

INFORME FINAL

Vuelo AF 447

Accidente ocurrido el 1° de junio de 2009

Vuelo Río de Janeiro – París

Airbus A330-203 – F-GZCP

Investigación técnica realizada por el
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA)
sobre el accidente del
Air France Flight 447

DECLARACIÓN PRELIMINAR

Este informe presenta las conclusiones del Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile (BEA) sobre las circunstancias y causas del accidente.

De conformidad con las disposiciones del Anexo 13 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, así como con la normativa aplicable, la investigación técnica tiene como único objetivo la prevención de futuros accidentes e incidentes.

No tiene como finalidad determinar culpas ni responsabilidades individuales o colectivas.

En consecuencia, el uso de este informe con fines distintos a la mejora de la seguridad operacional puede conducir a interpretaciones erróneas.

Nota de traducción

La presente versión corresponde a una traducción técnica al español del informe final del BEA sobre el vuelo AF447.

Forma parte del proyecto *Zona Gris — Arquitectura Invisible*, orientado al análisis de sistemas complejos, factores humanos y cultura operacional en entornos de alta regulación.

La traducción mantiene fidelidad técnica al contenido original e incorpora notas del traductor (NTT) orientadas a facilitar la comprensión de determinados aspectos operativos, cognitivos y organizacionales presentes en el informe.

Con fines editoriales:

- No se incluye el índice de figuras
- No se incorporan apéndices técnicos
- Se han añadido notas del traductor (NTT) sin modificar el contenido del informe original

En caso de discrepancia, prevalecen las versiones oficiales en francés e inglés.

© Zona Gris, 2026

Contenido (vínculos)

Accidente ocurrido el 1° de junio de 2009

Vuelo Río de Janeiro – París

Airbus A330-203 – F-GZCP

DECLARACIÓN PRELIMINAR

MARCO DE LECTURA Y NOTAS TÉCNICAS DEL TRADUCTOR (NTT)

Glosario (traducción técnica ajustada)

SINOPSIS

ORGANIZACIÓN DE LA INVESTIGACIÓN

1 – INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 – Historia del vuelo

TEXTO TRADUCIDO (TT-1.1)

1.2 Lesiones a las Personas

1.3 Daños a la Aeronave

1.4 Otros Daños

1.5 Información del Personal

1.5.1 Tripulación de Vuelo

1.5.1.1 Capitán

Experiencia:

1.5.1.1.1 Detalles de la Carrera Aeronáutica

Temporadas de instrucción ECP 2008/2009 y 2009/2010:

1.5.1.1.2 Cursos de Formación y Entrenamiento Específico

▪ Velocidad Indicada No Fiable (Unreliable IAS)

▪ Pérdida (Stall)

▪ Actitudes Anormales (Unusual Attitudes)

▪ Pilotaje en Ley Alterna (Alternate Law)

1.5.1.2 Copiloto en asiento izquierdo

Experiencia:

Actividad en el OCC en mayo de 2009:

1.5.1.2.1 Detalles de la Carrera Aeronáutica

Temporadas de instrucción ECP 2008/2009 y 2009/2010:

1.5.1.2.2 Cursos de Formación y Entrenamiento Específico

▪ Velocidad Indicada No Fiable (Unreliable IAS)

▪ Pérdida (Stall)

1.5.1.3 Copiloto en asiento derecho

Experiencia:

1.5.1.3.1 Detalles de la Carrera Aeronáutica

- Temporada de instrucción ECP 2008/2009:
- 1.5.1.3.2 Cursos de Formación y Entrenamiento Específico
 - Velocidad Indicada No Fiable (Unreliable IAS)
 - Pérdida (Stall)
 - 1.5.2 Tripulación de Cabina
 - 1.6 Información de la Aeronave
 - 1.6.1 Célula
 - 1.6.2 Motores
 - 1.6.3 Peso y centrado
 - 1.6.4 Estado de la aeronave antes de la salida
 - 1.6.5 Seguimiento de las operaciones de mantenimiento
 - 1.6.6 Información sobre el sistema de medición de velocidad
 - 1.6.6.1 Elaboración de la información de velocidad
 - Cálculo de la velocidad por el ADR
 - 1.6.6.2 Sistemas que utilizan la información de velocidad
 - 1.6.7 Verificaciones y mantenimiento de las sondas Pitot
 - 1.6.8 Sistema de comunicaciones radio
 - 1.6.8.1 Equipos VHF
 - 1.6.8.2 Equipos HF
 - 1.6.8.3 ADS-C
 - 1.6.9 Funcionamiento de los sistemas
 - 1.6.9.1 Calentamiento de sondas
 - 1.6.9.2 Piloto automático, director de vuelo y autothrust
 - Representación del FD en el PFD
 - Determinación de las “cues”
 - Caso de invalidez de FMGEC
 - Restablecimiento de funciones
 - Uso operacional del director de vuelo
 - 1.6.9.3 Leyes de control
 - 1.6.9.4 Velocidades de diseño y límites
 - 1.6.9.5 Presentación de la información en el PFD
 - 1.6.9.6 Consecuencias del bloqueo de una sonda Pitot sobre los parámetros de vuelo
 - 1.6.9.6.1 Descripción de la obstrucción de una sonda Pitot por cristales de hielo
 - 1.6.9.6.2 Principio de elaboración de los parámetros de vuelo afectados por una disminución de la presión total
 - 1.6.9.6.3 Consecuencias de una disminución de la presión total medida
 - 1.6.10 Puntos específicos sobre sobrevelocidad (overspeed)
 - 1.6.11 Protección por ángulo de ataque y advertencia de pérdida
 - 1.6.12 Niveles de vuelo REC MAX y OPTI
 - 1.6.13 Radar meteorológico de a bordo
 - 1.7 Condiciones Meteorológicas
 - 1.7.1 Situación meteorológica
 - 1.7.2 Cartas de pronóstico
 - 1.7.3 Análisis meteorológicos

1.8 Ayudas a la navegación

1.9 Telecomunicaciones

1.9.1 Comunicaciones entre el avión y los centros ATC

1.9.2 Medios de vigilancia utilizados por los servicios de control de tránsito aéreo

1.9.2.1 Funcionamiento del ADS-C / CPDLC

Establecimiento de la conexión (contrato) en vuelo

ADS-C

CPDLC

1.9.2.2 El sistema EUROCAT-X utilizado por DAKAR

Motivos de rechazo del log-on del vuelo

1.9.3 Coordinación entre los centros de control

1.10 Información sobre los aeródromos

1.11 Registradores de vuelo

Registrador de Datos de Vuelo (FDR)

Registrador de Voces de Cabina (CVR)

1.11.1 Operaciones de apertura y lectura de los registradores de vuelo

Registrador de Datos de Vuelo (FDR)

1.11.2 Análisis de los datos de los registradores de vuelo

Sincronización de los registradores

Análisis del CVR

Conducción del vuelo y navegación

Turbulencia

Parámetros de velocidad

Parámetros del ISIS

Advertencias

Parámetros vinculados a los directores de vuelo

1.11.3 Análisis de las computadoras

ISIS

FMGEC 1 y 2

eQAR

FCDC

1.12 Restos del avión e información sobre el impacto

1.12.1 Localización de los restos flotantes y del sitio del siniestro

1.12.2 Trabajos realizados sobre los restos flotantes

1.12.2.1 Reposicionamiento de los restos según la configuración del avión

1.12.2.2 Examen visual de las partes de la cabina

1.12.2.3 Examen visual de las partes del compartimento de carga

Todas las partes exteriores que componen el LDMCR (Lower Deck Mobile Crew Rest) fueron encontradas.

1.12.2.4 Examen de los contenedores de oxígeno de pasajeros

1.12.2.5 Examen visual de las superficies de control de las alas y del estabilizador horizontal trimmable

1.12.2.6.2 Examen de las fijaciones deriva-timón de dirección

1.12.2.6.3 Examen de la unidad limitadora de recorrido del timón (RTLÜ)

1.12.2.6.4 Examen de las partes del fuselaje

- 1.12.2.6.5 Examen de las fijaciones deriva–fuselaje
- 1.12.3 Examen de los restos
 - 1.12.3.1 Los restos
 - 1.12.3.2 Examen de algunas partes basado en imágenes de video submarino
 - 1.12.3.3 Examen de las partes recuperadas a la superficie
- 1.12.4 Resumen
- 1.13 Información médica y patológica
- 1.14 Incendio
- 1.15 Aspectos de supervivencia y SAR
- 1.16 Ensayos e Investigaciones
 - 1.16.1 Operaciones de búsqueda submarina y recuperación
 - 1.16.1.1 Resumen de las Fases 1 a 4
 - Fase 2
 - Fase 3
 - Revisión de la estrategia
 - Fase 4
 - 1.16.1.2 Organización de las operaciones de la Fase 5
 - Primera etapa
 - Segunda etapa
 - Descubrimiento y recuperación de los registradores de vuelo
 - 1.16.2 Estudio de eventos de velocidad indicada no fiable (pérdida temporal o anomalías) ocurridos en crucero en Airbus A330/A340
 - Entorno meteorológico
 - Control automático y sistemas
 - Anomalías de velocidad
 - Reacciones de las tripulaciones
 - Puntos importantes revelados por el análisis de los 13 casos
 - Reacciones operacionales de las tripulaciones
 - Advertencia de pérdida (Stall warning)
 - Caso del vuelo TAM del 12 de noviembre de 2003
 - 1.16.3 Análisis del funcionamiento de los sistemas
 - 1.16.3.1 Análisis de la secuencia inicial
 - 1.16.3.2 Análisis del funcionamiento de la advertencia de pérdida
 - De 2 h 10 a 2 h 11
 - Después de 2 h 11
 - 1.16.3.3 Análisis de la ley de control de vuelo
 - 1.16.4 Análisis de las prestaciones del avión
 - 1.16.4.1 Comportamiento del avión
 - 1.16.4.2 Análisis de la salida de la envolvente de vuelo
 - NTT — Nota técnica del traductor
 - Observación técnica clave sobre la lógica de la advertencia de pérdida
 - 1.16.5 Reconstrucción de la información disponible para la tripulación
 - 1.16.5.1 Análisis de la velocidad indicada en los PFD y en el ISIS

1.16.5.2 Evolución de la CAS 2

1.16.5.3 Cálculo de la tendencia de velocidad

1.16.5.4 Cálculo de las órdenes del director de vuelo

1.16.5.5 Análisis de la secuencia de aparición de los mensajes ECAM

1.16.5.6 Contribución del análisis de los mensajes ACARS

1.16.5.7 Cálculo de REC MAX y OPTI

NTT — Nota técnica del traductor

Recuadro técnico – Detalle poco citado del análisis del BEA

NTT — Nota técnica del traductor

El BEA demuestra que durante varios segundos el copiloto probablemente veía en su PFD indicaciones de velocidad y tendencia que podían sugerir aceleración, justo en el momento en que el avión se aproximaba a la pérdida.

Ese es uno de los efectos instrumentales más contraintuitivos de todo el accidente.

1.16.6 Simulación del vuelo AF 447 en el sistema Eurocat

1.16.7 Aspectos relacionados con la fatiga

NTT — Nota técnica del traductor

Permanencia prolongada en pérdida aerodinámica

1.16.8 Trabajos sobre Factores Humanos

1.16.8.1 Gestión de una anomalía súbita y repercusiones en el rendimiento humano

1.16.8.2 Caso de anomalías en la indicación de velocidad

Airbus

Air France

1.16.8.3 Respuesta a las alertas sonoras

1.16.8.4 Declaraciones de otras tripulaciones enfrentadas a situaciones similares

1.16.9 Examen de los asientos de cabina de pilotaje

1.16.9.1 Descripción de los asientos de la cabina

1.16.9.2 Examen del asiento del lado izquierdo

1.16.9.3 Examen del asiento del lado derecho

1.16.9.4 Resumen

1.17 Información sobre organizaciones y gestión

1.17.1 Organización de Air France

1.17.1.1 Preparación y seguimiento de los vuelos

1.17.1.1.1 Seguimiento de vuelo realizado por el operador

Reporte de posición ACARS para aeronaves de largo alcance

HMC (Hub Maintenance Centre)

Centro de crisis

1.17.1.1.2 Documentos relativos a la operación en rutas transoceánicas

1.17.1.1.3 Documentos relativos a las operaciones dentro del FIR Océánico de Dakar

1.17.1.1.4 Preparación y seguimiento del vuelo AF447

Preparación del vuelo por el servicio central de estudio de vuelos

Preparación del vuelo en Río de Janeiro

Datos meteorológicos incluidos en el expediente de vuelo

SIGMET potencialmente transmitidos a la tripulación

Consulta meteorológica adicional

Seguimiento del vuelo

1.17.1.2 Composición de la tripulación de vuelo

1.17.1.2.1 Descanso de la tripulación a bordo

1.17.1.2.2 Relevos del Capitán

Autoridad del Capitán

Relevos del Capitán durante el vuelo

1.17.1.2.3 Briefings específicos para vuelos con tripulación reforzada

1.17.1.3 Instrucciones operacionales

1.17.1.3.1 Definiciones

Según el operador

Procedimiento de emergencia

Procedimiento de respaldo (backup procedure)

Procedimiento adicional anormal

Action-check

Cross-check

Technical call-outs

Definiciones según el fabricante

Memory item

Procedimientos anormales o de emergencia

Técnicas suplementarias

1.17.1.3.2 Método para tratar fallos y distribución de tareas

Según el operador

Según el fabricante

1.17.1.4 Entrenamiento en Air France

1.17.1.4.1 Entrenamiento CRM

Factores que pueden afectar el desempeño del CRM

Evolución del CRM en Air France

➤ Entrenamiento CRM para tripulaciones

Entrenamiento inicial en Air France

Entrenamiento recurrente en Air France

NTT — Nota técnica del traductor

Rendimiento CRM insuficiente

➤ Resumen de los cursos de formación CRM seguidos por la tripulación del AF447

Tripulación de vuelo

Capitán

Copiloto A (asiento izquierdo)

Copiloto B (asiento derecho)

1.17.1.4.2 Entrenamiento en la maniobra de emergencia

“IAS douteuse” y procedimiento “ADR check”

Nota

Nota

Entrenamiento en la maniobra “IAS douteuse” y procedimiento “ADR check”

Nota

Factores que pueden ayudar

Factores que pueden generar confusión o estrés
Elementos clave para una correcta gestión de la situación

Nota

1.17.1.5 Proceso de gestión de seguridad de Air France

1.17.1.5.1 Disposiciones reglamentarias

1.17.1.5.2 Organización de la gestión de seguridad dentro de Air France

Sistema de reporte de información

Nota

Tratamiento de eventos significativos

Procedimientos a corto plazo

Investigaciones internas

Comunicación y difusión de acciones de seguridad

1.17.1.5.3 Tratamiento de incidentes relacionados con inconsistencias en la velocidad indicada

1.17.1.5.3.1 Detección y caracterización de los incidentes

Nota

1.17.1.5.3.2 Tratamiento por el departamento responsable del mantenimiento de aeronaves

Nota

Tratamiento por el departamento responsable del mantenimiento de aeronaves

Tratamiento por los departamentos de operaciones aéreas

Evaluación del impacto en la seguridad operacional

1.17.1.5.4

Informes internos de seguridad de vuelo de Air France

1.17.2

Organización de la supervisión del operador por la DGAC

1.17.2.1

Departamento de Seguridad de la Aviación Civil francés (DSAC)

Programa estatal de seguridad del transporte público

1.17.2.2

Organización de inspección en vuelo (OCV)

1.17.2.3

Inspección de estandarización de la DSAC por EASA

1.17.3

Servicios de tránsito aéreo para un vuelo transoceánico

1.17.3.1

Organizaciones brasileñas de control de tránsito aéreo

1.17.3.2

Organizaciones senegalesas de control de tránsito aéreo

1.17.4

Búsqueda y Rescate (SAR)

1.17.4.1

Referencias documentales

Anexo 12 de la OACI — Búsqueda y rescate

Manual IAMSAR

Anexo 11 de la OACI — Servicios de Tránsito Aéreo

Fases de alerta

1.Fase de incertidumbre — INCERFA

2.Fase de alerta — ALERFA

3.Fase de peligro — DETRESFA

1.17.4.2

Implementación de las operaciones SAR

1.17.4.3

Caso de una aeronave desaparecida en el mar

1.17.4.4

Organización SAR en Brasil

1.17.4.5

Organización SAR en Senegal

1.17.4.6

Organización SAR en Francia

1.17.4.6.1

SAR aeronáutico

1.17.4.6.2

SAR marítimo

Funciones de un SPOC

1.17.4.6.3

Prácticas operativas y formación del personal ARCC y MRCC

1.17.4.6.3.1

ARCC

Prácticas

Formación del personal

1.17.4.6.3.2

MRCC

Prácticas

Formación del personal

1.17.4.7

Auditorías realizadas por la OACI

1.17.4.7.1

Informe final de auditoría del sistema de supervisión de seguridad de la aviación civil de Francia

1.17.4.7.2

Informe final de auditoría del sistema de supervisión de seguridad de la aviación civil de Senegal

1.18

Información adicional

1.18.1

Certificación de tipo y aeronavegabilidad continua

1.18.1.1

Aspectos reglamentarios

Regulación específica para sondas Pitot

Apéndice C del reglamento JAR 25

Envoltorios de engelamiento (icing envelopes)

1.18.1.2

Conceptos de certificado de tipo y certificado de aeronavegabilidad

1.18.1.3

Aeronavegabilidad continua

1.18.1.3.1

Obligaciones del fabricante titular del certificado de tipo

1.El titular del certificado de tipo debe disponer de un sistema para recopilar, examinar y analizar:

2.El titular del certificado de tipo debe notificar a la European Union Aviation Safety Agency todos los:

Definición de “condición insegura” (Unsafe Condition)

(a) Puede ocurrir un evento que:

(b) Existe un riesgo inaceptable de lesiones graves o mortales para personas que no son ocupantes de la aeronave.

(c) Las características de diseño destinadas a minimizar las consecuencias de accidentes sobrevivibles no cumplen la función para la cual fueron concebidas.

Obligaciones adicionales del fabricante

1.18.1.3.2

Rol de EASA

1.18.1.3.3

Acuerdos entre Airbus y EASA

1.18.1.3.4

Métodos de trabajo

1.18.1.3.4.1

Tratamiento inicial de los eventos

1.18.1.3.4.2

Análisis de las ocurrencias

1. Ocurrencias sin consecuencias para la aeronavegabilidad

2. Ocurrencias que pueden conducir a una “condición insegura”

3. Otras ocurrencias

1.18.1.3.4.3

Tratamiento de ocurrencias que pueden conducir a una “condición insegura”

Principio general

Tratamiento inicial por Airbus

Tratamiento en las reuniones ARM

Nota sobre el tratamiento de ciertas ocurrencias

1.18.1.4

Supervisión de Airbus por EASA

1.18.1.5

Caso específico de velocidades indicadas inconsistentes

1. Modificación del procedimiento existente

2. Emisión de Directivas de Aeronavegabilidad

3. Reemplazo de algunas sondas Pitot

Transferencia de responsabilidades regulatorias

Incidentes reportados entre 2005 y 2009

Conclusión del fabricante

Comunicación tardía a EASA

Intercambio entre autoridades

Reunión ARM — diciembre de 2008

NTT — Nota técnica del traductor

Revisión de la situación — Reunión ARM (marzo de 2009)

Carta de EASA a DGAC — 30 de marzo de 2009

1.18.1.6

Proceso de certificación de las sondas Pitot

1.18.1.6.1

Generalidades

Fases de desarrollo de la sonda

Análisis FMECA

Pruebas del fabricante

Dossier de certificación

1.18.1.6.2

Certificación del sistema antihielo de las sondas

1.18.1.6.3

Conformidad de las sondas Pitot

Método de similitud para pruebas en túnel de viento

1.18.1.7

Historia de las sondas Pitot en el Airbus A330

1.18.1.8

Entrenamiento de la tripulación asociado al certificado de tipo

Proceso actual

Operational Suitability Data (OSD)

1.18.2

Información suministrada a las tripulaciones sobre la situación de IAS no confiable

Información proporcionada por Airbus

- Flight Crew Training Manual (FCTM)
- FCOM Bulletin No. 810/1 (junio de 2004)
- Materiales de entrenamiento asociados al MFTD
- Flight Crew Training Program (FCTP)
- Material de briefing previo al ejercicio en simulador

Cambios en los procedimientos relacionados con indicaciones de velocidad inconsistentes

Noviembre de 1997

Abril de 1998

Julio de 1998

Noviembre de 1998

Diciembre de 1999

Mayo de 2001
Octubre de 2001
Junio de 2002
31 de octubre de 2002
Junio de 2004

1.18.3

Información sobre la pérdida (stall)

1.18.3.1 Información de base sobre la pérdida

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

(Figura 88 Gráfica de sustentación con Mach alto y bajo)

1.18.3.2

Envolvente de vuelo y margen de maniobra a gran altitud

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

(Figura 89: Envolvente de vuelo a gran altitud)

Límite inferior — Mmin

Límite superior — Mmax

1.18.3.3 Entrenamiento básico

1.18.3.4 Formación teórica durante el certificado ATPL

1.18.3.5 Entrenamiento en aerolíneas

1.18.3.5.1 Entrenamiento de tripulaciones

1.18.3.5.2 Información del fabricante a los operadores

1.18.3.6 Cambios en el procedimiento “STALL”

Cambios en el procedimiento

1.18.4 Fidelidad del simulador

1.18.4.1 Propósito del entrenamiento en simulador

Enfoque analítico

Enfoque realista

1.18.4.2 Proceso de calificación de un Full Flight Simulator (FFS)

Validación del simulador (pruebas proof-of-match)

Pruebas funcionales

1.18.4.3 Fidelidad de la recreación en el simulador del acercamiento a la pérdida y de la pérdida desarrollada

1.18.4.4 Fidelidad en la recreación de situaciones de pérdida de indicación de velocidad

1.18.4.5 Información reportada por el fabricante y el operador

1.18.4.6 Trabajos actualmente en curso sobre fidelidad del simulador y entrenamiento

Subgrupo técnico

Subgrupo de entrenamiento y regulación

1.18.5 Testimonios

1.18.5.1 Tripulaciones en vuelo en las proximidades de la zona del accidente

1.18.5.2 Controladores ATLANTICO

1.18.5.3 Controladores DAKAR

1.18.6 Accidentes anteriores y recomendaciones

Accidentes relacionados con la pérdida de control de la trayectoria de vuelo en situación de pérdida (stall)

1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

1.19.1 Recursos utilizados para la fase 4

1.19.2 Recursos utilizados para la fase 5

2 - ANÁLISIS

2.1 Escenario del accidente

2.1.1 Desde el inicio de la grabación del CVR hasta la desconexión del autopilot

2.1.1.1 Expectativas de seguridad

NTT — Nota técnica del traductor

Lectura estructural: construcción del “marco mental” de la tripulación

1) Jerarquía de riesgos (no es neutra)

 Punto crítico

2) Modo cognitivo de la tripulación

3) El concepto clave: “confianza estructural”

4) El “gatillo” implícito del accidente

5) Lo que el informe está preparando (sin decirlo aún)

6) Clave narrativa pericial

2.1.1.2 Crucero y cruce de la ITCZ: percepción y gestión del riesgo operacional

NTT — Nota técnica del traductor

Mapeo: colapso del modelo mental → desconexión del autopilot

FASE 0 — Estado estable (antes de 01:45)

FASE 1 — Activación del riesgo “visible” (01:45 – 02:00)

FASE 2 — Divergencia interna (CRM degradado)

FASE 3 — Punto ciego estructural

> Momento crítico (T0)

FASE 4 — Ruptura abrupta del modelo

> El problema real

FASE 5 — Reconfiguración fallida

> Síntesis pericial (clave)

Arquitectura Invisible

> Conexión directa con la traducción

2.1.1.3 Relevé del comandante

2.1.1.3.1 Elección del periodo

2.1.1.3.2 Elección del piloto de relevé

2.1.1.3.3 Modalidades de relevé

2.1.2 Desde la desconexión del autopilot hasta la activación de la advertencia STALL

2

2.1.2.1 Expectativas de seguridad

2.1.2.2 Detección de un problema

2.1.2.3 Control de la trayectoria de vuelo

1. Estado inicial (tras desconexión del AP)

2. Input inicial del PF

3. Implicación aerodinámica

4. Efecto inmediato (no percibido)

5. Lógica operativa del PF

- 6. Desacople de modelo
- 7. Factores amplificadores
- 8. Resultado sistémico
- 9. Lectura estructural

NTT — Nota técnica del traductor

Mapeo crítico: nose-up persistente → STALL 1 → ruptura cognitiva

- 1. T0 — Desconexión del autopilot
- 2. T0 + 2–4 s — Transición clave (lo más importante)
 - Persistencia del nose-up
- 3. Qué está pasando físicamente (aunque nadie lo verbaliza)
 - Punto crítico #1
- 4. Saturación cognitiva (multifuentes)
- 5. T0 + ~4 s — STALL 1 warning
 - Ruptura de sentido
- 6. Reacción del PNF: “¿Qué es eso?”
 - Punto crítico #2
- 7. Condiciones que invalidan el warning (desde su perspectiva)

Lectura profunda

- 8. Falla de CRM (silenciosa pero crítica)
- 9. Punto de no retorno (incipiente)

Síntesis (— Arquitectura Invisible)

Cadena ya consolidada

Lectura pericial fuerte

2.1.2.4 Identificación de la situación

NTT — Nota técnica del traductor

- Mapeo sistémico final

De la desconexión del autopilot a STALL 2

- I. Capa 1 — Evento detonador
- II. Capa 2 — Acción inicial (aparentemente correcta)
 - Punto de quiebre estructural
- III. Capa 3 — Ruptura de modelo mental

PF:

PNF:

Resultado crítico

IV. Capa 4 — Interfaz que induce error

ECAM:

Consecuencia

V. Capa 5 — Ambigüedad del STALL 1

Punto clave

VI. Capa 6 — Saturación cognitiva total

VII. Capa 7 — Inversión de prioridades (crítica)

Esto es estructural

VIII. Capa 8 — Trayectoria invisible

Punto más delicado del caso

IX. Capa 9 — Invalidación sistémica del stall

❖ Conclusión clave

X. Transición hacia STALL 2

Síntesis (Lectura profunda)

Cadena final completa

NTT — Nota técnica del traductor

1. Intento de reconstruir sentido

2. Pero ese modelo nace defectuoso

3. Se consolida la desviación clave

➤ Aquí está el punto fino

Entonces, ¿qué representa exactamente este bloque?

Secuencia correcta

Lectura profunda

2.1.2.5 Intento de control de la trayectoria de vuelo

2.1.2.6 Retorno a la identificación de la falla

NTT — Nota técnica del traductor

Mapeo: Intento de recuperación → desalineación persistente

I. Punto de entrada (continuidad del error)

II. Detección tardía de la realidad física

Esto es clave

Punto crítico #1

III. Intento de intervención del PNF

Problema estructural

IV. Respuesta del PF (desacople motor-intención)

Punto crítico #2

V. Interfaz que vuelve a romper coherencia

Lectura profunda

VI. Micro-recuperación fallida

Punto crítico #3

VII. Regreso al diagnóstico (error estructural)

Esto es clave

VIII. Intervención técnica que empeora el sistema

➤ Resultado no intencional

Punto crítico #4

IX. Estado del sistema en este punto

Síntesis

Este bloque representa:

Cadena extendida

❖ No estaban dejando de actuar.

Estaban actuando... pero sobre una realidad que ya no correspondía al avión.

2.1.3 Desde la activación de la advertencia STALL 2 hasta el final del vuelo

2.1.3.1 Expectativas de seguridad

NTT — Nota técnica del traductor

🚫 Por qué (sin ambigüedad)

1. Cierra completamente la fase anterior

2. Marca el umbral exacto

T – 2 segundos a STALL 2

Entonces:

Lectura profunda

Este bloque NO es STALL 2 todavía.

Traducción -

Secuencia definitiva (ya cerrada)

❖ No entran en pérdida cuando suena STALL 2.

Entran en pérdida...

cuando ya no queda nadie capaz de entender lo que significa.

2.1.3.2 Salida del dominio de vuelo

NTT — Nota técnica del traductor

Mapeo final: STALL 2 → pérdida no reconocida → no recuperación

I. Lo que el sistema espera (modelo teórico)

→ Pero aquí ocurre lo contrario

II. Ruptura #1 — Falla de reconocimiento

¿Por qué ?

Punto crítico #1

III. Ruptura #2 — Falla de aceptación

Lo que realmente pasa

Punto crítico #2

IV. Ruptura #3 — Falla de acción

Punto crítico #3

V. Entrada al dominio físico irreversible

1. Ascenso fuera de límites

2. Aumento de AoA

3. Conversión de energía

Punto crítico #4

VI. Trampa aerodinámica total

¿Por qué?

Punto crítico #5

VII. Punto de no retorno operativo

Punto crítico final

Síntesis (— Arquitectura invisible)

➤ Cadena final absoluta

❖ Frase núcleo

2.1.3.3 Reacciones de la tripulación ante la advertencia de pérdida (stall warning)

2.1.3.3.1 Reacciones del PF

2.1.3.3.2 Acciones del PNF

2.1.3.4 Regreso del Capitán

2.1.3.5 Final del vuelo

2.2 Formación de pilotos y entrenamiento recurrente

2.2.1 Pilotaje manual de la aeronave y representación funcional del vuelo

2.1.3.5 Fin del vuelo

2.2 Formación de pilotos y entrenamiento recurrente

2.2.1 Pilotaje manual y representación funcional del vuelo

Clave técnica del informe

Observación crítica

2.2.2 Entrenamiento CRM y ejercicios

Fallas observadas en CRM

Consecuencia operativa

Evaluación estructural del CRM

Problema sistémico en evaluación CRM

Recomendación implícita

2.2.3 Tripulaciones reforzadas (Augmented crews)

Configuración de la tripulación tras la salida del Comandante

Asimetría de experiencia y autoridad

Implicación clave

Deriva operativa observada

Deficiencia estructural en la formación

Consecuencia

2.2.4 Simuladores de vuelo

Características de este entrenamiento

Limitación crítica

NTT — Nota técnica del traductor

Entrenamiento en pérdida (stall)

Limitaciones del carácter demostrativo del entrenamiento

Vacíos en la formación actual

Diferencia entre entrenamiento y realidad operativa

Impacto del factor sorpresa

Limitación estructural del entrenamiento

Caso específico AF447: procedimiento no aplicado

Complejidad de la falla

Variabilidad de manifestaciones

Limitación crítica del entrenamiento

Conclusión del análisis

NTT — Nota técnica del traductor

— Efecto de sorpresa (startle effect)

NTT — Nota técnica del traductor

— Pérdida de significado operacional

La “pérdida de significado operacional” describe una situación en la que la información disponible:

● está presente.

● es percibida.

● pero no logra integrarse en una representación coherente que permita orientar la acción.

En este estado:

- las señales pueden ser interpretadas de forma contradictoria,
- las prioridades no se estabilizan,
- y las acciones dejan de responder a un objetivo claro.

El informe muestra que, bajo alta carga cognitiva y múltiples estímulos concurrentes, esta pérdida de significado puede impedir tanto el diagnóstico como la ejecución de una respuesta adecuada, aun cuando los datos necesarios estén disponibles.

Pérdida de protecciones

Mensaje ECAM

Implicación clave

Características de la ley alterna 2

Especificidad de la ley alterna 2B

Control lateral en ley directa

Implicaciones en condiciones reales (caso del accidente)

Objetivo básico de pilotaje

Comportamiento en el eje longitudinal

Consecuencia operativa

Aplicación al accidente

Interpretación posible

2.3 Ergonomía

2.3.1 ECAM

2.3.2 Funcionamiento de los directores de vuelo

2.3.3 Advertencia de pérdida (funcionamiento e identificación)

NTT — Nota técnica del traductor

— Credibilidad del warning

2.4 Retroalimentación operativa y técnica

Retroalimentación operativa y procedimientos

Certificación y entrenamiento

Brecha entre solución técnica y realidad operativa

Rol y límites de los procedimientos

Limitaciones en el reporte y aprendizaje

2.5 Supervisión del operador por la autoridad nacional de seguridad aérea (DGAC/DSAC)

Inspecciones y sus límites

Dificultad para detectar debilidades reales

Hallazgos relevantes

Limitaciones organizacionales en la supervisión

2.6 Operaciones SAR (Search and Rescue)

Normalización de la anomalía

Fallas de coordinación

Limitaciones tecnológicas y sesgos

Demoras en la activación SAR

2.7 Radiocomunicaciones con los servicios de control

2.7.1 Acciones previstas por controladores y tripulación

Normalización de la falta de contacto

2.7.2 Limitaciones del sistema Eurocat en Senegal

Consecuencias operativas
NTT — Nota técnica del traductor
— Normalización operativa de la ausencia de contacto

2.7.3 Prestación del servicio de alerta

2.8 Lecciones derivadas de la búsqueda de los restos del vuelo AF 447

3 - CONCLUSIÓN

3.1 Hallazgos

3.2 Causas del accidente

NTT

Observación clave

[Este bloque es uno de los más contundentes de todo el informe.](#)

4 - RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

4.1 Recomendaciones del Informe Interino n.º 2

4.1.1 Registradores de vuelo

Recomendaciones

4.1.2 Certificación

Recomendación

4.2 Recomendaciones del Informe Interino n.º 3

4.2.1 Recomendaciones sobre entrenamiento operacional para el manejo manual del avión

Recomendación

Capitán de relevo (Relief Captain)

Recomendación

Recomendación (continuación — Capitán de relevo)

4.2.2 Recomendación relativa a la certificación

Medición del ángulo de ataque

Recomendación

4.2.3 Recomendaciones relativas a los registradores de vuelo

Recomendación

Recomendación

NTT — Nota técnica del traductor

Aquí el informe revela algo profundo:

4.2.4 Recomendaciones relativas a la transmisión de datos de vuelo

Resultados del grupo de trabajo

Recomendaciones

4.3 Nuevas recomendaciones

4.3.1 Planes de coordinación SAR sobre áreas marítimas y remotas

Recomendación

4.3.2 Formación de operadores SAR

4.3.3 Organización de las operaciones SAR en Francia

4.3.4 Control de tránsito aéreo

4.3.5 Formación inicial y recurrente de pilotos

4.3.6 Mejora de los simuladores de vuelo y de los ejercicios

4.3.7 Ergonomía

4.3.8 Retorno de experiencia operacional y técnico

4.3.9 Supervisión del operador

4.3.10 Liberación de boyas de medición de deriva

5 - CAMBIOS IMPLEMENTADOS TRAS EL ACCIDENTE

5.1 Air France

5.1.1 Mantenimiento y equipamiento de la aeronave — sondas Pitot A330/A340

5.1.2 Modificaciones en los sistemas de referencia

Documentación

5.1.3 Formación de tripulaciones

Entrenamiento en simulador de vuelo

Tripulaciones aumentadas y relevo de Capitán

Distribución de tareas

Retroalimentación

Organización

5.2 Airbus

Revisión del procedimiento “Unreliable speed indication”

5.3 EASA

5.3.1 Medidas de certificación para mejorar la seguridad aérea

5.3.2 Acciones regulatorias de EASA para mejorar la seguridad aérea:

5.4 Acciones de la industria aeronáutica

Circular Asesora de la FAA (AC120-STALL)

MARCO DE LECTURA Y NOTAS TÉCNICAS DEL TRADUCTOR (NTT)

Este documento es una traducción técnica del informe final del accidente del vuelo AF447 elaborado por el BEA.

Adicionalmente, se han incorporado **Notas Técnicas del Traductor (NTT)** con el propósito de:

- Facilitar la comprensión de ciertos pasajes técnicos complejos
- Explicitar relaciones operacionales que el informe presenta de forma implícita
- Resaltar elementos críticos que pueden pasar desapercibidos en una lectura lineal

Las NTT no modifican el contenido del informe original, pero introducen una **lectura estructural y sistémica** orientada a la comprensión de la dinámica del accidente.

En algunos casos, estas notas desarrollan interpretaciones basadas en la coherencia técnica del propio informe.

Su inclusión responde a un objetivo de análisis estructural del evento y de apoyo a su comprensión.

Glosario (traducción técnica ajustada)

A/THR — *Auto Thrust* — Empuje automático

AAIB — *Air Accident Investigation Branch (UK)* — Autoridad de investigación de accidentes (Reino Unido)

AC — *Advisory Circular* — Circular asesora

ACARS — *Aircraft Communication Addressing and Reporting System* — Sistema de comunicaciones y reportes ACARS

ACC — *Area Control Centre* — Centro de control de área

ACJ — *Advisory Circular Joint* — Circular asesora conjunta

ACP — *Audio Control Panel* — Panel de control de audio

AD — *Airworthiness Directive* — Directiva de aeronavegabilidad

ADIRU — *Air Data Inertial Reference Unit* — Unidad inercial de datos de aire

ADM — *Air Data Module* — Módulo de datos de aire

ADR — *Air Data Reference* — Referencia de datos de aire

ADS-B — *Automatic Dependent Surveillance - Broadcast* — Vigilancia dependiente automática - difusión

ADS-C — *Automatic Dependent Surveillance - Contract* — Vigilancia dependiente automática - contrato

AIP — *Aeronautical Information Publication* — Publicación de información aeronáutica

AIRAC — *Aeronautical Information Regulation and Control* — Regulación y control de información aeronáutica

AMC — *Acceptable Means of Compliance* — Medios aceptables de cumplimiento

AMU — *Audio Management Unit* — Unidad de gestión de audio

AOA — *Angle of Attack* — Ángulo de ataque

AOC — *Air Operator's Certificate* — Certificado de operador aéreo

AP — *Autopilot* — Piloto automático

APU — *Auxiliary Power Unit* — Unidad de potencia auxiliar

ARCC — *Aeronautical Rescue Coordination Centre* — Centro de coordinación de rescate aeronáutico

ARM — *Airworthiness Review Meeting* — Revisión de aeronavegabilidad

ASR — *Air Safety Report* — Reporte de seguridad aérea

ATC — *Air Traffic Control* — Control de tránsito aéreo

ATIMS — *Air Traffic and Information Management System* — Sistema de gestión de tránsito e información

ATL — *Aircraft Technical Log* — Bitácora técnica de la aeronave

ATPL — *Airline Transport Pilot Licence* — Licencia de piloto de transporte de línea aérea

ATSB — *Australian Transport Safety Bureau* — Autoridad de seguridad del transporte (Australia)

ATSU — *Air Traffic Service Unit* — Unidad de servicios de tránsito aéreo

AUV — *Autonomous Underwater Vehicle* — Vehículo submarino autónomo

BFU — Autoridad alemana de investigación de accidentes
CAA — Autoridad de aviación civil
CAS — *Calibrated Airspeed* — Velocidad calibrada
CAT — *Clear Air Turbulence* — Turbulencia en aire claro
CCQ — *Cross Crew Qualification* — Calificación cruzada de tripulación
CENIPA — Centro de investigación de accidentes (Brasil)
CFR — *Current Flight Report* — Reporte de vuelo en curso
CINDACTA — Centro integrado de defensa aérea y control de tráfico (Brasil)
CMC — *Central Maintenance Computer* — Computadora central de mantenimiento

CPDLC — *Controller–Pilot Data Link Communications* — Comunicaciones por enlace de datos controlador–piloto
CPL — *Commercial Pilot Licence* — Licencia de piloto comercial
CRM — *Crew Resource Management* — Gestión de recursos de cabina
CSMU — *Crash Survivable Memory Unit* — Unidad de memoria resistente a impacto
CVR — *Cockpit Voice Recorder* — Grabadora de voz de cabina

DGAC — Dirección General de Aviación Civil (Francia)
DSAC — Dirección de Seguridad de Aviación Civil
EASA — Agencia Europea de Seguridad Aérea
ECAM — Sistema electrónico centralizado de monitoreo de aeronave
EFCS — Sistema electrónico de control de vuelo
ELT — Transmisor localizador de emergencia
ENAC — Escuela Nacional de Aviación Civil (Francia)
EQAR — Registrador de acceso rápido extendido
ETOPS — Operación extendida de aeronaves bimotores

FAA — Administración Federal de Aviación (EE. UU.)
FANS — Sistema futuro de navegación aérea
FCOM — Manual de operación de la tripulación
FCU — Unidad de control de vuelo
FD — Director de vuelo
FDR — Registrador de datos de vuelo
FMA — Indicador de modo de vuelo
FMGEC — Computadora de gestión de vuelo y envolvente
FMS — Sistema de gestión de vuelo
FOT — Telex de operaciones de vuelo

FPA — Ángulo de trayectoria de vuelo
FPV — Vector de trayectoria de vuelo
FWC — Computadora de advertencias de vuelo

GNSS — Sistema global de navegación por satélite
GPS — Sistema de posicionamiento global
GPWS — Sistema de alerta de proximidad al terreno

IAS — *Indicated Airspeed* — Velocidad indicada
ICAO — Organización de Aviación Civil Internacional
IMC — Condiciones meteorológicas instrumentales

MEL — Lista mínima de equipo
METAR — Reporte meteorológico de aeródromo
MMO — Mach máximo operativo
MRCC — Centro de rescate marítimo

ND — Pantalla de navegación
NM — Milla náutica
NTSB — Junta Nacional de Seguridad en el Transporte (EE. UU.)

OAT — Temperatura exterior
OCC — Centro de control de operaciones

PF — *Pilot Flying* — Piloto al mando de los controles
PNF / PM — Piloto no volando / monitoreando
PFD — Pantalla primaria de vuelo
QRH — Manual de referencia rápida

RCC — Centro de coordinación de rescate

ROV — Vehículo operado remotamente

SAR — Búsqueda y rescate

SATCOM — Comunicaciones satelitales

SOP — Procedimientos operativos estándar

TAF — Pronóstico de aeródromo

TAS — Velocidad verdadera

TCAS — Sistema de alerta de tráfico y evasión de colisiones

THS — Estabilizador horizontal ajustable

TOGA — Potencia de despegue / motor y al aire

UAS — Velocidad no fiable

ULB — Baliza localizadora submarina

UTC — Tiempo universal coordinado

V/S — Velocidad vertical

VHF — Muy alta frecuencia

VMO — Velocidad máxima operativa

Vsw — Velocidad de advertencia de pérdida

SINOPSIS

Fecha del accidente

1 de junio de 2009 a las 2 h 14 min 28 (1)

Lugar del accidente

En la posición 3°03 '57" N, 30°33' 42" W, cerca del punto TASIL, en aguas internacionales, Océano Atlántico.

Tipo de vuelo

Transporte público internacional de pasajeros.
Vuelo regular AF 447

Aeronave

Airbus A330-203 matrícula F-GZCP

Propietario y Operador

Air France

Operador

Air France

Personas a bordo

Tripulación de vuelo: 3

Tripulación de cabina: 9

Pasajeros: 216

El 31 de mayo de 2009, el Airbus A330 que operaba el vuelo AF 447 despegó del aeropuerto de Río de Janeiro Galeão con destino a París Charles de Gaulle. La aeronave se encontraba en contacto con el centro de control brasileño ATLÁNTICO en la ruta INTOL – SALPU – ORARO – TASIL al nivel de vuelo 350. Alrededor de las 2 h 02, el Comandante abandonó la cabina de vuelo. Aproximadamente a las 2 h 08, la tripulación efectuó un cambio de rumbo de 12 grados hacia la izquierda, probablemente para evitar ecos detectados por el radar meteorológico.

A las 2 h 10 min 05, probablemente como consecuencia de la obstrucción de las sondas Pitot por cristales de hielo, las indicaciones de velocidad resultaron incorrectas y algunos sistemas automáticos se desconectaron. La trayectoria de vuelo no fue controlada por los dos copilotos. Un minuto y treinta segundos después fueron alcanzados por el Comandante, mientras la aeronave se encontraba en situación de pérdida que se prolongó hasta el impacto con el mar a las 2 h 14 min 28.

El accidente fue consecuencia de la siguiente sucesión de hechos:

- Inconsistencia temporal entre las velocidades aerodinámicas medidas, probablemente tras la obstrucción de las sondas Pitot por cristales de hielo, lo que condujo en particular a la desconexión del piloto automático y a una reconfiguración a ley alternativa;
- Entradas de mando inapropiadas que desestabilizaron la trayectoria de vuelo;
- La tripulación no estableció la relación entre la pérdida de las velocidades indicadas y el procedimiento adecuado;
- Identificación tardía por parte del PNF de la desviación en la trayectoria de vuelo y corrección insuficiente por parte del PF;
- La tripulación no identificó la aproximación a la pérdida, ni reaccionó de inmediato, ni evitó la salida del dominio de vuelo;
- Falta de diagnóstico de la situación de pérdida y, en consecuencia, ausencia de acciones que hubieran permitido la recuperación.

El BEA emitió 41 Recomendaciones de Seguridad dirigidas a la DGAC, EASA, la FAA, la OACI y a las autoridades brasileñas y senegalesas, relativas a registradores de vuelo, certificación, formación y entrenamiento recurrente de pilotos, relevo del Comandante, búsqueda y salvamento (SAR) y control de tránsito aéreo (ATC), simuladores de vuelo, ergonomía de cabina, retroalimentación operacional y supervisión de operadores por parte de la autoridad nacional competente.

ORGANIZACIÓN DE LA INVESTIGACIÓN

El lunes 1 de junio de 2009, alrededor de las 7 h 45, el BEA fue alertado por el Centro de Coordinación de Operaciones de Air France de que no había recibido noticias del Airbus A330-200, matrícula F-GZCP, que realizaba el vuelo AF 447 entre Río de Janeiro Galeão (Brasil) y París Charles de Gaulle. Tras establecer sin duda que la aeronave había desaparecido sobre aguas

internacionales y de conformidad con el Anexo 13 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional y con el Código de Aviación Civil francés (Libro VII), el BEA, como Autoridad Investigadora del Estado de Matrícula de la aeronave, inició una investigación de seguridad y se conformó un equipo para llevarla a cabo.

De acuerdo con las disposiciones del Anexo 13, representantes acreditados de Brasil, Estados Unidos, Reino Unido, Alemania y Senegal se asociaron a la investigación, en calidad de Estado fabricante de los motores (NTSB) y por poder aportar información esencial a la investigación (CENIPA, ANAC) o por haber prestado asistencia en las fases de búsqueda marítima (AAIB, BFU). Los siguientes países también designaron observadores, ya que algunos de sus ciudadanos se encontraban entre las víctimas:

- China
- Hungría
- Irlanda
- Italia
- Corea
- Líbano
- Marruecos
- Noruega
- Rusia
- Suiza

En la noche del lunes 1 de junio, un equipo compuesto por dos investigadores del BEA partió hacia Brasil.

El Investigador a Cargo del BEA estableció inicialmente cuatro grupos de trabajo para determinar y recopilar la información necesaria para la investigación en las siguientes áreas:

- Búsquedas marítimas
- Mantenimiento

- Operaciones
- Sistemas y equipos

Estos grupos comenzaron a trabajar a partir del 1 de junio. Se celebraron sesiones plenarias de los grupos de trabajo de forma regular para actualizar la información de la investigación.

Tras la publicación de los dos informes provisionales, el 2 de julio y el 17 de diciembre de 2009, la investigación se centró esencialmente en las operaciones de búsqueda marítima:

- Fase 3: tuvo lugar del 2 al 25 de abril de 2010 y del 3 al 24 de mayo de 2010. Se cubrió un área de 6.300 km², sin éxito.
- Fase 4: tuvo lugar del 23 de marzo al 12 de abril de 2011. Durante esta campaña, los restos del Airbus A330 que realizaba el vuelo AF447 fueron localizados el 2 de abril, aproximadamente 6,5 millas náuticas al noreste sobre el radial 019 desde la última posición conocida transmitida por la aeronave.
- Fase 5, destinada a recuperar los registradores de vuelo, comenzó el 22 de abril de 2011. El módulo del Flight Data Recorder (DFDR) fue encontrado y llevado a la superficie el 1 de mayo, y el Cockpit Voice Recorder (CVR) el 2 de mayo de 2011. Ambos registradores fueron posteriormente transportados a Cayena del 7 al 11 de mayo por el patrullero de la Marina francesa "La Capricieuse". Posteriormente fueron trasladados en un vuelo regular a París, donde llegaron la mañana del 12 de mayo. La Fase 5 continuó con trabajos en el sitio del accidente, incluyendo la recuperación de partes de la aeronave útiles para la investigación y la recuperación de 104 cuerpos. La Fase 5 concluyó el 16 de junio de 2011 con la llegada de los cuerpos de las víctimas y de las partes de la aeronave al puerto de Bayona. Los cuerpos fueron trasladados al instituto forense de Villejuif para su identificación. Las partes de la aeronave fueron entregadas al CEAT en Toulouse, junto con otras partes, para su examen.

En ese momento, el grupo "Búsquedas marítimas" había concluido su trabajo.

La lectura de los registradores comenzó el 13 de mayo de 2011. Los 1.300 parámetros del DFDR estuvieron disponibles el 14 de mayo y la lectura completa de las 2 horas de grabación del CVR se realizó el 15 de mayo de 2011.

Tras la finalización del primer análisis de los registradores, el BEA publicó una nota describiendo, de manera factual, la secuencia de acontecimientos que condujo al accidente, y presentó algunos nuevos hallazgos.

El 29 de julio de 2011 se publicó un tercer Informe Provisional. Este presentó toda la información disponible en ese momento e incluyó los primeros elementos de análisis y algunos nuevos hallazgos.

En esta etapa de la investigación, quedó claro que era necesario comprender más profundamente el comportamiento de los pilotos. Se decidió entonces crear un nuevo grupo de trabajo dedicado a Factores Humanos, compuesto por pilotos de EASA y DGAC, un especialista en ciencias cognitivas, un médico y investigadores del BEA.

Este grupo trabajó en estrecha coordinación con los grupos de "Operaciones" y "Sistemas y Equipos". Su trabajo constituyó la base de los nuevos elementos de la investigación incluidos en el Proyecto de Informe Final, que fue enviado para consulta a los participantes en la investigación, de conformidad con las disposiciones del Anexo 13 y del Reglamento Europeo sobre investigaciones y prevención de accidentes e incidentes de aviación, en vigor desde octubre de 2010.

La integración de los comentarios recibidos condujo a la redacción y posterior publicación del Informe Final de la Investigación de Seguridad, el 5 de julio de 2012.

1 – INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 – Historia del vuelo

Accidente del
Air France Flight 447
Investigación del
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

TEXTO TRADUCIDO (TT-1.1)

El domingo 31 de mayo de 2009, el Airbus A330-203 matrícula F-GZCP, operado por Air France, estaba programado para realizar el vuelo regular AF 447 entre Río de Janeiro Galeão y París Charles de Gaulle. A bordo se encontraban doce miembros de la tripulación (3 de vuelo y 9 de cabina) y 216 pasajeros. La salida estaba prevista para las 22 h 00.

Aproximadamente a las 22 h 10, la tripulación recibió autorización para poner en marcha los motores y abandonar la posición de estacionamiento. El despegue tuvo lugar a las 22 h 29. El Comandante ejercía como Pilot Not Flying (PNF); uno de los copilotos era Pilot Flying (PF).

Al inicio de la grabación del Cockpit Voice Recorder (CVR), poco después de la medianoche, el avión se encontraba en crucero al nivel de vuelo 350. El piloto automático 2 y el auto-thrust estaban conectados. La transferencia automática de combustible hacia el "trim tank" se efectuó durante el ascenso. El vuelo transcurría con normalidad.

A la 1 h 35, el avión llegó al punto INTOL y la tripulación dejó la frecuencia de Recife para cambiar a comunicaciones HF con el centro de control oceánico Atlántico. Se realizó con éxito una prueba SELCAL, pero los intentos de establecer una conexión ADS-C con DAKAR Oceanic no tuvieron éxito.

Poco después, el copiloto modificó la escala en su Navigation Display (ND) de 320 NM a 160 NM y señaló "...una cosa justo delante". El Comandante confirmó, y la tripulación volvió a comentar que la alta temperatura impedía ascender al nivel de vuelo 370.

A la 1 h 45, el avión entró en una zona ligeramente turbulenta, justo antes del punto SALPU.

Nota: Aproximadamente a las 0 h 30 la tripulación había recibido información del OCC sobre la presencia de una zona convectiva asociada a la Zona de Convergencia Intertropical (ITCZ) entre SALPU y TASIL.

La tripulación atenuó la iluminación en cabina y encendió las luces "para ver". El copiloto señaló que estaban "entrando en la capa de nubes" y que habría sido conveniente poder ascender. Pocos minutos después, la turbulencia aumentó ligeramente en intensidad.

Poco después de la 1 h 52, la turbulencia cesó. El copiloto volvió a llamar la atención del Comandante sobre el valor REC MAX, que en ese momento había alcanzado el nivel de vuelo 375. Poco después, el Comandante despertó al segundo copiloto y dijo "[...] va a tomar mi lugar".

Alrededor de las 2 h 00, tras abandonar su asiento, el Comandante asistió al briefing entre los dos copilotos, durante el cual el PF (sentado a la derecha) dijo específicamente que "bueno, la pequeña turbulencia que acaban de ver deberíamos encontrar algo similar más adelante; estamos en la capa de nubes; lamentablemente no podemos ascender mucho por el momento porque la temperatura está descendiendo más lentamente de lo previsto" y añadió que "la conexión con DAKAR falló". Posteriormente, el Comandante abandonó la cabina de vuelo.

El avión se aproximaba al punto ORARO. Volaba al nivel de vuelo 350 y a Mach 0.82. La actitud de cabeceo era aproximadamente de 2,5 grados. El peso y centrado del avión eran aproximadamente 205 toneladas y 29%.

Los dos copilotos volvieron a comentar la temperatura y el REC MAX. La turbulencia aumentó ligeramente.

A las 2 h 06, el PF llamó a la tripulación de cabina, indicándoles que "en dos minutos deberíamos estar en una zona donde comenzará a moverse un poco más que ahora; tendrán que tener cuidado allí", y añadió: "les llamaré cuando hayamos salido".

Alrededor de las 2 h 08, el PNF propuso "ir un poco a la izquierda [...]". Se activó el modo HDG y el rumbo seleccionado disminuyó aproximadamente 12 grados con respecto a la ruta. El PNF modificó el ajuste de ganancia de su radar meteorológico al máximo, tras observar que se encontraba en modo calibrado. La tripulación decidió reducir la velocidad a aproximadamente Mach 0.8 y se activó el anti-hielo de motores.

A las 2 h 10 min 05, se desconectaron el piloto automático y luego el auto-thrust, y el PF dijo: "I have the controls" ("Tengo los controles"). El avión comenzó a inclinarse hacia la derecha y el PF realizó una acción de morro arriba y hacia la izquierda. La alarma de pérdida (stall warning) se activó brevemente dos veces consecutivas.

Los parámetros registrados mostraron una caída brusca desde aproximadamente 275 kt hasta 60 kt en la velocidad indicada en el Primary Flight Display (PFD) izquierdo, y pocos momentos después en la velocidad indicada en el sistema integrado de instrumentos de reserva (ISIS). La ley de control de vuelo se reconfiguró de normal a alternativa (alternate law). Los Flight Directors (FD) no fueron desconectados por la tripulación, pero las barras de guía desaparecieron.

Nota: Solo las velocidades mostradas en el lado izquierdo y en el ISIS están registradas en el FDR; la velocidad mostrada en el lado derecho no está registrada.

A las 2 h 10 min 16, el PNF dijo: "hemos perdido las velocidades", y luego "protecciones de ley alternativa". El PF realizó entradas rápidas y de gran amplitud en el control de alabeo, prácticamente de tope a tope. También efectuó una entrada de morro arriba que incrementó la actitud de cabeceo del avión hasta 11° en diez segundos.

Entre las 2 h 10 min 18 y las 2 h 10 min 25, el PNF leyó los mensajes ECAM de manera desorganizada. Mencionó la pérdida del auto-thrust y la reconfiguración a ley alternativa. La función thrust lock fue desactivada. El PNF anunció y activó el anti-hielo de alas.

El PNF indicó que el avión estaba ascendiendo y pidió varias veces al PF que descendiera. Este último realizó entonces varias entradas de morro abajo que resultaron en una reducción de la actitud de cabeceo y de la velocidad vertical. El avión se encontraba entonces a aproximadamente 37.000 ft y continuó ascendiendo.

Alrededor de las 2 h 10 min 36, la velocidad mostrada en el lado izquierdo volvió a ser válida y era entonces de 223 kt; la velocidad en el ISIS seguía siendo errónea. El avión había perdido aproximadamente 50 kt desde la desconexión del piloto automático y el inicio del ascenso. La velocidad mostrada en el lado izquierdo fue incorrecta durante 29 segundos.

A las 2 h 10 min 47, las palancas de potencia fueron llevadas ligeramente hacia atrás hasta aproximadamente 2/3 entre las posiciones IDLE/CLB (85 % de N1). Dos segundos después, la actitud de cabeceo volvió a situarse ligeramente por encima de 6°, el alabeo fue controlado y el ángulo de ataque era ligeramente inferior a 5°.

La actitud de cabeceo del avión aumentó progresivamente por encima de 10 grados y el avión comenzó a ascender.

Desde las 2 h 10 min 50, el PNF llamó al Comandante en varias ocasiones.

A las 2 h 10 min 51, la alarma de pérdida se activó nuevamente, esta vez de manera continua. Las palancas de potencia se colocaron en la posición TO/GA y el PF realizó entradas de morro arriba. El ángulo de ataque registrado, que era de aproximadamente 6 grados en el momento de activarse la alarma de pérdida, continuó aumentando.

El estabilizador horizontal trimmable (THS) inició un movimiento hacia morro arriba y pasó de 3 a 13 grados de incidencia positiva en aproximadamente un minuto, permaneciendo en esta última posición hasta el final del vuelo.

Alrededor de quince segundos después, tras seleccionarse el ADR3 en el PFD derecho, la velocidad en el lado del PF volvió a ser válida al mismo tiempo que la mostrada en el ISIS. Era entonces de 185 kt y las tres velocidades indicadas eran coherentes. El PF continuó realizando entradas de morro arriba.

La altitud del avión alcanzó su máximo de aproximadamente 38.000 ft; la actitud de cabeceo y el ángulo de ataque eran de 16 grados.

A las 2 h 11 min 37, el PNF dijo "controles a la izquierda", tomó la prioridad sin realizar ningún anuncio formal y continuó manejando el avión. El PF recuperó casi de inmediato la prioridad, también sin anuncio formal, y continuó pilotando.

Alrededor de las 2 h 11 min 42, el Comandante volvió a entrar en la cabina de vuelo. Durante los segundos siguientes, todas las velocidades registradas se volvieron inválidas y la alarma de pérdida cesó, después de haber sonado de manera continua durante 54 segundos.

La altitud era entonces de aproximadamente 35.000 ft, el ángulo de ataque superaba los 40 grados y la velocidad vertical era de aproximadamente -10.000 ft/min. La actitud de cabeceo del avión no superó los 15 grados y los N1 de los motores estaban próximos al 100 %. El avión estaba sujeto a oscilaciones de alabeo hacia la derecha que en ocasiones alcanzaban los 40 grados.

El PF realizó una entrada en el side-stick hasta el tope izquierdo y morro arriba, que duró aproximadamente 30 segundos.

A las 2 h 12 min 02, el PF dijo: "ya no tengo indicaciones", y el PNF respondió: "no tenemos indicaciones válidas". En ese momento, las palancas de potencia estaban en la posición IDLE y los N1 de los motores se encontraban en 55 %.

Aproximadamente quince segundos después, el PF realizó entradas de morro abajo. En los momentos siguientes, el ángulo de ataque disminuyó, las velocidades volvieron a ser válidas y la alarma de pérdida se activó nuevamente.

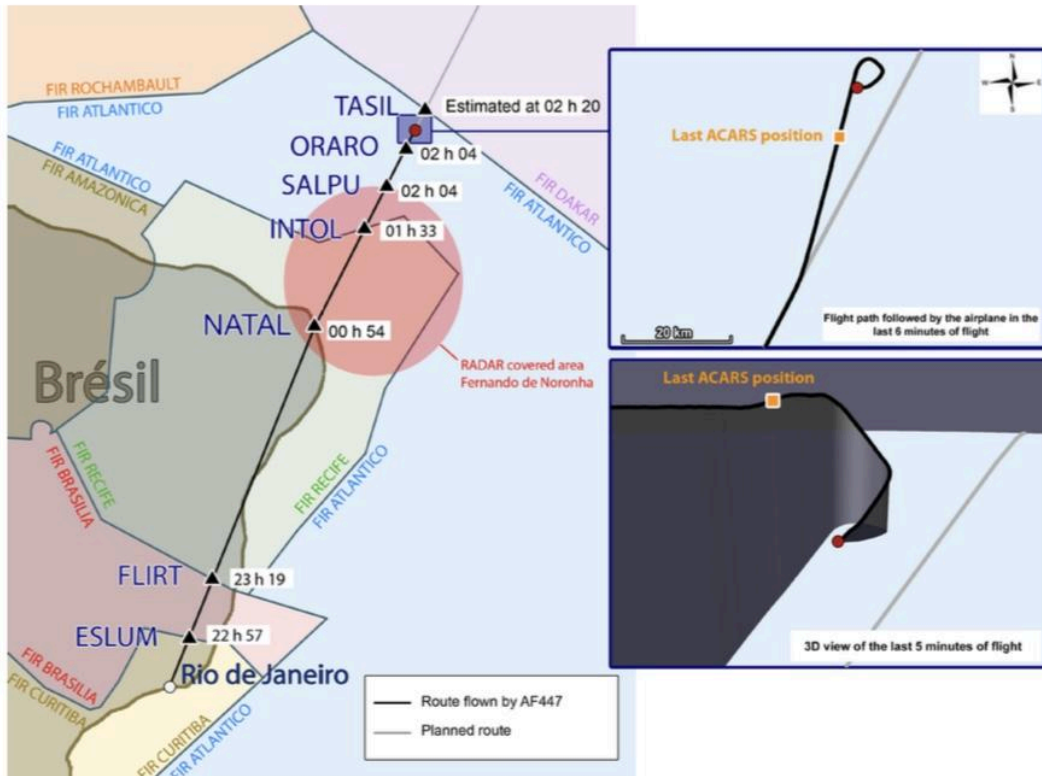


Figure 1: History of Flight

Figura 1A: Historia de Vuelo

Fuente: BEA – Rapport final, Accident survenu le 1er juin 2009 à l'Airbus A330-203 immatriculé F-GZCP exploité par Air France, Vol AF 447, publicado el 5 de julio de 2012.

Nota Editorial sobre Figura:

La figura 1B incluida en la presente versión en español ha sido elaborada con base en datos técnicos contenidos en el Informe Final publicado por el BEA (2012).

No corresponde a la reproducción oficial del organismo investigador, sino a esquemas reconstruidos con fines de apoyo técnico a la lectura del informe.

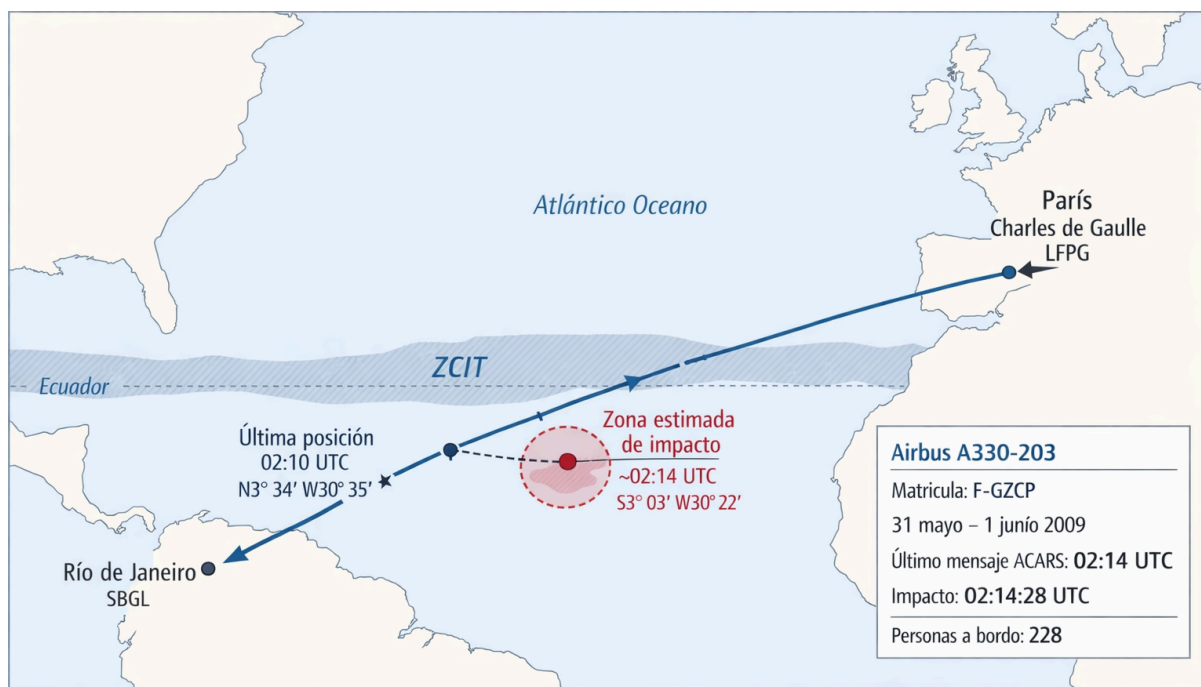


Figura 1B: Esquema geográfico de la ruta del vuelo AF447 desde SBGL hasta la zona estimada de impacto en el Océano Atlántico.

Elaborado para la versión en español con base en datos del informe final del BEA (2012).

A las 2 h 13 min 32, el PF dijo: “[vamos a llegar] al nivel cien”. Aproximadamente quince segundos después, se registraron entradas simultáneas de ambos pilotos en los side-sticks y el PF dijo: “adelante, tienes los controles”.

El ángulo de ataque, cuando era válido, permaneció siempre por encima de 35 grados.

Desde las 2 h 14 min 17, se activaron las alertas del Ground Proximity Warning System (GPWS) “sink rate” y luego “pull up”.

Las grabaciones se detuvieron a las 2 h 14 min 28. Los últimos valores registrados fueron una velocidad vertical de -10.912 ft/min, una velocidad respecto al suelo de 107 kt, una actitud de cabeceo de 16,2 grados morro arriba, un ángulo de alabeo de 5,3 grados a la izquierda y un rumbo magnético de 270 grados.

No se transmitió ningún mensaje de emergencia por parte de la tripulación.

Los restos fueron localizados a una profundidad de 3.900 metros el 2 de abril de 2011, a aproximadamente 6,5 NM sobre el radial 019 desde la última posición transmitida por el avión

1.2 Lesiones a las Personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	12	216	0
Graves	0	0	0
Leves	0	0	0
Ninguna	0	0	0
Total de personas a bordo	228		

1.3 Daños a la Aeronave

La aeronave fue destruida.

1.4 Otros Daños

No aplicable.

1.5 Información del Personal

Dada la duración prevista del vuelo y en cumplimiento del Manual de Operaciones de Air France y de la normativa vigente, la tripulación de vuelo fue reforzada con un copiloto adicional.

En el momento del suceso, la tripulación de vuelo estaba compuesta por dos copilotos. El copiloto en el asiento derecho era el relevo del Capitán (véase § 1.17.2.3).

Nota: La tripulación había salido de París el jueves 28 de mayo de 2009 por la mañana y llegó a Río de Janeiro la tarde del mismo día.

1.5.1 Tripulación de Vuelo

1.5.1.1 Capitán

Masculino, 58 años de edad.

- Certificado médico (Clase 1) emitido el 10 de octubre de 2008, válido hasta el 31 de octubre de 2009.

Experiencia:

- Total: 10,988 horas de vuelo, de las cuales 6,258 como Capitán.
- Horas en tipo: 1,747 todas como Capitán.
- En los seis meses anteriores: 346 horas, 18 aterrizajes, 15 despegues.
- En los tres meses anteriores: 168 horas, 8 aterrizajes, 6 despegues.
- En los 30 días anteriores: 57 horas, 3 aterrizajes, 2 despegues.

El Capitán había realizado dieciséis rotaciones en el sector Sudamérica desde su incorporación a la división A330/A340 en 2007.

Su habilitación para ruta oceánica era válida hasta el 31 de mayo de 2010.

1.5.1.1.1 Detalles de la Carrera Aeronáutica

- Licencia de Piloto Privado emitida en 1974.
- Auxiliar de vuelo desde febrero de 1976 hasta junio de 1982 (Air France).
- Licencia de Piloto Comercial emitida en 1977. Prueba práctica realizada en un Cessna 177 tras formación en el centro de instrucción del Servicio Técnico de Control y Formación de la Dirección General de Aviación Civil (Direction Générale de l'Aviation Civile) en Grenoble.

- Habilitación de vuelo por instrumentos (IFR) emitida en 1978 (en PA30).
- Habilitación como instructor de vuelo privado obtenida en 1979.
- Teoría de piloto profesional de primera clase en 1979.
- Teoría de piloto de transporte de línea aérea en 1980.
- Habilitación de montaña (categoría altiport) emitida en 1981.
- Licencia de Piloto Profesional de Primera Clase emitida en 1982. Exámenes realizados en un Nord 262 tras formación en el centro del Servicio Técnico de Control y Formación de la Dirección General de Aviación Civil en Saint-Yan.
- Piloto demostrador de enero a marzo de 1983 (Inter Avia Service Company).
- Piloto de junio de 1983 a agosto de 1984 para diversas compañías.
- Varias habilitaciones de tipo obtenidas entre 1977 y 1987:
 - C177 (1977), C310 (1977), C401 / C402 (1982), C421 (1983)
 - PA23 (1978), PA30 (1979), PA34 (1980), PA31 (1984)
 - BE65 (1981), BE55/58 (1982), BE60 (1983), BE20 (1987), BE90 y BE10 (1987)
 - BN2A (1981)
 - N262 (1982)
 - MU2 (1983)
- Piloto independiente de octubre de 1984 a febrero de 1988.
- Se incorpora a la aerolínea Air Inter en febrero de 1988 como copiloto.
- Habilitación de tipo Caravelle XII en 1988.
- Habilitación de tipo A300 en 1990 (en Air Inter).

- Curso de formación de piloto de línea aérea del 12 de agosto de 1991 al 15 de enero de 1992 (en Air Inter).
- Licencia ATPL sin limitaciones emitida el 19 de febrero de 1992.
- Habilitación como instructor profesional de primera clase (IPP1) emitida en 1993.
- Habilitación de tipo A320 emitida el 13 de marzo de 1997 (en Air Inter).
Entrenamiento en línea completado y primer ejercicio como comandante el 3 de abril de 1997.

Nota: La fusión entre Air France y Air Inter tuvo lugar el 1 de abril de 1997.

- Habilitación de tipo Boeing 737-200 (en Air France). Entrenamiento en línea completado y nombrado Comandante el 19 de junio de 1998.
- Nueva habilitación de tipo A320 emitida el 29 de mayo de 2001 (en Air France).
- Habilitación adicional de tipo A330 emitida el 27 de octubre de 2006 (en Air France). Declarado no apto tras el vuelo de verificación posterior al entrenamiento en línea el 17 de enero de 2007; entrenamiento en línea A330 prolongado y prueba satisfactoria el 17 de febrero de 2007.
- Habilitación adicional de tipo A340 emitida el 9 de agosto de 2007 (en Air France). Entrenamiento en línea completado y primer vuelo como piloto al mando el 7 de septiembre de 2007.
- Último certificado médico (Clase 1) emitido el 10 de octubre de 2008, válido hasta el 31 de octubre de 2009.

Temporadas de instrucción ECP 2008/2009 y 2009/2010:

- A330 (CEL33) verificación en línea el 15 de febrero de 2007
- A340 (CEL34) verificación en línea el 7 de septiembre de 2007
- A330 (E33) entrenamiento el 12 de marzo de 2008

- A340 (CEL34) verificación en línea el 21 de julio de 2008
- Entrenamiento en tierra 4S el 7 de agosto de 2008
- A340 (E34) entrenamiento el 11 de octubre de 2008
- A330 (C33) verificación en base el 12 de octubre de 2008
- Entrenamiento en tierra S1 el 12 de enero de 2009
- A330 (E33) entrenamiento el 22 de abril de 2009
- A340 (C34) verificación en base el 23 de abril de 2009

1.5.1.1.2 Cursos de Formación y Entrenamiento Específico

▪ Velocidad Indicada No Fiable (Unreliable IAS)

- Sesión FFS n.º 1 (habilitación A320 – Air Inter) el 24 de febrero de 1997: “vol avec IAS douteuse”.
Esta sesión incluía también un ejercicio de “Estudio del vuelo a gran altitud (35,000 ft)”.
- Temporada de instrucción 2008-2009: entrenamiento E33 en simulador, ejercicio “IAS douteuse”.

Nota: El programa de habilitación A320 en Air France en 2001 no incluía un ejercicio de “vuelo con IAS dudosa”.

▪ Pérdida (Stall)

- Habilitación A300 (Air Inter): Sesión FFS n.º 3 “vuelo nivelado (FL 330) – pérdida”.
- Habilitación A320 (Air Inter): Sesión FFS n.º 1 “estudio de la pérdida y recuperación de la trayectoria”.
- Habilitación A320 (Air France): Sesión FFS n.º 7, ejercicio de “demostración de baja velocidad en ley directa y recuperación tras alarma de pérdida (STALL)”.

El procedimiento de pérdida vigente era el establecido en diciembre de 1999.

▪ Actitudes Anormales (Unusual Attitudes)

- Habilitación adicional A330: módulo de autoaprendizaje asistido por computadora "Actitudes anormales – Uso del timón de dirección", completado el 28 de septiembre de 2006.
-

▪ Pilotaje en Ley Alterna (Alternate Law)

- Habilitación A320 (Air France): Sesión FFS n.º 4 "vuelo en ley alterna y ley directa".
-

1.5.1.2 Copiloto en asiento izquierdo

Masculino, 37 años de edad.

- Certificado médico (Clase 1) emitido el 11 de diciembre de 2008, válido hasta el 31 de diciembre de 2009, con uso obligatorio de lentes correctivos.

Experiencia:

- Total: 6,547 horas de vuelo
- En tipo: 4,479 horas de vuelo
- En los seis meses anteriores: 204 horas, 9 aterrizajes, 11 despegues
- En los tres meses anteriores: 99 horas, 6 aterrizajes, 5 despegues
- En los 30 días anteriores: 39 horas, 2 aterrizajes, 2 despegues

Actividad en el OCC en mayo de 2009:

- 12 de mayo: de 06:00 a 16:00
- 13 de mayo 16:00 a 14 de mayo 06:00
- 17 de mayo: de 06:00 a 16:00
- 18 de mayo 16:00 a 19 de mayo 06:00
- Del 20 de mayo 08:00 al 22 de mayo 17:00

Antes del vuelo de ida, su último aterrizaje en A330 databa del 9 de marzo de 2009.

Había realizado el vuelo París-Río de ida como PF (Pilot Flying) con el fin de mantener la experiencia reciente requerida para conservar vigente su doble habilitación A330/A340.

Este piloto había efectuado 39 rotaciones en el sector Sudamérica desde su incorporación a la división A330/A340 en 2002.

Su habilitación para ruta oceánica era válida hasta el 28 de febrero de 2010.

1.5.1.2.1 Detalles de la Carrera Aeronáutica

- Licencia básica emitida en 1992
- Teoría de piloto de línea aérea en 1992
- Licencia de Piloto Profesional emitida en 1993 (EPT ENAC)
- Habilitación multimotor con instrumentos emitida en 1993

Nota: En el contexto de la crisis económica del transporte aéreo, en otoño de 1992 Air France suspendió los cursos de formación de pilotos y estableció una lista de espera en 1993.

- Formación como Ingeniero de Control de Tránsito Aéreo en la ENAC hasta 1998. En agosto de 1997 solicitó aplazar su incorporación a Air France para finalizar dicha formación.
- Declarado apto para iniciar entrenamiento de habilitación de tipo en Air France en julio de 1998.
- Formación en Coordinación de Tripulación Múltiple (MCC) en agosto de 1998 por el TRTO de Air France.

- Habilitación de tipo A320 emitida en noviembre de 1998 (en Air France). Finalización del LOFT y primer vuelo como piloto al mando el 14 de febrero de 1999.
- Licencia de piloto de transporte de línea aérea emitida en abril de 2001.
- Habilitación adicional de tipo A340 en febrero de 2002 (en Air France). Finalización del entrenamiento en línea y primer vuelo como piloto al mando en abril de 2002.
- Habilitación adicional de tipo A330 y entrenamiento en línea en octubre de 2002.
- Asignado a la aerolínea Air Calédonie Internationale durante dos meses en 2005 para realizar vuelos en A330 en la ruta Tokio – Numea.
- Renovación de habilitación SEP en TB10 en Numea en 2005.
- Fue designado cadre en la División Técnica de Tripulaciones de Vuelo como representante del hub de Tripulación de Cabina de Mando en el CCO a partir del 1 de mayo de 2008.

Temporadas de instrucción ECP 2008/2009 y 2009/2010:

- CEL34 verificación en línea el 30 de octubre de 2007
- E34 entrenamiento el 22 de julio de 2008
- C33 verificación en base el 23 de julio de 2008
- CEL33 verificación en línea el 26 de octubre de 2008
- E33 entrenamiento el 6 de diciembre de 2008
- Entrenamiento en tierra 4S el 10 de diciembre de 2008
- C34 verificación en vuelo en base el 21 de diciembre de 2008
- Entrenamiento en tierra S1 el 18 de marzo de 2009

1.5.1.2.2 Cursos de Formación y Entrenamiento Específico

- Velocidad Indicada No Fiable (Unreliable IAS)
- Temporada de instrucción 2008-2009: entrenamiento en simulador E33, ejercicio "IAS douteuse".

Nota: El programa de habilitación A320 en Air France en 1998 no incluía un ejercicio de "vuelo con IAS dudosa".

-
- Pérdida (Stall)
 - Habilitación A320: Sesión FFS n.º 4: "pilotaje en ley degradada (efecto de buffet) en ley alterna".
-

1.5.1.3 Copiloto en asiento derecho

Masculino, 32 años de edad.

- Certificado médico (Clase 1) emitido el 24 de octubre de 2008, válido hasta el 31 de octubre de 2009, con uso obligatorio de lentes correctivos.

Experiencia:

- Total: 2,936 horas de vuelo
- En tipo: 807 horas de vuelo
- En los seis meses anteriores: 368 horas, 16 aterrizajes, 18 despegues
- En los tres meses anteriores: 191 horas, 7 aterrizajes, 8 despegues
- En los 30 días anteriores: 61 horas, 1 aterrizaje, 2 despegues

Este piloto había efectuado cinco rotaciones en el sector Sudamérica desde su incorporación a la división A330/A340 en 2008, incluyendo una a Río de Janeiro. Su habilitación para ruta oceánica era válida hasta el 31 de mayo de 2010.

1.5.1.3.1 Detalles de la Carrera Aeronáutica

- Licencia de Piloto Privado emitida en 2000
- Teoría ATPL en 2000
- Licencia de Piloto Profesional emitida en 2001
- Habilitación multimotor con instrumentos emitida en 2001
- Licencia de piloto de planeador emitida en 2001
- Tras su selección por Air France, curso de formación de piloto en la escuela de vuelo Amaury de la Grange en Merville desde octubre de 2003
- Habilitación de tipo A320 emitida en 2004 (en Air France). Finalización del entrenamiento en línea y primer vuelo como piloto al mando en septiembre de 2004.
- Licencia ATPL emitida el 3 de agosto de 2007.
- Habilitación adicional de tipo A340 emitida en febrero de 2008 (en Air France). Finalización del LOFT y primer vuelo como piloto al mando en junio de 2008.
- Habilitación adicional de tipo A330 y entrenamiento en línea en diciembre de 2008.

Temporada de instrucción ECP 2008/2009:

- Entrenamiento en tierra 4S el 15 de enero de 2009
- Entrenamiento E33 el 2 de febrero de 2009
- Verificación en vuelo en base C34 el 3 de febrero de 2009

Nota: La validez de los entrenamientos E34, C33, CEL34, CEL33 y S1, así como de las verificaciones y entrenamientos en tierra, está cubierta por las fechas de emisión de las

habilitaciones de tipo Airbus A330 y A340, así como por la fecha de finalización del entrenamiento en línea.

1.5.1.3.2 Cursos de Formación y Entrenamiento Específico

- Velocidad Indicada No Fiable (Unreliable IAS)
- Temporada de instrucción 2008-2009: entrenamiento en simulador E33, ejercicio "IAS douteuse".

Nota: El programa de habilitación A320 en Air France en 2004 no incluía un ejercicio de "vuelo con IAS dudosa".

- Pérdida (Stall)
 - Habilitación A320: Sesión FFS n.º 4: "pilotaje en ley degradada (efecto de buffet) en ley alterna".
 - Habilitación A320: Sesión FFS n.º 7: "Reconocimiento preventivo y contramedidas ante aproximación a pérdida. DEMOSTRACIÓN DE ALARMA DE PÉRDIDA".
El procedimiento de pérdida vigente era el establecido en diciembre de 1999.
-

Nota general:

Las habilitaciones adicionales de tipo A330 y A340 tratan únicamente las diferencias con respecto a las habilitaciones previamente obtenidas en otros tipos (A320, A330 y A340).

1.5.2 Tripulación de Cabina

Para esta aeronave, la composición mínima reglamentaria de tripulación de cabina, conforme al Manual de Operaciones, es de cinco personas.

En el vuelo AF 447, nueve miembros de tripulación se encontraban de servicio en la cabina de pasajeros:

- Un jefe de cabina principal, habilitado en A330/A340;
- Dos sobrecargos, habilitados en A330/A340;
- Tres tripulantes de cabina, habilitados en A330/A340 (tripulación mínima requerida por normativa);
- Dos tripulantes de cabina adicionales, no completamente habilitados en A330/A340 (personal adicional al mínimo reglamentario);
- Un tripulante de cabina de respaldo.

1.6 Información de la Aeronave

Air France era propietaria de la aeronave desde abril de 2005.
Había sido entregada nueva.

1.6.1 Célula

Fabricante	Airbus
Tipo	A330 - 203
Número de serie	0660
Matrícula	F-GZCP
Entrada en servicio	Abril de 2005
Certificado de aeronavegabilidad	N.º 122424/1 de fecha 18 de abril de 2005, emitido por la DGAC
Certificado de revisión de aeronavegabilidad	2009/122424/1 válido hasta el 17/04/2010
Utilización al 31 de mayo de 2009:	18,870 horas de vuelo y 2,644 ciclos

1.6.2 Motores

- Fabricante: General Electric
- Tipo: CF6-80-E1A3

	Motor No. 1	Motor No. 2
Número de serie	811296	811297
Fecha de instalación	01/10/2004	01/10/2004
Tiempo total de funcionamiento	18,870 horas y 2,644 ciclos	18,870 horas y 2,644 ciclos

Los motores estaban sujetos a un monitoreo en tiempo real en el marco del programa de supervisión de condición de motores (engine condition monitoring program). El examen de los datos registrados, incluidos los datos transmitidos el día del accidente, muestra que ambos motores funcionaban con normalidad.

1.6.3 Peso y centrado

La aeronave abandonó la posición de estacionamiento con un peso calculado de 233,257 kg. El peso estimado al despegue era de 232,757 kg, para un peso máximo autorizado de despegue de 233 t. Este peso de despegue se desglosaba como sigue:

- Peso operativo en vacío de 126,010 kg
- Peso de pasajeros de 17,615 kg (126 hombres, 82 mujeres, 7 niños y 1 bebé)
- Peso en bodega (carga y equipaje) de 18,732 kg
- Peso de combustible de 70,400 kg

El peso de combustible a bordo correspondía a:

- Un combustible previsto para el trayecto (trip-fuel) de 63,900 kg
- Una reserva de contingencia de 1,460 kg
- Una reserva final de 2,200 kg
- Una reserva para aeropuerto alternativo de 1,900 kg
- 940 kg de combustible adicional

Un LMC (last minute change – cambio de última hora) corrigió el peso final para tener en cuenta la ausencia de un pasajero.

El centrado correspondiente al peso de despegue de la aeronave y mostrado en la hoja final de carga (después del LMC) era de 23.3% de la MAC (cuerda aerodinámica media), lo cual se encontraba dentro de los límites.

Los datos registrados indican que, en el momento del evento, el peso de la aeronave era de 205.5 toneladas y el centrado era de 28.7%, lo cual se encontraba dentro de los límites.

1.6.4 Estado de la aeronave antes de la salida

A la llegada de la aeronave a Río de Janeiro el día anterior al accidente, el Comandante reportó un problema con la tecla de selección VHF1 en un panel de gestión de radio (RMP1).

La aeronave estaba equipada con tres RMP:

- RMP1 en el lado izquierdo,
- RMP2 en el lado derecho,
- RMP3 en el panel superior (overhead).

El ingeniero de mantenimiento en tierra intercambió el RMP1 y el RMP3 para permitir que la aeronave pudiera salir, en cumplimiento con la reglamentación (salida cubierta por una MEL).

Este ítem MEL no tenía ninguna consecuencia operacional.

1.6.5 Seguimiento de las operaciones de mantenimiento

Se realizan inspecciones diarias y semanales. Estas permiten llevar a cabo tareas de mantenimiento preventivo y corregir cualquier problema reportado por la tripulación después de los vuelos.

Las inspecciones Tipo A, en el Airbus A330, se realizan cada 800 horas de vuelo, lo que representa aproximadamente una inspección cada dos meses para una aerolínea como Air France. Esta inspección consiste en:

- Verificación de los sistemas mediante pruebas operacionales;
- Realización de operaciones de engrase y lubricación;
- Ejecución de diversas comprobaciones de los niveles de aceite y de fluido hidráulico;
- Inspección visual de las partes estructurales, sin desmontaje.

Las tres últimas inspecciones de este tipo realizadas en el F-GZCP tuvieron lugar el 27 de diciembre de 2008, el 21 de febrero de 2009 y el 16 de abril de 2009.

Estas inspecciones se llevaron a cabo de conformidad con el programa de mantenimiento del operador, elaborado con base en las recomendaciones del fabricante y aprobado por las autoridades nacionales, quienes también son responsables de la supervisión.

El examen de estos documentos de mantenimiento, del programa de mantenimiento y del expediente de aeronavegabilidad de la aeronave no reveló ninguna anomalía.

1.6.6 Información sobre el sistema de medición de velocidad

1.6.6.1 Elaboración de la información de velocidad

La velocidad se deduce a partir de la medición de dos presiones:

- Presión total (Pt), mediante un instrumento denominado sonda Pitot;

- Presión estática (Ps), mediante un sensor de presión estática.

El Airbus A330 dispone de tres sondas Pitot (véase más abajo) y seis sensores de presión estática. Estas sondas están equipadas con drenajes que permiten la evacuación de agua, así como con un sistema de calentamiento eléctrico destinado a evitar la formación de hielo.

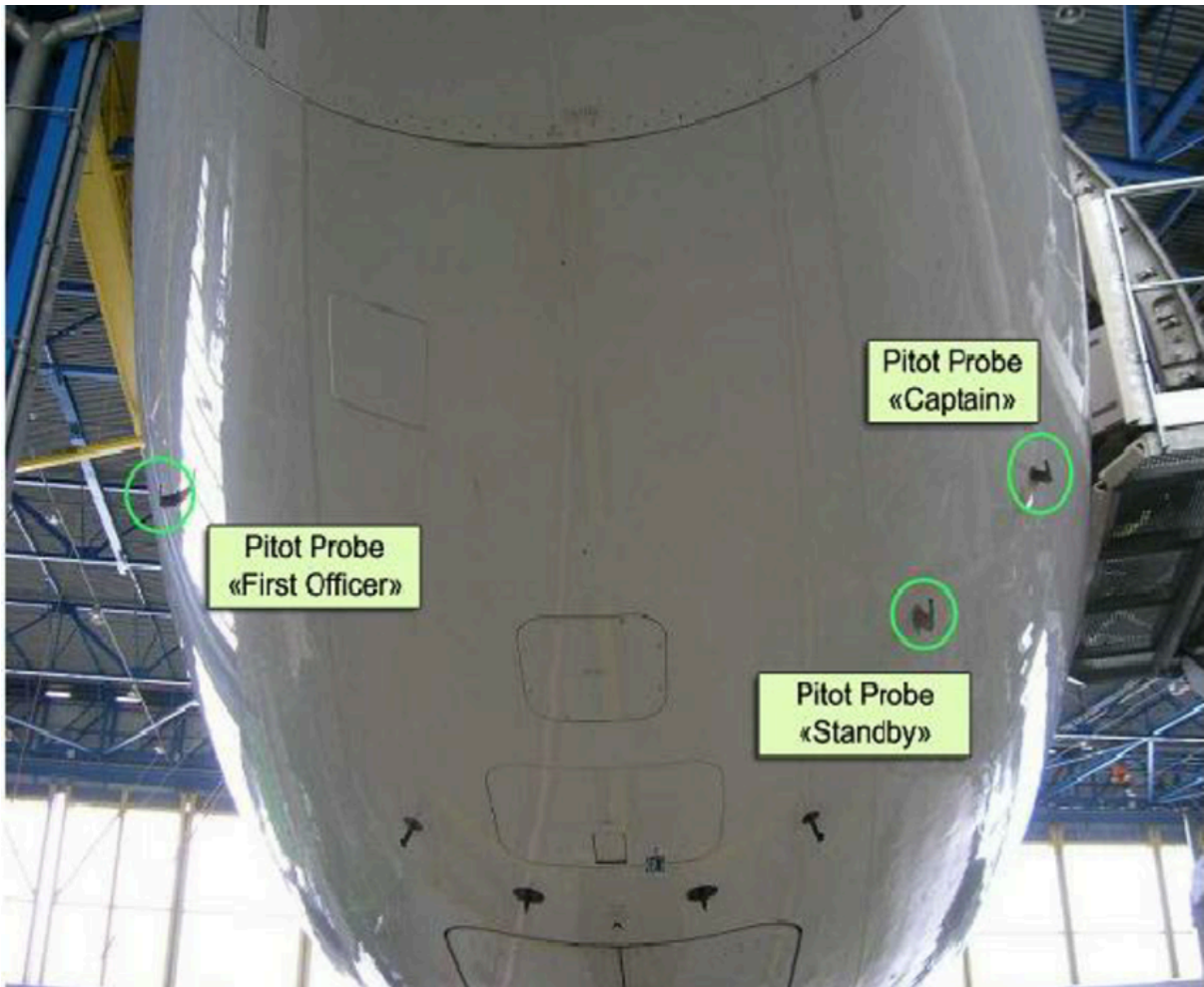


Figura 2: Posición de las sondas Pitot en el Airbus A330

Fuente: BEA – Rapport final, Accident survenu le 1er juin 2009 à l'Airbus A330-203 immatriculé F-GZCP exploité par Air France, Vol AF 447, publicado el 5 de julio de 2012.

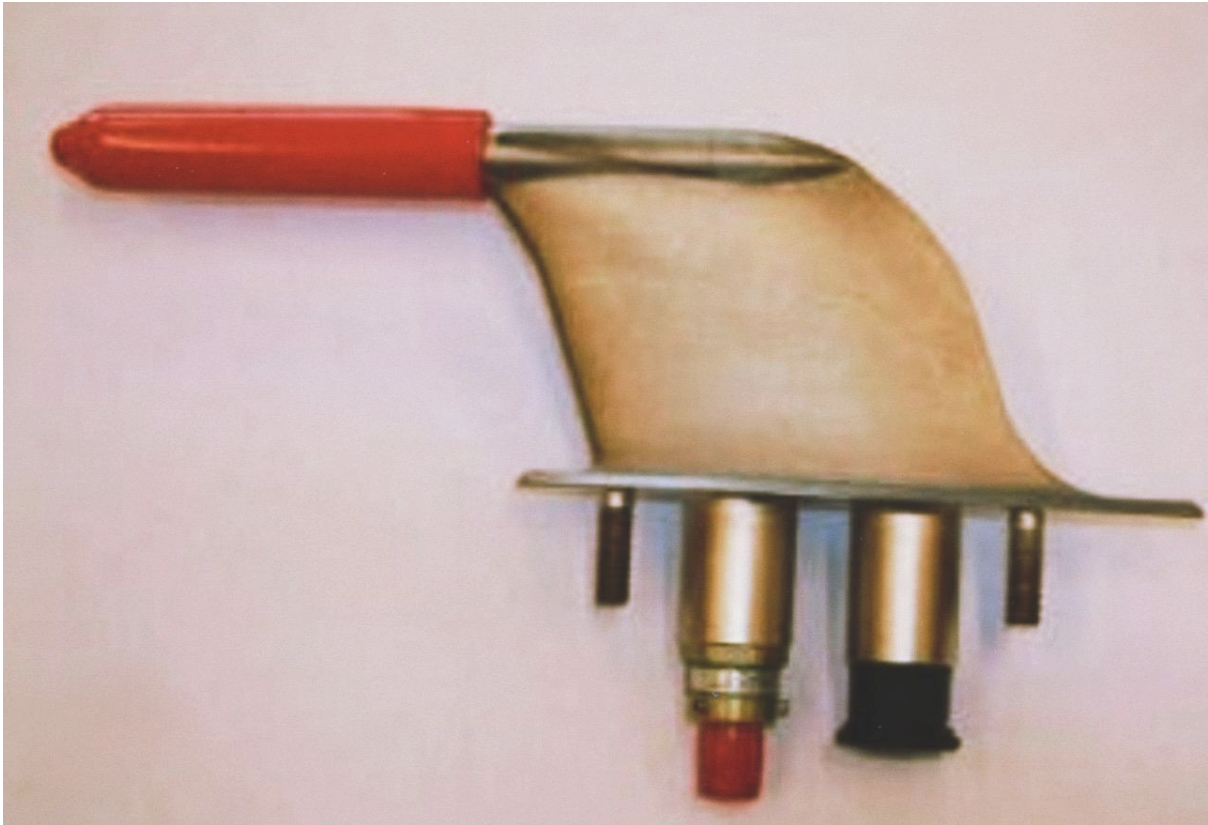


Figura 3: Sonda Pitot (con tapas de protección)

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Las mediciones neumáticas son convertidas en señales eléctricas por ocho ADM y transmitidas a los computadores en esa forma.

Cálculo de la velocidad por el ADR

La CAS y el número Mach son los principales parámetros de velocidad utilizados por los pilotos y por los sistemas para controlar la aeronave. Estos parámetros son elaborados por tres computadores denominados ADIRU, cada uno compuesto por:

- Un módulo ADR que calcula los parámetros aerodinámicos, específicamente la CAS y el Mach;
- Un módulo IR que proporciona los parámetros suministrados por las unidades inerciales, tales como la velocidad respecto al suelo y las actitudes.

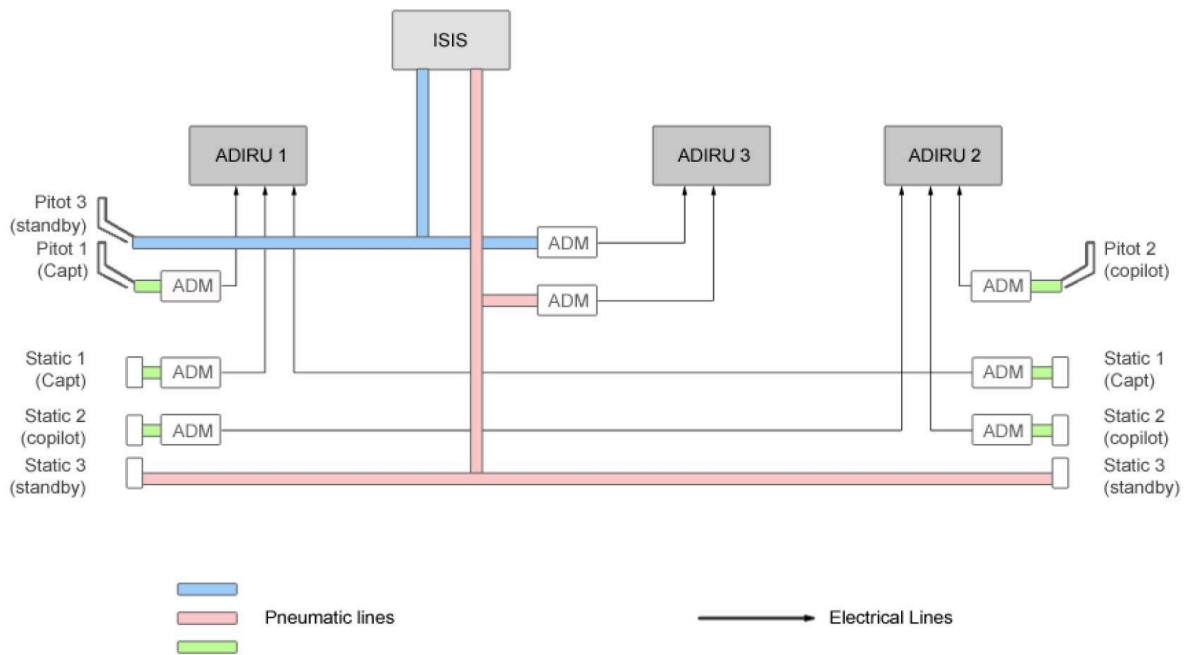


Figura 4: Diagrama de la arquitectura del sistema de medición de velocidad

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Existen, por lo tanto, tres sistemas de elaboración de información de velocidad que funcionan de manera independiente entre sí. Las sondas denominadas "Captain" alimentan al ADR 1, las sondas "First Officer" alimentan al ADR 2 y las sondas "Standby" alimentan al ADR 3.

Los instrumentos de reserva elaboran su información de velocidad y altitud directamente a partir de las entradas neumáticas (sondas "standby"), sin que estas sean procesadas por un ADM o un ADR. El ISIS es un instrumento único de reserva que integra información de velocidad, altitud y actitud. Utiliza los mismos sensores de presión estática y total que el ADR 3.

1.6.6.2 Sistemas que utilizan la información de velocidad

Las velocidades calculadas por los ADR son utilizadas, en particular, por los siguientes sistemas:

- Sistema de control fly-by-wire;
- Sistema de gestión de motores;
- Sistema de gestión y guiado de vuelo;

- Sistema de alerta de proximidad al terreno;
 - Transpondedor;
 - Sistema de control de slats y flaps.
-

1.6.7 Verificaciones y mantenimiento de las sondas Pitot

Las verificaciones y acciones de mantenimiento de las sondas Pitot están descritas en el manual de mantenimiento del operador.

Las sondas Pitot están sujetas a una inspección visual diaria por parte de un mecánico, quien verifica su estado general. La tripulación realiza el mismo tipo de verificación antes de cada vuelo.

Las siguientes operaciones se realizan en las sondas Pitot cada 8,000 horas (aproximadamente cada 21 meses durante una inspección tipo C):

- Limpieza completa de la sonda mediante aire comprimido (operación de "soplado");
- Limpieza de los drenajes con una herramienta específica;
- Prueba y verificación del calentamiento de la sonda mediante el sistema eléctrico de potencia de reserva;
- Verificación de la estanqueidad de los circuitos.

En caso de que la tripulación reporte incoherencias de velocidad, las acciones correctivas son las mismas que las realizadas durante las inspecciones Tipo C.

1.6.8 Sistema de comunicaciones radio

El sistema de comunicaciones radio del Airbus A330 está compuesto por los siguientes equipos:

- Transmisores-receptores VHF y HF;
- RMP;
- Sistemas de integración de audio: ACP y AMU.

Cada transmisor-receptor VHF/HF puede ser controlado por uno de los tres RMP.

1.6.8.1 Equipos VHF

Existen tres sistemas de comunicación VHF idénticos instalados. Cada sistema incluye:

- Un transmisor-receptor en el compartimento de aviónica;
 - Una antena en la parte superior del fuselaje para VHF 1 y VHF 3, y en la parte inferior del fuselaje para VHF 2.
-

1.6.8.2 Equipos HF

La aeronave dispone de dos sistemas de comunicación HF. Cada sistema incluye:

- Un transmisor-receptor en el compartimento de aviónica;
- Un acoplador de antena situado en la raíz del estabilizador;
- Una antena compartida integrada en el borde de ataque de la deriva.

Dado que el sistema HF tiene un alcance de varios miles de kilómetros, se reciben numerosas comunicaciones. Además, la calidad de las transmisiones puede ser en ocasiones deficiente. Las comunicaciones también pueden interrumpirse debido a fenómenos naturales.

Un sistema de llamada SELCAL, que transmite una señal visual y sonora, informa a la tripulación cuando una estación terrestre intenta establecer contacto.

1.6.8.3 ADS-C

Todas las aeronaves de la familia Airbus A330/A340 están equipadas con la aviónica necesaria para operaciones FANS-A. Las comunicaciones por enlace de datos entre la tripulación y los servicios ATC se intercambian mediante VHF data, SATCOM, ADS-C y CPDLC.

El sistema a bordo Air Traffic Information Management System (ATIMS) incorpora un computador Air Traffic Services Unit (ATSU), que también gestiona los mensajes de mantenimiento ACARS. El hecho de que los mensajes de mantenimiento continuaran transmitiéndose hasta el momento del accidente demuestra que no hubo ninguna falla del ADS-C ni del CPDLC.

El computador ATSU, a través del FMS, gestiona todos los mensajes CPDLC y ADS-C. El sistema ACARS está integrado en el ATSU.

1.6.9 Funcionamiento de los sistemas

1.6.9.1 Calentamiento de sondas

Las sondas instaladas en la aeronave se calientan eléctricamente para eliminar el agua por vaporización cuando el avión se encuentra en tierra y para protegerlas contra la formación de hielo en vuelo.

Tres computadores independientes de calentamiento de sondas (PHC – Probe Heat Computers) controlan y supervisan el calentamiento de las sondas Pitot y de temperatura total del aire (TAT), así como de los sensores de presión estática y de ángulo de ataque (AOA).

Uno de los PHC gestiona las sondas del Comandante, otro las del Primer Oficial y el tercero las sondas de reserva (no existe sensor TAT de reserva).

Existen dos modos de funcionamiento: tierra y vuelo.

En tierra:

- Ninguno de los sensores TAT está calefactado.
- Las tres sondas Pitot se calientan únicamente a baja potencia, para evitar cualquier posible daño.

El pulsador PROBE / WINDOW HEAT ubicado en el panel superior (overhead) de la cabina permite a la tripulación forzar el calentamiento de las sondas Pitot al modo vuelo.

Durante el vuelo, las sondas se calientan de manera continua.

La investigación no reveló ninguna falla en los PHC.

1.6.9.2 Piloto automático, director de vuelo y autothrust

Las funciones de piloto automático, director de vuelo y autothrust están aseguradas por dos computadores Flight Management Guidance and Envelope Computers (FMGEC), conectados, en particular, a una Flight Control Unit (FCU). Cada uno de estos dos computadores puede desempeñar estas tres funciones.

El director de vuelo (FD) muestra en el PFD las órdenes de control provenientes del FMGEC. En funcionamiento normal, con los FD activados (pulsadores FD iluminados en la FCU), el FD 1 muestra las órdenes del FMGEC 1 en el PFD 1 (lado izquierdo) y el FD 2 muestra las órdenes del FMGEC 2 en el PFD 2 (lado derecho).

Es posible visualizar únicamente uno de ellos a la vez, aunque los procedimientos operacionales estándar de Airbus recomiendan que ambos estén visualizados o que ninguno lo esté.

Además:

- La función autopilot 1 está asegurada por el FMGEC 1;
- La función autopilot 2 por el FMGEC 2;
- La función autothrust (A/THR) está asegurada por el FMGEC asociado al piloto automático que esté activado.

Representación del FD en el PFD

La materialización del FD en el PFD depende del modo seleccionado mediante el pulsador HDG-V/S / TRK-FPA:

- En modo HDG-V/S, el FD está representado por dos barras en cruz y representa las órdenes del piloto automático;
- En modo TRK-FPA, se visualiza el vector de velocidad FPV (o "bird"), que indica la deriva y la pendiente. El director de vuelo asociado permite indicar cómo mantener la trayectoria deseada.

Las órdenes del FD, tanto en modo HDG-V/S como en TRK-FPA, son elaboradas por los FMGEC.

En modo HDG/V/S, los directores de vuelo proporcionan asistencia de pilotaje mediante la visualización de barras en cruz:

- La barra vertical (alabeo) indica la tendencia a seguir en el control lateral;
- La barra horizontal (cabeceo) indica la tendencia a seguir en el control longitudinal.

Cuando las barras forman una cruz centrada, la aeronave sigue la trayectoria calculada.

Determinación de las "cues"

La manera en que se determinan estas indicaciones ("cues") varía según el modo seleccionado. En ciertos modos, las indicaciones determinadas por ambos FMGEC son necesariamente idénticas; en otros modos pueden diferir.

Los FD se activan presionando los pulsadores correspondientes en la FCU. Cuando un FD está activado, el botón correspondiente se ilumina.

Para operar y determinar las indicaciones del FD, los FMGEC necesitan utilizar datos de al menos dos ADR y dos IR, los cuales deben considerarse válidos.

La supervisión realizada por los FMGEC sobre los parámetros ADR e IR busca desviaciones respecto a otros dos valores. Por ejemplo, si uno de los parámetros de un ADR se desvía excesivamente de los valores indicados por los otros dos ADR para el mismo parámetro, el primero se considera inválido y no será utilizado.

Si al menos dos ADR o dos IR son inválidos, los FMGEC ya no pueden determinar las indicaciones del FD y las barras en cruz desaparecen. Sin embargo, los FD no se desactivan; los indicadores luminosos correspondientes en la FCU permanecen encendidos.

Nota: En lo que sigue, se hace referencia a FMGEC válido cuando las funciones AP/A/THR/FD están disponibles.

Caso de invalidez de FMGEC

Si solo uno de los FMGEC deja de ser válido:

- Ambos FD muestran las órdenes del otro FMGEC;

- Si el piloto automático asociado está activado, se desconecta automáticamente, generando el mensaje rojo ECAM AUTO FLT AP OFF, acompañado de la alarma sonora característica “cavalry charge” y del MASTER WARNING;
- El control del autothrust se transfiere automáticamente al FMGEC restante.

Si ambos FMGEC son inválidos:

- Ambos FD desaparecen y se muestra la bandera roja FD en los PFD;
- Si un piloto automático está activado, cualquiera que sea, se desconecta automáticamente, generando el mensaje rojo ECAM AUTO FLT AP OFF;
- Si el autothrust está activado, se desconecta automáticamente, generando el mensaje ámbar ECAM AUTO FLT A/THR OFF y activando la función THRUST LOCK.

Mientras esta función esté activa:

- El empuje permanece bloqueado en el valor que tenía en el momento de activación;
- Un mensaje ámbar “THR LK” parpadea en el FMA en la tercera línea de la columna izquierda;
- Se muestra el mensaje ámbar ECAM “ENG THRUST LOCKED” y suena una campanilla simple cada cinco segundos.

Alarma ECAM	Alerte sonore	Alerte visuelle	Page SD	Alarme locale	Inhibé en phase 06
ENG THRUST LOCKED	Single chime Toutes les 5 sec	Master caution Toutes les 5 sec	-	-	non

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

El empuje debe controlarse manualmente, ya sea moviendo las palancas de potencia o presionando el pulsador de desconexión ubicado en dichas palancas (instinctive disconnect).

Restablecimiento de funciones

La desconexión del piloto automático reinicia la supervisión de parámetros realizada en el FMGEC. Tan pronto como el FMGEC vuelve a ser válido (por ejemplo, cuando dos velocidades vuelven a ser coherentes entre sí), sus funciones se restablecen.

Así:

- Si el FD asociado sigue activado, la bandera roja FD desaparece y las barras en cruz reaparecen automáticamente;
- Si el piloto automático y el autothrust asociados también vuelven a estar disponibles, es necesaria una acción de la tripulación sobre el botón correspondiente en la FCU para reactivarlos.

Si no se realiza ninguna acción de desconexión en los pulsadores FD de la FCU, las barras reaparecen automáticamente tan pronto como se restablecen las condiciones de funcionamiento (es decir, cuando al menos dos ADR y dos IR vuelven a ser válidos) y se confirman durante aproximadamente un segundo.

En este caso, los modos activos son HDG y V/S.



Figura 5: Visualización de la FCU

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Uso operacional del director de vuelo

En general, la mayor parte del vuelo se realiza con "FD ON", con o sin piloto automático, según la fase de vuelo.

Tanto el manual del operador como los procedimientos del fabricante indican que los FD deben configurarse en "ON" desde la preparación en cabina. Si el piloto decide no seguir las órdenes del FD, se solicita a la tripulación que los desconecte.

También se establece que:

"La verificación del FMA es esencial para asegurar el correcto funcionamiento de los sistemas automáticos, pero la supervisión de los parámetros primarios tales como velocidad, altitud, VSI, rumbo, N1, localizador, senda de planeo, etc., es la única garantía de la trayectoria de vuelo de la aeronave."

"Cualquier desviación debe dar lugar a una acción rápida por parte de los pilotos, si es necesario incluso antes de haber analizado las razones de un mal funcionamiento de un sistema automático."

"Un sistema automático es, y debe permanecer, una ayuda."

"Cuando se utilizan los FD, dado el grado en que los modos A/THR dependen de los modos verticales, las órdenes del FD deben seguirse."

"Cuando el funcionamiento de los sistemas automáticos no corresponde a las expectativas de los pilotos y si la causa no es inmediatamente analizada sin ambigüedad, el o los sistemas en cuestión deben desconectarse."

1.6.9.3 Leyes de control

El Airbus A330 dispone de controles de vuelo fly-by-wire. La aeronave es controlada mediante dos side-sticks cuyos movimientos se transmiten en forma de señales eléctricas a los computadores de control de vuelo.

Esta aeronave dispone de tres computadores primarios de control de vuelo, denominados FCPC o PRIM, y dos computadores secundarios de control de vuelo, denominados FCSC o SEC. Su función es calcular la posición de las distintas superficies de control en función de las órdenes del piloto.

Las leyes que rigen esta transformación se denominan leyes de control.

En el A330, en operación nominal, la ley de control se denomina ley normal. En caso de que se active la supervisión del sistema de control de vuelo, esta puede ser reemplazada por leyes de reconfiguración, conocidas como ley alterna (alternate 1 o 2) o ley directa.

La ley normal ofrece protección completa de la envolvente de vuelo: en términos de actitud (los valores de cabeceo y alabeo están limitados), factor de carga, alta velocidad y alto ángulo de ataque. Cuando las protecciones no están activadas, las órdenes longitudinales de los side-sticks comandan un factor de carga según el eje normal de la aeronave y las órdenes laterales comandan una tasa de alabeo.

En ley alterna, las órdenes longitudinales de los side-sticks comandan un factor de carga según el eje normal de la aeronave, como en la ley normal pero con menos protecciones. Además:

- En alternate 1, las órdenes laterales de los side-sticks continúan comandando una tasa de alabeo;
- En alternate 2, las órdenes laterales controlan directamente los alerones y los lift dumpers.

En ley directa, se pierden las protecciones y las órdenes de los side-sticks controlan directamente la posición de las distintas superficies de control.

Existe otra ley, denominada ley de actitudes anormales, que se activa en ciertos casos en los que la actitud de la aeronave está fuera de determinados rangos, por ejemplo cuando el ángulo de alabeo supera los 125 grados. Esta corresponde a una ley alternate 2 con autoridad lateral máxima y sin trimado automático (véase también 1.16.3.3).

Al igual que los FMGEC, los PRIM validan los parámetros que utilizan mediante mecanismos de supervisión. En lo que respecta a la velocidad, se utiliza el valor votado. En operación normal, este corresponde al valor mediano.

Cuando una de las tres velocidades se desvía excesivamente de las otras dos, es automáticamente rechazada por los PRIM y el valor votado pasa a ser el promedio de las dos restantes. Sin embargo, si la diferencia entre estas dos restantes se vuelve demasiado grande, los PRIM las rechazan y la ley de control se reconfigura a alternate 2.

Además, se aplica otro procedimiento de supervisión al valor de la velocidad votada, que desencadena la reconfiguración a ley alternate 2 cuando esta disminuye más de 30 kt en un segundo.

En ley alterna o directa, las protecciones de ángulo de ataque ya no están disponibles, pero se activa una alarma de pérdida cuando el mayor de los valores válidos de ángulo de ataque supera un determinado umbral (véase también 1.6.11).

1.6.9.4 Velocidades de diseño y límites

Un cierto número de velocidades está representado por símbolos específicos en la cinta de velocidad del PFD (velocidades de protección o de diseño — “green dot”, F, S, Vmax, Valpha prot, etc.).

Algunas de estas velocidades son calculadas por los FMGEC y otras por los PRIM, que las transmiten a los FMGEC para su visualización.

En caso de que los tres ADR sean rechazados por los PRIM, aparece la bandera SPD LIM en la parte inferior derecha de la cinta de velocidad y se pierden las protecciones. La velocidad actual y la velocidad objetivo permanecen en pantalla.

Si al menos un ADR es válido para los FMGEC, la velocidad Vmax puede permanecer visualizada en uno y/o en otro lado.

En el caso en que dos velocidades sean coherentes entre sí, también se muestra la flecha de tendencia de velocidad.

1.6.9.5 Presentación de la información en el PFD

A continuación se muestran un PFD en ley normal y un PFD en ley alternate 2. Las presentaciones mostradas en estos PFD no son representaciones exactas de las que pudieron haberse mostrado en los PFD de la tripulación del AF 447.

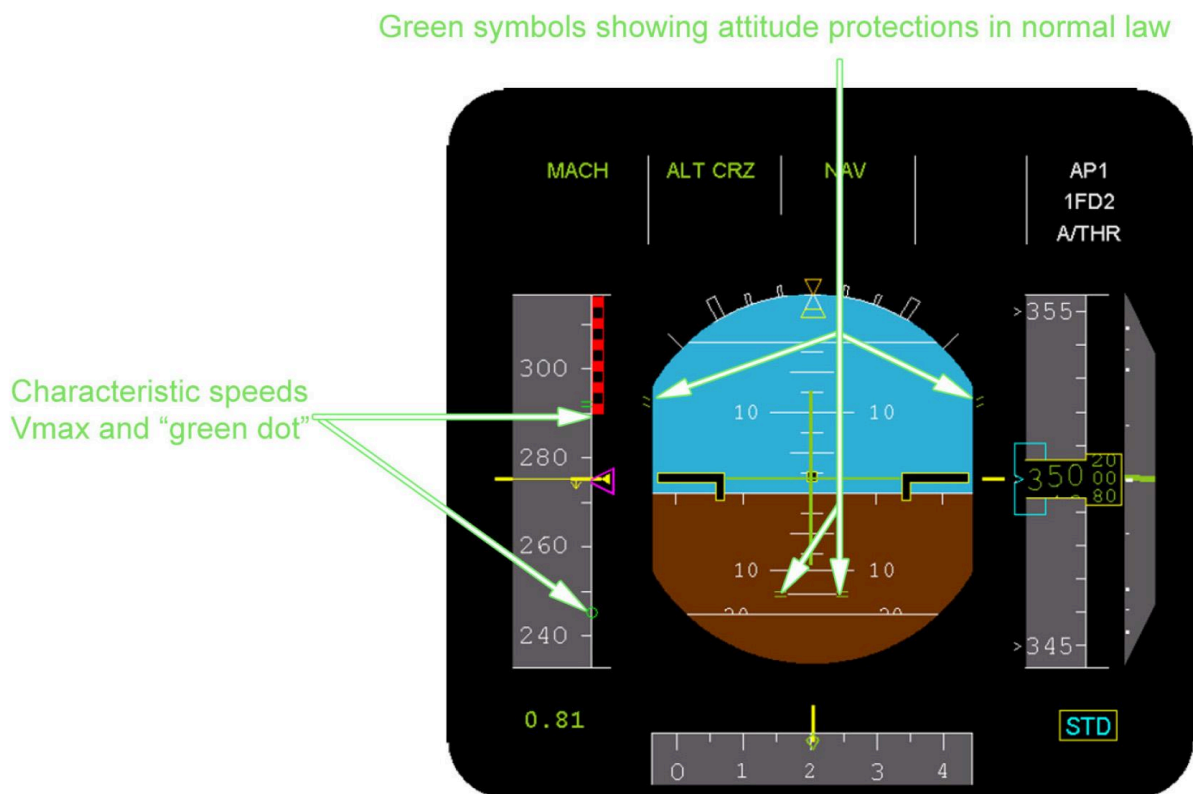


Figura 6: PFD en ley normal

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

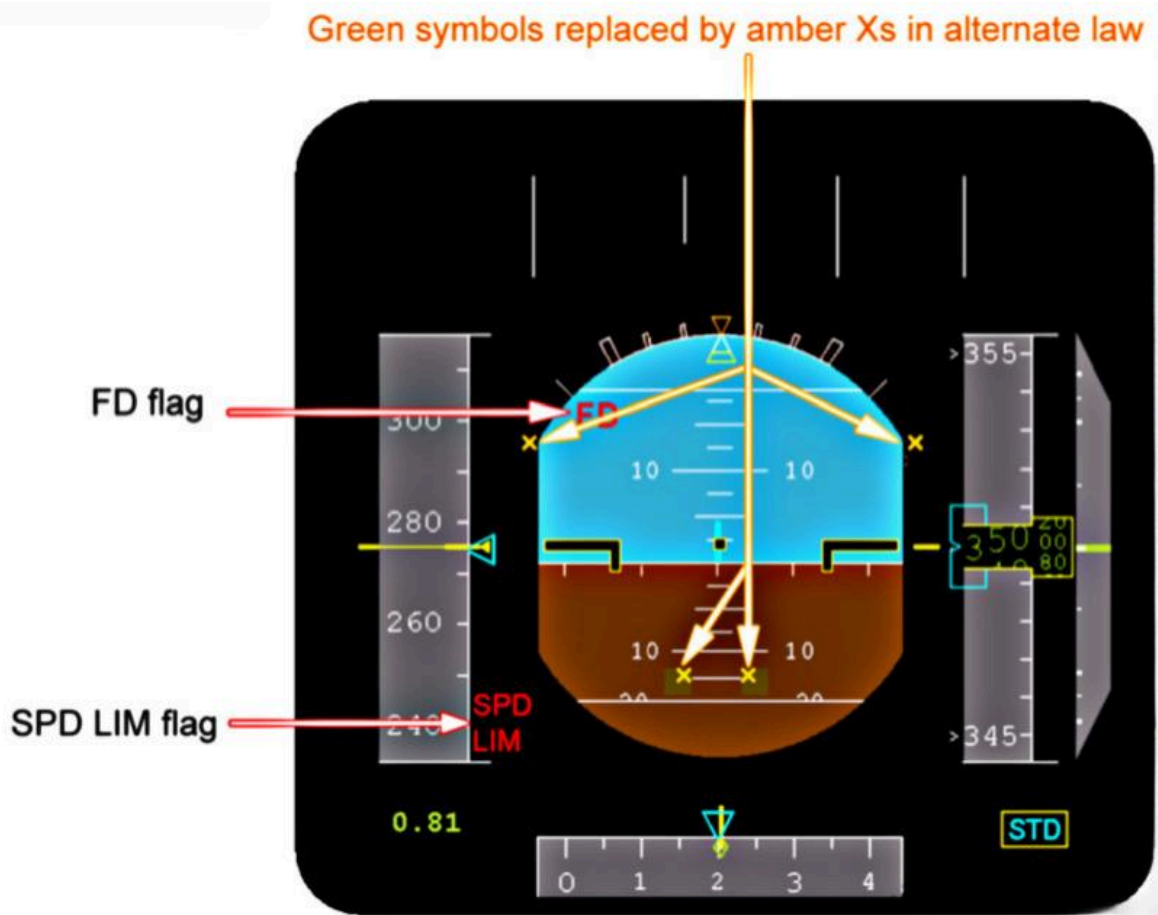


Figura 7: PFD en ley alternate 2

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

1.6.9.6 Consecuencias del bloqueo de una sonda Pitot sobre los parámetros de vuelo

1.6.9.6.1 Descripción de la obstrucción de una sonda Pitot por cristales de hielo

Cuando se reúnen condiciones climáticas muy específicas, en particular con presencia de cristales de hielo en cantidades excesivas, las condiciones de utilización de las sondas pueden superar las condiciones de certificación y robustez.

En este tipo de situación puede producirse una obstrucción parcial de las sondas de presión total en condiciones de engelamiento y a gran altitud (por encima de 30,000 pies). Esto da lugar a un deterioro temporal y reversible de la medición de la presión total.

En presencia de cristales de hielo, no existe acreción visible de hielo o escarcha en el exterior ni en la nariz de la sonda, ya que los cristales rebotan sobre estas superficies. Sin embargo, los cristales pueden ser ingeridos por la entrada de aire de la sonda.

Según las condiciones de vuelo (altitud, temperatura, Mach), si la concentración de cristales supera la capacidad de deshielo del elemento calefactor y de evacuación por los orificios de purga, los cristales se acumulan en gran cantidad dentro del tubo de la sonda.

Como resultado, se crea una barrera física en el interior de la sonda que perturba la medición de la presión total, pudiendo esta aproximarse a la presión estática medida.

Tan pronto como la concentración de cristales de hielo desciende por debajo de la capacidad de deshielo de la sonda, la barrera física creada por la acumulación desaparece y la medición de la presión total vuelve a ser correcta.

La experiencia y el seguimiento de estos fenómenos en condiciones muy severas muestran que esta pérdida de función es de duración limitada, generalmente alrededor de 1 o 2 minutos.

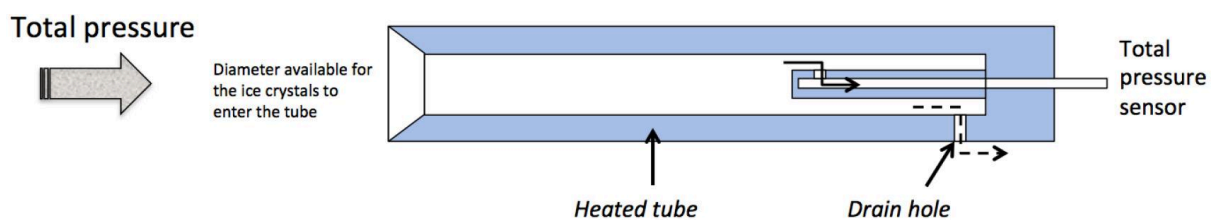


Figura 8: Diagrama de la sonda Pitot

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

1.6.9.6.2 Principio de elaboración de los parámetros de vuelo afectados por una disminución de la presión total

La presión estática (P_s), la presión total (P_t) y la temperatura total del aire (TAT) permiten al ADR calcular, en particular, los siguientes parámetros:

- Mach;
- Velocidad calibrada (CAS);
- Altitud estándar;

- Velocidad verdadera (TAS).

En un A330-200 en vuelo de crucero, debido a la posición de los sensores de presión estática, la presión estática medida sobreestima la presión estática real. Por lo tanto, el valor de la presión estática medida debe corregirse antes de utilizarse para calcular otros parámetros.

El valor de la corrección depende, en particular, del Mach y tiene en cuenta la posición de los sensores en el fuselaje. Así, la corrección realizada por el ADR 3 es diferente de la realizada por los ADR 1 y 2.

Nota: En el A340-300 y en el A330-300, la corrección de la medición de presión estática es despreciable en crucero.

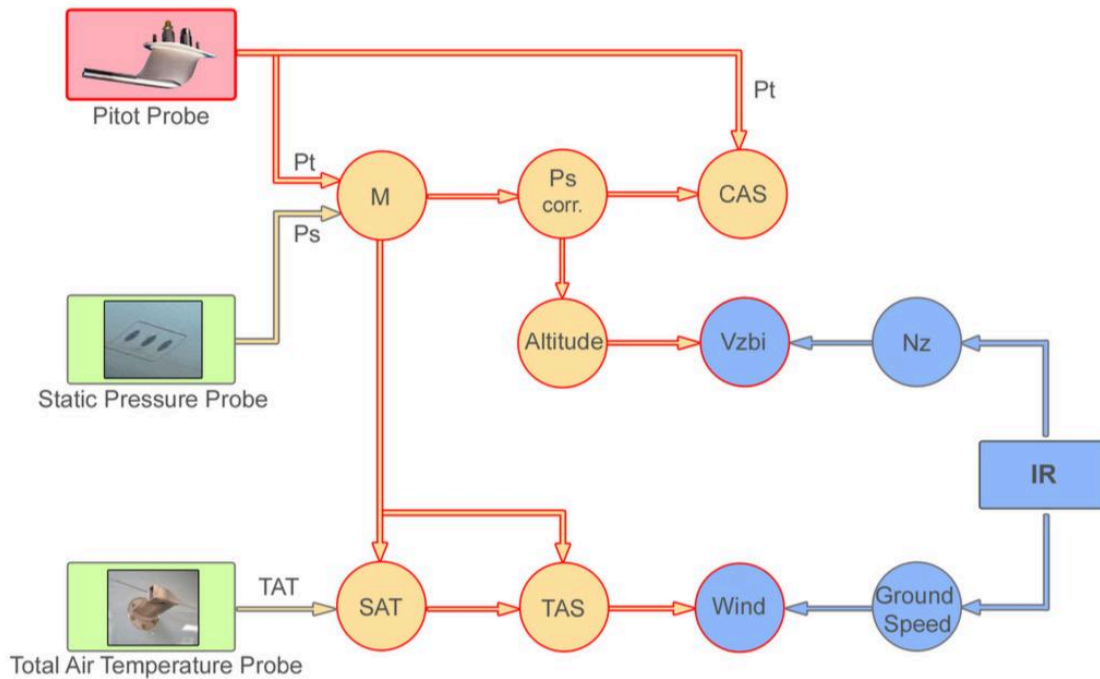
Para cada sistema de velocidad, el principio de cálculo es el siguiente:

Conociendo P_t y P_s , es posible calcular un valor de Mach que permite acceder a la corrección de P_s ; la P_s así corregida se utiliza posteriormente para calcular la CAS y la altitud estándar.

Con el valor de Mach conocido, la medición de TAT permite determinar la temperatura estática del aire (SAT), que a su vez permite calcular la velocidad verdadera (TAS).

El IR correspondiente utiliza entonces la velocidad verdadera para calcular la velocidad del viento a partir de la velocidad respecto al suelo. Asimismo, utiliza la derivada del valor de altitud estándar que combina con la integración de las aceleraciones medidas para calcular la velocidad vertical denominada baro-inercial, V_{zbi} , que es la que se muestra en el PFD en situación nominal.

El siguiente diagrama ilustra estas explicaciones:



- CAS** : Calibrated Airspeed - speed indicated on the PFD
- TAS** : True Airspeed - aircraft velocity relative to the air mass
- M** : Mach Number - ratio between true airspeed and sound velocity
- Ps** : Static Pressure - pressure of outside air
- Pt** : Total Pressure - static pressure added to the pressure due to aircraft speed
- SAT** : Static temperature - outside air temperature
- TAT** : Total Temperature - static temperature added to the temperature due to aircraft speed
- Vzbi** : Baro-Inertial Vertical Speed
- Nz** : Vertical Load Factor

Figura 9: Vista general

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

1.6.9.6.3 Consecuencias de una disminución de la presión total medida

La primera consecuencia de una disminución de la presión total medida es una disminución del Mach y de la CAS.

La disminución del Mach provoca una disminución de la altitud estándar debido a la corrección aplicada a la presión estática medida. Esta disminución es diferente según el ADR considerado: en las condiciones de vuelo del suceso, es del orden de 300 a 350 ft para los ADR 1 y 2 y de 80 ft para el ADR 3.

La disminución de la altitud estándar indicada también provoca una variación transitoria en la Vzbi. Así como la disminución de la altitud estándar es menor para el ADR 3 que para los ADR 1 y 2, la

variación de la Vzbi es menor para el ADR 3 que para los otros dos, como se ilustra en el gráfico siguiente:

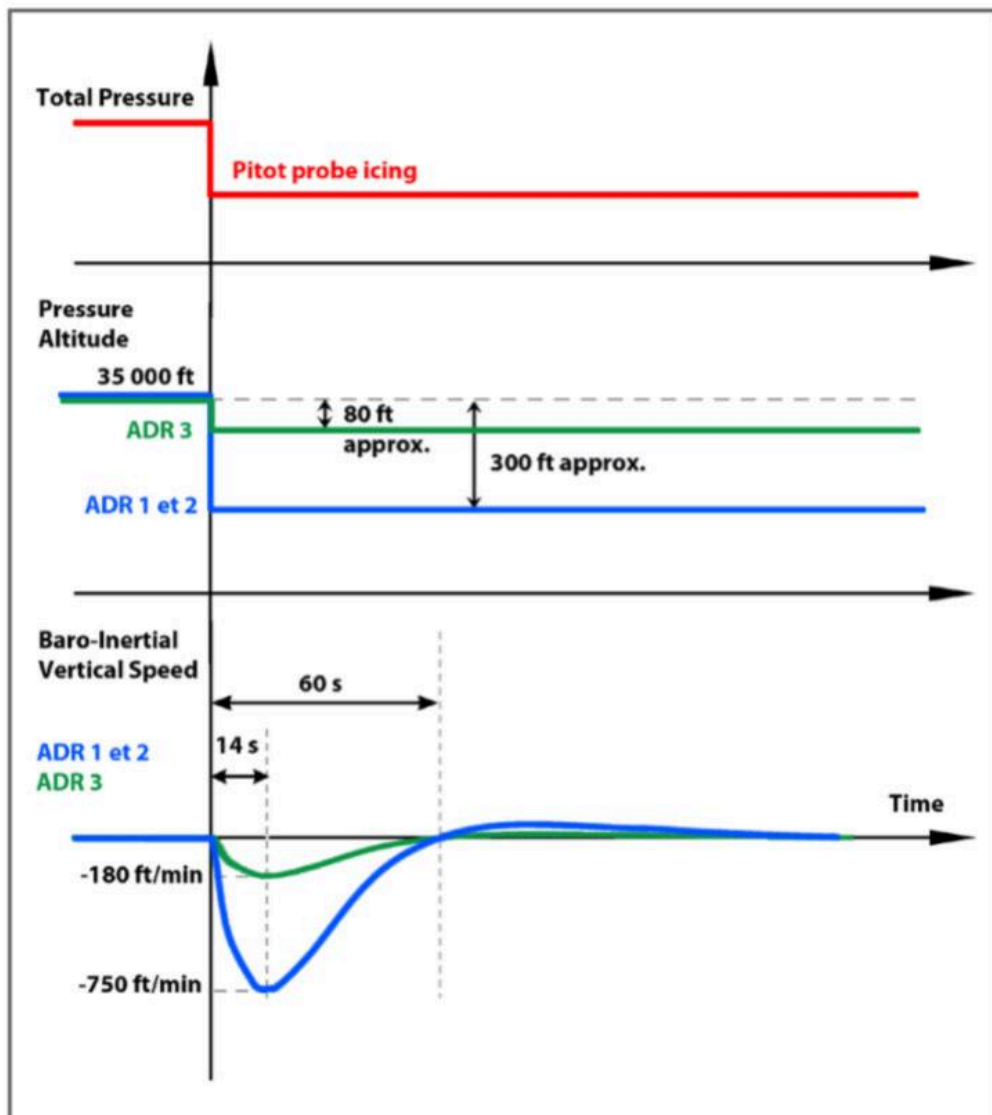


Figura 10: Efecto de una disminución de la presión total medida sobre la altitud estándar y la velocidad vertical

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

La disminución del Mach también afecta a la SAT y, por consiguiente, a la velocidad verdadera y a la velocidad del viento.

En la siguiente tabla se presenta, a modo de ejemplo, el caso de un A330-200 volando a FL350 a Mach 0.8 en atmósfera estándar con viento en cara de 30 kt, para ilustrar las consecuencias de un englamamiento de sondas Pitot que resultaría en una disminución del Mach de 0.8 a 0.3.

Parámetro	Valor real	Valor indicado
Mach	0.8	0.3
Altitud estándar (ft)	35,000	≈ 34,700
CAS (kt)	272	97
SAT (°C)	-54	-31
TAS (kt)	461	182
Velocidad del viento (kt)	-30	249

Durante el deshielo de la sonda Pitot, las mismas variaciones se producen en sentido contrario.

1.6.10 Puntos específicos sobre sobrevelocidad (overspeed)

Los pilotos consideran que las sobrevelocidades en vuelo constituyen un riesgo serio. Esta percepción del riesgo tiene diversos orígenes:

Formación teórica de vuelo (especialmente durante el ATPL):

- El peligro de una "entrada en pérdida por onda de choque" (*shock stall*) se considera equiparable a la pérdida más clásica por baja velocidad;
- Se presentan los peligros asociados a la alta velocidad (por ejemplo, la aparición de *flutter* o el efecto *tuck-under*(2)), aunque los aviones modernos generalmente ya no presentan estas características, que sí podían resultar peligrosas en aeronaves de diseño más antiguo;
- VMO/MMO corresponde a un límite importante en las curvas de rendimiento y limitaciones para los pilotos de línea aérea; aunque la pérdida "clásica" se percibe como bastante conocida y es experimentada por los pilotos (al menos durante su formación inicial), las excursiones muy por encima de VMO/MMO no se demuestran durante el entrenamiento;
- Las consecuencias de una excursión por encima de VMO/MMO son bastante severas para la operación del avión y pueden requerir una inspección de mantenimiento exhaustiva;

- Los criterios de certificación estipulan que las sobrevelocidades deben indicarse mediante un mensaje rojo en el ECAM asociado a una alarma tipo *continuous repetitive chime* (CRC), cuya intensidad debe exigir una reacción inmediata por parte de la tripulación.

Los aviones modernos con perfiles alares supercríticos ofrecen numerosas ventajas, entre ellas mejores características de control a alta velocidad:

- La posición del centro aerodinámico es prácticamente estable en perfiles supercríticos;
- El incremento de resistencia por encima de cierta velocidad es tan grande que resulta extremadamente improbable, o incluso imposible, volar más rápido que las velocidades demostradas que garantizan la ausencia de *flutter* (VD/MD);
- Los sistemas *fly-by-wire*, y la limitación de factor de carga asociada, contribuyen a evitar daños estructurales durante una maniobra de recuperación, incluso cuando esta se realiza de manera enérgica.

El riesgo asociado a bajas velocidades es un riesgo de pérdida de control derivado de fenómenos aerodinámicos, mientras que el riesgo asociado a altas velocidades es esencialmente un riesgo de sobrecarga estructural que puede, en casos extremos (por ejemplo, una maniobra de recuperación brusca o la aparición de *flutter*), conducir a una desintegración estructural.

No obstante, así como los riesgos relacionados con la pérdida varían según el tipo de aeronave (por ejemplo, susceptibilidad a *deep stall*), no todas las aeronaves presentan las mismas características a alta velocidad y, por lo tanto, no están expuestas al mismo grado de riesgo.

1.6.11 Protección por ángulo de ataque y advertencia de pérdida

La ley normal del sistema de control de vuelo *fly-by-wire* del A330 ofrece protección por alto ángulo de ataque, limitándolo a un valor inferior al ángulo de ataque de pérdida.

Cuando esta protección está operativa, el avión no puede entrar en pérdida incluso si la tripulación mantiene una orden de morro arriba hasta el tope.

Nota:

En el ángulo de ataque máximo autorizado por la ley normal, si se mantiene una orden de morro

arriba y el empuje no es suficiente para sostener vuelo nivelado, el ángulo de ataque permanece por debajo del ángulo de pérdida y el avión descenderá.

En ley alterna o directa, se pierde la protección por alto ángulo de ataque de la ley normal, pero la advertencia de pérdida permanece disponible.

Consiste en:

- Aviso sonoro "STALL, STALL";
- Sonido característico tipo "cricket";
- Iluminación del *Master Warning*.

Se activa por el FWC cuando el mayor de los valores válidos de ángulo de ataque supera el umbral establecido para las condiciones de vuelo en ese momento.

Si las mediciones de CAS de los tres ADR son inferiores a 60 kt, los valores de ángulo de ataque de los tres ADR se consideran inválidos y la advertencia de pérdida queda inoperante.

Esto responde a una lógica según la cual el flujo de aire debe ser suficiente para garantizar una medición válida por parte de los sensores de ángulo de ataque, en particular para evitar avisos espurios.

En algunos tipos de aeronaves (por ejemplo, A320), debido a sus características aerodinámicas en la aproximación a la pérdida, el umbral de advertencia suele ser independiente del Mach y determinado para bajas altitudes.

En el A330, como en otros aviones de la misma generación, el umbral de advertencia de pérdida varía con el Mach, de tal manera que se activa —en ley alterna o directa— antes de la aparición de buffet.

Nota:

Se utiliza el mayor de los valores válidos de Mach para determinar el umbral de advertencia de pérdida.

Si ningún Mach es válido, se utiliza el umbral correspondiente a valores inferiores a Mach 0.3.

De forma esquemática, el umbral es estable por debajo de un Mach del orden de 0.3 y luego se reduce de manera casi lineal hasta aproximadamente Mach 0.75, tras lo cual disminuye más rápidamente hasta Mach 0.82:

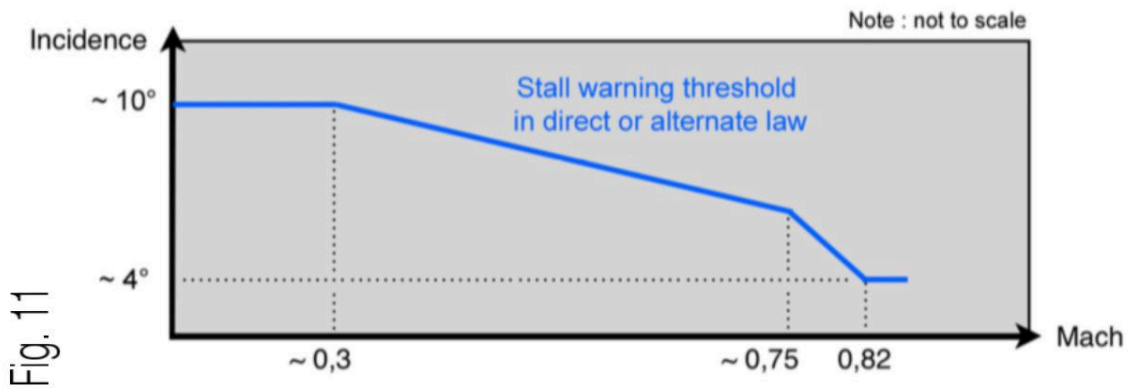


Figura 11: Evolución del umbral de advertencia de estallo en relación con el número de Mach.

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

(Representación esquemática del comportamiento decreciente del umbral en función del Mach.)

Una disminución de velocidad produce un aumento del ángulo de ataque, si el factor de carga permanece constante y la atmósfera está en calma. En ese caso, la disminución de velocidad correspondiente a un incremento de 1° en el ángulo de ataque depende de las condiciones de vuelo:

Condición de vuelo	Crucero	Despegue / Aproximación
Disminución de velocidad indicada por $+1^\circ$ AoA	25 kt	5 kt

En crucero a Mach 0.8, el margen entre el ángulo de ataque de vuelo y el ángulo correspondiente a la advertencia de pérdida es del orden de 1.5° , pero la velocidad de advertencia mostrada en la cinta de velocidad (en ley alterna o directa) estará aproximadamente 40 kt por debajo de la velocidad actual.

El ángulo de ataque es el parámetro que permite activar la advertencia de pérdida. Su valor no se muestra directamente a los pilotos.

El umbral de activación se indica mediante un marcador en la cinta de velocidad en ley alterna o directa.

Cuando los ADR son rechazados por los computadores de control de vuelo, dicho marcador desaparece.

1.6.12 Niveles de vuelo REC MAX y OPTI

El fabricante define un nivel máximo recomendado denominado REC MAX, inferior al nivel máximo certificado.

Es calculado por el FMS considerando los siguientes márgenes:

- Puede alcanzarse con una velocidad de ascenso de al menos 300 ft/min con empuje MAX CLB;
- Puede mantenerse a una velocidad no inferior a "GREEN DOT" y con empuje no superior a MAX CRZ (menor que MAX CLB);
- Existe un margen garantizado de al menos 0.3 g respecto a la aparición de buffet (es decir, el buffet no aparece mientras la aceleración vertical permanezca por debajo de 1.3 g).

Nota:

El FMS no tiene en cuenta en este cálculo el uso de sistemas antihielo (nacelas o alas) ni el nivel de sangrado de aire (*bleed air*).

El fabricante también define un nivel óptimo denominado OPT u OPTI, calculado considerando además los datos de viento y un parámetro de rendimiento introducido por la tripulación llamado COST INDEX.

- COST INDEX bajo → minimiza consumo de combustible;
- COST INDEX alto → favorece mayor velocidad.

El OPTI siempre está por debajo del REC MAX.

Ambos valores se muestran en la página PROG del FMS.

Nota:

El operador recomienda mantener el nivel de vuelo dentro de ± 2000 ft respecto al OPTI. No se hace referencia específica al REC MAX, aunque las tripulaciones de Air France estaban acostumbradas a mantener cierto margen respecto a ese nivel.

Fig. 12

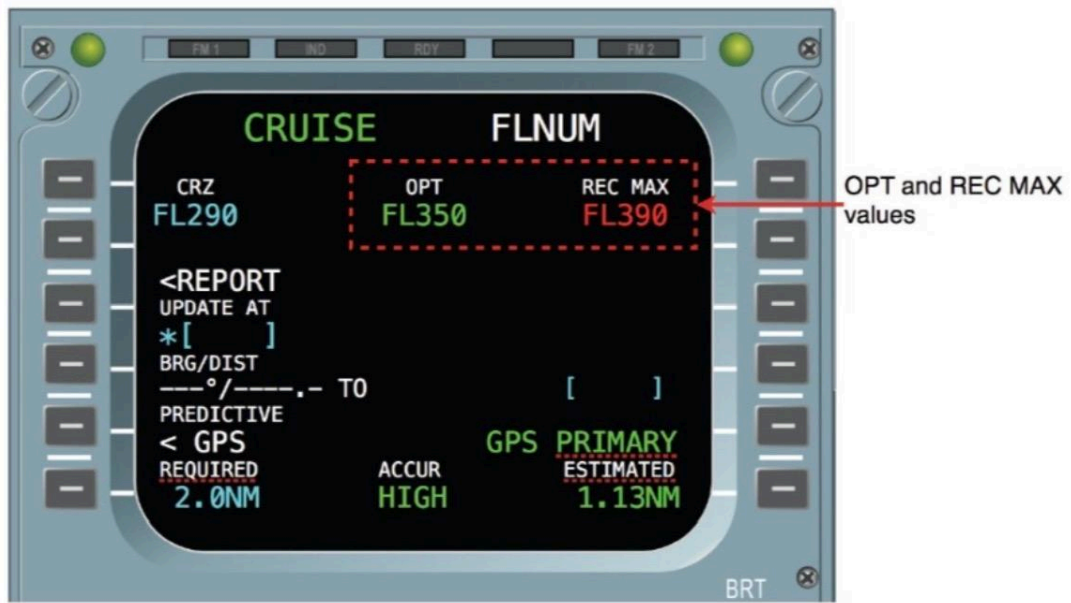


Figura 12: Ejemplo de una página "PROG" del FMS (Sistema de Gestión de Vuelo)

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

1.6.13 Radar meteorológico de a bordo

Los Airbus A330 de Air France están equipados con radar meteorológico Collins WXR 700X-623 con antena plana (P/N: 622-5132-623).

El ángulo de apertura del haz es de:

- 3.6° en elevación;
- 3.7° en azimut.

Los ajustes de *tilt* y *gain* se realizan manualmente.

Cada avión dispone de dos sistemas, pero solo una antena y una caja de control. Solo un sistema está activo a la vez.

La imagen radar se presenta en el ND superpuesta con información de navegación y TCAS. Se muestra cuando:

- El radar está en funcionamiento;
- El ND no está en modo PLAN;
- No está seleccionado el modo TERR.

El ajuste de alcance es manual.

Nota:

El ajuste de luminosidad del terreno y de la información meteorológica es independiente del resto de la información en cada ND.

Nota:

La posición calibrada del control de ganancia ajusta la sensibilidad del radar al nivel de reflectividad calibrada estándar.

1.7 Condiciones Meteorológicas

1.7.1 Situación meteorológica

Todos los datos relativos a la investigación meteorológica están contenidos en los Informes Interinos 1 y 2.

Desde el punto de vista climatológico, las condiciones generales y la posición de la ZCIT (Zona de Convergencia Intertropical) sobre el Atlántico eran normales para el mes de junio. Se encontraban presentes agrupaciones de cumulonimbos características de esta zona, con una heterogeneidad espacial significativa y una vida útil de algunas horas.

Las imágenes infrarrojas tomadas cada quince minutos por el satélite geostacionario Meteosat 9 no permitieron observar directamente las condiciones encontradas a FL350.

El análisis de las imágenes infrarrojas no permite concluir que la actividad tormentosa en la zona donde se presume que el vuelo AF 447 desapareció tuviera un carácter excepcional, pero muestra la existencia de una agrupación de cumulonimbos potentes a lo largo de la ruta prevista, identificable a partir de las 0 h 30. Esta agrupación es el resultado de la fusión de cuatro agrupaciones más pequeñas y su extensión este-oeste es de aproximadamente 400 km.

Aunque el análisis de las imágenes lleva a pensar que, hacia las 2 h 00, los cumulonimbos que formaban esta agrupación ya habían alcanzado en su mayoría su fase de madurez, es altamente probable que algunos fueran escenario de turbulencia notable a FL350. Existe la posibilidad de

actividad eléctrica significativa al nivel de vuelo, pero la presencia de agua sobreenfriada a FL350 no es muy probable y, en cualquier caso, necesariamente habría estado limitada a pequeñas cantidades.

1.7.2 Cartas de pronóstico

La carta TEMSI para las 0 h 00 (véase anexo 12) muestra que la ruta prevista toca dos masas nubosas orientadas este-oeste, situadas a ambos lados del ecuador, y menciona: ISOL/EMBD CB entre los niveles XXX (base situada por debajo de FL250) y FL450.

La altitud máxima de la tropopausa a lo largo de la ruta se estima en FL500.

Se indica una corriente en chorro 280°/85 kt alrededor del paralelo 10° Norte, al oeste de la ruta, en FL410 y FL430.

La ilustración siguiente muestra la superposición de esta carta TEMSI con la imagen infrarroja de las 0 h 00.

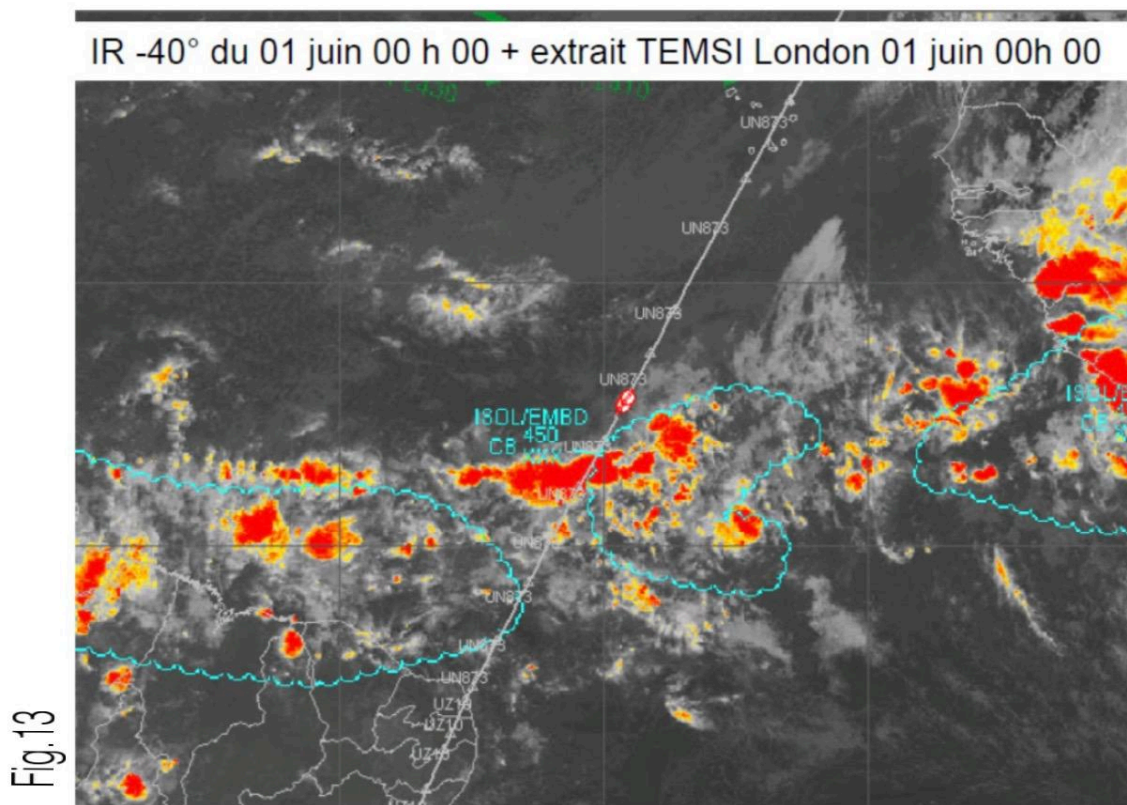


Figura 13: Carta TEMSI superpuesta con imagen infrarroja a las 0 h 00

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Nota:

Las cartas TEMSI y las cartas de viento y temperatura son pronósticos basados en un modelo digital a escala sinóptica producido 24 horas antes del momento específico de validez, para la región de América del Sur. Estas cartas presentan las grandes zonas de actividad convectiva en el área descrita, pero no indican la posición específica de los cumulonimbos ni de las agrupaciones de cumulonimbos.

Las cartas de viento y temperatura muestran que el viento efectivo medio a lo largo de la ruta puede estimarse en aproximadamente diez nudos de viento de cola.

En la carta para FL340, la temperatura del aire más alta se localiza alrededor del ecuador. Se estima en $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$, es decir, Estándar $+13\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Las cartas CAT no pronostican turbulencia en aire claro a lo largo de la ruta.

1.7.3 Análisis meteorológicos

Aunque el detector de rayos de la misión Tropical Rainfall Measuring Mission (TRMM) indica ausencia de actividad eléctrica en la zona del accidente a las 2 h 30, la imagen infrarroja tomada al mismo tiempo es coherente con las de Meteosat 9; en conjunto, esta información no permite concluir que se produjera un desarrollo repentino y excepcionalmente intenso de la actividad convectiva entre las 2 h 07 y las 2 h 30.

El análisis de las observaciones realizadas por el instrumento TMI (TRMM Microwave Imager), el único que opera en la banda de microondas, indica la presencia de fuerte condensación alrededor de los 10.000 metros de altitud, inferior a la altitud de las cimas de los cumulonimbos.

Esta fuerte condensación correspondería a torres convectivas activas a dicha altitud, confirmando la alta probabilidad de turbulencia notable dentro de la agrupación convectiva que era atravesada por la ruta prevista del vuelo AF 447.

1.8 Ayudas a la navegación

El GNSS es la única ayuda a la navegación en las proximidades del punto TASIL.

En el momento del suceso, la constelación GPS proporcionaba la precisión de navegación requerida en la ruta.

1.9 Telecomunicaciones

1.9.1 Comunicaciones entre el avión y los centros ATC

El vuelo AF 447 estuvo bajo control radar desde su salida del aeropuerto de Río de Janeiro hasta el punto INTOL, y bajo cobertura radar hasta el punto SALPU (FIR RECIFE, situado entre INTOL y ORARO).

Después de este punto, el AF 447 estuvo bajo control en ruta (mediante tira de progreso de vuelo), basado en la información del plan de vuelo actualizada por la tripulación o por intercambios entre centros de control.

La tripulación del vuelo AF 447 recibió autorizaciones asociadas a límites más allá de los cuales la aeronave no podía continuar sin obtener una nueva autorización. Generalmente, estos límites coinciden con las fronteras de FIR o de espacio aéreo controlado.

El controlador del ACC RECIFE transmitió a la tripulación del AF 447 las frecuencias que debían utilizarse en el ACC ATLÁNTICO y, después de TASIL, en el ACC Océánico DAKAR. Sin embargo, el controlador no proporcionó una autorización límite antes de que la aeronave entrara en el espacio aéreo senegalés, con el fin de permitir a la tripulación del vuelo AF 447 continuar su vuelo en caso de pérdida de contacto radioeléctrico.

Nota:

Aunque no existía disposición al respecto en las cartas de acuerdo, esta práctica se observa comúnmente para mitigar las limitaciones de las comunicaciones HF en estas regiones.

Nota:

Las horas mencionadas proceden de las transcripciones realizadas por la autoridad brasileña. Pueden diferir ligeramente de las del CVR.

A las 0 h 36 min 40 s, el controlador de RECIFE anunció contacto radar:

“Mantenga FL350. Sobre la intersección INTOL contacte ATLÁNTICO HF en 6535 o, si no es posible, 5565. Hasta entonces, mantenga esta frecuencia”.

La tripulación leyó de vuelta las frecuencias.

A la 1 h 14 min 31 s, la tripulación anunció el paso por FEMUR e indicó que estaban contactando ATLÁNTICO vía HF. El controlador de RECIFE les pidió esperar hasta pasar INTOL.

A la 1 h 14 min 58 s, el controlador de RECIFE coordinó con el controlador ATLÁNTICO la hora estimada en INTOL (1 h 32) y FL350 para el AF 447.

A la 1 h 31 min 44 s, el controlador de RECIFE proporcionó a la tripulación las frecuencias HF de ATLÁNTICO: 6649 o 5565 kHz, y luego 6535 kHz después del punto TASIL. La tripulación leyó de

vuelta las tres frecuencias. El controlador les indicó que contactaran al controlador DAKAR en la frecuencia 6535 kHz únicamente después de TASIL.

Nota:

TASIL se encuentra en el límite entre las FIR Oceánicas ATLÁNTICO y DAKAR.

A la 1 h 33 min, un intento de conexión ADS-C con DAKAR Oceánico falló debido a la ausencia de plan de vuelo en el sistema Eurocat.

A la 1 h 33 min 25 s, la tripulación contactó al controlador ATLÁNTICO en la frecuencia 6649 kHz.

A la 1 h 35 min, un nuevo intento de conexión ADS-C con DAKAR Oceánico falló debido a la ausencia de plan de vuelo en el sistema Eurocat.

A la 1 h 35 min 15 s, la tripulación informó al controlador ATLANTICO que habían pasado el punto INTOL a la 1 h 33, a FL350. Proporcionaron las siguientes estimaciones: SALPU a la 1 h 48 y luego ORARO a las 2 h 04. También transmitieron su código SELCAL: CPHQ. El controlador actualizó la tira.

AFR447	FEMUR	INTOL	350	SALPU	ORARO	TASIL	0106
SBGL A3601	0115	0135	350	0150	0206	0221	0114
W A332H	350	350 350	350 370	370	370	370	370 ACT
LFPG M082	M82 CPHQ R0003	32	33	48	04		CPL
UN873	UN873	REG/FGZCP	SEL/CPHQ	DAT/SY	DOF/090531	S10	STP

Fig. 14

Figura 14: Tira completada por el controlador ATLÁNTICO

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

A la 1 h 35 min 26 s, el controlador ATLÁNTICO inició la coordinación con el controlador DAKAR Oceánico para el vuelo AF 447 y le proporcionó los siguientes datos: estimado en TASIL a las 2 h 20, FL350, Mach 0.82. El controlador DAKAR Oceánico interrumpió la comunicación e indicó que devolvería la llamada.

A la 1 h 35 min 38 s, el controlador ATLANTICO envió una llamada SELCAL, cuya recepción la tripulación confirmó y agradeció.

A la 1 h 35 min 46 s, el controlador ATLÁNTICO pidió a la tripulación mantener FL350 y proporcionar una estimación en TASIL.

Entre la 1 h 35 min 53 s y la 1 h 36 min 14 s, el controlador ATLÁNTICO solicitó tres veces a la tripulación su hora estimada de paso por TASIL. La tripulación no respondió.

Los datos radar muestran que el AF 447 pasó sobre el punto SALPU a la 1 h 49 min, siendo este el último punto radar registrado correspondiente al límite de cobertura radar (este tiempo de paso correspondería a una estimación en TASIL de 2 h 20).

A las 2 h 01 min, un tercer intento de conexión ADS-C con DAKAR Oceánico falló debido a información de registro errónea en el sistema Eurocat.

1.9.2 Medios de vigilancia utilizados por los servicios de control de tránsito aéreo

El radar ya no es la única tecnología capaz de realizar la vigilancia del tránsito aéreo, es decir, la representación —si es posible con identificación— de la posición de una aeronave, actualizada regularmente.

La aparición de los sistemas de navegación por satélite y de los enlaces de datos aire-tierra ha dado lugar a otros medios y técnicas.

Entre estos medios se encuentra la vigilancia “dependiente”: dado que la aeronave conoce su posición a través de sus sistemas de navegación, puede transmitir esta información a tierra del mismo modo que podría transmitir cualquier otro parámetro de a bordo.

Este tipo de vigilancia depende por completo de los recursos a bordo del avión. No se requiere radar; basta con un enlace de comunicación con tierra.

Este sistema se denomina ADS(5) y puede adoptar dos formas:

ADS-B (B de Broadcast):

La posición (además de otra información de a bordo) se transmite regularmente sin interrogación desde tierra, configurándose la transmisión una sola vez. Se requieren estaciones receptoras en tierra dentro del alcance óptico de la aeronave (máximo 250 NM).

ADS-C (C de Contract):

La aeronave transmite regularmente información, incluida su posición, mediante una comunicación bilateral y contractual con una instalación en tierra.

1.9.2.1 Funcionamiento del ADS-C / CPDLC

Establecimiento de la conexión (contrato) en vuelo

El establecimiento de una conexión (*logon*) es un requisito previo para la operación del CPDLC y/o del ADS-C. Este proceso de registro abre un canal de comunicación entre la aeronave y el sistema ATS, que posteriormente se utilizará para transmitir la información CPDLC y/o ADS-C.

Para establecer esta conexión, la aeronave envía su número de vuelo y matrícula, de modo que el sistema ATS pueda verificar la coherencia de estos datos con el plan de vuelo. La aeronave es entonces identificada por el sistema ATS y la conexión queda establecida.

El piloto inicia el primer *logon* del vuelo mediante un procedimiento manual.

ADS-C

La introducción del ADS-C aumenta la capacidad de vigilancia en espacios aéreos oceánicos o continentales en ruta y está destinada a sustituir el reporte de posición en aquellos espacios aéreos donde se aplica separación no radar.

En espacio aéreo no radar, o donde la comunicación HF es difícil, el servicio de alerta puede proporcionarse mediante el contrato ADS-C.

CPDLC

El CPDLC es una tecnología que permite a los controladores de tránsito aéreo y a los pilotos comunicarse directamente a través de un sistema de enlace de datos.

Los mensajes intercambiados entre ambas partes se seleccionan de un subconjunto de mensajes que, en general, reproducen toda la fraseología aeronáutica.

Este sistema supera varios problemas inherentes a la transmisión por voz (deformación del mensaje, mala pronunciación, etc.) y a la transmisión o recepción de mensajes (saturación de banda de frecuencia, mala propagación de ondas radioeléctricas, etc.).

1.9.2.2 El sistema EUROCAT-X utilizado por DAKAR

Eurocat es un sistema de gestión del tránsito aéreo que era utilizado con carácter experimental por DAKAR Océánico en el momento del accidente.

Incluye diversas alertas que se presentan a los controladores, cuyos parámetros umbral son modificables, tales como:

- CLAM (Clearance Level Adherence Monitoring): si la altitud de la aeronave se desvía del nivel de vuelo autorizado;
- RAM (Route Adherence Monitoring): si la aeronave se ha desviado lateralmente de la ruta asignada en el plan de vuelo;
- ETO (Estimated Time Overflight): si las horas reportadas difieren de las estimadas por el FDPS.

La ilustración siguiente muestra el tránsito aéreo tal como era presentado al controlador DAKAR Océánico por el sistema Eurocat (en este caso, la situación del 1 de junio de 2009 a las 3 h 41 min 19 s).

Nota:

Una aeronave puede aparecer simultáneamente en DAKAR y ATLÁNTICO. Puede estar registrada y transmitir vía ADS-C con tres centros simultáneamente.

Fig. 15



Figura 15: Representación del tráfico aéreo por el sistema Eurocat

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Tras la coordinación de los datos del vuelo AF 447 con el controlador ATLÁNTICO, y dado que el plan de vuelo no estaba presente en el sistema Eurocat, el controlador DAKAR Oceanic creó el plan de vuelo en Eurocat. En consecuencia, la trayectoria apareció en la pantalla y se transmitió una tira de progreso (strip).

En la ilustración, el vuelo AF 447 aparece como un cuadrado verde. Este símbolo indica que un plan de vuelo (cuadrado) fue aceptado por el controlador (verde). En un contexto operacional, el concepto de vuelo "aceptado" significa que el controlador asume la responsabilidad de controlar y supervisar dicho vuelo. La aceptación del vuelo habilita las funciones de supervisión descritas anteriormente.

En comparación, el vuelo AF 459 está simbolizado como un triángulo azul sólido. Esto significa que:

- La aeronave está conectada (log-on) a ADS-C (triángulo);

- La aeronave está transmitiendo su posición (triángulo sólido);
- La aeronave aún no ha sido aceptada por el controlador (azul).

Motivos de rechazo del log-on del vuelo

Los dos primeros intentos de log-on fueron rechazados debido a la ausencia del plan de vuelo del AF 447 en el sistema Eurocat.

Tras la coordinación entre los controladores, el tercer intento fue rechazado porque el plan de vuelo no incluía la matrícula completa del vuelo AF 447.

1.9.3 Coordinación entre los centros de control

NTT — Nota técnica del traductor

Sección 1.9.3

La presente sección describe la coordinación entre centros de control en un espacio aéreo no radar, donde la vigilancia se basa en estimaciones horarias, reportes de posición y contratos ADS-C.

El texto presenta una secuencia cronológica de verificaciones entre DAKAR, ATLÁNTICO, SAL y CANARIAS, en ausencia de contacto efectivo con la aeronave.

Tras la creación administrativa del plan de vuelo en el sistema Eurocat, el seguimiento del AF447 se mantuvo en condición virtual, es decir, sin confirmación directa por radio ni mediante enlace de datos.

En este contexto, la "presencia" de la aeronave en el sistema no deriva de una detección técnica en tiempo real, sino de la continuidad de un modelo predictivo basado en estimaciones y transferencias de responsabilidad entre centros de control.

La reconstrucción minuto a minuto permite identificar un marco operacional caracterizado por:

- Dependencia de estimaciones temporales
- Coordinación telefónica intercentros
- Ausencia de confirmación directa de la tripulación

Este esquema evidencia una condición estructural: el sistema mantiene la coherencia del seguimiento aun en ausencia de verificación empírica inmediata, lo que introduce una zona de ambigüedad entre la representación operativa del vuelo y su estado real.

Esta condición no constituye una falla del sistema, sino una característica inherente a la gestión del tránsito en entornos no radar.

A la 1 h 46, el controlador DAKAR solicitó al controlador ATLANTICO información adicional respecto al vuelo AF 447, ya que no disponía del plan de vuelo. El controlador ATLÁNTICO proporcionó los siguientes elementos: A332, de SBGL a LFPG, SELCAL: CPHQ.

El Centro Regional de Control DAKAR OCEANIC creó el plan de vuelo y lo activó. El resultado fue la generación de un vuelo virtual que seguía la trayectoria prevista dentro del FIR DAKAR entre TASIL y POMAT. No hubo contacto por radio entre AF 447 y DAKAR, ni conexión ADS-C. El vuelo permaneció virtual.

A las 2 h 47 min 00, el controlador DAKAR coordinó por teléfono (ATS/DS) el vuelo AF 447 con el controlador SAL (Cabo Verde), con la siguiente información: paso por el punto POMAT (saliendo del FIR DAKAR) estimado a las 3 h 45, FL350, Mach 0.82.

A las 2 h 48 min 7, el controlador DAKAR informó al controlador SAL que el vuelo AF 447 aún no había establecido contacto con él.

A las 3 h 54 min 30, el controlador SAL llamó por teléfono (ATS/DS) al controlador DAKAR para confirmar la hora estimada de paso por el punto POMAT. Este último confirmó que POMAT estaba estimado a las 3 h 45. El controlador DAKAR indicó que la tripulación del vuelo AF 447 no lo había contactado para corregir su estimación. El controlador SAL respondió que probablemente la estimación era posterior. Preguntó al controlador DAKAR si había algún cambio. El controlador DAKAR indicó entonces que intentaría contactar al vuelo AF 447.

A las 4 h 7 min 4, el controlador SAL solicitó confirmación de la estimación del vuelo AF 447. El controlador DAKAR confirmó nuevamente que POMAT estaba estimado a las 3 h 45. El controlador SAL señaló que eran las 4 h 08 y que la estimación no era correcta. El controlador DAKAR recordó que no se había establecido contacto con el vuelo AF 447. El controlador SAL indicó que había identificado al vuelo AF 459 en su radar, aunque su estimación era posterior a la del vuelo AF 447. El controlador SAL dijo que pensaba que la estimación de POMAT era posterior, a las 4 h 29 o 4 h 30. El controlador DAKAR indicó que volvería a llamarlo.

A las 4 h 11 min 53, el controlador DAKAR solicitó al vuelo AF 459 que intentara contactar al vuelo AF 447.

A las 4 h 20 min 27, la tripulación del AF 459 informó al controlador que estaban pasando el punto POMAT a FL370. No habían logrado contactar al vuelo AF 447 y dijeron que habían enviado un mensaje a Air France para que la compañía intentara contactar al vuelo AF 447.

A las 4 h 21 min 52, el controlador DAKAR solicitó al controlador ATLÁNTICO confirmar que el vuelo AF 447 había pasado TASIL a las 2 h 20 a FL350. El controlador ATLÁNTICO confirmó que TASIL estaba estimado a las 2 h 20, pero que no se había establecido contacto.

A las 4 h 37 min 7, el controlador DAKAR preguntó al controlador SAL si aún no había podido contactar al vuelo AF 447 y le informó que, según el controlador ATLÁNTICO, el vuelo debía haber salido del FIR a las 2 h 20 y, en consecuencia, la estimación de POMAT debía ser 3 h 45.

A las 4 h 39 min 42, el controlador DAKAR solicitó al controlador ATLÁNTICO confirmar que no había tenido contacto con el vuelo AF 447. Este último respondió que no había tenido contacto en TASIL, pero que el primer contacto había sido en INTOL a la 1 h 33. El controlador DAKAR informó al controlador ATLÁNTICO que SAL tampoco había establecido contacto. El controlador ATLÁNTICO indicó que volvería a llamar más tarde.

A las 4 h 52 min 36, el controlador DAKAR volvió a llamar al controlador SAL para preguntarle si había establecido contacto. Confirmó las estimaciones en los límites del FIR y pidió al controlador SAL que lo llamara nuevamente si establecía contacto.

A las 4 h 53 min 50, el controlador ATLÁNTICO llamó nuevamente al controlador DAKAR. Le indicó que volvería a verificar las estimaciones y que llamaría de nuevo.

A las 5 h 1 min 34, el controlador DAKAR preguntó al controlador CANARIAS si estaba en contacto con el AF 447. Este respondió que no tenía información.

A las 5 h 6 min 17, el controlador SAL preguntó al controlador DAKAR si tenía un reporte de posición del vuelo AF 447 en el límite con el FIR ATLÁNTICO. Este respondió que no.

A las 5 h 9 min 15, el controlador ATLÁNTICO preguntó al controlador DAKAR si tenía alguna noticia del vuelo AF 447. El controlador DAKAR respondió que no, y el controlador ATLÁNTICO solicitó confirmación de que el vuelo ya estuviera en el FIR SAL. También confirmó que SAL no había establecido contacto con el vuelo AF 447.

A las 6 h 05 min 13, el controlador ATLÁNTICO preguntó al controlador DAKAR si el AF 447 había establecido contacto con SAL. El controlador DAKAR respondió que no.

La continuación de los intercambios entre los centros de control se encuentra en el párrafo 1.15.

1.10 Información sobre los aeródromos

Los aeródromos de apoyo para este vuelo ETOPS 120 minutos fueron: Natal (Brasil) y Sal Amílcar (Cabo Verde).

1.11 Registradores de vuelo

De conformidad con la reglamentación vigente, la aeronave estaba equipada con dos registradores de vuelo:

Registrador de Datos de Vuelo (FDR)

Fabricante: Honeywell

Modelo: 4700

Número de parte (P/N): 980-4700-042 (fuente: Air France)

Número de serie (S/N): 11469 (fuente: Air France)

Número de tipo CSMU: 617-6096-014

Número de serie CSMU: 14272

Se trata de un registrador digital de datos de vuelo de estado sólido (SSFDR) con una capacidad de grabación de al menos veinticinco horas. El documento de decodificación, suministrado para esta aeronave, incluye alrededor de 1.300 parámetros.

Registrador de Voces de Cabina (CVR)

Fabricante: Honeywell

Modelo: 6022

Número de parte (P/N): 980-6022-001

Número de serie (S/N): 12768

Número de tipo CSMU: 617-6096-006

Número de serie CSMU: 32812

Se trata de un registrador digital de voces de cabina de estado sólido (SSCVR) con una capacidad de grabación de al menos dos horas en calidad estándar y treinta minutos en alta calidad.

Ambos registradores estaban equipados, conforme a la reglamentación, con balizas localizadoras submarinas (ULB), cuyo tiempo de transmisión es de al menos 30 días, en la frecuencia de 37,5 kHz.

Nota: El fabricante de las ULB indicó que el tiempo de transmisión era del orden de cuarenta días.

1.11.1 Operaciones de apertura y lectura de los registradores de vuelo

Los dos registradores de vuelo llegaron a la sede del BEA el 12 de mayo de 2011.



Fig. 16



Fig. 17

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

(Figuras 16: FDR
Figura 17: CVR)

Para el FDR, únicamente estaba presente la unidad protegida (CSMU o módulo de memoria). El CVR estaba completo.

Registrador de Datos de Vuelo (FDR)

La CSMU fue abierta y se retiraron las diversas capas internas de protección térmica.

Se extrajo la placa de memoria y se retiró su recubrimiento protector.

Fig. 18

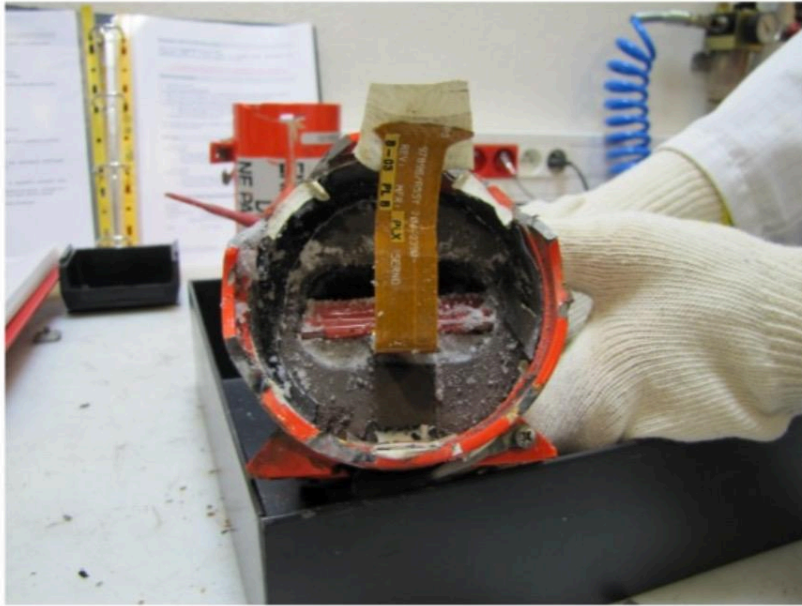


Figura 18: CSMU del FDR tras la retirada de la cubierta

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Fig. 19



Figura 19: Placa de memoria del FDR

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

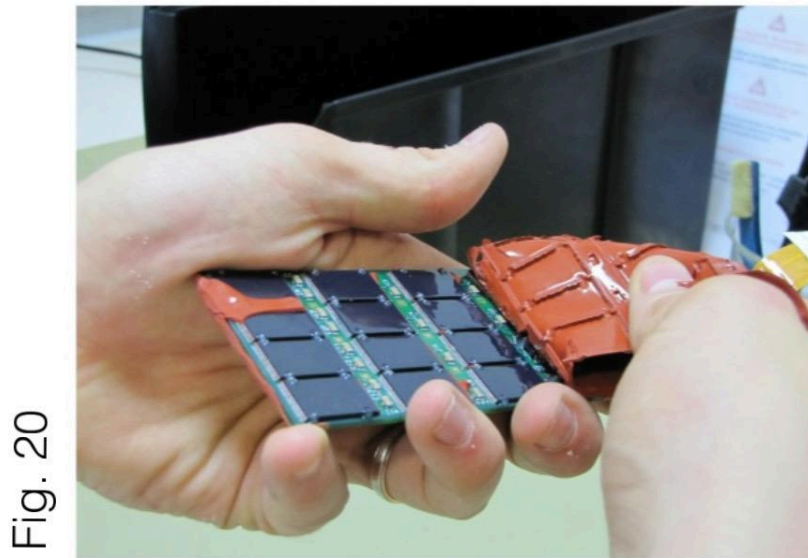


Figura 20: Retirada de las capas internas de protección

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

La placa de memoria fue limpiada. La inspección visual no reveló daños en la placa. La placa fue colocada en un horno durante 36 horas con el fin de eliminar la humedad de los componentes y de la tarjeta de circuito impreso.

Las mediciones de impedancia realizadas posteriormente en el conector de entrada estaban en conformidad con las mediciones efectuadas en unidades de referencia.

La placa de memoria fue luego conectada al lector de memoria del BEA. Cada componente de memoria fue direccionado individualmente y leído en su totalidad. El análisis del contenido binario confirmó que el lector se comunicaba correctamente con los componentes de memoria y que los datos extraídos de cada componente eran coherentes.

La placa de memoria fue entonces conectada al chasis del BEA y los datos fueron extraídos utilizando el hardware oficial del fabricante. Los datos fueron sincronizados y el vuelo del evento fue identificado.

La CSMU fue retirada de su chasis y abierta. Al igual que en el FDR, se retiraron las diversas capas de protección térmica, se extrajo la placa doble de memoria(6) y posteriormente se retiró el recubrimiento protector.



Figure 21: Opening of CVR CSMU



Figure 22: CVR memory board after removal of thermal protections



Figure 23: CVR memory boards before cleaning

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 21: Apertura de la CSMU del CVR

Figura 22: Placa de memoria del CVR tras retirada de protecciones térmicas

Figura 23: Placas de memoria del CVR antes de la limpieza

La inspección visual de las placas reveló daños: un condensador y una resistencia estaban agrietados en una de las placas; en la otra placa, dos componentes de tipo decodificador estaban dañados.

Las placas fueron colocadas en un horno durante 42 horas. Los componentes dañados fueron desoldados y sustituidos. El valor de impedancia medido en el conector de entrada cumplía con las mediciones realizadas en placas de referencia.

Las placas de memoria fueron luego conectadas por separado al lector de memoria del BEA. Algunos componentes de memoria previamente seleccionados fueron direccionados y leídos completamente. La coherencia del contenido binario de cada memoria pudo verificarse utilizando el hardware y software del fabricante.

Posteriormente, las placas fueron conectadas al chasis del BEA y los datos fueron extraídos y descomprimidos utilizando el hardware oficial del fabricante.

Se registraron las siguientes pistas:

Pista 1: comunicaciones radio y señal de los micrófonos del piloto sentado a la izquierda;

Pista 2: comunicaciones radio y señal de los micrófonos del piloto sentado a la derecha;

Pista 3: comunicaciones radio, señal del micrófono del segundo copiloto (asiento trasero) y señal FSK;

Una pista compuesta por la mezcla de las tres primeras pistas;

Pista CAM: señal del micrófono de ambiente de cabina.

El análisis de los 5 archivos de audio descargados reveló que el evento no ocurrió al final de la secuencia de datos registrados en las 5 pistas y que las pistas eran algunas decenas de segundos más cortas de lo esperado.

La sincronización de los distintos canales mostró que faltaban algunos datos. Además, el análisis del contenido binario de la memoria EEPROM confirmó la incoherencia de los punteros utilizados por el lector del fabricante para iniciar y finalizar la descarga de los datos.

El método adoptado posteriormente para recuperar todos los datos guardados consistió en leer el contenido binario de cada componente de memoria utilizando el lector del BEA. Mediante el análisis del contenido binario de los componentes de memoria, se pudo determinar el valor de los

distintos punteros. Estos punteros fueron utilizados luego para reconstruir el archivo en su orden cronológico correcto.

Los archivos comprimidos en el formato del fabricante fueron reconstruidos utilizando un software desarrollado por el BEA basado en información proporcionada por el fabricante. Posteriormente, los archivos fueron descomprimidos utilizando el hardware y software oficiales del fabricante.

Las 5 pistas de audio obtenidas de esta manera fueron sincronizadas y se comprobó que su duración cumplía con los valores esperados: más de 30 minutos para las pistas 1 a 3 y más de 2 horas para las pistas 4 y 5.

1.11.2 Análisis de los datos de los registradores de vuelo

Sincronización de los registradores

Los registradores fueron sincronizados utilizando las diversas alarmas activadas durante el vuelo, en particular la advertencia de pérdida (stall warning).

El número de alarmas permitió sincronizar los registradores con una precisión de aproximadamente 100 ms.

Una sincronización de los parámetros FDR / CVR se incluye en el Apéndice 3.

Análisis del CVR

La grabación del CVR comenzó a 0 h 09 min 15 y se detuvo a 2 h 14 min 28.4.

Se destacan particularmente los siguientes puntos:

- Una señal de llamada sonó en la zona de descanso de la tripulación de vuelo a 1 h 56 min 06;
- El piloto de relevo ingresó a la cabina a 1 h 59 min 26;
- El Comandante salió de la cabina a 2 h 01 min 58, y la puerta se cerró;
- La advertencia sonora de desconexión del piloto automático (cavalry-charge) se escuchó a 2 h 10 min 04.6;
- Una primera llamada de la tripulación de cabina o del área de descanso de vuelo (timbre alto-bajo) se escuchó a 2 h 10 min 53.5;

- Se escucharon ruidos de vibración en la cabina desde 2 h 10 min 54 hasta 2 h 12 min 57;
- Cinco señales de llamada fueron transmitidas hacia el área de descanso de la tripulación entre 2 h 11 min 09.8 y 2 h 11 min 27;
- El Comandante regresó a la cabina a 2 h 11 min 42.5.

El análisis de los ruidos escuchados en la cabina reveló un movimiento del asiento izquierdo, después de que el copiloto de relevo tomó los mandos, de la misma duración (dos segundos) que un movimiento escuchado antes de que el Comandante dejara su asiento.

Conducción del vuelo y navegación

La aeronave despegó de Río de Janeiro a las 22 h 29 del 31 de mayo.

El piloto automático 2 fue activado aproximadamente a las 22 h 33.

La aeronave ascendió gradualmente hasta el nivel de vuelo 350 (FL350), alcanzado aproximadamente a las 23 h 00.

El vuelo siguió la ruta planificada en los modos ALT CRZ / NAV.

Turbulencia

El análisis del factor de carga normal registrado reveló zonas de turbulencia ligera.

La tabla siguiente presenta un resumen de este análisis.

Los valores de las variaciones de aceleración normal corresponden a la diferencia entre los valores máximo y mínimo dentro de la zona.

Nota:

Según ICAO, la turbulencia "ligera" se define como cambios en el factor de carga normal en el centro de gravedad menores de 0.5 g pico a pico.

Fig. 24

Start	End	Duration	Amplitude
22:30	23:45	1h15	$\leq 0,2$
23:45	1:02	1h17	calm
1:02	1:32	30 min	$\leq 0,15$
1:32	1:36	4 min	0,2
1:36	1:45	9 min	$\leq 0,1$
1:45	1:48	3 min	0,2
1:48	1:52	4 min	0,3 – 0,4
1:52	2:02	10 min	$\leq 0,15$
2:02	2:07	5 min	increase from 0,1 to 0,25
2:07	2:10	3 min	maximum 0,5

Figura 24: Nivel de turbulencia observado durante el vuelo.

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Parámetros de velocidad

La velocidad calibrada registrada en el FDR es la que se muestra en el PFD izquierdo.

Si esta es inválida (velocidad menor de 30 kt, bandera SPD mostrada en la cinta de velocidad), la velocidad registrada pasa a ser la mostrada en el PFD derecho.

Este cambio en la fuente del parámetro registrado no es explícito.

Si ambas velocidades son inválidas, la bandera SPD aparece en ambos lados y la velocidad registrada también se vuelve inválida, con estado NCD.

Su variación sigue entonces un perfil específico.

Nota:

La velocidad mostrada en el PFD izquierdo generalmente se deriva del ADR1, pero también puede derivarse del ADR3 si se acciona el selector rotatorio "AIR DATA" ubicado en la consola central.

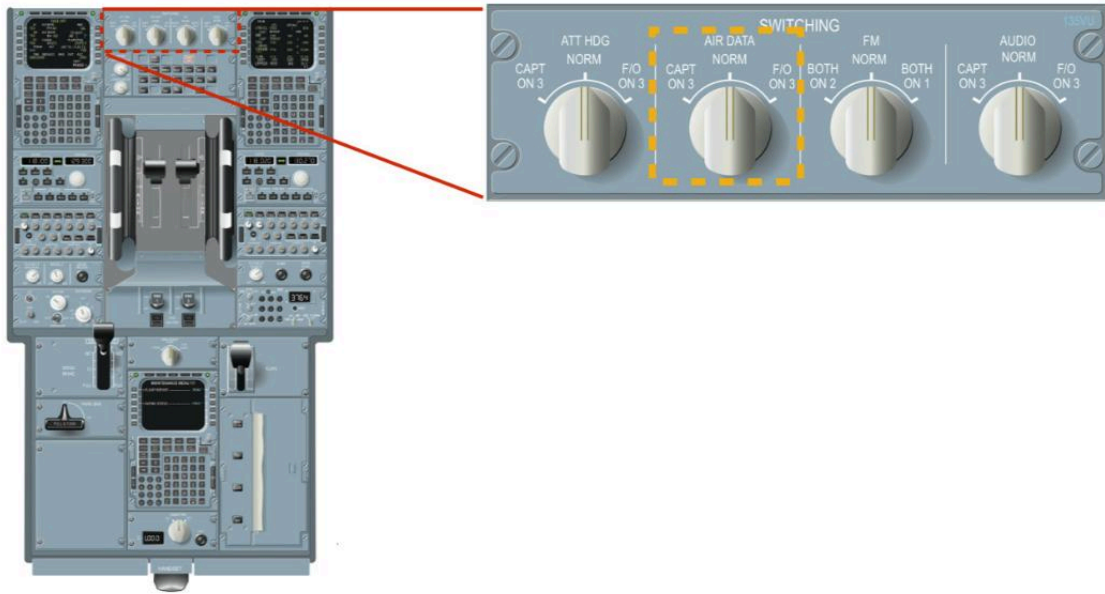


Figure 25: Position and detail of "AIR DATA" selector

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 25: Posición y detalle del selector "AIR DATA".

La velocidad mostrada en el ISIS también es registrada por el FDR.

Esta es comparable con la velocidad calibrada derivada del ADR3, ya que el ADR3 y el ISIS utilizan los mismos sensores externos (véase 1.6.6.1).

Se considera siempre válida, incluso a velocidades inferiores a 30 kt, siempre que la presión dinámica (total menos estática) no caiga por debajo de un cierto umbral.

Si se alcanza ese umbral:

- Aparece la bandera SPD en la cinta de velocidad del ISIS
- La velocidad se vuelve inválida con estado FW (failure warning)
- Y se envía un mensaje al CMC.

Nota:

Entre 0 y 30 kt, el valor mínimo mostrado en la cinta de velocidad del ISIS es 30 kt.

El Mach proveniente del ADR que suministra información al PFD izquierdo también se registra. Solo se muestra en el PFD cuando es mayor que 0.5.

Parámetros del ISIS

Además de la velocidad, también se registran:

- Los parámetros inerciales
- y la altitud mostrada por el ISIS.

Cabe señalar que el ISIS posee su propia unidad de medición inercial, mientras que se alimenta de los sensores aerodinámicos externos que también proporcionan los datos de presión al ADR3.

Advertencias

La activación de advertencias sonoras (alerta de altitud y advertencia de pérdida) fue correlacionada con los parámetros registrados (véase también 1.16.3.2) y demostró un funcionamiento nominal.

Parámetros vinculados a los directores de vuelo

Los parámetros registrados no reflejan el estado de los pulsadores de selección FD1 y FD2 ubicados en la Flight Control Unit (FCU), sino el estado de visualización de las barras cruzadas del FD en el PFD.

La evolución temporal de estos parámetros muestra varios cambios de estado tan simultáneos que indican que los directores de vuelo nunca fueron desconectados mediante el uso de los pulsadores.

Se debe señalar que las barras cruzadas del FD desaparecieron y reaparecieron varias veces durante el vuelo.

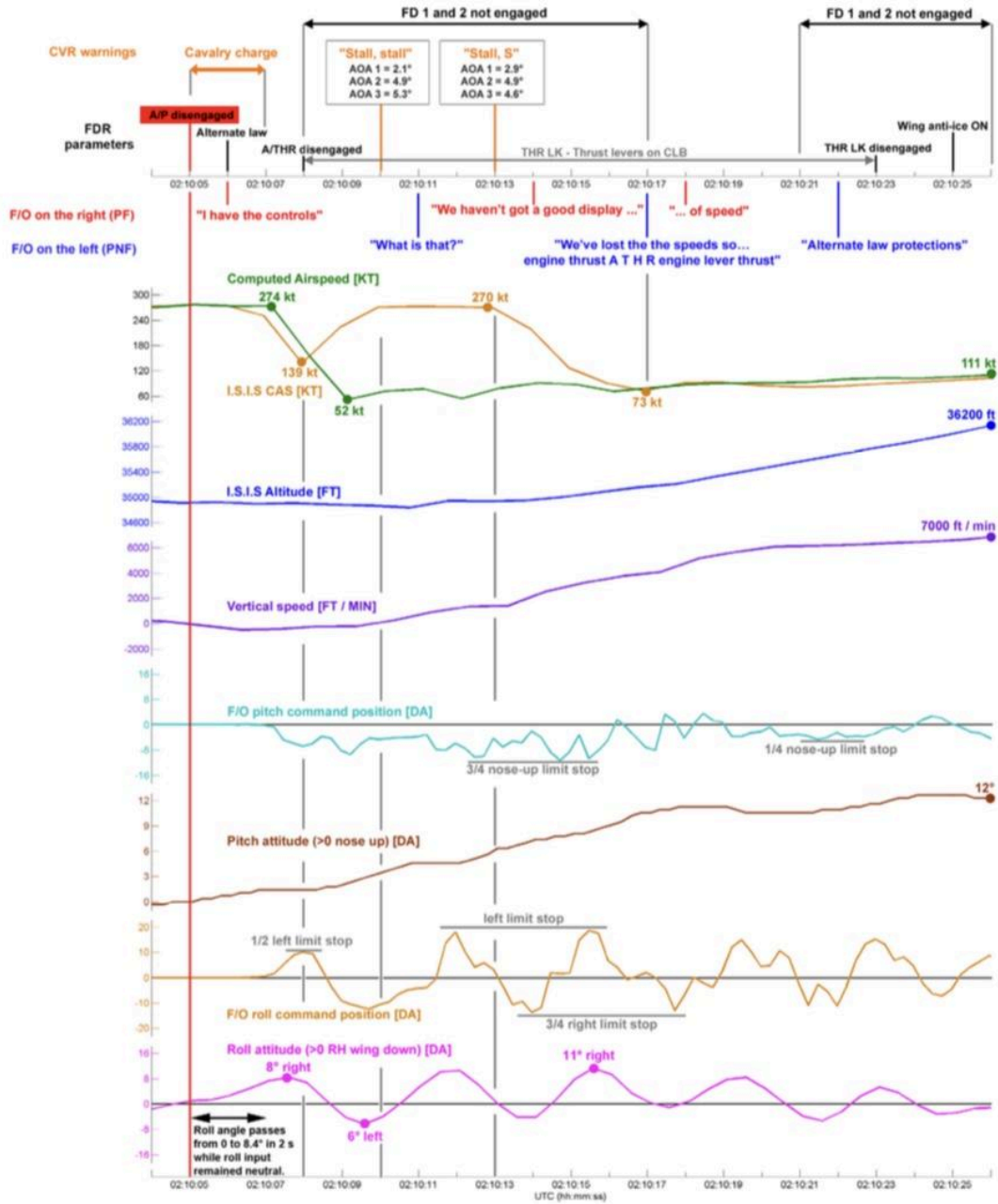


Figure 26: Parameters from 2 h 10 min 04 to 2 h 10 min 26

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 26: Parámetros desde 2 h 10 min 04 hasta 2 h 10 min 26

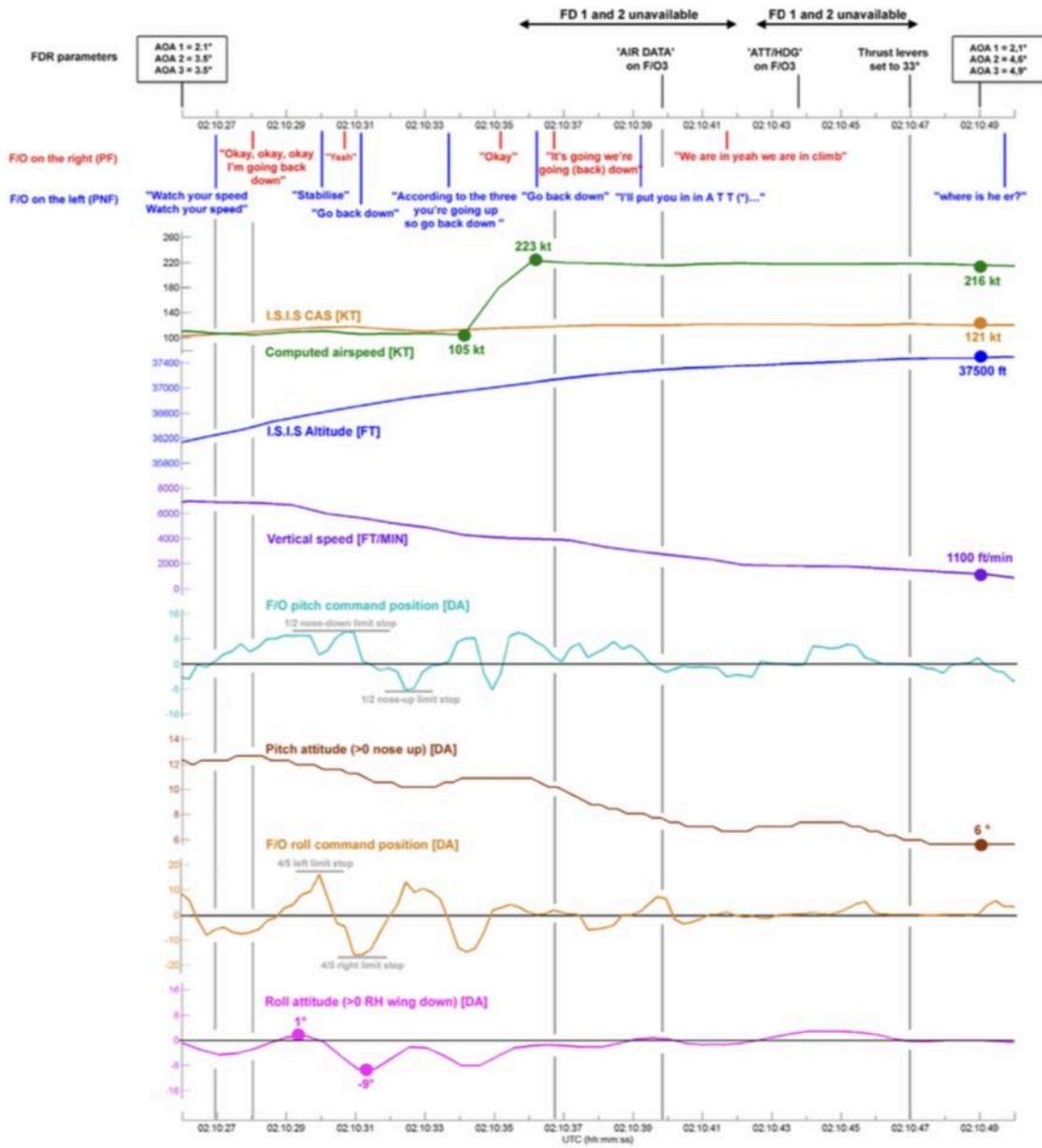


Figure 27: Parameters from 2 h 10 min 26 to 2 h 10 min 50

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 27: Parámetros desde 2 h 10 min 26 hasta 2 h 10 min 50

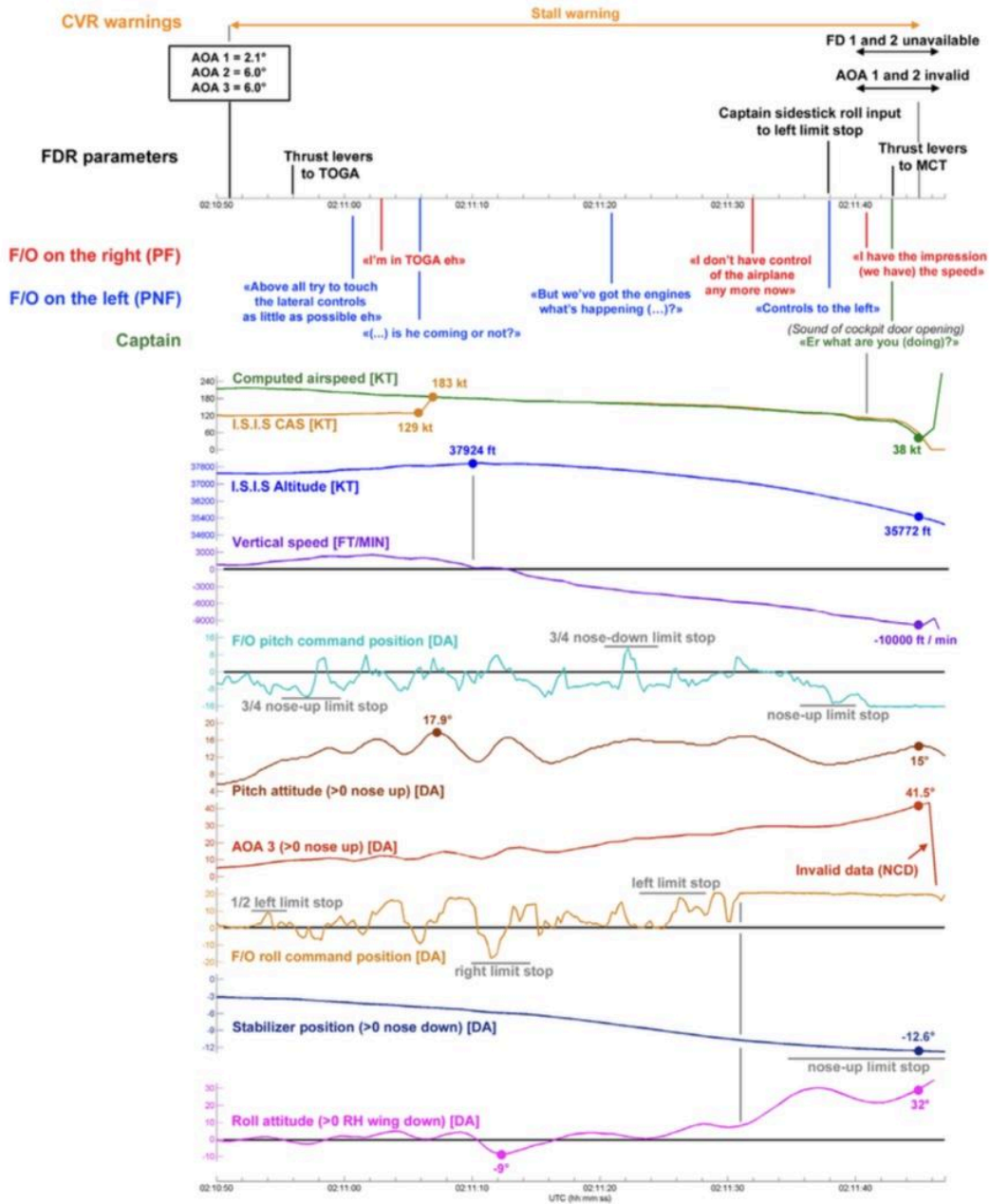


Figure 28: Parameters from 2 h 10 min 50 to 2 h 11 min 46

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 28: Parámetros desde 2 h 10 min 50 hasta 2 h 11 min 46

1.11.3 Análisis de las computadoras

Durante las operaciones de búsqueda en el mar realizadas en 2011, que permitieron localizar el lugar del accidente y posteriormente recuperar los registradores de datos de vuelo, se logró recuperar e identificar diversas computadoras de a bordo.

Se examinaron las computadoras ISIS, FCDC, eQAR y FMGEC.

ISIS

Esta computadora fue abierta y se extrajeron los componentes de memoria que contenían los mensajes de fallo. Posteriormente fueron leídos utilizando equipos del laboratorio del BEA.

Los datos fueron decodificados en colaboración con el fabricante del equipo.

Los datos recuperados cubrían únicamente los dos últimos minutos del vuelo, y cada mensaje de fallo registrado indicaba una incoherencia en la medición de la diferencia entre la presión total y la presión estática.

Estos mensajes se correlacionaron con los datos del FDR y corresponden a los períodos durante los cuales la información de velocidad proporcionada por el ISIS era inválida.

FMGEC 1 y 2

Las dos computadoras fueron examinadas y se extrajeron los datos de los diferentes componentes de memoria.

Los mensajes de fallo registrados por cada una de las funciones de los dos FMGEC fueron decodificados y analizados.

Estos mensajes no están registrados con marcas temporales precisas, por lo que fue necesario correlacionarlos con los datos del CVR y del FDR para refinar su cronología.

El análisis de los mensajes permite, en particular, determinar la validez —según la percepción del FMGEC— de determinadas computadoras, especialmente de los módulos ADR e IR de cada una de las ADIRU.

Así, a medida que las sondas Pitot se congelaban o se descongelaban, se desarrollaban incoherencias entre las velocidades aerodinámicas calculadas por cada ADR y las velocidades verticales baro-inerciales (Vzbi) calculadas por cada IR.

La información relativa a la validez de los módulos ADR e IR resultó útil para:

- Determinar el estado de las diferentes sondas Pitot
- Explicar la indisponibilidad de los directores de vuelo,
- y ayudar a determinar los parámetros mostrados en el PFD del lado derecho.

eQAR

Esta computadora es un registrador de parámetros no protegido, utilizado por el operador con fines de análisis de vuelo.

Los datos se registraban en un disco magneto-óptico, el cual fue retirado de la computadora.

El disco estaba tan gravemente dañado que fue imposible utilizar métodos tradicionales de lectura. Por ello fue examinado en colaboración con el laboratorio de física del estado sólido de la Universidad Paris-Sud, junto con el fabricante Thales.

Se identificaron zonas legibles en el disco.

La única zona susceptible de contener datos de vuelo fue analizada. Esta correspondía a un segundo de información registrado cada 100 segundos.

Por lo tanto, muy poca información pudo recuperarse, y los datos obtenidos no aportaron elementos adicionales a los ya recuperados por otros medios.

En consecuencia, el examen fue interrumpido tras este estudio de viabilidad.

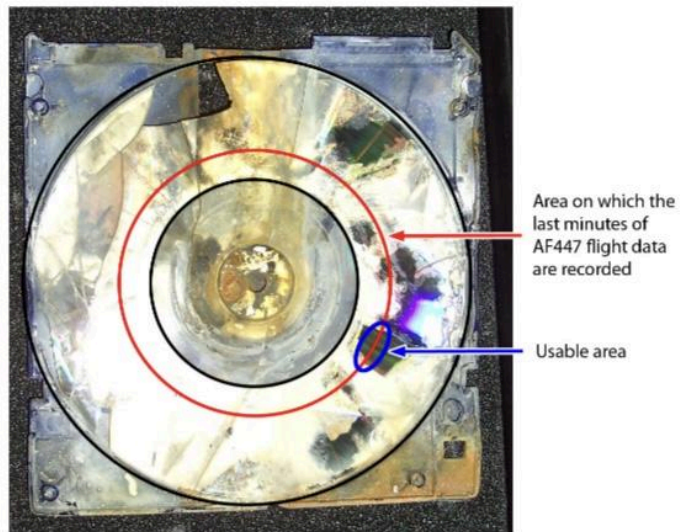


Figure 29: Optical disk showing the location of the readable zones

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 29: Disco óptico que muestra la ubicación de las zonas legibles.

FCDC

Las dos computadoras fueron examinadas.

Los componentes de memoria que contenían los datos estaban dañados.

Uno de los componentes había sido arrancado, mientras que el otro presentaba cortocircuitos internos.

Por lo tanto, los trabajos de análisis fueron concluidos.

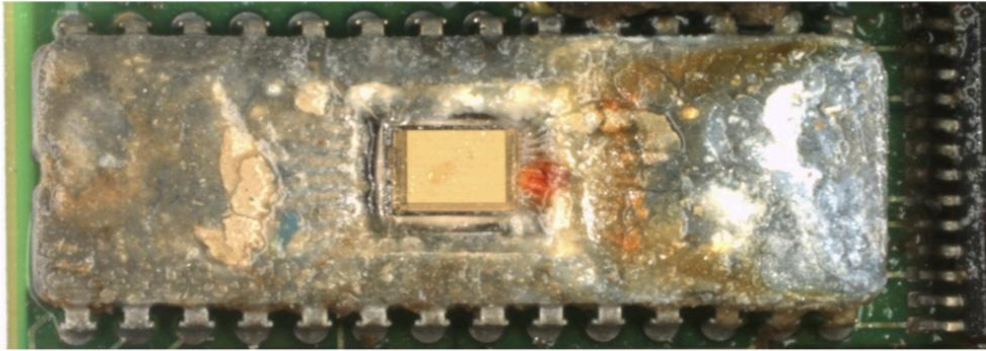


Figure 30: Memory component from one of the FCDC

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 30: Componente de memoria de una de las FCDC.

1.12 Restos del avión e información sobre el impacto

1.12.1 Localización de los restos flotantes y del sitio del siniestro

Las marinas francesa y brasileña encontraron restos pertenecientes al avión a partir del 6 de junio.

Todos los restos fueron referenciados en una base de datos que incluye aproximadamente 1,000 piezas del avión.

Casi todos los restos de la aeronave fueron identificados y clasificados por tipo:

- Cabina
- Compartimento de carga
- Ala
- Carenado ventral (*belly fairing*)
- LDMCR (*Lower Deck Mobile Crew Rest*)

Esta información complementó los datos previamente registrados sobre:

- Posición
- Fecha
- Hora de recuperación

La mayoría de las piezas encontradas eran componentes de baja densidad tipo panal (*honeycomb*) o materiales compuestos.

Fueron identificadas:

- Directamente, mediante el Part Number, cuando éste podía identificarse;
- o indirectamente, mediante el análisis de:
 - las formas,
 - los materiales,
 - los colores del recubrimiento,
 - y la documentación del fabricante, cuando el Part Number no estaba disponible.

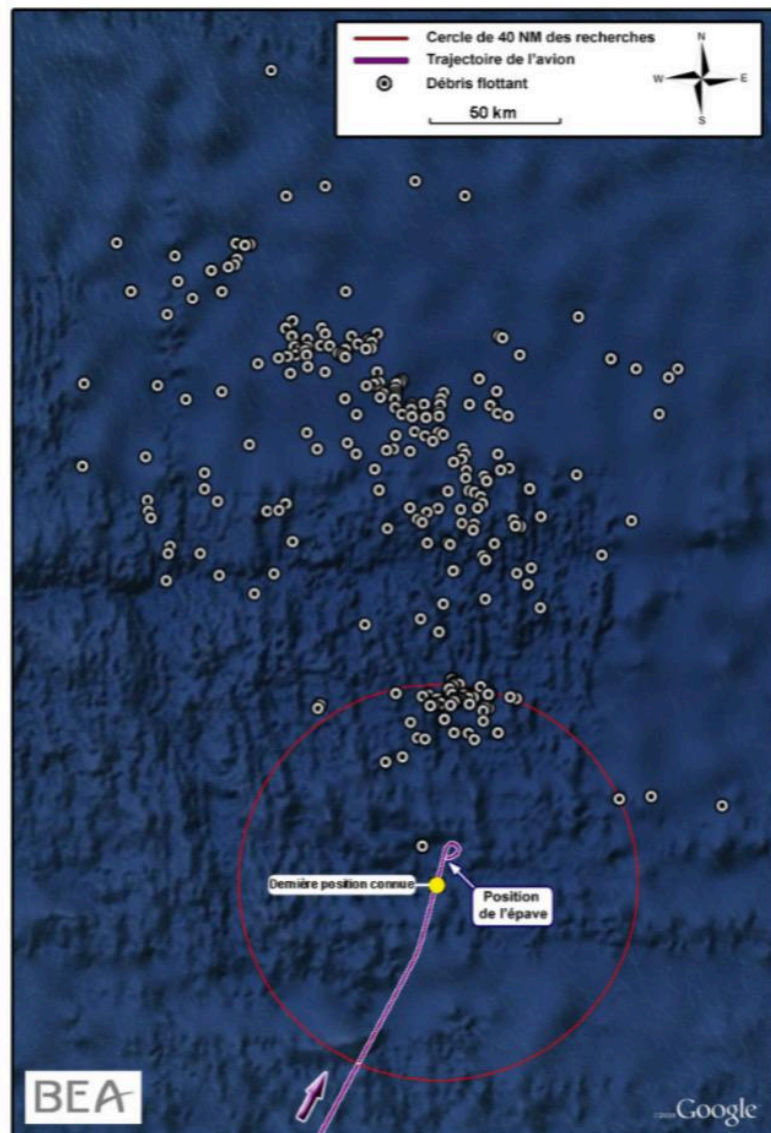


Figure 31: All of floating debris (found between 6 and 26 June), last known position and wreckage site

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 31: Todos los restos flotantes (encontrados entre el 6 y el 26 de junio), última posición conocida y localización del sitio del siniestro.

Los restos del avión fueron localizados el 2 de abril de 2011 durante la cuarta fase de las búsquedas marítimas.

El sitio del accidente se encontraba al este de la dorsal mesoatlántica, en una región de relieve accidentado, cuyo fondo oceánico presenta grandes variaciones de profundidad en distancias cortas, entre 700 metros y 4,300 metros.

Los restos del avión fueron encontrados aproximadamente a 6.5 millas náuticas (NM) sobre el radial 019 desde la última posición conocida, ligeramente a la izquierda de la ruta prevista.

Los restos se encontraban sobre una llanura abisal a una profundidad de 3,900 metros.

Esta llanura, rodeada de relieve, compuesta por sedimentos de tipo arcilloso, tenía aproximadamente 15 km de ancho y estaba situada al oeste de la trayectoria de vuelo prevista del avión.

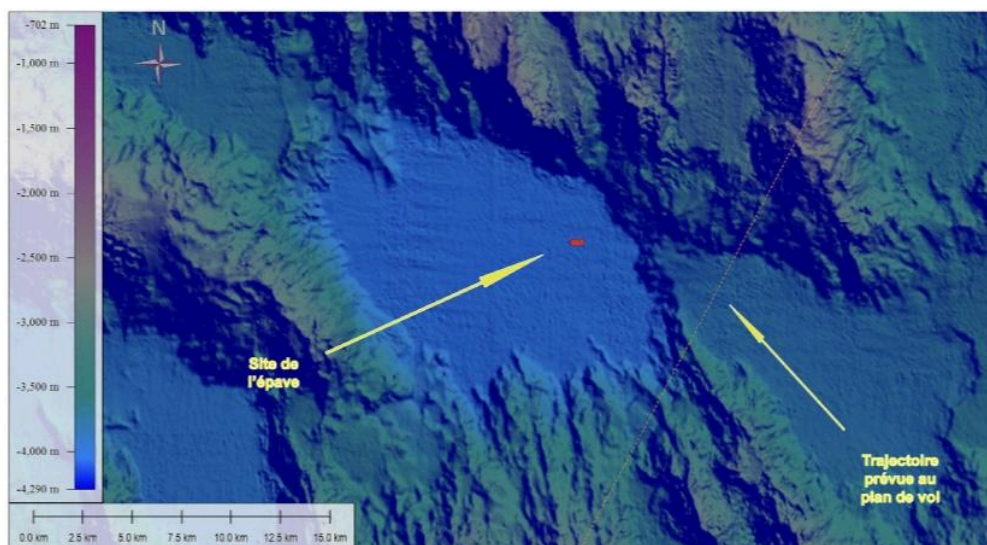


Figure 32: Wreckage localisation

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 32: Localización de los restos.

1.12.2 Trabajos realizados sobre los restos flotantes

Durante 2009, los restos flotantes fueron posicionados con base en la configuración estructural del avión y mediante algunas inspecciones visuales.

1.12.2.1 Reposicionamiento de los restos según la configuración del avión

Todos los restos fueron reunidos en un hangar de la DGA-Techniques Aéronautiques (antiguo CEAT).

La mayoría de los restos pudieron posicionarse con precisión en relación con la configuración del avión.

Este reposicionamiento proporciona una distribución de los restos:

- Desde la parte delantera (radome) hasta la parte trasera (estabilizador vertical) del avión;
- Desde el lado izquierdo al lado derecho del avión, en el caso de las piezas de cabina o de ala.

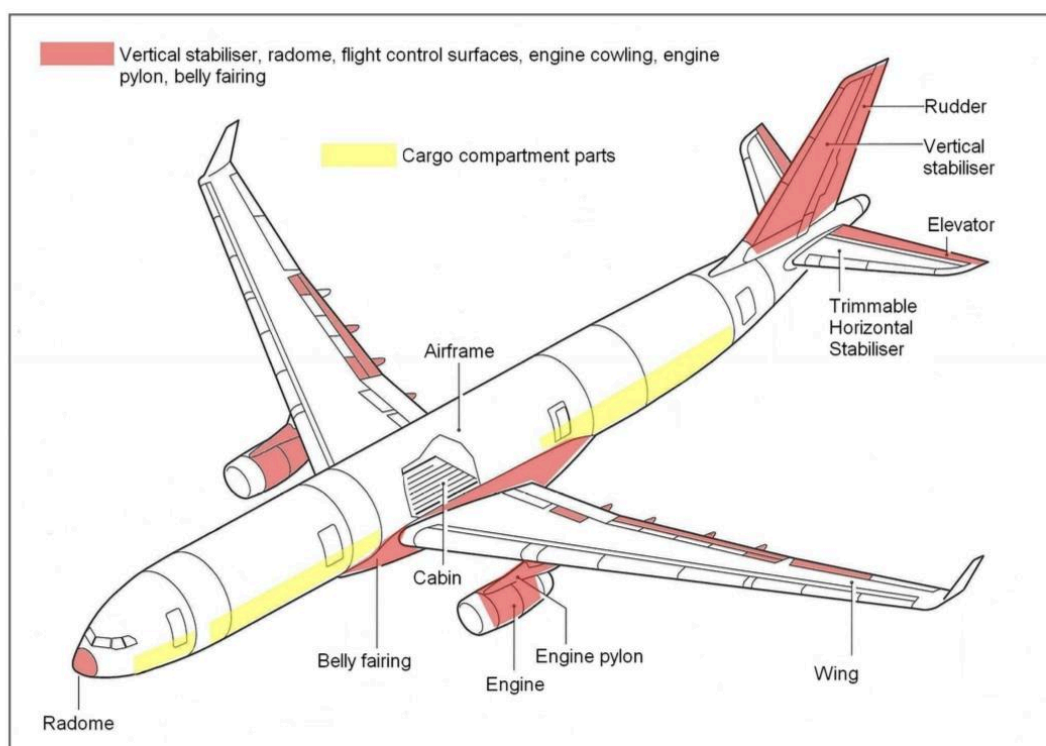


Figure 33: Position of the recovered parts (exterior and cargo)

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 33: Posición de las piezas recuperadas (exterior y compartimento de carga).

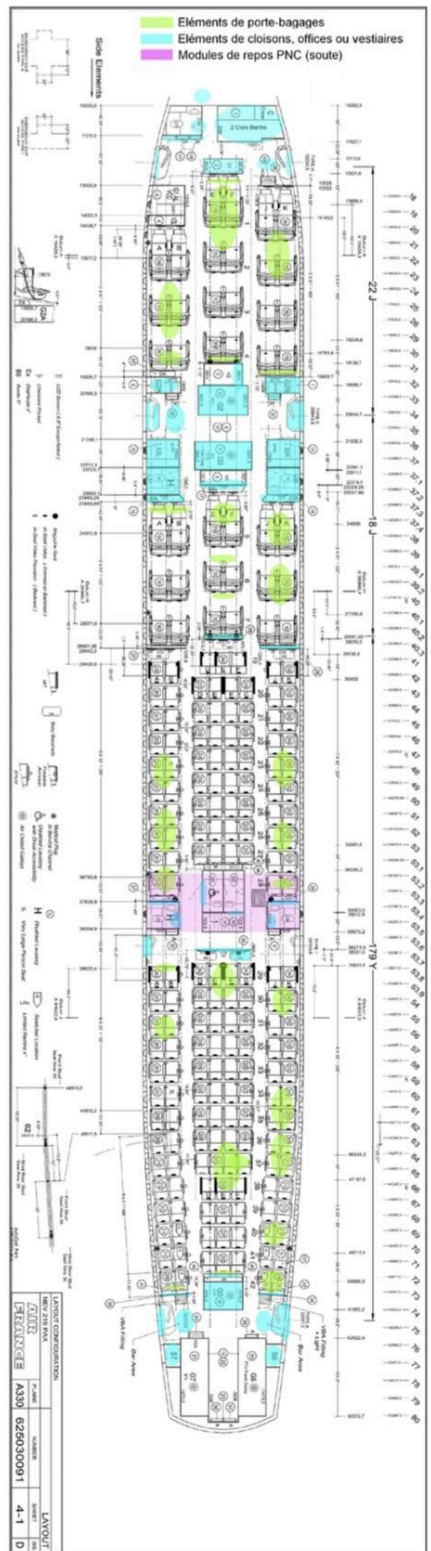


Figure 34: Position of the cabin part debris recovered in relation to the aircraft layout

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 34: Posición de los restos de la cabina recuperados en relación con la configuración del avión.

1.12.2.2 Examen visual de las partes de la cabina

Se puede observar un alto grado de compresión vertical en las partes de la cabina, tales como:

- Galleys (cocinas de servicio)
- Compartimentos de almacenamiento (*stowage*)
- Mamparas (*partitions*)
- Puertas de los baños

Esta compresión vertical es observable desde la parte delantera hasta la parte trasera del avión, y desde el lado derecho hacia el lado izquierdo.

Los herrajes de fijación de los compartimentos superiores para equipaje (*overhead luggage racks*) presentaban deformaciones debidas a:

- Compresión vertical, y
- Un desplazamiento hacia adelante de los compartimentos de equipaje.



Figure 35: Part of Galley G3: downwards deformation at the level of the galley's heavy parts

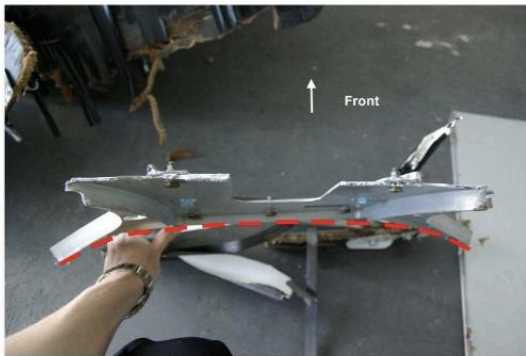


Figure 36: Luggage rack fitting deformed towards the front Toilet door (L54)



Figure 37: Metallic stiffeners deformed by buckling

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 35: Parte del Galley G3: deformación hacia abajo al nivel de los componentes pesados del galley.

Figura 36: Herraje de fijación del compartimento de equipaje deformado hacia adelante. Puerta de baño (L54).

Figura 37: Refuerzos metálicos deformados por pandeo (*buckling*).

1.12.2.3 Examen visual de las partes del compartimento de carga

Todas las partes exteriores que componen el LDMCR (Lower Deck Mobile Crew Rest) fueron encontradas.

Los fragmentos de las paredes estaban arrugados.

La reconstrucción del techo mostró que éste estaba deformado hacia abajo, mientras que el piso estaba deformado hacia arriba.

Estas deformaciones eran simétricas en los lados izquierdo y derecho con respecto a la línea central del avión.

71 de 224



Figure 38: Floor of the LDMCR:
with bottom-upwards deformation



Figure 39: Ceiling of the LDMCR:
with top-downwards deformation

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 38: Piso del LDMCR con deformación de abajo hacia arriba.

Figura 39: Techo del LDMCR con deformación de arriba hacia abajo.

1.12.2.4 Examen de los contenedores de oxígeno de pasajeros

Los contenedores de oxígeno para pasajeros eran todos del mismo tipo, con dos, tres o cuatro máscaras de oxígeno, dependiendo de su posición en el avión.

Se encontraron veintinueve contenedores entre los restos.

Las deformaciones observadas en tres de ellos mostraron que se encontraban en posición cerrada.

Nota:

El sistema de suministro de oxígeno de la cabina está diseñado para activar simultáneamente la apertura de todos los contenedores en caso de despresurización.

En julio de 2008 se realizó una prueba en F-GZCP durante una revisión tipo C. Esta prueba no mostró ninguna anomalía de funcionamiento.



Figure 40: Passenger oxygen container recovered closed: the deformations on the cover matched those on the box

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 40: Contenedor de oxígeno de pasajeros recuperado cerrado: las deformaciones de la tapa coincidían con las de la caja.

En operación normal, el oxígeno se suministra a la máscara cuando el pasajero libera el pasador de bloqueo del sistema (*lock-pin*) tirando de la máscara.

Varios pasadores fueron encontrados en su lugar, manteniendo cerrado el circuito de oxígeno.



Figure 41: Passenger oxygen container recovered open: the three pins are in place

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 41: Contenedor de oxígeno de pasajeros recuperado abierto: los tres pasadores están en su lugar.

Las máscaras de oxígeno no se desplegaron:
no hubo despresurización en vuelo.

1.12.2.5 Examen visual de las superficies de control de las alas y del estabilizador horizontal trimmable

Se encontraron las siguientes partes:

Ala izquierda:

- Parte del alerón interior (*inboard aileron*)
- Parte del borde de salida del flap exterior,
- Partes de los spoilers 1 y 6.

Ala derecha:

- Parte del borde de salida del flap exterior
- Partes de los spoilers 2 y 6.

También se recuperaron:

- Carenados de los mecanismos de desplazamiento de los flaps (*flap track fairings*) para los flaps N.º 2, 3, 4 y 5 del lado izquierdo, y N.º 2, 3 y 4 del lado derecho
- Partes de los elevadores izquierdo y derecho.

El examen visual de estas partes mostró deformaciones y fallas estructurales resultantes de cargas aplicadas desde abajo hacia arriba (*bottom-upwards loads*).

Se encontraron varias partes del carenado del mecanismo de extensión de flaps.

En dos de ellas (situadas a la altura del flap track N.º 3) se observaron marcas producidas por la guía del mecanismo de extensión del flap en el momento del impacto.

El análisis de estas marcas (exámenes morfológicos y dimensionales) y su comparación con un avión idéntico permitieron determinar que los flaps se encontraban en posición retraída en el momento del impacto con el agua.

Esta determinación se basó en:

- La medición de la distancia entre la guía (*track*) y la superficie inferior del flap
- La posición del carro (*carriage*) sobre la guía.

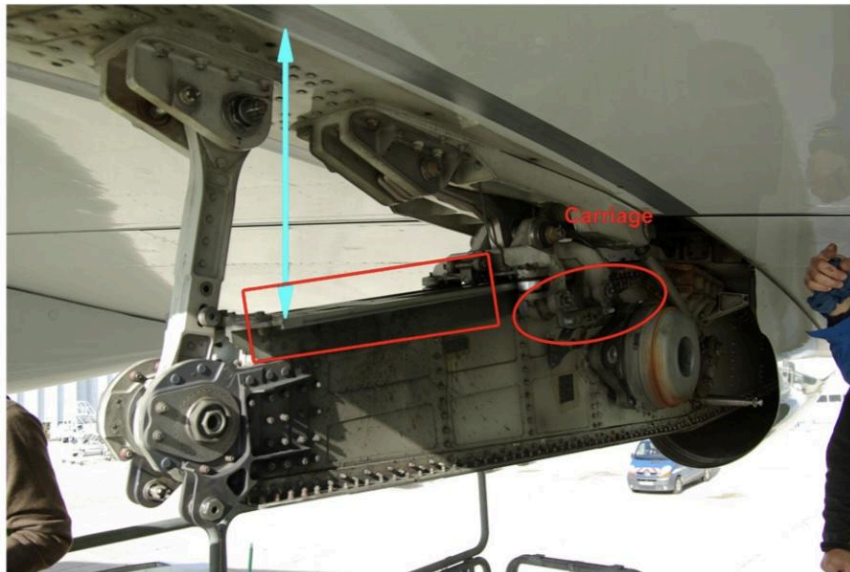


Figure 42: Flap extension mechanism (or flap track) No. 3 in retracted position

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 42: Mecanismo de extensión del flap (*flap track*) N.º 3 en posición retraída.

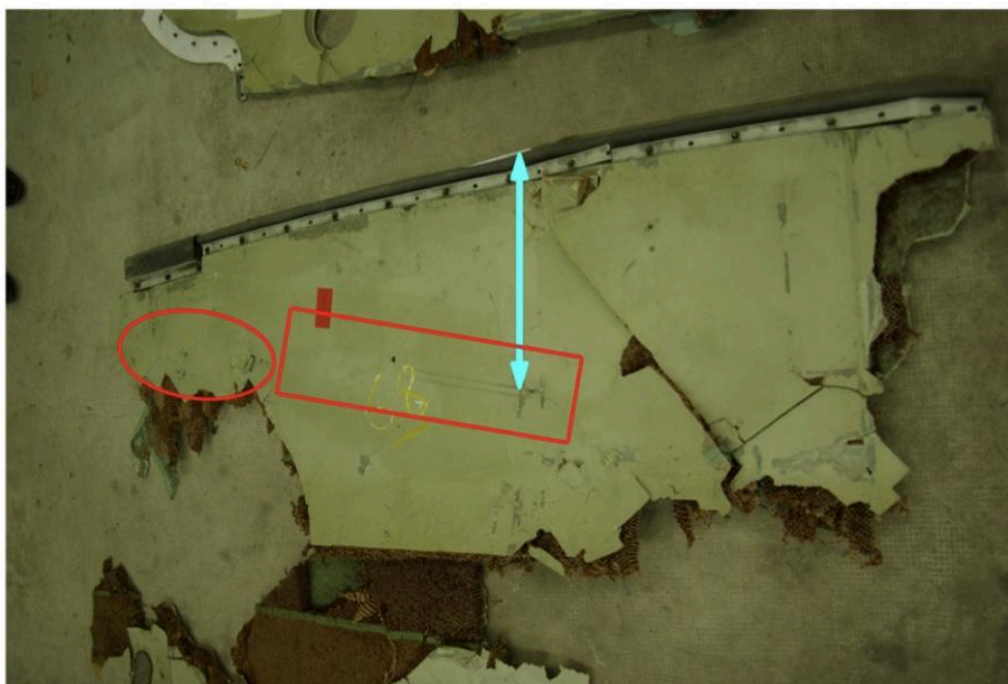


Figure 43: Part of the No. 3 flap track fairing on the left wing

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 43: Parte del carenado del flap track N.º 3 del ala izquierda.

El estabilizador vertical se separó del fuselaje en la base de la deriva, en los tres puntos de fijación.

- Fijación delantera:
faltaban los ojales macho y hembra (*male and female lugs*) y la parte inferior de los paneles laterales (refuerzos de los ojales).
- Fijaciones central y posterior:
estaban presentes, incluyendo ojales macho y hembra y partes de los marcos del fuselaje.



Figure 44: Fin – In the foreground the base of the fin with the central and forward attachment lugs

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 44: Deriva — en primer plano la base de la deriva con los ojales de fijación central y delantera.

La parte delantera de la deriva mostraba daños de compresión simétricos:

- Rotura de los paneles del borde de ataque derecho e izquierdo
- Fisuración longitudinal del refuerzo del borde de ataque
- Soporte de la antena HF (fijado al larguero delantero):
 - Rotura de la parte inferior
 - Arrugamiento indicativo de cargas de compresión desde abajo hacia arriba.

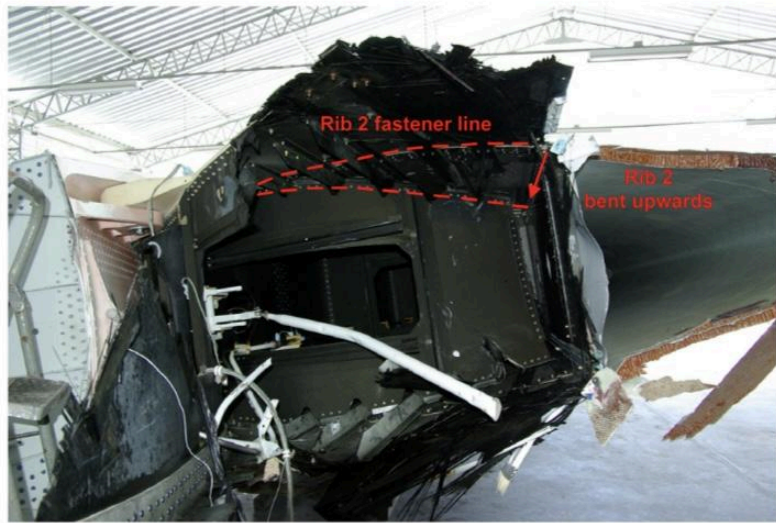


Figure 45: Rib 2 bent upwards as a result of bottom-upwards compression loads

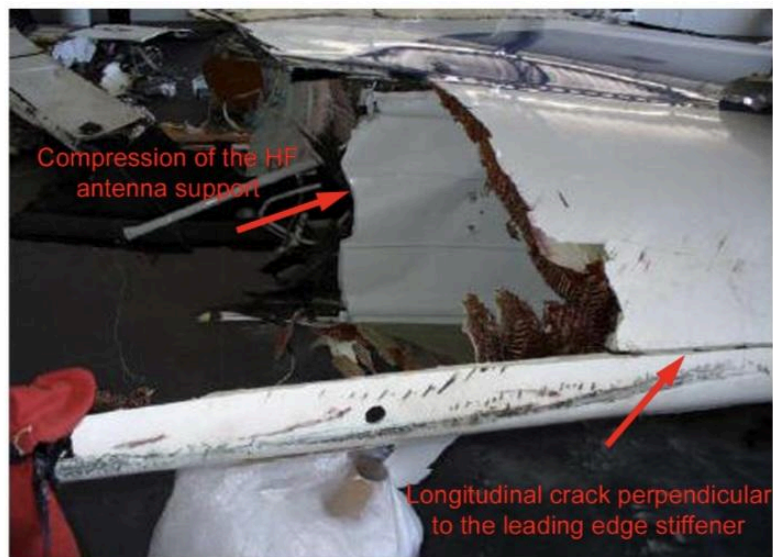


Figure 46: HF antenna support

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 45: Costilla 2 deformada hacia arriba como resultado de cargas de compresión desde abajo hacia arriba.

Figura 46: Soporte de la antena HF.

1.12.2.6.2 Examen de las fijaciones deriva-timón de dirección

El brazo de toma de carga vertical situado en el eje de bisagra del timón de dirección (*arm 36G*) se rompió a la altura del ojal de fijación del lado del timón.

La dimensión de este brazo está calculada para soportar una carga máxima de 120,000 N, correspondiente a una aceleración relativa de 36 G del timón con respecto al estabilizador vertical.

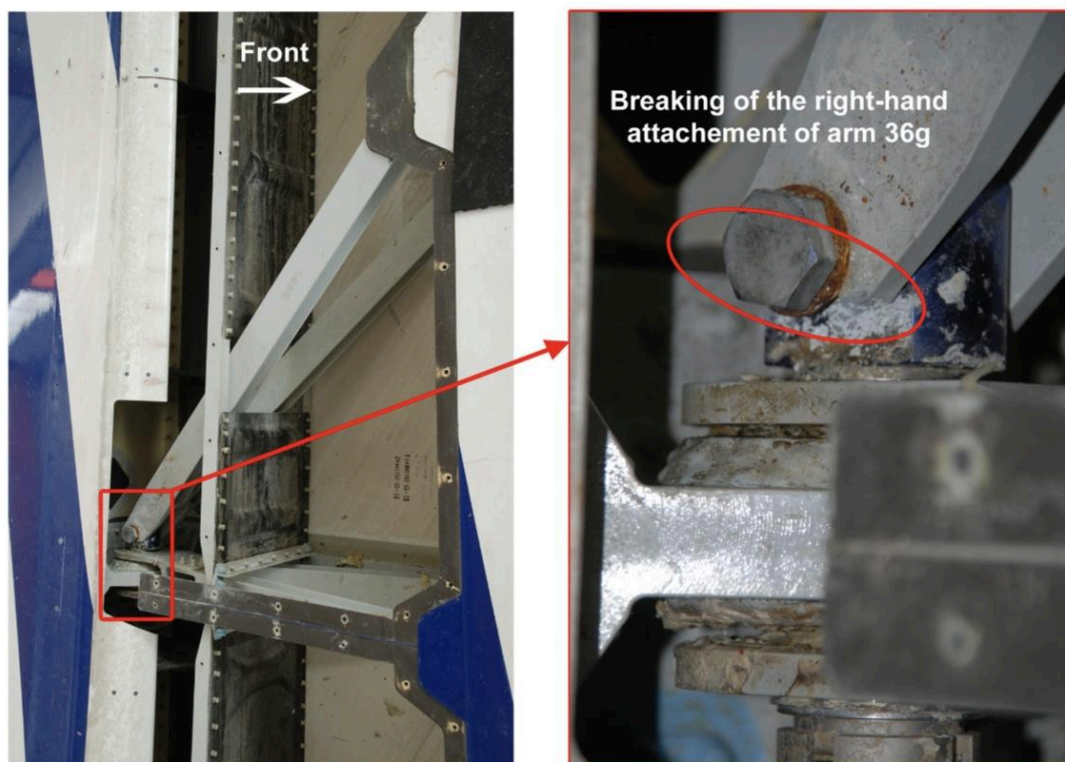


Figure 47: Arm 36G, right view: failure of the rudder attachments

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 47: Brazo 36G, vista derecha: rotura de las fijaciones del timón de dirección.

También pueden observarse grietas por cizallamiento, a lo largo de un eje de arriba hacia abajo, en los herrajes de fijación del brazo de bisagra del timón cerca del brazo 36G.

Estas observaciones indican que el estabilizador vertical fue sometido a una carga superior a 120,000 N en el eje de bisagra del timón.

1.12.2.6.3 Examen de la unidad limitadora de recorrido del timón (RTLU)

La RTLU (Rudder Travel Limiter Unit) fue encontrada en su lugar dentro de la deriva y posteriormente desmontada.

Se realizó un examen en las instalaciones del fabricante, el cual mostró que permitía un recorrido del timón de $7.9^\circ \pm 0.1^\circ$.

Este valor es coherente con los datos del FDR.

Nota:

El recorrido máximo del timón se calcula en función de:

- La configuración del avión
- Su velocidad,
- y su número de Mach.

Este recorrido puede ser comandado entre 4° y 35° .

1.12.2.6.4 Examen de las partes del fuselaje

(Restos del revestimiento, marcos y largueros de marco)

El fuselaje fue cizallado a lo largo de los marcos y de los ojales de fijación central y posterior por cargas aplicadas desde abajo hacia arriba.

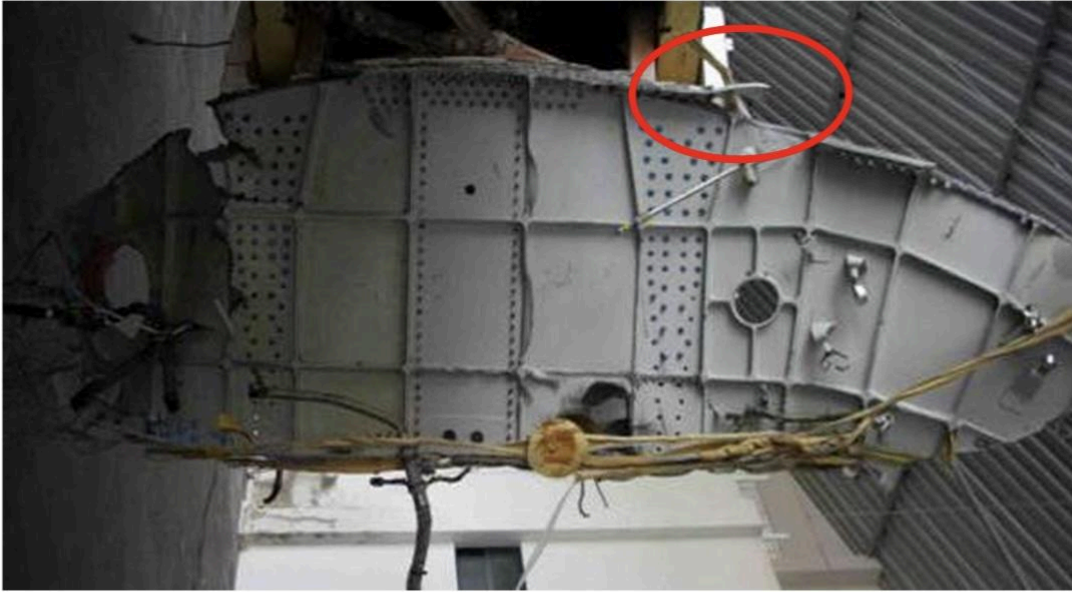


Figure 48: Frame 87: shearing of the frame and fuselage skin along the frame



Figure 49: Right-hand aft lug: shearing of the fuselage along main frames 86-87

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 48: Marco 87: cizallamiento del marco y del revestimiento del fuselaje a lo largo del marco.

Figura 49: Ojal posterior derecho: cizallamiento del fuselaje a lo largo de los marcos principales 86-87.

La parte visible del marco 87 presentaba una deformación en forma de S:

- El lado izquierdo hacia adelante
- El lado derecho hacia atrás.

Los soportes del actuador del estabilizador horizontal se deformaron y se rompieron en un movimiento hacia atrás desde la parte delantera.

Estas observaciones indican un movimiento hacia atrás del estabilizador horizontal trimmable.



Figure 50: Frames 84 to 87: S-shaped deformation of frame 87, with frames 84 and 85 pushed in backwards; failure of the horizontal stabiliser actuator supports between frames 86 and 87 (red circle)

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 50: Marcos 84 a 87: deformación en forma de S del marco 87, con los marcos 84 y 85 empujados hacia atrás; rotura de los soportes del actuador del estabilizador horizontal entre los marcos 86 y 87 (círculo rojo).

Los marcos 84 y 85 fueron empujados hacia atrás en la parte central.

Estas deformaciones probablemente resultaron de la resistencia al avance del avión a través del agua.

1.12.2.6.5 Examen de las fijaciones deriva–fuselaje

La fijación central giró hacia atrás junto con las partes de los marcos y largueros de marco que estaban unidas a ella.

La fijación posterior giró hacia adelante con las partes de los marcos y largueros de marco que estaban unidas a ella.



Figure 51: Fin centre and aft attachments

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 51: Fijaciones central y posterior de la deriva.

Los ojales de la fijación posterior (macho en la deriva y hembra en la estructura del avión) presentaban marcas que indicaban un movimiento hacia atrás del conjunto de los marcos 86 y 87.



Figure 52: Rear view of the left-hand aft lug: there were marks showing a backwards pivoting of frames 86 and 87

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 52: Vista posterior del ojal posterior izquierdo: marcas que muestran una rotación hacia atrás de los marcos 86 y 87.

Las barras laterales de toma de carga de las fijaciones central y posterior mostraban daños coherentes con esta rotación hacia atrás de los marcos 84 a 87:

- Rotura por tracción del larguero central a la altura de la fijación de las barras laterales de toma de carga
- Rotura por compresión del larguero posterior en el nivel de fijación de dichas barras, y rotura por pandeo de la barra izquierda.

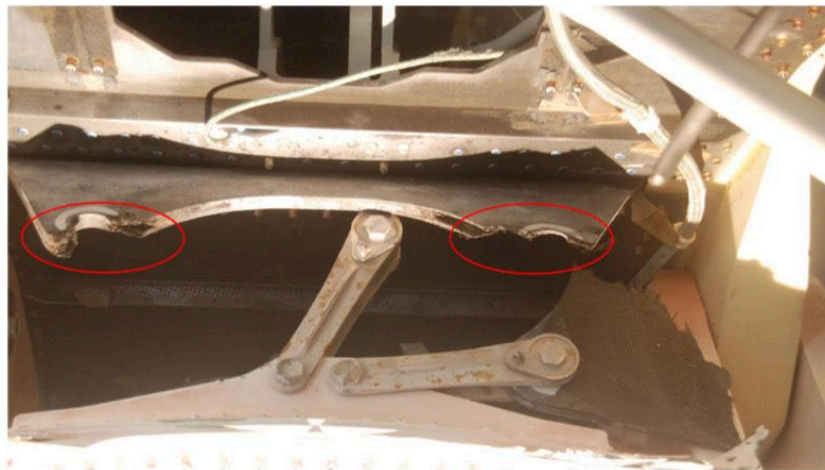


Figure 53: Tensile failure of the centre spar at the level of the attachment of the lateral load pick-up rods

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 53: Rotura por tracción del larguero central a la altura de la fijación de las barras laterales de toma de carga.

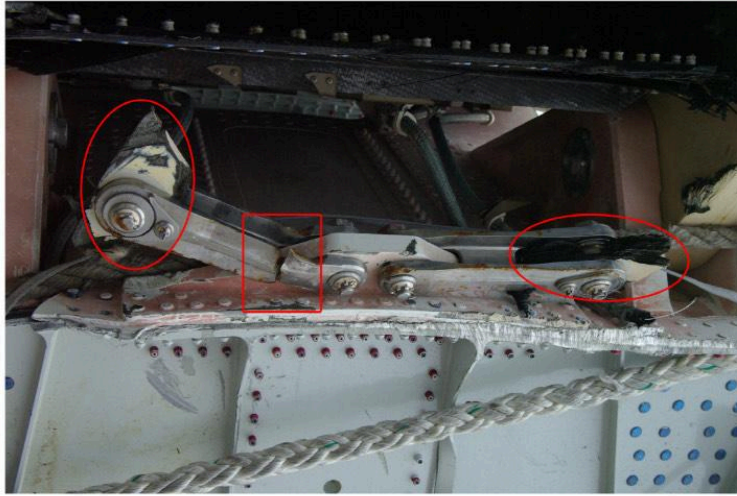


Figure 54: Compression failure of the aft spar at the level of the attachments of the lateral load pick-up rods and failure of the left-hand rod by buckling

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447.

Figura 54: Rotura por compresión del larguero posterior en el nivel de fijación de las barras laterales de toma de carga y rotura por pandeo de la barra izquierda.

1.12.3 Examen de los restos

1.12.3.1 Los restos

Los restos del avión estaban dispersos en un área de aproximadamente 600 metros de longitud y 200 metros de ancho, y el campo de dispersión estaba orientado aproximadamente 080° / 260°.

El conjunto de los restos estaba altamente fragmentado, aunque también se encontraron algunas piezas de gran tamaño.

Los restos más densos (sección central, motores, APU y tren de aterrizaje) fueron encontrados al este del sitio, mientras que los restos más ligeros se encontraban al oeste.

Fuera del área principal de 600 m por 200 m, se encontró un panel posterior izquierdo del fuselaje que contenía once ventanas y tenía aproximadamente siete metros de longitud, situado aproximadamente dos kilómetros al suroeste del área principal.

También se encontró parte de la superficie inferior del estabilizador horizontal trimmable ligeramente al suroeste de esta zona.

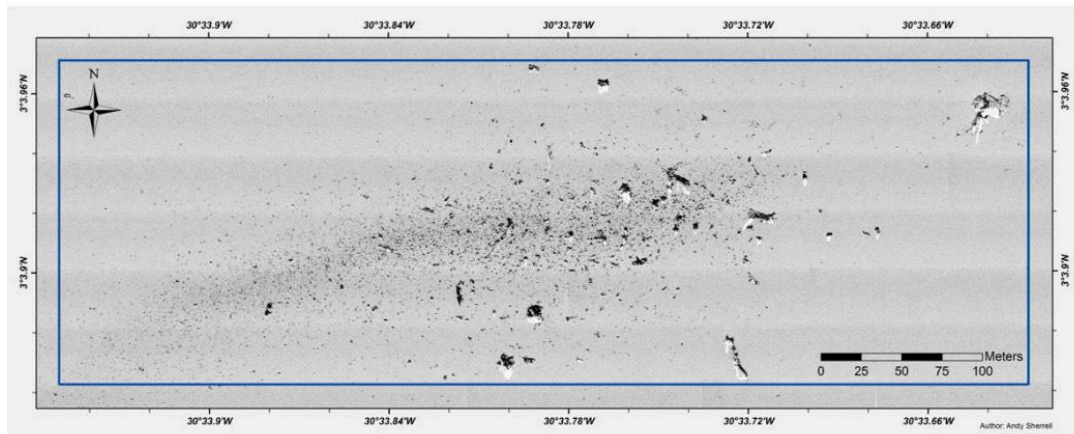


Figure 55: Sonar Images of the debris field

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 55: Imágenes sonar del campo de restos.

1.12.3.2 Examen de algunas partes basado en imágenes de video submarino

Las siguientes observaciones se realizaron a partir de imágenes suministradas por los vehículos REMUS y los ROV.

Los elementos inferiores del fuselaje estaban gravemente fragmentados y deformados.

En estas zonas se observó aplastamiento de las chapas metálicas entre los refuerzos estructurales, lo cual indica la presencia de una componente vertical en el momento del impacto.



Figure 56: Parts of the fuselage

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 56: Partes del fuselaje.

Ambas cajas alares (*wing boxes*) presentaban múltiples desgarros y aberturas.

La caja alar central, a pesar de su gran rigidez estructural, también estaba fragmentada.

El nivel de fragmentación y deformación de los restos indicaba una energía muy elevada en el momento del contacto con la superficie del agua.

El borde de ataque de la entrada de aire del motor izquierdo presentaba una deformación significativa en su parte inferior.

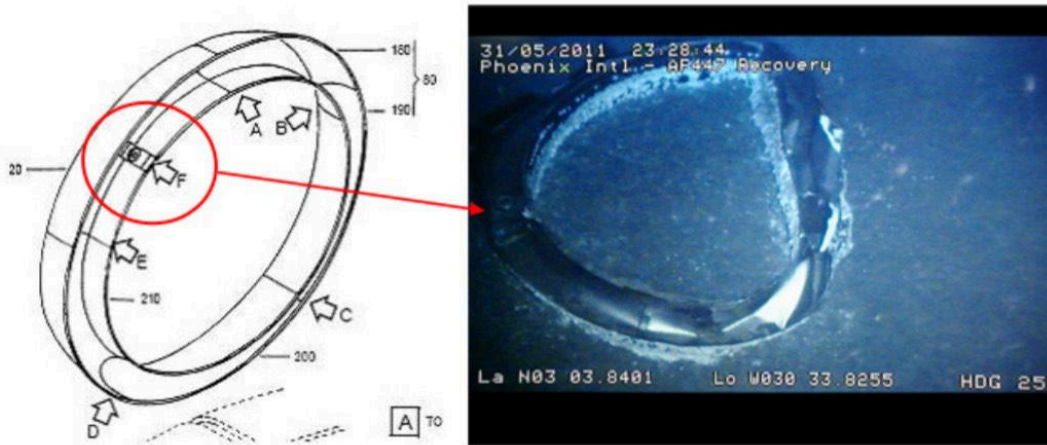


Figure 57: Left engine air intake

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 57: Entrada de aire del motor izquierdo.

Los pilones de los motores fueron encontrados separados de las alas.

Presentaban deformaciones compatibles con cargas aplicadas a los motores desde abajo hacia arriba.

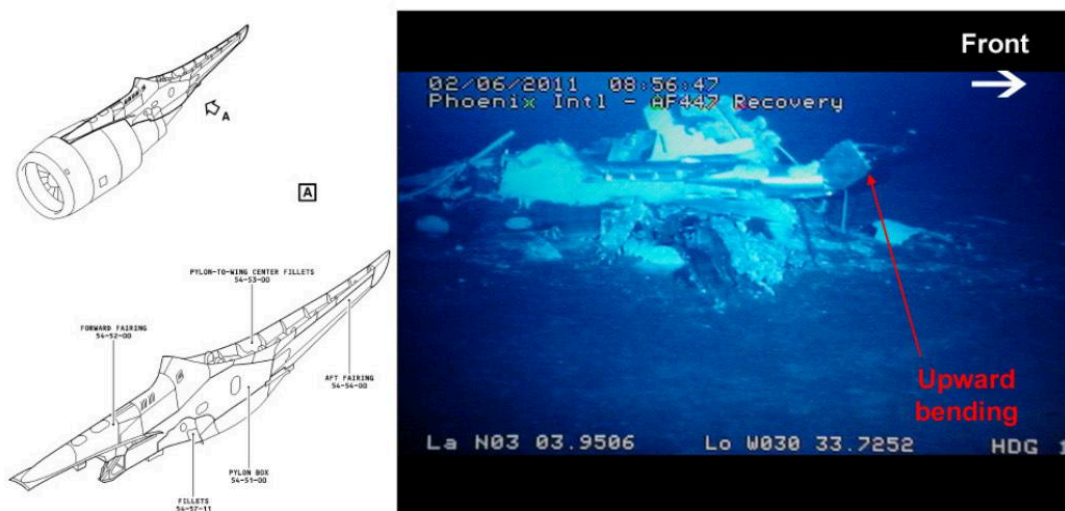


Figure 58: Engine pylon

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 58: Pilón del motor.

1.12.3.3 Examen de las partes recuperadas a la superficie

Algunas piezas fueron elevadas a la superficie y sometidas a un primer examen visual a bordo del buque.

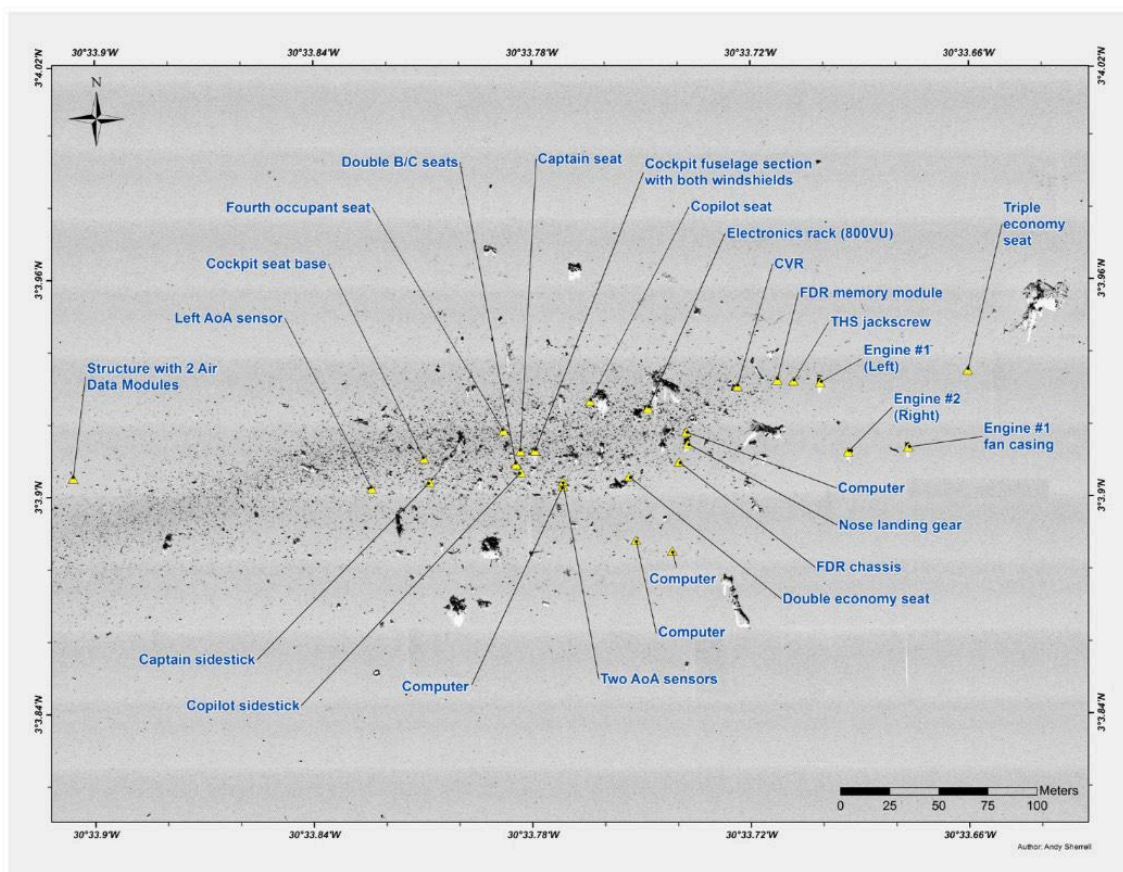


Figure 59: Cartography of the parts subsequently brought to the surface

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 59: Cartografía de las piezas posteriormente recuperadas a la superficie.

El examen visual de los dos motores mostró que estaban a alto régimen de revoluciones (RPM) en el momento del impacto con el mar.



Figure 60: Front view of engine

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 60: Vista frontal de un motor.

Según la documentación técnica del fabricante, la posición relativa del actuador y del tornillo sinfín (*screwjack*) del THS correspondía a una posición del estabilizador horizontal trimmable entre 13° y 13.5° nariz arriba.



Figure 61: Trimmable horizontal stabiliser screwjack after being raised on board

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 61: Tornillo sinfín del estabilizador horizontal trimmable después de ser recuperado a bordo.

Se identificaron partes de los asientos recuperados de la cabina de pilotaje:

Asiento izquierdo:

- Asiento y respaldo con cinturones.

Asiento derecho:

- Asiento
- Respaldo con cinturones
- Reposabrazos derecho
- Mecanismo de ajuste de altura del asiento.

Asiento abatible para cuarto ocupante (jump seat).

Estos elementos fueron sometidos a un examen detallado (ver 1.16.8).

1.12.4 Resumen

Los exámenes realizados mostraron que no hubo despresurización y que, en el momento del impacto:

- El avión estaba estructuralmente intacto
- El avión impactó la superficie del agua con una actitud nariz arriba, con una ligera inclinación lateral (bank) y una alta velocidad vertical;
- Los flaps estaban retraídos
- Los motores estaban a alto régimen (RPM)
- El estabilizador estaba cerca de su posición máxima nariz arriba.

Esta información fue confirmada por el análisis de los datos de los registradores de vuelo.

1.13 Información médica y patológica

Los informes de autopsia y las fotografías de las víctimas encontradas en la superficie del mar fueron proporcionados al BEA por las autoridades brasileñas.

Debe señalarse que la interpretación de las lesiones se ve alterada por los efectos de la permanencia prolongada en el agua.

Las autopsias realizadas identificaron fracturas de la columna vertebral, del tórax y de la pelvis.

Las fracturas descritas estaban localizadas principalmente a nivel de las vértebras de transición.

Las fracturas por compresión de la columna vertebral, asociadas con fracturas de la pelvis, observadas en pasajeros sentados en distintas zonas de la cabina, son compatibles con el efecto —sobre una persona sentada— de una aceleración elevada cuya componente en el eje de la columna vertebral está orientada hacia arriba a través de la pelvis.

El examen de los cuerpos recuperados durante la fase 5 confirmó estas observaciones.

En conclusión, teniendo en cuenta la aceleración vertical en el momento del impacto con la superficie del agua, no existía posibilidad de supervivencia en el accidente.

1.14 Incendio

No se encontró ninguna evidencia de incendio o explosión.

1.15 Aspectos de supervivencia y SAR

El siguiente apartado describe las operaciones de recopilación de datos relativas a las operaciones de búsqueda y rescate (SAR) que condujeron al despliegue de los primeros recursos para la búsqueda del vuelo AF447.

Entre 2 h 47 y 5 h 30, los centros de control ATLÁNTICO, DAKAR Oceanic, SAL y CANARIAS se comunicaron varias veces entre sí y cuestionaron:

- Los tiempos estimados de paso del vuelo AF447 por los puntos de notificación, y
- el hecho de que ninguno de ellos hubiera tenido contacto radio ni radar con el avión después de las 1 h 35.

Aún no se había activado ninguna fase de alerta.

Durante este tiempo se realizaron las siguientes acciones:

A las 4 h 18, tras la solicitud del controlador de DAKAR para retransmitir un mensaje al vuelo AF447, la tripulación del vuelo AF459 envió un mensaje al OCC de Air France para intentar contactar con AF447.

El despachador del OCC envió un mensaje ACARS a la tripulación del vuelo AF447: el mensaje fue rechazado.

A las 4 h 46, el subjefe de turno de mantenimiento del OCC solicitó considerar la posible indisponibilidad del avión F-GZCP debido a turbulencia severa en vuelo.

A las 4 h 59, un oficial del OCC llamó al controlador de DAKAR. Ambos constataron la imposibilidad de contactar con la tripulación de AF447.

El despachador indicó que todos los mensajes ACARS enviados al avión habían sido rechazados.

A las 5 h 10, el controlador SAL contactó al controlador ATLÁNTICO sobre el vuelo AF447.

Se produjo entonces una discusión completa sobre:

- los puntos de notificación transmitidos por el avión, y
- los estimados por el plan de vuelo (INTOL a 1 h 33 y TASIL a 2 h 20).

El controlador SAL explicó que disponía de radar, pero que no había tenido ningún contacto radar con AF447, y que el centro DAKAR tampoco había tenido contacto.

El controlador ATLANTICO respondió que, según sus estimaciones basadas en otros vuelos y en sus cálculos, AF447 debería entrar en el FIR SAL en unos minutos, aproximadamente a las 5 h 11.

El controlador SAL respondió que vigilaría la aparición de un eco radar.

Entre 5 h 11 y 5 h 26, el supervisor de turno del OCC intentó doce veces contactar con la tripulación de AF447 mediante SATCOM, sin éxito.

A las 5 h 17, el subjefe de mantenimiento del OCC solicitó información sobre el significado de los mensajes de fallo recibidos en el Hub Maintenance Centre (HMC).

El oficial del centro de mantenimiento indicó que los problemas parecían estar localizados en las sondas Pitot.

Explicó que habían recibido varias advertencias vía ACARS relacionadas con los controles de vuelo.

El oficial del HMC añadió que conocía casos similares en aviones que atravesaban tormentas.

También indicó que no había ningún mensaje relativo a una falla del sistema de comunicaciones.

A las 5 h 23, el controlador ATLÁNTICO informó a su asociado del ARCC sobre la incertidumbre respecto a la posición del vuelo AF447.

El ARCC activó el proceso SAR, que inicialmente consistía en recopilar todos los datos relativos al vuelo AF447:

- Confirmación de despegue
- Plan de vuelo
- Autonomía de combustible
- Trayectoria radar
- Entre otros.

Se realizaron numerosas llamadas telefónicas entre los diferentes centros de control, el OCC y los ARCC involucrados.

Los detalles de estas comunicaciones se encuentran en el Apéndice 4.

Entre los hechos más relevantes:

- 5 h 23: el ARCC ATLÁNTICO-RECIFE registró la desaparición del AF447 y activó el proceso SAR (recopilación de información).
- Alrededor de 8 h 00: el OCC de Air France estableció un grupo de crisis.
- 8 h 22: el centro Madrid envió el mensaje ALERFA-INCERFA a los centros ATLÁNTICO, DAKAR, SAL, CANARIAS, CASABLANCA y BREST.
- 9 h 09: el centro BREST emitió un mensaje DETRESFA.
- 9 h 31: el centro de control SAL envió un mensaje ALERFA-INCERFA.
- 11 h 04: el primer avión brasileño despegó para operaciones SAR.
- 11 h 07: se anunció que el vuelo AF447 estaba al límite de su autonomía de combustible.

- 12 h 04: el ARCC ATLÁNTICO-RECIFE definió una primera posición para las búsquedas (desde SALPU).
 - 12 h 14: un Bréguet Atlantique 2 despegó desde DAKAR y fue puesto a disposición de las autoridades brasileñas.
 - 13 h 00: el ARCC ATLÁNTICO-RECIFE obtuvo las últimas coordenadas transmitidas por AF447 desde el grupo de crisis de Air France.
 - 13 h 59: la intervención del MRCC Gris-Nez permitió confirmar al MRCC Natal como organismo coordinador de los medios de búsqueda y rescate.
-

Desde las últimas comunicaciones entre el avión y tierra, transcurrieron:

- Más de 3 h 30 min antes de que se activara el proceso SAR
- Más de 6 h 30 min para lanzar las fases INCERFA y ALERFA
- Y más de 9 horas antes de enviar el primer avión de búsqueda.

1.16 Ensayos e Investigaciones

1.16.1 Operaciones de búsqueda submarina y recuperación

La Bureau of Enquiry and Analysis for Civil Aviation Safety (BEA) recibió el mandato, una vez finalizadas las operaciones de búsqueda y rescate (SAR), de organizar y coordinar las operaciones realizadas por Francia para la búsqueda y recuperación de los restos.

Debido a la distancia del lugar del accidente y a la topografía del fondo marino, esta misión particular requirió una movilización considerable de medios aéreos, navales y submarinos y, sobre todo, de competencias multidisciplinarias (investigadores de seguridad, científicos, fuerzas armadas, especialistas en búsqueda submarina, etc.).

Los restos del avión que realizaba el vuelo Río-París fueron encontrados el 2 de abril de 2011, 22 meses después de su desaparición.

Un documento específico sobre las cuatro fases de búsqueda en el mar y la fase de recuperación será objeto de una publicación separada.

1.16.1.1 Resumen de las Fases 1 a 4

La primera fase de búsqueda tenía como objetivo detectar y localizar las señales acústicas transmitidas por el ULB (Underwater Locator Beacon) instalado en cada registrador de vuelo.

Como prioridad, la ruta de vuelo planificada del avión, así como la mayor área posible dentro de un círculo de 40 millas náuticas, fue barrida mediante dos Towed Pinger Locators (TPL).

No se detectó ninguna señal de las balizas mediante los sensores desplegados en la zona, a pesar de que los TPL pasaron en dos ocasiones cerca del campo de restos, los días 22 y 23 de junio de 2009.

En las fases posteriores se emplearon sistemas de sonar con capacidad para reconocer componentes en el fondo marino.

Fase 2

La Fase 2 se llevó a cabo entre 27 de julio y 17 de agosto de 2009, utilizando el sistema de arrastre profundo del IFREMER, denominado SAR, sobre un área de aproximadamente 1,100 km².

Esta búsqueda no tuvo éxito, pero permitió al BEA realizar un levantamiento batimétrico completo del círculo de 40 millas náuticas.

Esta lectura muy precisa del relieve submarino, realizada mediante un ecosonda multihaz instalada en el casco del buque de investigación *Pourquoi Pas?*, permitió al BEA garantizar posteriormente un despliegue seguro y eficiente de los recursos autónomos y remolcados.

Fase 3

La Fase 3 se organizó en dos periodos de búsqueda en el lugar:

- del 2 al 25 de abril de 2010
- del 3 al 24 de mayo de 2010

El sonar de arrastre profundo ORION y tres vehículos submarinos autónomos REMUS 6000 operados por el Woods Hole Oceanographic Institution (WHOI) exploraron un área de aproximadamente 6,300 km².

Esta búsqueda también resultó infructuosa.

Revisión de la estrategia

La falta de resultados durante las tres primeras fases llevó al BEA a realizar una revisión completa de los medios utilizados y de las zonas exploradas.

Basándose en información proporcionada por diferentes socios en las operaciones de búsqueda (institutos científicos, analistas estadísticos, oceanógrafos, etc.), y comparándola con los resultados de las fases anteriores, el BEA decidió reorientar su estrategia de búsqueda.

Se decidió realizar una búsqueda sistemática final en todas las áreas que no habían sido exploradas durante las fases 2 y 3, comenzando dentro de un círculo de 20 millas náuticas desde la última posición conocida.

Fase 4

Las operaciones de la Fase 4 se llevaron a cabo entre 25 de marzo y 9 de abril de 2011.

Se utilizaron nuevamente los vehículos submarinos autónomos REMUS 6000, operados por el WHOI desde el buque Alucia, propiedad de Deep Ocean Expeditions.

Descubrimiento del lugar del accidente

El 2 de abril de 2011, se recuperaron los datos de la 18.^a misión del AUV.

El análisis de las imágenes de sonar reveló una concentración de restos dispersos en el fondo marino, distribuidos sobre un área rectangular de aproximadamente 600 × 200 metros.

Se programó inmediatamente una misión para identificar los componentes mediante fotografías.

Esta misión finalizó el 3 de abril de 2011, y las fotografías confirmaron que la detección por sonar correspondía a componentes de una aeronave.

Durante los días siguientes se realizaron misiones adicionales con AUV para determinar la extensión del campo de restos y obtener un registro fotográfico completo de la zona principal del accidente.

1.16.1.2 Organización de las operaciones de la Fase 5

La Fase 5 se organizó en dos etapas.

Primera etapa

Del 26 de abril al 13 de mayo de 2011

Objetivos:

- Búsqueda y recuperación de los registradores de vuelo
- Recuperación de partes del avión

Segunda etapa

Del 21 de mayo al 3 de junio de 2011

Objetivos:

- Observación submarina completa del campo de restos
- Cartografía de los escombros
- Recuperación de restos humanos

Todas estas operaciones se realizaron desde el buque cablero Île de Sein, operado por Alcatel-Lucent y Louis Dreyfus Armateurs, utilizando el vehículo submarino REMORA III de Phoenix International.

Descubrimiento y recuperación de los registradores de vuelo

El 1 de mayo de 2011, el equipo de investigación localizó e identificó el módulo protegido del registrador de datos de vuelo (FDR).

Este fue recuperado y subido a bordo del Île de Sein mediante el ROV REMORA 6000 el mismo día.

Al día siguiente se localizó e identificó el registrador de voz de cabina (CVR).

Fue recuperado y subido a bordo el 3 de mayo de 2011.

Posteriormente:

- Los registradores fueron transferidos al puerto de Cayena (Guayana Francesa) mediante el patrullero La Capricieuse de la marina francesa
- El 12 de mayo de 2011 fueron transportados por vía aérea al BEA

Durante ese período continuó la recuperación de partes del avión, incluyendo:

- Los motores
- La bahía de aviónica que contenía los computadores de a bordo

Las operaciones de búsqueda y recuperación submarina de los restos del F-GZCP finalizaron el 16 de junio de 2011, fecha en que las piezas del avión llegaron al puerto de Bayona.

1.16.2 Estudio de eventos de velocidad indicada no fiable (pérdida temporal o anomalías) ocurridos en crucero en Airbus A330/A340

El BEA estudió trece eventos de velocidad indicada no fiable que implicaban la pérdida temporal de esta indicación o la presencia de otras anomalías, para los cuales tuvo acceso a informes de tripulación, parámetros registrados y PFR (Post Flight Report).

Los siguientes operadores pusieron estos datos a disposición del BEA:

- Air France (4 casos)
- TAM (2 casos)
- Qatar Airways (4 casos)
- Northwest (1 caso)
- Air Caraïbes Atlantique (2 casos)

Otros eventos conocidos no fueron estudiados debido a la ausencia de información suficiente. El BEA también entrevistó a algunas de las tripulaciones implicadas en estos vuelos.

El análisis fue limitado, en particular porque algunos parámetros relevantes no fueron registrados. Por ejemplo:

- Las tres velocidades CAS y los tres ángulos de ataque no estaban siempre registrados (al menos uno, en ocasiones dos);
- La advertencia audible de pérdida (stall warning) y la posición del pulsador de calentamiento de sondas/parabrisas no siempre estaban registradas.

Este estudio permitió identificar varios puntos significativos relacionados con:

- El entorno
- Los sistemas automáticos
- El control de la trayectoria de vuelo.

Entorno meteorológico

En relación con el entorno, se observa que:

- Los niveles de vuelo estaban entre FL340 y FL390.
- Las masas de aire eran altamente inestables y se caracterizaban por fenómenos convectivos intensos.
- La temperatura estática era inferior a -40 °C en doce casos.
 - En diez casos superaba entre 0 °C y 6 °C la temperatura de la atmósfera estándar.
 - En los otros tres casos era superior a $\text{STD} +10\text{ °C}$.
- Las tripulaciones informaron no haber observado retornos significativos en el radar meteorológico en la ruta seleccionada, aunque identificaron zonas activas cercanas o a menor altitud. Este hecho también fue confirmado por un estudio de ****Météo-France** realizado a solicitud del BEA.
- Tres tripulaciones informaron haber escuchado u observado lo que identificaron como lluvia o hielo.
- Todos los eventos ocurrieron en condiciones meteorológicas instrumentales (IMC).
- Los registros de temperatura total o estática muestran incrementos de entre 10 y 20 °C durante el evento, en algunos casos comenzando antes de que aparecieran las anomalías de velocidad.
- Siempre se registró y reportó turbulencia.
 - Los niveles percibidos por las tripulaciones variaron de ligeros a fuertes.
 - El rango de aceleración normal registrada varió entre $[0.75/1.2\text{ g}]$ y $[0.2/1.9\text{ g}]$.

Control automático y sistemas

En relación con los sistemas automáticos y el control del avión, se observaron los siguientes puntos:

- El piloto automático se desconectó en todos los casos, sin intervención de la tripulación.
- En todos los casos, la tripulación recuperó posteriormente el uso del piloto automático y del empuje automático.
- En doce casos, la ley de control de vuelo cambió a ley alterna hasta el final del vuelo.
 - En un caso, esta transición fue temporal.

La desconexión del piloto automático fue acompañada por:

- La desaparición del director de vuelo asociado,
- y en algunos casos también del segundo director de vuelo, durante un periodo variable.

En todos los casos estudiados, los directores de vuelo reaparecieron durante el evento.

En algunos casos, esta reaparición coincidió con un retorno a valores muy próximos entre dos velocidades calculadas.

En siete casos, se volvió a acoplar un piloto automático durante el evento.

En dos de ellos, el reacoplamiento se produjo aunque dos velocidades coincidían entre sí pero eran erróneas.

El empuje automático (autothrust) se desconectó en diez casos, lo que condujo a la activación de la función thrust lock.

En cinco de estos casos, esta función permaneció activada durante más de un minuto.

En un caso, la tripulación había desconectado el empuje automático antes del evento y había seleccionado el empuje correspondiente a la velocidad recomendada para atmósfera turbulenta.

En dos casos, el empuje automático no se desconectó y los directores de vuelo no desaparecieron. Los registros de RPM del motor muestran fluctuaciones de empuje con valores N1 entre 48 % y 100 %.

Anomalías de velocidad

Las anomalías de velocidad pueden caracterizarse por dos firmas distintas:

- Descensos intermitentes (spikes)
- Un descenso seguido de estabilización (periodo continuo)

Estas anomalías de velocidad estuvieron acompañadas por:

- Un aumento instantáneo de la temperatura estática indicada
- (y de la temperatura total, cuando estaba registrada)
- y una disminución de la altitud indicada, particularmente en el A330-200 (véase §1.6.9.6).

En ambos casos:

- Las velocidades mínimas registradas fueron inferiores a 100 kt.

La duración máxima registrada de invalidez continua de la velocidad indicada fue de 3 minutos y 20 segundos.

Cuando las velocidades calculadas por el ISIS (Integrated Standby Instrument System) estaban registradas, las firmas o duraciones de sus valores anómalos mostraban diferencias respecto a las registradas en la velocidad mostrada en el lado del comandante.

Reacciones de las tripulaciones

En relación con las reacciones de las tripulaciones, se observó que:

- Las variaciones de altitud se mantuvieron dentro de aproximadamente 1,000 ft.
- Hubo cinco casos de descenso deliberado, incluyendo uno de 3,500 ft.
- Estos descensos siguieron a la activación de la advertencia de pérdida.

En cuatro casos, las tripulaciones no identificaron la situación de velocidad no fiable:

- En dos casos, concluyeron que existía una incoherencia entre los ángulos de ataque

- En los otros dos casos, consideraron que las velocidades eran erróneas pero no no fiables.

Para los casos estudiados, los parámetros registrados y los testimonios de las tripulaciones no evidenciaron la aplicación de los “memory items” del procedimiento de velocidad no fiable, ni del procedimiento completo.

En particular:

- La reaparición de los directores de vuelo en el PFD sugiere que no se introdujeron órdenes de desconexión en el FCU.
- La duración de la función thrust lock indica que no se intentó desconectar rápidamente el autothrust seguido de un ajuste manual del empuje al valor recomendado.
- No se intentó mantener una actitud de cabeceo de 5°.

Puntos importantes revelados por el análisis de los 13 casos

En los casos estudiados:

- Los aviones permanecieron dentro de la envolvente de vuelo durante estos eventos relativamente cortos.
- Los directores de vuelo no fueron desconectados.
- En un caso, el empuje automático había sido desconectado antes del inicio de las anomalías.

En los demás casos:

- El empuje automático permaneció acoplado, o
- La función thrust lock permaneció activa durante varias decenas de segundos antes de que se realizara un ajuste manual del empuje.

Reacciones operacionales de las tripulaciones

Este tipo de anomalía provocó, en la mayoría de los casos:

- Desconexión del piloto automático (AP)
- Desaparición del director de vuelo (FD)
- Paso del empuje automático a thrust lock
- Cambio de la ley de control de vuelo a ley alterna.

El pilot flying priorizó las tareas de pilotaje y el control de la trayectoria del avión, manteniendo una actitud de crucero o descendiendo para aumentar los márgenes de maniobra dentro de la envolvente de vuelo.

La decisión de descender también pudo haberse tomado como consecuencia de la activación de la advertencia de pérdida.

La reaparición de los directores de vuelo en el PFD, cuando dos velocidades calculadas aparecen como similares, puede llevar a la tripulación a acoplar rápidamente el piloto automático.

Sin embargo, aunque la magnitud de estas velocidades sea la misma, pueden ser erróneas y demasiado bajas, lo que podría provocar que el piloto automático ordene movimientos de las superficies de control incompatibles con la velocidad real del avión.

En los casos en que el empuje automático se desconecta automáticamente y se activa la función thrust lock, la ausencia de un ajuste manual adecuado del empuje puede generar el riesgo de que la combinación de actitud de cabeceo y empuje sea inapropiada, especialmente cuando esta desconexión ocurre con un valor N1 bajo.

Advertencia de pérdida (Stall warning)

Se observaron nueve casos de activación de la advertencia de pérdida.

La advertencia se activa cuando el ángulo de ataque supera un valor umbral variable.

Todas las activaciones pueden explicarse por el hecho de que el avión se encontraba en ley alterna a Mach de crucero y en zonas de turbulencia (véase también §1.6.11).

Solo un caso de activación fue provocado por una acción clara sobre los mandos de vuelo.

Caso del vuelo TAM del 12 de noviembre de 2003

Este caso, ocurrido en un A330-200, no fue incluido entre los trece eventos estudiados anteriormente porque no se disponía de informe de tripulación.

Sin embargo, a la luz de los datos del vuelo AF447, el BEA consideró útil mencionarlo.

Tras la formación de hielo en al menos dos sondas Pitot a FL360, la tripulación realizó acciones de mando de vuelo de gran amplitud (hasta el tope), en ocasiones de forma simultánea.

Cuando el piloto automático se desconectó, ambos pilotos aplicaron órdenes de cabeceo hacia arriba, una de ellas hasta el tope, lo que provocó un aumento de la actitud de cabeceo de 8°.

En varias ocasiones se activó la advertencia de pérdida debido a estas órdenes de cabeceo positivo, y la tripulación reaccionó con órdenes fuertes de cabeceo hacia abajo.

Durante los 4 minutos que duró la secuencia:

- El factor de carga varió entre 1.96 g y -0.26 g
- La actitud de cabeceo alcanzó 13° nariz arriba
- El ángulo de ataque alcanzó 10°.

Las variaciones de altitud, sin embargo, fueron inferiores a 600 ft.

1.16.3 Análisis del funcionamiento de los sistemas

1.16.3.1 Análisis de la secuencia inicial

El análisis de los parámetros del FDR y de los datos contenidos en las memorias no volátiles de los dos FMGEC mostró que:

- La velocidad ADR 2 cayó entre 2 h 10 min 03.5 y 2 h 10 min 05;
- La velocidad ADR 1 cayó durante menos de un segundo, entre 2 h 10 min 04 s y 2 h 10 min 05, provocando:
 - La desconexión del piloto automático
 - La activación de la supervisión "PITOT PROBE" en el FCPC, provocando la transición a ley alterna 2B
- La velocidad ADR 3 cayó temporalmente entre 2 h 10 min 07 s y 2 h 10 min 10 s, provocando, en el segundo siguiente:
 - La pérdida del empuje automático
 - La desaparición de los directores de vuelo posteriormente volvió a caer a 2 h 10 min 14 s
- La velocidad en ADR 1 volvió a caer alrededor de 2 h 10 min 08 s, provocando la pérdida del empuje automático y de los directores de vuelo en el segundo siguiente.

A 2 h 10 min 05, la pérdida del FD 2 registrada en el FDR corresponde a la pérdida de esta función en el FMGEC 2 como resultado del rechazo de ADR 1 y ADR 2 por este ordenador.

Sin embargo, esto no corresponde a una pérdida de la indicación del FD en el PFD del lado derecho.

En efecto, cuando el cálculo del director de vuelo no está disponible en el FMGEC 2, las órdenes calculadas por el FMGEC 1 se muestran en el PFD del lado derecho.

1.16.3.2 Análisis del funcionamiento de la advertencia de pérdida

A partir de 2 h 10 min 05, la ley de control de vuelo era alterna, y la advertencia de pérdida se activó y se detuvo varias veces hasta el final del vuelo.

Solo se registraron los valores correspondientes a un cálculo de Mach, aunque el umbral de activación de la advertencia depende de los tres (véase la descripción del funcionamiento de esta advertencia en la sección 1.6.11).

De 2 h 10 a 2 h 11

El gráfico siguiente muestra la evolución de los tres ángulos de ataque registrados en función del tiempo, así como el umbral teórico de activación de la advertencia de pérdida.

Este umbral fue determinado a partir de un valor de Mach calculado utilizando:

- La velocidad respecto al suelo,
- El viento,
- La temperatura estática.

La comparación entre este Mach calculado y el Mach registrado muestra una buena correlación.

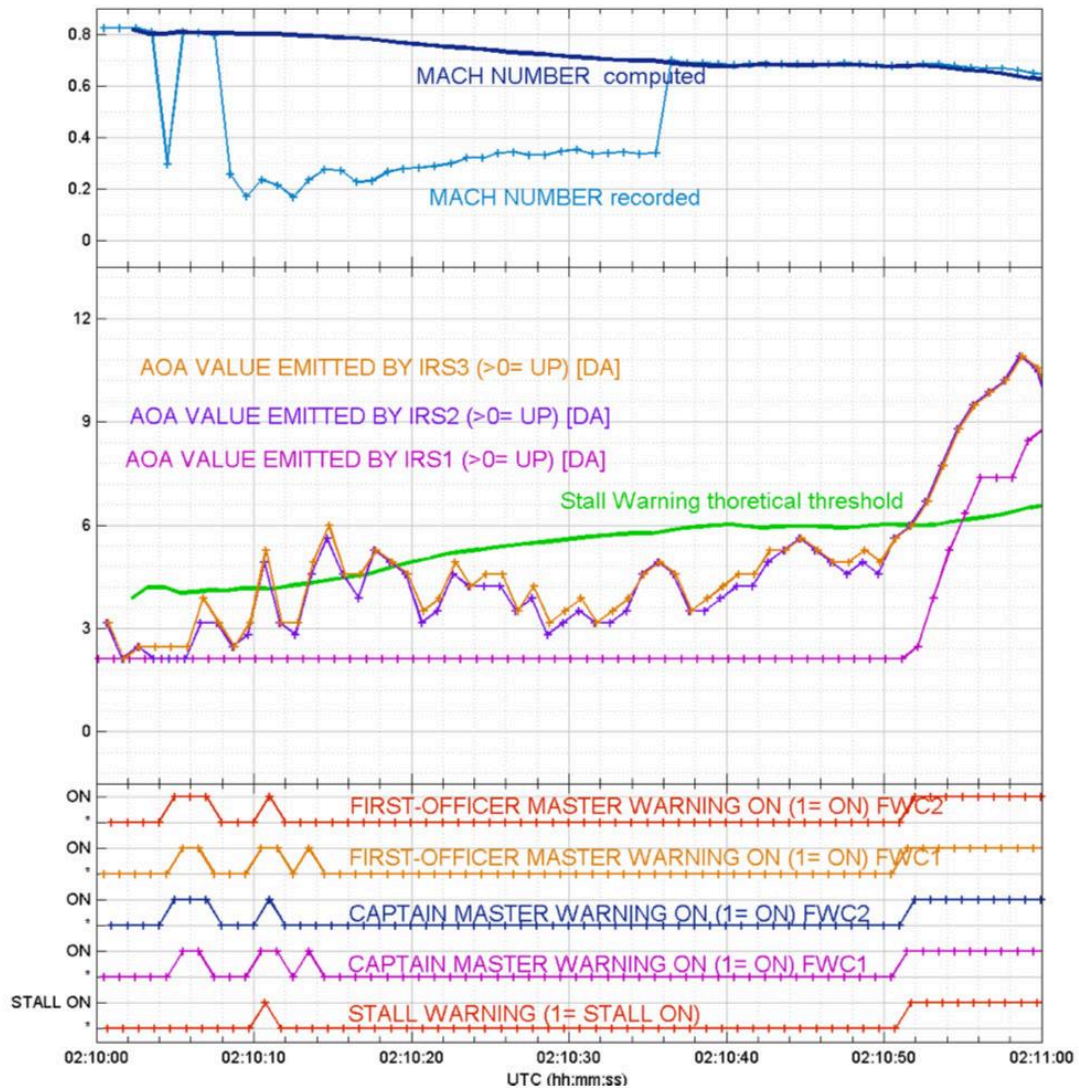


Figure 62: Evolutions of recorded angles of attack and of the stall warning trigger threshold

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 62: Evolución de los ángulos de ataque registrados y del umbral de activación de la advertencia de pérdida

Las activaciones de la advertencia detectadas en el CVR fueron identificadas entre:

- 2 h 10 min 10.4 y 11.3
- 2 h 10 min 13 y 13.4

La corta duración de la activación no permitió detectarla mediante el parámetro "Stall warning", pero el parámetro "Master warning" del FWC 1 se activó en un punto en ese momento.

Sin embargo, esta advertencia debería haber continuado hasta aproximadamente 2 h 10 min 15.5, y posteriormente haber vuelto a activarse entre 2 h 10 min 17 y 19.

La desactivación de esta advertencia se debió probablemente al hecho de que:

- Entre 13.4 y 15.5,
- y posteriormente entre 17 y 19,
- y posiblemente en otros momentos,

los tres valores de Mach eran anormalmente bajos (las tres sondas Pitot estaban congeladas).

El umbral de activación de la advertencia aumentó entonces repentinamente hasta valores cercanos a 10° , muy superiores a los ángulos de ataque registrados, lo que provocó la interrupción de la advertencia.

Después de 2 h 11

El análisis de los parámetros mostró que la advertencia de pérdida se detenía simultáneamente con la invalidez de los tres ángulos de ataque, y se activaba nuevamente cuando al menos uno de ellos volvía a ser válido.

Teniendo en cuenta los valores extremos de ángulo de ataque experimentados por el avión, la variación del umbral en función del Mach tuvo una importancia secundaria.

La advertencia de pérdida se activó nuevamente diez veces después de 2 h 11 min 45.

Se observó una correlación entre esta activación y una orden de cabeceo hacia arriba del PF en dos ocasiones:

- entre 2 h 12 min 52 y 2 h 12 min 57,
- entre 2 h 13 min 52 y 2 h 14 min 02.

Nota: el comportamiento del ángulo de ataque 1 fue ligeramente diferente del de los otros dos (comportamiento "lento" o "perezoso").

Aunque no se pudo establecer la causa de esta diferencia, no tuvo efecto sobre el funcionamiento de los sistemas.

1.16.3.3 Análisis de la ley de control de vuelo

La ley de control de vuelo pasó de normal a alterna alrededor de 2 h 10 min 05.

La ley alterna era 2B y no volvió a cambiar posteriormente.

Debido al rechazo de los tres ADR por los ordenadores de control de vuelo (PRIM), la ley de actitudes anómalas solo podría haberse activado por criterios relacionados con parámetros inerciales, pero estas condiciones nunca se cumplieron.

Se realizó una simulación del funcionamiento de los ordenadores de control de vuelo, que consistió en recalcular los movimientos de los elevadores y del estabilizador horizontal trimmable (THS) a partir de:

- Las órdenes de los pilotos.

Los resultados se compararon con los parámetros registrados en el FDR.

La simulación se prolongó hasta el final del vuelo.

Los ángulos de deflexión recalculados de los elevadores y del PHR son coherentes con los parámetros registrados.

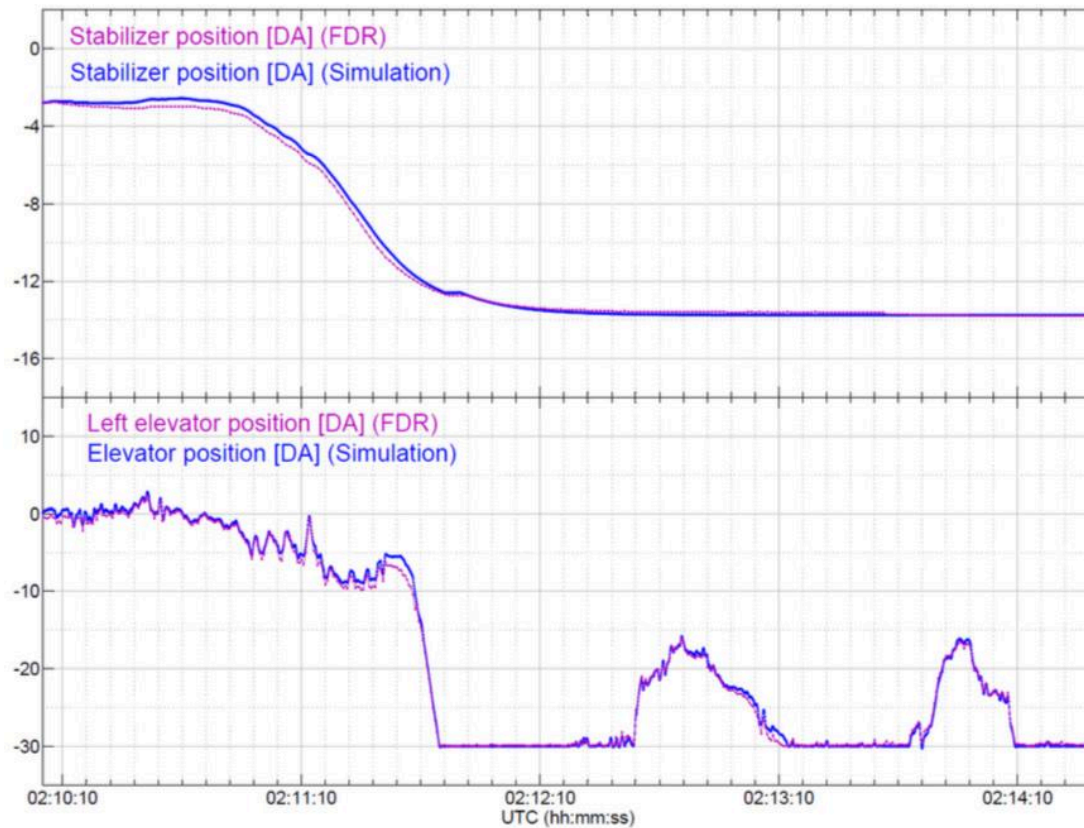


Figure 63: Comparison between the recorded positions of the elevator and THS and the simulation

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 63: Comparación entre las posiciones registradas del elevador y del THS y la simulación

1.16.4 Análisis de las prestaciones del avión

1.16.4.1 Comportamiento del avión

Se realizó una simulación del comportamiento del avión basada en:

- El modelo teórico
- Las órdenes del PF (sidestick y empuje).

La validez del modelo está limitada a la envolvente de vuelo conocida a partir de los ensayos en vuelo.

Por lo tanto, fue posible realizar la simulación únicamente para el periodo comprendido entre 2 h 10 min 00 s y 2 h 10 min 54 s.

Antes de la desconexión del piloto automático, fue necesario añadir un componente de viento de frente constante de 15 kt para hacer coincidir la velocidad respecto al suelo de la simulación con el parámetro registrado.

Este valor era coherente con los parámetros de viento registrados.

La turbulencia se modelizó introduciendo ráfagas para que los parámetros simulados reprodujeran los parámetros registrados.

La simulación mostró que:

- Desde aproximadamente 15 segundos antes de la desconexión, el piloto automático compensaba perturbaciones aerológicas cuya intensidad se clasificaría como "ligera" según la escala OACI (variaciones de aceleración vertical inferiores a 0.5 g).
- Cuando el piloto automático se desconectó, una ráfaga lateral simultánea provocó que el avión se desviara de su trayectoria con un alabeo hacia la derecha.
- Los movimientos posteriores de alabeo resultaron de las órdenes del PF.
- Los movimientos del avión en el eje longitudinal se debieron principalmente a las órdenes del PF, con la excepción de pequeñas variaciones debidas a la aerología (variaciones de aceleración normal de aproximadamente 0.2 g).
- La turbulencia disminuyó a partir de aproximadamente 2 h 10 min 30 s.
- En ausencia de órdenes del PF, el avión habría continuado alabeando progresivamente hacia la izquierda, pero las variaciones de actitud de cabeceo y de altitud habrían sido pequeñas.

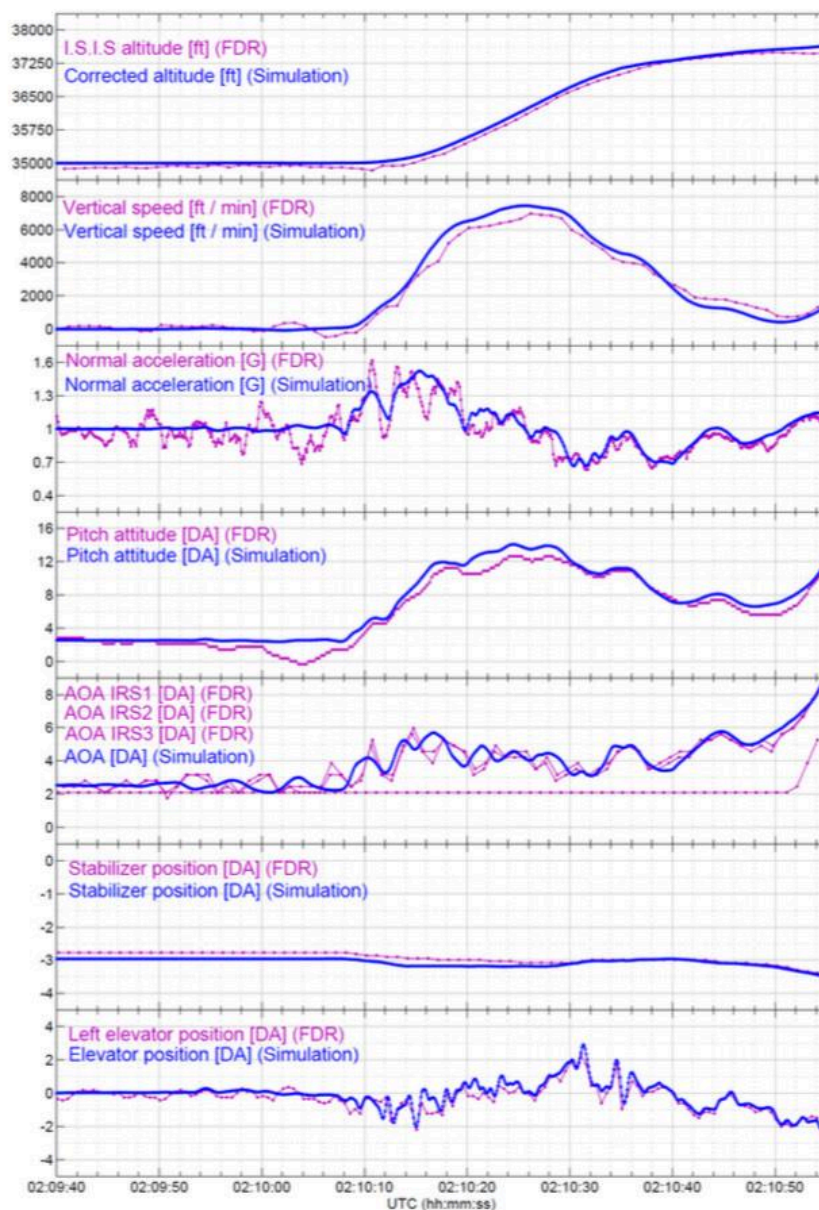


Figure 64: Comparison between altitudes of the aeroplane and the simulation (longitudinal axis)

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 64: Comparación entre las altitudes del avión y la simulación (eje longitudinal)

1.16.4.2 Análisis de la salida de la envolvente de vuelo

En el momento del evento, la envolvente de vuelo del avión era la siguiente:

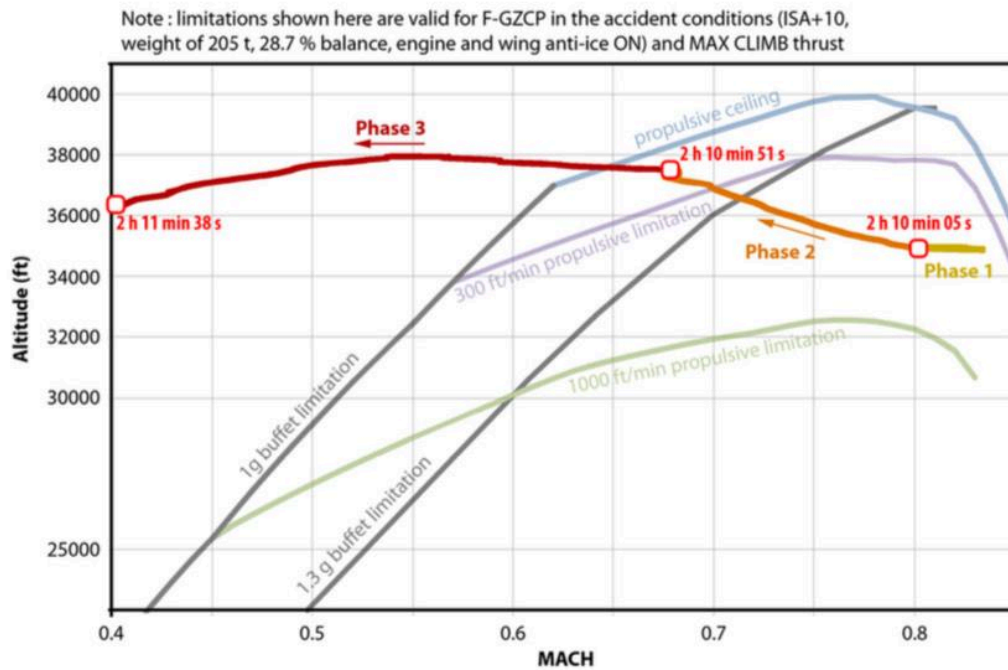


Figure 65: Flight envelope

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 65: Envolvente de vuelo

A 2 h 10 min 51, cuando el avión se encontraba aproximadamente a 37,500 ft y todavía ascendiendo, se activó la advertencia de pérdida (véase 1.16.3.2).

Se observó un cambio en el comportamiento de la aceleración normal registrada a partir de 2 h 10 min 53, con un ángulo de ataque aproximadamente entre 1 y 2 grados superior al umbral de activación de la advertencia.



Figure 66: Evolution of normal acceleration recorded at the time of activation of the stall warning

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 66: Evolución de la aceleración normal registrada en el momento de la activación de la advertencia de pérdida

Esta modificación del comportamiento resultó en la aparición de un componente de alta frecuencia cuya amplitud aumentó hasta aproximadamente 0.1 g pico a pico, con una firma muy diferente de la de una turbulencia de origen aerológico.

Además, se detectó un ruido en la pista 1 del CVR, alrededor de 2 h 10 min 55, que podría corresponder al impacto del micrófono contra un panel, audible a frecuencia estable.

Nota: según la simulación de los movimientos del avión, la turbulencia observada durante los primeros segundos del ascenso ya había cesado en ese momento.

Se realizaron análisis adicionales con Airbus para determinar si este fenómeno podría corresponder al buffet.

La identificación de este fenómeno es compleja, ya que el concepto de buffet se define como aceleraciones medidas a nivel de los asientos de los pilotos, y no en el centro de gravedad del avión.

Posteriormente, Airbus realizó vuelos especiales para recoger datos más precisos a altos ángulos de ataque con una configuración de avión próxima a la del accidente (masa, nivel de vuelo, Mach, etc.).

Estos ensayos permitieron refinar las correlaciones preliminares y establecer que el nivel de buffet era considerado disuasorio por los pilotos de ensayo cuando el ángulo de ataque era aproximadamente de 10°, lo que corresponde a una amplitud de aceleración normal de 1 g en el asiento del piloto.

Este ángulo de ataque se alcanzó aproximadamente a las 2 h 10 min 57 s durante el vuelo del accidente.

Así:

- La advertencia de pérdida se activó a 2 h 10 min 51 con un ángulo de ataque correspondiente al umbral teórico para el Mach medido;
- dos segundos más tarde, aparecieron vibraciones que podrían corresponder al buffet;
- la intensidad de las vibraciones probablemente alcanzó el nivel de buffet disuasorio alrededor de 2 h 10 min 57 s.

NTT — Nota técnica del traductor

Observación técnica clave sobre la lógica de la advertencia de pérdida

El análisis del Air France Flight 447 crash muestra un punto poco percibido por muchos lectores del informe del Bureau of Enquiry and Analysis for Civil Aviation Safety:

La advertencia de pérdida no dejó de sonar porque el avión saliera de pérdida, sino porque el sistema dejó de considerar válidos los datos aerodinámicos.

Cuando las tres sondas Pitot se congelaron, los valores de Mach calculados por los sistemas se volvieron anormalmente bajos. Como consecuencia, el umbral teórico de activación de la advertencia de pérdida aumentó abruptamente hasta aproximadamente 10° de ángulo de ataque.

En ese momento, aunque el ángulo de ataque real del avión seguía siendo muy elevado, el sistema ya no lo consideraba suficiente para activar la advertencia, lo que provocó la

interrupción temporal del aviso sonoro de pérdida.

Este comportamiento implica que la lógica de protección dependía de parámetros aerodinámicos que ya estaban degradados, lo que pudo contribuir a una percepción ambigua de la situación aerodinámica por parte de la tripulación.

1.16.5 Reconstrucción de la información disponible para la tripulación

1.16.5.1 Análisis de la velocidad indicada en los PFD y en el ISIS

El análisis de los datos del FDR permitió determinar, para cada PFD, los períodos de tiempo durante los cuales la CAS (Calibrated Airspeed) fue mostrada, así como la fuente ADR correspondiente.

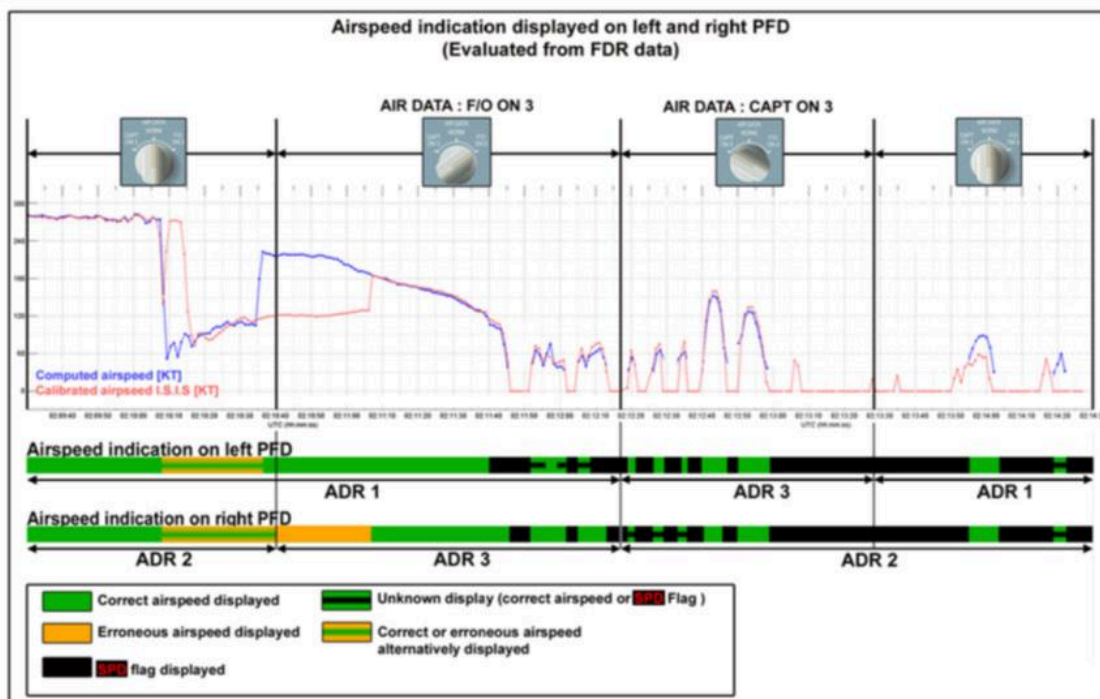


Figure 67: Speed displays on the PFD

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 67: Indicaciones de velocidad en los PFD

1.16.5.2 Evolución de la CAS 2

El conocimiento de CAS 2 es necesario para:

- Conocer la velocidad mostrada en el PFD derecho cuando el selector AIR DATA no está posicionado en "F/O ON 3"
- Calcular la posición del director de vuelo (FD) mostrada en ambos PFD
- Calcular la tendencia de velocidad (speed trend) mostrada en ambos PFD.

El análisis de los datos procedentes de:

- Los FMGEC,

- Los mensajes ACARS,
- y el FDR

permitió determinar parcialmente la evolución de la CAS 2 durante el vuelo.

De este modo fue posible establecer que la sonda Pitot del lado del copiloto (F/O Pitot):

- Comenzó a congelarse, como muy pronto, a 2 h 10 min 03.5, y como muy tarde a 2 h 10 min 05.
En ese momento CAS 2 era aproximadamente igual a CAS 1 y, por lo tanto, igual a la velocidad registrada por el FDR.
- Se descongeló definitivamente, como muy tarde, a 2 h 10 min 46.
En ese momento CAS 2 volvió a ser aproximadamente igual a CAS 1.

Entre estos dos momentos, la sonda Pitot del copiloto se descongeló con certeza al menos temporalmente.

Se establecieron dos perfiles de formación de hielo:

1. Uno en el que la sonda Pitot permanecía congelada durante el período más largo
2. Otro en el que permanecía congelada durante el período más corto.

No fue posible determinar cuál de los dos perfiles era el más probable.

En consecuencia, la evolución de la CAS mostrada en el PFD derecho solo se conoce parcialmente para el período comprendido entre 2 h 10 min 03.5 y 2 h 10 min 46, como ilustra el gráfico siguiente.

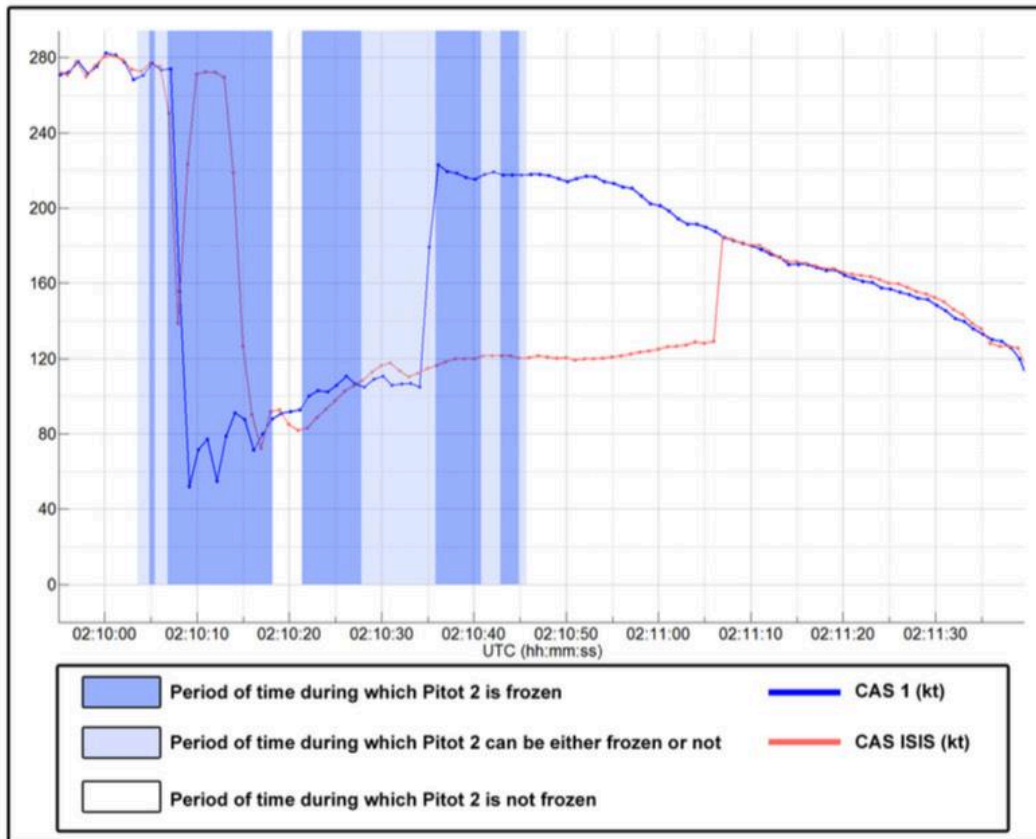


Figure 68: Evolution of the 3 CAS

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 68: Evolución de las tres CAS

1.16.5.3 Cálculo de la tendencia de velocidad

La flecha de tendencia de velocidad (speed trend arrow) representa una estimación de la aceleración del avión: la punta de la flecha indica la velocidad que tendrá el avión 10 segundos más tarde.

Su valor depende de la evolución previa de la velocidad utilizada para el cálculo.

Para evitar la influencia de la evolución de CAS 2, la determinación de la tendencia de velocidad mostrada en el PFD derecho se realizó a partir de 2 h 10 min 46.

A partir de ese momento, CAS 1 y CAS 2 pueden considerarse idénticas y válidas.

Pueden existir algunas diferencias entre las tendencias de velocidad mostradas a la izquierda y a la derecha en el momento del descongelamiento de CAS 2, debido al modo de cálculo (filtrado).

Sin embargo, el aumento repentino de CAS 2 provocó en cualquier caso un fenómeno transitorio que incrementó el valor de la tendencia de velocidad durante varios segundos.

Así, se observó que:

- La tendencia de velocidad indicaba una aceleración que podría haber sido significativa en los momentos cercanos a la activación de la advertencia de pérdida
- Posteriormente, la tendencia de velocidad indicaba una desaceleración, hasta el final del período de recálculo a 2 h 11 min 40.

1.16.5.4 Cálculo de las órdenes del director de vuelo

Las órdenes del director de vuelo (FD) fueron recalculadas para todos los períodos considerados relevantes.

Dependiendo de los modos de acoplamiento (idénticos a derecha e izquierda), las órdenes dadas por las barras cruzadas derecha e izquierda podían ser diferentes.

En el caso analizado se estableció que las órdenes presentadas a derecha e izquierda eran idénticas o extremadamente próximas.

Dado:

- Los modos acoplados,
- El funcionamiento de dichos modos,
- y a pesar del conocimiento solo parcial de la evolución de CAS 2,

fue posible determinar la posición del director de vuelo longitudinal (DV).

La precisión es relativamente buena durante ciertos períodos (valores mínimo y máximo próximos), pero menos precisa durante otros:

- Conocimiento solo de la posición máxima entre 2 h 10 min 17 y 21,
- y entre 2 h 10 min 26 y 36.

La secuencia de aparición y desaparición de las barras del FD en los PFD izquierdo y derecho fue la siguiente:

Time period	LFD	RFD	Vertical mode	Lateral mode
before 2 h 10 min 08	Green	Green	ALT CRZ	HDG
2 h 10 min 08 - 17	Red	Red		
2 h 10 min 17 - 21	Green	Green	ALT CRZ *	HDG
2 h 10 min 21 - 26	Red	Red		
2 h 10 min 26 - 36	Green	Green	V/S +6000	HDG
2 h 10 min 36 - 42	Red	Red		
2 h 10 min 42 - 43	Green	Green	V/S +1400	HDG
2 h 10 min 43 - 47	Red	Red		
2 h 10 min 47 - 2 h 11 min 40	Green	Green	V/S +1400	HDG
2 h 11 min 40 - 2 h 12 min 52	Red	Red		
2 h 12 min 52 - 2 h 12 min 58	Green	Green	V/S +1400	HDG
2 h 12 min 58 - 2 h 13 min 57	Red	Red		
2 h 13 min 57 - 2 h 13 min 58	Green	Green	Not recorded- period of associated parameter sampling insufficient	
2 h 13 min 58 s - end of flight	Red	Red		

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

(Figura sin número ubicada en la página 95)

El gráfico siguiente representa:

- Las posiciones máximas y mínimas de las barras del FD mostradas entre la desconexión del piloto automático y 2 h 11 min 40
- Así como las órdenes longitudinales introducidas por el copiloto en su sidestick.

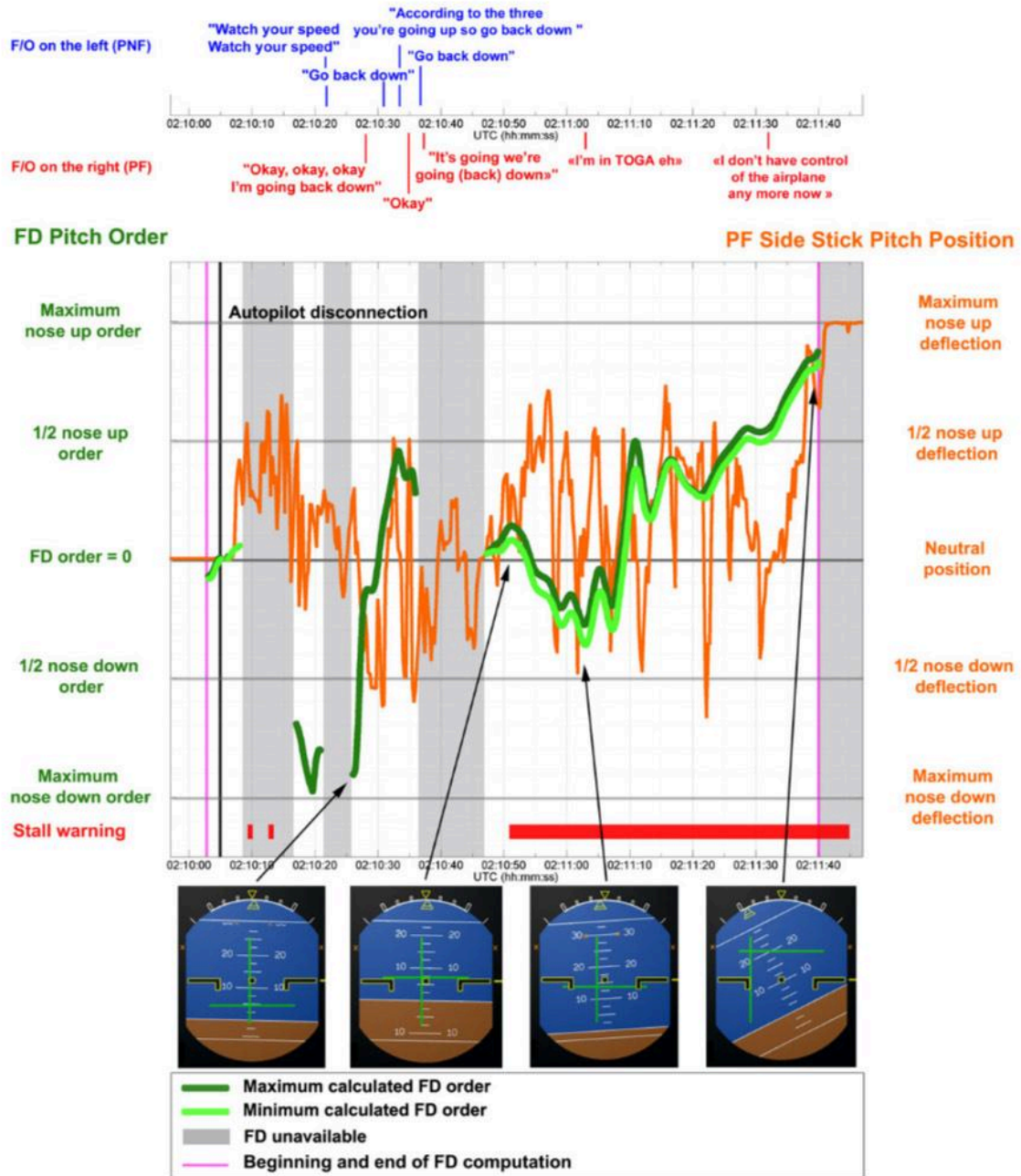


Figure 69: Evolution of FD crossbars

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 69: Evolución de las barras del FD

1.16.5.5 Análisis de la secuencia de aparición de los mensajes ECAM

La caída de la velocidad medida activó supervisiones dentro de varios ordenadores (véase el análisis de los mensajes ACARS en los informes provisionales 1 y 2).

Estas supervisiones provocaron a su vez:

- La pérdida de sistemas automáticos
- La aparición de mensajes ECAM.

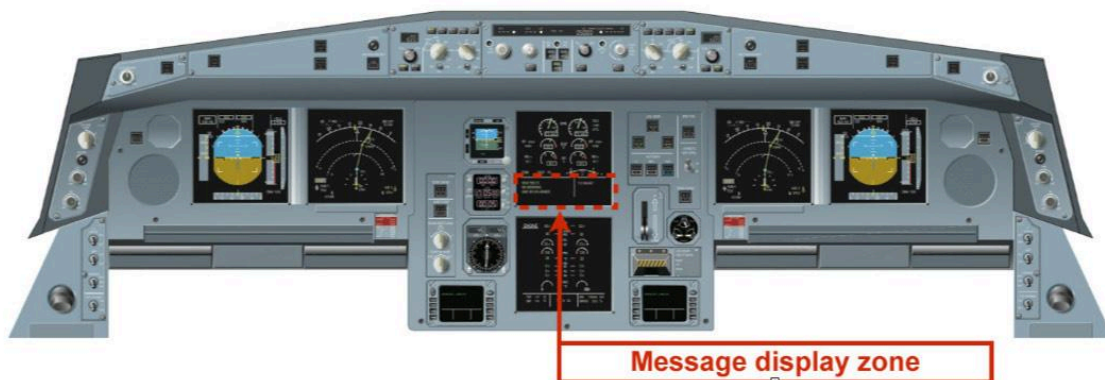


Figure 70: Position of the area where ECAM messages are displayed

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

(Figura 70: Posición de la zona donde se muestran los mensajes ECAM)

En el ECAM hay siete líneas disponibles para mostrar mensajes.

Si el número de líneas necesarias para mostrar todos los mensajes supera este número, aparece una flecha verde hacia abajo indicando que otros mensajes de menor prioridad no se muestran.

Para hacerlos aparecer, la tripulación debe:

1. Procesar los primeros mensajes
2. Borrarlos posteriormente.

No es posible determinar si algún miembro de la tripulación borró uno o más mensajes ECAM durante el evento, aunque no se realizó ningún anuncio en ese sentido.

Si se asume que ningún mensaje fue borrado, y sin considerar el mensaje NAV TCAS FAULT, los estados del ECAM en distintos momentos habrían sido los siguientes:



Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 71: Indicaciones ECAM en distintos momentos (si ningún mensaje fue borrado)

1.16.5.6 Contribución del análisis de los mensajes ACARS

La mayoría de los mensajes de mantenimiento analizados en los informes provisionales pueden correlacionarse con los datos extraídos de los registradores de vuelo.

Esta correlación confirmó los análisis preliminares redactados en dichos informes.

El estudio de los tiempos de transmisión entre los ordenadores que identificaron la activación de las supervisiones y el CMC también permitió explicar y verificar el orden en el que los mensajes fueron enviados por ACARS.

Este orden puede diferir del orden de aparición de los mensajes ECAM.

No obstante, debe señalarse que se cometió un error en el análisis del mensaje:

“FLAG FPV ON PFD CAPT (F/O)”.

Este mensaje había sido explicado inicialmente por la combinación de dos condiciones:

- Que el modo TRK-FPA hubiera sido seleccionado por la tripulación
- Que el FPV no estuviera disponible.

En realidad, la primera de estas condiciones no se tiene en cuenta al enviar el mensaje al CMC.

El hecho de que el parámetro del FDR que indica el paso del modo HDG-VS al modo TRK-FPA no cambiara durante el vuelo confirma que la tripulación nunca seleccionó el modo TRK-FPA.

El fin del vuelo ocurrió poco después del envío del último mensaje de mantenimiento “Maintenance status ADR 2”, lo que confirma la razón de la ausencia de un mensaje de fallo asociado:

La ventana de correlación, abierta durante un período de un minuto, no pudo cerrarse, por lo que el mensaje de fallo no fue enviado.

1.16.5.7 Cálculo de REC MAX y OPTI

Se realizó una simulación de cálculo del nivel de vuelo REC MAX por el FMS entre 1 h 45 y 2 h 09 min 30.

Para garantizar que el cálculo fuese representativo de lo que podría haber sido presentado a la tripulación, era necesario conocer la altitud de tropopausa introducida por la tripulación en la página INIT A del FMS.

Dado que los procedimientos operacionales vigentes en ese momento lo indicaban, se seleccionó la altitud por defecto propuesta por el FMS: 36,090 ft.

Según los parámetros registrados por el FDR (especialmente temperatura y masa), la simulación mostró que el REC MAX varió poco durante el período considerado, entre:

FL372 y FL376.

La diferencia de temperatura respecto a la atmósfera estándar fue bastante estable en +11 °C, excepto entre 1 h 51 y 1 h 59, cuando fue menor, alcanzando un mínimo de +9 °C.

El REC MAX calculado a 1 h 45 era FL372, con una tendencia general de aumento de aproximadamente 100 ft por tonelada de masa perdida (aproximadamente 9 minutos de vuelo).

La disminución de temperatura a 1 h 50 se tradujo en un máximo local de REC MAX en FL375, que posteriormente descendió a FL374 a las 2 h 00.

Nota: a 1 h 52, el PF dijo al comandante:

“ves que el REC MAX ha pasado a tres siete cinco”

lo que parece correlacionarse con este máximo recalculado de REC MAX.

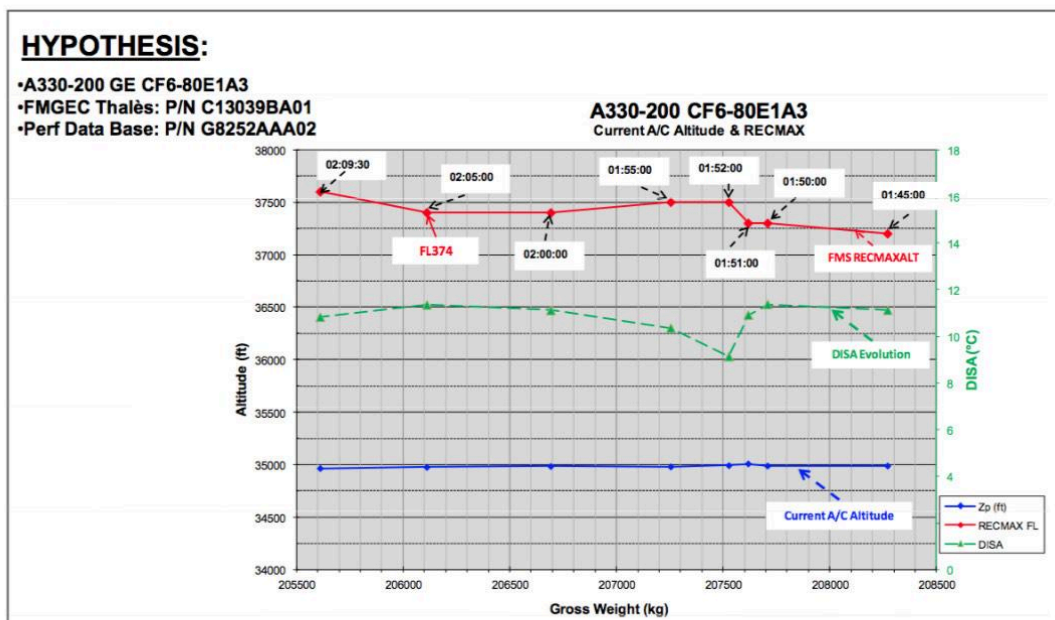


Figure 72: Evolution of the REC MAX (simulation) Source Airbus

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 72: Evolución del REC MAX (simulación) – Fuente Airbus

El nivel de vuelo óptimo (OPTI) fue recalculado utilizando:

- La información del plan de vuelo
- El cost index utilizado por Air France (80).

Este cálculo indicó que el OPTI era aproximadamente 37,000 ft al sobrevolar el punto ORARO, aumentando en el mismo orden de magnitud que el REC MAX.

NTT – Nota técnica del traductor

Recuadro técnico – Detalle poco citado del análisis del BEA

Un aspecto poco destacado del análisis técnico del BEA es que las simulaciones realizadas sobre el comportamiento del avión muestran que el A330 no salió inicialmente de la envolvente de vuelo por efecto de turbulencia ni por una perturbación aerológica significativa, sino principalmente como consecuencia de las órdenes introducidas por el piloto al mando de los mandos (PF).

En la simulación descrita en la sección 1.16.4, el modelo de vuelo demostró que:

- Antes de la desconexión del piloto automático, las perturbaciones aerológicas eran ligeras según la escala de la OACI
- Tras la desconexión del piloto automático, el avión experimentó una pequeña desviación lateral debida a una ráfaga, que provocó un alabeo inicial hacia la derecha
- Los movimientos posteriores del avión, tanto en alabeo como en cabeceo, se debieron principalmente a las órdenes introducidas por el PF en el sidestick.

El BEA indica incluso que, en ausencia de órdenes del PF, el avión habría continuado con una ligera tendencia al alabeo hacia la izquierda, pero las variaciones de actitud de cabeceo y de altitud habrían sido pequeñas.

Este punto es importante porque significa que, durante los primeros segundos tras la desconexión del piloto automático, el avión seguía siendo completamente controlable y

permanecía dentro de la envolvente aerodinámica normal.

La salida progresiva de dicha envolvente se produjo posteriormente, cuando el ángulo de ataque aumentó debido a órdenes sostenidas de cabeceo hacia arriba, lo que condujo finalmente a la activación de la advertencia de pérdida y a la aparición de buffet aerodinámico detectado en los registros de aceleración.

Este detalle suele pasar desapercibido porque el informe presenta esta información dentro de la sección de simulación aerodinámica, pero en realidad constituye una pieza clave para comprender la dinámica real del accidente.

NTT – Nota técnica del traductor

El BEA demuestra que durante varios segundos el copiloto probablemente veía en su PFD indicaciones de velocidad y tendencia que podían sugerir aceleración, justo en el momento en que el avión se aproximaba a la pérdida.

Ese es uno de los efectos instrumentales más contraintuitivos de todo el accidente.

1.16.6 Simulación del vuelo AF 447 en el sistema Eurocat

El BEA, trabajando con Thales, diseñador del sistema Eurocat, organizó una simulación del vuelo AF 447 conectado mediante ADS-C con el ACC Océánico de Dakar.

El objetivo de esta prueba era determinar si la activación del sistema de salvaguarda instalado en el sistema habría podido proporcionar una posición más precisa de la aeronave.

Se plantearon las siguientes hipótesis:

- El plan de vuelo estaba integrado en el sistema Eurocat en Dakar
- El vuelo AF 447 estaba conectado en ADS-C.

La configuración del sistema correspondía a la vigente en el momento del accidente. Se activaron las siguientes funciones:

- Informe de posición y altitud cada 896 segundos (aproximadamente 15 minutos);
- Informe de posición y altitud durante el paso por los puntos sobrevolados dentro de la FIR Oceánica de Dakar. La función de informe también transmitía las estimaciones del FMS para los puntos n+1 y n+2;
- Alerta en caso de cambio de altitud de ± 200 ft;
- Alerta en caso de desviación de ruta superior a 10 NM;
- Alerta en caso de ausencia de informe de posición.

En ausencia de un mensaje de informe, el sistema lo señalaba después de 3 minutos. Este intervalo permitía descartar un problema de conexión o un retraso en la transmisión de información.

La conexión del vuelo AF 447 con Dakar Oceánico mediante ADS-C habría generado así la siguiente información:

- mensaje de cambio de altitud (2 h 10);
- mensaje de alerta por incumplimiento de altitud (2 h 17);
- mensajes de ausencia de informe periódico de posición y de paso por punto de reporte (2 h 20);
- mensaje de pérdida de conexión ADS-C.

En este contexto, el controlador de Dakar habría podido intentar contactar con la tripulación del vuelo AF 447.

El tiempo de conexión del vuelo asociado al período de informes de posición (896 segundos) no permitía obtener información de posición después de 2 h 10 min (posición proporcionada adicionalmente por ACARS). Por lo tanto, la configuración del sistema vigente no permitía restringir el área de búsqueda del pecio. No obstante, una fase crítica podría haberse activado con mayor anticipación.

El controlador de ATLÁNTICO habría sido advertido del cambio de altitud por su sistema si el vuelo AF 447 hubiera estado conectado en ADS-C.

1.16.7 Aspectos relacionados con la fatiga

El calendario profesional de los tres miembros de la tripulación durante el mes previo al vuelo del accidente muestra que las limitaciones relativas a tiempos de vuelo, tiempos de servicio y períodos de descanso estaban conformes con las disposiciones del Reglamento Europeo (CE) n.º 859/2008 de la Comisión Europea (subsección Q del Anexo III).

La investigación no pudo determinar con exactitud las actividades de los miembros de la tripulación durante la escala en Río, a la que habían llegado tres días antes. No fue posible obtener datos sobre su sueño durante esta escala.

Esta falta de información precisa sobre sus actividades durante la escala, en particular en relación con el sueño, hace imposible evaluar el nivel de fatiga asociado al tiempo de servicio de la tripulación de vuelo.

No obstante, el registro del CVR permite observar que la tripulación no mostró signos objetivos de fatiga, como lo indican los siguientes elementos:

- El nivel de actividad y de implicación de la tripulación reforzada durante la primera parte del vuelo, con el comandante y el copiloto sentado en el asiento derecho, y posteriormente durante la segunda parte del vuelo con los dos copilotos, corresponde a lo que se espera de una tripulación durante la fase de crucero. No se observan signos de somnolencia ni de sueño;
- A las 0 h 58 min 07, el comandante expresó preocupación por el estado de fatiga del copiloto sentado en el asiento derecho («intenta quizá dormir veinte minutos cuando regrese o antes si quieres»), a lo que éste respondió que no quería dormir;
- Al ser preguntado al regresar a la cabina, el copiloto que tomó el lugar del comandante respondió que había “dormitado”.

NTT – Nota técnica del traductor

Permanencia prolongada en pérdida aerodinámica

Uno de los aspectos menos citados del análisis técnico es la razón por la cual la aeronave permaneció en pérdida aerodinámica durante más de tres minutos, una duración excepcional para un avión de transporte moderno como el Airbus A330-203.

El análisis de los registradores de vuelo mostró que, tras la pérdida de indicaciones fiables de velocidad, el avión pasó de normal law -ley normal- a alternate law -ley alterna-, lo que implicó la desaparición de ciertas protecciones automáticas de la envolvente de vuelo.

En estas condiciones:

- El aviso de pérdida (stall warning) dependía directamente del cálculo de velocidad aerodinámica
- Las indicaciones de velocidad eran incoherentes debido al fenómeno de congelación de las sondas Pitot tube
- El sistema activaba y desactivaba el aviso de pérdida en función de valores calculados que podían volverse temporalmente inválidos.

El BEA observó que, durante la fase de pérdida profunda, el ángulo de ataque alcanzó valores extremadamente elevados. Cuando este ángulo superaba aproximadamente 40°, el cálculo de velocidad se volvía inválido y el sistema dejaba de emitir el aviso de pérdida.

Como consecuencia, el aviso podía desaparecer precisamente en el momento en que la pérdida era más pronunciada.

Este comportamiento contribuyó a una situación paradójica desde el punto de vista operativo: cuando la tripulación reducía ligeramente el ángulo de ataque, el cálculo de velocidad volvía a ser válido y el aviso de pérdida reaparecía, lo que podía interpretarse como una agravación de la situación.

Según el análisis del BEA, esta lógica del sistema pudo contribuir a que la tripulación mantuviera un comando de cabeceo hacia arriba, lo que impidió la recuperación de la pérdida.

Los datos de los registradores muestran que durante gran parte de la fase final del vuelo el avión permaneció:

- con un ángulo de ataque superior a 35°,
- con una velocidad vertical descendente elevada,
- y con comandos de cabeceo positivos aplicados por el piloto.

En estas condiciones aerodinámicas, la aeronave se encontraba en una pérdida profunda estable, situación en la que la reducción del ángulo de ataque constituye la única acción eficaz para recuperar la sustentación.

El informe concluye que la combinación de:

- indicaciones de velocidad incoherentes,
- comportamiento discontinuo del aviso de pérdida,
- y ausencia de referencias fiables para la tripulación,

contribuyeron a que la pérdida no fuese identificada claramente ni corregida durante el resto del vuelo.

1.16.8 Trabajos sobre Factores Humanos

Este accidente, como cualquier accidente, puso de manifiesto el fallo de al menos una parte de las disposiciones que se suponía debían garantizar la seguridad de este vuelo en la situación encontrada o en situaciones análogas.

Estas disposiciones implican, en términos generales:

- la certificación del diseño de los sistemas de la aeronave y de su cabina de mando,
- los principios de aeronavegabilidad continuada,
- las normas de utilización operacional, y particularmente los procedimientos normales, de socorro y de emergencia,
- así como los comportamientos y competencias esperados de las tripulaciones, y por tanto, especialmente, su formación y entrenamiento.

Este conjunto de disposiciones incluye, entre otros, ámbitos explícitos, tales como:

- disposiciones reglamentarias,

- procedimientos a seguir,
- características de diseño,
- limitaciones operacionales, etc.,

todos ellos concebidos para mantener la seguridad del vuelo.

También incluye ámbitos implícitos, más o menos definidos, tales como:

- “buenas prácticas”,
- “expectativas razonables” respecto al comportamiento,
- e incluso suposiciones muy implícitas acerca del comportamiento de los diferentes actores.

El objetivo del análisis fue determinar el subconjunto de disposiciones que influyen en los comportamientos y competencias esperados de las tripulaciones en la situación encontrada.

Esto implicó identificar los fallos ocurridos durante el vuelo, en relación con las expectativas explícitas o implícitas del modelo de seguridad.

Más allá de la simple identificación de una explicación psicológicamente probable, verosímil o plausible de los comportamientos observados, se trataba también de evaluar el grado de especificidad o generalidad de las respuestas conductuales registradas:

- ¿Son específicas de esta tripulación en particular?
- ¿Son compartidas por todas las tripulaciones de la compañía?,
- ¿o pueden generalizarse a todas las tripulaciones?

En materia de factores humanos, el comportamiento observado en el momento de un evento suele ser coherente con, o una prolongación de, una cultura específica y de una organización del trabajo determinada.

Los rasgos del modo habitual de operación de la tripulación pueden percibirse en los elementos recopilados durante la investigación, y particularmente en todo aquello que el CVR puede revelar antes de la fase crítica.

Dicho de otro modo, se trataba de responder a la siguiente pregunta:

“Si se sustituyera esta tripulación por otra, ¿se obtendrían las mismas respuestas? (probablemente sí, probablemente no; con seguridad sí, con seguridad no)”.

El objetivo final era, en efecto, contribuir a identificar qué debe modificarse en el conjunto de las disposiciones de seguridad para aumentar significativamente su eficacia en una situación similar o en una situación genérica que incluya las mismas características fundamentales.

No obstante, el tipo de modificaciones que deben realizarse depende en parte de la respuesta a la pregunta anterior.

Así, basándose en los trabajos de los otros grupos de investigación, el trabajo del grupo de Factores Humanos sirvió de base para elaborar el escenario del accidente, tal como se detalla en la parte 2.1 de este informe.

1.16.8.1 Gestión de una anomalía súbita y repercusiones en el rendimiento humano

En algunos casos, mantener la seguridad del vuelo tras la aparición de una anomalía (o incluso la aceptabilidad de una anomalía) supone una intervención apropiada de la tripulación.

En primer lugar, se espera que la tripulación garantice el control de la aeronave y mantenga la trayectoria de vuelo.

La intención es, por lo tanto, que la tripulación detecte la anomalía, que eventualmente logre interpretarla (“darle sentido”), que modifique sus prioridades respecto a las tareas en curso y que tome las acciones correspondientes (acciones sobre los mandos de vuelo y/o actuaciones para tratar las anomalías detectadas, asociadas a procedimientos o listas de verificación), todo ello dentro del intervalo de tiempo esperado (cuya magnitud se indica en la lógica de certificación cuando se trata de situaciones críticas).

En el Airbus A330-203, el ECAM propone acciones a realizar en la mayoría de los casos de fallo o de emergencia. A partir de la información disponible en el ECAM, la tripulación debe analizar y confirmar el tipo de fallo antes de emprender cualquier acción de tratamiento de la anomalía.

En otros casos, la “reacción adecuada” esperada de la tripulación supone la ejecución inmediata de acciones memorizadas (memory items) con el objetivo de estabilizar la situación, seguida del recurso a instrucciones de acción disponibles en el ECAM, y/o del recurso a procedimientos descritos en el QRH, clasificados por categoría de anomalía diagnosticada.

En todos los casos, esto implica un cierto número de exigencias específicas en relación con el rendimiento humano. Estas pueden basarse en:

- Lo que razonablemente puede esperarse de cualquier operador humano (por ejemplo, percibir una señal sonora claramente audible);
- Capacidades profesionales genéricas normalmente presentes en la comunidad de pilotos (*basic airmanship*);
- O incluso capacidades específicas que deben desarrollarse explícitamente mediante formación especializada y/o práctica.

Además, estas reacciones esperadas resultan de diferentes modos cognitivos de actividad.

Los operadores humanos perciben y actúan de acuerdo con su representación mental de la situación, y no con la situación "real".

La probabilidad y la rapidez de detección de las señales de anomalía están relacionadas con su saliencia, es decir, con su capacidad para desestabilizar y modificar la representación de la situación en curso, aun cuando dichas señales puedan situarse fuera del marco de esa representación (es decir, ser inesperadas, sorprendentes, absurdas o incluso "impensables" en su contexto).

Dependiendo de la frecuencia con la que el operador haya estado expuesto a la anomalía, ya sea durante su formación o en operaciones reales, su respuesta puede ser:

- Automática,
- Basada en la aplicación de reglas,
- O desarrollada a partir de conocimientos profundos y experiencia.

Las respuestas automáticas suponen el reconocimiento de estímulos muy específicos, a los cuales la reacción se asocia sin una verdadera interpretación.

La aplicación de reglas supone no sólo el conocimiento de dichas reglas, sino también el reconocimiento de las condiciones en las que deben aplicarse, lo que implica identificar correctamente la anomalía y efectuar una interpretación específica de la misma.

La construcción de una respuesta basada en la experiencia supone integrar la anomalía dentro de la representación mental de la situación, lo cual puede implicar destruir y reconstruir dicha representación, un proceso muy costoso en recursos cognitivos y en tiempo.

De este modo, la percepción correcta de la situación por parte de la tripulación, que permite mejorar la fiabilidad y la rapidez del diagnóstico y de la toma de decisiones, depende no sólo de la forma en que la situación se presenta a la tripulación (interfaces, parámetros), sino también de su formación y experiencia.

Sobre la base de lo anterior, para que exista una buena probabilidad de que estas expectativas respecto al comportamiento de la tripulación puedan cumplirse, es necesario:

- Que las señales del problema sean suficientemente salientes como para sacar a la tripulación de sus preocupaciones y prioridades propias de la fase de vuelo en curso, las cuales pueden estar naturalmente alejadas de una vigilancia estricta del o de los parámetros implicados en la anomalía;
- Que dichas señales sean creíbles y pertinentes;
- Que las indicaciones disponibles relativas a la anomalía sean identificables muy rápidamente, de modo que puedan activarse las posibles acciones inmediatas que deban ejecutarse de memoria para estabilizar la situación, o bien que la identificación del procedimiento aplicable se realice correctamente.

En particular, es importante que las interfaces que habitualmente transmiten información sobre anomalías muestren —o al menos permitan— realizar este diagnóstico inicial, teniendo en cuenta el nivel mínimo de competencia esperado de una tripulación.

En caso contrario, resulta necesario compensar la falta de información proporcionada por el sistema, que permitiría llegar a ese diagnóstico, mediante una formación específica.

- Que las acciones memorizadas (memory items) sean conocidas y suficientemente practicadas como para convertirse en reflejos automáticos, asociados únicamente a la toma de conciencia de la anomalía, sin necesidad de construir una comprensión más elaborada del problema;
- Que no existan señales o informaciones disponibles que sugieran acciones diferentes o que inciten a la tripulación a reconstruir previamente su comprensión de la situación.

1.16.8.2 Caso de anomalías en la indicación de velocidad


La filosofía de tratamiento de esta anomalía está descrita en el procedimiento “UNRELIABLE AIRSPEED INDICATION / ADR CHECK PROCEDURE”, que figura en el Manual de Vuelo (AFM) y está transcrito en el FCOM de Airbus y en el Manual de Operaciones de Air France.

Airbus

El procedimiento del FCOM indica que:

- La tripulación identifica la pérdida de coherencia entre las velocidades indicadas;
- Y, si la seguridad del vuelo se ve afectada por la anomalía en la indicación de velocidad, y hasta que la aeronave alcance la altitud de seguridad o la altitud del circuito del aeródromo, la tripulación ejecuta en primer lugar las acciones memorizadas (Memory Items) indicadas en el recuadro del procedimiento “UNRELIABLE AIRSPEED INDICATION / ADR CHECK PROCEDURE”.

El objetivo de estas acciones memorizadas es mantener la aeronave dentro de una envolvente de vuelo segura y estabilizar la trayectoria, con el fin de disponer del tiempo necesario para consultar en el QRH las tablas que proporcionan valores más precisos de actitud de cabeceo (pitch) y de empuje (thrust) que deben utilizarse durante el vuelo.

	ABNORMAL AND EMERGENCY		3.02.34	P 18
	NAVIGATION		SEQ 210	REV 24

UNRELIABLE SPEED INDIC/ADR CHECK PROC (CONT'D)

● If the safe conduct of the flight is impacted :

MEMORY ITEMS :

- AP/FD.....OFF
- A/THR.....OFF
- PITCH/THRUST :
 - Below THRUST RED ALT.....15°/TOGA
 - Above THRUST RED ALT and Below FL 100.....10°/CLB
 - Above THRUST RED ALT and Above FL 100.....5°/CLB
- FLAPS.....Maintain current CONFIG
- SPEEDBRAKES.....Check retracted
- L/G.....UP

When at, or above MSA or Circuit Altitude: Level off for troubleshooting

Figure 73: Source: Airbus FCOM supplied to Air France

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 73: Fuente — FCOM Airbus suministrado a Air France

- Tanto si se aplicaron como si no se aplicaron las acciones inmediatas, la tripulación continúa con el procedimiento “UNRELIABLE AIRSPEED INDICATION / ADR CHECK PROCEDURE” para:
 - Asegurarse inicialmente de que los sistemas automáticos (AP / FD / ATHR) estén desactivados;
 - Ajustar, basándose en las tablas del procedimiento, la actitud de cabeceo y el empuje, con el fin de mantener la aeronave en vuelo nivelado;
 - Identificar el o los ADR afectados.

(11) Acción inmediata realizada de memoria cuando la seguridad del vuelo está directamente comprometida.

Se repite en el QRH con el objetivo de mantener la competencia individual.

– GPS ALTITUDE Display on MCDU				
● To level off for troubleshooting :				
R	– AP/FD OFF			
R	– A/THR OFF			
R	Note : Check the actual slat/flap config. on ECAM, as flap auto-retraction may occur.			
PITCH/THRUST FOR INITIAL LEVEL OFF				
SLATS/FLAPS EXTENDED				
		Above 190 t	190 t – 160 t	Below 160 t
CONF	Speed	Pitch (°)/Thrust (% N1)		
3	F	7.5/76.6	7.5/70.7	7/64.3
2	F	9/75	9/69.2	8.5/62.4
1 + F	S	6/72.7	6/66.9	6/60.5
1	S	9/71.6	9/65.7	9/59.5
CLEAN				
FL	Speed	Pitch (°)/Thrust (% N1)		
Below FL 250	240 kts	5/75.7	4/72.6	2.5/68.1
FL 250 - FL 370	260 kts	3.5/90	3/87.9	2/83.9
Above FL 370	M 0.80	3/94.3	2.5/93.4	2/90

Figure 74: Source FCOM Airbus

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 74: Fuente — FCOM Airbus

Air France dividió el procedimiento de Airbus "UNRELIABLE AIRSPEED INDICATION / ADR CHECK PROCEDURE" en dos partes.

En su Manual de Operaciones, introdujo:

- Una maniobra de emergencia denominada en francés "IAS DOUTEUSE", incluida en el capítulo "Procedimientos Anormales — Maniobras de emergencia".

Esta maniobra de emergencia(11) debe ser ejecutada mediante acciones memorizadas por la tripulación cuando exista duda sobre la fiabilidad de una indicación de velocidad y cuando la conducción del vuelo se vea peligrosamente afectada.

Esta maniobra retoma los elementos contenidos en el recuadro del procedimiento de Airbus.

A330/340	Procédures anormales	TU 03.01.01. 03
AIR FRANCE	MANOEUVRES D'URGENCE	15 FEB 07
Q.A.N.T		
IAS DOUTEUSE		
SI CONDUITE DU VOL AFFECTEE DANGEREUSEMENT, le CDB annonce "IAS DOUTEUSE", effectuer les actions immédiates suivantes :		
PF	AP	OFF
C/P	FD 1 et 2	OFF
PF	A/THR	OFF
PF	POUSSEE / ASSIETTE	SELECTEES
➤ Avant la réduction de poussée :		
	- POUSSEE / ASSIETTE (A330)	TOGA / 15°
	- POUSSEE / ASSIETTE (A340)	TOGA / 12°5
➤ Après la réduction de poussée :		
	● Au dessous du FL 100	
	- POUSSEE / ASSIETTE	CLB / 10°
	● Au dessus du FL 100	
	- POUSSEE / ASSIETTE	CLB / 5°
PNF	VOLETS	CONFIG MAINTENUE
PNF	SPEED BRAKES	VERIFIES RENTRES
PNF	TRAIN	RENTRE
Respecter les alarmes décrochage. LORSQUE LA TRAJECTOIRE EST STABILISEE, se référer à la procédure URGENCE / SECOURS non ECAM "VOL AVEC IAS DOUTEUSE / ADR CHECK PROC" (QRH 1.34.xx ou TU 03.02.34.1XX).		

Figure 75: Source TU Air France

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 75: Fuente — TU Air France

Un procedimiento de urgencia/emergencia no gestionado por ECAM, denominado en francés "VOL AVEC IAS DOUTEUSE / ADR CHECK PROCEDURE", debe ser seguido por la tripulación cuando la conducción del vuelo no parece estar peligrosamente afectada, o bien cuando la trayectoria de vuelo ha sido estabilizada tras una maniobra de emergencia previa.

Este procedimiento recuerda en primer lugar a la tripulación las acciones inmediatas contenidas en la maniobra de emergencia.

A continuación, proporciona una tabla con los valores de actitud de cabeceo (pitch) y empuje (thrust) que deben seleccionarse para garantizar el mantenimiento del vuelo nivelado.

Una vez estabilizada la trayectoria de vuelo, la tripulación debe identificar el o los ADR afectados siguiendo el procedimiento correspondiente.

En el caso de que la tripulación no aplique la maniobra de emergencia, al considerar que la seguridad del vuelo no está comprometida, el procedimiento no recuerda la necesidad de desactivar los sistemas automáticos.

El Manual de Operaciones detalla las reglas para la aplicación del procedimiento y menciona:

“Si la información errónea de velocidad o altitud no afecta a la seguridad del vuelo (trayectoria estabilizada), [...] Si la seguridad del vuelo está afectada: (todas las indicaciones de velocidad son erróneas, o si la indicación de velocidad falsa no puede identificarse claramente)... ”

1.16.8.3 Respuesta a las alertas sonoras

Numerosos estudios han sido realizados sobre la insensibilidad a las alertas sonoras, y han demostrado que la naturaleza agresiva, la rareza y la falta de fiabilidad percibida de estas alertas pueden llevar a los operadores a ignorarlas [1,2].

En particular, en situaciones de elevada carga de trabajo, la insensibilidad a las alertas sonoras puede estar causada por un conflicto entre dichas alertas y las tareas cognitivas en curso.

La capacidad de dirigir la atención hacia esta información exige un gran consumo de recursos cognitivos, ya que requiere movilizar recursos que ya están comprometidos en la tarea en curso.

En consecuencia, el rendimiento en una de estas tareas —resolver el problema o atender la alerta— o incluso en ambas, puede verse afectado [3].

Además, estudios sobre conflictos visual-auditivos muestran una tendencia natural a favorecer la percepción visual frente a la auditiva cuando se presentan simultáneamente informaciones contradictorias o percibidas como tales a través de ambos sentidos [4,5,6].

El pilotaje, que exige una actividad visual intensa, puede llevar a los pilotos a una cierta insensibilidad auditiva ante la aparición de alertas sonoras poco frecuentes y en contradicción con la información presentada en cabina.

Un estudio reciente en electrofisiología aplicado a tareas de pilotaje parece confirmar que la aparición de este tipo de conflictos visual-auditivos en situaciones de alta carga de trabajo se

traduce en un mecanismo de selectividad atencional que favorece la información visual y conduce a ignorar alertas sonoras críticas [7].

[5] Sinnett, S., Spence, C., & Soto-Faraco, S. (2007). *Visual dominance and attention: the Colavita effect revisited*. *Percept Psychophys*, 69(5), 673-686.

[6] Yuval-Greenberg, S., & Deouell, L. (2009). *The dog's meow: asymmetrical interaction in cross-modal object recognition*. *Experimental Brain Research*, 193(4), 603.

[7] Scannella, S. (2011). *Bases cerebrales del conflicto visuo-auditivo espacial y semántico: estudios mediante IRM funcional y EEG*. Capítulo: *Estudio del conflicto visuo-auditivo semántico en la actividad de pilotaje*.

1.16.8.4 Declaraciones de otras tripulaciones enfrentadas a situaciones similares

Un análisis comparativo de informes y testimonios de otras tripulaciones, basado en diecisiete eventos ocurridos en condiciones similares a las del vuelo AF447, dos de los cuales se analizan en el apartado 1.16.2, puso de manifiesto las siguientes tendencias:

- El análisis de la situación por parte de las tripulaciones parece difícil;
- El recurso al procedimiento "unreliable airspeed" fue poco frecuente;
- Algunas tripulaciones mencionaron la dificultad para elegir un procedimiento adecuado, teniendo en cuenta la situación (numerosas alertas simultáneas);
- Otras no percibieron la utilidad de aplicar este procedimiento, ya que, en ausencia de duda sobre la falta de fiabilidad de las velocidades indicadas, su interpretación del título del procedimiento "unreliable airspeed" no les llevó a aplicarlo;
- Algunas dieron prioridad al control de la actitud de cabeceo (pitch) y del empuje (thrust) antes de realizar cualquier otra acción;
- La activación de la alarma de pérdida (STALL) fue detectada. Resultó sorprendente, y muchas tripulaciones tendieron a considerarla incoherente.

1.16.9 Examen de los asientos de cabina de pilotaje

Este apartado describe los exámenes realizados sobre elementos de los asientos de la cabina de pilotaje que fueron recuperados en superficie e identificados.

1.16.9.1 Descripción de los asientos de la cabina

La cabina de pilotaje dispone de cuatro asientos:

- El asiento del comandante, situado en la parte delantera izquierda;
- El asiento del copiloto, situado en la parte delantera derecha;
- Un tercer asiento para ocupante adicional, similar a los dos asientos de piloto;
- Y un asiento plegable para un cuarto ocupante.

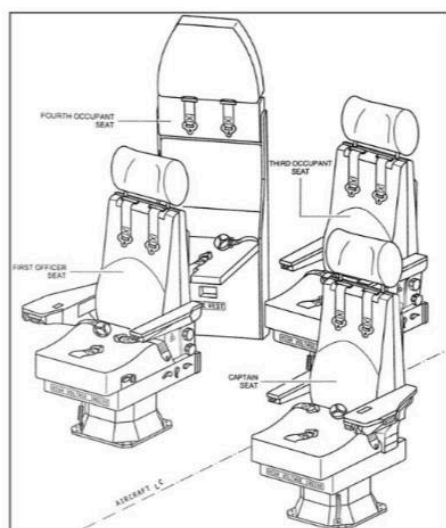


Figure 76: View of the cockpit seats

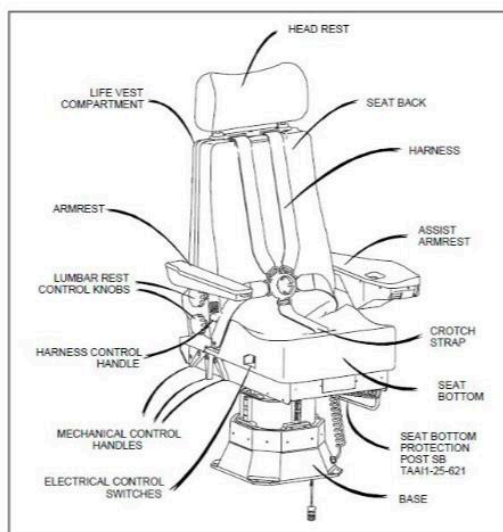


Figure 77: General view of the left seat

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 76: Vista de los asientos de la cabina

Figura 77: Vista general del asiento izquierdo

De los asientos recuperados, solo se examinaron los dos asientos de piloto, con el fin de determinar su posición en el momento del evento.

Los dos asientos de piloto son simétricos respecto al eje de la aeronave.

Los principales ajustes de los asientos de piloto son:

- La posición horizontal;
- La posición vertical o altura;
- La posición del reposabrazos del lado del side-stick;
- El ángulo del respaldo del asiento.

Los demás ajustes (reposabrazos central y cojines lumbares) se consideran secundarios.

Cuando se ajusta la posición horizontal, el asiento se desplaza sobre su base mediante dos sistemas:

- Un sistema de cremallera y piñón, que permite el movimiento de traslación del asiento;
- Un sistema de guiado, que asegura que el asiento permanezca orientado hacia el panel de control.

En el sistema de cremallera y piñón, el piñón y su motor eléctrico están fijados a la base; la cremallera en forma de L está fijada bajo el cojín del asiento.

La forma de esta cremallera permite:

- El movimiento longitudinal de posicionamiento del asiento, y
- Un movimiento lateral cuando el asiento se encuentra en su posición más retrasada (posición denominada posición de almacenamiento, que permite el acceso al asiento).

El rango de ajuste longitudinal es de $226,6 \pm 2$ mm.

El sistema de guiado está compuesto por:

- Dos rieles,

- Dos cremalleras, ubicadas bajo el cojín del asiento,
- Un conjunto de carro con ocho rodillos,
- Y dos piñones, fijados a la base.

El ajuste de la posición horizontal del asiento es normalmente eléctrico.

El motor puede desconectarse para realizar un ajuste mecánico.

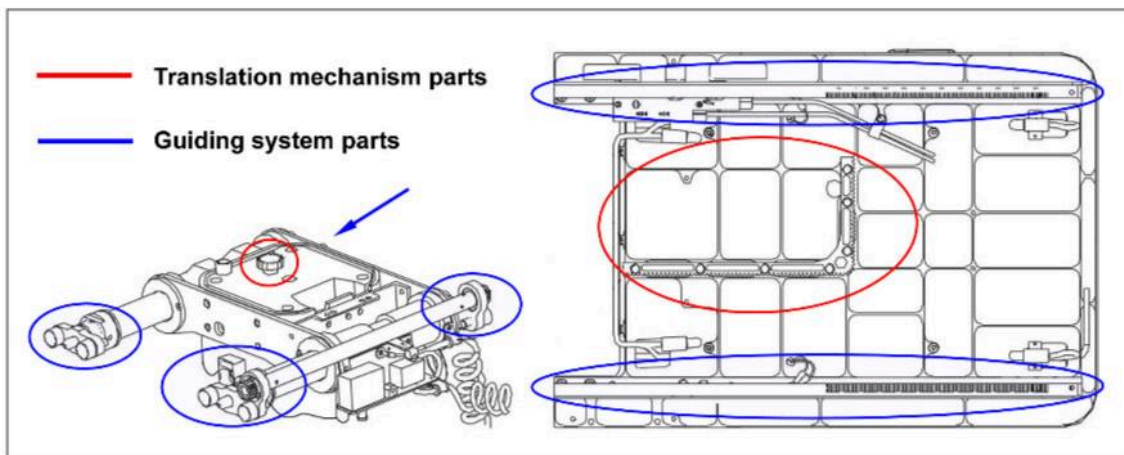


Figure 78: The seat's horizontal position adjustment systems

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 78: Sistemas de ajuste de la posición horizontal del asiento

El ajuste de la posición vertical se realiza mediante un sistema de tornillo sin fin situado en la base.

El rango de ajuste es de $165,1 \pm 2$ mm.

Este ajuste también es normalmente eléctrico, aunque el motor puede desconectarse para realizar un ajuste mecánico.

El reposabrazos del lado del side-stick dispone de dos mandos de ajuste:

- el mando situado en la parte frontal permite ajustar la altura;

- el segundo mando, situado en la parte externa del reposabrazos, permite ajustar el ángulo.



Figure 79: Right seat armrest on the side-stick side

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 79: Reposabrazos del asiento derecho del lado del side-stick

El ajuste del ángulo del respaldo es mecánico y se realiza mediante dos bloqueos fijados en la parte posterior del asiento.

Estos bloqueos consisten en:

- una varilla roscada,
- una tuerca roscada en su semicircunferencia.

Este sistema específico permite que la tuerca se desplace a lo largo de la varilla y que la posición quede bloqueada.

Las varillas salen completamente de la tuerca cuando el respaldo está en su posición más vertical (7° respecto a la vertical).

Las varillas quedan totalmente retraídas cuando el respaldo está inclinado (34°).

Los dos asientos disponen de un arnés de seguridad de cinco puntos, compuesto por:

- dos correas de hombro,
- dos cinturones abdominales (la hebilla está fijada al cinturón del lado del side-stick),
- una correa entrecadera.

(Ver la vista general del asiento)

1.16.9.2 Examen del asiento del lado izquierdo

Las partes del asiento izquierdo que fueron examinadas fueron:

- el asiento (cojín y respaldo)
- el arnés de seguridad

Las marcas dejadas por el mecanismo de ajuste bajo el cojín del asiento permitieron determinar la posición horizontal del asiento en el momento del impacto:

el asiento estaba desplazado hacia atrás y movido hacia la izquierda (en posición de almacenamiento).



Figure 80: Roller marks on the guidance rail

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 80: Marcas de los rodillos en el riel de guiado

Durante el examen, las varillas roscadas de los dos tornillos de ajuste de inclinación del respaldo habían salido parcialmente de manera asimétrica.

Los exámenes adicionales no permitieron validar las posiciones deducidas a partir de la observación de estos tornillos y, en consecuencia, no fue posible deducir el ángulo de inclinación del respaldo.

Las correas de hombro y la correa entrepierna fueron recuperadas sin estar abrochadas.

Los exámenes confirmaron que no estaban abrochadas en el momento del impacto.

Únicamente el cinturón abdominal fue recuperado abrochado.

1.16.9.3 Examen del asiento del lado derecho

Las partes del asiento derecho que fueron examinadas fueron:

- el asiento (cojín y respaldo),
- el arnés de seguridad,
- el mecanismo de ajuste de altura,
- el reposabrazos del lado del side-stick.

Las marcas dejadas por el mecanismo de ajuste bajo el cojín del asiento permitieron determinar la posición horizontal del asiento en el momento del impacto.

El asiento estaba posicionado a 5,5 cm de la posición más adelantada.



Figure 81: Right side seat cushion

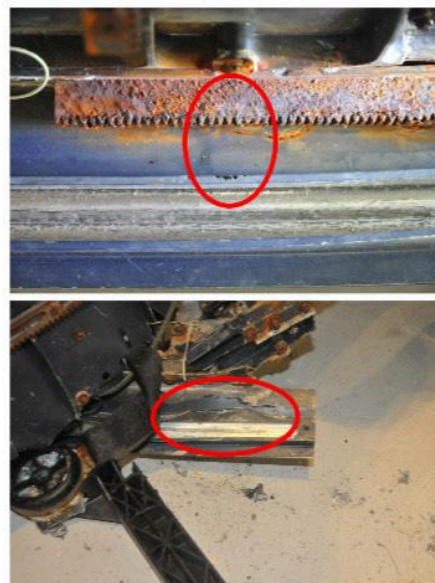


Figure 82: Marks on the adjustment mechanism

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 81: Cojín del asiento derecho

Figura 82: Marcas en el mecanismo de ajuste

Las varillas roscadas de los dos tornillos de ajuste de inclinación del respaldo fueron recuperadas casi completamente retraídas, de forma asimétrica.

Por las mismas razones explicadas para el asiento del lado izquierdo, las posiciones deducidas a partir de la observación de estos tornillos no pudieron ser validadas.

El mecanismo de ajuste de altura del asiento quedó bloqueado a una altura de 7,5 cm.

La altura del asiento pudo haberse modificado durante el impacto.

La altura antes del impacto pudo haber sido ligeramente mayor (posible deslizamiento del embrague del sistema).

El reposabrazos fue recuperado en posición elevada, lo cual probablemente fue consecuencia del impacto.

La posición del reposabrazos estaba indicada en el dial dedicado a esta función.

Las agujas estaban posicionadas en:

- valor A (ajuste de altura entre A y K),
- valor 3 (ajuste del ángulo de inclinación entre 1 y 9).



Figure 83: Dial indicating armrest position

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 83: Dial que indica la posición del reposabrazos

El revestimiento del reposabrazos fue desmontado para verificar la integridad del mecanismo y confirmar la posición de las agujas.

Los mecanismos demostraron ser irreversibles durante las pruebas de certificación, es decir: apoyarse sobre el reposabrazos no modifica los ajustes realizados mediante los mandos.

Las correas de hombro, el cinturón abdominal izquierdo y la correa entrepierna fueron recuperadas desabrochadas.

Los exámenes mostraron que en el momento del impacto:

- el cinturón abdominal izquierdo y la correa entrepierna estaban bloqueados,
- las correas de hombro no estaban abrochadas.



Figure 84: Malformation of the crotch belt fastening

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 84: Deformación del sistema de fijación de la correa entrepierna

1.16.9.4 Resumen

El asiento del lado izquierdo estaba en posición de almacenamiento en el momento del impacto. El piloto (PNF – Pilot Not Flying) estaba sujeto únicamente mediante el cinturón abdominal.

El asiento del lado derecho estaba posicionado a 5,5 cm de la posición más adelantada, con el reposabrazos derecho indicando un ajuste A3.

Este ajuste es coherente con la posición de pilotaje de un piloto con la morfología del PF.

El piloto (PF – Pilot Flying) estaba sujeto mediante el cinturón abdominal y la correa entropierna.

1.17 Información sobre organizaciones y gestión

1.17.1 Organización de Air France

La aerolínea contaba, en el momento del accidente, con un AOC (Certificado de Operador Aéreo) emitido el 8 de julio de 2008, válido hasta el 8 de julio de 2011.

Nota:

El AOC anterior databa de septiembre de 2006 y era válido hasta el 30 de septiembre de 2009.

Este certificado fue reemitido el 8 de julio de 2008 como consecuencia de la adopción de las regulaciones EU-OPS.

El AOC actual fue emitido el 1 de julio de 2011 y es válido hasta el 1 de julio de 2014.

1.17.1.1 Preparación y seguimiento de los vuelos

1.17.1.1.1 Seguimiento de vuelo realizado por el operador

El OCC (Operational Control Centre) coordina todo el programa de vuelos operados por Air France y sus socios.

Realiza todas las siguientes tareas de control:

- cambios en la rotación de aeronaves
- modificaciones en los roles de tripulación
- ajustes por zonas horarias
- cancelaciones de vuelos
- cambios en la ruta de una aeronave
- sustitución de aeronaves
- programación de vuelos adicionales o especiales
- renegociación de slots de control de tráfico aéreo (ATC)
- entre otras funciones operativas.

El personal de mantenimiento que trabaja dentro del OCC proporciona la interfaz entre el OCC y el centro de mantenimiento del hub (HMC).

En caso de un evento mayor, el OCC activa el centro de crisis.

Reporte de posición ACARS para aeronaves de largo alcance

El principio básico es que la información de posición en tiempo real se recibe de las aeronaves monitorizadas y se muestra mediante el sistema Sailor.

Todos los reportes de posición se muestran simultáneamente en una pantalla del OCC y se indican al dispatcher como una aeronave en color amarillo.

Cuando la aeronave envía su posición, esta aparece en color verde.

Si la trayectoria real del avión coincide con la ruta descrita en el plan de vuelo, ambas representaciones se superponen.

Las posiciones reales se obtienen de los reportes de posición ACARS de aeronaves de largo alcance cada diez minutos.

Para que el dispatcher pueda supervisar el vuelo "real", la función de reporte de posición debe:

- estar instalada en el sistema de la aeronave con la matrícula correcta, y
- no haber sido desactivada por la tripulación.

Si el vuelo está siendo monitorizado, el dispatcher verá una advertencia visual naranja en la interfaz de registro de vuelo informándole de que:

- no se han recibido tres reportes de posición consecutivos, o
- la aeronave se ha desviado lateralmente más de 30 millas náuticas de la ruta prevista.

N°Vol Commercial	Départ	Arrivée	Horaire Départ	Temps de vol	Horaire Arrivée	Inmat.	Etat PV/Vol	N° RC/Plan	Dég.	Dég. Valdé	DER	ETF	Dég. ETF	Appui ETOPS	Appui ETOPS	Appui ETOPS	Appui ETOPS
AF6419	MEX	GDL	00:20	00:49	10:41	FGLUC	SansEffetATC	6337/0101	MEX	MEX	-	-	-	-	-	-	-
AF444	CDG	GIG	00:30	11:04	21:09	FQZCG	SansEffetATC	6471/0101	CNF	CNF	REC	-	-	SID	NAT	-	-
AF488	CDG	SXM	00:30	08:46	18:45	FGLZT	SansEffetATC	6332/0101	ANU	-	-	-	-	-	-	-	-
AF460	CDG	CCS	00:40	09:33	19:43	FGLZM	SansEffetATC	6429/0101	POS	-	POS	-	-	-	-	-	-
AF422	CDG	BOG	00:45	10:44	21:00	FGNII	SansEffetATC	6341/0101	CLO	CLO	CCS	-	-	-	-	-	-
AF608	ORY	CAV	00:45	08:21	18:27	FGLZH	SansEffetATC	6410/0101	PBM	-	-	-	-	-	-	-	-
AF3970	PTP	PDF	01:00	00:27	11:40	FGVIC	SansEffetATC	6433/0101	UNF	-	-	-	-	-	-	-	-
AF620	ORY	PTP	01:00	08:13	19:37	FQSQR	SansEffetATC	6503/0101	ANU	-	-	-	-	SMA	ANU	-	-
AF401	SCL	CDG	A02:20	13:13	10:02	FGSPQ	EnVol	5455/0101	ORY	ORY	OPO	-	-	B5B	BEL	SID	SMA
AF417	EZE	CDG	A20:56	12:04	09:37	FGSQD	EnVol	5443/0101	ORY	ORY	BOD	-	-	NAT	B.JL	-	-
AF406	CDG	SCL	A22:23	13:14	12:08	FGSPT	EnVol	5609/0101	MDZ	MDZ	CDR	-	-	SMA	SID	BEL	B5B
AF442	CDG	GIG	A22:26	10:25	09:15	FGITF	EnVol	5562/0101	CNF	CNF	B5B	-	-	-	-	-	-
AF418	CDG	EZE	A22:33	12:29	11:23	FGZNA	EnVol	5469/0101	MVD	MVD	ASU	-	-	SID	FOR	-	-
AF454	CDG	GRU	A22:58	10:37	10:00	FGSQU	EnVol	5434/0101	VCP	VCP	CNF	-	-	SID	FOR	-	-
AF423	BOG	CDG	A23:20	09:39	09:30	FGLZS	EnVol	5761/0101	ORY	-	BES	-	-	-	-	-	-
AF461	CCS	CDG	A00:05	08:21	08:55	FGLZC	EnVol	5779/0101	ORY	ORY	OPO	-	-	-	-	-	-
AF459	GRU	CDG	A00:48	10:46	12:03	FGZCN	EnVol	5589/0101	ORY	ORY	BOD	-	-	NAT	B.JL	-	-
AF493	SDQ	CDG	A02:36	07:30	10:37	FGZNG	EnVol	5759/0101	ORY	-	BES	-	-	ANU	TER	OPO	-

Figure 85: A typical display on a flight logging interface.

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 85: Visualización típica en una interfaz de registro de vuelo

HMC (Hub Maintenance Centre)

El centro de mantenimiento del hub es responsable del mantenimiento en línea de las aeronaves operadas por Air France y por transportistas contratados en París Charles-de-Gaulle.

Especialistas técnicos supervisan frecuencias de comunicación para proporcionar asistencia técnica a solicitud de las tripulaciones.

También contribuyen a resolver problemas técnicos con el objetivo de permitir que las aeronaves regresen a operación lo antes posible, utilizando sistemas específicos como ACARS.

Centro de crisis

En caso de incidente mayor, el manager de turno del OCC decide, en consulta con la función ejecutiva de control operativo 24 horas (COA) del OCC, si es apropiado activar el centro de crisis (CC.AF).

El CC.AF asume entonces la gestión del incidente desde el OCC, con el objetivo de garantizar la continuidad de la gestión operativa.

Las actividades del CC.AF son realizadas por personal de guardia, que se reúne en una sala especialmente habilitada dentro del centro OCC.

En ese entorno se toman las decisiones apropiadas, que pueden implicar la activación de estructuras periféricas de crisis.

1.17.1.1.2 Documentos relativos a la operación en rutas transoceánicas

En su documento "Complément aux Routiers Espaces Océanique" (*Suplemento a las cartas para espacio aéreo oceánico*), fechado el 18 de diciembre de 2008, Air France reitera las disposiciones establecidas en el documento AIRAC AIP SUPPLEMENT SUP A065-074/08, con fecha 25 de septiembre de 2008, relativas a:

- procedimientos de reporte de posición, y
- procedimientos de conexión ADS-C dentro del ATLANTICO FIR.

Este documento establece en particular:

- Que los reportes de posición son obligatorios en los waypoints designados en las rutas fijas.
- Que los reportes de posición también son obligatorios en los demás waypoints utilizados para definir la ruta en el plan de vuelo (FPL).
- Que el último reporte de posición antes de ingresar a una nueva FIR debe enviarse también a la organización responsable del control del tráfico aéreo del espacio aéreo al que la aeronave va a entrar.
- La disponibilidad del servicio ADS.
- El procedimiento de conexión (log-on) requerido a las tripulaciones.
- Que los puntos de reporte se transmiten automáticamente mediante ADS-C.

Nota: Si la conexión ADS-C falla, la tripulación debe informar el paso por estos waypoints mediante radio HF.

Nota: Los waypoints ORARO, SALPU y TASIL constituyen puntos obligatorios de reporte de posición.

1.17.1.1.3 Documentos relativos a las operaciones dentro del FIR Oceánico de Dakar

Las hojas de información adicionales sobre navegación e infraestructuras incluidas en el expediente del vuelo AF447 indican lo siguiente:

Las tripulaciones están autorizadas a participar en pruebas de CPDLC dentro del FIR Oceánico de Dakar, a solicitud del ATC.

Sin embargo:

Las instrucciones del control de tráfico aéreo DEBEN ser confirmadas por radio.

Implementación del sistema ADS-CPDLC dentro del FIR Océánico de Dakar:

- LOGON: G000
- Realizar el log-on 20 minutos antes de ingresar al FIR Océánico de Dakar

Debido a que el sistema se encontraba en una fase de despliegue pre-operacional, la radio HF permanecía como medio principal de comunicación.

1.17.1.1.4 Preparación y seguimiento del vuelo AF447

Preparación del vuelo por el servicio central de estudio de vuelos

Considerando una carga estimada de 37.8 toneladas, el expediente de vuelo incluía:

- un plan de vuelo principal a Mach estándar M 0.82,
- con ETF (En-Route Alternate) en Bordeaux Mérignac,
- y aeródromo alternativo en Toulouse Blagnac.

Además, incluía dos planes de vuelo directos adicionales:

- uno a Mach 0.82,
- y otro a Mach más lento, es decir Mach 0.81.

Una tabla resumen de las cargas disponibles permitía a la tripulación elegir el plan de vuelo definitivo entre estas tres opciones.

Preparación del vuelo en Río de Janeiro

El servicio de control de tráfico aéreo brasileño transmitió el plan de vuelo ATC a los organismos de control de las regiones sobrevoladas a las 19:12.

La tripulación del vuelo AF447 llegó a la sala de preparación de vuelo del aeropuerto alrededor de las 20:00.

El agente de despacho de salida entregó el expediente de vuelo a la tripulación.

No se realizó ninguna modificación al expediente.

La copia PPV firmada por el Capitán confirmó:

- combustible de viaje planificado: 63.9 toneladas
- combustible cargado en plataforma: 70.9 toneladas
- consumo previsto para rodaje: 0.5 toneladas

lo que daba como resultado:

70.4 toneladas de combustible al despegue.

La tripulación informó a la estación de Río su elección de vuelo directo a Mach 0.82.

Datos meteorológicos incluidos en el expediente de vuelo

Las cartas meteorológicas fueron impresas en blanco y negro, con la ruta trazada por computadora.

Se entregaron a la tripulación las siguientes cartas:

- Carta TEMSI válida el 1 de junio a las 00:00, entre FL250 y FL630
- Cartas de viento y temperatura válidas el 1 de junio a las 00:00 para los niveles:

- FL100
 - FL180
 - FL300
 - FL340
 - FL390
- Cartas de CAT (Clear Air Turbulence) válidas el 1 de junio a las 00:00 para:
 - FL340
 - FL390

(no se pronosticaba turbulencia en aire claro).

SIGMET potencialmente transmitidos a la tripulación

Los SIGMET que pudieron haber sido entregados a la tripulación fueron:

- SIGMET 5 SBRE (RECIFE) del 31 de mayo de 18:00 a 22:00
- SIGMET 7 SBAO (ATLÁNTICO) del 31 de mayo de 18:00 a 22:00
- SIGMET 7 GOOO (DAKAR Oceanic) del 31 de mayo de 16:35 a 20:35

La ruta del vuelo AF447 no ingresaba en el área cubierta por este último SIGMET.

Nota: La normativa no exige archivar los SIGMET en los expedientes de vuelo.

Consulta meteorológica adicional

La tripulación también tenía la posibilidad de utilizar una aplicación informática llamada EOLE, que permitía:

- consultar pantallas a color,
- e imprimir en blanco y negro otras cartas meteorológicas, entre ellas:
 - carta de tropopausa
 - carta de engelamiento (icing)
 - imágenes satelitales

La investigación no pudo determinar si la tripulación utilizó estas dos posibilidades.

Seguimiento del vuelo

La siguiente información operacional fue intercambiada mediante ACARS:

- 22:51 – La tripulación solicitó y recibió METAR de los aeródromos brasileños:
 - Belo Horizonte
 - Salvador de Bahía
 - Recife
- 00:31 – Dispatch envió el siguiente mensaje:

```
BONJOUR AF447
METEO EN ROUTE SAILOR:
PHOTO SAT DE 0000Z: CONVECTION ITCZ SALPU/TASIL
PREVI CAT: NIL
SLTS DISPATCH
```

- 00:33 – La tripulación solicitó y recibió METAR y TAF para:

- Paris Charles-de-Gaulle
- San Salvador
- Sal Amílcar
- 00:57 – La tripulación consultó sobre el uso del segundo aeródromo alternativo ETOPS, y dispatch respondió a la 01:02.
- 01:13 – La tripulación solicitó y recibió METAR y TAF de:
 - Dakar
 - Nouakchott
 - Natal
- El contacto bilateral reglamentario antes de ingresar a una zona ETOPS (SALPU, estimado por la tripulación a 01:48) tuvo lugar entre 01:17 y 01:19.

Nota:

La tripulación podía solicitar SIGMET vía ACARS, pero esta función no fue utilizada.

1.17.1.2 Composición de la tripulación de vuelo

Los acuerdos de la aerolínea establecen limitaciones de tiempo de vuelo y períodos de descanso en Air France, conforme a requisitos más restrictivos que los exigidos por la normativa vigente.

Dentro de este marco:

- el tiempo máximo de servicio de vuelo está fijado en 10 horas.

Este tiempo puede extenderse hasta 16 horas y media cuando se refuerza la tripulación.

En ese caso, el tiempo de vuelo puede extenderse hasta 13 horas y media.

Dado que el tiempo de servicio programado para el vuelo AF447 era de 12 h 45, la tripulación fue reforzada, quedando compuesta por:

Tres pilotos:

- Un Capitán
- Dos Copilotos

1.17.1.2.1 Descanso de la tripulación a bordo

En los aviones Airbus A330-203 operados por Air France, existe una instalación de descanso destinada a la tripulación de vuelo, ubicada detrás de la cabina.

Esta instalación incluye: dos literas.

Los miembros adicionales de la tripulación reforzada deben permanecer en cabina y supervisar activamente el vuelo:

- Desde el briefing de salida hasta FL200, y
- Desde el briefing de llegada hasta la llegada a la puerta (gate).

Fuera de estas fases del vuelo, cada miembro de la tripulación debe poder descansar de forma continua durante al menos una hora y media dentro del periodo de servicio de vuelo.

El Capitán establece los procedimientos para el descanso de cada miembro de la tripulación.

1.17.1.2.2 Relevó del Capitán

Autoridad del Capitán

El manual de operaciones de Air France atribuye al Capitán el rol de mando, que incluye tomar todas las decisiones necesarias para completar su misión.

El Capitán es responsable de todos los aspectos de la conducción del vuelo y debe intervenir siempre que lo considere necesario.

Relevo del Capitán durante el vuelo

La normativa establece que el Capitán puede delegar la responsabilidad del vuelo a:

- Otro Capitán, o
- Para operaciones realizadas por encima de FL200, a otro piloto.

Este piloto debe:

- Poseer una licencia válida de piloto de transporte de línea aérea (ATPL)
- Haber completado un curso de adaptación y una verificación del operador, incluida la habilitación de tipo de aeronave
- Estar al día en todo el entrenamiento recurrente y verificaciones periódicas
- Poseer la habilitación de ruta requerida

En el manual de operaciones de Air France, el reemplazo del Capitán es un copiloto designado como piloto de relevo (relief pilot).

En esta función:

- Toma las decisiones operacionales necesarias para el vuelo, conforme a las instrucciones del Capitán
- Permanece en el asiento derecho
- Desde ese asiento desempeña la función de PF (Pilot Flying)
- Ejecuta las tareas marcadas con "C" en las listas de chequeo y en los procedimientos de emergencia.

El Capitán es responsable, desde la fase de preparación del vuelo, de:

- Distribuir las tareas entre los miembros de la tripulación, y
- Definir el alcance de intervención de los pilotos de relevo cuando la tripulación básica está a los mandos.

Antes de cualquier ausencia prolongada, el Capitán:

- Designa a su reemplazo conforme a la Parte A del manual de operaciones
- Confirma la nueva distribución de tareas
- Especifica a los pilotos las condiciones que requieren su regreso a la cabina

Nota:

La investigación no pudo determinar ninguna distribución específica de tareas realizada por el Capitán durante la preparación del vuelo.

Nota:

Las licencias y habilitaciones de la tripulación no se incluyen en los expedientes de vuelo.

1.17.1.2.3 Briefings específicos para vuelos con tripulación reforzada

Según el manual de operaciones de Air France, antes de que el Capitán tome su periodo de descanso, debe realizarse un briefing en el que se mencionen los siguientes puntos:

- Ruta: seguimiento del vuelo y recursos utilizados, autorizaciones ATC y frecuencias de contacto.
- Aeronave: estado técnico, revisión del consumo de combustible, combustible restante y configuración del sistema de combustible.
- Meteorología: información relevante sobre el trayecto.

1.17.1.3 Instrucciones operacionales

1.17.1.3.1 Definiciones

Según el operador

Maniobra de emergencia

Acción inmediata realizada de memoria cuando la seguridad del vuelo está directamente comprometida.

Esta maniobra está documentada en el QRH con el objetivo de mantener la competencia individual de los pilotos mediante entrenamiento recurrente.

El contenido y la distribución de tareas de una maniobra de emergencia deben ser conocidos de memoria por toda la tripulación de vuelo.

(12) Reglamento de la Comisión Europea N.º 859/2008 del 20 de agosto de 2008, conocido como EU-OPS, apéndice 1 de OPS 1.940.

Procedimiento de emergencia

Acción realizada siguiendo una lista de acciones (do-list) cuando la seguridad del vuelo está directamente comprometida, por ejemplo:

- Configuración peligrosa o cercana a los límites del sobre de vuelo,
- Fallo de un sistema que compromete la seguridad del vuelo.

Procedimiento de respaldo (backup procedure)

Acción realizada siguiendo una lista de acciones (do-list) cuando la seguridad del vuelo no está directamente comprometida, por ejemplo:

- Fallo de un sistema sin consecuencias inmediatas para la seguridad del vuelo,
 - Fallo que provoca pérdida de redundancia o degradación de un sistema.
-

Procedimiento adicional anormal

Procedimiento anormal vinculado a una degradación de un sistema de la aeronave que no requiere la aplicación de un procedimiento de emergencia ni de respaldo.

Nota:

El manejo estándar de un procedimiento adicional anormal es el siguiente:

1. Lectura completa del procedimiento por el PNF,
 2. Ejecución del procedimiento siguiendo la lista (do-list),
 3. Verificación cruzada entre los pilotos (cross-checking).
-

Action-check

Cuando un piloto actúa sobre un sistema o un control en la cabina, debe hacerlo siguiendo un proceso en dos etapas:

Action:

El piloto realiza la acción o introduce el control.

Check:

El piloto verifica que el resultado de la acción corresponde a su intención inicial.

Cross-check

Los pilotos deben trabajar como equipo y verificar mutuamente sus acciones para garantizar la máxima seguridad del vuelo.

Esta verificación cruzada se aplica a todas las tareas, incluyendo:

- Control de la trayectoria del vuelo
- Utilización de sistemas
- Comunicaciones con ATC

Cualquier desviación del perfil de vuelo planificado o de los procedimientos estándar debe ser claramente señalada verbalmente.

Technical call-outs

El uso de call-outs técnicos formaliza los intercambios y facilita la comunicación dentro de la cabina, especialmente durante fases de alta carga de trabajo.

Estos call-outs se utilizan para:

- Dar una orden,
- Iniciar una acción,
- Informar al otro piloto de cabina, particularmente en caso de:
 - Fallo
 - Anomalía
 - Desviación.

Definiciones según el fabricante

Memory item

Procedimientos que deben aplicarse sin consultar documentación escrita.

Procedimientos anormales o de emergencia

Procedimientos destinados a mantener un nivel adecuado de seguridad y garantizar la continuación del vuelo.

Para realizarlos, la tripulación aplica el principio de lectura oral:

“READ and DO”
(leer y ejecutar).

Técnicas suplementarias

Algunos procedimientos normales que no son rutinarios se encuentran en el capítulo:

SUPPLEMENTARY TECHNIQUES (3.04).

1.17.1.3.2 Método para tratar fallos y distribución de tareas

Según el operador

Cualquier miembro de la tripulación que detecte un fallo, ya sea confirmado o en desarrollo, debe informar inmediatamente al resto de la tripulación.

El Capitán, antes de tomar cualquier otra acción, debe:

1. Asegurar la trayectoria de vuelo de la aeronave,
2. Definir la distribución de tareas.

Posteriormente, el fallo debe gestionarse siguiendo la siguiente secuencia:

1. Confirmación del tipo de fallo
2. Aplicación de listas de chequeo o procedimientos anormales, y posiblemente reinicialización de sistemas

3. Revisión técnica, operacional y comercial

4. Decisión sobre la continuación del vuelo

5. Información a:

- ATC
- Tripulación de cabina
- La aerolínea (OCC, mantenimiento, etc.)
- Los pasajeros

Nota:

En su método para gestionar fallos, el operador especifica que el Capitán define la distribución de tareas entre Capitán y copiloto, así como entre PF y PNF.

El fabricante, sin embargo, establece una distribución sistemática de tareas basada únicamente en los roles de PF y PNF.

La distribución de tareas se detalla en el manual TU (Technique Utilisation – normas técnicas), que estipula lo siguiente:

“Mediante la transmisión de mensajes de información y su perfecta comprensión, el cross-check constituye un factor importante para garantizar la seguridad de un vuelo.

Para una tripulación de dos pilotos, el cumplimiento de este principio es esencial, especialmente durante la ejecución de listas de chequeo urgentes o de emergencia.

En consecuencia, cualquier acción que tenga impacto en la trayectoria de vuelo o en el estado de un sistema debe ser verbalizada por el piloto que la realiza y verificada por el otro piloto.”

El operador establece además que:

- El PF es responsable de las funciones de pilotaje y navegación, y supervisa la ejecución de la check-list.
- El PNF ejecuta la check-list y supervisa la trayectoria del vuelo.

El manual TU (normas técnicas) especifica además que:

- Siempre es el Capitán, independientemente de si actúa como PF o PNF, quien ordena la ejecución de una maniobra de emergencia, mencionando el título de la maniobra.
- El Capitán inicia las check-lists urgentes y de emergencia.
- El Capitán determina rápidamente la trayectoria de vuelo a seguir y qué piloto será responsable de ejecutarla, si esto no ha sido definido previamente durante un briefing.
- Dependiendo de las circunstancias, el Capitán puede cambiar el estatus del piloto que vuela utilizando las expresiones:
 - “I have the controls” (Tengo los controles), o
 - “Passing the controls over to you” (Te paso los controles).
- Si el copiloto no puede desempeñar el rol de PF, debe anunciar:

“Passing the controls over to you”

y transferir los controles al Capitán.

Según el fabricante

En el documento del fabricante FOBN titulado “Operating Philosophy”, sección IV, se establece que:

- Las modificaciones de los SOP (procedimientos operativos estándar) de Airbus realizadas por el operador pueden coordinarse con el fabricante,
- Dichas modificaciones generalmente requieren la aprobación de la autoridad nacional.

El fabricante define la distribución de tareas exclusivamente en función de los roles PF y PNF.

La Direction de la Sécurité de l’Aviation Civile (autoridad francesa de seguridad de la aviación civil) no emitió comentarios sobre las diferencias entre la distribución de tareas establecida por el fabricante y la establecida por el operador.

1.17.1.4 Entrenamiento en Air France

1.17.1.4.1 Entrenamiento CRM

El CRM (Crew Resource Management) se define como:

La utilización en cabina de todos los recursos disponibles —equipamiento, procedimientos y personas— para garantizar la seguridad y la eficiencia del vuelo.

La formación en este ámbito está regulada por un marco normativo, en particular:

- la directiva del 1 de junio de 2006
 - OPS 1.943
 - OPS 1.945
 - OPS 1.955

acompañada de una guía y prácticas recomendadas elaboradas por la autoridad aeronáutica.

El objetivo del CRM es desarrollar capacidades efectivas de verificación cruzada y apoyo entre los miembros de la tripulación.

Las tripulaciones son evaluadas mediante cuatro indicadores conductuales:

1. Capacidad de cooperación
 2. Gestión y liderazgo
 3. Conciencia situacional
 4. Toma de decisiones
-

Además, la capacidad de cooperar o trabajar en equipo requiere que el Capitán posea cualidades eficaces de gestión y liderazgo.

Trabajar en equipo aumenta la capacidad de la tripulación para resolver problemas en situaciones degradadas.

Para ello, la tripulación debe utilizar recursos como:

- Habilidades de comunicación, monitoreo y obtención de información
- Competencia técnica
- Voluntad de lograr el objetivo

Factores que pueden afectar el desempeño del CRM

Ciertos factores organizacionales o personales pueden afectar negativamente el desempeño del CRM del operador:

- Cultura de la empresa
- La creencia de que las acciones y decisiones de la tripulación son correctas, aun cuando se desvíen de los estándares
- Efectos de la fatiga y la ausencia de medidas correctivas para restaurar los niveles de vigilancia
- Cierta reticencia a aceptar que los problemas de CRM pueden desempeñar un papel clave en la ocurrencia de accidentes

Evolución del CRM en Air France

Desde 2005, la enseñanza del CRM en Air France ha experimentado cambios.

La aerolínea buscó integrar conceptos más pragmáticos, incorporando retroalimentación proveniente del análisis de vuelos, junto con los conceptos teóricos.

Por esta razón:

- Se canceló el contrato con el proveedor de formación original,
 - y se optó por utilizar recursos internos.
-

La división de factores humanos, en estrecha asociación con la división de análisis de vuelos, se encarga de la formación de instructores.

El estilo de comunicación evolucionó de un enfoque "top-down" (de arriba hacia abajo) a un estilo "interactivo", que fomenta la participación de las tripulaciones.

La división de factores humanos coordina el trabajo de aproximadamente 500 instructores, incluyendo:

- TRI/TRE (instructores y examinadores de tipo)
- alrededor de 80 instructores de factores humanos:
 - 20 de tripulación de vuelo
 - 60 de tripulación de cabina

Esta división también garantiza el mantenimiento de las competencias de los instructores, mediante un día de actualización al año.

Los instructores de factores humanos son seleccionados y posteriormente reciben un programa de formación específico.

Los TRI reciben formación sobre cómo observar y registrar los principales aspectos del CRM.

➤ Entrenamiento CRM para tripulaciones

Las tripulaciones de vuelo reciben formación CRM en diferentes etapas de su carrera.

Entrenamiento inicial en Air France

Tras su incorporación a Air France, los pilotos realizan un curso inicial de dos días:

- Primer día: coincide con la habilitación de tipo (type rating)
- Segundo día: seis meses después de finalizar el entrenamiento en línea

Una parte significativa del segundo día se dedica a analizar la experiencia adquirida durante seis meses de operación real.

Este entrenamiento cubre todos los temas exigidos por la normativa.

Entrenamiento recurrente en Air France

Los elementos regulatorios clave se enseñan en un ciclo de tres años.

El entrenamiento recurrente se realiza mediante:

- Entrenamiento en tierra (S2)
- Entrenamiento en simulador

Cada año se realiza medio día de formación en la división de vuelo, que incluye:

- CRM común para tripulación de vuelo y tripulación de cabina
 - CRM específico para tripulación de vuelo
-

Durante el ECP (entrenamiento recurrente en simulador), que se realiza dos veces al año, se trabajan diversos temas de CRM durante las sesiones en simulador.

Las habilidades no técnicas (NOTECHS) se evalúan en situaciones prácticas.

Paralelamente, los pilotos asisten a un curso denominado "formación de empresa", que complementa el entrenamiento regulatorio.

Este programa incluye los módulos L0 a L6, donde:

- L2 y L3 están dedicados a la preparación para el módulo de Capitán.

Posteriormente, aproximadamente dos años después de comenzar a trabajar como Capitán, los pilotos realizan un curso de optimización de liderazgo (SOC).

En el momento del accidente, la formación de empresa estaba supervisada por el Jefe de la División de Factores Humanos.

NTT – Nota técnica del traductor

Este bloque del informe resulta particularmente relevante, aunque suele pasar desapercibido en diversos análisis públicos y lecturas del documento.

En este apartado se identifican cuatro factores humanos estructurales que, según la literatura de seguridad operacional, pueden contribuir a la ocurrencia de accidentes:

1. Cultura organizacional
2. Normalización de desviaciones (aceptación de acciones o decisiones que se apartan de los estándares)
3. Fatiga y pérdida de niveles de vigilancia
4. Resistencia a reconocer que los problemas de CRM pueden desempeñar un papel clave en los accidentes

Al introducir estos elementos en esta etapa del informe, el documento establece el marco conceptual de factores humanos que será utilizado posteriormente para analizar el comportamiento de la tripulación en el evento del Air France Flight 447 crash.

Es importante señalar que en este punto el informe no atribuye responsabilidades ni formula conclusiones. Sin embargo, la inclusión de estos factores define el marco interpretativo dentro del cual se examinarán más adelante las interacciones humanas y organizacionales presentes en el evento.

Rendimiento CRM insuficiente

Un desempeño deficiente en CRM (Crew Resource Management) por parte de una tripulación que no derive en un problema técnico u operacional mayor no conduce, de acuerdo con la normativa, a que un piloto en formación sea reprobado.

No existe formación reglamentaria específica en CRM para dos copilotos que operen juntos, con el objetivo de prepararlos para el rol de Capitán de relevo.

➤ Resumen de los cursos de formación CRM seguidos por la tripulación del AF447

La formación seguida por la tripulación fue estándar.

Flight crew	Ground training	Simulator training	Company training
Captain	<ul style="list-style-type: none">• Initial CRM → 1998• CRM "AF-Air Inter" merger• ECP "S2" days	Human factors briefings (ECP sessions Exx)	
CP A (left seat)	<ul style="list-style-type: none">• Initial CRM → 1998• ECP "S2" days	Human factors briefings (ECP sessions Exx)	AL L0 L1
CP B (right seat)	<ul style="list-style-type: none">• Initial CRM → 2004 "v3"• ECP "S2" days	Human factors briefings (ECP sessions Exx)	AL L0 L1

Tripulación de vuelo

Formación teórica (Ground training)

Formación en simulador

Formación interna de la compañía

Capitán

- CRM inicial — 1998
 - CRM durante la fusión Air France – Air Inter
 - Jornadas ECP “S2”
 - Briefings de factores humanos (sesiones ECP Exx)
-

Copiloto A (asiento izquierdo)

- CRM inicial — 1998
- Jornadas ECP “S2”
- Briefings de factores humanos (sesiones ECP Exx)

Formación de compañía:

- AL L0
 - AL L1
-

Copiloto B (asiento derecho)

- CRM inicial — 2004 (“v3”)
- Jornadas ECP “S2”
- Briefings de factores humanos (sesiones ECP Exx)

Formación de compañía:

- AL L0
- AL L1

1.17.1.4.2 Entrenamiento en la maniobra de emergencia

“IAS douteuse” y procedimiento “ADR check”

La regulación europea (CE) N.º 859/2008 del 20 de agosto de 2008 (EU-OPS 1) exige que los operadores proporcionen entrenamiento anual a sus tripulaciones.

Este entrenamiento consiste en:

- Briefings teóricos
- Ejercicios en simulador

e incluye tanto:

- Ejercicios regulatorios obligatorios
- Ejercicios adicionales definidos por la aerolínea.

En consecuencia, Air France introdujo en su programa de formación 2008-2009 un briefing sobre anomalías en la indicación de velocidad, aplicable a todas las fases del vuelo, acompañado de un ejercicio en simulador durante la fase de ascenso poco después del despegue.

Nota

El ejercicio “Vol avec IAS douteuse” (Vuelo con velocidad indicada dudosa) se realizaba durante el despegue desde Río.

Algunos pilotos de Air France indicaron que durante este ejercicio no se generaba ninguna advertencia ECAM, ya que los ADR (Air Data Reference) suministraban la misma información errónea.

El objetivo del ejercicio era ejecutar la maniobra de emergencia utilizando los parámetros de empuje y actitud (pitch) correspondientes a la fase de despegue.

El briefing del ejercicio se basaba en:

- La elección entre la maniobra de emergencia "IAS douteuse" y la lista de verificación no-ECAM "Vol avec IAS douteuse / ADR Check proc"
 - Las condiciones para iniciar la maniobra de emergencia
 - Los factores humanos, en particular:
 - la situación altamente estresante
 - la coordinación de la tripulación
-

El operador y el fabricante indicaron que este escenario de entrenamiento permitía:

- Practicar la maniobra de emergencia (ver Apéndice 5)
- Aplicar los valores de pitch y empuje correspondientes a las fases de
 - Ascenso
 - Vuelo nivelado
 - Descenso.

Dado que resulta prácticamente imposible entrenar un procedimiento en todas las fases del vuelo, se eligió este escenario porque se consideraba que cubría los casos más críticos, particularmente cerca del suelo y con cambios de configuración.

Nota

En el Flight Crew Training Manual (FCTM) del fabricante, fechado en enero de 2005, se describen:

- las condiciones en las que pueden producirse anomalías de velocidad, y
- el procedimiento QRH "Unreliable Airspeed / ADR Check" que debe aplicarse cuando una tripulación se enfrenta a dichas anomalías.

El módulo de formación A330 de Air France correspondiente a la temporada de instrucción 1 de abril de 2008 – 31 de marzo de 2009 incluía un ejercicio “Vol avec IAS douteuse”.

Extractos del manual de briefings del entrenamiento recurrente A330/A340 se presentan en el Apéndice 7.

Entrenamiento en la maniobra “IAS douteuse” y procedimiento “ADR check”

El manual de briefings complementa el programa de instrucción analítica que describe la ejecución de los ejercicios y las verificaciones realizadas.

Este manual se entrega a los pilotos que participan en el curso de formación para ayudarles en su preparación previa.

Nota

En este manual de briefings, la introducción del tema “Vol avec IAS Douteuse” (Vuelo con velocidad indicada dudosa) menciona la pérdida de control que puede producirse cuando la tripulación no detecta indicaciones erróneas de velocidad, en aeronaves con controles de vuelo tradicionales.

Asimismo, el manual señala que, en el Airbus A330, salvo en circunstancias excepcionales:

- una falla o información errónea es mostrada por el ECAM, y
- los computadores FMGEC rechazan el ADR que proporciona velocidades o altitudes incorrectas.

En el caso excepcional en que dos velocidades erróneas no sean rechazadas, los computadores de control y guiado del vuelo utilizan esos dos ADR incorrectos para sus cálculos.

En esa situación, la tripulación debe:

- Aplicar la maniobra de emergencia si considera que la conducción del vuelo se ve peligrosamente afectada (por ejemplo, durante el ascenso inicial o una maniobra de recuperación).

- Aplicar el procedimiento QRH “Vol avec IAS Douteuse” si la trayectoria de vuelo se ha estabilizado y la conducción del vuelo ha sido asegurada.
-

El manual de briefings también establece una lista de elementos que pueden facilitar o afectar la ejecución de la maniobra de emergencia, indicando en particular:

Factores que pueden ayudar

- La velocidad respecto al suelo (ground speed)
 - La altitud GPS
 - La altura del radioaltímetro
 - La advertencia de pérdida (STALL warning)
-

Factores que pueden generar confusión o estrés

- Falta de fiabilidad del FPV (Flight Path Vector)
 - Falta de fiabilidad de la velocidad vertical, si las indicaciones de altitud están afectadas
 - Información primaria errónea sin mensaje asociado en el ECAM
 - Presencia de alarmas, verdaderas o falsas (por ejemplo, overspeed)
-

Elementos clave para una correcta gestión de la situación

- Detectar las anomalías
- Interpretar las alarmas
- Gestionar la situación de forma coordinada entre los pilotos

El escenario seleccionado para el ejercicio en simulador requería que la tripulación ejecutara los elementos de la maniobra de emergencia en un contexto en el que:

- La aeronave permanecía en Normal Law, y
- No se activaba ninguna alarma.

De acuerdo con la información proporcionada por el operador, los pilotos del avión F-GZCP realizaron esta sesión de entrenamiento en las siguientes fechas:

- Capitán: entrenamiento A330 el 12 de marzo de 2008
- Copiloto (asiento izquierdo): entrenamiento A330 el 6 de diciembre de 2008
- Copiloto (asiento derecho): entrenamiento A330 el 2 de febrero de 2009

No fue posible identificar ningún otro entrenamiento en “Vol avec IAS Douteuse” en simulador A330 o A340 realizado por esta tripulación.

Nota

La investigación realizada sobre la formación de los pilotos identificó un ejercicio denominado “Vol avec IAS Douteuse” realizado en simulador por el Capitán durante su habilitación de tipo en el A320 con Air Inter (véase sección 1.5).

1.17.1.5 Proceso de gestión de seguridad de Air France

1.17.1.5.1 Disposiciones reglamentarias

El 1 de junio de 2009, los principales requisitos que Air France debía cumplir en materia de gestión de la seguridad operacional eran los establecidos en el Reglamento (CE) N.º 859/2008 de 20 de agosto de 2008 (EU-OPS 1).

En su sección 1.037, este reglamento exige la implantación de un programa de prevención de accidentes y seguridad de vuelo, que incluya, entre otros elementos:

- Un sistema de notificación de incidentes, y
- Un programa de análisis de datos de vuelo.

La ejecución de este programa era supervisada por la Direction Générale de l'Aviation Civile en el marco de sus funciones de supervisión.

1.17.1.5.2 Organización de la gestión de seguridad dentro de Air France

En cada división operativa de Air France existe una entidad responsable de gestionar los reportes de eventos, en particular en las áreas relacionadas con:

- Operaciones de vuelo, y
- Mantenimiento.

El trabajo de estas diferentes entidades es coordinado por un departamento situado en el mismo nivel jerárquico que el comité ejecutivo responsable de las operaciones.

Dentro de la división de Operaciones de Vuelo, los Oficiales de Seguridad de Vuelo (OSV) transmiten la información de seguridad:

- A las tripulaciones de vuelo de cada sector
(*distribución de información de arriba hacia abajo — top-down*)

- y al departamento de Prevención de Accidentes y Análisis de Vuelo.

En cuanto a sus funciones operativas, los OSV dependen del departamento de prevención de accidentes y seguridad de vuelo, y son independientes de la jerarquía de gestión de los sectores en los que trabajan.

Sistema de reporte de información

Air France ha establecido un sistema de reporte compuesto por varios canales de notificación, entre los cuales los principales son:

- Reportes obligatorios
(*ASR — Air Safety Report — para tripulaciones de vuelo*)
 - Reportes voluntarios y anónimos
 - Análisis sistemático de los datos de vuelo
 - Registro de eventos técnicos ocurridos durante el vuelo
-

Nota

El análisis sistemático de datos de vuelo consiste en examinar los datos registrados correspondientes a diversos parámetros seleccionados por el operador, con el objetivo de identificar cualquier superación de umbrales predeterminados.

En Air France, un protocolo interno acordado en 1974 con los organismos profesionales establece la forma en que estos resultados deben analizarse.

Entre las garantías proporcionadas por este protocolo se encuentran:

- Las condiciones específicas que deben cumplirse antes de levantar el anonimato, y
 - La imposibilidad de utilizar los datos de vuelo para supervisar el desempeño individual de los miembros de la tripulación.
-

Tratamiento de eventos significativos

Los eventos considerados significativos se presentan en reuniones semanales denominadas RX2, en las que participan representantes de seguridad de vuelo responsables de la gestión de reportes de eventos en cada sector.

Dependiendo del problema identificado, la forma de tratarlo puede variar e incluir:

Procedimientos a corto plazo

Medidas aplicables a un solo sector operativo.

Estas medidas abordan eventos seleccionados durante las reuniones que requieren:

- Información adicional, y
 - Posiblemente una acción puntual supervisada dentro del sector correspondiente.
-

Investigaciones internas

Investigaciones realizadas por un departamento y que pueden requerir un enfoque multidisciplinario.

Estas investigaciones pueden ser:

- Simples, o
- Profundas.

El informe resultante puede contener:

- Un análisis del evento, y
- Recomendaciones de acciones correctivas y preventivas.

El plazo para completar estas investigaciones suele ser de entre 1 y 3 meses.

Alternativamente, cada departamento puede decidir adoptar un enfoque específico de seguimiento, con el objetivo de:

- Recopilar información adicional
- Determinar acciones correctivas a mediano y largo plazo
- Abordar temas recurrentes o sistémicos
- e integrar nuevos eventos que puedan surgir.

Todas las iniciativas de seguimiento activas permanecen en la agenda de las reuniones RX2, donde son discutidas por los representantes de los distintos sectores.

Comunicación y difusión de acciones de seguridad

Además de las acciones correctivas y preventivas aplicadas —por ejemplo, modificaciones en un procedimiento, en el equipamiento o en un programa de entrenamiento—, las diversas iniciativas implementadas para tratar los eventos de manera más sistemática tienen también como objetivo sensibilizar al personal o proporcionarles mayor información.

Con este fin, se utilizan varios medios de comunicación, tales como:

- Publicaciones internas, o
- presentaciones durante sesiones de formación.

Los departamentos principalmente responsables de emitir estas publicaciones son:

- Ingeniería, y
 - Prevención de Accidentes y Análisis de Vuelo.
-

1.17.1.5.3 Tratamiento de incidentes relacionados con inconsistencias en la velocidad indicada

1.17.1.5.3.1 Detección y caracterización de los incidentes

Entre mayo de 2008 y marzo de 2009, en la flota A330/A340 de Air France, se registraron nueve incidentes en los ASR (Air Safety Reports) relacionados con indicaciones de velocidad poco fiables:

- 1 incidente en mayo de 2008
- 1 incidente en julio de 2008
- 3 incidentes en agosto de 2008
- 1 incidente en septiembre de 2008
- 1 incidente en octubre de 2008
- 2 incidentes en marzo de 2009

Todos estos eventos ocurrieron en vuelo de crucero, entre FL310 y FL380.

En siete de los casos, el ASR mencionaba la activación de la advertencia de pérdida (STALL warning).

Dos de los nueve Capitanes que presentaron un ASR indicaron en el apartado "Suggestions" (sugerencias), en el margen de su informe, el carácter potencialmente perjudicial o desestabilizador de esta falla, considerada como múltiple, en particular debido a la necesidad de:

- Analizar la situación, y
- dar sentido a los eventos experimentados durante el vuelo.

Estos incidentes fueron discutidos durante las reuniones RX2.

El tratamiento de las cuestiones planteadas se describe a continuación.

Nota

Después del accidente del
Air France Flight 447 crash,

Air France llevó a cabo un análisis específico de los parámetros de vuelo registrados, identificando seis incidentes adicionales que no habían sido reportados mediante un ASR.

Los reportes destinados a mantenimiento (ATL – Aircraft Technical Log) elaborados por los Capitanes para describir estos incidentes no indicaban —o lo hacían solo parcialmente— los síntomas característicos asociados con las indicaciones de velocidad poco fiables.

1.17.1.5.3.2 Tratamiento por el departamento responsable del mantenimiento de aeronaves

Durante este período, la mayoría de las acciones relacionadas con el problema de velocidades indicadas poco fiables fueron asignadas a la división responsable del mantenimiento de aeronaves Airbus de largo alcance.

La naturaleza de estas acciones consistía principalmente en recopilar información adicional sobre cada uno de los eventos.

Esta información era posteriormente presentada en reuniones posteriores.

Se estableció un seguimiento específico dentro de este departamento con el objetivo de determinar las acciones correctivas que debían implementarse.

Este seguimiento fue objeto de numerosos intercambios con el fabricante Airbus.

Un resumen de estos intercambios y de las acciones correspondientes se presenta a continuación (*el historial de las sondas se describe en la sección 1.18.1.7*).

Nota

Air France recibió sus primeros A330 en diciembre de 2001.

Originalmente estaban equipados con sondas Pitot Thales C16195AA.

Tras la publicación del Service Bulletin de 2007, y en ausencia de problemas de este tipo en su flota de largo alcance, Air France decidió reemplazar las sondas Pitot C16195AA únicamente en caso de falla, sustituyéndolas por sondas Pitot C16195BA.

El primer evento que implicó una pérdida temporal de indicación de velocidad a gran altitud ocurrió en mayo de 2008.

A partir de julio de 2008, Air France reportó estos eventos a Airbus, en cumplimiento del documento SIL 34-084 publicado por el fabricante:

“Unreliable airspeed indication – Pitot probes maintenance action.”

Tratamiento por el departamento responsable del mantenimiento de aeronaves

El 24 de septiembre y el 6 de octubre de 2008, Air France solicitó a Airbus información sobre:

- La causa de estos eventos, y
- las soluciones que debían implementarse.

Asimismo, preguntó si la sonda Pitot Thales C16195BA podía resolver estos problemas.

Airbus respondió que la causa del problema era probablemente la obstrucción de la sonda por una rápida acumulación de cristales de hielo.

Indicó además que la sonda Thales C16195BA, desarrollada principalmente para resolver el problema de ingestión de agua durante lluvias intensas, probablemente no mejoraría el rendimiento en un entorno de cristales de hielo.

Airbus añadió que:

- No existía una solución que pudiera eliminar totalmente el riesgo de formación de hielo en las sondas, y

- que los tres tipos de sondas instaladas en los Airbus cumplían criterios muy superiores a los requisitos reglamentarios de certificación en materia de formación de hielo.

Finalmente, el fabricante recordó el procedimiento que debía aplicarse en caso de indicación errónea de velocidad.

A partir de octubre de 2008, Air France alertó a Thales Group sobre el aumento del problema de formación de hielo a gran altitud.

Thales inició entonces un procedimiento interno para realizar un análisis técnico de estos incidentes.

El 24 de noviembre de 2008, la cuestión de las indicaciones inconsistentes de velocidad fue planteada durante una reunión entre las divisiones técnicas de Air France y Airbus.

Durante esa reunión:

- Air France solicitó un análisis de la causa raíz, y
- una solución técnica para resolver el problema.

Además, sugirió instalar sondas de la empresa BF Goodrich, ya que su fiabilidad parecía ser mayor.

Airbus confirmó su análisis y aceptó examinar la posibilidad de reemplazar las sondas Thales por sondas BF Goodrich.

Este asunto fue posteriormente seguido por Air France y Airbus mediante la implementación de un sistema de seguimiento basado en indicadores ("dashboard of indicators").

A finales de marzo de 2009, Air France experimentó dos nuevos eventos que implicaron pérdidas temporales de indicación de velocidad, incluyendo el primer evento en un A330.

El 3 de abril de 2009, a la luz de estos dos nuevos casos, Air France volvió a solicitar a Airbus, durante una reunión técnica, la búsqueda de una solución definitiva.

El 15 de abril de 2009, Airbus informó a Air France sobre los resultados de un estudio realizado por Thales Group.

Airbus indicó que:

- el fenómeno de formación de hielo relacionado con cristales de hielo era un fenómeno nuevo,
- no había sido considerado durante el desarrollo de la sonda Thales C16195BA,

pero que esta sonda parecía ofrecer un rendimiento significativamente mejor frente a indicaciones de velocidad poco fiables a gran altitud.

Airbus propuso entonces a Air France realizar una "evaluación en servicio" (in-service evaluation) del estándar C16195BA, con el fin de verificar el comportamiento de la sonda en condiciones reales de operación.

Air France decidió extender inmediatamente esta medida a toda su flota de largo alcance A330/A340, procediendo a reemplazar todas las sondas de velocidad.

Para ello, el 27 de abril de 2009 se elaboró un documento técnico interno destinado a introducir estas modificaciones.

Los trabajos de modificación de las aeronaves se programaron para comenzar tan pronto como se recibieran las piezas.

El 19 de mayo de 2009, tras esta decisión, el seguimiento de estos incidentes fue considerado cerrado durante la reunión RX2.

El primer lote de sondas Pitot C16195BA llegó a Air France el 26 de mayo de 2009, es decir, seis días antes del accidente del avión F-GZCP.

La primera aeronave fue modificada el 30 de mayo de 2009.

Tratamiento por los departamentos de operaciones aéreas

En el momento del accidente, la aeronave F-GZCP estaba equipada con las sondas originales C16195AA.

El departamento responsable de la elaboración de los documentos de referencia operacionales (NT) participaba en las reuniones RX2 y cuestionó ciertos elementos del procedimiento "Velocidad indicada dudosa" en relación con las circunstancias de los incidentes registrados.

El 24 de septiembre de 2008, se solicitó a Airbus responder a estas consultas.

Airbus confirmó su postura recomendando que se aplicara el procedimiento «Vol avec IAS douteuse» (Vuelo con velocidad indicada dudosa), pero precisó que los “memory items” solo debían aplicarse cuando la seguridad estuviera comprometida, lo cual no era el caso durante el vuelo en crucero.

El 24 de abril de 2009, el departamento NT consultó también a otros operadores a través de un foro de Airbus reservado para operadores.

En esa consulta se solicitó una acción rápida por parte de Airbus.

Airbus respondió el 14 de mayo de 2009, durante una conferencia dedicada a los puntos planteados en ese foro.

En esa respuesta:

- reiteró las causas del fenómeno,
- describió la mejora aportada por la sonda Thales C16195BA,
- y proporcionó una serie de recomendaciones y referencias relacionadas con:
 - la aplicabilidad del procedimiento de velocidad indicada dudosa,
 - la formación de las tripulaciones, especialmente sobre:
 - la reacción de la tripulación a gran altitud,
 - el procedimiento de velocidad indicada dudosa,
 - y la evitación de zonas propicias al fenómeno de cristales de hielo.

Esta presentación también mencionaba las discusiones en curso destinadas a optimizar la redacción del procedimiento.

Evaluación del impacto en la seguridad operacional

La evaluación del impacto de estos incidentes en la seguridad operacional, realizada durante este período por el departamento responsable de la prevención de accidentes y seguridad de vuelo, no fue plenamente documentada ni formalizada.

Se explicó que:

- Cada anomalía de velocidad era objeto de análisis y seguimiento por el servicio responsable de la prevención de accidentes y seguridad de vuelo.

Este análisis incluía:

- el estudio de los reportes de las tripulaciones,
- la clasificación de los ASR,
- el seguimiento de parámetros de vuelo no estándar mediante el análisis de los datos registrados.

Los resultados de este análisis eran compartidos con otros departamentos durante las reuniones RX2.

-
- Este servicio también realizó análisis específicos de los parámetros registrados para algunos incidentes.

En algunos casos, estos análisis fueron solicitados por las propias tripulaciones, que posteriormente tenían acceso a los parámetros analizados.

Además, se efectuó una verificación específica para confirmar que no hubiera habido pérdida de control de la trayectoria de vuelo.

Nota:

Un documento de síntesis que caracterizaba los incidentes identificados por Air France y presentado al Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile poco después del accidente revela que:

- la actitud de cabeceo durante estos incidentes variaba entre -3° y $+7^\circ$,
 - y que el ángulo de ataque máximo alcanzado era de 13° .
-

- El Oficial de Seguridad de Vuelo (OSV) responsable de los A330/A340, que depende de este departamento, entrevistó a la mayoría de los pilotos que reportaron estos incidentes.

Los relatos de estos pilotos no sugerían la existencia de un riesgo inmediato.

Además, también entrevistaron a algunos miembros de las tripulaciones:

- el Jefe de División,
- el Jefe de la Oficina de Información Técnica,
- y el Jefe de Estándares Profesionales de la división A330/A340.

Con base en esta información, durante el otoño de 2008, Air France consideró que la seguridad de vuelo no estaba inmediatamente afectada

Entrenamiento y difusión de información operacional

El programa de entrenamiento para la temporada 2008-2009 incluía un ejercicio que requería aplicar el procedimiento «Vol avec IAS douteuse» (Vuelo con velocidad indicada dudosa) durante el despegue.

La integración de este ejercicio en 2007 fue motivada por incidentes ocurridos en aeronaves Airbus A320, causados por ingestión de agua.

El ejercicio se consideraba representativo de las principales dificultades asociadas con la aplicación de este procedimiento en las diferentes fases del vuelo.

Durante este período, cuatro reportes ASR relacionados con estos incidentes fueron publicados en varias ediciones del boletín de seguridad de vuelo "Sûrvol", distribuido a todas las tripulaciones de vuelo.

El 6 de noviembre de 2008, se difundió dentro de Air France información dirigida a los pilotos del sector acerca de anomalías anemométricas ocurridas en crucero que afectaban a la flota Airbus A330 / Airbus A340.

El documento "info OSV" indicaba que seis eventos de este tipo habían sido reportados en informes de tripulación.

El documento señalaba que los incidentes se caracterizaban por:

- pérdidas de indicación anemométrica,
- numerosos mensajes ECAM,
- y en algunos casos alarmas de configuración.

Los eventos ocurrieron:

- a gran altitud,
- en turbulencia,
- en zonas donde se había previsto o observado formación de hielo,
- con aeronaves volando entre Mach 0.80 y 0.82,
- con piloto automático y autothrust conectados.

El documento describía además la cronología de las anomalías.

Indicaba que:

“Durante esta fase, que duró aproximadamente algunos minutos, las tripulaciones no reportaron ninguna sensación de sobrevelocidad (vibración, aceleración) ni de aproximación a la pérdida (actitud de cabeceo, ángulo de ataque, referencia al horizonte), a pesar de la activación de la alarma de pérdida.”

Se difundieron cuatro recomendaciones generales a las tripulaciones.

Sin embargo, el procedimiento “Vol avec IAS douteuse” y las condiciones de su aplicación no fueron reiterados en este documento.

1.17.1.5.4

Informes internos de seguridad de vuelo de Air France

En 2006, Air France elaboró un informe de seguridad de vuelo por parte de una comisión interna de la aerolínea, tras varios incidentes y accidentes, entre ellos el accidente ocurrido en Toronto Pearson International Airport en agosto de 2005.

La comisión analizó eventos ocurridos en la aerolínea entre 1985 y 2006.

Entre los elementos destacados del informe se identificó que:

- dos tercios de los eventos ocurrieron en vuelos de largo alcance;
- los factores causales “conciencia situacional”, “toma de decisiones” y “sinergia de tripulación” eran inseparables y constituían con diferencia el factor contribuyente más significativo;
- las habilidades de pilotaje de algunos pilotos de largo alcance y/o formados ab initio eran a veces débiles;
- se observaba una pérdida de sentido común y de conocimiento aeronáutico general;
- existían debilidades en la representación y comprensión de la situación durante fallas de sistemas, en particular respecto a:
 - la realidad del fallo,
 - su gravedad,
 - y sus efectos inducidos.

En las observaciones y conclusiones alcanzadas por la comisión se señalaba que:

- al analizar los principales factores causales en eventos graves e incidentes relacionados con combustible, la comisión observó que los factores humanos (conciencia situacional, sinergia de tripulación, toma de decisiones) estaban presentes en 8 de cada 10 eventos, muy por delante de los factores:
 - organizacionales
 - ambientales
 - técnicos

aunque estos no debían ser ignorados como factores contribuyentes;

- también se observaron debilidades significativas en términos de formación, de apropiación real y concreta, y de capacidad de evaluación de estos factores humanos, tanto en la población de tripulaciones de vuelo como en todos aquellos cuyas acciones y decisiones tienen consecuencias directas sobre la seguridad de vuelo.

Estas debilidades relacionadas con el funcionamiento transversal —denominado “sinergia” en el lenguaje del CRM— hacían imposible que la compañía tuviera una visión clara y objetiva de su desempeño en materia de seguridad aeronáutica, así como proponer soluciones concretas y apropiadas dentro de un plazo razonable.

Tras este informe, Air France implementó varias medidas, entre ellas:

- la creación de una gestión de prevención de riesgos y aseguramiento de la calidad;
- un trabajo fundamental de reestructuración de los “Procedimientos Operacionales”;
- la reestructuración del contenido de los cursos de formación;
- la creación de varios grupos de trabajo sobre factores humanos, específicamente en relación con:
 - habilitaciones de tipo (type rating),
 - ECP,
 - formación y reclutamiento de instructores,
 - formación CRM de pilotos,
 - y controles en línea (line checks);
- la evaluación de los niveles profesionales de las tripulaciones de vuelo.

1.17.2

Organización de la supervisión del operador por la DGAC

1.17.2.1

Departamento de Seguridad de la Aviación Civil francés (DSAC)

La Direction de la Sécurité de l'Aviation Civile (DSAC), a través de su división DSAC-NO (división de Aeronavegabilidad y Operaciones de la dirección de seguridad de la aviación civil francesa), es responsable de realizar la supervisión continua de Air France.

Esta supervisión tiene como objetivo garantizar que se mantengan las condiciones necesarias para la emisión del Certificado de Operador Aéreo (AOC), tal como se describe en el Reglamento 3922-91, conocido como EU-OPS.

Esta obligación deriva de los siguientes documentos que establecen el marco jurídico para la ejecución de las operaciones de supervisión:

- International Civil Aviation Organization, documento Doc.8335 *Manual of Procedures for Operations Inspection, Certification and Continuing Surveillance* — Capítulo 9;
- JAA Administrative and Guidance Material (JIP) — Part 2 OPS Procedures — Capítulo 5.

El trabajo de supervisión en el ámbito de las operaciones aeronáuticas se garantiza principalmente mediante:

- Controles programados, que abarcan los 12 dominios técnicos definidos en los JIP, realizados en un ciclo de 24 meses;
- Controles no anunciados, realizados en vuelo o en tierra:
 - en las instalaciones del operador,
 - durante una escala,
 - o a bordo de una aeronave.

Las inspecciones en vuelo o en simulador, ya sean programadas o no anunciadas, son realizadas por pilotos pertenecientes al PEPN o al OCV.

Cada dominio técnico es verificado por uno o varios especialistas que actúan en nombre de un inspector responsable de un operador determinado.

Los métodos de verificación de estos dominios están definidos por la DSAC en su Manuel du Contrôle Technique (MCT) (*manual de inspección técnica*), utilizado por todas las autoridades regionales francesas de supervisión (DSAC-IR).

En total, alrededor de 70 personas participan en esta actividad de supervisión dentro de la DSAC y del Organisme du Contrôle en Vol (OCV).

Los responsables de DSAC-NO han indicado que, en promedio, la supervisión de Air France representa:

- Aproximadamente 8,000 horas de trabajo al año,
- Lo que equivale a cinco inspectores a tiempo completo,
- Distribuidos entre 15 personas,
- Sin incluir las inspecciones en vuelo.

El Pôle d'Expertise du Personnel Navigant (PEPN, centro de experiencia del personal navegante) es responsable de realizar las inspecciones programadas en vuelo y en simulador.

Los siete pilotos expertos empleados por el PEPN realizaron alrededor de 60 inspecciones en 2009, de las cuales cinco correspondieron a Air France.

Todas estas inspecciones realizadas por la DSAC se refieren exclusivamente al cumplimiento reglamentario.

En consecuencia, la actividad de supervisión se centra únicamente en verificar que la organización establecida por el operador cumple con los requisitos reglamentarios establecidos en:

- EU-OPS,
- y FCL (Flight Crew Licensing).

Mediante inspecciones en vuelo, el Pôle d'Expertise du Personnel Navigant (PEPN) y el Organisme du Contrôle en Vol (OCV) realizan evaluaciones cualitativas destinadas a identificar, mediante la observación del trabajo de una tripulación, posibles deficiencias relacionadas con la seguridad en la organización del operador.

Los responsables del PEPN indicaron que estas evaluaciones deben ser analizadas por la DSAC-NO, con el fin de identificar y notificar cualquier desviación respecto a la normativa derivada de los elementos observados durante dichas inspecciones.

Mediante los controles de cumplimiento reglamentario, el trabajo de supervisión de la Direction de la Sécurité de l'Aviation Civile (DSAC) no implica el análisis sistemático de las diferencias que puedan existir entre los procedimientos implementados por un fabricante y los adoptados por un operador.

Sin embargo, si existe una diferencia significativa cuya justificación no parece evidente, la DSAC puede solicitar al operador que justifique el razonamiento detrás de su elección.

La supervisión permite verificar que dichos procedimientos estén correctamente documentados en el Manual de Operaciones del operador.

No constituye, en cambio:

- Un análisis de los procedimientos del operador,
- Ni de sus métodos de trabajo,
- Ni de sus programas de entrenamiento.

(13) Excepto la supervisión del mantenimiento y de la formación asociada a las licencias de piloto.

(14) Los doce dominios técnicos son:

- Infraestructura
- Manuales

- Formación
 - Registros de tripulación
 - Mantenimiento
 - Inspección en plataforma (Ramp inspection)
 - Equipamiento
 - Autorización del vuelo / despacho
 - Inspección en vuelo
 - Inspección de navegación (en tierra)
 - Mercancías peligrosas
 - Sistema de calidad del operador
-

Programa estatal de seguridad del transporte público

Dentro de la DSAC, la división "Programa estatal de seguridad del transporte público" de la misión de evaluación y mejora de la seguridad

DSAC/MEAS) tiene las siguientes funciones:

- Coordinar y verificar la implementación del Programa Estatal de Seguridad (PSE) para el transporte público, en coordinación con el Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile (BEA) y todos los servicios implicados dentro de la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC);

Para ello:

- Analiza el nivel de seguridad del transporte público,
- Define y realiza seguimiento de indicadores de seguridad.

-
- Establece un sistema de reporte de eventos y asegura el seguimiento de incidentes, en particular mediante la base de datos ECCAIRS;
 - Implementa revisiones periódicas de seguridad y aplica las conclusiones derivadas de dichas revisiones;
 - Dirige estudios relacionados con la seguridad del transporte público.
-

La misión de evaluación y mejora de la seguridad (MEAS) recibe alrededor de 7,000 ASR procedentes de Air France, además de 52 reuniones RX2.

El contenido de los ASR no siempre permite evaluar la gravedad de un evento.

Muchos de ellos solo son detectados posteriormente mediante el análisis de datos de vuelo.

Existen 106 compañías francesas titulares de un Certificado de Operador Aéreo (AOC).

En 2009, estas compañías realizaron más de 700,000 vuelos, más de la mitad de ellos operados por Air France.

1.17.2.2

Organización de inspección en vuelo (OCV)

El Organisme du Contrôle en Vol (OCV) actúa como asesor técnico del Director General de Aviación Civil, a quien reporta directamente.

Además, desempeña las siguientes funciones:

- responder directamente a solicitudes de la DSAC;
- realizar inspecciones no programadas, cuando sea necesario, en coordinación con las misiones de inspección decididas por la DSAC-NO;
- también puede ser requerido directamente por el PEPN, en coordinación con la DSAC, para realizar inspecciones en vuelo o en simulador.

El OCV cuenta con 12 inspectores (todos capitanes de aerolínea) que dividen su tiempo entre la aerolínea y la DSAC, lo que equivale aproximadamente a seis inspectores a tiempo completo dedicados a la DGAC.

Tras una inspección, el inspector redacta un informe, el cual puede dar lugar a observaciones.

Estas observaciones deben ser analizadas por la DSAC, con el fin de identificar y notificar cualquier desviación respecto a la normativa.

En 2009, el OCV realizó 310 inspecciones, 88 de ellas en Air France, tanto en la red de medio alcance como de largo alcance.

En el momento del accidente, ninguna de las inspecciones en vuelo había dado lugar a notificaciones dirigidas a Air France.

1.17.2.3

Inspección de estandarización de la DSAC por EASA

En septiembre de 2009, la European Union Aviation Safety Agency (EASA) llevó a cabo una inspección de la Direction de la Sécurité de l'Aviation Civile (DSAC).

Cabe señalar que esta inspección había sido programada en marzo de 2009, dentro de un calendario regular de inspecciones, por lo que no estaba relacionada con el accidente del vuelo AF447.

Sin embargo, esta inspección reflejaba con precisión la situación de la autoridad de supervisión en el momento del accidente.

Esta inspección dio lugar a la notificación de siete observaciones, relativas a:

- el papel del Organisme du Contrôle en Vol (OCV), cuya actividad de inspección no programada no estaba plenamente integrada en el sistema de supervisión continua de la DSAC;

- la falta de formación inicial y recurrente para algunos inspectores de operaciones en vuelo y en tierra;
 - la falta de experiencia en operaciones aeronáuticas de algunos inspectores, lo cual podía afectar su juicio y su credibilidad frente al personal de los operadores.
-

1.17.3

Servicios de tránsito aéreo para un vuelo transoceánico

El documento Doc.4444 de la International Civil Aviation Organization establece en su capítulo 4 que los servicios de tránsito aéreo prestan:

- Servicios de control,
- Servicios de información,
- y Servicios de alerta.

Cada Estado contratante de la OACI incorpora este documento dentro de su propia normativa.

1.17.3.1

Organizaciones brasileñas de control de tránsito aéreo

El sistema brasileño de control de tránsito aéreo SISCECAB está compuesto por:

- Una entidad central,
Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA);
- y varios proveedores de servicios de navegación aérea, entre ellos:
 - Centro Integrado de Defesa Aérea e Controle de Tráfego Aéreo (CINDACTA)

- Serviço Regional de Proteção ao Voo de São Paulo (SRPV-SP)
- Infraero

El día del accidente, el controlador del ATLÁNTICO ACC no solicitó a la tripulación del vuelo AF447 que contactara al controlador del DAKAR Oceanic ACC cinco minutos antes de alcanzar el punto de navegación TASIL.

Por su parte, el controlador del DAKAR Oceanic ACC tampoco contactó al controlador del ATLÁNTICO ACC para informarle de que no se había establecido contacto con la tripulación del vuelo AF447 tres minutos después de la hora estimada de paso por el punto TASIL.

El documento AIRAC AIP Supplement SUP A065-074/08, fechado el 25 de septiembre de 2008 y en vigor desde el 23 de octubre, describe la implementación del sistema ADS-C dentro del FIR ATLÁNTICO.

Este documento no menciona el carácter experimental de esta implementación.

El documento especifica que los reportes de posición deben realizarse mediante comunicación de voz en HF cuando el sistema ADS-C no esté disponible.

El vuelo AF447 no había establecido un contrato ADS.

El servicio CPDLC no estaba operativo en el FIR ATLÁNTICO el día del accidente.

1.17.3.2

Organizaciones senegalesas de control de tránsito aéreo

Los vuelos transoceánicos son controlados de acuerdo con procedimientos establecidos.

En ausencia de un plan de vuelo registrado en el sistema Eurocat, la coordinación entre los controladores ATLÁNTICO y DAKAR Oceanic permitió que este último generara la tira de progreso de vuelo (strip chart) mostrada a continuación.

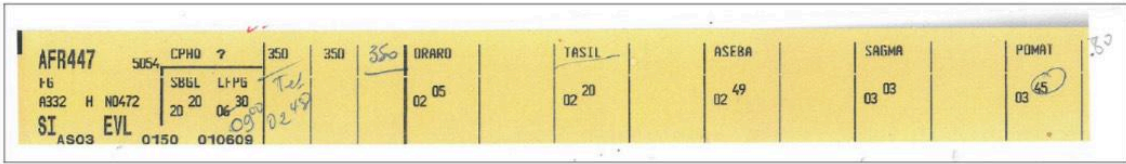


Figure 86: Strip created after coordination between ATLANTICO and DAKAR Océanic

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 86: tira creada tras la coordinación entre ATLÁNTICO y DAKAR Oceanic

Esta tira de progreso indicaba:

- la hora estimada de entrada en el FIR en el punto TASIL (02:20),
- y la hora estimada de salida del FIR en el punto POMAT (03:45),

calculadas a partir de la velocidad estimada de la aeronave.

1.17.4

Búsqueda y Rescate (SAR)

El propósito de un servicio SAR (Search and Rescue) es buscar con la máxima eficacia a personas en peligro en tiempo de paz y rescatar vidas humanas en tierra y en el mar.

Los planes SAR globales incluyen:

- El plan SAR de la Organización Marítima Internacional para el dominio marítimo;
- Los Planes Regionales de Navegación Aérea (RANP) de la International Civil Aviation Organization para el dominio aeronáutico.

Estos planes globales se derivan de:

- El Convenio SAR de la International Maritime Organization,

- y del Anexo 12 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional.

Constituyen la base para la implementación de planes nacionales y regionales, así como para:

- Manuales,
 - Acuerdos,
 - y documentos SAR asociados.
-

Los Planes de Navegación Aérea emitidos por la International Civil Aviation Organization indican, para cada región del mundo, los límites de las diferentes Regiones de Búsqueda y Rescate aeronáuticas (SRR).

Estas áreas pueden coincidir con las FIR (Flight Information Regions) de los Estados contratantes.

Para cada SRR existe un Centro de Coordinación de Rescate Aéreo (ARCC).

El plan SAR de la International Maritime Organization presenta la organización mundial de las regiones marítimas SRR.

Cada SRR marítima dispone de al menos un Centro de Coordinación de Búsqueda y Rescate Marítimo (MRCC).

Cabe señalar que los límites de las SRR marítimas suelen ser diferentes de los de las SRR aeronáuticas.

Además, las zonas oceánicas pueden estar cubiertas por un RCC asociado a más de un Estado.

1.17.4.1

Referencias documentales

Anexo 12 de la OACI — Búsqueda y rescate

El Anexo 12 de la International Civil Aviation Organization se refiere exclusivamente a las operaciones de búsqueda y rescate en el ámbito aeronáutico.

Se aplica al:

- Establecimiento,
- Mantenimiento,
- y operación de los servicios SAR

por parte de los Estados contratantes, tanto en sus territorios como sobre alta mar, además de la coordinación entre los servicios de Estados vecinos.

El Anexo 12 se complementa con el Manual Internacional Aeronáutico y Marítimo de Búsqueda y Rescate:

International Aeronautical and Maritime Search and Rescue Manual (IAMSAR).

El Anexo 12 establece específicamente que:

Los Estados contratantes deberán, individualmente o en cooperación con otros Estados, tomar todas las medidas necesarias para establecer y proporcionar con rapidez servicios de búsqueda y rescate, con el fin de garantizar que se preste asistencia a todas las personas en peligro.

Asimismo, establece que:

Las porciones de espacio aéreo situadas sobre alta mar o sobre áreas de soberanía indeterminada deberán determinarse sobre la base de acuerdos regionales de navegación aérea.

También se indica que los Estados contratantes deben garantizar la coordinación más estrecha posible entre las autoridades aeronáuticas y marítimas pertinentes, con el fin de proporcionar servicios SAR lo más eficaces y eficientes posible.

En particular, el Anexo 12 recomienda que:

- Los Estados contratantes desarrollen planes y procedimientos SAR, en la medida de lo posible, para facilitar la coordinación de las operaciones de búsqueda y rescate con los Estados vecinos;
- Los Estados contratantes establezcan centros conjuntos de coordinación de rescate, cuando sea posible, para coordinar operaciones SAR aeronáuticas y marítimas.

Finalmente, el Anexo establece que:

Toda autoridad o cualquier elemento de la organización de búsqueda y rescate que tenga razones para creer que una aeronave se encuentra en situación de emergencia deberá transmitir inmediatamente toda la información disponible al centro de coordinación de rescate correspondiente.

Además:

Cuando la información relativa a una aeronave en situación de emergencia sea recibida por fuentes distintas a los servicios de tránsito aéreo, el centro de coordinación de rescate deberá determinar a qué fase de emergencia corresponde la situación y aplicar los procedimientos correspondientes a dicha fase.

Coordinación SAR cuando la posición de la aeronave es desconocida

En el caso de que se declare una fase de emergencia respecto a una aeronave cuya posición es desconocida y que pueda encontrarse en una o más regiones de búsqueda y rescate, el Centro de Coordinación de Rescate (RCC) que sea notificado de la existencia de dicha fase de emergencia y que, según su conocimiento, ningún otro centro haya iniciado acciones apropiadas, deberá:

- Asumir la responsabilidad de iniciar las acciones pertinentes, correspondientes a la fase de emergencia;
 - Consultar con los centros de coordinación de rescate vecinos, con el objetivo de designar uno de ellos para asumir inmediatamente la responsabilidad de las operaciones SAR.
-

Salvo que los centros de coordinación de rescate implicados acuerden otra cosa, el RCC responsable de coordinar las operaciones de búsqueda y rescate será aquel que corresponda a:

- La región en la cual la aeronave reportó por última vez su posición, o
 - La región hacia la cual se dirigía la aeronave, cuando la última posición reportada se encontraba sobre la línea que separa dos regiones SAR, o
 - La región de destino de la aeronave, cuando ésta no estaba equipada con comunicaciones radio bidireccionales adecuadas o no estaba obligada a mantener contacto radio, o
 - La región donde se encuentra el sitio de socorro, identificado por el sistema Cospas-Sarsat.
-

Manual IAMSAR

(International Aeronautical and Maritime Search and Rescue Manual)

El propósito principal del International Aeronautical and Maritime Search and Rescue Manual (IAMSAR) es ayudar a los Estados a satisfacer sus propias necesidades de búsqueda y rescate, así como cumplir las obligaciones asumidas bajo:

- El Convenio sobre Aviación Civil Internacional, administrado por la International Civil Aviation Organization;
- El Convenio Internacional sobre Búsqueda y Rescate Marítimos;
- El Convenio Internacional para la Seguridad de la Vida Humana en el Mar (SOLAS).

El manual proporciona directrices para un enfoque común aeronáutico y marítimo en la organización y provisión de servicios SAR.

Asimismo, alienta a los Estados a:

- Desarrollar y mejorar sus servicios SAR;
 - Cooperar con los Estados vecinos;
 - Considerar que sus servicios SAR forman parte de un sistema SAR global.
-

Anexo 11 de la OACI — Servicios de Tránsito Aéreo

El Anexo 11 de la International Civil Aviation Organization regula la aplicación de los procedimientos de servicios de navegación aérea.

El Capítulo 5 se refiere al servicio de alerta, describiendo en particular:

- Su funcionamiento,
- y la notificación a las organizaciones pertinentes, entre ellas los centros de coordinación de rescate (RCC) y centros de operaciones de rescate.

(Estas zonas pueden extenderse sobre varios Estados.)

Fases de alerta

El servicio de alerta es proporcionado por las organizaciones de control de tránsito aéreo.

Las acciones que éstas realizan dependen del nivel de urgencia de la situación, definido por la fase de alerta correspondiente.

1. Fase de incertidumbre — INCERFA

Esta fase se establece, entre otras situaciones, cuando:

- No se ha recibido comunicación de la tripulación dentro de los 30 minutos posteriores al momento en que debería haberse recibido una comunicación.
-

2.Fase de alerta — ALERFA

Esta fase se establece, generalmente después de la fase de incertidumbre, cuando:

- Los intentos posteriores de contactar a la tripulación, o
- las consultas a otras fuentes pertinentes

no han permitido obtener información sobre la aeronave.

3.Fase de peligro — DETRESFA

Esta fase se establece generalmente después de la fase de alerta, cuando:

- Investigaciones adicionales y más amplias no logran proporcionar información sobre la aeronave, o
- se considera que el combustible a bordo se ha agotado.

También puede establecerse cuando se recibe información que indica que la eficiencia operativa de la aeronave se ha deteriorado hasta el punto de que un aterrizaje forzoso es probable.

Estas fases de alerta están destinadas a los servicios de búsqueda y rescate (SAR), los cuales deben:

- Tomar las medidas apropiadas,
 - y notificar a las organizaciones de control de tránsito aéreo implicadas en el vuelo.
-

1.17.4.2

Implementación de las operaciones SAR

Las operaciones de búsqueda y rescate se activan:

- Por iniciativa de los servicios SAR (de acuerdo con el Anexo 12),
 - Después de que los servicios de tránsito aéreo declaren una emergencia (según el Anexo 11),
 - o por un tercero (Anexo 12).
-

Cuando la zona probable del accidente se extiende tanto sobre tierra como sobre el mar, cada uno de los centros responsables de la búsqueda:

- En tierra,
- O en el mar

mantiene las responsabilidades que le han sido asignadas.

Sin embargo, para garantizar que una sola entidad tenga el control global de las operaciones, el director del ARCC competente asume la coordinación general de la operación.

1.17.4.3

Caso de una aeronave desaparecida en el mar

Los Centros de Coordinación de Rescate Aéreo (ARCC) son responsables de las operaciones SAR desencadenadas por un accidente aéreo.

Cuando existe la posibilidad de que una aeronave haya caído al mar dentro de la SRR cubierta por un ARCC, este centro puede:

- movilizar los recursos de búsqueda y rescate marítimos normalmente asignados dentro de esa zona al MRCC competente.

También es posible:

- Delegar al MRCC las operaciones de búsqueda de una aeronave que se presume ha caído al mar.
-

Cuando la zona presunta del accidente se extiende sobre varias regiones SAR, el primer RCC que recibe la notificación de la fase de emergencia:

- Asume la responsabilidad de coordinar con los centros vecinos
- Con el objetivo de identificar qué centro será responsable de conducir y coordinar las operaciones SAR.

Por defecto, este primer RCC mantiene esa responsabilidad.

Nota:

Los medios de búsqueda aéreos suelen ser recursos militares, por lo que su movilización puede implicar también a órganos de decisión militares.

1.17.4.4

Organización SAR en Brasil

La ruta prevista en el plan de vuelo del Air France Flight 447 crash atravesaba las FIR adyacentes de:

- Recife ATLÂNTICO (Brasil)
- DAKAR Oceanic (Senegal)

Por lo tanto, Brasil y Senegal son considerados Estados vecinos en este contexto operacional.

La FIR Recife ATLÁNTICO dispone de:

- Un ARCC situado en Recife,
- Varios MRCC, incluido uno en Natal.

Esta organización tiene competencia sobre la zona donde se estrelló el vuelo AF447.

No existe un JRCC (Joint Rescue Coordination Centre) en la FIR Recife ATLÁNTICO.

Los ARCC y MRCC son gestionados por las fuerzas armadas brasileñas.

1.17.4.5

Organización SAR en Senegal

La FIR DAKAR Oceanic dispone de:

- Un ARCC ubicado en Dakar,
- Gestionado por las fuerzas armadas senegalesas.

Para sus operaciones SAR, las autoridades senegalesas utilizan:

- Un avión Breguet Atlantique

proporcionado por France conforme a un protocolo firmado en 1966.

Este avión está equipado para realizar operaciones de búsqueda nocturna.

No existe ningún plan regional de coordinación SAR entre Brasil y Senegal.

En consecuencia:

- No existe un procedimiento formal para consultar los recursos SAR disponibles en cada Estado.

1.17.4.6

Organización SAR en Francia

1.17.4.6.1

SAR aeronáutico

La Francia metropolitana está dividida en cuatro regiones SRR, cada una de las cuales dispone de su propio ARCC.

Metropolitan France is divided into 4 SRR zones, each of which has its own ARCC.

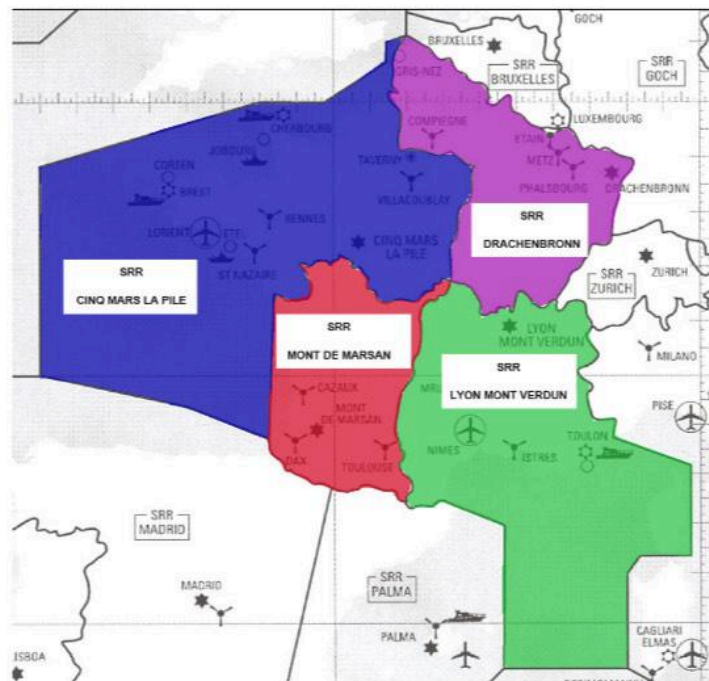


Figure 87: Arrangement of the SRR in metropolitan France

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

(Figura 87)

FIR	BREST	PARIS	REIMS	MARSEILLE	BORDEAUX
SRR	Associated ARCC: CINQ-MARS-LA-PILE		Associated ARCC: DRACHENBRON	Associated ARCC: LYON MONT VERDUN	Associated ARCC: MONT DE MARSAN

La Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC), responsable de la política general de búsqueda y rescate para aeronaves en peligro, trabaja en estrecha colaboración con la fuerza aérea francesa.

No existe un único ARCC formalmente designado como punto de contacto para autoridades extranjeras.

En la práctica, el ARCC de Cinq-Mars-la-Pile responde a las transmisiones de radiobalizas de socorro detectadas por el centro FMCC de Toulouse.

1.17.4.6.2

SAR marítimo

Existen cinco regiones SAR marítimas bajo responsabilidad de Francia metropolitana, cada una de ellas con un:

Centro Regional Operacional de Vigilancia y Rescate (CROSS)

que desempeña la función de MRCC (Maritime Rescue Coordination Centre).

El MRCC Gris-Nez ha sido designado como:

- Punto de contacto SAR (SPOC) para organizaciones no francesas.

En esta función puede:

- Responder a cualquier consulta relacionada con los aspectos operativos del SAR marítimo.

Además, el MRCC Gris-Nez también ha sido designado como:

- Punto de contacto para el centro FMCC de Toulouse en lo relativo a la detección de transmisiones de radiobalizas de emergencia.
-

Funciones de un SPOC

Entre las funciones de un Search and Rescue Point of Contact (SPOC) se incluyen:

- Asumir responsabilidades de coordinación por defecto;
 - Actuar como punto de contacto para organizaciones SAR;
 - Poner a disposición recursos nacionales en beneficio del MRCC competente;
 - Ser punto de contacto para cualquier buque francés en cualquier parte del mundo;
 - Establecer planes de coordinación SAR con contrapartes extranjeras.
-

1.17.4.6.3

Prácticas operativas y formación del personal ARCC y MRCC

1.17.4.6.3.1

ARCC

Prácticas

Personal directivo de los centros SAR aeronáuticos en Francia informó al Bureau d'Enquêtes et d'Analyses que los ARCC disponen de recursos de comunicación limitados.

Generalmente cuentan con:

- Datos de contacto de ARCC adyacentes y de todos los ARCC y MRCC franceses;
 - Datos de contacto de centros de control de tránsito aéreo vecinos;
 - Un ordenador conectado a Internet.
-

Los ARCC franceses no disponen de un documento tipo "Admiralty List" (ver más adelante) que permita contactar rápidamente con cualquier ARCC o MRCC del mundo.

Además, estos responsables indicaron que:

- Su zona de responsabilidad está limitada por reglamentación;
 - Fuera de esa zona no tienen competencia para enviar o coordinar recursos.
-

Formación del personal

El personal de los ARCC está compuesto por militares de la fuerza aérea francesa.

Por esta razón:

- Su asignación a un ARCC es temporal.

Durante su formación inicial, todos los participantes realizan:

- Un curso introductorio de una semana dentro del servicio SAR.
-

Antes de comenzar sus funciones, los participantes reciben:

- Formación teórica y práctica impartida por la fuerza aérea.

La formación teórica incluye, para algunos participantes:

- Un curso de 15 días en la École Nationale de l'Aviation Civile, titulado "Formación en servicios SAR".

Sin embargo:

- El número de plazas disponibles es limitado,
 - y no todo el personal de ARCC puede asistir a este curso.
-

Todo el personal recibe además:

- Entre tres semanas y un mes de formación teórica dentro del ARCC al que han sido asignados.

Durante esta formación estudian:

- Los documentos de referencia,
- Los procedimientos específicos de su ARCC,
- El funcionamiento de los centros de control de tránsito aéreo (CRNA),
- El centro Cospas-Sarsat,
- y los MRCC.

La formación en servicio comprende:

- Un periodo de familiarización de aproximadamente un mes dentro del ARCC al que el personal ha sido asignado,
- Durante el cual acompañan (shadowing) a miembros experimentados del personal.

Un ejercicio SAR simulado se utiliza posteriormente para validar esta formación.

1.17.4.6.3.2

MRCC

Prácticas

Debe señalarse que la geografía de Francia y su intensa actividad marítima generan una carga de trabajo sostenida para los MRCC.

Para poder coordinarse con otros MRCC en Francia y en todo el mundo, cada centro puede consultar un documento denominado:

Admiralty List

Este documento contiene:

- Los datos de contacto de todos los ARCC, MRCC y JRCC del mundo,
- y también indica, para cada país, qué RCC actúa como punto de contacto SAR (SPOC) para organizaciones extranjeras.

Este documento es publicado por el United Kingdom Hydrographic Office, el cual transcribió el documento de la International Maritime Organization denominado Circular SAR 8.

Se utiliza una vez que se ha activado una fase de emergencia, con el fin de:

- Identificar,
- y contactar

al MRCC responsable de coordinar las operaciones de búsqueda.

Altos responsables de los MRCC informaron al Bureau d'Enquêtes et d'Analyses que cualquier duda respecto a una posible situación de emergencia se investiga mediante un proceso específico, que incluye:

- Recopilación de información,

- con el objetivo de identificar el MRCC competente que pueda coordinar la búsqueda.

En este contexto, las acciones de los MRCC no están limitadas por una zona geográfica específica.

Formación del personal

Los oficiales de MRCC provienen de:

- La Marina Francesa,
- y del Departamento Gubernamental de Asuntos Marítimos.

Estos oficiales desempeñan el cargo de:

Coordinadores de Misiones de Rescate (CMS — Rescue Mission Coordinator).

Reciben una formación teórica de cinco semanas (módulo CMS) en el:

Colegio de Asuntos Marítimos de Nantes.

Esta formación teórica se complementa con:

- Formación en servicio de aproximadamente un mes dentro del MRCC asignado
- 15 días de formación para obtener el Certificado General de Operador (CGO).

Finalmente, una evaluación interna certifica la capacidad del oficial para ejercer las funciones de CMS.

1.17.4.7

Auditorías realizadas por la OACI

1.17.4.7.1

Informe final de auditoría del sistema de supervisión de seguridad de la aviación civil de Francia

Una auditoría fue realizada en France, de acuerdo con las directrices de la International Civil Aviation Organization, entre el 3 y el 23 de junio de 2008.

Con respecto a los servicios de navegación aérea, el informe concluyó lo siguiente:

Aunque el marco jurídico establecido por Francia en el ámbito de los servicios SAR nacionales garantiza que exista una estrecha coordinación entre las autoridades aeronáuticas y marítimas competentes para maximizar la eficacia de las operaciones SAR, Francia no ha establecido centros conjuntos de coordinación de rescate (JRCC) para coordinar las operaciones SAR aeronáuticas y marítimas.

Además:

Francia ha firmado cartas de acuerdo con algunos Estados vecinos, entre ellos España, Italia, Alemania y Bélgica, en relación con la coordinación de los servicios SAR; sin embargo, las cartas de acuerdo con otros Estados adyacentes a Francia metropolitana y a sus territorios de ultramar aún no han sido elaboradas ni firmadas.

1.17.4.7.2

Informe final de auditoría del sistema de supervisión de seguridad de la aviación civil de Senegal

Una auditoría fue realizada en Senegal, conforme a las directrices de la International Civil Aviation Organization, entre el 12 y el 14 de junio de 2006.

En relación con los servicios de navegación aérea, la auditoría propuso, entre otras recomendaciones:

- Establecer un JRCC (Joint Rescue Coordination Centre) para consolidar las actividades de los ARCC y MRCC.

Se indicó que deberían establecerse acuerdos de cooperación con los Estados vecinos.

En el momento del accidente del Air France Flight 447 crash, estas recomendaciones aún no habían sido implementadas.

1.18

Información adicional

1.18.1

Certificación de tipo y aeronavegabilidad continua

1.18.1.1

Aspectos reglamentarios

El Airbus A330 cumple con los requisitos de las regulaciones vigentes en el momento de la solicitud de certificación de tipo, es decir:

- JAR 25 enmiendas 13 o 14,
- y las condiciones especiales impuestas por la Direction Générale de l'Aviation Civile.

El equipo se desarrolla conforme a los requisitos reglamentarios definidos en JAR 25 Parte F, y en particular a los siguientes párrafos:

- JAR 25.1301
- JAR 25.1309
- JAR 25.1323 (d) y (e)
- JAR 25.1326
- JAR 25.1419

y a los ACJ correspondientes (*Acceptable but not mandatory means of compliance*).

Estos requisitos especifican cómo deben diseñarse, instalarse y probarse los equipos, con el fin de verificar que puedan cumplir su función en todas las condiciones operativas previsibles.

Entre otras cosas, establecen que:

- Los sistemas deben desarrollarse de manera que las fallas que impidan continuar el vuelo con seguridad sean extremadamente improbables.

El cumplimiento de este requisito debe demostrarse mediante:

- Análisis,
- Pruebas en vuelo,
- Pruebas en tierra,

teniendo en cuenta:

- Los posibles modos de fallo,
- Su probabilidad,
- y sus consecuencias para la aeronave y sus ocupantes.

Asimismo, las normas establecen que:

- Los sistemas y las alertas asociadas deben desarrollarse minimizando el riesgo de error de la tripulación;
- Deben existir medios de información que alerten a la tripulación de la aparición de una falla, permitiéndole tomar las medidas adecuadas.

Es necesario realizar un análisis de criticidad de las fallas y asociarlo a una probabilidad de ocurrencia (según ACJ 25.1309).

Este análisis puede realizarse:

- De forma sistemática, o
 - Cuando sea necesario mediante tripulaciones de prueba, ya sea:
 - durante vuelos de ensayo,
 - o en simulador.
-

El análisis implica evaluar la carga de trabajo asociada para la tripulación, particularmente en:

- Identificar la falla,
 - Localizarla,
 - Aplicar el procedimiento adecuado,
 - y gestionar la tarea de pilotaje simultáneamente.
-

Algunos párrafos de la regulación básica (JAR 25 / CS 25) pueden:

- Modificarse,
- o complementarse mediante condiciones especiales.

Este conjunto de reglas se aplica a una aeronave que funciona en condiciones nominales.

Los casos de fallas están cubiertos específicamente por el párrafo 25.1309.

Regulación específica para sondas Pitot

En relación con las sondas Pitot, la normativa exige además que:

- Deben estar protegidas contra humedad, suciedad u otras sustancias que puedan alterar su funcionamiento

(JAR 25.1323 (d));

- Deben disponer de un sistema de calefacción diseñado para prevenir cualquier mal funcionamiento debido al hielo
(JAR 25.1323 (e));
- Deben existir medios adecuados (alertas visuales directamente visibles por la tripulación) para informar cualquier fallo del sistema de calefacción
(JAR 25.1326);
- Deben estar protegidas contra las condiciones de hielo definidas en el Apéndice C del JAR 25
(ver JAR 25.1419).

Apéndice C del reglamento JAR 25

El Apéndice C del reglamento JAR 25 constituye el estándar de certificación para condiciones de engelamiento con agua superenfriada, utilizado para validar los sistemas de protección antihielo de las aeronaves.

Las condiciones se definen en función de:

- La altitud,
- La temperatura,

y se expresan en términos de:

- Concentración de agua,
- y diámetro volumétrico medio de las gotas.

Envolventes de engelamiento (icing envelopes)

Se definen dos envolventes de englamiento:

1. Envolvente "máxima continua" (continuous maximum)

Corresponde a:

- Una nube promedio de 17.4 millas náuticas de longitud,
- Con bajas concentraciones de agua,
- Que se eleva hasta 22,000 pies,
- Con temperaturas de hasta -30 °C.

2. Envolvente "máxima intermitente" (intermittent maximum)

Corresponde a:

- Una nube promedio de 2.6 millas náuticas de longitud,
- Con altas concentraciones de agua,
- Con valores de hasta 30,000 pies,
- y temperaturas de -40 °C.

1.18.1.2

Conceptos de certificado de tipo y certificado de aeronavegabilidad

Los principios de certificación establecen que un producto genérico (por ejemplo, un tipo de aeronave) debe certificarse primero.

Cuando el producto completa con éxito el proceso de certificación, la autoridad emite un:

Certificado de Tipo (Type Certificate) al fabricante que diseñó el producto.

Este certificado establece que el producto genérico cumple con todas las condiciones técnicas aplicables.

Posteriormente, se emite un:

Certificado individual de aeronavegabilidad para cada producto específico (por ejemplo, cada aeronave), una vez demostrado que cumple con el tipo certificado.

Entre otras obligaciones, el titular del certificado de tipo debe garantizar la aeronavegabilidad continua de su flota.

En el momento en que se emitió el primer certificado de tipo del Airbus A330, la autoridad responsable de emitir los certificados a Airbus era la:

Direction Générale de l'Aviation Civile.

Los principios de certificación, basados en las regulaciones JAR-21 desarrolladas por la Joint Aviation Authorities, eran similares a los definidos actualmente en Part 21.

En particular, conforme a JAR-21, el decreto del 18 de junio de 1991 estableció:

- Un procedimiento de aprobación de diseño para fabricantes de productos aeronáuticos,
- y definió las condiciones que deben cumplir los fabricantes aprobados.

Esta aprobación, denominada:

DOA (Design Organization Approval) obliga al fabricante a detallar los procedimientos de trabajo que implementará para cumplir con los requisitos de:

- JAR-21
- o Part-21,

especialmente en relación con la aeronavegabilidad continua.

1.18.1.3

Aeronavegabilidad continua

La aeronavegabilidad continua se basa, entre otros elementos, en la evaluación de la criticidad de los eventos, clasificados durante la certificación de tipo en cuatro niveles, conforme a AMJ 25.1309:

- Minor (menor)
- Major (mayor)
- Critical (crítico)
- Catastrophic (catastrófico)

Las regulaciones de certificación asocian una probabilidad aceptable de ocurrencia a cada uno de estos niveles.

La aeronavegabilidad continua es garantizada tanto por el fabricante como por la autoridad de certificación, de acuerdo con:

- La división de responsabilidades,
 - y los principios establecidos en la Sección A de Part 21.
-

1.18.1.3.1

Obligaciones del fabricante titular del certificado de tipo

El Artículo 21.A.3 de Part-21 establece que:

1.El titular del certificado de tipo debe disponer de un sistema para recopilar, examinar y analizar:

- Informes,

- Información relativa a fallos,
- Malfuncionamientos,
- Defectos,
- o cualquier otro evento

que haya tenido o pueda tener efectos perjudiciales sobre el mantenimiento de la aeronavegabilidad del producto cubierto por el certificado de tipo.

2. El titular del certificado de tipo debe notificar a la European Union Aviation Safety Agency todos los:

- Fallos,
- Malfuncionamientos,
- Defectos
- u otros eventos

de los que tenga conocimiento y que:

- Hayan provocado,
- o puedan provocar

condiciones que comprometan la seguridad (*unsafe conditions*).

Estos informes deben remitirse a EASA dentro de las 72 horas siguientes a la identificación de la condición insegura.

Definición de “condición insegura” (Unsafe Condition)

La siguiente definición de “condición insegura” es propuesta en AMC 21 A 3b (b).

Una condición insegura puede existir cuando:

(a) Puede ocurrir un evento que:

- provoque víctimas mortales, generalmente acompañado de la pérdida de la aeronave, o
- Reduzca la capacidad de la aeronave o la capacidad de la tripulación para enfrentar condiciones operativas adversas, hasta el punto de que se produzca:

(i) una gran reducción de los márgenes de seguridad o de las capacidades funcionales, o

(ii) estrés físico o carga de trabajo excesiva, de modo que no pueda confiarse en que la tripulación realice sus tareas de forma precisa o completa, o

(iii) lesiones graves o mortales a uno o más ocupantes,

a menos que se demuestre que la probabilidad de tal evento se encuentra dentro de los límites definidos por los requisitos de aeronavegabilidad aplicables.

(b) Existe un riesgo inaceptable de lesiones graves o mortales para personas que no son ocupantes de la aeronave.

C) Las características de diseño destinadas a minimizar las consecuencias de accidentes sobrevivibles no cumplen la función para la cual fueron concebidas.

(Referencia del avión involucrado: F-GZCP — 1 de junio de 2009)

El documento también indica que ciertos eventos de naturaleza repetitiva pueden considerarse “condiciones inseguras” si es probable que conduzcan a las consecuencias descritas anteriormente bajo determinadas condiciones operativas.

Nota:

El material guía correspondiente a 21 A 3b (b) proporciona:

- Una metodología,

- y ejemplos

para determinar si una condición insegura existe realmente.

Obligaciones adicionales del fabricante

Para cualquier deficiencia que pueda revelar una situación peligrosa o catastrófica, el fabricante debe:

1. Buscar la causa de la deficiencia,
 2. Comunicar los resultados de su investigación a la European Union Aviation Safety Agency,
 3. Informar sobre cualquier acción emprendida o prevista para corregir dicha deficiencia.
-

1.18.1.3.2

Rol de EASA

Cuando la European Union Aviation Safety Agency considera que una condición insegura ha existido o existe, y que podría presentarse en otras aeronaves, puede emitir una:

Directiva de Aeronavegabilidad (Airworthiness Directive — AD).

En ese caso:

- el fabricante debe proponer acciones correctivas,
 - conforme a las disposiciones del párrafo 21A.3B,
 - las cuales la Directiva de Aeronavegabilidad hace obligatorias.
-

Una Directiva de Aeronavegabilidad es un documento que impone acciones obligatorias que deben aplicarse a aeronaves del mismo tipo con características técnicas comunes, con el objetivo de:

restablecer un nivel aceptable de seguridad.

Este documento se elabora conjuntamente con el fabricante.

1.18.1.3.3

Acuerdos entre Airbus y EASA

En septiembre de 2003, las responsabilidades relativas a la aeronavegabilidad continua fueron transferidas de la

Direction Générale de l'Aviation Civile a la European Union Aviation Safety Agency.

Las disposiciones reglamentarias descritas anteriormente se detallan en documentos internos tanto de EASA como de Airbus.

Los procedimientos aplicables a Airbus se describen en un documento interno relativo a la aeronavegabilidad continua, aprobado por EASA.

Este documento:

- Fue objeto de intercambios entre DGAC y Airbus en 2002-2003,
 - y posteriormente se implementó tras la transferencia de responsabilidades de aeronavegabilidad continua a EASA.
-

Los procedimientos aplicables a EASA se describen en un documento interno denominado:

"Continuing Airworthiness of Type Design Procedure" referenciado como C.P006-01.

1.18.1.3.4

Métodos de trabajo

1.18.1.3.4.1

Tratamiento inicial de los eventos

(El siguiente apartado introducirá el proceso mediante el cual los eventos reportados son analizados dentro del sistema de aeronavegabilidad continua.)

Airbus recibe de los operadores aéreos los eventos ocurridos durante la operación en servicio.

Se realiza una clasificación inicial para determinar si dichos eventos cumplen con los criterios de notificación por parte de los operadores al fabricante, tal como se establece en el documento AMC 20-8 de la European Union Aviation Safety Agency.

Estos criterios:

- Se adaptan específicamente a la flota Airbus,
- y son validados por EASA.

Los eventos relacionados con la aeronavegabilidad, denominados "occurrences" (ocurrencias), son notificados a la unidad de aeronavegabilidad continua del fabricante.

1.18.1.3.4.2

Análisis de las ocurrencias

Estas ocurrencias son posteriormente analizadas en detalle cada semana por un panel de especialistas de Airbus.

Una de las tareas de esta revisión consiste en realizar una evaluación preliminar del impacto en la aeronavegabilidad, utilizando la siguiente clasificación:

1. Ocurrencias sin consecuencias para la aeronavegabilidad

- Estas ocurrencias se cierran rápidamente.

2. Ocurrencias que pueden conducir a una “condición insegura”

- Estas ocurrencias se procesan y se cierran en coordinación con EASA (ver el apartado siguiente).

3. Otras ocurrencias

Estas ocurrencias:

- Son objeto de un análisis más profundo,
- y normalmente deben incluir una evaluación de riesgo que permita:
 - Cerrar la ocurrencia, o
 - Proponer un plan de acción para su cierre dentro de un plazo de tres meses.

Después de cada reunión semanal, la lista de ocurrencias que pueden conducir a una condición insegura se envía a la European Union Aviation Safety Agency.

De acuerdo con los procedimientos establecidos entre la Direction Générale de l'Aviation Civile (posteriormente EASA) y Airbus, el fabricante está autorizado a cerrar internamente las demás ocurrencias, una vez que:

- Se han analizado,
- Se han identificado los problemas,
- y se han implementado las medidas correctivas.

Estas medidas correctivas pueden consistir en:

- Información simple enviada a los operadores,
 - Recordatorios de procedimientos,
 - Métodos operativos o técnicos,
 - o acciones técnicas, como:
 - Modificaciones,
 - Inspecciones,
 - u otras acciones de mantenimiento.
-

1.18.1.3.4.3

Tratamiento de ocurrencias que pueden conducir a una “condición insegura”

Principio general

Estas ocurrencias son:

1. procesadas inicialmente por Airbus,
2. presentadas posteriormente a EASA durante:
 - Reuniones ARM (Airworthiness Review Meeting),
 - Reuniones específicas,
 - o teleconferencias, en caso de asuntos urgentes.

Si se considera necesaria una acción para remediar una condición insegura, la European Union Aviation Safety Agency puede decidir en cualquier momento emitir una Directiva de Aeronavegabilidad, en coordinación con el fabricante.

Tratamiento inicial por Airbus

El seguimiento de cada ocurrencia abierta es presentado por Airbus a EASA.

Este seguimiento incluye:

- Historial de la ocurrencia,
- Análisis de seguridad realizado,
- Acciones correctivas previstas,
- Posición de Airbus y de EASA, particularmente respecto a la necesidad de emitir una Directiva de Aeronavegabilidad.

Este documento se actualiza regularmente hasta el cierre de la ocurrencia.

Tratamiento en las reuniones ARM

Cada ocurrencia se presenta durante las reuniones ARM, que reúnen a:

- Especialistas de Airbus,
- Especialistas de EASA,

en materia de aeronavegabilidad y seguridad.

Estas reuniones permiten:

- Airbus presentar las conclusiones de su análisis y el plan de acciones correctivas;
- EASA examinar el trabajo presentado por Airbus y, si es necesario, reforzar el plan de acción propuesto;
- Airbus y EASA alcanzar un acuerdo sobre:
 - Las conclusiones,

- El nivel de impacto en la aeronavegabilidad,
- y el plan de acciones correctivas que debe aplicarse.

Cuando corresponde, EASA puede decidir emitir una Directiva de Aeronavegabilidad.

Nota sobre el tratamiento de ciertas ocurrencias

Nota:

Algunas ocurrencias se presentan en las reuniones ARM aunque no estén clasificadas como susceptibles de conducir a una "condición insegura".

Esto ocurre cuando, debido a su:

- Carácter recurrente, o
- Naturaleza específica,

se decide establecer un monitoreo especial.

1.18.1.4

Supervisión de Airbus por EASA

La European Union Aviation Safety Agency organiza la supervisión del acuerdo de diseño de Airbus de manera que todas sus áreas de actividad sean revisadas en un ciclo de tres años.

Antes del accidente, la última auditoría relacionada con las ocurrencias se había realizado en noviembre de 2007.

La EASA concluyó que la organización general era satisfactoria.

1.18.1.5

Caso específico de velocidades indicadas inconsistentes

Los casos de velocidad indicada inconsistente, caracterizados por una reducción repentina de los valores de velocidad, fueron clasificados como "major" por Airbus en su análisis de seguridad, basándose en la experiencia obtenida durante la operación en servicio.

Esta clasificación se basa en el principio de que existe un programa de entrenamiento para la tripulación, que incluye el procedimiento correspondiente para esta situación.

Entre 1999 y 2001, a raíz de:

- Varios eventos reportados en distintos tipos de aeronaves Airbus, y
- Pruebas en simulador realizadas por el Centre d'Essais en Vol en nombre de la Direction Générale de l'Aviation Civile,

la DGAC solicitó a Airbus realizar varios cambios, que condujeron a:

1. Modificación del procedimiento existente

- Mediante la creación de acciones de memoria (memory items).
-

2. Emisión de Directivas de Aeronavegabilidad

Para incluir el procedimiento de velocidad no confiable (*unreliable speed indication procedure*) en el manual de vuelo.

3. Reemplazo de algunas sondas Pitot

Originalmente instaladas en aeronaves Airbus, por sondas más recientes que cumplen con especificaciones reforzadas desarrolladas por Airbus desde 1995 (ver apartado 1.18.1.7).

Actualmente, la instrucción en este procedimiento también forma parte del programa de entrenamiento impartido por Airbus.

En octubre de 2001, considerando las diversas modificaciones realizadas, este periodo de seguimiento de aeronavegabilidad continua fue considerado temporalmente cerrado por la DGAC y Airbus.

Transferencia de responsabilidades regulatorias

En septiembre de 2003, la European Union Aviation Safety Agency comenzó oficialmente a desempeñar sus funciones como autoridad responsable de la aeronavegabilidad continua.

Debido a que la Direction Générale de l'Aviation Civile era inicialmente la única organización con los recursos necesarios, parte de su personal continuó desempeñando esta función hasta noviembre de 2005, bajo la responsabilidad de EASA.

Cuando los expedientes del programa Airbus A330 fueron transferidos formalmente de la DGAC a EASA en noviembre de 2005, la EASA fue informada de un caso de velocidad indicada inconsistente en crucero ocurrido en 2003, que la DGAC aún estaba analizando.

Incidentes reportados entre 2005 y 2009

Entre febrero de 2005 y marzo de 2009, Airbus fue informada por 10 operadores de aeronaves Airbus A330 y Airbus A340 de:

16 incidentes ocurridos en crucero.

De acuerdo con los datos disponibles, estos incidentes podrían atribuirse a una posible obstrucción de al menos dos sondas Pitot por agua o hielo.

Distribución temporal:

- 9 incidentes ocurrieron en 2008
- 3 incidentes ocurrieron a comienzos de 2009

El fabricante Airbus asoció todos estos incidentes con una condición de fallo caracterizada por una reducción repentina de varias velocidades indicadas.

El análisis realizado por Airbus para cada uno de estos incidentes, basado en los datos disponibles, reveló que:

- La alarma de pérdida (stall warning) se activó brevemente en una o más ocasiones en seis de estos incidentes.

Nota:

El ángulo de ataque máximo registrado durante estos seis incidentes fue de 4.5 grados, lo que validaba la activación de la alarma de pérdida.

En tres de estos incidentes, el análisis de Airbus relacionó la activación de la alarma de pérdida con una acción de la tripulación sobre los controles de vuelo.

Conclusión del fabricante

La conclusión alcanzada por Airbus para cada uno de los 16 incidentes analizados fue que:

Los sistemas habían funcionado conforme a su diseño.

Sobre esta base, el fabricante:

- Mantuvo la clasificación de la condición de fallo como "major",
- Confirmó la clasificación provisional asignada durante la evaluación inicial de cada incidente.

Esta clasificación no exige que el fabricante notifique a la autoridad, según lo descrito en el procedimiento aprobado.

Comunicación tardía a EASA

Después de la transferencia de los expedientes en noviembre de 2005, la European Union Aviation Safety Agency no tuvo conocimiento de otros casos hasta el 17 de septiembre de 2008, en relación con aeronaves de largo alcance como el Airbus A330 y el Airbus A340.

En esa fecha, la Direction Générale de l'Aviation Civile transmitió a EASA una carta del director de la aerolínea Air Caraïbes.

La carta se refería a dos eventos ocurridos en aeronaves A330 de la compañía, en los cuales se produjo: pérdida de indicaciones de velocidad.

En dicha carta, el director señalaba que había decidido:

reemplazar las sondas Pitot modelo C16195AA por el estándar C16195BA en toda la flota A330, de acuerdo con el Service Bulletin SB A330-34-3206.

También solicitaba a la DGAC su posición oficial respecto a este tipo de incidentes.

Intercambio entre autoridades

La DGAC transmitió esta carta a EASA el 17 de septiembre de 2008, preguntando si la agencia tenía previsto hacer obligatorio el Service Bulletin SB A330-34-3206 mediante una Directiva de Aeronavegabilidad.

El 16 de octubre de 2008, la European Union Aviation Safety Agency solicitó a Airbus que presentara una revisión de la situación sobre este problema en la reunión ARM programada para el 10 y 11 de diciembre de 2008.

El 18 de noviembre de 2008, EASA respondió por carta indicando que:

- La evaluación del riesgo asociada a los problemas de inconsistencia de velocidad estaba siendo analizada junto con Airbus,

- y que informaría a la DGAC una vez alcanzadas sus conclusiones.

Reunión ARM — diciembre de 2008

En la reunión ARM de diciembre de 2008, el tema “engelmiento de las sondas Pitot” figuraba en la agenda.

Durante esta reunión, Airbus presentó 17 casos de bloqueo temporal de sondas Pitot que habían ocurrido en la flota de largo alcance entre 2003 y 2008, incluyendo:

- 9 casos ocurridos en 2008.

El fabricante no pudo explicar este aumento repentino.

Durante esa reunión, Airbus indicó que los eventos recientes no aportaban información nueva y que:

la aeronavegabilidad de la flota no estaba afectada.

El fabricante mantuvo su posición y propuso que EASA mantuviera el estado de recomendación del Service Bulletin SB A330-34-3206 (Revisión 01).

En esta revisión del Service Bulletin, ya no se mencionaba la mejora que las sondas C16195BA ofrecían en condiciones de engelmiento.

Se decidió revisar nuevamente la situación en la siguiente reunión ARM.

NTT — Nota técnica del traductor

El Bureau d'Enquêtes et d'Analyses deja ver algo muy importante sin decirlo explícitamente.

Observa la secuencia:

2005-2009

→ 16 incidentes en crucero

2008

→ 9 incidentes (aumento súbito)

diciembre 2008

→ Airbus presenta 17 casos de bloqueo de Pitot

pero concluye:

"la aeronavegabilidad de la flota no estaba afectada"

y por lo tanto:

no se emite Airworthiness Directive.

Este punto es central en la historia del
Air France Flight 447 crash.

Porque el informe está mostrando que:

- la señal técnica existía,
- la tendencia creciente era visible,
- pero el sistema de clasificación la mantuvo como "major" y no "unsafe condition".

Es exactamente la frontera regulatoria entre un problema conocido y una acción obligatoria.

Y esa frontera no se cruzó antes del accidente.

Revisión de la situación — Reunión ARM (marzo de 2009)

La situación fue revisada nuevamente durante la reunión ARM celebrada los días 11 y 12 de marzo de 2009.

En esa ocasión, no se reportaron nuevos casos de fluctuación o pérdida de velocidad.

Como acción de seguimiento, la European Union Aviation Safety Agency solicitó a Airbus que realizara una revisión anual de este tipo de problemas, con el objetivo de monitorear la evolución de la frecuencia de ocurrencia.

El Service Bulletin SB A330-34-3206 (Rev. 01) se mantuvo como una recomendación.

Carta de EASA a DGAC — 30 de marzo de 2009

El 30 de marzo de 2009, la European Union Aviation Safety Agency escribió a la Direction Générale de l'Aviation Civile indicando que se había realizado, junto con Airbus, una revisión detallada de los eventos en los que se sospechaba formación de hielo en las sondas Pitot.

De acuerdo con este análisis:

- Los eventos reportados en 2008 no modificaban la posición de EASA, y su clasificación permanecía como "major";
 - El aumento en el número de estos eventos registrado en 2008 no podía explicarse en ese momento, por lo que Airbus fue solicitada a elaborar un informe anual para determinar una posible tendencia;
 - En esta carta, EASA concluyó que, en ese momento, la situación no justificaba hacer obligatorio el reemplazo de las sondas Pitot en la flota de Airbus A330 / Airbus A340.
-

1.18.1.6

Proceso de certificación de las sondas Pitot

1.18.1.6.1

Generalidades

Basándose en los requisitos regulatorios y en sus objetivos de diseño, el fabricante de la aeronave elabora especificaciones técnicas del equipo dirigidas a los fabricantes de componentes, correspondientes a cada equipo de la aeronave.

En el caso de las sondas Pitot, estas especificaciones incluyen:

- características físicas (forma, peso, resistencia a impactos, etc.);
 - características eléctricas;
 - el nivel de confiabilidad requerido;
 - las condiciones ambientales, por ejemplo el comportamiento en atmósferas con formación de hielo.
-

Fases de desarrollo de la sonda

El desarrollo de la sonda por parte del fabricante del equipo comprende varias fases:

- Definición y diseño del equipo;
 - Desarrollo de un prototipo;
 - Pruebas en laboratorio y ensayos destinados a calificar el producto con respecto a las especificaciones requeridas;
 - Análisis FMECA (Failure Modes, Effects and Criticality Analysis).
-

Análisis FMECA

El FMECA es un enfoque inductivo, lo más exhaustivo posible, que consiste en:

- Identificar los modos potenciales de fallo,

- sus causas,
- sus efectos,
- y su probabilidad,

ya sea a nivel de un sistema completo o de uno de sus subconjuntos.

Pruebas del fabricante

El fabricante realiza de manera sistemática pruebas en laboratorio y en vuelo para verificar que la sonda Pitot se comporta correctamente en un entorno lo más cercano posible a las condiciones reales.

El objetivo de estas pruebas es verificar específicamente las interfaces entre la sonda Pitot y los demás sistemas de la aeronave, incluyendo:

- Interfaces eléctricas,
- Interfaces mecánicas,
- Interfaces aerodinámicas.

La autoridad de certificación también puede, si así lo solicita, participar en parte de estos trabajos.

Dossier de certificación

Todas estas operaciones, junto con los documentos elaborados durante cada fase del desarrollo, constituyen el dossier de certificación, que posteriormente es enviado a la autoridad certificadora.

Nota:

Los privilegios asociados al acuerdo de diseño del fabricante permiten que la autoridad se base en los procesos internos del fabricante para verificar las justificaciones presentadas, por lo que no necesariamente recibe ni examina la totalidad del dossier de certificación.

Uno de los elementos que componen este dossier es un documento resumen denominado:

Declaration of Design and Performance (DDP).

Este documento certifica que el equipo cumple con los requisitos de las regulaciones de certificación, así como con las especificaciones solicitadas por el fabricante, e identifica los principales documentos justificativos.

Una vez fabricadas, y antes de ser comercializadas, cada una de las sondas producidas es sometida a una inspección de calidad exhaustiva, que incluye:

- inspección de la apariencia física,
- revisión del acabado,
- pruebas de resistencia,
- pruebas de desempeño,
- entre otras verificaciones.

1.18.1.6.2

Certificación del sistema antihielo de las sondas

Con el fin de cubrir todas las condiciones de formación de hielo por agua superenfriada especificadas en el apéndice C de JAR 25, Airbus desarrolló una tabla de ensayos de diez puntos, que contempla diferentes combinaciones de:

- temperatura estática del aire (SAT),
- velocidad,
- temperatura total del aire (TAT),
- concentración de agua por metro cúbico de aire,
- diámetro medio de las gotas de agua,

- tiempo de exposición,
- potencia eléctrica de calefacción de la sonda Pitot,
- ángulos locales de ataque de la sonda.

El objetivo de esta tabla es cubrir la envolvente de vuelo de la aeronave bajo las siguientes condiciones:

- Todas las pruebas se realizan con potencia reducida del sistema antihielo (106 VAC en lugar de 115 VAC).
- Los valores de concentración de agua se multiplican por un factor de instalación (1.5, 1.7 o 2 según la velocidad elegida para la prueba) respecto a los valores del apéndice C de JAR 25, con el fin de tener en cuenta el efecto de la instalación de la sonda en la aeronave (efecto de la capa límite).

Posteriormente, Airbus aplica un factor adicional de 2, correspondiente a un coeficiente de margen de diseño.

Además de estos puntos, cuyo objetivo es cumplir con los requisitos regulatorios mínimos, Airbus especifica puntos de prueba adicionales destinados a cubrir criterios definidos por:

- Las especificaciones STPA CIN3 n.º 42067, desarrolladas por la Direction Générale de l'Armement (DGA);
- Un conjunto de especificaciones desarrolladas por Airbus a partir de 1995, destinadas a mejorar el comportamiento de las sondas Pitot en condiciones de formación de hielo, incluyendo particularmente:
 - cristales de hielo,
 - condiciones mixtas (cristales de hielo + agua superenfriada),
 - condiciones de lluvia.

En estas pruebas, el diámetro de los cristales de hielo se fija hipotéticamente en 1 mm.

Estas especificaciones incluyen 10 ensayos adicionales en los que se varían:

- la temperatura estática del aire (SAT),
 - la velocidad,
 - la concentración de agua o cristales de hielo por metro cúbico,
 - el diámetro medio de las gotas de agua,
 - el tiempo de exposición,
 - el ángulo local de ataque de la sonda.
-

El conjunto de pruebas de formación de hielo exigidas por la especificación Airbus comprende 26 puntos de ensayo en total:

- 10 para cubrir los requisitos del apéndice C,
- 16 ensayos adicionales.

De esta forma, la envolvente de pruebas es más amplia que la definida por la regulación JAR 25.

Por lo tanto, las especificaciones de Airbus utilizadas para la certificación de las sondas son más estrictas que las de JAR 25 (véase apéndice 9).

1.18.1.6.3

Conformidad de las sondas Pitot

Los ensayos en túnel de viento son realizados por los fabricantes del equipo —en este caso Thales Group y Collins Aerospace (Goodrich)— con el objetivo de demostrar que las sondas cumplen con las especificaciones desarrolladas por Airbus.

Existen numerosos túneles de viento en el mundo en los que este tipo de pruebas puede llevarse a cabo.

Sin embargo, cada túnel de viento posee sus propias limitaciones y su propio rango de utilización, particularmente en lo relativo a:

- la velocidad alcanzable,
- la temperatura mínima posible,
- la concentración de agua o de cristales de hielo.

Por esta razón, no siempre es posible realizar algunos de los ensayos solicitados.

Método de similitud para pruebas en túnel de viento

A continuación, se utilizan leyes de equivalencia para definir condiciones similares, variando los parámetros de manera que la cantidad de agua o de cristales de hielo recibida por la sonda sea idéntica a la estipulada para la prueba.

Ejemplo:

Debe realizarse una prueba a una velocidad de 190 m/s con una concentración de agua de 6.3 g/m³.

El túnel de viento está limitado a una velocidad de 161 m/s.

En este caso:

- la concentración de agua se incrementa a 7.55 g/m³
 $(190/161) \times 6.3 = 7.55 \text{ g/m}^3$
- la temperatura de la prueba se incrementa para mantener una temperatura total (TAT) idéntica al nivel de la sonda.

Este método de similitud se utiliza internacionalmente y es aceptado por las autoridades de certificación.

Nota:

Es importante señalar que no existen túneles de viento capaces de reproducir todas las condiciones a las que la tripulación puede enfrentarse en la realidad.

Además, varios estudios científicos se encuentran en curso con el objetivo de caracterizar la composición exacta de las masas de nubes por encima de los 30,000 ft.

Estos estudios muestran, en particular, que no todos los fenómenos son conocidos con suficiente precisión. Esto es especialmente cierto en lo relativo a:

- la naturaleza de los cristales de hielo (tamaño y densidad),
- el nivel de separación entre el agua superenfriada y los cristales de hielo.

Las sondas Goodrich 0851HL Pitot Probe, Thales C16195AA Pitot Probe y Thales C16195BA Pitot Probe fueron certificadas en el Airbus A330 respectivamente en:

- noviembre de 1996,
- abril de 1998,
- abril de 2007,

y cumplen con todos los requisitos enumerados en el § 1.18.6.2.2.

1.18.1.7

Historia de las sondas Pitot en el Airbus A330

Los Airbus A330 fueron inicialmente equipados con Goodrich 0851GR Pitot Probe.

En agosto de 2001, tras fluctuaciones y/o pérdidas de indicación de velocidad reportadas por algunas aerolíneas en A330, la Direction Générale de l'Aviation Civile publicó la Airworthiness Directive 2001-354 (B).

Esta directiva hizo obligatorio el reemplazo en los A330 de las sondas Goodrich 0851GR por:

- Goodrich tipo 0851HL, o
- Thales tipo C16195AA,

antes del 31 de diciembre de 2003.

De acuerdo con el análisis realizado en ese momento, la causa más probable del problema era la presencia de cristales de hielo y/o agua dentro de las sondas Pitot tipo Goodrich 0851GR, dentro de los límites superiores de las especificaciones originales, las cuales no incluían las especificaciones adicionales definidas por Airbus a partir de 1995.

En septiembre de 2007, tras observarse inconsistencias en la velocidad medida durante precipitaciones intensas o condiciones de formación de hielo en aeronaves A320 y en algunos casos A330/A340, Airbus publicó el Service Bulletin A330-34-3206 (Rev. 00).

Este boletín recomendaba el reemplazo de las sondas C16195AA por el estándar C16195BA.

El boletín indicaba que este modelo presentaba mejor desempeño en caso de ingestión de agua y de formación de hielo en condiciones severas.

Nota:

La sonda C16195BA fue desarrollada inicialmente en 2005 para responder a problemas de ingestión de agua observados en la familia A320 durante precipitaciones intensas a baja altitud.

El 12 de noviembre de 2008, Airbus revisó el Service Bulletin A330-34-3206 (Rev. 01).

En esta versión revisada, el boletín menciona la mejora que puede aportar la sonda Thales C16195BA en relación con la ingestión de agua, pero ya no menciona la mejora que la sonda C16195BA puede aportar en condiciones de formación de hielo.

NTT – Nota técnica del traductor

Aquí aparece uno de los pasajes más reveladores del informe desde el punto de vista narrativo:

El texto muestra una secuencia histórica muy precisa:

1. Problema inicial con Goodrich 0851GR (2001)
2. Sustitución por Thales AA o Goodrich HL
3. Aparición de problemas con AA
4. Desarrollo del modelo BA

Pero el detalle crucial es este:

el boletín de 2007 mencionaba mejora en hielo...

el de 2008 ya no lo menciona.

Ese pequeño cambio semántico es uno de los elementos que más se ha discutido en el análisis del accidente del Air France Flight 447 crash.

En febrero de 2009, Thales Group realizó un estudio comparativo del comportamiento de los estándares C16195AA y C16195BA en condiciones de formación de hielo más extremas que las exigidas por las especificaciones.

Este estudio concluyó que, en las condiciones de hielo ensayadas, el estándar C16195BA presentaba un mejor desempeño.

No obstante, el estudio señalaba que, por razones técnicas, no era posible reproducir en el túnel de viento todas las condiciones que pueden encontrarse en la realidad.

1.18.1.8

Entrenamiento de la tripulación asociado al certificado de tipo

Proceso actual

La sección 3.3.6 del ACJ 25.1309 detalla cómo debe considerarse la acción de la tripulación al evaluar las consecuencias de una condición de fallo.

Este documento establece que los requisitos de entrenamiento deben especificarse en determinados casos.

Actualmente no existen materiales ni dispositivos aprobados específicamente dedicados al entrenamiento de tripulaciones, ni ejercicios diseñados de forma específica para un certificado de tipo que integren las características identificadas durante:

- la certificación, o

- la aeronavegabilidad continua.

Los ejercicios realizados con fines de habilitación de tipo (type rating) pueden ser evaluados, a solicitud del fabricante, por la European Union Aviation Safety Agency a través del Operations Evaluation Board (OEB).

Esta evaluación puede identificar temas específicos que deberían abordarse con mayor profundidad durante los ejercicios.

Las recomendaciones del OEB pueden ser utilizadas por las autoridades responsables de aprobar organizaciones de formación como base para sus decisiones de aprobación.

La evaluación más reciente relativa al Airbus A330 fue realizada en 2004 por el Joint Operations Evaluation Board (JOEB), establecido por la Joint Aviation Authorities.

Esta evaluación concluyó que no existía necesidad de entrenamiento específico asociado a condiciones de fallo.

La hipótesis adoptada por EASA respecto a la clasificación de las condiciones de fallo es que la tripulación posee las habilidades básicas de pilotaje de la aeronave y que ha recibido, para el tipo de aeronave en cuestión, la formación necesaria para aplicar las listas de verificación y los procedimientos descritos en el manual de vuelo.

Los ejercicios que probablemente sean realizados por un operador no se consideran durante el proceso de certificación, aunque contribuyen a mejorar el nivel de seguridad.

Nota:

Durante la evaluación de un procedimiento asociado a una condición de fallo, EASA verifica en simulador, dentro de un escenario definido por el fabricante, si dicho procedimiento es apropiado.

Los pilotos introducen imprecisiones en la ejecución del procedimiento con el fin de evaluar su robustez.

Operational Suitability Data (OSD)

Desde 2006, European Union Aviation Safety Agency ha estado trabajando en el desarrollo de un sistema de referencia regulatorio que implemente el concepto de Operational Suitability Data (OSD), con el objetivo de asociarlo al proceso de certificación de tipo de nuevas aeronaves.

El objetivo principal es proporcionar datos a los operadores para definir y mejorar la formación de:

- Pilotos,
- Tripulación de cabina,
- Personal de mantenimiento.

También puede incluir condiciones específicas y/o limitaciones adaptadas a diferentes tipos de operación.

Los datos serán elaborados por el fabricante y aprobados por EASA para su utilización en el proceso de certificación de tipo.

Está previsto que los operadores y las organizaciones de formación apliquen las disposiciones mínimas obligatorias.

1.18.2

Información suministrada a las tripulaciones sobre la situación de IAS no confiable

Información proporcionada por Airbus

El procedimiento "unreliable speed indication" para el Airbus A330 aparece en:

- el FCOM (Flight Crew Operating Manual)
- y el QRH (Quick Reference Handbook)

que Airbus suministra a los operadores.

Además, el fenómeno se describe en varios documentos que el fabricante envía directamente al área de operaciones aéreas de la aerolínea cliente, o que pone a su disposición a través de diversos medios:

- Flight Crew Training Manual (FCTM)

El Flight Crew Training Manual (FCTM) se presenta como un suplemento del FCOM y proporciona a las tripulaciones información práctica sobre la operación de las aeronaves Airbus.

Las causas de indicaciones de velocidad inconsistentes y sus consecuencias en el funcionamiento de los sistemas se presentan en la sección del FCTM titulada:

“Abnormal operations – navigation”.

Esta sección describe en particular los distintos modos de fallo, en función de:

- el número de fuentes defectuosas, o
- el grado de similitud entre las distintas indicaciones incorrectas.

Posteriormente, una subsección está dedicada al procedimiento:

ADR CHECK PROC / UNRELIABLE SPEED INDICATION

En ella se describe, de manera general, cómo debe aplicarse este procedimiento desde la identificación de la anomalía hasta la utilización de los datos de referencia de actitud/empuje (attitude/thrust).

- FCOM Bulletin No. 810/1 (junio de 2004)

El Boletín FCOM n.º 810/1 de junio de 2004 describe:

- el funcionamiento de los sistemas Pitot-estáticos,
- las distintas causas de indicaciones de velocidad no confiables,
- las consecuencias de estas situaciones,
- y los elementos clave de los procedimientos operacionales recomendados por Airbus.

- **Materiales de entrenamiento asociados al MFTD**

Los materiales de entrenamiento asociados al Maintenance Flight Training Device (MFTD) incluyen una presentación de las indicaciones de velocidad inconsistentes resultantes de la obstrucción de las sondas Pitot.

El documento:

- presenta seis criterios para detectar este fenómeno,
- y posteriormente describe cómo debe implementarse el procedimiento,

desde:

- los elementos de memoria (memory items) hasta
- la utilización de los datos de referencia de actitud/empuje proporcionados en el QRH.

- **Flight Crew Training Program (FCTP)**

El Flight Crew Training Program (FCTP) es un documento destinado exclusivamente a instructores.

Presenta el programa de entrenamiento impartido por el TRTO de Airbus, e incluye:

- los programas de habilitación de tipo (type rating),
- los programas CCQ (Cross Crew Qualification),
- la formación recurrente.

En el FCTP, un ejercicio de velocidad indicada no confiable en simulador de vuelo está programado para el día 21 del curso de habilitación de tipo.

El escenario de este ejercicio incluye:

- durante el despegue, a 900 pies QNH

- inserción simultánea de
- "Pitot obstruction" en el lado del copiloto
- y "ADR 3 FAULT"
- posteriormente, a 1,800 pies QNH,
 - inserción de "AIRSPEED CHANNEL ADR 1 FAULT".

El objetivo principal declarado es familiarizar a la tripulación con el procedimiento, comenzando por:

- los memory items necesarios para estabilizar la trayectoria de vuelo.

● Material de briefing previo al ejercicio en simulador

El material utilizado durante el briefing previo al ejercicio en simulador es común a todas las aeronaves Airbus fly-by-wire.

Basado en el procedimiento de velocidad no confiable, este material describe las acciones que deben realizarse en las distintas fases de una aproximación para aterrizaje:

1. Cuando ocurre la falla

- especialmente la ejecución de los memory items,
- adaptados a la situación según la MSA (Minimum Safe Altitude) o la altitud de circuito (circling altitude).

2. Cuando la trayectoria de vuelo se ha estabilizado.

3. Cuando se ha alcanzado la MSA o la altitud de circuito.

4. Durante la aproximación final.

(Nota: la sesión está programada para el día 14 del curso estándar de habilitación de tipo).

Además, Airbus invita regularmente a todos sus operadores a participar en conferencias, durante las cuales se discuten diversos temas relacionados con la seguridad operacional.

Entre 1998 y 2008, durante estos eventos, alrededor de diez presentaciones abordaron la cuestión de las indicaciones de velocidad no confiables.

Estas presentaciones cubrieron:

- Las diversas causas posibles de indicación de velocidad no confiable, como:
 - engelamiento de las sondas Pitot,
 - ingestión de agua,
 - desconexión de un ADR;
- Una descripción del sistema anemométrico, su relación con los distintos sistemas de vuelo que pueden verse afectados, y las diferentes formas que pueden adoptar las indicaciones de velocidad no confiables;
- La forma de detectar indicaciones de velocidad no confiables, así como las dificultades asociadas a cada modo de fallo;
- El contenido y la lógica de los procedimientos asociados;
- Los cambios técnicos y operacionales realizados o en curso;
- El análisis realizado por Airbus de varios incidentes ocurridos en operación, principalmente durante las fases de transición del vuelo:
 - despegue
 - ascenso
 - descenso
 - aterrizaje.

Varias de las presentaciones realizadas subrayaban que la información proporcionada a las tripulaciones y la formación constituían medios indispensables de prevención, junto con las modificaciones introducidas en los sistemas o en los procedimientos.

La presentación realizada en 2008 se centró en:

- Los efectos de “startle” (sorpresa o sobresalto) asociados a estos eventos;
 - Los riesgos de entrada en pérdida (stall) asociados al vuelo a gran altitud;
 - La posible confusión entre vibraciones aerodinámicas (buffeting) a alta velocidad y a baja velocidad.
-

Cambios en los procedimientos relacionados con indicaciones de velocidad inconsistentes

Noviembre de 1997

- Airbus A320 FCOM Rev. 24
-

Abril de 1998

- Air France — ATA 34 Navigation (03.02.34.89)
 - Air France: no existía procedimiento en el QRH
-

Julio de 1998

- Airbus A320 FCOM Rev. 26
-

Noviembre de 1998

- Habilitación de tipo A320 — copiloto en el asiento izquierdo
-

Diciembre de 1999

Air France

ATA 34 Navigation

Aparición de acciones inmediatas.

Se introduce una distinción entre:

- acciones inmediatas,
 - acciones una vez que el vuelo se ha estabilizado.
-

Mayo de 2001

- Habilitación de tipo A320 — Capitán
-

Octubre de 2001

Airbus

Introducción de un módulo de autoaprendizaje, que incluye:

- Briefing en PowerPoint sobre velocidades erróneas
 - dentro del curso estándar de habilitación de tipo.
-

Junio de 2002

Airbus A320 FCOM Rev. 35

El procedimiento se traslada de la sección "Miscellaneous" (03.02.80) a la sección "Navigation" (03.02.34).

Se añade:

- Una nota adicional sobre las condiciones de aplicación del procedimiento Unreliable Speed Indication frente al ADR Check;
 - Descripción de los síntomas y consecuencias de las indicaciones de velocidad no confiables;
 - Descripción de las condiciones de aplicación según su impacto (o ausencia de impacto) sobre los controles de vuelo.
-

31 de octubre de 2002

Air France

Procedimiento 3.02.34.85

Se introduce una nota explicativa sobre el contexto de utilización de los procedimientos ADR Check y Unreliable IAS.

Se establecen reglas de aplicación entre ambos procedimientos.

Junio de 2004

Airbus

En FCOM Volumen 3 se incluye el Boletín 810/1, que proporciona:

- Notas y detalles sobre los sistemas,
- Información sobre los procedimientos relacionados con velocidad no confiable,

incluyendo una lista de posibles síntomas asociados a información errónea de velocidad o altitud, entre ellos:

- La posible aparición de una "advertencia de pérdida indebida" (undue stall warning).
-

1.18.3

Información sobre la pérdida (stall)

1.18.3.1 Información de base sobre la pérdida

La sustentación de un perfil alar depende de:

- su coeficiente aerodinámico (C_l)
- y del cuadrado de la velocidad del flujo de aire.

El coeficiente aerodinámico aumenta con el ángulo de ataque (denominado α — alpha) hasta alcanzar un valor máximo.

A partir de ese punto, si el ángulo de ataque continúa aumentando, el coeficiente aerodinámico comienza a disminuir

Este punto de inflexión, en el cual el coeficiente aerodinámico alcanza su valor máximo, constituye, desde el punto de vista aerodinámico, el indicador de la entrada en pérdida (stall).

El ángulo de ataque en el cual el coeficiente C_z alcanza su valor máximo corresponde, por tanto, al ángulo de ataque de pérdida, denominado α_{max} (alphamax).

Las características aerodinámicas de un perfil alar, y por lo tanto la evolución de la curva $C_l = f(\alpha)$, son diferentes entre las capas bajas de la atmósfera y las grandes altitudes:

- Capas bajas:
 - Mach bajo
 - flujo subsónico
 - aire considerado incompresible
- Grandes altitudes:
 - Mach más elevado
 - flujo cercano al régimen transónico

- influencia significativa de la compresibilidad del aire.

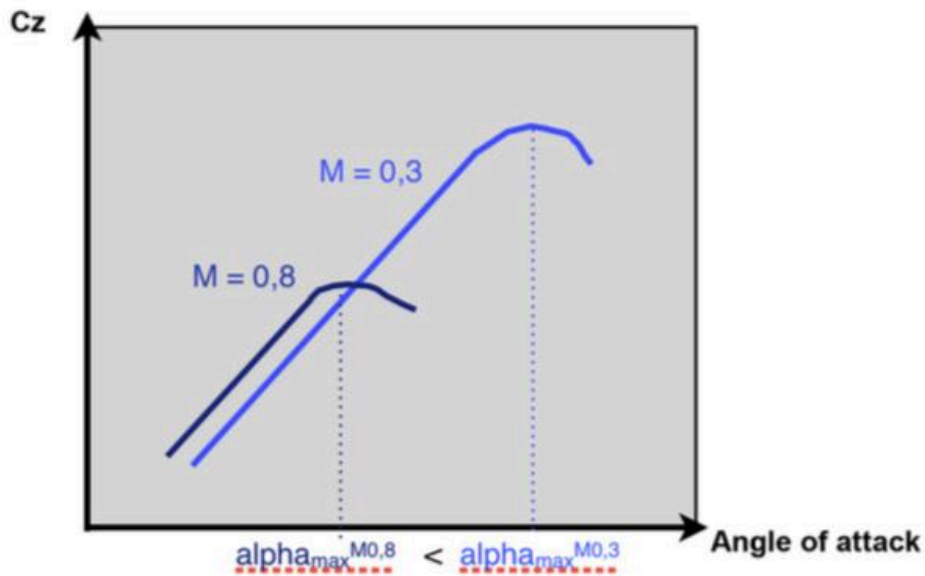


Figure 88: Lift graph with high and low Mach

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

(Figura 88 Gráfica de sustentación con Mach alto y bajo)

De forma más marcada a Mach elevado, la compresibilidad del aire se manifiesta especialmente por la aparición de buffet a alto ángulo de ataque, cuya amplitud puede incrementarse hasta volverse disuasiva (deterrent buffet).

En ese momento, los vuelos de prueba se detienen antes de alcanzar C_{lmax} .

Se considera entonces que C_{lmax} corresponde al valor máximo de C_l alcanzado durante la maniobra.

Nota:

La aparición del buffet (buffet onset) se define como una aceleración vertical oscilatoria cuya amplitud alcanza 0.2 g pico a pico en el asiento del piloto.

La noción de deterrent buffet es subjetiva y no está claramente definida ni compartida por la comunidad de pilotos de línea aérea.

Nota:

Este tipo de vuelos de prueba se realiza siempre:

- durante el día,
- en condiciones VMC (Visual Meteorological Conditions),
- en atmósfera calma.

Airbus indicó que, aparte de la aparición de la advertencia sonora de pérdida (stall warning), una pérdida aerodinámica generalmente se manifiesta mediante los siguientes fenómenos:

- buffet, en ocasiones pronunciado;
- falta de autoridad en el control de cabeceo (pitch);
- dificultad para controlar el alabeo (roll);
- imposibilidad de reducir la tasa de descenso.

1.18.3.2

Envolvente de vuelo y margen de maniobra a gran altitud

La ecuación de sustentación en vuelo recto y nivelado a un determinado nivel de vuelo puede expresarse como:

$$m.g = K.Ps.Cl.M^2$$

donde:

- P_s es la presión estática,
- M es el número de Mach,

- K es una constante dependiente de la aeronave.

En el techo aerodinámico, $Cl = Cl_{max}$, por lo que:

$$m \cdot g = K \cdot \rho_s \cdot Cl_{max} \cdot M^2$$

Existe entonces una relación directa entre $Cl_{max} \cdot M^2$ y el nivel de vuelo.

La envolvente de vuelo puede representarse trazando $Cl_{max} \cdot M^2$ en función de M.

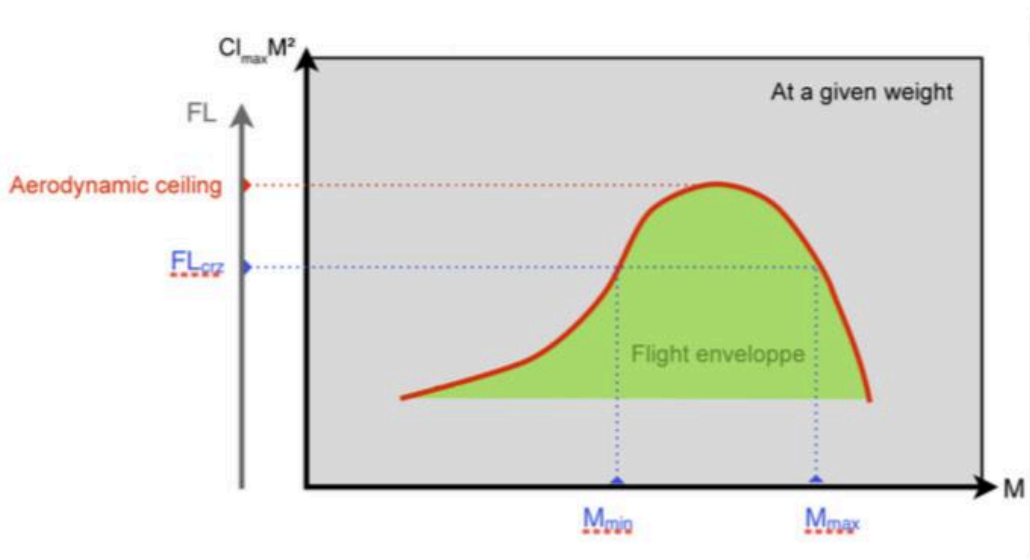


Figure 89: Flight envelope at high altitude

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

(Figura 89: Envolvente de vuelo a gran altitud)

Así, para una masa y un nivel de vuelo de crucero dados (FLcrz), la envolvente de vuelo queda delimitada por dos valores de Mach:

Límite inferior — Mmin

Este límite marca la entrada en pérdida, asociada a la aparición del primero de los siguientes fenómenos:

- pérdida de sustentación e imposibilidad de mantener vuelo nivelado;
 - presencia de deterrent buffet.
-

Límite superior — Mmax

El límite superior Mmax está relacionado con los efectos de la compresibilidad del aire.

También se define por la aparición de buffet.

Nota:

Este límite superior Mmax nunca fue alcanzado en el Airbus A330, ni siquiera durante los vuelos de prueba.

El límite superior real para este avión es MMO (Maximum Mach Operating), que:

- no depende de la altitud,
- e incluye limitaciones estructurales y aeroelásticas.

Durante los ensayos, las pruebas se continúan hasta MD, es decir:

MMO + 0.07 Mach.

Cuanto más alto es el nivel de crucero, más se reduce el rango de Mach disponible.

En un caso extremo, la altitud máxima a la que el avión puede volar (el techo aerodinámico) solo puede alcanzarse y mantenerse a un Mach muy específico.

Esta altitud máxima también puede estar limitada por las capacidades propulsivas del avión; a esto se le denomina techo de propulsión (propulsion ceiling).

Este es el caso del Airbus A330.

Nota:

El techo aerodinámico es una noción teórica.

En operación real, el rango de Mach disponible a un determinado nivel de vuelo se encuentra generalmente entre VLS y MMO.

1.18.3.3 Entrenamiento básico

Tanto el conocimiento teórico como práctico del fenómeno de pérdida (stall), así como las maniobras de recuperación asociadas, se enseñan a los pilotos en aeronaves ligeras.

El examen permite en particular que el examinador verifique la capacidad del alumno para recuperar una pérdida en distintas configuraciones.

1.18.3.4 Formación teórica durante el certificado ATPL

La teoría del certificado ATPL explica:

- los fenómenos de pérdida del ala,
- las maniobras correctivas que deben realizarse.

Estas maniobras consisten en:

- reducir el ángulo de ataque,
- utilizar el empuje de forma apropiada.

Nota:

La introducción de este apartado indicaba que:

“Una pérdida es un fenómeno peligroso que se manifiesta principalmente por una pérdida de altitud”.

1.18.3.5 Entrenamiento en aerolíneas

1.18.3.5.1 Entrenamiento de tripulaciones

Los fenómenos de pérdida se abordan durante la habilitación inicial de tipo del A320, siguiendo la misma filosofía tanto del fabricante como del operador.

Sin embargo, no se revisan posteriormente:

- durante la transición a operaciones de largo alcance (CCQ 330),
- ni durante el entrenamiento recurrente.

En el momento del accidente del Air France Flight 447 crash, las acciones inmediatas prescritas eran:

- reducir simultáneamente el ángulo de ataque,
- aplicar empuje TOGA,

desde las primeras señales de pérdida, tales como:

- advertencia de stall,
- inicio de buffet.

Se esperaba una pérdida mínima de altitud.

La procedura para reaccionar ante la advertencia de stall, en el momento del accidente, se encontraba en la sección:

- “procedimientos anormales adicionales”, o
- “técnicas suplementarias”

del FCOM de Airbus.

Debido a esta clasificación, el procedimiento no era revisado durante los ECPs (evaluaciones periódicas).

Nota:

La sección "procedimientos anormales adicionales" no estaba repetida en el QRH.

El entrenamiento de habilitación de tipo se realiza:

- de forma analítica (demostrativa)
- y a baja altitud.

El objetivo es demostrar:

- el funcionamiento de las protecciones en ley normal
 - protección por alto ángulo de ataque
 - Alpha-floor
 - el funcionamiento en caso de degradación de leyes de control
 - ley alterna (alternate law)
 - las primeras señales de una pérdida
 - advertencia STALL
 - inicio de buffet
 - (véase también el párrafo 1.18.4.3)
-

1.18.3.5.2 Información del fabricante a los operadores

Durante su 9º simposio de entrenamiento, celebrado en París en diciembre de 2008, Airbus abordó el tema de:

“recuperación de actitudes anormales del avión”
(Aeroplane upset recovery).

El objetivo del simposio era subrayar los principios principales de la revisión del documento:

“Aeroplane Upset Recovery Training Aid”.

En el simposio se desarrollaron los siguientes puntos:

- principios y técnicas de vuelo a gran altitud;
 - pérdidas aerodinámicas (stalls);
 - problemas que pueden conducir a una pérdida en aviones Airbus, entre ellos:
 - uso incorrecto de sistemas automatizados,
 - congelamiento de sondas Pitot;
 - técnicas de recuperación.
-

Durante el simposio, Airbus indicó:

- la necesidad de que la tripulación controle el “factor sorpresa” (startle factor);
- realizar entradas de control medidas y moderadas en los mandos.

Se señaló que una pérdida a baja velocidad podría confundirse con buffet de alta velocidad.

Nota:

No se indicaba que el buffet de alta velocidad es un fenómeno que no ocurre en los Airbus fly-by-wire.

Nota:

Además, se menciona en el FCTM que la existencia de protecciones de vuelo hace innecesario el entrenamiento en recuperación de actitudes inusuales.

1.18.3.6 Cambios en el procedimiento "STALL"

El primer miembro de tripulación en obtener la habilitación de tipo A320 dentro de Air France en noviembre de 1988 fue el copiloto que ocupaba el asiento izquierdo.

En ese momento no existía un procedimiento STALL en el manual operativo de Air France.

El procedimiento desarrollado por Airbus, vigente desde noviembre de 1997, se incluye en el Apéndice 11.

Cambios en el procedimiento

Fecha	Cambio
Noviembre 1998	Habilitación de tipo A320 copiloto en asiento izquierdo
Diciembre 1999	Air France: Procedimiento anormal adicional TU 03.03.27.01
Mayo 2001	Habilitación de tipo A320 Capitán
Septiembre 2004	Habilitación de tipo A320 copiloto en asiento derecho
Julio 2006	Airbus: se añade una nota sobre la posibilidad de advertencia STALL durante el despegue si el sensor AOA está dañado. Se introduce una distinción entre despegue y otras fases de vuelo
Septiembre 2006	Air France: procedimiento incluido en la lista PAC (04.30.01)

Febrero 2007 Air France: se añade nota sobre posible advertencia STALL en (A330/A340) / Octubre 2007 (A320) despegue si el sensor AOA está dañado, reforzando la distinción entre fase de despegue y otras fases del vuelo

El procedimiento vigente en el momento del accidente del Air France Flight 447 crash era el resultado de estas modificaciones.

Nota:

Los ejercicios de pérdida y recuperación de pérdida se realizan durante la formación inicial de piloto (entrenamiento básico, piloto privado, piloto profesional, etc.), pero no durante el entrenamiento de habilitación de tipo.

1.18.4 Fidelidad del simulador

1.18.4.1 Propósito del entrenamiento en simulador

Los simuladores de vuelo se utilizan para entrenar a los pilotos en la aplicación de procedimientos:

- normales,
- anormales,
- de emergencia.

Los ejercicios pueden desarrollarse bajo dos enfoques:

Enfoque analítico

- ejercicios descriptivos
- posibilidad de interrumpir o pausar el ejercicio

Enfoque realista

- escenario similar a la realidad operacional

- condiciones comparables a las del vuelo real
 - sin intervención del instructor
-

Dependiendo de la etapa de entrenamiento y del objetivo pedagógico, el entrenamiento puede realizarse en diferentes tipos de simuladores:

- MFTD (Maintenance Flight Training Device)
- FNPT (Flight Navigation and Procedures Trainer)
- FBS (Fixed Base Simulator)
- FFS (Full Flight Simulator)

Cada uno ofrece diferentes niveles de realismo, por ejemplo:

- plataformas fijas o con movimiento,
 - sistemas idénticos a los del avión real o sistemas genéricos.
-

1.18.4.2 Proceso de calificación de un Full Flight Simulator (FFS)

Las herramientas de entrenamiento de vuelo, categoría que incluye los Full Flight Simulators (FFS), no se certifican del mismo modo que las aeronaves.

En su lugar, deben ser calificadas por la autoridad nacional de aviación civil del país donde opera el simulador.

En Europa, los criterios regulatorios aplicables a esta calificación están definidos por:

- JAR-FSTD A (1 de mayo de 2008)

- Documento 9625 de International Civil Aviation Organization
-

Un simulador representa una aeronave de referencia seleccionada por el operador, cuyo estándar descriptivo está documentado.

El proceso de calificación de un simulador consta de dos etapas:

Validación del simulador (pruebas *proof-of-match*)

Las pruebas de validación (*proof-of-match*) comparan el comportamiento del simulador con el de la aeronave real.

Un conjunto de datos técnicos (*data package*), recopilados durante:

- vuelos de prueba,
- la certificación del avión,

se utiliza como referencia para esta comparación objetiva.

Estos datos únicamente cubren la envolvente de vuelo conocida de la aeronave.

Pruebas funcionales

Las pruebas funcionales son realizadas por un piloto experto designado por la autoridad competente responsable de la calificación del simulador.

Estas pruebas se basan en un perfil de vuelo estándar de entre 2 y 3 horas, durante el cual el piloto experto evalúa subjetivamente el grado de realismo del simulador.

La evaluación incluye:

- los elementos visuales,
- el funcionamiento de los sistemas,
- la ergonomía de los controles,

- y de manera más general las sensaciones de vuelo
 - vibraciones
 - ruido

que deben ser idénticas a las experimentadas en el avión real.

Estas pruebas se describen en una Guía de Pruebas de Calificación (QTG – Qualification Test Guide) que debe ser aceptada por la autoridad aeronáutica.

Cada simulador de vuelo requiere su propia calificación.

Esta calificación:

- tiene una validez de un año (salvo indicación diferente de la autoridad),
- corresponde a un estándar específico del simulador.

Cualquier modificación del simulador requiere una nueva calificación.

Del mismo modo, si existen diferencias con otras aeronaves del operador, estas deben ser cubiertas mediante una nota informativa previa al entrenamiento.

1.18.4.3 Fidelidad de la recreación en el simulador del acercamiento a la pérdida y de la pérdida desarrollada

El data package utilizado para calificar el simulador incluye un conjunto de valores que definen el inicio del buffet, tales como:

- amplitud,
- frecuencia.

Estos valores permiten que el simulador reproduzca el inicio del buffet cuando el avión se aproxima a la pérdida.

Sin embargo, en una situación de pérdida desarrollada (developed stall):

el avión ha salido de su envolvente de vuelo conocida.

Por lo tanto:

- el data package no contiene datos correspondientes a esa situación.

Como consecuencia:

- el simulador no es representativo del comportamiento real de la aeronave en una pérdida desarrollada,
 - no reproduce el efecto de buffet disuasivo (deterrent buffet).
-

Durante la formación inicial de habilitación de tipo, los ejercicios están diseñados para enseñar a los pilotos:

- evitar una aproximación a la pérdida,
- reconocerla,
- salir de ella.

Este enfoque entrena a los pilotos a reconocer las señales de aproximación a la pérdida, tales como:

- advertencia de pérdida (stall warning),
- stick shaker,
según el tipo de aeronave.

El objetivo es que puedan tomar acciones correctivas inmediatamente.

Sin embargo, estos ejercicios no proporcionan orientación sobre cómo recuperar una aeronave en una pérdida desarrollada.

1.18.4.4 Fidelidad en la recreación de situaciones de pérdida de indicación de velocidad

En Air France, una de las características del escenario de entrenamiento para la pérdida de indicación de velocidad era que: la desviación de los tres ADR era similar.

Debido a ello:

- no se generaba ninguna alarma ECAM.

La tripulación debía detectar una incoherencia entre:

- la velocidad indicada,
- la actitud del avión,
- los parámetros de empuje.

Para resolver esta incoherencia, la tripulación debía aplicar:

1. la maniobra de emergencia "IAS douteuse" (velocidad dudosa),
2. posteriormente el procedimiento del QRH.

Los pilotos debían entonces:

- determinar,
- introducir manualmente

los valores de:

- actitud de cabeceo (pitch)
- empuje (thrust)

correspondientes a:

- ascenso,
- vuelo nivelado,
- descenso,
- aproximación.

Este entrenamiento cubría todas las fases del vuelo, pero a baja altitud (por debajo de FL100).

Los pilotos de Air France indicaron que durante este ejercicio:

- había poco o ningún efecto sorpresa (startle effect),
- la decisión de aplicar la maniobra de emergencia era esperada.

NTT – Nota técnica del traductor

Este bloque permite identificar una limitación crítica en la fidelidad de las recreaciones de pérdida en simulador al momento del accidente.

En particular:

- Los simuladores modelaban la aproximación a la pérdida, pero no la pérdida desarrollada
- No se entrenaban pérdidas completas en condiciones de gran altitud
- Los escenarios de velocidad no fiable se realizaban a baja altitud y sin factor sorpresa

De este modo, la situación enfrentada por la tripulación del AF447 combinó simultáneamente

tres condiciones que no formaban parte de un mismo escenario de entrenamiento:

- Gran altitud
- Velocidad no fiable
- Pérdida desarrollada

Esta convergencia permite leer el evento no solo como una secuencia de acciones individuales, sino como la exposición de una brecha estructural entre las condiciones reales de operación y los entornos de entrenamiento.

La criticidad no radica en cada condición por separado, sino en su combinación fuera del dominio de entrenamiento.

1.18.4.5 Información reportada por el fabricante y el operador

La información proporcionada por los responsables de Airbus y Air France destacó los siguientes puntos:

- Los datos actualmente disponibles en los *data packages* impiden extender la envolvente de vuelo del simulador, ya que los datos contenidos en estos paquetes están limitados a la envolvente de vuelo conocida de la aeronave.
- Los simuladores no indican a los pilotos ni a los instructores cuando el simulador ha sido llevado fuera de la envolvente validada por los data packages.
No obstante, parecería posible introducir mejoras para solucionar esta situación.
- El efecto sorpresa (*startle effect*) es difícil de crear y/o mantener.
Los escenarios pronto se vuelven conocidos para los alumnos, lo que les permite prepararse con anticipación para las fallas simuladas.
En este contexto, los instructores tienen un papel muy importante.
- Los ejercicios realizados por la Fuerza Aérea Francesa para entrenar pilotos a trabajar bajo estrés parecen actualmente establecer el estándar en este campo.

1.18.4.6 Trabajos actualmente en curso sobre fidelidad del simulador y entrenamiento

Tras el accidente del Colgan Air Flight 3407 crash, ocurrido el 12 de febrero de 2009 y que involucró un Bombardier DHC-8-400, una de las recomendaciones del National Transportation Safety Board (recomendación A-10-24) fue que:

los operadores de aeronaves, especialmente en transporte público, deberían:

definir y codificar requisitos mínimos de fidelidad del modelo del simulador para apoyar el entrenamiento de pilotos en:

- recuperación de pérdidas (stall),
 - incluyendo pérdidas completamente desarrolladas.
-

Estos requisitos de fidelidad del simulador deberían abordar aspectos como:

- ángulo de ataque,
 - deriva lateral (*sideslip*),
 - señales de movimiento del simulador (*motion cueing*),
 - comparación (*proof-of-match*) con datos de vuelo posteriores a la pérdida,
 - alertas que indiquen cuando la envolvente de vuelo del simulador ha sido excedida.
-

Además, las cuestiones relacionadas con la fidelidad del simulador se consideran con frecuencia en el contexto de cambios en el entrenamiento de pilotos para recuperar actitudes anormales (*upset recovery*) y pérdida de control, siendo la pérdida aerodinámica uno de esos casos.

En este contexto, el grupo de trabajo International Committee for Aviation Training in Extended Envelopes (ICATEE) estudió formas de mejorar el entrenamiento en estas situaciones.

Este grupo de trabajo, dirigido por la Royal Aeronautical Society, está compuesto por representantes de:

- Fabricantes
 - Airbus
 - Boeing
 - CAE
- Autoridades aeronáuticas
 - Federal Aviation Administration
 - Civil Aviation Authority UK
- Operadores
 - Alaska Airlines
 - FedEx
- Comunidad científica
 - Universidades
 - Investigadores

El grupo emite propuestas técnicas y regulatorias, en particular para consideración de la International Civil Aviation Organization.

Dentro de este grupo existen dos líneas principales de trabajo:

Subgrupo técnico

Se ocupa de cuestiones técnicas relativas a la fidelidad del simulador, particularmente:

- Sistemas visuales,
- Sensaciones de movimiento.

Subgrupo de entrenamiento y regulación

Estudia los cambios deseables en los escenarios de entrenamiento y en la regulación aplicable.

Las conclusiones del grupo de trabajo aún no han sido formalmente publicadas, pero subrayan los siguientes principios:

- Los pilotos deben aprender a evitar las situaciones que pueden conducir a la pérdida de control, y saber reconocerlas y salir de ellas si ocurren.
- Este aprendizaje debe repetirse a lo largo de toda la formación del piloto, desde el entrenamiento inicial (PPL) hasta el entrenamiento recurrente en línea.
- La instrucción debe basarse en diversos medios pedagógicos, entre ellos:
 - estudio teórico
 - demostraciones en video
 - práctica en simulador
 - práctica en vuelo (en aeronaves aptas para acrobacia)
- La fidelidad del simulador debe mejorarse para evitar el riesgo de “entrenamiento negativo” (*negative training*).

NTT – Nota técnica del traductor

Este bloque introduce una inflexión relevante en la lectura del informe: no se limita a describir el evento, sino que permite identificar una brecha estructural en la formación de pilotos vigente al momento del accidente.

En particular, se observa que el entrenamiento estaba orientado principalmente a la prevención

del stall, sin contemplar de forma suficiente su reconocimiento y recuperación en condiciones de gran altitud y degradación de protecciones.

A partir de eventos como el del Air France Flight 447 y otros posteriores, esta limitación dio lugar a una evolución en los estándares de formación, orientada al desarrollo de competencias para enfrentar situaciones fuera de la envolvente normal de vuelo (UPRT — *Upset Prevention and Recovery Training*).

Un simulador capaz de recrear actitudes inusuales (*unusual attitudes*) podría desarrollarse de forma genérica, y no estar vinculado a un tipo específico de aeronave;

El diseño de la formación debe ser tal que genere surprise y startle effect, con el fin de enseñar a los pilotos cómo reaccionar ante estos fenómenos y cómo desempeñarse en situaciones de estrés, con el objetivo de preparar a los alumnos para el entorno operativo real.

Las discusiones actuales coordinadas por la EASA y la ANAE (18) también enfatizan la necesidad de entrenar a los pilotos para gestionar los efectos de la sorpresa y el estrés, a fin de garantizar que la formación reproduzca fielmente situaciones de la vida real.

1.18.5 Testimonios

1.18.5.1 Tripulaciones en vuelo en las proximidades de la zona del accidente

Con el fin de determinar con mayor precisión el entorno del vuelo AF 447, el BEA elaboró una lista de vuelos próximos a la aerovía UN873 durante la noche del 31 de mayo al 1 de junio de 2009 y solicitó testimonios a las tripulaciones.

FLIGHT IB6024

El vuelo IB6024 (Airbus A340) cruzó al nivel del waypoint ORARO a FL370 aproximadamente doce minutos después de AF 447.

La tripulación observó el despegue de AF 447 mientras se encontraba en rodaje en Río de Janeiro. Al pasar el waypoint INTOL, encontraron condiciones típicas de la ITCZ (*Intertropical Convergence Zone*). Estas condiciones fueron particularmente severas entre 70 NM y 30 NM antes del waypoint TASIL. Se desviaron de la ruta aproximadamente 30 NM hacia el este para evitar formaciones de cumulonimbus con desarrollo vertical significativo, y posteriormente regresaron a la aerovía en condiciones de cielo despejado cerca del waypoint TASIL.

La tripulación reportó dificultades para comunicarse con DAKAR ATC.

FLIGHT AF459

El vuelo AF459 (Airbus A330-203) cruzó al nivel del waypoint ORARO aproximadamente 37 minutos después de AF 447. El cielo estaba despejado, pero la media luna, visible hacia la parte posterior izquierda de la aeronave, no permitía distinguir claramente el contorno de la masa nubosa.

Tras atravesar una zona turbulenta en la parte frontal de una formación de *cumulus congestus* a nivel de NATAL, sin haber detectado dicha zona en el radar, el comandante seleccionó el gain en modo MAX. Aproximadamente a las 02 h 00, observó un primer retorno que difería significativamente dependiendo de si el gain del radar estaba en modo CAL o MAX. El TILT estaba ajustado entre -1° y 1.5° .

Decidió efectuar una maniobra evasiva hacia el oeste, lo que resultó en una desviación de 20 NM a la izquierda de la ruta. Durante esta maniobra evasiva, apareció en la pantalla una extensa línea de turbonada (*squall line*) con una longitud estimada de 150 NM, con la escala del radar ajustada a 160 NM.

Los ecos eran amarillos y rojos cuando el radar estaba configurado con gain en posición MAX, y verdes y amarillos cuando el gain estaba en posición CAL. No se observó actividad eléctrica (lightning).

(18) Conferencia de la EASA "Staying in Control – Loss of Control", 4 y 5 de octubre de 2011. Conferencia de la ANAE "Air transport pilots facing the unexpected", 29 y 30 de noviembre de 2011.

ATLANTICO control, informado por la tripulación de su decisión de evitar esta *squall line* mediante una maniobra evasiva hacia el este, les solicitó regresar a la aerovía tan pronto como fuera posible. Esta maniobra evasiva implicó que la aeronave volara entre 70 y 80 NM a la derecha de la ruta planificada. Adicionalmente, la tripulación fue autorizada a ascender de FL350 a FL370.

Al salir del FIR ATLÁNTICO, a través del waypoint TASIL, la tripulación intentó sin éxito establecer contacto con DAKAR control en HF en las frecuencias 5565 kHz y 6535 kHz, así como en las demás frecuencias HF indicadas en la documentación a bordo. De igual manera, el intento de conexión ADS-C no tuvo resultado.

La tripulación regresó a la aerovía en las proximidades del waypoint ASEBA, es decir, más de 28 minutos después del primer contacto teórico con DAKAR control. Reportaron turbulencia ligera en el borde de la zona convectiva.

El contacto radioeléctrico fue establecido con DAKAR control aproximadamente a las 03 h 45, cerca del waypoint SAGMA. Se realizó la prueba SELCAL y el controlador solicitó a la tripulación intentar contactar al vuelo AF 447. Se realizaron varios intentos en diferentes frecuencias HF, y posteriormente en 121.5 MHz y 123.45 MHz, sin éxito.

FLIGHT LH507

El vuelo LH507 (Boeing 747-400) precedía al vuelo AF 447 por aproximadamente veinte minutos a FL350.

La tripulación reportó que voló en el límite superior de la capa de nubes y posteriormente dentro de las nubes en la región de ORARO. En esta zona observaron ecos verdes en el radar sobre su trayectoria, los cuales evitaron desviando su ruta aproximadamente diez millas náuticas hacia el oeste.

Durante el cruce de esta zona, que duró aproximadamente quince minutos, experimentaron turbulencia moderada y no observaron actividad eléctrica (lightning). Redujeron su velocidad a la recomendada para zonas de turbulencia. Observaron un intenso *St Elmo's fire* en el parabrisas del lado izquierdo.

La tripulación mantuvo escucha en la frecuencia 121.5 MHz durante todo el vuelo sin recibir ningún mensaje del AF 447.

1.18.5.2 Controladores ATLANTICO

El controlador del ATLÁNTICO ACC explicó que había solicitado a la tripulación proporcionar su hora estimada de llegada al waypoint TASIL. Atribuyó la falta de respuesta al hecho de que probablemente la tripulación había reducido el volumen de su radio. Esperaba recibir reportes de posición al paso por los waypoints ORARO y SALPU. Por esta razón, no intentó contactar a la tripulación mediante SELCAL.

El controlador esperó el reporte de posición al paso por ORARO y posteriormente SALPU para actualizar la hora estimada de llegada al waypoint TASIL. No recibió reporte desde el waypoint SALPU, pero observó en su pantalla radar que la aeronave había sobrevolado dicho punto a la 01 h 49 min.

A las 02 h 00, el controlador fue relevado. Su sucesor no recibió reporte de posición desde el waypoint ORARO. Posteriormente, esperó el reporte de paso por el waypoint TASIL. Los controladores indicaron que, esa noche, las comunicaciones en HF eran muy deficientes.

1.18.5.3 Controladores DAKAR

Los controladores del DAKAR Oceanic ACC en servicio en el momento del evento indicaron que, esa noche, numerosos planes de vuelo no fueron recibidos. Añadieron que la calidad de recepción de las comunicaciones en HF se deterioró durante su turno.

Señalaron que no les había preocupado la ausencia de contacto radioeléctrico con AF 447, ya que las aeronaves cruzaban con frecuencia total o parcialmente el FIR Océánico de DAKAR sin establecer comunicación por radio. Indicaron que no habían sido informados, durante la coordinación con el controlador brasileño, de la pérdida de contacto radioeléctrico entre AF 447 y Brasil.

Con motivo del cambio de turno, la presentación del tráfico aéreo en la pantalla Eurocat fue actualizada mediante la "aceptación" de todas las trayectorias de los planes de vuelo. El relevo de turno tuvo lugar a las 02 h 30.

Los controladores en servicio en este nuevo turno indicaron que coordinaron respecto al AF 447 con el controlador del SAL ACC, proporcionándole la hora estimada de entrada en el FIR SAL. Precisarón específicamente que no se había establecido ninguna comunicación radioeléctrica con el vuelo.

A las 08 h 30 informaron al responsable de la oficina de tránsito aéreo sobre la ausencia de contacto con AF 447. Este último transmitió la información al DAKAR RCC.

1.18.6 Accidentes anteriores y recomendaciones

Accidentes relacionados con problemas de velocidad aerodinámica (*airspeed*)

Accidente del 1 de diciembre de 1974 del Boeing 727 operado por Northwest Airlines

La aeronave estaba programada para efectuar el vuelo 6231 entre Nueva York JFK, NY (Estados Unidos) y Buffalo, NY. Aproximadamente 10 minutos después del despegue, la tripulación observó que la velocidad y el régimen de ascenso eran muy elevados, respectivamente 405 kt y 6,500 ft/min.

Poco después, se activó la advertencia de overspeed, seguida rápidamente por la stall warning (stick shaker). La tripulación atribuyó la activación del *stick shaker* a la aparición de «*Mach buffet*» e intentó reducir la velocidad indicada.

La aeronave niveló aproximadamente a 24,800 ft y posteriormente entró en pérdida (*stall*). Ingresó en una barrena descendente no controlada (*uncontrolled spiral dive*), durante la cual el estabilizador se separó de la aeronave. Impactó contra el terreno aproximadamente 1 minuto 20 segundos después del inicio del descenso.

El informe de la NTSB identificó como causa probable del evento la pérdida de control de la aeronave debido a que la tripulación no reconoció ni corrigió la situación: alto ángulo de ataque, pérdida a baja velocidad (*low speed stall*) y descenso en espiral.

El informe precisó que la pérdida fue provocada por reacciones inapropiadas de la tripulación ante indicaciones erróneas de velocidad y Mach, resultantes del bloqueo de las sondas Pitot debido a formación de hielo atmosférico. Asimismo, indicó que, contrariamente a los procedimientos operacionales estándar, la tripulación no había activado el sistema de calefacción de las sondas Pitot.

NTT – Función del antecedente operacional

La referencia a eventos previos (en particular, activaciones de *stall warning* en aeronaves como el B727 en condiciones de crucero) no cumple únicamente una función descriptiva, sino estructural dentro del informe.

Su inclusión permite:

- Inscribir el evento del AF447 dentro de una categoría de fenómenos ya observados
- Mostrar que la interpretación de la advertencia como espuria no es excepcional
- Sugerir la reproducibilidad del comportamiento de la tripulación ante este tipo de estímulos

De este modo, el informe desplaza la lectura desde un evento singular hacia un patrón operacional más amplio, donde la interacción entre señal técnica y respuesta humana presenta características recurrentes.

Antecedente (B727)

↓

Normalización del fenómeno

↓

Reducción de excepcionalidad

↓

Introducción de patrón

↓

La NTSB emitió tres recomendaciones a la FAA, incluyendo una para la emisión de un boletín de información de seguridad dirigido a los inspectores, con el fin de subrayar la necesidad de que los pilotos utilicen la información de pitch attitude cuando otras indicaciones vinculadas a los sistemas de medición de airspeed no sean fiables. Indicó que el contenido de este boletín debía difundirse ampliamente entre los operadores, para que estos lo incorporaran en sus procedimientos y programas de formación.

Accidente del 6 de febrero de 1996 del Boeing 757 operado por Birgenair

La aeronave estaba programada para efectuar el vuelo 301 desde Puerto Plata (República Dominicana) hacia Frankfurt. Durante la carrera de despegue (*takeoff roll*), el comandante observó que su indicación de velocidad no funcionaba. La del copiloto sí funcionaba, por lo que decidió continuar el despegue.

Durante el ascenso hacia 4,700 ft, la indicación de velocidad del comandante marcó 350 kt, lo que llevó al autopilot a incrementar la pitch attitude y al autothrottle a reducir el empuje (*thrust*). La tripulación recibió advertencias «*Mach airspeed*» y «*rudder ratio*».

Las discrepancias entre las diferentes indicaciones de velocidad, así como la activación simultánea de las advertencias de overspeed y stall warning (*stick shaker*), generaron confusión en la cabina.

Al percatarse finalmente de que la aeronave estaba perdiendo velocidad y altitud, la tripulación desconectó el autopilot y aplicó empuje máximo. Poco después, se activó una advertencia GPWS, y la aeronave impactó contra el mar unos segundos más tarde.

La comisión investigadora determinó que la causa probable del accidente fue la incapacidad de la tripulación para reconocer la activación del *stick shaker* como indicación de una pérdida inminente (*imminent stall*), así como su fallo en aplicar los procedimientos adecuados para recuperar el control de la aeronave.

El informe añade además que:

Las indicaciones erróneas de velocidad fueron causadas por el bloqueo de una sonda Pitot, probablemente por insectos locales, habiendo permanecido la aeronave en tierra por mantenimiento durante 20 días antes del vuelo del accidente;

Durante el ascenso, la tripulación nunca discutió ni identificó que existían procedimientos disponibles para gestionar una situación de unreliable airspeed;

Los pilotos nunca centraron su atención en el incremento significativo de la pitch attitude, ni en las indicaciones alternativas de velocidad presentadas en otros instrumentos;

La obstrucción de la sonda Pitot no constituyó la causa probable del accidente, aunque sí fue un factor contribuyente;

Este accidente demuestra que los requisitos internacionales en materia de formación de tripulaciones de vuelo no se habían mantenido a un nivel coherente con la expansión y modernización del transporte aéreo y el desarrollo de aeronaves modernas.

Se emitieron varias recomendaciones de seguridad por parte de la comisión investigadora, en particular en relación con la información proporcionada a los pilotos para comprender este tipo de problema, la incorporación de una advertencia específica sobre unreliable airspeed, y la formación de los pilotos.

➤ Accidente del 2 de octubre de 1996 del Boeing 757 operado por AeroPerú

La aeronave estaba programada para efectuar el vuelo 603 desde Lima (Perú) hacia Santiago (Chile). Inmediatamente después del despegue, la tripulación observó que las indicaciones de altitud y velocidad variaban de manera anómala.

Recibieron una advertencia de *windshear*, a pesar de condiciones meteorológicas muy calmadas, y declararon emergencia con la intención de regresar a aterrizar en Lima.

La aeronave ascendió hasta una altitud máxima de 13,000 ft y posteriormente comenzó a descender. Durante el descenso, la velocidad indicada al comandante era tan elevada que activó la advertencia de overspeed, aun cuando la stall warning (stick shaker) también estaba activa.

La confusión total que se generó en la cabina llevó a los pilotos a depender de las indicaciones de altitud proporcionadas por el controlador, sin percatarse de que dicha información provenía de la propia aeronave en respuesta a una señal radar, y que por lo tanto era errónea.

Después de aproximadamente 30 minutos de vuelo, la aeronave impactó finalmente contra el mar frente a la costa de Lima.

La investigación demostró que los sensores de presión estática habían sido cubiertos con cinta adhesiva antes de una operación de mantenimiento, pero que dicha cinta no fue retirada. El informe indicó que esta fue la causa del accidente, pero también que la tripulación debió haber

tenido en cuenta la advertencia GPWS que se activó justo antes del impacto con el mar, así como los valores de altura proporcionados por el radioaltímetro.

Se emitieron varias recomendaciones, en particular relativas a la formación y entrenamiento recurrente de los pilotos, así como a la modificación de las prácticas de mantenimiento.

Cabe señalar que numerosas tripulaciones, no solo de este operador, no habían recibido la información que debía haberles sido transmitida con carácter urgente tras el accidente del Boeing 757 de Birgenair en la República Dominicana ocho meses antes.

Accidentes relacionados con la pérdida de control de la trayectoria de vuelo en situación de pérdida (*stall*)

Otros accidentes recientes fueron causados por la pérdida de control de la trayectoria de vuelo de la aeronave en situación de pérdida (*stall*). A solicitud de las autoridades, los informes de investigación dieron lugar a la creación de diversos grupos de trabajo integrados por académicos, fabricantes, operadores y autoridades.

En relación con las situaciones de *stall*, a continuación se resumen las causas y recomendaciones derivadas de estos accidentes.

-
- Accidente del 22 de diciembre de 1996, DC-8 operado por Airborne Express

Causa:

Acciones inapropiadas del PF (*Pilot Flying*) sobre los controles y monitoreo ineficaz por parte del PNF (*Pilot Not Flying*) para identificar y recuperar una situación de pérdida (*stall*).

Factor contribuyente:

Fidelidad del simulador en relación con la representación de la pérdida (*stall*).

Recomendaciones:

Mejora de las características de los simuladores de vuelo para representar la pérdida (*stall*);

Desarrollo de guías para el entrenamiento en pérdida;

Práctica de la recuperación de pérdida (*stall recovery*) en simulador;

Presentación a los pilotos del ángulo de ataque (*angle of attack*) y formación en el uso de esta información.

-
- Accidente del 14 de octubre de 2004, CL-600 operado por Pinnacle Airlines

Causa:

- ^ Pérdida (*stall*) tras acciones de la tripulación sobre los controles.

Recomendaciones:

- ^ Mejora de la formación en operaciones a gran altitud;
 - ^ Entrenamiento para la recuperación de pérdida (*stall recovery*) a gran altitud.
-

- Accidente del 16 de agosto de 2005, MD-82 operado por West Caribbean Airways

Causa:

No adopción de acciones para prevenir una pérdida (*stall*), y CRM (*Crew Resource Management*) deficiente (falta de comunicación efectiva, proceso de toma de decisiones y priorización de tareas), lo que impidió tanto la prevención como la identificación de una situación de pérdida, dando lugar a acciones inapropiadas sobre los controles.

Recomendaciones:

Conocimiento del rendimiento de la aeronave en términos de limitaciones de altitud;

Entrenamiento en simulador para la identificación de una pérdida (*stall*) a gran altitud y en los procedimientos de recuperación (*stall recovery*);

Entrenamiento de las tripulaciones a gran altitud respecto a las variaciones del ángulo de ataque (*angle of attack*), la velocidad y sus efectos sobre el estado energético de la aeronave;

Implementación de un programa de formación en CRM vinculado, en particular, a la ejecución de *memory items*. Este programa puede utilizar el escenario del accidente para verificar el desarrollo de la situación y la ejecución de acciones apropiadas;

Refuerzo de la conciencia situacional y de la comunicación efectiva durante los cursos de formación en CRM, "con el fin de lograr un cambio definitivo en la cultura operacional de las tripulaciones de vuelo, que les permita decidir de manera abierta y con la madurez profesional requerida".

- Accidente del 27 de noviembre de 2008, Airbus A320 operado por XL Airways Germany

Causa:

^ Pérdida de control de la aeronave por parte de la tripulación de vuelo tras una demostración improvisada del funcionamiento de las protecciones de ángulo de ataque (*angle of attack protections*), cuando el bloqueo de los sensores de ángulo de ataque impidió la activación de dichas protecciones.

Recomendación:

^ Evolución de los ejercicios de entrenamiento y de los procedimientos relacionados con las técnicas de aproximación a la pérdida (*approach to stall*).

-
- Accidente del 12 de febrero de 2009, DHC-8 Q400 operado por Colgan Air

Causas:

- ^ Acciones inapropiadas del comandante en respuesta a la activación del stick shaker, que condujeron a la entrada en pérdida (*stall*) de la aeronave;
- ^ Monitoreo insuficiente de los parámetros de velocidad;
- ^ Ausencia de gestión del vuelo por parte del comandante.

Recomendación:

Entrenamiento que incluya la recuperación de pérdidas (*stall recovery*) reales e inesperadas que conlleven la desconexión del AP (autopilot).

1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

1.19.1 Recursos utilizados para la fase 4

La fase 4 se llevó a cabo in situ del 25 de marzo al 9 de abril de 2011, utilizando el mismo equipamiento submarino empleado en la campaña anterior (fase 3).

Los recursos empleados incluyeron dos vehículos submarinos autónomos REMUS 6000 (*AUV – Autonomous Underwater Vehicle*), pertenecientes a la Waitt Foundation y al instituto oceanográfico alemán GEOMAR. Estos vehículos fueron operados por el Woods Hole Oceanographic Institution desde el buque de exploración M/V Alucia.



Figure 90: Alucia



Figure 91: AUV REMUS 6000

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 90: Alucia

Figura 91: AUV REMUS 6000

Los restos fueron localizados el 2 de abril de 2011 mediante el uso del sonar de barrido lateral (*side scan sonar*) del AUV REMUS, ajustado a una frecuencia de 120 kHz y un alcance de 700 metros.

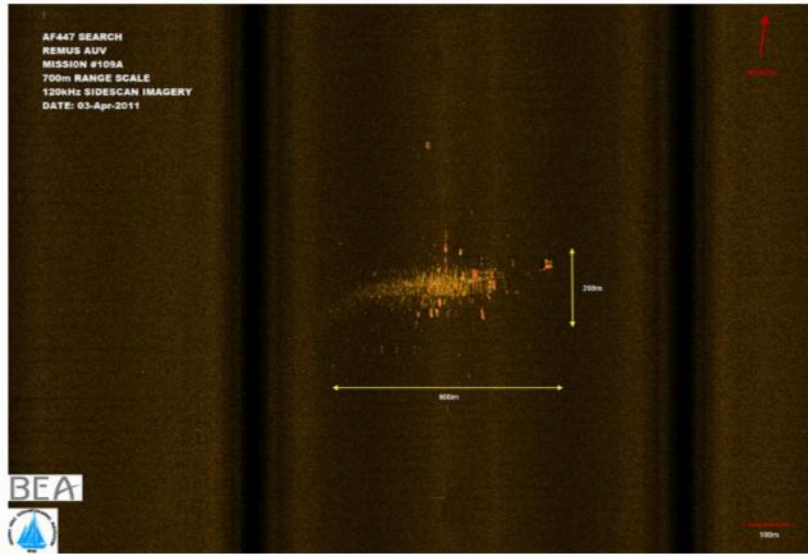


Figure 92: General view using sonar imaging: 120 kHz, range of 700 m

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 92: Vista general mediante imagen sonar: 120 kHz, alcance de 700 m

El primer barrido permitió identificar una concentración de datos de retrodispersión (*backscatter*) sobre un área aproximada de 600 metros por 200 metros.

Durante la misión posterior, el REMUS fue programado para tomar fotografías en ráfagas a una altura aproximada de diez metros, con el fin de identificar formalmente los restos del vuelo AF 447.

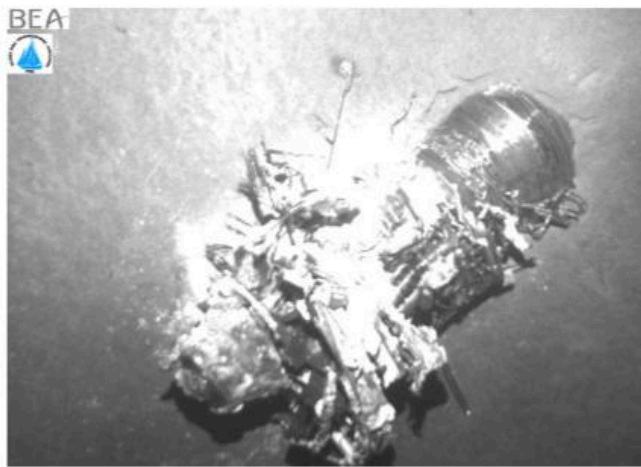


Figure 93: Engine



Figure 94: Wing



Figure 95: Section of fuselage

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 93: Motor

Figura 94: Ala

Figura 95: Sección de fuselaje



Figure 96: Landing gear

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 96: Tren de aterrizaje

Durante la fase 4, el área fue explorada exhaustivamente en varias ocasiones mediante los AUV REMUS, utilizando diferentes configuraciones de sonar, con el fin de asegurar que ningún posible resto, ubicado fuera de la zona principal, quedara sin identificar.

Esta exploración permitió localizar una sección del fuselaje a aproximadamente dos kilómetros de dicha zona, así como objetos como bidones de petróleo que no pertenecían a la aeronave (véase la figura siguiente).

Las imágenes iniciales fueron posteriormente mejoradas mediante imágenes de sonar de alta resolución a 410 kHz, en distintas escalas de alcance.

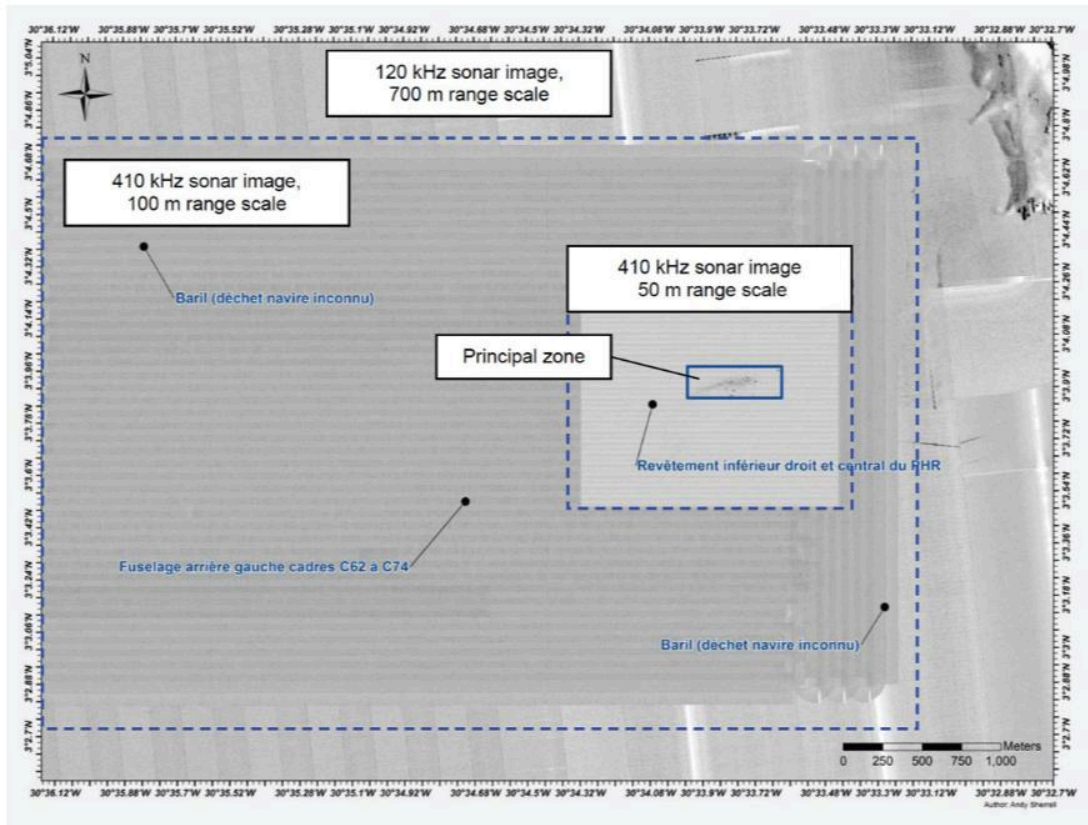


Figure 97: Overlay of sonar images taken with various settings:
120 kHz, 700 m range scale - 410 kHz, 100 m range scale - 410 kHz, 50 m range scale

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 97: Superposición de imágenes sonar obtenidas con diferentes configuraciones:
120 kHz, alcance de 700 m – 410 kHz, alcance de 100 m – 410 kHz, alcance de 50 m

Estas representaciones del sitio de los restos también fueron mejoradas y completadas mediante fotografías tomadas por los AUV REMUS a una altura aproximada de diez metros sobre el lecho marino.

Estas fotografías fueron capturadas siguiendo ejes de intercepción, con el objetivo de sobrevolar cada fragmento de los restos en varias ocasiones y desde diferentes direcciones. En total, se tomaron aproximadamente 85,000 fotografías.

Estas imágenes permitieron elaborar el primer plano del sitio de los restos en forma de mosaico (véase esquema a continuación).

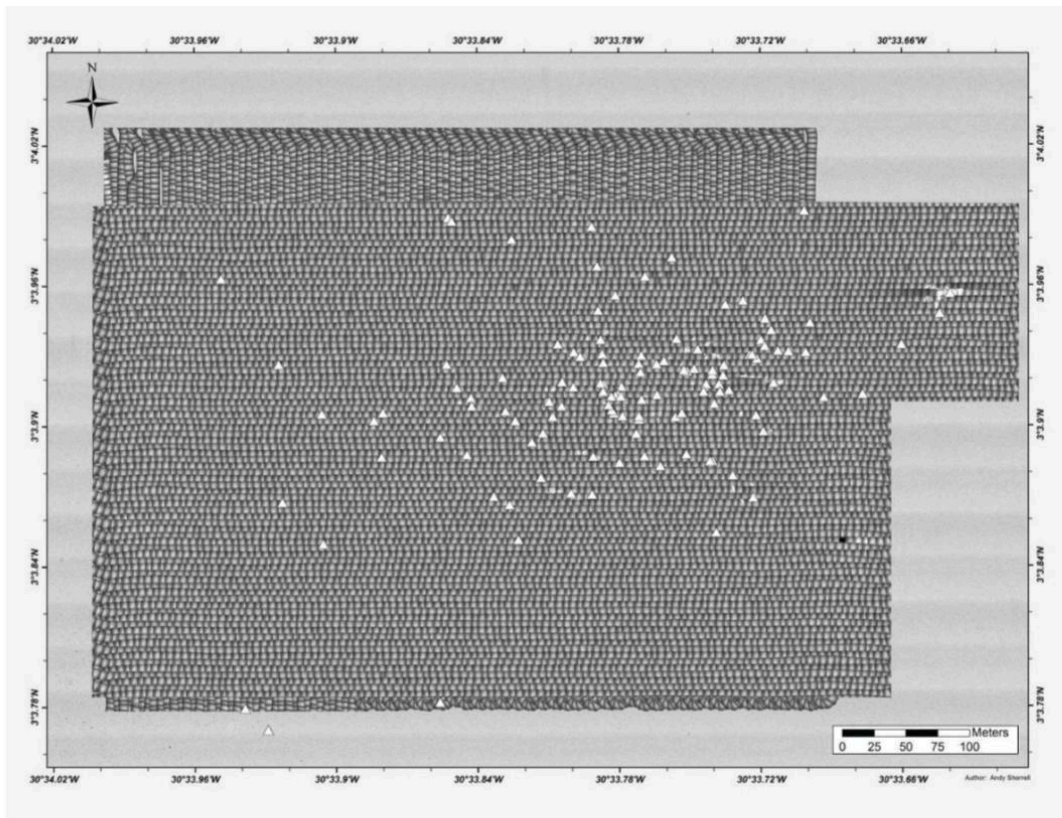


Figure 98: Visualisation of the photo mosaic obtained with REMUS AUV images and the aeroplane debris identified by using the REMORA ROV

Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

Figura 98: Visualización del mosaico fotográfico obtenido con imágenes de los AUV REMUS y de los restos de la aeronave identificados mediante el ROV REMORA

Los recursos utilizados durante la fase 4 permitieron al BEA ahorrar una cantidad considerable de tiempo en la fase siguiente, en particular gracias a las fotografías de los restos.

Los investigadores dispusieron así de una representación bidimensional completa del sitio del accidente, basada en imágenes de sonar de barrido lateral (*side-scan sonar*) de alta resolución y en fotografías, antes de iniciar los trabajos in situ con un ROV (*Remotely Operated Vehicle*).

Estas fotografías resultaron muy útiles tanto para la preparación de la fase 5 como para la ejecución de las operaciones en sitio. Habrían aportado aún más información si hubieran sido en color.

1.19.2 Recursos utilizados para la fase 5

La fase 5 se llevó a cabo en dos partes:

^ La primera parte estuvo dedicada a la búsqueda y recuperación de los registradores (*recorders*), así como de otros componentes de la aeronave. Estas operaciones se realizaron in situ del 26 de abril al 13 de mayo de 2011;

^ La segunda parte consistió en la cartografía del sitio y sus alrededores, así como en la recuperación de los cuerpos. Estas operaciones se desarrollaron in situ del 21 de mayo al 3 de junio de 2011.

Para llevar a cabo estas tareas de manera eficaz, el BEA seleccionó el buque cablero Île de Sein, operado por Alcatel-Lucent y Louis Dreyfus Armateurs, equipado con el ROV Phoenix International Remora III (*Remotely Operated Vehicle*), capaz de operar a una profundidad de 6,000 metros.

2 - ANÁLISIS

2.1 Escenario del accidente

Esta parte se basa principalmente en los resultados del trabajo del grupo de Factores Humanos, cuyo enfoque se describe en el apartado 1.16.8.

2.1.1 Desde el inicio de la grabación del CVR hasta la desconexión del autopilot

2.1.1.1 Expectativas de seguridad

En una situación análoga a la que precedió al accidente (vuelo de crucero en la zona de la ITCZ (19)), la aeronave se encuentra bajo control del autopilot. Las tripulaciones, en general, realizan un monitoreo confiado de la trayectoria de vuelo y de los sistemas automatizados, debido a su nivel de desempeño y fiabilidad.

Sus preocupaciones se centran principalmente en los aspectos tácticos y estratégicos de la navegación y de la gestión del combustible.

El modelo de riesgo en la representación mental de la situación por parte de la tripulación incluye:

^ Como prioridad principal, el riesgo asociado al cruce de la ITCZ y, en consecuencia, a la turbulencia, y posiblemente a la formación de hielo (*icing*). La ITCZ es una zona que puede resultar difícil de atravesar, y la estrategia de cruce depende tanto del conocimiento de la aeronave (gestión del radar meteorológico y conocimiento de limitaciones y prestaciones, por ejemplo) como de la evolución propia de la ITCZ (desarrollo vertical y desplazamiento horizontal). Esta estrategia implica una gestión del vuelo que puede requerir toma de decisiones, tales como evitar la zona o modificar el nivel de vuelo;

^ Un segundo riesgo, sin duda muy por detrás del primero en la escala de prioridades percibidas, asociado a la pérdida de comunicaciones HF con el ATC, al riesgo de colisión en vuelo, a la activación de una fase de alerta y a la imposibilidad de declarar una necesidad de desvío y/o evitación de células convectivas;

^ Un tercer riesgo presente en las comunicaciones intercambiadas por la tripulación, vinculado a la gestión de un posible desvío y a las condiciones de llegada (por ejemplo, la disponibilidad de aeródromos alternos en caso de despresurización o fallo de motor, etc.);

^ Finalmente, un conjunto de riesgos que agrupa todos los posibles problemas y fallos a bordo, en cabina de mando o cabina de pasajeros, así como en el entorno, la masa de aire o en tierra. Este cuarto grupo no fue expresado verbalmente en las comunicaciones registradas, ni mediante acciones específicas. Permanece siempre en segundo plano dentro de la actividad cognitiva del piloto, y se manifiesta a través de un circuito de vigilancia visual/atencional que puede no ser registrado por los equipos actuales.

La gestión de los tres primeros ámbitos de riesgo requiere una conducción activa del plan de acción en curso, es decir, mediante preocupaciones y ocupaciones tales como: búsqueda de información (por ejemplo, ajuste del radar), reflexión, cálculos, evaluaciones, juicios, toma de decisiones, comunicaciones entre miembros de la tripulación y posibles acciones sobre los objetivos de la trayectoria de vuelo.

La gestión del cuarto grupo de riesgos se realiza mediante la supervisión de diversos parámetros indicadores, señales y advertencias asociadas. Permanece pasiva hasta la detección de una anomalía, la cual desencadenará la respuesta activa correspondiente mediante una rápida reorganización del plan de acción en torno a nuevas prioridades.

(19) Zona de convergencia intertropical (*Intertropical Convergence Zone*).

(20) En crucero, el principal riesgo asociado a la turbulencia es el de lesiones a tripulantes y pasajeros. La turbulencia constituye esencialmente un problema de confort que puede afectar el servicio, a los pasajeros y a los tripulantes en descanso.

NTT – Nota técnica del traductor

Lectura estructural: construcción del "marco mental" de la tripulación

- Lo que hace este bloque no es describir hechos...
define el contexto cognitivo previo al evento.

Es decir: establece desde dónde percibía la tripulación la realidad antes de que algo "anómalo" ocurriera.

1) Jerarquía de riesgos (no es neutra)

El informe organiza explícitamente los riesgos en cuatro niveles:

Nivel 1 (dominante):

- ITCZ → turbulencia / icing
Riesgo visible, esperado, entrenado

Nivel 2:

- Comunicaciones HF / ATC / separación
Riesgo operacional, pero no inmediato

Nivel 3:

- Desvíos / alternos / condiciones de llegada
Riesgo estratégico

Nivel 4 (clave):

- Fallos, anomalías, malfuncionamientos
Riesgo latente, no verbalizado
-

Punto crítico

El informe deja algo implícito, llama la atención:

- El riesgo que termina materializándose (fallo de información de velocidad) está en el nivel 4
 - el menos atendido
 - el menos “presente” cognitivamente
-

2) Modo cognitivo de la tripulación

El texto introduce una distinción muy importante:

- Gestión activa → niveles 1-3
- Supervisión pasiva → nivel 4

Esto es fundamental.

- Mientras todo funciona “normalmente”, la tripulación opera en un estado de:

monitoreo confiado + automatización dominante
-

3) El concepto clave: “confianza estructural”

Sin decirlo directamente, el informe establece que:

- El autopilot funciona
- Los sistemas son fiables
- El entorno es conocido (ITCZ)
- Resultado:

La atención no está orientada a fallos del sistema

4) El “gatillo” implícito del accidente

Esta frase es casi el núcleo del modelo:

“permanece pasiva hasta la detección de una anomalía”

Aquí está el mecanismo:

1. Sistema estable
 2. Supervisión pasiva
 3. Aparece anomalía
 4. Se requiere reconfiguración rápida del plan mental
- Problema:
- Esa transición no es trivial
 - Y no siempre ocurre correctamente
-

5) Lo que el informe está preparando (sin decirlo aún)

Este bloque funciona como preparación argumental para lo que vendrá:

- La tripulación no estaba “buscando” un fallo
 - Estaba ocupada en otra capa de riesgos
 - El sistema no les obligaba a dudar
- En términos de *Arquitectura Invisible*:
- Se establece un entorno donde el error no es una acción, sino una transición fallida de estado cognitivo
-

6) Clave narrativa pericial

Este apartado cumple tres funciones simultáneas:

1. Contextualiza (ITCZ, crucero, automatización)
2. Justifica (por qué la tripulación operaba así)

3. Prepara causalidad (sin atribuir culpa directa aún)

Esto no es solo "factores humanos".

Es una construcción donde:

- El sistema funciona correctamente
- La tripulación actúa razonablemente
- Pero el diseño del entorno cognitivo:
 - no favorece la detección temprana del problema crítico

Desde el punto de vista del CRM (Crew Resource Management), la gestión de recursos dentro de la tripulación se asegura, en particular, mediante la comunicación, la escucha activa y el reconocimiento de las contribuciones de todos los miembros.

La organización de la cooperación entre los miembros de la tripulación, así como la explicitación de las decisiones tácticas y estratégicas, garantizan una gestión adecuada de todos los recursos disponibles.

Los comandantes deben dimensionar estos aspectos, y su liderazgo debe permitir mantener en todo momento una distribución clara de tareas y funciones, con mayor razón cuando las tripulaciones son reforzadas (*augmented crews*).

2.1.1.2 Crucero y cruce de la ITCZ: percepción y gestión del riesgo operacional

No se dispone de información sobre las imágenes meteorológicas que la tripulación tenía en el ND (Navigation Display), ya que estas no se registran. Sin embargo, a partir de la imagen satelital de la situación a atravesar, puede inferirse razonablemente que la tripulación se enfrentaba a información que requería al menos un monitoreo activo y ajustes tácticos en la navegación para evitar los núcleos tormentosos, tal como otras tripulaciones presentes en la misma zona en ese momento pudieron realizar.

De hecho, el riesgo asociado al cruce de la ITCZ fue discutido en varias ocasiones por la tripulación. En particular, entre la 01 h 45 y las 02 h 00, el comandante y el PF (*Pilot Flying*) observaron que estaban entrando en la capa nubosa y discutieron la estrategia a adoptar.

Con el fin de evitar volar dentro de la capa de nubes durante el cruce de la ITCZ, y por tanto limitar la exposición a condiciones de turbulencia —mencionadas en varias ocasiones(20)—, el PF propuso cambiar de nivel de vuelo y volar por encima de la cobertura nubosa, reconociendo al mismo tiempo que no era posible ascender dos niveles en ese momento.

Realizó varias alusiones o sugerencias relativas a niveles de vuelo y temperatura desde la 01 h 35 min 20 en adelante. Incluso consideró solicitar un nivel no estándar FL360.

Sus diversas intervenciones en los minutos previos a la desconexión del autopilot evidencian una preocupación real, más allá de una simple conciencia del riesgo operacional. Se percibe un cierto nivel de ansiedad en su insistencia.

El comandante, por su parte, mostró una baja reactividad ante las preocupaciones expresadas por el PF respecto a la ITCZ. No respondió a esta inquietud mediante una decisión firme y clara, ni mediante la adopción de una estrategia, ni proporcionando instrucciones o recomendaciones para la continuación del vuelo.

Favoreció una postura de espera, reaccionando únicamente ante la turbulencia que pudiera presentarse. Rechazó de manera imprecisa la sugerencia del PF de ascender, mencionando que si “no salimos de esto a tres seis, podría complicarse”.

Probablemente se refería a que, si la aeronave permanecía en condiciones de turbulencia a FL360, los márgenes de maniobra se verían aún más reducidos. No obstante, el nivel REC MAX se encontraba entonces por encima de FL370, lo que garantizaba cierto margen de maniobra a ese nivel (véanse apartados 1.16.12 y 1.16.5.7).

En Air France era habitual mantener un cierto margen con respecto al nivel REC MAX, lo cual probablemente explica que la tripulación no considerara ascender a FL370.

Nota del traductor:

El siguiente bloque -NTT- incorpora una lectura analítica del texto original con fines de comprensión técnica y sistémica.

No sustituye el contenido del informe, sino que propone una interpretación estructurada de sus elementos.

NTT – Nota técnica del traductor

Mapeo: colapso del modelo mental → desconexión del autopilot

Este bloque (2.1.1.1 + 2.1.1.2) ya nos da todo el "setup".

Ahora lo alineamos con la transición crítica.

FASE 0 – Estado estable (antes de 01:45)

Modo cognitivo dominante:

- Monitoreo confiado
- Automatización activa (autopilot)
- Riesgo dominante: ITCZ (externo)

➤ La tripulación está:

ocupada en gestionar el entorno, no el sistema

FASE 1 – Activación del riesgo "visible" (01:45 – 02:00)

Lo que sí ven:

- Entrada en capa nubosa
- Turbulencia potencial
- Radar meteorológico → decisiones tácticas

Dinámica CRM:

- El PF propone (ascenso, niveles)
- El comandante no consolida decisión

➤ Aquí ocurre algo clave:

Hay actividad cognitiva, pero no cierre decisional

FASE 2 — Divergencia interna (CRM degradado)

PF:

- Escaneo activo
- Anticipación
- Insistencia (ansiedad creciente)

Comandante:

- Postura reactiva
- Estrategia implícita: "esperar y ver"
- No redistribuye tareas ni define plan

➤ Resultado:

No hay modelo compartido (shared mental model)

FASE 3 — Punto ciego estructural

Mientras todo esto ocurre:

- El riesgo dominante sigue siendo → ITCZ
- El sistema (velocidad / sondas / datos) sigue en:
modo pasivo (nivel 4 de riesgo)

Nadie está activamente preguntando:

"¿y si la información es incorrecta?"

➤ Momento crítico (T0)

→ Desconexión del autopilot

Esto no es solo un evento técnico.

Es un evento cognitivo.

FASE 4 — Ruptura abrupta del modelo

En milisegundos:

- Se pierde la estabilidad automatizada
 - Aparecen inputs contradictorios (airspeed)
 - Se activa carga cognitiva máxima
- El sistema exige:
- pasar de supervisión pasiva → control activo inmediato

➤ El problema real

El informe ya lo venía preparando:

- No había modelo compartido
- No había estrategia definida
- El foco estaba en otro riesgo

Entonces ocurre esto:

La tripulación entra al evento sin marco cognitivo preparado

FASE 5 — Reconfiguración fallida

Lo que debería pasar:

- Identificar anomalía
- Priorizar
- Reorganizar tareas
- Aplicar memoria (*memory items*)

Lo que el informe sugiere que pasa:

- Confusión
- Inputs no coordinados
- Lectura errónea de la situación

➤ Síntesis pericial (clave)

Este mapeo permite afirmar algo muy fuerte:

El accidente no inicia con la falla técnica
sino con la no preparación cognitiva para interpretarla

Arquitectura Invisible

Aquí está el punto fino:

- El sistema funciona "demasiado bien" antes
- La tripulación está bien entrenada...
- Pero el entorno operativo genera:

→ una ilusión de estabilidad

Cuando esa ilusión se rompe:

no falla solo el avión

falla la transición entre modos mentales

➤ Conexión directa con la traducción

- Nivel 4 de riesgo → ignorado

- CRM → no consolidado

- Estrategia → no definida

- Monitoreo → pasivo

→ Todo eso converge exactamente en:
la desconexión del autopilot

El comandante no expresó ni explicó su posición de manera clara. Parecía tener una buena experiencia de la ITCZ, y no aparentaba estar personalmente preocupado (en el peor de los casos, esperaba ser perturbado por la turbulencia durante su periodo de descanso). Observó la turbulencia y la presencia de fuego de San Telmo (St. Elmo's fire).

Sin embargo, parece que, tras haber analizado la información disponible en el radar, consideró que las condiciones del cruce de la ITCZ eran "normales".

Dado que no se dispone de la imagen de radar presentada en su ND (Navigation Display), resulta difícil evaluar la apreciación del comandante. No obstante, la aeronave no encontró, antes ni durante el accidente, una situación meteorológica excepcional desde el punto de vista de los fenómenos que tradicionalmente se evitan en entornos tormentosos (turbulencia, descargas eléctricas, formación de hielo).

Aunque las tripulaciones de vuelos anteriores o posteriores al vuelo AF 447 realizaron en ocasiones desvíos significativos respecto a la zona, el cruce efectuado por la tripulación del AF 447 de un área convectiva alrededor de la 01 h 50, donde el nivel de turbulencia era aceptable (véase

1.11.2), pudo haber reforzado al comandante en su decisión de no desviarse de la trayectoria de vuelo.

El registro del factor de carga mostró que la turbulencia se mantuvo ligera. Por lo tanto, es probable que la imagen de radar disponible no resultara alarmante.

Nota: Cuando el PNF (*Pilot Not Flying*) reemplazó al comandante, observó que la ganancia del radar meteorológico estaba ajustada en modo "calibrated". Es probable que esta configuración ya estuviera activa antes de la salida del comandante.

En ningún momento el comandante consideró (al igual que el PF, de hecho) una maniobra de evitación lateral. Incluso en ese contexto, no explicó claramente su punto de vista. Dio la impresión de no querer involucrarse plenamente en la toma de decisiones y de considerar que, dada la naturaleza globalmente "normal" de la situación, las decisiones podrían tomarse posteriormente y serían únicamente de carácter táctico (por ejemplo, evitación lateral de una célula tormentosa), pudiendo delegarlas en su tripulación durante su periodo de descanso.

Antes de abandonar la cabina de vuelo, el comandante no parece haber identificado que el cruce de la ITCZ constituía una preocupación para el PF.

Algunas tripulaciones de vuelos que precedieron o siguieron al AF 447 realizaron maniobras de evitación alrededor de la zona, en ocasiones bastante significativas, aunque con estrategias diferentes. En varios casos, la evitación se produjo después de haber encontrado zonas de turbulencia moderada o severa, lo cual nunca fue el caso del AF 447.

Nota: Considerando las conversaciones entre el comandante y el copiloto, la ausencia de una decisión para efectuar una maniobra de evitación lateral no puede explicarse por un problema de gestión de combustible.

La tripulación de relevo heredó, en efecto, ciertas decisiones pendientes. A partir de las 02 h 01, el PF mencionó el tema de la ITCZ, la turbulencia y la elección del nivel de vuelo durante su briefing al copiloto que se incorporó como relevo del comandante.

Entre las 02 h 04 y las 02 h 08, tras la salida del comandante, ambos copilotos volvieron a discutir la ITCZ. El PF reiteró su intención de ascender al nivel FL360, sin llegar a ejecutarlo.

El PNF (*Pilot Not Flying*), al reconocer esta ausencia de solución, advirtió al personal de cabina sobre turbulencia inminente. Tras modificar la ganancia del radar meteorológico de "calibrated" a "max", el PNF sugirió, a partir de las 02 h 08 min 03, una modificación de ruta, la cual fue ejecutada por el PF (*Pilot Flying*) sin objeción.

Parece que la imagen obtenida en ese momento difería lo suficiente como para requerir un cambio de estrategia. Desde su llegada a la cabina de vuelo, el PNF fue estableciendo progresivamente su ascendencia jerárquica y autoridad sobre el PF.

El riesgo de pérdida de información de velocidad asociado al cruce de zonas con alta densidad de cristales de hielo nunca fue mencionado. Algunos incidentes de este tipo habían sido experimentados por tripulaciones, y se había puesto información al respecto a disposición de los pilotos (véase apartado 1.17.1.5.3.3). Sin embargo, dicha información no fue suficiente para que las tripulaciones integraran los riesgos asociados a la obstrucción de las sondas Pitot dentro de la gestión de amenazas en fase de crucero.

2.1.1.3 Relevo del comandante

Dada la duración programada del vuelo, y conforme al Manual de Operaciones de Air France y a la normativa vigente, la tripulación de vuelo fue reforzada mediante la incorporación de un copiloto adicional, con el fin de permitir periodos de descanso en vuelo y garantizar una disponibilidad adecuada de la tripulación.

Esta configuración permitió específicamente al comandante tomar un periodo de descanso en vuelo, designando a un copiloto habilitado como piloto de relevo. Esto implicaba, de manera explícita, la posibilidad de delegar en él las decisiones operacionales, tal como lo establecen las directrices de la compañía:

“El piloto de relevo sustituye al comandante. En su ausencia, toma las decisiones operacionales necesarias para la conducción del vuelo conforme a las instrucciones dejadas por este último”.

Cabe señalar que, en caso de fallo, la presencia de un comandante en cabina no está garantizada, como tampoco lo está la presencia simultánea de los dos pilotos.

2.1.1.3.1 Elección del periodo

El periodo elegido por el comandante para su descanso en vuelo implicó que abandonara la cabina al inicio del cruce de la ITCZ, dejando a los dos copilotos a cargo de esta fase.

Esta decisión podría ser cuestionada, sin que ello implique necesariamente poner en duda el principio del piloto de relevo ni la confianza depositada en los copilotos. La ITCZ constituye, en efecto, un entorno específico que enfrenta la gestión del vuelo a situaciones altamente dinámicas y con elevados niveles de incertidumbre.

Aunque miles de cruces de la ITCZ se realizan cada año sin incidentes, este sigue siendo uno de los momentos del vuelo que requiere la máxima atención de toda la tripulación, y en el cual la experiencia del comandante representa una ventaja indiscutible.

No obstante, la elección del periodo de descanso en vuelo por parte del comandante del vuelo AF 447 resulta comprensible considerando los siguientes elementos:

- Para él, el cruce de la ITCZ se presentaba como “normal” en relación con los riesgos conocidos, con base en la información disponible;
- El copiloto en el asiento izquierdo contaba con una experiencia tres veces mayor que el propio comandante tanto en la aeronave como en rutas hacia Sudamérica, aunque no había sido designado como piloto de relevo;
- El periodo de descanso en vuelo seleccionado correspondía al utilizado habitualmente por la mayoría de los comandantes de la compañía.

A nivel estratégico, puede cuestionarse la pertinencia de la práctica “colectiva” que lleva a los comandantes a elegir, como periodo de descanso en vuelo, un momento que puede coincidir con el cruce de la ITCZ: esperar a haber atravesado esta zona solo habría retrasado el inicio del descanso del comandante en aproximadamente quince minutos.

2.1.1.3.2 Elección del piloto de relevo

La investigación no pudo determinar si el comandante había definido claramente los roles entre los dos copilotos durante la preparación del vuelo y en previsión de su ausencia durante su periodo de descanso en vuelo.

No obstante, designó implícitamente como piloto de relevo al copiloto en el asiento derecho y PF (*Pilot Flying*), aunque lo hizo en ausencia del segundo copiloto, justo antes de despertarlo.

Si bien esta distribución de roles probablemente no generaba ambigüedad para los interesados —al estar alineada con el principio establecido en el Manual de Operaciones (copiloto como comandante de relevo y PF en el asiento derecho)—, no estaba exenta de dificultades.

En efecto, la experiencia global y en tipo de aeronave del PF, designado implícitamente como comandante de relevo, era significativamente menor que la del PNF (*Pilot Not Flying*), quien además era ejecutivo del OCC (Operational Control Center) de Air France y, como tal, gozaba de reconocimiento como experto entre sus pares.

La pregunta del comandante al PF (“eres PL, ¿verdad?”) sugiere que no había considerado previamente su relevo para este vuelo hasta ese momento. Por lo tanto, puede cuestionarse su designación como comandante de relevo en lugar del PNF.

Se observa entonces una afirmación natural de autoridad por parte del PNF: parecía dominar mejor el contexto del entorno (ozono) y propuso, e incluso afirmó, la estrategia de evitación. El PF no se opuso a esta tendencia.

Sin que ello generara conflicto alguno, tras la desconexión del autopilot, esta dinámica condujo rápidamente a una inversión de la estructura jerárquica normal en la cabina, transfiriéndose de facto el liderazgo al PNF en el asiento izquierdo, sin que el rol de mando hubiera sido formal y explícitamente transferido.

2.1.1.3.3 Modalidades de relevo

Durante el relevo, antes de abandonar la cabina, el comandante no realizó personalmente el briefing previsto. No obstante, permaneció en la cabina durante el briefing que el copiloto en el asiento derecho realizó al copiloto que ingresó a la cabina a la 01 h 59 min 30 y ocupó el asiento del comandante.

En su briefing, el PF mencionó los puntos establecidos en el Manual de Operaciones de Air France:

- La presencia de turbulencia previa y prevista;
- El hecho de que estaban volando dentro de nubes;
- La imposibilidad de ascender debido a una temperatura superior a la prevista y, en consecuencia, un REC MAX "ligeramente demasiado bajo";
- La comunicación HF con el centro Atlántico y la falla de *logon* con el centro Dakar;
- El contacto establecido con *dispatch*.

Durante este briefing, el comandante recordó las frecuencias HF de Dakar a solicitud del PF. Aunque no realizó formalmente el briefing por sí mismo, puede considerarse que el objetivo de una correcta transmisión de la información al piloto de relevo fue alcanzado.

Sin embargo, el comandante no designó explícitamente a su relevo en presencia de ambos copilotos, ni dejó instrucciones específicas para el cruce de la ITCZ.

En particular, el comandante no emitió juicios sobre la situación meteorológica que se encontraría durante el cruce de la ITCZ, ni dejó instrucciones relativas a la táctica para efectuar dicho cruce, ni respecto a la intención del PF (*Pilot Flying*) de ascender.

2.1.2 Desde la desconexión del autopilot hasta la activación de la advertencia STALL 2

Nota: Para evitar cualquier ambigüedad en el texto siguiente, la activación de la advertencia de pérdida a las 02 h 10 min 10 durante tres segundos se denomina «STALL 1 warning». La advertencia activada a las 02 h 10 min 51 se denomina «STALL 2 warning».

2.1.2.1 Expectativas de seguridad

La desconexión del autopilot debe dar lugar a que se priorice la recuperación del control manual por parte del PF, mientras que el PNF (*Pilot Not Flying*) realiza el monitoreo, con el fin de asegurar el control de la aeronave y la vigilancia de la trayectoria de vuelo definida por la tripulación.

Adicionalmente, la gestión de anomalías relacionadas con las indicaciones de velocidad debe generar una respuesta, dentro de un intervalo de tiempo determinado, que implique la identificación de la situación y la aplicación del procedimiento adecuado.

Asimismo, para que se cumplan las expectativas de la tripulación, deben reunirse una serie de condiciones:

- Las señales de la anomalía deben ser salientes (*salient*);
 - La información relativa a la anomalía o a su diagnóstico debe presentarse y ser identificada;
 - Los memory items asociados al reconocimiento de una anomalía en la indicación de velocidad deben ser conocidos;
 - Debe proporcionarse información que facilite la comprensión de la situación.
-

2.1.2.2 Detección de un problema

Antes de la desconexión, el autopilot mantenía la trayectoria de vuelo de la aeronave compensando una turbulencia de ligera a moderada; el autothrust (A/THR) realizaba una ligera reducción para ajustar el Mach de crucero hacia el valor seleccionado en el FCU (Flight Control Unit) de 0.80.

Las primeras perturbaciones en las velocidades 1 y 2 se produjeron alrededor de las 02 h 10 min 04, provocando la desconexión del autopilot, señalizada mediante una advertencia visual y sonora

(*cavalry charge*). La tripulación no percibió necesariamente estas pérdidas transitorias de información de velocidad ni las pérdidas de altitud asociadas.

La primera caída prolongada (de al menos 5 segundos) de la velocidad en el PFD (Primary Flight Display) del lado derecho comenzó a más tardar a las 02 h 10 min 07. Provocó una disminución de la altitud indicada en este PFD de aproximadamente 330 ft. A partir de las 02 h 10 min 08, la velocidad se volvió anómala en el lado izquierdo.

Dado que la saliencia de la anomalía de velocidad era muy baja en comparación con la desconexión del autopilot, la tripulación detectó un problema asociado a esta desconexión, y no a las indicaciones de velocidad.

La tripulación reaccionó con la acción refleja normal aprendida, consistente en tomar el control manual (indicado por la llamada del PF "I have the controls", confirmada por el PNF).

Por las mismas razones relacionadas con la saliencia, es probable que la tripulación aún no hubiera percibido la reconfiguración a alternate law ni la desconexión del A/THR.

Se concluye que fue la desconexión del autopilot la que hizo que la tripulación tomara conciencia de que existía un problema. En ese momento, la tripulación no conocía la causa de dicha desconexión, y la nueva situación que surgió de manera súbita sorprendió claramente a los pilotos, lo cual constituye una reacción normal para cualquier tripulación.

Este grado de sorpresa puede explicarse por el contraste entre la activación de una advertencia y la situación de crucero, fase en la cual el ritmo de cambio tiende a ser lento y los niveles de concentración son menores.

Además, los recursos mentales de la tripulación ya estaban comprometidos por las maniobras de evitación de turbulencia y por el plan de ascenso en los minutos previos a la desconexión del autopilot.

Asociadas a las condiciones del entorno (olor a ozono que el PF (*Pilot Flying*) no parecía identificar y el ruido debido a los cristales de hielo), la actitud del PF en los minutos anteriores a la desconexión del autopilot constituyó probablemente un factor que incrementó de manera significativa la carga emocional durante el cambio súbito e inesperado de la situación, en vuelo nocturno y durante el cruce de la ITCZ, lo que vino a confirmar de manera abrupta sus preocupaciones previas.

Tres segundos después de la desconexión del autopilot, la sorpresa constituye una reacción natural del piloto y no puede considerarse específica de esta tripulación.

A partir del momento en que la tripulación detecta un problema, la elaboración de un plan de acción debería iniciarse con la definición de la trayectoria de vuelo a seguir, antes de la aplicación de cualquier procedimiento.

2.1.2.3 Control de la trayectoria de vuelo

Cuando se produjo la desconexión del autopilot, el ángulo de alabeo (*roll*) aumentó en dos segundos de 0 a +8.4 grados sin ninguna acción sobre los *sidesticks*. El PF se concentró de inmediato en controlar el alabeo, cuyas oscilaciones pueden explicarse por:

- Una entrada inicial de gran amplitud sobre el *sidestick*, bajo el efecto de la sorpresa;
- La continuación de las oscilaciones durante el tiempo necesario para adaptar su pilotaje a gran altitud, bajo una ley de control en alabeo inusual (*direct law*).

Adicionalmente, la desviación en alabeo pudo haber sido inducida por el riesgo de turbulencia que había preocupado al PF en los minutos previos a la desconexión del autopilot.

Tras la desconexión del autopilot, el PF aplicó muy rápidamente órdenes de *sidestick* en cabrado (*nose-up*). Estas acciones pueden clasificarse como bruscas y excesivas. La amplitud excesiva de dichas entradas las hizo inadecuadas e incompatibles con las prácticas recomendadas de pilotaje de la aeronave en vuelo a gran altitud.

Esta orden de cabrado pudo haber sido inicialmente una respuesta a la percepción de los movimientos de la aeronave (en particular, la reducción del ángulo de cabeceo (*pitch*) de 2°, asociada a la variación del factor de carga) justo antes de la desconexión del autopilot en condiciones de turbulencia.

Esta reacción también pudo haber estado asociada al intento de recuperar el nivel de crucero: el PF pudo haber detectado en su PFD (Primary Flight Display) una pérdida de altitud de aproximadamente 300 ft y una velocidad vertical descendente del orden de 600 ft/min.

El carácter excesivo de las acciones del PF puede explicarse por el efecto de sobresalto (*startle effect*) y el impacto emocional generado por la desconexión del autopilot, amplificadas por la falta de entrenamiento práctico de las tripulaciones en vuelo a gran altitud, junto con leyes de control de vuelo inusuales.

NTT — Micro-mapeo operativo

Acción del PF vs estado energético de la aeronave

Este punto marca el inicio del desacople entre las acciones de pilotaje y el estado energético real de la aeronave.

1. Estado inicial (tras desconexión del AP)

- Energía: estable (régimen de crucero)
 - Margen: reducido (gran altitud)
 - Ley de control: degradada
 - Percepción de la tripulación: no consolidada
-

2. Input inicial del PF

Tras una corrección de roll, se introduce un comando de nariz arriba (nose-up).

3. Implicación aerodinámica

En régimen de gran altitud:

- El incremento de pitch implica directamente un aumento del ángulo de ataque (AoA)
- No garantiza ganancia de altitud
- Reduce la energía disponible del sistema

Esto ocurre debido a:

- Menor rendimiento de los motores
 - Baja densidad del aire
 - Limitado margen energético total
-

4. Efecto inmediato (no percibido)

- Disminución de la velocidad
 - Incremento del ángulo de ataque
 - Reducción del margen respecto a la pérdida
-

5. Lógica operativa del PF

La acción no es arbitraria. Responde a una lectura situacional coherente desde la experiencia

previa:

- Percepción de descenso
- Presencia de turbulencia
- Información de velocidad no confiable (no integrada explícitamente)

Se activa el esquema:

descenso → corrección con nariz arriba

6. Desacople de modelo

Se produce una transferencia inapropiada de lógica operativa:

- Modelo internalizado:
→ "si desciende, se corrige con pitch-up"
 - Condición real (gran altitud):
→ el mismo input incrementa el riesgo de pérdida
-

7. Factores amplificadores

- Efecto de sobresalto (*startle effect*)
 - Carga cognitiva elevada
 - Entrenamiento limitado en vuelo manual a gran altitud
 - Cambio en la ley de control (sensación y respuesta distintas)
-

8. Resultado sistémico

Se configura una condición de trampa operativa:

- una acción correcta dentro de un modelo válido produce un resultado adverso al aplicarse fuera de su dominio operativo.
-

9. Lectura estructural

El evento no puede entenderse únicamente como una acción incorrecta, sino como el resultado

de un desacople entre:

- el modelo mental del piloto
- y el régimen físico real de la aeronave

El sistema, en su conjunto, no impide esta transferencia, sino que la permite.

Nota: El caso de TAM Linhas Aéreas descrito en el apartado 1.16.2 constituye una ilustración adicional del efecto de sobresalto (*startle effect*) generado por el descubrimiento del problema.

Aunque la reacción inicial excesiva en cabrado (*nose-up*) del PF puede comprenderse con relativa facilidad, no ocurre lo mismo con la persistencia de dicha acción, la cual generó una desviación significativa de la trayectoria vertical de vuelo.

La investigación de seguridad permitió excluir, con un grado razonable de certeza, la explicación de que las entradas repetidas en cabrado se debieran a una posición de pilotaje inadecuada del PF (el examen del ajuste de su asiento mostró que estaba configurado de manera acorde a su morfología).

El análisis de los parámetros del FDR (Flight Data Recorder) indicó que, durante la verificación de controles de vuelo realizada en rodaje en Río de Janeiro, las entradas en alabeo (*roll*) no inducían componente en cabeceo (*pitch*).

Persisten, por tanto, varias posibles explicaciones:

- La atención de la tripulación centrada en el alabeo, la velocidad o el ECAM;
- La activación, de manera más o menos consciente, bajo los efectos de la sorpresa y el estrés, del plan de acción (ascenso) deseado por el PF antes de la desconexión del autopilot;
- La atracción hacia "cielo despejado", dado que la aeronave volaba en el borde de la capa nubosa;
- Una saturación de los recursos mentales necesarios para interpretar la situación, en detrimento del control de la aeronave;
- La presencia de turbulencia que pudo haber alterado la percepción de los movimientos de la aeronave en respuesta a sus acciones.

Independientemente de si las acciones de cabrado del PF fueron deliberadas o no, no hubo expresión verbal de las mismas hacia el PNF (*Pilot Not Flying*). En ningún momento el PF indicó sus intenciones u objetivos respecto al control y estabilización de la trayectoria de vuelo.

Aunque las diversas entradas en alabeo del PF indican su intención de mantener las alas niveladas, no es posible determinar cuál era su objetivo en el eje longitudinal.

Cuatro segundos después de la desconexión del autopilot, el rápido incremento de la actitud de cabrado provocó la activación de la advertencia STALL 1 warning. Esta advertencia solo generó una reacción de pilotaje limitada por parte del PF.

El PNF preguntó: “¿Qué es eso?”, lo cual puede referirse a la advertencia de pérdida. Es posible que, ante una advertencia breve y truncada, el PNF no la haya identificado.

Sin embargo, más que indicar una incapacidad para reconocer la advertencia, esta pregunta parece reflejar que el PNF no consideró dicha advertencia como relevante en el contexto, dado que probablemente no era plenamente consciente de:

- Las acciones significativas de cabrado del PF que incrementaban el ángulo de ataque;
- La proximidad relativa a un límite del flight envelope;
- La reconfiguración a alternate law (que solo mencionó posteriormente): si consideraba que aún se encontraban en normal law, la advertencia pudo parecerle irrelevante.

NTT — Nota técnica del traductor

Mapeo crítico: nose-up persistente → STALL 1 → ruptura cognitiva

1. T0 — Desconexión del autopilot

Ya lo tenemos:

- Sorpresa (*startle effect*)
 - Captura atencional
 - PF toma control
 - Acción inicial:
 - Corrección de *roll*
 - Entrada nose-up
-

2. T0 + 2-4 s — Transición clave (lo más importante)

Aquí ocurre algo decisivo:

La acción deja de ser reacción... y se convierte en patrón

→ Persistencia del nose-up

El PF:

- Mantiene inputs de cabrado
 - No verbaliza intención
 - No define objetivo en eje longitudinal
 - Traducción operativa:
 - Está actuando sin modelo explícito
-

3. Qué está pasando físicamente (aunque nadie lo

verbaliza)

- ↑ Ángulo de ataque (AoA)
 - ↓ Energía disponible
 - ↓ Velocidad real
 - ↑ Cercanía al límite del flight envelope
-

➤ Punto crítico #1

Nadie en cabina está "viendo" el eje correcto (energía/AoA)

4. Saturación cognitiva (multifuente)

El informe lo sugiere con precisión:

- Atención en *roll*
- Atención en velocidad (pero inconsistente)
- Atención en ECAM
- Entorno (turbulencia, ozono, ruido)

→ Resultado:

No queda capacidad para integrar la situación

5. T0 + ~4 s — STALL 1 warning

→ Se activa la primera advertencia de pérdida

Pero ocurre algo muy fino:

➤ Ruptura de sentido

El warning:

- Es breve
 - Es ambiguo
 - No encaja con el modelo mental activo
-

6. Reacción del PNF: "¿Qué es eso?"

Este es un momento clave pericialmente.

No significa:

"no lo escuché"

Significa:

"no tiene sentido para mí en este contexto"

➤ Punto crítico #2

El warning compite contra el modelo mental dominante:

- "Estamos en turbulencia"
- "Estamos corrigiendo roll"
- "El autopilot se desconectó"

→ Entonces:

STALL = descartado implícitamente

7. Condiciones que invalidan el warning (desde su perspectiva)

El informe lo dice entre líneas:

El PNF probablemente NO sabía que:

- Había inputs significativos de nose-up
 - Estaban cerca del límite del flight envelope
 - Estaban en alternate law
-

Lectura profunda

El warning es correcto
pero el contexto mental lo hace parecer incorrecto

8. Falla de CRM (silenciosa pero crítica)

- PF no comunica intención
- PNF no comprende acción
- No hay modelo compartido

→ Resultado:

dos pilotos, dos realidades distintas

9. Punto de no retorno (incipiente)

Aquí ya se configura algo muy delicado:

- Input incorrecto continúa
- Warning no se integra
- Energía sigue degradándose

→ El sistema entra en:

trayectoria hacia pérdida sin reconocimiento

Síntesis (— *Arquitectura Invisible*)

Este es uno de los momentos más profundos de todo el caso:

No es que la advertencia falle,
es que llega a una mente que no puede aceptarla.

Cadena ya consolidada

1. Autopilot OFF → captura atencional
2. Nose-up inicial → reacción
3. Nose-up persistente → error estructural
4. Carga cognitiva → saturación
5. STALL 1 warning → sin significado
6. No integración → continuidad del error

□ Lectura pericial fuerte

La pérdida no comienza con el stall
comienza cuando el warning deja de tener sentido

A partir de los eventos previos estudiados (véanse 1.16.2 y 1.16.8.4), resulta evidente que casi todas las tripulaciones que escucharon la advertencia de pérdida la consideraron sorprendente e irrelevante.

Estos juicios pueden explicarse por la falta de conciencia de los márgenes con respecto al umbral de activación de la advertencia de pérdida, así como por el desconocimiento de las condiciones de activación de dicha advertencia, las cuales dependen del ángulo de ataque y del Mach.

Asimismo, parece poco probable que el PNF (*Pilot Not Flying*) pudiera haber determinado los objetivos de estabilización de trayectoria del PF (*Pilot Flying*). Cabe señalar que las acciones aplicadas sobre un *sidestick* por un piloto no son fácilmente observables por el otro, y que las condiciones de vuelo nocturno en IMC (Instrument Meteorological Conditions) dificultan aún más la supervisión de las actitudes de la aeronave (en particular el ángulo de cabeceo *pitch*).

Además, poco tiempo después de la desconexión del autopilot, la declaración del PF de que tenía los controles, junto con su reacción ante las desviaciones iniciales observadas (en particular en alabeo), pudo haber llevado al PNF a modificar sus prioridades de acción.

La identificación de la falla parece haberse convertido en una prioridad por encima del control y la supervisión de la trayectoria de vuelo. En consecuencia, no percibió el ascenso.

El control de la trayectoria de vuelo no se corresponde con lo esperado. La amplitud de las acciones puede explicarse, sin duda, por la fuerte carga emocional generada por la desconexión inesperada del autopilot en el contexto del vuelo.

2.1.2.4 Identificación de la situación

Una vez ejecutadas las primeras acciones en respuesta a la anomalía percibida (retomar el pilotaje manual tras la desconexión del autopilot) y asegurado el control de la trayectoria, la filosofía tanto del fabricante como del operador establece que la tripulación debe buscar información adicional necesaria para comprender el problema y actuar en consecuencia. Tres segundos después de la

desconexión del autopilot, el ECAM no presenta información que permita identificar una anomalía en la indicación de velocidad:



Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

El ECAM menciona una velocidad máxima que no debe superarse, pero no hace referencia a una velocidad mínima. Esto puede llevar a las tripulaciones a suponer que el riesgo principal es el de overspeed.

En ausencia de indicaciones de velocidad fiables, esto puede inducir una acción protectora de cabrado (*nose-up*), más o menos instintiva.

Cabe señalar que la reconfiguración a alternate law se produjo como resultado de la activación de una lógica de supervisión específica diseñada para reaccionar ante eventos como la formación de hielo en múltiples sondas Pitot (véase la explicación del mensaje PROBE PITOT 1+2 / 2+3 / 1+3 en el apartado 1.16.2.4 del primer informe intermedio).

Sin embargo, no se presentó a la tripulación ninguna indicación explícita que permitiera un diagnóstico rápido y preciso.

En teoría, la identificación de la situación corresponde principalmente al PNF y comienza una vez que la trayectoria de vuelo ha sido estabilizada y/o asegurada.

En el caso analizado, esta identificación se inició cuando la trayectoria de vuelo podía parecer controlada, pero no estaba estabilizada.

La capacidad de identificar el problema se vio entonces ampliamente, si no totalmente, reducida por la interferencia entre la supervisión de la trayectoria de vuelo y la identificación de la falla.

NTT — Nota técnica del traductor

- Mapeo sistémico final

De la desconexión del autopilot a STALL 2

I. Capa 1 — Evento detonador

Autopilot OFF

No es solo un evento técnico, es un disparador cognitivo:

- Ruptura de estabilidad
- Captura atencional
- Activación emocional (*startle effect*)

→ Resultado:

El sistema humano entra en modo reactivo

II. Capa 2 — Acción inicial (aparentemente correcta)

- PF toma control
- Corrige *roll*
- Aplica nose-up

→ Hasta aquí:

Todo parece coherente dentro de un esquema "clásico"

Punto de quiebre estructural

- El error no es la acción inicial...
es su persistencia sin validación
-

III. Capa 3 — Ruptura de modelo mental

Aquí se fragmenta la cabina:

PF:

- Actúa (sin verbalizar)
- No define objetivo de trayectoria
- No comparte intención

PNF:

- No ve inputs (limitación del sidestick)
 - No entiende trayectoria real
 - Cambia prioridad → diagnóstico
-

Resultado crítico

Ya no hay "tripulación"
hay dos sistemas cognitivos independientes

IV. Capa 4 — Interfaz que induce error

Aquí entra algo muy fino del informe:

ECAM:

- Muestra límite de velocidad máxima
- No muestra riesgo de mínima

→ Induce implícitamente:

“El peligro es overspeed, no stall”

Consecuencia

→ El sistema técnico no solo no ayuda...
empuja en la dirección equivocada

V. Capa 5 — Ambigüedad del STALL 1

- Breve
- Truncado
- No coherente con el contexto mental

→ Reacción:

- PNF: “¿Qué es eso?”
- PF: prácticamente sin corrección

Punto clave

El warning no falla técnicamente
falla semánticamente

VI. Capa 6 — Saturación cognitiva total

Se acumulan:

- Turbulencia
- Noche + IMC
- Ruido + ozono
- Múltiples tareas (volar + entender)
- Resultado:

No hay capacidad para integrar información crítica

VII. Capa 7 — Inversión de prioridades (crítica)

El informe lo dice con mucha fuerza:

El PNF prioriza identificar la falla
sobre volar el avión

Esto es estructural

Contradice la filosofía básica:

“Aviate – Navigate – Communicate”

VIII. Capa 8 — Trayectoria invisible

Mientras tanto:

- El avión asciende
- El ángulo de ataque aumenta
- La energía cae

→ Pero:

Nadie lo integra como fenómeno único

□ Punto más delicado del caso

La pérdida ya está en construcción
pero no existe como realidad compartida

IX. Capa 9 — Invalidación sistémica del stall

El propio informe lo amplía:

- Otras tripulaciones también lo perciben como irrelevante
 - Falta comprensión de:
 - Umbral de activación
 - Relación AoA / Mach
-

❖ Conclusión clave

No es un fallo de esta tripulación
es un problema de diseño cognitivo del sistema

X. Transición hacia STALL 2

Aquí es donde todo converge:

- Nose-up persistente
- Trayectoria no controlada
- Warning no integrado
- Diagnóstico fallido
- Modelo mental incorrecto

→ Entonces:

El sistema entra en una pérdida que no es reconocida

Síntesis *(Lectura profunda)*

Este es uno de los núcleos:

El accidente no ocurre porque el avión entra en pérdida
ocurre porque la pérdida no logra existir cognitivamente para la
tripulación.

Cadena final completa

1. Autopilot OFF → sobresalto
2. Acción inicial correcta → nose-up
3. Persistencia del input → desviación

4. Fragmentación PF / PNF → sin modelo compartido
5. ECAM induce overspeed bias
6. STALL 1 no tiene sentido
7. Prioridad invertida (diagnóstico > control)
8. Trayectoria no percibida
9. Sistema no comprendido
10. STALL 2 → pérdida ya estructurada

La tripulación, no obstante, construyó una representación mental inicial de la situación aproximadamente diez segundos después de la desconexión del autopilot, basada en la identificación de una anomalía en la indicación de velocidad. Sin embargo, no precisaron cuántas fuentes de velocidad(21) se habían perdido.

La pérdida de indicación de velocidad fue verbalizada casi simultáneamente por ambos pilotos. No obstante, sus verbalizaciones no permiten confirmar con certeza que hubieran comprendido plenamente la situación. Cuando el PNF declaró "hemos perdido las velocidades", pudo estar refiriéndose tanto a la pérdida de la velocidad indicada como a la pérdida de las velocidades características.

Es posible que la identificación de una anomalía en la velocidad, también mencionada por el PF ("no tenemos una buena indicación de velocidad"), haya sido provocada por la activación de la advertencia STALL 1. Esta advertencia pudo haber dirigido la atención de los copilotos hacia la cinta de velocidad en sus PFD, mediante la asociación entre la pérdida y el parámetro velocidad.

La identificación de la pérdida de información de velocidad podría haber llevado a la tripulación a aplicar la maniobra de emergencia "IAS douteuse", si hubieran considerado que la conducción segura del vuelo estaba "seriamente comprometida", condición que generalmente se asocia con evitar una colisión con el terreno o con obstáculos. La formación en esta maniobra de emergencia en fases de vuelo a baja altitud puede reforzar esta interpretación por parte de las tripulaciones.

Además, el estudio de eventos que implican pérdida de indicaciones de velocidad en crucero tiende a mostrar que esta maniobra de emergencia nunca se aplica, hasta el punto de que la no ejecución de dicha maniobra no es específica de la tripulación del AF 447.

Tampoco se verbalizó el procedimiento de emergencia no-ECAM "Vol avec IAS douteuse / ADR Check Proc". La activación de este procedimiento requiere un nivel de entrenamiento suficiente para que se convierta en una respuesta automática ante la toma de conciencia de una anomalía en la indicación de velocidad, independientemente de la necesidad de construir una comprensión más elaborada del problema.

La capacidad de establecer un vínculo entre una anomalía observada y un procedimiento, particularmente cuando dicha anomalía no aparece en el ECAM, constituye uno de los objetivos de la formación; esta capacidad también depende de la frecuencia de ocurrencia del tipo de anomalía y se ve reforzada mediante la difusión regular de información sobre incidentes en servicio. Sin embargo, el número y la variedad de manifestaciones (mensajes ECAM, variaciones de velocidad, etc.) asociadas a indicaciones erróneas de velocidad hacen imposible una formación y una información exhaustivas para los pilotos (véase también el apartado 1.17.1.4.2).

En el caso del accidente, la tripulación no asoció la pérdida de las velocidades mostradas con el procedimiento correspondiente. Esto puede explicarse por la diferencia entre los síntomas observados durante la sesión de entrenamiento que habían seguido unos meses antes y los que se presentaron durante el evento. En particular, el elevado número de mensajes ECAM que el PNF verbalizó debe compararse con la ausencia de mensajes en el escenario de entrenamiento.

NTT — Nota técnica del traductor

1. Intento de reconstruir sentido

- La tripulación empieza a armar un modelo mental
- "Hemos perdido las velocidades"
- Se reconoce (parcialmente) una anomalía
- Esto ocurre ~10 segundos después del autopilot OFF

2. Pero ese modelo nace defectuoso

- No saben cuántas fuentes se perdieron
- No distinguen entre:
 - velocidad indicada

- velocidades características

- No ejecutan IAS douteuse
- No llaman procedimiento

Traducción:

Hay diagnóstico... pero no es operativo

3. Se consolida la desviación clave

Este bloque deja claro:

- No hay integración procedimiento–situación
- El ECAM no guía
- El entrenamiento no transfiere

→ Resultado:

El sistema entra en un estado de interpretación incompleta

➤ Aquí está el punto fino

→ Este bloque no es todavía STALL 2
es el puente cognitivo fallido hacia STALL 2

Entonces, ¿qué representa exactamente este
bloque?

Es el momento donde:

La tripulación cree que empieza a entender

pero en realidad se está alejando de la realidad física del avión

Secuencia correcta

1. Autopilot OFF → sobresalto
 2. Inputs (nose-up) → desviación inicial
 3. STALL 1 → warning sin sentido
 4. Intento de diagnóstico (este bloque)
 - “pérdida de velocidades”
 - sin procedimiento
 - sin modelo completo
 5. Desalineación total:
 - avión vs comprensión
 6. STALL 2 (siguiente bloque)
-

Lectura profunda

No marca el colapso...

marca algo más peligroso:

la ilusión de comprensión

La tripulación no estaba desorientada.

Estaba orientada... pero hacia la explicación equivocada.

En ausencia de un plan de acción construido, la gestión dinámica de una situación se vuelve reactiva o incluso aleatoria, sin anticipación. El aumento del nivel de emoción, que reduce la capacidad de recuperación de información, conduce a un retorno a reglas simples y básicas en la ejecución de tareas en una situación inesperada.

(21) No es posible determinar si la tripulación pudo o no identificar el número de fuentes perdidas.

Así, tras haber identificado la pérdida de la información de velocidad, el PNF dirigió su atención al ECAM, probablemente con el objetivo de afinar su diagnóstico y supervisar las acciones indicadas. Comenzó a leer los mensajes y, en consecuencia, verbalizó la pérdida del autothrust y la reconfiguración a alternate law.

La aparición sucesiva de diferentes mensajes probablemente contribuyó a la confusión experimentada por la tripulación en su análisis y gestión de la situación.



Fuente: BEA (2012), Informe Final AF447

En ausencia de un mensaje específico que indicara la detección de velocidad no fiable por parte de los sistemas, la tripulación no pudo establecer un vínculo lógico entre los síntomas percibidos y estos mensajes del ECAM. La impresión de una acumulación de fallas, generada como resultado, probablemente no incentivó a la tripulación a asociar la anomalía con un procedimiento específico, en este caso el procedimiento "Vol avec IAS douteuse".

La desactivación de la función THRUST LOCK por parte del PF indica que estaba buscando información. Es posible, por tanto, que el PF estuviera sobrecargado por la combinación de sus intentos inmediatos y naturales por comprender la situación, sumados a la ya exigente tarea de pilotar la aeronave.

Mientras tanto, el PNF activó el sistema de anti-hielo de alas tras leer el ECAM, lo que sugiere que en ese momento pudo haber considerado la existencia de un problema severo de engelamiento. El sonido de los cristales de hielo impactando el parabrisas, percibido por otras tripulaciones como lluvia, pudo haber reforzado esta percepción de riesgo asociado.

Los síntomas percibidos pudieron, por tanto, haber sido interpretados por la tripulación como anomalías adicionales a la anomalía de indicación de velocidad, indicando así un problema global mucho más complejo que una simple pérdida de información de velocidad.

2.1.2.5 Intento de control de la trayectoria de vuelo

Después de la lectura de los mensajes ECAM, que no proporcionaron una ayuda aparente a la tripulación, la atención del PNF se centró durante un periodo de doce segundos en el control de la trayectoria de vuelo por parte del PF.

Las indicaciones del flight director reaparecieron en el PFD, con un cambio de modo longitudinal a velocidad vertical (*vertical speed*), por primera vez distinto del modo de mantenimiento o captura de altitud de crucero.

La tripulación nunca formalizó este cambio de modo.

La barra longitudinal (*crossbar*) indicó inicialmente una orden de cabeceo hacia abajo (*pitch-down*), con la cual las acciones del PF fueron coherentes.

El PNF detectó el ascenso basándose en la observación y el razonamiento (“según los tres, estás ascendiendo”), lo que indica el inicio de una pérdida de confianza en las indicaciones instrumentales. En particular, pidió al PF que estabilizara, que prestara atención a la velocidad y que descendiera. Sus indicaciones eran imprecisas en la medida en que no proporcionaban al PF un objetivo firme (por ejemplo, mantener la altitud o adoptar una actitud de cabeceo específica); sin embargo, parecen haber sido esenciales y suficientes para una gestión a corto plazo de la situación.

La intervención del PNF llevó al PF a aplicar inputs que redujeron la actitud de cabeceo, que había superado los 10 grados. Aunque el PF aceptó que el objetivo debía ser perder altitud, sus acciones mantuvieron a la aeronave en una trayectoria ascendente.

La barra longitudinal (*crossbar*) indicó entonces una orden de cabrado (*pitch-up*), lo que no lo llevó a aplicar inputs de picado (*pitch-down*) suficientes para satisfacer la solicitud del PNF. Por su parte, el PF verificó la posición de las palancas de empuje (“Estamos en, sí, estamos en ascenso”) y, seis segundos después, redujo la potencia.

Es posible que esta reducción de empuje haya estado motivada por:

- ^ - la constatación de que el empuje era máximo;
- ^ - el deseo de evitar entrar en una situación de overspeed;
- ^ - el deseo de reducir la razón de ascenso de la aeronave, o incluso de descender, tal como lo había solicitado el PNF unos segundos antes.

El PNF había identificado la necesidad de estabilizar la trayectoria de vuelo y de aplicar inputs de pilotaje moderados. Probablemente consideró que la reducción del ángulo de cabeceo y la aceleración vertical percibida eran indicios suficientes de que el PF corregiría la trayectoria, lo que le permitiría volver a centrarse en la identificación de la falla.

2.1.2.6 Retorno a la identificación de la falla

Dado que no se mostraba ninguna acción o procedimiento en el ECAM, el PNF tomó la decisión, de forma unilateral, de seleccionar el conmutador AIR DATA en "F/O on 3".

Es posible que hubiera asociado la pérdida de información de velocidad en el PFD derecho con la pérdida del ADR que suministraba esa información. Al hacerlo, pudo haber recurrido a una analogía con una de las acciones recomendadas en varios procedimientos para tratar un problema de ADR(22) o de engelamiento(23).

Esta acción parece indicar que el PNF intentaba proporcionar al PF información válida. Asimismo, accionó el selector rotativo ATT/HDG y verbalizó esta acción ("te pongo en ATT...").

Este cambio de fuente inercial, que a posteriori no era necesario, puede indicar que su diagnóstico de la falla no estaba completamente definido. Para él, las velocidades indicadas eran incoherentes; sin embargo, puede que no hubiera descartado la posibilidad de que la información inercial también fuera incoherente. Ante sus dudas y la urgencia de la situación, pudo haber considerado prudente cambiar ambas fuentes de información.

En cualquier caso, este cambio de fuente inercial y de velocidad tuvo como consecuencia prolongar involuntariamente la invalidez de la velocidad mostrada en el PFD del PF, donde la velocidad procedente del ADR 2 estaba a punto de volver a ser válida.

NTT — Nota técnica del traductor

Mapeo: Intento de recuperación → desalineación persistente

I. Punto de entrada (continuidad del error)

Venimos de:

- Diagnóstico incompleto ("pérdida de velocidades")
- Sin procedimiento

- Trayectoria ya desviada
- Este bloque NO corrige eso
- lo reconfigura sin resolverlo

II. Detección tardía de la realidad física

El PNF dice:

“según los tres, estás ascendiendo”

Esto es clave

- Ya no confía en un solo instrumento
- Empieza a hacer integración lógica
- Traducción:

El sistema empieza a “ver”... pero tarde

Punto crítico #1

La trayectoria real aparece...
pero no se traduce en control efectivo

III. Intento de intervención del PNF

El PNF pide:

- estabilizar
- vigilar velocidad

- descender
-

Problema estructural

- No da objetivo concreto
- No define referencia (pitch / potencia / altitud)

→ Resultado:

orden correcta, pero no operativa

IV. Respuesta del PF (desacople motor-intención)

- Reduce *pitch*
- Reduce potencia (6 s después)
- Acepta verbalmente descender

→ PERO:

El avión sigue ascendiendo

Punto crítico #2

Aparece una brecha brutal:

lo que el piloto cree hacer ≠ lo que el avión hace

V. Interfaz que vuelve a romper coherencia

- Flight Director cambia a vertical speed
- Crossbar da órdenes contradictorias:

- primero *pitch-down*
 - luego *pitch-up*
-

Lectura profunda

El sistema deja de ser una guía estable
y se convierte en ruido ambiguo

VI. Micro-recuperación fallida

El PNF interpreta:

- reducción de pitch ✓
- sensación de aceleración ✓

→ Concluye:

“ya está corrigiendo”

Punto crítico #3

Se abandona la supervisión... demasiado pronto

VII. Regreso al diagnóstico (error estructural)

El PNF vuelve a:

- ECAM
- lógica de falla

- selección de fuentes

→ En vez de:

consolidar control de trayectoria

Esto es clave

Diagnóstico compite contra control
(no se secuencian, se solapan)

VIII. Intervención técnica que empeora el sistema

Acciones del PNF:

- AIR DATA → "F/O on 3"
 - ATT/HDG switch
-

➤ Resultado no intencional

- Se prolonga invalidez de velocidad
 - Se introduce nueva incertidumbre
-

Punto crítico #4

Intentar "arreglar la información"
empeora la capacidad de entenderla

IX. Estado del sistema en este punto

- Trayectoria ascendente no controlada
 - Inputs inconsistentes
 - Información fragmentada
 - Confianza degradada
 - Intervenciones cruzadas
-

Síntesis

Este bloque representa:

No la pérdida de control...
sino algo más peligroso:
la ilusión de estar recuperándolo.

Cadena extendida

1. Nose-up persistente
2. STALL 1 sin sentido
3. Diagnóstico incompleto
4. Detección tardía del ascenso
5. Instrucciones imprecisas
6. Respuesta desacoplada

7. Supervisión abandonada

8. Intervenciones técnicas erróneas

→ Resultado:

el sistema se vuelve activamente inestable

❖ No estaban dejando de actuar.

Estaban actuando... pero sobre una realidad que ya no correspondía al avión.

Tras el cambio de la fuente ADR, el "¿qué es eso?" del PNF parece indicar su incompreensión total ante el resultado de esta acción, ya que la velocidad mostrada en el lado derecho seguía siendo errónea. En ese momento, parecía estar sobrepasado.

Llamar al Capitán a la cabina de vuelo se convirtió en su máxima prioridad; su primer intento de contactarlo ocurrió dos segundos antes de que se activara la advertencia STALL 2.

Cabe señalar que, durante este periodo de cuarenta y seis segundos entre la desconexión del autopilot y la activación de la advertencia STALL 2, la alerta C-chord sonó durante un total de treinta y cuatro segundos, treinta y uno de ellos de forma continua, mientras que la advertencia de pérdida (STALL) sonó durante dos segundos.

La alerta C-chord saturó, por tanto, el entorno sonoro dentro de la cabina. No fue cancelada por la tripulación. Este entorno acústico desempeñó sin duda un papel en la alteración de la respuesta de la tripulación ante la situación.

A las 2 h 10 min 47, uno de los miembros de la tripulación canceló la advertencia Master Caution, que había estado activa desde las 2 h 10 min 05, es decir, durante más de 40 segundos. Para ello, presionó el pulsador situado en el FCU, que en ese momento estaba iluminado en ámbar. En ese instante, la alerta C-chord llevaba activa aproximadamente 27 segundos.

(22) Procedimientos NAV ADR 2 Fault, NAV ALTI DISCREPANCY y NAV IAS DISCREPANCY.

(23) Procedimientos Anti Ice F/O PROBES HEAT, Anti ICE F/O PITOT o L(R) STAT o AOA HEAT.

(24) El pulsador Master Warning se ilumina, pero no constituye una información específica sobre la aproximación a la pérdida, ya que está asociado a múltiples situaciones de emergencia. Esta advertencia puede cancelarse presionando el pulsador Master Warning, que no está iluminado, ubicado justo al lado del pulsador Master Caution.

Es posible que la acción de presionar el Master Caution haya sido un reflejo ante el hecho de que el botón estaba iluminado. Sin embargo, también es posible que se haya realizado con la intención de cancelar la alerta C-chord y así aliviar la saturación del entorno sonoro en la cabina.

En general, la falta de formalización y de compartición de intenciones por parte de ambos miembros de la tripulación dificultó la identificación y la resolución del problema.

2.1.3 Desde la activación de la advertencia STALL 2 hasta el final del vuelo

2.1.3.1 Expectativas de seguridad

Cuando las protecciones de ángulo de ataque proporcionadas por la ley normal de control de vuelo dejan de estar disponibles, la aproximación a la pérdida se indica a la tripulación mediante:

- ^ la advertencia sonora "Stall", asociada al indicador luminoso MASTER WARNING;
- ^ la aparición de la banda roja y negra en la cinta de velocidad (Vsw);
- ^ el buffet (vibración aerodinámica).

Cuando el cálculo de la velocidad Vsw no está disponible, esta velocidad deja de mostrarse en los PFD. En ese caso, no se presenta ninguna información visual específica que indique la aproximación a la pérdida(24).

NTT — Nota técnica del traductor

→ El mapeo más duro y fino de STALL 2 va *después* de este bloque.

Por qué (sin ambigüedad)

Este bloque hace dos cosas:

1. Cierra completamente la fase anterior

- Incomprensión total ("what is that")

- Saturación auditiva (C-chord dominante)
 - Prioridad: llamar al Capitán
 - CRM colapsado
- Es el colapso cognitivo final
-

2. Marca el umbral exacto

“two seconds before the STALL 2 warning triggered”

- Este bloque está en:

T – 2 segundos a STALL 2

Entonces:

- Este bloque = antes / justo en el borde
 - El siguiente bloque (2.1.3) = ya dentro de STALL 2
-

Lectura profunda

Este bloque NO es STALL 2 todavía.

- Es algo más sutil:

el momento en que ya no hay sistema humano capaz de procesar lo que viene

Traducción -

Este fragmento representa:

El colapso del intérprete..
justo antes de que cambie el lenguaje del sistema

Secuencia definitiva (ya cerrada)

1. Autopilot OFF
2. Startle + nose-up
3. STALL 1 (sin significado)
4. Diagnóstico incompleto
5. Intentos de corrección fallidos
6. Saturación + fragmentación
7. Colapso cognitivo total (este bloque)
8. STALL 2 (siguiente bloque)
9. Pérdida aerodinámica no recuperada

-
- ❖ No entran en pérdida cuando suena STALL 2.
Entran en pérdida...
cuando ya no queda nadie capaz de entender lo que significa.

Las características sonoras de la advertencia (una voz sintética que dice "Stall, stall" y el sonido tipo *cricket*), así como las vibraciones de advertencia aerodinámica (*deterrent buffet*), se consideran lo suficientemente intrusivas como para hacer que la tripulación se dé cuenta de que su comprensión de la situación es errónea, y para llamar su atención sobre el hecho de que la aeronave se aproxima a los límites del flight envelope.

La percepción de una o ambas señales debe llevar al PF a recordar el modelo global asociado al fenómeno de la pérdida:

Identificación de la advertencia o del *buffet* (es decir, dar sentido a las señales percibidas);
Aceptación del diagnóstico de pérdida, lo que implica reconocer la credibilidad de las señales en una situación en la que no se esperan;
Recuperación y aplicación de un procedimiento asociado, cuyos principios fundamentales se enseñan en las primeras horas de la formación básica de piloto.

También se espera que el PNF identifique los signos de aproximación a la pérdida, que acepte el diagnóstico asociado y que verifique que las acciones del PF son correctas.

El tiempo de reacción esperado por parte de la tripulación es del orden de unos pocos segundos. El examen de la documentación no ha puesto de manifiesto la existencia de una fraseología técnica específica asociada a la ejecución de estas acciones.

Salvo durante la formación inicial, como se ha mencionado anteriormente, es poco probable que un piloto se enfrente a una aproximación a la pérdida más que en contadas ocasiones a lo largo de su carrera, y aún menos probable que tenga que gestionar una pérdida completamente desarrollada. El modelo de seguridad asume, por tanto, que las capacidades para identificar las señales indicativas de aproximación a la pérdida y para recordar las acciones esperadas se mantienen suficientes a lo largo del tiempo, a pesar del bajo nivel de exposición.

2.1.3.2 Salida del dominio de vuelo

La advertencia STALL 2 se activó a las 2 h 10 min 51, pero no provocó ninguna reacción por parte de la tripulación.

A pesar de que la advertencia de pérdida había estado sonando durante 9 segundos, la aeronave ascendió por encima del techo de propulsión, con una velocidad vertical aún elevada y con una velocidad de trayectoria que disminuía como consecuencia de dicha velocidad vertical.

En ese momento, únicamente un descenso de la aeronave mediante una acción de picado (*nose-down*) sobre el *sidestick* habría permitido devolver la aeronave dentro del flight envelope.

La rápida disminución de la velocidad estuvo acompañada por un aumento del ángulo de ataque. El techo de sustentación, al Mach al que volaba la aeronave en ese momento, fue superado unos segundos después de haber sobrepasado el techo de propulsión.

Debido a su inercia, la aeronave continuó ascendiendo: su energía cinética se transformó en energía potencial hasta que se alcanzó el punto en el que la aeronave comenzó inevitablemente a descender.

El PF continuaba aplicando inputs de cabrado (*nose-up*), y el ángulo de ataque seguía aumentando. Incluso con los motores en régimen de empuje TOGA, la resistencia aerodinámica generada por ese elevado ángulo de ataque era tan alta que impedía a la aeronave acelerar.

NTT — Nota técnica del traductor

Mapeo final: STALL 2 → pérdida no reconocida
→ no recuperación

I. Lo que el sistema espera (modelo teórico)

El informe lo deja claro:

Ante un stall, deberían ocurrir tres pasos casi automáticos:

1. Reconocer la señal (aural / buffet)
2. Aceptar el diagnóstico
3. Aplicar procedimiento (nose-down)

→ Tiempo esperado: segundos

→ Pero aquí ocurre lo contrario

II. Ruptura #1 — Falla de reconocimiento

- “Stall, stall” suena
- Buffet debería sentirse

→ Pero:

No se integra como señal válida

¿Por qué ?

- Saturación sonora (C-chord dominante)
 - Modelo mental incorrecto (velocidad errónea ≠ stall)
 - Baja expectativa de ocurrencia
-

Punto crítico #1

El warning existe...
pero no entra al sistema cognitivo

III. Ruptura #2 — Falla de aceptación

El informe lo dice de forma muy fina:

Aceptar el stall implica creerle a la señal... aunque no encaje

→ Aquí no ocurre eso.

Lo que realmente pasa

El piloto:

- escucha
- pero no cree

Punto crítico #2

No es una falla de percepción
es una falla de confianza en la realidad

IV. Ruptura #3 — Falla de acción

Resultado directo:

- No hay nose-down suficiente
 - Se mantiene nose-up
-

Punto crítico #3

El input del piloto
profundiza la pérdida

V. Entrada al dominio físico irreversible

Aquí entra la física pura:

1. Ascenso fuera de límites

- Supera techo de propulsión
- Velocidad ↓
- Energía ↓

2. Aumento de AoA

- Sustentación se degrada
 - Resistencia ↑
-

3. Conversión de energía

- Energía cinética → potencial
 - El avión "sube muriendo"
-

Punto crítico #4

El avión sigue ascendiendo...
pero ya no puede sostenerse

VI. Trampa aerodinámica total

Incluso con:

- Empuje TOGA
- no hay recuperación
-

¿Por qué?

- Drag extremo por alto AoA
 - No hay aceleración posible
-

Punto crítico #5

El avión ya no responde a potencia
solo respondería a pitch-down

VII. Punto de no retorno operativo

En este momento:

- El avión ya salió del flight envelope
 - La única acción válida es clara
 - Pero no ocurre
-

Punto crítico final

La recuperación sigue siendo físicamente posible...
pero cognitivamente inaccesible.

Síntesis (— *Arquitectura invisible*)

El sistema no falla porque el avión entra en pérdida.
Falla porque la tripulación no puede reconocer que ya está en pérdida.

➤ Cadena final absoluta

1. STALL warning → no reconocido
2. Señal → no aceptada
3. Acción → incorrecta
4. AoA → aumenta
5. Energía → colapsa
6. Empuje → inútil
7. Avión → sale del envelope
8. Tripulación → sin modelo válido

❖ Frase núcleo

No perdieron el avión por falta de potencia.
Lo perdieron porque el único input que podía salvarlo,
nunca llegó a existir.

Posteriormente, la posición del *sidestick*, mantenida en posición *nose-up* o neutra, continuó agravando la situación y volvió la recuperación incierta, incluso imposible.

2.1.3.3 Reacciones de la tripulación ante la advertencia de pérdida (stall warning)

Cuatro segundos antes de la activación de la advertencia STALL 2, reaparecieron las barras de guiado del *flight director* en los PFD.

El modo vertical activo era V/S mode, con un valor objetivo de +1,400 ft/min.

Los modos mostrados en el FMA nunca fueron verbalizados (*call-out*) por la tripulación.

La barra horizontal indicaba entonces una ligera orden de *nose-up* en relación con el símbolo del avión.

La acción *nose-up* del PF provocó el incremento del ángulo de ataque y activó la advertencia de pérdida.

En el instante en que se activó la advertencia STALL 2, a las 2 h 10 min 51, la actitud de cabeceo (*pitch attitude*) de la aeronave era de 7 grados, y en aumento.

Unos segundos después, comenzó el buffet.

La tripulación nunca hizo referencia ni a la advertencia de pérdida ni al buffet que probablemente percibieron.

Esto plantea la cuestión de si ambos copilotos eran conscientes de que la aeronave se encontraba en una situación de pérdida (*stall*).

En efecto, la situación —caracterizada por una alta carga de trabajo y múltiples estímulos visuales— corresponde a un umbral en el que la capacidad de procesar una advertencia aural inusual se ve comprometida.

En un entorno sonoro ya saturado por la advertencia C-chord, no puede descartarse la posibilidad de que la tripulación no haya identificado la advertencia de pérdida.

2.1.3.3.1 Reacciones del PF

Aunque la aceptación (o el rechazo) por parte del PF de un diagnóstico de pérdida (*stall*) nunca fue verbalizada, algunas de sus acciones podrían considerarse coherentes con las recomendadas en una situación de aproximación a la pérdida: la colocación de las palancas de empuje en el detente TOGA, o su preocupación por mantener las alas niveladas.

Por otro lado, en ausencia de información de velocidad considerada fiable, es posible que el PF haya interpretado que la aeronave se encontraba en una situación de overspeed, en particular debido a su interpretación de varios indicios:

^ El ruido aerodinámico,

^ El buffeting, que pudo haber interpretado como consecuencia de alta velocidad,

La flecha de tendencia de velocidad en el PFD, que en ese momento indicaba aceleración.

Algunas de las acciones del PF pueden interpretarse como indicativas de la percepción de un riesgo o de un diagnóstico de overspeed. En primer lugar, el PF redujo el empuje durante los segundos previos a la activación de la advertencia STALL 2 y al inicio del buffet. En segundo lugar, 51 s después de la activación de esta advertencia, el PF dijo: "I have the impression we have speed", y

posteriormente llevó las palancas de empuje al detente IDLE. Reformuló su impresión unos segundos más tarde, acompañada de un intento de extender los *speedbrakes*.

Otros factores que pudieron haber llevado al PF a temer una situación de overspeed fueron:

- ^ La indicación en el ECAM (velocidad máxima 330/.82) combinada con la reconfiguración a *alternate law*, que pudo haber sido leída;

- ^ El hecho de que, en crucero, la banda roja superior en la cinta de velocidad (MMO) se encuentra aproximadamente diez nudos por encima de la velocidad actual, mientras que la VLS es apenas visible en la parte inferior de la cinta (unos treinta nudos por debajo);

- ^ Los riesgos asociados a situaciones de overspeed, profundamente arraigados en la conciencia colectiva de los pilotos.

No obstante, el PF también estaba confrontado con la advertencia de pérdida (*stall warning*), lo cual entraba en conflicto con su percepción de un overspeed. Las activaciones transitorias de la advertencia tras la desconexión del autopiloto pudieron haber llevado a la tripulación a cuestionar su credibilidad. Además, el hecho de que el *flight director* indicara una orden de *nose-up* pudo haber reforzado en el PF la idea de que la advertencia de pérdida no era pertinente. En eventos previos estudiados, las tripulaciones mencionaron con frecuencia sus dudas respecto a la pertinencia de la advertencia de pérdida (véase 1.16.8.4).

La aplicación de empuje máximo fue probablemente consecuencia de la percepción de la advertencia de pérdida. Sin embargo, el PF pudo haber interpretado la activación de dicha advertencia como consecuencia de la reducción de empuje que había aplicado cuatro segundos antes; en ese caso, habría aplicado empuje máximo con la intención de regresar a la situación anterior.

Unos segundos después, el PF dijo: "I'm in TOGA, right?". Esto puede indicar que no estaba seguro de haber colocado las palancas de empuje en el detente TOGA, como pretendía, o que no comprendía por qué esta acción no resultaba efectiva para eliminar la advertencia de pérdida. Este segundo caso podría, por tanto, indicar que el PF había construido una representación mental errónea del modelo de vuelo de la aeronave, y que esperaba poder resolver la situación aplicando empuje TOGA a gran altitud y una actitud de cabeceo (*pitch attitude*) de doce grados, estrategia similar a la recomendada a baja altitud. El resultado infructuoso de sus acciones posiblemente incrementó su desconfianza hacia la advertencia.

Finalmente, aunque el PNF había anunciado (*call-out*) la reconfiguración a *alternate law* al leer el ECAM, y aun cuando los indicadores de pérdida de protecciones deberían haber sido mostrados en el PFD (SPD LIM y una cruz ámbar en los ejes de alabeo y guiñada), es posible que el PF no haya sido plenamente consciente de esta reconfiguración ni de sus implicaciones. En consecuencia, pudo haberse apoyado en la creencia generalizada de que la aeronave no podía entrar en pérdida (*stall*), y en este contexto, la advertencia de pérdida resultaba incoherente.

Las oscilaciones de la actitud de cabeceo en los segundos posteriores a la activación de la advertencia de pérdida revelan que el pilotaje de la aeronave era claramente muy difícil y probablemente requería toda la atención del PF. Durante esta fase, el símbolo del avión en el PFD se encontraba próximo, pero en promedio ligeramente por encima, de la barra horizontal del *flight director*.

Es probable que el PF haya intentado seguir esta barra a medida que cambiaba, sin haber integrado el cambio de modo longitudinal activo. En efecto, el factor emocional elevado, combinado con la carga de trabajo, pudo haber llevado al PF a confiar en el *flight director*, independientemente de otros parámetros: pudo haber considerado las barras del *flight director* como un medio para mantener el nivel de crucero.

Además, las indicaciones del *flight director* pudieron haberlo inducido a comandar un ángulo de cabeceo positivo de aproximadamente 12.5°. Este valor aparece en el procedimiento de advertencia de pérdida durante la fase de despegue. Es posible que, aunque no lo haya verbalizado, el PF haya recordado este valor memorizado y se haya aferrado a esta referencia sin tener presente que correspondía a una fase de vuelo distinta. La combinación de este valor memorizado y las indicaciones del *flight director* pudo haber constituido uno de los pocos (y quizá el único) puntos de coherencia dentro de su incomprensión general de la situación.

Así, parece probable que el *flight director* haya ejercido una influencia significativa. El PF pudo haberse visto tentado a seguirlo sin validar la información presentada. La coincidencia entre la información proporcionada por el FD y la advertencia de pérdida pudo haber debilitado la credibilidad de las acciones que debían adoptarse en respuesta a dicha advertencia.

Nota: El procedimiento "Vol avec IAS douteuse" recomienda desactivar el FD, con el fin de evitar que presente indicaciones potencialmente no pertinentes.

Las indicaciones del *flight director*, la duda respecto a la pertinencia de la advertencia aural de pérdida y la identificación de la posibilidad de una situación de overspeed no permitieron al PF establecer un diagnóstico correcto. En consecuencia, implementó una combinación de acciones antagónicas para responder simultáneamente a una situación de overspeed (reducción de empuje, inputs *nose-up*) y a una situación de pérdida (*stall*) (aplicación de empuje máximo).

2.1.3.3.2 Acciones del PNF

Cuando se activó la advertencia STALL 2 y apareció el buffet, el PNF se enfrentó a una incomprensión creciente de la situación.

La estrategia del PNF fue entonces, ante todo, llamar al Capitán, lo cual ocupó una parte importante de sus recursos. Dado que esperaba con ansiedad su regreso, es posible que el fenómeno de selectividad atencional haya reducido su capacidad para percibir la advertencia de pérdida (*stall warning*).

Aun cuando hubiera percibido la situación de aproximación a la pérdida y tenido en cuenta las correcciones de la trayectoria de vuelo en la secuencia previa, resultaría sorprendente que la principal preocupación del PNF fuera mantener las alas niveladas y luego verificar el ajuste de empuje de los motores. Él también pudo haber dudado de la fiabilidad de la advertencia.

En cualquier caso, la atención del PNF se desvió del parámetro clave en ese momento, es decir, la actitud de cabeceo de la aeronave, que era inapropiada para esa altitud.

Alrededor de las 2 h 11 min 38, después de que el PF dijera: "I don't have control of the plane at all", el PNF anunció "controls to the left", tomó prioridad e introdujo dos inputs laterales completos hacia la izquierda. La aeronave se encontraba entonces en alabeo hacia la izquierda. El PF retomó inmediatamente la prioridad y mantuvo su *sidestick* en tope hacia la izquierda. Esta toma de prioridad por parte del PF no pudo ser explicada, pero evidencia la desestructuración en la distribución de tareas.

2.1.3.4 Regreso del Capitán

El Capitán probablemente percibió las vibraciones asociadas al buffet, así como una actitud de cabeceo de aproximadamente 15 grados, y escuchó la advertencia de pérdida mientras se aproximaba a la cabina de vuelo. No obstante, a su regreso, no hizo ninguna referencia a ello.

La advertencia de pérdida se volvió intermitente y se entrelazó con la alerta C-chord. Estas dos advertencias, combinadas con el ruido ambiente y las voces de sus colegas, generaron un entorno sonoro saturado, difícil de interpretar para el Capitán, especialmente considerando que parte de su atención estaba probablemente centrada en la lectura y análisis de los instrumentos.

Los dos copilotos le informaron que habían perdido el control. El PNF indicó que no comprendía la situación y que habían "intentado todo". La incompreensión general dificultó proporcionar una descripción más precisa de los eventos recientes.

Cuando el Capitán regresó a la cabina, la aeronave se encontraba en un descenso rápido, aunque a una altitud cercana al nivel de crucero en el que se encontraba cuando él la había dejado. En estas condiciones, y sin haber experimentado la secuencia completa de eventos, resultaba muy difícil para el Capitán establecer un diagnóstico. Habría sido necesario interrogar a los copilotos sobre la secuencia de eventos, enfoque que se vio bloqueado por la urgencia de la situación y el nivel de estrés transmitido por el tono de voz del PNF.

Posteriormente, sus intervenciones muestran que tampoco identificó la situación de pérdida: las múltiples activaciones e interrupciones de la advertencia de pérdida contribuyeron sin duda a aumentar la confusión en su análisis de la situación. Pareció entonces basarse en la actitud de cabeceo y en los parámetros de empuje para analizar la trayectoria de vuelo.

2.1.3.5 Final del vuelo

Alrededor de las 2 h 12, descendiendo a través del FL315, el ángulo de ataque de la aeronave se estabilizó en un valor promedio de aproximadamente 40 grados. Solo una tripulación extremadamente resolutiva, con una comprensión clara de la situación, habría podido ejecutar una maniobra que quizá hubiera permitido recuperar el control de la aeronave. En la práctica, la tripulación había perdido casi por completo el control de la situación.

Hasta el final del vuelo, ningún valor válido del ángulo de ataque fue inferior a 35°.

2.2 Formación de pilotos y entrenamiento recurrente

2.2.1 Pilotaje manual de la aeronave y representación funcional del vuelo

A las 2 h 10 min 05, cuando se desconectó el autopiloto, la aeronave se encontraba en crucero, próxima al límite superior de su envolvente de vuelo, y el *autothrust* había reducido ligeramente el empuje para ajustar el Mach de crucero al valor seleccionado de 0.80 en el FCU.

Durante el primer minuto tras la desconexión del autopiloto, la aeronave salió de su envolvente de vuelo. Ninguno de los dos miembros de la tripulación disponía de la claridad mental necesaria para aplicar acciones correctivas. Sin embargo, cada segundo que pasaba requería una acción de pilotaje correctiva cada vez más decidida.

Tras la desconexión del autopiloto, los inputs *nose-up* generaron un factor de carga de hasta 1.6 g, es decir, 1.4 g si se excluye el componente de turbulencia. El mantenimiento de una actitud de cabeceo elevada produjo inicialmente, mientras la aeronave aún disponía de suficiente velocidad, una elevada velocidad de ascenso (hasta 7,000 ft/min), seguida de un rápido incremento del ángulo de ataque. A gran altitud, una velocidad de ascenso tan elevada solo puede lograrse mediante la conversión de energía cinética en energía potencial, es decir, a costa de una rápida disminución de la velocidad sobre la trayectoria de vuelo.

Además, el valor de empuje de 84% N1 era inferior al necesario para mantener el vuelo nivelado (95% N1), debido a la reducción de Mach ordenada unos segundos antes de la desconexión del autopiloto, seguida por la entrada en modo Thrust Lock a las 2 h 10 min 10. El empuje fue reajustado hacia CLIMB a las 2 h 10 min 23, aunque la aeronave ya ascendía rápidamente con una velocidad vertical de 6,000 ft/min.

Estos factores provocaron una rápida disminución de la energía cinética y llevaron a la aeronave por encima de su techo de sustentación al Mach al que volaba en ese momento. Esta rápida salida de la envolvente de vuelo no fue comprendida ni, por tanto, anticipada por los pilotos.

En ausencia de una indicación de velocidad fiable, una comprensión de la física del vuelo a gran altitud —adquirida mediante la formación en principios fundamentales como la conversión de

energía, el equilibrio de fuerzas y los techos de sustentación y propulsión— habría podido ayudar considerablemente a los pilotos a anticipar el rápido deterioro de su situación y a adoptar a tiempo la medida correctiva adecuada: iniciar un descenso.

Cabe señalar asimismo que el overspeed constituía un riesgo muy presente en la mente del PF. Esto se explica por el hecho de que, en la enseñanza teórica (en particular en el ATPL), el riesgo de “high speed stall” se presenta en igualdad con el más clásico “low speed stall”. Aunque este último es bien conocido por los pilotos, las excursiones más allá de VMO/MMO no se demuestran en entrenamiento. Además, las vibraciones (asociadas al buffet) se asocian erróneamente con situaciones de overspeed.

2.1.3.5 Fin del vuelo

Alrededor de las 2 h 12, descendiendo a través de FL 315, el ángulo de ataque del avión se estabilizó en un valor medio cercano a 40 grados.

Solo una tripulación extremadamente decidida y con una comprensión clara de la situación habría podido ejecutar una maniobra que quizá permitiera recuperar el control del avión.

En la práctica, la tripulación había perdido casi por completo el control de la situación.

Hasta el final del vuelo, ningún valor válido de ángulo de ataque fue inferior a 35°.

2.2 Formación de pilotos y entrenamiento recurrente

2.2.1 Pilotaje manual y representación funcional del vuelo

A las 2 h 10 min 05, cuando se desconectó el piloto automático, el avión se encontraba en crucero cerca del límite superior de su envolvente de vuelo, y el autothrust había reducido ligeramente la potencia para ajustar el Mach de crucero al valor seleccionado (0.80 en el FCU).

Durante el primer minuto posterior a la desconexión del piloto automático, el avión salió de su envolvente de vuelo.

Ninguno de los dos pilotos disponía de la claridad mental necesaria para aplicar acciones correctivas. Sin embargo, cada segundo que pasaba requería una intervención de pilotaje más decidida.

Tras la desconexión del piloto automático:

- Las acciones de morro arriba generaron un factor de carga de hasta 1.6 g (aproximadamente 1.4 g sin considerar la turbulencia).
- Mantener una actitud de cabeceo elevada produjo inicialmente:
 - Una alta velocidad vertical de ascenso (hasta 7,000 ft/min),
 - Seguida de un rápido incremento del ángulo de ataque.

A gran altitud, una tasa de ascenso tan elevada solo puede lograrse mediante la conversión de energía cinética en energía potencial, es decir, a costa de una rápida disminución de la velocidad.

Además:

- El empuje de 84% N1 era inferior al necesario para vuelo nivelado (95% N1), debido a:
 - La reducción de Mach ordenada antes de la desconexión del piloto automático,
 - Y el paso a modo THRUST LOCK a las 2 h 10 min 10.
- El empuje se reajustó hacia CLIMB a las 2 h 10 min 23, cuando el avión ya ascendía rápidamente con una velocidad vertical de 6,000 ft/min.

Estos factores provocaron:

- Una rápida reducción de la energía cinética,
- Y llevaron al avión por encima de su techo de sustentación al Mach en el que volaba.

Esta salida rápida de la envolvente de vuelo no fue comprendida ni anticipada por los pilotos.

Clave técnica del informe

En ausencia de indicaciones fiables de velocidad, una comprensión de la física del vuelo a gran altitud, basada en:

- Conversión de energía
- Equilibrio de fuerzas
- Techos de sustentación y propulsión

habría podido ayudar significativamente a:

- Anticipar el deterioro de la situación
- Aplicar la acción correctiva adecuada a tiempo:
iniciar un descenso

Observación crítica

El riesgo de exceso de velocidad (overspeed) estaba fuertemente presente en la mente del PF.

Esto se explica por:

- La formación teórica (especialmente ATPL), donde:
 - El "high speed stall" se presenta al mismo nivel que la pérdida clásica a baja velocidad
- El hecho de que:
 - Las excursiones más allá de VMO/MMO no se demuestran en entrenamiento
- Y una asociación errónea:
 - Vibraciones (buffet) \neq overspeed, aunque muchos pilotos las interpretan así

2.2.2 Entrenamiento CRM y ejercicios

La distribución de tareas entre los dos copilotos parecía inicialmente adecuada:

- El PF: pilotaje del avión
- El PNF: gestión de la falla

Ambos lograron:

- Identificar la pérdida de información de velocidad
- Construir una representación compartida inicial de la situación

Sin embargo, esto no fue suficiente para:

- Construir un plan de acción conjunto
-

Fallas observadas en CRM

- Lectura del ECAM:
 - Fragmentada y vacilante
 - Posiblemente desvió la atención del PF hacia el ECAM, en detrimento del pilotaje
- Comunicación:
 - Falta de claridad y precisión en:
 - Intenciones
 - Objetivos
- Coordinación:
 - Insuficiente
 - No se consolidó un modelo común de acción

Consecuencia operativa

Ante la dificultad:

- Ambos copilotos se concentraron en sus tareas individuales
- A costa de la comunicación esencial

Esto derivó en:

- Pérdida de coordinación
 - Cooperación desestructurada
 - Pérdida de control cognitivo
 - Y posteriormente, pérdida del control físico del avión
-

Evaluación estructural del CRM

El CRM:

- Se deterioró progresivamente
 - Mostró ser frágil en contextos:
 - Inesperados
 - Dinámicos
 - No familiares
-

Problema sistémico en evaluación CRM

- Evaluación obligatoria:

- Chequeo anual en línea
- Habilitación como comandante
- Limitación clave:
 - Dificultad para medir objetivamente el desempeño CRM

Problemas detectados:

- Ausencia de sistema de referencia uniforme
 - Heterogeneidad metodológica
 - Criterios de evaluación no estandarizados
 - Instructores con desempeño variable
-

Recomendación implícita

Establecer:

- Estándares de instrucción claros
 - Que permitan:
 - Evaluación objetiva
 - Comparabilidad entre tripulaciones
-

2.2.3 Tripulaciones reforzadas (Augmented crews)

La investigación no identificó elementos que permitan cuestionar razonablemente la gestión estratégica de la trayectoria de vuelo por parte de la tripulación del vuelo AF447 durante el cruce de la ZCIT, antes de la desconexión del piloto automático.

El análisis no ha puesto de manifiesto ninguna deficiencia particular en la transmisión práctica (o formal) de la información durante el relevo del Comandante que, de haber sido corregida, hubiera modificado el curso de los acontecimientos posteriores.

Sin embargo:

- El Comandante abandonó la cabina para su período de descanso:
 - Sin designar formalmente al PF como piloto de relevo,
 - y sin responder a sus inquietudes respecto a la ZCIT y la turbulencia.

Esto contribuyó a aumentar el nivel de carga emocional de este copiloto durante el resto del vuelo:

- Se le habían asignado todas las responsabilidades de un comandante en relevo,
- pero sin percibir que contaba con la información necesaria para tomar decisiones adecuadas,
- especialmente en presencia de un segundo copiloto más experimentado.

Configuración de la tripulación tras la salida del Comandante

La tripulación compuesta por dos copilotos quedó en cabina con:

- Una estrategia incierta para la siguiente fase del vuelo
- Y con características poco favorables para una gestión eficaz de los recursos

Asimetría de experiencia y autoridad

- El PF (designado implícitamente como relevo):
 - Tenía menos experiencia total y en tipo de aeronave

- El PNF:
 - Era significativamente más experimentado
 - Ocupaba un puesto en el Centro de Control de Operaciones (OCC) de la aerolínea
 - Probablemente era percibido como experto por sus pares
-

Implicación clave

Esto plantea dudas sobre la racionalidad de la designación del piloto de relevo.

Deriva operativa observada

La diferencia de experiencia produjo:

- Una toma natural de liderazgo por parte del PNF
- Ausencia de oposición por parte del PF

Sin generar conflicto, esta dinámica llevó rápidamente, tras la desconexión del piloto automático, a:

- Inversión de la estructura jerárquica normal en cabina
 - Transferencia de liderazgo al PNF
 - Sin transferencia formal ni explícita del mando
-

Deficiencia estructural en la formación

El programa de entrenamiento del operador:

- No permite a los copilotos desarrollar sistemáticamente:

- La mentalidad necesaria para ejercer el rol de comandante en relevo
-

Consecuencia

La ausencia de entrenamiento CRM específico para este rol puede:

- Deteriorar la respuesta sinérgica de una tripulación compuesta por dos copilotos
 - Reducir su capacidad para:
 - Gestionar de forma cooperativa
 - Situaciones inesperadas
 - Especialmente en el mediano y largo plazo
-

2.2.4 Simuladores de vuelo

En lo relativo a la formación práctica sobre la noción de aviso de pérdida (stall warning):

Las únicas oportunidades que tuvieron ambos copilotos para enfrentarse a este fenómeno fueron:

1. Durante su formación básica
2. Y posteriormente en:
 - Una o dos sesiones de simulador
 - Durante su habilitación inicial en el A320

Características de este entrenamiento

- Realizado a baja altitud (FL100)

- Enfocado en:
 - Demostrar el fenómeno
 - Analizarlo
 - Con énfasis particular en:
 - El funcionamiento de las protecciones en ley normal
-

Limitación crítica

En ley alterna:

- El ejercicio de aproximación a la pérdida:
 - Expone al piloto a la alarma de pérdida en una situación esperada donde:
 - Las acciones correctivas:
 - ya están anticipadas y preparadas

NTT — Nota técnica del traductor

Entrenamiento en pérdida (stall)

El informe indica que la formación práctica en pérdida se realizó en condiciones previstas, controladas y a baja altitud.

En contraste, el evento analizado ocurrió en un contexto de:

- Gran altitud,
- Degradación de las leyes de control,
- y alta carga cognitiva.

Esta diferencia de contexto ayuda a entender por qué la situación pudo no ser identificada ni gestionada conforme a lo esperado.

El ejercicio permite al alumno experimentar el inicio de las vibraciones debidas al buffet, lo que confirma el fenómeno de pérdida.

A gran altitud:

- El margen entre:
 - El ángulo de ataque normal en crucero
 - y el ángulo de ataque que activa la alarma de pérdida

es muy reducido.

Los alumnos que realizan el ejercicio a baja altitud:

- Perciben una reducción de velocidad respecto a los valores de referencia
- Pero no son sensibilizados a la proximidad del umbral de ángulo de ataque en el que se activa la alarma.

Limitaciones del carácter demostrativo del entrenamiento

El carácter demostrativo de los ejercicios:

- No permite a la tripulación experimentar:
 - el efecto de sorpresa (*startle effect*) generado por la alarma de pérdida,
 - ni las reacciones reflejas sobre los mandos que este puede inducir.

Vacíos en la formación actual

Las prácticas actuales de entrenamiento:

- No compensan:
 - la ausencia de vuelo manual a gran altitud,
 - ni la falta de experiencia en aeronaves convencionales.

Además:

- limitan la capacidad de los pilotos para:
 - adquirir
 - o mantener habilidades básicas de pilotaje (*airmanship*).
-

Diferencia entre entrenamiento y realidad operativa

De forma general:

- Los ejercicios en simulador siguen un escenario predeterminado
- Aunque existan variaciones, los alumnos:
 - están más o menos familiarizados con las fallas que enfrentarán

En este sentido:

- Los escenarios de entrenamiento pueden diferir significativamente de la realidad de una falla en vuelo.

Impacto del factor sorpresa

El efecto de sorpresa en operación real:

- es desestabilizador
 - genera estrés
 - y puede afectar directamente:
 - la correcta ejecución de maniobras
 - la capacidad de diagnóstico
 - la recuperación de la situación
-

Limitación estructural del entrenamiento

Las condiciones en que se imparte el entrenamiento:

- No son propicias para:
 - instruir sobre estos factores ambientales,
 - ni para favorecer la aplicación posterior de:
 - habilidades no técnicas (NOTECHS)
 - necesarias para gestionar situaciones inesperadas
-

Caso específico AF447: procedimiento no aplicado

La tripulación del vuelo AF447:

- No asoció:
 - la pérdida de información de velocidad

- con las alertas y mensajes ECAM
 - Con el procedimiento:
 - “IAS douteuse” (velocidad indicada no fiable)
-

Complejidad de la falla

La pérdida de información de velocidad:

- puede producirse por múltiples causas técnicas
- en distintas fases de vuelo
- con riesgos diferentes

Por ello:

- es complejo reproducir en simulador todos los modos de falla posibles
-

Variabilidad de manifestaciones

Esta variabilidad genera efectos muy distintos en cabina:

- Puede haber:
 - numerosas alertas y mensajes ECAM
 - o bien:
 - solo inconsistencias de parámetros
 - sin ninguna alerta, como en entrenamiento
-

Limitación crítica del entrenamiento

Las tripulaciones:

- entrenaron bajo escenarios conocidos
 - pero no tuvieron oportunidad de considerar:
 - el impacto del efecto sorpresa en su comportamiento individual
 - ni su capacidad de:
 - degradar el trabajo en equipo
-

Conclusión del análisis

La dificultad —o incluso imposibilidad— de reproducir en simulador:

- la complejidad
- la variabilidad de las señales de falla
- y el efecto de sorpresa real

Combinada con:

- la ausencia de este efecto en escenarios conocidos

Impidió que el entrenamiento fuera plenamente adecuado a la situación realmente encontrada.

NTT — Nota técnica del traductor

— Efecto de sorpresa (*startle effect*)

El *startle effect* es una respuesta neurocognitiva inmediata ante un evento inesperado.

Se traduce en:

- Incremento abrupto de la carga emocional,
- Degradación temporal de la capacidad de procesamiento,
- Y tendencia a respuestas reflejas no integradas en un plan de acción.

En este estado, la información disponible puede dejar de ser operativamente útil, no por su ausencia, sino por la dificultad de integrarla en una representación coherente de la situación en tiempo real.

El informe señala que este efecto, difícil de reproducir en entrenamiento, puede afectar tanto la identificación del problema como la ejecución de las acciones correctivas.

NTT — Nota técnica del traductor

— Pérdida de significado operacional

La “pérdida de significado operacional” describe una situación en la que la información disponible:

- está presente,
- es percibida,
- pero no logra integrarse en una representación coherente que permita orientar la acción.

En este estado:

- las señales pueden ser interpretadas de forma contradictoria,
- las prioridades no se estabilizan,

- y las acciones dejan de responder a un objetivo claro.

El informe muestra que, bajo alta carga cognitiva y múltiples estímulos concurrentes, esta pérdida de significado puede impedir tanto el diagnóstico como la ejecución de una respuesta adecuada, aun cuando los datos necesarios estén disponibles.

2.2.5 Comportamiento del avión en leyes de control reconfiguradas

La ley alterna 2B representa un caso específico de reconfiguración de las leyes de control de vuelo.

En efecto:

- Se produce cuando los computadores de control de vuelo han rechazado las tres ADR (Air Data Reference).
- Tiene como característica particular:
 - la pérdida del cálculo y de la visualización de las velocidades límite.

Pérdida de protecciones

Las protecciones de:

- alta velocidad
- baja velocidad

presentes en ley normal, y en algunos casos de forma reducida en ley alterna (estabilidad a alta y baja velocidad), se pierden.

Sin embargo:

- No existe una indicación explícita del nivel de ley alterna en el que se encuentra el avión,
 - salvo:
 - la bandera roja SPD LIM junto a la cinta de velocidad
 - (visible, por ejemplo, en el ECAM)
-

Mensaje ECAM

El mensaje asociado a la reconfiguración es:

- "PROT LOST" (protecciones perdidas)

No obstante:

- no todas las protecciones desaparecen, ya que:
 - la protección de factor de carga permanece disponible
 - y pueden subsistir protecciones reducidas
-

Implicación clave

La identificación precisa de las consecuencias de una reconfiguración en ley alterna resulta, por tanto, compleja.

Características de la ley alterna 2

En ley alterna 2:

- El control longitudinal:
 - permanece como ley de factor de carga
 - El control lateral:
 - pasa a ser una ley directa
-

Especificidad de la ley alterna 2B

En este caso particular:

- Algunos coeficientes del control longitudinal:
 - se vuelven independientes de la velocidad
 - y se ajustan a la velocidad máxima de configuración (330 kt en configuración limpia)

Esto:

- modifica poco el comportamiento respecto a ley normal,
 - pero puede generar:
 - una dinámica de respuesta inusual
 - cuando el avión se encuentra a una velocidad anormalmente baja para su configuración
-

Control lateral en ley directa

En el eje lateral:

- La ley directa implica que:

- el piloto debe aplicar entradas activas para contrarrestar cualquier tendencia al alabeo
(por ejemplo, debida a viento cruzado)
 - No existe trim de alerones
-

Implicaciones en condiciones reales (caso del accidente)

En caso de desconexión del piloto automático en una zona con turbulencia, como ocurrió:

- incluso una entrada moderada del piloto:
 - puede volverse rápidamente necesaria para controlar el alabeo
-

Objetivo básico de pilotaje

Mantener las alas horizontales:

- constituye un objetivo básico de pilotaje,
 - especialmente en crucero
-

Comportamiento en el eje longitudinal

En el eje longitudinal:

- la ley de factor de carga permite que:
 - el avión se mantenga prácticamente en vuelo nivelado
 - sin necesidad de entradas constantes

Solo niveles elevados de turbulencia:

- desestabilizarían significativamente el avión
-

Consecuencia operativa

Las acciones de pilotaje deberían ser:

- moderadas
 - y centradas principalmente en el eje lateral
-

Aplicación al accidente

En el caso analizado:

- El PF intentó controlar el alabeo,
- aunque la amplitud de sus entradas:
 - terminó por mantener dichas oscilaciones

Al mismo tiempo:

- aplicó entradas de morro arriba relativamente fuertes
-

Interpretación posible

Estas acciones podrían explicarse, entre otras hipótesis, por:

- una dificultad para integrar los distintos tipos de leyes de control,
- y por comprender:
 - la diferencia en los tipos de entradas necesarias

- entre el eje longitudinal y el lateral

Cuando ya no quedan protecciones, el avión deja de poseer estabilidad estática longitudinal positiva, incluso en aproximación a la pérdida. Esta ausencia implica, en particular, que no es necesario aplicar ni aumentar una acción de morro arriba para compensar una pérdida de velocidad mientras se mantiene la altitud.

Este comportamiento, aunque puede parecer contrario a ciertos principios básicos de la aviación clásica, fue considerado aceptable por las autoridades de certificación, teniendo en cuenta condiciones especiales y criterios de interpretación. En efecto, la presencia de protecciones del envolvente de vuelo hace que una estabilidad longitudinal neutra sea aceptable.

Sin embargo, la estabilidad estática longitudinal positiva en un avión puede ser útil, ya que permite al piloto recibir una retroalimentación sensorial (a través de la posición del sidestick) sobre la situación del avión en términos de velocidad con respecto a su punto de equilibrio (trim) a empuje constante.

En un avión convencional, la aproximación a la pérdida está siempre asociada a una acción más o menos marcada de morro arriba. Este no es el caso del A330 en ley alterna.

La consecuencia específica es que, en esta ley de control, un avión colocado en una configuración en la que el empuje no es suficiente para mantener la velocidad en la trayectoria de vuelo terminaría entrando en pérdida sin necesidad de ninguna acción sobre el sidestick.

Parece que esta ausencia de estabilidad estática positiva pudo haber contribuido a que el PF no identificara la aproximación a la pérdida.

2.3 Ergonomía

2.3.1 ECAM

A las 2 h 10 min 05, como respuesta a la obstrucción de las sondas Pitot por cristales de hielo, diversos sistemas de monitoreo se activaron casi de manera instantánea.

Así, los sistemas FMGEC detectaron discrepancias entre las distintas velocidades medidas, y las computadoras de control de vuelo (FCPC/PRIM) identificaron una caída brusca en varias de estas mediciones, lo que llevó a la reconfiguración a ley alterna. Este monitoreo, específico de las FCPC, está diseñado precisamente para detectar la obstrucción de varias sondas Pitot.

La tripulación solo recibe información sobre las consecuencias de la activación de estos sistemas:

- desconexión del piloto automático (AP),
- desconexión del autothrust (A/THR),
- transición a ley alterna, etc.

Sin embargo, no se presenta ningún mensaje de fallo que identifique el origen de estas anomalías, en particular:

- el rechazo de los ADR,
- y la invalidez de las mediciones de velocidad.

(25) Excepto en ciertos casos en los que la tripulación ya había desconectado el A/THR tras entrar en una zona de turbulencia.

De este modo, la tripulación tomó el control de un avión cuyos sistemas ya habían detectado inconsistencias en las velocidades medidas, pero sin contar con un mensaje ECAM que permitiera un diagnóstico rápido de la situación y la activación del procedimiento adecuado.

No obstante, durante su formación, se enseña a las tripulaciones a leer el ECAM tan pronto como se haya asegurado el control de la trayectoria de vuelo, ya que esto debería facilitar el análisis de la situación y permitir organizar una respuesta frente a las fallas.

Entre la desconexión del piloto automático y la activación de la advertencia STALL 2, se mostraron numerosos mensajes en el ECAM.

Ninguno de estos mensajes permitió a la tripulación identificar el problema relacionado con la anomalía de velocidad.

Además, la gestión de las prioridades entre los distintos mensajes provocó una rápida alternancia de la información mostrada, lo que complicó aún más el análisis y la comprensión de la situación por parte de la tripulación.

La lectura del ECAM por parte del PNF, y posiblemente también del PF, consumió tiempo y recursos mentales en detrimento de la gestión del problema y de la supervisión de la trayectoria de vuelo.

2.3.2 Funcionamiento de los directores de vuelo

Cuando ocurre un evento de velocidad no fiable, las funciones de control automático (piloto automático y autothrust) se desconectan automáticamente. A partir de ese momento, la tripulación solo puede reactivarlas mediante la pulsación de un botón específico en el FCU.

Los directores de vuelo se comportan de manera diferente, en la medida en que las barras de guiado desaparecen del PFD, aunque los directores de vuelo continúan activados.

La consecuencia de esta ausencia de desconexión automática es que las barras de guiado desaparecen y reaparecen varias veces a medida que cambian los distintos parámetros y sus mecanismos de supervisión asociados, sin requerir ninguna acción específica por parte de la tripulación.

La desconexión de los directores de vuelo forma parte de la maniobra de emergencia "IAS douteuse" (Air France) y del procedimiento "Unreliable airspeed" (Airbus), al igual que la desconexión del piloto automático y del autothrust. Este enfoque probablemente responde al objetivo de evitar que se generen órdenes erróneas como consecuencia de la pérdida de información coherente de velocidad.

Sin embargo, el análisis de eventos anteriores muestra que el piloto automático y el autothrust siempre se desconectan automáticamente(25).

Los directores de vuelo, por su parte, desaparecen (al menos temporalmente) cuando se desconecta el autothrust, pero reaparecen automáticamente cuando se restablecen las condiciones de funcionamiento, mientras que la reactivación del piloto automático o del autothrust requiere una acción por parte de la tripulación.

Esta diferencia de comportamiento entre el piloto automático y el autothrust por un lado, y los directores de vuelo por otro, probablemente jugó un papel en el accidente como resultado de la combinación de varios efectos:

- La credibilidad de las barras de guiado se ve reforzada por su desaparición seguida de su reaparición: si aparecen, implica que las indicaciones que muestran son válidas;
- Al atraer la atención de la tripulación (por su color verde y su presentación en el centro del PFD), la presencia de las barras de guiado pudo haber influido en las acciones del PF, en particular en relación con su reacción a la advertencia de pérdida;
- Solo es posible ser consciente de los cambios en los modos activos (cuando reaparecen las barras) mediante la lectura del FMA, lo cual probablemente resulta difícil en una situación de alta carga de trabajo, ya sea por la pilotaje o por la gestión de fallas.

Por lo tanto, cabe cuestionar la pertinencia de la reaparición automática de los directores de vuelo una vez que han desaparecido.

2.3.3 Advertencia de pérdida (funcionamiento e identificación)

En ley alternativa o directa, el umbral de activación de la advertencia de pérdida varía con el Mach. La experiencia ha mostrado que puede alcanzarse con relativa facilidad en fase de crucero si la aeronave entra en una zona de turbulencia moderada.

En estos casos, las advertencias se activan debido a un aumento local del ángulo de ataque; son, por tanto, transitorias y generalmente se manifiestan como avisos truncados (la voz sintetizada "STALL, STALL" puede escucharse de forma incompleta).

Eventos previos estudiados (activación de la advertencia de pérdida en contexto de anomalía de velocidad en crucero) muestran que otras tripulaciones no reaccionaron como se esperaba ante la proximidad de la pérdida, tendiendo a considerar la advertencia como espuria. Por esta razón, el comportamiento de la tripulación del AF447 puede considerarse reproducible en lo relativo a la falta de reacción ante la advertencia de pérdida.

Estos incidentes son fenómenos transitorios que solo generan una advertencia debido a la pérdida de las protecciones de ley normal. Generan estrés, pero la conclusión operativa ha sido que la seguridad del vuelo no se ve comprometida, siempre que se mantengan las condiciones de vuelo (velocidad, actitud de cabeceo, empuje).

Bajo estas condiciones, la reacción inmediata que la advertencia debería provocar no se considera necesaria; por ello, estas activaciones pueden percibirse como inapropiadas y susceptibles de afectar la credibilidad global de una advertencia que las tripulaciones prácticamente no experimentan durante su formación o entrenamiento recurrente.

Además, en ley alternativa o directa, según el manual del fabricante (FCOM), la advertencia de pérdida se describe como la combinación de:

- una alerta sonora,
- la iluminación del *Master Warning*,
- y una indicación en la cinta de velocidad (Vsw, banda rojo/negro).

Sin embargo:

- la iluminación del *Master Warning* suele tener otro origen,
- y en ausencia de la indicación Vsw en el PFD, el único elemento no ambiguo es la alerta sonora.

En una aeronave altamente dependiente de lo visual, la saliencia de una alerta exclusivamente sonora es probablemente insuficiente.

Más allá de la ergonomía del sistema, es probable que la presentación de información que permita una visión global de la situación (ángulo de ataque, balance de energía —cinética y potencial—,

envolvente de vuelo) ayudaría a los pilotos a **dar sentido** a la advertencia y a aplicar la acción correctiva adecuada a tiempo.

En síntesis, los siguientes factores tienden a degradar el desempeño esperado de muchas tripulaciones:

- Exposición mínima durante la habilitación de tipo y nula en entrenamiento recurrente al fenómeno de pérdida, a la advertencia de pérdida, al buffet y a los procedimientos asociados.
- Ausencia de una descripción clara del funcionamiento de la advertencia (por ejemplo, diagramas estructurales o umbrales).
- Conciencia insuficiente de la proximidad al ángulo de ataque de pérdida en crucero a gran altitud.
- Necesidad de detectar la pérdida de protecciones automáticas e integrar sus consecuencias (incluida la posible activación de la advertencia).
- Falta de un dispositivo visual adecuado que complemente la alerta sonora y la señal propioceptiva (buffet).
- Posible presentación por parte del *Flight Director* de órdenes contrarias a las acciones esperadas en una aproximación a la pérdida.

Pocos segundos después de la transición a ley alternativa, la advertencia de pérdida sonó brevemente, aunque las acciones del PF deberían haberla mantenido activa durante varios segundos. Esto se explica por la caída de las velocidades medidas, algunas por debajo de 60 kt, mientras el ángulo de ataque alcanzaba 40°.

La caída de velocidad por debajo de 60 kt provocó la activación y desactivación repetida de la advertencia, lo que pudo dificultar considerablemente el análisis de la situación por parte del comandante al regresar a cabina.

No obstante, dadas las condiciones de la aeronave en ese momento, probablemente ya era demasiado tarde para recuperar el control.

Existen otras condiciones (engelamiento severo, obstrucción por partículas) en las que la medición de velocidad puede verse afectada, y en las que sería beneficioso disponer de una advertencia de pérdida permanente.

Hasta el final del vuelo, los valores de ángulo de ataque alternaron entre válidos e inválidos. Cada vez que al menos uno volvía a ser válido, la advertencia se activaba nuevamente; cuando eran inválidos, se detenía.

En varias ocasiones, inputs de morro abajo redujeron la actitud y el ángulo de ataque, haciendo válidos los valores y provocando la activación de la advertencia. Sin embargo, el PF reaccionó al menos en dos ocasiones con inputs de morro arriba, aumentando el ángulo de ataque, reduciendo la velocidad medida y, en consecuencia, silenciando la advertencia.

Hasta el final del vuelo, ningún valor válido de ángulo de ataque fue inferior a 35°.

NTT — Nota técnica del traductor — Credibilidad del warning

Lo que este apartado revela no es solo un problema de señal, sino de **confianza en la señal**.

La advertencia de pérdida no aparece, en la experiencia operativa, como un evento inequívoco. Puede ser breve, incompleta, asociada a condiciones que no comprometen el vuelo.

Con el tiempo, esto construye una lógica implícita:
no todo warning exige una reacción inmediata.

En ese contexto, la tripulación no ignora la alerta.
Hace algo más complejo:

la interpreta.

Y al interpretarla como transitoria o espuria, introduce un desfase crítico entre lo que el sistema indica...

y lo que el piloto decide que significa.

Cuando esa misma alerta aparece en una situación real de pérdida, ya no llega como una señal nueva, sino como una señal conocida... que antes no exigía acción.

La consecuencia no es ausencia de información.

Es una **pérdida de credibilidad operativa**.

Y en un sistema que depende de respuestas inmediatas, una advertencia que puede no ser creída es funcionalmente equivalente a una advertencia que no existe.

2.4 Retroalimentación operativa y técnica

La investigación mostró que el operador, el fabricante y las autoridades intercambiaron abundante información sobre eventos relacionados con el congelamiento de sondas Pitot por cristales de hielo.

Esto llevó a:

- Reemplazo de sondas,
- Pruebas en túnel de viento,
- Directivas de aeronavegabilidad,
- Comunicaciones a pilotos.

Las acciones se centraron en reducir el riesgo técnico (formación de hielo). Sin embargo, la existencia simultánea de un procedimiento operativo para velocidad no fiable llevó a considerar que el riesgo estaba mitigado, siempre que no hubiera desviaciones significativas en la trayectoria de vuelo.

Retroalimentación operativa y procedimientos

Así, la retroalimentación proveniente de eventos en servicio no permitió anticipar ni analizar adecuadamente la repetida no aplicación del procedimiento de velocidad no fiable / "Vol avec IAS douteuse".

Como se discutió en la sección sobre entrenamiento, la multiplicidad de escenarios de falla que pueden conducir a la pérdida de información de velocidad complica el análisis por parte de la tripulación y dificulta tanto un entrenamiento exhaustivo como una aplicación mecanizada y efectiva del procedimiento.

El tipo de escenarios reproducidos en entrenamiento y la formulación de los *memory items* dificultaron la asociación de esta maniobra con las situaciones reales encontradas en vuelo.

En consecuencia, aunque técnicamente adecuado, el procedimiento sigue siendo comprendido en distintos niveles por las tripulaciones, que no siempre consideran necesaria su aplicación e incluso, en algunos casos, la consideran inapropiada a gran altitud.

Certificación y entrenamiento

Aunque la certificación de una aeronave se basa en el principio de que la tripulación no posee habilidades excepcionales y ha seguido un programa de entrenamiento adecuado, no existe un método definido que permita establecer o verificar la verdadera adecuación de dicho programa.

Las evaluaciones (J)OEB realizadas durante la certificación del A330 no dieron lugar a la emisión de un programa de entrenamiento específico para esta condición de falla.

Además, dichas evaluaciones no tienen carácter obligatorio.

Brecha entre solución técnica y realidad operativa

La experiencia en vuelo permitió identificar una solución técnica para reducir el riesgo de ocurrencia de la falla (modificación de las sondas).

Sin embargo, no permitió identificar que los aspectos operacionales asociados a esta falla constituían un factor de riesgo que debía ser integrado.

Rol y límites de los procedimientos

Los procedimientos operacionales siguen siendo un elemento clave para mitigar riesgos y una defensa frente al error humano.

No obstante, el nivel de detalle y la comprensión de estos procedimientos siguen siendo un tema abierto.

En la práctica, los procedimientos estándar no siempre se siguen o aplican (por múltiples razones). Los pilotos pueden no estar preparados para situaciones inesperadas o inusuales debido a:

- Procedimientos inadecuados para ciertas situaciones;
 - Carga de trabajo que impide su aplicación;
 - Procedimientos demasiado numerosos o excesivamente detallados.
-

Limitaciones en el reporte y aprendizaje

Además, un número significativo de incidentes no se reporta de manera directamente utilizable para las tripulaciones.

Solo análisis posteriores de los datos registrados permiten identificar los aspectos de seguridad.

La frecuente ausencia de testimonios inmediatos o de grabaciones CVR —resultado de notificaciones imprecisas por parte de las tripulaciones— dificulta el análisis por parte de los

responsables de seguridad o de las autoridades investigadoras, y por tanto limita la mejora de la seguridad.

Lo mismo aplica al análisis sistemático de factores humanos que debería realizar el fabricante.

Así, aunque el proceso de calidad funciona en teoría, en la práctica presenta fallas.

Esta situación subóptima, incluso cuando es identificada por la autoridad, no necesariamente genera notificaciones, ya que el proceso es considerado aceptable desde el punto de vista regulatorio.

Adicionalmente, el gran número de reportes ASR recibidos por la autoridad, con niveles de severidad muy variables, dificulta su clasificación en términos de relevancia y hace más incierto su tratamiento.

2.5 Supervisión del operador por la autoridad nacional de seguridad aérea (DGAC/DSAC)

El control de la seguridad depende principalmente de procesos (proactivos o reactivos) desarrollados, implementados y supervisados por los operadores: reportes de incidentes por parte de las tripulaciones, análisis posterior de datos de vuelo e incidentes, seguimiento de tendencias, entre otros.

La supervisión realizada por la autoridad sobre los operadores es esencialmente de carácter regulatorio: se verifica únicamente el cumplimiento de los requisitos vigentes. La autoridad también se asegura, en la medida de lo posible, de que el operador utilice procedimientos que permitan identificar problemas de seguridad y corregirlos.

Desde el 1 de enero de 2012, estos procesos se han integrado en el nuevo marco regulatorio del Sistema de Gestión de Seguridad (SMS), que permite tanto a la autoridad como al operador ir más allá de requisitos meramente prescriptivos.

Inspecciones y sus límites

Las inspecciones programadas y no programadas, tanto en tierra como en vuelo, son realizadas por distintas entidades (PEPN por un lado, OCV por otro). Sus estatutos son diferentes, pero el número de inspecciones realizadas al año es limitado y debe cubrir a todos los operadores franceses.

La proporción de inspecciones en relación con el número de vuelos varía considerablemente según el operador.

Por ejemplo:

- Una aerolínea con cinco aeronaves de largo alcance recibe aproximadamente 2 inspecciones al año para 2,000 vuelos.
- Air France, con una flota mucho más amplia y diversa, recibe 80 inspecciones al año para 350,000 vuelos.

Esto implica que la relación pasa de aproximadamente 1/1,000 a 1/4,000.

En este contexto, la probabilidad de detectar desviaciones —incluso regulatorias— se reduce significativamente en aerolíneas como Air France.

Dificultad para detectar debilidades reales

El nivel de desempeño individual es extremadamente difícil de evidenciar y, por tanto, de corregir.

En una inspección, incluso no anunciada:

- Las tripulaciones saben qué se espera de ellas.
- Generalmente evitan mostrar desviaciones de procedimientos, fallas de comunicación o problemas de trabajo en equipo.

Además, las condiciones variables de un vuelo de inspección (meteorología, carga, aeropuertos) pueden llevar a evaluaciones inconsistentes sobre la calidad del desempeño de la tripulación.

Hallazgos relevantes

En el momento del accidente, las inspecciones en vuelo —las únicas capaces de detectar debilidades reales de la tripulación— no habían generado observaciones específicas hacia Air France.

Sin embargo, un informe interno de seguridad elaborado por Air France tras diversos eventos y accidentes reveló lo siguiente:

- Los factores causales de conciencia situacional, toma de decisiones y gestión de recursos de la tripulación (CRM) eran inseparables y constituían, con diferencia, el principal factor contribuyente en muchos eventos.

- Las habilidades de pilotaje en vuelos de largo alcance y/o en pilotos con formación inicial directa (*ab-initio*) eran en ocasiones deficientes.
- Existía una pérdida notable de sentido común y de conocimiento aeronáutico general.
- Se identificaron debilidades en la representación y comprensión de la situación durante fallas de sistemas (realidad, gravedad, nivel de riesgo, efectos inducidos...).

Limitaciones organizacionales en la supervisión

El problema descrito anteriormente se ve acentuado por la falta de cohesión y sinergia derivada de la organización actual, que asigna las inspecciones en vuelo a dos entidades distintas dentro de la DGAC, pertenecientes a estructuras jerárquicas diferentes.

Además, la formación inicial y recurrente de algunos inspectores —asociada en ciertos casos a una experiencia profesional limitada— dificulta la detección de debilidades en los operadores y la evaluación de su nivel real de desempeño en seguridad.

2.6 Operaciones SAR (Search and Rescue)

El accidente ocurrió a las 2 h 14 min 28 dentro del FIR ATLÁNTICO.

Es importante considerar que la última comunicación por radio entre la aeronave y el centro de control ATLÁNTICO (ACC) tuvo lugar a la 1 h 35 min. Se esperaba un nuevo contacto aproximadamente a las 2 h 20 min, al pasar el punto TASIL.

El primer mensaje ALERFA/INCERFA fue transmitido por el ACC de Madrid a las 8 h 22 min.

Esto implica que transcurrieron aproximadamente 6 horas entre la última comunicación esperada de la tripulación y la emisión del primer mensaje que activó la fase de incertidumbre.

No fue sino hasta las 11 h 04 min y 12 h 14 min cuando aeronaves brasileñas y senegalesas despegaron hacia dos áreas distintas de búsqueda.

Normalización de la anomalía

Durante vuelos sobre zonas remotas o marítimas —como en el caso del vuelo AF447—, el principal testigo de un evento es el control de tráfico aéreo responsable.

Sin embargo, la recurrencia de problemas de comunicación en HF, combinada con el alto tráfico en la zona y en ese momento, hizo que la situación crítica fuera aceptada como normal, ya que los controladores se enfrentaban con frecuencia a pérdidas de contacto radio.

De este modo, la situación no generó cuestionamiento inmediato ni activó rápidamente las fases de urgencia (INCERFA, ALERFA o DETRESFA), ni las acciones de los servicios SAR.

Fallas de coordinación

El operador recibió los mensajes de falla enviados por la aeronave e informó a las autoridades francesas de búsqueda y rescate, incluyendo la última posición conocida.

Sin embargo, estas autoridades se consideraron no competentes para intervenir en una zona fuera de su jurisdicción.

Esto puede explicarse por:

- Formación insuficiente de los agentes SAR, especialmente en coordinación internacional;
- Falta de recursos para una respuesta rápida y efectiva.

Así, aunque la posibilidad de accidente fue considerada de forma individual, la búsqueda de información no fue coordinada. Cada entidad (control de tráfico, SAR, operador) en distintos países actuó de manera aislada, consultándose entre sí, sin que se tomara una decisión clara de acción.

Limitaciones tecnológicas y sesgos

Además:

- La información sobre la última posición conocida no fue transferida a centros SAR de Brasil o Senegal.
- La ausencia de medios de detección (sin cobertura radar) y de información (fallas en conexiones ADS) impidió obtener respuestas objetivas durante la búsqueda.

Los problemas de comunicación y las condiciones meteorológicas reforzaron sesgos de confirmación, que llevaron a interpretar la situación como normal.

Demoras en la activación SAR

Una vez que se activaron las fases críticas y los centros de coordinación de rescate fueron alertados sobre un posible accidente, estos perdieron un tiempo considerable recopilando información y evaluando la necesidad de iniciar las búsquedas.

La ausencia de un protocolo SAR entre Senegal y Brasil implicó que los recursos aéreos disponibles en cada país no fueran conocidos con rapidez (como el Breguet Atlantic 2 en Dakar), ni fue posible determinar de forma ágil un único ARCC encargado de coordinar la misión de búsqueda y rescate.

2.7 Radiocomunicaciones con los servicios de control

2.7.1 Acciones previstas por controladores y tripulación

Antes de entrar en el FIR ATLÁNTICO, el controlador del ACC de Recife solicitó a la tripulación que contactara al ACC Oceánico de Dakar después del punto TASIL.

Esta práctica permitía a la tripulación salir del FIR ATLÁNTICO incluso en caso de pérdida de comunicación HF, lo cual debía ser relativamente frecuente.

En estas condiciones, es probable que la tripulación del vuelo AF447 considerara que no era necesario realizar reportes adicionales de posición antes de TASIL. Es muy probable que contaran con una llamada SELCAL por parte del controlador del ACC Atlántico en caso de ser necesario, después del punto INTOL.

Por su parte, el controlador del ACC Atlántico podría haber esperado recibir reportes de posición al paso por los puntos SALPU y ORARO. Sin embargo, debido a la mala calidad de las comunicaciones HF ese día, no le sorprendió no recibirlos, y probablemente decidió no intentar contacto vía SELCAL, considerando que no obtendría respuesta.

Normalización de la falta de contacto

Esta ausencia de comunicaciones fue probablemente interpretada como normal por todos los involucrados.

Esto contribuyó a que el controlador perdiera conciencia situacional respecto al vuelo AF447.

El relevo del controlador del ACC Atlántico poco antes de la salida estimada del FIR pudo haber reforzado esta pérdida de seguimiento.

La falta de contacto:

- Entre el controlador del ACC Atlántico y la tripulación antes de la transferencia a Dakar,
- Y posteriormente entre los controladores de Dakar y Atlántico tras el paso estimado por TASIL

provocó que el vuelo AF447 no fuera monitoreado de manera efectiva.

2.7.2 Limitaciones del sistema Eurocat en Senegal

El sistema Eurocat fue instalado en la sala de operaciones en un contexto experimental en Senegal. En la práctica, el día del evento estaba sustituyendo parcialmente al sistema existente.

Sin embargo:

- No se acompañó de entrenamiento para todos los controladores en turno,
- Ni de guías claras de uso.

Como resultado, sus particularidades eran poco comprendidas.

Consecuencias operativas

Un error en el formato del plan de vuelo dentro del sistema Eurocat no fue detectado, lo que impidió:

- Establecer conexión satelital para reportes de posición vía ADS-C,
- Realizar comunicaciones mediante CPDLC.

El uso ambiguo de un sistema no plenamente operativo generó una representación del vuelo AF447 en el centro de Dakar que no correspondía con su posición real.

Esta situación distanció al controlador de la supervisión efectiva de su tráfico.

NTT — Nota técnica del traductor

— Normalización operativa de la ausencia de contacto

En rutas oceánicas, la pérdida temporal de comunicación por HF no es inusual.

Esta condición operativa puede llevar a que la ausencia de contacto no sea interpretada inmediatamente como una situación anómala, sino como parte del funcionamiento esperado del sistema.

En este contexto, múltiples actores (controladores, operadores y servicios SAR) pueden asumir de forma independiente que la situación es normal, retrasando la activación de protocolos de alerta.

No se trata de una omisión puntual, sino de una característica estructural: la tendencia del sistema a normalizar señales ambiguas o intermitentes, incluso cuando requieren atención.

Sin embargo, una simulación del vuelo realizada en el contexto de la investigación mostró que la conexión ADS-C probablemente habría alertado al controlador tan pronto como se produjo una pérdida de altitud generada por la pérdida de Mach (330 pies).

2.7.3 Prestación del servicio de alerta

La presencia de capacidades ADS-C en Brasil y en Senegal ofrecía a los controladores la posibilidad de recuperar la conciencia de la situación del vuelo. Estas capacidades no fueron utilizadas por la tripulación (durante el tránsito en la FIR ATLÁNTICO), ni por Brasil, ni por Senegal (en fase experimental) en el caso del vuelo AF 447.

El controlador del ACC Atlántico consideró que el controlador del ACC oceánico de Dakar lo llamaría en caso de ausencia de contacto con el vuelo AF 447, tres minutos después de la hora estimada de entrada en su FIR.

Sin embargo, el controlador de Dakar estaba esperando que el controlador del ACC de Sal le informara sobre la entrada del vuelo AF 447 en su FIR.

Estas estrategias de delegación de la información condujeron, en la práctica, a la suspensión del servicio de alerta en cada una de estas FIR, comprometiendo así la activación de alertas en tiempos adecuados.

La consulta a los controladores de Sal, que contaban con radar, no permitió recuperar un seguimiento efectivo del vuelo.

2.8 Lecciones derivadas de la búsqueda de los restos del vuelo AF 447

La ausencia de datos sobre corrientes superficiales del mar medidos *in situ* al inicio y durante las operaciones de búsqueda y rescate perjudicó la eficacia en la posterior determinación de las estrategias de búsqueda.

La falta de información medida y fiable en esta zona del Océano Atlántico afectó la precisión de las herramientas de cálculo de deriva inversa, lo que contribuyó a incrementar las incertidumbres inherentes a este tipo de simulaciones.

Este trabajo demostró la importancia de disponer rápidamente de datos sobre corrientes superficiales del mar medidos *in situ*.

Si la primera aeronave que llegó a la zona tras el accidente hubiera liberado boyas a la deriva, que pudieran ser monitoreadas por satélite, estos datos habrían facilitado la localización del sitio del accidente.

3 - CONCLUSIÓN

3.1 Hallazgos

- La tripulación poseía las licencias y habilitaciones requeridas para realizar el vuelo.
- La aeronave contaba con un Certificado de Aeronavegabilidad válido y había sido mantenida conforme a la normativa.
- El peso y el centrado de la aeronave estaban dentro de los límites operacionales.
- La aeronave despegó de Río de Janeiro sin problemas técnicos conocidos, salvo en uno de los tres paneles de gestión de radio.
- La composición de la tripulación cumplía con los procedimientos del operador.
- La situación meteorológica no era excepcional para el mes de junio en la zona de convergencia intertropical.

- Existían núcleos de cumulonimbos intensos en la ruta del AF 447, algunos de los cuales pudieron haber sido el origen de turbulencia significativa.
- Un análisis meteorológico adicional mostró la presencia de fuerte condensación al nivel de vuelo del AF 447, probablemente asociada a fenómenos convectivos.
- La composición precisa de las masas nubosas por encima de 30,000 pies es poco conocida, en particular en lo relativo a la división entre agua sobreenfriada y cristales de hielo, especialmente en cuanto al tamaño de estos últimos.
- Varias aeronaves que volaban antes y después del AF 447, a altitudes similares, modificaron sus rutas para evitar las masas nubosas.
- La tripulación había identificado ecos en el radar meteorológico y realizó un cambio de rumbo de 12° a la izquierda de su ruta.
- En el momento de la desconexión del piloto automático, el Capitán se encontraba en descanso.
- La salida del Capitán se realizó sin dejar instrucciones específicas para el cruce de la ZCIT (Zona de Convergencia Intertropical).
- Hubo una designación implícita de un piloto como Capitán de relevo.
- Existía una incoherencia entre las velocidades medidas, probablemente como consecuencia del bloqueo de las sondas Pitot por cristales de hielo.
- El piloto automático (AP) y posteriormente el autothrust (A/THR) se desconectaron mientras la aeronave volaba en el límite superior de una capa nubosa ligeramente turbulenta.
- Los sistemas de la aeronave detectaron una incoherencia en las velocidades medidas. La ley de control de vuelo se reconfiguró a ley alterna 2B.
- Ningún mensaje de fallo en el ECAM indicaba claramente la detección por parte del sistema de una incoherencia en las velocidades medidas.
- Los pilotos detectaron una anomalía a través de la advertencia de desconexión del piloto automático, lo que los sorprendió.
- Aunque identificaron y verbalizaron la pérdida de las indicaciones de velocidad, ninguno de los dos copilotos ejecutó el procedimiento de "velocidad no fiable" (Unreliable IAS).

- Los directores de vuelo no se desconectaron.
- Las barras de mando (crossbars) desaparecieron y reaparecieron en varias ocasiones, cambiando de modo múltiples veces.
- Los copilotos no habían realizado entrenamiento en vuelo, a gran altitud, sobre el procedimiento de "vol avec IAS douteuse" ni sobre pilotaje manual en esas condiciones.
- La velocidad mostrada en el PFD izquierdo fue incorrecta durante 29 segundos; la del ISIS durante 54 segundos; y la del PFD derecho durante un máximo de 61 segundos.
- En menos de un minuto tras la desconexión del piloto automático, la aeronave salió de su envolvente de vuelo (dominio de vuelo) como consecuencia de inputs inapropiados por parte de los pilotos.
- El Capitán regresó a la cabina aproximadamente 1 minuto 30 segundos después de la desconexión del piloto automático.
- Durante todo el vuelo, los movimientos de las superficies de control fueron coherentes con los inputs de los pilotos.
- Hasta la salida de la envolvente de vuelo, los movimientos de la aeronave fueron coherentes con la posición de las superficies de control.
- No existe formación reglamentaria en CRM para una tripulación compuesta por dos copilotos en una situación con Capitán de relevo.
- La aproximación a la pérdida se caracterizó por la activación de la advertencia y posteriormente por la aparición del buffet.
- En ausencia de la visualización de velocidades límite en la cinta de velocidad del PFD, la advertencia sonora de pérdida no es confirmada por ninguna indicación visual específica.
- La advertencia de pérdida sonó de manera continua durante 54 segundos.
- Ninguno de los pilotos hizo referencia a la advertencia de pérdida ni al buffet.
- Poco después de activarse la advertencia de pérdida, el PF seleccionó empuje TO/GA y aplicó un input de morro arriba.
- Ninguno de los pilotos identificó formalmente la situación de pérdida.

- La formación teórica recibida por los copilotos, así como algunos documentos, incluida la nota OSV, asociaban el fenómeno de buffet tanto a la aproximación a la pérdida como a situaciones de exceso de velocidad. En el Airbus A330, el buffet solo se presenta en la aproximación a la pérdida.
- El ángulo de ataque es el parámetro que permite activar la advertencia de pérdida; si los valores de ángulo de ataque se vuelven inválidos, la advertencia se detiene.
- Por diseño, cuando los valores de velocidad medida son inferiores a 60 kt, los valores de ángulo de ataque se invalidan.
- Cada vez que se activó la advertencia de pérdida, el ángulo de ataque superaba el valor de su umbral teórico de activación.
- El ángulo de ataque de la aeronave no se muestra directamente a los pilotos.
- Los motores funcionaron normalmente y respondieron en todo momento a los inputs de la tripulación.
- El PNF anunció correcciones de trayectoria de vuelo imprecisas. No obstante, estas fueron esenciales y suficientes para la gestión de corto plazo de la situación.
- Los últimos valores registrados fueron una actitud de cabeceo de 16.2° morro arriba, un alabeo de 5.3° a la izquierda y una velocidad vertical de -10,912 ft/min.
- Las sondas Pitot instaladas en la aeronave F-GZCP cumplían con requisitos más estrictos que los estándares de certificación.
- El análisis de eventos relacionados con la pérdida de indicaciones de velocidad había llevado a Airbus y Air France a reemplazar las sondas Pitot modelo C16195AA por el modelo C16195BA. La primera aeronave fue modificada el 30 de mayo de 2009.
- La EASA había analizado los eventos de formación de hielo en las sondas Pitot; confirmó la severidad de la falla, pero decidió no hacer obligatorio el cambio de sondas.
- El vuelo no fue transferido entre los centros de control brasileño y senegalés.
- Entre las 8 h 22 y las 9 h 09, los primeros mensajes de alerta de emergencia fueron emitidos por los centros de control de Madrid y Brest.
- La tripulación no pudo utilizar las funciones ADS-C y CPDLC con Dakar Oceánico. De haberse establecido la conexión, la pérdida de altitud habría generado una alerta en la

pantalla del controlador.

- Los primeros restos flotantes de la aeronave fueron encontrados 5 días después del accidente.
- Los registradores de vuelo fueron recuperados 23 meses después del accidente.

3.2 Causas del accidente

La obstrucción de las sondas Pitot por cristales de hielo durante el crucero era un fenómeno conocido, pero mal comprendido por la comunidad aeronáutica en el momento del accidente.

Desde una perspectiva operativa, la pérdida total de información de velocidad que resultó de este fenómeno era una falla contemplada dentro del modelo de seguridad.

Tras las reacciones iniciales, basadas en las habilidades fundamentales de pilotaje, se esperaba que esta situación fuera diagnosticada rápidamente por los pilotos y gestionada, cuando fuera necesario, mediante medidas precautorias sobre la actitud de cabeceo y el empuje, tal como se indica en el procedimiento correspondiente.

NTT

Observación clave

Este bloque es uno de los más contundentes de todo el informe.

Porque aquí el texto hace algo casi paradójico:

- Declara que todo estaba previsto
- que el modelo de seguridad lo contemplaba
- que los pilotos estaban entrenados para ello

Y sin embargo...

- no ocurrió la respuesta esperada

No es que el sistema no supiera qué hacer.

Es que, en ese momento, no logró hacerlo.

4 - RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

Nota: De conformidad con el Artículo 17.3 del Reglamento Europeo (UE) 996/2010 del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010, relativo a la investigación y prevención de accidentes e incidentes en la aviación civil, una recomendación de seguridad no constituye en ningún caso una presunción de culpa o responsabilidad por un accidente, incidente grave o incidente.

El destinatario de una recomendación de seguridad deberá informar a la autoridad investigadora que la emitió sobre las acciones tomadas o consideradas, conforme a las condiciones descritas en el Artículo 18 del citado Reglamento.

Sobre la base de los primeros hallazgos de la investigación, el Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) emitió las siguientes recomendaciones en sus Informes Interinos N.º 2 y 3:

4.1 Recomendaciones del Informe Interino n.º 2

4.1.1 Registradores de vuelo

La investigación del accidente del Air France Flight 447 confirma la importancia de los datos de los registradores de vuelo para establecer las circunstancias y causas de un accidente, así como para proponer medidas de seguridad fundamentadas en hechos.

Como en otras investigaciones, también pone de manifiesto las dificultades que pueden surgir para localizar, recuperar y leer los registradores después de un accidente en el mar.

Estas dificultades plantean interrogantes sobre la adecuación de los medios actualmente utilizados en la aviación comercial para la protección de los datos de vuelo, en relación con las posibilidades tecnológicas disponibles y los desafíos que representan ciertos accidentes, particularmente aquellos que ocurren sobre el mar.

En el contexto de esta investigación, el BEA constituyó un grupo de trabajo internacional con el fin de examinar las distintas técnicas que pueden emplearse para:

- Preservar los datos de vuelo, y/o
- Facilitar la localización de los restos y la recuperación de los registradores

Este grupo analizó de forma exhaustiva diversos enfoques, desde la transmisión de datos por satélite hasta nuevas tecnologías de balizas acústicas (ULB).

Como resultado, identificó tres áreas clave de mejora en seguridad:

- Incrementar el tiempo y el alcance de transmisión de las balizas ULB
- Enviar datos desde el momento de inicialización
- Instalar registradores desplegados

Este trabajo fue presentado el 19 de noviembre de 2009 ante la Comisión de Navegación Aérea de la International Civil Aviation Organization (ICAO).

Recomendaciones

Con base en estos trabajos, el BEA recomienda a la European Union Aviation Safety Agency (EASA) y a la ICAO:

- Extender lo antes posible a 90 días el tiempo reglamentario de transmisión de las balizas ULB instaladas en registradores de vuelo de aeronaves que operan sobre áreas marítimas.
 - Hacer obligatorio que estas aeronaves cuenten con una ULB adicional, capaz de transmitir en otra frecuencia (por ejemplo, entre 8.5 kHz y 9.5 kHz) y durante un periodo adecuado para facilitar la prelocalización de restos.
 - Estudiar la posibilidad de hacer obligatorio que las aeronaves transmitan regularmente parámetros básicos de vuelo (posición, altitud, velocidad, rumbo)
-

Adicionalmente, el BEA recomienda a la ICAO:

- Solicitar al grupo FLIRECP que desarrolle propuestas sobre las condiciones para implementar registradores desplegados (tipo Eurocae ED-112) en aeronaves de transporte público.

4.1.2 Certificación

El análisis de los eventos reportados de velocidad no fiable (UAS) en crucero ha mostrado que la mayoría de ellos ocurrieron fuera del dominio de vuelo definido en el Apéndice C.

En efecto, los criterios de certificación no son representativos de las condiciones realmente encontradas a gran altitud, particularmente en lo que respecta a las temperaturas.

Además, parece que ciertos elementos —como el tamaño de los cristales de hielo dentro de las masas nubosas— son poco conocidos, lo que dificulta evaluar su impacto en algunos equipos, especialmente en las sondas Pitot.

En este contexto, los ensayos destinados a validar este tipo de equipos no parecen estar adecuadamente adaptados a las condiciones de vuelo a gran altitud.

Recomendación

En consecuencia, el Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) recomienda a la European Union Aviation Safety Agency (EASA):

- Realizar estudios que permitan determinar con mayor precisión la composición de las masas nubosas a gran altitud
- Y, en coordinación con otras autoridades regulatorias, modificar los criterios de certificación con base en los resultados obtenidos

4.2 Recomendaciones del Informe Interino n.º 3

4.2.1 Recomendaciones sobre entrenamiento operacional para el manejo manual del avión

La investigación puso de manifiesto debilidades en ambos copilotos:

- Las acciones inapropiadas del PF sobre los controles de vuelo a gran altitud no fueron detectadas por el PNF, debido a una falta de monitoreo efectivo de la trayectoria de vuelo
- Tampoco fueron identificadas la alarma de pérdida (stall) ni el buffet

Esto se debió probablemente a una falta de entrenamiento específico, aun cuando se cumplían los requisitos regulatorios.

El pilotaje manual de una aeronave no puede improvisarse.

Requiere precisión y acciones medidas sobre los controles.

Existen además otras situaciones que pueden llevar a la desconexión del piloto automático, en las cuales solo un entrenamiento específico y recurrente puede proporcionar las habilidades necesarias para garantizar la seguridad del vuelo.

El análisis de sus registros de entrenamiento y evaluaciones mostró que los copilotos:

no habían sido entrenados en el manejo manual del avión en aproximación a la pérdida ni en recuperación de pérdida a gran altitud

Recomendación

En consecuencia, el BEA recomienda:

- Que la EASA revise el contenido de los programas de formación y evaluación
- Y haga obligatoria la implementación de ejercicios específicos y recurrentes enfocados en:
 - manejo manual del avión
 - aproximación a la pérdida
 - recuperación de pérdida
 - incluyendo condiciones de gran altitud

Capitán de relevo (Relief Captain)

Considerando la duración prevista del vuelo, la tripulación fue reforzada con un copiloto adicional para permitir períodos de descanso.

La investigación mostró que el Capitán se retiró a descansar sin haber designado claramente al PF como Capitán de relevo.

Como resultado:

- La cabina quedó con dos copilotos
- Y con una cierta ambigüedad estratégica sobre la conducción del vuelo

Esta situación se vio agravada por:

- la falta de entrenamiento específico para tripulaciones compuestas por dos copilotos
- y para el ejercicio del rol de Capitán de relevo

Aunque la distribución de funciones entre ambos copilotos probablemente no les parecía ambigua, sí generaba un problema estructural.

De hecho, puede cuestionarse la lógica de haber designado como Capitán de relevo al copiloto PF:

- Tenía menor experiencia total y en tipo
- Mientras que el PNF:
 - tenía más experiencia
 - ocupaba un cargo en el Centro de Control de Operaciones (OCC)
 - y probablemente era percibido como una figura de autoridad

Recomendación

En consecuencia, el BEA recomienda:

Recomendación (continuación — Capitán de relevo)

Que la European Union Aviation Safety Agency (EASA) defina criterios adicionales para el acceso al rol de Capitán de relevo, con el fin de garantizar una mejor distribución de tareas en tripulaciones aumentadas; y que, de manera provisional, la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC) establezca dichos criterios adicionales con el mismo objetivo.

4.2.2 Recomendación relativa a la certificación

Medición del ángulo de ataque

La tripulación nunca identificó formalmente la situación de pérdida.

La información sobre el ángulo de ataque (AoA) no es directamente accesible para los pilotos.

En crucero, el ángulo de ataque está muy cercano al umbral de activación de la alarma de pérdida, especialmente en leyes distintas a la ley normal.

En estas condiciones, el manejo manual puede llevar al avión a ángulos de ataque elevados, como los observados durante el evento.

Para garantizar la seguridad del vuelo, es esencial reducir el ángulo de ataque cuando una pérdida es inminente.

Solo una lectura directa del ángulo de ataque permitiría a la tripulación:

- *Identificar rápidamente la situación aerodinámica*
 - *y tomar las acciones necesarias*
-

Recomendación

En consecuencia, el Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) recomienda:

- *Que la EASA y la Federal Aviation Administration (FAA) evalúen la pertinencia de exigir la presencia de un indicador de ángulo de ataque directamente accesible a los pilotos en aeronaves*
-

4.2.3 Recomendaciones relativas a los registradores de vuelo

El análisis de los parámetros del FDR y la escucha del CVR proporcionan información esencial para comprender el evento.

Sin embargo:

- *Es difícil reconstruir las indicaciones exactas disponibles para la tripulación en sus instrumentos*
 - *En particular, las instrucciones de las barras del Flight Director cuando reaparecen*
 - *También es imposible determinar si hubo intentos de reconectar el piloto automático*
-

Una visualización del panel de instrumentos permitiría:

- *complementar la información del FDR y CVR*
- *confirmar qué indicaciones estaban disponibles*
- *y qué acciones realizó la tripulación*

A pesar de que se han emitido numerosas recomendaciones en este sentido durante los últimos diez años, no ha habido avances significativos.

Recomendación

En consecuencia, el BEA recomienda nuevamente:

- *Que la International Civil Aviation Organization (ICAO) exija que las aeronaves de transporte público de pasajeros estén equipadas con un registrador de imagen que permita observar todo el panel de instrumentos*
 - *Y que, simultáneamente, la ICAO establezca reglas muy estrictas para el uso de estas grabaciones, garantizando su confidencialidad*
-

Actualmente, la normativa exige registrar los parámetros de vuelo mostrados en el lado izquierdo.

Sin embargo, faltan parámetros esenciales para el análisis, en particular los mostrados al piloto en el lado derecho, como:

- *velocidad*
 - *altitud*
 - *actitudes*
 - *posición de las barras del Flight Director*
-

Además, las aeronaves están equipadas con sistemas complejos cuyo análisis funcional se ve limitado por la falta de registro de todas las fuentes de datos utilizadas.

Recomendación

En consecuencia, el BEA recomienda:

- *Que la EASA y la FAA hagan obligatorio el registro de:*
 - *la posición de las barras del Flight Director*
 - *los parámetros de vuelo mostrados en el lado derecho, además de los del lado izquierdo*
- *Y que ambas autoridades evalúen la pertinencia de hacer obligatorio el registro de:*
 - *los datos aerodinámicos*
 - *y los parámetros inerciales de todas las fuentes utilizadas por los sistemas*

NTT — Nota técnica del traductor

Aquí el informe revela algo profundo:

- *El sistema no solo fue difícil de entender en tiempo real*
 - *También fue difícil de reconstruir después*
 - *En cabina → falta de significado*
 - *En investigación → falta de visibilidad completa*
- Por eso la respuesta es:*

- Más datos
- Más acceso
- Más reconstrucción

Sin embargo:

- Más datos no garantizan más comprensión.

4.2.4 Recomendaciones relativas a la transmisión de datos de vuelo

En su Informe Interino n.º 2, el Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) emitió recomendaciones sobre:

- *El aumento de la duración y el alcance de las balizas acústicas submarinas (ULB)*
- *La transmisión regular de datos*
- *Y la instalación de registradores despleables*

Estas recomendaciones se basaron en las conclusiones de un grupo de trabajo internacional (gobierno-industria) liderado por el BEA en el marco de la investigación del accidente del Air France Flight 447.

Este grupo estudió posteriormente la viabilidad de la transmisión activada (triggered) de datos de vuelo.

Este concepto consiste en:

- analizar en tiempo real los parámetros de vuelo a bordo*
- para detectar situaciones de emergencia*

En esos casos, se activa automáticamente la transmisión de datos, con el objetivo de facilitar la localización de la aeronave.

Resultados del grupo de trabajo

El grupo concluyó que:

- *Es técnicamente posible definir criterios fiables basados en parámetros de vuelo para detectar situaciones de emergencia, limitando las falsas alarmas*
 - *Es posible determinar una posición de impacto con suficiente precisión, incluso en configuraciones anómalas del avión*
 - *Es viable activar en vuelo balizas ELT de nueva generación, utilizando los mismos criterios de detección*
→ *lo que permitiría localizar restos con una precisión de hasta 5 km*
-

Recomendaciones

Con base en estos trabajos, el BEA recomienda:

- *Que la European Union Aviation Safety Agency (EASA) y la International Civil Aviation Organization (ICAO) hagan obligatorio, lo antes posible, que las aeronaves de transporte público sobre zonas marítimas o remotas cuenten con transmisión de datos activada automáticamente ante la detección de una situación de emergencia*
 - *Que ambas organizaciones estudien la posibilidad de hacer obligatorio que dichas aeronaves activen automáticamente el transmisor de localización de emergencia (ELT) en esas mismas condiciones*
-

4.3 Nuevas recomendaciones

4.3.1 Planes de coordinación SAR sobre áreas marítimas y remotas

Los responsables de búsqueda y rescate (SAR) en Brasil indicaron que:

- No conocían los medios disponibles en áreas SAR vecinas
- Ni habían intentado obtener esa información

Contrario a las normas y prácticas recomendadas de la International Civil Aviation Organization (ICAO), no existía un plan de coordinación SAR entre Brasil y Senegal.

Esta ausencia provocó un retraso considerable en el inicio de las operaciones de búsqueda y rescate.

Recomendación

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- La ICAO garantice la implementación de planes de coordinación SAR o protocolos regionales que cubran todas las áreas marítimas o remotas donde se requiera coordinación internacional
- Incluyendo específicamente la zona del Atlántico Sur

[Recomendación FRAN-2012-032]

4.3.2 Formación de operadores SAR

Las prácticas observadas en los centros de coordinación marítima (MRCC) mostraron que:

- ante cualquier duda, se activa una respuesta SAR formalizada

Sin embargo:

- Aunque el operador informó a las autoridades francesas
 - El centro ARCC francés no adoptó medidas adecuadas para formalizar la activación SAR
 - Limitándose a su zona de responsabilidad
-

La formación del personal de:

- ARCC (rescate aeronáutico)
- MRCC (rescate marítimo)

se basa en gran medida en la experiencia interna de cada centro.

- No existe una formación formalizada y común específica para la misión SAR

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La DGAC, en coordinación con los demás servicios responsables, desarrolle un marco homogéneo para la formación y para la aprobación de los operadores encargados de las actividades de búsqueda y rescate en Francia;**
[Recomendación FRAN-2012-033]
- **La OACI defina el marco para la formación de los operadores SAR dentro de sus normas y métodos recomendados.**
[Recomendación FRAN-2012-034]

4.3.3 Organización de las operaciones SAR en Francia

La investigación evidenció una falta de coordinación dentro del ARCC francés. Además, la ausencia de un ARCC centralizado en Francia llevó al operador a contactar a varias organizaciones y a proporcionar información clave a entidades que no eran competentes en materia SAR. Estas últimas no transmitieron dicha información (en particular, la última posición conocida de la aeronave contenida en un mensaje ACARS).

Asimismo, los MRCC disponen de documentos que listan los centros MRCC de todos los países, sus puntos de contacto nacionales con sus coordenadas, así como los ARCC y JRCC.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **la DGAC designe un punto de contacto ante la OACI para el ARCC que disponga de los medios adecuados para cumplir sus misiones;**
 - **La OACI garantice que cada Estado miembro cuente con un punto de contacto nacional y que su información de contacto esté disponible.**
-

4.3.4 Control de tránsito aéreo

La investigación mostró que el uso de HF como medio de comunicación entre tierra y aeronave presenta limitaciones. Las interrupciones del enlace eran frecuentes en esta zona, especialmente el día del accidente.

Una simulación del uso de las funciones ADS-C y CPDLC mostró que la pérdida de altitud habría generado una alerta en la pantalla del controlador en Dakar.

Existen numerosas zonas en el mundo donde HF sigue siendo el único medio de comunicación entre tierra y aeronave, a pesar de que hoy existen medios más fiables.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **Las autoridades brasileñas y senegalesas hagan obligatorio el uso, por parte de las aeronaves equipadas, de las funciones ADS-C y CPDLC en las zonas en cuestión;**
 - **La OACI solicite a los Estados implicados acelerar la implementación operativa de sistemas de control de tránsito aéreo y comunicaciones que permitan un enlace permanente y fiable entre tierra y aeronave en todas las áreas donde HF siga siendo el único medio disponible.**
-

4.3.5 Formación inicial y recurrente de pilotos

El pilotaje del avión en el eje longitudinal bajo una ley reconfigurada es, en general, muy similar en sensaciones y respuestas al vuelo en ley normal. No obstante, la salida de la envolvente de vuelo puede producirse, incluso sin inputs longitudinales del piloto, debido a la pérdida total de protecciones y a la ausencia de estabilidad longitudinal positiva.

La posible pérdida asociada de referencias de velocidad constituye, sin duda, una dificultad de pilotaje para tripulaciones que no estén preparadas para ello.

La formación no pone suficiente énfasis en:

- la identificación precisa del tipo de reconfiguración y del nivel de protecciones disponibles;
- la necesidad de supervisar continuamente la trayectoria y los parámetros primarios.

En general, la complejidad de las aeronaves modernas y sus particularidades requieren programas de formación inicial y recurrente adecuados.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

Que la EASA garantice la integración, en los programas de habilitación de tipo (type rating) y de formación recurrente, de ejercicios que contemplen todas las leyes de reconfiguración. El objetivo es facilitar su reconocimiento y comprensión por parte de las tripulaciones, especialmente en lo relativo al nivel de protecciones disponibles y a las posibles diferencias en las características de pilotaje, incluyendo los límites de la envolvente de vuelo.

[Recomendación FRAN-2012-039]

De forma más general, que la EASA garantice que los programas de habilitación de tipo y de formación recurrente tengan en cuenta las especificidades de cada aeronave para la que están diseñados.

[Recomendación FRAN-2012-040]

Tras la desconexión del piloto automático, mientras la aeronave se encontraba estable en crucero, varios inputs de los pilotos degradaron significativamente la energía cinética del avión. La rápida salida de la envolvente de vuelo no fue anticipada ni comprendida por los pilotos.

En ausencia de indicaciones de velocidad fiables, una comprensión global de la física del vuelo a gran altitud podría haber ayudado considerablemente a anticipar la rápida degradación de la situación. Lo mismo aplica para los fenómenos de sobrevelocidad (overspeed), cuya naturaleza ha evolucionado con las aeronaves modernas.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La EASA defina requisitos en los programas de formación recurrente para asegurar, mediante ejercicios prácticos, que los conocimientos teóricos –en**

particular en mecánica de vuelo— sean correctamente comprendidos.
[Recomendación FRAN-2012-041]

El efecto sorpresa (startle effect) desempeñó un papel determinante en la desestabilización de la trayectoria de vuelo y en la comprensión de la situación por parte de ambos pilotos.

La formación inicial y recurrente, tal como se imparte actualmente, no fomenta ni evalúa adecuadamente la capacidad de reaccionar ante lo inesperado. En efecto, los ejercicios son repetitivos, conocidos por las tripulaciones y no permiten poner a prueba las habilidades de gestión de recursos fuera de ese contexto.

Todo el esfuerzo invertido en la anticipación y en la predeterminación de respuestas procedimentales no excluye la aparición de situaciones de “sorpresa fundamental”, para las cuales el sistema actual no genera la capacidad de reacción indispensable.

El rápido incremento de la carga de trabajo en una situación inusual e inesperada condujo a la degradación de la calidad de la comunicación y de la coordinación entre los pilotos.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La EASA revise los requisitos de formación inicial, recurrente y de habilitación de tipo para desarrollar y mantener la capacidad de gestionar los recursos de la tripulación frente a la sorpresa generada por situaciones inesperadas;**
[Recomendación FRAN-2012-042]
 - **La EASA garantice que los operadores refuercen la formación en CRM para permitir la adquisición y mantenimiento de respuestas conductuales automáticas adecuadas en situaciones inesperadas y poco habituales con alta carga emocional.**
[Recomendación FRAN-2012-043]
-

La ausencia de un sistema de referencia y de homogeneidad en los métodos de instrucción y en los criterios de evaluación de los instructores no permite una evaluación objetiva ni la comparación de las competencias CRM entre tripulaciones.

Esta carencia podría, sin embargo, compensarse mediante la existencia de estándares de instrucción que permitan implementar una evaluación objetiva y comparable del nivel de CRM entre tripulaciones.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La EASA defina criterios de selección y formación recurrente para instructores que permitan alcanzar un nivel de instrucción elevado y estandarizado.**
[Recomendación FRAN-2012-044]
-

4.3.6 Mejora de los simuladores de vuelo y de los ejercicios

La tripulación del vuelo AF 447 no asoció la desaparición de la información de velocidad ni los mensajes ECAM con el procedimiento de "Unreliable IAS".

Los tres miembros de la tripulación habían realizado su entrenamiento en simulador conforme a un escenario conocido. Sin embargo, las limitaciones técnicas del simulador, cuya fidelidad es satisfactoria en la mayoría de los casos, no permiten reproducir ciertas situaciones inusuales.

El carácter demostrativo del enfoque pedagógico no permite que la tripulación tome conciencia de la influencia del efecto sorpresa generado por las alertas ni, en su caso, de las acciones reflejas inapropiadas sobre los mandos que pueden producirse como consecuencia.

Estas limitaciones técnicas, combinadas con la ausencia de herramientas pedagógicas específicas, no garantizan la asimilación ni el mantenimiento de los conocimientos adecuados que permitirían evitar, identificar y recuperar una situación de este tipo.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La EASA modifique las bases regulatorias para garantizar una mayor fidelidad de los simuladores en la reproducción de escenarios realistas de situaciones anormales;**
[Recomendación FRAN-2012-045]
 - **La EASA garantice la introducción, en los escenarios de entrenamiento, de los efectos de sorpresa, con el fin de entrenar a los pilotos para enfrentar estos fenómenos y trabajar en situaciones con alta carga emocional.**
[Recomendación FRAN-2012-046]
-

4.3.7 Ergonomía

La tripulación no desactivó los directores de vuelo ni verbalizó los cambios de modo en el FMA. No es seguro que hayan percibido la aparición y desaparición de las barras guía del director de vuelo.

Es probable que la tripulación no haya sido consciente de los cambios de modo cuando el director de vuelo se reactivaba, ya que leer y asimilar las indicaciones del FMA en condiciones dinámicas y de alta carga de trabajo no resulta instintivo ni natural.

Parece que exigir una acción por parte de la tripulación para reactivar este sistema automático permitiría, por un lado, coherencia con el piloto automático y el autothrust, y por otro, estimularía una verificación de los modos y de la coherencia de las órdenes presentadas en el momento de la reconexión.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La EASA requiera una revisión de la lógica de reaparición y reconexión de los directores de vuelo tras su desaparición, en particular para revisar las condiciones en las que sería necesaria una acción de la tripulación para reactivarlos;**

[Recomendación FRAN-2012-047]

Además, aunque no es seguro que la tripulación siguiera las órdenes del director de vuelo mientras la advertencia de pérdida estaba activa, dichas órdenes eran contradictorias con las acciones que debían realizarse en esa situación y, por tanto, pudieron haber generado confusión en la tripulación.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La EASA requiera una revisión de la lógica funcional o de presentación del director de vuelo, de modo que desaparezca o proporcione órdenes adecuadas cuando se active la advertencia de pérdida.**

[Recomendación FRAN-2012-048]

Los mensajes de fallo mostrados sucesivamente en el ECAM no permitieron a la tripulación realizar un diagnóstico rápido y eficaz de la situación en la que se encontraba la aeronave, en particular del bloqueo de las sondas Pitot.

La tripulación nunca estuvo en condiciones de establecer la relación entre los mensajes que aparecieron y el procedimiento que debía aplicarse, a pesar de que la lectura del ECAM y de los mensajes debería facilitar el análisis de la situación y la gestión de las fallas.

Varios sistemas habían identificado el origen del problema, pero únicamente generaron mensajes de fallo relacionados con sus propias consecuencias.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La EASA estudie la pertinencia de proporcionar a la tripulación una advertencia específica cuando se activen determinados mecanismos de monitorización, con el fin de facilitar la comprensión de la situación.**

[Recomendación FRAN-2012-049]

La advertencia de pérdida se describe como una combinación de la alerta sonora, la iluminación del Master Warning en el FCU y una indicación en la cinta de velocidad en rojo y negro (VSW).

Sin embargo, la iluminación del Master Warning suele tener un origen distinto. En ausencia de la indicación VSW en la cinta de velocidad, el único elemento que presenta características de claridad y ausencia de ambigüedad en la aproximación a la pérdida es la alerta sonora.

La incorporación de información visual simbólica combinada con la alerta sonora, en una aeronave donde la demanda visual es elevada, mejoraría sin duda su percepción.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La EASA determine las condiciones en las que, en aproximación a la pérdida, deba hacerse obligatoria la presencia de una indicación visual específica combinada con una alerta sonora.**

[Recomendación FRAN-2012-050]

Cuando las velocidades indicadas son inferiores a 60 kt, la advertencia de pérdida deja de estar disponible, aunque podría ser beneficioso que permaneciera activa en todo momento.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La EASA requiera una revisión de las condiciones de funcionamiento de la advertencia de pérdida en vuelo cuando las mediciones de velocidad son muy bajas.**

[Recomendación FRAN-2012-051]

4.3.8 Retorno de experiencia operacional y técnico

La investigación mostró que la certificación de una aeronave no permite identificar todos los riesgos operacionales y que, además, no existe un análisis obligatorio de los factores operacionales y humanos derivados de eventos en servicio (a diferencia de lo que ocurre con la aeronavegabilidad continuada).

La EASA está actualmente desarrollando trabajos (OSD) destinados a que el titular del certificado de tipo de la aeronave defina el programa mínimo de formación asociado, basándose en los riesgos operacionales identificados por los operadores y el fabricante a partir de eventos en servicio.

El retorno de experiencia en operación es un elemento esencial en el proceso de mejora de la seguridad aérea.

Cabe destacar que los reportes elaborados por las tripulaciones tras los eventos no siempre reflejan su gravedad ni todos los elementos necesarios para una apreciación operacional completa. Esto hace que la preservación de los elementos indispensables para una investigación sea en cierta medida aleatoria, dificultando que el operador, el fabricante y las autoridades puedan evaluar adecuadamente los riesgos y amenazas asociados, así como realizar un análisis exhaustivo que permita adoptar medidas apropiadas.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La EASA mejore el proceso de retorno de experiencia, haciendo obligatorio el análisis de factores operacionales y humanos de los eventos en servicio, con el fin de mejorar los procedimientos y el contenido de los programas de formación; [Recomendación FRAN-2012-052]**
 - **Y, específicamente, que la DGAC adopte medidas destinadas a mejorar la pertinencia y la calidad de los reportes de incidentes elaborados por las tripulaciones, así como su difusión, en particular hacia los fabricantes. [Recomendación FRAN-2012-053]**
-

4.3.9 Supervisión del operador

Las inspecciones en vuelo y en tierra realizadas por la Autoridad dentro de la aerolínea nunca pusieron de manifiesto desviaciones importantes, ya sea en relación con la conformidad del operador con las disposiciones reglamentarias, con los ECP o durante las operaciones en vuelo.

Así, el conjunto de inspecciones no permitió identificar ni la fragilidad del CRM ni las debilidades de los dos copilotos en el pilotaje manual.

A pesar de cumplir con los requisitos regulatorios aplicables a la supervisión, parece que la organización, los métodos y los medios desplegados por la autoridad no eran adecuados para detectar las debilidades de un operador ni para imponer las medidas correctivas necesarias.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La DGAC revise la organización de su sistema de supervisión para mejorar su cohesión y eficacia; [Recomendación FRAN-2012-054]**
 - **La DGAC garantice la adecuación de las condiciones de reclutamiento y formación, de modo que todos sus inspectores cuenten con las competencias necesarias para ejercer sus funciones. [Recomendación FRAN-2012-055]**
-

4.3.10 Liberación de boyas de medición de deriva

La liberación de boyas de medición de deriva por parte de las primeras aeronaves que llegaran a la zona habría permitido comprender mejor el desplazamiento de los restos flotantes durante las primeras horas.

Esto habría facilitado la modelización de las corrientes y, por tanto, los cálculos de deriva inversa para estimar con mayor precisión la localización del sitio del accidente.

En consecuencia, el BEA recomienda que:

- **La OACI modifique el Anexo 12 relativo a las operaciones de búsqueda y rescate, con el fin de fomentar que los Estados contratantes equipen sus aeronaves de búsqueda con boyas de medición de deriva y las utilicen cuando participen en la búsqueda de personas desaparecidas en el mar.**
[Recomendación FRAN-2012-056]
-

5 - CAMBIOS IMPLEMENTADOS TRAS EL ACCIDENTE

5.1 Air France

5.1.1 Mantenimiento y equipamiento de la aeronave — sondas Pitot A330/A340

- Aceleración en la sustitución de las sondas Thales "AA" por sondas "BA", iniciada el 27 de abril de 2009. Para el 11 de junio de 2009, todas habían sido reemplazadas.
 - Tras una Directiva de Aeronavegabilidad emitida por EASA, sustitución de las sondas Thales "BA" por sondas Goodrich en las posiciones 1 y 3, entre el 4 y el 7 de agosto de 2009.
 - Decisión interna de Air France: sustitución de las sondas Thales "BA" por sondas Goodrich en la posición 2, del 18 de enero al 8 de febrero de 2010.
-

5.1.2 Modificaciones en los sistemas de referencia

Refuerzo del rol de los copilotos

- Modificación de las reglas de relevo del Capitán en marzo de 2010: el copiloto de relevo es designado por el Capitán, se sienta en el lado izquierdo y asume funciones de PNF.
- Implementación en curso de un nuevo método de toma de decisiones: el copiloto habla primero, antes de la decisión final del Capitán (optimización de la toma de decisiones y refuerzo de la responsabilidad del copiloto).

Documentación

- Transición a la documentación del fabricante en idioma inglés. La división B777 será la primera en estar equipada de esta manera en octubre de 2012.
-

5.1.3 Formación de tripulaciones

Entrenamiento en simulador de vuelo

Sesión adicional de "velocidad no fiable" (Unreliable Airspeed):

- Verano de 2009 (A320, A330/A340).
- Manual de sesión y briefing: recordatorios técnicos, factores humanos y aspectos de Threat and Error Management (TEM).
- Revisión de la maniobra de emergencia, tanto en despegue como en fase de crucero.
- Vuelo a gran altitud en ley alterna.
- Aproximación a la pérdida con activación de la advertencia de STALL.
- Aterrizaje sin indicaciones de velocidad.

Briefings asociados (toda la tripulación):

- Radar meteorológico
 - Cristales de hielo
 - Programa ATQP (versión preliminar) operativo en Airbus A320 desde marzo de 2012.
(Nota: estos elementos fueron incorporados a las habilitaciones de tipo)
-

Tripulaciones aumentadas y relevo de Capitán

- Creación de un grupo de trabajo DSAC / aerolíneas.
 - Definición de nuevas reglas.
 - Sesión específica de entrenamiento en línea a mediano plazo.
 - Ejercicios de formación recurrente e inspección integrados en ciclos trienales.
 - Diseño de un módulo de autoestudio para tripulaciones aumentadas.
 - Diseño de un módulo de autoestudio para relevo de Capitán.
-

Distribución de tareas

- Implementación del modelo Pilot Flying / Pilot Monitoring (PF/PM) en Airbus A380 desde 2012.

Retroalimentación

- Implementación del programa Line Operations Safety Audit (LOSA).

Organización

- Creación del área de "Innovación y Transformación".

5.2 Airbus

Revisión del procedimiento "Unreliable speed indication"

- Flight Operations Telex (FOT) del 9 de septiembre de 2009 recomendando, en el siguiente entrenamiento recurrente, una sesión en simulador a gran altitud en ley normal y alterna que incluya:
 - Pilotaje manual de la aeronave
 - Ejecución del procedimiento UNRELIABLE SPEED INDICATION / ADR CHECK PROC

5.3 EASA

5.3.1 Medidas de certificación para mejorar la seguridad aérea

1) Obstrucción de sondas Pitot

La revisión de los datos en servicio disponibles tras el accidente —que generó un incremento en los reportes de operadores, incluyendo eventos anteriores y posteriores a junio de 2009— llevó a la emisión de la Directiva de Aeronavegabilidad AD 2009-0195 como medida precautoria.

- Se prohíbe la instalación de sondas Thales C16195AA en aeronaves Airbus A330/340.
- Se permite únicamente una sonda Thales C16195BA en las tres posiciones Pitot.
- Se redujo el intervalo de mantenimiento para la limpieza de las sondas.

Paralelamente, la EASA supervisó las pruebas realizadas por Airbus, tanto en instalaciones de formación de hielo como en vuelos de prueba, con el fin de recopilar datos sobre el comportamiento de las sondas Pitot en entornos con cristales de hielo.

Además de los programas de Airbus, se estableció una Condición Especial aplicable a nuevos proyectos, imponiendo las especificaciones más recientes disponibles para sondas Pitot.

2) Reconexión del piloto automático

Una Directiva de Aeronavegabilidad (AD 2010-0271), emitida en diciembre de 2010, solicitó a las tripulaciones que, en este tipo de situaciones, no reconecten el piloto automático hasta que las velocidades indicadas sean coherentes con el vuelo durante al menos 30 segundos.

Esto debido al riesgo de una divergencia de cabeceo (pitch runaway) que podría constituir una condición insegura.

3) Severidad de la condición

Pilotos de pruebas de la EASA reevaluaron el efecto del bloqueo múltiple de sondas Pitot en un simulador Airbus.

La clasificación previa de la falla como "mayor" fue confirmada.

5.3.2 Acciones regulatorias de EASA para mejorar la seguridad aérea:

- Decisión N° 2009/014/R del 14 de octubre de 2009, que actualiza la especificación técnica europea ETSO C16 para tubos Pitot y Pitot-estáticos. Esta revisión mejora el estándar SAE mediante un protocolo de pruebas más exigente.
La Agencia participa en el grupo EUROCAE WG-89, que trabaja en la preparación de una nueva norma ETSO para sondas Pitot, con el objetivo de modificar la C16a.
-

- La tarea regulatoria 25.058, titulada "Especificaciones de certificación para aeronaves grandes en condiciones de engelamiento por gotas superenfriadas de gran tamaño, fase mixta y cristales de hielo", fue lanzada en 2010.

El correspondiente NPA 2011-03, publicado el 21 de marzo de 2011, propone nuevos estándares de certificación para vuelo en condiciones de engelamiento.

Se requiere que las sondas externas de instrumentos de vuelo, incluidas las sondas Pitot, sean diseñadas e instaladas para operar normalmente en este nuevo entorno de engelamiento que incluye cristales de hielo y condiciones de fase mixta.

Dado que esta acción normativa sigue en desarrollo, la Agencia utiliza provisionalmente un Certification Review Item (CRI). La condición especial asociada contempla especificaciones similares a las propuestas en el NPA 2011-03 y es aplicable a nuevas certificaciones de tipo.

- La Agencia contribuye a proyectos internacionales de investigación destinados a mejorar el conocimiento de las condiciones de engelamiento a gran altitud, en particular en zonas de convección profunda con altas concentraciones de cristales de hielo.

Estos trabajos permitirán mejorar las especificaciones de certificación en el futuro.

En 2011 se lanzó un proyecto identificado como EASA.2011.OP.28 "High IWC – Ice Water Content of clouds at high altitude", cuyo objetivo es proporcionar recomendaciones sobre:

- Las áreas que deben ser estudiadas
 - y la preparación de ensayos en vuelo para caracterizar la composición de las masas nubosas a gran altitud
-

5.4 Acciones de la industria aeronáutica

Fabricantes, operadores, asociaciones de pilotos y autoridades formaron un grupo de trabajo para elaborar una guía titulada:

"Aeroplane Upset Recovery Training Aid"

Su objetivo es optimizar tanto la formación teórica como la práctica en la recuperación de situaciones anormales (upset recovery).

Entre los participantes se encuentran:

- Fabricantes: Airbus, Boeing, Bombardier
- Aerolíneas: American Airlines, Continental, British Airways, Lufthansa, Qantas, Cathay Pacific, Japan Airlines
- Autoridades de seguridad: FAA (EE. UU.), NTSB (EE. UU.), CAA (Reino Unido)

Este manual se revisa periódicamente y fue actualizado en 2008.

Circular Asesora de la FAA (AC120-STALL)

Una Advisory Circular (AC) contiene información que la FAA considera de gran interés para los operadores. No tiene carácter obligatorio.

Se trata de una guía de buenas prácticas que proporciona a las tripulaciones herramientas adecuadas para responder a situaciones de pérdida aerodinámica.

Los temas incluyen métodos y herramientas para:

- Prevenir
- Reconocer
- y Recuperar una pérdida

Las recomendaciones contemplan:

- Formación teórica avanzada
 - Ejercicios realistas en simulador basados en escenarios específicos
 - Consideración de la desconexión de sistemas automáticos
 - Entrenamiento continuo en todas las etapas de la carrera (ingreso, habilitación de tipo, ascenso a Capitán, entrenamiento recurrente anual)
 - Refuerzo en la aplicación de SOP y del CRM efectivo
 - Entrenamiento en el "efecto sorpresa" (startle factor)
 - Uso del material "upset recovery training aid" por centros de formación y operadores
-