

CÓPIA Nº:



**MINISTÉRIO DAS OBRAS PÚBLICAS, TRANSPORTES E COMUNICAÇÕES**  
**GABINETE DE PREVENÇÃO E INVESTIGAÇÃO DE ACIDENTES COM AERONAVES**  
**GPIAA**

## **RELATÓRIO FINAL DE ACIDENTE**

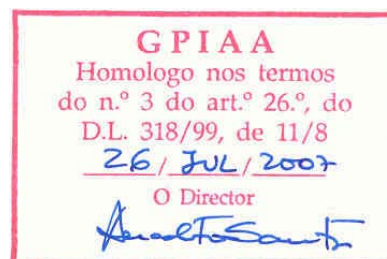
**AIR PORTUGAL**

**AIRBUS A-310/300**

**CS-TEW**

**Na descida para Sal**  
**Cabo Verde**

**11 de Abril de 1999**



**RELATÓRIO FINAL Nº 04/ACCID/1999**

## NOTA

O presente relatório exprime as conclusões técnicas apuradas pela Comissão de Investigação às circunstâncias e às causas desta ocorrência.

Em conformidade com o Anexo 13 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional, Chicago 1944, com a Directiva da C.E. nº 94/56/CE, de 21/11/94, e com o nº 3 do art.º 11º do Decreto Lei Nº 318/99, de 11 de Agosto, a investigação, análise, conclusões e recomendações deste relatório não têm por objectivo o apuramento de culpas ou a determinação de responsabilidades mas, e apenas, a determinação de causas e a formulação de recomendações que evitem a sua repetição.

O único objectivo deste relatório técnico é retirar ensinamentos susceptíveis de prevenir futuros acidentes.

## ACRÓNIMOS

|         |   |
|---------|---|
| A/B     | Flight Attendant (Assistente de Bordo)                      |
| ADC     | Air Data Computer   |
| AFM     | Aircraft Flight Manual (Manual de Voo da Aeronave)          |
| AFS     | Automatic Flight System                                     |
| AIDS    | Aircraft Integrated Data System                             |
| ALT     | Altitude  |
| ALT/HLD | Altitude Hold   |
| ALT SEL | Altitude Selector   |
| AP      | Auto Pilot  |
| APC     | Aircraft Pilot Coupling                                     |
| AP/FD   | Auto Pilot / Flight Director                                |
| ATC     | Air Traffic Control   |
| ATS     | Auto Throttle System  |
| A/THR   | Auto Thrust   |
| CAS     | Calibrated Air Speed (Velocidade Ar Calibrada)              |
| C/B     | Steward (Comissário de Bordo)                               |
| C/C     | Purser (Chefe de Cabina)                                    |
| CDU     | Control and Display Unit                                    |
| CI      | Investigation Team (Comissão de Investigação)               |
| CMD     | Command   |
| CVR     | Cockpit Voice Recorder                                      |
| CWS     | Control Wheel Steering                                      |
| DFDR    | Digital Flight Data Recorder                                |
| DME     | Distance Measurement Equipment                              |
| EFIS    | Electronic Flight Instrument System                         |
| FAC     | Flight Augmentation Computer                                |
| FCC     | Flight Control Computer                                     |
| FCOM    | Flight Crew Operating Manual (Manual de Operação do Piloto) |
| FCTM    | Flight Crew Training Manual (Manual de Treino do Piloto)    |
| FCU     | Flight Control Unit   |
| FL      | Flight Level  |
| FMC     | Flight Management Computer                                  |
| FMS     | Flight Management System                                    |
| GS      | Ground Speed (Velocidade Terreno)                           |



**ACRÓNIMOS** (continuação)

|         |  |
|---------|--|
| HDG     | Heading  |
| HDG/S   | Heading Selector   |
| IAS     | Indicated Air Speed (Velocidade Ar Indicada)                       |
| ILS     | Instrument Landing System  |
| IRS     | Inertial Reference System  |
| IRU     | Inertial Reference Unit  |
| LVL/CH  | Level Change   |
| NAV     | Navigation   |
| NAVAIDS | Navigation Aids (Ajudas à Navegação)                               |
| P.DESC  | Profile Descent  |
| PF      | Pilot Flying   |
| PFD     | Primary Flight Display   |
| PNF     | Pilot Not Flying   |
| QAR     | Quick Access Recorder  |
| QTY     | Quantity   |
| SB      | Service Bulletin   |
| SEL     | Select   |
| SOP     | Standard Operating Procedures (Procedimentos Standard de Operação) |
| SPD     | Speed  |
| TAS     | True Air Speed (Velocidade Ar Verdadeira)                          |
| TCC     | Thrust Control Computer  |
| TOD     | Top Of Descent (Topo da Descida)                                   |
| VHF     | Very High Frequency (Frequência Muito Alta)                        |
| V/L     | VOR/Localizer  |
| VMO     | Maximum Operating Speed  |
| VOR     | VHF Omni directional Range   |
| VORTAC  | Visual Omni-Range Tactical Air Navigation                          |
| V/S     | Vertical Speed   |

| TÍTULO                                      | ÍNDICE | PÁGINA |
|---|--------|--------|
| Sinopse .....                               |        | 06     |
| <b>1. INFORMAÇÃO FACTUAL</b>                |        |        |
| 1.1 História do Voo .....                   |        | 07     |
| 1.2 Lesões .....                            |        | 08     |
| 1.3 Danos na Aeronave .....                 |        | 08     |
| 1.4 Outros Danos .....                      |        | 08     |
| 1.5 Pessoas Envolvidas                      |        |        |
| 1.5.1 Tripulação Técnica .....              |        | 08     |
| 1.5.2 Tripulação de Cabina .....            |        | 09     |
| 1.5.3 Passageiros .....                     |        | 09     |
| 1.6 Aeronave                                |        |        |
| 1.6.1 Generalidades .....                   |        | 09     |
| 1.6.2 Sistema de Pilotagem Automática ..... |        | 10     |
| 1.6.3 Sistema de Gestão de Voo .....        |        | 12     |
| 1.7 Meteorologia .....                      |        | 13     |
| 1.8 Ajudas à Navegação .....                |        | 14     |
| 1.9 Comunicações .....                      |        | 14     |
| 1.10 Aeródromo .....                        |        | 14     |
| 1.11 Registadores de Voo .....              |        | 14     |
| 1.12 Destroços e Impactos .....             |        | 15     |
| 1.13 Médica ou Patológica .....             |        | 15     |
| 1.14 Fogo .....                             |        | 15     |
| 1.15 Sobrevivência .....                    |        | 15     |
| 1.16 Ensaios e Pesquisas .....              |        | 15     |
| 1.17 Organização e Gestão .....             |        | 18     |
| 1.18 Informação Adicional .....             |        | 18     |
| <b>2. ANÁLISE</b>                           |        |        |
| 2.1 Sistema de Pilotagem Automática         |        |        |
| 2.1.1 Pressuposto .....                     |        | 19     |
| 2.1.2 Ocorrido .....                        |        | 19     |
| 2.2 Sistema de Gestão de Voo .....          |        | 20     |
| 2.3 Actuação da Tripulação .....            |        | 22     |
| <b>3. CONCLUSÕES</b>                        |        |        |
| 3.1 Factos Estabelecidos .....              |        | 23     |
| 3.2 Causas do Acidente                      |        |        |
| 3.2.1 Causa Primária .....                  |        | 24     |
| 3.2.2 Factores Contributivos .....          |        | 24     |
| <b>4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA</b> .....  |        | 25     |

## SINOPSE

No dia 11 de Abril de 1999, o avião Airbus A-310/300, matrícula CS-TEW, efectuava o voo TP-1107, de Lisboa (LPPT) para Sal (GVAC), República de Cabo Verde, levando a bordo 10 tripulantes e 134 passageiros.

Tendo descolado de Lisboa às 20:58 UTC<sup>1</sup>, encontrava-se já na fase de descida para aproximação ao aeroporto do Sal, quando, cerca das 00:15, ao passar pelo Nível de Voo (FL) 160, o Piloto Automático (AP) comandou um movimento que provocou um aumento da atitude de nariz em baixo do avião, com conseqüente aumento da velocidade, a qual atingiu e ultrapassou a Velocidade Máxima Operacional (VMO).

Não conseguindo que o Piloto Automático controlasse a velocidade de modo a não ultrapassar a VMO, a tripulação procurou controlar a aeronave utilizando a pilotagem manual.

Esta actuação provocou uma variação acentuada de atitude do avião, com picos de acelerações verticais entre +2.42g e -0.09g, num curto intervalo de tempo, o que veio a causar lesões em alguns tripulantes e passageiros.

Depois de estabilizada a aeronave, o Piloto Automático foi novamente acoplado e o voo prosseguiu normalmente até aterrar no Sal, às 00:28.

A investigação desta ocorrência foi iniciada pelo Gabinete de Prevenção e Segurança (GPS) do Instituto Nacional de Aviação Civil (INAC), tendo transitado posteriormente para este Gabinete.

---

<sup>1</sup> - Todas as horas referidas neste relatório, salvo indicação em contrário, são horas UTC (Tempo Universal Coordenado). Nesta época do ano a hora local, em Portugal continental era igual à hora UTC + 1, e em Cabo Verde era igual à hora UTC -1.

## 1. INFORMAÇÃO FACTUAL

### 1.1 História do Voo

A aeronave Airbus, modelo A-310/300, com a matrícula Portuguesa CS-TEW, foi escalada para efectuar um voo de transporte regular de passageiros entre o aeroporto de Lisboa (LPPT), em Portugal, e o aeroporto do Sal (GVAC), em Cabo Verde, no dia 11 de Abril de 1999 (Voo TP-1107).

Com 10 tripulantes (2 pilotos e 8 elementos de cabina) e 134 passageiros a bordo, o avião descolou às 20:58 e prosseguiu pela rota habitual, subindo para uma altitude de cruzeiro de 35 000'. Encontrava-se aos comandos da aeronave o copiloto, desempenhando as funções de "Pilot Flying" (PF), com o Comandante nas funções de "Pilot Not Flying" (PNF).

Como era procedimento de rotina, o Piloto Automático Nº 2 (AP2) encontrava-se engatado e seleccionado em "CMD"<sup>2</sup> para controlo automático do voo da aeronave.

Às 00:09, de acordo com os cálculos do Sistema de Gestão de Voo (FMS), foi iniciada a descida para aproximação, utilizando o AP2 e o Controlo Automático de Potência dos motores (A/THR) seleccionados no modo de "CMD" e "PROFILE"<sup>3</sup>.

Quando passava FL 160, sensivelmente, o AP comandou uma mudança de atitude do avião, metendo o nariz em baixo, o que levou a um aumento gradual da velocidade, a um ritmo que indiciava ir ultrapassar a Velocidade Máxima de Operação (VMO), o que levou o PNF a chamar a atenção do PF para a velocidade.

O PF seleccionou "LVL/CH"<sup>4</sup> e 290kts (*uma velocidade inferior à VMO*), para evitar a excedência da velocidade. Mesmo assim a velocidade continuou a aumentar, ultrapassou a VMO (340kts) e fez actuar o aviso sonoro ("clacker") de excesso de velocidade.

Perante isto, o PF aplicou força na coluna de controlo, no sentido de levantar o nariz do avião, acção que foi secundada pelo PNF, sem ter sido solicitado para o fazer e sem dar conhecimento ao PF ou ter tomado o controlo da aeronave.

Esta aplicação de forças na coluna de controlo provocou o desconectar do AP, tendo a aeronave passado a ser controlada manualmente e entrando num movimento progressivo de "galope", com variações na atitude do avião (*o pitch variou entre -6.0° e + 8.6°*) e no valor de aceleração vertical (*picos de +2.42g e -0.09g*), num curto espaço de tempo ( $\approx 15$ ").

<sup>2</sup> - Selecção de "**Comando**"- Nesta situação o piloto não tem intervenção directa nos comandos de voo principais.

<sup>3</sup> - Selecção "**Perfil**" – A trajectória vertical de descida ou subida, incluindo velocidade, é definida pelo Sistema de Gestão de Voo (FMS) e seguida pelo AP.

<sup>4</sup> - Selecção "**Mudança de Nível**" – A trajectória vertical seguida pelo AP, é definida pelo piloto, através das selecções de velocidade e altitude feitas no painel de controlo do AP (FCU).

Estas oscilações criaram situações de levitação e queda dentro da cabina, acabando por provocar diversos ferimentos entre passageiros e tripulantes de cabina.

O avião foi de novo estabilizado a cerca de 14 600', conectado o AP Nº1 e prosseguido o voo para o destino, sem mais incidentes.

A aeronave aterrou no Sal às 00:28 e prosseguiu para o estacionamento, onde se imobilizou às 00:35.

## 1.2 Lesões

A variação de atitude da aeronave, com conseqüente variação de aceleração vertical, fizeram com que tripulantes de cabina e passageiros, especialmente na zona da cauda do avião, tivessem colidido com o tecto e o chão do aparelho, sofrendo as seguintes lesões:

| <b>Lesões</b> | <b>Tripulantes</b> | <b>Passageiros</b> | <b>Outros</b> |
|---------------|--------------------|--------------------|---------------|
| Mortais       | 0                  | 0                  | 0             |
| Graves        | 1                  | 0                  | 0             |
| Ligeiras      | 2                  | 2                  | 0             |
| Nenhumas      | 7                  | 132                |               |

## 1.3 Danos na Aeronave

A aeronave não sofreu danos.

## 1.4 Outros Danos

Não se registaram danos a terceiros.

## 1.5 Pessoas Envolvidas

### 1.5.1 Tripulação Técnica

A tripulação técnica era constituída por dois pilotos (Comandante e Copiloto). O Comandante era bastante experimentado neste tipo de aeronave, mas o Copiloto tinha transitado recentemente e era um dos seus primeiros voos em linha, depois de ter terminado o curso de transição. Possuía, no entanto, uma razoável experiência de voo em Boeing B-737, conforme se pode deduzir do quadro seguinte:

| Referências   | Comandante  |  | Copiloto     |                |
|---|---|--|--------------|----------------|
| <b>Pessoais:</b><br>Sexo:<br>Idade:<br>Nacionalidade:<br>Licença de Voo:<br>Validade:<br>Qualificações Válidas:<br>Último Exame Médico: | M<br>59<br>Portuguesa<br>ATPL(A)<br>16 JUL 99<br>A-310<br>30 DEZ 99 | M<br>54<br>Portuguesa<br>ATPL(A)<br>10 OUT 99<br>B-737; A-310<br>19 MAR 99 |              |                |
| <b>Experiência de Voo:</b><br><br>Total:<br>Nos últimos 30 dias:<br>Na última semana:   | <b>Total</b>  | <b>No Tipo</b>   | <b>Total</b> | <b>No Tipo</b> |
|   | 13 058  | 3 530  | 4 811        | 58:05          |
|   | 59:37   | 59:37  | 58:05        | 58:05          |
|   | 20:00   | 20:00  | 29:29        | 29:29          |

### 1.5.2 Tripulação de Cabina

A tripulação de cabina era constituída por oito elementos (1 Supervisor, 2 Chefes de Cabina, 3 A/Bs e 2 C/Bs).

Os tripulantes que se encontravam na parte posterior da cabina, foram afectados pelas variações de atitude da aeronave (colidiram com o tecto e o chão da cabina), tendo dois deles sofrido diversas contusões sem gravidade. Uma Chefe de Cabina (C/C), que se encontrava na "Galley" posterior, sofreu lesões graves na cabeça, antebraço direito e coluna vertebral, tendo feito hemotórax com colapso pulmonar.

### 1.5.3 Passageiros

Alguns passageiros, que se encontravam com os cintos de segurança desapertados, foram levantados dos seus lugares, mas apenas dois deles, que se haviam deslocado aos lavabos e se encontravam em pé, sofreram algumas contusões e foram observados no hospital, à chegada.

Por não apresentarem lesões graves, tiveram alta imediata, após observação médica.

## 1.6 Aeronave

### 1.6.1 Generalidades

A aeronave era um avião de transporte, bi-reactor, monoplane de asa baixa, trem triciclo escamoteável, com capacidade para 202 passageiros e uma Massa Máxima à Descolagem (MTOM) de 157 000kgs, com as seguintes referências:

| REFERÊNCIA                  | CÉLULA     | MOTOR 1          | MOTOR 2    |
|-----------------------------|------------|------------------|------------|
| <b>Fabricante:</b>          | Airbus     | General Electric |            |
| <b>Modelo:</b>              | A-310/300  | CF6-80C2A2       |            |
| <b>Nº de Série:</b>         | 541        | 695205           | 695316     |
| <b>Ano de fabrico:</b>      | 1990       | N/D              | N/D        |
| <b>Horas de Voo:</b>        | 30 148     | 23 545           | 25 355     |
| <b>Aterragens / Ciclos:</b> | 8 933      | 7 229            | 7 578      |
| <b>Última Inspeção:</b>     | 24/03/1999 | 24/03/1999       | 24/03/1999 |

### 1.6.2 Sistema de Pilotagem Automática

A aeronave estava equipada com um sistema de pilotagem automática, desenvolvido pela Aerospatiale e Sextant Avionic, capaz de controlar a aeronave em todas as fases do voo, utilizando diversos graus de automatismo.

O núcleo deste sistema é composto por:

- 2 Pilotos Automáticos (AP1 e AP2);
- 2 Sistemas de Direcção de Voo (*Flight Directors*) (FD1 e FD2);
- 1 Sistema de Controlo da Potência dos motores (*Auto-throttle system*) (ATS).

As unidades principais do sistema são:

- 2 Computadores de Controlo de Voo (FCC), um para cada AP e FD;
- 1 Computador de Controlo de Potência (TCC) para o ATS;
- 2 Computadores Amplificadores de Voo (*Flight Augmentation Computers*) (FAC);
- 2 Amortecedores de Guinada (*Yaw Dampers*);
- 2 Compensadores de Profundidade (*Pitch Trim*);

os quais recebem e enviam informações e impulsos de actuação de e para outros sistemas e unidades instalados a bordo da aeronave e que lhe permitem exercer um controlo efectivo nos planos horizontal e vertical (incluindo controlo de velocidade do avião e de potência dos motores) durante todas as fases do voo, automaticamente, de acordo com as selecções efectuadas pelos pilotos ou em resposta a programas de protecção previamente introduzidos no sistema.

O diagrama da figura nº 1 pretende ilustrar, graficamente, a arquitectura e filosofia subjacente à operação do sistema, nomeadamente na sua interligação homem/máquina.

### AFS ARCHITECTURE

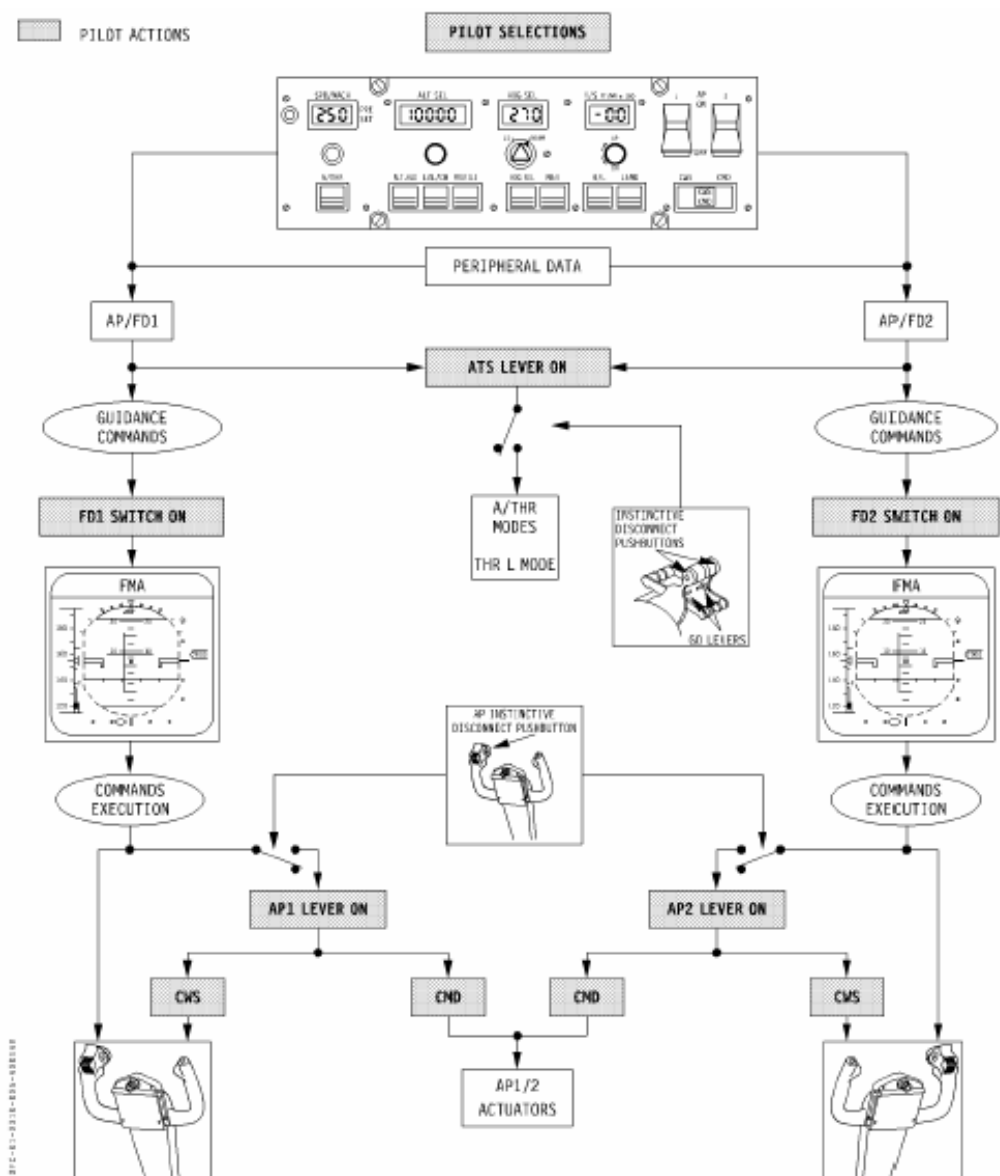


Figura Nº 1

No momento da ocorrência, a aeronave estava a ser pilotada pelo AP/FD2, tendo instaladas as seguintes unidades:

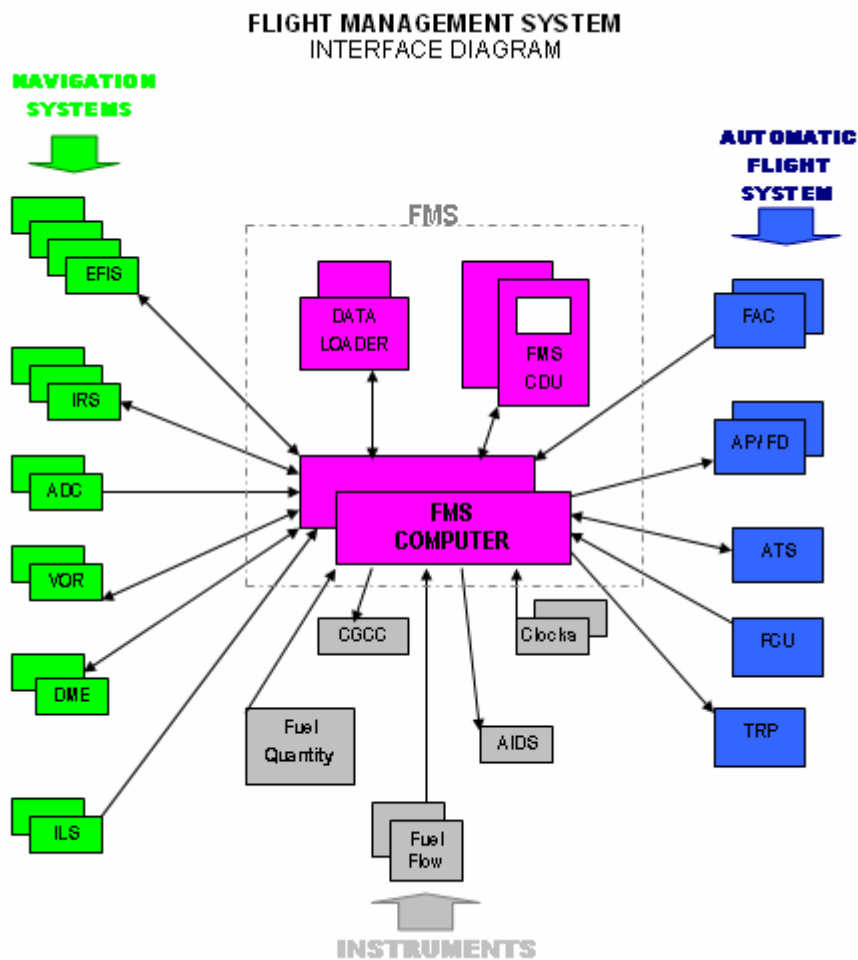
| Unidade | Designação                   | P/N      | S/N | Fabricante   |
|---------|------------------------------|----------|-----|--------------|
| FAC 2   | Flight Augmentation Computer | B471ABM1 | 149 | Sextant      |
| FCC 2   | Flight Control Computer      | B470ABM2 | 241 | Aerospatiale |
| TCC     | Thrust Control Computer      | B472AAM  | n/a | Aerospatiale |

Não foram encontrados registos anteriores de anomalias relativamente a estas unidades.

### 1.6.3 Sistema de Gestão de Voo

A aeronave estava equipada com um sistema de gestão de voo (FMS), capaz de programar o voo desde a decolagem à aterragem e fornecer os impulsos e informações necessários para que o mesmo progredisse de acordo com os parâmetros previamente estabelecidos, em pilotagem automática ou em pilotagem manual.

O esquema da figura nº 2 ilustra as interdependências operacionais do FMS.



O centro nevrálgico do sistema é constituído pelo Computador de Gestão de Voo (*Flight Management Computer*) (FMC), o qual é acessível através da Unidade de Visualização e Controlo (*Control & Display Unit*) (FMS CDU).

Para maior redundância, o sistema encontra-se duplicado, funcionando independentemente mas em constante intercâmbio de informação, de modo a que, em caso de avaria de um dos sistemas, o outro toma o controlo do voo, sem interrupção. Os dados introduzidos num dos computadores, através da respectiva CDU, são reproduzidos automaticamente para o outro computador.

Em operação normal, o controlo do voo é efectuado pelo computador correspondente ao FD/AP que estiver seleccionado.

Com base num índice de custos predeterminado e nos dados introduzidos, o sistema efectua o estudo optimizado da rota a voar e determina os níveis de voo e velocidades mais recomendados para poder atingir os objectivos previstos, fazendo a sua actualização permanente, em face da variação das condições de voo encontradas, em relação à previsão inicial introduzida no sistema.

Quando acoplado ao AFS, este sistema “orienta” o Piloto Automático e ATS ao longo de toda a rota, até à aterragem.

No momento da ocorrência, a aeronave tinha instalados os seguintes Computadores de Gestão de Voo (FMC):

| Unidade | Designação                   | P/N         | S/N      | Fabricante |
|---------|------------------------------|-------------|----------|------------|
| FMC 1   | Flight Management Computer 1 | 4052510-974 | 88101898 | Honeywell  |
| FMC 2   | Flight Management Computer 2 | 4052510-974 | 87110965 | Honeywell  |

Do historial destas unidades constam alguns reportes das tripulações (verbais e escritos) referindo a indicação momentânea de velocidades diferentes das velocidades normais programadas (*0.96M foi o valor máximo referido e 129kts o valor mínimo*), imediatamente antes ou durante a descida, especialmente na sequência de longas rotas oceânicas.

## 1.7 Meteorologia

As condições meteorológicas em rota eram caracterizadas por céu limpo e vento de Noroeste com cerca de 50kts (a 35 000'), rodando para Oeste com 17kts (a 10 000') e Nordeste com cerca de 10kts (à superfície).

A análise efectuada pela Airbus aos registos do QAR (*Quick Access Recorder*) refere uma probabilidade de ter ocorrido um aumento momentâneo da componente de vento de cauda na passagem da aeronave pelos 16 400', por força da estagnação verificada na CAS, TAS E MACH. No entanto, considerando que a mesma estagnação se verificou em relação à GS, não parece tratar-se de uma variação momentânea do vento, mas sim o efeito da actualização da posição actual e/ou passagem da A/THR de “SPEED”<sup>5</sup> para “RETARD”<sup>6</sup>.

Não houve qualquer registo de turbulência ou outro fenómeno meteorológico significativo.

<sup>5</sup> - Neste sub-modo, é aplicada (automaticamente) a potência necessária para manter a velocidade seleccionada.

<sup>6</sup> - Neste sub-modo, a potência é reduzida para o mínimo, em voo, sendo a velocidade controlada por variação de “pitch” da aeronave.

## 1.8 Ajudas à Navegação

A aeronave estava equipada com os sistemas normais de navegação, considerados como equipamento “standard” para este tipo de operação.

A navegação era efectuada pelo FMS, com base no sistema de inércia (IRUs) e actualizações através das ajudas rádio operando em frequências muito altas (DME, VOR, VORTAC, ILS, etc.) localizadas ao longo da rota.

A cobertura da rota, por rádio ajudas deste género, era deficitária, existindo extensas áreas onde não eram recebidas as emissões em VHF, ou a qualidade do sinal não satisfazia as exigências dos equipamentos.

## 1.9 Comunicações

Não aplicável

## 1.10 Aeródromo

Não aplicável.

## 1.11 Registadores de Voo

A aeronave estava equipada com os seguintes registadores de voo:

- a) Cockpit Voice Recorder (CVR) – não especificado;
- b) Flight Data Recorder (FDR) – Sundstrand, P/N 980-4100 DXUN, S/N 10160;
- c) Quick Access Recorder (QAR) – TAPFDR, P+G QAR/0, s/n 755.

O **CVR** não foi retirado da aeronave e foi sujeito a gravações posteriores que apagaram aquelas que teriam interesse para a análise da ocorrência. Em face disso não foi considerada relevante a sua remoção e transcrição.

O **FDR** foi retirado da aeronave e enviado para o laboratório de leitura da companhia. Os seus registos não foram utilizados e regressou ao armazém de rotáveis.

O **QAR** apresentava boas gravações, foi efectuada uma cópia que foi enviada para o fabricante da aeronave (Airbus) e efectuadas leituras dos registos, para proceder à análise do acontecimento. Dada a qualidade das gravações, não foi considerado necessário descodificar o FDR.

### 1.12 Destroços e Impactos

Não aplicável.

### 1.13 Médica ou Patológica

Dos relatórios médicos constatou-se que apenas a C/C que ocupava a zona da cauda da aeronave sofreu lesões graves que obrigaram a internamento hospitalar e a diversas intervenções cirúrgicas reconstrutivas e ao nível da coluna vertebral.

As outras vítimas foram tratadas a lesões ligeiras e pequenas luxações, com alta imediata.

### 1.14 Fogo

Não houve fogo.

### 1.15 Sobrevivência

Na altura da ocorrência o sinal de “APERTAR CINTOS” encontrava-se apagado (pois era procedimento da companhia ser ligado apenas abaixo dos 10 000’ ou quando as condições de voo fossem determinantes).

### 1.16 Ensaios e Pesquisas

Não tendo sido notória a ocorrência de turbulência, ou outro fenómeno meteorológico que pudesse ter provocado as variações de atitude registadas, foi retirado e analisado o QAR e enviada uma cópia das gravações para o fabricante (Airbus), a fim de procurar justificar a inesperada e acentuada variação da atitude da aeronave.

De acordo com esses registos, foi possível determinar que:

- a) O AP2 encontrava-se seleccionado e foi desligado às 00:15:24;
- b) A Auto-Throttle (ATHR) esteve sempre seleccionada, permaneceu em “SPEED” até às 00:14:56, passando então para “RETARD”;
- c) Houve um aviso de excedência da VMO entre as 00:15:25 e 00:15:35;
- d) Houve um aviso de AP desligado entre as 00:15:28 e 00:15:36;
- e) Houve a actuação do interruptor de de-selecção do AP às 00:15:25 (*só do lado do copiloto*) e 00:15:36 (*de ambos os lados*);

## QAR – Selecções e Avisos

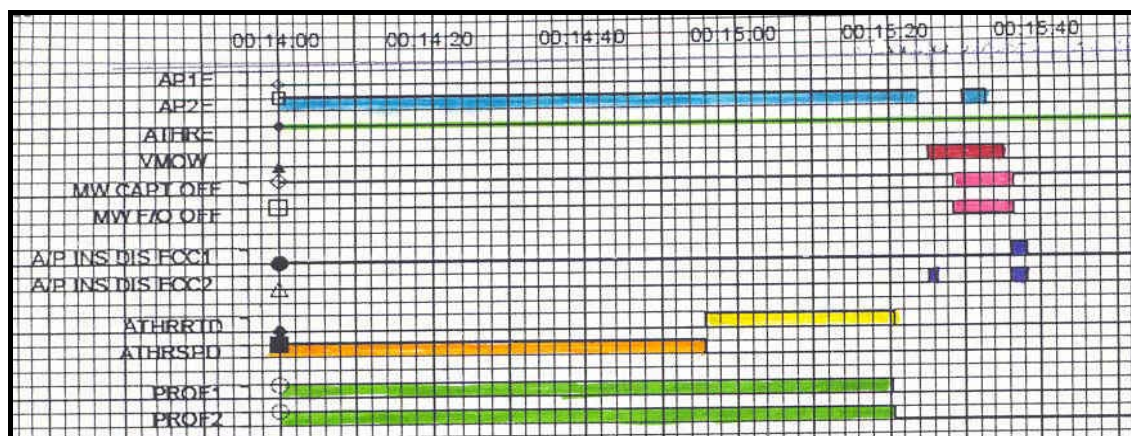


Figura Nº 3

- f) O AFS comandava a descida e manteve activo o modo “P.DES”<sup>7</sup> desde o Topo da Descida (TOD) até às 00:15:00;
- g) Entre as 00:15:00 e as 00:15:24, o PF terá tentado controlar a velocidade através da selecção de “LVL/CHG” e uma velocidade mais reduzida (*estas selecções não foram registadas*);

## QAR – Coluna de Controlo, Ângulo de Ataque e Pitch

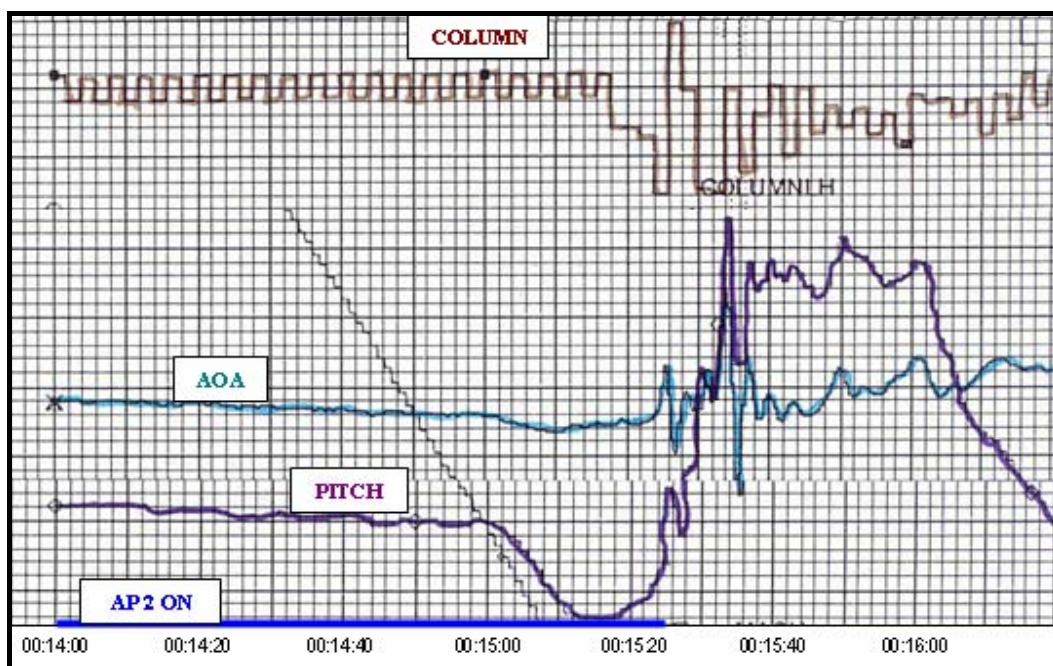


Figura Nº 4

- h) Às 00:14:59 verificou-se uma variação significativa do “pitch”, ainda com o AP seleccionado, o qual atingiu -6° (às 00:15:12);

<sup>7</sup> - “Profile Descent” – O AFS segue as instruções do FMS para manter o perfil de descida.

## QAR – Velocidades

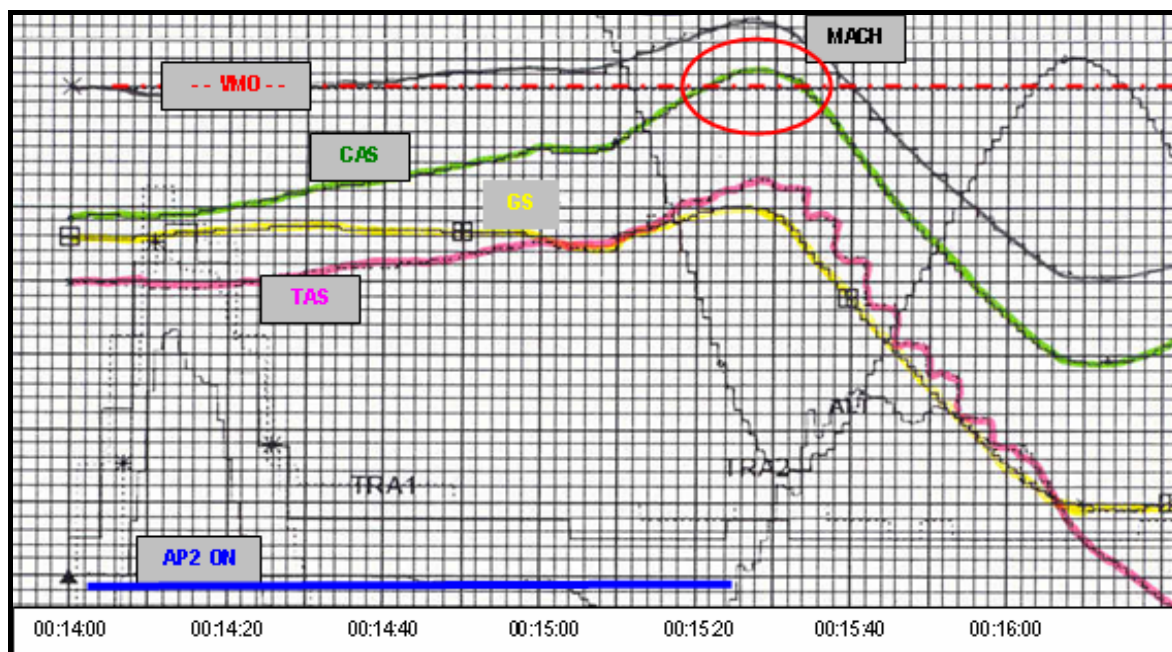


Figura Nº 5

- i) A “CAS”, a “TAS” e o Mach, que vinham a acelerar lentamente desde as 00:14:20, sem que houvesse variação sensível da “GS”, sofreram uma breve estagnação ( $\approx 6s$ ), ao mesmo tempo que a ATH passou de “SPEED” para “RETARD”, voltando a acelerar com a diminuição do “pitch” (00:15:08), altura em que se verificou aceleração equivalente da “GS”;
- j) Às 00:15:20 a “VMO” foi atingida e ultrapassada, apesar de uma inversão da tendência do “pitch” iniciada às 00:15:18 (ainda com o AP seleccionado);
- k) Curiosamente, quando o “pitch” começou a recuperar (00:15:18), verificou-se um movimento da coluna de controlo em sentido inverso e, seis segundos depois, o AP foi desconectado, seguindo-se um movimento da coluna de controlo no sentido de nariz em cima;
- l) Durante os primeiros seis segundos de controlo manual, verificou-se um desfasamento entre o movimento da coluna de controlo e a tendência do “pitch” (figura nº 4), coincidindo com os extremos de variação da força de aceleração vertical (figura nº 6);
- m) A partir das 00:15:32 os movimentos passaram a ser sincronizados e a sua amplitude foi diminuindo até normalizar e permitir a selecção do AP 1 (00:16:14);
- n) As amplitudes extremas da “coluna de controlo” ( $-8 / +5$ ), de “pitch” ( $-6 / +8.6$ ) e de “aceleração vertical” ( $+2.42 / -0.09$ ), foram atingidas durante a fase de voo manual, quando a velocidade se encontrava acima ou na “VMO”.

## QAR – Coluna de Controlo e Aceleração Vertical

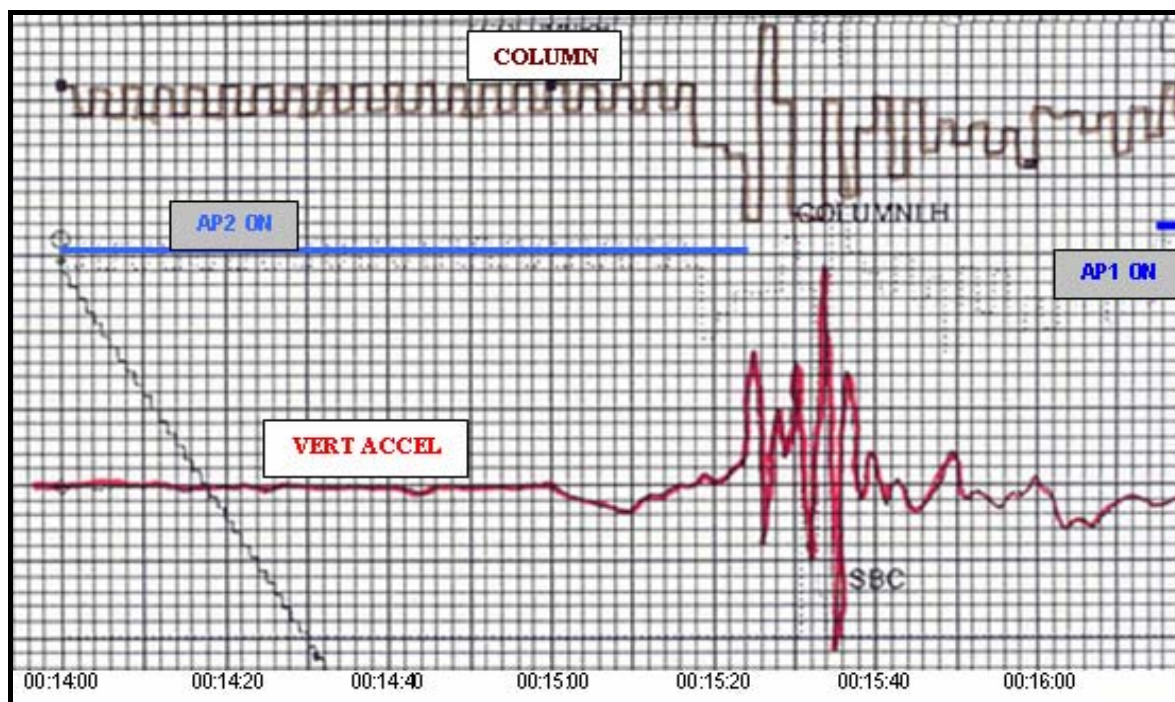


Figura Nº 6

### 1.17 Organização e Gestão

O operador era uma empresa devidamente certificada, regendo toda a sua operação de voo de acordo com as normas e requisitos impostos pela legislação aeronáutica em vigor e dentro das condições especificadas no respectivo Certificado de Operador Aéreo (COA).

Os procedimentos de voo obedeciam às recomendações do fabricante e estavam aprovados pela Autoridade Aeronáutica, encontrando-se devidamente especificados no Manual de Operação da Aeronave (FCOM) e no Manual de Voo da Aeronave (AFM).

A manutenção da aeronave era efectuada pelos Serviços de Manutenção e Engenharia do operador, de acordo com as autorizações e certificados outorgados pela Autoridade Aeronáutica e seguindo as boas práticas e os procedimentos recomendados pelo fabricante.

### 1.18 Informação Adicional

Não existem informações complementares a referir.

## 2. ANÁLISE

### 2.1 Sistema de Pilotagem Automática (AFS)

#### 2.1.1 Pressuposto

De acordo com os princípios que presidem à actuação do Sistema de Pilotagem Automática (AFS), quando seleccionado em “CMD” e “PROFILE”, durante a descida para aproximação ao aeroporto de destino, é suposto que:

- a) O AFS siga as instruções recebidas do Sistema de Gestão de Voo (FMS), cumprindo com a rota introduzida e respeitando as restrições de altitude e velocidade determinadas;
- b) O AP/FD comande a atitude, de modo a seguir o perfil de descida ou a velocidade, conforme previamente estabelecido e calculado pelo FMC;
- c) A A/THR comande a potência dos motores (dentro dos limites estabelecido pelo TRC), de modo a manter as velocidades determinadas pelo FMC;
- d) Durante toda a operação as protecções de “Alpha-floor”, “Underspeed”, “Overspeed” e “Thrust Limit” estejam armadas e sejam activadas quando se verificarem as condições específicas para a sua activação.

#### 2.1.2 Ocorrido

No voo em análise, a descida estava a ser efectuada com o AP/FD 2 seleccionado em CMD, NAV e P.DES, encontrando-se a A/THR seleccionada.

Nestas condições:

- ▶ O AP “*guiava*” a aeronave ao longo da rota estabelecida e introduzida no FMS, a qual se encontrava activada;
- ▶ A A/THR, inicialmente em “SPEED”, garantia a manutenção da velocidade de descida programada pelo FMC;
- ▶ Quando a A/THR passou de “SPEED” para “RETARD”, o comando de potência ficou na posição limite posterior (potência mínima) e o FCC2 passou a comandar a velocidade, determinada pelo FMS, através da variação do “*pitch*”;
- ▶ A súbita diminuição de “*pitch*” (às 00:14:59) só poderia ser determinada por uma alteração do perfil vertical (revisto pelo FMC) transmitida ao FCC2.

Cerca de 16 segundos depois de ter comandado a diminuição do “*pitch* (o modo PROFILE ainda estava activo), o FCC2 iniciou um movimento de recuperação do “*pitch*””, suposta-

mente por acção da protecção de "Overspeed". Apesar disso, a velocidade continuou a aumentar e atingiu os 346kts, provavelmente devido a atraso na indicação e à capacidade de recuperação do AP em P.DES.

A selecção de "LVL/CHG" melhorou a capacidade de recuperação do AP, mas a velocidade continuou acima da VMO, pelo que, logo de seguida, o AP foi desligado, por exercício de força na coluna de controlo, na tentativa de o piloto trazer a velocidade para os valores normais, através da pilotagem manual.

Durante todo este tempo a A/THR não teve qualquer variação.

Da análise dos registos conclui-se ter havido um comportamento normal do Sistema de Pilotagem Automática (AFS), o qual seguiu os comandos do FMS e da protecção de "Overspeed", aumentando a sua capacidade de reacção ao ser seleccionado LVL/CHG, até à intervenção directa do piloto na coluna de controlo. Se não tivesse sido desligado, teria conseguido trazer a velocidade de volta aos valores normais.

## **2.2 Sistema de Gestão de Voo (FMS)**

O Computador de Gestão de Voo (FMC) efectua os cálculos para optimização do voo, com base na posição actual da aeronave e na sua relação com os diversos pontos de referência da rota do Plano de Voo. Quanto mais precisa for a determinação da posição actual da aeronave, mais precisos serão os cálculos do perfil da rota a seguir.

A determinação da posição actual é baseada na informação obtida do sistema de inércia (IRS), corrigida com as informações recebidas dos sistemas de rádio-navegação (DME, VOR, VORTAC, ILS).

Quando a aeronave se encontra fora do alcance dos sinais rádio, que lhe permitem a sua actualização, a posição vai-se degradando, pois fica apenas dependente do IRS (sujeito a erros de precessão).

Na rota em referência (*figura nº 7*), a aeronave voou durante bastante tempo fora do alcance de rádio-ajudas susceptíveis de poderem ser utilizadas para actualização da posição.

Entre os pontos "A" e "B" (*figura nº 7*) era muito difícil obter a captura dos sinais VHF com a qualidade necessária para permitir fazer a actualização da posição, pelo que é admissível que o FMS tivesse sido afectado pela degradação da posição actual, diminuindo a precisão da navegação.

Por isso, compreende-se que, ao receber as rádio-ajudas do Sal, o FMC tenha iniciado um processo de actualização da posição e conseqüente revisão da navegação para o destino.

Essa revisão do plano de voo poderia ter calculado uma distância ao destino substancialmente diferente da distância assumida, exigindo um aumento da velocidade e/ou da razão de descida, tendo essa instrução sido transmitida ao FCC2 na altura em que a aeronave se encontrava a passar o nível de voo 160 (posição “C” – figura nº 7).



Figura Nº 7

O atraso na indicação da velocidade e a capacidade de reacção do AP, poderão justificar uma ultrapassagem pontual da velocidade máxima permitida (figura nº 5).

De qualquer forma a protecção de “overspeed” foi activada, com o AP2 ainda seleccionado em P.DES, o que é confirmado pela variação do “pitch” registada. Quando foi seleccionado “LVL/CHG”, devido a uma maior autoridade do sistema, a acção correctiva do AP2 foi melhorada, conforme variação na razão de recuperação do “pitch” (figura nº 4).

### 2.3 Actuação da Tripulação

Após ter verificado a súbita descida do nariz da aeronave e correspondente aceleração, suspeitando que o limite de velocidade iria ser excedido, o PNF chamou a atenção e o PF decidiu cancelar o modo “PROFILE” e seleccionar o modo “LVL/CH”, ao mesmo tempo que seleccionava uma velocidade de 290kts no FCU.

Mesmo assim, em virtude da aceleração ser muito elevada para a capacidade de actuação do sistema, o AP não conseguiu manter a velocidade dentro dos limites, tendo sido activado o aviso de excesso de velocidade.

Perante isto, o piloto tentou accionar manualmente os comandos, ao mesmo tempo que o PNF vinha em seu auxílio (sem que o PF o tenha solicitado). O somatório destas duas forças acabou por desconectar o AP, revertendo para pilotagem manual.

Esta desconexão irregular do AP e a força exercida no comando de profundidade, associada a uma sensibilidade extrema dos comandos de voo (elevada CAS), provocou diversos movimentos oscilatórios (em torno do eixo transversal da aeronave) com consequentes variações de aceleração vertical, a qual atingiu os picos extremos de +2.42g e -0.09g em 2 segundos.

Da análise do registo do QAR, verificando-se um ligeiro desfasamento entre a posição da coluna de controlo e o “pitch” da aeronave (*figura nº 4*), poderemos considerar estar perante o fenómeno de “Aircraft Pilot Coupling” (APC), o que contribuiu para agravar a situação de oscilação da aeronave e a amplitude dessas oscilações.

É, no entanto, de salientar o facto de o AP ter sido desconectado de maneira irregular e a aeronave estar a ser pilotada a quatro mãos e sem coordenação entre si.

Se tivesse sido utilizado o “Instinctive Disconnect Switch” (**conforme recomendado nos manuais da aeronave**) e não tivesse havido a intervenção simultânea de ambos os pilotos na coluna de controlo, este fenómeno seria provavelmente evitado.

Considerando que não havia qualquer registo anterior de anomalias referentes à operação do AFS, se o piloto se tivesse limitado a seleccionar o modo “LVL/CH” e a velocidade apropriada, é de supor que teria conseguido controlar o perfil de descida, com um excesso momentâneo de velocidade mas sem provocar as reacções extremas que se verificaram.

### 3. CONCLUSÕES

#### 3.1 Factos Estabelecidos

Perante o que ficou exposto, poderemos concluir que:

- 1<sup>a</sup> A aeronave efectuava um voo regular de transporte de passageiros, conforme os horários publicados e as condições expressas no Certificado de Operador Aéreo (COA) de que o operador era titular;
- 2<sup>a</sup> A tripulação encontrava-se qualificada para realizar este serviço de voo, as suas licenças estavam válidas e tinham cumprido com o programa de treino recomendado;
- 3<sup>a</sup> A aeronave tinha o seu Certificado de Navegabilidade válido, tinha cumprido com o programa de manutenção estabelecido e aprovado e não havia registos de anomalias que limitassem a sua operacionalidade;
- 4<sup>a</sup> Não foram registados fenómenos atmosféricos significativos que pudessem ter influenciado no desenrolar dos acontecimentos;
- 5<sup>a</sup> A descida foi efectuada com o Piloto Automático Nº 2 ligado, seleccionado em "PROFILE" e com A/THR ligada;
- 6<sup>a</sup> Ao passar pelo Nível de Voo 160, o AP comandou um aumento da atitude de nariz em baixo, com conseqüente aumento da Velocidade Ar Calibrada (CAS);
- 7<sup>a</sup> O piloto aos comandos (PF) tentou controlar a velocidade através da selecção de um modo diferente de operação do AP, mas não conseguiu impedir a ultrapassagem momentânea da VMO;
- 8<sup>a</sup> Perante o aviso sonoro de excesso de velocidade (*clacker*), ambos os pilotos actuaram na coluna de comando, desconectando o AP, interrompendo a tendência de recuperação automática e passando a pilotagem manual;
- 9<sup>a</sup> Esta manobra de desconexão do AP foi contrária aos procedimentos recomendados e dificultou uma actuação manual suave e precisa dos comandos de voo;
- 10<sup>a</sup> Na fase de pilotagem manual, devido à amplitude dos movimentos do comando de profundidade e à elevada velocidade, a aeronave foi submetida a manobras de balanço com variações de aceleração vertical que atingiram os picos de +2.42 e -0.09g;
- 11<sup>a</sup> Estas variações fizeram com que alguns ocupantes do avião embatessem violentamente no tecto e no chão da cabina, tendo provocado lesões graves num tripulante de cabina e lesões ligeiras em dois outros tripulantes e dois passageiros;
- 12<sup>a</sup> A aeronave não sofreu danos.

## 3.2 Causas do Acidente

### 3.2.1 Causa Primária

A actuação manual do comando de profundidade, por ambos os pilotos (**simultânea e des-coordenadamente**), quando a aeronave voava a velocidades próximas do limite do seu envelope, desconectando o AP por um processo não recomendado e contrário aos procedimentos operacionais normalizados (SOP), provocando variações rápidas de atitude do avião, em sentidos opostos e com grandes amplitudes, gerando forças de aceleração vertical contrárias e de valor elevado, foi a causa primária deste acidente

### 3.2.2 Factores Contributivos

Foram factores contributivos:

- 1º A deficiente cobertura, da rota a voar, por ajudas rádio susceptíveis de serem utilizadas, pelo sistema de gestão de voo (FMS), para proceder à actualização da posição actual da aeronave e manter uma precisão máxima de navegação;
- 2º A instrução enviada pelo FMC ao AP para aumentar a atitude de nariz em baixo e o consequente aumento da velocidade, numa altura em que os motores se encontravam a baixo regime de operação (IDLE POWER);
- 3º A incapacidade do AP em controlar a velocidade abaixo do limite, na sua resposta à protecção de “overspeed”, devido à forte tendência de aceleração verificada;
- 4º A limitada experiência do PF, neste tipo de avião, contribuiu para que, instintivamente, actuasse na coluna de controlo, com o AP seleccionado em “CMD”, por força do hábito de operação nouro tipo de aeronave;
- 5º A tentativa do PNF em querer auxiliar o PF nos seus esforços para controlar a velocidade, actuando directamente na coluna de controlo, sem que tenha sido solicitado para tal e sem ter retirado e assumido as funções de PF;
- 6º A política de selecção do interruptor do sinal luminoso de “APERTAR CINTOS” para a posição de ligado, que apenas estabelecia que o mesmo fosse ligado abaixo dos 10000’ (desde que as condições de voo não recomendassem outro procedimento), permitiu que alguns ocupantes da cabina não mantivessem os seus lugares, com os cintos de segurança apertados.

#### 4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Posteriormente a este acidente, a evolução tecnológica ditou a introdução de diversas modificações nos sistemas de gestão e condução do voo, as quais vieram a melhorar o desempenho e minimizar estas ocorrências.

De salientar a introdução, com carácter obrigatório a partir de 31-Jul-2001, do SB 22-2039 FCCs PN B470ADM, o qual veio proporcionar uma operação mais suave e eficiente dos controlos de voo, a velocidades marginais.

O Operador criou novos procedimentos relativamente à selecção do sinal de “APERTAR CINTOS”, o qual passou a ser ligado no topo da descida, independentemente das condições meteorológicas, e investiu nas acções de formação das tripulações, dando mais relevo ao cumprimento dos procedimentos operacionais normalizados (*SOP*).

Nesse sentido, não se considera relevante a formulação de outras recomendações.

Lisboa, 09 de Julho de 2007

O Investigador Responsável,



António A. Alves

