしまうからである。

- (ii) 同機を墜落せしめる原因となった操舵及び操作が全て事故時と全く同様に行われた後において、なお墜落を回避し得るような操縦方法があり得るか否かの検討

機長が同機を墜落せしめるに至らしめた機首下げ操舵並びに全エンジンの出力絞り込みとその後の第2及び第3エンジンのスラスト・リバース操作を、事故時と全く同時点に同一操作量行った後において、同機の墜落を回避する可能性のある最も一般的な方策は、いわゆる着陸復行時に行うような操作を行うことである。

着陸復行とは、着陸進入中に何等かの理由でそのまま着陸進入を続けて着陸することができないと判断した時、着陸を断念し、いったん上昇し、定められた高度、経路を経て再び着陸進入をやり直すことである。通常の場合のその決断を行う最低高度がコパイロットの「ミニマム」とコール・アウトする高度であり、DC-8-61型航空機運用規程では羽田空港の場合、高度208フィートである。着陸復行の正規の手順は、DC-8-61型機の場合、パワー・レバーを直ちに着陸復行推力（事故当日の気象条件でEPR1.81）位置にすすめ、操縦輪により機首を引き上げ、フラップを着陸復行フラップ（25度下げ位置）まで上げ、機体が増速し始めたら、脚を上げて、対気速度を着陸進入速度（対気速度148ノット）に維持するように操縦することである。なお、参考のため述べれば、DC-8型機などのように定期旅客輸送に使用される航空機にあっては、耐空性基準により、定められた条件下ではあるが、単に出力を喪失したエンジンの推力が減るだけでなく、方向維持のために必要になる操舵による抵抗が加わるのにもかかわらず、1エンジン出力喪失時でも着陸復行しうる性能をもつことが要求されている。

今回のように低高度に下り、機体姿勢角、降下角（飛行経路角）も正常な着陸進入の場合と異った非常事態においては、着陸復行の手順どおりというよりは、その応用操作をすることになり、両者の間の最大の見方の相異は、単に正常な姿勢を回復するというだけではなく、安全な飛行高度を最も早く獲得しようとする点にある。したがって、それには、まず推力の急速な増大操作が重要となり、機首の引き起しを行うとともに機体抵抗を減らし、最大上昇角対気速度にすることであり、時間的余裕とその時の周囲条件の下で重要さの順になし得る操作をすることになるわけである。

そこで、検討のためのシミュレーション計算としては、(4)、(i)、(f)に述べた事故時の飛行過程のシミュレーション計算の始めの部分はそのまま、機長が第2及び第3エンジンのリ

バース・レバーをリバース・アイドル位置に操作した時点までの飛行過程は全く同一とし（したがって、気象、機体重量、飛行形態、計算の初期条件、機長の昇降舵の機首下げ操舵、全エンジンのフォワード・アイドルへの推力絞りこみ操作並びにその後の第2及び第3エンジンのリバース・アイドルへの操作は全く同一とする。）、その後ある時間（シミュレーション計算ではこの時間を変えて行った。）において先づ全エンジンのパワー・レバーをフル・フォワード推力（推力最大）位置まで操作し（機構上第2及び第3エンジンのリバース・レバーを当初の位置に戻すと、直ちに両エンジンのパワー・レバーは前方へ押し進めることができるようになるので、全エンジンのパワー・レバーをフル・フォワード推力位置に操作することは極く短時間にできる。しかし、それに応じてエンジンが瞬時にフル・フォワード推力になるわけではもちろんなく、それには時間がかかる。事故時のような場合には、第1及び第4エンジンのパワー・レバーの操作量と第2及び第3エンジンのパワー・レバーの操作量は異なるので、後者がフル・フォワード推力になる時点は前者より遅れる。しかし、これらは、推力過程の計算の際エンジン動特性の式で考慮されている。）、それとともに昇降舵の機首上げ操舵を行うことにした。なお、全エンジンのパワー・レバーがフル・フォワード推力位置に操作される瞬間までは事故時のシミュレーション計算の場合と全く同一の飛行過程をとるものとした。

このような計算の結果のうち、第2及び第3エンジンのリバース・レバーがリバース・アイドル位置まで引き上げられた時点から2秒後に全エンジンのパワー・レバーがフル・フォワード推力位置に操作され、(4)、(i)、(イ)に述べた事故時のシミュレーション計算のその時点での昇降舵角から引き続き機首上げ方向に操舵するものとした時の飛行過程のシミュレーション計算の結果を示したのが、第29図である。すなわち、操縦輪の押し込みにより昇降舵角がプラス（機首下げ）9度になったのを最大にして以後昇降舵角は機首上げ方向に転じ始め、昇降舵角がプラス（機首下げ）9度になった時点から2.5秒後にはマイナス（機首上げ）22度（昇降舵の可能な最大マイナス舵角は27度）となり、その後これを最大マイナス舵角として昇降舵角は機首下げ方向に転じて最後には昇降舵角0度になるような操縦輪を操作すれば、第2及び第3エンジンのリバース・レバーがリバース・アイドル位置まで引き上げられた時点からほぼ5秒後に、同機は、滑走路33R進入端から460メートル手前の地点で高度30フィートを最低として以後上昇に移ることとなる。この間飛行形態は変えていないので、この計算結果は、脚下げ、フラップ50度という当初の飛行形態のままの場合のものである。また、機首上げ操作も昇降舵の操舵のみによっており、スタビライザ位置（角度）も初期値のまま不変としている。機首上げ操作の際、ビープ・スイッチによりスタビライザを機首上げ方向に操作すれば、機首上げ効果も増し、昇降舵角もマイナス（機首上げ）22度よりは少なくすみ、操舵の余裕も増すであろう。また、時間的余裕にもよるが、できるだけ早く脚上げ操作を行ったり、フラップを着陸復行フラップ位置（フラップ25度下げ）に操作することができれば、それだけ抵抗が減り、その分だけより早く増速し、より早く上昇に転じ得ることになろう。