

Appendix B

ISSUES

B.1 General

This Appendix contains comments provided to expand on those areas of analysis of the factual information which are felt to require additional comment or, in some cases, alternative interpretation. For the most part, these items reflect analysis of the factual information relevant to the accident from the point of view of accepted norms of professional pilot operations and established human factors criteria.

B.2 Concerning out-of-trim resulting from GO AROUND thrust.

The phenomenon of out-of-trim resulting from GO AROUND thrust is recognized in the report as a contributing factor to the out-of-control steep climb which resulted in stall and subsequent crash (Paragraph 3.2.7.3, and Section 4, Cause #8), yet surprisingly, it is not taken into account in the analysis of events immediately following activation of the GO LEVER (Paragraph 3.1.2.2 (7)).

B.2.1 GO AROUND thrust pitching moment.

The nose-up pitching moment produced by increase of power to GO AROUND thrust is an undesirable characteristic of aircraft of low-wing design which have engines mounted below the wing (A300, B-737, B-747, etc). The extent to which this characteristic is annoying or hazardous is determined by the distance of the centerline of thrust below the CG of the aircraft (or the compensating features of the flight controls design employed to reduce the out-of-trim effect). Other aircraft, which have thrust centerlines much closer to the fore and aft axis (of the aircraft) such as the DC-9, VC-10 etc. exhibit this characteristic to a much lesser extent.

B.2.2 A300-600R GO AROUND thrust pitching moment.

It is widely recognized amongst pilots who fly the A300-XXX series of aircraft that manual control of the aircraft in a go around is "a real handful"; the manufacturer cautions that great care must be used during go around to avoid excessive pitch attitudes. It is not surprising then, for the inexperienced pilot to have difficulty controlling the longitudinal axis after inadvertent or even deliberate activation of a go lever, as the history of previous incidents illustrates.

B.2.3 Masking of onset of THS out-of-trim

In the presence of the large out-of-trim effect (column force feel increase) due to change of thrust to GO AROUND power the **initial** out-of-trim effect caused by movement of the THS was therefore **not detectable** without some alternative form of indication (other than tactile).

B.3 Concerning disregard of duty assignment and CRM

It is acceptable practice, during airline operations, for the captain to delegate flying responsibility to the copilot so as to ensure his currency and competency as a back-up pilot in the event of incapacitation of the captain; and so the captain becomes CAP(PNF) while the FO becomes FO(PF).

In such an event the captain still retains **total responsibility** for the safe conduct of the flight, and so it is not only **appropriate** but mandatory, from the point of view of safety, for him to give instructions to the FO (coaching) to correct errors in aircraft handling — off centerline, above visual approach path, etc. If the captain were to take control at the first indication of error, then there would be no future captains, since the confidence of the FO would be destroyed, and his opportunity to mature as a pilot eliminated.

And so in the case of B-1816 the captain was exercising appropriate cockpit resource management (CRM) techniques by improving his FO's flying ability through practice, preceded by well thought out and comprehensive briefing. Contrary to the arguments presented in Paragraphs 3.1.2.2 (15) ⑤, and 3.2.3 (5), the captain was still Pilot in Command, and allowed the FO to continue to fly (PF).

B.4 Concerning take over of control by the captain.

The contention is made, and indeed a cause factor is assigned, to the effect that the takeover of control by the captain was delayed (Paragraphs 3.1.2.2 (12) ③, 3.1.10.1 (2) and Section 4, cause #7).

The criteria for take over of control by the captain are described in the China Airlines Operations Policy Manual and described in the report in Paragraph 3.1.10.1 (2) ④ 5), and it was established from CVR data that he "...took over the controls to deal with the abnormal situation,..." in **exact accordance** with these criteria. In other words, the captain appropriately took control when he **detected** the abnormal situation.

B.2.3 Detection of THS out-of-trim by the captain

The senses realistically available to the captain for the purposes of detection of the out-of-trim abnormal situation are visual, tactile, and aural. Indications which would have triggered recognition of the abnormal situation are as follows:

B.2.3.1 Visual cues:

- ① Runway environment — since the captain was in visual contact with the touch down zone of the runway, and the aircraft appeared to be proceeding in the correct direction there was no cause for alarm.
- ② Speed — a variation in speed was not to be unexpected as a result of power and glide path angle changes. Speed did not become critical until shortly before the captain's take over of control.
- ③ FMA indications — since visual contact with the runway was firmly established the AFS guidance information was of secondary priority, as briefed to the FO prior to descent.
- ④ THS position — the THS position indicator was not visible (not illuminated, and out of the captain's primary field of view) in the darkened cockpit.
- ⑤ THS trim wheel movement — similarly , the trim wheels were not visible (not illuminated, and out of his primary field of view) in the darkened cockpit.

B.2.3.1 Tactile cues:

- ① Control Force — since the captain was PNF he could not feel the unusual control forces which the FO was experiencing.
- ② Control Position — since the captain was PNF he could not detect any unusual control position as a result of darkness.
- ③ Aircraft buffet — the approach was being conducted in the turbulence generated by the passage of a previous aircraft

B.2.3.1 Aural cues:

- ① Information from the FO — the FO was too occupied with trying to make sense of what he was feeling on the controls, or nervous, or embarrassed by his error, to inform the captain in timely fashion of his difficulty.
- ② THS trim movement warning— the normal THS movement warning was inhibited with AP engaged.

Given the absence of an indication that something was abnormal, and the desire of the captain to avoid unnecessarily taking control away from the FO, it is not surprising that he took control when he did, in effect when he **detected** the abnormal situation. Additionally the recorded data indicate professional coordination between the pilots, until the lapse of communication due to a totally unexpected sequence of events.

Appendix C

CONCLUSIONS

Findings

C.1 General

This Appendix contains findings of significance relative to the accident derived from the factual information presented in Section 2, and from the analysis of data and factual information presented in Section 3 .

C.1.1 Crew qualification

The flight crew had valid airmen proficiency certificates and valid airman medical certificates.

C.1.2 Aircraft qualification

The aircraft possessed a valid airworthiness certificate and had undergone maintenance and inspection as specified.

C.1.3 Aircraft serviceability

From the result of the investigation, the aircraft had no known failures or malfunctions that had any relevance to the accident either before or during its occurrence.

C.1.4 Meteorological Information

C.1.4.1 Weather

It is established that weather during at the time had not contributed to occurrence of the accident.

C.1.4.2 Natural lighting conditions

The fact that the approach to Nagoya was conducted in night conditions, with cockpit lighting subdued to preserve outside night vision of the crew, impaired the ability of the crew to discern fine detail in the cockpit, e.g. flight control movement, facial features and other items not specifically illuminated, including the THS position indicator, and THS manual trim wheel movement.

C.2 Flight of the Aircraft

C.2.1 Approach to Nagoya

C.2.1.1 Conditions prior to GO lever actuation

It is established that, prior to GO lever actuation, the aircraft was in a normal condition and configuration, and had been cleared by ATC, for an ILS approach (in VMC conditions) to Runway 34 at Nagoya; all appropriate checklists had been completed and the F/O(PF) had been appropriately briefed by the CAP(PNF) on the procedures and techniques for a manually controlled approach and landing.

C.2.1.2 Approach Conditions

It is established that the aircraft experienced wake turbulence from a preceding aircraft during the approach to Nagoya.

C.2.1.3 GO lever actuation

It is established that, while the aircraft was making an ILS Runway 34 night approach to Nagoya Airport under manual control by the F/O(PF), the F/O(PF) inadvertently activated the GO lever.

C.2.1.4 GO lever actuation

It is established that the design (spring force gradient) and location (underneath the throttles) of the GO levers permits inadvertent operation.

C.2.2 Result of GO lever activation.

C.2.2.1 Out-of-trim due to engine thrust.

It is established that, as a result of GO lever activation, engine thrust increased towards GO AROUND power resulting in a nose-up out-of-trim situation due to the nose-up pitching moment caused by location of the engine centerline below the fore and aft axis of the aircraft.

C.2.2.2 FD GO AROUND operation.

It is established that GO lever activation caused engagement of the FD into the GO AROUND mode providing, in this case, undesired GO AROUND AFS operation and guidance away from the ILS glideslope.

C.2.2.3 Actions of F/O(PF) after activation of the GO lever.

It is established that, subsequent to activation of GO lever, the F/O(PF) exerted nose-down pressure on the control wheel which resulted in the aircraft leveling off, after deviation above the glide path.

C.2.3 Action of CAP(PNF) after activation of the GO lever.

It is established that the CAP(PNF) detected the engagement of GO AROUND mode and directed F/O(PF) to disengage it. The AP was later engaged by the F/O(PF), with no indication of disengagement of the GO AROUND mode.

C.2.4 Autopilot Engagement

It is established that the AP was engaged by the F/O(PF). It is probable that AP selection was an instinctive reaction to the confusing situation due to limited manual flight experience.

C.2.5 Attempt by F/O(PF) to correct aircraft flight path.

C.2.5.1 Action of the F/O(PF)

It is established that the F/O(PF) continued to exert forward pressure on the control wheel, in an attempt to correct the descent path, in part because he tried to follow the CAP(PNF)'s direction.

C.2.5.2 Auto Throttle disconnect.

It is established that the F/O disengaged ATS and retarded the thrust levers, which eased the out-of-trim condition due to engine thrust, and permitted descent toward the glide path.

C.2.5.3 Action of the THS

It is established that, as a result of F/O(PF) forward pressure on the control wheel while the AP was engaged the THS moved, **without warning** since the auto pilot was engaged, to the full nose-up position, bringing about an out-of-trim situation.

C.2.6 Out-of-trim due to THS

It is established that the AP was disengaged, and as a result of the continued existence of the out-of-trim situation due to THS, speed decreased, and pitch angle and angle of attack increased to a degree at which the alpha floor function was activated.

C.2.7 Disengagement of the GO AROUND mode.

C.2.7.1 GO AROUND mode Disengagement by crew

It is established that despite actions of the CAP and F/O in an attempt to disengage the GO AROUND mode, the GO AROUND mode remained engaged.

C.2.7.2 Crew call outs.

It is established that, after the activation of the GO lever, the F/O did not respond appropriately to then CAP's command: "disengage it" by confirming the result of the action taken to satisfy the intent of the CAP's command, additionally the CAP did not confirm that the action had been completed, and did not perform the operation or selection himself.

C.2.7.2 Crew experience in GO AROUND mode disengagement

It is established that the crew had limited experience in GO AROUND mode disengagement due to absence from the training syllabus of the requirement for such training, and the rarity of the necessity for go around in normal operations.

C.2.8 Flight Crew Operating manual (FCOM).

It is established that the FCOM published by the manufacturer for use as the aircrew operating guide, contained information relevant to procedures involved in the accident which was confusing and contradictory.

C.2.8.1 Supervisory Override — FCOM 1.03.64 page 3/4 Apr 95

This reference presents the Supervisory Override Function as an optional operational use of the AFS:

This function is intended to permit pilots to apply small manual control inputs to assist the autopilot in capturing the glide slope and localizer.

This function is available with AP in CMD in the following cases:
lateral : in VOR mode and (in LOC capture and track phases of LOC and LAND modes (LOC* or LOC on FMA))

yet on the same page, immediately beneath the description of the function, has been added a contradictory:

CAUTION

To prevent guidance disturbance do not apply a force on the control column during LOC phase.

While section 2.02.03 page 1 Rev 15, contains a further contradiction, (Procedures and Techniques, Main Rules of Use, Paragraph 9):

.....But working against the AP is definitely not a normal procedure and should be avoided.

C.2.8.2 Abnormal Pitch Behavior

It is established that the FCOM contains no EMERGENCY procedure to provide a guide to the pilot for the **immediate** action implicitly required to escape from the **hazardous** (FCOM 1.03.64: CAUTION) situation resulting from AP override out-of-trim (caused by THS autotrim against the pilot).

C.2.9 Detection of the out-of-trim condition by the F/O(PF)

It is established that the F/O(PF) did not detect the out-of-trim condition due to THS by any of: change in column force feel, visual means, or by aural warning.

C.2.9.1 Masking of onset of THS out-of-trim

It is established that the initial out-of-trim effect (column force feel increase) caused by movement of the THS, occurred during a large out-of-trim effect due to the nose-up pitching moment associated with increase of thrust to GO AROUND power, and was therefore not detectable by the F/O(PF).

C.2.9.2 Lighting conditions

It is established that the F/O(PF) did not detect the movement of the manual trim wheel resulting from THS autotrim operation since neither **trim wheel** nor **THS position indication** was visible to him as the cockpit lighting level was set for night operation.

C.2.9.3 Aural Warning

It is established that the F/O(PF) did not detect the movement of the manual trim wheel resulting from THS autotrim operation because the **normal** aural warning of THS motion was **inhibited** by design during AP CMD operation.

C.2.10 Detection of the out-of-trim condition by the CAP(PNF)

It is established that the CAP(PNF) did not detect the out-of-trim condition due to THS by any of: visual or tactile (touch) means, or by aural warning.

C.2.10.1 Lighting conditions

It is established that the CAP(PNF) did not visually detect the of the out-of-trim condition resulting from THS autotrim operation since the level of force (manifested by arm extension, type of grip on the control wheel, facial expression etc.) exerted by the F/O(PF) was not visible to him as the cockpit lighting level was set for night operation.

C.2.10.2 Lighting conditions

It is established that the CAP(PNF) did not detect the movement of the manual trim wheel resulting from THS autotrim operation since neither **trim wheel** nor **THS position indication** was visible to him as the cockpit lighting level was set for night operation.

C.2.10.3 Aural Warning

It is established that the CAP(PNF) did not detect the movement of the manual trim wheel resulting from THS autotrim operation because the **normal** aural warning of THS motion was **inhibited** (by design) during AP CMD operation.

C.2.11 Assumption of control by CAP

It is established that the CAP assumed control after the F/O **communicated his inability to correct the aircraft flight path**. At the time of taking control his initial intention to continue the approach was indicated by his retarding the thrust levers. The instant relief from nose-up pitch rate was rapidly replaced by his recognition of the abnormal energy state of the aircraft which caused him to abort the approach and initiate go around.

C.2.12 Out of control climb

C.2.12.1 Out-of-trim due to THS and Alpha Floor power.

It is established that at the time of assumption of control of the aircraft by the CAP(PF) the THS was in the maximum nose-up out-of-trim situation. Subsequent activation of the alpha floor function due to high AOA produced an additional increase in the out-of-trim condition as a result of the large nose-up pitching moment from high power. The combined out-of-trim caused uncontrollable nose-up pitch rate followed by a steep, decreasing speed climb.

C.2.12.2 Flap operation during go around

It is established that in response to the "GO lever" call out by the CAP there was some delay (approximately 7 seconds) before the flap lever was moved by the F/O to a go around flap setting, and that the FLAPS AND SLATS lever was moved through several detents before being set to the 15/15 position.

C.2.13 Timing of decision to take control

It is established that the CAP delayed his decision to take control until the F/O communicated his inability to correct the aircraft flight path. It is logical to assume that the reasons were that:

- (1) He had visual contact with the runway and airport.
- (2) He was attempting to allow the F/O to have the opportunity to correct the flight path and continue the approach. To do so it was necessary for him to continually assess the relationship between aircraft position and altitude and the desired flight path to the runway; in this case, since visual contact with the runway environment was already established, a **visual** task regardless of what guidance was presented by the AFS or FMA.
- (3) The apparent correction of the flight path caused by reduction of power led him to believe that the F/O was correcting back to the flight path as a result of his coaching.
- (4) Until the situation became severe, he had no indication from the F/O that anything was abnormal, since he was unable to **detect** the THS out-of-trim situation.

C.2.14 Trim operation during out-of-control climb

It is established that the CAP attempted, by intermittently trimming with the control wheel trim switches, and by application of full nose-down elevator control, to correct the abnormally high aircraft pitch attitude. He was unable to apply more than sporadic trim inputs due to the perceived requirement to hold full nose-down elevator input. In this situation the pitch rate could only have been arrested by rolling the aircraft to reduce the lift — a drastic unusual attitude recovery maneuver for which the crew had received no training.

C.2.15 Stall.

It is established that the aircraft pitch attitude and AOA continued to increase out of control, with a resultant decrease of airspeed until the aircraft stalled. The stall was followed by an uncontrollable steep descent in stalled condition to ground impact.

C.2.16 Stall Prevention Function in an out-of-trim situation

It is established that activation of the alpha floor function, in a severe out-of-trim situation caused an abrupt increase of the aircraft's pitch angle and was a contributing factor to the subsequent steep climb and stall.

C.3 Ground impact.

It was established that the aircraft impacted the ground in an almost level attitude resulting in destruction of the aircraft and separation into forward fuselage, wings, aft fuselage horizontal tail plane, vertical tail plane etc..

C.4 Investigation of Ethanol

It is established that most probable cause for detection of ethanol in the bodies of the CAP and the F/O was post-mortem ethanol production resulting from decomposition. Other possible causes were investigated with inconclusive results

C.5 China Airlines operations, training and service bulletin processing.

C.5.1 Operations

It is established that China Airlines had published an Operations Policy Manual, Air Crew Manning Manual and a Dispatch Manual prepared in accordance with Taiwan Civil Aeronautics Administration regulations, and that the aircraft was operated in accordance with these manuals.

C.5.2 Training

It is established that the CAP and F/O had completed the classroom, simulator and aircraft training based on the training syllabus and Flight Crew Training Material provided by Airbus Industrie in accordance with TAIWAN Civil Aeronautics Administration regulations.

C.5.2.1 Simulator Fidelity

It is established that the flight simulator used by China Airlines for recurrent training, which belongs to Thai International Airlines, was never capable of providing training in "misuse of the auto pilot" (AP override) due to the fact that when the AP was overridden the THS autotrimmed in the **wrong** direction — with, as opposed to against, the pilot force input.

C.5.3 Service Bulletin Processing

It is established that China Airlines received the service bulletin A300-22-6021 (pertaining to a modification to permit the AP to be disengaged when a 15daN forward force is applied to the control wheel above 400ft radio altitude while in the GO AROUND mode) on July 29, 1993. Since the compliance of the service bulletin was categorized as "Recommended", its implementation was judged to be not urgent and that the modification would be accomplished when FCCs were in need of repair. This modification, therefore, had not yet been incorporated in the aircraft.

C.6 Automatic Flight System

C.6.1 AFS Modifications

It is established that, prior to this accident, several incidents had occurred which had a common phenomenon of falling ultimately into out-of-trim situations.

C.6.1.1 Information to the operators

It is established that, with respect to these incidents, the summaries of incidents reported by Airbus to operators as the incidents took place failed to present a systematic explanation of the technical background.

C.6.1.2 Service Bulletin Classification

It is established that despite the fact that SB A300-22-6021 was a bulletin with flight safety related implications, developed in response to prior incidents involving hazardous out-of-trim situations, it contained no mention of safety, nor any indication of urgency of installation.

C.6.1.3 Service Bulletin Categorization

It is established that even though SB A300-22-6021 was safety related, Airworthiness Directive action by the appropriate airworthiness authorities, (with "Mandatory" category assignment due to safety implications), was not implemented to preclude the recurrence of similar incidents.

C.6.2 FCOM description of SB A300-22-6021 modification

It is established that the description in the revision to the FCOM pertaining to the modification of the AFS and the procedure for disengagement of the GO AROUND mode is not easy to understand. Also, the FCOM does not explain with sufficient clarity what is the primary purpose of the AP override function, how the out-of-trim situation is detected, and by what procedure the situation can be avoided.

C.7 Fire Fighting and Rescue Setup

It is established that the Nagoya Airport had a fire fighting and rescue setup in compliance with the "Level of Emergency Facilities to be Provided" recommended by the Convention to International Civil Aviation, except for the discharge rate of fire extinguishing foam solution.

Cause Factors

General

This section contains cause factors of the accident derived from the findings presented in this Appendix. Only those phenomena which **directly** contributed to the accident are included. To the extent possible the causes are listed in an order which is relevant to the progress of the flight.

- C.11 The F/O mistakenly applied forward pressure against the control wheel with the autopilot (AP) engaged in the GO AROUND mode.
- C.12 The Trimmable Horizontal Stabilizer (THS) auto-trimmed against the pilot to produce an out-of-trim condition.
- C.13 The Crew failed to detect and recover from the out-of-trim condition.
- C.14 Although THS motion was normally indicated to the crew by an aural warning, no warning was provided in this case due to the fact that the warning was inhibited by design of the Automatic Flight System in the AP command (CMD) mode.
- C.15 Detection of the onset of the out-of-trim condition was rendered highly improbable, if not impossible by the masking effect of the large out-of-trim condition resulting from increase in thrust to GO AROUND power.
- C.16 A service bulletin (SB A300-22-6021), which was designed to result in AP disconnect if a pitch force in excess of 15daN were applied to the control wheel, was not installed because there was no indication in the bulletin of flight safety implications, or urgency of installation.
- C.17 Although SB A300-22-6021 was developed in response to prior incidents and therefore safety related, Airworthiness Directive action by the appropriate airworthiness authorities was not implemented to preclude the recurrence of similar incidents.
- C.18 The severity of the emergency situation resulting from the out-of-trim condition was critically increased by the absence of a clearly defined emergency procedure to provide a guide for the immediate pilot action required to safely recover.
- C.19 The crew failed to recover from the unusual attitude resulting from the uncontrollable pitch rate due to the cumulative effects of:
 - (1) The out-of-trim condition resulting from Alpha floor function advance of engine thrust to GO AROUND power;
 - (2) The out-of-trim condition resulting from THS full nose-up trim.
- C.20 The crew were not trained to recover from unusual attitudes, because training in the techniques of unusual attitude recovery has, until recently, been neglected by the airline industry (Airlines and Regulatory agencies).

Synopsis

On April 26, 1994, China Airlines flight CI-140, an Airbus A300B4-622R, with registration number B-1816 took off from Taipei International Airport bound for Nagoya, Japan at 08:53 UTC (17:53 JST). The flight, and approach to landing at Nagoya, was uneventful until 11:14, at which time the aircraft, which was fully configured for landing, deviated upwards from the glide path and levelled off. Shortly afterwards the descent was resumed, but with decreasing speed, and increasing pitch angle and angle of attack. The aircraft slowed to the point where the engines automatically went to maximum power to prevent a stall, and then attempted to execute a GO - AROUND maneuver.

As a result of an extreme out-of-trim configuration caused by the combination of maximum power and the trimmable horizontal stabilizer having moved automatically, without warning, (and therefore undetected by the crew) to the maximum nose-up position, the aircraft climbed with uncontrollable nose-up pitch rate until it stalled, entered a steep descent at below flying speed, and impacted the ground within the confines of the Nagoya airport.

On board the aircraft were 271 persons, 256 passengers (including 2 infants) and 15 crew members, of which 264 persons (249 passengers including 2 infants and 15 crew members) were killed and 7 passengers were seriously injured. The aircraft was destroyed, by impact with the ground and fire.

(仮訳文)

拝啓 杉江様

私は、中華民国の全権代表として、中華航空A300B4-622R B-1816の事故に関して航空事故調査委員会により作成された事故調査報告書案の内容については一般的に同意致しますが、報告書案に適切なバランスを保たせるためには、以下のコメントが必要であると考えます。

1. テクニカル (別紙A)

本別紙のコメントは、報告書案の英訳の技術上又は表現上の明確化を図るため、又は英訳文と日本語正文との内容の一致を確認するためのものです。

2. 論点 (別紙B)

本別紙のコメントは、追加のコメントや、場合によっては別な解釈が必要だと思われる事実関係に関する情報の分析について議論するためのものです。コメントの大部分は、承認されている専門パイロットの運航上の基準及び確立された人的要素の標準の観点から、本件事故に関連する「認定した事実」の分析を反映しています。

3. 分析及び結論

報告書案はICAO付属書13に示されている形式に忠実なようですが、「認定した事実」及び「事実を認定した理由」に関する表現につきましては、認定した事実の分析に基づくその後の認定事実及び原因(結論)の展開において厳格とは言えないように思われます。いくつかのケースでは、特定された原因が、それ以前に展開された分析や認定された事実に基づくことなく直観的に演繹されているようです。第4章「原因」の最初の部分には事故の要約とでも

呼ぶにふさわしい内容が含まれているのに、一方で、すぐ次の原因のリストには、事故に幾ばくか関係があるかもしれないが、「この原因要素がなければ今回の事故は起きなかったであろう。」という判断基準は満たしていないような原因要素が含まれています。従いまして、別紙Cは差し替え用であり、その内容が、示された要約に沿った、事実の分析に基づくより厳格な認定事実及び原因要素のリストとなっているものであればと希望しています。

以上のコメントの内容が報告書案に反映されていたならば、報告書案は中華民国にとって受け入れられるものであったと思われまます。

別紙 A

テクニカル

A.1 総論

本別紙には、報告書案の英訳の技術上又は表現上の明確化を図るため、又は英訳文と日本語正文との内容の一致を確認するためのコメントが記載されています。

A.2 報告書第2章「認定した事実」

2.2頁 (訳文 省略)

2.3頁 (//)

2.3頁 (//)

2.3頁 (//)

2.18頁 2.7.2項の後に以下の段落を付け加える。

2.7.3 自然光の状態

CI140便のアプローチの間、そして事故後においては、上空3,000フィート以上では空の大半が雲に覆われており、夜間という状況が大きく影響を及ぼしていた。視界は20キロメートルであった。

2-34頁 2.16.3(2)項を次のように改める。

(2) APがLANDモード又はGO AROUNDモードである場合、操縦輪に力を加えることによりAPをオーバーライドできるが、これは危険である。なぜならば、APがエンゲージされたまま、THSはパイロットが指示したエレベーターの

動きに反発して、予定された飛行経路を維持するように自動的に働くからである。フライト・マニュアル及びFCOMの中には、このような状況に対する注意を喚起するよう、警告的な情報が含まれている。

この関係で、エアバス社は1991年2月に、関係航空会社全てに対してこの情報を「CAUTION」としてFCOMに追加すべきことを通知した。この通知を受け、中華航空公司では、1991年4月、同FCOMを改訂している。(別添2-2参照。)

A.3 報告書第3章「事実を認定した理由」

3-2頁 (訳文 省略)

3-4頁 (//)

3-7頁 (//)

3-7頁 (//)

3-8頁 (//)

3-8頁 3.1.2.2(1)項、第5段落「マニュアル・スラストの使用に移行しようとして・・・、あるいは・・・」を「マニュアル・スラストの使用に移行しようとして・・・、又は乱気流のために、あるいは・・・」とする。

3-10頁 (6)項② (訳文 省略)

3-10頁 (6)項第2段落1行目「ラテラル又はロンジチュジナルのいずれか」を「ラテラル及びロンジチュヂナルの双方に」とする。(3.1.11.4(3)項②参照。)

3-11頁 (訳文 省略)

3-11頁 ③8行目「GO AROUNDモードにエンゲージされ・・・」を「APがGO AROUNDモードにエンゲージされ・・・」とする。

3-25頁 頁下から4行目「・・・によることも考えられる」を「・・・による可能性があると考えられる」とする。

3-36頁 (4)項7行目「・・・ボタン」を「・・・ボタン(これは正確ではない。なぜならば、この行為はGO AROUNDの指示をディスエンゲージしないからである。-(3)項②参照。)」とする。

3-37頁 3.1.11.7項第2段落「縦方向を安定させるためのものである」を「縦方向の安定性を改善するためのものである」とする。

3-43頁 3.2.1.4項を次のように改める。

3.2.1.4 気象情報

(1) 天候

進入時における天候は、本件事故の発生に関連していなかった。

(2) 自然光の状態

名古屋空港への進入が夜間という状況下で行われたことは、夜間の外界におけるクルーの視界を確保するためにコックピット内の照明が抑えられていたため、コックピット内においてクルーが些細なこと、例えば、飛行操作上の動作、顔の表情その他、特に照明が当たっていない物事等についての認識能力を害することとなった。

3-45頁 3.2.5項1行目「可能性があると考えられる」を「多分、・・・であると
考えられる」と修正する。

A.3

(訳文 後略)

別紙 B

論 点

B.1 総 論

本別紙には、追加のコメントや、場合によっては別な解釈が必要だと思われる事実関係に関する情報の分析について議論するためのコメントが記載されている。コメントの大部分は、承認されている専門パイロットの運航上の基準及び確立された人的要素の標準の観点から、本件事故に関連する「認定した事実」の分析を反映している。

B.2 GO AROUND出力に起因するアウト・オブ・トリムについて

出力がGO AROUNDの状態になったためにアウト・オブ・トリムとなる現象について、報告書の中では、失速及びそれに続く墜落を招来したコントロールを失った急上昇の一因となった要素として認識されているが（3.2.7.3項及び第4章「原因8」）、しかしながら、驚くべきことに、ゴー・レバーが作動した直後に起こった事実の分析においては考慮されていない（3.1.2.2(7)項）。

B.2.1 GO AROUND出力のピッチの動き

GO AROUND出力を出すためのパワーの増加によって起こる機首上げ方向のピッチの動きは、翼の下にエンジンを搭載した、低い位置に翼がデザインされた航空機（A300、B-737、B-747等）の望ましからざる特性である。この特性が問題又は危険を惹き起こすその程度は、航空機の重心とそれより低いスラストの中心線との距離（又はアウト・オブ・トリムの影響を減殺するために採用された飛行制御の性能）により決まってくる。他の航空機、すなわちDC-9、VC-10等のように（航空機の）機首と機尾を結ぶ前後軸とスラストの中心線がより近い場合には、この程度は極めて低いものとなっている。

B.2.2 A300-600RのGO AROUND出力のピッチの動き

A300-XXXシリーズの航空機を操縦するパイロットの間では、GO AROUND状態における航空機の手動操縦は「極めて稀」であり、製造者からGO AROUNDの間には過剰なピッチの状態を避けるために細心の注意を払うように、との警告が出されていることは普く知られている。従って、経験の少ないパイロットにとっては意図せずして、あるいは十分に意識して行った場合であっても、ゴー・レバーを作動させた後で前後軸をコントロールするということは大変困難であるということは不思議ではなく、このことは従前のインシデントにおいても明らかである。

B.2.3 THSアウト・オブ・トリム状態の兆候が隠されていたこと

出力がGO AROUNDパワーに変化したことにより大きなアウト・オブ・トリムの影響が現れた場合（操縦輪が重く感じられる。）、THSの動きにより惹き起こされた初期のアウト・オブ・トリムによる影響は、（触知する以外の）何らかの代替りの告知方法なしには察知することは不可能である。

B.3 業務分担の無視とCRMについて

航空機の運航上、機長が、自分自身が操縦不能になった場合の補助パイロットとしての副操縦士の通用性及び能力を鍛えるために、副操縦士に飛行責任を委任することは認められている実務である。そして、その場合には、機長はCAP(PNF)となり、FOはFO(PF)となる。

そのような場合でも、機長はやはり飛行の安全な遂行についての全責任を負っているのであり、従って、安全という観点からすれば、機長がFOに対して航空機の操縦についてのミス（例えば、中心線をずれる、目視可能な進入路より上にそれる等）を訂正するよう指示を与える（指導する）ことは、適当であるというだけでなく義務であるとさえ言い得る。もし機長が最初にミスを指摘した時点で

操縦を代わってしまったならば、F0の自信は失われ、パイロットとして成熟する機会が失われてしまうわけであるから、未来の機長は一人も誕生しなくなってしまう。

また、B-1816の場合もそうであったように、機長は、周到かつわかりやすいブリーフィングを施した上での実践を通じてF0の操縦能力を高めるということにより、適切なコックピット・リソース・マネージメント(CRM)の技術を用いているのである。3.1.2.2(15)項⑤及び3.2.3(5)項の議論に反して、機長は依然として指揮をとるべきパイロットの地位にあり、F0をしてPFとして操縦し続けることを許していたのである。

B.4 機長による操縦の交替について

報告書の中では、機長による操縦の交替が遅れたという趣旨の議論がなされており、そればかりか、そのことが事故原因の一要素とされている(3.1.2.2(12)項③、3.1.10.1(2)項及び第4章「原因7」)。

機長による操縦の交替についての基準は、中華航空公司Operations Policy Manualの中に記載されており、また、報告書の中では3.1.10.1(2)項④5)に記載されている。そして、これらの基準を完全に満たした上で機長が「・・・状況の異様さに対応するため操縦を交替していた・・・」ことは、CVRのデータから立証されている。換言すれば、機長は異常な状況を探知した時点で適切に操縦を交替したのである。

B.2.3 THSアウト・オブ・トリム状態を機長が探知していたこと

機長にとって現実的に可能であったアウト・オブ・トリムの異常な状況を探知するための手段は、視覚、触覚及び聴覚であった。異常な状況を認識する手がかかりとなったと思われるものは次のとおりである。

B.2.3.1 視覚による手がかり

- ① 滑走路の状況 - 機長は滑走路の着地点付近を目視可能であったのであり、また、飛行機は正しい方向に向かって進んでいるように見えたのであるから、何ら警告となるようなものはなかった。
- ② 速度 - パワー及び降下角度の変化の結果として速度の変化が起きることはあり得ることである。速度については、機長が操縦を引き継ぐ直前までは危機的状況ではなかった。
- ③ FMAの表示 - 滑走路は確実に目視可能であったので、誘導のためのAFSの情報は二次的な重要性しか持たなかった。このことは、降下に先立ちF0に対して告げられたとおりである。
- ④ THSの位置 - THSの位置表示器は、コックピットの暗がりの中では見ることができなかった。(照明が当たっておらず、機長の第一次的な視野の外にあった。)
- ⑤ THSトリム・ホイールの動き - 同様に、トリム・ホイールは、コックピットの暗がりの中では見ることができなかった。(照明が当たっておらず、機長の第一次的な視野の外にあった。)

B.2.3.1 触覚による手がかり

- ① 操縦上の抵抗 - 機長はPNFであったので、F0が体験していた通常ではない操縦上の抵抗を感じることはできなかった。
- ② コントロール・ポジション - 機長はPNFであったので、暗がりの結果、通常ではないコントロール・ポジションを探知することはできなかった。
- ③ 飛行機の揺れ - 進入は、当該飛行機の前を航行する飛行機の航路によって惹き起こされた乱気流の中において行われていた。

B.2.3.1 聴覚による手がかり

- ① F0からの情報 - F0は自分の操縦中に感じている状況を何とか理解しよう

と努めていたか、又は、自分の犯したミスについて神経質になり、かつ動揺していたのであり、このようなことのために、自分が直面している困難について時宜を得た方法で機長に報告することができなかった。

- ② THSのトリムの動きによる警告 - THSの動きによる通常の警告は、APがエンゲージされていたために隠されていた。

何かが異常であるという兆候がなく、そして、F0から不必要に操縦を取り上げないようにしようと機長が願っていたとすれば、実際には彼が異常な状況をまさに探知した時点で操縦を引き継いだということは驚くべきことではない。加うるに、記録された情報によれば、全く予想していなかった一連の事態のためにコミュニケーションが失われるまでは、パイロットの間にはプロフェッショナルな調整が行われていたことが示されている。

別紙 C

結 論

認定事実

C.1 総論

本別紙には、第2章で述べられている認定した事実から、また、第3章で述べられているデータ及び認定した事実の分析から導き出された事故に関連する重要な認定事実が記載されている。

C.1.1 乗務員の資格

乗務員は、有効な操縦士技能証明書及び有効な操縦士健康診断書を有していた。

C.1.2 航空機の証明書

当該航空機は有効な耐空証明書付のものであり、指定されたとおりの保守・点検を受けていた。

C.1.3 航空機が運航可能であったこと

調査の結果から、当該航空機には事故前にも事故に遭遇している最中にも、事故に関連するような知れたる欠陥又は不調は認められなかった。

C.1.4 気象情報

C.1.4.1 天候

当時の天候は事故の発生には関連がなかった。

C.1.4.2 自然光の状況

名古屋空港への進入が夜間という状況下で行われたことは、夜間の外界における乗務員の視界を確保するためにコックピットの照明が抑えられていたので、コックピット内において乗務員が些細なこと、例えば、飛行操作上の動作、顔の表情その他、特に照明が当たっていない物事等（THSの位置表示器及び手動によるTHSのトリム・ホイールの動きを含む。）について認識する能力を害することとなった。

C.2 航空機の飛行

C.2.1 名古屋空港への進入

C.2.1.1 GO leverが作動する前の状況

GO leverが作動する前は、当該航空機は通常の状態及び飛行姿勢であり、名古屋空港34番滑走路へのILSアプローチ（有視界気象状態）についてATCの許可が下りていたこと、適切なチェックリストが全て完了しており、F/O(PF)はCAP(PNF)から手動操縦による進入・着陸のための手続及び技術について適切に説明を受けていた。

C.2.1.2 進入の条件

当該航空機は、名古屋空港への進入の間、先行する航空機からのウェーク・タービュランスに遭遇した。

C.2.1.3 GO leverの作動

当該航空機がF/O(PF)の手動操縦により名古屋空港34番滑走路へのILS進入を行っている最中に、F/O(PF)が意図せずしてGO leverを作動させた。

C.2.1.4 GO leverの作動

GO leverの設計（バネの弾力の問題。）及び位置（スロットルの下部に位置する。）により、意図せずしてGO leverを作動させてしまうことがある。

C.2.2 GO leverの作動の結果

C.2.2.1 エンジン出力によるアウト・オブ・トリム

GO leverが作動した結果、エンジン出力がGO AROUNDパワーにまで増加し、航空機の前後軸の下にエンジンの中心線があるという構造によって惹き起こされた機首上げ方向のピッチの動きのために機首上げ方向のアウト・オブ・トリム状態に陥った。

C.2.2.2 FDによるGO AROUND操作

GO leverの作動により、本件においては望ましからざるGO AROUND AFS作動及びILS降下線逸脱を招来するGO AROUNDモードにFDがエンゲージされた。

C.2.2.3 GO leverが作動した後のF/O(PF)の行動

GO leverが作動した直後に、F/O(PF)が、操縦輪に降下線をそれた航空機を水平にさせようとする事となる機首下げ方向へ作用する力を加えた。

C.2.3 GO leverが作動した後のCAP(PNF)の行動

CAP(PNF)が、GO AROUNDモードにエンゲージされたことを探知し、F/O(PF)にそれを解除するように指示を出した。APはその後、F/O(PF)によりエンゲージされたが、GO AROUNDモードが解除されたことを示すものはなかった。

C.2.4 自動操縦装置のエンゲージメント

F/O(PF)によりAPがエンゲージされた。手動操縦による飛行経験が少ないために混乱した状況に対してAPを選択したことは、本能的な反応であると考え得る。

C.2.5 F/O(PF)による飛行機の航路修正の試み

C.2.5.1 F/O(PF)の行動

F/O(PF)は、降下のための航路を修正しようとし、一つにはCAP(PNF)の指示に従おうとしたために、操縦輪に前方への力を加え続けたのである。

C.2.5.2 オート・スロットルの解除

F/OはATSを解除し、スラスト・レバーを絞ったが、このことがエンジン出力によるアウト・オブ・トリム状態を緩和し、降下航路へ降下することを可能にしたのである。

C.2.5.3 THSの動き

APがエンゲージされた状態のままF/O(PF)が操縦輪に前方への力を加えた結果として、THSは自動操縦装置がエンゲージされていたために、警告なしにアウト・オブ・トリム状態を惹き起こすこととなる最大限の機首上げ状態へと動いた。

C.2.6 THSに帰因するアウト・オブ・トリム状態

APが解除され、THSに帰因するアウト・オブ・トリム状態が続いていた結果として速度が減少し、ピッチの角度及び仰角がアルファ・フロア機能が作動する程度にまで変化した。

C.2.7 GO AROUNDモードの解除

C.2.7.1 乗務員によるGO AROUNDモードの解除

機長及びF/OのGO AROUNDモードを解除しようとする行動にもかかわらず、GO AROUNDモードはエンゲージされたままであった。

C.2.7.2 乗務員のコール・アウト

GO leverの作動後、F/Oは、機長の指令の意図を満足させる行動の結果を確認してその時点の機長の指令である「それをディスエンゲージせよ。」に適切に対応しなかった。加えて、機長は行動が完了したことを確認せず、その操作を自ら行うこともなかった。

C.2.7.2 GO AROUNDモードのディスエンゲージについての乗務員の経験

GO AROUNDモードのディスエンゲージについては乗務員の経験は限られていた、というのも、そのような訓練をするようにとの要求が訓練課程には入っておらず、また、通常の実運用の中では着陸復行の必要なほとんどないという事情のためである。

C.2.8 フライト・クルー・オペレーティング・マニュアル(FCOM)

乗務員が操縦の手引きとして使用するために製造者により発行されたFCOMには、本件事故に関連する手続に関する情報が含まれていたが、それは、混乱させ且つ矛盾したものであった。

C.2.8.1 スーパーバイザリー・オーバーライド - 95年4月4日付FCOM3頁 1.03.64項

この項は、AFSを任意に使用した際のスーパーバイザリー・オーバーライド機能に言及する。

この機能は、パイロットがグライド・スローブとローカライザーを捕捉する際にオートパイロットを助けるために少しばかり手動の操作を加える余地を残しておくためのものである。

この機能は、次の場合にコマンドの入っているAPに有効である。
横方向：VORモード及び（LOC及びLANDモードのLOC捕捉及び追跡段階（LOC* 又はFMA上のLOC）

しかし、同じ頁の、この機能の記述のすぐ下には、次の矛盾した記述がある。

注 意

誘導の妨害を避けるため、LOC段階の間は操縦棒に力を加えてはならない。

もう一方では、第15改訂版1頁2.02.03項においては次のような更に矛盾した記載がある。（手順及び技術、使用の大原則、第9項）

・・・しかしながら、APに反対して働くことは明らかに通常の手続ではなく、避けるべきである。

C.2.8.2 異常なピッチの動き

FCOMには、（操縦士に反発するTHSのオートトリムにより惹き起こされた）APのオーバーライドによるアウト・オブ・トリムから帰結する危険な状況（FCOM 1.03.64項「注意」）から脱出するためには絶対的に必要な即時の行動についての指標をパイロットに対して与えるような、緊急手続についての記載が全くなかった。

C.2.9 F/O(PF)によるアウト・オブ・トリム状態の探知

F/O(PF)がTHSによるアウト・オブ・トリム状態を操縦棒の手応えの変化、目に見える手段又は音による警告によって探知することはなかった。

C.2.9.1 THSアウト・オブ・トリムの始まりが隠されていたこと

THSの動きによる最初のアウト・オブ・トリムの始まり（操縦棒の反発の増加）は、GO AROUNDパワーに出力が増加することに伴って起こる機首上げのピッチの動きによって生じた大きなアウト・オブ・トリムの状態が発生している間に起こった。そのため、F/O(PF)がそれを探知することはなかった。

C.2.9.2 照明の状態

F/O(PF)が、THSのオートトリム操作に起因する手動によるトリム・ホイールの動きを探知することはなかった。なぜならば、コックピットの照明が夜間運航時のレベルにまで落とされていたためにトリム・ホイールもTHS位置表示器も彼には見えなかったのである。

C.2.9.3 音による警告

F/O(PF)が、THSのオートトリム操作に起因する手動によるトリム・ホイールの動きを探知することなかった。なぜならば、THSの動きの通常の音による警告が、（設計上）APが指令を発している間には出されないことになっていたからである。

C.2.10 CAP(PNF)によるアウト・オブ・トリム状態の探知

CAP(PNF)が、THSに帰因するアウト・オブ・トリム状態を視覚若しくは触覚（手応え）という方法又は音による警告によって探知することはなかった。

C.2.10.1 照明の状態

CAP(PNF)が、THSのオートトリム操作に起因するアウト・オブ・トリム状態を視覚的に探知することはなかった。なぜならば、コックピットの照明が夜間運

航用に落とされていたのでF/O(PF)により加えられた力の加減（腕の屈伸、操縦輪の握り方、顔の表情等）が機長の目では判らなかつたからである。

C.2.10.2 照明の状態

CAP(PNF)が、THSのオートトリム操作に起因する手動によるトリム・ホイールの動きを感知することはなかつた。なぜならば、コックピットの照明が夜間運航時のレベルにまで落とされていたためにトリム・ホイールもTHS位置表示器も彼には見えなかつたのである。

C.2.10.3 音による警告

CAP(PNF)が、THSのオートトリム操作に起因する手動によるトリム・ホイールの動きを感知することはなかつた。なぜならば、THSの動きの通常の警告が、（設計上）APが指令を発している間には出されないことになったからである。

C.2.11 機長による操縦の交替

機長は、F/Oが飛行機の航路を自分では修正できないと告げた後に操縦を交替した。操縦を交替した時、機長が当初は進入を続行しようとしていたことは、彼がスラスト・レバーを絞っていたことにより示されていた。機首上げ方向のピッチからはすぐに立ち直ったものの、機長はその直後に飛行機の異常なエネルギーの状態に気付くこととなった。それに気付いたことにより、機長をして進入を断念し着陸復行を行わせることとなった。

C.2.12 コントロール不可能な上昇

C.2.12.1 THS及びアルファ・フロア・パワーに帰因するアウト・オブ・トリム

CAP(PF)が飛行機の操縦を交替した時、THSは最大限機首上げ方向のアウト・オブ・トリム状態になっていた。その直後に起こった高角度のAOAによるアルファ・フロア機能の作動は、高出力からの大幅な機首上げ方向のピッチの動きの結果アウト・オブ・トリム状態を更に進行させることとなった。状況の複合し

たアウト・オブ・トリム状態は、急激かつ、速度が落ちるような上昇を伴う、コントロール不可能な機首上げ方向のピッチの動きを起こさせることとなった。

C.2.12.2 GO AROUNDの間のフラップの操作

「GO lever。」という機長のコール・アウトに対する反応には、フラップ・レバーがF/Oによりゴー・アラウンドの位置に動かされるまで、幾ばくか（約7秒）の遅れがあった。また、フラップ及びスラット・レバーは、何段階かのデイトメントを経て15/15の位置にセットされた。

C.2.13 操縦の交替を決断した時期

機長は、F/Oが機の飛行経路を自分では是正できないことを伝えるまで、操縦を交替する決断を遅らせた。その理由を論理的に推測するに、次のとおりである。

- (1) 機長は滑走路及び空港を目視できた。
- (2) 機長はF/Oをして飛行経路を是正し進入を継続する機会を与えようとした。これを行うためには機長が、機の位置と、高度及び望ましい滑走路までの飛行経路を継続的に計る必要があったのだが、本件の場合、滑走路の状況が目視できることは既に明らかだったので、AFSやFMAの表示にかかわらず、目視により計っていた。
- (3) 出力の低下によりもたらされた表面上の飛行経路の是正は、機長をして、F/Oが自分の指導の結果、飛行経路に正しく戻しているものと思わせた。
- (4) 厳しい状況に陥るまで、機長は、F/Oから何かが異常だ、などという報告は受けていなかった。というのも、機長にはTHSアウト・オブ・トリム状態が探知できなかったからである。

C.2.14 制禦不能なまでに機首上げした時のトリムの操作

機長は、操縦輪のトリムのスイッチを断続的に使用して、また、昇降舵を目一杯機首下げ方向の力を加えて、機の異常に高いピッチ角を是正しようとした。彼は、昇降舵を目一杯押し下げる必要があると思い込んでいたために、断続的にトリムを使用するという以上のことができなかった。この状況下では、機を傾けて上昇角を減らす以外にピッチ角を直す手だてはなかった。これは、思い切った非常態勢の立て直し手段であるが、乗務員はこれについての訓練は受けていなかった。

C.2.15 失速

機の機首角度とAOAはコントロールを失って増え続け、結果として機が失速するまで対地速度は減少することとなった。失速した後、その失速の状態のまま制禦不能で急降下し、地面に衝突した。

C.2.16 アウト・オブ・トリム状態での失速防止機能

著しいアウト・オブ・トリム状態でのアルファ・フロア機能の作動は、事故機のピッチ角の急激な増加を招き、これが、その後の急上昇と失速の要因となった。

C.3 地面への衝突

事故機は、ほぼ水平な状態で地面に衝突しており、機体は、前方胴体部分、主翼部分、後方胴体部分、水平尾翼、垂直尾翼等にそれぞれ破断分離した。

C.4 エタノールの調査結果

機長及び副操縦士の遺体から検出されたエタノールの最も可能性のある原因は、腐敗による死後の生成である。その他の原因の可能性については、説得的ではない。

C.5 中華航空の運航、訓練及び技術情報の扱い

C.5.1 運航

中華航空は、台湾民用航空局規則に基づいて作成された航務政策手冊(Operations Policy Manual)、空勤業務作業規程(Air Crew Manning Manual)及びDispatch Manualを発行しており、事故機は、これらのマニュアルに従って運航されていた。

C.5.2 訓練

機長及び副機長は、台湾民用航空局規則に基づいて、エアバス社の作成した訓練課程及びFlight Crew Training Materialに従って学科、シュミレーター及び実機による訓練を終了していた。

C.5.2.1 シュミレーター訓練

中華航空が定期訓練に使用していたタイ国際航空所有のシュミレーターは、APがオーバーライドされても、パイロットの加えた力に反発せず、これに従うという、THSが自動的に間違った方向にトリムを取るために、「オートパイロットのミスユース」(APのオーバーライド)の際の訓練を施す能力は全くなかった。

C.5.3 技術情報の取り扱い

中華航空は、1993年7月29日に、(GO AROUNDモードにおいて、対地高度400ft以上で操縦輪に15daN以上の押す力が加わった場合には、APが解除されるという改修に関する)技術情報A300-22-6021を受領した。技術情報の適用区分がRecommendedとされていたために、それは緊急性が認められないものと判断され、改修は、FCCの修理が必要な際に併せて行われることとした。このため、事故機にはこの改修が行われていなかった。

C.6 オートマティック・フライト・システム

C.6.1 AFSの改修

本件事故前に、最終的にアウト・オブ・トリム状態に陥るといふ共通の現象をおこした幾つかのインシデントが発生している。

C.6.1.1 オペレーターに対する情報

これらのインシデントについて、インシデント発生時に各オペレーターに対してエアバス社が提供したインシデントの報告は、技術的な背景についての体系的な説明を十分に行っていないかった。

C.6.1.2 技術情報の分類

技術情報A300-33-6021は、飛行の安全に関する技術情報であり、危険なアウト・オブ・トリム状態に関する過去のインシデントに対応して開発されたものであったが、安全性への言及も、設置の緊急性についての表示もなかった。

C.6.1.3 技術情報の区分

技術情報A300-22-6021は安全に関するものではあったが、関係する耐空性管理当局による耐空性改善命令行為は（安全に関するものであるが故にMandatoryの分類とすることにより）、類似のインシデントの再発を防止しようというものではなかった。

C.6.2. 技術情報A300-22-6021の改修に関するFCOMの取り扱い

AFSの改修とGO AROUNDモードのデイスエンゲージの手順に関するFCOMの改訂版の記述は、理解しにくい。同様に、FCOMは、APオーバーライドの機能の主目的、どのようにしてアウト・オブ・トリム状態を感知するか、どのような手順によってそのような状態を避けうるか、といった点について、十分な明確さをもって説明していない。

C.7 消火救難組織

名古屋空港は、国際民間航空条約の推奨する「設置すべき緊急体制水準」に従った消火救難組織を備えていたが、同水準で規定する泡沫消火の放射数値には達していなかった。

原因要素

総論

本セクションは、この別紙において論じられている認定事実から帰結される事故の原因要素を論じるものである。ここでは、事故に直接寄与した現象のみを取り上げる。事故原因は、できるだけ、飛行の推移に関係する順番で列挙した。

- C.11 副操縦士は、APがGO AROUNDモードにエンゲージしている状態で、誤って、操縦輪に前向きのを加えた。
- C.12 水平安定板（THS）が、パイロットに反発して自動的にトリムを取ろうとしたため、アウト・オブ・トリム状態を生み出した。
- C.13 クルーは、アウト・オブ・トリム状態を発見し、そして回復することができなかった。
- C.14 THSの動きは、通常であればクルーに対する音による警告で示されるが、本件では、APコマンドモード（CMD）におけるオートマティック・フライト・システムの設計によって警報が禁じられていたことにより、何の警告も発せられなかった。
- C.15 出力がGO AROUNDパワーへと増加した結果発生する大きなアウト・オブ・トリム状況により隠されてしまうことにより、アウト・オブ・トリムの状態の始まりを覚知することはほとんど期待できない。
- C.16 操縦輪に15daNを越えるピッチ方向の力が加われば、APがディスコネクトされるようになる技術情報（SB A300-22-6021）には、それが運行上の安

全に係わるものである旨の表示や改修に緊急性がある旨の表示がなかったために、改修がなされないままであった。

C.17 SB A300-22-6021は、過去のインシデントに対応するものであり、安全性に関係するものであったが、関係する耐空性管理当局による耐空性改善命令行為は、類似のインシデントの再発を防止しようというものではなかった。

C.18 アウト・オブ・トリム状況が生み出す緊急状態の困難さは、安全に回復する為に必要とされる即時のパイロットの行動についての指標を提供する明確に定義された緊急時の手順が欠けていることによって、著しく増加する。

C.19 クルーは、(1)エンジン出力をGO AROUNDパワーに増進させるアルファ・フロア機能から生じたアウト・オブ・トリム状態と(2)THSの一杯の機首上げトリムから生み出されたアウト・オブ・トリム状態が重なって生み出された制御不能なピッチレートが生み出した異常な姿勢から回復することはできなかった。

C.20 クルーは、異常な体制からの立て直しの訓練を受けていなかった。というのも、異常な体制からの立て直しの技術の訓練は、つい最近まで、航空業界（航空会社及び監督当局）から無視されてきたからである。

要 約

1994年4月26日、中華航空140便、エアバスA300B4-622R、登録番号B-1816は、台北国際空港を08時53分協定世界時（日本標準時17:53分）に日本国名古屋に向かって離陸した。飛行及び名古屋空港への着陸の為の進入には、11時14分に、完全な着陸態勢にあった同機が降下経路から上方に外れ、水平飛行となるまで、何の問題もなかった。その直後、降下が再開されたが、それはスピードの減少と、ピッチ角及び迎角の増加を伴うものであった。同機は、エンジンが自動的に失速を防止するために出力を最大にするところまで減速し、そこからGO AROUNDの技法を使おうとした。

最大限の出力と水平板が自動的に、警告もなしに（従って、クルーによって覚知されなかった）目一杯の機首上げ方向に動いたことの組合せが生み出した異常なアウト・オブ・トリムの姿勢の結果として、同機は、制御不可能な機首上げピッチレートで上昇し、失速し、飛行速度以下となって急激に降下し、名古屋空港の敷地内の地面に衝突した。

同機には、256名の乗客（うち2名は幼児）と15名の乗務員の合計271名が搭乗していたが、そのうち264名（2名の幼児を含む249名の乗客及び15名の乗務員）が死亡し、7名が重傷を負った。同機は、地面への衝突と火災の為に破壊された。