

3.1.4 墜落時の機体姿勢と機体の損壊

3.1.4.1 墜落時の機体姿勢

D F D R の記録から、墜落直前の同機は失速して急降下し、ロール角を大きく変化させながら、地面に衝突したものと推定される。

機体が地面に衝突した場所は、舗装されていない平坦な着陸帯であり、機体の衝突部位が明確に判別できる痕跡が残されている。この痕跡の形状、位置関係及び降着装置の破壊形態から、機体が地面に衝突した時の機体姿勢はやや左下げ機首上げで、ほぼ水平であったものと推定される。

3.1.4.2 脚の損壊の状況

同機の墜落時の脚の状況、機体姿勢等の解析のため、破壊された前脚及び主脚を調査した。

脚の破壊状況は、いずれも、オレオが縮んでシリンダが食い込んだ痕跡を残して破壊しており、下方からの突き上げがあったことが推定され、同機が墜落した際は、脚はすべて下げの状態であったものと推定される。

最初に衝突したものと推定される左主脚の後輪部のボギー・ビームは、支柱取り付け部脇のやや肉が薄くなっている部位において、剪断により環状に破断していた。左主脚の後内輪とそれに付随するブレーキ・アセンブリが、タイヤ内圧を保持したまま、前方に最も遠く、衝突した位置から約190mの距離を飛んでいた。このことは、最初の衝撃時、運動エネルギーの最も大きい時点における、エネルギー損失の少ない破断と、タイヤによってもたらされた高い反発力による結果であったものと推定される。

左主脚の2個の前車輪の損傷はともにひどく、外輪は焼損しており、内輪は衝撃によりバーストしていたことから、前後輪が衝突したことによる地面からの衝撃により、ボギー・ビームの前後の破壊がおこり、その後、地面からの衝撃が直接支柱に伝わったものと推定される。また、タイヤの裂損の方向は、右横滑りの様相を呈していた。

3.1.4.3 機体の衝突及び損壊した状況

墜落時の機体が地面に衝突し損壊した状況は、次のとおりであったものと推定される。

- ① 同機はまず左主脚から地面に衝突したものと認められ、この時点では、他に接地している部位はない。

機体のホイールベースに対し、地上痕の方が長かったことから、同機は前進速度をもち、やや機首上げ姿勢であった。

この時機体がほぼ水平であったことと、この後の痕跡による機体運動方向から、機首方位が磁方位で約 015° 、横滑り角は右に約 7° であった。最初に左主脚が衝突したことにより、機体は、上から見て反時計回りの回転を伴い始めた。

- ② 右主脚は、左主脚より若干の遅れをもって衝突した。

両主脚痕が、車輪幅に比して進行方向にあまり伸びていないことから、同機は深い経路角で地面に衝突した。

この時のピッチ角は、機体の幾何学的な位置関係を使い、左主脚の破壊形態及び前輪の位置から、機首上げ約 4° であった。

- ③ 左エンジンが衝突して最大衝撃を受けた時点で、右エンジンも、地面からの衝撃を受け始めていた。また、両方の主脚は破壊しつつあった。

この時のロール角は、左右の主脚、前脚及び左エンジンの位置から、左に約 3° であった。

- ④ 次に、前脚が衝突して最大衝撃を受けた時点では、両方の主脚は、既に破壊され、左エンジンも破壊しつつあった。

- ⑤ この時、左翼端も衝突した。

左翼端と右エンジンの位置より、脚は全て破壊し、胴体下部も破壊し始め、機体は、左エンジンの衝突後更に反時計回りの回転力を受けるとともに、機体全体に変形が生じていた。

回収された左翼端部は、下方やや内側から地面に衝突し衝撃を受けて変形しており、右翼端部は、逆に上部に損傷があったことから、右主翼の破壊時に損傷を受けた。

- ⑥ 左翼端の破壊後、左フラップトラックが衝突して、胴体は床下部まで破壊が進行し、やや遅れて、水平尾翼が地面にほぼフラットに叩き付けられた。THS下面のアクセスパネルの擦過痕の方向は、残骸の飛散方向である磁方位約 022° にほぼ対応する。

なお、DFDR記録から外挿して、同機が地面に衝突したときの経路角は 32° 前後であったものと推定される。

3.1.4.4 残骸の状況

機体が地面に衝突した後の主要な残骸の状況は、次のとおりであったものと推定される。

なお、機体が地面に衝突する時にもっていた水平面内での運動量の方向は、残骸の散乱状況から、磁方位約 022° で、滑走路34の中心線から右に約 42° の方向であったものと推定される。

- ① 主翼パイロンから脱落した左エンジンが前方に転がり、後部胴体下面外板は後部胴体が最初に衝突した付近に残され、水平尾翼及びA P Uコンパートメントは破断分離した。
- ② 左主翼部のアウト・フラップ、センタ・フラップ、外翼部はそれぞれ破断分離した。
- ③ 右主翼部のアウト・フラップ、センタ・フラップ、インナ・フラップ、スポイラ、外翼部等はそれぞれ破断分離して用水路付近まで飛散した。
- ④ 前方胴体及び後部胴体の上部は、残された主翼部分、破断分離した垂直尾翼及び後部胴体の上部と共に用水路付近までそれぞれ破損したまま移動した。
- ⑤ 搭載されていた貨物は機体が衝突した付近から用水路付近まで散在しており、破損した殆どの座席は用水路付近にあった。
- ⑥ 墜落時に破損した主翼から漏れた燃料は、左主翼については左主翼が衝突した付近から中央部主翼が停止した付近まで飛散し、また、右主翼については同主翼の残骸と共に用水路付近まで広く飛散した。

機体が地上に衝突した際に前進方向の慣性により前方に飛散した残骸のうち、中央部主翼部分から後方の胴体、装備品、客室内装品、座席及び貨物等は引火した燃料等とともに燃え、火災が大きくなり焼損したものと推定される。

3.1.5 エンジン、FADECの調査結果

エンジンの分解調査の結果、両エンジンとも各部の損傷状況は、急速破壊の様相を呈し、ロータ部ブレードの破断及び変形方向は、エンジン回転の反対方向であり、これらの状況から、エンジンは墜落時まで、高速回転していたものと推定される。

FADECに記録されたデータによれば、両エンジンとも、全てのチャンネルに、事故時の飛行において燃焼器圧力の急低下を示すエンジン・サージが検出されていた。

また、DFDRに記録されたエンジン・データによれば、No. 1エンジンについては11時15分31秒に、またNo. 2エンジンについては同32秒に、それぞれわずかな時間、スラスト・レバーに対するエンジンの応答としては、エンジン圧力比、燃料流量及び高圧軸回転数の値に通常より低い値が示されており、これは機体が失速状態に陥ったことにより発生したエンジン・サージに対し、FADECの制御が働いたものと推定される。その後、速やかにエンジンのパラメータはスラスト・レバーに対応する値に回復しており、サージの発生に伴うエンジンの異常は認められなかった。

また、エンジン・サージが発生した場合、エンジンの前後から断続的に火炎を吹き出すことがあり、同機が失速直後の異常な飛行状態となった時点で、両エンジン

から発光したことも推定される。

なお、同機が失速状態となった際、エンジン・サージが発生したことは、機体が高迎角となり、エンジン入り口の空気の流れが一様でなくなるインレット・ディストーションと呼ばれる現象によるものと推定される。

この時点のAOAの値は、通常運航の範囲をはるかに越える値であり、同機の許容されるエンジン・エア・インテークの気流角度の限界を越えたものであったと推定される。

3.1.6 コンピュータ類及び装備品等の調査結果等

3.1.6.1 コンピュータ類のメモリー

FAC 1台、FMC 1台、SGU—EFIS 1台、SGU—ECAM 2台、FWC 1台、ADC 2台、IRU 3台、GCU 2台及びILS Receiver 1台について、メモリーの読み出しができたが、いずれについても事故原因に関係すると思われるフォルトは記録されていなかった。

3.1.6.2 装備品等の分解等調査

事故現場から回収された装備品等の内、APピッチ・アクチュエータ、エレベータ・アクチュエータ、トリム・アクチュエータ・ギア・ボックス、センタ・ペDESTAL等54品目128点について、分解等調査を行った結果、事故時の損傷を除き、異常は認められなかった。

3.1.6.3 IRSモード・セレクタ

2.15.2に述べたように、IRSモード・セレクタの位置はNo. 3がNAVであったが、No. 1はOFF、No. 2はATTであった。No. 1がOFF、No. 2がATTであったことについては、IRSはAPがエンゲージするための必須装置であり、DFDRにはAP No. 1及びNo. 2のエンゲージが記録されており、CVR記録にもその後IRSが不作動となったことをうかがわせる記録もなく、また、機長側インスルメント・スイッチングにいずれも切り替えられていた痕跡はなかったことから、No. 1及びNo. 2のIRSのモード・セレクタは、墜落時の衝撃、又はそれ以後に動いたものと推定される。

3.1.6.4 SLATS/FLAPSの位置及びTHSの角度

(1) SLATS/FLAPSの位置

同機と、同型の機体のSLATS/FLAPSアクチュエータのスクリュウ・ジャッキのナットの位置を比較したところ、対応する位置は15/15であった。

これは、DFDRに記録された最終のSLATS/FLAPSの角度 $17.05^{\circ}/8.25^{\circ}$ （15/15位置）とほぼ一致している。

また、SLATS/FLAPSコマンド・センサ・ユニットが破損し、同シャフトが15/15位置で固着していた。

これらのことから、2.15.2の(2)で述べたSLATS/FLAPSレバー15/20位置については、墜落時の衝撃、又はそれ以後に動いたものと推定される。

(2) THSの角度

同機のTHSスクリュウ・ジャッキのナットの位置と、同型機のそれとを比較したところ、THSの角度は約 -8° であった。これは、DFDRに記録された最終のTHSの角度 -7.4° とほぼ一致している。

また、ピッチ・トリム・コントロール・ケーブル系統が破断していた。

これらのことから、2.15.2の(2)で述べたTHSポジション・インジケータが $-9.4/-9.5^{\circ}$ であったことについては、墜落時の衝撃、又はそれ以後に同インジケータが動いたものと推定される。

3.1.7 機長及び副操縦士の着座位置

3.1.7.1 CVR記録からの解析

(1) CVR記録のチャンネル2及びチャンネル3の記録を解析した限りでは、機長、副操縦士の会話が常にインターホン・システムを使用していたため、チャンネル3（機長席）とチャンネル2（副操縦士席）には無線交信を含め同じ音声記録されており、両席に機長、副操縦士のいずれが着席していたかを判定することはできなかった。

(2) CVRに記録された、アプローチのチェックリストを読み上げて確認しているショルダ・ハーネスの装着に関する機長の呼唱「SHOULDER HARNESSSES」（11時00分02秒）と副操縦士の応答「FASTEN RIGHT」及びアプローチのチェックリストの完了を呼唱している機長の確認「OK, FASTEN LEFT, APPROACH CHECKLIST COMPLETED」（11時00分05秒）の内容からは、機長は左席に、副操縦士は右席に着座していたものと推定される。

(3) CVRに記録された、機長と副操縦士の明かりの操作に関する会話からは、機長が明かりの調整操作をしていたものと認められる。

（付図23 参照）

調整操作が可能な明かりのうち、機長が操作していた明かりがキャプテン・アンド・センタ・インストルメント・ライト又はメイン・インストルメント・パネル・フロード・ライトであったとすれば、これらのライトの調整ノブは

左席側の計器盤の左端にあるため、機長は左席（機長席）に着座していたものと思われる。しかしながら、機長が操作していた明かりがグレアシールド・ライト、ペDESTAL・アンド・オーバヘッド・パネル・ライト又はドーム・ライトであったとすれば、これらのライトの調整は左右両席から操作することができるので、機長が左右いずれの席に着座していたかについては判定することはできなかった。

3.1.7.2 座席の残骸からの解析（付図24及び25 参照）

- (1) 回収された座席の残骸の墜落時の損傷痕跡から、座席のセット位置は、左席（機長席）については、上下位置が最下方から上方約70mm、前後位置が最前方位置付近であり、また、右席（副操縦士席）側については、上下位置が最下方から上方約30mm、前後位置が最前方位置から後方約33mmであった。

このことは、右席は左席に比べて約40mm 低くセットされ、また、約33mm 後方にセットされていたということであるが、運航乗務員の着座位置の調節に際しては、アイ・ロケイタによる調整の結果、左右両席の視線の高さがほぼ同じになるようにセットしていることから、右席には左席よりも身長の高い者が着座していたものと考えられる。

- (2) 機長、副操縦士の航空身体検査資料の身長を比較すると、機長は162.5cm、副操縦士は178.1cm であり、(1) に示す座席の損傷痕跡から、機長は左席に、副操縦士は右席に着座していたものと推定される。

3.1.7.3 着座位置

3.1.7.1及び3.1.7.2に述べたようにショルダ・ハーネスの装着に関するCVR記録の内容及び座席の残骸の損傷痕跡から推定される両座席の上下及び前後位置の比較から、機長は左席に、副操縦士は右席に、それぞれ正規の位置に着座していたものと考えられる。

3.1.8 乗客の死傷と座席位置（付図26 参照）

- 3.1.8.1 本事故における生存者は乗客7名であり、いずれも重傷を負った。

2.12.2で述べたとおり搭乗者の救助活動では、乗客16名が各病院に収容されている。

- (1) 病院に収容された乗客のうち6名は、病院に収容された時点で死亡が確

認められ、このうち4名の死亡原因については、全身打撲及び骨折によるもので、他の2名については、全身打撲及び火傷によるものであった。

また、この6名のうち前者の4名については客室前方座席位置に、後者の2名については客室後方座席位置に着座していたものと推定される。

- (2) 重傷者10名のうち3名については、各病院において、4月27日、4月28日及び5月1日にそれぞれ死亡した。この3名の死亡原因については、全身打撲及び骨折によるものであった。

また、3名のうち2名は客室前方座席位置に、1名は客室後方座席位置に着座していたものと推定される。

- (3) 生存者7名の受傷状況については、骨折を主とする種々の外傷が認められ、全員が外傷性ショックと診断された。

また、生存者全員が主翼より前方の座席位置に着座していた。

- 3.1.8.2 病院に収容されずに死亡した乗客の死亡原因については、死体検案書によれば、全身打撲及び骨折並びに火傷によるものと認められる。

全身打撲及び骨折による乗客の座席位置は、客室の前方部から後方部全般にわたっていたが、主に火災が発生した主翼より後方の座席に着座していたと推定される乗客の多くには、火傷も認められた。

3.1.9 機長及び副操縦士の遺体からのエタノール検出

機長、副操縦士及びパーサーの遺体は事故後格納庫に収容され、各大学で司法解剖が行われたが、解剖中に遺体から検査検体が採取され、愛知県警察本部科学捜査研究所に運ばれて冷蔵庫に収納された。翌日、同研究所においてアルコール反応検査が行われたが、その概要は次のとおりであった。

	死亡後検体採取までの経過時間	検 体	エタノール濃度
機長	約24～25時間	胸腔液	13 mg/100ml
副操縦士	約19時間	胸腔液	55 mg/100ml
パーサー	約19時間	心臓内の血液	検出されなかった

機長及び副操縦士の検体からエタノールが検出されたのは、次の三つの要因のうちの何れかによるものと考えられる。

また、次の何れか二つの要因又は三つの要因の複合したことによることも考えられる。

- (1) 死後のエタノール産生
- (2) 生前の飲酒

(3) 搭載されていた酒類の混入

以下、三つの要因のそれぞれについて解析を行った。

3.1.9.1 死後のエタノール産生の可能性

法医学の文献によれば、生前全く飲酒しなかった場合でも、死後遺体からエタノールが検出されるケースのあることが確認されている。これは死後遺体の腐敗の進行に伴い、体内の微生物の活動により糖類等からエタノールが生成されることによるものと考えられている。

機長及び副操縦士の遺体からエタノールが検出されたが、次の理由により、死後のエタノール産生による可能性があると考えられる。

- (1) 遺体は事故直後から司法解剖が行われるまでの約18～22時間、冷凍保存等の特別の処置をすることなく、格納庫内に安置されていた。当時の気温は最低10℃、最高27℃であったが、遺体の保存されていた格納庫内の温度はこの観測値よりやや高かったものと考えられる。

また、機長及び副操縦士の遺体には、かなりひどい開放性の損傷が認められている。特に、副操縦士の遺体の損傷は大であった。

事故発生から司法解剖までの間の時間経過、遺体の保存されていた環境温度及び遺体の開放性損傷の存在は、エタノールが死後に産生される条件を満たしているものと考えられる。

- (2) 機長及び副操縦士の遺体から検出されたエタノールの濃度は、それぞれ13mg/100ml、55mg/100mlであり、通常、死後産生される程度のエタノール濃度と考えられる。
- (3) 機長と副操縦士の遺体の胸腔液から検出されたエタノール濃度の差異については、同じ格納庫内でも収容場所による温度差及び開放性損傷の程度の差などを考慮すると、この程度の濃度差は有り得るものと考えられる。
- (4) パーサーについては、開放性損傷も少なく、また、エタノールも検出されなかった。

3.1.9.2 生前飲酒の可能性

今回の事故では遺体の損傷が極めて大きかったためと思われるが、機長及び副操縦士の遺体から採集された検体は胸腔液のみであった。仮に乗員が事故前に飲酒していたとすると、血液中のエタノールは飲酒後の時間経過とともに他臓器等に移行するので胸腔液からエタノールが検出される可能性があり、さらに、機長及び副操縦士の遺体の胸腔液には両者の開放性の損傷が大であることから、血液が混入した可能性が考えらる。

この場合、検体から検出されたエタノール濃度は 3.1.9.1 で述べた死後に産生されたエタノール濃度に、これら飲酒によるエタノール分が加わったものとなるが、生前飲酒の可能性及びその程度を特定することはできなかった。

3.1.9.3 搭載されていた酒類の容器の飛散による混入の可能性

操縦室に隣接して副操縦士席の後方にギャレー (No.1 GALLEY、付図26 参照) が設けられており、そこには乗客サービス用の酒類(ウイスキー等瓶約40本)が保管されており、また、機内には乗客が持ち込んだ酒類が搭載されていた。

墜落の衝撃で操縦室とギャレーとの隔壁が破壊し、酒類の容器が散乱していた。

これら酒類が破損した容器から飛散して、解放性損傷のある乗員の遺体に被さった可能性も考えられるが、それについては確認することはできなかった。

3.1.10 中華航空公司の運航及び訓練並びに技術通報の取り扱い

3.1.10.1 運航

中華航空公司は、台湾民用航空当局の法規に基づき航務政策手冊 (OPERATIONS POLICY MANUAL) 及び空勤業務作業規程 (AIR CREW MANNING AND DISPATCH MANUAL) を作成し、これに基づき航空機を運航することとなっている。

(1) 運航乗務員の資格

航務政策手冊によれば、運航乗務員は、良き品性と整った外容、豊富な専門知識を有するとともに、下記の①及び②に示す条件を具備することと規定されており、当該機長及び副操縦士は、有効な技能証明等を有しており、また、所定の基準時間を満たしていたものと認められる。

① 機長

- a 台湾民用航空当局の発行した民航業運輸駕駛員執業證書 (定期運送用操縦士技能証明書)、検定證 (型式限定) 及び同会社の発行した空勤人員服務證 (身分証明書) を有していること。
- b 航空医学センターの発行した有効な體格検査及格證 (航空身体検査証明書) を有していること。
- c 同会社での飛行時間が1,000時間以上であること。
- d 総飛行時間が3,500時間以上であること。
- e 正機師訓練試験に合格していること。

② 副操縦士

- a 台湾民用航空当局の発行した高級商用駕駛員執業證書 (事業用操縦士技能証明書)、検定證 (型式限定) 及び同会社の発行した空勤人員服務證 (身分証明書) を有していること。

- b 航空医学センターの発行した有効な體格検査及格證（航空身体検査証明書）を有していること。
- c 副操縦士訓練試験に合格していること。

(2) 副操縦士の路線における操縦実施

空勤業務作業規程によれば、当該副操縦士が路線において操縦することができる要件は、下記の①から④に示すとおり規定されている。

- ① 同会社は、副操縦士の飛行技量維持のため、三カ月に少なくとも三回の離着陸操縦を実施させること。
- ② 副操縦士が路線において操縦する場合は、右席で実施すること。
- ③ 副操縦士が路線において操縦する際、機長は厳密にその操縦を監督し、一切の安全上の責任を負い、下記の要領に従うこと。
 - a 機長は、当該型式の1,000時間以上の機長飛行時間を有すること。
 - b 離着陸空港の気象状態がVMC、滑走路状態が良好で十分な長さを有した乾いた滑走路であり、かつ、横風が15kt以下であること。
 - c 離陸及び着陸重量が当該型式の最大設計重量の85%以内であること。
 - d 副操縦士が離陸上昇及び進入着陸等、重要段階の操作をする際に、機長は必ず厳密にその操作を監督し、かつ、手足は操縦輪、ラダー・ペダル、スラスト・レバーの正常位置に保ち、非常又は緊急時には、直ちに操縦を引き継ぎ「我飛(ウオフエイ)」又は「I HAVE THE CONTROLS」と呼唱し、副操縦士は「你飛(ニフエイ)」又は「ROGER」と答えること。
- ④ 飛行中、気象状態がVMCの基準に合致しない場合、飛行機に故障が生じた場合、航空管制の誘導が不適切な場合、副操縦士の操作が安全の限度を超える場合、又は、何らかの非常事態が発生した場合、機長は安全を図るため、直ちに決断し即刻飛行を引き継ぐ(TAKE OVER)こと。

当該副操縦士が路線において操縦したことについては、①、②並びに③a、b及びcの要件を満たしていたものと認められる。

③dについては、進入着陸の段階で、当該機長は手足を正常位置に保っていたかどうかについては明かにできなかったが、CVR記録によれば、11時15分03秒、状況の異常さに対応するため、機長は「我來(ウワイ)」と呼唱して操縦を交替していたものと認められる。

④については、3.1.2.2(12)に述べたように、機長の飛行状況の判断が適切でなく、操縦の交替の時機が遅れたことが考えられる。

(3) 運航技術情報の活用

同公司では、1991年2月11日、モスクワで発生したA310型のインシデント事例については、該当乗務員に対して教育を行ったが、その他のインシデント事例については、教育を行った記録は認められなかった。

なお、当該機長及び副操縦士は、当時、A300-600R型機に乗務していなかったため、当該教育を受けていなかった。

3.1.10.2 訓練

(1) 訓練

中華航空公司は、台湾民用航空当局の法規に基づき、訓練課程を設定して、学科、シミュレータ及び実機により、以下の①から④の訓練を行うこととなっている。

当該機長及び副操縦士とも、同会社が設定した訓練を修了していたものと認められる。

同公司是、A300-600R型機の訓練課程の場合、基本的には航空機の製造会社であるエアバス社が設定しているシラバスを自社のシラバスとして採用し、訓練基準時間は独自に設定している。

① 新規取得訓練

運航乗務員の資格取得に必要な経験、知識及び技量を付与するために行う訓練

② 昇格訓練

上位の運航乗務員の資格取得に必要な経験、知識及び技量を付与するために行う訓練

③ 型式移行訓練

現在乗務し、又は、過去に乗務したことのある航空機と異なる型式の航空機に係る同一職種の運航乗務員の資格取得に必要な経験、知識及び技量を付与するために行う訓練

④ 定期訓練

運航乗務員に対し、知識及び技量の維持向上のため定期的に行う訓練

(2) シミュレータによる訓練

① 同公司是、A300-600R型機のシミュレータを所有していなかったため、タイ国のタイ国際航空及び仏国のアエロフォーメーション社のシミュレータを使用して、同型式機の訓練を実施していた。

(同公司是、操縦士の訓練の一部をエアバス社に委託していたが、エアバス社は、これをアエロフォーメーション社に再委託していた。)

- ② 機長は、タイ航空当局が認定したタイ国際航空のシミュレータを使用して、同型式機の訓練を実施していた。

副操縦士は、仏国航空当局が認定したアエロフォーメーション社のシミュレータを使用して同型式機の訓練を、また、タイ国際航空のシミュレータを使用して、定期訓練を実施していた。

- ③ 同会社のシミュレータ訓練のマニュアルは、アエロフォーメーション社が設定したマニュアルを使用していたが、最新の内容をフォローしたものとなっていなかった。

- ④ 副操縦士が、アエロフォーメーション社で受けたシミュレータ訓練（1992年10月～11月）で、同社の教官が使用したチェック・シートには、GO AROUND時のAPの使用に関連して「GO-AROUND DEMONSTRATE AP MISUSE IN GO-AROUND」の項目が設けられ、実施欄に＋マークが記入されていた。

エアバス社によれば、本項目は、1991年2月モスクワ空港で発生したインシデントを考慮して追加されたとのことである。

ただし、副操縦士がアエロフォーメーション社から訓練資料として、事前に手渡されたチェック・シートは同項目が追加されていない改訂前のものであった。

なお、副操縦士が当時どのような方法で本項目の訓練を行ったかについては明らかにできなかった。

また、機長がタイ国際航空のシミュレータを使用して実施した訓練時（1992年6月～7月）においては、同会社が有していたチェック・シートを使用していたが、そのチェック・シートは、上述の項目が追加されていない改訂前のものであり、かかる項目は設けられていなかった。

- ⑤ 最新の訓練資料がエアバス社から同会社へ提供されていなかったことについては、訓練を受委託する両者間において、最新の訓練資料の取り扱いが明確に取り決められていなかったことによるものと考えられる。

- ⑥ 仏国及び台湾の関係者によれば、タイ国際航空のシミュレータには、同会社のA300-600R型機のGO AROUNDモードにおけるAPのオーバーライドの機能をシミュレートしていない点があるとしているが、これが事故に関連したかどうかについては明らかにできなかった。

(3) AFSに関する教育訓練

- ① FCOMのAFSに関する記述が、分かりにくいこと。

- ② 類似インシデントに関する技術情報が、乗員に十分周知されていなかった

たこと。

- ③ 最新の訓練資料の入手が適切でなかったこと。
- ④ CVRの記録は、乗員のAFSに関する理解が十分でなかったことを示していること。

以上のことから、高度で複雑なAFSを理解するには、これに関する教育訓練は、必ずしも十分でなかったものと考えられる。

3.1.10.3 技術通報の取り扱い

製造者から各オペレータに対して、航空機及び装備品の点検及び改修に関して発行される技術通報としてService Bulletin (以下「SB」という。)がある。

一般的にこのSBは大別してMandatory、Recommended、Desirable、Optional、の4つに分けられ、SBを受領した各オペレータは、これらの区分を参考として、適用の可否、実施方法などを判断することとなる。

通常、Mandatoryの場合、最優先にて実施されることとなるが、Recommended及びその他の場合は、各オペレータの運航経験、運航形態及び整備計画等を加味して適用の可否、実施する場合の方法が決定される。

中華航空公司においては、整備本部にてSBを受領した後、チーフ・エンジニア室のエンジニアがこれを評価、検討した上で、その実施方法や適用機番などが記入されたTIPS (Technical Instruction Processing Sheet)が発行され、品質管理部の審査を受けた後、整備管理部に送られ、当該部署の監督のもとで実施されることとなっている。

エアバス社から1993年6月24日に、Recommendedとして発行されたSB A300-22-6021は、GO AROUNDモードにおいて、対地高度400ft以上で操縦輪にピッチ方向へ15kg以上の力を加えた場合、APが解除されるAFSの改修に関するものであった。(別添3別紙 参照)

このSBの実施には、一機当たり2台のFCCを改修する必要があった。

このSB受領後の対応について、中華航空公司によれば次のとおりである。

中華航空公司は、このSBを1993年7月29日に受領している。その後、同SBに呼び出されているところのFCCの製造者であるSEXTANT AVIONIQUE社のSB B470AAM-22-007 (1993年7月12日発行)を入手後、SBの取り扱いを指示するところのTIPS (A300-6153)は、1993年9月1日に発行された。

このTIPSの具体的な実施方法については、中華航空公司としては、Recommendedとして発行されたSB A300-22-6021は、緊急性が認められないとの判断により、当該改修はFCCの修理を行う際に合わせて改修することとした。

中華航空公司は同型式機を1993年8月の時点で6機所有しており、この時のFCCの予備品は6台であった。同社においてFCCが故障により取り下ろされ、修理のためSEXTANT AVIONIQUE ASIA PTE LTD社（以下「SEXTANTシンガポール」という。）に送られた台数は、1991年は4台、1992年は8台、1993年のこの時点までに1台であった。

SBによる改修を実施する場合、中華航空公司の整備施設ではFCCの改修が実施できないため、この改修作業が可能なSEXTANTシンガポールに送らねばならず、よって運航を維持するための予備品を確保しつつ、改修に要する期間を加味して、改修を実施するには、故障して取り下ろされたFCCの修理を実施する際、同時にSBによる改修を行うものとして計画された。

しかしながら、同SBが発行された1993年6月24日から1994年4月26日の名古屋空港での事故発生までの間に、中華航空公司において、故障により機体から取り下ろされ、修理のためSEXTANTシンガポールに送られたFCCはなかった。

FCCの改修に係る対応について、SEXTANT AVIONIQUE社によれば、以下のとおりである。

SEXTANT AVIONIQUE社の修理工場は、仏国、米国及びシンガポールにある。

SB A300-22-6021が発行された時点では、当該SBはMandatoryではなかった。

改修を受け入れることができる体制となったのは、1993年9月からであったが、航空会社からの依頼により実際に作業が開始されたのは、SEXTANTシンガポールでは1993年12月からで、同様に仏国及び米国の修理工場においては1994年4月からであった。

前述のとおり当初、中華航空公司においてはSB A300-22-6021を採用することとしたが、その実施の時期については、緊急性が認められないとの判断により、当該改修はFCCの修理を行う際に合わせて改修を実施する計画であった。

しかし、事故発生時までに修理のためSEXTANTシンガポールに送られたFCCはなく、SB A300-22-6021による改修は行われることはなかった。