

# CIAIAC

COMISIÓN DE  
INVESTIGACIÓN  
DE ACCIDENTES  
E INCIDENTES DE  
AVIACIÓN CIVIL

## Informe técnico IN-037/2016

Incidente ocurrido a la aeronave  
Gulfstream G200 de matrícula  
EC-KBC, en el aeropuerto de  
Barcelona- El Prat (LEBL), el 26 de  
septiembre de 2016.



GOBIERNO  
DE ESPAÑA

MINISTERIO  
DE FOMENTO

# Informe técnico

## IN-037/2016

---

---

**Incidente ocurrido a la aeronave Gulfstream G200 de matrícula EC-KBC, en el aeropuerto de Barcelona- El Prat (LEBL), el 26 de septiembre de 2016.**



GOBIERNO  
DE ESPAÑA

MINISTERIO  
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN  
DE ACCIDENTES E INCIDENTES  
DE AVIACIÓN CIVIL

© Ministerio de Fomento  
Secretaría General Técnica  
Centro de Publicaciones

NIPO Línea: 161-18-110-7

NIPO Papel: 161-18-109-4

Deposito Legal: M-14034-2018

Maquetación: David García Arcos

Impresión: Centro de Publicaciones

---

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63  
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: [ciaiac@fomento.es](mailto:ciaiac@fomento.es)  
<http://www.ciaiac.es>

C/ Fruela, 6  
28011 Madrid (España)

## **Advertencia**

El presente informe es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se produjo el evento objeto de la investigación, con sus causas probables y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) nº 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art.15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea y en los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, sin prejuzgar la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos a los que deben someterse las pruebas en un proceso judicial.

Consecuentemente, el uso que se haga de este informe para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

## Índice

<b>ABREVIATURAS</b> .....	vi
<b>Sinopsis</b> .....	ix
<b>1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS</b> .....	1
1.1 Antecedentes del vuelo.....	1
1.2 Lesiones personales.....	2
1.3 Daños a la aeronave.....	2
1.4 Otros daños .....	3
1.5 Información sobre el personal .....	4
1.5.1. Información sobre la tripulación de la aeronave.....	4
1.5.2. Información sobre el personal de control de aeródromo.....	5
1.6 Información sobre la aeronave .....	5
1.6.1. Información general.....	5
1.6.2. Información sobre el tren de aterrizaje .....	6
1.6.3. Información sobre el sistema hidráulico.....	8
1.6.4 Información sobre el sistema de frenado de ruedas.....	10
1.6.5 Información sobre el sistema de frenado con reversas .....	10
1.6.6 Información sobre los aerofrenos (Air/Ground brakes) .....	11
1.6.7 Información sobre el timón de dirección.....	11
1.7. Información meteorológica .....	12
1.8 Ayudas para la navegación.....	13
1.9 Comunicaciones.....	13
1.10 Información de aeródromo.....	14
1.11 Registradores de vuelo .....	15
1.11.1. Información general.....	15
1.11.2. Información del DFDR .....	16
1.11.3. Información del CVR.....	21
1.12 Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto.....	23
1.13 Información médica y patológica.....	25
1.14 Incendio.....	25
1.15 Aspectos relativos a la supervivencia.....	25
1.16 Ensayos e investigaciones.....	26
1.16.1. Resultados de las pruebas realizadas por el operador tras el incidente .....	26
1.16.2 Información obtenida del fabricante de la aeronave Gulfstream.....	27
1.16.3 Pruebas realizadas con la aeronave tras el incidente .....	30
1.17 Información sobre organización y gestión.....	31
1.17.1 Información sobre el proveedor de servicios de tránsito aéreo ENAIRE .....	31
1.17.2 Información sobre el gestor del aeropuerto AENA .....	33
1.18 Información adicional.....	34
1.18.1 Testimonio del supervisor de la sala de control.....	34

1.18.2	Testimonio de la tripulación.....	35
1.18.3	Antecedentes de salida de pista de G200.....	37
1.18.4	Efecto del “Rudder Blanking” (ausencia de efectividad del timón de dirección)..	37
1.18.5	Información documental sobre el aterrizaje.....	39
1.18.6	Acciones tras la investigación.....	42
1.19	Técnicas de investigación útiles o eficaces.....	42
<b>2.</b>	<b>ANALISIS.....</b>	<b>43</b>
2.1.	ANÁLISIS DE LA GESTIÓN DE LA ALERTA LOCAL.....	43
2.2.	ANÁLISIS DE LA ACTUACIÓN DE LA AERONAVE.....	44
2.2.1	Actuación de las reversas.....	45
2.2.2	Actuación sobre el sistema de frenado del tren de aterrizaje.....	46
2.2.3	Actuación del timón de dirección.....	47
2.2.4	Actuación del control de dirección de la rueda de morro (NWS).....	48
2.2.5	Tripulación y análisis del vuelo.....	48
2.2.6	Respuesta de la aeronave a la reacción de la tripulación.....	49
<b>3.</b>	<b>CONCLUSIONES.....</b>	<b>51</b>
3.1	Constataciones.....	51
3.2	Causas.....	53
<b>4.</b>	<b>RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL.....</b>	<b>54</b>
<b>APÉNDICE 1: TRAYECTORIA REALIZADA Y HUELLAS DURANTE EL IMPACTO.....</b>		<b>55</b>
<b>APÉNDICE 2: INFORMACIÓN SOBRE EL RETORNO DE PRESIÓN HIDRÁULICA AL SISTEMA DE FRENOS.....</b>		<b>59</b>
<b>APÉNDICE 3: GRÁFICO DFDR.....</b>		<b>61</b>
<b>APÉNDICE 4: HUELLAS DE LA SALIDA DE PISTA.....</b>		<b>64</b>

### **Abreviaturas**

AAIB	<i>Air Accidents Investigation Branch</i> - Autoridad de investigación de accidentes de Inglaterra
ACC	<i>Area Control Center</i> - Centro de Control de Área
AD	<i>Airworthiness Directive</i> - Directiva de Aeronavegabilidad
ADI	<i>Aerodrome Control Instrument</i> - Control de Aeródromo por Instrumentos
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AENA	Operador Aeroportuario
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AFM	<i>Aircraft Flight Manual</i> - Manual de Vuelo de la Aeronave
AGL	<i>Above Ground Level</i> - Sobre el nivel del terreno
AIP	<i>Aeronautical Information Publication</i> - Publicación de Información Aeronáutica
AMM	<i>Aircraft Maintenance Manual</i> - Manual de Mantenimiento de la Aeronave
AP	<i>Auto Pilot</i> - Piloto Automático
APU	<i>Auxiliary Power Unit</i> - Unidad de Potencia Auxiliar
APP	<i>Approach</i> - Aproximación
APU	<i>Auxiliary Power Unit</i> - Unidad de Potencia Auxiliar
ATC	<i>Air Traffic Control</i> - Control de Tráfico Aéreo
ATIS	<i>Automatic Terminal Information Service</i> - Servicio Automático de Información de Terminal
ATPL (A)	<i>Airline Transport Pilot Licence</i> – Licencia de Piloto de Línea Aérea (avión)
ATS	<i>Air Traffic Services</i> - Servicios de Tráfico Aéreo
CAAI	<i>Civil Aviation Authority of Israel</i> - Autoridad de Aviación Civil Israelí
CAS	<i>Crew Advisory System</i> - Sistema de aviso a la tripulación
CECOPS	Centro de control de operaciones (aeropuerto)
CPL(A)	<i>Commercial Pilot Licence</i> - Licencia de piloto comercial (avión)
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - Registrador de Voces en Cabina
DFDR	<i>Digital Flight Data Recorder</i> - Registrador Digital de Datos de Vuelo
EFIS	<i>Electronic Flight Instrument System</i> - Sistema Electrónico de Instrumentos Vuelo
EICAS	<i>Engine Indications and Crew Alerting System</i> - sistema de información de motor y alerta a la tripulación
ENAIRE	Proveedor de Servicio de Navegación Aérea
EUROCAE	<i>European Organization for Civil Aviation Equipment</i> - Organización Europea para la equipación de aviación civil
EW	<i>Empty Weight</i> - Peso en Vacío
FL	<i>Flight Level</i> - Nivel de vuelo

FMS	<i>Flight Management System</i> - Sistema de Gestión de Vuelo
FOD	<i>Foreign Objects Debris</i> - restos de objetos extraños
Ft	Pie(s)
g	Aceleración por gravedad
GMC	<i>Ground Movement Control</i> – Control de Movimiento en Tierra
GMS	<i>Ground Movement Surveillance</i> - Vigilancia de movimientos en tierra
GPWS	<i>Ground Proximity Warning System</i> - Sistema de alerta de proximidad con el terreno
h	Hora(s)
IAS	<i>Indicated Airspeed</i> - velocidad indicada del aire
IFR	Reglas de vuelo instrumental
ILS	<i>Instrument Landing System</i> - Sistema de aterrizaje instrumental
IR	<i>Instrumental Rating</i> - Habilitación Instrumental
lb	<i>Pound (s)</i> - Libra(s)
Kg	Kilo (s)
KIAS	<i>Knots Indicated Airspeed</i> - velocidad indicada del aire en nudos
Km	<i>Kilometer (s)</i> – Kilometro (s)
Kt	<i>Knots (s)</i> Nudo(s)
LDA	<i>Landing Distance Available</i> - Distancia de aterrizaje disponible
LEBL	Aeropuerto Barcelona- El Prat (Código OACI)
LECB	Centro de Control de Barcelona
LEMD	Aeropuerto Adolfo Suárez Madrid-Barajas (Código OACI)
LH	<i>Left Hand</i> - lado izquierdo
LW	<i>Landing Weight</i> - Peso al aterrizaje
m	Metro(s)
min	Minuto (s)
mm	Milímetro(s)
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i> – Informe Meteorológico de Aeródromo
MTOW	<i>Maximum Take Off Weight</i> - peso máximo al despegue
N	Norte
N/A	No afecta
NLG	<i>Nose Landing Gear</i> - Tren de aterrizaje de morro
NM	<i>Nautical miles</i> – Millas náuticas
NMOC	Network Manager Operations Centre de Eurocontrol
NOTAM	<i>Notice to Airmen</i> - Notificación a aviadores
NPA	<i>Non Precision Approach</i> - Aproximación de no Precisión
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i> - Junta Nacional de Seguridad del Transporte EEUU



## Informe técnico IN-037/2016

---

NWS	<i>Nose Wheel Steering-</i> Dirección de Rueda de Morro
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OIS	<i>Operational Information Supplement-</i> Suplemento de Información Operacional
P/N	<i>Part Number-</i> Número de Parte
PF	<i>Pilot Flying-</i> Piloto a los mandos
PFD	<i>Primary Flight Display-</i> Pantalla principal de vuelo
PM	<i>Pilot Monitoring-</i> Piloto que supervisa
PNF	<i>Pilot Not Flying-</i> Piloto no a los mandos
psi	<i>pounds-force per square inch-</i> libra por pulgada cuadrada
QFU	<i>Magnetic bearing of the runway in use-</i> orientación magnética de la pista
QNH	<i>Atmospheric Pressure (Q) at Nautical Height –</i> Reglaje de la subescala del altímetro para obtener elevación estando en tierra
QRH	<i>Quick Reference Book-</i> Manual de referencia rápida
RAD	<i>Aerodrome Radar Control-</i> Control de radar de aeródromo
RH	<i>Right Hand-</i> lado derecho
s	Segundo (s)
S/N	<i>Serial Number-</i> Número de Serie
SAR	<i>Search and Rescue-</i> Búsqueda y Salvamento
SB	<i>Service Bulletin-</i> Boletín de Servicio
SEI	Servicio de Extinción de Incendios
SID	<i>Standard Instrumental Departure-</i> Salida instrumental Estándar
SOP	<i>Standard Operating Procedures-</i> Procedimientos de Operación Estándar
SYSRED	Centro Integral de Servicios y Supervisión de Red de Navegación Aérea
TOAM	Técnicos de Operaciones en el Área de Movimiento
TRM	<i>Team Resources Management-</i> Gestión de Recursos en Equipo
TWR	<i>Control Tower-</i> Torre de Control
UTC	<i>Universal Time Coordinated-</i> Tiempo Universal Coordinado
WOW	<i>Weight On Wheels-</i> Peso en Ruedas

## Sinopsis

Propietario y Operador:	Executive Airlines
Aeronave:	Gulfstream G200, EC-KBC
Fecha y hora del accidente:	Lunes, 26 de septiembre de 2016, 19:53 hora UTC <sup>1</sup>
Lugar del accidente:	Aeropuerto de Barcelona- El Prat (LEBL)
Personas a bordo:	2 tripulantes técnicos y 2 pasajeros, ilesos.
Tipo de vuelo:	Transporte aéreo comercial- No regular- Interior- de pasajeros
Reglas de vuelo:	IFR
Fecha de aprobación:	20 de marzo de 2018

### **Resumen del accidente:**

La aeronave realizaba el trayecto desde el aeropuerto de Adolfo Suárez Madrid-Barajas (LEMD) hasta el aeropuerto de Barcelona- El Prat (LEBL). A bordo iban dos tripulantes técnicos y dos pasajeros. La aeronave había despegado a las 19:01 h UTC siendo el copiloto quien iba a los mandos. Al llegar a Barcelona la tripulación realizó la aproximación y la toma a la pista 25R sin novedad, pero cuando se encontraban en la carrera de aterrizaje, al aplicar frenos, la aeronave comenzó a desviarse hacia la izquierda. El comandante tomó los mandos de la aeronave. Al no conseguir que ésta virase a la derecha decidió salir “por derecho”<sup>2</sup> de la pista. La aeronave quedó parada en una isleta de arena entre las salidas R3 y R4. La aeronave no tuvo daños aparentes salvo en el tren de morro. Los ocupantes resultaron ilesos.

La causa probable del incidente fue la incapacidad de mantener el eje de la pista durante la carrera de aterrizaje tras la aplicación de los frenos experimentando frenada diferencial, saliendo la aeronave por el lateral de la pista. Durante la investigación se identificaron varias actuaciones de la tripulación para contrarrestar este desvío pero no hubo una respuesta efectiva sobre la dirección de la aeronave.

---

1 La referencia horaria utilizada en este informe es la hora UTC salvo que se especifique expresamente lo contrario. Para obtener la hora local es necesario sumar 2 h a la hora UTC.

2 Salir “por derecho” - sin continuar corrigiendo la trayectoria de la aeronave.

Esta Comisión considera que la frenada diferencial no fue tan significativa como para generar el repentino desvío. Asimismo la tripulación no pudo recuperar el control de la aeronave a pesar de las acciones de control realizadas para corregir la trayectoria de ésta. Durante la investigación no se ha podido determinar lo que motivó tal desvío ni la ausencia de efectividad de los sistemas de la aeronave.

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave realizaba el trayecto desde el aeropuerto de Adolfo Suárez Madrid-Barajas (LEMD) hasta el aeropuerto de Barcelona- El Prat (LEBL). A bordo iban dos tripulantes técnicos y dos pasajeros. La aeronave había despegado a las 19:01 h UTC siendo el copiloto quien iba a los mandos. Según la información de la tripulación se trataba del primer vuelo del día y ambos tripulantes aseguraron estar sin síntomas de fatiga. La información ATIS<sup>3</sup> de la que disponían hacía referencia a una meteorología “buena”<sup>4</sup>, sin fenómenos adversos destacables en toda la ruta. La aeronave no tenía ningún elemento diferido, el aeropuerto era conocido para la tripulación, especialmente para el comandante, que lo había tenido como base durante los últimos 15 años.

Hasta el momento de la aproximación el vuelo se había desarrollado con normalidad. Establecidos en el localizador ILS de la pista 25R la tripulación solicitó reducir la velocidad al estimar que la aeronave precedente se encontraba a menos de 5 NM de distancia y habían experimentado una ligera turbulencia debido a la estela de esta aeronave. Una vez autorizados por control se redujo la velocidad de la aeronave hasta 150 Kts. Según la opinión de la tripulación se realizó una aproximación estabilizada y el contacto fue suave y controlado con la pista, se armaron las reversas y fue al iniciar la deceleración aplicando frenos, con el avión controlado, cuando se experimentó una brusca guiñada hacia la izquierda. En ese momento el comandante asumió el control de la aeronave pidiendo al copiloto la transferencia de mandos. No obstante no fue capaz de regresar al eje de la pista, saliendo de la misma por su vertiente izquierda hasta detenerse en la zona no asfaltada entre las salidas R3 y R4 (Véase Apéndice 1).

Ni la tripulación ni los pasajeros sufrieron ningún daño. Aparentemente la aeronave tampoco mostraba daños. Tras la inspección de la pista y la zona donde ocurrió el incidente (“salida de pista”), no parecía haber ningún daño a las instalaciones del aeropuerto exceptuando tres tapas de las arquetas de cableado, de material plástico, situadas en el borde de la isleta. Los equipos de emergencia y los servicios del aeropuerto procedieron al remolcado de la aeronave hasta el parking, dándose por finalizado la gestión del incidente alrededor de las 02:30 h del día 27 de septiembre.

---

3 ATIS- Automatic Terminal Information Service- Servicio Automático de Información de Terminal

4 No limitativa para el vuelo.



Fotografía 1: Fotografía de la aeronave tras el incidente

## 1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Mortales				
Graves				
Leves				No se aplica
Ninguna	2	2		No se aplica
<b>TOTAL</b>	<b>2</b>	<b>2</b>	<b>4</b>	

## 1.3. Daños a la aeronave

La aeronave no tuvo daños aparentes, salvo en el tren de morro, consistentes en muescas en el neumático, golpe en la llanta y rotura del anclaje de uno de los sensores de peso en las ruedas (WOW<sup>5</sup>) (Véase fotografía 2)

---

5 WOW- Weight On Wheels- Peso en ruedas



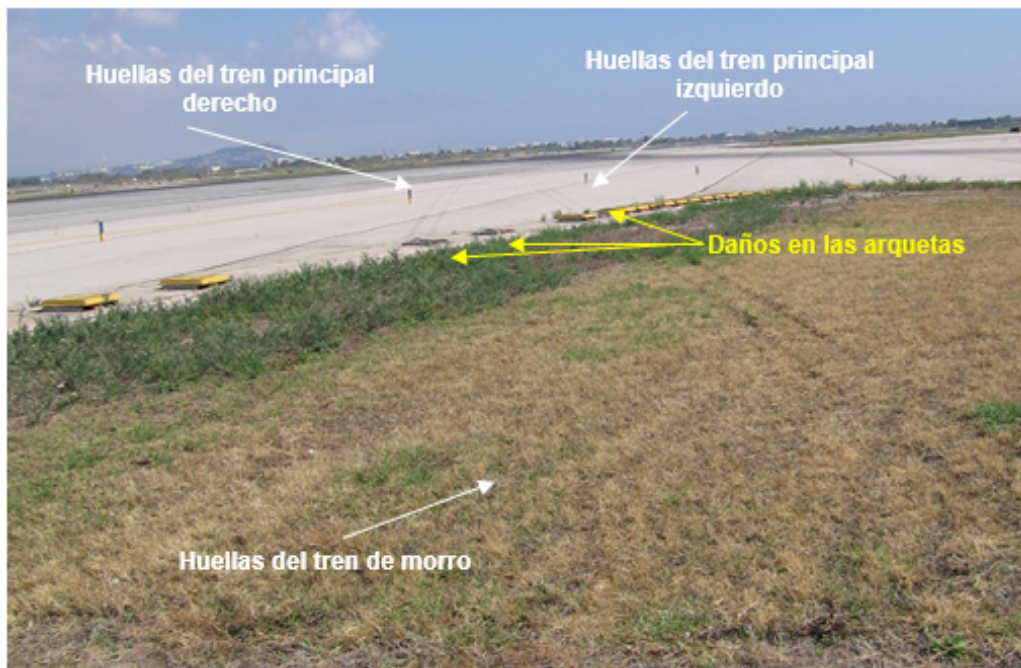
Fotografía 2: Daños en la rueda de morro y el brazo (bracket) en la rueda de morro

#### 1.4. Otros daños

Resultaron dañadas las tapas de tres arquetas pertenecientes al cableado eléctrico situadas en el límite de la pista en servicio (25R) con la isleta situada entre las salidas R3 y R4 (Véase fotografía 3).



Fotografía 3: Daños en las arquetas y huellas del recorrido de la aeronave visto en el sentido de trayectoria de la aeronave



Fotografía 4: Daños en las arquetas y huellas del recorrido de la aeronave visto en el sentido contrario a la trayectoria de la aeronave

### 1.5. Información sobre el personal

#### 1.5.1 Información sobre la tripulación de la aeronave

El comandante, de nacionalidad española y 42 años de edad, tenía licencia de ATPL(A) emitida por AESA y habilitaciones de G200 e IR(A), válidas y en vigor hasta el 31 de enero de 2017. Contaba con certificado médico clase 1 válido y en vigor hasta el 28 de abril de 2017. Según la información facilitada por la compañía el comandante contaba con 4672:50 h, de las cuales 2365:55 h eran en el tipo. El día del incidente el comandante era el piloto al mando pero no era el que llevaba los mandos de la aeronave (PNF<sup>6</sup>/PM<sup>7</sup>). El último vuelo previo al del incidente lo había realizado el día 13 de septiembre.

El copiloto, de nacionalidad española y 39 años de edad, tenía licencia de CPL(A) emitida por AESA y habilitaciones de G200 e IR(A), válidas y en vigor hasta el 31 de diciembre de 2016. Contaba con certificado médico clase 1 válido y en vigor hasta el 13 de mayo de 2017. Según la información facilitada por la compañía el copiloto contaba con 975:10 h, de las cuales 178 h eran en el tipo. El día del incidente el copiloto actuaba como piloto a los mandos (PF<sup>8</sup>). El vuelo del incidente era el primer vuelo del mes de septiembre para el copiloto tras un periodo vacacional.

---

6 PNF- Pilot Not Flying – Piloto “no a los mandos”

7 PM- Pilot Monitoring- Piloto que monitoriza

8 PF-Pilot Flying- Piloto “a los mandos”

### 1.5.2 Información sobre el personal de control de aeródromo

El controlador local de la pista en servicio 25R, de nacionalidad española y 37 años de edad, tenía la licencia de controlador de tránsito aéreo desde 2008 y ejercía las competencias de controlador aéreo en la unidad correspondiente (LEBL), con las habilitaciones necesarias y anotaciones de unidad requeridas (ADI<sup>9</sup>/TWR<sup>10</sup>/GMS<sup>11</sup>/RAD<sup>12</sup>) válidas y en vigor (hasta el 13 de octubre de 2016). Contaba con el certificado médico clase 3 válido y en vigor (hasta el 5 de enero de 2018). El día del incidente realizaba el turno de tarde<sup>13</sup>. El día anterior también había realizado el turno de tarde.

El controlador supervisor de nacionalidad española y 54 años de edad, tenía la licencia de controlador de tránsito aéreo desde 1999 y ejercía las competencias de controlador aéreo en la unidad correspondiente (LEBL) con las habilitaciones necesarias y anotaciones de unidad requeridas (ADI/TWR/GMS/RAD) válidas y en vigor (hasta el 02 de febrero de 2017). Contaba con el certificado médico clase 3 válido y en vigor (hasta el 2 de junio de 2017). El día del incidente iba a realizar el turno de noche<sup>14</sup> pero había adelantado el relevo. El día anterior había realizado el turno de tarde.

## 1.6. Información sobre la aeronave

### 1.6.1. Información general

La aeronave, modelo Gulfstream Aerospace G200 de matrícula EC-KBC y con número de serie (S/N) 145, fue fabricada en el año 2006. Esta aeronave está equipada con dos motores Pratt&Whitney modelo PW-306A con números de serie (S/N) CC0298 (LH) y CC0299 (RH). Según la información del registro de matrículas de AESA el peso máximo al despegue (MTOW<sup>15</sup>) de 16080 Kg y un peso en vacío (EW<sup>16</sup>) de 10886 Kg. El peso al aterrizaje (LW<sup>17</sup>) el día del incidente era de unos 11974 kg (26400 lbs) según el extracto del libro técnico de la aeronave (logbook) que formaba parte de la documentación de vuelo aportada durante la investigación.

---

9 Aerodrome Control Instrument- Control de Aeródromo por Instrumentos

10 Control Tower- Torre de Control

11 Ground Movement Surveillance- Vigilancia de movimientos en tierra

12 Aerodrome Radar Control- Control de radas de aeródromo

13 14:30 a 22:00 h

14 22:00 a 07:30h

15 MTOW Maximum Take Off Weight

16 EW Empty Weight

17 LW Landing weight





Fotografía 5: Fotografía de la aeronave

La aeronave contaba con Certificado de Matrícula, Certificado de Aeronavegabilidad, Revisión de la Aeronavegabilidad, y Certificado de Niveles de Ruido válidos y en vigor. La última tarea de mantenimiento se había realizado el 19 de septiembre de 2016 sobre la APU<sup>18</sup> cuando la aeronave contaba con 2167:57 h. El 26 de junio de 2016 se habían realizado tareas de mantenimiento sobre el tren consistentes en lubricación y sustitución de ambas ruedas de morro por cambio de neumático (WO 088-16KBC).

Según las anotaciones del libro técnico de la aeronave (logbook), ésta tenía un total de 2170:04 h al inicio del último vuelo. El despegue se produjo a las 19:01 h y el aterrizaje a las 19:53 h. En este último vuelo también se había anotado como entrada la salida de pista ("Runway Excursion"). El último vuelo que había realizado la aeronave, anterior al del incidente, tuvo lugar el día 23 de septiembre.

### **1.6.2 Información sobre el tren de aterrizaje**

El tren de aterrizaje de esta aeronave es de tipo triciclo con dos ruedas en cada estructura del tren. Cada unidad se recoge en su propio alojamiento y se cubre totalmente por dos compuertas mecánicamente conectadas al tren de aterrizaje.

La compuerta exterior del tren principal está unida rígidamente a la estructura y la interior se mantiene en la posición de "arriba" por dos cilindros de bloqueo. Este bloqueo se libera cuando la palanca de tren se coloca en la posición de "abajo" por acción de la presión hidráulica (o de presión de nitrógeno en emergencia). El tren principal se mantiene en su posición mientras está en el aire, por la presión hidráulica en el actuador y por el bloqueo mecánico de la compuerta interior si la presión baja.

---

18 APU- Auxiliary Power Unit- Unidad de Potencia Auxiliar

A medida que el tren se extiende un bloqueo interno en el actuador lo bloquea automáticamente en sus posiciones de máxima extensión.

El tren de morro se recoge hacia adelante y se bloquea en su posición de "arriba" por un bloqueo mecánico mediante un muelle y se desbloquea por presión hidráulica.



Fotografía 6: Retracción del tren de la aeronave puesta sobre gatos hidráulicos.

El movimiento de dirección de la rueda de morro se proporciona a través del sistema NWS (Nose Wheel Steering<sup>19</sup>). El margen del ángulo de dirección de la rueda está entre  $\pm 60^\circ$  y un ángulo de remolcado de  $\pm 100^\circ$ . El piloto controla el sistema de dirección con los pedales del timón de dirección, manejando un ángulo de  $\pm 3^\circ$ , o con el volante situado en la consola del piloto (sólo en el lado izquierdo), manejando un ángulo de  $\pm 60^\circ$ . El interruptor ON-OFF del NWS permite la activación o desactivación del sistema. Con la desactivación el tren de morro permanece en modo de libre giro proporcionando la amortiguación de las vibraciones (shimmy damping).



Fotografía 7: Volante de dirección situado en el lado izquierdo de la posición del comandante e interruptor del NWS.

19 Nose Wheel Steering- Dirección de Rueda de Morro

Los modos de operación del NWS son:

**Dirección activa-** modo normal en tierra

**Modo centrado-** el sistema mantiene activamente la rueda de morro en una posición centrada durante la aproximación y el despegue cuando ambos sensores de WOW están en modo aire.

**Modo bypass-** es el modo normal tras la retracción del tren. Los dos actuadores se interconectan hidráulicamente por la válvula de "bypass" si el NWS está en OFF o como resultado de un fallo de presión hidráulica.

Cualquier fallo en el sistema NWS se detecta por el canal de monitorización, el cual cambia el sistema al modo "bypass" (fallo pasivo). En este caso el control direccional de la aeronave se debe conseguir con frenado diferencial y/o control con timón de dirección.

### **1.6.3 Información sobre el sistema hidráulico**

La aeronave está provista de dos sistemas hidráulicos, separados (izquierdo y derecho) e independientes que proporcionan presión hidráulica a los controles primarios de vuelo, controles secundarios de vuelo, despliegue de reversas de empuje, frenos y control tanto del tren principal como de los sistemas de direccionamiento de la rueda de morro. La distribución de estos sistemas se muestra en el siguiente diagrama esquemático (Figura 1).

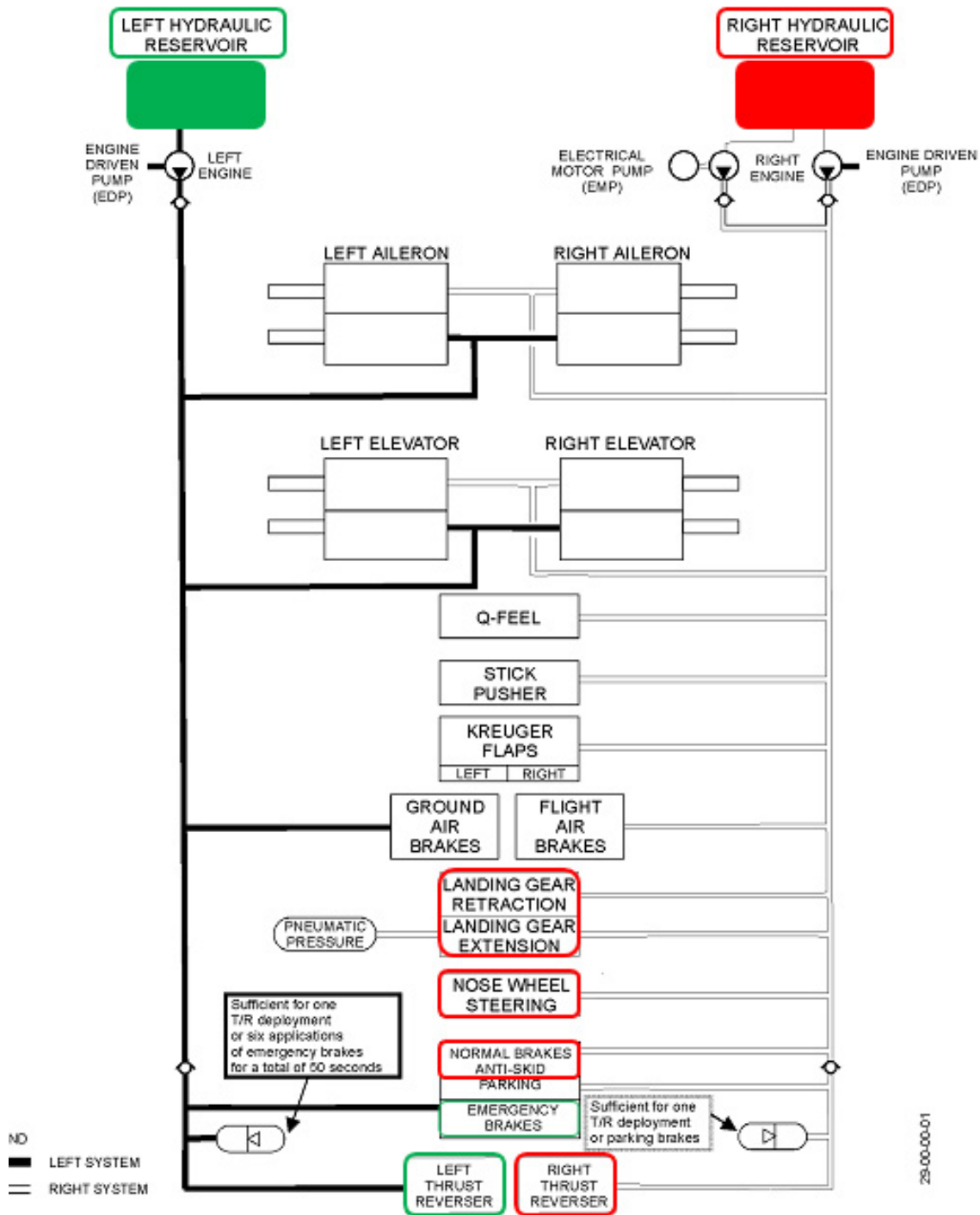


Figura 1: Diagrama esquemático del sistema hidráulico

De esta forma el sistema derecho suministra presión hidráulica a la reversa derecha, frenos y dirección de la rueda de morro. El sistema izquierdo suministra presión hidráulica a la reversa izquierda y frenado de emergencia.

### 1.6.4 Información sobre el sistema de frenado de ruedas.

Los sistemas hidráulicos de frenado de rueda en modo normal y emergencia se controlan de forma convencional por los pedales de freno de piloto/copiloto interconectados mecánicamente, los cuales actúan sobre las unidades de freno multidisco en cada una de las cuatro ruedas del tren principal de aterrizaje. La operación de los frenos en cada estructura del tren principal se controla por una válvula que minimiza el deslizamiento de las ruedas (anti-skid valve). Este sistema dispone de una función antirotación que detiene el giro de las ruedas principales tras el despegue o durante la retracción del tren principal antes de que éstas se introduzcan en su alojamiento.

El fabricante informó de que los máximos valores de diseño de la presión de frenado eran de 1600 +50/-100 psi.

Durante la investigación se tuvo acceso a una publicación informativa de Gulfstream del año 2009 (Véase Apéndice 2) que hacía referencia a informes sobre frenada momentánea experimentada durante la carrera de aterrizaje. De acuerdo con la publicación de servicio de Gulfstream el retorno de presión hidráulica al sistema de frenos al realizar el despliegue de reversas podía provocar un frenado momentáneo de la aeronave sin que la tripulación actuara sobre los pedales de freno. Este hecho dio lugar a la emisión, en febrero de 2012, de un boletín de servicio (SB-200-32-227<sup>20</sup>) que recomendaba la instalación de una válvula anti-retorno en el sistema hidráulico. La aeronave del incidente no tenía este boletín de servicio implementado.

### 1.6.5 Información sobre el sistema de frenado con reversas

Cada motor emplea un sistema de empuje de reversas idéntico e independiente. Consiste en dos compuertas orientadas 10° desde la vertical por un sistema de barras de unión y actuadores hidráulicos que cuando se despliegan, tras el aterrizaje, redirigen los gases de escape y de la etapa de compresión de baja del motor ("fan") hacia adelante proporcionando frenado dinámico adicional. Cuando están replegadas forman parte de la extensión trasera de la cuna del motor ("nacelle"). El sistema hidráulico del empuje de las reversas se suministra con fluido hidráulico a 3000 psi desde el sistema hidráulico de la aeronave.

La luz "T/R Ready" situada en la parte superior del cuadrante de potencia del pedestal indica que las reversas están armadas, con el sensor de peso en ruedas (WOW) de la rueda de morro en modo tierra.

---

20 SB-200-32-227 Landing Gear - (ATA 32) - parking valve -installation of check valve on parking valve return port.

### 1.6.6 Información sobre los aerofrenos (Air/Ground brakes)

El sistema de aerofrenos consiste en 4 paneles en la parte superior trasera final de cada semiala. Los dos paneles interiores son los aerofrenos en vuelo. Estos paneles pueden ser utilizados como frenos durante el vuelo o pueden convertirse automáticamente en parte de los aerofrenos en tierra cuando el sistema está en modo tierra. Se controlan eléctricamente y se operan hidráulicamente.

Una vez la aeronave aterriza (en modo tierra con el correspondiente sensor de WOW activado), ambas palancas de empuje están por debajo de la posición de palanca de máxima potencia en crucero y el interruptor de GROUND A/B está en ON, los aerofrenos (vuelo y tierra) se extenderán y permanecerán así incluso si la aeronave rebota en la pista.

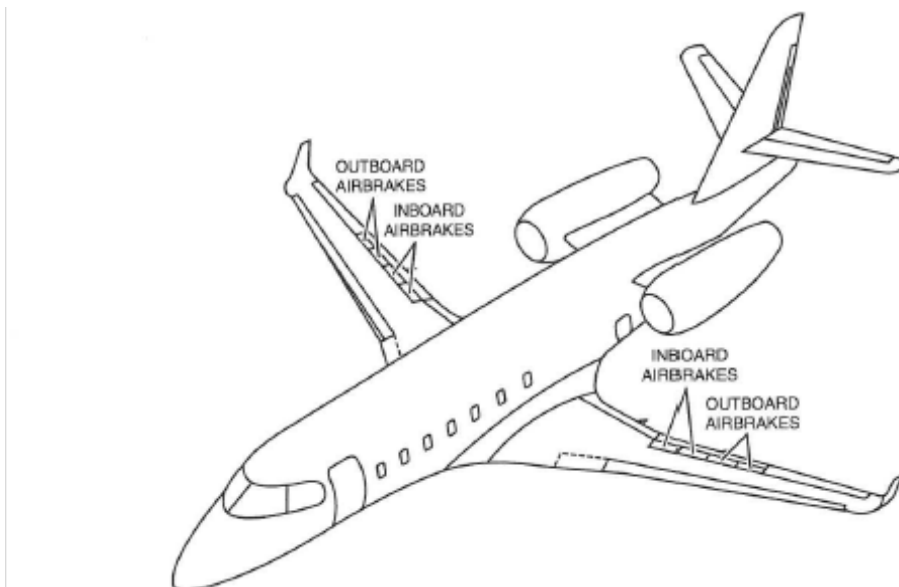


Figura 2: Localización de los aerofrenos.

### 1.6.7 Información sobre el timón de dirección

El timón de dirección tiene un control manual de circuito simple. Los pedales de piloto/copiloto están interconectados. El sistema dispone de una función denominada "Rudder bias", cuyo actuador está conectado en paralelo al sistema de control del timón, para ayudar a la tripulación durante fallo de motor (condiciones de empuje asimétrico) cuando es necesario aplicar una mayor fuerza para conseguir control direccional. Durante el fallo de motor el sistema defleca el timón de dirección en la dirección del motor que sigue funcionando.

El servo del amortiguador de guiñada ("yaw damper") está conectado mecánicamente al sistema del timón de dirección. El sistema de ajuste direccional ("compensación") se lleva a cabo moviendo una aleta en el timón. Esta aleta se opera mediante dos actuadores eléctricos conectados mecánicamente a ella, cada uno separado por un disyuntor ("circuit breaker").

El timón de dirección tiene un margen de movimiento de  $20^\circ \pm 15'$  en cada dirección y contaba con un decalaje por defecto de  $-1.7^\circ$  (timón neutral).

### 1.7. Información meteorológica

Según la información proporcionada por AEMET en cuanto a la situación meteorológica en el aeropuerto Barcelona- El Prat (desde las 19:00 h hasta las 20:30 UTC), no se apreció actividad convectiva de acuerdo con las imágenes de descargas eléctricas y de radar. De acuerdo con los registros del aeropuerto, aunque hubo algún desarrollo de nubes cúmulos en forma de torre en torno a las 15:00 h y manteniéndose hasta las 16:00h, la nubosidad fue escasa. La temperatura a las horas señaladas fue de  $23^\circ$  C. Los vientos fueron flojos (durante las primeras horas de la tarde) de suroeste, superando los 10 kts en algún momento. A partir de las 19:00 h empezó a amainar, bajando de 5 kts el valor medio, con cierto predominio de la componente norte. El METAR a las 20 horas fue el siguiente:

**LEBL 262000Z 32003KT 220V350 9999 FEW025 22/18 Q1021 NOSIG=**

Es decir, el viento a las 20:00 h era de 3 kts de intensidad, procedente de  $320^\circ$  (noroeste), con dirección variable entre  $220^\circ$  y  $350^\circ$ , visibilidad buena de 10 Km o más, con nubes escasas a 2500 ft. Temperatura  $22^\circ$  C y temperatura de rocío  $18^\circ$  C. El QNH fue de 1021. No se esperaban fenómenos significativos.

Esta información coincidía con la que tenía la tripulación anotada del ATIS de llegada en su plan de vuelo operacional.

#### ATIS DEPARTURE & ARRIVAL

ATIS DEP (L) R 100	36R/L TL 140	CLEARANCE: P-VAR/R
LOC 31R	820/4 290/350	36R 6014. 121.7
10 Km	F 7 26/2	

ATIS ARR: N 1720	25L/R TL 70	230/6	200/260
10 Km +	F 25	23/18	1021 NOSIG

Figura 3: Información del Plan de Vuelo Operacional.

Según los registros de vientos de las distintas cabeceras, entre las 20:00 y las 20:30 h, el viento máximo registrado en cada cabecera fue de: 4 kts en la cabecera 07L, 7 kts en la cabecera 25R, 5 kts en la cabecera 02, 4 kts en la cabecera 20, y 8 kts en la cabeceras 07R y 25L.

### 1.8. Ayudas para la navegación

No influyó en el incidente el uso de ninguna ayuda para la navegación.

De acuerdo a la información de la traza radar proporcionada por el proveedor de servicios de control (ENAIRE) se puede apreciar como la aeronave realizó la aproximación y el aterrizaje alineada con la pista y posteriormente se desvió hacia la izquierda hasta detenerse totalmente en la isleta situada en el margen izquierdo.

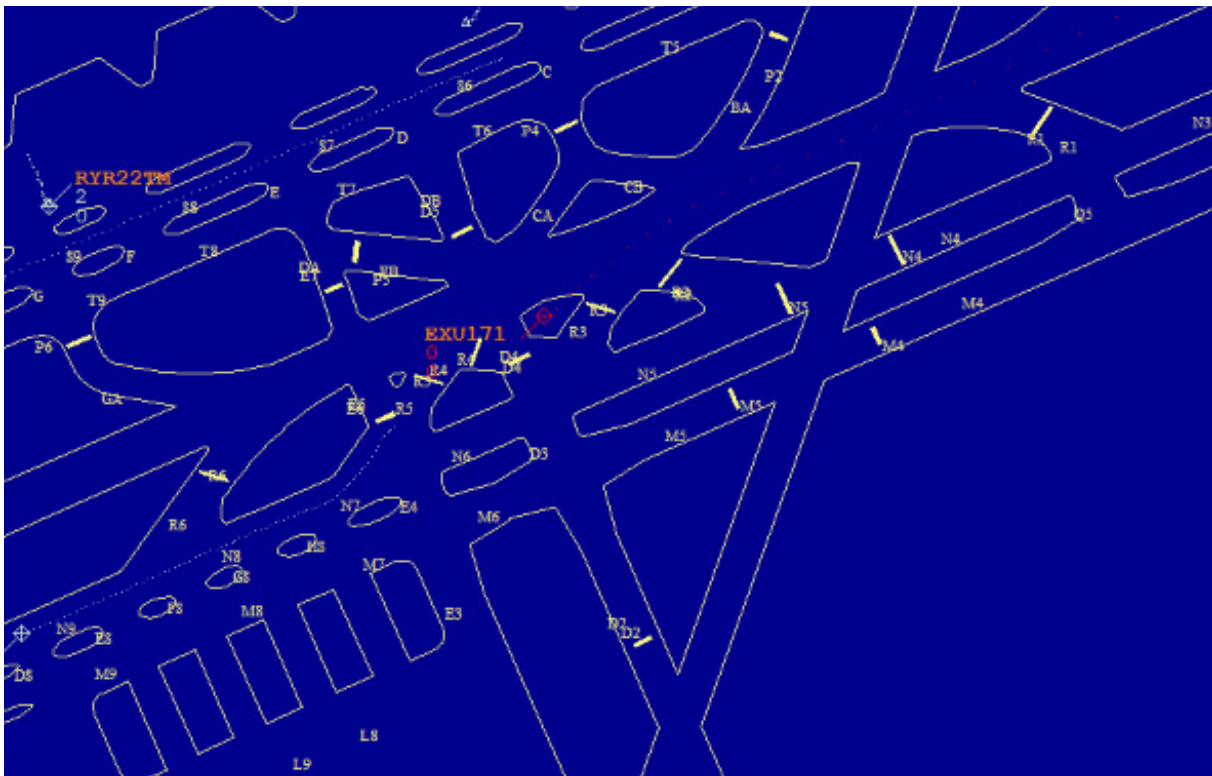


Figura 4: Posición final de la aeronave tras la salida de pista.

### 1.9. Comunicaciones

Durante la investigación se tuvo acceso a las comunicaciones mantenidas entre la tripulación y las dependencias de control involucradas (aproximación y torre). Se han analizado las comunicaciones entre la tripulación y el controlador de



aproximación y de torre local de la pista en servicio 25R. La aeronave tenía como indicativo de vuelo SACIR171 (Código OACI<sup>21</sup> EXU171). No hubo reporte por parte de la tripulación de ninguna anomalía salvo la solicitud de reducir la velocidad debido a la estela turbulenta de la aeronave precedente. A las 19:52:33 h el controlador de torre autorizó a la aeronave a aterrizar, dando información de la pista operativa (25R) con viento procedente de 310 ° y 3 kt de intensidad. La tripulación colacionó la autorización. A las 19:54:00 h el comandante de la aeronave contactó con la torre de control para comunicar que habían tenido una salida de pista. A partir de esta comunicación se sucedieron aquellas orientadas a prestar atención a la aeronave incidentada y gestionar los tráficos subsiguientes

### 1.10. Información de aeródromo

El aeropuerto de Barcelona- El Prat (LEBL) está situado a 10 Km al suroeste de la ciudad de Barcelona y su elevación es de 14 ft. Posee dos pistas paralelas de orientación 25R/07L y 25L/07R y una pista cruzada de orientación 02/20, ésta última no utilizable para aterrizajes. Todas las pistas están asfaltadas. La pista operativa y utilizada por la aeronave el día del incidente fue la 25R (Véase Apéndice 1<sup>22</sup>). Esta pista cuenta con una longitud de 3352 m (de los cuales toda la longitud es también LDA<sup>23</sup>), 60 metros de anchura y con una franja de pista de 3472 m de longitud y 300 m de anchura. La elevación del umbral en esta pista es de 10 ft.

De acuerdo al AIP<sup>24</sup> en su apartado *Tiempo mínimo de ocupación de la pista/ Llegadas* se establece lo siguiente: “Para conseguir el máximo aprovechamiento de la pista, rebajar el tiempo de ocupación de la misma y reducir el hecho de “motor y al aire” es importante que los pilotos al mando, sin perjuicio de la seguridad y operación normal de la aeronave, procedan al abandono rápido de la pista. A menos que el ATC indique lo contrario, se utilizarán las siguientes calles de salida rápida para abandonar la pista correspondiente: Pista 25R: P3, P5, P6, R3, R5, R6. En el caso de la aeronave del incidente la salida de la pista se iba a realizar por el margen derecho para facilitar la llegada al aparcamiento de la terminal aviación ejecutiva (Véase Apéndice 1)”

Según la información del AIP la distancia de la salida rápida R3 (punto en el que se produjo la salida de pista) al umbral de la 25R es de 1409 m.

El aeropuerto disponía de las imágenes de vídeo captadas por las cámaras de

---

21 Código OACI- Código de Compañía

22 Imagen obtenida del google earth

23 LDA-Landing Distance Available- distancia de aterrizaje disponible

24 AIP- Aeronautical Information Publication-Publicacion de Información Aeronáutica

seguridad del aeropuerto durante el aterrizaje. En éste se podía apreciar un aterrizaje alineado hasta que, de repente, la aeronave comenzó a desviarse hacia su izquierda sin realizar movimientos extraños apreciables hasta que se detuvo totalmente.

## 1.11 Registradores de vuelo

### 1.11.1 Información general

La aeronave iba equipada con un registrador digital de datos de vuelo (DFDR<sup>25</sup>) Honeywell con P/N 980-4710-003 y número de serie 0298, y con un registrador de voces en cabina (CVR<sup>26</sup>) Universal Avionics con P/N 1503-02-12 y S/N 1204, que cumplieran con los estándares fijados por el documento ED-112 (*Minimum operational Performance Specification for Crash Protected Airborne Recorder Systems*) de la organización *European Organization for Civil Aviation Equipment* (EUROCAE<sup>27</sup>).

Ambos registradores fueron desmontados del avión el 3 de octubre de 2016 y se descargaron el 6 de octubre de 2016.



Fotografía 8: DFDR y CVR de la aeronave

La descarga de los archivos de audio del CVR se realizó el 6 de octubre de 2016 en el laboratorio de la Autoridad de investigación de accidentes de Reino Unido (AAIB), más cercano de los posibles que disponía de los medios adecuados para hacerlo.

25 DFDR- Digital Flight Data Recorder- registrador digital de datos de vuelo

26 CVR- Cockpit Voice Recorder- registrador de voces en cabina

27 EUROCAE se ocupa de estandarizar dispositivos eléctricos y electrónicos de aeronaves y sistemas terrestres para la localización y navegación aérea y desarrolla normas y documentos al respecto que utilizan la abreviatura ED. Los miembros de la EUROCAE son autoridades aeronáuticas internacionales, fabricantes de aviones, proveedores de servicios de seguridad aérea, aerolíneas, operadores de aeropuertos y otras entidades relacionadas con la aviación.

Del registrador de voces en cabina se descargaron cuatro archivos de audio de 30 minutos de duración grabadas en alta calidad, que correspondían respectivamente a cuatro pistas distintas en las que quedaron registradas respectivamente las conversaciones grabadas por el micrófono del Comandante (pista 1), las conversaciones grabadas por el micrófono del copiloto (pista 2), una tercera pista de comunicaciones con la cabina de pasajeros y una cuarta pista con las grabaciones del micrófono de ambiente de la cabina.

También se descargaron dos pistas más de dos horas de duración en calidad estándar que tenían grabadas respectivamente la mezcla de las pistas anteriores y la grabación del micrófono de ambiente de la cabina de pilotos.

### 1.11.2 Información del DFDR

La investigación se centró en los elementos relacionados con el control de la dirección de la aeronave en tierra: control de dirección de la rueda de morro (Nose Wheel Steering), problemas con el timón de dirección y posibilidad de asimetría de reversas y/o asimetría en la frenada del tren de aterrizaje principal).

Del análisis de los datos extraídos del DFDR se extrajo, como más relevante, la siguiente información:

#### FASE DE DESPEGUE, ASCENSO Y CRUCERO

La tripulación inicio el procedimiento de puesta en marcha en el aeropuerto de Madrid-Barajas a las 18:35:49 h, iniciando el rodaje aproximadamente 5 minutos después (18:41:12 h). Durante el rodaje realizó el preceptivo procedimiento de prueba de reversas. Asimismo la tripulación realizó durante el rodaje varios despliegues alternos de una de la reversas, con el objeto de disminuir la velocidad. En el registrador se aprecia que siempre que se despliega la reversa derecha se produce un aumento de la presión de frenos del lado correspondiente de unos 150 psi. También se aprecia que el aumento de presión requerida no excede de los 200-250 psi, aún con el pedal de freno actuado.

La aeronave despegó de la pista 36 derecha (36R) del aeropuerto de Madrid- Barajas a las 19:01:27 h con rumbo magnético de 005°. Durante la fase de rodaje, aplicando las reversas independientemente, existían picos pequeños simétricos de presión de frenos sólo cuando se desplegaba la reversa derecha. A las 19:02:03 h se realizó la retracción de tren. Durante el proceso de retracción se registró un aumento de presión de frenado que alcanzó valores de 256 psi en el sistema izquierdo y 249 psi en el derecho. A las 19:02:32 h, a 3390 ft, se conectó el sistema de piloto automático 2. La tripulación realizó un ascenso sin interrupciones, alcanzando su nivel de crucero FL300 a las 19:13:27 h. La velocidad indicada mantenida durante la fase de crucero fue de 293 kt.

## FASE DE DESCENSO Y APROXIMACIÓN ILS

A las 19:26:56 h se inició el descenso desde crucero y, a las 19:39:38 h, a 10000 ft de altitud, la tripulación redujo la velocidad indicada a 250 kt. A las 19:45:56 h se dio comienzo a la configuración de aproximación extendiendo los slats (25°) y reduciendo la velocidad indicada a 200 kt. En ese momento se encontraban a 3101 ft de altitud con un rumbo magnético de 115°. A las 19:46:34 h se extendieron los flaps a 12°, manteniendo 200 kt de velocidad. A las 19:47:15 h la aeronave interceptó el localizador del ILS de la pista 25R en la milla 15,8 cuando se encontraban a una altitud de 2537 ft y 190 kts. Se mantuvo un ángulo de deriva de -5° (QFU 245°).

A las 19:48:22 h la tripulación seleccionó 20° de flaps y, a las 19:51:22 h el tren de aterrizaje. En ese momento se encontraban descendiendo en senda con 150 kts de velocidad indicada a 1443 ft de altitud en la milla 4,4. Durante el proceso de extensión quedaron registrados unos valores de presión de frenado máximos de 731 y 721 psi en los sistemas izquierdo y derecho, respectivamente (Véase gráfico 1).

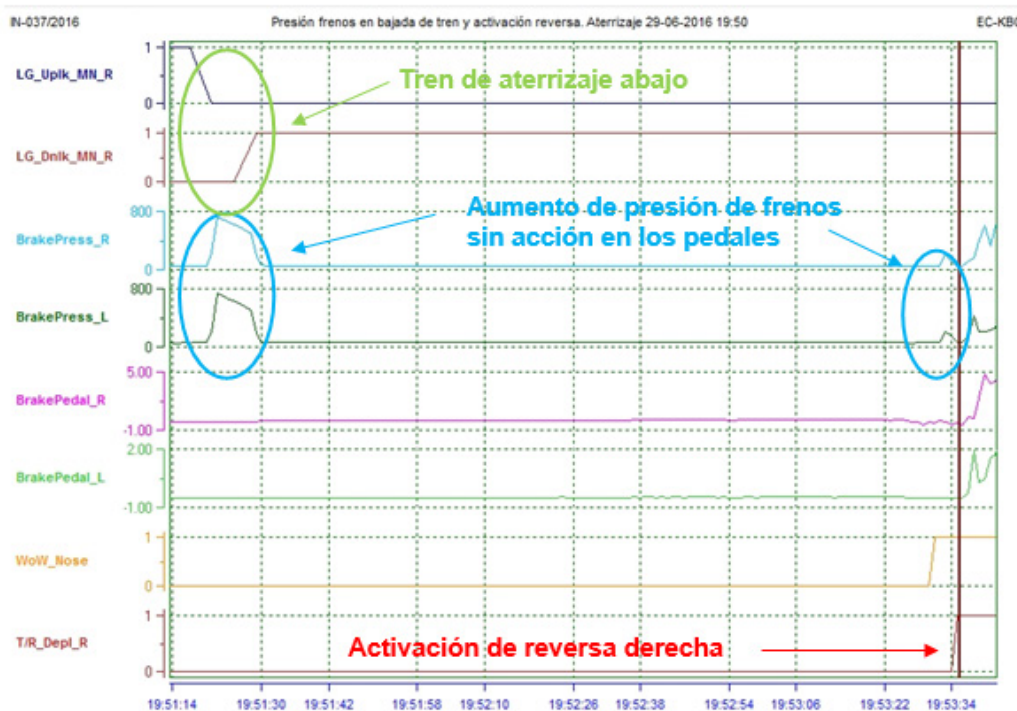


Gráfico 1: Aumento de presión de frenos durante despliegue de tren y actuación sobre reversa derecha

Entre las 19:48:51 y las 19:48:56 h, manteniendo 2300 ft y 175 kts de velocidad indicada, quedó registrada una variación de las aceleraciones normales, alcanzando un valor máximo de 0,69 G. La tripulación redujo la velocidad indicada a 150 kts.

Se realizó la configuración final de aterrizaje (flap 40°) a las 19:51:43 h a 1190 ft de altitud y a las 19:51:59 h pasaron 1000 ft, desconectando el piloto automático 7 segundos después. El viento registrado entre 1000 pies de altura y superficie fue estable de componente oeste y 6 kts de intensidad. La aeronave siguió el localizador y senda del ILS de la pista 25R manteniendo una velocidad indicada de 143 kts.

### FASE DE APROXIMACIÓN FINAL Y ATERRIZAJE (Véase Apéndice 3)

A las 19:53:15 h la tripulación comenzó la maniobra de recogida a 70 ft AGL<sup>28</sup> y 138 kts, reduciendo potencia y alcanzando una actitud de cabeceo de + 6,7°. Las alas se mantuvieron paralelas registrando valores máximos de alabeo de 3,5° a la derecha y 2,8° a la izquierda. A las 19:53:26 h la aeronave contactó por 1 segundo con la pata izquierda del tren principal a 120 kt de velocidad indicada. La actitud de la aeronave fue de 5,1° en cabeceo y 0,4° de alabeo a la izquierda, y tenía un rumbo magnético 247°. La aceleración vertical registrada fue de 1,3 G. El viento registrado en ese momento fue de 294° y 5 kt. Adicionalmente se desplegaron los spoiler de tierra debido al contacto momentáneo de la pata izquierda del tren principal con la pista, lo que causó la activación temporal del sensor de peso en las ruedas (WOW).

A las 19:53:30 horas se registró la activación de los dos sensores WOW de ambos trenes principales, con una velocidad indicada de 111 kt, actitud de 3° de cabeceo y 1° de alabeo izquierda. El contacto fue suave, sin aceleraciones registradas destacables, con un rumbo de 246°. Dos segundos más tarde se activó el sensor WOW de la pata de morro con 108 kt de velocidad indicada, y la aeronave comenzó a decelerar. Un segundo más tarde se registró una posición de timón de dirección hacia la izquierda de 4,254<sup>29</sup> coincidente con una aplicación de pedal hacia la izquierda.

A las 19:53:34 h se detectó un incremento simétrico de la presión de frenado de 218 y 211 psi, sin que se existiera acción sobre los frenos por parte de la tripulación y, dos segundos después, la activación simultánea de las reversas a potencia máxima, con velocidad indicada de 99 kt y rumbo magnético de 247° (Véase gráfico 2).

En los siguientes dos segundos hubo deflexión del timón de dirección hacia la

---

28 AGL- Above Ground Level- Sobre el nivel del terreno

29 Estos datos tan precisos se incluyen para poder identificarse en la tabla Excell (representativa de los datos DFDR) del Apéndice 3.

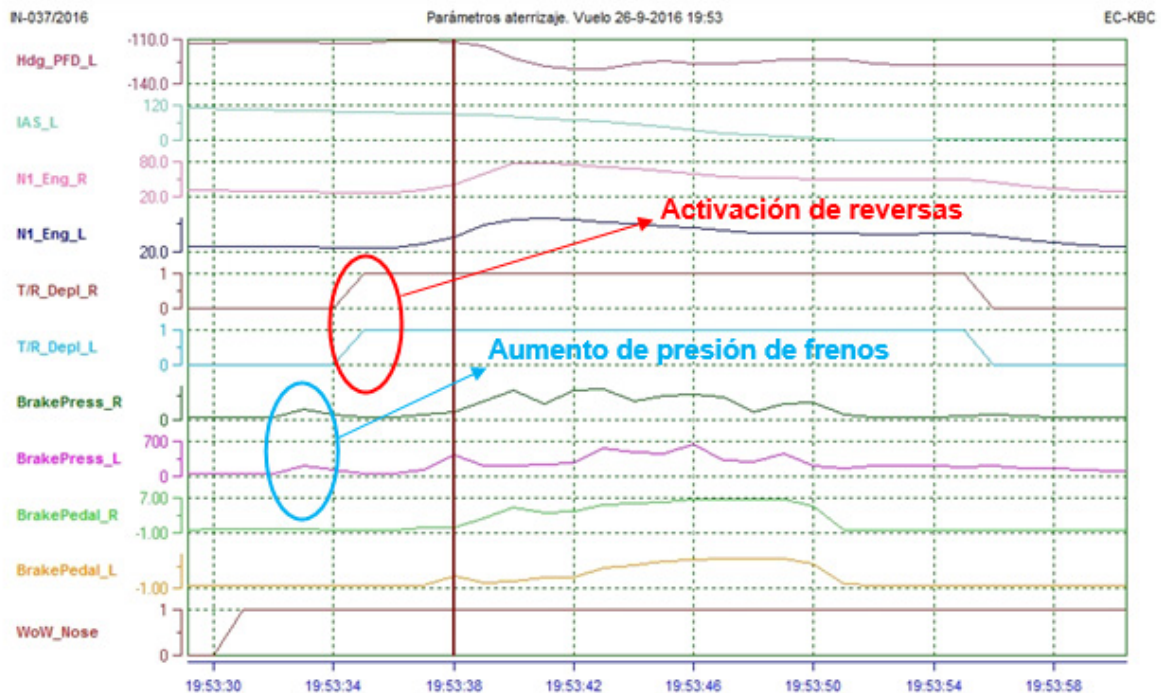


Gráfico 2: Aumento de presión de frenos y posterior activación de reversas

izquierda de  $5,339^\circ$  y  $4,105^\circ$  respectivamente. El rumbo se mantuvo en  $249^\circ$ .

A las 19:53:39 h la presión de freno izquierdo se incrementó a un valor de **428 psi** frente un valor de 162 psi en el derecho. La acción registrada sobre los pedales de freno indicaba una deflexión de  $1,914^\circ$  en el pedal izquierdo frente a  $0,188^\circ$  en el derecho. La aeronave tenía una velocidad indicada de 91 kt. Esta acción coincidía con el inicio del cambio de rumbo de la aeronave desde  **$248^\circ$  a  $230^\circ$** .

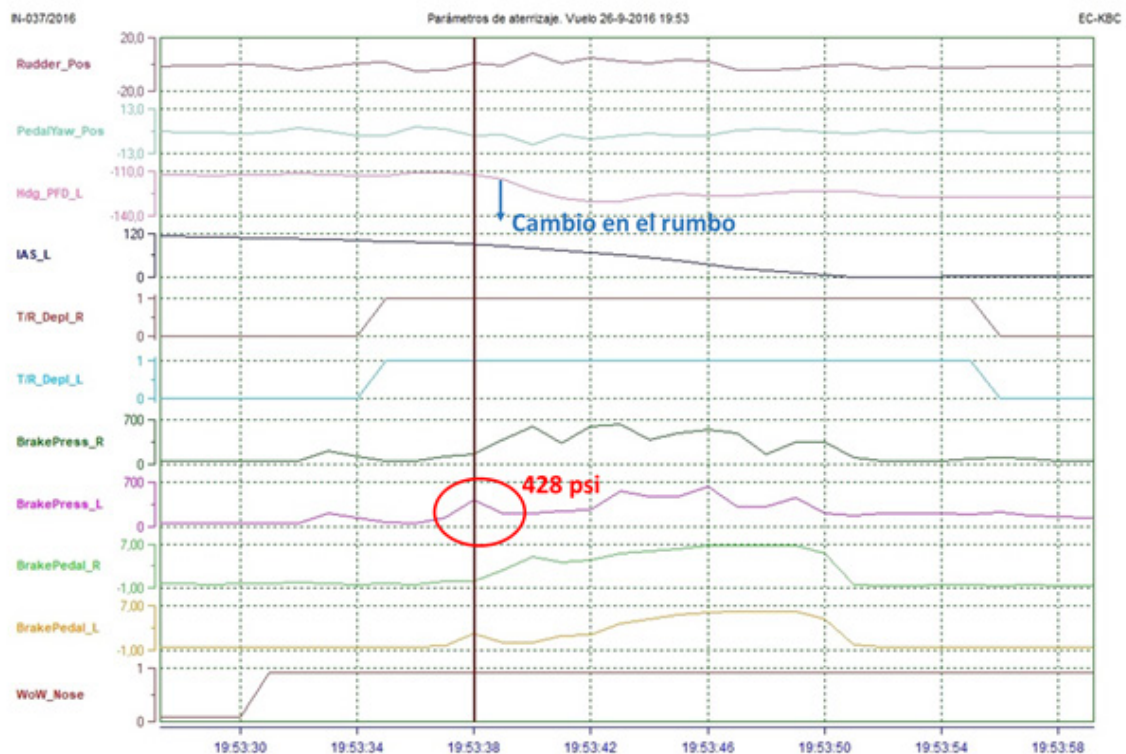


Gráfico 3: Frenada izquierda de 428 psi y comienzo del cambio de rumbo

Un segundo después se produjo una acción sobre el pedal de freno derecho de 2,263° de deflexión traducida a una presión de frenado de 385 psi a la derecha frente a 210 psi a la izquierda con una deflexión de pedal de 0,309°. La velocidad indicada registrada fue de 87 kt. En el siguiente segundo se registraron dos acciones: actuación sobre el pedal del timón de dirección traducida en una deflexión de dicho timón de 8,616° a la derecha, y presión diferencial mayor sobre el sistema de freno derecho de 603 psi frente a 215 psi en el sistema izquierdo, con deflexiones en el pedal de freno de valores de 4,765° y 0,495° respectivamente. La velocidad indicada registrada fue de 68 kt. La frenada diferencial a la derecha se mantuvo durante dos segundos adicionales, acompañada de una acción sobre los pedales del timón de dirección a la derecha. A partir de ese momento se registraron acciones de frenada de magnitud simétrica, aunque la deflexión del pedal del timón se mantuvo a la derecha hasta que se produjo la salida de la pista.

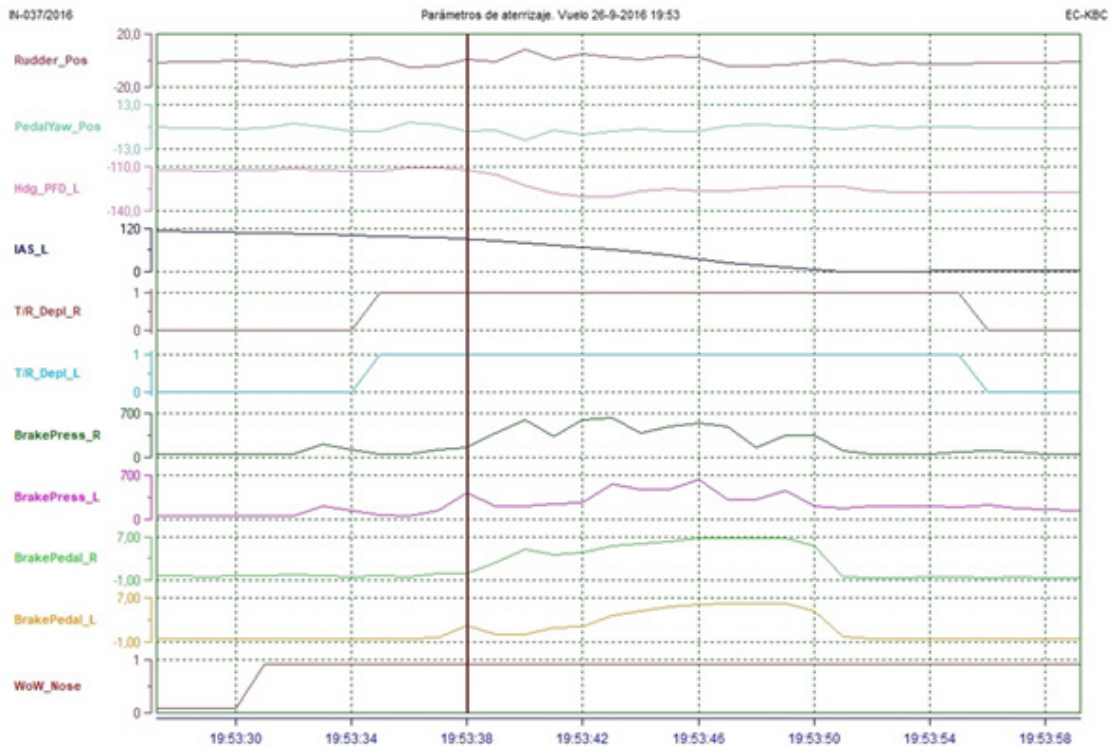


Gráfico 4: Acciones sobre los frenos y timón de dirección

A partir de la realización de la frenada simétrica se apreciaba un ligero desvío de la aeronave a la derecha a rumbo  $234^{\circ}$ , y desde las 19:53:47 h se registraron una variación de rumbos desde  $237^{\circ}$  al  $233^{\circ}$ , en el que la aeronave se detuvo 5 segundos después. Se identificó ese tiempo (19:53:47 h) como el de la salida de pista, ocurriendo cuando la aeronave llevaba 38,5 kt de velocidad indicada.

Las reversas se mantuvieron a máxima potencia hasta las 19:53:56 h, 4 segundos después de que la aeronave se detuviese.

### 1.11.3 Información del CVR

De la audición de la grabación de las conversaciones en cabina se resume a continuación las partes de mayor interés para la investigación:

1. Una vez interceptado el localizador tuvieron que reducir velocidad al verse afectados por la estela del tráfico precedente, a pesar de que, según les indicó ATC, le tenían 4 millas delante. A continuación, la tripulación contactó con el controlador de la torre del aeropuerto de Barcelona quién



les informó que eran el número 3 en secuencia, que continuaran en la aproximación 25R y que tenían un viento de 320° y 3 kts.

La tripulación configuró la aeronave en secuencia y seleccionó *full flap (40°)* para el aterrizaje realizando el procedimiento de *"Antes de Aterrizar"/"Before Landing"* (Véase apartado 1.18.1 *Información documental sobre el aterrizaje*) alcanzando los 1000 ft de altura AGL. El comandante volvió a recordar uno por uno los ítems principales de la lista, antes de que la aeronave, mediante el sistema de alerta de proximidad de terreno (GPWS<sup>30</sup>), advirtiera que llegaban a los 1000 ft (One thousand): *"TRES VERDES, HYDRAULIC PRESSURE, REVERSE, ENGINE SYNCRO, MASTER SWITCH, ANTISKID, PARKING BRAKE, FULL FLAP..."*

En la fase final de la aproximación la tripulación mantuvo 141 kts hasta la altura de mínimos, donde ajustaron la velocidad a 131 kts. Durante ese periodo la tripulación fue autorizada a aterrizar por la torre de control (*"SACYR171, AUTORIZADO A ATERRIZAR 25R VIENTO 310 3 KT"*)

Unos segundos antes de la toma se escuchó un aviso auditivo correspondiente a un mensaje de alerta (*CAUTION*). Este sonido se registró de nuevo una vez la aeronave estaba en contacto con la pista, antes de la aplicación de reversas y frenos. (*"EFIS<sup>31</sup> COMPTR FAIL<sup>32</sup>"*)

El comandante monitorizó de forma continua la toma: *"PERFECTO, AGÚNTALE EL MORRO ARRIBA, DEJA QUE CAIGA DESPACITO, AHÍ ESTÁ...AHÍ...REVERSA<sup>33</sup> Y FRENOS..."* Tres segundos más tarde se escuchaban interjecciones de la tripulación intentando controlar la aeronave. El comandante tomó el control de la aeronave (diciendo *"MÍO!"*) y el copiloto cedió los mandos, intentando evitar la salida de pista.

Una vez detenidos, el comandante se interesó por el estado del copiloto y del pasaje y quedó registrada la desconexión de los distintos sistemas.

Asimismo la tripulación comunicó inmediatamente a Torre su salida de pista. ATC reaccionó inmediatamente mandando a los tráficos que seguían en secuencia a frustrar su aproximación. Adicionalmente les preguntaron por sus necesidades comunicando la activación de los equipos de emergencia que procedían para la zona del suceso.

---

30 GPWS Ground Proximity Warning System- Sistema de alerta de proximidad con el terreno

31 EFIS- Electronic Flight Instrument System- Sistema Electrónico de Instrumentos de Vuelo

32 Fallo del comparador de EFIS

33 Según la información del DFDR las reversas ya se habían activado un segundo antes de esta conversación, dos segundos más contando el proceso de despliegue.

El comandante confirmó que no había daños y pidió permiso para desconectar todos los equipos de la aeronave finalizando así la comunicación y el registro de los datos de voz.

### 1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto

La aeronave se salió de la pista por su margen izquierdo a unos 1400 m del umbral, en la isleta situada entre las salidas rápida R3 y R4 (Véanse figura 5 y fotografía 10 a continuación).

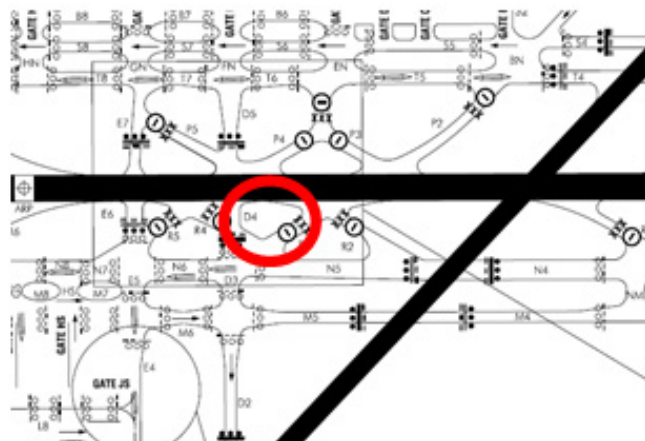


Figura 5: Localización de la posición final de la aeronave tras la salida de pista.



Fotografía 9: Situación final de la aeronave poco después del incidente con las huellas de frenado en la pista.

Según la información recopilada durante la medición de las huellas en la pista, la aeronave recorrió aproximadamente 233 m desde que comenzó el desvío y 47 m en la isleta hasta que se detuvo finalmente.



Fotografía 10: Vista desde la posición final de la aeronave de las huellas del tren dejadas en la isleta.



Fotografía 11: Vista de las huellas del tren dejadas en la pista en el sentido de la trayectoria de la aeronave.

La aeronave se inspeccionó posteriormente, ya retirada de la zona del incidente (Véase Fotografía 5). Debido a las circunstancias del incidente, se prestó especial atención a los sistemas relacionados con el control de dirección de la aeronave: tren de aterrizaje principal y frenos, rueda de morro y el volante de dirección, timón de dirección y reversas. No se encontraron evidencias ni daños más allá de los indicados

en el apartado **1.3 Daños a la aeronave.**

Los “breakers” correspondientes a los registradores de vuelo (FRD y CVR) habían sido extraídos de su alojamiento por la tripulación, preservándose de este modo la información contenida en los registradores, la cual pudo ser utilizada durante la investigación.



Fotografía 12: Fotografía del estado de los breakers de los registradores de vuelo.

Los registradores de vuelo fueron desmontados y llevados al laboratorio de la Comisión para efectuar la descarga de datos para su posterior análisis.

### 1.13. Información médica y patológica

N/A

### 1.14. Incendio

No se produjo incendio

### 1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

La tripulación informó que, una vez producida la salida de pista, comenzaron el procedimiento de evacuación. No obstante, al salir el comandante fuera de la aeronave y comprobar que no había peligro, se decidió no realizar la evacuación de los pasajeros constatando previamente que éstos se encontraban bien.

## 1.16. Ensayos e investigaciones

### 1.16.1 Resultados de las pruebas realizadas por el operador tras el incidente

El fabricante informó a la compañía de los trabajos de mantenimiento que debían realizar tras el incidente antes de realizar la puesta en servicio de la aeronave.

Se realizaron inspecciones sobre los frenos, contando con la trazabilidad e histórico de cada uno de ellos. No existían referencias en el AMM<sup>34</sup> de diferencias máximas admisibles de vida para los 4 frenos instalados, ni se habían recibido reportes de la tripulación de que los frenos fuesen más efectivos de un lado que de otro. Las medidas fueron tomadas durante los trabajos de sustitución de los frenos: Se retiró la rueda para tener acceso, se sustituyó el freno antiguo y se tomaron sus medidas. Para ello se utilizaron los dos procedimientos de inspección de desgaste de frenos: medida de longitud de los pines (tiene que sobrepasar el alojamiento del freno) y medida de profundidad (espesor remanente de las pastillas de carbono) como método alternativo (Véase tabla a continuación). El resultado fue que los frenos estaban dentro de límites aunque se observó que existía diferencia entre los frenos de la rueda derecha y de la izquierda, estando más próximos a llegar al final de su vida útil los correspondientes a la rueda derecha.

Ruedas del tren principal	Método de la profundidad
LH EXTERIOR	29,4 mm
LH INTERIOR	31,2 mm
RH INTERIOR	32,5 mm
RH EXTERIOR	39,8 mm

*Si la medida es de 43,84 mm o mayor, sustituir el freno.*

En relación con esta inspección, existía un boletín de servicio del 27 de Octubre de 2011 (SB200-32-389<sup>35</sup>) que dio lugar a la emisión de una directiva de

---

34 AMM Aircraft Maintenance Manual- Manual de Mantenimiento de la Aeronave

35 Landing Gear (ATA32) Brake Assembly- Brake Wear Indicator Pin- Detailed Inspection Modification

aeronavegabilidad de la CAAI<sup>36</sup> (AD<sup>37</sup> 32-11-10-13) el 27 de Octubre de 2011, debido a que un par de operadores habían experimentado una frenada degradada tras el aterrizaje. En ambos casos los pines mostraban vida remanente pero los frenos estaban desgastados más allá del mínimo especificado. El operador implementó ambos el 17 de Noviembre de 2011.

Se realizaron las comprobaciones correspondientes orientadas a descartar un posible retorno de presión hidráulica a los frenos al desplegar las reversas. La única diferencia con el vuelo del incidente fue que estas comprobaciones se realizaron tras la instalación de los frenos nuevos. Los resultados fueron satisfactorios y no se detectaron durante las pruebas mediciones en los instrumentos<sup>38</sup> que evidenciaran retornos de presión hidráulica tales que ralentizaran o detuvieran el giro de las ruedas del tren de aterrizaje.

Se realizaron aquellas pruebas del tren y sus componentes solicitadas por el fabricante, resultando todas ellas satisfactorias. Tras revisar la documentación, el fabricante emitió una Carta de No Objeción Técnica (Letter of No Technical Objection) para la puesta en servicio de la aeronave en la que se especificaba que la información del FDR indicaba que las cargas soportadas por el tren de aterrizaje durante la salida de pista no se habían sobrepasado y estaban dentro de las cargas de diseño de la aeronave.

### **1.16.2 Información obtenida del fabricante de la aeronave Gulfstream.**

El fabricante de la aeronave envió su propio análisis de los hechos basándose en la información extraída del DFDR. Sus conclusiones fueron las siguientes:

- La aeronave se salió de la pista aproximadamente 15° a la izquierda de la línea central.
- Hubo una frenada asimétrica inicial hacia la izquierda
- Existió un mínimo uso de la dirección del timón y del pedal del timón.
- La aeronave recorrió 612.2 ft (186,6 m) durante 4.2 s antes de entrar en el área de arena.

---

36 CAAI- Civil Aviation Authority of Israel-Autoridad de Aviación Civil Israelí

37 AD- Airworthiness Directive- Directiva de Aeronavegabilidad

38 Se utilizaron manómetros directamente en las líneas de hidráulica de los frenos para detectar picos de presión (AMM 32-40-20 Fig 501)

- No hubo mensajes en el CAS<sup>39</sup>.
- **Acción de frenado**<sup>40</sup> - existió ausencia de frenada firme para parar el giro indeseado.
  - A los 2 s se aplicó freno a la derecha e izquierda de unos 211 psi y se soltó.
  - A los 4 s se desplegaron ambas reversas.
  - A los 7 s se aplicó 428 psi en el pedal de freno izquierdo frente a los 162 psi en el freno derecho.
  - A los 7-8 s la aeronave comenzó a desviarse hacia la izquierda.
  - A los 8 s se aplicó 210 psi sobre el pedal de freno izquierdo y 385 psi sobre el derecho.
  - A los 9 s se aplicó 215 psi sobre el pedal de freno izquierdo y 603 psi sobre el derecho.
  - A los 10 s se aplicó 237 psi sobre el pedal de freno izquierdo y 333 psi sobre el derecho.
  - La aeronave se desvió hacia la izquierda 16,3° debido a la frenada asimétrica.
  - A los 11 s se aplicó 263 psi sobre el pedal de freno izquierdo y 603 psi sobre el derecho.
  - A los 12 s se aplicó 567 psi sobre el pedal de freno izquierdo y 635 psi sobre el derecho.
  - A los 13s se aplicó 478 psi sobre el pedal de freno izquierdo y 388 psi sobre el derecho.
- **Actividad del timón de dirección**<sup>41</sup> - hubo ausencia de aplicación firme sobre

---

39 CAS- Crew Advisory System- Sistema de aviso a la tripulación

40 Se establece como hito principal de referencia el momento en el que la rueda de la pata de morro tocó el terreno activando el sensor correspondiente (NLG WOW)

41 Se establece como hito principal de referencia el momento en el que la rueda de la pata de morro tocó el terreno activando el sensor correspondiente (NLG WOW)

los pedales del timón de dirección para parar el giro indeseado.

- Un segundo después se aplicó timón a la izquierda 2,554°
- A los 2 s se aplicó timón a la izquierda 0.231°
- A los 3 s se aplicó timón a la derecha 2.938°
- A los 4 s se aplicó timón a la derecha 3.404°
- A los 5 s se aplicó timón a la izquierda 3.639°
- A los 6 s se aplicó timón a la izquierda 3.315°
- A los 7 s se aplicó timón a la derecha 2.85°
- A los 8 s se aplicó timón a la derecha 0.951°
- A los 9 s se aplicó timón a la derecha 10.316°
- A los 10 s se aplicó timón a la derecha 2.243°
- A los 11 s se aplicó timón a la derecha 6.518 °
- A los 12 s se aplicó timón a la derecha 3.946 °
- A los 13 s se aplicó timón a la derecha 2.373 °
- A los 14 s se aplicó timón a la derecha 5.042 °
- A los 15 s se aplicó timón a la derecha 3.968 °
- A los 16 s se aplicó timón a la izquierda 2.12 °

Se consultó al fabricante sobre el aumento de presión puntual durante la extensión retracción del tren y tras el despliegue de reversas (haciendo referencia al boletín de servicio emitido por el mismo fabricante SB-200-32-227 que aludía a la posibilidad de que hubiera un retorno involuntario de presión hidráulica hacia los frenos al realizar el despliegue de reversas y su afectación en este incidente en particular). El fabricante contestó que al revisar los datos del DFDR se podía observar una ligera presión en los frenos al desplegar las reversas causada por el fluido hidráulico de



retorno de vuelta al depósito. Esta presión de retorno era sólo ligeramente superior a la presión de "clamp up"<sup>42</sup> (185 a 200 psi). Esta presión podía o no ser apreciada por el piloto puesto que caía rápidamente. El fabricante consideraba que esta presión era más notable durante la fase de rodaje que en la fase de aterrizaje debido a la energía de la aeronave. No obstante el fabricante reiteró que el posible retorno de presión no supondría una deflexión recíproca en los pedales. Sobre los picos de presión detectados durante la retracción y extensión del tren de aterrizaje el fabricante informó que era parte del diseño de la aeronave para poder parar el giro de las ruedas del tren durante ese proceso.

Posteriormente se volvió a consultar al fabricante sobre la influencia que hubiera podido tener en el control de la dirección de la aeronave la rotura del brazo (bracket) dañado en la rueda de morro, si éste se hubiera partido durante la carrera de aterrizaje en lugar de durante el remolcado de la aeronave (como en un principio se consideró). El fabricante informó que éste brazo energizaba el tercer sensor de WOW (peso en las ruedas) que afectaba sólo al sistema de reversas, y en el caso considerado las reversas se hubieran replegado automáticamente. Las reversas actuaron en todo momento por lo que se descartó que hubiera podido ocurrir la rotura de este brazo durante la carrera de aterrizaje.

Se realizó consulta al fabricante sobre el punto en el AFM<sup>43</sup> (Véase 1.18.1 Información documental sobre el aterrizaje) en que se indicaba que no se debía exceder el empuje de reversa en ralentí (idle) por debajo de los 60 kts de velocidad indicada (KIAS). El fabricante contestó que no había consecuencias funcionales al usar las reversas a plena potencia por debajo de los 60 kts y que la limitación se había establecido sólo para limitar la ingestión de FOD que pudieran causar daños a los motores.

En relación a las consultas realizadas sobre la efectividad del timón de dirección en la direccionalidad de la aeronave, el fabricante informó que ésta se perdía por debajo de los 80 kts y que el control direccional debía conseguirse con la deflexión de la rueda de morro o con la frenada diferencial.

### **1.16.3 Pruebas realizadas con la aeronave tras el incidente**

La tripulación técnica reportó que habían tenido otro suceso durante un aterrizaje en Madrid donde habían apreciado una ligera tendencia de desvío lateral hacia el lado derecho al actuar las reversas.

---

42 La presión de clamp up se define como la presión en el que los frenos comienzan a generar resistencia.

43 AFM Aircraft Flight Manual- Manual de Vuelo de la Aeronave

El 27 de mayo de 2017 el equipo investigador se desplazó a las instalaciones del operador para realizar pruebas a bordo de la aeronave junto con la tripulación técnica. El propósito era valorar el efecto que tenía la actuación de las reversas sobre la acción de frenado durante el rodaje. Se realizaron unas prácticas de rodaje del avión en plataforma actuando sobre la reversa de forma simultánea y alternativa en potencia de ralentí. La sensación es que sí se apreciaba una ligera disminución de la aceleración, aunque no se traducía en deflexión de los pedales de freno.

Se descargaron de nuevo los datos del DFDR para identificar el efecto reportado durante el aterrizaje y compararlo con los datos del suceso investigado. En los datos analizados se detectó un desvío puntual de rumbo de 4° a la derecha al hacer uso de las reversas, con una aceleración lateral de 0,131 G., cuando la aeronave se encontraba en deceleración con una velocidad de 100 KIAS. La tripulación controló ese desvío mediante la deflexión del timón de dirección.

Durante este desvío la presión de los frenos era asimétrica con un valor superior en el lado izquierdo. El valor máximo alcanzado durante los siete segundos que duró el suceso del desvío de rumbo hasta que la tripulación recuperó su trayectoria inicial fue de 229 psi en el sistema izquierdo, siendo de 179 psi en el momento del desvío inicial en el sistema izquierdo. Del análisis de estas pruebas no se obtuvo ninguna conclusión determinante.

## **1.17 Información sobre organización y gestión**

### **1.17.1 Información sobre el proveedor de servicios de tránsito aéreo ENAIRE**

El aeropuerto opera a lo largo del día en dos configuraciones distintas en función de la contaminación acústica. Una de estas configuraciones es la diurna (desde las 07:00 h a las 23:00 h) y la otra es la nocturna (en el intervalo de tiempo contrario).

La configuración preferente diurna (oeste) más habitual se conoce como WRL y durante la misma los tráficos aterrizan por la pista 25 R y despegan por la 25 L. La configuración preferente nocturna (norte) de uso más habitual se llama ENR. En esta configuración los tráficos aterrizan en la pista 02 y despegan por la 07 R.

Todas las configuraciones que se pueden dar están recogidas en la siguiente tabla:

CONFIGURACIÓN	ATERRIZAJES	DESPEGUES	OBSERVACIONES
WRL	25 R	25 L	Configuración preferente diurna (más habitual)
ELR	07 L	07 R	Configuración preferente diurna
ENR	02	07 R	Configuración preferente nocturna (más habitual)
WLL	25 L	25 L	Configuración preferente nocturna
ELL	07 L	07 L	Solamente en casos debidamente justificados
ELS	07 L	20	Se utiliza excepcionalmente
ENL	02	07 L	Solamente en casos debidamente justificados
ENN	02	02	Se utiliza excepcionalmente
ERR	07 R	07 R	Se utiliza excepcionalmente
WLS	25 L	20	Se utiliza excepcionalmente
WRS	25 R	20	Se utiliza cuando la pista 25 L está cerrada
WRR	25 R	25 R	Solamente en casos debidamente justificados

El proveedor de servicios de tránsito aéreo realizó un informe con su propio análisis del incidente. De la información recopilada (escucha de las grabaciones voz, diario de novedades, planes de vuelo y fichas de progresión de vuelo, procedimientos operativos, notificaciones de controladores y piloto...) se desprendería que los procedimientos aplicables<sup>44</sup> se habían llevado a cabo.

El día del incidente se estaba operando en configuración preferente diurna (WRL). El controlador local de llegadas (LCL ARR) se percató por visión directa de la salida de pista del tráfico y pulsó la alarma de forma inmediata. *Envio al aire*<sup>45</sup> a dos

44 Procedimiento de bloqueo de pista-Guía de emergencias y situaciones especiales-Procedimiento de comunicación de accidente al SYSRED-Procedimiento del cambio de configuración de pista.

45 Enviar al aire hace referencia a solicitar a los tráficos que efectuaran el Procedimiento de "Go Around"

tráficos que seguían en secuencia al EXU171 (el resto fueron desviados por el sector de Final del ACC) y coordinó con el controlador de rodadura norte (GMC N) la entrada en pista del equipo de servicio de extinción de incendios (SEI).

La salida de pista del tráfico tuvo lugar a las 19:54 h y la llegada del SEI a la posición que ocupaba la aeronave accidentada se produjo a las 19:58 h.

Se produjeron las coordinaciones e intercambios de información necesarios entre el supervisor de Torre de Barcelona (LEBL) y:

- El Supervisor de centro de control de área de Barcelona (LECB).
- El Ejecutivo de servicio del Aeropuerto.
- El SYSRED<sup>46</sup>.

Se realizó el cambio a configuración a pista única WLL y se continuó la operatividad. La primera toma en dicha configuración se produjo a las 20:04 h. Se realizó la correspondiente revisión de pista 07L/25R. Al comprobarse que no existía afectación a la RWY02 y tras balizar el perímetro de la zona afectada por el accidente y los trabajos de asistencia y recuperación, se cambió la configuración a ENR (de mayor capacidad) a las 20:27 UTC a la espera de la retirada definitiva de la aeronave accidentada.

Como recomendaciones efectuadas por ENAIRE se estableció la difusión de la gestión del incidente en sesiones de formación sobre actuación en emergencias y TRM<sup>47</sup> como ejemplo de buenas prácticas.

### ***1.17.2 Información sobre el gestor del aeropuerto AENA***

El gestor del aeropuerto (AENA) facilitó a la investigación un video en el cual se podía apreciar la aproximación y el aterrizaje de la aeronave, y se podía ver cómo en un momento dado la aeronave se desviaba bruscamente hacia la izquierda continuando por derecho hasta la zona donde quedó detenida totalmente.

Por su parte AENA realizó un informe con su propio análisis del incidente en cuanto a estado de las infraestructuras aeroportuarias y respuesta a la activación de Alerta Local según su protocolo.

---

46 Centro Integral de Servicios y Supervisión de Red de Navegación Aérea- encargado de la gestión de la información generada por las incidencias ocurridas en la red de ENAIRE en tiempo real, 24 horas

47 TRM- Team Resources Management- Gestión de Recursos en Equipo

En este informe se revisó la señalización horizontal por si hubiera podido contribuir al incidente y se constató que estaba en correcto estado y que correspondía a lo indicado en el plano de señalización horizontal.

El registro de medición de fricción de la pista del día 4 de septiembre de 2016 establecía un nivel BUENO con un coeficiente de rozamiento de 0,71.

Tras el análisis realizado y la comprobación en los partes de revisión de pista, no se encontraron FOD's en el pavimento que pudieran ocasionar daños en la rueda de la aeronave. El nivel de fricción de la pista y la condición seca de la pista no contribuyeron al suceso.

Como medidas correctoras se adecuó la zona no pavimentada tras el incidente en consonancia con los valores adecuados para la franja de pista de la 07L/25 R y se repararon las tapas de las arquetas dañadas.

### **1.18. Información adicional**

#### ***1.18.1 Testimonio del supervisor de la sala de control***

La aeronave con indicativo de vuelo EXU171 con matrícula EC-KBC fue autorizada a aterrizar en pista 25R a las 19:54 h. Realizó la toma sin novedad y después de recorrer un tramo de pista se salió hacia la izquierda a la altura de la intersección con rodadura D4. Desde el fanal estaba situado junto al controlador local de llegadas y ambos vieron una nube de polvo que se levantaba en la zona de la salida de pista. Inmediatamente se procedió a confirmar que se habían salido de pista y desde esa misma posición se pulsó el botón de alarma de emergencia. Dos tráficos que se encontraban establecidos en el localizador de la pista 25R fueron instruidos a realizar la maniobra de aproximación frustrada a las 19:55 h.

Se informó del accidente y posición al SEI que llamó en respuesta a la activación de la alarma. Se le dio todo el camino despejado hasta la zona del accidente y pista 25R no operativa.

Se pararon todas las puestas en marcha y rodajes en el campo de vuelo y se informó al Supervisor del centro de control (ACC) para que no siguieran aproximando aeronaves a la pista 25R, informando que en el plazo más breve posible dispondrían de todas las infraestructuras para cambiar de configuración a WLL<sup>48</sup>, quedando pendiente de avisarles cuando pudieran proceder a operar en esta configuración.

---

48 Configuración no preferente nocturna (oeste). Los despegues y los aterrizajes se llevan a cabo por la pista 25 L.

Se informó a las partes correspondientes (CECOPS, SYSRED, jefe de torre, NMOC<sup>49</sup>, SAR<sup>50</sup>).

Se habilitaron todas las infraestructuras necesarias para operar en configuración WLL (fijos, balizamiento, ILS...) y se coordinó con todos los controladores de torre para iniciar operaciones de pista 25L única informando también al supervisor de ACC. La primera toma en esa configuración se produjo a las 20:04 h. Se iniciaron las operaciones en configuración WLL evitando los cruces de la pista 25R por rodaduras D y E. Tras confirmación de que la pista 02 como la rodadura E en su cruce con la pista 25R están libres y operativas se procedió a realizar el cambio de configuración a configuración ENR<sup>51</sup> a las 20:27 h.

### 1.18.2 Testimonio de la tripulación

Según el testimonio de la tripulación, el día del incidente realizaban el vuelo Madrid-Barcelona. La aeronave había volado anteriormente el sábado o el viernes anterior<sup>52</sup>. Se presentaron 1 ½ h antes del vuelo para realizar las gestiones pre-vuelo y comprobar la información de despacho, NOTAM, meteo.... No había nada anormal con una meteorología correcta. Unos 40 minutos antes se presentaron en la aeronave para prepararla. Utilizaron la APU. El PF (copiloto) era el que gestionaba la preparación del FMS<sup>53</sup> mientras que el PNF (comandante) hacía los chequeos de cabina. Durante el rodaje de salida mantuvieron los roles estándar: el comandante (PF) rodaba con el volante de dirección<sup>54</sup> (Véase fotografía 7) y el copiloto (PNF) comunicaba y ayudaba en las instrucciones de rodaje. Una vez alineados en pista se pasaron los mandos. La dirección de la rueda de morro (*NWS Nose Wheel Steering*) permite un ángulo de  $\pm 3^\circ$  con los pedales y  $\pm 60^\circ$  con el volante. Durante el rodaje sólo el comandante actúa sobre los pedales. No hubo nada anormal durante el rodaje de salida.

Salieron a las 19:01 h. Realizaron la salida instrumental SID<sup>55</sup> PINAR 1R en ascenso para nivel de crucero FL300. El vuelo se realizó en condiciones nocturnas con algo de turbulencia ligera por lo que se informó al pasaje para que se pusieran los cinturones (en ascenso, llegando a crucero).

---

49 NMOC Network Manager Operations Centre de Eurocontrol

50 SAR Search and Rescue- Búsqueda y Salvamento.

51 ENR- Configuración preferente nocturna (norte) de uso más habitual. En esta configuración los tráficos aterrizan en la pista 02 y despegan por la 07 R

52 Según partes de Vuelo fue el Viernes 23 de septiembre.

53 FMS- Flight Management System- Sistema de Gestión de Vuelo

54 Situado en el lado izquierdo únicamente

55 SID-Standard Instrumental Departure- Salida instrumental Estándar

En el localizador tuvieron turbulencias por estela en la milla 5. Volaban a 180 kts de velocidad indicada y pidieron a control reducir a 150 kts por estela. Control de aproximación les indicó que se encontraban a 4 NM del precedente.

En una operación normal el piloto automático (A/P) habitualmente se conecta a 500 pies en ascenso y se desconecta a 80 pies en ILS y 300 pies en aproximaciones de no precisión NPA<sup>56</sup>. En este caso se desconectó a 1000 ft. En la lista de chequeo "BEFORE LANDING<sup>57</sup>", en relación con el A/P YAW DAMPER, si se desconectase antes de que el tren estuviera abajo entonces se desconectaría el A/P pero no el YAW DAMPER. En ese caso los pedales irían duros lo que no sucedió en el incidente. La luz de YAW DAMPER es una indicación YD en el PFD en blanco pequeño indicando que esta desconectado. No hubo aviso de YD FAIL. El autothrottle (sistema automático de control de empuje) se va a ralentí (IDLE) automáticamente a 50 ft. El RUDDER BIAS es un sistema que compensa la asimetría de potencia o fallo de motor utilizando el timón de dirección. Se prueba en tierra y compensa automáticamente y luego el piloto, al identificar el pedal que está compensado, aplica pie a fondo. RUDDER BIAS OFF es un aviso CAUTION en el EICAS. Si está en ON no pone nada.

Según la opinión de la tripulación la actuación y el apoyo del personal aeropuerto fueron correctas. En seguida llegaron los bomberos que no llegaron a entrar en el avión. Acudieron además ambulancias, Guardia Civil, TOAM y Ejecutivo de Servicio. Sacaron el avión tirando con su barra de remolque (que llevaban consigo).

La tripulación consideraba que habían realizado una buena toma con poco viento lateral (de unos 3 nudos), en configuración de *full flap*. Tomaron en su sitio (no más adelante de lo normal) en el centro de la pista y actuaron reversas. El comandante recordaba que le había dicho al copiloto "*Muy buena toma*"...ya que había hecho una toma suave. Si la Vref era 131 kts tomarían a 125 kt más o menos. Hicieron la toma y bajaron el morro suave. En cuanto tocaron frenos el avión se desvió.

El combustible estaba equilibrado: salieron con 7000 kg y tomaron con 5000 Kg. Los *ground spoilers (ground airbrakes)* estaban desplegados. Respecto al sistema *antiskid*<sup>58</sup> se comprobó antes de la toma que no había luz de *antiskid*. En el lado del comandante existe una luz indicadora con botón de desconexión del sistema.

La tripulación consideraba que se salieron de la pista a baja velocidad ya que el Comandante llegó a pensar que lo podía controlar. Aunque el PF era el copiloto, el comandante se hizo cargo del control de la aeronave cuando veía que se salían.

---

56 NPA Non Precision Approach- Aproximación de no Precisión

57 Véase figura 8

58 Sistema que evita el bloqueo de las ruedas durante la frenada en la carrera de aterrizaje

Dijo “Mío” e intentó corregir con el pie derecho, la aeronave hizo “un extraño” (coleó) y entonces decidió ir por derecho. No hicieron frenada de emergencia. Una vez fuera de pista iniciaron el procedimiento de evacuación pero, tras evaluar la situación, no lo llegaron a concluir. Actuaron sobre los *circuit breakers* del CVR entre 5 y 10 min después del incidente.

### 1.18.3 Antecedentes de salida de pista de G200

En 2013 hubo un incidente<sup>59</sup> en el aeropuerto de Chautauqua County en Jamestown (Nueva York) en el que una aeronave Gulfstream G200 se salió de la pista durante la carrera de aterrizaje, tras realizar una aproximación ILS, con buenas condiciones meteorológicas y visibilidad. En este caso el vuelo era de instrucción. Durante la aproximación final, encontrándose a 100 ft del terreno el piloto de monitorización (PNF) advirtió al piloto a los mandos (PF) que se estaban aproximando a una velocidad 15 kts por encima de la velocidad de referencia y que no la incrementara porque la pista era corta. La aeronave aterrizó dentro de la zona de contacto, a 1000 ft del umbral de la pista y aunque se intentó frenar la aeronave aplicando frenos y desplegando reversas la aeronave se salió, en línea con la pista, aproximadamente 40 ft después del fin de la zona pavimentada. En este caso se concluyó que la causa principal del incidente fue la incapacidad de la tripulación para usar de forma efectiva los sistemas de frenado de la aeronave (frenos y uso de reversa) para decelerar ésta, lo que dio como resultado la salida de pista. Como factor contribuyente se contempló que no se ejecutara una maniobra de “Go around” sabiendo que la aeronave llevaba una velocidad excesiva en la fase de aproximación final.

### 1.18.4 Efecto del “Rudder Blanking” (ausencia de efectividad del timón de dirección)

El efecto “*Rudder Blanking*” se define como la pérdida o reducción de efectividad del timón de dirección (pérdida del control direccional aerodinámico) como resultado de una perturbación del flujo de aire en el timón de dirección. Este efecto es diferente a la entrada en pérdida del timón de dirección o “*rudder stalling*”, ya que la pérdida de efectividad en este último caso es el resultado de operar esta superficie aerodinámica con un elevado ángulo de ataque.

Este fenómeno fue analizado como consecuencia de un accidente<sup>60</sup> ocurrido en 2105 en el que una aeronave MD88 experimentó una salida de pista en el aeropuerto de la Guardia (Nueva York). Las condiciones eran similares a las del incidente objeto

---

59 [http://www.asias.faa.gov/pls/apex/f?p=100:17:0::NO::AP\\_BRIEF\\_RPT\\_VAR:ERA13IA294](http://www.asias.faa.gov/pls/apex/f?p=100:17:0::NO::AP_BRIEF_RPT_VAR:ERA13IA294)

60 <https://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR1602.pdf>



de este análisis, con buena visibilidad y tras realizar una aproximación ILS. Tras la investigación, realizada por el NTSB<sup>61</sup>, se determinó que hubo una aplicación excesiva de la potencia de empuje de las reversas lo que causó el efecto del “Rudder Blanking” en el timón de dirección durante la carrera de aterrizaje, afectando directamente al control direccional de la aeronave. Aunque el comandante actuó replegando las reversas de empuje y aplicó de forma significativa timón a la derecha, control direccional de la rueda de morro a la derecha y frenada manual a la derecha, no fue capaz de evitar la salida de la aeronave por el lado izquierdo de la pista ya que el control direccional fue recuperado demasiado tarde como para ser efectivo.

El efecto del “*Rudder blanking*”<sup>62</sup> es un riesgo particular que presentan las aeronaves con motores instalados en la parte trasera y con colas en forma de “T”, donde la activación de las reversas de empuje deflecta el aire hacia delante de los motores para crear ese empuje de frenada. Los gases de escape de los motores, deflectados de esta manera, perturban el flujo de aire que llega hasta el timón de dirección.

En las aeronaves que son susceptibles de este efecto, los fabricantes recomiendan limitar la potencia del empuje de reversa cuando éstas son desplegadas, especialmente en pistas contaminadas donde el control direccional de la rueda de morro va a ser menos efectivo.

---

61 NTSB- National Transportation Safety Board- Organismo oficial de investigación de accidentes de transporte de EEUU

62 [https://www.skybrary.aero/index.php/Rudder\\_Blanking](https://www.skybrary.aero/index.php/Rudder_Blanking)

1.18.5 Información documental sobre el aterrizaje

Según la información del QRH (Quick Reference Book) la velocidad de referencia para el aterrizaje (Vref) para un peso de 26400 lbs (11974,8 Kg) era de 131 KIAS

**Gulfstream G200 Quick Reference Handbook**  
**Landing Reference Speeds (V<sub>REF</sub>)**

The following table is provided in the event that an immediate return for landing becomes necessary. The following conditions apply:

- All speeds shown are KIAS
- For wet or dry runways
- Anti-ice OFF
- Surface DE-ICE OFF. If surface de-ice or engine anti-ice is ON, increase V<sub>REF</sub> speed by 10% and landing distance by 20%.

Landing Weight	35,450	35,000	34,000	33,000
V <sub>REF</sub>	154	153	151	148
Landing Weight	32,000	31,000	30,000 <sup>(2)</sup>	29,000
V <sub>REF</sub>	146	143	140	138
Landing Weight	28,000 <sup>(1)</sup>	27,000	26,000	25,000
V <sub>REF</sub>	135	133	130	128
Landing Weight	24,000	23,000	22,000	21,000
V <sub>REF</sub>	125	123	120	118

<sup>(1)</sup> Maximum Landing Weight: Airplanes Not Having Mod 7166  
<sup>(2)</sup> Maximum Landing Weight: Airplanes Having Mod 7166

**NOTE:** If surface de-ice and/or engine anti-ice is on, AOA compensation will be activated. For Collins FMS performance calculations only, select "DE-ICE ON" in the FMS conditions which provides the corrected V-Speed values and increase in landing distance required for operating during icing conditions.

END

Figura 6: Velocidades de referencia en el QRH.

En relación con el uso de reversas, en el AFM se establece lo siguiente: "No exceder la potencia al ralentí de la reversas por debajo de 60 kts" ("Do not exceed idle reverse thrust below 60 kts"). En el Suplemento de Información Operacional (OIS<sup>63</sup>) también se hace referencia a este hecho, aunque relacionándolo con operaciones sobre pistas heladas o con grandes vientos cruzados, se indica que el uso de empuje de reversa desestabiliza la aeronave debido a que la proximidad del timón de dirección con la salida de gases puede reducir la efectividad de dicho timón. El uso del empuje de reversa no debe utilizarse para el control direccional.

63 OIS- Operational Information Supplement- Suplemento de Información Operacional

**Gulfstream**  
OPERATIONAL INFORMATION SUPPLEMENT

GAC-OIS-08 ADVISORY DATA ONLY

VISUAL APPROACH AND LANDING	
Pilot Flying (PF)	Pilot Monitoring (PM)
Thrust reverse can be actuated immediately after main gear touchdown for G100/G150 and upon nose gear WOW for G200, but use of reverse thrust beyond reverse IDLE should be limited to after nose gear contact. CAUTION: During heavy crosswinds and/or operation on icy runways, use of reverse thrust is de-stabilizing due to the reverse thrust exhaust proximity to the rudder which can reduce the rudder's effectiveness. Use of reverse thrust should not be used at the expense of directional control.	
Upon main gear touchdown:	
	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Confirm ground airbrake deployment. If ground airbrake do not automatically deploy, callout:  <span style="font-weight: bold;">"No Ground Airbrakes"</span></li> <li>• Confirm thrust reverser deployment. If one or both thrust reversers do not deploy, callout:  <span style="font-weight: bold;">"No Thrust Reversers"</span></li> </ul>
Decelerating through 70 Knots:	
Reduce reverse thrust so as to be at Reverse IDLE by 70 knots.	<span style="font-weight: bold;">"70 Knots"</span>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Reverse IDLE can be used all the way down to safe taxi speed.</li> <li>• PF transitions from rudder pedal steering to tiller steering when at a safe taxi speed.</li> </ul>	

GAC-OIS-08 STANDARD MANEUVERS AND CALLOUTS BASIC ISSUE  
 Page 24 Feb 26/14

Figura 7: Información sobre la afectación del timón de dirección con las reversas.

Los Procedimientos de Operación Estándar (SOPs <sup>64</sup>) de la compañía establecen lo siguiente:

*APROXIMACIÓN ILS ESTABILIZADA: Se considerará una aproximación ILS como estabilizada siempre y cuando, a los 1000ft se cumpla lo siguiente:*

- Dentro de ½ punto de desvío de localizador y senda de planeo.
- **Velocidad (IAS) entre Vref y Vref + 15kts.**
- Aeronave configurada para aterrizaje (Slats/Flaps 40, gear down).
- Velocidad vertical (VS) menos de 1000 ft/min.

*NOTA: La BEFORE LANDING CHECKLIST se lee silenciosa, excepto por las verificaciones*

64 SOP- Standard Operating Procedures- Procedimientos de Operación Estándar

de tren abajo (tres DN verdes), reversas armadas, ground airbrakes armados y cambios de flaps, que requieren respuesta.

BEFORE LANDING		
LANDING GEAR (3 GREEN)	DOWN	BOTH
HYDRAULIC PRESSURE	GREEN	BOTH
THRUST REVERSERS	ARM	BOTH
GROUND AIRBRAKES	ON	BOTH
ENGINE SYNCHRO	OFF	PNF
CABIN AC MASTER SWITCH	OFF	PNF
ANTISKID	ON	PNF
PARK / EMERG BRAKE LEVER	OFF	PNF
LANDING FLAPS	SELECTED	PNF
AUTOPILOT / YAW DAMPER	OFF	PNF
AUTO THROTTLE	DISENG'D	PNF

Figura 8: Extracto de las listas de chequeo correspondiente a "Before Landing".

**RESTRICCIONES AL ATERRIZAJE:**

- *Máximo viento cruzado demostrado para aterrizaje = 28 kts.*
- *Máximo viento en cola demostrado para aterrizaje = 10 kts. (No olvidar que es una limitación.)*
- *La limitación de fuel unbalance al aterrizaje es de 600 lbs.*
- *Velocidad mínima de aproximación hasta 200 ft. AGL =  $V_{ref} + 10$  kts.*
- *Mantener  $V_{ref}$  desde 200 ft. AGL. y hasta el paso por el umbral a 50 ft. Se recomienda el uso del Auto Throttle hasta la toma de contacto y se comprobará que a 100' parpadea el mensaje SPEED y a 50' el sistema lleva las palancas automáticamente a la posición RETARD / IDLE procediendo a su desconexión con el aviso DISENGAGED en sus correspondientes paneles. Si no se produjeran estos mensajes proceder INMEDIATAMENTE a su desconexión y operar las potencias manualmente.*

*Por las características de vuelo del G200 se recomienda hacer una toma positiva y bajar la rueda de morro lo antes posible a diferencia de otras aeronaves en las que es mejor “volar la nariz”.*

### 1.18.6 Acciones tras la investigación

Durante la investigación se ha estado en estrecho contacto con el fabricante de la aeronave, el fabricante de los motores, el operador y la tripulación de la aeronave al completo<sup>65</sup>. Todos ellos fueron informados de los avances de la investigación y de los resultados del análisis realizado por esta Comisión.

Como consecuencia de esta colaboración el operador informó que aunque no se había constatado por las pruebas realizadas al tren de aterrizaje (Véase 1.16.1 Resultados de las pruebas realizadas por el operador tras el incidente) que existiera retorno de presión de hidráulico se había decidido aplicar el SB-200-32-227 sobre la aeronave del incidente.

Como consecuencia de las consultas realizadas a los miembros de la tripulación sobre la operación de la aeronave, se detectó una diferencia con las listas de chequeo “*Before Descent*” utilizadas (Véase 1.18.4 Información documental sobre el aterrizaje), en el que la posición del *Autothrottle* debía ponerse en “*DISENGAGE*”, cuando realmente debía ser según se requiriera en la operación “*AS REQUIRED*”. La tripulación trasladó esta diferencia al departamento de operaciones para su conocimiento y que obraran en consecuencia.

### 1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

N/A

---

65 La tripulación de esta aeronave está formada por tres pilotos, dos comandantes y un copiloto.

## 2. ANÁLISIS

La aeronave realizaba el trayecto desde el aeropuerto de Adolfo Suárez Madrid-Barajas (LEMD) hasta el aeropuerto de Barcelona- El Prat (LEBL). A bordo iban dos tripulantes técnicos y dos pasajeros. La aeronave había despegado a las 19:01 h UTC en el primer y único vuelo del día. El copiloto iba a los mandos. Según la información ATIS de la que disponían la meteorología era buena, sin fenómenos adversos destacables en toda la ruta. La aeronave no tenía ningún elemento diferido y el aeropuerto era familiar para la tripulación.

Hasta el momento del aterrizaje el vuelo se había desarrollado con normalidad. La aproximación se realizó de forma estabilizada y se realizó la toma sobre la pista 25R (a las 19:53 h) con la aeronave controlada (el contacto fue suave, sin aceleraciones registradas destacables) y alineada con la pista (rumbo 246°). A continuación se armaron las reversas y al comenzar a frenar, se experimentó una brusca guiñada que desvió la trayectoria de la aeronave hacia la izquierda. El comandante asumió el control de la aeronave pero ésta continuó su desvío saliéndose finalmente a la altura de las salidas R3 y R4, aproximadamente a 1400 m del umbral de la pista 25R. Ni tripulación ni pasajeros sufrieron daño alguno. La aeronave tampoco mostraba daños visibles. El controlador de torre contactó con la tripulación de la aeronave activando la alarma de alerta local. La tripulación confirmó que habían tenido una salida de pista pero que a bordo todos se encontraban bien. Los equipos de emergencia acudieron al lugar del incidente. Dos aeronaves que seguían en secuencia a la aeronave del incidente tuvieron que realizar maniobra de aproximación frustrada al quedar la pista inoperativa y se realizaron las coordinaciones oportunas con el resto de actores involucrados (ACC, aeropuerto, SEI) para proceder al cambio de configuración del aeropuerto.

### 2.1. ANÁLISIS DE LA GESTIÓN DE LA ALERTA LOCAL

El día del incidente se estaba operando en configuración preferente diurna (WRL). Tras quedarse la pista ocupada por la aeronave y tras activarse la alerta local, se realizó la transición correspondiente (mediante cambio a configuración WLL) adelantando posteriormente el cambio a configuración preferente nocturna (ENR) al constatar que la pista 02 no se había visto afectada. El personal de control tenía sus licencias y habilitaciones en vigor.

Como recomendaciones efectuadas por el proveedor de servicios ATS (ENAIRES), tras su investigación interna, se estableció la difusión de la gestión del incidente en sesiones de formación sobre actuación en emergencias y TRM como ejemplo de buenas prácticas.

El gestor del aeropuerto (AENA) también realizó un informe con su propio análisis

del incidente que constató que la señalización horizontal de la pista estaba en correcto estado y que correspondía a lo indicado en el plano correspondiente. El nivel de fricción de la pista y la condición seca de la misma no contribuyeron al suceso. Durante la inspección de la pista realizada tras el incidente no se encontraron FOD's en el pavimento que hubieran podido contribuir al cambio repentino de dirección de la aeronave.

De acuerdo con toda la información recopilada y posteriormente analizada, esta Comisión considera que la actuación del personal de control, del aeropuerto y de los equipos de emergencia fue la adecuada, facilitando la atención a la aeronave incidentada, coordinando a la vez las actuaciones necesarias que permitieron continuar con la operatividad del aeropuerto.

### 2.2. ANÁLISIS DE LA ACTUACIÓN DE LA AERONAVE

La aeronave contaba con la documentación necesaria válida y en vigor y tenía un total de 2170:04 h al inicio del último vuelo. La última revisión de mantenimiento se había realizado el 19 de septiembre de 2016 cuando la aeronave contaba con 2167:57 h. El último vuelo se había realizado el día 13 de septiembre de 2016.

El fabricante realizó un análisis del incidente, a partir de los datos del DFDR, enviando a esta Comisión sus conclusiones finales las cuales se resumen a continuación:

- La aeronave se salió de la pista aproximadamente 15° a la izquierda de la línea central.
- Hubo una frenada asimétrica inicial hacia la izquierda.
- Existió un mínimo uso de la dirección del timón y del pedal del timón.
- No hubo mensajes de fallos de sistemas de la aeronave en el CAS.
- Existió ausencia de frenada firme para parar el giro indeseado.
- La tripulación no aplicó suficiente mando en los pedales del timón para corregir el rumbo de vuelta al centro de la pista. .

Atendiendo a las circunstancias del incidente, la investigación realizada por esta Comisión se centró en todos los elementos y sistemas que tuvieran relación con el control de la dirección en tierra de la aeronave, esto es; acción de las **reversas** y acción de **frenado** del tren principal, **timón de dirección y control de dirección**

de la rueda de morro (Nose Wheel Steering). El análisis y conclusiones de esta Comisión se presentan a continuación.

### 2.2.1 Actuación de las reversas.

El sistema de empuje de reversas redirecciona el flujo de los gases proporcionando frenado dinámico adicional durante la carrera de aterrizaje. Cada motor emplea un sistema de empuje de reversas idéntico e independiente cuyo despliegue se efectúa hidráulicamente. El sistema derecho suministra hidráulico a la reversa derecha, frenos y dirección de la rueda de morro. El sistema izquierdo suministra hidráulico a la reversa izquierda, sin acción sobre los frenos.

Las reversas actuaron a plena potencia durante toda la carrera de aterrizaje y salida de la pista. Este hecho descartó que el brazo de anclaje, situado en la pata de morro, que se encontró dañado tras el incidente, hubiera podido romperse durante la carrera de aterrizaje ya que contenía el tercer sensor de peso en las ruedas<sup>66</sup> que afectaba sólo al sistema de reversas, por lo que éstas se hubieran replegado automáticamente. Se concluyó que este brazo tuvo que dañarse durante la operación de remolcado de la aeronave.

El AFM establece que no debe excederse la potencia al ralentí de la reversas por debajo de 60 kts. En el Suplemento de Información Operacional (OIS) también se incluye este hecho, aludiendo a que se produciría una desestabilización de la aeronave debido a la proximidad del timón de dirección con la salida de gases lo que podría reducir la efectividad de dicho timón, aunque sólo lo relaciona con la operación en pistas heladas o con grandes vientos cruzados. El fabricante informó posteriormente que no había consecuencias funcionales al usar las reversas a plena potencia por debajo de los 60 kts y que la limitación se había establecido sólo para limitar la ingestión de FOD que pudieran causar daños a los motores. No obstante es conocido que, debido al efecto del *"Rudder Blanking"* en este tipo de aeronaves con cola en forma de "T" y motores instalados en la parte trasera, los fabricantes recomiendan limitar la potencia del empuje de reversa cuando éstas son desplegadas, especialmente en pistas contaminadas donde el control direccional de la rueda de morro es menos efectivo. Por tanto, se considera que el modo de operar las reversas a plena potencia pudo haber afectado al flujo de aire que rodeaba al timón de dirección, aunque sólo lo habría hecho durante cuatro segundos, tiempo transcurrido desde tras la activación de reversas hasta que la aeronave llegó a los 80 kts, momento en que el timón perdió toda su efectividad sobre el control direccional de la aeronave.

---

66 WOW SW3



### 2.2.2 Actuación sobre el sistema de frenado del tren de aterrizaje

Los sistemas hidráulicos de frenado de rueda se controlan mediante los pedales de freno de piloto/copiloto interconectados mecánicamente. De esta forma se actúa sobre las unidades de freno multidisco en cada una de las cuatro ruedas del tren principal de aterrizaje. La velocidad de referencia utilizada fue la establecida en los SOPs de  $131 \pm 10$  Kts. La aeronave realizó la toma a 111 kts y el sistema antideslizamiento no actuó, por lo que se considera que la velocidad de la aeronave durante el aterrizaje no excedió los límites establecidos por el fabricante ni hubo fallos del sistema de frenado que hubieran podido provocar que este sistema antideslizamiento actuara.

Durante la investigación se tuvo acceso a información relativa a la posibilidad de un retorno de presión hidráulica al sistema de frenos proveniente de las reversas cuando éstas se desplegaban. Esto podía provocar un pequeño incremento simétrico en la presión de frenado de la aeronave sin que la tripulación actuara sobre los pedales de freno. Como consecuencia de este fenómeno se emitió en febrero de 2012 de un boletín de servicio (SB-200-32-227) que recomendaba la instalación de una válvula anti-retorno en el sistema hidráulico. La aeronave del incidente no tenía aplicado este boletín de servicio. Tras el incidente y en contacto con el fabricante, el operador realizó varias inspecciones sobre el sistema de frenos. Una de ellas consistía en actuar sobre las reversas, con la aeronave sobre gatos hidráulicos para poder comprobar si afectaba al giro de las ruedas del tren de aterrizaje. Estas comprobaciones se realizaron con el tren de aterrizaje cambiado tras el incidente pero los resultados fueron satisfactorios y no se apreciaron evidencias de retorno de presión hidráulica a los frenos. No obstante el operador informó que, independientemente de estos resultados, había decidido aplicar el Boletín de Servicio anteriormente citado.

Durante el análisis de los datos extraídos del DFDR se observaron cambios en la presión de frenos dos segundos antes de que las reversas se activaran independientemente del momento en que se hiciera, durante la fase de rodaje en el aeropuerto de salida o durante la carrera de aterrizaje. Esto podía corresponder al retorno de presión del despliegue de reversas al sistema de frenos. Se comprobó que durante la fase de rodaje, aplicando las reversas independientemente sólo existían esos picos de presión cuando se desplegaba la reversa derecha, coincidente con que, según la configuración del sistema hidráulico, sólo el sistema hidráulico derecho actuaba tanto sobre reversa derecha como sobre el sistema de frenos. Los picos de presión correspondían a lo establecido por el fabricante como presión de "clamp up" (entre 185 y 200 psi) y duraban un segundo. Los picos de presión también fueron identificados en la prueba de reversas (reversa derecha) realizada durante el rodaje, antes del vuelo. Por otro lado también se comprobó que, cada vez que el tren de aterrizaje era replegado o desplegado, había un aumento de

presión en los frenos. Esto correspondía a la función antirotación de la que disponía la aeronave, establecida por diseño, que detenía el giro de las ruedas antes de que el tren saliera o entrara en su alojamiento y no influyó en el incidente.

En el momento del aterrizaje se observó, en los datos DFDR que, tras la activación de los sensores WOW del tren de aterrizaje principal y de morro, hubo un incremento simétrico de la presión de frenado de **218 y 211 psi**, sin que se registrara acción alguna sobre los frenos por parte de la tripulación, probablemente procedente del retorno de fluido hidráulico del despliegue de las reversas. No obstante no se ha relacionado este aumento de presión con el origen del desvío de la aeronave.

Dos segundos después de este incremento de simétrico presión tuvo lugar la activación simultánea de las reversas a potencia máxima, con velocidad indicada de 99 kt y rumbo magnético de 247°, esto es, con velocidad adecuada y centrados en la pista (250°). Un segundo después la presión de freno izquierdo se incrementó durante un segundo a un valor de **428 psi** frente un valor de **162 psi** en el derecho. La acción registrada sobre los pedales de freno indicaba una deflexión de 1,914° en el pedal izquierdo frente a 0,188° en el derecho. La aeronave tenía entonces una velocidad indicada de 91 kt. Este incremento de presión representa el *inicio del cambio de rumbo* de la aeronave desde los 248° a los 230° de posición final de la aeronave, momento al que se hará referencia en otros apartados del análisis.

Por otro lado, en relación con el sistema de frenos, otra de las inspecciones realizadas tras el incidente consistió en la medición del espesor remanente de las pastillas de carbono de los frenos. Según informó el operador, en el AMM no existían referencias de diferencias máximas admisibles de vida para los 4 frenos instalados ni se habían recibido reportes de la tripulación de que los frenos fuesen más efectivos de un lado que de otro. No obstante, aunque los resultados obtenidos estaban dentro de los límites establecidos por el fabricante, se observaba que existía diferencia entre los frenos de la rueda derecha y de la izquierda, estando más próximos a llegar al final de su vida útil los correspondientes a la rueda derecha. Esto pudo contribuir a la eficacia de la frenada cuando la tripulación quiso corregir la desviación de la aeronave hacia la izquierda.

### 2.2.3 Actuación del timón de dirección

El timón de dirección se actúa mediante los pedales de piloto/copiloto que están interconectados. La efectividad aerodinámica del timón de dirección, según información del fabricante, se pierde por debajo de los 80 kts. Por debajo de esta velocidad el control direccional sólo puede conseguirse con la deflexión de la rueda de morro o con la frenada diferencial. No se encontraron anomalías en la inspección del timón tras el incidente y había continuidad en los mandos que variaban el margen del recorrido del timón. El sistema que se activa sólo en caso de empuje

asimétrico (Rudder Bias) no actuó. De acuerdo con los datos del DFDR tras la activación del sensor WOW de la pata de morro, a 108 kts de velocidad indicada, se registró una primera aplicación de pedal del timón hacia la izquierda de 4,254° sin efecto inmediato en el cambio de trayectoria de la aeronave.

Durante los dos segundos siguientes al despliegue de las reversas hubo deflexión del timón de dirección hacia la izquierda de 5,339° y 4,105°. No obstante no implicó una desviación de rumbo en la aeronave, probablemente por el efecto del "Rudder Blanking". Tres segundos después de la activación de las reversas (un segundo después de la aplicación de freno izquierdo de **428 psi** origen del cambio de rumbo) se deflectó el timón de dirección 8,616 ° hacia la derecha (máxima posición alcanzada durante la carrera de aterrizaje), probablemente para corregir la trayectoria de la aeronave. En ese momento la aeronave tenía 79 kts de velocidad indicada, inferior a la velocidad aerodinámica mínima para que el timón fuera efectivo por lo que ya no hubo control direccional con esta superficie aerodinámica. Se ha descartado por tanto que el efecto del "*Rudder Blanking*", si lo hubo, afectara a la salida de pista de la aeronave. Cabe destacar que dos segundos después de la aplicación de frenada asimétrica a la izquierda (origen del desvío) la aeronave tenía 79 kts de velocidad indicada por lo que el timón de dirección no tenía efectividad.

### 2.2.4 Actuación del control de dirección de la rueda de morro (NWS)

El movimiento de dirección de la rueda de morro se proporciona a través del sistema NWS (*Nose Wheel Steering*). El piloto controla el sistema de dirección con los pedales, manejando un ángulo de  $\pm 3^\circ$  que se alcanza con plena deflexión de los mismos. Cualquier fallo en el sistema NWS se detecta por el canal de monitorización el cual cambia el sistema al modo "bypass" (fallo pasivo). No hubo avisos de fallos de este sistema ni fallos detectados en el sistema como consecuencia de inspecciones posteriores a excepción del brazo de anclaje que contenía el tercer WOW, lo cual no afectaba a este sistema. No obstante, la actuación de la tripulación sobre los pedales no dio como resultado ninguna respuesta de la aeronave que corrigiera el desvío de la trayectoria. No se ha podido determinar por qué este sistema no actuó adecuadamente ayudando a corregir la trayectoria de la aeronave.

### 2.2.5 Tripulación y análisis del vuelo.

El día del incidente el copiloto era el piloto a los mandos. Era el primer y único vuelo del día y su primer vuelo tras un periodo vacacional. El último vuelo del comandante previo al del incidente había tenido lugar el día 13 de septiembre. Por ello se considera que los miembros de la tripulación no estaban sometidos a efectos de fatiga.

Según su declaración y lo analizado en el DFDR y CVR el vuelo se realizó con

normalidad y de acuerdo a los SOPs de la compañía. El comandante estuvo muy pendiente del vuelo monitorizando las acciones del copiloto. La información meteorológica utilizada en la aproximación coincidía con la proporcionada para las condiciones existentes en ese momento con nubosidad escasa.

La tripulación configuró la aeronave para el aterrizaje y realizó la lista de comprobación de "Before Landing" ("Antes de Aterrizar") alcanzando los 1000 ft de altura AGL. El comandante volvió a recordar uno por uno los ítems principales de la lista, antes de llegar a los 1000 ft. En la fase final de la aproximación la tripulación mantuvo 141 kts. La tripulación fue autorizada por la torre de control a aterrizar, la pista en servicio a la que la tripulación fue autorizada era la 25R. El viento era del noroeste (310°) y estaba en calma (3°).

Antes de la toma el tren de aterrizaje izquierdo contactó de forma instantánea (1 segundo) con el terreno provocando el despliegue de los aerofrenos. Cuatro segundos después se produjo la activación de ambos WOW del tren principal izquierdo y derecho, y a continuación el WOW del tren de morro. Cuatro segundos más tarde se activaban las reversas y tres segundos después se producía el incremento de presión de freno **428 psi en el freno izquierdo** frente un valor de **162 psi** en el derecho, origen del inicio repentino del desvío de la aeronave desde los 248° a los 230°.

La tripulación iba a realizar la salida de pista por una de las salidas rápidas situadas a la derecha, para posteriormente dirigirse al aparcamiento de la terminal aviación ejecutiva, por lo que, en consonancia con la secuencia de conversaciones contenida en el CVR, se ha descartado una actuación voluntaria de la tripulación que contemplara anticipar su salida.

#### 2.2.6 Respuesta de la aeronave a la reacción de la tripulación

A partir del momento en el que la aeronave varió bruscamente su trayectoria, se produjeron diferentes acciones de la tripulación sobre los sistemas de control direccional de la aeronave sin respuesta aparente de ésta.

Un segundo después el pedal de freno derecho tuvo una deflexión de 2,263° que se traducía en una presión de frenado de 385 psi a la derecha frente a 210 psi a la izquierda. No se apreciaron cambios en la trayectoria de la aeronave. La velocidad indicada registrada entonces fue de 87 kt. En el siguiente segundo se registraron dos acciones: actuación sobre el pedal del timón de dirección (deflexión de dicho timón de 8,616° a la derecha) y mayor presión diferencial sobre el sistema de freno derecho de 603 psi frente a 215 psi en el sistema izquierdo. Esta actuación no tuvo respuesta de la aeronave. La velocidad registrada entonces fue de 68 kts por lo que se considera que en ese momento el timón de dirección ya no producía ningún

control direccional aerodinámico sobre la aeronave (efectividad del timón por debajo de los 80 kts). La frenada diferencial a la derecha se mantuvo durante dos segundos adicionales, acompañada de una acción sobre los pedales del timón de dirección a la derecha. A partir de ese momento se registraron acciones de frenada de magnitud simétrica, aunque la deflexión del pedal del timón se mantuvo a la derecha hasta que se produjo la salida de pista.

En general no se ha podido determinar cómo una aplicación del freno izquierdo de un segundo pudo originar un cambio de trayectoria tan repentino sin opción de corrección a pesar de los intentos de la tripulación. Si bien estos intentos no fueron excesivamente firmes (como aseguraba el fabricante), el comandante alegó que cuando tuvo la sensación de que la aeronave hizo un movimiento extraño ("coleó"), tomó la decisión de no forzar la corrección de dirección de la aeronave e intentar detener ésta. Se ha concluido que, a partir de la aplicación de la frenada asimétrica (428 psi en el izquierdo frente a 162 psi en el derecho) apenas se tuvo mando aerodinámico sobre el timón de dirección. La frenada asimétrica correctiva no fue efectiva a pesar de alcanzar valores de 603 psi a la derecha frente a 215 psi, lo que probablemente estuviera relacionado con la vida remanente de los frenos aunque éstos estuvieran dentro de límites. Desde que se realizó el incremento de presión de freno izquierdo (origen del cambio de trayectoria) hasta el momento identificado como salida de pista trascurrieron 8 segundos, quizás margen escaso para obtener una reacción efectiva de la aeronave.

El fabricante concluyó que la falta de efectividad de la acción de frenado y de la dirección de la rueda de morro para corregir la desviación se atribuye a una aplicación insuficiente de los controles durante la corrección del desvío de la carrera de aterrizaje.

### 3. CONCLUSIONES

#### 3.1. Constataciones

Una vez analizada toda la información disponible se han establecido las siguientes constataciones:

- La aeronave tenía su documentación válida y en vigor, y tenía aproximadamente 2171 h contando el vuelo del incidente.
- El último vuelo se había realizado el día 13 de septiembre de 2016 sin reporte de anomalías.
- La última revisión de mantenimiento se había realizado el 19 de septiembre de 2016 cuando la aeronave contaba con 2167:57 h.
- No había habido reportes anteriores sobre un funcionamiento anormal del sistema de frenos sobre esta aeronave.
- El comandante tenía su licencia, habilitación y certificados médico válido y en vigor y 2365 h de experiencia en el tipo.
- El copiloto tenía su licencia, habilitación y certificados médico válido y en vigor y 178 h de experiencia en el tipo.
- El personal de control tenía sus licencias y habilitaciones necesarias y anotaciones de unidad requeridas, válidas y en vigor.
- El nivel de fricción de la pista y la señalización horizontal no contribuyeron al suceso.
- No se encontró FOD durante la inspección de la pista realizada tras el incidente.
- El brazo de anclaje encontrado roto tras el incidente no contribuyó a que se produjera el incidente ni al control direccional posterior de la aeronave.
- No se encontraron daños (excepto el brazo de anclaje anterior) ni fallos de funcionamiento en los sistemas de control direccional de la aeronave (reversas, sistema de frenado, timón de dirección o control direccional de la rueda de morro (NWS))

- La velocidad de referencia utilizada durante el aterrizaje fue la establecida en los SOPs de  $131 \pm 10$  Kts.
- La aeronave realizó la toma a 111 kts, dentro de los límites establecidos.
- Las reversas actuaron a plena potencia durante toda la carrera de aterrizaje y salida de la pista.
- En la documentación de la aeronave se establece que no debe excederse la potencia al ralenti de la reversas por debajo de 60 kts.
- El timón pierde toda su efectividad sobre el control direccional de la aeronave por debajo de 80 kts de velocidad indicada.
- Debido a la activación momentánea del WOW del tren de aterrizaje izquierdo se desplegaron los aerofrenos. La aeronave entró ligeramente inclinada hacia la izquierda.
- El fabricante había emitido un Boletín de servicio (SB-200-32-227) en 2011 que contemplaba la posibilidad de un retorno de presión hidráulica al sistema de frenos proveniente de las reversas cuando éstas se desplegaban
- Este Boletín de servicio no estaba aplicado en la aeronave del incidente.
- Durante el despliegue de las reversas hubo un incremento simétrico de la presión de frenado de 218 y 211 psi, sin que se registrara acción alguna sobre los frenos por parte de la tripulación.
- No se ha relacionado este aumento de presión con el origen del desvío de la aeronave.
- No hubo avisos en el EICAS de fallos en el sistema de frenos o de activación del sistema antideslizamiento.
- Tres segundos después de la activación de las reversas, el DFDR registró una deflexión del pedal de freno izquierdo de  $1,914^\circ$  que correspondió a un incremento de la presión de freno (durante un segundo) a un valor de 428 psi, frente una deflexión del pedal de freno derecho de  $0,188^\circ$  y 162 psi de presión en ese mismo freno, momento identificado como inicio del cambio repentino de rumbo.
- Se descarta por tanto el efecto del "Rudder Blanking" como desencadenante del incidente.

- Dos segundos después se deflectó el timón de dirección 8,616 ° hacia la derecha. En ese momento la aeronave tenía 79 kts de velocidad indicada por lo que el mando sobre el timón de dirección no tenía efectividad.
- La tripulación realizó en los segundos 2 y 4, tras el origen del desvío, frenadas asimétricas hacia la derecha alcanzando valores de 263 psi en la presión del freno izquierdo frente a 603 psi en el derecho, con deflexiones de pedal de freno de 0,495° y 4,765° respectivamente, sin respuesta de la aeronave, y a continuación frenada prácticamente simétrica hasta la salida de pista.
- Las pruebas realizadas sobre el espesor remanente de las pastillas de carbono de los frenos, aunque dentro de límites, reflejaban que estaban más próximos a llegar a su vida útil los correspondientes a la rueda derecha.
- Desde que se realizó el incremento de presión de freno izquierdo (origen del cambio de trayectoria) hasta el momento identificado como salida de pista transcurrieron 8 segundos.
- El viento era del noroeste (310°) y estaba en calma (3°). No influyó en el incidente.
- Esta Comisión considera que la frenada diferencial no fue tan significativa como para generar el repentino desvío.
- Asimismo se considera que la tripulación tuvo muchas dificultades para gobernar la aeronave a pesar de sus intentos para corregir la trayectoria de ésta.
- Durante la investigación no se ha podido determinar lo que motivó tal desvío ni la falta de efectividad de los sistemas de la aeronave.

### **3.2. Causas**

La causa probable del incidente fue la incapacidad de mantener el eje de la pista durante la carrera de aterrizaje tras la aplicación de los frenos experimentando frenada diferencial, saliendo la aeronave por el lateral de la pista. Durante la investigación se identificaron varias actuaciones de la tripulación para contrarrestar este desvío pero no hubo una respuesta efectiva sobre la dirección de la aeronave.

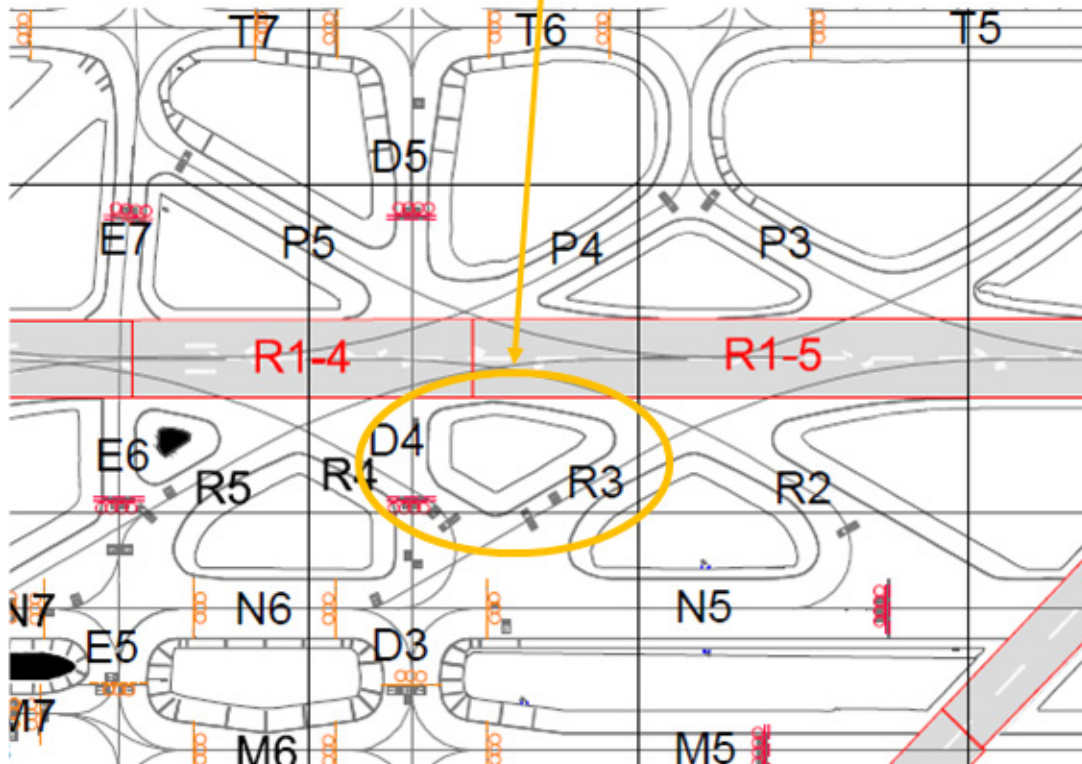
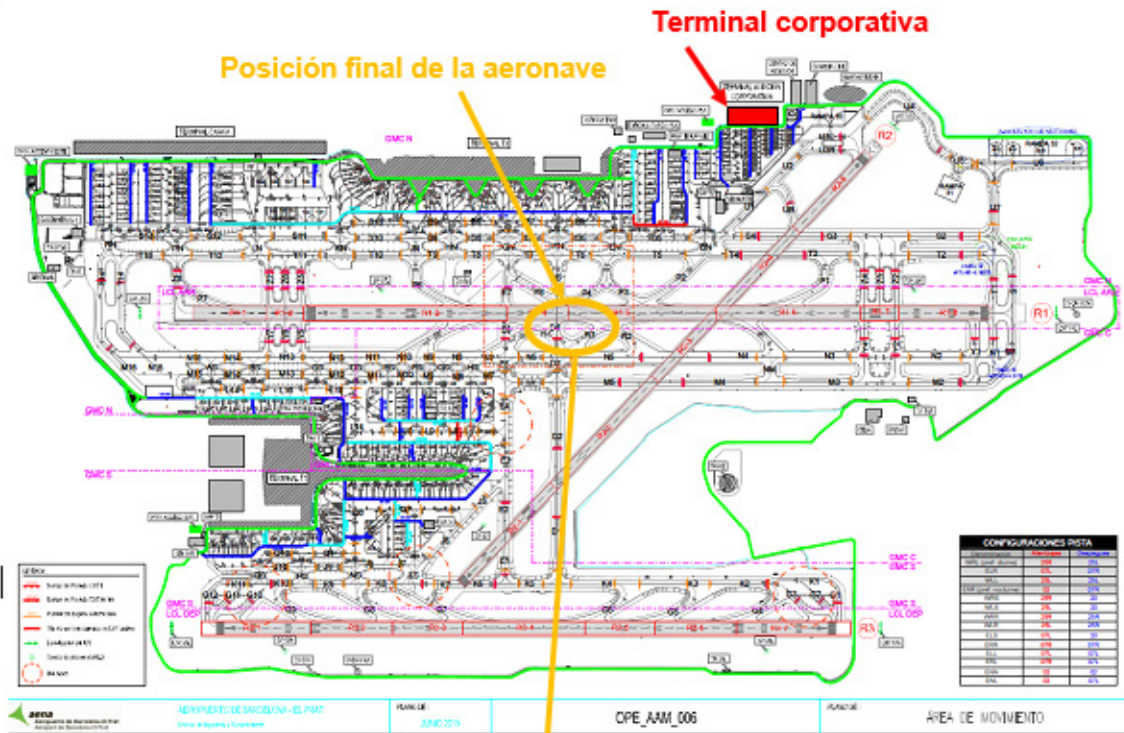


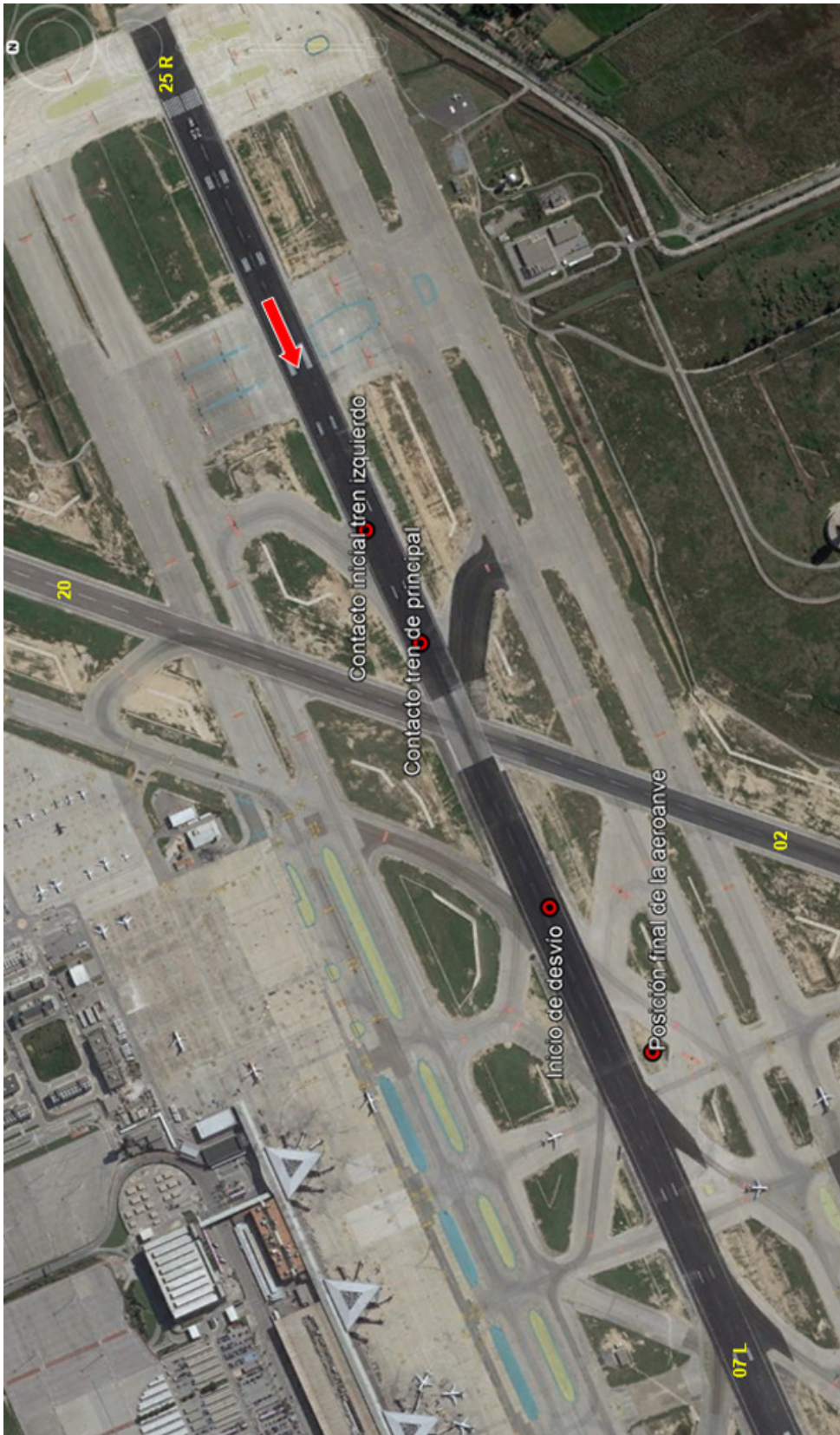
#### **4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL**

Una vez analizado el incidente, sin determinar los motivos explícitos que generaron la causa ni la ausencia de efectividad de los sistemas de la aeronave, se ha considerado no emitir ninguna recomendación de seguridad al respecto. El operador manifestó que aplicaría el boletín de servicio (SB-200-32-227) relativo al retorno de presión de reversas hacia los frenos, por lo que no cabe recomendación dirigida al operador. Por otra parte no se ha podido determinar un malfuncionamiento explícito de los sistemas de la aeronave como para emitir recomendación al fabricante, pero éste ha estado analizando los datos en paralelo con la Comisión para contribuir al esclarecimiento de la causa y es conocedor de este incidente, lo cual le permite seguir indagando en las mejoras oportunas.

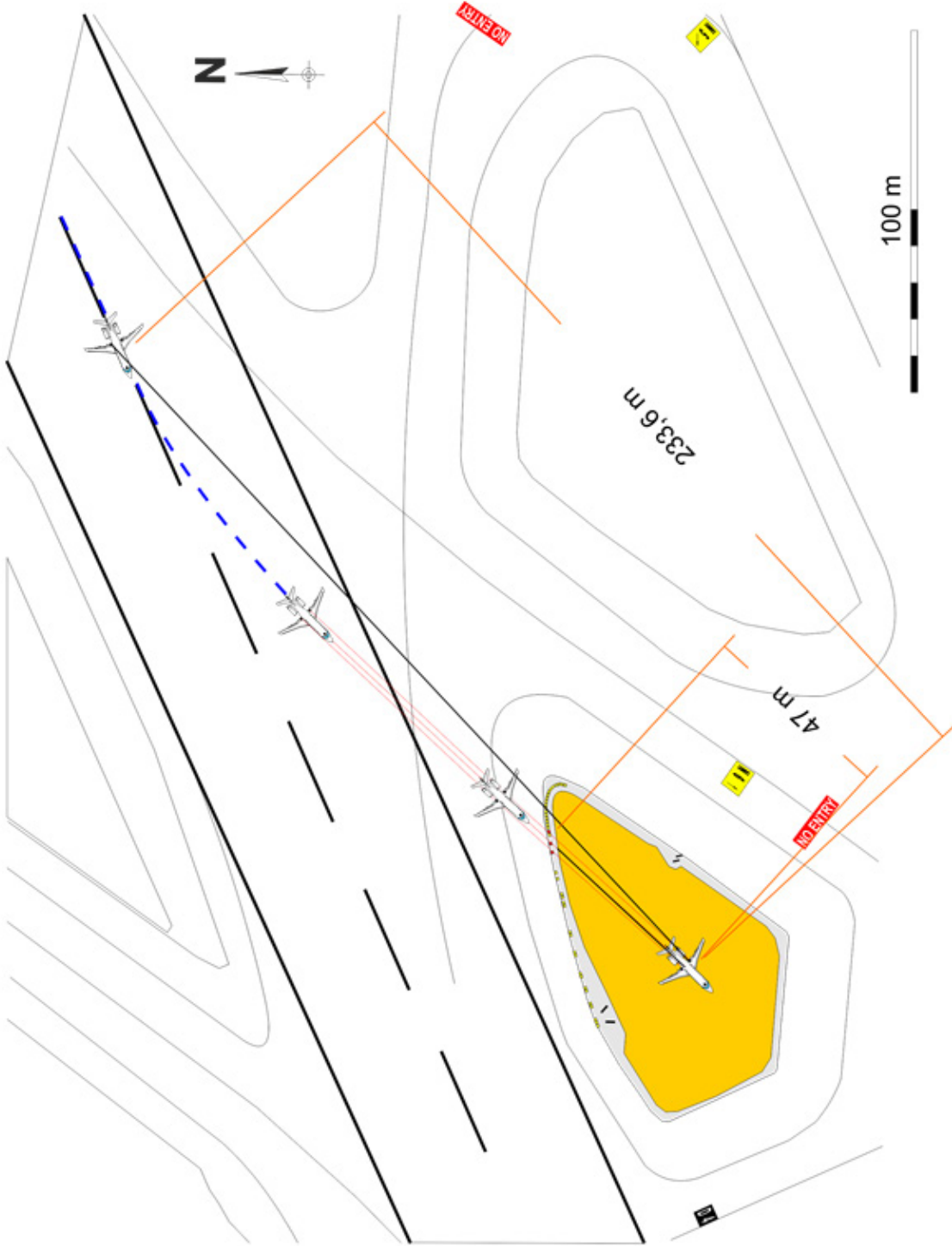
# **APÉNDICE 1:**

## **TRAYECTORIA REALIZADA Y HUELLAS DURANTE EL IMPACTO**





Fotografía aérea del aeropuerto con el sentido del aterrizaje y la posición final de la aeronave  
Imagen obtenida del google earth



Croquis de la trayectoria realizada por la aeronave y sus huellas

## **APÉNDICE 2:**

### **INFORMACIÓN SOBRE EL RETORNO DE PRESIÓN HIDRÁULICA AL SISTEMA DE FRENOS**



BREAKFAST MINUTES

May 8, 2009

### **G200® (ATA 32): Brakes Apply When Right Thrust Reverser Is Deployed**

By John Deputy, G200/G250 Model Manager

A G200 operator reported that when the right thrust reverser (T/R) was deployed, brake pressure would be applied without crew input.

Gulfstream Technical Operations was contacted concerning this anomaly. They provided an Engineering Order (EO) to the operator to install a check valve in the return port of the parking brake valve. The respective check valve (P/N CV26-72) was ordered and installed, resolving the condition.

When the right T/R is deployed, a pressure rise is generated in the hydraulic return line. This is normally unnoticed by the crew unless there are contributing factors (such as air in the hydraulic system or wear in the valves) that cause this pressure rise to be experienced as a momentary pressure spike rather than a steady rise.

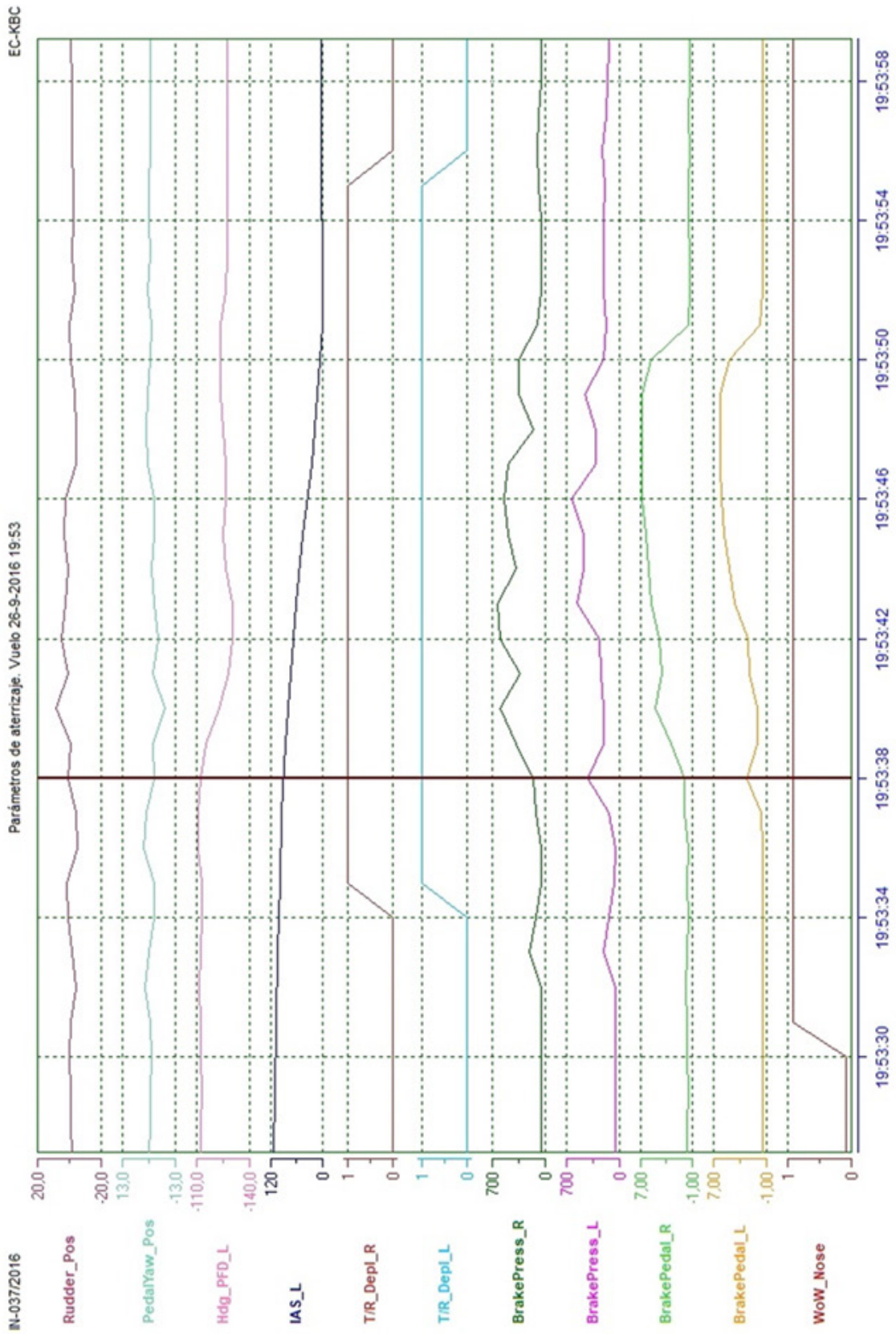
It should be noted that this condition is not present on all G200 aircraft. However, on those that do encounter it, the check valve can be installed in accordance with the EO attached to drawing 4AS7140030-005A01.

If assistance is needed, contact Gulfstream Customer Support – Technical Operations at 1-800-810-GULF (4853), 912-965-4178, or [midcabin.techops@gulfstream.com](mailto:midcabin.techops@gulfstream.com).

## **APÉNDICE 3:**

### **GRÁFICO DFDR**





WoW_Nose	WoW_Main	WoW_Main	Rudder_PcPedalYaw	Hdg_PFD	Hdg_PFD	T/R_Depl_L	T/R_Depl_R	Thrust	Thrust	BrakePed	BrakePed	BrakePress_L	BrakePress	IAS_L	IAS_R
			degrees	degrees	degrees					Degrees	Degrees	PSI	PSI	knots	knots
WOW OFF	WOW OFF	WOW OFF	-1,78	-0,027	246,4	245,7	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	0,2	0,4	-0,477	0,049	64	58	121
WOW OFF	WOW ON	WOW OFF	-1,27	-0,49	246,4	245,7	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	0,2	0,4	-0,472	0,049	64	57	119,5
WOW OFF	WOW OFF	WOW OFF	-1,704	0,04	247,1	246,1	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	0,2	0,4	-0,481	0,035	57	56	117,5
WOW OFF	WOW OFF	WOW OFF	-1,812	-0,101	247,5	246,4	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	0,2	0,4	-0,486	-0,198	57	53	116
WOW OFF	WOW OFF	WOW OFF	-1,183	-0,503	247,5	246,4	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	0,2	0,4	-0,481	-0,198	58	55	113
WOW OFF	WOW ON	WOW ON	-0,77	-0,865	247,1	246,4	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	0,2	0,4	-0,491	-0,458	58	51	111,5
WOW OFF	WOW ON	WOW ON	-0,109	-1,1	247,5	246,4	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	0,2	0,4	-0,491	-0,165	58	53	109,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-0,727	-0,765	247,9	246,8	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	0,2	0,4	-0,491	-0,226	60	55	107
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-4,254	1,999	248,2	247,5	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	0,2	0,4	-0,486	-0,035	60	56	105,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-1,931	-0,154	247,9	247,1	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	-3,5	-3,7	-0,491	-0,184	218	211	103,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	1,139	-2,381	247,1	246,4	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	-3,9	-3,7	-0,491	-0,37	140	119	100,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	1,704	-2,287	247,1	246,4	ACTIVE	ACTIVE	-13,7	-13,7	-0,486	-0,258	63	55	99
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-5,339	2,77	248,9	247,9	ACTIVE	ACTIVE	-13,9	-13,7	-0,491	-0,467	61	52	96,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-4,015	1,046	248,9	248,2	ACTIVE	ACTIVE	-13,9	-13,7	-0,267	0,305	147	119	94
WOW ON	WOW ON	WOW ON	1,15	-2,388	247,9	246,8	ACTIVE	ACTIVE	-13,9	-13,7	1,914	0,188	428	162	91
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-0,749	-1,878	245	243,6	ACTIVE	ACTIVE	-13,9	-13,7	0,309	2,263	210	385	86,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	8,616	-7,505	237	235,9	ACTIVE	ACTIVE	-13,9	-13,9	0,495	4,765	215	603	79
WOW ON	WOW ON	WOW ON	0,543	-2,079	232	231	ACTIVE	ACTIVE	-13,9	-13,9	1,565	3,751	237	333	75
WOW ON	WOW ON	WOW ON	4,818	-4,232	229,6	228,5	ACTIVE	ACTIVE	-13,9	-13,9	1,709	4,026	263	603	68
WOW ON	WOW ON	WOW ON	2,246	-2,911	229,6	228,9	ACTIVE	ACTIVE	-13,9	-13,9	3,826	5,449	567	635	62,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	0,673	-1,127	233,4	233,1	ACTIVE	ACTIVE	-13,9	-12,7	4,575	5,691	478	388	55,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	3,342	-2,435	235,2	234,1	ACTIVE	ACTIVE	-13,9	-12,7	5,342	6,217	469	497	47,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	2,268	-2,388	233,8	233,1	ACTIVE	ACTIVE	-13,9	-12,7	5,812	6,714	633	539	38,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-3,82	0,644	233,4	232,7	ACTIVE	ACTIVE	-13,7	-12,3	6,086	6,817	318	486	24
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-4,34	1,429	234,8	234,1	ACTIVE	ACTIVE	-13,4	-12,3	6,035	6,779	309	158	16,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-3,364	0,557	236,2	235,5	ACTIVE	ACTIVE	-13,2	-12,3	6,021	6,784	454	346	12
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-0,445	-0,939	236,6	235,9	ACTIVE	ACTIVE	-13,2	-12,3	4,64	5,268	213	353	5,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	0,141	-1,019	236,2	235,5	ACTIVE	ACTIVE	-13,2	-12,3	-0,002	-0,458	167	101	0
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-3,277	0,543	233,4	232,4	ACTIVE	ACTIVE	-13,2	-12,3	-0,491	-0,491	215	60	0
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-1,888	-0,349	232,7	232	ACTIVE	ACTIVE	-13,2	-12,3	-0,491	-0,491	204	57	0,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-2,3	-0,201	232,7	232	ACTIVE	ACTIVE	-13,2	-12,7	-0,491	-0,486	202	56	0
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-2,181	-0,168	232,7	232	ACTIVE	ACTIVE	-0,5	17,1	-0,486	-0,486	199	95	2,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-1,639	-0,429	232,7	232	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	7,4	0,7	-0,491	-0,495	226	100	2,5
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-1,563	-0,402	232,7	232	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	0,4	0,4	-0,486	-0,486	169	90	3
WOW ON	WOW ON	WOW ON	-1,552	-0,443	232,7	232	NOT ACTIVE	NOT ACTIVE	0,4	0,4	-0,495	-0,491	166	51	2,5

- Leyenda
- WOW tren de aterrizaje principal
  - WOW tren de morro
  - Activación y desactivación de las Reversas
  - Inicio del desvío
  - Acción sobre la aeronave para corregir el desvío

# **APÉNDICE 4:**

## **HUELLAS DE LA SALIDA DE PISTA**

