

2.13.2.2 消火救難活動の状況

関係者によれば、次のとおりであった。（付図1参照）

(1) 緊急通報及び出動要請

福岡空港事務所航空管制官は、12時08分、福岡空港事務所警務消防課（以下「消防課」という。）及び福岡空港事務所航空管制情報官（以下「情報官」という。）に緊急電話により、事故発生に伴う出動要請を行った。

消防課は、受けた情報を緊急通報連絡系統図に基づき、福岡空港警察署、福岡市消防局、福岡県医師会及び福岡市医師会に通報し、応援を要請した。

また、情報官も、受けた情報を緊急通報連絡系統図に基づき、航空自衛隊西部航空方面隊司令部、陸上自衛隊第4師団司令部、福岡県警察本部、海上保安庁福岡航空基地に通報し、応援を要請した。

福岡市消防局は、12時08分の福岡空港内にある福岡市消防航空隊からの事故発生の通報及び119番通報により、12時09分、航空機大型第1出動指令を行い、12時13分、航空機大型第2出動切替指令を行った。

(2) 消火救難車輛の出動状況

消防課は、出動要請を受け、12時08分、指揮車、大型化学消防車2台、高速化学消防車1台及び給水車1台を出動させた。また、12時25分ごろ救急医療搬送車を出動させた。

福岡市消防局は、12時09分の航空機大型第1出動指令、12時13分の航空機大型第2出動切替指令により、消防局管内の消火救難車輛80台及びヘリコプタ1機を出動させた。また、博多消防署空港出張所は、12時09分、福岡市消防局の航空機大型第1出動指令により、化学消防車1台及び給水車1台を出動させた。

航空自衛隊春日基地は、事故発生を目撃していた隊員からの通報により、12時09分、普通消防車及び破壊機救難消防車を出動させた。

(3) 火災及び消火活動の状況

12時13分ごろ、消防課の指揮車、大型化学消防車2台、高速化学消防車1台及び給水車1台が緩衝緑地の電気保守点検門に到着し、大型化学消防車1台はホース延長活動を開始した。また、その他の消防車輛は、そこから事故現場の東側の県道を通してさらに事故機に接近しようとしたが、交通渋滞のため途中で停車し、乗っていた要員は他の消防車輛の応援に向かった。

12時14分ごろ、福岡市消防局のポンプ車、軽化学消防車及び航空自衛隊春日基地の普通消防車、破壊機救難消防車が、事故機の尾翼から約60mの地点に到着した。このころ、事故機の機体後部の割れ目から火炎と黒い煙

が上がっていた。また、機体の下方及び主翼付近で火災が起こり、白い煙が出ていた。

事故現場は、地盤が軟弱なため、消防車を事故機の近くまで寄せることができず、消防車を現場付近の道路上に停車させ、ホースを延長した。

12時18分ごろ、事故機の左側後部から、福岡市消防局のポンプ車1台及び航空自衛隊春日基地の普通消防車1台で放水、放射作業を開始した。

その後、福岡市消防局の消防車輛が逐次到着し、消火作業を開始した。

12時23分ごろ、博多消防署空港出張所の化学消防車が事故機の南側から、また、ホースの接続が完了した消防課の大型化学消防車が事故機の北側から放射作業を開始した。

12時28分ごろ、黒煙が白煙に変わり、火勢が弱まり鎮圧状態になった。

その後、主翼部より燃料漏れがあり、再び泡による燃料の被覆作業を行うとともに、ハンマーにより機内床面を破壊し、消火作業を行った。

14時20分ごろ、前方貨物室の消火のためエンジンカッターを使用して貨物室を開口する際、エンジンカッターの火花が流失した燃料に引火し、炎が上がり、ほどなく消火された。

15時00分ごろ、消防課の大型化学消防車により事故機の機首側から放射作業が行われた。

15時16分ごろ、消防課の高速化学消防車により事故機の尾翼側から放射作業が行われた。（消防課の消防車輛2台が15時過ぎに消火のための放射作業が行われたことについては、現場周辺の道路の渋滞等のため、適切な消火配置ができず、乗車要員が他の消防車輛の応援を優先して行ったことによる。）

15時35分ごろ、鎮火状態となり、その後、16時31分、鎮火した。

(4) 救難活動の状況

12時15分ごろ、電気保守点検門近くの緩衝緑地に応急救護所が設けられ、負傷者を選別して応急処置が行われた。

負傷した乗客及び乗務員106名は、応急救護所又は空港ビルに収容された後、救急車又は輸送車により九州大学付属病院等13の医療機関に搬送された。

2.13.2.3 各機関の消火救難活動

- (1) 福岡空港事務所は、事故発生直後、空港長を本部長とする「現地事故対策本部」を設置するとともに、職員58名を非常召集し、また、空港関係者による「福岡空港消火救難協力隊」を編成し、下記の人員及び資機材により消

火救難活動を行った。

人員 387名（福岡空港消火救難協力隊及び空港関係者217名を含む）

資機材 車輛15台（救急医療搬送車1台を含む）

- (2) 航空自衛隊西部航空方面隊は、事故発生直後、出動し、下記の人員及び資機材により消火救難活動を行った。

人員 146名

資機材 車輛11台

陸上自衛隊第4師団は、下記の人員及び資機材により救難活動を行った。

人員 219名

資機材 車輛48台

- (3) 福岡市消防局は、事故発生直後、出動し、下記の人員及び資機材により消火救難活動を行った。

人員 431名

資機材 車輛80台

ヘリコプタ1機（福岡市消防航空隊の所属機）

エアートント1張（応急救護所）

- (4) 福岡県医師会1名及び福岡市医師会2名が医療救護活動を行った。

- (5) 福岡市救急病院協会は、下記人員により応急処置活動及び検死を行った。

人員 25名（医師9名、看護婦16名）

- (6) 日本赤十字社は、下記人員により検死及び消火救難活動で負傷した要員の応急処置を行った。

人員 24名（医師2名、看護婦6名、事務員他16名）

- (7) 福岡県警察本部は、下記人員により救難活動、事故現場の警備及び警察活動を行った。

人員 1,200名

- (8) 福岡医療NGO（災害医療ボランティア）は、医師2名がテレビの情報により出動し、情報収集活動を行った。

- (9) 運輸省は、事故発生後、直ちに運輸大臣を本部長とする「ガルーダ・インドネシア航空機事故対策本部」を設置し、負傷者に対する対応、遺体の収容に全力を尽くすことを申し合わせ、情報を収集するとともに関係機関との連絡を密にすることとした。

2.13.2.4 消火救難要員の負傷

機体から流出した航空燃料が皮膚に付着した状態で長時間消火救難活動を行っ

たため、84名の消防救難要員が皮膚に炎症を負った。

2.14 事実を認定するための試験及び研究

2.14.1 地上に残された痕跡及び残骸の調査（付図2、付図3及び写真1～4参照）

(1) 地上の痕跡

滑走路16側末端から約2,270mの滑走路上のセンター・ライン付近から滑走路34側末端方向に続く、左右のメイン・ランディング・ギア及びセンター・ランディング・ギアのタイヤの痕跡があった。

タイヤ痕跡は、徐々に右に偏向しながら滑走路及びオーバーラン上を約590m続き、オーバーランの右エッジ部に並べられたジェット・バリアの制動チェーンを右側メイン・ランディング・ギアから順に乗り越えて、西側の草地に続いていた。

オーバーラン脇の草地には、幅約1m、一辺の長さ約8mのL字型に草が焼けた跡があった。

草地のタイヤ痕跡は、柔軟な地面に約10～20cmめり込んだ状態で南方向に約200m続き、ローカライザ施設の西側約20mを通過したところで空港内の場周道路を直角に横切っていた。

場周道路の南側に隣接する幅約5mの用水溝を飛び越えたところで用水溝のコンクリート壁を損傷させていた。

用水溝から南側に約27m離れた県道の北側のコンクリート製の高さ約0.7mの法面には、エンジン・ナセルの形状に一致する円弧状の損壊部が2カ所あった。損壊部の大きさは、No.1エンジン側は法面の上面から約25～30cm、幅約150cmであり、No.3エンジン側は法面の上面から約40～50cm、幅約200cmであった。また、この2カ所の損壊箇所の間には各ランディング・ギアによるものと認められる損壊が3カ所あった。

県道沿いの高さ約2.4mの空港のフェンスは、幅約50mに渡って胴体及び主翼により押し潰され、又は引きちぎられていた。

幅約24mの4車線ある県道上には、エンジン下部、ランディング・ギア等による直角に横切る痕跡が多数あった。

県道の南側のコンクリート・ブロックの法面が幅約2mと約3mに渡り2カ所で損壊していた。

緩衝緑地には、機体下部による幅約20～30mの接地痕が、緩やかに左に偏向しながら機体の停止していた位置まで約300m続いていた。

機体が停止していた位置は、滑走路上のタイヤ痕跡の始点から約1,150m、滑走路34側末端から約620mの地点であった。

(2) 残骸の散乱状況

機体から脱落した主要な残骸の散乱状況は、次のとおりであった。

- ① 滑走路上及びその両脇の着陸帯からは、機体、エンジン等の破片は発見されなかった。
- ② 滑走路末端から県道の手前まで
 - ・ タイヤ痕跡上にセンター・ランディング・ギア・ストラットの右側ドア。
- ③ 県道付近
 - ・ エンジン下部のアクセサリ・ギアボックス、エンジン・カウル、タイヤ等の破片。
 - ・ No.1 エンジンのフェューエル・ポンプ／コントロール・アセンブリ及びNo.3 エンジンのフェューエル・ポンプ／コントロール・アセンブリとフェューエル・フィルタの両方に、黒い煤が付着しており、これらが落下していた地点の草地も焼けていた。
 - ・ エンジン下部に装着されたフェューエル・ポンプに付随していたパイプ類、フェューエル・フィルタに隣接する他のアクセサリやカウリングの内側等の破片。火災の痕跡はなし。
 - ・ 県道に沿って植え込まれた樹木の葉に、油脂類と歩道の茶色のアスファルトの粒子が付着。
- ④ 緩衝緑地
 - ・ 県道から約150m、幅約40mの範囲内に、以下のような多くの機体の破片が散乱していた。
 - ・ No.1 エンジン、胴体下面の外板、各ランディング・ギア、左右のインボード・フラップ、No.1 エンジン及びNo.3 エンジンのエンジン・ファン・カウル等の破片、カーゴ・コンテナの破片とその搭載品、左側水平安定板の先端部分、胴体部のキャビン・ウインドウ・パネル、ウインドウ・フレームの破片、ブルーにペイントされたNo.2 エンジンのエア・インレット・ダクト部の右側外板の破片、客室内装材等の破片、乗客の機内持ち込み手荷物。
 - ・ 右側ランディング・ギア・ストラットが主翼下面の外板及びフィッティングを伴って機体から分離しており、そのフィッティング部とストラット部の数箇所にブルーのペイントが付着。

(3) 攔座した機体の状況

機体は、機首を磁方位080°に向け草地に攔座し、胴体中央部から後部

にかけて焼失していた。

No. 1 エンジンは脱落していた。

No. 3 エンジンは、パイロンから左側にねじれ、エンジンの右側前方が地面に押し付けられた状態であり、エンジンの胴体側には、火災を生じた形跡があった。

No. 1 及び No. 3 エンジンのスラスト・リバーサのアクチュエータは、リバーサ展開側に作動した状態であった。

No. 2 エンジンは、スラスト・リバーサが展開状態であり、カスケード内部には小石や金属片が多数詰まっていた。また、エンジン前方のエア・インレット・ダクト部の右側の外板に縦約 2 m、横約 3 m の破孔があった。

右主翼前縁には、空港のフェンスの支柱にぶつかった時に生じたへこみが多数あり、フェンスの一部が右主翼に絡み付いていた。

左右のメイン・ランディング・ギアは脱落し、左右のインボード・フラップも脱落していた。

胴体右側の後方から 3 番目のキャビン・ウインドウの上方の外板にへこみと擦り傷があった。また、後方から 6 番目のキャビン・ウインドウの下方の外板に斜め後方上向きのひっかき傷及び亀裂があり、外板は内側に曲がっていた。

胴体は STA 1381 付近から STA 1801 付近の間は、胴体下側の外板とフレーム及びストリングを除き、カーゴ・コンパートメント、キャビン・フロア及び天井部分がほぼ完全に焼失していた。

左側水平安定板は、ほぼ半分が破断分離し、右側水平安定板は、前縁と下面及びエレベータの後縁が損傷していた。

キャビン・ドアについては、1 R、2 R、1 L、2 L、3 L 及び 4 L の各ドアは全開状態であったが、3 R 及び 4 R のドアは少し開いていた。

脱出用スライドについては、1 R、2 R、1 L、2 L、3 L 及び 4 L の各ドアのスライドは展開されていた。

なお、同機には、約 62 t の燃料が搭載されていたが、約 46 t が流出及び燃焼し、約 16 t が燃料タンクに残っていた。

2.14.2 操縦室内の主な計器の指示、スイッチ及びレバー類の位置

事故後の操縦室内の計器等の調査結果は、次のとおりである。

ただし、これらの結果については、オーバーラン中の衝撃や運航乗務員の緊急脱出等により動いた可能性もあり、必ずしも事故時及びその直後の状況を示すものではない。

(1) 速度計

	左席 (機長席)	右席 (副操縦士席)
速度指針	1 0 6 kt	1 0 4 kt
外側白色バグ (V ₁)	1 4 7 kt	1 4 7 kt
外側赤色バグ (V ₂)	1 7 1 kt	1 7 0 kt

注) ガルーダ・インドネシア航空は、DC-10-30型機の運航手順において、V_Rに対するバグ・セットは、設けていない。

(2) エンジン・ファイア・ハンドル

3本ともAGENT (消火剤噴射準備位置)

注) No. 3 エンジンの消火装置は焼損し、消火剤のボトルは空であった。

No. 1 及び No. 2 エンジンの消火装置は未作動の状態であった。

(3) フェーエル・レバー

3本ともOFF

(4) スロットル・レバー及びスラスト・リバーサ・レバー

No. 1	スロットル・レバー	FULL FWD
	スラスト・リバーサ・レバー	ストウ
No. 2	スロットル・レバー	IDLE
	スラスト・リバーサ・レバー	1 / 3
No. 3	スロットル・レバー	IDLE
	スラスト・リバーサ・レバー	ストウ

(5) エバケーション・シグナル・スイッチ

ARM、COMMAND ON (ガード・オープン)

(6) フラップ・ハンドル

約9°

(7) スタビライザ

フル・ノーズ・アップ、ただし、機体のスタビライザ位置は、ノーズ・アップ側約5.6°であった。

(8) エマージェンシ・パワー・スイッチ

ON

(9) エマージェンシ・ライト・スイッチ

ARM

(10) スポイラー・レバー

グラウンド・スポイラー

- (11) フライト・ディレクター
 機長側 F D
 副操縦士側 F D
- (12) オート・スロットル
 No.1 O F F
 No.2 O F F
- (13) オート・パイロット
 No.1 O F F
 No.2 O F F

2.14.3 エンジンの分解調査

(1) No.1エンジン

分解は、各モジュール単位まで実施した。

- ・ 低圧コンプレッサのステータ・ベーン及びブレードには小さな擦り傷があったが、破断したものはなかった。
- ・ 高圧コンプレッサのすべてのステータ・ベーン及びブレードには、へこみ、エッジ部分の欠損、曲がりが見られたが、ベーン及びブレードそのものが破断したものはなかった。
- ・ 燃焼器及び燃料ノズルには、特に損傷はなかった。
- ・ 高圧タービン・モジュールのすべてのタービン・ブレード及びノズル・ガイド・ベーンには、へこみ、擦り傷があり、細かい金属が付着しているが、特に大きな損傷はなかった。
- ・ 低圧タービン・ブレードはエンジンの回転方向と逆向きに曲がっていたが、ブレードに大きな損傷はなかった。

(2) No.2エンジン

HPC、LPT及びHPTモジュールの取り外しを実施した。

- ・ 低圧コンプレッサ及び高圧コンプレッサのステータ・ベーン及びブレードには、擦り傷やへこみ、小さな欠損があった。
- ・ 燃焼器及び燃料ノズルには、特に損傷はなかった。
- ・ 高圧タービン・モジュールと低圧タービン・モジュールのすべてのタービン・ブレード及びノズル・ガイド・ベーンには、小さなへこみや擦り傷があり、細かい金属が付着していたが、No.1エンジンに比べて損傷の程度は軽微であった。
- ・ ギアボックス・モジュールは、ギアボックス・ハウジングに亀裂があった。

(3) No. 3エンジン (写真4-5～写真4-7参照)

分解は、ファン、HPC、HPT及びLPTモジュール単位まで実施し、ファン及びHPTモジュールは、部品単位まで実施した。

- ・ 38枚あるファン・ブレードの内17枚に鳥の衝突の痕跡があったが、鳥の衝突によるブレードの損傷はなかった。
- ・ 低圧コンプレッサ第1段ブレードの全数に鳥の衝突の痕跡があったが、鳥の衝突によるブレードの損傷はなかった。
- ・ 高圧コンプレッサの第2～5段のブレードの先端部分にコンプレッサ・ケースと擦れた跡があったが、ブレード及びステータ・ベーンの損傷は3台のエンジンの内で最も軽微であった。
- ・ 燃焼器内部の左側に煤が多く付着していたが、特に損傷はなかった。
- ・ 高圧タービン・モジュールのすべての第1段ノズル・ガイド・ベーンは、細かい金属片が付着し、後縁のエッジ部分が欠損していた。80枚の第1段ブレードはすべて、エアフォイル部のルート部分で破断するか、又はブレードの半分から先が破断するかして、黒く焼けたでたれていた。タービン・モジュールの損傷の程度は、3台のエンジンの中で最も激しかった。
- ・ 高圧タービン第1段ブレード・エアフォイルの内の1枚のブレード・エアフォイルの破断面に金属疲労の痕跡があった。これについての詳細は2.14.4に述べる。
- ・ 高圧タービン第2段ブレード及びノズル・ガイド・ベーンは、全数が破損し、焼けたでたれていた。
- ・ 高圧タービンのローター・シュラウドの内側にはへこみがあり、欠損しているものもあったが、外部に破損したタービン・ブレードが飛び出す破壊には至っていなかった。
- ・ 高圧タービンのアフター・シャフト後端のNo. 5ベアリングのインナ・レースには、最も深いところで約3mmの摩耗があった。
- ・ 低圧タービン・モジュールのすべてのノズル・ガイド・ベーン及びブレードは、変形又は欠損し、多量の煤が付着していた。
- ・ 低圧タービン第4段ブレードの表面には溶解した金属粒が付着していた。

(4) エンジン補機

No. 1及びNo. 3エンジンの燃料管制装置の分解調査において、内部部品の3Dカムの表面に打痕があった。

2.14.4 No. 3エンジンの高圧タービン第1段ブレード・エアフォイルの損傷
(付図7及び写真4-5～写真4-7参照)

(1) No. 3エンジンの損傷した高圧タービン第1段ブレード・エアfoilのうち、第74番ブレード (P/N 9299M30 G05、製造番号KTWJ0073) は、ブレードのプラット・フォームから前縁部で約12mm、後縁部で約5mmの高さのところからブレード・エアfoil部分が破断しており、破断面を詳細に調査した結果、同ブレード後縁のNo. 8クーリング・エア・パッセージ (冷却空気通路孔) の内壁部の金属の結晶粒の間に粒界酸化の形跡があった。

この破断面には、この粒界酸化による金属の表面から内部に至る侵食があり、これを起因とする金属疲労により、ブレードのコンケーブ側 (ブレード翼形の腹側) 表面に達する長さ約15mmの亀裂があった。

当該ブレードは、1994年12月にNo. 3エンジンに組み込まれている。

この時点での当該ブレードの総使用時間は28,501時間、総使用サイクルは4,894サイクルであった。

その後、このエンジンは、1995年1月25日に事故機のNo. 3エンジンとして取り付けられ、事故時の当該ブレードの総使用時間は30,913時間、総使用サイクルは6,182サイクルであった。

注1) 粒界酸化: IGOと呼ばれ、金属の結晶粒界が外気にさらされている部分は酸化物を形成して腐食し易く、この酸化腐食がやがて結晶粒界に沿って内部へ酸化侵食して行く現象をいう。

注2) 使用サイクル: 離陸から着陸までを1使用サイクルという。

(2) No. 3エンジンの高圧タービン第1段ブレードには、P/N 9299M30 GXX系列でP/Nの下3桁がG02、G03、G05、G08、G09及びG10の6種類のブレードが組み込まれている。

これらのブレードは、いずれもクーリング・エア・パッセージの内壁にコーティングがなされた改良型のブレード (2.14.5 参照) ではなかった。

注) P/Nの下3桁にG11を除く異なるブレードが組み込まれているのは、各ブレードの交換時期や適用された技術通報 (SB) の違いによるものである。

2.14.5 ジェネラル・エレクトリック社 (GE社) の講じた措置

GE社によれば、事故機と同型式のCF6-50系列型エンジンにおいて、高圧タービン第1段ブレード・エアfoil内部のクーリング・エア・パッセージの内壁に発生した粒界酸化を起因とするブレードの破壊により、エンジンの推力喪失に至った不具合が1990年10月9日から1996年4月30日の間に全世界で21件発生している。

これに対し、GE社は、次の措置を講じている。

- (1) 1992年12月14日、各顧客に対して技術通報SB72-1007を発行し、高圧タービン第1段ブレードの寿命を改善するため、ブレード内部のクリーニング・エア・パッセージの内壁に粒界酸化防止のためのコーティングがなされた改良型のブレード(P/N 9299M30 G11)を紹介している。
- (2) 1993年11月、CF6 Fleet Highlitesを発行し、ブレードに発生する不具合の具体的な内容とそのための対策がなされた改良型のブレード(P/N 9299M30 G11)を紹介するとともに、ブレードの総使用サイクルによる管理方式を各顧客に推奨している。
- (3) 1994年6月16日、AOW(All Operators Wire) 94-50-07を発行し、次のことを各顧客に推奨している。(別添4参照)
「The purpose of this wire is to advise you that GE is recommending the retirement of high-cycle CF6-50 stage 1 Product Improvement Program(PIP)HPT blades(9299M30 GXX other than G11 configuration)……
GE feels a 6,000 CSN should be considered in a control program for blade retirement……」
- (4) 1994年7月、(3)と同様の内容のCF6 Fleet Highlitesを発行した。
- (5) 1996年5月及び6月、各顧客を集めて、CF6-50/-80A HPT Stage 1 Blade Programについて解説するためのRegional Meetingsを開催し、ブレード内部に発生する粒界酸化を起因とするブレードの不具合事例とそれを防止する具体的な対策の説明を行った。(別添4参照)

3 事実を認定した理由

3.1 一般事項

- 3.1.1 運航乗務員は、適法な航空従事者技能証明書及び有効な航空身体検査証明書を有していた。
- 3.1.2 同機は、有効な耐空証明書を有していた。
- 3.1.3 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。

3.2 航行に関する解析

- 3.2.1 同機の航行状況

CVR記録、DFDR記録等に基づき、同機の航行状況について次のとおり解析した。(別添1及び別添2参照)

3.2.1.1 No. 3エンジン故障前まで

離陸前、操縦席内では「BEFORE STARTING CHECK」、「TAXI OUT CHECK」等の点検が行われた。また、次のようなテイクオフ・データが確認されていたが、これらのデータについて、特に問題は認められなかった。

離陸重量	211.3t
燃料搭載量	62,000kg
V ₁	149kt (滑走路面の状態 DRY)
V _R	157kt
V ₂	171kt
エンジンN ₁	113.6%
フラップ	9°
スタビライザ・トリム	5.5°

駐機中に、左右の燃料量のバランスをとるため、航空機関士が燃料移送操作を行った。

離陸のため、緩やかに進行しながら誘導路から滑走路に入った同機は、12時07分03秒ごろほぼ滑走路に正対し(機首方位152.4°)、速度を上げながら離陸滑走を開始し、同14秒ごろエンジンは3基とも離陸推力に達した。

同18秒ごろ航空機関士が「Rata, rata.」とコールしたが、これは、インドネシア語で各エンジン計器の指示や各スロットル・レバーの位置が揃っていることを表現したものと推定される。

同機は、離陸滑走開始前AP No. 1がCWSモードにエンゲージされていた。

これは、同社のAOMで、APのCWSモードを使用して離陸を行うこととされているためである。同型式機のCWSモードは、APシステムのモードのひとつで、操縦輪を介して機体のピッチ及びロールの動きをコントロールする機能を有するとともに、AP OFF時よりも操縦力を小さくすることができる。

CASが55.8ktに達した同16秒ごろAP No. 1がOFFとなり、程なく再エンゲージされた。その後、CASが99.5ktに達したころAP No. 1が再度OFFとなり、対気速度100ktを示すコールの直後、AP No. 2がCWSモードにエンゲージされた。AP No. 1が2回OFFとなったのは、調査の結果、エンゲージ・レバーが振動でOFFとなりやすい状態になっていたためであることが判明した。また、同社のAOMには、離陸中にAPがOFFとなった時

には再エンゲージしてはならないこととなっているにもかかわらず、再エンゲージが繰り返されたが、このことについては、本事故との関連はなかったものと推定される。

なお、同社のAPの仕様では、APがCWS位置からOFF位置となった時、警報灯は点灯するが、警報音は作動しないようになっており、CVRには警報音は記録されていなかった。

また、同29秒ごろ、航空機関士が「Dua aja.」とコールしたが、これは、インドネシア語で「2だけ」というようなことを意味し、AP No. 2の使用に言及したものと考えられる。

同26秒ごろ、副操縦士が対気速度100ktを示す「One hundred.」のコールを行った。

同38秒ごろ副操縦士が離陸決定速度を示す「V one.」のコールを行った。

「V one.」のコールの直後も、エンジンは3基とも、 N_1 が113%付近で安定していた。

CASが V_1 付近に達したころ、エレベータ角及びピッチ角が機首上げ側に増加し始めていることから、機長は、機体引き起こしの操作を開始したものと推定される。機体の引き起こしは少し早めであったが、このことが事故と結びつくことはなかったものと推定される。

同40秒ごろ、副操縦士が機体引き起こし速度を示す「Rotate.」のコールを行った。

なお、同機が離陸滑走開始後、CASが140ktに達するころまで、方向舵角が繰り返し右に取られているが、このことは、CASが140ktに達したころから後は方向舵の右操舵傾向がなくなっていることから、本事故との関連はなかったものと推定される。

後述のとおり、同機は、同41秒ごろNo. 3エンジンが故障したものと推定され、スポット5番から出発した後、副操縦士が「Rotate.」のコールを行った直後までは、事故と結びつくような不具合はなかったものと認められる。

3.2.1.2 No. 3エンジン故障発生と離陸の中断

同機は、 V_R に達した後、ピッチ角 8.1° 、電波高度0.0ft、CAS162.0ktとなった12時07分41秒ごろ浮揚し始めたが、このころNo. 3エンジンの故障が発生したものと推定される。

No. 3エンジンの故障発生を上記時刻と推定したのは、同39秒ごろ112.8%を記録していたNo. 3エンジンの N_1 が4秒後の同43秒ごろ53.3%に低下したこと、及び同41秒ごろから同42秒ごろにかけて同機の縦方向加速度の

値が低下したことによる。

同42秒ごろから同43秒ごろにかけてNo.3エンジンからのものと推定される異音が発生した。

この異音は、高圧タービン・ブレードの破断とこれに伴うエンジン内部の2次的損傷による異常燃焼及びコンプレッサ・ストールによるものであると推定される。

同42秒ごろから同43秒ごろにかけて、No.3エンジンの推力低下に伴う右方向の偏揺れ及びその結果生じる右横揺れを修正するための操作が行われた。

「Rotate.」のコールの後、同42秒ごろまで機体のピッチ角は、通常の引き起こしに伴う約 3° /秒で増加していた。なお、同38秒ごろから同41秒ごろにかけてのエレベータ角の増減は、同機のピッチ増加率を一定にするための舵面の動きによるものと推定される。

機長は、離陸を中断するため、機首を下げるようエレベータ角を減少させた。これに応じ、若干の時間遅れを伴って機体のピッチ角が下がり始め、さらに若干遅れて電波高度がピークに達した後、減少し始めた。電波高度及びピッチ角の変化は、次のとおりであり、機長が離陸中断の操作を開始したのは、12時07分43秒ごろであったものと推定される。（別添2参照）

- (1) 電波高度は、同44秒ごろ9.0ftのピークとなり、その後減少した。
- (2) 機体のピッチ角は、電波高度のピークより約1秒早い同43秒ごろ 11.4° のピークに達し、その後減少した。

なお、エレベータ角については、ピッチ角を調整するため微妙に増減していたと推定されることから、エレベータ角からは、機長が離陸中断のための操作を開始した時刻は、推定できなかった。

同44秒ごろ、エレベータ角は一時的に 6.1° に増加したが、これは同機が機首から接地しないための修正操作によるものであると考えられる。

離陸中断が開始された結果、垂直加速度は、同43秒ごろから同44秒ごろにかけて減少し、また、CASは、同44秒ごろ167.3ktに上昇し、接地直後まで増加を続けた。

同45秒ごろ No.1エンジンの N_1 が109.3%に減少すると共に、CVRにはスロットル・レバーがアイドル位置のストッパーに当たったことにより生じたと推定される音が記録されていた。この時機長は、離陸中断のためスロットル・レバーをアイドル位置まで絞る操作を終わったものと推定される。

同45秒ごろ、航空機関士がNo.3エンジンをNo.1エンジンと誤って「Engine failure number one.」とコールしたが、このコールは、機長が離陸中断の操作を開始した後に行われたものである。

No. 3 エンジンが故障した同 4 1 秒ごろから CAS も電波高度も増加を続け、機長が離陸中断の操作を開始していたと推定される同 4 3 秒ごろには、CAS は 164.0 kt、電波高度は 5.4 ft に達していたことから、同機は、離陸を中断しなければ、やがて安全離陸速度 V_2 に到達し、離陸を継続し得る飛行性能を有していたものと推定される。

3.2.1.3 接地から機体攔座まで

12 時 07 分 46 秒ごろ、一旦浮揚していた同機は接地し、垂直加速度が大きく増加し、最大 2.1 G を記録した。

このころ同機の AP No. 2 が OFF になった。これは、2 G を超える垂直加速度を検知すると自動的に AP が OFF となる機能によるものと推定される。

接地時、直ちにブレーキ・ペダルが踏まれ、続いて、スラスト・リバーサが作動し、グラウンド・スポイラーも展開して機体の制動が行われた。ただし、No. 3 エンジンのリバーサ推力は発生していなかったものと推定される。

同機は、接地後、滑走路中心線から徐々に進行右方向に変位する地上痕跡を残して地上滑走を続けた。

同機が、ジェット・バリアの進行方向右側の制動チェーンを乗り越えようとしていた同 54 秒ごろ、操縦席で「Wuala stop.」という声が発せられたが、これは、「ウアー止まれ」というような意味である。

同 56 秒ごろ CVR と DFDR が停止した。CVR と DFDR が停止した位置は、滑走路南側の県道付近であったと推定される。

地上痕跡は、同機がジェット・バリアの制動チェーンを乗り越えた後、前方にあったローライザ・アンテナの西側を滑走し、県道を横切った後、緩衝緑地に入ったことを示していた。

さらにその後の地上痕跡は、同機が胴体下面を地面にこすりつけた状態で、進行方向左側に機首方位を変化させつつ、緩衝緑地を滑って行ったことを示していた。

最終的に同機は、滑走路 34 側末端から約 620 m 離れた地点で機首を磁方位 080° の方向に向けて攔座し、炎上した。

3.2.2 クルー・コーディネーション

No. 3 エンジン故障後、航空機関士がより早い時期に正しく「ENGINE FAILURE」のコールを行い、同機の不具合を特定するとともに、離陸継続のためのクルー・コーディネーションを図る必要があったものと認められるが、CVR 及び DFDR の

記録からは、そのような様子はいかがわしなかった。

また、同機の離陸中、次のようにBOM及びAOMが守られていなかった事例が認められ、これらのことからクルー・コーディネーションが十分でなかったものと推定される。

- (1) 離陸滑走開始時、機長に要求されている「TAKE OFF」のコールがCVRには記録されていなかった。
- (2) APをCWSモードにエンゲージする場合、機長が「SET CWS 1」又は「SET CWS 2」とコマンドし、エンゲージ後は副操縦士が「CWS 1 SET」又は「CWS 2 SET」とコールしなければならないが、また、APがOFFとなった場合には、「AUTOPILOT OFF」とのコールがなければならないが、APのCWSモードへのエンゲージ/OFFが繰り返された時、CVRにはいずれのコールも記録されていなかった。
なお、AOMには、離陸中にAPがOFFとなった時には再エンゲージしてはならないこととなっているにもかかわらず、再エンゲージが繰り返された。AOMにしたがえば、再エンゲージするべきではないが、再エンゲージする以上は、機長の「COMMAND」がなければならないが、CVRには、そのコールが記録されておらず、また、再エンゲージされたことをPFである機長に伝える副操縦士のコールも記録されていなかった。
- (3) 離陸の中断は、機長の「STOP」のコールにより開始することとされているが、当該コールは、CVRに記録されていなかった。
- (4) AOMでは、エンジン故障のコールとして「ENGINE FAILURE」と例示されているが、航空機関士は、No. 3エンジンをNo. 1エンジンと誤って「Engine failure number one.」とコールした。

3.2.3 離陸の中断

3.2.3.1 離陸中断の状況

同機の離陸中断に至るまでの状況の概要は、次のとおりであると推定される。

- (1) 同機には、No. 3エンジンの故障を除いて、事故と関連する不具合はなかった。
同機が離陸決定速度 V_1 (149kt) を過ぎ、機体引き起こし速度 V_R (157kt) を超えて浮揚し始めたころ、No. 3エンジンが故障した。
- (2) No. 3エンジン故障から約2秒後 (CAS164.0kt、電波高度5.4ft)、機長は離陸中断のための機首下げ操作を開始し、さらにその約2秒後 (CAS170.5kt、電波高度5.9ft)、スロットル・レバーをアイドル位置まで絞った。

3.2.3.2 離陸中断に関するマニュアル

運航に係わるガルーダ・インドネシア航空のマニュアルには、BOMとAOMがあり、同社のAOMによれば、高速での離陸中断は、「extremely hazardous」なこととなり得るので、離陸を継続する方が安全性が低いと考えられる場合だけしか行ってはならないとされており、また、離陸中断の決断をしてよいのは、対気速度が V_1 に達する前だけであるとされている。（別添3参照）

さらに、同社のBOMには「……above a speed specified in the relevant AOM, ……rejection of take-off, should be confined to circumstances where a very positive loss of thrust occurs or where aircraft condition clearly renders it unflyable.」と記されているが、その前に「a rejection of a take-off on a marginal runway, from high speed close to V_1 , in particular when the runway is wet, can be extremely hazardous.」という記述もあることから、 V_R を超えるような速度での離陸中断は、基本的には想定されていないものと考えられる。

3.2.3.3 機長の状況判断等

前述のとおり、同社のAOM及びBOMにおいては、対気速度が V_1 以降の離陸中断を想定していないものと考えられるが、本事故において同機の機長は、CASが、 V_R を超え、 V_1 より15ktも大きな値となろうとしていた段階で離陸中断の操作に移った。

同機には、本事故発生まで、No. 3エンジンの故障以外に本事故に関連する不具合は認められなかった。また、同エンジンが故障したころ、CASは V_1 を13ktも超えた162.0kt付近（電波高度0.0ft）に達しており、その後もCAS及び電波高度は少しずつ増加を続け、機長が離陸中断の操作を開始したころにはCASが164.0kt、電波高度が5.4ftとなっていた。同機は、全エンジン作動時よりも性能は低下するものの、安全離陸速度 V_2 （171kt）に達し、離陸を継続し得る飛行性能を有していたものと推定される。

以上の点から、航空機運用上、離陸の継続が求められるところであり、また、同社のAOM及びBOMからも離陸の継続が求められるにもかかわらず、機長はNo. 3エンジン故障時の状況判断が適切でなく、CASが V_1 を15ktも超過した164.0kt付近（電波高度5.4ft）に達したころ、離陸を中断した。

なお、機長が離陸を中断した背景には、後述のように操縦実技訓練の不足があり、このことが離陸中断の判断に影響した可能性がある。

その後、同機は、電波高度9.0ftに達した後接地し、オーバーラン後、攔座・炎上した。

3.3 運航乗務員の定期操縦訓練及び定期技量審査

3.3.1 定期操縦訓練及び定期技量審査の要件

ガルーダ・インドネシア航空は、F C T M (FLIGHT CREW TRAINING MANUAL) を作成し、運航乗務員の定期操縦訓練及び定期技量審査を実施している。インドネシアの航空安全規則は、運航者が乗員の訓練及び審査内容 (年に2回の審査の実施) を定めることを求めており、F C T Mはこの規定に基づき作成されたものである。

F C T Mには定期操縦訓練 (T R T : Type Recurrent Training) 及び定期技量審査 (C P C : Crew Proficiency Check) が定められており、型式限定を有する機種に関し定期的に運航乗務員の操縦訓練及び技量審査を実施することとなっている。

なお、ガルーダ・インドネシア航空では定期操縦訓練及び定期技量審査は、組み合わせられて同じ時期に実施することになっており、定期技量審査の実施記録は残されているが、教官指摘事項を含む定期操縦訓練の実施記録は残されていない。

3.3.2 定期操縦訓練の実施

ガルーダ・インドネシア航空においては、過去1年間における2回のうちの1回分の定期操縦訓練の手順書に「寒冷時運航を想定した V_1 に近い速度でのR T O」に関するブリーフィング (ディスカッション) を行うよう求めた項目が含まれていたが、それぞれの運航乗務員の定期操縦訓練の実施記録が残されていないため、その項目が実施されたかは不明である。

また、上記2回の手順書には、 V_1 以降での離陸滑走中に1エンジンが故障した場合に離陸を継続する内容の操縦実技訓練項目が設定されていなかったため、当該内容の操縦実技訓練は、実施されなかったものと推定される。

3.3.3 定期技量審査の実施

当該運航乗務員の過去1年間の定期技量審査 (2回) は、それぞれ次のとおり実施されていた。

機長：1995年6月17日及び12月7日

副操縦士：1995年8月1日及び12月6日

航空機関士：1995年7月11日及び11月11日

3名とも、2回の定期技量審査のうち1回は実機で、もう1回はシミュレーターで実施されていた。

それぞれの過去1年間の定期技量審査において、R T Oに関する項目は設定されていたが、実施記録によれば、航空機関士については実機による1回 (1995年7月11日) しか実施されておらず、機長及び副操縦士については、全く実施されていない。

また、実施記録には「Take off: eng. failure」及び「V2 climb and clean up」の項目が含まれており、記録上は3名とも毎回実施されたこととなっていたが、具体的な内容に関する記録が残されていなかったため、V₁直後のエンジン故障を模擬したものであったかは、不明である。

3.3.4 操縦訓練・技量審査の重要性

離陸滑走中に機体に異常が発生した場合の操縦士の判断力や操縦感覚は、操縦訓練や運航経験を通じて培われ、保持されることから、操縦士が様々な緊急事態に的確に対処できるようにするため、操縦訓練及び技量審査の果たす役割は重要である。

しかしながら、同機の運航乗務員の過去1年間のそれぞれの操縦訓練においては、V₁以降での離陸滑走中に1エンジンが故障した場合を想定した実技項目は含まれていなかった。

3.4 機体の損壊

3.4.1 機体の損壊

(1) 主翼取付部付近の胴体下面の損壊、胴体後方の30列座席付近及び35列座席付近の胴体2カ所の亀裂、すべてのランディング・ギアの損壊、すべてのエンジン（No. 3エンジンの高圧タービン内部は除く。）の損傷、並びに左右の主翼後縁部の損壊、左右の水平安定板の損壊は、同機が滑走路を逸脱し、用水溝の側壁及び県道の法面に衝突した時並びに緩衝緑地に落下した時及び落下した後に生じたものと推定される。

(2) (1)の損傷状況及び残骸の散乱状況から、34～35列座席付近に相当する3番目から6番目のキャビン・ウインドウにかけての胴体右側後方の損傷は、右メイン・ランディング・ギアが取り付け部から分離し、跳びはねて衝突したことにより生じたものと推定される。

さらに、同ギアは跳びはねて、No. 2エンジンのエア・インレット・ダクトの右側構造部に衝突し、同ダクト及び同エンジンを損傷させたものと推定される。

3.4.2 火災の発生及びエンジン火災の消火

(1) 火災の痕跡が脱落したフェューエル・ポンプ等に認められ、付随したパイプ類等には認められなかったことから、同機が県道法面に衝突した際、衝撃で発生した火花が漏れ出た燃料に引火し、火災が発生したものと推定される。

- (2) 攔座した後の機体の火災は、左右主翼付け根付近及び胴体中央部が最も火災の影響が顕著であったことから、AUX燃料タンク及び胴体左側のNo. 2エンジンへの燃料配管から流出した燃料に既に発生していた炎が引火し、胴体中央部が焼失したものと推定される。
- (3) 搭載貨物は、機械部品、アイロン、ミシン、食料品等であり、特に火勢を助長する貨物は搭載されていなかったものと推定される。
- (4) 操縦室のエンジン・ファイア・ハンドルは、3本すべてが「AGENT」位置であったが、No. 1及びNo. 2エンジンの消火ボトルは、作動しておらず、No. 3エンジンの消火ボトルは、焼損していたため作動したかを確認することはできなかった。また、電源が停止していたため、攔座後エンジン・ファイア・ハンドルが操作されたとしても、エンジン消火装置は作動しなかったものと推定される。

3.4.3 電源の停止

- (1) No. 1エンジン及びNo. 3エンジンのジェネレータは、県道の法面に衝突した際、発電を停止したものと推定される。
No. 2エンジンのジェネレータのアクセサリ・ギア・ボックスは、損傷状況から緩衝緑地に落下した衝撃で破損したものと推定され、この時点でNo. 2エンジンのジェネレータは、発電を停止したものと推定される。
- (2) 県道の法面に衝突した際又は緩衝緑地に落下した際の衝撃で胴体下部全体が変形して、機体メイン・バッテリーの架台も変形し、この時点で同バッテリーの電源は停止したものと推定される。

3.4.4 燃料の流出

燃料配管及び燃料タンクの損傷状況から、各タンクに搭載されていた燃料は、同機が緩衝緑地を滑走中に一部が流出したものと推定される。

3.4.5 ハイドロ圧の喪失

ハイドロ圧は、エンジン駆動ハイドロ・ポンプが県道の法面に衝突した時点又は緩衝緑地に落下した時点で、失われたものと推定される。

3.5 エンジンに関する解析

3.5.1 No. 3 エンジンの故障原因等

すべてのエンジンの分解調査を実施した結果、No. 3 エンジンの損傷は、高圧タービン第1段ブレードのIGOに起因する疲労破壊とこれに伴うエンジン内部の2次的損傷によるものと認められる。その他のエンジンの損傷は、離陸中断後の2次的要因により発生したものと認められる

なお、No. 3 エンジンのコンプレッサ部及びタービン部のケーシングには突き破られたことによる高温高圧ガスが吹き出した痕跡はなかったことから、ケーシングの外側に設置されているセンサーによる火災警報は作動することなく、したがって、CVRには火災警報音は記録されていなかった。

また、同エンジンのファン・ブレードに鳥衝突の痕跡が認められたが、その影響は軽微であり、鳥衝突は、同エンジンの故障とは関係なかったものと認められる。

ガルダ・インドネシア航空は、インドネシア当局の承認を受けた整備規程に基づき、ボアスコープ・インスペクションを飛行時間150時間毎に実施していた。

整備作業記録によると、同機のNo. 3 エンジン高圧タービン第1段ブレードの最近のボアスコープ・インスペクションは、1996年5月26日に実施されており、不具合は発見されなかった。

IGOを起因とする疲労亀裂は、ブレードのクーリング・エア・パッセージ内壁から進行するため、表面検査のボアスコープ・インスペクションでは発見することは困難である。

3.5.2 高圧タービン・ブレード破損防止対策

ジェネラル・エレクトリック社（GE社）は、IGOに起因する高圧タービン第1段ブレードの破損を防ぎ、将来の整備コスト高を避けるため各顧客に対して改良型タービン・ブレードを紹介するとともに、おおよそ6,000サイクルを目安とし、顧客が個々に廃棄計画を決めるソフト・タイムによるブレード総使用サイクルの管理方式を推奨した。

ガルダ・インドネシア航空は、CF6-50C型エンジンのオン・ウイングでの整備作業を実施しているが、オフ・ウイングでの工場整備作業については、KLMオランダ航空に委託するとともに、技術通報等の取り扱いに係る技術的判断等もKLMオランダ航空に委ねていた。

また、ガルダ・インドネシア航空は、CF6-50C型エンジンの工場整備についてKLMオランダ航空とプール契約を結んでいた。このプール契約は、KLMオランダ航空と外国数社間においても結ばれて、各社間でエンジンを共用することとなっており、同機のNo. 3 エンジンの前使用者はガルダ・インドネシア航空で

はなかった。

KLMオランダ航空は、社内での技術調査の結果とGE社推奨のソフト・タイム管理方式とに基づき、使用中に総使用サイクルが6,000サイクルを超えることとなる場合であっても、エンジンの工場での組立時に総使用サイクルが6,000サイクル未満であれば組み込むこととした方針を1995年7月31日に決定した。

同機のNo. 3エンジンは、1994年11月4日工場整備のためKLMオランダ航空のエンジン整備工場に搬入され、1994年12月に整備が完了した。上記のKLMオランダ航空の方針が決定したのは、同エンジンの整備が完了し、同機に装着された後であり、本事故でIGOを起因とする金属疲労により破損した高圧タービン第1段ブレードは、組み込み時の総使用サイクルは4,894サイクルであったが、事故時には6,182サイクルに達していた。

3.5.3 整備・運航部門間の連携

同機のエンジンの工場整備は、プール契約によりKLMオランダ航空に外注されていたが、KLMオランダ航空の前記整備方針によれば、前述のとおり使用中に高圧タービン第1段ブレードの総使用サイクルが6,000サイクルを超えることとなる場合であっても、工場でのエンジン組立時に当該ブレードの総使用サイクルが6,000サイクル未満であれば、エンジンに組み込むこととされていた。したがって、エンジンの使用中に高圧タービン第1段ブレードの総使用サイクルがGE社が推奨する廃棄サイクルである6,000サイクルを超える可能性のあることは、予測可能であった。

運航者であるガルーダ・インドネシア航空においては、整備部門が運航部門に対し、世界中で高圧タービン第1段ブレードの破損が頻発していること、これと関連してGE社からSBやAOWが発行されていること、取り卸し後のエンジン整備外注先であるKLMオランダ航空の整備方針にしたがう限りは、使用中のエンジンの高圧タービン第1段ブレードが総使用サイクル数6,000を超え、使用中に破損する可能性もあり得ること等の情報を提供する必要があったものと考えられる。

さらに、運航部門はこれを受けて、関連情報を操縦士に提供するとともに、エンジン故障を想定した操縦実技訓練の充実を図る必要があったものと考えられが、こうした関係部門間の連携が欠如していたものと推定される。

3.6 緊急脱出

3.6.1 運航乗務員の緊急脱出訓練

ガルーダ・インドネシア航空のFCTM (FLIGHT CREW TRAINING MANUAL) には、定期的な脱出訓練についての定めがなく、訓練内容及び実績を明らかにすることは

できなかった。

3.6.2 客室乗務員の緊急脱出訓練（別添3参照）

客室乗務員は、フライト・セフティー・マニュアルにより、乗務資格のある型式機について年1回の緊急脱出訓練を受けることとなっており、事故時の客室乗務員は、2.5.2項で述べているとおり、同訓練を受けていたものと推定される。

訓練については、フライト・アテンダント・マニュアルに RECURRENT TRAINING SYLLABUS が定められ、学科と実技が行われた記録がある。

3.6.3 緊急脱出の推定所要時間

乗客の一人が脱出した後撮影していたVTRの記録から最終と認められる乗客の脱出が終わったのは、12時10分0秒ごろであった。

同機が攔座した時刻は、12時08分10秒ごろと推定され、おおむね2分程度で脱出が行われたものと推定される。

3.6.4 緊急脱出時の状況

- (1) 乗客の脱出時において、客室内の非常用照明（天井灯、“EXIT”の表示、ドア・ライト、床面の脱出用パス・マーキング灯）のすべてが点灯したかは、不明であるが、点灯していなかった照明があったとすれば、攔座するまでの衝撃により機体が損傷し、断線等が発生したことによるものと推定される。

機内においては、攔座するまでの衝撃等により、天井パネルの落下、ギャレーからカート及びオープン並びに容器の飛び出し、手荷物棚の手荷物の落下、胴体の亀裂の発生、火災による煙の充満が重なり、脱出の障害になったものと推定される。

- (2) 同社のフライト・セフティー・マニュアルによれば、緊急脱出時、機長は、客室乗務員及び乗客に「Evacuate Aircraft」と伝えなければならないが、電源が停止し、機内放送（PA）が使用できなかったため、伝えることができなかったものと推定される。また、同社のAOMによれば、運航乗務員は、乗客の脱出を援助しなければならないが、機体が攔座するまでの衝撃等により操縦室後方の通路脇のギャレーからオープン等が飛び出し、操縦室ドアが塞がれたため、運航乗務員は客室に入ることができず、乗客の脱出援助を行うことができなかったものと推定される。

- (3) 多くの乗客が客室乗務員の誘導がなかった、又は誘導に気がつかなかった

と述べていることについては、乗客がほぼ全員が日本人であったことから、言葉の違いにより一部の客室乗務員の呼びかけが乗客に十分に伝わらなかった可能性が考えられる。

パワーメガホン及びファースト・エイド・キットは、機内に残されており、使用された形跡はなかった。

- (4) 乗客の一部は、機内に搭乗後、客室乗務員が行った非常口の位置等の説明を聞いていなかったり、前の座席に収納してあった非常時のパンフレット(SAFETY ON BOARD: 英語及びインドネシア語)を見ていなかったりした可能性があり、脱出時に非常口の位置を知ることができずに混乱を生じたことが考えられる。

3.7 死傷に関する解析

3.7.1 死亡者

機体の損傷状況、残骸の散乱状況及び遺体の損傷状況から、次のことが推定される。

- (1) 座席34K及び座席35Kの2名の乗客は、右側ランディング・ギア・ストラット部分が胴体を直撃した際の強い衝撃で即死したものと推定される。
- (2) 座席35Jの1名の乗客は、オーバーラン後の衝撃で身体を強打して気を失い、焼死した可能性が考えられる。

3.7.2 負傷者

(1) 重傷者

- ① 乗客10名が機体後部右側の裂け目から地面に飛び降りて腰椎圧迫骨折や足骨折を負ったのは、地面までの高さが約3mと推定される機内から飛び降りたこと、及び着地した地面が軟弱な状態であったことによるものと推定される。
- ② 乗客2名が3Lドアから脱出し、左主翼から地面に飛び降りて腰椎圧迫骨折、踵骨骨折を負ったのは、地面までの高さが約1.3mと推定される主翼から手荷物を持って飛び降りたため、着地時にバランスを崩したことによるものと推定される。
- ③ 乗客4名並びに機長及び副操縦士が、機内において鎖骨、胸骨、尾骨を骨折し、或いは頸椎捻挫等を負ったのは、同機が脚及びエンジン下部を県道に衝突させた際の衝撃並びに県道を越えて緩衝緑地に着地した際の衝撃

を受けたことによるものと推定される。

(2) 軽傷者

乗客151名及び航空機関士が軽傷を負ったのは、同機が脚及びエンジン下部を県道に衝突させた際の衝撃並びに県道を越えて緩衝緑地に着地した際の衝撃により打撲等を受けたこと、又は脱出時に擦り傷等を受けたことによるものと推定される。

(3) 消火救難要員の負傷

多数の消防要員及び救難要員が負傷したのは、大量の燃料が流出した現場で消火救難活動が続けた結果、着衣に燃料が付着したままの状態での燃料との接触が過多になったこと、及び消火救難活動のため、負傷した消火救難要員の応急措置に遅れが生じたことによるものと推定される。

また、保護服を着用していなかった消防要員がいたこと、及び救難要員には保護服の装備がなく、その全員が着用していなかったことも関与したものと推定される。

3.8 消火救難に関する解析

3.8.1 消火救難体制

福岡空港は、福岡空港事務所が管理し、国際定期便が発着する空港であり、空港における消火救難業務については、国際民間航空条約第14付属書「飛行場で推奨されている飛行場のカテゴリー「9」における消火救難体制を保持していたものと認められる。

3.8.2 消火救難活動

消火救難隊は、12時14分ごろ現場に到着し、脱出スライド付近にいた負傷した乗客や介護していた乗客の搬送及び避難誘導を行った。また、消火救難隊は、消火作業と同時に機体前部の機内検索を行ったが、機体後部は、炎上中であったため機内検索は困難な状況であったものと推定され、最終的に3名の遺体は、それぞれ12時43分ごろ1名及び13時22分ごろ2名が機体後部付近で確認された。

4 原因

本事故は、同機が速度が V_1 を大幅に超え、既に浮揚していたにもかかわらず、離陸が中断されたため、オーバーランし、攔座・炎上したことによるものである。

なお、この状況下において離陸を中断したことは、機長のエンジン故障の際の状況判断が的確でなかったことによるものと推定される。

5 安全勧告

航空事故調査委員会は、本事故に鑑み、インドネシア航空当局に対して、ガルーダ・インドネシア航空が以下の事項を実施することを検討するよう勧告する。

- 1 運航乗務員の操縦訓練・技量審査の充実強化
離陸滑走中、エンジン故障等が発生した場合に操縦士が離陸を継続するか中断するかの判断を的確にできるようにするため、操縦訓練及び技量審査の充実強化を図ること。
- 2 緊急脱出訓練及び誘導方法の改善
 - (1) 緊急脱出訓練の実施の徹底
運航乗務員の緊急脱出訓練を定期的に行うこと。また、必要に応じて、運航乗務員・客室乗務員合同の緊急脱出訓練を行うこと。
 - (2) 乗客の誘導方法の改善
乗客の避難誘導を徹底するため、火災及び煙に対する有効な対策と乗客が理解しやすい誘導方法とを検討すること。

6 建 議

航空事故調査委員会は、本事故に鑑み、次のとおり運輸大臣に建議する。

空 委 第 4 3 号
平成9年11月20日

運 輸 大 臣
藤 井 孝 男 殿

航空事故調査委員会
委員長 竹 内 和 之

ガルーダ・インドネシア航空所属ダグラス式DC-10-30型
PK-GIEの航空事故に係る建議について（建議 第12号）

平成8年6月13日、福岡空港において発生した標記航空事故の調査を行った結果、次の施策を講ずることが航空事故の防止に資すると考えられるので、航空事故調査委員会設置法第22条の規定に基づき、建議する。

外国航空機の運航の安全の確保について

国際民間航空機関の安全監察プログラム(Safety Oversight Program)に積極的に協力することにより、我が国に乗り入れている外国航空機の安全の確保に努めること。

付図、写真一覧

- 付図 1 - 1 福岡空港見取図
- 付図 1 - 2 福岡空港見取図（事故現場付近拡大図）
- 付図 2 地上痕跡及び残骸の状況図
- 付図 3 - 1 機体の損傷状況図（右側）
- 付図 3 - 2 機体の損傷状況図（左側）
- 付図 3 - 3 機体の損傷状況図（上面）
- 付図 4 ダグラス式 DC - 1 0 - 3 0 型三面図
- 付図 5 座席配置図
- 付図 6 脱出スライド展開図並びに胴体外板及び床亀裂開口部
- 付図 7 エンジン断面図及び H P T ブレード破断位置図
- 写真 1 - 1 事故現場
- 写真 1 - 2 事故現場
- 写真 1 - 3 事故現場
- 写真 1 - 4 事故現場

- 写真 2 No. 1 エンジン

- 写真 3 - 1 No. 2 エンジン
- 写真 3 - 2 No. 2 エンジン（エア・インレット・ダクト破孔部）
- 写真 4 - 1 No. 3 エンジン
- 写真 4 - 2 No. 3 エンジン
- 写真 4 - 3 No. 3 エンジン（分解調査前）
- 写真 4 - 4 No. 3 エンジン（分解調査前）
- 写真 4 - 5 No. 3 エンジン（H P T の破損状況、ディスクに付いた状態）
- 写真 4 - 6 No. 3 エンジン（第 1 段第 7 4 番ブレードの損傷状況）
- 写真 4 - 7 No. 3 エンジン（第 1 段第 7 4 番ブレードの破断面）

付図 1 - 1 福岡空港見取図

